

## 离轴式空间光学遥感器的热设计与仿真

于善猛,刘 巨,杨近松,江 帆,陈立恒,关奉伟

(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:** 针对某离轴式空间光学传感器光学系统和支撑结构的几何尺寸大、通光孔面积大、易产生较大的轴向和径向温度梯度特点,采用热隔离、热疏导及多分区温度补偿等手段对其进行了热控设计。通过建立传感器结构的热分析有限元模型,利用 I-DEAS/TMG 软件进行了轨道外热流、高低温稳态工况及瞬态工况仿真分析。分析结果表明,热设计方案合理可行,满足设计要求,研究方法及其结果对离轴式空间光学传感器的热分析和热设计有一定的指导和借鉴作用。

**关键词:** 离轴式空间光学传感器; 热设计分析; 仿真

中图分类号: V475.4 文献标志码: A 文章编号: 1007-2276(2011)08-1521-05

## Thermal design and simulation for off-axis space optical remote-sensor

Yu Shanmeng, Liu Ju, Yang Jinsong, Jiang Fan, Chen Liheng, Guan Fengwei

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

**Abstract:** With the characteristics of large geometry size of optical system and supporting structure, large optical window area, easily lead to large axial and radial temperature gradient easily. The thermal control of an off-axis space optical remote-sensor was designed by means of thermal isolation, thermal transmission and multi-area temperature compensation. Through establishing finite element model of the structure of remote-sensor, the orbital heat fluxes, steady state and transient state of upper and lower temperature operating condition were calculated by I-DEAS/TMG software. The analysis results indicate that thermal design is feasible and could meet the requirement of work mission. The research method and results can provide some guidance and provide reference to thermal design and analysis for off-axis space optical remote-sensor.

**Key words:** off-axis space optical remote-sensor; thermal design analysis; simulation

### 0 引言

目前,空间光学传感器的大型化已成为对地观测空间相机的一个重要发展趋势。由于空间光学传感器具有功能多样化、高分辨率和宽视场等特点<sup>[1]</sup>,使光学传感器热控制技术变得日益困难。

离轴式空间光学传感器安装在卫星舱体外部,暴露于冷黑空间。在轨运行过程中,主要受太阳辐射、地球红外辐射、地球阳光反射及冷黑空间的交替作用<sup>[2-3]</sup>,传感器表面各部分所受的辐射能量不均匀,造成其表面温度分布的不均匀和波动。同时,传感器内部 CCD 组件、视频处理电箱等在摄像期间的功耗

收稿日期:2010-12-16; 修订日期:2011-01-18

基金项目:国家 863 计划(2009AA7020107)

作者简介:于善猛(1982-),男,研究实习员,硕士,主要从事空间光学传感器的热设计和试验研究。Email:yushanmeng@163.com

也会对遥感器的温度产生影响。由于离轴式空间光学遥感器结构、载荷非对称的特点,即使其整体温度水平均匀变化,光机结构也将产生非对称几何尺寸变化,由热引起的光学和机械误差将导致遥感器的视轴漂移(LOS)和波前畸变(WFE),严重破坏成像质量,甚至无法成像<sup>[3]</sup>。在轴向、径向及周向温度梯度下,光学元件变形不仅会带来离焦量,还会产生球差、彗差等附加像差,并使其光学表面产生畸变,破坏成像质量。为了保障光学遥感器在空间环境条件下能正常工作并实现高质量成像,在针对具体的温度环境和遥感器自身的特点进行热设计的同时进行了仿真分析,预示了在轨条件下遥感器的温度分布,采取相应的热控措施,以保证遥感器在整个工作期间的温度维持在要求的范围内。

## 1 热设计

光学遥感器的热设计从系统工程观点出发,针对光学遥感器系统整个应用寿命周期及整个热环境提出热控方案<sup>[4]</sup>。热控的主要策略是在被动热控的基础上加主动热控。被动热控主要是包覆多层隔热组件与热控涂层、加隔热垫及热管等方法;主动热控主要采用电加热器进行温差补偿的方法将温度拉平至热控指标范围内。

### 1.1 遥感器结构

文中所述的离轴式空间光学遥感器结构如图 1 所示。主要由主镜、次镜、三镜、调焦镜和 CCD 器件组成。光学遥感器框架(由前框架、中框架和后框架组成)是光学系统的支撑架,与卫星有效载荷舱底板相联接。

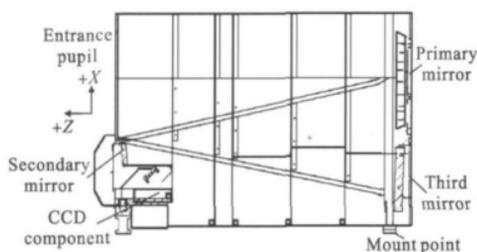


图 1 遥感器结构简图

Fig.1 Sketch structure of remote-sensor

### 1.2 热控的主要措施

根据空间外热流的分布特点,结合内热源的大小和工作模式,采取被动热控制和主动热控制措施。前者是为了拉平光学遥感器的温度水平,后者是为

了控制光学遥感器的温度梯度。

(1) 在光学遥感器的主体蒙皮表面包覆多层隔热组件,可以有效地将瞬变的外热流及冷黑空间隔离,减小热量散失、太阳直接辐射等对其产生的影响。

(2) 光学遥感器的框架表面、光阑、CCD 焦平面基板等部位均喷涂 ERB-2B 消杂光黑漆( $\epsilon \geq 0.9$ ),以利于光学遥感器内部温度均匀化。光学遥感器前、后框架为碳纤维材料,采用发黑处理( $\epsilon \geq 0.9$ )。

(3) 采取多路分区主动热控,降低不同加热区分布的相关性,减小其产生的热耦合。在光学遥感器的前端,次镜前方设置遮光罩,遮光罩上粘贴加热片进行温度补偿,光学镜体安装处的结构及与之相连的部件均设置温度监控和温度补偿措施,以保证温度水平和温度梯度在要求的范围内。

(4) 电控箱内电路板上的功率大的电子元器件尽量设置在边缘散热较好的位置上。尤其是功率大于 0.5 W 的大热耗器件,可采用单独的散热途径,将热量导到集热板上,最后统一由热管将热量排散至辐射冷板,向冷黑空间散失。

(5) CCD 组件作为光学遥感器成像的核心部件,是遥感器的主要发热部位,也是热设计的关键<sup>[5]</sup>,为了疏导 CCD 焦面工作时产生的热量,降低其工作温度,防止温度过高产生的热应力集中以及对相邻光学原件的影响,应采取如下热控措施。

1) 热疏导:通过传热通道将 CCD 焦平面工作时产生的热量传导至外部辐射冷板,再由辐射冷板散失到冷黑空间。2) 填充导热胶:在热量传递路径上的各安装面均填充导热硅胶,降低整个导热路径的热阻,提高传热效率。3) 热隔离:在与 CCD 焦平面相邻的成像电路组件表面粘贴多层隔热组件(MLI),减小 CCD 焦平面工作时对成像电路组件的影响。4) 热控涂层:在 CCD 焦平面基板和光学遥感器内框架表面喷涂高发射率的消杂光黑漆,以利于内部温度的均匀化。

## 2 热分析仿真

对遥感器在空间环境下的热平衡状态进行分析,旨在考核热控设计方案的有效性和正确性。统筹考虑与卫星平台的安装点温度、轨道周期等具有相互热作用的构件。载荷工况主要考虑受到的外热流状况的影响。工程分析中的外热流计算和稳态温度

场计算均采用 I-DEAS/TMG 软件来进行。

### 2.1 轨道外热流的计算

空间外热流的变化规律及其大小是热控方案最基本的设计输入条件之一,是热分析计算、提出热控制方法及热试验过程中正确模拟外热流的基础<sup>[6-7]</sup>。

文中所述的光学传感器运行在太阳同步轨道上,传感器笛卡尔坐标系的方位与卫星平台轨道坐标系一致,卫星的飞行方向为+X向,对地方向为+Z向,+Y向按照右手定则确定。轨道参数设置如下:太阳同步轨道,轨道高度 600 km,轨道倾角  $85^\circ$ ,降交点地方时 13:10。低温工况取夏至时的外热流, $\beta$ 角(在轨运行期间太阳-轨道面之间的夹角) $-17.97^\circ$ , $S_1=1320\text{W/m}^2$ ,高温工况取冬至时外热流, $\beta$ 角 $-28.33^\circ$ , $S_2=1412\text{W/m}^2$ 。利用 I-DEAS/TMG 软件,按照有限元法进行建模,可计算出周期内传感器各面瞬态或轨道周期平均外热流。图 2、图 3 分别为高温工况和低温工况下到达传感器各面瞬态外热流密度图。从图中可以看出:光学传感器各面高、低温工况到达外

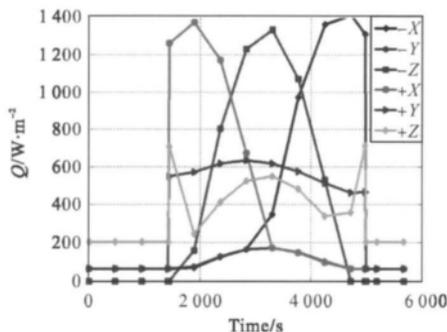


图 2 高温工况下各表面到达外热流

Fig.2 All orientation space heat flux on upper temperature operating condition

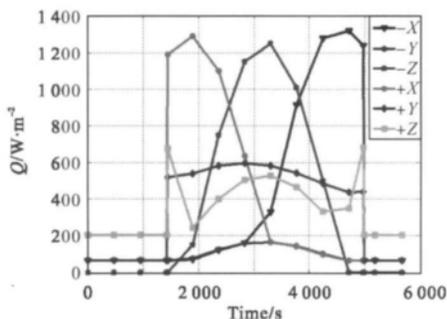


图 3 低温工况各面到达外热流

Fig.3 All orientation space heat flux on low temperature operating condition

热流数据变化不大,变化趋势大致相同;光学传感器+Y面和+Z面受太阳到达外热流变化较平稳,数值较小,而+X面和-X面变化较为剧烈。

### 2.2 热仿真计算模型

仿真分析采用有限元法,有限元模型的划分遵循几何等效和热等效的原则,既考虑到有限元模型与实际结构的几何相似,又在热容等效的前提下进行了模型简化<sup>[8]</sup>,同时考虑到不同材料的热惯性,以正确反映热量的传递。利用 I-DEAS/TMG 软件的 partition 功能,将传感器几何实体复杂的拓扑结构通过附加线、面划分成相对简单的拓扑构形,逐一进行网格划分。有限元模型如图 4 所示,共 8736 个节点和 11224 个单元。

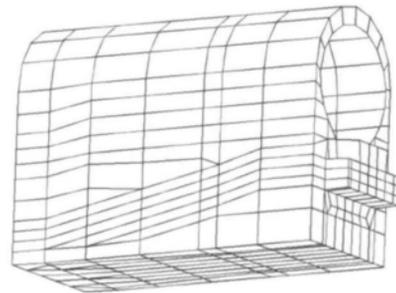


图 4 光学传感器的有限元模型

Fig.4 FEA model of optical remote-sensor

### 2.3 仿真计算模型的假设

根据空间载荷热分析建模准则<sup>[9]</sup>以及传感器自身的特点,仿真过程做如下假设:地球各点红外辐射相同,作为一个均匀热辐射平衡体考虑;不考虑传感器上电缆漏热的影响;各个节点为灰体,光谱吸收比与波长无关;太阳光为平行光。

### 2.4 热控指标

通过热光学分析计算,得到传感器的温控指标。温度范围: $18\pm 3^\circ\text{C}$ ;轴向温差: $\leq 4^\circ\text{C}$ ;周向温差: $\leq 3^\circ\text{C}$ 。

### 2.5 稳态计算

低温稳态工况:卫星平台的温度为 $-10^\circ\text{C}$ ,光学传感器内部单元全不工作、内热源为零的情况下,主动热控功耗 55 W,多层隔热组件表面太阳吸收率取 0.34,取最小  $\beta$ 角 $-17.97^\circ$ 。

高温稳态工况:卫星平台的温度分别为  $40^\circ\text{C}$ ,光学传感器单元全部工作,内热源最大的情况下,主动热控功耗 46 W,多层隔热组件表面太阳吸收率取

0.68, 取最大  $\beta$  角  $-28.33^\circ$ 。

表 1 低温工况遥感器本体温度数据统计表

Tab.1 Body temperature statistics of remote-sensor in low operating condition

Position	$\Delta T/^\circ\text{C}$	$\Delta T_z/^\circ\text{C}$	$\Delta T_y/^\circ\text{C}$	$\Delta T_x/^\circ\text{C}$
Primary mirror	17.6-18	-	0.3	0.4
Secondary mirror	16.4-16.7	-	0.2	0.3
Third mirror	18.0-18.3	-	0.2	0.3
Front frame	16.1-17	-	0.5	0.8
Rear frame	17.8-19.2	-	1.4	1.2
Body frame	16.1-19.2	2.1	3.1	2.3
CCD component	19.3-20	-	0	0

遥感器分系统中的光学遥感器本体在高、低工况下的温度分布分别如表 1 和表 2 所示。温度在  $12.9\sim 25^\circ\text{C}$  之间, 其水平处于可控状态, 主镜、次镜、三镜、调焦镜 4 个光学元件的温度在  $16.4\sim 18.3^\circ\text{C}$  之间, 单个镜体的最大温差为  $0.4^\circ\text{C}$ 。光学遥感器本体 (遮光罩区域除外) 的温度为  $16.0\sim 20.1^\circ\text{C}$ , 满足  $18\pm 3^\circ\text{C}$  的温度范围要求, 其周向和轴向温差也都满足设计要求。

表 2 高温工况遥感器本体温度数据统计表

Tab.2 Body temperature statistics of remote-sensor in upper operating condition

Position	$\Delta T/^\circ\text{C}$	$\Delta T_z/^\circ\text{C}$	$\Delta T_y/^\circ\text{C}$	$\Delta T_x/^\circ\text{C}$
Primary mirror	19.0-19.2	-	0.1	0.2
Secondary mirror	16.0-16.2	-	0.2	0.0
Third mirror	19.7-19.9	-	0.2	0.2
Front frame	16.4-18.2	-	1.8	1.4
Rear frame	19.0-20.1	-	1.1	0.5
Body frame	16.4-20.1	2.4	2.5	2.7
CCD component	24.2-24.2	-	0	0

## 2.6 瞬态计算结果

将光学遥感器安装的卫星平台热传导作为第一类边界条件, 高、低温工况卫星平台的温度分别为  $40^\circ\text{C}$ 、 $-10^\circ\text{C}$ 。瞬变内部功耗按照遥感器每周期内不同工作模式对应的持续时间和功耗进行赋值; 瞬变外热流按照实际情况设定边界条件; 主镜瞬态计算结果如图 5 所示。主镜的温度基本维持在  $19.8^\circ\text{C}$  附近, 波动较小。

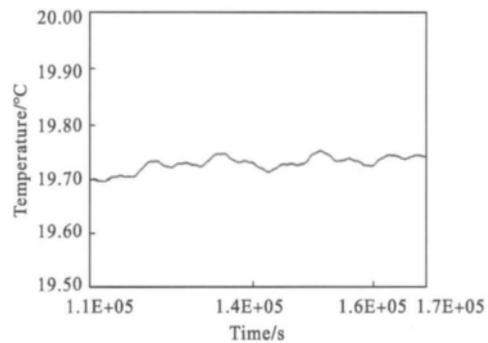


图 5 主镜的瞬态温变图

Fig.5 Transient temperature vary of primary mirror

## 3 结束语

文中针对离轴空间遥感器结构特点和复杂多变的外热流分布所带来的热控制难度, 提出了与之相适应的热设计, 并对热设计进行了仿真分析。稳态和瞬态仿真分析结果表明: 通过合理的热量补偿方式控制光学镜头的温度及其分布, CCD 组件的温度水平, 本体的轴向、径向温度梯度满足温控指标要求。所采用的热控措施技术成熟、可操作性高、满足设计约束条件的要求。

今后仍需要进一步开展以下工作: 仿真分析可以利用 Sinda/G、Thermal desktop、UG/NX6 等进行复算, 对不同软件的仿真结果进行综合比较; 热光学试验以及热平衡试验是验证光学遥感器光学系统对热环境的适应性、热控指标的有效性、热设计方案的合理性以及分析计算模型修正的重要手段, 应结合试验结果对软件仿真结果进行修正, 进一步完善仿真模型。

## 参考文献:

- [1] Song Yanfeng, Shao Xiaopeng, Xu Jun. Off axis three mirror reflective optical system [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2008, 34(4): 706-709. (in Chinese)  
宋岩峰, 邵晓鹏, 徐军. 离轴三反射镜光学系统研究[J]. *红外与激光工程*, 2008, 34(4): 706-709.
- [2] Min Guirong, Guo Shun. Spacecraft Thermal Control [M]. Beijing: Science Press, 1998: 90-180. (in Chinese)  
闵桂荣, 郭舜. 航天器热控制 [M]. 北京: 科学出版社, 1998: 90-180.
- [3] Min Guirong. Satellite Thermal Control Technology [M]. Beijing: Aerospace Press, 1991. (in Chinese)  
闵桂荣. 卫星热控制技术[M]. 北京: 宇航出版社, 1991.

- [4] Chen Liheng, Wu Qingwen, Lu E, et al. Thermal design of space camera [J]. *Acta Photonica Sinica*, 2008, 10 (1): 2039–2042. (in Chinese)  
陈立恒, 吴清文, 卢镔, 等. 空间摄像机的热设计[J]. 光子学报, 2008, 10(1): 2039–2042.
- [5] Guo Liang, Wu Qingwen. Thermal design and proof tests of CCD components in spectral imagers [J]. *Optics and Precision Engineering*, 2009, 17(10): 2440–2444. (in Chinese)  
郭亮, 吴清文. 光谱成像仪 CCD 组件的热分析及验证[J]. 光学精密工程, 2009, 17(10): 2440–2444.
- [6] Zi Keming, Wu Qingwen, Li Zexue, et al. Thermal analysis and design of a space remote-sensor [J]. *Optical Technology*, 2008, 12(2): 89–91. (in Chinese)  
訾克明, 吴清文, 李泽学, 等. 某空间光学遥感器的热分析和热设计[J]. 光学技术, 2008, 12(2): 89–91.
- [7] Deng Guijun, Wu Keyong. Calculation on space external thermal flow of sun for space camera in sun synchronous round orbit [J]. *Optics and Precision Engineering*, 1997, 12 (4): 107–112. (in Chinese)  
邓桂俊, 吴克用. 太阳同步圆形轨道空间相机太阳辐射外热流的计算[J]. 光学精密工程, 1997, 12(4): 107–112.
- [8] Ma Huitao, Hua Chengsheng. Research of thermal modeling method and temperature prediction for communication satellite platform [C]//Fifth Conference on Space Thermal Physics Papers, 2000: 185–195. (in Chinese)  
麻慧涛, 华诚生. 通信卫星平台的热分析建模准则[C]//第五届空间热物理会议, 2000: 185–195.
- [9] Niu Xiaoming. Thermal analysis and control of a space optical remote-sensor [J]. *Optics and Precision Engineering*, 1998, 6(6): 74–78. (in Chinese)  
牛晓明. 空间光学遥感器的热响应分析及热控[J]. 光学精密工程, 1998, 6(6): 74–78.

## 下期预览

# 边缘效应的去除函数模型及实验验证

邓伟杰, 张 峰, 郑立功

(中国科学院长春光学精密机械与物理研究所 中国科学院光学系统先进制造技术重点实验室, 吉林 长春 130031)

**摘 要:** 在计算机控制小磨头抛光技术中, 边缘效应是亟待解决的技术难点之一, 严重制约了 CCOS 技术的加工精度和加工效率。获得磨头在加工工件边缘时的定量去除模型并通过驻留时间算法进行补偿, 是解决边缘效应的重要途径。采用边缘压强阶跃分布模型, 并通过理论推导, 得出边缘效应下的去除函数计算模型。去除函数实验的结果表明: 该边缘去除函数计算模型的数值绝对误差在 5% 以内, 边缘去除函数模型与实际加工吻合较好, 可以用于指导实际抛光过程。