

铝基复合材料结构遥感器设计分析

陈 伟, 高明辉

(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: 空间遥感器光学反射镜的高刚度、支撑结构的合理性以及良好的热尺寸稳定性是保证其成像的关键因素。遥感器的重量对于运载平台也是至关重要的。针对这些问题, 提出一种支撑杆的连接方式, 能够减轻遥感器的重量。反射镜和背板采用高体份铝基复合材料, 不仅保证高度、强度, 而且因采用同一种材料从而避免了热环境对遥感器结构变形的影响。通过采用有限元仿真分析, 在重力和 10° 温升情况下各反射镜的面形 PV 值 < 55 nm, 满足 $< 1/10\lambda$ ($\lambda=632.8$ nm) 指标要求, 整个结构的前三阶模态为 115 Hz, 120 Hz, 203 Hz。结果表明, 采用支撑杆以及铝基复合材料的遥感器结构能够满足空间环境要求, 为进一步工程应用提供了理论依据。

关键词: 空间遥感器; 高体份铝基复合材料; 支撑杆; 有限元

中图分类号: V443.5; TH703

文献标识码: A

DOI: 10.3788/OMEI 20102712.0109

Design Analysis of Remote Sensor Structure with SiC/Al Compound Material

CHEN Wei, GAO Ming-hui

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

Abstract: The key factors guaranteeing the image quality include high rigidity, the support structure rationality and the better hot size stability. The remote sensor weight is also very important for the delivering platform. In view of these questions, support rod connection way is proposed in order to reduce the remote sensor weight. The rigidity and strength of remote sensor can be gained through the mirror and back board adopting high quantity SiC/Al compound materials. The environment influence to the remote sensor structure deformation can be avoided because of adopting the same material. Through the finite element simulation analysis, all mirror figure PV value is smaller than 55 nm

in the gravity and 10° temperature rise situations. These results can meet the target requirement which is smaller than $1/10\lambda$ ($\lambda=632.8$ nm). The first three step modes of the total structure are 115 Hz, 120 Hz and 203 Hz. The results indicate that the remote sensor structure adopting support rod and SiC/Al compound materials can meet the space environment requirements.

Keywords: space remote sensor; high quantity SiC/Al compound material; support rod; finite element

1 前言

空间遥感器光学反射镜的刚度和支撑结构的合理性, 以及良好的热尺寸稳定性是保证遥感器成像质量的关键因素。尤其对于采用较大视场的小型空间遥感器来说, 更具有广阔的发展前景^[1]。为实现大视场, 需增大反射镜的通光孔径, 如采用推扫的工作模式。小型长条反射镜是很好的选择, 一方面它可以满足大视场的要求, 另一方面具有重量较轻、体积较小的特点。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, 要求反射镜面形精度 $PV \leq 62$ nm, $RMS \leq 12$ nm)。在重力环境和温升环境下, 反射镜面发生变形, 这些变形会导致成像质量下降。为了使反射镜在力学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^[2]。因此, 通过采用高体份铝基复合材料作为镜子、背板、支撑杆的材料, 解决了由于热环境影响而使成像质量下降的问题, 连接支撑采用支撑杆的方式, 又使遥传感器的重量大大减轻, 可以满足载荷平台的技术要求^[3]。在国外, 该材料已经得以应用, 用来制作各种激光反射镜、

空间扫描镜等零件, 以及采用铝基复合材料反射镜和光机零件制作超轻空间望远镜。国内也开始了这方面的研究, 采用熔铝无压浸渗法制备高体份 SiC/Al 复合材料, 并且研制出一系列航空航天电子封装件及精密仪器零部件, 由 SiC/Al 复合材料制成的支撑结构和框架在已发射的遥感器上得以应用, 对是否能作为航天遥感器的应用材料进行了可行性验证, 目前正逐步向反射镜-结构一体化方向发展。

2 问题阐述

针对某一指标参数的相机的光学参数: 焦距 $f=980$ mm, 焦比 $F^\# = 7$, 视场 $FOV=18^\circ \times 2^\circ$, 进行结构设计。反射镜和背板的材料采用高体份 SiC/Al 复合材料, 材料的弹性模量是钛合金的近 2 倍、导热率是钛合金的 10 倍、密度仅为钛合金的 2/3、线胀系数略低于钛合金, 是一种新型的航天遥感器结构应用材料。表 1 对反射镜的应用材料进行了对比。

一般要求反射镜材料具有以下性能:

- (1) 热稳定性好;
- (2) 重力变形小;
- (3) 辐射稳定性;
- (4) 可加工性;
- (5) 材料的来源。

表1 反射镜常用材料属性表

参数	铍	微晶玻璃	熔石英	碳化硅	SiC/Al复材
密度 $\rho/(\text{g}/\text{cm}^3)$	1.85	2.5	2.2	3.15	2.94
弹性模量 E/GPa	280	92	72	400	213
比模量 $E/\rho/10^5\text{m}$	151.4	36.8	32.7	126.9	72.4
热导率 $\lambda/(\text{W}/\text{m}\cdot\text{K})$	150	1.46	1.38	100	235
线胀系数 $\alpha/(10^{-6}\cdot\text{K}^{-1})$	11.4	0.05	0.51	4.7	8

从表1可以看出, SiC 材料具有比刚度大、热变形系数小、尺寸稳定、可轻量化、可以加工高精度镜面的优点, 处于优选的系列。但由于制造技术复杂, 加工工期长, 实现制品大型化相对比较困难。对于复合材料的使用, 国内刚刚起步, 高体分 SiC/Al、聚酰亚胺、增强碳纤维都尝试作为反射镜材料, 应用到实际中。尤其是高体分 SiC/Al 复合材料, 仅次于钼和 SiC, 也具有高比模量、高导热、低膨胀、高尺寸稳定性等优点, 更尝试作为反射镜和支撑结构材料应用到实际中。

3 结构设计和仿真分析

根据光学设计的特点进行结构设计, 如图1所示。

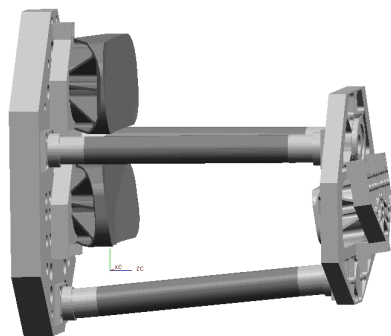


图1 相机本体结构示意图

通过应用有限元分析软件 Patran 和 Nastran 对相机的整体结构进行静力学、模态和温升的计算。分析结果如表2和表3所示。

通过分析, 相机整体结构的前三阶模态为 115 Hz、120 Hz、203 Hz, 满足空间遥感器>100 Hz 的指标要求。

分析数据可以看出, 能够满足设计的精度要求, 即 $PV < 1/10\lambda$ ($\lambda=632.8$ nm), 说明自重情况的变形足

表2 整机结构在三方向重力情况下各反射镜的面形值

反射镜类型	X 向PV (nm)	Y 向PV (nm)	Z 向PV (nm)	指标要求 (nm)
主镜	54.6	26.6	10.9	63.28
次镜	9.7	23.7	4.3	
三镜	37.8	29.1	5.7	
折叠镜	32.4	25.6	8.6	

表3 各反射镜在10°温升工况下的变形后的面形值

载荷工况	反射镜类型	PV (nm)	指标要求 (nm)
10°温升	主镜	44.5	63.28
	次镜	6.0	
	三镜	35.0	
	折叠镜	26.4	

够小, 结构是合理的。在 10°温升情况下, 空间环境温度对相机及主镜结构尺寸稳定性的影响均在许用范围内。相机结构中各光学元件位移均满足指标要求, 说明相机结构设计合理, 对称性好, 选取材料的匹配性合理。说明相机结构静态刚度满足指标要求。相机结构动态刚度满足指标要求; 动态求解说明, 发射及运载过程中相机结构不会产生残余变形。分析得到的重力云图如图2、3、4、5所示。

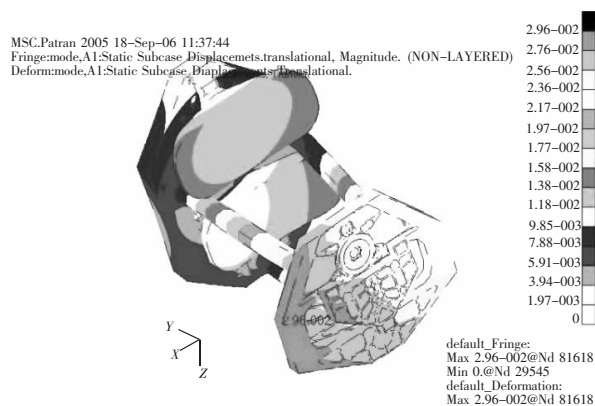


图2 整机结构在X向重力下的结构变形云图

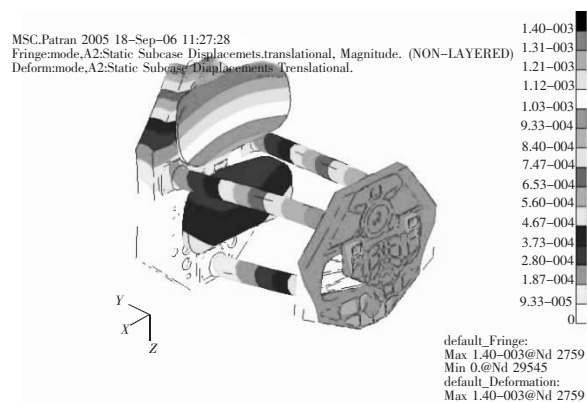


图3 整机结构在Y向重力下的结构变形云图

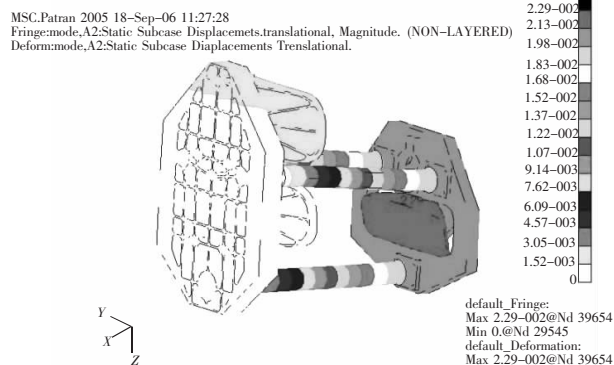


图4 整机结构在Z向重力下的结构变形云图

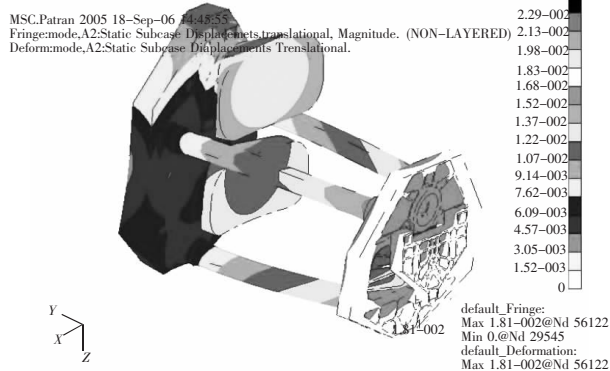


图5 整机结构在10°温升下的结构变形云图

4 结 论

本文针对具体的光学参数进行了结构设计, 并进行了仿真分析, 验证了采用铝基复合材料作为遥感器反射镜和支撑结构材料的可行性。从分析结果

可知, 在重量、刚度、强度、温度稳定性方面能够满足航天遥感器的材料要求。在工程应用中, 作为支撑结构和框架已得到工程验证, 而作为反射镜的应用, 在小口径反射镜中得以验证, 大口径反射镜在工程中的应用仍在研究试验中。

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] 高明辉. 空间相机反射镜结构形式及其支撑方案研究[D]. 长春: 长春光学精密机械与物理研究所博士后出站报告, 2006.

作者简介: 陈伟 (1963-), 女, 汉族, 吉林长春人, 工程师, 主要从事计算机管理、结构设计。E-mail: ccgaomh@163.com