

空间相机电控箱热设计

陈治洲^{1,2}, 曹开钦¹, 缪斌¹, 柴孟阳¹, 刘书锋¹, 孙德新^{1,2}, 刘银年^{1,2}

(1. 中国科学院红外探测与成像技术重点实验室, 中国科学院上海技术物理研究所, 上海 200083;

2. 中国科学院大学, 北京 100049)

摘要: 针对某空间高光谱相机电控箱内同时存在高功率器件和经筛选后温度鲁棒性较低的工业级芯片的情况, 对电控箱进行合理的热设计。除了对箱体进行表面发黑、填充导热材料外, 对电控箱内各个单板设计了“日”字型金属导热框架, 在敏感芯片顶部增加了导热铜片。为验证散热设计方案的合理性, 对电控箱基于 Icepak 软件进行了建模分析, 仿真结果显示最高温度为 75.6℃, 小于 85℃, 散热方案满足指标要求。最后对电控箱进行热真空试验, 试验结果与仿真结果一致, 热控设计合理。

关键词: 电控箱热设计; Icepak; 空间相机

中图分类号: TN216

文献标识码: A

文章编号: 1001-8891(2017)10-0880-04

Thermal Design of Electric Cabinet for Space Cameras

CHEN Zhizhou^{1,2}, CAO Kaiqin¹, MIAO Bin¹, CHAI Mengyang¹, LIU Shufeng¹, SUN Dexin^{1,2}, LIU Yinnian^{1,2}

(1.Key Laboratory of Infrared System Detection and Imaging Technologies, Shanghai Institute of Technological Physics, Chinese Academy of Sciences, Shanghai 200083, China; 2.University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

Abstract: Electric cabinets of space hyperspectral cameras contain high power electric components as well as industrial grade chips that can withstand low temperature. This makes it imperative to develop an appropriate thermal design for such cabinets. In addition to surface black oxidation and filling of the cabinet using materials of high thermal conductivity, we have designed “日”-shaped metal frameworks with high thermal conductivity for each printed circuit board in the cabinet, and added copper sheets on top of the sensitive chips. Modeling was performed using Icepak to evaluate the effectiveness of the thermal design scheme. The simulation results reveal a maximum temperature of 75.6℃, which is less than 85℃. This indicates that our thermal scheme satisfies the requirements of the indicator. In addition, we have performed thermal vacuum tests of the electric cabinet. The experimental results are in good agreement with the simulation results, thereby validating the effectiveness of our thermal design.

Key words: thermal design of electric cabinet, Icepak, space camera

0 引言

电子产品在朝着高速度、高密度、小型化发展的同时, 电子元器件的功耗也不断升高。据统计, 电子设备中的各种元件的故障率随着自身温度的升高而成指数关系变化, 其失效原因有 55% 归结于温度超过器件规定值^[1]。

一般电子产品在散热设计时, 除对系统的布局精心设计外, 主要采用风冷或水冷等主动散热的方式。在空间环境下, 太阳辐射、真空条件和深空 4 K 冷背景都对电子系统正常环境温度造成极大挑战, 对空间

相机电子设备进行可靠的热设计, 实施有效的热控方案是提高设备工作可靠性的关键措施^[2]。空间电子系统的一般热控措施有: ①外层包裹多层隔热材料用于抑制太阳热辐射和空间背景冷辐射; ②在系统的恰当位置放置加热电阻, 控制加热电阻的开关, 保证系统工作的合适温度范围; ③机构表面氧化发黑处理, 使系统内部辐射换热均匀分布; ④视具体情况用导热硅脂增加不同部位传导散热, 用玻璃钢抑制传导散热; ⑤在系统内局部高温区域, 采用热管向深冷背景辐射散热。此外还有空气射流散热^[3]、智能热控涂层^[4]、空间热开关^[5]等新型热控技术。

收稿日期: 2016-11-10; 修订日期: 2017-01-09.

作者简介: 陈治洲 (1988-), 男, 浙江温州人, 博士研究生, 研究方向为信号/电源完整性、热分析。E-mail: chenzhiz88@163.com.

通信作者: 刘银年 (1971-), 男, 研究员, 博士生导师, 研究方向为高光谱遥感成像技术。E-mail: ynliu@mail.sitp.ac.cn.

基金项目: 国家高分辨率对地观测系统重大专项 (A0106/1112); 国家 863 计划 (2014AA123202); 国家重点研发计划 (2016YFB0500401)

在卫星寿命后期,由于热控电子元件老化和热控涂层退化^[6]等原因,卫星的热控能力将会下降,有可能造成系统出现局部高温,由此造成的部分敏感芯片失效会成为卫星寿命的短板。本文在某高光谱卫星整体热控的基础上,对电控箱局部温控进行分析。

电控箱内不仅存在电源芯片等高功率器件,还存在温度上限只有85℃的敏感芯片。采用建模仿真和实际热真空试验的方法分析验证了在卫星整体热控能力退化,导致电控箱环境温度为45℃的情况下,电控箱内部最高温度<85℃,低于敏感芯片正常工作温度的上限。

1 电控箱热设计

电控箱结构如图1所示,内部总共包含8块电路板,其中一块遥测遥控电路板,主要是用于读取各测温点的测温信号、各供电接口电压信号、制冷机和下位机及数据通道的电流信号,将读取的遥测信号传输至下位机;一块电源分配电路板,根据星上数管电路的指令需求,完成星上一次电源的接口和二次电源的供配电的产生;两块下位机电路板,其中一块为备用电路板,通过1553B总线接口电路与星上数传实现通信数据的收发,同时还包含遥测遥控接口电路、422总线接口电路等模块;4块压缩电路板,其中两块为备用电路板,通过串行总线接口接收相机通道的图像数据及辅助数据,将接收的数据进行在轨实时压缩处理后传输至星上数传模块。敏感芯片存在于最右端压缩电路板上,与一般航天级芯片工作温度上限为125℃不同,敏感芯片的温度上限为85℃。在卫星寿命后期,由于整星热控能力下降,敏感芯片的可靠性有可能成为整星寿命的短板。

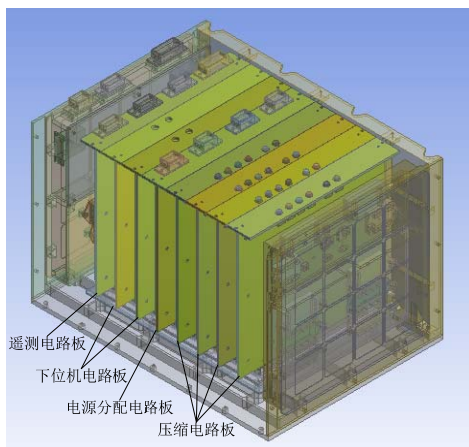


图1 电控箱结构图 Fig.1 The structure of electric cabinet

电控箱箱体材料为铝合金,箱体内外表面除与整星机构相固定的接触面外都做了阳极氧化发黑处理,处理后发黑表面的发射率为0.88,较高的发射率可以使电控箱与其内部单板和外部整星腔体之间通过辐

射更好地进行热交换,使局部温度更加稳定。

电控箱底部固定在整星机构的支架上,箱体与支架的接触面上涂导热硅脂,增加电控箱与支架的传导传热。在电控箱的顶部和侧面黏贴加热电阻片,通过开关加热电阻把电控箱外表面温度控制在 $25\pm 5^{\circ}\text{C}$ 。

为每一块电路板分别设计了“日”字型框架,框架不仅可以起到固定电路板,防止震动损坏的作用,还可以作为电路板的散热路径。框架与电路板通过螺丝固定,在框架和电路板的接触面上涂导热硅脂。将框架向高功率芯片的安装区域延展,高功率芯片产生的热量可以沿着芯片→PCB板→框架→机壳的导热路径散去,防止导致的温度上升影响敏感芯片。压缩电路的“日”字型框架如图2所示,框架的延展部分位于高功率芯片的PCB背面。

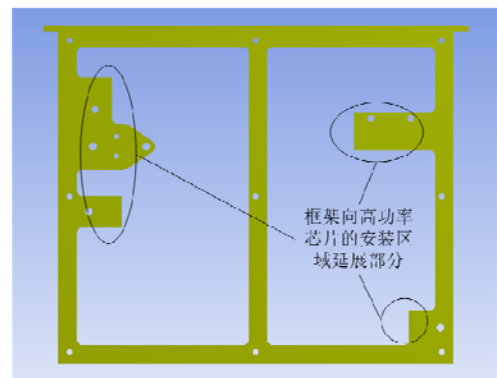


图2 压缩电路的“日”字型框架

Fig.2 The “日” shape framework of compress circuit

同时在敏感芯片的顶端增加了导热铜片,敏感芯片自身产生的热量可以沿着芯片→导热铜片→框架→机壳的导热路径散去。同样,敏感芯片和导热铜片的接触面上涂满导热硅脂。

2 建模仿真分析

热能传导主要有3种方式:热传导、热对流、热辐射。空间环境下电控箱内不存在热对流介质,只能以热传导和热辐射方式散热。其中热传导计算表达式为:

$$Q = -\lambda A \frac{\partial t}{\partial x} \quad (1)$$

式中: λ 为材料的导热系数; A 为垂直于导热方向的截面积; $\partial t / \partial x$ 表示温度梯度。辐射换热计算表达式为:

$$Q = \delta_0 A \varepsilon F_{12} (T_1^4 - T_2^4) \quad (2)$$

式中: δ_0 为斯蒂芬-玻耳兹曼常数; ε 为系统发射率; F_{12} 为两个换热表面的角系数; T_1 和 T_2 分别为两个表面的绝对温度。

通过建模仿真可以方便地确定热设计方案是否满足指标的要求,从而决定是否需要对热控方案进行改进,大大提高了热设计的效率。热仿真技术已成为

电子设备热设计中不可或缺的关键技术，目前常用的热仿真软件主要有：Icepak、Ideas-TMG，这里选择 ANSYS 公司的 Icpak 作为仿真软件。Icpak 使用 ANSYS Flunt 作为求解器，具有鲁棒性好、计算精度高等优点，同时在 ANSYS Workbench 平台下可以进行电子产品的多物理场耦合模拟，反映产品的 EMC 分布、热流热性、结构动力学特性等^[7]。

首先将 Solidwoks 中电控箱的结构模型导入 Workbench 平台，删除螺丝、螺母、垫片、套管等不影响散热的结构。将电控箱的外壳视为仿真的边界条件，当卫星寿命后期热控能力下降时，取 45℃ 为电控箱机壳最恶劣温度，即电控箱机壳温度设为固定值 45℃。

外壳和“日”字型框架的材料为铝合金；芯片顶部导热铜片材料为铜；PCB 板材料为 FR4 与铜箔的层叠结构，层数和布线密度的不同会导致导热率的不同，这里简化为固定值；不同芯片封装材料不同，但本文并不探讨芯片内部热传导问题，芯片模块材料统一设置。不同模型结构相应材料的热特性如表 1 所示。由于芯片引脚数量以及封装外壳材料不同，芯片向 PCB 传导热阻根据不同芯片进行调整，芯片顶部与导热铜片间导热硅脂的热阻根据芯片顶面的面积调整。

表 1 材料热特性

Table 1 Thermal conductivity of materials			
结构模型	密度/ (kg/m ³)	导热系数/ (W/mK)	比热容/ (J·kg ⁻¹ ·K ⁻¹)
框架外壳	2800	205	900
导热铜片	8933	401	—
PCB 板	1400	150	1300
芯片	1210	0.8	1172

电控箱的主要高功率芯片和敏感芯片的功率如表 2 所示，高功率芯片为电源芯片。另外在敏感芯片附近功率较小芯片所产生的热量对敏感芯片温度也会产生影响，所以也被考虑在内。

PCB 板、芯片、导热铜片及结构框架均采用 block 模型，根据表 1 及表 2 分别编辑各个 block 模型的材料热特性和功率。

表 2 芯片模型的功率

Table 2 Power consumption of chip-models			
芯片	功率/W	芯片	功率/W
D1/D2	5.7	D3/D4	5.3
D5~D8	7.5	D9~D12	1.1
D13~D18	0.55	D19~D22	1.75
D23~D26	1.2	D27~D30	0.63
D31~D38	2.8	D39~D46	0.45
D47~D62	0.92		

将仿真计算区域的流体环境设置为真空，关闭对流计算，对模型进行 Mesher-HD 网格划分。异形 CAD 几何体只能采用基于 Mesher-HD 的有限元网格划分，划分结果如图 3 所示，经检查模型网格划分符合要求。

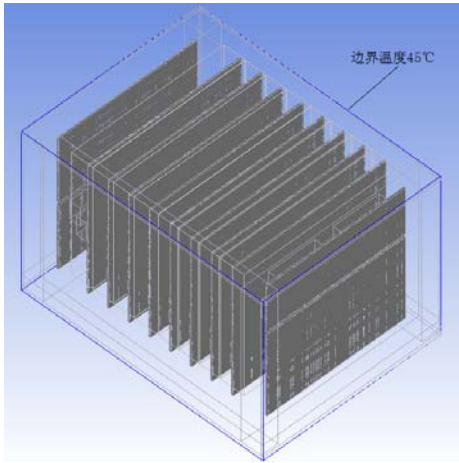


图 3 电控箱网格划分

Fig.3 Mesh generation of electric cabinet

对划分后的模型进行有限元计算，电控箱的温度场分布如图 4 所示，由图可见电控箱的最高温度为 75.60℃，小于敏感芯片上限温度值。

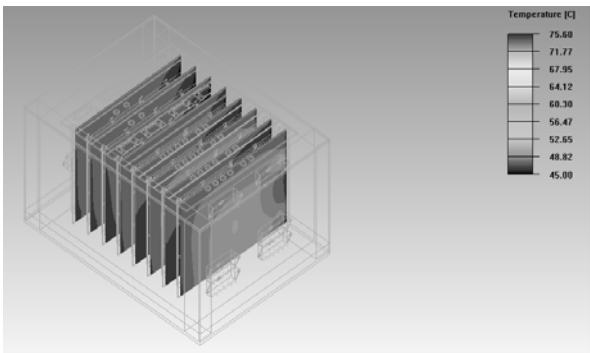


图 4 电控箱温度场 Fig.4 Temperature field of electric cabinet

为利于传导散热，将机箱的 DC/DC 芯片放置在机箱左右两侧内壁上，所以最右侧的压缩电路板最易产生局部高温。最右侧压缩电路板表面温度场分布如图 5 所示，温度峰值位于图的右下侧，温度峰值附近区域芯片密度较高，各自产生的热量相互叠加。可发现电控箱的温度峰值就是此处，温度峰值并未达到敏感芯片的温度上限，仿真表明热控实施方案有效。

在电控箱选择 5 处温度监控点，其中包括敏感芯片顶部 A1、压缩电路板其他点 A2~A4、压缩电路板“日”字型框架中梁 A5。监控点高温稳态温度如表 3。

3 实验测量

为检验仿真结果的准确性，确认热控实施方案的合理性，对电控箱进行了热真空试验。将电控箱放入真空加热罐，通过电缆连接罐内电控箱和罐外测试电

脑，电缆用于控制电控箱工作状态和反馈测量信号。

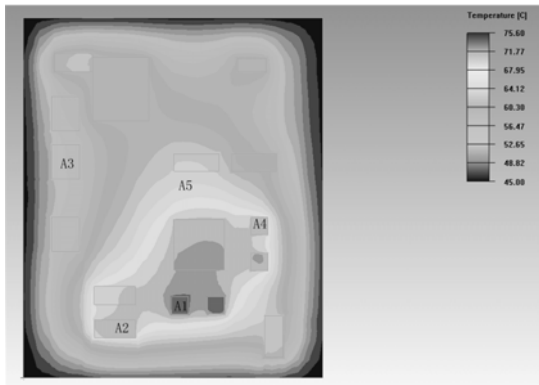


图 5 压缩电路温度场
Fig.5 Temperature field of compress circuit
表 3 模型测温点温度

Table 3 Temperature of monitor-points					
测温点	A1	A2	A3	A4	A5
温度/℃	75.60	72.53	54.14	68.22	67.68

罐内真空度优于 6.65×10^{-3} Pa，罐内热真空温度控制在 $45 \pm 2^\circ\text{C}$ 。如图 6 所示，在电控箱上与仿真温度监控点相同的位置放置测温电阻（B1~B5）。



图 6 电控箱放置测温电阻
Fig.6 Temperature resistances in electric cabinet

另外在电控箱的外壳不同部位再放置 2 个测温电阻（C1，C2），两个测温电阻在真空罐 45°C 高温保持状态下显示电控箱外壳的温度分别为 45.21°C 和 45.17°C 。这表明将电控箱外壳视为边界，温度取固定值，与实际环境试验的真实情况相符合。

电控箱内 5 个测温电阻显示温度值如表 4 所示。表 4 所示与表 3 所示仿真结果相一致，表明了建模的准确性，也表明了热控方案符合设计要求。

表 4 电控箱内测温值

Table 4 Internal temperature of electric cabinet					
测温点	B1	B2	B3	B4	B5
温度/℃	74.25	71.45	53.08	67.03	65.8
与仿真结果百分比/%	98.2	98.5	98.0	98.2	97.2

通过上传指令控制电控箱工作在不同状态，试验结果表明电控箱在不同状态下都能正常工作，敏感芯片在 45°C 热真空环境能正常工作。

4 结论

本文针对的某高光谱遥感卫星电控箱热控温度为 $25 \pm 5^\circ\text{C}$ ，假定热控能力下降情况下电控箱工作环境温度为 45°C ，而电控箱内敏感芯片工作温度上限为 85°C 。除一般的热控措施外，对 PCB 增加了“日”字型导热框架，敏感芯片顶部增加了导热铜片。通过基于 Icepak 建模仿真和热真空试验，验证了即使在环境温度恶化到 45°C 的情况下，敏感芯片最高温度为 75.6°C ，能够正常工作，不会成为卫星整体寿命的短板。

参考文献：

[1] 许艳军, 齐迎春, 任建岳. 空间传感器电子学系统热分析[J]. 电子机械工程, 2009, 25(2): 12-15.
XU Yanjun, QI Yingchun, REN Jianyue. Thermal analysis of space electronic sensor system[J]. *Electro-Mechanical Engineering*, 2009, 25(2): 12-15.

[2] 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): 69-75.
CHEN Liheng, XU Shuyan, Thermal design of electric cabinet for high-resolution space camera[J]. *Optics and Precision Engineering*, 2011, 19(1): 69-75.

[3] 刘亮堂, 王安良. 星载电子器件用空气射流散热特性[J]. 北京航空航天大学学报, 2015, 41(8): 1153-1159.
LIU Liangtang, WANG Anliang. Characteristic of air jet impingement cooling performance for electronic equipment of satellite[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2015, 41(8): 1153-1159.

[4] 王磊, 于云, 范含林. 智能热控涂层性能研究[J]. 功能材料, 2013, 44(20): 2959-2962.
WANG Lei, YU Yun, FAN Hanlin. Properties of variable emissivity thermal control coating[J]. *Journal of Functional Materials*, 2013, 44(20): 2959-2962.

[5] 郭亮, 张旭升, 黄勇, 等. 空间热开关在航天器热控制中的应用与发展[J]. 光学精密工程, 2015, 23(1): 216-229.
GUO Liang, ZHANG Xusheng, HUANG Yong, et al. Applications and development of space heat switches in spacecraft thermal control[J]. *Optics and Precision Engineering*, 2015, 23(1): 216-229.

[6] 马伟, 宣益民, 韩玉阁, 等. 长寿命卫星热控涂层性能退化及其对卫星热特征的影响[J]. 宇航学报, 2010, 31(2): 268-272.
MA Wei, XUAN Yimin, HAN Yuge, et al. Degradation performance of long-life satellite thermal coating and its influence on thermal character [J]. *Journal of Astronautics*, 2010, 31(2): 268-272.

[7] 王永康. ANSYS Icepak 电子散热基础教程[M]. 北京: 中国防工业出版社, 2015.
WANG Yongkang. *ANSYS Icepak electronic cooling basic course*[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2015.