

空间光学遥感器反射镜柔性支撑的设计

王忠素¹, 翟岩¹, 梅贵¹, 江帆¹, 程志峰^{1,2}

(1. 中国科学院 长春光学精密机械与物理研究所, 吉林 长春 130033;

2. 中国科学院 研究生院, 北京 100039)

摘要: 为降低光学遥感器反射镜在复杂且恶劣的空间环境下的面形误差, 设计了一种柔性支撑结构, 使反射镜在具有良好的热尺寸稳定性的同时结构刚度满足力学要求。针对某长圆形光学反射镜组件, 通过设置柔性铰链的厚度、最薄处厚度和柔性铰链圆弧半径 3 个特征参数, 对柔性铰链进行合理的结构设计。采用有限元法对反射镜组件在力热耦合状态下的面形精度和结构强度及结构的动态刚度进行仿真分析, 结果表明, 反射镜面形 PV 值由 350.08 nm 降至 59.03 nm, RMS 值由 102.67 nm 降至 9.11 nm, 柔性结构保证了反射镜的热尺寸稳定性, 同时满足力学要求。最后, 对反射镜组件的力热模拟件进行力学试验, 得到的结果显示其 3 个方向的基频分别达到 264 Hz, 290 Hz 和 320 Hz。这些结果表明, 该柔性支撑结构设计方案是合理可行的。

关键词: 空间遥感器; 反射镜; 柔性支撑; 优化设计

中图分类号: V443.5; TH703 文献标识码: A doi: 10.3788/OPE.20101808.1833

Design of flexible support structure of reflector in space remote sensor

WANG Zhong-su¹, ZHAI Yan¹, MEI Gui¹, JIANG Fan¹, CHENG Zhifeng^{1,2}

(1. Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics,
Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China;

2. Graduate University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100039, China)

Abstract: To reduce the surface deformation of a remote sensor reflector in complex and execrable space environments, a flexible support structure was designed. By defining the thickness, width and radius as design variables, the flexible hinge in an oblong reflector subassembly was optimized. Then, the surface figure precision, structural strength and dynamic stiffness of the reflector subassembly in the thermal-structural coupling state were analyzed with finite element method. Simulation results show that the maximum PV value is decreased to 59.03 nm from 350.08 nm, the maximum RMS value is decreased to 9.11 nm from 102.67 nm and the thermal dimensional stability is ensured by proposed flexible structure. Finally, the thermal-structural simulation subassembly was subject to a mechanical test, and results indicate that the fundamental frequencies of the component in three directions are 264 Hz, 290 Hz and 320 Hz, respectively. Analysis and test results demonstrate that the flexible support structure is reasonable.

Key words: space remote sensor; reflector; flexible support; optimum design

收稿日期: 2009-11-16; 修订日期: 2010-01-14.

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(No. 60507003)

1 引言

空间光学对地观测遥感器是伴随着人造卫星的发展而发展起来的,至今已有四十多年的历史。因为航天遥感载体的轨道高,工作环境特殊所以它具有以下特点:观测面积大,在特定的飞行轨道上易于获取全球覆盖数据;可靠性高;小型、轻量、低功耗等。

光学反射镜是空间光学遥感器的核心部件,其面形精度直接影响光学系统的成像质量。支撑方式是影响反射镜面形精度的关键因素,它的合理与否直接关系到结构的稳定性。反射镜的支撑可在对反射镜进行有效定位的同时卸载它的自重,并通过减小热环境下应力对镜面的影响来达到减小镜面变形的目的。

遥感器在空间环境下工作时,真空、低温、黑背景以及空间外热流等复杂的热环境都会引起遥感器结构温度的变化,从而使光学反射镜镜面面形超差,导致光学系统成像质量劣化。因此,要求相机反射镜具有良好的热尺寸稳定性。在静力学环境工况下,反射镜的面形精度较容易满足设计指标的要求,但在热环境工况下,镜面变形会显著超差,远远大于 $\lambda/10$ ($\lambda = 632 \text{ nm}$)。为了能使反射镜在力学环境工况下满足面形设计指标要求的同时,在空间热环境工况下也能得到成像要求的面形精度,就需要对反射镜的支撑结构进行调整,增加结构的柔性。柔性结构可以在一定程度上释放应力,避免系统装调和外部环境温度变化产生的应力对镜面面形的影响;在保持反射镜刚度的同时,使反射镜具有良好的热尺寸稳定性。

本文针对有效通光孔径为 $260 \text{ mm} \times 150 \text{ mm}$ 的小型空间遥感器反射镜柔性支撑方案进行了优化设计。限定结构动态刚度大于 200 Hz , 环境温度在 $\pm 5 \text{ }^\circ\text{C}$ 变化时, 镜面面形精度 $PV < \lambda/10$, $\text{RMS} < \lambda/50$ ($\lambda = 0.6328 \text{ }\mu\text{m}$); 相机的调制传递函数 $\text{MTF} > 0.2$ (38.5 lp/mm)。支撑结构设计从材料、支撑方式和柔性结构设计等方面展开,并运用有限元方法对反射镜组件结构进行了分析,最终得到满足设计要求的合理结构。

2 反射镜组件

2.1 材料的选择

严酷的力学环境和波动较大的温度环境是空间光学遥感器研制过程中普遍面临的难题,为了确保光机结构件的可靠性并改善温度对系统成像质量的影响,所选用的空间遥感器结构件材料应具有以下性质^[1]: (1) 优良的结构刚度和强度; (2) 高的热稳定性, 保证在空间温度变化很大的条件下相机反射镜及支撑结构的热畸变满足公差要求。

微晶玻璃具有成熟的加工工艺,面形抛光周期相对较短,材料自身综合性能较好等优点,已广泛应用于空间相机中,因此本研究选用微晶玻璃作为主反射镜的材料。

钛合金材料具有稳定性好、内应力小、加工性能优良、易于改造等优点。因此,选用钛合金制作支撑结构。

综合考虑光学元件的机械性能、质量、对工作环境的适应性、线膨胀系数、加工工艺性、采购渠道、经济合理性等因素,反射镜材料选用微晶玻璃,柔性支撑材料选用铁镍合金(4J32),反射镜框材料选用钛合金(TC4)材料,这3种材料的物理属性如表1所示。

表 1 组件材料属性

Tab. 1 Performance parameters of materials

材料名称	密度 $\rho / (10^3 \text{ kg/m}^3)$	弹性模量 $E / (\text{GPa})$	泊松比 μ	线胀系数 $\alpha / (\mu\text{K}^{-1})$
微晶玻璃	2.53	91	0.24	0.05
钛合金	4.5	118	0.29	8
铁镍合金	8.3	145	0.28	0.54

2.2 支撑方式的确定

反射镜支撑设计的基本原则是:以最少的支撑点,使反射镜在复杂的环境条件下的变形最小。常用的反射镜支撑方式按照与反射镜接触点的位置分为周边支撑、中心支撑和背部支撑3种形式。周边支撑适用于小尺寸反射镜,通过压圈将镜片固定在镜框上;中心支撑方式适合于单拱形反射

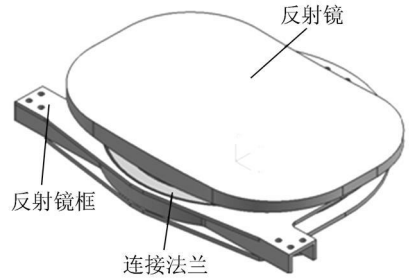
镜, 多采用中心环定位支撑, 有时辅以背部小平面支撑; 背部支撑通常为背部多点支撑, 有三点、六点、九点支撑等, 大型反射镜一般采用多点、多层背部支撑方式^[2]。

本文所研究主反射镜的支撑联接面包络尺寸为 $\Phi 200$ mm, 外形尺寸不大, 故采用周边支撑形式。反射镜组件的对外联接点尽量远离反射镜镜面, 以消除反射镜镜框的装配应力对镜面面形的影响, 通过整体镜框来支撑反射镜。为保证反射镜固定可靠, 在反射镜支撑圈的外边缘与镜框的内腔留有适当的间隙, 填充室温硫化硅橡胶。

2.3 反射镜组件组成

反射镜组件由反射镜、连接法兰和反射镜框 3 部分组成。反射镜通过连接法兰与镜框连接, 镜框再通过螺钉连接到相机框架上。反射镜结构、连接法兰结构及反射镜组件结构如图 1 所示。

用 G_x 、 G_y 和 G_z 分别代表 X 、 Y 、 Z 3 个方向重力; $\Delta t = 5$ °C, Δt 均匀温降。工程分析计算了反射镜组件在 $1g$ 重力和 $1g$ 重力与 5 °C 均匀温降共同作用两种工况下反射镜面面形精度, 结果如表 2 所示。



(c) 反射镜组件
(c) Reflector group

图 1 结构示意图

Fig. 1 Structure diagram

表 2 反射镜组件镜面面形精度分析结果

Tab. 2 Analysis results of mirror surface precision

载荷	镜面 PV/mm	镜面 RMS/mm
G_x	20.44	3.42
G_y	90.92	30.67
G_z	40.08	8.01
$G_x, \Delta t = 5$ °C	143.17	26
$G_y, \Delta t = 5$ °C	350.08	102.67
$G_z, \Delta t = 5$ °C	310.03	96.58

计算结果表明: 在重力单独作用下, 反射镜面形精度可以达到成像质量要求, 而在力热耦合情况下, 反射镜面形精度则不能达到要求。

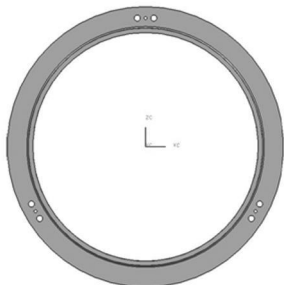
当吸热时, 反射镜组件受热膨胀, 由于支撑背板(反射镜框)的线膨胀系数比反射镜的大, 其膨胀量比反射镜的大, 支撑背板与反射镜结合处将出现极大应力, 从而引起镜面的局部变形, 导致面形质量下降。同样, 当遇冷收缩时亦出现极大应力, 导致镜面面形下降。因此, 必须对支撑结构进行柔性设计, 通过柔性支撑自身的变形来吸收支撑与反射镜结合处的应力, 从而保证热环境下镜面面形的质量。

2.4 柔性支撑结构设计

柔性支撑设计的重点在于柔度, 柔度过大, 反射镜组件的动态刚度与反射镜组件最大变形将不能满足设计要求; 柔度过小, 镜面综合面形误差将超出设计要求。因此, 对遥感器反射镜支撑设计时, 一方面希望三轴方向刚度小一些, 借以改善在微重力环境下和热环境下的面形精度; 而另一方面又希望在三轴方向刚度大一些, 以保证系统固有频率高于运输工具的固有频率, 避免产生共



(a) 光学反射镜
(a) Reflector



(b) 连接法兰
(b) Flange

振。这就要求支撑件的刚度在 3 个方向上的刚度要适合,即反射镜柔性支撑的设计要找到最合理的结构形式,既要满足应力要求,又要满足结构刚度的要求。

在反射镜结构系统中,常用的柔性结构是柔性铰链。柔性铰链是整个柔性机构的重要组成部分,具有体积小、无机械摩擦、无间隙、运动灵敏度高、导向精度高等诸多特点,在精密机械、精密测量、微纳米技术领域应用广泛,并具有非常高的精度和稳定性^[3-6]。它依靠柔性元素的变形来传输运动或力,其具体结构由中间弹性变形单元连接两个刚体而成,通过中间单元变形实现两刚体之间的相对运动。

当反射镜由于温度变化产生膨胀或收缩时,柔性铰链受弯矩作用。当柔性铰链的刚度合适时,其变形会吸收绝大部分反射镜的变形能量,此时反射镜能够进行部分自由变形。

对连接法兰进行了柔性设计,增加了柔性铰链环节。为了减小由于支撑结构的变形引起的反射镜的变形,避免应力直接由支撑传递到反射镜,柔性支撑设计由两个圆环组成,如图 2 所示。

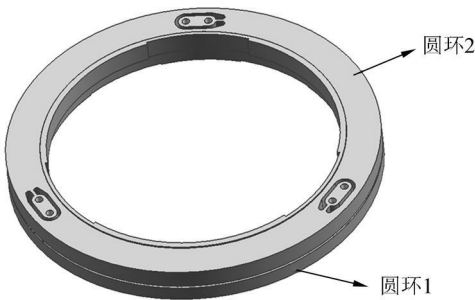


图 2 柔性环结构示意图

Fig. 2 Diagram of flexible circle

两个圆环的内径略有不同,设内径小的为圆环 1,内径大的为圆环 2。圆环 1 的内径与反射镜后部轻量化孔外径完全配合,通过室温硫化硅橡胶与反射镜连接。圆环 2 不与反射镜接触,在它上面有螺钉孔,与反射镜框连接。两个圆环中间通过三处柔节连接。当温度变化时,反射镜变形带动柔性支撑的圆环 1 变形;反射镜框变形带动柔性支撑的圆环 2 变形。两部分变形引起的应力在柔节处释放,从而保证镜面面形精度。

考虑到反射镜组件需要安装在整体框架上,

工作面形精度会有一定程度的放大,同时,航天仪器必须减轻质量以减少发射成本,因此要对柔性结构进行轻量化设计。设计应使系统具有足够的刚度,以保证相应的公差和面形误差在允许的范围,同时质量最轻^[7]。利用优化设计软件,设置刚度为优化参数对柔性圈进行轻量化。轻量化后的柔性圈结构如图 3 所示。

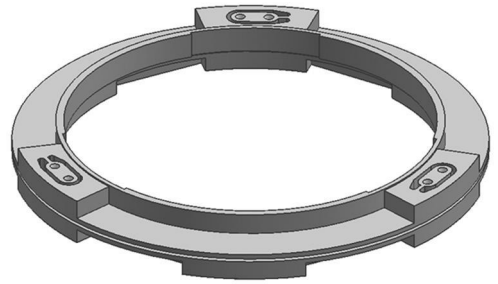


图 3 轻量化柔性圈结构示意图

Fig. 3 Diagram of flexible lightweight circle

2.5 柔性铰链参数设计

柔性铰链的基本性能主要包括刚度、精度及应力特性等几方面,其中刚度(柔度)性能直接反映了柔性铰链抵抗外载的能力,也体现了运动副的柔性程度,是主要的研究因素。柔性铰链的几何尺寸由厚度 b 、最薄处厚度 t 、切割圆弧半径 r 、高度 h 和圆心角等决定。调整弹性结构的工作截面,改变弹性和刚度以达到最优值。把由外界和支撑系统自身造成的镜面刚体位移和镜面转角控制在光学设计允许的公差范围内。

通过对柔性铰链变形区主要参数的优化设计,不仅能够消除反射镜支撑系统在温度变化时对面形精度的影响,而且可以避免在联结和装配过程中由应力造成的镜面面形下降。

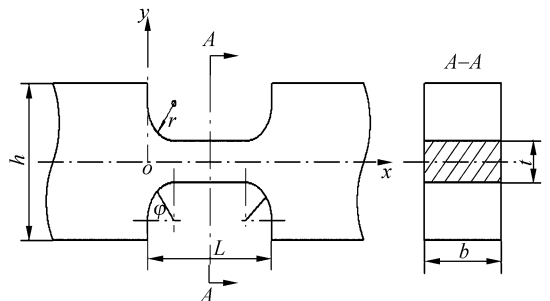


图 4 转角刚度计算图

Fig. 4 Calculation chart of knuckle stiffness

分析单个铰链在外力和弯矩作用下的转角刚度, 就可对铰链进行合理的设计, 铰链转角刚度计算如图 4 所示。推导计算过程可参见文献[8] 和文献[9], 对柔性铰链刚度公式进行整理, 得到:

$$\frac{1}{k} = \frac{\theta}{M} = \frac{12}{Eb} \left\{ \frac{2}{r^2} \left[\frac{p^3(6p^2 + 4p + 1)}{(2p + 1)(4p + 1)^2} + \frac{6p^4(2p + 1)}{(4p + 1)^{2.5}} \arctan \sqrt{4p + 1} \right] + \frac{L - 2r}{t^3} \right\}, \quad (1)$$

式中, k 为铰链的刚度; M 为微元所受的力矩; θ 为铰链转角值; E 为铰链材料的弹性模量; b 为铰链宽度; r 为柔性铰链圆弧半径; t 为柔性铰链最薄处厚度; $p = \frac{r}{t}$ 。

由式(1)得到不同的 r 、 t 值柔性铰链的转角刚度值, 为了了解三者之间的关系, 将计算结果绘制成曲线如图 5 所示。

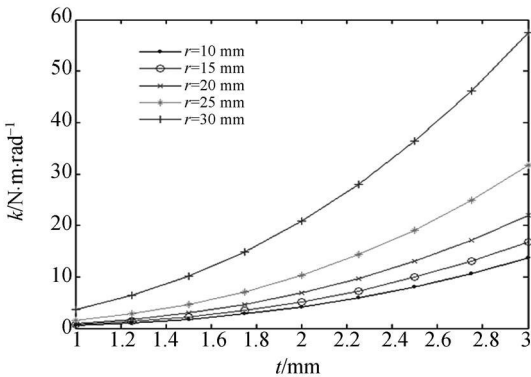


图 5 转角刚度 k 和 r 、 t 的关系曲线

Fig. 5 Correlation curve between k , r and t

由图 5 可知, t 值对转角刚度影响较大, 随着 t 值的增加, 转角刚度呈二次曲线增加; 而随着 R 值的增加, 转角刚度减小, r 值对柔性铰链转角刚度的影响并不是特别明显。因此, 在实际设计过程中, 可以根据结构的要求先确定 r 值的大小, 然后再确定合适的 t 值, 以保证铰链具有合适的转角刚度^[10]。

本文柔性铰链结构如图 6 所示。其中, t 为柔性铰链最薄处厚度; b 为铰链宽度; r 为柔性铰链圆弧半径。根据转角刚度与设计参数的关系, 先确定 r 值, 再确定 t 值, 最后对结构参数进行优化, 确定 b 值, 并用有限元分析最终确定 $t = 1.5$ mm, $b = 3$ mm, $r = 2$ mm。

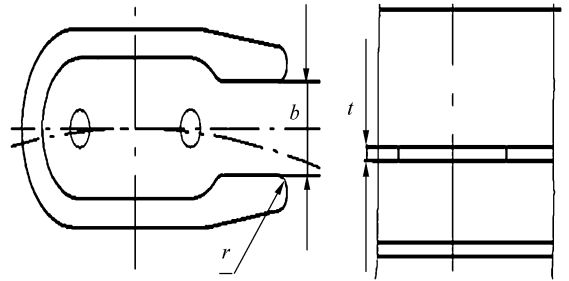


图 6 柔性铰链设计参数示意图

Fig. 6 Parameters of flexible hinge

3 仿真分析结果

为了检验反射镜组件结构的刚度和强度, 对反射镜组件进行有限元分析。

3.1 力热耦合分析结果

反射镜在轨工作期间, 既受到微重力作用又受到热作用, 力热耦合状态是反射镜组件的最恶劣状态。考察反射镜组件在 3 个方向重力与 5 °C 温降共同作用下光学性能和结构强度。对反射镜组件进行力热耦合分析, 分析结果主要如表 3 和表 4 所示。

表 3 反射镜力热耦合镜面面形精度分析结果

Tab. 3 Analysis results of mirror surface precision with thermal structural coupling

载荷	镜面 PV / nm	镜面 RMS / nm
$G_x, \Delta t = 5^\circ\text{C}$	32.90	5.88
$G_y, \Delta t = 5^\circ\text{C}$	59.03	9.11
$G_z, \Delta t = 5^\circ\text{C}$	57.25	8.33

由表 3 可知, 在力热耦合状态下反射镜镜面面形精度均小于 $\lambda/10$, 满足光学成像要求。对比表 2 和表 3 的数值, 看到通过柔性环节的设计反射镜镜面面形 PV 值由 350.08 nm 降到 59.03 nm, 下降了 83%。由此可见, 柔性铰链对保持热环境工况下的结构尺寸稳定性有很大的贡献。

表 4 反射镜组件力热耦合作用下各材料应力响应

Tab. 4 Stress of reflector subassembly with thermal-structural coupling

材料	载荷	最大应力/MPa	安全系数
钛合金	$G_x, \Delta t = 5^\circ\text{C}$	36.4	25
TC4	$G_y, \Delta t = 5^\circ\text{C}$	36.5	25
	$G_z, \Delta t = 5^\circ\text{C}$	36.2	25
殷钢	$G_x, \Delta t = 5^\circ\text{C}$	6.75	76
4J32	$G_y, \Delta t = 5^\circ\text{C}$	7.75	66
	$G_z, \Delta t = 5^\circ\text{C}$	6.68	76
微晶	$G_x, \Delta t = 5^\circ\text{C}$	1.12	51
玻璃	$G_y, \Delta t = 5^\circ\text{C}$	0.76	75
	$G_z, \Delta t = 5^\circ\text{C}$	3.17	18

由表 4 可以看出,反射镜组件材料的安全系数最小为 $25 > 1.35$, 结构强度满足要求。

3.2 模态分析结果

随着柔性支撑的弱化,反射镜的位置度误差将加大,动态刚度也随之减低。刚度问题是整个反射镜结构系统的核心问题,为了保证相机高分辨率及成像质量,要求相机结构必须具有良好的动态刚度,以使相机工作时在外界机械扰动下不至于产生抖动。所以,对柔性结构进行刚度分析是反射镜结构系统稳定性分析的基础。为了验证结构的动态刚度,对其进行模态分析,分析结果如表 5 所示。

表 5 反射镜组件模态分析结果

Tab. 5 Modal analysis results of reflector subassembly

基频方向	X	Y	Z
F_n / Hz	260	285	315

由表 5 可知,反射镜组件的一阶频率 $260 \text{ Hz} > 200 \text{ Hz}$, 动态刚度足够高,前三阶频率无密频现象,所以反射镜组件动态刚度满足要求。

4 试验验证

4.1 力学性能测试

为了验证结构性能,检验结构在振动条件下的抗干扰能力,采用与实际结构 1:1 的力学模拟件进行力学试验。模拟件用等质量同质心的铝制

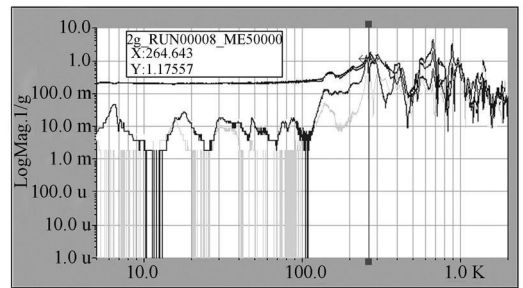
镜代替玻璃镜,关键结构的材料、参数、精度及装调工艺与实际结构完全相同。力学试验包括:3 个方向 $0 \sim 2\,000 \text{ Hz}$ 内 0.2 g 特征试验和正弦、随机振动试验。试验谐振频率结果如表 6,图 7 所示。

表 6 反射镜组件力学试验结果

Tab. 6 Mechanical test results of reflector subassembly

方向	X	Y	Z
F_n / Hz	264	290	320

从表 6 看出,力学特征试验,反射镜组件 X, Y, Z 3 个方向的基频分别为 230、280 和 300 Hz, 试验结果与设计分析结果基本吻合。图 7 为反射镜组件 0.2 g 特征试验曲线。

图 7 反射镜组件 X 向力学 0.2 g 试验曲线Fig. 7 Test curve of reflector subassembly with x direction 0.2 g

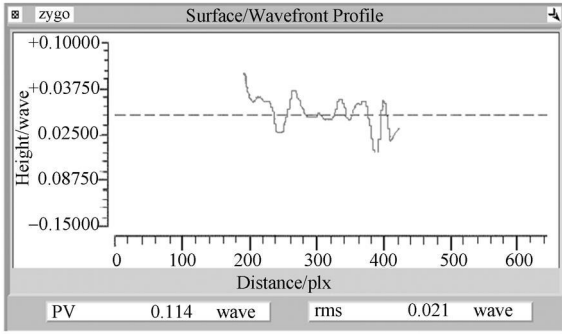
从图 7 中看出,在特征试验中,反射镜组件没有密频现象,曲线特性良好。

综上所述,该反射镜组件的刚度满足结构要求,并且,随机振动试验前后反射镜组件的动态响应未发生变化,试验后检测结构没有发生破坏,说明结构形式合理,性能可靠。

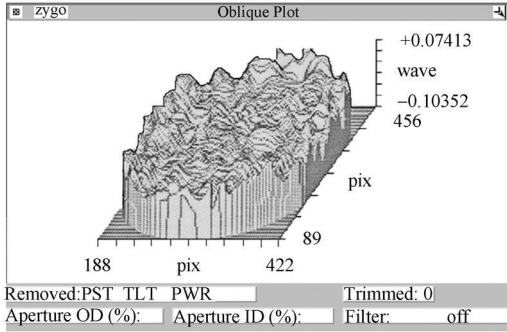
4.2 面形精度测试

在室温为 18°C 时,对反射镜组件进行了装调检测,反射镜有效孔径面形误差干涉仪检测结果如图 8 所示。

反射镜离轴量要求 88.44 mm , 实测为 88.2 mm ; 反射镜顶点曲率半径要求 $1\,300.808 \text{ mm}$, 实测为 $1\,300.7 \text{ mm}$; 又面形精度光轴方向 PV 值为 22.4 nm , RMS 值为 5.9 nm , 均满足指标要求。



(a)



(b)

图 8 反射镜有效孔径面形误差干涉仪检测结果

Fig. 8 Test results of reflector surface error using interferometer

4.3 热光学测试

为了检验结构对空间热真空环境的适应性,了解结构成像性能与温度的关系,对带有反射镜组件的遥感器结构进行热光学试验。以室温 18 °C 为参考温度,试验过程中温度水平控制范围为(18±6) °C。取 24, 21, 18, 15, 12 °C 5 个温度点进行测试,得到最佳 MTF,进行曲线拟合,如表 7 所示。温度传函拟合曲线如图 10 所示。

表 7 温度-调焦统计表

Tab. 7 Temperature-focus statistics

$t/^\circ\text{C}$	24.67	21.38	18.39	15.59	12.17
最佳 MTF	0.496	0.470	0.470	0.459	0.448

从表 7 看出,在温度水平(18±6) °C 状态下,相机的 MTF 最小为 0.448> 0.2,满足设计指标要求。

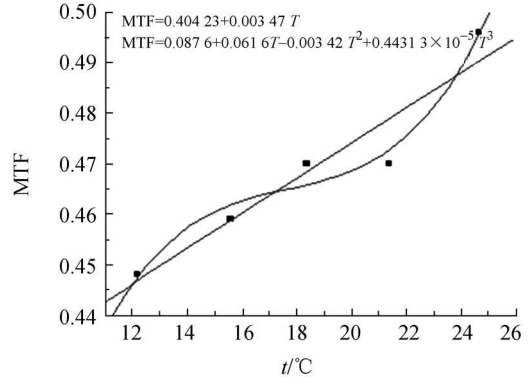


图 9 温度-MTF 拟合曲线

Fig. 9 Temperature-MTF curve

分析试验数据,结合表 7 和图 9 可知:相机对空间热真空环境的适应性良好,满足设计要求。

5 结论

光学反射镜的面形精度直接影响光学系统成像质量,其结构的高刚度、良好的热尺寸稳定性是保证空间光学遥感器正常工作、准确成像的两个关键因素。针对空间热环境下反射镜面形误差很难达到指标要求的情况,本文对某光学遥感器反射镜柔性支撑结构进行详细的优化设计,并对反射镜组件进行了工程分析。在力热耦合环境下,反射镜镜面面形 PV 值最大为 59.03 nm,满足成像质量的要求;结构热尺寸稳定性良好,材料安全系数最小为 25> 1.35,强度也满足要求。对力热件进行力学试验,基频为 264 Hz,满足结构动态刚度要求。对相机进行热真空试验,结果说明此柔性结构是合理可行的。小型化是空间遥感器发展趋势之一,本文对结构尺寸较小的长圆反射镜柔性支撑结构设计有一定的借鉴意义。

参考文献:

[1] 张学军,李志来,张忠玉.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, LI ZH L, ZHANG ZH Y. Space

telescope mirror structure design based on SiC mate-

rial[J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2007,

- 36(5): 577-582. (in Chinese)
- [2] 吴清文, 杨洪波, 杨近松, 等. 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): 152-156.
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): 152-156. (in Chinese)
- [3] 贾明, 毕树生, 于靖军, 等. 大变形柔性铰链的静刚度分析及应用[J]. 北京航空航天大学学报, 2005, 31(7): 740-743.
JIA M, BI SH SH, YU J J, et al.. Analysis and application of large deformation flexible hinge[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronauts*, 2005, 31(7): 740-743. (in Chinese)
- [4] 黄金永, 魏燕定, 张炜. 空间微动平台的柔性铰链参数优化设计[J]. 机电工程, 2006, 23(1): 55-57.
HUANG J Y, WEI Y D, ZHANG W. Optimal design of the flexure hinge parameter based on space micro displacement worktable [J]. *Mechanical & Electrical Engineering Magazine*, 2006, 23(1): 55-57. (in Chinese)
- [5] LOBONTIU N, PAINE JSN, O' MALLEY E, et al.. Parabolic and hyperbolic flexure hinges: flexibility, motion precision and stress characterization based on compliance closed-form equations [J]. *Precision Engineering*, 2002, 26(2): 183-192.
- [6] 谌建华, 刘平安. 双曲余弦柔性铰链的刚度推导[J]. 机械设计与制造, 2008, 7, 62.
CHEN J H, LI P AN. Deduction of compliance of cosh-flexure hinge[J]. *Machinery Design & Manufacture*, 2008, 7: 62-63. (in Chinese)
- [7] 郭疆, 何欣. 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.
GU O J, HE X. Design of support for primary mirror of space remote sensing camera[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2008, 16(9): 1642-1647. (in Chinese)
- [8] 张志杰, 袁怡宝. 单边导角形柔性铰链的计算与性能分析[J]. 光学 精密工程, 2007, 15(3): 384-389.
ZHANG ZH J, YUAN Y B. Design calculation and analysis of half corner-filleted flexure hinge [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2007, 15(3): 384-389. (in Chinese)
- [9] 辛洪兵, 郑伟智. 弹性铰链研究[J]. 光学 精密工程, 2003, 11(1): 89-94.
XIN H B, ZHENG W ZH. Research on flexible hinges[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2003, 11(1): 89-94. (in Chinese)
- [10] 孙宝玉, 薛军. 光学反射镜柔性锥套连接结构的设计与分析[J]. 光学技术, 2008, 39(2): 230-232.
SU N B Y, XUE J. Design and analysis on the flexible cone-shaped sheath of the optical reflector[J]. *Optical Technique*, 2008, 34(2): 230-232. (in Chinese)

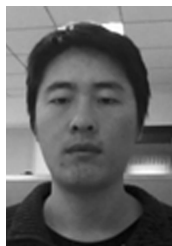
作者简介:



王忠素(1977-), 女, 黑龙江双城人, 助理研究员, 2000年于吉林大学获学士学位, 2007年于中国科学院获硕士学位, 主要从事结构分析研究。E-mail: wzs1998@yahoo.com.cn



翟岩(1974-), 男, 吉林长春人, 副研究员, 主要从事遥感器机械设计方面的研究。E-mail: zhaiyi163@tom.com



梅 贵(1984-), 男, 江苏高邮人。硕士, 2006年、2009年于清华大学分别获学士、硕士学位, 主要从事机械结构设计方面的研究。E-mail: meigui840428@163.com



程志峰(1979-), 男, 山东临沂人, 助理研究员, 博士研究生, 2005年于大连理工大学获得硕士学位, 主要从事光电仪器结构设计及优化分析等方面的研究。E-mail: chengzhif2004@yahoo.com.cn



江 帆(1983-), 男, 湖北仙桃人, 助理研究员, 2004年、2007年于中国科学技术大学分别获学士、硕士学位, 主要从事空间热设计的研究。E-mail: gholethe@126.com

●下期预告

水平式两轴转台库德光路晃动精度检测系统

于 萍, 高云国, 乔 健

(中国科学院 长春光学精密机械与物理研究所, 吉林 长春 130033)

为实现对水平式两轴转台中库德光路晃动精度的检测, 建立了自准直平行光管与法线平行于旋转轴线的平面反射镜相组合的晃动精度检测系统。在介绍水平式两轴转台库德光路的工作原理和晃动精度检测方法的基础上, 给出减小库德反射镜安装误差和提高库德光路晃动精度的方法, 利用该检测系统对库德光路随经轴和纬轴转动的晃动精度分别进行了检测, 得到两轴转台工作过程中库德光路的实际晃动误差, 并对影响晃动误差的各种因素和相应检测结果进行了分析。结果表明, 整个库德光路的晃动精度为 $5.1''$, 满足该激光发射系统对库德光路晃动精度 $8''$ 的要求。通过该检测方法能全面、准确反映出库德光路随轴系旋转时的晃动精度, 可以在工程实际得到推广应用。