

文章编号 1004-924X(2011)10-2427-07

月基极紫外相机光机结构设计

王 智*, 李朝辉

(中国科学院 长春光学精密机械与物理研究所, 吉林 长春 130033)

摘要: 为了对地球等离子体层产生的 30.4 nm 辐射进行全方位的长期监视和观测, 研制了月基极紫外相机。相机主体采用多层膜单反射镜光学系统以及 30.4 nm 球面光子探测器的结构形式, 跟踪机构采用俯仰-方位模式, 由步进电机驱动实现对地球的捕获。针对卫星发射、地月变轨、月表着陆过程中的振动冲击以及月表残酷的温度环境, 月基极紫外相机的光机结构设计考虑了环境(力学、温度)适应性, 有限元分析结果表明, 光机结构在整机质量 <15 kg 条件下, 一阶谐振频率为 49.3 Hz; 运动机构在 $-50 \sim +80$ °C 运转自如; 在 50 °C 均匀温降载荷作用下反射镜面形精度 RMS 值为 13.44 nm(<14 nm), 满足相机的技术指标要求。

关键词: 极紫外相机; 光机结构; 等离子体层

中图分类号: V476.3 **文献标识码:** A **doi:** 10.3788/OPE.20111910.2427

Design of optical-mechanical structure for lunar-based extreme ultraviolet camera

WANG Zhi*, LI Zhao-hui

(Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics,
Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China)

* Corresponding author, E-mail: wz070611@126.com

Abstract: To monitor and research 30.4 nm radiation generated by the plasmasphere, a lunar-based Extreme Ultraviolet(EUV) camera was developed. A multilayer mirror optical system and a 30.4 nm photon counting detector were adopted as the main body of the camera, and a two-dimensional tracing mechanism driven by a stepping motor was used to trace the earth. Aim to the vibration and impact from the process of satellite launching, orbit changes from earth's to moon's, moon landing, and the cruel temperature environment of the moon, the optical-mechanical design of EUV camera gave a consideration to the environmental adaptability. After the optimization by finite element analysis, it shows that the first order resonant frequency of the optical-mechanical structure is 49.3 Hz with the mass less than 15 kg, the motion mechanism operates freely within $-50 \sim +80$ °C, and the mirror surface accuracy (RMS) is 13.44 nm(<14 nm) under the load of uniform temperature drop of 50°C.

收稿日期: 2011-01-20; 修订日期: 2011-03-18.

基金项目: 探月工程二期项目

Those results meet the technical requirements of the camera.

Key words: Extreme Ultraviolet(EUV) camera; optical-mechanical structure; plasmasphere

1 引言

地球等离子体层中粒子的显著特征之一是共振散射太阳光中的极紫外(EUV)辐射,其散射强度与散射点离子密度成正比。因此,研究等离子体层离子分布的最好方法是通过光学方法对辐射进行成像,再通过图像反演得到等离子体层的离子密度分布,从而观测和研究磁暴和亚暴期间等离子体层对地磁活动的响应,实现地月空间的天气监测预报。

随着紫外波段光学技术的发展以及对空间环境研究的不断深入,越来越多的空间成像和光谱仪器发射到宇宙空间以开展对空间环境的探测。典型的有效载荷如美国 IMAGE 卫星上的极紫外成像仪,就是对地球等离子体层进行探测的仪器。但由于地球等离子体层覆盖的区域较大,通常的卫星平台无法对其全部覆盖,因此,本文选择月球作为极紫外相机的观测平台。

对地球等离子体层结构和辐射特性的研究是嫦娥三号工程任务一个非常重要的科学目标,月基极紫外(EUV)相机就是针对这一科学目标而研制的光学有效载荷。月基极紫外相机安装在月球着陆器的顶部,当着陆器着陆在月球的虹湾地区后,由载荷电控箱驱动二维跟踪机构对地球进行捕获,对地球等离子体层产生的 30.4 nm 辐射进行全方位、长期地监视观测。本文主要对月基极紫外相机的光机结构进行了设计。

2 EUV 相机主要光学参数的确定^[2-10]

2.1 视场及角分辨率的确定

根据国内外的研究资料,地球等离子体层是围绕在 7~8 R_E (R_E 为地球半径)的圆环状致密等离子体区域。文献[1]运用动态等离子体层模型,在月球表面放置 EUV 相机并指向地心,视场

角为 15°(对应空间尺寸为 15.0 R_E),在投影平面(经过地心并与 EUV 相机轴线垂直的平面)上空间分辨率为 0.1 R_E,模拟选取了月球轨道上月晨至月昏期间等时间间隔的 9 个位置(如图 1),研究不同位置侧面等离子体层辐射强度分布。所模拟的等离子体层辐射光强与卫星观测结果相吻合,模拟结果以及 IMAGE/EUV 观测结果表明,地球等离子体层主要结构处于 5.5 R_E,(等离子体层顶与地心平均距离),因此,月基极紫外相机的视场角设计为 15°,空间分辨率为 0.1°,能观测到等离子体层整体结构,满足地球等离子体层科学研究需要。

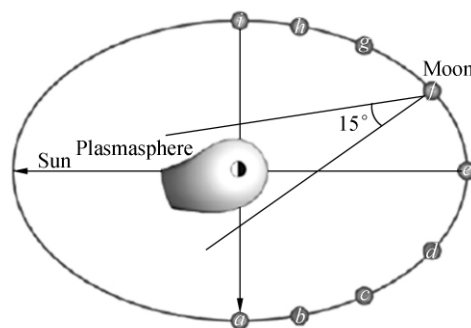


图 1 模拟选取的月球位置示意图

Fig. 1 Sketch of simulative moon location

2.2 入瞳的确定

假设 EUV 波段光谱辐射透过率为 28%, EUV 波段多层膜反射率为 18%, EUV 波段探测器的量子效率为 14%,利用公式(1)可以计算出 EUV 相机的灵敏度 S , S 代表 EUV 相机对待测发光物体的探测能力:

$$S = A \times \omega \times \epsilon \times \tau \times \rho \times \frac{10^6}{4\pi}, \quad (1)$$

式中: ω 为每个像元所张开的立体角; τ 为滤光片的透过率; ρ 为多层膜反射镜的反射率; ϵ 为探测器的量子效率; A 为 EUV 相机入瞳面积。

在曝光时间 t 内,每个像元所得到的计数:

$$N = SBt, \quad (2)$$

其中, B 为等离子体层辐射的平均强度, t 为曝光时间。将公式(1)代入(2)得到每个像元在曝光时

间内获得的光子数。

$$N=B\times A\times\omega\times\varepsilon\times\tau\times\rho\times\frac{10^6}{4\pi}\times t.$$
 (3)

按照地球等离子体层探测的要求,有辐射强度 $B=0.1\text{ R}_\text{E}$, EUV 相机单个像元所张开的立体角 $\omega=3.1\times10^{-6}\text{ sr}$,透过率 $\tau=0.28$,反射率 $\rho=0.18$,探测器量子效率 $\varepsilon=0.18$ 。为了在曝光时间 $t=600\text{ s}$ 内,每个像元获得光子 $N\geqslant9$,计算得到 EUV 相机的入瞳面积 $A=7\,000\text{ mm}^2$ 。

3 EUV 相机光机结构的主要技术指标

根据前面的分析以及地球等离子体层探测的要求,光机结构特性如表 1 所示。

表 1 EUV 相机光机结构特性	
Tab.1 Properties of EUV camera	
参数	结构特性
波长	30.4 nm
视场	15°圆视场
角分辨率	≤0.1°
孔径	187.1 mm(主镜处)
焦距	150 mm
	光子计数探测器
探测器	计数率: 60 kcount/s; 分辨率: 0.08 mm; 暗计数率<1 count/cm²·s
	镜头防护盖驱动机构(0~115°)
机构及运动范围	俯仰驱动机构(0~85°) 方位驱动机构(±50°)
谐振频率	≥70 Hz(发射方向) ≥40 Hz(垂直发射方向)
质量	<15 kg

4 光学系统结构形式的确定及要求

4.1 光学结构参数

为了实现在月球表面对地球等离子体层的探测,需要 EUV 相机的光学系统具有小尺寸、大视场,同时参考国外发射的地球等离子体层成像探测仪器^[8-9],EUV 相机的光学系统采用正入射结构、多层膜单反射镜和球面光子探测器的结构形式,光学结构参数见表 2。

表 2 光学结构参数			
Tab.2 Optical parameters (mm)			
参数	光学系统	反射镜	探测器
焦距	150		
入瞳直径	118		
中心遮拦直径	66		
曲率半径		300, 凹	150, 凸
有效孔径			40
反射镜与探测器间隔	150		

4.2 光学设计对结构的公差要求

4.2.1 面形公差

反射镜的面形公差对 EUV 相机的成像质量有较大的影响,主要影响 EUV 相机的角分辨率、畸变等。经过计算和实验验证要求多层膜反射镜的面形精度优于 14 nm(RMS 值)。

4.2.2 倾角公差

EUV 相机视场角为 15°,分辨率为 0.1°。因此,EUV 相机设计对探测器和反射镜的倾角公差要求不高,探测器表面与 EUV 相机光轴的角度偏差<20″即可满足设计要求。

4.2.3 探测器位置公差

探测器的位置精度要求不高,可以通过探测器位置的调整来保证成像质量的要求;但位置的稳定性要求较高,即在发射、着陆和探测中,探测器的位置在±0.05 mm 间变化。

5 机械结构设计

机械结构设计的目的主要是保证反射镜的面形精度,反射镜与探测器的相对稳定性,实现对地球的指向,同时还要考虑热控、防尘、力学、温度及空间辐射的影响。

为了实现以上目的,EUV 相机的机械结构主要分为:(1)相机主体(镜头防护盖组件、探测器组件、反射镜组件);(2)跟踪机构(俯仰转动组件、方位转动组件)。对于相机的整体布局,应尽量使其质心降低接近着陆器的安装平台,同时尽量对称布置各组件,减小相机的转动惯量,以提高整机的动态刚度。EUV 相机光机结构模型如图 2 所示。

5.1 反射镜组件设计

EUV 相机的反射镜是影响相机成像质量的关键,反射镜支撑及其镜筒结构的设计是影响相

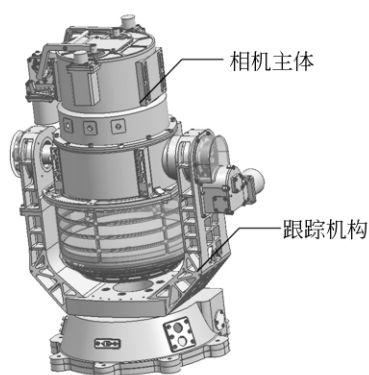


图 2 EUV 相机光机结构模型

Fig. 2 Model of optical-mechanical structure design for EUV camera

机成像质量的关键部件,因此,它们的设计需要考虑空间环境,材料选用,机械结构及装调等问题。

月昼和月夜温差可能达 460 K,对相机进行热控实施后,其工作温度为: $-50 \sim +70$ °C,存储温度为: $-110 \sim +110$ °C,因此,采用零膨胀系数微晶玻璃作为反射镜基体材料。

EUV 相机的反射镜支撑及组件如图 3 所示。



(a) 反射镜支撑 (b) 反射镜组件
(a) Mirror mount (b) Mirror assembly

图 3 反射镜支撑及组件

Fig. 3 Mirror mount and assembly

反射镜支撑材料选用与微晶玻璃线膨胀系数相近的殷钢(4J32),反射镜的安装凸台与支撑件上均布的 3 段圆弧通过光学环氧胶黏接。通过支撑上均布的 3 个调整螺钉来保证反射镜与支撑同轴,干胶后的反射镜组件固定在碳纤维镜筒上,以钛合金为材料的连接环和反射镜支撑的柔性设计,保证反射镜不受镜筒应力变化的影响。经有限元分析,EUV 相机的反射镜支撑在垂直于光轴方向的重力载荷下,镜面刚体位移为 $2.91 \mu\text{m}$,镜面倾角 $\theta_1 = 6.9''$ 。

反射镜筒是连接反射镜与探测器的主要受力

构件,选择高比刚度、低线胀系数的碳纤维复合材料,通过合理选择单层铺设角、铺层比、铺层顺序获得所要达到的层压板刚度参数。单层板选择高模量的 M40JB 碳纤维/环氧体系,根据单层板的力学性能,计算需要铺设的层数。该反射镜筒铺设层数 30 层,其轴向弹性模量 $E_1 > 120$ GPa,周向弹性模量 $E_2 \geq 80$ GPa,经有限元分析,该反射镜筒在重力作用时,镜筒端面最大位移为 0.002 mm,相对于反射镜光轴的角度变化 $\theta_2 = 2.7''$ 。

综上所述,反射镜与探测器的最大倾角 $\theta = \theta_1 + \theta_2 = 9.6''$,小于 $20''$ 的指标要求。

5.2 二维跟踪机构设计

EUV 相机的二维跟踪机构采用传统的俯仰-方位模式,主要用于实现 EUV 相机主体俯仰、方位 2 自由度调整,以实现地球的捕获。根据着陆在月球的位置,合理设计二维跟踪机构俯仰、方位调整的角度范围,采用霍尔元件作为位置反馈元件。设计时,主要考虑二维跟踪机构的刚度、环境适应能力以及综合指向精度。

俯仰转动机构由蜗轮蜗杆副、齿轮副、俯仰轴系组成,方位转动机构是由蜗轮蜗杆副、方位轴系组成。

5.2.1 环境适应性设计

所有相互运动的零件均采用多层复合薄膜进行防冷焊及润滑处理。

俯仰轴系力矩输入端采用一对面对面配置的角接触轴承,另一端采用一个深沟球轴承,轴承外环的压圈采用柔性设计,可使俯仰轴沿轴线移动,以补偿温度变化造成的结构变形。

在无温控措施的情况下,二维跟踪机构按照高低温试验条件进行温度适应性测试,在 $-50 \sim +80$ °C,俯仰、方位轴系运转正常。

5.2.2 刚度设计

俯仰和方位轴系的刚度决定了整机的谐振频率,要求二维跟踪机构能抵御卫星发射、地月变轨、月表着陆以及大温差等复杂空间环境的影响而不至于损坏且保证其综合指向精度的稳定性。

俯仰和方位轴系均采用一对角接触轴承面对面配对安装,与另一端深沟球轴承组合使用。面对面配对的角接触轴承可提高整个轴系抵抗倾覆力矩的能力,采用对轴承预紧来提高轴系的刚度。

在轴向预紧力作用下,角接触球轴承的轴向刚度为^[11]:

$$K_a=6.86(Z^2D_w\sin^5\alpha_0)^{1/3}F_{a0}^{1/3}, \tag{4}$$

径向刚度为:

$$K_r=1.716\ 4D_w^{1/3}Z^{2/3}\frac{\cos^2\alpha}{\sin^{1/3}\alpha}F_{a0}^{1/3}, \tag{5}$$

式中: F_{a0} 为轴向预紧力(N); Z 为单套轴承刚球数目; D_w 为刚球直径(mm); α 为初始接触角(°)。

轴向预紧力按 10 kg 计算,轴向刚度为 $K_a=57\text{ N}/\mu\text{m}$,径向刚度为 $K_r=176\text{ N}/\mu\text{m}$ 。

5.2.3 综合指向精度分析

影响指向精度的主要因素有:轴系的晃动误差、步进电机的步进误差、蜗轮副的传动误差和霍耳元件的到位误差。

(1)轴系的晃动误差

采用 C 级轴承,同时考虑到 U 形支架的变形,以及加工同心度、配合间隙等因素,俯仰轴系的最大晃动误差:

$$\Delta_{a1}=(0.01/L_1)\times\rho=8.5'',$$

总的径向间隙 $\leq 0.02\text{ mm}$,2 轴承跨度 $L=240\text{ mm}$ 。

方位轴系的最大晃动误差为:

$$\Delta_{e2}=(0.01/L_2)\times\rho=34''.$$

(2)步进电机误差

电机按四相八拍方式工作,步距角为 0.9° 。如果传动机构的速比为 60,则转动控制精度为:
 $\Delta_{a2}=\Delta_{e2}=0.015^\circ$ 。

(3)蜗轮副的传动误差

影响蜗轮副传动精度的误差主要有蜗轮副切向综合误差、装置的加工误差和蜗轮副圆周侧隙引起的空回误差。

考虑二维跟踪机构指向精度要求不是很高,采用 6 级精度的蜗轮蜗杆,蜗轮副的传动误差 $\leq 0.01\text{ mm}$,则俯仰、方位指向误差分别为 $\Delta_{a3}=79''$ 和 $\Delta_{e3}=54''$ 。

(4)霍耳元件的到位误差

霍耳元件的到位误差 $\leq 0.1\text{ mm}$,通过采用多个霍耳元件提供位置反馈信号和软件细分补偿后,根据摆放直径的不同,霍耳元件在俯仰、方位的定位精度为 $\Delta_{a4}=240''$ 和 $\Delta_{e4}=162''$ 。

因此俯仰方向的指向精度为:

$$\Delta_e=\sqrt{\Delta_{e1}^2+\Delta_{e2}^2+\Delta_{e3}^2+\Delta_{e4}^2}=0.07^\circ. \tag{7}$$

同理,方位方向的指向精度为 $\Delta_a=0.05^\circ$,因此可满足综合指向精度 $\leq 0.1^\circ$ 的技术指标要求。

6 工程分析

(1)考察在 $\triangle T=50^\circ\text{C}$ 均匀温降载荷作用下反射镜面形精度情况,分析结果如表 3 所示。

表 3 热载荷下反射镜面形精度
Tab.3 Mirror surface accuracy under thermal load

PV 值/nm	RMS 值/nm	镜面倾斜/(")
65.3	13.44	12.5

由表 3 中看出,在 $50\text{ }^\circ\text{C}$ 均匀温降载荷作用下反射镜面形精度为 $13.44\text{ nm}<14\text{ nm}$,满足光学设计提出的指标要求。

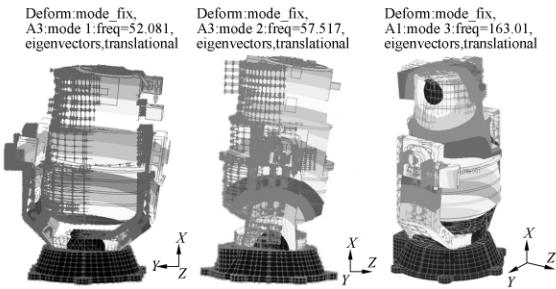
(2)动态刚度分析

EUV 相机的结构动态刚度分析,指 EUV 相机的动态特性分析,主要计算 EUV 相机沿 3 个轴向的基频,以分析其抵抗外界振动干扰的能力。

表 4 和图 4 给出相机的基频大小及振型情况。

表 4 EUV 相机结构基频
Tab.4 Basic frequencies of the EUV camera

	频率/Hz	振型描述	振型云图
1	49.3	相机绕 z 轴转动	图 4 (a)
2	51.6	相机绕 y 轴转动	图 4 (b)
3	170	相机沿 x 轴移动	图 4 (c)



a) Z 向基频振型 (b) Y 向基频振型 (c) X 向基频振型
(a) Nephogram of Z axis (b) Nephogram of Y axis (c)Nephogram of X axis

图 4 EUV 相机基频振型

Fig.4 Basic frequency modes of EUV camera

(3)强度分析

EUV 相机结构强度分析,主要是分析反射镜的支撑结构是否会发生屈服变形,包括正弦振动载荷和随机振动载荷作用下 EUV 相机结构应力响应和加速度求解。

表 5 和表 6 给出 EUV 相机在 3 个方向正弦振动载荷作用下各结构件的最大应力和最大加速度响应情况。

表 5 正弦振动最大应力响应

Tab. 5 Maximum response under sinusoidal vibration load

加载方向 发生频率	振动条件 (30~ 70 Hz)	最大应力 $\sigma_{\max}$ /MPa /位置	M. S.	最大输出加 速度 g/ 位置	放大 倍率
X 向加载 (49.3 Hz)	15g	68.9 MPa/U 形架两部分 连接孔	3.35	21.61g/方位 轴蜗杆支架 与底座连接孔	1.44
Y 向加载 (49.3 Hz)	6g	239 MPa/方位 电机轴与连 轴节连接处	0.43	164.12g/方位 轴蜗杆支架与 底座连接孔	27.53
Z 向加载 (51.6 Hz)	6g	171 MPa/U 形 架与竖直 轴连接孔	0.75	176.35g/ 中筒+X 向 顶部	29.40

由表 5 中看到,各方向正弦振动载荷下材料的 M. S. >0,满足要求。Y,Z 方向正弦振动载荷作用下,结构响应相对较大,但最大应力处结构材料没有破坏,说明在正弦振动载荷作用下结构满足要求。

表 6 给出 EUV 相机在 3 个方向随机振动载荷作用下各材料的最大应力和最大均方根加速度响应情况。

由表 6 中看到,各方向随机振动载荷下材料的 M. S. >0,满足要求。X,Y,Z 方向随机振动载

表 6 随机振动最大应力响应

Tab. 6 Maximum response under random vibration load

加载方 向发生 频率	振动条 件(30~ 70 Hz)	最大应力 $\sigma_{\max}$ MPa/位置	M. S.	最大输出 均方根加 速度(g)/ 发生频率	放大 倍率
X 向加载 (49.3 Hz)	20.3g	89.2 MPa/ U 形架两部分 连接孔	2.36	59.3/175	2.92
Y 向加载 (49.3 Hz)	16.3g	375 MPa/方位 轴蜗杆支架与 底座连接孔	0.98	20.8/54.81	1.27
Z 向加载 (51.6 Hz)	16.3g	120 MPa/ U 形架 与方位轴连接孔	1.50	33.8/168.38	2.07

荷作用下,结构均方根加速度响应不大,放大倍率最大为 $2.92 < 3$,说明在随机振动载荷作用下结构满足要求。

7 结 论

根据地球等离子体层的结构特性,月基 EUV 相机采用多层膜单反射镜与球面探测器的光学结构形式,可实现小尺寸、大视场以及空间分辨率的要求。围绕光学设计结果以及使用环境,主要从整机的刚度和环境适应性方面对 EUV 相机的机械结构进行了详细设计。环境试验和工程分析结果表明,月基 EUV 相机的光机结构具有良好的刚度(整机质量 <15 kg,一阶谐振频率 49.3 Hz)及环境适应能力(在工作温度范围内,机构运转自如;在温度载荷以及力学振动条件下,镜面的面形精度 RMS 值为 $13.44 \text{ nm} < 14 \text{ nm}$;反射镜与探测器的最大倾角为 $9.6'' < 20''$),满足实现科学目标的技术指标要求。

参考文献:

[1] 何飞,张效信,陈波,等. 地球等离子层极紫外波段辐射特性计算[J]. 中国科学,2010,40(1):71-76.
HE F, ZHANG X X, CHEN B, *et al.*. Calculation of the extreme ultraviolet radiation of the earth's plasmasphere[J]. *Sci. China Tech. Sci.*, 2010,40

(1):71-76. (in Chinese)
[2] SHANG Y Y, GUAN Y, LIU Y F, *et al.*. The design of EUV CCD camera [J]. *SPIE*, 2008, 7021:70211O-1-8.
[3] 李保权,朱光武,王世金,等. 太阳 X-EUV 成像望远镜[J]. 地球物理学报,2005,48(2):235-242.
LI B Q, ZHU G W, WAN SH J, *et al.*. The solar

- X-EUV imaging telescope[J]. *Chinese Journal of Geophysics*, 2005, 48(2): 235-242. (in Chinese)
- [4] 彭吉龙,李保权,韦飞,等. 空间太阳极紫外(EUV)成像望远镜[J]. *光学技术*, 2008, 34(Suppl.): 92-94, 97.
- PENG J L, LI B Q, WEI F, *et al.*. Space solar extreme ultraviolet (EUV) imaging telescope[J]. *Optical Technique*, 2008, 34(Suppl.): 92-94, 97. (in Chinese)
- [5] 陈波,尼后良,王君林. 长春光机所软 X 射线—极紫外波段光学研究[J]. *光学精密工程*, 2007, 15(12): 1862-1868.
- CHEN B, NI Q L, WANG J L. Soft X-ray and extreme ultraviolet optics in CIOMP[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2007, 15(12): 1862-1868. (in Chinese)
- [6] 陈波,陈淑妍,巩岩. 一种复合型空间软 X 射线—极紫外波段望远镜设计[J]. *光学精密工程*, 2004, 3(2): 242-244.
- CHEN B, CHEN SH Y, GONG Y. Design of a complex space soft X-ray and EUV telescope[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2004, 30(2): 242-244. (in Chinese)
- [7] 陈波,尼后良. 空间软 X 射线/极紫外波段正入射望远镜研究[J]. *光学精密工程*, 2003, 11(4): 315-319.
- CHEN B, NI Q L. Development of a space soft X-ray and EUV normal incidence telescope[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2003, 11(4): 315-319. (in Chinese)
- [8] WÜLSER J P, LEMEN J R. EUVI: the STEREO-SECCHI extreme ultraviolet imager [J]. *SPIE*, 2004, 5171: 111-122.
- [9] HOWARD R A, MOSES J D. Sun earth connection coronal and heliospheric investigation (SECCHI) [J]. *Space Sci. Rev.*, 2008, 136: 67-115.
- [10] SONG Q, YE B X, CAO J L, *et al.*. Design concepts of EUV telescopes and the detectors boarded on the Solar-Space-Telescope [J]. *UV/EUV and Visible Space Instrumentation for Astronomy and Solar Physics*, 2001, 4498: 335-342.
- [11] 张景旭. 大型跟瞄架方位轴系的研制[J]. *光学精密工程*, 1996, 4(2): 73-77.
- ZHANG J X. Development of vertical axial system for large tracking and pointing mount [J]. *Opt. Precision Eng.*, 1996, 4(2): 73-77. (in Chinese)

作者简介:



王 智(1978—),男,山东寿光人,博士,副研究员,2000年、2003年于长春光学精密机械学院分别获得学士、硕士学位,2006年于中科院长春光学精密机械与物理研究所获得博士学位,主要从事航天光学遥感器的研制工作。E-mail: wz070611@126.com



李朝辉(1969—),男,吉林双辽人,博士,副研究员,1991年、1994年于长春光学精密机械学院分别获得学士、硕士学位,2001年于中科院长春光学精密机械与物理研究所获得博士学位,主要从事航天光学遥感器的研制工作。E-mail: lizh_ciom@yahoo.com.cn