

文章编号: 1002-4582(2011)01-0091-06

低轨道低能量空间光学遥感器热设计*

杨献伟^{1,2}, 吴清文¹, 李书胜^{1,2}, 江帆¹, 李志来¹

(1. 中国科学院 长春光学精密机械与物理研究所, 长春 130033)

(2. 中国科学院 研究生院, 北京 100039)

摘 要: 为了保证空间光学遥感器所需温度条件, 以被动热控为主、主动热控为辅的原则对其进行了热设计。分析了其轨道环境特点, 计算了遥感器轨道寿命内原子氧通量, 选择了一种玻纤增强聚四氟乙烯复合膜(β 布)作为多层隔热组件面膜。根据其工作模式和外热流特点, 确定了三个极端工况, 以对日低温工况热设计为主要对象。热试验结果表明: 热设计满足遥感器光学系统温度指标, 热控方案可行。热设计方法对其它低轨道、低能量航天器热设计具有一定的指导和借鉴作用。

关 键 词: 热设计; 光学遥感器; 低轨道; 低能量; 原子氧; CCD

中图分类号: V445.8 文献标识码: A

Thermal design of a low-energy space optical remote sensor in LEO

YANG Xianwei^{1,2}, WU Qingwen¹, LI Shusheng^{1,2}, JIANG Fan¹, LI Zhilai¹

(1. Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China)

(2. Graduate School of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100039, China)

Abstract: In order to maintain the temperature of a space optical remote sensor in orbit, a thermal control system is designed. The thermal control strategy is primary passive thermal control and assistant active thermal control. A simple simulation of the complicated orbital environment is made, and beta cloth is chosen to prevent AO. Three extreme conditions are confirmed based on its work patterns and heat fluxes. Thermal control design is primary concentrated on the sun-oriented work pattern in low temperature condition. The result of thermal balance test show that the thermal control system meets the requirement of mission, and the thermal design is feasible. Some guidance and reference are gotten from the research jobs for other analogous spacecraft.

Key words: thermal design; optical remote sensor; LEO; low energy; AO; CCD

0 前 言

空间光学遥感器作为对地观察的重要工具, 越来越多地应用于气象预告、地球资源探测、军事侦察等多方面。直接搭载在卫星平台上, 裸露在外太空, 是大型空间光学遥感器最节省资源的安装方式^[1]。遥感器在轨工作受恶劣内外热环境影响会使结构件产生一定温度载荷, 从而导致元构件产生热应力和热变形, 并且使构件间的尺寸稳定性遭到破坏, 影响

成像质量。随着空间光学遥感器空间分辨率和辐射分辨率要求的提高, 对遥感器各光学元件温度变化值和温度梯度允差值的要求越来越苛刻。光学遥感器热控工作者对其热设计已做了大量研究, 一般采取热隔离、热疏导、热补偿、热储藏等手段进行热控制, 技术相对成熟。空间光学遥感器在轨运行, 除受到三大外热流及冷黑空间的交替加热和冷却外, 还有低能量的特点, 在下文将从能量供给、外热流及内热源等方面说明这一特点。本文通过合理选择成熟

* 收稿日期: 2010-07-27

E-mail: yangxianwei521@163.com

作者简介: 杨献伟(1983-)男, 长春光学精密机械与物理研究所硕士研究生, 从事空间遥感器热控设计。

热控技术,对其进行了热设计。

随着卫星向低地球轨道的转移,人们对以原子氧和紫外辐射环境为主的低地球轨道环境效应的关心程度不断增加^[2]。低地球轨道环境效应给热控系统的空间环境适应性带来了挑战,对热控材料抵抗恶劣空间环境的能力提出了更高的要求。低轨空间环境主要包括原子氧、紫外辐射、电离层、高真空、微流星体、空间碎片、高低温交变等,这些因素将对航天器材料造成严重的破坏。原子氧是低轨空间环境最主要的因素,它由氧分子受阳光照射化学键断裂形成,是低轨残余大气的主要成分。多年来,国内外许多学者通过空间飞行暴露试验,并结合地面模拟试验,对热控材料与原子氧的交互作用进行了研究。结果发现广泛应用于航天器的 FEP Teflon、Kapton 薄膜等热控材料,均受到原子氧的腐蚀^[3-6]。表面热控涂层是一种极其重要的热控措施,通过其表面特性来调节航天器的温度水平,因此要保证涂层在空间环境下的稳定性。通过计算遥感器原子氧通量,选择了一种玻纤增强聚四氟乙烯复合膜(β布)作为多层隔热组件面膜。

1 遥感器简介

空间光学遥感器运行于 260km 的太阳同步轨道,轨道倾角为 95.5°,降交点地方时为 10:00AM,设计轨寿命为 6 个月。遥感器采用离轴三反 Cook-TMA 光学系统,主要由主镜、次镜、三镜、调焦镜和 CCD 器件组成,直接安装在卫星平台上,暴露于外太空。遥感器安装示意图如图 1 所示,规定入光口方向为 +Z 向,飞行方向为 +X 向,+Y 方向由右手定则确定。在遥感器的 +X 向安装有太阳帆板,为了使太阳帆板获得较多的太阳能,遥感器在轨不工作时帆板对日定向,工作时入光口转为对地定向,每个轨道工作约 10min。卫星提供给遥感器热控系统的功耗为 50W。

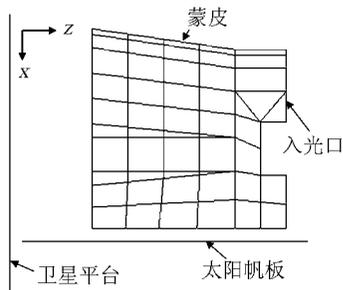


图 1 遥感器安装示意图

2 防原子氧

2.1 轨道原子氧分析

低地球轨道中原子氧的密度约为 10^9 atom/cm^3 ,典型航天器的飞行速度较高约为 8km/s,原子氧以如此高的速度与航天器表面撞击,相对动能约为 5eV,且通量较大约为 $10^{15} \text{ atom/(cm}^2 \cdot \text{s)}$,数秒内即可形成一个单原子层,另外原子氧是极强的氧化剂,其氧化性仅次于氟^[3]。原子氧将对航天器表面材料产生严重的剥蚀和氧化作用。

航天器迎风面原子氧遭遇量变化不大,而在背风面原子氧遭遇量急剧下降,背风面原子氧遭遇量主要由原子氧热运动所致^[7],背风面原子氧遭遇量较迎风面差三个数量级以上,可以忽略不计。根据遥感器在轨飞行姿态及卫星和太阳帆板对遥感器本体的遮挡关系,原子氧遭遇量较大的面为 -X 面和 +Z 面,飞行攻角绝对值呈 $0^\circ \sim 180^\circ$ 线性变化,取正迎风面原子氧通量的 50% 作为这两个面原子氧通量平均值。

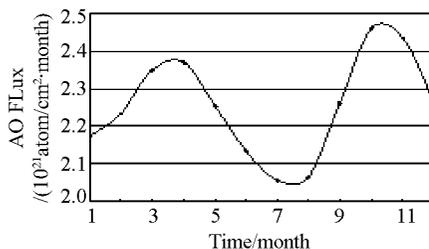


图 2 2011 年遥感器原子氧数据

采用我国军标《地球大气模式(90-2500km)》(GJB544A-2000)所提供的地球大气原子氧模式,同时采用太阳 10.7cm 辐射流量数据,来自 NASA 哥达德飞行中心的 1999 年预报值。计算了遥感器原子氧通量。如图 2 所示为遥感器 2011 年的原子氧通量数据,最小值为 $2.07 \times 10^{21} \text{ atom/(cm}^2 \cdot \text{month)}$,最大值为 $2.46 \times 10^{21} \text{ atom/(cm}^2 \cdot \text{month)}$,平均值为 $2.25 \times 10^{21} \text{ atom/(cm}^2 \cdot \text{month)}$,一年内单位面积上原子氧总通量为 $2.70 \times 10^{22} \text{ atom/cm}^2$,遥感器在轨工作 6 个月最大原子氧通量为 $6.75 \times 10^{21} \text{ atom/cm}^2$ 。以上述计算值作为遥感器在轨运行期间原子最大通量。

2.2 隔热组件原子氧防护

为了维持多层隔热组件性能的稳定,要对其进行原子氧防护。有人用 $1.8 \times 10^{20} \text{ atom/cm}^2$ 剂量的原子氧对以 Al_2O_3 、 ZnO 、 TiO_2 为颜料的有机硅热控涂层作辐照试验后,发现三种涂层都有较优异的抗原子氧性能^[8];有人用束流密度为 $2.13 \times 10^{15} \text{ at-}$

om/($\text{cm}^2 \cdot \text{s}$)的激光源原子氧对 Teflon/Ag + ITO、Kapton/Ag + ITO 薄膜辐照 $3.06 \times 10^{20} \text{atom}/\text{cm}^2$ 剂量, 结果发现 ITO 膜具有较强的原子氧防护能力。目前所查到的文献显示原子氧防护层地面试验所用剂量大都是 $10^{20} \text{atom}/\text{cm}^2$ 数量级, 无法确定试验材料是否满足本遥感器使用的要求。

β 布是一种长寿命空间飞行器上使用的热控材料, 组成为“Teflon impregnated glass fabric”(玻纤增强聚四氟乙烯材料), 在空间环境中可以抵抗原子氧剥蚀, 其绝缘性、光学特性、力学性能都基本不变^[9]。在美国 NASA1984 年发射的 LDEF(Long Duration Exposure Facility) 上进行了第一次飞行试验, 接收到 AO 通量为 $8.83 \times 10^{21} \text{atoms}/\text{cm}^2$, UV 照射时间为 8680ESH。因受原子氧侵蚀, Teflon 材料有所损失, 但玻璃纤维编织物保存完好, 足够防护 AO 对底层材料的侵蚀, 颜色没变暗, 光学特性保持稳定^[10]。对 β 布进行原子氧模拟试验, 原子氧通量数量级为 $10^{20} \text{atom}/\text{cm}^2$, 起初剥蚀比较严重, 有较大的质量损失和剥蚀率, 表面形貌也有明显变化, 但随原子氧累积通量增大, 剥蚀速度减缓, 剥蚀曲线最后几乎趋于水平^[11], 玻璃纤维对底层材料起到了保护作用。

综上所述, 选择 β 布作为多层隔热组件的原子氧防护层, 取其太阳吸收率 $\alpha_s = 0.39$, 红外半球发射率 $\varepsilon_H = 0.85$ 。

3 遥感器特点与热控需求

3.1 极端工况轨道时间

遥感器在轨运行热边界主要包括以下三个方面: 空间外热流、接口温度及内热源。一般要确定极端高温和极端低温工况: 高温工况取温度边界最大值, 内热源最大值和外热流最大值; 低温工况取各边界最小值。对于本遥感器, 温度边界及内热源大致已定, 影响高、低温工况的因素主要是空间外热流。

以文献[12]提供的方法计算得到轨道 β 角变化范围为 $24.8^\circ \sim 30.5^\circ$, 轨道 β 角变化较小, 遥感器以对日模式为主, 太阳常数及地球红外影响遥感器外热流。又因两者在冬至最大, 夏至最小, 因此高温工况取冬至时间轨道, 内热源按轨道平均计算, 低温工况取夏至时间轨道, 由于遥感器不是每轨都工作, 内热源取 0W。

3.2 低能量特点

遥感器在轨运行处于低能量输入和低能量供给状态。

1) 为了获得较多的太阳能, 太阳帆板大部分时

间处于对日定向, 截获了能够到达遥感器本体的阳光照射, 即使在阴影区, 太阳帆板和卫星平台也阻挡了大部分地球红外, 因此遥感器处于低能量输入状态, 需要较多的主动功耗来维持自身温度水平。

2) 太阳帆板的尺寸较小, 面积约为 0.582m^2 , 以太阳常数 $1322 \text{W}/\text{m}^2$ 计算得太阳帆板轨道平均太阳辐照为 $754 \text{W}/\text{m}^2$, 以光电转化率 15% 计算, 太阳帆板输出的平均功率约为 66W。提供给遥感器热控系统功耗有限, 遥感器处于低能量供给状态。

3) 遥感器入光口面积较大, 且外热流较小。用 Nevada 和 SIND/G 建模计算, 夏至时轨道周期平均外热流为 $137 \text{W}/\text{m}^2$, 等效温度为 -51.45°C , 远低于遥感器目标温度水平, 因此入光口等效于一个大的散热面。

4) 内热源较小(CCD 组件总功耗为 13.62W), 且工作时间短(每轨工作时间约为 10min), 工作产生的热量对遥感器温度影响较小。

综上所述, 我们可以确定遥感器保温是热设计的重要内容, 确定热设计以对日低温工况为主要对象。

4 遥感器热设计

遥感器主体主要有本体框架、成像镜组、CCD 组件等组成。热设计过程尽量采用成熟可靠的热控制技术、材料和实施工艺, 使用的被动热控措施主要包括热隔离、热疏导和热控涂层, 主动热控措施是热补偿。

4.1 遥感器本体热设计

热隔离: 为减少外热流和空间冷黑环境对遥感器本体温度的影响, 缩小遥感器在轨道阴影区和日照区温度差异, 除入光口外在遥感器本体外表包覆 20 单元多层隔热组件, 多层隔热组件最外侧包覆防原子复合膜(β 布)。对能够引起遥感器温度波动的热边界进行热隔热, 以太阳帆板为例, 太阳帆板与遥感器本体之间采用了大热阻的柔性支架(如图 3) 联接, 大大减小了有效传热面积, 增大了传热热阻。另外使用两层厚 5mm 的聚酰亚胺垫, 使每个联接点的热阻高于 $70 \text{K}/\text{W}$, 同时为减小安装支架温度波动, 在支架外也包覆多层隔热组件。

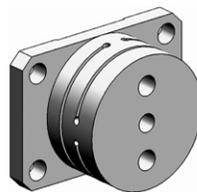


图3 太阳帆板支架

热控涂层:为实现遥感器内部温度均匀性,在遥感器蒙皮上喷黑漆,要求发射率 $\epsilon > 0.85$,结构件内表面均氧化发黑处理,要求发射率 $\epsilon > 0.85$ 。

主动加热:为维持遥感器温度水平和减小遥感器不同部位的温度梯度,在遥感器本体框架和关键结构上贴薄膜电加热器,实现温度补偿。

4.2 遮光罩热设计

入光口散热较多,为减少散热,采取了以下措施:一是在四层光阑之间的遮光罩内侧贴 5 单元多层隔热组件,多层面膜使用黑膜;二是在遮光罩下面的蒙片上贴加热片,对其进行热补偿,而不是在遮光罩上直接加热。降低了遮光罩温度水平、增大了散热热阻,减少了散热。

用 I-DEAS/TMG 软件建立遮光罩热模型,模型如图 4,在遮光罩底部建立一层单元模拟遥感器本体。所有单元上施加 15W 功耗来模拟空间外热流,环境温度设为 4K。如图 5,分析了四种措施下模型温度分布,1 区代表光栏夹层,2 区代表遮光罩下部蒙皮。比较四种措施下温度分布可以看出,在光栏间加多层和在遮光罩下部蒙皮加功耗可以有效提高遥感器本体温度水平。

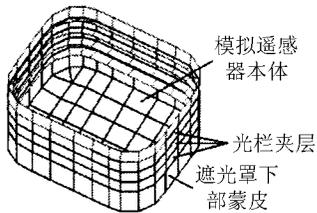


图 4 遮光罩模型

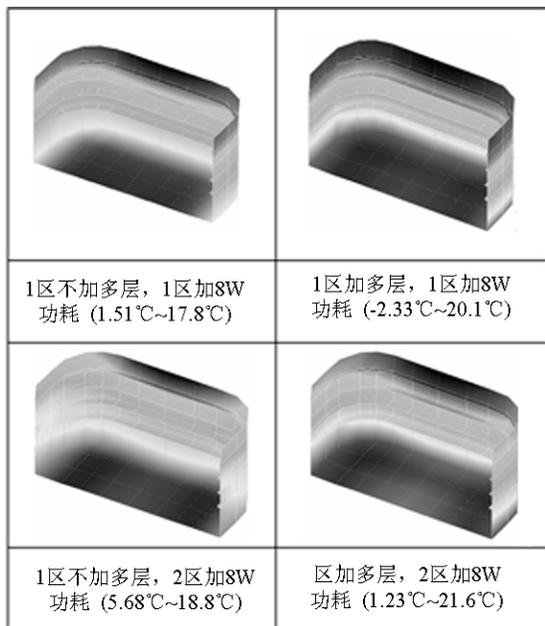


图 5 各种热控措施下遮光罩模型温度场

4.3 遥感器成像镜组热控

成像镜组作为光学系统重要的组件,具有较高的温度敏感性,对温度水平和温度梯度有较高要求,结合镜组材料和结构特点对其进行了热设计。

反射镜材料为碳化硅,作为空间遥感器光学系统的反射镜,对热稳定性、温度均匀性具有很好的作用,能够保证温度变化引起的热变形较小。另外反射镜采用柔铰支撑结构,框架变形引起的镜组变形较小。为保证遥感器工作时镜组温度水平和轴向温差满足要求,在主镜和三镜镜罩背面及次镜和折叠镜背部蒙皮外侧贴聚酰亚胺电加热膜,采用热辐射的方式进行温度补偿,图 6 为主镜及镜罩模型。

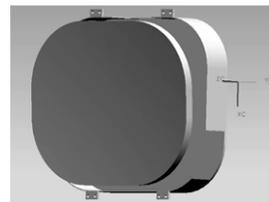


图 6 主镜和镜罩模型

4.4 遥感器 CCD 焦面组件散热分析

CCD 作为光学遥感器成像元件,且是重要的内热源,其热设计结果直接关系到成像质量,如何保证其满足温度指标,向来是光学遥感器热设计的重点。CCD 器件的热控一般通过热疏导和热补偿等措施进行。本遥感器 CCD 功耗较小,工作时间短,热量由焦面盒等本地部件消耗,并通过焦面盒辐射给遥感器,图 7 为 CCD 焦面组件传热路线图。另外焦面盒安装在遥感器本体内部,保证遥感器温度水平即可保证 CCD 最低温度。

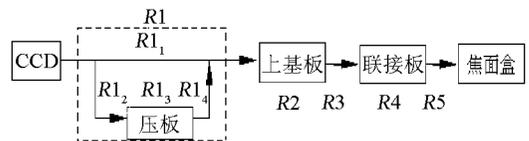


图 7 CCD 焦面组件散热逻辑通道示意图

CCD 焦面组件热控:对 CCD 焦面组件的热控采用了三种措施,一是材料选择,压板、基板及联接板采用了高传导率高体分铝基复合材料;二是热控涂层,在焦面盒内外表面、压板、基板等部位均喷涂高发射率消杂光黑漆,以利于温度均匀化;三是导热胶,在热量传导路径的接触面上均填充导热硅胶,减小接触热阻,提高传热效率^[13]。接触热阻按下式计算

$$R = \Delta T / Q = 1 / Ah \quad (1)$$

式中 R 为传热热阻; ΔT 为温差; Q 传热功率; A 为垂直于传热方向的接触面积; h 为接触传热系数,根据是否填充导热脂取 h 取 $1500 \text{ W} / (\text{m}^2 \cdot \text{K})$ 和 $100 \text{ W} /$

($m^2 \cdot K$)。由图 7 为热阻串并联关系,经计算单片 CCD 器件到焦面盒的传热热阻 R 为 $3.3(^\circ C/W)$ 。CCD 组件包括四片 CCD 器件,每片功耗 $1.3W$,两个 CCD 驱动板,功耗为 $8.42W$ 。CCD 温度指标 $0^\circ C \sim 30^\circ C$,由 CCD 上限温度经式(1)计算得焦面盒的上限温度为 $25.7^\circ C$ 。

表 1 焦面盒属性参数

材料	铝合金
比热容/($J/(kg \cdot K)$)	888
密度/(kg/m^3)	2650
有效体积/ m^3	4.7×10^{-4}
特征尺寸/mm	$260 \times 140 \times 65$
红外半球发射率(ε_H)	≥ 0.9

表 1 中列出了焦面盒属性,经计算焦面盒热容 C 为 $1106J/^\circ C$ (未考虑偏流组件、CCD 基板、驱动板线框等部件热容)。设定周围环境温度 $18^\circ C$ 。辐射换热为

$$Q = A_1 \varepsilon_1 \sigma (T_1^4 - T_2^4) \quad (2)$$

式中 A_1 为表面面积; ε_1 为红外半球发射率; σ 为斯特藩-玻耳兹曼常数;取 $5.67 \times 10^{-8} W/(m^2 \cdot K^4)$; T_1, T_2 分别为参加换热的两个表面的开氏温度。将焦面盒各参数代入公式(2)计算焦面盒在 $25.7^\circ C$ 时向遥感器辐射的热量,其中 ε_1 取 0.9 , T_2 取遥感器平均温度 $291.15K$,计算得 Q 为 $5.0W$,取该值的一半作为焦面盒从 $18^\circ C$ 升高到 $25.7^\circ C$ 过程中的平均辐射功率。焦面盒从遥感器平均温度升高到上限温度的时间为

$$\frac{(T_{max} - T_0) C}{Q_i - Q_{平均}} = t \quad (3)$$

式中 T_{max} 为焦面盒上限温度; T_0 为起始焦面盒平均温度; C 为焦面盒热容; Q_i 为 CCD 组件内热功耗; $Q_{平均}$ 为焦面盒从 T_0 升到 T_{max} 平均辐射功率。代入各参数计算得 t 为 $766s$,即 $12.77min$,大于 $10min$ 工作时间。

5 热试验

为验证热设计的正确性和有效性,在 ZM4300 空间模拟器中进行了热平衡试验,如图 8 所示。试验真空度优于 $1.3 \times 10^{-3} Pa$,热沉温度低于 $100K$ 。

边界模拟:

1) 卫星平台模拟:在三个安装支架靠近安装平台端加 $10mm$ 铝合金垫块,垫块上贴电加热膜和热敏电阻形成闭环控温,模拟遥感器安装点温度。

2) 太阳帆板模拟:太阳帆板使用模拟件,在帆板 + X 面粘贴 16 张加热片和两只热敏电阻进行闭环控温,模拟太阳帆板温度。帆板 + X 面覆盖 20 单元多层隔热材料, - X 面喷涂黑漆。

3) 载荷热边界模拟:太阳敏感器和数字太阳敏感器以电加热膜模拟温度边界,星敏感器施加功耗模拟在轨工作,并用热敏电阻进行测试。

4) 外热流模拟:用红外加热笼模拟外热流,并通过热电偶检测热流密度。只模拟遥感器 - X 面、 $\pm Y$ 面、+ Z 面和入光口外热流,因遥感器 + X 面和 - Z 面受太阳帆板和卫星平台遮挡,因此不模拟这两个面的外热流。

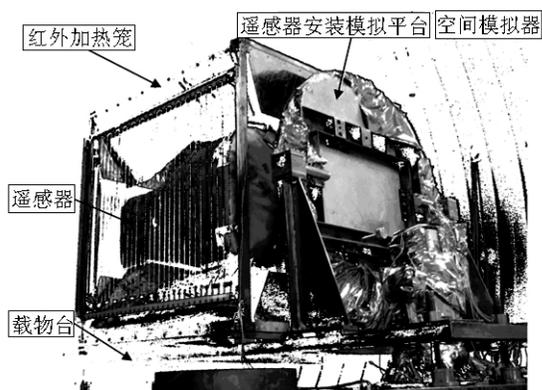


图 8 真空罐内遥感器、红外加热笼等布局结构

试验分三个工况进行,分别为对日高、低温工况和对地高温工况。表 2 为试验结果,从表可以看出,各工况下关键部件温度都在 $18 \pm 1.5^\circ C$,满足温度指标。同时 CCD 焦面温度在 $17 \sim 26^\circ C$ 之间,满足使用要求。

表 2 各试验工况遥感器关键部件温度($^\circ C$)

类别	对日高温工况	对日低温工况	对地高温工况
主镜	18.5	17.9	18.9
次镜	17.8	17.6	19.3
三镜	19.2	18.2	18.3
折叠镜	18.4	17.9	17.9
CCD 焦面	18.0	17.4	18.0 ~ 26.0
内热源	周期平均	0	实际工作
主动功耗/W	37.2	40.4	26

CCD 组件瞬态试验:为了保证 CCD 组件温度在遥感器工作期间能够在指标内,在对地高温工况平衡后,模拟遥感器工作时 CCD 组件温度变化,遥感器每轨工作 $10min$ 。如图 9 所示,CCD 最高温度为 $26^\circ C$,焦面盒最高温度为 $23^\circ C$,CCD 组件温度无轨道累加。

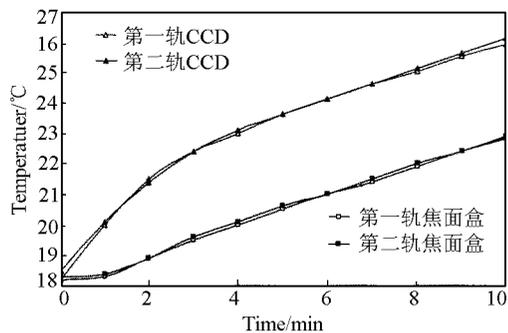


图 9 对地高温工况工作期间 CCD 及焦面盒温度曲线

6 结论

1) 分析了遥感器轨道环境特点, 计算轨道寿命内原子氧通量约为 $6.75 \times 10^{21} \text{ atom/cm}^2$, 选择了一种玻纤增强聚四氟乙烯复合膜(β布)作为多层隔热组件的原子氧防护膜。

2) 对遮光罩进行了保温热设计, 分析结果表明热控措施有利于提高遥感器温度水平。

3) 稳态试验结果表明热设计均能满足三个极端工况下遥感器温度指标; 试验所用主动功耗在热控系统功耗指标内; 对地高温工况 CCD 组件温度曲线表明热设计可以满足遥感器对地 10min 工作要求, 相邻两轨道无温度累加。

本文热设计方法对相似轨道及类似结构特点的空间飞行器的热设计具有一定的借鉴价值。

参考文献:

[1] 瞿克明, 吴清文, 等. 空间光学遥感器热设计实例及其仿真分析[J]. 计算机仿真, 2008, 25(12): 77—80.
 ZI K M, WU Q W et al. Simulation analysis of a space optical remote-sensor's thermal design [J]. Computer Simulation, 2008, 25(12): 77—80.

[2] 黄本诚. 黄本诚文集[M]. 北京: 中央编译出版社, 2007.
 HUANG B C. Huang Bencheng Wenji [M]. Beijing: Central Compilation & Translation Press, 2007.

[3] 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(3): 18—20.
 ZENG Y B, ZHANG L Z, Yu Q. Organic thermal control coating in space environment [J]. Aerospace Materials & Technology, 1997(3): 18—20.

[4] 李瑞琦, 李春东, 何世禹. 柔性热控材料性能及其空间稳定性的研究现状[J]. 兵器材料科学与工程, 2009(11): 81—84.
 LI R Q, LI C D, HE S Y. Research status of performance and space stability of flexible thermal control materials [J]. Ordnance Material Science and Engineering, 2009(11): 81—84.

[5] 多树旺, 李美栓, 张亚明, 等. 原子氧环境中聚酰亚胺的质量变化和侵蚀机制[J]. 材料研究学报, 2005, 19(4): 337—342.
 DUO S W, LI M S, ZHANG Y M, et al. Mass change and erosion mechanism of the polyimide film during atomic oxygen exposure [J]. Chinese Journal of Materials Research, 2005, 19(4): 337—342.

[6] 杨文毅, 杨士勤, 杨德庄, 等. 模拟空间原子氧对 Teflon FEP/Al 薄膜性能的影响[J]. 材料研究学报, 2005, 19(3): 310—314.
 YANG W Y, YANG S Q, YANG D Z, et al. Influence of the simulating atomic oxygen in space environment on properties of Teflon FEP/Al film [J]. Chinese Journal Of Materials Research, 2005, 19(3): 310—314.

[7] 范权福, 田剑华. 卫星表面原子氧通量和遭遇量的计算及讨论[J]. 空间科学学报, 1999, 19(2): 167—172.
 FAN Q F, TIAN J H. The computation of atomic oxygen flux and fluence on the surfaces of artificial satellites and its discussion [J]. Chinese Journal of Space Science, 1999, 19(2): 167—172.

[8] 张蕾, 严川伟, 孙刚, 等. 低αS有机硅热控涂层及其空间防护作用研究[J]. 中国空间科学技术, 2003(2): 15—22.
 ZHANG L, YAN C W, SUN G, et al. Study of lowαS organic thermal control coatings and their protection for space materials [J]. Chinese Space Science and Technology, 2003(2): 15—22.

[9] 越小虎, 沈志刚, 王忠涛, 等. 一种空间用抗原子氧复合膜β布的原子氧、温度、紫外辐射效应的试验研究[J]. 宇航学报, 2001, 22(3): 87—91.
 ZHAO X H, SHEN Z G, WANG Z T, et al. Experimental investigations of atomic oxygen, temperature, ultraviolet radiation effects in an AO-resistant spacecraft composite material-Beta cloth [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2001, 22(3): 87—91.

[10] Kamenetzky R R, Finckenor M M. Comparison of observed Beta cloth interactions with simulated and actual space environment [R]. NASA/TM-209575, 1999.

[11] 越小虎, 沈志刚, 王鑫, 等. 玻璃纤维复合材料的原子氧剥蚀效应试验研究[J]. 宇航学报, 2006, 27(6): 1347—1348.
 ZHAO X H, SHEN Z G, WANG X, et al. An experimental study of atomic oxygen effects on glass fiber composites [J]. Journal of Astronautics, 2006, 27(6): 1347—1348.

[12] 赵欣. 卫星热设计中β角在不同轨道下的变化规律分析[J]. 航天器工程, 2008, 17(3): 57—61.
 ZHAO X. Study on change rule of angle for various orbits in satellite thermal design [J]. Spacecraft Engineering, 2008, 17(3): 57—61.

[13] 瞿克明, 吴清文, 等. 空间光学遥感器 CCD 焦平面组件热设计[J]. 光学技术, 2008, 34(3): 401—403.
 ZI K M, WU Q W, et al. Thermal design of CCD focal plane assembly of space optical remote-sensor [J]. Optical Technique, 2008, 34(3): 401—403.