

引用格式: WANG Chenjie, TAO Wenquan, YANG Wengang, et al. Thermal Analysis and Verification Test of the Entrance Window Assembly for Space Solar Observatory[J]. Acta Photonica Sinica, 2022, 51(4):0412001

王晨洁,陶文铨,杨文刚,等.空间太阳观测入射窗组件热分析与试验验证[J].光子学报,2022,51(4):0412001

# 空间太阳观测入射窗组件热分析与试验验证

王晨洁<sup>1,2</sup>,陶文铨<sup>1</sup>,杨文刚<sup>2</sup>,马奕新<sup>2</sup>,秦德金<sup>2</sup>,李福<sup>2</sup>

(1 西安交通大学 能源与动力工程学院 热流科学与工程教育部重点实验室,西安 710049)

(2 中国科学院西安光学精密机械研究所 空天技术部,西安 710119)

**摘要:**空间太阳观测光学载荷在轨期间需要对日定向长期工作,入射窗位于载荷最前端,直接面对太阳,工作环境十分恶劣,因此入射窗的设计尤为重要。首先对入射窗进行了光-机-热一体化太阳直射热流影响抑制的设计,然后研究了入射窗的热分析方法以评估其对太阳热流的抑制能力,并设计了专门的热平衡试验以验证设计的合理性与分析方法的正确性,最后对热分析数学模型进行了修正,修正后模型的分析结果与试验结果吻合良好。将修正后的模型用于预测入射窗组件的实际在轨温度水平,分析得到窗口玻璃的最高温度为 $26.3^{\circ}\text{C}$ ,同时主镜温度可以稳定控制在 $22\pm 2^{\circ}\text{C}$ ,说明所设计的入射窗组件能够满足在轨使用需求并留有一定的余量。

**关键词:**空间太阳观测;隔热型入射窗组件;等效太阳辐射参数;太阳模拟器;热平衡试验

中图分类号:V447+.1

文献标识码:A

doi:10.3788/gzxb20225104.0412001

## 0 引言

作为空间天文的先驱,空间太阳探测在空间天文学科中扮演重要角色。一方面,空间太阳探测具有广义的天体物理意义,许多空间天文的探测技术,首先是在对太阳的空间探测中得到试验验证。另一方面,太阳活动与人类生活密切相关。太阳爆发会严重影响地球近地空间环境,损害卫星及无线通信,甚至威胁空间宇航员的人身安全,最新研究表明,太阳与地球之间的相互作用会直接影响地球气候的变化,因此对太阳活动进行深入研究继而进行监控、预测也就更加重要<sup>[1]</sup>。

与地基太阳观测望远镜相比,空间太阳观测望远镜在进行天文观测时,彻底摆脱了大气影响,背景噪声的降低极大地提高了观测分辨率,但由于其工作模式为对日定向长期工作,光学窗口直接暴露于空间,它的外面是复杂的空间环境,在轨道运行期间将受到交变的太阳辐射、地球红外辐射、地球阳光反照、空间环境污染等各种影响<sup>[2]</sup>。

日本 Hinode 卫星上的太阳观测光学望远镜采用格里高利光学系统,为了克服光学窗口太阳直射的挑战,该望远镜的主镜和次镜之间设计了一个排热镜,它可以通过专门的侧窗将 88% 的入射太阳光反射到漆黑空间,从而使到达次镜的太阳热流大大减少<sup>[3]</sup>。但在 Hinode 发射后的两个月内,排热镜的温度迅速上升,同时整个望远镜在短波区域的观测效率明显下降,望远镜的寿命也因此大大缩短,URAYAMA F 等认为有机污染物的沉积导致了光学元件涂层的退化,使光学元件表面太阳吸收率增大,这是排热镜温度迅速上升的主要原因;而主镜和次镜反射率的降低以及准直镜透过率的降低则导致了望远镜观测效率显著下降<sup>[4]</sup>。2020 年 2 月欧空局发射的太阳轨道器也是一颗太阳观测的卫星,为了近距离研究太阳并拍摄太阳两极的高分辨率图像,太阳轨道器在绕日飞行期间的近日点(0.28AU)会接收到约 $17\ 500\ \text{W}/\text{m}^2$ (即 13 个太阳常数)的

基金项目:国家自然科学基金(No.51836005),国家自然科学基金创新研究群体基金(No. 51721004),111 项目(No.B16038)

第一作者:王晨洁(1987—),女,高级工程师,博士研究生,主要研究方向为光学遥感器精密热控制技术。Email: minger68@163.com

导师(通讯作者):陶文铨(1939—),男,教授,中国科学院院士,主要研究方向为强化传热技术、传热与流动的多尺度数值模拟技术等。

Email: wqtao@mail.xjtu.edu.cn

收稿日期:2021-11-04;录用日期:2022-01-05

<http://www.photon.ac.cn>

太阳直射热流,这给光学有效载荷入射窗的设计和验证试验提出了更大的挑战<sup>[5-7]</sup>。

入射窗不仅能够减小外部空间热环境对后面各系统的影响,而且还具有选择所需太阳谱段,防止后端光学系统受到污染的功能,它是太阳观测有效载荷设计中最重要的一部分<sup>[8-12]</sup>。为了尽可能地抑制太阳直射热流的影响,本文设计了一种适用于空间太阳观测的隔热型入射窗组件(Heat-rejecting Entrance Window Assembly, HEWA),研究了评估其隔热能力的热分析方法,同时通过热平衡试验验证了设计的合理性和分析方法的正确性。

## 1 入射窗组件的一体化集成设计

全日面矢量磁像仪(Full-disk Magnetograph, FMG)是中科院空间科学战略性先导专项先进太阳天文台(Advanced Space Solar Observatory mission, ASO-S)卫星的主载荷之一<sup>[13]</sup>,FMG光学窗口长期直对太阳,遮光罩和窗口玻璃接收的太阳直射热流较大,同时卫星还存在复杂的定标机动模式,导致热流变化剧烈,热环境十分恶劣。因此,设计了专门的入射窗组件,以尽可能地抑制太阳直射热流的影响。

### 1.1 结构设计

如图1所示,入射窗组件位于FMG的最前端,由遮光罩和窗口镜组件两部分组成,其中后者由窗口框、窗口镜1(M1)、窗口镜2(M2)组成,如图2所示。窗口镜玻璃M1和M2为两块厚度为17 mm的熔石英平板,窗口框选用与石英膨胀系数接近的钛合金材料,同时考虑到温度变化和力学环境条件,使用室温硅橡胶将窗口镜和窗口框固定在一起;入射窗组件和后部光学系统(After Optical System, AOS)间设计玻璃钢隔热垫。

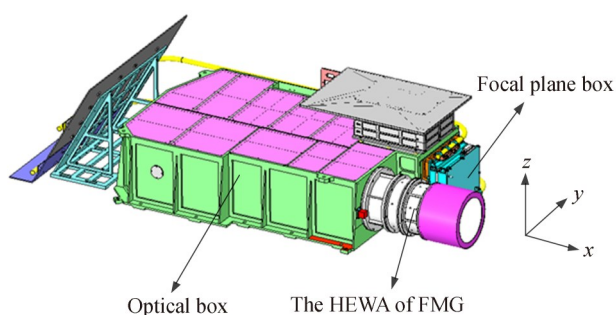


图1 入射窗组件在FMG上的位置示意  
Fig.1 The location of the HEWA on FMG

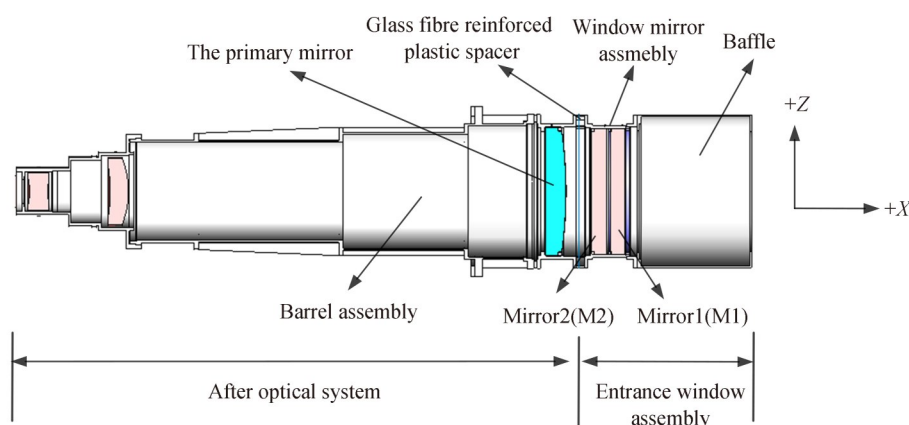


图2 入射窗组件的组成  
Fig.2 Composition of the HEWA

### 1.2 光学膜系设计

窗口玻璃的表面辐射特性是影响其吸收太阳直射热流的关键因素<sup>[5]</sup>,为了满足特定的需求,入射窗的窗口玻璃上镀制了四层不同的膜系,如图3所示,其中,第一层是紫外截止膜,能将400 nm之前的紫外波段反

射,确保紫外辐射粒子不能进入后部光学系统,影响光学材料及膜系的性能;第二层是窄带滤光膜,可以保留所需要的 $532\pm 5$  nm波段,反射不需要的可见波段。M2两侧镀制的第三和第四层膜系都是红外反射膜,红外反射膜能将大于 $1\ \mu\text{m}$ 的大部分红外波段反射,大大减小进入后光学系统的热量。M1和M2的透过率曲线如图4~5所示。

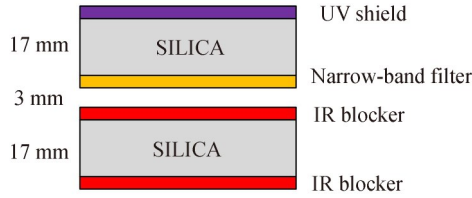


图3 窗口镜的膜系设计

Fig.3 Coatings of the window glasses

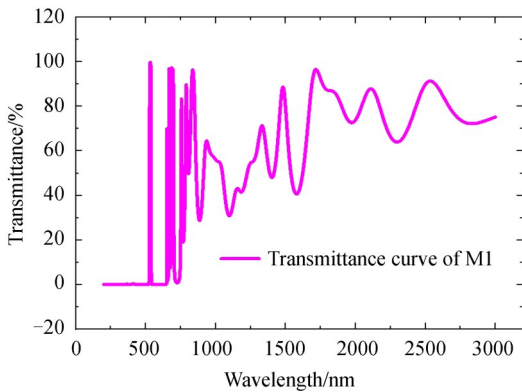


图4 窗口玻璃M1的透过率曲线  
Fig.4 Transmittance curve of M1

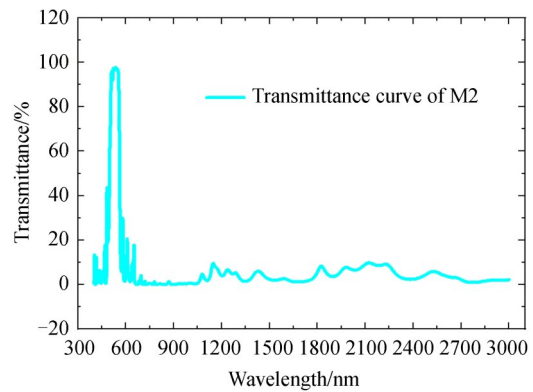


图5 窗口玻璃M2的透过率曲线  
Fig.5 Transmittance curve of M2

### 1.3 热设计

遮光罩位于光学窗口组件的最前端,内表面进行发黑处理以避免杂散光进入光学系统内部,但发黑处理使得遮光罩所吸收的太阳热流大大增加,从而导致其温度剧烈升高。为了减少窗口组件吸收的总热流并增强其向冷黑空间的辐射换热,在遮光罩外圆周面喷涂S781白漆;同时遮光罩头部设置挡光环,避免光线直射到遮光罩和窗口框内部(图6中1#点所在位置)<sup>[14-15]</sup>。

为给窗口镜组件提供有效的热排散路径,光学窗口框与遮光罩进行导热安装,安装面表面平面度优于 $0.05\ \text{mm}$ ,粗糙度 $R_a$ 优于 $1.6\ \mu\text{m}$ ,使光学窗口框和窗口玻璃吸收的热量通过遮光罩的散热面散至冷黑空间;为避免入射窗在低温工况时温度过低,在光学窗口框外表面实施主动控温回路,并覆盖多层隔热组件,多层外面膜为低吸收高发射比的单面镀银F46膜;为减小光学窗口框对主镜温度水平的影响,在光学窗口框和主镜框间加装 $10\ \text{mm}$ 厚的玻璃钢隔热垫,如图6所示,两者之间使用钛合金螺钉进行连接,以减小光学窗口

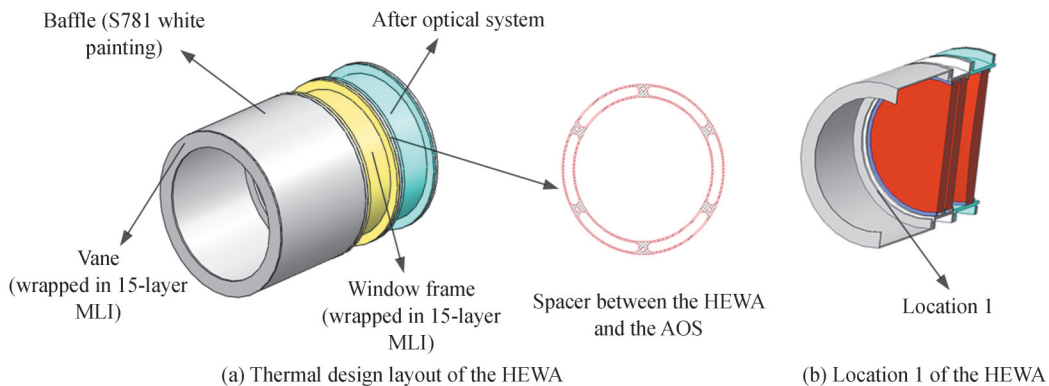


图6 入射窗组件的热设计

Fig.6 Thermal design of the HEWA

向主镜框的漏热。同时,在主镜框外表面实施主动控温回路,以控制主镜的温度水平。

## 2 入射窗组件的热分析方法

对于非太阳观测光学载荷,光学系统不会受到太阳直射,或直射时间很短,太阳辐射特性参数的设置对光学组件的温度影响不大。但FMG的工作模式为对日定向长期工作,且光学系统为透射式系统<sup>[11]</sup>,太阳光长时间照射光学镜片,太阳辐射参数的设定对镜片温度的影响较敏感,因此需要准确设定透镜太阳辐射参数,提高仿真分析准确性。

但是,热分析软件对太阳辐射能量的模拟针对太阳全谱段,而入射窗的窗口玻璃的膜系对不同谱段的太阳光是选择性的吸收、反射和透过。因此,首先要将各膜系的太阳辐射参数等效到太阳全谱段。其次需要注意的是,某些谱段的太阳能量被第一片透镜选择性吸收和反射后,进入第二片透镜的太阳光不再是全谱段,而是部分谱段,因此等效辐射参数应为所透过谱段相应的等效参数<sup>[16]</sup>。

### 2.1 窗口玻璃的等效太阳透过率计算

太阳为接近于球状的辐射源,其直径为 $1.39 \times 10^9$  m,距离地球 $1.5 \times 10^{11}$  m,在地球大气层的外表面,太阳辐射可近似为平行光,辐射能量主要集中在热辐射光谱的短波区( $0.2 \mu\text{m} \leq \lambda \leq 3 \mu\text{m}$ ),峰值位于 $0.5 \mu\text{m}$ 附近,分布近似于 $5800$  K黑体的发射光谱。

根据普朗克公式,黑体发射的光谱辐射强度为

$$I_{\lambda,b}(\lambda, T) = \frac{2hc_0^2}{\lambda^5 [\exp(hc_0/\lambda kT) - 1]} \quad (1)$$

式中, $h$ 为普朗克通用常数, $h=6.6256 \times 10^{-34}$  J·s; $k$ 为波尔茨曼通用常数, $k=1.3805 \times 10^{-23}$  J/K; $c_0$ 为真空中的光速, $c_0=2.998 \times 10^8$  m/s; $T$ 为黑体的绝对温度。黑体的光谱发射功率形式为

$$E_{\lambda,b}(\lambda, T) = \pi I_{\lambda,b}(\lambda, T) = \frac{2\pi hc_0^2}{\lambda^5 [\exp(hc_0/\lambda kT) - 1]} \quad (2)$$

将太阳辐射能量近似为 $5800$  K黑体辐射后,根据透镜对太阳光谱的透过和吸收情况,利用普朗克公式,计算第一片窗口玻璃的等效太阳透过率 $\tau_{s1}$ (根据经验数据, $0 \sim 300$  nm透过率为 $0$ , $300 \sim 0$  nm以上谱段透过率为 $0.4$ )。第一片窗口玻璃的等效透过率计算公式为

$$\tau_{s1} = \frac{\int_0^\infty \tau_\lambda E_{\lambda,b} d\lambda}{\int_0^\infty E_{\lambda,b} d\lambda} = \frac{\int_{0.2}^3 \tau_{\lambda 1} E_{\lambda,b} d\lambda + 0.4 \times \int_3^\infty E_{\lambda,b} d\lambda}{E_b} \quad (3)$$

式中, $E_b$ 为黑体的辐射功率。经过第一片窗口玻璃后,到达第二片窗口玻璃的能量不再是太阳全谱段,而是透过的部分谱段,因此,第二片窗口玻璃的等效透过率是针对透过光谱的能量。第二片窗口玻璃的等效透过率计算公式为

$$\tau_{s2} = \frac{\int_{0.2}^3 \tau_{\lambda 1} \tau_{\lambda 2} E_{\lambda,b} d\lambda + 0.4 \times 0.4 \times \int_3^\infty E_{\lambda,b} d\lambda}{\int_{0.2}^3 \tau_{\lambda 1} E_{\lambda,b} d\lambda + 0.4 \times \int_3^\infty E_{\lambda,b} d\lambda} \quad (4)$$

窗口玻璃的总透过率可表示为

$$\tau_s = \tau_{m1} \times \tau_g \times \tau_{m2} \quad (5)$$

式中, $\tau_{m1}$ 和 $\tau_{m2}$ 分别为玻璃两侧膜系的透过率, $\tau_g$ 为镜体材料自身的透过率。通过式(5)将窗口玻璃的总透过率分解到各膜系。

### 2.2 窗口玻璃的等效太阳吸收率计算

根据经验数据,三种膜系在 $0 \sim 2000$  nm的吸收率为 $0.01$ ,在 $2000 \sim 3000$  nm的吸收率为 $0.03$ ,在 $3000$  nm以上谱段的吸收率为 $0.6$ 。利用普朗克公式,根据式(6)得到紫外截止膜和窄带滤光膜的等效吸收率;红外反射膜的等效吸收率是针对透过光谱的能量,根据式(7)得到其等效吸收率。

$$\alpha_{s1} = \frac{\int_0^{\infty} \alpha_{\lambda} E_{\lambda,b} d\lambda}{\int_0^{\infty} E_{\lambda,b} d\lambda} = \frac{0.01 \times \int_0^2 E_{\lambda,b} d\lambda + 0.03 \times \int_2^3 E_{\lambda,b} d\lambda + 0.6 \times \int_3^{\infty} E_{\lambda,b} d\lambda}{E_b} \quad (6)$$

$$\alpha_{s2} = \frac{0.01 \times \int_0^2 \tau_{\lambda 1} E_{\lambda,b} d\lambda + 0.03 \times \int_2^3 \tau_{\lambda 1} E_{\lambda,b} d\lambda + 0.6 \times 0.4 \times \int_3^{\infty} E_{\lambda,b} d\lambda}{\int_{0.2}^3 \tau_{\lambda 1} E_{\lambda,b} d\lambda + 0.4 \times \int_3^{\infty} E_{\lambda,b} d\lambda} \quad (7)$$

### 2.3 窗口玻璃的等效辐射参数计算结果汇总

根据 2.1 和 2.2 节中的计算方法,可以得出窗口玻璃各膜系的等效太阳辐射参数如表 1 所示。

表 1 窗口玻璃各膜系的等效太阳辐射参数  
Table1 The equivalent solar radiation parameters of each coating

Coating	Solar transmittance	Solar absorptivity	Solar reflectance
UV shield	0.023	0.55	0.427
Narrow-band filter	0.023	0.55	0.427
IR blocker	0.028 5	0.287	0.684 5

根据表 1 的计算结果,对光学窗口到主镜的光线吸收、透射和反射进行全链路分析,分析中不考虑光线的二次反射,如图 7 所示,S 表示太阳常数,可以看到透过入射窗组件到达后端光学系统表面的太阳辐射强度为 0.024 38 个太阳常数。

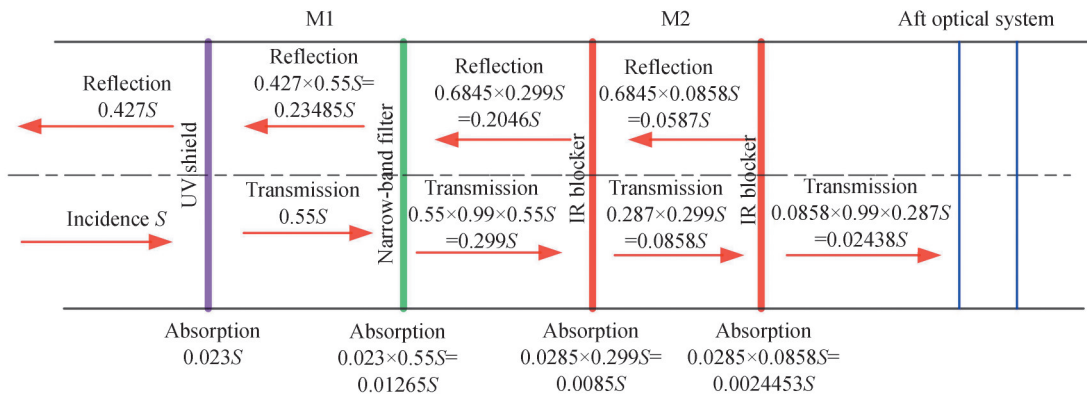


图 7 入射窗组件到后部光学系统的能量传递分布图  
Fig.7 Solar radiation transmission from the HEWA to the AOS

## 3 入射窗组件热分析

### 3.1 热分析工况和参数选取

基于 FMG 工作模式和入射窗的外热流分析结果,考虑到实际膜系参数与设计值的一定差异,为保证热分析对极端工况的覆盖性,并保证足够的工程余量,选择三个分析工况如图 8 所示,包括:

极端低温工况(Case1):FMG 对日定向,夏至工况(6月 21 日);

极端高温工况(Case2):FMG 对日定向,冬至工况(12月 21 日);

定标工况(Case 3):卫星对日偏离机动,卫星+X轴(卫星坐标系如图 1 所示)根据指向任务要求偏离日面机动到指定天区位置,与卫星-太阳中心连线夹角小于 30°。

表 2 给出了各分析工况的关键参数选取情况,表 3 列出了仿真分析中所涉及材料的热物性参数和涂层的辐射特性参数。

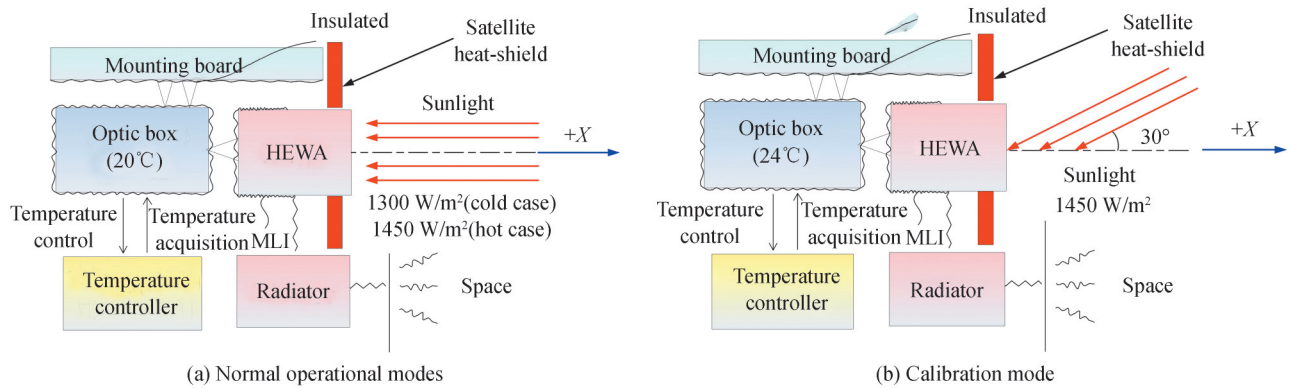


图8 FMG的工作模式示意图  
Fig.8 Schematic of the operational modes of FMG

表2 分析工况参数  
Table 2 Parameters of each analysis case

Item	Case 1	Case 2	Case 3
	Cold case	Hot case	Calibration case
Simulation date	Summer solstice	Winter solstice	Winter solstice
Solar irradiance	1 300 W/m <sup>2</sup>	1 450 W/m <sup>2</sup>	1 450 W/m <sup>2</sup>
Satellite attitude	Sun oriented	Sun oriented	Deviating maneuver
Simulation orbit periods	20	20	20
Initial temperature	18°C	18°C	18°C
Surface radiation characteristics	BOL	EOL	EOL
Outer surface of the mounting board	-50°C	-10°C	-10°C
Outer surface of the satellite heat-shield	-90°C	-60°C	-60°C
Radiation interface of other payloads	-60°C	-10°C	-10°C
Optic box	20°C	24°C	24°C

BOL: Beginning of life; EOL: Ending of life

表3 材料的热物性参数和涂层的辐射特性参数  
Table 3 Thermo-physical parameters of materials and radiation characteristics of coatings

Materials	$\alpha_s$	$\epsilon_h$	$\rho/$ (kg·m <sup>-3</sup> )	$C/$ (J·kg <sup>-1</sup> ·K <sup>-1</sup> )	$\lambda/$ (W·m <sup>-1</sup> ·K <sup>-1</sup> )
F46	0.13 (BOL)	0.73	/	/	/
	0.30 (EOL)				
S781	0.20 (BOL)	0.86	/	/	/
	0.40 (EOL)				
LY12	0.88	0.88	2 710	946	117.2
TC4	0.88	0.88	4 450	678	5.44
Fused SILICA	/	/	2 205	766	1.31
Glass fiber reinforced plastic	/	/	1 400	1 110	0.342

### 3.2 热分析结果

外热流是影响前置光学组件温度水平的重要因素,太阳光线进入光学窗口后,经过各膜系和玻璃材料的吸收、透过、散射和反射,仅有极小的一部分会到达主镜以后的光学系统,而被各光学部件及相邻结构件吸收的部分,则是影响整个系统温度水平的关键。理想状态下,经窗口玻璃反射的太阳光线全部以镜面反射的方式离开光学系统,但考虑到镜面污染等不可预见的因素,分别计算了窗口玻璃镜面反射占比100%和80%两种情况下入射窗各光学元件吸收的太阳热流,如表4所示。

表4 三种工况下入射窗组件各光学元件所吸收的太阳热流  
**Table 4 Absorbed heat flux of different components of HEWA in the three analysis cases**

Case	Baffle	UV shield	Narrow-band filter	IR blocker 1	IR blocker 2	Primary mirror
Theoretical calculation(only primary reflection and transmission are considered)	/	0.607 W	0.334 W	0.218 W	0.066 W	0.041 5 W
Case 1 (100% mirror reflection)	4.64 W	0.812 W	0.572 W	0.470 W	0.199 W	0.101 W
Case 1 (80% mirror reflection)	6.39 W	0.763 W	0.534 W	0.427 W	0.159 W	0.073 5 W
Case 2 (100% mirror reflection)	8.51 W	1.01 W	0.754 W	0.616 W	0.258 W	0.134 W
Solar	4.81 W	0.95 W	0.75 W	0.616 W	0.258 W	0.134 W
Albedo	0.53 W	0.000 4 W	0.000 26 W	0.000 18 W	0.000 067 5 W	0.000 023 9 W
Planet	3.16 W	0.0527 W	0	0	0	0
Case 2 (80% mirror reflection)	10.89 W	0.939 W	0.709 W	0.562 W	0.209 W	0.113 W
Case 3 (100% mirror reflection)	22.2 W	0.33 W	0.165 W	0.108 W	0.029 9 W	0.010 W
Case 3 (80% mirror reflection)	21.85 W	0.329 W	0.164 W	0.111 W	0.032 8 W	0.001 W

通过分析结果看出,工况1和工况2中,相比镜面反射100%的工况,镜面反射80%的情况下,遮光罩所吸收的太阳热流较大,同时各光学表面吸收的热流略小,这是由于一部分经过镜面反射的光线会以漫反射的形式到达遮光罩,导致遮光罩吸收的外热流增加,而进入光学系统内部的外热流稍有减少;与工况1和工况2相比,工况3中遮光罩所吸收的太阳热流显著增加,这是由于当光线与窗口成一定夹角时,部分太阳光线直接打到遮光罩侧壁上,导致遮光罩吸收的外热流显著增加。

三种工况下入射窗组件各部件的温度水平如表5所示。可以看出:正常模式下,镜面反射比为80%时,20%的光线以漫反射的形式离开光学系统后,其中一部分被周围结构件吸收,导致遮光罩和窗口镜的温度水平高于镜面反射比为100%的工况,在定标工况中,遮光罩和窗口镜的温度水平则略低于镜面反射比为100%的工况;总体来说,镜面反射比为80%和100%两种情况下,入射窗组件各部件温度水平差别较小,因此,后续分析计算中,默认窗口镜的镜面反射比为100%。

表5 入射窗组件的热分析结果  
**Table 5 Thermal analysis results of the HEWA**

Components	Index /°C	Case 1		Case 2		Case 3	
		100% mirror reflection /°C	80% mirror reflection /°C	100% mirror reflection /°C	80% mirror reflection /°C	100% mirror reflection /°C	80% mirror reflection /°C
Baffle	/	-9.0~-1.2	-7.2~-0.5	-4.2~2.0	-3.0~2.8	11.5~26.5	11.0~26.0
Window frame	0~50	4.5~5.5	4.7~5.8	4.7~5.8	5.1~6.0	14.7~27.0	14.0~26.0
M1	0~50	4.5~7.2	4.6~7.2	6.4~8.2	6.0~7.8	15.0~24.0	14.6~23.4
M2	0~50	7.0~9.3	7.0~9.4	8.0~9.9	7.6~9.7	17.0~24.4	17.6~24.0
Primary mirror	22±2	21.1~22.2	21.1~22.1	21.3~22.2	21.4~22.2	21.8~22.4	21.6~22.2

根据计算结果,正常模式下M1的温度水平为4.5~8.2°C,M2为7.0~9.9°C;定标工况下M1的温度水平为15.0~24.0°C,M2为17.0~24.4°C;三个工况中,主镜温度范围位于21.1~22.4°C,能够满足正常工作需求。

#### 4 入射窗组件热平衡试验

由于窗口玻璃的光谱选择性,仅523±5 nm的波段可进入后光学系统,因此外热流模拟不仅需要模拟太阳光的辐照强度,更要精确模拟其准直性和光谱特性。吸收热流模拟技术如加热器、红外笼等已相对成熟,但其无法模拟空间中太阳辐射热流的准直性和光谱特性<sup>[17]</sup>。欧空局Solar Orbiter的PHI载荷的热平衡试验采用定天镜引入太阳光的方式模拟载荷进光口外热流<sup>[18]</sup>,该方案相比红外加热器的方法,有较高的模拟精

度和准确度,但引入的太阳光经过大气衰减后,辐照度和光谱特性难以满足热平衡试验的需求。太阳模拟器能够模拟空间外热流的辐照强度、方向及光谱特性,因此与定天镜、红外加热器等方式相比有着更高的空间热流模拟精度<sup>[19]</sup>,因此考虑采用太阳模拟器进行入射窗组件的热平衡试验对入射窗组件设计的合理性进行验证。

#### 4.1 试验方案设计

如图9所示,热平衡试验时,通过真空罐热沉(半球红外发射率 $\epsilon_h > 0.90$ ,温度低于100 K)模拟宇宙冷黑空间;载荷安装舱板模拟件、遮阳板模拟件、莱曼阿尔法太阳望远镜(Lyman-alpha Solar Telescope, LST)侧板模拟件及光学箱模拟件等试验工装按定温边界处理,在其外表面粘贴薄膜电加热器和热电偶,与罐外程控电源形成闭环控温回路来模拟;进光口外热流通过太阳模拟器模拟,如图10所示,使用设备为北京卫星环境工程研究所的光斑直径为0.6 m的KFTA太阳模拟器;入射窗组件多层外表面外热流通过在多层外表面包覆粘贴薄膜电加热器的聚酰亚胺膜来模拟,通过罐外放置的控温仪采集和控制入射窗组件的温度;通过在罐外放置平行光管来调整前置光学组件光轴与太阳光的夹角,以满足不同试验工况的具体需求。由于FMG的光学系统为透射系统,使用红外热像仪等非接触式的测温设备,容易受透射系统背景温度的干扰,因此在两片窗口玻璃的中心和边缘分别粘贴热电偶进行温度测量和采集,以获取详细的温度分布数据。

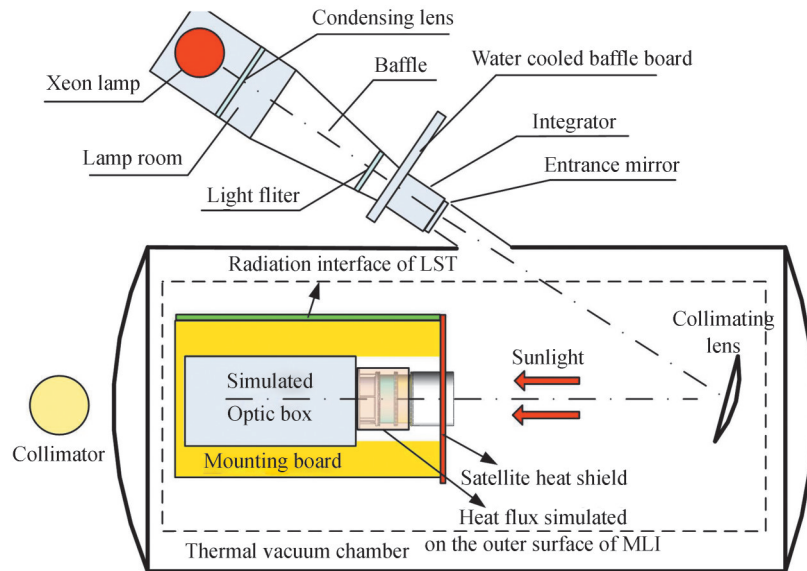


图9 入射窗组件热平衡试验示意图

Fig.9 Schematic of thermal balance test with KFTA

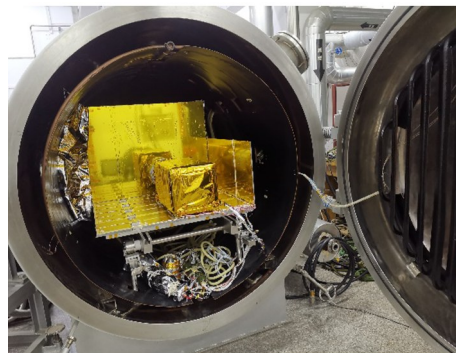


图10 KFTA太阳模拟器中的入射窗组件

Fig.10 The HEWA of FMG in KFTA

#### 4.2 太阳模拟器的标定

试验前,需对太阳模拟器的辐照度、光谱特性、均匀性及准直性进行标定,以确保试验数据的可靠性,且



便于进行试验后的误差分析。

1) 辐照度测量:在FMG前置光学组件相对真空罐的进光口位置采用绝对辐射计对KFTA太阳模拟器进行辐照度测量,以1个太阳常数 $=1\ 353\ \text{W}/\text{m}^2$ 为基值进行测量,测试结果显示太阳模拟器能够实现 $362\sim 1\ 812\ \text{W}/\text{m}^2$ 范围的辐照度。

2) 光谱分布测量:以 $1\ 300\ \text{W}$ 为基准进行了光谱分布的测试,光谱分布情况不受能量变化影响。总功率为 $6\ 690\ \text{W}$ 时,KFTA太阳模拟器输出 $200\sim 2\ 500\ \text{nm}$ 光辐照能量为 $1\ 300\ \text{W}/\text{m}^2$ ,光谱分布如图11所示。可以看出,太阳模拟器的光谱分布与真实太阳光有一定的差异,因此需要对试验数据进行相应修正。

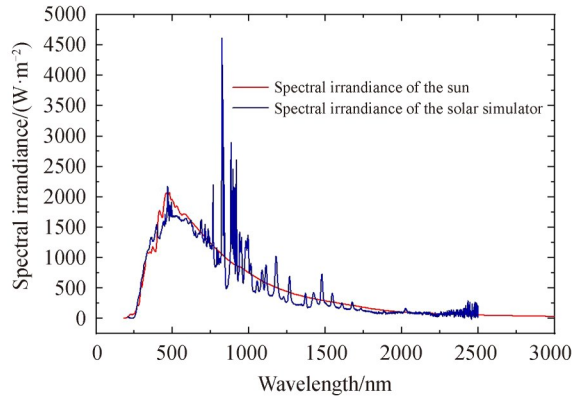


图11 太阳光和太阳模拟器的光谱分布

Fig.11 Spectral irradiance of the sun and the solar simulator

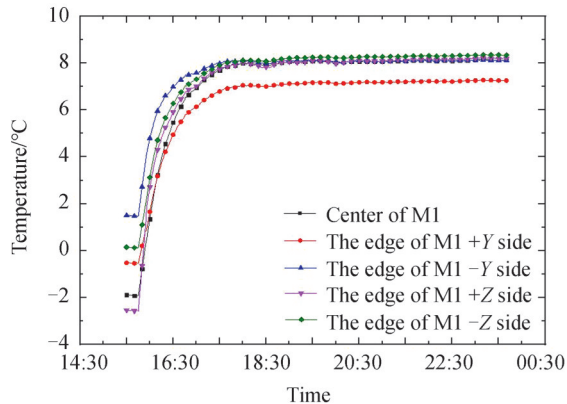
3) 均匀性和准直性测试:采用sp320光谱仪对KFTA太阳模拟器进行均匀性测试,根据测试结果得到KFTA太阳模拟器在辐照度为1个太阳常数的工况下,辐照不均匀度为4%。KFTA太阳模拟器的准直角为 $\pm 1.5^\circ$ 。

### 4.3 试验结果

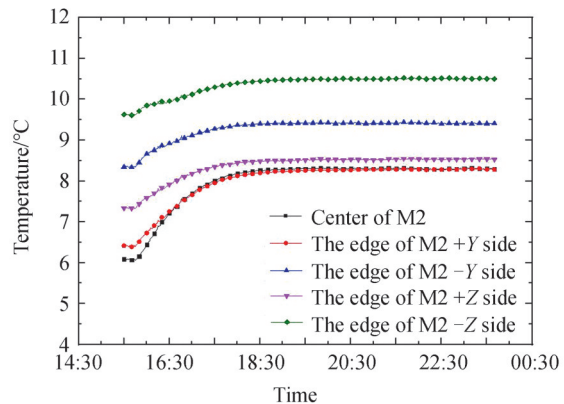
入射窗组件热平衡试验结果如图12和表6所示,正常模式(工况1和工况2)下,M1的温度水平为 $7.2\sim 11.7^\circ\text{C}$ ,M2的温度水平为 $8.3\sim 11.1^\circ\text{C}$ ;定标模式下,M1的温度水平为 $14.9\sim 32.8^\circ\text{C}$ ,M2的温度水平为 $18.7\sim 22.8^\circ\text{C}$ ;主镜能够很好地控制在 $21.1\sim 22.3^\circ\text{C}$ 。分析结果与试验结果基本吻合,但还是存在一些差异,主要体现在:

1) 试验结果遮光罩温度与分析结果相比偏低,主要有三方面的原因:首先,窗口框的主动控温回路的控温点在靠近主镜框一侧,导致窗口框的平均温度低于分析值;其次,实际加工装配过程中,遮光罩与窗口框的实际接触状态为非理想状态,接触传热系数小于分析值,导致窗口框向遮光罩的传热量减小;再者,为避免遮光罩圆柱面的白漆污染,试验过程中未模拟遮光罩外表面外热流也导致了遮光罩温度偏低。

2) 正常模式下窗口玻璃的实测温度小于分析值,这部分差异可能由以下两方面引起:首先,为了获取两



(a) Temperature curve of M1 in Case 1



(b) Temperature curve of M2 in Case 1

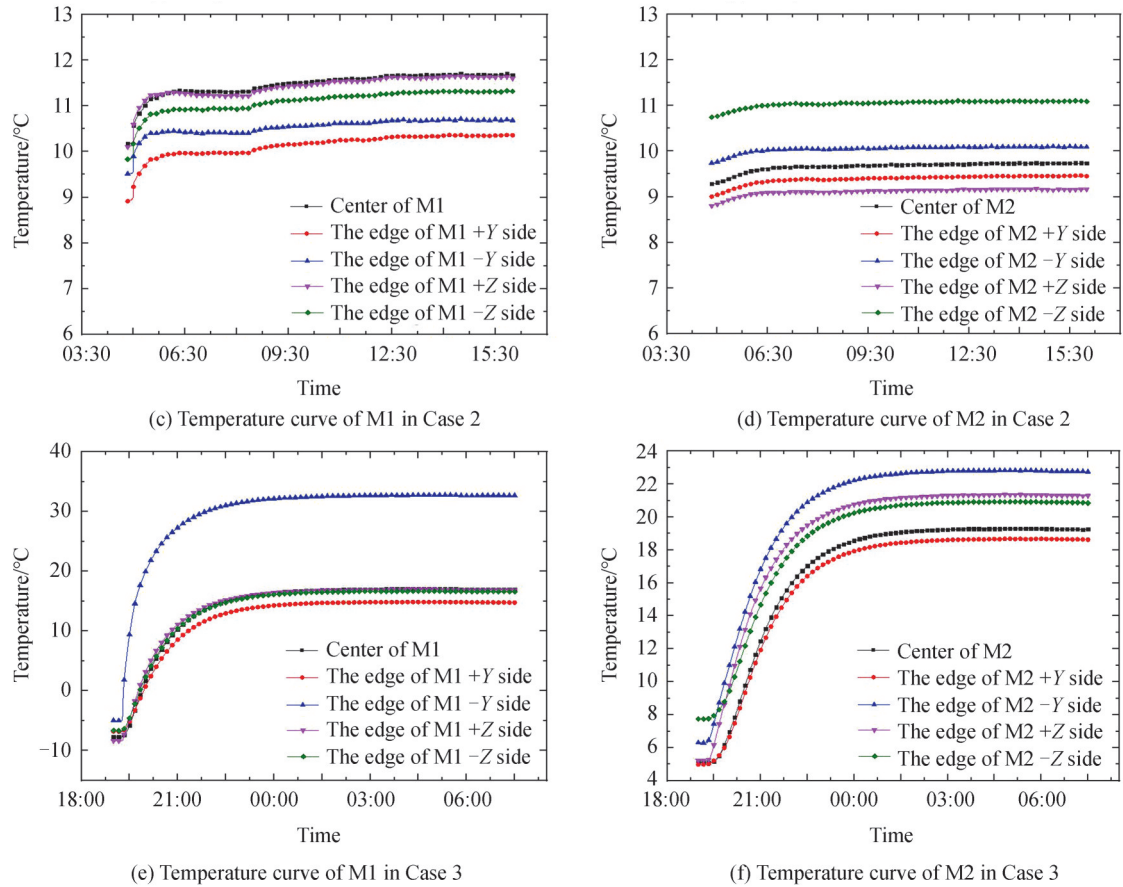


图 12 三种工况下热平衡试验 M1 和 M2 的温度曲线  
Fig.12 Temperature curve of M1 and M2 in three cases

表 6 入射窗组件的热平衡试验结果

Table 6 Thermal balance test results of the HEWA

Components	Index / $^{\circ}\text{C}$	Case 1		Case 2		Case 3	
		Test results/ $^{\circ}\text{C}$	Analysis results / $^{\circ}\text{C}$	Test results/ $^{\circ}\text{C}$	Analysis results / $^{\circ}\text{C}$	Test results/ $^{\circ}\text{C}$	Analysis results / $^{\circ}\text{C}$
Baffle	/	-20.3~-19.0	-9.0~-1.2	-12.7~-10.5	-4.2~2.0	7.2~23.3	11.5~26.5
Window frame	0~50	0.1~5.1	4.5~5.5	0.9~5.3	4.7~5.8	14.7~26.5	14.7~27.0
M1	0~50	7.2~8.4	4.5~7.2	10.4~11.7	6.4~8.2	14.9~32.8	15.0~24.0
M2	0~50	8.3~10.5	7.0~9.3	9.2~11.1	8.0~9.9	18.7~22.8	17.0~24.4
Primary mirror	22 $\pm$ 2	21.7~21.8	21.1~22.2	21.7~21.9	21.3~22.2	21.8~22.3	21.8~22.4

个窗口玻璃的详细温度分布,试验过程中通过直接在窗口镜膜系表面粘贴热电偶的方式来精确测量窗口镜表面的温度水平,但为了保护窗口镜的膜系,粘贴热电偶的位置先使用 3M 胶带进行打底,并用 3M 胶带固定走线,如图 13 所示。由于 3M 胶带的吸收率远大于窗口镜膜系的吸收率,导致第一片窗口镜温度水平偏高;其次,太阳模拟器出射光线的光谱分布与实际光线存在一定的差异,也会导致两片窗口镜实测温度与分析温度存在差异。

3) 工况 3 中 M1 的实测最大温度梯度为 17.9 $^{\circ}\text{C}$ ,高于分析值 9.0 $^{\circ}\text{C}$ ,这个差异主要在于在 M1 表面使用了吸收率较高的 3M 胶带,当光线照射到窗口玻璃表面时,就会在 3M 胶带的粘贴位置形成局部热点。

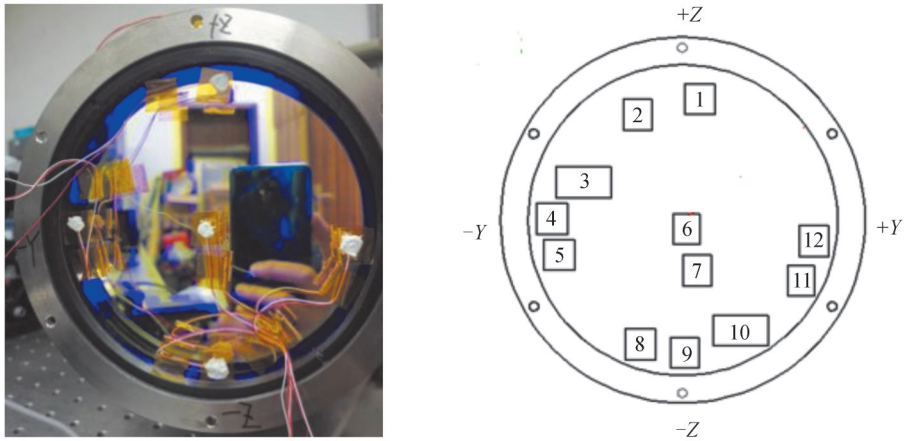


图13 窗口玻璃M1+X面的3M胶带粘贴情况  
Fig.13 3M tape on the +X surface of M1

## 5 分析模型修正与实际在轨温度预测

### 5.1 热分析模型的修正

为使分析结果与试验结果更加吻合,根据4.3节的试验结果分析,对热分析模型进行修正,修正内容主要包括:

1)将分析模型中窗口框控温点的位置移至试验时的实际粘贴位置,修正了窗口框和遮光罩间的接触传热系数,并在分析模型中取消了遮光罩外圆柱面的外热流。

2)使用太阳模拟器出射光线的实际光谱分布修正窗口玻璃膜系的等效辐射参数。

3)在仿真模型中考虑粘贴3M胶带的影响。图14中给出了工况3中分别粘贴3M胶带和不粘贴3M胶带两种情况下M1的温度分布,可以看到粘贴了3M胶带的窗口玻璃在3M胶带的粘贴位置(图13中11#和12#所在位置)温度明显升高,形成了局部热点,并使M1的温度梯度由9.0°C增加至17.8°C,与试验结果吻合。

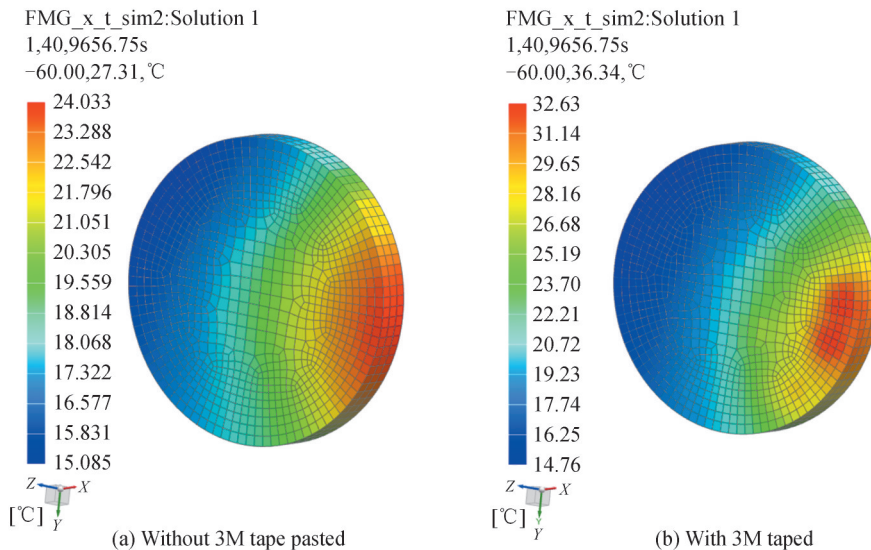


图14 窗口玻璃M1不粘贴3M胶带和粘贴3M胶带两种情况下的温度分布  
Fig.14 Temperature distribution of M1 without/with 3M tape pasted

用修正后的分析模型对入射窗组件的温度分布进行计算,得到入射窗组件各部件的温度水平如表7所示,可以看到分析结果与试验结果十分吻合,因此修正后的模型可以用于预测入射窗组件的实际在轨温度

分布。

表7 修正后的分析结果与试验结果对比  
Table 7 Comparison of the modified analysis results and the test results

Components	Index /°C	Case 1		Case 2		Case 3	
		Modified analysis results/°C	Test results/°C	Modified analysis results/°C	Test results/°C	Modified analysis results/°C	Test results/°C
Baffle	/	-22.0~-15.0	-20.3~-19.0	-15.5~-8.2	-12.7~-10.5	5.4~24.1	7.2~23.3
Window frame	0~50	-0.2~5.2	0.1~5.1	0.6~5.2	0.9~5.3	11.5~26.8	14.7~26.5
M1	0~50	7.0~8.6	7.2~8.4	8.5~11.3	10.4~11.7	14.8~32.6	14.9~32.8
M2	0~50	8.5~10.5	8.3~10.5	10.0~11.5	9.2~11.1	18.0~23.3	18.7~22.8
Primary mirror	22±2	21.7~22.3	21.7~21.8	22.0~23.0	21.7~21.9	21.8~23.5	21.8~22.3

## 5.2 入射窗组件实际在轨温度分布预测

用修正后的模型进行入射窗组件的实际在轨温度分布分析,并考虑以下几点实际在轨工况:1)窗口框主动控温回路的控温点位于窗口框中部;2)考虑遮光罩外圆柱面实际接收到的外热流;3)使用实际太阳光的光谱分布曲线;4)窗口玻璃去除3M胶带的影响。入射窗组件的实际在轨温度分布如表8所示,可以看到正常模式下,窗口玻璃M1的温度范围为6.2~8.8°C,M2的温度范围为8.5~11.5°C,主镜温度范围为21.7~23.0°C;定标模式下,窗口框的最高温度为28.2°C,窗口玻璃的最高温度为26.3°C,留有足够的设计裕度。

表8 入射窗组件的在轨温度分布预测  
Table 8 Prediction of the temperature distribution of the HEWA on orbit

Components	Index/°C	Case 1/°C	Case 2/°C	Case 3/°C
Baffle	/	-18.0~-10.0	-8.5~-1.0	7.1~26.2
Window frame	0~50	4.4~5.3	4.5~5.5	12.7~28.2
M1	0~50	6.2~7.4	7.5~8.8	16.5~26.3
M2	0~50	8.5~10.5	10.0~11.5	18.5~23.5
Primary mirror	22±2	21.7~22.3	22.0~23.0	21.5~23.0

## 6 结论

本文介绍了一种适用于空间太阳观测的入射窗组件,通过对太阳直射热流影响抑制的光机热集成设计,只有0.134 W的热量会到达主镜表面,能够有效保证后部光学系统的使用性能。为了验证设计的合理性和热分析的正确性,设计了专门的热平衡试验,根据热平衡试验与分析结果的差异,对热分析数学模型进行了修正,修正后模型的计算结果与试验结果吻合良好。将修正后的模型用于预测入射窗组件的实际在轨温度分布,分析结果表明:在轨的各种模式下,窗口框的最高温度为28.2°C,窗口玻璃的最高温度为26.3°C,能够满足在轨使用需求,并且留有一定的余量,保证了载荷在轨期间不会因窗口组件和后部光学系统温度过高而影响光学性能或导致污染,对透射式光学系统和其他对日观测光学载荷的研制有借鉴意义。

### 参考文献

- [1] GAN Weiquan, HUANG Yu, YAN Yihua. The past and future of space solar observations[J]. Scientia Sinica-Physica Mechanica Astronomica, 2012, 42(12): 1274-1281.  
甘为群, 黄宇, 颜毅华. 太阳空间探测的过去与未来[J]. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2012, 42(12): 1274-1281.
- [2] MIN Guirong, GUO Shun. Spacecraft thermal control[M]. Beijing: Science Press, 1996: 266-276, 282-296, 308-313, 415-419.  
闵桂荣, 郭舜. 航天器热控制[M]. 北京: 科学出版社, 1996: 266-276, 282-296, 308-313, 415-419.
- [3] TSUNETTA S, ICHIMOTO K, KATSUKAWA Y, et al. The solar optical telescope for the Hinode mission: an overview [J]. Solar Physics, 2008, 249(2): 167-196.
- [4] URAYAMA F, YANO K, YAMANAKA R, et al. Molecular contamination assessment on Hinode solar optical telescope [J]. Japan Society of Aeronautical Space Sciences, 2008, 56(658): 543-550.

- [5] KOSUGI T, MATSUZAKI K, SAKAO T, et al. The Hinode (Solar-B) mission: an overview[J]. *Solar Physics*, 2007, 243(1): 3-17.
- [6] DAMASIO C, DEFILIPPIS P, DRAPER C, et al. Thermal design and thermal verification tests of the Solar Orbiter Heat Shield STM[C]. 45th International Conference on Environmental Systems, 2015, ICES-2015-76.
- [7] PEREZGRANDE I, TORRALBO I, ALONSO G, et al. Thermal design of the ESA Solar Orbiter instrument PHI[C]. 46th International Conference on Environmental Systems, 2016, ICES-2016-355.
- [8] SPAGNESI C, VANNONI M, MOLESINI G. Thermal effects in the solar disk sextant telescope[C]. *SPIE*, 2004, 5249: 746-753.
- [9] LI Rong, SHI Xuli. Thermal effect analysis of main structure in space solar telescope[J]. *Infrared Laser Engineering*, 2011, 40(12):2425-2431.  
李蓉, 施许立. 空间太阳望远镜主光学望远镜热效应分析[J]. *红外与激光工程*, 2011, 40(12): 2425-2431.
- [10] ZHU Ran, ZHANG Haiying. An in-orbit thermal design of optical window in space solar telescope[J]. *Chinese Astronomy and Astrophysics*, 2017, 41(4): 601-603.
- [11] LI Shijun, CHEN Liheng, YANG Yuting. Thermal design and test verification of the solar X-Ray and extremeultraviolet imager[J]. *Optik*, 2020, 203:32-42.
- [12] YANG Shuang, DU Changshuai, YANG Xianwei, et al. Thermal control of primary mirror of space solar telescope[J]. *Optik*, 2021, 229:1-12.
- [13] DENG Yuanyong, ZHANG Haiying, YANG Jianfeng, et al. Design of the Full-disk MagnetoGraph (FMG) on board the ASO-S[J]. *Research in Astronomy and Astrophysics*, 2019, 19(11): 157.
- [14] LI Rong, WANG Sen, WU Mingchang, et al. Numerical simulation of closest vane thermal performance in large aperture space solar telescope[J]. *Applied Thermal Engineering*, 2016, 103:952-960.
- [15] LI Rong, WANG Sen, WU Mingchang, et al. Numerical simulation of factors influencing the additional thermal characteristics of focal vane in space solar telescope[J]. *Applied Thermal Engineering*, 2017, 115: 616-619.
- [16] YU Feng, WANG Bing, ZHAO Zhenming. Influence of solar radiation parameters on optical lens thermal design[J]. *Spacecraft Recovery & Remote Sensing*, 2013, 34(2): 36-41.  
于峰, 王兵, 赵振明. 太阳辐射参数对透射系统热设计的影响及仿真对策[J]. *航天返回与遥感*, 2013, 34(2): 36-41.
- [17] MIAO Jianyin, ZHONG Qi, ZHAO Qiwei, et al. *Spacecraft thermal control technology*[M]. Beijing: Beijing Institute of Technology Press, 2018: 424-426.  
苗建印, 钟奇, 赵启伟, 等. *航天器热控制技术*[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 2018: 424-426.
- [18] FERNANDEZRICO G, ALVAREZCOPANO M, DEUTSCH W, et al. Thermal vacuum and balance test of the ESA Solar Orbiter instrument PHI[C]. 48th International Conference on Environmental Systems, 2018, ICES-2018-292.
- [19] ROSSI L, ZHUKOVA M, JACQUES L, et al. Solar simulation test up to 13 solar constants for the thermal balance of the solar orbiter EUI instrument[C]. *SPIE*, 2014, 9144:1-18.

## Thermal Analysis and Verification Test of the Entrance Window Assembly for Space Solar Observatory

WANG Chenjie<sup>1,2</sup>, TAO Wenquan<sup>1</sup>, YANG Wengang<sup>2</sup>, MA Yixin<sup>2</sup>, QIN Dejin<sup>2</sup>, LI Fu<sup>2</sup>  
(1 Key Laboratory of Thermo-Fluid Science and Engineering of MOE, School of Energy and Power Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China)  
(2 Aerospace Engineering Department, Xi'an Institute of Optics and Precision Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Xi'an 710119, China)

**Abstract:** This paper describes the design of the entrance window assembly for the Full-disk Magnetograph (FMG) which is one of the three main payloads of the Advanced Space-based Solar Observatory mission (ASO-S). The entrance window plays the role to reduce the effect of external space environment on the After Optical System (AOS), to transmit the visible light, and to prevent the infrared radiation and pollution, hence, it is one of the most important components in the design of space solar observatory payloads, as the entrance window is facing the sun all the time on orbit, both its design and verification test are very challenging task. A heat-rejecting entrance window assembly of FMG is designed to ensure that the imaging quality of the whole system is not affected by the drastic change of space environment and the temperature distributions can meet the thermal requirements, then the mechanical,

optical and thermal design processes are briefly described. FMG is sun-oriented on orbit with long-term operation, and its optical system is transmissive. Thus, its mirror temperature will be more sensitive to the given solar radiation parameters than the other space optical payloads, and it is necessary to correct solar radiation parameters to improve the accuracy of simulation. Thermal analysis method with equivalent solar radiation parameters is studied to evaluate the heat-rejecting ability of the HEWA, and three analysis cases are selected based on the heat flux of the HEWA and the operational mode of FMG on orbit, while, Case 1 and Case 2 are normal operational modes, and Case 3 is a calibration mode. Only 5 nm wide transmission pass-band around the science wavelength (532 nm) is able to reach the AOS of FMG because of the spectral selectivity of the window glasses. The thermal balance test of the HEWA not only needs to simulate the solar radiation intensity, but also needs to simulate solar collimation and spectral characteristics accurately. The solar simulator can simulate the solar radiation intensity, collimation and spectral characteristics adequately, it has higher heat flux simulation accuracy than other methods. Thus thermal balance test with solar simulator is carried out to verify the design and the analysis of the HEWA. Three test cases which are consistent with the analysis cases are carried out during the thermal balance test, quantitatively speaking the analysis results coincide with the test results, however, some main differences exist between them: 1) Temperatures of the baffle during the test are always lower than that of the analysis; 2) The test temperature of the window glasses in normal operational modes are always higher than that of analysis; 3) The temperature difference of Mirror1 in Case 3 is larger than that of the analysis. Some modifications made on the analysis model make the numerical analysis results being quantitatively consistent with the test results. Then the modified analysis model is used to predict the actual on-orbit temperature distribution of the HEWA. From the numerical results, it is found that only about 0.134 W solar radiation is able to pass through the HEWA and be absorbed by the primary mirror of the AOS, the maximum temperature of the window frame on-orbit is 28.2°C, and that of the window glasses is 26.3°C, while the primary mirror of the AOS is able to maintain at 22±2°C. Thus the designed HEWA of FMG is able to withstand each typical condition on orbit and meet the requirements of the mission. It avoids that the optical performance of the space solar observatory payload will decrease or the optical system will be polluted because of the overhigh temperature of the entrance window assembly and the AOS on orbit, which is able to guide the design of transmission optical system and other optical payloads for solar observation.

**Key words:** Space solar observatory; Heat-rejecting entrance window assembly; Equivalent solar radiation parameters; Solar simulator; Thermal balance test

**OCIS Codes:** 350.6090; 350.1260; 280.6780; 350.5500