

文章编号 1004-924X(2019)10-2233-08

## 基于在轨更换的光学载荷定位机构研究

李清雅<sup>1,2</sup>, 赵伟国<sup>1</sup>, 石震<sup>1,2</sup>, 王严<sup>1</sup>, 刘震宇<sup>1</sup>, 杨立保<sup>1\*</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. 中国科学院大学, 北京 100039)

**摘要:**为了实现空间望远镜大型光学载荷的在轨更换,设计了一种能够在轨快速拆装的定位机构,并针对其核心问题即在轨重复定位精度进行了研究。首先,选定了一种能够避免热应力的运动学定位方式。在此基础上设计了定位机构,并根据刚体的微小角位移是矢量并符合矢量合成法则的原则,利用角位移矢量合成的方法推导出了光学载荷的转角数学模型;然后,设计杆系结构模拟了光学载荷及其框架,同时为了模拟光学载荷在轨拆装的微重力环境,利用微重力模拟的常用方法悬吊法设计了悬吊装置,以实现光学载荷模块的重力卸载;最后,搭建了试验检测环境,对光学载荷模块进行重复拆装试验,利用经纬仪及数显千分表进行检测,并处理试验结果得到了重复定位误差值。结果表明,光学载荷模块的重复安装转角误差最大为 $\pm 28.8''$ ,平移误差最大为 $\pm 0.057$  mm。本文研究能够为在轨可更换载荷定位机构的设计提供参考,具有理论意义和应用价值。

**关键词:**空间望远镜;大型光学载荷;在轨更换;定位机构;接口试验装置;重复定位精度

**中图分类号:** V476 **文献标识码:** A **doi:** 10.3788/OPE.20192710.2233

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

LI Qing-ya<sup>1,2</sup>, ZHAO Wei-guo<sup>1</sup>, SHI Zhen<sup>1,2</sup>, WANG Yan<sup>1</sup>, LIU Zhen-yu<sup>1</sup>, YANG Li-bao<sup>1\*</sup>

(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:** A kind of positioning mechanism that ensured large optical device could be replaced quickly was designed in order to realize the on-orbit replacement of a large optical device, and the accuracy of the re-orientation of the device was studied as the key issue of on-orbit replacement. Firstly, a kinematic positioning method that can prevent thermal stress was studied. On the basis of this method, the positioning mechanism was designed. And according to the principle that the microrotation angles of the rigid body are vectors and meets the vector synthesis rule, the mathematical model of the rotation angle of the optical device was derived by the method of synthesizing angular displacement vectors. Then, the beam structure simulating the optical device and frame was designed, simultaneously suspending device was designed based on the common sling

收稿日期:2019-03-13;修订日期:2019-04-15.

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)

suspension method of unloading gravity to imitate the replacement of the device on-orbit in microgravity. Finally, the experimental environment was set up, and the optical device module was repeatedly inserted and taken out of the frame to measure the re-orientation accuracy by theodolites and digital micrometers. The results show that the maximum repeated installation rotational error of the optical device module is  $\pm 28.8''$  while the maximum translation error is  $\pm 0.057$  mm. This study provides reference for the design of the positioning mechanism of an on-orbit replaceable device, and has theoretical significance and application value.

**Key words:** space telescope; large optical device; on-orbit replacement; positioning mechanism; interface test device; re-orientation accuracy

## 1 引 言

在轨更换技术作为延长航天器寿命的有效方法,掌握该项关键技术必将带来巨大的经济效益<sup>[1-2]</sup>。美国轨道快车计划(OE)、日本的工程试验卫星七号(ETS-VII)已经成功应用了在轨更换技术<sup>[3]</sup>,美国 NASA 空间遥操作机器人项目 STP 研究计划中提出的“巡逻兵”遥操作机器人飞行试验计划 RTFX 也使用了在轨更换设计<sup>[2]</sup>。国际上最成功的在轨更换实例是美国哈勃空间望远镜,其自 1990 年发射入轨后,在 1993 年至 2009 年间,进行了五次在轨维修,实现了多单元的在轨更换<sup>[2,4]</sup>,使哈勃望远镜的使用寿命从研制之初的 15 年延长至今,为科学发展做出了十分重要的贡献,其中在轨更换技术功不可没。

一般空间光学载荷并不会面临在轨更换的需要,如安徽光机所洪津等研制的星载红外探测器<sup>[5]</sup>,长春光机所邵亮等研制的 1.2 m 天基 SiC 主镜<sup>[6]</sup>,长春光机所李威等研制的深空探测遥感相机<sup>[7]</sup>等,其定位结构更加侧重于抵抗刚性变形及释放内应力等因素,因此定位方式均为传统的通过锁定多个螺钉以完成定位动作。随着我国航天员成功出舱以及天宫二号空间实验室对在轨维修技术进行了试验,使得我国在轨更换技术的实施成为了可能,同时本课题研究的大型空间望远镜由于成本高昂,对在轨更换技术的需求十分迫切,而进行空间在轨更换时,由于航天员出舱时间受限、着宇航服动作不灵活等因素的影响,在轨更换动作要求简单快捷,而对大型光学载荷而言,传统的螺钉连接方式螺钉的分布较为分散,不便于航天员快速操作。同时,对于大型光学载荷而言,其重复定位精度直接决定了更换后的成像质量,而螺钉连接由于孔位公差、装配时需要修调等因

素无法满足较为精密的重复定位精度需求。因此,需要研制一种能够实现快速拆装的静定定位结构。

本文以空间望远镜的大型光学载荷为研究对象,设计了一种能够实现其在轨快速拆装的定位机构。同时为了模拟空间微重力环境,实现光学载荷的多次重复安装,验证定位机构的重复定位精度,对在轨维修接口试验装置的设计进行了研究,实现了光学载荷在微重力条件下模拟重复拆装,检测了重复定位精度,并与哈勃望远镜中大型光学载荷重复定位转角误差为  $\pm 10''$ 、平移误差为  $\pm 0.015$  mm 进行了比较。

## 2 运动学定位方式

通常情况下,通过限制刚体的六自由度来对刚体进行固定,当定位方式为运动学定位时,刚体能够得到六自由度全约束,避免了过约束,同时可以释放内应力,运动学定位在光学元件的支撑及定位中有着广泛的应用<sup>[8-11]</sup>。图 1 中给出了一种运动学定位方式,图中有 3 个定位点  $a$ 、 $b$ 、 $c$ ,其中  $a$  点限制刚体 3 个平移自由度,释放 3 个旋转自由度, $b$  点限制刚体绕  $x$  轴及  $z$  轴的旋转自由度,释放  $b$  点自身沿  $y$  轴平移的自由度, $c$  点限制刚体绕  $a$ 、 $b$  点连线即  $y$  轴的旋转自由度,释放  $c$  点自身沿  $x$  轴、 $y$  轴平移的自由度。当温度发生变化时,整个刚体以  $a$  点为中心发生伸胀或收缩, $b$  点沿  $y$  轴运动, $c$  点在  $xy$  面上运动,整个刚体均匀变形,因此不会在内部产生热应力,避免了热应力带来的危害。此种定位方式根据定位点限制刚体自由度的数目也可称为 3-2-1 定位方式。这种定位方式在温度变化下的运动趋势分析如图 2,图中括号内字母表示定位点限制平移自由度的方向。

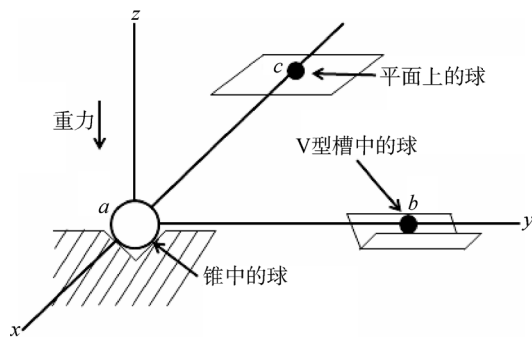


图 1 运动学定位方式  
Fig. 1 Kinematically positioning method

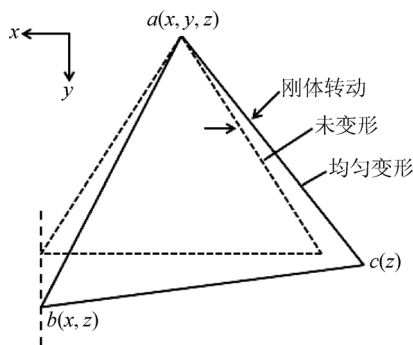


图 2 结构运动趋势  
Fig. 2 Moving trend of structure

### 3 光学载荷定位机构的设计

定位机构是保证光学载荷在轨快速更换及其重复定位精度的关键因素,其位置布局、结构形式都是设计中重点考虑的内容。

#### 3.1 定位机构的布局设计

如图 3,将 A、B、C 点机构分别置于 A 面、

B 面及 C 面,将 A 点机构设计为锁紧点,锁紧动作由人员操作完成,因此其位置靠近操作面,置于 A 面边缘位置,即 A 位置,三点机构近似均匀分布,并将各点机构中的操作手柄引到操作面上,以保证航天员的更换动作能够在一定距离范围内完成。

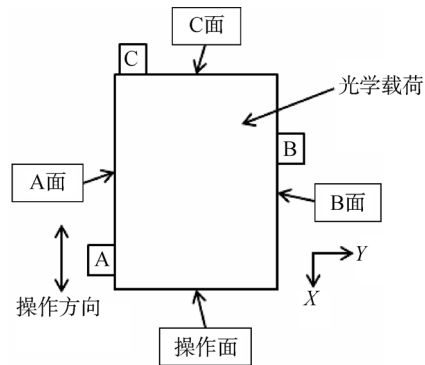


图 3 光学载荷 XY 面投影简图  
Fig. 3 Projective schematic of optical device on the XY plane

#### 3.2 定位机构设计

根据 3-2-1 定位方式,  $a$  点限制 3 个平移自由度释放 3 个旋转自由度,采用球头与球窝配合的方式,原理如图 4(a),设计为 A 点机构如图 5(a)。  $b$  点限制两个平移自由度,采用球与孔配合的方式,原理如图 4(b),设计为 B 点机构如图 5(b)。  $c$  点限制一个平移自由度,采用轴与矩形槽配合的方式,原理如图 4(c),设计为 C 点机构如图 5(c)。三点机构采用 9Cr18 材料,包络尺寸均在  $180\text{ mm} \times 130\text{ mm} \times 140\text{ mm}$  以内,其中更换时只需分别转动 A 点机构与 B 点机构中的操作杆。

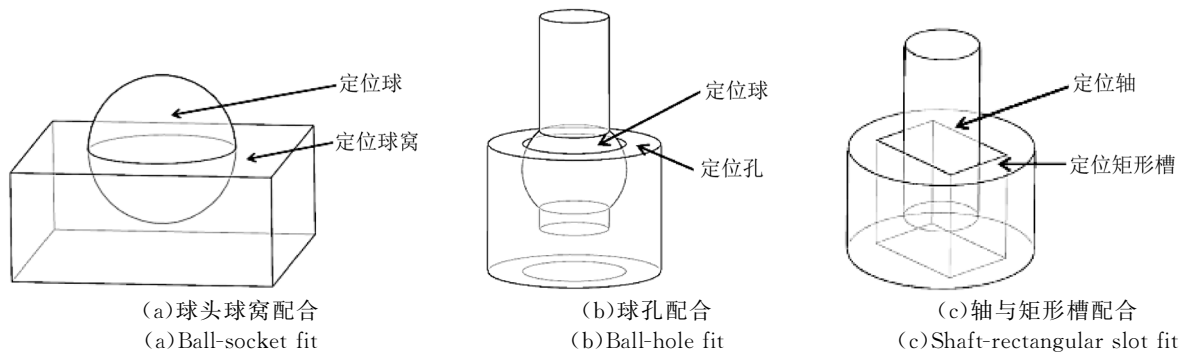


图 4 定位原理图

Fig. 4 Principle schematic of positioning method

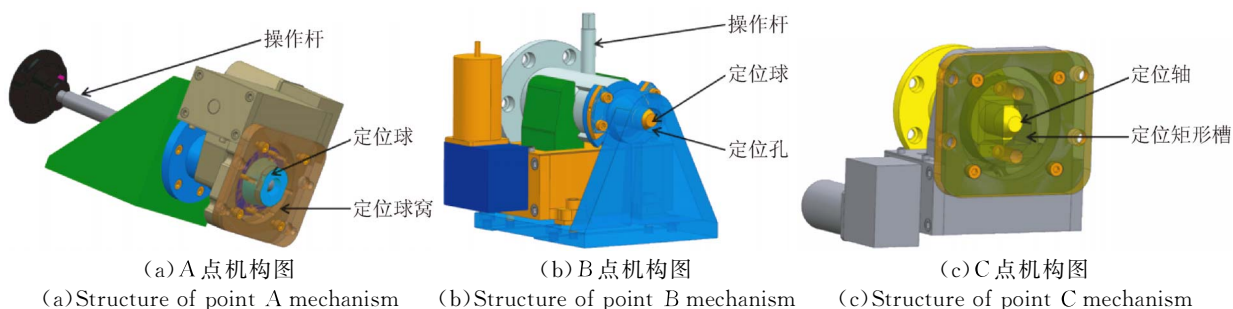


图 5 定位机构

Fig. 5 Structure of positioning mechanism

### 3.3 转角数学模型

A, B, C 三个定位机构中, 分别将其定位中心点称为 A 点、B 点及 C 点, 当光学载荷转动角度是微量时, 根据刚体的微小角位移是矢量并符合矢量合成法则的原则<sup>[12]</sup>, 将光学载荷绕 x 轴及 y 轴的转动视为三点分别绕另外两点连线转动的合成, 绕 z 轴的转动视为 A 点在 XY 平面内绕 B 点的转动与 B 点在 XY 平面内绕 A 点的转动的合成。若 A, B, C 三点机构配合间隙分别是  $\Delta A$ ,  $\Delta B$ ,  $\Delta C$ , 令  $\mathbf{j} = (0, 1, 0)$ , 则结合图 6 有:

$$|\theta_x|_{\max} = |\Delta\alpha_x| + |\Delta\beta_x| + |\Delta\gamma_x| = \frac{1}{2}\Delta A \frac{\sin \gamma_0}{h_A} + \frac{1}{2}\Delta B \frac{\sin \beta_0}{h_B} + \frac{1}{2}\Delta C \frac{\sin \alpha_0}{h_C} + \frac{1}{2}\Delta A \frac{|\mathbf{BC} \times \mathbf{j}|}{|\mathbf{AB} \times \mathbf{BC}|} + \frac{1}{2}\Delta B \frac{|\mathbf{AC} \times \mathbf{j}|}{|\mathbf{AB} \times \mathbf{AC}|} + \frac{1}{2}\Delta C \frac{|\mathbf{AB} \times \mathbf{j}|}{|\mathbf{AB} \times \mathbf{AC}|}, \quad (1)$$

$$|\theta_y|_{\max} = |\Delta\alpha_y| + |\Delta\beta_y| + |\Delta\gamma_y| = \frac{1}{2}\Delta A \frac{\cos \gamma_0}{h_A} + \frac{1}{2}\Delta B \frac{\cos \beta_0}{h_B} + \frac{1}{2}\Delta C \frac{\cos \alpha_0}{h_C} + \frac{1}{2}\Delta A \frac{\mathbf{CB} \cdot \mathbf{j}}{|\mathbf{AB} \times \mathbf{BC}|} + \frac{1}{2}\Delta B \frac{\mathbf{AC} \cdot \mathbf{j}}{|\mathbf{AB} \times \mathbf{AC}|} + \frac{1}{2}\Delta C \frac{\mathbf{AB} \cdot \mathbf{j}}{|\mathbf{AB} \times \mathbf{AC}|}, \quad (2)$$

$$|\theta_z|_{\max} = |\Delta\alpha_z| + |\Delta\beta_z| = \frac{1}{2} \frac{\Delta A}{|\mathbf{AB}|} + \frac{1}{2} \frac{\Delta B}{\mathbf{AB} \cdot \mathbf{j}}, \quad (3)$$

其中:  $|\theta_x|_{\max}$ ,  $|\theta_y|_{\max}$ ,  $|\theta_z|_{\max}$  分别表示刚体绕 X 轴、Y 轴、Z 轴的最大转角,  $\Delta\alpha_x$ ,  $\Delta\alpha_y$  分别表示 A 点绕 BC 转动的角位移在 X 轴与 Y 轴方向的分量,  $\Delta\beta_x$ ,  $\Delta\beta_y$  分别表示 B 点绕 AC 转动的角位移在 X 轴与 Y 轴方向的分量,  $\Delta\gamma_x$ ,  $\Delta\gamma_y$  分别表示 C 点绕 AB 转动的角位移在 X 轴与 Y 轴方向的

分量,  $h_A$ ,  $h_B$ ,  $h_C$  分别表示  $\triangle ABC$  中 BC, AC, AB 边的高,  $\Delta\alpha_z$  是 A 点在 XY 平面内绕 B 点转动的角位移,  $\Delta\beta_z$  是 B 点在 XY 平面内绕 A 点转动的角位移。

三点机构中, 实测配合间隙分别为  $\Delta A = 0.01 \text{ mm}$ ,  $\Delta B = 0.08 \text{ mm}$ ,  $\Delta C = 0.03 \text{ mm}$ , 同时根据 A, B, C 三点在模型中的相对位置得到式 (1) ~ 式 (3) 中各矢量的值, 并代入公式得到  $|\theta_x|_{\max} = 12.3''$ ,  $|\theta_y|_{\max} = 7.1''$ ,  $|\theta_z|_{\max} = 9.1''$ 。

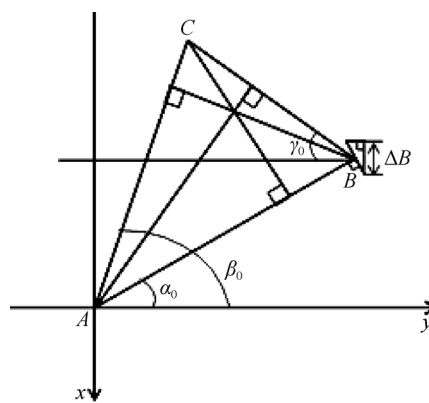


图 6 定位点布局

Fig. 6 Layout of positioning point

## 4 在轨更换接口试验装置的设计

光学载荷在轨更换环境为空间微重力环境, 在模拟过程中应对光学载荷进行重力卸载, 并进行光学载荷的多次拆装, 验证光学载荷的重复转角与重复平移精度。在改变定位机构的情况下, 同样可以利用该套装置进行试验验证。

### 4.1 光学载荷与框架的模拟设计

#### 4.1.1 光学载荷模块与框架的结构设计

结合光学载荷的模式, 设计了利用杆系结构

模拟的光学载荷模块及为光学载荷模块提供支撑的框架,其结构如图 7,其中光学载荷模块包络尺寸为 1 120 mm×860 mm×350 mm,重约 80 kg,材料为 Q235。

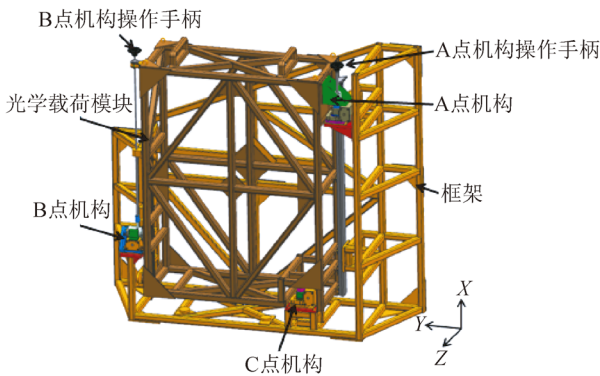


图 7 光学载荷模块及框架结构图

Fig. 7 Structural diagram of optical device module and frame

#### 4.1.2 有限元仿真分析

利用有限元软件对光学载荷模块及框架进行了网格划分及模态分析,有限元模型如图 8,分析得到一阶模态为 56.326 Hz,与光学载荷的模态 70 Hz 相近,表明设计能够满足进行重复拆装试验的刚度需求,排除了光学载荷及框架在试验中的变形对测量数据的干扰。

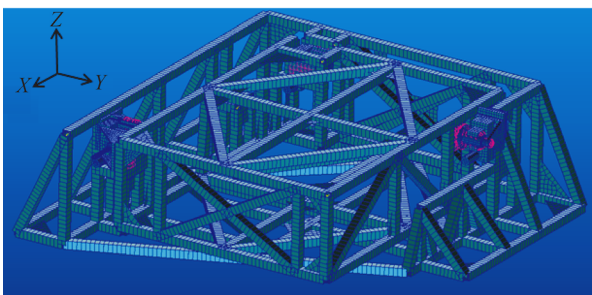


图 8 光学载荷模块及框架的有限元模型

Fig. 8 Finite element model of optical device module and frame

#### 4.2 悬吊装置的设计

悬吊法是微重力模拟的一种常用方法,通过向运动构件的质心施加补偿力来模拟低重力场<sup>[13]</sup>。利用与光学载荷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质心位置,一端吊起铅块,实现光学载荷模块的重力卸载。在轨更换接口试验装置总体结构如图 9。

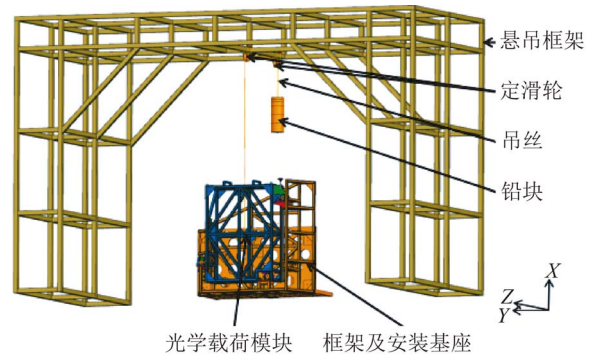


图 9 在轨更换接口试验装置结构图

Fig. 9 Structural of on-orbit replacement interface test device

### 5 试验与结果

#### 5.1 试验内容

利用两块平面反射镜及两台经纬仪对光学载荷模块进行重复定位转角误差的试验检测<sup>[14]</sup>,利用三个数显千分表对光学载荷模块进行重复定位平移误差的检测。经纬仪与千分表的精度分别为 0.5"及 0.001 mm,试验布局如图 10 所示。其中经纬仪 1 与反射镜 1 为一组,将反射镜贴在光学载荷模块上,置于 XZ 平面上,对单元进行多次重复拆装,经纬仪 1 多次测量结果的比较即为单元绕 X 轴转角及绕 Z 轴转角的重复定位转角误差。经纬仪 2 与反射镜 2 为一组,将反射镜贴在光学载荷模块上,置于 XY 平面上,对单元进行多次重复拆装,经纬仪 2 多次测量结果的比较即为单元绕 X 轴转角及绕 Y 轴转角的重复定位转角误差。



图 10 试验现场图

Fig. 10 Photograph of experimental system

使千分表 1 测杆指向 +X 向, 监测光学载荷模块 X 向移动量, 千分表 2 测杆指向 -Y 向, 监测光学载荷模块 Y 向移动量, 千分表 3 测杆指向

-Z 向, 监测光学载荷模块 Z 向移动量。3 个千分表多次测量结果比较分别代表了光学载荷模块在三个方向的重复定位平移误差。

表 1 试验结果

Tab.1 Experiment results

	经纬仪 1 方位角(模块绕 X轴转角)/(°)	经纬仪 2 方位角(模块绕 X轴转角)/(°)	经纬仪 2 俯仰角(模块绕 Y轴转角)/(°)	经纬仪 1 俯仰角(模块绕 Z轴转角)/(°)	千分表 1 (光学载荷 X向平移)/mm	千分表 2 (光学载荷 Y向平移)/mm	千分表 3 (光学载荷 Z向平移)/mm
1	18.0	43.2	47.1	35.0	0.044	0.080	0.092
2	18.0	42.1	47.1	44.0	0.045	0.045	0.092
3	18.0	42.1	46.9	21.0	0.044	0.070	0.091
4	18.0	42.6	45.0	26.0	0.045	0.070	0.102
5	13.0(剔除)	41.9	45.0	42.0	0.038	0.040	0.095
6	19.0	44.3	42.4	24.0	0.039	0.050	0.104
7	18.0	43.8	44.4	27.0	0.040	0.075	0.100
8	18.0	44.6	45.3	14.0	0.044	0.100	0.101
9	19.0	42.4	41.2	19.0	0.038	0.050	0.106
10	18.0	42.7	43.3	26.0	0.037	0.070	0.106
11	18.0	42.7	43.3	35.0	0.039	0.065	0.103
12	20.0	43.9	42.0	15.0	0.039	0.105	0.110
13	18.0	42.3	44.1	34.0	0.029	0.055	0.103
重复定位误差	±2.0	±2.7	±5.8	±28.8	±0.013	±0.057	±0.018

## 5.2 试验结果

在很多情况下, 希望能给出表征误差分布的一个区间性指标, 使误差出现在该区间外的可能性几乎为零, 这个区间性指标就是用于表述误差界限的置信区间<sup>[15]</sup>。本次试验中, 由测量结果(见表 1)得出的置信区间即代表光学载荷模块的重复定位精度, 置信区间半宽度的大小即为重复定位误差值。则有:

$$\Delta(x) = k\sigma, \quad (4)$$

$$\sigma = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (x_i - \bar{x})^2}{n-1}}, \quad (5)$$

$$\bar{x} = \frac{\sum_{i=1}^n x_i}{n}, \quad (6)$$

其中:  $\Delta(x)$  是置信区间的半宽度,  $k$  是置信因子, 在精密测量中常取  $k=3$ ,  $\sigma$  是测量样本的标准差,

$n$  是测量次数,  $x_i$  是第  $i$  次测量数据,  $\bar{x}$  是全部测量值的算术平均值。

利用莱伊达准则<sup>[15]</sup>对表中试验记录值进行粗大误差的剔除后, 由式(4)~式(6)得到的重复定位误差见于表 1。

通过对表 1 中重复定位转角误差与理论分析计算得到的刚体绕 X 轴、Y 轴、Z 轴的最大转角进行比较可知, 试验得到的模块绕 X 轴及 Y 轴的重复定位转角误差满足理论分析结果, 模块绕 Z 轴的重复定位转角误差超出理论分析值, 同时存在以下问题: 模块绕 X 轴的重复定位转角误差应大于其绕 Y 轴的重复定位转角误差, 而试验得到的结果却相反; 表 1 中两列模块绕 X 轴的重复定位误差存在一定的差别且比理论分析值小很多。分析其原因主要为: 悬吊装置存在误差, 致使每次试验重力过卸载或卸载不充分, 使光学载荷模块姿态受到限制, 导致 X 轴重复定位转角误差偏小; 同时吊丝连

接光学载荷模块的作用点未能与其质心完全重合,二者连线与 X 轴有一定的夹角,使光学载荷模块及框架的一侧在重力过卸载时以微小倾角被提起,增大了 Y 轴重复定位转角误差及 Z 轴重复定位转角误差,而吊丝作用点相对于质心的位置对 Y 轴和 Z 轴的重复定位转角误差影响程度不同,因此出现 Z 轴重复定位转角误差大于理论分析值和 Y 轴重复定位转角误差大于 X 轴重复定位转角误差的试验结果;另外,加工误差、定位机构装调误差、反射镜指向精度、仪器误差、人员误差等等均会对试验结果造成一定的影响。

从试验结果中可以看出,光学载荷模块的重复安装转角误差中,绕 Z 轴转角误差最大,为  $\pm 28.8''$ ;重复安装平移误差中,Y 向的平移误差最大,为  $\pm 0.057$  mm。

#### 参考文献:

- [1] 陈小前,袁建平,姚雯,等. 航天器在轨服务技术 [M]. 北京:中国宇航出版社,2009.  
CHEN X Q, YUAN J P, YAO W, et al.. *The Technology of On-orbit Spacecraft Servicing* [M]. Beijing: Chinese Astronautics publishing company, 2009. (in Chinese)
- [2] 马聪. 在轨更换单元组件设计及动力学分析 [D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2014.  
MA C. *The Design and Dynamics Analysis of the Orbital Replacement Unit Assembly* [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2014. (in Chinese)
- [3] ROBERT B F. Orbital Express program summary and mission overview. [J]. *SPIE*, 2008,6958: 695803.
- [4] KEVIN H, JAMES J, MALOOLM N, et al.. NASA, *Hubble 2009: Science year in Review* [M]. Greenbelt: NASA Pub, 2010.
- [5] 洪津,王征云,胡亚东,等. 星载红外探测器组件寿命试验研究及系统设计 [J]. *光学精密工程*, 2018, 26(5): 1148-1155.  
HONG J, WANG ZH Y, HU Y D, et al.. Research of life test and design of system for satellite-borne infrared detector assembly [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2018, 26(5): 1148-1155. (in Chinese)
- [6] 邵亮,杨飞,王富国,等. 1.2 m 轻量化 SiC 主镜支撑系统优化设计 [J]. *中国光学*, 2012, 5(3): 229-234.  
SHAO L, YANG F, WANG F G, et al.. Design

## 6 结 论

文中针对大型光学载荷在轨拆装的定位机构及其重复定位精度进行了研究,设计了符合运动学原理、能够快速拆装的定位机构,并搭建了通用在轨更换接口试验装置,通过该装置可以模拟微重力环境,反复模拟光学载荷模块的拆装过程,并精确检测重复定位精度。经过对光学载荷模块重复安装转角及平移精度进行试验检测,结果表明,光学载荷模块的重复安装转角误差最大为  $\pm 28.8''$ ,重复安装平移误差最大为  $\pm 0.057$  mm,接近哈勃空间望远镜重复安装精度水平。该定位机构研究方案能够为空间望远镜光学载荷在轨更换工作提供参考。

- and optimization of supporting system for 1.2 m lightweight SiC primary mirror [J]. *Chinese Optics*, 2012, 5(3): 229-234. (in Chinese)
- [7] 马聪,李威,张远清,等. 深空探测遥感相机支撑结构设计 [J]. *红外与激光工程*, 2018, 47(6): 184-189.  
MA C, LI W, ZHANG Y Q, et al.. Design of support structure for deep space detection remote sensing camera [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2018, 47(6): 184-189. (in Chinese)
- [8] 刘强. 超宽覆盖空间传感器底部支撑结构的研究 [D]. 长春:中国科学院研究生院,2013.  
LIU Q. *Research on the Bottom Support Structure of the Extra-wide Coverage Remote Sensor* [D]. Changchun: Graduate School of Chinese Academy of Sciences, 2013. (in Chinese)
- [9] 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)
- [10] 原帅,张景旭,王富国,等. 大口径主镜的侧向定位系统 [J]. *光学精密工程*, 2017, 25(10): 2564-2571.  
YUAN SH, ZHANG J X, WANG F G, et al.. Lateral positioning system for large aperture primary mirror [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2017, 25(10): 2564-2571. (in Chinese)
- [11] 王辉. 极紫外光刻系统物镜光学元件的支撑与分析



- [J]. 中国光学与应用光学, 2010, 3(6): 598-604.
- WANG H. Objective optical mounts and analysis for EUVL [J]. *Chinese journal of optics and applied optics*, 2010, 3(6): 598-604. (in Chinese)
- [12] 谢传锋, 等. 动力学 [M]. 北京: 高等教育出版社, 2006.
- XIE CH F, *et al.*. *Dynamics* [M]. Beijing: Higher education press, 2006. (in Chinese)
- [13] 项升. 悬吊式宇航员低重力模拟系统动力学建模及控制分析 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2015.
- XIANG SH. *Dynamic Modeling and Control Analysis for Suspended Type Astronauts Low-gravity Simulation System* [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2015. (in Chinese)
- [14] 高云国, 王超, 江展洪, 等. 光电跟踪设备载车平台的重复定位精度 [J]. 光学精密工程, 2015, 23(5), 1322-1328.
- GAO Y G, WANG CH, JIANG ZH H, *et al.*. Re-orientation accuracy of vehicle-born photoelectric tracking equipment [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2015, 23(5): 1322-1328. (in Chinese)
- [15] 马宏, 王金波. 仪器精度理论 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2014.
- MA H, WANG J B. *Instrument Accuracy Theory* [M]. Beijing: Beihang university press, 2014. (in Chinese)

#### 作者简介:



李清雅(1993—), 女, 黑龙江大庆人, 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: liqing\_ya@163.com

#### 通讯作者:



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

#### 导师简介:



刘震宇(1972—), 男, 辽宁大连人, 博士, 研究员, 博士生导师, 主要从事微光机电系统, 微流控芯片设计制造理论等方面的研究。E-mail: liuzy@ciomp.ac.cn

(本栏目编辑: 秦 思)