

空间光学遥感器的热响应分析及热控

牛晓明

(中国科学院长春光学精密机械研究所 长春 130022)

摘要 空间光学遥感器的工作平台为空间微小卫星,它在轨运行期间受到各种空间热环境激励的作用,本文利用有限元法对空间光学遥感器进行了空间热环境下温度响应的分析求解,并进一步采取热控措施使仪器的温度梯度满足要求。

关键词 热分析 热控 有限元法

1 引言

空间光学遥感器工作于外层空间,它直接暴露于空间冷黑环境中,工作环境较为恶劣,在工作期间受到各种空间环境激励特别是热环境激励的作用,使仪器与空间环境产生热量交换,仪器的朝阳表面和背阳表面温差可达上百度之多,这样必然使仪器内部产生温度梯度,进而产生热应力及热变形,从而影响高精度的光学仪器的成像质量。因此,对光学仪器进行空间热环境激励下的响应求解,在此基础上采取一定的热控措施,进行合理的热设计,通过不断的计算迭代,使光学仪器的温度分布更加合理,从而确保光学元件的面形及离轴、离焦、倾斜等在许用的范围内,使仪器正常工作。

2 仪器的空间热环境

空间光学遥感器所受空间热环境激励较为复杂,主要包括:

- (1) 空间外热流- 主要由太阳辐射、地球反照及地球红外辐射组成,其它行星的辐射可忽略不记。
- (2) 空间热沉- 宇宙空间为真空环境,它向外辐射的能量极小,可视为温度为 3K 的黑体辐射,因此它的辐射能量可忽略不记,仪器所发射的能量可视为全部被宇宙空间所吸收^[1]。
- (3) 内部热源- 仪器内部发热元件主要为 CCD 组件,其发热功率为 20W,它所产生的热量将使仪器内部温度升高,因此应将多余的热量及时排出,保持仪器的内部热稳定。

3 仪器的热响应求解

为了解仪器的温度分布规律,采用有限元法对仪器以在轨运行一周的时间为求解区间进行空间热环境扰动下的瞬态及稳态温度响应求解,在此基础上采取相应的热控措施,调整仪器与空间热环境的热量交换,从而使仪器的温度分布满足要求,为保证仪器正常工作,根据光学系统提出的要求,经过计算得知,仪器温度水平应控制在 18 ± 3 范围内,同时仪器的轴向温差小于 1.5 ,径向温差小于 1 。

3.1 热分析模型的建立

热分析采用有限元法进行,仪器有限元模型的划分应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模型简化,同时考虑到不同材料的热惯性,在热的传递路径上单元划分应密些,以正确反映热量的传递。热分析模型的建立及分析计算采用 PATRAN 工程分析软件 THERMAL 模块进行,热分析有限元模型见图 1。

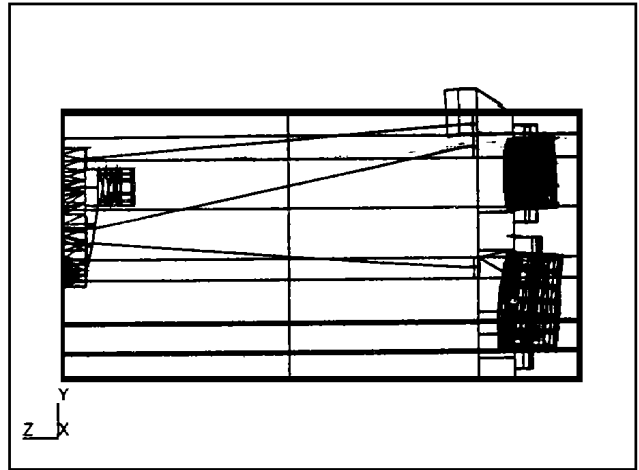


Fig 1 Finite element model

3.2 热分析工况

热分析计算分两种工况进行:

- a 稳态工况,仪器表面入射外热流为在轨运行一周所受稳态外热流,内热源为 $20W$ 。
- b 瞬态工况,以仪器运行一周时间 $90min$ 为求解时间历程进行瞬态温度场求解。仪器表面入射空间外热流为瞬态外热流,内热源为 $20W$ 。

3.3 热分析计算结果

仪器的温度分布见表 1。

Table 1 Temperature distribution of instrument ()

load case	optical system		instrument	
	axial ΔT	radial ΔT	maximum temperature	minimum temperature
steady case	22.4	4.9	38.4	-32.1
transient case	18.32	4.1	33.2	-24.4

从表 1 可以看出,仪器的轴向及径向温差、仪器的温度水平均超过指标要求,为此必需对仪器进行热设计,采取热控措施使仪器的温度分布满足要求。

4 仪器的热设计

从节约星上能源的角度出发,热控应以被动热控方式为主,附以必要的主动热控;热控效果应使仪器温度分布更加均匀,光学系统的温度分布应在允许范围内。由于仪器与空间热环境的热交换方式主要为辐射和传导两种,为此,采取如下热控措施:

4.1 热隔离

为最大限度地减小空间外热流对仪器的影响,降低仪器在阴影区和日照区的温差,在仪器表面除通光口外包覆多层隔热材料;在仪器与 CCD 组件之间加多层隔热材料,减小 CCD 发热对仪器其它部位产生的影响,降低仪器的温度梯度。在仪器与卫星安装平台之间加可溶性聚酰亚胺多层隔热材料,隔绝卫星平台对仪器的传热。

4.2 热控涂层

在隔热材料的外表面喷涂热控涂层,通过选择有不同发射-吸收比的涂层,达到调节仪器表面温度的目的。在仪器内表面喷涂黑漆,增加仪器内部的辐射换热,使仪器温度分布均匀。在仪器暴露于空间的主镜表面镀 ITO 透明导电膜,ITO 膜的发射率较低,可以减小仪器镜头漏热量,保持仪器温度稳定。

4.3 电热调温

通过对主镜表面 ITO 膜加热及将仪器分为多个等温加热区,在加热区布置聚酰亚胺电加热膜片和热敏电阻,在卫星进入阴影区后对仪器进行主动温控,对仪器进行温度补偿。

4.4 热疏导

为将仪器 CCD 组件产生的多余热量及时排出,利用热管连接 CCD 组件与铝蒙皮,使 CCD 产生的热量排到空间。

4.5 热控结果

仪器的温度分布见表 2。稳态温度分布见图 3。极端温度的瞬态变化见图 4。

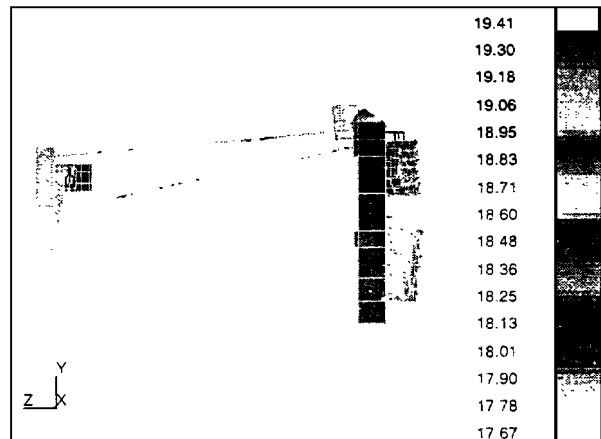


Fig. 2 Temperature distribution after thermal control (steady case)

Table 2 Temperature distribution of instrument ()

load case	axial ΔT	radial ΔT
steady case	0.41	0.12
transient case (maximum)	0.21	0.10

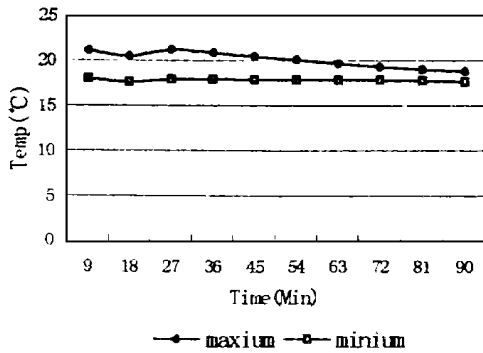


Fig 3 Temperature variation before thermal control

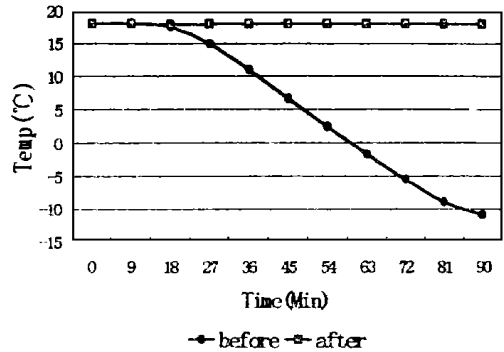


Fig 4 Thermal control effect of front part

热控前后仪器前部 后部 主镜对比曲线见图 4~ 6

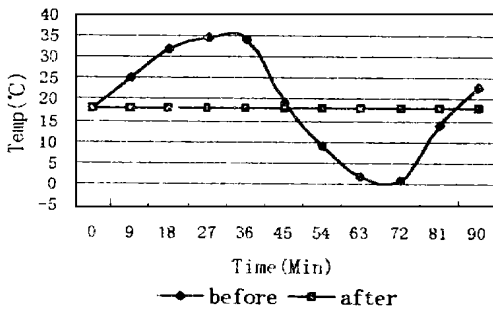


Fig 5 Thermal control effect of rear part

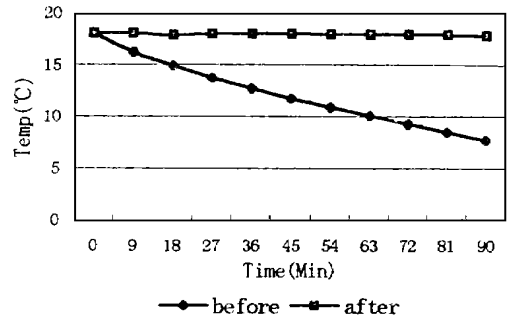


Fig 6 Thermal control effect of primary mirror

5 结 论

通过对仪器在空间热环境下的响应仿真,发现仪器在空间热环境载荷的作用下温度分布极不平衡,仪器的温度水平变化达数十度,光学系统的轴向温差达十几度,径向温差好几度,均大大超过温度指标的要求,影响光学系统的成像质量,为此必须采取热控措施,针对 CCD 组件由于长期工作发热产生热量的积累导致温度升高,采取热隔离和热疏导的方法,减小它向仪器其它部分的传热,同时将它产生的多余热量利用热管排出,通过对仪器加包覆材料,减小了空间外热流的影响和仪器的漏热,由图 3、图 4 可见仪器温度水平已控制在 18 ± 4 范围内。仪器镜头由于直接面对空间冷黑环境,所受空间热载荷较为复杂,成为仪器热量流失的窗口,通过采用适当的热控涂层和电加热方法可以使镜头表面的温度控制在要求的范围内。综上所述,仪器在采取被动热控为主,附以一定的主动热控措施后,可以使温度波动及轴向、径向温差均能满足要求,由表 2 可见,光学系统的轴向温差、径向温差降到 0.5 以下,由图 4~ 图 6 可见热控后仪器及光学系统的温度变化趋于平缓,由此而产生的光学系统的离轴、离焦、倾斜及光学元件的面形变化均满足指标要求,仪器的热稳定性大大提高,达到了设计的要求。

参 考 文 献

- 1 闵桂荣. 卫星热控制技术. 北京: 宇航出版社, 1991. 34

Thermal Response Calculation and Thermal Control of the Space Optical Remote Sensor

N U X i a o - M i n g

(*Changchun Institute of Optics and Fine Mechanics,*
Chinese Academy of Sciences, Changchun 130022)

Abstract

The space optical remote sensor are subject to complicated space thermal loads, the calculation of the thermal response are performed in this paper by the method of FEM and some thermal control method are taken, so the temperature's distribution of the sensor are well improved

Key words: Thermal analysis, Thermal control, FEM

牛晓明 男, 1968 年生, 助理研究员, 1990 年毕业于北京理工大学, 1995 年毕业于长春光机所研究生部, 现主要从事空间光学仪器 CAD/CAE 工作。