

文章编号: 1001 - 893X(2011)05 - 0114 - 05

# 航天电子设备二次电源输入保护电路设计\*

曹广平

(中国西南电子技术研究所, 成都 610036)

**摘要:** 针对航天电子设备在特殊工作环境下的电源电路设计要求的特殊性, 分析了其供电环境和电源变换器的工作原理, 提出了采用集成 DC/DC 变换器时外围保护电路设计的一般原则, 结合工程实践给出了常用星载电子设备和火箭(导弹)载电子设备电源保护电路方案, 并对保护电路设计参数提出控制指标的建议。

**关键词:** 航天电子设备; 二次电源; DC/DC 变换器; 保护电路设计

**中图分类号:** TN86; TN713      **文献标识码:** A      doi: 10.3969/j.issn.1001-893x.2011.05.024

## Design of Secondary Power Input Protection Circuit for Aerospace Electronics Equipment

CAO Guang - ping

(Southwest China Institute of Electronic Technology, Chengdu 610036, China)

**Abstract:** According to the particularity of the power circuit design requirement for space electronics equipment working under special condition, this paper analyses its power supply environment and the operation principle of power source converter, provides the general design principle of the periphery protection circuit when the integrated DC/DC converter is used, proposes the commonly used power source protection circuit scheme for spaceborne and rocket/missile - borne electronics equipment, and gives suggestion of control indexes for the protection circuit design parameters.

**Key words:** space electronics equipment; secondary power; DC/DC converter; protection circuit design

### 1 引言

在卫星、火箭、导弹等航天平台中, 电子设备的种类越来越多, 功能越来越复杂, 设备内部电路的供电需求各异, 而平台一般只提供单组电压供电, 需电子设备自行进行电源变换。航天器平台能源有限, 成为系统设计制约因素之一, 设备电源效率非常重要; 另一方面, 航天器平台供电特性的差异较大, 二次电源需经受电压起伏、过冲、浪涌等考验, 因此, 对航天电子设备的二次电源要求越来越高。

随着专业分工越来越细, 二次电源的 DC/DC 变

换器技术相对成熟, 国内外有许多专业公司提供高可靠的系列产品, 如 Interpoint、Vicor、Delta、IR、VPT 等公司的产品覆盖了工业级到宇航级; 国内也有系列型谱的电源变换器, 整机和系统设计一般选用成品电源, 不再将电源变换器的具体实现作为研制重点。但是, 成品电源模块在航天电子设备中的使用仍需关注, 如果电源使用不当, 产生的某些故障模式可能导致设备无法工作, 甚至系统崩溃; 同时, 电源也是电磁干扰(EMI)麻烦的制造者和受害者, 开关电源的开关频率及其高次谐波分量是设备内部主要污染源之一, 电源也易受其它干扰污染, 一旦电源系统受到 EMI 污染, 它将扩散到电路的各部分, 影响设备

\* 收稿日期: 2011 - 04 - 07; 修回日期: 2011 - 05 - 17

性能<sup>[1]</sup>。

因此,在航天电子设备的设计中,二次电源模块往往需要配合外围保护电路使用,保护电路在设备中的作用包括改善电源变换器的供电环境和电磁兼容性(EMC)、保证设备安全、隔离故障电源对系统的影响等。合理选择电源保护电路将有助于系统稳定可靠工作。本文将通过分析不同平台的供电环境结合具体工程实例讨论航天电子设备电源输入保护电路设计。

## 2 航天电子设备的供电环境分析

卫星、火箭(导弹)等飞行过程中采用的电源形式主要有化学电源、燃料和核能、光伏电源三大类,绝大多数卫星采用光伏电源,火箭、导弹一般采用化学电源。发射准备和地面测试阶段则使用地面电源或由发射平台(如飞机、舰船)提供电源,本文主要针对这几种供电情况的设备进行分析<sup>[2]</sup>。

卫星的光伏电源系统包括光电转换太阳能电池、蓄电池、功率调节及充电装置等部分,虽然电源受在不同光照角下充电差异和卫星进入地影区放电过程的影响,由于有完善的电源控制电路,卫星的供电波动较小;但是,卫星平台要求各种设备一次地(供电负母线)与二次地(二次电源和信号地)隔离,DC/DC 变换器的反射纹波较大,供电母线受到污染,各用电设备应予以关注。

火箭(导弹)飞行过程中一般采用锌/氧化银等形式的化学蓄电池一次性工作,电池在发射准备阶段并激活电池并充电,系统设计时,电池容量的选择需要考虑电池放电深度、设备飞行全程总消耗能量等因素,原则是任务寿命末期放电电压必须高于设备可工作的最低电压,并考虑一定余量,对用电设备而言,需要考虑的是蓄电池充电后放电初期电源较高,而工作末期的输出电压偏低,特别是充电后初始放电过程。

航天电子设备在发射前的供电方式与发射平台形式相关,如果是采用陆基固定发射方式,发射前地面工作阶段飞行器上的设备通过脱插由地面模拟电源供电,由于地面供电网稳定性好,其供电品质容易得到保证,直流电压的波动极小,但是,也可能存在长线耦合干扰等电源污染,对于这种情况,用电设备应满足 GJB151A 标准的要求;另一种是移动发射平台(飞机、舰船),发射前依靠平台的发动机转换直流电

源供电,一般供电品质稍差,容易出现幅度波动、工频的高次分量干扰、频率偏差等情况,如机载巡航导弹,弹载设备的电源适应性要求符合 GJB181A 标准。

## 3 电源保护电路设计的一般原则

正如前面所述,电源电路包括电源变换器本身和短路保护、干扰滤波、瞬态抑制等外围电路组成,外围电路既有用在电源变换器输入端的,也有用在输出端的,由于变换器输出端一般只需要采取常规滤波、扼流措施,多数情况可集成到变换器内部。为了便于论述,将变换器之外的外围电路称为电源保护电路。下面主要针对变换器输入端的输入保护电路,分别介绍开关电源的基本工作原理和对输入保护电路的通用要求。

### 3.1 开关电源工作原理

DC/DC 电源变换器按工作方式分为开关和线性两大类,由于效率和平台系统设计要求等原因,航天电子设备上一般都选择隔离型开关电源变换器,开关电源采用调制解调开关模式或开关转换形式,变换得到电路工作所需的各组电压。以开关转换电源为例,基本工作原理为:由集成控制电路产生电源内部所有的控制信号,电源初级建立振荡并通过变压器实现初级到次级能量传递,次级进行整流滤波输出,由输出端取样反馈各控制电路,由其控制初级开关管接通时间(对应从电源取能时间)实现电压调整。电源初级采用的开关管一般选用 VMOS 管,其耐压和抗大电流冲击的性能较好,比如盖雅公司的小功率 VMOS 管标称耐压值在 100 V,电流可达 8 A,更高一档器件参数高达 200 V/16 A。因此,通常 DC/DC 电源变换器可适应宽输入电压(航天器平台供电常用为 18~36 V)工作,并具有好的浪涌抑制能力。各专业电源厂家推出了大量标准的 DC/DC 变换器组件系列,既有单组输出的,也有多组输出电压的。本文讨论电源电路立足于以标准 DC/DC 变换器和外围电路构建。

但是,所有开关模式的电源变换器在工作时都会产生开关噪声,其开关频率的选择在数十到数千赫之间,电源变换器会向输入母线传导发射开关噪声及其谐波<sup>[3]</sup>,如果处理不好将会对设备工作信号造成干扰,在使用标准 DC/DC 电源变换器的同时,需要精心设计电源输入电路。

### 3.2 电源输入电路通用要求

根据航天器平台供电特性,在航天电子设备中电源变换器外围电路设计中应考虑完成以下功能。

#### (1) 抑制外界的干扰、浪涌

防止电子设备受到由供电母线带来的干扰和设备加断电产生的浪涌<sup>[4]</sup>。

#### (2) 输入电压箝位

在输入电压偏高时,防止加到电源模块上的供电电压超出其正常工作电压范围,保护电源模块不损坏。

#### (3) 隔离设备供电故障

当设备电源或后级电路出现短路时,能将该设备从系统供电连接中断开,防止设备内部短路拖垮系统电源。

#### (4) 减小干扰信号反射

防止 DC/DC 电源变换器开关噪声等信号干扰、污染系统电源。

## 4 典型航天电子设备电源输入电路设计

在航天电子设备中,因为装备的平台不同,使用要求各异,设备电源及输入保护电路设计也不相同,下面分别对星载、箭(弹)载设备常用的电源电路设计进行介绍。

### 4.1 星载设备电源输入电路设计

太阳能电池是现代卫星最常用的能源获取方式,光伏电源系统本身具备储能、调压等管理,平台供电的品质相对较好。星载设备对电源除了前文提到的通用要求以外,需主要考虑高可靠长寿命、供电母线与信号地隔离等要求,因此,在星载设备电源电路设计中,会采用主备(冷备份)冗余方式尽量消除单点;同时,由于卫星平台对体积重量、功耗、热设计的高要求,对电源电路设计提出了很多限制条件。

综合各种因素,星载设备电源输入电路需要提供母线短路保护功能,并具有抗瞬态过载能力;尽量消除单点失效模式,对可靠性不够高的电路元件等采取备份冗余;具有良好的 EMI 抑制性能,对差模、共模干扰具有较好抑制效果。为了获得良好 EMI 抑制效果,一般选用与 DC/DC 变换器配对使用带封装的标准 EMI 滤波器。电源输入电路一般由熔断器、电阻、磁保持继电器和 EMI 滤波器几部分组成。熔断器采用两支路并联,一路为单熔断器,另一路为电阻与熔断器串联结构,通过此电路达到隔离设备供电母线短路故障目的,并能适应瞬态过载情况;通

过由系统提供主/备加断电控制信号控制磁保持继电器实现主备切换,并用多组触点串并联方式消除单点,为减小电源部分的体积重量,多数情况可多组电源共用 EMI 滤波器,当然这需要在 EMI 抑制性能和体积重量进行综合平衡。典型的电源电路连接关系如图 1 所示。

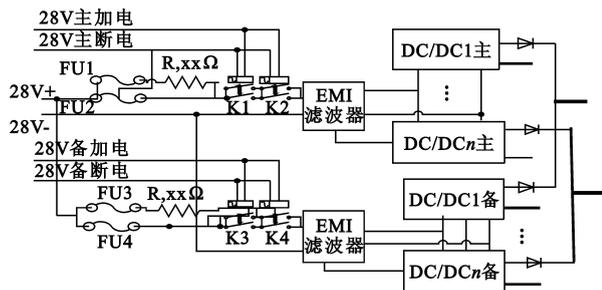


图 1 星载设备电源电路连接图

Fig. 1 Space - borne equipment power circuit connection diagram

EMI 滤波器是由一组差模、共模电感和电容组成的 LC 滤波器,形成带金属封装的标准产品更有利于减小干扰辐射,各电源生产商推出的与 DC/DC 变换器配对型号,主要针对变换器开关频率、电流等特征调整了滤波器内部器件参数,使其具有更好的针对性。变换器开关频率及其高次谐波形成最主要的干扰,为使滤波器具有更好效果和更容易实现,希望开关频率越高越好,但需要注意避免开关信号及低阶谐波进入有用基带信号带内。国外在开关电源有采用开关信号伪码调制技术的,通过干扰“白化”降低开关频率的干扰幅度,在航天产品中还未见使用该技术。

熔断器的作用是当设备电源变换器初级或外围电路出现短路时将设备故障与系统隔离,熔断器及电阻规格选择需要遵循一定原则,在保护反应时间与抗浪涌之间平衡,通用的原则是:

$$(I_e \times 2) < I_r < (I_e + 7) \quad (1)$$

式中,  $I_e$  为设备最大额定电流,  $I_r$  为熔断器熔断电流。限流电阻远大于(20 倍以上)熔断器阻值,而要求设备浪涌电流不超过工作电流的 1.5 倍。减小浪涌电流需要通过增加浪涌抑制电路。浪涌抑制电路一般有串联电感和软启动电路方式,串联电感方式简单但效果有限,软启动电路效果良好但却是以“增加电路复杂度、牺牲可靠性”为代价的。

在实际工程中,并非浪涌电流超过 1.5 倍工作电流就会导致严重后果,往往提出另一个考核标准:

电流时宽积和浪涌电流的  $I_{\max}^2 t$  ( $I_{\max}$  为浪涌电流), 电流时宽积是量化电源母线负载能力的承受能力, 计算浪涌  $I_{\max}^2 t$  主要用来判断熔断器是否能承受浪涌电流的冲击。这两项参数在工程中具有很好指导意义, 也便于考核操作。

根据电源系统能力可确定额定电流时宽积参数, 用  $IT_{\max}$  表示, 一般电源系统能达到数百至数千安毫秒 ( $A \cdot ms$ ), 设备浪涌电流时间带宽积需满足下式:

$$I_{\max} \times \tau \leq 1/10 IT_{\max} \quad (2)$$

式中,  $\tau$  为浪涌电流宽度。

同时, 在熔断器选型时需满足:

$$I_r^2 \times t \leq 1/3 I_r^2 t \quad (3)$$

式中,  $I_r$  为熔断器熔断电流。

### 4.2 箭(弹)设备常用电源电路设计

火箭、导弹作为一次性使用的航天器, 具有系统庞大、工作环境恶劣、工作时间短、可靠性要求高等特点。由于一次性使用, 箭(弹)设备的设计需要贯彻简单、低成本的思想, 除关键核心设备外, 一般不考虑备份冗余, 因此对设备的可靠性要求也较高。

电源电路的设计在满足通用要求之外, 还需要考虑火箭(导弹)的供电环境: 蓄电池初期的高电压和工作末期低电压、大功率设备启闭引起的电压波动、过冲等, 对 EMC 设计的重点变成抑制瞬态高压和防止设备内 DC/DC 变换器产生的开关频率信号及其它干扰反馈到电源母线, 而系统一般不需要电源负母线与地隔离, 多数情况可将 DGND 和 GND 搭接。EMI 滤波器可采取简单 LC 器件搭建构成, 在设备工作电流不太大的情况下, 可采用电阻限流代替熔断器, 一种典型的电源输入电路如图 2 所示。

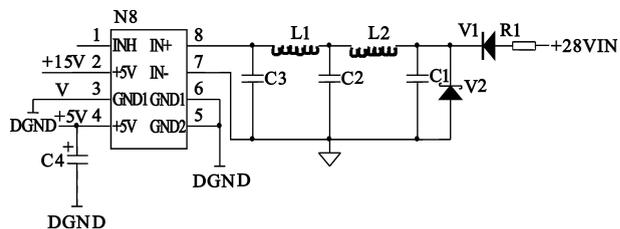


图 2 箭(弹)小功耗设备的电源输入保护电路

Fig. 2 Mains input protection circuit for low power consumption rocket/missile-borne equipment

电源保护电路由串联在正母线上的电阻 R1、二极管 V1、V2 以及由电容 C1、C2、C3 和电感 L1、L2 构成的滤波电路组成。电路中, 电阻 R1 的作用是限

流、降压、隔离, 当有高电压尖峰加到输入端时, 电阻可防止箝位二极管通过电流太大, 对其起到保护作用; 二极管 V1 的作用是隔离倒灌信号, 防止机内电源产生的高电压干扰反馈污染系统电源, 对于品质较好的电源变换器一般不是必要; 箝位二极管 V2 将电压箝位到电源模块允许的工作电压范围内, 主要针对系统工作条件下化学电池放电初期和系统用电设备少(轻负载)情况下电压较高的情况而设置; 由电容、电感组成的 LC 滤波器主要抑制 EMI 干扰, 滤波器电路形式选择的依据是系统供电环境, 在较好的系统供电环境下, 简单的滤波电路是够用的。

但是, 在箭弹设备电源保护电路设计中, 对元器件选择需要注意以下因素。

(1) 浪涌电流通过电感产生的反峰电压可能高过系统外部来的最高输入电压, 所以, 滤波电容器耐压值选择应按照直流电压降额要求和瞬态电压降额要求分别计算, 按照高的要求选择器件;

(2) 限流电阻额定功率选择。限流电阻选用考虑两条原则: 在设备正常稳定工作情况下, 满足降额原则, 工作稳定安全; 在设备内部电路出现短路情况, 限流电阻应不致系统供电电压被拉低, 并能短时间熔断保护系统不受影响。设计时如果按照设备稳态电流计算功耗, 因为有浪涌、过冲等现象存在, 即使选择 0.1 的降额系数, 也很难说一定可靠; 而根据瞬态尖峰电压产生电流计算功耗, 往往功率数据很大, 根本没有符合要求的电阻, 显然造成过设计。

笔者在工程中通过分析验证, 对限流电阻选用提出按热容降额的设计原则。

根据设备环境温度条件(高温)、电阻几何尺寸、材料热容值  $C$  计算出辐射表面换热系数, 其基础是能量守恒方程。由于浪涌电流为短时信号, 需要用其瞬态形式:

$$Q_g - K(t - t_0) = C \frac{dt}{dT_i} \Rightarrow \frac{dt}{dT_i} + \frac{K}{C}t = \frac{1}{C}(Q_g + Kt_0) \quad (4)$$

式中,  $Q_g$  为电流产生的热量,  $K$  为器件热阻,  $C$  为器件热容。

将微分方程(4)进行拉氏变换:

$$sT(s) - t(0) + \frac{K}{C}T(s) = \frac{1}{C}[Q_g F(s) + \frac{Kt_0}{s}] \quad (5)$$

由此, 求出温度积累的时域解:

$$T(t) = t(0)e^{-\frac{K}{C}t} - t_0(e^{-\frac{K}{C}t} - 1) \quad (6)$$

式中,  $T(t)$  为器件积累温度。

根据上述公式建立热响应分析模型,并运用 Matlab 进行仿真,求出最恶劣条件电阻积累热量(单位 J),并与电阻承受极限温度比较,按照 0.3 进行降额。

上述工作可编写 Matlab 程序,设计时输入设定条件,可很快得出结果。如果箭(弹)载电子设备功耗较大,可能会产生较大浪涌电流,一般需要采用浪涌抑制电路,电路形式与星载设备类似,在此不再赘述。

在航天电子设备工程设计中,笔者根据产品特点提出上述典型电路形式和设计控制参数,简化了设计并具有较好工程可操作性。按上述设计准则设计的供电保护电路在多种设备使用中从未出现过问题。

## 5 结束语

本文研究了航天电子设备电源电路设计的一般原则,对采用 DC/DC 变换器的二次电源外围电路典型应用给出输入保护电路模型,不同于其它文献介绍的通常电源电路设计,本文提出了一些新的设计控制参数,能够较准确地量化降额准则,在工程设计中具有较强指导意义。

### 参考文献:

[1] 腾旭,胡志昂.电子系统抗干扰实用技术[M].北京:国

防工业出版社,2004.

TENG Xu, HU Zhi - ang. Electronic system antijamming operative technology [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2004. (in Chinese)

[2] 余金培,杨根庆,梁旭文.现代小卫星技术与应用[M].上海:上海科学普及出版社,2001.

YU Jin - pei, YANG Gen - qing, LIANG Xu - wen. Modern smallsat technology and application [M]. Shanghai: Shanghai Popular Science Press, 2001. (in Chinese)

[3] VPT DC - DC Converterd and Accessories for Military, Avionics, and Space Applications [M]. Everett, WA : VPT, Inc. , 2008.

[4] 王小朋,于平,李东景.空间有效载荷二次电源抗干扰设计[C]//2010年空间电子学学术年会论文集.厦门:中国宇航学会,2010.

WANG Xiao - peng, YU Ping, LI Dong - jing. Spatial payload secondary power antijamming design [C]//Proceedings of 2010 Space Electronics Academic Annual Meeting. Xiamen: Chinese Society of Astronautics, 2010. (in Chinese)

### 作者简介:

曹广平(1971 - ),男,四川蓬安人,1994年获学士学位,现为高级工程师,中国宇航学会空间电子学会委员,主要从事航天电子技术及设备研究。

CAO Guang - ping was born in Peng' an, Sichuan Province, in 1971. He received the B. S. degree in 1994. He is now a senior engineer and also the number of Space Electronic Society of Chinese Society of Astronautics. His research concerns space electronics technology and equipment.

Email: zxxcgp@sohu. com