

〈系统与设计〉

空间相机大功率热源散热设计

董奎辰^{1,2}, 郭亮¹, 黄美娇¹, 刘春雨¹

(1. 中国科学院 长春光学精密机械与物理研究所, 吉林 长春 130033; 2. 中国科学院大学, 北京 100049)

摘要: 为解决复杂外热流下散热面难以确定的难题, 基于散热面总到达外热流最小的设计原则, 对空间相机大功率热源散热设计进行研究。首先, 根据相机所处空间环境分析相机受到的外热流。接着, 通过分析外热流与热源工作模式, 采用在相机两侧设置辐射冷板散热并通过热管耦合的方式, 增大了热源的散热效率, 减小了辐射冷板的面积。最后, 根据相机所处空间环境和采取的热控措施利用热仿真软件进行了热分析验证。仿真结果表明: 可见光组件温度为-1.9℃~12.9℃, 红外组件温度为1.7℃~10.5℃, 制冷机热端温度为-12℃~0.3℃, 制冷机压缩机温度为-11.3℃~21.3℃。满足温控指标要求, 解决了复杂外热流下相机大功率热源的散热问题。

关键词: 空间相机; 热设计; 热分析

中图分类号: V444.3+6 文献标识码: A 文章编号: 1001-8891(2023)05-0521-06

Heat-Dissipation Design for Space Camera High-Power Heat Source

DONG Kuichen^{1,2}, GUO Liang¹, HUANG Meijiao¹, LIU Chunyu¹

(1. Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Science, Changchun 130033, China;
2. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

Abstract: To solve the difficulty of selecting an appropriate heat sink for complex heat flows, the design of high-power heat sources for space cameras was investigated based on the design principle of reducing the total heat flow to a heat sink. First, the heat flow to a camera was analyzed according to a space environment. Subsequently, by analyzing the heat flow and working mode of the heat source, the efficiency of heat dissipation from the heat source and the area of the radiant cooling plates were reduced by installing radiant cooling plates on both sides of the camera and coupling them through heat pipes. Finally, the thermal analysis was verified using a thermal simulation software based on the camera's space environment and the thermal control measures taken. The simulation results showed that the temperature of the visible focal plane component was -1.9℃ to 12.9℃, the temperature of the infrared camera circuit board was -1.7℃ to 6.7℃, the temperature of the hot end of the chiller was -12℃ to 0.3℃, and the temperature of the chiller compressor was -11.3℃ to 21.3℃. The temperature index requirements were satisfied, and the problem of heat dissipation from the high-power heat source of the camera under complex heat flow was solved.

Key words: space camera, thermal design, thermal analysis

0 引言

随着遥感器技术的进步, 空间遥感器相机向着多谱段、大幅宽、实时传输等方向不断发展。获取多个谱段的景物信息对资源普查、矿物勘测、农作物监测

等具有极高的应用前景^[1]。多光谱遥感相机具有较宽谱段的成像能力, 美国于2008年发射Geoeye-1高分辨率卫星, 运行于高度681 km, 轨道倾角98°的太阳同步轨道。其全色谱段地面像元分辨率为0.41 m, 包括4个经典波段(红、绿、蓝和近红外)多光谱的地面

收稿日期: 2022-03-18; 修订日期: 2022-05-11。

作者简介: 董奎辰(1998-), 男, 硕士研究生, 主要从事航天器热控制方面的研究。Email: dongkuichen6694@qq.com。

通信作者: 郭亮(1982-), 男, 博士研究员, 博士生导师, 主要从事航天器热控制、智能热控制和空间机器人方面的研究。Email: guoliang@ciomp.ac.cn。

基金项目: 国家自然科学基金(61605203); 中国科学院青年创新促进会资助项目(2015173)。

像元分辨率为 $1.65\text{ m}^{[2]}$ 。国内于 2020 年成功发射资源三号 03 星，运行于轨道高度 506 km 的太阳同步轨道，地面分辨率下视 2.1 m，前后视 2.5 m，多光谱 5.8 m，覆盖宽度单载荷大于 50 km，立体成像大于 45 km^[3]。

本文所介绍的空间相机运行于近地圆轨道，相比于太阳同步轨道，全寿命周期内 β 角（轨道面与太阳光矢量之间的夹角）变化很大，在 $-58.4^\circ \sim 58.4^\circ$ 之间，相机安装于卫星舱体外，造成相机每个面都有可能受照^[4]。相机在轨可实现全天时工作，工作期间姿态多变且伴随着大角度的俯仰与侧摆，轨道外热流非常复杂，热流扰动大。相机拥有可见光与红外双成像通道，在外热流变化复杂的空间环境下，相机需要对以下方面开展散热设计：可见光焦面需要在较低的温度水平下工作，以减小暗电流和热噪声对成像质量的影响^[5]；低温红外焦面所配备的压缩制冷机功耗大，且工作时间长。为保证其在轨期间正常进行制冷工作，需将其产生的热量快速排散。

为满足该空间相机内热源的散热要求，本文对该相机所受到的外热流进行分析并根据空间环境进行了散热设计。针对热设计开展热仿真计算，验证了相机散热设计的正确性与合理性。

1 相机结构及外热流分析

1.1 相机概述及散热设计分析

该相机采用同轴三反光学系统，主体构型示意图与主要内热源分布情况见图 1，内热源由可见光组件、红外组件和制冷机组件等组成。

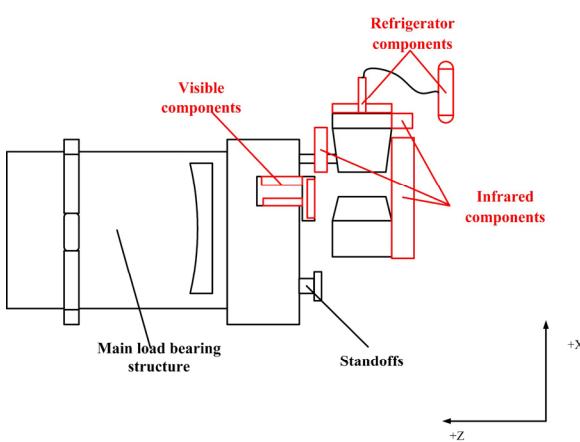


图 1 相机主要结构及内热源分布示意图

Fig.1 Schematic diagram of the main structure of the camera and the distribution of internal heat sources

相机内热源中红外组件与制冷机组件需要长期工作。其中制冷机组件包含制冷机热端部分与制冷机压缩机部分，压缩机部分安装在相机本体外，固定在卫星舱板上。相机工作热耗 219 W，待机热耗为 110

W，温控指标如表 1 所示。

表 1 内热源温控指标

Table 1 Temperature index of the internal heat source

Component	Operating temperature	°C
Visible components	-5~40	
Infrared components	-25~55	
Refrigerator compressor	-15~30	
refrigerator hot end	≤ 20	

1.2 外热流分析

该相机运行于近地圆轨道， β 角在 $-58.4^\circ \sim 58.4^\circ$ 之间变化。相机在轨运行姿态为：阳照区非工作时段 $-Z$ 对日，工作期间调整为 $+Z$ 对地，阴影区长期 $+Z$ 对地， $+Z$ 向为相机光线入射方向的反向， $+X$ 向为速度矢量方向， $+Y$ 向由右手坐标系确定。其中，在阳照区成像过程中相机入光口方向需要与太阳光矢量方向成最小 30° 规避角，避免太阳光入射相机入光口影响成像。

根据相机飞行轨道参数分析轨道外热流大小和变化规律，是确定相机散热面方位和定义极端工况的重要输入条件^[6]。利用热分析软件计算出相机在冬至时刻运行姿态下随 β 角变化的平均到达外热流，如图 2 所示。

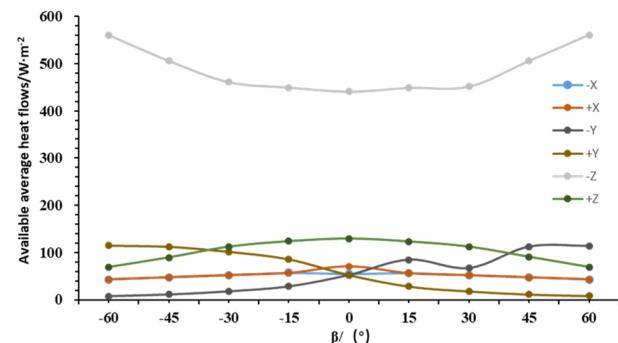


图 2 平均到达外热流随 β 角变化趋势

Fig.2 Available average heat flows with different β

相机 $+Z$ 面、 $+X$ 面和 $-X$ 面平均到达外热流变化趋势相同，都随着 β 角绝对值增大呈下降的趋势。 $-Y$ 面平均到达外热流随 β 角增大呈下降趋势， $+Y$ 面外热流变化与 $-Y$ 面相反， $\pm Y$ 面平均到达外热流以 β 角 0° 呈对称趋势，且变化较大。

相机成像过程中，由于规避角影响，使相机 $\pm X$ 和 $\pm Y$ 面受到太阳直射，相较于正常姿态其外热流会发生较大变化。由于相机在不同方向摆动时， $-X$ 面与 $+X$ 面， $-Y$ 面与 $+Y$ 面到达外热流变化趋势相同，故以单向摆动为例，在极限 β 角（ 0° 与 58.4° ）下计算 $\pm X$ 与 $\pm Y$ 面平均到达外热流，如图 3、图 4。

$\pm Y$ 面在 β 角为 58.4° 时受阳光直射时间长，平均

到达外热流大, 相较于 β 角为 0° 下的土 X 面, 热环境恶劣, 不利于内热源的散热设计。而土 X 面虽然均会受到阳光直射, 但在相机在轨运行中存在单一侧面长时间背阳的情况, 相较于土 Y 面, 到达外热流小, 使内热源散热压力较小。根据相机结构布局与到达外热流情况, 将相机散热面设置在土 X 侧。

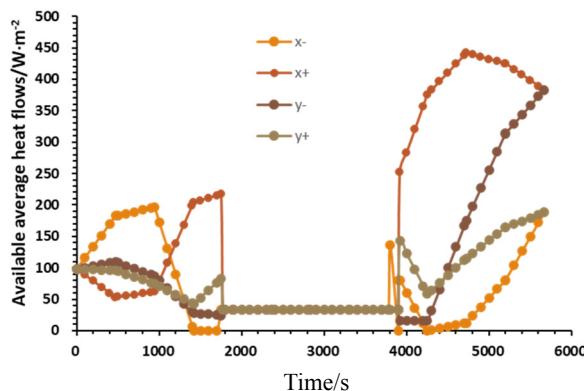


图3 β 角 0° 时土 X 、土 Y 平均到达外热流

Fig.3 Available average heat flow when $\beta=0^\circ$

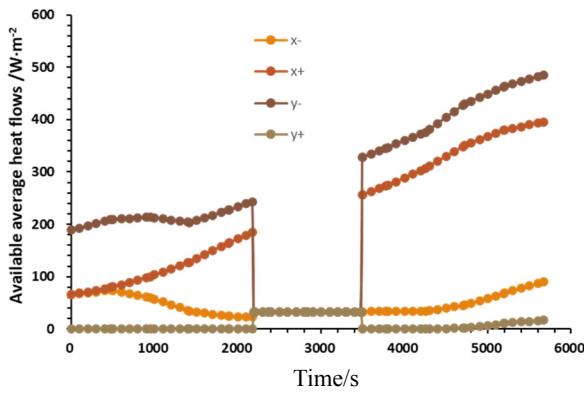


图4 β 角 58.4° 时土 X 、土 Y 平均到达外热流

Fig.4 Available average heat flow when $\beta=60^\circ$

2 相机散热设计

针对以上相机情况, 结合相机所处空间环境与内热源特性, 总结以下散热设计难点:

相机所处空间环境外热流变化复杂。在相机处于工作姿态时, 除入光口外相机各面均会受到阳光直射。由于相机在轨期间姿态多变, 使其受到的外热流变化复杂。

相机具有可见光与红外双成像通道, 结构复杂, 制冷机压缩机部分位于相机本体外, 内热源位置分散。部分内热源在轨期间处于长期工作状态, 发热量大, 且相机所处空间环境复杂, 不利于大功率热源散热。

针对以上相机散热设计的难点, 同时兼顾相机内热源的热排散与热补偿, 采用被动热控和主动热控相结合的热设计方案。

2.1 散热系统设计

为保证相机内热源产生的热量有效排散, 需要对其进行被动热控设计。由于无法在相机本体上开设散热面, 热设计中额外设置了辐射冷板进行散热。辐射冷板表面喷涂KS-ZA白漆来增大散热效果, 内热源通过槽道热管将热量传导至辐射冷板, 并最终辐射至外部空间。冷板与卫星舱体通过聚酰亚胺隔热垫与钛合金螺钉进行隔热安装, 冷板与热管, 热管与热管工装面之间填充导热填料, 增大热量传导效率^[6]。

相机各部分内热源工作模式与工作指标各不相同, 需要设置多个辐射冷板进行散热设计。可见光组件热耗 65 W , 红外组件总热耗 24 W , 二者温度指标相近, 且可见光组件单轨工作 60 s , 散热压力较小, 使用一块辐射冷板对可见光组件与红外组件同时散热。可见光组件通过两根热管与辐射冷板相连, 三部分红外组件各通过一根热管与辐射冷板相连, 辐射冷板设置在相机 $-X$ 侧。制冷机压缩机部分长期工作, 其待机功耗为 38.5 W , 成像工作时功耗为 45.5 W 。使用一块辐射冷板对压缩机散热, 压缩机通过一根热管与辐射冷板相连, 辐射冷板设置在相机 $+X$ 侧。制冷机热端部分是相机内部最大热源, 其待机功耗为 71.5 W , 成像工作时功耗为 84.5 W 。由于制冷机热端长期工作, 且功耗大, 而相机在成像过程中土 X 面均有可能受到太阳直射, 单一辐射冷板不利于热量排散, 并且由于单侧设置辐射冷板受到的外热流大, 使辐射冷板面积过大, 不利于相机的结构设计。采用双辐射冷板耦合散热的方案, 可以利用成像过程中相机一侧背阳, 到达外热流较小的辐射冷板提升制冷机热端的散热效率, 同时减小了辐射冷板面积, 有利于相机的结构设计。辐射冷板耦合设计如图5所示, 制冷机热端通过两根热管将热量分别引至土 X 侧辐射冷板, 两侧的辐射冷板通过一根U型热管连接。

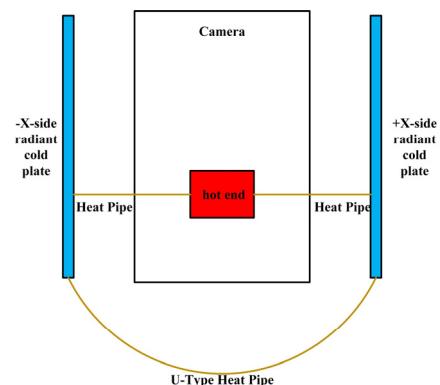


图5 制冷机热端散热方案示意图

Fig.5 Schematic diagram of the heat dissipation for refrigerator hotend

为使短期工作热源与长期工作热源均满足温度指标与合理规划热控资源, 需要精确计算辐射冷板面积并代入仿真计算进行校核, 最终确定辐射冷板的面积^[6]。根据外热流与辐射冷板涂层属性, 计算辐射冷板吸收热量 Q_1 为:

$$Q_1 = Q_{\text{内}} + \alpha \times (q_1 + q_2) \times A + \varepsilon \times q_3 \times A \quad (1)$$

式中: $Q_{\text{内}}$ 为内热源功耗; α 为辐射冷板太阳吸收率; q_1 为太阳直射的到达外热流密度; q_2 为阳光反照的到达外热流密度; ε 为辐射冷板表面发射率; q_3 为地球红外的到达外热流密度; A 为辐射冷板面积。

辐射冷板散出的热量 Q_2 为:

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

式中: σ 为斯特藩-玻尔兹曼常数, 其值为 $5.67 \times 10^{-8} \text{ W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K}^4)$ ^[7]。

当热平衡时, 有:

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

通过仿真计算得出, 可见光组件与红外组件辐射冷板面积为 0.19 m^2 , 制冷机压缩机辐射冷板面积为 0.26 m^2 , 制冷机热端辐射冷板两面各 0.25 m^2 , 总面积 0.5 m^2 。

2.2 热补偿设计

主动热控是在被动热控的基础上进一步提高并维持内热源温度水平的热设计方法, 采用补偿加热的方式控制内热源温度, 使其在低温工况下或待机状态下也满足温控指标^[8-9]。补偿加热回路采用趋势控温法

进行闭环控温, 当温度低于温度指标时, 回路连接, 加热片工作, 当温度达到温度指标时, 回路断开, 加热片停止工作。加热回路设置在各个辐射冷板上, 保证内热源温度指标的同时也可以确保热管处于正常工作温区内。加热片使用聚酰亚胺薄膜型加热片, 热敏电阻测温, 由相机下位机采集控温。

2.3 传热路径

可见光组件内热源包含两部分, 其中一部分通过其安装框架将热量传导至电箱基板, 通过安装在电箱基板上的热管将热量传导至辐射冷板, 最终辐射至外部空间。另一部分通过一个铝扩热板将热量集中传导至电箱外壳, 通过热管将热量传导至辐射冷板并辐射至外部空间。红外组件上的发热元件与红外组件电箱外壳直接接触, 接触界面填充导热填料增强导热, 电箱外壳通过热管将热量传导至辐射冷板, 最终将热量辐射至外部空间。制冷机热端产生的热耗直接由安装在其表面的两根热管传导至相机两侧辐射冷板, 两侧的辐射冷板同时将热量辐射至外部空间。制冷机压缩机安装在相机本体外, 通过铝合金安装架固定在卫星舱板上。压缩机产生的热耗传导至压缩机上压盖, 接触面之间填充导热填料增强导热, 通过安装在上压盖上的热管传导至辐射冷板, 并辐射至外部空间。相机各内热源传热路径如图 6 所示, 图中点划线为传导导热路径, 实线为热管传热, 虚线为辐射传热路径。

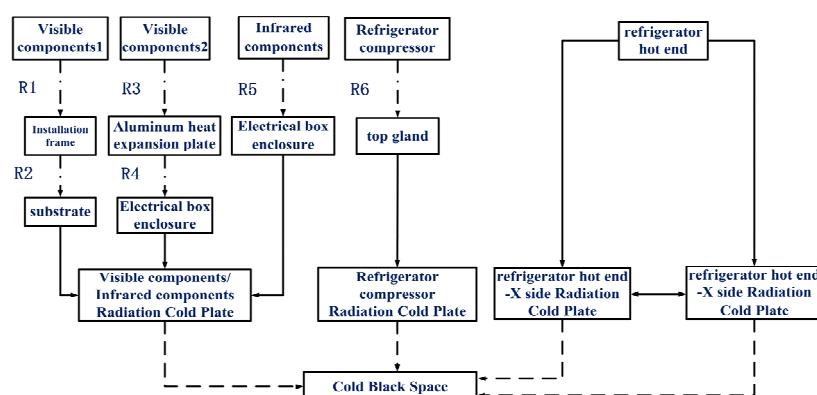


图 6 内热源传热路径

Fig.6 Heat transfer path of the internal heat source

导热热阻分为材料自身的传导热阻与接触面之间的接触传热热阻, 计算公式分别为:

$$R_c = \frac{\delta}{A_c \cdot \lambda} \quad (4)$$

$$R_{ct} = \frac{1}{K \cdot A_{ct}} \quad (5)$$

式中: R_c 为材料自身的传导热阻; δ 为热量传导方向的长度; A_c 为横截面面积; λ 为材料导热率; R_{ct} 为接触

传热热阻; K 为接触传热系数; A_{ct} 为接触面积^[10]。

3 热仿真计算

3.1 建立热仿真模型

根据上述热设计方案, 利用有限元软件对相机进行建模, 如图 7 所示。壳单元划分, 单元厚度按照等效厚度计算, 采用热耦合的方式对模型简化, 共建立了 209 个热耦合, 划分了 16437 个单元。

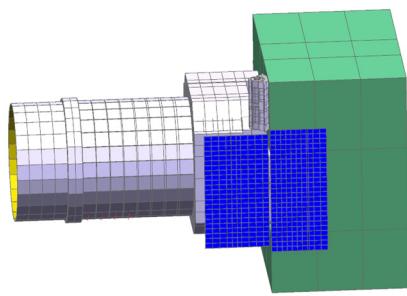
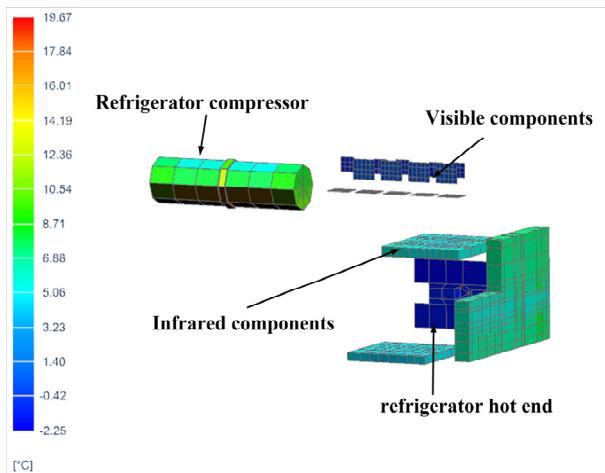


图 7 相机有限元模型

Fig.7 Finite element model of camera

3.2 工况

仿真计算中根据卫星太阳位置、 β 角和散热面涂层表面属性定义高温与低温两个极端工况, 如表 2 所示。



(a) Temperature distribution clouds

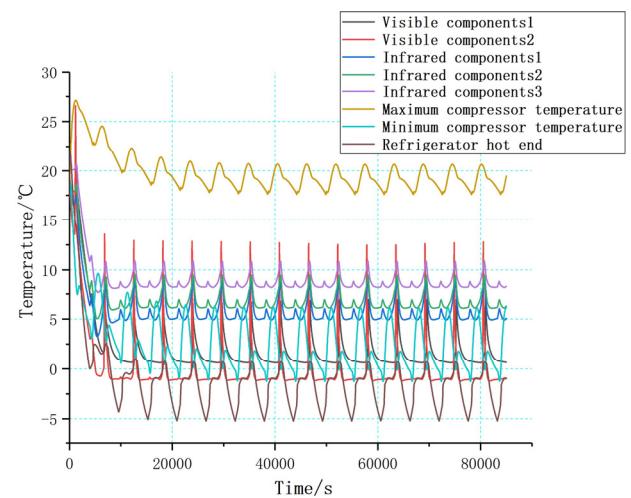
表 2 相机工况定义

Table 2 Definition of camera working conditions

	Solar position	β	Heat sink surface coating surface properties
High temperature working condition	Winter solstice	0°	$\alpha/\varepsilon=0.23/0.92$ (End period)
Low temperature working condition	Summer Solstice	60°	$\alpha/\varepsilon=0.13/0.92$ (Initial period)

3.3 计算结果

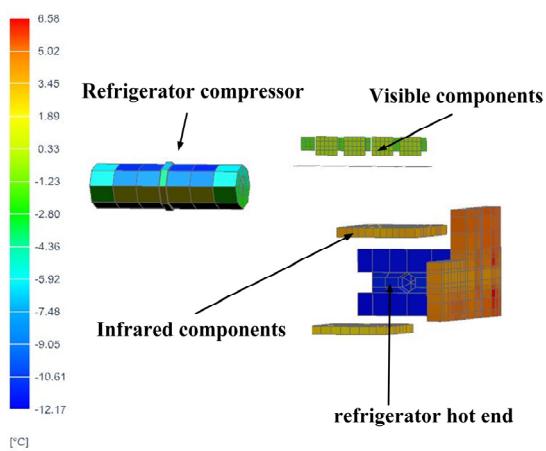
根据工况定义, 利用仿真软件计算相机在各工况下的温度结果, 单轨结束时热源温度分布云图与热源温度变化曲线如图 8、9 所示。



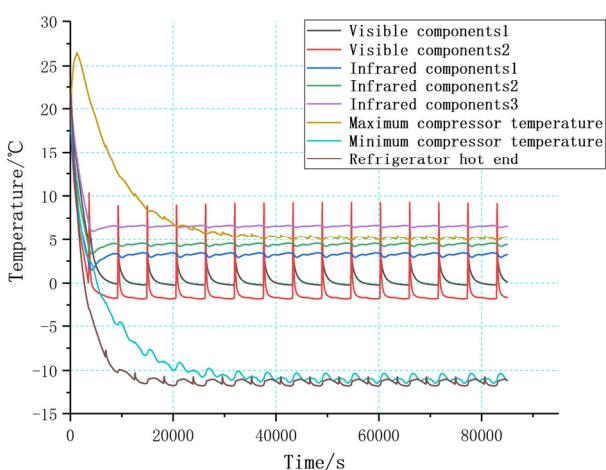
(b) Temperature variation curves

图 8 高温工况温度分布云图与温度变化曲线

Fig.8 High temperature distribution clouds and temperature variation curves



(a) Temperature distribution clouds



(b) Temperature variation curves

图 9 低温工况温度分布云图与温度变化曲线

Fig.9 Low temperature distribution clouds and temperature variation curves

从图8、9可以看出,相机在温度稳定后高温工况下可见光组件温度为-1.1℃~12.9℃,红外组件温度为3℃~10.5℃,制冷机热端温度为-5℃~0.3℃,制冷机压缩机温度为-1℃~21.3℃。相机在低温工况下可见光组件温度为-1.9℃~9℃,红外组件温度为1.7℃~6.7℃,制冷机热端温度为-12℃~-10.8℃,制冷机压缩机温度为-11.3℃~5.4℃。均满足热控指标要求。

4 结论

本文为解决相机在外热流复杂的空间环境下相机大功率热源的散热问题,通过分析相机各个侧面到达外热流情况与相机内热源工作模式,采用在相机两侧设置辐射冷板的散热方式,并使用热管将两侧辐射冷板耦合的方案,增大热量的排散效率,减小了辐射冷板的面积。最终,通过热仿真计算验证了设计的合理性。仿真结果表面:可见光组件温度为-1.9℃~12.9℃,红外组件温度为1.7℃~10.5℃,制冷机热端温度为-12℃~0.3℃,制冷机压缩机温度为-11.3℃~21.3℃,均满足温控指标要求,解决了复杂外热流下相机大功率热源的散热问题。

参考文献:

- [1] 李庆林,徐先锋,魏志勇,等.资源一号02D卫星可见近红外相机技术与验证[J].航天器工程,2020,29(6): 78-84.
LI Q L, XU X F, WEI Z Y, et al. Design and verification of visible and near-infrared camera for ZY-1-02D satellite[J]. *Spacecraft Engineering*, 2020, 29(6): 78-84.
- [2] Aguilar M A, Aguilar F J, Mar Saldaña M, et al. Geopositioning accuracy assessment of GeoEye-1 panchromatic and multispectral imagery[J]. *Photogrammetric Engineering & Remote Sensing*, 2012, 78(3): 247-257.
- [3] 唐新明,王鸿燕,周平,等.资源三号卫星数据及产品体系[J].卫星应用,2020(10): 14-18.
- [4] 宁献文,张加迅,江海,等.倾斜轨道六面体卫星极端外热流解析模型[J].宇航学报,2008(3): 754-759.
NING X W, ZHANG J X, JIANG H, et al. Extreme external heat flux analytical model for inclined-orbit hexahedral satellite[J]. *Journal of Astronautics*, 2008(3): 754-759.
- [5] 郭亮,吴清文.光谱成像仪CCD组件的热分析及验证[J].光学精密工程,2009,17(10): 2440-2444.
GUO L, WU Q W. Thermal design and proof RTests of CCD components in spectral imagers[J]. *Optics and Precision Engineering*, 2009, 17(10): 2440-2444.
- [6] 蔡克明,吴清文,李泽学,等.空间光学遥感器的热设计实例及其仿真分析[J].计算机仿真,2008,25(12): 77-80.
ZAI K M, WU Q W, LI Z X, et al. Simulation analysis of a space optical remote-sensor's thermal design[J]. *Computer Simulation*, 2008, 25(12): 77-80.
- [7] 苗建印.航天器热控制技术[M].北京:北京理工大学出版社有限责任公司,2018.
MIAO J Y. *Spacecraft Thermal Control Technology*[M]. Beijing: Beijing Institute of Technology Press, 2018.
- [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.
BO T, KONG L, HUANG J, 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.
- [9] 李强,陈立恒.复杂外热流条件下红外探测器组件热设计[J].红外与激光工程,2016,45(9): 73-79.
LI Q, CHEN L H. Thermal design of infrared detector components in complex heat flux[J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2016, 45(9): 73-79.
- [10] 杨世铭,陶文铨.传热学[M].北京:高等教育出版社,2010.
YANG S M, TAO W Q. *Heat Transfer*[M]. Beijing: Higher Education Press, 2010.