

WANG Jingxing, LIN Jun, KANG Kaifeng, LI Yan, SONG Tengfei, XU Fangyu, LIU Dayang. Design Scheme and Verification of the Thermal Control System for Balloon-borne Coronagraph in Near Space (in Chinese). *Chinese Journal of Space Science*, 2025, 45(6): 1471–1481. CSTR:32142.14. [cjss.2025-0047](#). DOI:10.11728/cjss2025.06.2025-0047

临近空间球载日冕仪热控系统 设计方案与验证*

王晶星^{1,2,3} 林隽^{1,2,4,5} 康凯锋^{1,2} 李燕^{1,2}
宋腾飞^{1,2} 许方宇^{1,2} 刘大洋⁶

1(中国科学院云南天文台 昆明 650216)

2(云南省太阳物理与空间目标监测重点实验室 昆明 650216)

3(昆明理工大学材料与工程学院 昆明 650050)

4(中国科学院天文大科学研究中心 北京 100012)

5(中国科学院大学 北京 100049)

6(山东大学空间科学与技术学院 威海 264209)

摘要 日冕仪的光学系统通常采用较小的焦比设计,导致镜筒结构细长,对环境温度波动极为敏感.为确保日冕仪在低温、低压的临近空间环境中稳定运行,研究设计了一套高精度温度控制系统.该系统包含12套独立控制的温控单元,以热敏电阻为传感器,结合薄膜加热片和PID (Proportional-Integral-Derivative) 控制算法,实现对镜筒温度维持在 $(-5\pm 3)^{\circ}\text{C}$. 利用铝合金材料热收缩特性的差异消除结构间隙,控制热变形并通过调焦机构补偿焦距变化.通过系统分析日冕仪结构特征及工作环境条件,建立了临近空间环境下的热交换模型,揭示了影响系统温度的关键因素,进而提出了一种结合多级隔热与主动加热相结合的热控方案.2022年10月4日系统在青海省大柴旦地区成功完成飞行实验,驻留在海拔30 km的平流层,并采集到有效数据.回收数据表明,温控系统运行稳定,镜筒温度波动控制在设计范围内,有效保障了日冕仪在极端环境下的正常工作,为将来类似任务提供了重要的技术参考.

关键词 临近空间, 低温环境, 日冕仪, 温控系统

中图分类号 V524

Design Scheme and Verification of the Thermal Control System for Balloon-borne Coronagraph in Near Space

WANG Jingxing^{1,2,3} LIN Jun^{1,2,4,5} KANG Kaifeng^{1,2} LI Yan^{1,2}

* 国家重点研发计划项目(2022YFF0503804)和云南省“高层次人才培养支持计划——林隽科学家工作室”资助项目
共同资助

2025-04-01 收到原稿, 2025-08-29 收到修定稿

©The Author(s) 2025. This is an open access article under the CC-BY 4.0 License
(<https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>)

SONG Tengfei^{1,2} XU Fangyu^{1,2} LIU Dayang⁶

1(Yunnan Observatories, Chinese Academy of Sciences, Kunming 650216)

2(Yunnan Key Laboratory of Solar Physics and Space Target Monitoring, Kunming 650216)

3(School of Materials and Engineering, Kunming University of Science and Technology, Kunming 650050)

4(Center for Astronomical Mega-Science, University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100012)

5(University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049)

6(School of Space Science and Technology, Shandong University, Weihai 264209)

Abstract The optical system of the balloon-borne coronagraph typically adopts a small focal ratio design, leading to a slender tube structure that is highly sensitive to fluctuations in ambient temperature. To ensure stable operation under the low-temperature and low-pressure conditions of near-space, this study developed a high-precision thermal control system. The system comprises 12 sets of independently regulated temperature control units, utilizing thermistors as sensors, along with thin-film heaters and a PID control algorithm, to accurately maintain the mirror tube temperature within $(-5\pm 3)^{\circ}\text{C}$. By exploiting the differential thermal contraction properties between aluminum alloy and optical materials, the system effectively eliminates structural gaps and mitigates thermal deformation, while an active focusing mechanism compensates for focal shift caused by temperature variations. Through systematic analysis of the structural characteristics of the coronagraph and its operating environment, a heat transfer model specific to near-space conditions was established, identifying the key factors influencing the system temperature, and then a thermal control scheme combining multi-layer insulation and active heating was proposed. On 4 October 2022, a successful flight experiment was conducted in Da Qaidam, Qinghai Province, where the system operated at an altitude of 30 km, acquiring valuable observational data. The recovered data indicates that the temperature control system operates stably, with the temperature fluctuation of the coronagraph tube controlled within the design range. This effectively ensures the normal of the coronagraph in extreme environments, and provides an important technical reference for future similar missions.

Key words Near space, Low-temperature environment, Coronagraph, Temperature control system

0 引言

海拔 20~100 km 的平流层区域被定义为临近空间^[1]. 该区域位于地球稠密大气层之上, 空气密度极低, 传统航空器无法在此高度持续飞行. 尽管大气稀薄, 其残余阻力仍对高速卫星的运行效率产生显著影响^[2]. 然而浮空平台(高空气球、飞艇等)可长期驻留该区域, 为太阳观测提供了绝佳的窗口. 相比地面望远镜, 浮空平台搭载的太阳观测设备不仅避开了低层大气湍流导致的视宁度干扰, 规避云层遮挡, 日冕仪置于观测平台之上, 受平台遮挡, 并且镜筒外包裹镀铝薄膜, 大大降低了地表热辐射的影响, 显著提升了观测数据的连续性和精度. 特别是对太阳物理研究而言, 利用高空气球搭载观测设备, 并在此空域进行长

时间驻留, 已成为研究日冕物质抛射、太阳风和太阳耀斑等重要现象的有效手段^[3,4].

临近空间的极端环境条件, 特别是仪器在发射升空过程中经历从地面至 30 km 平流层的剧烈温度变化 ($0\sim -70^{\circ}\text{C}$), 最终稳态环境温度约为 -55°C , 对精密光学系统构成严峻挑战. 日冕仪常采用小焦比设计, 导致其镜筒结构细长, 对环境温度波动极为敏感^[5]. 研究表明, 若无有效的热控措施, 铝合金镜筒的热胀/收缩可能导致超过 0.3 mm 的轴向形变, 直接导致光学系统离焦和像质显著退化^[6]. 此外, 极端热低温还可能引起机械结构失配、材料性能改变及探测器性能漂移, 直接威胁任务的成功执行^[7]. 因此, 发展高精度、高可靠性的热控系统确保球载日冕仪在临近空

间正常工作的关键.

针对临近空间光学仪器的热控制问题, 已开展了大量研究, 并提出了多种技术途径. Li 等^[8]通过复合隔热材料与分布式加热器的协同设计, 将载荷舱温度波动控制在 $\pm 2^\circ\text{C}$ 内. Liu 等^[9]采用遗传算法优化航空相机热边界条件, 使主镜面形精度达到 $\lambda/20$ ($\lambda = 632.8\text{ nm}$). O'Connor 等^[10]在 HEROE (High Energy Ray Observatory) 望远镜中创新性地引入柔性 Kapton 加热膜, 结合模糊 PID (Proportional-Integral-Derivative) 控制算法, 在 -65°C 环境中实现 $\pm 1.5^\circ\text{C}$ 的温控精度. Sunrise-II 任务通过 ESATAN-TMS (ESATAN Thermal Modelling Suite) 热仿真软件的多物理场耦合分析, 成功预测了镜筒内部温度梯度分布, 并采用主动气冷散热技术将关键组件温差限制在 3°C 以内^[11]. 这些成果为本研究提供了重要的参考, 然而现有方案多针对相对紧凑的载荷舱或独立光学组件, 对于具有大长径比、非对称热负载特征的细长镜筒日冕仪, 其热控策略仍需要开展深入的适应性设计与优化.

本文以一台 50 mm 口径的球载白光日冕仪为研究对象, 重点解决其细长镜筒在临近空间复杂热环境下的温度控制难题. 通过分析日冕仪的结构特征与其环境条件, 研究建立临近空间环境下的热交换模型, 识别出影响系统温度分布的关键因素. 在此基础上, 提出一种分区主动温控方案. 采用 12 组独立 PID 控制回路, 结合热敏电阻传感器与薄膜加热片, 实现镜筒轴向温度梯度的动态补偿与精确控制. 为验证设计的有效性, 进行了热仿真分析, 并且搭建了可模拟低温低压 (-55°C , 2750 Pa) 环境下的试验系统, 对温控性能进行地面验证. 实验结果表明, 该系统可将日冕仪工作温度稳定在 $-5\pm 3^\circ\text{C}$ 范围内, 最大轴向温差小于 1.5°C .

1 球载日冕仪的温控设计

1.1 温控指标

50 mm 球载日冕仪的光学系统由物镜、场镜、后端二次成像系统及探测器等核心组件构成 (见图 1). 其中, 非球面物镜通过一次成像将光束导入场镜, 最终由后端二次成像系统聚焦在探测器. 该方案在提升成像质量的同时减少了光学元件的数量, 有效抑制了杂散光水平. 实验测试表明, 该系统在内视场处的杂

散光强度为 $2.6 \times 10^{-6} B_s$, 在外视场时杂散光强度约为 $1.5 \times 10^{-5} B_s$, 满足项目指定指标 (距离日心 $1.1R_s$ 的位置处的杂散光强度不高于 $10^{-5} B_s$, 这里 B_s 表示日面中心亮度, R_s 表示太阳半径). 为便于光学元件的定期清理, 镜室与镜筒采用分离式设计 (留有一定间隙). 由于铝合金镜筒和光学元件材料的热膨胀系数不同, 热控系统通过将温度维持在 -5°C , 利用材料热收缩特性消除间隙, 确保结构稳定性. 为补偿因偏振片与滤光片引起的固定焦距偏移, 系统采用步进电机驱动滚珠丝杠机构, 使相机沿光轴方向线性移动, 实现焦距的精密补偿.

临近空间剧烈的热环境波动易诱发镜筒轴向热变形与探测器热漂移, 导致像质下降. 为此, 本热控系统需确保镜筒整体温度稳定控制在 $(-5\pm 3)^\circ\text{C}$, 抑制光学元件间的轴向温差小于 1.5°C ^[2].

1.2 热控设计要求

球载日冕仪的温控系统在临近空间动态热环境中需要面临以下关键挑战: 首先, 日冕仪采用细长镜筒结构 (长径比 >10), 其大表面积导致辐射热损显著. 初步估算表明, 若无隔热措施, 镜筒表面辐射换热功率可达 220 W, 可能引发超过 5°C 的轴向温度梯度; 其次, 尾部探测器工作时产生 $5\sim 10\text{ W}$ 热功耗^[12], 但其安装结构较为封闭、局部换热系数低于 $2\text{ W}\cdot\text{m}^{-2}\cdot\text{K}^{-1}$, 易导致热量积聚. 前端遮光罩则直接暴

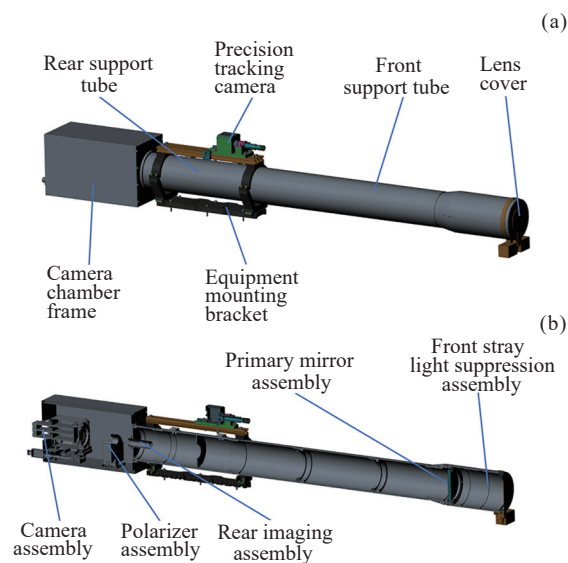


图 1 日冕仪的光学系统组成

Fig. 1 Optical system composition diagram of the coronagraph

露于约 $1361 \text{ W} \cdot \text{m}^{-2}$ 的太阳辐射照度下, 导致其温度显著升高.

对此, 热控系统采用多层隔热材料与分布式主动加热相结合的策略, 将系统温差控制在 1.5°C 以内, 以保证光学系统的共基准性和成像稳定性. 针对前后端热环境的巨大反差 (模拟计算, 因前端受太阳辐射而后端朝向临近空间, 结构外表面的温差最大可达 60°C), 系统采用了梯度导热设计, 并通过独立调节各回路加热器的占空比, 实现多点温控动态平衡. 在尾部区域, 为强化探测器的散热, 取消了保温层, 并为探测器进行了特殊改造.

剧烈的温度变化还会引发轴向热应力, 初步模拟显示最大轴向热应力可达 85 MPa , 超过铝合金屈服强度 ($\delta_{0.2} = 75 \text{ MPa}$). 为降低热疲劳风险, 系统引入高导热柔性界面材料 (导热率 $\lambda = 8 \text{ W} \cdot \text{m}^{-2} \cdot \text{K}^{-1}$), 并采用 PID 控制算法, 将温度变化速率控制在 $0.5 \text{ K} \cdot \text{min}^{-1}$ 以内. 本研究基于稳态热分析, 建立了适用于临近空间环境 (-55°C , 2750 Pa) 的对流换热模型, 并结合地面低温低压模拟试验对热控参数进行了验证与优化. 表 1 列出了日冕仪关键材料的热物性参数.

1.3 热控设计

为实现日冕仪在 30 km 平流层对日定向稳定工作时, 将其光学系统温度维持在 $(-5 \pm 3)^\circ\text{C}$ 的目标, 系统采用多级耦合热控方案: 首先, 镜筒与二级平台间嵌入玻璃钢隔热片 (导热率 $\lambda = 0.5 \text{ W} \cdot \text{m}^{-2} \cdot \text{K}^{-1}$), 以阻断主要的传导漏热; 其次, 在镜筒外表面集成 12 组聚酰亚胺薄膜加热单元 (总功率为 200 W), 通

过 PID 算法实现对各分区温度的精确控制与梯度补偿; 随后, 采用梯度密度羊毛毡 (厚度 10 mm , $\lambda = 0.05 \text{ W} \cdot \text{m}^{-2} \cdot \text{K}^{-1}$) 包裹镜筒, 抑制辐射漏热; 最外层包覆镀铝聚酯薄膜 (太阳吸收率 $a_s < 0.1$, 红外发射率 $\epsilon_{\text{IR}} = 0.08$, 反射率 $> 95\%$), 以反射绝大部分的太阳辐射以及环境辐射 (见图 2).

通过对日冕仪在临近空间的热平衡分析, 构建了包含三种热交换机制的物理模型 (见图 3): 外壁对流换热量 ($Q_2 = 120.28 \text{ W}$), 外表面辐射换热量 ($Q_3 = 5.69 \text{ W}$), 机械连接传导换热量 ($Q_4 = 36.05 \text{ W}$), 系统设计总加热功率为 200 W , 并保留约 20% 的功率冗余, 以确保在极端工况下温度波动仍能控制在设计要求之内.

1.3.1 镜筒包裹羊毛毡换热

日冕仪在平飞过程中, 假设环境温度 T_f 为 -55°C , 镜筒表面温度 T_w 为 -5°C , 此时, 日冕仪与空气的相对速度远低于平流层风速, 设空气横向外掠镜筒的相对速度 $V = 10 \text{ m} \cdot \text{s}^{-1}$ [13], 在压强 2750 Pa 的条件下, 空气各项参数列于表 2.

为了减少散热, 镜筒表面包裹热导率 $\lambda = 0.05 \text{ W} \cdot \text{m}^{-2} \cdot \text{K}^{-1}$ 的羊毛毡, 使其外径由 $d = 0.155 \text{ m}$ 增至 $d_1 = 0.175 \text{ m}$, 总长 $l = 1.9 \text{ m}$. 将该多层圆筒壁的稳态导热简化为集中参数模型. 镜筒外表面与羊毛毡的接触换热系数介于 $133 \sim 222 \text{ W} \cdot \text{m}^{-2} \cdot \text{K}^{-1}$ 之间 [14], 取 $h_c = 200 \text{ W} \cdot \text{m}^{-2} \cdot \text{K}^{-1}$. 鉴于平流层大气稀薄, 透明度高, 且镜筒外包裹低发射率 ($\epsilon = 0.08$) 镀铝薄膜, 分析中忽略太阳辐射、天空散射以及地球长波热辐射对系统热平衡的影响. 基于上述参数, 对日

表 1 日冕仪关键材料热物性参数

Table 1 Thermo-physical property parameters of key materials for the coronagraph

名称	材料	比热容/ ($\text{J} \cdot \text{kg}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$)	密度/($\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$)	导热系数/ ($\text{W} \cdot \text{m}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$)	透镜透光率/(%)	太阳吸收率	红外发射率
镜筒	6061-T6	896	2700	152	—	—	—
物镜	石英	740	2200	1.4	99.8	—	—
场镜	H-ZK9B	840	2520	1.2	99.5	—	—
成像镜1	H-ZK21	820	3040	1.1	99.0	—	—
成像镜2	H-ZF6	750	4410	0.9	98.5	—	—
成像镜3	H-ZK21	820	3040	1.1	99.0	—	—
成像镜4	H-K9L	858	2520	1.2	99.6	—	—
羊毛毡	—	1300~1800	100~300	0.05	—	0.8	0.9
镀铝薄膜	—	1170	1390	0.15	—	<0.1	0.08

冕仪稳态换热量进行计算, 外壁传热如图 3 所示.

镜筒与羊毛毡的接触热阻

$$R_{jc} = \frac{1}{h_c \pi d l} = 0.005\ 4\ \text{K} \cdot \text{W}^{-1},$$

羊毛毡层的导热热阻

$$R_{dr} = \frac{\ln\left(\frac{d_1}{d}\right)}{2\pi\lambda l} = 0.203\ 3\ \text{K} \cdot \text{W}^{-1},$$

羊毛毡外表面与空气的对流热阻计算过程为, 假设羊毛毡外表面初始温度 $T_{mw} = -30\ ^\circ\text{C}$, 其与空气的定性温度为 $-42.5\ ^\circ\text{C}$, 普朗特数

$$Pr = \frac{\mu_{mw} C_{P_{mw}}}{k_{mw}} = 0.6718,$$

雷诺数

$$Re = \frac{\rho_{mw} v d_1}{\mu_{mw}} = 4906.54,$$

努塞尔数

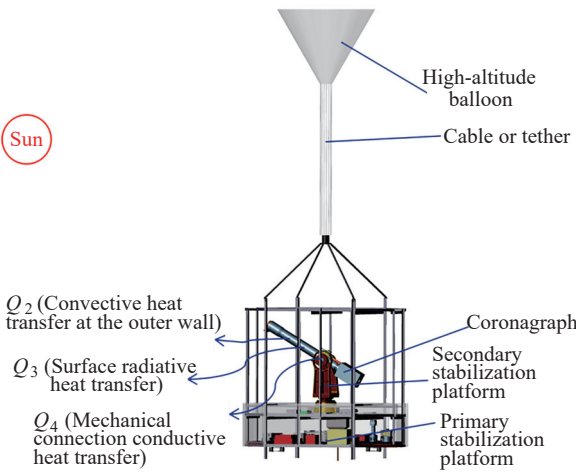


图 2 日冕仪镜筒热平衡

Fig. 2 Thermal equilibrium schematic of the coronagraph tube

$$Nu = 0.3 + \frac{0.62 Re^{1/2} Pr^{1/3}}{\left[1 + \left(\frac{2}{5Pr}\right)^{2/3}\right]^{1/4}} \left[\left(\frac{Re}{282000}\right)^{5/8} \right]^{4/5} = 36.76,$$

羊毛毡外表面对流换热系数

$$h_{mw} = \frac{Nu k_{mw}}{d_1} = 4.70\ \text{W} \cdot \text{m}^{-2} \cdot \text{K}^{-1},$$

对流热阻为

$$R_{dl} = \frac{1}{h_{mw} \pi d_1 l} = 0.203\ \text{K} \cdot \text{W}^{-1},$$

羊毛毡外表面与空气的辐射热阻为

$$R_{fs} = \frac{1}{\varepsilon \sigma A_2 (T_{mw}^2 + T_f^2) (T_{mw} + T_f)} = 4.91\ \text{K} \cdot \text{W}^{-1},$$

其中, A_2 为包裹羊毛毡后的面积, $\sigma = 5.67 \times 10^{-8}\ \text{W} \cdot \text{m}^{-2} \cdot \text{K}^{-4}$.

对流与辐射并联热阻

$$\frac{1}{R_{bl}} = \frac{1}{R_{dl}} + \frac{1}{R_{fs}} = 5.13\ \text{W} \cdot \text{K}^{-1},$$

$$R_{bl} = 0.194\ \text{K} \cdot \text{W}^{-1},$$

系统总热阻

$$R_{total} = R_{jc} + R_{dr} + R_{bl} = 0.4027\ \text{K} \cdot \text{W}^{-1}.$$

总换热量

$$Q_1 = \frac{T_w - T_f}{R_{total}} = 124.2\ \text{W},$$

内侧热量

$$Q_{nei} = \frac{T_w - T_{mw}}{(R_{jc} + R_{dr})} = 122.2\ \text{W},$$

可以计算得出

$$T_{mw} = -30.5\ ^\circ\text{C}.$$

表 2 不同温度条件下的空气参数

Table 2 Air parameters under different temperatures

参数	温度条件		
	$T_f = 218.15\ \text{K} (-55\ ^\circ\text{C})$	$T_{mw} = 230.65\ \text{K} (-42.5\ ^\circ\text{C})$	$T_g = 243.15\ \text{K} (-30\ ^\circ\text{C})$
密度 $\rho / (\text{kg} \cdot \text{m}^{-3})$	0.043 9	0.042	0.039 4
动力黏度 $\mu / (\text{Pa} \cdot \text{s})$	1.420×10^{-5}	1.498×10^{-5}	1.570×10^{-5}
定压比热 $C_p / (\text{J} \cdot \text{kg}^{-1} \cdot \text{K}^{-1})$	1003.5	1003.5	1003.5
导热系数 $k / (\text{W} \cdot \text{m}^{-1} \cdot \text{K}^{-1})$	0.0217	0.02238	0.02250

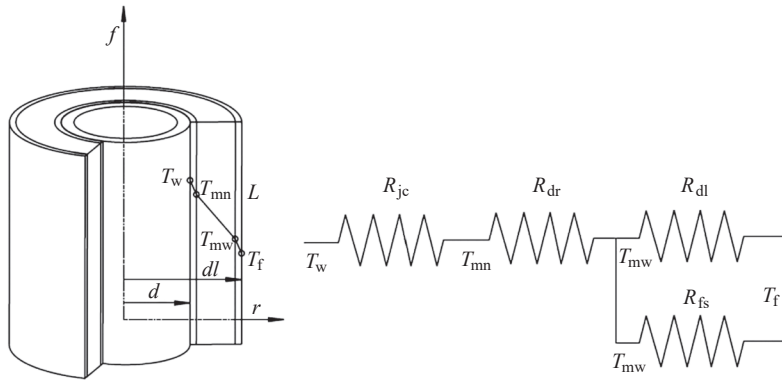


图3 日冕仪镜筒外壁传热

Fig. 3 Convective heat transfer diagram of the coronagraph outer wall

该值与初始假设 (-30°C) 高度吻合, 表明计算结果有效. 最终, 外壁对流换热量 $Q_2 = h_{mw}A_2(T_{mw} - T_f) = 120.28\text{ W}$, 辐射换热量 $Q_3 = \varepsilon\sigma A_2(T_{mw}^4 - T_f^4) = 5.68\text{ W}$, 外侧总换热量 $Q_{wai} = Q_2 + Q_3 = 125.96\text{ W}$.

1.3.2 机械连接传导换热

由于日冕仪与二级平台支架均采用铝合金材料, 并通过面接触方式进行固连. 而铝合金支架裸露在 -55°C 的临近空间环境中, 且无热控措施, 其温度可视为与环境温度一致. 为最大限度地减少由此产生的热传导热损失, 必须在日冕仪与支架的连接处采取隔热措施, 采用了两块尺寸为 $106\text{ mm} \times 34\text{ mm} \times 5\text{ mm}$ 的玻璃钢隔热垫片 (热导率 $\lambda_1 = 0.5\text{ W} \cdot \text{m}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$) 嵌入连接处.

机械连接的热阻 R_{dp} 可建模为两个并联的隔热垫片的导热热阻, 其计算公式为

$$R_{dp} = \frac{\delta}{\lambda_1 A_{dp}} = 1.387\text{ K} \cdot \text{W}^{-1}.$$

其中, δ 为玻璃钢隔热垫片的厚度, A_{dp} 为接触面积, λ_1 为热导率. 通过该机械连接, 可以得到从日冕仪导向支架的导热热量为

$$Q_4 = \frac{T_w - T_f}{R_{dp}} = 36.05\text{ W}.$$

综合各项计算结果, 日冕仪的总漏热量为

$$Q_2 + Q_3 + Q_4 = 162.02\text{ W}.$$

为确保系统在极端工况下的可靠性, 并具备一定的功率冗余, 将镜筒加热器的功率设定为 200 W . 表3列出了各独立加热回路的布局与功率分配.

2 热控系统结构设计及实验验证

日冕仪在平飞过程中, 镜筒始终保持对日定向. 为维持镜筒内部温度稳定, 首先在其表面粘贴加热片, 并用羊毛毡进行整体包裹, 最外层再覆盖铝箔. 该设计可以有效减少热量散失, 同时反射太阳辐射、地球大气辐射及气球反射光. 镜筒材料选用导热性能良好的硬质铝合金, 在环境变化时, 确保筒内外温度能快速趋于一致. 为实现精确的温度控制, 镜筒由6节组成, 后端由6块平板拼接而成 (见图4), 每个组件 (包括镜筒和平板) 均独立配置了加热与测温装置. 热控系统具备多通道测温 (12个测温通道)、实时采集温度数据 (周期 $\leq 10\text{ s}$)、多通道温控 (12个控温通道)、温度报警、数据自动存储等功能, 并具有轻量化、便携的特点.

为实现上述功能, 系统配置了热敏电阻传感器和薄膜加热器, 并开发了专用的数据采集、存储与控制软件. 该软件能记录所有测温数据, 保证长时间稳定工作, 同时便于后续数据的读取和分析. 为验证热设计方案在临近空间环境下的合理性与有效性, 对日冕仪模型进行了适当简化, 建立了对应的热分析模型. 模型中, 镜筒外表面包覆 10 mm 厚羊毛毡, 其热导率为 $0.05\text{ W} \cdot \text{m}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$, 外表面发射率取 0.08 . 为实现精准控温, 在镜筒外表面配置了12路主动控温回路, 总功率为 200 W , 每条回路均设置了相应的控温阈值, 并通过初步仿真分析评估其热控能力, 如图5所示.

为进一步验证热设计的正确性及热控措施的有效性, 开展了模拟日冕仪临近空间环境的低温低压试

验 (见图 6). 试验在直径为 2 m 的真空罐中进行, 主要设备包括真空罐、电源、工控机、氙灯和平行光管等, 以全面复现日冕仪实际工作条件. 正式试验前, 对日冕仪的镜头盖、调焦系统、CCD (Charge Coupled Device)、二级平台、精跟踪相机以及温控系统等关键组件进行全面检查与调试, 确保所有设备在常压下正常工作, 并能获取清晰的图像. 随后关闭舱门, 舱内环境达到目标温度与压力后, 开启氙灯, 光线通过平行光管和真空罐的观察窗进入日冕仪进行成像, 并通过调整调焦机构保证图像的质量和清晰度前后一致. 仪器在达到指定环境条件后, 需保温保压运行至少 6 h, 并持续记录所有温度与性能参数.

图 7 给出了日冕仪在真空罐中模拟临近空间环境下各温控点的温度变化曲线. 数据分析表明, 各温控点的温度均稳定在 $(-5\pm 3)^{\circ}\text{C}$ 的范围内, 验证了热控方案的有效性. 从图 7 可见, 不同温控点 (点

1~12) 的温度变化存在一定差异, 反映出各测点在热环境中的响应特征, 特别是在 23:00 LT 至次日 03:00 LT 期间, 温度曲线保持相对平稳, 表明热控系统在低温条件下具有良好的稳定性. 部分温控点 (点 1~7) 温度波动较小, 显示这些位置的热控效果更为显著, 这种差异与其空间位置和热导性能相关. 值得注意的是, 日冕仪尾部的探测器工作时产生大量热量, 而 10 mm 厚的羊毛毡阻碍了热量的有效散发, 导致尾部温度明显高于其他部分. 因此, 探测器工作舱无需额外保温, 反而需要采取适当的散热措施. 在后续实验中, 去掉了尾部的羊毛毡, 仅保留铝箔, 以优化散热效果, 从而提升热控系统的整体性能.

将真空罐试验中的罐内温度、辐射热交换参数等边界条件导入热分析模中进行计算, 通过系统对比模型预测结果与实测数据, 对模型的材料热物性参数 (导热系数、发射率、吸收率等)、接触热阻及局部对

表 3 加热回路的布局与功率分配
Table 3 Layout and power distribution of the heating circuits

序号	加热器回路名称	加热功率/W	控温阈值/ $^{\circ}\text{C}$	温度测控点名称
1	镜筒1	35	$[-7, -5]$	镜筒温度1
2	镜筒2	35	$[-7, -5]$	镜筒温度2
3	镜筒3	35	$[-7, -5]$	镜筒温度3
4	镜筒4	30	$[-7, -5]$	镜筒温度4
5	镜筒5	30	$[-7, -5]$	镜筒温度5
6	镜筒6	10	$[-7, -5]$	镜筒温度6
7	镜筒7	5	$[-7, -5]$	镜筒温度7
8	尾部 X^{+}	15	$[-7, -5]$	尾部温度1
9	尾部 Z^{+}	10	$[-7, -5]$	尾部温度2
10	尾部 X	15	$[-7, -5]$	尾部温度3
11	尾部 Z	10	$[-7, -5]$	尾部温度4
12	尾部 Y^{+}	10	$[-7, -5]$	尾部温度5

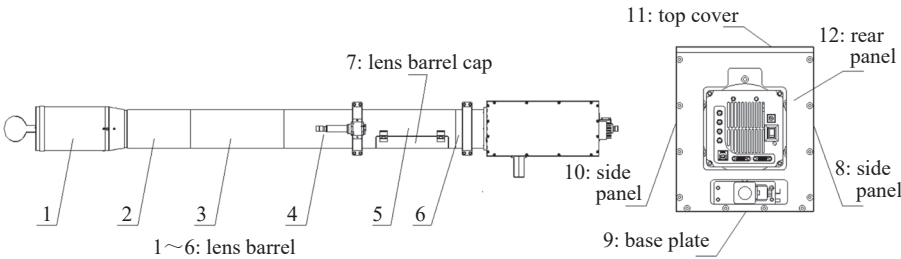


图 4 日冕仪镜筒外壁温度传感器布局

Fig. 4 Layout of temperature sensors on the outer wall of the coronagraph tube

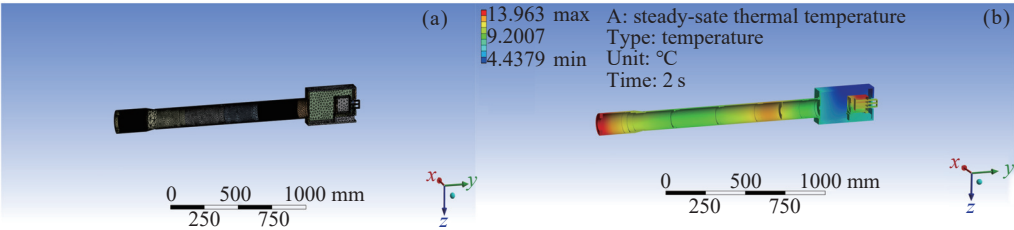


图 5 初步仿真结果

Fig. 5 Initial simulation results

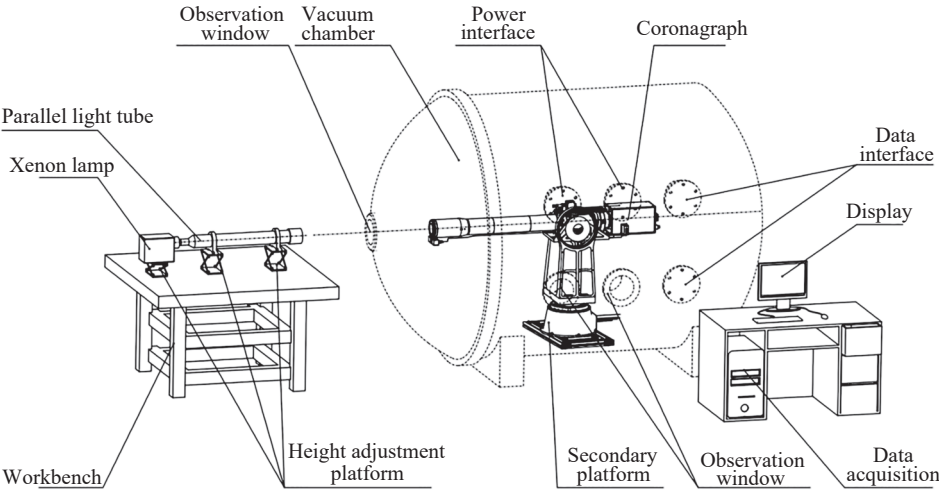


图 6 球形日冕仪低温低压实验布局

Fig. 6 Layout of the ball-mounted coronagraph for low-temperature low-pressure experiments

流换热系数等进行精细校准和修正. 图 8 给出了校准

后的热分析温度变化曲线.

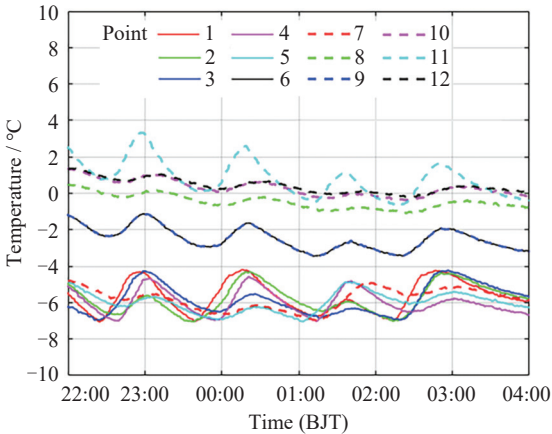


图 7 低温低压实验日冕仪镜筒各部位温度随时间的变化曲线

Fig. 7 Temperature variation curves of different parts of the coronagraph tube over time in low-temperature low-pressure experiments

为全面验证经低温低压环境修正后热模型的准确性, 将其应用于模拟真实临近空间环境 (含风场、太阳辐射等) 的仿真中. 结果表明, 尾部区域因探测器持续散热, 温度相对较高; 镜筒前端光阑及挡板受太阳辐射影响, 温度也有所上升. 仿真结果 (见图 9) 显示, 系统所有部件温度均严格控制在热控设计目标范围内, 充分证明了修正后模型的可靠性及热设计方案 (材料选型、隔热、散热与控温策略) 的合理性与有效性, 满足稳定运行要求.

2022 年 10 月 4 日球载日冕仪在青海大柴旦成功放飞, 并在海拔 30 km 的高空停留了约 5 h. 实验数据显示, 日冕仪各个节点的温度均符合工作模式下的要求. 图 10(a) (b) 给出了在日冕仪指向太阳后镜筒各测温点的温度变化曲线.

(1) 除了测温点 1 和点 2 之外, 其余测温点的温度均稳定在 $(-5 \pm 3)^\circ\text{C}$ 范围内.

(2) 测温点 1 和点 2 的最高温度超出了设计指标, 因为这两点位于日冕仪的最前端, 相比其他区域, 其受太阳直射影响大, 后续可针对该区域的温控设计进一步优化.

(3) 日冕仪尾部因探测器组件发热, 温度相对较高, 而中部点 3 的最低温度为 -7.08°C , 中值为 -2.52°C .

(4) 整体温控性能良好, 随着观测时间推移, 日冕仪整体温度逐渐升高, 并最终稳定在 0.84°C 左右.

(5) 镜筒 1 的估算占空比为 60.75%, 显著低于其

余通道 (多数测点估算占空比超过 85%), 与实际受热情况一致; 尾部加热器因受内部热源影响, 占空比也低于其他通道, 如图 11 所示.

3 结论

球载日冕仪在运行过程中面临复杂的内外部热环境, 同时对其温度稳定性提出了较高要求. 针对这些问题, 通过深入分析温控系统的关键问题, 结合精

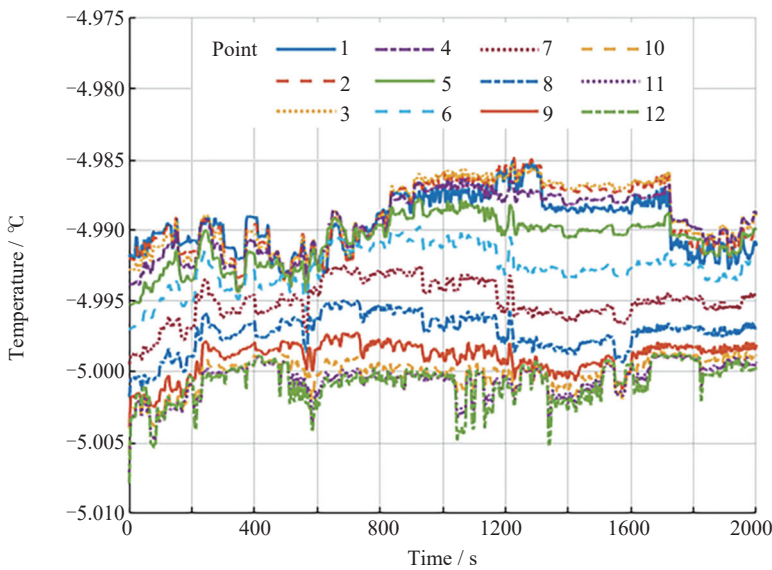


图 8 在模拟热真空环境下日冕仪镜筒各点温度变化曲线

Fig. 8 Temperature variation curves of different parts of the coronagraph tube under simulated thermal-vacuum environment

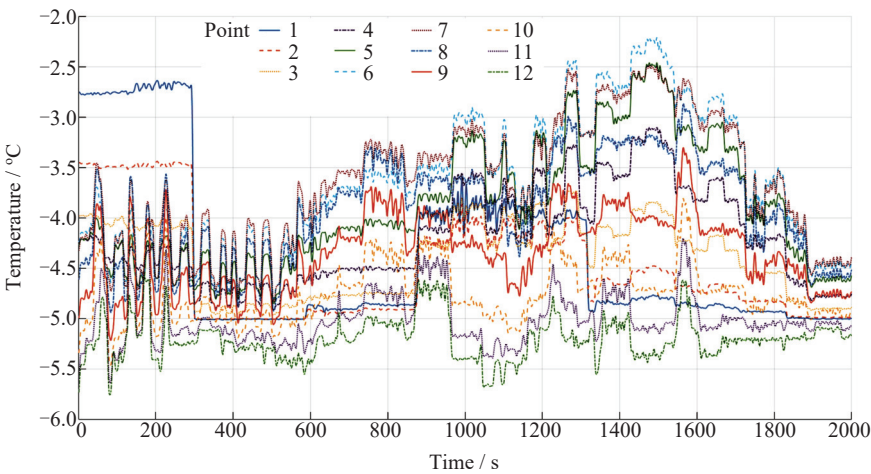


图 9 仿真后临近空间环境各点温度变化曲线

Fig. 9 Temperature variation curves at monitoring points under near-space environment after simulation

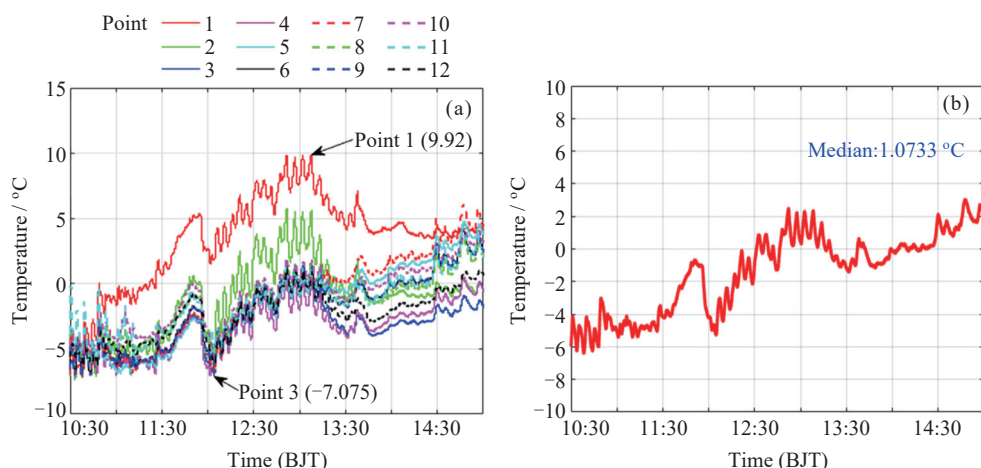


图 10 日冕仪指向太阳后镜筒各测温点的温度变化曲线. (a) 日冕仪临近空间观测期间镜筒温度变化曲线, (b) 日冕仪临近空间观测期间镜筒平均温度变化曲线

Fig. 10 Temperature change curves of each measuring point of the coronagraph tube after the coronagraph is pointed at the Sun. (a) Temperature variation curve of the coronagraph tube during near-space observations. (b) Average temperature variation curve of the coronagraph tube during near-space observations

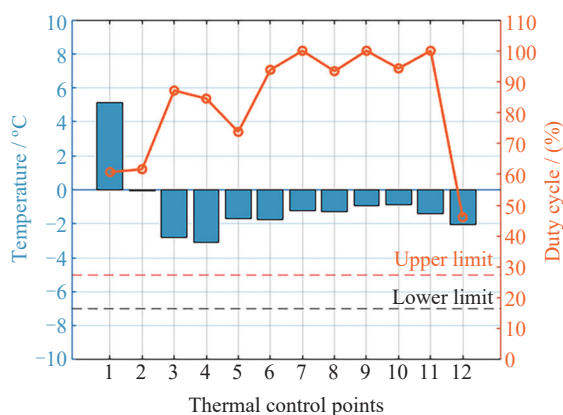


图 11 球载日冕仪热控测点温度与占空比

Fig. 11 Temperature and duty cycle of thermal control points for the balloon-borne coronagraph

确的模型仿真和低温低压试验,设计了一套高效的温控方案.该方案在确保日冕仪稳定运行的同时,严格控制功耗在系统允许范围内,通过引入可靠性冗余设计,进一步提升了系统的容错能力,成功实现了日冕仪的温度控制目标.实验结果表明,该温控系统在低温低压环境下表现出色,能够将设备的工作温度稳定维持在 $(-5\pm 3)^{\circ}\text{C}$ 的范围内.验证了系统在临近空间环境中的可靠性与稳定性,为未来类似任务的设计与实施提供了重要的技术参考和实践经验.

致谢 上海利正卫星应用技术有限公司工作人员提供了日冕仪温控全套解决方案.

参考文献

- [1] LIU Yanxiao, SONG Tengfei, ZHANG Tao, *et al.* An overview of the European balloon-borne solar telescope SUNRISE and its related research results[J]. *Research in Astronomy and Astrophysics*, 2021, **18**(3): 314-336 (刘艳霄, 宋腾飞, 张涛, 等. 欧洲球载太阳望远镜 SUNRISE 及其相关研究成果简介 [J]. *天文研究与技术*, 2021, **18**(3): 314-336)
- [2] LIN Jun, SONG Tengfei, SUN Mingzhe, *et al.* 50mm white-light coronagraph: I. Basic structure and ground observation experiments[J]. *Science China: Physics, Mechanics & Astronomy*, 2023, **53**(5): 150-176 (林隽, 宋腾飞, 孙明哲, 等. 50 mm 白光球载日冕仪: I. 基本结构与地面观测实验 [J]. *中国科学: 物理学、力学、天文学*, 2023, **53**(5): 150-176)
- [3] DEVORKIN D H. When to send your telescope aloft[J]. *Journal for the History of Astronomy*, 2019, **50**(3): 265-305
- [4] CHO Y H, HEUNG G, BOBROV Y, *et al.* SunbYte: an autonomous pointing framework for low-cost robotic solar telescopes on high altitude balloons[J]. *Experimental Astronomy*, 2024, **57**(3): 27
- [5] GRAHAM L A. Thermal-Mechanical Design of the Balloon-Borne Aerosol Limb Imager[D]. Saskatoon: University of Saskatchewan, 2022
- [6] SOLER J D, ADE P R, ANGILE F E, *et al.* Thermal design and performance of the balloon-borne large aperture submillimeter telescope for polarimetry BLASTPol [C]//Ground-based and Airborne Telescopes V: Vol. 9145.

- Denver: SPIE, 2014: 1191-1208
- [7] SOLER J D, ADE P A R, AMIRI M, *et al.* Design and construction of a carbon fiber gondola for the SPIDER balloon-borne telescope[C]//Ground-based and Airborne Telescopes V: Vol. 9145. Denver: SPIE, 2014: 281-296
- [8] LI Dapeng. Thermal control system designed for stratospheric airship communication system gondola[J]. *Cryogenics & Superconductivity*, 2011, **39**(5): 78-80 (李大鹏. 平流层飞艇通信系统吊舱热控设计 [J]. 低温与超导, 2011, **39**(5): 78-80)
- [9] LIU W Y, DING Y L, WU Q W, *et al.* Thermal analysis and design of the aerial camera's primary optical system components[J]. *Applied Thermal Engineering*, 2012, **38**: 40-47
- [10] O'CONNOR B. Thermal control of the balloon-borne HEROES telescope[C]//43rd International Conference on Environmental Systems. Vail: AIAA, 2013: M13-2779
- [11] SOLANKI S K, RIETHMÜLLER T L, BARTHOL P, *et al.* The second flight of the SUNRISE balloon-borne solar observatory: overview of instrument updates, the flight, the data, and first results[J]. *Astrophysical Journal Supplement*, 2017, **229**(1): 2
- [12] JEONG S, CHOI Y, LIM E K, *et al.* Toward a next generation solar coronagraph: development of a compact coronagraph on ISS[J]. *Journal of the Korean Astronomical Society*, 2024, **57**(1): 1-10
- [13] SHENG Z, LI J W, JIANG Y, *et al.* Characteristics of stratospheric winds over Jiuquan (41.1 N, 100.2 E) using rocketsonde data in 1967–2004[J]. *Journal of Atmospheric and Oceanic Technology*, 2017, **34**(3): 657-667
- [14] LE V T, GOO N S, KIM J Y. Experimental investigation on thermal contact resistance of alumina fibrous insulation material with Ti-6Al-4V alloy at high temperature and its effective thermal conductivity[J]. *Heat and Mass Transfer*, 2019, **55**(6): 1705-1721

作者简介



王晶星 (通信作者) 男, 1984 年 4 月出生于山西省怀仁市, 现为中国科学院云南天文台助理研究员, 主要研究方向为望远镜结构设计与仿真分析。
E-mail: wangjingxing@ynao.ac.cn



林 隼 (通信作者) 男, 1964 年 4 月出生于云南省昆明市, 现为中国科学院云南天文台研究员, 博士生导师, “太阳活动与 CME 理论研究团组”首席科学家. 长期从事太阳物理研究, 主要研究方向为太阳爆发机制、磁重联理论及日冕物质抛射 (CME) 的观测与理论研究。
E-mail: jlin@ynao.ac.cn