

文章编号: 1672-8785(2012)08-0016-06

空间遥感器长条形反射镜背部支撑技术

谭进国¹ 何 欣¹ 刘 强^{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: 从反射镜及其支撑结构的材料选择、反射镜的轻量化设计以及支撑结构设计三个方面对某空间遥感器长条形反射镜进行了详细的设计。反射镜采用底面开口、三角形加强筋的轻量化形式和背部 6 点柔性支撑结构。通过有限元分析确定了柔性支撑结构的参数。最后通过力学环境试验测试了反射镜组件模拟件的力学特性。结果表明, 该结构满足设计要求。

关键词: 长条形反射镜; 背部支撑; 轻量化; 柔性支撑结构; 有限元分析

中图分类号: TH122 **文献标识码:** A **DOI:** 10.3969/j.issn.1672-8785.2012.08.003

Backside Support Technique for a Rectangular Reflector of Space Remote Sensor

TAN Jin-guo¹, HE Xin¹, LIU Qiang^{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: A rectangular reflector for a space remote sensor is designed in detail by taking the choice of material, the lightweight of the reflector and the design of the supporting structure into account. The reflector uses a flexible supporting structure which has an open bottom and a low weight triangular reinforced six-point backside structure. The parameters of the flexible supporting structure are determined with a finite element analysis technique. Finally, the dynamic characteristics of a reflector assembly prototype are tested in a mechanical test environment. The test result shows that this structure meets the design requirement.

Key words: rectangular reflector; backside support; lightweight; flexible support; finite element analysis

0 引言

随着空间遥感技术的不断发展, 人们对空间遥感器提出了轻型、大视场和高分辨率的要求。离轴三反消像散非球面光学系统具有组件少、无遮拦、焦距长、视场大、波段宽、抑制杂光能力强以及调制传递函数高等优点, 因而得

到了越来越多的应用。但其光学结构具有非对称性, 给研制过程中的结构设计、反射镜加工以及光学系统装调等工作带来了很大的困难^[1]。大口径长条形反射镜是离轴三反光学系统中的一种重要成像元件, 它必须通过发射运载动力学环境、空间微重力环境以及空间热环境的考验。

收稿日期: 2012-07-12

作者简介: 谭进国 (1978-), 男, 黑龙江鹤岗人, 硕士, 主要从事空间光学遥感器的结构设计工作。

E-mail: tanjinguo@126.com

因此, 反射镜及其支撑结构的设计是空间遥感器研制中的难点。

反射镜需要具有足够高的静态刚度, 其在地面重力作用下的面形精度和位置精度必须满足光学设计指标。另外, 反射镜还需要具有足够高的热尺寸稳定性, 以满足空间热环境要求。同时, 反射镜组件应该具有足够高的动态刚度和强度, 以经受得起发射运载阶段的动力学考验(其精度仍需满足光学指标要求)^[2]。

本文讨论的反射镜是某空间遥感器的主镜, 其通光口径为 778.6 mm × 376.2 mm, 镜面面形精度要求为 $PV \leq \lambda/7$ 且 $RMS \leq \lambda/40$ ($\lambda=632.8$ nm), 环境温度为 $20\text{ }^{\circ}\text{C} \pm 5\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。本文以满足上述要求为目标, 对反射镜及其支撑结构进行设计。

1 反射镜的设计

1.1 反射镜材料的选取

根据空间遥感器所经历的环境特点, 在选择反射镜材料时主要考虑其受力及受热后结构与镜面面形的稳定性。因此, 反射镜材料主要应该满足比刚度高和热稳定性高的要求。比刚度 (E/ρ) 被定义为材料的弹性模量与密度的比值; 导温系数 (λ/α) 为热性能的考察方面, 其定义为材料的导热系数与热膨胀系数的比值。这两个物理量的取值越大, 材料的性能越好^[1]。

表 1 列出了常见反射镜材料的主要物理特性数据。通过对比可以看出, SiC 具有较高的弹性模量、适中的密度、较小的热膨胀系数、较高的导热系数、高的比刚度以及良好的尺寸稳定性等物理特性, 因而是一种非常理想的空间遥感器反射镜基体材料。因此, 本文讨论的反射镜选用 SiC 作为镜坯材料。

表 1 常用光学材料的属性^[3]

参数	SiC	Be	Al	Zerodur	ULE	Si	熔石英
密度 ρ (kg/m ³)	3050	1840	2710	2530	2200	2330	2230
弹性模量 E (Gpa)	407	303	69	90.6	67	131	64
泊松比	0.16	0.12	0.33	0.24	0.17	0.42	0.2
导热率 λ (W/mK)	180	216	167	1.64	1.3	156	1.13
线胀系数 α (10 ⁻⁶ /K)	2.4	11.5	23.9	0.05	0.03	2.6	3.25
比热 C_p (J/Kg/K)	680	1925	896	821	778	—	726
比刚度 E/ρ (10 ⁶ m)	13.3	16.8	2.6	3.7	3.1	56.2	2.9
热扩散率 D (10 ⁻⁶ m ² /s)	84.30	60.98	68.78	0.79	0.76	—	0.70
导温系数 λ/α	80	57	69	0.76	0.77	89	0.85
瞬态畸变 α/D	0.03	0.19	0.35	0.06	0.04	0.029	4.66

1.2 反射镜的轻量化设计

反射镜的轻量化设计是为了减少反射镜因自重而引起的变形, 降低反射镜在厚度方向上的热阻。该设计包括径厚比、轻量化形式和镜面厚度等方面。

1.2.1 轻量化孔的确定

用于制作反射镜镜体的 SiC 材料通常包括热压烧结 SiC (HP-SiC)、反应烧结 SiC (RB-SiC)、常压烧结 SiC (Sintered SiC, SSiC) 和化学汽相沉

积 SiC (CVD-SiC)。

SiC 反射镜的轻量化设计可以分为背部开放和背部局部开放两种形式。在相同镜体厚度的条件下, 虽然背部局部开放式轻量化镜体的质量较大, 但是该反射镜在水平和垂直状态下受重力影响后产生的镜面变形要远小于采用背部开放式轻量化结构的反射镜。本文研究的反射镜镜坯来源于国内某生产厂家。由于受反射镜尺寸较大和生产工艺的限制, 该厂家是用热压

烧结法制备镜坯的。用该方法制备的镜坯只能采用背部开放式轻量化结构。因此,为了保证反射镜具有足够的刚度,需要合理设计反射镜的径厚比及其支撑结构。

SiC 反射镜常用的轻量化孔结构包括三角形孔、四边形孔和六边形孔结构。轻量化孔的内切圆尺寸和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。根据文献 [3] 可知,在轻量化孔内接圆直径相同的情况下,六边形孔的轻量化率最低,而三角形孔的结构刚度最好,频率最高;另一方面,三角形孔的网格效应低于四边形孔和六边形孔 [3]。综上所述,三角形孔具有明显优势,因此本文研究的反射镜采用排布三角形孔的背部开放式轻量化结构。

1.2.2 径厚比的选择

根据反射镜的有效通光孔径,并考虑到镜面加工余量,我们将反射镜的镜面尺寸设计为 $800\text{ mm} \times 400\text{ mm}$,然后通过选择径厚比来确定反射镜的厚度。

径厚比与材料的比刚度、支撑方式以及轻量化形式等因素有关。由于本文研究的反射镜为矩形反射镜,根据矩形反射镜的径厚比与自重变形的关系,可以用式 (1) 进行模拟计算。

$$\delta = \frac{0.1422wb^4}{Et^3(1+2.2\alpha^3)} \quad (1)$$

式中, δ 为最大自重变形 (m); w 为反射镜的重量 (N); E 为材料的弹性模量 (pa); t 为反射镜的厚度 (m); a 为反射镜的长度 (m); b 为反射镜的宽度 (m); $\alpha=b/a$ 。然后用有限元分析方法计算优化镜体厚度,初步确定反射镜的厚度为 90 mm ,并打算在确定反射镜支撑点后再对其进行调整。

1.2.3 支撑点的确定

大口径反射镜的支撑方式通常有两种:一种是在其周边粘接固定(这种方式操作简单,但反射镜的定位精度差,而且镜室结构较大,导致重量增加);另一种是背部支撑方式,即在反射镜背部设置多个支撑点,再通过中间环节过渡

到三点,与背板相连。背部支撑可以保证反射镜的定位精度,同时还可以较大地提高反射镜组件的动、静态刚度,但其缺点是它对与反射镜粘接的零件以及各零件连接面的精度具有较高的要求,这给反射镜组件的装配增加了难度 [2]。为了提高反射镜组件的定位精度,减小反射镜组件的质量,本文研究的反射镜采用背部支撑方式。

支撑点的数量及位置会直接影响反射镜的面形精度和位置精度。通过增加支撑点的数量,可以在减小反射镜径厚比的条件下有效保证反射镜的面形精度。Hall 给出了圆盘反射镜的最少支撑点数的经验公式 [1]:

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

式中, r 为圆盘半径 (m); t 为圆盘厚度 (m); ρ 为材料密度 (kg/m^3); g 为重力加速度; E 为材料的弹性模量 (pa); δ 为最大自重变形 (m)。假设反射镜满足重力变形 $< \lambda/30$ ($\lambda=0.6328\text{ }\mu\text{m}$), $\Phi 900\text{ mm}$ 圆形反射镜的支撑点数为 $N=6.3$,所以对于 $800\text{ mm} \times 400\text{ mm}$ 口径的反射镜,选取 6 点支撑完全可以满足设计指标要求。

根据反射镜的三角形轻量化孔结构的特点,将支撑点布置在三角形孔的结点处;然后利用有限元方法的多次迭代进行优化,最终确定反射镜的镜面厚度为 5 mm ,加强筋的厚度为 4 mm ,轻量化后反射镜重 21.3 kg ,轻量化率为 80.9% 。图 1 所示为反射镜的轻量化结构的示意图。

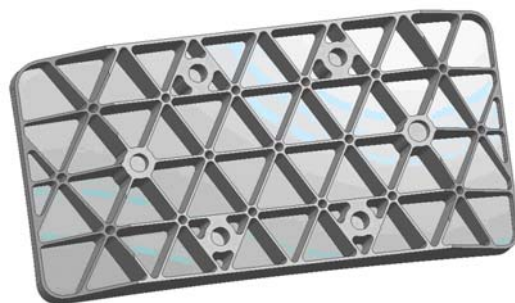


图 1 反射镜的轻量化结构的示意图

2 反射镜的支撑结构设计

首先, 反射镜的支撑结构在满足支撑刚度的前提下应该尽量减小质量。支撑刚度包括静态刚度和动态刚度, 即保证反射镜在重力载荷的作用下满足面形精度要求, 同时反射镜组件还应具有足够高的基频, 以免在运载发射时的动力学环境下与卫星发生共振而产生塑性变形或破坏。其次, 反射镜的支撑结构需要在空间环境下具有良好的热尺寸稳定性。

反射镜支撑结构的设计原则是尽量减小支撑结构本身和外部环境变化对反射镜面形精度及位置精度的影响。

2.1 支撑结构的材料选择

支撑结构设计首先要考虑材料的匹配性。材料间的热匹配和热变形补偿能力是实现光学元件适应环境温度变化的关键。为了尽量减小外界温度变化时不同材料的热特性差异对反射镜面形精度的影响, 与反射镜粘接的粘接柔性结构件的线胀系数必须与反射镜的线胀系数相匹配。因此, 选择线胀系数可调的钢 (4J36) 作为粘接柔性结构件的材料, 并将其线胀系数调整成与 SiC 的线胀系数相近。与粘接柔性结构件相连的结构件可以选择比刚度高、尺寸稳定性高和线胀系数较小的铝基复合材料 (高体分 SiC/Al)。表 2 列出了以上两种材料的属性数据。

表 2 反射镜支撑结构的材料属性

参数	4J36	SiC/Al
密度 ρ (kg/m ³)	8010	2940
弹性模量 E (GPa)	141	180
泊松比	0.25	0.20
导热率 λ (W/mK)	14.7	140
线胀系数 α (10 ⁻⁶ /K)	2.4	8.1

2.2 柔性支撑结构的设计

在反射镜的支撑结构设计中采用柔性环节, 一方面可以起到隔振的作用, 另一方面还可以有效减小组件装配和材料热性能不匹配等因素对反射镜面形精度的影响 (在温度变化时, 可以通过柔性环节的变形进行补偿)。但这些都

建立在降低结构件本身刚度的基础上, 而且形成柔性环节的部位多为薄壁结构, 因此卫星发射过程中的振动、冲击和过载等动力学环境很容易使柔性环节发生塑性变形甚至断裂^[4]。因此, 柔性支撑结构的设计必须依靠合理的结构设计、有限元方法分析以及动力学试验工作。

文中的反射镜采用背部 6 点支撑。若粘接柔性结构件直接与高体分背板连接, 则会形成过定位。因此, 将反射镜的支撑结构分为两层柔性环节: 第一层为与反射镜粘接的 6 个粘接柔性结构件, 接着相邻两个粘接柔性结构件与过渡件 (横梁) 连接; 横梁再通过 3 个连接柔性结构件与背板连接, 形成第二层柔性环节。第二层中 3 个连接柔性结构件的连接点符合三点确定一个平面的原理。

柔性结构件的设计重点在于柔度。若柔度过大, 反射镜组件的谐振频率及面形精度指标则不能满足设计要求; 若柔度过小, 热载荷条件下镜面的综合面形误差 RMS 值则不能满足设计指标要求。

本文设计的柔性结构件是一种双轴圆弧型柔性铰链结构。此种铰链具有体积小、无机械摩擦、无空回以及运动灵敏度高等优点。柔性铰链能够有效减小反射镜的重力方向改变或外界温度变化对反射镜面形的影响。柔性铰链的转角计算公式为^[1]

$$\theta = \int_0^\pi \frac{12rs\sin\alpha}{Eb(2r+t-2rs\sin\alpha)^3} d\alpha \quad (3)$$

在弯矩 M 的作用下, 转角刚度为

$$K = \frac{M}{\theta} = \frac{1}{\int_0^\pi \frac{12rs\sin\alpha}{Eb(2r+t-2rs\sin\alpha)^3} d\alpha} \quad (4)$$

式中, b 为铰链厚度; r 为柔性铰链的圆弧半径; t 为柔性铰链最薄处的厚度。

用 Romberg 数值积分方法对式 (4) 进行积分, 可以得到取值不同的 r 、 t 以及柔性铰链的转角刚度 K 。为了说明三者之间的关系, 将计算结果绘制成图 2 所示的曲线^[5]。

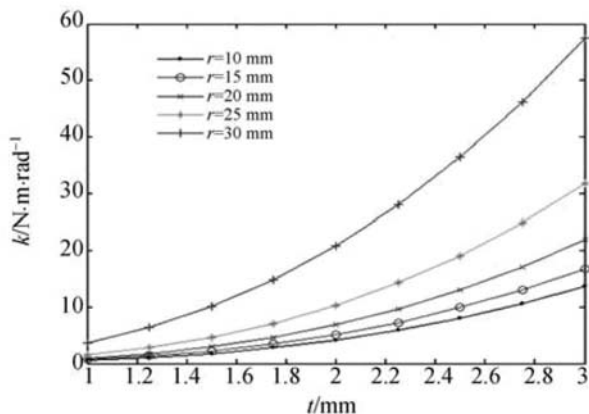


图2 转角刚度 K 和 r 及 t 的曲线关系

从图2中可以看出, t 对转角刚度的影响较大。随着 t 值的不断增加, 转角刚度的增加呈现二次曲线规律; r 对柔性铰链转角刚度的影响并不明显。因此在设计时先确定 r 的大小, 然后再调节 t 值, 使反射镜满足刚度和热尺寸稳定性要求。经有限元方法分析优化后, 本文设计的柔性结构件的 r 值取 1 mm, t 值取 3 mm。图3所示为与反射镜粘接的粘接柔性结构件。第二层的连接柔性结构件与粘接柔性结构件的不同之处是, 粘接的圆柱面被改成了螺钉连接的平面。

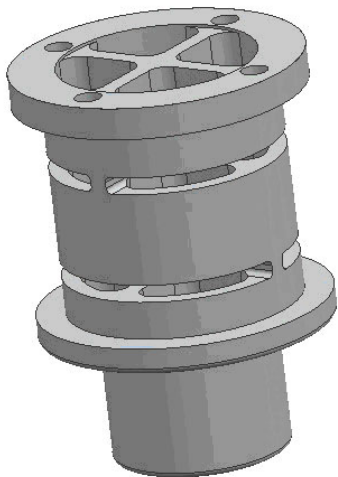


图3 柔性结构件

将与反射镜粘接的 6 个粘接柔性结构件与反射镜粘接固化。相邻的粘接柔性结构件与横梁连接, 3 个横梁再通过 3 个连接柔性结构件与

背板连接, 由此通过无应力或微应力的装配方法形成反射镜组件。图4所示为反射镜组件。

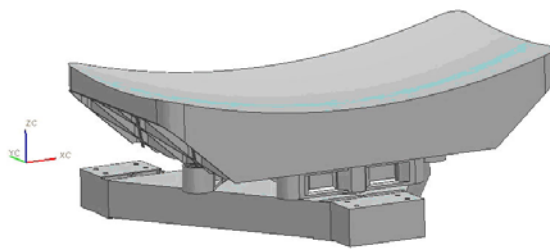


图4 反射镜组件

3 有限元分析

在反射镜及其支撑结构的设计过程中, 需要采用有限元方法进行分析, 并根据分析结果来指导进一步的优化设计工作。分析时, 以反射镜的镜面形及位置变化量为目标函数有针对性地进行修改与设计, 或者改进设计方案, 然后再进行计算分析, 直至分析结果满足设计指标要求为止。

分析时, 在三维模型的基础上, 利用 MSC Patran 有限元前后处理软件建立反射镜组件的有限元模型。对于对称结构, 反射镜组件的有限元模型必须满足结构的对称性和连接的一致性。表1和表3列出了材料属性数据。反射镜组件边界条件被定义为背板上 12 个螺钉孔的 6 个自由度全约束。选择对反射镜面形影响最大的工况, 即自重加 5 °C 温升。经过不断的迭代优化, 最终得到表3所示的分析结果。

表3中的数据是根据最苛刻的工况条件计算得出的。反射镜的面形和位置精度均满足指标要求。

图5和表4所示为反射镜组件的前三阶约束模态分析结果, 其坐标方向与图4中的坐标方向相同。

由模态分析结果可知, 反射镜组件的一阶固有频率为 176.86 Hz, 远高于遥感器整机和卫星的固有频率, 避免了共振的产生。因此, 该反射镜组件具有足够高的动态刚度。

表 3 由 5 ℃ 温升和自重变形引起的反射镜误差

重力方向		X	Y	Z	允差
镜面刚体位移 (mm)	Δx	0.36	6.64	0.04	40
	Δy	5.06	2.26	1.86	40
	Δz	3.92	3.20	7.08	40
镜面倾斜角 ($^{\circ}$)	θ_x	3.18	0.22	1.24	20
	θ_y	0.02	3.24	0.02	20
	θ_z	0.04	0.02	0.02	20
PV (nm)		46.00	58.60	59.20	90.40
RMS (nm)		9.36	9.48	10.26	15.82

表 4 反射镜组件的约束模态

阶数	频率	振形描述
1	176.86	绕 Z 轴转动
2	196.78	绕 X 轴转动
3	240.96	绕 Y 轴转动

4 试验验证

为测试反射镜组件的动力学性能,需要对反射镜组件进行动力学试验。一方面验证有限元分析的有效性及准确性;另一方面测试反射镜组件的动态加速度放大倍率,并考核试验后柔性支撑结构是否发生塑性变形或破坏。

动力学试验使用的是反射镜组件的模拟件。采用硬铝 (2A12) 制作了与 SiC 反射镜质量特性一致的模拟件;其他零件的结构、尺寸和精度与正式件完全相同。

试验流程如下:首先进行 0.2 g 特征频率扫描,初步掌握反射镜组件在 0 ~ 2000 Hz 内的全部动态特性;然后进行 0 ~ 100 Hz 的正弦试验和随机振动试验;最后进行 0.2 g 特征频率扫描,检验整个振动试验过程中反射镜组件的结构动态特性是否发生明显变化。以上过程在 X、Y、

Z 三个方向上各实施一遍。振动试验的目的是为了测试模态值和加速度响应放大倍率。

通过测试得到,反射镜组件的一阶固有频率为 184.56 Hz。测试结果表明,模态数值与工程分析结果接近;反射镜组件没有发生结构变形,说明该反射镜组件具有足够高的动态刚度,而且柔性支撑结构的强度足够高。

5 结束语

本文根据某空间遥感器主镜的设计要求和工作环境要求进行了反射镜轻量化设计和支撑结构设计。对三种轻量化孔进行对比分析后,综合考虑镜坯制作工艺,反射镜选择了背部开口三角形孔的轻量化方式;根据经验公式计算得到,反射镜采用背部 6 点支撑方式。在反射镜的支撑结构设计中,提出了两层柔性环节设计理念,并根据柔性铰链原理设计出了柔性结构件,然后通过有限元方法优化设计得到了柔性输出部位的尺寸。有限元分析结果表明,在 5 ℃ 温升和自重条件下,反射镜的面形精度和位置精度满足指标要求;反射镜组件的一阶固有频率为

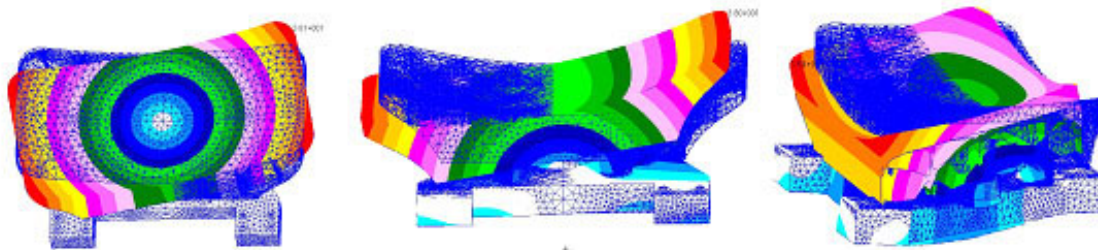


图 5 反射镜组件的约束模态分析图

(下转第 26 页)

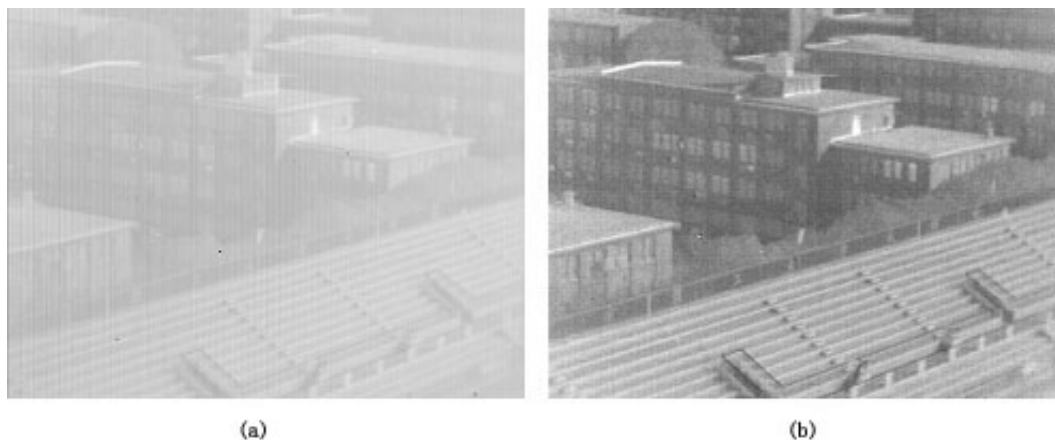


图 3 选取不同定标点时的校正效果比较图

2 结 束 语

首先通过实验得到了探测器实际的非线性响应曲线。然后在此基础上分别对红外图像进行了两点校正、三点校正和五点校正。各种校正方法的残留非均匀性数据显示,定标点的数量越多,校正精度越高。接着在定标点数量相同的情况下,分别在四个不同定标温度组合条件下对 35 ℃ 的原始红外图像进行两点校正。校正结果表明,定标点的温度与待校正温度越接近,校正效果越好。本文通过分析影响校正精度的各种因素,为进一步提高红外焦平面阵列非均匀性校正精度打下了基础。

参考文献

- [1] 吕雷,张学峰. 基于 FPGA 的红外图像实时非均匀性校正 [J]. *激光与红外* 2011, 41(6): 641-643.

- [2] GB/T17444-1998. 红外焦平面阵列特性参数测试技术规范 [S].
 [3] 代少升,张新立. 利用单片可编程系统对红外焦平面阵列进行实时非均匀性校正 [J]. *光学精密工程*, 2009, 17(4): 854-858.
 [4] 胡贵红,陈钱,沈晓燕. 红外焦平面探测器响应非线性的测定 [J]. *光电子·激光*, 2003, 14(5): 489-492.
 [5] 姚琴芬. 红外图像实时非均匀性校正技术研究及硬件实现 [D]. 南京: 南京理工大学, 2007.
 [6] 姚琴芬,顾国华. 一种基于探测元响应非线性的两点校正算法 [J]. *激光与红外*, 2008, 38(4): 348-349.
 [7] 周金梅,邢廷文,林妩媚. 红外焦平面阵列非均匀性校正的精度分析 [J]. *光子学报*, 2005, 34(11): 1681-1684.
 [8] 夏玫,顾国华,陈钱,等. IRFPA 两点校正的定标温度选择方法研究及实现 [J]. *红外技术*, 2011, 33(3): 151-154.

(上接第 21 页)

176.86 Hz,说明反射镜组件具有足够的静、动态刚度和热尺寸温度性。通过对反射镜组件的模拟件进行动力学环境试验,测得反射镜组件的一阶固有频率为 184.56 Hz,有限元分析误差小于 5%。有限元分析和试验验证结果表明,该反射镜及其支撑结构设计满足指标要求。

参考文献

- [1] 李志来,徐宏. 长条形空间反射镜及其支撑结构设计 [J]. *光学精密工程*, 2011, 19(5): 1039-1047.

- [2] 辛宏伟,关英俊,李景林,等. 大孔径长条反射镜支撑结构的设计 [J]. *光学精密工程*, 2011, 19(7): 1560-1568.
 [3] 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(85): 1533-1539.
 [4] 关英俊,辛宏伟. 长条形空间反射镜轻量化及其支撑结构设计 [J]. *激光与红外*, 2011, 40(11): 1245-1249.
 [5] 王忠素,翟岩,梅贵,等. 空间光学传感器反射镜柔性支撑的设计 [J]. *光学精密工程*, 2010, 18(8): 1833-1840.