

文章编号 1004-924X(2012)03-0556-07

空间摄像机热控系统的设计

陈立恒*, 吴清文, 刘伟奇, 郭亮, 江帆
(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: 根据摄像机所处空间环境和结构特点, 设计它的热控系统, 同时进行了热平衡试验来验证热设计的合理性。首先, 总结了摄像机热设计的准则, 分析了摄像机所处的空间热环境。然后, 对摄像机的各个部分进行了热设计; 采用被动热控措施进行热隔离和热疏导, 充分利用了摄像机所搭载的卫星平台的热容; 采用主动热控措施将温度控制在热控指标范围之内。最后, 根据摄像机的热环境和各种工作模式设计了4种极端试验工况, 并进行了热平衡试验。试验结果表明, 摄像机在存储工况时, 其温度与安装面温度相差3℃左右, 满足存储温度指标要求; 低温工况和高温工况时, 其整机温度为-3.1℃和45.7℃, 镜头温度为-4.5℃和46.8℃, 均满足热控指标要求。试验结果证实设计的空间摄像机热控系统合理可行。

关键词: 空间光学; 空间摄像机; 热控系统; 热设计; 热平衡试验

中图分类号: V447-3; V245.3 **文献标识码:** A **doi:** 10.3788/OPE.20122003.0556

Thermal design for space cameras

CHEN Li-heng*, WU Qing-wen, LIU Wei-qi, GUO Liang, JIANG Fan

(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 space cameras was designed according to its space environments and structure characteristics. Firstly, the thermal design guidelines of space cameras were summarized, and the thermal environment of a space camera was analyzed. Then, the thermal design of the space camera was carried out. By utilizing the thermal capacitance of a satellite, the passive thermal control was used for thermal isolation and thermal transmission and the active thermal control was conducted to implement the temperature compensation. Finally, four extreme test conditions were designed and thermal balance tests were undertaken according to various work patterns and different thermal environments. The test results show that the temperature difference is 3 °C between the space camera and the fitting surface, which meets the system requirements for storage work conditions. Furthermore, the whole space camera temperatures are -3.1 °C and 45.7 °C, the lens temperatures are -4.5 °C and 46.8 °C in the low temperature and high temperature work conditions, respectively, and they meet the thermal control system requirements. In conclusions, the thermal design of the

收稿日期: 2011-05-03; 修订日期: 2011-07-18.

基金项目: 国家重大国防科研项目(No. 06E030)

space camera is feasible and reasonable.

Key words: space optics; space camera; thermal control system; thermal design; thermal balance test

1 引言

热控系统是航天器必不可少的组成部分,担负着控制航天器温度变化与温度分布、维持航天器上热量吸收、转化及排散平衡的重要作用,用于保障航天器上各种仪器、设备可靠工作。自从1957年人类第一次把人造卫星送入绕地球运行轨道以来,航天技术得到了迅速发展,从20世纪五、六十年代的早期试验到七十年代的载人航天飞行,再到八、九十年代的逐步成熟,至今迈进了21世纪的蓬勃发展。迄今为止,世界各国已经向空间发射了六千余颗各种类型的航天器,在几十年的实践中,人们深刻认识到航天器热控制的重要性,并已经发展成为一门独立的学科。随着空间技术的发展及科学技术的进步,特别是计算机技术的发展、各种新材料的研制以及新技术的出现,航天器热控制技术中的分析、设计及试验手段发展迅速,热控制技术水平得到了很大提高^[1-7]。

空间摄像机作为航天器的有效载荷,安装在卫星平台外壁面上,裸露于太空,必须在严酷的空间环境下具有可靠的光学性能。摄像机在轨运行过程中,同时受到3 K深冷空间、太阳辐照、地球红外辐射、地球阳光反照的交替冷却和加热,其表面接受到的辐射热量不均匀和随时间的变化,将造成摄像机表面各部分温度分布不均匀和波动。摄像机通过机箱箱体上的安装面与卫星平台外壁面上的支架连接,与外界的热交换主要通过辐射及传导进行。摄像机内部热源主要是位于光学系统后部的CCD器件的驱动及成像电路,内热源连续工作,热功耗较大。因此,为了减少摄像机所处的恶劣空间环境带来的影响,保证其光学组件、电子学部件等各部分维持在各自的温度指标范围内并正常工作,必须对摄像机进行热设计并研制可靠的热控系统。本文重点对某空间摄像机热控系统进行了设计,根据热设计所采用的热控措施及其热边界条件,设计并规划了热平衡试验,并通过试验验证了热控系统设计的正确性。

2 热控系统设计

热设计首先要明确地理解设计准则、设计任务的目标、要求和约束。热设计的目标一般是建立一个完善的热控系统以及对遥感器在轨温度的合理预示等。目标建立后,就需要对整个设计的基本要求和约束进行具体考虑,然后根据这些因素制定具体解决方案。采取的方案可能是进行某种分析、试验、手工计算、借鉴其它相似仪器热设计方案或者是以上方法的结合,每一种方案都要进行合理评估以确定其是否有实际的意义。

空间摄像机要求满足在目标照度为 $1 \sim 110\ 000\ 1\ x$ 情况下均能近距离成像,即摄像机在光照条件和非光照条件下都能正常工作,但不同的光照条件的外热流差异较大,对摄像机的温度分布有较大影响。摄像机长期连续工作产生的热量会使其光学系统发生变化,摄像机等效内热源相对其它相机的平均内部热源功耗低,但是由于其主动热控功耗低,同时,摄像机工作温度范围较为宽泛,为保证成像清晰,摄像机采用与卫星平台导热安装的方式连接。摄像机长期连续工作,工作范围宽,不像其它相机每轨只工作较短时间,且工作温度范围窄,这也是热设计需要着重考虑的问题。

2.1 热设计准则

光学遥感器热设计准则一般包括^[8-10]:

(1) 光学遥感器光学结构选型和光机结构选择设计应尽量采用对称结构形式,应具有对热不敏感或热匹配、热稳定性较好的性能要求;

(2) 光学零件应选择线膨胀系数很小,或者线膨胀系数较小而导热率很高的材料,同时,光学零件的内部结构(如反射镜或透射镜)应该选择热平衡快的构造及各向同性的热特性设计;

(3) 充分利用隔热、热控涂层、热导、热导填料和散热面等被动热设计方法和措施;

(4) 应采取必要的主动控制技术,如薄膜型电加热器及其控温回路等主动控制方法,关键组件采用主动加被动热设计的方法,保证其热稳定性;

(5) 热控元件要求质量小、功率小但效率高,其热控材料不应应对光学遥感器光学表面造成挥发性的光学污染,热控措施应具有良好的工艺性和较高的标准化程度。

2.2 摄像机的设计任务及热控指标

摄像机热设计的任务:保证摄像机处于可正常工作的温度水平内;保证摄像机在工作状态时处于稳定的温度水平以及均匀温度场环境中;保证摄像机中主要光学成像元件在工作期间温度稳定;保证热控系统具备高可靠性。

通过热光学特性的计算,确定摄像机的热控指标为:

- (a) 整机温度水平: $-10 \sim +50$ $^{\circ}\text{C}$;
- (b) 镜组工作温度: $-10 \sim +50$ $^{\circ}\text{C}$;

(c) 存储温度: $-30 \sim +60$ $^{\circ}\text{C}$ 。

2.3 摄像机空间热环境

摄像机所处轨道为近地圆轨道。如前所述,摄像机通过螺钉安装在其所搭载的卫星平台的支架上,对其传热过程影响最大的空间环境是真空、低温、太阳和行星的辐射,与外界的热交换主要通过辐射及传导。摄像机内部热源主要是位于光学系统后部的 CCD 器件的驱动及成像电路,其功耗为 10 W,内热源连续工作时间为 3 d。与摄像机本体连接的卫星平台连接界面的温度为 $-20 \sim +40$ $^{\circ}\text{C}$ 。

摄像机与外围环境的热交换如图 1 所示,根据图 1 可以得到摄像机收支热平衡方程式表达,式 $Q_1 + Q_2 + Q_3 = Q_4 + Q_5$ 。

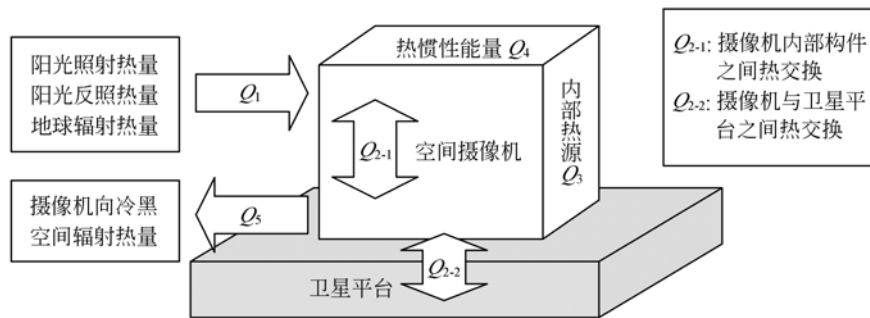


图 1 摄像机与外围环境热交换示意图

Fig. 1 Scheme of heat exchange between space camera and space environment

2.4 热控系统设计

空间摄像机主要由箱体、成像镜组、窗口、CCD 器件及驱动和成像电路等组成。为保证成像镜组和整机温度水平维持在热控指标范围之内,确保 CCD 驱动和成像电路的电子器件温度控制在 I 级降额要求的温度范围之内,热控系统的设计采取了安装隔热垫、填充导热填料、包覆多层隔热组件以及涂覆热控涂层等被动热控措施,同时还采用了薄膜型电加热器进行温度补偿的主动热控措施。

2.4.1 箱体热控

摄像机箱体一方面受到外热流及深冷空间的影响;另一方面由于其安装在卫星平台支架上,又直接受到卫星平台支架的温度影响。与卫星平台相比,深冷空间的热容要远远大于卫星平台的热容,所以为了保证摄像机的温度水平受控于卫星平台,而不是冷黑空间。因此,对摄像机箱体的热控

设计采用了如下几方面措施:

(1) 摄像机箱体表面进行黑色阳极氧化处理,箱体外表面除用于通光的隔热窗口及与卫星平台支架连接的连接界面处外均包覆多层隔热材料 (MLI),MLI 通过尼龙搭扣固定在箱体外表面,在多层的外表面包覆防原子氧复合膜;

(2) 摄像机箱体与卫星平台连接的界面要保证其光滑面接合,接合面间填充导热填料;

(3) 在摄像机箱体上安装用于通光和隔热的窗口玻璃,窗口玻璃组件由光学玻璃与窗框组成,光学玻璃外表面镀 ITO 膜,窗口玻璃与窗框之间用硅橡胶隔热固定,整个窗口玻璃组件与箱体之间用聚酰亚胺垫隔热安装。

2.4.2 成像镜组热控

成像镜组主要由光学元件和镜座组成,为保证其温度水平维持在热控指标要求的范围内,对成像镜组进行了被动和主动热控设计。

首先,对成像镜组镜座(除安装面外)的表面进行黑色阳极氧化处理;然后,在镜座前端和后端圆柱面上包覆多层隔热材料,固定方式为尼龙搭扣固定;之后,镜座与箱体之间采用聚酰亚胺垫隔热安装;最后,采用薄膜电加热器进行主动热控,在镜座的前端和后端圆柱面粘贴聚酰亚胺薄膜电加热器。当摄像机在低温工况或低温存储工况时,为保证镜组温度水平,分别对成像镜组镜座的两个加热区进行加热,直至满足热控要求。

2.4.3 CCD驱动及成像电路的散热

CCD器件及其驱动电路热设计坏直接关系到成像质量。CCD驱动及成像电路作为内热源,连续工作时间为3d,对于长时间工作的较大功耗的电子产品需要采取特定的热控制措施进行散热。每个CCD器件的驱动及成像电路由3块印刷电路板(PCB)组成。为了将电路板上电子元器件多余的热量散掉,在安装PCB的基座上需在散热模块的相应位置加工出一定的突台,并在散热器件突台的接触面之间填充导热填料,具体连接方式见图2;同时,机身及其他构件及机身内壁也都要求在表面进行发黑处理。CCD驱动及成像电路的热传递路径组成如下:PCB上需要散热的大功耗元器件产生的热量由填充的导热填料传导到PCB基座上,经过PCB基座传递到机箱壳体侧壁,箱体与卫星平台支架导热连接,这样,CCD驱动及成像电路的热量就通过机箱箱体最终传递到卫星平台上。

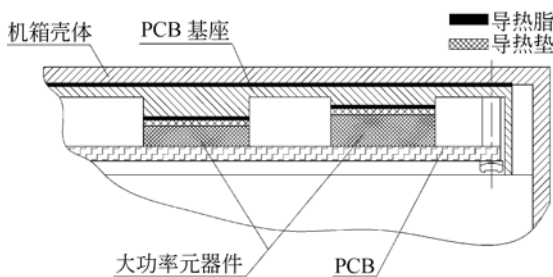


图2 CCD驱动器散热示意图

Fig. 2 Schematic of thermal transmission for CCD drive

3 热平衡试验

热平衡试验的目的是用模拟空间热环境条件下获得的空间摄像机温度分布数据来校核热设

计,考核空间摄像机热控分系统维持组件、分系统和整个相机在规定工作温度范围的工作能力,验证摄像机热数学模型的正确性,评定工作性能、验证飞行性能^[11-13],可见热平衡试验在空间摄像机研制过程中十分重要。

3.1 试验方案

试验装置如图3所示,主要由参试设备摄像机、温度测控系统、边界条件模拟组件、综合仿真设备、电源系统、空间环境模拟器(以下简称“真空罐”)以及靶标模拟装置等组成。真空罐采用ZM4300真空罐(罐内直径为4.3m,热沉直径为3.8m),测温设备采用VXI测温系统。

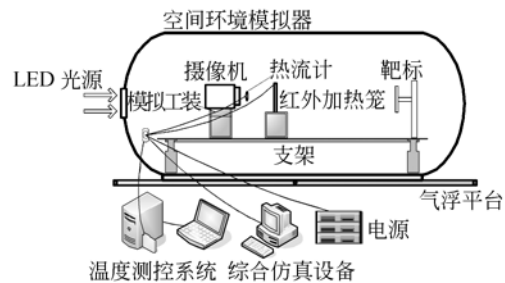


图3 热平衡试验装置

Fig. 3 Thermal balance test equipment

根据摄像机的热环境(主要包括外热流变化、卫星平台的热边界条件)、摄像机的工作模式、内热源分布等,规划了4种极端工况进行试验,具体见表1。试验过程中摄像机系统的外热流采用2种方式进行模拟:摄像机入光口处用红外加热笼模拟;摄像机机身使用电加热片模拟。安装界面采用自制的工装模拟。

热平衡试验总流程如下:

- (a)相机进罐,连接试验用电缆,传感器检测、标定、安装及连线,按照相关测试细则进行测试;
- (b)关罐,抽真空,当压力达到 1×10^{-3} Pa时进行测试;
- (c)热沉降温;
- (d)热平衡试验开始:低温冷存储工况→低温热存储工况→低温稳态工况→高温稳态工况;
- (e)所有工况结束;
- (f)热沉回温,测试;
- (g)开罐,测试;
- (h)试验结束。

表 1 热平衡试验工况

Tab.1 Work condition of thermal balance test

序号	工况名称	主要设置条件
1	低温冷存 储工况	β 角: 0°
		外热流: $S=1\ 322\ \text{W}/\text{m}^2$ 设备功耗:无 安装面: $-20\ ^\circ\text{C}$
2	低温热存 储工况	β 角: 0°
		外热流: $S=1\ 322\ \text{W}/\text{m}^2$ 设备功耗:仅热控工作 安装面: $-20\ ^\circ\text{C}$
3	低温稳态 工况	β 角: 0°
		外热流: $S=1\ 322\ \text{W}/\text{m}^2$ 设备功耗:内热源和热控均工作 安装面: $-20\ ^\circ\text{C}$
4	高温稳态 工况	β 角: -30°
		外热流: $S=1\ 412\ \text{W}/\text{m}^2$ 设备功耗:内热源和热控均工作 安装面: $40\ ^\circ\text{C}$

3.2 试验结果

根据前期的热设计对摄像机进行了热实施,然后根据试验方案按照试验流程进行了热平衡试验。试验真空度为 1.5×10^{-5} Pa,热沉温度为 100 K。根据试验结果整理了表 2 所示的各个工况条件下的摄像机关键部件的温度数据,其中包括整机温度、镜头温度、PCB 温度。图 4 和图 5 为热平衡试验的高温工况摄像机镜头、机箱壳体以及 PCB 的温度曲线。试验过程中对摄像机进行了成像测试,图 6 为高温工况时的成像照片。

表 2 摄像机热平衡试验结果数据

Tab.2 Results of thermal balance test ($^\circ\text{C}$)

工况	摄像机温度		
	整机温度	镜头温度	PCB 温度
1	-17	-17	-17.5
2	-8.3	-6.6	-13.7
3	-3.1	-4.5	3.9
4	45.7	46.8	57(max 65.6)

为了直观地了解热平衡试验过程中摄像机和瞄准镜温度对热控指标的满足程度,绘制了整机温度、镜头温度和 PCB 温度在各个工况条件下的

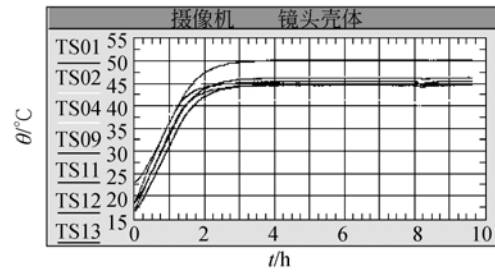


图 4 热平衡试验高温工况摄像机镜头及箱体温度曲线

Fig.4 Temperature curves of lens and cabinet of space camera with high temperature work condition in thermal balance test

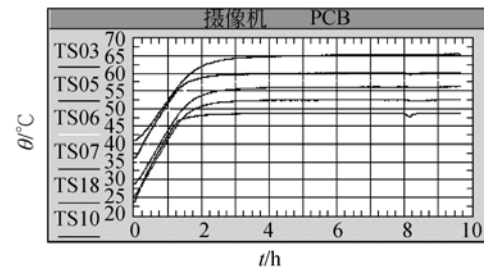


图 5 热平衡试验高温工况摄像机 PCB 温度曲线

Fig.5 Temperature curve of PCB of space camera with high temperature work condition in thermal balance test



图 6 热平衡试验高温工况摄像机成像图片

Fig.6 Imaging of space camera with high temperature work condition in thermal balance test

直方图,如图 7 所示。

从表 2 和图 7 中可以看出,摄像机存储工况时,其温度与安装面温度相差 $3\ ^\circ\text{C}$ 左右,满足存储温度指标要求,低温工况和高温工况时,其整机温度为 $-3.1\ ^\circ\text{C}$ 和 $45.7\ ^\circ\text{C}$,镜头温度为 $-4.5\ ^\circ\text{C}$ 和 $46.8\ ^\circ\text{C}$,都满足热控指标要求。从测试结果及光学成像的结果来看,各个工况条件下,摄像机成像质量良好,满足使用要求。

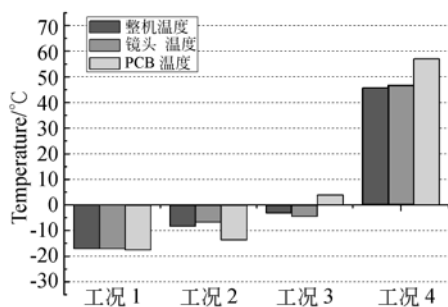


图7 摄像机热平衡温度直方图

Fig. 7 Temperature bar chart of space camera in thermal balance test

4 结 论

空间摄像机热控目标主要在于控制光学组

件、电子学部件处于稳定的工作温度水平状态。本文根据某空间摄像机所处空间环境和结构特点,对其热控系统进行了详细、具体的设计。总的来看,热设计主要采用被动热控措施进行热隔离和热疏导,同时采用主动热控措施进行温差补偿,特别对于热功耗较大的 CCD 驱动器电路采用了特殊的散热方式。

为了验证热设计的正确性,设计并进行了摄像机热平衡试验。根据摄像机的热环境和各种工作模式设计了4种极端试验工况。热平衡试验结果表明,摄像机存储工况时,其温度与安装面温度相差 3°C 左右,满足存储温度指标要求;低温工况和高温工况时,其整机温度为 -3.1°C 和 45.7°C ,镜头温度为 -4.5°C 和 46.8°C ,均满足热控指标要求,证明了空间摄像机热控系统设计的正确性。

参考文献:

- [1] 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)
- [2] GOLDSTEIN R J, ECKERT E R G, IBELE W E, et al.. Heat transfer-a review of 2000 literature [J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*. 2002,45:2853-2957.
- [3] NG Y S, GORDON C A, JEFF A Y, et al.. Thermal modeling of the NASA-Ames research center cryogenic optical test facility and a single-arch, fused-natural-quartz mirror [J]. *SPIE*. 1990, 1340:122-133.
- [4] MARC D. RAFAL. Thermal design for the advanced camera for surveys [J]. *SPIE*. 1998, 3356:301-307.
- [5] BADARI K, NARAYANA V. VENKATA R. Thermal design and performance of HAMSAT [J]. *Acta Astronautica*. 2007, 60(1):7-16.
- [6] EDESON R L, SHAUGHNESSY B M, WHALLEY M S, et al.. The mechanical and thermal design and analysis of the VISTA infrared camera [J]. *SPIE*. 2004, 5947: 508-519.
- [7] ANESS A, THOMAS A, ROBERT G, et al.. Structural and thermal modeling of a cooled CCD camera [J]. *SPIE*. 2001, 4444:122-129.
- [8] 陈世平. 空间相机设计与试验[M]. 北京:宇航出版社. 2003
CHEN SH P. *Design and Test of Space Camera* [M]. Beijing: Astronautic Publishing House, 2003. (in Chinese)
- [9] 张淑杰. 空间可展桁架结构的设计与热分析[D]. 杭州:浙江大学,2001.
ZHANG SH J. *Design and thermal analysis for deployable space truss structure* [D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2005. (in Chinese)
- [10] 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)
- [11] 王建设. 空间光学遥感器热平衡试验装置的设计[J]. 光学精密工程. 2000, 8(6): 536-538.
WANG J SH. Design of thermal equilibrium experiment device of space optical remote sensor [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2000, 8(6):536-538. (in Chinese)
- [12] 范含林,文耀普. 航天器热平衡试验技术综述[J]. 航天器环境工程. 2007,24(2): 63-68.
FAN H L, WEN Y P. Review on the thermal balance test for spacecraft[J]. *Spacecraft Environment Engineering*. 2007, 24(2): 63-68. (in Chinese)

- [13] 卢锴, 颜昌翔, 吴清文, 等. 空间光学遥感器环境适应性设计与试验研究[J]. 中国光学与应用光学. 2009, 2(5): 364-376.
LU E, YAN CH X, WU Q W, *et al.*. Research

on adaptability of optical remote sensors in mechanical and space thermal environments[J]. *Chinese Journal of Optics and Applied Optics*. 2009, 2(5): 364-376. (in Chinese)

作者简介:



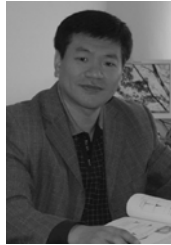
陈立恒(1979—), 男, 吉林农安人, 博士, 副研究员, 2002年、2005年于吉林大学分别获得学士和硕士学位, 2008年于中科院长春光学精密机械与物理研究所获得博士学位。主要从事空间光学遥感器热控制技术方面的研究。E-mail: chenliheng3@163.com



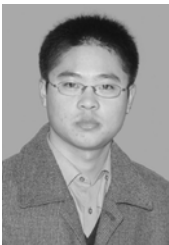
江帆(1983—), 男, 湖北仙桃人, 助理研究员, 2004年、2007年于中国科学技术大学分别获学士、硕士学位, 主要从事空间热设计的研究。E-mail: gholethe@126.com



吴清文(1968—), 男, 四川简阳人, 博士, 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



刘伟奇(1958—), 男, 吉林长春人, 理学硕士, 研究员, 博士生导师, 1982年于长春光机学院获学士学位, 1988年于中国科学院长春光学精密机械研究所获硕士学位, 主要从事空间光学, 模拟成像, 色度学及大色域显示等方面的研究。E-mail: liuwq@ciomp.ac.cn



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、硕士学位, 主要从事空间光学遥感器的热控制、热分析与热试验技术方面的研究。E-mail: guoliang329@hotmail.com