

火星轨道轻小型高分辨率相机热分析与热设计

张月,周峰

(北京空间机电研究所,北京 100094)

摘要:火星轨道轻小型高分辨率相机对热控系统的质量和功耗提出了较高要求,该相机热控技术是从全局设计的角度,集质量轻、热性能好的结构材料与先进的温度控制式数据传输为一体,并结合优化的温区分布与多项热控措施,最终达到设计要求。文中围绕此项热控技术展开相机热分析与热设计工作。通过对相机外热流的分析,确定了 $\beta=70^\circ, R=0^\circ$ 和 $\beta=-70^\circ, R=0^\circ$ 的高温工况,以及 $\beta=0^\circ, R=-30^\circ$ 的低温工况。结合相机内热源及接口信息,制定了详细的全局热控方案,通过仿真分析验证了热控方案的正确性。可为我国火星轨道轻小型高分辨率相机热控制系统的研制提供技术支持。

关键词: 成像系统; 热设计; 全局热控; 轻小型; 高分辨率

中图分类号: V423.4 **文献标志码:** A **文章编号:** 1007-2276(2013)11-2979-05

Thermal design of light and small high resolution camera on Mars orbit

Zhang Yue, Zhou Feng

(Beijing Institute of Space Mechanics & Electricity, Beijing 100094, China)

Abstract: Light and small high resolution camera on Mars orbit takes high requirements for thermal control system mass and power dissipation. Considering thermal design details to the whole camera, the thermal control system was designed with light and good thermal performance structure material, advanced temperature controlled data transfer system, and many thermal controlled measures. Finally, it met the design requirements. In this paper, some thermal analysis and thermal design work about this advanced thermal control system were introduced. Based on the analysis about camera's external heat flux, two hot working conditions: $\beta=70^\circ, R=0^\circ$ and $\beta=-70^\circ, R=0^\circ$, and one cold working condition: $\beta=0^\circ, R=-30^\circ$ were determined. Considering with the interior heat flux and interface condition, detailed integrated thermal control schemes were established, and simulation results show the correctness of the thermal control schemes. This work will offer some technique supports to research about light and small high resolution camera on Mars orbit.

Key words: imaging systems; thermal design; integrated thermal control; light and small; high resolution

收稿日期:2013-03-11; 修订日期:2013-04-13

作者简介:张月(1984),女,工程师,硕士,主要从事光学遥感器热控方面的研究。Email:yue3723302@126.com

0 引言

根据《2030年前我国深空探测整体规划》，火星是我国未来深空探测的主要目标。我国历次深空探测规划中，都有对地形地貌的勘察，成像类载荷必不可少。其中，部分任务又有着陆的需求。因此，需要对重点区域进行详查，为着陆点的选择提供依据。从工程方面考虑，认为 0.3 m 高度的岩石对安全着陆是致命的危险^[1]，因此，火星相机要求实现 0.3 m 分辨率。由于远距离运输，对载荷重量有严格限制，需要相机轻小型化。所以，开展火星轨道轻小型高分辨率相机研制是完成火星探测任务的必要手段。

目前，我国已有相机的性能指标距火星探测需求有较大差距，因此开展轻小型、低功耗、高分辨率相机技术研究，可为我国深空探测任务提供技术支持。

火星轨道轻小型高分辨率相机有效口径为 0.5 m，焦距 12 m，0.3 m 分辨率，最低信噪比可以达到 100，幅宽 5~6.4 km，系统体积 $\phi 700 \times 1\,400$ mm，重 65 kg，功耗 60 W，其中热控功耗 ≤ 35 W^[2]，这对相机的热设计提出了较高的要求。因此，为保证相机在轨期间安全可靠的工作，并具有较高的成像质量，需对火星轨道轻小型高分辨率相机主体进行相应的热控设计。

文中提出了轻小型高分辨率相机主体的全局热设计方案，以及在该方案下相机内部的温度分布，通过仿真分析验证了热设计的正确性，提出全局热设计应成为未来轻小型、低功耗相机热控设计的发展方向之一。

1 火星轨道轻小型高分辨率相机特性分析

火星轨道轻小型高分辨率相机具有以下特性，可使其热控系统达到轻小型、低功耗的目标。

(1) 相机结构材料可提供主动温度补偿

相机结构由碳纤维增强复合材料组成，其结构刚度好、质量轻、热膨胀系数小。相机采用负热膨胀系数的碳纤维复合材料，与正热膨胀系数的金属材料相互匹配，基本做到结构热变形量为 0。因此，材料自身可提供主动温度补偿，减少温度变化对结构的影响^[3]。

(2) 相机控制数据传输以防止超温

当相机图像数据汇集或向地面传输时，焦平面阵列和焦平面组件会同时处于高热散状态，受器件

工作条件的限制，这种高热散状态不能持续太久，因此传输图像的数据类型及每轨的曝光时间都要受到限制，以防止图像数据损坏或硬件设备损坏。在相机的设计中将各种工作模式下焦平面子系统的温度视为相机在轨工作时传输图像类型和数据量的函数，并建立模型，以此来控制由于数据传输而引起的升温问题和相机的超负荷工作问题^[4]。

(3) 相机利用特殊模型控制热控能量损失

在卫星的整体控制下，相机设有操作控制区和救生区。这种热传感系统的布置存在缺点：受卫星其他子系统设备热耗散量的影响。相机增添了特殊的开环热控模型，以抑制在高热耗散间隔时间内的热控能量损失。

(4) 相机温控要求为常温(15~20℃)

火星轨道轻小型高分辨率相机所采用的全局热设计方案综合考虑了结构材料、相机工作模式、传输数据类型/数据量以及热控温区合理分布等诸多因素，使得相机总体对热控系统的设计要求为常温 15~20℃。全局热设计将成为未来热控研究的一个重要方向，在对于体积、重量和功耗要求十分苛刻的轻小型高分辨率传感器中尤为重要^[3]。

2 相机外热流分析

根据火星轨道轻小型高分辨率相机的工作环境可知，卫星在火星轨道上必定受到来自太阳、火星表面以及 4 K 深空的外热流影响，为了准确了解火星轨道轻小型高分辨率相机热环境，该节对火星轨道外热流做了详细的分析计算。

β 角定义为轨道面上的太阳高度角，是通用的表征轨道光照条件(阳光入射条件)的物理量。根据对火星轨道光照情况特性的分析，在一火星年(687天)的 β 角周期内，轨道面的光照条件呈现近似于正弦的变化规律，如图 1 所示。

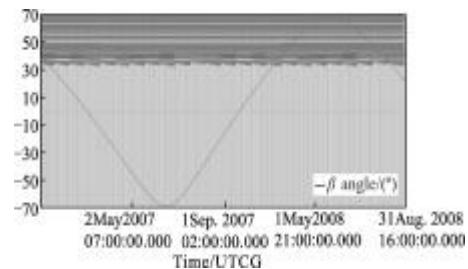


图 1 一火星年内的 β 角变化情况

Fig.1 Variable β in a martian year

从图中可以看到，由于太阳随季节不断运动， β

角在正极大值 70° 至负极大值 -70° 之间呈类正弦规律变化。根据对该轨道内三种不同 β 角 ($\beta=70^\circ$; $\beta=-70^\circ$; $\beta=0^\circ$)、三种不同沿 X 轴倾角 ($R=30^\circ$; $R=-30^\circ$; $R=0^\circ$) 时太阳直射、火星反照和火星红外辐射的热流计算, 部分计算结果如图 2~图 4 所示。

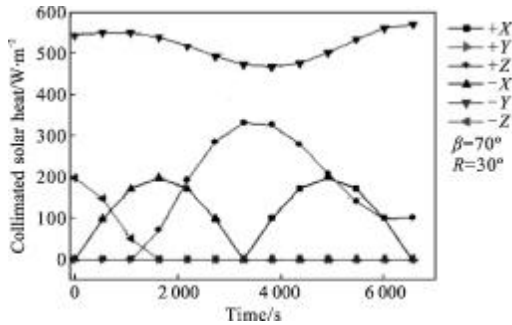


图 2 $\beta=70^\circ, R=30^\circ$ 时太阳直射热流

Fig.2 Collimated solar heat: $\beta=70^\circ, R=30^\circ$

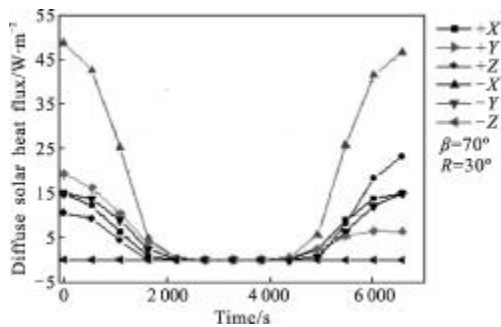


图 3 $\beta=70^\circ, R=30^\circ$ 时火星反照热流

Fig.3 Diffuse solar heat flux: $\beta=70^\circ, R=30^\circ$

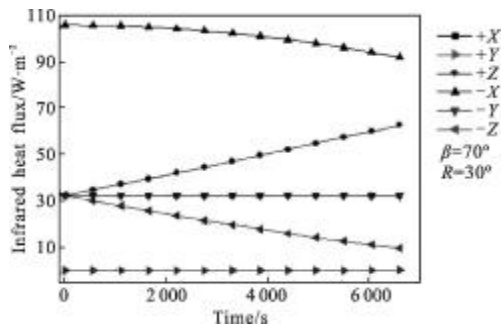


图 4 $\beta=70^\circ, R=30^\circ$ 时火星红外热流

Fig.4 Infrared heat flux: $\beta=70^\circ, R=30^\circ$

针对火星近圆极轨的特点, β 角在 1 年内会经历 $0^\circ, +70^\circ, 0^\circ, -70^\circ$ 的变化过程, 卫星各表面外热流变化非常明显。根据以上外热流计算结果可得以下结论:

(1) 对于太阳直射热流, $\beta=70^\circ$ 时, $-Y$ 向外热流最大, 其中以 $\beta=70^\circ, R=0^\circ$ 时, 为三倾角中外热流最大值; $\beta=-70^\circ$ 时, $-Y$ 向外热流最大, 其中以 $\beta=-70^\circ, R=0^\circ$ 时, 为三倾角中外热流最大值; $\beta=0^\circ$ 时, $-Z$ 向外热流最大,

其中以 $\beta=0^\circ, R=0^\circ$ 时, 为三倾角中外热流最大值。

(2) 对于火星反照热流, $\beta=-70^\circ, R=30^\circ$ 和 $\beta=-70^\circ, R=0^\circ$ 时, 在每轨的中间阶段, 变化较为剧烈, 在每轨的前期和后期变化较为平缓; 在其他情况下, 则相反, 在每轨的中间阶段, 变化较为平缓, 在每轨的前期和后期, 变化较为剧烈。

(3) 对于火星红外辐射热流, 不受太阳位置与相机倾角的影响, 只与相机轨道相关; $+Z$ 向外热流最大; $-Z$ 向外热流最小。

(4) 在三种外热流中, 太阳直射热流对相机的热影响最大, 且变化剧烈; 火星反照外热流和火星红外热流对相机的热影响次之, 且火星反照外热流值变化较为平缓, 火星红外热流值呈规律性变化。

在整机热设计中根据外热流情况重点分析以下三种典型工况。

(1) 高温工况 1: $\beta=70^\circ, R=0^\circ$; (2) 高温工况 2: $\beta=-70^\circ, R=0^\circ$; (3) 低温工况 1: $\beta=0^\circ, R=-30^\circ$ 。

3 相机热设计

3.1 相机概述

相机主体结构由遮光罩组件、次镜组件、空间桁架组件、主镜组件、主承力板、第一折转镜组件、三镜组件、第二折转镜组件、消杂光部件等几大部分组成。主承力板作为整个相机的主承力结构, 支撑着遮光罩、空间桁架、三镜组件、焦面电子学组件以及后遮光框部件, 同时其也为相机提供了与卫星平台的连接接口。

3.2 相机热控方案

(1) 采用可提供主动温度补偿的结构材料以降低热控难度和功耗。建立相机所用镜头材料、碳纤维复合材料、金属材料的物性数据库, 通过热变形分析确认保证成像质量的镜头及结构的温度梯度; (2) 采用由数据传输量控制相机关键部位温度的方式, 建立以时间为变量的焦平面散热量函数, 用以模拟图形数据传输过程对相机温度的影响。同时与相机自身的测温回路相连, 用以控制由于数据传输而引起的升温问题和相机的超负荷工作问题; (3) 采用开环控制模型以控制热控能量损失。建立各不同温控区间温度开环控制模型, 通过优化控制模型, 弱化各温控区间温度干涉, 减少温控系统能量消耗; (4) 为减小空间热流和空间背景低温对相机温度场的影响, 保证相机光学镜头部分的温度均匀性, 在遮光罩、主承力板、后镜框和三镜支撑框的外露部分包覆多层

隔热组件,最外层使用单面镀铝聚酰亚胺薄膜。多层隔热材料以销钉形式固定在被包覆零件表面;(5)为减小载荷舱和卫星主体结构对相机温度场的影响,维持相机内部温度环境的稳定性,在相机与卫星安装面之间加装 10 mm 厚的玻璃钢隔热垫片以减小导热。此外,在载荷舱内表面和相机位于卫星舱内部的外表面均包覆 15 单元多层隔热组件,最外层使用双面镀铝聚酯薄膜,以减小载荷舱与相机间的辐射换热。多层隔热材料以销钉形式固定在被包覆零件表面;(6)为提高相机内部的温度均匀性,减小各零部件温差,同时满足相机光学消杂光的要求,对相机内主要零部件表面进行黑色阳极氧化处理,以增加其红外发射率;(7)合理地采用热管将相机内工作部件产生的热量传递到卫星南北 (+Y 和 -Y) 面板的散热面上,通过散热面与冷空间之间的辐射换热将热量散出,以降低发热部件的温度水平。对于温差较大的复材镜筒,采用蜂窝结构中预埋热管的方法以降低其温度不均匀性;(8)采用优化控制模型,以合理分配主动控温加热功率。在相机零部件的适当位置上粘贴加热片,采取主动加热的方法控制温度;(9)相机焦面组件在工作时有 5 W 的热量产生,为满足安装空间对焦面散热结构的要求,同时还能满足焦面的运动要求,此处采用毛细泵环路热管将热量收集并引到卫星散热面上进行散热。环路热管具有较强的散热能力,能够保证焦面组件的温度水平。

3.3 仿真分析

根据第 2 节确定的三种典型工况及 3.2 节确定的热控方案,该节利用 I-DEAS 软件中的 TMG 模块对火星轨道轻小型高分辨率相机热控系统进行详细的仿真分析。图 5 和图 6 为高温工况 1 下主镜和次镜的温度分布云图。

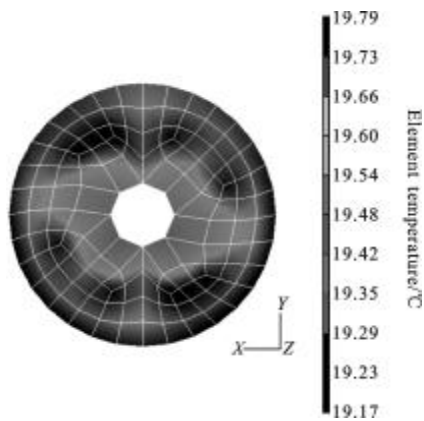


图 5 主镜温度分布云图

Fig.5 Primary mirror temperature

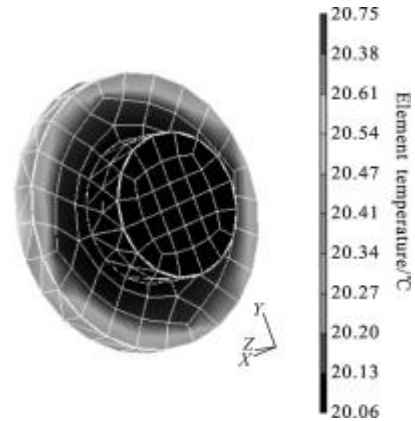


图 6 次镜温度分布云图

Fig.6 Secondary mirror temperature

由图可见,由于受到太阳直射热流的影响,主镜的最高温度为 19.79 °C,次镜的最高温度为 20.75 °C,在所采取的热控措施作用下,主镜和次镜的温度水平都达到了设计要求,主镜最大温差不超过 0.62 °C,次镜最大温差不超过 0.69 °C。

对于其他工况,计算结果表明,在上述热控措施的作用下可以确保相机全部光学镜头和结构组件均保持很好的温度水平和均匀性,且能满足相机光学成像要求。主要光学镜头的热仿真分析结果如表 1 所示。

表 1 相机各部分温度计算结果(单位:°C)

Tab.1 Temperature results of camera's components(Unit:°C)

Measuring point	$\beta=70^\circ$ $R=0^\circ$	$\beta=-70^\circ$ $R=0^\circ$	$\beta=0^\circ$ $R=-30^\circ$	Requirements
Primary mirror	19.17-19.79	18.84-19.58	19.16-19.97	18-22
Secondary mirror	20.06-20.75	18.86-19.79	19.31-20.07	18-22
Third mirror	19.25-20.16	19.44-20.19	19.56-19.87	18-22
First folding mirror	19.66-20.36	19.46-20.24	19.63-20.41	18-22
Second folding mirror	19.53-20.45	19.67-20.53	19.91-21.70	18-22
Max temperature gradient of primary mirror	<0.62	<0.74	<0.81	1
Max temperature gradient of secondary mirror	<0.69	<0.93	<0.76	1

4 结 论

火星轨道轻小型高分辨率相机所采用的全局热设计方案是综合考虑了结构材料、相机的工作模式、传输的数据类型及数据量等诸多因素的结果。通过合理选择具有正/负热膨胀系数的材料,使得结构本身具有很强的温度自补偿能力。结合优化的温区分区将各工作模式下焦平面系统的温度视为相机在轨工作时传输图像类型和数据量的函数,以此为基础建立温度模型,通过该模型控制由于数据传输引起的温升问题。通过以上方法可以为相机提供稳定的温度环境,同时更为高效合理的利用能源。这也是火星轨道轻小型高分辨率能够保持低功耗的一个重要原因。

全局热设计应该成为我国未来空间相机热控研究的一个重要方向,它在对于体积、重量和功耗要求十分苛刻的轻小型高分辨率传感器中尤为重要。

参考文献:

- [1] Luo Jiqiang, Yao Lianxing. An idea for lunar surface landing point selection and resource exploration [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2006, 35(S): 459-463. (in Chinese)
罗继强, 姚连兴. 月球表面着落点选取及资源勘探的设想 [J]. *红外与激光工程*, 2006, 35(S): 459-463.
- [2] Eric Eliason, Bradford Castalia, Sarah Mattson, et al. Software interface specification for HiRISE experimental data record products[C]//Mars Reconnaissance Orbiter, 2011, JPL D-32004.
- [3] Bergstrom James W, Delamere W A, Alfred McEwen. MRO high resolution imaging science experiment (HiRISE): instrument test calibration and operating constraints [C]//55th International Astronautical Congress 2004, 2004: 1-7.
- [4] McEwen Alfred S, Eliason Eric M, Bergstrom James W, et al. Mars reconnaissance orbiter's high resolution imaging science experiment (HiRISE) [J]. *Journal of Geophysical Research: Planets*, 2007, 112(E5): 1991-2012.