

光轴竖直大口径长焦距平行光管热设计

石进峰^{1,2}, 吴清文¹, 杨献伟¹, 刘宏伟¹, 黄勇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: 工作在真空罐内的平行光管的工作环境特点决定了其与空间光学遥感器相同的热设计原则, 光管的结构形式对工作温度提出了严格要求。首先, 确定光管结构表面的热控涂层和多层隔热材料的包覆方式; 其次, 光管热设计的关键是加热区设计, 设计了两种加热方案, 从可实施性和加热功耗大小对两种方案进行了比较; 最后, 对最终的热设计方案进行仿真分析。结果表明: 平行光管光机结构的温度水平可控在 19.3~20.8℃, 主镜温度为 19.5℃, 满足设计要求, 验证了热设计方案的可行性, 可对其他同类型的地面光机结构的热设计提供借鉴。

关键词: 热设计; 平行光管; 主动热控; 热分析

中图分类号: V475.4 **文献标志码:** A **文章编号:** 1007-2276(2013)06-1617-06

Thermal design of vertical collimator with large aperture and long focus

Shi Jinfeng^{1,2}, Wu Qingwen¹, Yang Xianwei¹, Liu Hongwei¹, Huang Yong¹

- (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 characteristics of the working environment in the vacuum chamber determine that the collimator should be designed with the same thermal principles as the space optical remote sensor. A stringent temperature requirement is needed for the collimator. Firstly, the variety of thermal control coating of its structural surface and the coated mode of the multi-layer insulation was determined. Secondly, two schemes of active heating were setup. They were compared from the feasibility of implementation and the value of heating power. Finally, the selected scheme was simulated. It is shown that the temperature level of the collimator is 19.3-20.8℃, and the temperature level of the primary mirror is 19.5℃. It meets the design requirements and the thermal design is feasible. These methods could be a reference for the thermal design of other ground optical instruments.

Key words: thermal design; collimator; active thermal control; thermal analysis

收稿日期: 2012-10-07; 修订日期: 2012-11-20

基金项目: 中国科学院长春光学精密机械与物理研究所重大技术改革项目

作者简介: 石进峰(1986-), 男, 博士生, 主要从事空间光学遥感器热设计与热分析方面的研究。Email: jfshi2009@163.com

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

0 引言

平行光管是光学试验中一种重要的高精度光学测试仪器,主要用来产生平行光,模拟无穷远的目标。航天技术的发展,使各个国家对于空间相机的分辨率、焦距、工作波段等方面要求越来越高,尤其是地面分辨率。提高相机分辨率的途径主要是加长焦距和增大系统口径,其地面的检校则需相应的大口径长焦距平行光管^[1]。与空间相机的发展同趋并进,平行光管也得到了很大的发展,大口径长焦距平行光管可以适应从紫外到红外较宽的波段且无色差,是目前的主要研究方向。

平行光管根据主镜结构可分为透射式与反射式,透射式平行光管受镜体材料的限制一般用来检测可见光光学系统,且它的口径不能做到很大,这样就难以对大口径、红外光学系统进行标校检测;而反射式平行光管的主镜口径可以做到很大,采用一块非球面反射镜就可以得到很好的像质,而且因为反射成像,可以对可见及红外波段光学系统进行检测^[2]。光管光学系统多数采用卡塞格林反射系统,但这种系统的缺点是次镜对主镜有中心遮拦。

美国贝尔航空技术公司的UCA系统、洛克希德-马丁空间系统公司的LOTIS、俄罗斯主要用于检测空间望远镜的VERTICAL、欧洲航天局的FOCAL X代表了现代大口径平行光管的发展水平,其共同特点是:口径相对比较大,均超过 $\phi 1\text{ m}$;拥有先进的温度控制系统和真空度极高的真空空间;采用复杂的支撑结构来消除重力和热变形对系统成像的影响^[1]。文中研究的平行光管的光轴处于垂直状态,主镜口径为 $\phi 1.5\text{ m}$,采用背部18点浮动支撑,其复杂的支撑结构和较大的口径对光管光机结构的温度水平提出了严格要求。根据其于空间相机相似的工作环境,按照成熟的空间相机热设计技术,结合其作为地面产品的特点对平行光管进行了详细的热设计,分析计算结果表明,热设计方案满足要求。

1 平行光管的工作模式

1.1 平行光管结构

如图1所示,平行光管安装在尺寸为 $\phi 7\text{ m}\times 16\text{ m}$ 的立式真空罐内,与真空罐的封头相连接,其光轴竖

直,采用卡塞格林系统,其中主镜口径为 $\phi 1.5\text{ m}$,镜体材料为SiC,次镜和三镜材质为熔石英,次镜背部与罐体直段 $\phi 1\ 800\text{ mm}$ 开口的距离为 $1\ 080\text{ mm}$ 。真空罐主体段的热沉1为实验提供冷黑背景,热沉1提供的温度范围为 $100\sim 305\text{ K}$,考虑平行光管的特殊需求,在封头下表面设置了热沉2,其表面的温度范围为 $15\sim 20\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。

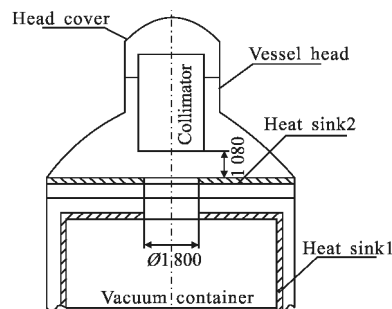


图1 平行光管及真空罐示意图

Fig.1 Schematic diagram of collimator and vacuum container

1.2 温控指标及任务特点

文中平行光管为垂直状态,直接受热沉影响,其较大的主镜口径和复杂的支撑结构,对温控提出了较严格的指标:在平行光管工作时,即在热光学试验的检测过程中,为保证焦面位置稳定性优于 $\pm 0.95\text{ mm}$,根据理论分析,热控分系统须保证平行光管光机结构部分的温度稳定在 $20\pm 0.9\text{ }^{\circ}\text{C}$ 温差范围内;为保证 $\phi 1.5\text{ m}$ 口径SiC主镜镜面面形RMS值优于 $\lambda/50$ ($\lambda=632.8\text{ nm}$),分析计算得主镜镜体温差在整体温度水平稳定的基础上须控制在 $\Delta T=0.2\text{ }^{\circ}\text{C}$ 以内;在平行光管不工作时,热控分系统保证光管所处环境温度为 $-10\sim +30\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。

基于真空罐安装在普通试验室中,而平行光管又安装在真空罐内的特点,以上温控任务的难点在于保证平行光管工作期间光机结构的温度水平和主镜的内部温差;非工作期间,重点保证平行光管的温度高于 $-10\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。

2 热设计

一般较小的平行光管或与真空罐不连接,直接暴露在室内环境中,保证室温的温度水平和小波动即可保证光管的工作温度;对于与卧式真空罐相连的平行光管,其光机结构与真空罐相距较远,受热沉

的影响很小,不需细致的热设计就可保证其温度需求。由图 1 知,文中平行光管的光机结构直接受热沉 1 提供的冷黑背景影响,为保证光管光机结构满足工作时的温度要求,需对其进行详细的热设计。

平行光管热设计的目的就是通过对控制光管内外热交换来满足光管对温度的要求。平行光管是地面设备,实施主动热控的电加热功率基本不受限制,热控系统的质量限制也相对宽裕。热设计采用在航天器热控制中应用成熟的技术、材料和实施工艺,以控制光管的温度水平和温度变化速率为目的,热设计的原则:首先采用被动热控,其次选择主动热控^[3]。

2.1 边界条件与工况

利用 I-DEAS/TMG 建立平行光管的热分析模型。热沉 1 处于真空罐的直体段,其内、外表面的发射率分别取 0.95 和 0.7,建立壳单元并赋值恒温 100 K 的边界;热沉 2 取其最低或最高设计温度作为固定边界条件;封头和顶盖外表面均包覆隔热材料,封头和顶盖外表面作保温处理,考虑其与室内空气的对流换热(室温为 20 °C),计算其温度场分布;在真空罐体中部建立简易的相机模型,其中相机模型为直径 $\phi 1\text{ m}$ 的薄板,根据相机的工作温度范围,对其建立壳单元并赋值恒温 15 °C。

平行光管的内热源为次镜电机与三镜电机,它们功率较小且很少工作,其发热对光管温度的影响忽略不计;影响平行光管温度分布的主要是热沉 1 的温度。根据热沉 1 和热沉 2 的温度范围,对平行光管规划了两个极端工况:低温工况(热沉 1 为 100 K、热沉 2 为 15 °C),内热源不工作;高温工况(热沉 1 为 305 K、热沉 2 为 20 °C),内热源不工作。取低温工况为热设计工况,对光管的热设计进行仿真分析,调整主动加热功耗后验证热设计是否满足高温工况的要求。

2.2 热控涂层

平行光管处在真空罐内,其传热方式只有传导和辐射,在热设计过程中,首先需要知道各个表面的热辐射性质,而各表面特定的热辐射性质,主要由涂覆于该表面的热控涂层来实现^[4]。由图 1 可以看出,平行光管处在真空罐内,整个结构都不受太阳光照射,即平行光管热控涂层的选取主要取决于发射率 ε 。

根据平行光管的结构特点对其光机结构的表面作如下处理:(1) 对主镜、次镜、三镜的表面做镀膜处

理,分析计算时取镜面发射率 $\varepsilon=0.05$,反射率 $\rho=0.95$,背面发射率 $\varepsilon=0.8$;(2) 计算时真空罐封头和顶盖内、外表面的发射率分别取 0.85 和 0.05;(3) 其余结构件内外表面均做氧化发黑处理^[5],要求发射率 $\varepsilon>0.85$,计算时取 0.85。

2.3 多层隔热材料

多层隔热材料具有极好的隔热性能,理论上其当量导热系数能低到 $10^{-5}\text{ W/(m}\cdot\text{°C)}$ 的量级,且这种材料质量很轻、装拆方便、没有粉尘,不易污染周围环境,这对应用于航天器是很突出的优点,多层隔热材料已普遍应用在航天器上,成为被动热控最基本的手段之一^[6-7]。平行光管的光机结构所处环境与航天器相似,所以多层隔热材料在平行光管中的应用原理和注意事项与航天器相同。

平行光管的结构复杂,多层系统的布置,要注意消除结构上的不连续性。由初步的分析结果,对直接受热沉 1 影响的次镜组件、支杆、四通外表面包覆多层隔热材料。

次镜组件结构如图 2 所示,其中内框和支架对平行光的透过有遮拦。将支架的轻量化孔改为剖面为工字形的支板,在其两侧包覆多层隔热材料的同时可以有效减小因包覆多层而引起的对光线遮拦。次镜组件直接受热沉 1 影响,故其内框、外框和支架均包覆多层隔热材料。为避免多层隔热材料表面造成的反光等现象,支架两侧、内框外表面和外框内侧包覆的多层隔热材料的表面须进行发黑处理。

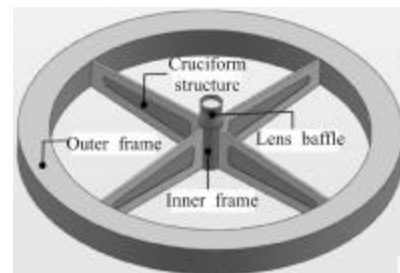


图 2 次镜组件

Fig.2 Structure of secondary mirror

四通也直接受热沉 1 影响,其底面与真空罐封头平台之间采用隔热安装。四通底面和柱形内壁直接包覆多层,为避免四通内壁多层材料对光线的影响,其表面需进行发黑处理;四通外周边多层材料的包覆如图 3 所示。

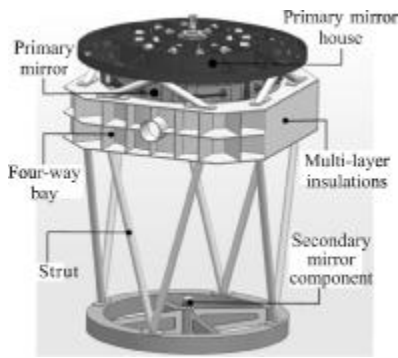


图 3 平行光管结构图

Fig.3 Configuration of collimator

2.4 主动加热

为维持光管光机结构的温度水平和减小其不同部位的温度梯度,在温度较低的、可以实施的部位设置加热区,采用高精度热敏电阻和电加热片进行闭环控制。平行光管是地面设备,主动加热的功率基本不受限制,但加热区的设计须考虑可实施性、经济性和整体能量平衡,所以加热区设计是平行光管热设计的关键。

对平行光管光机结构表面进行处理和包覆多层隔热材料之后进行进一步的热分析,由热分析的结果确定加热区。分析结果显示,所有的光机结构温度均不满足要求。根据结构特点,平行光管各组件加热区设计如下:

(1) 主镜组件

方案 1:在主镜背部设置一个圆平板加热区,圆形平板距主镜背部 10 mm,材质为铝合金,在其上粘贴加热片,利用辐射加热来保证主镜和主镜室的温度水平。

方案 2:在四通上部设置如图 4 所示的圆筒形加热区,圆柱段的辐射加热保证主镜的温度水平,上

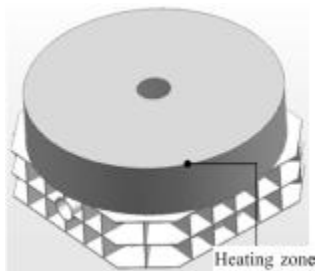


图 4 主镜组件加热区

Fig.4 Heating zone of primary mirror components

部环面保证主镜室的温度水平;且圆筒外表面包覆多层隔热材料。

(2) 次镜组件、三镜组件和支杆

方案 1:次镜组件中的内框、支架以及外框的上表面、下表面和外侧设置加热区;次镜及其连接部件受热沉 1 影响,温度偏低,为其设计一个锥形遮光罩,安装在内框上,在遮光罩上设置加热区,如图 2 所示;三镜镜框周边设置加热区,如图 5 所示;支杆材料为 4J32,热导率较小,故在各支杆中部设置加热区,加热区长度为支杆的 1/4。

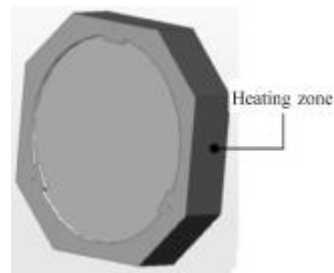


图 5 三镜加热区示意图

Fig.5 Schematic diagram of three mirror heating zone

方案 2:次镜组件中的内框、支架以及外框的上表面、下表面和外侧设置加热区;为保证次镜、三镜及支杆的温度,在次镜组件的外框上表面和四通底面之间设计一个锥形筒状的综合加热区,如图 6 所示。



图 6 综合加热区

Fig.6 Integrated heating zone

(3) 四通

方案 1:在四通的底面、内壁外侧设置加热区,加热片直接粘贴在相应位置;

方案 2:在四通周边设计如图 7 所示的加热区,与四通间的距离为 5 mm。

分别对以上的热设计方案进行低温稳态计算,确定各加热区的功耗,考虑 25%设计余量,各设计方案的加热功耗如表 1。主镜组件因方案 1 的可实施

性较差,在牺牲加热功耗的基础上选择方案 2,其余组件的加热区均选择加热功耗较小的方案。从表 1 的结果可以看出,优化设计方案所节省的加热功耗是相当可观的。

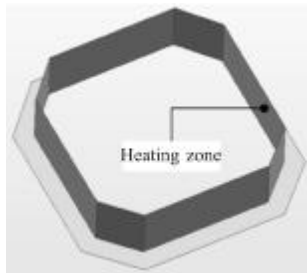


图 7 四通间周边加热区

Fig.7 Heating zone of four-way box surrounding

表 1 加热区设计方案对比

Tab.1 Programs comparison of heating zone

Structure	Heat power/W		Scheme
	Scheme 1	Scheme 2	
Structures of primary mirror	13	75	Scheme 2
Strut and structures of secondary and third mirror	39	498	Scheme 1
Four-way bay	25	92	Scheme 1
Total heat power/W	77	665	139 W

3 热分析

依据所采取的热控措施得到材料的分析参数如表 2 所示,其中抛光表面的发射率取 0.05。计算平行光管在低温工况下的稳态温度分布,光管整体温度水平为 19.3~20.8℃。主镜、次镜组件和三镜组件的温度云图如图 8~10 所示;其高温工况的温度也满足设计要求。

表 2 主要分析参数

Tab.2 Main analysis parameters

Material	Emissivity ϵ	Density ρ / $\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$	Thermal conductivity γ / $\text{W} \cdot \text{m}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$	Specific heat c / $\text{J} \cdot \text{kg}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$
0Cr18Ni9	0.8	7 850	16.7	502
SiC	0.8/0.05	3 050	185	821
Fused silica	0.8/0.05	2 200	1.38	787
45 steel	0.8	7 800	48	469
4J32	0.8	8 100	13.9	515
2A12	0.8	2 800	121	921

由图 8 知,主镜温度为 19.5℃,即主镜由辐射加热可满足设计要求,且因 SiC 是良导热材料,主镜温度分布非常均匀;由图 9 知,次镜温度为 19.4℃,次镜遮光罩降低了次镜组件的温差,但光路要求限制了遮光罩的长度,所以次镜温度较低;由图 10 可知,三镜温度为 19.6~20.0℃,三镜直接面向热沉,且熔石英导热率又非常小,其边框加热使三镜产生了较大的径向温差,虽满足设计要求,但为有优质的成像,其后期的热设计须优化加热区从而降低三镜径向温差。

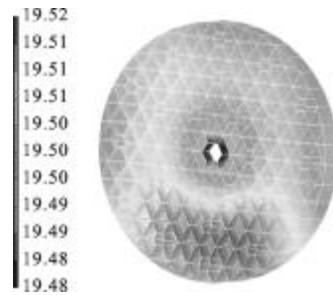


图 8 主镜温度云图

Fig.8 Heat deformation of primary mirror

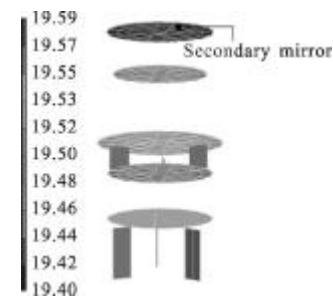


图 9 次镜组件温度云图

Fig.9 Heat deformation of secondary mirror components

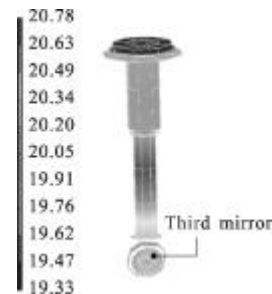


图 10 三镜组件温度云图

Fig.10 Heat deformation of three mirror components

4 结论

垂直状态大口径平行光管因其结构和工作环境

的特殊性,对热控分系统的控温提出严格要求,利用光管的结构形式设计了合理的主动加热方式。仿真分析结果表明,平行光管光机结构温度水平为 19.3~20.8℃,热设计满足要求。

大口径、长焦距是未来平行光管的发展方向,其结构形式复杂,对控温要求严格,热设计面临新的问题。文中充分利用光管结构形式,优化辐射加热方式,对真空罐内的平行光管进行了热设计,其热设计对同类型地面光机结构的热设计具有借鉴作用。

参考文献:

- [1] Lv Baobin. Optic design of collimator with large aperture and long focal length [D]. Xi'an: Xi'an Institute of Optics and Precision Mechanics, Chinese Academy of Science, 2009: 4-16. (in Chinese)
吕保斌. 大口径长焦距平行光管光学系统设计 [D]. 西安: 中国科学院西安光学精密机械研究所, 2009: 4-16.
- [2] Gao Minghui, Li Lifu, Xu Jingli. Design of a new kind of multi-waveband large aperture parallel light pipe[J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2009, 38(4) :698-701. (in Chinese)
高明辉, 李丽富, 徐敬礼. 一种新型多波段大口径平行光管的设计[J]. *红外与激光工程*, 2009, 38(4): 698-701.
- [3] Yang Xianwei, Wu Qingwen, Li Shusheng. Thermal design of space remote sensor[J]. *Chinese Optics*, 2011, 4(2): 139-146. (in Chinese)
杨献伟, 吴清文, 李书胜. 空间光学遥感器热设计[J]. *中国光学*, 2011, 4(2): 139-146.
- [4] Min Guirong, Guo Shun. *Hermal Control of Spacecraft* [M]. 2nd ed. Beijing: Science Press, 1998: 91-132. (in Chinese)
闵桂荣, 郭舜. *航天器热控制* [M]. 第2版. 北京: 科学出版社, 1998: 91-132.
- [5] Yu Shanmeng, Liu Ju, Yang Jinsong. Thermal design and simulation for off-axis space optical remote-sensor [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2011, 40(8): 1521-1525. (in Chinese)
于善猛, 刘巨, 杨近松. 离轴式空间光学遥感器的热设计与仿真[J]. *红外与激光工程*, 2011, 40(8): 1521-1525.
- [6] Min Guirong. *Thermal Control Technology of Satellite* [M]. Beijing: China Astronautic Publishing Press, 1991: 141-198. (in Chinese)
闵桂荣. *卫星热控制技术* [M]. 北京: 中国宇航出版社, 1991: 141-198.
- [7] Mark Williamson. *Spacecraft thermal design* [J]. *Phys Technol*, 1987(18): 120-127.