

文章编号 1674-2915(2013)06-0930-09

日-地系拉格朗日 L1 点太阳观测器热设计

王祥^{1,2}, 李义^{1*}, 杨献伟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: 对将运行于日-地 L1 点的太阳观测器进行了热设计, 重点论述了日-地 L1 点的轨道外热流计算和 Lyman α 日冕仪 (LACI) 反射镜 M2 光阱、Lyman α 日冕成像仪 (LADI) 滤光片组件、CCD 组件、电箱、观测器主体等部分的热设计方案。通过在探测器对日面设置集热板, 将观测器的主动加热功耗降低了 73%; 选用预埋热管的设计方案解决了对日定向观测导致的框架温差问题。仿真分析结果表明, 在对日高温工作、对日低温工作、低温存储、轨道转移等 4 个极端工况下, 观测器各组件温度均满足指标要求。该热设计方案以较低的加热功耗, 解决了太阳观测器在轨工作阶段的散热、轨道转移阶段的保温等问题, 满足 CCD 焦面工作温度 < -50 °C 的要求。

关键词: 热设计; Lyman α 日冕仪; Lyman α 日冕成像仪; 太阳观测

中图分类号: V443.5; P111.41 **文献标识码:** A **doi:** 10.3788/CO.20130606.0930

Thermal design of solar observer at L1 Lagrangian point in Sun-Earth system

WANG Xiang^{1,2}, LI Yi^{1*}, YANG Xian-wei¹

(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)*

* *Corresponding author, E-mail: liyusun@sina.com*

Abstract: To ensure the temperature requirements of the solar observer working at L1 Lagrangian point, the thermal design for Lyman α Coronagraphy Imager (LACI) and Lyman α Disk Image (LADI) was carried out, and the heat flux of the orbit was calculated. The thermal designs of light trap, filter components, detector components, electric box, and entirety of the observer were discussed in details. By using collector panels settled in the side facing to the Sun, the active heating power could be reduced by 73%. In order to reduce the temperature gradient caused by long-term observation facing to the sun, a heat pipe was embedded in the frame. Simulation results show that all conditions meet the temperature indicator in 4 typical cases. The thermal design system with a low active power solves many problems, such as the cooling of the observer in orbit, insulation during orbital transfer phase, and meets the working temperature requirement of below -50 °C for a CCD plane.

Key words: thermal design; Lyman α Coronagraph Image (LACI); Lyman α Disk Image (LADI); solar observer

收稿日期: 2013-09-12; 修订日期: 2013-11-02

基金项目: 国家自然科学基金资助项目 (No. 40774080)

1 引言

太阳是地球的主要能量来源,是空间环境扰动和形成的基本外源,剧烈的空间环境变化会影响地面基础设施和人类日常生活^[1],因此对太阳及其活动规律的观测显得尤为重要。1970年至今,国际上先后发射了16颗轨道太阳观测卫星,最新的一颗为2013年美国发射的界面区成像光谱仪(IRIS),初次实现了对太阳低层大气的观测。距 1.5×10^6 km的日-地系拉格朗日 L1 点是科学观测太阳活动的最佳位置,先后有国际探测器3号(ISEE-3)、太阳风卫星(Wind)、太阳和日球层探测器(SOHO)、先进成分探测器(ACE)、起源探测器(Genesis)到达该轨道^[2]。

SOHO搭载的极紫外成像望远镜(EIT)是众多太阳观测器的典型代表,于1995年发射,传回了大量有关太阳日冕活动的珍贵图片,为人类了解太阳活动规律提供了丰富的资料。由于日-地系 L1 轨道卫星属于深空探测,对相机尺寸和质量的限制更加严格,因此 EIT 采用长度可以做得更短的卡塞格林光学系统。该光学系统由一个抛物面主镜和一个双曲面副镜组成,其主镜和次镜共同安装在铝筒支架上。为保证主镜和次镜之间的距离,需严格控制支架轴向温差,通过主动加热的方式将铝筒支架的温度控制在 $(20 \pm 0.5)^\circ\text{C}$,通过设置辐射冷板和导热支架的方式将探测器温度控制在 -80°C 以下^[3]。

我国尚未发射在轨工作的太阳观测器,空间太阳望远镜(SST)正在研发中,预计于2018年发射至高度为730 km的近地太阳同步轨道。相比深空探测,对SST的结构紧凑性要求没有那么多,因此SST采用格利高利光学系统,由一个抛物面主反射镜和一个椭球面副镜组成。主反射镜口径为1 m,选用热膨胀系数极低的微晶玻璃,副镜选用硬度较大的石英玻璃,热控难点集中在对主反射镜的温度控制上。为保障主镜温度水平和稳定性,主要热控措施为:

- (1)主镜与周围环境隔热;
- (2)将主镜反射面吸收的太阳能传导至背

面;

(3)在主镜背部设置主动控温回路和热管的集热板;

(4)将集热板与卫星平台辐射器冷板连接^[4]。

本文研究的 Lyman α 太阳观测器将发射到日-地 L1 点的 halo 轨道,轨道周期约为 177 d,实现对波长为 121.6 nm 的 Lyman α 太阳光谱进行观测。该谱线随太阳色球层、冕洞等太阳活动变化特别明显,可作为太阳 EUV 辐射总量的特征谱线,因此该观测器对于太阳探测来说具有重要意义。为保障 Lyman α 太阳观测器工作温度,本文对其关键部件进行了详细热设计,提出了低功耗热控方案,最后通过仿真分析验证了热设计方案的合理性。

2 太阳观测器简介及其热控指标

该太阳观测器设计寿命为 5 a,包含日冕仪(Lyman Alpha Coronagraph Imager, LACI)、日冕成像仪(Lyman Alpha Dish Imager, LADI)两台相机,以及电控箱、安装支架、反射镜组件、碳纤维框架等部件,这些设备均安装在碳纤维基板上,如图 1 所示。LACI 对太阳 121.6 和 560 nm 辐射进行成像观测,研究 1.5 ~ 3.0 个太阳半径范围内的太阳活动,主反射镜口径为 60 mm,焦距为 1 190 mm; LADI 对太阳 121.6 nm 辐射进行成像观测,研究 1.2 个太阳半径范围内的太阳活动,主反射镜口径为 40 mm,焦距为 2 480 mm。

两个相机均采用传递函数高、视场角大的离轴反射式光学系统,入光口对日定向,在轨长期工作。工作时要求反射镜组件整体温度水平为 $(20 \pm 5)^\circ\text{C}$,反射镜径向温差 $\leq 0.5^\circ\text{C}$,轴向温差 $\leq 4^\circ\text{C}$,基板温差 $\leq 5^\circ\text{C}$,框架温差 $\leq 5^\circ\text{C}$,CCD 焦面工作温度 $< -50^\circ\text{C}$ 。

由于发射成本的限制,深空探测对热控子系统的重量、功耗提出了严格要求,因此该太阳观测器的热设计需要合理布置散热通道,对能量进行充沛的收集、传输与排放,以降低热控系统重量和功耗。同时需考虑热控涂层长期受太阳照射的性

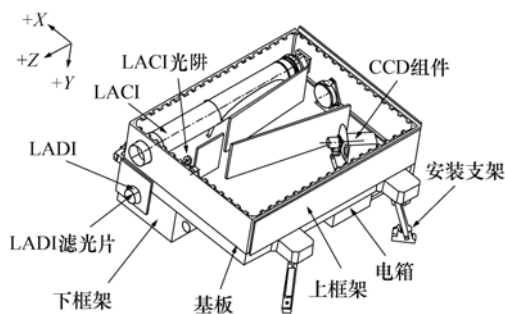


图1 太阳观测器结构简图

Fig. 1 Structure diagram of solar observer

能退化问题^[5]。

3 外热流分析

日-地 L1 点的轨道可忽略地球红外辐射和地球反照外热流, 仅需考虑太阳直射外热流。日地距离为 $(1.471 \sim 1.521) \times 10^8$ km, 根据万有引力定律和匀速圆周运动公式得出日-地系 L1 点距太阳中心的距离, 如式(1)和式(2)所示。

$$\frac{GMQ}{R_{\min}^2} - \frac{GmQ}{(1.521 \times 10^{11} - R_{\min})^2} = w^2 R_{\min}, \quad (1)$$

$$\frac{GMQ}{R_{\max}^2} - \frac{GmQ}{(1.521 \times 10^{11} - R_{\max})^2} = w^2 R_{\max}, \quad (2)$$

式中, M 为太阳质量, 取 1.989×10^{30} kg; m 为地球质量, 取 5.98×10^{24} kg; G 为万有引力常数, 取 6.67×10^{-11} N·m²/kg²; Q 为卫星质量(kg); R_{\min} 为日-地 L₁ 点到太阳的最小距离(m); R_{\max} 为日-地 L₁ 点到太阳的最大距离(m); w 为探测器公转角速度(rad/s), 与地球公转周期相同。

计算得到 $R_{\min} = 1.461 \times 10^{11}$ m, $R_{\max} = 1.492 \times 10^{11}$ m。假设太阳辐射功率为定值, 且日照能量密度与距日心距离平方成反比, 由地日平均距离为 1.496×10^8 km 时太阳常数取 1367 W/m²^[6], 得 L₁ 点日照能量密度为 $1374 \sim 1432$ W/m²。

SOHO 在轨工作期间实测日照能量密度曲线如图 2 所示^[7]。由图 2 可见, 实测日-地 L1 点 halo 轨道日照能量密度为 $1350 \sim 1440$ W/m², 与上述外热流计算值最大差异为 1.7%, 结果较吻合, 计算方法可信。为了弥补计算误差及在轨不确定因素的影响, 热设计及仿真分析时日-地系 L1 点

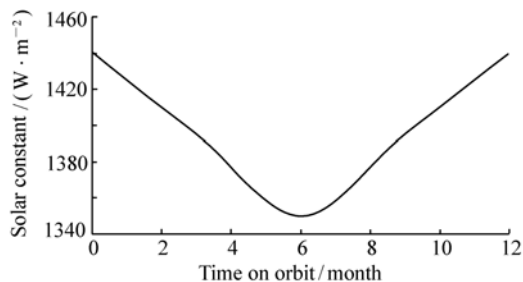


图2 SOHO 所测日照能量密度

Fig. 2 Solar energy density tested by SOHO

附近日照能量密度取 $1340 \sim 1450$ W/m²。

相机内热源统计如表 1 所示, 包括 LACI 探测器、LADI 探测器、电箱、压电陶瓷驱动器、调焦机构等发热部位。

表 1 内热源统计

Tab. 1 Statistics of inner heat source

部位	功耗/W	工作模式
LACI 探测器	0.3	长期工作
LADI 探测器	0.3	长期工作
电箱	25	长期工作
压电陶瓷驱动器	0.5	长期工作
调焦机构	1	短期(忽略)

4 热设计

空间光学遥感器热设计以被动热控为主, 主动热控为辅, 以轨道参数、内热源及工作模式、遥感器结构与布局等作为输入条件, 以控制设备温度水平、温度梯度和温度变化速率为目的, 设计出可靠度高、低成本、功耗低、重量轻的热控系统^[8]。

观测器与卫星平台用 10 mm 厚聚酰亚胺隔热垫隔热安装。为提高相机内部的表面发射率, 同时满足消杂光要求, 内部蒙皮喷 ERB-2B 黑漆、结构件进行氧化发黑处理, 发射率 > 0.85 。外表面包覆多层隔热材料, 为保证长期太阳紫外照射下表面属性的稳定性, 多层面膜选用带氧化钢锡(ITO)层的 F46 单面镀银二次表面镜。

为维持相机温度水平、减小相机的温度梯度, 在碳纤维蒙皮和上下框架设置了主动加热区, 采

用高精度热敏电阻和薄膜电加热片进行闭环控温。

4.1 LACI 反射镜 M2 光阱热设计

LACI 反射镜 M2 半径为 15.5 mm,中心处开半径为 7.2 mm 的孔,用于对 1.5~3.0 个太阳半径的日冕层进行观测。M2 中心孔的背后设置光阱,内部喷涂黑漆,用于收集入射能量。日冕层主要发射远紫外和 X 射线,二者占太阳总辐射能不足 1%^[9],因此光阱将吸收大部分入射能量,达 4.09 W。为了将光阱吸收的能量排散至外太空,采用导热铝条、铝合金散热面的方式对光阱进行热设计,热控方案见图 3。

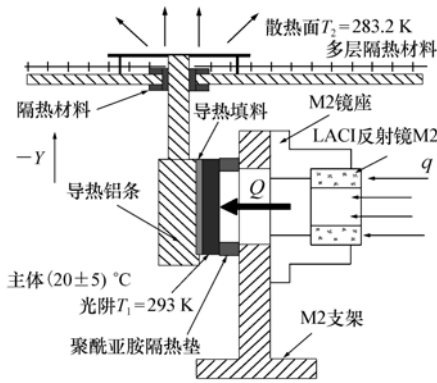


图 3 光阱组件热控方案

Fig. 3 Thermal control program of light trap components

观测器 -Y 面无太阳照射,涂层性能退化较慢,因此散热面置于 -Y 面,选用 KS-Z 白漆作为散热涂层,表面属性取 $\alpha_s/\varepsilon = 0.13/0.92$,反面包覆多层隔热组件。光阱与散热面之间用导热铝条连接,安装界面填充导热填料,连接热阻取 2.5 K/W。M2 镜座与 M2 支架之间采用聚酰亚胺隔热垫隔热安装。散热面对外太空视角系数取 1,根据稳态传导式(3)和辐射换热式(4),计算散热面温度和面积。

$$T_1 - T_2 = QR_1, \quad (3)$$

$$Q = \varepsilon_1 A_1 \sigma X (T_1^4 - T_{space}^4), \quad (4)$$

式中, T_1 为光阱温度(K); T_2 为散热面温度(K); Q 为散失能量(W); R_1 为连接热阻(K/W); ε_1 为散热面发射率; A_1 为散热面表面积(m^2); σ 为斯忒藩波耳兹曼常数, $\sigma = 5.67 \times 10^{-8} W/(m^2 \cdot K^4)$;

X 为视角系数。

由上式计算得到散热面温度为 10.2 °C,面积取 0.012 2 m^2 。

镜头盖关闭时,光阱将低至 -45.4 °C,需设置主动加热区进行补偿,设补偿目标为 10 °C,补偿功耗为 3.92 W。

4.2 CCD 组件热设计

CCD 作为仪器关键部件,对温度、洁净度等有较严格要求^[10],为降低 CCD 暗电流、提高光电转化效率,LACI、LADI 探测器目标温度要求小于 -50 °C。由于 CCD 的信号读取电箱安装在探测器附近,引入了长期的功耗,且观测器主体与 CCD 焦面目标温度的温差 > 70 °C,因此 CCD 组件的热控是设计难点。

综合考虑上述要求,提出以下热控方案:

- (1) 传热路径采用高传导率材料;
- (2) 热量传导路径的接触面填充导热橡胶,减小接触热阻,提高传热效率;
- (3) 采用多层隔热材料 (MLI) 将 CCD 组件与周围环境隔开;
- (4) CCD 组件与基板隔热安装,热控简图见图 4。

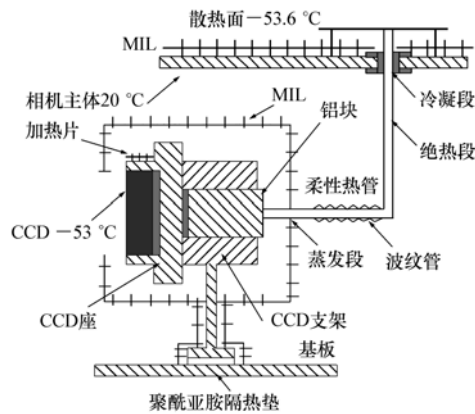


图 4 CCD 组件热控方案

Fig. 4 Thermal control program of CCD components

该 CCD 组件配备调焦机构,因此光学组件允许存在一定的轴向温度梯度。为提高 CCD 的温度均匀性,同时满足焦面能够转动和移动的要求,选用柔性热管将 CCD 组件与散热面联接,热管的热端与导热铝块相连,冷端与散热面相连,散热面表面喷 KS-Z 白漆。

两 CCD 组件功耗均为 0.3 W,目标温度为

-53 ℃, CCD 组件与散热面间热阻取 2 K/W, 则散热面温度为 -53.6 ℃, 两散热面面积均取 0.002 5 m²。工质工作温度需满足 -40 ~ -70 ℃, 选用 F-21 作为 CCD 组件热管工质^[11]。

CCD 焦面组件设主动加热区, 通过加热的方式来除去 CCD 焦面上的污染物, 加热片粘贴在 CCD 信号读取电箱附近。

存储和轨道转移工况, CCD 焦面温度约 -80 ℃, 满足低温存储要求。

4.3 LADI 滤光片热设计

滤光片直接安装在 LADI 入光口, 直径为 40 mm, 材料为 MgF₂, 热物理属性为 $\alpha_s/\varepsilon = 0.8/0.7$ 。长期受太阳直射, 如果不进行散热处理其温度将高达 130 ℃, 对相机主体造成较大温度梯度, 同时影响自身寿命。为降低滤光片工作期间的温度水平, 提出如图 5 所示的热控方案。

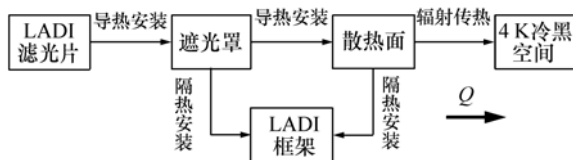


图 5 LADI 滤光片导热路径

Fig. 5 Thermal path of LADI filter

(a) 滤光片与 LADI 遮光罩导热安装;

(b) 遮光罩四周设置散热面, 散热面与 LADI 遮光罩大面积导热接触。

观测器 + X 面紧挨卫星平台, 温度波动范围较大, 同时受探测器结构限制, 散热面设置在对日面, 表面粘贴属性较为稳定的石英二次表面镜, 热物理属性取 $\alpha_s/\varepsilon = 0.10/0.81$ 。

4.4 电箱热设计

电控箱功耗为 25 W, 为长期工作模式。为降低电箱温度波动对观测器本体温度的影响, 将电箱安装在观测器外部, 与观测器主体采用聚酰亚胺隔热垫隔热安装。

为实现电箱的散热, 将电箱 -X、-Z 面设为散热面, 面积为 0.034 m², 其余各面均包裹 MLI, 同时在 LADI 框架 -X 侧设置辐射板, 表面喷 KS-Z 白漆。电箱与散热面间通过热管连接, 热阻取 0.5 K/W, 热管的热段与电箱 +Y 面导热安装^[12]。

电箱的目标温度为 30 ℃, 则辐射板温度为 17.5 ℃, 辐射板面积为 0.04 m²。相比完全依靠 LADI 框架 -X 侧辐射板散热, 该方案能够节约 0.023 7 m² 的铝合金辐射板。为维持非工作期间电箱温度 ≥ -25 ℃, 电箱本体设置补偿加热区, 功耗为 10 W。

4.5 观测器主体热设计

依靠主动加热与散热板相结合的方案来维持反射镜组件温度水平时: 高温工况加热功耗为 14.8 W, 低温工况加热功耗为 19.5 W。为实现低功耗热控方案, 观测器对日面设置集热板, 用于收集太阳能, 再将吸收的能量分配到上、下两个框架上, 由能量守恒知 $Q_{\text{absorption}} - Q_{\text{radiation}} = Q_{\text{induced}}$, 即式 (5)。

$$\alpha_s q A_2 - \varepsilon_2 A_2 \sigma X (T_3^4 - T_{\text{space}}^4) = Q_{\text{induced}}, \quad (5)$$

式中, α_s 为集热板表面太阳吸收率; ε_2 为集热板表面发射率; q 为日照能量密度, 取 1 450 W/m²; A_2 为散热面表面积, 取 0.02 m²; σ 为斯忒-藩波耳兹曼常数, $\sigma = 5.67 \times 10^{-8}$ W/(m² · K⁴); T_3 为集热板温度 (K); Q_{induced} 为集热板导入到观测器的功耗 (W); 由稳态热传导得到式 (6):

$$Q_{\text{induced}} = \frac{T_3 - T_4}{R_{\text{equivalent}}}, \quad (6)$$

式中, T_4 为热管末端温度, 取 293 K; $R_{\text{equivalent}}$ 为集热板至热管末端等效热阻, 取 2 K/W; 由式 (5)、(6) 计算得到导入功耗 Q_{induced} 与集热板表面属性 α_s 、 ε 的关系, 如式 (7)。

由式 (7) 可知, 吸收发射比越大, 集热效果越好; 相同吸收发射比的情况下, 随着吸收率的增大, 集热功耗增大。为保证较好的集热效果, 选用镀黑镍的铝合金集热板, 表面热物理属性 $\alpha_s/\varepsilon = 0.85/0.4$ ^[13], 表面积取 0.02 m²。

由于相机长期对日定向观测, 面临着大密度太阳外热流直射, 此时上框架、下框架自身的温差分别高达 62.6 ℃、60.2 ℃。

为提高框架的温度均匀性, 解决框架的大温度梯度问题, 对上、下框架设计以下 4 种热控方案:

- (1) 内壁粘贴 2 mm 厚导热铝板;
- (2) 内壁粘贴 2 mm 厚炭/炭复合材料;

(3)内壁粘贴0.5 mm厚炭/炭复合材料^[14];

(4)内壁预埋热管。根据热管的热流密度可变性,能够独立改变蒸发段或冷凝段的加热面积,因此采用较小的加热面积与集热板安装,以大冷

却面积与上、下框架安装。

以寿命末期极端高温工况为例,对以上4种方案进行对比分析,从而选出最佳热设计方案,各热设计方案见表2。

表2 高温工况4种热控方案对比

Tab.2 Four kinds of thermal control solutions during high temperature conditions

方案序号	方案	主动功耗/W	上框架温差/℃	下框架温差/℃	质量/g
1	2 mm 导热铝	8.1	39.5	37.2	685
2	2 mm 炭/炭	7.5	26.9	24.7	254
3	0.5 mm 炭/炭	7.9	34.9	33.3	64
4	预埋热管	5.2	6.7	7.8	593

从表2可以看出,粘贴炭/炭复合材料方案能够一定程度上降低加热功耗和框架的温度梯度,较粘贴导热铝板方案有很大优势;0.5 mm 炭/炭复合材料导热效果优于2 mm 导热铝,且重量最轻,但在降低加热功耗和调节温度梯度方面不及2 mm 该材料。

从降低框架温度梯度,减小加热功耗的方面来看,预埋热管有非常明显的优势,综合考虑选用预埋热管方案。

通过调整集热板表面积实现进一步降低主动功耗。通过对寿命末期极端高温工况仿真分析,得到主动功耗随集热板表面积变化曲线,如图6所示。

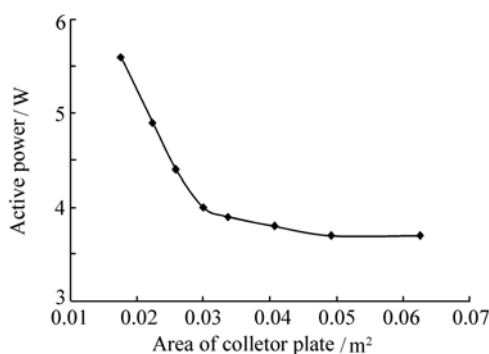


图6 主动功耗随集热板面积变化曲线

Fig.6 Curve of active power with the change of collector plates

从图6可见,随着集热板面积的增大,主动功耗逐渐降低,当表面积大于0.03 m²时曲线走势

放缓。观测器各组件自身温差最大值随集热板表面积的变化曲线如图7所示。

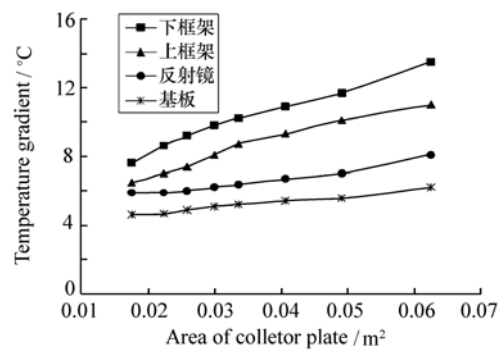


图7 自身温差随集热板面积变化曲线

Fig.7 Curves of temperature gradient with the change of collector plates

随着集热板表面积的增大,各组件的自身温差逐渐增大,集热板表面积大于0.034 m²时,上框架温差大于10 °C, LACI反射镜M1的温度高于25 °C,不满足温度指标。综合考虑加热功耗与温度梯度,最终集热板表面积取0.03 m²,此时加热功耗为4.1 W,能够以较低的加热功耗维持相机的温度要求,且反射镜、基板、上下框架的温度水平与温差均满足温度指标要求。

5 仿真分析

从全寿命周期考虑,规划4个极端工况,分别

为对日高温工作工况,对日低温工作工况,低温存储工况和轨道转移工况。

通过 I-DEAS/TMG 软件建立观测器热仿真

分析模型,模型中材料热物理属性如表 3 所示,寿命初期 F46 二次表面镜表面的太阳吸收率取 0.09,寿命末期取 0.12^[15]。

表 3 材料热物理属性

Tab.3 Thermo-physical properties of materials

材料名称	太阳吸收率 α_s	发射率 ϵ_h	导热率 $W/(m \cdot K)$
碳纤维(发黑)	0.85	0.85	20
殷钢(发黑)	0.85	0.85	13.9
融石英(反射面)	0.02	0.02	1.38
融石英(背面)	0.8	0.8	1.38
铝合金(白漆)	0.15	0.92	134
隔热垫	-	-	0.16
铝镁合金	0.5	0.8	125
F46 单面镀银二次表面镜	0.09 ~ 0.12	0.69	-

高温工作工况:相机对日定向,卫星平台温度取 30 °C,内热源工作,日照能量密度取 1 450 W/m²,多层面膜 F46 表面热属性取寿命末期参数。此时观测器基板、反射镜及其组件温度分布如图 8、9 所示,基板及反射镜组件温度水平均满足热控指标,反射镜径向温差 ≤ 0.5 °C,轴向温差 ≤ 4 °C。

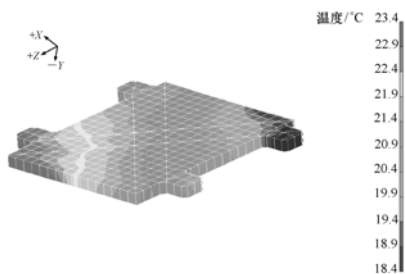


图 8 高温工况基板温度分布图

Fig.8 Temperature distribution diagram of basic plate during high temperature condition

低温工作工况:相机对日定向,卫星平台温度取 0 °C,内热源工作,日照能量密度取 1 340 W/m²,多层面膜 F46 表面热属性取寿命初期参数。

低温存储工况:相机对日定向,镜头盖关闭,卫星平台温度取 0 °C,内热源不工作,日照能量密度取 1 340 W/m²,多层面膜 F46 表面热属性取初期参数,此时为电箱和光阱提供补偿功耗。



图 9 高温工况反射镜组件温度分布图

Fig.9 Temperature distribution diagram of mirror components during high temperature condition

为将卫星发送到预订轨道,先以地-月 L1、L2 点为跳板,然后再把卫星推动到日-地 L1 点轨道。轨道转移阶段,热控重点是保温。

轨道转移工况:卫星本体 + Z 面对日定向,镜头盖关闭,卫星平台温度取 0 °C,内热源不工作,日照能量密度取 1 322 W/m²,多层面膜 F46 表面热属性取初期参数,开启电箱和光阱补偿功耗。4 个工况各组件的温度结果如表 4 所示。

从上表可见两个焦面工作温度均 < -50 °C,反射镜温度水平满足 (20 ± 5) °C,基板温差 ≤ 5 °C,框架温差均小于 10 °C,各组件均满足热控指标要求。

表 4 各工况温度结果

Tab.4 Temperature results under different conditions

	部件高温工况/℃	低温工况/℃	低温存储工况/℃	轨道转移低温工况/℃
LACI 焦面	-53.6 ~ -53.7	-54.8 ~ -54.8	-82.3 ~ -82.3	-82.2 ~ -82.2
LADI 焦面	-52.8 ~ -52.9	-53.8 ~ -53.8	-79.2 ~ -79.2	-79.1 ~ -79.1
电箱	29.2 ~ 27.7	28.7 ~ 26.3	-10.8 ~ -11.9	-11.3 ~ -12.8
LADI 滤光片	26.7 ~ 26.4	22.2 ~ 22.0	7.1 ~ 7.9	6.3 ~ 6.1
LACI 光阱	18.8 ~ 18.1	17.9 ~ 17.3	4.26 ~ 3.21	4.22 ~ 3.17
LACI 框架	26.6 ~ 19.9	24.4 ~ 17.9	23.5 ~ 15.5	23.3 ~ 15.4
LADI 框架	28.8 ~ 21.0	27.0 ~ 20.3	25.4 ~ 18.0	25.2 ~ 17.9
反射镜	24.3 ~ 18.5	23.6 ~ 17.7	20.2 ~ 4.09	20.1 ~ 4.05
基板	23.4 ~ 18.4	20.6 ~ 15.8	18.8 ~ 12.0	18.7 ~ 12.1
主动功耗/W	4.1	5.6	13	13

6 结 论

本文研究了我国首个运行于日-地系拉格朗日 L1 点太阳观测器的热特性,拟定了热设计方案,完成的各项温度指标均满足温度指标要求。采用了观测器对日面放置集热板方案,将吸收的

太阳能均匀地分配到上下框架,成功地降低了73%的加热功耗。光阱组件、滤光片组件、电箱的热控方案有效解决了能量聚集带来局部高温的问题;CCD 组件的热控方案实现了 CCD 焦面工作温度 < -50 °C 的低温要求;预埋热管方案拉平了由于大外热流密度、长期对日定向观测导致的观测器内部大温差问题。

参考文献:

- [1] 彭吉龙,李宝权,韦飞,等.空间太阳极紫外(EUV)成像望远镜[J].光学技术,2008,34(增刊):92-97.
PENG J L, LI B Q, WEI F, et al. Space Solar extreme ultraviolet(EUV) imaging telescope[J]. *Opt. Technique*, 2008, 34(Sup):92-97.
- [2] 刘建忠.日-地系拉格朗日点任务极转移轨道设计方法[J].导弹与航天运载技术,2009,299(1):7-10.
LIU J ZH. Missions of sun-earth Lagrange points and design method of transfer trajectory[J]. *Missile and Space Vehicle*, 2009, 299(1):7-10. (in Chinese)
- [3] DEFISE J M, ROCHUS P. Lessons learned from the thermal design of an instrument(EIT, the extreme-UV imaging telescope) on board SOHO[C]. 27th International Conference on Environmental Systems, Lake Tahoe, Nevada, July 1997.
- [4] 李国强,贾宏,陈恩涛,等.空间太阳望远镜主镜精密温度控制方案介绍[J].光子学报,2007,36(增刊):239-243.
LI G Q, JIA H, CHEN E T, et al. Introduction for precise thermal control of space solar telescope main mirror[J]. *Acta Photonica Sinica*, 2007, 36(sup):239-243. (in Chinese)
- [5] 向艳超,吴燕,邵兴国.深空探测器热控制系统设计方法研究[J].航天器工程,2007,16(6):82-86.
XIANG Y C, WU Y, SHAO X G. Investigation on thermal control design methods of deep space spacecraft[J]. *Spacecraft Eng.*, 2007, 16(6):82-86. (in Chinese)
- [6] 王绍武.太阳常数[J].气候变化研究进展,2009,5(1):61-62.
WANG ZH W. Solar constant[J]. *Advances in Climate Change Research*, 2009, 5(1):61-62.
- [7] KURTZ M J, EICHHORN G, ACCOMAZZI A, et al. The NASA astrophysics data system:overview[J]. *Astronomy and Astrophysics*, 2000, 143:41-59.
- [8] 闵桂荣,郭舜.航天器热控制[M].北京:科学出版社,1998.
MIN G R, GUO S. *Spacecraft Thermal Control*[M]. Beijing:Science Press, 1998. (in Chinese)
- [9] 王刚.太阳能利用中的热物理基础理论及实验研究[D].合肥:中国科学技术大学,2012.
WANG G. Fundamental theoretical and experimental study of thermo-physics in solar energy utilization[D]. Hefei:Uni-

versity of science and technology of China,2012.

- [10] 韩冬,吴清文,卢镔,等. 多姿态变化相机中 CCD 焦面组件的热设计[J]. 光学 精密工程,2009,17(11):2665-2671.
HAN D, WU Q W, LU E, *et al.*. Thermal design of CCD focal assemblies for attitude-varied space cameras[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2009,17(11):2665-2671. (in Chinese)
- [11] 李炜征,邱利民,栗鹏. 低温热管的最新研究进展[J]. 低温与特气,2004,22(1):1-6.
LI W Z, QIU L M, LI P. Recent research and development of cryogenic heat pipes[J]. *Low Temperature and Specialty Cases*, 2004,22(1):1-6. (in Chinese)
- [12] 陈立恒,徐抒岩. 高分辨率空间相机电控箱热设计[J]. 光学 精密工程,2011,19(1):69-76.
CHEN L H, XU SH Y. Thermal design of electric cabinet for high-resolution space camera[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2011,19(1):69-76. (in Chinese)
- [13] 闵桂荣,张正纲,何知朱. 卫星热控制技术第二版[M]. 北京:中国宇航出版社,2009.
MIN G R, ZHANG Z G, HE ZH ZH. *Spacecraft Thermal Control Technology*[M]. Beijing:China Space Navigation Press, 1998. (in Chinese)
- [14] 吴清文,王领华,杨献伟,等. 炭/炭复合材料在空间光学遥感器热控制中的应用[J]. 光学 精密工程,2012,20(9):1984-1990.
WU Q W, WANG L H, YANG X W, *et al.*. Application of carbon-carbon composites to thermal control of space optical instrument[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2012,20(9):1984-1990. (in Chinese)
- [15] 冯伟泉,丁义刚,闫德葵,等. 地球同步轨道长寿命卫星热控涂层太阳吸收率性能退化研究[J]. 中国空间科学技术,2005,2:34-40.
FENG W Q, DING Y G, YAN D K, *et al.*. Study on long term duration of solar absorptance properties of geostationary satellite thermal control coating[J]. *Chinese Space Science and Technology*, 2005,2:34-40. (in Chinese)
- [16] 杨献伟,吴清文,李书胜,等. 空间光学遥感器热设计[J]. 中国光学,2011,4(2):139-146.
YANG X W, WU Q W, LI S S, *et al.*. Thermal design of space optical remote sensor[J]. *Chinese Optics*, 2011,4(2):139-146. (in Chinese)
- [17] 郭亮,吴清文,颜昌翔. 空间光谱成像仪热设计及其分析与验证[J]. 光学 精密工程,2011,19(6):1272-1280.
GUO L, WU Q W, YAN C X. Thermal design of space spectral imaging apparatus and its analysis and verification[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2011,19(6):1272-1280. (in Chinese)

作者简介:



王 祥(1989—),男,江苏徐州人,硕士,2011年于东北大学获得学士学位,主要从事空间光学遥感器热设计及热分析方面的研究。E-mail:neuwangxiang@163.com



杨献伟(1983—),男,河南安阳人,助理研究员,2008年于吉林大学获得学士学位,2011年于中国科学院长春光学精密机械与物理研究所获得硕士学位,主要从事空间光学遥感器热设计及热分析方面的研究。E-mail:yangxianwei521@163.com



李 义(1964—),男,吉林通化人,学士,副研究员,1987年于清华大学获得学士学位,主要从事超精密机械设计、机械工艺及空间光学结构设计方面的研究。E-mail:liyusun@sina.com