

文章编号 1674-2915(2011)02-0129-10

空间相机电控机箱的热设计及仿真分析

郭亮^{1,2}, 吴清文¹, 曹启鹏³, 颜昌翔¹, 陈立恒¹, 王领华^{1,2}, 刘伟毅^{1,2}

(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 研究生院, 北京 100039; 3. 航天东方红卫星有限公司, 北京 100094)

摘要:为了保证空间相机电控机箱在轨运行期间的工作温度满足使用要求,根据电控机箱的结构特点和导热路径,对电控机箱内部大功率电子元器件进行了详细热控设计,解决了某些电子元器件发热量大、导热路径较长的问题。以某个典型元器件为例,进行了散热效果估算。最后应用有限元分析软件 IDEAS-TMG 建立了详细的电控机箱热分析有限元模型,根据电控机箱所处温度边界条件进行了稳态仿真分析,给出了电控机箱整体的热响应性能、印制电路板(PCB)及板上大功率电子元器件的稳态温度分布云图,结果显示,PCB 的温度为 40.6 ~ 51.1 °C,板上大功率电子元器件的结温为 46.3 ~ 62.5 °C,均满足热控设计的指标要求。热分析结果表明电控机箱热设计合理可行,能够满足使用要求。

关键词:空间相机;电控机箱;热设计;热分析

中图分类号:V447.3 文献标识码:A

Thermal design and simulation analysis of electronic controlling cabinet in space camera

GUO Liang^{1,2}, WU Qing-wen¹, CAO Qi-peng³, YAN Chang-xiang¹,
CHEN Li-heng¹, WANG Ling-hua^{1,2}, LIU Wei-yi^{1,2}

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

2. *Graduate University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100039, China;*

3. *Aerospace DongFangHong Satellite Co., Ltd., Beijing 100094, China)*

Abstract: To ensure the operating temperature of electronic controlling cabinet in a space camera to satisfy the operating requirements, the thermal design of large power consumption electronic components in the electronic controlling cabinet was performed according to the design feature and heat transfer path of the controlling cabinet. The key problems such as the great heat-producing capability and long heat transfer path were settled. On the basis of the above, a complete thermal design scheme was given. By taking some classical elements for examples, the effect of heat eliminating was estimated. In the end, a thermal analysis finite element model was established by a finite element thermal analysis software IDEAS-TMG. Based on the given temperature boundary condition, the steady-state thermal analysis of electric cabinet was carried out by the IDEAS-TMG, and the

收稿日期:2010-12-11;修订日期:2011-02-13

基金项目:国防预研基金资助项目(No. 05001SA050)

integral thermal response performance of electronic controlling cabinet and the steady-state temperature profiles of PCBs and large power consumption elements were given. It is shown that the ranges of temperatures of PCBs and large power consumption electronic components in steady-state thermal analysis are 40.6 – 51.1 °C and 46.3 – 62.5 °C, respectively, which reaches the target of thermal design. Analytical results indicate that the thermal design scheme for the electronic controlling cabinet is appropriate and feasible and it can satisfy the requirement of thermal control operating.

Key words: space camera; electronic controlling cabinet; thermal design; thermal analysis

1 引言

现代科技和空间遥测技术的不断发展对航空电子设备提出了越来越高的要求,仪器功能、种类和数量的增加加大了对发射装置承载能力的压力和使用空间大小的限制,因此,空间相机上的电子器件的功耗以及系统的组装密度越来越高^[1],导致其热设计的难度也越来越大。电子设备热设计系统性能的好坏直接影响到电子设备的工作状态、工作性能以及工作寿命,解决电子设备过热问题是目前国内国外电子设备热设计技术领域的研究热点之一^[2,3]。

对于在地面或太空舱内工作的电子设备,可以采用对流(自然对流和强制对流)、传导和辐射等无源和有源热控制技术,而空间环境下电子产品的热控制技术与之不同。电控机箱是空间相机的重要组成部分,它处于微重力的环境中,常规的重力加速度仅为 $10^{-6}g$,没有形成自然对流的必要条件,并且由于其暴露于冷黑空间中,无法采取强制对流冷却技术,只能采用传导和辐射进行散热^[4]。针对空间环境下这种电子设备热设计难的问题,国内同行工作者进行了大量的研究工作^[5~13]。

目前,协助热设计并验证热设计方案正确性的方法有两种:热试验和热分析。其中热试验能准确得到温度分布,但是必须首先建立产品的样机模型,而且改进热设计的代价较大;而热分析是采用数学手段,在设计初期找出产品热设计的缺陷,从而改进热设计方案的方法,该方法可大大缩短产品的开发周期,为提高产品设计的合理性和可靠性提供保障^[3]。本文针对某空间相机电控机箱的空间环境和结构设计特点,进行了详细的

热控设计,并根据采取的热控措施对其进行了仿真分析,得到了理想的结果,验证了热设计方案的正确性以及热控措施的有效性。

2 热设计

2.1 热设计关键问题

电控机箱内共有6块印刷电路板(PCB),由于整体重量的限制,其结构十分紧凑,体积热流密度可达 3.3 kW/m^3 。另外,PCB板的导热性能很差,同时板上元器件排布又十分密集,因此PCB板上元器件的热量大量累积后就会造成元器件温度过高。而对于箱内元器件而言,其散热通道十分有限,一方面通过辐射换热的方式与箱内其它组部件进行热量交换,另一方面通过安装导热带等方式将热量传导到箱体上散失。在元器件散热面较小的情况下,直接导热的散热方式效率较高,但是导热路径长同样是制约箱内元器件散热的关键问题。

解决上述电子元器件发热量大、导热路径较长的问题,可采取两种渠道:一是热疏导,即建立良好的导热通道,尽量减小沿途热阻,降低元器件的工作温度;二是热存储,即在重量、结构设计等限制条件允许的情况下尽可能地增大热容量,降低元器件的温升速率。这些都需要与结构设计紧密配合,也就是说在结构设计时就要考虑热控设计的需求,合理安排大功耗元器件的布局,尽量使用最少资源达到最佳散热效果。目前,在结构设计过程中统筹考虑大功耗元器件的合理布局以及有效的散热措施已经越来越受到结构、电子以及热控等工程设计人员的重视^[14~16]。

2.2 热控措施

对于安装在舱内仪器板上的电控机箱,主要

有两个散热通道,一是通过辐射向外部空间环境散热,主要热控措施是在电控机箱外表面喷涂高发射率热控涂层;二是通过安装面处导热向舱内仪器板上散热,此处是电控机箱热量主要的导出通道,因此降低此处的热阻是实现良好散热效果的关键。除了尽可能增加安装面处的接触面积以外,还可在安装面处涂敷导热脂等导热填料降低接触表面凹凸不平所引入的接触热阻,从而增强导热效果。实施热控措施后此处接触热阻约为 $0.019\text{ }^{\circ}\text{C}/\text{W}$,能够满足电控机箱的散热要求。

电源模块和滤波器是电控机箱的主要发热元器件,如果不能及时将热量疏导出去,电源模块的

温升速率会达到 $28\text{ }^{\circ}\text{C}/\text{min}$ 。如此高的热流密度,仅通过加装散热片是无法达到散热要求的,因此这里将电源模块直接安装在电控机箱的箱体内部,与PCB板之间的通讯通过特殊设计的底台板进行连接,从而减短了大功耗元器件的导热路径,降低了沿程热阻,有利于元器件热量的散失。

空间相机电控机箱内的PCB板均采用环氧玻璃布所制的多层板,其导热率较低,散热性能较差。为增强PCB板的整体散热效果,将每个PCB板均按照大功耗元器件的布局有针对性地设计了铝框架,以电源板为例,铝框架及PCB板上的大功耗元器件散热系统如图1所示。

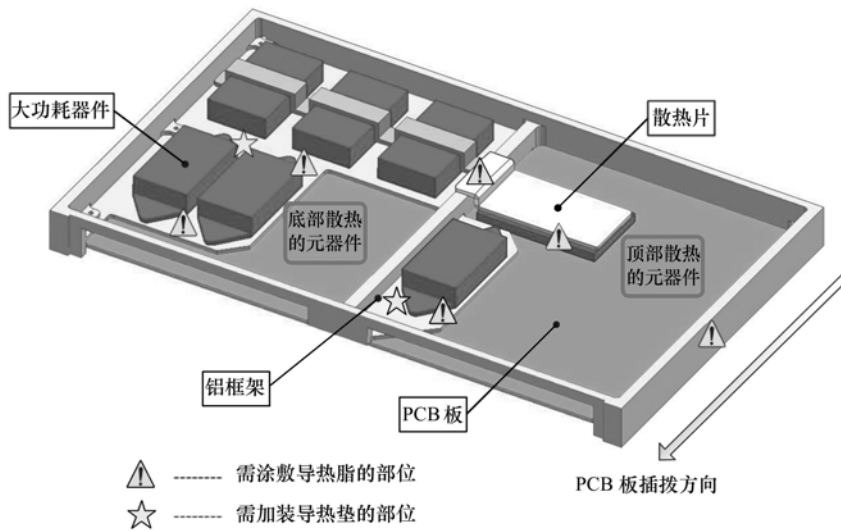


图1 电源板热控系统

Fig.1 Thermal control system of power PCB

电源板的热控系统主要由铝框架、散热片、导热垫以及导热填料组成,为疏导大功耗元器件工作时所产生的热量,防止因热量集中而导致过热,主要采取了两点措施,第一,热设计与结构设计和电子学设计之间要统筹考虑,合理分布大功能元器件的布局;第二,保证大功耗元器件到电控机箱箱体之间的导热路径通畅。电源模块等大功耗器件结构设计的散热面通常是在元器件封装的顶面处或者底面处。对于散热面在封装底部的元器件,采取的散热措施是直接安装在铝框架之上,如图1所示。为减小接触热阻、增强导热效果,在各个安装面处均涂敷导热填料。同时为防止元器件短路,避免元器件受到铝框架的冲击,在铝框架与

元器件之间需要增加一层导热垫,导热垫不仅要具有高导热率,而且还要具有良好的绝缘效果以及缓冲作用。因此应尽量选择导热率高且具有形状适应性的电气绝缘体,同时在安装应力允许的情况下,导热垫的厚度要尽量小。经综合对比,本文首先在元器件与铝框架直接接触处增加了一层厚度为 0.5 mm 的绝缘导热垫,其次对铝框架上用于元器件管脚插针通过的孔嵌入聚四氟乙烯绝缘垫片。这样元器件的热量通过整体式设计的铝框架直接传导至电控机箱壳体处,最后通过机箱安装面和表面辐射进行散热。对于散热面在封装顶部的元器件,其散热措施是在元器件顶部加装散热片,如图1所示。散热片材料选取原则为导热

率高、密度小、可塑性好,其尺寸大小根据各个元器件散热量进行计算后确定。与底面散热的元器件一样,为减小接触热阻、增强导热效果,在各个安装面处均涂敷导热填料。同时为防止元器件短路与缓冲振动应力,元器件与铝框架直接接触处也增加了一层绝缘导热垫片。这样元器件的热量通过散热片传递到铝框架上,最后通过电控机箱壳体进行散热。由此可见,相对于顶面散热而言,底面散热的导热通道上减少了散热片与铝框架之间的接触热阻,同时铝框架本身热容量要远远大

于散热片的热容量,因此通过底面散热的元器件的散热效果要优于通过顶面散热的元器件。因此热设计时要综合考虑元器件功耗大小与散热方式。

2.3 热控效果估算

按照上述热设计方案进行热控之后,电控机箱内元器件的导热路径以及简化后的热阻分析模型如图2所示,图中分别以底面散热和顶面散热两种典型散热方式的器件为例。

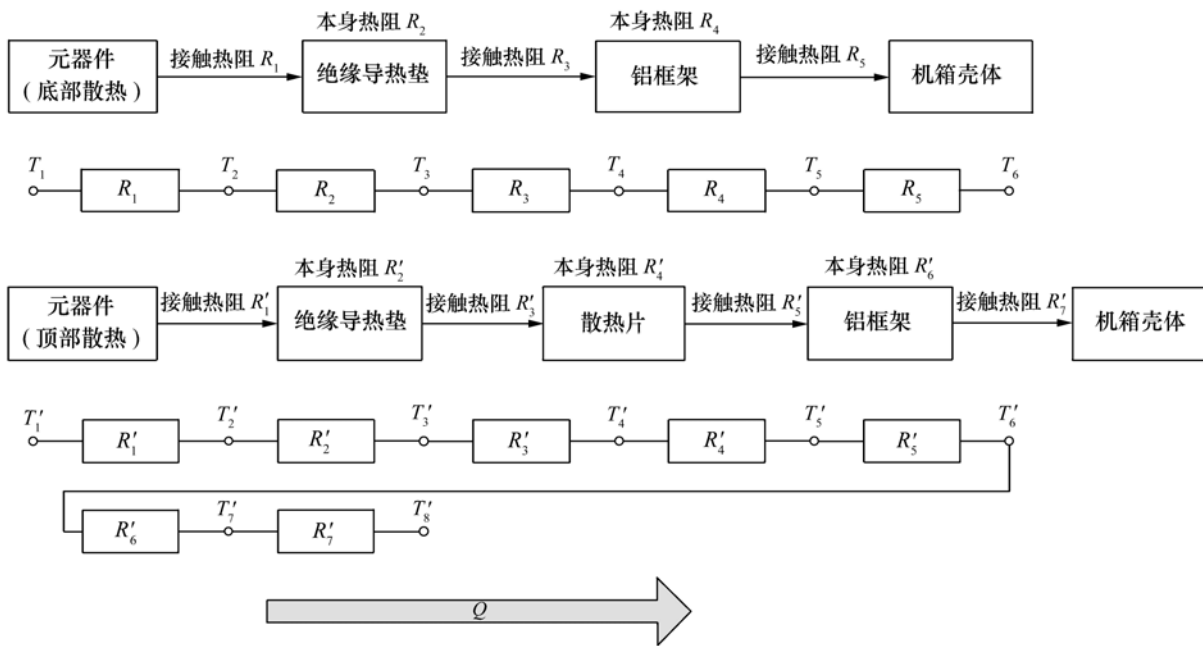


图2 元器件导热路径及热阻模型

Fig. 2 Heat transfer channel and thermal resistance model of elements

图中,对于底面散热的元器件来说,沿程热阻按照如下公式计算:

$$\begin{cases} R_1 = \frac{1}{A_1 \times k_1} \\ R_2 = \frac{D_1}{A_2 \times \lambda_1} \\ R_3 = \frac{1}{A_3 \times k_2} \\ R_4 = \frac{D_2}{A_4 \times \lambda_2} \\ R_5 = \frac{1}{A_5 \times k_3} \end{cases}, \quad (1)$$

其中 R_1, A_1 为元器件(底面散热)与绝缘导热垫之间的接触热阻与接触面积; R_2, A_2 为绝缘导热垫本身热阻与横截面积; R_3, A_3 为绝缘导热垫与铝框架之间的接触热阻与接触面积; R_4, A_4 为铝框架本身热阻与横截面积; R_5, A_5 为铝框架与机箱壳体之间的接触热阻与接触面积; D_1 为导热垫本身厚度; D_2 为铝框架长度(热量传递方向); k_1 为元器件(底面散热)与绝缘导热垫之间的传热系数; k_2 为绝缘导热垫与铝框架之间的传热系数; k_3 为铝框架与机箱壳体之间的传热系数; λ_1 为绝缘导热垫的导热率; λ_2 为铝框架的导热率。

对于顶面散热的元器件来说,由于 PCB 的导

热率很低,因此其主要热量都是通过顶部加装的散热片散失的。沿程热阻按照如下公式计算:

$$\left\{ \begin{aligned} R'_1 &= \frac{1}{A'_1 \times k'_1} \\ R'_2 &= \frac{D'_1}{A'_2 \times \lambda'_1} \\ R'_3 &= \frac{1}{A'_3 \times k'_2} \\ R'_4 &= \frac{D'_2}{A'_4 \times \lambda'_2} \\ R'_5 &= \frac{1}{A'_5 \times k'_3} \\ R'_6 &= \frac{D'_3}{A'_6 \times \lambda'_3} \\ R'_7 &= \frac{1}{A'_7 \times k'_4} \end{aligned} \right. , \quad (2)$$

其中 R'_1, A'_1 为元器件(顶面散热)与绝缘导热垫之

间的接触热阻与接触面积; R'_2, A'_2 为绝缘导热垫本身热阻与横截面积; R'_3, A'_3 为绝缘导热垫与散热片之间的接触热阻与接触面积; R'_4, A'_4 为散热片本身热阻与横截面积; R'_5, A'_5 为散热片与铝框架之间的接触热阻与接触面积; R'_6, A'_6 为铝框架本身热阻与横截面积; R'_7, A'_7 为铝框架与机箱壳体之间的接触热阻与接触面积; D'_1 为导热垫本身厚度; D'_2 为散热片长度(热量传递方向); D'_3 为铝框架长度(热量传递方向); k'_1 为元器件(顶面散热)与绝缘导热垫之间的传热系数; k'_2 为绝缘导热垫与散热片之间的传热系数; k'_3 为散热片与铝框架之间的传热系数; k'_4 为铝框架与机箱壳体之间的传热系数; λ'_1 为绝缘导热垫的导热率; λ'_2 为散热片的导热率; λ'_3 为铝框架的导热率。

根据机箱内元器件结构与散热措施的实际情况,取电源板上两种典型元器件为例,底面散热元器件的计算参数如下:

$$\left\{ \begin{aligned} A_1 &= A_2 = A_3 = 1.506 \times 10^{-3} \text{ m}^2 \\ A_4 &= 0.15 \times 10^{-3} \text{ m}^2, A_5 = 1.955 \times 10^{-3} \text{ m}^2 \\ D_1 &= 0.5 \times 10^{-3} \text{ m}, D_2 = 77 \times 10^{-3} \text{ m} \\ k_1 &= k_2 = 1\,500 \text{ W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K}) \\ k_3 &= 100 \text{ W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K}) \\ \lambda_1 &= 3.5 \text{ W}/(\text{m} \cdot \text{K}), \lambda_2 = 140 \text{ W}/(\text{m} \cdot \text{K}) \end{aligned} \right. . \quad (3)$$

将上述参数值代入式(1)可得:

$$\left\{ \begin{aligned} R_1 &= \frac{1}{A_1 \times k_1} = \frac{1}{1.506 \times 10^{-3} \times 1\,500} = 0.443 \text{ } ^\circ\text{C}/\text{W} \\ R_2 &= \frac{D_1}{A_2 \times \lambda_1} = \frac{0.5 \times 10^{-3}}{1.506 \times 10^{-3} \times 3.5} = 0.095 \text{ } ^\circ\text{C}/\text{W} \\ R_3 &= \frac{1}{A_3 \times k_2} = \frac{1}{1.506 \times 10^{-3} \times 1\,500} = 0.443 \text{ } ^\circ\text{C}/\text{W} \\ R_4 &= \frac{D_2}{A_4 \times \lambda_2} = \frac{77 \times 10^{-3}}{0.15 \times 10^{-3} \times 140} = 3.667 \text{ } ^\circ\text{C}/\text{W} \\ R_5 &= \frac{1}{A_5 \times k_3} = \frac{1}{1.955 \times 10^{-3} \times 1\,000} = 0.443 \text{ } ^\circ\text{C}/\text{W} \end{aligned} \right. . \quad (4)$$

因此,底面散热元器件的沿程总热阻为:

$$R = \sum_{i=1}^5 R_i = 5.158 \text{ } ^\circ\text{C}/\text{W}. \quad (5)$$

按照轨道周期平均计算,底面散热元器件功

耗 Q 为 4.7 W,因此底面散热元器件与机箱壳体之间的温差为:

$$\Delta T = Q \times R = 5.158 \times 4.7 = 24.24 \text{ } ^\circ\text{C}.$$

(6)

顶面散热元器件的计算参数如下:

$$\left\{ \begin{array}{l} A'_1 = A'_2 = A'_3 = 1.912 \times 10^{-3} \text{ m}^2 \\ A'_4 = 0.06 \times 10^{-3} \text{ m}^2, A'_5 = 0.2849 \times 10^{-3} \text{ m}^2 \\ A'_6 = 0.138 \times 10^{-3} \text{ m}^2, A'_7 = 1.955 \times 10^{-3} \text{ m}^2 \\ D'_1 = 0.5 \times 10^{-3} \text{ m}, D'_2 = 77.3 \times 10^{-3} \text{ m} \\ D'_3 = 143 \times 10^{-3} \text{ m} \\ k'_1 = k'_2 = 1500 \text{ W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K}) \\ k'_3 = k'_4 = 1000 \text{ W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K}) \\ \lambda'_1 = 3.5 \text{ W}/(\text{m} \cdot \text{K}), \lambda'_2 = 230 \text{ W}/(\text{m} \cdot \text{K}) \\ \lambda'_3 = 140 \text{ W}/(\text{m} \cdot \text{K}) \end{array} \right. \quad (7)$$

将上述参数值代入式(2)可得:

$$\left\{ \begin{array}{l} R'_1 = \frac{1}{A'_1 \times k'_1} = \frac{1}{1.912 \times 10^{-3} \times 1500} = 0.349 \text{ } ^\circ\text{C}/\text{W} \\ R'_2 = \frac{D'_1}{A'_2 \times \lambda'_1} = \frac{0.5 \times 10^{-3}}{1.912 \times 10^{-3} \times 3.5} = 0.075 \text{ } ^\circ\text{C}/\text{W} \\ R'_3 = \frac{1}{A'_3 \times k'_2} = \frac{1}{1.912 \times 10^{-3} \times 1500} = 0.349 \text{ } ^\circ\text{C}/\text{W} \\ R'_4 = \frac{D_2}{A'_4 \times \lambda'_2} = \frac{77.3 \times 10^{-3}}{0.06 \times 10^{-3} \times 230} = 5.601 \text{ } ^\circ\text{C}/\text{W} \\ R'_5 = \frac{1}{A'_5 \times k'_3} = \frac{1}{0.2849 \times 10^{-3} \times 1000} = 3.51 \text{ } ^\circ\text{C}/\text{W} \\ R'_6 = \frac{D'_3}{A'_6 \times \lambda'_3} = \frac{143 \times 10^{-3}}{0.138 \times 10^{-3} \times 140} = 7.402 \text{ } ^\circ\text{C}/\text{W} \\ R'_7 = \frac{1}{A'_7 \times k'_4} = \frac{1}{1.955 \times 10^{-3} \times 1000} = 0.512 \text{ } ^\circ\text{C}/\text{W} \end{array} \right. \quad (8)$$

因此顶面散热元器件的沿程总热阻为:

$$R' = \sum_{i=1}^7 R'_i = 17.797 \text{ } ^\circ\text{C}/\text{W}. \quad (9)$$

按照轨道周期平均计算,顶面散热元器件功耗 Q' 为 1.3 W,因此顶面散热元器件与机箱壳体之间的温差为:

$$\Delta T' = Q' \times R' = 17.797 \times 1.3 = 23.14 \text{ } ^\circ\text{C}. \quad (10)$$

2.4 结-壳温度计算模型

上述计算中所得到的结果是元器件的壳体温度。一般来说,由于不同的内部结构、封装方式、封装材料等因素的存在,导致元器件内部结点温度远大于壳体温度。同时元器件的温度设计指标均通过结温表示,因此首先通过仿真分析得到元

器件的壳体温度,再根据元器件厂商提供的准确的结-壳之间的热阻来得到元器件的结温。结-壳温度计算公式为:

$$T_J = T_Q + q \times R_{J \rightarrow Q}, \quad (11)$$

式中, T_J 为结点温度, T_Q 为壳体温度, q 为元器件功耗, $R_{J \rightarrow Q}$ 为结-壳热阻。

3 热分析

3.1 热分析模型

综合考虑电控机箱的结构特点以及元器件散热方式,应用 IDEAS-TMG 建立了电控机箱有限元热分析模型,如图 3 所示。

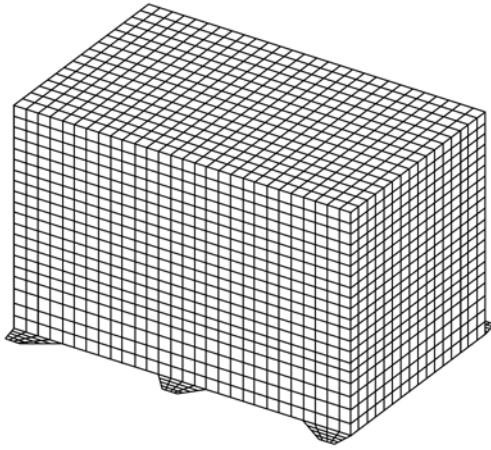


图 3 电控机箱热分析模型

Fig. 3 Thermal analytic model of electronic controlling cabinet

3.2 热分析计算

根据建立的电控机箱热分析模型,对整个电控机箱进行了仿真分析。计算过程中,环境温度设置为 30 ℃;电控机箱安装面处视为热沉,定义

基于以上所述热控措施,通过材料主要参数对比及其对热控性能的影响选取热控材料,材料主要参数见表 1。

表 1 材料主要参数

Tab. 1 Main parameters for materials

材料名称	发射率 ε	导热率 λ / $(W \cdot m^{-1} \cdot K^{-1})$	密度 ρ / $(kg \cdot m^{-3})$	比热 c / $(J \cdot kg^{-1} \cdot K^{-1})$
铝合金 1	0.85	140	2 800	921
铝合金 2	0.85	230	2 700	921
导热垫	/	3.5	/	/
陶瓷	0.5	18	2 700	850
铁镍钴合金	0.2	20	8 100	460
环氧玻璃布	0.5	15	1 450	/
导热脂	/	1.5	/	/

此处温度边界条件为 30 ℃。

经过稳态分析计算,得到了满足热控指标的计算结果,电控机箱内 PCB 的温度数据见表 2,其中电源板 2 上的大功耗元器件直接安装在箱体侧

表 2 电控机箱 PCB 温度数据

Tab. 2 Temperature data of PCBs in electronic controlling cabinet

序号	印制板名称	温度分布/℃
1	电源板 1	46.3 ~ 51.1
2	箱体侧壁(安装电源板 2 上的大功耗元器件的电控机箱壳体)	40.6 ~ 45.0
3	控制板	43.9 ~ 45.1
4	接口板	41.4 ~ 41.5

表 3 大功耗元器件温度数据

Tab. 3 Temperature data of large power consumption elements

(℃)

序号	元器件	散热方式	最高壳温	最高结温	热控指标
1	E ₁	底面散热	47.3	52.5	85
2	E ₂	底面散热	43.5	46.3	85
3	E ₃	底面散热	45.1	50.2	85
4	E ₄	底面散热	51.7	53.4	90
5	E ₅	底面散热	51.6	55.7	90
6	E ₆	底面散热	52.5	59.4	90
7	E ₇	底面散热	51.7	53.8	90
8	E ₈	顶面散热	50.0	62.5	105
9	E ₉	顶面散热	45.7	48.6	90
10	E ₁₀	顶面散热	45.8	49.2	90
11	E ₁₁	顶面散热	46.2	48.7	90
12	E ₁₂	底面散热	41.6	49.3	95

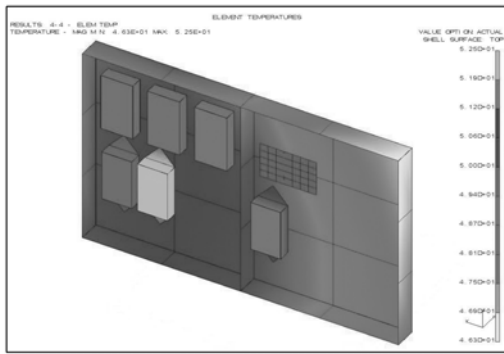


图4 电源板1温度分布云图

Fig. 4 Temperature distribution nephogram of power PCB 1

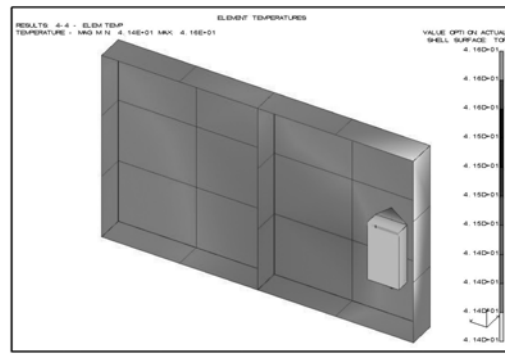


图7 接口板温度分布云图

Fig. 7 Temperature distribution nephogram of interface PCB

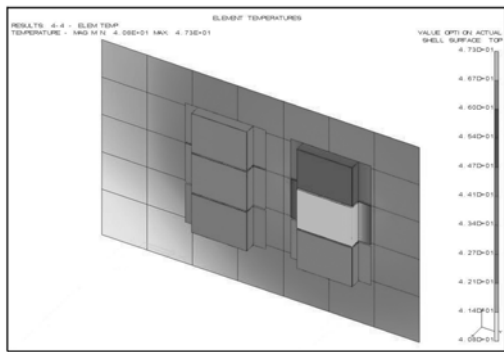


图5 箱体侧壁温度分布云图

Fig. 5 Temperature distribution nephogram of side wall in electronic controlling cabinet

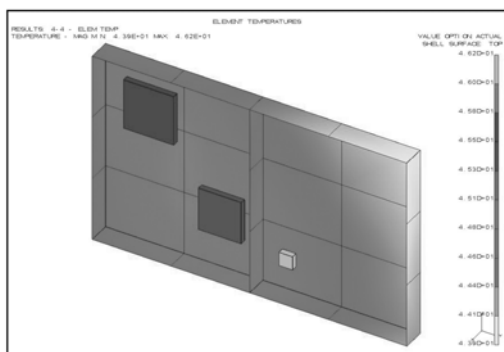


图6 控制 PCB 温度分布云图

Fig. 6 Temperature distribution nephogram of control PCB

壁处,因此此处直接给出箱体侧壁的温度范围; PCB 上大功率器件的壳体最高温度数据见表 3; PCB 及大功率元器件温度分布云图如图 4 ~ 图 7 所示。

从表 1 ~ 表 3,图 4 ~ 图 7 的温度数据和温度云图可以看出,电控机箱内的热量均通过有效的散热通道排散出去,没有形成热量集中,各个大功率元器件的工作温度均满足热控指标要求。电控机箱内电源板 1 的温度最高,PCB 的温度范围为 $46.3 \sim 51.1 \text{ }^{\circ}\text{C}$; 元器件 E_6 (底面散热) 的壳温最高达到 $52.5 \text{ }^{\circ}\text{C}$; 元器件 E_8 (顶面散热) 的结温最高达到 $62.5 \text{ }^{\circ}\text{C}$ 。

4 结 论

本文根据电控机箱所处环境以及自身结构特点,利用增大表面发射率、降低沿程热阻等热控措施对电控机箱内部大功率元器件进行了详细的热控设计,同时对典型元器件的散热效果进行了估算。最后应用 IDEAS-TMG 建立了电控机箱的有限元模型并进行了仿真分析,电控机箱内 PCB 的温度为 $40.6 \sim 51.1 \text{ }^{\circ}\text{C}$, 大功率元器件的结温为 $46.3 \sim 62.5 \text{ }^{\circ}\text{C}$ 。仿真结果表明,电控机箱热设计方案合理,满足热控指标要求。本文所探讨的空间相机电控机箱热设计与仿真分析内容可为其它空间相机电子设备热设计提供参考和依据。

参考文献:

- [1] 平丽浩,钱吉裕,徐德好.电子装备热控新技术综述(上)[J].电子机械工程,2008,24(1):1-10.
PING L H, QIAN J Y, XU D H. A review of the thermal control technologies for electronic systems: part I [J]. *Electro-Mechanical Eng.*, 2008, 24(1):1-10. (in Chinese)
- [2] 吕永超,杨双根.电子设备热分析、热设计及热测试技术综述及最新进展[J].电子机械工程,2007,23(1):5-10.
LV Y CH, YANG SH G. A review of thermal analysis, thermal design and thermal test technology and their recent development [J]. *Electro-Mechanical Eng.*, 2007, 23(1):5-10. (in Chinese)
- [3] 付桂翠,高泽溪,方志强,等.电子设备热分析技术研究[J].电子机械工程,2004,20(1):13-16.
FU G C, GAO Z X, FANG ZH Q, et al.. A study on thermal analysis of electronic system [J]. *Electro-Mechanical Eng.*, 2004, 20(1):13-16. (in Chinese)
- [4] 黄冬梅,童永光,蔡巧言.空间环境下某电子产品的热设计[J].导弹与航天运载技术,2005,5:48-50.
HUANG D M, TONG Y G, CAI Q Y. Thermal design of electronic product under space environment [J]. *Missiles and Space Vehicles*, 2005, 5:48-50. (in Chinese)
- [5] 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(自然科学版),2009,32(3):366-369.
QI Y CH, XU Y J, ZHAO Y L. Thermal analysis for the electric box of the space remote-sensor [J]. *J. Changchun University of Science and Technology (Natural Science Edition)*, 2009, 32(3):366-369. (in Chinese)
- [6] HARVEST J, FLESCHER S A, WEINTSTEIN R D. Modeling of the thermal effects of heat generating devices in close proximity on vertically oriented printed circuit boards for thermal management applications [J]. *International J. Thermal Sci.*, 2007, 46(3):253-261.
- [7] VELLVEHI M, JORDA X, GODIGNON P, et al.. Coupled electro-thermal simulation of a DC/DC converter [J]. *Microelectronics Reliability*, 2007, 47(12):2114-2121.
- [8] 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.
XUE J, CHEN W L, WU L T, et al.. Research of the thermal control in the CCD electric box of the space camera based on finite element method [J]. *Opt. Technique*, 2008, 34(6):851-853. (in Chinese)
- [9] 何恩,朱敏波,曹峰云.星载电子设备热分析系统的应用[J].电子机械工程,2004,20(1):8-10.
HE E, ZHU M B, CAO F Y. Application of thermal analysis system to electronic equipment on satellite [J]. *Electro-Mechanical Eng.*, 2004, 20(1):8-10. (in Chinese)
- [10] 陈立恒,吴清文,罗志涛,等.空间相机电子设备热控系统的设计[J].光学精密工程,2009,17(9):2145-2152.
CHEN L H, WU Q W, LUO ZH T, et al.. Design for thermal control system of electronic equipment in space camera [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2009, 17(9):2145-2152. (in Chinese)
- [11] 许艳军,齐迎春,任健岳.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.
XU Y J, QI Y CH, REN J Y. Thermal analysis of space electronic sensor system [J]. *Electro-Mechanical Eng.*, 2009, 25(2):12-15. (in Chinese)
- [12] 陈佶,孙汉旭,贾庆轩,等.空间机电产品热设计[J].现代机械,2006,3:61-108.
CHEN J, SUN H X, JIA Q X, et al.. The thermal design of space mechatronic products [J]. *Modern Machinery*, 2006, 3:61-108. (in Chinese)
- [13] 薛军,孙宝玉,吴澜涛,等.空间相机 CCD 电箱热分析计算[J].长春工业大学学报(自然科学版),2008,29(2):212-216.
XUE J, SUN B Y, WU L T, et al.. Thermal analysis for the CCD electric box of the space camera [J]. *J. Changchun University of Technology (Natural Science Edition)*, 2008, 29(2):212-216. (in Chinese)
- [14] 常春国.结构设计在电子设备中的重要性研究[J].电子质量,2009(12):48-49.
CHANG CH G. Study on the importance of structure design in electronic equipments [J]. *Electronics Quality*, 2009(12):48-49. (in Chinese)

- [15] 何菊. 某星载电子设备结构设计简述[J]. 中国科技信息, 2010(5):45-54.
HE J. Structural design compendium of an electronic equipment on satellite[J]. *China Science and Technology Information*, 2010(5):45-54. (in Chinese)
- [16] 朱金彪. 一种星载电子设备散热结构的设计与优化[J]. 电子机械工程, 2008, 24(4):11-13.
ZHU J B. Design and optimization of spaceborne electronic equipment's heatspreader structure[J]. *Electro-Mechanical Eng.*, 2008, 24(4):11-13. (in Chinese)

作者简介:郭亮(1982—),男,黑龙江哈尔滨人,助理研究员,主要从事空间光学遥感器的热控制、热分析与热试验技术方面的研究。E-mail:guoliang329@hotmail.com
吴清文(1968—),男,四川简阳人,研究员,博士生导师,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方面的研究。E-mail:wuqw@ciomp.ac.cn

《光机电信息》征稿启事

本刊由中国光学学会、中国科学院长春光学精密机械与物理研究所主办,科学出版社出版。

本刊征集光学和应用光学、激光和光电子学、微纳科技和精密工程、材料科学、电磁学和电子学、仪器仪表、信息科学和技术等几大领域如下形式的文章:

1. 研究信息快报

本栏目主要报道最新研究成果、阶段新结果、片段新结果的介绍或说明,不要求是纯学术论文。目的是为那些尚未能形成正式研究论文,但希望把已有的最新研究成果、阶段或片段新结果抢先发表的科研工作者提供一个平台,保护广大科研人员的知识产权。主要内容包括研究背景简介、研究过程或实验过程简述、观察到的结果、数据及相关信息说明、评论等,附图表数据等,也可附参考文献(一般不要求)。本栏目发表的论文数据不影响在正式发表论文时使用。

本栏目出版周期:收稿日期为每月5日之后、25日之前收到,下月即出版发表。如为当月5号之前收到,当月发表。

2. 研究快报

本栏目主要征集研究新成果的快速报道。要求具有如下内容:摘要、关键词、研究背景(引言)、研究过程或实验过程、研究结果、参考文献。

3. 研究评论

主要是对当前最新研究结果或研究动态的评论或展望,也可是基于他人研究结果的二次开发或更深层次的研究结果报道。

4. 综述文章

(1)综述本领域或本学科的研究成果和进展、发展动态和趋势。

(2)作者本研究群体的研究工作综述。

5. 研究论文

征集研究新结果的学术论文。

6. 应用开发类论文

接受各类大学、研究所、企业自主研发的新产品性能报道和新应用报道;新型器件在系统应用结果方面的报道等。是反映企业研发创新和对自身产品的再认识的能力、并能够让用户更好地了解产品性能、拓展应用范围的手段。本栏目论文具有产品推广广告作用。

7. 成果信息和研发信息

本栏目主要为大学、研究所等研发部门发布研究成果信息或项目工程研发信息;企业需要开发或攻关的项目信息等。目的是为研发部门和企业之间架起沟通桥梁。

8. 各类形式的企业宣传、广告,具体来电来函商谈。

本刊做各类宣传、广告,欢迎媒体利用。“好酒也怕巷子深”——您的产品多一份广告就会多一份收益,本刊广告收费比高,宣传范围广。纸版的广告+电子版的广告——更值得客户信赖,更能为您培养潜在的中、远期客户。

网上投稿:E-mail:xxfw@ciomp.ac.cn;xxfwome@sina.com;gjdxw@gmail.com

挂号邮寄:邮编:130033 地址:长春市东南湖大路3888号《光机电信息》编辑部

电话:0431-86176853

《光机电信息》编辑部