

地球同步轨道大型空间相机主动热控系统设计

黑花阁^{1,2}, 李潇雁^{3*}, 李璐芳^{1,2}, 蔡萍¹, 谢荣建¹, 陈凡胜^{1,3}¹中国科学院上海技术物理研究所中国科学院智能红外感知重点实验室, 上海 200083;²中国科学院大学, 北京 100049;³国科大杭州高等研究院, 浙江 杭州 310024

摘要 大动态、高精度主动热控技术是高轨大型空间相机高性能、长寿命运行的核心关键。空间相机主动热控系统既要满足高精度测控温要求, 又要实现小型化、集成化以降低资源和功耗需求。然而, 传统以中央处理器(CPU)和数字信号处理器(DSP)为控制单元的架构难以满足高集成化的设计需要, 且热控功率较大, 需进行功率管理以满足整星能源要求。针对以上问题, 面向地球同步轨道大型空间相机大动态、高精度的测控温需求, 设计了以现场可编程门阵列(FPGA)为核心控制单元的主动热控系统, 利用FPGA的高速并行处理能力和丰富接口资源, 实现复杂空间相机高集成度高精度主动热控。设计了热控功率错峰功能, 对加热片采用分时控制, 动态实时检测热控功率, 在保障相机关键部件控温精度的前提下, 将热控功率限定在功率设定值。该系统已应用于地球同步轨道大型空间相机, 对相机108路加热、138路测温 and 2个星上黑体进行高精度测控温, 通过地面和在轨测试验证了主动热控系统设计的合理性和正确性。

关键词 成像系统; 相机; 主动热控; 高精度测控温; 热控功率错峰; 地球同步轨道

中图分类号 P236 **文献标志码** A

DOI: 10.3788/CJL230489

1 引言

航天器在轨受冷空间、太阳辐射、地球反照和地球红外辐射共同影响, 运行环境恶劣。热控分系统是航天器必不可少的组成部分, 它的主要功能是在恶劣的空间环境中为航天器在轨工作提供最佳温度条件^[1-4]。热控分系统分为被动热控系统和主动热控系统。被动热控的优点是简单, 可靠性高, 不需要额外的控制资源和功耗; 缺点是开环控温, 设计好后特性不能改变。主动热控为闭环控温, 可以实现高精度温度调节^[5-6], 但需要额外的功耗、控制资源和数据处理。航天器一般采用主动热控和被动热控结合的热控设计^[7-10], 传统航天器以被动热控为主, 主动热控少, 但随着航天器的功能越来越复杂, 主动热控的使用越来越多, 尤其对于地球同步轨道复杂空间相机, 外热流变化剧烈^[11], 引起相机内部温度变化大, 而光学部件的热稳定性和均匀性直接影响成像质量, 需要大量主动热控给相机提供最佳工作温度条件。主动热控系统设计的正确性、合理性已经成为空间相机在轨高性能、长寿命运行的核心关键。

地球同步轨道卫星功能多, 资源紧张, 大型空间相机主动热控系统的设计既要满足高精度控温指标, 又要进行集成化设计以满足重量和功耗约束。电加热器

和热敏电阻是最常用的主动控温元件。航天器主动热控系统常使用中央处理器(CPU)或数字信号处理器(DSP)作为控制器^[12-18], 对热敏电阻和电加热器进行高精度测控温来实现星上高精度热控。这种方式优点是处理能力强, 可以方便地实现复杂控温算法, 如比例积分微分(PID)控温; 缺点是集成化程度不高, 主动热控数量多时需要扩展多个外围接口, 不能满足有集成化要求的复杂空间相机重量和功耗的需要。同时, 因为主动热控回路多, 热控功耗大, 需要进行能源管理设计, 以保障卫星供电和相机的安全, 目前这方面的研究较少。

针对上述问题, 本文设计了地球同步轨道大型相机大动态、高精度主动热控系统。首先介绍地球同步轨道空间相机主动热设计方案; 然后介绍主动热控系统自主管理系统的设计, 采用集成化设计, 与仪器管理单元现场可编程门阵列(FPGA)合并, 采用差异化控温策略, 闭环开关控温和模糊增量PID控温方式结合, 对相机进行多尺度层次化高精度测控温; 设计了热控功率错峰的能源管理策略, 保证关键加热回路控温精度同时将热控功率减小到能源限定值, 以满足卫星能源的要求。通过相机在轨测试验证了主动热控系统设计的正确性和合理性。

收稿日期: 2023-02-02; 修回日期: 2023-03-14; 录用日期: 2023-03-24; 网络首发日期: 2023-04-03

基金项目: 国家自然科学基金(61975222)

通信作者: *lixiaoyan@ucas.ac.cn

2 主动热控系统设计

2.1 大型空间相机主动热设计方案

光学口径 700 mm、质量 500 kg 以上的大型空间红外相机热设计的特点和难点在于相机结构复杂,内部部件多,包括光学部件、制冷机、运动机构、电路箱、星

上黑体和框架等,要保证各部件都处于最佳工作温度;外热流复杂,午夜前后阳光通过遮光罩进入相机内部引起温度上升,形成局部高温点,一年内不同季节午夜前后进入箱体的外热流情况也不同。要保证光学系统精度,需要在大动态范围内实现高精度测控温。热设计指标要求如表 1 所示。

表 1 相机主要部件工作温度指标
Table 1 Operating temperature indices of main parts of camera

Part of camera	Temperature range / $^{\circ}\text{C}$	Temperature gradient /K
Primary mirror	10-20	Single mirror: ≤ 2 ; between mirrors: ≤ 10
Secondary mirror	10-20	
Tertiary mirror	10-20	
Motion mechanism	10-30	≤ 6
Compressor	-30-20	-
Pulse tube	-40-20	-
Radiator	-70-60	-
Baffle	< 100	-

针对热设计的特点、难点和指标要求,采用主动热控和被动热控结合的方案,在被动热控基础上,充分利用主动热控技术,对相机大动态范围进行高精度热控。主动热控采用热敏电阻和加热片对相机主体进行闭环温控。为提高可靠性,对加热片和热敏电阻进行备份设计。为保证各部件工作温度及光学系统温度均匀性和梯度要求,相机设计 138 路热敏电阻测温 and 108 路加热片控温,热敏电阻选择 MF501 和 B6,测温精度要求优于 $\pm 0.5\text{ K}$,控温精度要求优于 $\pm 1\text{ K}$ 。对星上黑体设计 4 路铂电阻测温和 3 路加热片控温,测温精度要求优于 $\pm 0.1\text{ K}$,控温精度要求优于 $\pm 0.5\text{ K}$ 。加热片总计功率 2091W。相机主动热控系统如图 1 所示。

相机加热片和热敏电阻多,热控功率大,热控电子学系统采用集成化设计方案,对相机进行大动态范围

内高精度测控温和热控功率管理。

2.2 集成化主动热控电子学系统设计

空间相机主动热控系统电子学采用集成化设计,将热控功能与相机仪器管理功能集成在一台电单中,采用一台仪器与热控电单控制大型相机所有的主动热控和相机测控的系统架构。FPGA 具有丰富的逻辑资源和接口资源,以相机仪器管理单元 FPGA 为核心控制单元进行温度遥测和控温,对相机 138 路测温热敏电阻、108 路加热片和 2 个星上黑体的 4 路铂电阻测温、3 路加热片进行测控温,通过 1553B 总线接收地面发送指令,并将温度遥测、加热回路状态遥测和其他电路箱遥测数据发送到地面。

相机主动热控电子学系统信号流程图如图 2 所示。测温电路将热敏电阻和铂电阻温度信号转换为电压信号,由 FPGA 实时采集。FPGA 根据采集的温度值和控温策略生成控温信号,控制金属氧化物半导体场效应管(MOSFET)的开关来控制加热片加热,实现闭环控温。元器件选型上,为保证系统的稳定性和测温精度,FPGA 选用抗单粒子效应的反熔丝产品 AX2000-CQ352,模数转换器(ADC)选用 TLC2543,它的量化位数为 12 bit,线性失真最大 $\pm 1\text{ LSB}$ (LSB 为最低有效位)。加热母线电源电压为 42 V; MOSFET 选择低导通电阻高耐压的 IRHNJ67130,它的导通电阻为 $0.042\ \Omega$,最大持续漏极电流为 22 A。

测温要满足地面测试、转移轨道、同步轨道和加热烘烤等多个工况下测温范围和精度要求,需要在大动态范围内满足测温精度 $\pm 0.5\text{ K}$ 的要求;控

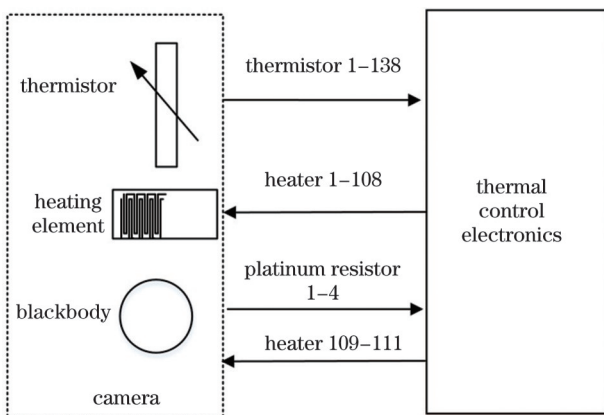


图 1 空间相机主动热控系统方案示意图

Fig. 1 Schematic diagram of space camera active thermal control system

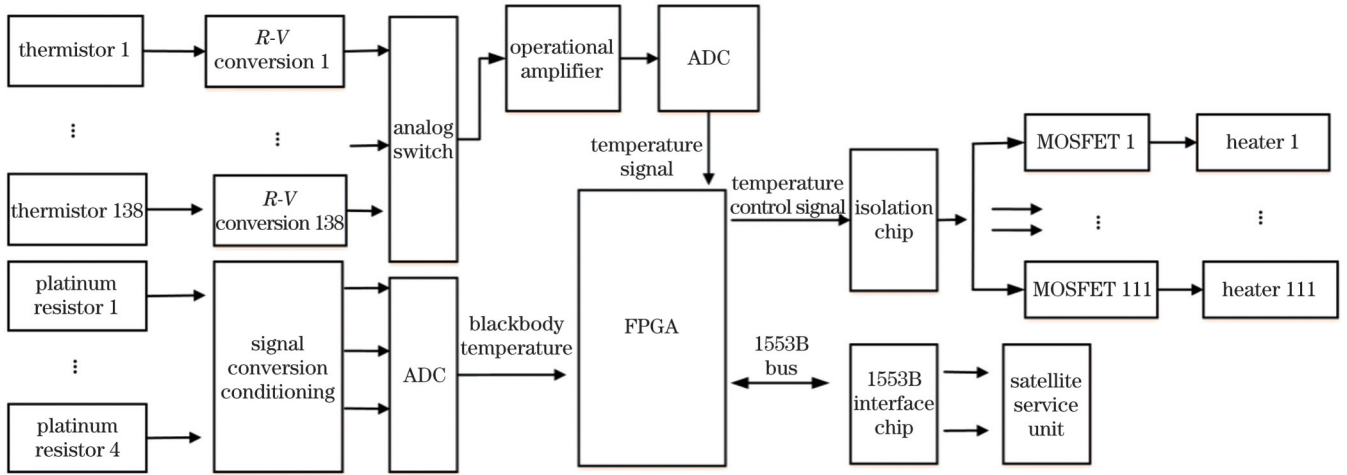


图 2 空间相机主动热控系统信号流程图

Fig. 2 Signal flow diagram of active thermal control system of space camera

温回路多,需要设计可靠的主动热控策略,在满足控温精度要求的前提下保证控温的安全性和可靠性;相机总加热功率大,为了在特殊工况和异常情况下保证相机和整星的安全,设计热控功率错峰功能。

2.2.1 大动态范围高精度测温设计

影响测温精度的因素包括测温元件的测量误差、电阻和温度转换公式拟合偏差以及电路测量误差。对误差进行定量分析。热敏电阻的阻值与温度之间是非线性指数变化关系^[19],如图 3 所示。

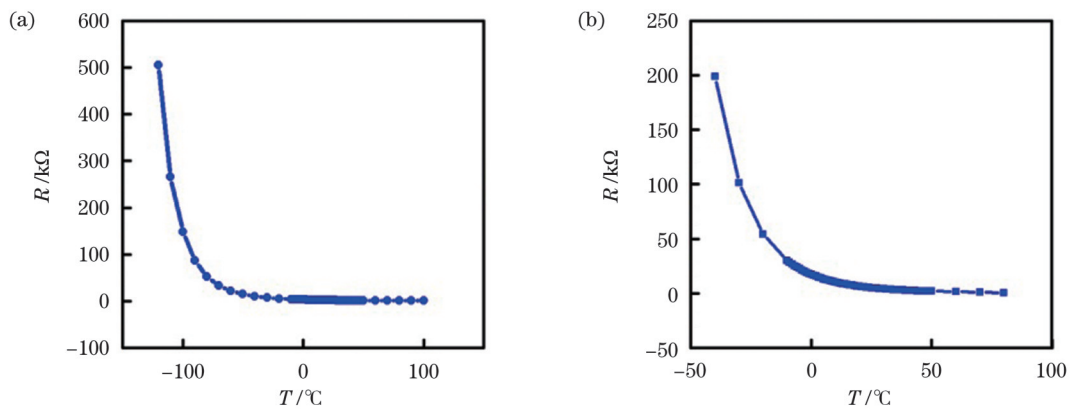


图 3 热敏电阻阻值-温度曲线。(a)B6;(b)MF501

Fig. 3 Resistance-temperature curves of thermistors. (a) B6; (b) MF501

对热敏电阻的阻值温度进行标定, MF501 在 $-40 \sim +80 \text{ }^\circ\text{C}$ 范围内测温总不确定度优于 0.5% , B6 在 $-120 \sim +100 \text{ }^\circ\text{C}$ 范围内测温总不确定度优于 0.5% , 热敏电阻的阻值 R 与温度 T 的关系采用经验公式:

$$T = \frac{2C}{\sqrt{B^2 - 4C(A - \ln R)} - B} - 273.15, \quad (1)$$

式中: A 、 B 、 C 为系数, 其中 B 与热敏电阻材料相关。

对测温电路的测量误差进行定量分析。热敏电阻测温采用两线制电阻分压式测量方法, 热敏电阻值 R 为

$$R = R_p \frac{U_D}{U_{ref1} - U_D}, \quad (2)$$

式中: R_p 为分压参考电阻; U_{ref1} 为分压参考电压; U_D 为

FPGA 采集的电压信号。

R_p 使用 0.1% 精密电阻, 阻值选择 $7500 \text{ } \Omega$, 参考电压由精密基准电压源产生, 电压源选择 JL117BXA, 输出电流 0.5 A , 输出电压值可调, 设置 V_{ref1} 为 4.686 V , 满足 138 路测温驱动的需要。模数转换器参考电压选择精密电压源 AD584, 为提高测温动态范围, 输出电压设置为 5.000 V , 温度采用 12 bit 量化位数时, ADC 采样温度信号的数字量 D 为:

$$D = \frac{U_D}{5} \times 4095 = \frac{R}{R + R_p} \times \frac{U_{ref1}}{5} \times 4095. \quad (3)$$

测温电路的测量误差主要来自备份测温电路潜通、电路寄生电阻和运算放大器的非理想特性等, 误差非线性, 需要在测温的整个动态范围内对电路测量误差进行校正。由式 (2) 可见 U_D 和 R 之间为非线性关

系,为了减少计算误差传递^[20],不直接拟合 U_D 和 R ,而是首先使用精密电阻和多项式拟合法,对 ADC 采样的数字量估计值 \hat{D}_i 进行拟合校正:

$$\hat{D}_i = k_n D_i^n + k_{n-1} D_i^{n-1} + \dots + k_0, \quad (4)$$

式中: D_i 为第 i 个标定点精密电阻 R_i 的 ADC 测量值; $k_0 \sim k_n$ 为多项式系数。

基于最小二乘法拟合,得到

$$\min \sum_{i=1}^M (D_i - \hat{D}_i)^2, \quad (5)$$

式中: M 为标定点的数量。

使用均方根误差衡量拟合误差:

$$E_{\text{RMS}} = \sqrt{\frac{1}{M} \sum_{i=1}^M (D_i - \hat{D}_i)^2}. \quad (6)$$

求得校正后的 ADC 采样数字量后,再通过式(2)和式(3)计算得到校正后的热敏电阻值 \hat{R} ,进而通过式(1)得到校正后的温度值。

2.2.2 主动热控策略设计

相机有 108 路主体控温和 2 个黑体控温,加热回路数量多,控温策略的设计原则是在保证控温精度的前提下使控温方式简单可靠。为此设计了完善的可靠性策略保证主动热控的可靠性,介绍如下。

1) 控温方式上采用差异化控温策略,主体加热回路控温精度要求 $\pm 1 \text{ K}$,默认采用高速开关闭环控

温方式,控温周期 100 ms,提高检测频率来提高控温精度;黑体控温精度要求 $\pm 0.5 \text{ K}$,一般采用 PID 控温算法^[21],对经典 PID 算法进行改进,设计了基于模糊增量的 PID 控温算法提高控温精度。除闭环控温外,针对测温点故障设计了占空比控温、开环控温和关闭加热回路的控温方式。控温范围和控温方式可通过指令设置,设计了单路调整和多路调整两种设置方式。

2) 为了防止控温点自身测温通路故障,设计了替代测温点功能,通过指令可设置以替代测温点为参考进行控温。按照替代测温点进行控温分为两种情况:替代测温点与控温点距离近时可直接根据此温度进行控温;距离较远、不能直接反映控温点温度时,先通过注数关闭此路控温点,然后以替代测温点为参考,以存储温度范围为控温范围进行控温。

3) 设计了热控控温自动换挡功能,卫星平台通过 1553B 总线向仪器管理与热控 FPGA 发送轨道和电源状态信息,当热控自动换挡功能打开时,仪器管理与热控 FPGA 根据卫星平台的状态信息切换控温参数,根据存储各状态信息对应的控温参数进行闭环控温,如表 2 所示。在转移轨道等恶劣情况下具备上电即按预设温控点自动控温的能力。热控策略闭环控温设定值如表 3 所示。

表 2 卫星电源和轨道状态信息对应的闭环控温策略

Table 2 Temperature control strategies corresponding to different satellite power supply and orbit state information

Orbit and power status	Temperature control strategy
Transfer orbit	Transfer orbit range
Geostationary orbit	Geostationary orbit range
Inner power (no light, battery power supply)	Safety range
Combined power (insufficient light, battery involved in power supply)	Low temperature range
External power (battery does not supply power when light is sufficient)	Normal working range

表 3 相机热控策略闭环控温设定值

Table 3 Closed-loop temperature setpoints for camera thermal control strategy

unit: $^{\circ}\text{C}$

Part of camera	Transfer orbit	Geostationary orbit	Heating decontamination	Safety mode	Low temperature mode
Primary mirror	0-1	10-12	14-16	0-1	0-1
Secondary mirror	0-1	10-12	14-16	0-1	0-1
Tertiary mirror	0-1	10-12	14-16	0-1	0-1
Motion mechanism	-16--14	4-6	11-12	Heating off	-16--14
Compressor	-39--37	-29--27	-26--24	Heating off	-39--37
Radiator	-55--53	-50--48	-42--37	Heating off	Heating off

2.2.3 主动热控功率错峰功能设计

相机所有加热回路总功率 2091 W,在转移轨道段、烘烤工况下或极限低温情况下,相机热控的峰值功率都有可能过大,极限功率过大会影响相机乃至卫星

的安全。因此设计了热控功率错峰功能,对加热回路进行分时控制,将热控总功率限制在设定的安全值,保护相机和卫星的安全。热控功率错峰功能流程图如图 4 所示。

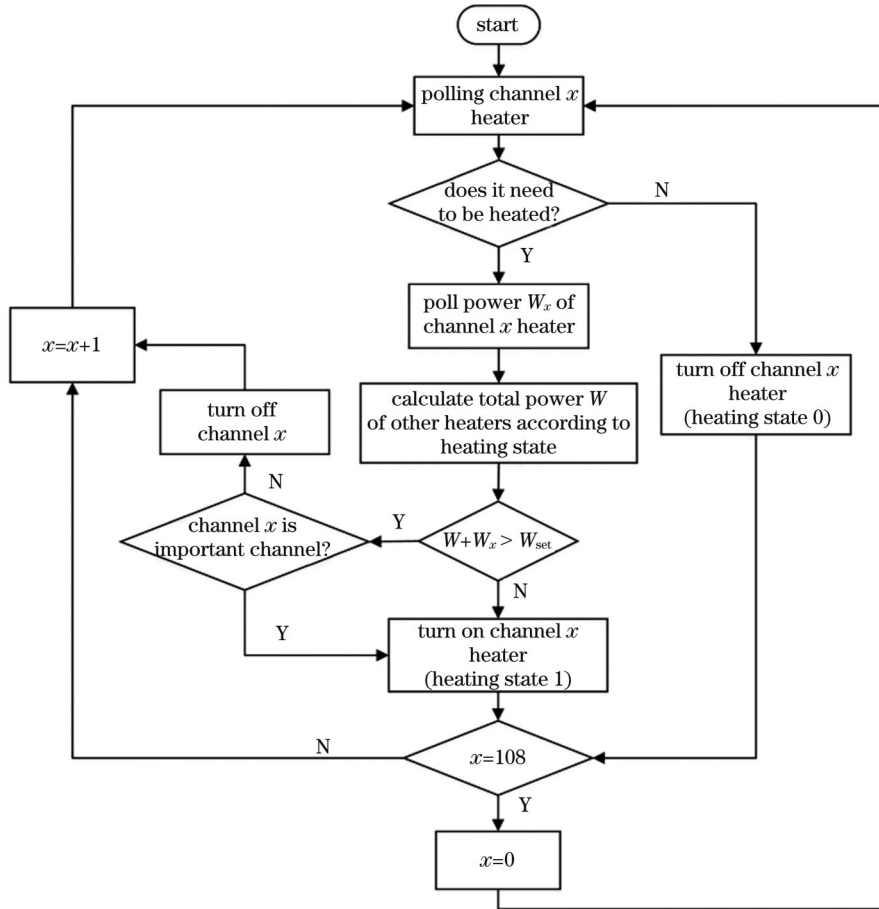


图 4 热控功率错峰功能流程图

Fig. 4 Flow chart of thermal control power off-peak function

加热回路按照重要性划分为 2 档:光学系统、制冷机和运动机构等部件加热回路为重要加热回路,其余散热板、主框架和电控箱等热容大、可接受较宽温度波动范围的部件为第二档。软件在进行闭环控温循环时,实时计算热控总功率,错峰按照加热回路优先级和实时功率是否超过设定功率阈值来判断加热回路的开启,使重要加热回路不会出现大温度梯度,保障相机工作性能,对加热回路进行分时控制,通过将加热回路的开启点错开,实现功率错峰,使加热总功率不超过设定功率阈值 W_{set} 。功率阈值可通过软件指令修改,软件内部预留 5% 的功率调节余量。

3 分析与讨论

设计的主动热控系统已应用于地球同步轨道大型空间相机。相机在轨运行 6 年,主动热控系统工作正常,保障了相机在轨高性能高可靠运行。在地面实验室测试测温精度,通过在轨温度场变化和控温情况验证相机控温精度、控温策略和热控功率错峰功能的正确性和合理性。

3.1 测温精度测试分析

选择其中一路使用 B6 热敏电阻的测温回路进行高精度大动态范围测温方法验证。热敏电阻温度公式为

$$T = \frac{2 \times (-78990)}{\sqrt{2593^2 - 4 \times (-78990) \times (-0.4331 - \ln R)} - 2593} - 273.15. \quad (7)$$

在 $-120 \sim 100 \text{ }^\circ\text{C}$ 范围内,使用标准精密电阻 $R_{precision}$ 对系统测温误差进行多点校正。对 ADC 测量温度数字量,分别进行一次、二次和三次多项式拟合,均方根误差如表 4 所示。三次多项式拟合与二次多项式拟合相比,对均方根误差的减小不明显,故选择二次多项式拟合对数字量进行校正。校正后精密电阻对应

的数字量 \hat{D} 为

$$\hat{D} = 0.000003164D_{measure}^2 + 0.9958D_{measure} - 19.12, \quad (8)$$

式中: $D_{measure}$ 为 ADC 采样数字量。

通过式(2)和式(3)计算得到 $D_{measure}$ 对应的校正前电阻值 $R_{measure}$ 和 \hat{D} 对应的校正后电阻值 \hat{R} 。校正前测温精度 E_{before} 和校正后测温精度 E_{after} 为

表 4 不同方法拟合测量电阻 E_{RMS} 比较
Table 4 Comparison of E_{RMS} of resistance fitted by different methods

Fitting method	E_{RMS}
Linear polynomial	5.425
Quadratic polynomial	1.841
Cubic polynomial	1.547

$$E_{before} = T(R_{precision}) - T(R_{measure}), \quad (9)$$

$$E_{after} = T(R_{precision}) - T(\hat{R}), \quad (10)$$

式中: $T(\cdot)$ 为根据对应电阻值由式(7)计算得到的温度值。

拟合前后测温精度比较如图 5 所示。在 $-120 \sim 100 \text{ }^\circ\text{C}$ 范围内测温精度为 $-0.186 \sim 0.363 \text{ K}$, 满足 $\pm 0.5 \text{ K}$ 的测温指标要求。

3.2 在轨主动热控系统功能分析

相机在轨外热流季节性周期变换, 以相机在轨一年内温度场的变换和一个轨道周期相机控温情况来分析相机主动热控系统设计的合理性和正确性。

表 5 相机主要部件在轨年温度场

Table 5 Annual temperature field of main parts of camera in orbit

Part of camera	Temperature range index / $^\circ\text{C}$	Temperature gradient index /K	In-orbit temperature / $^\circ\text{C}$	In-orbit temperature gradient /K	Index satisfaction
Primary mirror	10-20	Single mirror: ≤ 2 ; between mirrors: ≤ 10	10.7-13.8	Primary: ≤ 0.8 ; secondary: ≤ 1.6 ; tertiary: ≤ 0.7 ; between: ≤ 2.8	Satisfaction
Secondary mirror	10-20		10.4-15.5		Satisfaction
Tertiary mirror	10-20		11.4-13.5		Satisfaction
Motion mechanism	5-30	≤ 6	5.2-23.7	≤ 5.6	Satisfaction
Compressor	-30-20	-	-27.9-4.8	-	Satisfaction
Pulse tube	-40-20	-	-34.0-16.7	-	Satisfaction
Radiator	-70-60	-	-49.7-26.8	-	Satisfaction
Baffle	<100	-	-183.5-77.8	-	Satisfaction

烘烤工况时相机控温阈值设置高, 选择其中一个轨道周期, 该轨道周期内 7 h 加热片控温使相机工作在烘烤工况设定控温阈值内, 7 h 内的控温精度和温度变化标准差如表 6 所示, 控温精度优于 $\pm 1 \text{ K}$ 的指标要求, 标准差不超过 0.5。温度遥测下传地面周期为 32 s。每 32 s 选取一个温度值, 得到光学部件和运动机构控温曲线如图 7 所示。在轨测试相机 108 路加热回路和 138 路测温均工作正常, 限于篇幅, 在此仅具体介绍相机光学部件、运动机构和制冷机的温度场。

3.3 热控功率错峰功能在轨测试分析

相机在轨烘烤除气阶段, 相机主动热控工况设置

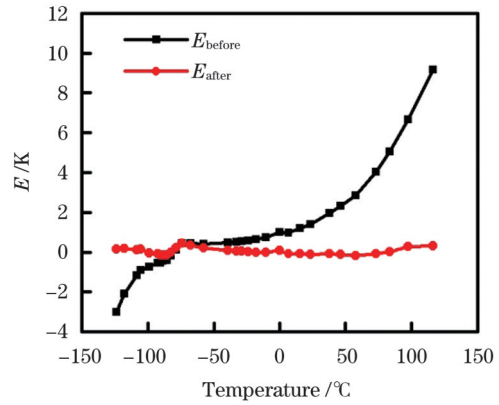


图 5 校正前后测温精度

Fig. 5 Temperature measurement accuracy before and after calibration

相机主要部件在轨年温度场如表 5 所示。主要部件在轨温度变化范围和部件温度均匀性满足指标要求, 热设计合理。光学部件单镜温度梯度计算方法为选取镜组上 2 个测温点, 比较 2 个测点同一时刻的温度差; 镜间温度梯度的计算方法为选取每个镜组上单一测点, 比较不同镜组同一时刻的测点温度差值。光学部件年温度场和温度梯度曲线如图 6 所示。

为烘烤工况, 控温阈值设置高, 相机内部制冷机和电子学机箱未开机, 没有热补偿, 需要较多的主动加热功率, 主动热控功率大, 在该工况下验证热控功率错峰功能的正确性。设定相机的错峰功率阈值 900 W, 功率调节余量 45 W, 相机开机默认热控功率错峰功能打开, 每 4 s 选取 1 个功率遥测值。相机加热功率变化曲线如图 8 所示。

错峰功能打开时, 在烘烤工况下相机热控功率峰值为 862 W, 功率错峰功能关闭后, 相机热控功率峰值为 1463 W。功率错峰功能有效地将峰值功率限制在 900 W 以下。

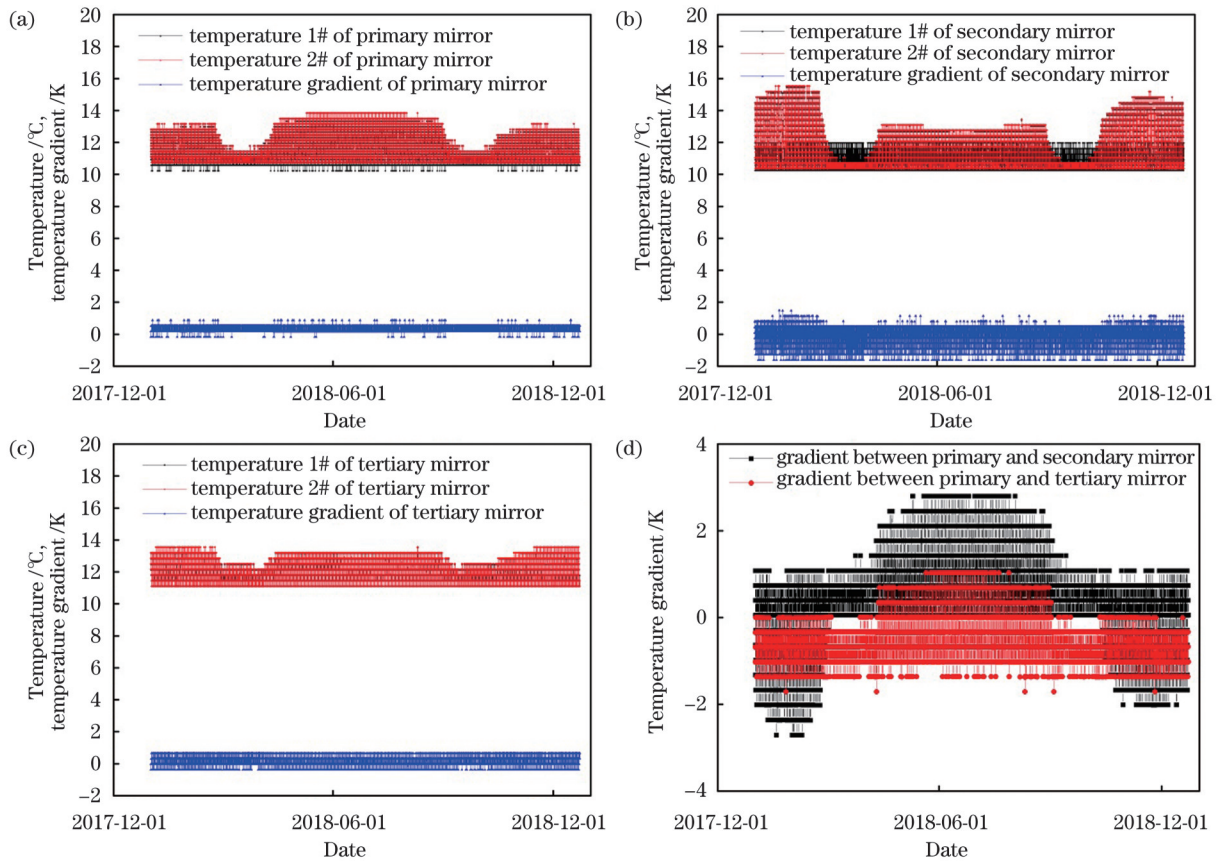


图 6 相机光学部件在轨年温度场和温度梯度变化曲线。(a)主镜;(b)次镜;(c)三镜;(d)镜间

Fig. 6 In-orbit annual temperature field and temperature gradient curves of camera optical components. (a) Primary mirror; (b) secondary mirror; (c) tertiary mirror; (d) temperature gradient between mirrors

表 6 相机主要部件在轨控温精度

Table 6 In-orbit temperature control accuracy of main parts of camera

Part of camera	Temperature control setpoint /°C	Temperature control accuracy index /K	Temperature control threshold /°C	Temperature change range /°C	Temperature control accuracy /K	Standard deviation	Index satisfaction
Primary mirror	14-16	±1	13-17	14.9-15.6	Within ±1	0.2	Satisfaction
Secondary mirror	14-16	±1	13-17	14.8-15.5	Within ±1	0.3	Satisfaction
Tertiary mirror	14-16	±1	13-17	14.5-15.2	Within ±1	0.3	Satisfaction
Motion mechanism	11-12	±1	10-13	11.5-12.1	Within ±1	0.4	Satisfaction
Compressor	-26--24	±1	-27--23	-25.3--24.4	Within ±1	0.4	Satisfaction

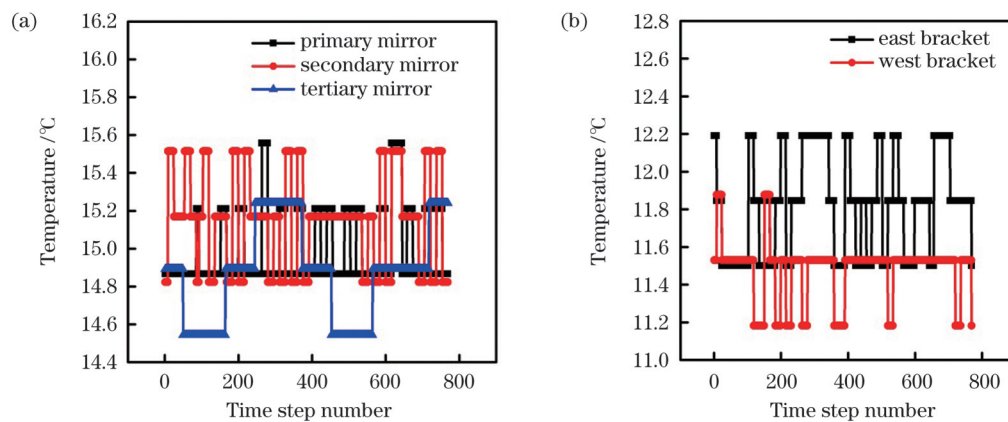


图 7 相机在轨控温曲线。(a)光学部件;(b)运动机构。时间步长为 32 s

Fig. 7 In-orbit temperature control curves of camera. (a) Optical components; (b) motion mechanism. Time step is 32 s

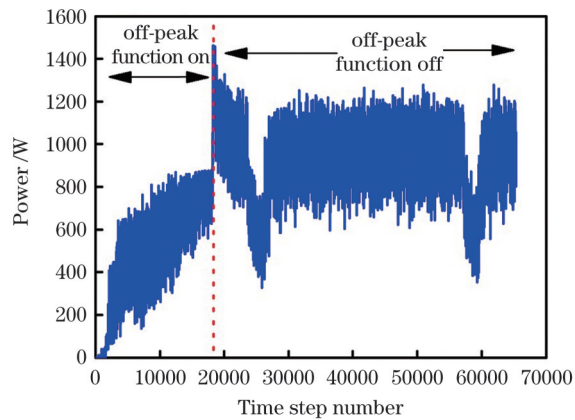


图 8 相机在轨热控功率。时间步长为 4 s

Fig. 8 In-orbit thermal control power of camera. Time step is 4 s

4 结 论

设计了地球同步轨道大型空间相机主动热控系统。该系统以相机仪器管理单元 FPGA 作为核心控制单元,针对测温动态范围大的特点,提出了基于最小二乘法的多项式校正方法,在大动态范围内对测温误差进行校正;针对加热回路多、控温精度要求高的问题,设计了差异化温控策略,高速开关闭环控温方式和 PID 控温方式相结合,使 108 路相机主体加热回路和黑体控温协同工作,并针对可能出现的异常情况设计了完善的可靠性策略;针对加热功率大的问题,设计了热控功率错峰控温策略,在保证相机运动机构、光学系统和制冷机等关键部件控温精度的同时将热控功率限定在设定值。通过地面精密电阻实测,在 $-120\sim 100\text{ }^{\circ}\text{C}$ 范围内测温精度为 $-0.186\sim 0.363\text{ K}$,优于 $\pm 0.5\text{ K}$ 的指标要求;在轨年温度场变化验证了主动热控系统的合理性和正确性,主体控温精度优于 $\pm 1\text{ K}$,功率错峰功能有效地将相机功耗限定在设定值。空间相机已在轨运行 6 年,主动热控系统在轨工作稳定,满足大型相机在轨高性能长寿命运行的需要。

参 考 文 献

- [1] 于涛,王永成,代霜,等. 基于温度水平的空间相机主动热控系统[J]. 红外与激光工程, 2015, 44(1): 249-253.
Yu T, Wang Y C, Dai S, et al. Active thermal control system for space camera based on temperature level[J]. Infrared and Laser Engineering, 2015, 44(1): 249-253.
- [2] Vasudeva Murthy H S, Sharma A K, Badarinarayana K, et al. Thermal management of GEO satellite communication payload [C]//2011 IEEE International Vacuum Electronics Conference (IVEC), February 21-24, 2011, Bangalore, India. New York: IEEE Press, 2011: 469-470.
- [3] 黎明,吴清文,江帆,等. 三线阵立体测绘相机热控系统的设计[J]. 光学精密工程, 2010, 18(6): 1367-1373.
Li M, Wu Q W, Jiang F, et al. Design of thermal control system for three-linear array mapping cameras[J]. Optics and Precision Engineering, 2010, 18(6): 1367-1373.
- [4] 黄家荣,范宇峰,刘炳清,等. “神舟七号”飞船热控分系统设计和在轨性能评估[J]. 中国空间科学技术, 2009, 29(5): 1-7.
Huang J R, Fan Y F, Liu B Q, et al. Design and on-orbit

- performance evaluation of thermal control system for SHENZHOU-7 spaceship[J]. Chinese Space Science and Technology, 2009, 29(5): 1-7.
- [5] 闵桂荣,郭舜. 航天器热控制[M]. 2版. 北京: 科学出版社, 1998.
Min G R, Guo S. Thermal control of spacecraft[M]. 2nd ed. Beijing: Science Press, 1998.
- [6] Hengeveld D W, Mathison M M, Braun J E, et al. Review of modern spacecraft thermal control technologies[J]. HVAC&R Research, 2010, 16(2): 189-220.
- [7] 童叶龙,李国强,耿利寅. 航天器精密控温技术研究现状[J]. 航天返回与遥感, 2016, 37(2): 1-8.
Tong Y L, Li G Q, Geng L Y. A review on precise temperature control technology for spacecraft[J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2016, 37(2): 1-8.
- [8] 杨文刚,余雷,陈荣利,等. 高分辨率空间相机精密热控设计及验证[J]. 光子学报, 2009, 38(9): 2363-2367.
Yang W G, Yu L, Chen R L, et al. Precise thermal control design and validation for high resolution space camera[J]. Acta Photonica Sinica, 2009, 38(9): 2363-2367.
- [9] 刘绍然,刘百麟,张文睿,等. 地球同步轨道星载光机电设备热控系统[J]. 激光与红外, 2018, 48(11): 1404-1410.
Liu S R, Liu B L, Zhang W R, et al. Thermal control system design of the geostationary orbit satellite-borne optical-electromechanical instrument[J]. Laser & Infrared, 2018, 48(11): 1404-1410.
- [10] 李延伟,远国勤,杨洪波,等. 高空透射式光学传感器热控设计及试验验证[J]. 光学学报, 2013, 33(9): 0928001.
Li Y W, Yuan G Q, Yang H B, et al. Thermal control design and proof test of altitude transmissive optical sensor[J]. Acta Optica Sinica, 2013, 33(9): 0928001.
- [11] 刘百麟,周佐新,李健,等. 地球静止轨道空间星载激光通信光学天线热控技术[J]. 中国激光, 2017, 44(3): 0306003.
Liu B L, Zhou Z X, Li J, et al. Thermal control technology for optical antenna in geostationary orbit space satellite-borne laser communication[J]. Chinese Journal of Lasers, 2017, 44(3): 0306003.
- [12] 王永成. 紫外成像光谱仪主动热控系统的设计与实现[J]. 宇航学报, 2014, 35(8): 977-984.
Wang Y C. Design and implementation of active thermal control system for ultraviolet imaging spectrometer[J]. Journal of Astronautics, 2014, 35(8): 977-984.
- [13] 郭亮,吴清文,黄勇,等. 热管理技术在紫外成像光谱仪热控中的应用[J]. 光学精密工程, 2014, 22(7): 1877-1885.
Guo L, Wu Q W, Huang Y, et al. Application of thermal management technique to thermal control for ultraviolet imaging spectrometers[J]. Optics and Precision Engineering, 2014, 22(7): 1877-1885.
- [14] Choi M. Thermal evaluation of NASA/Goddard heater controllers on Swift BAT, optical bench and ACS[C]//3rd International Energy Conversion Engineering Conference, August 15-18, 2005, San Francisco, USA. Reston: AIAA Press, 2005: 5607.
- [15] Choi M. Thermal assessment of Swift instrument module thermal control system and mini heater controllers after 5+ years in flight [C]//40th International Conference on Environmental Systems, July 11-15, 2010, Barcelona, Spain. Reston: AIAA Press, 2010: 6003.
- [16] 常霞,张鹏,李恺,等. 一种轻小型遥感相机高精度主动热控设计[J]. 计算机测量与控制, 2014, 22(7): 2274-2276.
Chang X, Zhang P, Li K, et al. Design of high precision control of space camera temperature controlling[J]. Computer Measurement & Control, 2014, 22(7): 2274-2276.
- [17] Lemmen M, Kouwen J, Koorevaar F, et al. In-flight results of the sciamachy optical assembly active thermal control system[R]. Warrendale: SAE International, 2004.
- [18] 李国强,耿利寅,童叶龙. 航天器伽钟的一种精密控温系统[J]. 航天器工程, 2011, 20(4): 93-98.
Li G Q, Geng L Y, Tong Y L. A precise temperature control

- system for spacecraft rubidium atomic clock[J]. *Spacecraft Engineering*, 2011, 20(4): 93-98.
- [19] 关奉伟, 刘巨, 于善猛, 等. NTC 热敏电阻的标定及阻温特性研究[J]. *光机电信息*, 2011, 28(7): 69-73.
- Guan F W, Liu J, Yu S M, et al. Calibration and *R-T* characteristics of NTC thermistor[J]. *OME Information*, 2011, 28(7): 69-73.
- [20] 胡华波, 武建文, 张路明, 等. 信号有效值测量综合误差分析与模型[J]. *电工技术学报*, 2012, 27(12): 172-177.
- Hu H B, Wu J W, Zhang L M, et al. Composite measurement error analysis and model research of electrical signals RMS[J]. *Transactions of China Electrotechnical Society*, 2012, 27(12): 172-177.
- [21] 秦硕. 精密透镜系统的模型预测热控方法[J]. *激光与光电子学进展*, 2022, 59(17): 1722006.
- Qin S. Model predictive thermal control method for precision lens system[J]. *Laser & Optoelectronics Progress*, 2022, 59(17): 1722006.

Design of Active Thermal Control System for Large Space Camera in Geosynchronous Orbit

Hei Huage^{1,2}, Li Xiaoyan^{3*}, Li Lufang^{1,2}, Cai Ping¹, Xie Rongjian¹, Chen Fansheng^{1,3}

¹Key Laboratory of Intelligent Infrared Perception, Shanghai Institute of Technical Physics, Chinese Academy of Sciences, Shanghai 200083, China;

²University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China;

³Hangzhou Institute for Advanced Study, University of Chinese Academy of Sciences, Hangzhou 310024, Zhejiang, China

Abstract

Objective The complex space camera in geostationary orbit experiences significant changes in external thermal flux, leading to large temperature variations within the camera. The thermal stability and uniformity of optical components directly affect the imaging quality, thus requiring a large amount of high-precision active thermal control to provide the optimal operating temperature conditions for the camera. Geostationary satellites have multiple functions and limited resources, so the design of the active thermal control system for large space cameras must satisfy high-precision temperature control requirements while also being integrated to meet constraints on weight and power consumption. However, the traditional architecture using central processing unit (CPU) and digital signal processor (DSP) as control units is not well-suited for high integration design requirements, and the high thermal control power requires power management to meet the energy requirements of the entire satellite.

Methods This article analyzes the characteristics, difficulties, and index requirements of thermal design for large geosynchronous orbit cameras, and proposes an integrated electronic active thermal control scheme with field programmable gate array (FPGA) as the core control unit. By utilizing the high-speed parallel processing capability and rich interface resources of FPGA, the scheme achieves high integration and high precision active thermal control for complex space cameras. To meet the requirements of large dynamic range temperature measurement, the measurement error is quantitatively analyzed, and a polynomial correction method based on least squares is proposed to correct the temperature measurement error within a large dynamic range. To address the problem of multiple heating circuits and high temperature control accuracy, a differentiated temperature control strategy is designed, which combines high-speed open-loop temperature control and fuzzy incremental proportion-integration-differentiation (PID) temperature control. This enables the 108 main heating circuits of the camera and the blackbody temperature control to work collaboratively. A comprehensive reliability strategy is also developed to handle possible exceptional situations. To address the problem of high heating power, a thermal control power off-peak strategy is designed. The heating plates are controlled in a time-sharing manner, and the thermal control power is dynamically and continuously monitored to limit it within the set range while ensuring the temperature control accuracy of the key components such as the camera's motion mechanism, optical system, and compressor.

Results and Discussions The thermal control precision, control strategy, and power management function of the active thermal control system for a large space camera in a geosynchronous orbit were tested through ground laboratory experiments and verified in orbit with temperature field changes and temperature control conditions. The ground precision resistance was measured, and the temperature accuracy was found to be $-0.186-0.363$ K within a temperature range of $-120-100$ °C (Fig. 5), which is better than the required accuracy of ± 0.5 K. The in-orbit temperature field and temperature gradient changes (Table 5 and Fig. 6) within a year meet the component's working temperature and temperature gradient requirements, verifying the rationality and correctness of the active thermal control system design. The control precision of the camera during a 7-h heating period in one orbit was measured, and the temperature accuracy was found to be better than ± 1 K, with a standard deviation of less than 0.5 (Table 6 and Fig. 7). The obtained accuracy is better than the required accuracy of ± 1 K. The power management function effectively limits the camera's thermal control power consumption in the set range (Fig. 8).

Conclusions An active thermal control system for a large space camera in geostationary orbit is designed, with the camera

instrument management unit FPGA as the core control unit. To address the large dynamic range of temperature measurement, a polynomial correction method based on least squares is proposed to correct temperature measurement errors in a wide dynamic range. To address the issue of high heating circuit count and precision control requirements, a differentiated temperature control strategy is designed that combines high-speed open-loop temperature control and PID temperature control. This strategy enables the 108 camera body heating circuits and the blackbody temperature control to work together. A comprehensive reliability strategy is designed for possible abnormal situations. To address the problem of high heating power, a thermal control power off-peak strategy is designed to limit the heating power in a set range while ensuring the temperature control accuracy of critical components such as the camera's motion mechanism, optical system, and compressor. Ground-based tests show that the temperature measurement accuracy in the range of $-120-100\text{ }^{\circ}\text{C}$ is between $-0.186-0.363\text{ K}$, which is better than the requirement of $\pm 0.5\text{ K}$. In-orbit temperature field changes have validated the rationality and correctness of the active thermal control system, with a main body temperature control accuracy of better than $\pm 1\text{ K}$, and the power off-peak function effectively limits the camera power consumption in the set range. The space camera has been operated in orbit for six years, and the in-orbit active thermal control system has been working stably, meeting the needs of long-term, high-performance operation of large cameras in orbit.

Key words imaging systems; camera; active thermal control; high-precision temperature measurement and control; thermal control power off-peak; geosynchronous orbit