

DC/DC 变换器在航天器二次电源中的应用

王小朋 于平 李东景 齐心达

(中国科学院长春光学精密机械与物理研究所 长春 130033)

摘要 DC/DC 变换器以其可靠性好、集成度高、体积小、效率高等特点,在航天工程二次电源系统中得到广泛应用。但是在 DC/DC 直流变换过程中容易引入或形成各种干扰噪声,不仅直接影响供电质量,而且影响航天器的技术性能及指标。为解决干扰问题,提高二次电源的可靠性,结合航天器实际任务,讨论分析了 DC/DC 变换器设计应用中的关键技术,主要包括软启动设计、滤波设计、EMC 设计、可靠性设计、抗辐照设计等。综合采取上述措施后,二次电源的可靠性大大提高,浪涌电流减少至原来的 1/20,输出纹波减少至原来的 1/4。通过对二次电源输出电压线的传导发射测试(CE)和二次电源机箱的辐射发射测试(RE),发现其测量值均低于标准中规定的极限值。实验结果及工程实际应用结果表明,所提出的设计方案具有良好的效果。

关键词 航天器,二次电源,DC/DC 变换器,电磁兼容(EMC)

中图法分类号 V 524

Application of DC/DC Converter in Secondary Power for Spacecraft

WANG Xiaopeng YU Ping LI Dongjing QI Xinda

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

Abstract In aerospace engineering, it is demanded to design a power system of high-reliability, high performance and strong anti-interference ability, to ensure the life of the spacecraft and its reliable operation. The DC/DC converter has been widely used in the secondary power supply in aerospace engineering attributing to its reliability, high integration, small size, high efficiency. But in the DC conversion process, it is easy to introduce various forms of interference and noise, which directly affects the quality of power supply, and consequently affects the spacecraft's technical performance. To solve the interference problem and improve the reliability of the secondary power supply, a number of key techniques have been discussed on the DC/DC design applications, including: soft-start, filter, Electromagnetic Compatibility (EMC), reliability. After taking corresponding measures, reliability of the secondary power supply has been greatly improved, with surge current being reduced to 1/20 of the original level, and the output ripple being reduced to 1/4 of the original level. The measured data of the CE (Conduction emission) and RE (Radiation emission) tests in the EMC were under the limitation of GJB 151A-97. Results of the experiments and actual application show that the

anti-interference design is effective.

Key words Spacecraft, Secondary power, DC/DC converter, Electromagnetic Compatibility (EMC)

1 引言

现代航天器通常是集光学、光谱学、精密机械、电子技术及计算机技术于一体的新型空间遥感器,由光学系统、电子学系统和机械结构等组成,电子学系统作为控制核心,二次电源系统是其最基础及重要的一个环节,电源系统的可靠性、稳定性与质量高低直接影响载荷系统运行的可靠性及性能指标的实现^[1],甚至决定整个航天器任务的成败。

目前,DC/DC 变换器以其可靠性好、集成度高、体积小、效率高等特点,在航天器二次电源中得到了广泛应用。其受输入电压和负载波动的影响较小,可以提供稳定的输出电压,同时,其故障隔离及保护功能可以保护整个系统免受其他系统故障的影响。

航天供电系统工作状态较为复杂且各分系统之间相互影响,电源母线具有不稳定性,会引入一定的浪涌干扰;而 DC/DC 变换器在直流变换过程中也容易形成各种干扰噪声,产生严重的传导干扰和辐射干扰^[2],会对二次电源本身及其周围电子设备的正常工作造成威胁。因此,研究 DC/DC 变换器应用电路的设计,充分利用 DC/DC 变换器的特点,对设计高性能、高可靠性的航天器二次电源具有十分重要的意义。

2 二次电源原理

使用 DC/DC 变换器进行航天器二次电源供配电设计通常有两种方式,即集中式供电和分布式供电^[3]。不同的供电方式对整个供电系统的可靠性有重大影响。在设计时,应综合考虑用电系统的具体需求,选择合理的供电方式。

集中式供电的优点是 DC/DC 变换器数量少,有利于控制及减少电源的体积和重量,同时简化了一次电源到 DC/DC 变换器之间的重复布线;缺点是对于电源的多负载,很难保证电源的输出伏安特性满足每个负载的要求。分布式供电系统的优点是 DC/DC 变换器靠近负载,在减小传输损耗的同时提高了动态响应特性,其是当前解决低压大电流问题必需且唯一的

技术途径。这种供电方式的基本特征是将负载功率或负载特性分解,分担给多个电源模块来承担。从可靠性模型上来说,分布式供电系统的多个 DC/DC 变换器属于可靠性并联系统,容易组成 $N + 1$ 冗余供电,扩展功率也相对简单。

根据上述分析,在航天器供电系统设计现状的基础上,针对航天器的实际情况,采用 DC/DC 变换器组成分布式二次电源变换的方式供电。其工作原理如图 1 所示。

3 二次电源设计

3.1 软启动电路

在电源上电瞬间将产生很大的冲击电流,称其为浪涌电流。浪涌电流会给电源系统带来极大的不利影响。由于各种电源变换模块和滤波器模块等都有一定的容量限制,当冲击电流超出模块额定容量较多时,造成电源系统无法正常工作,因此必须采取措施,降低浪涌电流的幅度。

在航天二次电源中,可采用母线中串联电感及使用软启动电路两种方式来抑制浪涌电流,经过对这两种方式的实际试验与效果对比发现,未加任何措施时实测浪涌电流峰值为 94 A 左右,使用软启动电路时实测浪涌电流峰值为 4.7 A (见图 2),串联电感时实测浪涌电流峰值为 62 A。

软启动电路的特点是抑制效果好,但器件的选择需要根据负载的情况进行试验确定。特别是在功率场效应管的选择及场效应管与分压电阻、电容的匹配上,需要反复调整,才能根据实测波形确定一个相对的最优值。根据两种方式的试验对比,二次电源最终采用软启动电路来抑制浪涌电流,其电路原理如图 3 所示。

本实验设计使用软启动电路, Q_1 为 IR 公司的功率场效应管 IRHM7360SE,其栅极电压 U_g 为电容 C_1, C_2 的电压,有

$$U_g = \frac{1}{RC} \int_0^t U_{in} dt. \quad (1)$$

+100 V 母线上电后,电容 C_1, C_2 由电阻 R_1, R_2 限

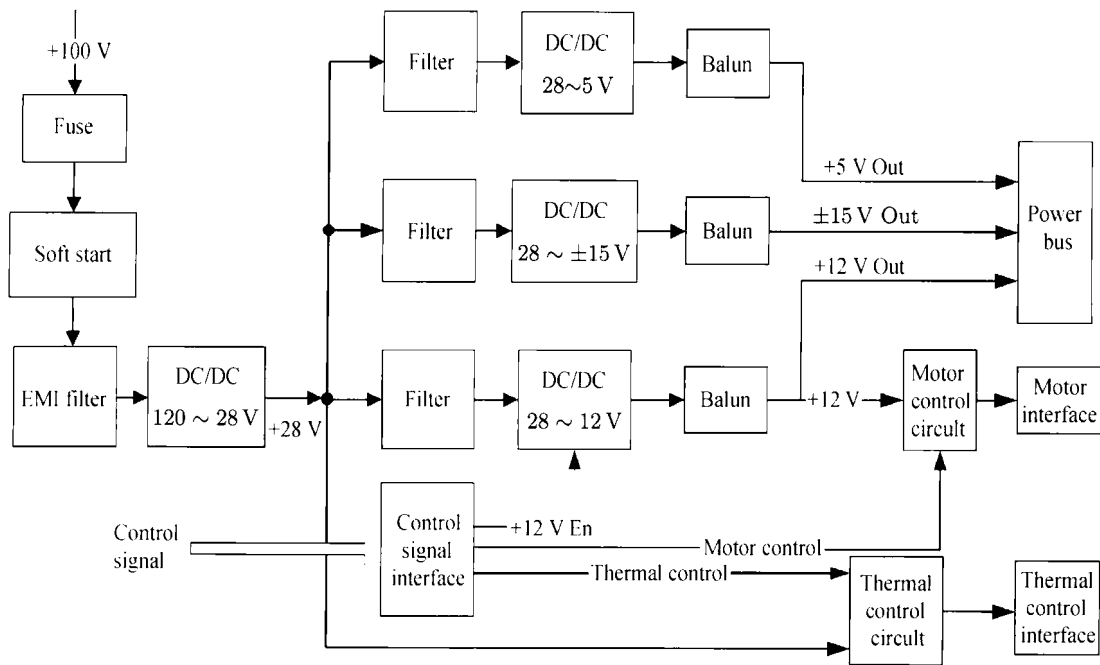


图 1 二次电源工作原理
Fig. 1 Scheme of secondary power

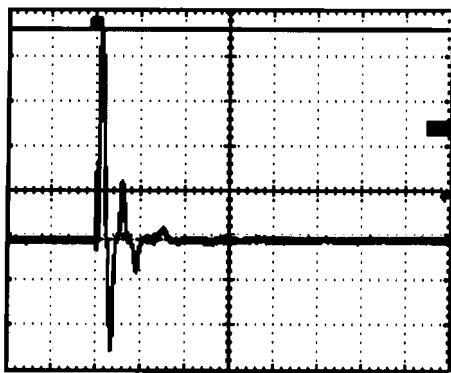


图 2 使用软启动后实测浪涌波形
Fig. 2 Actual inrush wave after soft start

流充电, 最大充电电流

$$I_{max} = 100\text{ V} / 2.35\text{ M}\Omega = 0.042\text{ mA},$$

U_g 由 0V 逐渐上升, Q_1 的导通电阻下降, 当电容电压上升到一定水平时 (约 10V), Q_1 由截止状态逐渐变为导通状态, +100V 回线接通, 从而实现二次电源系统 +100V 的软启动, 起到抑制浪涌电流与电磁干扰的效果. 由表 1 可知, IRHM7360SE 导通电阻为 0.22Ω, 1A 电流输入时功耗仅为 0.22W, 对整个二次电源的效率没有太大影响.

表 1 功率场效应管 IRHM7360SE 参数指标

Table 1 parameter of the IRHM7360SE

part number	radiation level	$R_{DS(ON)}$	I_D	BV_{DSS}
IRHM7360SE	1000 Gy	0.22 Ω	22 A	400 V

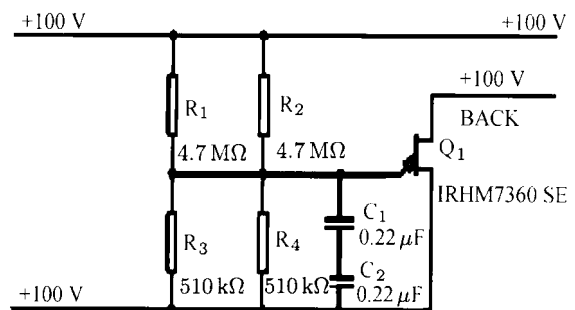


图 3 软启动电路
Fig. 3 Soft Start Circuit

由于 IRHM7360SE 不需要太大电流来驱动栅极, 所以 R_1, R_2 选取 4.7MΩ, 电容 C_1, C_2 的容值可选 0.22μF, 采取电阻并联、电容串联的方式, 从而提高电路设计的可靠性, 此方案可由电阻与电容值来控制电容的充电速度即软启动的时间. 如果需要进一

步提高可靠性,还可采用两组软启动电路并联使用的方式.

软启动技术的应用不仅能有效抑制浪涌电流,而且有助于电磁干扰的降低,可以减小功率电路中功率器件的 di/dt 和 dv/dt ,从而可以减小电磁干扰 (EMI) 电平.

3.2 滤波设计

DC/DC 变换器一般是按小型化模块进行设计的,可以不附加任何外部输入滤波器和输出滤波器而直接应用.但是当 DC/DC 变换器由集中位置移到应用点时,不可避免地会产生大量传导和辐射干扰,如果系统对电源提出额外的电磁兼容 (EMC) 要求,可能需要外加电源线滤波器和输出滤波器,以及对其输入和输出引脚采取保护和滤波措施.

3.2.1 输入滤波

DC/DC 变换器输入端干扰表现为传导噪声和辐射噪声.为减少模块输入反射纹波电流对系统的影响,抑制总线电路对模块性能的干扰,满足 MIL-STD-461C (可参考 GJB151-86) 电磁兼容性要求,一般情况下在输入端应加 XXX461 系列的电磁干扰滤波器:如果总线波动较大,存在大的电压尖峰,应考虑采用满足 MIL-STD-704A 浪涌要求的 XXX704 系列电磁干扰滤波器/瞬态抑制器模块.在使用这两种滤波器模块时,最好是一个 DC/DC 模块使用一只滤波模块,但在实际应用中,受条件限制,经常是多个 DC/DC 模块共用一只滤波模块,这就要求其额定电流大于 DC/DC 变换器电流的总和,并应留有充分的裕量.

在本设计中,根据二次电源的需求,依据可靠性与降额设计的原则,+100 V 输入滤波器选用了 IR 公司的 AME270461X 滤波器,+28 V 输入滤波器采用 INTERPOINT 公司的 FMC-461 滤波器,这两种滤波器主要由共模扼流圈、跨接线路电容及线路高通滤波电容组成,可以提供电磁干扰滤波和瞬态噪声抑制,降低 DC/DC 模块输入线路反射纹波电流,同时阻止二次电源向输入电源反馈的噪声.

3.2.2 输出纹波抑制

二次电源的输出高频噪声 (表现为纹波) 可能向空间辐射成为辐射噪声,过大时会造成作为负载的电子设备出现故障^[4].在 DC/DC 输出端,需要使用共模扼流圈及高频电容以减少电源的纹波,提高输出电源的稳定性.

共模扼流圈又称为 Balun,是平衡-非平衡滤波器的简称,它由漆包线绕在软磁铁氧体磁环上构成,其工作原理与外形如图 4 所示.扼流圈的电感量一般由所要抑制的噪声电平下限频率 (DC/DC 的基波频率) 确定,下限频率越高,所需要的电感量越小.本设计中采用的 DC/DC 基波频率为 600 kHz,根据计算,实际选取电感量值约为 500 mH,依据负载电流大小,选用锰铁磁环,其导磁率高,固有阻抗低,可以防止磁环饱和和影响扼流圈效果.

在绕制扼流圈时,尽量减小匝间分布电容及绕线头尾之间的分布电容,以减小高频噪声的耦合电容,否则不能起到抑制作用,扼流圈的电感与匝数的关系^[5]为

$$L = \frac{4\pi\mu AN^2}{l} \times 10^{-7}. \quad (2)$$

式中, L 为扼流圈电感量, A 为磁环截面积, μ 为磁环的磁导率, N 为绕线匝数, l 为平均每圈周长.

输出滤波电容的耐压一般以大于额定输出电压的 2 倍为宜.电容的容量与负载额定功率及要求的输出纹波大小有关,最小容量可由下式估算:

$$C = 10 \times (P_{ra}\Delta V_{pp}/V_{out}). \quad (3)$$

测量的纹波中含有的高频分量,必须使用特殊的测量技术才能获得正确的测量结果.为了测出纹波尖峰中的所有高频谐波,一般要用 20 MHz 带宽的示波器.

在进行纹波测量时,必须非常注意,防止将错误信号引入检测设备.因为在一个高频辐射场中,地线

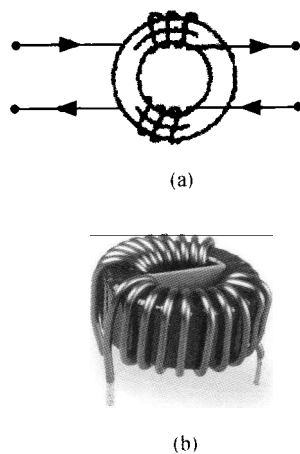


图 4 双路共模扼流圈工作原理与外形
Fig. 4 Double balun sketch

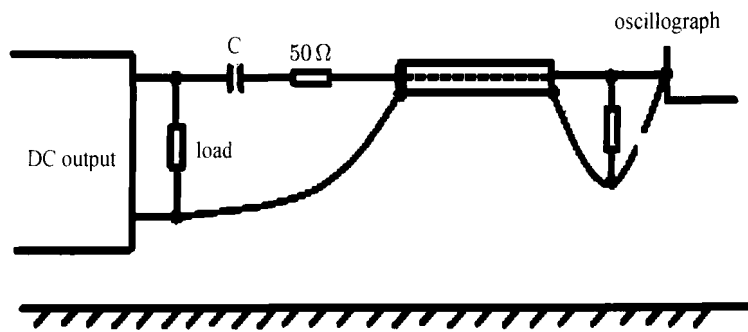


图 5 同轴线纹波测量法

Fig. 5 Coaxial-cable ripple measure

夹会像天线一样接收噪音, 干扰测量结果, 测量时必须去掉探头地线夹. 本设计是采用 $50\ \Omega$ 同轴电缆来测量输出纹波电压的, 如图 5 所示. 在载荷二次电源输出回路中使用了共模扼流圈及高频电容进行滤波后, 实测电源输出纹波值由原来的 $200\ \text{mV}$ 下降至 $50\ \text{mV}$ 左右, 满足设计任务提出的纹波小于 $100\ \text{mV}$ 的要求.

3.3 电磁兼容设计

电磁兼容是二次电源系统设计的主要问题. 设计时必须考虑传导、辐射、共模和差模噪声, 其中共模噪声是最重要的系统噪声^[6-7]. 在 DC/DC 变换器中, 共模噪声是由初级与次级之间流通的电流引起的. 在电路设计时应通过合理的接地设计以及附加滤波器来满足对噪声传导的要求.

3.3.1 接地设计

二次电源系统有三种基本的接地方式: 浮地、单点接地、多点接地. 由于电源器件的工作频率一般小于 $1\ \text{MHz}$, 其布线和器件间的电感影响较小, 而接地电路形成的环流对干扰影响较大, 因而应采用单点接地方式. 当二次电源供电的对象是高频数字系统时, 为避免电源与高频数字系统相互之间的干扰, 有时会采用浮地设计, 将 DC/DC 变换器的外壳浮空. 数字地与电源地之间单点接地, 数字地之内多点接地.

3.3.2 印制电路板设计

在印制电路板 (Printed Circuit Board, PCB) 设计中, 电磁带隙 (EBG) 结构对特定频率的电磁波具有带阻特性, 能有效抑制阻带范围内的电磁波, 可以用于抑制电磁干扰, 在具体设计中, 可以通过控制电源层、地层、中间层的材质与厚度实现不同介质、金属以及混合体单元按周期性排列的电磁带隙结构^[8].

3.3.3 屏蔽设计

DC/DC 变换器及滤波器模块工作频率一般为 $600\ \text{MHz}$ 以上, 由其构成的二次电源干扰频谱集中在高频段, 干扰信号主要是辐射场, 其以平面电磁波形式向外辐射电磁场能量, 可以用导电性良好的材料对电场屏蔽.

屏蔽体的总体屏蔽效能由屏蔽体中最薄弱的环节决定, 机箱最薄弱的环节是各个面板之间的缝隙及面板与连接器的孔隙. 电子设备所产生的电磁干扰主要通过机箱的缝隙泄漏, 电性能良好的机箱可以通过反射和吸收方式降低电磁辐射能量, 通常能将电磁干扰的强度衰减到原来的百分之一至百万分之一以上^[9]. 根据设计经验, 二次电源箱体及 PCB 板框均采用 $4\ \text{mm}$ 镁合金加工而成, 各个侧板之间通过止口连接, 二次电源电箱板框与面板之间接触面粗糙度 R_a 优于 $1.6\ \mu\text{m}$, 平面度优于 $0.03\ \text{mm}$, 保证接触紧密可靠.

3.4 抗辐照设计

在航天应用中, 对 DC/DC 变换器的抗辐照指标有比较严格的要求, 标准模块的抗辐照能力一般为 $200\ \text{Gy}$, 这对于低轨道卫星足够, 但在高轨道长寿命卫星中使用时, 必须注意抗辐照加固^[10].

本设计中, 在 DC/DC 变换器的顶部增加额外的金属护板, 将 DC/DC 变换器整体覆盖防护, 因为 DC/DC 变换器是依靠底部基板散热的, 所以增加顶部护板不会对模块的散热造成太大影响. 该方式最为简便, 并能够以较低的成本实现模块抗辐照能力较大幅度的提高.

对于抗单粒子效应能力而言, DC/DC 变换器无法在后期使用防护的方法加以提升^[11]. 在本设计中

采用系统级的防护方法,例如冗余设计、软件保护等,将发生单粒子效应时的危害降至最低。

3.5 可靠性设计

为保证由 DC/DC 变换器组成的二次电源具有高的可靠性,除了选择高可靠性的元器件外,还应在电路设计上采用冗余设计和降额设计^[12]。

3.5.1 冗余设计

冗余设计是提高电源可靠度的重要措施之一。在主电源的输出升高或降低到一定程度或根本不能提供电源时,要及时切换到备用电源继续供电。冗余设计一般采用冷备份或热备份的方式。采用热备份方式时,两路或多路 DC/DC 变换器同时工作,例如,将两路相同的 DC/DC 变换器直接并联使用,每一路 DC/DC 变换器都可以单独满足功率的要求,这是最简单的一种电源热备份设计。采用冷备份方式时,两路或多路 DC/DC 变换器在同一时刻只有一路工作,当主电源发生故障时,由接口电路切换到另外一路电源继续供电,主备切换方式有两种,一种方式可以在监测到主电源系统故障时,由人工指令控制进行切换;第二种方式可以在监测到主电源系统故障时系统自动进行切换。

3.5.2 安全工作区

DC/DC 变换器指标给出的最高温度是在满载情况下所能达到的最大壳温,超过该温度之后,必须降额使用。例如,Interpoint 公司温度范围为 $-55 \sim +125^{\circ}\text{C}$ 的 DC/DC 模块,其壳温与输出功率百分比的关系如图 6 所示。图 6 表明,壳温低于 $+125^{\circ}\text{C}$ 时 DC/DC 变换器可以满载工作,在壳温超过 $+125^{\circ}\text{C}$ 时输出功率做线性降额,在 $+135^{\circ}\text{C}$ 时输

出功率降为 0,曲线①下为模块的安全工作区,表示模块在这一范围内工作不会损坏。但是,在实际应用中的任何情况下,模块壳温不应超过最大额定值,因为模块内部功率器件和元件的温度比壳温高很多,超温将使 DC/DC 变换器性能退化,可靠性下降,元器件寿命缩短。

3.5.3 降额设计

DC/DC 变换器的降额与其他元器件的降额使用有所不同,一方面 DC/DC 变换器本身已存在降额设计;另一方面,按照大部分 DC/DC 变换器给定的效率曲线,模块输出功率在 30% 以上时,才能达到比较高的输出效率,不建议低于 30% 使用。根据美国海军推荐的电压调节器 I 级降额准则,降额工作区应位于图 6 曲线②以下,在实际使用时,可结合实际环境温度与散热情况,采取合理的降额设计,将壳温严格限制在预期温度范围内,一般建议实际使用功率在 DC/DC 变换器额定功率的 30%~70% 为宜(具体比例还与其他因素有关),在这个功率范围内,DC/DC 变换器各方面性能发挥都比较充分而且稳定可靠。负载太轻会造成资源浪费,太重则对温升、可靠性等不利。

4 结论

简要阐述了 DC/DC 变换器在航天器二次电源系统中的应用,在对其电路进行设计时,从可靠性与干扰抑制出发,考虑了软启动、滤波、电磁兼容与降额设计,同时进行了充分的可靠性设计。

通过对二次电源的输出电压线传导发射测试和

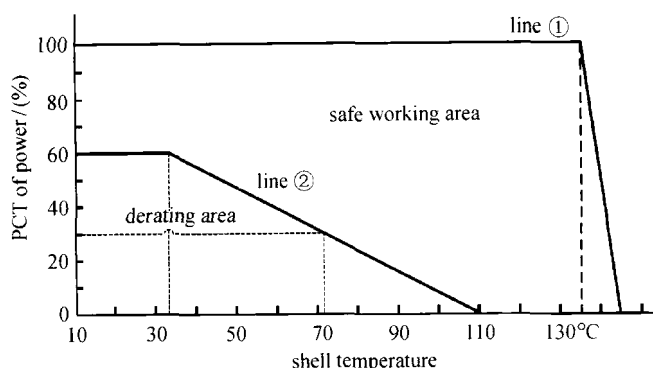


图 6 DC/DC 安全工作区与降额工作区

Fig. 6 DC/DC Secure and Derating Area

机箱的辐射发射测试,发现其测量值均低于标准中规定的极限值,实测电源输入浪涌值与输出纹波均在设计允许范围内.二次电源系统经过航天器初样、正样阶段的测试与使用后表明,其工作稳定可靠.实验及工程应用结果表明,所提供的DC/DC变换器应用电路设计方案满足航天产品的高可靠性与高性能要求,对航天器稳定性及技术指标的实现有至关重要的作用,上述方案可以单独使用,也可以根据不同情况组合使用,对类似设计提供了借鉴范例.

参考文献

- [1] Shen Zhong, Ge Zhijiang. The principle and development of the space HIS [J]. *Spacec. Eng.*, 2001, **10**(4):45-52. In Chinese (沈中, 葛之江. 航天超光谱成像技术原理及发展现状 [J]. *航天器工程*, 2001, **10**(4):45-52)
- [2] Cao Guangping. Design of secondary power input protection circuit for aerospace electronics equipment, telecommunication engineering [J]. *Telec. Eng.*, 2011, **51**(5):114-118. In Chinese (曹广平. 航天电子设备二次电源输入保护电路设计 [J]. *电讯技术*, 2011, **51**(5):114-118)
- [3] Qu Xueji. Stable Power Circuit Design Manual [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)
- [4] Li Xiqian. Anti-jamming design of switching power supply [J]. *Power Supply Tech. Appl.*, 2002(6):31-33. In Chinese (李希茜. 开关电源的抗干扰设计 [J]. *电源技术应用*, 2002(6):31-33)
- [5] Mel Eide. Measurement and filtering of output noise of DC/DC converters [M]//Standard Power Interpoint DC/DC Converts and EMI Filters DATABOOK. New York: American Crane Aerospace Electronics, 1999
- [6] Wang Qingbin. EMI and EMC [M]. Beijing: Mechanical Industry Press, 1998. 45-46. 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. 45-46)
- [7] Chen Siwen. Satellite measurement of magnetic control and clean [J]. *Prog. Geophy.*, 2009, **24**(2):797-800. In Chinese (陈斯文. 卫星磁洁净的控制和测量 [J]. *地球物理学进展*, 2009, **24**(2):797-800)
- [8] Li Jie, Bian Zhengcai. A power bus structure in PCBs using EBG and magnetic materials [J]. *Inf. Ele. Eng.*, 2010(1):19-22. In Chinese (李杰, 卞正才. 采用电磁带隙和磁性材料的 PCB 电源结构 [J]. *信息与电子工程*, 2010(1):19-22)
- [9] Meng Xiaoling, Guo Chenjiang. Electromagnetic compatibility technology for electronic equipment [J]. *Aeros Weap.*, 2005(4):27-29. In Chinese (孟晓玲, 郭陈江. 电子设备的电磁兼容设计 [J]. *航空兵器*, 2005(4):27-29)
- [10] Yu Bingxi, Fang wei. Spacecraft measurements of solar radiation on SZ-3 [J]. *Chin. J. Space Sci.*, 2004, **24**(2):119-123. In Chinese (禹秉熙, 方伟. 神州 3 号飞船上太阳辐射测量 [J]. *空间科学学报*, 2004, **24**(2):119-123)
- [11] Wei Ning, Guo Hongxia. Secondary electron irradiation experiments encapsulation of CMOS devices [J]. *Chin. J. Space Sci.*, 2003, **23**(5):396-400. In Chinese (卫宁, 郭红霞. 二次封装 CMOS 器件电子辐照实验研究 [J]. *空间科学学报*, 2003, **23**(5):396-400)
- [12] Yang Tianshe, Xi Zheng. Application of failure mode avoidance method to improve the reliability of satellite operations [J]. *Chin. J. Space Sci.*, 2006, **26**(5):388-393. In Chinese (杨天社, 席政. 应用故障模式规避提高卫星运行可靠性方法研究 [J]. *空间科学学报*, 2006, **26**(5):388-393)