

空间相机遮光罩的低功耗热设计

江帆^{1,2}, 吴清文¹, 王忠素^{1,2}, 刘金国¹, 鲍赫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. 中国科学院大学, 北京 100049)

摘要: 空间相机遮光罩的温度波动直接影响附近光学元件的温度波动, 而光学元件的热变形将导致光学成像质量的下降。针对一种高分辨率空间相机的遮光罩, 提出了几种不同的热控方案并进行了比对分析。首先, 介绍了空间相机遮光罩的一般热控措施及效果并分析了影响空间相机遮光罩温度波动的外热流及传导热阻; 然后通过仿真分析得到了三种不同热控方案下的温度数据及主动加热功耗数据, 经过比对分析后选用了主动加热功耗少、温度波动范围小的热设计方案。最后, 通过热平衡试验及在轨数据验证了选用方案的有效性。空间相机遮光罩的在轨温度范围为 4.8~9.2℃, 次镜温度范围为 17.8~17.9℃, 与仿真分析结果一致性良好, 热设计合理有效, 满足任务需求。

关键词: 空间相机; 遮光罩; 热设计; 热仿真分析

中图分类号: V245.6 **文献标志码:** A **DOI:** 10.3788/IRLA201645.0918002

Thermal design of space camera baffle with low power

Jiang Fan^{1,2}, Wu Qingwen¹, Wang Zhongsu^{1,2}, Liu Jinguo¹, Bao He¹

(1. Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China;
2. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

Abstract: The temperature variety of the outer baffle for space camera directly affects the temperatures of optical components around the baffle. The thermal deformation of optical components would decrease the quality of image. Three different thermal control approaches were stated out for the baffle of a high-resolution space camera and the analysis and comparison among them were accomplished. Firstly, the most common thermal control means of baffle for space camera were introduced. The orbit heat flux and heat resistant between the baffle and the main body of camera, which affect the temperature of the baffle, were calculated and discussed. Then temperatures and powers of active heaters in three cases were obtained via simulation analysis. After comparison, the third design approach was adopted because of the low power of active heater and high temperature stability. Finally, the thermal design was validated in the thermal balance test and temperature test in orbit. The temperature range of the baffle is between 4.8℃ to 13.6℃ and the second mirror is between 17.8℃ to 17.9℃. The data in orbit are consistent with the analysis results, which

收稿日期: 2016-01-05; 修订日期: 2016-02-08

作者简介: 江帆(1983-), 男, 博士生, 主要从事空间光学遥感器热设计与热试验方面的研究。Email: gholethe@126.com

导师简介: 吴清文(1968-), 男, 研究员, 博士生导师, 博士, 主要从事光学精密机械 CAD/CAE 和空间光学遥感器热控技术方面的研究。Email: wuqw@ciomp.ac.cn

通讯作者: 王忠素(1977-), 女, 副研究员, 博士生, 主要从事空间相机光机热集成分析的研究。Email: wangzhongsu@ciomp.ac.cn

indicate that the thermal design is valid and reasonable which can meet the mission requirements.

Key words: space camera; baffle; thermal design; thermal simulation analysis

0 引言

随着空间相机分辨率的逐渐提高,对空间相机光机结构的在轨稳定性要求越来越严格。在轨运行时,导致相机光机结构发生变化进而影响成像质量的主要因素是温度波动带来的热变形,其中,对成像质量影响最大的是光学元件的热变形。对于离轴三反式空间相机,由于次镜位于入光口附近,因此受轨道外热流变化的影响较明显。一般情况下,次镜是所有光学元件中温度波动最大的元件,因此对次镜的温度控制是高分辨率离轴三反空间相机热设计中不可忽视的部分。

除了常规的主动热控之外,次镜温度的波动主要受其附近部件温度波动的影响,其中温度波动最大的是遮光罩组件。通过减小遮光罩的温度波动范围和遮光罩与次镜的温差能够有效控制次镜的温度波动。遮光罩的温度波动对相机其余组件的温度影响由两个因素决定,一是遮光罩与其余组件的角系数,二是遮光罩与相机主体的热阻。根据不同空间相机的结构形式及温度要求,需要进行针对性的热设计。

目前针对空间相机遮光罩的研究文献主要分为两类,一类是根据消除杂光要求进行光阑设计^[1-4],一类是根据力学环境试验要求进行结构强度设计^[5-6],针对遮光罩温度稳定性研究的文章很少。参考文献[7]针对透镜式光学相机的遮光罩进行了非稳态温度场计算,但未进行针对性的热设计以减小其波动。参考文献[5]针对一种离轴反射式相机进行了遮光罩的结构刚度分析并简要分析了遮光罩长度对光学元件温度的影响。参考文献[8]探讨了遮光罩的结构尺寸与进入相机内部外热流的关系。

文中针对一种离轴三反式空间相机的遮光罩进行了详细的热设计分析,明确了影响遮光罩温度波动范围的各项因素,在结构尺寸确定的条件下提出了一种显著减小遮光罩温度波动范围的热控方案,分析了与常规热控方案的不同,最后通过热平衡试验和在轨数据验证了方案的有效性。

1 遮光罩的结构参数

1.1 遮光罩设计约束

遮光罩的首要目的是抑制杂光,在设计过程中受如下几方面约束:(1)刚度与强度要求;(2)质量要求;(3)保温要求。

刚度与强度的要求使得遮光罩的尺寸不能太大,空间相机的质量要求也限制了这点,但从热设计角度出发,遮光罩的尺寸越长,相机直接向冷黑空间的散热会越少,进入相机的轨道外热流辐照也越少^[4,8],即相机整体的热稳定性越高。综合考虑各方面要求后,空间相机的遮光罩的长度一般选取能够满足结构刚度与强度要求的最大值。

1.2 自身结构形式

某离轴三反空间相机遮光罩结构如图 1 所示。遮光罩沿视场方向延伸,延伸长度约为主镜与次镜间距离的 1/5,垂直光轴平面上的轮廓尺寸为 270 mm×360 mm。遮光罩和内部光阑片均选用碳纤维材料。遮光罩整体通过 8 个 M2 螺钉与相机主体连接。

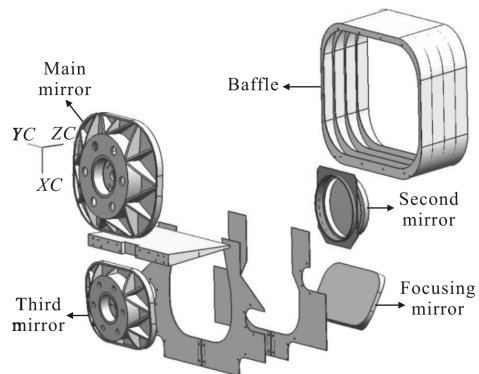


图 1 某空间相机结构图

Fig.1 Structure of the space camera

2 遮光罩的一般热控

2.1 热接口

空间相机的遮光罩一般安装在相机主体上,安装环节既不采用导热安装,也不使用隔热垫。

遮光罩与除安装面所属组件(相机主体)外的其他组件均无传导环节。

2.2 被动热控和主动热控

空间相机遮光罩最常用的热控措施是实施被动热控,即在外表面包覆多层隔热材料。此外,一些空间相机使用了闭环主动加热来实现对遮光罩的控温。

对于遮光罩这种热导率低、比热容小的组件,外热流的大小直接反应是温度的明显波动。根据在轨数据显示,对于对地观测空间相机,在遮光罩内表面受太阳直照时,遮光罩温度向高温变化明显;而经过阴影区时外热流的大幅降低导致温度向低温变化明显。常用的电加热式主动热控的实施仅能提高遮光罩的低温限,且由于阴影区外热流太小使得所需主动热控功耗很大。

以 2010 年入轨的某对地定向空间相机为例,遮光罩尺寸为 $\Phi 160\text{ mm}\times 135\text{ mm}$,外部包覆 20 单元多层隔热组件,主动热控功耗为 1.5 W。某轨道周期,遮光罩温度波动范围为 $(-5.6\text{ }^{\circ}\text{C}, +25.6\text{ }^{\circ}\text{C})$,调整主动热控功耗为 3 W 后遮光罩温度波动范围为 $(10.0\text{ }^{\circ}\text{C}, 30.7\text{ }^{\circ}\text{C})$ 。由此可见,主动热控能有效提高温度范围的低温限,但对于减小波动范围效果有限。

3 影响遮光罩温度的参数

3.1 遮光罩能量分析

遮光罩与相机之间存在辐射换热和传导换热,遮光罩与太空之间存在辐射换热。由于考虑的是遮光罩整体与外部的换热,不考虑遮光罩各面之间的内部辐射。为简化计算,将相机腔体视为黑体,太空视为黑体,忽视遮光罩外表面多层换热。遮光罩能量平衡方程如公式(1)所示:

$$(T_1 - T_2)/R_{21} + F_{21}A_2\varepsilon_2(E_{1b} - E_{2b}) + qA_2 + Q_H - F_{23}A_2\varepsilon_2(E_{2b} - E_{3b}) = 0 \quad (1)$$

式中: E_{1b} 由黑体辐射公式 $E_{1b} = \sigma T_1^4$ 确定; T_1 为相机腔体等效温度; T_2 为遮光罩温度; T_3 为太空等效温度; R_{21} 为相机与遮光罩之间的传导热阻; A_2 为遮光罩等效面积; F_{21} 为遮光罩到相机腔体的角系数; F_{23} 为遮光罩到太空的角系数; ε_2 为遮光罩内表面辐射系数; q 为遮光罩吸收外热流密度; Q_H 为主动热控功耗,非负; σ 为斯蒂芬-波耳兹曼常数。

公式(1)中各项均以向遮光罩输入能量为正,其中第一项为遮光罩与相机间的传导,第二项为遮光

罩与相机间的辐射换热,第三项为遮光罩与太空间的辐射换热。

平衡方程中,相机温度 T_1 和太空等效温度 T_3 均为已知参数,遮光罩等效面积 A_2 、遮光罩到相机腔体的角系数 F_{21} 、遮光罩到太空的角系数 F_{23} 均由结构参数决定,遮光罩内表面黑漆的辐射系数 ε_2 一般为 0.9 左右。因此,在不引入其他环节的前提下,除主动热控外,决定遮光罩平衡温度 T_2 的变化参数仅有遮光罩吸收外热流 q 和遮光罩与相机间的传导热阻 R_{21} 。

3.2 外热流分析

对于某空间相机,由于其在轨姿态是太阳帆板对日定向,入光口仅接收到地球反照和地球红外热流,峰值外热流密度远小于受太阳直照的其他空间相机。一个轨道周期内入光口平面到达外热流密度的变化如图 2 所示,轨道周期平均热流密度为 137 W/m^2 ,峰值外热流密度为 350 W/m^2 。

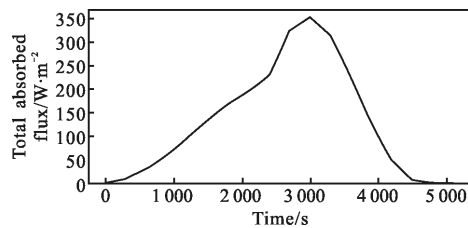


图 2 一个轨道周期内入光口到达外热流密度的变化

Fig.2 Variety of incident heat flux density of the camera's entrance in an orbit period

上文所述 2010 年发射空间相机遮光罩部分轨道周期内峰值外热流密度为 1187 W/m^2 ,这是因为对地定向相机的遮光罩内侧面会受太阳直照。

3.3 与相机主体传导热阻

遮光罩整体通过 8 个 M2 螺钉与相机主体蒙皮连接。遮光罩和主蒙皮均为碳纤维,连接面未使用粘接胶或其他措施。根据经验参数,连接面等效换热系数取 $100\text{ W}\cdot\text{m}^{-2}\cdot\text{K}^{-1}$,遮光罩与主蒙皮传导热阻通过计算可得,为 $3.44\text{ }^{\circ}\text{C/W}$ 。

4 几种热控方案的分析及讨论

4.1 几种方案

相机遮光罩热设计的目的是减小温度波动范围。可供选择的热控措施有主动热控和被动热控,而主动热控措施面临功耗约束的问题。该节共讨论了

三种热控方案并对结果进行比对分析。

遮光罩的三种热控方案如下:(1)外表面包覆多层,不设置主动加热;(2)外表面包覆多层,设置主动加热;(3)内外表面均包覆多层,不设置主动加热。其中第一种方案一般应用在相机整体主动加热功耗严重不足且对温度要求不严格的情况下;第二种方案是对地观测空间相机中最普遍的遮光罩热控方案;第三种方案的应用前提是不影响相机光路,用于严格限制主动加热功耗的情况。

需要指出的是,第三种方案在遮光罩内表面包覆多层隔热材料,可能导致进入相机内部杂散光增多进而影响相机成像性能的风险,通过选用聚酰亚胺渗碳膜作为多层面膜来避免该风险。聚酰亚胺渗碳膜的表面属性为太阳吸收率 α_s 不小于 0.90,红外发射率 ϵ_H 不小于 0.82,与消杂光黑漆属性相当^[9]。

从能量平衡公式分析,第一种方案即公式(1)中主动热控功耗 Q_H 为 0;第二种方案即公式(1),第三种方案可等效为改变了遮光罩内表面的辐射系数 ϵ_2 且 Q_H 为 0。

评价方案优劣的条件是主动热控功耗的大小和遮光罩对附近组件的影响。通过 Thermal Desktop 软件进行各方案的仿真分析计算。

4.2 方案 1

遮光罩外表面包覆多层隔热材料,不设置主动加热区。遮光罩达到最低温及最高温时的温度云图如图 3 所示。

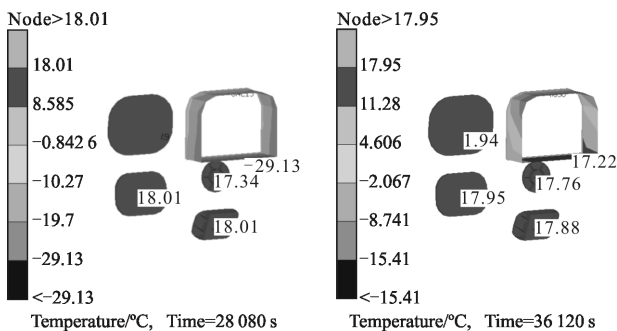


图 3 方案 1 温度云图

Fig.3 Temperatures in case 1

由于遮光罩热导率很低,自身温差较大,温度范围为 $-29.1 \sim 17.2$ °C。选取遮光罩所有测点中温度波动最大点和最小点(下文同),温度变化如图 4 所示,最大波动为 46.3 °C,最小波动为 12.7 °C。

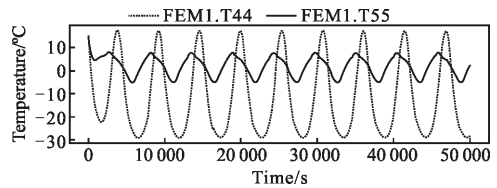


图 4 方案 1 遮光罩温度波动

Fig.4 Temperature variety of baffle in case 1

受遮光罩温度偏低影响,遮光罩附近的其他主动加热区的加热功耗较大,取轨道周期平均,主体蒙皮加热功耗为 9.6 W,次镜加热区为 2 W。

次镜温度波动范围为 17.2~17.9 °C。

4.3 方案 2

遮光罩外表面包覆多层隔热材料,设置主动加热区。由于设置了主动加热区,遮光罩各部分的温度波动规律发生变化,如图 5 所示。

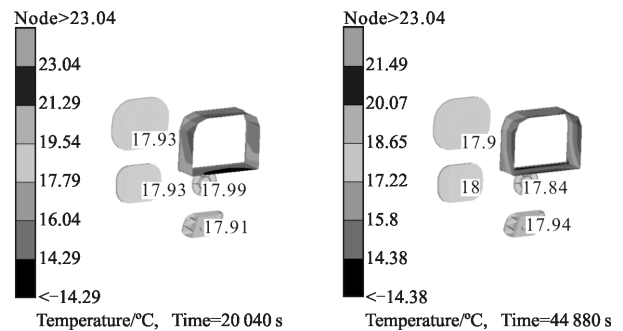


图 5 方案 2 温度云图

Fig.5 Temperatures in case 2

遮光罩两测点的温度变化如图 6 所示,温度范围为 14.4~24.0 °C,最大波动为 9.6 °C,最小波动为 1.3 °C。

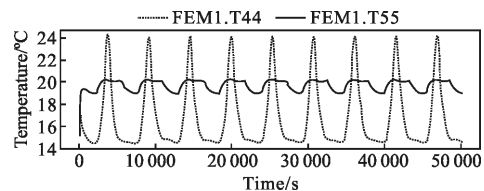


图 6 方案 2 遮光罩温度波动

Fig.6 Temperature variety of baffle in case 2

由于相机+X 向对日定向,入光口不受太阳直射,因此通过在遮光罩设置主动加热区控制遮光罩温度波动范围的效果明显。设置主动加热后,遮光罩

的温度下限大幅提升,波动范围也明显减小,但突出的问题是主动热控功耗较大。

统计遮光罩及附近区域的主动加热功耗,轨道周期平均数据为遮光罩 14.2 W,主体蒙皮 4.3 W,次镜罩 1.2 W。比对方案 1,主动加热功耗增加了 8.1 W,而相机整体的在轨长期主动功耗上限仅为 37.5 W。

次镜温度波动范围为 17.8~18.1 °C,温度稳定性有所提高。

4.4 方案 3

遮光罩外表面和内表面均包覆多层隔热材料,不设置主动加热区,最高温和最低温时的温度如图 7 所示。

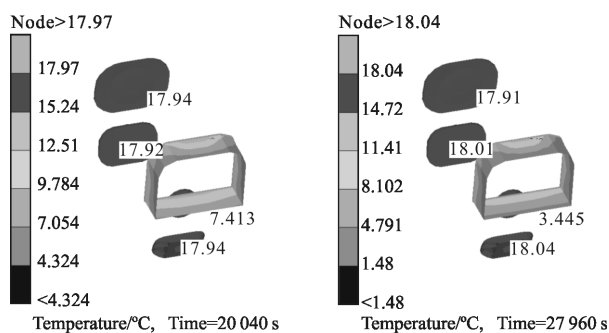


图 7 方案 3 温度云图

Fig.7 Temperatures in case 3

遮光罩两测点温度变化如图 8 所示,温度范围为 3.4~14.6 °C,最大波动为 4.0 °C,最小波动为 2.5 °C。对比方案 2,方案 3 中遮光罩的温度下降约 10 °C,但波动范围更小。

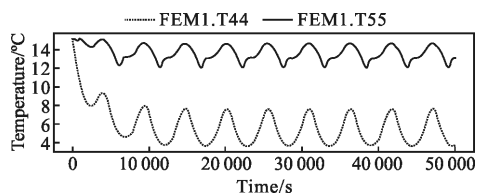


图 8 方案 3 遮光罩温度波动

Fig.8 Temperature variety of baffle in case 3

统计遮光罩附近区域的主动加热功耗,轨道周期平均数据为主体蒙皮 8.5 W,次镜罩 1.8 W。

次镜温度波动范围为 17.6~18.0 °C,温度稳定性与方案 2 基本一致。

4.5 影响分析

统计三种方案的主动加热功耗、遮光罩及次镜

温度波动数据,如表 1 所示。

表 1 三种方案的分析结果

Tab.1 Analysis results of three cases

	Power of active heaters /W	Temperature range of baffle/°C	Maximum variety of baffle/°C	Temperature of second mirror/°C
1	11.6	-29.1-17.2	46.3	17.2-17.9
2	19.7	14.4-24.0	9.6	17.8-18.1
3	10.3	3.4-14.6	4.0	17.6-18.0

根据表 1 数据可知,方案 2 和方案 3 都能保证次镜的温度变化不大于 0.5 °C,但是方案 2 所使用的主动加热功耗几乎是方案 3 的两倍。

5 试验数据比对

5.1 试验数据

在该相机的方案阶段,遮光罩热控尝试了方案 2。地面试验中,由于客观条件的限制无法瞬态模拟入光口在轨外热流的剧烈变化,外热流采用了轨道周期平均数据,因此试验数据中仅得到等效稳态温度数据,但主动加热区的加热功耗与实际在轨状态一致。

试验于 ZM4300 真空罐中进行,试验条件如下:热沉温度 90~100 K;真空度优于 1.33×10^{-3} Pa。试验状态如图 9 所示^[10]。



图 9 相机热平衡试验

Fig.9 Camera in thermal balance test

按方案 2 试验结束后,由于遮光罩主动加热功耗需求过大,同时考虑节能需求和减小遮光罩温度波动的需求,更改热设计方案为方案 3 后重新开展热平衡试验,两次热平衡试验所得结果如表 2 所示。

表 2 热平衡试验结果

Tab.2 Results of thermal balance tests

	Power of active heater/W	Temperature of baffle/°C	Temperature of second mirror/°C
Case 2	18.8	15.5	17.9
Case 3	10.5	10.3	17.9

5.2 在轨温度数据验证

在轨运行时,由于资源限制,仅获取卫星过站时的实时数据。除 2013 年 9 月 28 日的数据为多伦多站数据统计,其余在轨数据均为单次过站温度数据。

根据表 3 可知,在轨运行时,遮光罩及次镜的温度波动与仿真分析结果一致性良好。

表 3 在轨温度数据(单位:°C)

Tab.3 Temperature data in orbit(Unit:°C)

Time	Baffle	Second mirror
2013-09-28	4.8-9.2	17.8-17.9
2013-12-20	7.3	17.9
2014-02-06	6.7	17.9
2014-06-01	6.2	17.8
2014-12-22	7.1	17.8

6 结 论

针对一种空间相机的遮光罩进行了热设计的研究分析和验证。在常规遮光罩热控的基础上,从节省能源和保证相机温度水平的角度出发,使用了多层隔热材料来包覆遮光罩的内表面,而且选用了与消杂光黑漆光学属性相当的材料作为多层面膜,从而避免了热控材料对光学系统的不利影响。分析结果及在轨实测数据均表明,该项措施在保证相机一定温度水平的前提下,相比以往的常规热控措施节省了约 8 W 的主动加热功耗。

仿真分析的比对数据显示,在不影响相机视场的前提下,通过包覆遮光罩内表面能够显著地减小遮光罩的温度波动和主动热控功耗。

对于不受太阳直照的遮光罩,设置主动加热区或内表面包覆多层都能有效的减小遮光罩的温度波动范围;对于受太阳直照的遮光罩,只有内表面包覆多层才能有效减小遮光罩温度波动范围。

参考文献:

- [1] Zou Gangyi, Fan Xuewu. Baffle design and stray light analysis of the off-axis three-mirror telescope [J]. *Acta Photonica Sinica*, 2009, 38(3): 605-608. (in Chinese)
- [2] Mei Chao, Zhou Sizhong, Yan Peipei, et al. Design of an outer baffle based on scattering model [J]. *Acta Photonica Sinica*, 2013, 33(1): 01220051. (in Chinese)
- [3] Wang Wei, Chen Fansheng. Design of baffle of imaging system for earth observation on geostationary earth orbit [J]. *Chinese Journal of Lasers*, 2014, 41(9): 0916001. (in Chinese)
- [4] Qian Jing, Dong Deping, Sun Shengli. Design of outer baffle of earth observation optical system on geostationary orbit [J]. *Optics and Precision Engineering*, 2013, 21 (3): 637-642. (in Chinese)
- [5] Chen Liheng, Wu Qingwen, Ge Renwei, et al. Structure scheme selection of baffle for space optical remote sensor [J]. *Optical Technique*, 2008, 34(2): 305-307. (in Chinese)
- [6] Jia Xuezhi, Jin Guang, Zhang Lei. Design and optimization of lightweight outer baffle for space camera [J]. *Optics and Precision Engineering*, 2008, 16(8): 1560-1565. (in Chinese)
- [7] Zhao Lixin. The calculation of transient temperature field of outer baffle for space camera [J]. *Spacecraft Engineering*, 1996, 5(4): 51-59.
- [8] Beck T, Lüthi B S, Messina G, et al. Thermal analysis of a reflective baffle designed for space applications [J]. *Acta Astronautica*, 2011, 69: 323-334.
- [9] Wang Danyi, Zhang Guoyu, Liao Zhibo. Optimal designing of stray light for TMA camera [J]. *Optical Instruments*, 2014, 36(3): 272-278. (in Chinese)
- [10] Jiang Fan, Wu Qingwen, Liu Ju, et al. Thermal design of lightweight space remote sensor integrated with satellite in low earth orbit [J]. *Chinese Optics*, 2013, 6(2): 237-243. (in Chinese)