

文章编号 1004-924X(2011)01-0069-08

高分辨率空间相机电控箱热设计

陈立恒, 徐抒岩

(中国科学院 长春光学精密机械与物理研究所 空间光学部, 吉林 长春 130033)

摘要: 设计了高分辨率空间相机的电控箱, 以解决其散热问题。首先, 概述了电控箱热设计的基本流程。然后, 采用了加导热片、表面发黑处理、填充导热填料等高可靠性的导热和辐射方式对需要散热的电子元器件、印制电路板以及设备机箱进行散热。通过真空条件下的热试验对热分析模型进行了修正, 根据热试验和热分析的结果对热设计提出了增加机外热管的改进措施。最后, 根据改进后的措施, 利用修正后的模型对热控系统进行了热分析计算。结果表明, 改进热控措施后电子元器件的结温温度为 40.2~62.7℃, 表明增加机外热管后器件散热效果明显。改进热控措施后热设计合理, 所采取的热控措施能够满足设计要求。

关键词: 空间相机; 电控箱; 热设计; 热试验; 模型修正

中图分类号: V242 文献标识码: A doi:10.3788/OPE.20111901.0069

Thermal design of electric cabinet for high-resolution space camera

CHEN Li-heng, XU Shu-yan

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

Abstract: A thermal control system of electric cabinet in a high-resolution space camera was designed to resolve its heat dissipation. The basic flow sheet of thermal design for the electric cabinet was introduced, and several kinds of approaches in thermal conductions and thermal radiation were used to dissipate the heat for the electronic components, Printed Circuit Boards (PCBs) and their chassis. Then, the finite element mode of thermal analysis was corrected according to the thermal test in the vacuum condition. Based on the results of thermal test and thermal analysis, the thermal design was modified by adding a heat pipe additionally. Finally, according to the space environment and structure characteristics, the thermal analysis for the thermal control system was performed by the corrected mode and the case temperatures of the electronic components were calculated. The results show that the case temperatures of electronic components are from 40.2 to 62.7℃ after adding the heat pipe, which means the thermal design scheme is feasible and reasonable for the electric cabinets of space cameras.

Key words: space camera; electric cabinet; thermal design; thermal test; mode correction

收稿日期: 2010-01-26; 修订日期: 2010-04-13.

基金项目: 国家重大国防科研项目

1 引言

电子工业的不断发展使得电子设备的功能和复杂性日益增长,它们在工作中的功率损耗通常以热能耗散的形式表现,任何具有电阻的元件都是一个内部热源,工作时热流密度急剧上升,导致器件本身温度也随之上升,电子设备周围的环境温度同时影响内部温度,从而影响电子器件工作的可靠性,特别是在大功率和高集成度的情况下会使电子设备的温度迅速提高,甚至引起设备故障。空间相机在轨工作时置于严酷的空间热环境中,其电子器件散热十分困难,如果散热冷却措施达不到要求,就会导致电子元件局部或整体处于较高的温度下失效或损坏。研究表明,随着温度的增长,芯片失效率有呈指数增长的趋势,因此对空间相机电子设备进行可靠的热设计,实施有效的热控制措施是提高设备工作可靠性的关键措施^[1-4]。

目前,国外的电子设备热控制技术较为成熟,取得了许多应用和理论上的成果。而国内由于电子工业的发展落后于国外,因此对电子设备热技术的研究也相应滞后,尚处于初期阶段,不过这几年已逐渐认识到了该项研究对航空航天及军事领域的重要性并开展了相应的研究工作。国外对电子产品的过热问题的研究始于 60 年代,提出了针对电子设备的热控制技术。目前,这些技术在航空航天等领域得到了广泛的应用。美国在 70 年代就颁发了可靠性热设计手册;日本电器公司 1985 年推出的巨型计算机已采用水冷技术;而且国外很多公司都在致力于各种电子设备冷却方法的计算机辅助热分析软件的开发,力求快速准确地计算出电子设备的温度分布。我国国防科工委也于 1992 年 7 月发布了国家军用标准 GJB/Z27-92 电子设备可靠性热设计手册,提供了军用电子设备热设计的基本理论、计算方法,热可靠性分析与鉴别技术,是进行热设计的基本依据^[5-13]。

空间用电子设备的功率密度和元器件安装密度高,轨道空间又没有空气对流散热,这些条件决定了空间用电子设备热设计的特点,即在轨条件

下,主要通过传导和辐射来散热或者采用热管等特殊散热方式来保证电子器件工作温度保持在预定范围内。本文对某高分辨率空间相机电控箱的热设计流程进行了总结,并根据热设计流程对其进行了合理可靠的热设计。

2 热设计流程

解决电子设备过热问题,提高产品可靠性的相关技术称为电子设备热控制技术。它主要包括:电子设备的热分析(热模拟)技术、热设计(温度控制)技术以及热测试(温度测量)三大技术,这些技术是发现并解决电子设备热缺陷不可缺少的技术手段。这三大技术的集成以及在电子产品开发中的并行应用,可以极大地缩短产品开发周期,提高产品开发设计的经济性,保证电子产品的综合性能。高分辨率空间相机电控箱的热设计流程如图 1 所示,其中包括根据需求对电控箱进行的热设计,热分析计算和热试验等技术。

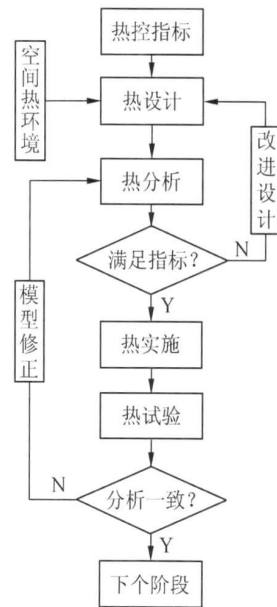


图 1 空间相机电控箱的热设计流程

Fig. 1 Flowchart of thermal design for space camera

3 电控箱热设计

本文研究的空间相机电控箱安装在载荷舱内的仪器安装板上,主要由接口板、控制板以及电源板等组成,元器件的发热功耗较大。为了减少发

热器件的热应力集中, 防止过热, 需要采取一定的散热措施对电子设备进行热设计。这里主要对元器件、印制板 (Print Circuit Board, PCB) 和机箱壳体采取的热控措施进行论述, 其主要散热路径如图 2 所示, 元器件的热量主要通过导热片和 PCB 传递到机箱壳体上, 最后通过传导和辐射传递到热沉以及舱内的环境当中。

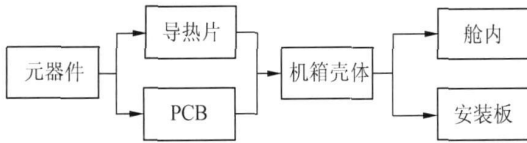


图 2 元器件的散热链路

Fig. 2 Heat dissipation path of electronic components

元器件的种类的不同, 其散热面也不一样。针对散热面在底部的元器件, 在其底部安装了铝质导热片, 两端与机箱壳体连接, 导热片与元器件以及边框结合处填充导热填料, 用来减小热阻, 增强导热效果, 绝大部分热量先传导至导热片, 再由导热片传导至机箱壳体, 最后由壳体传导至仪器安装板进行散热。对于散热面在顶部的元器件, 则将导热片用导热填料贴在元器件上表面, 两端与机箱壳体导热连接, 同时为了减小接触热阻, 增强散热效果, 在导热片与机箱壳体之间涂有导热填料, 这样绝大部分热量先传导至导热片, 再由导热片传导至机箱壳体, 最后由壳体传导至仪器安装板进行散热。

电控箱的 PCB 均采用多层板, 层间有内层, 元器件引线采用金属化镀覆孔, 以降低引线至 PCB 的热阻, 增强 PCB 的导热效果。PCB 和机箱壳体之间采用搭接式的固定形式, 为了增强机箱与 PCB 的导热耦合, 在接触面填充导热填料, 电控箱箱体表面 (除连接底面外) 要求进行发黑处理 ($\epsilon = 0.85$), 用于提高设备对非密封舱段的辐射散热能力。同时, 为了对电控箱的热量进行热疏导, 这里利用了仪器安装板的热容, 采用光滑面接合设备与仪器安装板之间的接口界面, 结合面处涂抹导热填料, 以增强热传导性。

4 电控箱热试验

温度超过热控指标, 同时为了改进散热设计以及修正热分析模型, 本文在真空环境条件下, 测量了相机电控箱中元器件模拟在轨工作状态下的温度变化。

试验对象为电控箱的元器件, 包括控制板、电源板和接口板的大功率元器件, 具体器件见表 1。试验设备主要包括: 真空罐, 温度传感器 (热电偶), 温度测试设备, 穿罐电缆。真空罐温度: 抽真空后初始温度 21.9°C 。真空度: $2.85 \times 10^{-1} \text{ Pa}$ 。主要试验装置如图 3 所示, 其中包括电控箱, 温度测试系统以及相关检测设备等。

表 1 电控箱元器件参数列表

Tab. 1 Parameters of electronic components for electric cabinet

元器件名称	热功耗 /W	结壳热阻 / W^{-1}	降额热控指标 /
D ₁ (2.5 W)	2.5	2.7	78
D ₂ (2.0 W)	2.0	2.7	79
D ₃ (6.0 W)	6.0	2.7	68
D ₄ (1.17 W)	1.17	1.1	83
D ₅ (0.75 W)	0.75	2	83
D ₆ (1.0 W)	1.0	2	83
D ₇ (8.0 W)	8.0	2.7	63
D ₈ (0.45 W)	0.45	0.5	83

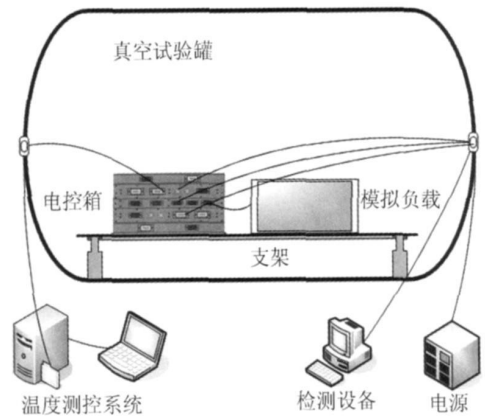


图 3 试验装置示意图

Fig. 3 Schematic diagram of test apparatus

元器件工作状态为真空热环境条件下模拟的在轨工作状态。具体试验步骤如下:

(1) 安装试验装置, 对测温系统进行调试、标

定。

(2) 将试验件放入真空试验罐内后, 进行电控箱以及相关设备调试;

(3) 关罐抽真空, 启动数据采集系统, 采集各被测点温度值;

(4) 启动电源, 使各元器件处于工作状态;

(5) 电控箱按照试验工况进行工作, 在工作过程中每隔 5 s 进行温度采样, 记录各个元器件的温度数据;

(6) 进行数据处理。

根据上述的试验步骤进行了试验, 得到了电控箱带模拟负载进行工作时各个测温点的温升曲线, 如图 4~ 图 6 所示。从试验的结果可以看出, 真空试验罐温度为 21.9 °C。负载持续工作时, 电源板上的器件 D_3 和接口板上的器件 D_7 的温度超出了 1 级降额温度要求, 其他器件的温度水平均在 1 级降额要求范围内。

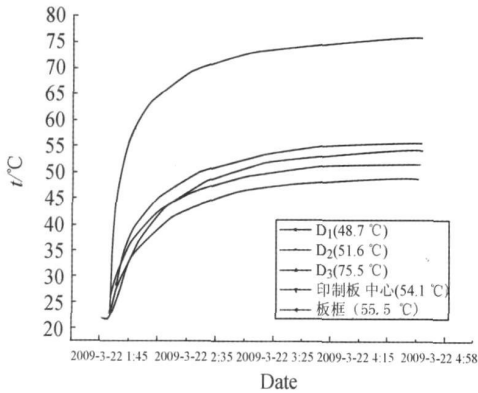


图 4 电源板各测温点温升曲线

Fig. 4 Temperature curves of components on power PCB

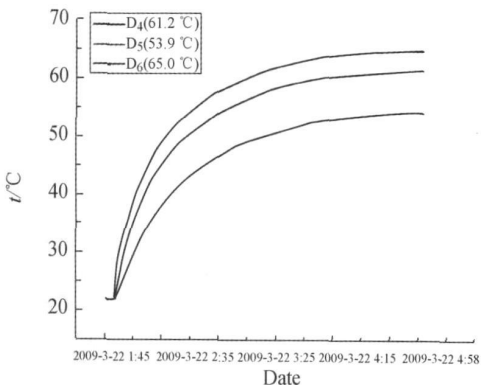


图 5 控制板测温点温升曲线

Fig. 5 Temperature curves of components on control PCB

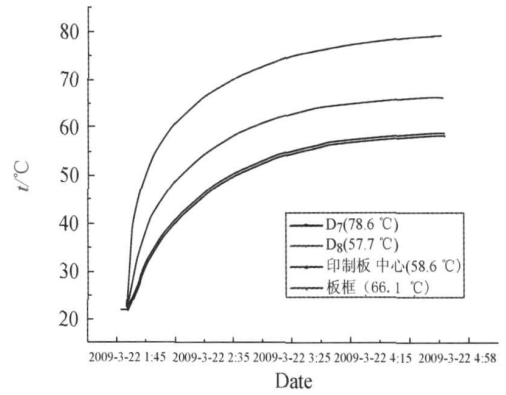


图 6 接口板测温点温升曲线

Fig. 6 Temperature curves of components on interface PCB

5 电控箱热分析模型修正

由于在热分析建模中做了若干基本简化假设, 且一些计算参数的选择皆有一定误差, 因此热分析所得到的温度与实际值之间必然存在一定的偏差, 有些甚至相差较大。为了减少这种偏差, 提高热分析的准确度, 有必要用主控箱的热试验数据对热分析模型进行修正。

本文从实际条件出发, 根据前期建立的热模型按照试验条件进行了分析计算, 通过计算结果与试验结果的对比, 对建立的热模型进行了物理修正, 模型的修正主要从以下几个方面考虑:

(1) 器件与 PCB 之间的接触传热系数。顶面散热的元器件直接焊到 PCB 上面, 热量通过引脚传导到 PCB 上, 这里根据引脚的数量和材料属性重新计算了等效接触传热系数。

(2) 模型结构的细化。根据主控箱的实际结构, 对板框的结构进行了细化, 重新定义了连接关系。

(3) 连接界面的接触热阻。根据主控箱板框与箱体的实际连接状态, 按照实际的接触面积重新计算了接触热阻。

(4) 器件的表面发射率。根据元器件的表面的实际情况, 重新调整了器件的表面发射率。

模型修正后, 对根据试验建立了热分析模型重新进行了计算, 主要分析计算参量见表 2, 具体的计算结果见表 3。

表 2 主要材料计算参数

Tab. 2 Main parameters of materials for electronic equipment

材料名称	应用部位	发射率	导热率 /
		ϵ	$W \cdot m^{-1} \cdot K^{-1}$
铝合金	机箱壳体	0.85	159
铁-镍-钴合金	元器件	0.1	20
	(D ₁ D ₂ D ₃ D ₄ D ₈)		
陶瓷	元器件	0.5	18
	(D ₅ D ₆ D ₇)		
环氧玻璃布	印制板	0.5	14

表 3 试验结果与计算结果对比

Tab. 3 Comparison of thermal test and thermal analysis

印制板	序号	名称	试验值	修正前	修正后
电源板	1	D ₁ (2.5 W)	48.7	54.4	49.8
	2	D ₂ (2.0 W)	51.6	53.8	53.8
	3	D ₃ (6.0 W)	75.5	53.7	72.4
	4	D ₄ (1.17 W)	61.2	53.8	60.4
控制板	5	D ₅ (0.75 W)	53.9	52.5	57.7
	6	D ₆ (1.0 W)	65.0	54.3	62.0
接口板	7	D ₇ (8.0 W)	78.6	57.3	75.3
	8	D ₈ (0.45 W)	62.0	50.4	61.9

从分析的结果可以看出, 模型修正后的结果与试验结果基本一致。

利用修正后的模型重新进行了计算, 计算的边界条件为: 舱壁温度 20℃, 仪器安装板温度 30℃, 热分析模型如图 7 所示, 经过计算得到的器件温度如表 4 所示。

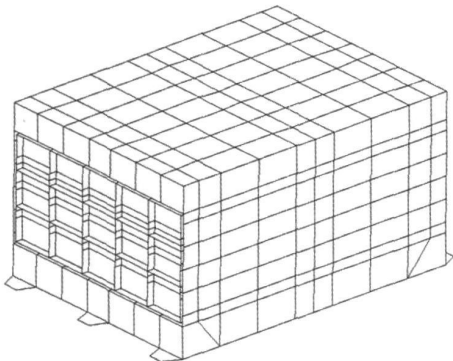


图 7 空间相机电控箱热分析模型

Fig. 7 Thermal model of electric cabinet of space camera

表 4 不同工况关键器件的壳温

Tab. 4 Case temperatures of components in different load cases ()

印制板	序号	名称	结果	级降额壳温
电源板	1	D ₁ (2.5 W)	48.0	78
	2	D ₂ (2.0 W)	51.9	79
	3	D ₃ (6.0 W)	70.8	68
	4	D ₄ (1.17 W)	61.6	83
控制板	5	D ₅ (0.75 W)	59.4	83
	6	D ₆ (1.0 W)	62.4	83
接口板	7	D ₇ (8.0 W)	71.7	63
	8	D ₈ (0.45 W)	61.0	83

从计算的结果可以看出, 两种工况条件下电源板上的器件 D₃ 和接口板上的器件 D₇ 的温度超出了 级降额温度要求, 其他器件的温度水平均在 级降额要求范围内。

从上述的热试验和热分析计算的结果可以看出, 由于电源板上的器件 D₃ 和接口板上的器件 D₇ 的热功耗较大, 温度水平较高, 其计算和试验温度均超过了降额温度要求, 因此需要采取必要的措施改进热控实施方案, 来强化电控箱的散热。

6 电控箱热控措施改进

改进热控实施方案主要从两个方面进行, 即箱体的内部和箱体的外部。箱体内部主要是增加了器件 D₃ 和 D₇ 的导热片的厚度; 而箱体外部则考虑由于布局的调整, 主控箱的散热条件变得更为恶劣, 因此需要给箱体提供一个较低温度环境, 以便给器件提供一个更为有效的散热通道, 本文提出了在箱体的外部安装热管, 通过热管与其附近的冷源连接。

6.1 热管在电控箱不同位置的分析

根据电控箱的具体结构, 规划了 3 个如图 8 所示的热管安装位置, 按照改进后的热控措施, 根据不同的热管位置进行了第 5 节所述工况的热分析计算, 其中冷源温度为 10℃。对比了不同热管安装位置时关键部件的温度变化, 具体的计算结果见表 5。

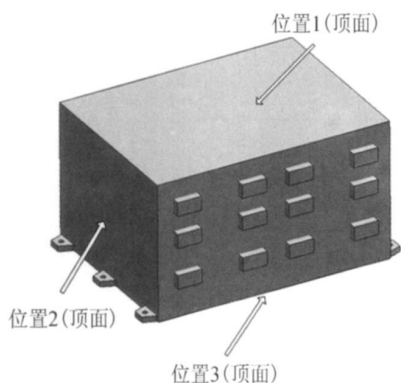


图 8 相机电控箱热管安装位置示意图

Fig. 8 Schematic diagram of heat pipe position for electric cabinet

表 5 不同热管安装位置时关键器件的壳温

Tab. 5 Case temperatures of components in different heat pipe position ()

印制板	序号	名称	位置 1	位置 2	位置 3
	1	D ₁ (2.5 W)	36.2	44.0	42.6
电源板	2	D ₂ (2.0 W)	40.3	48.0	46.9
	3	D ₃ (6.0 W)	58.5	53.3	68.0
	4	D ₄ (1.17 W)	49.4	51.7	53.6
控制板	5	D ₅ (0.75 W)	47.0	48.9	51.1
	6	D ₆ (1.0 W)	48.9	51.2	53.1
接口板	7	D ₇ (8.0 W)	60.5	62.2	62.1
	8	D ₈ (0.45 W)	52.0	53.0	54.3

从分析的结果可以看出,不同的热管安装位置,导致相机电控箱内器件的温度有所不同,当热管位置处于箱体顶面时,器件温度水平最低,因此热管应该安装在相机主控箱的顶面。

6.2 热管在电控箱顶面不同位置的分析

考虑到热管的形状以及在冷板上的安装位

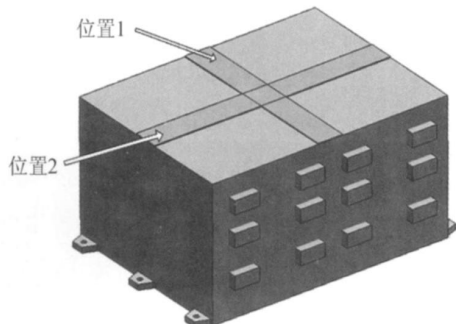


图 9 相机电控箱热管安装位置示意图

Fig. 9 Schematic diagram of heat pipe position for electric cabinet

置,对顶面热管规划了如图 9 所示的不同安装位置,计算得到了不同热管安装位置时关键部件的温度变化,计算工况同 6.1 节,具体结果见表 6。

表 6 不同热管安装位置时关键器件的壳温

Tab. 6 Case temperatures of components in different heat pipe positions ()

印制板	序号	名称	位置 1	位置 2
	1	D1(2.5W)	40.0	36.2
电源板	2	D2(2.0 W)	43.9	40.3
	3	D3(6.0 W)	62.7	58.5
	4	D4(1.17 W)	50.2	49.4
控制板	5	D5(0.75 W)	47.6	47.0
	6	D6(1.0 W)	49.7	48.9
接口板	7	D7(8.0 W)	61.0	60.5
	8	D8(0.45 W)	52.5	52.0

从分析的结果可以看出,不同热管位置条件下,器件的温度水平差别不大,其中由于位置 2 的热管与主控箱的接触面积较大,器件温度水平最低,因此在结构状态允许的情况下热管应该采用位置 2 的安装方式。

6.3 有无热管的分析对比

为了考察热管散热效果的有效性,整理了有无热管时关键器件的温度数据,如表 7 所示。

表 7 有无热管关键器件的温度数据

Tab. 7 Case temperature of components with or without heat pipes ()

印制板	序号	名称	未安装热管	安装热管
	1	D ₁ (2.5 W)	48.0	40.2
电源板	2	D ₂ (2.0 W)	51.9	44.2
	3	D ₃ (6.0 W)	70.8	62.4
	4	D ₄ (1.17 W)	61.6	52.2
控制板	5	D ₅ (0.75 W)	59.4	49.8
	6	D ₆ (1.0 W)	62.4	51.7
接口板	7	D ₇ (8.0 W)	71.7	62.7
	8	D ₈ (0.45 W)	61.0	54.3

从表中可以看出,器件 D₇ 的温度降低了 9.0,器件 D₃ 的温度降低了 8.1,安装热管后散热效果明显,电控箱的热设计合理可行。

7 结 论

为了使电子器件工作温度保持在预定范围

内,保证电子部件稳定可靠的工作,研究了空间相机电控箱的热设计。根据某空间相机电控箱的空间环境和结构特点,在总结电控箱热设计流程的基础上,对其热控系统进行了设计,并在真空条件下进行了热试验,同时根据热试验进行了模型的修正。试验和仿真的结果表明,电控箱元器件 D_7 和 D_3 的温度不能满足一级降额要求,因此对原

设计提出了增加机外热管的改进措施,针对改进后的措施利用修正后的模型重新进行了计算。结果表明,电子元器件的结温温度为 $40.2 \sim 62.7$,均低于降额热控温度指标,增加热管后,器件 D_7 的温度降低了 9.0 ,器件 D_3 的温度降低了 8.1 ,表明安装热管后散热效果明显,电控箱的热设计能够满足设计要求。

参考文献:

[1] 张刘斗. 电子设备环境试验的数值模拟与分析研究[D]. 北京: 华北电力大学, 2005.

ZHANG L D. *Numerical simulation and analyses on environment tests for the electronic equipment* [D]. Beijing: North China Electric Power University, 2005. (in Chinese)

[2] 谢劲松. 多芯片组件热分析及热设计技术研究[D]. 成都: 电子科技大学, 2005.

XIE J S. *Study on the thermal analysis and thermal design of MCM* [D]. Chendu: University of Electronic Science and Technology of China, 2005. (in Chinese)

[3] 王耀霆. 电子元件热分析应用研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2004.

WANG Y T. *Study on the thermal analysis of electronic components* [D]. Xian: Northwest Polytechnological University, 2004. (in Chinese)

[4] 高新霞. 大功率电子元器件及设备结构的热设计研究[D]. 北京: 华北电力大学, 2006.

GAO X X. *Investigation on thermal design of high power electronic components and equipment structure* [D]. Beijing: North China Electric Power University, 2006. (in Chinese)

[5] 于慈远, 于湘珍, 杨为民. 电子设备热分析/热设计/热测试技术初步研究[J]. 微电子学, 2000, 30(5): 334-337.

YU C Y, YU X ZH, YANG W M. A preliminary study on the techniques for thermal Analysis/Design/Test of Electronic Equipments[J]. *Microelectronics*. 2000, 30(5): 334-337. (in Chinese)

[6] 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-Mechan-*

ical Engineering, 2007, 23(1): 5-10. (in Chinese)

[7] 闵桂荣, 郭舜. 航天器热控制[M]. 2版. 北京: 科学出版社, 1998.

MIN G R, GUO SH. *Spacecraft Thermal Control* [M]. 2nd ed. Beijing: Science Press, 1998. (in Chinese)

[8] 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 Journal of Thermal Sciences* 2007, 46: 253-261.

[9] FLEISCHER A S, WEINSTEIN R D, KHOBRAGADE S A. Forced convective cooling of electro-optical components maintained at different temperatures on a vertically oriented printed circuit board [J]. *IEEE Transactions on Components and Packaging Technology* 2004, 27(2): 296-304.

[10] WEISS J, LANGHORST F. Thermal analysis of electronic packaging [J]. *Australian Electronics Engineering*, 1988, 21(8): 62-64.

[11] DUMERCY L, GLISES R, LOUAHLIA-GUALOUS H, et al.. Thermal management of a PEM-FC stack by 3D nodal modeling [J]. *Journal of Power Sources*, 2006, 156: 78-84.

[12] 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.

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)

[13] 罗志涛, 徐抒岩, 陈立恒. 大功率焦平面器件的热控制[J]. 光学精密工程, 2008, 16(11): 2187-2193. LUO ZH T, XU SH Y, CHEN L H. Thermal control of high-power focal plane apparatus [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2008, 16(11): 2187-2193. (in Chinese)

[14] VELLVEHI M, JORDA X, GODIGNON P, *et al.*. Coupled electro-thermal simulation of a DC/

DC converter [J]. *Microelectronics Reliability*, 2007, 47: 2114-2121.

作者简介:



陈立恒(1979-),男,吉林农安人,博士,助理研究员,2002年、2005年于吉林大学分别获得学士和硕士学位,主要从事空间光学遥感器热控制技术方面的研究。E-mail: chenliheng3@163.com



徐抒岩(1963-),男,辽宁岫岩人,研究员,博士生导师,1985年于天津大学获得学士学位,1989年于中国科学技术大学获得硕士学位,主要从事空间光学成像技术方面的研究。E-mail: xusy@ciomp.ac.cn

下期预告

基于 XeF(GA) 放大器的混合(固态/气态) 超高功率飞秒激光系统的发展前景

V. Losev, S. Alekseev, N. Ivanov, B. Kovalchuk, L. Mikheev², G. Mesyats², Yu. Panchenko, A. Puchikin, N. Ratakhin, and A. Yastremsky
(1. 俄罗斯科学院 西伯利亚分院强流电子所; 2. 俄罗斯科学院 列别捷夫物理所 俄罗斯)

介绍了太瓦级混合激光器(THL-100)系统,该系统基于前端发生器和终端放大器,使用光泵浦 XeF(GA) 激活介质。前端发生器结构包括由波长为 532 nm 的连续激光泵浦的蓝宝石飞秒脉冲振荡器,脉冲展宽机构,由波长为 532 nm 的脉冲激光泵浦的再生多通道放大器,衍射光栅压缩器和二次谐波发生器(KDP)。前端发生器的光束输出参数如下:脉冲持续时间为 50 fs,在第二个谐波(475 nm)处的辐射能量为 5 mJ。前端发生器以工作在频率 10 Hz 的单脉冲模式工作。

XeF(GA) 放大器包括一个双高压脉冲发生器(线性变压器),一个爆炸式阴极发射真空二极管,注入电子束到气室的系统,充满 Xe 的气室转换器和一个激光单元。高压发生器包括 12 个变压器,每个变压器有 8 个电容(40 nF)和火花隙,电容可以充电到 100 kV。真空二极管中的电子束参数如下:总电流为 300 kA,峰值电压为 550 kV,脉冲持续时间大约为 150 ns。穿透金属箔片到达 Xe 转换器的 6 个 100 cm × 12 cm 电子束的总能量为 6~7 kJ。泵浦能量的梯级增大导致 Xe₂⁺ 的快速形成,并在(172.5) nm 内连续辐射能量。真空紫外辐射通过 CaF₂ 窗口辐射到含有 XeF₂ 蒸汽和氮气缓冲气体的激光单元中。真空紫外辐射使 XeF₂ 光解,形成 XeF⁺ 准分子。由真空紫外辐射泵浦的放大器激活介质长 110 cm,直径为 24 cm。文中给出了数值模拟的输出参数和第一实验结果。根据 XeF(GA) 放大器参数模型和增益测量结果,得到的输出能量高达 2~3 J,意味着 50 fs 脉冲的峰值功率高达 40~60 TW。