

文章编号:1007-1180(2010)11-0042-05

轻型空间遥感器光机系统研究

徐 宏

(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: TMA 空间光学系统可以同时实现大视场和轻型化, 在目前空间光学遥感器中得到了广泛的应用。本文对焦距 1 m、视场 8.5° 的空间遥感器光机系统进行了研究, 对遥感器具体结构进行了细致的探讨, 利用有限元分析技术对空间遥感器整机结构进行了工程分析。结果表明, 采用单点挠性支撑的各反射镜支撑系统、采用环氧/碳纤维复合材料的桁架主支撑结构可以很好地保证反射镜在静力学、热环境下镜面具有较高的面形精度和位置精度, 而其支撑自身在动力学环境中不会破坏。这种光学遥感器非常适合在重量要求较严格的大视场空间成像小卫星中使用。

关键词: TMA 光学系统; 单点挠性支撑; 工程分析; 结构稳定性

中图分类号: TH703.3; TP391.7 **文献标识码:** A

DOI: 10.3788/OMEI 20102711.0042

Research on Opto-mechanical System of Lightweight Space Telescope

XU Hong

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

Abstract: TMA space optical system can obtain wide field of view and lightweight simultaneously, so this kind of space telescope has been applied widely in the current. A 1 m focal length with 8.5° field of view space optical remote sensor was discussed in this paper, and the specific structure of the remote sensor was studied in detail at the same time. By adopting finite element analysis technique, the structure of the space remote sensor was analyzed. The analysis results indicated that all the space mirror system and support structure had enough static, dynamic stiffness and thermal dimensional stability, the support structure would not be destroyed in the dynamic environment. This space optical remote sensor was very suitable for little satellite application.

Keywords: TMA optical system; single point flexible support; engineering analysis; structural stability

1 引言

小型空间遥感器由于体积小、重量轻、结构简单、安装方便等特点,在目前的空间光学观测仪器中仍具有重要的作用,尤其是采用离轴 TMA^[1-3]反射光学系统的小型空间遥感器,可以实现较大视场,因而具有更广阔的应用前景,非常适合在小型对地观测卫星或航空对地观测中应用。离轴 TMA 光学系统没有中心遮拦,外界光学能量可以很容易进入光学系统,光学传函较高,不存在任何色差,也不存在二级光谱。当主要参与成像的各反射镜采用非球面时,优势更为明显。

由于采用了离轴 TMA 反射光学系统,光路没有中心对称性;同时为了适应在较小的运载平台上安装使用,结构设计时力求重量轻,这些都给遥感器结构设计带来一定的难度。本文针对某小型空间遥感器进行了光机系统的研究,光机性能分析表明,这种小型空间遥感器具有良好的光机性能,适合在小卫星上应用。

2 轻型空间遥感器光学系统分析

遥感器的地面分辨力 s 由光学系统焦距 f 、光学探测器单元尺寸 δ 和工作轨道高度 h 确定: $\frac{s}{h} = \frac{\delta}{f}$, 经变换可得: $s = \frac{\delta}{f}h$ 。地面覆盖的宽度 Q 由 ω 半视场角确定: $Q = 2h \tan \omega$ 。

衍射对系统分辨力的影响由艾瑞斑直径来表示: $d = \frac{2.44 \lambda f}{D}$, 其中: λ 为波长, D 为光学系统通光孔径。由上式可知,在波长、轨道高度、探测器单元尺寸确定后,增大系统焦距可以提高地面分辨力,而增大系统的相对孔径有利于提高光学性能,即系统的传递函数。为了扩大遥感器的地面覆盖宽度,除了提高轨道高度外(相应地降低了地面分辨力),加大系统半视场角是最好的选择。但随着视场角的增大,光学轴外像差增大,给光学设计带来了困难。但随

着非球面光学反射镜加工技术的成熟,这些困难也逐渐减小。

无论遥感器结构设计如何合理,都存在着加工误差,以及在工作时外界的场(主要包括温度场、微重力场)引起的结构变形(统称为加工误差),因此,结构设计时必须保证加工误差满足各反射镜成像公差要求。

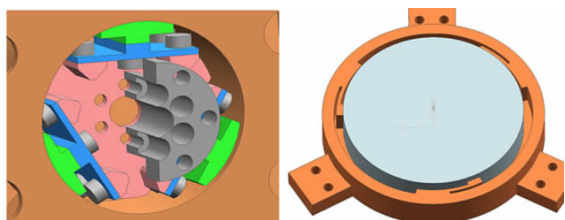
3 小型空间遥感器反射镜支撑结构设计

遥感器的结构设计主要包括各反射镜支撑结构设计、调焦机构设计、主支撑结构设计等。

在进行各相应的分系统结构设计时,必须要保证各参与成像的光学元件满足光学系统使用要求^[4]。光学反射镜成像表面的面形精度(PV值和RMS值)是影响空间光学遥感器光学系统成像质量的关键因素(对于成像光学系统要求反射镜面型精度 $PV \leq 62 \text{ nm}$, $RMS \leq 12 \text{ nm}$)。在重力环境下反射镜容易受重力作用导致变形,而环境温度变化时,镜面也会发生变形,这些变形会导致成像质量下降。若使反射镜在空间微重力环境工况下满足面形设计指标要求的同时,在空间热环境工况下也能达到成像要求的面形精度,就需要对反射镜的支撑结构进行合理的设计。

3.1 主镜支撑结构设计

380 mm×158 mm 长条形主反射镜采用反应烧结 SiC 材料,以保证镜体自身刚度。为了使温度变化时反射镜面形精度达到使用要求,设置一定程度的柔性环节是必要的^[5-7]。根据细长条反射镜宽度较小的基本特点,采用中心挠性支撑,主要是通过设置中心对称的径向变形弹性薄片,以适应反射镜的热变形。图1(a)中,T形块将反射镜与弹性薄片分别连接起来,起到过渡作用,T形块必须采用与反射镜线胀系数相匹配的钢材制作,弹性薄片则可以采用强度较高的钛合金材料制作。当反射镜由于温度变化产生膨胀或收缩时,弹性薄片则受弯矩作用,当薄片的刚度合适时,薄片变形吸收绝大部分反射镜的变形能量,此时反射镜的面形精度将得以保证。



(a)主镜支撑方案

(b)次镜支撑方案

图1 主镜和次镜的支撑方式

第三反射镜由于镜体结构与主镜相似,因此也可以采用单点挠性支撑。

3.2 调焦结构及折叠镜支撑结构设计

设置折叠镜的主要目的是缩短系统光路,以适应结构设计需要。由于采用平面反射镜,因此不会影响整个系统的焦距。折叠镜设置在整个结构的最前段,因而其镜体结构设计、支撑结构设计具有一定的特殊性。而在相机的工作状态下,工作环境温度会有一定程度的变化,在此情况下,各反射镜、焦面之间的光学间隔也会发生变化,遥感器的光学系统调焦结构的设置就是为了调整系统的光程差,使各参与成像的光学元部件仍保持正确的相对位置。根据光学系统要求,调焦可以设置在折叠镜或焦面位置。而焦面是整个遥感器的主要发热部分,通常必须采取一定的热控措施,如果将调焦设置在焦面,会与热控的实施产生干涉。综合各种因素,将调焦设置在折叠镜,即采用折叠平面镜进行调焦。

通常来说,在动态环境下,设置在最高处的零部件的动态响应最大;受重力影响,在静态环境下,此处零部件刚体位移也最大。针对此状况,在满足成像要求的前提下,应尽量降低镜体的重量、增加支撑结构的刚度,但有时却需要牺牲反射镜的成像质量。因此,在有限元工程分析的基础上,要全面权衡利弊,做到较为优化的设计。折叠镜采用开背式结构降低重量,采用单臂结构增加支撑的刚度。

3.3 次镜支撑结构设计

由于次镜是整个光学系统中能量最为集中的区域,所以次镜面形精度将直接影响到整个系统的成像质量。为此,对次镜的支撑设计提出了更高的要

求。次镜采用周边挠性支撑的方式,挠性支架与环形座作为整体,使用电火花加工工艺加工一条狭缝,从而形成挠性支撑。为了使反射镜同时具有较高的刚度、强度和热尺寸稳定性,挠性叶片在切向和轴向是刚性的,而在径向是柔性的,如图1(b)。需要考虑设置3个压板,以保证反射镜在轴向定位。

4 遥感器主支撑结构设计

光学遥感器通过主支撑将各分系统结构连接在一起,起到承受整机振动载荷、静态载荷的作用。在考虑主支撑结构设计时,除了要保证光学系统成像要求外,还必须保证主体结构具有足够高的动态刚度和动态强度,以抵抗运载过程中产生的振动、冲击等干扰。遥感器成像元件的位置明显地分为两个部分,所以将整个主支撑分为两个部分,即:前、后两个框架,中间采用桁架杆连接,如图2所示。

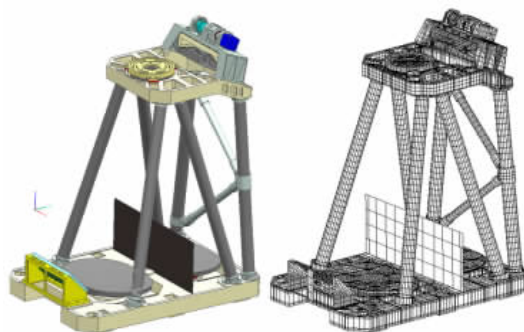


图2 遥感器整机结构及有限元模型

为了实现遥感器的重量要求,主支撑整体采用碳纤维/环氧复合材料。虽然碳纤维复合材料容易吸潮变形,但限于重量、体积、热变形的约束,碳纤维复合材料仍是最佳选择。桁架结构是由4根杆件与框架按设计要求组合而成,桁架结构性能的优劣,在很大程度上取决于碳纤维复合材料的杆件,因此,在制作碳纤维杆件时,除选用性能优良的碳纤维、采用特殊的铺层工艺、满足力学性能及热稳定性要求外,还应采用合理的预埋措施加以保证。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, 如进行机械加工将破坏碳纤维基体的连续性, 纤维被切断后, 纤维直接传递载荷的途径将中断, 影响结构件的使用性能。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(销钉和胶层粘接)提高构件之间的连接强度。

5 遥感器结构工程分析

工程分析是目前空间遥感器性能分析最直接有效的手段, 通过将结构进行合理的离散化, 构造有限元模型, 根据边界条件进行静态、动态等各种工况下结构稳定性分析。

工程分析的内容主要包括以下几个方面: 动态刚度分析(模态分析)、结构强度分析以及静力学分析。最后还要根据分析结构进行参数优化, 确定最终的几何模型。

动态刚度分析主要针对整机进行模态分析, 通过模态分析, 为静态和动态结构稳定性结构优化找到薄弱环节。

结构强度分析主要是估算支撑结构抵抗低频振动的能力, 通过在一定频率和振幅的振动作用下, 考察反射镜镜体等成像元件的加速度的输出, 并计算相应的放大倍率。同时, 还需要计算支撑部件, 尤其是弹性薄片等薄弱环节的最大应力分布, 考察抗振性安全系数, 表 1 为正弦振动的输入条件。

表1 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	5g

通过具体的结构稳定性分析可以得出如下结论:

(1) 通过对遥感器的整机动态特性分析, 一阶固有频率为 119 Hz, 发生在主镜横轴方向, 如图 3(a)所示。此时整机在发射过程中不会与载体发生共振, 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, 各主

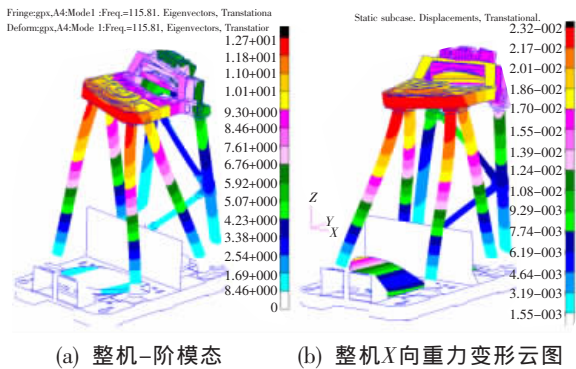


图3 整机模态分析和X向重力变形分析

要光学元件的 PV 值与 RMS 及刚体位移值全部满足设计指标, 其中±4℃均匀温升对整机结构影响最大。图 3(b)为整机 X 向重力作用下的变形云图, 整机在 ±4℃均匀温升作用下的分析结果见表 2。

表2 整机在±4℃环境下的面形精度

考核指标	主镜	次镜	三镜
RMS值/nm	8	6	8
绕X轴倾角/(°)	4	3.5	4
绕Y轴倾角/(°)	无影响	无影响	无影响

(3) 所有的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, 其最薄弱环节为主镜挠性支撑弹性薄板, 在频率 100 Hz 时的动态应力响应最大, 为 51 MPa, 安全裕度>7, 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, 具体加速度响应见表 3。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<5 倍。

表3 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(Hz)	放大倍数	频率(Hz)	放大倍数
主镜	100	5.2	100	3.5
次镜	100	3.1	100	2.2
折叠镜	100	3.1	100	2.5
焦面板	100	2	100	1.8

以上分析表明, 遥感器整机光机结构设计满足设计要求。

6 结 论

本文对采用 TMA 光学系统的 1 m 焦距、8.5°视场的空间遥感器的光学系统进行了研究,并对结构

设计进行了深入研究。这种轻型大视场空间遥感器本体重量 39 kg。工程分析结果表明,遥感器的静态和动态稳定性较高,因而非常适合在空间大视场成像微小卫星上应用。

参考文献

- [1] 张科科,阮宁娟,傅丹鹰.国外空间用三反离轴相机发展分析与思考[J].航天返回与遥感,2008,29(3):63-70.
- [2] 卢威,傅丹鹰,陶家生.基于有限元法的离轴 TMA 结构选型分析[J].航天返回与遥感,2007,28(2):34-38.
- [3] 陈浩锋,李英才,樊超,等.宽视场长焦距离轴三反射镜光学系统的设计[J].光子学报,2007,36(B06):142-145.
- [4] 辛宏伟.空间传感器结构稳定性分析[D].长春:中国科学院长春光学精密机械与物理研究所博士学位论文,2003.
- [5] 孙宝玉.轻型大视场光学传感器结构动态特性研究[D].长春:中国科学院长春光学精密机械与物理研究所博士学位论文,2004.
- [6] 郭疆,何欣.大口径空间遥感相机主反射镜支撑设计[J].光学精密工程,2008,16(9):1642-1647.
- [7] 孙宝玉.基于 CAE 的光学反射镜柔性结构设计与分析[J].光电工程,2009,36(1):103-106.

作者简介:徐宏(1961-),女,汉族,吉林长春人,高级工程师,1983年毕业于长春光学精密机械学院(现为长春理工大学),主要从事空间光学传感器结构设计。E-mail: xuhongciomp@sohu.com

气溶胶影响测云雷达反射率阈值

大量观测研究表明,降水云与非降水云的雷达反射率存在阈值(Threshold radar reflectivity),当云的雷达反射率大于该阈值时,就可以形成降水;相反,云的雷达反射率小于该阈值,则不能形成降水。但是,该雷达反射率阈值存在许多不同的值,例如 -15 dBZ, -17 dBZ, -20 dBZ等,其变化机理是一个非常复杂的问题。

最近,中科院地球环境研究所解小宁等发表在《中国物理B》(Chinese Physics B)上的研究成果从第一性原理出发,发现该雷达反射率阈值不仅与云滴的粒子数浓度有关,而且与云滴尺度分布的相对离散度有着一定的关系(随着云滴的粒子数浓度的增大,雷达反射率阈值增加;同样云滴尺度分布的相对离散度增加,也会带来雷达反射率阈值增加)。

因此,随着气溶胶的增多,云滴的粒子数浓度和云滴尺度分布的相对离散度都相应地增加,进而会使得降水云与非降水云的雷达反射率阈值提高;换句话说,污染越严重,则该雷达反射率阈值越高。

这一结果有助于提高人们对云和降水相互作用以及气溶胶间接效应的认识。