

# 激光与光电子学进展

## 高精度次镜支撑结构设计及其稳定性验证

罗廷云\*, 李思慧, 史姣红

北京空间机电研究所, 北京 100190

**摘要** 在同轴三反射镜消像散(TMA)大口径长焦距相机中,次镜支撑为大质量悬臂结构,该相机系统对次镜的位置精度有较高要求,为提高次镜支撑的动力学特性,保证结构尺寸稳定性,采用理论研究和有限元分析相结合的方法设计了一种轻质高刚度高稳定支撑结构,组件质量为 4.5 kg。分析及试验结果表明,组件一阶频率较高达到 104 Hz,动力学特性较好。同时设计了结构稳定性试验装置及测试方法,结果表明:经过多次振动,结构尺寸稳定在 3  $\mu\text{m}$  以内,组件具有较高抗振稳定性;热真空循环试验前后,结构尺寸亦未发生改变,支撑结构具有较高稳定性,满足空间应用要求。目前该支撑结构已应用于某些高分辨率空间相机中,并为高分辨率、轻质、敏捷空间相机设计提供参考。

**关键词** 成像系统; 次镜; 支撑结构; 高稳定性; 力学试验

中图分类号 TP732

文献标志码 A

doi: 10.3788/LOP202259.0712004

## Design and Test of High Precision and Stability Support Structure for Secondary Mirror

Luo Tingyun\*, Li Sihui, Shi Jiaohong

Beijing Institute of Space Mechanics & Electricity, Beijing, 100190, China

**Abstract** For on-axis three mirror astigmatism (TMA) space camera with large aperture and long focus, the secondary mirror support is a big mass cantilever. In order to improve the dynamic characteristics and ensure support structure stability, a lightweight support structure with high stiffness and stability is designed by theory and finite element analysis. The assemble weighs less than 4.5 kg. The analysis and test results show that the frequency of the first mode is 104 Hz and the dynamic characteristic is good. The dimension stability is less than 3  $\mu\text{m}$  through dynamic vibration and thermal vacuum circle by self-designed method and device, and the structure size does not change. Stability test results show that the barrel design is reasonable and has high stability. At present, the support structure is adopted in some high resolution space camera, which would be referenced by high resolution, lightweight, and agile camera design.

**Key words** imaging systems; secondary mirror; support structure; high dimension stability; dynamic test

## 1 引言

随着航天遥感技术的发展,航天相机分辨率越来越高,相机的口径及焦距也越来越大。而随着主镜口径及主次镜间距的增大,次镜支撑系统设计难

度增大。航天大口径光学同轴三反相机的次镜组件大多数情况下采用杆式支撑悬挂于镜筒上,其支撑形式为大质量悬臂结构,造成支撑结构质量大、频率低、动力学特性差,且由于距离相机与卫星的安装基面最远,次镜及其支撑结构所承受的力学环

收稿日期: 2021-04-25; 修回日期: 2021-06-17; 录用日期: 2021-07-05

通信作者: \*674603542@qq.com

境最恶劣,直接影响组件稳定性<sup>[1-5]</sup>。而次镜相对主镜的位置精度对光学系统的成像质量影响较大,因结构不稳定引起的次镜在光学系统中的相对位置角度稍有偏离就会对相机的成像品质有很大的影响。为保证次镜能经历发射振动环境且稳定可靠,次镜组件与安装接口处的连接结构需同时具有较好的动力学性能和高稳定性特点。

传统的刚性连接结构刚度高、静力学性能好,但由于阻尼小,此结构加速度响应倍数大、次镜组件对安装点的作用力大,难以承受发射振动环境,而柔性连接结构与此相反,具有加速度响应倍数小、次镜组件对安装点的作用力小的特点,但其刚度低、静力学性能差,重力及外界作用力下结构变形大,增加了装调测试的难度,为了保证装调的天地一致性,不可避免地会引入复杂的卸载装置。因此,设计合理有效的次镜支撑结构至关重要<sup>[6-8]</sup>。

为了克服现有次镜支撑结构的不足,本文针对某次镜支撑结构,设计采用一种高稳定半柔性支撑结构,以 Hyperworks 有限元分析软件为工具,对支撑结构进行了优化设计。分析了次镜组件在各使

用工况下的性能满足情况,最后通过地面试验验证组件的稳定性是否满足指标要求。

## 2 次镜组件设计指标要求

以某三反同轴光学系统的次镜设计为背景,相机光学系统如图 1 所示,相机主镜口径为 650 mm,次镜口径为 160 mm,主次镜间隔 800 mm。根据相机光学和总体指标分解,对次镜支撑结构的设计指标要求如表 1 所示。

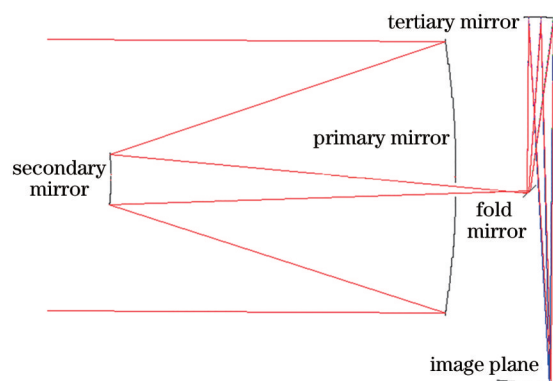


图 1 光学系统构型图

Fig. 1 Configuration of optical system

表 1 次镜设计指标要求

Table 1 Requirements of secondary mirror

Item	Requirement	Note
Fundamental frequency	$\geq 100$ Hz	
Weight	$\leq 5$ kg	
Surface accuracy	$\leq \lambda/70$	under all load cases
Structural stability	translation $\leq 3 \mu\text{m}$ , tilt $\leq 3''$	after the environmental test

## 3 次镜组件设计

### 3.1 次镜设计

目前用于次镜的材料有铍、多晶硅、ULE 玻璃、微晶玻璃、石英、SiC 等。考虑到镜子的口径和材料的热特性、比刚度及成本等,次镜材料最终选择微晶,该材料在航天领域应用普遍,技术成熟,综合性能优异。考虑最大限度地减小系统遮拦比,次镜采用“蘑菇头”式结构,中间加工一个环槽用于轴向限位,其余地方作适当轻量化处理,该结构形式的镜子刚度较高,镜框装配方式选择径向多点胶悬浮结合轴向三点夹持的装框注胶的方式。经过优化,径向注胶直径为 90 mm,镜厚 90 mm,质量为 0.7 kg。镜框采用镂空的薄壁结构,质量为 0.5 kg,次镜及镜框结构如图 2 所示。

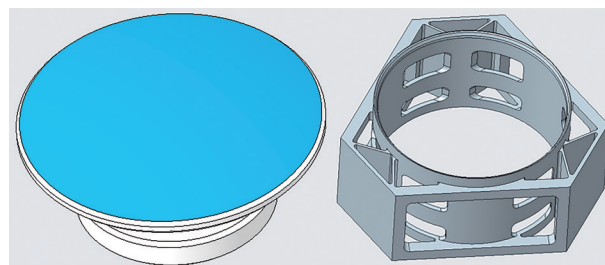


图 2 次镜及镜框模型图

Fig. 2 Models of mirror and frame

### 3.2 支撑结构设计

支撑形式选择一种典型的切向挠性支撑结构,三杆支撑与镜子外圆相切,垂直于支撑杆面内刚度比其他两个方向的小,温度变化时镜子及镜框能自由膨胀,支撑杆的长度变化不会在反射境内产生应力,不会造成次镜位置的倾斜及平移变化,该结构形式具有较强的温度及装配应力卸载能力。对支

撑杆进行单独设计,通过优化可使支撑结构性能达到最优。如图 3 所示,曲线箭头表示每个支撑杆单独起作用时的运动方向,当三个支撑杆同时作用时,由温度引起的杆长度变化只会造成镜子绕三个支撑杆运动方向交线的旋转,即镜子自身绕光轴的转动。当支撑杆存在温度变化  $\Delta T$  时,容易近似得出转角  $\theta = \sqrt{3} \alpha \Delta T$ , 单位为 rad, 其中  $\alpha$  为支撑杆的热膨胀系数。次镜为中心旋转对称结构,绕光轴的旋转对系统性能没有影响。

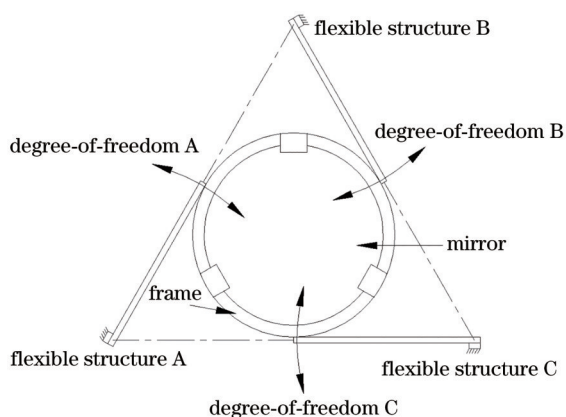


图 3 支撑结构示意图

Fig. 3 Configuration of support structure

考虑组件具有较好的热稳定性,外界温度变化时结构变形小,支撑结构材料全部采用低膨胀合金殷钢(4J32),其温度线膨胀系数优于  $0.5 \times 10^{-6} / ^\circ\text{C}$ , 其中镜子与镜框之间的胶接材料为一种常温固化硫化橡胶,通过优化胶接层的面积及厚度,减小胶结固化过程中对镜子面形精度的影响,实现无应力粘接<sup>[9]</sup>。为了减轻支撑结构质量的同时保证较高的刚度,支撑杆组件采用蒙皮夹芯结构,通过铆钉将两侧蒙皮与中间镂空芯板进行连接,中间芯板通过优化设计做了轻量化处理,铆接后采用振动时效进行了消除装配应力处理,消除了铆接过程中应力,保证支撑结构的尺寸稳定性。支撑结构模型如图 4 所示。

组件装配具体实施为:次镜先与镜框进行注胶

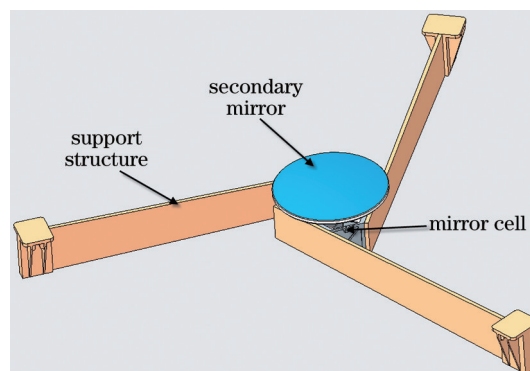


图 4 支撑结构模型

Fig. 4 Model of support structure

装配,然后辐板支撑组件再与镜框进行装配,最后次镜组件通过辐板支撑组件中安装座与镜筒装配,辐板支撑组件中的安装孔通过组合加工来保证。镜筒考虑与次镜支撑结构进行热匹配同时轴向温度线膨胀系数要小以利于主次镜间隔的稳定,采用了较低膨胀系数的碳纤维复合材料(结构形式为三维一体编织的碳纤维增强碳化硅复合材料)。由于支撑结构均采用了低膨胀系数的材料,极大降低了对热控系统的要求。次镜支撑结构外接圆跨度接近  $\Phi 800 \text{ mm}$ ,设计完成后整个组件质量为 4.5 kg。通过调整三杆位置,使其过次镜和镜框重心,以减小光轴水平时次镜自重下沉造成的影响。

### 3.3 柔性环节设计

次镜支撑杆的一端与镜框采用螺栓刚性连接,另一端与支撑座进行连接。若支撑杆与支撑座连接方式仍为螺栓刚性连接,则该种支撑方式为全刚性连接。若支撑杆与支撑座之间采用胶粘方式进行连接,胶粘剂可为硅橡胶,此支撑方式为全柔性连接。若支撑杆与支撑座采用螺栓连接的同时在支撑座上设计一弹簧半柔性结构,支撑结构则同时具有了全刚性和全柔性的优点,具备良好的动态和静态刚度。

对半柔性、全刚性、全柔性支撑结构的力学性能分析结果如表 2 所示,约束点为支撑座底面与镜

表 2 支撑结构性能对比

Table 2 Performance comparison of support structures

Model	Hemi-flexible	Rigid	Flexible
First order frequency and mode	104 Hz, translation in axis direction	120 Hz, translation in axis direction	81 Hz, translation in axis direction
Response	12	16	8
Acting force /N	1020	2740	1410
Gravity deformation / $\mu\text{m}$	3.49	1.66	14.90

筒安装接口,重力为次镜光轴水平方向。

由仿真分析结果可知,半柔性支撑结构相比于全柔性支撑结构,一阶频率提高至 104 Hz,重力作用下次镜最大变形量减至 3.49  $\mu\text{m}$ ;相比于全刚性支撑结构,加速度响应倍数更小,次镜组件对安装点的作用力减小了 62.8%,该作用力包含用于提高支撑刚度的预紧力和动载荷下作用下的受力两个部分,因此明显高于实际支撑所需力的大小。

柔性环节的设置,对外界应力如装配应力及热应力进行有效卸载,极大地减小了次镜的应力集中,保证了次镜面形稳定性。为了增加支撑结构的抗振稳定性,增加结构阻尼,减小力学试验时响应放大倍数,在辐板支撑组件夹芯结构中及安装座与支杆蒙皮之间注入阻尼胶,得到一种新支撑结构形式:胶结半柔性阻尼支撑结构。该支撑结构具有良好的动静刚度特性且结构阻尼大,保证次镜能够经历较苛刻的振动环境,更有利于次镜的稳定<sup>[10]</sup>。

通过优化柔性环节参数:卸载槽的深度为  $h$ ,宽度为  $b$ ,两槽间隔为  $t$  以及卸载槽与支撑结构安装孔距离为  $l$ ,如图 5 所示。综合考虑,一方面,保证支撑结构具有较好动态特性即高频率和低放大倍数;另一方面,保证组件面形精度及位置精度满足装调测试时重力、温度、装配应力载荷下的指标要求。最终确定了柔性环节的参数如下: $b=1\text{ mm}$ , $h=35\text{ mm}$ , $t=8\text{ mm}$ , $l=40\text{ mm}$ 。

表 3 材料性能参数

Table 3 Properties of materials used for simulation of mirror assembly

Performance parameter	Zerodure	Invar	Vulcanized rubber	Damping glue	Carbon fiber
Density / ( $\text{g}\cdot\text{cm}^{-3}$ )	2.53	8.10	1.10	1.00	2.00
Elastic modulus / MPa	90000	140000	5	2	70000
Poisson ratio	0.200	0.300	0.485	0.485	0.180
Thermal expansion coefficient / ( $10^{-6}\text{ }^{\circ}\text{C}^{-1}$ )	0.05	0.50	236.00	200.00	0.50

主要分析工况为:1)重力面形分析时,约束与镜筒结构连接孔的 6 个自由度,施加装调方向的 1g 重力加速度,计算重力对面形的影响;2)均匀温度变化分析时,约束与镜筒结构连接孔的 6 个自由度,模拟组件温度由 20  $^{\circ}\text{C}$  变化到 24  $^{\circ}\text{C}$  时对组件性能的影响;3)强迫位移影响分析时,模拟安装面不平整时产生的装配应力对组件性能的影响,为计算简便,仅对一个支撑座连接孔处施加 0.02 mm 的强迫

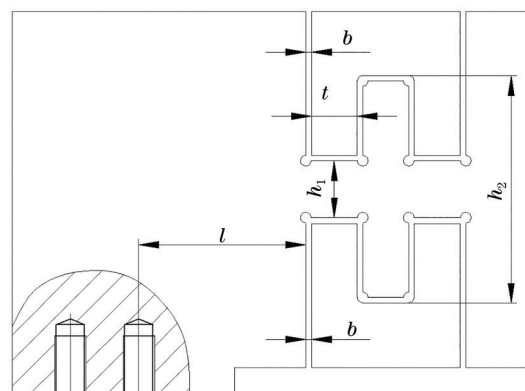


图 5 柔性支撑结构尺寸

Fig. 5 Dimension of flexible support structure

## 4 仿真分析

为了对设计结果进行有效性评估,利用计算机有限元仿真的方法,对组件性能进行了仿真计算。有限元模型建立时采用笛卡儿坐标系,基本单位体系:长度为 mm、质量为 t、应力为 MPa,力为 N,频率为 Hz。仿真计算中的结构材料参数如表 3 所示。

模型建立时,为确保计算精度,均采用六面体单元和四边形单元进行网格划分,同时在结构较薄弱处对网格进行加密。

组件面形计算具体为:在三维建模软件 Pro/E 中完成三维建模,将三维模型导入 HyperMesh 进行有限元网格划分并建立有限元计算模型,将计算结果镜面节点原始坐标及其变形量导出,利用 Matlab 程序读取导出的镜面原始坐标及其变形量并生成 .xyz 文件,最后再利用 Zygo 完成面形的查看。

位移,其余支撑座安装孔进行 6 个自由度全约束;4)胶结固化影响分析时,假设胶剂体积收缩率为 1%,计算胶固化过程中体积收缩对组件性能的影响。各工况下组件性能的仿真结果如表 4 所示。

由于镜子口径较小,考虑加工成本及时间周期,裸镜面形精度  $\delta_0$  考虑加工到  $\lambda/75$ ,满足  $\sqrt{\delta_1^2 + \delta_2^2 + \delta_3^2 + \delta_4^2} \leq \sqrt{\delta^2 - \delta_0^2}$ ,其中  $\delta = \lambda/70$  为使用要求,组件面形精度满足设计符合指标要求。

表 4 组件性能仿真分析结果( $\lambda=632.8\text{ nm}$ )

Table 4 Finite element analysis results of mirror assembly ( $\lambda=632.8\text{ nm}$ )

Working condition	Design result
Gravity deformation of horizontal optical axis $\delta_1$	$\lambda/1000$
Deformation of 2 °C temperature rise $\delta_2$	$2\lambda/1000$
Deformation of adhesive shrinkage $\delta_3$	$\lambda/1000$
Deformation of 0.02 mm forced displacement $\delta_4$	$2\lambda/1000$

## 5 稳定性验证

卫星发射及在轨会经历振动及热真空环境,组件在装配过程中,不可避免地会引入一定装配应力,当结构内部的引力与外界应力相互叠加而达到结构的屈服应力,将会导致结构内部应力重新分布,从而使结构尺寸发生变化。因此,为确保次镜组件在后期经历振动及热真空后的力热稳定性,需提前对组件进行力学振动试验及热试验,最大限度地消除结构装配及胶接固化的应力,保证结构尺寸稳定<sup>[11-14]</sup>。

### 5.1 验证方案

在产品及工装上粘贴基准量块,试验前后采用三坐标测量各基准块的坐标,由基准块的位置变化计算出次镜的位置及姿态变化。当位置变化收敛于稳定性指标要求时,则停止试验。试验量级逐渐增加,首先进行小量级振动消应力试验,检测消应力前后量块位置变化。当变化稳定后,增大量级,通过多次振动使支撑结构尺寸趋于稳定。

由于采用了试验与检测交叉进行的方法,为了保证试验前后检测数据的可对比性,次镜组件与稳定性测试工装试验过程中不拆分,稳定性验证结束后再分体。同时为了消除测试误差对试验结果的影响,要求每次测试时的产品状态、测试环境均保持一致,每一状态进行多次测量,挑选重复精度较好的数据作为试验前后的稳定判据。

该方法与经纬仪及激光跟踪仪检测相比,具有较高的测试精度及良好的重复度,消除了测试的随机离散误差。测试精度直接取决于三坐标测量机的精度,一般能达到  $1\ \mu\text{m}$ 。

### 5.2 力学试验

次镜组件先与稳定性测试工装装配,整个组件通过转接板与振动台连接。试验现场照片如图 6 所示,组件经过力学试验后,各部位响应正常,结构完好。

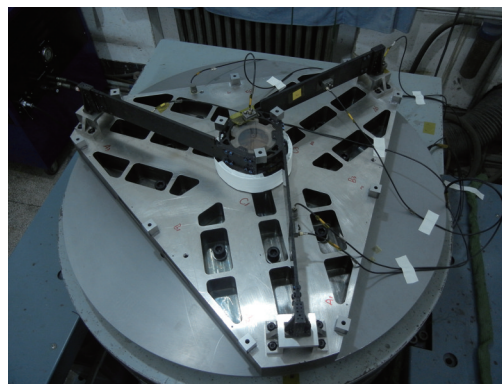


图 6 次镜组件力学振动试验

Fig. 6 Dynamic test of secondary mirror component

进行了 XYZ 三个方向的力学试验,首先进行  $0.5\text{g}$  的力学扫频,测定  $5\sim 600\text{ Hz}$  范围内的响应频率,然后进行正弦和随机振动,每次振动前后均进行扫频,以进行力学特性对比。次镜及其支撑结构通过的试验量级如表 5 和表 6 所示,试验中正弦输入最大量级达  $6\text{g}$ ,随机输入总均方根(RMS)能量达  $7.07\text{g}$ 。力学试验前后产品状态良好,试验中无任何异样响动,大量级试验前后的特征扫频曲线均能较好地吻合,频率漂移量小于  $3\%$ 。

表 5 XYZ 三个方向正弦振动试验量级

Table 5 Magnitude of sinusoidal vibration test in XYZ directions

Frequency range /Hz	Vibration amplitude
5~10	5.59 mm
10~30	2.25g
30~35	2.25~6g
35~75	6g
75~80	6~3g
80~100	3g

表 6 XYZ 三个方向随机振动试验量级

Table 6 Magnitude of random vibration test in XYZ directions

Frequency range /Hz	Power spectral density
20~190	+3 dB
190~500	$0.06\text{ g}^2/\text{Hz}$
500~750	$0.045\text{ g}^2/\text{Hz}$
750~2000	-9 dB
Total root-mean-square acceleration	7.07g (RMS)
Time	2 min

Z 向试验时特征扫频曲线如图 7 所示,由特征曲线可知,次镜支撑结构的基频为  $109\text{ Hz}$ ,与仿真

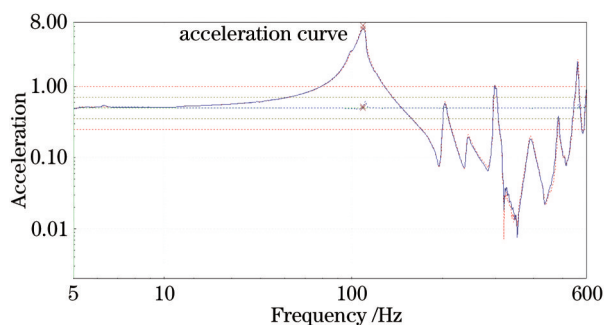


图 7 次镜组件 Z 向特征曲线

Fig. 7 Z-direction characteristics curve of secondary mirror assembly

计算结果的 104 Hz 基本对应, 仿真误差在 5% 以内, 说明了仿真模型的准确性和有效性。由曲线也可以得出, 次镜支撑结构一阶频点处加速度响应放大倍数达 13, 与设计仿真结果基本一致, 说明支撑结构中阻尼的设计达到预期的目的, 验证了动力学分析中的结构阻尼系数的准确性。

进行多次振动位置稳定后, 次镜光轴变化量: X 和 Y 方向均小于  $3 \mu\text{m}$ , Z 方向小于  $3 \mu\text{m}$ 。绕 X 和 Y 轴的倾斜小于  $3''$ 。之后再次振动, 只要量级不超过之前试验量级, 次镜位置不会发生变化。说明次镜支撑结构具有较高的力学稳定性, 满足系统设计指标要求。

### 5.3 真空热试验

为了最大限度地减小结构内部应力, 对次镜组件进行了真空热循环试验, 具体条件为: 室温  $\rightarrow 45^\circ\text{C}$  (保温 4 h)  $\rightarrow 20^\circ\text{C}$  (保温 4 h); 试验过程中环境真空度优于  $10^{-4}$  Pa, 热循环次数为 2 次。组件热循环试验前后, 均采用与力学稳定性验证时的相同检测方法 & 收敛判据。热试验后检测结果为: 次镜顶点位置的变化量三个方向均小于  $2 \mu\text{m}$ , 光轴倾斜变化量小于  $2''$ , 说明结构尺寸试验前后未发生变化, 具有较高的热稳定性, 满足系统稳定性指标要求。

## 6 结 论

针对某大口径同轴三反射镜消像散 (TMA) 次镜支撑结构, 设计了一种高稳定胶粘半柔性阻尼支撑形式: 支撑杆采用蒙皮夹芯结构, 在保证高刚度的同时降低了组件质量, 组件质量为 4.5 kg; 支撑座设计了半柔性弹簧结构并注入阻尼胶, 实现了支撑结构良好动静刚度的统一, 对其进行了仿真分析, 频率为 104 Hz, 综合工况下面形精度优于  $\lambda/70$ 。并设计了一系列支撑结构尺寸稳定性验证试验, 结果

表明: 力热试验前后, 次镜顶点位置及光轴倾斜变化量均分别小于  $3 \mu\text{m}$  和  $3''$ , 支撑结构具有较高的抗振及热稳定性能, 结构能快速达到尺寸稳定, 达到稳定后再经历相同级别的试验, 结构尺寸均不再发生变化, 说明该支撑结构设计合理, 且具有较高稳定性, 可为同类型次镜的支撑设计提供参考。

## 参 考 文 献

- [1] Du K, Liu C Y, Liu S, et al. Design of coaxial ultra-compact primary and tertiary mirror integrated optical system[J]. Laser & Optoelectronics Progress, 2020, 57(7): 072202.  
杜康, 刘春雨, 刘帅, 等. 同轴超紧凑型主三镜一体化光学系统的设计[J]. 激光与光电子学进展, 2020, 57(7): 072202.
- [2] Zhou M Y, Hou J F, Wang D G, et al. Design and verification of depolarized derotator alignment scheme in astronomical telescope[J]. Chinese Journal of Lasers, 2020, 47(6): 0604005.  
周明尧, 侯俊峰, 王东光, 等. 天文望远镜无偏消旋镜装调方案设计及验证[J]. 中国激光, 2020, 47(6): 0604005.
- [3] 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.
- [4] Zhao Y, Li L, Yang H B. The optimal design of bracket structure for the second mirror of a large-aperture space optical remote sensor[J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2012, 31(3): 373-378.  
赵野, 李玲, 杨华保. 大口径空间光学传感器次镜支架优化设计[J]. 机械科学与技术, 2012, 31(3): 373-378.
- [5] Chen R L, Zhang Y K, Fan X W, et al. Design of bracket structure for the second mirror of space high resolution CCD camera[J]. Acta Photonica Sinica, 2004, 33(10): 1251-1254.  
陈荣利, 张禹康, 樊学武, 等. 空间高分辨率 CCD 相机次镜支架最佳结构设计[J]. 光子学报, 2004, 33(10): 1251-1254.
- [6] Wang Q X, Guo C L. Optimization of secondary mirror supporting structure based on iSIGHT

- integrated platform[J]. *Spacecraft Recovery & Remote Sensing*, 2014, 35(2): 54-61.
- 王巧霞, 郭崇岭. 基于 iSIGHT 集成平台的次镜支撑结构优化设计[J]. *航天返回与遥感*, 2014, 35(2): 54-61.
- [7] Zhang L, Jin G. New supporting structure of secondary mirror for coaxial reflective space telescope [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2012, 41(9): 2401-2404.
- 张雷, 金光. 同轴反射式空间相机新型次镜支架结构[J]. *红外与激光工程*, 2012, 41(9): 2401-2404.
- [8] Han C Y. Study on optical system of high resolution space camera[J]. *Optics and Precision Engineering*, 2008, 16(11): 2164-2172.
- 韩昌元. 高分辨力空间相机的光学系统研究[J]. *光学精密工程*, 2008, 16(11): 2164-2172.
- [9] Wu Q W, Yang H B, Yang J S, et al. Design and analysis for primary mirror and its support of space camera[J]. *Optical Technique*, 2004, 30(2): 153-156.
- 吴清文, 杨洪波, 杨近松, 等. 空间相机中主镜及其支撑方案设计与分析方法[J]. *光学技术*, 2004, 30(2): 153-156.
- [10] Li W, Liu H W. Structure stability of precision component made of carbon fiber composite in space optical remote sensor[J]. *Optics and Precision Engineering*, 2008, 16(11): 2173-2179.
- 李威, 刘宏伟. 空间光学传感器中碳纤维复合材料精密支撑构件的结构稳定性[J]. *光学精密工程*, 2008, 16(11): 2173-2179.
- [11] Fan Z G, Chang H, Chen S Q. Thermal stress and deformation analysis of bonded optics[J]. *Optical Technique*, 2011, 37(3): 366-369.
- 范志刚, 常虹, 陈守谦. 胶粘光学元件的热应力和变形分析[J]. *光学技术*, 2011, 37(3): 366-369.
- [12] Luo T Y, Zhang F Q, Fan B. Design and analysis of side support for large aspect ratio mirror[J]. *Spacecraft Recovery & Remote Sensing*, 2013, 34(4): 66-70.
- 罗廷云, 张凤芹, 范斌. 大长细比反射镜侧面支撑结构设计与分析[J]. *航天返回与遥感*, 2013, 34(4): 66-70.
- [13] Shi J H, Luo S K, Tang L, et al. The structural design of a  $\phi 650$  mm primary mirror subassembly[J]. *Spacecraft Environment Engineering*, 2018, 35(3): 258-262.
- 史姣红, 罗世魁, 唐璐, 等. 650 mm 口径主次镜组件结构设计[J]. *航天器环境工程*, 2018, 35(3): 258-262.
- [14] Zhao C X. Study on application of residual stress relieving by using vibration-ageing method[J]. *Aerospace Manufacturing Technology*, 2008(3): 44-47.
- 赵长喜. 振动消除应力技术应用研究[J]. *航天制造技术*, 2008(3): 44-47.