

激光与光电子学进展

空间相机高精度可重复式次镜展开机构设计

宋俊伟^{1,2,3}, 陶小平¹, 徐明林^{1,3}, 王循^{1,3*}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 100049;³中国科学院天基动态快速光学成像技术重点实验室, 吉林 长春 130033

摘要 对于空间相机来说, 高分辨率要求相机的焦距要长, 长焦距则会导致主次镜间距变大, 从而导致空间相机的体积增大, 空间利用率降低。为了充分减小空间相机发射时的包络尺寸, 降低空间相机的发射成本, 针对同轴三反式光学系统设计了一种基于空间四连杆的高精度可重复式次镜展开机构。对该次镜展开机构进行误差分析, 对次镜展开机构的模型进行有限元分析以评估机构的可靠性, 并设计了机构可重复性实验验证次镜展开机构的可重复性。次镜展开机构折叠后空间相机光轴方向长度由 875 mm 压缩为 324 mm, 体积压缩 63%, 展开状态下的基频为 96.64 Hz, 重复展开位移极限误差最大为 15.61 μm , 倾斜极限误差最大为 16.89"。结果表明, 该机构实现了空间相机体积的压缩, 且锁紧状态下的基频符合在轨使用要求, 重复精度满足光学系统要求, 能够适应微纳卫星的运载条件, 可以应用于航天实践中。

关键词 空间相机; 次镜展开机构; 有限元分析; 可重复性实验

中图分类号 TH703

文献标志码 A

DOI: 10.3788/LOP231083

Design of a High-Precision Repeatable Secondary Mirror Deployment Mechanism for Space Cameras

Song Junwei^{1,2,3}, Tao Xiaoping¹, Xu Minglin^{1,3}, Wang Xun^{1,3*}¹Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, Jilin, China;²University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China;³Key Laboratory of Space-based Dynamic & Rapid Optical Imaging Technology, Changchun 130033, Jilin, China

Abstract High-resolution imaging in space cameras requires a long focal length, leading to increased distance between the primary and secondary mirrors. Consequently, this results in a larger camera volume and inefficient space utilization. To decrease the launch cost and envelope size of the space camera during launch, a high-precision, repeatable secondary mirror deployment mechanism is designed based on the four-link space structure for the coaxial three-mirror optical system. The mechanism's error was analyzed, and finite element analysis was conducted to evaluate its reliability. Additionally, a repeatability test plan was devised to ensure the mechanism's consistency. Following the folding of the secondary mirror deployment mechanism, the optical axis direction length of the space camera is reduced from 875 mm to 324 mm, achieving a 63% compression in volume. In its unfolded state, the mechanism exhibits a fundamental frequency of 96.64 Hz. The maximum deviation in repeated unfolding displacement is measured at 15.61 μm , and the maximum inclination deviation is 16.89". These results demonstrate the mechanism's effectiveness in minimizing the space camera's volume and meeting the in-orbit requirements, attributable to its locked state fundamental frequency. Furthermore, the mechanism maintains the optical system's repeatability and can accommodate the payload conditions of micro and nano satellites, making it an ideal solution for aerospace applications.

Key words space camera; secondary mirror deployment mechanism; finite element analysis; repeatability experiment

1 引言

在商业航天快速发展的大背景下, 微小卫星因其

研发成本低、研制周期短、应用灵活、体积小、质量轻便、可批量化生产等诸多优点, 逐渐成为航天遥感领域的研究热点^[1]。将可重复次镜展开技术应用于微小卫

收稿日期: 2023-04-14; 修回日期: 2023-05-06; 录用日期: 2023-05-09; 网络首发日期: 2023-06-21

基金项目: 国家自然科学基金(51827806)

通信作者: wangxun7789@163.com

星平台,不仅能压缩整体结构的包络尺寸,减小发射成本,实现“一箭多星”等应用场景,还能使卫星本身具有一定的机动性能,便于躲避攻击、避免残骸碰撞,易于实现卫星回收等功能。

目前已有许多研究机构对次镜展开机构开展了大量研究。次镜的展开方式按驱动装置分类主要有两种:第1类是电机驱动,采用步进电机驱动展开三角支架型四连杆机构展开的詹姆斯·韦伯空间望远镜(JWST)^[2]、美国 Trent 及 Black 等教授设计的电机带动蜗杆将次镜支撑杆轴向主动展开的展开结构^[3]、英国萨里大学研发的电机驱动丝杠带动套筒展开的形式等都属于电机驱动^[4];第2类是弹性元件驱动,以东京大学为首所研制的利用柔性可展开臂来实现功能的“PRISM”卫星^[5-6]、美国约翰斯·霍普金斯大学提出的四杆带状弹簧支撑展开形式^[7]等都属于弹性元件驱动。但以上研究结果展开精度在 0.1~3 mm 之间,且均为单次展开设计,无法实现可重复展开功能。

本文设计了一种基于同轴三反光学系统的高精度可重复式次镜展开机构,对展开机构的理论误差进行分析,通过有限元分析验证次镜展开机构展开状态的可靠性,利用机构可重复性实验验证结构展开的可重复性。

2 光学系统的设计与分析

2.1 光学系统设计

所设计的空间相机要搭载在微小卫星平台上,根据微小卫星平台的轨道参数以及载荷的应用需求,光学系统的设计指标如下:轨道高度为 500 km;幅宽为 14 km;地面像元分辨率为 0.5 m;像元尺寸为 3.5 μm;光谱范围为 450~900 nm。

根据光学系统的设计指标计算的光学成像系统参数如表 1 所示:

表 2 次镜公差分配结果

Table 2 Secondary mirror tolerance allocation results

Tolerance	X-axis	Y-axis	Z-axis	X-axis	Y-axis	Z-axis
	displacement / μm	displacement / μm	displacement / μm	rotation / (")	rotation / (")	rotation / (")
Value	20	20	20	20	20"	20"

最终确定对于次镜展开机构的设计精度要求为三向位移小于 20 μm,三向倾斜小于 20",满足静态传函要求。

3 次镜展开机构的结构设计

3.1 支撑结构形式的选择

主次镜间的支撑结构形式主要有桁架式与承力筒式:承力筒式具有结构稳定、易于装调等优点,但轻量化程度低,热控功耗高,且不利于主次镜间空间的压缩;桁架式分为三杆式和多杆式。多杆式结构会导致次镜固定结构外尺寸的增加以及桁架数量的增多,不

表 1 光学系统参数

Table 1 Optical system parameters

Index	Value
Focal length / mm	3500
Spectral range / nm	450-900
Field of view / (°×°)	1.68×0.1
Cell size / μm	3.5
Primary mirror calibre / mm	520.80
Secondary mirror calibre / mm	112.71
Distance between primary and secondary mirror / mm	602.73
Total length of optical system / mm	784.59

经过设计及优化^[8],所提光学系统光路图如图 1 所示。

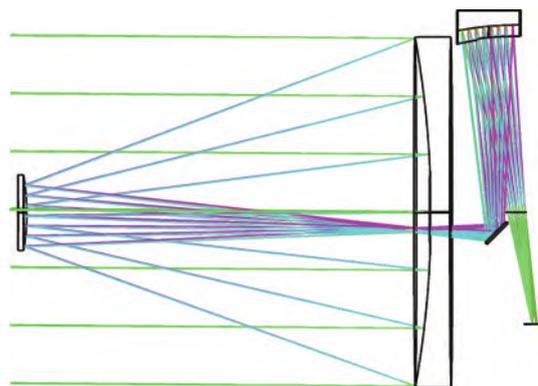


图 1 光学系统光路图

Fig. 1 Optical system optical path diagram

2.2 光学系统次镜公差分析

为了保证次镜展开机构的合理性,利用 ZEMAX 软件对光学系统进行分析,通过对次镜设置一定的位移或倾斜条件来探究结构设计的精度要求。以调制传递函数(MTF)作为公差分析中的性能指标,次镜公差分配结果如表 2 所示。

满足结构设计的轻量化原则,同时展开设计的复杂程度也大大提高。三杆式支撑结构形式简洁,便于次镜展开结构的设计,同时能最大程度地减轻支撑结构的质量,故本研究采用三杆式支撑结构。

3.2 次镜展开机构的设计

次镜展开机构在展开的过程中,主动杆与从动杆需要折叠到主镜背面,而光学系统的反射镜、三镜、焦面电箱等部件均在这一部分,设计过程中需要先确定各部件的分布,防止各部件之间发生干涉,影响机构的正常运行。各部件的分布如图 2 所示。

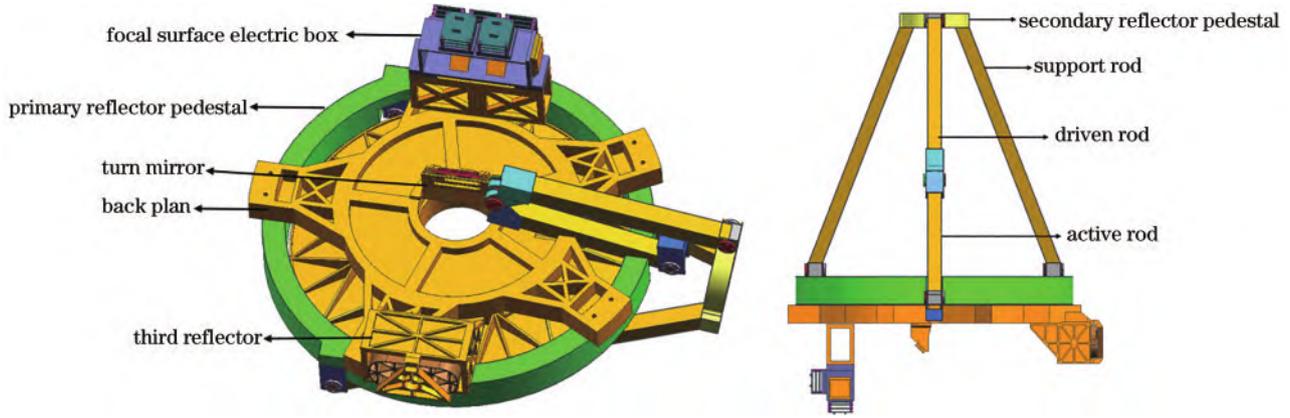


图2 各部件的分布

Fig. 2 The distribution of the components

为了保证不影响焦面电箱与三镜正常工作, 折叠杆应避开该方向展开, 因此按照图 2 中所示选取主动杆与从动杆方向为折叠杆, 另外两杆为支撑杆。为了保证两支撑杆运动状态的一致性, 次镜架与支撑杆采用固定连接的方式, 因此可以将次镜展开机构等效为平面四连杆机构进行计算。主动杆在折叠状态下的角度 θ 决定着机构压缩后的高度 h , h 影响着机构的压缩比。在各支点确定的情况下, 主动杆 AB 与从动杆 BC 的长度之和 AC 是已知的, AC' 长度及 $\angle C'AD$ 可以根据几何关系得出, 根据图 3 中的几何关系可得 h 与 θ 的对应关系:

$$C'B'^2 = C'A^2 + AB'^2 - 2C'A \cdot AB' \cos(\angle C'AD - \theta), \quad (1)$$

$$AB' + B'C' = AC, \quad (2)$$

$$h = AB' \times \sin \theta. \quad (3)$$

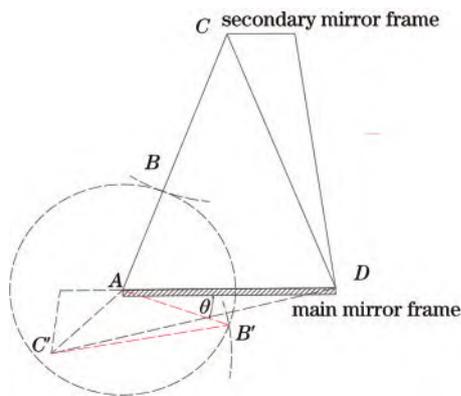


图3 几何关系图

Fig. 3 Geometric diagram

由图 3 可知: 在 $B'C'$ 与主镜架平行时, 压缩比最小, 此时 $\angle \theta$ 为 17.4° ; 在设计过程中要考虑杆的尺寸、背板的设计以及主镜的安装等因素, 要避免在展开过程中杆与各部分的碰撞, 最终确定 $\angle \theta$ 的大小为 26° 。对次镜展开机构进行三维建模, 对各杆的参数及结构形式进行设计与调整, 次镜展开机构各杆的具体参数为: 主

动杆 AB 长 290 mm, 从动杆 BC 长 360 mm, 支撑杆 CD 长 553 mm。次镜展开结构的具体设计结果如图 4 所示。设计后的次镜展开机构折叠后空间相机光轴方向长度由 875 mm 压缩为 324 mm, 体积压缩 63%。

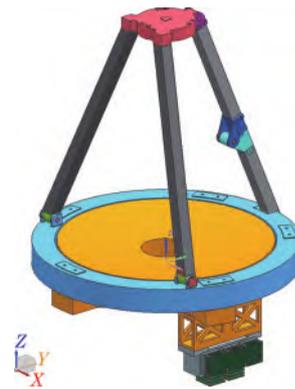


图4 次镜展开机构模型

Fig. 4 Secondary mirror deployment mechanism model

根据航天应用中对于材料的高比刚度、低线胀系数等要求^[9], 选用碳纤维复合材料作为次镜展开机构支撑杆等部件的主要材料, 选择比刚度高、性能稳定的钛合金作为主次镜架等部分的材料, 所使用材料的参数如表 3 所示。

表3 材料参数

Table 3 Material parameter

Parameter	Titanium alloy	Carbon fiber
Density / ($\text{g} \cdot \text{cm}^{-3}$)	4.43	1.56
Elastic modulus / GPa	110	140
Micro yield stress / MPa	482	138
Linear expansivity / ($10^{-6} \cdot \text{K}^{-1}$)	8.8	0.3
Thermal conductivity / ($\text{W} \cdot \text{m}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$)	7.2	35

3.3 次镜展开机构误差分析

次镜展开机构为运动机构, 会带来一定的误差, 导致主次镜光轴不重合, 影响空间相机的成像质量, 故需

对整个次镜展开机构进行误差分析。次镜展开机构的展开误差主要包含传动误差及工作温度引起的误差。

次镜展开机构的传动误差主要包括电机误差、加工误差及装配误差。其中,电机采用航天用超声电机,超声电机的误差取决于编码器的精度,目前所内角度编码器综合测角误差为 1"。加工误差及装配误差主要集中在回转轴的同轴度误差 Δf_k 及轴承本身的径向跳动误差 Δf_r ,其他误差在装调过程中可以消除。在实际加工中,轴本身一次装卡并精加工,同轴度误差 $\Delta f_k=2 \mu\text{m}$;根据轴承手册,采用 P4 级别轴承时的径向最大跳动量为 $1.5 \mu\text{m}$,故轴中点处最大 $\Delta f_r=1.5 \mu\text{m}$ 。因此,轴中点处的最大偏差 $\Delta C=3.5 \mu\text{m}$ 。

遥感卫星在轨工作期间,太空环境温度会导致卫星平台温度周期性变化,因此还需要考虑次镜支撑结构在温度变化情况下所引起的误差。根据工程经验,平台温度波动在 $\pm 4^\circ\text{C}$,由材料的线胀系数及各部件长度即可计算出由温度变化引起的误差。

在已知各处的误差后,需要将误差等效至次镜中心处,方便计算整个结构导致的三向位移及倾斜。利用微小位移合成法来进行误差的等效计算^[10]。

对于一闭环的连杆机构,选择一个固定的坐标系,以某一连接点为计算点,整个系统误差的微小位移合成方程为

$$\sum_{i=1}^n \Delta \varphi_{ii-1} = \mathbf{0}, \quad (4)$$

$$\sum_{i=1}^n \Delta \mathbf{l}_i + \sum_{i=1}^n (\mathbf{r}_i \times \Delta \varphi_{ii-1}) = \mathbf{0}, \quad (5)$$

式中: $\mathbf{r}_i = \mathbf{l}_1 + \mathbf{l}_2 + \dots + \mathbf{l}_{i-1}$; $\Delta \varphi_{ii-1}$ 为微小位移角; $\Delta \mathbf{l}_i$ 为微小线位移; $\mathbf{r}_i \times \Delta \varphi_{ii-1}$ 为诱导线位移。

对机构中各构件分别建立坐标系,设杆长方向为 X 轴,根据方向余弦矩阵变换,式(4)、(5)改写为

$$\sum_{i=1}^n \Delta \theta_i = 0, \quad (6)$$

表 4 次镜展开机构理论误差

Table 4 Theoretical error of secondary mirror deployment mechanism

Index	X-axis	Y-axis	Z-axis	X-axis	Y-axis	Z-axis
	displacement / μm	displacement / μm	displacement / μm	rotation / (")	rotation / (")	rotation / (")
Value	5.82	10.6 μm	2.78 μm	4.04	2.72	2.72

4 次镜展开机构的可重复性设计

展开机构的驱动形式主要有电机驱动与弹性元件驱动两种。弹性元件驱动结构设计简单,质量轻,成本低,但展开时冲击力较大,稳定性差,展开精度低,而且只能实现单次展开。因此采用电机驱动作为驱动源。现有的电机驱动方式中:电机驱动蜗杆支撑展开结构形式复杂,质量较重,功耗高,容易造成“冷焊”;电机驱

$$\sum_{i=1}^n \begin{pmatrix} \cos \theta_{Ri} \\ \sin \theta_{Ri} \end{pmatrix} \Delta \mathbf{l}_i + \sum_{i=1}^n \begin{pmatrix} (r_{iy})_R \\ -(r_{ix})_R \end{pmatrix} \Delta \theta_i = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \end{pmatrix}, \quad (7)$$

式中: θ_{Ri} 为 $\Delta \mathbf{l}_i$ 与参考坐标系 X_R 轴的夹角; $(r_{iy})_R$ 和 $(r_{ix})_R$ 分别为某一计算点 R 到 $\Delta \theta_i$ 的矢量在选定的参考坐标系中的 X 轴和 Y 轴的分量。

机构的误差源为由上述误差所导致的杆长误差 $\Delta \mathbf{l}_i$ 以及输入角度误差 $\Delta \theta$,输出运动误差为 $\Delta \theta_2$,由图 5 可知,由各误差源导致的误差可以计算出输出运动误差 $\Delta \theta_2$,利用几何关系将输出运动误差 $\Delta \theta_2$ 等效至次镜架中心,即可得到展开平面内的各项误差。

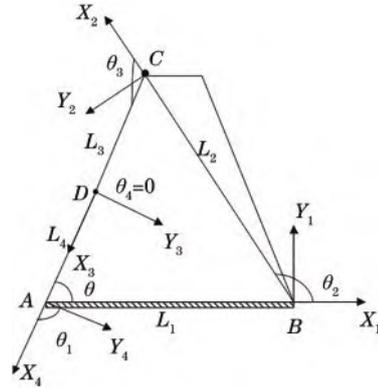


图 5 微小位移合成法计算简图

Fig. 5 Calculation diagram of micro-displacement synthesis method

展开平面的垂直平面内的误差主要由回转轴的轴向倾斜造成,主要计算公式为

$$|\Delta \alpha| = \frac{2\Delta C}{L}, \quad (8)$$

式中: $\Delta \alpha$ 为次镜中心沿轴旋转的角度; ΔC 为最大径向跳动误差; L 为 X 方向上销套孔的长度。

由于各误差之间具有随机性,采用方和根法对各误差进行合成,计算公式如下:

$$\sigma = \sqrt{\sum (\sigma_i)^2}. \quad (9)$$

最终次镜展开机构的理论误差如表 4 所示:

动丝杠套筒展开结构空间利用率低,质量大,无法进行轻量化;电机驱动折叠杆展开结构电机质量较大,目前只应用于大口径空间相机的次镜展开机构,且锁紧方式为机械锁紧,只能单次展开;综合考虑,以电机驱动折叠杆展开的方式为基础进行优化设计。

首先对机构的转动转矩进行计算,为电机的选型提供依据。驱动力矩等于转动惯量乘以角加速度,但转动惯量不是主动杆的惯量,而是整个次镜展开机构的等效

转动惯量^[13],需要对四连杆机构进行分析计算。随着主动杆的旋转,整个结构的转动惯量是一直在变化的。

图 6 为展开机构的等效模型简图。其中, O 点为 AB 和 DC 的延伸线交点, M 点为 BC 的质心即 BC 中点, $\angle DAB$ 为 β , AB 、 BC 、 CD 、 DA 长度分别为 l_1 、 l_2 、 l_3 、 l_4 , 整个机构的转动惯量 I 可以表示为

$$I = I_1 + (2I_2 + m_2 \times OM^2) \times \frac{l_1^2}{OB^2} + I_3 \frac{l_1^2 \times OC^2}{l_3^2 \times OB^2}, \quad (10)$$

式中: I_1 为 AB 对点 A 的转动惯量; I_2 为 BC 对点 B 的转动惯量; I_3 为 CD 对点 D 的转动惯量; m_2 为杆 BC 的质量。根据几何关系可得出 OB 、 OC 、 OM 的长度, 代入式(9)即可得出转动惯量 I 与 β 的关系。计算结果表明, 当 $\beta = 128^\circ$ 时, 转动惯量 I 取得最大值, 为 $0.56 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ 。

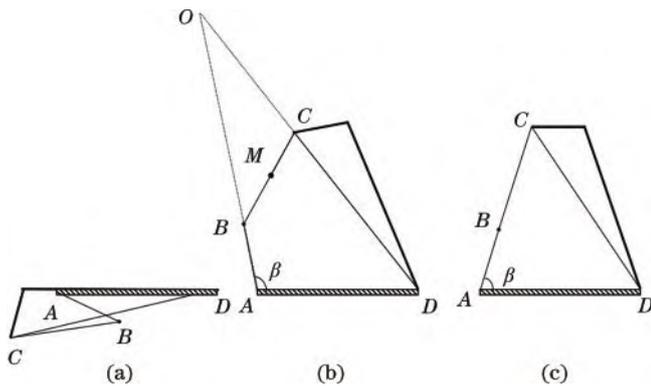


图 6 展开机构的等效模型简图。(a) 折叠状态; (b) 中间状态; (c) 展开状态

Fig. 6 The equivalent model diagrams of the deployed mechanism. (a) Folded state; (b) intermediate state; (c) unfolded state

机构的角速度设置为 5 r/min , 设定 0.5 s 达到最大角速度, α 为角加速度, 则驱动力矩 $M = I\alpha = 0.59 \text{ N} \cdot \text{m}$ 。在次镜展开机构展开到末态位置时, 需要施加锁紧力来保持这一状态, 根据实际工程经验计算^[14], 在主动杆与从动杆铰链处需要施加至少 $1.02 \text{ N} \cdot \text{m}$ 的保持力矩。

经过调研, 选择超声电机作为次镜展开机构的驱动电机, 所选电机参数如表 5 所示, 能够满足所设计的次镜展开机构的使用要求。超声电机不仅具有质量轻、转矩大、振动小、精度高、适用于太空环境等优点, 同时能够实现断电自锁^[12-13], 省去了重复锁紧结构的设计。

表 5 超声电机参数

Table 5 Ultrasound motor parameters

Parameter	Acrot orque / (N·m)	Self-lock torque / (N·m)	Range of speeds of rotation / (r/min)
Value	1.6	1.2	4-150

采用的超声电机保持力矩为 $1.2 \text{ N} \cdot \text{m}$, 即可以在主动杆与从动杆铰链处接触面末端施加 30 N 的预紧力。

螺栓的预紧力矩与预紧力的关系为

$$T = K \times P \times d, \quad (11)$$

式中: T 为螺栓的预紧力矩; K 为扭矩系数, 由国家标准 GB50205 可知, 普通加工表面、无润滑的表面扭矩系数为 $0.26 \sim 0.3$, 此处取 0.3 ; P 为轴向锁紧力, 大小为 30 N ; d 为螺栓公称直径, 为 8 mm 。则 T 为 $0.072 \text{ N} \cdot \text{m}$, 根据螺栓紧固的“541”原则可知, 产生预紧力的扭矩只占总扭矩的 10% , 需要的总扭矩为 $0.72 \text{ N} \cdot \text{m}$, 即系统的保持力矩相当于在折叠杆铰链处设计了 $0.72 \text{ N} \cdot \text{m}$ 预紧力矩的锁紧螺栓。

5 有限元分析及重复实验验证

5.1 次镜展开机构的有限元分析

对次镜展开机构进行有限元分析, 首先要建立合理可靠的模型, 利用建模软件建立三维的次镜展开机构模型, 并设置各部件的材料属性, 各部件的材料参数如表 3 所示。之后对次镜展开机构进行网格划分, 划分好网格的有限元模型如图 7 所示。



图 7 次镜展开机构的有限元模型

Fig. 7 Finite element model of the secondary unfolded mechanism

根据次镜展开机构与主镜背板的连接关系, 将主镜架底面的凸台面作为约束点, 对次镜展开结构进行模态分析, 前六阶固有频率及振型如表 6 所示。

表 6 前六阶固有频率及振型

Table 6 The first six natural frequencies and mode shapes

Order	Frequency / Hz	Mode shape
1	96.64	Twist around the X-axis
2	111.68	Twist around the Z-axis
3	156.87	Translate along the Y-axis
4	188.53	Twist around the Z-axis
5	242.59	Twist around the Z-axis
6	659.03	Twist around the X-axis

一般来说, 微纳卫星的固有频率范围为 $20 \sim 70 \text{ Hz}$ ^[15], 从模态分析结果可以看出, 次镜展开机构基频为 96.64 Hz , 满足设计要求。

微纳卫星平台在轨运动时会产生微振动, 这种微

振动可以看作正弦激励,通过卫星平台传递到光学系统^[16],导致次镜展开机构产生微位移。所以需要空间相机进行动力学分析,分析微振动对光学系统的影响。根据文献[17]可知,微振动引起的加速度很小,其产生的低频信号(<120 Hz)传递至相机的衰减作用小,高频信号(>120 Hz)受结构刚度影响较大,衰减作用明显。

通过有限元分析软件对次镜展开机构进行正弦激励下的频率响应分析,将频率范围设置为 0~120 Hz,每一频段的加速度载荷取相应频率范围内的最大

值^[17],加速度载荷设置如表 7 所示,加载方向为 X、Y、Z 三个方向。

表 7 各频段内的加速度^[17]

Table 7 Acceleration in each frequency band^[17]

Frequency band /Hz	0-70	70-100	100-120
Amplitude of acceleration	0.005g	0.004g	0.007g

对机构进行频率响应分析时,将次镜架作为输出部件。系统成像质量最主要的影响因素为次镜的位置变化,因此主要关注次镜架随频率变化的变形量,结果如图 8~10 所示。

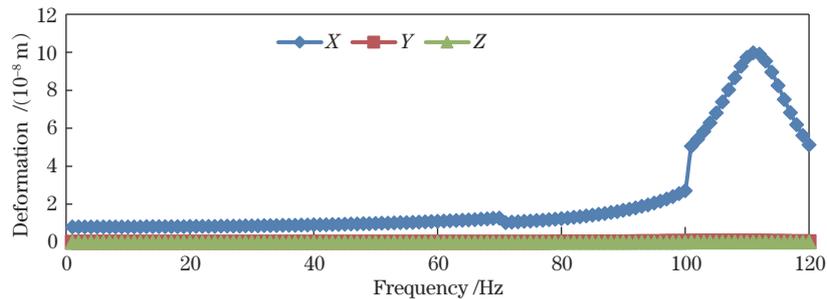


图 8 X向加速度下沿各轴的变形-频率曲线

Fig. 8 Deformation-frequency curve along each axis under X-oriented acceleration

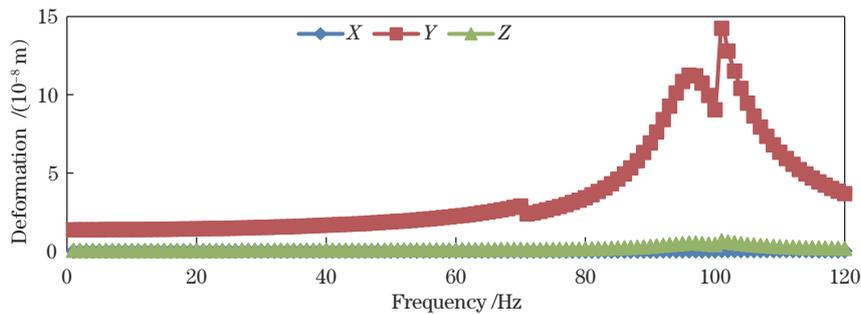


图 9 Y向加速度下沿各轴的变形-频率曲线

Fig. 9 Deformation-frequency curve along each axis under Y-oriented acceleration

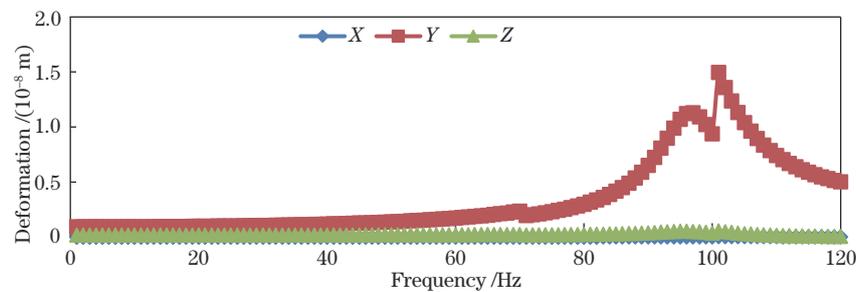


图 10 Z向加速度下沿各轴的变形-频率曲线

Fig. 10 Deformation-frequency curve along each axis under Z-oriented acceleration

可以看出:在不同方向的加速度载荷的影响下,最大的变形量小于 1 μm,远小于设计要求,表明该次镜展开机构在微振动作用下能够正常工作;各变形响应的峰值频率均出现在 96.64 Hz、111.68Hz 处,与前面的模态分析结果吻合,间接证明了模态分析的准确性。

5.2 重复精度实验

为了深入验证该展开机构的展开性能,保证该机构的可重复性精度,在设计之后完成了该展开机构样机的加工并进行了重复精度实验,样机如图 11、12 所示。



图 11 样机展开状态
Fig. 11 Mockup unfolded state



图 12 样机折叠状态
Fig. 12 Mockup collapsed state

实验样机对模型进行了合理简化:将次镜质量等效至次镜架上,以次镜架顶面方形凸台中心作为观测点;采用手动驱动,为了保证锁紧状态的合理性,加装一个简易锁紧装置,锁紧装置如图 13 所示。为了保证重复实验时锁紧力的一致性,采用力矩扳手对锁紧装置的拧紧力矩进行限制。为了保证实验中锁紧力与实际情况一致,设置锁紧结构的预紧力矩为 $0.72 \text{ N}\cdot\text{m}$,力矩范围较小,可利用高精度数显式扭力起子进行设置。

在本次实验中,采用三坐标机对实验结果进行测量,实验场景如图 14 所示,首先用定位螺栓将主镜架固定在三坐标机的工作台上,用三坐标机的探头在展开结构表面采点,根据各个点的空间坐标拟合展开结构的各个面,将各组数据与第一组数据进行对比,分析次镜位置的重复展开精度。经过计算,实验数据如表 8 所示,其中, ΔX 、 ΔY 、 ΔZ 为沿各轴方向的位移变化量, $\Delta\alpha$ 、 $\Delta\beta$ 、 $\Delta\gamma$ 为沿各轴方向的旋转角度, E 为数学期望, δ_{lim} 为极限误差。图 15 为实验数据折线图。

以 ΔX 为例,其数学期望 $E(\Delta X)$ 为

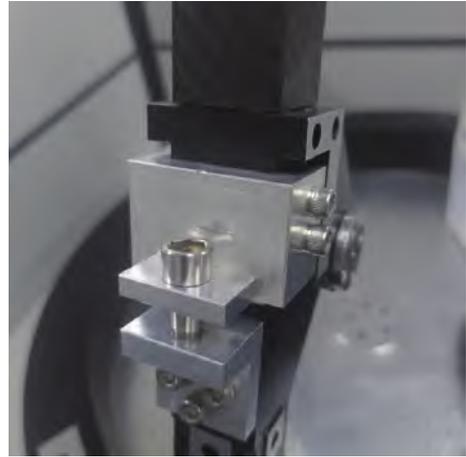


图 13 锁紧装置
Fig. 13 Locking device

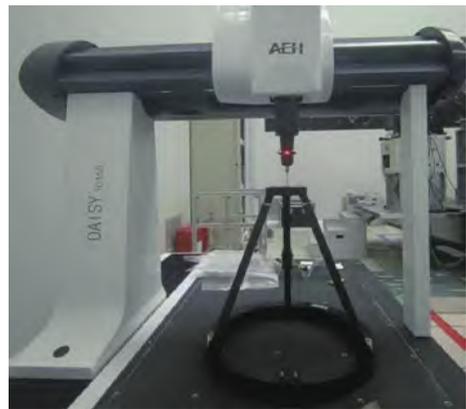


图 14 重复精度实验
Fig. 14 Repeat precision experiments

$$E(\Delta X) = \frac{\sum_{i=1}^n \Delta X_i}{n} = -3.14, \quad (12)$$

其标准差为

$$\sigma(\Delta X) = \sqrt{\frac{\sum [\Delta X_i - E(\Delta X)]^2}{n-1}} = 16.19, \quad (13)$$

在置信区间为 3σ 的置信水平下,其极限误差为

$$\delta_{\text{lim}} = \pm k \frac{\sigma(\Delta X)}{\sqrt{n}} = \pm 15.37. \quad (14)$$

对所有变化量进行如上处理,在实际的装配过程中,数学期望为次镜展开机构的系统误差,可以消除。可以看出,在置信区间为 3σ 的置信水平下,三向位移与三向旋转的极限误差均小于前文中提出的重复精度要求,因此所设计的次镜展开机构满足设计要求。重复精度实验的实测值较理想值而言偏大,经分析应与理论计算中的结构简化有关,在理论计算中将杆件视为绝对刚体,只考虑沿杆的线性膨胀且忽视了挠度的影响,但在实际情况中无法达到这一状态,因此理想值较实际测量值偏小。

表 8 各自由度的变化量

Table 8 The amount of change in each degree of freedom

Serial number	$\Delta X / \mu\text{m}$	$\Delta Y / \mu\text{m}$	$\Delta Z / \mu\text{m}$	$\Delta \alpha / (")$	$\Delta \beta / (")$	$\Delta \gamma / (")$
1	-13.50	32.00	13.60	0.72	-10.80	9.36
2	-17.70	-3.60	10.20	-20.24	27.72	-4.68
3	-21.30	23.00	-0.10	-0.72	-4.32	-1.80
4	17.30	-21.40	-3.20	23.12	-11.16	-34.20
5	14.90	24.50	11.10	11.16	-13.32	7.92
6	-12.80	20.10	9.40	-16.92	7.92	9.00
7	20.70	19.70	-13.80	27.00	-9.36	-20.52
8	-11.90	14.50	12.30	22.68	-25.56	5.76
9	12.10	-10.70	7.40	-1.80	14.04	3.96
10	-19.20	16.90	10.90	34.56	-30.24	-24.84
E	-3.14	11.50	5.78	7.96	-5.51	-5.00
δ_{lim}	± 15.37	± 15.61	± 7.90	± 16.89	± 15.94	± 14.28

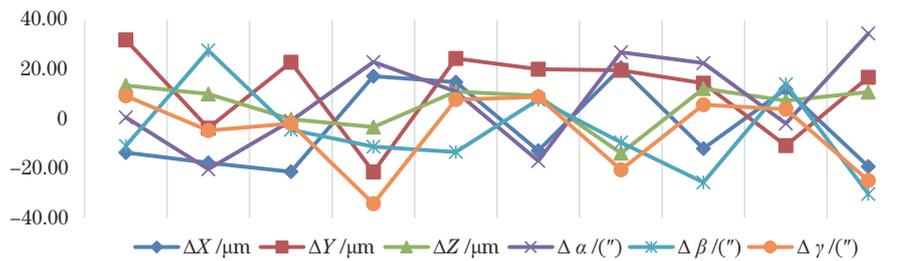


图 15 实验数据折线图

Fig. 15 Line plot of the experimental data

6 结 论

根据应用需求设计了一种同轴三反式光学系统,根据公差分析确定次镜展开机构的设计要求。确定展开机构的基本形式并进行具体设计,设计了一种基于空间四连杆的空间相机次镜展开机构,通过理论分析确定展开机构的基本参数,并计算了展开机构的理论误差。利用有限元分析评估机构的可靠性,通过重复精度实验验证次镜展开机构的可重复性。结果表明:次镜展开机构折叠后空间相机光轴方向长度由 875 mm 压缩为 324 mm,体积压缩 63%,展开状态下的基频为 96.64 Hz,重复展开精度的三向位移极限误差小于 20 μm,三向旋转极限误差小于 20",该结构实现了空间相机体积的压缩,且展开状态下的基频符合在轨使用要求,重复精度满足光学系统要求,能够适应微纳卫星的运载条件,可以应用于航天实践中。

参 考 文 献

[1] 王升, 丛杉珊, 薛志鹏, 等. 一体式碳纤维次镜支撑结构设计[J]. 光学学报, 2022, 42(5): 0522001.
Wang S, Cong S S, Xue Z P, et al. Design of integrated carbon fiber secondary mirror supporting structure[J]. Acta Optica Sinica, 2022, 42(5): 0522001.

[2] Kimble R A, Bowers C W, McElwain M W, et al. Completion of the JWST spacecraft/ sunshield and

telescope/instrument elements[EB/OL]. [2023-02-03]. https://webb.nasa.gov/resources/JWST_Kimble_AAS2020.pdf.

[3] Champagne J, Crowther B, Newswander T. Deployable mirror for enhanced imagery suitable for small satellite applications[EB/OL]. [2023-02-03]. <https://digitalcommons.usu.edu/cgi/viewcontent.cgi?filename=0&article=2924&context=smallsat&type=additional>.

[4] Shore J, Blows R, Viquerat A, et al. A new generation of deployable optics for Earth observation using small satellites [EB/OL]. [2023-02-03]. <https://openresearch.surrey.ac.uk/esploro/outputs/conferenceProceeding/A-New-Generation-of-Deployable-Optics/99695810402346>.

[5] Sato Y, Nakasuka S. Compensation for optical system flexibility on nanoscale remote sensing satellites with fuzzy image processing[J]. Proceedings of SPIE, 2008, 7109: 71090I.

[6] Nakamura Y, Funase R, Nagai M, et al. Extensible boom-based optical system for nano-scale remote sensing satellite "PRISM" [EB/OL]. [2023-02-03]. <https://digitalcommons.usu.edu/cgi/viewcontent.cgi?article=1638&context=smallsat>.

[7] Boone B G, Bruzzi J R, Kluga B E, et al. Development and testing of an actively controlled large-aperture Cassegrain Telescope for spacecraft deployment[J]. Proceedings of SPIE, 2004, 5487: 1042-1053.

[8] 杜康, 刘春雨, 刘帅, 等. 同轴超紧凑型主三镜一体化光学系统的设计[J]. 激光与光电子学进展, 2020, 57(7): 072202.

- Du K, Liu C Y, Liu S, et al. Design of coaxial ultra-compact primary and tertiary mirror integrated optical system[J]. *Laser & Optoelectronics Progress*, 2020, 57(7): 072202.
- [9] 罗廷云, 李思慧, 史姣红. 高精度次镜支撑结构设计及其稳定性验证[J]. *激光与光电子学进展*, 2022, 59(7): 0712004.
- Luo T Y, Li S H, Shi J H. Design and test of high precision and stability support structure for secondary mirror[J]. *Laser & Optoelectronics Progress*, 2022, 59(7): 0712004.
- [10] 徐卫良, 张启先. 用微小位移合成法作平面连杆机构的运动误差分析[J]. *机械设计*, 1987, 4(3): 38-46.
- Xu W L, Zhang Q X. Analysis of kinematic errors in planar linkages by way of combining minute displacements [J]. *Journal of Machine Design*, 1987, 4(3): 38-46.
- [11] 未倩倩. 内嵌压电陶瓷径向弯曲模态超声电机的研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2011: 3-5.
- Wei Q Q. Research on radial bending mode ultrasonic motor embedded with piezoelectric ceramics[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2011: 3-5.
- [12] 陶小鹤. 双轴指向机构用超声电机的性能研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2016: 21-23.
- Tao X H. Study on performance of ultrasonic motor for dual-axis pointing mechanism[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2016: 21-23.
- [13] 张元奇, 徐绍堂. 平面四连杆机构等效转动惯量计算公式和应用[J]. *一重技术*, 2006(3): 15-17.
- Zhang Y Q, Xu S T. Calculation formula and application of equivalent rotating inertia of plane 4-tie bar mechanism [J]. *One Heavy Technology*, 2006(3): 15-17.
- [14] Atkinson C, Texter S, Keski-Kuha R, et al. Status of the JWST optical telescope element[J]. *Proceedings of SPIE*, 2016, 9904: 990403.
- [15] 钟培峰. 轻量型可展开空间望远镜次镜展开技术研究[D]. 西安: 中国科学院西安光学精密机械研究所, 2017.
- Zhong P F. Research on the deployment technology to the secondary mirror of the deployable lightweight space telescope[D]. Xi'an: Xi'an Institute of Optics and Precision Mechanics, Chinese Academy of Sciences, 2017.
- [16] 赵超. 空间望远镜次镜自展开结构研究[D]. 西安: 中国科学院西安光学精密机械研究所, 2014.
- Zhao C. Research on self-deployable structure of secondary mirror of space telescope[D]. Xi'an: Xi'an Institute of Optics and Precision Mechanics, Chinese Academy of Sciences, 2014.
- [17] 周东强, 曹瑞, 赵煜. 遥感系列卫星在轨微振动测量与分析[J]. *航天器环境工程*, 2013, 30(6): 627-630.
- Zhou D Q, Cao R, Zhao Y. Micro-vibration measurement and analysis of a series of remote sensing satellites in-orbit [J]. *Spacecraft Environment Engineering*, 2013, 30(6): 627-630.