

某低轨倾斜轨道相机热控系统设计及验证

于 志, 孟庆亮, 于 峰, 聂云松, 赵振明, 郭 楠

(北京空间机电研究所, 北京 100094)

摘要: 某新型对地观测空间相机已随新技术试验星成功发射入轨。相机运行于低轨倾斜圆轨道为非太阳同步轨道, 其面临的空间外热流变化非常复杂。为了保证相机在轨稳定工作, 光学系统和承力结构需要具有较高的温度稳定性, 低温红外探测器需要配备大功率制冷机。复杂的外热流环境和高稳定度的指标要求给热控系统的设计研制带来了极大的挑战。根据任务特点和需求, 对热控研制任务展开了分析, 提出了借助卫星平台姿态规避, 间接辐射控温以及 $\pm X$ 侧耦合散热面等热控措施。热平衡试验与在轨飞行实测数据表明, 相机光学系统的温度水平保持在 (18 ± 2) °C 范围内, 稳定度优于 ± 0.3 °C/轨, 满足相机各项温度指标, 证明相机热控设计方案合理可行, 相机在轨工作条件良好。

关键词: 空间红外相机; 热控设计; 热平衡试验; 在轨验证; 低轨倾斜圆轨道

中图分类号: V443⁺.5 **文献标志码:** A **DOI:** 10.3788/IRLA20200332

Thermal design and test for space camera on inclined-LEO orbit

Yu Zhi, Meng Qingliang, Yu Feng, Nie Yunsong, Zhao Zhenming, Guo Nan

(Beijing Institute of Space Mechanics & Electricity, Beijing 100094, China)

Abstract: A novel earth observation space infrared camera has been successfully launched into orbit by a test satellite. The inclined-LEO orbit for the camera is not a sun-synchronous orbit, and thus the variation of external heat flux for the space load is extremely complicated. In order to guarantee the camera operating stably in orbit, high temperature stability for the optical system and the load-carrying construction and large power pulse tube cryocooler of low temperature infrared detector are both required. The complicated orbit heat flow and high stability thermal control indexes brought a big challenge for the thermal design. Based on the thermal control index and the space environment, the characteristic of the thermal design was analyzed and the team proposed a set of measures to meet the targets, like attitude maneuver, indirect radiant thermal control and coupled radiating surface. The thermal balance test result and in-orbit temperature data both indicated the thermal stability of the optical system was better than ± 0.3 °C for each orbit within the temperature level of (18 ± 2) °C. Results shows that the thermal design is reasonable and practicable, and the space infrared camera works in good condition in orbit.

Key words: space infrared camera; thermal design; thermal balance test; in orbit test; inclined-LEO orbit

收稿日期: 2020-09-04; 修订日期: 2020-12-17

基金项目: 国家自然科学基金 (51806010)

作者简介: 于志, 男, 工程师, 博士, 主要从事空间光学遥感器热设计方面的研究。

0 引言

某新型对地观测空间相机随新技术试验星成功发射入轨。该载荷为离轴式红外光学系统,对温度变化要求非常高,一方面温度变化会引起材料物理属性变化以及热变形,导致遥感器视轴漂移和波前畸变等影响成像质量^[1],另一方面自身热辐射发生变化降低光学系统的探测灵敏度^[2-3]。为保证高质量的成像,相机在轨工作时需要光学系统满足较高的温度指标要求。相机主要的温度扰动源一方面来自宇宙深冷空间及外热流(太阳辐射、地球红外、地球反照),另一方面来自相机内部热源的发热,例如低温红外探测器配备的大功率制冷机等。热控系统的目的就是统筹管理相机内外部热量,保障相机达到合适的温度指标要求^[4-5]。

该相机运行于低轨倾斜圆轨道,为非太阳同步轨道,全寿命周期内太阳光与轨道面夹角 β 角(太阳与轨道面的夹角)变化很大,在 $-58.4^\circ\sim 58.4^\circ$ 之间。一些研究者对该类型轨道的卫星平台外热流进行了分析,认为该轨道外热流非常复杂^[6],热流扰动大,无稳定背阴面,对热控系统的研制带来了很大难度^[7]。宁献文等提出基于传统被动热控设计思路的组合式散热面优化设计方法^[8]。黄金印等提出了以散热面吸收外热流最小为目标函数,并基于六面体卫星的散热面建立了最优化设计模型^[9]。目前,该相机所用轨道较多适用于电子载荷等不受光照条件限制对地全时域观测卫星^[10]。光学载荷由于温度指标较高,较少应用在该轨道。针对该载荷,主要的热控需求包括:光学系统温度范围较窄,要求保持在 $(18\pm 2)^\circ\text{C}$,其中调焦镜指标要求在 $(18\pm 1.2)^\circ\text{C}$;温度稳定性指标较高,要求达到 $\pm 0.3^\circ\text{C}/\text{轨}$;红外低温探测器配套的大功率制冷机需要进行高效散热。在如此复杂的轨道外热流环境条件下要满足以上条件,对热控系统的研制带来极大的挑战。

为解决低轨倾斜圆轨道相机的热控难题,文中对某轨道上的相机进行热分析,给出该相机热控设计方案。热控系统经过地面热平衡试验和在轨飞行验证,证明了相机热控系统设计的正确性和合理性。

1 相机热控系统设计

1.1 相机概述及热控研制任务分析

该相机采用离轴三反光学系统,空间分辨率高,口径大,主镜口径达到 $\Phi 500\text{ mm}$ 。相机主体尺寸大,主次镜间距达到 800 mm 。相机构型示意图见图 1,由光学系统、调焦组件、探测器组件、制冷机、主承力结构、遮光罩和热控系统等组成。相机采用了轻质高强度的碳纤维增强复合材料主体结构以及高刚度的碳化硅镜坯材料以满足载荷的重量要求。

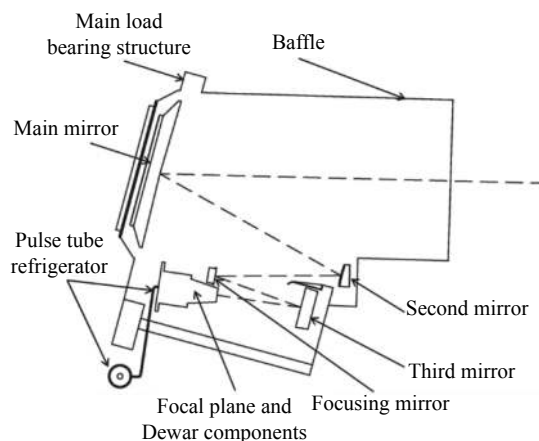


图 1 相机构型示意图

Fig.1 Schematic diagram of the camera configuration

为了确保光学系统在轨温度波动条件下的成像质量,要求各反射镜之间位置相对稳定。根据光学系统公差分析,最敏感的主次镜间距变化不得超过 $5\ \mu\text{m}$,各反射镜面形必须保持优于 $1/30\lambda$,由此对相机热控提出了指标要求,见表 1。

相机安装在卫星+Z 舱板,处于整星舱外,卫星的相机安装面温度范围为 $-5\sim 25^\circ\text{C}$,载荷舱外温度为 $-90\sim 90^\circ\text{C}$ (太阳帆板温度不超过 93°C)。相机内热源主要是焦面制冷机,成像工作时制冷机功耗 130 W ,待机工作时 100 W ,压缩机、热端热耗分配比为 $1:2$ 。

针对以上相机情况和设计输入分析相机热控系统研制任务难点:

(1) 轨道外热流变化复杂,热流分析难度大。该相机工作于低轨倾斜圆轨道,在运行寿命周期内,阳光与轨道面的夹角变化幅度大,按照常规三轴稳定姿

表 1 相机主要部组件在轨温度指标要求

Tab.1 Thermal control index of the camera main components

Components	Thermal control index
Baffle	-100-80 °C
Main load bearing structure	10-24 °C
Main mirror, second mirror, third mirror	(18±2) °C, stability better than ±0.3 °C/orbit
Focusing mirror	(18±1.2) °C, stability better than ±0.3 °C/orbit
Pulse tube, refrigerator	-35-15 °C, stability better than ±5 °C/orbit
Dewar components	>28 °C (Heating decontamination stage)

态运行,无稳定背阴面,各侧面均会受到太阳直射,轨道外热流的变化比太阳同步轨道复杂。而外热流分析是热设计的基础,确定热设计的极端工况设置和散热面的选取,复杂的轨道外热流变化增加了分析难度。

(2) 相机光学系统温度指标高。主、次、三镜要求在 (18±2) °C 范围内,调焦镜要求在 (18±1.2) °C 范围内。光学系统要求达到 0.3 °C/轨的稳定度要求。离轴式光学系统造成载荷非对称的特点,增加了热控设计难度。

(3) 相机内热源散热设计难度大。相机要保证全天候工作,相机内部制冷机需要维持长期工作且发热功耗大。外热流复杂多变,增加了内热源散热设计的难度。

1.2 外热流分析

该相机运行于低轨倾斜圆轨道,轨道倾角为 35°,轨道高度 500 km 左右,β角在-58.4°~58.4°之间变化。为降低轨道环境对热控设计的影响,确定在轨姿态策略为:非工作时段,卫星在阳照区为负 Z 对日,阴影区为三轴稳定对地姿态,相机工作时,恢复三轴稳定对地成像姿态。

该姿态调整策略为相机在光照区非工作时段提供了除-Z 侧面外,入光口和 X, Y 的稳定背阴面可以考虑作为内热源的散热面。阴影区三轴稳定对地姿态,利用阴影区地球红外加热作用,减少相机阴影区的热控主动补偿功耗,节省资源。

姿态调整的策略使得相机在轨外热流分析的状态变得复杂,需要详细分析确定散热面方位和相机极端工况设置。借用 Thermal Desktop 热仿真分析软件,对相机在轨运行姿态在不同 β 角下的外热流进行仿真分析,得到太阳辐照和地球红外到达相机各表面总

和的轨道周期平均外热流随 β 角的变化趋势,并与正常姿态的相机外热流进行了对比,如图 2 和图 3 所示,分析如下。

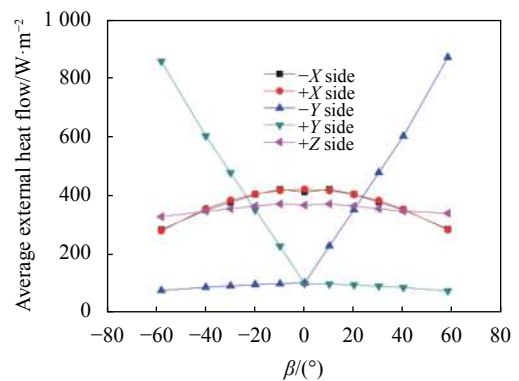


图 2 周期平均外热流随 β 角变化趋势 (正常姿态)

Fig.2 Periodic heat flow with different β angle (normal attitude)

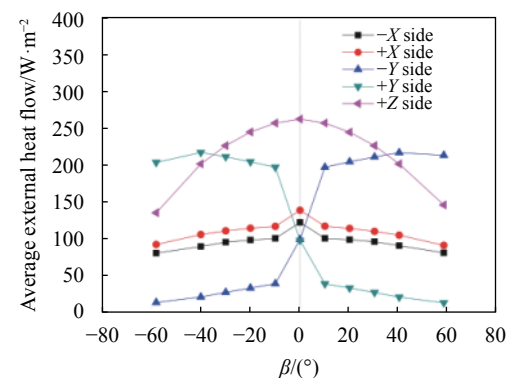


图 3 周期平均外热流随 β 角变化趋势 (规避姿态)

Fig.3 Periodic heat flow with different β angle (attitude maneuver)

(1) 采取姿态调整使相机轨道外热流环境有所改善。整个在轨寿命周期内,除-Z 面各表面在相同 β 角情况下,周期平均外热流明显降低,为相机散热设计提供优化方向,降低热控资源需求。

(2) +Z 面, +X 面, -X 面周期平均外热流随 β 角变化趋势是以 β 为 0° 呈现对称的趋势, 且随着与 β 为 0° 的距离增加, 轨道周期平均外热流为单调下降趋势。因此, β 为 0° 时, +Z 入光口和 $\pm X$ 面, 周期平均外热流为极大值, β 为 -58.4° 或者 58.4° , 周期平均外热流为极小值。

(3) $\pm Y$ 面整个在轨寿命周期内, 周期平均外热流变化幅度较大。+Y 面周期平均外热流随 β 角变化情况整体大致呈现下降趋势, 但在 -40° 附近存在拐点。-Y 面周期平均外热流随 β 角变化与 +Y 面相反, -Y 面对应的在 40° 附近存在拐点, $\pm Y$ 面变化呈现以 β 为 0° 轴对称的趋势。

相机工作时, 恢复三轴对地姿态。在阴影区时不会受到太阳照射, 但在阳照区工作时, X、Y 侧面在整个寿命周期内依然无稳定背阴面, 出现太阳直射的情况, 分析如下:

(1) 相机工作时, 对于 Y 侧面在轨道周期内, 当 $\beta > 0^\circ$, -Y 侧受到太阳直射; $\beta < 0^\circ$ 时情况相反, +Y 侧受到太阳直射。

(2) 相机工作时, 对于 X 侧面在轨道周期内, 在上午弧段, +X 侧受到太阳直射; 下午弧段情况相反, -X 侧受到太阳直射。

1.3 热控系统设计

相机在轨可实现全天时工作, 所处的低轨倾斜圆轨道内外热流扰动较大, 且相机光学系统的温度稳定性要求较高。相机在轨运行除姿态策略进行了调整外, 还采取了间接辐射控温, 散热面耦合散热等热控措施保障相机光机主体满足工作温度指标要求。

1.3.1 间接辐射控温

采用间接辐射控温技术保障相机光学系统的温度稳定性达到 $\pm 0.3^\circ\text{C}/\text{轨}$ 的指标要求。间接辐射控温是借助周围的辅助结构件对被控对象进行主动控温, 通过辐射热交换的方式实现被控对象高精度温控技术^[11]。A、B 物体之间辐射换热的通过公式 (1) 计算。相同温度水平下, 辐射热阻要远远大于对流热阻和导热热阻, 通过控制 A 的温度间接辐射控制 B 的温度, 使得 B 的控温具有较好的鲁棒性, 该方法在高分二号相机等多个型号热控中已得到在轨验证^[4, 12]。

$$q_{ab} = \varepsilon_a A_a \sigma B_{ab} (T_a^4 - T_b^4) \quad (1)$$

式中: q_{ab} 为 A、B 物体之间的辐射换热量; ε_a 为 A 物体

红外发射率; A_a 为 A 物体辐射换热面积; B_{ab} 为 Gebhardt 辐射交换因子; σ 为斯蒂芬-玻耳兹曼常数, $5.67 \times 10^{-8} \text{ W}/(\text{m}^2\text{K}^4)$; T_a 、 T_b 分别为物体 A、B 表面温度。

在该任务中, 相机光学系统通过借助复材主体框架的结构表面以及针对主镜、三镜、次镜、调焦镜等支架组件设置专门的热罩等结构, 通过主动加热的方法对相机光学系统进行间接辐射控温。同时在相机外侧、热罩的外侧、相机内部焦面和制冷机热端的外侧均包覆多层隔热组件, 最大程度地减少轨道环境外热流和相机内部内热源的热流干扰, 保障光学系统的温度稳定性。

1.3.2 散热面耦合散热

相机内部最大热源为焦面组件的制冷机热端, 设计功耗成像工作时 86.7 W , 待机时 66.7 W 。为了消除制冷机压缩机发热和振动对相机主体结构的影响, 将制冷机压缩机放置在了相机外侧, 固定在整星舱板上, 设计功耗成像工作时 43.3 W , 待机时 33.3 W 。为保证焦面探测器冷量需求, 制冷机温度指标需要保持在 $-35 \sim 15^\circ\text{C}$ 之间。发热功率大, 外热流复杂, 需要设计合适的热量传输散热通路。

根据相机轨道外热流和相机工作时卫星受晒情况的分析, 采用散热面耦合散热的方案。相机 $\pm X$ 侧面和 $\pm Y$ 侧面耦合后周期平均外热流随角度变化的趋势如图 5 所示。另外考虑太阳帆板在相机 $\pm Y$ 侧面, 两侧面受到太阳帆板施加的额外红外辐射热流最大在 $70 \text{ W}/\text{m}^2$ 左右。因此选取 $\pm X$ 面耦合的方案作为相机内热源的散热面, 选用在轨性能稳定的 OSR 作为散热面涂层, $\pm X$ 侧各 0.4 m^2 。

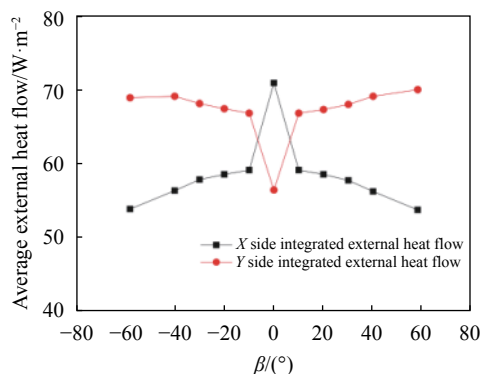


图 5 耦合散热面吸收的周期平均外热流随 β 角变化趋势

Fig.5 Periodic heat flow absorbed by coupled radiating surface with different β angle

制冷机热端和压缩机热量散热路径设计如图 6 所示。采用槽道热管将热量分别引至±X 侧散热面，热端使用四根热管，压缩机使用两根热管。热端侧四根热管采用交叉错位的方式安装，防止单侧散热面受晒时造成热端温度分布不均的情况。

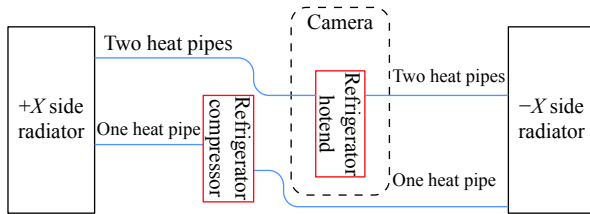


图 6 制冷机热源散热方案示意图

Fig.6 Schematic diagram of heat dissipation for pulse tube refrigerator

1.3.3 其他热控措施

相机入轨初期，焦面组件窗口玻璃温度较低，为

了防止入轨初期污染物向窗口玻璃汇集，需要对其进行加热去污。因此在焦面组件杜瓦窗口附近布置一路加热功率 18 W 主动加热回路，保证相机入轨初期焦面组件杜瓦窗口温度不低于 28 °C，同时对焦面组件进行隔热包覆，隔离焦面组件温度波动对相机内部光学系统的干扰。

2 地面试验验证及在轨飞行验证

地面研制阶段，通过真空环境模拟室对相机进行真空热平衡试验是验证热控系统设计与合理性的有效手段。为此，在相机研制过程中进行了充分的热平衡试验验证，表 2 为相机根据在轨工作模式和轨道环境选取的极端工况。

表 2 热平衡试验工况

Tab.2 Thermal balance test cases

Case	Orbit external thermal flux	Temperature boundary	Operating mode
Case 1	Minimum	Low temperature boundary	Heating decontamination mode
Case 2	Minimum	Low temperature boundary	Standby mode
Case 3	Maximum	High temperature boundary	Normal operation mode

图 7 为相机光学系统入轨稳定后三天内的温度变化曲线，光学系统整体维持在 18~19 °C 之间，温度波动优于±0.3 °C/轨。加热去污阶段，热平衡试验和在轨阶段的杜瓦窗口温度均保持在 28 °C 以上，图 8 为入轨加热去污阶段 10 天左右的杜瓦窗口玻璃的温

度变化曲线。表 3 为相机热平衡试验结果与在轨温度数据。可以看出，当前热控系统的设计，相机各部分组件温度均满足技术指标要求，热控设计合理，仿真分析正确。

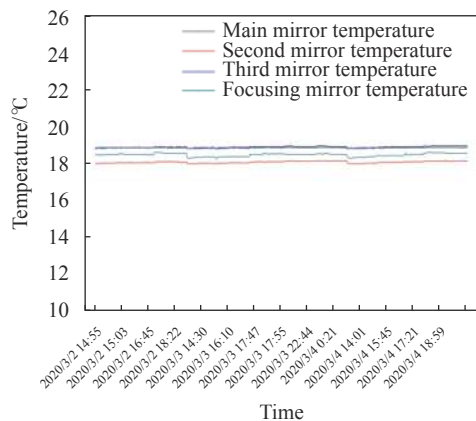


图 7 光学系统在轨温度变化曲线

Fig.7 Temperature variation curve of optical system in orbit

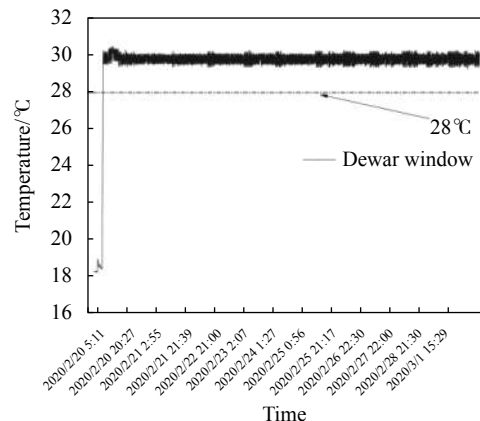


图 8 杜瓦窗口在轨温度变化曲线

Fig.8 Temperature variation curve of Dewar window in orbit

表 3 热平衡试验和在轨飞行温度数据

Tab.3 Temperature data of thermal balance test and in orbit

Components	Thermal balance test/°C		In orbit temperature/°C	Temperature stability/°C·orbit ⁻¹	Index satisfaction
	Case 2	Case 3			
Main mirror	18.6-18.7	19.3-19.6	18.7-18.9	<±0.3	√
Second mirror	18.3-18.6	18.3-18.5	17.8-18.2	<±0.3	√
Third mirror	18.8-18.9	18.9-19.1	18.7-18.9	<±0.3	√
Focusing mirror	17.8-18.1	18.4-18.8	18.2-18.7	<±0.3	√
Baffle	3.8-4.4	6.3-10	7.6-12.3	-	√
Main load bearing structure	16.8-19.7	17.2-20.4	17.1-20.2	-	√
Refrigerator compressor	-32.8- -31.9	-13.2- -11.8	-23.6- -18.3	<±5	√
Refrigerator hot end	-32.2- -31.4	-18.7- -11.6	-15.8- -11.5	<±5	√

3 结 论

文中根据低轨倾斜圆轨道运行的某相机在轨工作模式和温度指标要求,分析了相机热控研制任务的重点和难点。详细分析了低轨倾斜圆轨道的外热流的特点,通过采取在轨工作姿态调整策略,满足了相机在轨成像需求,降低了热控系统资源需求。该相机热控设计方案采用间接辐射控温、散热面耦合排散热等措施,辅助其他常规热控措施。相机热平衡结果和在轨飞行温度数据表明,热控系统设计合理可行,很好地满足了相机在低轨倾斜圆轨道成像的温度要求,为后续在低轨倾斜圆轨道运行的光学遥感载荷提供了工程化经验参考。

参考文献:

[1] Yang Xun, Xu Shuyan, Li Xiaobo, et al. Influence of temperature gradient on thermal stability tolerance of large aperture reflective mirror [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2019, 48(9): 0916003. (in Chinese)

[2] Zhi Xiyang, Wang Dawei, Tan Fanjiao, et al. Analytical method of temperature effects on space infrared optical system Performance [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2015, 44(S1): 1-7. (in Chinese)

[3] Yu Shanmeng, Liu Ju, Yang Jinsong, et al. Thermal design and simulation for off-axis space optical remote-sensor [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2011, 40(8): 1521-1525. (in Chinese)

[4] Yu Feng, Xu Nana, Zhao Yu, et al. Thermal design and test for

space camera on GF-4 Satellite [J]. *Spacecraft Recovery & Remote Sensing*, 2016, 37(4): 72-79. (in Chinese)

[5] Li Qiang, Kong Lin, Zhang Lei, et al. Thermal design and validation of multispectral max width optical remote sensing satellite [J]. *Optics and Precision Engineering*, 2020, 28(4): 904-913. (in Chinese)

[6] Ning Xianwen, Zhang Jiayun, Jiang Hai. Extreme external heat flux analytical model for Inclined-orbit hexahedral satellite [J]. *Journal of Astronautics*, 2008, 29(3): 754-759. (in Chinese)

[7] Zhang Hao, Cao Jianguang, Wang Jiang, et al. Analysis of satellite's extreme heat flow in inclined orbit [J]. *Aerospace Shanghai*, 2018, 35(1): 36-42. (in Chinese)

[8] Ning Xianwen, Zhao Xin, Yang Changpeng. Optimum design method of combined type radiator for inclined-orbit satellite [J]. *Spacecraft Engineering*, 2012, 21(5): 48-52. (in Chinese)

[9] Huang Jinyin, Zhao Xin, Ma Huitao, et al. Optimal design for the radiator of hexahedral small/micro satellite [J]. *Spacecraft Engineering*, 2013, 22(6): 48-52. (in Chinese)

[10] Li Yuanjie, Jiang Haijian, Chen Hui, et al. Consideration on thermal control for rotatable antenna on inclined-Leo satellite [J]. *Aerospace Shanghai*, 2012, 29(3): 65-68. (in Chinese)

[11] Song Xinyang, Gao Juan, Zhao Zhenming, et al. Application of indirect thermal control technology for constant temperature control of Hr optical remote sensor [J]. *Spacecraft Recovery & Remote Sensing*, 2015, 36(2): 46-52. (in Chinese)

[12] Shen Chunmei, Yu Feng, Liu Wenkai. Thermal design of one space gas monitoring sensor and test validation [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2020, 49(4): 0413007. (in Chinese)