

文章编号 1004-924X(2011)05-1039-09

## 长条形空间反射镜及其支撑结构设计

李志来\*, 徐 宏

(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:**提出了一种空间反射镜柔性支撑结构,以满足反射镜在重力和温变载荷下对较高面形精度的要求。根据光学设计指标要求确定了反射镜的结构形式,根据该结构形式设计了柔性支撑结构,并利用有限元分析软件对反射镜组件进行了分析和结构优化。分析结果表明,反射镜组件的一阶固有频率达到 179 Hz,在 X, Y, Z 轴方向,1 g 重力作用下的镜面面形误差 RMS 值分别达到 5.06, 4.43, 7.59 nm;在 3 个方向 1 g 重力和 4 °C 温升耦合作用下,镜面综合面形误差 RMS 值分别达到 6.08, 6.32, 8.08 nm。实验室静态检测结果表明,反射镜在 4 °C 温变条件下能够保证像质,力学试验结果与理论分析基本吻合;经过力学与热真空环境试验后,反射镜面形变化不明显。分析及试验结果表明,反射镜及其支撑结构设计合理,能够满足空间应用要求。

**关键词:**空间反射镜;轻量化;柔性支撑;有限元分析;动力学测试

**中图分类号:**TH703;V475.3 **文献标识码:**A **doi:**10.3788/OPE.20111905.1039

## Design of rectangular space mirror and its support structure

LI Zhi-lai\*, XU Hong

(Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics,  
Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China)

\* Corresponding author, E-mail: lizl2004@sohu.com

**Abstract:** A flexible support structure was proposed to keep the higher surface figure accuracy of space mirrors under gravity and uniform temperature change load cases. According to the optical design requirements, the structural form of a mirror was determined, and then a flexible support structure of the primary mirror was designed. By adopting finite element analysis software, the mirror component was analyzed and its structure was optimized. Analysis results show that the first order natural frequency of the mirror component is 179 Hz, and the surface figure accuracy RMS of the mirror reaches 5.06, 4.43 and 7.59 nm when gravity load is applied in the directions of X, Y, and Z axes, respectively. Furthermore, the integrated surface figure accuracy RMS of the mirror reaches 6.08, 6.32 and 8.08 nm respectively under the load cases of gravity in three directions coupled with uniform temperature rise of 4 °C. Laboratory test results indicate that the mirror can offer a good image quality under the condition of 4 °C uniform temperature change, and the mechanical test results are consistent with that of the theoretical analysis. The change of the surface figure accuracy is not obvious after dynamic and thermal vacuum tests. Analysis and experimental results demonstrate that designs of the mirror

收稿日期:2010-09-02;修订日期:2010-09-28.

基金项目:国家 863 高技术研究发展计划资助项目(No. 2009AA7020107)

and its support structure are effective, which can meet the requirements of space applications.

**Key words:** space mirror; lightweight; flexible support; finite element analysis; dynamic test

## 1 引言

离轴三反消像散非球面(TMA)光学系统具有组件少、无遮拦、长焦距、大视场、宽波段、抑制杂光能力强、调制传递函数高等优点,已成为国际上长焦距大视场空间相机光学系统发展的一种新趋势,但其光学结构的非对称性,也给研制过程中的结构设计、光学元件加工、系统装调等工作带来相当大的难度。采用此种光学系统的空间光学遥感器的研制是国际上公认的难题,特别是长焦距、大口径的离轴三反空间光学遥感器的研制则具有更大的技术挑战性和风险性。大口径长条形空间反射镜是离轴三反光学系统中的核心光学元件,其自身性能的优劣直接关乎整个遥感器的成像质量,又由于反射镜必须经受严酷的发射运载动力学环境以及空间微重力环境和空间热环境的考验,所以,大口径镜体结构设计及其支撑结构设计历来是空间光学传感器光机结构研制的技术难点。

空间反射镜在地面进行加工、检测和装调,而其工作在空间微重力环境期间有一个重力释放的过程,该过程对空间反射镜在地面和空间应用环境中的高质量成像有影响,因此要求反射镜具有足够高的静态刚度,也就是重力作用下的面形精度和位置精度应满足光学设计指标。同时,空间反射镜在轨工作阶段所经历的是空间热环境,这就要求空间反射镜具有足够高的热尺寸稳定性。另外,空间反射镜还必须能够经受发射运载阶段严酷的动力学考验,保证支撑结构不产生塑性变形和破坏,这又要求反射镜系统具有足够高的动态刚度和强度。然而高刚度和热尺寸稳定性通常是矛盾的,成功的反射镜系统结构设计就是需要在这对矛盾中寻求折衷,使其各项性能指标均能满足要求。

国际上,自 20 世纪 90 年代以来共有 10 余种离轴 TMA 空间传感器面世,但除 QICKBIRD-2 主镜口径达到 600 mm,MTI 达到 360 mm 外,其余的反射镜口径均为 123~218 mm 小口径<sup>[1]</sup>;而

国内未见有口径大于 600 mm 的上天应用的长条形空间反射镜的相关报道。中科院长春光学精密机械与物理研究所的鲍赫<sup>[2]</sup>和王忠素<sup>[3]</sup>等人分别对口径为 480 mm×230 mm 和 260 mm×150 mm 的长条形空间反射镜及其支撑结构进行了研究,但均不属于大口径长条形空间反射镜。本文针对某口径为 660 mm×300 mm 的离轴非球面光学系统的长条形反射镜进行了研究,并对其提出了柔性支撑结构方案。利用有限元分析技术对反射镜组件进行了工程分析,并根据分析结果进行了结构优化,得到的结果满足设计指标要求。

## 2 反射镜组件结构设计

### 2.1 反射镜轻量化设计

#### 2.1.1 形状选择

反射镜的形状通常是针对其反射面(工作表面)和镜背形状来区别的。从镜背形状来分,常用的形状有双凹形、平背形、单拱形、双拱形等,不同的背部形状对应不同的最优支撑结构类型。从反射面轮廓来分,分为圆形和特殊形状;圆形反射镜主要用于同轴式光学系统中,反射镜离轴量较小时也有应用;特殊形状的反射镜以长圆形或长方形居多,多用于离轴光学系统中。本文论述的反射镜口径为 660 mm×300 mm,且离轴量较大,故采用平背长条形,并在镜体长度方向边缘背部进行了倒角处理。由此,一方面有利于保证反射镜在重力作用下的面形精度,另一方面也减轻了重量,有利于提高系统的动态特性。

#### 2.1.2 镜体材料选择

反射镜材料的选择主要考虑其受力及受热后结构及镜面面形的稳定性,因此主要根据应用要求考察力和热两方面性能指标<sup>[4]</sup>。力学方面考察比刚度( $E/\rho$ ),其定义为材料弹性模量和密度的比值;热性能方面考察导温系数( $\lambda/\alpha$ ),其定义为材料导热系数与热膨胀系数的比值。在这两个物理量中取值越大,材料性能越好。SiC 的比刚度仅次于铍,优于其它各种常用的光学材料,热稳定

性优于所有材料,综合性能最优,抗弯曲和抗扭转能力也较强,具有明显的优势<sup>[5]</sup>。因此,设计中选用了 SiC 作为镜体材料。

### 2.1.3 轻量化设计

为了减小自重变形,降低反射镜在厚度方向的热阻,对反射镜进行了轻量化设计。反射镜的轻量化设计包括径厚比、轻量化孔形状、反射面板厚度的选择。

#### (1) 径厚比的选择

径厚比与材料的比刚度、支撑及轻量化形式等因素有直接关系。对于边缘为圆饼形反射镜,Roberts<sup>[6]</sup>等人研究了径厚比  $D/t$  与自重变形的关系,并给出了如下经验公式:

$$\delta = \frac{3\rho g a^4}{16E t^2} = \frac{3\rho g (D/t)^2 D^2}{256E}, \quad (1)$$

式中, $\delta$ 为最大自重变形; $\rho$ 为材料密度; $g$ 为重力加速度; $a$ 为圆盘半径, $a=D/2$ ;  $E$ 为弹性模量; $t$ 为圆盘厚度。针对长圆反射镜,尚无通用的经验公式来确定反射镜厚度,但可依据圆形反射镜径厚比经验公式大致确定相应长圆形反射镜厚度,然后利用有限元分析方法寻求最优的镜体厚度。依据公式(1)及本反射镜的尺寸特点初步确定反射镜厚度为 50 mm,待反射镜轻量化结构形式确定后再做相应调整。

#### (2) 支撑点的确定

支撑点数及位置的选择对反射镜设计也是一个不可忽视的问题。Hall<sup>[7]</sup>给出了圆盘反射镜最少支撑点数的经验公式:

$$N = \frac{1.5r^2}{t} \sqrt{\frac{\rho g}{E\delta}}, \quad (2)$$

式中, $r$ 为圆盘半径; $t$ 为圆盘厚度; $\rho$ 为材料密度; $g$ 为重力加速度; $E$ 为弹性模量; $\delta$ 为最大自重变形。反射镜满足重力变形  $< 0.063\ 28\ \mu\text{m}(\lambda/10)$  时,由此公式计算得到  $\Phi 660$  mm 圆形反射镜的支撑点数  $N=3.6$ ,所以针对  $660\ \text{mm} \times 300\ \text{mm}$  口径反射镜取 3 点支撑完全能够满足设计要求。支撑点位的选择使反射镜在重力作用下变形均匀,这主要通过有限元分析来调整确定。

#### (3) 轻量化孔的确定

根据不同的镜体形状,轻型反射镜的轻量化孔的几何形状有正六边形、四边形、三角形、扇形、圆形或几种形式的混合形式;而对于长圆形反射

镜从结构刚度和轻量化率等综合指标考虑,三角形轻量化孔是最佳选择。轻量化孔的疏密程度和布局需按照光学系统对主镜的面形精度来整体考虑。

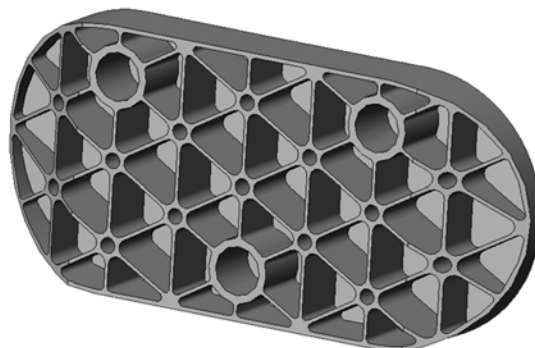


图1 反射镜轻量化结构  
Fig.1 Lightweight of mirror

轻量化孔的内切圆尺寸和轻量化孔的高度分别与加工时作用在镜面上的压力和自重所引起的镜体变形密切相关。Vukobratovich<sup>[8]</sup>对轻型反射镜在加工过程中单个蜂窝单元的最大变形量与镜面厚度做了相关研究。根据其经验公式,最终确定本反射镜加强筋厚度为 3 mm,镜面厚度确定为 5 mm,轻量化后的镜体重为 12.2 kg,轻量化率为 71%。反射镜轻量化结构如图 1 所示。

## 2.2 支撑结构设计

在完成镜体结构设计后,实现反射镜系统最终光机性能指标的另一个重要环节是进行反射镜支撑结构的设计。根据反射镜的形状及口径大小的特点,可以选择不同的支撑方式。一般来讲,小尺寸的反射镜通常采用周边支撑,通过压板将反射镜压在镜框内,在反射镜底面和周边还可以辅以胶粘接固定;而针对大口径反射镜(一般认为口径大于 500 mm),其中单拱形圆形反射镜多采用中心环定位支撑,而长条形反射镜多采用周边支撑、背部支撑,而背部支撑由于其连接刚度高,易于实施装调等一系列优点得到了广泛的应用。理论上讲,支撑点数越多,反射镜抵抗重力变形的能力越强,但多点支撑同时也带来过定位、装调难度急剧加大等诸多问题,所以工程实际应用中以在满足支撑刚度要求下尽量采用少的支撑点数为原则。考虑到本文中反射镜尺寸,加工,装配难度,确定采用背部三点支撑<sup>[9]</sup>。

反射镜支撑结构应具有以下特点<sup>[10-12]</sup>:以最轻的质量满足支撑刚度要求,其中包括静态刚度,即满足反射镜在重力载荷作用下满足面形精度要求,同时也包括动态刚度,即反射镜组件具有足够高的基频,在发射运载的动力学环境中不与载体发生共振而产生塑变和破坏。反射镜支撑设计的另外一个重要方面就是要保证反射镜对温度变化不敏感,在空间应用环境中保持良好的热尺寸稳定性。光学元件相应的支撑结构设计的原则是应尽量减少结构对镜面带来的不良影响。支撑设计中需重点考虑以下几点:

#### (1) 材料的匹配性

材料间的热匹配和热变形补偿能力是解决光学组件适应环境条件,尤其是适应温度环境的关键。光学元件通过金属结构件支撑、固定,为保证光学元件在较复杂的工况下能正常工作,与光学元件直接接触的支撑结构件的线胀系数应与光学元件的线胀系数匹配。由于反射镜材料为 SiC,故选择与之材料特性相匹配的钢(4J32)作为镶嵌件和柔性支撑材料。与镜体非直接接触的支撑结构则选用线胀系数小,适于空间环境条件的高比刚度、高尺寸稳定性的铝基复合材料(SiC/Al)。

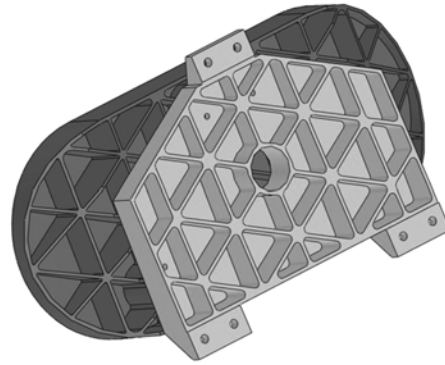
#### (2) 设置柔性环节

单纯考虑重力载荷作用,则要求支撑结构刚度越大越好,支撑刚度越大则反射镜系统的静态刚度和动态刚度越高。但反射镜系统在空间应用中另一个重要的环境因素是空间热环境,空间相机要想实现良好成像就必须能够抵抗空间热载荷变化对结构的影响,使相机光机结构具有良好的热尺寸稳定性。但由于反射镜与支撑结构不可能做到完全一致的材料热特性匹配,这就要求对反射镜系统进行消热设计,其具体实施策略就是在反射镜支撑结构中设置必要的柔性环节。柔性环节形式多样,其具体要根据反射镜结构特点和光学性能指标而定,如在支撑结构中设置薄的筋板,在反射镜系统装调或环境温度发生变化而产生应力时,薄板结构可通过自身变形吸收部分应变能,从而可减小支撑结构应力、应变对反射镜面形的影响。

柔性支撑设计的重点在于柔度,柔度过大,反射镜组件的谐振频率、面形精度及倾角指标不能满足设计要求;柔度过小,热载荷下镜面综合面形

误差 RMS 值不能满足设计要求。

根据以上各个方面的综合考虑,反射镜与支撑结构件的连接镶嵌件选用钢(4J32)材料,反射镜支撑背板采用高体分铝基复合材料(SiC/Al),柔性支撑件选用钛合金材料(TC4)。反射镜组件由反射镜、镶嵌件、柔性支撑和支撑背板组



(a) 反射镜组件装配图

(a) Assembly of mirror component



(b) 柔性支撑件

(b) Flexible support part

图 2 反射镜组件结构

Fig. 2 Structure of mirror component

成,总重量为 16.8 kg,模型如图 2 所示。柔性支撑件采用一种双轴圆弧柔性铰链结构,此种铰链结构具有体积小、无机械摩擦、无间隙和高灵敏度传动的特点,特别适合于光学元件的安装支撑。当空间反射镜系统在空间热环境下,此种柔性支撑结构能通过自身的变形来改善镜面由于热应力所造成的面形误差。本文所提出的柔性支撑结构设计的关键在于柔性铰链柔度的计算,参见文献[13]可以得到柔性铰链挠度和转角的计算公式。挠度可表示为:

$$y = \int \left[ \int \frac{12R \sin \alpha M(x)}{Eb(2R+t-2R \sin \alpha)^3} d\alpha \right] dx, \quad (3)$$

转角可表示为:

$$\theta = \int \frac{12R \sin \alpha M(x)}{Eb(2R+t-2R \sin \alpha)^3} d\alpha, \quad (4)$$

式中,  $R$  为铰链的切削半径,  $t$  为铰链厚度的最薄处,  $b$  为铰链宽度,  $M(x)$  为施加于铰链端部的力矩, 此处可以认为力矩为常数  $M$ 。采用数值积分方法可以得到不同的  $R, t$  值下柔性铰链的转角刚度的值, 再将其进行曲线拟合, 结果可以发现转角刚度随  $t$  值的增大呈二次曲线增大, 而转角刚度对  $R$  值的变化并不敏感, 所以在柔性铰链参数选取过程中应先根据结构尺寸和工艺要求设定  $R$  值, 然后调节  $t$  值直到使反射镜最终满足刚度、强度和热尺寸稳定性要求。本文所设计的柔性铰链的  $R$  值取 4 mm,  $t$  值取 3.5 mm。

反射镜借助于粘接在反射镜背部盲孔里面的 3 个镶嵌件与支撑背板连接在一起, 镶嵌件与支撑背板之间采用柔性连接方式, 有效地限制反射镜的 6 个自由度, 同时又实现无应力或微应力装配, 保证反射镜组件在较严酷的力学环境和热学环境条件下仍满足反射镜的光学面形精度要求。

### 3 有限元分析

在空间微重力和工作温度载荷的作用下, 反射镜及其支撑结构的反弹变形会导致光学元件的波前畸变, 从而影响或破坏光学系统的成像质量。因此, 须对反射镜组件进行工程分析。分析时以镜面变形为目标函数, 有针对性地修改设计变量, 然后再经分析计算, 改进设计方案及相关参数, 最后把设计方案细化, 提供满足设计指标的分析结果。设计中选用 MSC. Nastran 软件进行静力学分析计算。

在分析计算中, 以反射镜柔性支撑结构在加工、装调的重力作用下的面形精度均满足要求为标准<sup>[10]</sup>, 具体计算步骤如下:

(1) 将在三维造型软件中建立的反射镜组件三维模型导入有限元前后处理软件 MSC. Patran 中进行网格划分, 反射镜组件有限元模型采用手动控制网格划分技术, 98% 以上单元采用 8 结点六面体单元, 局部过渡部位采用 6 结点五面体单元。如此在保证分析精度的条件下, 最大限度地

降低结点数目, 大大提高了分析效率。有限元模型见图 3。

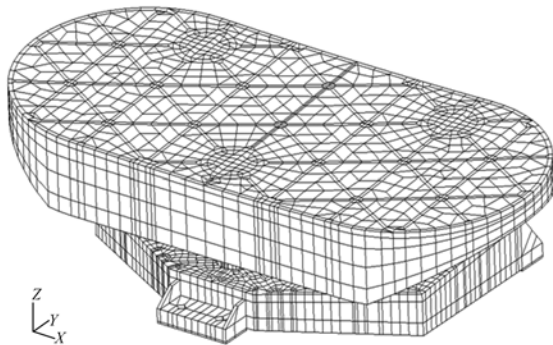


图3 反射镜组件有限元模型

Fig. 3 Finite element model of mirror component

(2) 设定反射镜组件各结构件的单元属性。

(3) 定义边界条件, 建立载荷工况。边界条件定义为反射镜支撑背板与相机主框架连接位置的结点六自由度全约束, 载荷为  $X, Y, Z$  3 个轴向的重力载荷以及  $4^\circ\text{C}$  均匀温升载荷。分析计算具体分为 6 个工况, 分别为反射镜光轴分别沿水平 ( $X$  向)、垂直 ( $Y$  向)、竖直 ( $Z$  向) 方向放置, 施加 1 g 重力载荷; 另外分别计算反射镜光轴分别沿水平 ( $X$  向)、垂直 ( $Y$  向)、竖直 ( $Z$  向) 放置, 施加  $4^\circ\text{C}$  均匀温升及 1 g 重力载荷。

(4) 将有限元模型提交 MSC. Nastran 解算器分析求解, 然后再将分析结果读入 MSC. Patran 后处理软件, 进行计算结果的后处理。

(5) 提取反射镜表面结点, 将其变形前后的结点坐标写入 .rpt 报告文件, 并提取反射面球心坐标。然后, 将上面的提取信息输入本所自主开发编制的球面拟合程序来计算反射镜变形后新的拟合球面的面形值。

按照以上的分析计算步骤进行反射镜组件各个工况下的变形计算, 如果某一工况下的反射镜面形精度不满足设计指标要求, 则在 MSC. Patran 中查看反射镜变形云图, 根据变形云图分析原因, 进而调节支撑结构参数, 进行重分析, 直到所有工况下的反射镜面形精度都满足设计指标为止, 其最终结构参数是一个不断迭代优化的结果。最后, 进行反射镜组件在约束状态下的模态分析, 以考查反射镜组件的动态刚度。

通过多次的迭代优化,反射镜组件各工况分析结果如表 1~表 3 所示。

表 1 自重变形引起的镜面面形误差

Tab.1 Errors of mirror surface under gravitational distortion

重力方向	PV/nm	RMS/nm	最大变形/ $\mu\text{m}$
X	26.2	5.1	1.97
Y	21.4	4.4	1.95
Z	28.9	7.6	0.83

表 2 4℃均匀温升和自重变形引起的镜面面形误差

Tab.2 Errors of mirror surface under 4℃ uniform temperature rise and gravitational distortion

重力方向	PV/nm	RMS/nm	最大变形/ $\mu\text{m}$
X	30.1	6.1	3.65
Y	31.9	6.3	3.66
Z	33.3	8.1	2.63

表 3 反射镜组件前三阶固有频率和振型

Tab.3 The first 3-order natural frequencies and mode shapes of mirror component

阶次	频率/Hz	振型描述
1	179	反射镜沿 Y 轴移动
2	188	反射镜沿 X 轴移动
3	264	反射镜沿 Z 轴移动

从表 1 和表 2 的分析结果可见,反射镜组件在自重作用以及自重与 4℃均匀温升耦合作用下的最大面形精度峰谷值(PV)为 33.3 nm,最大均方根值(RMS)为 8.1 nm,满足  $PV \leq 63.2$  nm,  $RMS \leq 12.6$  nm 的光学设计指标要求,而反射镜最大变形值为 3.66  $\mu\text{m}$ ,满足反射镜最大变形量(含刚体位移)10  $\mu\text{m}$  的要求。从表 3 可知,反射镜组件一阶固有频率为 179 Hz,远远高于整机和外界激励频率,表明反射镜组件具有足够高的动态刚度。

## 4 检测及试验验证

### 4.1 自重对反射镜面形的影响测试

在研制过程中分别对反射镜 0°状态和翻转 180°状态进行检测以验证重力变形对反射镜面形误差的影响。0°状态(装调方向,即 X 向放置)反

射镜干涉检测结果如图 4 所示。

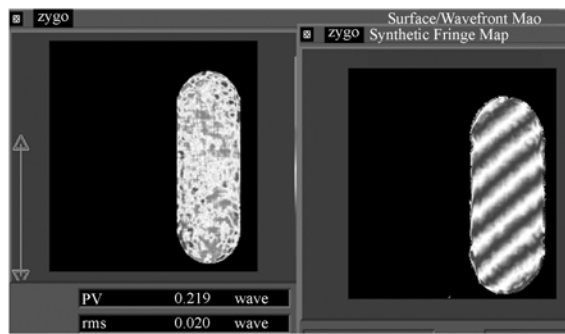


图 4 0°状态反射镜面形检测结果

Fig.4 Surface figure error of mirror at 0° condition

从测试结果来看,面形精度为:

PV:0.219 $\lambda$ ;RMS:0.020 $\lambda$ ( $\lambda=632.8$  nm)。

反射镜翻转 180°后,反射镜干涉检测结果如图 5 所示。

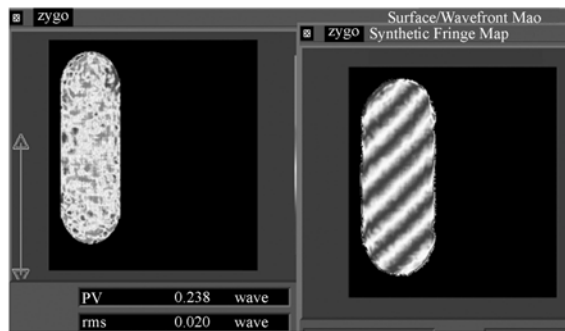


图 5 180°状态反射镜面形检测结果

Fig.5 Surface figure error of mirror at 180° condition

从测试结果来看,面形精度为:

PV:0.238 $\lambda$ ;RMS:0.020 $\lambda$ ( $\lambda=632.8$  nm)。

反射镜面形值 PV 和 RMS 均未发生明显变化,说明不同方向的自重作用对反射镜面形精度的影响较小,反射镜具有较好的抗重力变形能力。

### 4.2 4℃均匀温升对反射镜面形精度的影响测试

在实验室内将原基础温度 18℃提高 4℃后,检测面形精度结果如图 6 所示。

从测试结果来看,面形精度为:

PV:0.249 $\lambda$ ;RMS:0.022 $\lambda$ ( $\lambda=632.8$  nm)。

反射镜面形的 PV 值增大 0.011 $\lambda$ ,RMS 增大 0.002 $\lambda$ ,变化均不明显,说明反射镜具有足够高的热尺寸稳定性。

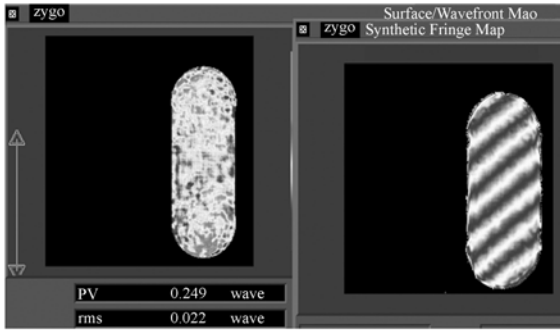


图 6 4 °C 均匀温升反射镜面形检测结果

Fig.6 Surface figure error of mirror with 4 °C uniform temperature rise

### 4.3 动力学试验

对反射镜组件在 X,Y,Z 3 个方向进行了动力学振动试验,如图 7 所示。振动试验结果与理论分析结果对比如表 4 所示。



(a) X 向 (b) Y 向 (c) Z 向

图 7 反射镜组件 X,Y,Z 3 个方向振动试验

Fig.7 Dynamic tests of mirror component in directions of X, Y, and Z axes

表 4 动力学试验结果与有限元分析结果对比

Tab.4 Comparison of dynamic tests and analysis results

阶次	分析结果/Hz	试验结果/Hz	误差
1	179	180	-0.5%
2	188	188	0%
3	264	260	+1.5%

从试验结果与有限元分析结果对比可见,前 3 阶模态分析最大分析误差为 1.5%,说明有限元分析结果完全能够满足分析精度要求,同时也验证了有限元模型的有效性。

反射镜组件经历了正弦和随机振动后,需要对反射镜面形精度重新进行检测,以考察动力学试验对反射镜面形精度的影响。振动试验后反射

镜面形检测结果如表 5 所示。

表 5 振动试验前后反射镜面形检测结果对比

Tab.5 Comparison of test results before and after vibration tests

试验项目	RMS/nm		变化量 nm	备注
	振前	振后		
正弦振动	12.6	13.0	+0.4	满足要求
随机振动	13.0	13.5	+0.5	满足要求

为了检测力学试验前后反射镜相对于底板的倾角变化,试验前分别在反射镜与底板上各粘贴了二个小反射镜镜组,反射镜组件倾角标定装置如图 8 所示。振动试验前后反射镜组件倾角检测结果见表 6。



图 8 反射镜组件倾角标定

Fig.8 Obliquity calibration of mirror component

表 6 振动试验前后反射镜组件倾角标定结果

Tab.6 Obliquity calibration results of mirror component before and after vibration tests

方向	允许误差/(")	测试结果/(")	备注
X 向	10	6.0	满足要求
Y 向	10	2.7	满足要求

从表 6 可见,振动前后反射镜与支撑底板间倾角 X 向变化 6.0",Y 向变化 2.7",均在允许误差范围内,说明反射镜组件能够经受振动环境试验的考验。

### 4.4 热真空试验

为考察反射镜组件热环境适应性,对反射镜组件进行了真空热循环试验,试验装置见图 9。试验条件如下:

温度:  $-15 \sim +50$  °C;

真空度:  $1 \times 10^{-6}$  Pa;

循环时间: 24 h;

循环次数: 2 次。

热真空试验前后反射镜面形检测结果见表 7。从测试结果来看, 试验前后反射镜面形精度变化为 0.4 nm, 完全满足设计指标要求。

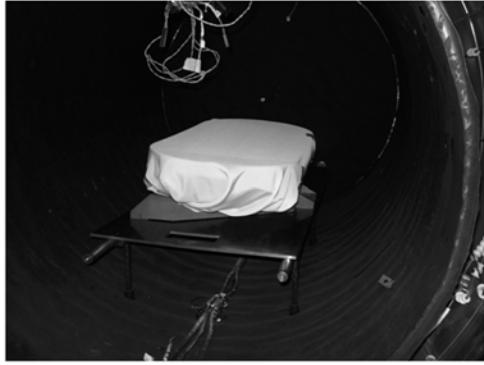


图 9 反射镜组件真空热循环试验

Fig. 9 Thermal vacuum experiment of mirror component

表 7 热真空试验前后反射镜面形检测结果对比

Tab. 7 Comparison of surface figure errors of mirror before and after thermal vacuum experiments

试验项目	RMS/nm		面形变化 RMS/nm	备注
	试验前	试验后		
热真空	13.5	13.1	-0.4	满足要求

## 参考文献:

- [1] 张科科, 阮宁娟, 傅丹鹰. 国外空间用三反离轴相机发展分析与思考[J]. 航天返回与遥感, 2008, 29(3): 63-70.  
ZHANG K K, RUAN N J, FU D Y. Analysis and consideration of development of overseas space off-axis TMA system camera[J]. *Spacecraft Recovery & Remote Sensing*, 2008, 29(3): 63-70. (in Chinese)
- [2] 鲍赫, 李志来. 长条形 SiC 反射镜轻量化及支撑结构的设计[J]. 光学技术, 2008, 34(4): 593-596.  
BAO H, LI ZH L. Design of the strip SiC mirror supporting structure and lightweight[J]. *Optical Technique*, 2008, 34(4): 593-596. (in Chinese)
- [3] 王忠素, 翟岩, 梅贵, 等. 空间光学遥感器反射镜柔性支撑的设计[J]. 光学精密工程, 2010, 18(8):

## 5 结 论

本文根据某空间反射镜的设计要求和工作环境, 提出了一种空间反射镜柔性支撑结构方案。利用有限元分析技术对反射镜组件进行了详尽的工程分析, 并根据分析结果对其结构进行优化, 得到了满足设计要求的反射镜支撑方案。有限元分析结果表明, 自重和 4 °C 均匀温升等静态载荷作用下反射镜面形精度达到 PV33.3 nm, RMS8.1 nm; 反射镜组件一阶固有频率为 179 Hz, 说明反射镜组件具有足够高的静、动态刚度和热尺寸稳定性。两种不同状态的干涉检测结果表明, 反射镜组件具有较好的抗自重变形能力, 动力学测试结果与有限元分析结果误差仅为 1.5%, 验证了有限元建模分析的准确性。反射镜在经过力学与热真空环境后镜面面形变化很小, 表明反射镜支撑结构设计合理, 具备空间环境适应性。同时, 本空间反射镜的设计与试验验证方法也可为同类空间反射镜的设计试验提供一定的参考和借鉴。

1833-1841.

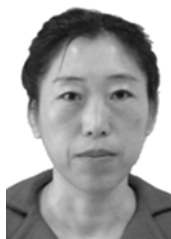
- WANG Z S, ZHAI Y, MEI G, *et al.*. Design of flexible support structure of reflector in space remote sensor[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2010, 18(8): 1833-1841. (in Chinese)
- [4] 张学军. 基于 SiC 材料的空间相机非球面反射镜结构设计[J]. 红外与激光工程, 2007, 36(5): 577-582.  
ZHANG X J. Space telescope aspherical mirror structure design based on SiC material [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2007, 36(5): 577-582. (in Chinese)
- [5] 李志来. 长焦距大视场光学系统的光机结构设计[J]. 光学精密工程, 2008, 16(12): 2485-2490.  
LI ZH L. Optical and mechanical design for long focal length and wide-field optical system [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2008, 16(12): 2485-2490. (in Chinese)
- [6] YODER P. *Opto-mechanical Systems Design* [M].

- 2nd ed. New York: Marcel Dekker Inc., 1993.
- [7] FRIEDMAN E. *Photonics Rules of Thumb* [M]. New York: McGraw Hill, 2003.
- [8] VUKOBRATOVICH D. *Introduction to Optomechanical Design* [M]. SPIE Short Course SC014, 2003.
- [9] 范楠. 反应烧结碳化硅平面反射镜的光学加工[J]. 光学技术, 2003, 29(6): 667-668.  
FAN D. Optical surfacing of flat reaction-burned silicon carbide mirror [J]. *Optical Technique*, 2003, 29(6): 667-668. (in Chinese)
- [10] 闫勇. 新型轻质大口径空间反射镜支撑设计[J]. 光学精密工程, 2008, 16(8): 1533-1539.  
YAN Y. Design of new type spaceborne lightweighted primary mirror support [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2008, 16(8): 1533-1539. (in Chinese)
- [11] 郭疆. 大口径空间遥感相机主反射镜支撑设计[J]. 光学精密工程, 2008, 16(9): 1642-1647.  
GUO J. Design of support for primary mirror of space remote sensing camera [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2008, 16(9): 1642-1647. (in Chinese)
- [12] 吴清文. 空间相机中反射镜及其支撑方案设计与分析方法[J]. 光学技术, 2004, 30(2): 153-156.  
WU Q W. Design and analysis for primary mirror and its support of space camera [J]. *Optical Technique*, 2004, 30(2): 153-156. (in Chinese)
- [13] 孙宝玉. 空间光学传感器柔性支撑结构设计[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2009, 41(7): 642-645.  
SUN B Y. Design of flexible supporting structure for optical space remote sensor [J]. *Journal of Harbin Institute of Technology*, 2009, 41(7): 642-645. (in Chinese)

#### 作者简介:



李志来(1965—),男,吉林镇赓人,研究员,1986年于吉林工学院获得学士学位,主要从事空间光学传感器结构技术及精密机械方面的研究。Email: lizl2004@sohu.com



徐宏(1961—),女,吉林长春人,高级工程师,1983年于长春光学精密机械学院获得学士学位,主要从事空间光学传感器结构技术方面的研究。Email: xuhongciomp@sohu.com

#### ● 下期预告

## 离轴三反射系统的热光学分析和温控指标的制定

巩 盾,田铁印,王 红

(1. 中国科学院 长春光学精密机械与物理研究所 光学系统先进制造  
技术中国科学院重点实验室,吉林 长春 130033)

在均匀温度场对离轴三反射光学系统影响分析的基础上,采用有限元分析得到温差影响下的镜面面形畸变,并用 Zernike 多项式拟合畸变面形。将 Zernike 系数代入光学设计软件 CODE V,理论分析了温差影响下的光学系统成像质量,提出了光学系统温控指标。以温控指标为依据对光学系统采用主动热控进行热光学试验,所得试验结果均达到光学参数要求,证明了理论分析的准确性和温控指标的合理性。