

文章编号 1004-924X(2009)11-2665-07

多姿态变化相机中 CCD 焦面组件的热设计

韩冬^{1,2,3}, 吴清文¹, 卢锴¹, 陈立恒¹, 杨成禹⁴

(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 研究生院, 北京 100039;
3. 长春工业大学 机电工程学院, 吉林 长春 130012; 4. 长春理工大学, 吉林 长春 130022)

摘要: 为保证 CCD 器件处于较小的温度波动范围, 针对具有多姿态变化特点的空间相机, 进行了 CCD 焦面组件热控系统的设计。根据具有不同温度膨胀系数的材料遇热变形不同的原理, 设计了该热控系统的关键部件—热开关。基于轨道分析计算所得到的地球阴影数据和太阳矢量方向变化的情况, 考虑了相机本体的遮挡关系, 并结合相机姿态变化的特点, 提出了由热开关控制双辐射板散热的方案, 对此热控系统进行了具体的热设计。利用 TMG 软件建立相机的热模型并进行了计算机仿真。结果显示, 仅采用被动热控措施的 CCD 焦面组件温度波动为 12.34 °C, 而同时采用主动、被动热控措施后温度波动减小为 1.73 °C, 满足热控指标的要求, 表明热设计合理、有效。

关键词: 空间相机; CCD 焦面组件; 热设计; 热开关

中图分类号: V443.5; TN386.5 **文献标识码:** A

Thermal design of CCD focal plane assemblies for attitude-varied space cameras

HAN Dong^{1,2,3}, WU Qing-wen¹, LU E¹, CHEN Li-heng¹, YANG Cheng-yu⁴

(1. *Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China*; 2. *Graduate University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100039, China*;
3. *School of Mechatronic, Changchun University of Technology, Changchun 130012, China*;
4. *Changchun University of Science and Technology, Changchun 130022, China*)

Abstract: In order to keep the temperature of CCDs on an attitude varied space camera within a limited range, a thermal control system of the CCD Focal Plane Assembly (CFPA) is designed. Base on the theory of differential thermal expansion between the two materials having different CTE values, a thermal switch as a crucial part in the thermal control system is designed. According to the calculation of the orbit, the obstructive relation of all parts and the characteristics of attitude varying, the scheme of two radiators controlled by a thermal switch is presented, and the thermal design of the CFPA is specified. The performance of the thermal design is simulated by the TMG software. The results indicate that the temperature fluctuation of the CCD is 12.34 °C under passive-thermal-control, whereas it is only 1.73 °C under both passive-thermal-control and active-thermal-control. Experiments show the thermal control system can meet the need of the mission and the thermal design is efficient and reasonable.

Key words: space camera; CCD focal plane assembly; thermal design; thermal switch

收稿日期: 2008-10-22; 修订日期: 2008-12-05.

基金项目: 国家重大工程资助项目; 国家自然科学基金资助项目 (No. 60575025)

1 引言

CCD 焦面组件(CFPA)作为空间相机的关键部件,温度水平过高或温度波动过大会增大 CCD 器件的暗电流和热噪声,导致系统信噪比降低,影响图像质量,故 CCD 焦面组件的热设计至关重要。热设计的主要目标在于保证 CFPA 处于较低的温度水平和较小的温度波动范围^[1-3]。

CBERS-1 卫星 CCD 相机^[4]焦平面组件控温方法为:利用热隔离的手段,减小不必要的热耦合关系;采用一固定的辐射板,使 CCD 器件工作时产生的热量通过导热板、柔性导热索等传递到辐射板上直接辐射到太空,而 CCD 器件不工作时则采用补偿加热的方法来保证温度的稳定性。这种方法为一般 CCD 空间相机通用的做法。如 EO-1 卫星的有效载荷 ALI(Advanced Land Imager)的 CCD 焦平面组件热控方案也采用热隔离、铝导热条、固定辐射散热板来补偿加热与温度控制,所不同的是在散热通道上没有柔性导热索而是弹性导热连接环节,此外,它的补偿加热片设置在铝导热条上。

文中所述的空间相机为非对地物目标成像,在相机工作时,其姿态存在大角度的变化,导致所受的外热流短时间内发生剧烈变化,因此相机本体上不存在一恒定的阴影区作为热沉,另外由于轨道的特殊,使得传统的控温方式不能适应该相机多姿态变化的特点。本文针对此相机的特点,完成了 CCD 焦面组件的热设计,并利用 TMG 软件,对该热设计的控温效果进行了检验,结果表明,热设计正确合理,满足相机的热控需求。

2 相机的特点与热控需求

该空间相机位于卫星平台的顶部,放置在二轴转台上,并直接裸露在太空中。其前端为开口结构,次镜位于遮光筒前部,背对冷黑空间,CCD 焦面组件和成像电路以及整个相机的电控箱位于相机后部。

根据轨道的分析计算,相机在自身的太阳同步轨道平面运行时,全年约有 8356.7 h(合 348.2 天)处于日照区,当姿态不变化时,相机只有一面受晒,另一面由于受相机本体的遮挡恒面向冷黑。

而当相机工作时,随着所拍摄目标方位的不确定性,相机工作时存在大角度的姿态变化。此时存在的问题是外热流的变化显著,既有交替历经日照和阴影所引起的周期交变外热流作用,还有由于相机姿态发生大角度变化所带来的非周期变化的外热流作用。直接给热控带来的难题是,在相机上难以找到外热流稳定的区域作散热途径的热沉。

另一方面,当相机开始工作时,内部功耗会骤然加大,CCD 焦面组件迅速升温;而相机不工作时,CCD 器件完全不发热,热容很小,很容易在散热通道终端的低温作用下,导致 CCD 器件的温度过低而造成温度波动。因此,必须设计出有效的热控系统以适应该相机多姿态变化的工作特点,保证 CCD 焦面组件有较低的温度水平和较小的温度波动,从而为保证系统有较高的信噪比提供必要的条件。

3 CCD 焦面组件热控系统的设计

为保证 CCD 焦面组件处于较小的温度波动范围内,热控系统应满足如下要求(1)工作时的热量能有效地散出,避免温度迅速升高。(2)CCD 不工作时,应具有温度补偿,避免焦面组件温度被热沉拉低。(3)即使相机姿态变化,热沉也应保持温度恒定。(4)为了减少影响因素,尽量减少与其他发热或相对高温的零部件之间的热耦合作用。(5)保证焦面组件温度均匀,避免温差过大。

3.1 热控系统概述

针对上述要求,设计热控制系统,可以分为被动和主动两种^[4-6]。

被动热控制系统:(1)采用 I、II 两辐射板,将辐射板 I、II 分别安装在相机本体的两侧。通过热管及热开关等部件将 CCD 焦平面的热量传导至相机外部一侧的辐射板上,当该辐射板升温较多时,通过热开关状态改变传热路径,将热量传导至相机另一侧的辐射板,如图 1 所示,然后热量经由辐射板辐射到太空。辐射板表面喷涂白漆,面向冷黑空间,背部与相机热隔离,以保证辐射板的温度不受相机本体的影响。(2)在相机内框架表面、CCD 焦平面基板等部位均喷涂高发射率的消杂光黑漆,以利于相机内部温度均匀化。(3)在热

量传递路径上的各安装面均填充导热填料,以减小热阻,提高热传导效果。(4)将与 CCD 焦平面相邻的 CCD 成像电路组件(驱动器、低放等)用多层隔热材料(MLI)热隔离,避免 CCD 成像电路组件的温度升高对 CCD 焦平面的影响,同时为防止 CCD 焦面散热对周围零部件的影响,将热管等在相机内部外露的散热通道均包覆多层隔热组件。

主动热控制系统:在 CCD 焦平面附近的铝导热块上设置采用自动控制方式的补偿加热系统,当温度低于下门限时对其加热,高于上门限后停止加热。

3.2 热控系统关键部件的设计

在上述热控系统中采用了一关键的控制部件—热开关,如图 1 所示,利用热开关所具有的两个工位来选择导通左侧或右侧的传热路径。这主要是因为相机轨道的特点决定了相机在不工作时辐

射板 I 总是处于阴影中,而辐射板 II 经常受到太阳的直接照射,相反当相机相对卫星平台发生转动时,辐射板 I 可能会在太阳的直接辐射作用下温度升高,此时,处于相机另一侧的辐射板 II 却处在阴影中,故将辐射板 I 作为首要辐射器优先使用,当辐射板 I 由于太阳直接照射引起温度升高而不能担当热沉的任务时,切换到辐射板 II 向外太空散热。

热开关的结构如图 1(b)所示,左导热块、右导热块均为固定件,活动导热块可作微小的水平方向移动;伸缩杆与左导热块、活动导热块固定安装在一起,导杆固定在活动导热块上,可在弹簧内部沿轴向左向右移动,起到支撑弹簧和导向的作用,弹簧始终处于压缩状态下。三个导热部件均具有高热导率和较低的温度膨胀系数,伸缩杆的线胀系数远大于各导热块的线胀系数。

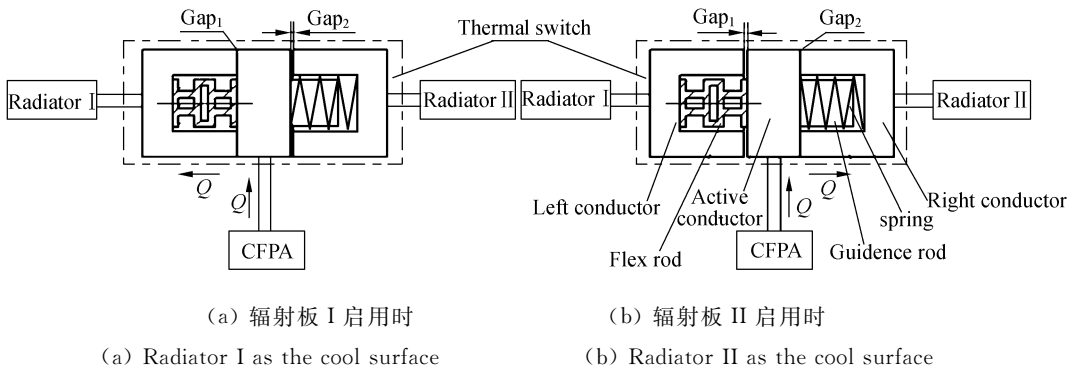


图 1 热开关的结构和工作原理示意图

Fig. 1 Block diagram of thermal switch's structure and operating principles

热开关的常态工作模式为:图 1 中左导热块与活动导热块贴合、活动导热块与右导热块分离,即 Gap_1 为 0、 Gap_2 非 0,如图 1(a)所示,在弹簧的弹性力作用下,左导热块和活动导热块接触面正压力较大,使接触热阻阻值较小。CCD 焦平面组件的热量绝大部分沿接通的左侧通道传递到辐射板 I 后辐射到太空中。当辐射板 I 的温度升高到不能承担热沉作用时,伸缩杆也随之温度升高,从而引起了伸缩杆升温变形,由于其线胀系数数值较大,使得伸长量大于左导热块和活动导热块的伸长量,最终导致它们的接触面分离,形成非零的 Gap_1 ,同时,伸缩杆的伸长克服了弹簧的弹性力推动活动导热块与右导热块贴合,即 Gap_2 为 0,

此时 CCD 焦平面组件的热量主要沿右侧通道传递到辐射板 II 上后散到太空中,此时即为第二种工作模式。如图 1(b)所示。当辐射板 I 的温度降低,伸缩杆的温度也随之降低,伸长杆收缩,同时加上弹簧的作用,活动导热块退回左侧与左导热块贴合,回到热开关的常态。

3.3 CCD 焦面组件散热途径

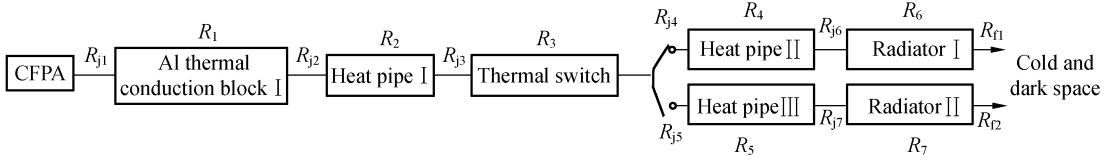
具体的散热途径如图 2(a)所示。CCD 器件工作时产生的热量经由与器件背面贴合的铝导热块传导到柔性热管上,再由柔性热管传到热开关上,根据热开关的状态决定热量究竟经由热管 II 传递到辐射板 I 还是由热管 III 到达辐射板 II,最

终由辐射板辐射到太空,从而建立了从 CCD 焦面组件到空间外部环境的传热路径。

3.4 热设计计算

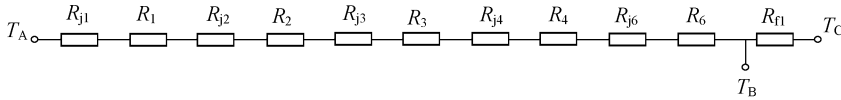
CFPA 散热通道上的主要部件有,铝导热块、热管、热开关、辐射板等。如图 2(a)所示,其等效

热阻逻辑关系如图 2(b)、2(c)所示。其中 T_A 代表 CCD 焦平面组件的温度, T_B 代表辐射板的表面温度,而 T_C 代表相机外部空间的环境温度。具体热计算可分为两个环节, $T_B \sim T_C$ 和 $T_A \sim T_B$ 。



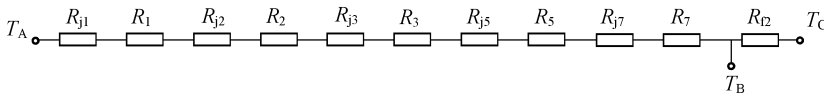
(a) CCD 焦面组件的散热途径示意图

(a) Scheme of CFPA cooling sub-assembly



(b) 辐射板 I 启用时等效热阻逻辑图

(b) Logic diagram of equivalent thermal resistance as Radiator I at work



(c) 辐射板 II 启用时等效热阻逻辑图

(c) Logic diagram of equivalent thermal resistance as Radiator II at work

图 2 CCD 焦面组件的散热通道逻辑示意图

Fig. 2 Logic diagram of CFPA cooling sub-assembly

3.4.1 $T_B \sim T_C$ 环节

首先,根据式(1)计算辐射板的散热面积 A 。其中,已知 $T_C = 4 \text{ K}$,综合考虑辐射板的面积与温度的规划,设定辐射板面向太空的表面温度 $T_B = 263 \text{ K} (-10 \text{ }^\circ\text{C})$,经计算得 A 为 0.023 78 m^2 。

$$Q = \epsilon \sigma A (T_B^4 - T_C^4) \quad (1)$$

式中, Q 为辐射板辐射的热量 (CCD 工作功耗), 大小为 6 W ; ϵ 为辐射板表面发射率,取 0.93 ; σ 为斯特藩-玻尔兹曼常数,其值为 $5.67 \times 10^{-8} \text{ W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K}^4)$ 。

然后,从能量平衡观点和平均的概念出发,根据式(2)计算在太阳直接辐射及内热源的作用下保持辐射板 II 所设定的温度所需的补偿功耗值

$$Q_{1B} = T^4 \epsilon \sigma A_{1\epsilon} - \alpha_{1S} S A_{1\epsilon} \cos \beta - Q_N \quad (2)$$

式中, T 为辐射板表面的平衡温度 (K); S 为太阳

常数 (W/m^2); α_{1S} 为辐射板太阳吸收率,取 0.13 ; Q_N 为按照轨道周期平均的内热源功耗值 (W); $A_{1\epsilon}$ 为辐射板的辐射面积 (m^2); β 为阳光矢量与辐射板法向量间的夹角,式中变化量按全年内的平均取值。

假设相机姿态不发生变化,辐射板 I 经常处于相机本体的阴影中,最长的一段持续时间为 2 583.87 h 。出于对一般情况的考虑,不计太阳直接辐射的作用,保留内热源的功耗,按式(3)计算辐射板 II 达 263 K 所需的补偿功耗值。

$$Q_{2B} = T^4 \epsilon \sigma A_{2\epsilon} - Q_N \quad (3)$$

所得的结果显示,若温度保持为 263 K ,采用相同的材质,则辐射板 I 所需的补偿功耗为 5.03 W ,而辐射板 II 所需为 2.04 W ,以上计算未考虑 CCD 焦面组件的补偿功耗,当计入补偿功耗时,辐射板 II 很容易超出所设定的 263 K ,故将辐射

板 I 作为首选辐射器使用。

3.4.2 $T_A \sim T_B$ 环节

根据热控指标的要求,CFPA 的最高温度水平不得大于 303 K(30 °C),而 $T_B = 263$ K,CCD 工作功耗 $Q = 6$ W,由式(4):

$$R = \frac{\Delta T}{Q} = \frac{T_A - T_B}{Q}, \quad (4)$$

可得从 CFPA 到辐射板之间总热阻的上限值为 6.67 K/W,按总阻值及具体结构尺寸因素等进行热阻分配,最终确定了各环节热阻,如图 2 所示。其中 CFPA 与铝导热块之间的接触热阻 R_{j1} 为 0.71 K/W,铝导热块的热阻 R_1 为 0.95 K/W;铝导热块与热管的接触热阻 R_{j2} 为 0.48 K/W;热管 I R_2 热阻为 0.30 K/W;热管 I 与热开关之间的接触热阻 R_{j3} 为 0.48 K/W;热开关自身热阻 R_3 为 0.83 K/W;热开关与热管 II(III)之间的接触热阻 R_{j4} (R_{j5}) 为 0.50 K/W;热管 II、III 自身的热阻 R_4 、 R_5 均为 0.25 K/W;热管与辐射板的接触热阻 R_{j6} 、 R_{j7} 均为 0.30 K/W;辐射板 R_6 、 R_7 的热阻为 0.003 K/W,辐射板 I 启用时散热路径的总热阻为

$$R_I = \sum_{i=1}^4 R_i + \sum_{j=1}^4 R_{j_i} + R_6 + R_{j_6} = 4.8, \quad (5)$$

同理可得 $R_{II} = 4.8$ K/W < 6.67 K/W。

根据式(4)可得温差 $\Delta T = 28.8$ K,如果 T_B 恒为 263 K,则 CCD 焦面最高温度值为 291.8 K,满足热控指标的要求。

4 仿真分析

针对相机的全部光学、机械和电子设备结构,根据几何等效和热等效的原则进行了一定的简化和假设,建立了有限元仿真模型^[8-9]。其中对 CCD 焦面组件的散热途径细致建模,利用 TMG 软件对此模型进行了 3 个卫星运行周期的瞬态仿真分析,以对 CCD 焦面组件的热设计进行检验。

4.1 CCD 焦面组件热控效果检验

为考察仅有被动热控措施、无主动热控措施状态下 CCD 焦面组件温度变化情况,进行了无补偿功耗的瞬态仿真分析。相关的边界条件设定为 CCD 在第 3 000 ~ 3 600 s、8 700 ~ 9 300 s 及 144 000 ~ 15 000 s 3 个时间段工作,每次工作时长 10 min,工作功耗 6 W。根据仿真结果,CCD

焦平面温度为 6.20 ~ 18.54 °C,温度波动高达 12.34 °C,如图 3 所示,不符合热控指标的要求。

为检验兼有主动、被动热控措施热控效果,进行了具有温度补偿作用的瞬态仿真分析。其仿真条件在无补偿功耗瞬态仿真分析的基础上修改为在 CCD 焦面附近处的铝导热块处加大小与 CCD 工作时相当的补偿功耗,仿真分析结果如图 4 所示,CCD 焦平面温度为 17.32 ~ 19.05 °C,温度波动仅为 1.73 °C,符合热控指标要求,达到了较好的热控效果。

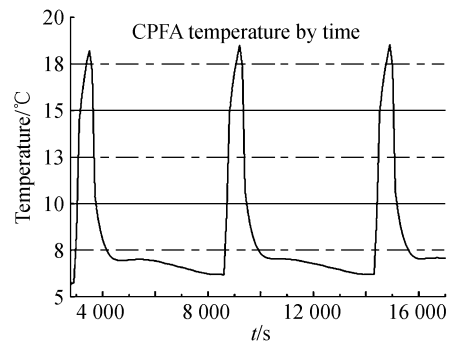


图 3 被动热控下的 CFPA 温度变化

Fig. 3 Temperature change of CFPA on passive thermal control

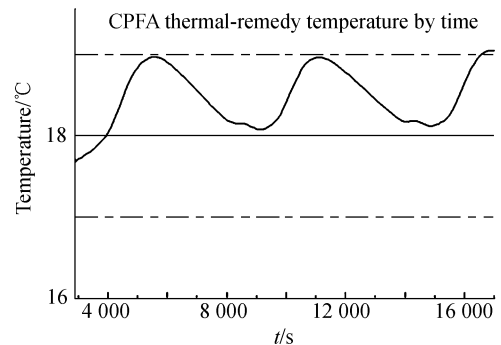


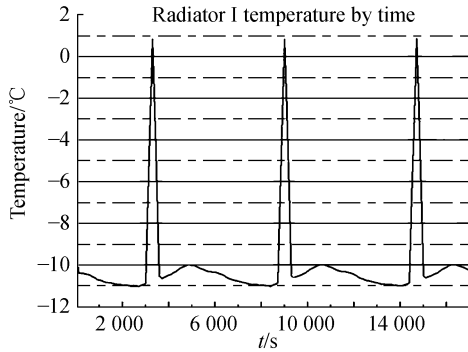
图 4 主动、被动热控下的 CFPA 温度变化

Fig. 4 Temperature changes of CFPA on passive and active thermal controls

4.2 辐射板 I、II 散热效果验证

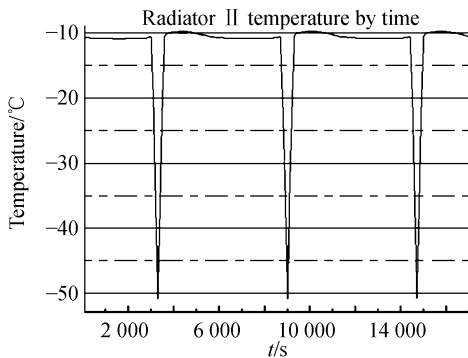
假定辐射板 I 为热控系统的唯一热沉(图 1 中所示的左侧路径导通),将所有内热源加载(包括相机工作时 CCD 器件的功耗和 CCD 焦面组件的温度补偿功耗),辐射板 II 上加 2.0 W 补偿功耗,相机姿态设定为第 3 000 ~ 3 600 s、8 700 ~ 9 300 s 及 144 000 ~ 15 000 s 3 个时间段内均完成从 0 ~ -120°、-120 ~ 120°、120 ~ 0°方位角的

变化,按这些条件进行 3 个卫星运行周期的瞬态仿真分析。辐射板 I 温度变化情况如图 5 所示,其保持 $-10\text{ }^{\circ}\text{C}$ 的温度水平,当相机姿态发生变化而导致辐射板 I 从冷黑空间转到太阳直射面时,温度升高可达 $8.6\text{ }^{\circ}\text{C}$ (如图 5(a) 中 3 个波峰所



(a) 辐射板 I

(a) Radiator I



(b) 辐射板 II

(b) Radiator II

图 5 辐射板 I (启用)、II 温度变化对比

Fig. 5 Temperature change of Radiator I (at work) and Radiator II

示)。相反,同一时刻辐射板 II 从太阳直射面转至阴影面,温度大幅下降,如图 5(b) 3 个波谷所示。从仿真分析的结果可知,若相机长时间保持这种姿态变化,则辐射板 I 无法保持热沉所需要的较低温度水平,而此时辐射板 II 的低温却能担当此任。由此验证了利用热开关根据辐射板温度变化来选择散热通道与热控系统热沉的合理性和可行性。

5 结 论

随着所拍摄目标方位的不确定性,文中空间相机存在机动、大角度的姿态变化,因此不存在一合适的外热流恒定的区域安装辐射板,使得传统的散热方法不适用于相机姿态变化特点。本文根据具有不同温度膨胀系数的材料遇热变形不同的物理特性,设计了 CCD 焦面组件热控系统的关键部件-热开关,并提出了采用热开关控制双辐射板交替散热的方案。根据相应的热计算及仿真计算进行了热设计,使得仅采用被动热控措施的 CCD 焦面温度波动为 $12.34\text{ }^{\circ}\text{C}$,而同时采用主动、被动热控措施后减小为 $1.73\text{ }^{\circ}\text{C}$,达到了热控指标要求。利用 TMG 软件所进行的仿真验证表明热设计合理、有效。所设计的热开关同时作为温度传感器和温度控制器,且靠物理特性工作,控制过程不需人为参与和电力驱动;由于其伸缩杆的结构特点,使其具有温度过载保护的功能,扩大了热开关的温度适应范围,提高了可靠性;结构非常简单。此热开关及其控制方法可适用于相关的航天器温度控制及其它的场合,具用通用价值和借鉴作用。

参考文献:

- [1] 訾克明,吴清文,郭疆,等. 空间光学遥感器 CCD 焦面组件热设计[J]. 光学技术,2008,34(3):401-403. ZI K M, WU Q W, GUO J, *et al.*. Thermal design of CCD focal plane assembly of space optical remote-sensor[J]. *Optical Technique*, 2008, 3 (34): 401-403. (in Chinese)
- [2] 陈恩涛,卢铎. 空间遥感器 CCD 组件热设计[J]. 光学精密工程,2000,3(6):522-524. CHEN E T, LU E. Thermal engineering design of CCD component of space remote-sensor[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2000, 8(6): 522-525. (in Chi-

nese)

- [3] 李云飞,李敏捷,司国良,等. TDI-CCD 图像传感器的噪声分析与处理[J]. 光学精密工程,2007,15(8):1196-1201. LI Y F, LI M J, SI G L, *et al.*. Noise analyzing and processing of TDI-CCD image sensor[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2007, 15(8):1196-1201. (in Chinese)
- [4] 曹东晶,项卫国. CBERS-1 卫星 CCD 相机热控系统的研制[J]. 航天返回与遥感,2003,24(1):24-28. CAO D J, XIANG W G. Thermal control system of CBERS-1 satellite CCD camera[J]. *Spacecraft Re-*

- covery & Remote Sensing, 2003, 24(1):24-28. (in Chinese)
- [5] 李国强, 贾宏. CCD 组件的热分析和热试验[J]. 航天返回与遥感, 2003, 24(3):15-18.
LI G Q, JIA H. Thermal analysis and thermal balance test of CCD assembly[J]. *Spacecraft Recovery & Remote Sensing*, 2003, 24(3):15-18. (in Chinese)
- [6] DAVID B, MATTHEW B, CHARLES S, *et al.*. Advanced cryogenic thermal switches for JWST[J]. *SPIE*, 2005, 5904:59040F1-F7.
- [7] 闵桂荣, 郭舜. 航天器热控制[M]. 北京: 科学出版社, 1998.
MIN G R, GUO SH. *Spacecraft Thermal Control* [M]. Beijing: Science Press, 1998. (in Chinese)
- [8] 吴清文, 卢泽生, 卢镔, 等. 空间光学遥感器热分析[J]. 光学精密工程, 2002, 10(2):205-208.
WU Q W, LU Z SH, LU E, *et al.*. Thermal analysis for a space optical remote sensor[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2002, 10(2):205-208. (in Chinese)
- [9] 卢镔, 牛晓明. 基于 CAD/CAE/CAT 技术的空间遥感相机热设计研究[J]. 光学精密工程, 1998, 6(6):21-32.
LU E, NIU X M. Study on thermal control design of space camera based on CAD/CAE/CAT [J]. *Opt. Precision Eng.*, 1998, 6(6):21-32. (in Chinese)

作者简介:



韩冬(1974—),女,吉林省吉林人,讲师,博士研究生,研究方向为 CAD/CAE 技术及空间遥感器热控制技术。E-mail: leaf_hd@163.com



陈立恒(1979—),男,吉林长春人,助理研究员,博士,主要从事 CAD/CAE 技术应用和传热技术的研究。Email: chenliheng3@163.com.

导师简介:



吴清文(1968—)男,四川简阳人,博士生导师,研究员,主要研究方向为光学精密仪器的 CAD/CAM/CAE,现从事空间相机热控技术和力学性能的研究。E-mail: wuqw@ciomp.ac.cn



杨成禹(1972—),男,吉林人,讲师,博士,主要从事数字图像压缩、电磁兼容以及信号检测的研究与开发工作。E-mail: ycy176@sohu.com



卢镔(1941—),男,湖北广水人,研究员,博士生导师,1965年毕业于哈尔滨工业大学。主要从事 CAD/CAE/CAM/CAT、光学仪器空间光学环境工程研究开发及空间光学热控技术的研究。E-mail: lueh222@163.com