

长条形反射镜支撑结构设计与分析

刘福贺,程志峰,石磊,徐宁,管坐攀

(中国科学院长春光学精密机械与物理研究所 中国科学院航空光学成像与测量重点实验室,
吉林 长春 130033)

摘要: 为了降低航空光电侦察设备的整体质量,减小反射镜在复杂航空环境下的面形变化,利用有限元方法对某长条形反射镜组件结构进行了优化。首先,计算轻量化反射镜所需的支撑点数量,并对支撑点的位置进行优化。接着,为了解决温度变化时组件材料线胀系数不匹配带来的热变形问题,在支撑结构中引入了柔性铰链,并对柔性铰链参数进行了优化。最后,对反射镜组件进行面形精度分析,得到反射镜 RMS 为 20.3 nm,小于 $1/30\lambda$ ($\lambda=632.8$ nm);对组件进行模态分析及试验,得到一阶固有频率分别为 138 Hz 和 162 Hz,满足设计指标要求,分析及试验结果表明了该反射镜的支撑结构合理可行。

关键词: 长条形反射镜; 柔性铰链; 面形精度; 动态性能

中图分类号: TH703 **文献标志码:** A **文章编号:** 1007-2276(2015)05-1512-06

Design and analysis of supporting structure for rectangular mirror

Liu Fuhe, Cheng Zhifeng, Shi Lei, Xu Ning, Guan Zuonian

(Changchun Key Laboratory of Airborne Optical Imaging and Measurement, Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China)

Abstract: The rectangular mirror supporting structure was designed and optimized for reducing the weight of the aerial optical remote sensor and minishing the shape error of the mirror, which was working in the bad aerial environment. First, the supporting point number of the lightweighted mirror was calculated and the point position was optimized. Secondly, the flexible hinge was designed and optimized in the supporting structure in terms of the thermal deformation, which was induced by the different expansion coefficients between the mirror and the back supporting structure. Finally, the surface shape was analyzed, the RMS was 20.3 nm, less than the design requirements, $1/30\lambda$ ($\lambda=632.8$ nm), the model was analyzed and tested, the first-order natural frequency was 138 Hz and 162 Hz. The results indicate that the designed structure is reasonable and feasible.

Key words: rectangular mirror; flexible hinge; surface shape; dynamic performance

收稿日期:2014-09-13; 修订日期:2014-10-30

基金项目:武器装备预研基金(51460040104ZK1001)

作者简介:刘福贺(1989-),男,实习研究员,硕士,主要从事光机结构设计与分析方面的研究。Email:liujin0711@126.com

0 引言

航空光电测量设备在国土测绘、农业气象、军事侦查及导弹防御预警等方面发挥着重要应用,随着科学技术的发展,遥感设备的观测范围逐渐增大,地面分辨率也逐渐提高,要求光学仪器具有更大的视场以及更长的焦距^[1]。随着光学元件的口径不断增大,光学元件自重及热变形增大,面形精度降低,影响成像质量。反射镜的材料、尺寸形状及支撑结构影响镜面变形,在材料、尺寸确定的情况下,合理的支撑结构能有效降低反射镜在自身重力及热载荷下的镜面变形,提高反射镜的面形精度^[2]。因此,大口径反射镜的支撑结构成为系统设计的关键技术之一。

在常用的光学系统中,折射式及双反射式光学系统都采用圆形光学镜片,长条形反射镜多用于离轴三反光学系统中。随着光学遥感技术对地面分辨率要求的提高,光学系统焦距越来越高。离轴三反光学系统可以增大焦距,同时由于光路的折转,能够减小光学系统尺寸,有利于减轻载荷的质量和体积^[3],因此其应用范围越来越广。

文中论述了一种长条形反射镜的支撑结构设计方法,其尺寸为700 mm×500 mm。设计要求重力及20±5℃温度范围内反射镜RMS优于1/30λ(λ=632.8 nm),面形精度要求较高,应合理设计支撑结构以保证反射镜的成像质量。首先根据经验公式,计算出支撑点的数量,优化支撑点位置;然后,设计柔性铰链结构,对铰链参数进行优化分析;最后,分析反射镜组件模态,并与组件的试验结果做对比,验证结构设计的正确性。

1 反射镜支撑方案

1.1 支撑方式确定

常用反射镜结构方式有中心支撑、周边支撑及背部支撑三种^[4]。周边支撑是将反射镜四周与镜框胶粘到一起,简单方便,适合较小口径的反射镜;中心支撑采用中心环定位,适合小口径圆形反射镜;背部支撑是通过适当连接方式将反射镜背部与支撑结构连接到一起^[5]。文中研究对象为大口径长条形反射镜,不适用于中心支撑方式,同时周边支撑下镜面中心部位会在重力作用下产生较大的变形;而背部支撑可

以将重力分配给反射镜背部的多个支撑点,适当选择支撑点数量及位置可以有效降低重力面形精度的影响。因此,该长条形反射镜采用背部支撑结构。

1.2 组件材料选择

航空光学遥感器的搭载平台为无人机等,力学振动环境较为严酷,同时航空环境从地面到高空温度变化剧烈,为了确保遥感设备的结构可靠性和对温度的适应性,结构的材料选择需满足以下要求:(1)刚度高、强度高,保证光机结构具有良好的尺寸稳定性;(2)优良的热稳定性,确保在温度变化时反射镜面形畸变满足要求^[6]。

微晶玻璃加工工艺成熟,抛光面形所用时间较短,材料自身综合性能较好,在航空航天遥感器中得到了广泛的应用^[7],因此该研究项目的反射镜材料为微晶玻璃。钛合金材料密度轻、线膨胀系数小、内应力小、加工工艺优良等,支撑结构选择钛合金。

支撑结构与反射镜连接的柔性件采用铁镍合金,铁镍合金的线膨胀系数可调节,可以做到较小的线膨胀系数,与反射镜配合可降低热应力及变形。

微晶玻璃、钛合金(TC4)及铁镍合金(4J32)三种材料属性见表1。

表1 材料组件属性

Tab.1 Performance parameters of materials

Material	Modulus of elasticity E /GPa	Poisson's ratio μ	Coefficient of thermal expansion $\alpha/(10^{-6} \text{ } ^\circ\text{C})$
Zerodur	91	0.18	0.05
TC4	114	0.25	9.1
4J32	141	0.28	2.5

2 反射镜优化设计

2.1 反射镜支撑点数量

反射镜背部支撑点的数量与反射镜的材料、反射镜尺寸大小及要求的变形量有关。支撑点数量增加时,重力分配更加均匀,反射镜变形降低;但支撑数量增加会带来过定位及装配困难等问题。因此,在满足镜面变形要求的前提下,支撑点数量越少越好。

根据经验公式 Hall 计算反射镜的最少支撑点, Hall 公式^[8]如下:

$$N = \left(\frac{0.375D^2}{t_A} \right) \left(\frac{\rho}{E\delta} \right) \quad (1)$$

式中： N 为支撑点数量； D 为反射镜直径； t_A 为反射镜厚度； ρ 为材料密度； E 为弹性模量； δ 为限定的镜面变形量。文中的长方形反射镜长宽比较小，可以采用此经验公式计算最少支撑点数量。带入数据进行计算得 $N=8.12$ ，因此所需的最少支撑点数量为 9。

2.2 支撑点位置优化

利用有限元软件 Ansys 的参数优化模块对支撑点位置进行合理设置，优化目标为在重力作用下镜面变形最小。根据经验，将 9 点分成 3 组，优化变量为 9 个，如图 1 所示。

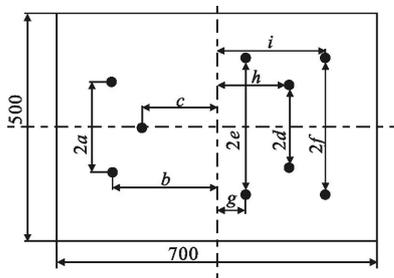


图 1 支撑点位置优化变量

Fig.1 Optimization variables of support position

优化的数学表达式及变量变化范围如下：

$$\min f = f(a, b, c, d, e) \quad (2)$$

$$\begin{cases} 100 \leq a \leq 250 \\ 100 \leq b \leq 350 \\ 150 \leq c \leq 250 \\ 50 \leq d \leq 150 \\ 100 \leq e \leq 250 \\ 100 \leq f \leq 250 \\ 20 \leq g \leq 150 \\ 150 \leq h \leq 250 \\ 250 \leq i \leq 350 \end{cases}$$

在 Ansys 中建立优化模型，采用零阶优化法进行迭代计算。其中当点的位置参数 $a=110.2, b=227.3, c=105.4, d=86.6, e=123.9, f=125.8, g=20.5, h=178.9, i=280.3$ ，反射镜 RMS 有最小值为 11.17 nm。

2.3 支撑结构设计

设计的反射镜背部 9 点支撑结构如图 2 所示。支撑柱通过胶粘与镜子背部的安装孔连接到一起，每 3 个支撑柱为一组通过螺栓连接到带有柔性铰链的托板上，托板最后与基座固定。

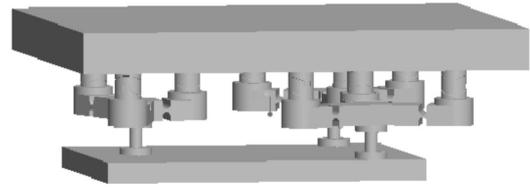


图 2 反射镜支撑结构

Fig.2 Structure of the mirror

由于支撑点的数量大于 3，反射镜会产生过定位问题，采用 9 点变 3 点的支撑方式，并在托板上开有柔性槽，通过柔性槽的形变可以解决过定位装配的问题；同时，温度变化带来的反射镜与支撑结构间的热变形会在柔槽处得到释放，降低热应力引起的镜面变形，提高镜面面形精度。

2.4 柔性铰链参数设计

托板结构如图 3 所示，在托板远端开有 3 个单轴直圆柔性铰链。铰链刚度越小，其在外力作用时的变形越大，热应力释放的程度越高，应力对镜面变形影响越小。柔性铰链的刚度体现了其抵抗外力能力的高低，反映了该托板的柔性程度。铰链的圆弧半径 r 、最小厚度 t 、及铰链宽度 b 影响着刚度大小。因此需要对 r, t 及 b 进行合理的设计。

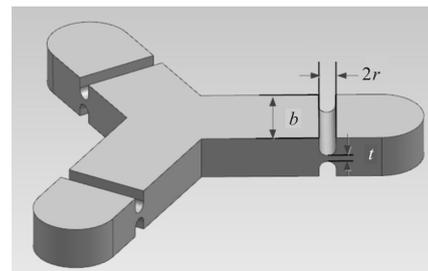


图 3 托板结构

Fig.3 Structure of the supporting bar

单轴直圆柔性铰链转角刚度计算结构如图 4 所

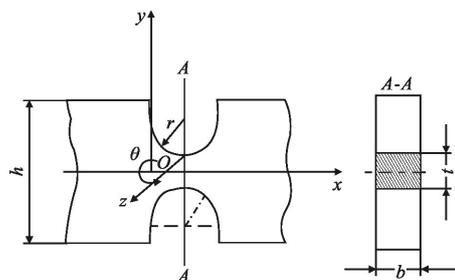


图 4 直圆柔性铰链结构

Fig.4 Structure of the flexible hinge

示,对铰链性能影响最大的是绕 Z 轴的转角刚度 K_z ,下面给出 K_z 与铰链参数间的关系计算公式^[9]:

$$k_z = 1 / \left[\int_0^\pi \frac{12rs \sin \alpha}{Eb(2r+t-2rs \sin \alpha)^3} d\alpha \right] \quad (3)$$

式中: b 为铰链宽度; t 为铰链最薄处厚度; r 为铰链圆弧半径。其中铰链的材料为 TC4,弹性模量 E 已确定,铰链宽度根据支撑柱尺寸确定,接下来就是确定 t 和 r 的大小。根据经验,铰链最小厚度对刚度影响较大,而圆弧半径对刚度影响较小,因此选择 $r=4\text{ mm}$,通过改变 t 的大小来调整铰链转角刚度。

由公式(3)可知,转角刚度与 t 成正比,为了提高组件对温度的适应能力,应尽量减小 t 的大小,降低铰链的转角刚度;但是 t 减小时,组件固有频率随之降低。因此,初步选择 t 的大小范围为 2~6 mm,综合考虑镜面 RMS 及组件一阶固有频率,合理确定柔性铰链的最小厚度 t 值。

3 反射镜组件分析及模态试验

3.1 组件有限元模型

将反射镜组件模型以 X_T 的格式导入到 Ansys 中,选择 Solid187 单元进行网格划分,总单元数为 25 781,节点数为 28 336,网格划分结果如图 5 所示。在底座表面施加位移约束,分别对组件进行面形分析及模态分析。

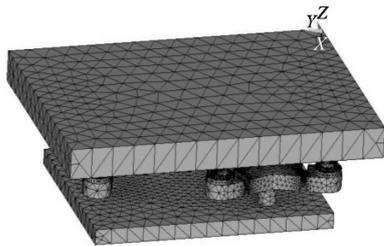


图 5 支撑结构有限元模型

Fig.5 Finite elements mesh of the structure

3.2 面形误差分析

反射镜在航空环境工作时,同时受到重力及温度变化作用,这将引起镜面变形,减低光电载荷的成像质量。载荷工况定义如下:

(1) 反射镜光轴水平放置,在竖直方向施 1 g 的重力加速度载荷;

(2) 温度变化范围为 15~25 ℃。

在上述载荷工况下,改变铰链最小厚度 t 由 2~

6 mm 变化时,提取镜面节点变形前后的坐标值,采用 Matlab 进行拟合,得到 t 值与 RMS 关系如表 2 所示。

表 2 柔性铰链厚度与 RMS 的关系

Tab.2 Relationship between RMS and t

Item	Value				
t/mm	2	3	4	5	6
RMS/mm	20.3	22.4	25.1	30.7	35.8

由表 2 看出,在温度及重力作用下,RMS 随着 t 的增大而增加;当 t 取 2 mm 时,RMS 有最小值 20.3 nm,小于 $1/30\lambda$ ($\lambda=632.8\text{ nm}$),满足要求,此时反射镜变形如图 6 所示。

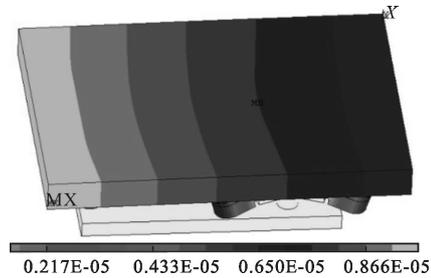


图 6 反射镜最小变形

Fig.6 Minimum deformation of the mirror

3.3 模态分析

航空环境较为复杂,载荷在平台上受到的振动情况比较剧烈,为保证成像质量,载荷应具有一定的动态刚度,主次镜组件的一阶固有频率应大于 100 Hz,需要对组件进行必要的模态分析。 t 在 2~6 mm 变化时,对组件进行模态分析,得到铰链厚度与组件前 4 阶固有频率的关系,如表 3 所示。

表 3 铰链厚度与固有频率的关系

Tab.3 Relationship between frequency and t

t/mm	2	3	4	5	6
1st natural frequency	138	143	161	176	190
2nd natural frequency	143	163	185	200	212
3rd natural frequency	164	182	200	212	234
4th natural frequency	212	240	276	306	340

由表 3 可以看出,随着铰链厚度的增加,组件固有频率逐渐提高。当 $t=2\text{ mm}$ 时,一阶固有频率有最小值 138 Hz;当 $t=6\text{ mm}$ 时,一阶固有频率有最大值 190 Hz。

3.4 铰链厚度的确定

从面形误差和模态分析结果可以看出,随着铰链厚度的增大,RMS 值逐渐增大,镜面误差逐渐增大;随着 t 的增加,组件一阶固有频率逐渐提高,反射镜动态性能随之得到提高。根据设计要求,反射镜在重力及温度载荷下 RMS 应优于 $1/30\lambda$ ($\lambda=632.8\text{ nm}$),同时满足一阶固有频率大于 100 Hz 的动态性能要求,对比表 2 和表 3,可以看出当 t 取 2 mm 时,RMS 为 20.3 nm,一阶固有频率 138 Hz,均满足指标要求,因此铰链厚度最终选择为 2 mm。

3.5 组件模态分析

对加工装配好的反射镜组件进行模态试验,试验设备如图 7 所示,采用力锤敲击法测试组件前两阶固有频率。



图 7 测试结构及实验设备

Fig.7 Modal structure and test equipments

试验结果分别如图 8 和图 9 所示,得到前两阶固有频率分别为 162 Hz 和 185 Hz。

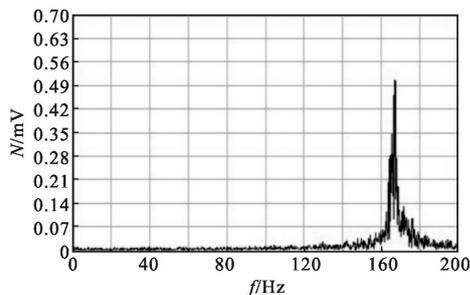


图 8 组件 1 阶频率分析结果

Fig.8 Result of the first order frequency

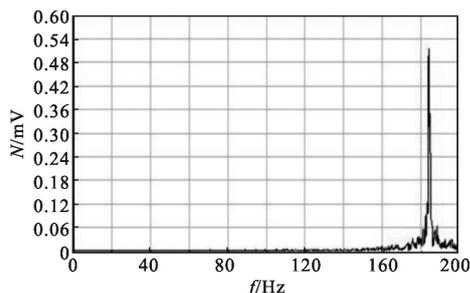


图 9 组件 2 阶频率分析结果

Fig.9 Result of the second order frequency

有限元分析与试验结果对比如表 4 所示,试验结果与有限元结果相差不到 20%,在误差允许的范围之内。试验结果大于要求的 100 Hz,表明组件刚度满足动态指标要求。

表 4 试验结果和有限元分析结果对比

Tab.4 Comparison between test and analysis result

	Experimental result	Finite analysis
Natural frequency	162 Hz	138 Hz

4 结论

此文对长条形反射镜的支撑结构进行了设计优化与分析,设计了背部 9 点的柔性支撑结构。考虑重力及温度载荷共同作用,对比分析了柔性铰链最小厚度对镜面 RMS 及组件一阶固有频率的影响,并最终选择了铰链的最小厚度为 2mm,此时分析得到 RMS 为 20.3 nm,优于 $1/30\lambda$ ($\lambda=632.8\text{ nm}$),一阶固有频率为 138 Hz,大于 100 Hz,均满足设计指标要求。最后通过组件模态试验得到一阶固有频率为 162 Hz,进一步表明了组件具有良好的动态刚度。

参考文献:

- [1] Qi Guang, Xu Yanjun, Liu Bingqiang. Lightweight structure design for SiC/Al supporting plate of space mirror [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2014, 43(7): 2214-2218. (in Chinese)
齐光,许艳军,刘炳强.空间相机反射镜 SiC/Al 支撑板轻量化结构优化设计 [J]. *红外与激光工程*, 2014, 43(7): 2214-2218.
- [2] Wu Xiaoxia, Yang Hongbo, Zhang Jingxu, et al. Optimal design of support system for the large aperture sphere mirror [J]. *Acta Photonica Sinica*, 2009, 35(7): 1117-1120. (in Chinese)
吴小霞,杨洪波,张景旭,等.大口径球面支撑系统的优化设计[J]. *光子学报*, 2009, 38(1): 129-132.
- [3] Wang Fuguo, Yang Hongbo, Yang Fei, et al. Optimization and analysis for the axis support points position of the large aperture mirrors [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2007, 36(6): 877-880. (in Chinese)
王富国,杨洪波,杨飞,等.大口径主镜轴向支撑点位置优化分析[J]. *红外与激光工程*, 2007, 36(6): 877-880.
- [4] Xu Xinxing, Gao Yunguo, Yang Hongbo, et al. Large -

- diameter fast steering mirror on rigid support technology for dynamic platform[J]. *Opt Precision Eng*, 2014, 22(1): 117–124. (in Chinese)
- 许新行, 高云国, 杨洪波, 等. 车载大口径刚性支撑式快速反射镜[J]. 光学 精密工程, 2014, 22(1): 117–124.
- [5] Zhang Xuejun, Li Zhilai, Zhang Zhongyu. Space telescope aspherical mirror structure design based on SiC material[J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2007, 36(5): 577–582. (in Chinese)
- 张学军, 李志来, 张忠玉. 基 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.
- [6] Wang Yang, Yan Changxiang, Hu Chunhui, et al. Non-contact rotation angle measurement system for scanning mirrors[J]. *Opt Precision Eng*, 2014, 22(4): 850–855. (in Chinese)
- 王洋, 颜昌翔, 胡春晖, 等. 非接触式扫描反射镜转角测量系统[J]. 光学 精密工程, 2014, 22(4): 850–855.
- [7] Liu Lei, Gao Minghui, Li Lifu, et al. Primary mirror topological optimum design of space camera[J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2010, 39(6): 1066–1074. (in Chinese)
- 刘磊, 高明辉, 李丽富, 等. 空间相机主反射镜结构拓扑优化设计[J]. 红外与激光工程, 2010, 39(6): 1066–1074.
- [8] Li Fu, Ruan Ping, Zhao Baochang. Study on the surface deformation of flat reflector under gravity load [J]. *Acta Photonica Sinica*, 2005, 34(2): 272–275. (in Chinese)
- 李福, 阮萍, 赵葆常. 重力作用下平面反射镜变形研究[J]. 光子学报, 2005, 34(2): 272–275.