

H α 太阳空间望远镜热设计

关洪宇^{1,2}, 王 蕾¹, 冯琨程^{1,2}, 许艳军¹, 江 帆¹, 韩诚山¹

- (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)

摘 要: H α 太阳空间望远镜具有对日光谱成像及全日面成像功能, 具有多功能、高度集成化的特点。它位于卫星载荷舱内, 在轨姿态多变, 并且具有连续观测的工作模式, 焦平面组件及电单机工作热环境苛刻, 对热设计提出较高要求。通过星载一体化设计及相机结构合理布局, 在卫星舱板靠近相机处预留辐射散热通道, 合理设计散热面将工作热耗快速导出, 保证各部组件温度满足指标要求。搭建热平衡试验平台, 对高低温工况下的热分析和热平衡试验及在轨数据进行对比, 同一工况下各电单机最大温差 ≤ 4 °C, 对热设计的正确性进行了验证。保证了 H α 太阳空间望远镜在复杂空间环境下的正常工作, 对此类空间太阳望远镜热控设计具有一定的借鉴意义。

关键词: 热设计; 有限元分析; 热平衡试验; 太阳空间望远镜

中图分类号: V19 文献标志码: A DOI: 10.3788/IRLA20221395

Thermal design of H α solar space telescope

Guan Hongyu^{1,2}, Wang Lei¹, Feng Kuncheng^{1,2}, Xu Yanjun¹, Jiang Fan¹, Han Chengshan¹

- (1. Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China;
2. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

Abstract: H α solar space telescope has the functions of solar spectral imaging and full-disk solar imaging, which is multi-functional and highly integrated. It is located inside the satellite payload cabin, its on-orbit attitude is changeable, and it has the working mode of continuous observation, which leads to the harsh thermal environment of focal plane assembly and electric boxes, and puts forward higher requirements for thermal design. Through the integrated design of the payload with satellite and the reasonable layout of the telescope's structure, the radiation heat dissipation channel was reserved in the satellite payload cabin near the camera. The heat dissipation surface was reasonably designed to export the working heat consumption quickly, ensuring that the temperature of each component met the index. By building the thermal equilibrium test platform, the thermal analysis, thermal equilibrium test and in-orbit data was compared under high and low temperature conditions. The maximum temperature difference of each electric box under the same working condition was ≤ 4 °C, the correctness of the thermal design was verified, which ensured the normal operation of H α solar space telescope in complex space environment. It has certain reference significance for the thermal control design of such space solar telescope.

Key words: thermal design; finite element analysis; thermal equilibrium test; solar space telescope

收稿日期: 2022-06-10; 修订日期: 2022-09-09

基金项目: H α 太阳空间望远镜

作者简介: 关洪宇, 男, 助理研究员, 硕士, 主要从事航天器热控制技术方面的研究。

0 引言

太阳与地球生命息息相关,对太阳的研究有助于了解恒星的演化,对未来宇宙探索具有重要意义。相比于地面观测,太阳空间望远镜能兼具高分辨率及高精度观测,对于研究太阳耀斑、日冕物质喷发(CME)等有重要作用,同时空间观测具有连续、稳定、全波段观测等地面无法企及的观测优势^[1],目前大口径、长焦距、高分辨率的空间望远镜设计时都已接近或达到衍射极限,空间环境细微的扰动都会严重影响成像质量^[2]。由于空间冷黑环境、工作期间太阳长期直射望远镜向阳侧、不同轨道位置阳照/阴影变化、地球红外及地球反照等多种因素影响,轨道热环境非常复杂,同时,太阳光谱分布、滤光窗口膜系特性、光学材料光谱吸收特性等都会影响太阳空间望远镜的温度分布,对太阳空间望远镜滤光窗口及主光学系统影响较大,因此对相机热设计要求也更加苛刻。

H α (波长为 6562.8 Å (1Å=10⁻¹⁰ m))是广泛用来观测耀斑及暗条等众多太阳活动现象的一条重要谱线^[3]。H α 太阳空间望远镜作为中国首个太阳空间望远镜,基于上海卫星工程研究所研发的双超(超高指向精度、超高稳定度)卫星平台,具有对日 H α 谱线成像功能以及全日面成像功能,它也是国际上首个全日面 H α 空间望远镜^[4-6]。文中以 H α 太阳空间望远镜为例,介绍了 H α 太阳空间望远镜热设计方法,通过热平衡试验验证,热设计合理可行,满足 H α 太阳空间望远镜控温要求。

1 H α 太阳空间望远镜简介

H α 太阳空间望远镜由滤光镜组件、离轴三反主系统结构、全日面面阵成像系统、光谱扫描成像系统、扫描机构和底部托板等组成。相机主体通过底部托板安装于卫星载荷舱内的安装板上,滤光镜组件独立安装在太阳空间望远镜前端的卫星舱板上,实现带通滤光、阻止紫外线和红外线进入光学系统以及防辐射的作用。有效口径 200 mm,相机主体外轮廓尺寸 556 mm×610 mm×578 mm。H α 太阳空间望远镜结构如图 1 所示。

根据望远镜的工作任务划分,整个望远镜共设置两个焦平面组件、五个电单机。焦平面组件包括面阵

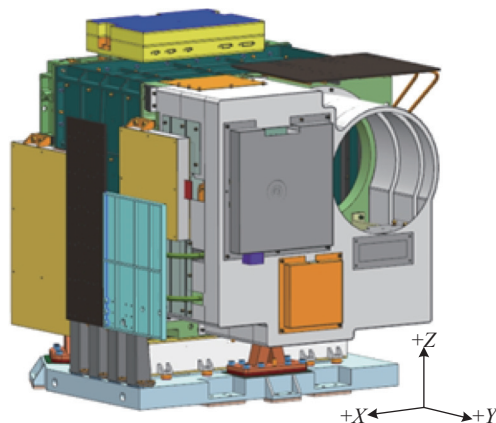


图 1 H α 太阳空间望远镜结构示意图

Fig.1 Structure of H α solar space telescope

成像焦平面、光谱扫描成像焦平面,电单机包括二次电源、控制电箱、压缩电箱、面阵成像电箱、光谱扫描成像电箱。原则上除焦平面组件及成像电箱外,其他电箱应设置在卫星载荷舱内,但由于卫星的体积限制,所有电箱安装在相机上。由于 H α 空间太阳望远镜,具有对日 H α 谱线成像、全日面成像功能等,而且空间太阳望远镜的整机尺寸小,具有高度集成化的特点。焦平面组件及电单机分布如图 2 所示。

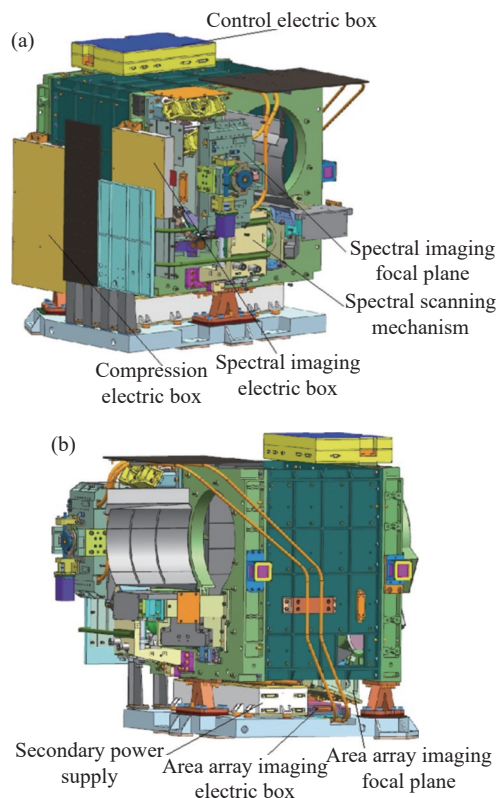


图 2 电箱及焦平面组件分布

Fig.2 Distribution of electric boxes and focal plane components

H α 太阳空间望远镜工作在 517 km 的太阳同步轨道上, 在轨不工作时, +X 轴为飞行方向, +Z 轴对地, 工作时, 卫星姿态变为 +Y 轴对日, +Z 轴指北。工作时具有两种模式, 一种为科学观测模式, 进行全日面面阵成像或光谱扫描成像, 每轨工作 20 min; 另一

种为连续太阳光谱观测模式, 连续观测时间最长 10 h。内热源主要集中在焦平面组件、光谱扫描机构及电单机上, 其中面阵成像焦面与光学扫描成像焦面不同时工作, 内热源分布如表 1 所示。

表 1 H α 太阳空间望远镜内热源分布

Tab.1 Heat source distribution of H α solar space telescope

Component	Working power/W	Operating mode
Area array imaging focal plane	4.5	Short-term working of 20 min each orbit
Area array imaging electric box	4.5	
Spectral scanning mechanism	5	Short-term working of 20 min each orbit or continuous working of 10 h
Control electric box	8	
Spectral imaging focal plane	4.5	
Spectral imaging electric box	4.5	
Compression electric box	12	
Secondary power supply	12	
Total	55	

2 热设计

H α 太阳空间望远镜整机尺寸较小, 由多个焦平面组件、运动机构及电单机组成, 具有多功能和高度集成化的特点。相机内热源功耗较大, 在连续太阳光谱观测模式下, 焦面及电单机总功耗最高达到 46 W, 如不采取有效的散热措施, 长期工作情况下器件温度会非常高, 影响其工作性能甚至烧毁。整机被卫星舱板包覆在载荷舱内部, 缺少直接面向冷黑的散热通道, 并且在轨具有长期观测工作模式。以上因素导致焦平面组件、电单机等工作热环境非常苛刻, 对热设计提出了较高要求。

相机位于载荷舱内, 主系统结构受外部空间环境变化影响小, 对热设计要求较低, 通过热隔离及热补偿方式即可满足其热控要求。由于面阵焦面每轨工作最长时间 20 min, 焦面功耗较小, 工作时通过探测器导热板及支座的热容即可保证探测器温度不致过高, 非工作期间通过辐射及导热将热量散到相机框架上。

热设计难点主要在于高集成度、高热流密度各功率单机、焦平面组件及运动机构的散热设计上。在进行结构设计时, 将控制电箱、压缩电箱、光谱扫描成像电箱等电单机布置在靠近卫星舱板一侧, 将电单机朝向卫星舱板侧的箱体表面直接作为散热面, 在卫星

舱板预留辐射散热窗口, 将电单机热耗直接辐射散至外部冷黑空间。对于二次电源、光谱扫描成像焦平面、光谱扫描机构等位于相机内部的组件, 在相机靠近卫星舱板辐射散热窗口处设置辐冷板, 采用热管将其热耗从内部导出至辐冷板, 最终通过辐射散热传递到外部冷黑空间^[7-10]。

焦平面组件及各电箱在进行散热面设计时要考虑以下几点因素:

(1) 由于不同观测模式下卫星在轨姿态不同, 散热面受轨道环境变化影响较大, 需按最大包络设计;

(2) 太阳帆板安装在卫星 $\pm X$ 侧, 对散热面有遮挡, 如图 3 所示, 帆板温度在阳照/阴影下的温差最大达 140 $^{\circ}\text{C}$, 需考虑大温差变化的太阳帆板对散热面的遮挡影响;

(3) 计算散热面大小时要考虑相机主框架结构与各电箱热交换的影响。

根据热变形分析, 确定热控指标如表 2 所示。热控系统选择以被动热控为主, 主动热控为辅的热控方式。被动热控选择热隔离、热疏导、辐射制冷的热控方法, 主动热控选择电加热方式。

被动热控措施包括:

(1) 太阳空间望远镜外部包覆多层隔热组件减小卫星舱板及舱内单机对望远镜的影响;

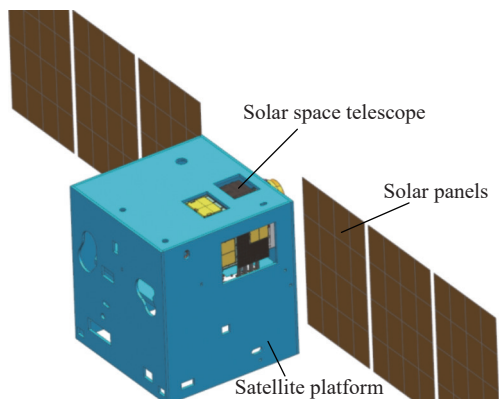


图 3 相机散热面与卫星太阳帆板相对位置

Fig.3 Relative positions of camera heat dissipation surface and satellite solar panel

表 2 热控指标

Tab.2 Thermal control indexes

Assembly	Working temperature/°C
Framework	20±4
Optical element	20±4
Focal plane	5-40
Electric box	0-45
Spectral scanning mechanism	10-30

(2) 太阳空间望远镜与卫星悬浮板,各电箱、辐冷板与安装框架隔热安装,减小相机不同温区间的相互影响;

(3) 各电箱散热面、辐冷板朝向冷黑侧喷涂白漆,增强散热面辐射散热能力;

(4) 各电箱设计时将大功耗器件布置在靠近散热箱盖一侧,通过导热块直接与散热面相连,各电箱、焦

平面组件及热管等导热路径上接合面填充导热填料以减小接触热阻;

(5) 光谱扫描成像焦面组件由于需要调焦,采用柔性导热带先将热量导至安装框架,之后通过热管将热量导至辐冷板进行辐射散热。

主动热控措施包括:

(1) 在框架外表面、光学元件背部辐射加热板、电箱表面等粘贴薄膜型电加热器及热敏电阻,组成闭环控温回路进行温度控制;

(2) 望远镜控温系统由卫星统一控制。

3 热分析

建立相机有限元模型,如图 4 所示。通过计算相机外热流确定高低温工况,由于卫星舱板温度变化范围较小,同时卫星舱板与相机间有多层隔热,舱板对相机的外热流影响很小,可忽略不计,相机外热流主要取决于相机的散热面。通过计算轨道 β 角(太阳光矢量与轨道面夹角)及不同卫星姿态下的散热面外热流确定热分析高低温工况如表 3 所示^[11-13]。

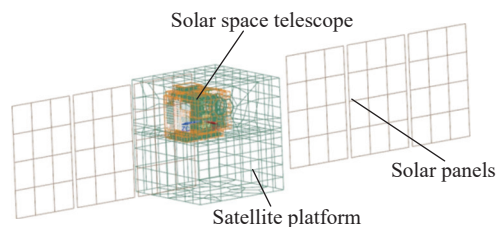


图 4 相机有限元模型

Fig.4 Finite element model of camera

表 3 热分析工况

Tab.3 Thermal analysis conditions

Working state	Parameter setting
Low temperature condition	(1) Telescope is not in working mode; (2) Thermal control coating takes initial-life parameter; (3) Calculation date is December 21, at this time β angle is the smallest and the external heat flow is the smallest, the solar constant is 1322 W/m ²
High temperature condition	(1) Telescope works continuously for 10 h; (2) Thermal control coating takes end-of-life parameter; (3) Calculation date is September 3, at this time β angle is the largest and the external heat flow is the largest, the solar constant is 1412 W/m ²

低温工况主要考察望远镜待机模式下的控温能力,望远镜平衡后的光机结构温度如图 5 所示。从图 5

可以看出,相机光机结构温度水平在 17.0~20.0 °C 之间,满足指标要求。低温工况下相机主动热控长期功

耗为 41.6 W, 这些功耗多数通过导热、辐射等方式最终传递到散热面, 通过辐射的方式散至冷黑空间。在进行仿真计算时, 各组件间的热耦合参数、表面辐射特性参数对热控功耗分配影响较大。这些热分析参数受工艺、材料等多种因素影响, 往往只能得到实际值所在的范围区间。为准确预示在轨温度, 需要对这些参数上下限值分别进行分析, 保证热设计在此参数区间都可达到设计要求。通过参数拉偏及不同参数组合下的热分析验证, 使热设计具有较强的适应性^[14]。

图 6 所示, 从图 6 可以看出, 各单机已达到热平衡, 平衡温度在 17.8~39.6 °C 之间, 满足指标要求。

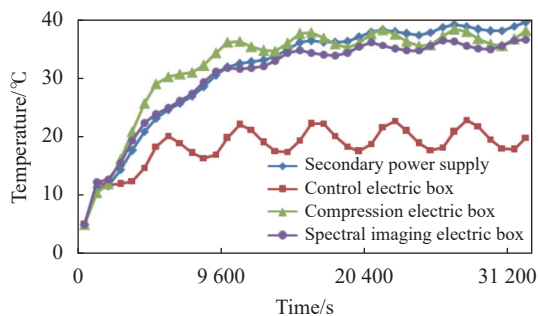


图 6 高温工况各电箱温度分析结果

Fig.6 Temperature analysis results of each electric box under high temperature condition

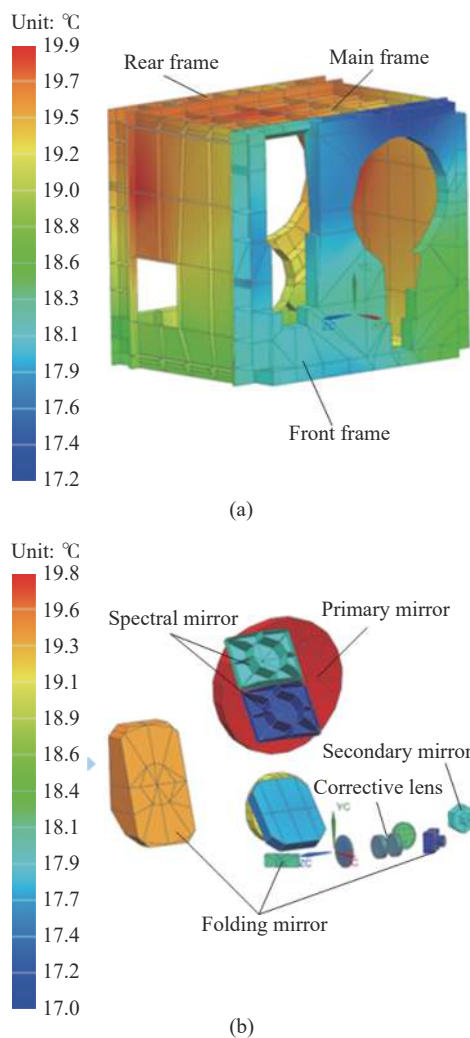


图 5 低温工况光机结构温度分析结果

Fig.5 Temperature analysis results of optical mechanical structure under low temperature condition

高温工况主要考察望远镜 10 h 连续太阳光谱观测模式下的控温能力。长期工作时, 相机工作热耗主要集中在各电单机上, 望远镜平衡后电单机的温度如

4 试验及在轨验证

为验证望远镜热设计的正确性, 根据在轨热边界条件及工作模式, 搭建低温真空试验平台, 进行相机热平衡试验。试验采用真空罐模拟空间冷黑环境、试验工装模拟卫星舱板、红外加热笼模拟相机所受空间辐照, 使用控温仪对相机进行控温并采集温度数据。由于卫星太阳帆板尺寸较大, 超出真空罐尺寸, 试验工装中没有模拟卫星太阳帆板, 通过建立试验模型, 分析太阳帆板温度随轨道变化对相机的影响并对外热流进行修正, 解决了大尺寸试验工装剧烈温度波动带来的外热流模拟难度大的问题。

根据相机热试验规划, 对在轨极端高温、低温工况进行了验证。低温工况光机结构温度如图 7 所示, 相应部组件与热分析数据最大温差 ≤ 2 °C, 满足指标要求。高温工况需要光谱扫描成像模式下电子学内热源长期工作, 由于受重力影响, 光谱扫描机构在热试验中无法正常工作, 利用其结构件上主动热控回路开环加热方式模拟扫描机构热源 (主动热控功耗略大于扫描机构热源), 对其热设计进行验证。在高温工况达到热平衡后, 扫描机构平衡温度为 25.5 °C, 满足指标要求。高温工况各电单机达到热平衡后温度如图 8 所示, 其中光谱成像电箱由于设计功耗减小, 对其散热面进行了遮挡处理, 热试验中遮挡面积较热分析大, 导致其温度较高达到 48.4 °C, 在热试验后对其散热面遮挡进行了修正。

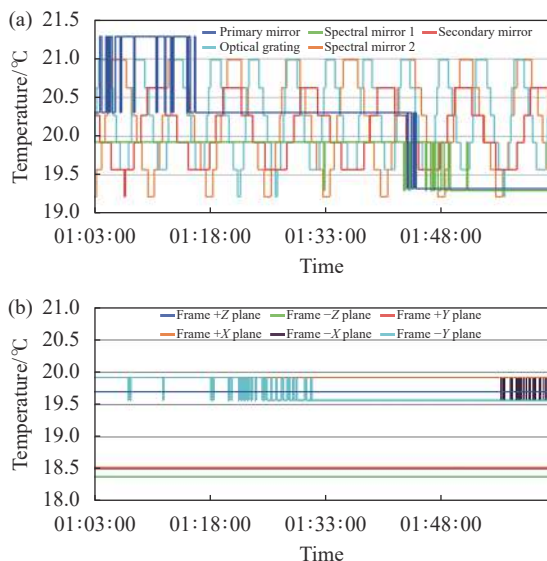


图 7 低温工况光学元件 (a) 与框架结构 (b) 试验温度结果

Fig.7 Test temperature of optical element (a) and frame structure (b) under low temperature condition

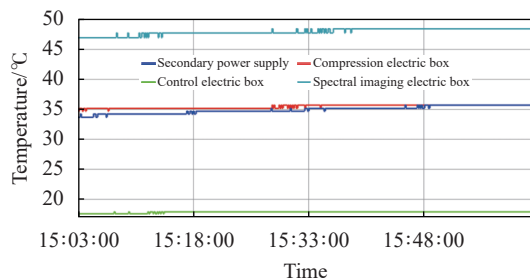


图 8 高温工况各电箱温度试验结果

Fig.8 Temperature test results of each electric box under high temperature condition

除光谱成像电箱外其余各电箱试验温度与热分析最大温差 $\leq 4^{\circ}\text{C}$,并且都较热分析结果偏小,这是由于实际电子学功耗较热分析小导致。此外,试验温度波动较热分析更为平缓,是由于试验中外热流模拟采用轨道阳照/阴影平均的方式进行,较在轨实际热流波动小导致。高温工况下除光谱成像电箱外,各电单机平衡温度在 $17.8\sim 35.6^{\circ}\text{C}$ 之间,满足指标要求。

H α 太阳空间望远镜在发射入轨后于 2022 年 2 月 15 日在轨进行了 2 h 长期对日光谱成像测试,各电单机温度如图 9 所示。从图 9 可以看出,光谱成像电箱在修正散热面后温度最高 33.6°C ,与热分析结果相差 $\leq 2^{\circ}\text{C}$ 。各电箱在轨实际温度较热分析及试验偏小,一方面由于在轨仅进行 2 h 连续成像测试,相机各电箱未完全达到热平衡状态,没有达到温度最大值,

从温度变化趋势可以看出控制电箱、压缩电箱已接近热平衡;另一方面是由于此时在轨外热流较热分析及试验的高温工况热流小,导致各电箱实际温度较热分析及试验偏小。

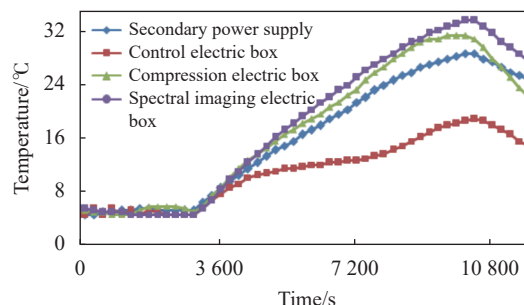


图 9 长期在轨工作时各电箱温度

Fig.9 Temperature of each electric box during long term operation in orbit

通过热平衡试验及在轨温度数据分析,H α 太阳空间望远镜各部组件温度均满足指标要求,验证了相机热设计的正确性。

5 结束语

热控设计是保证 H α 太阳空间望远镜成像质量的重要技术之一。文中采用主被动相结合的设计方法,合理利用多层隔热组件、热管、柔性带、辐冷板等对 H α 太阳空间望远镜进行热控。通过仿真分析及试验验证,对高低温工况下的热分析和热试验及在轨数据进行了对比,同一工况下各电单机最大温差 $\leq 4^{\circ}\text{C}$,光机结构最大温差 $\leq 2^{\circ}\text{C}$,各部组件的温度水平满足指标要求。对多功能、高集成度空间太阳望远镜热控设计具有一定的借鉴意义。

参考文献:

- [1] Deng Yuanyong, Gan Weiqun, Yan Yihua, et al. Current situation and prospect of solar magnetic field exploration [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2020, 49(11): 20200278. (in Chinese)
- [2] Liu Guang. Research of the key technologies on active-thermal optics for the space camera based on structural-thermal-optical integration[D]. Changchun: University of Chinese Academy of Sciences (Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences), 2019. (in Chinese)
- [3] Ma Ruizhe, Wang Chunliang, Chen Changzheng, et al. Optical

- design of solar Ha space telescope [J]. *Scientia Sinica Physica, Mechanica & Astronomica*, 2020, 50: 049601. (in Chinese)
- [4] Suematsu Y, Tsuneta S, Ichimoto K, et al. The solar optical telescope of solar-B (Hinode): The optical telescope assembly [J]. *Solar Physics*, 2008, 249(2): 197-220.
- [5] Pesnell W D, Thompson B J, Chamberlin P C. The solar dynamics observatory (SDO) [J]. *Solar Physics*, 2012, 275: 3-15.
- [6] Gan Weiqun, Zhu Cheng, Deng Yuanyong, et al. Advanced Space-based Solar Observatory (ASO-S): an overview [J]. *Research in Astronomy and Astrophysics*, 2019, 19(11): 5-12.
- [7] Yang Shuang, Du Changshuai, Yang Xianwei, et al. Thermal design of space solar telescope [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2021, 50(4): 20200294. (in Chinese)
- [8] Min Guirong, Guo Shun. Thermal Control of Spacecraft[M]. Beijing: Science Press, 1998. (in Chinese)
- [9] Li R, Wang S, Wu M, et al. The additional thermal effect of main tube with BRDF surface in space solar telescope [J]. *Applied Thermal Engineering*, 2018, 139: 464-473.
- [10] Jiang Lifeng, Fu Weichun, Chen Jianxin. Precise thermal control design and test for the high-resolution three-linear array mapping cameras [J]. *Journal of Astronautics*, 2014, 35(4): 467-473. (in Chinese)
- [11] Li Shijun, Chen Liheng, Feng Wentian, et al. Calculation of external heat fluxes on space camera with two-dimensional changing attitudes in sun-synchronous orbit [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2018, 47(9): 0917008. (in Chinese)
- [12] Yang Huabin, Chen Liheng, Li Yi, et al. Thermal design and verification of transmission filter for wide angle aurora imager [J]. *Optics and Precision Engineering*, 2014, 22(11): 3019-3027. (in Chinese)
- [13] Zhu Ran, Zhang Haiying. An in-orbit thermal design of optical window in space solar telescope [J]. *Chinese Astronomy and Astrophysics*, 2017, 41: 601-613.
- [14] Guo Liang. Study on thermal control technique of space hyperspectral imager based on the sensitivity analysis[D]. Changchun: University of Chinese Academy of Sciences (Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences), 2013. (in Chinese)