

文章编号: 1002-2082 (2025) 01-0041-08

引用格式: 郭伟, 许明明, 窦江培, 等. 空间星冕仪滤光轮机构设计与试验研究 [J]. 应用光学, 2025, 46(1): 41-48.

GUO Wei, XU Mingming, DOU Jiangpei, et al. Design and experimental study of filter wheel mechanism of space coronagraph[J]. Journal of Applied Optics, 2025, 46(1): 41-48.



在线阅读

# 空间星冕仪滤光轮机构设计与试验研究

郭伟<sup>1,2</sup>, 许明明<sup>1,2</sup>, 窦江培<sup>1,2</sup>, 何金凝<sup>1,2</sup>, 张子豪<sup>1,2,3</sup>, 孔令一<sup>1,2</sup>

(1. 中国科学院南京天文光学技术研究所, 江苏南京 210042; 2. 中国科学院天文光学技术重点实验室, 江苏南京 210042; 3. 中国科学院大学, 北京 100049)

**摘要:**为实现中国空间站巡天光学望远镜空间星冕仪的多谱段成像, 将不同光谱透过率的滤光片分时切入光路, 本文设计了一种结构紧凑的滤光轮机构。由于空间星冕仪需长期在轨观测, 要求滤光轮机构能够在轨长期高稳定性地切入切出, 设计了基于小模数蜗轮蜗杆作为机械传动机构的滤光轮, 具有结构紧凑、刚度高、机构单向 360° 旋转和反向自锁功能等特点; 详细分析了机构的运动精度和刚度及其动力学性能, 并在振动试验前后对滤光轮机构进行了精度测试。测试结果表明: 滤光轮定位精度满足  $\leq \pm 0.5$  mm 要求, 机构的 3 个方向一阶模态均  $> 100$  Hz。根据振动试验分析结果可知, 设计的滤光轮的刚度、动力学性能均满足航天力学环境要求, 能够保证空间复杂工况下多谱段成像。

**关键词:** 星冕仪; 滤光轮机构; 精度分析; 振动试验; 性能测试

中图分类号: TN203; V423.6

文献标志码: A

DOI: 10.5768/JAO202546.0101002

## Design and experimental study of filter wheel mechanism of space coronagraph

GUO Wei<sup>1,2</sup>, XU Mingming<sup>1,2</sup>, DOU Jiangpei<sup>1,2</sup>, HE Jinning<sup>1,2</sup>, ZHANG Zihao<sup>1,2,3</sup>, KONG Lingyi<sup>1,2</sup>

(1. Nanjing Institute of Astronomical Optics and Technology, Chinese Academy of Sciences, Nanjing 210042, China;

2. Key Laboratory of Astronomical Optics and Technology, Chinese Academy of Sciences, Nanjing 210042, China;

3. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

**Abstract:** In order to realize multi-spectral imaging of space coronagraph of Chinese space station survey optical telescope, a compact filter wheel mechanism was designed to cut the filters with different spectral transmittance into the optical path. Because the space coronagraph needed long-term observation in orbit, the high stability requirement for the filter wheel mechanism was put forward. A filter wheel based on small modulus worm gear as a mechanical transmission mechanism was designed, which had the features of compact structure, high stiffness, one-way 360° rotation and reverse self-locking function. The precision, stiffness, and mechanical properties of the mechanism were analyzed, and the precision of the filter wheel was tested before and after the vibration test. The test results show that the positioning accuracy of the filter wheel is less than or equal to  $\pm 0.5$  mm, and the first-order modes of the three directions of mechanism are all greater than 100 Hz. The vibration test analysis results show that the designed stiffness and dynamic performance of the mechanism can meet the requirements of aerospace mechanics environment, which can ensure the multi-spectral imaging

收稿日期: 2024-03-04; 修回日期: 2024-05-06

基金项目: 国家自然科学基金 (12103073, U2031210); 中国空间站工程项目资助 (201906)

作者简介: 郭伟 (1991—), 男, 硕士, 工程师, 主要从事空间运动机构设计、航天器力学仿真等研究。E-mail: wguo@niaot.ac.cn

通信作者: 许明明 (1981—), 男, 博士, 副研究员, 主要从事空间高精密光学仪器结构总体设计。E-mail: mingxu@niaot.ac.cn

under complex spatial conditions.

**Key words:** coronagraph; filter wheel mechanism; precision analysis; vibration test; performance test

## 引言

在宇宙中是否仅地球存在生命?太阳系外是否存在宜居星球?这些问题一直是科学家探索和寻求答案的问题<sup>[1-2]</sup>。太阳系外行星探测是当今国际天文学的研究热点,已经成为天文学领域最热门的研究方向之一<sup>[2-4]</sup>。

空间站系外行星成像星冕仪模块将专门对特定的目标——太阳系外行星进行高对比度成像探测和多波段测光研究,不受地面望远镜在成像对比度探测能力和观测波段的制约。星冕仪模块通过成像探测近邻恒星周围的系外行星,研究行星物理特性,为开展比较行星科学及搜寻类地行星奠定重要基础<sup>[4]</sup>。

滤光轮机构作为空间星冕仪模块工作波长选择系统,是主要空间运动机构。为保证多谱段的成像质量,空间星冕仪需要设计一种高精度、高稳定性的多谱段切换装置。通过电机驱动负载的旋转运动可实现不同谱段滤光片的切换,从而实现工作波长选择。通过不同谱段滤光片的光将由科学相机进行成像,滤光轮需要在轨全服役期内频繁切换工作波长。运动机构通常是设备中的单点失效环节,因此设计一种结构紧凑、长寿命、高刚度、高可靠性的滤光片切换机构是保障星冕仪在轨高对比度成像探测系外行星的前提。

詹姆斯·韦布空间望远镜(JWST)配备了一款中波红外滤光轮机构<sup>[5-6]</sup>和一个近红外通道低温滤光轮<sup>[7]</sup>。两款滤光轮均为中心轮转式驱动结构,滤光片口径小,光轴方向转轮外径尺寸大,产品有较高的刚度要求,不适用于结构紧凑的光机组件。贾慧丽等为GF-4研制了一个大尺寸薄壁轴承的滤光轮<sup>[8-10]</sup>,可进行不同谱段光谱滤光。该机构通过电机的自定位力矩来保证组件的自锁,需要通过大减速比放大电机的自定位力矩来实现负载的锁定,因此减速器结构尺寸较大,在径向占用空间大。鲍赫等人设计的一款基座为正五棱锥台结构的新型滤光轮机构<sup>[11-12]</sup>,正棱台基座将滤光轮的结构刚度提高4倍,该滤光轮具有高精度、高强度、高可靠性和自锁功能。但该结构由于基座和滤光轮组件装配非平衡结构,滤光轮组件内容易产生张力,因此该滤光轮结构对装配精度要求

较高<sup>[12]</sup>。

空间星冕仪成像对比度可以达到 $10^{-8}$ ,极高的成像对比度要求光机组件在轨工作必须具备高稳定性,不仅要结构紧凑,可靠性高,同时其刚度和动力学性能须满足发射环境考核。

针对空间星冕仪的要求,本文设计了基于小模数蜗轮蜗杆传动的一种结构紧凑、超高稳定性的滤光轮机构,用于空间天文探测。文中对其进行全面的功能和性能分析以及精度分析,并对机构进行模态分析,采用正弦振动和随机振动试验验证机构的可靠性。

## 1 空间滤光轮机构设计与结构优化

### 1.1 空间滤光轮机构设计要求

滤光轮机构上配备7个谱段的滤光片,对应的滤光片谱段依次为: B1(910 nm~970 nm)、B2(1 140 nm~1 390 nm)、B3(1 350 nm~1 500 nm)、B4(1 485 nm~1 600 nm),安装的近红外波段的窄带滤光片用于科学观测中的成像波段选择。由于观测模式的需求,只有在观测到系外行星情况下有目标时,滤光片才会通过运动机构旋转至特定波段下精确测量天体目标。机构滤光片口径为 $\phi=20$  mm,通光口径为 $\phi=16$  mm,相邻滤光片孔位之间需在10 s内完成切换,滤光轮转速初步设定为1 r/min,滤光片偏心误差 $\leq \pm 0.5$  mm,整体机构质量 $\leq 1.8$  kg,滤光轮尺寸包络不大于170 mm×125 mm×102 mm。

为保证滤光轮在轨时正常稳定工作,电机静态力矩裕度 $>1$ ,同时为满足发射时复杂的力学环境性能,避免机构与火箭主动段低频共振,机构一阶模态 $>150$  Hz,根据空间星冕仪观测模式,需在轨10年,累计工作时长0.5年。

### 1.2 空间滤光轮机构构型设计和结构优化

结合滤光片转轮设计要求、国内外研究现状及实际紧凑的空间布局要求,本文设计了一种结构紧凑的滤光轮装置。采用步进电机驱动,小模数蜗轮蜗杆机构减速器作为传动机构,霍尔器件进行位置反馈,转盘上均布7个滤光片;负载滤光轮转盘与蜗轮输出端连接,蜗轮蜗杆传动比为50:1;步进电机驱动蜗杆蜗轮减速器,使指定的滤光片切入光路成像。在蜗轮驱动转盘旋转过程

中,通过霍尔器件监测位置,发出反馈信号,实现位置定位功能。根据滤光轮机构的重量和刚度要求,L型基座和转盘材料为钛合金 TC4,减速箱体为 2A12,蜗杆为 9Cr18,蜗轮为 7A04。滤光片为熔石英材质,尺寸为  $\phi 20\text{ mm}\times 4\text{ mm}$ ,并用环氧胶胶接,装入钛合金镜框内,用钛合金材质的螺纹压圈轴向固定。为保证滤光轮转盘的质心与蜗轮轴重合,减少转盘质心偏移产生的力矩,转盘应尽可能均匀分布设计。滤光轮设计结构如图 1 所示。

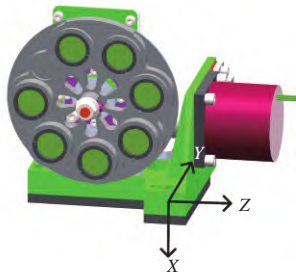


图 1 滤光轮机构设计方案

Fig. 1 Structure design scheme of filter wheel mechanism

影响滤光轮动力学刚度的主要因素为 L 型基座。为保证转盘顺利转动,最小离地间隙距离为 5 mm。完成构型设计的滤光轮及其位置参数优化图如图 2 所示(图中单位为 mm)。

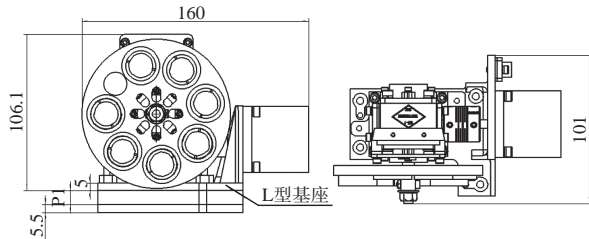


图 2 滤光轮 L 型基座高度优化参数

Fig. 2 L-base height optimization parameters of filter wheel

空间机构的低阶模态是考察其动态刚度的重要指标,若其低阶固有频率与火箭或卫星的固有频率重叠或相近,则机构在振动环境中会发生共振,内部振动响应放大明显,进而降低了机构的精度,甚至导致机构无法正常工作<sup>[13]</sup>。以滤光轮一阶固有频率为约束条件,通过设计合理的 L 型基座高度,使滤光轮获得最大刚度。优化的模型可表示为

$$\omega = \max \left( \sqrt{\frac{k}{m}} \right) \in (p_1) \quad (1)$$

式中:  $k$  为滤光轮刚度;  $m$  为滤光轮质量;  $p_1$  为 L 型基座刚度距离,设计范围为  $0\text{ mm} \leq p_1 \leq 13.4\text{ mm}$ 。

滤光片转轮机构和星冕仪模块通过螺钉固定连接。

对优化模型进行计算分析,最终得到由一系列可行解组成的解集(即 Pareto 解集)。优化迭代过程如图 3 所示。选出 1 组最优解,如表 1 所示。

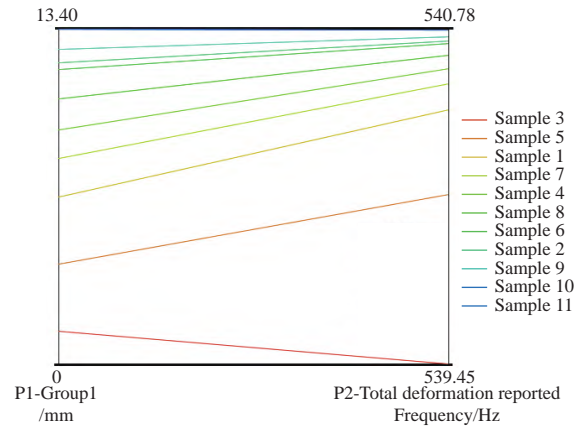


图 3 滤光轮结构设计优化迭代过程

Fig. 3 Structure design optimization iterative process of filter wheel

表 1 设计变量与优化结果

Table 1 Design variables and optimization results

参数	设计范围/mm	优化结果/mm	优化后固有频率/Hz
$p_1$	$0 \leq p_1 \leq 13.4$	10.613	540.67

结合星冕仪模块实际光轴设计高度,滤光轮 L 型基座  $p_1$  取值 9.5 mm,最终设计的滤光轮实际质量约为 1.6 kg,滤光轮尺寸包络为  $160\text{ mm}\times 121.1\text{ mm}\times 101\text{ mm}$ 。

### 1.3 机构模态分析

通过有限元方法分析滤光轮机构的动力学性能,是空间结构动态分析的有效方法<sup>[14-15]</sup>。建立如图 4 所示机构有限元模型,包含的单元和节点数为 200827 和 352425,各部件的连接界面包括螺钉连接、轴承配合以及橡胶粘接。模态振型如图 5 所示。

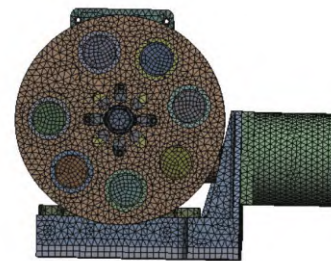
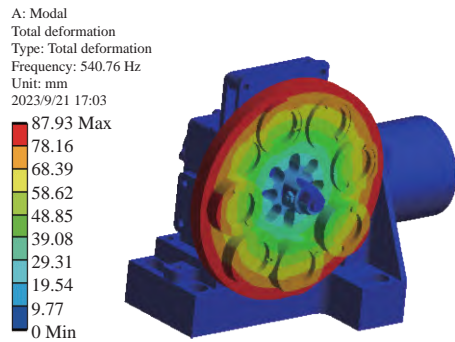
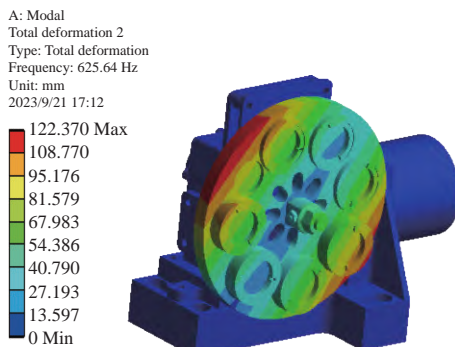


图 4 有限元模型

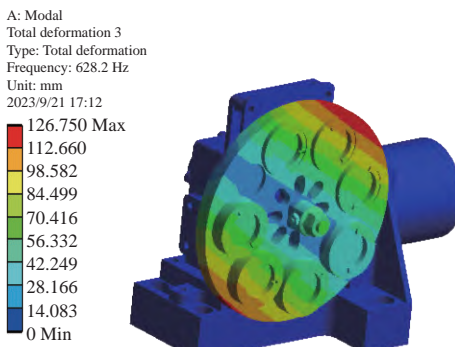
Fig. 4 Finite element model



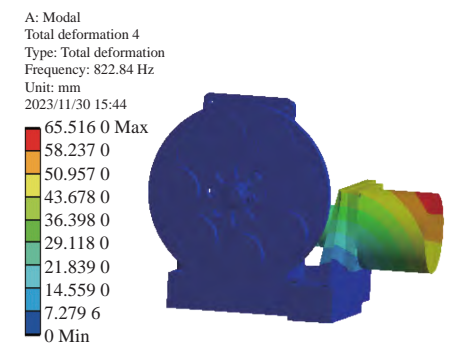
(a) 一阶模态振型



(b) 二阶模态振型



(c) 三阶模态振型



(d) 四阶模态振型

图 5 滤光轮机构模态分析

Fig. 5 Modal analysis of filter wheel mechanism

分析图 5 可知,一阶模态频率为 540.76 Hz,一阶模态高于 150 Hz,满足刚度要求,高于火箭的共振频率。前 4 阶模态频率和振型如表 2 所示。

表 2 滤光轮机构前 4 阶模态分析结果

Table 2 The first 4-order modal analysis results of filter wheel mechanism

阶次	频率/Hz	振型方向
1	540	X方向
2	625	Y方向
3	628	Y方向
4	822	Z方向

## 2 滤光轮参数设计与精度分析

### 2.1 电机驱动参数和机构自锁性能分析

滤光轮装置设计选用 J45BYG005A 步进电机作为驱动部件,牵入力矩  $T \geq 0.16 \text{ N}\cdot\text{m}$ (启动频率  $f = 125 \text{ Hz}$ ),系统的负载惯性力矩  $M_1 = 10 \text{ N}\cdot\text{mm}$ ,深沟球轴承的滚动摩擦力矩  $T_1 = 24 \times 10 \text{ N}\cdot\text{mm}$ ,角接触球轴承的摩擦力矩  $T_2 = 53.83 \times 10 \text{ N}\cdot\text{mm}$ 。由于不存在重力引起的阻力矩,稳定运转力矩  $M_2$  计算如下:

$$M_2 = 2T_1 + \frac{2T_2}{\eta i} = 53.383 \text{ N}\cdot\text{mm} \quad (2)$$

设蜗轮蜗杆传动效率  $\eta = 0.4$ ,则电机设计的驱动裕度  $Q$  为

$$Q = \frac{T}{M_1 + M_2} - 1 = 1.52 \quad (3)$$

由式(3)可知,设计的电机驱动裕度满足  $Q > 1$  的要求。

在运输和发射阶段,滤光轮必须经受住火箭发射引发的复杂动力学环境,因此机构需要具有一定的锁定能力,防止转轮机构因为火箭发射的力学环境变化,出现滤光片组件移动。同时在轨科学载荷进行系外天体科学观测时,滤光轮在转动到一定波段位置,需保持静止锁定状态进行成像观测。因此,转轮机构的自锁性对于机构能否正常工作至关重要。

电机自身的定位力矩为  $T_1 \geq 0.01 \text{ N}\cdot\text{m}$ ,发射阶段机构承受的加速度  $\leq 10 \text{ g}$ ,则电机自锁力矩裕度为

$$\frac{\eta T_0 i}{(10T_0 - T_1)} - 1 = 1.13 \quad (4)$$

计算结果表明,电机的自定位力矩能够满足发射阶段该组件的锁定功能。

小模数蜗杆导程角  $\gamma = 2^\circ 52'$ ,蜗杆采用的是润质处理的 9Cr18,蜗轮材料使用的是 7A04,润滑方式采用二硫化钼固体润滑。二硫化钼的摩擦系数  $\mu = 0.08 \sim 0.1$ ,取其最小值 0.08,则当量摩擦角

$\rho_v = \arctan \mu = 4.57^\circ$ , 当量摩擦角大于蜗杆导程角, 蜗轮蜗杆传动的反向自锁性可靠。

本机构中 8 个滤光片圆周布置在转盘上, 相邻 2 个滤光片切换角度  $\theta_1=42^\circ$ , 电机运行频率  $f=400$  Hz, 步距角  $\theta=1.8^\circ$ , 则切换时间为

$$t = \frac{\theta_1 i}{f_2 \theta} = 2.9 \text{ s} \leq 10 \text{ s} \quad (5)$$

因此, 满足相邻谱段滤光片切换时间  $t < 10$  s 的要求。

## 2.2 滤光轮运动机构精度分析

转轮运动机构在加工和装配过程中, 不可避免地会出现加工误差和装配误差。零件加工误差、蜗轮蜗杆的传动误差以及装配误差都会直接影响滤光片的定位精度。经过分析, 对转轮机构的精度产生较大影响的误差来源有: 蜗轮蜗杆的传动误差和空回误差、步进电机的步距角误差、轴承误差以及用于位置监测的传感器测量误差。

步进电机的步距角误差  $\theta=1.8^\circ \pm 8\%$  (或者  $\theta=1.8^\circ \pm 0.144^\circ$ ), 则滤光轮转动的角度误差  $\delta_1$  为

$$\delta_1 = \frac{\Delta \theta}{i} = \frac{0.144^\circ}{50} = 0.00288^\circ \quad (6)$$

滤光轮使用的蜗轮蜗杆加工精度为 6 级, 蜗轮齿距极限偏差  $f_{pt}=\pm 0.007$  mm, 取蜗轮齿距极限偏差  $f_{pt}=0.01$  mm, 则蜗轮蜗杆传动误差  $\delta_2$  为

$$\delta_2 = \arctan\left(\frac{0.01}{25}\right) = 0.023^\circ \quad (7)$$

轴承采用 P4 精度, 轴系误差不大于  $\delta_3=0.002^\circ$ 。蜗轮分度圆半径  $r=12.5$  mm, 初步估算蜗轮蜗杆之间的空回误差为 0.02 mm, 则角度误差  $\delta_4$  为

$$\delta_4 = \arctan\left(\frac{0.02}{r}\right) = \arctan\left(\frac{0.02}{12.5}\right) = 0.092^\circ \quad (8)$$

综合误差值为

$$\delta = \sqrt{\delta_1^2 + \delta_2^2 + \delta_3^2} + \frac{\delta_4}{\sqrt{2}} = \sqrt{0.00288^2 + 0.023^2 + 0.002^2} + \frac{0.092^\circ}{\sqrt{2}} = 0.088^\circ \quad (9)$$

使用霍尔开关进行位置监测反馈, 霍尔器件的测量精度为 0.1 mm~0.2 mm。滤光片转轴与霍尔器件中心的距离为 31.75 mm, 取霍尔器件测量精度为 0.1 mm, 对应霍尔器件中心的角度误差为  $0.18^\circ$ 。

综合滤光轮机构的电机误差、轴系转动误差和霍尔器件的测量误差, 可知滤光轮机构转动误差为  $0.088^\circ + 0.18^\circ = 0.268^\circ$ 。转盘转轴与滤光片中心之间的距离为 34.5 mm, 对应最大线性误差为

$$34.5 \times \tan(0.449^\circ) = 0.16 \text{ mm} < \pm 0.5 \text{ mm} \quad (10)$$

因此, 滤光片转轮转动精度满足偏心误差  $\pm 0.5$  mm 的要求。

## 3 滤光轮机构力学试验与性能测试

### 3.1 滤光轮机构力学试验

滤光轮机构在发射过程中, 需要承受严酷的正弦振动和随机振动环境。必须考核滤光轮机构在正弦振动、随机振动等复杂环境下的动力学特性, 需要对滤光轮机构进行全面的振动试验考核。

火箭在发射过程中, 由于助推剂燃烧不充分, 会产生振动, 尽管实际发射过程中的动态载荷环境是非周期性的, 但是对于 100 Hz 以下的低频振动载荷, 大多采用周期性正弦载荷进行分析。下面分别从 X、Y、Z 3 个方向进行振动响应分析, 并在试验前后进行 0.2 g 特征扫频试验, 试验条件如表 3 和表 4 所示, 试验方向与火箭发射时坐标系保持一致。

表 3 滤光轮正弦振动条件

Table 3 Sinusoidal vibration conditions of filter wheel

X向		Y向		Z向	
频率/Hz	试验条件	频率/Hz	试验条件	频率/Hz	试验条件
5~10	8.3 mm	5~10	10 mm	5~10	10.8 mm
10~25	3.3 g	10~14	4 g	10~14	4.3 g
25~85	4.8 g	14~65	6 g	14~60	6.7 g
85~100	3.7 g	65~72	8 g	60~72	7 g
		72~100	5.3 g	72~100	5.7 g

注: 表2中试验条件mm为幅值; g为重力加速度。

表 4 滤光轮随机振动条件

Table 4 Random vibration conditions of filter wheel

方向	频率范围/Hz	验收级(功率谱密度)	均方根加速度
X	20~100	6 dB/Oct	7.98 grms
	100~800	0.0595 g <sup>2</sup> /Hz	
	800~2000	-9 dB/Oct	
Y	20~100	6 dB/Oct	4.74 grms
	100~800	0.021 g <sup>2</sup> /Hz	
	800~2000	-9 dB/Oct	
Z	20~100	6 dB/Oct	6.03 grms
	100~800	0.034 g <sup>2</sup> /Hz	
	800~2000	-9 dB/Oct	

使用 IPA120L/H844A 振动台进行正弦和随机振动, 滤光轮安装到振动台面上, 如图 6 所示。

2 个加速度传感器粘贴在振动工装上作为控制点, 3 个加速度传感器作为测试监测点。



图 6 振动环境试验

Fig. 6 Vibration environment test

特征扫频试验结果如表 5 所示。对 0.2 g 正弦扫频结果进行分析, 滤光轮在 X、Y、Z 3 个方向的一阶频率分别为 665 Hz、718.8 Hz、742.8 Hz, 3 个方向的一阶基频均远高于 100 Hz, 满足要求。振动试验过程中, 每个方向鉴定级与试验前、后特征级扫描曲线吻合性好。在 X、Y、Z 3 个方向的频率

漂移分别为 0.09 %、1 %、3.8 %, 频率漂移率均小于 5%, 满足试验要求, 表明试验过程中滤光轮的刚度没有发生明显变化, 部组件结构可靠。

表 5 滤光轮机构特征扫频一阶频率试验结果

Table 5 Results of the first-order frequency test of characteristic sweep frequency by filter wheel mechanism

试验内容	试验方向		
	X	Y	Z
振动试验前扫频试验频率/Hz	665	718.8	742.8
振动试验后扫频试验频率/Hz	665.6	711.3	714.9
频率漂移率/%	0.09	1	3.8
仿真结果/Hz	540	625	822
试验和仿真结果误差率/%	18.8	13	10.7

随机振动各监测点响应数据如表 6 所示。随机振动试验过后, 滤光轮组件功能正常, 机构频率响应放大在正常范围内, 其刚度能够承受火箭发射时的振动环境试验考核。

表 6 随机振动试验数据

Table 6 Random vibration test data

X方向随机振动(con:7.98 grms)				Y方向随机振动(con:4.74 grms)				Z方向随机振动(con:6.03 grms)			
测点位置	试验方向	测点响应/ grms	放大系数	测点位置	试验方向	测点响应/ grms	放大系数	测点位置	试验方向	测点响应/ grms	放大系数
1#电机 安装接口	X	8.57	1.07	1#电机 安装接口	X	1.17	0.25	1#电机 安装接口	X	2.33	0.39
	Y	4.31	0.54		Y	5.94	1.25		Y	2.21	0.37
	Z	34	4.26		Z	8.29	1.75		Z	34.97	5.8
2#减速箱 上端	X	9.04	1.13	2#减速箱 上端	X	1.93	0.41	2#减速箱 上端	X	0.64	0.11
	Y	17.3	2.17		Y	27.2	5.74		Y	2.78	0.46
	Z	6.54	0.82		Z	6.49	1.16		Z	17.39	2.88
3#滤光片 转盘盲孔处	X	47.2	5.91	3#滤光片 转盘盲孔处	X	22.28	4.7	3#滤光片 转盘盲孔处	X	4.61	0.76
	Y	39	4.89		Y	24.57	5.18		Y	25.29	4.19
	Z	5.57	0.7		Z	5.95	1.26		Z	41.64	6.9

### 3.2 滤光轮机构精度测试

对力学试验前后的滤光轮进行精度测试, 精度测试分为偏心误差检测和重复定位精度检测 2 个部分, 测试光学系统原理图如图 7 所示, 滤光轮机构精度测试具体实验装置如图 8 所示。激光器发射出的点光源经准直透镜准直为平行光并入射到待测滤光轮, 为了使平行光全部入射到 CCD 靶面上, 经过待检测滤光轮反射后的平行光, 通过由 2 个焦距分别为  $f$  和  $3f$  组合的透镜, 将像缩小 3 倍后入射到 CCD 上。测试中所用的激光光源为 633 nm 点光源, 准直镜焦距为 300 mm, 可见光相机(CCD)

型号为 imprex GEV-B610M, 分辨率为 1 620 像素 × 1 220 像素, 像元尺寸为 7.4 μm。

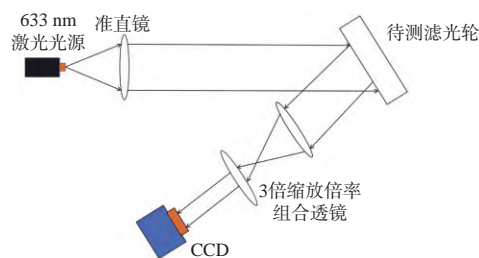


图 7 近红外滤光片精度测试光学系统原理图

Fig. 7 Schematic diagram of optical system for accuracy test of near infrared filter runner

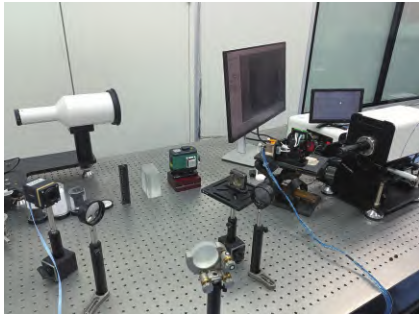


图8 近红外滤光轮机构精度测试

Fig. 8 Accuracy test of near-infrared filter wheel mechanism

进行偏心误差检测时,保持待测滤光轮在光学系统中位置不变,转动滤光轮,使平行光按顺序通过滤光轮上1#~7#孔位,分别记录平行光经过不同孔位时可见光相机的图像,并计算2#~6#孔位的图像与孔位1#图像的像素偏移量,最后利用公式(11)计算两幅图像的位置偏移量,从而完成滤光轮的偏心误差检测。

$$\Delta x = \Delta p \times \mu \times \gamma \quad (11)$$

式中: $\Delta x$ 为位置偏移量; $\Delta p$ 为像素偏移量; $\mu$ 为可见光相机像元大小; $\gamma$ 为缩放倍率。

进行重复定位精度检测时,保持待测滤光轮在光学系统中位置不变,以1#孔位为初始基准,首先使平行光通过1#孔位并记录可见光相机的图像,顺时针转动滤光轮,使平行光再次通过1#孔位,并记录可见光相机的图像,计算平行光2次经过1#孔位图像的像素偏移量,最后利用公式计算1#孔位重复定位精度。依此方法完成2#~7#孔位的重复定位精度检测。

振动试验前后分别进行了滤光轮精度测试,测试结果如表7和表8所示。从表7中可以看出,偏心误差测试中以滤光片孔1为零位基准滤光片,最大偏差为0.155 mm。从表8中可以看出,重复

表7 近红外滤光片转轮偏心误差测试结果

Table 7 Eccentricity error test results of near-infrared filter runner

滤光片孔位	技术指标/mm	试验前精度/mm	试验后精度/mm
孔位2相对孔位1	$\geq \pm 0.5$	0.096 8	0.096 8
孔位3相对孔位1	$\geq \pm 0.5$	0.116	0.135
孔位4相对孔位1	$\geq \pm 0.5$	0.135	0.155
孔位5相对孔位1	$\geq \pm 0.5$	0.116	0.174
孔位6相对孔位1	$\geq \pm 0.5$	0.116	0.116
孔位7相对孔位1	$\geq \pm 0.5$	0.096 8	0.135

定位精度最大偏差为0.038 mm。测试结果表明,振动试验前后滤光轮转动偏心误差均优于 $\pm 0.5$  mm,机构运动平稳,满足设计要求。

表8 近红外滤光片转轮重复定位精度误差测试结果

Table 8 Test results of repeated positioning accuracy error of near-infrared filter runner

滤光片孔位	试验前精度/mm	试验后精度/mm
孔位1相对孔位1	0.019	0.019
孔位2相对孔位2	0.038	0.038
孔位3相对孔位3	0.058	0.058
孔位4相对孔位4	0.019	0.019
孔位5相对孔位5	0.058	0.039
孔位6相对孔位6	0.077	0.039
孔位7相对孔位7	0.019	0.019

## 4 结论

为实现系外行星超高对比度多谱段成像,本文设计了一种高刚度、结构紧凑,自锁功能较好的滤光轮装置。通过步进电机驱动蜗轮、蜗杆传动,实现滤光片的频繁切入和切出。对机构的驱动力矩裕度和转动精度进行理论分析,并对机构的刚度和振动等力学性能进行分析和试验,在环境模拟试验前后对其进行了精度测试。测试结果表明:

1) 滤光轮机构X、Y、Z3个方向一阶固有频率均 $>100$  Hz,满足系统刚度要求。

2) 系统的驱动裕度分析结果为 $5.37 > 1$ ,满足设计力矩要求,电机的自锁力矩裕度为 $1.13 > 1$ ,同时蜗杆导程角 $\gamma = 2^\circ 52' < \rho_v$ ,满足反向自锁要求。

3) 通过正弦振动和随机振动试验,得到了滤光轮机构的动力学特性。试验结果表明振动响应正常,能够承受鉴定件环境试验考核,满足发射阶段要求。

4) 各孔位偏心误差均优于0.5 mm,整体指标精度均满足设计要求。

综上所述,本文研制的空间滤光轮机构满足精度要求,性能满足力学环境要求,滤光轮能够保证在复杂工况下实现多谱段切换成像。本文设计的滤光轮机构为后续系外行星探测高分辨率多谱段成像装置提供了设计参考。

## 参考文献:

[1] 胡永云. 关于太阳系外行星的宜居性[J]. 气象科技进

- 展, 2014, 6(3): 110-114.
- HU Yongyun. On the habitability of exoplanets[J]. *Advances in Meteorological Science and Technology*, 2014, 6(3): 110-114.
- [ 2 ] 胡永云. 系外行星和系外生命——兼谈 2019 年度诺贝尔物理学奖[J]. *科学通报*, 2019, 64(36): 3798-3807.
- HU Yongyun. Searching for exoplanets and exo-life: On the 2019 Nobel Prize in Physics[J]. *Science Bulletin*, 2019, 64(36): 3798-3807.
- [ 3 ] 周济林, 刘慧根, 谢基伟. 寻找另一个地球[J]. *物理*, 2021, 50(3): 155-162.
- ZHOU Jilin, LIU Huigen, XIE Jiwei. Searching for “another earth”[J]. *Physics*, 2021, 50(3): 155-162.
- [ 4 ] 窦江培, 朱永田, 任德清. 太阳系外行星的研究现状[J]. *自然杂志*, 2014, 36(2): 124-128.
- DOU Jiangpei, ZHU Yongtian, REN Deqing. Current research status of exoplanets[J]. *Chinese Journal of Nature*, 2014, 36(2): 124-128.
- [ 5 ] WRIGHT G S, WRIGHT D, GOODSON G B, et al. The mid-infrared instrument for the James Webb Space Telescope, II: design and build[J]. *Publications of the Astronomical Society of the Pacific*, 2015, 127: 595-611.
- [ 6 ] KRAUSE O, MULLER F, BRIKMANN S. High-precision cryogenic wheel mechanisms of the JWST/MIRI instrument: performance of the flight models[J]. *SPIE*, 2010, 7739: 773918-1-12.
- [ 7 ] WEIDLICH K, FISCHER M, Ellenrieder M M. High-precision cryogenic wheel mechanisms for the JWST NIRSPEC instrument[J]. *SPIE*, 2008, 7018: 701821-1-12.
- [ 8 ] 贾慧丽, 王跃, 王庆颖, 等. 大尺寸薄壁轴承滤光轮机构的设计与试验[J]. *航天器环境工程*, 2018, 35(5): 493-499.
- JIA Huili, WANG Yue, WANG Qingying, et al. Design and test of filter wheel mechanism based on large thin-wall bearing[J]. *Spacecraft Environment Engineering*, 2018, 35(5): 493-499.
- [ 9 ] 王跃, 李世其, 张恒. 空间多光谱成像的旋转滤光轮机构动力学试验研究[J]. *振动与冲击*, 2020, 39(10): 101-105.
- WANG Yue, LI Shiqi, ZHANG Heng. Dynamic experiment of a rotary filter wheel mechanism for spatial multispectral imaging[J]. *Journal of Vibration And Shock*, 2020, 39(10): 101-105.
- [ 10 ] WANG Yue, LI Shiqi, ZHANG Heng. Predicting the launch and on-orbit performance of a peripheral driven filter wheel for geosynchronous satellite remote sensors[J]. *The Review of Scientific Instruments*, 2019, 90(12): 124501-1-7.
- [ 11 ] 鲍赫, 李志来, 柴方茂, 等. 静止轨道光学遥感器的滤光轮机构[J]. *光学精密工程*, 2015, 23(12): 3357-3363.
- BAO He, LI Zhilai, CHAI Fangmao. Filter wheel mechanism for optical remote sensor in geostationary orbit [J]. *Optics and Precision Engineering*, 2015, 23(12): 3357-3363.
- [ 12 ] 孟奇凯. 阵列式超薄光学镜片切换机构设计与研究[D]. 廊坊: 北华航天工业学院, 2021.
- MENG Qikai. Design and research of switching mechanism of array ultra-thin optical lens[D]. Langfang: North China Institute of Aerospace Engineering, 2021.
- [ 13 ] 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 Yimin, JIA Xuezhi, AN Yuan, et al. Design and analysis of focusing mechanism for a high resolution space camera[J]. *Infrared Technology*, 2019, 41(4): 305-310.
- [ 14 ] 张恒, 李世其, 刘世平, 等. 一种聚类优化的传感器布置方法研究[J]. *振动与冲击*, 2017, 36(14): 61-65.
- ZHANG Heng, LI Shiqi, LIU Shiping, et al. Optimal sensor placement by using clustering method[J]. *Journal of Vibration and Shock*, 2017, 36(14): 61-65.
- [ 15 ] CUI Lingli, ZHANG Yu, ZHAN Feibin, et al. Vibration response mechanism of faulty outer race rolling element bearings for quantitative analysis[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2016, 364: 67-76.