



航天器环境工程

SPACECRAFT ENVIRONMENT ENGINEERING

——· 中文核心期刊 中国科技核心期刊

“巴遥一号”卫星双相机热设计及验证

王云彬 阳明 孟庆亮 颜吟雪 于峰 孔庆乐 李立广 韦广朗 张悦 王阳 申洁

Thermal design and verification of dual cameras for PRSS-1 satellite

WANG Yunbin, YANG Ming, MENG Qingliang, YAN Yinxue, YU Feng, KONG Qingle, LI Liguang, WEI Guanglang, ZHANG Yue, WANG Yang, SHEN Jie

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.12126/see.2024007>

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

某光学遥感器热试验的定温边界模拟技术

Temperature boundary simulation for thermal test of optical remote sensors

航天器环境工程. 2018, 35(6): 588–592 <https://doi.org/10.12126/see.2018.06.013>

月面采样相机的热设计与热分析

Thermal design and thermal analysis for lunar surface sampling cameras

航天器环境工程. 2017, 34(4): 364–369 <https://doi.org/10.12126/see.2017.04.004>

航天器热平衡试验用大面阵外热流动态模拟系统设计及应用验证

Design and application verification of large-area heat flow dynamic simulation system in thermal balance test of spacecraft

航天器环境工程. 2019, 36(5): 495–501 <https://doi.org/10.12126/see.2019.05.014>

光学遥感卫星杂散光扫描测试系统测控设计

Design of measurement and control for stray light scanning test system of optical remote sensing satellite

航天器环境工程. 2017, 34(2): 195–201 <https://doi.org/10.12126/see.2017.02.015>

航天光学遥感探测器滤光片环境考核方法

Environmental adaptability assessment of the filter of space optical remote sensor detector

航天器环境工程. 2018, 35(1): 87–91 <https://doi.org/10.12126/see.2018.01.016>

分体式主动像元星敏感器高温稳定性热设计及在轨验证

High temperature-stability thermal design of separated type APS star sensor and the on-orbit test

航天器环境工程. 2019, 36(4): 380–386 <https://doi.org/10.12126/see.2019.04.014>

“巴遥一号”卫星双相机热设计及验证

王云彬, 阳 明, 孟庆亮, 颜吟雪, 于 峰, 孔庆乐, 李立广, 韦广朗, 张 悦, 王 阳, 申 洁
(北京空间机电研究所, 北京 100094)

摘要: 针对“巴遥一号”卫星相机主体全寿命周期内温度应保持较高稳定性和均匀性的任务要求。通过建立热阻网络模型, 分析热控设计的重点和难点, 并提出有效管理热量传递和合理设计控温方式的方法; 利用结构热控一体化设计解决双相机焦面电路高功率密度热量排散问题, 采用直接与间接相结合的控温方式提高主光学结构温度稳定性。通过热仿真分析和热平衡试验验证热设计的准确性。相机入轨4年后1个月内的在轨温度变化显示, 相机各部分温度水平和温度稳定性满足设计指标要求, 镜头的温度波动范围在0.09~0.17℃, CCD的温度波动范围在0.93~4.30℃, 表明相机热控设计合理有效。以上设计实践可为双相机一体化热控设计提供借鉴。

关键词: 光学遥感相机; 热设计; 热平衡试验; 在轨验证

中图分类号: TP732

文献标志码: A

文章编号: 1673-1379(2024)02-0151-09

DOI: [10.12126/see.2024007](https://doi.org/10.12126/see.2024007)

Thermal design and verification of dual cameras for PRSS-1 satellite

WANG Yunbin, YANG Ming, MENG Qingliang, YAN Yinxue, YU Feng, KONG Qingle, LI Liguang,
WEI Guanglang, ZHANG Yue, WANG Yang, SHEN Jie
(Beijing Institute of Space Mechanics & Electricity, Beijing 100094, China)

Abstract: In response to the mission requirements of maintaining high stability and uniformity of temperature throughout the camera's lifespan of PRSS-1 satellite, the key points and challenges of thermal control design were analyzed by establishing a thermal resistance network model. In addition, methods for effectively managing heat transfer and designing of thermal control were proposed. An integrated structural thermal control design was employed to solve the difficulty of high-power density heat dissipation in the dual camera focal plane circuit. The temperature stability of the main optical structure was improved by a combination of direct and indirect thermal control methods. The accuracy of thermal design was verified by thermal simulation analysis and thermal balance test. The temperature changes within one month after four years of operation in orbit show that the temperature level and stability of each part of the camera meet the requirements of the design index, with the temperature fluctuation ranging from 0.09 °C to 0.17 °C for the lens, and from 0.93 °C to 4.30 °C for the CCD, indicating that the thermal control design is reasonable and effective. The above design practice may provide a reference for the integrated thermal control design of the satellite's dual camera system.

Keywords: optical remote sensing camera; thermal design; thermal balance test; in-orbit verification

收稿日期: 2023-09-30; 修回日期: 2024-03-25

基金项目: 国家自然科学基金项目 (编号: 51806010)

引用格式: 王云彬, 阳明, 孟庆亮, 等. “巴遥一号”卫星双相机热设计及验证[J]. 航天器环境工程, 2024, 41(2): 151-159

WANG Y B, YANG M, MENG Q L, et al. Thermal design and verification of dual cameras for PRSS-1 satellite[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2024, 41(2): 151-159

0 引言

“巴遥一号”光学遥感卫星可提供高质量、高分辨率的地球观测数据,主要服务于环境气候观测、资源调查、灾害评估管理、农业决策和城市规划等领域。该卫星的设计寿命7年,星上共配置2台TDICCD全色/多光谱相机(A、B双相机),相机载荷具有全色地面像元分辨率优于1.0 m和多光谱地面像元分辨率优于3.0 m的能力。相机载荷采用线阵推扫成像方式,单台相机的幅宽约30.0 km,2台相机拼接后幅宽可超过60.0 km。

高分辨率空间遥感相机具有通光孔径大和成像焦距长等特点,由于其任务性质和全周期寿命要求,相机必须在恶劣的外部空间环境下保持可靠的光学性能。除了光学系统的设计,相机的温度也是影响相机成像质量,实现相机寿命和可靠性的关键因素^[1-3]。为确保在轨成像质量和定位精度,相机的主要部件需要在全寿命周期内保持高水平的温度稳定性^[4-5]。相机在轨运行过程中,主体温度受到多种因素的影响,包括外部热流如太阳直射、地球反照和地球红外热流,以及相机内部热源间歇性工作所带来的影响。这些热量的不均匀性和随时间的变化,将导致相机温度不均匀分布和波动,继而引起相机结构材料的热变形,改变相机光学路径和焦距,最终影响相机成像质量^[6-8]。为保证相机在轨的温度稳定性和性能,热控设计的最常用措施是被动的热防护,即用多层隔热材料来抑制相机与外部边界条件的辐射换热^[9-10]。此外,可为主框架、光学镜头支撑结构、探测器等主要组件设计主动控温回路,通过控制加热功率和加热时间来调节相机的温度水平。相机内部工作热耗可利用槽道热管引出至星外散热面,最终排散到冷黑空间。

本文对相机载荷在空间环境下的能量分布进行分析,通过建立相机热阻网络模型找出热控设计的难点,并给出具体热控措施;通过仿真分析、地面热平衡试验数据与在轨飞行数据对比,验证相机热控设计的合理性和有效性。

1 相机概述

“巴遥一号”卫星相机由相机A、相机B及相机支架组成(如图1所示),相机组件除遮光罩外均

位于载荷舱内。每台相机单体包括遮光罩组件、次镜组件、前镜筒、主镜组件、三镜组件、焦面组件及主框架等。遮光罩单独安装在卫星+Z侧舱板上,与相机主体不直接连接。前镜筒、主镜组件、三镜组件及焦面组件等均安装在主框架上。主框架是相机主承力结构,材料为钛合金,固定在相机支架上。相机通过铝蜂窝材质的相机支架与卫星载荷舱相连。

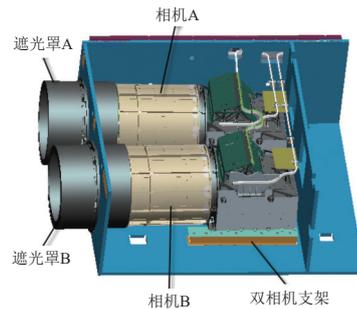


图1 双相机结构示意图

Fig. 1 Schematic of dual camera structure

为给相机提供一个相对稳定的热环境,满足光学相机的在轨成像温度指标要求,相机次镜在轨寿命全周期内的温度稳定度须优于 $\pm 0.5\text{ }^{\circ}\text{C}$,主镜、三镜在轨寿命全周期内温度稳定度须优于 $\pm 0.3\text{ }^{\circ}\text{C}$,且温度水平维持在 $18.5\sim 21.5\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。

相机有成像和待机2种工作模式,相机成像模式下的内热源主要包括全色焦面和多光谱焦面,单台相机的峰值功耗约为160 W,其中焦面CCD的总发热功耗为30 W,焦面电路功耗为130 W。相机主要组件的控温指标要求如表1所示。

表1 相机主要组件的控温指标要求

Table 1 Thermal control specifications for the main components of the camera

组件		控温指标/ $^{\circ}\text{C}$	
相机镜头	次镜组件	温度水平	20.0 ± 1.5
		温度稳定度	± 0.5
	主镜组件	温度水平	20.0 ± 1.5
		温度稳定度	± 0.3
	三镜组件	温度水平	20.0 ± 1.5
		温度稳定度	± 0.3
结构支撑	次镜支撑组件	温度水平	20.0 ± 1.5
		温度稳定度	± 1.0
	前镜筒	温度水平	20 ± 3
		温度均匀性	轴向温差 ≤ 2.5
	主框架	温度稳定度	± 1
		温度水平	$-12\sim 12$
焦面	TDICCD器件	温度稳定度	全色 ± 3 ; 多光谱 ± 5
		温度水平	$-15\sim 45$
	焦面电路盒	温度水平	$-15\sim 45$

2 相机热控系统设计

本文利用热网格法建立相机热阻网络模型，列举相机空间能量平衡方程，分析“巴遥一号”卫星相机热设计的任务特点，并根据相机结构与任务特点制定具体热控措施。

2.1 基本原理

2.1.1 热阻网络模型

根据结构特点及传热路径，建立单相机热阻网络模型如图 2 所示。模型中，焦面大电路盒、焦面小电路盒、CCD 电路盒、CCD 器件为内部热源；遮光罩、前镜身、主框架等为光学结构件；焦面散热面、CCD 散热面为对外辐射器。相机主体、遮光罩、焦面散热面以及 CCD 散热面与卫星载荷舱板隔热安装。

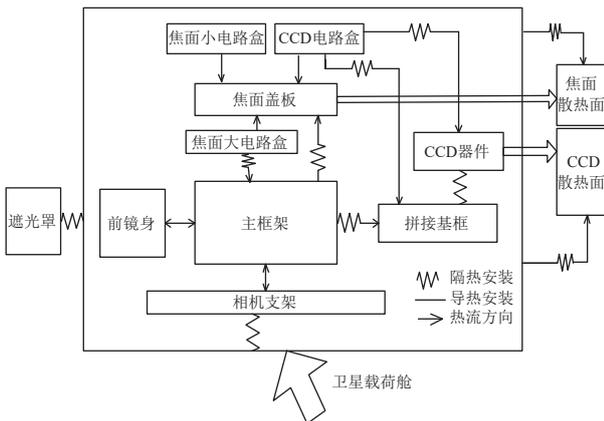


图 2 单相机热阻网络模型

Fig. 2 Thermal resistance network model of single camera

2.1.2 相机热平衡方程

在空间环境中，航天遥感器的温度根据能量守恒方程和相应的传热学关系式构成方程求解的封闭性。考虑到空间环境的高真空度，在航天遥感器内无对流换热情况，其主要的换热方式为热传导和热辐射。为此根据实际的航天遥感器物理模型，将其划分为若干个节点，建立相机热平衡网络关系如图 3 所示。

根据能量守恒定理，可得

$$Q_{out} + Q_p + Q_{ccd} + Q_h = Q_{con} + Q_{baf} + Q_{rad} + Q_{mli}, \quad (1)$$

式中： Q_{out} 为相机载荷吸收的外部热流（主要包括太阳直射、地球反照以及地球红外热流）； Q_p 为焦面电路工作时产生的热量； Q_{ccd} 为 CCD 器件工作时产生的热量； Q_h 为相机主动控温加热时产生的热

量； Q_{con} 为相机与卫星舱板间的传导换热量； Q_{baf} 为相机入光口向空间辐射出的热量（反射镜表面发射率低，与外部换热量较小，此处忽略）； Q_{rad} 为散热面向空间辐射出的热量； Q_{mli} 为多层隔热材料（多层）与外部环境间的辐射换热量，包括舱外遮光罩多层与空间环境间的辐射换热量，以及相机舱内多层与卫星舱板之间的辐射换热量（该辐射换热量较小，计算时忽略）。

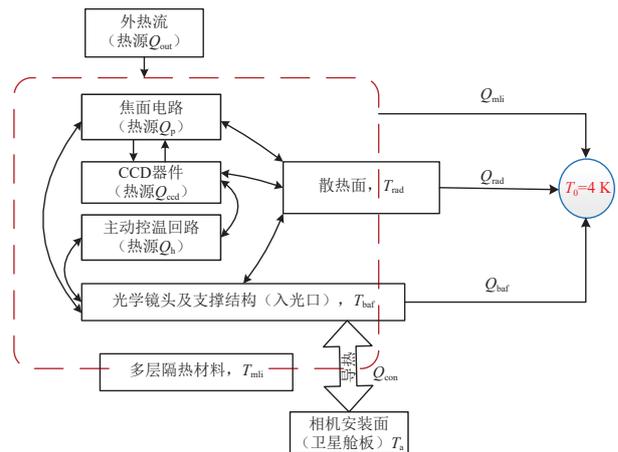


图 3 相机热平衡网络关系

Fig. 3 Thermal balance network of the camera

在相机与外部环境的热交换中：

1) 相机通过相机支架安装在卫星载荷舱板上，安装面存在导热交换。根据傅里叶导热定律，有

$$Q_{con} = \Delta T/R = \lambda A(T_{ca} - T_a)/\delta, \quad (2)$$

式中： ΔT 为相机与舱板间的温度差； R 为热阻； λ 为导热系数； A 为导热横截面积； T_{ca} 和 T_a 分别为相机和卫星载荷舱板的温度； δ 为导热距离。在需要加强隔热时，可采用减小横截面积的措施增大传热方向上的热阻，从而降低导热量；在需要加强导热时，可在安装面添加导热填料来减小传热方向上的热阻，以提高热量的传导效率。

2) 相机入光口内表面发黑处理，该表面为相机与外部环境重要的辐射换热表面。相机入光口内表面温度 T_{baf} 等于相机温度 T_{ca} ，通过该表面向外辐射出的热量为

$$Q_{baf} = \varepsilon \sigma A(T_{baf}^4 - T_0^4). \quad (3)$$

3) 相机散热面为最主要的向外辐射散热路径。散热面温度为 T_{rad} ，通过该表面向外辐射出的热量为

$$Q_{rad} = \varepsilon \sigma A(T_{rad}^4 - T_0^4). \quad (4)$$

4) 多层材料导热系数小于 $0.001 \text{ W}/(\text{m}\cdot\text{K})$ ，在

无外热流时多层表面温度总体较低,单位面积向外辐射的热量也较小。多层材料表面温度为 T_{mli} ,通过该表面向外辐射出的热量为

$$Q_{mli} = \varepsilon \sigma A (T_{mli}^4 - T_0^4) \quad (5)$$

式(3)~(5)中: ε 为表面红外发射率; σ 为斯忒藩-玻耳兹曼常量, $\sigma = 5.67032 \times 10^{-8} \text{ W} \cdot \text{m}^{-2} \cdot \text{K}^{-4}$; A 为有效辐射面积; T_0 为宇宙空间背景温度, $T_0 = 4 \text{ K}$ 。

2.2 热设计难点与解决措施

根据“巴遥一号”卫星双相机任务特点和要求,相机热设计采用“被动热控为主,电加热主动控温为辅”的原则;并使用多级隔热、分区控温方法来实现精确控温。热设计的重点为双相机复杂结构的高精度控温,难点为次镜支撑温度受热环境影响敏感性问题和多个焦面高功率密度探测器 CCD 器件散热问题。

针对这些重点与难点,拟采取以下主要热控手段:1)隔热设计,即通过合理设计隔热材料和结构,减少光机主体与背景冷黑空间及安装边界间的热量交换;2)散热设计,即设计合理散热途径,排散相机内产生的热耗,同时尽量降低沿程热阻;3)主动控温设计,即采用电加热器直接与间接相结合的控温方式,控制相机主光学结构的温度均匀性和稳定性。

2.2.1 主光学系统热设计

1) 次镜支撑采取合理的温控措施

空间同轴三反相机中,次镜及其结构支撑(次镜支撑杆)处于光学系统的最前端,是系统中最敏感的环节之一;次镜与主镜光学间隔的微小偏离,会对相机成像质量造成很大的影响^[11],故要求主次镜间支撑结构之一的次镜支撑杆有较高的温度稳定性和均匀性,以减少结构热变形对成像质量的影响。而次镜支撑杆位于遥感器热控位置的最前端,直接面对冷黑空间,其工作环境温度变化较遥感器其他部位的要更加剧烈^[12-13];且次镜支撑杆位于光路中,故对其实施热控措施须尽量避免遮挡光线,以提高系统传函和成像质量。针对次镜支撑杆控温这一难点,设计次镜支撑杆结构时,在次镜支撑杆的-Z边上设计出宽度为 10 mm 的翅片,厚度比次镜支撑杆本体薄 2 mm,用于粘贴电加热器与测温

元件,如图 4 所示。由于翅片厚度比次镜支撑杆本体薄 2 mm,热控产品(电加热器及热敏电阻)实施后,在高度方向上基本不会对光线造成遮挡。

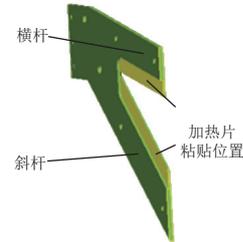


图 4 次镜支撑杆热控措施

Fig. 4 Thermal control measures applied on the secondary mirror support rod

2) 间接与直接相结合控温主光学结构

主框架是光学主体主要支撑结构,其温度稳定性直接影响相机成像质量。如图 5 所示,为减重考虑,主框架的两侧面均设计为镂空结构并包覆铝合金蒙皮,可通过对蒙皮加热控温来间接控制主框架的温度;同时,通过详细热分析在主框架本体上直接布置 6 路控温回路,采用间接与直接相结合的控温模式来保证主框架的温度稳定性。

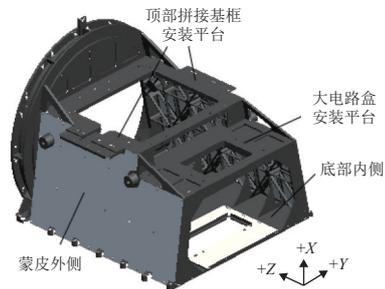


图 5 主框架结构示意图

Fig. 5 Structural schematic of the main frame

2.2.2 TDICCD 器件散热设计

焦面 TDICCD 器件的数量多(单台相机 8 片),热耗密度大且焦面空间狭小。全色 TDICCD 器件单片功耗 3 W,要求温度波动小于 $\pm 3 \text{ }^\circ\text{C}$;多光谱 TDICCD 器件单片功耗 5 W,要求温度波动 $0 \sim 10 \text{ }^\circ\text{C}$ 。焦面 TDICCD 的工作时间不超过 10 min/轨。

针对以上特点,采取热控措施如下:2 片全色 CCD 器件总功耗为 6 W,在全色 CCD 背面并排粘贴 2 根 5×4 工字型小热管,单根热管长度为 600 mm,最大传热能力为 6.7 W,每 2 根小热管串联 2 片全色 CCD 器件,热管的另一端连到转接铝板上;2 片多光谱 CCD 器件总功耗为 10 W,在多光谱 CCD 背面并排粘贴 3 根 5×4 工字型小热管,单根热管长度 500 mm,最大传热能力为 8 W,每 3 根小热管串

联 2 片多光谱 CCD 器件，热管的另一端连到转接铝板上；在转接铝板上粘贴 1 根矩形双孔大热管，热管的另一端引到散热面上，通过散热面向冷黑空间排散热量。2 台相机的所有 CCD 器件共用 1 块散热面，该散热面为 2 mm 厚铝板，隔热安装在 +Y 面卫星舱板外部；散热面正面粘贴 OSR 片，背面包覆多层。TDICCD 器件散热路径设计如图 6 所示。

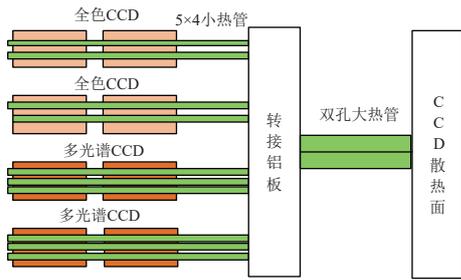


图 6 TDICCD 器件散热路径设计
Fig. 6 Design of heat dissipation path for TDICCDs

2.2.3 双相机焦面电路结构热控一体化散热设计

焦面电子线路短期热耗大，需要散热的热源多，而焦面空间又非常狭小，因此，针对高度集成化的焦面须采用结构热控一体化设计。焦面电路的热源主要分布在 6 处——焦面大电路盒、焦面小电路盒以及 CCD 背面的焦面电路盒(4 处)。焦面电路盒工作时间不超过 10 min/轨。

根据焦面的结构特点并结合热源的分布情况，热控设计采用相机自身的结构部件——焦面盖板作为整个焦面电路的集热板。焦面盖板在结构中起到支撑小焦面电路盒的作用，并对电路之间的柔板进行保护。在热控设计中，焦面盖板充当所有焦面电路热量的集热板，通过热管和导热铝条收集热量后，再通过 1 根双孔大热管将双相机焦面盖板上的热量引到同一块焦面散热面上去，最终实现向空间辐射散热。焦面电路散热路径设计如图 7 所示。

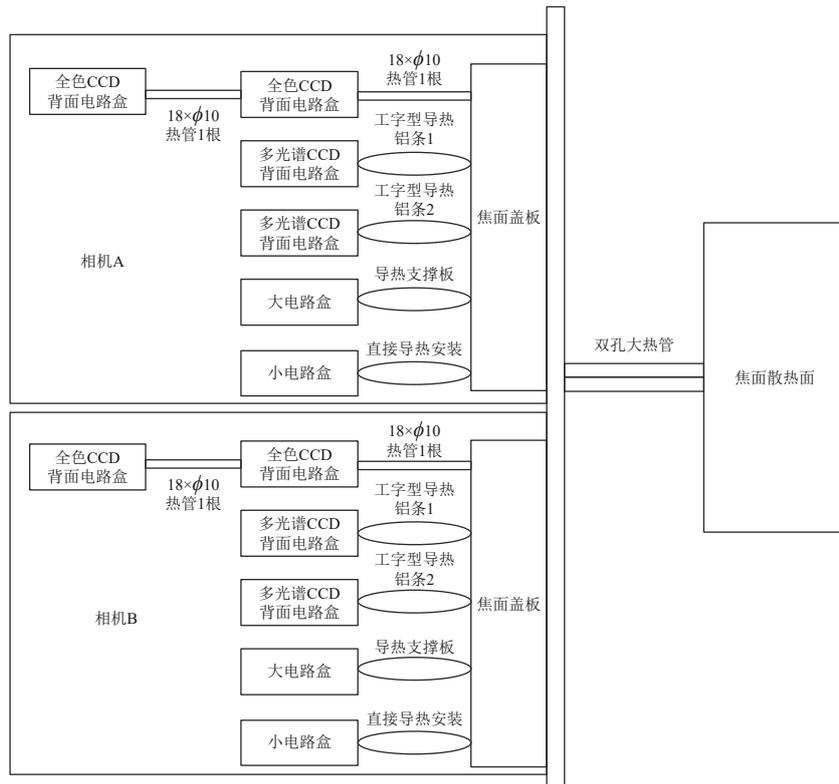


图 7 焦面电路散热路径设计
Fig. 7 Design of heat dissipation path for the focal plane circuit

3 热分析与验证

3.1 热分析与地面试验验证

热分析可视为数值试验，在相机热控设计、地面试验验证以及在轨技术支持中均有着重要的作

用。根据相机实体模型，利用商业软件 Thermal Desktop 建立模型进行热分析。相机主体热分析模型如图 8 所示，热仿真选取的高、低温工况与热平衡试验极端工况保持一致。

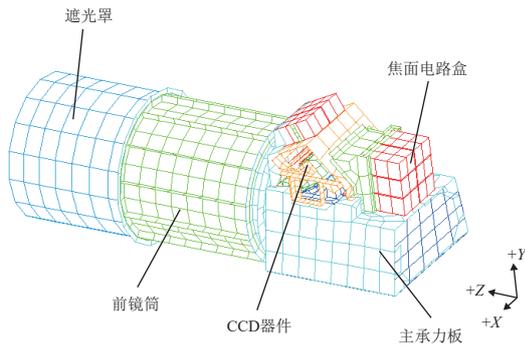


图 8 单台相机热分析模型
Fig. 8 Thermal analysis model for single camera

相机的极端工况由空间外热流、相机工作状态以及卫星舱板热边界共同决定。根据对相机外部空间热流环境与热阻网络模型的分析,选取相机全寿命周期内极端高温、极端低温 2 个工况进行热仿真分析与地面热平衡试验验证。表 2 给出相机热分析与地面热平衡试验的工况设置,包含了相机在轨运行可能出现的所有极端情况。

表 2 相机极端工况设置

Table 2 Settings for the extreme conditions of the camera

工况	极端高温瞬态	极端低温瞬态
轨道外热流	最大	最小
相机安装边界	高温	低温
相机工作模式/ 内热源状态	焦面工作 10 min, 所有内热源加电	不工作,所有 内热源断电

地面热平衡试验中,根据双相机在卫星载荷舱中的布局,设计了相机模拟小舱,采用 2A12 铝板构成。模拟小舱的形状为长方体,其 6 个面都被视为定温边界。相机遮光罩外侧、入光口、CCD 散热面和焦面散热面等部分区域需要进行不同的空间外热流模拟。为此,需要设计制作专用的红外笼和热

流计来模拟入光口的太阳直射、地球反照和地球红外热流;相机遮光罩舱外部分受到的外热流采用在多层外表面粘贴加热回路模拟;散热面外表面热流使用 OSR 替代涂层并粘贴加热器来模拟。同时,还需要考虑太阳能电池阵对散热面的红外加热效应,将其纳入外热流的考虑范围。双相机在真空罐中的试验状态如图 9 所示。

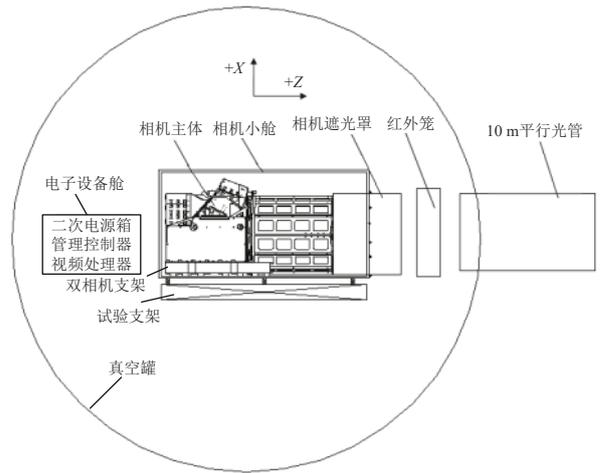


图 9 双相机主体热平衡试验的设备布局
Fig. 9 Equipment layout for the thermal balance test of the dual camera main body

热分析和热平衡试验结果对比如表 3 所示。极端高温和极端低温工况下,相机温度水平的仿真值与试验值相近,所有组件温度均能满足在轨温控指标要求。其中,相机光学组件在周期内温度稳定度优于 $\pm 0.3\text{ }^\circ\text{C}$,主镜、次镜、三镜组件的温度水平维持在 $(20\pm 0.5)\text{ }^\circ\text{C}$;双相机全色 CCD 和多光谱 CCD 的温度稳定性较好,相机成像 10 min 内的最大温升不大于 $5\text{ }^\circ\text{C}$ 。

表 3 热分析和热平衡试验结果对比

Table 3 Experimental result comparison of thermal analysis and thermal balance

组件	仿真计算温度/ $^\circ\text{C}$		热平衡试验温度/ $^\circ\text{C}$	
	高温工况	低温工况	高温工况	低温工况
次镜	20.1~20.3	19.95~20.19	20.10~20.25	19.90~20.15
主镜	20.0~20.1	19.90~20.08	20.01~20.07	19.93~20.05
三镜	20.1~20.3	20.01~20.1	20.12~20.25	20.03~20.15
次镜支撑	19.95~20.50	19.9~20.3	19.93~20.4	19.90~20.25
前镜筒	19.9~20.4	19.80~19.91	19.89~20.35	19.82~19.94
主框架	19.85~20.10	19.80~20.05	19.85~20.08	19.80~20.06
全色 CCD	3.27~5.58	3.45~3.88	3.25~5.68	3.48~4.12
多光谱 CCD	3.30~8.07	2.63~2.91	3.34~7.56	1.93~2.41
焦面	11~16	5.5~6.3	10.5~16.3	6.5~7.3

3.2 在轨飞行温度验证

相机随“巴遥一号”卫星入轨飞行达到能量平

衡后,选取其在轨一段时间内的温度数据如表 4 所示。

表 4 相机在轨飞行温度数据
Table 4 Temperature data of the camera in orbit

组件	指标		相机A		相机B	
	温度水平/°C	波动温度/°C	温度水平/°C	波动温度/°C	温度水平/°C	波动温度/°C
次镜	20.0±1.5	±0.5	20.15~20.26	0.11	20.13~20.30	0.17
主镜	20.0±1.5	±0.3	19.96~20.10	0.14	20.00~20.15	0.15
三镜	20.0±2.0	±0.3	20.02~20.14	0.12	20.04~20.13	0.09
次镜支撑	20.0±1.5	—	20.02~20.80	—	20.00~20.82	—
前镜筒	20.0±1.5	±1	19.77~21.00	1.23	19.80~20.93	1.13
主框架	20.0±3.0	±1	19.83~20.10	0.27	19.80~20.15	0.35
全色CCD	-12~12	±3	3.49~4.42	0.93	3.42~4.91	1.49
多光谱CCD		±5	2.09~4.23	2.14	3.60~7.90	4.30
焦面	-15~45	—	0.48~4.27	—	0.95~4.60	—

图 10 为主镜、次镜、三镜组件的在轨温度变化情况，双相机镜头温度水平均在 19.9~20.3 °C 范围内，波动不大于±0.2 °C，满足指标要求。

光学支撑结构温度水平直接影响相机的成像性能，因此有着极高的温度稳定性和均匀性要求。图 11 为次镜支撑、前镜筒和主框架上所有温度遥测点的在轨温度变化情况。可以看出，各个位置温度水平均在 (20±1) °C 范围内，满足 (20±1.5) °C 的指标要求；次镜支撑与前镜筒由于处于相机的最前端，受外热流影响温度波动较大，但波动在

±0.5 °C 以内，满足在轨成像指标要求；主框架采用间接与直接相结合的控温模式，温度稳定性较好。

图 12 为 CCD 器件在轨温度变化情况，满足指标要求。图 13 为 CCD 在轨工作 10 min 的温升曲线，可以看到，在轨工作 10 min 内，相机 A 全色 CCD 器件温升约 1 °C，多光谱 CCD 器件温升约 2 °C；相机 B 全色 CCD 器件温升约 1.5 °C，多光谱 CCD 器件温升约 4 °C。均满足全色±3 °C 和多光谱±5 °C 的温度稳定性指标要求。

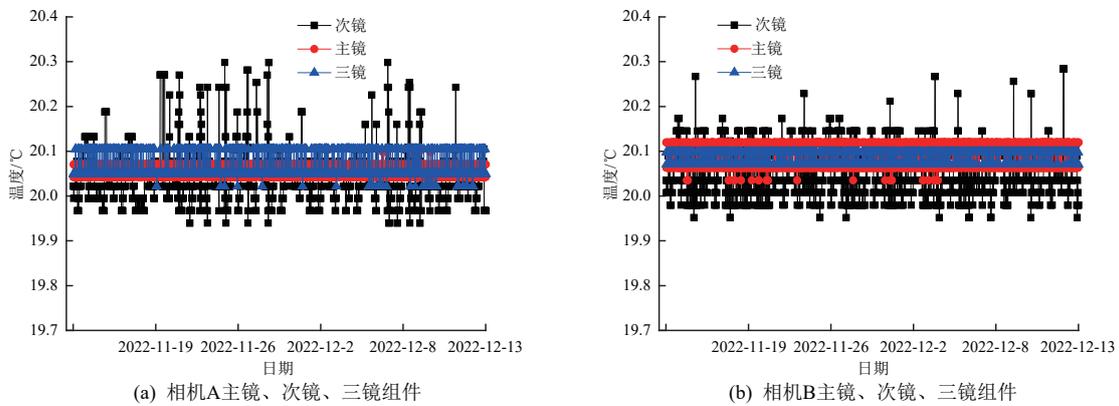
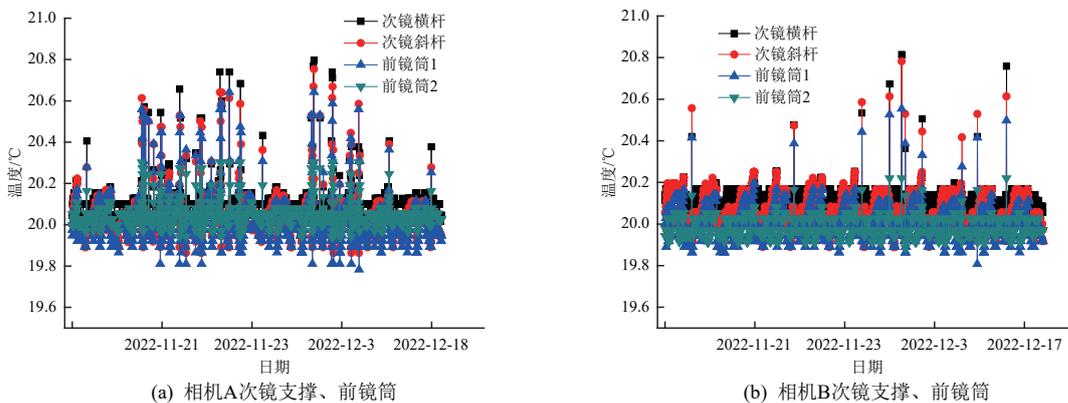


图 10 光学镜头组件在轨温度曲线

Fig. 10 On-orbit temperature curves of the optical lens assembly



(a) 相机A次镜支撑、前镜筒

(b) 相机B次镜支撑、前镜筒

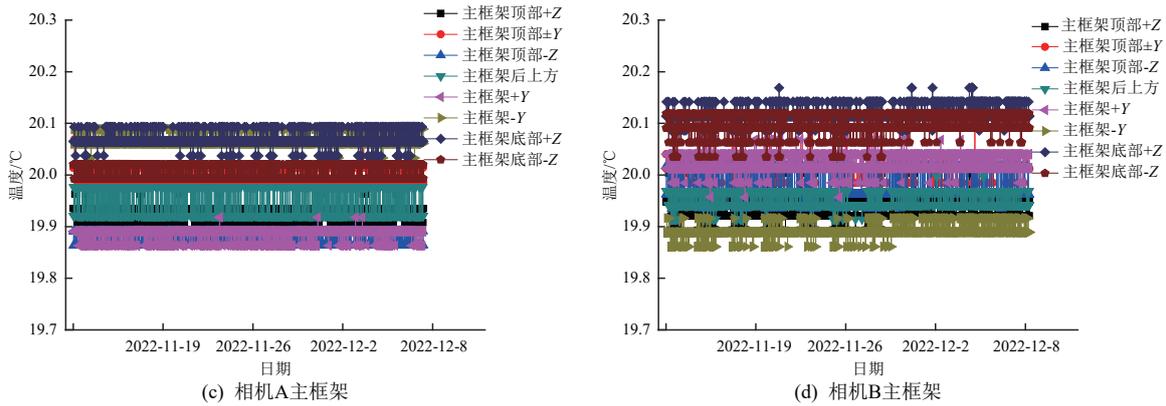


图 11 支撑结构在轨温度曲线
 Fig. 11 On-orbit temperature curves of the support structures

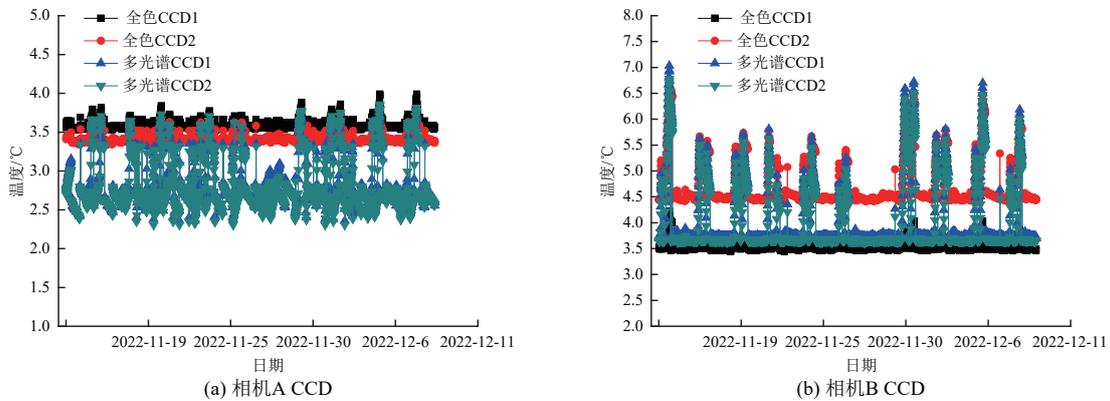


图 12 CCD 器件在轨温度曲线
 Fig. 12 On-orbit temperature curves of the CCDs

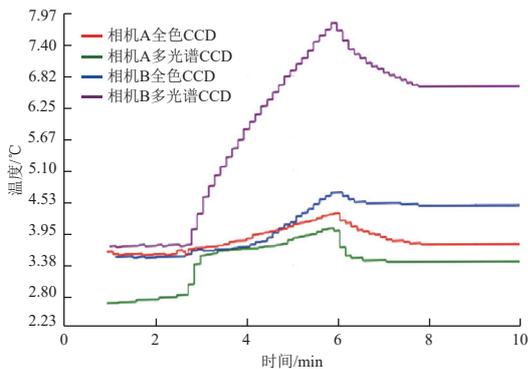


图 13 CCD 器件在轨工作 10 min 升温曲线
 Fig. 13 Temperature rise curves of CCDs working for 10 min in orbit

通过相机在轨温度数据可以看出，在当前的热控措施下，相机结构组件温度均满足任务需求，热控设计符合预期，热控产品在轨运行正常。相机光学组件的温度水平完全满足 $(20.0 \pm 1.5)^\circ\text{C}$ 的指标要求，并且有一定的设计余量；相机主要结构的温度水平除主框架局部区域在 $(20.0 \pm 1.5)^\circ\text{C}$ 外，其余部分的温度均处于 $(20 \pm 1)^\circ\text{C}$ 的范围内。相机探测

器组件的热控设计明显抑制了 CCD 器件温度的波动，为 CCD 器件提供了良好的工作环境。

4 结束语

本文根据“巴遥一号”相机载荷在全周期寿命内光机主体所需要的温度指标，通过建立相机空间能量热平衡方程确定了载荷的热边界；利用热阻网络模型，着重分析了热控设计的重点与难点，并提出采用结构热控一体化设计措施，解决了 2 台相机载荷大功率内热源散热的问题；同时对相机主框架采用直接与间接相结合的控温方式，提高了光学主体的温度均匀性和稳定性。通过将热仿真数据和地面热平衡试验数据进行对比，确定了热设计的准确性。相机在轨温度数据分析表明：相机温度稳定性和均匀性较好，CCD 在轨成像器件的温度符合预期，所有温度数据均能满足相机成像任务要求，证明了“巴遥一号”双相机热控设计合理。

参考文献 (References)

- [1] 赵振明, 鲁盼, 宋欣阳. “高分二号”卫星相机热控系统的设计与验证[J]. 航天返回与遥感, 2015, 36(4): 34-40
ZHAO Z M, LU P, SONG X Y. Thermal design and test for high resolution space camera on GF-2 satellite[J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2015, 36(4): 34-40
- [2] 童业龙, 李一凡, 刘书峰, 等. 资源一号 02D 卫星高光谱相机热设计及验证[J]. 航天器工程, 2020, 29(6): 104-109
TONG Y, LI Y F, LIU S F, et al. Thermal design and verification of hyperspectral camera for ZY-1-02D satellite[J]. Spacecraft Engineering, 2020, 29(6): 104-109
- [3] 于峰, 徐娜娜, 赵振明. “高分四号”卫星相机在轨温度分析及热设计优化[J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47(1): 177-186
YU F, XU N N, ZHAO Z M. On-orbit temperature analysis and thermal design optimization for camera on GF-4 satellite[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2021, 47(1): 177-186
- [4] 于峰, 徐娜娜, 赵宇, 等. “高分四号”卫星相机热控系统设计与验证[J]. 航天返回与遥感, 2016, 37(4): 72-79
YU F, XU N N, ZHAO Y, et al. Thermal design and test for space camera on GF-4 satellite[J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2016, 37(4): 72-79
- [5] 江利锋, 傅伟纯. 三线阵相机在轨温度场分析[J]. 航天返回与遥感, 2012, 33(3): 41-47
JIANG L F, FU W C. Temperature field analysis for in-orbit three-line array mapping camera[J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2012, 33(3): 41-47
- [6] 殷亚州, 傅伟纯, 黄金印, 等. 高分七号卫星双线阵立体测绘相机热设计与验证[J]. 航天器工程, 2020, 29(3): 131-137
YIN Y Z, FU W C, HUANG J Y, et al. Thermal design and verification for two-linear array stereo mapping camera of GF-7 satellite[J]. Spacecraft Engineering, 2020, 29(3): 131-137
- [7] 杨文刚, 余雷, 陈荣利, 等. 高分辨率空间相机精密热控设计及验证[J]. 光子学报, 2009, 38(9): 2363-2367
YANG W G, YU L, CHEN R L, et al. Precise thermal control design and validation for high resolution space camera[J]. Acta Photonica Sinica, 2009, 38(9): 2363-2367
- [8] 鲁盼, 赵振明, 颜吟雪. 高分辨率遥感相机 CCD 器件精密热控制[J]. 航天返回与遥感, 2014, 35(4): 59-66
LU P, ZHAO Z M, YAN Y X. Precise thermal control of CCD in high resolution remote sensing cameras[J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2014, 35(4): 59-66
- [9] CORCIONE L, LIGORI S, BORTOLETTO F, et al. The on-board electronics for the near infrared spectrograph and photometer (NISP) of the EUCLID mission[J]. Proceedings of the SPIE, 2012, 8442: 844232
- [10] NEUBERGER D E, BREMER J C, MEHOKE M. Advanced geosynchronous studies imager thermal design[J]. Proceedings of the SPIE, 1999, 3750: 68-78
- [11] 张雷, 金光. 同轴轻型空间遥感器支撑桁架的设计与试验[J]. 光学精密工程, 2010, 18(5): 1100-1104
ZHANG L, JIN G. Design and test of supporting truss for light space remote sensor[J]. Optics and Precision Engineering, 2010, 18(5): 1100-1104
- [12] 辛宏伟, 杨近松, 高明辉, 等. 高分辨力空间遥感器次镜支撑设计[J]. 红外与激光, 2011, 40(9): 1724-1729
XIN H W, YANG J S, GAO M H, et al. Support design for secondary mirror of high resolution space telescope[J]. Infrared and Laser Engineering, 2011, 40(9): 1724-1729
- [13] 陈维春, 王海星. 大型三反离轴相机热控设计及在轨飞行验证[J]. 光学仪器, 2015, 37(2): 116-121
CHEN W C, WANG H X. Verification of thermal design and in-orbit flight for large off-axis triple-mirror anastigmatic camera[J]. Optical Instruments, 2015, 37(2): 116-121

(编辑: 张艳艳)