文章编号 1674-2915(2013)06-0919-11

空间光学遥感器大功率控制电箱的热设计

关奉伟*,刘 巨
(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:根据空间应用电子设备的热控要求,对空间光学遥感器的控制电箱进行了热控设计。首先,总结了空间电子设备的热设计原则。针对空间光学遥感器控制电箱介绍了相应的热设计流程,对典型的大功率器件进行了温差推算,并说明了电箱的各电路板和大功率元器件的热设计方案。最后,通过热分析和热试验手段对热控电箱的热控方案进行了验证。试验结果表明:控制电箱的整机稳态工况热平衡温度小于30 ℃,各元器件的最高壳温在54.2 ℃以内。结果验证了该设计方案完全满足设计指标要求。

关 键 词:空间光学遥感器;控制电箱;热设计
中图分类号:V443.4 **文献标识码**:A doi:10.3788/CO.20130606.0919

Thermal design of high power electronic control cabinet of space optical remote sensor

GUAN Feng-wei*, LIU Ju
(*Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun* 130033, *China*)
* *Corresponding author, E-mail: buaaguan@sina.com*

Abstract: A high power electronic control cabinet for space optical remote sensors was designed according to the design demands of space electronic equipment. Firstly, the thermal design principle was summarized for space electronic equipment. Then, the thermal design process of the electronic cabinet was generalized, the temperature difference of typical high power electronic components was calculated and the thermal design schemes of printed circuit boards and high power electronic components were introduced. Finally, the design schemes were validated by the means of thermal analysis and thermal test. The test results indicate that the thermal balance temperature of the electronic control cabinet is less than 30 ℃ in a stable working state and the shell temperatures of electronic components are under 54.2 ℃, which proves that the design schemes fully meet the design requirements of thermal control.

Key words: space optical remote sensor; electronic control cabinet; thermal design

收稿日期:2013-07-09;**修订日期**:2013-10-13
基金项目:国家自然科学基金资助项目(No. 60506014)

1 引 言

空间光学遥感器近年来取得了快速发展,目前已广泛应用于资源勘查、对地监视以及国土测绘等领域。该类遥感器的整机设计涵盖了应用光学、机械设计、电子电路系统、热以及力学环境保障等学科,其中控制电箱、焦面电箱等电子设备作为整机主要分系统之一,发挥了非常重要的作用。近些年随着空间光学遥感器的快速发展,相应配套电子设备的布局越发紧凑,封装密度日益增高,设备及器件热耗呈现了指数级的递增趋势[1],从而使得空间电子设备的热控设计变得异常紧迫和急切。据统计,当前电子器件损坏的主要原因为热损坏和工作温度超限[2]。

20世纪50年代,伴随着航天工业的起步及发展,空间电子设备得到了大量应用,与之相应的热控制技术也得到了快速发展[3]。目前国外已经取得了大量基础性、应用性的研究成果[4-11],除此之外,国外对预研性、前瞻性的散热技术研究也取得了诸多实质性的进展,包括每平方厘米千瓦级的散热技术早已立项研究,甚至每平方厘米万瓦级的散热技术探索也已经纳入了远期目标[12]。对比国外,国内对电子设备的散热研究相对较晚,并且发展之初也未引起行业内足够重视[13],不过随着近些年国内电子工业的飞速发展,电子设备散热问题的日益突出,业内已经普遍意识到了散热技术发展的迫切性,目前对于整机级、电路板级以及器件级的散热研究均取得了不少研究成果[14-21],不过对于创新性的、探索性的散热技术研究还很不足[12],尤其是对于空间应用的电子设备。空间电子设备的高集成度和高热流密度需要进行系统细致的热控设计,并且在设计过程中要充分考虑各分系统之间设计参数的制约和协同,在保证散热设计有效性和合理性的同时,尽可能降低散热措施的复杂性,提高整机系统的可靠性。

本文针对某空间光学遥感器的大功率控制电箱,依据热设计流程和原则进行了芯片级、板级热设计,并通过计算机仿真分析及热平衡试验等手段,验证了设计方案的正确性和有效性。试验及仿真结果均表明,控制电箱的热控设计满足指标要求,散热措施合理有效。

2 设计原则及流程

对于空间电子设备的研制,传统上通常采用串行设计方法,各分系统的设计人员独立进行各自的设计工作。由于热控分系统的任务特质,热控设计往往处于电子设备研制的末端环节,选取热控措施面临诸多制约,热控设计面临很大难度,对于结构紧凑、高热流密度的电子设备尤其明显。对于空间应用大功耗电子设备,热控设计应该是贯穿电子设备研制的始终,对材料选择、器件布局、主体结构等各环节进行综合考量,做到在保证热控设计有效性的同时,尽量降低热控措施的复杂性。

依据电子学分系统、结构分系统、热控分系统并行设计的原则,大功率控制电箱的设计还应遵循以下原则:

(1)在满足使用需求的情况下,选择功耗低、温度稳定性好和耐温范围宽的元器件;

(2)电子学器件的布局应充分考虑热流分布,尽量避免热耗过于集中,降低热设计难度;

(3)电路板件应选取具有内部导热通路的板材,增强自身导热性能;

(4)结构系统在满足强度、重量等要求的情况下,尽量选用导热率高的基材;

(5)结构系统所用材料应易于进行染黑等表面处理;

(6)结构组件与电路板件的连接面要求光滑平整,并且在允许的情况下,扩大接触面积,尽可能利用设备的结构进行传热;

(7)热功耗大的元器件尽可能靠近电路板框架或者机箱壳体,如有必要,可以直接将元器件安装在箱体上,并且尽量使热控措施与整机结构进行一体化设计,在保证散热效果的同时,可以降低热控系统的复杂性;

(8)使元器件的绝大部分热量沿着散热路径传到设备的底板或机箱壳体上;

(9)将与控制电箱连接的安装板作为散热的热沉。

依据上述设计原则,得到空间光学遥感器控

制电箱的热设计流程,如图 1 所示。

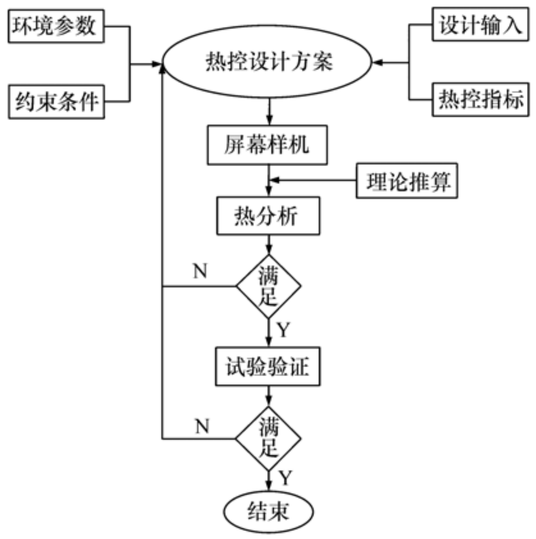


图 1　控制电箱热设计流程图

Fig. 1　Thermal design flow chart of electronic control cabinet

3　理论计算

3.1　大功率器件温差计算

控制电箱的热设计应该重点关注大功率器件及热量“集中”区域,针对大功耗器件等应首先进行理论推算,确定有无采取热控设计的必要,原则上尽可能通过调整电子学器件布局、利用机械结构解决器件散热问题。如需采取针对性的热控措施,也应尽可能与机械结构并行设计。下面以某空间光学遥感器控制电箱的 CPU 芯片为例,依据上述设计思路,进行理论推导。CPU 芯片为控制板上的主要发热器件,将其安置于控制板上利于散热的位置,具体布局示意图如图 2 所示。

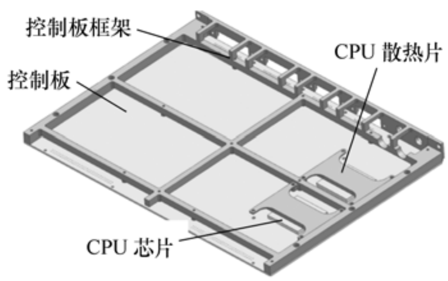


图 2　CPU 芯片布局示意图

Fig. 2　Schematic diagram of CPU chip layout

CPU 芯片通过以下两种方式进行散热:一是热量传导至控制板,再通过控制板传至电路板框架、控制电箱箱体,最终传至卫星设备舱;二是直接向周边环境辐射散热。器件的导热路径及热阻分析如图 3 所示。

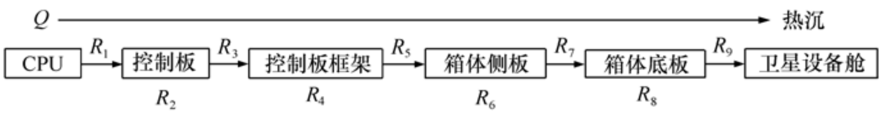


图 3　CPU 芯片导热路径

Fig. 3　Heat conduction path of CPU chip

依据上述导热路径,对 CPU 进行热阻分析,图 3 中各符号意义见表 1。

表 1　CPU 导热路径符号含义

Tab. 1　Symbol meanings of CPU heat conduction path

符号	具体含义	符号	具体含义
Q	器件热耗	R_5	电路板框架与控制电箱箱体侧板之间的接触热阻
R_1	CPU 与控制板之间的接触热阻	R_6	控制电箱箱体侧板的自身热阻
R_2	控制板自身热阻	R_7	箱体侧板与底板之间的接触热阻
R_3	控制板与板框之间的接触热阻	R_8	箱体底板的自身热阻
R_4	电路板框架的自身热阻	R_9	控制电箱箱体底板与设备舱安装面之间的接触热阻

导热路径中接触热阻的计算公式为：

$$R_i = 1/(A_i \times K_i) \quad (i = 1,3,5,7,9). \tag{1}$$

自身热阻的计算公式为：

$$R_i = \delta_i/(A_i \times \lambda_i) \quad (i = 2,4,6,8). \tag{2}$$

上述式(1)和(2)中各符号的意义见表2。

表2 热阻计算公式符号含义

Tab.2 Symbol meanings of heat resistance formula

符号 A	意义	符号 K、λ、δ	意义
A_1	CPU与控制板之间的接触面积	K_1	CPU与控制板之间的导热系数
A_2	控制板的截面积	λ_2	控制板的热导率
		δ_2	控制板的厚度
A_3	控制板与板框之间的接触面积	K_3	控制板与板框之间的导热系数
A_4	电路板框架的截面积	λ_4	电路板框架的热导率
		δ_4	电路板框的厚度
A_5	电路板框架与箱体侧板间的接触面积	K_5	电路板框架与箱体间的导热系数
A_6	控制电箱箱体侧板的截面积	λ_6	控制电箱箱体侧板的热导率
		δ_6	控制电箱箱体的厚度
A_7	箱体侧板与箱体底板的接触面积	K_7	箱体侧板与箱体底板的导热系数
A_8	箱体底板的截面积	λ_8	控制电箱箱体底板的热导率
		δ_8	箱体底板的厚度
A_9	箱体底板与卫星设备舱间的接触面积	K_9	箱体与卫星设备舱间的导热系数

依据控制电箱各部件的实际结构及接触表面的实际情况，上述各参数的取值见表3。

表3 热阻计算公式参数取值

Tab.3 Parameter values of heat resistance formula

参数	取值/m²	参数	取值	参数	取值/mm
A_1	1.6×10^{-3}	K_1	30 W/(m²·K)		
A_2	0.464×10^{-3}	λ_2	18 W/(m·K)	δ_2	2×10^{-3}
A_3	5.3×10^{-3}	K_3	1 000 W/(m²·K)		
A_4	5.3×10^{-3}	λ_4	160 W/(m·K)	δ_4	1×10^{-2}
A_5	3.712×10^{-3}	K_5	200 W/(m²·K)		
A_6	0.95×10^{-3}	λ_6	160 W/(m·K)	δ_6	3.8×10^{-3}
A_7	2.98×10^{-3}	K_7	200 W/(m²·K)		
A_8	2.98×10^{-3}	λ_8	160 W/(m·K)	δ_8	8×10^{-3}
A_9	8.67×10^{-2}	K_9	200 W/(m²·K)		

将上表各数值代入式(1)和(2)中，得出各热阻值见表4。

表4 热阻计算值

Tab.4 Calculated values of heat resistance

热阻	R_1	R_2	R_3	R_4	R_5	R_6	R_7	R_8	R_9
计算值/(℃·W⁻¹)	20.83	0.239	0.19	0.012	1.347	0.025	1.678	0.017	0.058

因此,依据 CPU 散热环节的热阻计算值,可知总热阻 $R' = \sum_{i=1}^{9} R_i = 24.396$ ℃/W,若 CPU 器件的功耗为 1 W,则 CPU 器件与热沉之间的温差为 24.396 ℃。

3.2　热控后的温差计算

根据 CPU 器件的结构特点,在 CPU 顶部增设散热片,从而为器件增加一条导热路径,此导热路径分析如图 4 所示。

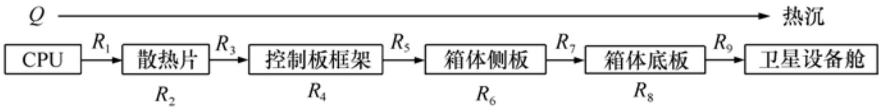


图 4　CPU 顶部散热路径

Fig. 4　Heat transfer path of CPU top

从图 4 中可知,CPU 顶部增设了散热片以后,热量通过器件顶部铜导热区域,导至散热片(散热片与 CPU 顶部之间填涂导热硅胶),然后通过散热片导至电路板框架,之后的导热路径与 3.1 节的分析相同。顶部散热的热阻分析与 3.1 节相似,下面直接列出计算结果,具体数值见表 5。

表 5　CPU 顶部散热热阻计算值

Tab. 5　Calculated values of heat transfer heat resistance for CPU top

热阻	R_1	R_2	R_3	R_4	R_5	R_6	R_7	R_8	R_9
计算值/(℃ · W^{-1})	0.417	0.061	1.4	0.012	1.347	0.025	1.678	0.017	0.058

由此可得,CPU 顶部散热路径热阻 $R'' = \sum_{i=1}^{9} R_i = 5.015$ ℃/W,CPU 增设顶部散热后,导热总热阻为原导热热阻与新增顶部散热热阻的并联热阻,$1/R_{total} = 1/R' + 1/R''$,计算得 $R_{total} = 4.16$ ℃/W,若 CPU 器件的功耗为 1 W,则 CPU 增设顶部散热后与热沉之间的温差为 4.16 ℃。

由上述推算可知,CPU 器件在增加热控措施前后的温差很大,热控设计的效果非常显著,对于控制电箱其余大功率器件的理论推算同样采用上述方法,然后依据各器件的降额使用要求以及热沉温度水平来确定控制电箱所有需要进行热控设计的元器件。

4　设计方案

依据热设计流程及原则对所有需要采取散热措施的大功率器件进行热控设计,下面对控制电箱的芯片级热设计进行详细说明。

对于空间电子设备来讲,传导和辐射是设备散热的主要方法。由于传导及辐射导热在效率方面差异显著,在进行控制电箱的热设计时,首先应着眼于增强热聚集区域的导热能力,其次应着重提高器件、组件的表面发射率,以增强辐射换热并匀化内部温度。

根据控制电箱的结构特点及功耗分布,采用从器件底部或顶部增强导热的方式往往效果较好,并且较易实现,所以大功率元器件首先考虑从底部或顶部导热,如果难以实现的话,再考虑采用周向导热。由于器件的底部散热更易于与机械结构进行整体设计,所以器件的底部散热设计应作为首选的设计方案。

依据器件的自身结构特点及安装方式可知,器件与电路板之间的热阻通常较大,引脚式器件更为显著。另外,电路板件自身导热性普遍较差,所以对于大功率器件单纯依靠 PCB 板的散热通常难以满足要求,多需要对各大功率器件增加额外的导热路径。本文依据控制电箱大功率器件的具体构型及实际功耗,对各器件采取了针对性的热控设计,例如对于与 PCB 板接触面积较大的器件在底部增设了散热片;对散热片与电路板框架进行了整体设计,从而去除了散热片与框架间的

接触热阻;器件与底部散热片之间填涂导热脂或者导热硅橡胶,这样器件的大部分热量通过散热片直接传导至电路板框架,再由框架传至控制电箱箱体,再将热量散至热沉。控制电箱某电阻器件底部散热的设计方案如图5所示,电阻器件的功耗大部分通过底部散热片传到电路板框架,然后通过框架传导至箱体,再排散到热沉。

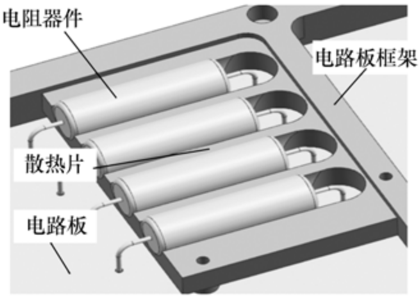


图5 某型电阻器件设计方案示意图

Fig. 5 Design schematic diagram of a resistance component

对于热量聚集在顶部或者不便在底部采取热控措施的器件,采用在器件顶部增设散热压片,考虑器件的焊接以及更换等因素,顶部散热压片与电路板框架通常采用分体设计,为减小散热压片与框架间的接触热阻,在连接面处涂覆导热脂或者导热硅橡胶以增强连接面处导热系数,热量通过顶部散热压片导至电路板框架,再由框架导至箱体散至热沉。控制电箱某芯片器件顶部散热的设计方案如图6所示。

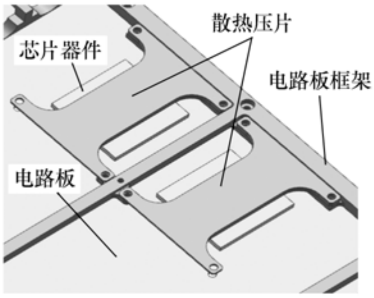


图6 某型芯片器件设计方案示意图

Fig. 6 Design schematic diagram of a chip device

控制电箱的器件热设计需要对各器件采取针对性的设计方案,并且需要满足相应的重量、器件布局等的要求。除此之外,电路板框架在结构系统允许的情况下,应尽量选用高导热性的材料(如铝合金),并在框架与控制电箱箱体的接触面涂覆导热填料,以减小热阻,电路板框架的外表面均做染黑处理,以提高发射率。控制电箱安装于卫星设备舱,箱体与设备舱的连接面之间填涂导热脂,箱体表面做染黑处理,增强与卫星设备舱内环境的换热。

5 仿真分析

利用NX仿真平台的空间系统热模块进行热分析。首先建立控制电箱的屏幕样机,然后对整机结构及元器件、电路板件等进行合理简化,依据电箱的结构及传热特点进行网格划分,从而建立整机有限元模型,如图7所示,模型中定义的材料属性见表6,接触热导率见表7,大功率元器件的热耗见表8。

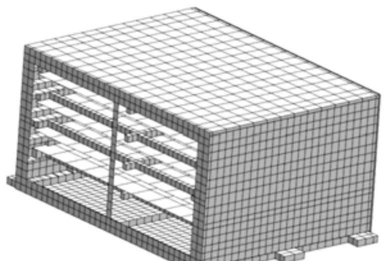


图7 相机控制电箱有限元模型

Fig. 7 Finite element model of electric control cabinet

表6 材料属性

Tab. 6 Material attributes

构件/器件	材料	密度/($kg\cdot m^{-3}$)	导热系数/($W\cdot m^{-1}\cdot K^{-1}$)	热容/($J\cdot kg^{-1}\cdot K^{-1}$)	发射率 ε
电路板框架、箱体等	铝合金	2 660	162	871	0.8
PCB线路板	酚醛	1 800	18	700	0.6
芯片等	陶瓷等	2 450	4.5	1 090	0.5
电阻器件	陶瓷等	2 400	5.03	1 000	0.6

表 7　接触热导率

Tab. 7　Contact heat conductance

接触类型	热控工艺	热导率/($W \cdot m^{-2} \cdot K^{-1}$)
光滑金属表面之间	填充导热填料	2 000
光滑金属表面之间	无	200
元器件-电路板	填充导热填料	450
元器件-电路板	无	30
元器件-光滑金属表面	填充导热填料	800
电路板-光滑金属表面	填充导热填料	1 500

表 8　大功率器件热耗

Tab. 8　Powers of high power electronic components

发热器件	控制板芯片	控制板电阻	接口板引脚电源	接口板电阻	电源板电源 1	电源板电源 2
功耗/W	2.5	2.24	2.36	3.8	4.5	6

单个轨道周期内,控制电箱的工作时间不超过 12 min,热分析时采取极端工况,热沉温度取为温度上限 20 ℃,具体的工况条件见表 9。

表 9　工况条件说明

Tab. 9　Description of work states

序号	工况类型	考察目标
1	稳态	考察控制电箱在轨工作时轨道周期平均功耗下的热平衡温度场
2	瞬态	考察大功率元器件每个轨道周期持续工作 12 min,连续 10 个轨道周期的瞬态温度变化

分析时重点关注控制电箱的控制板、接口板以及电源板上的大功率器件在工况期间的平衡温度及峰值温度等,控制电箱的稳态工况温度场如图 8 所示。

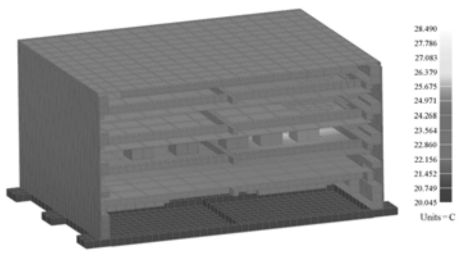


图 8　稳态工况热平衡温度场

Fig. 8　Heat balance temperature field of steady state

从图 8 可知,控制电箱达到热平衡时所有器件和构件的温度水平都在 30 ℃以下,接口板某型电阻器件的平衡温度最高,约为 28.5 ℃。第 4 小节所述的电阻器件在工况期间的温度曲线如图 9 所示,芯片器件在工况期间的温度曲线如图 10 所示。

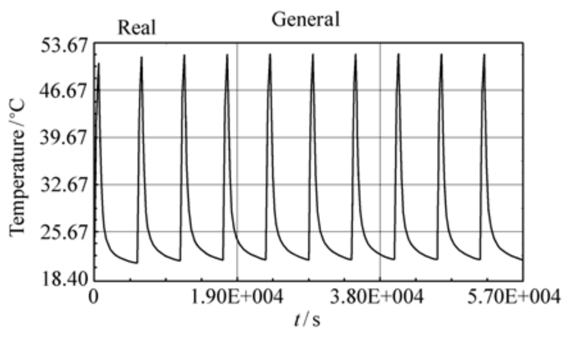


图 9　电阻器件温度水平变化

Fig. 9　Temperature curve of the resistance component

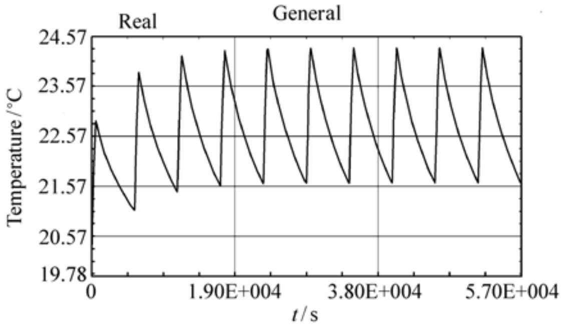


图10　芯片器件温度水平变化

Fig. 10　Temperature curve of the chip device

从图9可以看出,上述器件在工况期间温度呈周期性波动,每个轨道周期上电工作时温度迅速上升,上电结束后温度迅速回落,经过多个轨道周期的上电工作,元器件的峰值温度收敛趋势已经非常明显,连续的多轨道周期工作,器件温度已经达到了瞬态平衡,由此可以说明控制电箱具备连续多轨道周期上电工作的能力。

工况期间各元器件的峰值温度统计见表10,可以看出,工况期间各器件的温度水平均满足相应的降额指标要求。

表10　大功耗元器件温度数据

Tab. 10　Temperatures of high power electronic components

电路板	器件序号	器件类别	最高壳温/℃	降额壳温指标/℃
控制板	1	芯片	23.8	65
	2	电阻	24.2	65
接口板	1	引脚式电源	27.5	70
	2	电阻器件	51.5	75
电源板	1	电源模块	23.2	70
	2	电源模块	24.6	70

6　热试验

为获取整机温度分布数据,从而验证热设计的正确性,并且完善热分析数学模型,进而为热设计优化提供参考和依据,对控制电箱进行了系统级的热平衡试验,考察了控制电箱的温度水平和温度变化。

6.1　试验系统组成

本次热平衡试验装置包括真空环境模拟系统、在轨星载荷舱模拟系统、控制电箱负载加载系统、测温元件及测温系统等,试验装置如图11所示。

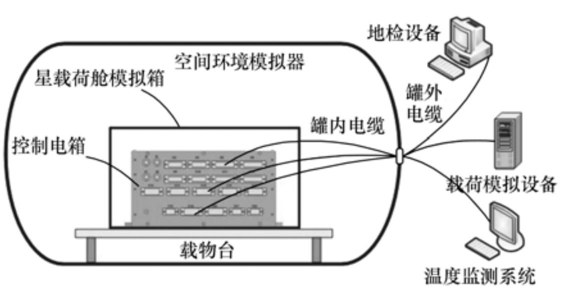


图11　试验装置示意图

Fig. 11　Schematic diagram of test equipment

在大功率器件表面及电路板重点关注区域粘贴T型铜-康铜热电偶,利用KEITHLEY测温仪采集温度数据,经过后处理得到各器件在工况期间的壳温变化曲线。

6.2　试验条件及结果

试验条件与热分析的工况条件保持一致,试

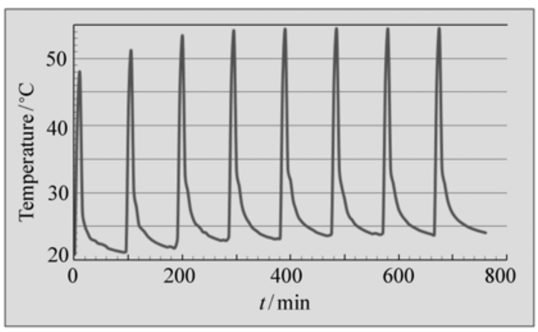


图12　电阻器件温度曲线

Fig. 12　Temperature curve of the resistance component

验过程中空间环境真空度≤1.3×10^{-3} Pa,环境温度设定在 20 ℃。按照瞬态工况条件对控制电箱进行加载,模拟控制电箱连续多轨道周期上电工作,试验直至达到瞬态热平衡为止。控制电箱在连续 4 个试验周期的对应时刻,监测点温度值的变化在 ±1 ℃以内时,可判定试验达到瞬态热平衡,经过连续 8 个轨道周期的试验,依据上述判据,判定控制电箱达到了瞬态热平衡。电阻器件及芯片器件的温度曲线如图 12 及图 13 所示。

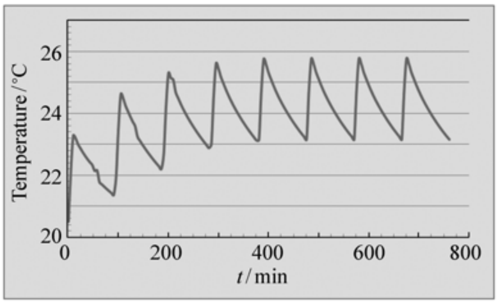


图 13　芯片器件温度曲线

Fig. 13　Temperature curve of the chip device

试验的大功率器件峰值温度数据统计见表 11。从表中可以看出,器件的温度水平完全满足降额壳温指标,并且仿真结果与试验数据吻合得也很好,误差均在 2.7 ℃以内,通过控制电箱的热平衡试验进一步验证了热控方案的正确性和合理性。

表 11　试验温度数据统计

Tab. 11　Statistic of test temperature data

电路板	监测点序号	监测器件	峰值温度/℃	仿真结果/℃	降额壳温指标/℃
控制板	1	芯片	25.8	23.8	65
	2	电阻	26.0	24.2	65
接口板	1	引脚式电源	29.3	27.5	70
	2	电阻器件	54.2	51.5	75
电源板	1	电源模块	25.1	23.2	70
	2	电源模块	25.9	24.6	70

7　结　论

本文根据空间应用电子设备的设计流程和设计原则,对某空间光学遥感器的大功率控制电箱进行了热控设计,对各大功率元器件采取了针对性的热控措施,通过热分析及热平衡试验手段对控制电箱的热控方案进行了充分考核和验证。

研究结果表明,控制电箱的整机稳态工况热平衡温度水平 <30 ℃,各器件的瞬态工况峰值温度≤54.2 ℃,完全满足器件的一级降额壳温要求,说明热控设计方案合理可行,热控措施正确有效。

目前空间应用电子设备沿着高热流密度和高集成度的方向快速发展,这种发展趋势对相应的热控设计提出了越来越苛刻的要求,今后设备研制中机械、电子及热控的并行一体化设计将会是发展趋势,有关课题还需进一步探讨和研究。本文所探讨的大功率控制电箱的设计思路和方案可以为其它空间应用电子设备的热控设计提供参考和依据。

参考文献:

[1]　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,ZH Y L. Thermal analysis for the electric cabinet of the space remote sensor[J]. *J. Changchun University of Science and Techonology*(Natural Science Edition),2009,32(3):366-369. (in Chinese)

[2]　于慈远.计算机辅助电子设备热分析、热设计及热测量技术的研究[D].北京:北京航空航天大学,2000.

YU C Y. Research on technique of computer aided thermal analysis, design and test on electronic equipments[D]. Beijing:Beijing University of Aeronauticsan d Astronautics,2000(in Chinese)

[3] 侯增祺,胡金刚.航天器热控制技术[M].北京:中国科学技术出版社,2007.
HOU Z Q,HU J G. *Spacecraft Thermal Control Technology*[M]. Beijing:China Science and Technology Press,2007.(in Chinese)

[4] MADSEN E. PCB thermal analysis[J]. *Printed Circuit Design. San Francisco*,2001,18(2):34-37.

[5] PRICE D C. A review of selected thermal management solutions for military eletronic systems[J]. *IEEE Trans. Compon. Pack. Technol.*,2003,26(1):26-39.

[6] GO'MEZ D,DUFIS C,ALTET J,*et al.*. Electro-thermal coupling analysis methodology for RF circuits[J]. *Microelectronics J.*,1996(10):1-9.

[7] BENOIST L,PARLOUËR P LE. Integrated circuit thermal analysis:a new thermal technique for polymer characterization [J]. *J. Thermal Analysis and Calorimetry*,2000,59(1-2):351-358.

[8] FEUILLET V,SCUDELLER Y,JARNY Y. The discrete boundary resistance method for thermal analysis of solid-state circuits and devices[J]. *International J. Thermal Sciences*,2009,48(2):372-282.

[9] RINALDI N. Thermal analysis of solid-state devices and circuits:an analytical approach[J]. *Solid-State Electronics*,2000,44(10):1789-1798.

[10] KIM I H,NO H CH,LEE J I,*et al.*. Thermal hydraulic performance analysis of the printed circuit heat exchanger using a helium test facility and CFD simulations[J]. *Nuclear Eng. and Design*,2009,239(11):2399-2408.

[11] SEMENA N P,KONOVALOV A A. Using PCB layout for maintenance of a thermal mode in very large-scale integrated circuits of space-application electronic blocks[J]. *Thermophysics and Aeromechanics*,2006,13(1):103-110.

[12] 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)

[13] 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):69-76.
CHENG L H,XU SH Y. Thermal design of electric controller for high-resolution space camera[J]. *Opt. Precision Eng.*,2011,19(1):69-76.(in Chinese)

[14] 景莘慧,陈文鑫.大功率电源模块的散热设计[J].电子机械工程,2003,19(1):28-30.
JING Z H,CHENG W X. Thermal design of heat sink for a large-power supply module[J]. *Electro-Mechanical Eng.*,2003,19(1):28-30.(in Chinese)

[15] 陈平,张一军,朱镭.热管在典型密封电子设备热设计中的应用[J].航空计算技术,2010,40(4):83-85.
CHENG P,ZHANG Y J,ZHU L. Heat Pipe appiled in thermal design of representative hermetic electric equipment[J]. *Aeronautical Computing Technique*,2010,40(4):83-85.(in Chinese)

[16] 薛军,孙宝玉,刘巨,等.热分析技术在电子设备热设计中的应用[J].长春工业大学学报(自然科学版),2007,28(2):176-179.
XU J,SUN B Y,LIU J,*et al.*. The application of thermal analysis technology in electronic equipment thermal design[J]. *J. Changchun University of Techonology*(Natural Science Edition),2007,28(2):176-179.(in Chinese)

[17] 孙创,夏新林,董士奎,等.外露式星载光电设备在轨热分析[J].宇航学报,2009,30(2):775-779.
SUN C,XIA X L,DONG SH K,*et al.*. Thermal analysis of photoelectricity equipment on the track[J]. *J. Astronautics*,2009,30(2):775-779.(in Chinese)

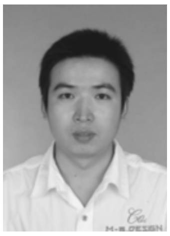
[18] 许艳军,齐迎春,任建岳.空间遥感器电子学系统热分析[J].电子机械工程,2009,25(2):12-15.
XU Y J,QI Y C,REN J Y. Thermal analysis of space electronic sensor system[J]. *Electro-Mechanical Eng.*,2009,25(2):12-15.(in Chinese)

[19] 陈立恒,吴清文,罗志涛,等.空间相机电子设备热控系统设计[J].光学 精密工程,2009,17(9):2145-2152.
CHENG L H,WU Q W,LUO ZH T,*et al.*. Thermal control of high-power focal plane apparatus[J]. *Opt. Precision Eng.*,2009,17(9):2145-2152.(in Chinese)

[20] 郭亮,吴清文,曹启鹏,等.空间相机电控机箱的热设计及仿真分析[J].中国光学,2011,4(2):129-138.
GUO L,WU Q W,CAO Q P,*et al.*. Thermal design and simulation analysis of electronic controlling cabinet in space camera[J]. *Chinese Optics*,2011,4(2):129-138.(in Chinese)

[21] 关奉伟,刘巨,曹乃亮.空间光学遥感器控制器机电热一体化设计[J].光学技术,2012,38(3):310-316.
GUAN F W,LIU J,CAO N L,*et al.*. Structural/electrical/thermal integrated design of electric controller for space optical remote sensor[J]. *Optical Technique*,2012,38(3):310-316.(in Chinese)

作者简介:



关奉伟(1984—),男,内蒙古通辽人,硕士,助理研究员,2007 年、2010 年于北京航空航天大学分别获得学士、硕士学位,主要从事空间光学遥感器热控设计、热分析、热试验等方面的研究。E-mail:buaaguan@ sina. com

刘　巨(1974—),男,吉林省吉林市人,博士,副研究员,2005 年于中国科学院长春光学精密机械与物理研究所获得博士学位,主要从事空间光学仪器热设计、热分析、热试验等方面的研究工作。E-mail:yanwuqiu@ aliyun. com

《中国光学》征稿启事

《中国光学》为双月刊,A4 开本;刊号:ISSN 2095-1531/CN 22-1400/O4;国内外公开发行,邮发代号:国内 12-140,国外 BM6782。

★　荷兰 Scopus 数据库
★　美国《乌利希国际期刊指南》
★　美国《化学文献》
★　波兰《哥白尼索引》
★　俄罗斯《文摘杂志》
★　中国光学学会会刊
★　中国科技核心期刊数据库
★　中国期刊全文数据库
★　万方数字化期刊全文数据库
★　中国科技期刊数据库
★　中国光学期刊网数据库

主要栏目:微纳光学、信息光学、集成光电子、光谱学和光谱仪器、激光技术与应用、光学功能材料、光学设计与工艺、大气与空间光学、光学仪器与测试、综述等。

发稿类型:学术价值显著、实验数据完整的原创性论文;研究前景广阔,具有实用、推广价值的技术报告;有创新意识,能够反映当前先进水平的阶段性研究简报;对当前学科领域的研究热点和前沿问题的专题报告;以及综合评述国内外光学技术研究现状、发展动态和未来发展趋势的综述性论文。

欢迎投稿、荐稿。

主管单位:中国科学院
主办单位:中国科学院长春光学精密机械与物理研究所
编辑出版:《中国光学》编辑部
投稿网址:http://chineseoptics. net. cn
邮件地址:chineseoptics@ ciomp. ac. cn; zggxcn@ 126. com
联系电话:0431-86176852; 0431-84627061　　传　真:0431-84627061
编辑部地址:长春市东南湖大路 3888 号(130033)