

文章编号 1004-924X(2014)07-1877-09

热管理技术在紫外成像光谱仪热控制中的应用

郭 亮*, 吴清文, 黄 勇, 王淑荣

(中国科学院 长春光学精密机械与物理研究所, 吉林 长春 130033)

摘要:研究了紫外成像光谱仪热控制的特点,指出采用常规热设计理念对紫外成像光谱仪散热容易造成散热面积大、主动加热功耗高等问题。基于热管理技术,提出采用统一收集和综合管理仪器热源产生热量的方法来解决紫外成像光谱仪的热控制问题。对紫外成像光谱仪的热设计验证试验表明:低温工况下整机平均温度变化为 $18\sim 20\text{ }^{\circ}\text{C}$,最大轴向温差变化为 $1.0\sim 2.4\text{ }^{\circ}\text{C}$;高温工况下整机平均温度变化为 $18\sim 24.5\text{ }^{\circ}\text{C}$,最大轴向温差变化为 $1.2\sim 3.3\text{ }^{\circ}\text{C}$;均满足热控指标要求。结果显示:采用热管理技术综合收集和管理热量能够提高能量利用率、有效降低热控系统规模。提出的方法对其它空间光学遥感器的热控制具有一定参考意义。

关 键 词:空间光学;热管理技术;紫外成像光谱仪;热控制;热试验

中图分类号:TP73 文献标识码:A doi:10.3788/OPE.20142207.1877

Application of thermal management technique to thermal control for ultraviolet imaging spectrometers

GUO Liang*, WU Qing-wen, HUANG Yong, WANG Shu-rong

(Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics,
Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China)

* Corresponding author, E-mail: guoliang329@hotmail.com

Abstract: The characteristics of thermal control for an ultraviolet imaging spectrometer is researched, and it points out that the conventional thermal design method to establish radiating surface directly will bring some problems such as big radiator area and high electric power for heaters. Therefore, this paper proposes a new thermal design method to solve the problems above. On the basis of thermal management technology, the method collects and manages the heat generated by the inner source of a spectrometer in unification and integration, by which the radiator area is as small as possible and the electric power for heaters is reduced. Thermal design verification results for the ultraviolet imaging spectrometer show that the variation range of mean temperature and the maximal axial temperature difference are $18^{\circ}\text{C} - 20^{\circ}\text{C}$, and $1.0^{\circ}\text{C} - 2.4^{\circ}\text{C}$ respectively at a low temperature condition. Moreover, those are $18^{\circ}\text{C} - 24.5^{\circ}\text{C}$ and $1.2^{\circ}\text{C} - 3.3^{\circ}\text{C}$ respectively at a high temperature condition. The experiments indicate that these results meet the thermal control demands of the ultraviolet imaging spectrometer. In conclusion, the management technique adopted in thermal control of the ultraviolet imaging spectrometer can effectively increase the energy efficiency and reduce the size of thermal control system, and can provide a reference for the thermal design of other space optical sensors.

收稿日期:2013-09-17;修订日期:2013-11-12.

基金项目:国家 863 高技术研究发展计划资助项目(No. 2009AA12Z151)

Key words: space optics; thermal management technique; ultraviolet imaging spectrometer; thermal control; thermal test

1 引言

空间光学遥感器处于严酷、复杂的在轨热环境中,温度变化较大,因此,空间光学遥感器的热控制技术在整个系统中具有重要作用^[1],是国内外热设计工程人员重点关注的问题^[2-8]。紫外成像光谱仪是进行天基大气遥感的关键有效载荷,其可以实现对臭氧、二氧化氮、二氧化硫等大气成份垂直分布及其变化的高时空分辨率的连续监测^[9-11]。紫外成像光谱仪主要用于对地球边缘大气层进行临边探测,获取高空间/时间覆盖和高垂直分辨率的图像和数据信息。作为具有特殊功能的一种空间光学遥感器,紫外成像光谱仪对热控系统有着特殊需求,但可用资源有限,功耗、重量、可靠性等设计条件的约束给热控制带来很大难度。

热管理技术 (Thermal Management Technique) 是热控制技术 (Thermal Control Technique) 的扩展,其概念是随着空间飞行器大型化而提出的^[12],它从系统总体的角度对受控仪器的热量进行统一分配管理来优化设计及提高系统功能。热管理技术具有废热排散与综合优化、降低热控系统质量、提高能量的综合利用率、提高设备整体性能、降低成本以及提高可靠性等特点^[13-14]。基于上述优点,热管理技术在空间光学遥感器热控制领域内获得了初步应用^[15-16],随着热管理技术应用范围的不断扩展,热管理技术的重要性也将逐渐凸显出来。

本文基于热管理技术,结合某型紫外成像光谱仪的结构特点与所处环境,分析了仪器的热控特点和难点。在此基础上,提出了相应的热管理方案和热控系统方案,并通过建立紫外成像光谱仪的有限元模型进行了分析验证。

2 基于热管理技术的热控系统设计

热控制技术是根据仪器所处空间热环境、在轨工作模式、热控指标要求等前提因素,综合各个阶段热环境的变化情况,采取相应的热控措施,有

效地在遥感器内部和外部之间输送热量,使整个仪器达到光学成像所要求的平衡状态。热管理技术是热控制技术的扩展,是从系统角度出发,对仪器有关热环境和系统热行为进行统一调节,从而完成仪器热量的收集、传输、利用和排散。热管理技术涵盖了仪器所有与热相关的设备和系统,其核心内容是将仪器内部热源所产生的热量进行统一调配和综合利用。

2.1 外部环境 with 内部热源分析

某型紫外成像光谱仪主要由光学组件、安装基板、焦面组件、热电制冷器、电子学组件等组成,如图 1 所示。从整体的安装布局来看,仪器通过位于其中部的安装基板与舱体连接,仪器的前端部分位于舱体外部,后端部分位于舱体内部,所处热环境相当复杂。紫外成像光谱仪的前端部分为光学镜头组件,直接暴露于太空环境中,必须保证其在严酷的空间热环境下具有可靠的光学性能;在轨运行过程中,光学镜头组件受到空间外热流和冷黑背景影响剧烈,并与其他星体、相邻有效载荷、飞船舱体等之间的辐射换热关系复杂,因此其外表面接受到不均匀的辐射外热流,造成紫外成像光谱仪温度分布的不均匀和波动。

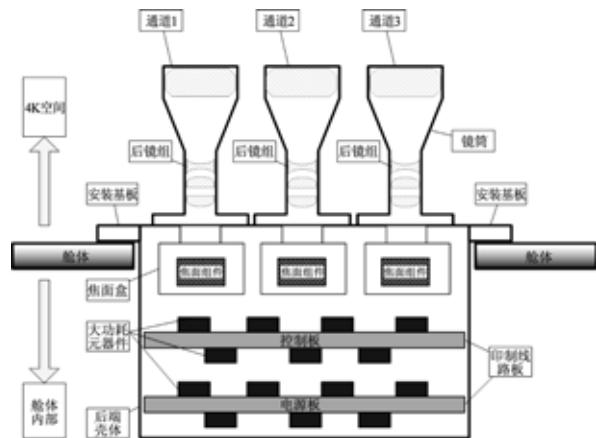


图 1 光谱仪系统简图

Fig. 1 Diagram of spectrometer system

紫外成像光谱仪与所处环境之间的热量交换示意如图 2 所示,根据图中热量交换关系可以得到紫外成像光谱仪在轨热平衡方程为:

$$Q_1 + Q_2 + Q_3 = Q_4 + Q_5,$$

式中: Q_1 为光谱仪吸收的空间热量; Q_2 为内部热源工作产生的热量; Q_3 为光谱仪与舱体之间的交换热量; Q_4 为光谱仪向冷黑空间的辐射热量; Q_5 为光谱仪自身温度变化所需的热量。

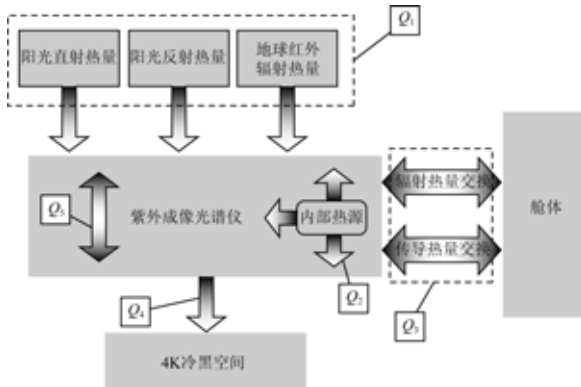


图 2 光谱仪与所处环境之间的热量交换
Fig. 2 Heat exchange between spectrometer and space environment

位于舱内的紫外成像光谱仪后端部分中含有仪器的主要热源,包括焦面组件及其制冷器、控制板以及电源板,内部热源情况如表 1 所示。每轨连续工作 20 min,热耗较高。其中焦面组件的散热问题尤为突出。因此,为了降低恶劣空间热环境给紫外成像光谱仪带来的影响,保证其光学组件、电子学部件等各部分维持在各自的温度指标要求范围内并正常工作,必须对仪器进行有效、可行的热设计。

表 1 光谱仪内部热源
Tab. 1 Heat sources in spectrometer

序号	部件名称	功耗/W	备注
1	通道 1 焦面组件	10	带有制冷器
2	通道 2 焦面组件	10	带有制冷器
3	通道 3 焦面组件	5	无制冷器
4	控制板	2	总功耗,长期工作
5	电源板	13	

2.2 热控特点与难点分析

紫外成像光谱仪热控制的特点和难点如下:

(1) 散热面积大、补偿功耗高:紫外成像光谱

仪总重量为 10 kg,内部总功耗为 40 W,相对于其他空间光学遥感器,具有重量轻、尺寸小、功率密度大的特点;如果采用传统的直接开设散热面的热控制方案,40 W 的内部功耗最少需要约 0.15 m² 的散热面积,如此大的散热面积对于约 0.37 m² 的紫外成像光谱仪外表面积是难以实现的,直接开设散热面不仅会使散热面积过大,同时还会使补偿功耗过大。这对于资源紧张的紫外成像光谱仪来说是难以解决的。因此采取热管理技术对热量进行综合利用,以解决散热面积过大、补偿功耗过高的难题,进而形成有效的热控制是十分有必要的;

(2) 外热流变化复杂:紫外成像光谱仪处于非典型圆轨道,没有固定的阴阳面,外热流变化情况复杂,不利于大热耗组件散热面的选择;

(3) 光轴方向温差大:紫外成像光谱仪整体采用一部分位于舱体外部、一部分位于舱体内部的安装方式。仪器的前端部分位于舱体外部,其光学镜头组件直接面对冷黑空间,受到阳光直射、地球反照等外热流的影响,而且要频繁进出地球阴影区;仪器的后端部分位于环境温度较高的舱体内部,上述因素必然导致其光轴方向有较大温差;

(4) 散热通道难以确定:紫外成像光谱仪后端部分处于舱体内部,包含了焦面组件、制冷器、电源模块、驱动电路等大功耗热源,这些组件均面临散热路径长、散热面难以选择的困难;

(5) 安装基板温度控制难度大:紫外成像光谱仪通过位于仪器中部的安装基板与舱体进行连接,其温度水平受到舱体温度变化的影响,而且光学镜头组件和电子学组件均安装在基板上,温度载荷的不均匀也影响其温度稳定性,热控制难度较大;

(6) 紫外 CCD 器件热控需求高:紫外成像光谱仪所用紫外成像器件对暗电流、噪声的需求很高,其工作温度一般要求为 -20~0℃。由于散热面面积的限制,如此低的温度通过外置辐射冷板的方式进行制冷是不现实的,只有通过制冷器来实现,但是这样势必会增加热控功耗,进一步增大散热通道的设置难度。

综上所述,相对于其他空间光学遥感器,紫外成像光谱仪可用资源有限,特殊的成像功能也对热控系统提出了特殊需求。其热控关键问题是如何解决需求高、资源少的矛盾问题。面对此类问

题,传统热控制技术将不可避免地凸显出其局限性。在这种情况下,能够更加有效地利用自身热量的热管理技术将是解决此类矛盾问题的有效技术手段。

2.3 热管理方案及热控网络

空间光学遥感器的传统热控制技术一般是开始时采用单独散热面散失内部热量,接着,再增加主动热控进行补偿加热和保温。这种控制方法的优势是灵活、界面清晰;其弊端在于热控系统规模较大、能量利用率低。紫外成像光谱仪主要由光学镜头组件、镜筒、安装基板、焦面组件、驱动电路、后端框架等组成。将这些部件按照需要保温和需要散热进行分类,其中需要保温的部件有:光学镜头组件和镜筒、后端壳体、安装基板等;需要散热的部件有:焦面组件及其驱动电路、电源板元器件、控制板元器件等。基于热管理技术的理念,综合利用仪器自身产生的热量,规划紫外成像光谱仪热控网络如图 3 所示。热管理方案的总体原则是引导需要散热部件产生的热量经过需要保温的部件,之后,将多余的热量再汇集到一起通过散热面向冷黑空间散热,这样能够有效降低热控功耗。

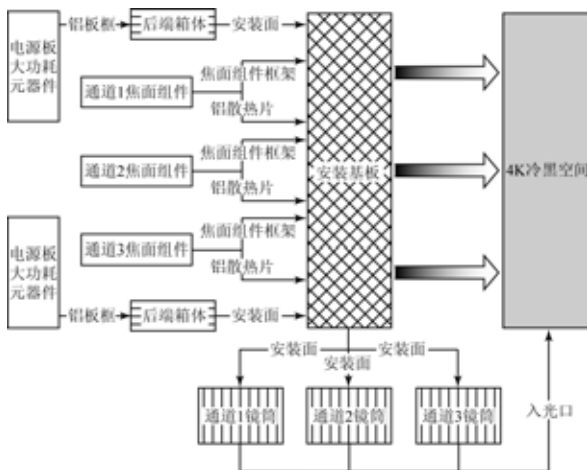


图 3 光谱仪热控网络

Fig. 3 Thermal controlling network of spectrometer

由紫外成像光谱仪的结构特点可知,安装基板位于舱体外部,因此,受其他部件的遮挡小,同时其又是光学镜筒和后端箱体的连接部件,是设置散热面的最佳位置。故本文将电源板和控制板元器件所产生的热量通过铝板框导到后端箱体上,以对后端箱体进行保温,同时将热量输送到安装基板处,通过散热面散失到冷黑空间;将焦面组

件及其驱动电路产生的热量通过组件框架和铝散热片导到安装基板处,再通过散热面散失到冷黑空间;安装基板处汇集的所有热量,一部分通过其与光学镜筒的安装面输送到镜筒上,用于镜筒保温,其余部分均通过安装基板处的散热面散失到冷黑空间。

2.4 热控系统设计方案

基于上述热管理方案,紫外成像光谱仪热控系统设计方案如下:

(1) 安装面热控

紫外成像光谱仪与舱体是通过安装基板上的 6 个安装点连接的,为了降低舱体对光谱仪的温度冲击,安装面处需要采取隔热的安装方式。按照低温工况下两者温差 $\Delta T=28^{\circ}\text{C}$ 、安装面处漏热量 Q 不高于 0.5 W 。按照上述条件规划,安装面处最小导热热阻 $R=\Delta T/Q=56^{\circ}\text{C/W}$,经分析计算,安装面处需采用 10 mm 厚的聚酰亚胺隔热垫,钛合金螺钉固定。为降低真空热环境对光谱仪的影响,安装座外表面要包覆多层隔热组件。

(2) 隔热设计

为防止紫外成像光谱仪外表面接收空间外部热流、降低紫外成像光谱仪对空间真空热环境的敏感程度,本文选取质量轻、隔热效果好的多层隔热组件进行热隔离。除散热面外,光学镜筒的外表面均包覆多层隔热组件,镜筒外表面面积约为 0.14 m^2 ,按照多层隔热组件最大漏热量不高于 1 W 规划,镜筒多层隔热组件的组数选为 25 组。由于后端框架内部热源集中,后端框架外表面包覆 10 组多层隔热组件。上述每组多层隔热组件均由 1 层镀铝薄膜和 1 层涤纶网组成。

(3) 散热面设计

由于紫外成像光谱仪所在轨道没有固定的阴阳面,仪器频繁进出阴影。因此在散热面的选取上,需要结合仪器在轨受晒情况以及自身结构特点,基于热管理技术综合利用热量的需求,需要散热面既能够收集热量,又能够将热量充分分配。经详细设计,选取安装基板的外表面作为散热面,并且在散热面上喷涂高发射率、低吸收率的白漆 ($\alpha_s/\epsilon_s=0.15/0.92$)。

(4) 焦面组件热控

紫外 CCD 器件工作温度较低,需采取制冷器进行制冷。综合考虑质量、功耗等因素,本文选取体积小、重量轻、寿命长、无污染、无运动部件的热

电制冷器。从充分利用热量的热管理角度出发,焦面组件的热控措施考虑从两个方面进行:一方面是充分利用焦面组件自身的热容量,控制焦面组件工作过程中的温升速率;另一方面是仔细规划散热通道上的沿程热阻,以使焦面组件的热量在排散到冷黑空间之前能够被充分利用,这可通过在接触面间涂敷导热填料以提高导热能力。

焦面组件散热措施如图4所示,焦面组件框架和镜筒均安装在安装基板上,CCD器件和电制冷器的热量首先通过焦面基板导到焦面组件框架上,再通过铝散热片和组件框架导到安装基板上。其中,一部分热量用于镜筒保温,剩余热量则通过散热面散失到冷黑空间中。焦面组件整个导热通道上的各个接触面之间均涂敷导热填料。

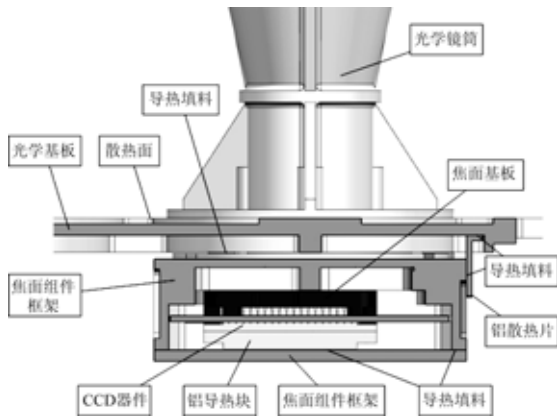


图4 焦面组件散热通道

Fig. 4 Heat transfer channel of CCD component

(5) 大功耗元器件热控

从充分利用热量的热管理角度出发,热量需流经后端箱体到达散热面。对于电源板和控制板上的大功耗元器件,则需充分利用后端箱体的热容量,其中顶部散热元器件通过加装铝导热片,将热量导到后端箱体上;底部散热元器件直接安装在铝框架上,将热量通过铝框架导到后端箱体上。这部分热量一部分用于后端箱体保温,另一部分通过后端箱体与安装基板的接触面导到安装基板上,最终通过散热面散失。在导热通道沿程的各个接触面之间均涂敷导热填料。

(6) 主动热控

紫外成像光谱仪的光学镜筒暴露于冷黑空间中,所处的空间热环境复杂且热设计要求高,此处仅靠被动热控措施无法达到热控指标要求。沿镜筒外表面圆周方向设置主动加热回路,主要用于

维持镜筒轴向温度差,并保证透镜镜面温度分布的均匀性。安装基板是紫外成像光谱仪的基础,虽然其与舱体之间进行了隔热设计,但是当舱体温度过高或过低时,还是会对仪器主体造成一定的冲击。因此安装基板上需要设置主动加热回路,即通过控制安装基板的温度来保证连接在其上的镜筒和后端箱体的温度水平和温度均匀性。主动热控加热总功耗为15 W,由于热管理技术充分利用了焦面组件和大功耗元器件的功耗,因此有效降低了主动热控的加热功耗。

3 设计验证

紫外成像光谱仪热设计验证分为前后两个阶段,第一阶段为热分析,第二阶段为热试验。本文首先利用有限元分析软件IDEAS-TMG建立了紫外成像光谱仪的热分析模型,并对局部关键部位以及温度控制要求严格的部位进行了加密网格划分。按照在轨工作状态以及仪器所处边界条件设置了低温工况和高温工况两种状态,热控涂层热物理属性则分别按照其寿命初期和寿命末期进行选取。第二阶段是进一步验证热管理技术在热控制方案中的有效性。在该阶段进行了低温工况下的稳态热试验,内部热源的热量和外热流均按照轨道周期的平均计算结果施加。

3.1 热分析模型

采用IDEAS/TMG软件建立了紫外成像光谱仪热分析有限元模型,如图5所示,热分析模型中共划分了4 598个单元,5 038个节点,建立了102个热耦合。热分析有限元模型中材料的主要计算参数见表2。

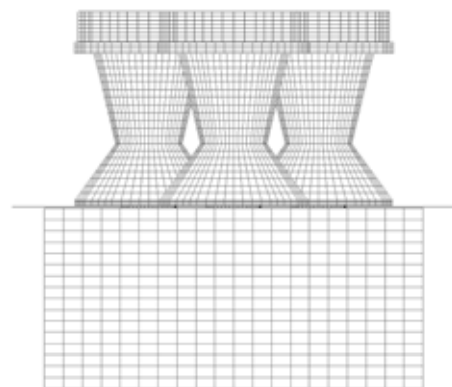


图5 光谱仪热分析模型

Fig. 5 Thermal analytic model of spectrometer

表 2 热分析中材料的主要计算参数

Tab. 2 Main parameters of materials in thermal analysis

名称	发射率 ϵ	导热率 $\lambda / \text{W} \cdot \text{m}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$	密度 $\rho / \text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$	比热 $C / \text{J} \cdot \text{kg}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$
铝合金	0.85	140	2 800	921
聚酰亚胺	—	0.342	1 400	1 100
熔石英	0.15	1.3	2 300	788
碳化硅	0.02	185	3 050	675
微晶玻璃	0.02	1.46	2 530	800
导热垫	—	5.0	—	—
导热脂	—	1.5	—	—
铁镍钴合金	0.5	20.6	8 100	460
陶瓷	0.5	18	3 600	795
环氧玻璃布	0.2	14	1 750	500

3.2 工况设定

根据紫外成像光谱仪自身的特点和情况,综合考虑内部热源功耗的大小与位置、外热流分布、热控涂层的性能变化以及与舱体热耦合等情况,热分析工况设定如表 2 所示,表中所设定的高低温热分析工况能够覆盖仪器所有在轨运行情况。

3.3 仿真结果

热分析结果如图 6 所示,图中通道 1 焦面和通道 2 焦面的温度表示的是制冷器散热面的温度。

图 6 为低温工况下镜筒和安装基板的温度变化曲线。从图 6 可以看出,在前期平衡阶段,仪器的平均温度水平为 18°C ,属于低温工况,轴向温差最大值为 1.0°C ;在工作阶段,仪器的平均温度水平为 20°C ,轴向温差最大值为 2.4°C ,其中安装基板最高温度为 22.9°C ,通道 1 镜筒和通道 2 镜筒的最高温度为 21.6°C ,通道 3 镜筒的最高温度为 20.1°C ;均满足热控指标要求。

表 3 热分析工况

Tab. 3 Thermal analysis work condition

序号	工况名称	边界条件	工作模式	控制状态	涂层状态
1	低温工况	舱壁温度 -10°C	计算时长 14 轨,前 7 轨不工作; 后 7 轨每轨工作 20 min	主动热控开启, 控温目标 18°C	寿命初期
2	高温工况	舱壁温度 25°C	计算时长 14 轨,前 7 轨不工作; 后 7 轨每轨工作 20 min	主动热控开启, 控温目标 18°C	寿命末期

图 7 为低温工况下各个通道焦面组件的温度曲线,从图 7 可以看出,安装制冷器散热面的最高温度为 29°C ,未装制冷器的焦面组件的最高温度为 24°C ,以制冷器的制冷能力为 40°C 计算,装有制冷器的焦面组件温度不高于 -11°C ,均满足热控指标要求。

图 8 为低温工况下大功耗元器件的温度分布云图,从图中整体温度数值及分布趋势可以看出,大功耗元器件布局合理,散热措施有效,元器件最高壳温为 36.1°C 。

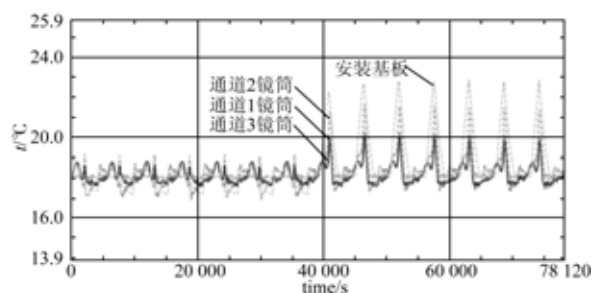


图 6 安装基板和镜筒的温度-时间变化曲线(工况 1)

Fig. 6 Temperature-time curves of mounting plate and mirror cylinder (work condition 1)

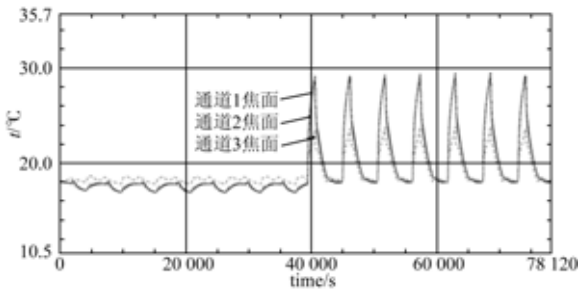


图 7 焦面组件的温度-时间变化曲线(工况 1)
Fig. 7 Temperature-time curves of focal plane assembly (work condition 1)

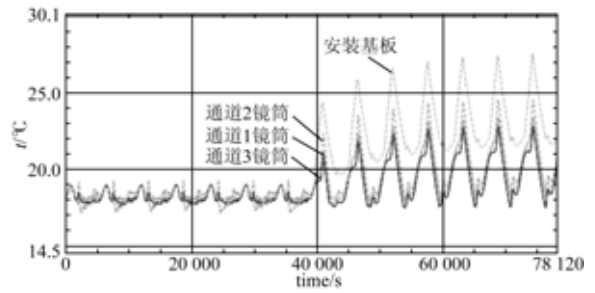


图 9 安装基板和镜筒的温度-时间变化曲线(工况 2)
Fig. 9 Temperature-time curves of mounting plate and mirror cylinder (work condition 2)

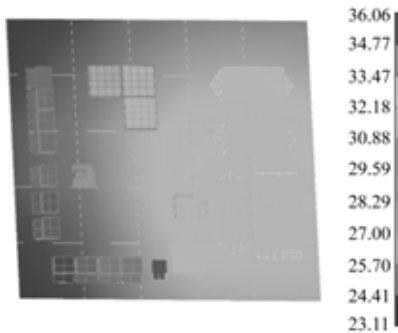


图 8 线路板温度云图(工况 1)
Fig. 8 Temperature distribution of breadboard (work condition 1)

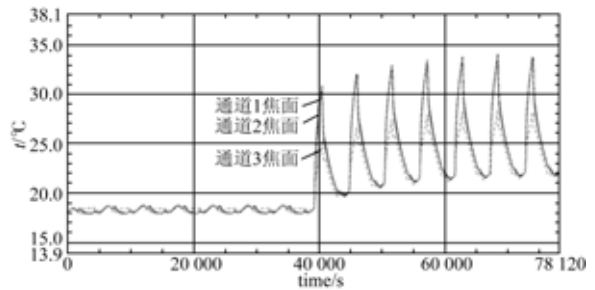


图 10 焦面组件的温度-时间变化曲线(工况 2)
Fig. 10 Temperature-time curves of focal plane assembly (work condition 2)

图 9 为高温工况下镜筒和安装基板的温度曲线,从图 9 可以看出,在前期平衡阶段仪器的平均温度水平为 18℃,为低温工况,此时轴向温差的最大值为 1.2℃;在工作阶段,仪器的平均温度水平为 24.5℃,轴向温差最大值为 3.3℃,其中安装基板最高温度为 27.5℃,通道 1 镜筒和通道 2 镜筒的最高温度为 24.5℃,通道 3 镜筒的最高温度为 22.8℃;均满足热控指标要求。

图 10 为高温工况下焦面组件的温度曲线,从图 10 可以看出,制冷器散热面的最高温度为 34℃,未装制冷器的焦面组件的最高温度为 28.5℃,以制冷器的制冷能力为 40℃ 计算,装有制冷器的焦面组件的温度不高于-6℃,均满足热控指标要求。

图 11 为高温工况下大功率元器件的温度分布云图,从图中整体温度数值及分布趋势可以看出,大功率元器件布局合理,散热措施有效,高温工况下能够保障元器件正常工作,元器件最高亮温为 41.5℃。

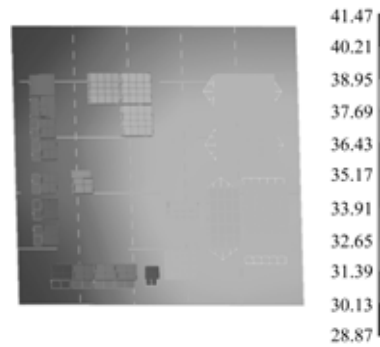


图 11 线路板温度云图(工况 2)
Fig. 11 Temperature distribution of breadboard (work condition 2)

3.4 试验结果

试验过程中安装基板和光学镜筒的温度曲线如图 12 所示,从图 12 可以看出,基于热管理技术设计的主动热控加热功耗能够将安装基板和光学镜筒的温度很好地维持在 17.8~18.5℃。

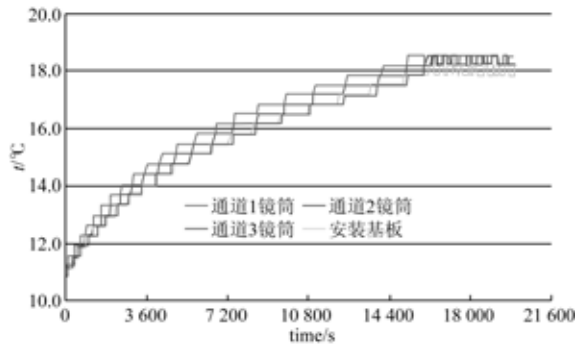


图 12 安装基板和镜筒的热试验温度曲线

Fig. 12 Temperature curves of mounting plate and mirror cylinder in thermal test

4 结 论

空间光学遥感的传统热设计理念是直接为内部热源开设散热面,但这种设计方法容易造成散热面面积过大、主动加热功耗过高等问题。针

对紫外成像光谱仪具有重量轻、尺寸小、功率密度大、资源有限、散热通道难以实现的特点,本文基于热管理技术,对仪器热源产生的热量进行统一收集和综合管理,在控制散热面面积的同时,降低加热功耗、优化热量排散和温度补偿功耗。

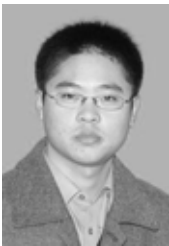
紫外成像光谱仪热的设计验证结果表明:低温工况下整机平均温度为 18~20℃,最大轴向温差为 1.0~2.4℃,制冷 CCD 器件的最高温度不超过 -11℃;高温工况下整机平均温度为 18~24.5℃,最大轴向温差为 1.2~3.3℃,制冷 CCD 器件的最高温度不超过 -6℃;均满足热控指标要求。本文所述热管理技术在紫外成像光谱仪热控制中的成功应用表明,采用热管理技术能够提高能量利用率,并且有效降低热控系统规模。本文的研究将对其他空间光学遥感器热控制具有一定参考和借鉴意义。

参考文献:

- [1] 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. (in Chinese)
- [2] 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]. *Opt. Precision Eng.*, 2010, 18(6): 1367-1373. (in Chinese)
- [3] 赵振明,王兵,高娟. 地球静止轨道凝视型相机热分析与热设计[J]. 航天返回与遥感, 2010, 31(3): 34-40.
ZHAO ZH M, WANG B, GAO J. Preliminary research on the thermal design methods of the geosynchronous orbit staring camera [J]. *Spacecraft Recovery & Remote Sensing*, 2010, 31(3): 34-40. (in Chinese)
- [4] RDESON R L, SHAUGHNESSY B M, WHALLEY M S, et al.. The mechanical and thermal design and analysis of the VISTA infrared camera[J]. *SPIE*, 2004, 5947: 508-519.
- [5] GIESEN P, FOLGERING E. Design guidelines for thermal stability in opto-mechanical instruments [C]. *SPIE*, 2003, 5176: 126-134.
- [6] 郭亮,吴清文,颜昌翔. 空间光谱成像仪热设计及其分析与验证[J]. 光学精密工程, 2011, 19(6): 1272-1280.
GUO L, WU Q W, YAN CH X. Thermal design of space spectral imaging apparatus and its analysis and verification [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2011, 19(6): 1272-1280. (in Chinese)
- [7] 江帆,吴清文,刘巨,等. 低轨道轻质星载一体化空间光学遥感器热设计[J]. 中国光学, 2013, 6(2): 237-243.
JIANG F, WU Q W, LIU J, et al.. Thermal design of lightweight space remote sensor integrated with satellite in low earth orbit [J]. *Chinese Optics*, 2013, 6(2): 237-243. (in Chinese)
- [8] 杨献伟,吴清文,李书胜,等. 空间光学遥感器热设计[J]. 中国光学, 2011, 4(2): 139-146.
YANG X W, WU Q W, LI SH SH, et al.. Thermal design of space optical remote sensor [J]. *Chinese Optics*, 2011, 4(2): 139-146. (in Chinese)
- [9] 马庆军,宋克非,曲艺,等. 紫外临边成像光谱仪 CCD 电路系统的设计[J]. 光学精密工程, 2011, 19(7): 1538-1545.
MA Q J, SONG K F, QU Y, et al.. Design of CCD

- circuit systems for ultraviolet limb imaging spectrometers [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2011, 19(7):1538-1545. (in Chinese)
- [10] 薛庆生,王淑荣,李福田,等.用于大气遥感探测的临边成像光谱仪[J].*光学精密工程*,2010,18(4):823-830.
XUE Q X, WANG SH R, LI F T, *et al.*. Limb imaging spectrometer for atmospheric remote sensing[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2010, 18(4):823-830. (in Chinese)
- [11] 陈健,王伟国,高慧斌,等.紫外探测器的辐射定标及标准传递[J].*中国光学*,2012,5(4):423-429.
CHEN J, WANG W G, GAO H B, *et al.*. Radiation calibration for UV detectors and standard transferring[J]. *Chinese Optics*, 2012, 5(4):423-429. (in Chinese)
- [12] 徐小平,李劲东,候宇葵,等.大型航天器热管理系统分析技术研究[J].*工程热物理学报*,2004,25(S):176-178.
XU X P, LI J D, HOU Y K, *et al.*. Analysis of thermal management system in large spacecraft [J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2004, 25(S):176-178. (in Chinese)
- [13] 满广龙,曹剑锋,孟繁孔.交会对接组合体热管理研究[J].*航天器工程*,2011,20(6):32-37.
MAN G L, CAO J F, MENG F K. Research on a thermal management system for docking spacecraft combination[J]. *Spacecraft Engineering*, 2011, 20(6):32-37. (in Chinese)
- [14] 范含林.载人航天器热管理技术发展综述[J].*航天器工程*,2007,16(1):28-32.
FAN H L. Manned spacecraft thermal management technologies development overview [J]. *Spacecraft Engineering*, 2007, 16(1):28-32. (in Chinese)
- [15] 王兵,李春林,阳明.空间相机热管理技术[C].第二十三届全国空间探测学术交流会论文,2010:1-5.
WANG B, LI CH L, YANG M. Thermal management technique of space camera[C]. *The 23th National Space Detection Academic Conference*, 2010:1-5. (in Chinese)
- [16] 申春梅,李春林,高长春.某空间光谱成像仪热管理初析[J].*航天返回与遥感*,2012,33(6):80-85.
SHEN CH M, LI CH L, GAO CH CH. Thermal management of calorigenic equipments in space spectral imager [J]. *Spacecraft Recovery & Remote Sensing*, 2012, 33(6):80-85. (in Chinese)

作者简介:



郭亮(1982—),男,黑龙江哈尔滨人,博士,助理研究员,2004年、2006年于哈尔滨工业大学分别获得学士、硕士学位,2013年于中国科学院大学获得博士学位,主要从事传热传质学研究、航空/航天光学遥感器热控制技术研究。
E-mail:guoliang329@hotmail.com



吴清文(1968—),男,四川简阳人,研究员,博士生导师,1991年于哈尔滨工业大学获得学士学位,1994年、1997年于中国科学院长春光学精密机械与物理研究所分别获得硕士、博士学位,主要从事光学精密仪器CAD/CAE和空间光学遥感器热控技术的研究。E-mail:wuqw@ciomp.ac.cn

(本栏目编辑:马健)
(版权所有 未经许可 不得转载)