



## 大型离轴三反相机主镜组件结构设计与验证

袁健 张雷

### Structure design and verification of primary mirror assembly for large off-axis TMA camera

Yuan Jian, Zhang Lei

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.3788/IRLA20220363>

#### 您可能感兴趣的其他文章

##### Articles you may be interested in

#### 离轴三反光学系统主三反射镜支撑结构设计

Supporting structure design for primary and tertiary mirror of off-axis TMA system

红外与激光工程. 2021, 50(8): 20210025 <https://doi.org/10.3788/IRLA20210025>

#### 大口径离轴反射镜四点热锁辅助支撑设计与验证

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

红外与激光工程. 2021, 50(5): 20210007 <https://doi.org/10.3788/IRLA20210007>

#### 离轴三反同时偏振成像仪光机设计

Optical design for simultaneous polarization imager based on off-axis three-mirror

红外与激光工程. 2019, 48(5): 518001 <https://doi.org/10.3788/IRLA201948.0518001>

#### 双通道离轴遥感相机高稳定性光机结构设计

High-stability opto-mechanical structure design of dual channel off-axis remote sensing camera

红外与激光工程. 2019, 48(4): 418005 <https://doi.org/10.3788/IRLA201948.0418005>

#### $\Phi 450$ mm口径空间天文相机轻量化碳化硅主反射镜组件设计

Design of  $\Phi 450$  mm light-weighted SiC mirror subsystem in space-based astronomy telescope

红外与激光工程. 2021, 50(2): 20200175 <https://doi.org/10.3788/IRLA20200175>

#### 大口径空间光学反射镜面形动力学响应分析

Dynamic surface response analysis of large aperture space mirror

红外与激光工程. 2019, 48(11): 1114001 <https://doi.org/10.3788/IRLA201948.1114001>

# 大型离轴三反相机主镜组件结构与验证

袁 健, 张 雷\*

(长光卫星技术股份有限公司, 吉林 长春 130033)

**摘要:** 大口径长条形反射镜是大型离轴三反相机的核心部件之一, 针对“吉林一号”宽幅 01C 星中通光口径为 1250 mm×460 mm 的主反射镜, 系统论述了 1.2 m 量级大长宽比反射镜组件的结构设计方法, 并对所研制的主镜开展了详细的验证。从材料属性和现有工艺出发, 镜体材料选择反应烧结碳化硅, 采用半封闭式轻量化形式, 通过二目标全局优化确定了镜体结构参数的最佳组合, 最终镜体设计质量为 41.8 kg, 面板厚 5 mm、最薄加强筋仅厚 3 mm。采用经典背部三点支撑方案, 优化柔性支撑中的双轴柔性铰链结构参数以兼顾组件基频和热稳定性, 并与镜体质心位置进行匹配。提出了主镜组件的装配流程和相应的消应力措施。测试结果表明: 主镜在装调重力工况下全口径面形精度均方根值为  $0.016\lambda$  ( $\lambda=632.8$  nm), 翻转  $180^\circ$  后主镜全口径面形精度均方根值为  $0.019\lambda$ ; 实测主镜组件一阶基频为 127.8 Hz, 经大量级随机振动和高低温循环后, 主镜面形精度均方根值基本不变。主镜组件具有良好的动、静力学特性, 且面形精度高、稳定性良好, 能够满足高性能空间光学系统的使用要求。

**关键词:** 空间光学; 大口径反射镜; 碳化硅; 离轴三反; “吉林一号”卫星

**中图分类号:** V447.1 **文献标志码:** A **DOI:** 10.3788/IRLA20220363

## Structure design and verification of primary mirror assembly for large off-axis TMA camera

Yuan Jian, Zhang Lei\*

(Chang Guang Satellite Technology Co., LTD, Changchun 130033, China)

**Abstract:** Large aperture rectangular mirror is one of the core components in large off-axis TMA camera, focusing on the primary mirror with clear aperture of 1250 mm×460 mm in Jilin-1KF01C satellite, the structural design method for 1.2 m scale mirror assembly with large aspect ratio was systematically discussed, and the developed mirror was verified in detail. Based on material properties and existing processes, the mirror body was made of reaction bonded silicon carbide, semi-closed lightweight form was adopted, the optimal combination of structural parameters was determined through two-objective global optimization. The final design weight of mirror body was 41.8 kg, with the facepanel 5 mm thick and the thinnest stiffener 3 mm thick. The classical back three-point support scheme was adopted, the structural parameters of the biaxial flexure hinge in the flexible support were optimized, so as to take into account fundamental frequency and thermal stability of the component, and match the centroid position of the mirror body. The assembling process for the primary mirror assembly and the corresponding stress relief measures were put forward. Test results showed that the full aperture surface accuracy of primary mirror under testing gravitational condition was  $0.016\lambda$  ( $\lambda=632.8$  nm) in root mean square value, and the full aperture was  $0.019\lambda$  after turning  $180^\circ$ . The tested 1st fundamental frequency of the assembly

收稿日期: 2022-05-30; 修订日期: 2022-10-05

作者简介: 袁健, 男, 助理研究员, 博士, 主要从事空间遥感器光机结构设计与、星地激光通信等方面的研究。

通讯作者: 张雷, 男, 研究员, 博士, 主要从事光学遥感卫星总体技术方面的研究。

was 128.5 Hz, and the root mean square value of primary mirror basically remained stable after large scale random vibrations and wide range temperature cycles. The primary mirror assembly not only has good dynamic and static characteristics, but also has the features of high surface accuracy and good stability, which can meet the application requirements of high-performance space optical system.

**Key words:** space optics; large aperture mirror; silicon carbide; off-axis TMA; "Jilin-1" satellite

## 0 引言

近年来,我国的卫星遥感事业正在大步迈进商业时代,高质量、高时效性的图像信息产品在促进地区经济发展、保障国家空间地理信息需求等方面发挥了重要的支撑作用。从提高星座使用效率的角度出发,运营方迫切希望提高遥感星座中核心载荷的观测能力,使得空间相机的幅宽不断增加;随着数据发掘能力的提升以及应用场景的拓展,用户对遥感图像分辨率和解译度的要求也不断提高,空间相机的口径和焦距随之提升。离轴三反(Three Mirror Anastigmat, TMA)光学系统具有长焦距、大视场、无中心遮拦等突出优点<sup>[1-3]</sup>,能够同时满足高分辨率和宽覆盖的双重目标<sup>[4-5]</sup>,在高性能空间相机中具有巨大的应用潜力,因此,大型离轴三反相机已成为商业遥感领域内重要的研究方向之一。国内外多家商业遥感公司都推出了自己的此类产品,较为典型的有:美国 DigitalGlobe 公司于 2001 年发射的 Quickbird-2 卫星,其地面像元分辨率为 0.61 m、幅宽为 16.5 km,此外,该公司 2007 年发射的 Worldview-1 卫星分辨率和幅宽分别达到 0.5 m 和 17.6 km;我国长光卫星技术股份有限公司于 2020~2022 年间共发射了三颗“吉林一号”宽幅 01 (Jilin-1 KF01) 系列卫星,主载荷均采用 TMA 光路,幅宽大于 136 km,是目前全球已知的幅宽最大的亚米级光学遥感卫星。

高性能大尺寸长条形反射镜设计是大型离轴三反相机光机系统研制中的关键技术之一。学者们在这一方向的研究不断深入:魏磊等在设计某 TMA 相机长条形三镜时,将随机振动加速度均方根值最小化作为优化目标,采用拓扑优化的手段,显著降低了长条形反射镜的振动响应量级<sup>[5]</sup>;朱俊青等研究了规则形状长条形反射镜背部三点支撑的最佳布局问题,描述了长宽比、径厚比等特征参数对反射镜最优支撑点位置的影响<sup>[6]</sup>;袁健等在镜体的轻量化设计中引入了变筋厚设计理念,通过增加设计变量扩大了解空间,

进一步去除冗余质量,提升了镜体的轻量化率<sup>[7]</sup>;王朋朋等运用多目标集成优化方法,设计了一款采用中心支撑方案的长条形反射镜,兼顾了镜体质量最小与面形精度最优的设计目标<sup>[8]</sup>;曲惠东等针对某 700 mm×249 mm 的矩形反射镜设计了一种新型柔性支撑结构,并通过模拟件动力学试验验证了其柔性参数的优化方法<sup>[9]</sup>等。

上述工作丰富了长条形反射镜的设计理论,但报道的实物反射镜通光口径相对较小,长边方向均不足 1 m,对米级大长宽比空间反射镜的特性及研制过程中的难点讨论较少。随着口径的增大,空间反射镜的研制难度迅速增加:为减轻组件质量,镜体轻量化率要求不断提高,同时,反射面的面积越大,越难控制其面形精度的长期稳定。大口径反射镜要结合镜坯材料的制备工艺,采取多种轻量化手段;在支撑结构设计中,可以通过匹配镜体质心有效控制大口径反射镜在检测时重力因素对其面形精度的影响;紧固件和胶层的使用会向反射镜组件内部引入不稳定应力,该因素将直接影响高精度反射面能否长期保持面形精度,因此还需着重关注大口径反射镜组件的装配方法。

文中以“吉林一号”宽幅 01C 星离轴三反相机中的主反射镜(以下简称主镜)为研究对象,其通光口径为 1250 mm×460 mm,具有显著的高精度、高稳定性特征,论述了其轻量化镜体的优化过程,阐述了支撑结构的详细方案和设计方法,制定了组件装配和消除应力等关键环节的操作流程,并对研制的主镜组件开展了包括面形检测、振动以及热循环试验在内的一系列测试,以验证文中设计方法的正确性,并充分考核主镜的工作性能。

## 1 光机结构特点

宽幅 01C 星光学系统分辨率高、视场角大,导致主镜有效通光口径达到 1250 mm×460 mm,边缘留边后镜面几何尺寸为 1272 mm×482 mm,长宽比约为

2.6 : 1; 为保证系统成像质量, 不仅对主镜反射面具有较高的面形精度要求, 还对检测与装调状态下镜体因自重产生的倾角、位移作出了严格限制; 为适应复杂的在轨热环境、抵御发射主动段对遥感器结构的损坏, 要求主镜组件在较大的温度变化范围内仍能保持面形稳定, 且具有充裕的动态刚度。此外, 主镜还具有轻量化程度高、空间紧凑等结构特点。综上, 主镜组件的主要设计要求如表 1 所示, 其中 RMS (Root Mean Square) 为均方根值、 $\lambda$  为干涉仪激光波长 632.8 nm。

表 1 主镜组件设计要求

Tab.1 Design requirements for primary mirror assembly

Item	Requirement
Clear aperture	1250 mm×460 mm
Mass	≤80 kg
Tilt	$\theta \leq 10''$
Displacement	$\delta \leq 20 \mu\text{m}$
Surface accuracy	$RMS \leq 1/50\lambda$ (any $\phi 400$ mm area)
Working temperature	(20±2) °C
Frequency	≥110 Hz

大口径反射镜镜体在光轴水平状态下的刚度远高于光轴竖直状态, 为减少零件数量、降低支撑结构复杂程度并控制组件质量, 主镜将光轴水平状态定为组件检测及系统装调状态, 如图 1 所示, 令主镜长边保持水平, 此时, 主镜承受 -Y 方向重力作用; 镜体采用不等厚设计, +Y 侧镜面较高, 理论上镜体背板与光轴垂直, 基板安装区的基准面与镜体背板保持平行。在检测状态下, 当光轴与水平面间存在一定夹角 (小于 0.5°) 时, 仿真表明该姿态摆放偏差对主镜面形精度的影响非常小, 可以忽略。

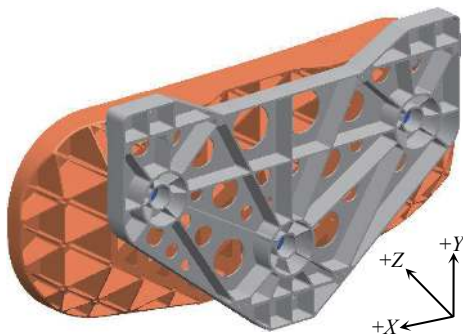


图 1 主镜检测及系统装调状态

Fig.1 Status of primary mirror testing and system alignment

## 2 主镜组件结构设计

### 2.1 镜坯材料

为了提升镜体轻量化率、减小热畸变, 从而维持良好的在轨工作性能, 大口径空间反射镜需选用同时具备高比刚度 (弹性模量  $E$  除以密度  $\rho$ )、高热稳定性 (用导热率  $\lambda$  与热胀系数  $\alpha$  的比值衡量) 特征的材料制备。近年来国内外空间遥感器中大口径反射镜常用的材料如表 2 所示<sup>[8-9]</sup>, 若将比刚度和热稳定性二者之积作为评价材料综合性能的指标, 反应烧结碳化硅 (Reaction Bonded Silicon Carbide, RB-SiC) 的综合性能在表 2 所列材料中居首。RB-SiC 镜坯在制备时具有近成型特点, 机械加工量小, 随着凝胶注模成型工艺的不断进步<sup>[10-11]</sup>, 对镜坯尺寸、筋板厚度等结构参数的限制逐步放宽; 碳化硅抛光工艺也日渐成熟<sup>[12-13]</sup>, 能够在在大尺寸表面上加工出高精度的面形, 且表面质量良好。综上, 选用 RB-SiC 作为主镜材料。

表 2 常见大型反射镜材料属性

Tab.2 Properties of common materials for large mirror

Property	RB-SiC	Be	ULE	Zerodur
Density, $\rho/\text{kg}\cdot\text{m}^{-3}$	3050	1850	2210	2530
Elastic modulus, $E/\text{GPa}$	340	287	67	91
Poisson ratio, $\mu$	0.2	0.08	0.17	0.24
Thermal conductivity, $\lambda/\text{W}\cdot\text{K}^{-1}\cdot\text{m}^{-1}$	155	216	1.31	1.64
Thermal expansion coefficient, $\alpha/10^{-6}\cdot\text{K}^{-1}$	2.50	11.4	0.03	0.05
Specific stiffness, $E/\rho$	111.5	155	30.3	36
Thermal stability, $\lambda/\alpha$	62	18.9	43.7	32.8
Comprehensive performance, $(E/\rho)\cdot(\lambda/\alpha)$	6913	2939	1324	1180

### 2.2 轻量化形式

除了材料物理属性外, 镜坯的结构形式、轻量化腔体形状、筋间距等要素也会影响反射镜镜体自身刚度。从 RB-SiC 制备工艺出发, 镜坯的结构形式可以从开放式与半封闭式中选择, 由于主镜口径大、面形精度要求高, 为提升反射镜比刚度, 镜坯采用了半封闭式结构, 在镜坯背部腔体开口处增设 15 mm 宽的翻边。三角形腔体具有轻量化率居中、模具制备简单、网格效应低等特点, 因此主镜采用等边三角形腔体。为避免镜面在抛光中产生网格效应, 传统空间反射镜

在设计镜坯时要谨慎选择筋间距, 径厚比 (腔体内切圆直径  $D_0$  与面板厚度  $T_0$  之比) 不宜过大, 通常在 8 : 1~10 : 1 之间, 如图 2 所示。随着机械臂抛光、离子束精修等先进工艺的运用, 光学加工对径厚比的限制逐步放宽, 筋间距的设计空间增大。经过多次试算及迭代, 同时兼顾支撑孔的位置尽量位于筋交点处, 主镜的筋间距最终确定为 92 mm, 并在布置筋走向时令三角形的一条边与镜体短边平行布置。后文可知经优化后的镜面厚度为 5 mm, 对应径厚比约为 12 : 1。

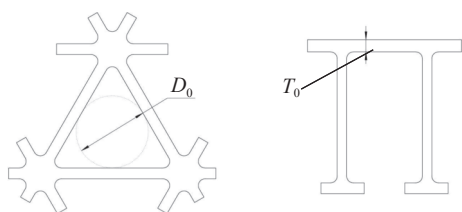


图 2 轻量化反射镜的径厚比

Fig.2 Diameter-thickness ratio of lightweight mirror

### 2.3 结构参数优化

#### 2.3.1 二目标全局优化

如何提升镜体比刚度是高轻量化率空间反射镜结构优化中关注的核心问题。镜体比刚度由镜体质量和镜面在重力作用下的变形量共同决定, 反射面面形精度的改善通常会引起镜体质量增加, 二者往往是相互矛盾的。因此, 在优化主镜镜体结构时采用多目标优化的思路, 将镜体质量  $Mass$  最小和装调重力工况下反射面面形精度  $RMS$  值最小均设为目标, 且二者权重一致, 结合制造约束寻找最优的结构参数组合。上述主镜优化问题转化为二目标全局优化问题, 可以用以下数学形式表达:

$$\begin{aligned} & \text{Find } X = (X_1, X_2, \dots, X_N) \\ & \text{where Minimize } (RMS), \text{ Minimize } (Mass) \\ & \text{s.t. } L_X \leq X_i \leq U_X \end{aligned}$$

式中:  $X_i$  为轻量化镜体中的第  $i$  个结构参数;  $L_X$ 、 $U_X$  分别表示结构参数的上限和下限。

#### 2.3.2 优化变量

轻量化主镜中待优化的结构参数主要包括镜面厚  $F$ 、背板厚  $B$ 、周边壁厚  $P$ 、锥孔平均壁厚  $C$ 、中部加强筋厚  $R_1$ 、裸露加强筋厚  $R_2$ 。此外, 镜体两侧及中部等位置对主镜刚度影响有限, 可以增加削边以减轻

质量, 两处削边高度分别记为  $H_1$ 、 $H_2$ , 上述各结构参数如图 3 所示。镜体高度受相机桁架结构限制, 确定为镜面最低点处高 121 mm; 锥孔尺寸越小, 支撑结构机械件的体积和质量就越小, 主镜锥孔外沿直径设置为  $\phi 106$  mm, 以减小组件质量。

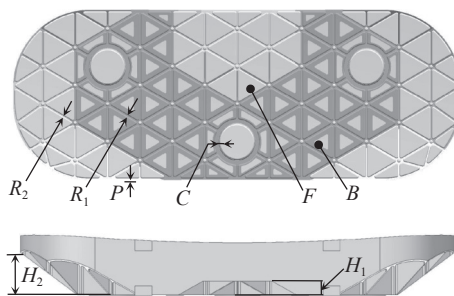


图 3 主镜轻量化结构参数

Fig.3 Parameters of lightweight structure in primary mirror

#### 2.3.3 优化结果

建立上述问题的集成分析模型, 将有限元网格修改、单元参数调整、工况解算、节点输出、面形拟合、数据管理等环节融合, 主要内容如图 4 所示。其中, 轻量化反射镜内部以薄板类结构为主, 可以使用二维壳单元建立主镜的有限元模型, 初步给定两处削边高度值。优化过程中, 约束三处锥孔内壁中部的节点, 并分析  $-Y$  向重力工况下主镜的面形精度  $RMS$  值。

从目前镜坯制备工艺对轻量化筋板结构的尺寸限制出发, 结合主镜的实际尺寸, 给出主要优化变量的取值范围及初始值, 如表 3 所示。

多目标优化问题中的优化解是一个解集, 被称为帕累托最优解集 (Pareto Optimality), 它们在目标函数空间中的像组成了帕累托前沿。采用邻域培植遗传

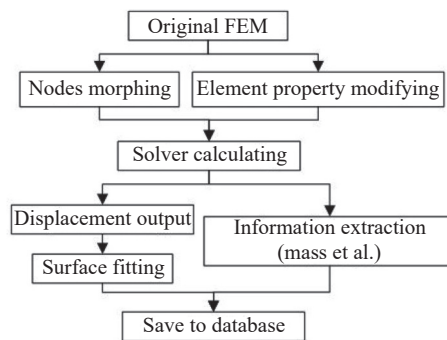


图 4 集成分析模型主要内容

Fig.4 Main contents of integrated analysis model

表 3 变量范围及优化结果 (单位: mm)

Tab.3 Variable ranges and optimization results (Unit: mm)

Parameter	Limits	Original	Optimized	Adjusted
Face, $F$	[5,10]	6	5.63	5
Back, $B$	[3,8]	6	4.37	4
Perimeter, $P$	[3,8]	5	3.27	4
Cone, $C$	[8,14]	15	14.32	12
Central rib, $R_1$	[3,8]	5	3.28	4
Exposed rib, $R_2$	[3,8]	5	3.10	3
Side trimming, $H_1$	-	100	-	116
Central trimming, $H_2$	-	50	-	38

算法 (Neighborhood Cultivation Genetic Algorithm, NCGA) 求解主镜的二目标全局优化问题, NCGA 方法由传统的遗传算法 (Genetic Algorithm, GA) 发展而来, 它将各目标视为同等重要, 通过“相邻繁殖”机制可以加速计算收敛过程。优化解算过程如图 5 所示, 红色虚线标识出了该问题近似的帕累托前沿, 从中选择质量和面形较为均衡的解 40.8 kg/1.02 nm ( $Mass/RMS$ ) 作为优化结果, 为方便制造并补强镜坯特定位置, 调整优化结果对应的结构参数, 就得到了各变量的最终取值; 然后将两处削边高度在初始值的基础上逐步提升, 直至面形精度出现明显退化时为止, 得到最终削边高度。各结构参数经优化及调整后的数值如表 3 所示, 其中, 镜面厚度为 5 mm, 最薄处加强筋仅为 3 mm, 建立最终主镜镜体的三维模型, 设计质量为 41.8 kg。

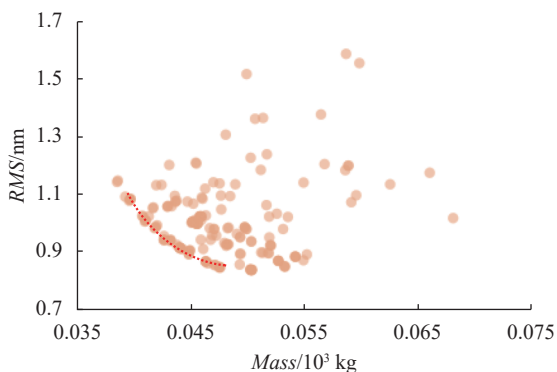


图 5 二目标优化问题求解过程

Fig.5 Solution process of two objective optimization problem

### 2.4 支撑结构设计

主镜采用经典的背部三点支撑方案, 如图 6 所示, 其支撑结构主要包括锥套、柔性支撑和基板三部分, 该方案具有结构紧凑、面形稳定、基频高等优点, 在大口径空间反射镜中被广泛采用<sup>[4,6]</sup>。

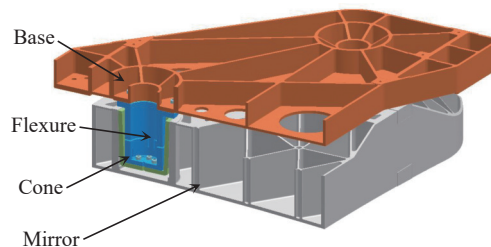


图 6 主镜支撑结构

Fig.6 Supporting structure of primary mirror

锥套起到连接镜体与支撑金属件的作用, 通过锥面与镜体直接接触, 底部中心留有通气孔; 为降低线胀系数差异, 锥套采用碳钢 (牌号为 4J36) 制造, 并将线胀系数调制到与镜体材料基本一致的  $2.5e-6/^\circ C$  ( $0\sim 40^\circ C$ )。

使用柔性支撑是大口径反射镜抵御温度变化影响的重要手段。柔性支撑中的挠性结构容易发生变形, 从而吸收组件内部因热变形产生的应变能, 因此, 柔性支撑也是反射镜组件中最薄弱的环节。柔性支撑采用钛合金 (牌号为 TC4) 制造, 各批次材料弹性极限普遍在 800 MPa 以上, 可显著提升组件的安全系数。该柔性支撑采用双轴柔性铰链结构如图 7 所示, 具有加工简单、可靠性高等优点; 挠性梁的长度  $L$  越长、梁的截面惯性矩 (由宽度  $W$ 、壁厚  $H$  决定) 越小, 柔性支撑的柔性就越高, 镜面的热变形越小, 相应地, 组件基频越低, 在振动环境中的响应越大。以组件一阶基频不低于 125 Hz、温度工况下镜面变形 RMS 值优于 4 nm 为要求, 通过遍历计算选择结构参数组合,

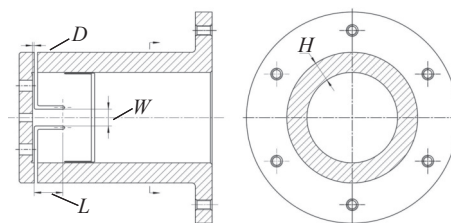


图 7 柔性支撑结构

Fig.7 Structure of flexure

最终确定壁厚  $H$  为 12 mm、宽度  $W$  为 12 mm、臂长  $L$  为 17 mm。

当反射镜组件处于光轴水平的检测状态时,由于柔性支撑的引入,镜体在重力作用下存在绕“旋转中心”旋转的趋势,该旋转中心由柔性支撑中挠性切槽沿光轴向的位置决定,若该位置与镜体质心不匹配将会导致镜体承受额外的弯矩作用,造成镜面扭曲、面形精度下降。为确定柔性支撑中切槽的位置,固定柔性支撑顶面相对镜体锥孔的深度,在有限元模型中移动切槽对应区域的节点,并仿真分析此时主镜在  $-Y$  向重力作用下的面形变化 RMS 值,得到了图 8 所示的数值关系,其中,横轴表示切槽上沿距离柔性支撑顶面的距离  $D$ ,切槽采用慢走丝工艺加工,为防止干涉,该距离最小值不得小于 0.5 mm,将该位置设为零点;纵轴表示主镜在检测及装调状态下,即  $-Y$  向重力工况下的镜面 RMS 值。从图中可见,随着切槽偏离最佳位置,镜体变形量快速变大,变形最小时 RMS 值为 2.035 nm,据此确定柔性支撑中切槽的最佳位置,图中信息也在一定程度上反映出当支撑结构偏离质心位置时对镜面面形精度的影响。

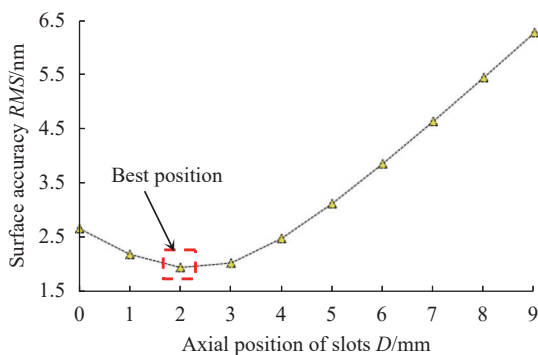


图 8 柔性支撑切槽位置与镜体变形间的关系

Fig.8 Relationship between flexure structure slot position and mirror deformation

基板起到为反射镜组件提供对外安装接口的作用,应满足比刚度、热膨胀小等要求。基板由采用无压浸渗工艺的铝基碳化硅复合材料 (SiC/Al) 加工而成,其中, SiC 的体积分数不小于 55%。为提升比刚度,在主要传力路径上布置加强筋,并在各腔体底部打孔以去除多余质量。综上,主镜组件支撑结构中各部分选用的材料及其物理属性如表 4 所示。

表 4 支撑结构材料属性

Tab.4 Material properties of supporting structure

Part	Cone	Flexure	Base
Material	4J36	TC4	SiC/Al
Density, $\rho/\text{kg}\cdot\text{m}^{-3}$	8.1	4.4	3.0
Elastic modulus, $E/\text{GPa}$	141	114	180
Poisson ratio, $\mu$	0.25	0.34	0.18
Thermal expansion coefficient, $\alpha/10^{-6}\text{K}^{-1}$	2.5	9.1	8.0

2.5 设计结果

根据前文确定的主镜镜体轻量化结构参数和支撑结构的设计方案,采用实体单元建立了主镜组件完整的有限元模型,如图 9 所示,组件中各部分的材料及物理属性分别按表 2、表 4 中的数据赋予。分析了包括装调方向 1 g 重力工况、4 °C 均匀温度变化、0.01 mm 不平度工况在内的各主要工况下,主镜的面形精度 RMS 值及镜体的刚体位移、倾角数据,仿真分析结果如表 5 所示。碳化硅材料的导热率高,在轨工作或实验室检测环境中镜体温度的一致性较好,故在评估主镜热稳定性时选择均匀温升工况,并约束住背板三处安装区螺孔附近的节点,在面形拟合时去除刚体位移,此时的热变形云图如图 10 所示。各工况中主镜面形 RMS 最大变形量为 3.983 nm,检测及装调状态下镜体自重产生的刚体位移仅 9.541  $\mu\text{m}$ ,倾角仅 1.217",表明主镜热稳定性良好且具有足够的静态刚度,能够满足高性能光学系统的使用要求。

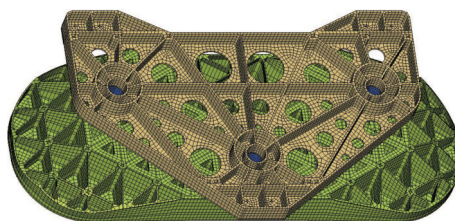


图 9 主镜组件有限元模型

Fig.9 Finite element model of primary mirror assembly

表 5 主要工况仿真结果

Tab.5 Simulation results under main conditions

	Temperature change, 4 °C	Gravity, 1 g, -Y	Unflatness, 0.01 mm
RMS/nm	3.983	2.035	0.295
$\theta_x/(\text{''})$	-	1.217	-
$\delta_y/\mu\text{m}$	-	9.541	-

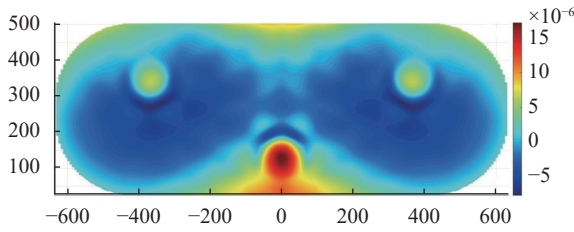


图 10 主镜热变形云图

Fig.10 Thermal deformation nephogram of primary mirror

对主镜组件开展模态分析,一阶频率达到 126.7 Hz,对应的振型如图 11 所示,组件前三阶频率及模态如表 6 所示。以上数据表明主镜组件具有良好的动力学特性,能够充分满足空间反射镜组件基频的设计要求。



图 11 主镜组件一阶振型

Fig.11 First order vibration mode of primary mirror assembly

表 6 主镜组件模态分析结果

Tab.6 Modal analysis results of primary mirror assembly

Order	Frequency/Hz	Vibration mode description
1	126.7	Mirror rotation around Y axis
2	146.6	Mirror rotation around X axis
3	160.1	Mirror rotation around Z axis

### 3 主镜组件装配

#### 3.1 组件装配流程

科学合理的装配流程既是大口径反射镜组件设计中的重要内容之一,又是高精度反射镜实现良好工作性能的重要保障。主镜组件的装配顺序分为以下几个步骤:

- (1) 镜体与锥套配研;
- (2) 组件试装,保证孔位正确;
- (3) 镜体与锥套粘接;
- (4) 修研三处柔性支撑的法兰端面,使之与基板紧密贴合;

#### (5) 安装基板。

其中,开展镜体与锥孔间配研可以提升二者间的接触面积;粘接锥套时使用光学环氧胶并在室温下固化,使用特制工装保证镜体背部基准面竖直,如图 12 所示,借助基板的孔位确定各柔性支撑的旋转角度。前期组件装配过程与反射面的光学加工可以穿插开展:待镜坯反射面抛光到一定面形精度后,以裸镜状态开展改性,从而避免了改性时的高温冲击向组件内部引入不稳定应力或破坏胶层、机械连接等现象;改性后先对裸镜抛光,待镜面面形及粗糙度得到初步修复后再开展镜体与锥套间的粘接。按照前文所述步骤完成全部装配过程后,对组件实施消应力,最后主镜以组件状态完成剩余的光学加工。改性层的厚度大于 10  $\mu\text{m}$ ,能够满足上述光学加工过程对改性层去除量的要求。

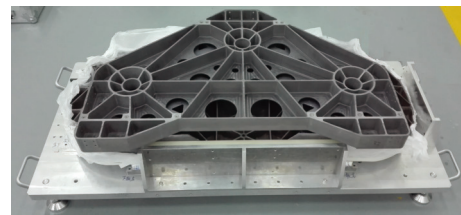


图 12 主镜组件粘接工装

Fig.12 Auxiliary bonding device for primary mirror assembly

装配完成后,主镜组件实测质量为 72.4 kg,组件的设计质量为 69.8 kg,多出的质量主要是主镜镜体超重导致的:RB-SiC 镜坯在镜面、加强筋等位置的厚度存在一定的不均匀性,主镜镜体抛光后实测质量为 44.3 kg,比前文所述的设计质量 41.8 kg 超重约 6%。

#### 3.2 消应力措施

由于胶层局部固化不均匀、紧固件接触不良等原因,装配完成后的组件中会存在少量处于不稳定状态的内部应力,该应力是影响高精度空间反射镜面形长期稳定性的主要因素之一。从工程实践中发现,大范围高低温热循环和低量级随机振动是消除反射镜组件内部不稳定应力状态的有效手段。为确保长期的面形精度、避免出现反复,对主镜分别以单镜状态和组件状态实施了复合消应力措施,其流程如图 13 所示。组件状态消应力前后镜面面形精度会出现小量级变化并最后保持稳定,在后续的光学加工环节中,历次面形检测中主镜都体现了良好的面形稳定性。



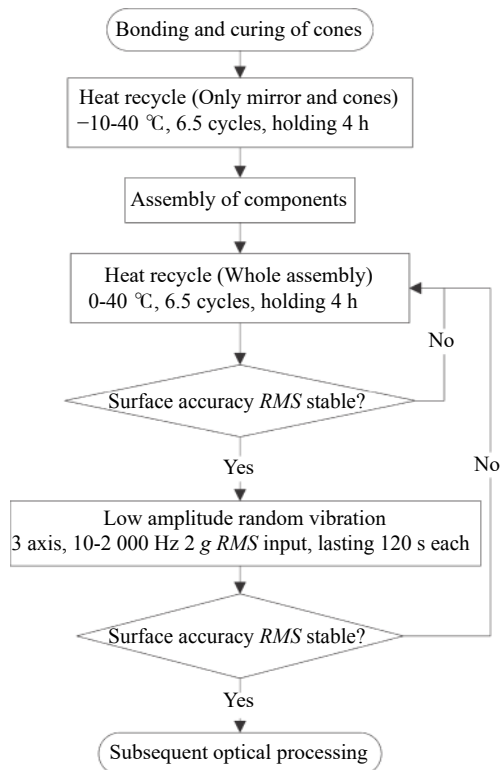


图 13 主镜组件消应力流程图

Fig.13 Flow chart of stress relieving for primary mirror assembly

## 4 检测与试验

### 4.1 面形验收检测

经过最终的抛光和面形精修,对主镜开展了面形精度验收测试,主镜在检测时的摆放姿态与系统装调时一致。加工了铝制矩形检测工装,以模拟主镜组件与相机后框架间的安装方式,主镜与工装连接后一同放置在大型三维调整架上(无绕光轴滚转自由度),特制补偿器放在组合三维调整架上,通过调整补偿器和主镜的位置及倾角以找正检测光路,使用的干涉仪型号为 ZYGO Verifire 4"。整个检测光路长约 8 m,为避免周围振动的影响,均安置在大型气浮平台之上,如图 14 所示。



图 14 主镜面形精度检测光路

Fig.14 Layout of optical accuracy test for primary mirror

检测前严控环境温度为 20 °C,使主镜与工装静置足够长的时间,测试时要减少周围工作空间内的人员活动,降低气流对面形精度测试结果造成的误差。最终测得主镜干涉图如图 15 所示,主镜全口径面形精度 RMS 值为 0.016λ (λ=632.8 nm),满足设计指标要求。任意框选 φ400 mm 的圆形区域并分析此处子口径内的面形精度,其 RMS 值均落在 0.008λ~0.012λ 区间内,说明对于某一特定视场而言,实际使用到的主镜区域的面形精度远优于 1/50λ。

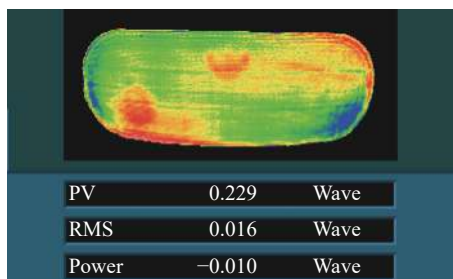


图 15 主镜面形检测干涉图

Fig.15 Interferogram of primary mirror during optical accuracy test

调整厂房环境温度分别至 18.5 °C 和 21.5 °C,充分恒温静置后重复主镜在面形验收时(20 °C)的检测过程。两个工况下实测的面形 RMS 值分别为 0.018λ 和 0.017λ,与面形验收时的测试结果相比,在数值上仅存在微小差异,干涉图上未见显著变化。受限于厂房条件,无法模拟实现±4 °C 的均匀温度变化工况,上述小范围温度拉偏测试在一定程度上可以反映主镜组件具有良好的热稳定性。

### 4.2 高低温试验

高低温循环试验可以暴露反射镜组件内部潜在的不稳定因素,从而考核主镜高精度面形的稳定性。使用快速温变箱对经验收后的主镜开展了高低温循环试验,温度范围 0~40 °C,恒温段保持 4 h。试验后复检主镜面形,全口径 RMS 值为 0.017λ,试验前后面形基本一致,干涉图中的高低点分布未发生明显改变,说明主镜组件内部应力释放充分,其面形精度具备良好的稳定性。

### 4.3 振动试验

面形验收测试后,还对主镜组件开展了振动试验,包括三个方向的扫频试验、10~2 000 Hz 范围内大量级随机振动试验。扫频结果显示,主镜组件沿 X 方

向的基频最低,组件基频为 127.8 Hz,如图 16 所示,与仿真值 126.7 Hz 间仅有 0.8% 的差距;随机振动中主镜镜体中间位置加速度响应最大超过 8 g RMS、边缘位置响应最大超过 15 g RMS,大量级随机振动后再次扫频,组件基频漂移量不超过 2 Hz;试验后复检主镜面形精度,全口径 RMS 值为 0.016 $\lambda$ 。测试数据表明,所运用的主镜仿真方法正确,研制的组件结构稳定,装配方法可靠。

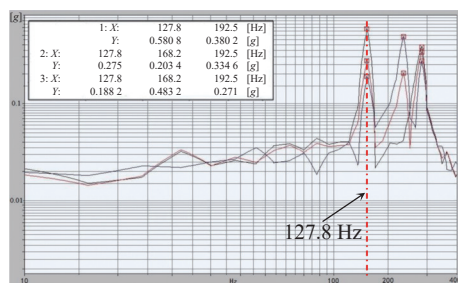


图 16 主镜组件扫频试验结果

Fig.16 Sweep test results of primary mirror assembly

#### 4.4 翻转检测

在地面测试环境中,翻转测试可以在一定程度上反映出微重力环境下反射镜镜面回弹量的大小<sup>[14]</sup>,是评价大口径反射镜在入轨后与地面状态间是否存在显著面形差异的便捷手段。对主镜开展了翻转测试,将主镜与检测工装整体绕光轴旋转 180°并调整补偿器及干涉仪的高度,复检该状态下的主镜面形。翻转状态下主镜面形全口径 RMS 值为 0.019 $\lambda$ ,与验收检测时的数据仅相差 0.003 $\lambda$ ,与前文得到的检测状态下镜面自重变形 RMS 值仿真结果 2.035 nm 之间在数值上相呼应,重力作用对主镜镜面面形的影响较小,说明主镜刚度较高,组件支撑结构质心位置匹配正确;同时,通过对比干涉图,发现翻转前、后镜面上整体的高低点相对分布趋势未发生明显改变,仅是绕中心旋转 180°,可以推测在轨时镜面实际的面形状态应介于二者之间,能够满足遥感器高性能成像需求,从而表明大口径反射镜可以有效地抵御微重力环境中的面形精度退化问题。

## 5 结 论

文中详细讨论了“吉林一号”宽幅 01C 星离轴三反相机中通光口径为 1250 mm×460 mm 的主镜组件

设计方法以及实物的验证情况。选用 RB-SiC 制备了半封闭式结构的主镜,采用二目标全局优化的手段并结合制造约束,将镜体设计质量减轻至 41.8 kg,加工的实物质量为 44.3 kg;为背部三点支撑方案设计了双轴柔性铰链式柔性支撑,翻转前后主镜面形精度 RMS 变化量很小,表明柔性支撑的设计与镜体质心位置间充分适配;制定了组件装配和消除应力等关键环节的操作流程,研制的主镜在验收面形检测中全口径精度优于 1/60 $\lambda$ ,在振动以及热循环试验考核前后,主镜面形精度维持稳定。试验和测试结果不仅验证了所提出的设计方法的正确性,也表明研制的主反射镜结构具有良好的工作性能。

“吉林一号”宽幅 01C 星已于 2022 年 5 月 5 日成功发射,相机在轨运行平稳,光机系统稳定,其回传的图像各视场清晰、对比度良好、传函高,从侧面印证了包括主镜组件在内的反射镜分系统性能优异,工作状态良好。

#### 参考文献:

- [1] Meng Qingyu. Overview of three-mirror reflective optical system (Invited) [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2022, 51(1): 20210986. (in Chinese)
- [2] Song Weiyang, Xie Peng, Wang Xun. Design of lightweight split support structure for large space off-axis three mirror camera [J]. *Optics and Precision Engineering*, 2021, 29(3): 571-581. (in Chinese)
- [3] Li Xuyang, Ni Dongwei, Yang Mingyang, et al. Design of large field of view space camera optical system based on freeform surfaces [J]. *Acta Photonica Sinica*, 2018, 47(9): 0922003. (in Chinese)
- [4] Wei Lei, Zhang Lei, Gong Xiaoxue, et al. Design and optimization for main support structure of a large-area off-axis three-mirror space camera [J]. *Applied Optics*, 2017, 56(4): 1094-1100.
- [5] Wei Lei, Zhang Lei, Li Zongxuan, et al. Optimization design and test for large aspect ratio rectangular SiC space mirror [J]. *Acta Photonica Sinica*, 2017, 46(3): 0322003. (in Chinese)
- [6] 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): 2562-2569. (in Chinese)
- [7] Yuan Jian, Sha Wei, Chen Changzheng, et al. Integrated

- optimization design of rectangular reflective mirror [J]. *Opto-Electronic Engineering*, 2015, 42(6): 85-89. (in Chinese)
- [8] Wang Pengpeng, Xin Hongwei, Zhujunqing, et al. Structural optimization design of lightweight rectangular reflector mirror [J]. *Opto-Electronic Engineering*, 2020, 47(8): 200109. (in Chinese)
- [9] Qu Huidong, Wei Jiali, Dong Deyi, et al. Lightweight structure design of rectangular space mirror assembly [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2021, 50(6): 20200404. (in Chinese)
- [10] Zhang Ge. Gelcasting process of 1.5 m SiC ceramic green body [J]. *Optics and Precision Engineering*, 2013, 21(12): 2989-2993. (in Chinese)
- [11] Zhang Ge. Study on join method of reaction bonded silicon carbide green body [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2014, 43(S): 193-196. (in Chinese)
- [12] Wang Tongtong. Decreasing surface scattering of sintered silicon carbide mirror by surface modification technique [J]. *Optics and Precision Engineering*, 2014, 22(12): 3224-3230. (in Chinese)
- [13] Yang Chao, Li Fukun, Ren Ting, et al. Fast and high quality composite processing method for silicon carbide wafers [J]. *Acta Optica Sinica*, 2020, 40(13): 1322001. (in Chinese)
- [14] Guo Jiang, Zhu Lei, Zhao Ji, et al. Design and optimize of high tolerance support structure for large aperture space mirror [J]. *Optics and Precision Engineering*, 2019, 27(5): 1138-1147. (in Chinese)