

在轨维修后端模块接口机构的研究

石震, 赵伟国, 李清雅, 张尧禹, 杨立保

引用本文:

石震, 赵伟国, 李清雅, 等. 在轨维修后端模块接口机构的研究[J]. *光学精密工程*, 2020, 28(3): 649–658.

SHI Zhen, ZHAO Wei-guo, LI Qing-ya, et al. Research on interface mechanism of back-end module for on-orbit maintenance[J]. *Optics and Precision Engineering*, 2020, 28(3): 649–658.

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.3788/OPE.20202803.0649>

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

基于在轨更换的光学载荷定位机构研究

Research on positioning mechanism of optical device based on on-orbit replacement

光学精密工程. 2019, 27(10): 2233–2240 <https://doi.org/10.3788/OPE.20192710.2233>

大型空间望远镜次镜调整机构精度分析与测试

Accuracy analysis and testing for secondary mirror adjusting mechanism in large space telescope

光学精密工程. 2019, 27(11): 2374–2383 <https://doi.org/10.3788/OPE.20192711.2374>

大型光学载荷次镜调整机构优化设计及误差分配

Optimization design and error distribution for secondary mirror adjusting mechanism of large optical payload

光学精密工程. 2016, 24(5): 1093–1103 <https://doi.org/10.3788/OPE.20162405.1093>

大口径薄膜相机伸展机构设计与精度测量

Design of deployable mechanism and accuracy measurement for heavy-caliber film camera

光学精密工程. 2017, 25(12z): 103–110 <https://doi.org/10.3788/OPE.20172514.0103>

空间相机均力输出式调焦机构

Focusing mechanism with equal output forces for space camera

光学精密工程. 2016, 24(4): 796–803 <https://doi.org/10.3788/OPE.20162404.0796>

文章编号 1004-924X(2020)03-0649-10

在轨维修后端模块接口机构的研究

石震^{1,2}, 赵伟国¹, 李清雅^{1,2}, 张尧禹¹, 杨立保^{1*}

(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. 中国科学院大学, 北京 100039)

摘要:在轨维修可以大大的延长空间科学仪器的使用寿命, 节省大量的经济成本。为了实现空间望远镜后端模块的在轨操作和更换, 设计了一套与之对应的接口机构, 能够解决在轨快速定位与安装。根据 321 运动学定位准则, 详细介绍了该接口机构的内部组成和工作原理; 然后把该接口机构与后端模块进行组件级有限元仿真, 仿真结果表明一阶模态远高于整机基频可以有效地避免发射时候的共振; 设计了一套平面内的工装来模拟后端模块, 利用等效质量法对整个机构进行重力卸载; 搭建实验平台, 利用激光跟踪仪来测量整个后端模块的重复定位安装精度, 实验数据表明, X, Y, Z 3 个方向的重复平移定位误差分别为 $\pm 5.58 \mu\text{m}$, $\pm 3.24 \mu\text{m}$ 及 $\pm 3.63 \mu\text{m}$, 优于总体指标 $\pm 10 \mu\text{m}$; 热实验结果表明整个机构可以完全释放由于温度变化产生的形变, 具有很高的热稳定性; 使入射光线和靶面的相对位置持续稳定, 保证了较高的成像质量。为其他空间在轨维护装置提供强有力的参考价值。

关键词:在轨维修; 接口机构; 运动学安装; 重复定位精度; 热释放

中图分类号: V476 **文献标识码:** A **doi:** 10.3788/OPE.20202803.0649

Research on interface mechanism of back-end module for on-orbit maintenance

SHI Zhen^{1,2}, ZHAO Wei-guo¹, LI Qing-ya^{1,2}, ZHANG Yao-yu¹, YANG Li-bao^{1*}

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

2. *University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100039, China)*

* *Corresponding author, E-mail: yanglibao228@163.com*

Abstract: On-orbit maintenance can significantly extend the service life of space science instruments, thus reducing economic costs. In order to realize on-orbit operation and replace the back-end module of a space telescope, a set of corresponding interface mechanisms was designed, which can solve the problem of on-orbit rapid positioning and installation. According to the 321 kinematic positioning criteria, the internal composition and working principle of the interface mechanism were introduced in detail. Then, the interface mechanism and back-end module were simulated at the component level. The simulation results show that the first-order mode is much higher than the fundamental frequency of the whole machine, which can prevent resonance when launching. A set of in-plane tooling was designed to simulate the back-end module, and the gravity unloading of the whole mechanism was

收稿日期: 2019-09-11; 修订日期: 2019-11-06.

基金项目: 中国科学院战略性先导科技专项(A类)资助项目(No. XDA17010205)

carried out using the equivalent mass method. A laser tracker was used to measure the repetitive positioning accuracy of the whole back-end module. The experimental data show that the repetitive translation positioning errors of X , Y , Z in three directions are $\pm 5.58 \mu\text{m}$, $\pm 3.24 \mu\text{m}$ and $\pm 3.63 \mu\text{m}$ respectively, which are higher than the overall index of $\pm 10 \mu\text{m}$. The thermal experimental results show that the whole mechanism can completely release the deformation caused by temperature change, and has high thermal stability. The relative position of the incident light and target surface is stable, and the imaging quality is high, which provides a strong reference value for on-orbit maintenance devices in outer space.

Key words: on-orbit maintenance; interface mechanism; kinematic installation; repeated positioning accuracy; heat release

1 引言

空间望远镜与其他航天器必须共同面临和解决在恶劣的外太空环境下复杂的航天器会出现怕各种各样的问题。而航天器本体或有效载荷因出现故障、携带的能源或能量不足、技术落后和设计功能的缺陷而不能满足当前任务,这些问题轻则造成航天器功能的下降,重则瘫痪整个航天器,导致航天器在其服务寿命内就会因为不能满足任务要求而遭到废弃,造成巨大的浪费。在轨维护可以有效地解决这个难题^[1],大大延长空间科学仪器的使用寿命。

国际上在轨维护已经全面展开,早在 1973 年美国进行的天空实验室(Skylab)的修复是人类参与的第一次在轨维护;而在 1984 年的美国太阳峰年卫星(SMM)的在轨捕获,使机械臂在空间在轨操作中大放异彩^[2];现在已经退役的和平号空间站(Mir)在轨服务期间前后有超过 100 位宇航员参与其在轨维修和升级,使其超长地完成服役期限^[3];1990 年发射的哈勃空间望远镜(HST)成功运用在轨操作和修复使它的寿命一直沿用至今,创造的经济效益远超初始设计的 10 倍之多^[4];之前我国设计的空间仪器很少涉及在轨操作,大部分都是寿命一次性,如北京空间机电研究所的范斌等研究的高分五号卫星^[5],长光卫星张雷等设计的某型号微纳空间遥感相机^[6],长春光机所王智等研究的空间望远镜^[7]。

我国在 2008 年发射了神州 7 号飞船,宇航员首次成功进行了舱外活动,这是我国航天史上的一个新的里程碑,同时也意味着我国的航天器有人在轨服务技术有了初步的基础。2016 年我国

成功发射了天宫二号,其中三大使命之一就是在轨维修技术试验。

本文以空间望镜后端模块在轨维修为研究对象,参照运动学原理,详细设计了一套能够满足其在轨快速拆卸和安装的接口机构。对该机构的基频和 1g 重力安装进行有限元仿真验证。同时为了验证该接口机构在轨的可操作性,对模块进行重力卸载,模拟了空间微重力环境,对模块进行多次重复安装。并对其进行重复定位精度测量和热应力释放各项试验验证,试验数据表明满足指标要求。

2 运动学定位原理

2.1 自由度计算

接口结构的主要任务是保证后端模块和主光机之间的正确安装,后端模块和主光机之间不能存在约束不足、过约束等问题。在后端模块正确定位的基础上再进一步设计满足支撑结构的各项技术指标,包括重复定位精度和热适应性要求。空间自由度计算公式为:

$$f=6(n-p-1)-p_i, \quad (1)$$

式中: n 为构件数目, p 支撑组件的数目, p_i 为支撑组件约束的自由度总数。如图 1 所示该接口机构采用 3 点支撑,支撑 A 限制了后端模块在空间 3 个平动,释放了空间 3 个旋转自由度。支撑 B 限制了后端模块的 y 和 z 向的平动,释放了其他 4 个自由度。支撑 A 和 B 共同限制后端模块绕 x 和 z 方向的转动。支撑 C 限制了后端模块 z 方向的平动,释放其它的 5 个自由度,ABC 三点共同作用限制了后端模块绕 y 轴的转动。其中 ABC 三点支撑分别约束了 3 个、2 个、1 个自由度,因此

这种支撑简称 321 定位形式。在这种支撑结构中,构件一共有 5 个,支撑组件 3 个,组件约束的自由度一共为 6 个,带入公式(1)得 f 为 0,321 支撑共同实现了后端模块的静定支撑^[8]。

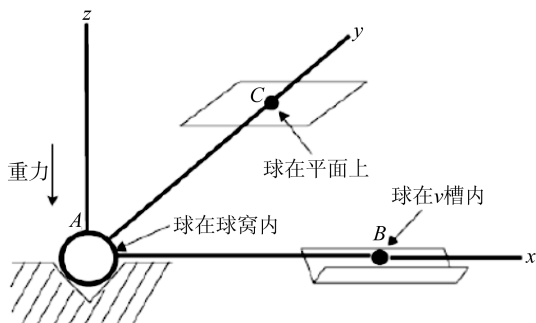


图 1 定位示意图

Fig. 1 Schematic diagram of location

2.2 热应力释放设计原理

后端模块在太空环境工作时,工作温度和非工作温度变化大,引起的热应力和热变形通过支撑结构传递到望远镜上会导致光学系统误差增大,成像质量下降,所以接口结构设计时必须要考虑热应力释放问题。目前空间光学载荷可以分为刚性连接、柔性连接和运动学连接三种方式^[9-10]。刚性连接是最简单、最直接的一种连接方式,当外界环境发生巨大温度变化时虽然可以保持很强的刚度但是它不能释放自身热应力,热稳定性差,影响最终的成像质量;柔性连接一般是铰链连接,它以牺牲自身刚度为前提,释放有限的热应力,由于存在过约束,使支撑机构的刚度较低;运动学连接的思想来自于多自由度机器人,通过解除变形方向的自由度约束可以很好地释放热应力且能保持较高的刚度。

当温度发生变化时,其中在三点锁定支撑中,若三点被完全限制,则刚体会发生整体变形如图 2,三个锁紧点会发生不可控变化,而当采用运动学原理进行结构设计后如图 3 所示,只有 A 点被完全限制,则刚体会沿 BC 轴向发生均匀变形, B 点沿轴向运动, C 点在 xy 面上运动但刚体的径向方向并没有发生变化,入射光线与靶面的相对位置不变,也就是说刚体轴向方向的变形不会对后端模块的靶面起干扰作用,温度引起的热应力和热变形通过 321 支撑结构的平移运动进行了释放。该接口结构原理设计简单,可靠性高,适用于

高低温变化剧烈的后端模块安装,使整机在轨能够正常工作。

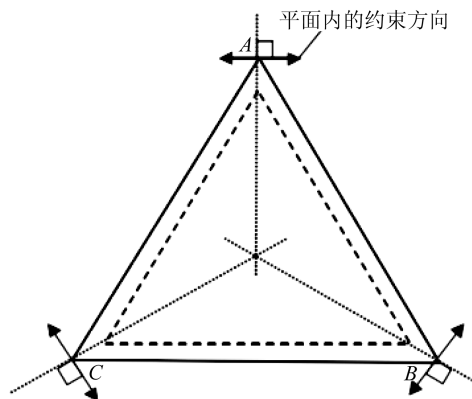


图 2 三点被完全限制后的变形

Fig. 2 Deformation after three points limited completely

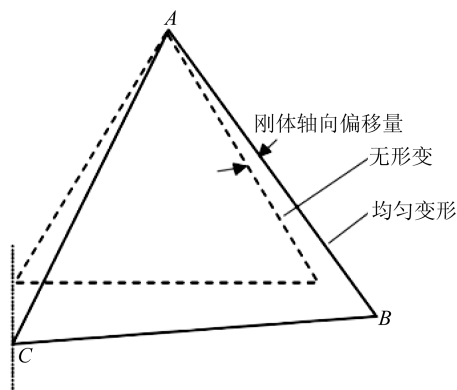


图 3 采用运动学原理进行的结构设计

Fig. 3 Structural design using Kinematics principle

2.3 安装接口的空间布局

ABC 三点均采用两端安装方式,一端安装于主光机上即不可拆卸固定端,一端安装在后端模块上即可拆卸随动端,采用整体分离方式。当后端模块推入主光机之后,通过 ABC 三点的完全定位实现后端模块在主光机之内的完全固定。为了保证焦平面的稳定性,安装面 ABC 必须保证在同一个平面内,即于入射光线垂直的平面。A 点和 B 点由于在操作模块前需要宇航员先完成解锁操作,所以位置靠近宇航员的操作界面, C 点不需要宇航员单独操作位于离操作界面的最远端。且在安装过程后,使模块相对主光机的位置保持长时间的稳定性,ABC 构成三角形的中心需与整个模块的重心重合,如图 4 所示。

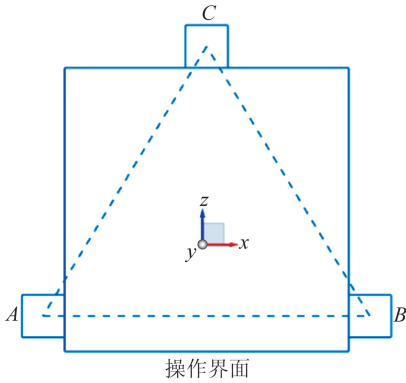


图 4 接口的空间布局

Fig. 4 Spatial layout of interfaces

3 接口的结构设计

3.1 A 点接口机构设计

A 点机构形式采用典型的球头-球窝结构,这种结构的特点是限制球在球窝内三维平动自由度而释放各向的转动自由度,并集成电驱锁紧机构形成 A 点定位锁定点。A 点机构由定位球、球窝组件、操作杆、锁定机构和 L 板等组成。具体模型如图 5 所示,其中 L 板与后端模块相连,球窝组件与主光机相连。

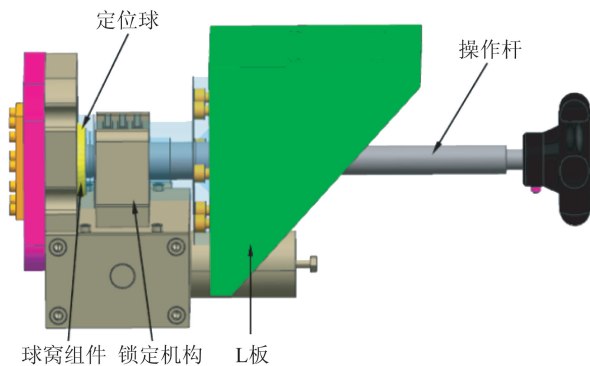


图 5 A 点结构图

Fig. 5 Structure of point A mechanism

如图 5 所示 A 点的连接可通过操作杆螺纹的旋进旋出实现紧固和分离,其中球窝组件由球窝底座和球组成,同时球在球窝内仅可自由转动而不能脱出。为了使螺杆能够准确导入球窝,特意在螺杆前端球头和螺纹之间设置一小段光杆方便导入。当欲将球头和球窝两部分固连时,可通

过操作杆将 L 板连接的球窝与球紧密贴合形成封闭球头-球窝结构,从而在 A 点实现球在球窝内三维平动自由度被限制而各向转动自由度被释放的目的。对于 A 点 3 个旋转自由度并不是完全放开,通过调整球头压板与球座的间隙,使其间隙在 0.02 mm,则实现 A 点转角限制在 $\pm 0.5^\circ$ 范围内。

3.2 B 点接口机构设计

B 点机构原理是典型的轴-孔结构,实现二维平动自由度的限制而释放一维平动和一维转动自由度。其中轴的插拔采用了齿轮齿条结构实现了轴的横向移动,最终在后端模块固定时实现横向锁紧功能。B 点机构包括定位轴套、定位轴、定位孔座、消间隙组件、锁定机构、操作杆等。如图 6 所示:其中定位轴套与后端模块相连,定位孔座与主光机相连。因为在重力安装条件下 B 点在和 A 点组合起到承载重力的作用,因此其对接过程需克服重力,而固连阶段有位置保持的要求,所以在 B 点前端设有消间隙组件。

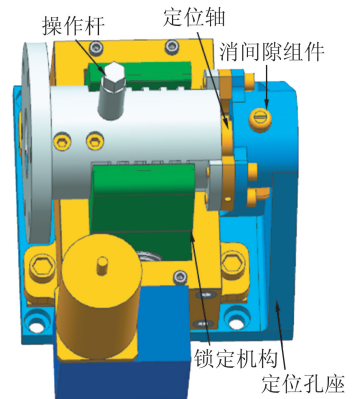


图 6 B 点结构图

Fig. 6 Structure of point B mechanism

由于 B 点的设计是横向安装,在这个方向上主光机和后端模块所给的空间有限,因此在设计 B 点结构时要求总长度小于 110 mm。由于 A 点的旋转自由度摆动范围只有 $\pm 0.5^\circ$,所以在 B 点插入前会沿着 AB 轴线有上下摆动(图 7),图 8 是 B 点前端没有锁紧之前的位置,图 9 是 B 点前端锁紧之后的位置,图 10 是 B 点前端的形状及各个参数。

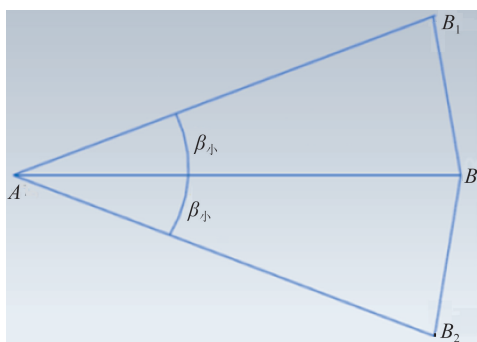


图 7 B 点极限转角
Fig. 7 B Point limit corner

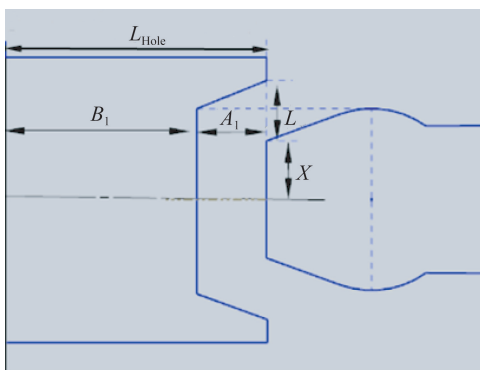


图 8 B 点解锁位置
Fig. 8 B Point unlock position

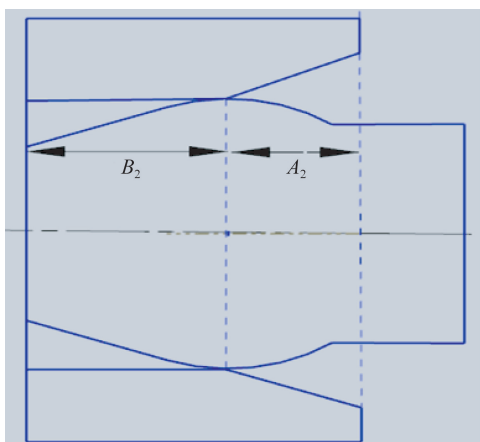


图 9 B 点锁紧位置
Fig. 9 B Point lock position

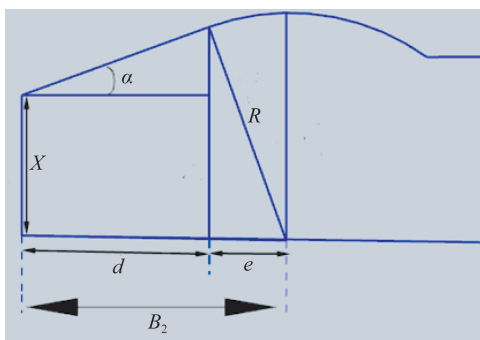


图 10 B 点前端参数
Fig. 10 B Point front-end parameters

$$L_B = L_1 + 3L_{Hole}, \quad (2)$$

式中: L_B 为 B 点的总长度, L_1 代表不变量 53 mm, 所以 L_B 的大小由 L_{Hole} 来决定。

$$\beta_{small} = \min\{0.5, \beta\}. \quad (3)$$

模块在 A 点到位之后会以 A 为中心旋转, 本身 A 点的自身转角最大为 0.5° , 但是模块在导轨的作用下转角会有限制, 定义为 β , 此时 B 点的极限转角取两个较小的一个。模块在导轨约束下的最大位移为 0.4 mm, 导轨一侧最远端到 A 点的距离为 1 000 mm, 可以得到 A 点在导轨的约束下的最大转角为

$$\beta = \arctan(0.4/1\,000).$$

B 点前端移动量:

$$L = L_{AB} \tan \beta_{small}, \quad (4)$$

$$L_{Hole} = A_1 + B_1 (A_1 = A_2, B_1 = B_2), \quad (5)$$

$$\begin{cases} A_1 = \frac{X + L - R}{\tan \alpha} \\ B_2 = d + e \\ e = R \sin \alpha \\ d = \frac{R \cos \alpha - X}{\tan \alpha} \end{cases}, \quad (6)$$

$$L_{Hole} = \frac{4.5}{\tan \alpha} + R \left(\sin \alpha - \frac{1 - \cos \alpha}{\tan \alpha} \right). \quad (7)$$

孔长只和倒角 α 和轴的半径 R 有关系, 取 α 角为 15° , 带入公式(5)中有 $L_{Hole} = 17.1 + 0.131\,6R$, 对于半径 R 通过分析可以确定式(6)~式(8)都满足 $A = A_1 = A_2, B = B_1 = B_2$ 。

为了使倒角有一定的接触长度要求 $B_2 > 10, A_2 > 6$ 。

$$\begin{cases} B = R \sin \alpha + \frac{R \cos \alpha - X}{\tan \alpha} > 10 \\ A = \frac{X + 4.5 - R}{\tan \alpha} > 6 \end{cases}. \quad (8)$$

可以求解出不同 R 下对应的 X 的取值的范围:

- $R = 8.0, 5.1 < X < 5.6,$
- $R = 7.5, 5.1 < X < 5.6,$
- $R = 7.0, 5.1 < X < 5.6,$
- $R = 6.5, 5.1 < X < 5.6,$
- $R = 6.0, 5.1 < X < 5.6.$

选取轴和孔的半径为 8, 给出表 1 以下数据。

表 1 B 点参数

Tab. 1 B point-parameters (mm)

R	X	A	d	e	B	L_{Hole}
8	5.5	7.6	8.5	2	10.5	18.1

3.3 C 点接口机构设计

C 点机构采用的是典型的键-槽结构,作用是限定单向的自由度,同样集成了电驱锁定的机构。C 点机构由定位轴、定位孔、消间隙组件及锁定机构等组成,如图 11 所示。

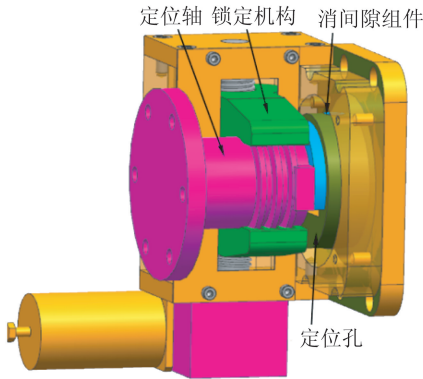


图 11 C 点结构图

Fig. 11 Structure of point C mechanism

4 有限元分析

4.1 模态分析

以后端模块基频指标 120 Hz 为指导,对于后

端模块给定杆系组合模拟。其中模块包络尺寸为 1 100 mm×850 mm×340 mm,重 75 kg,材料为 Q235。分析时对三维模型进行了简化,形成了在轨维修接口模样件的有限元模型。ABC 接口组件选用 9Cr18,并将 ABC 结构中复杂的非承力部分以简单结构代替,并通过 MPC 连接形式表示相互连接关系和自由度释放,有限元模型主要采用杆单元、五面体单元、六面体单元进行划分,整个组件的有限元模型中共有 12 463 个单元,对接口 ABC 与主光机连接面进行约束,有限元模型如图 12 所示。结果表明一阶频率为 105 Hz,远高于空间望远镜整体基频 30 Hz,可以很好地避免与整体共振。

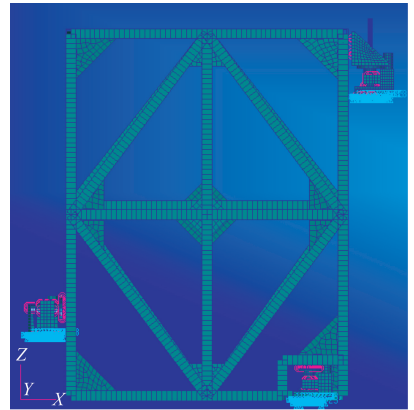


图 12 有限元模型

Fig. 12 Finite element model

表 2 结构材料各项性能指标

Tab. 2 Mechanical properties of structural materials index

Material	Code	$\rho \times 10^{-9} t/mm^3$	E/MPa	$\alpha \times 10^{-6} / ^\circ C$	σ_b/MPa	μ
Stainless steel	9Cr18	7.7	200 000	10.5	845.74	0.3
Carbon Structural Steel	Q235	7.85	208 000	12.1	370~500	0.26

表 3 前 3 阶固有频率以及各阶模态的质量参与因子

Tab. 3 First three natural frequencies and mass participation factors of each mode

阶数	频率/Hz	x 平移	y 平移	z 平移	x 旋转	y 旋转	z 旋转
1	104.96	7.83E-01	3.24E-04	4.73E-03	7.64E-04	6.32E-01	7.11E-01
2	117.21	3.72E-02	7.21E-01	3.24E-04	5.72E-01	4.23E-03	7.82E-04
3	136.32	2.77E-04	2.75E-03	2.20E-03	5.32E-03	6.73E-04	1.85E-01

4.2 静力学分析

1g 重力验证:由于组件在装调的过程中完全是在地表进行,此时承受自身重力的作用,而光学载荷入轨之后,处于失重状态,重力被完全卸载,就造成了天地环境载荷不一样的使用状态,为了更好地验证在轨操作可行性,验证地表装调之后不影响在轨状态,使其必须在材料弹性变化范围之内。增加与模块安装的主光机模型,同样也是使用 Q235 的杆系结构,模型尺寸为 1 500 mm×1 290 mm×440 mm,主光机自身质量为 95 kg。对模型施加 1g 重力,边界条件为安装状态时主光机底部进行约束。有限元分析结果显示在解锁状态最大位移是 1.16E-2 mm,应力为 11.7 MPa;在锁紧状态最大位移是 8.16E-3 mm,应力为 8.12 MPa;远小于材料的屈服强度,验证了地面装配调试环境不会影响在轨性能,使整体结构在轨释放 1g 重力之后完全恢复如初。

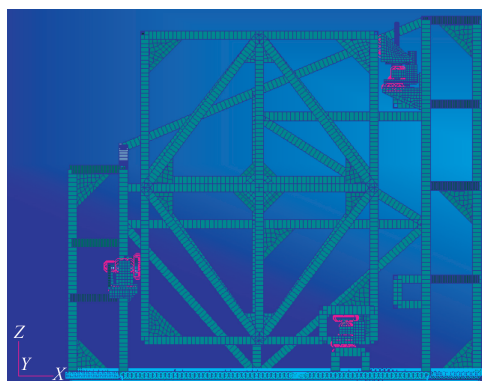


图 13 静力有限元模型

Fig. 13 Finite element model of statics

5 试验验证

5.1 重力卸载

为了验证在轨维修接口机构的可行性,加工平面工装试验件,对其进行重力卸载。可以通过两种方式验证:一种是通过气浮吊具,对装置进行重力卸载,一种是通过配重块对装置进行重力卸载^[11],来模拟在轨操作的可行性。本实验采用第二种方式利用与模块等重的铅块及定滑轮,将定滑轮安装在悬吊框架上,吊丝穿过定滑轮,一端连接光学载荷模块,一端吊起铅块实现光学载荷模块的重力卸载。在轨维修可行性试验装置总体实物如图 14 所示。

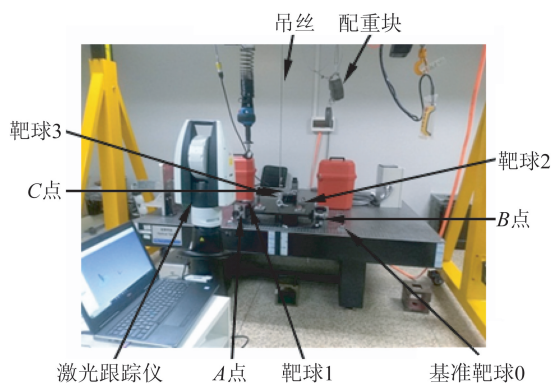


图 14 试验现场

Fig. 14 Laboratory scene

5.2 重复定位精度验证

为了保证模块在轨维修过程中能够快速准确地安装,需要对整个模块进行多次安装与插拔,验证安装前后各点的变化量。实验采用激光跟踪仪对空间上的 4 个靶球的位置进行测量,精度为 0.001 mm,最终获得模块上最具特征的 3 个点的位移。如图 14 所示,选取安装平台上不动靶球 0 作为基准点,模块上分别在紧靠接口的位置装有动靶球 123,1 靶球靠近 A 点,代表模块 A 点的变动量;2 靶球和 3 靶球分别靠近 BC 两点,各自代表模块最远端的变动量。对模块进行反复插拔安装,测量 4 个靶球点的安装前后位置的变化量,即为整个模块最大的位移量。处理得出模块在 3 个方向的最大位移量如表 4 所示,根据格罗布斯准则^[12],所测得的数据中不含粗大误差。

表 4 3 个方向的试验位移

Tab. 4 Experimental displacement in three directions

(mm)

Number	X 位移	Y 位移	Z 位移
1	0.016	0.009	0.008
2	0.014	0.008	0.008
3	0.017	0.008	0.010
4	0.019	0.009	0.007
5	0.019	0.007	0.006
6	0.020	0.011	0.008
7	0.015	0.008	0.010
8	0.016	0.009	0.009
9	0.014	0.007	0.007
10	0.018	0.008	0.008
11	0.017	0.010	0.009
12	0.015	0.009	0.010
13	0.017	0.008	0.009

重复定位精度:

$$\sigma = 3S, \quad (9)$$

其中标准差 S 为:

$$S = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (x_i)^2}{n-1}}, \quad (10)$$

式中: x_i 是位移残差, n 是测量次数把表 4 中的数据带入公式 9 和 10 可知 x 方向的平移误差为 $3S_x = \pm 5.58 \mu\text{m}$, y 方向的平移误差 $3S_y = \pm 3.24 \mu\text{m}$, z 方向的平移误差为 $3S_z = \pm 3.63 \mu\text{m}$, 优于总体指标 $\pm 10 \mu\text{m}$ 。

5.3 热应力释放验证:

在轨仪器最大的问题就是能适应空间高低温的变化,能更好地释放热应力和热变形。铝合金(LC9)对热变形有很高的敏感性,为模块安装板的最佳选择。其热胀系数 α 为 $23.6 \times 10^{-6}/^\circ\text{C}$ 。为了使加热连续,在模块上表面均匀粘贴 8 块大小相同的加热片。模块 ABC 三点支撑的 B 点释放了 x 方向的平动, C 点释放了 x 和 y 方向的平动。在 B 点和 C 点同时分别放置两个千分表,千分表的测量精度为 0.001 mm , 表 1 为测量 B 点轴端的位置变化,测量沿轴向即坐标轴 x 方向的变化量;表 2 为测量 B 点安装面的变化量;表 3 为测量 C 点轴向即坐标轴 y 方向的变化量;表 4 为测量 C 点安装面的变化量。实验时的室温是 22°C ,对模块进行恒温加热并记录各个千分表的变化量,通过多次测量,获取表 1 和表 3 在各个温度下的平均值。在大量反复加热的过程中千分表 2 和千分表 4 的变化量介于 0 和 0.001 之间,认为模块的安装面没有变化。

表 5 热试验结果

Tab. 5 Thermal experiment results (mm)

$T/^\circ\text{C}$	表 1 平均值	表 3 平均值
25	0.034	0.035
28	0.068	0.068
31	0.106	0.107
34	0.142	0.141
37	0.180	0.181
40	0.221	0.220
43	0.250	0.249

根据 321 热释放原理可知,模块以 A 点为不动点, B, C 沿各自轴向进行热应力释放。B, C 两点的位移量变化量:

$$\Delta L = \alpha l (\nabla t), \quad (11)$$

其中: l_{BA} , l_{CA} 分别代表 B 点相对于 A 点在 x 方向的距离 500 mm, 和 C 点相对于 A 点在 y 方向的距离 500 mm, 带入公式可得 B, C 两点有共同的理论热位移:

$$\Delta L = 0.0118t - 0.2596. \quad (12)$$

通过最小二乘法获得 B 点和 C 点的拟合直线:

$$\begin{cases} \Delta L_B = 0.0122t - 0.2731 \\ \Delta L_C = 0.0121t - 0.2699 \end{cases}. \quad (13)$$

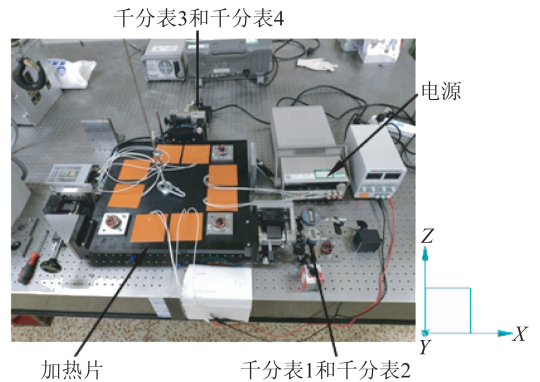


图 15 热测试现场

Fig. 15 Thermal experiment scene

分别与理论公式进行比较:

$$\begin{cases} \delta_1 = \frac{\Delta k_B}{k} = \frac{0.0122 - 0.0118}{0.0118} = 3.4\% \\ \delta_2 = \frac{\Delta k_C}{k} = \frac{0.0121 - 0.0118}{0.0118} = 2.5\% \\ \delta_3 = \frac{\Delta b_B}{b} = \frac{0.2731 - 0.2596}{0.2596} = 5.3\% \\ \delta_4 = \frac{\Delta b_C}{b} = \frac{0.2699 - 0.2596}{0.2596} = 3.9\% \end{cases},$$

其中: δ_1 为 B 点斜率相对理论斜率的变化率 3.4%, δ_2 为 C 点斜率相对理论斜率的变化率 2.5%, δ_3 为 B 点截距相对理论截距的变化率 5.3%, δ_4 为 C 点截距相对理论截距的变化率 3.9%; 测试数据表明与理论误差率小于 6%。

说明此接口机构可以很好地释放热应力,保证了焦平面的稳定性。

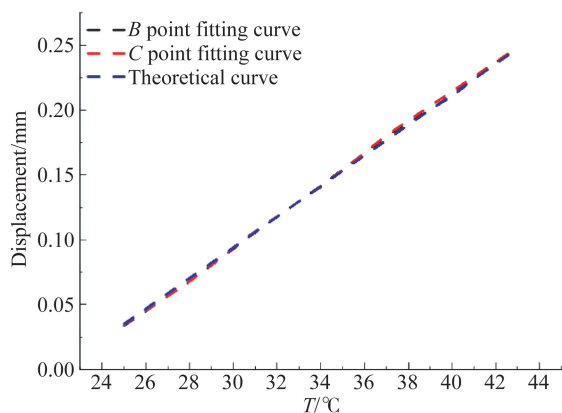


图 16 温度位移曲线

Fig. 16 Temperature-displacement curve

6 结 论

本文以空间望镜在轨维修为研究对象,参照运动学原理,详细设计了一套能够满足其在轨快速拆卸和安装的接口机构。对该机构的基频和1g重力安装进行有限元仿真验证;后端模块基频远高于整体基频30 Hz,有效地避免了共振,证明刚度分布合理;同时为了验证该接口机构在轨的可操作性,模拟了空间微重力环境,对该机构进行多次重复安装并对其进行重复定位精度进行核算,试验数据显示3个方向的重复定位误差均优于指标 $\pm 10 \mu\text{m}$;热应力释放与理论值相对变化率优于6%;可以作为空间在轨维修接口应用,为其他在轨维修空间科学仪器提供理论参考。

参考文献:

- [1] 李岩,党常平.空间在轨服务技术进展[J].兵工自动化,2012,31(5):79-82.
- LI Y, DANG CH P. The development of orbital servicing technology in space[J]. *Ordnance Industry Automation*, 2012, 31(5): 79-82. (in Chinese)
- [2] MCCULAR B. Solar maximum repair mission[J]. *Optical Plat forms*, 1984, 493(6): 73-78.
- [3] 刘登锐.和平号空间站飞行始末[J].国际太空,1999(12):11-16.
- LIU D R. The whole flight of Mir Space Station[J]. *Space Internation*, 1999(12): 11-16. (in Chinese)
- [4] RIESS A, MACRI L, CASERTANO S, et al.. Ared-etermination of the Hubble constant with the Hubble space telescope from a differential distance ladder[J]. *The Astrophysical Journal*, 2009, 699(1): 539-543.
- [5] 范斌,陈旭,李碧,等.高分五号卫星光学遥感载荷的技术创新[J].红外与激光工程,2017,46(1):01020021-01020027.
- FAN B, CHEN X, LI B, et al.. Technical innovation of optical remote sensing payloads onboard GF-5 satellite[J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2017, 46(1):01020021-01020027. (in Chinese)
- [6] 王泰雷,张雷,贾学志,等.微纳遥感相机一体式超轻主支撑结构优化设计[J].光学学报,2019,39(7):07280091-07280092.

- WANG T L, ZHANG L, JIA X ZH, et al.. Optimized design of integrated Ultra-light main supporting structure for micronano remote sensing camera[J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2019, 39(7):07280091-07280092. (in Chinese)
- [7] 李钰鹏,王智,沙巍,等.空间引力波望远镜主镜组件的结构设计[J].红外与激光工程,2018,47(8):01020021-01020027.
- LI Y P, WANG ZH, SHA W, et al.. Structural design of primary mirror subassembly for spatial gravitational wave telescope[J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2018, 47(8): 01020021-01020027. (in Chinese)
- [8] 王维,董吉洪,孟庆宇.火星探测可见光遥感相机的发展现状与趋势[J].中国光学,2014,7(2):208-214.
- WANG W, DONG J H, MENG Q Y. Current status and developing tendency of visible spectral remote sensing camera for mars observation[J]. *Chinese Optics*, 2014, 7(2): 208-214. (in Chinese)
- [9] 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.
- WANG K J, DONG J H, XUAN M, et al.. Compound support structure for large aperture mirror of space remote sensor[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2016, 24(7):1719-1730. (in Chinese)
- [10] 李钰鹏,王智,沙巍,等. Bipod 反射镜支撑结构的

柔度计算与分析 [J]. 光学 精密工程, 2018, 26(7): 1691-1697.

LI Y P, WANG ZH, SHA W, *et al.*. Flexibility calculation and analysis of Bipod reflector support structure [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2018, 26(7): 1691-1697. (in Chinese)

- [11] 何煦, 杨雪, 李颐, 等. 大口径空间望远镜重力卸载点布局优化方法 [J]. 光学 精密工程, 2018, 26(11): 2764-2777.

HE X, YANG X, LI Y, *et al.*. Gravity compensation optimization algorithm for large aperture spatial optical telescope [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2018, 26(11): 2764-2777. (in Chinese)

- [12] 费业泰, 陈晓怀. 误差理论与数据处理 [M]. 合肥: 机械工业出版社, 2015.

FEI Y T, CHEN X H. *Error theory and Data Processing* [M]. Hefei: China Machine Press, 2015. (in Chinese)

作者简介:



石震(1992-),男,山东德州人,博士研究生,主要从事在轨维护及航天器结构设计方面的研究。E-mail: 15340844725@qq.com

导师简介:



张尧禹(1973-),男,吉林吉林人,博士研究生,主要从事光电跟踪及瞄准方面的研究。E-mail: zhangyaoyu2013@sina.com

通讯作者:



杨立保(1972-),男,河北唐山人,博士研究生,主要从事光学仪器总体设计方面研究以及空间光学载荷在轨维护技术的研究。E-mail: yanglibao228@163.com