

Φ450 mm 口径空间天文相机轻量化碳化硅主反射镜组件设计

凤良杰, 成鹏飞, 王 炜

(中国科学院西安光学精密机械研究所 空间光学技术研究室, 陕西 西安 710119)

摘要: 针对某空间天文相机对轻量化、光学效率、杂光抑制与探测能力的需求, 设计 Φ450 mm 口径碳化硅主反射镜, 镜体轻量化率超过 70%; 选取线膨胀系数匹配的殷钢材料, 设计基于两脚架柔性结构的侧面支撑以消除装配应力和热应力, 通过渗硅改性获取高反射率光学镜面。光学加工完成后反射镜质量 7 kg, 反射率优于 98%。在严格的工艺条件控制下, 对反射镜组件进行精密装配。光学检测结果表明, 反射镜装配完成后面形误差优于 0.02λ RMS, 与分析结果吻合。证明了空间天文相机主反射镜组件结构设计方案与装调工艺的合理性, 满足空间天文相机光学设计要求。

关键词: 空间天文相机; 碳化硅反射镜; 轻量化设计; 柔性支撑

中图分类号: V447⁺.1 **文献标志码:** A **DOI:** 10.3788/IRLA20200175

Design of Φ450 mm light-weighted SiC mirror subsystem in space-based astronomy telescope

Feng Liangjie, Cheng Pengfei, Wang Wei

(The Space Optical Technology Research Department, Xi'an Institute of Optics and Precision Mechanics of Chinese Academy of Sciences, Xi'an 710119, China)

Abstract: A Φ450 mm primary mirror subsystem of a space-based astronomy telescope was designed with mass, optical surface distortion and reflectivity requirement. The open-back primary mirror was made of pressure-less sintering silicon carbide, light-weighted at a ratio of approximately 70%. Three side supporting invar flexure bipods were designed to minimize the assembling stress and the thermal stress. The high reflection was obtained from the optical surface cementite. The mirror weighted 7 kg and the reflectivity was 98% after optical polishing. The mirror subsystem was precisely assembled under the strict technical condition. The optical test with interferometer show that the optical surface distortion is less than 0.02λ RMS, which meet the critical optical requirements for the primary mirror of the space-based astronomy telescope.

Key words: space-based astronomy telescope; SiC mirror; light-weighted design; flexure support

0 引言

伽玛射线暴(又称伽玛暴)是宇宙中发生的最剧烈的爆炸,数十年来,人们对其本质了解的还不很清楚,但基本上可以确定是发生在宇宙学尺度上的恒星级天体中的爆发过程。伽玛暴探测是目前天文学中最活跃的研究领域之一,能够揭示超大质量恒星的死亡过程、黑洞的形成等宇宙现象。

中法合作天文卫星(Space Variable Objects Monitor, SVOM)的主要科学目标是伽玛暴探测及余辉观测,为进一步了解伽玛暴的奥秘、探索宇宙起源等科学问题提供实测数据。光学望远镜(Visible Telescope, VT)是SVOM的有效载荷之一,主要对探测到的伽玛暴余辉进行高精度光学观测,要求其光学系统通过双波段、高灵敏度和高空间分辨率实现红移范围预估,以便于筛选满足要求的高红移候选体,有助于发现短暴的X射线和光学对应体,进一步揭示短暴的物理本质^[1]。

VT探测能力设计为+22.5 MV,要求光学系统的通光效率大于70%,月光杂光的抑制能力优于1/3天光背景,80%的能量集中在2×2像元内。主反射镜作为VT的光学核心部件,要求面形精度需优于1/50λ RMS(λ=632.8 nm),反射率大于98%,镜面粗糙度小于1.2 nm,这对主反射镜组件的设计、加工和装调工艺提出了很高的要求。文中从反射镜材料选择、轻量化结构设计和柔性支撑优化等方面分析,严格控制装配工艺,并通过实际检测检验反射镜的光学性能,设计满足空间天文暗弱目标探测的反射镜组件。

1 主反射镜设计

1.1 光学系统设计

VT望远镜系统选择Ritchey Chretien加校正镜的光学结构,由主反射镜(Primary mirror)、次反射镜(Secondary mirror)、校正镜(Corrective lens)和分光棱镜(Dispersion prism)组成,如图1所示。光束通过主次镜校正球差和彗差,通过校正镜校正其他轴外像差,最后通过分光棱镜分别汇聚到红波段和蓝波段焦面上。光学系统采用小F数的主反射镜设计,有效压缩了望远镜系统规模。

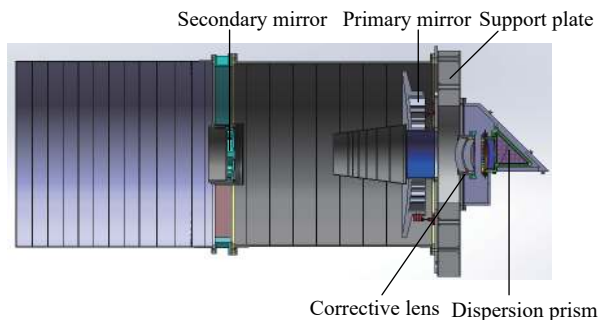


图1 VT望远镜系统光学结构图

Fig.1 Optical system of VT telescope

1.2 主镜材料选择

空间相机反射镜面形误差不仅要满足光学设计要求,还要求质量足够轻。基于对空间恶劣环境的考虑,轻量化反射镜的镜体材料应具备以下特点:比刚度大、热膨胀系数小、尺寸稳定性好、抗辐照性好、易进行光学加工、易镀膜、热性能及力学性能具有各向同性、成本尽可能低等。制造空间光学反射镜片常用的轻质材料有铍、微晶玻璃、熔石英及碳化硅等,表1归纳了几种常用空间反射镜材料的性能参数。

表1 常用空间反射镜材料参数

Tab.1 Commonly-used space mirror material property

	Be	Zerodur	ULE	Fused silica	RB SiC
Density/g·cm ⁻³	1.85	2.53	2.21	2.19	3.1
Modulus/GPa	303	92	73	72	391
Poisson's ration	0.043	0.24	0.17	0.17	0.25
Thermal conductivity/W·m ⁻¹ ·K ⁻¹	216	1.46	1.4	0.5	120-170
Expansion coefficient/K×10 ⁻⁶	11.4	0.05	0.03	2.9	2.5

从表1中不难看出,Zerodur、ULE和Fused silica等玻璃材料虽然线胀系数较小,但比刚度低,Be的综合性能较高,但铍粉末毒性大,不利于光学加工。

SiC材料的比刚度大,相比玻璃材料能够达到更高的减重比,具有良好的热传导性能,热变形系数较小,具有优异的制备性能,加工工艺成熟,能够实现形状相当复杂的镜坯成型。SiC材料以其优异的物理性能和良好的工艺性能,正逐渐成为最具发展前途的新型轻量化反射镜材料^[2]。综合考虑材料的性能和加工

工艺,选择 SiC 材料制造 VT 的主反射镜。

1.3 主反射镜组件研制流程

主反射镜组件研制流程如图 2 所示,首先确定主镜组件的整体结构方案,如图 3 所示,综合考虑 SiC 材料加工工艺特性、自重形变、光学加工形变等要求进行反射镜高轻量化结构设计;然后选择适当的

支撑方式并对柔性支撑进行参数优化设计,采用与支撑热膨胀系数接近的铝基碳化硅高刚性材料设计高轻量化背板,对主反射镜组件进行有限元分析,自重和热变形满足设计要求后进行微应力装配;最后利用干涉仪对主反射镜组件进行面形检测验证设计结果。

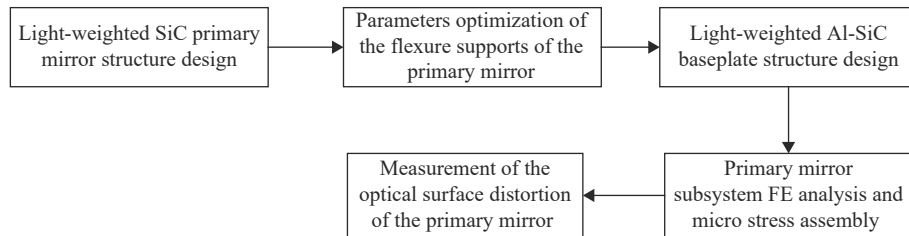


图 2 碳化硅主反射镜组件研制流程

Fig.2 Development process of SiC primary mirror subsystem

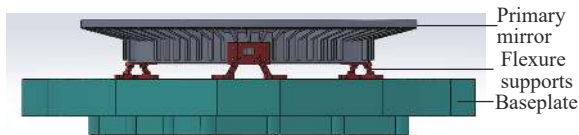


图 3 主反射镜组件结构形式

Fig.3 Structure of SiC primary mirror subsystem

2 主反射镜轻量化结构设计

航天反射镜在自重、加工和装配过程中都可能发生变形,影响成像质量,因此需要对主反射镜进行合理的轻量化设计,使其在满足质量约束条件的同时具备足够的刚性。反射镜的刚性在材料确定后主要取决于径厚比及轻量化网格结构。

合理的径厚比能够在保证反射镜刚度的基础上最大限度地减轻反射镜重量,Roberts 等人通过对反射镜径厚比与自重变形之间关系的研究,归结出径厚比 dr 与自重变形 δ_g 之间的经验公式^[3]:

$$\delta_g = \frac{3\rho g d r^2}{256E} \quad (1)$$

式中: ρ 为镜坯材料密度; E 为镜坯材料弹性模量; g 为重力加速度,要求反射镜的镜面变形量 δ_g 小于 $1/10\lambda$ ($\lambda=632.8$ nm), 径厚比应大于 7.5。

在光学加工过程中,为了使轻量化反射镜单个蜂窝单元的最大变形量小于允许值,保证加工区去除量

一致,镜面 t_f 必须具有一定的厚度,由 Vukobratovich 的经验公式可知^[4-5]:

$$\delta_m = \frac{12\psi P B^4 (1 + \mu^2)}{E t_f^3} \quad (2)$$

式中: P 为反射镜光学加工时磨头对镜面的压强; ψ 为与轻量化孔相关的形状因子,其中 $\psi_{tri} = 0.00151$; B 为轻量化孔内接圆直径; μ 为镜坯材料泊松比; E 为镜坯材料弹性模量。反射镜光学加工时施加的压力约为 80 kPa,轻量化三角形蜂窝内接圆直径为 16 mm,碳化硅镜坯力学性能参数见表 1。要求使 δ_m 小于 $1/10\lambda$ ($\lambda=632.8$ nm), 镜面 t_f 应大于 1.6 mm。

为进一步提高轻量化率,反射镜减薄了边缘厚度,通过 4 mm 厚度的加强筋减小边缘变形量。光学加工时通过适配的托盘支撑边缘以减小镜面变形量, $\Phi 40$ mm 口径的磨盘施加 100 N 的力在主镜边缘部分,通过有限元分析主镜在此加工状态下的最大变形约为 5 nm,小于 $1/10\lambda$ ($\lambda=632.8$ nm), 满足光学加工要求,如图 4 所示。

通过上述计算与分析,VT 主反射镜物理口径 450 mm,通光口径 440 mm,厚度 60 mm,镜面厚度 7 mm,轻量化孔直径 16 mm,加强筋厚度 3 mm。主镜与柔性支撑配合面为直径 320 mm 的圆柱面,通过方孔配合保证形位公差,主反射镜实物如图 5 所示。

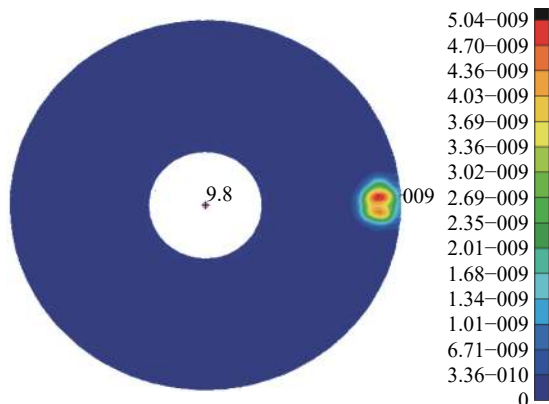


图 4 碳化硅主反射镜边缘加工最大变形

Fig.4 Largest deformation on the edge of the SiC primary mirror during optical manufacturing



图 5 SiC 主反射镜实物
Fig.5 SiC primary mirror

3 主镜支撑结构设计

3.1 柔性支撑及背板结构设计

高度的轻量化提高了反射镜的比刚度,却使其结构绝对刚度下降,因此镜面对重力和热应力的敏感度也迅速增大,由此合理地设计反射镜支撑结构是空间相机轻量化反射镜组件设计的难点。

空间相机轻量化反射镜常采用中心支撑、周边支撑和背部支撑等方式^[6-7]。VT 相机碳化硅主反射镜口径中等大小,由于采用了边缘轻量化结构,采用周边支撑不会增大反射镜组件的径向尺寸,且周边支撑具有装配简单、定位精度高等优点。因此主反射镜采用侧面三点支撑方式,既约束了所有的自由度又不会过定位,支撑结构中采用的柔性环节减小了反射镜装配应力以及反射镜与支撑结构之间的热膨胀系数不匹配造成的热应力。支撑结构材料选用钛合金,能够保证柔性结构的加工稳定性,同时其高屈服极限能够

保证柔性结构在发射环境下的安全性^[8-11]。

考虑反射镜力学环境以及两脚架设计参数-柔性节长度 l , 宽度 d , 厚度 t , 两脚架最小距离 w 和两脚架角度 φ , 如图 6 所示, 对反射镜面形影响的敏感度, 如图 7 所示, 对以上参数进行了综合优化, 如表 2 所示, 最终优化结果为 $l=10$ mm, $d=8$ mm, $t=1.5$ mm, $w=21$ mm, 两脚架角度 $\varphi=56^\circ$ 。

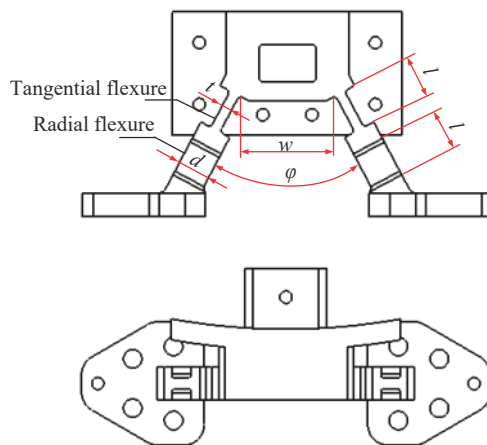


图 6 柔性两脚架结构

Fig.6 Structure of the bipod flexure

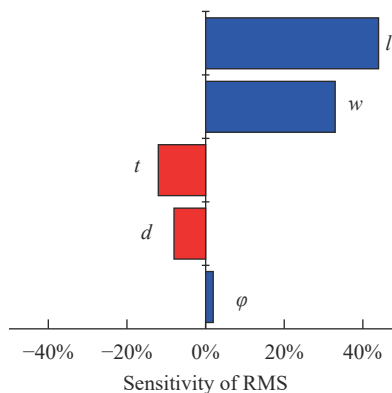


图 7 柔性两脚架参数对面形误差影响的敏感性分析

Fig.7 Effect of the variation of bipod flexure dimension parameters on surface error of the primary mirror

表 2 柔性支撑参数优化结果

Tab.2 Optimization results of flexure support parameters

Parameters	Ranges	Steps	Optimization results
L/mm	5-20	0.2	10
w/mm	5-15	0.2	8
t/mm	1-2	0.1	1.5
d/mm	10-25	0.5	21
$\varphi/(\text{^\circ})$	40-120	2	56

主镜背板是 VT 的关键组件。它同时也是整个相机 (包括主镜组件, 承力筒组件, 后光学系统组件等) 的支撑部件。为保证相机的性能, 背板必须具备强度高、刚度高、热膨胀系数小和稳定性好等特点, 同时还需要满足相机整体质量的限制。因此背板选用铝基碳化硅材料, 密度较钛合金低三分之一, 弹性模量接近钛合金的两倍, 通过螺钉连接主镜柔性支撑, 支撑板设计为不等厚背部开孔轻量化形式, 如图 8 所示。

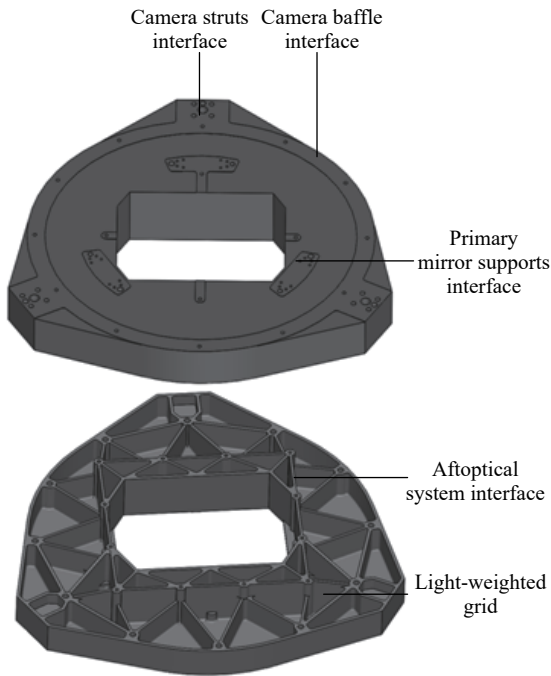


图 8 铝基碳化硅背板
Fig.8 AL/SiC baseplate

3.2 主镜组件装调

柔性支撑与镜体通过加工及装调工艺保证 0.2 mm 胶粘间隙, 采用 3M 2216 环氧结构胶粘接。支撑与主镜粘接面积约为 2 000 mm², 结构胶剪切强度约为 6 MPa, 主镜质量为 7 kg, 以安全因子取 4 计算, 可经受 428 g 加速度, 具有很高的安全裕度。

如图 9 所示, 在结构设计上保证两脚架中心与反射镜质心水平面重合, 使支点出现在反射镜中性面上, 避免力矩耦合到反射镜上^[12-14], 根据有限元分析, 此时泽尼克系数 Z_5 为 0, 因重力造成的面形误差引起的像散最小。装配完成后的主镜组件如图 10 所示。

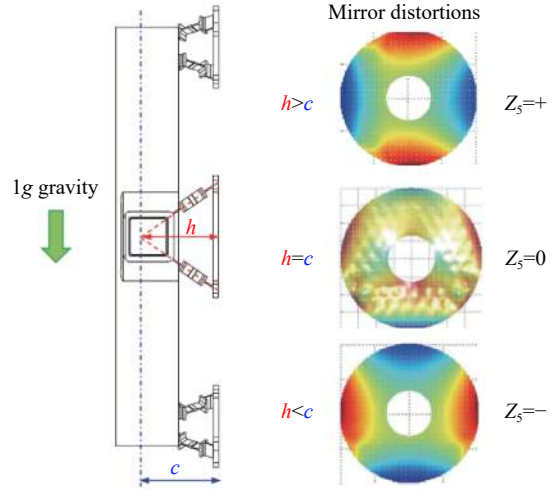


图 9 两脚架中心与反射镜质心之间的关系对反射镜面形的影响
Fig.9 Influence of the offset between the bipod center and the mirror centroid on the mirror distortions

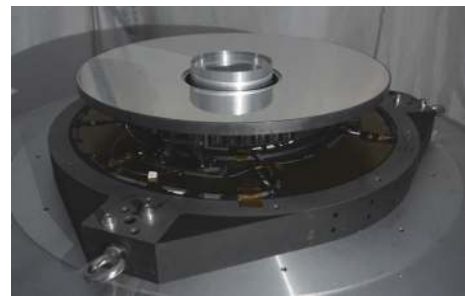


图 10 主镜组件装配图
Fig.10 Structure of the primary mirror assembly

3.3 主镜组件仿真分析

对主镜组件与铝基碳化硅背板进行一体化分析, 验证整体设计结果。将背板与桁架安装点固支, 背板与柔性支撑通过螺钉连接约束, 支撑与反射镜间胶层厚度 0.2 mm, 采用面与面黏结约束。对主镜组件分别施加 1 g 垂直于反射镜光轴的重力载荷和 2℃ 整体温度变化, 有限元分析结果如图 11 所示。

在 1 g 重力载荷作用下, 主镜面形变化 PV 值为 23.4 nm, RMS 值 3.8 nm, 最大刚性位移 1.4 μm; 在 2℃ 整体温度变化载荷作用下, 主镜面形变化 PV 值为 26.5 nm, RMS 值为 4.5 nm, 最大刚性位移 1.3 μm, 曲率变化 0.05 mm。均远优于光学设计要求。主反射镜组件的一阶频率 340.6 Hz, 满足卫星及载荷的设计要求。

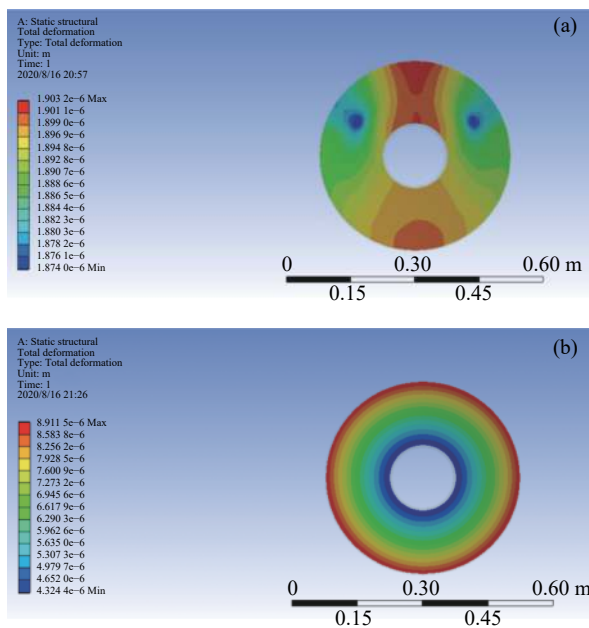


图 11 主镜组件有限元分析结果。(a)1 g 重力下光学表面变形;(b)2 °C 温度变化下光学表面变形

Fig.11 Finite element analysis results of the primary mirror assembly.
(a) Optical surface deformation due to 1 g gravity; (b) Optical surface deformation due to 2 °C temperature

4 反射镜面形检测

主镜镜面加工至 $1/20\lambda$ RMS($\lambda=632\text{ nm}$) 时进行表面改性, 改性后面形约为 $1/15\lambda$ RMS。主镜继续精细抛光至 0.015λ RMS 进行镀膜, 镀膜后面形基本保持不变, 表面粗糙度优于 1.1 nm , 如图 12 所示。

使用 ZYGO 干涉仪对装配前后的主镜面形精度进行检测, 检测结果如图 13 和图 14 所示, 证明支撑及装配过程基本未引入额外应力, 面形误差由装配前

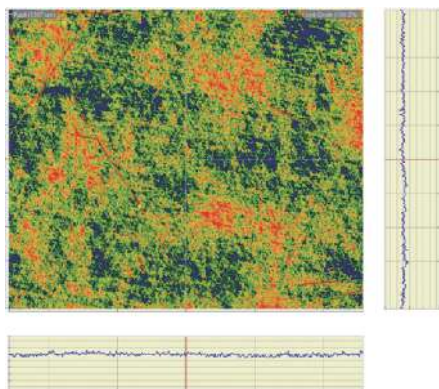


图 12 主反射镜光学表面粗糙度检测结果

Fig.12 Optical surface roughness test result of the primary mirror

的 0.015λ RMS 增大至 0.016λ RMS, 验证了上述结构设计与分析的有效性。

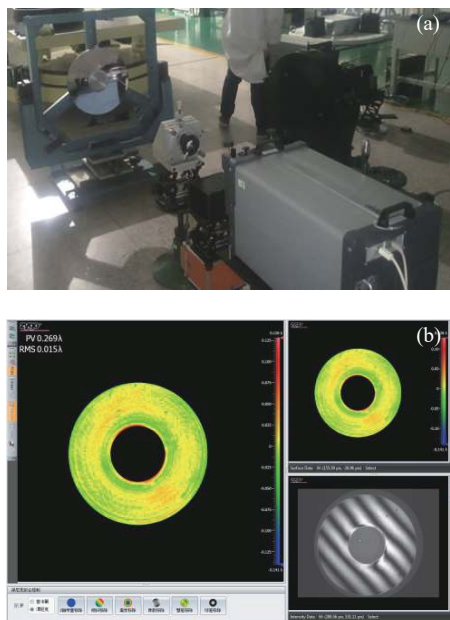


图 13 (a) 主反射镜装配前面形测量;(b)ZYGO 干涉仪面形测量结果
Fig.13 (a) Optical surface distortion measurement of the primary mirror before assembly; (b) measurement result by ZYGO interferometer

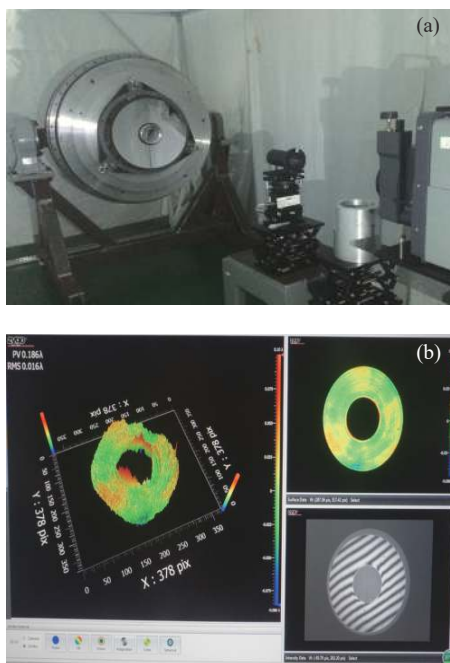


图 14 (a) 主反射镜装配后面形测量;(b)ZYGO 干涉仪面形测量结果
Fig.14 (a) Optical surface distortion measurement of the primary mirror after assembly; (b) measurement result by ZYGO interferometer

5 结 论

文中根据中法合作天文卫星 VT 光学相机载荷任务对光学反射镜的高反射率、高面型精度和低粗糙度要求为输入, 设计了主反射镜组件并进行加工与装调, 检测结果表明主镜镜面粗糙度优于 1.1 nm, 装配后的主镜面形误差优于 $1/60\lambda$ RMS($\lambda=632$ nm), 均能满足光学设计要求, 证明了主镜组件整体设计合理, 对类似的轻型反射镜组件的设计具有一定的借鉴和指导意义。

参考文献:

- [1] Dong Y W, Wu B B, Li Y G, et al. SVOM gamma-ray monitor [J]. *Science China, Physics, Mechanics & Astronomy*, 2010, 53: 41-43.
- [2] Han Yuanyuan, Zhang Yumin, Han Jiecai, et al. Development of the silicon carbide mirror and system in the world [J]. *Material Engineering*, 2005, 6: 59-63. (in Chinese)
韩媛媛, 张宇民, 韩杰才, 等. 国内外碳化硅反射镜及系统研究进展[J]. *材料工程*, 2005, 6: 59-63.
- [3] Xing Shaomei, Ma Jianping. The application and process of SiC/Al composite materials [J]. *Spacecraft Recovery & Remote Sensing*, 1998, 29(2): 45-49. (in Chinese)
邢邵美, 马建平. 碳化硅铝基复合材料的应用与加工[J]. *航天返回与遥感*, 1998, 29(2): 45-49.
- [4] Vukobratovich D. Introduction to Optomechanical Design[M]. US: SPIE Short Course SC014, 2003.
- [5] Vukobratovich D. Flexure mounts for high-resolution optical elements[C]//SPIE Opto-mechanical and Electro-Optical Design of Design of Industrial Systems, 1988, 959: 18-33.
- [6] Tan Jinguo, He Xin, Fu Liangliang. Support technique in center of minitype reflector [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2010, 39(6): 1070-1074. (in Chinese)
谭进国, 何欣, 付亮亮. 小型反射镜中心支撑技术[J]. *红外激光工程*, 2010, 39(6): 1070-1074.
- [7] Zhang Bowen, Wang Xiaoyong, Zhao Ye, et al. Progress of support technique of space-based large aperture mirror [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2018, 47(11): 1113001. (in Chinese)
张博文, 王小勇, 赵野, 等. 天基大口径反射镜支撑技术的发展[J]. *红外与激光工程*, 2018, 47(11): 1113001.
- [8] Wei C L, Sheng T C, Yu C L et al. The alignment and iso-static mount bonding technique of the aerospace Cassegrain telescope primary mirror[C]//Proc SPIE, 2012, 8491: 84910M.
- [9] Weingrod Isaac, Chou C Y, Holmes B, et al. Design of bipod flexure mounts for the IRIS spectrometer[C]//Proc SPIE, 2013, 8836: 8360Q.
- [10] Wang Chenzhong, Hu Zhongwen, Chen Yi, et al. Structural design optimization of space gravitational wave telescope primary mirror system [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2020, 49(7): 20190469. (in Chinese)
王辰忠, 胡中文, 陈忆, 等. 空间引力波望远镜主反射镜系统的结构设计优化[J]. *红外与激光工程*, 2020, 49(7): 20190469.
- [11] Li Xiaoming, Wang Guibing, Zhang Lizhong, et al. Parametric design and test of flexible support for mirror of single trans optical terminal [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2020, 49(4): 0414003. (in Chinese)
李小明, 王桂冰, 张立中, 等. 单反式光端机反射镜柔性支撑参数化设计与试验[J]. *红外与激光工程*, 2020, 49(4): 0414003.
- [12] Yoder P. Optic-Mechanical System Design[M]. 2nd ed. New York: Marcel Dekker Inc., 1993.
- [13] Wang Zhongsu, Zhai Yan, Mei Gui, et al. Design of flexible support structure of reflector in space remote sensor [J]. *Optics and Precision Engineering*, 2010, 18(8): 1833-1841. (in Chinese)
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): 1833-1841.
- [14] Park K S, Lee J H, Youn S K. Lightweight mirror design method using topology optimization [J]. *Optical Engineering*, 2005, 44(5): 053002.



第一作者简介: 凤良杰 (1982-), 男, 副研究员, 主要研究方向为空间遥感器总体方案与光机结构设计。在空间目标探测、共孔径一体化成像、对地遥感新体制成像、轻小型低成本载荷等技术方向具有丰富的总体设计经验; 在光、机、热有限元集成分析, 轻量化光机结构参数优化, 复合材料结构设计, 高集成度焦面组件等空间遥感器光机结构设计等研究领域具备丰富的工程研制经验。Email: fengliangjie@opt.ac.cn