

基于 Ansys 热仿真的航天光模块的热设计

张凤军, 唐 骁, 陈 坚

(中国电子科技集团公司 第三十四研究所, 广西 桂林 541004)

摘要: 针对航天光模块必须满足抗辐射、重量轻、体积小和具有一定的力学强度等设计要求, 通过传热理论分析, 利用 Ansys 软件仿真光模块的温度分布, 改进航天光模块的散热条件, 并设计凸台结构直接让发热器件与金属外壳接触, 使得航天光模块能够满足工作温度要求, 最后指出策略性地选择发热器件的工作时间能够改善散热条件。

关键词: 航天光模块; 热仿真; 热设计; 散热

中图分类号: TB2 **文献标识码:** A **文章编号:** 1002-5561(2018)03-0036-03

DOI: 10.13921/j.cnki.issn1002-5561.2018.03.010

Thermal design of aerospace optical module based on Ansys thermal simulation

ZHANG Fengjun, TANG Xiao, CHEN Jian

(The 34th Research Institute, CETC, Guilin Guangxi 541004, China)

Abstract: The space optical module must meet the design requirements of radiation resistance, light weight, small volume, and certain mechanical strength. Through analyzing the theory of heat transfer, the temperature distribution of optical module is simulated by Ansys, and the heat dissipation condition of aerospace optical module is improved. Through the design of the convex structure, the heating devices directly contact with the metal shell, so that the module can meet the working temperature requirements. Finally this paper points out that the strategic choice of the heating device working time can improve the heat dissipation conditions.

Key words: aerospace optical module; thermal simulation; thermal design; heat dissipation

0 引言

如今, 电子元器件向着小体积、功能高度集成方向发展, 其散热问题面临着严峻的考验。散热方式有导热、对流和辐射换热, 工程中用的散热方式会是其中的两种或者三种方式的组合^[1]。对于航天产品, 由于太空环境缺少流体介质, 电子元器件的散热方式主要是导热和辐射。根据傅里叶导热原理, 传导的热流量与垂直于热传导方向上的接触面积、温度梯度和材料的导热系数有关。因此, 电子元器件的散热通道对其能否适应多种环境有重要意义。

激光通信具有频带宽、抗电磁干扰和适应性强等特点, 适用于空间数据传输^[2]。光模块能够实现光信号和电信号的相互转换, 是激光通信系统的核心组件。

考虑到空间平台大数据量的传输需求和光纤资源的限制, 光通信常采用波分复用方式进行光传输, 光模块通常集成了多个探测器、激光器、电连接器、光连接器、波分复用器和电源等器件。集成的各个元器件工作时的温度都必须处在各自的工作温度范围内, 光模块才能正常地工作。应用于太空环境, 决定着航天光模块还需要具有抗辐照、重量轻、体积小和一定的力学性能等特点, 这给航天光模块的设计带来了难度。

通过有限元仿真航天光模块工作时所包含的各个元器件的温度, 判断航天光模块能否在太空环境下正常工作, 能够有效地降低光模块的工程设计费用。本文采用 Ansys 软件仿真分析航天光模块工作时的温度分布, 改进散热设计, 使航天光模块满足相关要求。

收稿日期: 2017-09-28。

作者简介: 张凤军(1985-), 男, 工程师, 主要研究方向为光学。

1 热仿真前处理

热仿真前的处理过程包括输入条件、划分网格、设置边界条件和载荷。

①输入条件。整个航天光模块轮廓尺寸为 100mm×100mm×50mm,根据太空抗辐照计量需求和轻量化设计原则,设置相应的外轮廓壁厚。航天光模块中包含 8 个激光器、8 个探测器、1 个波分解复用器和 2 个电源等光电子元器件。其中主要的发热器件、材料属性分别如表 1、表 2 所示。

表 1 主要发热器件列表

名称	数量 (个)	热耗 (W)	热阻 (℃/W)	I 级降额温度 要求(℃)	备注
芯片 1	8	0.8	15.2	85	4 个备份
芯片 2	8	1.6	2.5	85	4 个备份
电源	2	1		85	4 个备份
激光器	8	1		70	4 个备份
探测器	8	0.1		85	4 个备份

表 2 材料属性

名称	导热率(W/mC)		比热(J/kgC)	密度(kg/m³)
钢	60.5		434	7850
铝合金	110		875	2770
电路板	X 轴	0.4037	750	1800
	Y 轴	29.717		
	Z 轴	29.717		

注:X 轴方向为垂直于电路板的方向。

②划分网格。重要的器件、体积小的器件细分网格;非重要器件、体积大的器件粗分网格,采用以六面体为主的网格单元划分网格。航天光模块划分网格后如图 1 所示,网格单元数量为 30.9 万,节点数量为 132.3 万。

③确定边界条件和载荷。将表 1 中的载荷施加到模型中,设置辐射载荷、接触热阻和航天光模块的下表面为冷板面,温度为 40℃。

2 热仿真设计

查看航天光模块工作时的温度分布情况如下:激光器壳温为 48.2℃,探测器壳温为 45.6℃;芯片 1 的壳温为 177.3℃,结温为 189.5℃;芯片 2 的壳温为

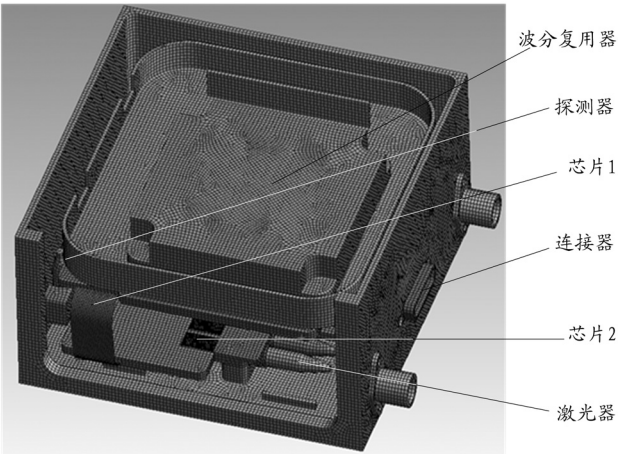


图 1 航天光模块的网格模型

209.78℃,结温为 213.8℃;电源温度为 65.7℃。可以看出航天光模块工作时芯片 1 和芯片 2 的结温超过了其 I 级降额温度要求(温度降额是指元器件所承受的温度低于其设定的额定值,用以改善元器件使用的可靠性),所以航天光模块在此种热设计的条件下将无法正常工作。

在太空环境中,缺少了对流散热的方式,导热成了发热元器件的主要散热途径。从仿真结果中可以发现激光器和电源的发热功率虽然大于芯片 1,但是激光器的散热面直接与金属外壳接触,靠近冷板,其散热通道的热阻小,所以激光器在光模块工作时可以正常工作;电源产生的热量需要先导入与之相接触的电路板上,再由电路板传出,电路板的导热率远低于铝合金,所以光模块工作时,电源的温度高于激光器;芯片 1 的热量也需要先导入与之接触的电路板上,且 4 个芯片 1 和 4 个芯片 2 相互靠近产生热量都需要有电路板导出,热流密度较大,导致热量传导阻滞,所以芯片 1 和芯片 2 的温度偏高,芯片 2 的热耗高,并且,芯片 2 的温度高于芯片 1 的温度。

对仿真结果进行以上分析后,我们改进航天光模块的设计,将外壳设计一些凸台结构,这些凸台直接与芯片 1 和芯片 2 相接触。另外由于波分复用器对温度不敏感,且外表面为一定厚度的导热系数较高的金属,所以可以将电源的一部分热导入波分复用器散走。改进设计后重新仿真,航天光模块工作时的温度分布如下:激光器壳温为 47.5℃,探测器壳温为 41.9℃;芯片 1 的壳温为 58.37℃,结温为 70.5℃;芯片 2 的壳温为 65.41℃,结温为 69.4℃;电源温度为 47.8℃。可以看出光模块工作时激光器、探测器、电源、芯片 1 和芯片 2 的最高温度均未超过对应的 I 级降额

张风军,唐骁,陈坚:基于 Ansys 热仿真的航天光模块的热设计

温度要求,所以光模块在此种热设计的条件下可以正常工作。

光模块在设计要求中,芯片 1、芯片 2、激光器和探测器要求各设置 4 个备份。为了验证能否利用 4 个备份器件(从中选择合适的器件同时工作)进一步加强散热,我们作了实验仿真。仿真结果表明,当选择同时工作的器件连续分布时,电路板的高温区域容易集中,而位置远离这一区域的电路板温度偏低,导致电路板的散热作用未能充分发挥,且电路板的局部区域温度容易偏高。

我们将同时工作的芯片 1、芯片 2、激光器和探测器相间分布,拉大发热元器件的相对距离,策略性地选择同时工作的器件后进行仿真,航天光模块的温度分布如下:激光器壳温为 46.2℃,探测器壳温为 41.5℃;芯片 1 的壳温为 55.846℃,结温为 68.0℃;芯片 2 的壳温为 62.172℃,结温为 66.2℃;电源温度为 47.8℃。对比将同时工作的激光器、探测器、芯片 1 和芯片 2 连续分布的仿真结果可以发现,激光器、探测器、芯片 1 和芯片 2 的温度有所降低。芯片 1 和芯片 2 工作时的热量主要从外壳凸出的凸台导走,少量热量从电路板上导出;激光器和探测器通过软板与电路板相连,电路板的温度会影响激光器和探测器的温度,所以相间选择同时工作的发热器件,有利于激光器、探测器、芯片 1 和芯片 2 的散热,但是散热效果不明显。即便如此,不能以相间选择同时工作的器件的仿

真结果作为热设计判断依据,因为 8 个器件损坏了 4 个后,剩余的 4 个器件有可能是连续分布的,所以应该将最不利的工作方式仿真的结果作为热设计的判断依据。

3 结束语

本文利用 Ansys 软件仿真分析,成功地进行了一种满足相关条件的航天光模块热设计。设计时高的发热器件尽量靠近冷板;策略性地控制同时工作的发热器件,有可能改善发热器件的散热条件;通过光模块工作时的温度分布,结合热学的相关知识,不断改进光模块的散热条件,是一种理论和仿真相结合的设计方法。航天产品有着极为严格的设计要求,如高辐照、缺少对流介质的太空环境,这些对光模块的热设计带来了巨大挑战。本文设计的光模块工作时的温度分布只是软件仿真的结果,与实际的情况可能存在差异,需要进一步地验证相关元器件实际工作的温度。本文提到的光模块的热设计仿真结果虽然已经满足要求,但可能还需要改善散热条件,这方面有待进一步研究。

参考文献:

- [1] 郝云刚,刘玲. 电子设备的热设计[J]. 兵工自动化,2010,29(2):49-51.
- [2] 王佳,俞信. 自由空间光通信技术的研究现状和发展方向综述[J]. 光学技术,2005,31(2):259-262.

2018 年中国(北京)海洋信息网络技术及产业发展大会会议通知及论文征集(二)

2018 年 5 月 22-24 日 北京亦创国际会展中心

二 会议主席团

会议主席:

赵梓森(院士,武汉邮电科学研究院)

张仁和(院士,中国科学院声学研究所)

朱中梁(院士,西南电子电信技术研究所)

尹浩(院士,中国电子设备系统工程公司)

执行主席:

王俊华(中国电子设备系统工程公司)

共主席:

纪越峰(北京邮电大学)

高军诗(中国移动通信集团设计院)

王光全(中国联通网络技术研究院)

常卫国(中国电信)

董向华(北京海洋信息通信研究所)

罗青松(中电科技集团公司第 34 研究所)

李申堂(中电科技集团公司海洋信息技术研究院)

李风华(中国科学院声学研究所)

程序委员会主席:

王瑛剑(海军工程大学)

三 会议组织方

主办单位:中国光学工程学会

承办单位:中国光学工程学会光通信与信息网络专家工作委员会

中国海洋信息网络联盟(筹)

中国高科技产业化研究会产学研合作协调部

联办单位:中国海洋装备网

中意科创市场调查(北京)有限公司