

DOI: 10.3969/j.issn.1673-6141.2019.02.003

一种星载光学遥感设备供配电设计

张爱文, 李从飞, 骆冬根, 陈迪虎, 胡亚东, 邹鹏, 洪津, 熊伟

(中国科学院安徽光学精密机械研究所中国科学院通用光学定标与表征技术重点实验室, 安徽 合肥 230031)

摘要: 供配电是空间有效载荷的电子学“动力”。针对 GF-5 卫星某光学遥感设备的供配电设计进行了分析研究, 其中包括保护电路设计、浪涌抑制电路设计、切换电路设计、滤波电路设计、可靠性设计等。设计结果既符合相关规范要求, 又结合自身特点进行了针对性设计, 通过了鉴定级试验和验收测试。可靠性高, 已经在轨应用, 具有较高的工程实用价值。

关键词: 光学遥感; 供配电; 可靠性; 工程实用价值

中图分类号: TP79

文献标识码: A

文章编号: 1673-6141(2019)02-0097-06

Design of Power-Supply for Optic Remote Sensing Equipment on-Satellite

ZHANG Aiwen, LI Congfei, LUO Donggen, CHEN Dihu, HU Yadong,
ZOU Peng, HONG Jin, XIONG Wei

(Key Laboratory of Optical Calibration and Characterization, Anhui Institute of Optics and Fine Mechanics,
Chinese Academy of Sciences, Hefei 230031, China)

Abstract: Power-supply is the “energy” of electronics for space payload. The design of the power-supply for an optic remote sensing equipment in GF-5 satellite is analyzed and researched, which includes design of protect circuit, inrush current limiting circuit, switch circuit, filter circuit, reliability design, *et al.* The results satisfy for the requirements of the relevant standards, and the target is designed on their own characteristics. The identification experiments and acceptance test were passed. The design with high-reliability and high engineering practical value is applied in space detection.

Key words: optical remote sensing; power-supply; reliability; engineering practical value

1 引言

某空间有效载荷(以下简称载荷)是集光学、精密机械、电子信息技术于一体的空间遥感设备, 电子学系统是控制核心, 其中供配电单元是电子学系统中最基础、最重要的一环, 电源系统的稳定性与质量高低直接影响整个载荷系统运行的可靠性与性能指标的实现^[1]。供配电单元主要功能是将卫星平台提供的一

作者简介: 张爱文(1985-), 男, 安徽宿松人, 助理研究员, 主要从事空间有效载荷电子学方面的研究。

E-mail: zhangaiwen@aiofm.ac.cn

收稿日期: 2018-09-30; **修改日期:** 2018-12-06

次电源直流 +28 V 母线经二次电源功能模块转变为载荷所需的各种二次电源。由于航天供电系统工作状态较复杂, 及各系统之间的相互影响, 母线具有不稳定性, 会引入一定的干扰; 而有效载荷的二次电源功能模块在直流变换过程中也容易产生噪声干扰, 必须在二次电源设计中采取适当的可靠性措施, 否则产生的干扰对二次电源本身及周围其它电子设备的正常工作都将造成威胁^[2]。因此, 对有效载荷供配电设计进行研究具有非常重要的意义。

2 供配电设计

2.1 设计约束

空间载荷具有不可维修性的特点, 因此需要可靠性高, 并且满足一系列设计约束。元器件应优先选用总体所给的元器件目录中的器件, 对于目录外器件应进行充分论证并得到总体认可。产品需要满足一系列环境实验规范, 并进行鉴定级的实验。

2.2 方案设计

综合考虑可靠性安全性、技术成熟度等因素, 选用目录内 Interpoint 公司的模块化 DC/DC 变换器进行二次电源变换, 电路进行冷备份设计。主要包括主备切换电路、保护电路、浪涌抑制电路、滤波电路、DC/DC 模块等, 方案如图 1 所示。

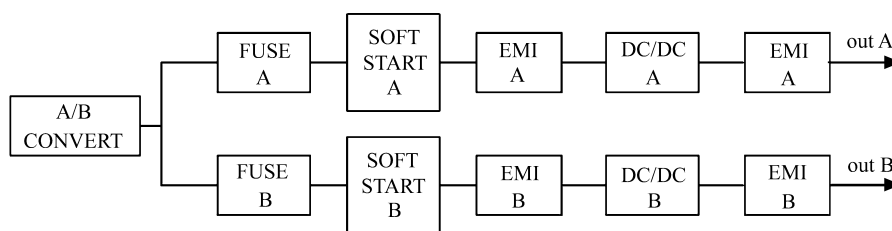


图 1 系统设计方案

Fig.1 System design scheme

2.3 保护电路设计

为了保护整星供配电安全, 需要对一次电源进行故障隔离。在一次电源输入端设置熔断器进行保护, 为提高熔断器使用的可靠性, 采用两个熔断器并联的使用方式, 并在其中之一串联电阻器, 熔断器的选取应满足国军标 I 级降额准则。其应用方式如图 2 所示, 所串电阻值不宜过大, 要求在未串联电阻器的熔断器熔断后, 串入电阻器支路的熔断器虽然由于增加了供电回路的电阻值, 相应加大了压降, 但仍能使设备正常工作, 此例电阻的阻值大于熔断器直流电阻值 10 倍以上。熔断器设置了检测点引出到一次电源电连接器上以方便检测。

2.4 浪涌抑制电路设计

当输入母线电压接通时, 由于加在滤波电容上的 dV/dt 很大, 将引起很大的浪涌电流, 对卫星母线产生一定的冲击。因此, 电流尖峰和电流上升下降斜率必须被有效地控制。有很多因素影响浪涌电流的幅值, 例如: 输入电压、母线以及供电线路阻抗、输入等效电容及其等效串联电阻 (Equivalent series resistance, ESR) 等^[3]。

采用金属 - 氧化物半导体场效应晶体管 (Metal-oxide-semiconductor field-effect transistor, MOSFET) 同时辅助一些无源器件的浪涌电流抑制方式被越来越多地应用于星载二次电源中。MOSFET 之所以能被用于消浪涌电路中是由于它具备如下特性: (1) MOSFET 具有很快的开关速度; (2) 导通损耗小; (3) 驱

动方式简单。软启动浪涌抑制电路如图 3 所示, 通过 RC 电路控制 MOS 管栅极电压的上升速率, 通过源漏导通电阻控制负载电流上升速率, 达到浪涌抑制目的, 浪涌抑制电路如图 3 所示。

2.5 主备切换电路设计

主备切换是通过继电器实现的, 为防止指令电源短路, 在继电器线圈与指令电源之间串联一个限流电阻, 为提高可靠性使用两个电阻并联继电器线包是感性元件, 在断电时会产生反电动势, 因此在继电器线包并联两个二极管进行保护; 继电器接口电路如图 4 所示。继电器采用的是 165 厂的磁保持继电器, 有多组触点, 最常见的失效模式是接触断开和触点粘接, 对于触点可以有串连、并联等连接方式。触点串联提升了断开的可靠性, 触点并联提升了接通的可靠性。针对本设计, 需要提升接通的可靠性, 采用触点并联的设计方式。

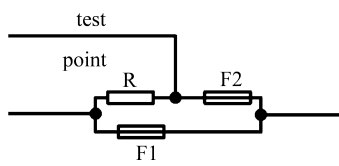


图 2 保护电路
Fig.2 Protect circuit

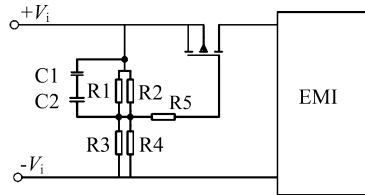


图 3 浪涌抑制电路
Fig.3 Inrush current limiting circuit

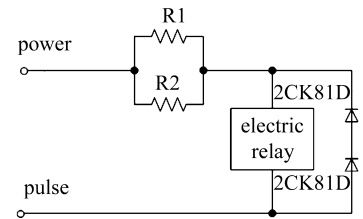


图 4 继电器电路
Fig.4 Electric relay circuit

2.6 滤波电路设计

所有 DC/DC 模块都有由电感和电容组成的 LC 输入和输出滤波网络, 这些 LC 器件在接入正常工作的带电系统时, 都会因瞬时充放电而对电源产生影响^[4-5]。因此, 需要综合考虑 DC/DC 模块的抗干扰设计。开关电源产生电磁干扰的因素比较多, 噪声具有差模 (Differential mode, DM) 和共模 (Common mode, CM) 两种分量。差模噪声是一种常态噪声, 它出现在输入输出端及其回线之间, 可以使用 LC 二阶低通滤波器进行滤波; 共模噪声是由共模电流流过功率转换电路和机壳之间的寄生电容形成的, 抑制共模输出噪声可以从输出地到器件外壳接一个陶瓷旁路电容, 或者从一对输出管脚到器件外壳各接一个陶瓷电容。

在 DC/DC 变换器的输入和输出部分同时进行 EMI 滤波, 可以实现低噪声输出。当从电源变换器到负载之间为长线连接时, 这种方法特别有效。在 INTERPOINT 电源模块的前级设置了与其模块对应的滤波器, EMI 滤波器外壳要与 DC/DC 模块的外壳相连, 同时两者应尽量靠近; 输出端也进行了滤波电路的设计。

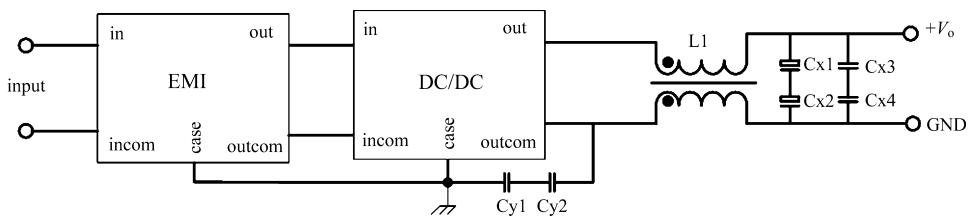


图 5 滤波电路 (单输出)
Fig.5 Filter circuit(single output)

单路输出的滤波电路如图 5 所示, 共模电感 (又称 Balun) L1 和旁路电容 Cy 构成共模低通滤波器, 对于两个绕组中同相位电流分量, L1 的作用是呈现与电源线串联的高阻抗, 因为 DC 电流从一个绕组的同名端黑点进入, 而从另一绕组的同名端黑点流出, 所以净 DC 安匝数为 0。旁路陶瓷电容 Cy 作用是在回

线和机壳之间形成低阻抗通路,有效地重新平衡两条电源线,并衰减共模噪声频谱;共模电感 L1 的漏感与差模电容 Cx 构成差模滤波器,两种 X 电容分别为陶瓷电容和钽电容以改善高频特性;为提高可靠性,滤波电容均采用两只电容串联的方式。共模电感的绕组分段绕在高导磁率(大约 5000)铁氧体磁环的两边,每个绕组大约占据磁环圆周的一半(180°),如图 7(a)所示;高导磁率可以用很少的绕组匝数达到较高的共模电感,从而可减小铜耗,减小分布电容和磁环尺寸。

双路输出的电源滤波电路如图 6 所示,除了输出端采用三绕组共模电感之外,与单路输出电路基本相同。绕组也是分段绕制的,每个绕组占据 1/3(120°) 周长。当相位如图 7(b) 所示,三个绕组中每个绕组的匝数都相等时,磁环中的净安匝数将恒为零。

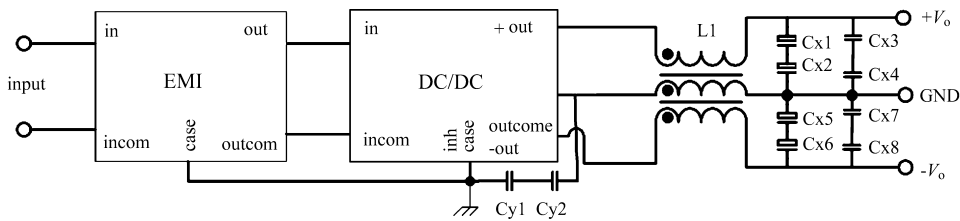


图 6 滤波电路 (双输出)

Fig.6 Filter circuit(double output)

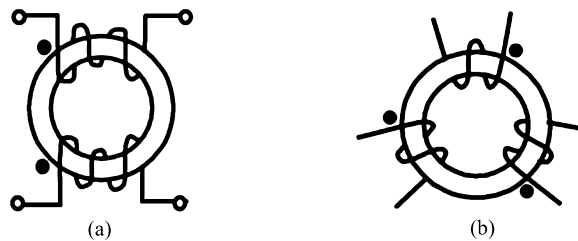


图 7 (a) 两绕组 Balun; (b) 三绕组 Balun

Fig.7 (a) Balun with two segmented windings; (b) Balun with three segmented windings

2.7 可靠性设计

2.7.1 元器件选用

供配电设计元器件优先选用目录内产品,少数目录外产品选用均为高等级产品,具有成熟的上天经历,并得到了总体的认可。所有元器件按照 GJB/Z35 《元器件降额准则》进行 I 级降额设计。

2.7.2 冗余设计

由于系统的高可靠性要求,在供配电单元设计中采用冗余备份设计,具体措施如表 1 所示。

表 1 冗余设计

Table 1 Redundant design

序号	冗余设计	说明
1	电源板双机冷备	供配电电源板双机冷备
2	继电器冗余	继电器采用触点并联冗余设计
3	熔断器冗余	熔断器采用非平衡串并联冗余设计
4	其余器件冗余	电阻并联冗余,电容串联冗余、二极管串联冗余
5	双点双线	供电母线及其余一些重要信号双点双线

2.7.3 抗力学设计

电源板上质量较大的器件有 DC/DC 模块、继电器和电感, 对此分别采取了相应的抗力学设计措施。DC/DC 模块直接通过螺钉直接安装在结构件上, 通过软线将引脚引出到电路板上, 引线焊接设计了应力释放弯, 避免在力学试验中使焊点受力; 继电器采用的是 165 厂的磁保持继电器, 每种型号都有对应的振动敏感方向, 安装时尽量安装在印制板边缘部分, 并且使振动敏感方向避开卫星发射方向; 电感器采取贴板安装方式, 因此本体下面 PCB 表层不布线, 预设绑扎孔进行绑扎固定, 然后进行固封。电路板上除了较小的贴片器件外, 均采用硅橡胶进行点胶加固, 较长导线进行分段绑扎并点胶固定, 必要时设计线卡固定。以上措施很好地保证了产品的力学性能。

2.7.4 热设计

热量向卫星的传递通过两种途径: 一是通过设备表面向卫星热辐射散热; 二是通过设备机壳底板向卫星本体热传导散热, 热设计的目的是通过对导热材料和设备表面涂层的应用, 以及合理组织元器件散热通道以及机箱散热途径, 使所有元器件结温满足 I 级降额。供配电热设计以热传导为主, 热辐射为辅。

主要热设计措施如下: 1) DC/DC 模块是电源板上的主要热源, 直接安装在结构件上并涂覆导热填料进行传导散热, 布局上安排在最尽量靠近散热面; 2) 板上发热器件通过增加铺铜提升传热效率; 3) 单机外壳设备表面进行黑色阳极氧化处理, 热辐射率 $\varepsilon \geq 0.85$ 。

2.7.5 抗辐照设计

卫星在轨运行期间将遭遇各类空间辐射环境, 并且这些空间辐射环境将不可避免地会与卫星相互作用而产生各种辐射效应, 进而给星上功能材料、电子元器件等造成不同程度的损伤, 严重时会引起载荷在轨工作异常或故障。根据卫星空间环境设计要求, 供配电设计重点考虑抗辐照总剂量能力, 要求在 3 mm 机壳内达到 30 krad(Si)。在设计上尽量通过系统设计来保证, 减少对抗辐照加固器件的依赖和需求; 针对指标不满足要求的器件, 采取局部抗辐照加固措施, 确保具有一定的抗辐照设计余量。

2.7.6 EMC 设计

电磁兼容设计包括两个方面, 设备自身的抗干扰能力和对外界的干扰。电磁兼容的三要素为: 干扰源、受感器和耦合通道, 耦合又分为传导性耦合和辐射性耦合。对于外部的干扰源和受感器无能为力, 但可以通过控制耦合通道以达到电磁兼容设计要求, 通过屏蔽、滤波、和接地来提升电磁兼容性。主要注意以下几个方面: 1) 机箱上所有缝隙、通孔都会导致对外电磁辐射和外界电磁进入机箱, 机箱结构设计时要充分考虑这些因素, 保证机箱结构设计的电连续性; 2) 在 DC/DC 模块输入输出均进行滤波设计; 3) 单机机壳良好接地, 与整星接触电阻小于 $10 \text{ m}\Omega$ 。4) PCB 设计注意合理布局布线, 使敏感元件远离干扰源, 数字地、模拟地分开走线。

3 结果与讨论

不采取浪涌抑制措施情况下开机浪涌电流会达到几十安培, 采用软启动措施后实测浪涌电流最大值为 1.4 A, 如图 8 所示, 满足建造规范小于 2 A 的要求。

设计使用的 DC/DC 模块为 Interpoint 公司模块, 其输出纹波电压在 $200 \text{ mV}(V_{p-p})$ 左右, 采取滤波措施后输出纹波电压控制在 $45 \text{ mV}(V_{p-p})$ 以内, 如图 9 所示, 满足使用要求。

正样产品随整机进行了力学、热学等环境实验, 通过了总体的交付验收, 已在轨正常运行。

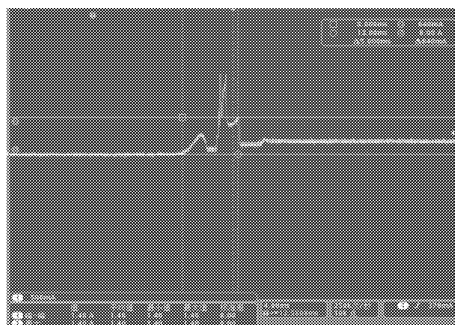


图 8 实测浪涌电流

Fig.8 Actual inrush current

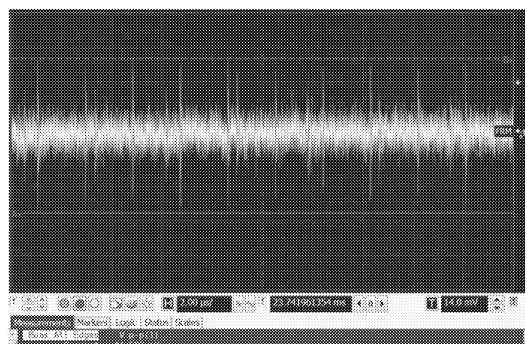


图 9 实测纹波

Fig.9 Actual output ripple

4 结 论

对某空间光学遥感设备的供配电设计进行了分析研究,阐述了有效载荷二次电源的设计要素,结合实际情况研制了满足空间任务的产品。充分考虑了接口设计、可靠性安全性、相关规范要求、环境实验要求等设计约束,可供类似产品的设计借鉴,具有一定的工程实用性。

参考文献:

- [1] Shen Zhong, Ge Zhijiang, Zhang Liantai. Principle and development status of space hyperspectral imaging technology [J]. *Spacecraft Engineering*, 2001, **10**(4): 45-52(in Chinese).
沈中, 葛之江, 张连台. 航天超光谱成像技术原理及其发展现状 [J]. *航天器工程*, 2001, **10**(4): 45-52.
- [2] Wang Xiaopeng, Yu Ping, Li Dongjing. Anti-interference design for secondary power on space payload [J]. *Information and Electronic Engineering*, 2011, **9**(4): 439-443(in Chinese).
王小朋, 于平, 李东景. 空间有效载荷二次电源抗干扰设计 [J]. *信息与电子工程*, 2011, **9**(4): 439-443.
- [3] Zhang Qian, Wang WeiGuo. The research of inrush current limiting circuit on-satellite DC/DC power [J]. *Application of Electronic Technique*, 2008, **22**(12): 82-84(in Chinese).
张乾, 王卫国. 星载开关电源浪涌电流抑制电路研究 [J]. *电子技术应用*, 2008, **22**(12): 82-84.
- [4] Qu Xueji. *Handbook for Design of Stabilized Power Circui* [M]. Beijing: Electronic Industry Press, 2003(in Chinese).
曲学基. 稳定电源电路设计手册 [M]. 北京: 电子工业出版社, 2003.
- [5] Wang Qingbin. *Electromagnetic Interference and Electromagnetic Compatibility Technology* [M]. Beijing: Machinery Industry Press, 1998(in Chinese).
王庆斌. 电磁干扰与电磁兼容技术 [M]. 北京: 机械工业出版社, 1998.