

# 卫星热控涂层地面模拟试验与在轨验证比对分析

刘 刚<sup>1</sup> 王 简<sup>2</sup> 王惠芬<sup>1</sup>

(1 上海卫星装备研究所,上海空间环境模拟与验证工程技术研究中心,上海 200240)

(2 华北电力大学,北京 102206)

**文 摘** 卫星在轨运行期间,热控涂层要经受空间复杂环境效应的影响,其光学和热控性能逐渐下降,影响卫星可靠性和寿命。本文利用卫星搭载技术,完成热控涂层5年的在轨试验,验证空间多因素环境对热控涂层的影响。同时,利用地面模拟试验装置,模拟空间质子、电子、紫外等5年的辐照剂量对热控涂层的作用。对在轨试验结果进行解读和分析,并与地面模拟试验结果进行比对。结果显示,在搭载试验和地面试验前,热控涂层太阳吸收比( $\alpha_s$ )为0.12,经5年在轨搭载试验后, $\alpha_s$ 退化为0.23。经地面模拟试验后, $\alpha_s$ 退化为0.22。搭载试验和地面试验的热控涂层性能均呈现线性退化规律,表明在确定的轨道环境和固定的剂量率条件下,热控涂层的退化与环境作用时间正相关,同时验证了地面试验的有效性。

**关键词** 热控涂层,空间环境,搭载验证,性能演化规律

中图分类号:TQ63

DOI:10.12044/j.issn.1007-2330.2017.03.015

## Comparative Analysis of Ground Simulation Test Results and In-Orbit Test Results of Satellite Thermal Control Coating Under Space Environment

LIU Gang<sup>1</sup> WANG Jian<sup>2</sup> WANG Huifen<sup>1</sup>

(1 Shanghai Institute of Satellite Equipment, Shanghai Engineering Research Center of Space

Environment Simulation and Verification, Shanghai 200240)

(2 North China Electric Power University, Beijing 102206)

**Abstract** During in-orbit operation, the optical and thermal control performances of satellite thermal control coating will degrade due to integrated space environment effects and hence has a great impact on reliability and lifetime of satellites. In this paper, an in-orbit experiment of thermal control coatings is carried out for 5 years to investigate the influence of multi-factors environment. And the sensitive factor of coating performance is achieved and then the in-orbit property evolution law and life prediction model are built. Meanwhile, a ground simulation experiment with proton, electron and ultraviolet irradiation factors is carried out to study the influence of those factors on thermal control coatings. The results demonstrate that the absorptance of thermal coatings increase from 0.12 to 0.23 after 5-years' in-orbit operation while this value increases to 0.22 after the ground simulation test with the equivalent radiation dose. The thermal control performance degradation and test time or irradiation dose are linear related and positive correlated both in orbit and on ground, which has also verified the effectiveness of ground test.

**Key words** Thermal control coatings, Space environment, In-orbit experiment, Performance evolution law

### 0 引言

作为卫星热控系统的重要组成部分,热控涂层在

空间复杂环境条件下的稳定性是卫星在轨运行安全的保证。随着卫星寿命的延长对热控涂层性能的要

求也越来越高,所以准确判定空间环境对热控涂层的影响,对卫星设计具有重要意义<sup>[1-3]</sup>。目前,针对热控涂层的研究主要集中在空间环境效应地面模拟试验方面<sup>[4-10]</sup>,世界各国在热控涂层空间环境效应模拟与评价、热控涂层材料可靠性分析等方面进行了大量的工作。但针对热控涂层开展空间环境搭载验证,并与地面模拟试验进行比对分析的研究还很少<sup>[11-13]</sup>,美国和俄罗斯已经将空间环境损伤效应方面所取得的多项成果应用于解决卫星型号设计、选材等方面。

本文针对未来航天器长寿命设计的需求,根据已完成的热控涂层在轨搭载试验,通过在轨搭载试验结果的分析 and 解读,并与地面模拟试验结果比对分析,获取影响热控涂层性能的敏感因子,确定热控涂层敏感因子的演化规律,给出热控涂层在轨性能退化结果。研究结果可为今后长寿命卫星热控涂层设计、寿命预测和新涂层研制提供技术支撑。

## 1 试验

### 1.1 试样制备

选择 F46/Ag 热控涂层为研究对象,其基体为美国杜邦公司四氟乙烯-六氟丙烯共聚物(Teflon FEP)薄膜,厚度为 50 μm。采用磁控溅射方法在正反表面分别镀制了 ITO 导电膜(200 nm)、金属银膜(500 nm)、合金保护膜(450 nm)。试验前测得涂层的太阳吸收比( $\alpha_s$ )为 0.12,其结构组成如图 1 所示。

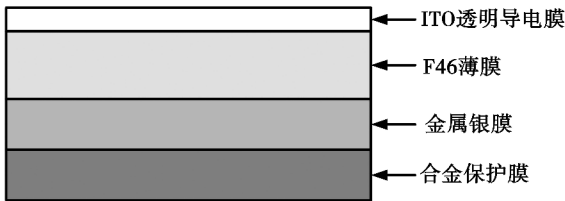


图 1 F46/Ag 热控涂层组成结构图

Fig.1 Structure of F46/Ag thermal coating

### 1.2 试验方法

空间搭载试验在 XX 卫星上进行。根据搭载任务设计了专用搭载试验装置(图 2)。

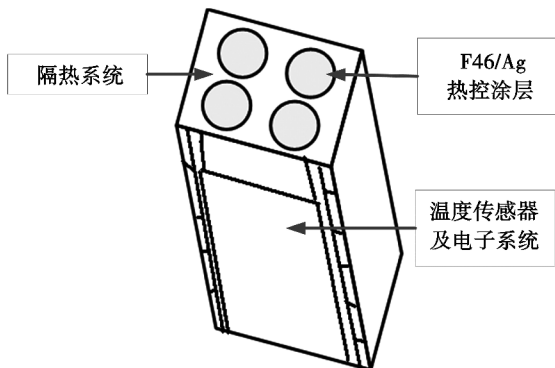


图 2 搭载试验装置示意图

Fig.2 Scheme of in-orbit test equipment

F46/Ag 热控涂层蒙覆在装置表面,测试面朝向太空,背面安装温度传感器进行实时监测,利用计算机数传系统进行结果的采集。搭载装置在卫星上的安装位置如图 3 所示,在多层包覆 II 面的位置,位于卫星运行方向的前端。

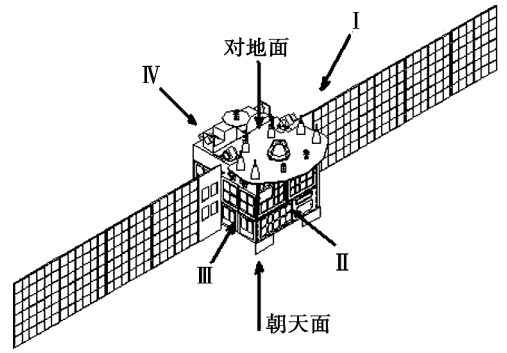


图 3 F46/Ag 热控涂层卫星搭载位置

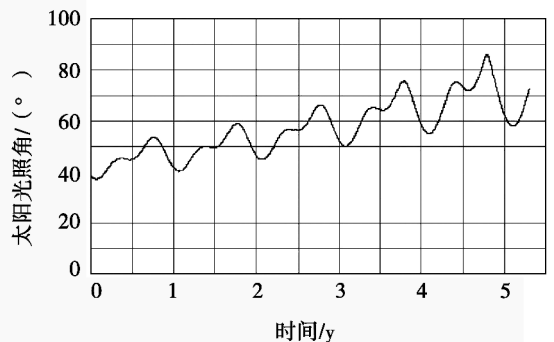
Fig.3 Location of test equipment on the satellite for F46/Ag thermal coating

地面模拟试验采用 КИФК 型空间综合环境模拟设备进行,该设备可模拟空间真空、热沉、质子、电子、紫外辐射等环境。利用该设备进行等效于卫星在轨 5 年的辐照剂量模拟。F46/Ag 光谱吸收比通过美国 PE 公司生产的 Lambda 950 分光光度计进行测量计算获得。

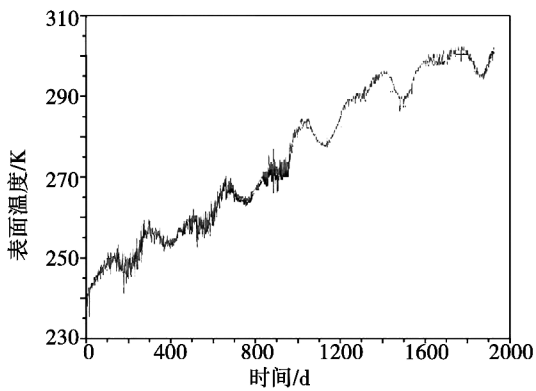
## 2 结果与讨论

### 2.1 热控涂层在轨搭载验证试验结果

通过近 5 年的地面遥测,测得 F46/Ag 热控涂层温度变化(图 4)。随着在轨时间的延长,涂层温度逐渐升高,5 年后从最初的 240 K 升至 300 K,增幅达 60 K,这可能是因为空间环境造成热控涂层光学性能退化所致<sup>[4,6]</sup>。另外,温度在升高的过程中呈周期性波动变化趋势,可能是由于卫星运行过程中太阳光照角的变化所致<sup>[8]</sup>,因为两者的变化周期几乎一致。



(a) 卫星太阳光照角变化



(b) 涂层温度变化

图4 F46/Ag热控涂层在轨运行期间温度与太阳光照角变化

Fig.4 Change of temperature and sunlight angle when F46/Ag thermal coating is in orbit

## 2.2 在轨搭载试验数据

针对 F46/Ag 热控涂层的热学环境,建立它的热平衡方程式:

$$\alpha_s \times \Phi_1 \times S + \alpha_s \times \Phi_2 \times E_{i0} + \varepsilon_h \times \Phi_3 \times E_{i0} = \varepsilon_h \times \sigma \times T^4 \quad (1)$$

式中, $S$ 为太阳常数,取 $S=1353\text{ W/m}^2$ ; $\alpha_s$ 为 F46/Ag 的太阳吸收比; $\Phi_1$ 为太阳辐射对 F46/Ag 的角系数; $E_{i0}$ 为地球表面太阳反射强度, $E_{i0}=\alpha \times S$ ,地球平均反射率 $\alpha=0.35$ ; $\Phi_2$ 为地球反射对 F46/Ag 的角系数,取 $0.2$ ; $E_{i0}$ 为地球表面平均红外辐射强度,根据经验, $E_{i0}=(1-0.35) \times 0.25 \times S$ ,可取 $E_{i0}=220\text{ W/m}^2$ ; $\Phi_3$ 为地球红外辐射对 F46/Ag 的角系数; $\varepsilon_h$ 为 F46/Ag 的半球向红外辐射率,取 $\varepsilon_h=0.68$ ; $\sigma$ 为斯-玻常数, $\sigma=5.67 \times 10^{-8}\text{ W/(m}^2 \cdot \text{K}^4)$ ; $T$ 为 F46/Ag 的温度。其中, $\alpha_s$ 为待求解值; $S$ 、 $E_{i0}$ 、 $\varepsilon_h$ 、 $\sigma$ 为常数; $T$ 为在轨实测值(图5); $\Phi_1$ 、 $\Phi_3$ 可根据轨道参数进行计算获得。

通过计算得 F46/Ag 热控涂层的吸收比随时间变化的曲线,如图5所示。由图可见,经5年的空间运行,F46/Ag 热控涂层的太阳吸收比 $\alpha_s$ 由0.12增加到0.23,增加约0.11,增幅达92%,是热控涂层在空间环境下的性能敏感因子。

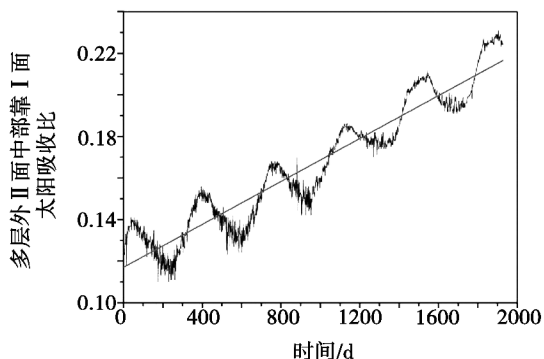


图5 F46/Ag热控涂层在轨运行5年的太阳吸收比变化

Fig.5 Change of absorptance of the F46/Ag thermal coating during 5-year operation in orbit

## 2.3 地面模拟试验比对

采用空间辐照剂量等效模拟试验方法,利用质子、电子、紫外3种空间环境模拟设备,进行空间综合环境

模拟试验,辐照总剂量为XX卫星在轨5年的总和。地面模拟试验主要考核涂层在空间综合环境下的变化规律,所以太阳吸收比测试是以固定光照角进行。测得的太阳吸收比变化如图6所示,F46/Ag热控涂层的太阳吸收比 $\alpha_s$ 由0.12增加到0.22,增加约0.10,变化趋势与前人研究结果一致<sup>[14]</sup>。从比对结果可见,地面试验与在轨试验变化趋势相同,5年总剂量作用后,涂层性能退化结果相近,验证了地面试验的有效性。但在卫星入轨初期,地面模拟试验结果会存在突变性退化,在后续地面模拟试验中应予以关注。

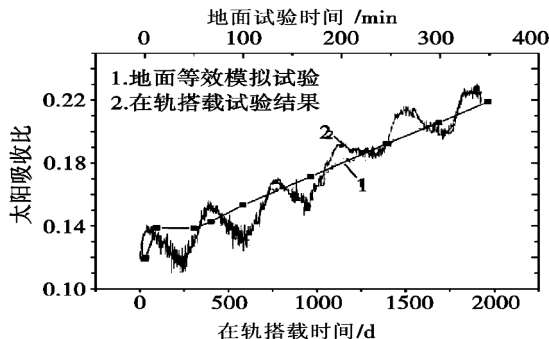


图6 F46/Ag热控涂层地面模拟试验与在轨试验结果比对

Fig.6 Comparison of ground simulation test result and in-orbit test result

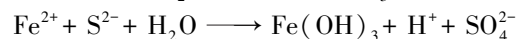
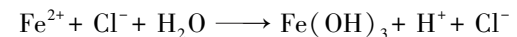
## 3 结论

根据在轨搭载试验数据分析显示,随着在轨时间的延长,F46/Ag热控涂层太阳吸收比逐渐增大,F46/Ag热控涂层温度逐渐升高,并且两者在变化过程中呈现出一定的波动性。波动主要与太阳光照角有关:光照角增大时,F46/Ag热控涂层的温度降低,太阳吸收比减小;反之,F46/Ag热控涂层温度升高,太阳吸收比增大。地面模拟试验比对结果显示,5年总剂量作用后,涂层性能退化结果与在轨趋势相同数据相近。但在卫星入轨初期,地面模拟试验结果会存在突变性退化,在后续地面模拟试验中应予以关注。F46/Ag性能演化成线性规律,后续航天器型号在研制中可借鉴此规律进行设计。

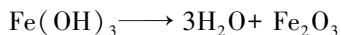
## 参考文献

- [1] 闵桂荣.航天器热控制技术[M].北京:科学出版社,1998:20-156.
- [2] 曾一兵,张廉正,于翹.空间环境下的有机热控涂层[J].宇航材料工艺,1997,27(3):18-20.
- [3] CHEN Jun, DING Nengwen, LI Zhifeng, et al. Organic polymer materials in the space environment[J].Progress in Aerospace Sciences,2016,83:37-56.
- [4] BITETTI G, MARCHETTI M, MILETI S, et al. Degradation of the surfaces exposed to the space environment[J].Acta Astronautica,2007,60(3):166-174.
- [5] NAKAYAMA Y, IMAGAWA K, TAGASHIRA M, et al. Evaluation and analysis of thermal control materials under ground simulation test for space environment effects[J].High Performance Polymers,2001,13(3):S433-S451.

(下转第70页)



其中金属氢氧化物又易分解成氧化物,如:



而新生成的氯离子和硫酸根离子将继续与金属元素作用,形成循环腐蚀作用。

由于零件在镀锌前存在开口性缺陷,导致缺陷位置在镀锌过程中存在“泥纹花样”的镀锌层,同时由于镀锌液也具有腐蚀性(镀锌液可为酸性液,也可以为碱性液),在电流的作用下,势必会对缺陷部位的晶界产生腐蚀作用,从而降低晶界强度,形成应力集中。在试验过程中,螺栓零件杆部表面的受力最大,由于原始缺陷的存在,降低了零件的抗拉强度,导致了裂纹的扩展,在这一过程中,断口两边不断挤压磨损,形成了断口上的磨损痕迹;同时在裂纹的扩展前沿,温度较高,大气中的腐蚀介质如 Cl、O 及 Na 的进入,弱化了晶界,形成了沿晶断口。当裂纹扩展到一定程度后,剩余的部分不足以承受零件所属的应力,导致裂纹进入快速失稳扩展,形成了以准解理特征为主的 B 区断口。

金相检查结果表明,零件的显微组织为回火索氏体,非金属夹杂物符合要求,断口上也未见材质类缺陷;这说明螺栓零件的材质正常。有研究表明,42CrMo 钢存在回火脆性,零件的硬度值为 HRC45.1,超过技术要求规定的 HRC40~HRC44<sup>[12]</sup>,由此可以判定该零件在热处理过程中存在轻微的回火脆性。

#### 4 结论

(1) 断口微观形貌以沿晶特征和准解理特征为主;

(2) 螺栓存在原始微裂纹缺陷,镀锌过程中缺陷位置出现“漏锌”和腐蚀现象,由于工作应力、应力集中及外界环境中 Cl、S 和 O 等腐蚀介质的共同作用,零件在缺陷位置发生了应力腐蚀断裂;

(上接第 66 页)

[6] JAWORSKE, DONALD A, TUAN GEORGE C, et al. Optical properties of thermal control coatings after weathering, simulated ascent heating, and simulated space radiation exposure [D]. NASA 20080025998, 2008.

[7] FINCKENOR M, VISENTINE J, ADAM S, et al. Contamination, UV radiation, and atomic oxygen effects on ISS thermal control materials [R]. AIAA 2003-1084, 2003; 1-10.

[8] DEVER JOYCE, MILLER SHARON, MESSER RUSSELL, et al. Exposure of polymer film thermal control materials on the Materials International Space Station Experiment (MISSE) [R]. AIAA 2001-4924, 2001.

[9] FOGDALL LAWRENCE B, LEET SUE J, WILKINSON MAURICE C, et al. Effects of electrons, protons, and ultraviolet radiation on spacecraft thermal control materials [R]. AIAA Thermophysics Conference, Norfolk, 1999; 1-10.

[10] KENNY MIKE, MCNULTY ROBERT, FINCKENOR

(3) 断裂螺栓的硬度值高于技术要求,存在轻微的回火脆性。

#### 5 改进措施

严格防止带裂纹的零件进入镀锌工序,可在零件进行镀锌前增加一道目视检查工序或增加一道磁力探伤检查工序,防止类似故障的发生。

#### 参考文献

[1] 杨力,王滨,王荣.35CrMnSiA 钢高强度螺栓失效分析[C].全国失效分析学术会议,2005.

[2] LIU C K, ZANG J X, ZHANG B. Failure analysis of 30CrMnSiA bolt fracture [J]. Failure Analysis & Prevention, 2008 (2): 42-47.

[3] 张海峰,王春芬.高强度螺栓断裂原因分析[J].热加工工艺,2007(20): 85-87.

[4] CHUNYAN H U, LIU X, CHEN X. Failure analysis of high strength steel bolt fracture [J]. Heat Treatment of Metals, 2012, 37(9): 125-127.

[5] 林轻,杨兴林.某型高强度螺栓断裂失效分析[J].热加工工艺,2009(2): 128-130.

[6] 蔺永诚,陈明松,钟掘.42CrMo 钢的热压缩流变应力行为[J].中南大学学报:自然科学版,2008, 39(3): 549-553.

[7] WANG X D, SHI L, PENG W, et al. Analysis of bolt fracture cause for gearbox of cold rolling mill [J]. Advanced Materials Research, 2012, 479-481(10): 1288-1292.

[8] 刘泽坤.40Cr 钢螺栓断裂分析[J].理化检验:物理分册,2003, 39(3): 160-161.

[9] 王菲,张鹏.42CrMo 钢螺杆开裂原因分析及改进措施[J].金属热处理,2008, 33(4): 105-108.

[10] 刘革.42CrMo 钢塑性成形中的损伤开裂研究[D].中南大学,2011.

[11] 钟群鹏,赵子华,张峥.断口学的发展及微观断裂机理研究[J].机械强度,2005(3): 358-370.

[12] 惠卫军,董瀚,王毛球,等.耐延迟断裂性能优良的高强度螺栓钢[J].机械工程材料,2001, 25(3): 28-31.

MIRIA. Further analysis of thermal control coatings on misse for aerospace applications [R]. NASA 20090028808, 2009.

[11] FINCKENOR MIRIA M, ZWIENER JAMES M, ALVIS AMY, et al. Thermal control materials on MISSE-6 with comparison to earlier flight data [R]. NASA, 20100033232, 2010; 7-24.

[12] JEAN-CLAUDE GUILLAUMON, ALAIN PAILLOUS. Spacecraft Materials: Comparison Between Flight Results Obtained on LDEF and MIR [R]. NASA, 19940026540, 1994; 485-498.

[13] TRIBBLE A C, LUKINS R, WATTS E, et al. Low earth orbit thermal control coatings exposure flight tests: a comparison of u. s. and russian results [R]. NASA Contractor Report 467, 19950016520, 1995; 28-52.

[14] FENG Weiquan, DING Yigang, YAN Dekui, et al. Space combined environment simulation test on  $\alpha_s$  degradation of GEO satellite thermal control coatings [J]. Spacecraft Environment Engineering, 2007, 24(1): 27-31.