

文章编号 1674-2915(2011)02-0139-08

## 空间光学遥感器热设计

杨献伟<sup>1</sup> 吴清文<sup>1</sup> 李书胜<sup>2</sup> 江帆<sup>1</sup> 李志来<sup>1</sup>

(1. 中国科学院 长春光学精密机械与物理研究所, 吉林 长春 130033;

2. 三一重机有限公司, 江苏 昆山 215300)

**摘要:** 为了保证空间光学遥感器所需温度条件, 本着被动热控为主、主动热控为辅的原则对其进行了热设计。首先, 分析了遥感器在轨工作模式, 建立了遥感器外热流计算模型。根据遥感器各面外热流变化, 确定了3个极端工况。然后, 以对日低温工况热设计为主对遥感器进行了热设计。最后, 对热设计进行了热仿真分析和热试验验证。结果表明: 镜组温度水平可控制在 $(18 \pm 1.5)^\circ\text{C}$ , 且满足轴向温差要求; CCD器件温度变化为 $18 \sim 26^\circ\text{C}$ , 相邻轨道无温度累加。该热控设计方案可行, 可对其它低能量、大窗口空间光学遥感器的热设计提供借鉴。

**关键词:** 光学遥感器; 热设计; 热仿真; CCD

中图分类号: TP73; V445.8 文献标识码: A

## Thermal design of space optical remote sensor

YANG Xian-wei<sup>1,2</sup>, WU Qing-wen<sup>1</sup>, LI Shu-sheng<sup>2</sup>, JIANG Fan<sup>1</sup>, LI Zhi-lai<sup>1</sup>

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

2. *Sany Heavy Machinery Co., Ltd., Kunshan 215300, China)*

**Abstract:** In order to maintain the temperature of a space optical remote sensor in orbit, a thermal control system was designed according to a thermal control strategy that was based on the passive thermal control and aided with the active thermal control. Firstly, based on the work patterns of the space optical remote sensor, a modal for its flux calculation was established. Three extreme conditions were confirmed after analysis on the thermal flux and temperature boundary conditions of the sensor. Then, thermal design was concentrated on the sun-oriented work pattern in a low-temperature condition primarily. Finally, the thermal simulation and thermal test for thermal control system were performed. Simulation and test results show that the temperature fluctuations of mirrors are at  $(18 \pm 1.5)^\circ\text{C}$  and the axis temperature difference meets the requirements of the optical system. The temperature of CCD device can be controlled between  $18^\circ\text{C}$  and  $26^\circ\text{C}$ . The results demonstrate that the thermal design is feasible and these experiments can provide a reference for the thermal design of other optical remote sensors with low energies and big optical windows.

**Key words:** optical remote sensor; thermal design; thermal simulation; CCD

收稿日期: 2010-10-12; 修订日期: 2011-12-13

## 1 引言

航天器运行在外太空,受外部热环境剧烈变化的影响,在最坏情况下,航天器部件温度变化值可达 $\pm 150\text{ }^{\circ}\text{C}$ <sup>[1]</sup>,对于大部分星上仪器来说,在这样大幅度的温度涨落是无法工作的。空间光学遥感器作为卫星有效载荷,对温度水平和温度梯度有着更加苛刻的要求。实际上为了在安装时节省资源,大型空间光学遥感器多直接搭载在卫星平台上,裸露在外太空<sup>[2]</sup>,这样遥感器在轨工作受恶劣内外热环境的影响极大,极易使结构件产生温度载荷,从而导致结构件产生热应力和热变形,并且使结构件间的尺寸稳定性遭到破坏,从而影响成像质量。

文献[3]对不同温差对光学系统的影响做了较为全面的研究,文献[4]对空间光学遥感器的环境适应性和热控设计做了大量的研究工作,提供了丰富的经验。文献[7]通过空间光学遥感器热分析得到了空间热状态,提出了指导热设计和热试验方案。本文对一个运行于低轨道上的光学遥感器进行了热设计,它具有低外热流和低功耗供给的特点,热分析和热试验结果表明文中的热设计满足遥感器对温度的要求。

## 2 遥感器简介

### 2.1 遥感器结构及工作模式

遥感器安装在卫星平台上,暴露在外太空,如图1所示,+X向安装太阳帆板。遥感器采用离轴三反光学系统,由主镜、次镜、三镜、调焦镜和CCD器件组成。主体由前框架和后框架构成,前框架安装次镜和调焦镜,后框架安装主镜、三镜和焦面盒,前后框架由6根碳纤维杆联接,在主体外包碳纤维蒙皮。蒙皮尺寸为 $800\text{ mm}\times 550\text{ mm}\times 840\text{ mm}$ ,遮光罩窗口尺寸为 $375\text{ mm}\times 310\text{ mm}$ ,太阳帆板面积为 $0.570\text{ m}^2$ ,太阳吸收率 $\alpha_s=0.92$ ,红外发射率 $\varepsilon=0.82$ ,光电转化率为15%。

遥感器运行于260 km的太阳同步轨道,轨道倾角为 $95.5^{\circ}$ ,轨道偏心率为0,降交点地方时为10:00 AM。遥感器在轨不工作时帆板对日定向,

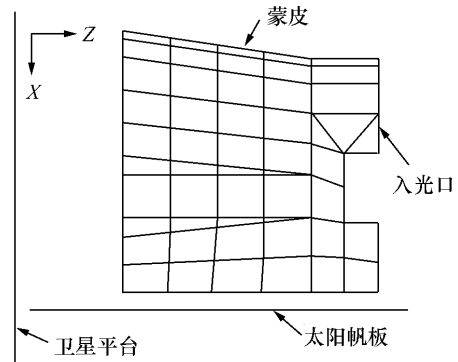


图1 遥感器安装位置示意图

Fig. 1 Location sketch of remote sensor

称为对日模式,工作时入光口转为对地定向,称为对地模式,每轨工作约10 min。

### 2.2 热设计约束

总体给定卫星平台温度为 $0\sim 30\text{ }^{\circ}\text{C}$ ,主动功耗为50 W,焦面组件功耗为13.62 W。遥感器主要温度指标包括:温度水平 $(18\pm 2.5)\text{ }^{\circ}\text{C}$ ,光学组件温度 $(18\pm 1.5)\text{ }^{\circ}\text{C}$ ,主、次镜温差 $\leq 1\text{ }^{\circ}\text{C}$ ,主、三镜温差 $\leq 1\text{ }^{\circ}\text{C}$ ,CCD温度水平 $15\sim 30\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。

## 3 热工况分析

进行热设计前,首先要认真分析热状态,或称热工况,选定的热设计工况应满足:只要遥感器温度在各设计工况均满足要求,就能确信遥感器在所有的工况都将处在规定的温度范围内<sup>[8]</sup>。

### 3.1 热环境分析

遥感器在轨运行时,从宇宙空间、卫星载荷吸收的热量与遥感器自身产生的热量之和,应等于遥感器向自身外界排出的能量与遥感器内能变化之和,这个条件确定了遥感器在轨温度水平。

与遥感器有热交换的边界包括卫星平台和太阳帆板,吸收外热流主要包括太阳直射、地球阳光返照和地球红外辐射。太阳常数为 $1367\text{ W/m}^2$ ,随日地距离在 $1322\sim 1414\text{ W/m}^2$ 变化,远日点最小,近日点最大。地球-大气平均反射率 $\rho=0.3$ ,地球红外热流取 $0.25\cdot S(1-\rho)$ , $S$ 为太阳常数。内热源包括CCD及驱动板,功耗为13.2 W(调焦电机和调偏流电机因功率小、工作时间短而被忽略)。

3.2 外热流分析

由于遥感器运行轨道为太阳同步轨道, 遥感器在轨运行以对日模式为主, 轨道  $\beta$  角变化对遥感器外热流影响较小。本文用 I-DEAS/TMG 建

立了遥感器外热流计算模型, 分析了远日点对日模式和近日点对地模式遥感器各面及太阳帆板外热流变化, 如图 2、图 3 所示。表 1 为平均到达外热流统计表。

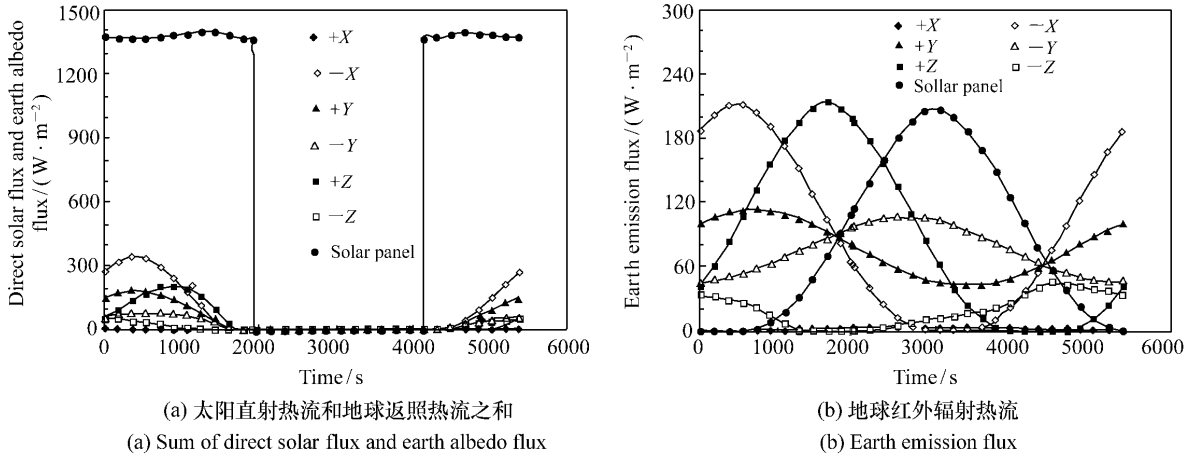


图 2 远日点对日模式各面到达外热流

Fig. 2 All surface heat flux under sun-oriented work pattern on aphelion

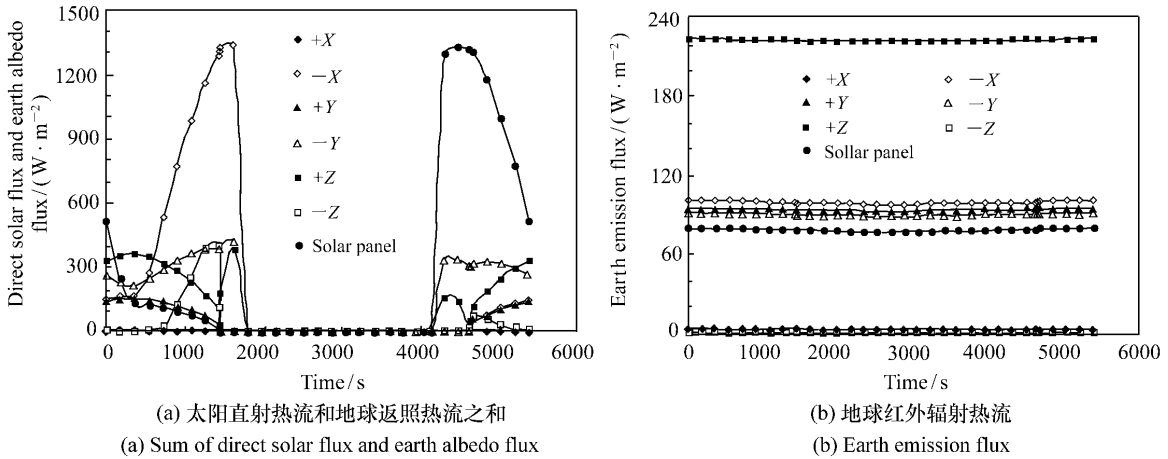


图 3 近日点对地模式各面到达外热流

Fig. 3 All surface heat flux under earth-oriented work pattern on perihelion

表 1 各面平均到达外热流

Tab. 1 Average flux on each surface

(W/m<sup>2</sup>)

表面	远日点对日模式		近日点对地模式	
	太阳及地球返照热流	地球红外辐射热流	太阳及地球返照热流	地球红外辐射热流
+X	0.42	1.86	1.41	2.51
-X	84.82	88.81	281.23	98.89
+Y	50.72	76.42	41.82	93.80
-Y	26.19	75.81	184.02	90.21
+Z	41.81	87.30	124.13	226.04
-Z	13.20	19.70	44.50	0

从传感器外热流看出,对日模式下太阳帆板阻挡了能够到达传感器本体的阳光直射热流,传感器仅获得少量阳光返照,传感器各面红外热流变化剧烈,但峰值仅为  $200 \text{ W/m}^2$ ;对地模式下,除太阳帆板和  $-X$  面因有短暂的太阳直射热流,外热流变化较为剧烈外,其它各面外热流较小,各面地球红外热流稳定,最大值在  $+Z$  面为  $226 \text{ W/m}^2$ 。综合比较,传感器  $\pm Y$  面热流小且稳定,适合设置散热面。

$$A\alpha_s S + A\varepsilon_e E_e = A\sigma\varepsilon_e T^4 \quad (1)$$

式(1)为平面在空间的热平衡方程,平面一侧设为绝热面,其中  $A$  为该平面表面积,  $\alpha_s$  为太阳吸收率;  $S$  为太阳直射和地球反射平均热流,  $\varepsilon_e$  为红外发射率,  $E_e$  为地球红外平均热流,  $\sigma$  为斯特藩-玻耳兹曼常数,  $T$  为平衡温度。

利用式(1)分别计算得  $-X$  面在两种工况下平衡温度分别为:  $-55.3 \text{ }^\circ\text{C}$ ,  $-21.4 \text{ }^\circ\text{C}$  ( $\alpha_s = 0.39$ ,  $\varepsilon_e = 0.85$ );  $+Z$  面平衡温度为  $-54.7 \text{ }^\circ\text{C}$ ,  $7.1 \text{ }^\circ\text{C}$  ( $\alpha_s = 1$ ,  $\varepsilon_e = 1$ )。传感器在轨处于低能量状态,特别是入光口,因面积大,且无法用多层组件包覆,相当于一个大面积散热面,因此热设计以保温为主。

太阳帆板外热流变化剧烈,在远日点对日模式下,阳照区阳光和地球阳光返照、地球红外辐射热流平均值为  $1377 \text{ W/m}^2$  和  $34.66 \text{ W/m}^2$ ,阴影区仅有地球红外辐射热流,平均值为  $156.3 \text{ W/m}^2$ 。以公式(1)计算太阳帆板温度(去除光电转换太阳能),阳照区为  $123.3 \text{ }^\circ\text{C}$ ,阴影区为  $-44 \text{ }^\circ\text{C}$  ( $\alpha_s = 0.92$ ,  $\varepsilon_e = 0.82$ ),因此,这里要将传感器本体与太阳帆板进行热隔离,以减小帆板温度波动对传感器本体的影响。

### 3.3 热工况

忽略传感器表面涂层性能变化的影响,影响各工作模式外热流大小的因素归于太阳常数变化。规划了3个极端工况:对日低温工况、对日高温工况和对地高温工况。

对日低温工况:太阳帆板对日定向,卫星平台温度取  $0 \text{ }^\circ\text{C}$ ,内热源不工作,取远日点轨道,太阳常数取  $1322 \text{ W/m}^2$ ,阳光返照率取  $0.3$ ,地球红外辐射取  $231 \text{ W/m}^2$ 。

对日高温工况:太阳帆板对日定向,卫星平台温度取  $30 \text{ }^\circ\text{C}$ ,内热源工作,取近日点轨道,太阳常数取  $1412 \text{ W/m}^2$ ,阳光返照率取  $0.3$ ,地球红外辐射取  $247 \text{ W/m}^2$ 。

对地高温工况:太阳帆板对地定向,卫星平台温度取  $30 \text{ }^\circ\text{C}$ ,内热源工作,取近日点轨道,太阳常数取  $1412 \text{ W/m}^2$ ,阳光返照率取  $0.3$ ,地球红外辐射取  $247 \text{ W/m}^2$ 。

综上所述,传感器在轨处于低能量状态,取对日低温工况作为热设计工况,并对热设计结果进行仿真分析,检验是否满足其它两个极端工况。

## 4 热设计

传感器热设计的目的就是通过对控制传感器内外热交换来满足传感器对温度的要求。传感器热设计是以轨道参数、工作模式、传感器结构特点、设备布局等为输入条件,以控制设备温度水平和温度变化速率为目的,在热控系统重量和电加热功率等限制条件下,设计出高可靠度的热控系统的过程。设计力求简单可靠,尽量采用成熟可靠的热控制技术、材料和实施工艺,以被动热控为主,主动热控为辅。

### 4.1 传感器本体热设计

热隔离:为减少外热流和空间冷黑环境对传感器本体温度的影响,缩小传感器在轨道阴影区和日照区温度差异,除入光口外,在传感器本体外

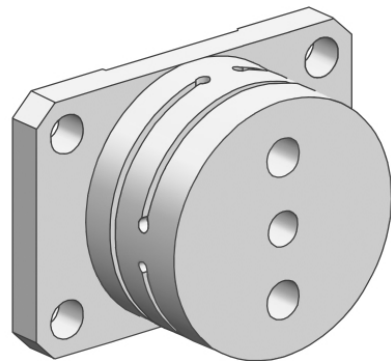


图4 太阳帆板支架

Fig. 4 Modal of solar panel's support

表包覆 20 单元多层隔热组件。对能够引起遥感器温度波动的热边界进行隔热,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(图 4) 联接,并使用两层聚酰亚胺垫安装,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。

**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  $\epsilon > 0.85$ ,结构件内表面均作氧化发黑处理,要求  $\epsilon > 0.85$ 。

**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,在碳纤维蒙皮外侧及前后框架设置了加热区,采用高精度热敏电阻和电加热片进行闭环控制。

**多层组件原子氧防护:**遥感器运行在 260 km 低地球轨道上,遥感器表面材料会受到高密度原子氧的剥蚀和氧化。为了防止原子氧对多层材料的侵蚀,选择一种玻纤聚四氟乙烯材料( $\beta$ 布)作为其防护层。 $\beta$ 布是一种长寿命空间飞行器上使用的热控材料,基于玻璃纤维对底层材料的保护作用<sup>[10]</sup>,在空间环境中可以抵抗原子氧剥蚀<sup>[9]</sup>。这里取太阳吸收率  $\alpha_s = 0.39$ ,红外半球发射率  $\epsilon_H = 0.85$ 。

### 4.2 遮光罩热设计

窗口通过两种途径散热:一是遥感器本体通过窗口向外辐射热量;二是通过遮光罩以辐射方式向外太空散热,只有后者辐射热量可调。式  $Q = FA\epsilon\sigma T^4$  为热辐射公式,通过减小散热面积  $A$  和温度  $T$  的措施来减小散热。反映在热控措施上表现为:1) 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;2) 在遮光罩下面的蒙片上贴加热片,对其进行热补偿。

### 4.3 遥感器镜组热控

镜组作为光学系统重要的组件,具有较高的

温度敏感性,由于对温度水平和温度梯度有较高要求,本文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,有较好的热稳定性和温度均匀性,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 5 为主镜及其镜罩模型。

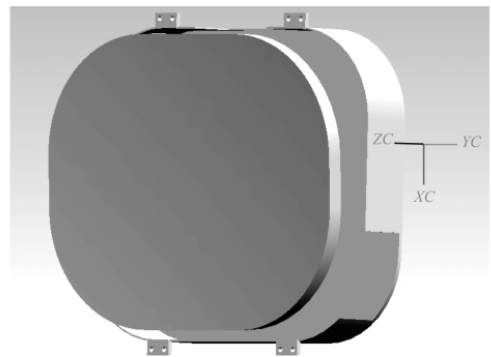


图 5 主镜和镜罩模型

Fig. 5 Modals of primary mirror and cover

### 4.4 遥感器 CCD 焦面组件散热

CCD 是光学遥感器的成像元件,也是重要的内热源,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,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 6 为 CCD 焦面组件传热路线图。

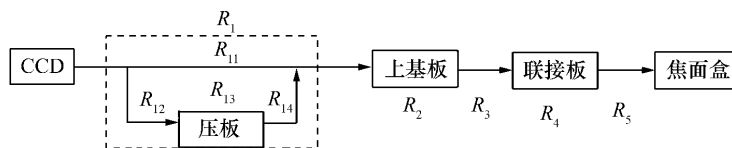


图 6 CCD 焦面组件散热逻辑通道示意图

Fig. 6 Sketch of path for heat dissipation of CCD assembly

CCD 焦面组件热控: 对 CCD 焦面组件的热控采用了 3 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<sup>[6]</sup>。

## 5 热仿真和热试验

### 5.1 热仿真分析

根据热设计采用的热控措施所得到的主要分析参量见表 2, 用 I-DEAS/TMG 软件建立了遥感器热仿真分析模型, 以 3.3 节确定的 3 个极端工

表 2 主要分析参量

Tab. 2 Main parameters for simulation

材料名称	太阳吸收率 $\alpha_s$	红外发射率 $\varepsilon_h$	密度 $\rho / (\text{kg} \cdot \text{m}^{-3})$	导热率 $\kappa / (\text{W} \cdot \text{m}^{-1} \cdot \text{K}^{-1})$	比热 $c / (\text{J} \cdot \text{kg}^{-1} \cdot \text{K}^{-1})$
碳纤维(发黑)	0.85	0.85	1 600	35.0	500
ZTC4(发黑)	0.85	0.85	4 400	8.8	557
SiC(镜面)	0.8/0.02	0.8/0.02	3 085	185	820
铝合金(发黑)	0.85	0.85	2 650	134	888
隔热垫	-	-	1 418	0.16	1 005
防原子氧膜	0.39	0.85	-	-	-

况作为输入条件, 进行稳态分析。图 7 为对日低温工况镜组温度场, 镜组温度水平及温差满足要求。同时对其它两个工况进行了分析, 分析结果均满足要求。

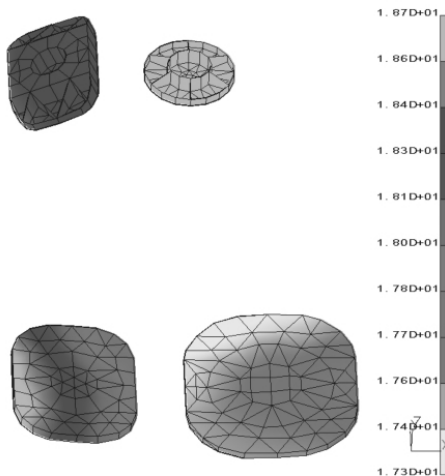


图 7 镜组温度场

Fig. 7 Temperature field of mirrors

### 5.2 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

100 K。对卫星平台、太阳帆板通过贴电加热膜进行温度模拟, 用红外加热笼模拟外热流。

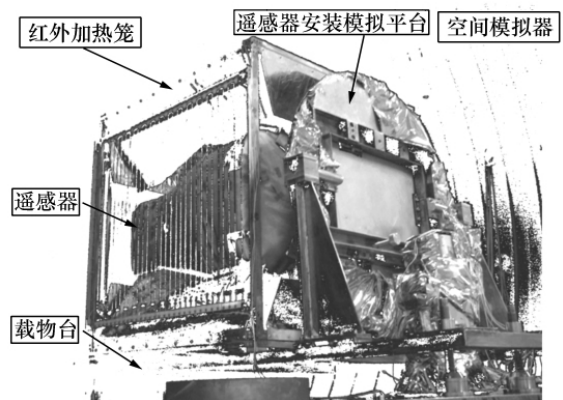


图 8 真空罐内遥感器、红外加热笼等布局结构

Fig. 8 Layout of remote sensor, infrared cage, et al. in vacuum vessel

试验分 3 个工况进行, 分别为对日高、低温工况和对地高温工况。表 3 为试验结果, 从表中可以看出, 各工况下关键部件温度都在  $(18 \pm 1.5) ^\circ\text{C}$ , 主镜与次镜温差  $\leq 1.0 ^\circ\text{C}$ ; 主镜与三镜温差  $\leq 1.0 ^\circ\text{C}$  满足温度指标。同时 CCD 焦面温度为  $17 \sim 26 ^\circ\text{C}$ , 满足使用要求。

表 3 遥感器在各工况下热试验结果

Tab. 3 Test results of remote sensor under each condition

(°C)

类别	主镜	次镜	三镜	折叠镜	CCD 焦面
对日高温工况	18.5	17.8	19.2	18.4	18.0
对日低温工况	17.9	17.6	18.2	17.9	17.4
对地高温工况	18.9	19.3	18.3	17.9	18.0 ~ 26.0

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 10 min。如图 9 所示, CCD 最高温度为 26 °C, 焦面盒最高温度为 23 °C。

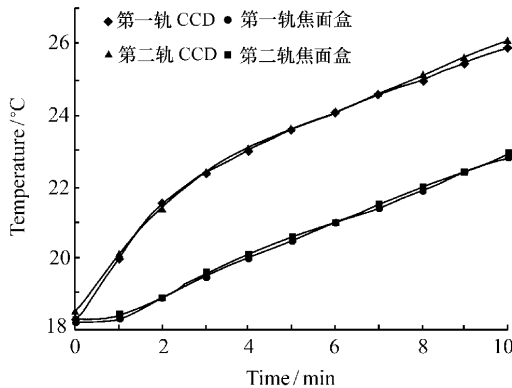


图 9 遥感器工作时 CCD 及焦面盒温度曲线

Fig. 9 Temperature curves of CCD and focal plane box when remote sensor works

## 6 结 论

为了保证遥感器热控系统在轨工作的温度水平和温度梯度, 本文根据遥感器工作模式, 分析了遥感器外热流变化, 确定了 3 个极端工况, 以保温为目标, 对遥感器进行了热设计。

通过热分析和热平衡试验验证了热控方案的可行性。试验结果表明: 热设计均能满足遥感器温度指标: 光学镜组组件温度可控制在  $(18 \pm 1.5) ^\circ\text{C}$ , 主镜与次镜温差  $\leq 1 ^\circ\text{C}$ , 主镜与三镜温差  $\leq 1 ^\circ\text{C}$ ; 遥感器工作时 CCD 器件温度变化为  $18 \sim 26 ^\circ\text{C}$ , 相邻轨道无温度累加。

## 参考文献:

- [1] 闵桂荣, 郭舜. 航天器热控制 [M]. 北京: 科学出版社, 1998.  
MIN G R, GUO SH. *Spacecraft Thermal Control* [M]. Beijing: Science Press, 1998. (in Chinese)
- [2] 瞿克明, 吴清文, 李泽学, 等. 空间光学遥感器的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, LI Z X *et al.*. Simulation analysis of a space optical remote-sensor's thermal design [J]. *Computer Simulation* 2008, 25(12): 77-78. (in Chinese)
- [3] 巩盾. 温度对遥感器光学系统成像质量的影响 [D]. 长春: 中国科学院长春光学精密机械与物理研究所, 2010.  
GONG D. The thermal effect on image quality of the remote sensor optical system [D]. Changchun: Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, 2010. (in Chinese)
- [4] 卢镔, 颜昌翔, 吴清文, 等. 空间光学遥感器环境适应性设计与试验研究 [J]. 中国光学与应用光学, 2009, 2(5): 364-376.  
LU E, YAN CH X, WU Q W *et al.*. Research on adaptability of optical remote sensors in mechanical and space thermal environments [J]. *Chinese J. Opt. and Appl. Opt.* 2009, 2(5): 364-376. (in Chinese)
- [5] 黎明, 吴清文, 江帆, 等. 三线阵立体测绘相机热控系统的设计 [J]. 光学精密工程, 2010, 18(6): 1367-1373.  
LI M, WU Q W, JIANG F *et al.*. Design of thermal control system for three-linear array mapping cameras [J]. *Opt. Precision Eng.* 2010, 18(6): 1367-1373. (in Chinese)
- [6] 瞿克明, 吴清文, 郭疆, 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, GUO J *et al.*. Thermal design of CCD focal plane assembly of space optical remote-sensor [J]. *Opt.*

- Technique 2008 34(3):401-403. (in Chinese)
- [7] 吴清文, 卢泽生, 卢铿, 等. 空间光学遥感器热分析[J]. 光学精密工程 2002, 10(2):205-208.  
WU Q W, LU Z S, LU E *et al.*. Thermal analysis for a space optical remote sensor[J]. *Opt. Precision Eng.* 2002, 10(2):205-208. (in Chinese)
- [8] 闵桂荣. 卫星热控制技术[M]. 北京: 宇航出版社, 1991.  
MIN G R. *Satellite Thermal Control Technique* [M]. Beijing: Astronautic Publishing House, 1991. (in Chinese)
- [9] 越小虎, 沈志刚, 王忠涛, 等. 一种空间用抗原子氧复合膜 $\beta$ 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 ZH G, WANG ZH T *et al.*. Experimental investigations of atomic oxygen, temperature, ultraviolet radiation effects in an AO-resistant spacecraft composite material-Beta cloth[J]. *Chinese J. Aeronautics* 2001 22(3):87-91. (in Chinese)
- [10] 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 ZH G, WANG X *et al.*. An experimental study of atomic oxygen effects on glass fiber composites[J]. *J. Astronautics* 2006 27(6):1347-1348. (in Chinese)

作者简介: 杨献伟(1983—) 男, 河南安阳人, 硕士, 主要从事空间光学遥感器热设计及热分析方面的研究。

E-mail: yangxianwei521@163.com

## 《光学精密工程》(月刊)

- 中国光学开拓者之一王大珩院士亲自创办的新中国历史最悠久的光学期刊
- 现任主编为国家级有突出贡献的青年科学家曹健林博士
- Benjamin J Eggleton, John Love 等国际著名光学专家为本刊国际编委

《光学精密工程》主要栏目有现代应用光学(空间光学、纤维光学、信息光学、薄膜光学、光电技术及器件、光学工艺及设备、光电跟踪与测量、激光技术及设备);微纳技术与精密机械(纳米光学、精密机械);信息科学(图像处理、计算机应用与软件工程)等。

- \* 美国工程索引 EI 核心期刊
- \* 中国精品科技期刊
- \* 中文核心期刊
- \* 百种中国杰出学术期刊

主管单位: 中国科学院

主办单位: 中国科学院长春光学精密机械与物理研究所

中国仪器仪表学会

地址: 长春市东南湖大路 3888 号

邮编: 130033

电话: 0431-86176855

传真: 0431-84613409

电邮: gxjmgc@sina.com

网址: <http://www.eope.net>

定价: 50.00 元/册