

doi:10.3788/gzxb20184701.0122001

超轻反射镜串联柔性支撑结构优化设计

张雷^{1,3}, 柯善良^{1,2}, 李林^{1,2}, 贾学志^{1,3}, 杜一民^{1,2}

(1 中国科学院长春光学精密机械与物理研究所, 长春 130033)

(2 中国科学院大学, 北京 100049)

(3 长光卫星技术有限公司, 长春 130031)

摘 要: 为了保证微型空间相机的超轻反射镜的面形精度和稳定性, 提出一种串联双轴片式柔性支撑结构, 以多工况下超轻反射镜面形为目标, 应用集成优化方法对该支撑结构进行优化设计, 并对优化后的结构进行重力和温度工况下的静力学分析, 各工况下反射镜面形均方根值均在 3.5 nm 以内, 远优于设计指标。对研制的反射镜组件粘接强度进行校核, 并对其动力学性能进行有限元分析和试验验证。结果表明, 柔性支撑结构与反射镜粘接面积为 1 138 mm², 反射镜组件的 X、Y、Z 三向的一阶频率都在 500 Hz 以上。有限元分析结果与试验结果的相对误差均在 6.5% 以内, 验证了有限元分析模型的正确性, 表明该串联双轴片式柔性支撑结构设计合理, 集成优化方法可靠。

关键词: 串联柔性结构; 集成优化; 面形精度; 模态分析; 随机振动

中图分类号: V423.4+3

文献标识码: A

文章编号: 1004-4213(2018)01-0122001-7

Optimum Design of Ultra-light Mirror Series Flexible Support Structure

ZHANG Lei^{1,3}, KE Shan-liang^{1,2}, LI Lin^{1,2}, JIA Xue-zhi^{1,3}, DU Yi-min^{1,2}

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

(2 University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

(3 Chang Guang Satellite Technology Co., LTD, Changchun 130031, China)

Abstract: A series of double-axis flexible support structure is put forward to ensure the surface figure and stability of the miniature space camera ultra-light reflectors. Taking the ultra-light mirror surface under multiple operating conditions as the goal, the integrated optimization method is used to optimize the support structure, and the statics of the optimized structure under the self-weight and temperature conditions are analyzed. The root-mean-square of each condition is within 3.5 nm, which is far better than the design requirement. The adhesive strength of the developed mirror assembly was checked and the dynamic performance was analyzed by finite element method and test. The bonding area of flexible support structure and mirror is 1 138 mm². The basic frequency of the X, Y and Z directions of the mirror assembly is above 500 Hz. The relative error of the test and analysis results is less than 6.5%, which verifies the correctness of the finite element analysis model. At the same time, it shows that the series of double-axis flexible support structure design is reasonable, and the integrated optimization method is reliable.

Key words: Series flexible structure; Integrated optimization; Surface figure; Modal analysis; Random vibration

OCIS Codes: 220.4830; 220.4840; 280.0280; 350.4600; 350.6090

基金项目: 国家重点研发计划(No.2016YFB0500904)资助

第一作者(导师): 张雷(1982—), 男, 副研究员, 博士, 主要研究方向为空间遥感器总体技术。Email: 18686344285@163.com

通讯作者: 柯善良(1993—), 男, 硕士研究生, 主要研究方向为空间相机主支撑结构。Email: 13943029677@163.com

收稿日期: 2017-08-17; 录用日期: 2017-10-10

<http://www.photon.ac.cn>

0 引言

微型空间相机在军事侦查、环境监测、应急救援以及商业信息传递等多个领域担任重要角色.反射镜组件是微型空间相机的核心部件,合理稳定的反射镜柔性支撑结构是保证空间相机成像质量的关键^[1].在超轻反射镜系统中组件的精度与稳定性尤为重要,反射镜的微小变形都会直接影响空间相机的良好成像,为保证反射镜的高面形精度和高稳性,柔性支撑结构的设计是关键技术之一.

近年来,随着微型航天器技术的快速发展,微型传感器的研制逐渐引起了世界各国的关注.微型载荷不仅广泛应用于导航、通信、监测和科研领域^[2].2012年,美国 Planet Labs 发起“鸽群”计划,并在2014年1月发射了第一批业务星座28颗卫星,单颗卫星约重1 kg,目前在轨卫星数目为100多颗,旨在实现每天对全球覆盖^[3].美国 Skybox 卫星公司分别于2013年和2014年发射了 SkySat-1 和 SkySat-2 卫星,实现了对运动目标凝视成像,该公司计划发射24颗卫星.美国的“羊群星座”单颗卫星质量5 kg.近年来的纳型传感器可以做到1 kg以内^[4].国内的哈尔滨工业大学、长春光机所和上海光机所等多个研究团队致力于微小卫星的研制,在航天以及民用商业上得以应用^[5].

国内外对反射镜支撑结构进行了多方面的研究,提出了各种新型柔性支撑结构形式.随着遥感卫星技术的发展,空间相机的轻量化程度越来越高,为了降低光学系统的重量,背部开放式支撑结构越来越多地用于反射镜支撑中.美国詹姆斯·韦伯天文望远镜^[6]、SOAR 望远镜的次镜^[7]、欧洲空间局下一代对地观测卫星、Herschel^[8]全 SiC 望远镜均采用了典型的 Bipod 柔性支撑结构;日本宇宙研发机构研制的800 mm 全 SiC 望远镜光学系统^[9]主镜采用了弹片式柔性支撑结构;日本和欧航局设计的 SPICA 红外太空望远镜^[10]采用了支杆式支撑结构.国内对反射镜的柔性支撑结构也进行了很多研究,中科院李行等^[11]设计了一种底面圆弧形反射镜柔性支撑结构;李海星等^[12]提出了一种由两个正交圆切口单轴柔性铰组成的两轴柔性支撑;周宇翔等^[13]设计了一种背部双脚架式反射镜柔性支撑结构.目前,常用的反射镜柔性支撑结构普遍存在整体尺寸较大、重量较大的问题,此类支撑形式已经无法满足微型空间相机超轻反射镜组件的柔性支撑设计要求,微型载荷反射镜的柔性支撑问题已成为微型载荷研制待突破的关键技术之一.

本文针对某微型遥感空间相机 $\Phi 210$ mm 口径超薄超轻反射镜组件,提出了串联弹片式柔性支撑结构,从材料的选取、方案的确定和结构各尺寸参数优化方面对该反射镜的支撑结构进行了详细设计.对优化后的支撑结构进行了静力学分析,并对研制的反射镜组件的动力学性能进行了有限元分析和振动试验,以验证支撑结构形式和优化设计方法的合理性.

1 柔性支撑结构设计要求

柔性支撑在反射镜系统中起支撑主镜、减小主结构热量与应力传递和保证系统整体稳定性的关键性作用^[4],不仅要求支撑结构具有足够的动态刚度和强度以保证反射镜系统在发射运载过程中不被破坏,而且要求支撑结构具有足够的静态刚度和热尺寸稳定性以保证反射镜系统在轨过程中具有足够的面形和位置精度^[15].寻找这两个矛盾体的平衡点是反射镜支撑结构设计的关键.微型传感器不仅对反射镜系统的精度与稳定性有很高的要求,而且对重量和体积有着很高的限制,反射镜柔性支撑结构需简单紧凑.

本文研究的微型空间相机超轻反射镜系统的有效通光孔径为 $\Phi 210$ mm,内有 $\Phi 62$ mm 的中心孔.设计任务要求反射镜组件的重量不超过 650 g,动态刚度不小于 200 Hz,组件在自重和 5℃ 温升工况下反射镜面形优于 $\lambda/50$ ($\lambda = 632.8$ nm).该反射镜组件由超轻反射镜和柔性支撑组成,其中反射镜设计后质量为 570 g,所留支撑孔孔径仅为 $\Phi 24$ mm,其结构如图1.采用背部开放式三点支撑.因此要求每个支撑结构的重量小于 27 g,且支撑结构能够承受振动的影响,可以减弱主结构中热量和应力的传递,保证组件达到设计所需的面形精度与稳定性要求.

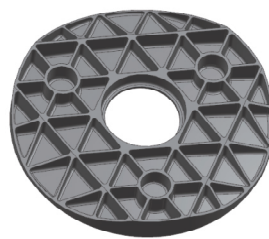


图1 轻量化反射镜模型

Fig.1 Lightweight mirror model

2 支撑形式的选择

2.1 柔性支撑的基本结构

反射镜背部三点支撑的常用方案是在柔性结构与反射镜之间采用中间件锥套过渡,起到连接与轴向定位作用.一般选用膨胀系数随反射镜材料可调的殷钢(4J32)为锥套材料^[16],锥套与反射镜通过光学环氧胶粘接,与柔性结构通过螺钉连接,通过销钉定位.这种支撑方案,在超轻反射镜系统中因镜体超薄,其质心贴近镜面,而存在柔性结构的回转中心离镜体质心平面较远的问题.在检测与装调过程中,当柔性结构的回转中心不在反射镜质心平面上时,反射镜呈悬臂状态,镜面承受弯矩作用,由于反射镜的轴向尺寸远小于径向尺寸,抗弯能力差^[17],在弯矩作用下对反射镜的面形有很大影响,因此常用柔性结构无法满足超轻反射镜柔性支撑的设计要求.本文采用柔性结构与反射镜背部支撑孔直接粘接的方案来解决上述问题,既减小了镜体承受弯矩的大小,又节省了结构空间.柔性结构采用与反射镜材料热膨胀系数相近的殷钢材料制作.

常用柔性结构的原型有两种,一种是在空心刚性桶周向开柔性槽的形式,适用于尺寸较大反射镜的柔性环节中;另一种是在实心刚性体轴向去除材料的形式,适用于径向尺寸小的支撑结构中.目前空间相机的柔性支撑结构多采用第一种形式,这种结构可以根据开槽形式提供多向柔性;轴向去除材料的形式可提供单向柔性,其结构简单紧凑,径向尺寸可以做到很小,适合用于本文设计的反射镜支撑.

2.2 串联双轴柔性支撑结构

片式结构是典型的轴向去除材料的柔性结构.单个片式柔性结构只有一个回转中心,提供一个方向的柔性,为单轴柔性铰链.空间相机反射镜需要释放两个正交方向的镜体应力,因此要求支撑结构具有正交两向的柔性.两个单轴柔性铰链组合使用,可形成双轴柔性铰链,在两个正交方向均具有柔性.本文采用串联双轴柔性结构形式,如图2,柔性方向分别为图中箭头所指方向.

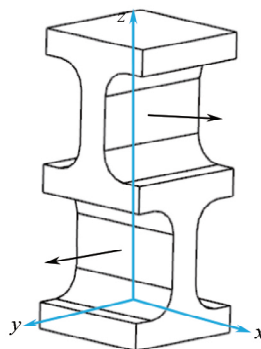


图2 串联双轴柔性结构

Fig.2 Series flexible structure

3 支撑结构集成优化设计

3.1 集成优化方法

通过Isight软件集成建模、分析、面形计算工具于一体,采用多目标优化中的第二代非劣排序遗传算法(NSGA-II)^[18]对串联双轴柔性支撑结构进行优化.该算法的Pareto前进能力强,探索性能优良,通过群体的交叉、变异与合并产生进化,按目标函数将所有个体分成多个依次控制的前沿层,通过评价Pareto优越性来评价个体的优劣.通过集成优化的方法提高了设计的效率,节省了时间,避免了大量的重复操作,更易找到全局最优解.该优化设计的流程如图3.

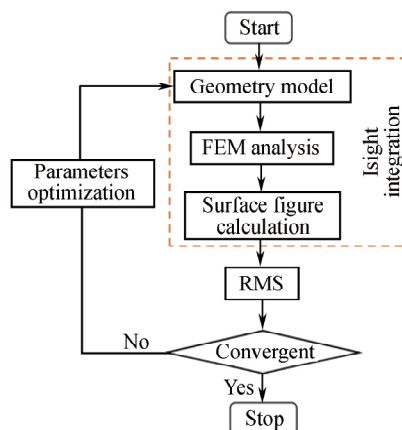


图3 集成优化流程

Fig.3 Flow of integrated optimization

根据本文反射镜组件设计对支撑结构的尺寸要求,结合第2节中对支撑结构方案和形式的分析,建立了柔性支撑结构的初始模型,如图4(a),包括与镜体背部支撑孔直接粘接的粘接环、柔性结构中的柔性片1和2以及与相机主承力结构连接的底座等几部分构成.该初始模型的尺寸参数如图4(b),其中与反射镜连接的粘接环直径 D_z 、与主支撑结构连接的底座直径 D_d 和底座厚度 H_d 为不可变参数;集成优化的边界条件为:粘接环高度 H_z (4~9 mm)、柔性部分厚度 T_L (1~3 mm)、柔性部分宽度 B_L (5~12 mm)、粘接端柔性部分长度 L_1 (2~14 mm)和底座端柔性部分长度 L_2 (2~14 mm).

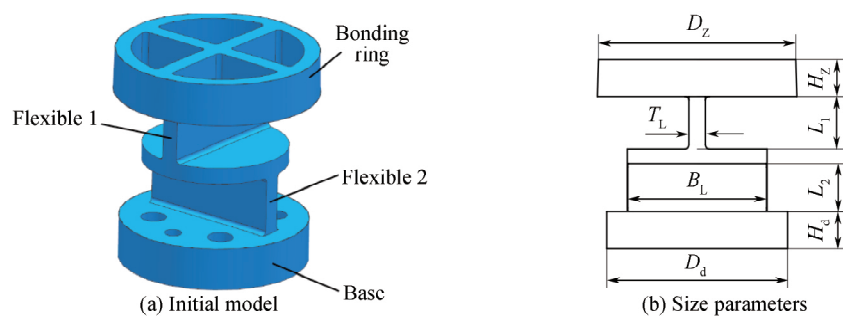


图4 柔性支撑结构初始模型

Fig.4 Initial model of flexible support structure

将3个相同柔性支撑结构与反射镜配套装配形成组件,约束支撑底座与主承力结构连接的12个螺钉孔,以反射镜镜面在X、Y、Z向自重和5℃温升工况下的面形为目标函数,对柔性支撑结构的初始模型进行尺寸参数优化。

3.2 集成优化结果

集成优化的设计变量、取值范围、初始值、优化结果和最终圆整取值如表2。从优化结果可知,柔性支撑片厚度仅有1 mm,为反射镜组件提供了充分的柔性;粘接环端柔性部分长度仅2 mm,远小于底座端柔性部分长度,减小了反射镜受与粘接端柔性平行外力的变形挠度,解决了串联双轴柔性结构挠度较大的问题。

表2 设计变量与优化结果

Table 2 Design variables and optimization results

Variable	Ranges/mm	Initial value/mm	Optimization results/mm	Round value/mm
H_z	[4.0,9.0]	7.0	4.98	5.0
T_L	[1.0,3.0]	2.0	1.02	1.0
B_L	[5.0,12.0]	8.0	8.95	9.0
L_1	[2.0,14.0]	8.0	2.013	2.0
L_2	[2.0,14.0]	8.0	12.48	12.5

根据表2优化结果,结合实际加工工艺,重新建立柔性支撑结构模型,与主镜装配,分别计算反射镜组件在X、Y、Z向自重、5℃温升工况和重力与温度耦合工况下反射镜的面形,结果如表3。

表3 优化后反射镜面形

Table 3 Optimized mirror surface figure

Load case	Grav_X	Grav_Y	Grav_Z	Temp_5	Grav_X and Temp_5	Grav_Y and Temp_5	Grav_Z and Temp_5
PV/nm	12.03	12.66	13.3	10.33	18.29	18.84	8.01
RMS/nm	2.81	2.86	3.18	2.02	3.43	3.49	1.68

由表3可得,优化后反射镜面形精度RMS值均在3.5 nm以内,远远小于设计要求的 $\lambda/50$,该柔性支撑结构可以保证组件在检测和在轨运行过程中的面形精度。

4 支撑结构的性能分析与试验验证

4.1 支撑结构的粘接强度

本文的支撑方案是支撑结构直接与反射镜背部支撑孔粘接,为了保证反射镜组件的整体稳定性需要校核其粘接强度。由Yoder等提出的背部支撑式反射镜最小粘接面积计算公式为

$$S_{\min} = \frac{W\alpha_g f_s}{J}$$

式中, W 为光学元件的重量, α_g 为最恶劣条件下的加速度系数; f_s 为安全系数,一般不小于2; J 为粘接区的抗拉或抗剪强度。

本文设计的反射镜组件重量为635.8 g;加速度系数取200 g;空间相机的运输、发射以及运行环境十分恶劣,因此取安全系数为4;粘接采用光学环氧胶,取抗拉或抗剪强度为10 MPa。计算得该反射镜组件的最小

粘接面积为 499 mm^2 , 实际设计柔性支撑结构与反射镜粘接面积为 $1\,138\text{ mm}^2$, 因此支撑结构与反射镜之间的粘接强度足够。

4.2 组件的动力学特性分析与试验验证

为了验证设计的支撑结构的性能和设计方法的合理性, 对该反射镜组件进行了动力学仿真分析和试验验证。通过有限元软件分别分析组件的约束模态和频率响应。将加工完成的柔性支撑结构[如图 5(a)]与反射镜通过光学环氧胶粘接固化, 固化后的反射镜组件重量为 637 g , 对粘接完成的组件进行随机振动试验。试验现场如图 5(b), 在镜面上贴 3 个传感器检测镜面加速度响应, 在振动工装上贴控制传感器作为输入参考。传感器选用试验设备中重量最小的以减小传感器对试验结果的影响, 单个传感器重量为 11 g , 传感器座重 20 g , 总重 31 g , 镜面上三个传感器总重为 93 g 。

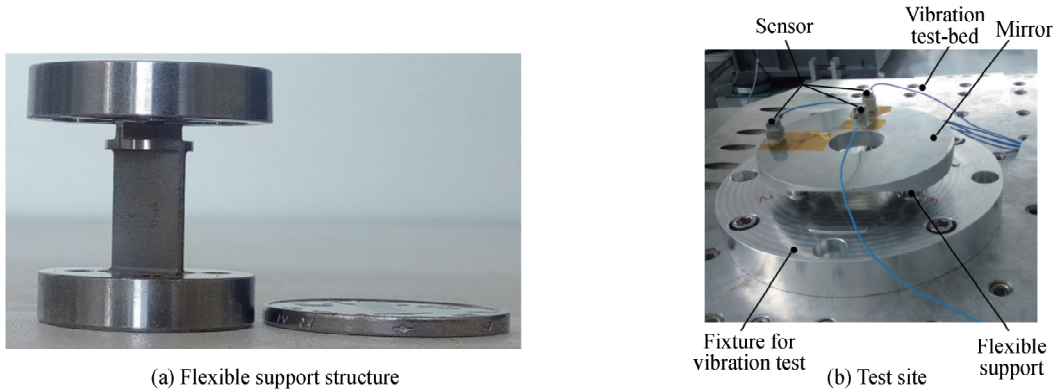


图 5 组件振动试验

Fig.5 Component vibration test

4.2.1 组件的模态响应

为了验证反射镜组件的良好动态刚度, 对反射镜组件的模态进行分析。约束支撑结构与主承力结构连接的 12 处螺钉孔, 分析该组件的约束模态, 并与试验结果进行对比, 如表 4。

表 4 模态响应试验与分析结果

Table 4 Modal response results of test and analysis

Direction	Comparison the results of frequency scanning test with modal analysis		
	Analysis	Test	Relative error
X	573.3 Hz	545.5 Hz	4.85%
Y	575.9 Hz	538.5 Hz	6.49%
Z	1 669.1 Hz	1 572.2 Hz	5.8%

由表 4 可知, 反射镜组件的约束模态响应有限元分析数据与试验数据相对误差均在 6.5% 以内, 在误差允许范围之内, 满足工程要求。反射镜组件的 X 、 Y 、 Z 三向的基本频率都在 500 Hz 以上, 避免了发射与运载过程中共振的发生。

4.2.2 组件的频率响应

为了更好的验证设计的支撑结构的动态力学性能, 分析了反射镜组件在加速度激励下的频率响应。以组件振动工装与振动台连接的螺栓孔作为加速度激励的输入点, 组件随机振动条件如表 5。

表 5 随机振动试验条件

Table 5 Vibration test condition

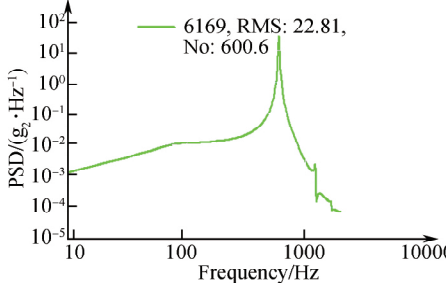
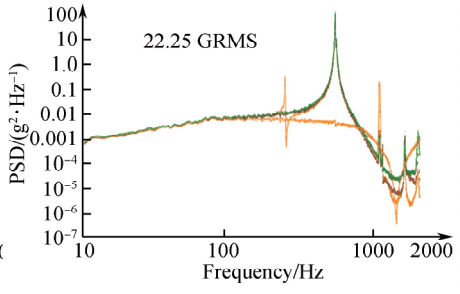
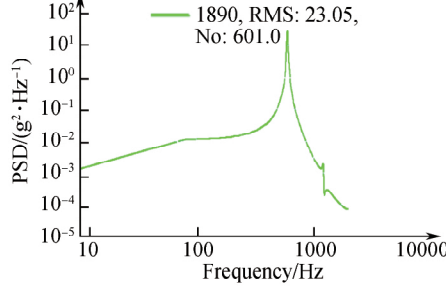
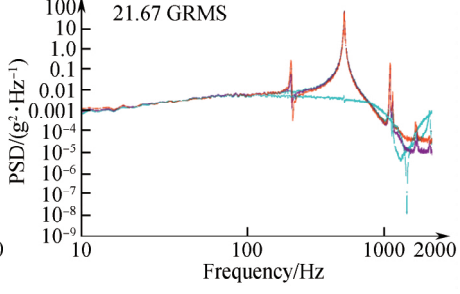
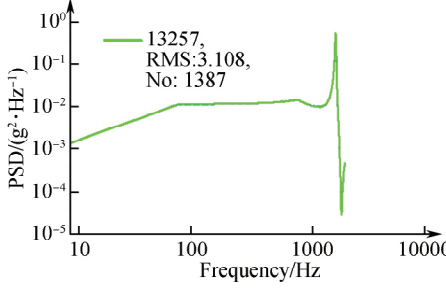
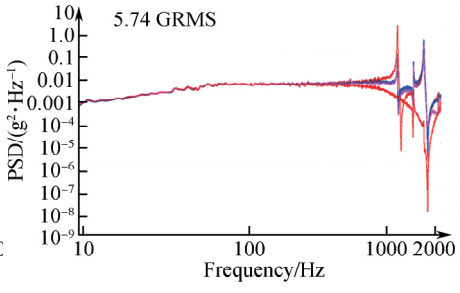
Random vibration input conditions(X, Y, Z)			
Frequency range/Hz	10-80	80-800	800-2 000
PSD/($\text{g}^2 \cdot \text{Hz}^{-1}$)	+3 dB/oct	0.01	-6 dB/oct
GRMS/g		3.56	

按输入条件, 对反射镜组件 X 、 Y 、 Z 三向的加速度激励响应进行了分析, 并通过随机振动试验对有限元分析的准确性进行了验证。试验结果与分析结果对比如表 6。由于本文的超轻反射镜组件重量很轻, 传感器的重量对试验结果有一定的影响, 与振动方向不同的传感器采集的数据在整体峰值前出现了次级峰值, 同时整

体频率响应试验的低频部分符合较好,而高频部分具有一定的误差.低频部分响应较小,额外的重量对结果影响微弱,对高频阶段具有一定影响,本文试验结果中高频有几处峰值,但其能量均很小,对总的均方根值影响不大.试验与计算结果存在相对误差,分析其原因有以下方面:1)零件的加工误差、筋的厚度不均、倒角大小差异、材料内部缺陷等原因会对试验结果造成影响;2)传感器带来的误差,由于该超轻反射镜组件重量轻,传感器的额外重量会对试验结果有一定影响,传感器在 X 向只有一个传感器,因此误差最小, Y 向有两个传感器,误差略大, Z 向 3 个传感器对其均有影响,误差较大;3)组件的拆卸安装带来的误差,在完成 X 、 Y 两向的振动试验后需要将组件拆卸安装到 Z 向振动试验台上,此过程对试验结果有一定影响.由表 6 可知反射镜组件的随机振动加速度响应有限元分析数据与试验数据相对误差均在 6.5% 以内,在误差允许范围之内,反映柔性支撑结构的力学性能良好,在设计要求范围内,证明了本文串联柔性支撑结构设计和方法的合理性.

表 6 频率响应试验与分析数据对比

Table 6 Comparison of the data of random vibration test with analysis

Direction	Comparison of the results of random vibration test with analysis		
	Analysis	Test	Relative error
X			0.25%
Y			5.98%
Z			6.1%

5 结论

针对微型空间相机超轻反射镜组件的柔性支撑设计要求,本文提出了支撑结构直接与反射镜背部支撑孔粘接的支撑方案,设计了一种串联双轴片式柔性支撑结构.通过集成优化方法对该柔性支撑结构进行了尺寸优化,优化结果显示反射镜组件的静力学性能良好,远高于设计要求.对研制的反射镜组件的动力学性能进行了有限元分析和振动试验,验证了设计方案及理论分析的正确性.

参考文献

- [1] WANG Ke-jun, DONG Ji-hong, XUAN Ming, *et al.* Compound support structure for large aperture mirror of space remote sensor[J]. *Editorial Office of Optics and Precision Engineering*, 2016, **24**(7): 1719-1730.
王克军,董吉洪,宣明,等. 空间遥感器大口径反射镜的复合支撑结构[J]. *光学精密工程*, 2016, **24**(7): 1719-1730.
- [2] QIAO Yi, LI Xiao-yu, ZHAO Tian. Analysis on typical military application of small satellite[J]. *Foreign Electronic Measurement Technology*, 2017, **36**(3): 47-50.
乔毅,李晓宇,赵田. 小卫星技术典型军事应用分析[J]. *国外电子测量技术*, 2017, **36**(3): 47-50.
- [3] 方勇. NASA“手机卫星”技术转化为“鸽群”商业卫星项目[J]. *卫星与网络*, 2016(6): 34-35.
- [4] LIN Lai-xing, ZHANG Xiao-ling. Modern small satellites and public space age[J]. *Spacecraft Engineering*, 2015, **24**(3): 75-84.
林来兴,张小琳. 现代小卫星与大众化空间时代[J]. *航天器工程*, 2015, **24**(3): 75-84.
- [5] WEN Xin, ZHANG Xing-wang. Analysis of current developments in the field of modern small satellites[J]. *Journal of Shenyang Aerospace University*, 2013, **30**(5): 33-36.
闻新,张兴旺. 现代小卫星领域的发展现状分析[J]. *沈阳航空航天大学学报*, 2013, **30**(5): 33-36.
- [6] BIRKMAN S M, FERRUIT P, RAWLE T, *et al.* The JWST/NIRSpec instrument: update on status and performances[C]. *International Society for Optics and Photonics*, 2016: 99040B.
- [7] WADDELL P, BECKLIN E E, HAMILTON R T, *et al.* Telescope stray light: early experience with SOFIA[C]. *International Society for Optics and Photonics*, 2016: 99730O.
- [8] DOBOS L, VARGA-VEREBÉLYI E, VERDUGO E, *et al.* The footprint database and web services of the herschel space observatory[J]. *Experimental Astronomy*, 2016, **42**(2): 139-164.
- [9] KANEDA H, NAITOH M, NAKAGAWA T, *et al.* Manufacturing and optical testing of 800 mm lightweight all C/SiC optics[C]. *International Society for Optics and Photonics*, 2013: 88370L.
- [10] CASTEL D, SEIN E, LOPEZ S, *et al.* The 3.2 m all SiC Telescope for SPICA[C]. *International Society for Optics and Photonics*, 2012: 84502P.
- [11] LI Hang, XU Zhen-bang, LI Jing-qiu. Design of new flexure hinge support of space reflector subassembly[J]. *Electronic Measurement Technology*, 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.
- [12] LI Hai-xing, DING Ya-lin, ZHANG Hong-wen. Support system study of rectangular mirror[J]. *Acta Optica Sinica*, 2015, **35**(5): 0523002.
李海星,丁亚林,张洪文. 矩形反射镜结构支撑技术研究[J]. *光学学报*, 2015, **35**(5): 0523002.
- [13] ZHU Yu-xiang, SHEN Xia. Structure design of backside bipod flexure mount for space reflector[J]. *Laser Technology*, 2016, **41**(1): 141-145.
周宇翔,沈霞. 空间反射镜背部双脚架柔性支撑结构设计[J]. *激光技术*, 2016, **41**(1): 141-145.
- [14] BAO Qi-hong, SHA Wei, CHEN Chang-zheng *et al.* Characteristics of rear support in centre for space SiC mirror[J]. *Acta Photonica Sinica*, 2017, **46**(2): 0222003.
包奇红,沙巍,陈长征,等. 空间 SiC 反射镜背部中心支撑特性[J]. *光子学报*, 2016, **46**(2): 0222003.
- [15] HU Jia-ning, DONG Ji-hong, ZHOU Ping-wei. An parametric design of flexure for an optical space remote sensor primary mirror[J]. *Acta Optica Sinica*, 2016, **36**(11): 1128001.
胡佳宁,董吉洪,周平伟. 空间光学遥感器主镜柔性支撑的参数化设计[J]. *光学学报*, 2016, **36**(11): 1128001.
- [16] QIN Cheng-yun, SHA Wei, ZHANG Xing-xiang. Optimization of local space mirror surface shape influence by temperature[J]. *Opto-Electronic Engineering*, 2015, **42**(2): 28-34.
秦承运,沙巍,张星祥,等. 针对温度影响的空间反射镜局部面形优化[J]. *光电工程*, 2015, **42**(2): 28-34.
- [17] JIANG Hao. Research on ultra-light SiC mirrors and support techniques[D]. Changchun: Changchun Institute of Optics, Fine Machines and Physics, Chinese Academy of Science, 2016: 39-46.
江浩. 超轻量化 SiC 反射镜及支撑技术研究[D]. 长春:中国科学院长春光学精密机械与物理研究所, 2016: 39-46.
- [18] 赖宇阳,姜欣,方立桥. Isight 参数优化理论与实例详解[M]. 北京:北京航空航天大学出版社, 2012: 187-194.

Foundation item: The National Key Research and Development Plan of Ministry of Science and Technology(No.2016YFB0500904)