

# 复杂外热流条件下红外探测器组件热设计

李 强<sup>1,2</sup>, 陈立恒<sup>1</sup>

(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:** 为实现在复杂外热流条件下对 CO<sub>2</sub> 探测仪红外探测器组件温度的有效控制, 对其进行了详细的热设计。对红外探测器周围外热流进行分析, 确定了其散热面位置。基于红外探测器所处空间热环境以及自身高功耗、低热控指标的特点, 提出热设计方案。对红外探测器组件有限元模型进行了热分析计算, 得到各个转角姿态下的红外探测器组件的温度范围为 -31.8~-26.9 °C, 计算结果满足设计要求。通过 CO<sub>2</sub> 探测仪热平衡试验对热设计进行了验证, 试验中红外探测器组件的温度范围为 -32.6~-30.1 °C, 试验结果与计算结果基本一致, 满足热控指标要求, 说明热设计方案在复杂外热流条件下合理可行, 具有较好的适应性。

**关键词:** 热设计; 红外探测器; 外热流; 散热; 热分析计算

中图分类号: TN102 文献标志码: A DOI: 10.3788/IRLA201645.0904002

## Thermal design of infrared detector components in complex heat flux

Li Qiang<sup>1,2</sup>, Chen Liheng<sup>1</sup>

(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)

**Abstract:** In order to effectively control the temperature of infrared detectors on carbon dioxide under complex heat flux, detailed thermal design was presented. According to the analysis of heat flux around the infrared detectors, positions of heat dissipation surfaces were confirmed. Based on the space thermal environment and the characteristics of complex heat flux, high power consumption and low thermal control index, the thermal solutions of infrared detectors were proposed. The thermal analytic calculation of the finite element model was carried out, and the temperature range of the infrared detectors was -31.8 °C to -26.9 °C in different postures of angle, the results met the design requirements. A thermal balance test of carbon dioxide was actualized to verify the thermal design, the temperature of the infrared detectors was from -32.6 °C to -30.1 °C. These results conform with the calculated ones and meet the thermal controlling requirements, the thermal design is reasonable and adaptable in complex heat flux.

**Key words:** thermal design; infrared detector; heat flow; heat dissipation; thermal analytic calculation

收稿日期: 2016-01-11; 修订日期: 2016-02-21

基金项目: 国家高技术研究发展计划(2013AA122001)

作者简介: 李强(1990-), 男, 硕士生, 主要从事空间光学遥感器热设计及热试验方面的研究。Email: Li\_qiang119@163.com

导师(通讯作者)简介: 陈立恒(1979-), 男, 研究员, 硕士生导师, 博士, 主要从事空间光学遥感器热控技术方面的研究。

Email: chenliheng3@163.com

## 0 引言

空间光学遥感技术的发展牵动着一个国家科技实力、经济实力、国防实力的提升,对一个国家综合实力的发展有着不可替代的重要意义。近年来空间光学遥感领域得到快速和较好发展,该项技术在世界范围内日趋成熟,应用也越来越广泛。而红外探测器<sup>[1]</sup>作为空间光学遥感仪器的核心部件,其技术发展制约着整个空间光学遥感的水平,是各国争相发展的关键技术。目前国外已经就资源、海洋、环境、气象、红外侦察和红外预警等多类型、高性能的红外光学遥感器进行了研制<sup>[2]</sup>,我国正加快脚步发展高空间分辨率红外光学遥感器,提出了“全球 CO<sub>2</sub> 监测科学试验卫星与应用示范”项目计划,开展 CO<sub>2</sub> 的空间观测研究。

信噪比是空间光学遥感器分辨率的决定因素,其受空间热环境的影响较大,一般为满足观测需要,许多空间光学遥感器的部件必须在低温环境中工作,以满足信噪比要求<sup>[3]</sup>。因此,针对空间光学遥感器的热控工作十分必要。空间光学遥感器的热控制大多采用热隔离、热疏导、热补偿的方式进行设计<sup>[4-5]</sup>。吴清文等人在针对多姿态变化相机中 CCD 焦面组件的热设计中,利用热开关技术控制双辐射冷板实施冷却取得了一些效果<sup>[6]</sup>,但热开关技术目前在国内航天器热设计中还未得到实用化;James 等人采用 STOP 模式设计分析了日本 MTSAT-1R 气象卫星的成像仪,但由于所做的热设计需要与结构和光学分析结合,设计过程十分复杂<sup>[7]</sup>。

文中研究的 CO<sub>2</sub> 探测仪为该试验卫星主要载荷,探测仪为舱外设备,受空间热环境影响大,由于探测仪的红外探测器组件内热源功耗大、在轨工作时间长、卫星轨道姿态多变,热控指标较低等,这些都给热分析和热设计增加了难度<sup>[8]</sup>。根据以上设计难点,文中针对复杂外热流条件下的 CO<sub>2</sub> 探测仪红外探测器组件进行了详细的热设计,利用有限元仿真软件 I-DEAS/TMG 进行热分析计算,并开展了 CO<sub>2</sub> 探测仪热平衡试验,验证热设计的正确性与可行性。

## 1 红外探测器组件概述

### 1.1 红外探测器组件位置

CO<sub>2</sub> 探测仪上的红外探测器组件分为 1 610 nm

和 2 060 nm 两个波段,与 760 nm 波段可见探测器相邻,红外探测器组件下方为红外成像电箱,斜后方为定标与指向电箱。考虑到红外探测器组件与后方的成像镜组件存在连接关系,在结构设计中利用双层钛合金隔热安装,消除了红外探测器组件内热源对成像镜组件温度的影响。探测仪的坐标系与碳卫星的坐标系相同,+X 向为卫星飞行方向,+Z 向为对地方向,+Y 向由右手定则确定,红外探测器组件的位置及探测仪坐标系如图 1 所示。

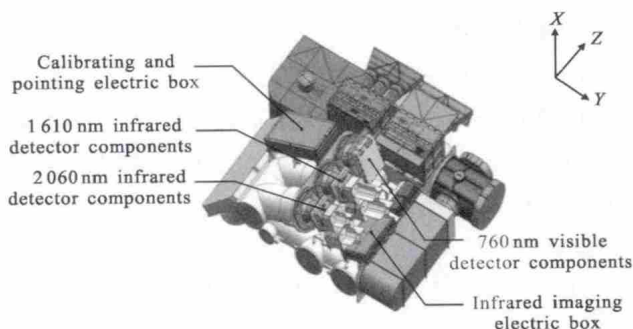
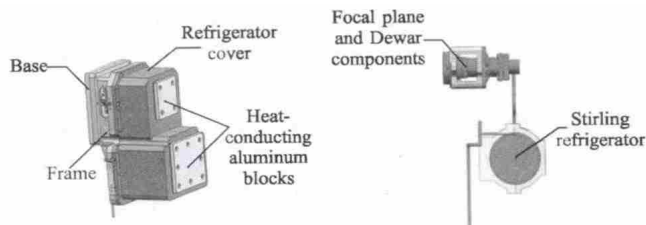


图 1 红外探测器组件位置及探测仪坐标系定义

Fig.1 Position of infrared detectors components and definition for coordinate system of the detector

### 1.2 红外探测器组件结构

红外探测器组件外部由制冷机外罩、框架、底座以及导热铝块组成,内部由焦平面、杜瓦组件以及斯特林制冷机等组成,如图 2 所示。探测器焦平面封装在真空杜瓦组件中,制冷机通过杜瓦组件冷却焦平面,使之能够保持在低温(80 K)下工作。制冷机为分置式制冷机,上端为膨胀机,下端为压缩机,功耗在 4.5~6.5 W 之间,长期工作,为探测器组件的主要内热源。制冷机前端的导热铝块将制冷机的一部分热量导出。



(a) 红外探测器组件外部结构 (b) 红外探测器组件内部结构  
(a) Exterior structure of infrared detectors (b) Interior structure of infrared detectors

图 2 红外探测器组件结构示意图

Fig.2 Structural scheme of infrared detectors components

## 2 外热流分析

### 2.1 卫星姿态及观测模式

根据碳卫星的观测需要, 对其主平面观测角度进行调整, 共设定了 4 个旋转角度, 分别为绕对地轴 Z 轴旋转  $0^\circ$ 、 $30^\circ$ 、 $45^\circ$  和  $90^\circ$ 。从碳卫星的工作任务考虑, 卫星主要有耀斑观测和主平面天底观测两种基本观测模式, 以及在上述两种基本观测模式上进行 +Z 方向的对日定标观测。

### 2.2 外热流计算

分析空间外热流大小和变化规律是空间热设计的重要输入条件, 正确分析载荷所受的外热流是精确进行热分析计算、合理布置热控制方案和在热实验中准确模拟外热流的重要保障<sup>[9]</sup>。因此, 在热设计时需要对外星的外热流进行计算和分析。

卫星所处轨道为太阳同步轨道, 轨道高度 700 km, 轨道倾角约为  $98^\circ$ , 根据卫星飞行轨道参数、观测模式以及节点网络法相关原理<sup>[10]</sup>, 利用 NEVADA 软件计算在冬至时刻不同转角姿态下各个工作模式到达卫星载荷的平均到达外热流密度, 计算结果如表 1 所示, 同时绘制了如图 3 所示的冬至时刻平均到达外热流随着不同转角姿态的变化曲线。

表 1 冬至时刻  $\text{CO}_2$  探测仪各表面到达的平均外热流密度(单位:  $\text{W}/\text{m}^2$ )

Tab.1 Available average heat flow density of carbon dioxide detector at the winter solstice(Unit:  $\text{W}/\text{m}^2$ )

| Winter solstice |         | +X     | −Y     | +Y     | −Z     | +Z     |
|-----------------|---------|--------|--------|--------|--------|--------|
| Turn 0°         | Glint   | 92.63  | 87.36  | 84.97  | 165.20 | 486.00 |
|                 | Glint+Z | 103.50 | 95.93  | 132.32 | 164.77 | 568.62 |
|                 | Nadir   | 45.94  | 90.62  | 81.11  | 403.65 | 349.10 |
|                 | Nadir+Z | 55.81  | 93.32  | 85.59  | 404.52 | 426.42 |
| Turn 30°        | Glint   | 138.09 | 111.60 | 229.76 | 157.86 | 475.78 |
|                 | Glint+Z | 159.57 | 112.82 | 205.23 | 159.89 | 558.81 |
|                 | Nadir   | 82.42  | 78.88  | 242.11 | 394.90 | 340.10 |
|                 | Nadir+Z | 101.69 | 80.03  | 249.04 | 397.18 | 414.29 |
| Turn 45°        | Glint   | 127.41 | 124.50 | 314.08 | 160.43 | 476.20 |
|                 | Glint+Z | 148.84 | 125.77 | 290.37 | 162.44 | 559.91 |
|                 | 天底      | 83.09  | 78.12  | 338.26 | 397.41 | 340.90 |
|                 | Nadir+Z | 125.38 | 79.87  | 347.68 | 399.12 | 396.63 |
| Turn 90°        | Glint   | 92.82  | 130.29 | 845.82 | 162.58 | 480.10 |
|                 | Glint+Z | 114.20 | 132.87 | 731.21 | 167.15 | 552.08 |
|                 | Nadir   | 88.40  | 77.21  | 814.31 | 402.48 | 344.00 |
|                 | Nadir+Z | 88.54  | 76.70  | 827.26 | 396.68 | 344.7  |

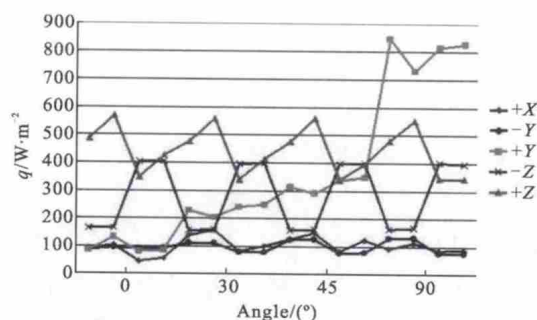


图 3 冬至时刻平均到达外热流随不同转角姿态的变化

Fig.3 Available average heat flow versus different corner attitudes at the winter solstice

由于  $\text{CO}_2$  探测仪 -X 向为安装面, 因此计算时不考虑这一方向的外热流密度。根据表 1 外热流计算结果和随转角变化的曲线可以看出, 各个转角姿态到达  $\text{CO}_2$  探测仪 +X 向和 -Y 向的外热流都较小; 到达载荷 +Y 向的外热流在  $0^\circ$  转角姿态下最小, 随着旋转角度的增加而增大, 在  $90^\circ$  转角姿态下达到最大, 随转角变化较大, 而红外探测器组件温度受这一方向外热流的影响较大, 从而导致其温度控制很难达到指标要求; 到达载荷 -Z 向和 +Z 向的外热流较大, 但随旋转角度变化不明显, 基本保持不变。综合上述分析, 可以考虑把红外探测器组件的散热面设置在外热流密度较小的 +X、-Y 这两个方向。

## 3 热设计

红外探测器组件属于舱外设备, 受空间热环境的影响较大, 周围外热流变化规律复杂, 致使斯特林制冷机允许的环境温度超出规定温度; 长期工作时, 斯特林制冷机耗散电功率产生的焦耳热与压缩功和膨胀功产生的热量不能及时向外传递, 会降低制冷效率造成探测器不能在规定温度下工作, 使得探测器信噪比减小, 影响成像质量; 为满足探测器信噪比要求, 将制冷机外罩内部的热控目标设定为  $-30 \pm 4^\circ\text{C}$ 。针对以上红外探测器组件热设计的难点, 提出被动热控和主动热控相结合的热设计方案。

### 3.1 被动热控

为保证制冷机产生的热量尽快散出, 首先对红外探测器组件进行被动热控设计。设计时制冷机外罩内表面采用阳极氧化发黑处理, 并在外罩两侧端面 and 框架外表面加开散热面, 其中, 制冷机外罩侧端

面喷涂 SR107-ZK 白漆作为散热面, 散热面积为  $78\,812\text{ mm}^2$ ; 框架和底座粘贴 F46 膜作为散热面, 散热面积为  $44\,808\text{ mm}^2$ 。

针对红外探测器组件周围外热流变化复杂导致其散热困难的问题, 热设计中采取了辐射冷板和扩热板同时对探测器组件进行散热。辐射冷板架设在红外探测器组件的后方, 冷板面积  $400\text{ mm} \times 400\text{ mm}$ , 表面喷涂 SR107-ZK 白漆来增大散热效果, 通过两根  $\Phi 10\text{ mm}$  铝氨槽道热管与红外探测器组件制冷机外罩表面相连, 冷板与主体框架采用聚酰亚胺隔热垫进行隔热安装, 冷板与热管、热管与外罩之间进行导热安装, 在冷板的下方埋设两根同种热管来保证冷板温度的均匀性; 扩热板架设在两红外探测器组件的前端面, 面积为  $190\text{ mm} \times 180\text{ mm}$ , 与制冷机外罩的前端面导热安装, 扩热板 -Y 向喷涂 SR107-ZK 白漆增大散热效果, +Y 向包覆多层隔热组件进行热隔离, 以减小 +Y 向外热流以及下方红外电箱对探测器组件的影响, 图 4 为冷板及热管安装示意图。

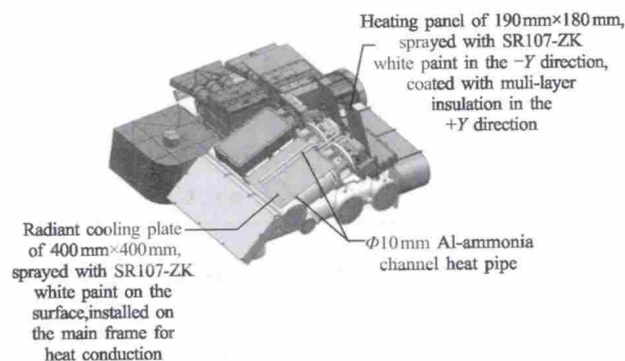


图 4 冷板及热管安装图

Fig.4 Scheme of cold plates and heat pipes

### 3.2 主动热控

主动热控是在被动热控的基础上进一步提高并维持红外探测器组件温度水平的热设计方法, 一般采取热补偿的方式控制温度合理分布。利用主动加热回路对红外探测器组件进行温度补偿, 回路采用温度继电器进行闭环控制, 当温度低于热控指标时, 回路连接, 加热片工作; 温度达到热控指标时, 回路断开, 加热片停止工作。热设计中在红外探测器组件制冷机外罩内表面粘贴聚酰亚胺薄膜型加热片, 如图 5 所示, 在探测器不工作时对其进行温度补偿。

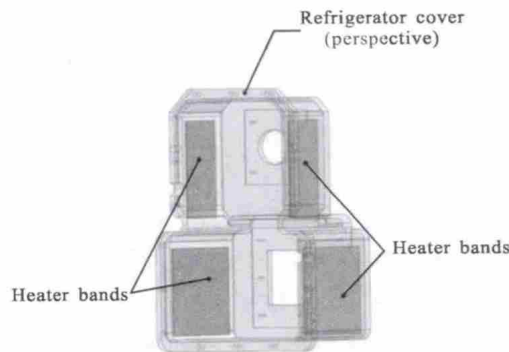


图 5 红外探测器组件加热片布置

Fig.5 Scheme of heaters for infrared detectors

### 3.3 传热路径

由于制冷机的膨胀机与杜瓦组件外壳自成一, 红外探测器组件工作时, 膨胀机产生的热量通过热传导的方式传递到杜瓦组件外壳上。热设计中, 将制冷机与杜瓦组件考虑为一个组合体, 组合体的热量有三种方式排散到外部空间: 第一种是通过辐射方式直接传递到探测器组件布置的散热面, 利用散热面将热量辐射到外部空间; 第二种是通过与制冷机连接的导热铝块将热量传导到安装在前端的扩热板, 后者将热量辐射到外部空间; 最后一种是热量通过散热面传导到热管, 热管将热量传导到探测器组件后方的辐射冷板, 并最终辐射到外部空间。红外探测器组件热设计的传热路径如图 6 所示, 图中实线为导热路径, 虚线为辐射路径。

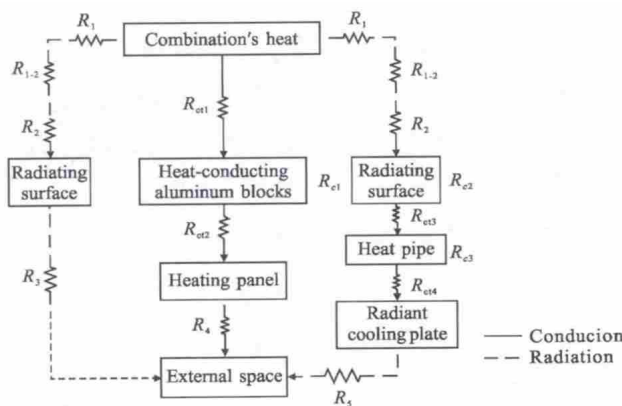


图 6 红外探测器组件热设计传热路径

Fig.6 Heat transfer path of thermal design for infrared detectors

如图 6 所示, 由于散热面就设置在探测器组件外壳上, 因此忽略了 3 种传热路径之间的影响。传热路径上的热阻包括导热热阻与辐射热阻, 可以根据不同的公式计算得出<sup>[11]</sup>。导热热阻分为材料本身的传导热阻以及两种材料接触面之间的接触热阻, 计

算公式分别为:

$$R_c = \frac{\delta}{A_c \cdot \lambda} \quad (1)$$

$$R_{ct} = \frac{1}{K \cdot A_{ct}} \quad (2)$$

式中:  $R_c$  为材料的传导热阻;  $R_{ct}$  为接触面的接触热阻;  $\delta$  为热量传递方向的长度;  $A_c$  为截面积;  $\lambda$  为材料导热率;  $A_{ct}$  为名义接触面积;  $K$  为接触导热系数; 辐射热阻分为表面辐射热阻和空间辐射热阻, 计算时假定在封闭空间内进行辐射换热, 且表面属性按灰体处理。表面  $i$  的表面辐射热阻  $R_i$  和与表面  $j$  之间的空间辐射热阻  $R_{i-j}$  的计算公式<sup>[12]</sup>为:

$$R_i = \frac{1 - \varepsilon_i}{\varepsilon_i \cdot A_i} \quad (3)$$

$$R_{i-j} = \frac{1}{A_i \cdot F_{i-j}} \quad (4)$$

式中:  $\varepsilon_i$  为表面  $i$  的红外半球发射率;  $A_i$  为表面  $i$  表面积;  $F_{i-j}$  为表面  $i$  到表面  $j$  的视角系数。

## 4 热分析计算

### 4.1 建立热仿真模型

空间光学遥感器热设计中, 在建立仿真模型时, 往往不是网格越多越好, 相反, 一些零件的网格如果划分的过于细致, 会降低热分析计算的效率。因此, 在不影响传热路径的情况下, 应当尽量忽略不关注热分布的零件, 采用设置热耦合的方式简化结构。

根据提出的热设计方案, 利用有限元仿真软件 I-DEAS /TMG 建立整星的热模型, 因 CO<sub>2</sub> 探测仪结构为薄板结构, 故选取单元类型为壳单元, 壳单元厚度按照等效体积法计算。模型共设置了 186 个热耦合, 手动划分了 8 265 个壳单元, CO<sub>2</sub> 探测仪的热模型如图 7 所示。

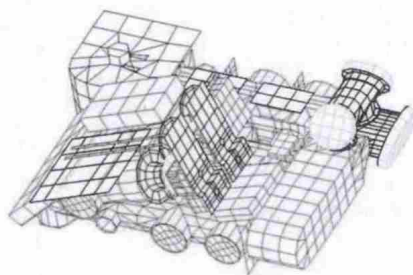


图 7 CO<sub>2</sub> 探测仪热分析模型

Fig.7 Thermal analytic model of carbon dioxide detector

### 4.2 工况

仿真计算中考虑卫星的两个极端工况, 分别是冬至时刻的成像高温工况和夏至时刻的成像低温工况, 成像高温及低温工况的具体参数如下。

成像高温工况: (1) 太阳常数取最大值 1 412 W/m<sup>2</sup>; (2) 多层面膜寿命末期, 性能参数为  $\alpha_s/\varepsilon=0.36/0.69$ ; (3) 探测仪按照在轨工作模式工作, 每轨工作 45 min; (4) 星上仪器安装界面安装点温度 20 °C; (5) 主动热控工作(要求满足工作温度指标)。

成像低温工况: (1) 太阳常数取最小值 1 322 W/m<sup>2</sup>; (2) 多层面膜寿命初期, 性能参数为  $\alpha_s/\varepsilon=0.15/0.69$ ; (3) 探测仪按照在轨工作模式工作, 每轨工作 45 min; (4) 星上仪器安装界面安装点温度 10 °C; (5) 主动热控工作(要求满足工作温度指标)。

### 4.3 计算结果

考察红外探测器组件热设计方案的温控能力, 利用仿真软件计算红外探测器组件在高、低温工况下, 4 种卫星转角姿态各个工作模式红外探测器组件的温度结果。所有转角姿态计算温度结果如表 2 所示。

表 2 高温、低温工况下各个转角姿态红外探测器组件的温度值(单位: °C)

Tab.2 Temperatures of infrared detectors in high-temperature and low-temperature case for all the corner postures(Unit: °C)

| Case                          | Corner   | Glint       | Glint +Z    | Nadir       | Nadir +Z    |
|-------------------------------|----------|-------------|-------------|-------------|-------------|
| High-temperature imaging case | Turn 0°  | -31.1--28.4 | -31.1--28.1 | -31.2--28.3 | -31.1--28.0 |
|                               | Turn 30° | -31.0--28.2 | -31.1--27.8 | -31.2--28.8 | -31.1--28.6 |
|                               | Turn 45° | -31.2--28.1 | -31.2--28.2 | -31.1--28.4 | -31.2--28.1 |
|                               | Turn 90° | -30.7--27.9 | -31.9--26.9 | -31.7--27.5 | -31.2--27.7 |
| Low-temperature imaging case  | Turn 0°  | -31.1--29.0 | -31.1--28.9 | -31.7--27.9 | -31.2--27.1 |
|                               | Turn 30° | -31.1--29.0 | -31.2--28.9 | -31.8--28.9 | -31.1--28.9 |
|                               | Turn 45° | -31.0--28.8 | -31.1--28.6 | -31.8--28.9 | -31.1--28.9 |
|                               | Turn 90° | -31.1--27.6 | -31.2--27.5 | -31.2--27.9 | -31.2--27.2 |

从表 2 的温度结果来看, 高温和低温工况各个转角姿态的红外探测器组件的温度都满足 -30 °C±4 °C

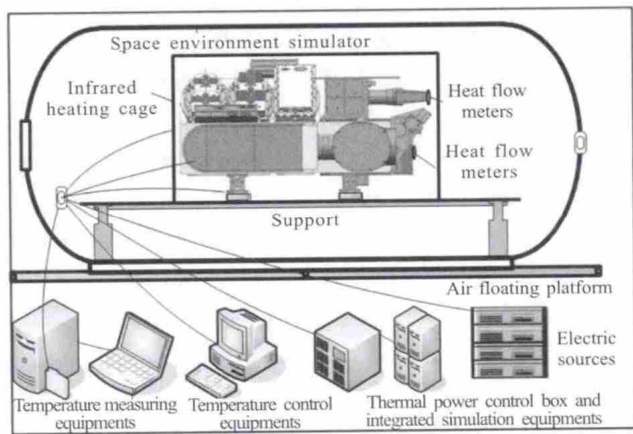
的热控指标,热分析计算的结果表明:热设计方案满足热控要求。

## 5 热平衡试验

为验证热设计的正确性与可行性,以及热分析计算的准确性,需要开展地面真空环境下的热平衡试验,利用获得的试验数据修正热分析模型,指导后面的优化设计工作。

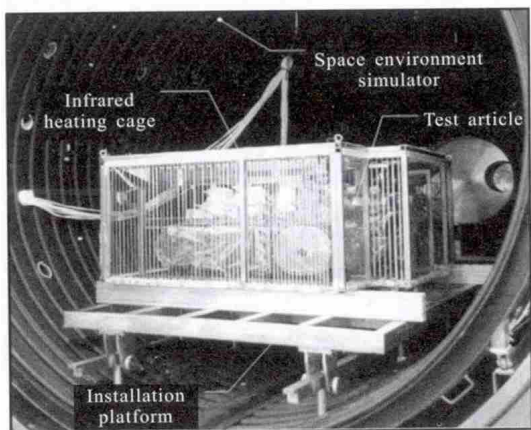
### 5.1 试验方案

CO<sub>2</sub>探测仪的热平衡试验利用空间环境模拟器模拟所处的太空环境,外热流则采用红外加热笼进行模拟。其他试验装置有卫星平台模拟装置、温度测量设备、温度控制设备、热控电箱及综合仿真设备、电源等,热平衡试验的装置示意图及试验现场如图8所示。



(a) 热平衡实验装置图

(a) Thermal balance test equipment



(b) CO<sub>2</sub>探测仪热平衡试验现场

(b) Thermal balance test site of CO<sub>2</sub> detector

图8 热平衡试验装置及现场

Fig.8 Thermal balance test equipment and site

### 5.2 试验结果

根据外热流分析时各个姿态角度中最大外热流和最小外热流的值模拟热平衡试验的外热流输入条件,并将试验工况分为高温成像与低温成像两个极端工况,红外探测器组件在两工况下的温度数据曲线如图9、图10所示。

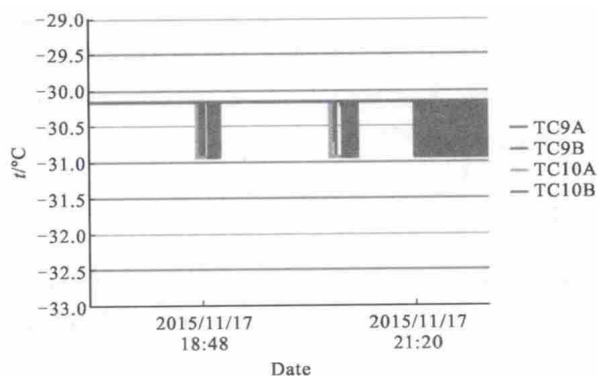


图9 高温成像工况红外探测器组件温度曲线

Fig.9 Temperature curves of infrared detectors in high-temperature imaging case

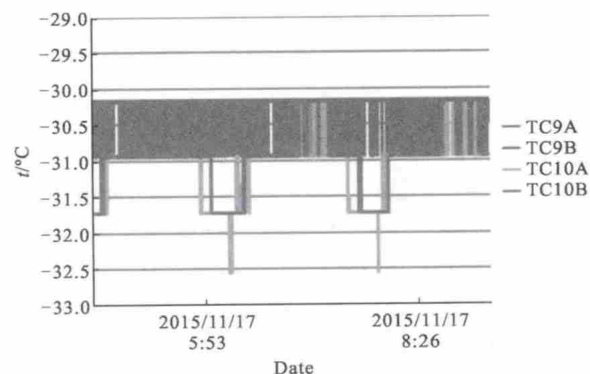


图10 低温成像工况红外探测器组件温度曲线

Fig.10 Temperature curves of infrared detectors in low-temperature imaging case

由图9、图10所示的温度曲线可知:高温成像工况红外探测器组件温度范围为-30.9~-30.1℃,低温成像工况红外探测器组件的温度范围为-32.6~-30.2℃,均满足热控指标。

## 6 结论

从分析外热流变化规律这个热控基本输入条件入手,利用分析结果指导热控设计方案实施,是空间光学遥感器热控系统设计的有效方法。文中在分析红外探测器组件复杂外热流变化规律的基础上,针

对其自身结构、工作模式的特点,提出热设计方案,利用有限元仿真软件对红外探测器组件进行热分析计算,再通过热平衡试验验证热设计的正确性及热分析计算的准确性,计算和试验的结果均满足热控指标,说明热设计方案在复杂外热流条件具有较好的适应性。

热分析计算结果与热平衡试验结果存在一定偏差,需要在后续工作中对热分析模型进行修正,使计算结果更加接近试验结果,为精确预测在轨红外探测器组件温度提供保障。

### 参考文献:

- [1] Gong Haimei, Shao Xiumei, Li Xiangyang, et al. Advanced technology and application of spaceborne infrared detectors [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2012, 41(12): 3129–3140. (in Chinese)  
龚海梅, 邵秀梅, 李向阳, 等. 航天先进红外探测器组件技术及应用[J]. 红外与激光工程, 2012, 41(12): 3129–3140.
- [2] Liu Zhaojun, Zhou Feng, Li Yu. Demands analysis of IR detectors for space remote sensor [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2008, 37(1): 25–29. (in Chinese)  
刘兆军, 周峰, 李瑜. 航天光学遥感器对红外探测器的需求分析[J]. 红外与激光工程, 2008, 37(1): 25–29.
- [3] Chen Entao, Lu E. Thermal control technique of space optical remote sensor [J]. *OME Information*, 2000, 17(12): 12–16. (in Chinese)  
陈恩涛, 卢钊. 空间光学遥感器的热控技术 [J]. 光机电信息, 2000, 17(12): 12–16.
- [4] Guo Liang, Wu Qingwen, Huang Yong, et al. Application of thermal management technique to thermal control for ultraviolet imaging spectrometers [J]. *Optics and Precision Engineering*, 2014, 22(7): 1877–1885. (in Chinese)  
郭亮, 吴清文, 黄勇, 等. 热管理技术在紫外成像光谱仪热控制中的应用[J]. 光学 精密工程, 2014, 22(7): 1877–1885.
- [5] Chen Liheng, Li Yanchun, Luo Zhitao, et al. Thermal design and testing of CCD for space camera [J]. *Optics and Precision Engineering*, 2011, 19(9): 2117–2122. (in Chinese)  
陈立恒, 李延春, 罗志涛, 等. 空间相机大功率 CCD 器件的热设计与热试验 [J]. 光学 精密工程, 2011, 19(9): 2117–2122.
- [6] Han Dong, Wu Qingwen, Lu E, et al. Thermal design of CCD focal plane assemblies for attitude-varied space cameras [J]. *Optics and Precision Engineering*, 2009, 17(11): 2665–2671. (in Chinese)  
韩冬, 吴清文, 卢钊, 等. 多姿态变化相机中 CCD 焦面组件的热设计[J]. 光学 精密工程, 2009, 17(11): 2665–2671.
- [7] Bell Jr James L, Milutin Pavlov. Design and analysis of a beryllium three-mirror anastigmat telescope for the Japanese advanced meteorological imager(JAMI)[C]//International Asia Pacific Environmental Remote Sensing Symposium 4th: Remote Sensing of the Atmosphere Ocean Environment and Space, 2004.
- [8] Li Yi, Wu Qingwen, Chen Liheng, et al. Thermal control system of carbon dioxide detection instrument[J]. *Optics and Precision Engineering*, 2015, 23(4): 1053–1061. (in Chinese)  
李毅, 吴清文, 陈立恒, 等. 二氧化碳探测仪的热控系统 [J]. 光学 精密工程, 2015, 23(4): 1053–1061.
- [9] Zi Keming, Wu Qingwen, Li Zexue, et al. Simulation analysis of a space optical remote sensor's thermal design [J]. *Computer Simulation*, 2008, 25(12): 77–80. (in Chinese)  
曾克明, 吴清文, 李泽学, 等. 空间光学遥感器的热设计实例及其仿真分析[J]. 计算机仿真, 2008, 25(12): 77–80.
- [10] Hou Zengqi, Hu Jingang. Spacecraft Thermal Control Technology-Principles and Applications [M]. Beijing: China Science and Technology Press, 2007. (in Chinese)  
侯增祺, 胡金刚. 航天器热控制技术——原理及应用[M]. 北京: 中国科学技术出版社, 2007.
- [11] Yang Huabin, Chen Liheng, Li Yi, et al. Thermal design and verification of transmission filter for wide angle aurora imager[J]. *Optics and Precision Engineering*, 2014, 22(11): 3019–3027. (in Chinese)  
杨化彬, 陈立恒, 李义, 等. 广角极光成像仪滤光片的热设计及试验[J]. 光学 精密工程, 2014, 22(11): 3019–3027.
- [12] Yang Shiming, Tao Wenquan. Heat Transfer [M]. Beijing: Higher Education Press, 2010. (in Chinese)  
杨世铭, 陶文铨. 传热学 [M]. 北京: 高等教育出版社, 2010.