

空间观测设备热设计与热分析

徐 振

(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: 以观测设备为研究对象, 根据观测设备工作的环境和本身结构特点, 选择了传导散热措施; 在研究传导散热理论基础上, 对大功耗元器件进行了传导散热设计。通过建立有限元模型, 对散热片的厚度、散热片的接触面积与各功耗器件的稳态温度关系进行了分析和优化, 得到散热片的最优传导面积。实验结果表明, 进行了热设计的观测设备, 在环境温度为 $-20\sim 50\text{ }^{\circ}\text{C}$ 的环境中, 通电工作正常, 且稳态温度不超过 $85\text{ }^{\circ}\text{C}$, 满足使用要求。

关键词: 观测设备; 传导散热; 热设计; 热分析

中图分类号: V248.3 文献标识码: A

DOI: 10.3788/OMEI20112811.0063

Thermal Design and Thermal Analysis of Space Observation Equipment

XU Zhen

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

Abstract: On the research of observation equipment, the method of heat conduction was chosen aiming at high-power electronic components based on the working environment and structure characteristics. The thermal design was finished on the research of heat conduction theory for the high-power electronic components. After the finite element model was built, the relations between the thickness and contact area of heat sink and the steady temperature of high-power electronic components were analyzed, and the design of heat sink was optimized. The experimental results showed that the equipment worked well in range of $-30\sim 50\text{ }^{\circ}\text{C}$ environment, and the steady temperature was less than $85\text{ }^{\circ}\text{C}$. Therefore, the equipment of thermal design can satisfy the temperature requirements in the space environment.

Keywords: observation equipment; heat conduction; thermal design; thermal analysis

1 引言

运载火箭穿过大气层时,与大气摩擦产生大量的热量,并产生声振等危害。为了保护有效载荷顺利送达预定轨道,需要利用整流罩来保护有效载荷通过大气层。在达到空气稀薄的高空,有效载荷无需保护时,卫星整流罩尽早与运载火箭解锁分离。

因此,在运载火箭整流罩内部搭载空间观测设备,实时监测整流罩与运载火箭分离的过程,变得尤为重要^[1-4]。

由于空间观测设备体积较小、电子设备功率大等因素的影响,导致单位体积的热密度较高,需要及时导出热量,保证系统在正常温度环境下工作。

本文根据空间观测设备的技术状态,在研究散热理论的基础上,针对大功率器件进行了相应的热设计和热分析,并以此为指导研制了样机。通过对样机的热试验,验证了热设计的合理性和方案的可行性。

2 设备的热设计

2.1 研究对象

空间观测设备主要包括以下几部分:照明系统、相机、电源模块、主控模块、视频模块和电箱结构件。

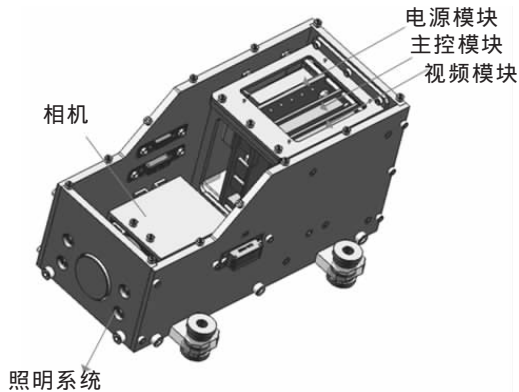


图1 空间观测设备结构示意图

在设备内部主要包括以下大功率器件,如表1所示。

表1 电子元器件功耗表

元器件	功耗 (W)	工作环境温度 (°C)	位置
照明系统	2.4	-40~85	相机前端
压缩芯片	3.0	-40~85	视频模块
电源	4.3	-40~85	电源模块
CPU芯片	3.0	-40~85	主控模块

2.2 热控措施选择及结构布局

基于对热控措施实现手段的复杂程度、可靠性等因素的考虑,设备采用了被动热控措施。该设备工作于稀薄大气层中^[5],对流和辐射只能带走很小一部分热量,设备主要采用热传导的方式导出热量^[6-10]。

照明系统安装在相机的前端,为相机拍摄提供照明。为了方便照明灯的热量及时导出,将照明灯的安装基板与设备前箱壁直接连接。试验结果表明,照明灯工作正常,导热效果明显。

设备在发射过程中,力学环境比较恶劣,振动、冲击对电源模块、主控模块和视频模块本身及其电子元器件提出了严峻考验。基于上述考虑,电源模块、主控模块和视频模块等与机箱壁之间需要采用一定的隔振措施,避免直接连接。这种结构布局给大功率元器件地传导散热带来了非常不利的影响。因此,各电子模块热量的导出,需要通过专用的导热管道,将热量尽可能地导出到箱体侧壁。

在进行散热片设计时,散热片的刚度不能太高,以避免箱体的振动通过散热片直接传递给电子元器件。安装散热片时,采用硅橡胶将散热片直接粘贴到电子元器件表面,既保证二者之间能够很好地传递热量,又避免二者之间的刚性接触。图2所示为电子模块散热设计结构布局图。

进行传导散热时,外界吸收的热量公式为:

$$Q(t) = \int_0^t K \cdot \frac{S}{h} \cdot \Delta T(t) \cdot dt \quad (1)$$

式中: S 为导热面积; K 为导热系数; $\Delta T(t)$ 为散热片两端之间的温差; h 为热传导距离。

通过式(1)可以看出,在达到热平衡时,芯片的功耗与散热片的导热面积 S 、热传导距离 h 具有一

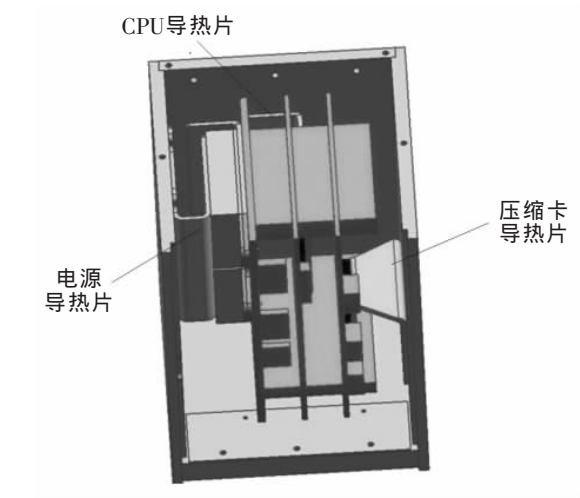


图2 散热设计结构示意图

定的关系。其中， K 、 h 为固定值，为了降低散热片上产生的温差 $\Delta T(t)$ ，需要增大散热片的传导面积 S 。

3 传导散热分析和优化

3.1 设备有限元模型的建立

有限元分析模型相比实体模型，进行了简化。重点对大功率器件等关键器件进行了建模和分析，并针对模型的散热方式进行了简化，重点分析了传导散热。

芯片的制造主要采用 Si 等半导体材料，在分析模型中可以采用 Si 作为元器件的材料属性。其他零部件的材料属性^[11-15]如表 2 所示。

表2 材料属性

	材料	密度 (kg/m ³)	导热系数 [W/(m·K)]	比热容 [J/(kg·K)]
箱体	2A12	2 690	247	900
芯片	Si	2 330	137	710
散热片	T2	8 930	398	386
空气 (70)			3.04e-2	

进行网格划分时，采用 shell 单元代替实体单元，如图 3 所示。

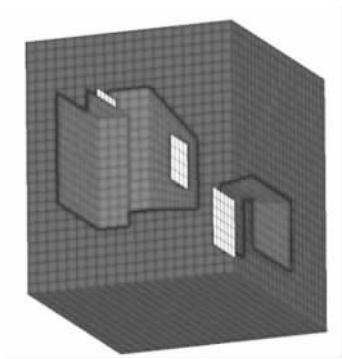


图 3 散热有限元模型局部示意图

3.2 散热片厚度分析及优化

设环境温度为 50 ℃，设备工作时的初始温度为 50 ℃。分别对厚度为 0.5~3 mm 的散热片的稳态温度进行了分析，分析结果如表 3 所示。

表3 散热片厚度与功耗元件表

厚度 (mm)	CPU芯片 (℃)	电源 (℃)	压缩卡芯片 (℃)
0.5	102.5	87.5	91.8
0.625	97.3	84.8	88.3
0.75	93.7	82.9	86
0.875	91.1	81.5	85.6
1	89.2	80.4	84.2
1.25	86.3	78.9	82.1
1.5	84.4	77.9	80.7
1.75	83	77.1	80.5
2	81.8	77.3	79.6
2.25	81.1	76.8	78.9
2.5	80.4	76.4	78.4
3	79.4	75.8	77.6

图 4 所示为散热片厚度为 2 mm 时，环境温度和初始温度为 50 ℃的温度云图。电源的稳态温度不超过 77.1 ℃、CPU 芯片最高温度为 81.8 ℃、压缩卡为 79.6 ℃，均在正常工作环境温度范围内。

图 5 为散热片厚度与大功率器件的关系曲线。从图中所示曲线可以看出，散热片的厚度变化与温度的变化呈非线性。在散热片厚度>2 mm 时，散热片的厚度对稳态温度的影响骤降，因此，设计中采

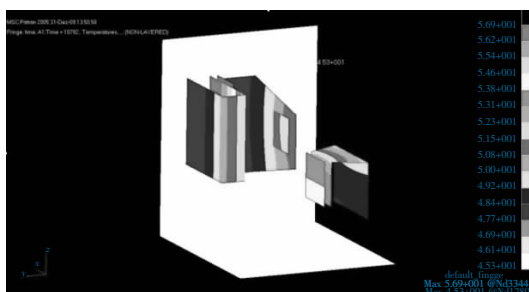


图4 2 mm厚散热片的稳态温度云图

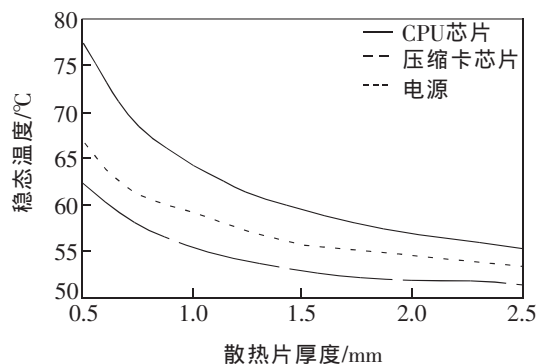


图5 散热片厚度与稳态温度关系曲线

用了2 mm厚的散热片。

4 试验

为了验证传热设计方案的合理性,对添加散热片的电子设备进行了温度试验,验证设备的散热效果。

电子设备工作温度为50℃时,保持电子设备开机工作,利用温度传感器实时监测大功率元器件的温度,其变化趋势如图6中曲线所示。CPU的最高稳态温度达到76℃,压缩卡芯片的稳态温度为69℃,电源的稳态温度为68.1℃。与分析结果相比较:

- (1) 稳态温度最大偏差不超过15%;
- (2) 满足在环境温度为50℃时,工作温度低于

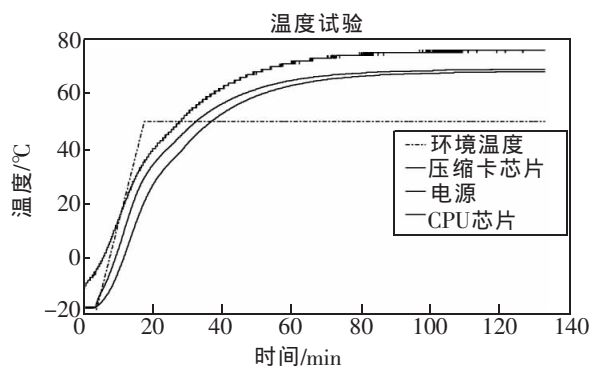


图6 温度试验曲线

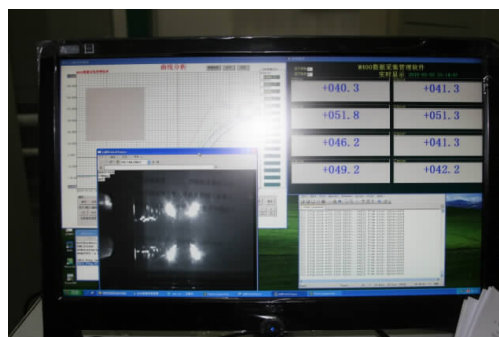


图7 试验现场照片

85℃。

试验结果表明,采用被动热控措施,可以满足设备的散热要求。散热片结构设计合理、分析结果正确,该方案可以满足使用要求。

5 结论

本文根据空间观测设备内部的结构、工作环境要求,采用被动热控措施导出大功率元器件积累的热量。在研究热传导的基础上,根据设备的内部结构,对散热片的结构进行了设计,并通过有限元软件进行了分析和优化,使散热片在不破坏电子设备的前提下,保证电子设备的工作温度正常。温度试验结果表明,在环境温度为-20~50℃时,设备开机工作正常,稳态温度不超过80℃。

参考文献

- [1] 柳征勇, 骆剑, 唐国安. 大型卫星整流罩分离冲击载荷分析研究[J]. 航天器环境工程, 2008, 25(5): 467-468.
- [2] 徐永成, 苟永杰, 王石刚. 某卫星整流罩分离仿真分析[J]. 上海航天, 2009(1): 53-56.

- [3] 孙目, 潘忠文. 卫星整流罩噪声环境预示与降噪设计[J]. 导弹与航天运载技术, 2008(4): 6-10.
- [4] 陈万创. 战术导弹电子设备热设计研究[J]. 环境技术, 1997(2): 24-28.
- [5] 范含林. 空间环境对航天器热设计影响分析[J]. 航天器环境工程, 2008, 25(2): 220-223.
- [6] 田沅, 任康, 焦超锋, 等. 一种高密度电子模块的热设计[J]. 航空计算技术, 2004, 34(1): 116-118.
- [7] 李勇. 星载信息处理机的热设计与分析[J]. 郑州轻工业学院学报, 2007, 22(4): 75-79.
- [8] 李增辰, 褚俐. 某密闭电子设备的热设计[J]. 电子机械工程, 2009, 25(4): 7-9.
- [9] 许艳军, 齐迎春, 任建岳. 空间遥感器电子学系统热分析[J]. 电子机械工程, 2009, 25(2): 12-15.
- [10] 齐迎春, 许艳军, 赵运隆. 空间遥感器电子学单机热分析[J]. 长春理工大学学报(自然科学报), 2009, 32(3): 366-369.
- [11] 王丽. 大功率电子设备结构热设计研究[J]. 无线电工程, 2009, 39(1): 61-63.
- [12] 王萌, 徐晓婷. 高密度密封电子设备热设计与结构优化[J]. 电子工艺技术, 2006, 27(6): 339-343.
- [13] 薛军, 陈文礼, 吴澜涛, 等. 基于有限元法的空间相机 CCD 电箱热控研究[J]. 光学技术, 2008, 34(6): 851-853.
- [14] Mandal R, Liu Baomin, Mui Y C. Transient thermal analysis applied to an IC package[C]. *Electronic Packaging Technology Conference, Singapore*, 2002: 289-292.
- [15] Crum S. Attaching heat sinks to components[J]. *EPP*, 1997(1): 42-46.

作者简介: 徐振 (1984-), 男, 山东临沂人, 硕士, 助理研究员, 2008年于哈尔滨工业大学获得硕士学位, 主要从事光学结构设计等。E-mail: haidao40@163.com