



寄生式低温光学红外感知相机热设计及飞行验证

王兆利, 陈厚磊*, 唐清君, 唐力飞, 赵密广, 梁惊涛

中国科学院理化技术研究所, 北京 100190

* E-mail: hlchen@mail.ipc.ac.cn

收稿日期: 2025-06-01; 接受日期: 2025-09-22; 网络版发表日期: 2026-03-04

航天科技应用创新研究项目(编号: 272)资助

摘要 随着卫星星座的快速发展, 对小型化、高灵敏度红外相机的需求日益迫切. 低温光学是提升红外探测灵敏度的有效手段, 在此背景下具有重要意义. 研制了一款寄生式低温光学红外感知相机, 其光学系统和探测器为集成式设计, 同时在低温下工作. 由于整个光学组件与探测器均需冷却至80 K, 相机所需制冷量为1.75 W, 较仅冷却探测器的方案显著增加, 导致制冷机功耗上升, 散热量增大, 对相机热设计提出了更高要求. 针对该问题, 相机内部采用了光-机-热一体化设计, 通过隔热优化降低制冷负荷, 并确保光学系统内部温差小于1 K. 在散热方面, 重点对制冷机压缩机及冷指热端进行了热设计, 所需辐冷板散热面积为0.25 m². 在轨测试结果表明: 当制冷机输入功率为36 W时, 探测器和光学系统温度能够降温至80 K, 且内部温差小于0.5 K. 压缩机与冷指热端温度分别为278.84和279.72 K, 满足制冷机长期运行对环境温度的要求. 经过一年在轨测试, 相机热控性能未发生衰减, 成像功能稳定, 热控设计满足任务需求, 为后续集成低温光学的空间红外相机热设计提供参考.

关键词 低温光学, 红外相机, 脉冲管制冷机, 热设计, 飞行验证

1 引言

红外成像系统用于探测目标热辐射, 利用目标与背景的温度差异提取目标信息, 具有不受光照限制, 抗干扰能力强, 作用距离远, 可全天候工作等优点, 广泛应用于红外探测和安防监控等军用和民用领域^[1~3]. 在深空背景红外探测中, 系统背景辐射主要来源于视场内仪器自身的热辐射. 降低光学系统的工作温度, 可有效抑制背景光子通量, 充分发挥探测器性能, 提高系统探测灵敏度. 因此, 对于高性能红外遥感仪器, 特别是长波和超长波红外探测仪器而言, 采用低温光

学系统已成为必然选择^[4,5].

低温光学系统的发展始于1966年, Mc Nutt等人研究的箭载低温红外望远镜, 工作温度为80 K. 1983年, 美国荷兰联合研制的首颗搭载低温光学仪器IRAS的红外卫星成功发射, 光学系统置于液氦杜瓦中, 工作温度为4 K. 此后, 天文观测逐渐从巡天探测转向深空拉格朗日点观测. 2003年, NASA发射了Spitzer红外望远镜, 工作温度为5.5 K. 2006年, 日本发射了ASTRO-F红外相机, 工作温度为7 K. 2009年, 欧洲航天局发射了Herschel远红外望远镜, 光学系统工作温度为80 K. 2021年, NASA发射了詹姆斯·韦伯空间望远镜, 光学

引用格式: 王兆利, 陈厚磊, 唐清君, 等. 寄生式低温光学红外感知相机热设计及飞行验证. 中国科学: 技术科学, 2026, 56: 1865–1873

Wang Z L, Chen H L, Tang Q J, et al. Thermal design and flight verification of a cryogenic infrared camera (in Chinese). Sci Sin Tech, 2026, 56: 1865–1873, doi: 10.1360/SST-2025-0121

系统工作温度为35 K^[6-8]。当前国际上低温红外相机作为主载荷,具有大口径、高灵敏度的特点,充分发挥低温光学优势,实现对弱目标的高灵敏度探测。

随着卫星星座概念的提出与发展,对小型化、高灵敏度、低成本红外相机的需求日益迫切^[9-11]。在此背景下研制了一款全低温透射式红外光学相机——寄生式低温光学红外感知相机(作为辅助载荷挂载于卫星平台,用于卫星周边环境探测)。该相机光学口径为50 mm,重量为公斤级,与国际上米级口径,百公斤级的大型空间低温红外相机相比,属于小型红外相机。2022年7月27日搭载于“力箭一号”火箭发射的“空间新技术试验卫星”上进行轨验证。作为一种用于空间环境感知与对地遥感探测的紧凑型红外相机,其主要包括红外探测器、制冷组件、图像处理单元和热控系统,实物如图1所示。为减小体积与重量,光学系统采用全透射结构,并与探测器直接集成耦合。与常规红外相机不同,本相机的光学系统为低温光学系统,设计工作温度为85 K。分析表明,在此温度下背景辐射占总辐射的比例从45%降至1%,可显著降低相机自身热噪声,提高系统探测灵敏度。该相机使用3~5 μm波段的中波探测器,初步验证全低温光学红外相机的可行性及空间环境适应性,为后续发展低温光学红外相机积累技术基础。相机主要参数如下:主体重量5.4 kg,功耗60 W,焦距85 mm,视场角10.8°×8.6°,地面分辨率150 m@500 km。

本相机采用机械制冷机作为低温冷源,用于冷却红外探测器并维持其工作温度。与仅冷却探测器的常规红外相机相比,本相机还需冷却光学系统,导致低温热负荷显著增加;同时,冷却较大体积的光学系统时需应对温度均匀性对成像质量的影响,为热设计带来新的挑战。本文重点介绍本红外相机的热设计和在轨验证情况,为后续类似型号的设计提供参考。

2 红外相机热设计

2.1 热负荷分析

在寄生式低温光学红外感知相机的电子学箱位于卫星仪器舱内,其工作温度由卫星热控系统保障,因此本文重点讨论相机主体的热控设计。红外相机主体如图2所示,其中制冷机冷指热端和压缩机需对外散热。

正常工作时,压缩机与冷指的功耗分配比例约为



图1 (网络版彩图)寄生式低温光学红外感知相机

Figure 1 (Color online) Parasitic cryogenic optical infrared camera.

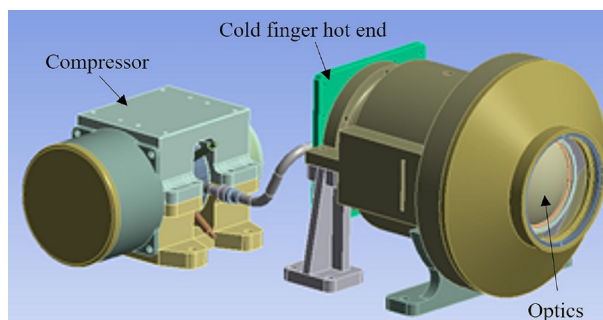


图2 (网络版彩图)相机主体结构示意图

Figure 2 (Color online) Structural schematic of the camera.

3:7。探测器和光学系统由制冷机冷却至80 K,低温热负荷直接影响制冷机的输入功率。由于工作温区较低,制冷效率有限,低温热负荷的增加将显著提高制冷机功率及常温散热需求。因此,需通过优化设计尽可能降低低温热负荷。

在空间环境中,相机的低温热负荷主要包括传导漏热和辐射漏热。传导漏热指低温组件与相机壳体之间的导热;辐射漏热则为低温组件与空间环境之间的辐射换热。红外相机的制冷链路如图3所示。

红外相机中的传导漏热主要包括冷指、探测器外引线及镜筒支撑和红外相机壳体之间的固体导热。固体传导漏热计算公式:

$$Q = \frac{\lambda \cdot A_c}{l} \Delta T, \quad (1)$$

其中, Q 为传导漏热量, λ 为材料热导率, A_c 为导热截面积, l 为导热段长度, ΔT 为温差。

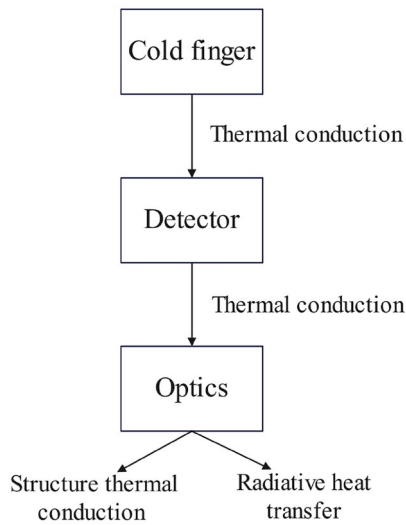


图3 红外相机内部制冷链路示意图

Figure 3 Schematic diagram of the internal cooling path of the infrared camera.

辐射漏热主要是低温镜头和相机壳体及空间环境之间的辐射换热, 可通过降低零部件表面发射率来抑制辐射漏热, 常用方法包括表面抛光及镀金、银等低发射率材料. 为便于计算, 将光学组件简化为同轴圆筒模型, 辐射漏热主要包括: 圆筒侧壁间辐射换热及顶部辐射换热. 辐射漏热简化计算公式为

$$Q_r = \delta \cdot \varepsilon_n (T_1^4 - T_2^4) \cdot A, \quad (2)$$

其中, Q_r 为辐射换热量, δ 为斯蒂芬-玻尔兹曼常数 $5.67 \times 10^{-8} \text{ W}/(\text{m}^2 \text{ K}^4)$, ε_n 为平均辐射换热系数, T_1 和 T_2 为内外侧表面温度, A 为内表面面积. 为评估低温光学组件的温度分布, 进行了仿真分析. 设定条件如下: 透镜发射率为 0.02, 镜筒发射率为 0.05, 接触传热系数为 $3780 \text{ W}/(\text{m}^2 \text{ K})$, 制冷机冷端温度设定为 80 K. 材料物性参数如表 1 所示^[12].

分析结果如图 4 所示, 三个透镜之间的温差小于

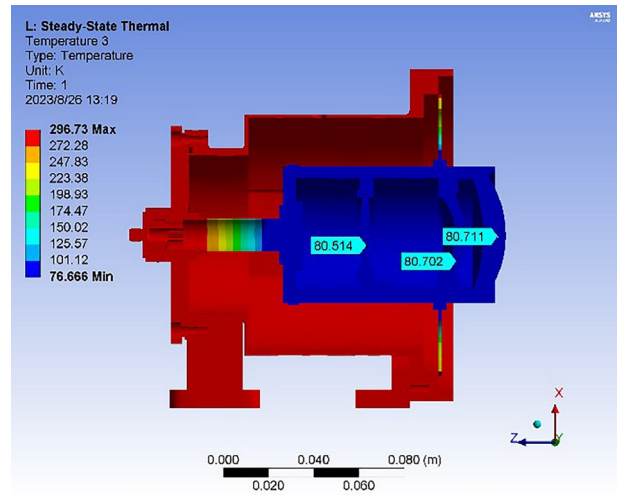


图4 (网络版彩图)相机内部温度分布云图

Figure 4 (Color online) Internal temperature contour map of the camera.

0.5 K, 满足光学成像指标要求, 所需制冷量为 $1.75 \text{ W}@80 \text{ K}$.

本相机采用经空间飞行验证的脉冲管制冷机, 其超高频设计显著减小了体积与重量, 是实现相机小型化的关键. 为同时冷却探测器与光学系统, 对制冷机低温接口进行了专门设计, 实物如图 5 所示.

与探测器耦合前对制冷机性能进行了测试, 测试结果如图 6 所示, 在 60 W 输入功率下, 制冷机性能为 $1.8 \text{ W}@80 \text{ K}$. 根据仿真结果推算可满足红外相机的制冷需求, 能够将探测器和光学系统同时冷却至 80 K.

2.2 热控设计方案

相机的热设计密切依赖于空间外热流条件, 卫星指向及相机安装位置是首要设计输入. 卫星采用高精度对日指向, 如图 7 所示.

空间新技术试验卫星运行于降交点地方时 10:30am 的太阳同步轨道, 高度为 500 km. 在高精度对

表 1 材料物性参数

Table 1 Physical properties of the materials

Name	Density (g/m^3)	Thermal conductivity ($\text{W}/(\text{m K})$) @300 K	Thermal conductivity ($\text{W}/(\text{m K})$) @80 K
Ge	5.33	60	200
Cu	8.94	396	529
Mo-Cu	10.08	160	65
Ti	4.43	7.2	4.3

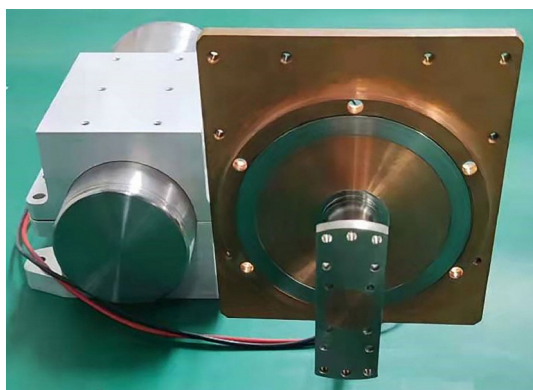


图 5 (网络版彩图)脉冲管制冷机

Figure 5 (Color online) Pulse tube cryocooler.

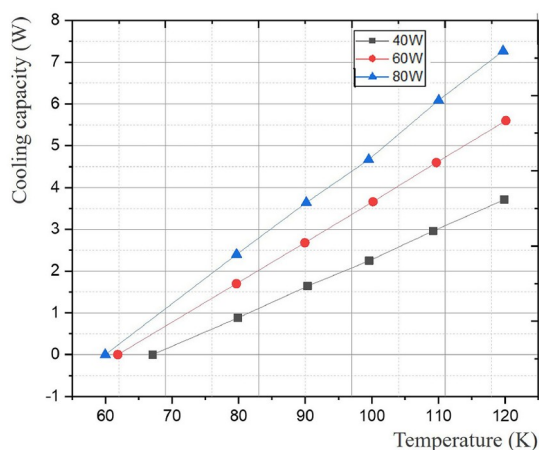


图 6 (网络版彩图)脉冲管制冷机性能

Figure 6 (Color online) Performance of the pulse tube cryocooler.

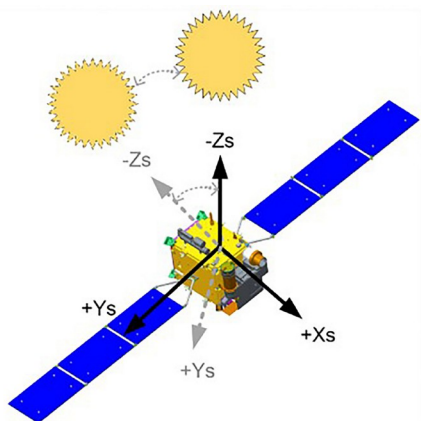


图 7 (网络版彩图)卫星指向示意图

Figure 7 (Color online) Schematic of satellite targeting geometry.

日指向下, 卫星 $-Z_s$ 轴对日指向, 卫星 $Y_sO_sZ_s$ 面约束在黄道面内形成准惯性定向, 在J2000坐标系下卫星各轴角速度近似为零。

根据空间环境和工作状态的不同, 相机整体功耗会在一定程度内出现浮动。其热设计包含以下部分。

(1) 隔热设计

辐射隔热——红外相机正常工作时, 为最大限度减小漏热, 缓解制冷机工作负担, 在低温光学组件外侧包覆15层多层隔热组件, 以屏蔽光学组件和杜瓦之间的辐射漏热。此外, 在压缩机和杜瓦外侧均包覆15层多层隔热组件, 以减小红外相机的整体漏热以及空间热环境对红外相机的干扰。

导热隔热——相机的压缩机和杜瓦均安装在卫星+Y结构板上, 为实现相机和平台舱的温度场解耦, 在压缩机安装座及相机外壳支架与+Y板之间加装钛合金TC4隔热垫, 厚度分别为5和10 mm。

(2) 散热设计

制冷机压缩机和冷指热端是相机主要热源, 设计了热管-辐冷板散热系统: 压缩机辐冷板面积为 0.07 m^2 , 厚5 mm; 冷指热端辐冷板面积为 0.18 m^2 , 厚5 mm。压缩机通过1根3D热管, 冷指通过2根3D热管连接至相应辐冷板。

(3) 强化导热设计

为强化散热效果, 在压缩机本体与压盖和安装座之间, 热管翅片与两端的安装面之间均涂敷0.2 mm厚导热脂, 以强化导热, 减小接触热阻。

(4) 极端工况确定

红外相机热分析工况主要针对常规指向, 此时 $-Z$ 对日, 根据卫星空间热环境分析, 红外相机安装的+Y方向在常规工况下并不受照, 根据全年姿态遍历和外热流比较, +Y方向在一年各时期内与地球的辐射传递因子基本维持稳定, 不考虑季节影响时, 地球红外热流和地球反照热流未出现剧烈波动, 卫星整体外热流情况如图8所示。

因此, 在确定红外相机高低温工况时, 主要考虑因素为地球热流影响因子, 包括地球等效温度, 地球反照率以及太阳常数的影响。卫星设计寿命为2年, 在寿命期限内, 位于+Y方向的辐冷板喷涂的S781散热涂层退化效应并不明显, 因此红外相机在卫星寿命周期内实际工作段涂层辐射参数并没有发生显著变化, 高低温工况计算参数相同(S781: 发射率 $\varepsilon=0.86$; 吸收率

$\alpha=0.2$). 在分析过程中, 同时也考虑了寿命末期的工况 (S781: 发射率 $\varepsilon=0.86$; 吸收率 $\alpha=0.35$), 以评估相机在工作期间所有可能的极端高温状态, 分析结果如图9所示.

在40和60 W输入功率下, 冷指热端温度分别为

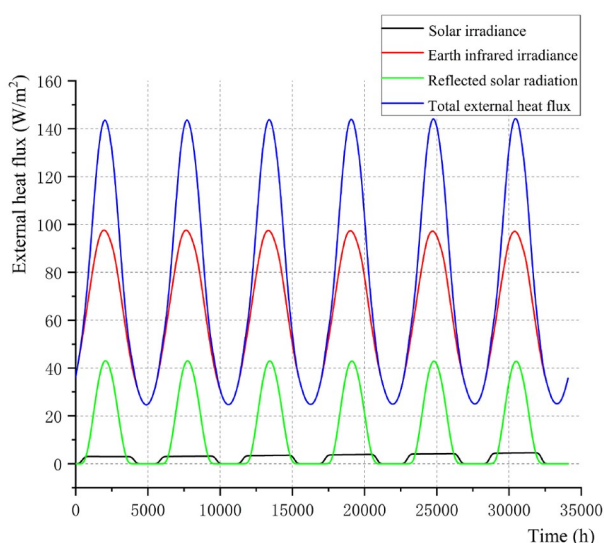


图 8 (网络版彩图)整体外热流情况

Figure 8 (Color online) Schematic of the overall external heat flux.

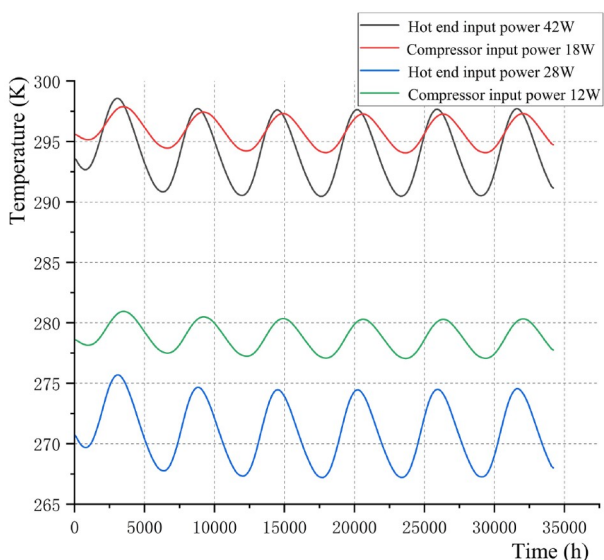


图 9 (网络版彩图)不同输入功率高温工况下冷指热端和压缩机温度

Figure 9 (Color online) Temperatures of the cold finger hot end and the compressor as a function of input power under high-temperature conditions.

271和294.13 K, 压缩机平均温度分别为278.84和295.81 K, 均满足制冷机工作要求.

2.3 地面热试验

完成热控实施后, 进行了地面热试验验证, 热控实施效果如图10所示. 相机热控材料主要包括热管和辐冷板. 根据工作温区需求, 采用了3根槽道热管, 其中2根热管外贴制冷机冷指热端, 型号为工字型热管, 其散热量大于40 W. 1根热管外贴制冷机压缩机散热座, 型号为 Ω 型热管, 散热量大于30 W. 测试了293和313 K温度下的传热能力均满足要求. 辐冷板总面积为 0.25 m^2 , 表面喷涂S781热控白漆, 实测半球发射率 $\varepsilon=0.86$, 涂层太阳吸收比为0.19. 在空间环境模拟装置中进行了热平衡试验, 相机散热面对液氮热沉进行辐射换热, 真空度 $\leq 1.3 \times 10^{-3} \text{ Pa}$, 制冷机输入功率56.1 W时, 压缩机表面和冷指热端表面温度分别为258.8和267.3 K. 地面热试验结果表明, 相机热控装置能够将压缩机和冷指热端等关键散热面冷却至设计温度, 满足设计要求.

3 在轨验证

该红外相机于2022年7月27日随空间新技术试验卫星进入太阳同步轨道, 开展在轨验证. 入轨后依次进行了热控与成像功能测试. 热控测试主要关注探测器与光学系统温度、降温时间、压缩机与冷指热端温度等参数. 相机内部温度测点布置如图11所示.

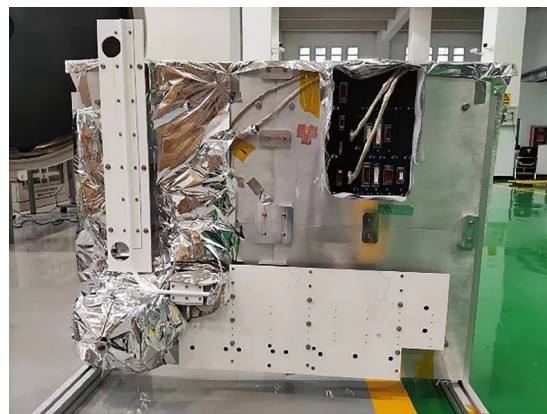


图 10 (网络版彩图)红外相机热控实施结果

Figure 10 (Color online) Infrared camera thermal control implementation.

相机位于卫星平台左上角, 邻近多功能一体化相机与极紫外太阳成像仪, 各载荷共同安装于卫星底板, 布局如图12所示。

在轨期间, 红外相机中的脉冲管制冷机保持常开机状态, 稳定功耗为36 W, 红外相机内部各温度测点测试结果如图13(a)~(e)所示。所有数据均直接从卫星控制软件中获取, 未做二次处理, 数据采集时间为2022年10月14日至2022年10月28日。为方便与热控设计模拟仿真数据进行对比, 此段时间内未启用自动温控功能。图13(a)为红外探测器和光学系统降温过程, 两者组成的光机系统热质量为400 g, 温度由光学系统加热去污结束时的304 K降至80 K, 用时1.5 h。图13(b)为压缩机温度曲线, 从曲线中可以看出压缩机表面平均温度为281.17 K与压缩机模拟仿真温度278.84 K相

差2.33 K。测量数据不确定按A类评定标准计算, $u = s / \sqrt{n}$, 式中 u 为不确定度, s 为测量标准偏差, n 为数据点的总数。对于图中数据 $s^2 = 2.54$, $n = 2011$, 测量不确定为0.036。红外相机热控设计符合度高, 验证了热设计的合理性。图13(c)为冷指热端温度, 其平均温度为279.72 K, 测量不确定为0.043, 与模拟仿真温度271 K相差8.72 K。主要因为冷指热端散热板安装位置处有卫星载荷多功能一体化相机, 其工作热耗为60 W, 对本相机的散热有影响, 致使散热板温度较模拟仿真值有所升高, 但仍在制冷机最佳工作温度范围内。图13(d)显示探测器工作温度为79.88 K, 测量不确定为0.038。图13(e)显示光学系统温度为80.29 K, 测量不确定为0.036, 整个低温光学组件的温差小于0.5 K, 红外探测器和光学系统的温度均达到了设计指标。从

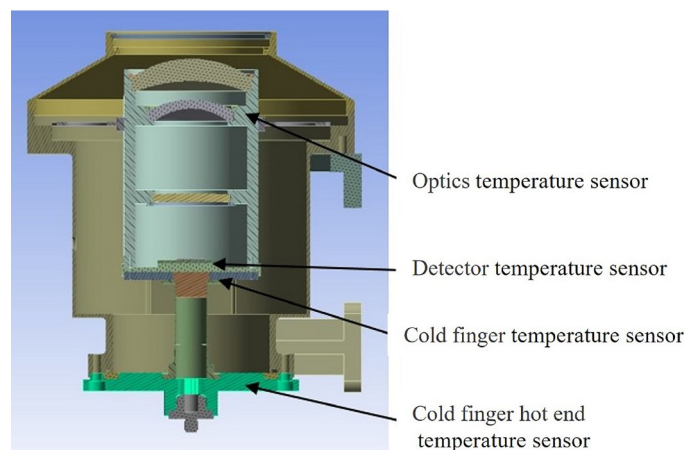


图 11 (网络版彩图)红外相机内部温度测点位置图

Figure 11 (Color online) Locations of temperature sensor in the infrared camera

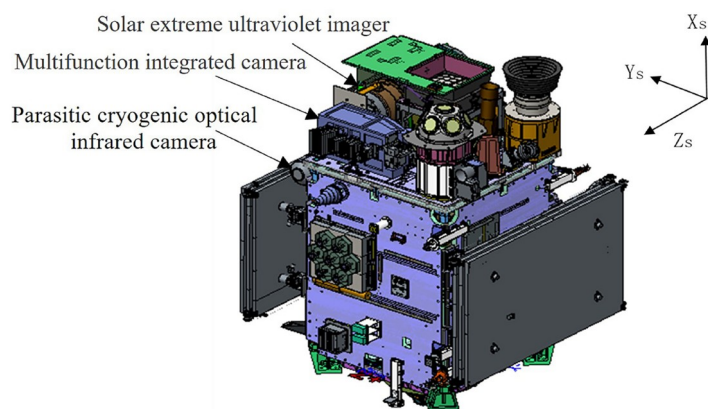


图 12 (网络版彩图)红外相机在卫星平台上的位置示意

Figure 12 (Color online) Installation layout of the infrared camera on the satellite platform.

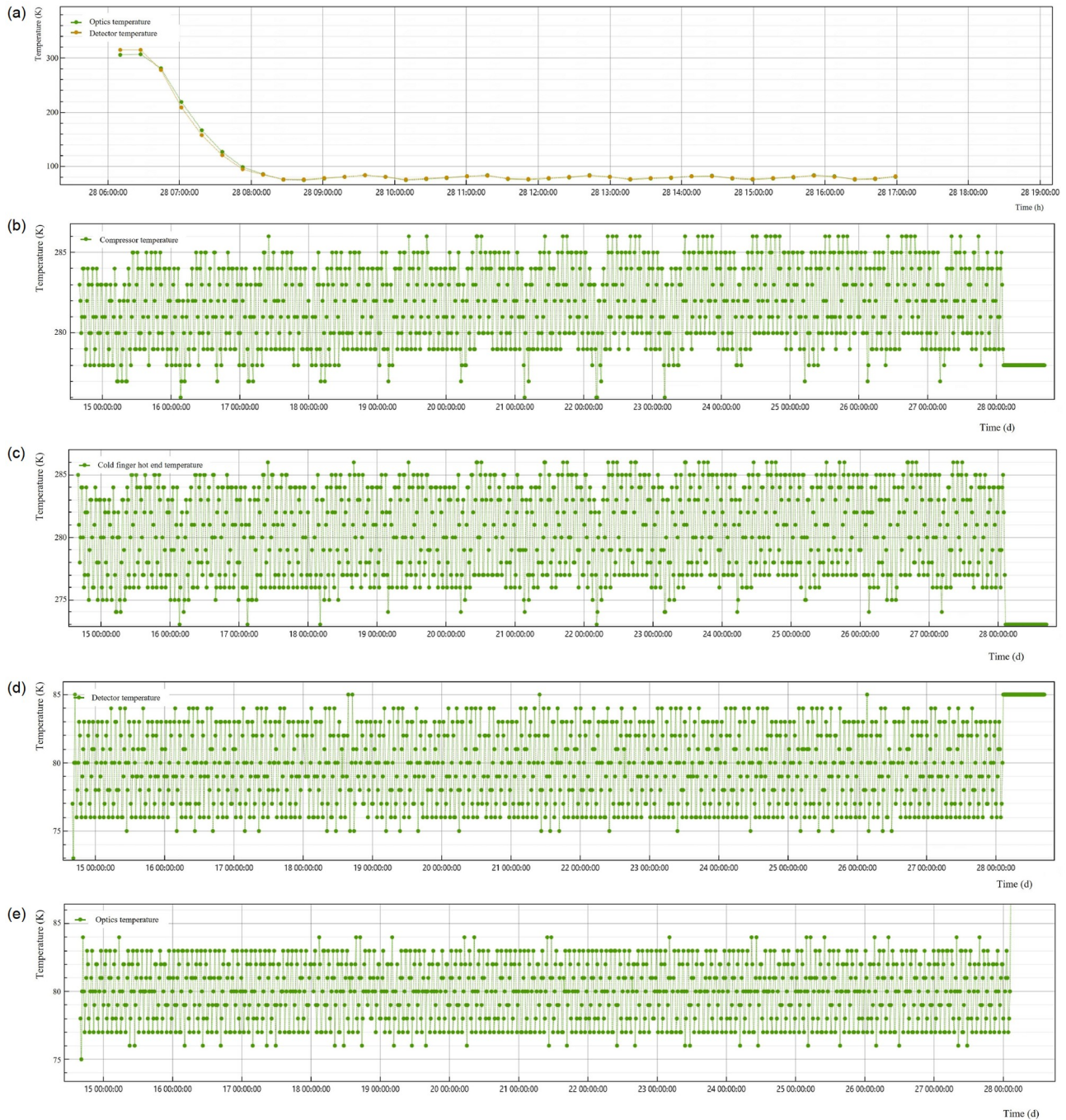


图 13 (网络版彩图) 红外相机温度测试结果. (a) 探测器和光学系统降温过程; (b) 压缩机温度; (c) 冷指热端温度; (d) 探测器温度; (e) 光学系统温度

Figure 13 (Color online) Thermal performance test results of the infrared camera. (a) Cooling process of the detector and optics; (b) temperature of the pulse tube cryocooler compressor; (c) temperature of the cold finger hot end; (d) temperature of the detector; (e) temperature of the optics.

成像效果看, 红外相机的热控设计满足了实际应用需求.

相机在轨飞行验证期间, 对热控系统的运行稳定

性进行了初步测试. 通过对比在轨运行第3个月与第12个月的数据发现, 探测器、光学系统、冷指热端和压缩机等关键部件的温度均保持稳定. 第3个月时上

述各部件的温度分别为79.88, 80.29, 279.73和281.18 K; 至第12个月时, 温度分别为79.57, 79.96, 279.03和279.70 K. 各项温度指标均未发生显著变化, 表明相机热控系统在一年内运行稳定性良好, 性能未发生退化, 为相机的正常工作提供了稳定的温度环境.

4 结论

寄生式低温光学红外感知相机采用新设计, 将红外探测器与光学系统进行集成耦合, 通过一台机械制

冷机实现了对两者的同时冷却, 在减少相机体积重量的同时, 提升了系统探测灵敏度.

在体积重量受限的情况下, 由于低温热负载的增加, 红外相机热设计难度增大, 通过对关键技术和难点进行研究, 成功实现了满足相机要求的热设计. 在轨验证结果表明, 光学系统温度稳定维持在 80 ± 5 K的低温状态, 低温光学组件内部温差小于0.5 K. 经过一年在轨运行, 热控系统性能未出现衰减, 表现出良好的温度稳定性和控制能力, 有效保障了红外相机的成像功能与整体可靠性.

参考文献

- 1 Liu Q Z, Yi H, Jiang H, et al. Thermal control design and flight test of a satellite-borne cryogenic optical system (in Chinese). *Chin Opt*, 2023, 16: 542–549 [刘庆志, 易桦, 江海, 等. 星载低温光学系统热控设计与飞行验证. *中国光学*, 2023, 16: 542–549]
- 2 Zhou J, Zhen Z, Wang Y R, et al. A low radiation optical system with lens positioned inside of the infrared detector Dewar. In: *Proceedings of the Eighth International Symposium on Advanced Optical Manufacturing and Testing Technology*. Suzhou, 2016. 968507
- 3 Adams A, Nicol F, Coleman T, et al. Dewar design for optical noise reduction in very low signal applications. In: *Advanced Optics for Imaging Applications: UV through LWIR IV*. Baltimore, 2019. 109980R
- 4 Li C L, Wu G, Liu Y N, et al. Study of cryogenic optics system's radiation characteristic (in Chinese). *Laser Infrared*, 2006, 12: 1146–1148 [李春来, 吴刚, 刘银年, 等. 低温光学系统辐射特性研究. *激光与红外*, 2006, 12: 1146–1148]
- 5 Kroes G, Kragt II J, Navarro R, et al. Opto-mechanical design for transmission optics in cryogenic IR instrumentation. In: *Advanced Optical and Mechanical Technologies in Telescopes and Instrumentation*. Marseille, 2008. 70182D
- 6 Liu D L, Wu M, Wang W W, et al. Development of cryogenic system for James Webb space telescope (in Chinese). *Cryogenics*, 2013, 6: 56–62 [刘东立, 吴镁, 汪伟伟, 等. 詹姆斯韦伯太空望远镜低温制冷系统的发展历程. *低温工程*, 2013, 6: 56–62]
- 7 Burge J H, Kim D W. The thermal sieve: A diffractive baffle that provides thermal isolation of a cryogenic optical system from an ambient temperature collimator. In: *Space Telescopes and Instrumentation 2012: Optical, Infrared, and Millimeter Wave*. Amsterdam, 2012. 84421L
- 8 Greenhouse M A, Drury M P, Dunn J L, et al. Status of the James Webb space telescope integrated science instrument module. In: *Space Telescopes and Instrumentation 2010: Optical, Infrared, and Millimeter Wave*. San Diego, 2010. 773108
- 9 Yin L M, Liu Y Q, Li H W. Cold optics technology to achieve high-accuracy infrared detection (in Chinese). *Infrared Tech*, 2013, 35: 535–540 [殷丽梅, 刘莹奇, 李洪文. 实现高精度红外探测的冷光学技术. *红外技术*, 2013, 35: 535–540]
- 10 Zhu H Y, Chen J L, Zeng Z J, et al. Stray light analysis and suppression of long-wave infrared Dewar component for cold optics (in Chinese). *Infrared Laser Eng*, 2023, 52: 151–159 [朱海勇, 陈俊林, 曾智江, 等. 用于冷光学长波红外杜瓦组件杂散光分析与抑制. *红外与激光工程*, 2023, 52: 151–159]
- 11 Li M X, Wang S X, Liu Q, et al. Design and verification of the space-cold optical long-wave infrared camera (in Chinese). *Infrared*, 2022, 43: 21–28 [李明旭, 王书新, 刘强, 等. 空间冷光学长波红外相机的设计与验证. *红外*, 2022, 43: 21–28]
- 12 Xia C X, Li J, Sun W, et al. Research on evaluation method of radiant heat of long linear IRFPA Dewar (in Chinese). *Infrared Tech*, 2017, 39: 794–797 [夏晨希, 李俊, 孙闻, 王小坤. 超长线列红外探测器杜瓦组件辐射热评估方法研究. *红外技术*, 2017, 39: 794–797]

Thermal design and flight verification of a cryogenic infrared camera

WANG ZhaoLi, CHEN HouLei, TANG QingJun, TANG LiFei, ZHAO MiGuang & LIANG JingTao

Institute of Physical and Chemical Technology, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China

With the rapid development of satellite constellations, there is a growing demand for miniaturized, high-sensitivity infrared cameras. Cryogenic optics, as an effective means to enhance infrared detection sensitivity, has become increasingly significant in this context. A parasitically cooled cryogenic optical infrared perception camera was developed, featuring an integrated design of the optical system and detector, both operating at low temperatures. Since the entire optical assembly and detector need to be cooled to 80 K, the required cooling capacity of the camera is 1.75 W, significantly higher than that of systems cooling only the detector. This leads to increased power consumption of the cryocooler and greater heat dissipation, posing higher requirements for the thermal design of the camera. To address this issue, an integrated optical-mechanical-thermal design was adopted within the camera. Thermal insulation was optimized to reduce the cooling load, ensuring a temperature variation of less than 1 K within the optical system. For heat dissipation, particular emphasis was placed on the thermal design of the cryocooler compressor and the hot end of the cold finger, requiring a radiator panel with a surface area of 0.25 m². On-orbit test results demonstrate that when the cryocooler input power is 36 W, the temperature of the detector and optical system can be cooled to 80 K, with an internal temperature variation of less than 0.5 K. The temperatures of the compressor and the hot end of the cold finger are 278.84 and 279.72 K, respectively, meeting the environmental temperature requirements for long-term operation of the cryocooler. After one year of on-orbit testing, the thermal performance of the camera shows no degradation, and its imaging function remains stable. The thermal design satisfies mission requirements, providing a valuable reference for the thermal design of future infrared cameras with integrated cryogenic optics.

cryogenic optics, infrared camera, pulse tube cryocooler, thermal design, flight verification

doi: [10.1360/SST-2025-0121](https://doi.org/10.1360/SST-2025-0121)