

仪表技术

空间相机主支撑结构设计与分析

薛 闯 颜昌翔

(中国科学院长春光学精密机械与物理研究所, 长春 130033)

摘 要 针对某离轴三反空间相机研制任务, 基于铝基复合材料——硼铝合金(TiB₂/Al), 采用了适合中、小型空间相机的薄壁框架式主结构形式, 进行了相机主支撑结构设计。通过对整机进行有限元建模, 以及固有模态、静力学、动力学、光机热集成分析, 优化了相机结构设计, 使得相机整机基频 > 85 Hz, 在 ± 10 °C 均匀温度变化和 1g 重力耦合作用下, 光学元件的面形精度仍符合光学设计要求。最终工程分析结果表明: 相机的薄壁框架式主结构设计是合理的, 整机结构一阶频率高, 抗重力变形能力、抗振性能及抗热变形能力均能满足相机总体设计指标要求, 与卫星平台的双脚架柔节机械接口能够有效抑制卫星平台的结构变形对相机主结构的扭曲作用。

关键词 空间相机 结构设计 硼铝合金 双脚架柔节 有限元分析

中图分类号 TH703.3 V447.3; **文献标志码** A

空间相机主支撑结构是空间相机的关键部件之一, 主要作用是按照相机光学系统设计要求的相互位置关系精确支撑各光学元件及成像器件, 同时还要安装或固定其它一些功能组件, 例如热控多层、信号处理模块、光阑等。在进行空间相机主结构设计时, 必须考虑以下设计指标。

1) 刚度

在发射阶段, 相机要经受火箭点火、关机, 主动段飞行时的加速度过载、低频稳态振动和随机振动, 火箭分离时的瞬态冲击等严酷力学环境, 因此相机必须具有足够高的固有频率(即刚度), 以避免与运载器(或卫星)的共振破坏; 另外, 在轨运行阶段, 相机工作在微重力环境下, 由约束状态到自由状态的变化将导致结构变形, 高刚度能保证相机在重力释放下, 相机结构变形较小。

2) 尺寸稳定性

当外部环境(包括温度、湿度等)发生变化时, 相机主结构必须保持各光学元件及成像器件相对

位置的变化在公差设计要求范围内。

3) 重量

优化相机主结构设计方案, 可以有效节省相机重量, 进而节省卫星资源、降低发射成本。

针对某空间相机的技术指标要求及光学系统设计, 进行了相机主支撑结构的设计。分析结果表明: 相机的主结构设计是合理的, 能够满足相机总体技术指标要求。

1 空间相机光学系统设计

某空间相机技术指标要求如表 1 所示。

表 1 空间相机技术指标要求

项 目	指 标
	全色: 0.5 ~ 0.9
	多光谱: 0.45 ~ 0.52
谱段范围 / μm	0.52 ~ 0.60
	0.62 ~ 0.69
	0.76 ~ 0.89
轨道高度 / km	800
地面像元分辨率 / m	全色: 5.0
	多光谱: 10.0
地面覆盖宽度 / km	60
相机静态传函	≥ 0.2 (奈奎斯特频率)
信噪比	≥ 70 (太阳高度角 30°, 地面反射率 0.3)

2011年9月28日收到

第一作者简介: 薛 闯(1978—), 吉林省长春市人, 助理研究员, 硕士研究生。研究方向: 空间相机结构设计与分析。

依据技术指标要求,综合比较之后^[1],相机光学系统设计采用一次成像离轴三反光学系统,相机孔径光阑前设置一维指向镜,使相机具有侧摆成像能力。光学系统结构如图 1 所示,光学系统参数如表 2 所示。

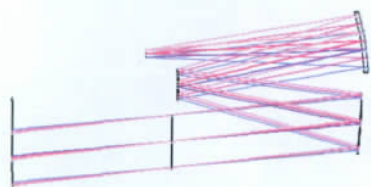


图 1 一次成像光学系统结构图

表 2 光学系统参数

焦距 f/mm	1 040
相对口径 D/f	1/6
视场	$4.3^\circ \times 1.32^\circ$

2 空间相机主结构设计

空间相机的主结构形式一般可分为整体式结构和桁架式结构两种^[2,3]。整体式结构一般采用金属铸造或复合材料成型,在中、小型空间相机中应用较为广泛,主要优点是技术比较成熟、工艺性较好;而桁架式结构与前者相比有更好的比刚度,质量较小,一般应用在大口径、长焦距的大型空间相机上,如哈勃天文望远镜等。

本相机采用离轴三反的光学系统,焦距较短,为 1.04 m,整体尺寸不大,因此主结构采用薄壁整体式框架结构设计。

2.1 相机主结构设计

相机主结构设计形式如图 2 所示,采用整体式铸造结构,各面基础壁厚及筋厚为 3 mm,根据有限元优化分析结果对主要受力的筋及壁进行了加厚。

为了降低由于安装、卫星结构热变形等引起的相机结构变形,相机与卫星的机械接口采用运动学机械安装接口^[4],接口组件的三维模型如图 3 所示。

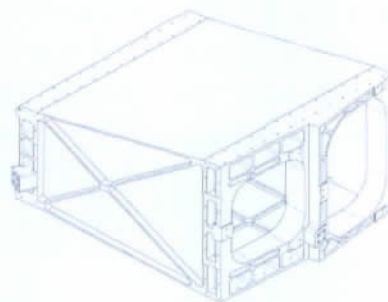


图 2 相机主框架结构设计

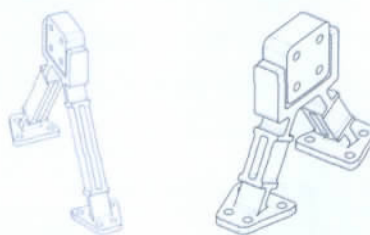


图 3 相机与卫星的接口结构三维模型

这种运动学机械安装接口的设计基于双脚踏架挠性结构设计原理,在这种安装结构设计中,相机本体通过三个双脚踏架组件固定到卫星本体上。双脚踏架的每一个挠性装置等效于一个双臂铰链或十字形挠性装置,可以避免力矩耦合到相机结构上;双脚踏架挠性安装结构的另一个优点是具有较高的刚度。

相机整机结构如图 4 所示。

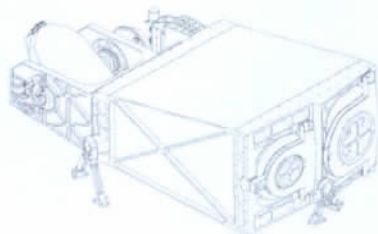


图 4 相机整机三维模型

2.2 相机主框架材料选择

目前常见的空间结构材料有:铝、钛、镁、殷钢以及碳纤复合材料等,这些传统材料在航天应用比较广泛,铸造(或成型)工艺、加工工艺也比较成熟,但这些材料在具体应用时也各有一些缺点,例如钛合金材料密度较大,碳纤复合材料湿膨胀系数较大

等。硼铝合金是新近开发出的航天材料。这种材料的密度接近铝合金,弹性模量接近钛合金,热导率高出钛合金近 20 倍,是非常好的主支撑结构材料。综合比较之后,相机的主框架结构材料选择硼铝合金。

3 有限元分析

为验证相机结构设计,采用有限元建模软件 Patran 和求解器 Nastran 对相机整体结构进行固有模态、重力释放及重力释放与环境温度变化耦合作用下的分析计算,并进行优化设计,最终计算结果如表 2、表 3 和表 4 所示。

表 2 整机结构固有频率

轴向	频率/Hz
Z 向	85.58
X 向	95.844
Y 向	173.37

表 3 整机沿 Y 轴 1 g 重力释放下反射镜面形变化值

光学元件	PV/nm	RMS/nm	指标要求/nm	
			PV	RMS
指向镜	6.6	0.7		
主镜	9.4	1.9	63.2	12.6
次镜	15.6	3.5		
三镜	6.5	1.1		

表 4 整机沿 Y 轴 1 g 重力释放及 10°温升耦合工况下反射镜面形变化值

光学元件	PV/nm	RMS/nm	指标要求/nm	
			PV	RMS
指向镜	13.8	2		
主镜	26.2	4.2	63.2	12.6
次镜	48.4	9.7		
三镜	27.8	5.3		

从模态分析结果可以看出,相机整体结构的模态频率满足卫星总体的指标要求(85.58 Hz 横向频率大于整星横向二阶频率)相机动态刚度足够高,表明整机结构与卫星结构不会发生振动耦合;重力

释放和环境温度变化工况分析结果表明,相机结构设计能够满足各光学元件的形位精度要求, $RMS < 1/50\lambda$ ($\lambda = 632.8 \text{ nm}$),说明相机结构设计是合理的,整体结构对称性好,选取材料的物理特性匹配。

整机结构有限元模型、第一阶模态振型及 Y 向重力释放与温升耦合作用下的变形情况如图 5—图 8 所示。

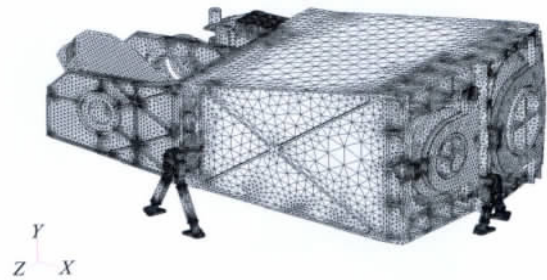


图 5 整机有限元模型

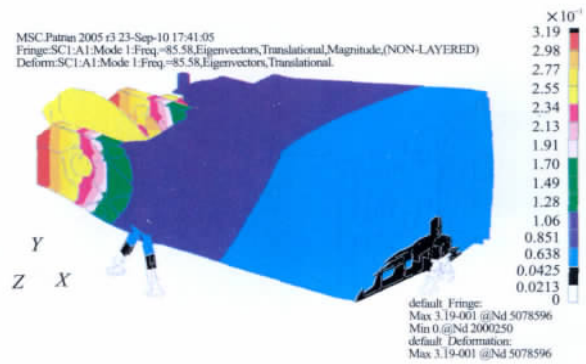


图 6 整机第一阶模态振型图



图 7 Y 向重力释放下整机结构变形云图

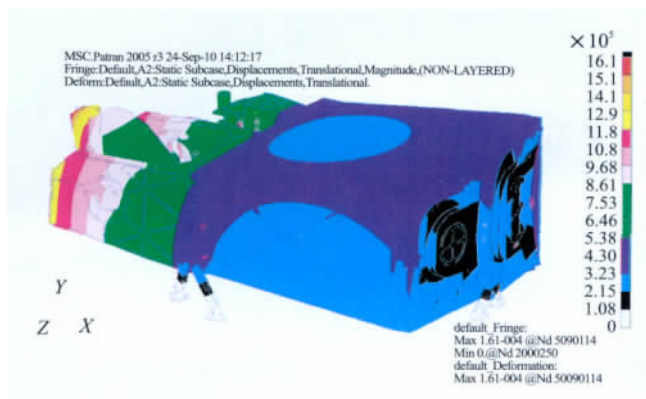


图 8 Y 向重力释放与 10 °C 温升工况下
整机结构变形云图

4 结论

针对某空间相机的技术指标要求和光学系统设计,进行了相机的主支撑结构设计。有限元分析结果表明:相机的主结构设计是合理的,硼铝合金

材料主框架能够满足相机对整机结构静态刚度、动态刚度、热稳定性、重量等要求,双脚架柔性机械接口能够有效抑制卫星平台结构变形对相机主结构的扭曲作用,目前硼铝合金材料主框架和双脚架柔性机械接口这两种技术已经在航天工程项目中得到实际应用。

参 考 文 献

- 1 韩昌元. 高分辨率空间相机的光学系统研究. 光学精密工程, 2008; 16(11): 2164—2172
- 2 李志来, 薛栋林, 张学军. 长焦距大视场光学系统的光机结构设计. 光学精密工程, 2008; 16(12): 2485—2490
- 3 张雷, 贾学志. 大型离轴三反相机桁架式主支撑结构的设计与优化. 光学精密工程, 2009; 17(3): 603—608
- 4 王建永, 满益云, 傅丹膺, 等. 国外高分辨率相机与卫星平台连接方式综述. 航天返回与遥感, 2009; 30(4): 36—41
- 5 胡宗武, 吴天行. 工程振动分析基础(第3版). 上海: 上海交通大学出版社, 2011

Primary Structural Design and Mechanical Analysis of Space Camera

XUE Chuang, YAN Chang-xiang

(Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences¹, Changchun 130033, P. R. China)

[Abstract] A primary structural design concept of space three-mirror off-axis camera was presented. The primary structure of camera was a cast TiB₂/Al frame. The finite element model of camera was built and the modal analysis, static analysis, dynamic analysis and STOP (structural-thermal-optical performance) analysis was performed. Based on the analysis results the structural design concept of camera was improved, finally the camera had a 85 Hz first natural frequency and the surface figure of reflective mirrors suffered from ± 10 °C temperature change & 1 g gravity release still met the requirements of optical subsystem design. The conclusion is that the primary structural design concept of space camera is applicable. The first natural frequency of camera is high enough to resist the structures deformation induced by gravity release on orbit and the dynamic disturbances during launch. The thermal-elastic deformation of camera structures undergoing on-orbit temperature variations meets the system requirements. The bipod-type flexure mechanical interface between camera and satellite platform can relax the distortion of camera structures due to the deformation of satellite platform structures.

[Key words] space camera structural design TiB₂/Al bipod-type flexure finite element analysis