

文章编号 1004-924X(2008)12-2485-06

# 长焦距大视场光学系统的光机结构设计

李志来, 薛栋林, 张学军

(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:** 为了实现某长焦距大视场轻型离轴三反空间相机的光机结构设计, 基于 SiC 材料空间反射镜, 采用适合于轻型高分辨空间相机的桁架结构, 对离轴 TMA 系统的支撑结构进行了静力学、动力学建模, 优化了结构形式。采用光机热集成分析方法, 指导、评价和优化相机光机结构设计过程, 提高结构固有频率, 增强相机热稳定性适应范围。相机结构设计基频  $> 93$  Hz, 在  $\pm 4$  °C 均匀温变工况和重力作用下, 相机光学系统传递函数 (MTF) 达到 0.37; 反射镜组件加速度响应最大放大倍数  $< 6$  倍。结果表明, 采用该方法设计的相机结构固有频率高, 重力变形、抗振性能、热变形等方面均能满足使用要求。

**关键词:** 光学遥感器; 长焦距; 大视场; 离轴三反光学系统; 支撑结构; 桁架

**中图分类号:** TH703; V243 **文献标识码:** A

## Optical and mechanical design for long focal length and wide-field optical system

LI Zhi-lai, XUE Dong-lin, ZHANG Xue-jun

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

**Abstract:** In order to design a long focal length and wide-field off-axial three-mirror system with high quality in space telescope, the major issues of the optical and mechanical system were discussed based on SiC mirror material. To design a lightweight and precision truss to fit to characteristic of the lighting and high resolution space camera, the mode analysis method and the designing principles for main truss were studied. A dynamic model to the systematic supporting structure based on TMA was established systematically, then its supporting structure was analyzed by means of thermal-structural-optical integrated analysis method. Experiments show that the fundamental frequency of the structure is greater than 93 Hz. Under influence of deadweight and uniform temperature change of  $\pm 4$  °C, the MTF of the camera reaches to 0.37 and the acceleration response under sinusoidal vibration of mirror module is less than 6. The results indicate that proposed design method can meet the requirements for deadweight deflection, fundamental frequency, anti-vibration, thermal stability of the long focal length and wide-field off-axial optical system.

**Key words:** optical remote sensor; long focal length; wide-field; off-axis three-mirror optical system; supporting structure; truss

收稿日期: 2008-09-02; 修订日期: 2008-10-23.

基金项目: 国家杰出青年基金资助项目 (No. 69925512)

## 1 引言

空间相机作为卫星的有效载荷,其组件在运输、发射、进入工作状态等各个阶段,会经受声、振动、冲击和加速度等各种形式的动力学环境。空间光学元件的镜面变形和光学元件间的相对尺寸的变化是影响成像质量和分辨力的一个重要因素,为了保证整机及其组件在可能遇到的动力学环境中能够正常工作,在发射运载过程中不受破坏,不产生残余变形,并保持相机良好的光学性能,要求相机各光学组件结构具有足够高的强度和刚度,所有结构必须经受住动力学环境考验,不发生结构破坏。此外,空间光学仪器还有严格的重量限制。因此,精心设计相机结构,确保相机组件和系统具备抵抗动力学环境载荷的能力<sup>[1]</sup>十分必要。

空间相机在轨道运行时所处的热环境与地面热环境差异很大。从地面到空间,温度场的变化给光学传感器带来诸多不利影响,而对尺寸稳定性的影响是其中重要的一个方面。由于相机在特定空间环境下工作,其使用环境温度变化会导致光学零件及其支撑结构发生一定程度的热变形,从总体上说,温度场的变化会使得空间相机光学元件和机械结构产生弹性变形,最终对空间相机的光学性能产生不利影响。因此,要求相机结构有较好的温度适应性<sup>[2]</sup>。

## 2 相机光学系统设计结果

某相机为离轴三反、无中心遮拦光学系统,采用空间桁架结构形式,具有视场大、体积小、传函高等特点。设计焦距为 7 m,视场角为 5°,设计传函达到 0.43,如图 1 所示,达到衍射极限。

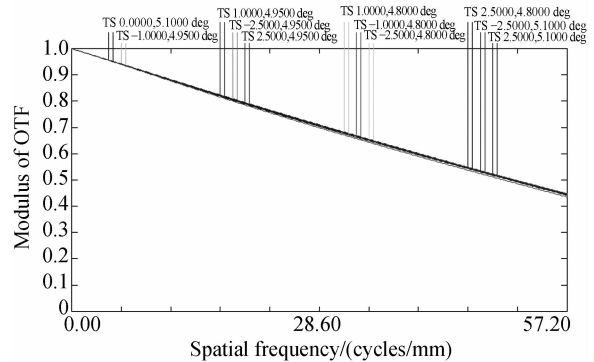


图 1 相机传递函数设计结果

Fig. 1 MTF of camera

## 3 相机光机结构设计

### 3.1 反射镜材料选择

空间相机反射镜材料除了具备所要求的光学特性外,还应该具有比刚度大、热变形系数小、导热性能良好等综合特性<sup>[3-4]</sup>。表 1 列出碳化硅与其它几种空间反射镜候选材料物理性能的对比情况。从表 1 中可以看出,碳化硅的比刚度优于玻璃材料,而且碳化硅的热变形系数是最小的,由此可以看出碳化硅材料具有明显的优势。

表 1 几种反射镜材料的物理性质

Tab. 1 Properties of typical mirror materials

	密度 $\rho(\text{g}/\text{cm}^3)$	弹性模量 $E(\text{GPa})$	比刚度 $E/\rho(\text{GN} \cdot \text{m}/\text{g})$	热膨胀系数 $\alpha(10^{-6}/\text{K})$	导热率 $\lambda(\text{W}/\text{m} \cdot \text{K})$	热变形系数 $\alpha/\lambda(10^8 \text{ m}/\text{W})$
ULE	2.21	67	30.3	0.015	1.3	0.023
Zerodur	2.5	92	36.4	0.09	1.67	0.03
铍(Be)	1.85	290	155	11.3	159	0.072
碳化硅(SiC)	3.05	390	112	2.4	185	0.014

### 3.2 相机反射镜组件设计

该相机反射镜尺寸和材料统计见表 2,其空

间相机主反射镜尺寸达到近 1 m 量级,结构如图 2 所示,质量为 35 kg,第三反射镜尺寸也达到了

750 mm,质量为 22 kg。本文以主、第三反射镜为例研究大尺寸反射镜支撑结构设计。

表 2 相机反射镜尺寸和材料统计表

Tab.2 Statistical table about sizes and materials of the mirrors

类别	尺寸	反射镜材料
主镜	950×630	SiC
次镜	330	SiC
三镜	750×430	SiC

对于空间反射镜的安装通常采用 3 点定位安装,但由于反射镜尺寸、质量较大,采用通常的 3 点支撑很难使反射镜达到成像要求,主要原因在于:由于重力作用,大尺寸的光学反射镜 3 点支撑将很难抵抗重力变形,同时也不能兼顾恶劣的空间环境温度变化,反射镜的面形精度以及刚体位移都将会超差,最终导致成像质量下降<sup>[5-6]</sup>。

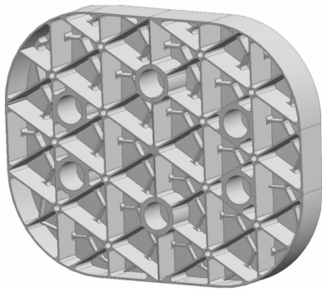


图 2 空间相机主反射镜结构图

Fig.2 Structure drawing of primary mirror

为此,多点支撑是最终选择。但多点支撑也将带来另外一系列的问题,主要包括:由于多点支撑必然导致过定位问题,由于这多点支撑的结构件很难在工艺上达到严格而统一的精度,如平面度、垂直度等,在装调时,这些工艺误差互相干涉将导致较大装配应力,这些应力将导致反射镜发生变形;多点支撑导致的装配应力,在经历动态过程后,将会在一定范围内释放和重新分布,也将会导致反射镜面型精度下降。

本文经过研究,从理论与实践结合,提出主镜、三镜 6 点支撑方案,见图 3。在这 6 点支撑中,3 点支撑位为主要的支撑手段,用来承担大部分反射镜的重力和承受振动载荷,见图 4。3 点支撑位为辅助支撑,弥补主支撑的不足,见图 5。主

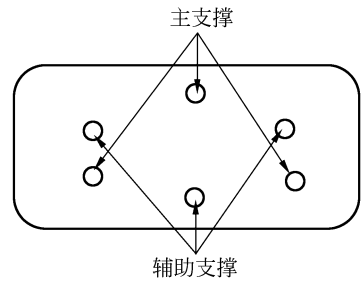
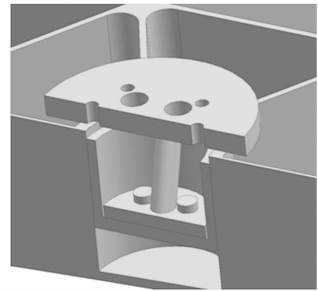


图 3 反射镜 6 点支撑方案

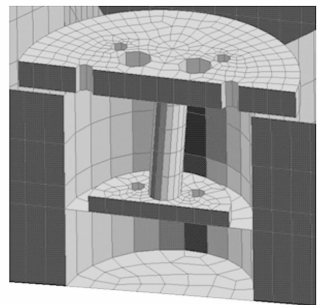
Fig.3 Support structure model with 6 supporting points

支撑的刚度较大,而辅助支撑刚度相应较小,以适应装调时应力变化。刚度较小的辅助支撑另一方面的作用是会与主支撑结构零件热变形干涉。主镜组件设计重量为 60 kg,三镜组件设计重量为 35 kg。



(a)主支撑机构

(a)Main support structure

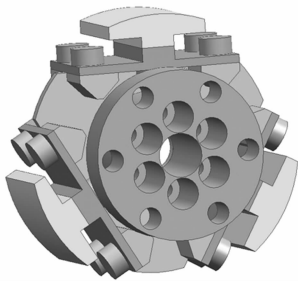


(b)有限元模型

(b)FEM model

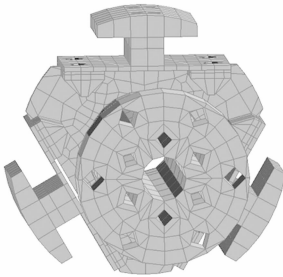
图 4 反射镜主支撑结构及有限元模型

Fig.4 Main support structure of the mirror and its FEM model



(a) 辅助支撑机构

(a) Auxiliary support structure



(b) 有限元模型

(b) FEM model

图 5 反射镜辅助支撑结构及有限元模型

Fig. 5 Auxiliary support structure of the mirror and its FEM model

### 3.3 相机空间桁架结构设计

随着空间观测对光学成像的分辨率要求越来越高,空间光学系统的口径将增大,焦距长,这就对光学系统反射镜支撑、安装固定等提出了更高

的要求。桁架结构以其质量轻、结构简单、易于加工等优点,在空间大口径光学系统中得到广泛应用,如 Hubble 望远镜和 SPOT5 卫星上高分辨相机都采用了桁架结构。桁架结构作为相机的主承力部件之一,在设计时需要满足下列要求:

- (1) 提供满足安装精度要求的机械接口;
- (2) 具有足够的刚度和强度,以适应静力学环境和动力学环境;
- (3) 结构动态特性要好,谐振频率要高,减小外界振源对光学系统的影响;
- (4) 结构热稳定性好;
- (5) 质量轻。

#### 3.3.1 桁架结构材料的选取

各反射镜组件通过柔性结构与框架相连,主镜组件和三镜组件和相机后框架定位连接,次镜组件和相机前框架定位连接,相机前后框架采用空间桁架结构连接,既要保证足够的通光孔径,不拦光,还要保证光学元件间尺寸与结构的稳定性。

碳纤维复合材料是以碳纤维为基体,采用表面活化的处理方法,借助固化剂和其他助剂,通过一定的工艺制备而成的一种综合性能优良的工程材料。碳纤维复合材料性能与空间遥感器常用的结构材料性能对比如表 3 所示。从表 3 可以看出碳纤维复合材料具有密度小、比刚度大、线膨胀系数小等优点,在光学遥感器结构设计中,采用复合材料作为支撑杆件,并进行结构设计,可获得尺寸稳定性要求较高的空间光学遥感器支撑结构。

表 3 碳纤维复合材料与常用结构材料主要性能对比

Tab. 3 Properties of typical structure materials and carbon fiber composite material

材 料	密 度 (g/cm <sup>3</sup> )	弹性模量 (10 <sup>9</sup> Pa)	比刚度 (GN·m/g)	线膨胀系数 (10 <sup>-6</sup> /K)
铝合金(LC9)	2.8	71	25.3	23.6
钛合金(TC4)	4.44	109	24.5	9.1
铸钛合金(ZTC4)	4.4	114	25.9	8.9
铁镍合金(4J32)	8.1	141	17.4	0.3~1.0
碳纤维复合材料	1.8	95	52.8	0.1~1.0 (由铺层工艺确定)

碳纤维复合材料虽有许多优良的性能,但将碳纤维复合材料制成各种结构件,必然存在碳纤维复合结构件与各种金属结构件或组件间的相互接口关系。由于碳纤维可加工性能差,且形位、尺寸公差不易保证,对已成型后的结构件,不适宜在

碳纤维基体上机械加工。为保证碳纤维复合结构件的安装及使用性能要求,避免机械加工碳纤维复合基体,在碳纤维复合材料结构件成型过程中,采用在碳纤维复合基体上预先放置金属结构件的工艺措施来保证,并采用混合连接方式提高构件

之间的连接强度。

### 3.3.2 相机结构有限元分析

相机整机采用空间桁架结构形式,相机采用空间桁架杆将各反射镜组件以及相机焦平面组件连接在一起,在确定反射镜组件支撑方案以及相机桁架结构连接方案后进行设计,最后采用工程分析对支撑方案进行验证<sup>[7]</sup>。图 6 为主要参与成像的各反射镜组件布局及有限元模型图。



图 6 各反射镜组件布局及其有限元模型

Fig. 6 Layout of all mirrors and their FEM models

表 4 相机结构的基频

Tab. 4 Fundamental frequency of the structure

轴向	频率(Hz)	振型描述
X	93	次镜端绕 Y 轴转动
Y	102	次镜端绕 X 轴转动
Z	107	主镜绕 X 轴转动

模态分析是考察动态刚度的重要指标,考察相机结构基频是否会与遥感器卫星载体一阶固有频率重叠或相近。当相机结构的基频与载体固有频率相近时,必须进行结构改进。

从表 4 可以看出,相机结构的基频比较高,大于载体固有频率,计算结果表明,相机结构具有较高的动态刚度,能够适应空间力学环境要求。

正弦振动分析主要用来模拟运载过程中各反射镜所经历的动力学环境,考察抵抗外界振动干扰的能力。正弦振动的输入条件见表 5。经分析,各成像反射镜组件的放大倍率均比较小(见表 6),而主镜辅助支撑的弹性薄板的动态相应应力最大,为 28 MPa,但远小于其选用材料 TC4 的屈服极限(600 MPa),说明相机结构均不会发生屈服破坏。

表 5 正弦振动分析输入条件

Tab. 5 Input conditions of sinusoidal vibration

	频率范围(Hz)	幅 值
发射方向	10~20Hz	7.7 mm
	20~75 Hz	7 g
	75~80 Hz	5 g
	80~100 Hz	5 g

表 6 相机反射镜组件在正弦振动作用下的加速度响应

Tab. 6 Acceleration responses of mirror modules under sinusoidal vibration

反射镜 类型	正弦振动加速度放大倍数					
	X 向加载		Y 向加载		Z 向加载	
	频率点 (Hz)	A(g) 放大倍数	频率点 (Hz)	A(g) 放大倍数	频率点 (Hz)	A(g) 放大倍数
主 镜	100	2.2	100	2.1	100	2.1
次 镜	100	4.1	100	3.8	100	5.9
三 镜	100	2.3	100	2.2	100	2.3

相机整机采用空间桁架结构形式,为考察相机受重力环境、热环境的影响能否满足相机成像要求,根据相机环境适应性分析数据,采用光学设计分析软件分析计算力学以及热学变形对光学系统成像质量的影响,用来模拟空间在轨状态下相机的工作情况。

采用有限元软件分析相机各反射镜在自重和不同温度条件耦合作用下的面形变化,利用 Sag-Fit 软件对有限元计算数据进行了后处理,去掉刚体位移后获得相机各反射镜面形拟合结果。

将反射镜面形拟合数据以及力学、热学影响

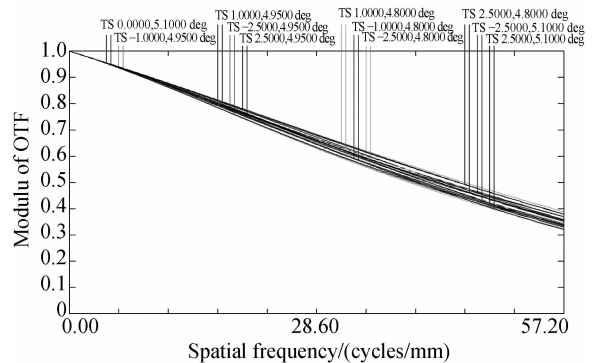


图 7 相机在自重及 4 °C 均匀温降作用下的传递函数曲线  
Fig. 7 MTFs of camera under influence of its dead-weight and 4 °C uniform temperature descent

分析数据输入光学设计分析软件中,获得相机在自重及 4 ℃ 均匀温降作用下的传递函数曲线如图 7 所示。相机平均传函能够达到 0.37,说明相机结构在该状态下,成像性能较好,充分说明了相机具备较好的环境适应性。

## 4 结 论

(1) 相机结构的动态特性分析结果表明其沿三个轴的基频均在 90 以上,在发射过程中以及工作状态下不会发生共振,说明该结构具有较高的动态刚度;

(2) 在 ±4 ℃ 均匀温变工况下和重力作用下,相机传递函数能够达到 0.37,满足设计指标,能

够保证在轨稳定成像;

(3) 支撑结构在正弦振动载荷作用下最大主应力均小于许用应力,其最薄弱环节处的安全域度  $M. S. > 0$ ,说明在发射以及运载过程中该结构具有足够的抗破坏能力;各反射镜在低频正弦振动激励下,加速度响应最大放大倍数均  $< 6$  倍。

在空间光学遥感器结构设计中,本文通过反射镜材料及桁架结构材料的合理选型,采用合理的支撑方式完成设计,使本相机结构具有较高的刚度,能够抑制动力学环境干扰,具有良好的动态特性,具有较好的热尺寸稳定性,能够确保相机在轨稳定成像。分析结果表明,相机的光机结构设计基本满足设计要求。

## 参考文献:

- [1] 王建设. 空间光学组件的动力学环境试验[J]. 光学 精密工程, 2001, 4(2): 174-176.  
WANG J SH. Study on the surface figure changes of primary mirror centrally supported under gravity load [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2001, 4(2): 174-176. (in Chinese)
- [2] 吴清文, 卢泽生. 空间光学遥感器热分析 [J]. 光学 精密工程, 2002, 4(2): 205-208.  
WU Q W, LU Z SH. Thermal analysis for a space optical remote sensor [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2001, 4(2): 205-208. (in Chinese)
- [3] EALEY M A, WEAVER G Q. Development history and trends for reaction bonded silicon carbide mirrors [J]. *SPIE*, 1996, 2856: 66-72.
- [4] 马文礼, 沈忙作. 碳化硅轻型反射镜技术 [J]. 光学 精密工程, 1999, 7(2): 8-12.  
MA W L, SHEN M Z. Weightlight SiC mirror technology [J]. *Opt. Precision Eng.*, 1999, 7(2): 8-12. (in Chinese)
- [3] 吴清文, 卢镔. 自重作用下中心支撑主反射镜面形变化研究 [J]. 光学 精密工程, 1996, 8(4): 23-28.  
WU Q W, LU E. Study on the surface figure changes of primary mirror centrally supported under gravity load [J]. *Opt. Precision Eng.*, 1996, 8(4): 23-28. (in Chinese)
- [6] 刘宏伟, 张芹. 基于有限元分析的长条状主镜支撑结构设计 [J]. 光学 精密工程, 2003, 12(6): 555-559.  
LIU H W, ZHANG Q. Design of strip primary mirror supporting structure based on finite element analysis [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2003, 12(6): 555-559. (in Chinese)
- [7] 陈长征, 赵玲玲. 空间遥感器支撑桁架的模式计算与试验 [J]. 光学 精密工程, 2007, 15(8): 1164-1169.  
CHEN CH ZH, ZHAO L L. Modal calculation and test of truss in space remote sensor [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2007, 15(8): 1164-1169. (in Chinese)

作者简介:李志来(1965—),男,吉林长春人,学士,研究员,主要研究领域为空间光学遥感器的结构设计。E-mail: lizl2004@sohu.com

薛栋林(1979—),男,江苏靖江人,博士,副研究员,主要从事先进光学制造技术方面的研究。E-mail: xuedl@ciomp.ac.cn

张学军(1968—),男,吉林长春人,博士,研究员,主要从事先进光学制造技术方面的研究。E-mail: zxxj@ciomp.ac.cn