

文章编号 1004-924X(2009)10-2440-05

光谱成像仪 CCD 组件的热分析及验证

郭 亮, 吴清文

(中国科学院 长春光学精密机械与物理研究所, 吉林 长春 130033)

摘要: 光谱成像仪是集多光学通道和多探测器于一身的复杂的空间光学遥感器, 其成像器件 CCD 热设计的好坏直接关系到成像的质量。本文根据 CCD 组件具有体积小、发热量高、升温速度快等特点, 提出了 CCD 组件的热设计原则, 解决了热设计中的关键问题, 给出了相应的热设计方案。按照 CCD 器件的导热路径, 通过简化的热阻分析模型, 计算得出了 CCD 器件的沿程总热阻为 $1.291\text{ }^{\circ}\text{C}/\text{W}$ 。应用 IDEAS-TMG 对此组件进行了仿真分析, 分析显示其达到了热控设计的指标要求。最后对热设计方案进行了试验验证, 结果表明, 热设计中采用的热控方法有效控制了 CCD 组件工作过程中的温度过高及温升速率过快的缺点, 其升温速率为 $0.6\text{ }^{\circ}\text{C}/\text{min}$, 两次试验中最高温度分别为 $33.6\text{ }^{\circ}\text{C}$ 和 $26.2\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。

关键词: 光谱成像仪; CCD 组件; 热分析; 热试验

中图分类号: TP73 文献标识码: A

Thermal design and proof tests of CCD components in spectral imagers

GUO Liang, WU Qing-wen

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

Abstract: The spectral imager is a complex space optical remote sensor with multiple optical channels and detectors, in which CCD components play a decisive role for imaging quality of the system. In this paper, the conspicuous characteristics of CCD components, such as small volume, high heat productivity and fast temperature rise speed, are discussed and analyzed. The keys in the thermal design are solved, then a corresponding thermal design schemes of CCD components is introduced. Moreover, the total thermal resistance of CCD components along a heat transfer path is calculated through a simplified thermal resistance analytic model, which shows the total thermal resistance along the heat transfer path is $1.291\text{ }^{\circ}\text{C}/\text{W}$. The CCD components are also simulated by the software IDEAS-TMG and the guide line of thermal control is achieved. Finally, the thermal design scheme is verified by proof heat tests. The test results indicate the temperature rise speed is $0.6\text{ }^{\circ}\text{C}/\text{min}$ when CCD components are working, and the maximum temperature in two tests are $33.6\text{ }^{\circ}\text{C}$ and $26.2\text{ }^{\circ}\text{C}$, respectively. These results conclude that proposed thermal design scheme can control high heat productivity and fast temper-

收稿日期: 2008-11-04; 修订日期: 2008-11-12.

基金项目: 国防预研基金资助项目 (No. O5001SA050)

ature rise for CCD components effectively.

Key words: spectral imager; CCD component; thermal analysis; thermal test

1 引 言

近年来,随着现代科技和空间遥测技术的不断发展以及大信息量的需求,对空间光学 CCD 成像传感器的分辨力要求不断提高,这使得 CCD 组件的功耗越来越大,其热设计的难度也越来越大。目前空间光学传感器 CCD 组件的热设计与热控制技术已经成为该领域技术人员的重点关注问题。

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、地球红外辐射以及阳光反照等外热流的复杂耦合作用,其热环境十分恶劣。CCD 组件是成像光谱仪的重要组成部分,其热设计的好坏直接关系到成像质量。由于系统热噪声和暗电流对 CCD 器件的性能有着较大的影响,因此 CCD 组件的温度必须控制在一定范围内,同时温度变化不能过快。

热分析可为热设计提供了设计依据,是热设计的基础;热试验不仅能够验证热设计的正确性、热控方案的可行性和热控策略的正确性,而且为热分析模型的修正提供了指导。本文在热分析的基础上对某型光谱成像仪的 CCD 组件进行了热设计,并通过热试验验证了热设计方案的正确性。

2 热设计

2.1 热设计原则

热控系统的主要功能是保障空间光学传感器在空间环境条件下能够正常工作,实现高质量成像。对 CCD 组件主要体现为减少热噪声和暗电流的影响,防止 CCD 器件信噪比、对比度以及增益下降。因此热设计原则主要有:

- (1) 被动热控为主,主控热控为辅;
- (2) 尽量采用成熟技术,借鉴成功经验,严格遵循各项规范和标准;
- (3) 与地面试验技术相结合。

2.2 热设计关键问题

CCD 组件主要由 CCD 驱动器和 CCD 器件组成,由于 CCD 器件具有体积小、发热量高、升温

速度快等显著特点。热分析结果表明,如果不采取温控制施,CCD 组件在工作时不仅其温度会高达 60~70 ℃,而且温升速率很快。

解决这个问题主要由两种渠道:一是热疏导,建立良好的导热通道,尽量降低沿途热阻,降低 CCD 组件工作温度;二是热存储,增大热容量,降低温升速率。

2.3 热设计方案

CCD 组件热控设计方案示意图如图 1 所示。

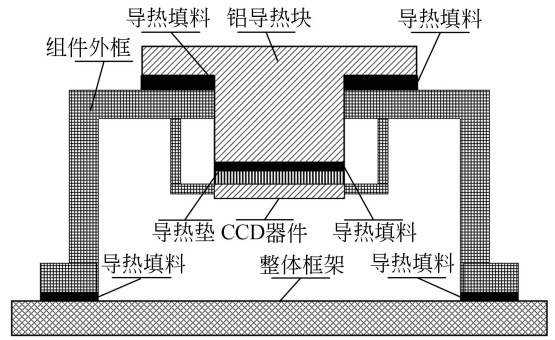


图 1 CCD 组件热控示意图

Fig. 1 Thermal control diagram of CCD component

CCD 组件热控系统主要由导热垫、导热块和导热填料等组成,为疏导 CCD 组件工作时所产生的热量,防止 CCD 组件因热量集中而导致过热,主要采取四点措施,第一,对 CCD 组件表面进行黑色阳极氧化处理,表面发射率 $\epsilon \geq 0.85$,增强 CCD 组件与外界环境之间的辐射换热,同时也利于拉平 CCD 组件内部各个部件的温度;第二,在 CCD 器件背部设置导热块,一方面通过导热块将热量导出,防止热量集中,另一方面增大热容量,防止 CCD 器件温度过高。因此,要求导热块材料不仅具有较高的导热率,而且要有较大的热容。经综合对比,选取了导热率高、比热大,质量较轻的铝合金作为导热块材料;第三,由于 CCD 器件需要与导热块绝缘,并且 CCD 器件不能受到导热块的冲击,因此在导热块与 CCD 器件之间的导热垫不仅要具有高导热率,而且还要具有良好的绝缘效果以及缓冲作用。因此在材料选择上要尽量选择高导热率、具有形状适应性的电气绝缘体,同时在安装应力允许的情况下导热垫的厚度要尽量

小。经综合对比,选择了厚度为 0.5 mm 的绝缘导热垫;第四,CCD 组件各个安装面之间均填充导热填料,以降低接触热阻,增强导热能力,经综合对比,选择导热脂和银箔作为导热填料。

基于以上四点热控措施,通过材料主要参数对比及其对热控性能的影响选取热控材料,材料主要参数见表 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/(m·K)	密度 ρ kg/m ³	比热 c J/(kg·K)
铝合金	0.9	140	2 800	921
导热垫	/	3.5	/	/
银箔	/	400	10 530	230
导热脂	/	1.5	/	/

对于 CCD 驱动器的热控,本文采用了将 CCD 驱动器印制电路板安装在特殊设计的电路板板框内,电路板上大功率器件均直接安装到板框上,器件产生的热量通过板框传导到 CCD 组件外框上,然后传导到主体框架上,最后排散到太空的方法。

3 热分析

3.1 热分析模型

按照热设计方案进行热控之后,CCD 器件的导热路径以及简化后的热阻分析模型如图 2 所示。

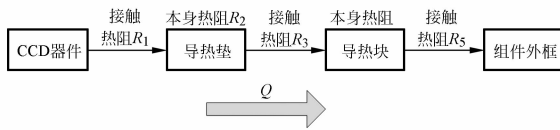


图 2 CCD 器件的导热路径

Fig.2 Heat transfer channel of CCD component

图中, $R_1 = \frac{1}{A_1 \times k_1}$, $R_2 = \frac{D_1}{A_2 \times \lambda_1}$, $R_3 = \frac{1}{A_3 \times k_2}$, $R_4 = \frac{D_2}{A_4 \times \lambda_2}$, $R_5 = \frac{1}{A_5 \times k_3}$ 。

R_1 、 A_1 为 CCD 器件与导热垫之间的接触热阻与接触面积;

R_2 、 A_2 为导热垫本身热阻与横截面积;

R_3 、 A_3 为导热垫与导热块之间的接触热阻与接触面积;

R_4 、 A_4 为导热块本身热阻与横截面积;

R_5 、 A_5 为导热块与组件外框之间的接触热阻与接触面积;

D_1 为导热垫本身厚度;

D_2 为导热块本身厚度;

k_1 为 CCD 器件与导热垫之间的传热系数;

k_2 为导热垫与导热块之间的传热系数;

k_3 为导热块与组件外框之间的传热系数;

λ_1 为导热垫的导热率;

λ_2 为导热块的导热率。

根据实际情况, $A_1 = A_2 = A_3 = A_4 = 1.2 \times 10^{-3} \text{ m}^2$, $A_5 = 4.608 \times 10^{-3} \text{ m}^2$, $D_1 = 0.5 \times 10^{-3} \text{ m}$, $D_2 = 33 \times 10^{-3} \text{ m}$, $\lambda_1 = 3.5 \text{ W/(m} \cdot \text{K)}$, $\lambda_2 = 140 \text{ W/(m} \cdot \text{K)}$ 。

考虑 CCD 器件的特殊性,CCD 器件与导热垫之间采取压紧的方式增强导热,导热垫与导热块之间以及导热块与组件外框之间均采用涂敷导热填料的方式增强导热。取 $k_1 = 1\,500 \text{ W/(m}^2 \cdot \text{K)}$ 、 $k_2 = k_3 = 2\,500 \text{ W/(m}^2 \cdot \text{K)}$ 。可得:

$$R_1 = \frac{1}{A_1 \times k_1} = \frac{1}{1.2 \times 10^{-3} \times 1\,000} = 0.556 (\text{C/W}),$$

$$R_2 = \frac{D_1}{A_2 \times \lambda_1} = \frac{0.5 \times 10^{-3}}{1.2 \times 10^{-3} \times 3.5} = 0.119 (\text{C/W}),$$

$$R_3 = \frac{1}{A_3 \times k_2} = \frac{1}{1.2 \times 10^{-3} \times 2\,500} = 0.333 (\text{C/W}),$$

$$R_4 = \frac{D_2}{A_4 \times \lambda_2} = \frac{33 \times 10^{-3}}{1.2 \times 10^{-3} \times 140} = 0.196 (\text{C/W}),$$

$$R_5 = \frac{1}{A_5 \times k_3} = \frac{1}{4.608 \times 10^{-3} \times 2\,500} = 0.087 (\text{C/W}).$$

因此沿程总热阻为: $R = R_1 + R_2 + R_3 + R_4 + R_5 = 1.291 \text{ C/W}$, CCD 器件功耗为 8 W,因此 CCD 器件与组件外框之间的温差为: $\Delta T = 1.291 \times 8 = 10.328 \text{ C}$ 。

3.2 热分析计算

将设计好的热控方案代入到光谱成像仪的整机热分析有限元模型中分析计算,经过优化设计,得到了满意的设计结果,CCD 器件在各个不同边界条件下的温度数据见表 2。

表 2 CCD 器件温度数据

Tab.2 Temperature data of CCD component

边界温度(℃)	20	35	40	40
CCD 器件温度(℃)	16.6	23.2	25.5	27.8

4 试验验证

4.1 试验装置

为了验证热设计和热分析的正确性,进行了验证试验,试验装置如图 3 所示。试验中,为防止漏热,在 CCD 组件的外表面增加了一层隔热层,CCD 组件产生的热量通过一根热管导到外界。在 CCD 器件、导热块等处粘贴热电偶,以便进行温度测量并记录。

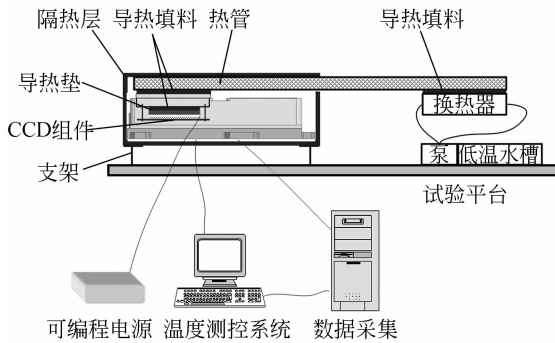


图 3 热试验装置示意图

Fig. 3 Diagram of thermal test device

共进行了两次试验,第一次试验中冷端设置温度为 20 ℃,第二次试验中冷端设置温度为 10 ℃。CCD 器件一直工作,直到整个系统平衡为止。第一次试验完成后,待整个系统完全冷却后,再进行第二次试验。

4.2 试验结果

试验中测得的 CCD 组件的温度曲线如图 4

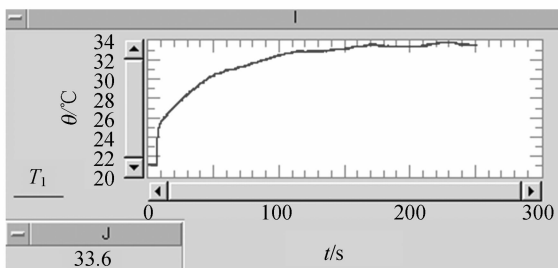


图 4 CCD 组件第一次试验温度曲线

Fig. 4 Temperature curve of CCD component in the first thermal test

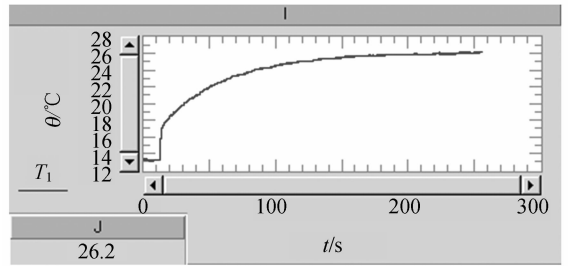


图 5 CCD 组件第二次试验温度曲线

Fig. 5 Temperature curve of CCD component in the second thermal test

和图 5 所示。

4.3 结果分析

从试验获得的结果曲线中可以看出,每次工作工程中,CCD 组件的工作温度均迅速上升,升温速率约为 0.6 ℃/min,然后逐渐达到平衡。

由于导热块的存在,使得 CCD 组件在升温过程中的升温速率满足设计要求,有效防止了 CCD 组件因热量过高而引起的温度急剧上升。

CCD 组件产生的热量通过图 1 所示的导热路径排散出去,没有形成热量集中,在试验过程中最高温度分别为 33.6 ℃和 26.2 ℃,最高温度满足设计要求。

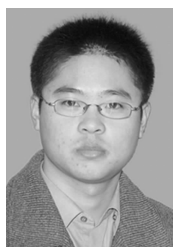
5 结 论

作为光谱成像仪的核心组成部分,CCD 组件的热设计是保证成像质量优良的重要技术组成。通过有限元热分析技术,利用增大表面发射率、增加热容、降低热阻等措施可以实现成像系统所要求的温度指标。热试验结果表明,热设计中所采取的热控措施有效防止了 CCD 组件工作过程中的温度过高以及温升速率过快,保证了 CCD 组件的正常工作。CCD 器件工作时升温速率为 0.6 ℃/min,两次试验中最高温度分别为 33.6 ℃和 26.2 ℃。

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] 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 Technology* [M]. Beijing: Aerospace Press, 1991. (in Chinese)
- [3] THEODORE D S, GAJANANA C B B. NASA thermal control technologies for robotic spacecraft [J]. *Applied Thermal Engineering*, 2003, 23: 1055-1065.
- [4] 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)
- [5] GILMORE D G. *Spacecraft Thermal Control Handbook* [M]. The Aerospace Press, 2002.
- [6] 潘增富. 中巴地球资源卫星热控制技术[J]. 航天器工程, 2002, 11(2/3): 93-100.
PAN Z F. Zhong-Ba earth resources satellite thermal control technology [J]. *Spacecraft Engineering*, 2002, 11(2/3): 93-100. (in Chinese)
- [7] 陈恩涛, 卢锷. 空间遥感器 CCD 组件热设计[J]. 光学精密工程, 2000, 8(6): 522-525.
CHEN E T, LU E. Thermal engineering design of CCD component of space remote-sensor [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2000, 8(6): 522-525. (in Chinese)
- [8] 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)
- [9] 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)
- [10] 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)
- [11] 丁延卫, 卢锷. 遥感器 CCD 驱动器热设计及其在摄像过程中的温度变化[J]. 光学技术, 2003, 29(2): 172-176.
DING Y W, LU E. Thermal design of CCD driver and its temperature changing in the course of taking picture of space remote sensor [J]. *Optical Technique*, 2003, 29(2): 172-176. (in Chinese)
- [12] 麻慧涛, 钟奇, 范含林, 等. 微型卫星热控制技术研究[J]. 航天器工程, 2006, 15(2): 6-13.
MA H T, ZHONG Q, FAN H L, *et al.*. Thermal control technique research of microsatellite [J]. *Spacecraft Engineering*, 2006, 15(2): 6-13. (in Chinese)
- [13] 李积慧, 韩双丽, 卢锷, 等. 空间遥感相机热控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,助理研究员,主要从事航天光学遥感器的热控制、热分析与热试验的研究。E-mail: guoliang329@hotmail.com



吴清文(1968—)男,四川简阳人,博士生导师,研究员,主要从事光学精密仪器的 CAD/CAM/CAE 以及空间相机热控技术和力学性能的研究。E-mail: wuqw@ciomp.ac.cn