

文章编号 1004-924X(2015)04-1027-07

小型光学遥感器主镜室的光机结构

辛宏伟¹, 刘 巨¹, 刘 磊¹, 关英俊^{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. 长春工业大学 机电工程学院, 吉林 长春 130012)

摘要:设计了一种新的光机结构,以使超小型光学遥感器在宽温度范围及恶劣的动力学环境下能够良好成像。研究了该结构中的核心部件—主镜组件的支撑结构的设计原理和实现方法。通过对主镜室初始设计方案的力、热特性分析,说明了主镜传统支撑方式的局限性。然后,以挠性支撑原理为基础设计了一种新型的适用于小口径反射镜支撑的挠性反射镜支撑结构,对该支撑结构的温度适应性及组件的模式进行了有限元分析,说明了采用这种反射镜挠性支撑结构能够满足设计指标要求。最后,论证了小型光学遥感器主镜室的加工及具体实现方法。对装配后的主镜组件进行了热冲击试验和温度拉偏试验,结果表明:在 $-60\text{ }^{\circ}\text{C}\sim 80\text{ }^{\circ}\text{C}$ 进行热冲击试验后,主镜不会出现炸裂现象;而在 $-20\text{ }^{\circ}\text{C}\sim 50\text{ }^{\circ}\text{C}$ 温度下,反射镜面形精度 RMS 仍保持在 $0.025\lambda(\lambda=632.8\text{ nm})$ 水平。得到的结果验证了主镜室的设计可以满足小型光学遥感器的应用环境要求。

关键词: 遥感器;主镜;挠性支撑;模态分析;冷加工;电火花加工

中图分类号: V443.5; TP73 **文献标识码:** A **doi:** 10.3788/OPE.20152304.1027

Support structure of primary mirror for small optical remote sensor

XIN Hong-wei¹, LIU Ju¹, LIU Lei¹, GUAN Ying-jun^{2*}

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

2. *School of Mechatronic Engineering, Changchun University of Technology, Changchun 130012, China)*

* *Corresponding author, E-mail: gyj5460@sohu.com*

Abstract: An opto-mechanical structure for a microminiature optical remote sensor was designed to obtain favorable images under a wider temperature range and severe dynamic environments. The design principle and concrete realization method of the support structure of a primary mirror and the most critical core component in the whole opto-mechanical structure of the optical remote sensor was researched. The boundedness of traditional supporting way of a primary mirror was explored through analysis on the mechanical and thermal properties of primary mirror chamber in the initial designing scheme. Then, a new-style and flexure support structure suitable for a mini-style mirror was designed based on flexible support principle. The thermal adaptability and dynamics environment suitability of the support structure were analyzed by finite element method, which verifies that the flexible support structure could meet the design requirements. In the end, the processing and concrete implementing

收稿日期:2014-02-20;修订日期:2014-03-17.

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

methods of the primary mirror chamber of the optical remote sensor were presented. The experiments of thermal shock test and partial test on the primary mirror were performed. The results show after thermal shock test, the primary mirror won't appear the crack phenomenon at $-60\text{ }^{\circ}\text{C}$ $-80\text{ }^{\circ}\text{C}$. Moreover, the surface figure accuracy RMS of the mirror remains a level of 0.025λ ($\lambda=632.8\text{ nm}$) in $-20\text{ }^{\circ}\text{C}$ to $50\text{ }^{\circ}\text{C}$. These results demonstrate that the primary mirror design satisfies the application environment requirements of the optical remote sensor.

Key words: remote sensor; primary mirror; flexure support; modal analysis; cold machining; electrical discharge machining

1 引言

空中的对地观测覆盖面宽、范围广、不易受人和地理条件限制,且观测响应速度快,提供的地理、人文等的信息确切可靠,所以采用遥感器进行对地观测在社会、生活、防灾减灾、国家建设和安全方面等方面具有重要意义。

保证成像质量是对遥感器最基本的要求,采用合理、可靠的支撑结构可保证遥感器成像光学元件处于理想的成像位置,并具备较高的面形精度。对于光学遥感器,其环境约束主要是动力学环境和热环境,遥感器的光机结构设计必须在这两个方面进行权衡,以保证最佳的工作质量。刚度好的结构虽能有效地抑制动力学环境的干扰,但光学元件热环境尺寸稳定性不一定好;热尺寸稳定性好的结构其刚度又不一定高,结构设计的目的就是使二者在满足光学元件成像质量这一大前提下得到统一。

在采用反射光学系统的遥感器中,主镜的面形精度及其位置精度直接关系到遥感器能否实现良好成像。目前国内外学者已对遥感器主镜及其支撑的设计进行了大量的研究^[1-12],其口径的尺寸多集中在 $\Phi 100\sim 2\ 000\text{ mm}$ 内,工作在相对较小温度变化范围内,但对口径较小且要求反射镜具有较宽温度水平适应性的支撑形式的研究较少。本文所研究的某小型遥感器光学系统要求(项目总体要求)其主镜满足面形精度和位置精度要求,且反射镜组件具有足够高的基频以抵抗振动冲击环境的影响。具体的要求为:(1)承受 $-60\sim 80\text{ }^{\circ}\text{C}$ 的温度冲击载荷后,面形保持不变;(2)在 $-40\sim 65\text{ }^{\circ}\text{C}$ 温度水平变化的工作环境下,反射镜面形均方根误差 RMS 值优于 $\lambda/40$ ($\lambda=632.8\text{ nm}$);(3)遥感器整体结构及相应零部件的一阶固

有频率应高于 600 Hz 。

本文所研制的小型光学遥感器的主镜室结构既具有高的动态刚度和抗振性,同时具备了对恶劣工作环境温度的适应性。该支撑结构不仅可应用于空间对地观测领域,同样可应用于森林防火、航天、反应堆等各个领域的检测与监控中。

2 主镜传统支撑方式的局限性

遥感器光学系统可分为折射式和反射式,相对于折射式光学系统,反射系统不存在色差问题,因此焦距较长,光谱波段宽,一般不需要采用校正二级光谱色差的特种玻璃,这种小型遥感观测设备多采用卡塞格林式的同轴光学系统。

小型遥感观测设备对光学系统中的反射镜的面形精度及其与其它成像元件的位置精度都具有较高要求。首先,其在承受冲击、振动后,仍必须保证初始的面形精度和位置精度。另外,在一定范围的温度冲击下和大范围的温度水平变化环境中,还要求反射镜不仅要保证初始的完整性,同时需要维持实时面形精度的稳定性。所以要求反射镜及其支撑结构在外界的干扰载荷的作用下的变形和应力范围是可逆、可恢复的。

根据光学系统的要求,主镜的外形尺寸为外径 $\Phi 54\text{ mm}$,中心孔的尺寸为 $\Phi 24\text{ mm}$,为降低应用成本,反射镜采用 K4 玻璃。此时,反射镜的外形尺寸较小,安装位置受限,尤其不利于其支撑结构的展开。然而,根据工作环境的使用要求(镜头不具备热控措施),光学镜头需要在 $-40\sim 65\text{ }^{\circ}\text{C}$ 温度变化的工作环境下仍然保持较高的稳定性;同时,主镜组件需要较高的固有频率以抵抗外界的动态干扰。为了批量使用,要求零部件具有较好的互换性,针对应用系统的要求,这种反射镜支撑结构的设计难度不亚于大型反射镜支撑结构的

设计通信精度,主要体现在:1)为了实现主镜在大范围温变环境下工作和组件级的高模态要求,主镜室结构必须采取相应的卸载措施;2)由于结构体积小、安装位置有限,结构的加工难度很大,因此,在结构设计时,对加工工艺要求很高,好的加工工艺可为成功设计奠定基础。

通常来说,小型反射镜或透镜采用周边支撑的形式,固定到为其专门设计的镜筒中,周边采用顶丝压紧,并进行点胶固定,轴向则采用卡环进行定位,如图 1(a)所示。这种装配形式所带来的问题主要体现在:首先,由于光学系统的限制,反射镜不能太厚,否则刚度较低,在装调和固定时,即使使用很小顶丝预紧力,也将对反射镜造成明显的影响;其次,由于需要在镜筒与反射镜的径向间隙间点胶固定,所以在胶层固化阶段的应力变化将对反射镜造成影响,最终会导致反射镜面形发生变化;最后,根据实际的工程分析,在大范围温度变化的工作环境下,反射镜的面形精度已经大大降低。主要表现在:在热载荷的作用下,镜筒(为降低重量,镜筒通常采用铝合金材料,其线胀系数较大)将产生较大的径向形变,形变将通过顶丝和胶层直接向反射镜进行传递(虽然胶层具有一定的缓解热变形的能力,但由于胶层很薄,作用有限)。通过有限元分析,并利用自编的面形拟合程序计算得出,在 $-40\sim 65\text{ }^{\circ}\text{C}$ 的温度变化下(分析和装配温度为室温 $20\text{ }^{\circ}\text{C}$),反射镜 RMS 最大变化为 56.6 nm ,传统支撑方式的热变形如图 1(b)所示。顶丝预紧力为 1 N 时反射镜 RMS 为 8.2 nm 。可见,采用传统的结构形式远远达不到使用要求,而这种温度载荷的影响也在此项目前期所开展的研制工作中得到充分的验证,所以需要

要对反射镜的支撑结构进行改进。

3 主镜室的挠性设计

在外界存在一定干扰的前提下,将反射镜固定到对称的挠性体上,这个挠性体可以向反射镜提供可控的调节力,即将外界的干扰与反射镜进行有效的隔离或卸载,将外界的干扰对反射镜的影响降至最低。

3.1 支撑结构的设计原理

在温度变化环境下,如果反射镜能够自由膨胀或收缩,反射面上各点的球面性或平面性不会产生破坏性变化,即各点的球半径矢量变化趋于一致,此时反射镜面形精度不会出现较大变化。在支撑结构中适当地增加柔性,反射镜在温度变化的环境下会具有良好的可变形性,由此反射镜会显示良好的热尺寸稳定性。

充分考虑到主镜室的加工难度和工艺路线后,将主镜室材料选定为钢,其结构设计为轴对称形式的 3 个组成部分:柔性卸载单臂结构、反射镜的固定室和支撑定位结构:

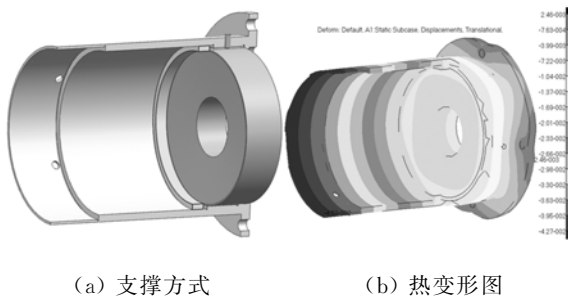
1) 根据光学系统的尺寸和光学性能要求,将反射镜加工成带尾座的结构,尾座作为主镜的固定室,即采用光学胶将主镜贴接到固定室;

2) 镜室采用 3 点单臂结构,互成 120° 角,单臂末端支撑定位结构尺寸根据反射镜的实际外形结构和镜筒的结构尺寸进行互不干涉设计;

3) 由于采用 3 点单臂结构,粗加工后(车、铣、磨削外形),对于精度要求较高的其他外形加工可以采用电加工工艺,由此不仅可实现柔性功能,而且可以最大程度地减小结构的加工变形;

4) 每个单臂结构加工成双层柔性卸载结构,其柔性单臂的径向长度一般取决于镜筒的半径和压紧螺纹的位置;轴向长度根据光学系统主次镜间隔以及其他光学元件的位置确定;柔性的大小主要取决于单臂的宽度及卸载槽的厚度,应满足反射镜能够满足环境温度适应性要求、动态刚度要求和加工工艺性要求,综合考虑以上三方面因素,结合有限元分析,确定柔性单臂的卸载槽为宽度 3 mm ,壁厚 0.8 mm ;

5) 由于主镜室的柔性单臂的卸载槽壁厚只有 0.8 mm ,如采取冷加工的形式,切削力不可避免地对其造成塑性变形,这是主镜室结构不允许



(a) 支撑方式 (b) 热变形图
(a) Sketch of support (b) Cloud of deformation

图 1 传统的支撑方式及热变形图

Fig. 1 Traditional way of supporting and its thermal deformation

的,这里采取加工应力较小的电火花线切割加工来解决,因此,在结构设计时必须为加工的方式留出足够的加工空间和装夹位置。图 2 所示为主镜室的加工工艺过程和工装示意图,其为主镜室的研制成功提供了充分的技术保障。

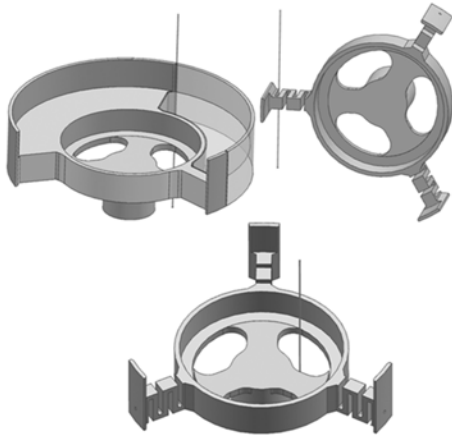


图 2 柔性主镜室的加工工艺示意图

Fig. 2 Sketch map of process technology for flexible mirror chamber

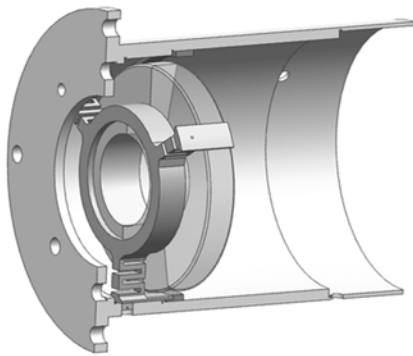


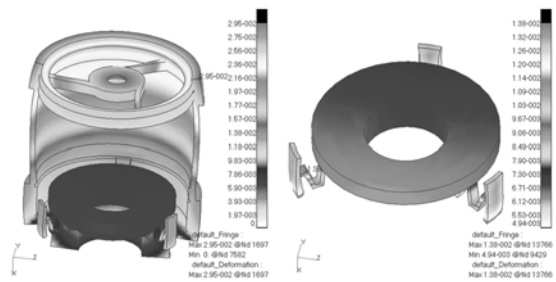
图 3 柔性镜室与镜筒的装配关系示意图

Fig. 3 Connection structure of flexible mirror chamber and tube

主镜室的单臂结构的柔性环节和刚度要求相互矛盾,在满足主镜足够高的热环境稳定性的情况下,应保持较高的刚度要求,以满足模态要求。图 3 所示为主镜组件与镜筒的连接结构。主镜室在径向通过 3 个顶丝进行径向预紧,轴向通过压圈定位。采用此种柔性反射镜支撑方式相对于传统支撑方式增设了 1 个采用钢材材料制成的柔性主镜室,其重量仅为 14.1 g,且反射镜相对于传统设计方案重量有所降低,满足遥感器重量上的要求。

3.2 温度适应性分析及装配应力分析

在温度载荷的作用下,如图 4(a)所示,镜筒发生很大的结构变形,但是图 4(b)和图 4(c)中,支撑结构的 3 个柔性单臂产生明显的弯曲,镜筒的热变形应力和变形能在向反射镜进行传递的过程中,经过柔性卸载槽时被吸收。图 4(d)中,虽然柔性单臂产生了保护性的变形,但薄弱环节的应力远小于材料的屈服极限,即不会产生不可恢复的屈服变形。图 4 d)中,反射镜上各点所受到的镜筒热变形传递来的应力非常小,且非常均匀,保证了反射镜的均匀变形,此时面形精度的变化非常小。

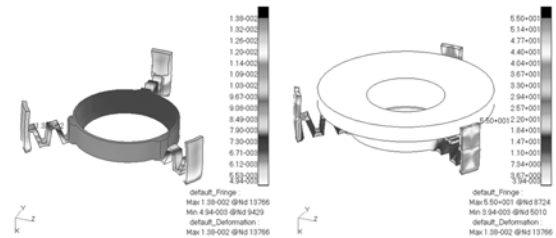


(a) 相机结构热变形图

(b) 主镜组件热变形图

(a) Thermal deformation cloud of camera

(b) Thermal deformation cloud of primary mirror subassembly



(c) 柔性主镜室热变形图

(d) 主镜组件热应力云图

(c) Thermal deformation cloud of primary mirror support

(d) Thermal stress cloud of primary mirror subassembly

图 4 65 °C 温度水平下主镜组件变形和应力分析结果
Fig. 4 Deformation and stress analysis results of primary mirror under 65 °C temperature level

反射镜在 -40 ~ 65 °C 的温度水平变化及装配时顶丝作用 1 N 预紧力(具体装配时,需要根据镜筒和主镜室之间的间隙量调整预紧力)作用下主镜的面形精度 RMS 值及柔性单臂的应力响应的分析结果如表 1 所示。从分析结果可见,由于

3 个柔性单臂结构的设置,使主镜对环境温度载荷的变化和预紧力的施加不敏感。

表 1 环境温度变化和装配时顶丝预紧力对反射镜面形精度的影响

Tab. 1 Influence of temperature change and mount pretightening force on surface figure accuracy

Load cases	-40 °C	65 °C	Pretightening force(1N)
RMS/nm	5.5	3.6	无明显变化
Stress of flexible arm/MPa	30	28	1.5

3.3 模态分析

按总体下达的技术指标及试验规范要求,镜头及反射镜组件要经受 10~2 000 Hz 频率内的随机振动载荷激励,而对于相机更为强烈的干扰是来自平台的 600 Hz 左右的长期稳定工作频率的激振。

反射镜组件的一阶频率应高于载体的固有频率,且应尽量高于发动机经常工作的频率范围,以避免发生整体共振现象。

根据具体结构,精确推算反射镜组件的一阶固有频率为:

$$\begin{cases} \omega_n = \frac{1}{2}(\omega_{xx}^2 + \omega_{yy}^2) \mu \frac{1}{2} \sqrt{(\omega_{xx}^2 - \omega_{yy}^2)^2 + 4\omega_{xy}^2} \\ \omega_{xx}^2 = \frac{k_{xx}}{m}, \omega_{yy}^2 = \frac{k_{yy}}{m}, \omega_{xy}^2 = \frac{k_{xy}}{m} \\ k_{xx} = \sum_i k_i \cos^2 \alpha_i, \quad k_{yy} = \sum_i k_i \sin^2 \alpha_i \\ k_{xy} = \sum_i k_i \sin \alpha_i \cos \alpha_i \end{cases}, (1)$$

其中: $i=(1,2,3)$, $\alpha_1=0^\circ$, $\alpha_2=120^\circ$, $\alpha_3=240^\circ$ 。

根据式(1),由于 3 个柔性单臂完全对称,在反射镜质量一定的情况下,组件的一阶模态完全取决于单臂的刚度 k_i 。图 5 所示为主镜组件 1 阶

段固有模态,分析结果显示主镜组件基频为 898 Hz,满足总体要求。

4 主镜室加工时应注意的问题

由于主镜室较小,且含有细小的微结构,加工刀具的进给和切深较为困难,所以在结构设计时必须要对加工方法和工艺路线进行足够的重视,核定合理的公差范围,否则,将在振动环节导致应力集中而产生失效或破坏。

1) 主镜室需要与镜筒进行装配,所以在设计时,需要严格限制 3 个支撑定位结构的圆柱度、垂直度、支撑端面和底面的平面度、平行度公差,并保证较低的表面粗糙度。根据车削的主切削力经验公式: $F_z = C_{Fz} a_p^{x_{Fz}} f^{y_{Fz}}$, 参与外形和内形车削加工的主切削力 $C_{Fz}=2\ 170$, $x_{Fz}=1$, $y_{Fz}=1$ 。主镜室中,顶丝预紧部位的强度和刚度最低,根据设计要求,壁厚只有 0.8 mm。为减小加工变形,采用硬质合金车刀加工时,采取多次进给,小切深加工(虽然加工周期稍长,但成品率高),主轴转速可稍高,可以有效地提高外表面光洁度。

2) 由于主镜室的柔性结构的特殊性采用电火花线切割技术进行加工。线切割加工后工件表面的微观形貌由很多大小不等、高低不平的放电凹坑和凸起相互交替而构成,在承受一定的冲击和振动载荷时,容易引起应力集中。所以在主镜室的设计中,主镜的表面粗糙度需要严格限制,在电加工完成后,进行关键部位研磨。

3) 在设计主镜室的同时,也将工装进行了一并考虑,即将主镜室与加工工装进行了一体化设计。在加工的后期,再用线切割的方法,将主镜室与加工工装分离。既减少了装夹的次数(降低了装夹变形),为精加工提供了更高的基准,主镜室的加工精度得到提高,同时生产效率也大大提高。

5 试验测试

将主镜与加工好的主镜室进行黏胶装配,然后进行 -60~80 °C 的热冲击试验。采用传统支撑方式的主镜在前期的热冲击试验中多次出现反射镜炸裂现象,少量未炸裂的主镜在整机进行的 -20~50 °C 温度拉偏试验后,测试主镜面形精度急剧恶化,而采用新型挠性支撑结构在 -60~80

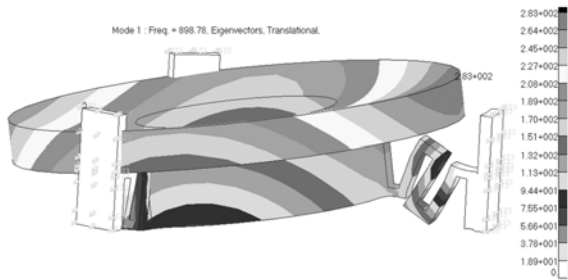


图 5 主镜组件 1 阶模态

Fig. 5 The first order modal of primary mirror subassembly

℃的反复的热冲击试验中,未出现反射镜炸裂现象,图 6 为主镜装配到镜筒上进行热冲击试验及经过热冲击试验后的主镜组件的实物照片。随后对整机结构下的主镜组件进行了一 20~50 ℃温度拉偏试验(受条件限制,温变实验未能进行满量级),测试结果表明,反射镜的面形精度在试验前后几乎不发生变化,仍然为 0.025λ 左右,与相应温度场有限元分析结果相比,优于计算结果,表明本文所设计的主镜室结构具有良好的环境温度适应性。

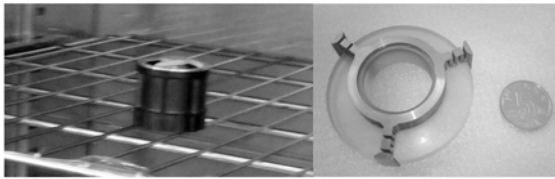


图 6 整机温度冲击试验及热实验后的主镜组件
Fig. 6 Primary mirror subassembly after thermal experiments

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 aspherical mirror structure design based on SiC material [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2007, 36(5):577-582. (in Chinese)
- [2] 闫勇,贾继强,金光. 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, JIA J Q, JIN G. Design of new type spaceborne lightweighted primary mirror support [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2008, 16(8):1533-1539. (in Chinese)
- [3] 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.
GUO 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)
- [4] 谭进国,何欣,付亮亮. 小型反射镜中心支撑技术[J]. 红外与激光工程, 2010, 39(6):1070-1074.
TAN J G, HE X, FU L L. Support technique in

6 结 论

本文针对某小型光学遥感器 Φ54 mm 小口径主镜要求具有一 40~65 ℃的环境适应性,探讨并用实验验证了传统小口径反射镜支撑方式对此遥感器应用环境的局限性,设计了一种新型的适用于小口径反射镜宽温度范围的主镜室结构,通过进行柔性单臂刚度设计,既满足了反射镜组件动态刚度要求,同时也满足了反射镜工作环境温度要求。由于设计的主镜室结构尺寸较小,精度要求较高,探讨了其具体的加工及实现方法。对装配后的主镜组件进行了热冲击试验和温度拉偏试验,结果表明,在一 60~80 ℃的热冲击试验后,主镜不会出现炸裂现象,而后进行的一 20~50 ℃温度拉偏试验中,主镜面形精度在温度拉偏前后 RMS 仍为 0.025λ,几乎不发生变化,验证了本主镜室支撑结构具有非常高的温度适应性,能够满足遥感器的使用要求。

- center of minitype reflector [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2010, 39(6):1070-1074. (in Chinese)
- [5] 樊延超,柴方茂,李志来,等. 大口径光学遥感器主反射镜轻量化方案设计[J]. 光电工程, 2012, 39(8):123-128.
FAN Y CH, CHAI F M, LI ZH L, et al.. Lightweight design of primary mirror with large aperture for optical remote sensor [J]. *Opto-Electronic Engineering*, 2012, 39(8):123-128. (in Chinese)
- [6] PARK K S, LEE J H, YOUN S K. Lightweight mirror design method using topology optimization [J]. *Optical Engineering*, 2005, 44(5):053002-6.
- [7] PARK K S, CHANG S Y, YOUN S K. Topology optimization of the primary mirror of a multi-spectral camera [J]. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, 2003, 25:46-53.
- [8] 刘书田,胡瑞,周平,等. 基于筋板式基结构的大口径空间反射镜构型设计的拓扑优化设计方法[J]. 光学精密工程, 2013, 21(7):1803-1810.
LIU SH T, HU R, ZHOU P, et al.. Topologic optimization for configuration of web-skin-type ground structure based large-aperture space mirror [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2013, 21(7):1803-

1810. (in Chinese)
- [9] 曹乃亮,徐宏,辛宏伟,等. 基于 NiTi 合金丝的反
射镜柔性支撑结构的应力补偿[J]. 光学精密工
程,2012,20(10):2161-2169.
CAO N L, XU H, XIN H W, *et al.*. Stress
compensation of flexible supporting structures for
mirror using NiTi shape memory alloy [J]. *Opt.*
Precision Eng., 2012, 20 (10): 2161-2169. (in
Chinese)
- [10] 安其昌,张景旭,张丽敏. 小型反射镜柔性镜座柔
度分析[J]. 激光与红外,2013,43(7):785-789.
AN Q CH, ZHANG J X, ZHANG L M.
Flexibility analysis of mirror flexible lens seat [J].
Laser & Infrared, 2013, 43 (7): 785-789. (in
Chinese)
- [11] 徐宏,关英俊. 空间相机 1m 反射镜组件结构设计
[J]. 光学精密工程,2013,21(6):1488-1495.
XU H, GUAN Y J. Structural design of 1m
diameter space mirror component of space camera
[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2013, 21 (6): 1488-
1495. (in Chinese)
- [12] 陈洪达,陈永和,史婷婷,等. 空间反射镜的轻量化
及支撑设计研究[J]. 红外与激光工程,2014, 43
(2):535-540.
CHEN H D, CHEN Y H, SHI T T, *et al.*.
Lightweight and mounting design for primary
mirror in space camera [J]. *Infrared and Laser
Engineering*, 2014, 43(2):535-540. (in Chinese)

作者简介:



辛宏伟(1970—),男,吉林长春人,研究
员,2000年、2003年于中国科学院长春
光学精密机械与物理研究所分别获得
硕士、博士学位,主要从事空间光学遥
感器结构优化设计方面的研究。E-
mail: xinhwciomp@sohu.com



关英俊(1978—),男,吉林永吉人,博
士,副教授,2001年、2004年于长春工
业大学获得学士、硕士学位,2007年于
中国科学院长春光学精密机械与物理
研究所获得博士学位,主要从事空间光
学遥感器 CAD/CAE 及结构优化设计
方面的研究。E-mail: gyj5460@sohu.
com

(版权所有 未经许可 不得转载)