

doi: 10.3969/j.issn.1000-8349.2016.z1.19

空间磁像仪背景型号研究进展

章海鹰^{1,2}, 邓元勇³, 甘为群⁴, 吴 楨^{1,2}, 王家宁^{1,2},
王东光³, 曾裔中^{1,2}, 倪厚坤^{1,2}, 朱 冉^{1,2,5}

(1. 中国科学院 国家天文台/南京天文光学技术研究所, 南京 210042; 2. 中国科学院 天文光学技术重点实验室, 南京 210042; 3. 中国科学院 国家天文台, 北京 100012; 4. 中国科学院 紫金山天文台, 南京 210008; 5. 中国科学院大学, 北京 100049)

摘要: 首先介绍背景型号项目——先进天基太阳天文台 (ASO-S) 的基本情况, 然后重点介绍作为 ASO-S 有效载荷之一的全日面矢量磁像仪 (FMG) 的最新研究进展, 包括方案设计、关键技术攻关以及滤光器原理样机研制等内容。其中, 对于方案设计部分, 主要介绍光学系统设计、结构与机构设计、热控系统设计; 对于关键技术攻关部分, 介绍入射窗、在轨调焦、稳像系统的关键技术研究; 滤光器原理样机研制部分, 介绍空间滤光器原理样机的结构设计和采用的新技术。

关键词: 空间; 磁像仪; 入射窗; 在轨调焦; 稳像系统; 滤光器

中图分类号: P112 **文献标识码:** A

1 引 言

ASO-S 是利用太阳活动 25 周峰年的机会, 拟自主研发和发射的一颗太阳峰年探测卫星——“先进天基太阳天文台” (Advanced Space-based Solar Observatory), 采用太阳同步轨道, 轨道高度为 720 km。它将首次实现在一颗卫星上同时观测太阳全日面矢量磁场、太阳耀斑高能辐射成像和日冕物质抛射的近日面传播, 研究当代太阳物理领域重大前沿科学问题——太阳磁场、太阳耀斑和日冕物质抛射三者之间的关系, 揭示太阳磁场演变导致太阳耀斑爆发和日冕物质抛射的物理机制, 在拓展人类知识疆野的同时, 为空间天气预报提供理论基础。

ASO-S 卫星包含三个载荷 (见图 1): 全日面太阳矢量磁像仪 (FMG)、太阳硬 X 射线成像仪 (HXI)、莱曼阿尔法太阳望远镜 (LST)。在背景型号研究的 2 年时间内, 将完成有效载荷的方案设计、关键技术攻关和部分原理样机研制, 以及卫星各系统方案设计或需求分析。

在空间磁像仪方面, 国际上目前成功的例子有三个: (1) SOHO/MDI, 全日面观测, 搭

资助项目: 中国科学院先导专项 (XDA04061000, XDA04060800); 国家自然科学基金 (11473052)

通讯作者: 章海鹰, zhy@niaot.ac.cn

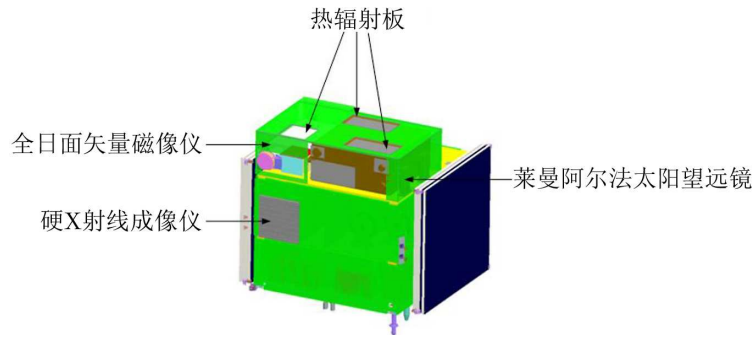


图 1 ASO-S 卫星整体布局示意图^[1]

载宽带双折射滤光器加窄带 Michelson 干涉仪; (2) Hinode (Solar-B), 太阳局部观测, 搭载 Stokes 参数仪和窄带双折射滤光器; (3) SDO/HMI^[2], 全日面观测, 搭载宽带双折射滤光器加窄带 Michelson 干涉仪。由于 Michelson 干涉仪实际上必须和双折射滤光器匹配使用, 因此增加了设备的复杂度和技术难度, 且我国目前未有此类干涉仪的工程经验; Stokes 参数仪不能实时成像, 对于磁场快速演化的跟踪和研究非常不利, 不适合 ASO-S 的主体科学目标。由 SDO/HMI 目前公布的数据来看, 其磁场测量的精度同 MDI 相当, 不甚理想。

本项目研究的磁像仪基于双折射滤光器研制而成, 相较于 Hinode 的 Stokes 参数仪, 具有更大视场、更高观测效率和时间分辨率; 相较于 SDO 和 SOHO 的磁像仪, 观测模式简单, 磁场测量灵敏度高。同时我国在地基磁像仪领域的科学和应用研究均处于国际先进水平, 但遗憾的是, 我国尚未开展过基于空间平台的太阳磁场观测。因此, 完成 ASO-S 的全日面太阳矢量磁像仪 (FMG) 的方案设计、关键技术攻关和部分原理样机的研制, 将为 ASO-S 的工程立项奠定基础, 同时也为太阳极轨望远镜 (SPORT) 和深空太阳天文台 (DSO) 等太阳卫星搭载的各类磁像仪的研制做好技术储备, 以期实现我国在太阳卫星领域零的突破。

2 空间磁像仪方案设计

磁像仪主要是由成像光学系统、偏振光学系统、CCD 图像采集与处理系统三部分构成, 太阳光通过成像光学系统和偏振光学系统成像于 CCD 靶面, 图像采集和处理系统与偏振分析器的调制频率同步, 采集太阳偏振图像, 得到太阳磁图。

2.1 光学系统设计

根据 ASO-S 科学目标对磁像仪的要求, 磁像仪的光学系统设计指标如下: 全日面视场为 $33'$; 口径为 14 cm ; 入射波长为 $(5\ 324\pm 2)\text{ \AA}$; 分辨率为 $1''$ ($0.5''/\text{pixel}$); CCD 像元数为 $4\text{ K}\times 4\text{ K}$, 像元大小为 $7.4\ \mu\text{m}$ 。

磁像仪的光学系统如图 2 所示, 入射窗由两块防辐射玻璃夹一块 50 \AA 的带通滤光片组成, 可以滤掉大部分的入射太阳光, 它后面是一个口径为 14 cm 的折射式望远镜, 太阳光经过偏振分析器和摆镜后, 由分光镜将两束光分别打到边缘探测器和远心透镜上。远心透镜会

产生远心光束进入双折射滤光器，保证了通过滤光器光线的角分布对于每个像点一样，从而最大限度减小了滤光器的视场效应。在滤光器的出口，成像透镜将主焦点成像到 CCD 探测器上。为了预防快门叶片的非均匀移动引起像面上的曝光梯度，快门安装在瞳面位置。

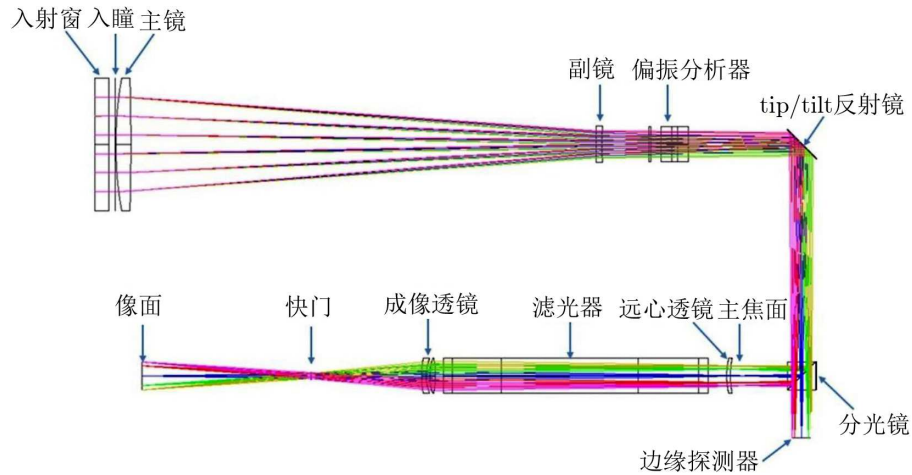


图 2 ASO-S 磁像仪光学系统图

2.2 结构与机构设计

根据磁像仪的光学设计，完成了如图 3 所示的光学仪器箱的结构与机构初步设计，整体尺寸为：长 960 mm，宽 480 mm，高 240 mm。箱体由底板、侧板和盖板（图中透明显示）组合而成，都用轻型蜂窝板制作。箱体与卫星平台的连接由三组支撑座实现，分别是限制三个平移自由度的 Tripod、限制两个旋转自由度的 Bipod 以及限制一个旋转自由度的 Monopod，这种连接方式使得卫星平台的热变形或因其他外力导致的伸长、缩短或弯曲等变形都不会影响作为光学元件基准的底板。

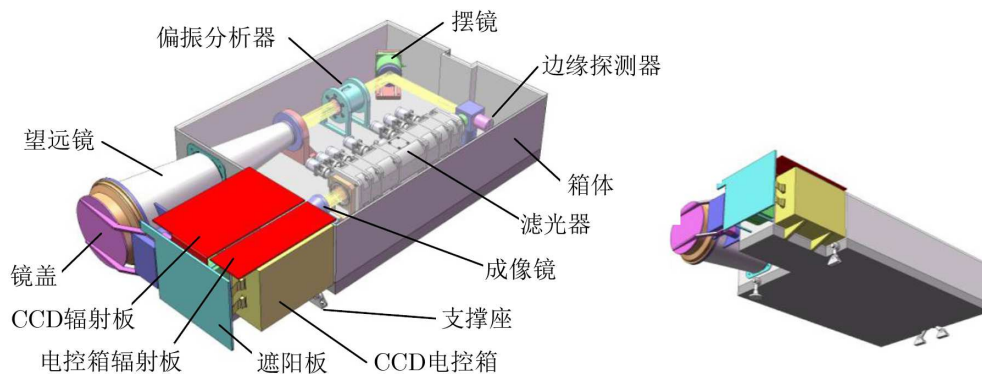


图 3 磁像仪光学仪器箱设计图

望远镜包含入射窗、主镜、副镜三个光学元件，其中主、副镜之间的距离偏差直接影响

到焦面位置, 因此必须采用膨胀系数很小的碳纤维材料做镜筒, 以保持主副镜的间距; 同时, 采用弹性片将望远镜镜筒与光学箱体的前侧板连接, 这样的结构也可以最大限度地减小因温度变化产生的附加应力。

2.3 热控系统设计

从卫星有效载荷布局图可以看出, 三个有效载荷都位于舱内, 只有入射窗和热辐射板裸露在外。这样做的优点是卫星可以提供一个适合的工作环境, 不需要各载荷做独立的热控; 缺点是对各载荷独立的热控实验以及在卫星平台上的总装调试不太方便, 而且对辐射散热板的安装位置要求也比较苛刻。而另一种可行的载荷布局方案是将各载荷都外挂在高强度的卫星平台上, 这就要求各有效载荷都有独立的热控系统, 整体功耗有所增加, 但是对于前期各载荷的独立热控试验以及后期在卫星平台上的总装调试更方便, 辐射散热板的安装位置也更灵活。

在图 3 所示的焦面结构中, 通过 CCD 辐射板的散热可以将 CCD 的温度降到 -50°C 以下而无需额外的热控措施, 从而减小暗电流和辐射损伤; 净化加热器安装在 CCD 的背面并用恒温器控制温度, 其作用是在发射后加热 CCD, 防止在表面聚集其他仪器材料放气产生的污染物。如果有必要, 还可以在后续的在轨工作中随时清除 CCD 表面的凝聚物。镜盖、入射窗、滤光器、光学箱等其他部件的热设计方案和希望达到的性能指标见表 1 的汇总。

表 1 FMG 各部件热设计方案与期望性能指标

部件	热设计方案	期望的性能指标
镜盖	通过表面处理使镜盖接近环境温度	工作/存活温度: $0^{\circ}\text{C}\sim 40^{\circ}\text{C}$ / $-20^{\circ}\text{C}\sim 65^{\circ}\text{C}$
入射窗	通过侧面的加热膜控制入射窗的温度	工作/存活温度: $0^{\circ}\text{C}\sim 50^{\circ}\text{C}$ / $-20^{\circ}\text{C}\sim 65^{\circ}\text{C}$ 最大径向温差: 中心到边缘 2°C
滤光器	环境温控结合自动波带稳定技术	环境温度: $30^{\circ}\text{C} \pm 1^{\circ}\text{C}$ 温度稳定度: $\pm 0.03^{\circ}\text{C}/\text{h}$
光学箱	通过软件控制加热区域以减小温度梯度与瞬变	工作/存活温度: $15^{\circ}\text{C}\sim 25^{\circ}\text{C}$ / $0^{\circ}\text{C}\sim 45^{\circ}\text{C}$ 测温点控制: $\pm 0.5^{\circ}\text{C}$, 最大温差 4°C
CCD	CCD 与外壳绝缘并通过辐射板被动散热	工作/存活温度: $-100^{\circ}\text{C}\sim -30^{\circ}\text{C}$ / $-120^{\circ}\text{C}\sim 45^{\circ}\text{C}$ 净化温度: $20^{\circ}\text{C}\sim 40^{\circ}\text{C}$

3 空间磁像仪关键技术攻关

3.1 入射窗

入射窗的主要作用是限制热量进入仪器内部, 相当于一个特殊设计的带通滤光片。沿着光路行进的方向, 入射窗由一片耐辐射透明玻璃、滤色玻璃、带通膜层、防红外辐射膜层以及另一片耐辐射透明玻璃组成。耐辐射玻璃的作用是为了保护中间的滤色玻璃, 而滤色玻璃则起到双重作用: (1) 阻止有害的蓝光和紫外光进入带通滤光膜层; (2) 滤色玻璃还可以吸收

一部分能量并加热，从而减小入射窗的径向温度梯度。

特别值得关注的是，由于采用太阳同步轨道，仪器不可避免会受到地球阴影的遮挡，最长地影时间约为 20 min。当仪器进入和走出地球阴影时，入射窗的温度起伏非常大 (见图 4 a))，同时导致中心到边缘的温度梯度增大，主镜的温度变化也会辐射耦合到入射窗，这些都会导致焦面位置的显著变化。因此，如果希望仪器能尽快从日食模式过渡到正常工作模式，必须对入射窗采取主动热控措施。图 4 b) 显示的是采取适当的热控措施后，入射窗的温度在较短时间内恢复到地影前的温度，从而增加了有效观测时间。

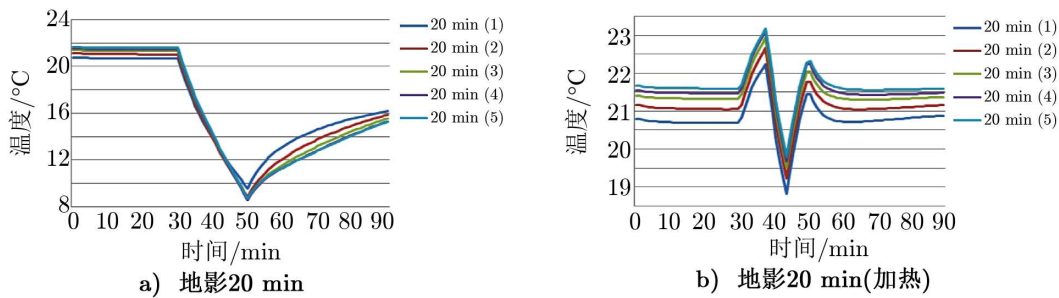


图 4 入射窗在地影前后温度变化

3.2 在轨调焦

卫星发射时的机械沉降效应、卫星结构的热效应和水汽排放都会引起空间望远镜光学系统焦点的位移，考虑到空间需要尽量减轻载荷重量、简化系统的复杂性，采用基于图像处理的自动调焦技术，该方法直接针对采集到的图像进行调焦处理，不需要其他辅助传感器，在降低成本的同时也缩小了整个系统的体积。

基于图像处理的自动调焦技术有多种方法，大致可分为离焦深度法和对焦深度法。离焦深度法能以少量的图像确定焦点位置，具有速度上的优势，但是该方法在理论上采用的是近似模型，且严格依赖于系统参数的准确性，在工程应用上具有局限性。现有方法大多采用对焦深度法，往往通过调焦机构的大范围调焦以确定正焦位置，调焦精度较好，但耗时长、效率低，且易陷入评价函数饱和区。

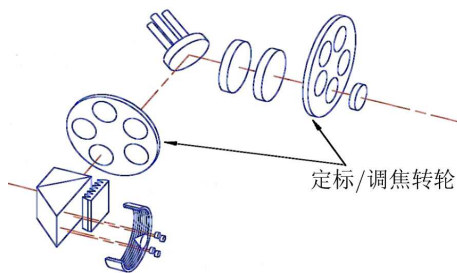


图 5 HMI 两组定标/调焦转轮位置示意图^[3]

ASO-S 磁像仪拟采用对焦深度法，调焦过程是基于一系列的扫描成像进行图像处理，将调焦元件位于成像最清晰处。调焦机构拟采用与 HMI 定标与调焦转轮 (见图 5) 类似的方式，在主光路的适当位置加入两组转轮，每个转轮上安装几个厚度差相等的平板玻璃，通过两组转轮上不同厚度的平板玻璃匹配，就能够在较大的焦深范围实现较小间隔的步进调焦。

3.3 稳像系统

如图 6 所示, 磁像仪的稳像系统是由摆镜机构和边缘探测器组成的闭环控制系统, 太阳光线经过望远镜、摆镜和分束棱镜成像到由 4 个正交分布的光电二极管组成的边缘探测器上, 产生的偏差信号经过前置放大后, 驱动摆镜产生 Tip/Tilt 位移来补偿主光线的偏差, 从而实现图像的稳定。稳像系统的精度可以达到 $0.2''/30\text{ s}$, 稳像范围可以达到 $\pm 1'$, 频率范围在 $0\sim 200\text{ Hz}$ 。

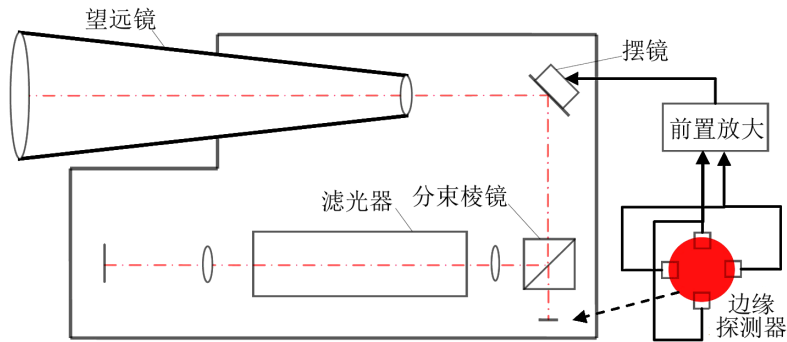


图 6 磁像仪稳像系统示意图

4 空间滤光器原理样机研制

如图 7 所示, 空间滤光器的结构由 7 级晶体室通过端面密封组合而成, 再通过两端的隔热支架与光学箱的底板相连。每级晶体室都有一只步进电机通过旋转导入机构驱动内部的 $1/2$ 波片旋转, 这种设计可以避免传统的侧面密封带来的漏油风险。同时每级晶体室都埋设高精度的测温探头, 用于检测各级晶体的温度变化, 通过自动波带稳定技术实现透过带的稳定。另外, 中间的晶体室安装了滚动隔膜密封装置, 可以根据硅油的热胀冷缩变化自动调节内腔容积, 却不会产生附加的压强变化而导致漏油。

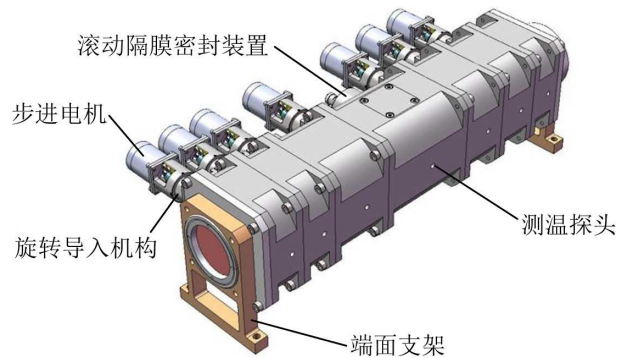


图 7 空间滤光器原理样机设计图

5 前景展望

目前工作的最新进展是已完成 ASO-S 磁像仪的方案设计报告和关键技术攻关报告, 并通过技术评审; 滤光器原理样机的研制也接近尾声, 已采用氦检漏仪完成晶体室的密封性能检测, 自动波带稳定技术的性能测试正在进行中。

下一步的设想是在经费许可的条件下, 争取一年内完成 ASO-S 磁像仪的工程样机研制, 以提升项目的技术成熟度, 争取在 2016—2017 年卫星工程项目遴选中获得通过, 实现 ASO-S 在太阳活动 25 周峰年发射的计划。

参考文献:

- [1] Gan W, Deng Y, et al. Proc. SPIE, 2015, 96040T: 1
- [2] Schou J, Scherreret P H, et al. Solar Physics, 2012, 275: 229
- [3] <http://hmi.stanford.edu/proposal-April-2002/HMI-view-proposal-public.pdf>, 2016

The Progress of Phase-B Study on Space Magnetograph

ZHANG Hai-ying^{1,2}, DENG Yuan-yong³, GAN Wei-qun⁴, WU Zhen^{1,2},
WANG Jia-ning^{1,2}, WANG Dong-guang³, ZENG Yi-zhong^{1,2}, NI Hou-kun^{1,2}, ZHU Ran^{1,2,5}

(1. National Astronomical Observatories/Nanjing Institute of Astronomical Optics and Technology, Chinese Academy of Sciences, Nanjing 210042; 2. Key Laboratory of Astronomical Optics & Technology, Chinese Academy of Sciences, Nanjing 210042; 3. National Astronomical Observatories, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100012; 4. Purple Mountain Observatory, Chinese Academy of Sciences, Nanjing 210008; 5. University of the Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049)

Abstract: Advanced Space-based Solar Observatory is introduced briefly followed by the progress of Phase-B study on full-disc vector magnetograph, which includes schematic design, key technology and prototype development of birefringent filter. Schematic design section will mainly introduce optical system design, structure and mechanism design, thermal control system design; key technology section will introduce breakthrough of front window, on-orbit focusing and image stabilization; prototype development of birefringent filter will introduce mechanical design of space filter and new technology applied.

Key words: space; magnetograph; window; on-orbit focusing; image stabilization; filter