

DOI: 10.19650/j.cnki.cjsi.J2107651

空间太阳望远镜调焦机构的设计与分析^{*}

单博闻^{1,2}, 辛宏伟¹, 陈长征¹

(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)

摘 要: 根据某型号空间太阳望远镜的光学系统特性与整机的结构方式, 为了达到节约安装空间、保证成像质量的目的, 设计了一种焦平面式调焦机构。该调焦机构由蜗轮蜗杆和凸轮滑槽作为传动件, 将步进电机的圆周运动转化为焦平面法线方向的直线运动。调焦范围为 1.5 mm, 外形尺寸为 167 mm×64 mm×94 mm, 质量为 2 kg。在底座背板和凸轮滑槽之间设有两个相邻的自润滑氮化硅压圈, 可增加预紧力而不影响凸轮滑槽的转动, 一定程度上提高了定位精度, 减少了空回误差。详细介绍了调焦机构的设计方案、分辨率和自锁能力, 对误差来源和理论定位精度以及有限元模型仿真进行了分析。最后对调焦机构进行了定位精度试验和振动试验, 结果表明定位精度优于 $\pm 4.5 \mu\text{m}$, 一阶模态为 349 Hz, 与有限元仿真结果基本一致, 具有良好的动态刚度, 可以有效地避免共振现象的发生。振动试验前后对调焦机构的编码器码值进行记录, 经对比可知其自锁性良好。该调焦机构具有体积小、刚度大、精度高的特点, 可以很好的满足空间太阳望远镜的工作条件。

关键词: 空间望远镜; 调焦机构; 有限元分析; 精度分析; 振动试验

中图分类号: TH122 V443+.5 文献标识码: A 国家标准学科分类代码: 590.20

Design and analysis for focusing mechanism of space solar telescope

Shan Bowen^{1,2}, Xin Hongwei¹, Chen Changzheng¹

(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)

Abstract: According to the optical system characteristics and the structure of a space solar telescope, a focal plane focusing mechanism is designed to save the installation space and ensure the imaging quality. By using worm gear and cam chute groove as transmission parts, the circular motion of the stepping motor is transformed into linear motion in the normal direction of the focal plane. The focus range is 1.5 mm, the overall size is 167 mm×64 mm×94 mm and the mass is 2 kg. Two adjacent self-lubricating silicon nitride rings are arranged between the base back plate and the cam chute. It can increase the preloading force without affecting the rotation of the cam chute, improve the positioning accuracy to a certain extent, and reduce the backlash error. After that, the design scheme, resolution and self-locking capability of the focusing mechanism are introduced in detail, and the error sources, theoretical positioning accuracy and finite element model simulation are analyzed. Finally, the positioning accuracy test and vibration test of the focusing mechanism are carried out. The results show that the positioning accuracy is better than $\pm 4.5 \mu\text{m}$ and the first-order mode is 349 Hz, which is basically consistent with the finite element simulation results. As a result, it has good dynamic stiffness and can effectively avoid resonance phenomenon. The encoder code values of the focusing mechanism are recorded before and after vibration test, which shows well self-locking performance. The focusing mechanism has the characteristics of small volume, large stiffness and high precision, which can well meet the working conditions of space solar telescope.

Keywords: space telescope; focusing mechanism; finite element analysis; precision analysis; vibration test

收稿日期: 2021-03-20 Received Date: 2021-03-20

^{*} 基金项目: 国家自然科学基金(11803036)项目资助

0 引言

观测并研究太阳这颗离地球最近的恒星,对于人类认识和理解宇宙有着至关重要的意义。作为重要的探测手段之一,空间太阳望远镜不存在地基太阳望远镜的视宁度的问题,并可以全时段、多角度的观测太阳^[1]。搭载空间望远镜的卫星在发射过程中,会经历一系列冲击、振荡等严苛的动力学环境,使空间望远镜内的光学系统组件发生少量的位置变化;而空间望远镜在轨运行工作的状态下,又会由于温度变化、微重力、卫星姿态等因素,使焦平面发生一定的偏移,即为离焦现象,进而影响成像质量。因此,高精度的空间望远镜中都会装有调焦机构来保证感光探测器与焦平面的重合^[2-3]。

常用的调焦方案通常有镜组调焦、焦平面调焦以及反射镜调焦^[4-7]。考虑到本文所涉及的空间太阳望远镜的光学系统特点和整机的结构方式,没有额外的空间来设计透镜镜组调焦或是反射镜调焦的结构;同时,镜组调焦的方式不适用于对位置精度有严格要求的离轴反射式光学系统,而且该空间太阳望远镜具有多个光学系统,移动三镜的调焦的方式会影响其他部分的成像。通过以上分析,并考虑到焦面组件的结构不是特别复杂,本文最终选择焦平面调焦的方式,设计了一种由蜗轮蜗杆和凸轮滑槽组成的调焦机构,对其进行了理论分析和试验验证。

1 调焦机构的设计

1.1 调焦技术指标要求

图1为空间太阳望远镜的离轴反射式光学系统图,具有无遮拦、分辨率高的优势。光线通过主镜、次镜、三镜和分光折叠镜后,在感光探测器上成像。由于空间太阳望远镜处于复杂的太空环境,会产生离焦现象降低成像质量,此时需要调焦机构带动感光探测器沿光轴方向运动,使其处于最佳的成像位置,来实现离焦量的校正。

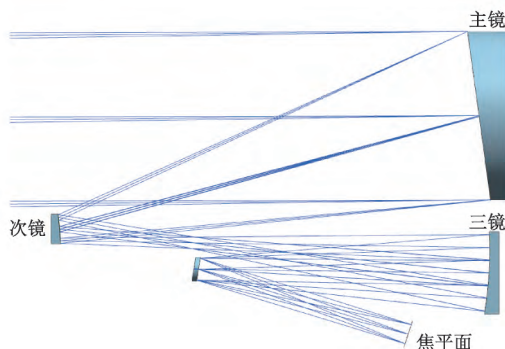


图1 光学系统图

Fig. 1 Optical system

光学成像系统都具有一定的允许离焦量,如果焦平面的偏移量在这个范围内则成像质量不会下降,其最大允许的离焦量即为光学系统的半倍焦深^[8]:

$$\delta = \pm 2F^2\lambda \quad (1)$$

式中: δ 为半倍焦深; F 为光学系统的 F 数,也就是镜头相对孔径的倒数,其值为10.1; λ 为光学系统的工作波长,其值为669 nm。计算得出最大允许的离焦量为 ± 0.136 mm。按照以往的工程经验,调焦机构的定位精度应优于该数值的四分之一,即为 ± 0.034 mm。综合考虑空间太阳望远镜的复杂工作环境和各种误差因素,应留出一定的安全裕度,调焦机构的最终定位精度指标设定为小于 ± 10 μm ;根据工程经验,尽可能的提高闭环控制的调焦精度,调焦分辨率应小于2 μm ;通过计算温度对光学组件的影响,并结合热控装置的调节范围,将调焦量设计为1.5 mm。

1.2 调焦机构方案设计

调焦的传动方式通常有螺旋机构和凸轮机构,螺旋机构的结构简单,易于加工,摩擦系数小,但抗冲击能力差;凸轮机构精度高,易于防冷焊,但是难于加工,成本高,且旋转角度与焦平面位移关系式为非线性^[9-12]。

考虑到空间相机所能提供给调焦机构的安装空间十分有限,需要最大程度的节约光轴方向的距离,因此,调焦机构设计成由底座、蜗轮蜗杆机构、凸轮滑槽机构、步进电机、光电编码器和焦面组件构成,外形尺寸为167 mm $\times$ 64 mm $\times$ 94 mm,质量为2 kg。这种传动机制可以将步进电机的圆周运动转化为沿与其法线正交方向(光轴方向)的直线运动。结构示意图如图2所示,工作时先由步进电机带动蜗杆蜗轮转动,蜗轮与凸轮滑槽相对位置固定,因此凸轮滑槽随着蜗轮转动,此时圆形滑块在凸轮滑槽和直线滑槽(图中水平方向)的双重定位下,带动焦平面组件沿光轴方向移动。

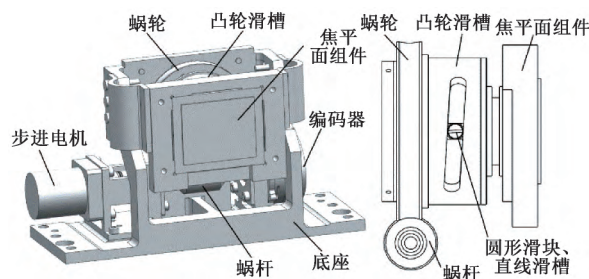


图2 调焦机构结构

Fig. 2 Focusing mechanism

为了获得较大的传动比,并使其反向行程具有自锁性,选用模数 $m=1$,头数 $Z_1=1$ 的阿基米德圆柱蜗杆(ZA),其分度圆直径 $d_1=16$ mm,导程角 $\gamma=3.58^\circ$,传动时齿面啮合处的滑动速度示意图如图3所示,计算公

式为:

$$V_a = \frac{V_1}{\cos \gamma} = \frac{d_1 \pi n}{\cos \gamma} \quad (2)$$

式中: V_a 为蜗杆分度圆的线速度; d 为蜗杆分度圆的直径; n 为蜗杆的转速, 代入计算后求出滑动速度 $V_a \approx 0.07 \text{ m/s}$ 。通过查表知, 在蜗杆齿面硬度 $\geq 45 \text{ HRC}$, 且润滑充分的情况下, 当量摩擦角 $\psi_s = 5^\circ 03'$, 大于蜗杆的导程角, 因此蜗轮蜗杆机构满足自锁条件, 在应对冲击时可以起到保护作用。

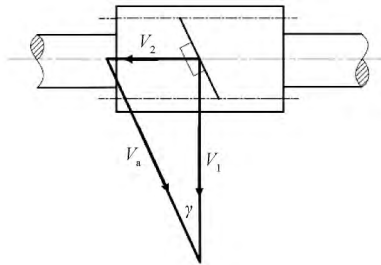


图3 蜗杆传动的滑动速度

Fig. 3 Sliding speed of worm drive

为了给调焦行程留出一定的裕度, 将凸轮滑槽的导程 s 设计为 8 mm , 转动角度范围设计为 90° , 使得调焦机构的最大行程为 2 mm , 但实际上的需要的调焦量为 1.5 mm 。蜗轮蜗杆机构的传动比 i 设计为 60 , 步进电机的步进角 ε 为 0.9° , 因此调焦机构的分辨率为:

$$f = \frac{s \times \varepsilon}{i \times 360^\circ} \approx 0.33 \mu\text{m} \quad (3)$$

1.3 氮化硅压圈

该调焦机构的底座背板和凸轮滑槽之间设有两个相邻的氮化硅压圈, 氮化硅 (Si_3N_4) 是一种硬度高、耐磨损的结构陶瓷材料, 具有优异的自润滑性^[13-15]。因此用该材料制成的压圈可以用来固定凸轮滑槽和蜗轮的沿光轴方向的位置, 在不会对凸轮滑槽的转动情况造成阻碍的前提下, 使得底座背板与凸轮滑槽之间能施加更大的预紧力, 可以在一定程度上减少空回误差, 提高调焦机构的定位精度。这种新型的固体自润滑方式相比于镀二硫化钼 (MoS_2) 润滑膜来说, 使用寿命更长, 不会发生由于振动冲击或空间环境而导致润滑膜脱落的情况, 也不会在大氣中氧化而导致润滑失效, 具有更稳定、更高效的润滑效果和防冷焊效果。

1.4 材料选择

在选择空间用调焦机构的材料时, 为了使机构在各种复杂的工作环境中正常运行, 保证在轨运行精度, 一般主要参考材料的热稳定性和力学性能。常用的材料性能参数如表1所示, 考虑热稳定性是为了使运动机构的各结构件的线膨胀系数相近, 避免因温度变化引起的形

变, 而导致运动阻碍。该调焦机构关系到光学系统的成像质量, 较大的变形会导致焦面位置的不稳定, 因此结构材料应尽量选择线膨胀系数小的材料。评估材料力学性能时, 通常将比刚度作为主要参数, 即弹性模量和密度的比值, 比刚度越大说明其力学性能越好。在选用传动件的材料时, 同时也要考虑材料的耐磨性和减摩性。经过综合考量, 调焦机构的底座选择弹性模量大而密度相对较小钛合金 (TC4), 蜗轮选择锡青铜 (QSn6.5-0.1), 蜗杆和凸轮滑槽选择弹性模量较高的碳钢 (45)。

表1 材料属性参数

Table 1 Material property parameters

材料	密度 $\rho / (\text{g/mm}^3)$	弹性模量 E / GPa	比刚度 E / ρ	线膨胀系 $\alpha / (10^{-6} / ^\circ\text{C})$	导热系数 $K / (\text{W/m} \cdot ^\circ\text{C})$
7A09	2.81	71	25.3	23	142
TC4	4.44	109	24.5	8.9	7.8
45	7.81	200	25.6	11.6	48.1
QSn6.5-0.1	8.80	124	14	17.2	75
40Cr	7.82	211	27	12	33

2 调焦机构的精度分析

调焦机构的传动误差^[16]主要由蜗轮和蜗杆啮合处的缝隙、圆形滑块和凸轮滑槽之间的缝隙, 以及圆形滑块套筒和基座套筒之间的缝隙造成的。当电机转动一段距离, 开始反向转动的时候, 上述因素使焦平面不能随之立刻反向运动, 这种空回现象会导致定位精度的降低。

蜗轮蜗杆引起的误差为:

$$\sigma_1 = \frac{s \cdot \tau_1}{\pi m Z_2} \quad (4)$$

式中: τ_1 为蜗轮蜗杆的啮合处的间隙, Z_2 为蜗轮的齿数。

圆形滑块和凸轮滑槽引起的误差为:

$$\sigma_2 = \frac{\tau_2}{\cos \beta} \quad (5)$$

式中: τ_2 为圆形滑块和凸轮滑槽的间隙, β 为凸轮滑槽的升角。

圆形滑块套筒和基座套筒引起的误差示意图如图4所示, 则圆形滑块套筒的偏转角为:

$$\theta = \arctan \frac{\tau_3}{l} \quad (6)$$

式中: τ_3 为两个套筒的间隙, l 为圆形滑块套筒的长度。由两个套筒引起的误差为:

$$\sigma_3 = l(1 - \cos \theta) \quad (7)$$

步进电机和编码器的转动也存在着一定的误差。通过查阅产品手册可知, 步进电机的误差最大约为步

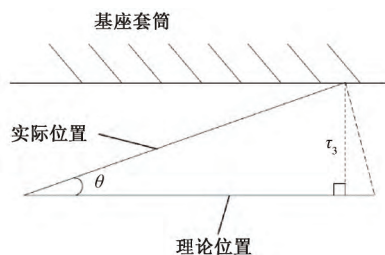


图4 滑块套筒误差示意图

Fig. 4 Diagram of slider sleeve error

进角的3%,即 0.027° ,折合到焦平面的直线运动上后数值很小,对精度基本没有影响。所选用的14位光电编码器的静态误差最大为 0.1° ,由此造成的焦平面位置误差为:

$$\zeta = \frac{0.1^\circ \times s}{360^\circ \times i} \approx 0.037 \mu\text{m} \quad (8)$$

根据以往的工程经验和现有的加工工艺水平, τ_1 , τ_2 , τ_3 分别取值为 $4 \mu\text{m}$ 、 $5 \mu\text{m}$ 、 0.3 mm ,同时考虑到装调期间的人为或环境因素误差 σ_4 ,取值为 $2 \mu\text{m}$ 。将上述数值代入计算后,得到合成的调焦机构的综合定位误差如下式,满足1.1节中提出的定位精度指标。

$$\sigma = \pm \sqrt{\sigma_1^2 + \sigma_2^2 + \sigma_3^2 + \sigma_4^2 + \zeta^2} \approx \pm 5.74 \mu\text{m} \quad (9)$$

3 有限元分析

3.1 模态分析

为了研究调焦机构的动力学特性,使用 hypermesh 软件建立了有限元模型,如图5所示。该模型共含有142 656个3D体单元,39 834个节点。通过计算得出的前三阶模态及对应的振型如表2所示,模态的振型图如图6所示。其中,一阶模态为365 Hz,显著高于100 Hz,可以有效地防止与空间望远镜的其他结构发生共振。

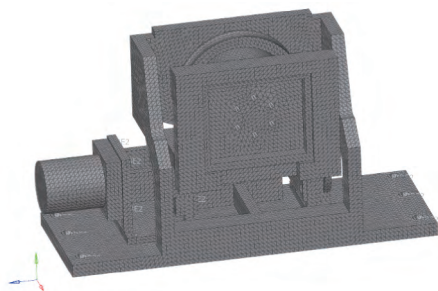


图5 调焦机构的有限元模型

Fig. 5 Finite element model of focusing mechanism

表2 调焦机构的前三阶模态

Table 2 First three-order modes of focusing mechanism

阶数	频率/Hz	振型
1	365	沿Y方向上下摆动
2	394	绕Z轴逆时针转动
3	467	沿Z方向上下摆动

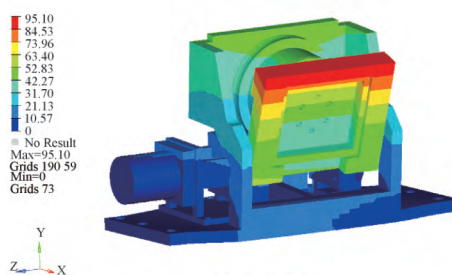
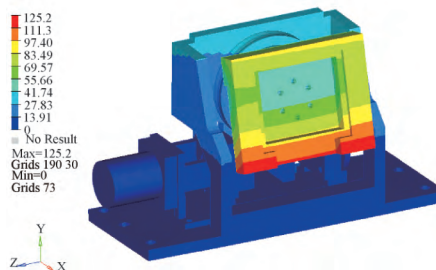
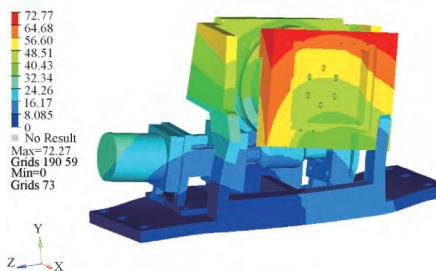
(a) 一阶模态
(a) Mode 1(b) 二阶模态
(b) Mode 2(c) 三阶模态
(c) Mode 3

图6 模态分析振型图

Fig. 6 Vibration mode diagram of modal analysis

3.2 正弦响应分析

根据卫星总体提出的正弦振动条件,分别沿XYZ3个方向,对有限元模型进行了频率响应分析,频域设定为5~100 Hz,最大的激励加速度为 6.5 g 。其中,沿Y向的加速度放大最为明显,加速度频响曲线如图7所示,最大加速度为 6.56 g ,此处放大倍率为1.01倍,基本无放大,表明机构可以抵御卫星发射过程中产生的冲击振动。选取的输出点位置位于焦面组件的正上方,即为模态分析中一阶模态众位移响应最大的区域。

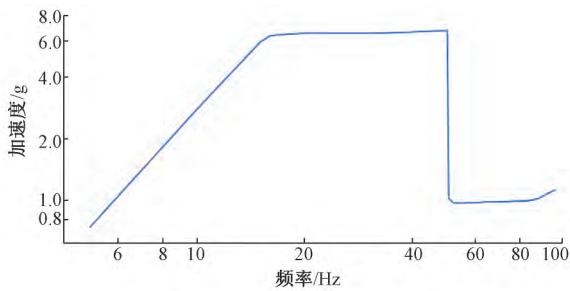


图7 Y向加速度频率响应曲线

Fig. 7 Frequency response curve of Y-direction acceleration

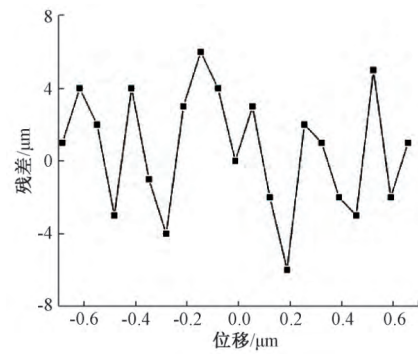


图8 开环位移变化量的残差

Fig. 8 Residual of open loop displacement variation

4 调焦机构试验

4.1 开环精度检测

通过计算机控制步进电机的转动,实现焦平面组件的直线运动,同时利用数字千分尺对焦平面组件的实际位置进行测量。本次试验中,控制系统每次向电机发出200个脉冲,电机便会转动200个步距角的角度。每运动一次记录一次焦平面的实际位置,在整个行程中共记录22个目标点的实际位置,试验数据如表3所示。求出每个目标点与上一个目标点位置的差值,并对位移变化情况进行统计,最终得到的位移变化量的残差如图8所示。

表3 开环控制试验数据

Table 3 Test data of open loop control

序号	位置/mm	码值	序号	位置/mm	码值
1	-0.701	60 682	12	0.052	150 604
2	-0.633	68 618	13	0.122	159 105
3	-0.562	76 956	14	0.187	167 009
4	-0.493	85 147	15	0.248	174 620
5	-0.429	92 841	16	0.317	183 031
6	-0.358	101 171	17	0.385	191 287
7	-0.292	109 132	18	0.450	199 324
8	-0.229	116 715	19	0.514	207 186
9	-0.159	125 171	20	0.586	216 027
10	-0.086	133 970	21	0.651	223 989
11	-0.015	142 537	22	0.719	232 170

位移变化量的标准差为:

$$\sigma_1 = \sqrt{\frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n V_i^2} \approx 3.3 \mu\text{m} \quad (10)$$

式中: V_i 为开环位移变化量的残差。根据格拉布斯判别式:

$$\frac{|V_i|}{\sigma} \geq g_0(n, \alpha) \quad (11)$$

式中: n 为样本数量, 为 21; 显著度 α 取值为 0.05; 查表得

临界值 $g_0(n, \alpha)$ 为 2.58, 判别后知测量数据中没有粗大误差的存在。根据“ 3σ ”原则, 则调焦机构的开环定位精度为:

$$\Delta_1 = \pm 3\sigma = \pm 9.9 \mu\text{m} \quad (12)$$

再根据记录的编码器码值和位移的数据, 用 MATLAB 进行曲线拟合, 虽然理论上的编码器码值和位移的曲线是线性的, 但由于存在随机误差, 因此拟合为非线性的多项式曲线可以更准确的反馈焦平面的位置。运用逐步提高多项式次数的方式拟合曲线, 发现在 7 阶时具有最合适的拟合效果, 拟合结果如下:

$$y = -122.6701x^7 + 41.1452x^6 + 138.5063x^5 - 919.1412x^4 - 1320.1097x^3 + 2575.1451x^2 + 121398.1423x + 144312.1542 \quad (13)$$

拟合的 7 阶非线性多项式曲线如图 9(a) 所示, 与记录数据点吻合度很高。控制系统对编码器码值的偏差要求在 ± 100 内, 曲线的码值误差如图 9(b) 所示, 最大码值误差为 91, 符合要求, 因此该曲线可以作为编写调焦机构的闭环控制程序的重要依据。

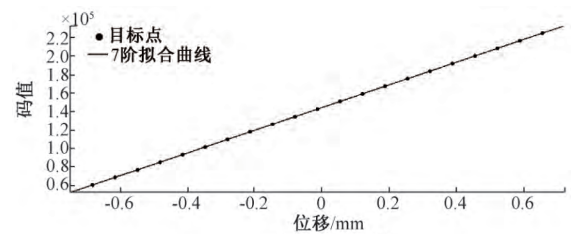
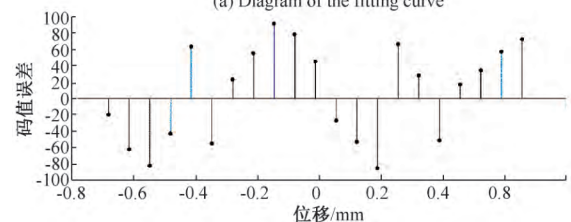
(a) 拟合曲线图
(a) Diagram of the fitting curve(b) 码值误差
(b) Error of code value

图9 7阶拟合曲线

Fig. 9 Fitting curve of order 7

4.2 闭环精度检测

闭环精度试验^[17]的控制原理如图10所示,下位机输入码值来控制调焦机构的运动,编码器将码值反馈给调焦控制系统,控制系统将码值作为焦平面位置判定,继续控制调焦机构的运动,直到焦平面到达期望的位置范围内。本次试验中,同样利用数显千分尺记录22个目标点的焦平面实际位置,试验数据如表4所示。求出21段位移的变化量,统计后得出位移变化量的残差如图11所示。

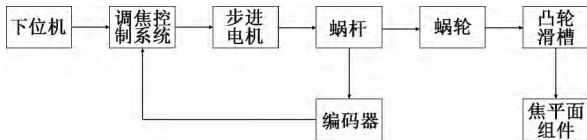


图10 闭环控制原理

Fig. 10 Closed-loop control principle

表4 闭环控制试验数据

Table 4 Closed loop control test data

序号	位置/mm	位移/mm	序号	位置/mm	位移/mm
1	-0.695	—	12	0.044	0.065
2	-0.626	0.069	13	0.112	0.068
3	-0.561	0.065	14	0.180	0.068
4	-0.493	0.068	15	0.246	0.066
5	-0.425	0.068	16	0.312	0.066
6	-0.357	0.068	17	0.379	0.067
7	-0.290	0.067	18	0.448	0.069
8	-0.225	0.065	19	0.517	0.069
9	-0.160	0.065	20	0.582	0.065
10	-0.091	0.069	21	0.647	0.065
11	-0.021	0.070	22	0.716	0.069

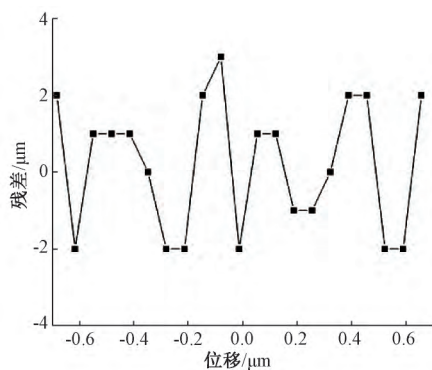


图11 闭环位移变化量的残差

Fig. 11 Residual of closed loop displacement variation

根据4.1节中的方法求出闭环位移变化量的标准差 σ_2 为 $1.5\mu\text{m}$,定位精度为:

$$\Delta_2 = \pm 3\sigma_2 = \pm 4.5\mu\text{m} \quad (14)$$

通过与开环精度试验的结果比较,可以看出闭环控制可以有效地提高调焦机构的定位精度。

4.3 振动试验

为了检验调焦机构抵御冲击振动的能力,对其进行动力学振动试验,实验环境如图12所示。其中,沿Y向的频域为 $20\sim 2000\text{Hz}$ 的 0.2g 扫频震动试验结果如图13所示,得出调焦机构的一阶模态为 349Hz ,与有限元仿真结果相差 4.6% 。



图12 调焦机构的振动试验

Fig. 12 Vibration test of focusing mechanism

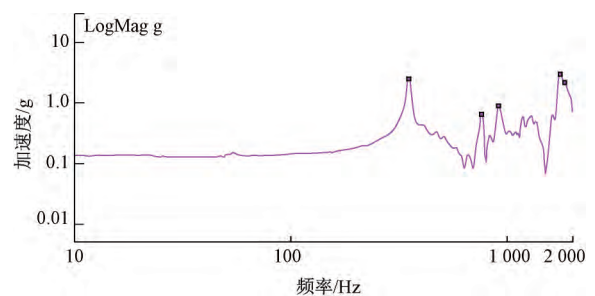


图13 Y向扫频振动响应曲线

Fig. 13 Frequency sweep vibration response curve of Y-direction

正弦振动试验和随机振动试验的试验条件如表5所示。 Y 向正弦振动试验结果如图14所示,最大响应为 6.66g ,此处放大倍率为 1.02 倍,与有限元仿真结果基本一致。 Y 向随机振动试验结果如图15所示,加速度响应总均方根为 24.8g ,放大 4.09 倍,以上试验结果均在

技术指标的要求范围内。振动试验后,调焦机构未发现损坏或是裂纹,并能正常运行。

表 5 振动试验条件

Table 5 Vibration test conditions

频率/Hz	正弦振动	频域/Hz	随机振动
5~15	14.44 mm	20~80	3 dB/oct
15~50	6.5 g	80~350	0.04 g ² /Hz
50~50.1	6.5~1 g	350~2 000	-3 dB/oct
50~100	1 g	RMS	6.06 g

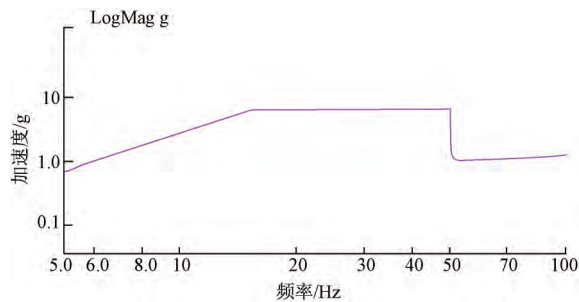


图 14 Y 向正弦振动响应曲线

Fig. 14 Sinusoidal vibration response curve of Y-direction

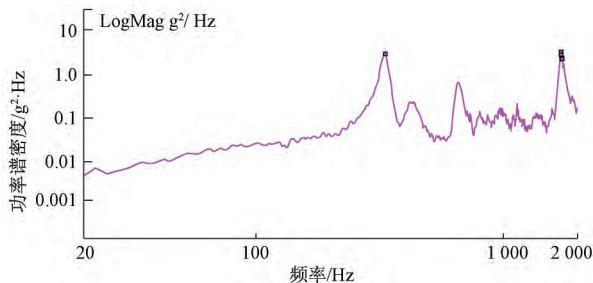


图 15 Y 向随机振动响应曲线

Fig. 15 Power spectral density response curve of Y-direction

4.4 自锁性检测

在每一个方向的振动试验前后,对调焦机构的编码器码值进行记录和对比,检测其自锁性,记录结果如表 6 所示。可以看出试验前后码值变化量不大,最大变化量折合约等于 11',同时考虑到光电编码器的静态误差因素,说明调焦机构自锁性良好。

表 6 振动试验前后码值对比

Table 6 Comparison of code values before and after vibration test

方向	振动前码值	振动后码值	差值
X	144 376	144 370	6
Z	144 370	144 362	-8
Y	144 362	144 371	9

5 结 论

文中针对空间太阳望远镜的工作状态及指标要求,设计了一种由蜗轮蜗杆和凸轮滑槽作为传动件的焦平面移动式调焦机构。机构的外形尺寸为 167 mm×64 mm×94 mm,质量为 2 kg,使用了氮化硅压圈新型固体自润滑技术,最大调焦量为 1.5 mm,调焦分辨率为 0.33 μm,实测定位精度为±4.5 μm,满足±10 μm 设计指标。通过扫频振动试验得出其一阶模态为 349 Hz,与有限元仿真分析结果基本一致,具有良好的动态刚度,可以有效地避免机构因发生共振而受到破坏。正弦振动试验中基本无放大,随机振动试验的加速度 RMS 放大为 4.09 倍,小于 5 倍的技术指标要求,表明该机构可以适应卫星发射过程中的严苛动力学环境,正常运转。振动试验前后对编码器码值的对比,说明了调焦机构具备了良好的自锁能力。综上所述,该调焦机构可以很好的满足空间太阳望远镜的工作需求。

参考文献

- [1] 季海生,汪毓明,汪景琇. 太阳的立体观测[J]. 中国科学:物理学 力学 天文学, 2019, 49(5): 44-51.
JI H SH, WANG Y M, WANG J X. Stereoscopic observations of the Sun[J]. Scientia Sinica Physica, Mechanica & Astronomica, 2019, 49(5): 44-51.
- [2] HONG D G, HWANG J H. Fabrication and performance test of small satellite camera with focus mechanism[J]. Journal of Aerospace System Engineering, 2019, 13(4): 26-36.
- [3] 安源,齐迎春. 空间相机直线调焦机构的设计[J]. 光学精密工程, 2009, 17(3): 609-614.
AN Y, QI Y CH. Design of straight-line focusing mechanism for space camera[J]. Opt. Precision Eng, 2009, 17(3): 609-614.
- [4] 占潜,高云国,于萍. 光电探测器调焦机构的设计与精度分析[J]. 激光与红外, 2014, 44(11): 1238-1243.
ZHAN Q, GAO Y G, YU P. Design and analysis on focusing mechanism of photoelectric detector and its precision[J]. Laser & Infrared, 2014, 44(11): 1238-1243.
- [5] 王凯,徐明林,解鹏,等. 空间高光谱相机调焦机构精度分析与试验[J]. 机械工程学报, 2019, 55(12): 29-36.
WANG K, XU M L, XIE P, et al. Precision analysis and experiment of focusing mechanism of space hyperspectral camera[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2019, 55(12): 29-36.
- [6] 贾学志,张雷,安源,等. 空间光学遥感器精密调焦机

- 构设计与试验[J]. 机械工程学报, 2016, 52(13): 25-30.
- JIA X ZH, ZHANG L, AN Y, et al. Design and experiment research on precision focusing mechanism of space remote sensor [J]. Journal of Mechanical Engineering, 2016, 52(13): 25-30.
- [7] 浦前帅, 翟岩, 文大化, 等. 星载红外探测器调焦机构设计与分析[J]. 长春理工大学学报(自然科学版), 2015, 38(2): 25-28.
- PU Q SH, ZHAI Y, WEN D H, et al. Design and analysis of focusing mechanism for space borne infrared detector[J]. Journal of Changchun University of Science and Technology: Natural Science Edition, 2015, 38(2): 25-28.
- [8] 杨会生, 李志来, 樊延超, 等. 空间相机均力输出式调焦机构[J]. 光学精密工程, 2016, 24(4): 796-803.
- YANG H SH, LI ZH L, FAN Y CH, et al. Focusing mechanism with equal output forces for space camera[J]. Optics and Precision Engineering, 2016, 24(4): 796-803.
- [9] 伞兵, 李景林. 大口径反射光学系统调焦机构设计[J]. 红外与激光工程, 2013, 42(S2): 329-332.
- SAN B, LI J L. Focusing device design of the large aperture optics system [J]. Infrared and Laser Engineering, 2013, 42(S2): 329-332.
- [10] 刘磊, 曹国华. 大视场长焦面光学传感器双凸轮式焦面调焦机构[J]. 光学精密工程, 2012, 20(9): 1939-1944.
- LIU L, CAO G H. Double cam focusing mechanism of space camera with wide field and long-focal-plane [J]. Opt. Precision Eng 2012, 20(7): 1939-1944.
- [11] 崔永鹏, 何欣, 王忠善. 一种适用于大尺寸焦面的调焦机构[J]. 光电工程, 2015, 42(6): 57-61.
- CUI Y P, HE X, WANG ZH SH. Focusing mechanism of big dimension focal plane [J]. Opto-Electronic Engineering, 2015, 42(6): 57-61.
- [12] 杜一民, 贾学志, 安源, 等. 高分辨率空间相机调焦机构设计与分析[J]. 红外技术, 2019, 41(4): 305-310.
- DU Y M, JIA X ZH, AN Y, et al. Design and analysis of focusing mechanism for a high resolution space camera[J]. Infrared Technology, 2019, 41(4): 305-310.
- [13] YAO J M, WU Y H, SUN J, et al. Friction and wear characteristics of silicon nitride ceramics under dry friction condition [J]. Materials Research Express, 2021, 8(3): 035701.
- [14] 邵长伟, 龙鑫, 张帅, 等. 氮化物陶瓷纤维的制备、结构与性能[J]. 航空制造技术, 2020, 63(15): 90-101.
- SHAO CH W, LONG X, ZHANG SH, et al. Fabrication, structures and properties of nitride ceramic fibers [J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2020, 63(15): 90-101.
- [15] 翟彦青, 高东强, 陈威. 苛刻环境下陶瓷材料摩擦学行为研究现状[J]. 中国陶瓷, 2020, 56(12): 1-9.
- ZHAI Y Q, GAO D Q, CHEN W. Research status of tribological behavior of ceramic materials in harsh environment[J]. China Ceramics, 2020, 56(12): 1-9.
- [16] 张洪伟, 徐钰蕾, 李全超, 等. 轻型双波段航空相机调焦机构的设计[J]. 激光与光电子学进展, 2016, 53(8): 252-258.
- ZHANG H W, XU Y L, LI Q CH, et al. Design of focusing mechanism for lightweight dual-band aerial camera [J]. Laser & Optoelectronics Progress, 2016, 53(8): 252-258.
- [17] 许志涛, 刘金国, 龙科慧, 等. 高分辨率空间相机调焦机构精度分析[J]. 光学学报, 2013, 33(7): 283-288.
- XU ZH T, LIU J G, LONG K H, et al. Accuracy analysis of focusing mechanism of high resolution space camera [J]. Acta Optical Sinica, 2013, 33(7): 283-288.

作者简介



单博闻 2015 年于西北工业大学获得学士学位, 现为中国科学院大学研究生, 主要研究方向为空间光学传感器结构设计。

E-mail: 402141702@qq.com



Shan Bowen received his B.Sc. degree from Northwestern Polytechnical University in 2015. He is currently a master student at University of Chinese Academy of Sciences. His main research interests is structure design of space optical remote sensors.

陈长征(通信作者) 2000 年于哈尔滨工业大学获得学士学位, 2007 年于中国科学院大学获得博士学位, 现为长春光学精密机械与物理研究所研究员, 博士生导师, 主要研究方向为空间光学传感器总体设计。

E-mail: chencz@ciomp.ac.cn

Chen Changzheng (Corresponding author) received his B.Sc. degree from Harbin Institute of Technology in 2000, and received his Ph.D. degree from University of Chinese Academy of Sciences in 2007. He is currently a professor and a Ph.D. advisor at CIOMP. His main research interests is integrated design of space optical remote sensors.