

星载电子设备浪涌电流抑制以及浪涌电流的测试方法

赵雷, 王磊, 董仲博, 王本东

(山东航天电子技术研究所, 山东 烟台 264003)

摘要:介绍了一种可用于星载开关电源的浪涌电流抑制电路;该电路在设备供电正线上串连P沟道MOSFET管,其栅源电压受专门设计的RC网络控制;通过调节外围的阻容器件改变栅源电压的上升速率,就可以实现浪涌电流抑制;试验结果表明,该电路可以将启动电流抑制在额定输入电流的1.5倍,或不大于2A,且持续时间不大于5ms,上升斜率不大于 10^6 A/s;该电路已经被广泛应用于各类星载设备中,设备运行稳定可靠;同时对星载设备浪涌电流的形成原理以及测试方法进行了介绍。

关键词:星载电子设备;输入滤波;浪涌电流;测试方法

Methods of Inrush Current Restraining and Measuring for Space Electronic Devices

Zhao Lei, Wang Lei, Dong Zhongbo, Wang Bendong

(Shandong Institute of Spacecraft Electro-technology, Yantai 264003, China)

Abstract: Inrush Current Limiter for spacial switching convertor is recommended in this paper. There is a P-Channel MOSFET in series with positive power line, Voltage between Gate and Source (VGS) is controlled by RC Net. Inrush Current can be limited by changing Raise rate of VGS (dv/dt), which depends on parameter of RC Net. The experimental results show that the circuit is capable of inhibiting the starting current to 1.5 times that of the rated current, or no more than 2 A; at the same time, the duration of the starting current is not more than 5 ms and the rising slope is less than 10^6 A/s. The Limiter is widely used for space electronic devices, which run steadily and reliably. Besides, the theory and measurement of Inrush Current are introduced.

Keywords: space electronic devices; input filter; inrush current; measurement

0 引言

目前,星载电子设备为提高电源品质,在电源输入端均设计有电容滤波电路,在设备上电瞬间,由于电容的等效串联电阻(ESR)很低,使得电容在上电瞬间近似短路,有很高的 dv/dt 由 $I_c = c * dv/dt$ 可知,加电瞬间将引入很大的瞬时电流,这种脉冲电流被称为“输入浪涌电流”(inrush current)。过大的浪涌电流容易使熔断器误熔断甚至使继电器触点发生粘连事件,工程中多个系统同时启动工作,容易造成到输入端口电压降低,从而造成系统崩溃。如何抑制启动浪涌电流问题已成为工程项目不可忽视的问题^[4]。

1 浪涌电流产生的原因

卫星各个单机为了抑制来自空间以及系统间的电磁干扰,大多采用EMI滤波器、DC-DC变换器进行滤波以及电源变换。在绝大部分的设计中,输入滤波器的设计是电感和电容的结合,为了达到降低EMI的目的以及满足降额,设计者通常使用很大的滤波电容。随着制造工艺的进步,电容的等效串联电阻(ESR)越来越低,使得电容在加电瞬间近似短路,加电瞬间将引入很大的瞬时浪涌电流^[4]。

收稿日期:2014-04-07; 修回日期:2014-05-09。

基金项目:国家863计划2013年支持项目(2012AA7060702)。

作者简介:赵雷(1984-),男,山东人,硕士,主要从事星载配电系统及卫星功率分配方向的研究。

2 浪涌电流抑制

2.1 供电母线串电阻法

供电母线串电阻法是指在设备一次电源输入端串联一个固定电阻,利用电阻的限流作用,在设备的加电工作时将浪涌电流限制在一定范围,同时该电阻也可以起到限流保护的作用,当设备发生短路故障时保护一次母线^[5]。

该电路在大多数星载电子设备上应用,优势在于:

- 1) 有些关键设备不允许使用熔断器,但是又为了保护供电母线,当设备发生短路故障时,不至于拉跨整个母线;
- 2) 能起到抑制启动电流的功能;
- 3) 可靠性高,验证充分。

但是,使用这种电路必须要考虑3方面因素,否则可能发生供电模块工作异常。

- 1) 母线电压建立时间;
- 2) 串入保护电阻的阻值;
- 3) 负载的大小(包括容性和阻性负载)。

过长的母线电源建立时间,过大的保护电阻阻值以及过大的后级负载(容性负载在上电期间占据主导,电源稳定后阻性负载占据主导),都会导致电源模块输出异常,需综合考虑设计。图1限流电阻过大导致DC-DC模块输出震荡。

当设计不合理时,DC-DC模块输出电压和电流发生振荡,并且发出蜂鸣声,致使后级电路无法正常工作。需要权衡设计,以保证启动电流不超标,同时又要DC-DC能可靠工作。

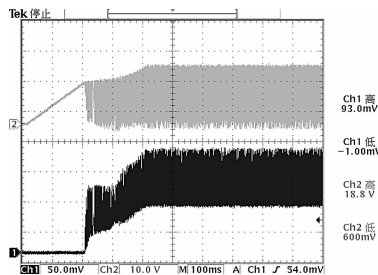


图 1 限流电阻过大导致 DC-DC 模块输出震荡

2.2 电阻预充电法

通过在继电器触点上并联电阻来限制输入浪涌电流。当后端负载电容充电完成后, 该并联电阻被继电器触点旁路。这种方法的优点在于限流效果不受环境温度影响, 避免了限流电阻器上的功率损耗。但是由于电容预充电的电压需根据后端负载的情况改变而变化, 电阻的阻值根据后端负载的情况来调整, 且该种方式不能做到电源与负载的完全隔离, 不宜在工程项目上使用。

2.3 软启动电路抑制浪涌电流

在设备供电正线上串连 P 沟道 MOSFET 管, 其栅极电压受专门设计的 RC 网络控制。当输入端加电时由于电容 C_1 , C_2 两端电压不能突变, MOSFET 的栅极电压被钳位在母线电压, 漏源截止, 随着电容 C_1 , C_2 经过 R_2 , R_3 逐渐充电, 栅源电压逐渐升高, MOSFET 逐渐导通, 在逐渐导通的过程中, 电路后端的电容 (包括滤波器以及负载端等效电容) 被逐渐充电, 浪涌电流得到抑制。通过调节 $R_2 \sim R_6$, C_1 , C_2 的分配, 可以得到较高的浪涌电流抑制效果^[2]。

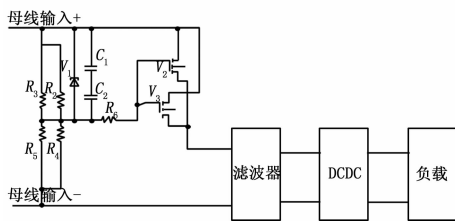


图 2 软启动电路抑制浪涌电流原理示意图

2.3.1 场效应管主要工作原理

场效应管的工作曲线可以分为夹断区、恒流区、可变电阻区三部分。场效应管工作在可变电阻区时, 电流 I 随 V_{gs} 的增加成线性增加, 控制 V_{gs} 的比值, 就可以把场效应管的 D , S 间看成一个线性电阻。为降低浪涌电流, 应使管子首先工作在可变电阻区一段时间。从而起到使通路阻抗由大变小, 起到浪涌电流抑制的作用^[3]。

该方法可适用于各种功耗的设备, 浪涌抑制效果较好, 但是电路较复杂, 需通过多次调试才能达到最佳浪涌抑制效果。同时为提高可靠性安全性, 需要重点考虑 MOSFET 管的降额以及热设计等问题。

3 星载设备浪涌电流的测试方法

有很多因素影响浪涌电流的幅值, 例如: 输入电压、母线

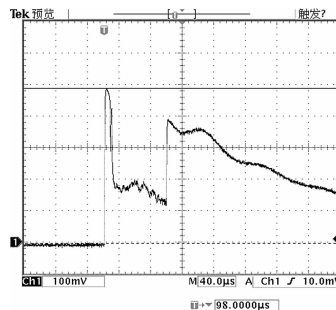


图 3 某星载设备未加浪涌抑制前浪涌电流

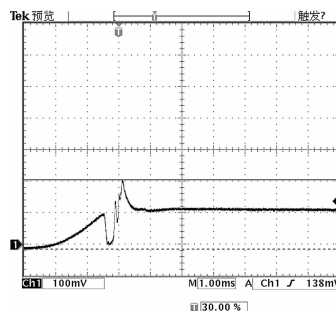


图 4 某星载设备加浪涌抑制后浪涌电流

以及供电线路阻抗、输入滤波器的输入电阻和输入电感、输入滤波器的等效电容及其 ESR。其中的一些参数依赖于系统设计以及布线, 很难去精确计算。最精确的测定浪涌电流的方式是实际在线测量, 霍耳电流放大器常用来进行浪涌电流的测量。

测试星载用电设备时, 将测试设备与被测设备按图 5 进行连接。

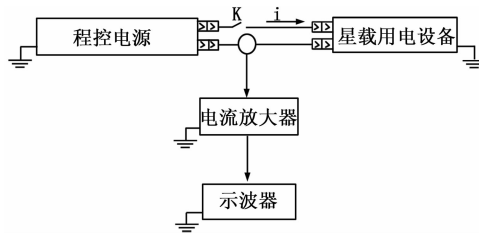


图 5 星载用电设备与测试设备连接示意图

3.1 测试设备状态设置

3.1.1 测试星载用电设备时测试设备状态设置

1) 程控电源: 根据各母线输出电压要求, 程控电源输出电压设置为用电设备额定输入电压。

2) 电流放大器: 电流放大器应设置为最大量程 (量程不低于 50 A), 例如 TEK TCPA300 型电流放大器, 应设置为 50 A/V, 测试前, 应将电流放大器的探针进行消磁。

3) 示波器: 示波器应设置为电流采样模式, 设置为单次触发。

3.2 测试步骤

测试星载用电设备浪涌电流按以下步骤操作:

1) 按图 5 进行连接后, 按第 3.1.1 章节进行测试设备状

态设置；

2) 打开程控电源，关闭开关 K（建议采用磁保持继电器，也可采用手动模拟开关，禁止使用程控电源的 OUTPUT ON/OFF 开关）；

3) 观察示波器所存储的波形，读取浪涌电流的最大值及浪涌电流持续的时间值，并计算电流的上升斜率。

3.3 数据判读

3.3.1 指标要求

为避免供电母线电压的瞬时波动，所有一次母线直接供电的设备，应采取一定的措施，使其启动产生的浪涌电流限制在额定输入电流的 1.5 倍，或不大于 2 A（根据不同卫星平台的要求，此处电流值有所不同），且持续时间不大于 5 ms，上升斜率不大于 10^6 A/s。

3.3.2 参数解析

一般情况下，星载用电设备启动时输入浪涌电流示意图如图 6 所示。

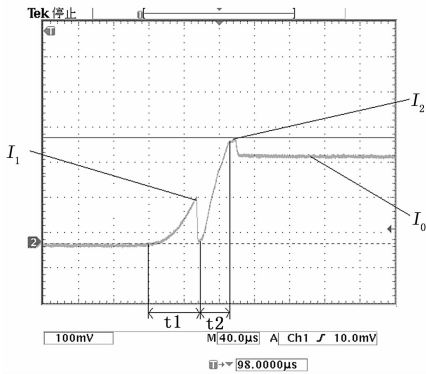


图 6 星载用电设备启动时输入浪涌电流示意

上图中各参数定义如下：

I_0 ：DC-DC 模块或星载用电设备额定输入电流；

I_1 ：DC-DC 模块或星载用电设备启动时产生的浪涌电流最大值；

I_2 ：DC-DC 模块或星载用电设备建立输出或正常工作时所需要的瞬态电流；

t_1 ：浪涌电流持续的时间；

t_2 ： I_0 与 I_2 的时间间隔；

浪涌电流的最大值 I_1 及浪涌电流持续的时间值 t_1 可由测试波形直接读取，上升斜率 k 采用公式 (1) 计算^[1]。

$$k = \frac{I_1}{t_1} \tag{1}$$

4 结论

实际工程应用中，未使用浪涌抑制的设备浪涌电流可达设备额定电流的 5 倍甚至更大，加入浪涌抑制电流后可将浪涌电流限制在额定输入电流的 1.5 倍或不大于 2 A（根据不同卫星平台的要求，此处电流值有所不同），且持续时间不大于 5 ms，上升斜率不大于 10^6 A/s。使用软启动电路抑制浪涌电流的方法可应用于不同的设备，该设计多次应用于星上设备，设备运行稳定可靠。

参考文献：

[1] 单机产品浪涌电流测试规范 [Z]. 北京：中国空间技术研究院五—三所标准。
 [2] John H. Kusmiss United States Patent [P]. US Jan. 1, 2002.
 [3] 刘艳莹. 高可靠性抑制浪涌电流的电路设计 [A]. 第九届全国信息获取与处理学术会议 [C]. 2011, 6.
 [4] 张 乾, 王卫国. 星载开关电源浪涌电流抑制电路 [J]. 研究电子技术应用, 2008, (12): 82-84.
 [5] 王文涛, 彭 健. 小卫星电子设备浪涌电流抑制电路设计研究 [A]. 小卫星技术交流会 [C]. 2011.

(上接第 2718 页)

通过对飞行器飞控系统的飞行姿态调整，飞机成功迫降，安全着陆，通过仿真软件，模拟出了飞行器的着陆运行轨迹，如图 9 所示。通过飞控现场测试，无人飞行器动力故障自主检测系统运行稳定，可以实时传输飞行器推进动力参数，并在出现异常状况时及时报警，为飞行器的安全着陆提供了可靠的保证。

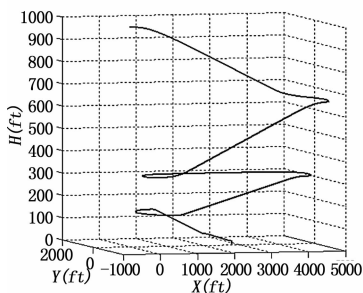


图 9 无人飞机着陆仿真曲线

5 结束语

根据小型无人飞行器的特点而设计实现的飞行动力故障自主检测系统，完成了系统的整体方案设计、自主检测系统的硬件设计、电路调试和系统底层软件的编写。并通过飞行测试对系统的可靠性与稳定性进行了调试，实验结果显示，应用本系统后，无人飞行器的事故发生风险大大降低，且表现出良好的环境适应性和自主飞行检测性能，具有较高的实用价值。

参考文献：

[1] 冀 明, 卢京潮. 基于 Cortex-M4 的四旋翼飞行控制系统设计 [J] 计算机测量与控制, 2013, (7): 1816-1818
 [2] 严晔隽, 高金源, 屠巴宁. 小型无人机水平导航研究 [J]. 飞行力学, 2000, 18 (4): 28-31.
 [3] 肖永力, 张 琛. 微型飞行器的研究现状与关键技术 [J]. 宇航学报, 2001, 22 (5): 32-33.
 [4] 古月徐, 杨 忠, 龚华军. 基于 DSP 的飞行控制器的设计 [J]. 自动化技术与应用, 2005, 24 (2): 57-58.