

文章编号 1004-924X(2015)04-1053-09

二氧化碳探测仪的热控系统

李 毅^{1,2}, 吴清文¹, 陈立恒¹, 黄 勇¹, 刘宏伟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: 根据二氧化碳探测仪所处的空间环境、结构特点和工作模式, 采用被动热控和主动热控相结合的方法设计了它的热控系统。首先, 介绍了探测仪结构及内热源, 同时分析了探测仪的外热流, 从而得到了热控任务难点。然后, 对探测仪的各个部分进行了热设计, 采用被动热控与主动热控相结合的方式进行了热隔离、热疏导和热补偿; 根据探测仪所处的空间环境和采取的热控措施利用 TMG 软件进行了热分析。仿真分析结果表明, 光学系统主体框架的温度为 13.3~21.7 °C, 满足了设计要求。最后, 通过真空条件下的热平衡试验对热设计进行了试验验证, 试验结果显示光学系统主体框架的温度为 13.0~20.3 °C, 试验值与计算值基本一致, 满足热控指标要求。得到的数据表明提出的热设计方案合理可行。

关键词: 二氧化碳探测仪; 热控系统; 热设计; 热分析; 热试验

中图分类号: X851; TH765.8 **文献标识码:** A **doi:** 10.3788/OPE.20152304.1053

Thermal control system of carbon dioxide detection instrument

LI Yi^{1,2}, WU Qing-wen¹, CHEN Li-heng^{1*}, Huang Yong¹, LIU Hong-wei¹

(1. Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics,
Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China;

2. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

* Corresponding author, E-mail: chenliheng3@163.com

Abstract: According to the structure characteristics and working modes of a dioxide detection instrument and considering its space environments, a thermal control system for the detection instrument was designed by combination of passive thermal control and active thermal control. Firstly, the structure and the internal heat source were introduced, the heat flux of the instrument was analyzed, and the difficulties of thermal control were obtained. Then, the thermal design of the instrument was carried out and the combination method of passive thermal control and active thermal control was used for the thermal isolation, thermal transmission and the thermal compensation. According to the space environment and thermal control measures, a thermal analysis model was constructed and the thermal transfer was solved with a TMG code. The simulation results show that the temperature of the main frame in the optical system is 13.3 °C—21.7 °C, which meets the design

收稿日期: 2014-02-19; 修订日期: 2014-03-26.

基金项目: 国家 863 高技术研究发展计划资助项目 (No. 2010AA1221091001)

requirements. Finally, the thermal design was verified with a vacuum thermal balance test and the test results indicate that the temperature of the main frame in the optical system is $13.0\text{ }^{\circ}\text{C} - 20.3\text{ }^{\circ}\text{C}$. The tested value is in agreement with the calculated ones, which meets the thermal design targets and verifies that the thermal design is reasonable.

Key words: carbon dioxide detection instrument; thermal control system; thermal design; thermal analysis; thermal test

1 引言

当前全球温室气体的排放越来越引起世界各国的重视,鉴于此,各国相继发射探测卫星用以监测温室气体的分布。全球首颗温室气体监测卫星为日本的呼吸号卫星(GOSAT)^[1]。其轨道类型为太阳同步准回归轨道,轨道高度为近地点 667 km,远地点 683 km,卫星尺寸为 $2\text{ m} \times 1.8\text{ m} \times 3.7\text{ m}$,质量为 1 750 kg,周期为 100 min,主要载荷为用于二氧化碳观测的傅里叶变换光谱仪和云与气溶胶成像仪。探测仪为箱体式结构,各部件安装在同一箱体内,光学元件与电子元器件布置紧凑。其热控措施采用包覆多层隔热组件、涂覆热控涂层、开设散热面和主动加热等方式。美国于 2009 年 2 月 24 日发射了 OCO,但是失败。于是美国开展了 OCO₂ 的研制计划^[2]。OCO₂ 轨道类型为太阳同步回归轨道,轨道高度为 705 km,轨道倾角为 $(98.2 \pm 0.1)^{\circ}$,周期为 98.8 min,尺寸为外径 1.4 m,高度 2.3 m,质量为 530 kg。OCO₂ 的载荷主要为 3 通道光栅光谱仪。其 3 通道光栅光谱仪采用多通道方式设计,入光口直接为望远镜结构,同时入光口有镜头盖,在成像工作模式下打开镜头盖进行成像;在非成像模式下关闭镜头盖,达到为探测仪保温的效果。其主要热控措施包括包覆多层隔热组件、开设散热板和主动加热等。我国也提出了相应的计划,即“全球 CO₂ 科学试验卫星与应用试验”项目。该项目研制高光谱 CO₂ 探测仪和多通道云与气溶胶探测仪为主要载荷的二氧化碳观测卫星。采用多通道的结构设计,入光口为指向镜结构,采用指向镜转动的方式实现对地扫描,同时入光口没有镜头盖遮挡,CO₂ 探测仪为舱外设备,因此经受的环境更为恶劣。探测仪内热源最大功耗为 94.7 W,每轨工作时间为 45 min,成像时,探测仪采取追踪主平面的方式进行观测,其姿态复杂多变,需要进

行一定的热分析和热设计来保证其在轨运行的温度水平,保证其成像质量。在国内空间光学遥感器的热设计中针对大功耗、长工作时间、多姿态变化的光学遥感器热设计研究较少^[3-4],因此针对 CO₂ 探测仪的热设计具有重要意义。

本文以 CO₂ 探测仪的结构为依托,以探测仪的光学指标为目标,根据外热流、内热源以及工作模式,有效地组织热交换,利用 I-deas/TMG 进行热分析计算,并通过热试验加以验证,完成 CO₂ 探测仪热控分系统的任务。

2 探测仪结构及所处的热环境

2.1 探测仪结构

CO₂ 探测仪结构如图 1 所示,主要由主体框架、指向镜、望远系统组件、探测器 1、探测器 2、探测器 3、红外电箱、定标指向电箱、冷板等组成。

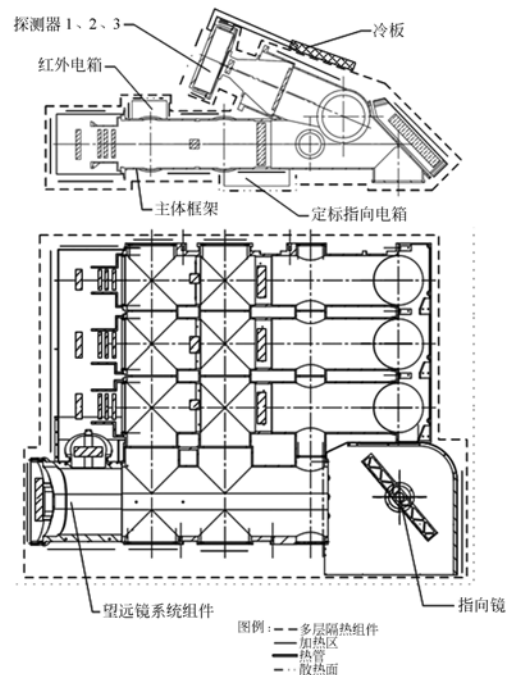


图 1 探测仪结构示意图

Fig. 1 Structure sketch of detector

其中探测器 1 为 0.76 μm 波段,探测器 2 为 1.61 μm 波段,探测器 3 为 2.06 μm 波段。CO₂ 探测仪光学系统如图 2 所示。主要由望远系统主镜、望远系统次镜、反射镜、分光镜、成像镜等,共 33 个光学元件组成。

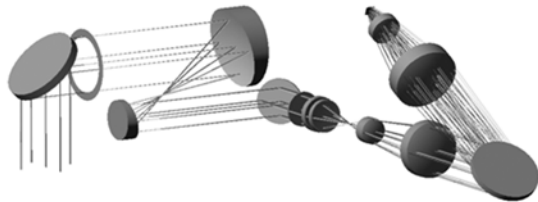


图 2 CO₂ 探测仪单通道光学系统结构图

Fig. 2 Structure of single channel optical system for CO₂ detector

2.2 内热源

探测仪上的内热源包括探测器组件、红外电箱和定标指向电箱等。内热源功耗如表 1 所示。其中所有内热源工作模式均为每轨工作 45 min,较长的工作时间会导致内热源发热量过大,造成局部温度过高,影响成像质量,因此散热成为本探测仪热设计的难点之一。此外安装面(即为卫星平台接口)边界条件为 0~30 $^{\circ}\text{C}$,热设计时须减小其对探测仪本体的温度影响。

表 1 内热源功耗

Tab. 1 Power of internal heat source (W)

名称	功耗
探测器	12×3
红外电箱	12
定标指向电箱	26.7

2.3 外热流

CO₂ 探测仪运行在太阳同步轨道上,轨道高度为 700 km,轨道倾角 98.192 $^{\circ}$,降交点地方时为 13:30,在轨飞行时其姿态有 3 种基本模式,即耀斑观测、天底观测(主平面)和天底观测(无主平面)。耀斑观测为观测海平面上的耀斑点,要经历耀斑观测、机动、逆飞对地、正飞对地等姿态,如图 3 所示;天底观测(主平面)模式是为了使太阳矢量在卫星坐标系内卫星绕偏航轴机动,要经历主平面天底观测、机动、正飞对地等姿态,如图 4 所示;天底观测(无主平面)模式为常规的正飞对地定向或逆飞对地定向,要经历天底指向、机动、常

规对地等姿态,如图 5 所示。

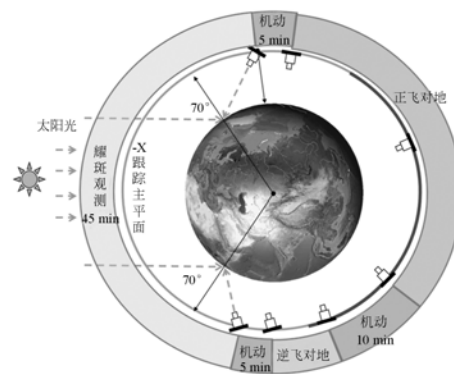


图 3 耀斑观测模式

Fig. 3 Flare observation mode

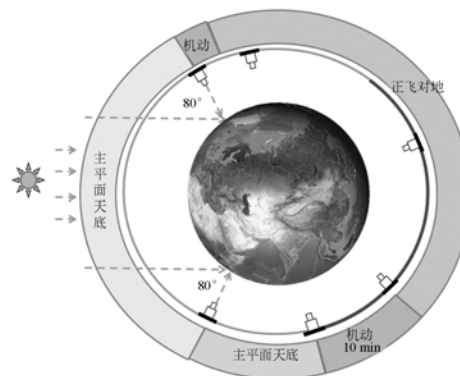


图 4 天底观测(主平面)模式

Fig. 4 Nadir observation mode(main plane)

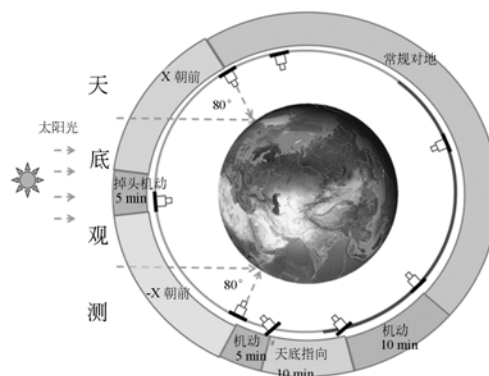


图 5 天底观测(无主平面)模式

Fig. 5 Nadir observation mode(no main plane)

根据上述姿态得到探测仪在轨飞行姿态复杂,外热流变化大,热分析工况难以确定。因此,由探测仪运行的轨道结合其飞行模式,利用 NEVADA 计算得到其受到的平均外热流。其外热流包括太阳直射、地球反照和地球红外。为了

确定热分析工况,采用各个面外热流分别取极值的方式,具体数值如表 2 所示。由表 2 中的数据可以看到,−X 面是外热流密度最大的面。+X 面没有太阳直射但有阳光反照及地球红外的能量输入。此外,探测器指向镜前方为开口结构,外热流的变化对探测器内部也存在一定影响。

表 2 平均外热流密度
Tab. 2 Average heat flux (W/m²)

	−X	+X	−Y	+Y	−Z	+Z
高温工况	813	164	270	274	442	556
低温工况	636	75.9	81.2	82.0	164	295

3 探测器热控难点与指标分析

探测器经过热光学计算得到其热控指标为:1)成像模式,光学系统框架(19±4)℃,电箱的热控指标为 10~45℃,探测器组件的热控指标为 10~30℃;2)存储模式,光学系统框架(15±4)℃,电箱的热控指标为 10~45℃,探测器组件的热控指标为 10~30℃。

CO₂ 探测器热控分系统任务的难点主要包括:1)光学系统复杂,光学元件多且工作模式多样,难以保障光学系统元件的温度稳定性;2)探测器的指向镜位于入光口,受外热流影响大;3)探测器长期工作,功耗较大,对其附近的成像镜的温度影响较大;4)电箱功耗大,散热困难;5)探测器姿态变化多,外热流变化大。

4 热控方案设计

根据二氧化碳探测器所处空间环境、结构特点及工作模式等,提出了被动热控与主动的控相结合的热设计思路。探测器采用的被动热控措施包括包覆多层隔热组件、安装隔热垫及涂覆热控涂层等,同时采用粘贴薄膜型电加热片的主动热控措施进行温度补偿。二氧化碳探测器各组件详细的热控系统方案设计如下。

4.1 探测器框架热设计

为减少外界环境对探测器的影响,探测器采用隔热安装,且外表面包覆 20 单元多层隔热组件,此外多层外表面的面膜选用聚酰亚胺单面镀

铝二次表面镜^[5];框架内表面采用发黑处理以保证探测器内部温度均匀。除了上述被动热控措施之外,在探测器框架上设置主动加热区来改善主体框架的温度,热控措施如图 1 所示。

4.2 光学元件的热设计

4.2.1 指向镜的热设计

指向镜位于入光口,受外太空环境影响较大,故在遮光罩外包覆 20 单元多层隔热组件。同时为了消杂光,在遮光罩内侧喷黑漆^[6]。为了减小遮光罩对主框架的影响,在遮光罩与主框架接触处安装聚酰亚胺隔热垫。由于指向镜与遮光罩直接面向冷黑空间,上述被动热控措施还不能将指向镜控至目标温度,故在遮光罩上粘贴加热片以维持其温度稳定。

4.2.2 望远镜的热设计

望远镜组件由望远镜框架、主镜、次镜和 2 组反射镜、外罩组成。4 组镜子的热设计关系到整个系统的成像质量,必须保证其稳定的温度水平和较小的温度梯度。因此,主镜和次镜选用对温度不敏感的微晶玻璃,反射镜选用导热率高的 SiC。框架内表面进行发黑处理以提高望远镜组件的温度均匀性,同时在望远镜框架、主镜外罩、次镜外罩以及 2 个反射镜外罩设置主动加热区,以保证框架和各镜组的温度水平和温度均匀性。

4.2.3 光栅的热设计

探测器有 3 个通道,设计了 3 个光栅,为了减小光栅的温度梯度,选用了导热率高的 SiC。其支撑结构使用超低膨胀合金殷钢,减少了光栅与支撑结构间的线胀系数不一致的问题,支撑结构用发黑处理来提高其温度均匀性。同时,在光栅外罩设置主动加热区,控制 3 个光栅的温度,使其在热控指标范围内。

4.2.4 其他光学元件的热设计

除望远镜与光栅外的其他光学元件的热控与望远镜、光栅的热控相同。所有透镜的热控均按光学要求处理,无特殊热控要求。

4.3 探测器组件的热设计

探测器是系统成像的关键,功耗大,过高的温度会增加噪声,影响信噪比,造成成像质量下降,甚至无法成像。因此,在红外探测器上安装了制冷机来降低焦面的温度,使其达到预期的信噪比,同时可保持焦面温度的稳定性。由于探测器自身与制冷机的功耗大,所以探测器必须采取散热措

施。将探测器封装壳体的端面作为散热面,表面喷涂 KS-Z 白漆,用于排散探测器产生的热量,另外在探测器与成像镜组件之间安装聚酰亚胺隔热垫,用以减少探测器对成像镜的温度影响;探测器与框架上侧冷板通过热管耦合进行辅助散热。冷板的面积为 350 mm×282 mm,表面喷涂 KS-Z 白漆。冷板的面积由下式计算得出:

$$\Phi_{1,2} = A_1 X_{1,2} \sigma (T_1^4 - T_2^4), \quad (1)$$

式中: $\Phi_{1,2}$ 表示物体 1 与物体 2 之间辐射的热量, A_1 表示物体 1 的面积, $X_{1,2}$ 表示物体 1 对物体 2 的视角系数, σ 表示为黑体辐射常数 $5.67 \times 10^{-8} \text{ W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K}^4)$, T_1 为物体 1 的温度, T_2 为物体 2 的温度。计算冷板面积时, $\Phi_{1,2}$ 取 36 W, $X_{1,2}$ 取 1.0, T_1 取 283 K, T_2 取 4 K,代入式(1)得到其面积并规划其尺寸为 350 mm×282 mm。

探测器组件散热路径有 2 条:一是直接通过探测器壳体表面散热;二是通过铝氨热管将热量输出至冷板上。具体的散热途径如图 6 所示。

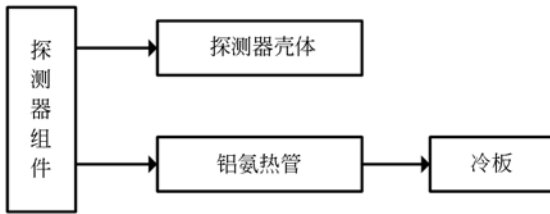


图 6 探测器散热路径
Fig. 6 Thermal path of detector

此外,还需在探测器上设置补偿加热区,用于探测器不工作时的温度补偿。

4.4 电箱的热设计

探测器上安装红外电箱和定标指向电箱。电箱是整个系统中功耗最大的地方,散热是热控系统设计的主要目的^[7-10]。将红外电箱的+X面的1/3作为散热面(将式(1)中 $\Phi_{1,2}$ 取为 12 W, $X_{1,2}$ 取 1.0, T_1 取 283 K, T_2 取 4 K,得其面积为 0.03 m²),表面涂 KS-Z 白漆,同时在除散热面与安装面的其余表面覆盖 20 层多层隔热组件,在与框架的连接处安装聚酰亚胺隔热垫;将定标指向电箱的-X面、-Y面、+Y面、-Z面、+Z面作为散热面(将式(1)中 $\Phi_{1,2}$ 取为 26.7 W, $X_{1,2}$ 取 1.0, T_1 取 283 K, T_2 取 4 K,得其面积为 0.07 m²),表面涂 KS-Z 白漆,在与框架的连接处安装聚酰亚胺

隔热垫。

当电箱不工作时,为了不影响电箱的启动,分别在红外电箱的+Y面、-Y面,定标指向电箱的+X面设置了温度补偿加热,热控措施示意图如图 1 所示。

5 热分析模型及结果

5.1 数学模型

CO₂ 探测仪热分析软件采用的为 I-deas/TMG。根据采取的热控措施与空间环境进行了计算。

探测仪在轨道上运行时,总的能量平衡关系如式(2)所示^[11-12]:

$$Q_1 + Q_2 + Q_3 + Q_4 + Q_5 = Q_6 + Q_7, \quad (2)$$

式中: Q_1 为太阳直射加热量, Q_2 为太阳反照加热量, Q_3 为地球红外加热量, Q_4 为空间背景加热量, Q_5 为卫星内热源热量, Q_6 为卫星向宇宙辐射量, Q_7 为卫星内能变化量。

由式(2)得镜头有:^[13-14]

$$(\alpha_{s_i} S \phi_{1i} + \alpha_{e_i} E_r \phi_{2i} + \epsilon_{e_i} E_e \phi_{3i}) A_i + \sum_{j=1}^N B_{ji} A_j \epsilon_j \sigma T_j^4 + Q_i + \sum_{j=1}^N k_{ij} (T_j - T_i) = A_i (\epsilon_{ii} + \epsilon_{e_i}) \sigma T_i^4 + m_i c_i \frac{dT_i}{d\tau}, \quad (3)$$

式中: A_i 为第 i 表面的表面积; ϕ_{1i} , ϕ_{2i} , ϕ_{3i} 为节点 i 相对于太阳、地球反照和红外辐射的几何角系数; S 为太阳直射平均密度; E_r 为地球表面对太阳的平均反射密度; E_e 为地球表面的平均红外辐射密度; α_{s_i} 为节点 i 太阳吸收率; ϵ_{e_i} 为节点 i 红外半球发射率; B_{ji} 为第 i 表面对其他 j 表面辐射的吸收因子; k_{ij} 为第 i 节点与有关的节点 j 的导热组合参数;方程右边的 ϵ_{ii} 和 ϵ_{e_i} 表示节点本身的发射率,对于在探测仪表面的节点不仅有与内部的辐射换热,还有向空间的热辐射; m_i 为该节点的质量; c_i 为该节点的比热容; τ 为时间。式(3)等号左边第一项表示第 i 面吸收的外热流,包括太阳直射加热、地球反照和红外加热;第二项表示航天器各表面发射的能量被第 i 面吸收的部分;第三项 Q_i 为内热源;第四项为第 i 面与其他表面有导热联系的传热量。等号右边第一项表示第 i 面向内外辐射的热量;第二项表示第 i 面内能的变化。

5.2 热分析工况及结果

探测器的有限元模型如图 7 所示,该模型使用了 7 329 个壳单元,8 037 个网格节点和 105 个热耦合。

根据探测器所处的环境和内热源的工作情况将探测器工作工况分为高温工况、低温工况和低温存储工况。

高温工况:探测器安装面温度为 30°C ,外热流为最大值,内部电子元器件正常工作,热控涂层寿命末期。

低温工况:探测器安装面温度为 0°C ,外热流为最小值,内部电子元器件正常工作,热控涂层寿命初期。

低温存储工况:探测器安装面温度为 0°C ,外

热流为最小值,内部电子元器件全部停止工作,热控涂层寿命初期。

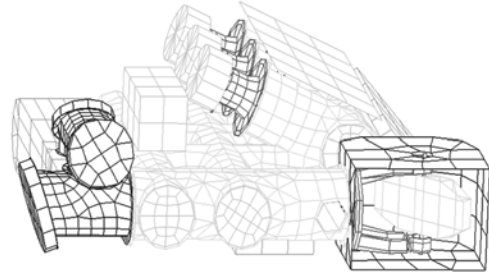


图 7 探测器有限元模型

Fig. 7 Finite element model of detector

根据上述 3 种稳态工况,利用 I-deas/TMG 计算的结果如表 3 所示:

表 3 3 种稳态工况计算结果

Tab. 3 Results of three steady-state cases

($^{\circ}\text{C}$)

工况	光学系统框架	红外电箱	指向电箱	探测器
高温工况	18.1~21.4	32.4~36.5	30.0~30.6	19.0~26.6
低温工况	17.0~20.7	19.5~23.7	15.7~16.4	13.3~18.4
低温存储工况	13.6~16.7	13.8~17.4	15.2~16.0	13.0~18.1

从表 3 中可以看出:高温与低温工况的光学系统框架的温度为 $17.0\sim 21.4^{\circ}\text{C}$;存储工况光学系统框架的温度为 $13.6\sim 16.7^{\circ}\text{C}$;电箱的温度为 $13.8\sim 36.5^{\circ}\text{C}$;探测器的温度为 $13.0\sim 26.6^{\circ}\text{C}$,均满足设计要求。

由此各组件温度均满足热控指标要求,热设计方案可行。

6 试验验证

热试验是对热分析的补充与验证^[15-17]。热试验获取的结果是 CO_2 探测器实际工作状态下的温度数据。通过热试验可以对热分析模型进行修正,提高数值分析的正确性,为优化热设计提供指导。

6.1 试验方案

验证试验采用空间环境模拟器模拟太空环境,采用红外加热笼模拟外热流。试验装置如图 8 所示,主要由二氧化碳探测器、卫星平台、红外加热笼、温度测量系统、温度控制系统、电源、空间环境模拟器等组成。探测器热平衡试验实物图如图 9 所示,主要由二氧化碳探测器、空间环境模拟器、红外加热笼和卫星平台等组成。

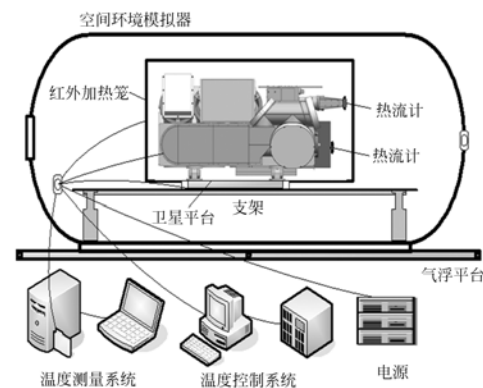


图 8 热试验装置图

Fig. 8 Figure of thermal test equipment

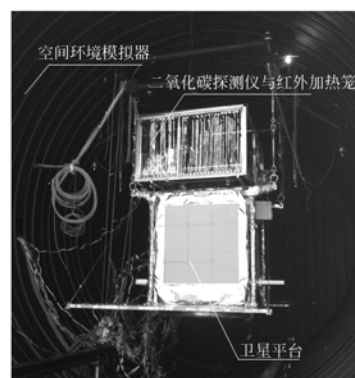


图 9 CO_2 探测器热平衡试验图

Fig. 9 Figure of thermal balance test for CO_2 detector

6.2 试验结果与分析

对应于热分析的工作模式,热试验工况分为

稳态高温工况、稳态低温工况和低温存储工况。

各个工况的试验数据如表 4 所示。

表 4 热平衡试验中各个部分温度值

Tab.4 Temperature values of detector in thermal balance test (°C)

工况	光学系统框架	红外电箱	指向电箱	探测器组件
高温稳态	18.5~20.3	33.5~34.5	28.4~29.4	18.5~23.3
低温稳态	17.0~19.6	22.0~22.9	15.0~15.4	15.0~16.5
低温存储	14.1~15.8	14.8~15.1	14.8~15.1	13.8~15.1

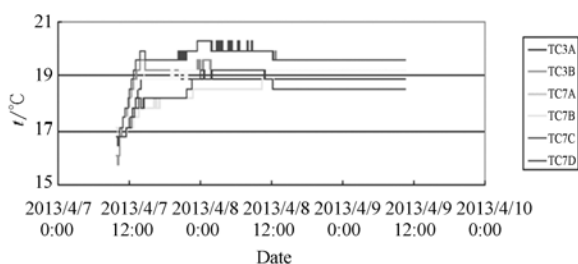


图 10 高温稳态主体框架温度曲线

Fig. 10 Temperature curves for main frame at high-temperature steady-state case

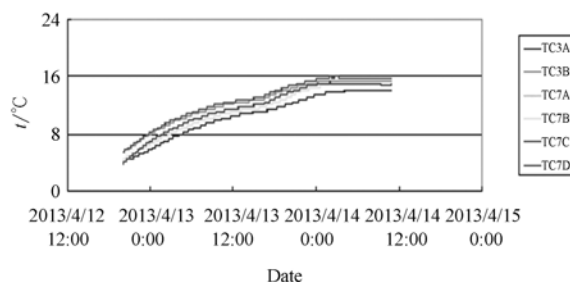


图 12 低温存储主体框架温度曲线

Fig. 12 Temperature curves for main frame at cryogenic storage steady-state case

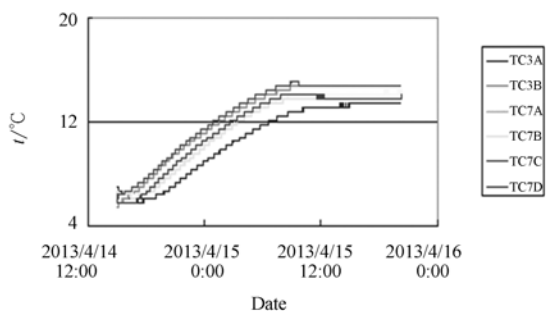


图 11 低温稳态主体框架温度曲线

Fig. 11 Temperature curves for main frame at low-temperature steady-state case

由上述试验数据与图 10~12 温度曲线可以得到:

1)光学系统框架的温度代表了探测仪光学系统的温度水平,其温度为 14.1~20.3 °C,符合热控指标;

2)电箱的温度为 14.8~34.5 °C,满足热控指标要求;

3)探测器的温度为 13.8~23.3 °C,满足热控指标。

综上,探测仪各部分温度均符合热控指标,热

控方案合理可行。

7 结 论

本文根据二氧化碳探测仪所处的空间环境、结构特点和工作模式,采用被动热控和主动热控相结合的方法,对其进行了详细的热控系统设计。

通过热分析计算与热平衡试验得到如下结果:热分析表明高温工况光学系统框架温度水平为 18.1~21.4 °C,低温工况光学系统框架温度水平 17.0~20.7 °C,存储工况光学系统框架温度水平 13.6~16.7 °C,均满足热控指标;热试验中高温工况光学系统框架温度水平为 18.5~20.3 °C,低温工况光学系统框架温度水平为 17.0~19.6 °C,存储工况光学系统框架温度水平为 14.1~15.8 °C,与热分析结果一致,满足热控指标要求。相关实验得出如下结论:在探测仪的热设计中运用了成熟的热控技术,通过优化设计及组织,合理地配置了热控元件,不仅可靠度高而且实施工艺强;解决了单轨多姿态条件下的瞬态外热流计算难题,确定了用于热设计的极端工况;采用热管、冷板的散热方式,对于红外探测器的散热十分有

利,解决了探测器单轨工作时间长且内热源功耗大的等问题。本文的研究方法对于二氧化碳探测

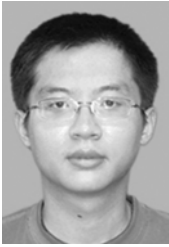
仪等类似航天产品的热设计具有指导与参考意义。

参考文献:

- [1] 闻斋. 世界首颗专用温室气体观测卫星升空[J]. 国际太空, 2009, 3: 10-11.
WEN ZH. World's first dedicated greenhouse gases observing satellite launch[J]. *Space International*, 2009, 3: 10-11. (in Chinese)
- [2] Earth Science Reference Handbook. OCO Orbiting Carbon Observatory [M/OL]. [2013-09-15]. <http://atrain.nasa.gov/publications/oco.pdf>.
- [3] 曲艺. 大气光学遥感监测技术现状与发展趋势[J]. 中国光学, 2013, 6(6): 834-840.
QU Y. Technical status and development tendency of atmosphere optical remote and monitoring[J]. *Chinese Optics*, 2013, 6(6): 834-840. (in Chinese)
- [4] 王维, 董吉洪, 孟庆宇. 火星探测可见光遥感相机的发展现状与趋势[J]. 中国光学, 2014, 7(2): 208-214.
WANG W, DONG J H, MENG Q Y. Current status and developing tendency of visible spectral remote sensing camera for mars observation[J]. *Chinese Optics*, 2014, 7(2): 208-214. (in Chinese)
- [5] 王丹, 魏强, 刘海, 等. 空间环境防护型薄膜评述[J]. 材料导报 A 综述篇, 2011, 25(5): 28-32.
WANG D, WEI Q, LIU H, et al.. Review on protective thin films for space environments in spacecraft applications [J]. *Materials Review*, 2011, 25(5): 28-32. (in Chinese)
- [6] 匡正, 苏艳梅, 杨德庄, 等. 两种确定热控涂层性能退化模型参数的组合优化算法[J]. 智能计算机与应用, 2011, 8: 6-9.
KUANG ZH, SU Y M, YANG D ZH, et al.. Two combinatorial optimizing algorithms to determine the parameters of degenerating models of thermal control coats on spacecrafts [J]. *Intelligent Computer and Applications*, 2011, 8: 6-9. (in Chinese)
- [7] 关奉伟, 刘巨. 空间光学遥感器大功率控制电箱的热设计[J]. 中国光学, 2013, 6(6): 919-929.
GUAN F W, LIU J. Thermal design of high electronic control cabinet of space optical remote sensor[J]. *Chinese Optics*, 2013, 6(6): 919-929. (in Chinese)
- [8] 陈立恒, 徐抒岩. 高分辨率空间相机电控箱热设计[J]. 光学精密工程, 2011, 19(1): 69-76.
CHEN L H, XU SH Y. Thermal design of electric controller for high-resolution space camera[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2011, 19(1): 69-76. (in Chinese)
- [9] 陈立恒, 吴清文, 罗志涛, 等. 空间相机电子设备热控系统设计[J]. 光学精密工程, 2009, 17(9): 2145-2152.
CHEN L H, WU Q W, LUO ZH T, et al.. Thermal control of high-power focal plane apparatus [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2009, 17(9): 2145-2152. (in Chinese)
- [10] 郭亮, 吴清文, 曹启鹏, 等. 空间相机电控机箱的热设计及仿真分析[J]. 中国光学, 2011, 4(2): 129-138.
GUO L, WU Q W, CAO Q P, et al.. Thermal design and simulation analysis of electronic controlling cabinet in space camera [J]. *Chinese Optics*, 2011, 4(2): 129-138. (in Chinese)
- [11] 王厚华. 传热学[M]. 重庆: 重庆大学出版社, 2008.
WANG H H. *Heat Transfer*[M]. Chongqing: Chongqing University Press, 2008. (in Chinese)
- [12] 杨世铭, 陶文铨. 传热学[M]. 北京: 高等教育出版社, 2010.
YANG SH M, TAO W Q. *Heat Transfer*[M]. Beijing: Higher Education Press, 2010. (in Chinese)
- [13] 侯增祺, 胡金刚. 航天器热控制技术——原理及其应用[M]. 北京: 中国科学技术出版社, 2007.
HOU Z Q, HU J G. *Spacecraft Thermal Control Technology-Principles and Applications* [M]. Beijing: China Science and Technology Press, 2007. (in Chinese)
- [14] 李书胜, 吴清文, 杨献伟, 等. 月基探测器热设计和计算机仿真[J]. 计算机工程与设计, 2011, 32(6): 2083-2087.
LI SH SH, WU Q W, YANG X W, et al.. Thermal design and computer simulation for moon-landed explorer[J]. *Computer Engineering and Design*, 2011, 32(6): 2083-2087. (in Chinese)
- [15] 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)
- [16] 陈立恒, 吴清文, 刘伟奇, 等. 空间摄像机热控系统设计[J]. *光学精密工程*, 2012, 20(3): 556-562.
- CHEN L H, WU Q W, LIU W Q, *et al.*. Thermal design for space cameras [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2012, 20(3): 556-562. (in Chinese)
- [17] 范含林, 文耀善. 航天器热平衡试验技术综述[J]. *航天器环境工程*, 2007, 24(2): 63-68.
- FAN H L, WEN Y P. Review on the thermal balance test for spacecraft [J]. *Spacecraft Environment Engineering*, 2007, 24(2): 63-68. (in Chinese)

作者简介:



李毅(1987—),男,江苏无锡人,博士研究生,主要从事空间光学遥感器热控技术研究。E-mail: gtly12345@163.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年于中科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研究和空间光学遥感器热控技术研究。E-mail: wuqw@ciomp.ac.cn

(版权所有 未经许可 不得转载)