

文章编号 1004-924X(2024)14-2225-11

面向非均匀不连续 X 射线望远镜的最优化精密 温控方法与试验验证

张晓峰¹, 冯建朝¹, 马佳², 廖星¹, 张永合^{1*}, 陈勇²

(1. 中国科学院微小卫星创新研究院, 上海 201203;

2. 中国科学院高能物理研究所, 北京 100049)

摘要: 本文旨在实现 EP 卫星 X 射线望远镜的精密控温, 通过建立 Wolter-I 型掠入射 X 射线望远镜数学传热模型, 揭示了热量在聚焦镜组中的传递规律, 并设计了两类主动控温加热器。针对望远镜非均匀、不连续构型导致的热场调控难题, 提出了最优化精密控温方法, 兼顾控温指标与工艺研制难度, 构建了关于热量补偿如何分区调配的代价函数。通过设置关于平均偏差、最大偏差、区域个数、最小区域长度的权重参数, 获得了第一类加热器最优化设计方案。整星级真空试验结果表明: 54 个镜片温度范围为 19.1~20.9 °C, 且时域温度稳定性较好, 波动小于 0.2 °C, 满足 X 射线望远镜 (20±1) °C 的指标要求, 权重参数设计合理。本研究提出的方法, 成功应对了非均匀、不连续 X 射线望远镜精密控温难题, 为温度要求较高的空间科学探测器提供了技术支持。

关键词: 精密控温; 最优化; X 射线; 非均匀不连续; EP 卫星

中图分类号: V41; V447.1 文献标识码: A doi: 10.37188/OPE.20243214.2225

Optimized precision temperature control method and experimental validation for non-uniform discontinuous X-ray telescope

ZHANG Xiaofeng¹, FENG Jianchao¹, MA Jia², LIAO Xing¹, ZHANG Yonghe^{1*}, CHEN Yong²

(1. Innovation Academy for Microsatellites of Chinese Academy of Sciences, Shanghai 201203, China;

2. Institute of High Energy Physics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

* Corresponding author, E-mail: zhangyh@microstate.com

Abstract: In this paper, we aim to realize the precision temperature control of EP satellite X-ray telescope. By establishing the mathematical heat transfer model of Wolter-I swept-incidence X-ray telescope, heat transfer law in the focusing mirror group is revealed, and two types of active temperature control heaters are designed. In view of the difficulty in regulating the thermal field caused by the non-uniform and discontinuous configuration of the telescope, an optimized precision temperature control method was proposed, taking into account the temperature control index and the difficulty of process development, and a cost function was constructed on how to partition and deploy the heat compensation. By setting the weighting parameters of average deviation, maximum deviation, number of zones and minimum zone length, the optimal design of the first type of heater was obtained. The whole-satellite vacuum test results show that:

收稿日期: 2024-04-17; 修订日期: 2024-06-26.

基金项目: 中国科学院空间科学战略性先导科技专项(二期)资助(No. XDA15310000)

the temperature range of 54 lenses is $19.1\sim 20.9\text{ }^{\circ}\text{C}$, and the time domain temperature stability is good, the fluctuation is less than $0.2\text{ }^{\circ}\text{C}$, which meets the index requirement of $(20\pm 1)^{\circ}\text{C}$ for X-ray telescope, and the weighting parameters are reasonably designed. The method proposed in this study successfully copes with the problem of precision temperature control for non-uniform and discontinuous X-ray telescopes, and provides technical support for space science detectors with high temperature requirements.

Key words: precision temperature control; optimization; X-ray; non-uniform discontinuities; EP satellite

1 引 言

自 X 射线天文学的诞生以来, X 射线已成为探索宇宙的重要窗口。在时域天文学领域, 天体的 X 射线时变监测一直备受关注, 是一个热点研究方向。由于受地球大气吸收的限制, 观测来自天体的 X 射线只能依赖几百公里高度轨道上的探测器。为了寻找宇宙中的 X 射线暂现天体、揭示宇宙中沉睡黑洞的活跃状态以及探索来自引力波源的 X 射线信号, 爱因斯坦探针 (Einstein Probe, EP) 卫星搭载了 Wolter-I 型掠入射 X 射线望远镜^[1-2]。Wolter-I 型掠入射 X 射线望远镜对控温精度要求极高, 这主要源于 X 射线的折射率随温度变化较大, 同时该望远镜的镜面设计对温度变化也极为敏感^[3-5]。

针对空间相机精密控温难题, 学者们普遍采用主被动结合的方法。被动控温依赖材料本身的热性能, 如隔热材料和散热结构, 成本低且可靠性高, 适用于常规温度要求的场景。主动控温则主要依赖电加热器等主动元件实时调节系统温度, 响应速度快、控制精度高, 可灵活适应复杂温度变化环境, 确保设备稳定可靠。然而, 主动控温系统复杂度高、耗能量大^[6-8]。2017 年, Guan^[9]等人针对某太阳同步轨道的轻型离轴空间光学遥感器, 提出了被动热防护与主动调控相结合的方法, 成功抑制了外界热扰动, 同时实现了核心组件温度的精准调控, 使机构温度稳定在 $(20\pm 0.6)^{\circ}\text{C}$, 各方向温差小于 $1\text{ }^{\circ}\text{C}$; 2022 年, 曹恒^[10]等人基于光-机-热一体化的设计理念, 以“被动热控为主, 主动热控为辅”思想为指导, 实现了望远镜光学组件的 $(20\pm 0.4)^{\circ}\text{C}$ 的控温效果; 2023 年, 黑花阁^[11]等人提出了差异化控温策略, 将高速关闭环控温方式和 PID 控温方式相结

合, 设计了热补偿功率错峰功能, 对加热器分时控制, 实现了在轨控温精度优于 $\pm 1\text{ K}$ 。

尽管传统控温方法在空间望远镜的精密控温领域已取得显著成果, 但面对非均匀不连续的 X 射线望远镜结构, 其应对能力仍具有一定局限性。因此, 寻求更为优化的精密温控方法以满足挑战性需求势在必行。最优化控制理论作为强有力的数学工具, 不仅具备卓越优势和潜力, 更可通过数学模型和优化算法, 获取系统最佳控制策略, 从而达到所需的控温精度^[12]。

近年来, 针对航天器最优化精密控温的研究呈现出多样化的趋势, 研究者们提出了多种创新方法和策略。2020 年, Xiong^[13]等人提出了一种基于统计机器学习的航天器热设计智能优化策略, 通过从 42 个设计参数中筛选出最敏感的 4 个参数进行优化, 并以温度差和边界温度作为目标函数, 成功评估了设计参数对雷曼阿尔法太阳空间望远镜探测器中互补金属氧化物半导体和冷屏之间温度差的影响; 2023 年, Yuan^[14]等人基于对空间光学遥感器光-机-热集成分析, 提出了热控系统优化设计方法, 采用该方法后仪器光学性能提高了 34.4%, 不同视场的光学性能差异减小了 31.3%; 同年, 耿利寅^[15]等人对航天器精密控温系统在外热流扰动下的稳定性展开研究, 提出了以温度波动为目标的控温参数优化方法, 并将该方法应用于海洋盐度探测卫星, 获取了最佳的 P, I 控温参数。这些关于最优化精密控温的研究成果为 X 射线望远镜的高精度控温提供了重要的参考。

本文将围绕如何实现 X 射线望远镜的精密控温展开研究, 构建非均匀不连续嵌套型聚焦镜的传热数学模型, 分析系统中热量的传递特性, 探索最优化精密控温方法, 并进行试验验证。

2 系统组成与控温原理

2.1 系统组成

FXT(Follow-up X-ray Telescope)是长筒型载荷,如图 1 所示,贯穿整个 EP 卫星,用于观测天体爆发后续现象。该 X 射线望远镜采用传统的嵌套式掠入射聚焦望远镜构型,并由探测器

PNCCD 作为焦平面探测器读取 X 射线光子。聚焦镜是 X 射线望远镜光路传输的关键部件,由 54 层镜片逐层嵌套而成,如图 1 所示,每层镜片上半部分为旋转抛物面,下半部分为旋转双曲面。各层镜片通过环氧胶粘贴在蛛形轮毂辐条的卡槽中固定,同时在镜片最外层外部套有隔热镜筒,其起到了保护和维持温度的作用。

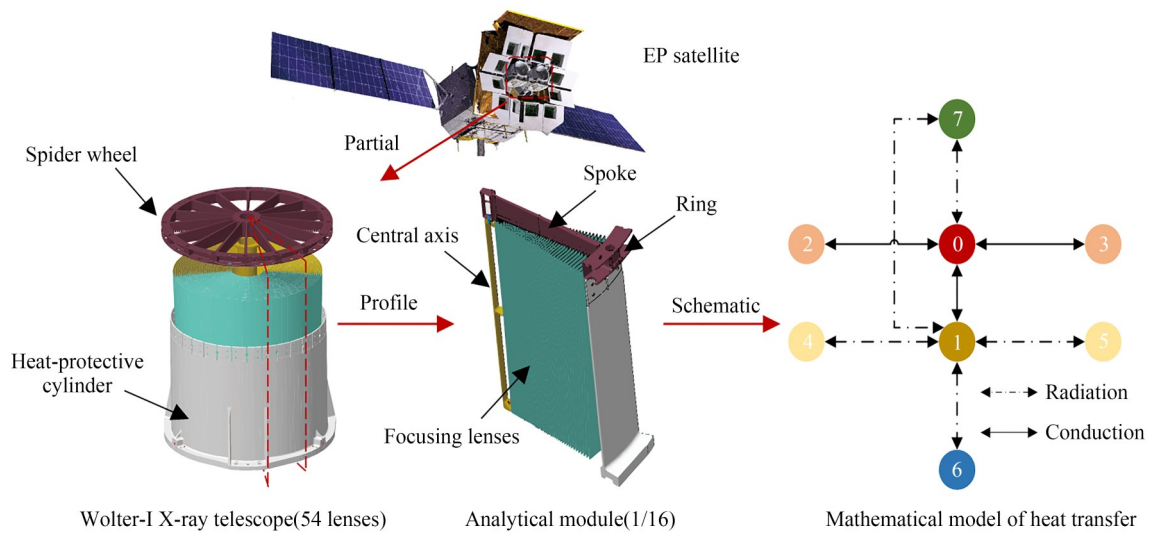


图 1 X 射线望远镜系统组成与传热模型图

Fig. 1 Diagram of X-ray telescope system components and heat transfer model

镜片采用镍镀金材质,全长为 300 mm,其中包括 150 mm 的抛物线部分和 150 mm 的双曲线部分。54 片镜片对温度均匀性和稳定性要求极高,规定的温度范围为 $(20 \pm 1)^\circ\text{C}$ 。各镜片的直径、厚度、接触换热系数等呈现非均匀且不连续的分布,详见图 2。这种设计特点导致了镜片与环境之间,以及镜片之间传热路径的复杂性,为精密温度控制带来了巨大挑战。

聚焦镜的前端为准直器,该准直器由同心镍质镜筒构成,结构类似于 X 射线聚焦镜,与聚焦镜光轴具有一定的对准精度。而聚焦镜的后端则包括防污染筒和滤光转轮。防污染镜筒采用长筒形结构,安装在 X 射线聚焦镜与探测器之间,其作用是隔离外部污染,确保聚焦镜处于洁净环境中。滤光转轮能够驱动被动轮组旋转到相应的工作位置,以实现观测、标定和保护等多种功能。

综上,聚焦镜的热环境较为复杂,由轴向和径向两部分组成。其中,轴向热环境包括:准直

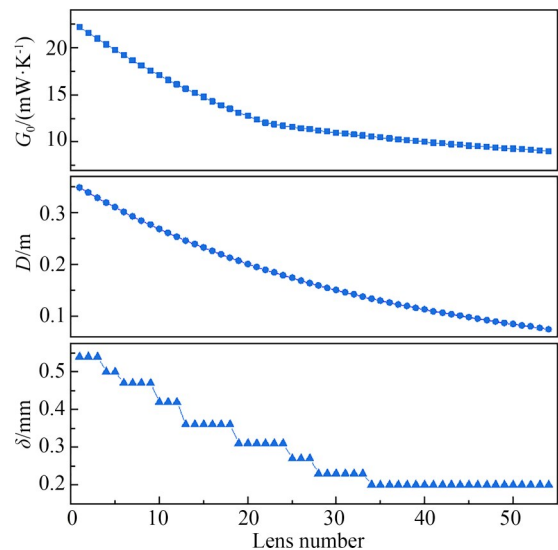


图 2 镜片参数(镜片厚度 δ 、直径 D 、接触换热系数 G_0)
Fig. 2 Lens parameters (lens thickness δ , diameter D , contact heat transfer coefficient G_0)

器、防污染筒和滤光转轮的温度,径向热环境包括:轮毂和隔热筒。聚焦镜本身不含热源。为了

实现对非均匀、不连续 X 射线聚焦镜片的精密温度控制,一个可行且高效的热控制系统的设计变得至关重要。在被动控温的基础上,本研究提出了以下主动控温策略:

(1)对聚焦镜轮毂辐条温度进行调节,使各镜片的温度均匀分布在 20 °C 附近;

(2)调控径向热辐射环境隔热筒温度,降低各镜片自身的温度梯度。

2.2 工作原理

为了完成聚焦镜热控制系统的设计,利用热网络方法建立数学传热模型(Mathematical model of heat transfer),如图 1 所示。整个系统轴向对称,取最小单元(1/16)建立热分析模型(Analytical module),其中,关键节点包括: N_0 (轮毂辐条相应区域), N_1 (镜片);边界节点包括: N_2 (辐条相应区域边界), N_3 (辐条相应区域边界), N_4 (镜片径向边界), N_5 (镜片径向边界), N_6 (镜片下端轴向边界), N_7 (准直器)。

根据传热关系,辐条、镜片温度的状态空间方程:

$$\dot{T} = AT + Bu, \quad (1)$$

其中:

$$T = [T_0 \quad T_1]^T$$

$$A = \begin{bmatrix} -(G_1^0 + G_2^0 + G_3^0 + G_7^0) & G_1^0 \\ G_0^1 & -(G_0^1 + G_4^1 + G_5^1 + G_6^1 + G_7^1) \end{bmatrix}$$

$$B = \begin{bmatrix} G_2^0 & G_3^0 & 0 & 0 & 0 & G_7^0 & G_Q^0 \\ 0 & 0 & G_4^1 & G_5^1 & G_6^1 & G_7^1 & 0 \end{bmatrix}$$

$$u = [T_2 \quad T_3 \quad T_4 \quad T_5 \quad T_6 \quad T_7 \quad Q]^T$$

当热环境确定后,镜片温度场将稳定在某一区域。随着时间增加镜片温度 T_1 ,将无限趋于平衡点温度 T_1^* ,计算式如下:

$$T_1^* = \frac{G_0^1 T_0 + G_4^1 T_4 + G_5^1 T_5 + G_6^1 T_6 + G_7^1 T_7}{G_0^1 + G_4^1 + G_5^1 + G_6^1 + G_7^1}. \quad (2)$$

根据式(2),平衡点温度 T_1^* 取决于环境温度 T_0, T_4, T_5, T_6, T_7 及对应的换热因子影响。其中, G_0^1 为导热换热因子,与材料热导率 k ,接触面积 A_d ,传热距离 d ,镜片与辐条间接触热阻 R_0 、镜片热容 C_1 相关,计算式如式(3)所示:

$$G_0^1 = \frac{kA_d}{C_1(kA_d R_0 + d)}, \quad (3)$$

其中: $G_4^1, G_5^1, G_6^1, G_7^1$ 为辐射换热因子,与辐射面积 A_r 、角系数 $\varphi_{n,1}$ 、表面发射率 ε 、斯特藩-玻尔兹曼常数 σ (取值 $5.67 \times 10^{-8} \text{ W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K}^4)$)、本体温度 T_1 、环境温度 T_n 相关(n 取 4, 5, 6, 7),计算式如式(4):

$$G_{n,1} = A_r \varphi_{n,1} \varepsilon \sigma (T_1^2 + T_n^2)(T_1 + T_n)/C_1. \quad (4)$$

在实际工作中,径向热环境的温度范围为 10~30 °C,其中,1号镜片的径向热环境是隔热筒、2号镜片温度,2~53号镜片的径向热环境是相邻镜片温度,54号镜片的径向热环境是53号镜片、中轴温度。镜片轴向上端热环境准直器的温度范围为-30~20 °C;轴向下端热环境的温度范围为 0~15 °C。

针对聚焦镜片的控温目标 $T_1^* = 20 \text{ °C}$,将物理参数代入式(2)~式(4),可以得到图 3(a)和图 3(b)中所示的镜片换热因子比值变化曲线,分析可得如下结论:

(1)影响镜片平衡点温度 T_1^* 的换热因子中,轴向辐射换热因子 G_6^1, G_7^1 比辐条与镜片间导热辐射因子 G_0^1 小 2~3 个数量级;径向辐射换热因子 G_4^1, G_5^1 与导热换热因子 G_0^1 量级相同,这表明当 T_0, T_4, T_5, T_6, T_7 量级相同时,轴向热环境对镜片温度影响比较小;

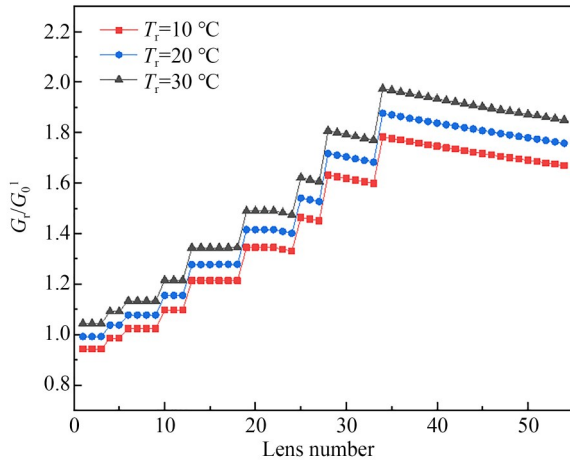
(2)由于不同镜片的尺寸、位置和安装接触面积各异,导致各镜片与周围环境之间的换热因子变化呈非线性关系。为了实现所有镜片温度均保持在 20 °C 的控温目标,必须对每个镜片进行个性化的温度控制设计;

综上所述,为了有效地调节聚焦镜的径向热环境,本研究提出了两类主动控温加热器:辐条加热器和轮毂外环加热器。其中,第一类辐条加热器能够根据不同需求灵活地调节各个镜片的温度;第二类加热器则旨在为 1 号镜片提供所需的径向热环境。

第一类加热器的温度控制目标需要基于环境温度及换热因子进行差异化设计。在理想状态下,所有镜片的温度应相等,满足 $T_1^* = T_4 = T_5$ 。结合式(2),可以得到以下计算式:

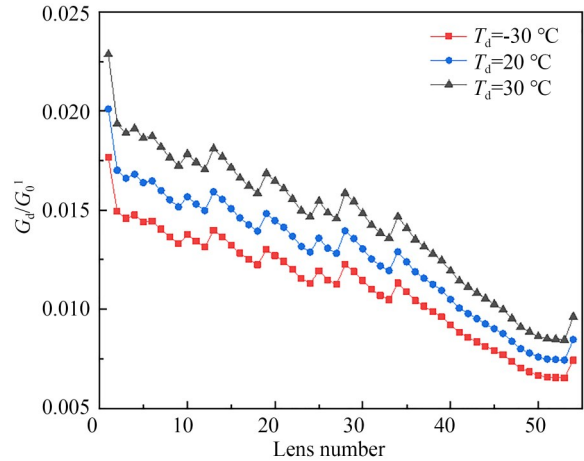
$$T_0 = T_1^* + \frac{(T_1^* - T_6)G_6^1 + (T_1^* - T_7)G_7^1}{G_0^1}. \quad (5)$$

各镜片所接触的辐条区域的目标温度 T_0^* 如图 3(c)所示,随着镜片编号增加, T_0^* 呈非线性下



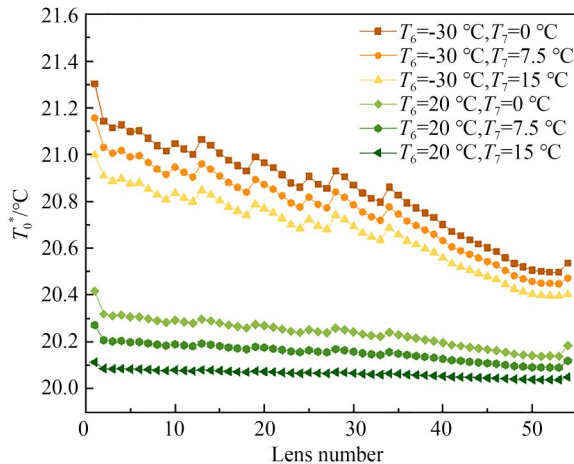
(a) 径向环境温度 T_r 取 10, 20, 30 °C 时, 镜片换热因子比例 G_r/G_0^1 的变化规律

(a) When the radial ambient temperature T_r is 10, 20, 30 °C, the ratio of lens heat transfer factors G_r/G_0^1 changes



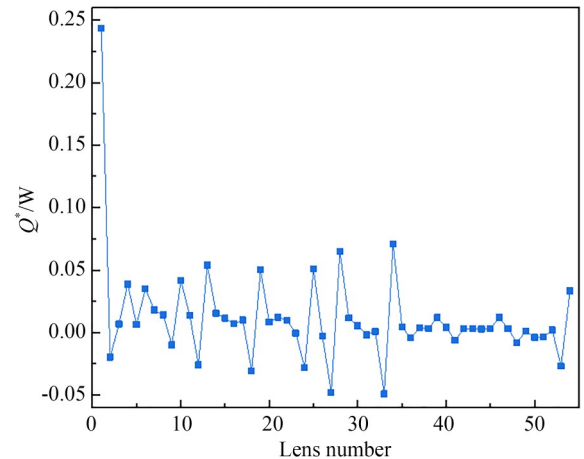
(b) 径向环境温度 T_d 取 -30, 0, 30 °C 时, 镜片换热因子比例 G_d/G_0^1 的变化规律

(b) When the radial ambient temperature T_d is -30, 0, 30 °C, the ratio of lens heat transfer factors G_d/G_0^1 changes



(c) 不同轴向环境温度下, 辐条各区域目标温度 T_0^* 的变化规律

(c) Change rule of target temperature T_0^* in each region of the spoke under different axial ambient temperatures



(d) $T_6 = -30$ °C, $T_7 = 7.5$ °C 时, 辐条各区域期望热补偿 Q^* 的变化规律

(d) Change rule of the expected thermal compensation Q^* in each region of the spoke when $T_6 = -30$ °C, $T_7 = 7.5$ °C

图 3 聚焦镜片换热因子与辐条热补偿期望值分析 (G_r 为镜片与径向环境 T_r 间辐射换热因子 G_4^1, G_5^1, G_d 为轴向环境 T_d 间辐射换热因子 G_6^1, G_7^1)

Fig. 3 Analysis of focused lens heat transfer factor and expected value of spoke thermal compensation (G_r is the radiative heat transfer factor G_4^1, G_5^1 between the lens and the radial environment T_r , and G_d is the radiative heat transfer factor G_6^1, G_7^1 between the axial environment T_d)

降的趋势, 并且随着轴向环境温度的降低而逐渐升高。理想状态下 (Perfect state), 根据镜片位置分布的特点, 将辐条划分为 54 个网格, 具体情况如图 4 所示, 以便进一步进行分析。

当系统稳定后, 由式 (1) 可得辐条的平衡点温度计算式如下:

$$T_0^* = \frac{G_1^0 T_1 + G_2^0 T_2 + G_3^0 T_3 + G_7^0 T_7 + G_Q^0 Q}{G_1^0 + G_2^0 + G_3^0 + G_7^0}, \quad (6)$$

其中: G_1^0 为辐条与镜片间的导热换热因子, G_2^0 ,

G_3^0 为辐条本体导热换热因子, G_7^0 为辐条与准直器间的辐射换热因子, G_Q^0 为热量补偿因子, 计算式分别如下:

$$G_1^0 = \frac{kA_d}{C_0(kA_d R_0 + d)}$$

$$G_n^0 = \frac{k_i A_{i,n}}{C_0 d_i}, \quad n = 2, 3$$

$$G_7^0 = A_{r,7} \varphi_{7,0} \epsilon \sigma (T_0^2 + T_7^2) (T_0 + T_7) / C_0$$

$$G_Q^0 = 1/C_0$$

理想状态下, 镜片温度 $T_1 = T_1^*$, 结合式(6)可得热补偿期望值 Q^* 如下:

$$Q^* = [G_1^0(T_0^* - T_1^*) + G_2^0(T_0^* - T_2) + G_3^0(T_0^* - T_3) + G_7^0(T_0^* - T_7)] / G_Q^0 \quad (7)$$

在实际运行中, 准直器的温度约为 $-30\text{ }^\circ\text{C}$, 轴向下端组件的温度约为 $7.5\text{ }^\circ\text{C}$ 。将系统的几何和物理参数代入式(7)中, 可以计算出辐条各区域热量补偿的期望值 Q^* , 如图3(d)所示。随着镜片位置改变, Q^* 的变化呈现高度非线性特性, 甚至部分区域所需热补偿量 < 0 , 这给第一类辐条加热器的设计带来了极大挑战。因此, 在设计第

$$\begin{cases} T_{0,n} = \frac{G_{1,n}^{0,n} T_{1,n} + G_{0,n-1}^{0,n} T_{0,n-1} + G_{0,n+1}^{0,n} T_{0,n+1} + G_7^{0,n} T_7 + G_{Q,n}^0 Q_n}{G_{1,n}^{0,n} + G_{0,n-1}^{0,n} + G_{0,n+1}^{0,n} + G_7^{0,n}}, & n = 1, 2, \dots, 54 \\ T_{1,n} = \frac{G_{0,n}^{1,n} T_{0,n} + G_{1,n-1}^{1,n} T_{1,n-1} + G_{1,n+1}^{1,n} T_{1,n+1} + G_6^{1,n} T_6 + G_7^{1,n} T_7}{G_{0,n}^{1,n} + G_{1,n-1}^{1,n} + G_{1,n+1}^{1,n} + G_6^{1,n} + G_7^{1,n}}, & n = 1, 2, \dots, 54 \\ T_{0,55} = \frac{G_{1,55}^{0,55} T_{1,55} + G_{0,54}^{0,55} T_{0,54} + G_7^{0,5} T_7}{G_{1,55}^{0,55} + G_{0,54}^{0,55} + G_7^{0,5}} \\ T_{1,55} = \frac{G_{1,54}^{1,55} T_{1,54} + G_{0,55}^{1,55} T_{0,55} + G_6^{1,55} T_6}{G_{1,54}^{1,55} + G_{0,55}^{1,55} + G_6^{1,55}} \\ T_{0,0} = T_{1,0} = 20 \end{cases}, \quad (8)$$

其中: $T_{0,0}$ 为轮毂外环温度, $T_{1,0}$ 为隔热筒温度, $T_{0,n}$ 为与 n 号镜片接触的辐条区域温度, $T_{1,n}$ 为 n 号镜片温度, $T_{0,55}$ 为与辐条连接处内环温度, $T_{1,55}$ 为中心轴温度, $G_{1,n}^{0,n}$ 为 n 号镜片与辐条间的换热因子, $G_{0,n+1}^{0,n}$ 为 n 号镜片与 $n+1$ 号镜片间的换热因子, $G_{0,n}^{1,n}$ 为辐条与 n 号镜片间的换热因子, $G_{1,n+1}^{1,n}$ 为 n 号镜片对应辐条区域与 $n+1$ 号镜片对应辐条区域间的换热因子, $G_7^{0,n}$ 为 n 号镜片对应的辐条区域与轴向上端热环境间的换热因子, $G_6^{1,n}$ 为 n 号镜片与轴向下端热环境间的换热因子, $G_7^{1,n}$ 为 n 号镜片与轴向上端热环境间的换热因子, G_Q^0 为 n 号镜片对应的辐条区域热补偿因子, Q_n 为 n 号镜片对应的辐条区域热补偿功率。

在实际工程中, Q_n 的大小是通过第一类主动加热器调节的。航天器采用的常规加热器的热流密度是固定值, 难以满足图3(d)中 Q^* 的变化需求。鉴于此, 本文设计变热流密度加热器, 如图4所示, 主要思路是将整片加热器分成 k 个区域, 各区域的热流密度取本区域对应 Q^* 的均值。在具体的区域划分上, 本文采用最优化设计方法, 兼顾控温效果和工艺实施, 具体流程如图5所示。

根据贝尔曼最优化原理^[16], k 个区域的划分只需在 $k-1$ 个最优化分区的基础上, 将最长区域

一类辐条加热器时, 需要综合考虑工艺可行性、能源消耗量等多个因素, 将理论分析与实际工艺相结合, 进行多维度考量, 以寻找最优化的设计方案。

3 最优化控温方法

为了获得第一类加热器的最优化温度控制策略, 建立系统传热模型, 将式(1)扩展至 54 个镜片和整根辐条。此时, 系统具有 108 个状态变量, 状态方程表示如下:

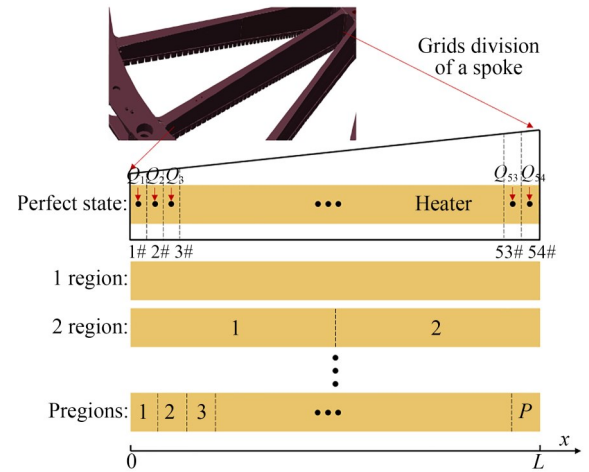


图4 辐条区域换热网格划分

Fig. 4 Spoke area heat exchanger grid division

分成 2 个, 分界点按图4所示理想状态下网格单元选取, 假设总共有 P 种方法。各区域长度的计算式如下:

$$L[m] = \sum_{i=i_{m-1}}^{i_m} L_i, \quad (9)$$

其中: $L[m]$ 为加热器第 m 区域的长度, L_i 为第 i 号镜片对应加热器的长度, i_{m-1} , i_m 分别为 $m-1$, m 区域镜片编号的最大值。

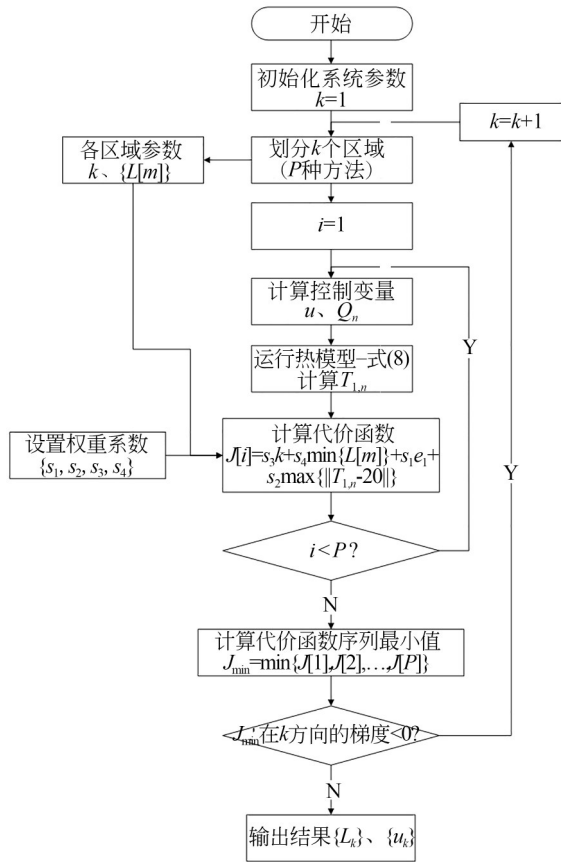


图 5 第一类加热器最优化设计方法的分析流程

Fig. 5 Analysis flow of the optimal design method for the first type of heater

各区域热补偿的总功率计算式如下:

$$u[m] = \sum_{i=i_{m-1}}^{i_m} Q_i^* \quad (10)$$

第 m 区域各镜片对应辐条区域补偿功率的计算方式如下:

$$Q_i = \frac{u[m] L_i}{L[m]}, \quad i_{m-1} < i \leq i_m. \quad (11)$$

最优化控温方法的优点是能兼顾多项性能指标及物理约束,根据设定的权重系数,制定控温策略。本文研究的 X 射线望远镜,要求 54 个镜片温度均在 $(20 \pm 1)^\circ\text{C}$ 范围内,所有镜片的偏差计算式如下:

$$\begin{cases} e_1 = \frac{\sum_{i=1}^{54} \|T_{1,i} - 20\|}{54}, \\ e_2 = \max\{\|T_{1,i} - 20\|\} \end{cases} \quad (12)$$

其中: e_1, e_2 分别为均值偏差和单个镜片最大偏差,根据指标要求,期望 e_1, e_2 均趋于 0。

分区数量过大、区域长度过小,都将增大变

热流密度加热器的研制难度。鉴于此,本文将第一类加热器制作工艺的研制难度,量化为区域个数 k 、各区域最小长度 $\min\{L[m]\}$ 两个指标,且期望 k 较小、 $\min\{L[m]\}$ 的值较大。结合式(12),可得如下代价函数:

$$J = s_1 e_1 + s_2 e_2 + s_3 k + s_4 \min\{L[m]\}, \quad (13)$$

其中: s_1, s_2, s_3, s_4 分别为均值偏差、最大偏差、区域个数和区域最小长度的权重系数, m 取值 $1, 2, \dots, k$ 。

分析过程中,首先需要设置好权重系数,将控制变量 Q_n 输入式(8)所示的热模型,结合各区域物理参数计算结果 $T_{1,i}$;其次,求解代价函数序列 $\{J[1], J[2], \dots, J[P]\}$,完成遍历后,记录序列最小值 $J_{\min} = \min\{J[1], J[2], \dots, J[P]\}$;最后作出决策,如果 J_{\min} 在 k 方向的梯度小于 0,表明需要进行第 $k+1$ 次分析,进一步减小代价函数;否则,表明本次划分区域个数为当前权重系数下的最佳分配策略。

代价函数含有温度、个数等不同单位的物理量,设置权重前分别对各物理量去单位化。本文设置权重参数 s_1, s_2, s_3, s_4 分别为 0.3, 0.3, 0.01, 0.1,当划分区域个数不同时,计算结果如表 1 所示。当 k 取 1、2 时,均值偏差 e_1 、最大偏差 e_2 均大于 1°C ,显然无法满足控温指标的需求;当 $k > 2$ 时,偏差和 $e_1 + e_2$ 均小于 1°C ,满足性能指标要求,且随着 k 增大,均值偏差 e_1 逐渐减小,最大偏差 e_2 逐渐变大。综合工艺可行性参数 $k, \min\{L[m]\}$,作评价函数曲线如图 6 所示。

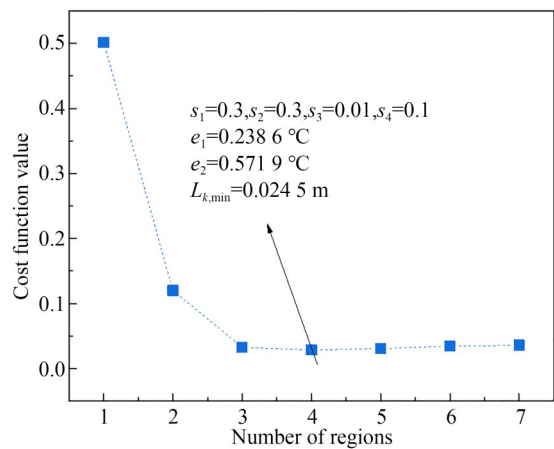


图 6 代价值随区域个数变化曲线 ($k=4$ 时,代价值最小为 0.2834)

Fig. 6 Curve of variation of surrogate value with the number of regions (at $k=4$, the surrogate value is minimized to 0.2834)

表 1 不同区域个数下的最小偏差与划分结果

Tab. 1 Minimum deviation and segmentation results for different number of regions

区域数	镜片编号	区间功率/W	均值偏差 $e_1/^\circ\text{C}$	最大偏差 $e_2/^\circ\text{C}$
1	[1, 54]	0.633	4.679	7.047
2	[1, 5],[6, 54]	0.284,0.348	1.010	1.634
3	[1, 5],[6, 17],[18, 54]	0.284,0.186,0.162	0.337	0.565
4	[1, 5],[6, 17],[18, 29],[30, 54]	0.284,0.186,0.099,0.063	0.239	0.572
5	[1, 5],[6, 17],[18, 29],[30, 39],[40, 54]	0.284,0.186,0.099,0.046,0.018	0.200	0.574
6	[1, 5],[6, 13],[14, 17],[18, 29],[30, 39],[40, 54]	0.284,0.142,0.044,0.099,0.046,0.018	0.167	0.577
7	[1, 5],[6, 13],[14, 17],[18, 21],[22, 29],[30, 39],[40, 54]	0.284,0.142,0.044,0.04,0.058,0.046,0.018	0.152	0.579

根据代价函数随区域个数 k 的变化趋势,发现在 $k=4$ 处代价函数在 k 方向上存在拐点。在拐点之前,随着 k 的增加,代价函数逐渐减小,表明随着区域数量的增加,控温性能的优化效果超过了工艺研制难度的增加;而在拐点之后,随着 k 的增加,代价函数逐渐增大,说明控温性能的优化效果逐渐不及工艺研制难度的增加。

4 试验及分析

4.1 试验设计

按照表 1 所示参数,将第一类加热器分为 4

个区域,各区域对应的镜片编号分别为:1~5,6~17,18~29,30~54,阻值分配比例为 0.284:0.186:0.099:0.063。第一类加热器由 16 片组成,分别安装于聚焦镜轮毂的 16 根辐条侧面,如图 7(a)所示。第二类加热器是均匀密度加热器,由 16 片组成,分别安装于轮毂外环的 16 个凹槽内,如图 7(b)所示。

聚焦镜轮毂的热装配状态如图 7(c)所示,两类加热器各单元的物理参数、工作电压均相同,第一类加热器总体分布如图 8 中 a-1~a-16 红色区域所示,第二类加热器总体分布如图 8 中 b-1~b-16 绿色区域所示(彩图见期刊电子版)。

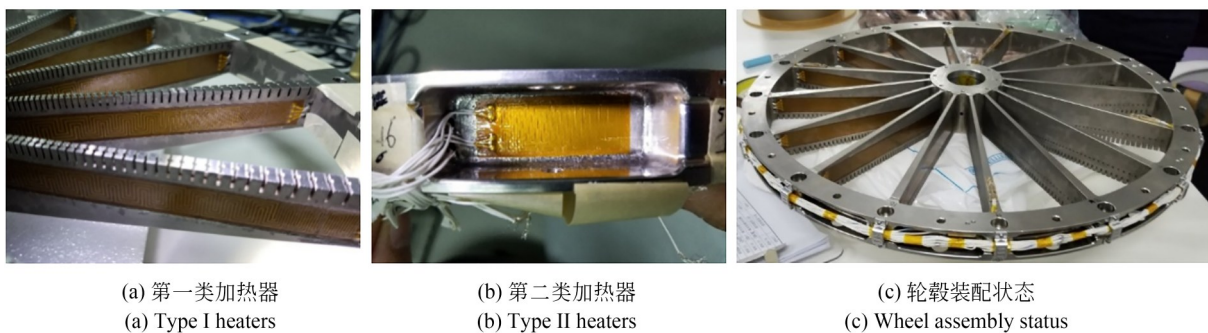


图 7 两类加热器在聚焦镜轮毂上的装配状态

Fig. 7 Assembly status of two types of heaters on a focusing mirror hub

在 1#,13#,24#,54#镜片的上下部各粘贴一个热电偶,如图 9 所示,用于监测测试过程中聚焦镜片的温度变化。完成研制后,X 射线望远镜参

与了整星级热真空试验。在试验过程中,第一类和第二类加热器均采用 PI(比例-积分)算法,以调节轮毂和隔热筒的温度至目标值。

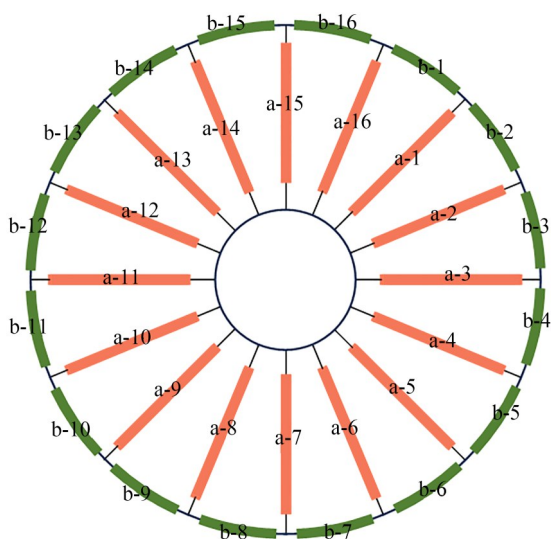


图 8 两类加热器整体分布示意图(a-1 ~ a-16 为第一类加热器,b-1 ~ b-16 为第二类加热器)

Fig. 8 Schematic diagram of the overall distribution of the two types of heaters (a-1 to a-16 for type I heaters, b-1 to b-16 for type II heaters)

4.2 结果分析

X 射线望远镜的热真空试验测试结果显示,如图 10 所示,镜片整体温度范围为 19.1~20.9 °C,满足了要求的(20±1)°C 指标。镜片展现出良好的时域温度稳定性,其温度波动幅值 < 0.2 °C。这一结果表明所建立的数学模型是正确的,并且提出的最优化精密控温方法能够解决非均匀不连续大尺度望远镜的控温难题。所设置

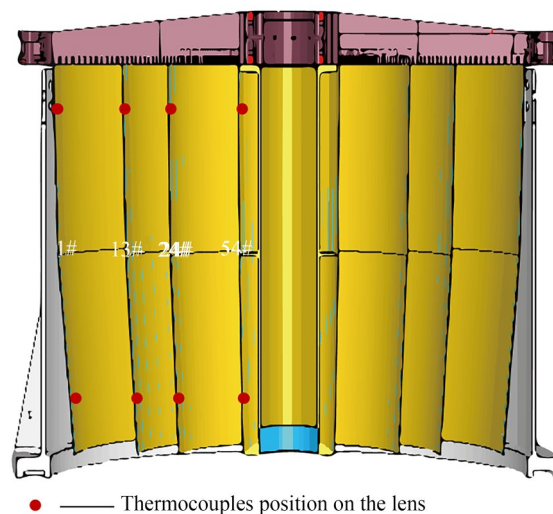
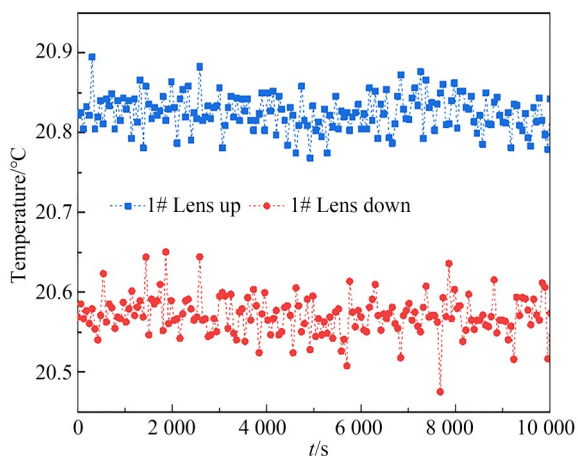


图 9 镜片上热电偶分布

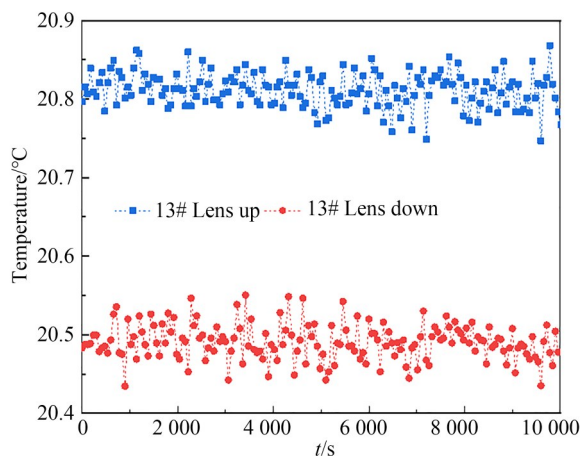
Fig. 9 Distribution of thermocouples on the lens

的权重参数 s_1, s_2, s_3, s_4 , 能够有效地筛选出最佳的控温方法。

在同一镜片上,上端温度高于下端温度,其中温度梯度最大的镜片为 23# 镜片,两端温差约为 0.7 °C;梯度最小的镜片为 54# 镜片,两端温差约为 0.1 °C;1# 和 13# 镜片上下两端的温差分别约为 0.2 °C 和 0.3 °C。造成各镜片上下两端温度梯度的主要原因是轴向热源的不均匀分布,上端轮毂的第一类和第二类加热器是望远镜的主要热源;镜片下端的热环境的平均温度约为 7.5 °C,低于镜片温度,属于冷源。



(a) 1# 镜片温度变化情况
(a) 1# lens temperature change



(b) 13# 镜片温度变化情况
(b) 13# lens temperature change

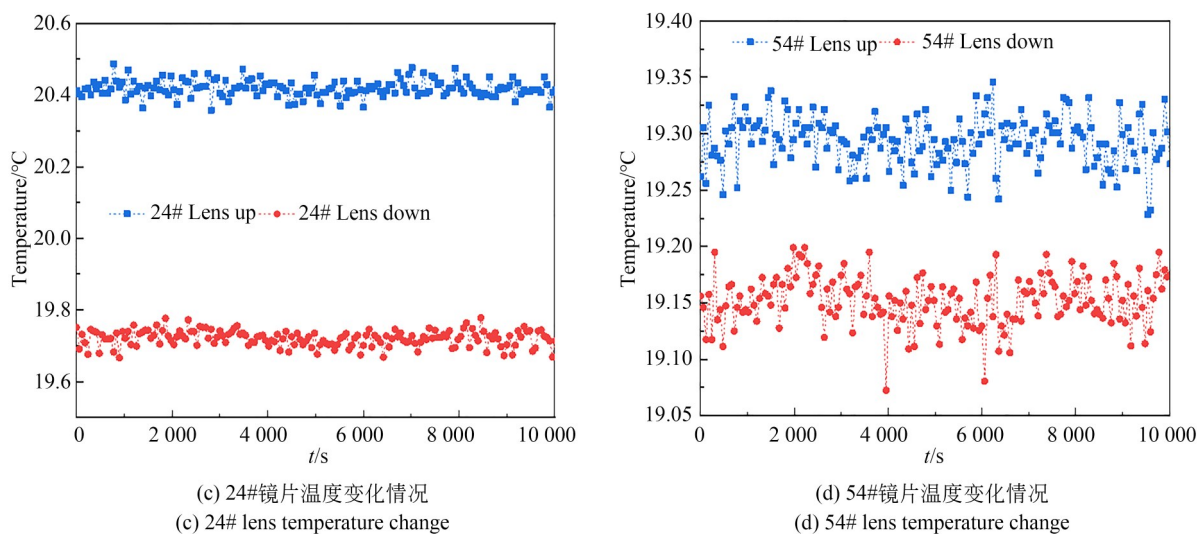


图 10 镜片温度测试结果

Fig. 10 Results of lens temperature test

不同镜片之间上下两端温度梯度的差异, 主要受径向热环境和换热系数的影响。隔热筒和中轴温度构成了聚焦镜片的径向热边界, 两者上下温度梯度较小, 从而使得径向两端的镜片温度场分布相对均匀。由于镜片表面发射率低, 辐射换热系数很小, 导致径向中部镜片的上下两端的温度梯度增大。镜片的平均温度随着镜片编号的增大逐渐降低, 这表明中轴的实际温度低于期望值, 主要是因为数学模型中忽略了镜片间的径向辐射换热, 这将是后续进一步优化方向。

5 结 论

本文根据 EP 卫星载荷 X 射线望远镜的精密控温要求, 建立了以轮毂、镜片为核心的传热数学模型, 揭示了非均匀、不连续系统中的热量传递规律, 分析出径向温度调节是攻关方向, 基于此, 提出了针对 X 射线空间望远镜的最优化精密控温方法。利用该方法设计出变功率密度加热器, 并完成了 X 射线望远镜精密控温系统的研制与试验。结果表明: 镜片整体温度范围为 19.1~20.9 °C, 满足指标 $(20 \pm 1)^\circ\text{C}$ 的要求, 且时域温度稳定性较好, 小于 0.2 °C。

参考文献:

- [1] 袁为民, 张臣, 陈勇, 等. 爱因斯坦探针: 探索变幻多姿的 X 射线宇宙[J]. 中国科学(物理学力学天文学), 2018, 48(3): 2-21.
YUAN W M, ZHANG C, CHEN Y, *et al.* Einstein probe: exploring the ever-changing X-ray universe [J]. *Scientia Sinica (Physica, Mechanica & Astronomica)*, 2018, 48(3): 2-21. (in Chinese)
- [2] 周庆勇, 魏子卿, 雷耀虎, 等. 面向脉冲星深空基准建立的 X 射线望远镜及发展设想[J]. 航空学报, 2023, 44(3): 36-53.
ZHOU Q Y, WEI Z Q, LEI Y H, *et al.* X-ray telescope for pulsar deep space reference and its development vision [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2023, 44(3): 36-53. (in Chinese)
- [3] 张星, 王娟, 张艺, 等. Wolter-I 型聚焦镜热变形数值研究[J]. 光子学报, 2020, 49(5): 0512002.
ZHANG X, WANG J, ZHANG Y, *et al.* Numerical study on thermal deformation of wolter-I focusing telescope [J]. *Acta Photonica Sinica*, 2020, 49(5): 0512002. (in Chinese)
- [4] 祝宇轩. EP 卫星 FXT 聚焦镜研究[D]. 长春: 吉林大学, 2022.
ZHU Y X. Research on FXT focusing mirror of EP satellite [D]. Changchun: Jilin University, 2022. (in Chinese)
- [5] 杨勋, 徐抒岩, 马宏财, 等. 径向温度梯度对轻量化反射镜面形精度的影响[J]. 光学精密工程, 2019, 27(7): 1552-1560.

- YANG X, XU S Y, MA H C, *et al.* Influence of radial temperature gradient on surface figure of lightweight reflective mirror[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2019, 27(7): 1552-1560. (in Chinese)
- [6] 黄春玮. 轻质宽幅空间相机热控技术研究[D]. 长春: 中国科学院大学(中国科学院长春光学精密机械与物理研究所), 2023.
- HUANG C W. *Research on thermal control technology of light and wide space camera*[D]. Changchun: Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, 2023. (in Chinese)
- [7] 李强, 孔林, 张雷, 等. 多光谱大幅宽光学遥感卫星的热设计及验证[J]. *光学精密工程*, 2020, 28(4): 904-913.
- LI Q, KONG L, ZHANG L, *et al.* Thermal design and validation of multispectral max width optical remote sensing satellite [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2020, 28(4): 904-913. (in Chinese)
- [8] 柏添, 孔林, 黄健, 等. 低倾角轨道微小遥感卫星的热设计及验证[J]. *光学精密工程*, 2020, 28(11): 2497-2506.
- BAI T, KONG L, HUANG J, *et al.* Thermal design and verification of micro remote-sensing satellite in low inclination orbit [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2020, 28(11): 2497-2506. (in Chinese)
- [9] GUAN F W, ZHANG F, CAO N L, *et al.* Thermal control design and experimental verification of light off-axis space optical remote sensor in the Sun-synchronous orbit[J]. *International Journal of Heat and Technology*, 2018, 36(1): 125-132.
- [10] 曹恒, 强佳, 周成林, 等. 激光测距望远镜光学组件的热控设计与技术验证[J]. *科学技术创新*, 2022(3): 6-9.
- CAO H, QIANG J, ZHOU C L, *et al.* Analysis of thermal control design of laser imaging radar[J]. *Scientific and Technological Innovation*, 2022(3): 6-9. (in Chinese)
- [11] 黑花阁, 李潇雁, 李璐芳, 等. 地球同步轨道大型空间相机主动热控系统[J]. *中国激光*, 2023, 50(22): 3788/CJL230489.
- HEI H G, LI X Y, LI L F, *et al.* Design of active thermal control system for large space camera in geosynchronous orbit [J]. *Chinese Journal of Lasers*, 2023, 50(22): 3788/CJL230489. (in Chinese)
- [12] 李朋, 周军, 于晓洲. 立方星电源系统最大功率点跟踪优化控制方法[J]. *宇航学报*, 2019, 40(7): 824-830.
- LI P, ZHOU J, YU X Z. An optimized maximum power point tracking control method for electrical power system of CubeSats [J]. *Journal of Astronautics*, 2019, 40(7): 824-830. (in Chinese)
- [13] XIONG Y, GUO L, TIAN D F, *et al.* Intelligent optimization strategy based on statistical machine learning for spacecraft thermal design [J]. *IEEE Access*, 2020, 8: 204268-204282.
- [14] YUAN Z P, CHEN L H, HAN H, *et al.* Optimal design of thermal control system for space optical remote sensor based on NSGA-II and opto-mechanical-thermal integration analysis [J]. *Case Studies in Thermal Engineering*, 2023, 43: 102813.
- [15] 耿利寅, 张传强, 童叶龙, 等. 外热流扰动下航天器精密控温系统的设计及参数优化[J]. *航天器工程*, 2023, 32(6): 10-17.
- GENG L Y, ZHANG C Q, TONG Y L, *et al.* Design and parameter optimization of high-precision temperature control system for spacecraft disturbed by external heat flux [J]. *Spacecraft Engineering*, 2023, 32(6): 10-17. (in Chinese)
- [16] 苏飘逸. 特定方向推力下的航天器快速协同交会的最优控制[D]. 济南: 山东大学, 2020.
- SU P Y. *Optimal Control of Spacecraft Rapid Cooperative Rendezvous Under Specific Thrust* [D]. Jinan: Shandong University, 2020. (in Chinese)

作者简介:



张晓峰(1980—),男,研究员,博士生导师,中国科学院微小卫星创新研究院卫星总师,主要从事航天器总体、航天器热控等方面的研究。E-mail: zhangxf@microsat.com

通讯作者:



张永合(1977—),男,研究员,博士生导师,中国科学院微小卫星创新研究院科学所所长、重点实验室主任,主要从事卫星总体设计与仿真,无拖曳编队,深空导航,分布式系统,智能控制等航天新技术研究。E-mail: zhangyh@microsat.com