

文章编号 1004-924X(2009)11-2757-05

# 星载光学遥感器调焦机构的设计

张新洁<sup>1</sup>, 颜昌翔<sup>1</sup>, 谢 涛<sup>2</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. 吉林省农业机械研究院, 吉林 长春 130000)

**摘要:**设计了一种用于星载光学遥感器的调焦机构,该设计采用谐波减速器和滚珠丝杠、直线导轨配合使用的方案,弥补了传统调焦结构的不足。通过对调焦负载阻力矩的分析选择相应的电机,计算了该调焦机构的理论灵敏度为  $0.43 \mu\text{m}$ ;将该机构随同整机进行了力学环境模拟试验,对其力学环境试验前后的调焦精度进行了对比。结果显示其试验前后直线偏角均小于  $20''$ ,位移误差均小于  $5 \mu\text{m}$ ,满足使用要求。试验结果表明,该空间调焦机构具有结构紧凑、刚度高、位移精度高等特点,能够满足空间调焦的设计要求。

**关键词:**光学遥感器;调焦机构;阻力矩;调焦灵敏度;力学环境试验

**中图分类号:**V443.5;TP73 **文献标识码:**A

## Design of focusing mechanism of space remote sensor

ZHANG Xin-jie ,YAN Chang-xiang ,Xie Tao

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

2. *Jilin Academy of Agricultural Mechanization, Changchun 130000, China*)

**Abstract:** A kind of focusing structure for a space remote sensor was designed, which combined a harmonic drive, a screw, and a line guide rail to compensate the shortcomings of traditional focusing structures. A motor model was selected according to the analysing on a resistance torque, then the resolution of focusing structure was calculated to be  $0.43 \mu\text{m}$ . The structure was tested in a dynamic environment with the whole machine, and focus precisions were compared before and after the dynamic environment testing. The testing data indicate that the line tilt is less than  $20''$  and the displacement error is less than  $5 \mu\text{m}$ , which meets the requirement for use. Experimental results prove that this focusing structure is characterized by his compact volume, high rigidity and well precision.

**Key words:** optical remote sensor;focusing structure; resistance torque; focusing resolution; dynamic environment testing

## 1 引言

星载光学遥感器任务的关键是获取和提供清晰完整的图像,而要想获得高清晰度的图像,在光学遥感器指向镜对准星下点目标进行推扫时,星下点目标必须准确地成像在 CCD 的感光面上。实际工作中,遥感器在运载过程中会受到冲击和振动的影响,在轨道上也会由于高度、温度、大气压力变化等造成遥感器 CCD 感光面的离焦现象。为了解决这一问题,当前的光学遥感器都是采用相应的调焦机构来微调光学系统中光线成像的位置,补偿 CCD 的离焦量,使星下点目标准确成像在 CCD 感光面上。此外,采用空间调焦,也可以放宽对光学系统各光学反射镜安装位置及其变化的要求,有利于光学遥感器在恶劣的环境下可靠地工作<sup>[1-3]</sup>。

随着科学技术的发展,对苛刻的发射环境和空间环境下星载移动部件的可靠性和精度要求越来越高,为了满足相应的使用要求,本文在传统调焦结构的基础上,设计了一种满足空间使用条件,性能稳定,结构可靠的调焦机构,并对其进行了相应的试验验证。

## 2 调焦方案设计

### 2.1 调焦方式的选择<sup>[3]</sup>

调焦方式主要由光学系统、结构形式、调焦精度及使用环境条件决定。不同光学系统其调焦方式不同,常用的调焦方式主要有镜组移动式、焦面反射镜移动式 and 焦平面移动式几种,根据本光学遥感器的结构特点,本文选择焦面反射镜移动的方式,即在焦面前增加一块反射镜改变光路方向,通过移动反射镜改变焦面位置来达到调焦的目的。

### 2.2 调焦机构的设计<sup>[5-6]</sup>

一般调焦的结构设计大致分为以下几种,蜗轮蜗杆传动方式,凸轮传动方式以及丝杠传动方式等。其中蜗轮蜗杆传动调焦方式适合于微调机构,其特点是可以产生较大的传动比,具有自锁功能;缺点是体积大,质量重。凸轮传动调焦方式的特点是结构和装配工艺简单,工作可靠,但凸轮曲线加工难度较高,加工周期长。丝杠传动调焦方

式的特点是结构简单,体积小,重量轻;缺点是不能自锁,调焦精度较低,稳定性差。

通过以上几种调焦结构设计的类比,针对星载移动部件要面对的空间环境,本文提出了一种由谐波减速器、滚珠丝杠和直线导轨配合传动的调焦结构设计。其传动结构的示意图如图 1 所示,电机通过谐波减速器带动滚珠丝杠,使连接在丝杠螺母上的调焦反射镜组件沿直线导轨往复运动,从而达到调焦的目的。由于用谐波减速器带动滚珠丝杠,故该结构具有自锁功能;且滚珠丝杠与导轨配合使用,提高了调焦机构的跳动度和直线度,但同时也增加了其装配难度,在该结构中选用了高精度的导轨和丝杠,具有较高的直线度和平行度,安装之后对该结构进行一定时间的反复跑合试验,对相应的传动机构进行磨合,从而保证了使用中机构运动的顺畅性和稳定性。

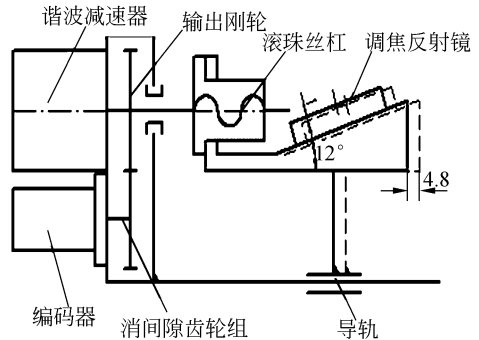


图 1 调焦组件传动结构示意图

Fig. 1 Structure diagram of focusing device

### 2.3 调焦灵敏度

已知谐波减速器的传动比为  $i = 1 : 70$ ,丝杠选择直径  $d = 8$  mm, 导程  $s = 12$  mm 的滚珠丝杠,电机的步距角为  $0.9^\circ$ ,则电机每走一个步距角,调焦机构行走的直线位移灵敏度为<sup>[3]</sup>:

$$\epsilon = \frac{\alpha \cdot i \cdot s}{360} = \frac{0.9/70 \times 12}{360} = 0.43 \mu\text{m}$$

由图 1 可知调焦机构中反射镜移动方向与反射镜反射面成  $12^\circ$  角,使反射镜沿导轨方向的移动量与镜面沿法线方向移动量之比为  $4.8 : 1$ 。推出调焦反射镜沿法线方向移动的位移灵敏度为:

$$0.43/4.8 = 0.09 \mu\text{m}$$

### 2.4 电机的选择

根据图 1 调焦组件传动机构示意图画出其电

力传动系统等效系统图<sup>[7]</sup>,如图 2 所示:

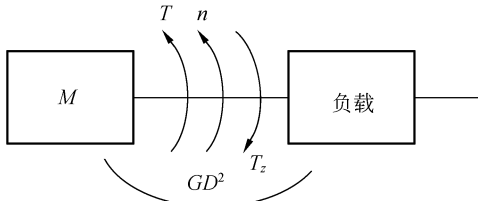


图 2 调焦结构电力传动系统示意图

Fig. 2 Power transmission system of focusing device

图中,  $M$  代表电机;  $T$  为电机转矩;  $n$  为电动机轴的转速;  $T_z$  为工作机轴上的阻转矩;  $GD^2$  为调焦结构的飞轮矩;

阻转矩的计算公式为:

$$T_z = 9.55 \frac{F_z v_z}{\eta_c n}$$

式中,  $F_z = m_z g$  为工作机构直线作用力;  $v_z$  为直线运动物体的速度;  $\eta_c$  为传动机构总效率。

电机负载各部件质量如表 1 所示:

表 1 电机负载各部件材料和质量

Tab. 1 Materials and quality of motor loads

构件名称	反射镜架	反射镜	丝杠	反射镜固定卡	导轨滑块
材料	TC4	K9	GCr15	TC4	GCr15
质量(g)	225	63	50	19.5	68

由上表可知

$$m_z = 225 + 63 + 50 + 19.5 + 68 = 425.5 \text{ g}$$

$$F_z = m_z g = 0.4255 \times 9.8 = 4.17 \text{ N}$$

本文将工作时为电机提供的脉冲频率设计为 250 Hz, 电机步距角为  $0.9^\circ$ , 则电机轴的转速  $n = \frac{250 \times 0.9}{360} \times 60 = 37.5 \text{ r/min}$ 。

已知设计中谐波减速器的传动比为  $i = 1 : 70$ , 丝杠选择直径  $d = 8 \text{ mm}$ , 导程  $s = 12 \text{ mm}$  的滚珠丝杠。直线运动物体的速度为

$$v_z = \epsilon \times 250 = 0.43 \times 10^{-6} \times 250 = 1.075 \times 10^{-4} \text{ m/s}$$

推出

$$T_z = 9.55 \frac{F_z v_z}{\eta_c n} = 9.55 \times \frac{4.17 \times 1.075 \times 10^{-4}}{0.95 \times 37.5} = 1.2 \times 10^{-2} \text{ N} \cdot \text{cm}$$

根据计算本文选择了电机保持转矩为 17 N · cm; 四相八拍方式工作, 步距角为  $0.9 \times (1 + 0.05)^\circ$ ; 电机性能满足调焦负载需求。

### 3 试验验证

#### 3.1 力学环境模拟试验

星上载荷的使用环境条件比较苛刻, 须对整机进行力学环境模拟试验, 此调焦机构随同星载光学遥感器整机进行了力学环境模拟试验, 包括 XYZ3 个方向的正弦振动试验和随机振动试验, 并在调焦机座外侧安装传感器, 其中 X 轴为飞行方向, -Y 方向为对地方向, Z 轴按右手定则确定, 其试验结果如表 2, 表 3 所示:

表 2 3 个方向正弦振动幅值响应情况

Tab. 2 Response to sine amplitudes in three directions

加载方向		X	Y	Z
输入	加速度(g)	0.684	0.684	0.684
预振级 sin	发生频率(Hz)	71.9	87.7	92.9
	输出加速度(g)	4.5	0.8	3.5
最大响应	放大倍率	6.6	1.2	5.12
	输入加速度(g)	3.36	3.36	7.2
鉴定级 sin	发生频率(Hz)	80.4	98.1	54.7
	输出加速度(g)	14.3	3.6	12.6
最大响应	放大倍率	4.26	1.1	1.75

表 3 3 个方向随机振动幅值响应情况

Tab. 3 Response to random amplitudes of three directions

		预振级随机振动		鉴定级随机振动	
		PSD ( $g_z^2/\text{Hz}$ )	$g(\text{rms})$	PSD ( $g_z^2/\text{Hz}$ )	$g(\text{rms})$
输入		0.0225	2.904	0.09	5.808
X 向	输出	2.8	8.6	8.2	16.7
振动	放大倍率		2.96		2.88
Y 向	输出	0.1	8.9	13.0	26.2
振动	放大倍率		3.06		4.4
Z 向	输出	1.4	6.0	2.7	8.9
振动	放大倍率		2.1		2.6

根据该星载力学环境试验建造规范要求, 结构组件在力学环境试验中正弦振动的放大倍率  $< 10$ , 随机振动的放大倍率  $< 5$ , 即表明该结构可以经受住该振动环境的考验, 表 2、表 3 的数据表明, 在正弦和随机振动的力学环境模拟实验中, 该调焦机构具备了经受该力学环境模拟试验的能力。

### 3.2 位移精度测试

#### 3.2.1 移动偏角测试

移动偏角测试主要检测的是调焦机构运动的直线性,测量调焦机构在运动过程中的偏摆情况,测试简图如图 3 所示,在调焦组件上粘贴平面反射镜,采用平面镜法线作为方位基准,用经纬仪自准直的方式来获得平面镜法线方向<sup>[8]</sup>,从而测量出调焦机构运动的偏摆角,其 XY 坐标方向如图 3 所示。

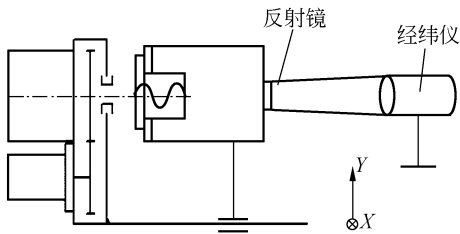


图 3 经纬仪测试简图

Fig. 3 Structural diagram of testing by theodolite

驱动调焦机构在调焦范围内反复移动,用经纬仪观测反射镜,分别取移动偏摆角度较大的 3 点,记录 3 点数据,力学环境模拟前后的试验数据如表 4、表 5 所示。

表 4 力学环境模拟试验前测试数据

Tab. 4 Measurement data before dynamic environment test

偏角	1	2	3	平均
X 向	11.3"	12.4"	13.4"	12.36"
Y 向	6"	7.3"	6.2"	6.3"

表 5 力学环境模拟试验后测试数据

Tab. 5 Measurement data after dynamic environment test

偏角	1	2	3	平均
X 向	15.1"	12.1"	14.5"	13.9"
Y 向	3"	2"	3.2"	2.73"

表 4、表 5 的试验数据表明力学环境模拟试验前后,调焦组件的移动偏角变化不大,均在设计要求 20" 范围内。

#### 3.2.2 位移精度测试<sup>[9]</sup>

在测试中用程序控制电机,要求其每次运行

相同的步数,由于机械结构等原因,编码器实际行走步数与命令步数会有一定偏差,根据读取编码器反馈的实际数值计算出调焦机构的理论行走位移,同时用测微仪测量调焦机构的实际直线位移,之后对试验前后两组数据进行对比,这里将机构行走位移误差转化成调焦反射镜法线运动方向位移误差,其力学试验前后的误差对比如图 4 和表 6 所示。

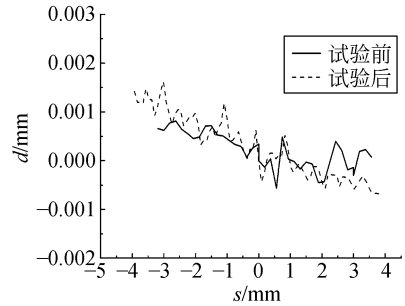


图 4 力学试验前后调焦法线位移误差

Fig. 4 Normal displacement errors by focus lens before and after dynamic environment tests

表 6 力学环境试验前后位移精度偏差对比

Tab. 6 Comparison of displacement errors before and after dynamic environment tests

	最小位移 偏差(mm)	最大位移 偏差(mm)	平均位移 偏差(mm)
试验前	4.16E-6	0.000 8	0.000 2
试验后	0.000 8	0.002	0.000 3

由以上数据可以看出,力学环境试验后,该机构的位移精度有所下降,但仍小于设计要求的 5  $\mu\text{m}$ ,故试验前后该机构的位移精度均满足其使用要求。

## 4 结 论

综上所述,这种由谐波减速器、滚珠丝杠和直线导轨配合传动的调焦机构,弥补了传统调焦结构的不足;通过力学试验前后的测试对比可知,试验前后直线偏角均  $< 20''$ ,位移误差  $< 5 \mu\text{m}$ ,证明了其具有结构紧凑、运行平稳、质量轻、可靠性高、位移精度高等特点,适用于航空光学遥感器中的调焦结构设计。

## 参考文献:

- [1] 韩昌元. 高分辨力空间相机的光学系统研究[J]. 光学精密工程, 2008, 16(11): 2164-2172.  
HAN CH Y. Study on optical system of high resolution space camera [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2008, 16(11): 2164-2172. (in Chinese)
- [2] 黄和平, 夏寅辉, 安成斌. 大口径、长焦距红外系统调焦机构设计[J]. 激光与红外, 2005, 35(10): 745-747.  
HUANG H P, XIA Y H, AN CH B. Design on the focusing mechanism of long focus IR system[J]. *Laser and Infrared*, 2005, 35(10): 745-747. (in Chinese)
- [3] 丁亚林, 田海英, 王家琪. 空间遥感相机调焦机构设计[J]. 光学精密工程, 2001, 9(1): 36-38.  
DING Y L, TIAN H Y, WANG J Q. Design on the focusing mechanism of space remote-sensing camera [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2001, 9(1): 36-38. (in Chinese)
- [4] 张继超, 丁亚林, 张洪文. 一种航空画幅遥感相机调焦机构的设计[J]. 光学仪器, 2007, 29(7): 51-52.  
ZHANG J C, DING Y L, ZHANG H W. Design for a kind of aerial frame camera s focusing structure[J]. *Optical Instruments*, 2007, 29(7): 51-52. (in Chinese).
- [5] 张景和. 精密谐波传动在三坐标测量机上的应用[J]. 光学精密工程, 1998, 6(2): 44-48.  
ZHANG J H. Application of harm onic gear drive to 3-axes measuring machine [J]. *Opt. Precision Eng.*, 1998, 6(2): 44-48. (in Chinese)
- [6] 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. (in Chinese)
- [7] 徐灏, 邱宣怀, 等. 机械设计手册(第五卷)[M]. 北京: 机械工业出版社, 1992.  
XU H, QIU X H, et al.. *Machine Design Handbook* [M]. Beijing : Publishing House of Mechanical Industry, 1992. (in Chinese)
- [8] 陈继华, 黄剑波, 牟爱国, 等. 一种新的经纬仪自准直方法[J]. 测绘科学技术学报, 2006, 23(5): 338-344.  
CHEN J H, HUANG J B, MU A G, et al.. A novel method of auto-collimation by Theodolite [J]. *Journal of Zhengzhou Institute of Surveying and Mapping*, 2006, 23(5): 338-344. (in Chinese)
- [9] 胡君, 吴伟平. 光学成像遥感器调焦控制电路仿真测试[J]. 光学精密工程, 2007, 15(10): 1504-1505.  
HU J, WU W P. Testing and simulation of focusing circuit of optical remote sensor [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2007, 15(10): 1504-1505. (in Chinese)

## 作者简介:



张新洁(1978—),女,吉林长春人,助理研究员,2006年于吉林大学获得机械制造及自动化专业硕士学位,主要从事光学遥感器光机结构设计研究。E-mail: zhangxj78@tom.com



谢涛(1963—),男,山东鱼台人,学士,高级工程师,主要从事数控技术的研究。E-mail: xiejr33315@sina.com



颜昌翔(1973—),男,副研究员,湖北洪湖人,2001年于中科院长春光学精密机械与物理研究所获博士学位,主要从事空间光学遥感技术方面的研究。E-mail: yan cx@ciomp.ac.cn