

大口径离轴反射镜四点热锁辅助支撑设计与验证

王春雨, 伏瑞敏, 王 聪, 牛锦川, 张 超, 赵英龙, 张生杰, 黄 阳, 崔程光

(北京空间机电研究所, 北京 100094)

摘要: 针对大口径离轴反射镜组件高面形精度、高可靠性和高稳定性支撑的要求, 设计了一种中心筒支撑配合四点可自由加、解热锁辅助支撑的离轴反射镜新型复合支撑方案, 热锁部件在力学试验和发射过程中锁紧, 地面测试及在轨时释放, 在保证面形的同时, 有效提升了反射镜组件基频及抗力学性能, 并在某空间遥感器 706 mm×560 mm 口径离轴反射镜组件研制中进行了验证, 结果表明采用四点热锁辅助支撑的反射镜组件在加锁后动态性能优良, 满足基频大于 120 Hz、静载 30 g 条件下胶应力 ≤ 3 MPa 的要求, 且加锁前及解锁后面形均满足 RMS 优于 $\lambda/40$ ($\lambda=632.8$ nm) 的要求, 验证了该设计的有效性。

关键词: 离轴反射镜; 空间遥感器; 高稳定性; 热锁; 复合支撑; 动态性能
中图分类号: TP702 **文献标志码:** A **DOI:** 10.3788/IRLA20210007

Design and verification of four auxiliary support points by heat lock for large aperture off-axis mirror

Wang Chunyu, Fu Ruimin, Wang Cong, Niu Jinchuan, Zhang Chao, Zhao Yinglong,
Zhang Shengjie, Huang Yang, Cui Chengguang

(Beijing Institute of Space Mechanics & Electricity, Beijing 100094, China)

Abstract: Aiming at the requirements of high surface accuracy, high reliability and high stability of large aperture off-axis mirror assembly, a new type of composite support scheme for off-axis mirror was designed, which was supported by central cylinder and four points that could lock or unlock freely. The heat locking parts were locked during mechanical test and launching, released during ground test and on orbit. It could effectively improve the fundamental frequency and the ability to resist vibration, while ensuring the surface quality. In the end, the design was verified in the development of 706 mm×560 mm off-axis mirror assembly of a space remote sensor. The results show that the dynamic performance of the mirror assembly is very excellent when the four auxiliary support points is locking, that can meet the requirements of adhesive stress ≤ 3 MPa when the fundamental frequency is greater than 120 Hz and the static load is greater than 30 g, and the RMS of the surface of the mirror is better than $\lambda/40$ ($\lambda=632.8$ nm) when the four auxiliary support points locked or unlocked. The support design is reasonable and effective.

Key words: off-axis mirror; space remote sensor; high stability; heat lock; composite support; dynamic performance

收稿日期: 2021-01-04; 修订日期: 2021-03-30

基金项目: 国家自然科学基金 (41871278)

作者简介: 王春雨, 男, 高级工程师, 硕士, 主要研究方向为航天遥感相机装调与检测。

0 引言

随着空间遥感器分辨率和探测灵敏度的不断提高,光学系统口径也越来越大,光学元件口径也相应增大,对其性能要求也越来越高。作为空间遥感器关键部件的各反射镜组件从研制到在轨使用的过程中,要能经受装调、力学试验、热试验、长途运输、发射和在轨运行的复杂环境考核,要求具有很好的热、力学性能,保证在地面装调及发射过程中承受超重和外界激励而不产生非弹性变形,甚至破坏^[1-2]。因此,大口径反射镜的支撑结构具有良好的环境适应能力,是获取高品质和高稳定性空间遥感器的关键。

常见的反射镜支撑方式主要分为重力卸载支撑方式、主动光学支撑方式和被动支撑方式。重力卸载支撑难点在于精确卸载重力、卸载残余要足够小,设计与实现难度较大;主动光学支撑结构复杂,实现难度大,可靠性也不高;被动支撑方式较为成熟,结构简单,具有高可靠性和高稳定性,更易于实现轻量化设计。主动光学支撑方式和重力卸载支撑方式多用于支撑 1 m 口径以上的大尺寸反射镜,小于 1 m 口径的反射镜更多采用被动支撑方式^[2-4]。被动支撑方式作为最常用的反射镜支撑方式,国内外均有很成熟的研究及工程研制实例。国外,空间红外望远镜 SOFIA 反射镜采用侧面 Bipod 支撑、背部 Whiffletree 支撑相结合的方案实现空间六自由度限制;超新星加速探测器 SNAP 采用 Bipod 支撑方案实现主镜空间定位;国内,谭进国对适用于小口径反射镜的周边支撑技术进行了研究,面形精度 RMS 可达 11 nm;任建岳、包奇红等采用背部中心支撑方案完成超轻量化圆形主镜装调;徐宏、关英俊等人采用背部三点支撑方案完成 1 m 口径反射镜支撑装调^[5-7]。周边支撑简单方便,但对于大口径反射镜,会增加结构尺寸,不利于轻量化设计,也难以获得较高的面形精度。背部多点支撑容易获得较高面形精度,但结构复杂,体积大,质量大,还往往需要引入复杂柔性铰链系统,增加设计、加工、装调难度^[8]。

文中设计了一种中心筒支撑配合四点热锁辅助支撑的大口径离轴反射镜复合支撑方案,在满足良好的加工、装配工艺性及轻量化设计要求的前提下,通过增加热锁辅助支撑,解决单中心筒支撑刚度较低

问题,同时在振动试验和发射主动段起到限幅作用,有效降低了力学环境下胶接应力对面形的影响。该方案应用于某空间遥感器的口径为 706 mm×560 mm 的离轴反射镜支撑设计,顺利通过力学试验,结果表明满足指标要求,验证了该支撑方式的有效性。

1 反射镜支撑方案

1.1 反射镜支撑原则

对于空间遥感器反射镜的稳定支撑,主要有两个支撑原则:一是对反射镜进行空间定位,确保反射镜在光学系统中位于确定的空间位置;二是保证镜体刚度,使反射镜组件的镜面面形精度满足成像的精度需求^[9-15]。按照第一条原则,应该将反射镜看做一个刚体,采用依据机构运动学原理,约束反射镜的六个空间自由度,支撑形式应该为静定或超静定结构;按第二条原则,应该将反射镜视为弹性体,通过提升镜体自身刚度或者增加支撑点数来保证镜体自身变形最小,如采用轻量化结构来提高等效结构刚度、采用高刚度材料(如 SiC)、增加支撑点数等来减小镜体弯曲变形。

1.2 反射镜支撑结构选取

反射镜被动支撑方式一般包括装框式周边支撑、单点中心支撑、背部支撑和复合支撑等。装框式周边支撑较为成熟,主要适用于小口径反射镜的支撑;单点中心支撑一般适用于光轴竖直状态加工、使用状态任意的口径小于 400 mm 的反射镜;背部多点支撑一般适用于光轴竖直状态加工、光轴竖直状态使用的中大口径反射镜;复合支撑方式主要适用于光轴竖直状态加工、使用状态任意的中大口径反射镜^[2]。文中论述的某空间遥感器的主镜为离轴非球面反射镜,口径 706 mm×560 mm,采用 SiC 材料,光轴竖直状态加工,光轴水平状态检测及使用,要求组件装调完成后光轴水平(长轴与地面平行)重力作用、1 °C 均匀温升情况下面形变化 $RMS \leq \lambda/100$ ($\lambda=632.8$ nm),光轴水平状态检测时最终面形误差 RMS 值优于 $\lambda/40$,基频高于 120 Hz,静载 30 g 条件下胶应力 ≤ 3 MPa,组件质量不高于 40 kg。主镜外形如图 1 所示。

该主镜选用的是背部敞开的轻量化结构,由三角形孔组成背部的网格结构。支撑结构选取上框式支

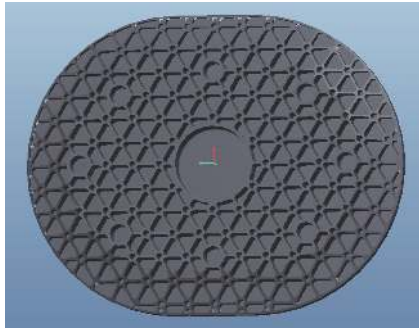


图 1 主镜示意图

Fig.1 Schematic diagram of primary mirror

撑,虽工艺成熟,但组件质量达 48 kg,无法满足要求;背部多点支撑为多层桁架结构,型式复杂,导致工艺实施性较差,整体刚度也较低,预估质量约 39.5 kg;单

点中心支撑方式结构简单,质量轻,易于装配,但通过对中心支撑处胶斑应力分析发现,主镜组件受到 30 g 静载时,胶斑应力无法满足小于 3 MPa 的要求,计算数据见表 1,需增加辅助支撑。

最终,在考虑尽量减重及工艺易实现性的前提下,提出了一种在单中心筒支撑的基础上对称增加四点可自由加、解锁热锁辅助支撑的新型复合支撑结构形式。既有效提高了单点中心支撑的抗力学性能,又保证主镜受力均匀,减少对面形的影响,组件预估质量 38 kg,相比于传统框式结构降低了近 21%,相比于背板多点支撑,装调工艺易实施性也得到提升,满足设计要求。

表 1 中心支撑三个方向胶斑应力仿真数据表

Tab.1 Simulation data sheet of gum spot stress in three directions supported by the center

	X	Y	Z
1 g gravity load	<p>7.42-002 6.56-002 5.71-002 4.85-002 3.99-002 3.14-002 2.28-002 1.42-002</p> <p>default_Fringe: Max 143-001 @Nd 260974 Min 1.42-002 @Nd 257868</p> <p>Stress of glue spot 0.143 MPa</p>	<p>9.84-002 8.79-002 7.74-002 6.69-002 5.63-002 4.58-002 3.53-002 2.48-002 1.43-002</p> <p>default_Fringe: Max 1.72-001 @Nd 191399 Min 1.43-002 @Nd 179969</p> <p>Stress of glue spot 0.172 MPa</p>	<p>1.04-001 9.29-002 8.22-002 7.14-002 6.07-002 5.00-002 3.92-002 2.85-002</p> <p>default_Fringe: Max 1.90-001 @Nd 220368 Min 2.85-002 @Nd 218680</p> <p>Stress of glue spot 0.19 MPa</p>
30 g static load	4.29 MPa	5.16 MPa	5.7 MPa
	does not meet the requirement of less than 3 MPa		

2 反射镜支撑设计与仿真

该主镜组件由主镜、中心筒、热锁辅助支撑及支撑背板构成,组件示意图如图 2 所示,采用中心筒支撑加四点热锁辅助的复合支撑方式。主镜、中心筒形成主镜部件,实现对主镜的定位支撑,不仅可以满足

主镜支撑的支撑刚度和面形精度要求,同时该支撑方式结构形式简单、装调方便。长轴方向设计安装了四组热锁部件进行辅助支撑,热锁部件在力学试验和发射过程中锁紧、地面测试及在轨时释放,能有效提高主镜组件的一阶频率,降低主镜在力学振动试验及发射段力学响应放大倍数。

2.1 中心筒设计

2.1.1 支撑位置确定

中心支撑具有结构简单、质量轻、刚度高的优点,但在设计时也要考虑以下两点:(1) 反射镜重心必须在中心支撑面内,即镜面以下,否则在重力作用下,镜面会产生像散;(2) 因支撑零件与反射镜的线膨胀系数不同,在温度变化时会造成局部接触面应力增加,面形下降^[9]。综合以上两点考虑及主镜镜体形式,主镜组件光轴水平时,支撑位置位于重心平面,能够

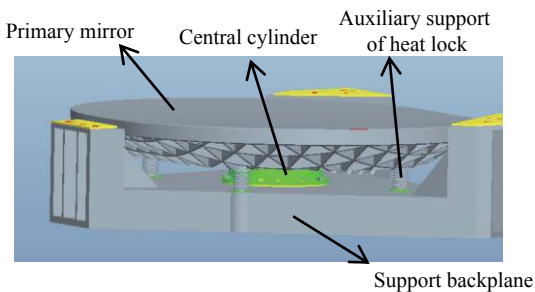


图 2 主镜组件示意图

Fig.2 Schematic diagram of primary mirror assembly

获得最佳的重力变形面形精度, 因此将中心筒胶接安装面设计在距主镜背部 38 mm 的主镜重心面处, 如图 3 所示。主镜通过背部的中心孔与中心筒注胶粘接, 中心筒材料选用与反射镜材料 (SiC) 线膨胀系数一致的超低膨胀合金——殷钢, 避免热不匹配对主镜面形带来的不良影响。

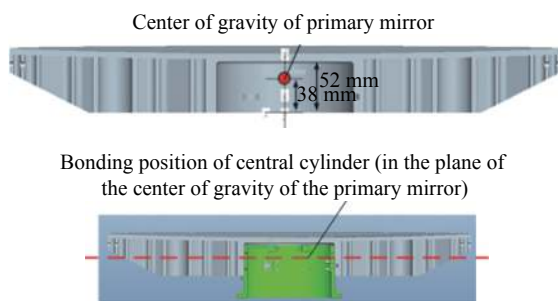


图 3 中心筒安装位置示意图

Fig.3 Schematic diagram of center barrel assembly position

2.1.2 最小胶接面积确定

最小胶接面积根据 Yoder 公式初步确定:

$$Q_{\min} = W a_G f_s / J \quad (1)$$

式中: Q_{\min} 为最小粘接面积; W 为光学件质量; a_G 为最恶劣加速度因子; f_s 为安全系数, 大于等于 2, 保守取 4; J 为抗剪切强度, 5 MPa。根据公式 (1) 计算得到主镜中心粘接面积 $Q_{\min} \geq 5040 \text{ mm}^2$ 。

2.1.3 中心支撑结构灵敏性分析

主镜组件的性能指标主要包括约束模态频率、重力作用面形值、温度变化面形值、胶斑应力值等。灵敏性分析可以发现每个设计参数对主镜各个性能指标的影响程度, 更进一步优化系统的性能。灵敏性分析首先需要将设计参数用变量 $v_i (i=1, 2, \dots, n)$ 来参数化, 这样设计目标 g 与设计变量 v_i 之间就构成了一个函数关系 $g=G(v_1, v_2, \dots, v_n)$, 同时设计变量还要满足一定的约束方程 $f_j=(v_1, v_2, \dots, v_n)$ 。优化的过程就是设计变量在满足约束方程和取值范围条件下, 使设计目标达到最大或最小。文中主镜的结构参数优化数学模

型可以表示为:

$$\begin{aligned} g_{\min} &= G(v_1, v_2, \dots, v_n) \\ f_1(v_1, v_2, \dots, v_6) &\geq 120 \\ f_2(v_1, v_2, \dots, v_6) &\leq \lambda/100 \\ f_3(v_1, v_2, \dots, v_6) &\leq 40 \\ f_4(v_1, v_2, \dots, v_6) &\leq 5'' \\ f_5(v_1, v_2, \dots, v_6) &\leq 0.01 \\ f_6(v_1, v_2, \dots, v_6) &\leq 3 \end{aligned} \quad (2)$$

式中:

- g_{\min} ——主镜面形值最小;
- $f_1(v_1, v_2, \dots, v_6)$ ——主镜组件基频大于 120 Hz;
- $f_2(v_1, v_2, \dots, v_6)$ ——主镜组件在重力、1 °C 温升、强迫位移 5 μm 综合作用下面形值变化小于 $\lambda/100$;
- $f_3(v_1, v_2, \dots, v_6)$ ——主镜组件质量小于 40 kg;
- $f_4(v_1, v_2, \dots, v_6)$ ——主镜组件重力作用低头转角小于等于 5";
- $f_5(v_1, v_2, \dots, v_6)$ ——主镜组件重力作用平移小于等于 0.01 mm;
- $f_6(v_1, v_2, \dots, v_6)$ ——主镜组件胶斑应力值小于等于 3 MPa;
- $v_i (i=1, 2, \dots, 6)$ ——分别表示中心筒安装孔分布直径、中心筒壁厚、中心筒与背板安装法兰厚度、胶斑厚度、胶斑尺寸、胶斑面积。

若设计变量 v_i 有一个很小的变化 Δv_i , 设计目标也会有一个很小的变化, 即

$$\Delta g = \frac{\partial G}{\partial v_i} \Delta v_i \quad (3)$$

如果每个设计变量变化相同的值 $\Delta v_i = \Delta$, 设计目标的变化量 Δg 是不同的, 这样可以把 $\frac{\partial G}{\partial v_i}$ 定义成设计变量对设计目标 g 的灵敏度。

最终优化确定的中心支撑各参数数据如表 2 所示。

表 2 中心支撑结构参数表

Tab.2 Table of parameters of the center support structure

Parameter	Distribution diameter of center barrel mounting hole	Thickness of center tube/mm	Thickness of mounting flange of center cylinder/mm	Thickness of the glue spots/mm	Glue spot size/mm	Area of the gum spot/mm ²
Data	Φ138	5	7	0.1	Φ32	8591

2.1.4 仿真分析

对中心筒的结构优化设计后进行了主镜组件的光轴水平重力分析。中心筒连接面处在主镜重心平面处,因此主镜组件在光轴水平重力作用下面形精度变化较小,为 0.002λ,满足指标要求,如图 4 所示。

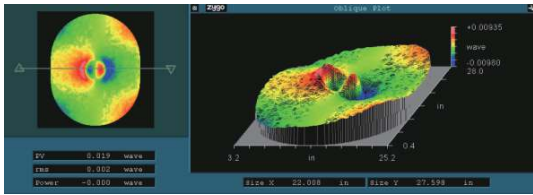


图 4 主镜重力作用面形分析云图

Fig.4 Surface shape analysis of the primary mirror under gravity

约束主镜背板与主框架三处连接面处节点平动自由度,分析主镜组件无热锁状态下的一阶模态为 132 Hz,满足基频大于 120 Hz 的要求,如图 5 所示。

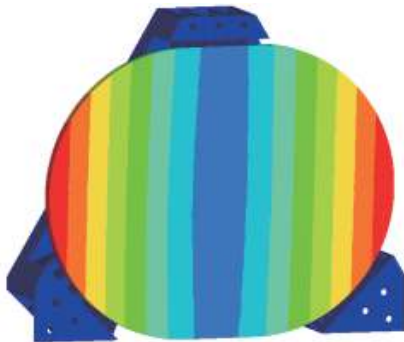


图 5 主镜组件一阶模态云图

Fig.5 First order mode cloud map of primary mirror assembly

2.2 热锁辅助支撑设计

热锁辅助支撑在设计时需考虑具备以下功能:

(1) 热锁锁定状态提供一定锁紧力,有效提高主镜组件的刚度;

(2) 热锁锁定、解锁原理简单可靠,能实现反复锁定解锁功能;

(3) 热锁锁定、解锁动作中,不产生冲击效应;

(4) 热锁锁定、解锁作动元件便于获取,作动控制方式使用已成熟的控制手段。

依据热锁辅助支撑功能要求,设计了基于挤压力锁定作动原理的热锁结构,锁定原理示意图如图 6 所示。

热胀杆为热膨胀系数较高的金属材料,外筒为热胀系数很小的金属材料,安装时热胀杆与外筒间保持微间隙配合,两者之间处于脱离状态。地面力学试验和发射状态加热热胀杆,热胀杆膨胀,热胀杆与外筒相互压紧,形成过盈配合结构,实现锁定功能;入轨后停止加热,热胀杆收缩,外筒与热胀杆脱离,实现解锁功能。最终完成的热锁组件设计如图 7(a) 所示。

热锁组件主要分两大部分:胶座、对箍、热胀杆形成一个固定结构,等效原理图中的热胀杆;嵌套、消热环、力环等效原理图中的外筒。非锁紧状态,胶座、对箍、热胀杆与主镜背板胶接固定,嵌套、消热环、力环与主镜胶接固定,两部分之间是分离的。锁紧状态时,热胀杆受热膨胀,热胀杆与力环形成过盈配合锁定,两部分形成一个整体零件,对主镜进行辅助支撑。通过中心镂空式结构的消热环设计来减小传热面积,增加到主镜的热阻,降低热锁温度对主镜的影响,如图 7(b) 所示。热胀杆两侧贴加热片及热敏电阻进行测温控温。将加热回路和热敏回路引入温控仪,预置热胀杆的温度。可由配合间隙实测值初步估算一个结果,计算公式如下:

$$\Delta H = L \times \alpha \times \Delta T$$

$$\Delta T = T - 21^{\circ}\text{C} \tag{4}$$

式中: ΔH 是配合间隙实测值; α 是铝材料的热胀系数,为 23.3E-6; T 是热胀杆的预置温度。

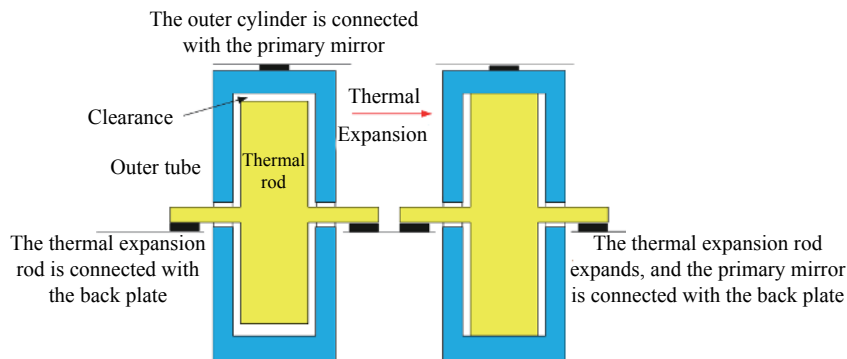


图 6 热锁工作原理示意图

Fig.6 Schematic diagram of working principle of hot lock

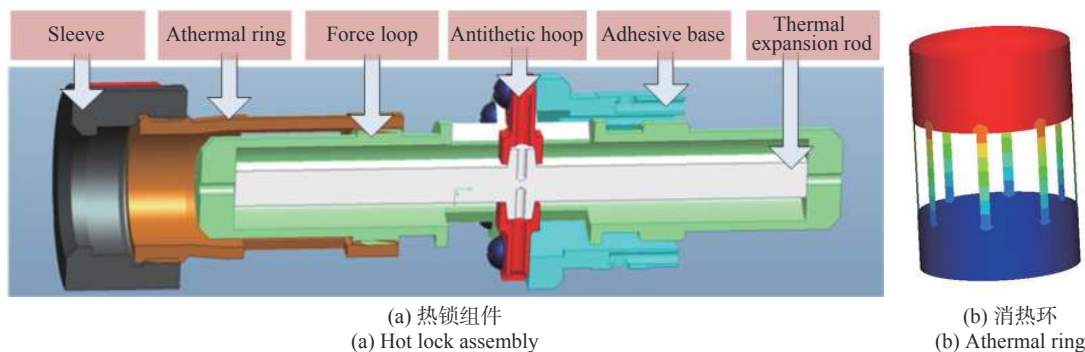


图 7 热锁组件示意图

Fig.7 Schematic diagram of hot lock assembly

2.3 热锁温度对主镜的影响

在实际工作中热胀杆确定的温度为 $(60 \pm 1)^\circ\text{C}$, 该温度在相机发射阶段保持 3 h, 热分析可将之等效为热稳态分析。考虑到解锁后应尽量减少主镜回温时间, 要求热锁工作期间主镜温度不超过 25°C 。以主镜外部环境为 21°C , 黑背景、无遮挡、计算热胀杆温度 60°C 时, 传到主镜处的温度如图 8 所示。四个热锁同时工作, 稳态下镜面最高温度 22.3°C , 温差 0.07°C , 效果良好。

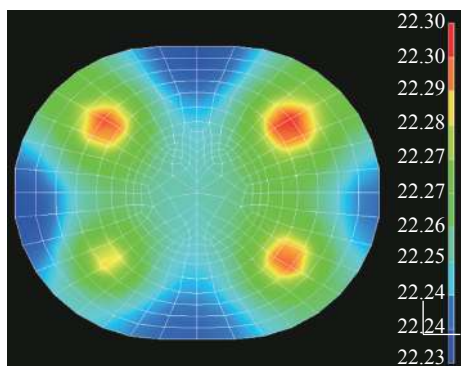


图 8 主镜温度图

Fig.8 Temperature map of primary mirror

主镜组件工作状态的温度要求为 $(21 \pm 1)^\circ\text{C}$, 热锁工作时, 虽然镜面最高温度超出主镜工作温度要求值

0.3°C , 但此时相机为非工作状态, 故不会产生不利影响, 且满足热锁工作时主镜温度不超过 25°C 的要求。当热锁解锁后, 主镜温度会逐步恢复到 21°C 的工作温度, 并由热控措施保证其温度稳定在 $\pm 1^\circ\text{C}$ 范围内。

2.4 中心筒+热锁支撑仿真分析

设计完成的采用中心筒支撑+四点热锁辅助支撑的主镜组件如图 9 所示。根据 SiC 的膨胀系数, 定制了与其膨胀系数匹配的 4J32 殷钢作为中心筒材料, 通过调整其中的微量元素, 使殷钢的线膨胀系数可以与 SiC 非常接近, 为 $2.5\text{E}-6/^\circ\text{C}$ 。

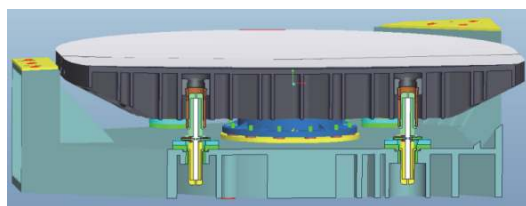


图 9 主镜组件图

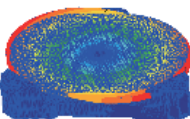

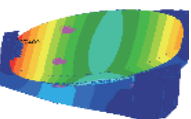


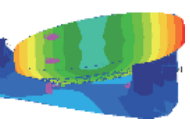
Fig.9 Diagram of primary mirror component

2.4.1 模态分析

有热锁时主镜组件前六阶模态频率如表 3 所示。增加热锁辅助支撑后, 主镜组件一阶模态由 132 Hz 提高到 227.7 Hz, 提升了抗力学性能。

表 3 主镜组件 (含热锁) 模态分析

Tab.3 Modal analysis table for primary mirror assembly (including hot lock)

Modal	First order mode	Second order mode	Third mode	Fourth mode	Fifth mode	Six mode
Data						
	227.7 Hz	269.6 Hz	273.3 Hz	332.1 Hz	475.8 Hz	478.1 Hz

2.4.2 胶斑应力分析

应力计算数据见表 4。

有热锁时主镜组件 1g 重力作用下三个方向胶斑

表 4 三个方向胶斑应力仿真数据表 (含热锁)

Tab.4 Simulation data table of three directions of adhesive spot stress (including thermal lock)

	X	Y	Z
1 g gravity load	<p>Stress of glue spot 0.094 MPa 2.847 MPa</p>	<p>Stress of glue spot 0.092 MPa 2.766 MPa</p>	<p>Stress of glue spot 0.0885 MPa 2.655 MPa</p>
30 g static load	It meets the design requirements of less than 3 MPa, and the stress state of the adhesive layer is effectively improved		

2.4.3 1℃ 均匀温升影响分析

满足不高于 40 kg 的要求, 数据见表 5。

约束主镜背板三处凸台节点平动自由度, 均匀温升 1℃ 时主镜面形 RMS 变化 0.008λ, 满足 RMS 变化优于 λ/100 的要求, 如图 10 所示。

表 5 主镜组件质量数据表

Tab.5 Weight data table of primary mirror assembly

	Material	Weight/kg
Primary mirror	SiC	16.7 (Lightweight: 74%)
Central cylinder	4J32	1.81
4 hot lock assembly	4J32, Al alloy	1.28
Support backplane	SiC/C	18.51
Total weight		38.3

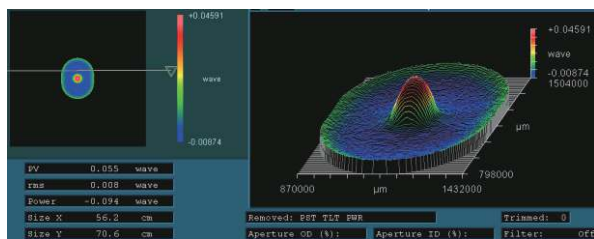


图 10 均匀温升 1℃ 主镜组件面形变化

Fig.10 Surface shape change of the primary mirror component with uniform temperature rise of 1℃

3 实验验证

该主镜组件完成装调后, 整个组件质量 38.3 kg,

3.1 面形检测

针对主镜组件的面形精度指标要求, 采用 ZYGO 干涉仪对主镜组件不同阶段的面形进行了检测, 结果表明主镜组件在热锁反复锁紧解锁试验及振动试验前后面形稳定, RMS 变化小于 0.003λ, 且均满足 RMS 优于 λ/40 的要求。面形数据见表 6。

表 6 主镜组件面形数据表

Tab.6 Surface data table of primary mirror assembly

Data	Experimental stage		
	After assembly	After locking and unlocking the hot lock for many times	After vibration test
	<p>PV 0.214 wave rms 0.022 wave</p>	<p>PV 0.191 wave rms 0.023 wave</p>	<p>PV 0.208 wave rms 0.024 wave</p>

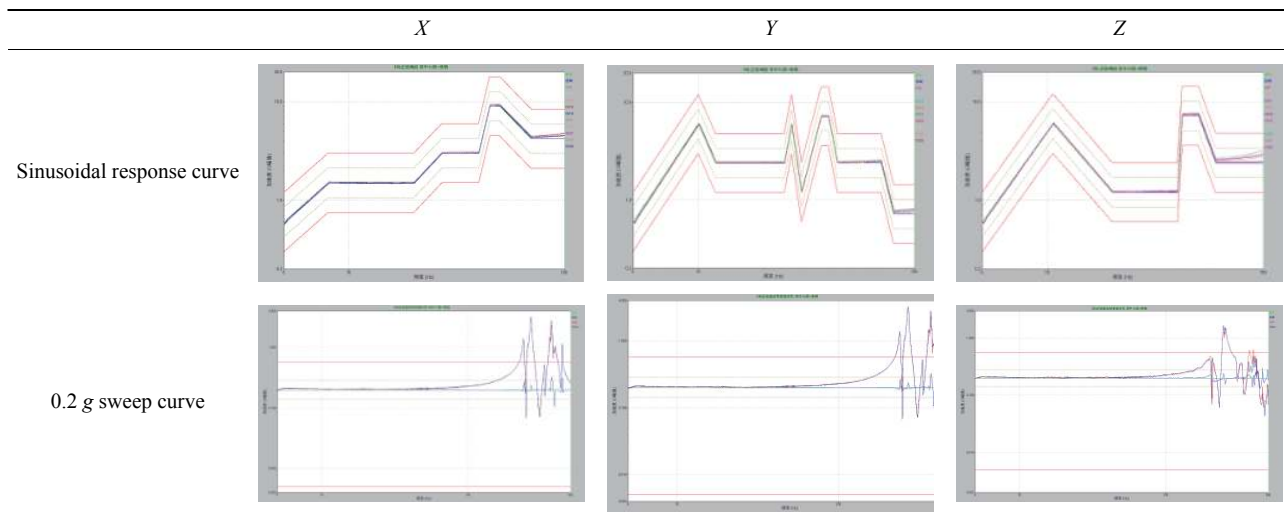
3.2 力学试验

为验证主镜组件的动力学特性,对其进行了力学振动试验,并在振动前后进行了三个方向的 0.2 g 的特征级扫频,试验数据如表 7 所示。结果表明,有热锁辅助支撑的主镜组件基频是 200 Hz,与仿真结果基

本一致,远高于设计要求的 120 Hz;在振动试验中各点主振方向响应与输入一致,无放大,其他方向响应均小于主振方向;振动前后 0.2 g 特征级扫频各测点均无频漂,响应保持稳定。

表 7 主镜组件力学试验数据表

Tab.7 Table of mechanical test data of primary mirror assembly



4 结 论

文中讨论了离轴反射镜高稳定性支撑问题,提出了一种在传统单中心支撑基础上增加四点可自由加、解热锁辅助支撑的大口径离轴反射镜新型复合支撑方案,是一种被动式主支撑+主动式辅助支撑的新型支撑设计。有效减轻了组件质量,并通过增加热锁辅助支撑改善胶层受力状态,提升了反射镜组件基频及抗力学性能。采用该支撑方式,运用有限元仿真分析方法完成了某空间遥感器 706 mm×560 mm 口径离轴主镜的设计及装调,并开展相应环境验证试验,结果表明主镜组件在加锁后动态性能优良,满足基频大于 120 Hz、静载 30 g 条件下胶应力 ≤ 3 MPa,面形 RMS 优于 λ/40 的研制要求,验证了该设计的有效性,可应用于同类型反射镜的支撑结构设计与研制。

参考文献:

[1] Duan Xueting, Zhou Renkui, Wu Mengyuan, et al. Distortion alignment method for center shaft supporting large aperture mirror [J]. *Acta Photonica Sinica*, 2011, 40(S1): 95-96. (in Chinese)

Chinese)

[2] Wang Kejun, Xuan Ming, Dong Jihong, et al. Design method of reflector component structure of space remote sensor [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2016, 45(11): 1113001. (in Chinese)

[3] Wang Kejun, Dong Jihong, Zhou Pingwei, et al. Back support structure design of mirror of space remote sensor [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2019, 48(7): 0718004. (in Chinese)

[4] Zhang Nan, Pang Shoucheng, Chang Junlei, et al. Design and analysis of four-point spherical support for mirror [J]. *Spacecraft Recovery & Remote Sensing*, 2018, 39(6): 65-66. (in Chinese)

[5] Fan Lei, Wang Zhi, Cao Yuyan. Analysis of mirror support based on active moment correction [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2015, 44(4): 1274-1276. (in Chinese)

[6] Wang Kejun, Dong Jihong, Xuan Ming, et al. Compound support structure for large aperture mirror of space remote sensor [J]. *Optics and Precision Engineering*, 2015, 44(4): 1720-1723. (in Chinese)

[7] Li Shenhua. Design and optimization of mirror and its' support structure of space camera[D]. Changchun: Changchun University of Technology, 2018. (in Chinese)

- [8] Bao Qihong, Sha Wei, Chen Changzheng, et al. Lightweight and optimization design of rectangular reflective mirror supported in centre [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2017, 46(7): 0718003. (in Chinese)
- [9] Chen Hongda, Chen Yonghe, Shi Tingting, et al. Lightweight and mounting design for primary mirror in space camera [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2014, 43(2): 536-538. (in Chinese)
- [10] Tan Jinguo, He Xin, Fu Liangliang. Support technique in centre of minitype reflector [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2010, 39(6): 1071-1072. (in Chinese)
- [11] Xu Hong, Guan Yingjun. Structural design of large aperture SiC mirror subassembly [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2014, 43(S1): 84-85. (in Chinese)
- [12] Ke Rui. Analysis and design of space mirror and support structure[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2010. (in Chinese)
- [13] Zhu Junqing, Sha Wei, Chen Changzheng, et al. Position layout of rear three point mounting for space rectangular mirror [J]. *Optics and Precision Engineering*, 2015, 23(9): 2563-2564. (in Chinese)
- [14] Chen Cheng, Liu Wei, Liang Biao. Design and analysis of flexible support structure for off-axis small-aperture parabolic reflector [J]. *Computer Simulation*, 2012, 29(8): 59-60. (in Chinese)
- [15] Lan Bin, Yang Hongbo, Wu Xiaoxia, et al. Optimal design of $\Phi 620$ mm ground mirror assembly [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2017, 46(1): 0118001. (in Chinese)