

文章编号 1004-924X(2011)09-2117-06

空间相机大功率 CCD 器件的热设计与热试验

陈立恒*, 李延春, 罗志涛, 董吉洪, 王忠素, 徐抒岩

(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:对空间相机大功率 CCD 器件进行了热设计以解决其散热问题,为了验证热设计的合理性进行了 CCD 焦面组件的热试验。首先,介绍了以传导为主要散热措施的 CCD 器件热设计方案,CCD 器件的热量主要通过热管传递到冷源;然后,针对整个焦面组件进行了试验规划,特别对模拟冷板进行了专门设计;最后,在真空环境下进行了综合试验。试验结果显示,功耗为 10 W 的 CCD 器件连续工作 70 min,在 12 °C 冷源的情况下,能够控制焦平面器件的温度 < 35 °C。该试验验证了 CCD 焦面组件热设计的合理性,并为焦面组件热分析计算模型修正提供了依据。

关键词:空间光学;空间相机;CCD;热设计;热试验

中图分类号:V447.3;TN386.5 **文献标识码:**A **doi:**10.3788/OPE.20111909.2117

Thermal design and testing of CCD for space camera

CHEN Li-heng*, LI Yan-chun, LUO Zhi-tao, DONG Ji-hong,
WANG Zhong-su, XU Shu-yan

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

* Corresponding author, E-mail: chenliheng3@163.com

Abstract: A thermal control system for a high-power CCD space camera was designed, including a thermal test of the focal plane assembly for resolving the heat dissipation problem. First, the thermal design scheme of the CCD was examined, where the heat produced by the CCD was transferred to the cold source through a heat pipe. Then a thermal test of focal plane assembly was planned with the simulated cold source specially designed. Finally, the thermal test of focal plane assembly was performed in a vacuum to simulate its space environment and structure characteristics. The results show that the working temperature of a 10 W high-power CCD space camera can be kept below 35 °C when it has been working for 70 min continuously and has a 12 °C cool source. The thermal design of the CCD focal plane assembly for the space camera is feasible and acceptable. It can be used as a reference for the mode correction of focal plane assembly thermal analysis.

Key words: space optics; space camera; CCD; thermal design; thermal test

1 引言

CCD 器件具有自扫描、高分辨率、易与计算机连接以及输出噪声低、动态范围大、量子效率高、电荷转移效率高、光谱响应范围宽、几何稳定性好等突出优点,因此,它被认为是可见光成像、空间光学、微光夜视等领域最有前途的探测器件^[1]。CCD 焦面组件作为空间相机的关键部件,对工作环境的温度要求非常严格,过高或过低的环境温度都会降低其光电转换的能力,温度水平过高以及温度波动过大会增大 CCD 器件的暗电流和热噪声,导致信噪比降低,影响图像质量。而空间相机在轨道运行过程中,受到太阳辐射、地球红外辐射和地球阳光反照及空间冷黑热沉的交替加热和冷却,热环境十分恶劣,同时 CCD 焦面组件作为内热源,也会产生大量的热量^[3-6]。CCD 焦面组件在卫星一个轨道周期内的工作时间要远少于其非工作时间,其工作时的热流密度较大,而非工作时间内则不发热;如不采取严格的热控措施,CCD 焦面组件的温度波动将大大超过允许的温度范围,因此必须采用有效的热控制方法将 CCD 焦面组件的温度分布控制在允许的范围之内。空间相机的工作环境包括地球大气层以外的宇宙空间环境、从地球表面到预定轨道的过渡环境、返回地面时的气动热环境,其热控系统的任务是通过对各种热源、冷源的利用,合理组织、分配热量,采用一系列技术手段及方法,保证相机在预定的温度条件下工作^[8-10]。目前,热设计的水平还不能利用分析计算的手段解决上述问题。为了验证空间相机热设计的正确性、检验组件的热性能,考核热控系统对在轨飞行热环境的适应能力及确定最佳热控参数,在研制过程中必须进行充分的地面模拟试验。本文根据某空间相机的大功率 CCD 器件的热控需求及 CCD 焦面组件的结构特点和所处的空间环境,对其进行了热设计,并进行了真空条件下的热试验,验证了热设计的合理性。

2 CCD 焦面组件热设计

2.1 CCD 器件的热控指标

所有的 CCD 器件都会受到暗电流的影响,它

的存在影响了器件的灵敏度和动态范围。由于热运动产生的暗电流噪声的大小与温度的关系极为密切,相关研究表明,温度每增加 $6\sim 9\text{ }^{\circ}\text{C}$,暗电流将增加到原来的两倍^[2],因此,温度水平是焦平面器件热设计的首要考虑因素。焦平面器件使用的用途和环境不同,对温度要求的差别也比较大。通常,空间红外光学遥感器对 CCD 器件要求的温度相对较低,一般都控制在 $-70\sim -10\text{ }^{\circ}\text{C}$;而对于空间可见光光学遥感器,其 CCD 器件可以控制在 $35\text{ }^{\circ}\text{C}$ 以下。本文研究的空间相机为可见光相机,因此 CCD 器件的工作温度应小于 $35\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。

2.2 CCD 器件热设计

CCD 焦面组件位于相机后部,整个相机位于载荷舱内,舱壁的温度为 $-10\sim +45\text{ }^{\circ}\text{C}$,同时载荷舱内开设了冷板,其温度为 $-10\sim +10\text{ }^{\circ}\text{C}$,焦平面器件总功耗为 10 W (分为 5 路,每路 2 W)。

大功率 CCD 器件除了具有体积小、质量小、热容小的基本特点之外^[7],还具有功耗大,发热量大,体积热流密度大,安装结构复杂以及散热空间小,工作时间较长,CCD 焦面组件需要移动调焦等特点。根据这些特点对其进行了热设计,将 CCD 器件的瞬态发热量及时疏导到低温冷源,同时,散热通道在靠近 CCD 器件的一端要具有一定的热容,来缓解大功率焦平面器件在工作时的急剧升温。在满足焦平面器件总体要求的前提下,力求简单、可靠,尽可能采用成熟的热控技术和实施工艺,以保证热控系统的高可靠性。热控系统的构成如图 1 所示。

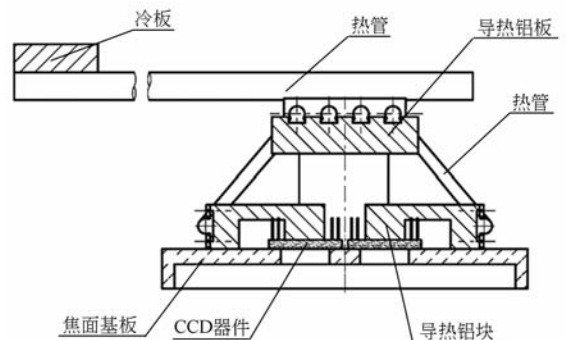


图 1 大功率 CCD 器件热控系统示意图

Fig. 1 Scheme of thermal control system for high-power CCD

从图中可以看出,热控系统主要包括导热铝块、导热铝板、热管、冷板、导热填料以及热控涂层等。导热铝块的主要功能是把热量从每个焦平面器件疏导出来,通过导热铝板将热量汇集和均匀化,然后再由热管将热量导热到冷板。由导热铝块、导热铝板、热管、冷板构成的散热路径称为焦平面器件散热通道。散热通道中间的接触环节填充导热填料,以提高接触环节的传热系数,减小接触热阻。一方面由焦平面基板以及散热通道上的导热铝块和导热铝板作为热容,对焦平面器件瞬态的高发热量进行能量存储,缓解散热通道对瞬态大散热通量的要求。另一方面,焦平面基板、导热铝块、导热铝板都要求喷涂高发射率黑漆,一是为了消杂光要求,二是为了增强与环境的辐射换热。

3 CCD 焦面组件热试验

根据焦面组件的热设计方案进行了热实施,之后对焦面组件进行了真空环境条件下热试验,以此来检验:(1)焦面组件散热通道中,各热管是否能够正常和有效工作;(2)测试焦面组件散热通道在工作中热端和冷端的温差变化以及散热路径的各位置温度,了解焦面组件热特性;(3)检验焦面组件散热设计是否合理,并结合冷源情况判断是否满足 CCD 器件热控需求。

3.1 试验装置

试验设备:真空试验罐、Keithley 测温设备、DL-3020 低温冷却液循环泵、程控电源、热电偶温度传感器。试验装置及连接技术状态如图 1 所示。试验件放置在真空罐内,焦面组件与罐内平台隔热安装。试验件主要包括焦面组件、热管 1、热管 2、热管 3 等,具体如图 2 所示。其中,焦面组件包括焦面基板,导热铝板,导热铝块。焦面基板、导热铝板表面发黑处理,导热铝块靠近焦面基板的端面粘贴加热片,模拟 CCD 器件的功耗,每片设计功耗 2 W,5 片共计 10 W。模拟冷板通过 DL-3020 低温冷却液循环泵进行控制。

整个试验散热链路如下:模拟热源加热片加热产生的大部分热量从导热铝块传递到热管 1,从热管 1 经过热管 2 传递到热管 3,最后到达模拟冷板;由于模拟热源与焦面基板没有接触,所以极少部分热量从导热铝块经过焦面基板传递到

导热铝板,再到热管 2,最后也是通过热管 3 传递到模拟冷板进行散热。

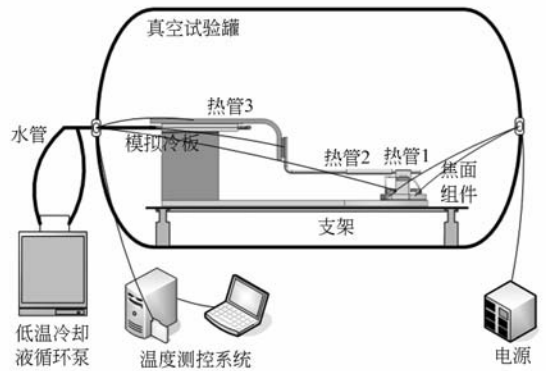


图 2 试验装置示意图

Fig. 2 Scheme of test apparatus

3.2 模拟冷板设计

模拟冷板设计的是否合理对于试验结果起着关键的作用,由于在真空罐内部对冷源进行控制有一定的难度,因此这里对模拟冷板进行了专门的设计。在试验之初对于模拟冷板的设计方案进行了多次的讨论,主要有 3 个方案:(1)利用铝块的热容来模拟冷板,根据需要传递的热量估算出铝块的体积;(2)通过水铜热管高效的热量传递来模拟冷板,热管一端在真空罐内与试验热管连接,另一端在真空罐外通过低温冷却液循环泵控制;(3)利用铜管直接通过循环水进行冷却来模拟冷板,铜管一端在真空罐内与试验热管连接,另一端在真空罐外通过低温冷却液循环泵控制。由于方案一中的铝块温度不可控,而且其温度受周围热沉温度的变化影响较大;方案 2 中的水铜热管工作温度要求较高,不满足试验条件,而方案 3 没有上述缺点,结构简单且易于实现,因此设计采用方案三。

为将热量从真空罐内引出,采用循环水对罐内热管进行冷却的散热方式。具体结构如图 3 所示,散热系统的冷板由上下两块铝板及冷却水管(铜管)组成。上下两块铝板上均开有与热管直径相同的半圆槽,通过螺钉固定在一起,以确保二者结合的紧密。为保证传热效率,实际操作时,在上下两块铝板的半圆槽内均涂上了一层导热脂,以减小二者之间的接触热阻。同时,热管 3 通过螺钉紧密的固定在冷板上,二者之间也涂有导热脂,以减小接触热阻,增强冷板散热效果。

模拟冷板与真空罐连接处的密封设计关系到

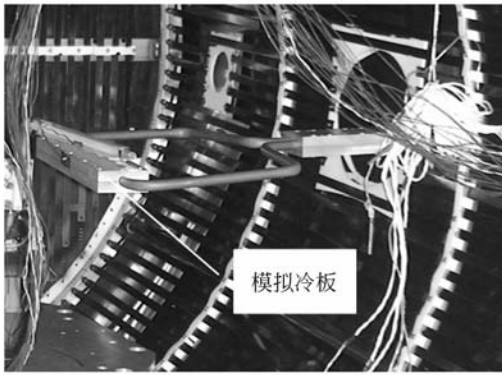


图 3 模拟冷板实物图

Fig. 3 Photo of simulated cold plate

试验真空度能否达到要求,因此这里对其进行了详细设计。具体的设计结构如图 4 所示,模拟冷板的控制系统如图 5 所示。

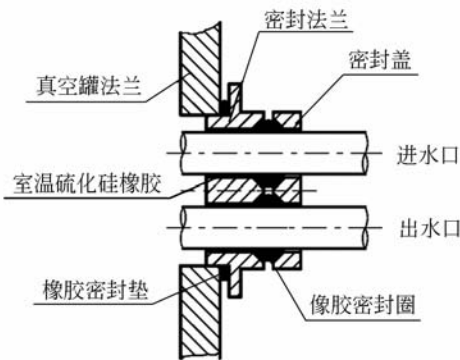


图 4 模拟冷板与真空罐连接示意图

Fig. 4 Scheme of joint between simulated cold plate and vacuum can

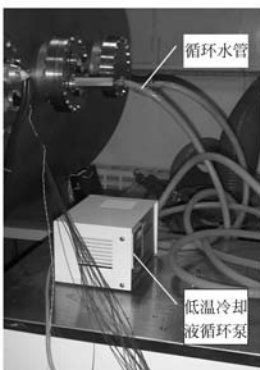


图 5 模拟冷板控制系统

Fig. 5 Control system of simulated cold plate

(1) 密封法兰与真空罐的密封设计
为保证密封处的气密性,设计的密封法兰与

真空罐的密封罐法兰开口处采取小间隙配合,二者孔轴间的间隙小于 0.05 mm。同时,在二者之间增加一个橡胶密封圈,通过螺钉将密封法兰与橡胶密封圈一起固定在密封罐法兰上,从而保证局部的气密性。

(2) 密封法兰与冷却铜管的密封设计

为保证冷却铜管与密封法兰之间的密封性,采取了双重保护措施:①冷却铜管的直径比密封法兰处的开口直径小 1 mm,操作时在二者的连接间隙处填满室温硫化硅橡胶,以增加两者之间的气密性;②在冷却铜管的进水口、出水口处各套上一个橡胶密封圈,并用螺钉通过增加的密封盖将它们固定在一起,组成一个密封环节。

3.3 试验工况

将试验件放在真空试验罐内,在 3.2 节试验条件下,5 个模拟热源同时加热,测量各个环节的温度,并根据相关要求规划了试验工况,具体见表 1。

表 1 试验工况规划表

Tab. 1 Work conditions of test

工况	热沉温度/℃	备注
1	20	5 个模拟热源同时加热 1 h,在试验过程中根据加热片的温度来判断试验加热时间,如果温度高于 35℃
2	30	(此温度为 CCD 热控温度指标),则停止加热。

具体试验步骤如下:

(1) 将试验件连同包覆层放在真空试验罐内,粘贴传感器并接线;

(2) 检查测温系统以及加热系统工作是否正常;

(3) 关罐,抽真空达到试验要求;

(4) 按照工况开关各加热区,并记录各温度贴点位置温度变化;

(5) 完成各工况后,试验结束,处理数据。

4 试验结果

整个试验过程中,真空罐压力为 8.0×10^{-3} Pa,模拟冷板温度变化约为 12~15℃,工况 1 加热了 80 min,工况 2 加热了 70 min,整个过程中 CCD 器件的模拟功耗共为 $12.84 \times 0.776 =$

9.964 W。按照规划的测温点,根据不同的散热通道进行了数据处理,得到了 CCD 散热通道温度传感器的温度曲线,整个曲线随着冷源温度的波动而波动如图 4 所示。其中,1 为 CCD 加热片中心;2 为导热铝块靠近加热片一端;3 为导热铝块靠近热管 1 一端;4 为热管 1 靠近导热铝块位置;5 为热管 1 靠近热管 2 一侧;6 为热管 2 固定铝块端面;7 为热管 2 翅片靠近焦面组件一端;8 为热管 2 翅片靠近热管 3 一端;9 为热管 3 翅片靠近热管 2 一端;10 为热管 3 翅片靠近冷源一端;11 为模拟冷板。根据绘制的温度曲线,整理了如表 2 所示的热管正常工作时关键环节的最大温差。

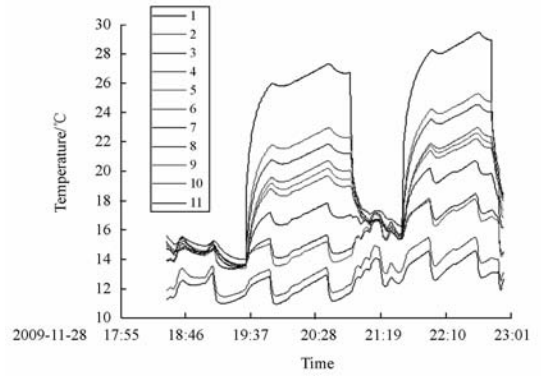


图 6 CCD 散热通道测温点温度曲线
Fig. 6 Temperature curve of heat dispersion path

表 2 热管正常工作时关键传热环节的最大温差

Tab. 2 Temperature difference of the key heat dispersion path for heat pipe in normal work (°C)

工况	温差										合计
	$t_{1,2}$	$t_{2,3}$	$t_{3,4}$	$t_{4,5}$	$t_{5,6}$	$t_{6,7}$	$t_{7,8}$	$t_{8,9}$	$t_{9,10}$	$t_{10,11}$	
1	4.38	1.12	1.16	0.52	0.55	2.12	2.47	0.60	2.16	0.61	15.69
2	4.19	0.77	1.57	0.40	0.42	1.78	2.47	0.54	2.87	1.0	16.01

从上述的结果可以看出,真空罐热沉温度对整个散热通道没有较大影响,两种工况下从 CCD 器件到冷板的总温差为 16 °C 左右,整个试验过程中 CCD 器件模拟热源的最高温度为 29.5 °C,整个散热通道在冷源温度为 12~15 °C 时设计合理有效。

5 结 论

本文对 CCD 焦面组件进行了详细的热设计,

根据热设计所采取的热控措施,按照规划的工况进行了真空条件下的热试验。试验结果表明,两种工况下从 CCD 器件到冷板的总温差为 16 °C 左右,功耗为 10 W 的 CCD 器件连续工作 70 min 时,在 12 °C 冷源的情况下,能够控制焦平面器件温度小于 35 °C。该试验证明了 CCD 焦面组件热设计的合理性,同时为焦面组件热分析计算模型的修正提供了依据。

参考文献:

[1] 许秀贞,李自田,薛利军. CCD 噪声分析及处理技术 [J]. 红外与激光工程. 2004,33(4):343-346.
XU X ZH, LI Z T, XUE L J. Analysis and processing of CCD noise[J]. *Infrared and Laser Engineering*. 2004, 33(4):343-346. (in Chinese)

[2] AHMAD A, ARNDT T, GROSS R, et al.. Structural and thermal modeling of a cooled CCD camera [J]. *SPIE*, 2001, 4444:122-129.

[3] 闵桂荣,郭舜. 航天器热控制 [M]. 第二版. 北京:科学出版社,1998.
MIN G R, GUO SH. *Spacecraft Thermal Control*

[M]. Second Edition. Beijing: Science Press, 1998. (in Chinese)

[4] 陈立恒,吴清文,罗志涛,等. 空间相机电子设备热控系统设计 [J]. 光学精密工程. 2009,17(9):2145-2152.
CHEN L H, WU Q W, LUO ZH T, et al.. Design for thermal control system of electronic equipment in space camera [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2009, 17(9):2145-2152. (in Chinese)

[5] HARVEST J, FLESCHER S A, WEINTSTEIN R D. Modeling of the thermal effects of heat generating devices in close proximity on vertically oriented printed circuit boards for thermal management ap-

plications [J]. *International Journal of Thermal Sciences*, 2007, 46:253-261.

- [6] 菅克明, 吴清文, 郭疆, 等. 空间光学遥感器 CCD 焦面组件热设计[J]. 光学技术. 2008, 34(3):401-407.
ZI K M, WU Q W, GUO J, *et al.*. Thermal design of CCD focal plane assembly of space optical remote-sensor[J]. *Optical Technique*, 2008, 34(3):401-407. (in Chinese)
- [7] 罗志涛, 徐抒岩, 陈立恒, 等. 大功率焦平面器件的热控制[J]. 光学精密工程. 2008, 16(11):2187-2192.
LUO ZH T, XU SH Y, CHEN L H, *et al.*. Thermal control of high-power focal plane apparatus[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2008, 16(11):2187-2192. (in Chinese)
- [8] 李国强, 贾宏. CCD 组件的热分析和热试验[J]. 航

天返回与遥感, 2003, 24(3):15-18.

- LI G Q, JIA H. Thermal analysis and thermal balance test of CCD assembly[J]. *Space Craft Recovery & Remote Sensing*, 2003, 24(3):15-18.
- [9] 陈恩涛, 卢铎. 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)
- [10] 高新霞. 大功率电子元器件及设备结构的热设计研究[D]. 北京: 华北电力大学, 2006.
GAO X X. *Investigation on Thermal Design of High Power Electronic Components and Equipment Structure*[D]. Beijing: North China Electric Power University, 2006. (in Chinese)

作者简介:



陈立恒(1979—), 男, 吉林农安人, 博士, 副研究员, 2002 年、2005 年于吉林大学分别获得学士和硕士学位, 2008 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器热控制方面的研究。E-mail: chenliheng3@163.com



李延春(1979—), 男, 河南开封人, 助理研究员, 2003 年、2006 年于吉林大学分别获学士、硕士学位, 主要从事空间相机的结构设计与研究。E-mail: feilong99031@yahoo.com.cn



罗志涛(1980—), 男, 吉林人, 助理研究员, 2003 年于哈尔滨工业大学获学士学位, 主要从事空间光学遥感器热控设计工作。E-mail: zhi-tao@tom.com



董吉洪(1972—), 男, 吉林长春人, 研究员, 1995 年于中国科学技术大学获学士学位, 主要从事光学精密机械、光学遥感技术等领域的研制开发工作。E-mail: dongjihong2002@sohu.com



王忠素(1977—), 女, 黑龙江双城人, 副研究员, 2000 年于吉林大学获学士学位, 2007 年于中国科学院获硕士学位, 主要从事结构分析研究。E-mail: wzs1998@yahoo.com.cn



徐抒岩(1963—), 男, 辽宁岫岩人, 研究员, 博士生导师, 1985 年于天津大学获学士学位, 1989 年于中国科学技术大学获硕士学位, 主要从事空间光学成像技术方面的研究。E-mail: xusy@ciomp.ac.cn