

微纳遥感相机一体式超轻主支撑结构优化设计

王泰雷¹, 张雷^{1,2}, 贾学志^{1,2*}, 高阁¹

¹长光卫星技术有限公司, 吉林 长春 130031;

²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 针对某型号微纳遥感相机超轻质、低功耗、短周期和低成本的要求,设计了一种一体式超轻主支撑结构。从微纳遥感相机的任务需求出发,经过比较后选择钛合金作为主支撑结构的材料,并从质量和功耗两方面考虑选择了桁架式方案。建立了以基频为目标函数的拓扑优化数学模型,推导了目标函数的灵敏度,并通过采用改进的Heaviside密度滤波方法,得到了拓扑结果清晰的主支撑结构最优传力路径。以基频为目标函数建立尺寸的优化数学模型,得到了各部分的最佳设计尺寸,设计完成后的一体式主支撑结构质量为0.6 kg。有限元分析与实验结果表明:一体式主支撑结构能够满足光学系统的公差要求,且基频远高于卫星平台对光学载荷的要求,验证了拓扑优化设计方法和尺寸优化设计方法的正确性以及设计的合理性。

关键词 遥感; 微纳遥感相机; 超轻质; 主支撑结构; 拓扑优化; 尺寸优化

中图分类号 V447.1

文献标识码 A

doi: 10.3788/AOS201939.0728009

Optimized Design of Integrated Ultra-Light Main Supporting Structure for Micro-Nano Remote-Sensing Camera

Wang Tailei¹, Zhang Lei^{1,2}, Jia Xuezhi^{1,2*}, Gao Ge¹

¹Chang Guang Satellite Technology Co., Ltd., Changchun, Jilin 130031, China;

²Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun, Jilin 130033, China

Abstract An integrated ultra-light main supporting structure is designed to satisfy the ultra-light, low-power consumption, short-period, and low-cost requirements of a particular micro-nano remote-sensing camera. After comparison with other materials and based on the design requirements, titanium alloy is selected as the research and development focus, and a truss scheme is selected considering mass and power consumption. A mathematical model of topology optimization with fundamental frequency as the objective function is established. In addition, the sensitivity of the objective function is derived, and an improved Heaviside density filter is adopted. As a result, the optimal load path with clear topological results is obtained. Similarly, to obtain the optimal size of each part, a mathematical model of size optimization with fundamental frequency as the objective function is established. Eventually, the mass of the proposed structure is 0.6 kg. The results of finite element analysis and test demonstrate that the integrated main supporting structure can satisfy the tolerance requirement of an optical system and that the fundamental frequency is much higher than the optical load requirement of a satellite platform, which verifies the correctness and rationality of the proposed optimization design.

Key words remote sensing; micro-nano remote-sensing camera; ultra-light mass; main supporting structure; topology optimization; size optimization

OCIS codes 280.4788; 220.4880; 350.4600; 350.6090

1 引言

近年来,随着空间遥感技术的迅猛发展,其市场需求也不断增长。我国幅员辽阔,环境因素复杂,急

需具备获得大批量资源数据和实时性应急参考资料的能力,这就对新时期空间遥感技术的应用提出了短重访周期、米级空间分辨率、高度轻量化、短研制周期和低制造成本等一系列要求^[1]。传统意义上的

收稿日期: 2019-01-04; 修回日期: 2019-03-18; 录用日期: 2019-04-01

基金项目: 国家重点研发计划(2016YFB0500904)

* E-mail: xuezhi0817@163.com

大型空间相机很难满足上述条件,而搭载微纳遥感相机的卫星则能够以快速重构组网的形式解决上述需求和技术瓶颈。正因如此,微纳遥感相机的研制受到了国内外科研院校和商业航天公司的重视,成为当前的研究热点。

微纳遥感相机要适用于轻小型卫星平台,因此具有极为苛刻的质量和功耗要求。通常情况下,主要针对在整机质量中占比最大的光机结构进行轻量化设计,以达到整机减重的目的。其中,光机结构中的主支撑结构具有材料选择范围广泛、可加工性好和结构包络范围大等特点,相对于空间相机中的光学元件,更适合进行较大程度的轻量化设计^[2]。另外,主支撑结构由于材料分布跨度较大,在整机中的热控功耗占比往往较高,其结构形式的选择也极大地影响着整机功耗的高低。因此,设计轻质小巧的主支撑结构是研制微纳遥感相机的关键所在。

同轴式光学系统由于结构组成简单而被普遍应用于微纳遥感相机。对于同轴空间相机来说,主支撑结构用于固定主镜与次镜的相对位置关系,而主镜与次镜间的相对位置精度是影响最终成像质量的重要指标,且同轴光学系统决定了主支撑结构具有较为恶劣的受力条件,因此,设计出结构合理且性能优异的主支撑结构成为了同轴式空间相机设计的重要环节。国内同轴式空间相机的主支撑结构多采用桁架式、薄壁筒式和桁架-薄壁筒组合式这三种结构形式。张雷等^[3]利用碳纤维复合材料(CFRP)研制了一种桁架式主支撑结构,并将其用于大型同轴空间相机中。法国 SPOT-6/7 商业遥感卫星上搭载的 NAOMI 同轴式相机采用圆筒式的主支撑结构(材料为 SiC),具有低功耗、高稳定性等特点^[4]。王小勇等^[5]针对某长焦距空间同轴式光学系统研制了一种组合式的主支撑结构。

本文针对某型号微纳遥感相机,从超轻质、低功耗、短周期和低成本的要求出发,合理选择制造材料及结构构型,建立了以基频为目标函数的拓扑优化和尺寸优化的数学模型,设计出了一种性能优良的一体式主支撑结构,并结合有限元分析和实验验证了该结构的各项指标可以满足设计要求。

2 主支撑结构的构型确定与材料选择

2.1 微纳遥感相机简介

研究中使用的某型号微纳遥感相机能够满足在 500 km 轨道上实现优于 2 m 的全色地面像元分辨率和 10 km 幅宽的成像指标,可以实现对地详查观测功能。另外,该相机采用面阵互补金属氧化物半导体(CMOS)面阵焦平面传感器,并通过滤光片将面阵焦平面划分为包括全色光和多光谱在内的 5 个线阵焦平面,进而实现推扫成像功能。该空间相机采用的同轴两反式光学系统如图 1 所示,主次镜间距为 217 mm,入瞳直径为 180 mm。光学系统的公差如表 1 所示,其中: Δx 、 Δy 、 Δz 分别为 x 、 y 、 z 方向的刚体偏心, θ_x 、 θ_y 、 θ_z 分别为 x 、 y 、 z 方向的扭转角。

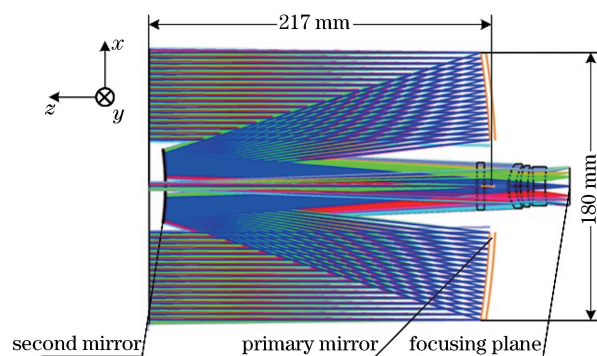


图 1 光学系统分布

Fig. 1 Layout of optical system

表 1 光学系统的公差

Table 1 Tolerance of optical system

Mirror	Rigid displacement			Twist angle		
	$\Delta x / \mu\text{m}$	$\Delta y / \mu\text{m}$	$\Delta z / \mu\text{m}$	$\theta_x / (^\circ)$	$\theta_y / (^\circ)$	$\theta_z / (^\circ)$
Primary mirror	Datum	Datum	Datum	Datum	Datum	Datum
Second mirror	20	20	None	20	20	None

2.2 材料的选择

空间相机主支撑结构材料的选择主要考虑材料的比刚度、线胀系数、稳定性和加工工艺等。目前,常用于空间相机主支撑结构的材料有碳纤维复合材料(CFRP)、钢钢(Invar)、碳化硅和钛合金(ZTC4)

等^[6-9],它们的物理性能如表 2 所示(M40 为 CFRP 的牌号)。其中:碳纤维复合材料在轻量化设计上具有较大优势,但其成形工艺复杂,且成本较高,多用于长焦距大型空间相机的主支撑结构;钢钢的比刚度小,会极大地增加整机的质量,不适合用于微纳遥

感相机;碳化硅的比刚度高且线胀系数低,但其制备难度大,难以实现短周期批量化生产;钛合金材料的比刚度略低于碳化硅和碳纤维复合材料,但其具有极为成熟的加工制造工艺和良好的热尺寸稳定性,

能够实现一体铸造成形,且制造周期短,成本低,被广泛应用于航空航天机械结构件的批量化生产。综合以上分析,选择钛合金作为微纳遥感相机主支撑结构的材料。

表 2 常用空间相机主支撑结构材料的物理性能

Table 2 Physical properties of main supporting structure materials of common space cameras

Material	Density ρ / ($\text{g} \cdot \text{cm}^{-3}$)	Young's modulus E / GPa	Specific stiffness	Thermal conductivity k / ($\text{W} \cdot \text{m}^{-1} \cdot \text{C}^{-1}$)	Thermal expansion coefficient α / (10^{-6}C^{-1})	Poisson's ratio μ
M40	1.56	145	92.9	2	-2	0.3
Invar	8.1	141	17.4	13.9	0.05-7.5	0.25
SiC	3.05	330	108.2	185	2.5	0.2
ZTC4	4.44	114	25.7	8.8	8.9	0.29

2.3 构型的确定

根据光学系统中光学元件的位置分布,经过初步的构型设计完成了桁架式和筒式两种主支撑结构,如图 2 所示。

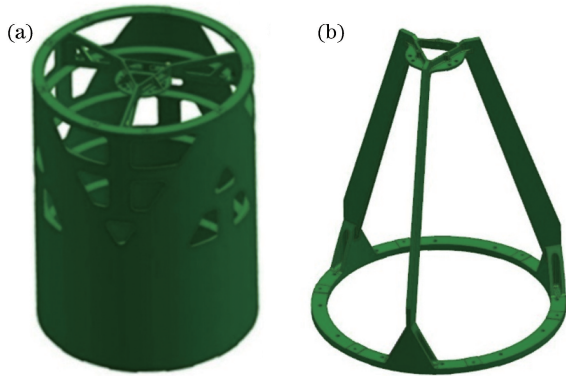


图 2 主支撑结构构型。(a)筒式;(b)桁架式
Fig. 2 Types of main supporting structure.
(a) Cylinder type; (b) truss type

筒式主支撑结构通过柱状筒保证相机主次镜间的相对位置关系,具有较好的轴向刚度,但是由于要严格控制筒壁壁厚,加工制造较为困难,且成本高,周期长,即便进行较大程度的轻量化设计,整体质量依然大于 1 kg;而且筒式主支撑结构所需热控功耗较高。桁架式主支撑结构使得相机前端处于开放状态,便于对相机进行装调操作,该结构能够进行较高程度的轻量化设计。另外,所研究的微纳遥感相机长期/峰值功耗分别为 5 W/20 W,较少的材料意味着对该结构具有较小的热控包覆面积,这使得桁架式主支撑结构在热控功耗方面具有极大优势,更加切合轻小型卫星长期功率较低的特点。表 3 为桁架式和筒式两种主支撑结构性能参数的对比。综合以上分析,选用质量较小、热控功耗较低、制造周期短、成本低的桁架式主支撑结构进行下一步研究。

表 3 主支撑结构性能参数的对比

Table 3 Comparison of performance parameters of main supporting structures

Structure type	Power of high temperature /W	Power of low temperature /W	Peak power /W	Mass /kg
Cylinder type	2.1	5.4	14	>1
Truss type	0.6	1.6	4	<1

不同于传统的主支撑结构通过多组件拼接装配成形的方案,本研究设计的主支撑结构采用一体化设计及加工,提高了主支撑结构的尺寸精度和结构稳定性,保证了系统的光学传递函数,具有超轻质、高刚度、力热稳定性好等特点,且不存在繁琐的装配过程,更适合用于微纳遥感相机的批量生产。

3 一体式主支撑结构优化设计

3.1 拓扑优化设计

3.1.1 数学模型

轻小型卫星所处的力学环境较为恶劣,且其自身的基频较低,因而对微纳遥感相机的固有频率尤其是基频提出了较高要求,因此基频通常成为光学

载荷设计及考察的重点。通常希望空间相机整机的基频较高(一般高于 100 Hz),以避免火箭发射时低频段正弦加速度载荷引起空间相机与卫星平台发生共振,保护结构免遭破坏^[10]。在空间相机的各结构分系统中,主支撑结构的跨度最大,往往对整机第一阶固有频率即基频具有决定性影响,因此有必要以其第一阶固有频率为优化目标进行拓扑优化设计,以确定最佳的力传递路径。这里,以主支撑结构的固有频率最大为目标函数,以体积分数为约束条件,建立拓扑优化数学模型:

$$\begin{aligned} & \max_{\rho_1, \rho_2, \dots, \rho_N} \{ \min_{j=1, \dots, J} \{ \omega_j^2 \} \} \\ \text{s.t.} \quad & \mathbf{K}\boldsymbol{\phi}_j = \omega_j^2 \mathbf{M}\boldsymbol{\phi}_j \\ & \boldsymbol{\phi}_j^\top \mathbf{M}\boldsymbol{\phi}_k = \delta_{jk}, \quad j \geq k, \quad k, j = 1, \dots, J \\ & \sum_{e=1}^N \rho_e V_e - V^* \leq 0, \quad V^* = \alpha V_0 \\ & 0 < \rho_- \leq \rho_e \leq 1, \quad e = 1, \dots, N, \end{aligned} \quad (1)$$

式中: V_e 为单元 e 的体积; $\rho_e (e=1, 2, \dots, N)$ 为单元 e 的灵敏度, N 为单元总数; V^* 为结构体积上限; δ_{jk} 为克罗内克 δ 函数; ω_j 为第 j 阶特征频率; $\boldsymbol{\phi}_j$ 为与 ω_j 相对应的特征向量; \mathbf{K} 和 \mathbf{M} 分别为对称的正定刚度矩阵及质量矩阵; $\rho_- = 10^{-3}$ 为最小单元密度; V_0 为设计域的体积; α 为设计域的体积分数; j 为特征频率的阶次, $j=1, 2, 3, \dots, J$; J 为最大阶次。第 j 阶特征频率对应的特征向量与 \mathbf{M} 是正交的。当 $j=1$ 时,以基频最大为目标函数的数学模型可以写为

$$\begin{aligned} & \max_{\rho_1, \rho_2, \dots, \rho_N} \omega_1^2 \\ \text{s.t.} \quad & \mathbf{K}\boldsymbol{\phi}_1 = \omega_1^2 \mathbf{M}\boldsymbol{\phi}_1 \\ & \boldsymbol{\phi}_1^\top \mathbf{M}\boldsymbol{\phi}_1 = 1 \\ & \sum_{e=1}^N \rho_e V_e - \alpha V_0 \leq 0 \\ & 0 < \rho_- \leq \rho_e \leq 1, \quad e = 1, \dots, N. \end{aligned} \quad (2)$$

3.1.2 灵敏度推导

为了优化求解(2)式,需要推导出目标函数的灵敏度,将(2)式中的振动方程 $\mathbf{K}\boldsymbol{\phi}_1 = \omega_1^2 \mathbf{M}\boldsymbol{\phi}_1$ 两边同时对 ρ_e 微分,可得

$$(\mathbf{K} - \lambda_1 \mathbf{M})(\boldsymbol{\phi}_1)'_{\rho_e} + [\mathbf{K}'_{\rho_e} - \lambda_1 \mathbf{M}'_{\rho_e} - (\lambda_1)'_{\rho_e} \mathbf{M}]\boldsymbol{\phi}_1 = 0, \quad e = 1, \dots, N, \quad (3)$$

式中: $(\cdot)'_{\rho_e} = \partial(\cdot)/\partial \rho_e$; $\lambda_1 = \omega_1^2$ 。将(3)式两边同时乘以 $\boldsymbol{\phi}_1^\top$,则根据特征向量的正交性可得

$$(\lambda_1)'_{\rho_e} = \boldsymbol{\phi}_1^\top (\mathbf{K}'_{\rho_e} - \lambda_1 \mathbf{M}'_{\rho_e}) \boldsymbol{\phi}_1, \quad e = 1, \dots, N. \quad (4)$$

(4)式可进一步写成

$$\begin{aligned} (\lambda_1)'_{\rho_e} &= \boldsymbol{\phi}_1^\top (p \rho_e^{p-1} \mathbf{K}_e^* - \lambda_j q \rho_e^{q-1} \mathbf{M}_e^*) \boldsymbol{\phi}_j, \\ &e = 1, \dots, N, \end{aligned} \quad (5)$$

式中: p 和 q 均为惩罚因子; \mathbf{K}_e^* 为结构材料为实体时单元 e 的刚度矩阵; \mathbf{M}_e^* 为结构材料为实体时单元 e 的质量矩阵。这样就得到了一阶特征值 λ_1 对设计变量 ρ_e 的灵敏度。

3.1.3 滤波函数

对于拓扑优化中普遍存在的棋盘格式和网格依赖性现象,通常采用滤波的方式进行处理。这里采用改进的 Heaviside 密度滤波方法^[11],其数学模型为

$$\bar{\rho}_e = \begin{cases} \eta \left\{ \exp \left[-\beta \left(1 - \frac{p_e}{\eta} \right) \right] - \left(1 - \frac{p_e}{\eta} \right) \exp(-\beta) \right\}, & 0 \leq \bar{\rho}_e \leq \eta \\ (1 - \eta) \left\{ 1 - \exp \left[-\frac{\beta(p_e - \eta)}{1 - \eta} \right] \right\} + (p_e - \eta) \exp \left(\frac{-\beta}{1 - \eta} \right) \} + \eta, & \eta \leq \bar{\rho}_e \leq 1 \end{cases}, \quad (6)$$

式中: p_e 为滤波前的单元密度; $\bar{\rho}_e$ 为滤波后的密度; β 为优化调制参数,通常在优化起始阶段设置为一个较小的值(如 0.1),然后随着优化过程的进行逐渐增大; η 为 Heaviside 滤波函数的形式调制参数,通过改变 η 可以改变结构形式,如 $\eta=0$ 时为原始的 Heaviside 滤波函数^[12]。图 3 所示为 $\eta=0.5$ 时改进的 Heaviside 滤波函数图像,该方法使得拓扑优化的单元密度尽可能向 0 或 1 靠近,从而获得力传递路径更加清晰的主支撑结构拓扑形式。

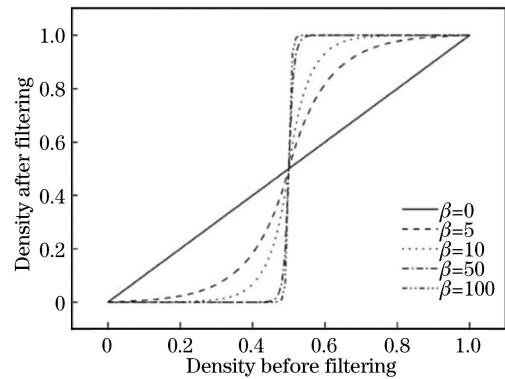


图 3 改进的 Heaviside 函数

Fig. 3 Improved Heaviside function

3.1.4 优化过程

根据光学系统要求和光学元件的安装位置,分区域设置优化和非优化部分,以质量点代替安装在主支撑结构上的次镜组件,建立主支撑结构的拓扑优化有限元模型,如图 4 所示。其中,目标函数为体式主支撑结构的第一阶约束模态最大,约束条件为优化区域的体积分数小于 40%,设计变量为单元密度。

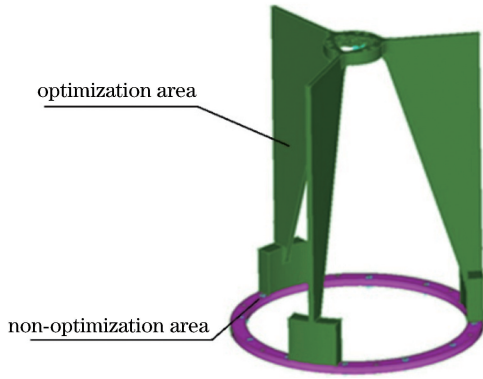


图 4 拓扑优化后主支撑结构的有限元模型
Fig. 4 Finite element model of main supporting structure after topology optimization

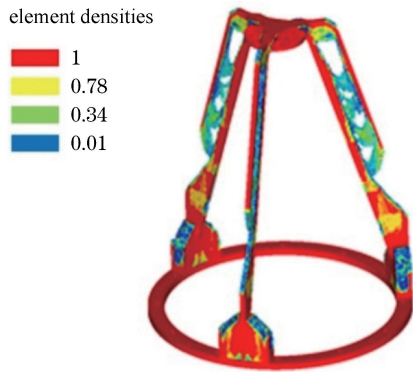


图 5 拓扑优化后主支撑结构的单元密度
Fig. 5 Cell density of main supporting structure after topology optimization

通过 COMSOL3.5 & Script 的二次开发,并联合 MATLAB 进行仿真优化,经过 20 次迭代计算后,优化结果趋于收敛,可以从单元密度云图中观察到材料的分布情况,然后去除单元密度较小和位置不合理的材料,留下趋于理想的材料分布。在图 5 所示的主支撑结构单元密度云图中,顶部次镜安装面和底部连接处应去除较多材料,三向支撑杆内侧区域的相对单元密度较大,应保留内侧材料,去除外侧材料。

3.2 尺寸优化设计

3.2.1 数学模型

前文通过以基频为目标函数的拓扑优化找到了约束函数内主支撑结构的最佳材料分布。虽然在有限体积内一体式主支撑结构达到了趋于理想的结构形式,但各个主要结构组成部分的具体尺寸参数并没有达到最优。为了进一步在确定的结构下提高主支撑结构的基频,以主支撑结构的固有频率最大为目标函数,以结构质量为约束条件,将其划分为 6 个设计区域,并建立数学模型:

$$\begin{aligned} & \max \omega_1^2 \\ & \text{s.t. } 1 \leq T_{\text{top}} \leq 3, 1 \leq T_{\text{cj}} \leq 3, 2 \leq T_{\text{rod}} \leq 6 \\ & \quad 5 \leq T_{\text{board}} \leq 10, 2 \leq T_{\text{trim}} \leq 4, 6 \leq T_{\text{bot}} \leq 10 \\ & \quad M_{\text{ASS}} \leq M, M = 0.6 \text{ kg}, \end{aligned} \quad (7)$$

式中: ω_1 为第一阶特征频率; T_{top} 、 T_{cj} 、 T_{rod} 、 T_{board} 、 T_{trim} 、 T_{bot} 分别为主支撑结构上不同部位的设计变量; M_{ASS} 为总质量; M 为约束质量。

3.2.2 优化过程

根据拓扑优化结果的材料分布,以质量点代替安装于主支撑结构上的次镜组件,建立主支撑结构尺寸优化有限元模型,如图 6 所示。其中,目标函数为一体式主支撑结构的第一阶约束模态最大,约束条件为结构的总质量小于 0.6 kg,设计变量为主支撑结构各部分的厚度。

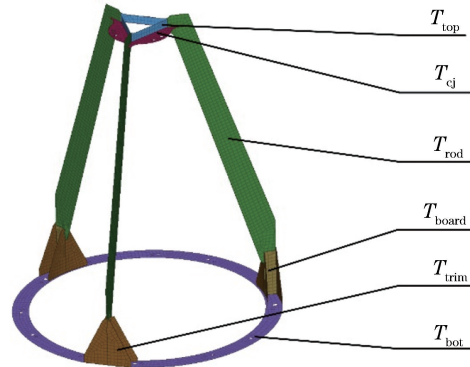


图 6 尺寸优化后主支撑结构的有限元模型
Fig. 6 Finite element model of main supporting structure after size optimization

通过 OptiStruct 软件进行尺寸优化,经过 18 步迭代,得到了主支撑结构各部位的尺寸优化结果,对优化尺寸进行合理取值后的结果如表 4 所示。

3.3 一体式主支撑结构的优化设计结果与对比

经拓扑优化设计和尺寸优化设计后确定了主支


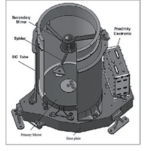
表 4 主支撑结构的尺寸

Table 4 Sizes of main supporting structure

Design variable	Variation range /mm	Optimization value /mm	Design value /mm
T_{top}	[1,3]	2.2	2
T_{cj}	[1,3]	1.6	2
T_{rod}	[2,6]	4.0	4
T_{board}	[5,12]	10.8	10
T_{trim}	[2,4]	3.3	3
T_{bot}	[6,10]	5.5	6

表 5 微纳遥感相机与 NAOMI 相机的结构与参数

Table 5 Structures and parameters of micro-nano remote-sensing camera and NAOMI camera

Item	Micro-nano remote-sensing camera	NAOMI camera
Structure		
Mass /kg	6	13
Dimension	$\phi 230 \text{ mm} \times 480 \text{ mm}$	$340 \text{ mm} \times 460 \text{ mm} \times 510 \text{ mm}$
Orbit altitude /km	500	680
Ground sample distance /m	2	2.5
Swath width /m	10	17.5

撑结构的材料分布和具体尺寸,并根据光学装调和各组件间的安装关系,完成了主支撑结构的设计。经过优化设计后的一体式主支撑结构的质量为 0.6 kg,仅占整机总质量的 9%左右,在约束函数范围内保证主支撑结构基频最大的同时,相机得以大幅减重。该微纳遥感相机与 NAOMI 相机结构与参数的对比如表 5 所示。

4 有限元分析

为了验证所设计的主支撑结构在带载状态下的性能,采用 HyperMesh 软件建立有限元模型,然后利用 Nastran 软件分别进行模态分析和静力学分析。

4.1 模态分析

模态分析是计算结构固有频率的主要手段之一,能够提供给定约束的固有频率和振型,以考察相机的动态刚度,并评估其力学特性^[13-15]。现建立一体式主支撑结构的有限元模型,并将其代入到微纳遥感相机的整机模型中,约束整机与卫星

平台的连接位置,进行约束模态分析。分析结果表明,该主支撑结构的一阶固有频率达到了 199 Hz,该阶次固有频率下的振型为桁架式主支撑结构的顶端在垂直于光轴的平面内的平动。另外,主支撑结构在沿光轴方向为主要振型的固有频率在第 6 阶,为 419 Hz。

4.2 静力学分析

在地面装调、检测及成像状态下,微纳遥感相机光轴与重力方向垂直。为了考察所设计的主支撑结构是否具有足够的刚度,以保证次镜相对主镜的位置,现设置 x 方向为重力方向,对整机进行有限元分析,结果如表 6 所示。分析结果表明,在地面装调、检测及成像状态下,次镜在重力方向(即 x 方向)的刚体偏心为 $4.3 \mu\text{m}$,刚体在 x 方向的扭转角 θ_x (俯仰角)为 $6.5''$,以上性能指标均在表 1 所示的光学系统公差范围内,可以证明该相机的主支撑结构对次镜组件具有足够的支撑刚度,足以克服重力对相机装调、检测及成像的影响。

表 6 静力学分析结果

Table 6 Results of statics analysis

Mirror	Rigid displacement			Twist angle		
	$\Delta x / \mu\text{m}$	$\Delta y / \mu\text{m}$	$\Delta z / \mu\text{m}$	$\theta_x / (")$	$\theta_y / (")$	$\theta_z / (")$
Primary mirror	Datum	Datum	Datum	Datum	Datum	Datum
Second mirror	4.3	0.0003	None	6.5	0.003	None

5 实验验证

5.1 正弦扫频实验

图 7 所示为微纳遥感相机力学振动实验现场,对装配完成的相机进行正弦扫频实验。模态分析结

果表明,主支撑结构的顶部变形较大,因此将传感器布置在次镜模拟件镜面和主支撑结构支撑杆这两个位置。

对实验对象在水平方向和轴向两个方向进行正弦扫频实验,正弦扫频实验数据如图 8 所示。表 7



图 7 振动测试现场

Fig. 7 In-site vibration test

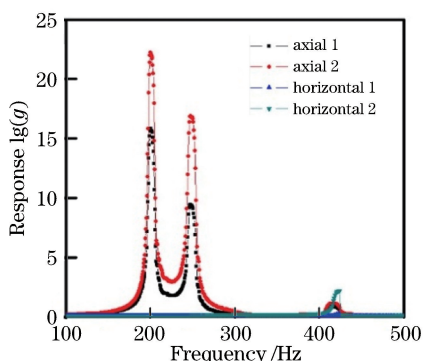


图 8 正弦扫频实验数据

Fig. 8 Test data of sine-frequency sweep

所示的实验结果表明,水平方向和轴向的固有频率分别为 200 Hz 和 423 Hz,与工程分析的结果相差不超过 1%,验证了拓扑优化方法和尺寸优化方法的可行性和工程分析的正确性。

表 7 正弦扫频实验和工程分析得到的固有频率的对比

Table 7 Comparison of intrinsic frequencies obtained from sine-frequency sweep experiment and engineering analysis

Loading direction	Intrinsic frequency from analysis / Hz	Intrinsic frequency from experiment / Hz	Error / %
Horizontal	199	200	0.5
Axial	419	423	1.0

5.2 静力学实验

目前,国内还没有满足地面失重状态的实验手段,因此本研究设计应用经纬仪测量 x 向重力载荷下次镜相对于基准棱镜俯仰角的变化值。具体原理为: x 向重力载荷下次镜相对基准棱镜的俯仰角为

θ_1 ,相机翻转 180° 后次镜相对于基准棱镜的俯仰角为 θ_2 ,此时可以认为相机受到两倍的重力影响。因此,次镜在 x 向的刚体倾斜角度为

$$\theta_x = \left| \frac{\theta_1 - \theta_2}{2} \right| \quad (8)$$

根据上述原理,本研究搭建了如图 9 所示的实验平台,其中 M2 为次镜。

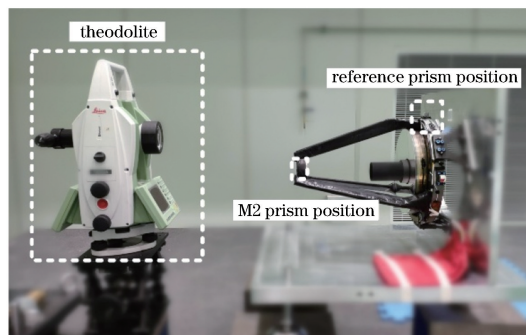


图 9 静力学实验现场

Fig. 9 In-site statics test

表 8 所示的实验结果表明,次镜相对于基准棱镜的刚体俯仰角 θ_x 为 $5.4''$,远低于表 1 中的光学公差要求,且与工程分析结果相差为 16%。结果表明该一体式主支撑结构刚度满足使用要求,考虑到地面温湿度和经纬仪误差的影响,能够说明本研究的静力学分析较为准确。

6 结 论

本研究针对某型号微纳遥感相机超轻、低功耗、短周期和低成本的要求,设计了一种应用钛合金制造的桁架式一体式超轻主支撑结构。建立了以基频为目标的拓扑优化数学模型,提出了推导优化目标函数灵敏度,并结合改进的 Heaviside 密度滤波方法,得到了主支撑结构拓扑优化模型的最优传力路径。确定了最佳材料分布后,同样以基频为目标建立尺寸优化数学模型,得到了一体式主支撑结构各部分最佳设计尺寸,设计完成后的一体式主支撑结构质量为 0.6 kg,仅占整机质量 9%左右,并将本研究的相机与同类相机进行了详细对比。有限元分析表明,在重力载荷下次镜的刚体偏心和刚体倾斜分别为 $4.3 \mu\text{m}$ 和 $6.5''$,整机基频为 199 Hz。实验结果表明,一体式主支撑结构基频为 200 Hz,与分析

表 8 静力学实验及工程分析得到的结果对比

Table 8 Comparison between statics test results and analysis data

Angle of pitch	Optical tolerance / (")	Data of analysis / (")	Data of test / (")	Error / %
θ_x	20	6.5	5.4	16

结果误差仅为 0.5%。次镜的刚体倾斜为 5.4", 与分析结果的误差为 16%。结果验证了本研究拓扑优化设计方法和尺寸优化设计方法的正确性, 同时证明了本研究设计的一体式主支撑结构满足了基频和光学公差要求。本研究为微纳遥感相机提供了一种轻质小巧、性能优良的主支撑结构, 为微纳遥感相机的研制提供了参考。

参 考 文 献

- [1] Ye Z, Li X W, Wang C, *et al.* Survey of technological development of optical payload for micro-nano satellite [J]. *Spacecraft Engineering*, 2016, 25(6): 122-130.
叶钊, 李熹微, 王超, 等. 微纳卫星光学载荷技术发展综述[J]. *航天器工程*, 2016, 25(6): 122-130.
- [2] Xin H W, Li Z L. Structural design for lightweight off-axis TMA space telescope [C]//2011 Second International Conference on Digital Manufacturing & Automation, August 5-7, 2011, Zhangjiajie, Hunan, China. New York: IEEE, 2011: 1125-1128.
- [3] Zhang L, Yao J S, Jia X Z, *et al.* Development of trusses made of carbon fiber composites for coaxial space remote sensors [J]. *Optics and Precision Engineering*, 2012, 20(9): 1967-1973.
张雷, 姚劲松, 贾学志, 等. 同轴空间相机碳纤维复合材料桁架结构的研制[J]. *光学精密工程*, 2012, 20(9): 1967-1973.
- [4] Luquet P, Chikouche A, Benbouzid A B, *et al.* NAOMI instrument: a product line of compact and versatile cameras designed for high resolution missions in Earth observation [J]. *Proceedings of SPIE*, 2017, 10566: 105660J.
- [5] Wang X Y, Guo C L, Hu Y L. Design and verification for front mirror-body structure of on-axis three mirror anastigmatic space camera [J]. *Acta Photonica Sinica*, 2011, 40(S1): 34-40.
王小勇, 郭崇岭, 胡永力. 空间同轴三反相机前镜身结构设计与验证[J]. *光子学报*, 2011, 40(S1): 34-40.
- [6] Gaudin-Delrieu C, Lamard J L, Cheroutre P, *et al.* The high resolution optical instruments for the Pleiades HR Earth observation satellites [J]. *Proceedings of SPIE*, 2017, 10566: 105660C.
- [7] Li W, Liu H W, Guo Q F, *et al.* Combined supporting structure of thin wall joint cylinder and supporting bar between primary mirror and second mirror in space camera [J]. *Optics and Precision Engineering*, 2010, 18(12): 2633-2641.
李威, 刘宏伟, 郭权锋, 等. 空间相机主次镜间的薄壁筒和支杆组合支撑结构[J]. *光学精密工程*, 2010, 18(12): 2633-2641.
- [8] Fransen S, Doyle D, Catanzaro B. Opto-mechanical modeling of the herschel space telescope at ESA/ESTEC [J]. *Proceedings of SPIE*, 2011, 8336: 833604.
- [9] Wei L, Zhang L, Xie P, *et al.* Optimization design and test for the front frame of a large off-axis TMA space camera [J]. *Acta Photonica Sinica*, 2017, 46(5): 0522001.
魏磊, 张雷, 解鹏, 等. 大型离轴三反空间相机前框架优化设计与实验[J]. *光子学报*, 2017, 46(5): 0522001.
- [10] Li Z L. Truss support structure design between primary mirror and secondary mirror in long focal length space camera [J]. *Laser & Infrared*, 2012, 42(1): 89-93.
李志来. 长焦距空间相机主次镜间桁架支撑结构设计[J]. *激光与红外*, 2012, 42(1): 89-93.
- [11] Xu S L, Cai Y W, Cheng G D. Volume preserving nonlinear density filter based on heaviside functions [J]. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 2010, 41(4): 495-505.
- [12] Guest J K, Prévost J H, Belytschko T. Achieving minimum length scale in topology optimization using nodal design variables and projection functions [J]. *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, 2004, 61(2): 238-254.
- [13] Zou B C, Gao W J, Wang W Z, *et al.* Research on structural vibration damage simulation for space camera using wavelet packet transform technique [J]. *Spacecraft Recovery & Remote Sensing*, 2018, 39(1): 87-93.
邹宝成, 高卫军, 王伟之, 等. 基于小波包分析的空间相机光机结构损伤仿真分析[J]. *航天返回与遥感*, 2018, 39(1): 87-93.
- [14] Li Z X, Chen X, Zhang L, *et al.* Design of Cartwheel flexural support for a large aperture space mirror [J]. *Acta Optica Sinica*, 2014, 34(6): 0622003.
李宗轩, 陈雪, 张雷, 等. 大口径空间反射镜 Cartwheel 型柔性支撑设计[J]. *光学学报*, 2014, 34(6): 0622003.
- [15] Li H X, Ding Y L, Zhang H W. Support system study of rectangular mirror [J]. *Acta Optica Sinica*, 2015, 35(5): 0523002.
李海星, 丁亚林, 张洪文. 矩形反射镜结构支撑技术研究[J]. *光学学报*, 2015, 35(5): 0523002.