

文章编号:1007-1180(2009)10-0028-06

# 长焦距空间遥感器支撑结构设计研究

辛宏伟,董得义

(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:** 为了提高分辨力, 空间遥感器采用长焦距和较大的光学孔径是必然的选择。但随着焦距增大, 给遥感器支撑结构设计带来了困难。必须通过合理的支撑结构设计, 才能保证其光学系统在发射的动力学过程中、空间工作环境下和一定热环境下具有较高的尺寸稳定性。本文对采用卡式光学系统的长焦距空间遥感器主要支撑结构进行了研究。工程分析表明, 遥感器的支撑结构很好地保证了空间遥感器的工作稳定性, 而其支撑件自身在一定的动态环境下不会破坏。

**关键词:** 光学反射镜; 支撑结构; 工程分析; 尺寸稳定性

**中图分类号:** TH703.3, TP391.72

**文献标识码:** A

## Supporting Structure Design of Long Focus Space Remote Sensor

XIN Hong-wei, DONG De-yi

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

**Abstract:** Space remote sensor adopts more optical design of long focus and large optical aperture to get high resolution. However, the design trend brings more difficult to supporting structure design of space remote sensor, which must be reasonably design to insure the optical system possessing high dimension stabilization during the dynamic environment of launching and the orbit environment. The main supporting structure of some space remote sensors adopting Kse optical system with long focus is researched detailedly in the paper. The engineering analysis by FEA indicates that the supporting structure of the space remote sensor would not destroyed in some difinite dynamic environment. The dimension stabilization of optical system could be insured.

**Keywords:** optical mirror; supporting structure; engineering analysis; dimension stabilization

## 1 引言

在工作轨道高度和探测器尺寸确定时,为了提高空间遥感器的地面分辨力,需要加长光学系统的焦距,与此同时,加大系统的通光孔径,有利于提高光学系统的传递函数,改善成像质量。最常用的光学系统是卡氏光学系统,它主要采用反射光学系统,因而不产生色差,参与成像的反射镜由于采用反射而非折射,故更容易实现轻量化,节约发射成本;同时,由于结构大致对称,对采取热控方案非常有利。在国外许多的高分辨成像遥感器和太空望远镜中,应用极其广泛。

当空间遥感器采用长焦距光学系统后,参与成像的反射镜孔径也必然增大<sup>[1]</sup>,各反射镜间的间隔也会急剧变大,这些都给遥感器的结构设计带来了巨大的困难。空间遥感器支撑连接结构零部件必须保证在发射和运载过程中不会破坏,各光学成像元件在静力学环境、热环境下仍具有较高的成像质量(对于成像光学系统,要求反射镜面型精度  $PV \leq 62 \text{ nm}$ ,  $RMS \leq 12 \text{ nm}$ )。在光学系统中,由于主、次镜为主要参与成像的光学元件,所以光学系统公差要求较严;同时由于焦距较长、通光孔径较大,因此,主次镜的支撑结构及主支撑的结构设计必然成为遥感器整个结构设计的关键。所有这些都是由整个光机结构较高的动态尺寸稳定性和热尺寸稳定性保证的。要达到此目的,长焦距光学遥感器必须通过合理的结构设计和材料选择。

本文对 20 m 长焦距、相对孔径 1:6 的空间遥感器进行了整体结构研究。在主体结构上,采用 4 层碳纤维复合材料组成桁架,作为主要的承力构架。次镜支撑杆采用切向安装的结构形式,在主镜支撑中,采用主要支撑与辅助支撑结合的方案。工程分析表明,这些支撑技术可以很好地保证反射镜在静力学、热环境下镜面具有较高成像质量,而其支撑自身在一定的动态环境下不会破坏<sup>[2]</sup>。

## 2 遥感器整机支撑方法的确定

为了增大焦距,除了改变各主要成像反射镜成像表面曲率半径外,还必须增大反射镜间的距离。由于镜间隔的增大,给遥感器的主体结构设计带来了较大的困难。主要体现在遥感器的前端或末端(在这里主要是次镜和焦面)光学元件的支撑,必然呈现明显的悬臂结构。此时由于悬臂较大、质心较远,由重力带来的弯矩、惯性矩大。图 1 中,由于重力的弯矩大,支撑结构的变形大,光学元件将会产生较大的刚体位移,体现在垂轴刚体位移和绕水平轴的刚体旋转。其中,当绕轴的刚体旋转超过光学系统误差时,将会导致光学系统传函急剧下降。惯性矩较大时,将导致在发射的动态环境下光学元件动态响应较大,此时当支撑结构件受到的应力超过屈服极限时,将直接导致支撑件产生不可恢复的塑变或结构破坏。当次镜支撑杆受不对称的温度场(主要由于热控的实施受到一定的限制)作用时,支撑杆将产生类似结构重力的变形不对称的变形,也将导致次镜绕水平轴倾斜。在考虑长焦距遥感器主体结构设计时,必须充分考虑所有可能的不利因素,并进行合理的结构工程分析。

在普通的空间遥感器设计过程中,可以将主体结构设计成框架结构,而这种结构采用金属材料时,可以采用整体铸造成型,如美国的 EO-1 空间遥感器。而在长焦距空间遥感器中,由于体积较大,整体铸造难以实现;而且由于重量较大,难以满足空间工作的需要。在长焦距空间遥感器中,更实用的

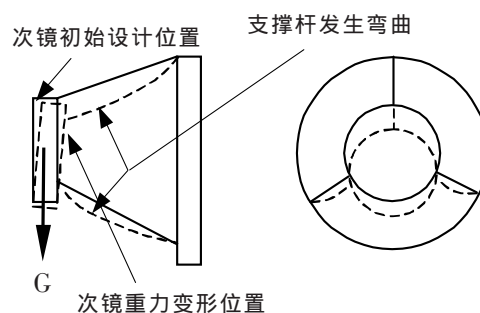


图 1 次镜支撑结构重力变形

方案是桁架结构<sup>[3]</sup>。

### 3 长焦距遥感器整体支撑方法设计

在遥感器中,主镜和次镜间的间隔为 2 630 mm,是参与成像元件中的最大间隔;因此,次镜的支撑设计是这个设计任务中最难、最重要的,图 1 中三杆支撑的次镜支撑结构是最常用的方法。经过仔细优化设计过的次镜及其支撑结构总重不超过 5 kg,虽然重量较轻,但如果采用通常的三杆支撑,悬臂较长,无论三支支撑杆采用现有的何种高刚度材料,在重力作用下次镜刚体位移很难达到光学成像要求。而且,次镜处一阶固有频率将非常低,动态加速度响应很大,如果不采用其它的支撑方案,这些问题只能通过增大支撑杆的抗弯解决,如通过增加圆杆的外径解决。虽然这种方案解决了部分重力变形和模态过低的问题,但将带来更严重的光学问题,即严重的中心遮拦,通光比急剧下降,光学传函下降,最终导致光学成像无法完成。

解决遥感器主体支撑拟采用多层三角桁架复合方法,如图 2。前框架、后框架、中框架通过多组三角形桁架连接在一起,从而实现高刚性定位。小框架、后托板采用正常三杆定位。为了降低重量,所有的支撑杆采用 M40 碳纤复合材料。虽然碳纤复合材料容易吸潮变形,但限于重量、体积、热变形的约束,碳纤复合材料仍是最佳选择。此外,构成前框架、中框架的管接头采用密度小、强度高的金属材料 TC4。后框架采用整体 ZTC4 铸造法,以增加可加工性。

多杆系结构虽然实现了长焦距遥感器的高刚度定位,但仍具有一定的不利之处,主要体现在前框架、中框架的拼装上,需要设计高精度的工装和夹具。

在小框架和前框架的三杆支撑结构中,采用切向安装定位的形式,以降低热变形,热变形会导致次镜倾斜。

在图 3 中,令支撑杆  $L1$  受到与其他两根支撑杆

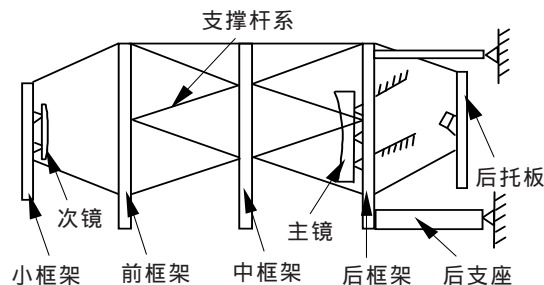


图2 整体支撑连接方式

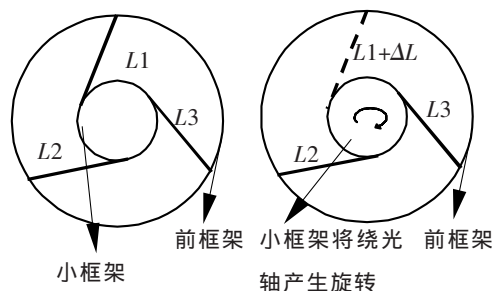


图3 整体支撑连接方式

$L2$ 、 $L3$  不同的温度场作用,既温差为  $\Delta T$ ,此时  $L1$  的热变形为  $\Delta L1_1$ :

$$\Delta L1_1 = L1_1 \cdot \Delta T_1 \cdot \alpha$$

此时  $L1$  的热变形总长度  $L1_T$  为:

$$L1_T = L1_1 + \Delta L1_1$$

而  $L1$  的总长度相对于  $L2$ 、 $L3$  的变化量为:

$$\Delta L1 = L1_T - L2 = L1_1 \cdot \Delta T_1 \cdot \alpha$$

式中  $L1_1$ 、 $\Delta T_1$ 、 $\alpha$ 、 $L2$  分别为杆  $L1$  的初始长度、杆所受的温度差、材料的线胀系数及  $L2$  的长度,初始三杆的长度相等。

此时杆  $L1$  由于是切向安装,因此温度变形将使小框架受切向力作用产生绕光轴的旋转,而不至于产生如图 1 所示的倾斜。当三根支撑杆同时发生温度不均匀变形时,这种切向安装模式将最大限度地降低热变形对次镜的影响,较径向安装(图 1 所示)更为有利。

### 4 长焦距遥感器反射镜支撑设计

空间长焦距空间遥感器结构设计的另一难点和

重点就是各反射镜的结构及支撑方式设计。主要体现在主镜和次镜支撑结构设计。

#### 4.1 主镜支撑结构设计

由于主镜的通光孔径较大,因而给支撑结构设计带来较大的困难,采用通常的3点支撑很难使反射镜达到成像要求,这是因为:

(1) 由于重力作用,大孔径的光学反射镜3点支撑将很难抵抗重力变形,最终导致成像质量下降;

(2) 为了适应空间温度变化,不影响成像精度,反射镜支撑结构将进行一定程度的弱化,而这种弱化必将导致支撑件动态刚度、强度下降,以至于抵抗外界振动干扰的能力急剧下降。

多点支撑是最终选择,但多点支撑将带来另外一系列的问题;因为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的装配应力,这些应力将导致反射镜发生变形。

本文经过研究,理论与实践结合,提出主镜12点支撑方案,在这12点支撑中,9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。3点支撑位为侧面辅助支撑,弥补主支撑的不足。主支撑的刚度较大,而侧面辅助支撑刚度相应较小,以适应装调时的应力变化。刚度较小的辅助支撑另一方面的作用是不会与主支撑结构零件的热变形干涉。

在保证反射镜刚度和强度、合理的镜体结构设计的情况下,有效地降低反射镜的重量可以提高系统可靠性。因此,反射镜镜体采用三角型加强肋、蜂窝型加强肋相结合的方式,既保证了反射镜的刚度,又有效地降低了重量<sup>[3]</sup>。

#### 4.2 次镜支撑结构设计

经过轻量化后的次镜,虽然重量较轻,但由于此镜设置在结构的最前端,动态响应也会很大,支撑结构所受的应力也应较大。次镜外径为 $\varphi 388\text{ mm}$ ,正常的3点支撑难以展开,所以采用单点支撑。

反射镜采用单点支撑具有一定的优势:

(1) 在反射镜组件调试时,3点支撑或多点支撑会受支撑结构工艺误差、装调方案的影响产生一定不平衡作用力或力偶,这些都会使反射镜变形而导致一定程度的像差。而单点支撑的反射镜虽然也易受外界作用力的干扰,但由于力臂较短,对反射镜影响也相对有限。

(2) 单点支撑时,当环境温度变化时,支撑结构的变形相对简单(即不会由于多点支撑热变形产生互相干涉),此时反射镜受支撑结构不均匀热应力的影响会大大降低。

单点支撑虽然具有一定的优势,但弊端也很明显。主要是由于支撑刚度不足,在重力作用下,容易产生变形,影响成像质量。因此,在设计支撑方案时,首先必须保证镜体具有较高的结构刚度,重力变形较小,减小对结构的依赖性;其次是尽量降低重量,提高支撑结构的动态可靠性。

次镜的支撑结构采用相差120°的bipoid结构,其材料选择与反射镜材料线胀系数相一致的铍钢(最后通过三角板与小框架相连接),结构不但具有较低的重量,而且加工、装配相对简单,只需通过胶层与次镜粘接即可。

由于次镜系统粘接后不易拆卸,所以要求bipoid具有较高的加工精度,与反射镜的配合面要经过研磨。



图4 主镜支撑连接方式

### 5 长焦距空间传感器结构工程分析

在支撑方案确定后,对屏幕样机进行模装,确定各反射镜分系统位置,利用工程分析进行整机动态、静态稳定性分析,并依据结果以提高性能可靠性和降低重量为目标,进行相应的优化设计。图5为



主镜支撑及次镜支撑有限元模型, 图6为整机模型及工程分析有限元模型。

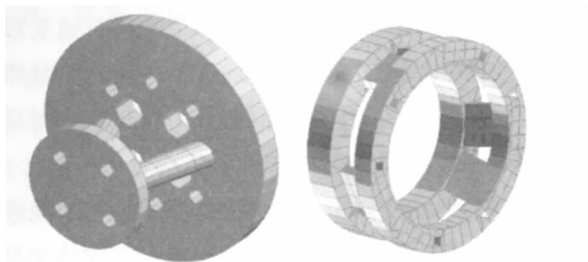


图5 主镜支撑及次镜支撑有限元模型

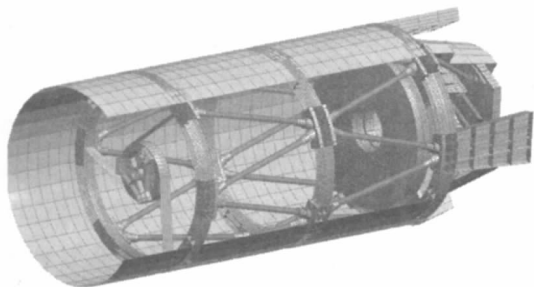


图6 整机模型及工程分析有限元模型

### 5.1 模态分析

模态分析是考察动态刚度的重要指标, 考察一阶固有模态是否会与遥感器卫星载体一阶固有模态重叠或相近。当组件级的模态与载体相近时, 必须进行结构改进。由图7上图可知, 整机主体一阶振

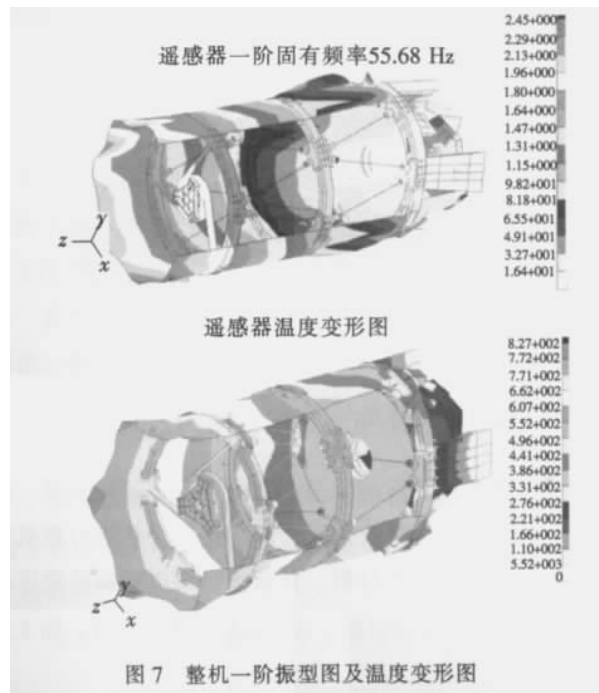


图7 整机一阶振型图及温度变形图

型发生在整机次镜端, 频率为 56 Hz, 远高于一般载体的一阶固有频率。

### 5.2 静力学分析

静力学分析主要考察重力环境、热环境下反射镜的工作情况, 用来模拟空间在轨状态下相机的工作情况。根据热控指标要求, 整机结构需要适应 4℃温度水平的变化, 因此, 工程分析主要针对 4℃温度载荷。

### 5.3 正弦振动分析

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如表1。经分析, 在整机的所有结构零件中, 主镜辅助支撑的弹性薄板的动

表1 反射镜组件在重力环境下的面形精度分析

Y	PV	RMS	R (")		T (μm)		
			X	Y	x	y	z
向重力	(nm)	(nm)					
主镜	56.5	11	0.8	0.05	-0.1	-12	-3
次镜	22	4	-3.2	0.01	0.1	-56	15
三镜	13	2.5	0.5	0.01	0.2	-12	6

表2 4℃环境温度变化环境下反射镜变形结果

4℃ 温变	PV (nm)	RMS (nm)	R (")		T (μm)		
			X	Y	x	y	z
主镜	36	6	0.1	-3.6	-1	-0.04	-55
次镜	60	21	0.4	-3.9	2	-1.61	-22
三镜	13	2	0.2	21.0	6	0	-46

表3 正弦振动分析输入条件 (Hz)

10~20 Hz	20 ~75 Hz	75~80 Hz	80~100 Hz
7.7 mm	7 g	降至5 g	5 g

表4 相机反射镜组件在正弦振动作用下的加速度响应

发生部位 及频率	正弦振动加速度放大倍数			
	X向加载		Y向加载	
	频率点 (Hz)	A(g) 放大倍数	频率点 (Hz)	A(g) 放大倍数
主镜	100	5	100	4.5
次镜	92	16	93	16
焦面板	82	19	83	20

态响应应力最大,为 58 MPa,但远小于其选用材料 TC4 的屈服极限 (600 MPa),说明 6 点支撑反射镜的主、辅支撑各结构均不会发生屈服破坏。

通过上面的分析可以得出如下结论:

(1) 通过对相机的各反射镜组件动态特性分析,得知反射镜组件沿 3 个轴的基频均在 50 Hz 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 $\pm 4\text{ }^{\circ}\text{C}$ 均匀温变工况下和  $Y$  向重力作用下,各主要光学元件的 PV 值与 RMS 值全部满足设计指标要求;

3) 支撑结构在正弦振动载荷作用下最大主应力均小于材料许用应力,其最薄弱环节处的安全裕度  $M.S.>0$ ,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。

## 6 结 论

本文对采用卡式光学系统长焦距空间遥感器的结构进行了研究,提出了多杆系桁架结构和由刚、柔复合的主镜多点支撑。工程分析表明,这些支撑可以很好地保证反射镜在静力学、热环境下镜面具较高成像质量。

## 参考文献

- [1] 姜景山. 空间科学与应用 [M]. 北京:科学出版社, 2001.
- [2] 赵立新. 空间太阳望远镜的热设计和热光学分析 [J]. 航天返回与遥感, 2002, 23(1): 11-18.
- [3] 吴清彬,陈时锦,董申. 光学遥感器轻质反射镜的结构——热优化设计 [J]. 光学技术, 2003, 29(5): 562-567.