

空间多载荷高精度拼接支撑结构的优化设计

裴彦伟¹, 谷松^{1,2,3}, 赵春娟^{1,2,3}, 赵相禹^{1,2,3}

(1. 长光卫星技术有限公司; 2. 中国科学院 长春光学精密机械与物理研究所; 长春 130033;

3. 中国科学院大学 研究生院, 北京 100049)

摘要: 针对遥感卫星在多载荷高精度拼接扩大幅宽时需保证成像质量的要求, 考虑多载荷之间的耦合, 对支撑结构进行空间布局优化以及结构/热控一体化设计。应用改进的 Heaviside 密度滤波拓扑优化方法获取最优结构/热控的材料分布形式, 结合多目标遗传算法进行详细优化设计, 获取支撑结构质量、一阶固有频率和载荷安装面面形精度的 Pareto 前沿解集, 优化所得支撑结构组件的一阶固有频率为 384.8 Hz, 质量为 9.47 kg, 安装面面形精度为 0.004 0 mm。对该结构进行静力和热变形仿真分析, 并开展振动和结构稳定性试验, 结果显示其星敏感器指向精度优于 9", 双相机光轴夹角变化满足指标要求, 即结构具有较优的结构/热稳定性, 满足遥感卫星对其高性能指标要求。

关键词: 多载荷拼接; 支撑结构; 热变形; 多目标遗传算法; 结构稳定性

中图分类号: V423.4

文献标志码: A

文章编号: 1673-1379(2022)01-0076-07

DOI: 10.12126/see.2022.01.011

Optimized design of support structure for space multi-load and high-precision splicing

PEI Yanwei¹, GU Song^{1,2,3}, ZHAO Chunjuan^{1,2,3}, ZHAO Xiangyu^{1,2,3}

(1. Chang Guang Satellite Technology Co. Ltd.; 2. Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics,

Chinese Academy of Sciences: Changchun 130033, China;

3. Graduate School, University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

Abstract: In order to ensure the imaging quality of the multi-load remote-sensing satellite for high-precision splicing with the expanded image width, the spatial layout of the multiple loads is optimized with consideration of the coupling between the multiple loads, and a thermo-structural integration design scheme is proposed. The improved Heaviside density filter topology optimization method is applied to obtain the optimal structure/thermal material distributions, the multi-objective genetic algorithm is used for the detailed optimization design, and the Pareto front solution groups of the mass of the support structure are used to obtain the first-order natural frequency and the RMS of the surface figure. The optimized parameters of the support structure are obtained: the first-order natural frequency is 384.8 Hz; the mass is 9.47 kg; the configuration accuracy of the installation face is 0.004 0 mm. Then, the static load and the thermal deformation analyses are carried out, together with the vibration and structural test validation. It is shown that the support structure enjoys a good balance between light weight and structural & thermal stability in that the pointing accuracy of the star sensor is better than 9", and the angle change between the optical axes of dual cameras is acceptable. Therefore, the support structure can meet the requirements of the remote sensing satellite for high-quality imaging.

Keywords: multi-load splicing; support structure; thermal deformation; multi objective genetic algorithm; structural stability

收稿日期: 2021-04-01; 修回日期: 2022-01-18

引用格式: 裴彦伟, 谷松, 赵春娟, 等. 空间多载荷高精度拼接支撑结构的优化设计[J]. 航天器环境工程, 2022, 39(1): 76-82

PEI Y W, GU S, ZHAO C J, et al. Optimized design of support structure for space multi-load and high-precision splicing[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2022, 39(1): 76-82

0 引言

近年来,随着对遥感信息捕获量要求的不断提高,空间遥感卫星逐步向高分辨率、轻小化、宽幅成像等方向发展。为克服低幅宽光学载荷因幅宽小而导致成像覆盖物面窄、成像效率低的缺陷,遥感卫星常采用多载荷图像拼接成像的方式来增大幅宽^[1-4]。但现有遥感卫星多载荷安装平台面临两个突出问题:一方面,光学载荷间以及光学载荷与星敏感器间的强耦合性难以得到满足,且受到运载器包络的限制,一体化设计困难,通常采用多载荷分离安装的结构形式^[5],导致光学相机及星敏感器结构稳定性差;另一方面,多载荷安装平台在轨工作受日照交变和季节变化的影响,导致其环境温度波动较大,平台的结构热变形引起有效载荷指向变化,进而影响有效载荷无控定位精度^[6-8],尤其对多载荷图像拼接融合精度影响更大。因此,将光学相机和星敏感器安装在同一平台上进行一体化设计^[9-10],提高平台的刚度^[11],采用低热膨胀系数的材料来减小载荷安装平台的翘曲变形^[12-13]等已经成为遥感卫星设计中的重点和关键。

本文针对双光学相机图像高精度拼接要求,基于结构/热控一体化设计理念,优化多载荷空间布局,利用主/被动热控相结合的方法提高多载荷支撑结构的温度分布均匀性,降低结构热变形。将滤波法拓扑优化和多目标遗传算法相结合的设计方案应用到多载荷支撑结构优化设计中,在拓扑优化获取最优构型的基础上进行以质量、刚度、面形精度为目标的多目标遗传算法优化,获取比刚度和面形精度高的一体化支撑结构,以提高星敏感器指向精度和双光学相机安装精度,降低光学系统成像误差;并结合有限元分析和振动试验验证该结构的各项性能指标是否满足设计要求。

1 空间多载荷高精度拼接系统

1.1 拼接成像系统及拼接误差来源分析

遥感卫星采用长焦镜头相机获取高分辨率影像,但也带来观测视场变小的问题;同时,受限于时间延迟积分 CCD 器件的尺寸和像元特性,无法满足大幅宽、高分辨率成像需求。为解决此问题,通常采用双光学相机拼接成像技术,每台相机具备独

立的光学系统,严格按照各自的几何成像模型,同时进行推扫观测。如图1所示,双相机拼接成像系统包含2台高分辨率相机、姿控部件及多载荷支撑结构。2台完全相同的光学相机组合安装在高稳定性的支撑结构上,两相机的光轴成一定夹角 φ ,保证一定的视场覆盖重叠区域,以便通过该区域图像匹配的方式进行图像高精度拼接融合。

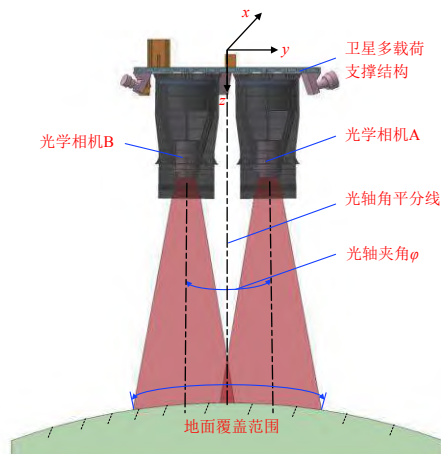


图1 双相机拼接成像系统示意图

Fig. 1 Schematic diagram of dual-camera splicing imaging system

双相机图像拼接系统的精度主要受相机几何定位精度一致性和高程误差的影响。几何定位精度的一致是双相机图像高精度拼接的几何基础,可通过在轨高精度的几何标定来降低相机间的差异对几何定位精度一致性的影响。而高程误差是指卫星在发射阶段经历复杂的振动环境以及在轨工作经受反复交变的热环境导致支撑结构变形引起的各相机主光轴与轨道方向之间夹角的变化,其对拼接精度带来的影响须通过提高支撑结构的结构和热稳定性来降低。

1.2 多载荷空间布局优化

高精度拼接系统的多载荷空间布局如图2所示。为保证高分辨率遥感卫星的定姿精度和成像质量,将光学载荷和姿控部件集成于同一支撑结构;双光学相机安装在支撑结构正面,并保证相机光轴指向稳定;3台星敏感器安装在支撑结构外侧,并分布在光学相机四周,三者成一定角度以满足视场规避要求,同时提高载荷指向精度。根据载荷热源分布,为保证支撑结构的热均匀性,将陀螺和光学单元安装在支撑结构背面外侧;考虑所承载的高精度

器件对结构和热稳定性较为敏感,支撑结构采用刚度高、热膨胀系数低的碳化硅材料,以提高结构抗力/热扰动的能力。

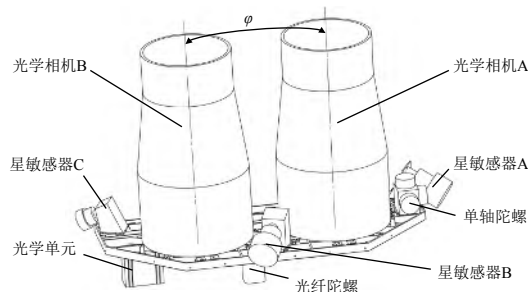


图2 多载荷空间布局示意
Fig. 2 The spatial layout of multiple loads

1.3 支撑结构的结构/热控一体化设计

为了提高整个支撑结构的热稳定性,降低多载荷安装面由温度变化引起的变形,采取主/被动相结合的热控措施使支撑结构正、背面温度趋于一致——正面粘贴加热片调整结构温度,进行主动控温;背面安装热管加速热量传递,进行被动控温。支撑结构的结构/热控一体化设计如图3所示。



图3 支撑结构的结构/热控一体化设计
Fig. 3 The thermo-mechanical integrated design of the support structure

2 支撑结构优化设计

2.1 拓扑优化的数学模型

为了保证遥感卫星的成像质量,在有限包络和质量约束前提下,寻求多载荷支撑结构的最优力传递路径。以某小卫星多载荷拼接系统的支撑结构为优化对象,其性能指标要求为:已知在固支约束条件下,结构包络尺寸在 $(1200 \pm 0.5) \text{ mm} \times (500 \pm 0.5) \text{ mm} \times (40 \pm 0.5) \text{ mm}$ 范围内,支撑结构须承受横向过载 $3g_n$,纵向过载 $12g_n$,温度载荷 3°C 温差;优化约束条件为:结构质量不大于 9.5 kg ,安装面面形精度优于 0.0045 mm ,双相机光轴夹角变化小于 $15''$ (其中由温度载荷引起的小于 $10''$,由地面重力和振动引起的小于 $5''$),星敏感器在轨工作指向精度优于 $10''$ 。

考虑到多载荷支撑结构的跨度大,为保证

双相机光轴夹角的稳定,其支撑结构刚度必须满足要求,因此以优化结构的一阶固有频率为目标,拓扑优化的数学模型为

$$\begin{cases} \text{Find } \mathbf{x} = [x_1, x_2, \dots, x_n]^T \\ \max \left\{ \min \{ \omega_j^2 \} \right\} \\ j=1,2,\dots,J \\ \text{s.t. } \mathbf{K}\phi_j = \omega_j^2 \mathbf{M}\phi_j \\ \phi_j^T \mathbf{M}\phi_k = \delta_{jk}, \quad j \geq k, \quad k, j = 1, \dots, J \\ \sum_{e=1}^N \rho_e V_e - V^* \leq 0, \quad V^* = \alpha V_0 \\ \sqrt{\frac{1}{m} \sum_{i=1}^m \left[(x_i - x'_i)^2 + (y_i - y'_i)^2 + (z_i - z'_i)^2 \right]} \leq e_{\text{rms}}^* \\ 0 \leq x_{\min} \leq x_e \leq x_{\max} \leq 1, \quad e = 1, \dots, N \end{cases} \quad (1)$$

式中: $\mathbf{x}$ 为设计变量, x_e 为单元设计变量; ω_j 为第 j 阶特征频率; ϕ_j 为与 ω_j 相对应的特征矢量; $\mathbf{K}$ 和 $\mathbf{M}$ 分别为对称的正定刚度矩阵和质量矩阵; δ_{jk} 为克罗内克 δ 函数, j 为特征频率的阶次, J 为最大阶次; ρ_e 为单元灵敏度; V_e 为单元体积; N 为单元总数; V^* 为结构体积上限值; V_0 为设计区域的体积; α 为设计区域的约束体积分数,表示优化后体积与优化前体积之比,取为 0.45 ; (x_i, y_i, z_i) 和 (x'_i, y'_i, z'_i) 分别为设备安装面上各节点原始和变形后的坐标, m 为安装面单元节点数量; e_{rms}^* 为安装面面形精度均方根值,取为 0.0045 mm 。

2.2 拓扑优化过程

根据多载荷空间布局优化结果,考虑光学系统要求和光学元器件安装位置等因素,划分设计区域和非设计区域空间,以质量点代替安装在支撑结构上的光学相机和星敏感器等,建立多载荷支撑结构的拓扑优化有限元模型。采用滤波方式消解拓扑优化中普遍存在的棋盘格和网格依赖现象。本文采用改进的 Heaviside 密度滤波方法^[14],其数学模型为

$$\bar{p}_e = \begin{cases} \eta \left\{ \exp \left[-\beta \left(1 - \frac{p_e}{\eta} \right) \right] - \left(1 - \frac{p_e}{\eta} \right) \exp(-\beta) \right\}, & 0 \leq \bar{p}_e \leq \eta \\ (1-\eta) \left\{ 1 - \exp \left[-\frac{\beta(p_e - \eta)}{1-\eta} \right] \right\} + (p_e - \eta) \exp \left(\frac{-\beta}{1-\eta} \right) + \eta, & \eta \leq \bar{p}_e \leq 1 \end{cases} \quad (2)$$

式中: p_e 、 $\bar{p}_e$ 分别为滤波前、后的单元密度; β 为优化

调节参数; η 为 Heaviside 滤波函数的形式调节参数,改进 Heaviside 滤波函数之 $\eta=0.5$ 。采用 Heaviside 密度滤波方法能够使单元密度更趋近于 0 或 1,进而获得更加清晰的传力路径。以该方法获取的拓扑优化结构密度等值分布如图 4 所示。实际加工过程中,红色区域为材料保留区域,蓝色部分为材料去除区域,密度为中间值所对应的区域为假想材料,实际加工时无法实现,须结合装配和加工工艺进行工程化设计。拓扑优化后,结构组件一阶固有频率为 368.5 Hz,体积分数降低了 48.7%。

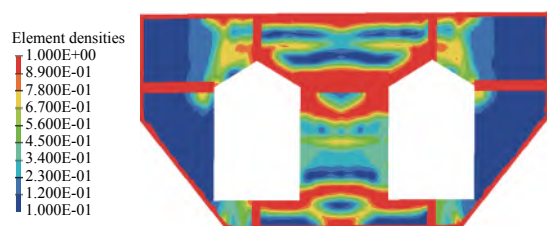


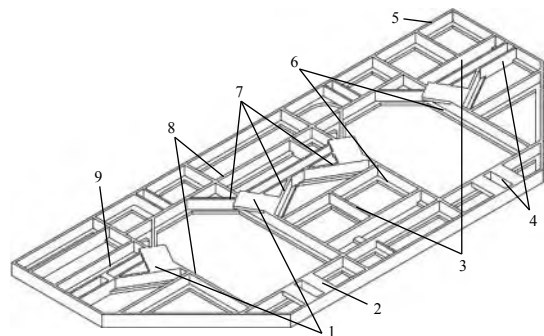
图 4 支撑结构的拓扑优化设计结果

Fig. 4 The result of topology optimization of the support structure

2.3 多目标遗传算法优化

实际多目标函数优化问题通常包含冲突的数学描述,试图寻找一组解使所有目标函数的值均达到最优是十分困难的。传统多目标优化采用某种策略对多目标进行加权,将多目标问题转换为单目标问题;而多目标遗传算法(MOGA)收敛快、全局搜索性强,能获取一系列的最优解集,即 Pareto 值。

以拓扑优化获取最优的构型为基础进行参数化建模,进一步确定对支撑结构刚度、质量及载荷安装面面形精度等影响较大的加强筋尺寸参数,根据载荷和热源分布对支撑结构进行区域划分,提取 9 个部位(见图 5)的厚度尺寸作为优化变量,设计变量值变化范围 $\pm 20\%$ 。

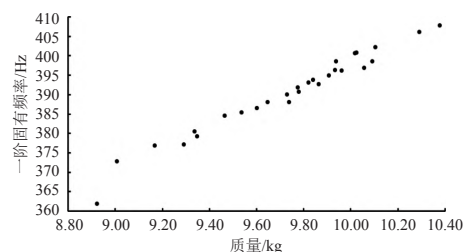


1—主安装面;2—副安装面;3—内侧副筋;4—连接面主筋;
5—外围筋;6—底面;7—内侧斜筋;8—内侧主筋;9—连接面。

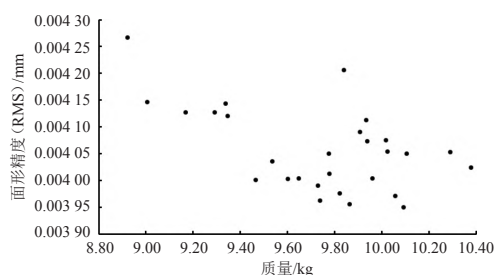
图 5 支撑结构的参数化模型

Fig. 5 The parametric model of the support structure

利用 MOGA 求解获取结构质量、结构一阶固有频率和安装面面形精度的 Pareto 前沿解,如图 6 所示,图中每一个点都是一个 Pareto 边界点。理想状态是所追求的质量、一阶固有频率、面形精度 3 个目标都达到最优,但质量与固有频率以及质量与面形精度目标是相互矛盾的,无法同时达到最优,需结合实际工程应用要求进行权衡与取舍。从图 6 可以看出:优化后的支撑结构质量范围为 8.922~10.4 kg,相比优化前的 10 kg,最多可减小 10.78%;一阶固有频率范围为 361.8~407.7 Hz,相比优化前的 361.8 Hz,最多可提高 12.68%,面形精度范围为 0.003 95~0.004 27 mm,相比优化前的 0.004 27 mm,最多可提高 7.5%。支撑结构的刚度指标完全满足设计要求,因此质量和面形精度成为设计参数选取时的主要考虑因素。



(a) 一阶固有频率的 Pareto 解



(b) 面形精度的 Pareto 解

图 6 多目标遗传算法获得的支撑结构 Pareto 最优解集
Fig. 6 Pareto optimal solution set of the support structure obtained by multi-objective genetic algorithm

通过对质量和面形精度的 Pareto 解进行对比分析,考虑加工工艺和安装要求等,权衡确定加工尺寸参数,最终优化后的支撑结构(见图 7)质量为 9.47 kg,安装面面形精度为 0.004 0 mm,固支约束条件下的一阶固有频率为 384.8 Hz。



图 7 优化后的支撑结构

Fig. 7 The optimized support structure

3 仿真分析

为了验证本文优化设计方法的可行性和多载荷支撑结构的结构/热稳定性,对最终优化结构进行静力学和热变形仿真分析。

3.1 静力分析

双光学相机在地面进行组合安装、检测、成像时,重力作用下会使支撑结构产生一定的变形,而空间微重力环境下会产生回弹变形。为了考查支撑结构是否具有足够的刚度保证双相机光轴夹角固定及安装面形精度满足要求,对双相机组件在 x 、 y 、 z 方向分别施加 $1g_n$ 自重的等效静载荷,进行静力学仿真分析,结果如表1所示。可以看到,重力引起的面形精度 RMS 值最大为 0.002 1 mm,双相机光轴夹角的变化值最大为 2.09",分别满足设计要求的优于 0.004 5 mm 和优于 5"。从而表明支撑结构具有足够的刚度以克服地面重力对双相机安装精度的影响,结构稳定性优异。

表1 重力对支撑结构(进而对安装精度)的影响

Table 1 The influence of gravity on the supporting structure, as well as the installation precision

重力加载方向	面形精度 RMS值/mm	双相机光轴夹角变化值/(")
x	0.001 4	0.51
y	0.002 1	2.09
z	0.001 8	0.95

3.2 支撑结构热变形仿真

多载荷支撑结构的热变形直接影响着双光学相机系统的拼接成像精度、星敏感器定姿精度和陀螺导航精度等。为获得支撑结构的热稳定性,对其进行力/热一体化分析:首先根据整星任务剖面在轨温度分布获取温度边界条件;然后将温度数据映射到支撑结构的力学有限元分析模型中,通过加载热载荷进行仿真获得各节点位移数据;基于最小二乘法拟合各载荷安装面法向矢量,最后计算各法向矢量与基准坐标轴夹角的变化。分析流程如图8所示。

设安装面上各节点的原始及热变形后坐标矩阵分别为:

$$A = \begin{bmatrix} x_1 & x_2 & \cdots & x_m \\ y_1 & y_2 & \cdots & y_m \\ z_1 & z_2 & \cdots & z_m \end{bmatrix}, B = \begin{bmatrix} x'_1 & x'_2 & \cdots & x'_m \\ y'_1 & y'_2 & \cdots & y'_m \\ z'_1 & z'_2 & \cdots & z'_m \end{bmatrix}, \quad (3)$$

则有,空间平面方程

$$(BB^T)c' = 0, (AA^T)c = 0, \quad (4)$$

式中: c' 为热变形后拟合曲面的法向矢量; c 为原始面的法向矢量。

安装面上载荷2相对载荷1的指向精度为

$$\Lambda = \left(\arccos \frac{c'_2 c'_1}{|c'_2| |c'_1|} - \arccos \frac{c_2 c_1}{|c_2| |c_1|} \right) \frac{180}{3600\pi}, \quad (5)$$

式中 Λ 的单位为角秒(")。

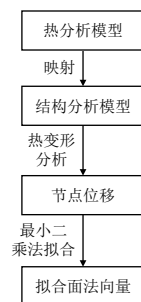


图8 支撑结构力/热一体化分析流程

Fig. 8 Flowchart of thermo-mechanical integrated analysis of the support structure

利用有限元方法对多载荷支撑结构进行热变形分析,考虑高温工况条件更为恶劣,提取高温工况下各载荷安装面节点的位移数据拟合安装面法线,根据式(5)计算获取星敏感器相对光学相机的指向精度和安装面面形精度,结果如表2所示。

表2 星敏感器指向精度及安装面面形精度

Table 2 The pointing accuracy and the root mean square of the installation surface

状态	星敏感器	相对光学相机A的指向精度/(")	相对光学相机B的指向精度/(")	安装面面形精度/mm
优化前	A	15.36	16.45	0.009 7
	B	9.58	9.24	
	C	11.84	12.13	
优化后	A	8.25	8.16	0.004 0
	B	5.24	5.16	
	C	7.26	7.38	

从表2可以看出,优化后支撑结构安装面面形精度大幅提升,星敏感器的指向精度均优于 9",验证了拓扑优化和多目标遗传算法相结合优化方法的有效性,经优化设计的支撑结构具有较优的热稳定性,满足多载荷拼接成像系统对其指标要求。

4 试验验证

4.1 振动响应特性试验

为了验证多载荷支撑结构的力学性能,进行整星正弦振动试验,对支撑结构、光学相机及3个星敏感器组件安装位置的试验数据进行提取,结果如表3所示。

表 3 正弦振动试验结果			
Table 3 Sinusoidal vibration test results			
数据点	x 向/ g_n	y 向/ g_n	z 向/ g_n
支撑结构安装点	5.82	6.97	4.59
光学相机	6.28	6.49	2.07
星敏感器A	5.75	7.19	5.09
星敏感器B	5.44	7.21	5.44
星敏感器C	6.61	7.39	2.88

从试验结果可以看出,光学相机的正弦振动响应低于 $8g_n$,星敏感器的响应低于 $10g_n$,支撑结构具有较前两者更低的加速度响应放大倍数。表明多载荷支撑结构具有足够的刚度,满足整星发射阶段力学环境要求。

4.2 结构稳定性验证

为了验证支撑结构经历温度载荷、振动作用后的结构稳定性,采用立体光学测量方法^[15]对双相机光轴角度变化进行测量,测量设备包括 4 台经纬仪和 2 个立方镜。具体步骤如下:如图 9 所示,将双相

机组件置于稳定的平台上,平台上布置 0.5"徕卡经纬仪,同时分别在稳定性力学工装端面粘贴基准立方镜 1,在光学相机 A、B 安装面粘贴立方镜 2 和 2'。分别测量两立方镜相对基准镜 1 的 3 个方向角度,并将温度载荷及振动作用后的角度数据与初始状态对比,获取载荷作用后的角度变化量,以判断结构的稳定性。检测数据汇总于表 4,每种状态下测量 10 次,取算术平均值以减小测量误差,其中初始状态为重力载荷作用。

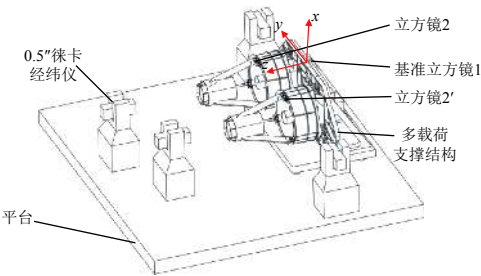


图 9 支撑结构稳定性检测装置
Fig. 9 Settings for measuring the structural stability of the support structure

表 4 支撑结构稳定性检测数据						
Table 4 Measurement data of structural stability of the support structure						
状态		初始状态 $\Delta_0(^{\circ})$	温度载荷 $\Delta_1(^{\circ})$	振动作用后 $\Delta_2(^{\circ})$	$ \Delta_1-\Delta_0 $ (")	$ \Delta_2-\Delta_0 $ (")
立方镜 2	x 向	0.121 07	0.122 18	0.121 49	3.996	1.512
	y 向	0.522 79	0.524 95	0.523 34	7.776	1.980
	z 向	0.516 09	0.517 36	0.515 57	4.572	1.872
立方镜 2'	x 向	0.026 63	0.025 24	0.027 57	5.004	3.384
	y 向	0.531 54	0.533 24	0.532 29	6.120	2.700
	z 向	0.531 24	0.532 96	0.530 48	6.192	2.736

从表 4 可见,双相机光轴夹角在温度载荷作用下变化最大为 $7.776''$,在振动作用后变化最大为 $3.384''$,满足拼接安装精度变化由温度载荷引起的小于 $10''$ 和由振动引起的小于 $5''$ 的指标要求;而温度载荷作用下光轴角度变化明显高于振动作用后,则表明支撑结构对热变形更为敏感,合理的控温措施对于保证光学相机指向精度效果更优。

5 结束语

本文针对某遥感卫星采用双相机拼接融合技术扩大幅宽后须保证成像质量和定位精度的要求,基于结构/热控一体化设计理念,将拓扑优化和多目标遗传算法相结合,进行了多载荷高精度支撑结构的优化设计,得到一种高比刚度、高热稳定性的支撑结构。

首先根据双相机图像拼接需求,充分考虑结构/

热稳定性,对多载荷支撑结构进行布局优化,采用主/被动相结合的热控措施,实现结构/热控一体化设计。然后对支撑结构在复杂的力/热多工况下进行拓扑优化,利用改进 Heaviside 密度滤波方法获取最优的结构构型。再对获取的构型进行工程优化设计,提取多个尺寸设计变量进行多目标遗传算法优化,获取轻量化程度高、热稳定性优的高精度一体化支撑结构。对支撑结构进行有限元仿真校验和试验验证表明,优化后支撑结构的质量为 9.47 kg ,一阶固有频率为 384.8 Hz ,安装面面形精度为 0.004 0 mm ,热变形导致的星敏感器绕轴姿态误差小于 $9''$ 。验证了拓扑优化与多目标遗传算法相结合的有效性,所设计支撑结构能够满足遥感卫星力/热学环境下的刚度和稳定性要求以及高精度图像拼接和定位需求。

该设计方案和支撑结构已在某遥感卫星上成功应用, 可为后续多载荷支撑结构优化设计提供参考。

参考文献 (References)

- [1] 史伟国, 周立民, 靳颖. 全球高分辨率商业遥感卫星的现状与发展[J]. 卫星应用, 2012(3): 43-50
- [2] 胡芬, 金淑英. 高分辨率光学遥感卫星宽幅成像技术发展浅析[J]. 地理信息世界, 2017, 24(5): 45-50
HU F, JIN S Y. Study on the development of wide swath imaging technology about high-resolution optical remote sensing satellites[J]. Geomatics World, 2017, 24(5): 45-50
- [3] 谭政, 相里斌, 吕群波, 等. CX-6(02) 微纳卫星超分辨率成像[J]. 遥感学报, 2019, 23(2): 196-204
TAN Z, XIANG L B, LÜ Q B, et al. CX-6(02) micro-nano satellite super-resolution imaging[J]. Journal of Remote Sensing, 2019, 23(2): 196-204
- [4] 么鸿原, 林雪原, 王海鹏, 等. 针对高分辨率遥感图像的融合拼接算法[J]. 计算机工程与设计, 2019, 40(11): 3230-3235
YAO H Y, LIN X Y, WANG H P, et al. Fusion and stitching algorithm for high-resolution remote sensing image[J]. Computer Engineering and Design, 2019, 40(11): 3230-3235
- [5] 尤政, 王翀, 邢飞, 等. 空间遥感智能载荷及其关键技术[J]. 航天器返回与遥感, 2013, 34(1): 35-43
YOU Z, WANG C, XING F, et al. Key technologies of smart optical payload in space remote sensing[J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2013, 34(1): 35-43
- [6] 王志国, 彭海阔, 满孝颖, 等. 卫星高精度载荷安装平台热变形隔离技术研究[J]. 航天器工程, 2017, 26(2): 69-76
WANG Z G, PENG H K, MAN X Y, et al. Research on thermal deformation isolation for high-precision satellite platform mounted payload[J]. Spacecraft Engineering, 2017, 26(2): 69-76
- [7] 王任享, 王建荣, 胡莘. 光学卫星摄影无控定位精度分析[J]. 测绘学报, 2017, 46(3): 332-337
WANG R X, WANG J R, HU X. Analysis of location accuracy without ground control points of optical satellite imagery[J]. Acta Geodaetica et Cartographica Sinica, 2017, 46(3): 332-337
- [8] 李林, 王栋, 徐婧, 等. 飞轮组件微振动对高分辨率光学卫星光轴的影响[J]. 光学精密工程, 2016, 34(10): 2515-2522
LI L, WANG D, XU J, et al. Influence of micro-vibration of flywheel components on optical axis of high resolution optical satellite[J]. Optics and Precision Engineering, 2016, 34(10): 2515-2522
- [9] 谢晓光, 杨林. 对地观测敏捷小卫星星载一体化结构设计[J]. 红外与激光工程, 2014, 43(B12): 53-58
XIE X G, YANG L. Spaceborne integration design of smart small earth observation satellite structure[J]. Infrared and Laser Engineering, 2014, 43(B12): 53-58
- [10] 刘百麟, 董艺, 魏巍. 卫星平台机热一体化设计探讨[J]. 航天器工程, 2016, 25(2): 25-31
LIU B L, DONG Y, WEI W. Discussion on mechanical thermal integrated design of satellite platform[J]. Spacecraft Engineering, 2016, 25(2): 25-31
- [11] 李林, 王栋, 谭陆洋, 等. 微小卫星星敏感器支架的优化设计与试验[J]. 光学精密工程, 2016, 24(6): 1352-1358
LI L, WANG D, TAN L Y, et al. Optimization design and test for bracket of star sensor in micro-satellite[J]. Optics and Precision Engineering, 2016, 24(6): 1352-1358
- [12] 袁健, 沙巍, 陈长征, 等. 空间相机桁架式支撑结构的集成优化设计[J]. 红外与激光工程, 2015, 44(12): 3661-3666
YUAN J, SHA W, CHEN C Z, et al. Integrated optimization design of truss-supporting structure for space camera[J]. Infrared and Laser Engineering, 2015, 44(12): 3661-3666
- [13] 王波, 王朋朋, 姚永田, 等. 一种伞状天线反射器型面热变形测量及分析模型在轨预示[J]. 航天器环境工程, 2020, 37(3): 269-274
WANG B, WANG P P, YAO Y T, et al. Thermal deformation testing for an umbrella antenna reflector and on-orbit prediction with verified model[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2020, 37(3): 269-274
- [14] 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
- [15] 王智, 吴国栋. 测绘相机立方镜与星敏立方镜转换矩阵的标定[J]. 光学精密工程, 2012, 20(1): 96-101
WANG Z, WU G D. Calibration of transition matrix on cubic prisms in mapping camera and star sensor[J]. Optics and Precision Engineering, 2012, 20(1): 96-101

(编辑: 张艳艳)

一作简介: 裴彦伟 (1991—), 男, 硕士学位, 现从事卫星结构设计与仿真分析工作。E-mail: peiyanwei@126.com。