

低倾角轨道微小遥感卫星的热设计及验证

柏添, 孔林, 黄健, 姜峰, 张雷

引用本文:

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 Tian, KONG Lin, HUANG Jian, et al. Thermal design and verification of micro remote-sensing satellite in low inclination orbit[J]. *Optics and Precision Engineering*, 2020, 28(11): 2497–2506.

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.37188/OPE.20202811.2497>

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

多光谱大幅宽光学遥感卫星的热设计及验证

Thermal design and validation of multispectral max width optical remote sensing satellite
光学精密工程. 2020, 28(4): 904–913 <https://doi.org/10.3788/OPE.20202804.0904>

低轨高分辨率遥感卫星姿态机动对月定标方法

Lunar calibration method through attitude maneuver of low-earth-orbit and high-resolution remote sensing satellites

光学精密工程. 2020, 28(9): 1913–1923 <https://doi.org/10.37188/OPE.20202809.1913>

高分辨力遥感相机CCD采样位置自适应补偿技术

Adaptive compensation technique for CCD signal sampling positions in high-resolution remote sensing cameras

光学精密工程. 2020, 28(4): 973–978 <https://doi.org/10.3788/OPE.20202804.0973>

低轨卫星硅太阳能电池阵输出功率衰减估计

Degradation estimation for output power of silicon solar array of low earth orbit satellite

光学精密工程. 2017, 25(12z): 180–186 <https://doi.org/10.3788/OPE.20172514.0180>

微纳卫星高性能综合电子系统设计

Design and implementation of high performance reconfigurable integrated electronic system for micro/nano-satellite

光学精密工程. 2020, 28(9): 2056–2064 <https://doi.org/10.37188/OPE.20202809.2056>

文章编号 1004-924X(2020)11-2497-10

低倾角轨道微小遥感卫星的热设计及验证

柏 添¹, 孔 林^{1*}, 黄 健¹, 姜 峰¹, 张 雷^{1,2}

(1. 长光卫星技术有限公司, 吉林 长春 130033;

2. 中国科学院大学, 北京 100049)

摘要: 为了满足卫星平台热控指标及空间相机桁架的精密控温需求, 同时尽量降低卫星主动热控功耗, 合理规划了卫星热传递网络, 并进行了相机高精度控温设计。根据卫星结构布局、单机功耗分布和低倾角空间外热流特点进行了任务分析, 确定了热设计的重点和难点。然后进行了卫星热控系统的详细设计, 通过标定测温电路, 采用多层表面均温措施和开设各组件间的热交换通道, 合理利用整星资源进行了一体化热控设计, 并进行了热仿真分析。最后开展了卫星热平衡试验, 对热设计方案进行验证。卫星在轨飞行数据表明, 卫星各单机温度处于 $-0.5 \sim 28.8$ °C, 相机桁架的温度波动和均一性小于 ± 0.15 °C, 在轨平均功耗为 9.3 W, 满足平台的控温指标与相机的成像需求。热控分系统质量为 1.5 kg, 仅占比整星质量的 3%, 为低成本商业遥感卫星的热设计奠定了良好的基础。

关键词: 商业遥感卫星; 低倾角轨道; 热设计; 热试验; 在轨飞行

中图分类号: V474.2 **文献标识码:** A **doi:** 10.37188/OPE.20202811.2497

Thermal design and verification of micro remote-sensing satellite in low inclination orbit

BAI Tian¹, KONG Lin^{1*}, HUANG Jian¹, JIANG Feng¹, ZHANG Lei^{1,2}

(1. Chang Guang Satellite Technology LTD. CO, Changchun 130033, China;

2. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

* Corresponding author, E-mail: konglin@charmingglobe.com

Abstract: There is a need to satisfy the thermal control requirements of satellite platforms, achieve precise temperature control of space camera trusses, and minimize the power consumption of thermal control systems. In this study, the heat dissipation channel of the electronic equipment was planned reasonably, and the high-precision temperature control of a space camera was designed. First, mission analysis was performed based on the satellite structure layout, the power consumption of the electronic equipment, and the heat flow in low inclination orbit, and thus, the key and difficult points of the thermal design were identified. Next, a detailed design of the satellite thermal control system was carried out. A calibration method for the temperature measurement circuit was proposed, a multilayer-surface temperature equalization approach was adopted, and heat exchange channels between different components were opened. Hence, the entire satellite resources were reasonably used for integrated thermal control design. Finally, satellite thermal balance tests were performed to verify

收稿日期: 2020-05-28; 修订日期: 2020-06-23.

基金项目: 科技部重大专项资助项目 (No. 2016YFB0500904)

the thermal design. The temperature of the satellite in orbit indicates that the electronic equipment temperature ranges from -0.5 to $28.8\text{ }^{\circ}\text{C}$, and the temperature fluctuation and uniformity of the camera truss are lower than $\pm 0.15\text{ }^{\circ}\text{C}$. In addition, the average power consumption of the thermal control system in orbit is 9.3 W , which satisfies the temperature control index conditions of the platform and the focusing requirements of the camera. The weight of the thermal control subsystem is 1.5 kg , which accounted for only 3% of the total satellite weight. This study lays a good foundation for the thermal design of low-cost commercial remote-sensing satellites for future investigations.

Key words: commercial remote-sensing satellite; low inclination orbit; thermal design; thermal test; flying in orbit

1 引言

光学遥感卫星在包括资源调查、自然灾害监测以及环境保护等空间对地观测领域,扮演着重要角色。世界各国对遥感卫星观测数据高时间、高空间分辨率和高稳定性的要求不断提高^[1-2]。微小卫星星座组网或编队容易获得高的时间分辨率和观测覆盖性,缩短重访时间,达到甚至超越大型卫星的功能,因此是世界航天发展的趋势^[3]。

美国的 Skysat 卫星质量约为 90 kg ,对地观测和视频成像的分辨率接近亚米级。“鸽群(Flock)”系列卫星质量则很轻,约为 3 kg ,传感器视场角小,分辨率在米级水平,但凭借在卫星数量上的优势,能够实现更短的重访周期^[4]。阿根廷 Satellogic 公司也计划创建一个大型对地观测星座^[5],预计 2023 年实现 300 卫星同时在轨的目标。国内的长光卫星技术有限公司也在积极组建光学遥感星座,2019 年 6 月“吉林一号”星座入轨第十三颗卫星,与之前发射的卫星进行组网。该卫星是长光卫星技术有限公司探索短周期、低成本、高分辨率、高集成度卫星技术的又一突破。星上主载荷是一台低倾角轨道高分辨率推扫成像相机。该卫星整星质量约为 40 kg ,在 573 km 低倾角轨道下相机分辨率为 1.06 m 。为保证相机的在轨成像质量和指向精度,相机的主要部组件需在全寿命周期内保持较高的温度稳定性^[6]。

目前,光学遥感卫星主要采用太阳同步轨道,鲜有采用低倾角轨道的案例,对低倾角遥感卫星热设计的报道几乎没有。相比太阳同步轨道,低倾角轨道上的卫星对低纬度地区有着更高的重访

周期,但低倾角轨道的热流环境变化更为复杂,卫星(特别是遥感相机)的热设计难度更大。

卫星运行的低倾角轨道 β 角在 $-67^{\circ}\sim+67^{\circ}$ 间交替变化,导致空间热流波动大,卫星最长会经受约为 7 天的全阳照时间;整星承力筒既为卫星单机安装提供附着点和支撑,也充当相机的“遮光罩”,承力筒一面长期对日,导致承力筒的温度不均匀增大,影响光学系统的温度稳定性;卫星质量轻,受热扰动温度变化明显,单机一体化程度高,热流密度大,单机自身散热困难,且由于单机安装于承力筒上,单机的温度波动会间接导致光学组件的温度波动,故亟待开辟新的散热途径。该星研制成本低、周期短,分配给热控的资源少,除相机、蓄电池以外,其余单机均采用被动热控。总的来说,低倾角轨道所带来的全阳照时间,单机一体化程度高、热流密度大、安装位置特殊,相机热控精度要求高,承力筒材料导热系数低、温度不均匀等给整星热控设计带来很大挑战。

本文给出了详细的卫星热控设计方案,并经过地面试验和在轨飞行验证了该热控系统设计的正确性和合理性。

2 卫星概述

卫星主要由相机组件、承力筒、大综电系统、飞轮以及推进系统等部分组成。承力筒是整星的主承力结构、材料为碳纤维。整星没有严格意义的单机舱。根据坐标系,卫星外表面可划分为 $+X, -X, +Y, -Y, +Z, -Z$ 共 6 个方向,结构布局如图 1 所示。相机通过隔振垫与承力筒相连,单机主要集中布置在承力筒 $-Y$ 侧。整个承

力筒为整星所有单机组件提供固定安装界面并承受作用在卫星上的静力和动力载荷,同时起到相机“遮光罩”的作用,卫星一体化程度高。

为了满足光学相机的在轨成像要求,相机桁架的在轨全寿命温度均匀性 $\leq \pm 0.4\text{ }^{\circ}\text{C}$,全寿命温度稳定性 $\leq \pm 0.2\text{ }^{\circ}\text{C}$,且温度水平在 $15\sim 25\text{ }^{\circ}\text{C}$ 可调。

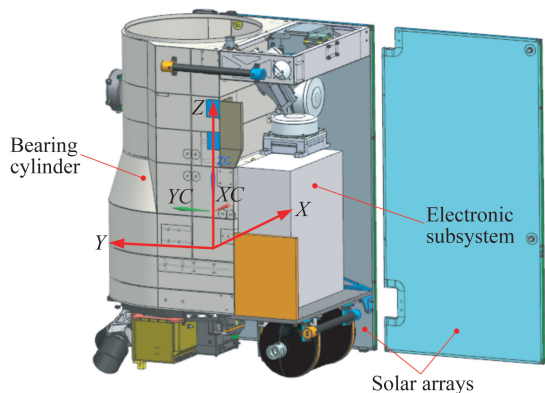


图 1 “吉林一号”卫星总体布局

Fig. 1 Overall layout of JL-1 satellite

星上核心部件大综电分系统由多个单机构成,包括数传端机、测导单元、中心机、配电热控单元、电源控制器和成像处理单元等,峰值热耗约为 85 W 。卫星主要部件的控温指标如表 1 所示。

表 1 热控分系统技术指标

Tab. 1 Technical indicators of thermal control system

组件名称	热控指标 ($^{\circ}\text{C}$)
电子学单机	$-10\sim 45$
蓄电池	$10\sim 30$
星敏感器	$-30\sim 45$
星敏安装面	18 ± 1
相机主体温度	$10\sim 30$ (目标温度 20 , 轴向温差 ≤ 4)
相机桁架热控调焦	调焦温度范围 $15\sim 25$, 在轨全寿命温度均匀性 $\leq \pm 0.4$, 全寿命温度稳定性 $\leq \pm 0.2$
太阳电池阵	$-70\sim 120$
天线	$-90\sim 90$

3 外热流分析

外热流的准确分析是热设计和热试验的基础。卫星轨道的 β 角越大,单轨阳照时间越长,卫星散热能力越差。当地球位于冬至点时,太阳辐射热流最强,卫星的 β 角变化是 $-67^{\circ}\sim 67^{\circ}$ 。故本文利用软件计算了两个极端工况($\beta=0\text{ }^{\circ}\text{C}$,夏至日和 $\beta=67\text{ }^{\circ}\text{C}$,冬至日)的外热流,结果如图 2 和图 3 所示。

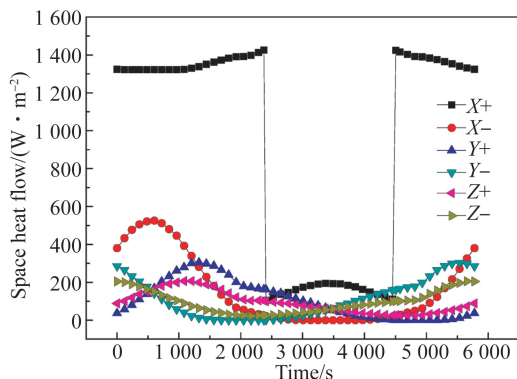


图 2 低温工况(夏至日 & $\beta=0$)热流

Fig. 2 Heat flow of low temperature condition

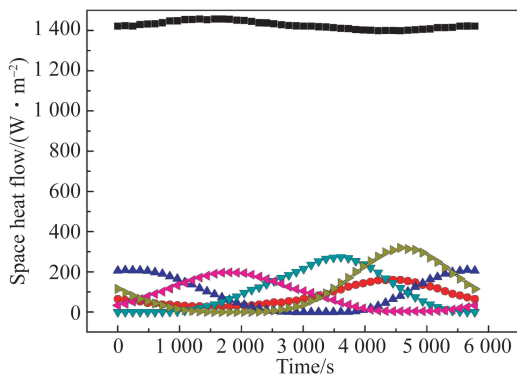


图 3 高温工况(冬至日 & $\beta=67^{\circ}$)热流

Fig. 3 Heat flow of high temperature condition

由热流分析结果可知:卫星三轴对日状态下,除对日面(+X 面)以外,其余各向热流较小,均可做卫星散热面,但由于卫星结构限制,仅-Y 面为主要散热面,且散热面的散热能力受到展开帆板温度水平的影响。高温工况中,从+X 面热流可以看出,卫星处于全阳照轨道段,热环境极为恶劣,对日面热量累积比较大。与低温工况热流相比,-X 面热流有所减小,导致高温工况下承力筒的温度不均匀性加剧。且帆板长期处于高温

水平,散热面散热能力下降,整星热控面临严峻挑战。

4 热设计任务分析

热控分系统在轨长期功耗不能超过 12 W,质量小于 1.5 kg。所处空间热环境复杂,热设计难度大,主要体现在:相比太阳同步轨道,低倾角轨道卫星所处空间热环境更加复杂、恶劣。单轨阳照时间变化大,存在 7 d 左右的全阳照时间。全阳照会使整星热量累积,散热通道受阻,整星温度升高,碳纤维承力筒温度不均匀性加剧,相机所处环境条件更加恶劣。

相机桁架杆热控指标高,给测温精度和控温精度都提出了较高的要求。在整星质量较小、热惯性较低的情况下,抑制外热流扰动,保持相机内部温度稳定难度很大^[7]。为满足高分辨率成像需求,桁架杆在轨全寿命周期的温度稳定性要小于 $\pm 0.2\text{ }^{\circ}\text{C}$,均匀性小于 $\pm 0.4\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。

大宗电分系统集成度高、热流密度大、承力筒热导率低,主要依靠散热面进行散热,散热通道单一,散热效率受单轨阳照时间限制。

5 热控系统设计

卫星在轨主要工作模式有:三轴对日模式、推扫成像业务模式、对地数传业务模式以及实时数传业务模式等等。其中,三轴对日整星功耗约为 40 W,成像模式功耗约为 100 W,数传模式功耗约为 140 W,实时数传模式功耗约为 170 W。最长数传时间为 600 s,最长成像时间为 300 s,发热功率主要集中在大宗电分系统,功耗非常集中,热流密度大。结合卫星的任务特点和所处的低倾角轨道环境,在“被动热控措施为主,主动热控手段为辅”的前提下,提出了一系列有针对性的热控措施,实现相机的高精度控温,保证卫星平台工作在合适的温度区间。

5.1 整星散热面开设方案

总体上,除入光口、散热面以及有视场要求的位置以外,其余表面基本都覆盖了多层隔热组件,尽可能减小外热流变化对卫星的影响^[8]。

单机主要布置在整星的一Y侧,且无结构件将单机与空间环境隔离,故直接实施多层隔热组件来满足热控、结构及电子学方面的隔离需求。

通过在多层隔热组件上面开口的方式开设散热面。为了使不常工作单机和大功耗单机均处于合适的温度区间,需要精确计算散热面面积。计算结果再代入仿真计算中进行校核,最终确认散热面面积。

在估算中,卫星布置单机的一Y侧通过多层隔热组件吸收和辐射的热量可忽略,通过散热面接收空间外热流,并向空间辐射热量。根据上述条件,散热面吸收的热量 Q_1 为:

$$Q_1 = Q_{\text{内}} + \alpha \times q_1 \times A + \varepsilon \times q_2 \times A, \quad (1)$$

其中: $Q_{\text{内}}$ 为内热源热量, q_1 为太阳直射和地球返照的入射热流, q_2 为地球红外的入射热流, α 为散热面太阳吸收率, ε 为散热面表面发射率, A 为散热面面积。

散热面辐射的热量 Q_2 为:

$$Q_2 = A \times \varepsilon \times \sigma \times T^4, \quad (2)$$

其中 σ 为斯忒藩-玻尔兹曼常量。

当热平衡时,有:

$$Q_1 = Q_2. \quad (3)$$

将估算结果代入仿真计算中进行迭代分析,最后确定在整星一X向、一Y向分别开设面积约为 0.05, 0.13 m^2 的散热面,位置如图 4 所示,散热面为一层 F46 膜。

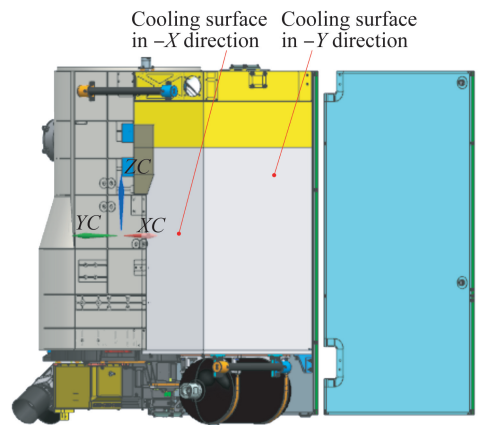


图 4 卫星散热面示意图

Fig. 4 Cooling surface of satellite

5.2 相机热设计

卫星的主载荷为 260 mm 口径同轴反射式相机,如图 5 所示,次镜安装于桁架杆顶端,主要由三根桁架杆来保证主、次镜的位置关系,桁架的材料为钛合金,线胀系数约为 $9 \times 10^{-6}\text{ }^{\circ}\text{C}^{-1}$,所以保证三根桁架杆温度的均匀性和稳定性至关重要。

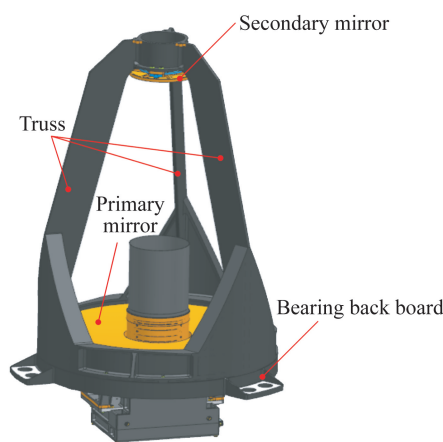


图 5 相机布局示意图

Fig. 5 Layout of camera

与太阳同步轨道的相机有所不同,该相机所处轨道外热流变化复杂,且单机安装位置离相机近,易对相机温度造成扰动,影响热控调焦精度。采用的热控措施如下:桁架共设置了 4 个主动控温加热区,如图 6 所示。加热片直接粘贴在桁架表面,粘贴好加热片以后,整体粘贴一层导热石墨片,然后包覆 10 单元的多层隔热组件。每根桁架杆的温度都可单独调整,通过合理分配加热区功率,优化控温算法,保证了桁架的轴向温差和径向温差都优于 $0.8\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。

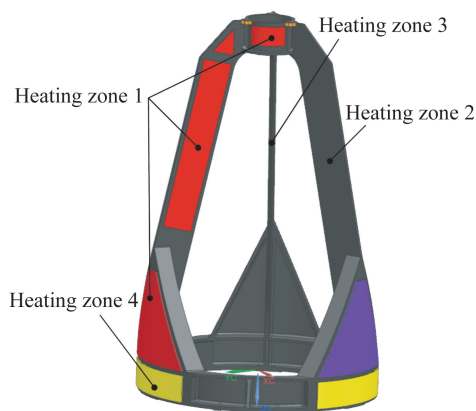


图 6 桁架加热区布置局示意图

Fig. 6 Layout of truss heating zone

在整星承力筒-Y 侧(单机安装面),即承力筒内壁铺设 10 单元多层隔热组件,如图 7 所示,以此来隔绝单机热源对相机的影响。否则单机的热耗会使桁架局部温度偏高,无法满足桁架杆的温度均一性指标,而且过大的单机热量传递到相机会使桁架杆温度调节范围变窄。

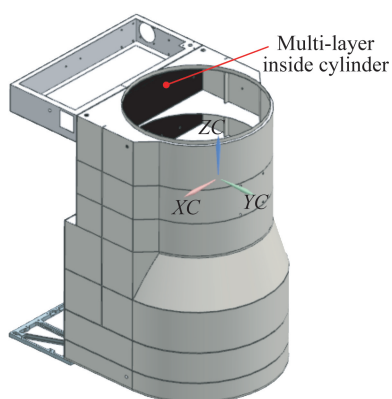


图 7 承力筒内部多层位置

Fig. 7 Position of multi-layer inside cylinder

桁架杆上粘贴两层导热石墨片,粘贴后钛合金材料的桁架杆等效导热系数可提升至 $80\text{ W}\cdot\text{m}^{-1}\cdot\text{K}^{-1}$,从而提高桁架的等温性。

由于桁架杆需要单独的控温区间,需要减小桁架杆与其他组件的温度耦合,才能满足精确控温指标;而采用聚酰亚胺隔热垫不能满足相机结构的刚度指标,故将桁架底部安装面铣出凸台,并将凸台镂空,尽可能增大接触热阻,减小桁架杆与其他组件热耦合的同时满足结构安装及力学特性。

为了保证桁架的测温精度,需要标定相机测温用的热敏电阻,热敏电阻标定后,在 $15\sim 25\text{ }^{\circ}\text{C}$ 具有小于 $\pm 0.1\text{ }^{\circ}\text{C}$ 的互换精度。

同时还需对星上的测温电路进行标定。利用标准电阻模拟热敏电阻对应温度下的电阻值,接入星上测温电路,然后对测温电路输出的十六位码值进行修正,可使测温电路的测温精度在 $\pm 0.03\text{ }^{\circ}\text{C}$ 以内,从而满足测温精度需求。承力筒采用均温措施,主要通过承力筒表面和承力筒多层隔热组件最外层薄膜的内表面铺设导热石墨片的方法,将热量由承力筒受照面导向背阴面,从而减小承力筒各区域的温度梯度^[9],保证相机桁架温度的均一性和稳定性,如图 8 所示。

5.3 单机设备热控设计

单机集中布置在碳纤维承力筒的-Y 侧,碳纤维承力筒导热差,不利于单机间的热量相互传导,各单机温度差异大。功率密度大的单机(如大综电分系统)温度水平高,任务期间温升快,连续任务后热量难以及时导出,需要开设较大面积的散热面。而不开机单机则无常值功耗(如 S 向飞

轮),要保证其零度以上的待机温度且不消耗主动热控资源,散热面不能过大。综上,单机设备的热控设计要统筹考虑各单机的在轨工作状态,保证其在适宜的温度区间工作,由于锂电池安装在综合电箱上,为防止综合电箱对其温度产生影响,采用聚酰亚胺垫隔热安装,且安装面也需要包覆多层聚酰亚胺以进一步隔离综合电箱对锂电池的加热。同时在锂电池的其他面开设一定面积的散热面,并辅以主动热控,可精确地将锂电池控制在 $19\sim 20\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。

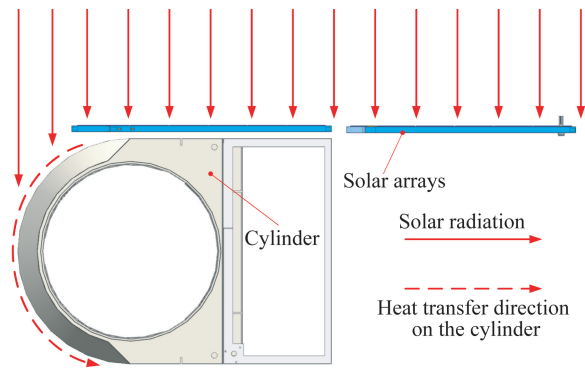


图 8 承力筒均温措施示意图

Fig. 8 Temperature equalization measures of bearing structure

S 飞轮需要与承力筒隔热安装(S 飞轮安装位置的承力筒温度低于 $-10\text{ }^{\circ}\text{C}$),并将 S 飞轮可与承力筒进行辐射换热的面用多层隔热组件包覆,进一步防止承力筒拉低 S 飞轮温度,S 飞轮其他面外漏并喷涂黑漆,加强与其他单机的辐射换热。

大宗电分系统集成了数传终端、测导一体机、中心机、配电热控单元、电源控制器和成像处理箱等单机,质量小于 5 kg ,峰值功耗大于 80 W 。单机主要通过-Y 侧的散热面进行散热,该散热面的散热能力受展开帆板温度的影响较大。 45° 低倾角轨道卫星存在全阳照时间段,为散热带来巨大压力。另一方面,推进贮箱在轨无功耗,且位于舱外,仅依靠多层隔热组件等被动热控手段,无法满足其 $0\text{ }^{\circ}\text{C}$ 以上的温度接口要求。综合考虑后,将推进朝向大宗电单机侧不用多层包覆,并用导热石墨片将两者连接(如图 7 所示)。可将大宗电单机热量导向推进贮箱,有效利用了星上废热进行热设计,既满足了大宗电系统的散热需求,又满

足了推进贮箱的保温要求,节约了整星资源。

推进贮箱为了在轨长期保持 $0\text{ }^{\circ}\text{C}$ 以上的温度,除了与大宗电分系统形成热交换通道以外,还在推进贮箱多层隔热组件靠近帆板位置开设了吸收帆板热量的窗口(如图 9 所示),进一步确保在不消耗主动热控资源的情况下维持推进贮箱及电磁阀长期处于 $0\text{ }^{\circ}\text{C}$ 以上。

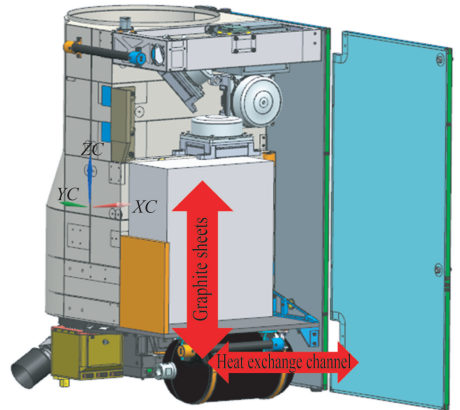


图 9 推进贮箱换热示意图

Fig. 9 Heat transfer of channel propulsion tank

5.4 主动热控措施

为满足整星低热控功耗的要求,在不影响卫星性能的前提下,整星热设计优先考虑被动热控手段,尽可能减少主动热控回路数量和功耗以降低卫星成本、缩短研制周期。整星仅对含热控调焦的主载荷相机、决定无控定位精度的星敏支架以及蓄电池提供主动热控手段,共计 10 路电加热回路,设计功耗 14 W 。其中用于相机热控及调焦共 7 路,蓄电池控温 2 路,星敏支架 1 路。卫星主动热控以最低的回路数量和热控功耗满足了总体对热控分系统的要求。

6 热分析计算

根据上述热设计方案,利用有限元热分析软件对该卫星进行建模。卫星主要划分为壳单元,并对导热石墨片、螺钉、隔热垫等物体进行简化处理,用等效热耦合的方式进行代替,热模型如图 10 所示。

在仿真计算中,根据前述外热流分析和卫星在轨长期姿态、单机工装状况、热控涂层退化等情况,确定了两个热分析极端工况。

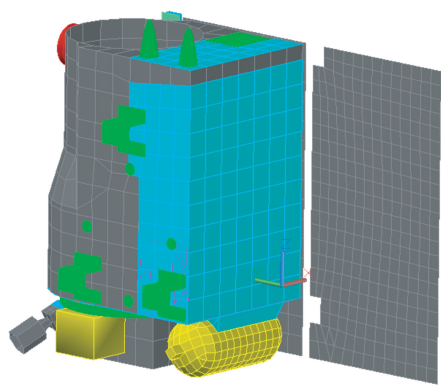


图 10 卫星热分析模型

Fig. 10 Thermal analytic model of satellite

6.1 低温工况

太阳常数取最小值 $1\ 322\ \text{W}/\text{m}^2$, 取 β 角为 0° ; 单面镀铝聚酰亚胺薄膜性能按寿命初期定义, 参数为 $\alpha_s/\epsilon=0.36/0.69$; F46 膜性能按寿命初期定义, 参数为 $\alpha_s/\epsilon=0.13/0.69$; 天线等喷涂的 S781 白漆性能按寿命初期定义参数为 $\alpha_s/\epsilon=0.17/0.85$; 帆板电池片按最大光电转化效率计算, 参数定义为: $\alpha_s/\epsilon=0.775/0.85$; 相机、数传等任务系统均不工作, 其余各单机按功耗最小配置; 桁架杆目标温度分别为 $20\ ^\circ\text{C}$ 和 $25\ ^\circ\text{C}$ 。

6.2 高温工况

太阳常数取最小值 $1\ 412\ \text{W}/\text{m}^2$, 取 β 角为 67° , 为全阳照模式; 单面镀铝聚酰亚胺薄膜性能按寿命末期定义, 参数为 $\alpha_s/\epsilon=0.5/0.69$; F46 膜性能按寿命末期定义, 参数为 $\alpha_s/\epsilon=0.3/0.69$; 天线等喷涂的 S781 白漆性能按寿命末期定义参数为 $\alpha_s/\epsilon=0.4/0.85$; 帆板电池片按最小光电转化效率计算, 参数定义为: $\alpha_s/\epsilon=0.915/0.85$; 任务模式按一轨成像一轨数传的模式配置, 各单机按功耗最大配置; 桁架杆目标温度分别为 $20\ ^\circ\text{C}$ 和 $25\ ^\circ\text{C}$ 。

依照上述工况进行热分析, 相机桁架杆及各电子学单机的热分析结果如表 2 所示。热分析结果显示, 各热控措施效果明显, 各单机均在要求范围内, 桁架杆温控满足指标要求, 但余量较小, 由于分析软件的主动热控算法与卫星温控算法有差异, 故桁架的温控指标需待热试验时进行进一步验证。

表 2 卫星不同工况典型位置温度

Tab. 2 Typical position temperature of satellite under different work conditions ($^\circ\text{C}$)

名称	低温工况	高温工况	温度要求
主镜温度	19.6~20.3	19.5~20.4	
次镜温度	19.3~20.5	19.5~20.5	18~22
背板温度	18.0~19.0	18.5~20.1	
+Y 桁架温度	15.2~15.5 24.7~25.1	15.3~15.5 24.4~24.7	温度均匀性 $\leq \pm 0.4$, 稳定性 $\leq \pm 0.2$
+X 桁架温度	14.7~15.1 24.8~25.1	15.7~16.0 24.8~25.2	
-X 桁架温度	15.0~15.4 25.1~25.5	15.2~15.4 25.1~25.6	
锂电池温度 1	18.0~19.2	21.5~22.5	10~30
星敏支架温度	18.2~20.3	19.4~22.0	18~22
冷推贮箱温度	3.0~4.0	12.0~13.0	-20~60
焦面电箱温度	14.5~16.0	16.0~21.0	-10~45
大综合电箱温度	22.2~23.7	32.2~36.2	
相控阵天线温度	-4.0~0.5	12.0~32.0	-30~50
星敏 1 温度	14.0~22.5	15.0~23.3	-30~40
星敏 2 温度	13.0~19.2	12.0~20.1	
X 向飞轮温度	20.0~21.0	30.0~31.2	
Y 向飞轮温度	12.8~15.2	26.2~33.5	
Z 向飞轮温度	20.2~21.8	31.2~34.6	-10~45
S 向飞轮温度	1.2~2.2	13.3~14.2	
磁强计温度	12.2~15.0	21.5~24.5	
光纤陀螺温度	6.0~6.8	11.0~12.8	
冷推喷嘴温度	2.0~4.2	9.8~10.2	-20~60
数字太阳敏感器	28.0~35.2	30.8~37.8	-30~60

7 试 验

真空低温环境下的热平衡试验是验证热设计正确性的有效手段, 也是对卫星在轨温度最精确的预测^[10]。为此, 卫星进行整机地面热平衡试验, 对整星热设计进行了充分验证。低倾角轨道外热流变化复杂, 导致整星承力筒、星敏、磁强计、背板等组件外热流模拟困难, 试验利用红外加热笼与表贴加热片相结合的方式, 模拟整星的外热流环境。根据热分析的工况划分情况, 进行了试验工况的设置, 如表 3 所示, 表 3 包含了卫星在轨可能出现的极端工况与热控调焦各工况的随机组合。

根据表 3 的工况划分,在极端低温工况和极端高温工况都需进行桁架杆温度调节,以确保在轨各卫星运行工况中,桁架杆都能满足温度调节范围、均一性和稳定性的要求。

表 3 热平衡试验工况

Tab. 3 Thermal balance test cases

工况名称	桁架杆温度/ $^{\circ}\text{C}$	轨道外热流	卫星表面属性	单机状态
低温工况	15	夏至外热流	寿命初期	功耗最小
	20	夏至外热流	寿命初期	功耗最小
	25	夏至外热流	寿命初期	功耗最小
高温工况	15	冬至外热流	寿命末期	功耗最大
	20	冬至外热流	寿命末期	功耗最大
	25	冬至外热流	寿命末期	功耗最大

统计了半年的卫星在轨温度数据,相机桁架杆的温度波动如图 11 所示,其余位置的热平衡试验

结果与在轨飞行温度数据对比如表 4 所示。可以看出,桁架杆在轨进行了两次温度调整,在当前的热控措施下,桁架杆温度稳定性、均一性小于 $\pm 0.15^{\circ}\text{C}$,符合指标要求。卫星各组件、单机温度均能满足指标要求,且在轨温度处于试验高温工况温度和低温工况温度之间,这是符合预期的。

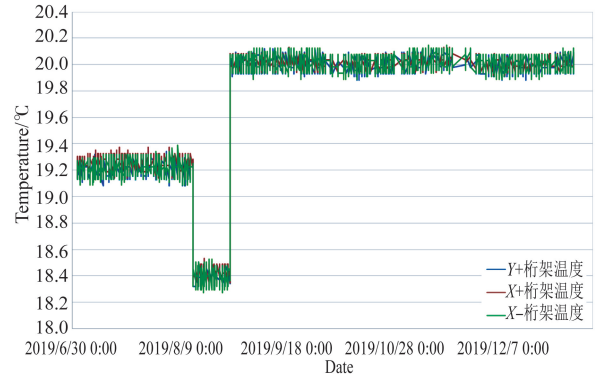


图 11 桁架杆在轨温度波动状态

Fig. 11 Temperature fluctuations of in-orbit truss

表 4 热平衡试验和在轨飞行温度数据

Tab. 4 Temperature data of thermal balance test and in-orbit operation

部件	热平衡温度/ $^{\circ}\text{C}$		在轨温度/ $^{\circ}\text{C}$	在轨温度波动/ $^{\circ}\text{C}$	控温指标满足度
	低温工况	高温工况			
主镜	20.0	20.0	19.96~20.06	0.10	满足
次镜	20.0	21.0	19.97~20.13	0.16	满足
背板	18.5	19.6	18.5~18.8	0.30	满足
+Y 桁架	19.9	20.0	19.13~19.27	0.14	满足
+X 桁架	19.9	20.0	19.14~19.3	0.15	满足
-X 桁架	19.9	20.0	19.13~19.27	0.14	满足
桁架底部	19.5	20.0	19.18~19.27	0.09	满足
锂电池 1	18.2	20.0	18.0~20.5		满足
星敏支架	18.6	20.0	19.5~21.5	2.00	满足
冷推贮箱	6.0	21.8	15.3~17.0		满足
焦面电箱	15.0	17.5	15.1~16.2		满足
推进电磁阀	1.9	17.3	10.9~15.6		满足
测导一体机	21.9	35.2	23.8~34.2		满足
中心机	24.8	38.4	24.9~35.4		满足
电源控制器	25.4	39.5	23.7~34.0		满足
成像处理箱	21.5	35.8	21.1~28.8		满足
S 向飞轮	3.4	14.6	6.1~12.7		满足
光纤陀螺	-3.1	-0.56	-0.5~5.1		满足
相控阵天线	-1.9	10.5	5.6~10.8		满足

热控分系统在轨平均功耗约为 9.3 W,其中相机热控功耗为 8.3 W。这说明除需精密控温的相机组件,整星热控资源消耗少,符合卫星低成本的需求。

针对推进贮箱和大综电分系统开辟的热交换通道在轨表现也十分明显。通过图 12 可以明显看到,在卫星任务期间,贮箱温升趋势与大综电一致,表明利用大综电废热对推进贮箱加热的方法作用明显,提升了大综电的散热能力,并以最低的资源损耗满足了贮箱热控需求。

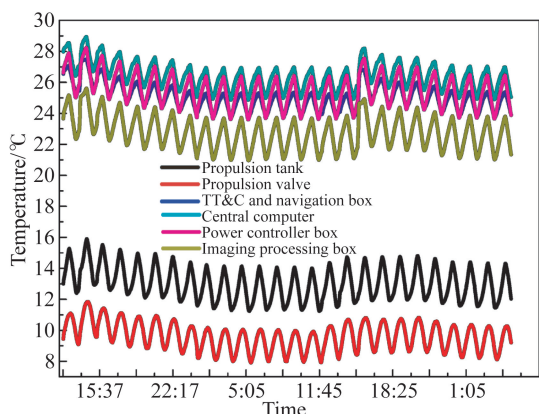


图 12 大综电分系统与推进系统的在轨温度

Fig. 12 In-orbit temperatures of electron and propulsion

参考文献:

- [1] 武佳丽,余涛,顾行发,等. 中国资源卫星现状与应用趋势概述 [J]. 遥感信息, 2008, 23(6): 96-101. WU J L, YU T, GU X F, et al.. Status and application trend of Chinese earth resources satellites [J]. *Remote Sensing Information*, 2008, 23(6): 96-101. (in Chinese)
- [2] 李果,孔祥皓,刘凤晶,等. “高分四号”卫星遥感技术创新 [J]. 航天返回与遥感, 2016, 37(4): 7-15. LI G, KONG X H, LIU F J, et al.. GF-4 satellite remote sensing technology innovation [J]. *Basic Automation Spacecraft Recovery & Remote Sensing*, 2016, 37(4): 7-15. (in Chinese)
- [3] 张少康,何氏,薛力军. 商业微小卫星发展战略研究 [J]. 卫星应用, 2018, 77(5): 52-57. ZHANG SH K, HE M, XUE L J. Research on commercial microsatellite development strategy [J]. *Satellite Application*, 2018, 77(5): 52-57. (in Chinese)

8 结 论

本文结合低倾角卫星在轨任务模式、相机及单机温度要求、所处空间环境以及整星资源约束,详细分析了低成本、低功耗、商业遥感卫星热设计的难点以及重点,并提出了一些有针对性的热控措施。对于相机桁架精密控温需求,采用单机安装平面与相机舱隔热设计;桁架杆与背板隔热设计;承力筒均温设计;测温电路标定方法等,保证了桁架杆温度的均一性和稳定性。单机热设计方法如下:不依靠结构件,利用 F46 膜作为单机散热面,锂电池开设散热面, S 飞轮局部多层包覆法,大综电分系统与推进系统联合热设计,开设帆板与推进贮箱传热通道等,用最小的热控资源达到了最优的热控效果。卫星的热平衡试验和在轨飞行温度数据表明,卫星各单机处于 $-0.5 \sim 35.4$ °C,相机桁架的温度波动和均一性小于 ± 0.15 °C,热控分系统质量小于 1.5 kg,在轨平均功耗为 9.3 W,满足卫星在轨温度需求。该卫星的成功在轨运行行为未来低成本、低质量、高分辨率商业卫星的热设计提供了参考。

- [4] 胡芬,高小明. 面向测绘应用的遥感小卫星发展趋势分析 [J]. 测绘科学, 2019, 44(1): 132-138, 150. HU F, GAO X M. Development trend analysis of remote sensing small satellite for surveying and mapping [J]. *Science of Surveying and Mapping*, 2019, 44(1): 132-138, 150. (in Chinese)
- [5] 林来兴. 微小卫星技术发展和应用前景 [J]. 国际太空, 2019(6): 46-48. LIN L X. Technology development and application prospects of microsatellites [J]. *Space International*, 2019(6): 46-48. (in Chinese)
- [6] 孔林,杨林. 空间相机温度-离焦特性分析与试验 [J]. 光学精密工程, 2017, 25(7): 1825-1831. KONG L, YANG L. Study and test of thermal-defocusing property in space camera [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2017, 25(7): 1825-1831. (in Chinese)
- [7] YANG L, LI Q, KONG L, et al.. Quasi-all-passive thermal control system design and on-orbit validation of luojia 1-01 satellite [J]. *Sensors*, 2019, 19(4): 827.
- [8] 孔林,王栋,姚劲松,等. 轻型空间相机支撑桁架的精确控温 [J]. 光学精密工程, 2014, 22(3): 712-719.

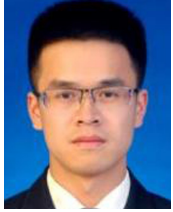
KONG L, WANG D, YAO J S, *et al.*. Precision temperature control for supporting trusses of lightweight space cameras [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2014, 22(3):712-719. (in Chinese)

- [9] MAAS A. Development of pyrolytic graphite applications in spacecraft thermal control systems-airbus DS NL HiPeR product suite development status [C]. *47th International Conference on Environmen-*

tal Systems, 2017.

- [10] 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 CH 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:



柏 添(1992—),男,四川达州人,硕士研究生,工程师,2017年于哈尔滨工业大学获得硕士学位,主要从事航天器热控制技术的研究。E-mail: baitian@charminglobe.com

通讯作者:



孔 林(1986—),男,安徽舒城人,博士,助理研究员,2014年于中国科学院大学获得博士学位,主要从事航天器热控制、空间相机集成分析等方面的研究。E-mail: konglin@charminglobe.com