

# 航天相机主镜热特性研究

赵鹏 吴清文 卢镔 王家骥

(中国科学院长春光学精密机械研究所 长春 130022)

**摘要** 研究了某航天相机的热特性, 计算了该主镜在特定温度载荷下的温度分布, 求解了该主镜的面型变化及达到热平衡的时间; 同时对计算结果进行了分析; 结合光学设计提出的要求, 根据计算结果给出了主镜的温度水平和温度梯度变化范围指标, 并提出了主镜热控设计的初步设想。

**关键词** 主镜 温度场 热分析

## 1 引言

航天器飞行于大气层之外的茫茫宇宙中, 由于宇宙空间缺少了空气的对流, 其工作的热环境主要由太阳、地球和其他天体的热辐射决定, 其中由于太阳的热辐射能力最强, 其热强度可达到  $1.35\text{kW}/\text{m}^2$ <sup>[1]</sup>, 所以接受到的太阳辐射的多少成为了航天器热环境的决定因素。在航天器全寿命的工作过程中, 由于太阳和其他天体的遮挡情况不同, 航相机的温度变化范围会从零下二百度到零上数百度。并且由于其工作姿态的不同, 指向太阳的部分和处于太阳阴影中的部分会产生巨大的温度差。航天相机工作在航天器上, 航天器环境温度的变化直接影响到相机工作温度, 此外, 航天器内的其他仪器和相机内部热源所产生热扰动, 都使相机的光学系统产生变化, 从而大大地降低航天相机的光学特性。根据使用要求, 航天相机一般要观察星际间的景物, 要求其作用距离较远、分辨力较高, 因此相机镜头的通光孔径较大、成像焦距较长, 相应的光学零件的几何尺寸也较大, 并且在航天相机设计要求中对相机的体积、重量提出了严格的限制, 这就使航天相机的结构比刚度相对较小, 因此由于热的影响而引起的变形相对比较显著, 所以航天相机的热稳定性设计是航天相机设计成败的决定性因素之一, 对相机的热响应必须进行深入的研究, 尤其是对相机成像质量影响最大的主镜热特性的研究, 更是整机热分析的基础, 本文所论述的正是应用有限元素分析的方法, 对完成了光学设计的某新型航天相机主镜热特性的分析、研究。

## 2 某航天相机主镜模型的建立

根据设计指标要求,某航天相机的光学系统采用 cassageran 式光学系统,主镜为球面镜,球面半径为 2000mm, 通光孔径为 530mm。分析该相机的使用特点认为: 在所有的光学零件中,主镜体积最大、比刚度较小,并且直接影响到相机的成像质量,在使用温度范围内,是对温度变化最敏感的光学零件,通过对主镜的热响应的深入研究,计算主镜的温度指标,并计算出主镜的温度变化范围,校核光学系统的离焦、离轴、光学零件的倾斜,可以把主镜的温度特性作为相机整机的热控指标。为了了解主镜的热特性应用了 CAD/CAE 技术,对主镜的温度响应进行全面的分析。主镜的 CAD/CAE 分析全过程在 HP 工作站上进行,几何模型、有限元模型的建立利用 EDS 公司的 Unigraphics 软件完成,有限元的分析计算则利用 Unigraphics 软件的 GFEM 模块和 Patran 软件完成。根据上述思想采取以下步骤:

1 建立几何模型: 根据实际主镜的设计参数,建立 1:1 的集合模型; (Fig 1)

2 建立有限元模型: 在几何模型的基础上,划分有限元网格。有限元划分时遵循如下原则:

- \* 为保证主镜面型的拟合计算精度,主镜光学表面上划分出大量的节点,该模型节点为径向 10 个,周向 24 组,共计 240 个节点。

- \* 主镜与主镜芯轴与主镜之间的胶合材料,只起到了固定作用,对主镜的热特性影响不大,在有限元模型中不予考虑。

- \* 主镜背部与主镜基板的联接螺孔由于直径较小而忽略,只在螺孔中心处保留一个节点,并把这些节点作为全约束点进行变形计算。

- \* 主镜芯轴与主镜压圈材料相同,并且由螺纹联结,所以认为它们是一个构件,在划分网格时不予区分。

- \* 为了便于赋予材料主镜芯轴与主镜的有限元模型分组建立。

有限元模型建立完成(见 Fig 2),共有节点 1296 个;单元 712 个。

3 计算载荷的设定: 为计算主镜热特性,设定如下载荷分步计算:

- \* 稳态温度场热计算: 分别在主镜的边缘或中心为高出基准温度的某一固定温度时,计算其达到稳态热平衡时的温度分布;

- \* 稳态温度场热变形: 在主镜芯轴与主镜基板联接的六个螺孔节点上施加全约束,把上一步骤计算的稳态温度场的结果作为载荷,进行静力学求解得到各个节点的位移值;并分离出光学表面的节点,利用标准球面拟合法求解 RMS 值和 PV 值<sup>[2]</sup>。

- \* 瞬态温度计算: 以基准温度为初始温度,以各个迭代步温度变化为 0.001 为收敛条件,求解达到某个工况下稳定温度的时间。

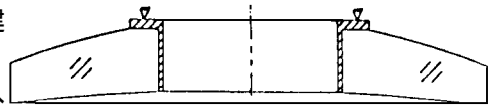


Fig 1 Sketch of supporting structure of a primary mirror

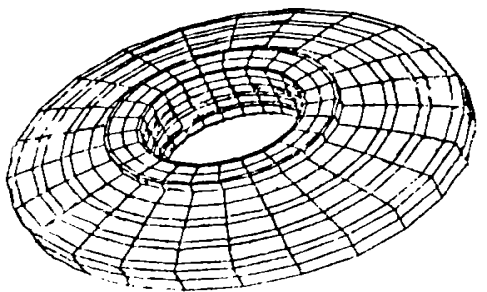


Fig 2 FEA model

4 材料属性的施加: 查询航空材料手册得到主镜材料熔石英、主镜芯轴的材料铟钢的材料属性如下:

Table 1 Material property table

material name	$\rho$ $10^{-6} \text{kg/mm}^3$	$E$ $\text{kg/mm}^2$	$\mu$	$\lambda$ $\text{W/m} \cdot$	$\alpha$ $10^{-6}/$	$C$ $\text{J/KG}$	$\lambda/\rho \cdot C$ $10^6 \text{W/m}$
fused silica	2.20	7400	0.167	0.00138	0.55	787	0.7
4J32	8.10	14100	0.25	0.0139	0.55	515	

表中:  $\rho$  为密度;  $E$  为弹性模量;  $\mu$  为泊松比;  $\lambda$  为热传导率;  $\alpha$  为线胀系数;  $C$  为比热容;  $\lambda/\rho \cdot C$  为导热系数

上述 FEA 模型建立完成后, 首先进行自重变形和振动模态分析, 根据计算结果比较实际情况, 认为该模型合理、正确, 计算结果接近实际情况, 可以进行主镜热特性分析。

### 3 计算结果及其分析

为了了解主镜的热特性, 进行了如下两类工况的计算:

工况 1 分别在主镜的外边缘的一圈节点上施加高于基准温度 1、2、2.5、3 的固定温度值, 代表主镜边缘温度高出中心温度的情况。

工况 2 分别在主镜的中心一圈节点上施加高于基准温度 0.9、1、1.1、1.2 的固定温度值, 代表主镜中心温度高出边缘温度的情况。

通过对上述工况的计算得到温度分布后, 计算变形值并求出主镜面型的 RMS 值 PV 值得到如下结果:

1. 无论上述的任意种工况, 都有边缘变形大, 中心变形小的规律, 这就是所谓的温度场中大口径反射镜的“边缘效应”<sup>[3]</sup>。

2. 当主镜边缘温度高于中心温度时, 根据主镜光学设计的要求 (RMS 值小于  $\lambda/20=7.91\text{nm}$ ; PV 值小于  $\lambda/80=31.6\text{nm}$ ), 该情况的温度容差为 2.5。

Table 2 Outside-high calculation result

temperature difference	max displacement $10^{-5} \text{mm}$	RMS mm	PV mm
1	4.66	3.13	16.23
2	9.33	6.05	30.52
2.5	11.66	7.56	38.15
3	14.00	9.07	45.78

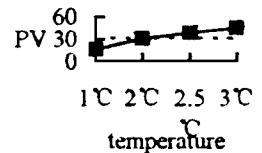
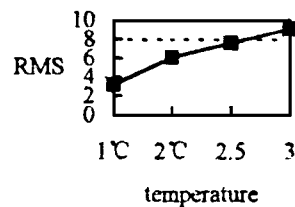


Fig. 3 RMS curve

Fig. 4 PV curve

3. 当主镜边缘温度高于中心温度时, 根据主镜光学设计的要求; 该情况的温度容差 1。

Table 3 Inside-high calculation result

temperature- deference	max-displacement $10^{-5}$ mm	RMS mm	PV mm
0.9	14.0	6.62	28.41
1	15.5	7.34	30.67
1.1	17.1	8.07	33.73
1.2	18.6	8.80	36.80

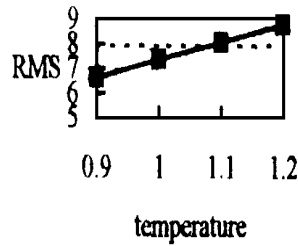


Fig 5 RMS curve

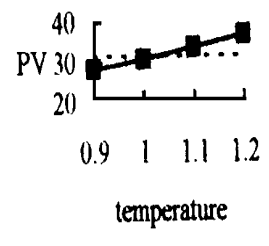


Fig 6 PV curve

4 在所设定的温度容差范围内(边缘高 2.5 ; 中心高 1 ), 分别在主镜上施加不平衡的温度载荷, 计算出的 RMS 值、PV 值也在容许的范围内。

5 分别对边缘高 2.5 和中心高 1 的工况进行瞬态分析, 得到达到热平衡的时间分别是 8.1 秒、6.2 秒, 达到热平衡的收敛条件是: 两个迭代步的温度变化小于 0.001 。

对上述结果进行分析, 可以发现如下规律:

1. 在光学设计容许的范围内, 均匀温升对主镜的面型没有影响, 由于在光学设计容许的工作温度范围内, 可以认为材料属性是与温度无关的常量, 并且该主镜结构对称, 所以均匀温升在主镜的光学表面上得到均匀的变形, 不会影响光学参数。

2. RMS 值、PV 值与温度差基本呈线形关系。其原因可以认为: 由于主镜的结构对称, 材料匹配, 在小范围温度变化的对称载荷作用下, 变形量与温度值成正比。

3. 边缘温度高的容差大于中心温度高的容差。其原因在于主镜中心固定在主镜芯轴上, 主镜芯轴成为热传导的另一条途径, 并且主镜芯轴的材料导热率大于主镜材料的十倍, 所以当主镜中心温度时会使主镜芯轴所接触的主镜背部达到热平衡, 从而热影响较大, 热变形较为显著, 这一结论可以从两种工况达到热平衡的时间来验证, 当边缘温度高时达到热平衡的时间高于中心温度高的时间。

4. 为满足光学设计要求, 主镜热控应采取主动的形式, 首先在主镜的周边粘贴或涂覆高导热率的材料使边缘温度均衡; 分别在主镜芯轴和主镜边缘材料上设置传感器和加热器使主镜的温度差控制在容差范围内。

## 4 结 束 语

主镜是航天相机的核心部件, 只有充分认识它的热特性, 对其进行详尽的热分析, 合理的采用主镜结构形式和结构参数, 并采用响应的热控措施, 才能在航天相机达到设计指标的要求, 完成设计任务。

### 参 考 文 献

- 1 Martin schreibman , Philip young Design of Infrared Astronomical Satellite (IRAS) Primary Mirror Mounts. Proc SPIE, 1980, 250: 50~ 58
- 2 吴清文. 空间遥感相机主镜研究. 中国科学院长春光学精密机械研究所博士论文, 1997
- 3 伍凡. 温度对大型光学镜子质量的影响. 光学工程, 1996(4): 24~ 29
- 4 牛晓明, 卢锷, 赵鹏. 空间光学系统的热分析. 光学精密工程, 1996(6): 54~ 60

## A Study of the Thermal Response of a Primary Mirror in Spatial Camera

ZHAO Peng, WU Qing-Wen, LU E, WANG Jia-Qi  
(Changchun Institute of Optics Fine Mechanics,  
Chinese Academy of Sciences, Changchun 130022)

### Abstract

The thermal response of a primary mirror in spatial camera is studied. The temperature field is calculated, and the deformation figure of this primary mirror is prospected. According to optical design requirement, the allowed temperature gradient range of this primary mirror is also given, in the meantime, the calculating result is subtly analyzed in theory and practice. Finally a suggestion of thermal control method is provided as reference.

**Key words:** Temperature field, Primary mirror, Thermal analysis

**赵鹏** 男, 1969年出生。1990年毕业于中国人民解放军军械工程学院, 并获得军用光学工程学士学位。现在中国科学院长春光学精密机械研究所攻读硕士、博士学位, 先后参加多个新型军用光学设备的研制, 现从事光学仪器总体指标计算机辅助工程的工作。