

文章编号 1004-924X(2013)06-1488-08

# 空间相机 1 m 口径反射镜组件结构设计

徐 宏<sup>1</sup>, 关英俊<sup>2\*</sup>

(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:**针对 1 m 口径空间相机反射镜的设计要求,提出了一种新的反射镜柔性支撑结构。以材料选择、径厚比、支撑点数量和位置、轻量化结构形式等为设计变量,以自重作用下反射镜面形精度 rms 值为目标函数,优化设计了一种背部开口、三角形轻量化孔、背部三点支撑的 SiC 空间反射镜结构,同时提出了一种反射镜柔性支撑结构。对反射镜在光轴水平状态下进行装调检测时影响反射镜面形精度的柔性支撑结构参数进行了灵敏度分析,找到了影响反射镜面形精度的结构参数。对反射镜组件动、静态特性和热特性进行了有限元分析,分析结果表明,光轴水平方向重力载荷作用下反射镜面形精度 rms 达到 5.6 nm,4 ℃ 均匀温升工况下反射镜面形 rms 为 2.7 nm,反射镜组件一阶固有频率为 192 Hz。最后,进行了反射镜组件的动力学测试试验,测得反射镜组件一阶固有频率为 197 Hz,最大响应应力为 181 MPa,验证了有限元分析的准确性。得到的结果显示该反射镜组件完全满足设计指标要求。

**关键词:**空间相机;主反射镜;柔性支撑;有限元分析;动力学测试

**中图分类号:**V447.3 **文献标识码:**A **doi:**10.3788/OPE.20132106.1488

## Structural design of 1 m diameter space mirror component of space camera

XU Hong<sup>1</sup>, GUAN Ying-jun<sup>2\*</sup>

(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:** A novel flexible support structure for the 1-m primary mirror of a space camera was introduced. By taking the material selection, diameter-thickness ratio, number and positions of support points, and lightweight forms as design variables and the surface figure accuracy rms of the mirror under the self-weight as objective function, a kind of back opening SiC space mirror with triangle lightweight holes and three-point support on the back was designed optimally. Then, the flexible support structure was designed for the primary mirror. Through sensitivity analysis, the parameters of flexible support structure that effect on rms of mirror were found when its optical axis was on the horizontal state. By using finite element method, the dynamic and static stiffnesses as well as thermal charac-

收稿日期:2013-01-05;修订日期:2013-02-13.

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

ter of the primary mirror subassembly were analyzed. The results indicate that surface accuracy of the mirror has reached rms 5.6 nm and 2.7 nm under gravity perpendicular to optical axis and a uniform temperature rise of 4 °C, respectively, and the fundamental frequency of the primary mirror subassembly is 192 Hz. Finally, dynamics test was performed in the laboratory, experimental results indicate that the first-order natural frequency is 197 Hz and the maximum stress is 181 MPa, which verifies the accuracy of FEA. Obtained results satisfy the requirements of space application.

**Key words:** space camera; primary mirror; flexible support; finite element analysis; dynamic test

## 1 引言

大口径、长焦距是空间光学遥感相机发展的主要趋势。虽然它能使相机的分辨率不断提高,但同时也导致相机主镜的口径越来越大。主镜口径的增大一方面会使主镜重量增加,发射成本急剧增加;另一方面,也使反射镜对重力和温度的影响更加敏感<sup>[1-3]</sup>。因此,充分考虑空间遥感相机从加工装调到轨道运行所经历的各种环境的影响,设计出满足环境要求的遥感相机光机系统是空间相机研制中的难点和关键技术之一。

本文以某型空间相机  $\Phi 1\ 000$  mm 大口径主反射镜为研究对象。光学设计中主反射镜提出的允差要求是在装调检测方向重力作用下和在 4 °C 均匀温变工况下反射镜面形精度达到  $PV \leq \lambda/10$ ,  $rms \leq \lambda/40$ ,  $\lambda/40$  ( $\lambda = 632.8$  nm), 绕 X 轴和 Y 轴的倾角小于 6"。从反射镜及支撑材料选择、支撑方式、支撑点数和位置的确定、轻量化结构形式以及反射镜支撑结构等方面进行了详细的设计。得到了一种高度轻量化的镜体结构,反射镜采用背部三点柔性支撑结构形式。对反射镜组件进行有限元分析,并对设计参数进行了灵敏度分析,最后得到了满足设计要求的大口径主反射镜组件结构形式。通过反射镜组件动力学试验测试,验证了有限元模型的有效性。

## 2 主反射镜结构设计

### 2.1 主镜光机结构材料选取

反射镜的稳定性与材料的性能有直接关系,作为空间光学系统的反射镜,应该具有良好的光学面形且能够在工作条件下具有良好的稳定性。为反射镜选择性能优良的材料,对于整个空间相机的结构设计具有重要意义。

选择反射镜材料主要应使反射镜材料具有高比刚度、良好的热稳定性、辐射稳定性和可加工性等性能<sup>[4-5]</sup>。

表 1 列出了几种以往常用的用于制作空间反射镜的材料属性。从中可见,对于材料的力学性能而言,铍的比刚度最大,铝的比刚度最小;比较材料的热物理性能,最优的是 SiC,最差的是熔石英;综合材料的这两种性能,可见最优的还是 SiC,最差的还是熔石英。SiC 材料无论从力学性能还是从热物理性能都显示出了极大的优点。国内现在也有多家科研单位在对空间用 SiC 材料进行研究,中科院上海硅酸盐研究所利用常压烧结制备的碳化硅反射镜综合性能优良;中科院长春光学精密机械与物理所采用凝胶注模成型技术可以制备大尺寸且结构复杂的 SiC 反射镜坯体,然后采用反应烧结方式完成反射镜的制备<sup>[6]</sup>;哈尔滨工业大学等单位在碳化硅材料研制方面也取得了可喜的成果。考虑材料的综合性能以及采购渠道等多方面因素,本文选取常压烧结制备的 SiC 作为制作反射镜素坯的材料。

表 1 常用主反射镜材料属性

Tab. 1 Material properties of primary mirror

材料	密度 $\rho$ / ( $g \cdot mm^{-3}$ )	弹性模量 E/GPa	导热系数 $\lambda$ W/(m · K)	热胀系数 $\alpha$ / ( $10^{-6} \cdot K^{-1}$ )	泊松比 $\mu$
SiC	3.10	400	155	2.4	0.18
Zerodur	2.53	91	1.64	0.05	0.24
ULE	2.21	67	1.31	0.03	0.17
熔石英	2.19	72	1.4	0.5	0.17
Be	1.85	287	216	11.4	0.043
Al	2.70	68	167	22.5	0.33
Si	2.33	131	137	2.6	0.42

支撑结构材料的选择主要考虑支撑刚度和材料间的热特性匹配。光学元件通过金属结构件支撑,必然存在着热特性不匹配的问题。将导致在

温变工况下,反射镜与支撑结构变形不一致,最终反映到光学表面面形精度上,影响成像质量。综合考虑材料的力学性能、热特性和加工工艺性,支撑结构件选取的材料属性见表 2。

表 2 反射镜支撑结构材料属性

Tab. 2 Material properties of support structure

材料	密度 $\rho$ ( $\text{g} \cdot \text{mm}^{-3}$ )	弹性模量 $E/\text{GPa}$	导热系数 $\lambda$ $\text{W}/(\text{m} \cdot \text{K})$	热胀系数 $\alpha$ / ( $10^{-6} \cdot \text{K}^{-1}$ )	泊松比 $\mu$
4J36	8.3	150	14.7	2.4	0.25
TC4	4.4	109	9.6	8.9	0.29
SiC/Al	3.0	213	140	8.2	0.20

## 2.2 主镜径厚比的选择

径厚比直接决定了反射镜的轻量化程度,它的选择与材料的比刚度、支撑及轻量化形式等有直接关系。对于边缘为圆形反射镜,Roberts 等人研究了径厚比  $dr(D/t)$  与自重变形的关系<sup>[7]</sup>,并给出了如下经验公式:

$$\delta = \frac{3\rho g a^4}{16Et^2} = \frac{3\rho g dr^2 D^2}{256E}, \quad (1)$$

式中: $\delta$  为最大自重变形; $\rho$  为材料密度; $g$  为重力加速度; $a$  为圆盘半径, $a=D/2$ ; $E$  为弹性模量; $t$  为圆盘厚度。当反射镜满足设计指标要求,即  $\delta < 0.158 2 \mu\text{m}(\lambda/4, \lambda=0.632 8 \mu\text{m})$  时,本反射镜的理论最小径厚比约为 13:1,所以初步确定反射镜厚度为 80 mm。具体设计厚度尺寸还应在此基础上利用有限元分析结果做进一步确定。

## 2.3 支撑点数和支撑位置的确定

反射镜支撑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变形最小,在理想的支撑设计中,三点定位是首选方案,对于孔径比较大的反射镜通常采用浮动支撑。Hall 给出了圆盘反射镜最少支撑点数  $N$  的经验公式<sup>[8]</sup>:

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

式中: $r$  为圆盘半径; $t$  为圆盘厚度; $\rho$  为材料密度; $g$  为重力加速度; $E$  为弹性模量; $\delta$  为最大自重变形。反射镜满足重力变形小于  $0.063 28 \mu\text{m}(\lambda/10)$  时由此公式计算所得  $N=5.2$ ,所以从理论上讲,反射镜应取 6 点支撑方案,但如果采用 6 点支撑方案,将存在过定位问题,通过有限元分析计算,6 个支撑点位在存在  $3 \mu\text{m}$  平面度误差的情况下,反射镜的面形精度将严重超标,而改用 3 点背

部支撑方案则能满足在装调方向(光轴水平)反射镜达到光学设计指标要求,并能允许 3 个支撑点位存在 0.01 mm 的不平度。为保持结构的对称性,并预留备用支撑孔,本反射镜的具体结构仍保留了 6 个支撑孔位,实际应用时优选 3 个支撑孔。支撑点位置的选取尽量靠近轻量化设计后的反射镜质心所在圆环均匀排布。最终确定的支撑点位置为  $\Phi 650$  mm 圆周 6 点均匀分布。

## 2.4 背部结构形式确定

轻型反射镜常用的镜体结构形式大致分为背部开放式、背部半封闭式和背部封闭式。

Valente 等人的研究成果表明<sup>[9]</sup>:从刚度角度讲,背部封闭式结构刚度最大,其次是背部半封闭式;在相同刚度的条件下,背部开放式结构要比未轻量化的圆盘反射镜厚约 20%,而背部封闭式结构可比未轻量化的圆盘反射镜薄约 20%。本文综合考虑反射镜的力学性能、工艺性及材料来源等因素选取了背部开放式结构形式。

根据不同的镜体形状,轻型反射镜的轻量化孔的几何形状有正六边形、四边形、三角形、扇形、圆形或几种形式的混合形式。轻量化孔的疏密程度和布局需按照光学系统对主镜的面形精度来整体考虑。轻量化孔的内切圆尺寸和轻量化孔的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。Vukobratovich 给出了轻型反射镜在加工过程中单个蜂窝单元的最大变形量与镜面厚度  $t_f$  的关系<sup>[10]</sup>:

$$\delta = \frac{12\psi p B^4 (1 + \mu^2)}{Et_f^3}, \quad (3)$$

式中: $\psi$  为与蜂窝孔形状有关的形状因子。本文综合考虑了刚度、轻量化率和工艺性等因素,选择了一种以三角形轻量化孔,并且在反射镜边缘进行了倒边设计, $\psi_{tri}=0.001 51$ ; $p$  为加工反射镜镜面时均匀分布于蜂窝单元上的压力; $B$  为蜂窝孔的内接圆直径; $\mu$  为材料的泊松比; $E$  为材料的弹性模量。取加工反射镜镜面时的压力为 70 kPa,反射镜内接圆直径为 40 mm,根据式(3),当  $\delta = 0.063 28 \mu\text{m}(\lambda/10)$  时轻量化结构形式的最小镜面厚度为: $t_{tri}=5.4$  mm。加强筋厚度 4 mm,镜面厚度确定为 5.5 mm,轻量化后的主镜重 62.3 kg,轻量化率达到 76%。主镜轻量化结构如图 1 所示。

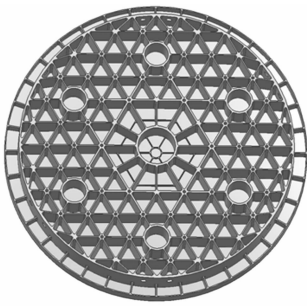


图1 主镜轻量化结构

Fig. 1 Light-weighting structure of primary mirror

### 3 主镜支撑结构设计

主镜结构设计主要考查镜体在加工和检测方向的重力作用下的面形精度。通过理论分析确定反射镜大体结构形式,然后利用有限元分析工具,经过多次的迭代计算,进行结构参数的微调,最终确定镜体结构。接下来面临的问题是支撑结构的设计,一般来说,支撑结构刚度大反射镜易满足重力变形要求,但过高的支撑刚度会使反射镜系统在温度发生变化时,由于反射镜材料与支撑材料线膨胀系数的不匹配,导致温变时的热应力对镜面面形精度的影响非常大,从而影响成像质量甚至不能成像。为此,在反射镜支撑结构中要设置一定的柔性环节,使反射镜具有更好的热尺寸稳定性。主镜支撑结构如图2所示,主镜支撑孔内通过胶粘连接殷钢(4J36)材料的镶嵌件,通过柔性支撑件(TC4)与背部支撑板(高体分SiC/Al)联接,背部支撑板再由螺钉固定在相机主支撑结构上。

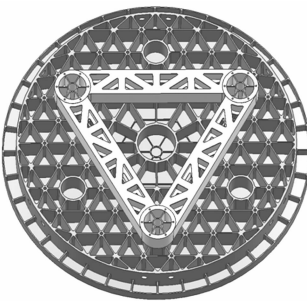


图2 主镜组件结构

Fig. 2 Primary mirror subassembly

线胀系数大,将随温度的升高或降低产生比反射镜大的膨胀或收缩。反射镜支撑结构中设置柔性支撑结构件,能通过自身的变形削弱支撑板的热变形对反射镜面形精度的影响<sup>[11-12]</sup>。此外,当支撑结构存在一定的工艺误差时,可将其机械变形进行卸载,使传力路径发生变化,同样降低了支撑结构工艺误差对反射镜面形精度的影响,提高了反射镜的环境适应能力。

在支撑结构中,合理地设置柔性连接环节是保证反射镜能够同时满足力学和热环境适应性的关键。本文设计了一种如图3所示的双轴柔性铰链结构,主要通过在圆柱套筒形连接件上用电火花线切割加工方法开设柔性槽。设计参数主要为柔节与锥套的连接底面厚度、柔节壁厚、柔性槽的长度、柔性部位宽度,将这些参数分别设为设计变量,以反射镜在装调方向自重作用下面形精度rms值为目标函数,对柔性铰链进行优化设计。通过在MSC/Nastran软件中进行灵敏度分析,可以发现,两个柔性槽终点位置与反射镜重心轴向位置的距离 $t$ 对反射镜在检测方向重力作用下的面形rms值最为敏感,图4为柔节轴向参数对反射镜在检测方向重力作用下面形的影响。根据优化设计结果最终确定柔节与锥套连接底面厚度9 mm,柔节壁厚7 mm,柔性槽端部距反射镜重心轴向距离8 mm(偏向反射镜底面方向)。此柔性结构的热环境适应性特别好,在4℃均匀温变工况下调节以上参数,反射镜面形精度均达到rms小于3 nm,是一种良好的消热结构,且能够满足反射镜在装调方向重力作用下保持设计指标要求的面形精度。



图3 柔性铰链结构

Fig. 3 Flexure hinge structure

当温度发生变化时,由于背部支撑板材料的

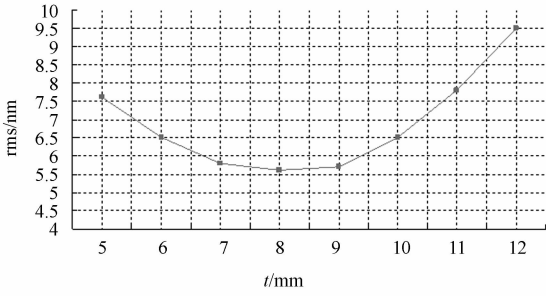


图 4 柔节轴向参数对反射镜面形的影响

Fig. 4 Effect of axial parameter of flexure hinge on surface figure

### 4 有限元分析

#### 4.1 有限元建模

在反射镜镜体设计阶段为了提高优化设计效率,适应不断地参数修改和调节,可在三维造型软件如 UG 或 Solidworks 软件中进行参数化建模,然后将参数化几何模型导入有限元前处理软件 MSC/Patran 中,采用自动网格划分技术,对反射镜进行 10 节点四面体自动网格划分,此时要注意网格划分密度一定要保证分析计算的收敛精度。在确定了反射镜结构形式之后再利用 MSC/Patran 建立以 8 节点六面体单元为主,连接过渡部分适当辅以 6 节点五面体单元的主镜组件的有限元模型,有限元网格划分如图 5 所示,主镜组件有限元模型共包括 87 627 个结点,52 801 个单元。这样的有限元网格划分一方面能够提高分析计算精度和效率,另一方面也便于对支撑结构轴向参数的修改,能够快速地将反射镜组件调节到最佳状态。

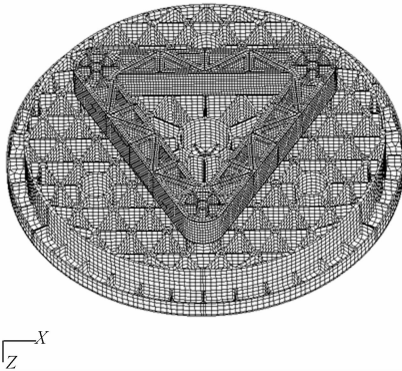


图 5 主镜组件有限元模型

Fig. 5 Finite element model of primary mirror sub-assembly

#### 4.2 自重载荷和均匀温升工况分析

自重载荷和均匀温升工况分析主要考察重力环境和热环境下反射镜的面形精度和反射镜倾角变化,用来模拟空间在轨状态下相机的工作情况。表 3 列出了主镜在 X、Y 和 Z 三轴方向重力和 4℃ 均匀温度变化下反射镜的变形结果。从分析结果可见,在装调方向(X 轴方向)自重载荷作用下主镜面形精度达到 rms 5.6 nm,绕 Y 轴倾角为 0.03",满足设计指标要求。

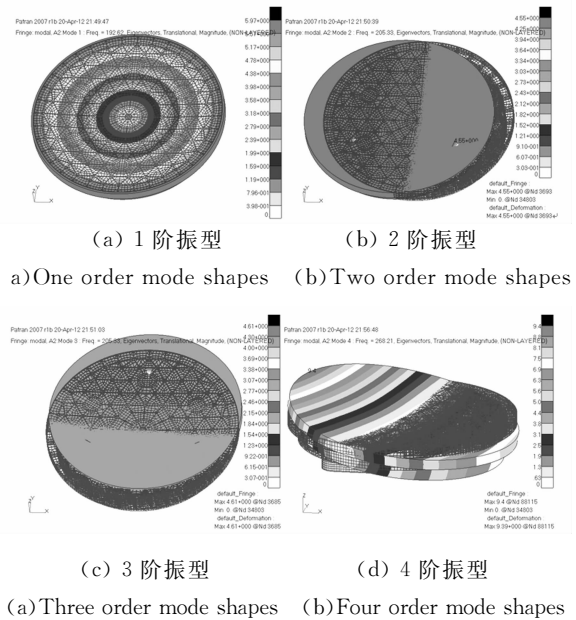
表 3 主镜在重力和 4℃ 温升环境下的变形

Tab. 3 Errors of mirror surface under gravitational distortion

工况		PV/nm	RMS/nm	$\theta_x / (")$	$\theta_y / (")$
1g 重力	X	68.7	5.6	0	0.03
	Y	70.4	5.4	0.03	0
	Z	234.1	54.2	0	0
4℃ 均匀温升		24.6	2.7	0	0

#### 4.3 模态分析

模态分析是考察动态刚度的重要指标,通过将主镜组件的基频与外界扰动频率相比较,来确定组件是否具有足够高的动态刚度。由图 6 可见,一阶振型为主镜绕光轴(Z 轴)转动,一阶固有频率为 192 Hz,远高于一般载体的一阶固有频率,模态分析结果表明,反射镜组件的动态刚度足



(a)One order mode shapes (b)Two order mode shapes (c) Three order mode shapes (d) Four order mode shapes

图 6 主镜组件前 4 阶振型图

Fig. 6 The first four order mode shapes of primary mirror sub-assembly

够高。表4列出了主镜组件的前4阶固有频率和振型。

表4 主镜组件前4阶模态分析结果

Tab.4 Modal analysis result of primary mirror subassembly

阶次	频率/Hz	振型描述
1	192	主镜绕Z轴转动
2	205	主镜X向平动
3	205	主镜Y向平动
4	268	主镜绕Y轴转动

#### 4.4 低频正弦扫描和随机振动分析

根据卫星总体给定的低频正弦扫描和随机振动试验条件,进行了主镜组件的0~100 Hz的低频正弦扫描振动的频率响应分析。最大 von Mises 应力发生在 X 向振动时的柔节上,最大应力为 72.6 MPa。随机振动的输入的总均方根加速度为 6.5 grms,输出响应的总均方根加速度为 16.7 grms,满足 3 $\sigma$  准则要求,随机振动的最大峰值应力发生在 Y 向振动时的柔节上,为 217.9 MPa,小于钛合金的屈服应力 877 MPa。所以在动力学载荷条件下,柔性支撑结构不会发生屈服塑性变形或破坏。

## 5 试验测试

为了确定主镜组件的最终结构参数,检验主反射镜支撑结构是否能在发射运载阶段的动力学试验条件下,不产生塑性变形,不破坏且能够支撑反射镜正常工作,需要对反射镜组件进行充分的动力学试验测试。在研制初期,试验制作了结构尺寸比例为 1:1 铸造铝合金镜坯代替 SiC 反射镜镜坯,而其他支撑结构件的材料、结构、尺寸精度和安装工艺等均与正式结构件一致。图7为主镜组件在 LDS V964 电磁振动台上的实际安装结构。

试验流程为:首先进行 X 方向 0~2 000 Hz 的 0.2 g 特征频率扫描,通过特征频率扫描可以测试出反射镜组件在该方向的低阶固有频率,并初步了解在 0~2 000 Hz 内,反射镜的加速度放大倍数;然后依次做 0~100 Hz 的低频正弦扫描振动试验和 20~2 000 Hz 的随机振动试验;最后再进行 0~2 000 Hz 的 0.2 g 特征频率扫描,以

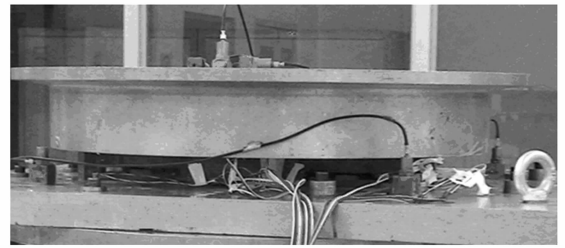


图7 主镜组件振动试验

Fig.7 Primary mirror subassembly on the shaker

考察在振动过程中反射镜组件是否发生频率漂移。做完一个方向的上述试验过程再重复进行另外两个方向的振动试验。

经测试,反射镜组件的一阶固有频率为 197 Hz,其频响曲线如图8所示。有限元分析误差为 2.5%,完全满足分析精度要求,验证了有限元模型的有效性。在 0~100 Hz 的低频正弦扫描振动试验中,由于没有达到共振频率,加速度响应放大倍数最大为 1.45 倍,与有限元分析结果基本吻合。在随机振动试验中,测得总均方根加速度为

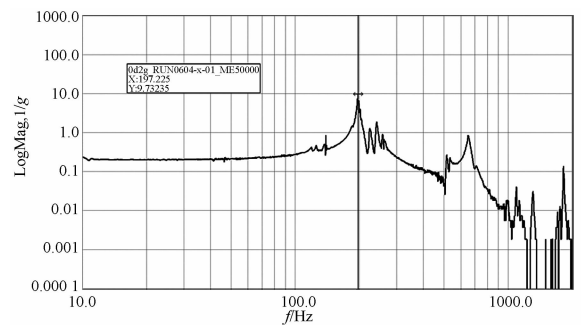


图8 主镜组件 0.2g 特征频率扫描振动频响曲线

Fig.8 0.2g eigenvalue scanning frequency response of primary mirror subassembly

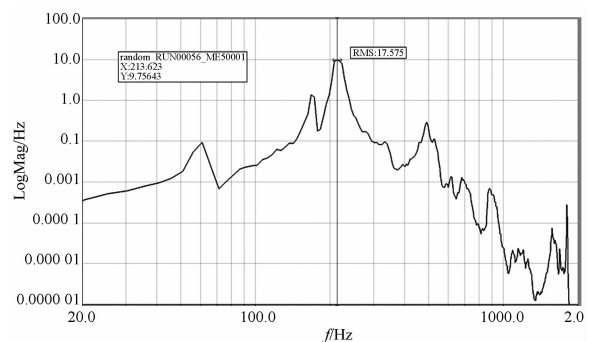


图9 主镜组件随机振动响应曲线

Fig.9 Random vibration response of primary mirror subassembly

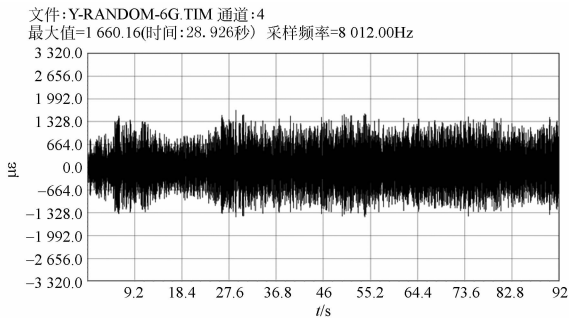


图 10 随机振动试验中柔性铰链的应变响应

Fig. 10 Strain response of flexure hinge in random vibration test

17.575 grms, 主镜振动试验前后, 测得主镜相对于背部支撑三角板的俯仰和方位两个方向的倾角变化量均小于  $1''$ , 完全满足指标要求。

组件的随机振动均方根加速度响应曲线如图 9 所示, 有限元分析误差为 4.4%。另外, 在随机振动中利用动态应变测试仪监测了振动过程中柔性铰链薄弱处的动态应力变化, 如图 10 所示, 测得在时间  $t=28.926$  s 时最大应变为 1 660.16, 换算成钛合金的响应应力为 181 MPa, 与有限元分析误差为 20.3%, 分析其误差较大的原因可能与应变片的粘结位置有关, 从而导致试验中无法监测到最大应力响应位置。试验测试的最大应力远

小于钛合金的屈服极限, 所以柔性支撑件不会在振动中发生塑性变形。每个方向正弦和随机振动后的 0.2 g 特征频率回扫试验测试表明, 各个方向的振动前后频率漂移均小于 1.5 Hz, 说明支撑结构未发生松动或破坏。

## 6 结 论

本文从光机材料的选择、反射镜轻量化设计及反射镜柔性支撑结构设计角度出发, 对某 1 m 口径空间相机主反射镜系统进行了详细的设计与分析。设计了一种适用于大口径反射镜的消热支撑结构, 并找到了消热结构中影响装调方向自重作用下反射镜面形精度的最敏感参数。利用有限元分析技术对设计进行了校验, 分析结果表明, 在装调方向重力和  $4\text{ }^{\circ}\text{C}$  均匀温升载荷工况下反射镜面形精度分别达到 rms 5.6 nm 和 rms 2.7 nm, 且在约束状态下反射镜组件一阶固有频率为 192 Hz, 反射镜组件具有足够高的静、动态刚度和良好的热尺寸稳定性。通过动力学试验验证了有限元分析模型的有效性, 并为最终确定反射镜支撑结构参数提供了依据。该空间主反射镜结构系统设计可为同类大口径空间反射镜结构系统设计提供借鉴和参考。

## 参考文献:

- [1] 郭疆. 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. Design of support for primary mirror of space remote sensing camera[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2008, 16(9): 1642-1647. (in Chinese)
- [2] 杨佳林, 黄巧文. 大口径反射镜结构参数优化设计[J]. 中国空间科学技术, 2011(4): 77-83.  
YANG J L, HUANG Q W. Optimized design of structure parameters for large aperture mirrors[J]. *Chinese Space Science and Technology*, 2011(4): 77-83. (in Chinese)
- [3] 鲍赫, 李志来. 长条型 SiC 反射镜轻量化及支撑结构的设计[J]. 光学技术, 2008, 34(4): 593-596.  
BAO H, LI ZH L. Design of the strip SiC mirror supporting structure and lightweight[J]. *Optical Technique*, 2008, 34(4): 593-596. (in Chinese)
- [4] 张学军. 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. Space telescope aspherical mirror structure design based on SiC material [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2007, 36(5): 577-582. (in Chinese)
- [5] 闫勇. 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. Design of new type spaceborne lightweighted primary mirror support [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2008, 16(8): 1533-1539. (in Chinese)
- [6] 赵文兴, 张舸, 赵汝成, 等. 轻型碳化硅质反射镜坯体的制造工艺[J]. 光学精密工程, 2011, 19(11): 2609-2617.  
ZHAO W X, ZHANG G, ZHAO R CH, et al.. Fabrication of silicon carbide lightweight mirror blank [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2011, 19(11): 2609-2617. (in Chinese)
- [7] YODER P. *Opto-mechanical Systems Design* [M]. 2nd ed. New York: Marcel Dekker Inc., 1993.
- [8] FRIEDMAN E. *Photonics Rules of Thumb* [M].

New York: McGraw Hill, 2003.

- [9] VALENTE T M, VUKOBRATOVICH D. A comparison of the merits of open-back, symmetric sandwich and contoured back mirrors as light-weighted optics [C]. *Precision engineering and optomechanics, Proceedings of SPIE, San Diego*, 1989: 20-36.
- [10] VUKOBRATOVICH D. *Introduction to Optomechanical Design* [M]. SPIE Short Course, 2003.
- [11] 孙宝玉. 空间光学遥感器柔性支撑结构设计[J].

哈尔滨工业大学学报, 2009, 41(9): 201-203.

- SUN B Y. Design of flexible supporting structure for optical space remote sensor [J]. *Journal of Harbin Institute of Technology*, 2009, 41(9): 201-203. (in Chinese)
- [12] 吴清文. 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): 153-156.
- WU Q W. Design and analysis for primary mirror and its support of space camera [J]. *Optical Technique*, 2004, 30(2): 153-156. (in Chinese)

#### 作者简介:



徐宏(1961—),女,吉林长春人,副研究员,1983年于长春光学精密机械学院获得学士学位,主要从事空间光学遥感器结构技术方面的研究。Email: xuhongciomp@sohu.com

#### 通讯作者:



关英俊(1978—),男,吉林永吉人,副教授,2007年于中科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)