

星载偏振扫描仪环境适应性设计与验证

凌明椿^{1,2,3}, 宋茂新^{1,3*}, 洪津^{1,3}, 陶菲^{1,2,3}, 邹鹏^{1,3}, 孙真^{1,3}

¹中国科学院合肥物质科学研究院安徽光学精密机械研究所, 安徽 合肥 230031;

²中国科学技术大学, 安徽 合肥 230026;

³中国科学院通用光学定标与表征技术重点实验室, 安徽 合肥 230031

摘要 偏振扫描仪(POSP)是一台分孔径、分振幅同时偏振测量的遥感器。简要介绍了 POSP 的光机系统设计以及部分指标要求。为保证测量精度,针对仪器在运输与发射阶段力学以及在轨运行的热环境,对 POSP 光机进行了环境适应性设计与分析,并通过热真空与鉴定级力学试验进行验证。试验结果表明,仪器的基频约为 110 Hz,各阶模态与仿真结果基本吻合,整机强度和刚度满足要求;热真空试验后,仪器遥感测量输出正常,光机各组件工作正常。在热、力学试验前后分别进行了整机性能测试,结果显示试验前后视场重合度均大于 90%,偏振精度优于 0.5%。该仪器具有良好的空间热以及力学环境适应性,满足仪器地面和在轨稳定、可靠的工作需求。

关键词 遥感; 光机系统设计; 环境试验; 性能测试

中图分类号 V417

文献标识码 A

doi: 10.3788/CJL201946.0704002

Design and Validation of Space Adaptability for Particulate Observing Scanning Polarization

Ling Mingchun^{1,2,3}, Song Maoxin^{1,3*}, Hong Jin^{1,3}, Tao Fei^{1,2,3}, Zou Peng^{1,3}, Sun Zhen^{1,3}

¹Anhui Institute of Optics and Fine Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Hefei 230031, China;

²University of Science and Technology of China, Hefei 230026, China;

³Key Laboratory of Optical Calibration and Characterization, Chinese Academy of Sciences, Hefei, Anhui 230031, China

Abstract The polarization scanner (POSP) is a remote sensor which can simultaneously measure polarization and aperture. The optical-mechanical system design and index requirements of POSP are introduced. In order to ensure the measurement accuracy, the environmental adaptability design and analysis of POSP are carried out aiming at the mechanical property during the transport and launch phases and the thermal environment of in-orbit operation, and the thermal vacuum and identification level mechanical tests are carried out. The experimental results show that the fundamental frequency of the instrument is about 110 Hz, and the modes are basically consistent with the simulation results. The strength and hardness of the whole machine meet requirements. After the thermal vacuum test, the output of the instrument is normal, and each component of the optical-mechanical system works normally. The performance of the whole machine is tested before and after the thermal and mechanical tests. The results show that the coincidence degree of field of view is more than 90%, and the polarization precision is better than 0.5%. The instrument has good adaptability to the space environment, and meets the stable and reliable work requirements on the ground and in orbit.

Key words remote sensing; optical-mechanical system design; environmental test; performance test

OCIS codes 280.1100; 220.2740; 220.4840

收稿日期: 2018-12-17; 修回日期: 2019-02-15; 录用日期: 2019-03-11

基金项目: 国家自然科学基金(41405037)、中国科学院天文联合基金(U1331111)

* E-mail: smx0369@163.com

1 引言

地表目标在反射、散射、透射以及电磁辐射发射过程中,会产生由其自身性质和光学基本定律决定的特征偏振,不同的物体或同一物体的不同状态将产生不同的偏振状态,该偏振特征中蕴含着目标的多种信息,能为遥感提供新的信息^[1]。20世纪80年代以来,美国 and 法国等国家相继开展了对地偏振观测及应用基础研究工作。20世纪90年代,美国开始设计地球观测扫描偏振计(EOSP)^[2-3],采取分孔径、分振幅同时偏振测量的方案。目前,由EOSP发展而来的气溶胶偏振传感器(APS)是基于此类技术制造的最成熟仪器之一,遗憾的是因火箭故障而发射失败。

空间光学遥感器的整个生命周期,主要受机械、热、真空环境及空间辐射等环境因素的影响,不利的环境因素将导致遥感器光学系统的成像及光谱质量下降,甚至导致遥感器损坏而无法工作^[4]。尤其对于偏振测量类仪器,机械应力和热应力导致的光学镜片应力双折射问题会直接影响测量精度。结合POSP的工作原理,本文主要分析了机械载荷和热载荷对系统的影响,并进行适应性设计。通过力学

试验和热真空试验验证了所提的适应性设计的可行性,表明仪器可满足高精度测量需求。

2 偏振扫描仪工作原理

星载偏振扫描仪(POSP),沿用的是美国APS的技术路线^[5]。为与多角度偏振成像仪(DPC)进行偏振交火,将沿轨扫描改为穿轨扫描的探测方案^[6]。系统选用沃拉斯顿棱镜作为偏振解析器,分色片加滤光片实现光谱分离的技术方案。图1为POSP光学原理示意图,图中只显示了1对通道。目标信号经过正交镜组件后,被前置望远系统分成6个通道信号。其中每2个通道为1对,则6个通道可分为3对,每个通道信号被分色片分成3个光谱通道,并实现从380 nm到2250 nm之间9个波段的同时探测。每对通道的渥拉斯顿棱镜(WP1/WP2)的方位角互成45°,每块棱镜可将入射光分解为振动方向互相垂直的两束线偏振光,这样入射光信号被分解为振动方向分别为0°、45°、90°和135°的4个线偏振光,每个通道的光谱信号经聚焦镜组件聚焦于二元探测器。根据Pickering的斯托克斯矢量探测原理可解析出目标的偏振信息^[7]。

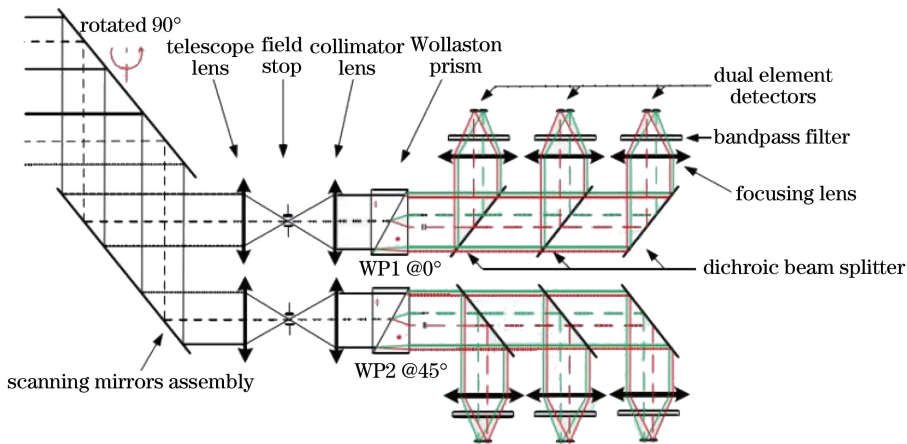


图1 星载偏振扫描仪光学原理示意图

Fig. 1 Optical schematic of POSP

系统共分为9个探测波段,36个通道,通道间视场重合度大于90%,每个波段的偏振测量精度均优于0.5%(线偏振度 $P \leq 0.3$)。根据POSP的光学系统特点及结构设计布局,将POSP光机分为扫描组件、主光学组件、4个星上定标器组件、电路盒组件以及辐冷组件。图2为POSP结构装配图。

高精度偏振测量的实现,要求POSP在各类热、机械条件下的地面以及在轨运行时均保持良好的工

作性能,首先应保证仪器具备足够大的刚度和强度。此外,整机运用于空间环境时会承受复杂的热环境,POSP内部光学镜片的内应力将直接影响偏振测量的精度。

3 环境适应性设计

3.1 光机界面类型的选择

位于偏振解析器件前端的望远透镜的安装应力

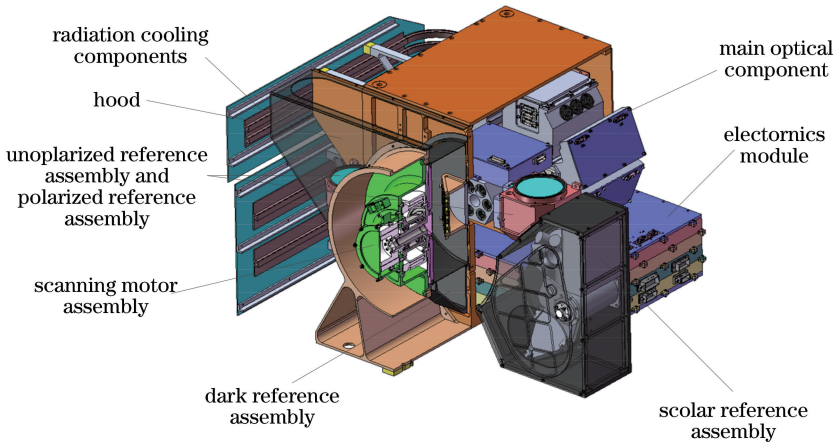


图 2 POSP 结构装配图

Fig. 2 Structural assembly drawing of POSP

和热应力带来的应力双折射将直接影响系统偏振测量精度。根据光学镜片与镜座的接触方式,可将光机界面分为尖角界面、相切界面和超环界面等。其中相切界面不与凹透镜配合使用。图 3 为相切界面与超环界面的示意图如图 3 所示。当球形光学面和机械面被挤压在一起时,两者都会发生弹性变形,形成一个直径为 $2R_c$ 的圆形接触面(面积为 A), Yoder^[8] 总结出 A 的计算公式为

$$A = \pi R_c^2, \quad (1)$$

$$R_c = 0.721 \sqrt{\frac{K_2 P}{K_1}}, \quad (2)$$

式中: K_1 和 K_2 为接触系数。对于凸光学表面, $K_1 = (D_1 + D_2)/(D_1 D_2)$; 对于凹光学表面, $K_1 = (D_1 - D_2)/(D_1 D_2)$, $K_2 = [(1 - \nu_G^2)/E_G] + [(1 - \nu_M^2)/E_M]$ 。其中 D_1 为光学表面直径,单位为 mm; D_2 为接触的结构元件直径,单位为 mm; E_G 、 E_M 分别为光学元件和结构元件的杨氏模量; ν_G 、 ν_M 分别

为光学元件和结构元件的泊松比。

对于单个透镜来说,接触点的应力值最大,且从中心到边缘逐渐减小。Yoder^[8] 还研究总结出各种界面情况下的应力值计算公式为

$$S = 0.798 \sqrt{\frac{K_1 P}{K_2}}. \quad (3)$$

式中: S 表示接触处的应力值,单位为 MPa; P 表示轴向负载,取 0.4 MPa。

对于尖角界面, $K_1 = 10 \text{ mm}^{-1}$; 对于切向界面, $K_1 = 1/(2D_1) \text{ mm}^{-1}$; 对于超环界面,若为凸光学表面,则 $K_1 = 11/(10D_1) \text{ mm}^{-1}$, 若为凹光学表面,则 $K_1 = 1/D_1 \text{ mm}^{-1}$ 。在此, D_1 均大于 0.05 mm,所以在上述 3 种光机界面处,切向界面和超环界面处可获得较小应力值。在工程实现上,考虑到加工成本等问题,凸透镜光机界面选择相切界面,对于无法使用相切界面的凹透镜选用超环界面。

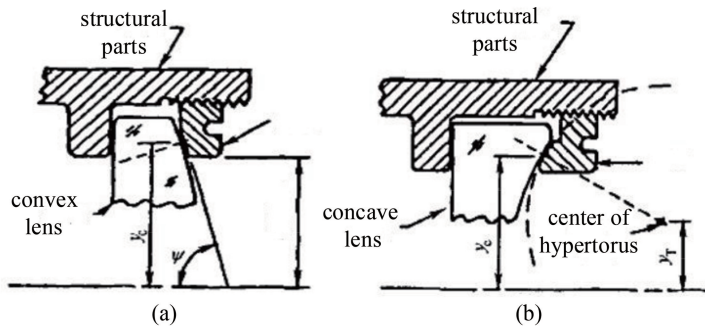


图 3 相切界面与超环界面示意图。(a)相切界面;(b)超环界面

Fig. 3 Diagram of tangential interface and hyperloop interface. (a) Tangential interface; (b) hyperloop interface

3.2 透镜的消热设计

整机运用于空间环境时会受到复杂热环境的影响,除安装应力外,镜座与光学元件高低温条件下差

分膨胀与收缩产生的应力是主要的应力来源。

Reiss^[9] 提出一种解析方法,来评估由温度造成的光学元件与镜筒黏接处的差分尺寸变化形成的应

力,对应的公式为

$$S_s = \frac{(\alpha_M - \alpha_G)\Delta TS_e \tanh(\beta L)}{\beta t_e}, \quad (4)$$

$$S_e = \frac{E_e}{2(1 + \nu_e)}, \quad (5)$$

$$\beta = \sqrt{\frac{S_e}{t_e} \left(\frac{1}{E_M t_M} + \frac{1}{E_G t_G} \right)}, \quad (6)$$

式中: E_e 为材料的杨氏模量; β 为黏接系数;下标 e 表示黏接剂; S_s 为黏接处应力,单位为 MPa; α_M 和 α_G 分别为镜座和光学元件的热膨胀系数,单位为 $\text{mm}/^\circ\text{C}$; ΔT 为与装配温度的差值,单位为 $^\circ\text{C}$; S_e 为黏接剂切边模量; L 为黏接处的最大尺寸,单位为 mm; t_e 为黏接处厚度,单位为 mm; E_M 和 E_G 分别为

表 2 不同黏接剂的消热厚度

Table 2 Heat dissipation thicknesses of different adhesives

Adhesive	D_G /mm	α_G / $^\circ\text{C}^{-1}$	α_M / $^\circ\text{C}^{-1}$	α_e /($10^{-6} \text{ }^\circ\text{C}^{-1}$)	ν_e	t_e /mm
DG-3S				81	0.43	0.73
GD414-C	19	12.4×10^{-6}	7.9×10^{-6}	590-790	0.33	0.07-0.09
XM23(RTV)				270	0.47	0.20

考虑到胶合光学元件及光学元件与镜座黏接处存在其他应力源(主要有固化过程中黏接剂的收缩和将光学元件拉离镜座方向的加速度外力等),以及光学系统空间布局的限制,应选取合适的胶层厚度,这里选用的黏接剂为 GD414-C 硅橡胶。

3.3 偏振解析器件热匹配固装

沃拉斯顿棱镜作为 POSP 光机的核心器件,是一种较典型的偏光分束棱镜,它由两半块单轴楔型双折射晶体胶合而成,其光轴相互垂直,出射光束为两束振动方向相互垂直的线偏振光(o 光和 e 光),两个出射光束的相对强度总是正比于入射光束的水平 and 垂直偏振分量^[11]。在此选用的棱镜的材料为方解石,图 4 为沃拉斯顿棱镜的原理图。方解石材料在垂直于光轴方向的热膨胀系数约为平行于光轴方向的 5 倍。高低温条件下的差分膨胀与收缩将在棱镜内部形成应力,严重时将在破坏棱镜的风险。在设计时需将棱镜和棱镜座进行热力学匹配,即在

镜座和光学元件的杨氏模量; ν_e 为黏接剂的泊松比; t_M 和 t_G 分别为镜座和光学元件的厚度,单位为 mm。

通过选择合适的黏接剂和黏接厚度,可有效减小因温度造成的光学元件内部的应力。Bayar^[10]推导出黏接剂厚度的公式为

$$t_e = \frac{(D_G/2)(1 - \nu_e)(\alpha_M - \alpha_G)}{\alpha_e - \alpha_M - \nu_e(\alpha_G - \alpha_e)}, \quad (7)$$

式中: α_e 为黏接剂的热膨胀系数,取 $2.48 \times 10^{-6} \text{ }^\circ\text{C}^{-1}$; D_G 为透镜直径。通过计算可得出各光学镜片固装的胶层厚度,以达到消热的目的。表 2 列出航天领域常用的几种黏接剂对系统中同一直径的光学元件 PK51 的胶层消热厚度。

两者热膨胀系数相近的方向进行点胶固装,图 5 为沃拉斯顿棱镜的固装示意图。镜座选用航天领域常用的金属材料钛合金,钛合金的材料属性见表 3。不同温差以及不同胶层厚度,导致棱镜与镜筒黏接处的差分尺寸发生形变,所形成的应力值如表 4 所示。最终,在镜座和棱镜设计时将胶层厚度间隙控制在 0.05 mm 左右。

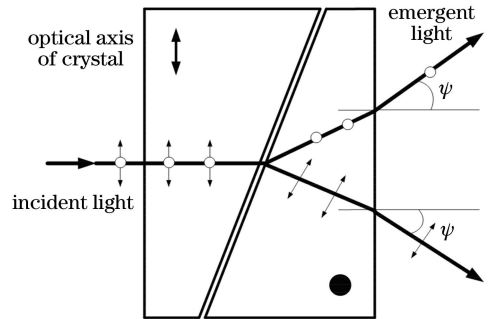


图 4 沃拉斯顿棱镜原理图

Fig. 4 Schematic of Wollaston prism

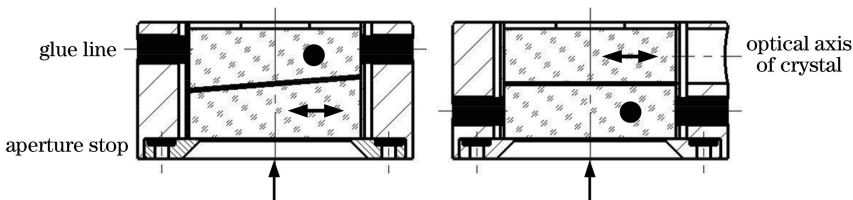


图 5 沃拉斯顿棱镜固装示意图

Fig. 5 Fixation diagram of Wollaston prism

表 3 钛合金的材料属性表

Table 3 Material properties of titanium alloy

Material	Modulus of elasticity /GPa	Linear expansion coefficient / $^{\circ}\text{C}^{-1}$
Calcspars	88.2 (parallel to axis of light)	25.0×10^{-6} (parallel to axis of light)
	72.4 (perpendicular to axis of light)	5.8×10^{-6} (perpendicular to axis of light)
Titanium alloy	104.0	7.9×10^{-6}

表 4 不同温差、胶层厚度条件下应力值

Table 4 Stress values under different temperatures and thicknesses of rubber layer

ΔT /mm	0.02	0.03	0.04	0.05
10 /MPa	1.06	0.85	0.73	0.64
20 /MPa	2.11	1.71	1.46	1.28
30 /MPa	3.17	2.56	2.19	1.92

3.4 热控方案设计

光机系统理论上最佳的工作温度为装调时温度。为保证整机良好的在轨工作环境,对整机采取热控措施。采用主、被动热控结合方法进行热控设计,并采用电加热的主动热控手段。主光学组件作为系统探测的核心组件,其示意图如图6所示。该

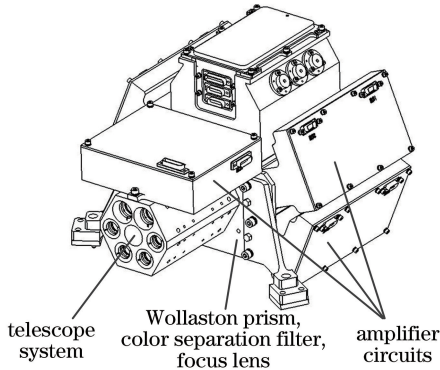


图 6 主光学组件示意图

Fig. 6 Diagram of main optical component

表 5 POSP 有限元模型中参与计算的材料属性

Table 5 Material properties of POSP finite element model for calculation

Material	Density /($10^3 \text{ kg} \cdot \text{m}^{-3}$)	Modulus of elasticity /GPa	Poisson's ratio	Linear expansion coefficient /(10^{-6} K^{-1})
Pyrocream	2500	90.0	0.25	0.5
Aluminum alloy	2800	72.4	0.33	23.0
Carbon fiber	1780	>2100.0	0.30	-1.4
FR-4	1800	11.0	0.28	-

表 6 冲击工况条件(3 轴向)

Table 6 Impact working condition (triaxiality)

Frequency /Hz	Shock response spectrum
100	17g
600	600g
4000	600g

表 7 正弦振动条件(3 轴向)

Table 7 Sine vibration condition (triaxiality)

Frequency /Hz	Amplitude
10	2.3g
20	9g
100	9g

主光学组件包含了沃拉斯顿棱镜组件、光学信号的前置放大电路以及对工作温度点波动敏感的组件,其控温要求为 $15 \sim 20 \text{ }^{\circ}\text{C}$ 。主光学组件无功耗,可多层包覆其外露表面并布置电加热器控温;前放电路由于其功耗较小(约为 2 W),可采用局部多层包覆的方式,并留一定的散热面,向支撑框架辐射散热。组件整体与主框架间采取隔热方式,以减小外部热流变化带来的温度波动。

4 热、力学分析

4.1 力学分析

为了确保 POSP 工作的可靠性,对产品光机结构在外载荷作用下的静力和动力响应进行分析,从理论上研究 POSP 是否满足工程上的强度和刚度要求。通常情况下的实际要求为:仪器一阶固有频率大于 100 Hz ,在各种给定的力学工况下,仪器具有足够大的强度,且仪器性能变化不超过指标要求。为降低计算规模,在不影响系统强度和刚度的前提下,对结构进行了简化或等效处理。POSP 有限元模型中参与计算的材料属性如表 5 所示。

依据仪器在某卫星上的安装布局,提取仪器安装处的力学条件,如表 6~8 所示,其中 g 为重力加速度。对整机的安装角施加固定约束,并对整机进行模态分析,得到的结果如表 9 和图 7 所示。

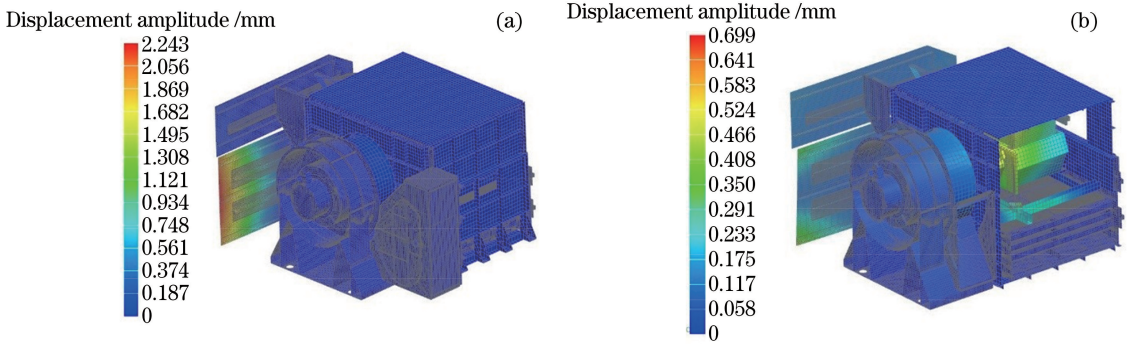


图 7 POSP 模态。(a) 整机一阶模态；(b) 主光学组件模态

Fig. 7 Modal of POSP. (a) First order mode of whole machine; (b) mode of main optical component

表 8 随机振动条件(3 轴向)

Table 8 Random vibration condition (triaxiality)

Frequency /Hz	Power spectral density /Hz ⁻¹
10	0.03g ²
50	0.7g ²
110	0.7g ²
150	0.08g ²
450	0.08g ²
2000	0

表 9 模态分析结果

Table 9 Modal analysis result

Order No.	1	2	3	4	5
Natural frequency /Hz	110	120	129	139	145

整机的一阶固有频率为 110 Hz, 振动方向为辐

表 10 典型热分析工况统计表

Table 10 Thermal analysis of working conditions

State	Heat flow condition	Heat /W	Installation boundary temperature /°C	Active temperature control mode
Early orbit	Local time at ascending intersection is 13:15, November 4, 2018; coating is at early state; solar constant is 1323 W·m ⁻²	Not working	-5	Temperature control barrier
High temperature condition	Local time at ascending intersection is 13:30, July 8, 2018; coating is at early state; solar constant is 1414 W·m ⁻²	Work for 57 min, stand by 41.8 min, average heat consumption 39.4 W	15	Normal operating mode
Low temperature condition	Local time at ascending intersection is 13:15, November 4, 2018; coating is at early state; solar constant is 1323 W·m ⁻²		-5	

对主光学组件在不同工况下进行温度统计,其温度曲线如图 8 所示。可以发现主光学组件工作温度适宜,满足工作状态要求。

冷板组件 Y 方向,满足整机一阶固有频率大于 100 Hz 的要求。主光学组件基频落在整机的第 13 阶频率上,频率约为 184 Hz。在各种给定的力学工况下,所设计结构的各处应力值均小于材料的抗拉极限和屈服极限。

4.2 热分析

根据实际模型以及热分析的需要,对热分析模型进行简化处理。计算模型中充分考虑了卫星平台其他仪器以及不同升交点轨道太阳入射角度下的外热流的影响,对 POSP 进行热仿真时选取如表 10 所示的典型热分析工况统计表进行具体热分析。另外,从卫星能源资源的方面出发,合理设置电加热器的控温阈值和仪器的工作温度点。

5 试验验证与性能测试

POSP 发射前需经历鉴定级力学以及热真空试

验,以保证试验前后系统的性能变化在可接受范围内,其中视场重合度和偏振测量精度是重要的考核指标。

对于理想的分孔径同时偏振测量系统,要求每个通道同一时刻观测的目标一致^[12],即望远系统视轴指向一致。POSP 光学系统在轨视场不重合,会造成同一波段 4 个检偏方向通道观测的目标不一

致,在地面的投影具有重合和非重合的部分(图 9)。视场重合度定义为同一工作谱段,4 个探测通道所限定的视场在地面投影的重合面积与最大视场投影面积的比值。综合考虑地面观测的目标特性以及卫星在轨运行实际情况,为满足 0.5% 的偏振测量精度,要求系统视场重合度 > 90%。

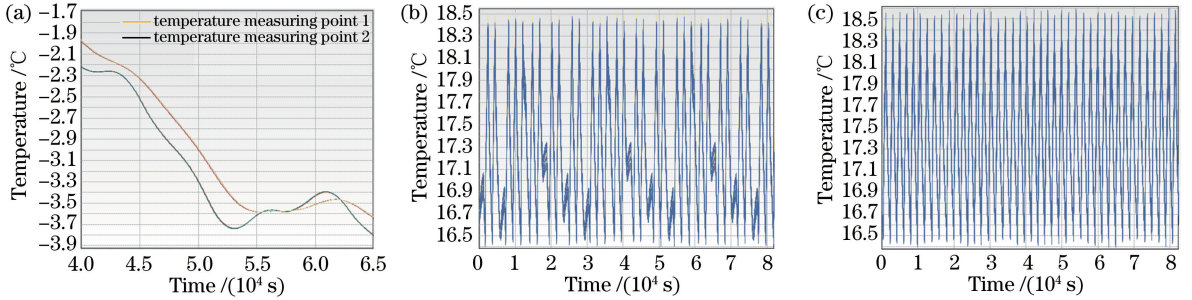


图 8 POSP 温度曲线。(a)入轨初期;(b)高温工况;(c)低温工况

Fig. 8 Temperatures of POSP. (a) Early orbit; (b) high temperature working condition; (c) low temperature working condition

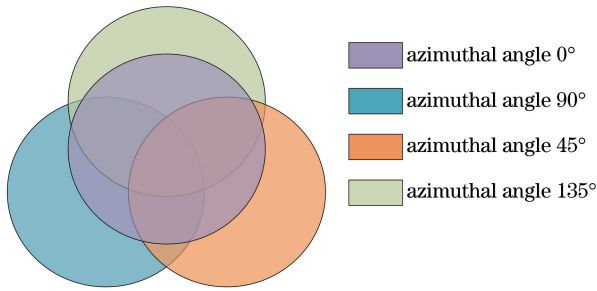


图 9 同一波段 4 个通道的视场重合度示意图

Fig. 9 Diagram of field of view coincidence of four channels at the same waveband

偏振测量精度作为系统的重要指标,其定义为:在实验室条件下,系统经过定标后,对标准可调偏振度光源进行探测,系统测量的偏振度与理论偏振度的差值。其中偏振度的测量范围为 0%~30%。系统测试使用的标准偏振光源由 2 块精密控制角的玻璃平板组成。经标定,倾斜角度定位误差小于 5"。在系统的工作带宽内,考虑到光源的稳定性,分析得出线偏振度在 0%~30% 范围内,出射线性偏振度与理论值的差异小于 2.0×10^{-4} ,满足系统测试需求。

5.1 力学试验

力学试验装态与整机装星状态一致。设计转接工装将仪器与振动台连接。按表 6~8 所示的参数进行试验。整机共布置 8 个加速度测点,主要关注其中主光学组件处的测点响应情况。试验按冲击—正弦—随机的工况顺序进行。主光学组件的力学响应曲线如图 10 所示,其中 X、Y、Z 表示 POSP 的振动方向。在正弦工况下,以每分钟 2 倍频程的速率

进行扫频,在 10~100 Hz 频段内,响应没有出现极大值,在 X 方向上最大加速度响应放大倍数约为 1.8 倍;在随机工况下,2 min 加载时间内,在 180 Hz 处出现响应极大值,说明主探测组件的基频为该频率,这与力学分析结果相吻合,其加速度放大倍数约为 2.2 倍。试验结果表明,整机结构具有足够大的刚度和强度,满足航天领域的使用要求。

5.2 热真空试验

验证 POSP 在真空、冷黑和太阳辐射的环境下是否正常工作,按表 11 所列的热真空试验条件对整机进行了热真空试验。

5.3 试验结果

分别对力学和热真空试验前后进行了整机性能测试,其中以视场重合度和偏振测量精度 2 个指标作为评价准则,要求试验前后视场重合度均大于 90%,偏振测量精度均优于 0.5%。由表 12 和表 13 所示的试验结果可知,视场重合度和偏振测量精度 2 个指标均满足要求。力学和热真空试验前后测量结果存在差异,该差异主要来源于测量误差和仪器在热力学试验前后性能的变化量。

6 结 论

POSP 测量精度高,系统对环境适应性要求高。针对 POSP 光机系统的特点进行了适应性设计与分析,并通过力学试验和热真空试验对光机系统的设计进行验证。结果表明,试验前后光机性能变化小,整机系统具有良好的空间热和力学环境适应性,为

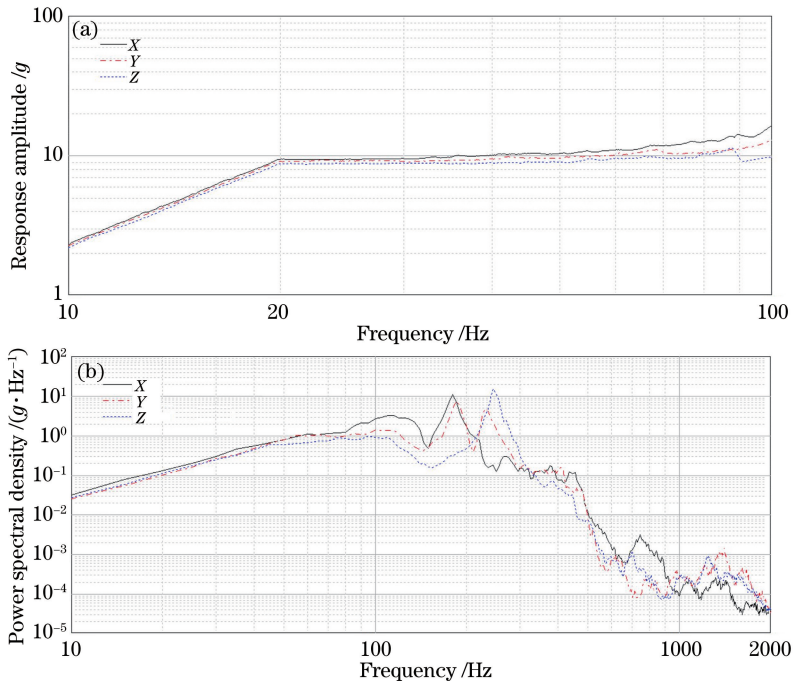


图 10 POSP 力学响应曲线。(a)正弦工况响应曲线;(b)随机工况响应曲线

Fig. 10 Mechanical response curves of POSP. (a) Sine vibration response curve; (b) random vibration response curve

表 11 热真空试验条件

Table 11 Conditions of thermal vacuum tests

Parameter	Vacuum degree /Pa	Temperature /°C	Number of cycles	Temperature range rate /(°C·min ⁻¹)
Value	6.6×10^{-3}	-15-55	6.5	≥ 1

表 12 视场重合度试验结果

Table 12 Field of view coincidence test results

Waveband	Pretest	After thermal vacuum test	After mechanical test
Whole spectral region	91.5	91.8	92.0

表 13 偏振测量精度试验结果

Table 13 Experimental results of polarization measurement accuracy

Waveband /nm	Theoretical polarization	Measurement accuracy		
		Pretest	After thermal vacuum test	After mechanical test
380	0.0522	0.30	0.27	0.29
	0.1039	0.27	0.24	0.28
	0.1556	0.20	0.20	0.15
	0.2123	0.21	0.45	0.27
	0.3075	0.33	0.35	0.32
410	0.0517	0.17	0.12	0.10
	0.1030	0.10	0.08	0.02
	0.1543	0.05	0.07	0.03
	0.2106	0.18	0.15	0.21
	0.3053	0.45	0.38	0.40
443	0.0513	0.38	0.06	0.04
	0.1022	0.05	0.06	0.01
	0.1531	0.35	0.44	0.48
	0.2091	0.09	0.12	0.03
	0.3033	0.11	0.32	0.05

续表

Waveband /nm	Theoretical polarization	Measurement accuracy		
		Pretest	After thermal vacuum test	After mechanical test
490	0.0508	0.30	0.20	0.27
	0.1013	0.25	0.31	0.29
	0.1519	0.18	0.20	0.14
	0.2075	0.23	0.35	0.20
	0.3012	0.45	0.17	0.10
670	0.0499	0.24	0.08	0.05
	0.0995	0.43	0.33	0.04
	0.1492	0.05	0.11	0.04
	0.2040	0.07	0.02	0.04
	0.2966	0.04	0.05	0.00
865	0.0493	0.42	0.32	0.36
	0.0984	0.45	0.36	0.39
	0.1477	0.40	0.40	0.38
	0.2021	0.41	0.23	0.36
	0.2940	0.46	0.36	0.32
1380	0.0485	0.29	0.20	0.19
	0.0968	0.33	0.17	0.12
	0.1453	0.12	0.10	0.06
	0.1989	0.34	0.33	0.01
	0.2898	0.27	0.10	0.09
1610	0.0481	0.28	0.14	0.21
	0.0960	0.26	0.21	0.15
	0.1442	0.43	0.33	0.11
	0.1975	0.27	0.21	0.06
	0.2880	0.34	0.19	0.04
2250	0.0468	0.26	0.11	0.03
	0.0936	0.05	0.03	0.03
	0.1407	0.07	0.04	0.03
	0.1929	0.13	0.13	0.07
	0.2817	0.33	0.32	0.29

在轨可靠运行提供了保证,并满足航天领域的应用需求,也为其他空间偏振测量类仪器设计提供参考。

参 考 文 献

[1] Sun X B, Qiao Y L, Hong J, *et al.* Review of polarization remote sensing techniques and applications in the visible and infrared[J]. *Journal of Atmospheric and Environmental Optics*, 2010, 5(3): 175-189.
 孙晓兵, 乔延利, 洪津, 等. 可见和红外偏振遥感技术研究进展及相关应用综述[J]. *大气与环境光学学报*, 2010, 5(3): 175-189.

[2] Travis L D. Remote sensing of aerosols with the Earth Observing Scanning Polarimeter [J]. *Proceedings of SPIE*, 1992, 1747: 154-164.

[3] Peralta R J, Nardell C, Cairns B, *et al.* Aerosol polarimetry sensor for the Glory Mission [J].

Proceedings of SPIE, 2007, 6786: 67865L.

[4] Lu E, Yan C X, Wu Q W, *et al.* Research on adaptability of optical remote sensors in mechanical and space thermal environments[J]. *Chinese Journal of Optics and Applied Optics*, 2009, 2(5): 364-376.
 卢镔, 颜昌翔, 吴清文, 等. 空间光学遥感器环境适应性设计与实验研究[J]. *中国光学与应用光学*, 2009, 2(5): 364-376.

[5] Song M X, Sun B, Sun X B, *et al.* Polarization calibration of airborne multi-angle polarimetric radiometer [J]. *Optics and Precision Engineering*, 2012, 20(6): 1153-1158.
 宋茂新, 孙斌, 孙晓兵, 等. 航空多角度偏振辐射计的偏振定标[J]. *光学精密工程*, 2012, 20(6): 1153-1158.

[6] Li Z Q, Xu H, Jia L L, *et al.* Method for detecting atmospheric aerosol parameters by on-board sensor

- “polarized crossfire”: CN104316440B[P]. 2016-08-24.
- 李正强, 许华, 伽丽丽, 等. 一种星载传感器“偏振交火”探测大气气溶胶参数的方法: CN104316440B [P]. 2016-08-24.
- [7] Yang H C, Yang B Y, Song M X, *et al.* Onboard polarimetric calibration methods of spaceborne scanning polarimeter[J]. Chinese Journal of Lasers, 2018, 45(11): 1110002.
- 杨洪春, 杨本永, 宋茂新, 等. 星载偏振扫描仪的星上偏振定标方法[J]. 中国激光, 2018, 45(11): 1110002.
- [8] Yoder P R, Jr. Opto-mechanical systems design [M]. Zhou H X, Cheng Y F, Transl. 3rd ed. Beijing: China Machine Press, 2008.
- Yoder P R, Jr. 光机系统设计[M]. 周海宪, 程云芳, 译. 3版. 北京: 机械工业出版社, 2008.
- [9] Reiss R S. Opto-mechanical instrument design [J]. Proceedings of SPIE, 1987, 817: 154-170.
- [10] Bayar M. Lens barrel optomechanical design principles [J]. Optical Engineering, 1981, 20(2): 202181.
- [11] Xu J, Liu F, Liu J T, *et al.* A design of real-time unipath polarization imaging system based on Wollaston prism[J]. Acta Physica Sinica, 2016, 65(13): 134201.
- 许洁, 刘飞, 刘杰涛, 等. 基于渥拉斯顿棱镜的单路实时偏振成像系统设计[J]. 物理学报, 2016, 65(13): 134201.
- [12] Hu Q, Qiu Z W, Cui S S, *et al.* Measurement method for FOV conformity between channels of aperture-divided detection system [J]. Journal of Applied Optics, 2017, 38(3): 451-455.
- 胡强, 裘楨炜, 崔珊珊, 等. 分孔径探测系统通道间视场一致性度量方法[J]. 应用光学, 2017, 38(3): 451-455.