

DOI: 10.3969/j.issn.1673-6141.2019.02.004

“GF-5” 卫星差分吸收光谱仪热控设计及验证

桂利佳¹, 曾 议^{2*}, 司福祺²

(1 上海卫星工程研究所, 上海 200240;

2 中国科学院安徽光学精密机械研究所中国科学院环境光学与技术重点实验室, 安徽 合肥 230031)

摘 要: 差分光谱仪是一种基于空间测量的精密光学仪器, 整个寿命周期内对光机系统及探测器有较高的温度稳定性要求。为保证光路的精度, 需要光学安装板温度梯度小于 2 ℃; 为降低温度波动对信号的干扰, 整轨温度波动要求小于 2 ℃。光谱仪周边有多台载荷不同程度的遮挡, 热环境复杂, 给热控设计带来较大困难。结合光谱仪热控需求及结构特点, 详细分析了轨道外热流, 采用对地面作为光学箱散热面、光学底板等温化设计、以向阳面为电子学散热面、电子学箱与光学箱隔热等热控措施, 实现了光谱仪高稳定性温控要求。热平衡试验与在轨数据表明, 光谱仪热控设计合理可行, 能够满足在轨探测的温度指标。为后续型号光学遥感仪器高精度、高稳定的热控设计打下良好的基础。

关键词: 星载差分吸收光谱仪; 温度波动; 温度梯度; 热设计; 热仿真; 在轨验证

中图分类号: TP79

文献标识码: A

文章编号: 1673-6141(2019)02-0103-08

Thermal Design and Validation of Spaceborne Differential Optical Absorption Spectrometer on “GF-5” Satellite

GUI Lijia¹, ZENG Yi^{2*}, SI Fuqi²

(1 Shanghai Institute of Satellite Engineering, Shanghai 200240, China;

2 Key Laboratory of Environmental Optics and Technology, Anhui Institute of Optics and Fine Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Hefei 230031, China)

Abstract: Differential optical absorption spectrometer is a spaceborne optical instrument with precision mechanical structure aboard GF-5 satellite, and there are high temperature stability requirements to the optical-mechanical system and the detector throughout its life cycle. In order to ensure the accuracy of the optical path, the optical installation plate temperature gradient needs to be less than 2 ℃. In order to reduce the interference of temperature fluctuation to the signal, the temperature fluctuation within whole track is required less than 2 ℃. Locating with several payloads around, the thermal environment is complex, which makes the design of thermal control difficult. In combination with the thermal control requirements and structural

基金项目: National Natural Science Foundation(国家自然科学基金, 41705016), Dean Foundation of the Hefei Institutes of Physical Sciences, Chinese Academy of Sciences (中国科学院合肥研究院院长基金, YZJJ201605)

作者简介: 桂利佳 (1985 -), 男, 湖北黄冈人, 硕士, 助工, 主要从事卫星热控设计工作。 **E-mail:** guilijia_1985@163.com

* **通讯联系人:** **E-mail:** yzeng@aiofm.ac.cn

收稿日期: 2018-09-30; **修改日期:** 2018-11-26

characteristics of the spectrometer, the thermal flow outside on the orbit is analyzed in detail. The side toward earth is used as a heat dissipation surface. The isothermal design is applied for the optical bottom plate. The sunward surface of the instrument is taken as an electronic heat dissipation surface. Some measures are performed to keep the heat insulation between electronic box and optical box. The high stability of temperature control for the spectrometer is realized. The thermal balance test and on-orbit data show that the thermal control design of the spectrometer is reasonable and feasible, and can meet the temperature index demand for on-orbit detection. It builds a good foundation for the high-precision and high-stability thermal control design of the follow-up optical remote sensing instruments.

Key words: spaceborne differential optical absorption spectroscopy; temperature fluctuation; temperature gradient; thermal design; thermal simulation; on-orbit verification

1 引言

高分五号卫星是我国第一颗高光谱综合观测卫星, 卫星运行于太阳同步轨道, 轨道高度 705 km, 主要用于获取紫外到长波红外波段高光谱分辨率遥感数据^[1]。差分吸收光谱仪利用不同气体分子的吸收特性, 通过周期性的捕获痕量气体的差分吸收光谱数据, 反演得到这些气体在大气中浓度分布信息^[2-4], 是该高光谱观测卫星的重要有效载荷之一。

该光谱仪的光学镜头、CCD 等关键部件的温度水平、每轨温度波动及光学安装板温度梯度对光谱仪的正常工作及测量精度有重要影响, 温控指标要求高^[5-6]。光学安装板温度梯度需 $\leq 2\text{ }^{\circ}\text{C}$, CCD 探测器热端温度低于 $25\text{ }^{\circ}\text{C}$, 且温度波动小于 $2\text{ }^{\circ}\text{C}$ / 每轨。光谱仪热控系统需在极其有限的资源条件下设计合理的散热路径, 通过等温度化设计实现温度梯度要求; 对光学、电子学两部分独立热设计, 并结合主动温控措施抑制温度变化, 使光学部分的温度波动尽可能降低。

光谱仪经过了热平衡试验验证, 各项温度指标均能满足。卫星发射后, 载荷目前在轨工作良好, 光学安装板温度梯度小, 温度稳定性好, 能很好的满足探测需求。本文详细给出了光谱仪热设计方案, 并通过热平衡试验结果和在轨飞行温度数据, 证明了光谱仪热控设计的正确性。

2 光谱仪热控设计

2.1 光谱仪概述

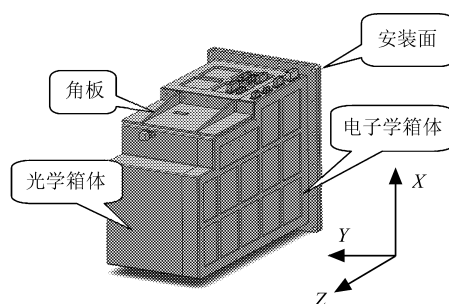


图 1 光机头部外形示意图

Fig.1 Figure of optical device

大气痕量气体差分吸收光谱仪光机头部由光学、电子学两部分箱体组成。光学箱体内主要为光路系统及光信息获取及转换系统, 电子学箱体安装在光学箱体的 $-Y$ 侧, 内部主要为控制电路系统。图 1 给出了光机头部的光学箱体结构示意图。

2.1.1 工作模式与功耗

载荷入轨后, 开机加电进入工作状态, 根据光谱仪特点及监测需求分三种工作模式, 各种模式下热耗统计如表 1 所示。

表 1 光机头部在不同工作模式下的热耗统计

Table 1 Heat load distribution of optical device in different operating mode

热源部位	测量模式功耗 (W)	太阳光	白光源校准模式功耗 (W)
	(日常工作状态)	校准模式功耗 (W)	(只在需要时进行)
		(每日一次)	
卤钨灯	0	0	10(持续 5 min)
漫反射板步进电机	0	2(持续 10 s)	2(持续 17 s)
光学	太阳挡板步进电机	0	2(持续 10 s)
箱体	光路切换板步进电机	0	2(持续 10 s)
	CCD 探测器 (4 个通道)	10(长时)	10(长时)
电子箱	CCD 驱动、数传及 模拟板采集单元	12.5	12.5
	峰值总计	20.5	22.5
			30.5

在校准模式下, 三个电机与卤钨灯轮流工作, 因此峰值热耗并不全部叠加。

2.1.2 温度要求

卫星在轨期间, 光谱仪光机头部有严格的温度指标要求。具体温度指标如下:

表 2 各部件在轨温度指标要求

Table 2 Temperature demands of optical device

序号	部组件名称	温控指标
1	主光学部件	7~20 °C, 温度波动 ≤ 2 °C / 轨
2	光学安装板	7~20 °C, 温度梯度 ≤ 2 °C
3	紫外通道探测组件	≤ 25 °C, 温度波动 ≤ 2 °C / 轨
4	可见通道测组件	≤ 20 °C, 温度波动 ≤ 2 °C / 轨
5	电路盒	-5~45 °C

2.2 热设计任务分析

1) 光学箱体内部件要维持 10 °C 左右温度水平。大部分光学器件无热耗, 主要热耗集中在四个探测通过 CCD 上。两个紫外通道 CCD 的长期热耗分别为 4 W, 该部件安装在过渡板上, 两者仅在安装部位存在接触, 面积不到 1 cm², CCD 自身向光谱仪壳体导热传热十分受限; 因此要采用辅助传热手段将探测器热端的热量引至光谱仪壳体。

2) 大量光学镜头安装于光学安装板上, 因此安装板需要保证较小的温度波动及温度梯度, 但由于部件布局分散及功耗分布不均匀, 如果每个部件单独控温的必然消耗较多的热控资源, 因此需要考虑基于安装板的间接控温, 同时采用等温化措施使整个安装板有较好的温度一致性。

3) 电子学电路盒控温要求 $-5\sim 45\text{ }^{\circ}\text{C}$, 对温度波动无特殊要求, 因此可考虑将其与光学箱进行隔热设计, 以减小对光学箱的温度稳定性影响, 同时将外热流较为稳定的散热面优先用于光学箱的散热。

2.3 外热流分析

按照载荷在星上布局及光谱仪结果模型建立热仿真模型, 计算光谱仪各方位表面吸收的空间辐射热流密度(包括太阳辐照、地球红外、地球反照、周边环境反射热流)^[7-8]。光谱仪 +Z 轴指向地球, +X 轴指向卫星飞行方向, -Y 侧为向阳面, 由于载荷头部 -X 侧面被星体平台遮挡, +Y 侧受其它载荷遮挡, -Z 面为载荷安装面, 均无法作为散热面, 因此重点分析 +Z 面、+X 面、-Y 面外热流, 在典型工况下外热流变化情况如图 2 所示:

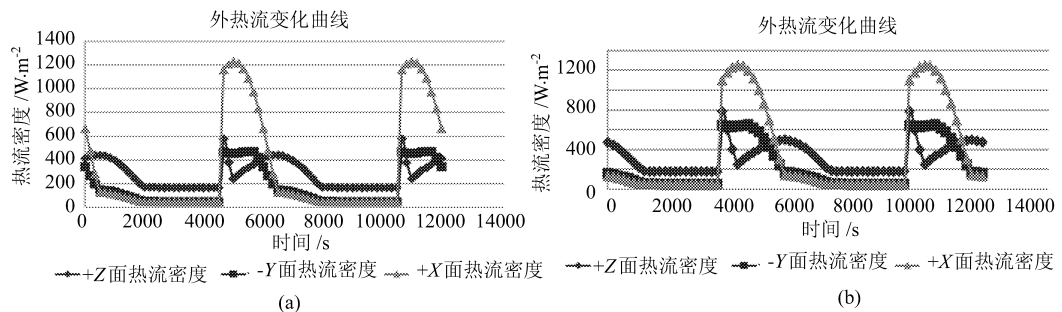


图 2 辐射外热流周期变化曲线。(a) 夏至热流; (b) 冬至热流

Fig.2 Periodic heat flow of radiation. (a) summer solstice; (b) december solstice

由图 2 所示的外热流计算结果知:

1) 光谱仪 +X 面外热流在 $0\sim 1200\text{ W/m}^2$ 变化, 波动较大, 热环境恶劣不适合作为光学散箱热面。
2) +Z 面外热流在 $170\sim 560\text{ W/m}^2$ 变化, 在卫星进入光照后约 3 min 达到峰值, 其它时间段内变化相对平缓, 而且该面遮挡小, 可优选为光学箱散热面。

3) -Y 面为向阳面, 由于阳光斜照, 并且每轨有 35 min 的阴影时间, 外热流平均值并不大, 但在光谱仪 -Y 面有另一台载荷形成一定范围的遮挡, 散热效率会降低, 可考虑作为电子学散热面。

4) 由于高五卫星为太阳同步轨道, 太阳光照角变化较小, 一年周期内引起外热流变化的主要影响因素为太阳常数变化、热控涂层性能的退化, 因此在夏至及涂层初期时外热流最小, 冬至及寿命末期时外热流达到最大。

2.4 光谱仪热控设计

鉴于光学部分和电子学部分的热控特点存在差异(热耗及其分布、温度指标等), 考虑将两部分分开处理, 两者隔热安装, 热控措施包括包覆多层隔热组件和增加隔热垫片, 并为两部分各自选择散热面。

2.4.1 光学部分

- 1) 选择对地面为散热面, 面积为 0.081 m^2 , 外表面外贴 OSR 热控涂层。
- 2) 针对该载荷对箱体内部温度均匀性要求较强的目标特点, 在光学安装板外侧布置四根外贴热管, 用以减小该面上的温差。
- 3) 为了减小接触热阻, 在光学仪器允许的条件下, 在 CCD、电机和卤钨灯等发热部件、相关镜座以

及四路光谱仪底部与光学安装面之间布置导热填料。

4) 为了增强箱体内各部件的辐射换热, 达到等温化设计目的, 箱体内表面以及光学部件均采取黑色阳极化或喷涂 E51-M 黑漆。

5) 在光学安装板表面布置控温加热器, 可进行光学安装板温度波动及温度梯度的主要控制。

2.4.2 电子学部分

1) 电子学部分选择对地面、-X 面、-Y 侧盖板部分面积作为散热面, 总面积为 0.165 m², 除 -X 面喷 S781 白漆, 其它散热面均贴 OSR, 如图 4 所示。

2) 在电子学安装板上布置 2 路控温加热器在头部关机时进行温度补偿。

其它热措施

1) 除以上散热面外, 光机头部其余外表面均包覆多层隔热组件 (MLI)。光学安装板外侧布置热管之后再包覆多层隔热组件。

2) 角板和光学箱体安装面处布置 5 mm 玻璃钢隔热垫片, 用以减少角板对光学箱体内温度干扰。角板内侧和箱体部分 +X 面上黑色阳极化处理, 用以减小杂散光。

3) 两箱体之间垫 5 mm 玻璃钢隔热垫圈, 在电子学箱 -Y 面包覆 15 单元多层, 多层面膜为含碳黑膜 (防杂散光)。

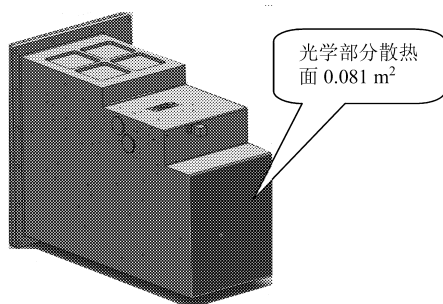


图 3 光学部分散热面示意图

Fig.3 Cooling surface of optical parts

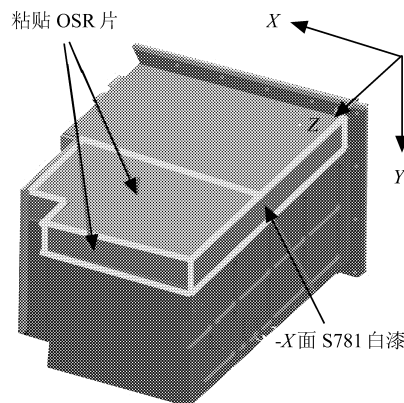


图 4 电子学部分散热面示意图

Fig.4 Cooling surface of electric parts

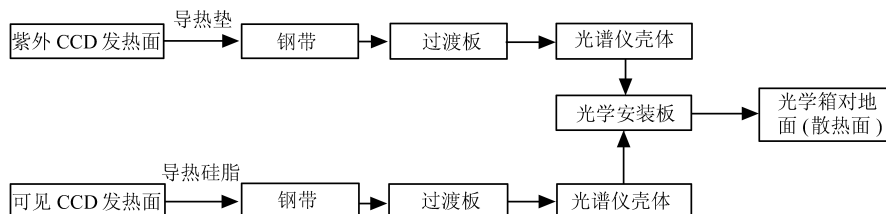


图 5 光学箱散热路径示意图

Fig.5 Heat dissipation of optical parts



图 6 电子学箱散热路径示意图

Fig.6 Heat dissipation of electric parts

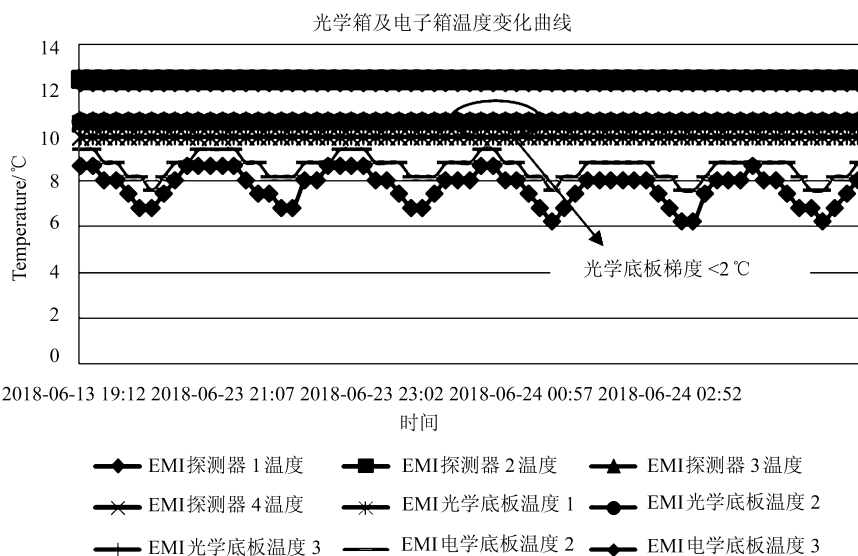


图 7 主要部件在轨温度遥测数据

Fig.7 Temperature curves of main parts in orbit

3 地面试验验证及在轨验证

为验证热设计的正确性，需要进行地面热平衡试验验证^[9]，在热控研制初样阶段差分光谱仪载荷头部完成了热平衡试验，试验采取电加热器准稳态模拟在轨外热流，安装界面温度按 -10 °C、30 °C 进行控制，试验工况设置如表 3 所示：

表 3 热平衡试验工况

Table 3 Thermal balance test cases

工况名称	外热流	载荷工作模式	安装界面温度	控温模式
工况 1(入轨初期)	夏至太阳常数, 涂层初期	关机	-10 °C	在轨存储模式
工况 2(低温工况)	夏至太阳常数, 涂层初期	观测模式	-10 °C	正常工作模式
工况 3(高温工况)	冬至太阳常数, 涂层末期	观测模式	30 °C	正常工作模式

表 4 热平衡试验和在轨飞行温度数据

Table 4 Temperature data of thermal balance test and in orbit

部组件名称	热平衡试验 (°C)		在轨遥测 (°C)		指标
	低温工况	高温工况	温度范围	温度波动	符合性
主镜	10.7~11.7	13.8~14.3	10.4	≤0.3	符合
次镜	11.7~11.8	14.1~14.2	9.6~10.2	≤0.3	符合
第三反射镜	11.1~11.4	14.5~14.8	10.5	≤0.3	符合
光学安装板	11.1~13.4	13.8~16.9	10~10.6	≤0.3	符合
紫外通道探测器	12.9~13.5	16.2~18.8	12.3	≤0.3	符合
可见通道探测器	10.7~11.7	13.2~13.5	10.5~10.7	≤0.3	符合
电路盒	8.1~9.6	11.0~12.6	8.2~9.4	/	符合

热平衡试验结果与在轨飞行温度数据对比结果如表 4。可以看出,在目前热控方案下,相机各部组件温度均能满足指标要求,温度水平适宜、光学箱内部件温度波动极小、光学底板温度梯度小于 2 °C,热控产品性能正常。

4 结 论

根据技术要求完成了载荷初步热控设计方案,并通过建立热模型进行了详细的热分析计算,计算了高低温工况时的各部件温度。对计算结果的分析验证表明,采用箱体内部等温化与箱体外部传输排散热量的方案,能够较好的维持载荷温度,设计合理可行,满足技术指标要求。

参考文献:

- [1] Sun Yunzhu, Jiang Guangwei, Li Yunduan, et al. Hyper-Spectral Observation Satellite and it's Application Prospects [J]. *Aerospace Shanghai*, 2017, **34**(3): 1-13 (in Chinese).
孙允殊, 蒋光伟, 李云端, 等. 高光谱观测卫星及应用前景 [J]. *上海航天*, 2017, **34**(3): 1-13.
- [2] Platt U, Perner D, Simultaneous measurements of atmospheric CH₂O, O₃ and NO₂ by differential optical absorption [J]. *Journal of Geophysical Research Atmospheres*, 1979, 84: 6329-6335.
- [3] Platt U. *Differential optical absorption spectroscopy (DOAS)* [M], Edited by M W. Sigrist, Chemical Analysis Series, 1994, 127: 27-84.
- [4] Zhou Bin, Liu Wenqing, Qi Feng, et al. Study on differential optical absorption spectrometry for atmospheric pollutants monitoring [J]. *Research of Environmental Sciences*, 2001, **14**(5): 23-26 (in Chinese).
周斌, 刘文清, 齐峰等. 差分光学吸收光谱法测量大气污染气体的研究 [J]. *环境科学研究*, 2001, **14**(5): 23-26.
- [5] Chen Liheng, Wu Qingwen, Liu Weiqi, et al. Thermal design for space cameras [J]. *Optics And Precision Engineering*, 2012, **20**(3): 556-562 (in Chinese).
陈立恒, 吴清文, 刘伟奇, 等. 空间摄像机热控系统的设计 [J]. *光学精密工程*, 2012, **20**(3): 556-562.
- [6] Chen Entao, Lu E, Thermal engineering design of CCD component of space remote-sensor [J]. *Optics And Precision Engineering*, 2000, **8**(6): 522-525 (in Chinese).

- 陈恩涛, 卢 镔. 空间传感器 CCD 组件热设计 [J]. 光学精密工程, 2000, 8(6): 522-525.
- [7] Glen W. Batts. Thermal environment in space for engineering applications [R]. AIAA-94-0593, 1994.
- [8] Bhandari D, Bak Thomas. Modeling earth albedo for satellite in earth orbit [C]. *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. San Francisco, California*, 2005:1-12.
- [9] Min Guirong. *Satellite Thermal control Technology* [M]. Beijing: Astronavigation Press, 1991(in Chinese).
- 闵桂荣. 卫星热控制技术 [M]. 北京: 宇航出版社, 1991.