

文章编号: 1005-5630(2015)02-0116-06

# 大型三反离轴相机热控设计及在轨飞行验证

陈维春<sup>1</sup>, 王海星<sup>2</sup>

(1. 中国空间技术研究院, 北京 100094; 2. 北京航天动力研究所, 北京 100076)

**摘要:** 遥感相机在轨运行过程中要面临复杂的空间热环境, 为了保证相机的成像质量, 必须对其进行有效的热设计。介绍了遥感相机热控设计的主要理论, 分析了某大型三反离轴相机的特殊性对热设计的影响及对策。总结了相机的在轨温度情况, 并采用热模型仿真的方法获取了无温度遥测位置的温度结果。在轨分析结果表明, 相机关键部位的温度均在  $20\text{ }^{\circ}\text{C} \pm 2\text{ }^{\circ}\text{C}$  的温度指标范围内, 证明了相机热控设计的正确性。

**关键词:** 热设计; 在轨; 验证; 三反离轴相机

**中图分类号:** V 445.8 **文献标志码:** A **doi:** 10.3969/j.issn.1005-5630.2015.02.006

## Verification of thermal design and in-orbit flight for large off-axis triple-mirror anastigmatic camera

CHEN Weichun<sup>1</sup>, WANG Haixing<sup>2</sup>

(1. China Academy of Space Technology, Beijing 100094, China;  
2. Beijing Institute of Spaceflight Dynamic, Beijing 100076, China)

**Abstract:** Remote camera is confronted with complex space temperature environment during flying. The effective thermal design is performed for ensuring imaging qualities. Primary theories of thermal design for remote camera are introduced, and the influence and countermeasure on characteristic of the large off-axis triple-mirror anastigmatic camera for thermal design are analyzed. Finally in-orbit temperature is summarized. Based on the simulation method of thermal model, the temperature results of position without telemetry temperature are obtained. In-orbit analysis result shows that all temperature of primary parts for camera is in the range of  $20\text{ }^{\circ}\text{C} \pm 2\text{ }^{\circ}\text{C}$ . The validity of thermal design for camera is proved.

**Keywords:** thermal design; in-orbit; verification; off-axis three mirror anastigmatic camera

## 引言

航天遥感相机作为卫星的重要有效载荷, 主要用于对地观测以获取地面图像信息, 在国民经济建设、国家社会发展等方面获得了广泛应用。遥感相机在轨道上运行时要面临复杂的空间热环境, 主要为 4 K 的冷黑空间与复杂多变的空间外热流, 即不仅要受到太阳辐射、地球反射和地球红外辐射的影响, 还要受

收稿日期: 2014-06-27

基金项目: 国家重大科技专项工程

作者简介: 陈维春(1975—), 男, 高级工程师, 主要从事航天器总体技术及机械热控技术研究。E-mail: chenweichun111@sina.cn

到进出阴影区冷热交变的影响<sup>[1-2]</sup>。复杂的热环境容易使相机光学镜头产生较大变形,从而引起系统的成像质量下降<sup>[3-6]</sup>。同时,相机焦面 CCD 器件作为相机的关键部件,对工作温度的要求非常严格,过高或过低的温度都会降低其光电转换能力,增加暗电流和热噪声,导致信噪比下降,影响图像质量<sup>[7-8]</sup>。合理的热控设计则是保证遥感相机图像质量的关键。

随着当前空间光学遥感技术的发展,对遥感相机的成像质量和地面分辨率等的要求越来越高。提高遥感性能的有效途径之一就是采取增长焦距、增大口径等措施,但随之而来的是尺寸和重量的大幅度增加,结构也更加复杂化,对温度的敏感性也越来越高<sup>[9]</sup>。由此带来的相机的大型化、结构形式的特殊性及结构的复杂性等使得相机热设计的难度也越来越大。目前三反离轴相机是国际上空间光学系统的主要发展方向之一,其具有如下优点:不存在色差和二级光谱,适合宽谱段范围的成像,设计灵活,既可以利用折转反射镜折叠光路缩短体积,又可以使用非球面镜来获得长焦距、大视场、大孔径的组合<sup>[10-11]</sup>。因此,三反离轴相机广泛应用于对地目标观测、多光谱热成像、立体测绘等领域。

本文分析了某典型三反离轴相机的特殊性对热设计的影响,给出了相应对策。在此基础上,分析了相机的在轨温度情况,从而验证了相机热控设计的正确性。

## 1 遥感相机简介

相机的光学系统为三反离轴结构,整机外形为一箱体结构。相机结构由前、后框架和桁架支杆组成,前、后框架由桁架支杆连接。次镜组件、光电成像焦面组件、调焦机构等安置于前框架上。主镜组件和三镜组件安置于后框架上。相机质量约为 400 kg,外形尺寸约为 2 000 mm×1 000 mm×1 300 mm。图 1 给出了相机构型示意图。

相机在卫星上安装时,采用卧式安装,通过相机底部若干支撑件同卫星提供的底板连接,通过侧面解锁机构同卫星舱板连接,入轨后,侧面解锁机构通过解锁螺栓与卫星脱离连接关系。安装时,相机的+Z面(前端面)和+X面大部分区域暴露在空间环境,其它面均由卫星舱板包围。相机运行的轨道为近地太阳同步轨道,并能够随任务的需要进行变轨与姿态机动。

相机光学镜头对热设计的温度指标要求为 20 °C±2 °C,焦面 CCD 器件的温度指标要求为 10~25 °C。

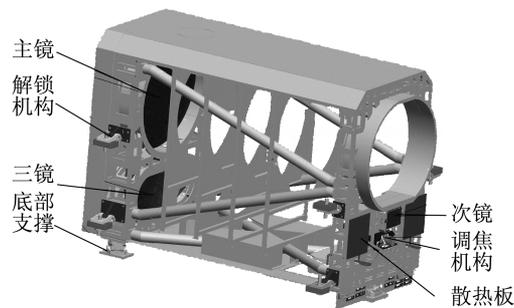


图 1 相机构型示意图

Fig. 1 Schematic diagram of camera structure

## 2 遥感相机的特殊性对热设计的影响分析及对策

本文在简要介绍航天遥感相机热控设计基本原理的基础上,深入分析了三反离轴相机的特殊性对热设计的影响,并根据其特点制定了相应的对策。确定对策时仍遵循“被动热控措施为主,主动热控措施为辅,合理安排散热及传热通路”的基本原则<sup>[12]</sup>。相机的特殊性对热控设计的影响主要体现在以下几个方面:相机的整机构型特点、相机结构复杂性及热环境影响、相机的大尺寸与大重量问题以及焦面时间延迟积分(TDI)CCD 器件散热等。

### 2.1 相机热控设计基本原理

#### (1) 热平衡方程

同其它航天器一样,航天遥感相机的在轨温度由能量守恒方程即热平衡方程决定,再辅以相应的传热关系式,构成了方程求解的封闭性。由于航天遥感相机所处的空间环境为真空环境,所以影响热设计的关键因素是热传导和热辐射,而对流换热对其无影响。

对相机任意节点,存在热平衡关系

$$Q_1 + Q_2 + Q_3 + Q_4 + Q_5 = Q_6 + Q_7 \quad (1)$$

式中: $Q_1$  为相机某一节点吸收的空间外热流(主要包括太阳直接辐射、地球反照以及地球红外辐

射); $Q_2$  为相机某一节点的内热源(主要包括电子器件工作时产生的热量); $Q_3$  为某一节点主动控温加热时产生的热量; $Q_4$  为相机某一节点吸收其他节点发射的热量; $Q_5$  为相机某一节点与其他节点的导热换热量; $Q_6$  为相机某一节点向相机其他节点及宇宙空间辐射的热量; $Q_7$  为相机某一节点内能的变化。

本文重点对导热方程、两表面构成封闭体的辐射换热方程以及内能变化方程作简要介绍。

## (2) 基本传热关系式

根据傅里叶导热定律,有

$$Q = \Delta T/R = \lambda A \Delta T/\delta \quad (2)$$

式中: $Q$  为导热量; $\Delta T$  为温度差; $R$  为热阻; $\lambda$  为目标的导热系数; $A$  为导热横截面积; $\delta$  为导热距离。在进行相机隔热设计时,就是尽可能增加物体在传热方向上的热阻来降低导热量,而在加强导热时需要尽量减小物体在传热方向上的热阻。

对于两表面构成的封闭体,根据 Gebhart 辐射传热公式并整理,可得

$$Q_{12} = A_1 \sigma \epsilon_1 \epsilon_2 (T_1^4 - T_2^4) / [\epsilon_2 + \epsilon_1 (1 - \epsilon_2) A_1 / A_2] \quad (3)$$

式中: $Q_{12}$  为表面 1 与表面 2 的辐射换热量; $A_1$  为表面 1 的面积; $\sigma$  为斯特藩-玻耳兹曼常数; $\epsilon_1$  为表面 1 的发射率; $T_1$  为表面 1 的温度;下标“2”表示的物理量为表面 2 对应的相关参数。

当发生非稳态换热时,物体吸收的热量即内能变化为

$$E = cm \Delta T \quad (4)$$

式中: $c$  为物体的比热容; $m$  为物体的质量。相机热控设计时在无法减小相机某部位吸收热量的情况下,根据式(4),通过尽可能增加目标区域或毗邻目标区域的热容来降低目标温度波动。

## 2.2 相机的整机构型特点

相机的整机构型为三反离轴光学系统的箱体结构。此类三反离轴光学系统结构与常见的三反同轴结构的热特性有着明显的不同,因其存在通光孔径无遮拦、遮光罩长度过短等问题,会导致相机内部通过前部的巨大开口向空间热沉的辐射漏热。此外,相机前、后框架的薄壁、多筋结构以及主镜组件和三镜组件基于背部减轻孔的轻量化结构特点决定了设计主动加热回路具有一定难度。

根据上述特点采取的热控措施如下:

(1) 为保证相机各部位的温度水平和温度均匀性等要求,根据相机各部位接受空间外热流的不同以及相机内部热环境的不同,采用精细化分区布局设计主动加热回路,并采用高精度的相机热控仪进行精密控温。

(2) 为提高相机前、后框架以及主镜组件和三镜组件的温度控制精度,采用了基于辐射的温度控制策略,即采用蒙皮结构热辐射的方法(即在相机箱型结构的外表面附上一层薄蒙皮,并在蒙皮的合适位置处布置功率大小适当的加热回路),通过控制前、后框架以及主镜组件和三镜组件的外部环境温度,保证了桁架式结构和光学镜片的高温度均匀性,解决了桁架式结构和无镜框条件下光学镜片的精密热控设计问题。

## 2.3 结构复杂性及热环境影响

相机的整机构型特点及在卫星上的安装布局导致了相机结构的复杂性,主要体现在相机的前框架上,其具有如下特点:

(1) 由于大部分零部件(次镜、电子学焦面组件、调焦机构、散热面、解锁机构、电缆支架等多达十几处)都安装在前框架上,导致前框架与其上的各零部件的耦合关系异常复杂。

(2) 相机前框架无卫星舱板遮挡,直接暴露于空间冷环境下,其上的多层隔热主架等表面存在向空间热沉的辐射漏热;安装在前框架上的多达十几处的零部件温度都处于较低的水平,这会大大降低前框架的温度。

(3)根据相机结构布局特点,相机热控电缆及焦面主件电缆均需要安装布置在前框架上,电缆数量非常多且均暴露于空间冷环境下,其对前框架的热控具有明显的影响。

针对前框架的上述特点,采取的主要对策如下:

(1)加强对众多漏热环节的有效识别与分析,强化隔热措施的有效性,如隔热垫采用凸台结构与离散结构等方式,在保证连接的基础上尽量减小螺钉的尺寸与数量等。

(2)以往卫星或相机的热模型中通常不包括电缆的热模型,本文通过建立电缆的热分析模型,分析其对前框架热控性能的影响。

## 2.4 大尺寸、大重量问题

大尺寸相机热控设计的主要难点在于对相机的横向温度均匀性和轴向温度均匀性提出了相当高的要求,解决的主要措施是采用等温化的设计思路。对于前框架和桁架支杆的前半部分,由于处于极端的冷环境和交替的外热流变化环境,主要采取合理布置加热回路以及包覆多层的方法。对于后框架(包括主镜组件和三镜组件)和桁架支杆的后半部分,主要采取周围环境辐射控温的方法。这样解决了跨越相机前后两端的长尺寸(约 1.3 m)碳纤维支杆的温度均匀性问题,最大限度地简化了热控设计,并节省了热控功耗。

大重量相机对热控设计的有利之处是可充分利用其自身大的热惯性来减小内外部剧烈变化的热流对相机温度场的影响。

## 2.5 焦面 TDICCD 器件

焦面 CCD 器件的体积小,热耗密度大,单片可达  $2 \text{ W/cm}^2$  以上,需要散热的 CCD 器件总热耗达 20 W 以上。同时其他焦平面电子器件的发热量在 60 W 以上,会导致较大的热量通过导热方式以及辐射方式附加在 TDICCD 器件上。这些因素大大增加了 TDICCD 器件散热的困难。

针对焦面 CCD 器件和焦面电路发热量大以及焦面安装空间狭小等特点,热控设计时充分体现了结构/热耦合设计的思路,主要对策有以下几点:一是充分利用 CCD 器件与拼接基板等焦面结构的连接热容来缓冲 CCD 器件工作时的温升,在此基础上,采用热管—柔性铜片—热管—散热面的方式,将 CCD 器件工作时产生的热量辐射到空间热沉;二是通过集热铝板收集焦面电路产生的热量以降低电路板的温度,减小附加在 TDICCD 器件上的热量。通过上述方法解决了大功率密度高指标的 TDICCD 器件的散热问题,同时提高了每片 TDICCD 器件之间的温度均匀性。

热管散热方式的具体连接如下:在每排 CCD 器件背面安装两根外径  $\Phi 3$  的新型高效微热管, $\Phi 3$  热管引出端与柔性铜片一端连接,柔性铜片的另一端与  $\Phi 10$  热管一端连接, $\Phi 10$  热管另一端安装在散热面上。

柔性铜片的两个作用:一是与 CCD 器件连接的热管以及与散热面连接的热管不在一个平面内,通过柔性铜片能够实现它们之间的热连接;二是考虑了 CCD 器件的抗力学环境设计,缓冲了相机发射时 CCD 器件受到的外力作用。图 2 为 CCD 器件热管散热结构示意图。

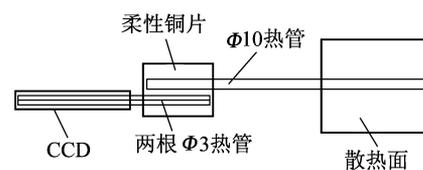


图 2 CCD 器件热管散热结构示意图  
Fig. 2 Schematic diagram of heat dissipation using heat pipe for CCD elements

## 3 在轨温度数据分析

### 3.1 在轨温度数据

该相机随卫星于 2012 年发射入轨,表 1 显示了卫星从发射至今大约一年半时间内相机在轨的最低温度和最高温度统计情况。温度遥测数据主要获得方法为:采用高精度的 MF61 型热敏电阻作为温度传感器,由星上高精度热控下位机负责温度数据的采集与控制,其在  $0 \sim 30 \text{ }^\circ\text{C}$  范围内的测温精度可优于  $0.1 \text{ }^\circ\text{C}$ 。热控下位机采集热敏电阻阻值对应的电压值,传回地面数据处理中心,再由地面计算机根据电压与阻值以及阻值与温度的数学关系式获得采集点的温度数据。

### 3.2 在轨数据分析

#### (1) 相机光机结构

相机前框架的温度主要由前蒙皮和前端框周向蒙皮来保证,整体温度比较均匀,但前端框+Y侧和前端框-Y侧的温度波动略大。前端框+Y侧的温度范围为 19.6~21.1℃,前端框-Y侧的温度范围为 18.7~21.4℃,这主要是因为上述位置处于相机口位置,直接暴露于空间冷环境中,每轨受空间外热流的影响比较大,同时相机随卫星进出阴影区时还会受到太阳直射的影响。因此,上述位置温度变化相对较大。

后盖和蒙皮部分主要是为了保证相机后框架以及位于后框架的主镜组件和三镜组件的温度。上述位置靠近整个相机的后部,受空间冷环境和空间外热流波动的影响相对较小,温度为 19.8~20.4℃,温度波动不超过 0.6℃。

相机桁架支杆前半部分主要通过主动加热以及包覆多层的热控措施有效抑制了空间冷环境和每轨空间外热流波动的影响,桁架支杆后半部分则主要通过后盖和蒙皮的辐射控温保证了温度均匀性和温度波动性。相机桁架支杆的温度为 19.6~20.1℃,其温度稳定性与一致性都比较好。

综合以上分析,相机的光机结构的温度均在 20℃±2℃的范围内,其中大部分的温度处于 20℃±1℃的范围内。因此,相机的热控设计能够确保相机光机结构保持很好的温度水平以及温度均匀性和温度稳定性,且能够满足相机光学成像对光机结构尺寸稳定性的要求。

#### (2) 相机光学镜片

次镜的温度靠次镜框的主动加热及前框架的辐射加热来保证,温度稳定在 20.1~20.2℃之间。

前面述及,主镜组件和三镜组件位于相机后部,由后盖和蒙皮部分的辐射加热来保证。但由于主镜组件和三镜组件没有直接布置温度遥测点,因此,主要采取了根据周围结构件的温度进行间接判断的方法。通过建立相机的有限元热分析模型,如图 3 所示,根据实际在轨的相机温度场遥测数据作为边界条件,仿真得到相机主镜和三镜的温度结果,如图 4、图 5 以及表 2 所示。

表 1 在轨温度数据统计表

Tab. 1 Statistics of in-orbit temperature

温度遥测点序号	温度遥测点位置	最低温度/℃	最高温度/℃
1	前蒙皮上部	20.1	20.2
2	前蒙皮下部	19.8	20.1
3	次镜框	20.1	20.2
4	前端框支脚	19.1	19.2
5	后端框支脚	19.9	19.9
6	前端框周向蒙皮	19.8	19.9
7	前端框+Y侧	19.6	21.1
8	前端框-Y侧	18.7	21.4
9	后盖	20.2	20.3
10	桁架支杆 8	19.7	19.8
11	蒙皮+X侧	20.0	20.3
12	蒙皮+Y侧	19.8	20.4
13	蒙皮-Y侧	19.9	20.3
14	蒙皮-X侧	20.1	20.2
15	桁架支杆 1	19.8	19.9
16	桁架支杆 2	19.8	20.0
17	桁架支杆 3	19.7	19.9
18	桁架支杆 4	19.7	19.8
19	桁架支杆 5	19.6	20.1
20	桁架支杆 6	19.6	20.0
21	桁架支杆 7	19.7	19.8
22	CCD(+Z)	12.4 (成像前)	14.7 (成像后)
23	CCD(-Z)	12.2 (成像前)	14.0 (成像后)
24	滤波盒	15.8	16.4

注:上述温度遥测点位置同时是加热回路的布置区域,即温度遥测点同时是控温点;滤波盒为非承力结构,故不属于光机结构部分。

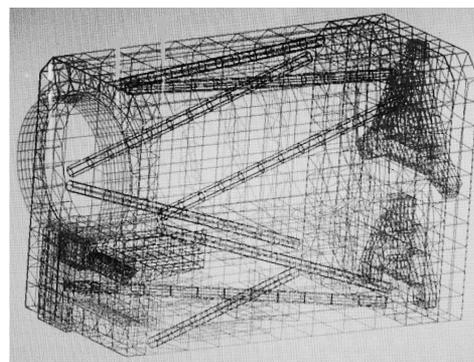


图 3 相机热分析模型

Fig. 3 Thermal analysis model for the camera

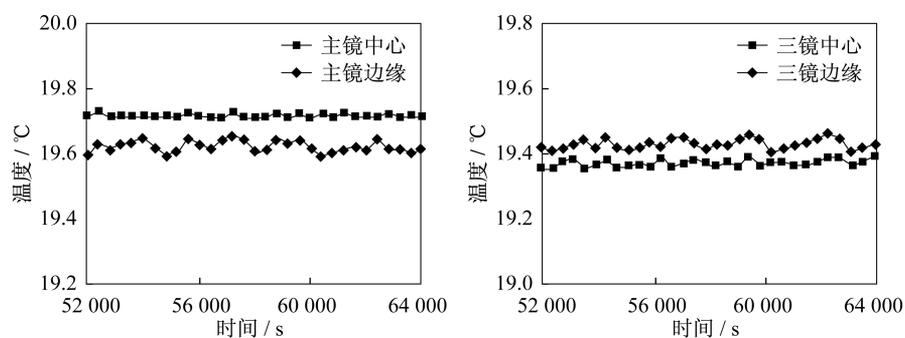


图 4 主镜和三镜温度仿真曲线图(低温工况)

Fig. 4 Temperature of primary mirror and the third mirror(low temperature)

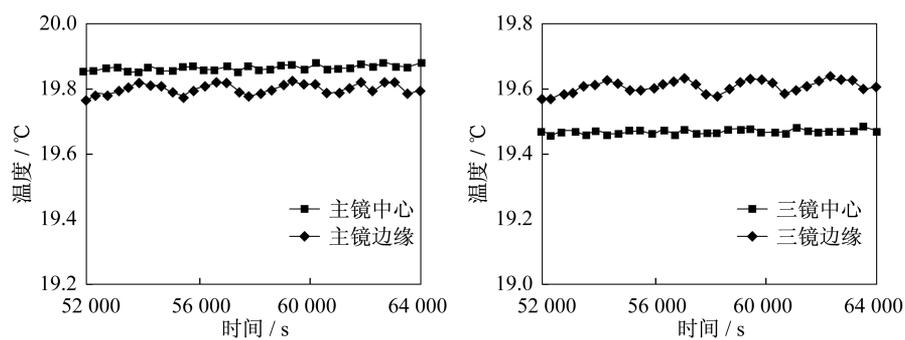


图 5 主镜和三镜温度仿真曲线图(高温工况)

Fig. 5 Temperature of primary mirror and the third mirror(high temperature)

根据数据分析可得,主镜的温度基本介于后盖和蒙皮的温度变化范围之内,三镜的温度则略低于蒙皮的温度,并且主镜和三镜的温度均匀性和波动性都非常好,温度波动性优于  $0.1\text{ }^{\circ}\text{C}$ ,温度均匀性在  $0.1\text{ }^{\circ}\text{C}$  左右。

因此,相机光学镜片的温度完全满足  $20\text{ }^{\circ}\text{C}\pm 2\text{ }^{\circ}\text{C}$  的温度指标要求,并且有较大的温度余量。

### (3) 焦面 CCD 器件

当相机不工作时,相机焦面 CCD 器件的温度基本稳定在  $12\text{ }^{\circ}\text{C}$  附近,且基本处于温度指标的下限。当相机工作时(通常每轨卫星过境时的最长工作时间不超过  $10\text{ min}$ ),相机焦面 CCD 器件的温度有小幅上升,温度变化范围在  $12\sim 15\text{ }^{\circ}\text{C}$  之间。因此,CCD 器件的温度明显优于  $10\sim 25\text{ }^{\circ}\text{C}$  的温度指标要求。

综上,相机焦面 CCD 器件的热控措施有效保证了相机工作时 CCD 器件的散热需求,明显抑制了 CCD 器件温度的快速上升和上升的幅度,从而为 CCD 器件提供了良好的温度环境。

## 4 结 论

三反离轴相机具有很多优点,因而成为目前空间光学系统的主要发展方向之一,其中,合理的热控设计是保证相机图像质量的关键技术。本文深入分析了典型三反离轴相机的热特性,给出了相应的设计对策,在此基础上,分析了相机的在轨温度情况。在轨分析结果表明,相机关键部位的温度均在  $20\text{ }^{\circ}\text{C}\pm 2\text{ }^{\circ}\text{C}$  的温度指标范围内,从而验证了相机热控设计的正确性。

(下转第 131 页)

表 2 主镜和三镜温度仿真数据

Tab. 2 Temperature of primary mirror and third mirror

位置	温度/ $^{\circ}\text{C}$	
	低温工况	高温工况
主镜中心	19.72~19.73	19.86~19.87
主镜边缘	19.60~19.66	19.77~19.83
三镜中心	19.36~19.39	19.46~19.47
三镜边缘	19.40~19.46	19.57~19.63

## 4 结 语

本文依据鱼眼镜头的成像特点,并针对现有算法中存在的不足,提出一种椭球面校正模型,该模型与鱼镜头实际的成像模型吻合较好,并用双线性插值法<sup>[15]</sup>填充像素。实验结果表明,该校正模型取得了比较好的校正效果。

## 参考文献:

- [1] 肖潇,杨国光.全景成像技术的现状和进展[J].光学仪器,2007,29(4):84-89.
- [2] 李洪海,王敬东.摄像机标定技术研究[J].光学仪器,2007,29(4):7-12.
- [3] 张景国,蒋大钢,李晓峰.广角镜头桶形畸变的二元二次多项式修正法[J].光学技术,2010,36(4):500-504.
- [4] 张宁,刘天键.鱼眼图像校正算法研究与实现[J].闽江学院学报,2012,33(5):74-76.
- [5] 崔汉国,陈军,王大宇.鱼眼图像校正及拼接的研究与实现[J].计算机工程,2007,33(10):190-192.
- [6] DEVERNAY F, FAUGERAS O. Straight lines have to be straight: automatic calibration and removal of distortion from scenes of structured environments[J]. Machine Vision and Applications, 2001, 13(1): 14-24.
- [7] 温灿红,杨强,罗飞,等.一种基于椭圆抛物面透视投影约束的鱼镜头校正方法[J].大学数学,2010,26(3):192-195.
- [8] 周彪,赵鑫,齐志宏,等.一种通用的基于抛物面模型的鱼眼图像校正算法[J].长春理工大学学报:自然科学版,2014,37(2):22-25.
- [9] 王依卓,席志红.基于渐变方程的鱼眼图像校正方法[J].电子科技,2013,26(10):70-72.
- [10] 杨晶晶,陈更生,尹文波.一种基于几何性质的鱼眼图像校正算法[J].计算机工程,2012,38(3):203-205.
- [11] 李根,费章君,杨仕友.基于几何成像模型的鱼镜头图像校正算法和技术研究[J].机电工程,2013,30(10):1268-1272.
- [12] 唐俊,赵为民,谷峰.基于鱼眼图像的全景漫游模型[J].微机发展,2003,13(2):69-70.
- [13] 韩迎辉.基于改进扫描线逼近的鱼眼图轮廓提取算法的研究[J].电子器件,2013,36(6):784-788.
- [14] 常丹华,赵丹,杨峰明,等.提取鱼眼图像轮廓的算法改进及图像校正[J].激光与红外,2012,42(4):448-451.
- [15] 吴桂萍,吴巍,王成,等.基于双线性插值的鱼眼图像校正方法[J].计算机应用与软件,2012,29(2):122-125.

(编辑:刘铁英)

=====  
(上接第 121 页)

## 参考文献:

- [1] 闵桂荣.卫星热控制技术[M].北京:中国宇航出版社,1991:10-12.
- [2] GILMORE D G. Spacecraft thermal control handbook: fundamental technologies[M]. California: The Aerospace Press, 2002: 21-36.
- [3] 陈荣利,马臻,杨文刚,等.空间相机热光学分析与试验验证[J].光子学报,2010,39(11):2068-2072.
- [4] 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.
- [5] 王丽娟.一种空间相机次镜热控罩设计与分析[J].光学仪器,2012,34(4):67-70.
- [6] STOECKEL G, CROMPTON D, PERRON G. Advancements in integrated structural/thermal/optical (STOP) analysis of optical systems[J]. SPIE, 2007, 6675: 66750D1-66750D14.
- [7] JOHNSON G B. Thermal management for CCD performance on the advanced camera for surveys (ACS) [J]. SPIE, 1998, 3356: 284-291.
- [8] 陈立恒,李延春,罗志涛,等.空间相机大功率 CCD 器件的热设计与热试验[J].光学精密工程,2011,19(19):2117-2122.
- [9] 陈世平.空间相机设计与试验[M].北京:中国宇航出版社,2003:48-51.
- [10] XIN H W, LI Z L. Structural design for lightweight off-axis TMA space telescope[C]// 2011 Second International Conference on Digital Manufacturing and Automation. Zhangjiajie: IEEE, 2011: 1125-1128.
- [11] 张科科,阮宁娟,傅丹磨.国外空间用三反离轴相机发展分析与思考[J].航天返回与遥感,2008,29(3):63-70.
- [12] 谭维炽,胡金刚.航天器系统工程[M].北京:中国科学技术出版社,2009:183-187.

(编辑:刘铁英)