

原子氧对航天器用有机热控涂层影响的研究

陈少华¹ 张加迅¹ 杨素君¹ 邹永军² 王敬宜³

(1 中国空间技术研究院总体部,北京 100086)

(2 中国科学院有机化学研究所,上海 200000)

(3 中国空间技术研究院兰州物理研究所,兰州 730000)

摘 要 在我国某型号卫星上应用的两种有机热控涂层——改进型 S781 铝灰漆和 S956 灰漆作为对象,首次就近地轨道原子氧环境对涂层性能(太阳吸收比 α_s 和红外半球发射率 ϵ_H)的影响进行实验研究。实验中采用同轴源原子氧装置,以近地轨道原子氧通量条件对涂层进行试验。结果表明,原子氧对涂层表面的侵蚀作用是造成涂层性能退化的主要原因,在相同的原子氧剂量下,涂层性能变化的程度与涂层组成成分的配比有关。

关键词 原子氧,热控涂层,航天器

Research on Influence of Atomic Oxygen on Organic Thermal Coat Used in Spacecraft

Chen Shaohua¹ Zhang Jiaxun¹ Yang Sujun¹ Zou Yongjun² Wang Jingyi³

(1 Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing 100086)

(2 Institute of Organic Chemistry of Chinese Academy of Sciences, Shanghai 200000)

(3 Lanzhou Institute of Physics of Chinese Academy of Space Technology, Lanzhou 730000)

Abstract The improved S781 aluminum gray paint thermal coat and S956 gray paint thermal coat, which are two kinds of organic thermal coat used commonly in domestic satellite, are taken as the examples to study the influence of near earth atomic oxygen environment on thermal radiation characteristics (solar absorption α_s and infrared hemisphere emissivity ϵ_H) first time in China. The experiment is conducted in co-axial atomic oxygen apparatus under the atomic oxygen flux of near earth orbit environment. By the experimental results, it can be concluded that erosion effect of the atomic oxygen on surface of thermal coat is main cause to radiation characteristics degradation of thermal coat, and under the same atomic oxygen dosage, the degree of radiation characteristics change is related to composition proportion of thermal coat.

Key words Atomic oxygen, Thermal coat, Spacecraft

1 引言

在航天器热控设计中,热控涂层因其可靠性高、应用方便等优点,得到了广泛的应用。通过对物体表面实施热控涂层,改变其表面热物理性质,可以对

航天器上仪器设备的温度进行有效控制^[1-4]。

热控涂层性能会在空间环境辐照下发生变化,使仪器设备表面物理性能的在轨情况偏离原有的设计指标,给热控设计带来不利影响。为此,需要掌握

收稿日期:2004-06-28;修回日期:2004-09-01

作者简介:陈少华,1979年出生,工程师,主要从事航天器热控制及空间环境的研究工作

宇航材料工艺 2005年 第4期

— 33 —

航天器常用热控涂层的在轨性能变化数据,并在航天器热控设计中考虑性能变化因素的影响。空间辐照对热控涂层性能的影响可以通过地面辐照实验和空间在轨实验等途径获得。各国在航天器研制过程中,通过多年积累建立了专门的数据库,但由于各国所采用的热控涂层各异,这些数据并不能通用,各国需要根据情况,发展自己的热控材料数据库。

我国航天经过多年的发展,积累了大量的紫外辐照环境、电子辐照环境和质子辐照环境下热控涂层的性能退化数据,取得了很大成果。但是,我国目前缺乏原子氧环境下的热控涂层性能退化数据,对于载人飞船、科学实验卫星等近地轨道的航天器来说,由于离地球的大气层较近,空间原子氧浓度较大,原子氧对热控涂层的性能影响不容忽视。因此研究原子氧对热控涂层性能的影响,积累实验数据,

对航天器的热控设计是非常重要的^[3-5]。

2 实验用有机热控涂层概述

目前航天器应用的热控涂层包括有机涂层和无机涂层,由于有机涂层工艺实施方便,并且可以在很大范围内满足热控设计的要求,因此在航天器热控设计中应用最为广泛。有机热控涂层一般由有机基料(胶黏剂)和颜料两部分组成,通过采用不同的颜料和颜料组分的配比,可以得到一系列热辐射性质的热控涂层。

本文以有机涂层为例,研究近地轨道原子氧环境对太阳吸收比 α_s 和红外半球发射率 ϵ_H 的影响。选取改进型 S781 铝灰漆和 S956 灰漆进行实验,其组成成分和各项性能指标见表 1。实验用涂层试片按热控涂层实施的标准工艺进行,涂层载体为 LFGM 防锈铝基板。

表 1 涂层的组成成分及性能

Tab 1 Composition and characteristics of thermal coats

涂 层	基料 (胶黏剂)	白色 颜料	黑色 颜料	黑色颜料 配比 / %	涂层厚度 / μm	太阳吸收比 α_s	半球发射率 ϵ_H	使用温度范围 /
改进型 S781 铝灰漆	S781 硅树脂	片状铝粉	高色素炭黑	5 ~ 8	40 ~ 70	0.66 \pm 0.02	0.5 ~ 0.6	-100 ~ 100
S956 灰漆	S956 硅树脂	氧化锌	高色素炭黑	1	70 ~ 120	0.78 \pm 0.02	0.87 \pm 0.02	-100 ~ 100

3 实验

3.1 装置及原理

实验采用的是同轴源原子氧模拟装置,在该装置中,由微波功率源产生频率为 2.45 MHz,功率为 150 ~ 1500 W 可调的微波能量,经过传输系统,由天线耦合到放电室内,在磁场的作用下,放电室内可形成 $10^{12} \sim 10^{13} / \text{cm}^3$ 的高密度的等离子体。中性化板加负偏压,并与磁场约束的等离子体柱接触,加速等离子体中的氧离子,使其获得定向能量。氧离子入射到中性化板上并从中得到电子,复合成中性氧原子。反射的氧原子保留入射能量的大部分,形成具有一定大小定向能量的中性原子氧束。

涂层试片固定在实验架上,原子氧垂直撞击涂层试片,经理论计算得到,在实验过程中,当中性化板加偏压为 -10 V,实验用原子氧的平均能量约为 8.4 eV,平均速度约为 10 km/s。

3.2 实验用通量条件

以近地轨道航天器的轨道参数作为实验条件,

按美国 NASA 马歇尔飞行中心 1989 年的预报值,选取每月太阳 10.7 cm 辐射流量值 ($F_{10.7}$) 以及相应的地磁指数 (A_p),采用我国国家军用标准 GJB544A—2000 所提供的原子氧模式,计算实验中的原子氧总通量。本实验中采用了两种原子氧通量的限定条件。

(1) 原子氧总通量最高为 $1.3 \times 10^{21} \text{ AO} / \text{cm}^2$, 实验中原子氧通量密度不超过 $1.0 \times 10^{16} \text{ AO} / (\text{cm}^2 \cdot \text{s})$, 累计实验时间为 $1.3 \times 10^5 \text{ s}$ 。

(2) 原子氧总通量最高为 $4.4 \times 10^{20} \text{ AO} / \text{cm}^2$, 实验中原子氧通量密度不超过 $1.0 \times 10^{15} \text{ AO} / (\text{cm}^2 \cdot \text{s})$, 累计实验时间为 $4.4 \times 10^5 \text{ s}$ 。

3.3 步骤

首先,根据预期的原子氧束流密度初步确定实验参数,包括放电微波功率、氧气流量、试样到中性化板的距离等;然后用 Kapton HN 测量该条件下的原子氧束流密度;对比所测原子氧束流密度与预期值间的差别,进一步调整上述实验参数,再次测量原

子氧束流密度,直到达到预期值;进行原子氧作用实验,实验前称量试样的质量及测试太阳吸收比 s_s 、红外半球发射率 H_H ,随之将试样固定于试样架上,置于真空室,进行原子氧暴露实验,实验后称量试样的质量并测试太阳吸收比 s_s 和红外半球发射率 H_H 。

4 实验结果

改进型 S781 铝灰漆分别采用两块试片,按实验

条件 (1)、(2)进行实验;S956 灰漆采用同一块试片,按 $1.0 \times 10^{15} \text{ AO}/(\text{cm}^2 \cdot \text{s})$ 通量密度进行实验,实验分两段进行,当实验累计通量达 $1.5 \times 10^{20} \text{ AO}/\text{cm}^2$ 时,对试片进行测量,然后继续进行实验,直至实验累计通量达 $2.9 \times 10^{20} \text{ AO}/\text{cm}^2$ 时停止实验。实验结果如表 2 所示。

表 2 有机热控涂层退化实验数据

Tab 2 Experimental degradation data of organic thermal coats

试样	通量密度 / 10^{15} $\text{AO} \cdot (\text{cm}^2 \cdot \text{s})^{-1}$	累计通量 / 10^{20} $\text{AO} \cdot \text{cm}^{-2}$	m /mg		质损 /mg	太阳吸收比 s_s		半球发射率 H_H	
			实验前	实验后		实验前	实验后	实验前	实验后
S781 试片 1	8.9	13	11 346.31	11 342.86	3.45	0.66	0.49	0.54	0.51
S781 试片 2	1.2	4.4	11 452.65	11 449.60	3.05	0.66	0.46	0.52	0.50
S956 - 78 - 06	1.1	1.5	11 588.25	11 585.65	2.60	0.79	0.79	0.86	0.85
	1.1	2.9	11585.65	11584.23	1.42	0.79	0.79	0.85	0.85

实验后,改进型 S781 铝灰漆作用面由灰黑色均变为浅颜色,试样质量损失分别为 3.45 mg 和 3.05 mg, s_s 有明显变化,两块 S781 试样与原子氧作用后,结果接近。对于 S956 灰漆,实验前后试样外观变化较小,当总积分通量达到 $4.4 \times 10^{20} \text{ AO}/\text{cm}^2$ 时,质量损失为 4.02 mg, s_s 和 H_H 都没有明显变化。该试验结果与 NASA 对有机热控涂层在轨试验所得的结果一致^[3]。

5 结果分析

5.1 原子氧侵蚀强度分析

从实验结果看,两种涂层的质量损失较小,在同一量级范围内,这说明原子氧对改进型 S781 铝灰漆和 S956 灰漆的侵蚀强度相近,原子氧作用系数(每个氧原子与试样作用后材料体积减小量的平均值)较小,在 $-10^{-25} \text{ cm}^3/\text{OA}$ 量级,而一般的以碳氢为主要组分的有机材料,原子氧作用系数大多在 $-10^{-24} \text{ cm}^3/\text{OA}$ 量级。

5.2 涂层表面热物理性能变化分析

从表 2 中的数据可见,S956 灰漆的 s_s 和 H_H 实验前后基本保持不变,而改进型 S781 的 s_s 实验前后变化较大, H_H 基本保持不变;也就是说,与 S956 灰漆相比,改进型 S781 的热物性在实验剂量的原子氧侵蚀下变化较大,结合这两种涂层的特性和相关文献^[3],分析原因如下。

在这两种涂层研制过程中,主要利用炭黑密度小以及填料铝粉密度大的特性进行制备,这将使得宇航材料工艺 2005 年 第 4 期

表层涂层炭黑含量大于里层。根据表 1 中的涂层组分及配比可知,在 S956 灰漆涂层颜料组分中,白色颜料氧化锌所占比例 99%,黑色颜料高色素炭黑所占比例 1%;而在改进型 S781 铝灰漆涂层颜料组分中,白色颜料铝粉占 92%~95%,黑色颜料高色素炭黑占 5%~8%,即改进型 S781 铝灰漆涂层中高色素炭黑的含量是 S956 灰漆涂层中高色素炭黑含量的 5~8 倍,由此导致 S956 灰漆涂层炭黑含量梯度变化较小。

此外,铝粉的粒度比氧化锌的粒度粗,使改进型 S781 涂层表层致密性比 S956 灰漆涂层差,在受到原子氧侵蚀时,改进型 S781 铝灰漆涂层内部的炭黑成分更容易受到原子氧的侵蚀。从 S781 涂层表面颜色的变化情况看,涂层表面的炭黑被侵蚀严重。

因为涂层的 s_s 主要取决于内部的炭黑含量,所以当改进型 S781 铝灰漆与 S956 灰漆表层受原子氧侵蚀时,由于集中在表面层炭黑元素被侵蚀掉,就会使这两种涂层的 s_s 下降。此外,由于改进型 S781 涂层的炭黑主要集中在表面,并且所占组分配比较高,当其高色素炭黑被氧化侵蚀,其 s_s 下降更为明显。同理可得,实验通量的大小会对改进型 S781 铝灰漆与 S956 灰漆的侵蚀程度和热物性影响程度产生差别,但具有相同的影响趋势,也就是说,实验通量越大,侵蚀程度越强烈,这两种涂层的 s_s/H_H 比值越小, s_s 越低。

受实验条件的限制,实验中无法对涂层进行原

位测试。但是,根据对涂层在原子氧作用下退化原理的分析,原位测试对实验结果影响较小。这是因为,尽管原子氧会对涂层内部的铝成分产生影响,使 s/h 比值发生变化,但由于影响该涂层热物性的主要因素是高色素炭黑的配比,炭黑的配比受“漂白效应”影响较小,因此炭黑的侵蚀程度与原位测试与否关系不大。

6 结论

(1)原子氧对涂层表面的侵蚀作用是造成涂层性能变化的主要原因,在相同的原子氧剂量下,涂层性能变化的程度与涂层组成成分有关。

(2)在同等的原子氧通量条件下,通过实验结果的质损可以得到,原子氧对改进型 S781 铝粉漆和 S956 灰漆两种涂层的侵蚀强度相近。

(3)由于改进型 S781 铝粉漆和 S956 灰漆的配方不同,原子氧对他们热物性的影响程度不同,原子

氧使改进型 S781 铝粉漆的 s/h 比值、 s 变小,而 S956 灰漆的 s/h 比值、 s 基本保持不变。

参考文献

- 1 闵桂荣,郭舜. 航天器热控制. 第二版,北京:科学出版社,1998:91~109
- 2 闵桂荣. 卫星热控制技术. 北京:宇航出版社,1991:138~173
- 3 Gilmore D G. Spacecraft thermal control handbook. Volume I. Fundamental Technologies (Second Edition), ISBN 1-884989-11-X(v.1), The Aerospace Corporation, El Segundo California, USA, 2002:139~159
- 4 何知朱主编. 新型热控材料器件及应用. 北京:宇航出版社,1988:8~32
- 5 钱盛瑜. 热控涂层在同步轨道卫星的飞行性能. 见:第四届空间热物理会议文集,1991:44~45

(编辑 任涛)

神经网络理论用于钢材含碳量无损检测

本成果是留学归国人员基金项目,1999年曾获得省教委科技进步一等奖。

该项目研究以钢材含碳量与磁特性之间的内在联系为基础,应用神经网络理论,结合计算机技术,研究出钢材含碳量实时在线无损定量检测的新方法。设计出检测线状钢材磁特性用的励磁器、检测器和相关的控制及信号处理系统,编制出算法程序。整个系统的误差水平为0.1%,满足无损检测的精度要求。根据科技项目重新检索,利用神经网络理论对钢材含碳量进行实时在线无损检测,在国内尚属首创。

本成果为钢材材质的智能化检测开辟了一条新途径。

(辽宁工程技术大学,0418—3350504)

炔丙基化酚醛树脂的合成

酚醛树脂具有阻燃、耐烧蚀等独特性能,在航天领域有广泛的应用。但其固化物具有脆性大,耐热氧化性差,贮存性不理想及不适于大部件的缠绕工艺等缺点限制了应用范围,从酚醛树脂分子结构和固化化学着手进行改性,正成为耐热复合材料基体树脂研究的热点。本成果合成出新型自固化型含炔基酚醛树脂,一系列试验测试结果表明,该树脂具有良好的工艺性,100 时黏度 $400 \text{ mPa} \cdot \text{s}$,炔丙基含量对 PN(线性 Novolac 酚醛炔丙基化树脂)的热固化、羟甲基含量对 MPN(含定量羟甲基的炔丙基树脂)的热固化过程影响明显。树脂可以在 $200 \sim 250$ 进行热固化,树脂固化物具有 370 的玻璃化温度,其初始热分解温度在 400 以上。

(中国科学院化学研究所,北京 100080)

·李连清·

宇航材料工艺 2005年 第4期