0254-6124/2020/40(6)-1117–08 *Chin. J. Space Sci.* 空间科学学报

LIU Ming, LI Zhenwei, LI Xiang, KANG Zhe, HAN Linchu, LIU Yongzh. Flexible design and thermal stability analysis of reflector assembly of space-based laser ranging load (in Chinese). *Chin. J. Space Sci.*, 2020, **40**(6): 1117-1124. DOI:10.11728/cjss2020.06.1118

天基激光测距载荷单反射镜组件柔性设计与力热稳定性分析*

柳 鸣[1] 李振伟[1] 李 响[2] 康 喆[1]

韩琳楚[1] 刘永志[3]

1(中国科学院国家天文台长春人造卫星观测站 长春 130117)

2(长春理工大学空间光电技术国家与地方联合工程中心 长春 130022)

3(火箭军装备部驻天津地区军事代表室 天津 300308)

摘 要 针对激光通信与测距一体化星间链路载荷轻小型单反射镜组件进行结构设计与力热稳定性研究, 开展单反镜柔性支撑机构优化设计, 根据运载力学环境与在轨力热环境工况, 对反射镜组件进行光机集成分析, 验证光机结构的在轨力热稳定性. 分析结果表明, 双层圆弧形槽口柔性支撑结构在温度拉偏后反射镜的面型精度均方根 (RMS) 可达 $\lambda/72$, 基频模态为 417.93 Hz, 满足指标要求. 进一步对反射镜组件进行动力学分析, 随机振动分析结果表明, 反射镜加速度响应均方根为 $11\,a_{\rm rms}$, 满足 3σ 准则. 通过 $0.2\,g$ 正弦扫频试验验证了有限元模态分析相对误差为 2.23%, 实验结果表明, 反射镜组件柔性支撑设计合理, 力热稳定性分析结果基本准确可靠, 满足工况要求.

关键词 反射镜, 柔性支撑, 有限元分析, 力热稳定性, 面形精度

中图分类号 中图分类号 V 254

Flexible Design and Thermal Stability Analysis of Reflector Assembly of Space-based Laser Ranging Load

LIU Ming[1] LI Zhenwei[1] LI Xiang[2] KANG Zhe[1]

HAN Linchu[1] LIU Yongzhi[3]

1(*Changchun Observatory, National Astronomical Observatories, Chinese Academy of Sciences , Changchun* 130117)

2(*National and Local Joint Engineering Research Center of Space and Optoelectronics Technology, Changchun University of Science and Technology, Changchun* 130022)

3(*Military Representative Office Rocket Army Equipment Department in Tianjin Area, Tianjin* 300308)

Abstract In this paper, the structure design and thermal stability of the light and small reflector

* 中国科学院天文光学技术重点实验室 2018 年开放课题资助 (CAS-KLAOT-KF201805)

2019-10-21 收到原稿, 2020-10-02 收到修定稿

E-mail: lium@cho.ac.cn

component of laser communication and ranging integration satellite link load are studied. Optimization design of flexible support mechanism of reflector component is carried out. According to the working conditions and in-orbit thermal environment, the optical component integration analysis of the mirror assembly is carried out to evaluate the on-track thermal stability of the opto-mechanical structure. The analysis results show that the surface precision of the mirror with double-layer circular arc slot flexible support structure can be reached at $\lambda/72$ after temperature deflection, the fundamental frequency mode is 417.93 Hz, meeting the requirements of the index. Furthermore, the dynamic analysis of the mirror assembly is carried out, the results of random vibration analysis show that the root mean square of the acceleration response of the mirror is 11 a_{rms} and meet the 3σ criterion. Finally, a 0.2 g sine sweep test proves that the relative error of the modal analysis is 2.24%, the experimental result show that the analysis results are basically accurate and reliable, that is, flexible support design is reliable to meet the requirements of the use.

Key words Reflector component, Flexible support mechanism, Finite element analysis, Thermal stability, Surface precision

0 引言

随着空间技术发展, 星间激光通信与测距一体化技术可为全球用户提供安全、可靠、高速的天地一体化通信和数据传输服务、高精度实时导航定位授时信息服务、实时遥感个性化服务和综合业务融合的创新服务模式 [1]. 跟瞄系统是星间激光通信与测距一体化载荷的执行机构, 本文主要针对激光通信与测距一体化载荷的轻小型化星载跟瞄系统的需求, 开展单反镜式跟瞄系统轻小型反射镜组件柔性支撑设计与力热稳定性研究.

单反射镜二维伺服跟瞄系统通过方位和俯仰电机带动反射镜实现空间范围扫描和指向. 反射镜组件的反射面面型精度要求很高, 若面型误差过大将直接影响光束质量, 并且在伺服跟瞄系统入轨过程中, 低频振动以及喷流噪声等力学工况对于反射镜组件的动态刚度也有较高的要求. 随着空间技术的发展, 在反射镜支撑机构中增加柔性环节, 可以很好地抵御由于外部应力引起的面型误差, 且增加了柔性环节的支撑部件依然可以保持良好的动力学性能 [2−4]. 因此, 柔性支撑结构在空间载荷的设计中得到了大量应用.

Paros 和 Weisbord 等 [5] 在 1965 年推算出圆弧形柔性铰链支撑刚度计算公式, Smith 等 [6] 在 1997 年针对椭圆形柔性铰链支撑刚度进行研究. 为了改善反射镜在环境温度波动情况下的面型精度下降问题, Li 等 [7] 设计了一种联杆型双轴 Bipod 柔性支撑结构, 并基于柔度理论对其进行参量优化. Wang 等 [8] 设计了一种空间反射镜柔性支撑结构, 以满足温度载荷与装配误差 0.05 mm 工况下镜体面型精度的要求. 为了保证微型空间相机超轻反射镜的面型精度和稳定性, Zhang 等 [9] 提出一种串联双轴片式柔性支撑结构.

通过上述分析可知, 柔性支撑是一种常用且有效的保证反射镜面型精度的设计方式. 本文在上述工程理论与设计思路研究基础上, 结合实际的结构尺寸与配合关系提出一种底面双层圆弧形槽口反射镜组件柔性支撑结构, 并通过正弦扫描振动实验验证设计的合理性与分析的准确性.

1 星间激光测距载荷光端机结构设计

1.1 光端机总体设计

星间激光通信与测距一体化载荷光端机主要包括二维跟瞄机构、单反射镜、图像采集组件以及控制软件, 二维跟瞄机构是跟瞄系统执行机构, 负责调整反射镜角度位置. 根据图像采集组件获取的目标位置信息, 控制软件向二维跟瞄机构发送调整指令, 实现视光轴对准跟踪. 跟瞄系统内部结构设计如图 1 所示. 反射镜通过背板与俯仰轴系两个半轴相连, 在俯仰轴带动下做俯仰角度转动; 俯仰轴由俯仰框架连接到方位轴, 由于中心通光原因, 方位轴设计大中心孔,

带动俯仰框架以及俯仰整体做方位旋转; 光学天线嵌入方位轴中心孔, 以降低系统整体尺寸与重量, 使整体重心距离卫星平台更近, 提高系统整体刚度.

1.2　反射镜组件结构设计

反射镜组件由微晶玻璃、具有柔性环节的反射镜支撑与安装背板组成, 如图 2 所示. 反射镜采用中心支撑方式, 通过胶层将柔性支撑与反射镜紧密粘在一起. 柔性支撑与安装背板通过螺钉紧固刚性连接.

反射镜与安装背板之间通过柔性支撑连接, 隔离背板以及轴系传递到反射镜面的应力, 保证反射的面型精度. 反射镜柔节支撑结构如图 3 所示. 在柔节底部加工 6 条穿透底面的圆弧形槽, 内外圈交叠布置, 使得背板到反射镜面的传力路径柔性隔离, 一方面可以吸收反射镜组件温度变化造成的热应力, 另一方面可以隔离加工和装配的残余应力, 减小外应力对反射镜面型精度的影响.

反射镜背板是连接反射镜与俯仰轴系的支撑元件, 设计要求其具有足够的刚度来支撑反射镜, 并保证轴系连接精度, 这对其刚度要求较高. 同时需要尽量降低背板质量, 对其进行轻量化处理. 考虑传递轴系扭矩, 在上边缘进行环筋设计对其轴向扭转刚度提升很大. 根据与左右半轴的连接方式, 所设计的反射镜背板如图 4 所示.

选定微晶玻璃 (Zerodur) 作为反射镜材料; 为了保证反射镜镜面变形随温度的变化而减小, 柔性支撑材料选为铟钢 (4J32), 其线膨胀系数与反射镜材料相似; 考虑背板的支撑刚度要求, 材料选用钛合金 (TC4).

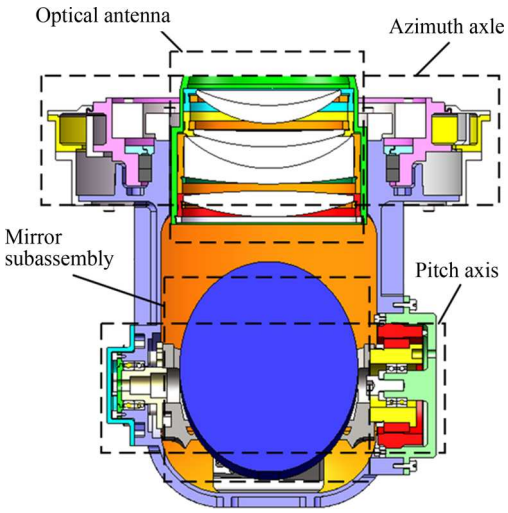


图 1　光端机总体结构

Fig. 1　Overall structure of optical terminal

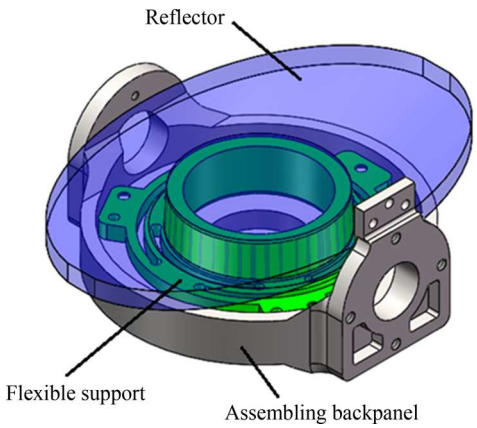


图 2　反射镜组件

Fig. 2　Reflector assembly

2　圆弧形槽柔性支撑结构的参数化设计

考虑到空间力热工况对结构的影响, 为了使反射

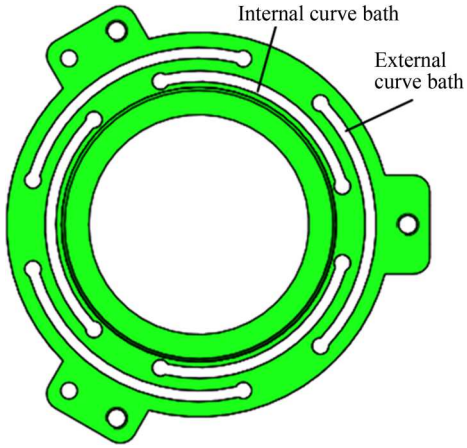


图 3　柔性支撑结构

Fig. 3　Flexible support structure

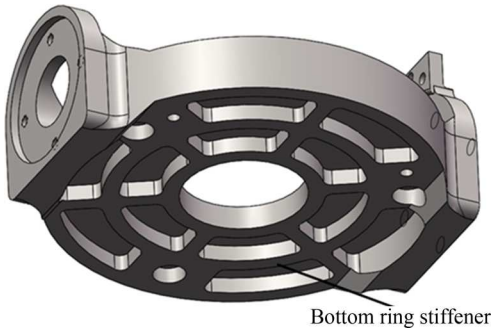


图 4　背部支撑结构

Fig. 4　Back support structure

镜对外载荷具有一定缓冲效果, 将柔性支撑设计为底面双层圆弧形槽口形式, 如图 5(a) 所示. 所设计的柔性支撑可简化为两个弹簧并联后再与一个弹簧串联, 其物理模型如图 5(b) 所示.

设并联的两个弹簧刚度均为 k_1, 串联的弹簧刚度为 k_2, 则整个柔性结构的刚度 k_{total} 为

$$\frac{1}{k_1+k_1}+\frac{1}{k_2}=\frac{1}{k_{\text{total}}}. \tag{1}$$

分析单个圆弧铰链的转角刚度. 底面圆弧形切槽柔性支撑结构的几何尺寸包括外径 R、圆弧半径 r、圆心角 θ、厚度 b 以及柔性铰链最薄处弧长 s , 各参数如图 6 所示.

依据文献 [10] 得出圆弧形柔性支撑结构转动刚度的计算公式如下:

$$\frac{1}{K}=\frac{1}{Ebr^2(4\lambda+1)^2}(k_1+k_2+k_3), \tag{2}$$

$$\frac{1}{k_1}=\frac{\lambda}{(4\lambda+2)}, \tag{3}$$

$$\frac{1}{k_2}=\frac{6\lambda^3+3\lambda+1}{4\lambda+2}, \tag{4}$$

$$\frac{1}{k_3}=\frac{3\lambda(2\lambda+1)}{\sqrt{4\lambda+1}}\arctan\sqrt{4\lambda+1}, \tag{5}$$

$$\lambda=\frac{r}{s}, \tag{6}$$

$$s=\theta R. \tag{7}$$

式中: K 为柔性铰链的转动刚度, E 为柔性铰链材料的弹性模量. 根据上述公式计算出转角刚度 K 随 r 和 s 的变化, 如图 7 所示.

从图 7 可以看出, 切槽圆弧半径 r 的增大使得整个柔性结构的刚度呈现二次曲线递减趋势; 而柔性铰链最薄处弧长 s 的增大使得整个柔性结构的刚度呈现二次曲线递增趋势, 且斜率的变化呈逐渐增大趋势, 因此最薄处弧长对于转角刚度贡献更大.

根据上述 K 随 r 和 s 的变化规律, 结合加工工艺限制, 确定柔性支撑各参数值分别为 $r=2\,\text{mm}$, $b=3\,\text{mm}$, $\theta=1.8\times10^{-2}\,\text{rad}$. 接下来对反射镜组件在温度拉偏工况下的面型精度以及整体结构的动态刚度进行分析验证.

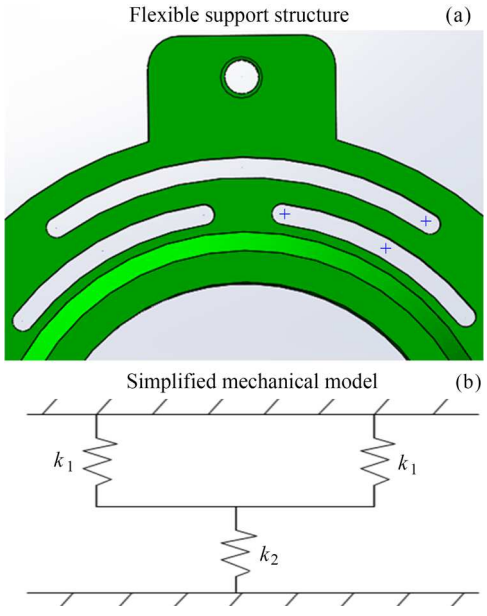


图 5 柔性支撑结构与简化模型

Fig. 5 Flexible support structure and simplified model

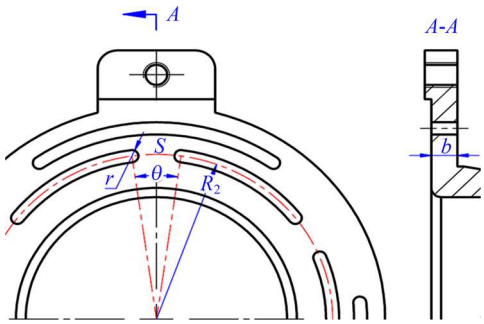


图 6 圆弧形切槽柔性支撑结构参数

Fig. 6 Schematic diagram of structural parameters of arc-shaped slotted flexible support

3 单反射镜组件力热稳定性分析

3.1 有限元模型建立

基于 Hypermesh 通用前处理软件建立反射镜组

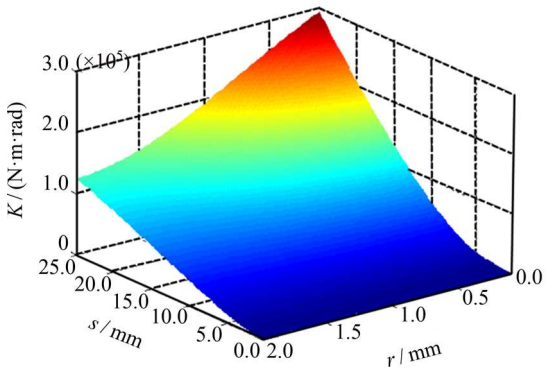


图 7 转角刚度 K 随 r 与 s 的变化

Fig. 7 Relation diagram of angular stiffness K changing with r and s

件有限元模型 (见图 8). 共划分 27 806 个体单元, 反射镜面建立 365 个节点以分析面型精度.

微晶玻璃加工工艺成熟, 面型抛光技术完善, 热振稳定性高, 材料综合性能较好, 空间应用广泛, 因此这里选定微晶玻璃 (Zerodur) 作为反射镜材料. 为了保证反射镜镜面变形随温度的变化而减小, 柔性支撑材料选为铟钢 (4J32), 其线膨胀系数与反射镜材料相似. 考虑背板的支撑刚度要求, 其材料选用钛合金 (TC4). 反射镜组件各项指标列于表 1.

3.2　反射镜组件热变形面型精度分析

在空间跟瞄系统中, 通过热控措施可以保证反射镜组件的环境温度为 20±5°C. 在上述有限元网格模型基础上, 对整个反射镜组件进行温度载荷分析, 设定环境温度为 20°C, 温度载荷为 5°C 均匀温升. 分析结果如图 9 所示. 从图 9 中的结果可以看出镜面变形较小, 背板变形较大, 柔节支撑起到吸收隔离外部应力的作用.

由于反射镜组件中背板支撑存在固定约束, 因此应从有限元分析结果中提取面型节点数据, 利用泽尼克多项式拟合消除面型数据中的刚体位移, 再对处理后的面型数据进行差值拟合, 最终得到准确的 ±5°C 温度变化引起的面型变化为 $\lambda/13$ (PV 值), $\lambda/72$ (RMS 值), 满足光学指标 (RMS 值优于 $\lambda/30$) 要求.

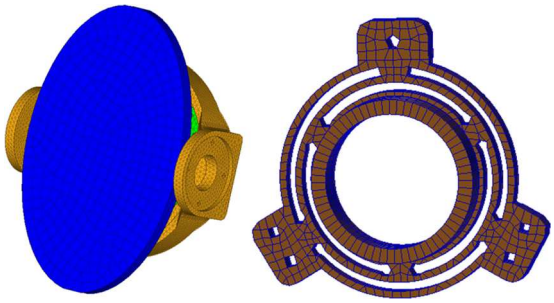


图 8　反射镜组件有限元模型

Fig. 8　Finite element model of the mirror assembly

3.3　反射镜组件模态分析

在发射过程中, 反射镜组件面临较大的冲击振动载荷, 为防止反射镜组件与跟瞄系统基频相近引起共振效应, 对反射镜组件的固有频率进行仿真求解. 结构模态能够有效反映结构部件动态特性 [11,12]. 根据实际工况, 在反射镜背板一端进行固定支撑约束, 另一端在俯仰轴向放开, 得到的反射镜组件模态振型如图 10 所示.

由表 2 可以看出, 反射镜组件的一阶固有频率为 417.93 Hz, 远大于星箭运载和跟瞄系统的频率设计要求 (大于 70 Hz), 反射镜组件在运载及在轨运行过程中均不会与载体发生共振而造成破坏. 反射镜组件设计合理, 其动态刚度能够满足载体要求.

3.4　反射镜组件随机振动分析

将随机载荷的功率谱密度 (PSD) 作为随机振动分析的输入条件 (见表 3).

文献 [10] 提供了一种机械部件在振动扰动工况评估是否存在不可逆结构破坏的标准, 即 3σ 准则, 该准则规定响应均方根 $a_{\mathrm{rms,out}}$ 小于 3 倍的输入均方根 $a_{\mathrm{rms,in}}$, 即 $a_{\mathrm{rms,out}}/a_{\mathrm{rms,in}} < 3$, 则认定考核结构

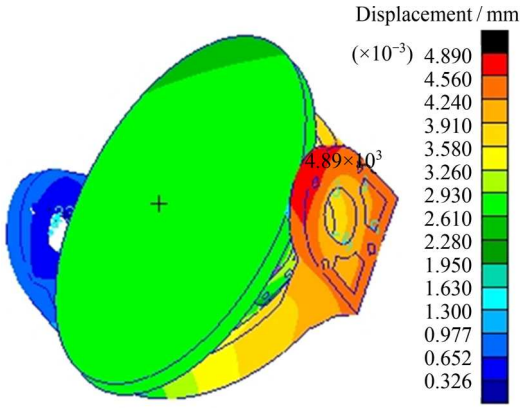


图 9　温度载荷下反射镜组件刚体位移

Fig. 9　Rigid body displacement nephogram of mirror assembly under temperature load

表 1　反射镜组件材料参数

Table 1　Material parameters of mirror assembly

材料名称	密度 $(\times10^3)/(\mathrm{kg\cdot m^{-3}})$	弹性模量 E/GPa	线胀系数 α $(\times10^{-6})$/K	比刚度 E/ρ $(\times10^4)$/m
铟钢	8.02	145	0.3	17
微晶玻璃	2.53	92	0.05	36.4
钛合金	4.44	109	8.9	25

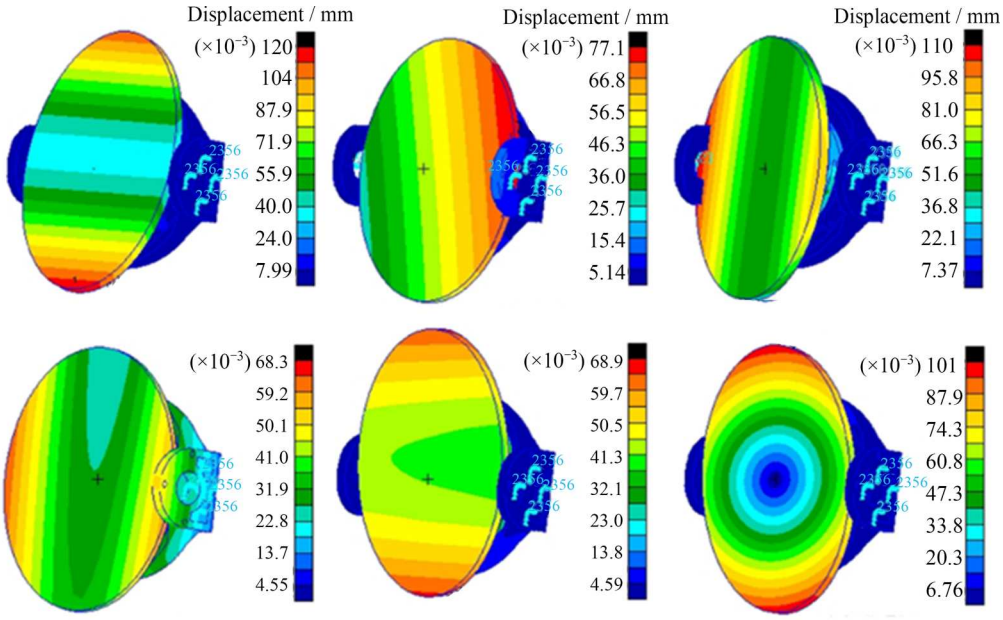


图 10 六阶模态振型

Fig. 10 Sixth-order modal vibration shape diagram

表 2 六阶模态结果

Table 2 Sixth-order modal results

阶数	模态结果/Hz
1	417.93
2	577.91
3	586.39
4	1709.5
5	1880.8
6	2099.5

表 3 随机振动加速度功率谱密度

Table 3 Acceleration power spectral density of random vibration

频率范围	鉴定级	总均方根加速度/g	加载方向
10~150	$+3\,\mathrm{dB\cdot oct^{-1}}$	$3.89\,a_{\mathrm{rms}}$	x, y, z
150~600	$0.016\,g^2\,\mathrm{Hz^{-1}}$		
600~2000	$-6\,\mathrm{dB\cdot oct^{-1}}$		

的设计是合理可靠的. 取柔性支撑最薄处弧长 s 处三个节点 (8644, 8968, 9100), 图 11 和图 12 分别为这三个取样点的加速度响应及其累积均方根曲线.

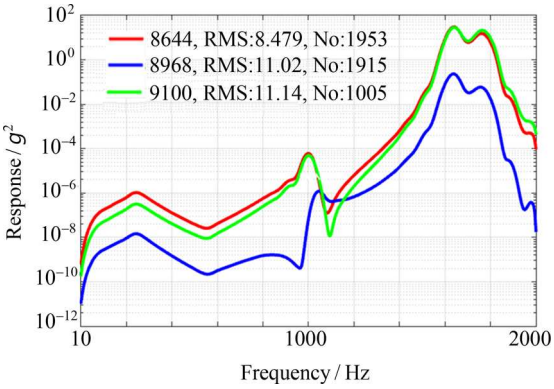


图 11 加速度响应功率谱密度曲线

Fig. 11 Acceleration response power spectral density curve

从图 11 和 12 可以看出加速度响应均方根为 $11\,a_{\mathrm{rms}}$, 放大倍数为 2.7, 即响应均方根 $a_{\mathrm{rms,out}}$ 小于 3 倍的输入均方根 $a_{\mathrm{rms,in}}$, 满足 3σ 准则, 可以认定所考核的柔性支撑结构设计合理可靠.

4 实验验证

4.1 反射镜面型精度检测

使用 Zygo 激光干涉仪对反射镜面型精度进行检测, 测量室进行 +5°C 温度拉偏实验, 检测结果如图 13 所示, 测得 $\sigma_{\mathrm{rms}} = 0.028\lambda$, 满足 $\sigma_{\mathrm{rms}} \leqslant \lambda/30$

(λ = 632.8) nm, 反射镜面型精度满足指标要求. 与分析数据相比, 检测结果偏大, 分析其原因如下.

(1) 反射镜组件在装配粘接过程中, 存在人为操作误差, 例如胶层厚度、螺栓预紧力等难以保证准确性, 在下一步工作中可通过优化生产加工工艺过程消除人为误差.

(2) 光、机、热各学科内部和学科间模型、数据的交互和传递过程中存在误差, 在随后工作中可针对光、机、热模型间的配准方法进行深入研究, 提高映射场的准确性.

(3) 胶层在消热应力厚度控制及仿真建模中的误差同样导致分析与实验验证结果存在误差, 在下一步研究工作中可对胶层有限元模型进行深入研究, 并对胶接状态和胶接工艺进行优化以减小由于胶层因素带来的分析误差.

4.2　反射镜组件正弦扫频试验

反射镜组件实物如图 14 所示, 正弦扫频试验的试验过程如图 15 所示, 反射镜组件通过工装固定在振动台上, 工装固定反射镜组件的方式模拟实际工况. 首先进行三方向的随机振动试验, 消除反射镜加工以及胶固化产生的残余应力. 对反射镜组件进行三方向正弦扫频试验, 得到反射镜组件的固有频率, 发射方向结果如图 16 所示. 反射镜组件的一阶固有频率为 408.78 Hz, 与分析结果相近, 满足空间环境要求.

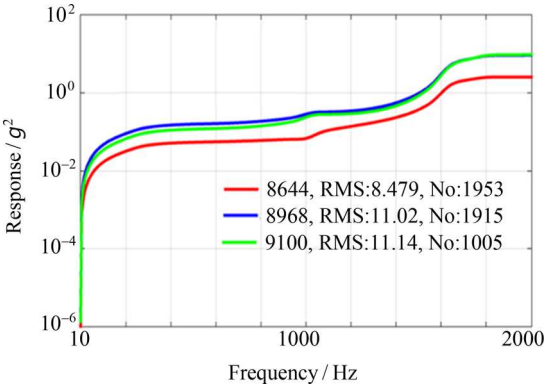


图 12　加速度响应累积均方根曲线

Fig. 12　Accumulated root mean square curve of acceleration response

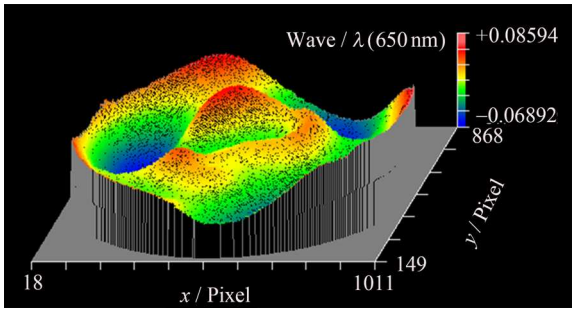


图 13　+5°C 温度拉偏下反射镜面型检测结果

Fig. 13　Surface shape detection result of reflector under +5°C

5　结论

针对某星载反射镜组件进行研究, 设计了一种底面双层圆弧形槽口柔性支撑结构, 在 $\Delta T = 5$°C 的温度变化中, 反射镜面型精度 RMS 值为 $\lambda/72$. 反射镜组件的基频为 417.93 Hz, 满足大于 70 Hz 的跟瞄系统频率设计要求, 即该结构能够获得较为理想的支撑刚度及面型精度. 试验证明了分析结果与试验结果基本相符, 该柔性支撑结构及其分析流程也可以应用于类似空间载荷中.



图 14　反射镜组件实物

Fig. 14　Reflector components

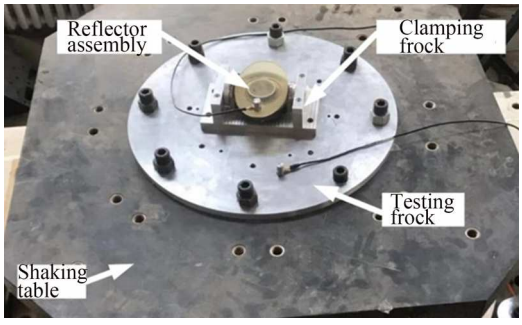


图 15　正弦振动扫频试验实验现场

Fig. 15　Sinusoidal vibration frequency sweeping experiment

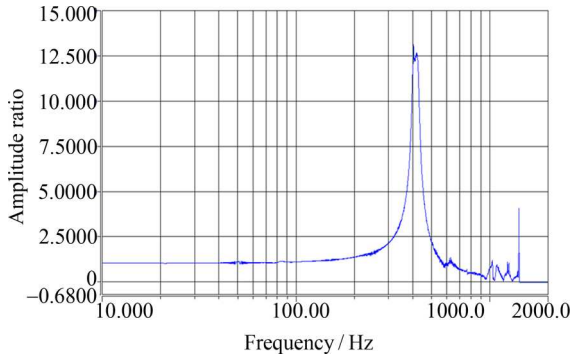


图 16 反射镜扫频测试曲线

Fig. 16 Frequency response curve of reflector

参考文献

[1] ZHAO Xin, NIU Junpo, LIU Yunqing, *et al.* Laser communication/rangign integrated technology and link characteristics in navigation satellite system [J]. *Laser Optoelectron. Prog.*, 2015, **52**(6): 79-85 (赵馨, 牛俊坡, 刘云清, 等. 导航卫星中激光通信/测距一体化技术及链路特性分析 [J]. 激光与光电子学进展, 2015, **52**(6): 79-85)

[2] CHEN Guimin, LIU Xiaoyuan, JIA Jianyuan, *et al.* Compliance calculation of elliptical flexure hinge [J]. *Chin. J. Mech. Eng.*, 2006, **23**(1): 111-115 (陈贵敏, 刘小院, 贾建援. 椭圆柔性铰链的柔度计算 [J]. 机械工程学报, 2006, **23**(1): 111-115)

[3] ZUO Xingyong, LIU Xiaoming. Calculation and analysis of rotational stiffness for three types of flexure hinges [J]. *Chin. J. Sci. Instrum.*, 2006, **27**(12): 1725-1728 (左行勇, 刘晓明. 三种形状柔性铰链转动刚度的计算与分析 [J]. 仪器仪表学报, 2006, **27**(12): 1725-1728)

[4] LI Zongxuan, CHEN Xue, ZHANG Lei, *et al.* Design of Cartwheel flexural support for a large aperture space mirror [J]. *Acta Opt. Sin.*, 2014, **34**(6): 210-218 (李宗轩, 陈雪, 张雷, 等. 大口径空间反射镜 Cartwheel 型柔性支撑设计 [J]. 光学学报, 2014, **34**(6): 210-218)

[5] PAROS J M, WEISBORD L. How to design flexure hings [J]. *Mach. Design*, 1965, **37**(27): 151-157

[6] SMITH S T, BADAMI V G, DALE J S, *et al.* Elliptical flexure hinges [J]. *Rev. Sci. Instrum.*, 1997, **68**(3): 1474-1483

[7] LI Yupeng, WANG Zhi, SHA Wei, *et al.* Flexibility calculation and analysis of Bipod reflector support structure [J]. *Opt. Prec. Eng.*, 2018, **26**(7): 136-142 (李钰鹏, 王智, 沙巍, 等. Bipod 反射镜支撑结构的柔度计算及分析 [J]. 光学精密工程, 2018, **26**(7): 136-142)

[8] WANG Xiaoyu, ZHOU Pingwei. Design of rectangular space mirror and its support structure [J]. *J. Changchun Univ. Sci. Technol.*, 2017, **40**(2): 6-9 (王晓宇, 周平伟. 长条形空间反射镜镜体及其支撑结构设计 [J]. 长春理工大学学报: 自然科学版, 2017, **40**(2): 6-9)

[9] ZHANG Lei, KE Shanliang, LI Lin, *et al.* Optimum design of ultra-light mirror series flexible support structure [J]. *Acta Photon. Sin.*, 2018, **47**(1): 35-41 (张雷, 柯善良, 李林, 等. 超轻反射镜串联柔性支撑结构优化设计 [J]. 光子学报, 2018, **47**(1): 35-41)

[10] LI Xing, XU Zhenbang, LI Jingqiu. Design of new flexure hinge support of space reflector subassembly [J]. *Electron. Meas. Technol.*, 2014, **37**(8): 1-6 (李行, 徐振邦, 李静秋. 空间反射镜新型柔性支撑结构设计 [J]. 电子测量技术, 2014, **37**(8): 1-6

[11] JIA Xuezhi, JIN guang, JIA Jiqiang, *et al.* Topology optimization design for main board of lightweight space camera [J]. *Chin. J. Space Sci.*, 2011, **31**(3): 395-400 (贾学志, 金光, 贾继强, 等. 轻型空间相机主承力基板结构拓扑优化设计 [J]. 空间科学学报, 2011, **31**(3): 395-400)

[12] JIA Xuezhi, ZHANG Lei, JIN Guang. Optimum design based on full stress ruler and test for truss of space camera [J]. *Chin. J. Space Sci.*, 2012, **33**(3): 35-40 (贾学志, 张雷, 金光. 空间相机桁架支撑结构满应力优化设计与试验 [J]. 空间科学学报, 2012, **33**(3): 35-40)