

美国用于空间站辐射器中的热控涂层*

王旭东 何世禹 杨德庄 魏鹏飞

(哈尔滨工业大学空间材料与环境工程实验室 哈尔滨 150001)

文 摘 综述了六种美国可用于空间站辐射器中的热控涂层。从涂层的性能、价格、质量以及成熟性研究,对这六种热控涂层进行了评价。结果表明,Z-93型热控涂层最适合用于空间站的辐射器中,镀银F-46薄膜型热控涂层次之。

关键词 热控涂层,空间站,性能,价格,质量,成熟性

Thermal Control Coatings for Radiators on Space Stations of USA

Wang Xudong He Shiyu Yang Dezhuang Wei Pengfei

(Space Materials & Environment Engineering Lab, Harbin Institute of Technology Harbin 150001)

Abstract A review of six kinds of thermal control coatings available for radiators on space stations of USA is presented. Based on studies of its properties, cost, quality and maturity, six thermal control coatings are evaluated. It is concluded that the Z-93 is the most suitable coating for the radiators on space stations and the silver-plated F-46 film is the second.

Key words Thermal control coating, Space station, Property, Cost, Quality, Maturity

1 引言

热控涂层是航天器被动热控制系统中的重要组成部分,它可以通过自身的热物理特性即太阳吸收比(α)和发射率(ϵ)来调节控制航天器表面的温度。从国内外已经发射的航天器的故障分析可以发现,因热控涂层的故障导致任务失败的概率是很小的,但热控涂层在空间环境下的退化却限制了航天器的在轨工作寿命。特别是在我国,热控涂层的发展水平已经成为我国发展空间站的制约因素之一。本文根据大量文献,对美国用于空间站辐射器中的热控涂层进行了分析和对比,以便为我国将来空间站中热控涂层的使用提供信息。

使用在空间站辐射器中的热控涂层应该具有低吸收—发射比(α/ϵ),即低太阳吸收比和高发射率。

同时美国对用于空间站辐射器中的热控涂层还有严格的寿命要求,涂层的地面存储寿命要达到10年,涂层在低地球轨道环境中的运行寿命要达到30年。满足上述要求的低 α/ϵ 型热控涂层可以分为以下三个方面:(1)白漆;(2)二次表面镜型涂层;(3)陶瓷类保护层。其中,白漆类涂层包括Z-93、YB-71和S13G/LO-1;二次表面镜型涂层包括镀银F-46薄膜和光学太阳反射器(OSR);陶瓷类涂层即硫酸阳极化处理的铝阳极氧化涂层。

2 热控涂层的性能分析

2.1 镀银F-46薄膜型热控涂层

镀银F-46薄膜涂层的额定光学性能值为 $\alpha = 0.08$, $\epsilon = 0.80$, $\alpha/\epsilon = 0.10$ 。聚四氟乙烯薄膜的厚度增加时,涂层的发射率要增加。镀银F-46薄

收稿日期:2001-07-03;修回日期:2001-10-22

*国家重点基础研究专项经费资助课题:G19990650

王旭东,1974年出生,博士研究生,主要从事热控涂层、空间材料学等方面的研究工作

膜的优点在于低 ρ/μ 比,易于粘贴,并且这种涂层在很多的航天器上都得到了使用,具有丰富的使用经验。镀银 F-46 薄膜的缺点在于在低地球轨道中会受到原子氧的侵蚀,这种涂层在低地球轨道中服役 30 年涂层的厚度会减少 0.127 mm,涂层发生严重的质量损失,因此聚四氟乙烯薄膜的厚度至少要达到 0.254 mm 以防止涂层的质量损失^[1]。在镀银 F-46 薄膜的外表面粘贴一层厚度为 1 μm ~ 5 μm 的石英玻璃可以减少由于原子氧侵蚀引起的质量损失。在美国,聚四氟乙烯薄膜厚度为 0.127 mm 的镀银 F-46 薄膜的售价是 3.2 $\$/\text{dm}^2$,聚四氟乙烯厚度为 0.254 mm 的镀银 F-46 薄膜的售价为 6 $\$/\text{dm}^2$ 。镀银 F-46 薄膜的粘贴工作是十分费时的,需要熟练的技术工人,可以达到 6.6 dm^2/h 。镀银 F-46 薄膜最为优越的特性在于它易于粘贴在曲面以及不规则的航天器表面上^[2]。

加工处理工艺上的差别会使镀银 F-46 薄膜的发射率不同,涂层太阳吸收比的不同是由涂层制备过程中沉积银的过程引起的。另外,银如果变暗也会引起涂层的太阳吸收比发生变化^[3]。镀银 F-46 薄膜的污染是比较容易清洗的,使用不带有棉绒的粗棉布沾着异丙醇、甲醇、乙醇、丙酮或者是乙酸就可以将污染物清除。如果涂层上的污染物不被清除,在空间环境条件下污染物会同聚四氟乙烯反应,使涂层的光学性能发生退化并且使涂层发生质量损失。从美国“长期暴露设施”(LDEF)的实验结果来看,如果在涂层制备过程中粘结剂使用过多,过多的粘结剂就会在原子氧环境中变成褐色,使涂层的太阳吸收比显著升高^[4]。

在低地球轨道中,镀银 F-46 薄膜的表面要发生严重的表面反应,这种表面反应是由于涂层暴露于原子氧环境中引起的。在 550 km 的轨道上,由于原子氧的侵蚀作用预计镀银 F-46 薄膜的质量损失每年会达到 2.54 μm 。对于运行时间为 30 年的空间站,镀银 F-46 薄膜的质量损失会达到 76.2 μm 。同时考虑到引起质量损失的其他因素,例如污染以及多种空间因素的合成作用,如果不使用石英玻璃保护层,30 年间镀银 F-46 薄膜的质量损失就会达到 0.127 mm^[5]。镀银 F-46 薄膜中的银层容易受到原子氧的氧化作用。即使有聚四氟乙烯薄膜保护,通过原子氧的扩散作用以及当涂层受到微流星和空间

宇航材料工艺 2002 年 第 1 期

碎片的撞击损伤后使银层直接外露于空间环境时,原子氧都可以使银层很快地变黑,使涂层局部区域的光学性能发生退化。在 LDEF 的空间暴露试样上,发现了在微流星和空间碎片撞击形成的孔眼周围出现了黑色的圆环^[5]。

镀银 F-46 薄膜受原子氧侵蚀的程度与涂层被放置的方位有着很大的关系,即涂层是面向原子氧撞击还是背向原子氧撞击。例如:“返回式太阳活动高年探测卫星”(SMS)的镀银 F-46 薄膜在经过空间暴露实验后,出现了明显的裂化和变黄现象,涂层的光学性能受到了严重的影响^[6];然而从 STS-5 和 STS-8 的返回数据来看,镀银 F-46 薄膜并没有发生明显的退化^[7],原因在于在“返回式太阳活动高年探测卫星”上,镀银 F-46 薄膜是被放置在面向原子氧撞击一侧,而 STS-5 和 STS-8 上的镀银 F-46 薄膜受到了运载舱的屏蔽保护,被放置在背向原子氧撞击一侧。带有石英玻璃保护层的镀银 F-46 薄膜在热循环后出现了龟裂,尽管出现了龟裂,在原子氧的作用下带有石英玻璃保护层的镀银 F-46 薄膜的质量损失仍然会明显减少。

2.2 Z-93 型热控涂层

Z-93 型热控涂层是 1963 年美国 ITRI 研究院在马歇尔空间飞行中心的资助下开发出的白漆涂层。Z-93 型热控涂层的质地坚硬、厚度值大约为 0.127 mm,额定光学性能为 $\rho_s=0.15$, $\rho_v=0.90$, $\rho_{\lambda}=0.17$ 。这种涂层是以 ZnO 作为颜料,以 K_2SiO_3 作为粘结剂。 K_2SiO_3 具有较好的透光性,而且包膜厚度均匀,结构致密^[8]。Z-93 型热控涂层的售价为 216 $\$/\text{dm}^3$,1 dm^3 Z-93 涂料的涂覆面积大约为 96.6 dm^2 ,即 Z-93 型涂层的售价为 2.26 $\$/\text{dm}^2$ 。Z-93 型热控涂层是采用传统的喷涂方法进行涂覆,涂覆工作并不象镀银 F-46 薄膜的工作量那么大,对涂覆、固化和检验这样的工艺流程来说,可以达到 9.3 dm^2/h ^[9]。涂层在固化之后具有了一定的硬度,能够在加工以及在热循环过程中防止脆性龟裂的出现。

在对 Z-93 型涂层进行涂覆时,首先要对作为基材的金属铝表面进行清洗,接下来要对金属铝表面进行蒸馏水冲洗,然后进行烘干,最后进行喷砂处理,以使表面粗化。在涂覆时,首先要在金属铝表面涂覆一层底漆作为底层,接着再用 Z-93 涂料涂覆

两遍,使涂层的厚度达到 $50.8 \mu\text{m}$ 。然后要对涂层进行不完全的固化,以使涂层和铝基体之间获得初步的附着性。为了获得厚度达 0.127 mm 的涂层,至少还要用 Z-93 涂料涂覆两遍,然后进行再次固化。在涂层的存储过程中,应该使用蒙皮将制备好的 Z-93 型涂层保护起来,并且要放置在干燥的氮气环境中。

Z-93 型热控涂层的优点在于具有很低的吸收—发射比,大量的空间应用和实验数据以及在空间环境中良好的稳定性。它的主要缺点在于 Z-93 型涂层的孔隙率达到 45% ,大的孔隙率使其容易遭受污染,并且污染物不容易被清洗。对于油脂类的污染物,Z-93 型涂层在原子氧的环境中具有自我清洁的能力,因为 LDEF 的实验数据表明,面向原子氧撞击一侧的航天器表面保持着清洁,背向原子氧撞击一侧的航天器表面受到了污染。据推测这是因为原子氧撞击侵蚀油脂类的或者是有机污染物,将它们分解为易挥发的化合物。另一方面,人们也从空间暴露结果推测出如果在紫外线的作用下有机聚合物发生了严重的交联,这样原子氧就不能迅速地同有机聚合物发生作用,从而就不能有效地保持航天器表面的清洁^[10]。LDEF 的实验数据表明,由于污染,Z-93 型热控涂层的颜色和光学性能要发生改变。

原子氧对 Z-93 型热控涂层并没有十分明显的退化作用,这一点已经在 LDEF 和 NASA 刘易斯实验室进行的太阳能动力的辐射器项目中得到了证实^[11, 12]。以往在研究中发现,在真空环境中由于 ZnO 表面吸附氧的脱附,导致了 Z-93 型热控涂层的光学性能发生了退化^[13]。然而在低地球轨道中,由于有原子氧存在,退化的 Z-93 型热控涂层的表面会被重新地白化,使涂层的太阳吸收比降低,使涂层的光学性能得到改善。

据报道,在经过 $5\ 000 \text{ ESH}$ 的紫外线辐照后,Z-93 型热控涂层的太阳吸收比从 0.15 增加到了 0.18 ,发射率始终为 0.92 保持不变^[14]。从 LDEF 和在 NASA-JSC 高速撞击研究实验室进行的太阳能动力的辐射器项目的实验结果来看,Z-93 型热控涂层在抗高速撞击方面表现出了极为出色的性能。高速撞击形成的孔眼的周围区域仍然保持完好,即撞击形成的危害被限制在 2 个撞击孔眼半径的范围,

大约为 5 mm ^[11, 12]。

2.3 YB-71 型热控涂层

YB-71 型热控涂层也是美国 IITRI 研究院在 NASA 马歇尔空间中心的资助下开发出来的白漆涂层。YB-71 型涂层不是以 ZnO 作为颜料,而是以正钛酸锌作为颜料。YB-71 型涂层使用的粘结剂与 Z-93 型涂层使用的粘结剂相同,都是 K_2SiO_3 ,但这两种涂层中颜料所占的质量分数不同,分别为 87.6% 和 81% ,所以 YB-71 型涂层的脆性要大于 Z-93 型涂层。YB-71 型涂层和 Z-93 型涂层的额定吸收率,分别为 0.11 和 0.15 ,发射率分别为 0.88 和 0.92 ,这样 YB-71 型涂层具有更低的吸收—发射比,二者的吸收—发射比分别为 0.125 和 0.163 。YB-71 型涂层和 Z-93 型涂层都具有大约为 45% 的孔隙率,污染同样是这两种涂层的主要问题。

YB-71 型涂层的优点在于具有比较低的吸收—发射比,在空间环境中的稳定性十分好。它的缺点在于涂层的脆性大,价格昂贵,并且容易遭受污染。它的价格为 $1\ 644 \text{ \$/dm}^3$ 。YB-71 型涂层的涂覆厚度要大于 Z-93 型涂层,二者的涂覆厚度分别为 0.203 mm 和 0.127 mm ,所以 1 dm^3 的 YB-71 型涂料的涂覆面积为 60 dm^2 ,即 YB-71 型涂层的价格为 $27.2 \text{ \$/dm}^2$,这大约是 Z-93 型涂层的 12 倍。YB-71 型涂层的涂覆过程与 Z-93 型涂层的涂覆过程相同,但由于 YB-71 型涂层的厚度较厚,所以在对 YB-71 型涂层进行涂覆时需要的工时更多。对 YB-71 型涂层进行涂覆和固化每小时大约可进行 7.8 dm^2 。YB-71 型涂层的价格昂贵,这是一个主要的问题^[15]。

YB-71 型涂层抗原子氧侵蚀的能力很强。从 LDEF 的实验数据来看,原子氧侵蚀对 YB-71 型涂层几乎没有什么影响^[16]。由于 YB-71 型涂层的无机组成,紫外线辐照对 YB-71 型涂层并不是太大的问题。据文献报道,在地面实验中经过 $5\ 000 \text{ ESH}$ 的紫外线辐照后,YB-71 型涂层的太阳吸收比,要从 0.11 增加到 0.13 ,而涂层的发射率不发生变化,仍然为 0.88 ^[15]。

2.4 S13G/LO-1 型热控涂层

S13G/LO-1 型涂层是美国 IITRI 研究院制造的 S-13 系列的第四代白漆涂层,它是以 K_2SiO_3 包覆的 ZnO 作为颜料,以聚甲基硅氧烷作为粘结剂。S13G/LO-1 型涂层的价格为 $761 \text{ \$/dm}^3$, 1 dm^3 的

宇航材料工艺 2002 年 第 1 期

S13G/LO—1 涂料的涂覆面积为 60 dm^2 ,涂覆的厚度为 0.203 mm 。这就相当于涂覆 1 dm^2 的 S13G/LO—1 型涂层的费用为 $12.58 \text{ \$}$ 。这种涂层的涂覆工作要比 Z—93 型涂层和 YB—71 型涂层容易得多,对 S13G/LO—1 型涂层进行涂覆和固化每小时大约可进行 11.6 dm^2 [12]。

在 NASA 刘易斯实验室进行的等离子体灰实验表明,S13G/LO—1 型涂层的 ρ_s 变化很小,光学显微照片表明该涂层出现了极微小的龟裂。该涂层是采用甲基硅氧烷作为粘结剂,估计这种有机粘结剂会与原子氧发生反应。该涂层在经过 5 000 ESH 的紫外线辐照之后,太阳吸收比增加了 0.10。由于在甲基硅氧烷粘结剂中低沸点化合物的存在,预计 S13G/LO—1 型涂层在真空环境下会发生析气现象。该涂层在经过 25 次热循环后涂层的表面轻微变粗,但是并没有出现剥落和龟裂现象 [11]。其污染问题类似于 Z—93 型涂层和 YB—71 型涂层。由于这些白漆涂层的孔隙率大,容易遭受污染,从而使涂层的太阳吸收比升高。S13G/LO—1 型涂层要比 Z—93 型涂层和 YB—71 型涂层容易清洗。

2.5 硫酸阳极化处理的铝阳极氧化涂层

尽管铝阳极氧化涂层的空间使用经验十分有限,但对于长时间运行的空间站来说,它已经成为十分重要的候选涂层。铝阳极氧化涂层的优点在于:(1)质量轻,因为这种涂层的厚度只需要 $25.4 \mu\text{m}$;(2)铝阳极氧化涂层同航天器铝基体间的结合力十分好。铝阳极氧化涂层的原始光学性能值为 $\rho_s = 0.19$, $\rho_e = 0.92$ 。由于氧化铝自身的光学性能就在所要求的范围之内,因此对于铝阳极氧化涂层来说,涂层的光学性能只取决于氧化铝层。纯正的氧化铝对可见光区域的太阳电磁辐射是透过性的,对于红外区域的太阳电磁辐射是非透过性的。铝阳极氧化涂层的价格十分便宜,大约是 $0.32 \text{ \$ / dm}^2$,每小时大约可以对 18.6 dm^2 的热控件进行阳极化处理 [17]。

铝阳极氧化涂层尚未解决的问题在于涂层制备工艺的自动化,涂层性能的可重复性以及这类涂层在真空、紫外线条件下的退化问题。在大面积的热控件上制备铝阳极氧化涂层时,实现涂层光学性能的可重复性是一个十分重要的问题。在进行阳极化时,要保持镀液的温度、阳极化时间以及酸的浓度在一个很小的范围内变化。铝阳极氧化涂层的制备过

程是一个多环节的工艺流程,这其中包括漂洗和涂层的表面预处理,漂洗和涂层的表面预处理会严重影响涂层光学性能的可重复性。

铝阳极氧化涂层的质地密集,能够十分容易地保持涂层的清洁。由于铝阳极氧化涂层的无机组成,预计这种涂层在原子氧环境中应该是十分稳定的。在 NASA 刘易斯实验室进行的太阳能动力的辐射器项目中,铝阳极氧化涂层被暴露于原子氧环境中,结果发现涂层的太阳吸收比和发射率几乎不发生什么变化,同样涂层的表现形貌也没有发生显著的变化 [12]。对铝阳极氧化涂层进行热循环实验,热循环的温度范围是 $-73 \sim +149$,并且每次热循环要在 $+149$ 的温度条件下进行均热处理 15 min ,在经过 10 次 ~ 15 次这样的热循环后,厚度为 $25.4 \mu\text{m}$ 的铝阳极氧化涂层表面出现了龟裂现象,但是氧化铝层并没有出现片状剥落现象 [17]。相对于白漆来说,铝阳极氧化涂层十分薄。氧化铝是一种陶瓷,但是由于铝阳极氧化涂层的厚度太薄,在空间中容易发生绝缘体击穿现象。

2.6 光学太阳反射器(OSR)

OSR 是一种优质的被动热控材料,它对可见光透明且具有高发射率的石英第一表面和对可见光具有高反射率的银第二表面组成。OSR 具有低太阳吸收比和高发射率,并且在空间环境中具有良好的稳定性。据文献 [18] 报道,这种涂层原始的光学性能为 $\rho_s = 0.05$, $\rho_e = 0.83$ 。OSR 的材料费用大约是 $247 \text{ \$ / dm}^2$ 。

OSR 的制备首先是将 7940 号的康宁石英玻璃加工成 0.2 mm 厚的薄片,然后在石英玻璃薄片的背面真空蒸发—沉积上一层 $0.1 \mu\text{m}$ 厚的银层,最后要在银层的表面真空蒸发—沉积上一层 $0.05 \mu\text{m}$ 厚的铬镍铁合金,以保护银层。OSR 表面坚硬,可以防止划痕的出现,然而这种涂层在使用时必须使用胶粘剂将它粘贴在辐射器的表面,每小时涂层的粘贴面积为 5.2 dm^2 。由于石英玻璃的密度很大,所以使用这种涂层就出现了质量大的弊端,这种涂层的污染问题要比其他的任何一种涂层小得多,因为光滑的涂层表面可以十分容易地确保涂层的清洁。在航天器的发射过程中,震动载荷并不是问题,因为在石英玻璃薄片之间具有小小的缝隙,这些小小的缝隙可以使涂层免受震动载荷的影响。

涂层外层的石英玻璃在原子氧环境中具有良好的稳定性,所以可以使石英玻璃背面的银层完全地免受原子氧的侵蚀。预计这种涂层在低地球轨道中是稳定的,然而在微流星和空间碎片的高速撞击作用下,涂层外层的石英玻璃会受到破坏,暴露出来的银层就会受到原子氧的侵蚀。在原子氧的作用下,银会被氧化成黑色,使涂层局部的光学性能受到破坏。这种涂层抗紫外线辐照的能力十分好,在紫外线辐照的作用下,涂层的光学性能不发生变化。这

种涂层在地面存储过程中、在发射过程中以及在轨运行过程中,污染都不是严重的问题。这种涂层在空间使用时,预计要发生一定程度的光学性能退化,这种光学性能的退化主要是由太阳吸收比的升高引起的^[19]。

3 涂层的性能总结和评价

表1为空间环境因素对这六种热控涂层的影响。

表1 空间环境因素对热控涂层的影响

Tab.1 Effects of space environments on thermal control coatings

热控涂层	原子氧	紫外线	真空	微流星和空间碎片	-73 ~ +149 的热循环	污染	静电充电
带有 SiO ₂ 保护层的 0.254 mm 厚的镀银 F-46 薄膜	抗原子氧能力中等,质量损失为 0.127mm	抗紫外线能力一般	可凝挥发物小于 0.1%,总体质量损失小于 1%	抗高速撞击能力不好,撞击处边缘的银受到了原子氧侵蚀,呈现黑色	抗热循环的能力十分出色	可凝挥发物在原子氧和紫外线的共同作用下会使涂层的光学性能发生退化	存在着电击穿问题
Z-93	抗原子氧能力十分出色,质量损失为 0	抗紫外线能力十分出色	待涂层中的水分释放出之后,可凝挥发物为 0,总体质量损失小于 1.5%	抗高速撞击能力好,撞击处边缘有少量涂层脱落	抗热循环的能力十分出色	涂层具有 45% 的空隙率,使涂层容易遭受污染	抗静电充电能力好
YB-71	抗原子氧能力十分出色,质量损失为 0	抗紫外线能力十分出色	待涂层中的水分释放出之后,可凝挥发物为 0,总体质量损失小于 1.5%	抗高速撞击能力好,撞击处边缘有少量涂层脱落	抗热循环的能力十分出色	涂层具有 45% 的空隙率,使涂层容易遭受污染	抗静电充电能力要好于 Z-93 型涂层
SI3G/LO-1	抗原子氧能力差,存在一定量的质量损失	抗紫外线能力好	可凝挥发物小于 0.02%,总体质量损失小于 2.0%	抗高速撞击能力好,撞击处边缘有少量涂层脱落	抗热循环的能力十分出色	涂层具有 45% 的空隙率,使涂层容易遭受污染	抗静电充电能力好
硫酸阳极化处理的铝阳极氧化涂层	抗原子氧能力十分出色,质量损失为 0	抗紫外线能力中等,涂层出现了龟裂并且变黄	可能有水分被释放出来	抗高速撞击能力好,撞击处边缘有少量涂层脱落	抗热循环的能力好,涂层中出现了少量龟裂	污染问题不象白漆涂层那样严重	抗静电充电能力好
光学太阳反射器	抗原子氧能力十分出色,质量损失为 0	抗紫外线能力十分出色	可凝挥发物小于 0.1%,总体质量损失小于 1%	撞击处边缘的银受到了原子氧侵蚀,呈现黑色	抗热循环的能力十分出色	容易保持涂层清洁	抗静电充电能力好

表 2 为热控涂层的性能。表 3 为热控涂层的评比分析,其中涂层的每项技术指标的最高分为 7 分,最低分为 1 分。从评价结果可以看出,Z-93 型热

控涂层最适合用于空间站的辐射器中,镀银 F-46 薄膜型热控涂层次之。

表 2 热控涂层的性能

Tab.2 Properties of thermal control coatings

涂层类型	抗辐照能力	质量面积 /kg·m ⁻²	额定厚度 /mm	清洗性能	抗震动载 荷能力	优点	缺点
带有 SiO ₂ 保护层的 0.254 mm 厚的镀银 F-46 薄膜	好	0.629	0.254	蘸着溶剂可 以十分容易 地擦去脏物	十分好	低 _s 、高 成熟性好 容易粘贴	原子氧条件下发生质损 易出现划痕 抗高速撞击能力差
Z-93	十分好	0.263	0.127	不容易保 持清洁	好	低 _s 、高 成熟性好 容易涂覆 十分稳定	容易被污染 难于清洁
YB-71	十分好	0.419	0.203	不容易保 持清洁	好	低 _s 、高 成熟性好 容易涂覆 十分稳定	容易被污染 难于清洁 价格昂贵 质量大
SI3G/LO-I	好	0.419	0.203	蘸着溶剂可 以十分容易 地擦去脏物	好	低 _s 、高 成熟性好 容易涂覆	不稳定 容易被污染 难于清洁
硫酸阳极化处 理的铝阳极 氧化涂层	十分好	0.039	0.0254	蘸着溶剂可 以十分容易 地擦去脏物	十分好	低 _s 质量小 便宜	涂层性能的重复性差 废弃镀液的处理困难 热循环中出现了少量龟裂
光学太阳 反射器	十分好	0.419	0.203	容易保持 清洁	好	低 _s 、高 成熟性好 稳定	质量大 粘贴时所耗的工时多 价格昂贵

表 3 热控涂层的评比分析

Tab.3 Thermal control coatings rank

涂层类型	性能	价格	质量	成熟性	总分	名次
带有 SiO ₂ 保护层的 0.254 mm 厚的 镀银 F-46 薄膜	6	5	2	7	20	2
Z-93	7	4	6	6	23	1
YB-71	5	2	3	4	14	4
SI3G/LO-I	2	3	5	3	13	5
硫酸阳极化处理的 铝阳极氧化涂层	4	6	7	2	19	3
光学太阳反射器	3	1	1	5	10	7

4 结语

我国热控涂层的研制工作始于 60 年代中期,虽然 30 多年来取得了很大的成就,但热控涂层在空间环境下的退化仍然影响着我国航天器的正常工作和寿命。特别是在我国发展空间站的计划项目中,研制开发空间稳定性好,长寿命的热控涂层已经成为我国航天器热控设计部门和热控涂层研制生产部门所急需解决的课题。本文对美国用于空间站辐射器中的热控涂层进行了全面的技术分析,并从涂层的性能、价格、质量以及成熟性对这些热控涂层进行了评比,希望这会为我国用于空间站计划项目中的长寿命热控涂层的研制和评选提供一些信息。

参考文献

- 1 Knopf P W, Martin R J. Correlation of laboratory and flight data for the effects of atomic oxygen on polymeric materials. AIAA Paper, AIAA—85—1066:1~11
- 2 Michael F, Hitchcock. A review of polymeric satellite thermal control material considerations. SAMPE Journal, 1983; 19(5): 15~18
- 3 Hall D F, Fote A A. 10 year performance of thermal control coatings at geosynchronous altitude. AIAA Paper, AIAA—91—1325:1~12
- 4 Bourassa R J, Gillis J R, Rousslang K W. Atomic oxygen and ultraviolet radiation mission total exposures for LDEF experiments. LDEF—69 Months in Space, First Post-Retrieval Symposium. NASA CP3134, June 2-8, 1991: 634~661
- 5 Banks B. Atomic oxygen interactions with FEP teflon and silicones on LDEF. LDEF—69 months in space, first post-retrieval symposium, NASA CP3134, June 2-8, 1991: 801~816
- 6 Lee A L, Rhoads G D. Prediction of thermal control surface degradation due to atomic oxygen interaction. AIAA Paper, AIAA—85—1065:1~4
- 7 Murphy T J, David K E. Solid film lubricants and thermal control coatings flown aboard the EOIM-3 MD sub-experiment. AIAA Paper, AIAA—94—0473: 1~10
- 8 赵飞明, 张廉正, 曾一兵等. 低太阳吸收率、高发射率有机硅热控涂层进展. 宇航材料工艺, 1998; (3): 12
- 9 Harada Y, Mell R J. Inorganic thermal control coatings: a review. AIAA Paper, AIAA—83—0074:1~8
- 10 Linton R C. Effects of space exposure on thermal control coatings. AIAA Paper, AIAA—92—0795:1~10
- 11 Guillaumon J C. Spacecraft thermal control coatings. LDEF—69 Months in Space, First Post-Retrieval Symposium, NASA CP3134, June 2-8, 1991: 945~960
- 12 Dever J, Slomp W. Evaluation of thermal control coatings for use on solar dynamic radiators in low earth orbit. AIAA Paper, AIAA—91—1327:1~11
- 13 Hagemeyer Jr W A. Surveyor white paint degradation. J. Spacecraft, 1967; 4(6): 828
- 14 Kroes R L. Effects of ultraviolet irradiation on zinc oxide. AIAA Paper, AIAA—70—829:1~16
- 15 Mossman D L, Barsh M K. Ultraviolet and electron irradiation of DC—704 siloxane oil on zinc orthotitanate paint. AIAA Paper, AIAA—82—0865:1~5
- 16 Hurley C J. Long duration exposure facility experiment M0003—5 thermal control materials. LDEF—69 Months in Space, First Post-Retrieval Symposium. NASA CP3134, June 2-8, 1991: 961~974
- 17 Duckett R J, Gilliland C S. Variable anodic thermal control coating on aluminum. AIAA Paper, AIAA—83—1492:1~5
- 18 Hall D F, Fote A A. α measurements of thermal control coatings on the P78—2 (SCATHA) spacecraft. AIAA Paper, AIAA—80—1530:1~11
- 19 Chalmers D R. Solar absorptance degradation of OSR radiators on European communication satellites. AIAA Paper, AIAA—84—1700:1~7

(编辑 马晓艳)

单晶硅掺杂新技术

中子嬗变掺杂硅是将原始单晶硅放入反应堆孔道中进行辐照,从而实现硅材料的磷掺杂,再经过必要的处理后,获得性能优良的N型非本征硅(NTD硅)。它具有常规掺杂硅无法比拟的掺杂均匀性好和精度高的特点。经器件处理后,硅片基区电阻率与设定值的最大偏差为 $\pm 10\%$ 。

中子辐照掺杂方法提高了硅的价位,使原始单晶硅的利用率达到100%,大大提高了经济效益。利用NTD硅大大提高了器件性能和成品率。应用范围逐步扩大,已从大功率器件扩展到中、小功率器件及一般二极管、三极管。

·李连清·