

文章编号 1004-924X(2010)06-1367-07

三线阵立体测绘相机热控系统的设计

黎明^{1,2}, 吴清文¹, 江帆¹, 黄涛^{1,2}

(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:为了保证测绘相机的正常工作和测绘精度,针对测绘相机的特点设计了热控系统,并对该系统进行了热平衡试验验证。首先,对测绘相机所处的热环境进行了分析,对测绘相机窗口的外热流进行了计算。然后,对测绘相机的各个部分进行了热设计;采用被动热控措施控制相机的温度水平,降低测绘相机系统对外部热环境变化的灵敏度;采取主动热控措施进行温差补偿,减小相机的轴向和对径温差。最后,根据测绘相机的热环境和各种工作模式设计了 3 种极端工况,进行了热平衡试验。试验结果表明,在热控系统工作的情况下,测绘相机系统在各种工况下温度波动在 (18 ± 2) °C 之内,且轴向温差 < 4 °C,径向温差 < 0.5 °C,测绘基座的温度在 (18 ± 3) °C 之内。得到的结果能够满足测绘相机系统的需求。

关键词:三线阵立体测绘相机;温度均匀性;热稳定性;热试验

中图分类号: V475.2; V416.51 **文献标识码:** A **doi:** 10.3788/OPE.20101806.1367

Design of thermal control system for three-linear array mapping cameras

LI Ming^{1,2}, WU Qing-wen¹, JIANG Fan¹, HUANG Tao^{1,2}

(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*)

Abstract: In order to guarantee the normal work and mapping accuracy of mapping cameras, a thermal control system for the mapping cameras was designed and tested by the thermal balance tests. Firstly, the thermal environment of a mapping camera was analyzed, and the external thermal flux of the pupil in the mapping camera was calculated. Then, the thermal design of the mapping camera was carried out. A passive thermal control system was used to control the temperature of the camera to reduce the sensitivity of mapping camera to the external thermal environment. An active thermal control system was taken to carry out the temperature compensation to reduce the axial and radial temperatures of the mapping camera. Finally, three extreme test conditions were designed and thermal balance tests were undertaken according to various job models and different thermal environments. The test results show that when the thermal design system is working, the temperature fluctuations of the mapping camera are at (18 ± 2) °C, the axial and radial temperature differences are less than 4 °C and 0.5 °C, respec-

收稿日期:2009-04-02;修订日期:2009-04-30.

基金项目:国家 863 高技术发展计划预研基金资助项目(No. 2008AA121103-5)

tively, and the temperature of the mapping base is $(18 \pm 3) ^\circ\text{C}$. It is shown that all the temperature indicators in the mapping camera are able to meet the system requirements.

Key words: three-linear array mapping camera; temperature uniformity; thermal stability; thermal test

1 引言

测绘相机是对地成像观测遥感器的重要组成部分,从最初的胶片返回式相机,发展到现在的传输型相机,又从框幅式相机,到单线阵、两线阵和三线阵 CCD 相机,空间分辨率从几十米到目前的 0.3m。航天测绘技术作为航天对地遥感成像技术重要组成部分也取得了长足的进步。目前世界各国发射的具有代表性的传输型测绘相机主要有德国的 MOMS 系列三线阵测绘相机、法国的 SPOT-5 卫星上的 HRS 单线阵测绘相机、日本的 ALOS 卫星上的 PRISM 三线阵全色立体测绘相机以及印度的 IPR-P5 卫星上的两台线阵相机 AWIFS 等。我国于 90 年代开始着手研究新一代返回式测绘卫星,并于 2004 年利用“试验卫星一号”进行了传输型立体测绘验证试验,为我国传输型立体测绘卫星的发展奠定了可信的技术基础^[1]。

三线阵立体测绘相机具有在轨立体成像和从摄取影像出发重构外方位元素的特点,与单线阵摇摆成像的测绘相机和两线阵推扫成像的测绘相机相比,具有对卫星姿态稳定度的要求低,无需大量地面控制点等特点。但对相机测量部件之间的几何关系要求较高,在轨运行时应尽量避免热环境因素造成的结构变形对各测绘相机之间几何关系的影响,这是保证测绘精度最重要的环节之一^[2-4]。本文主要设计一套适合三线阵立体测绘相机特点的热控系统,并进行了热平衡试验,验证了热控系统的有效性。

2 测绘相机的特点与热控需求

三线阵立体测绘相机是测绘小卫星的主要载荷,它由具有一定交汇角的前视相机、正视相机、后视相机和测绘基座组成,其中正视相机、前视相

机和后视相机共同构成三线阵立体测绘相机简称测绘相机;测绘相机安装在测绘基座上,共同构成测绘相机系统。测绘相机采用同轴透射成像系统,完成对地面的推扫,形成三幅具有一定视角且相互重叠的三线阵航带影像。测绘相机系统通过测绘基座以裸露太空的方式搭载在卫星平台上。

与其他空间相机相比,测绘相机具有以下特殊性:

(1) 光学系统要求的特殊性:为保证单台相机的成像质量,要求相机的焦距变化小于半焦深;同时为保证立体成像质量,对前、后视相机与正视相机的视轴夹角稳定性有严格要求^[5]。

(2) 结构的特殊性:3 台测绘相机以 25° 夹角的方式安装在测绘基座上(如图 1),结构具有严重的非对称性;同时由于测绘相机采用折射式光学系统,对温度变化的敏感度高。

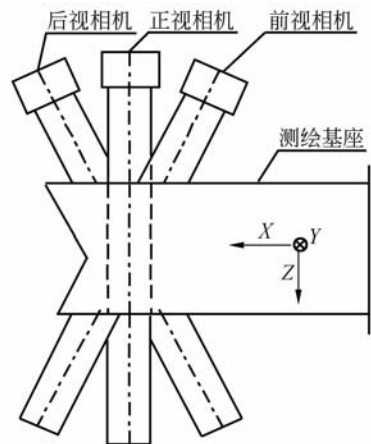


图 1 测绘相机系统结构示意图

Fig. 1 Architecture diagram of mapping camera system

(3) 热载荷的特殊性:卫星没有载荷舱,测绘相机系统直接裸露在太空中,运行于太阳同步轨道,具有固定的阴阳面,导致空间外热流不对称;相机数量多,又导致内热源分布不均匀;相机系统与星上其他设备之间存在热耦合,也会导致热载荷不均匀。

综上所述,测绘相机系统具有光学系统要求严格,结构复杂且载荷具有严重的非对称等特点,因此,需要设计一套适合测绘相机特点的热控系统使测绘相机能够正常工作,并保证测绘相机的测绘精度。

本文通过光-机-热集成的分析方法^[6-8],对测绘相机进行了透镜折射率梯度变化分析和热弹性分析,得出了单台测绘相机的热控指标为 $(18\pm 2)^\circ\text{C}$,其中,单台相机的轴向温差不超过 4°C ,光学镜片的对径温差不超过 0.5°C ;测绘基座的热控指标为 $18\pm 5^\circ\text{C}$ 。

3 热环境分析

测绘卫星运行在太阳同步轨道上,轨道的升交点赤经 Ω 变化率等于地球公转的平均角速度 $(0.9856^\circ/\text{d})$,即轨道升交点的进动与太阳的东行同步,因此,卫星经过地面某一特定位置的太阳光照条件相同^[9]。太阳作为空间相机承受的最大外部热源,对相机表面的加热量与阳光和轨道面的夹角 β 有关。通过计算可以得出阳光与轨道面的夹角 β 角随太阳黄经一年的变化率如图 2。图 2 表明 β 角在一年中有季节性的变化且变化较大,因此,测绘相机各表面接受到的太阳辐射热流也会有较大的变化。由于测绘相机采用开放式的载荷舱设计,即外部没有载荷舱,空间环境中剧烈变化的热载荷将直接作用于测绘相机系统本体,使测绘相机系统形成巨大的温度波动。

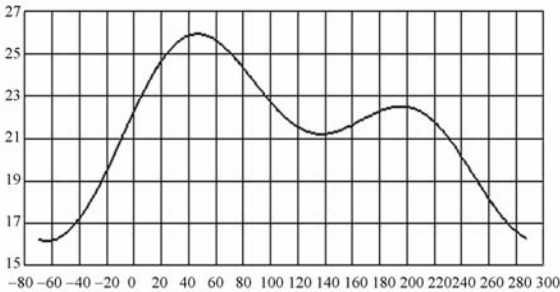


图 2 β 角随太阳黄经一年的变化率

Fig. 2 β angle change rate with the sun of one year

把三轴稳定的测绘相机系统分为 4 个区域,即测绘相机机身部分、测绘相机窗口组件部分、测绘基座部分和测绘基座与卫星的安装区,各区将

有不同的热特性。

(1) 相机机身部分在轨运行的一天中(包括进出地球阴影区),相机周向的一部分将会间断地受到太阳直射热流的照射,而另外一部分则始终接受不到太阳的照射,接收外热流的差异会对相机造成较大的径向温差和轴向温差。

(2) 测绘相机窗口组件部分的外热流变化比较复杂,由于相机之间具有夹角,每台相机窗口到达的外热流均不相同(如图 3、4 所示)。

(3) 测绘基座是测绘相机的安装平台,它的热稳定性是测绘相机夹角稳定性的保证。在轨运行过程中,+Z 面对地受到地球红外辐射热流和地球反照热流的照射;+X 面(飞行方向)、-Z 面和+Y 面将会间断地受到太阳直射热流的照射;-Y 侧则始终接收不到外热流;测绘基座热环境的复杂性,对保持其热稳定性提出了挑战。

(4) 测绘基座上与卫星的接口与卫星平台连接,将会受到卫星温度变化的影响。

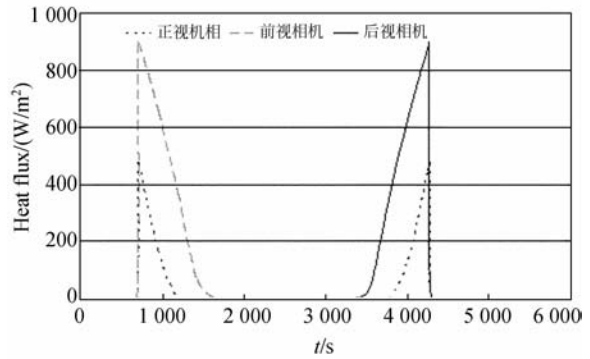


图 3 冬至时相机窗口的太阳直射热流

Fig. 3 Solar direct heat flow of optical window in winter solstice

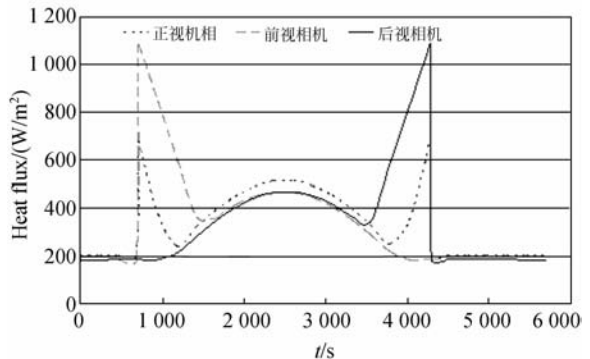


图 4 冬至时相机窗口的总外热流

Fig. 4 Total heat flow of optical window in winter solstice

4 热设计

4.1 设计方案

4.1.1 测绘基座热控

测绘基座是测绘相机分系统的关键部件,正视相机、前视相机、后视相机和星敏感器及其支架均安装在其上,需要同时保证 3 个线阵立体测绘镜头相对位置的稳定性,因此采取的设计方案如下:

(1)由于测绘相机采用开放式的载荷仓设计,为了降低测绘基座温度场随外热流变化的敏感度,在测绘基座的外表面包覆多层隔热材料,其当量热导率约为 10^{-4} W/(m·K)。

(2)测绘基座与卫星的安装处装有 8 mm 厚的聚酰亚胺隔热垫,以减小卫星平台温度变化对测绘相机系统的影响,根据理论计算公式 $Q = \Delta T/R$,当卫星平台的温度波动为 $-5\text{ }^{\circ}\text{C} \sim +15\text{ }^{\circ}\text{C}$ 时,相机与卫星之间的传热量约为 0.6 W,对测绘基座的温度影响较小。

(3)测绘基座作为大热容且无内热源部件,为保持其温度的稳定性,在测绘基座(除与卫星安装接口外)的 5 个面上设置 8 组加热区,采用高精度热敏电阻和电加热片进行闭环控制,从而确保测绘基座的温度始终在热控指标范围内。

4.1.2 测绘相机热控

测绘相机为透射式光学系统,对温度的敏感性较强。按相机的结构特点将测绘相机分为 5 个区:窗口组件区、镜头前组、相机安装区、镜头后组及成像单元组件。每个分区外表面上设置独立的主动加热区,采用电加热片进行闭环控制。在每个加热区的对径处设置高精度热敏电阻,在控制相机温度水平的同时监测相机的对径温差。

在测绘相机(含正视相机、前视相机、后视相机)内表面均喷涂 ERB-2B 消杂光黑漆($\epsilon \geq 0.9$),以利于相机内部温度均匀化。

相机窗口作为测绘相机冷端,遮光罩长度对相机的温度分布有明显的影响^[10]。分析计算表明,遮光罩长度取 130 mm 时,窗口玻璃上存在高达 $0.35\text{ }^{\circ}\text{C}$ 的径向温差,但经窗口玻璃隔离后的第 1 片光学玻璃的径向温差仅为 $0.04\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。

测绘相机的光学元件区包括镜头前组和镜头后组。镜头前组内没有热源,镜头后组内虽有

CCD 器件发热,但其功耗较小。在这两个区域外表面粘贴加热膜后直接包覆多层隔热组件。由于光学元件材料的热传导率较低,为了避免在光学元件上产生周向温差,在电加热膜与多层隔热组件之间包 1 层 1 mm 厚的碳基复合材料,其热导率达 $400\text{ W}/(\text{m}\cdot\text{K})$ 以上,使加热效果均匀化。

测绘相机的安装区包括相机的安装法兰和与测绘基座在径向相对的表面。安装法兰处用 3 mm 厚的钛合金垫隔热安装,同时,在测绘相机安装段的筋槽内,设计填充多层材料进行隔热处理,将测绘相机与测绘基座的热耦合程度降至最低。

4.1.3 焦面组件的热控

3 台相机均装有型号相同、安装方式相同的 1 片线阵 CCD 器件,发热功率为 0.24 W,最长工作时间 15 min。

线阵 CCD 器件采用背部散热方式。CCD 器件本身采用背部安装方式,像面基板为殷钢。在像面基板后部使用紫铜片将线阵 CCD 器件的热量导出调焦筒上,直接利用调焦筒作为散热面,并在所有接触界面上使用 GD414 导热硅胶填充,以减小导热热阻。

5 热试验

为了检验热设计的正确性,对测绘相机系统开展了热平衡试验。根据测绘相机的热环境(主要包括外热流变化、卫星平台的热边界条件)、相机的工作模式、内热源分布和热控涂层的热物性状态等,规划了 3 种极端工况进行试验。试验过程中测绘相机系统的外热流采用两种方式进行模拟:相机入光口处用红外加热笼模拟;相机机身使用电加热片模拟。工况定义及试验结果如下:

(1)低温稳态工况:测绘基座与卫星平台连接界面处温度为 $-5\text{ }^{\circ}\text{C}$;立体测绘相机置于 4 K 冷黑空间;内热源不工作;相机入光口的外热流取轨道平均外热流,相机机身多层表面外热流按阴影区平均处理;主动温控闭环工作;热控涂层为寿命初期。试验结果如表 1 所示:3 台相机的温度均在 $(18 \pm 2)\text{ }^{\circ}\text{C}$ 范围内,最大轴向温差为 $3.16\text{ }^{\circ}\text{C}$,最大径向温差为 $0.47\text{ }^{\circ}\text{C}$,均位于前视相机。

(2)高温稳态工况:测绘基座与卫星平台连接界面处温度为 $15\text{ }^{\circ}\text{C}$;立体测绘相机置于 4 K 冷黑空间;内热源工作;相机入光口按轨道周期平均处

理,相机机身多层表面外热流按太阳照区平均处理;主动温控工作;热控涂层为寿命末期。试验结果如表 2 所示:3 台相机的温度均在 (18 ± 2) °C 范围内,最大轴向温差为 3.09 °C,最大径向温差为 0.36 °C,均位于前视相机。

(3)高温瞬态工况:测绘平台与卫星平台连接界面处温度为 15 °C,立体测绘相机置于 4 K 冷黑空间;内热源按瞬态工作(每 7 个轨道周期中工作 3 个轨道周期,每个轨道周期工作 15 min);入光口外热流按日照时段,阴影时段分别平均处理;相机机身多层表面外热流瞬态控制;主动温控闭环工作;热控涂层为寿命末期。试验结果如图 5、6 所示:在相机工作的 3 个轨道周期内,像面温度逐渐上升,最高不超过 20 °C,经过 4 个不工作的轨道周期后,像面温度又能恢复到初始的温度。

表 1 低温工况下测绘相机的试验结果

Tab. 3 Test results of mapping camera in low-temperature conditions (°C)

	正视相机	前视相机	后视相机	测绘基座
相机前镜组	17.29	19.43	17.12	温度水平 16.83
相机后镜组	16.60	16.77	17.64	
焦面组件	8.27	8.91	9.87	最大温差: 2.16
轴向最大温差	0.69	3.16	0.52	
径向最大温差	0.11	0.47	0.35	

表 2 高温稳态工况下测绘相机的温度数据

Tab. 2 Test results of mapping camera in high-temperature steady-state conditions (°C)

	正视相机	前视相机	后视相机	测绘基座
相机前镜组	17.29	19.31	17.29	温度水平: 18.72
相机后镜组	17.29	17.81	18.51	
焦面组件	22.87	21.93	20.65	最大温差: 2.83
轴向最大温差	0.17	3.09	1.74	
径向最大温差	0.12	0.36	0.27	

从稳态工况的试验结果可以看出,测绘相机热控系统有效,在高温和低温的极端工况下,测绘相机系统的温度水平,轴向温差及径向温差均能满足热控指标,温度稳定性良好。

从高温瞬态工况的试验数据可以得出,在瞬态工况下,测绘相机系统的温度波动在系统要求的控制精度范围内,热控系统的控温精度满足热控指标的需求。

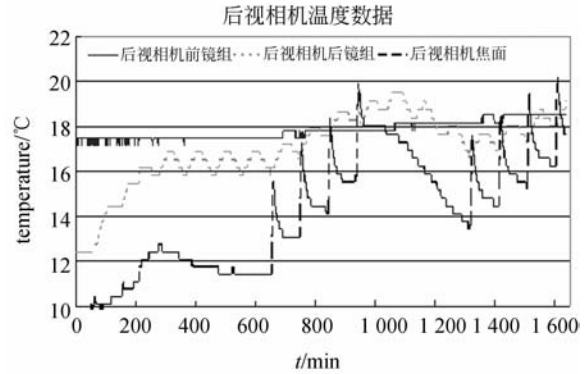


图 5 正视相机高温瞬态工况温度数据

Fig. 5 Test results of mapping camera in high-temperature transient condition

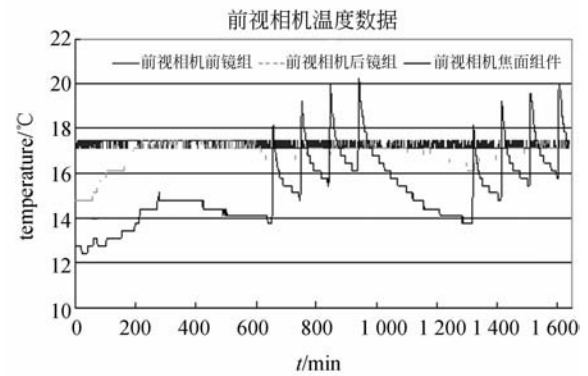


图 6 前视相机高温瞬态工况温度数据

Fig. 6 Test results of mapping camera in high-temperature transient condition

6 结 论

三线阵空间立体测绘相机的热控目标不但要控制光学部件处于稳定的工作温度水平,而且要保证测绘平台的热稳定性,以确保各个相机间的夹角精确性。针对测绘相机系统的这种高稳定性要求,本文从系统工程的观点出发,对各个部件进行了统筹热设计,确定了测绘相机系统的热控制方案。

热平衡试验验证了方案的可行性。根据设计方案和相机的工作模式,确定了 3 种极端试验工况。热平衡试验的结果表明,在热控系统工作时,测绘相机的温度达到 (18 ± 2) °C,轴向温差 < 4 °C,径向温差 < 0.5 °C 的温度要求,测绘基座的温度在 (18 ± 3) °C 的范围内波动,CCD 焦面的工作

时的最高温度低于 20 ℃,可以满足测绘相机正常

工作和测绘精度的需求。

参考文献:

- [1] 孙刚. 测绘卫星的发展及技术现状[J]. 测绘科学与工
程, 2007, 27(1): 46-51.
SUN G. The development and technical status of
topographic satellite [J]. *Geomatic Science and En-
gineering*, 2007, 27(1): 46-51. (in Chinese)
- [2] 王任享, 王新义, 李晶等. 提高卫星三线阵 CCD 影
像空中三角测量精度及摄影测量覆盖效能[J]. 测
绘科学, 2003, 28(3): 4-9.
WANG R X, WANG X Y, LI J, *et al.*. To improve
the accuracy of aerial traingulation of satellite born
three-line array CCD imagery and its photogrammet-
ric cover efficiency[J]. *Science of Surveying and
Mapping*, 2003, 28(3): 4-9. (in Chinese)
- [3] 刘金国, 李杰, 郝志航. 三线阵 CCD 相机亚像元精
度几何标定方法研究[J]. 光电工程, 2004, 31(1):
36-39.
LIU J G, LI J, HAO ZH H. Study on a geometric
calibration method method for three-linear-array
CCD camera with sub-pixel accuracy[J]. *Opto-Elec-
tronic Engineering*, 2004, 31(1): 36-39. (in Chi-
nese)
- [4] 胡莘, 曹喜滨. 三线阵立体测绘卫星的测绘精度分
析[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2008, 40(5): 695-
699.
HU X, CAO X B. Analysis on precision of stereo
mapping microsatellite using three-line array CCD
images[J]. *Journal of Harbin Institute of Tech-
nology*, 2008, 40(5): 695-699. (in Chinese)
- [5] 吴国栋, 宋丹. 测绘相机坐标系与立方棱镜转换矩
阵的标定[J]. 光学精密工程, 2007, 15(11): 1727-
1730.
WU G D, SONG D. Calibration of mapping camera
and cubic prism coordinate system[J]. *Opt. Preci-*

- sion Eng.*, 2007, 15(11): 1727-1730. (in Chinese)
- [6] 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)
- [7] 杨恽, 张伟, 陈时锦. 基于集成分析法的光机热一体
化设计[J]. 光学技术, 2005, 31(3): 394-397.
YANG Y, ZHENG W, CHEN SH J. Thermal/
structural/optical concurrent design based on inte-
grated analysis technique[J]. *Optical Technique*,
2005, 31(3): 394-397. (in Chinese)
- [8] 王红, 田铁印. 轴向温差对空间遥感器光学系统成
像质量的影响[J]. 光学精密工程, 2007, 15(10):
1490-1494.
WANG H, TIAN T Y. Effect of axial temperature
difference on imaging quality of space remote sensor
optical system[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2007, 15
(10): 1490-1494. (in Chinese)
- [9] 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 tele-
scope[J]. *Acta Photonica Sincia*. 2006, 35(1): 154-
157. (in Chinese)
- [10] 牛晓明, 吴清文. 空间 CCD 相机光学窗口在轨热
稳定性分析. [J]. 光学精密工程, 1998, 6(6): 45-
50.
NIU X M, WU Q W. The analysis of on-orbit
thermal stability for optical window of space CCD-
camera[J]. *Opt. Precision Eng.*, 1998, 6(6): 45-
50. (in Chinese)

作者简介:



黎明(1983-)男, 山东临沂人, 博士
研究生, 2005 年于青岛大学获得学士
学位, 主要从事航天光学遥感器热控制
技术的研究。E-mail: dawn75918 @
126.com



江帆(1983-)男, 湖北仙桃人, 研究
实习员, 2004、2007 于中国科技大学分
别获得学士、硕士学位, 主要从事空间
光学遥感器热控技术的研究。E-mail:
ghoethe@126.com



黄涛(1983—)男,湖北宜昌人,硕士研究生,2007年于东北大学获得学士学位,主要从事空间光学遥感器热实时仿真技术的研究。E-mail: aihuang-
tao1983@126.com

导师简介:



吴清文(1968—),男,四川简阳人,博士生导师,研究员,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

●下期预告

拼接镜主动光学共相实验

林旭东^{1,2},王建立¹,刘欣悦¹,杨飞¹,陈涛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)

为了使整个拼接镜性能达到衍射极限,必须使子镜之间共相位。建立了一套拼接镜主动光学实验系统,对子镜之间的相位差测量及其精度进行了实验研究。拼接镜由3块正六边形球面子镜组成,子镜对边长为300 mm,曲率半径为2 000 mm。首先,使用Shack-Hartmann传感器和高精度微位移平移台使子镜之间精确共焦;接着,使用球径仪调整子镜之间的高度差到微米量级;然后,运用白光斐索干涉原理对子镜高度差进行调整;最后,运用子孔径衍射的原理测量子镜之间的高度差,并调整使其共相位。为了验证标定的效果,对光纤光束进行了成像实验,由于光纤大小的限制,拼接镜上面用于成像的口径为100 mm。实验结果表明,白光斐索干涉的测量精度优于100 nm,子孔径衍射的测量精度优于16 nm,共相位标定后,系统能够达到衍射极限成像性能。该方法适用于拼接望远镜的共相位标定。