

文章编号 1004-924X(2011)06-1272-09

空间光谱成像仪热设计及其分析与验证

郭亮^{1,2*}, 吴清文¹, 颜昌翔¹

(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. 中国科学院 研究生院, 北京 100039)

摘要:为确保空间光谱成像仪的温度水平和温度梯度满足指标要求,分析讨论了空间光谱成像仪整机热设计的特点,根据其结构特点和导热路径,给出了整机热设计方案。采用有限元数值分析方法,建立了整机热平衡方程和热分析计算模型,应用有限元热分析软件 IDEAS-TMG 在给定温度边界条件下进行稳态仿真分析,给出了整机热响应性能以及关键部件稳态温度分布云图。热分析结果表明,整机平均温度水平为 17.3~23.7 °C,温度梯度最大值为 1.3 °C,获得的分析结果能够满足热控指标要求,为提高整机的可靠性和热设计优化提供了理论依据。最后,通过试验对热设计方案进行了验证,验证结果与数值分析结果吻合较好,其最大偏差均不超过 8%,验证了数值分析的正确性和温度预示的有效性。试验过程中整机平均温度水平为 17.2~22.5 °C,温度梯度最大值为 1.4 °C。

关键词:空间光学;光谱成像仪;热设计;热分析;热试验

中图分类号: TP73; V243.5 **文献标识码:** A **doi:** 10.3788/OPE.20111906.1272

Thermal design of space spectral imaging apparatus and its analysis and verification

GUO Liang^{1,2*}, WU Qing-wen¹, YAN Chang-xiang¹

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

2. *Graduate University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100039, China)*

** Corresponding author, E-mail: guoliang_329@hotmail.com*

Abstract: To ensure a proper averaged temperature and a temperature gradient of a space spectral imaging apparatus, the characteristics of thermal design for the space spectral imaging apparatus were discussed and analyzed. According to the design feature and the heat transfer path in the spectral imaging apparatus, a thermal design scheme for the apparatus was presented and the thermal equilibrium equation and a numerical analysis model of the heat transfer for the apparatus were established by finite element analysis method. Based on given temperature boundary conditions, the steady-state thermal analysis of the apparatus was carried out through a finite element thermal analysis software IDEAS-TMG. The thermal response performance and steady-state temperature profiles of key parts in the apparatus were given. Thermal analysis shows that the averaged temperature value and maximum tem-

收稿日期:2010-09-26;修订日期:2010-10-27.

基金项目:国防预研基金资助项目(No. O5001SA050)

perature gradient value of the apparatus in steady-state are 17.3~23.7 °C and 1.3 °C, which has met the requirements of heat control, and can supply a theoretical warrant for reliability and optimization of thermal design. Thermal design scheme was also verified through a thermal test and obtained results are well coincident with that derived from confirmatory test and numerical analysis. The maximum deviation between thermal analysis and thermal test are not exceeding 8%. The correctness of numerical simulation and the validity of temperature prediction were verified. In thermal test, the averaged temperature value and maximum temperature gradient value of the apparatus are 17.2~22.5 °C and 1.4 °C, respectively.

Key words: space optics; spectral imaging apparatus; thermal design; thermal analysis; thermal test

1 引言

现代科技和空间遥测技术的不断发展促进了对空间光学遥感器分辨力要求的提高,而遥感器的分辨力与光学系统和支撑结构在空间环境条件下的尺寸稳定性密切相关,影响结构尺寸稳定性的主要因素是温度波动,由热引起的光学和机械误差会导致光学系统的视轴漂移和波前畸变从而严重影响成像质量^[1-3]。另外,空间光学遥感器处于复杂多变的空间热环境中,不可避免地会产生较大的温度变化,这也使得空间光学遥感器热设计的难度越来越大^[4-5]。目前,空间光学遥感器的热设计与热控制技术已成为其设计的重点和难点,也是各国空间技术人员一直以来都重点关注的问题^[6-12]。

光谱成像仪作为集多光学通道和多 CCD 探测器于一身的复杂光学仪器,其结构、约束和载荷均呈非对称形式,由于光学元件多,不仅要求在轨工作期间各个光学元件乃至整个光学系统波前保持不变,而且要求系统视轴也保持不变,以使几何分辨率、光谱分辨率以及辐射分辨率在指标要求范围之内。同时为了避免 CCD 探测器可能受噪声和暗电流的影响,还必须考虑工作期间系统的温度水平及稳定性。光谱成像仪搭载于航天器上,处于真空的空间环境,入光口处受到 4K 冷黑空间、地球红外辐照以及阳光反照等外热流的复杂耦合作用,所处热环境十分恶劣,其热控系统设计的好坏直接关系到成像质量。为此必须保持其

光学元件及光机结构尺寸的稳定性,将其温度水平及温度分布维持在一定的范围内。

本文利用有限元热分析软件 IDEAS-TMG 对某型光谱成像仪进行在轨稳态分析,通过仿真结果以及试验结果的对比分析验证了热设计方案的正确性,为提高光谱成像仪的系统可靠性和热控系统设计优化^[13-14]提供了理论依据,对热试验以及在轨工作温度预测有重要的指导意义。

2 热控系统简述

空间光学遥感器主要由主体支撑框架、光学镜头组件以及电子学系统等 3 大部分组成,因此目前光学遥感器热控制技术大多数以这 3 个部分的热设计为主^[15-16]。

空间光谱成像仪的热设计出发点是建立在对光、机、电、热一体化思想以及对整个生命周期统筹考虑的基础上,基于所处热环境特点、相机热光学要求、光机结构特点以及相关热设计准则和设计约束等诸方面综合考虑进行。在热设计的过程中,严格遵循以下基本原则:

- (1) 综合考虑光、机、电与热的相互作用与制约;
- (2) 被动热控为主,主动热控为辅;
- (3) 采取冗余设计和降额设计;
- (4) 采用等温化设计;
- (5) 热控系统质量轻、功耗小;
- (6) 热分析技术与地面试验技术相结合;

(7)采用成熟热控技术,充分借鉴已有的热控成功经验。

在上述热设计基本原则下,空间光谱成像仪整体热控方案如图 1 所示。

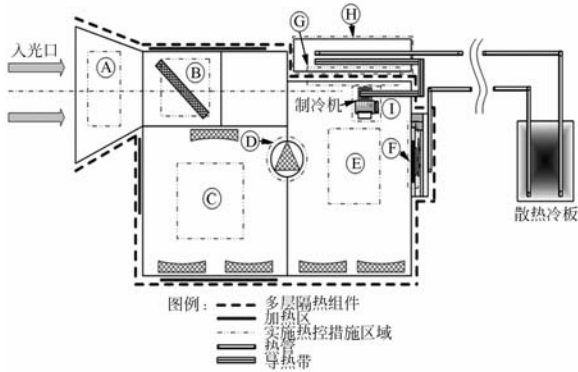


图 1 空间光谱成像仪热控方案示意图

Fig. 1 Diagrammatic sketch of thermal design scheme of space spectral imaging apparatus

2.1 结构主体热设计

结构主体的热设计以减少外界环境对光谱成像仪的影响为主要原则,光谱成像仪与外界环境直接连接的热接口有两处,分别为入光口和安装点。对于入光口来说,受到冷黑空间及地球红外辐照及阳光反照等外热流的作用,瞬态外热流能够达到 580 W/m^2 ,其中阳光反照外热流幅值的大小随着太阳高角的不同在不断变化。因此入光口处除需包覆多层隔热组件外,还需设置主动热控加热区,用以保证入光口处的温度水平。对于安装点来说,采取隔热安装的方式,以降低安装面处温度波动对结构主体的影响。为降低所处环境的影响,结构主体外表面包覆多层隔热组件,如图 1 所示。为提高光谱成像仪内部温度均匀化程度并考虑消杂光,结构主体内表面喷涂了黑漆。

结构主体采取以上被动热控措施后,为进一步提高温度水平和改善温度分布,采取热补偿的方式将结构主体的温度水平和温度梯度控制到热控指标范围内。主动热控采用电加热器的方法按照热控策略在关键部位进行温度补偿,通过合理配置加热器的功耗大小、尺寸大小以及位置分布,

使得包容区内的温度均衡分布。图 1 中所示①~⑤区域以及⑥区域内均分配了电加热器。

2.2 光学组件热设计

为保证温度变化时镜面变形较小,光学元件材料采用线胀系数低的微晶玻璃和熔石英,同时光学元件的直接支撑材料选取与光学元件材料具有相同或相近线胀系数的合金。光学组件支撑结构除安装面外均进行黑色阳极氧化处理,以利于整个组件温度均匀化。

棱镜对温度变化较为敏感,因此采取主动热控措施以保证其温度稳定性和均匀性,如图 1 中④区域所示。

2.3 电子学组件热设计

电子学组件主要发热源有 CCD 焦面组件、控制电箱以及制冷机,图 1 对应⑦~⑩区域。

CCD 焦面组件与结构主体之间采取隔热安装方式,CCD 器件所产生的热量首先通过器件背部设置的导热块导到组件外框处,然后通过热管与散热冷板连接进行散热,如图 1 中⑧区域所示。控制电箱与制冷机与结构主体之间均采取隔热安装方式,均不包覆多层隔热组件,如图 1 中⑨、⑩区域所示。控制电箱外表面喷涂高发射率黑漆,以利于热量散失,如图 1 中⑪区域所示。制冷机与控制电箱之间通过柔性导热带相连,集中的热量通过安装在控制电箱处的热管导到散热冷板,如图 1 中⑫区域所示。为防止光谱成像仪不工作时 CCD 组件与控制电箱温度过低,在这两者的相应部位均设置了补偿加热区。

3 热分析计算

空间光学遥感器的研制是一项复杂精密的工程,需要投入大量的人力、物力和财力,因此在开始设计和试验之前需要进行系统的理论分析和详尽准确的计算机模拟,这对于从理论上探讨光学遥感器的热光学特性、优化热设计等均具有明显的实际意义^[17]。经过几十年探索与实践,随着空

间光学遥感器热控制技术逐步成熟,目前其热分析技术也得到了较快发展^[18-22]。

3.1 热平衡方程组

根据能量守恒原理,通过空间光学遥感器与周围所处环境进行热交换的热平衡方程组,可以建立热分析计算模型^[23-25]。热平衡方程组为:

$$\begin{cases} Q_1 + Q_2 + Q_3 = Q_4 + Q_5 \\ Q_1 = (\alpha_{s_1} \Phi_{11} S + \alpha_{s_1} \Phi_{21} E_{r_1} + \epsilon_{h_1} \Phi_{31} E_{e_1}) A_1 + \\ (\alpha_{s_2} \Phi_{12} S + \alpha_{s_2} \Phi_{22} E_{r_2} + \epsilon_{h_2} \Phi_{32} E_{e_2}) A_2 + \\ (\alpha_{s_3} \Phi_{13} S + \alpha_{s_3} \Phi_{23} E_{r_3} + \epsilon_{h_3} \Phi_{33} E_{e_3}) A_3 \\ Q_2 = \sum H_{ij} (T_i - T_j) + \sum \epsilon_{hl} \Phi_{hl} \sigma (T_k^4 - T_l^4) A_{hl} \\ Q_3 = \sum q_i \\ Q_4 = \sum (m_i c_i \frac{\partial T}{\partial \tau}) \\ Q_5 = \epsilon_{h_1} \sigma T_1^4 A_1 + \epsilon_{h_2} \sigma T_2^4 A_2 + \epsilon_{h_3} \sigma T_3^4 A_3 \end{cases} \quad (1)$$

式中, Q_1 为光学遥感器吸收空间热量; Q_2 为光学遥感器内部各组部件之间及其与舱体之间的热交换; Q_3 为光学遥感器内部热源; Q_4 为光学遥感器自身产生的能量变化; Q_5 为光学遥感器入光口处对冷黑空间的热辐射能量; $\alpha_{s_1}, \alpha_{s_2}, \alpha_{s_3}$ 为分别为遮光罩、指向镜以及指向镜框架表面的太阳吸收系数; $\epsilon_{h_1}, \epsilon_{h_2}, \epsilon_{h_3}$ 为分别为遮光罩、指向镜以及指向镜框架表面的红外半球发射率; $\Phi_{11}, \Phi_{12}, \Phi_{13}$ 为分别为遮光罩、指向镜以及指向镜框架表面的太阳辐照角系数; $\Phi_{21}, \Phi_{22}, \Phi_{23}$ 为分别为遮光罩、指向镜以及指向镜框架表面的地球反照角系数; $\Phi_{31}, \Phi_{32}, \Phi_{33}$ 为分别为遮光罩、指向镜以及指向镜框架表面的地球辐照角系数; S 为太阳常数, $S=1\ 353\ \text{W}/\text{m}^2$; $E_{r_1}, E_{r_2}, E_{r_3}$ 为分别为遮光罩、指向镜以及指向镜框架表面的地球反照热流密度; $E_{e_1}, E_{e_2}, E_{e_3}$ 为分别为遮光罩、指向镜以及指向镜框架表面的地球辐照热流密度; A_1, A_2, A_3 为分别为遮光罩、指向镜以及指向镜框架表面有效换热面积; i, j 为存在接触导热关系的组部件; k, l 为存在辐射导热关系的组部件; H_{ij} 为光学遥感器内部组部件

传导换热系数; T 为光学遥感器内部组部件的温度; ϵ_{hl} 为光学遥感器内部组部件表面发射率; Φ_{hl} 为光学遥感器内部组部件辐射角系数; σ 为玻尔兹曼常数, $\sigma=5.67 \times 10^{-8}\ \text{W}/\text{m}^2 \cdot \text{K}^4$; A_{hl} 为光学遥感器内部组部件参与辐射换热的有效面积; q_i 为光学遥感器内部热源; m_i 为光学遥感器内部组部件质量; c_i 为光学遥感器内部组部件热容量。

3.2 有限元热分析模型

常物性、稳态的温度场控制方程为:

$$\frac{\partial^2 T}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial z^2} + \frac{\Phi}{\kappa} = 0, \quad (2)$$

式中, T 表示组件的温度, Φ 表示组件内热源, κ 为材料的导热率。经有限元空间离散后,稳态热传导方程为:

$$\mathbf{K} \cdot \mathbf{T} = \mathbf{P}. \quad (3)$$

式中, \mathbf{K} 为热传导矩阵, \mathbf{T} 为节点温度矩阵, \mathbf{P} 为温度载荷矩阵,求解式(2)得到组件各个节点温度。

考虑到空间光谱成像仪结构设计的特点以及散热方式的特殊性,通过对导热路径的合理简化和等效处理,建立了光谱成像仪的热分析有限元模型,如图 2 所示:

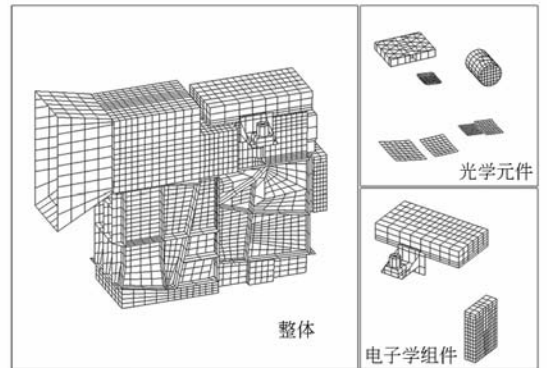


图 2 空间光谱成像仪热分析模型

Fig. 2 Thermal analytic model of space spectral imaging apparatus

热分析模型共划分了 14 910 个单元,建立了 117 对热耦合。热分析模型中所用到的主要材料参数见表 1。

表 1 材料主要参数

Tab. 1 Main parameters for materials

材料名称	发射率 ϵ	导热率 λ / $W \cdot (m^{-1} \cdot K^{-1})$	密度 ρ / $kg \cdot m^{-3}$	比热 C / $J \cdot kg^{-1} \cdot K^{-1}$
铝基复合材料	0.8	90	2 700	900
碳纤维复合材料	0.8	1.543	1 500	600
聚酰亚胺	—	0.342	1 400	1 100
碳化硅	0.02	185	3 050	675
熔石英	0.15	1.3	2 300	788
微晶玻璃	0.02	1.46	2 530	800
MLI	0.69	—	—	—
钛合金	0.8	8.8	4 440	678
铝合金	0.8	140	2 800	921
合金钢	0.8	13.9	8 180	460
导热垫	—	3.5	—	—
银箔	—	400	10 530	230
导热脂	—	1.5	—	—
铁镍钴合金	0.5	20.6	8 100	460
陶瓷	0.5	18	3 600	795
环氧玻璃布	0.2	14	1 750	500

3.3 热分析工况

热分析工况的确定需要综合考虑光学遥感器的内部热源功耗大小与位置、外热流分布、热控涂层的性能变化以及与其它有效载荷的热耦合等情况^[26]。根据光谱成像仪的自身特点和情况,所设定的多个极端高低温热分析工况能够覆盖光谱成像仪所有在轨运行情况。

对于光机结构和电子设备来说,高温工况下的工作性能是最重要的,因此本文仅以高温平衡工况为例,工况设置简表见表 2。

表 2 工况设置简表

Tab. 2 Simple list of working behaviour

工况	外热流条件	载荷舱环境	表面涂层	光谱仪内热源
高温平衡	最大	最大内热源功耗	寿命末期	按照轨道周期累计工作最长时间计算

3.4 热分析结果

稳态分析计算中,导热计算方法采用 TMG 中最稳定和精确的单元 CG(重心)法。

光学组件以及电子学组件的稳态温度分布云图如图 3、图 4 所示。从图中温度分布可以看出,整机温度分布呈现出较好的温度均匀性。

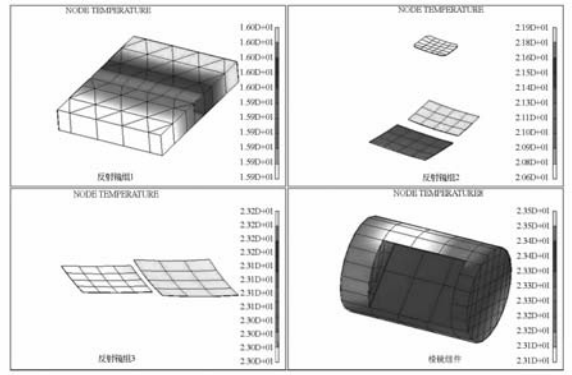


图 3 光学组件热分析稳态温度分布云图

Fig. 3 Steady-state temperature distribution of optical module in thermal analysis

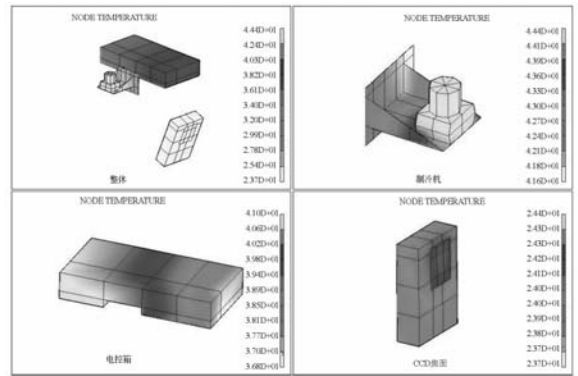


图 4 电子学组件热分析稳态温度分布云图

Fig. 4 Steady-state temperature distribution of electronic building brick in thermal analysis

光谱成像仪主体框架以及关键部件的热分析平均温度水平见表 3,从表中数据对比中可以看

表 3 主体框架以及关键部件热分析结果

Tab. 3 Averaged temperatures and temperature gradients of main body frame and key components in thermal analysis

部件	热控指标	温度水平	温度梯度
主体框架	20±10	17.3~23.7	—
X 方向温度梯度	≤6	—	≤0.75
Y 方向温度梯度	≤6	—	≤1.3
Z 方向温度梯度	≤6	—	≤0.43
光学元件	20±10	15.3~23.5	—
近红外焦面	-10~+30	23.7~24.4	—
短波焦面	150(制冷机制冷)	—	—
电控箱	-20~+50	36.8~41.0	—
制冷机	-20~+50	41.6~44.4	—

(°C)

出主体框架温度水平、温度梯度以及各个关键部件的温度均满足热控指标要求。

4 试验验证

热试验与热分析是相互补充、互为促进的,热试验获取的结果是光学遥感器真实工作情况的反映,是验证热分析时所做的种种假设恰当与否的有效手段。通过两者的对比分析能够找出热分析时数学模型建立、材料属性、工作载荷以及其它初始条件和边界条件的确定等方面的不足^[27],可以验证数值分析的正确性和温度预示的有效性,并对热设计优化提供指导。

4.1 试验装置

验证试验采用真空罐模拟太空环境,制作试验工装模拟光谱成像仪所处环境。试验装置如图 5 所示,采取红外加热笼方式进行外热流模拟。

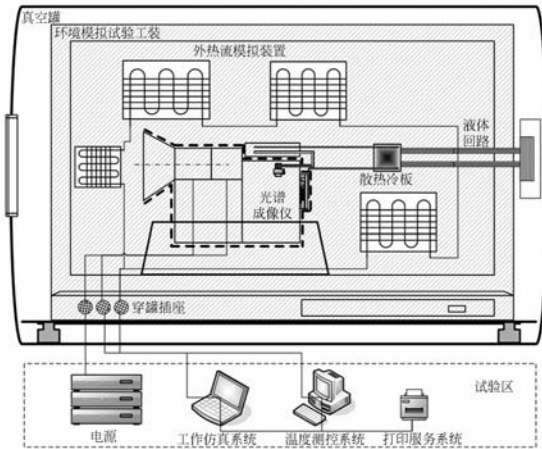


图 5 热试验装置示意图

Fig. 5 Diagrammatic sketch of thermal test device

4.2 试验结果与分析

对应稳态热分析的工作模式,光谱成像仪整体以及电子学组件的试验平衡温度曲线如图 6、图 7 所示。从图中曲线可以看出由于电控箱等电子学组件的加热作用,使得附近框架的平衡温度略高于其它部位。

光谱成像仪整体温度水平以及 X、Y、Z 方向上温度梯度的热分析结果与热试验结果对比见表 4。从表中数值可以看出,热分析结果与热试验结果吻合较好,结果对比最大偏差均在 8% 以内。

从试验获得的结果曲线中可以看出,光谱成

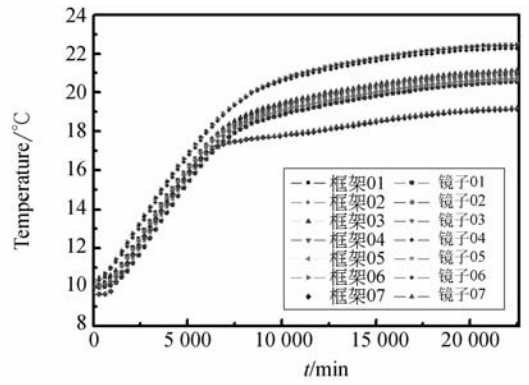


图 6 整体热试验温度曲线

Fig. 6 Steady-state temperature curves of main bodies in thermal test

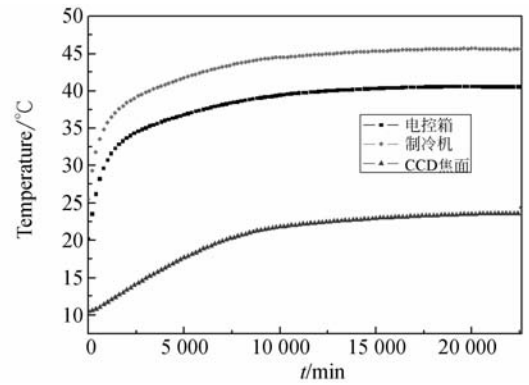


图 7 电子学组件热试验温度曲线

Fig. 7 Steady-state temperature curves of electronic building bricks in thermal test

像仪整机稳态平衡温度为 17.2~22.5 °C,电子学组件稳态平衡温度为 23~46 °C。通过热分析结果与热试验结果对比可见两者结果吻合较好,验证了热分析结果的有效性。

表 4 热分析结果与试验结果对比

Tab. 4 Comparison between thermal analysis and thermal test

组件温度/°C	热分析结果/°C	热试验结果/°C	两者最大偏差
主体框架温度水平	17.3~23.7	17.2~22.5	5.1%
X 方向温度梯度	≤0.75	≤0.8	6.3%
Y 方向温度梯度	≤1.3	≤1.4	7.1%
Z 方向温度梯度	≤0.43	≤0.4	7.0%
光学元件	15.3~23.5	17.1~22.4	4.7%
近红外焦面温度水平	23.7~24.4	23.6	0.4%
电控箱温度水平	36.8~41.0	40.5	0.1%
制冷机温度水平	41.6~44.4	45.6	2.6%

5 结 论

热分析计算与热试验是光谱成像仪热设计优化的核心,两者相互补充、互为促进。本文在被动热控措施与主动热控措施相结合的原则下,对光谱成像仪不同部位的组部件实施了针对性热控措施。建立了详细准确的热分析模型,进行了热分

析计算,并与验证试验结果进行了对比分析,验证了热设计方案的有效性和可行性。稳态分析结果表明,整机平均温度水平为 17.3~23.7 °C;温度梯度最大值为 1.3 °C,满足热控指标要求。验证试验结果与数值分析结果吻合较好,结果对比最大偏差均不超过 8%;试验过程中整机的平均温度水平为 17.2~22.5 °C;温度梯度最大值为 1.4 °C。

参考文献:

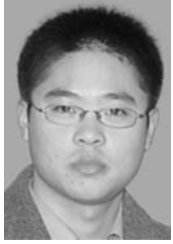
- [1] 牛晓明. 空间光学遥感器的热响应分析及热控[J]. 光学 精密工程, 1998,6(6):74-78.
NIU X M. Thermal response calculation and thermal control of the space optical remote sensor [J]. *Opt. Precision Eng.*, 1998,6(6):74-78. (in Chinese)
- [2] 李积慧, 韩双丽, 王家骥, 等. 空间相机的热分析与热控制技术[J]. 光学 精密工程, 1999,7(6):36-41.
LI J H, HAN SH L, WANG J Q, *et al.*. Thermal analysis and thermal control techniques of space camera [J]. *Opt. Precision Eng.*, 1999,7(6):36-41. (in Chinese)
- [3] 李国强, 贾宏, 刘强. 影响 CCD 相机温度分布的因素分析[J]. 中国空间科学技术, 2001,5:62-70.
LI G Q, JIA H, LIU Q. Analysis for some factors affecting the temperature distribution of a CCD camera [J]. *Chinese Space Science and Technology*, 2001(5):62-70. (in Chinese)
- [4] 陈荣利, 耿利寅, 马臻, 等. 空间相机的热分析和热设计[J]. 光子学报, 2006,35(1):154-157.
CHEN R L, GENG L Y, MA ZH, *et al.*. Thermal analysis and design for high resolution space telescope [J]. *Acta Photonica Sinica*, 2006,35(1):154-157. (in Chinese)
- [5] 赵立新, 邵英. 空间望远镜的热设计和热光学分析综述[J]. 航天返回与遥感, 2001,22(2):13-19.
ZHAO L X, SHAO Y. Summary of thermal control and thermal-optical analysis for space optical system [J]. *Spacecraft Recovery & Remote Sensing*, 2001,22(2):13-19. (in Chinese)
- [6] 李国强, 贾宏, 陈恩涛, 等. 空间太阳望远镜主镜精密温度控制方案介绍[J]. 光子学报, 2007,36(增刊):239-243.
LI G Q, JIA H, CHEN E T, *et al.*. Introduction for precise thermal control of space solar telescope main mirror [J]. *Acta Photonica Sinica*, 2007,36 (supp.):239-243. (in Chinese)
- [7] THEODORE D S, GAJANANA C B. NASA thermal control technologies for robotic spacecraft [J]. *Applied Thermal Engineering*, 2003,23:1055-1065.
- [8] GIESEN P, FOLGERING E. Design guidelines for thermal stability in opto-mechanical instruments [J]. *SPIE*, 2003,5176:126-134.
- [9] YOSHIKI S, SHINICHI N, KENJI H, *et al.*. Structure and thermal control of panel extension satellite [J]. *Acta Astronautica*, 2009,65:958-966.
- [10] XIN G M N, CHEN Y, CHENG L, *et al.*. Simulation of a LHP-based thermal control system under orbital environment [J]. *Applied Thermal Engineering*, 2009,29:2726-2730.
- [11] 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. (in Chinese)
- [12] 陈立恒, 吴清文, 卢镔, 等. 空间摄像机的热设计[J]. 光子学报, 2008,37(10):2039-2042.
CHEN L H, WU Q W, LU E, *et al.*. Thermal design for a space camera [J]. *Acta Photonica Sinica*, 2008,37(10):2039-2042. (in Chinese)

- [13] 陈维春, 杜以强. 空间光学遥感器热控系统优化分析功能设计[J]. 航天返回与遥感, 2004, 25(2):17-22.
CHEN W CH, DU Y Q. Function design for optimization analysis in thermal control system of space optical remote sensor [J]. *Spacecraft Recovery & Remote Sensing*, 2004, 25(2):17-22. (in Chinese)
- [14] 陈恩涛, 贾宏, 李劲东, 等. 空间光学遥感器光机-热集成分析方法研究[J]. 宇航学报, 2005, 26(1):66-70.
CHEN E T, JIA H, LI J D, *et al.*. Study on the method of thermal/structure/optical integrated analysis of space remote sensor [J]. *Journal of Astronautics*, 2005, 26(1):66-70. (in Chinese)
- [15] 赵立新. 空间太阳望远镜的热设计和热光学分析[J]. 航天返回与遥感, 2002, 23(1): 7-12.
ZHAO L X. Thermal design and thermal-optical analysis of space solar telescope [J]. *Spacecraft Recovery & Remote Sensing*, 2002, 23(1):7-12. (in Chinese)
- [16] 訾克明, 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):77-80. (in Chinese)
- [17] 丁延卫, 卢锷. 空间光学遥感器热设计中的计算机数值模拟[J]. 光学技术, 2002, 28(5):401-406.
DING Y W, LU E. Computer numerical simulation in the thermal design of a space camera [J]. *Optical Technique*, 2002, 28(5):401-406. (in Chinese)
- [18] 牛晓明, 卢锷, 赵鹏. 空间光学系统的热分析[J]. 光学精密工程, 1996, 4(6):54-60.
NIU X M, LU E, ZHAO P. Thermal analysis of space optical system [J]. *Opt. Precision Eng.*, 1996, 4(6):54-60. (in Chinese)
- [19] DING Y W, LU E. Computer aided thermal analysis method of a space optical remote sensor [J]. *Journal of the Graduate School of the Chinese Academy of Sciences*, 2003, 20(4):407-413.
- [20] 吴清文, 卢泽生, 卢锷, 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 SH, LU E, *et al.*. Thermal analysis for a space optical remote sensor [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2002, 10(2):205-208. (in Chinese)
- [21] 薛丰廷, 汤心溢. 空间目标热分析建模研究[J]. 红外技术, 2008, 30(1):35-38.
XUE F T, TANG X Y. Study on thermal analysis of the space target [J]. *Infrared Technology*, 2008, 30(1):35-38. (in Chinese)
- [22] 陈长征, 赵贵军, 张星祥, 等. 空间光学镜头可适应边界温度的CAE计算方法[J]. 光学精密工程, 2007, 15(5):668-673.
CHEN CH ZH, ZHAO G J, ZHANG X X, *et al.*. A calculating method for temperature tolerance of space telescope [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2007, 15(5):668-673. (in Chinese)
- [23] 陶文铨. 数值传热学[M]. 第二版. 西安: 西安交通大学出版社, 2001:14-18, 28-43.
TAO W Q. *Numerical Heat Transfer* [M]. 2nd. ed. Xi'an: Xi'an Jiao Tong University Press, 2001:14-18. (in Chinese)
- [24] 杨世铭, 陶文铨. 传热学[M]. 第三版. 北京: 高等教育出版社, 1998:20-116.
YANG SH M, TAO W Q. *Heat Transfer* [M]. 3rd. ed. Beijing: Beijing Higher Education Press, 1998:20-116. (in Chinese)
- [25] J. P. 霍尔曼. 传热学[M]. 北京: 机械工业出版社, 2005:71-183.
HOLMAN J P. *Heat Transfer* [M]. Beijing: China Machine Press, 2005:71-183. (in Chinese)
- [26] 韩冬, 吴清文, 陈立恒, 等. 空间相机热设计中的极端工况确定[J]. 光学技术, 2009, 35(6):843-850.
HAN D, WU Q W, CHEN L H, *et al.*. Determination of extreme working conditions for attitude-varied space camera in thermal design [J]. *Optical Technique*, 2009, 35(6):843-850. (in Chinese)
- [27] 李积慧, 韩双丽, 卢锷, 等. 空间遥感相机热设计中的热分析与热试验技术的探讨[J]. 光学精密工程, 1999, 7(2):116-120.

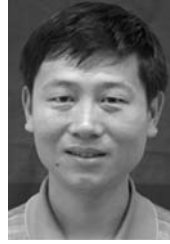
LI J H, HAN SH L, LU E, *et al.*. Thermal analysis and thermal test in space remote-sense camera

thermal control design [J]. *Opt. Precision Eng.*, 1999,7(2):116-120. (in Chinese)

作者简介:



郭亮(1982—),男,黑龙江哈尔滨人,助理研究员,博士研究生,2004年、2006年于哈尔滨工业大学获学士和硕士学位,主要从事空间光学遥感器的热控制、热分析与热试验方面的研究。E-mail: guoliang329@hotmail.com



颜昌翔(1973—),男,湖北洪湖人,研究员,2001年于中科院长春光学精密机械与物理研究所获得博士学位,主要从事空间光学遥感技术方面的研究。E-mail: yan cx@ciomp.ac.cn



吴清文(1968—),男,四川简阳人,研究员,博士生导师,1991年于哈尔滨工业大学获得学士学位,1994年、1997年于中科院长春光学精密机械与物理研究所分别获硕士、博士学位,主要从事光学精密仪器 CAD/CAE 研究和空间光学遥感器热控技术的研究。E-mail: wuqw@ciomp.ac.cn

(本栏目编辑:严 寒)

●下期预告

机载立体测绘相机滚转轴伺服系统辨识与设计

董 岩^{1,2},张 涛¹,李文明¹,李清军¹,贾继强¹,陈浞惠¹

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. 中国科学院 研究生院,北京 100039)

为了解决机载立体测绘相机三轴稳定平台中旋转行程范围较小的滚转轴伺服系统的辨识与设计问题,本文在时域和频域两方面进行了详细的讨论和研究。在时域方面提出了一种基于遗传算法的辨识方法,详细的讨论了遗传算法的原理与设计。在频域方面提出了一种根据闭环频率特性测量数据求取系统开环频率特性的方法。解决了滚转轴伺服系统由于旋转行程范围狭小而引起的开环频率特性难以直接测量的困难。根据辨识出的传递函数校正后,满足设计要求。实验结果证明:与传统方法相比,本文使用的方法在测量条件较为苛刻,行程范围较小;噪声较大时,辨识结果仍然可以较好的描述系统特性。校正后控制系统的闭环带宽可以达到 121 rad/s,稳定裕度达到 60°,可以满足工程要求。