



航天电源技术系列

电子电源技术

DIANZI DIANYUAN JISHU

上海空间电源研究所 编 著



科学出版社

航天电源技术系列

电子电源技术

上海空间电源研究所 编著

科学出版社
北 京

内 容 简 介

本书密切结合当前航天器电源分系统中电子电源的研究、设计、制造和应用,对电子电源的理论、技术、制造和测试进行较为详尽的论述。

全书共6章,内容包括:绪论、模拟电路基础、数字逻辑电路基础、DC/DC 电路基础、电源控制设备初步设计、电源控制设备电装及测试技术。

本书可供从事和关心航天器总体和电源分系统技术领域研究、设计、制造、测试及应用的专业技术人员和管理人员使用,也可作为高等院校相关专业本科高年级学生和研究生的选修教材或参考书。

图书在版编目(CIP)数据

电子电源技术/上海空间电源研究所编著.--北京:科学出版社,2015.4

(航天电源技术系列)

ISBN 978-7-03-044079-2

I. ①电… II. ①上… III. ①电源 IV. ①TM91

中国版本图书馆CIP数据核字(2015)第075224号

责任编辑:王艳丽 王 苏 董素芹
责任印制:谭宏宇 / 封面设计:殷 靓

科学出版社 出版

北京东黄城根北街16号

邮政编码:100717

<http://www.sciencep.com>

上海叶大印务发展有限公司印刷

上海蓝鹰文化传播有限公司排版制作

科学出版社发行 各地新华书店经销

*

2015年4月第 一 版 开本:787×1092 1/16

2015年4月第一次印刷 印张:35 1/2

字数:855 000

定价:150.00 元

前 言

上海空间电源研究所是我国抓总研制空间电源分系统的专业研究所,主要承担航天器、航空器、导弹、火箭及其他特殊设备用电源系统及其设备的研究、设计、制造和试验任务。电子电源在电源分系统中承担着电源控制的作用,是电源分系统的重要组成部分。本书内容全面,强调设计与应用相结合,实用性强,是从事和关心航天器总体和电源分系统技术领域研究、设计、制造、测试、应用和管理的专业技术人员、大专院校师生和管理人员的一本很好的参考书。

全书共分6章。第1章为绪论,主要介绍电子电源的基本概念和发展趋势。第2章为模拟电路,主要介绍各类模拟电路的计算与设计。第3章为数字逻辑电路,主要介绍各类数字电路的计算与设计。第4章为DC/DC电路,介绍其基本原理、非隔离型和隔离型DC/DC电路、变压器及磁性元件设计、DC/DC电路软开关技术、DC/DC控制电路设计及环路稳定性分析。第5章为电源控制设备初步设计,介绍主电路设计、控制电路设计、航天电源器件技术、PCB设计和电源仿真技术。第6章为电源控制设备电装及测试技术,介绍电子装联准备、电子连接技术、电子装联技术、电路调试技术、电子元器件筛选和装机电老练、设备测试技术。

本书由上海空间电源研究所组织编写,其中,第1章由刘勇编写,第2章由何小斌、张华辉编写,第3章由刘涛、李旭评编写,第4章由黄军编写,第5章由郑磊编写,第6章由乔卫新、屈诚志编写,以上作者的单位均为上海空间电源研究所。

在本书初稿的编写过程中,空间电源技术实验室整理并提供了国内外电子电源技术最新发展状况以及后续发展方向。本书初稿完成后,李国欣对全书的内容进行了审稿,并提出了宝贵的意见和建议。上海空间电源研究所科学技术委员会专门邀请专家对本书进行认真的评审,在此一并表示感谢。本书凝聚了上海空间电源研究所各级领导的关心和支持,各领域同事和朋友的帮助和鼓励以及各章节作者的心血和智慧。

限于作者水平,本书难免会有不足之处,恳请广大读者批评指正。

上海空间电源研究所

2014年9月

目 录

第 1 章 绪论	1
1.1 基本概念	1
1.2 发展趋势	5
第 2 章 模拟电路基础	9
2.1 半导体器件	9
2.2 放大电路的基础	31
2.3 集成运算放大电路	46
2.4 放大电路中的反馈	51
2.5 模拟信号运算电路	57
2.6 信号处理电路	66
2.7 波形发生电路	79
第 3 章 数字逻辑电路基础	86
3.1 数制与逻辑函数	86
3.2 TTL 基本逻辑电路	106
3.3 MOS 基本逻辑电路	125
3.4 组合逻辑电路	136
3.5 时序逻辑电路	165
3.6 脉冲波形的产生与变换	182
3.7 模数转换和数模转换	197
3.8 通信总线技术	207
第 4 章 DC/DC 电路基础	233
4.1 DC/DC 电路组成基本原理	233
4.2 非隔离型 DC/DC 电路	245
4.3 隔离型 DC/DC 电路	255
4.4 变压器及磁性元件设计	262
4.5 DC/DC 电路软开关技术	285
4.6 DC/DC 控制电路设计及环路稳定性分析	297

第 5 章 电源控制设备初步设计	328
5.1 主电路设计基础	328
5.2 控制电路设计基础	359
5.3 航天电源器件技术	395
5.4 PCB 设计	410
5.5 电源仿真技术	424
 第 6 章 电源控制设备电装及测试技术	 451
6.1 电子装联准备	451
6.2 电子连接技术	496
6.3 电子装联技术	505
6.4 电路调试技术	520
6.5 电子元器件筛选和装机电老练	532
6.6 设备测试技术	549
 参考文献	 561

第1章 绪 论

1.1 基本概念

空间电源系统是航天飞行器上产生、储存、变换、调节和分配电能的航天器分系统,简称电源系统(electrical power subsystem, EPS)。其基本功能是通过某种物理变化或化学变化,将光能、核能或化学能转换成电能,根据需要进行储存、调节和变换,然后向航天器各分系统供电。空间电源系统的作用就是给航天器各分系统的仪器、设备提供符合技术要求的可靠的电源,使各分系统的仪器、设备能够正常地运转和工作,以完成各分系统担负的任务,从而保证航天器的任务得以实现。电源控制设备是空间电源系统的一个重要组成部分,主要负责电能的变换、调节,确保飞行器的稳定供电。

一般航天器电源系统组成框图如图 1.1.1 所示。由图 1.1.1 可知,对于较大的范围,航天器电源系统由供电系统和配电系统两大部分组成,因此,电源系统也可称为供配电系统。必须指出,所有的电源系统均包括供电系统。供电系统一般由主电源、储能电源和电源控制设备(功率调节和控制系统)组成。

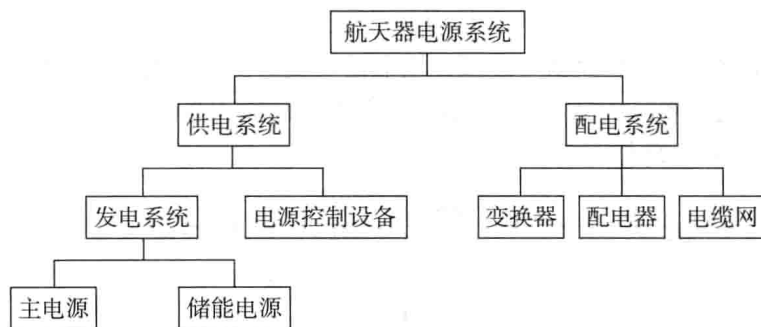


图 1.1.1 一般航天器电源系统组成框图

电源控制设备有高可靠性、高安全性、轻量化和在使用及维护上极其简便的特点。航天电源的高可靠性要求空间电源控制设备的性能十分稳定可靠,能承受十分苛刻的环境和力学条件的考验。电源控制设备的高安全性要求电源本身要绝对安全、稳定。绝对不允许在极个别的情况下,由于电源的工作特性而发生短路、燃烧的情况,要绝对保障航天器的安全。轻量化要求电源控制设备的体积小、重量轻。在使用及维护上要十分简便,做到装上就能用。

随着航天技术不同时期的发展水平以及应用需求的不同,电源控制设备发展了多种实施方案。根据母线调节特性的不同,发展了全调节母线电路和半调节母线电路。根据全调节母线输出电压性质的不同,发展了直流母线技术和交流母线技术。直流母线又包含多种结构,如 S^3R 型功率调节技术、混合型功率调节技术、 S^4R 型功率调节技术、一体化功率调节

技术以及 MPPT 调节技术等。电源控制设备产品一般分为以下几种。

① 分流调节器。分流调节器连接太阳能电池阵以及卫星负载,通过脉宽调制(pulse width modulation, PWM)方式对各太阳能电池阵输出电流进行分流调节,从而调整各太阳能电池阵的输出功率,达到卫星负载的能量供给和稳定母线电压的目的。分流调节器由分流电路主回路、控制电路等部分组成,原理框图如图 1.1.2 所示。各分流单元分别采用母线电压,与基准电压比较后,输入误差放大器,从而调节各分流单元的 PWM 脉冲宽度,进而调整各单元的分流状态。

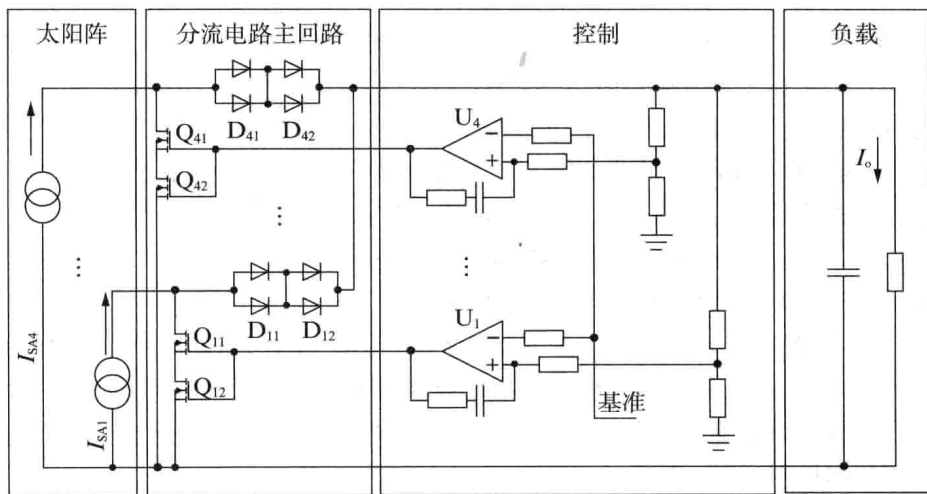


图 1.1.2 分流调节器原理框图

② 充电控制器。充电控制器有连接太阳能电池阵及蓄电池组的,也有连接母线及蓄电池组的,它们都是通过 PWM 方式将太阳能电池阵或母线的能量提供给蓄电池组以实现蓄电池组的充电。充电电路原理框图见图 1.1.3。

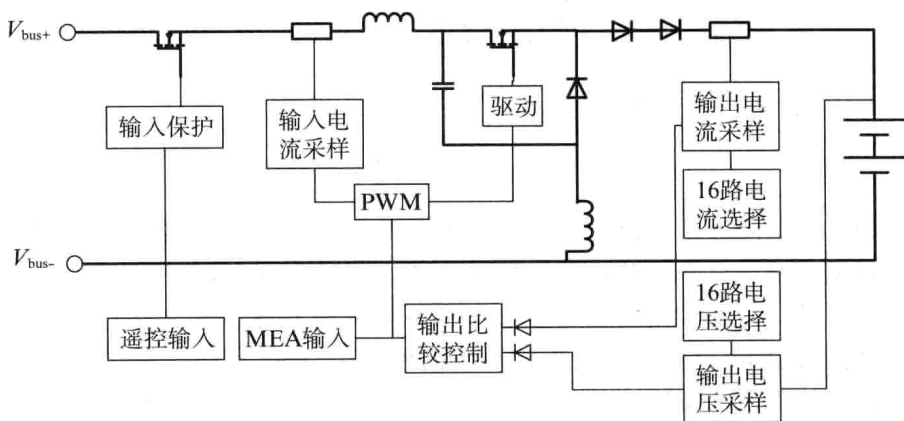


图 1.1.3 充电电路原理框图

③ 放电调节器。放电调节器连接蓄电池组及母线,通过 PWM 方式对蓄电池组的输出进行升压或降压调节,并稳定母线电压,从而实现卫星负载的能量供给。放电电路原理框图见图 1.1.4。

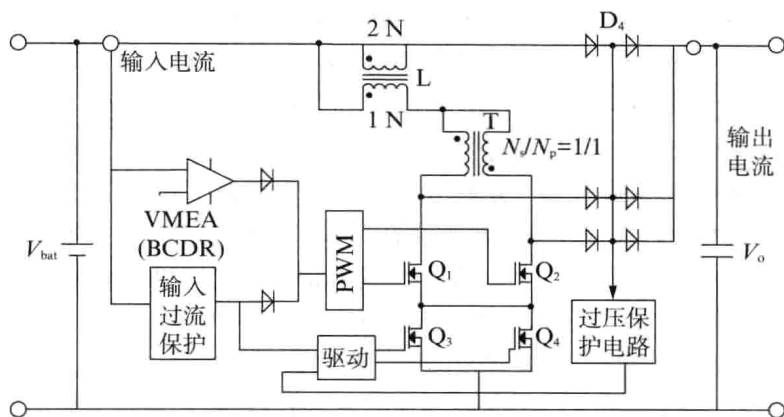


图 1.1.4 放电电路原理框图

④ 充放电调节器。由于充电控制器与放电调节器都连接到蓄电池组,为了减少电缆、降低压降、减轻重量,产生了充放电调节器,其功能及工作状态分别与充电控制器与放电调节器类似,与上述两种设备相比,具有重量轻、可靠性高等优点。

⑤ 电源控制器(PCU)。电源控制器将分流、充电、放电等功能整合在一起,实现母线电压的调节,太阳电池阵输出功率的分流调节,蓄电池组的充放电调节及卫星负载的供配电。与上述产品相比,电源控制器具有整合度高、自主控制能力强、冗余度高、重量轻、可靠性高等优点。

⑥ 电源控制分配器(PCDU)。电源控制分配器除具有分流、充电、放电等功能外,还具有整星的配电及配电保护功能。

⑦ 电池管理器(BMU)。电池管理器实现蓄电池组及单体的采用、均衡、管理保护功能。

⑧ 其他。电源控制设备除了上述常见的单机外,还有损耗器、DC/DC 变换器、遥测遥控调节器、调压器切换线路盒等。

目前国内电源控制器的功率从百瓦级至万瓦级,功率质量比最高达 200 W/kg,母线电压覆盖 28~100 V。根据电源控制设备的设计要求,一般可分为两部分:功率部分及控制器部分。

电源控制设备的功率部分一般由 DC/DC 变换电路构成。DC/DC 变换电路是将不可调的直流电压转变为可调或固定的直流电压,是一个用开关调节方式控制电能的变换电路。这种技术广泛应用于各种开关电源、直流调速、燃料电池、太阳能供电和分布式电源系统中。20 世纪,随着功率开关器件的发展,变换器拓扑和变换技术取得了很大的成就,并且已经发展到一个相当高的水平。DC/DC 变换器的演化过程离不开各种直流变换技术。各种新技术的产生和发展很大程度上影响了变换器拓扑的演化。DC/DC 变换电路是电源控制设备结构中不可或缺的重要组成部分,直接关系到航天器有效载荷的在轨安全,因此消除其固有的可靠性隐患,对于确保航天器安全,增强其可靠性非常重要。由于航天器 DC/DC 变换电路具有不可维修性,如果其使用了有可靠性隐患的元器件或设计不合理,可靠性不高,直至经历了大量的考核试验或航天器在轨运行时才暴露缺陷,会给航天器研制单位乃至国家造成重大的经济损失。

控制电路的功能是在输入电压、内部参数、外接负载变化时,调节功率级开关器件的导通时间,使电源控制设备的输出电压或者电流保持恒定。因此,在开关电源的设计中,控制

方法的选择和设计对于开关电源的性能十分重要。采用不同的检测信号和不同的控制电路会有不同的控制效果。控制电路是通过调节功率级开关器件的占空比来控制功率级输出的。在电感连续导电模式(continuous conduction mode, CCM)下, $d = t_{\text{on}} / (t_{\text{on}} + t_{\text{off}}) = t_{\text{on}} / T$ (t_{on} 为开通时间, t_{off} 为关断时间, T 为周期)。按照占空比的实现方式, 电源控制设备的控制方式可以分为定频控制和变频控制。定频控制即开关周期恒定不变, 通过调整一个周期内开关开通的宽度来调节输出电压, 即通常所说的 PWM 技术。变频控制有定开通时间、定关断时间、迟滞比较等几种控制方式。定开通时间控制即开关的导通时间 t_{on} 不变, 通过改变开关的关断时间来调节占空比。定关断时间控制则相反, 开关的关断时间 t_{off} 不变, 通过改变开关的开通时间来调节占空比。迟滞比较的控制方式是对受控量(输出电压或电流)设定一个上限和一个下限。当受控量低于下限时开通开关, 而当受控量超过上限时关断开关。因此, 在这种控制方式下, 开通时间和关断时间都是变化的。电源控制设备的另一种分类方式是按照检测信号的不同来分类的, 可以分为单环控制和双环控制。恒压源单环控制主要是电压型控制; 双环控制则有电流型、 V_2 型等几种控制方式。随着控制理论的发展, 一些现代的控制方法, 如模糊控制、滑模变结构控制等非线性控制方法也被尝试应用于开关电源的控制电路中。虽然这些控制方法到目前没有得到广泛应用, 但是由于其独特的控制性能, 应用前景可观。

电源控制设备的控制方式还可分为模拟控制和数字控制两种方式。

1) 模拟控制

模拟信号的值可以连续变化, 其时间和幅度的分辨率都有限制。4.1 V 电池就是一种模拟器件, 它的输出电压并不精确地等于 4.1 V, 而是随时间变化, 并可取任何实数值。与此类似, 从电池吸收的电流也不限定在一组可能的取值范围内。模拟信号与数字信号的区别在于后者的取值通常只能属于预先确定的可能取值集合之内, 如在 {0 V, 5 V} 集合中取值。模拟电压和电流可直接用来进行控制, 如对汽车收音机的音量进行控制。在模拟收音机中, 音量旋钮连接到一个可变电阻。转动旋钮时, 电阻值变大或变小; 流经这个电阻的电流也随之减小或增大, 从而改变了驱动扬声器的电流值, 使音量相应变小或变大。模拟控制可靠性高、工作频率高、继承性好, 但模拟控制容易随时间、温度变换等漂移, 因而难以调节。能够解决这个问题的精密模拟电路可能非常大、笨重和昂贵。模拟控制还有可能严重发热, 其功耗与工作元件两端电压与电流的乘积成正比。模拟控制还对噪声很敏感, 任何扰动或噪声都会改变电流值的大小。

2) 数字控制

电源的数字控制, 又称回路内部的处理, 是指控制器能在数字域执行所有系统控制算法。它必须对两个数字串进行比较以产生脉冲宽度来驱动电源开关, 而不是使用传统模拟 PWM 比较器。它会将所有模拟系统参数转换成数字信号, 并在数字域利用这些数据计算控制响应, 然后将新产生的控制信息加传至系统。通过以数字方式控制模拟电路, 可以大幅度降低系统的成本和功耗。此外, 许多微控制器和数字信号处理器(digital signal processor, DSP)已经在芯片上包含了 PWM 控制器。这使数字控制的实现变得更加容易。实现 DC/DC 电路的数字控制主要有以下两种方法。

(1) 基于单片机控制的开关电源

单片机通过外接 A/D 转换芯片进行采样, 采样后对得到的数据进行运算和调节, 再把

结果经过 D/A 转换后传到 PWM 芯片中,实现单片机对开关电源的间接控制。这种技术目前已经比较成熟,设计方法容易掌握,而且对单片机的要求不高,成本比较低。但是控制电路要用多个芯片,电路比较复杂。单片机经过 A/D 和 D/A 转换后,有较大的延时,势必影响电源的动态性能和稳压精度。也有的单片机集成了 PWM 输出,但开关电源不断向高频化方向发展,一般单片机的时钟频率有限,产生的 PWM 输出频率和精度成反比,无法产生足够频率和精度的 PWM 输出信号。

(2) 基于数字信号处理控制的开关电源

通过高性能数字芯片(如 DSP)对电源实现直接控制,数字芯片完成信号采样 A/D 转换和 PWM 输出等工作。由于输出的数字 PWM 信号功率不足以驱动开关管,所以需要驱动芯片。这样就可以简化控制电路。这些芯片有较高的采样速度和运算速度,可以快速有效地实现各种复杂的控制算法,实现对电源的有效控制,有较高的动态性能和稳压精度。

数字电路的缺点有可靠性设计难度较大,抗干扰能力较弱,环境耐受能力差,高等级的器件较难获得等。

本书主要介绍构成电源控制技术的理论基础(电路基础、模拟电路基础、数字逻辑电路基础和 DC/DC 电路基础)和实践体验(电源控制设备初步设计和电源控制设备电装及测试技术)。

1.2 发展趋势

电源控制设备是卫星电源分系统的重要组成部分之一,其发展水平对提高卫星性能、延长卫星工作寿命起着关键的作用。航天器功能和性能的不断优化、负载容量的扩大化、运行轨道的多样化,对航天器电源控制设备的调节能力、重量、效率、可靠性,以及配置管理、故障检测与诊断等技术都提出了更高的要求,主要体现在电源控制设备种类的多样化、高效率、高比功率、高可靠性、长寿命、智能化和低成本等方面。

新一代高性能卫星平台对电源控制设备的需求主要表现在以下几个方面。

① 功率需求越来越大。“十二五”期间,在 SAR 成像领域,功率需求越来越大,如大型对地观察系列卫星功率需求提高到 13 kW,高轨通信卫星则需要提供 25 kW 的功率。在电子侦察与对抗领域,功率需求也是有增无减。

② 电源品质要求越来越高。卫星载荷的高空间分辨率、高定位精度、高时间分辨率、高辐射精度输出必然要求电源控制设备具备更高的品质特性,包括输出直流母线具有极低的电压纹波及瞬态功率输出情况下极快的动态响应速度等特性。以 28 V 直流母线为例,母线电压范围由原来的 (28 ± 1) V 减少到 (28 ± 0.25) V,母线纹波电压由原来的约 200 mV 降低到 100 mV,母线动态响应速度要求提高到 10 ms 以内,以满足性能不断提升对母线特性的要求。

③ 轻量化设计要求越来越高。新一代高性能卫星平台对电源控制设备轻量化的要求越来越高。为了降低发射成本,增加有效载荷,卫星平台需要配备轻量化的电源控制设备。从今后长期的发展来看,电源控制设备(以控制器为例)的功率密度将由现在的 120 W/kg 提高到 250 W/kg 以上。

④ 寿命要求越来越长。为了降低发射成本,未来卫星的在轨寿命将越来越长,新一代

卫星系统也是如此。一般的低轨卫星寿命从 3 年增加到 5~8 年,高轨卫星的寿命则从 8 年增加到 12~15 年。这就要求电源控制设备的工作寿命和可靠性也要增加。

⑤ 快速响应要求越来越高。“十二五”期间及后续发展过程中,新一代卫星平台电源系统对新技术提出了越来越高的要求。为了满足基于新技术电源系统快速研制验证的要求,电源控制设备需具备更快的研发速度。通过相关研发平台能力的提升,针对不同卫星的不同功率需求,快速设计出满足要求的电源控制设备并对其进行验证。

对上述几个发展需求的特点进一步归纳量化说明如表 1.2.1 所示。

表 1.2.1 电源控制设备的发展趋势

发展方向	指标类型	“十一五”末国内技术水平	“十二五”背景型号技术指标	未来发展趋势
大功率	母线体制; 母线电压; 输出功率	直流母线;母线电压 100 V; 最大输出功率 10 kW	直流母线;母线电压 100 V; 最大输出功率 25 kW	交流母线、直流母线;直流 母线电压 160 V、240 V;最 大输出功率 50 kW、100 kW
高品质	母线输出电压 超调量; 动态响应时间	当负载由最大峰值负载跃 变到长期负载时,母线输 出电压超调量小于±2 V, 动态响应时间小于 30 ms	当负载由最大峰值负载跃 变到长期负载时,母线输 出电压超调量小于±1 V, 动态响应时间小于 20 ms	当负载由最大峰值负载跃 变到长期负载时,母线输 出电压超调量小于±1 V, 动态响应时间小于 10 ms
轻量化	电源系统比功率; 充放电效率	电 源 系 统 比 功 率 25 W/kg, 充 放 电 效 率 90%	电 源 系 统 比 功 率 45 W/kg, 充 放 电 效 率 大 于 92%	电源系统比功率大于 75 W/kg, 充放电效率大 于 95%
长寿命	使用寿命	低轨 3~5 年,高轨 8~ 12 年	低轨 5~8 年,高轨 12~ 15 年	15 年以上
可重复使用	研制周期	1~2 年	10 个月	3~6 个月

新一代飞行器电源控制设备的发展趋势如下。

1) 电源控制设备集成化

国外电源管理技术的发展趋势是在更小的硅芯片上集成更多功能特性,同时以更高的设计灵活性实现更强的系统用电性能,而不会增加成本。

随着微电子技术的飞速发展,CPU 已经变成低成本器件。在可能的情况下,各种空间飞行器已经或者正在嵌入 CPU 构成的嵌入式系统。空间电源系统也不例外。据美国国家航空航天局的统计,在空间飞行器中使用嵌入式集成电路的比例在过去的 10 年中提高了近 10 倍。

现在国外空间电源控制系统研究的重点已从通用系统转向专用系统,从一般性能转向可靠性、可用性、安全性、自主性、可扩展性、功能性、灵活性、成本、体积、功耗及可管理性上。嵌入式系统的核心是可编程计算部件,即处理器。这可以有很多种选择,而且近几年又增加了一些新的选择:除过去空间技术上常用的通用处理器(general purpose processor, GPP)、嵌入式处理器(embedded processor, EP)、微控制器(micro-control unit, MCU)、DSP 外,目前在空间控制技术上发展很快且可以给空间电源控制系统提供新选择的是各种专用处理器(application specific processor, ASP)或专用标准产品(application specific standard product, ASSP)。它们都是针对一些特定应用而设计的。这些专用处理器因为运算速度快、可靠性好,所以特别适合在卫星上使用。与 MCU 相比,ASP/ASSP 集成的资源可能比一般 MCU 更多、更专业化,所以 ASP 的特性要高于 MCU;但因为它的应用在相关领域中

又是通用、标准和开放的,所以任一个空间电源控制系统都能应用它构成自己特有的系统或控制模式以满足各种卫星对卫星电源系统的特殊要求。另一种能很好地应用于空间控制技术的设备是较封闭的专用集成电路(application specific IC, ASIC)类的定制片上系统(system on chip, SoC)。此类专用集成电路的投入成本比 ASP 高得多。但这可以根据设计人员的要求来构建、定制 SoC,这样就可为设计人员提供满足量体裁衣式应用需求的灵活性。SoC 技术使嵌入式系统应用发生了革命性的变化。这个变化就是嵌入式系统的设计技术,它使空间电源控制技术进入了一个崭新的时代。

嵌入式集成电路系统在空间电源控制系统中的应用不再是过去单一的单片机应用模式,而是越来越多样化。这可为电源控制系统提供更多的不同层次的控制方式。嵌入式集成电路系统实现的最高形式是 SoC,而 SoC 的核心技术是重用和组合 IP 核构件。从单片机应用设计到 SoC 设计及其中间的一系列的变化,从底层大包大揽的设计到利用 FPGA 和 IP 模块进行功能组合 PSoC/SoPC 设计,是一个观念的转变。学习和熟悉新的开发模式将会事半功倍地构建功能强大和性能卓越的嵌入式系统,但同时也给系统的设计验证工作提出了许多新的挑战。

2) 电源控制设备数字化

卫星所处的环境比较复杂,一旦进入太空就失去了维护的可能,所以卫星电源控制系统的数字化技术表现出了传统模拟技术无法实现的优势。卫星电源的自我监控能力,将随着微处理器和监控软件的引入而普遍增强。卫星电源控制系统数字化和智能化的实现,可以对卫星电源控制系统各种运行参数和状态进行实时监控,实现故障预警和故障自我诊断的功能,并能有效地实现远程监控和智能化管理。采用全数字化控制技术,在实现智能化的同时可有效地缩小电源体积,降低成本,大大提高设备的可靠性和对用户的适应性。

卫星电源控制系统采用数字集成化和智能化的方法,不仅降低了成本,而且大大缩短了研发周期,使研制一个大功率空间电源系统的时间由几年缩短为几个月。卫星电源控制系统采用微处理器技术,使控制和管理具有高度智能化,有效地提高了电源系统的性能和可靠性,所以卫星电源控制系统数字化集成是空间电源系统未来发展的方向。

目前,电源系统正向着大功率、长寿命、多用途公用平台的方向发展。为了满足航天器的需求,电源系统变得越来越庞大,控制越来越复杂。如何管理好这一复杂系统,充分发挥其供电效率,使之长期、安全、可靠地工作,是保证卫星安全、延长卫星寿命的一个重要问题。

电源系统除了要满足上述要求外,质量和体积也是一个不容忽视的问题。如果能在相同的输出功率条件下减小空间电源系统的体积和重量,不仅可以大大节省卫星的发射成本,还可以提高卫星内部空间的有效利用率,增加有效载荷的功能,使卫星的性能得到提高。为了可以达到上述各项性能技术指标,就必须对空间电源系统进行集成化设计。只有如此,才能最大限度地满足上述各项技术指标。

经过国内专家多年的研究,模拟控制技术已经很成熟,然而,模拟控制系统的缺点是显而易见的。模拟控制系统需要大量的分离元件和电路板,其元器件的数量很多,制造成本也较高。大量的模拟元器件使其之间的连接相当复杂,从而使系统的故障检测与维修比较困难。模拟元器件的老化问题和不可补偿的温漂问题,以及易受环境(如电磁噪声、工作环境温度等)干扰等因素都会影响控制系统的长期稳定性。因此,为了保持系统的稳定性,采用模拟控制系统对环境有较高要求。并且,对于模拟控制系统,监控性能也非常差,只能通过



模拟的测量及光、声信号来显示、报警。

此外,我国的卫星电源系统一直采用“自控为主,遥控为辅”的管理模式。这种管理模式由于管理效率低,需要地面人工干预,可靠性差,已不能满足电源系统的需要。而国外空间电源系统则以自主方式形成的智能化的管理系统为主。管理系统主要由智能管理模块、参数采集与检测、故障诊断与处理和运行管理四大部分组成。其核心是由 DSP 微处理器及相应的管理软件组成的智能管理模块。这也将是我国空间电源系统的发展趋势。

3) 电源控制设备的模块化

目前,各个国家都在加快卫星的发展计划,都在想尽办法缩短卫星上各个部件的研发周期。卫星电源模块化、兼容化发展已经成为一个发展方向。当前的卫星电源是针对不同型号、不同用途发展起来的,因此其针对性很强,普适用性很差,既浪费人力又浪费物力。

随着各种技术的发展,电源的各个元器件已经模块化。为了缩短研发时间,各个国家也在发展卫星电源模块化。首先,根据空间条件先制成小功率的模块电源,需要的时候设计外部结构,就把这些模块进行组合成满足功率需求的电源,从而可以节约很多时间。目前,美国 MID 公司已经在进行这方面的工作,主要针对 DC/DC 逆变器,从而在需要的时候只需要对外部结构进行设计,并且这一技术已经应用到火星探索号的探测器上,得到了很好的效果。随着新技术的发展,电源的兼容性也会做得越来越好,模块化技术将是未来发展的必然趋势。

思 考 题

1. 试述航天器电源系统的定义和组成。
2. 试述电源控制设备的定义和分类。
3. 试述分流调节器的基本原理。
4. 试述充电控制器的基本原理。
5. 试述放电调节器的基本原理。
6. 新一代卫星平台对电源控制设备提出了什么新要求?
7. 电源控制设备的发展趋势是什么?

第 2 章 模拟电路基础

2.1 半导体器件

导电能力介于导体和绝缘体之间的物质称为半导体。纯净的半导体称为本征半导体,其导电能力很弱,但是在本征半导体中掺入微量的其他元素就会使半导体的导电性能发生显著变化,且根据掺入杂质的不同,分为 N 型和 P 型两类。

2.1.1 半导体器件的基础

1. N 型半导体

在硅(或锗)的晶体中掺入五价元素(如磷、砷、锑等)后,杂质原子取代了晶格中某些硅原子的位置。这种杂质半导体中,电子的浓度比同一温度下本征半导体中电子的浓度大许多倍,这就大大加强了半导体的导电能力,把这种杂质半导体称为 N 型半导体。在 N 型半导体中,电子的浓度远大于空穴的浓度,所以将电子称为多数载流子(简称多子),将空穴称为少数载流子(简称少子)。

2. P 型半导体

在硅(或锗)的晶体中掺入微量的三价元素(如硼、铝、镓等)后,杂质原子的 3 个价电子与周围的硅原子形成共价键时,出现一个空穴。这种杂质半导体中空穴是多子,电子是少子,称为 P 型半导体。

3. PN 结

在一块完整的硅片上,用不同的掺杂工艺使其一边形成 N 型半导体,另一边形成 P 型半导体,那么在两种半导体的交界面附近就形成了 PN 结。PN 结是构成各种半导体器件的基础。

1) PN 结内部载流子的运动

P 型半导体和 N 型半导体结合在一起时,由于交界面两侧多子和少子的浓度有很大的差别,N 区的电子必然向 P 区运动。这种由浓度差引起的运动称为扩散运动。扩散到 P 区的电子因与空穴复合而消失。同时 P 区的空穴也要向 N 区扩散,且与 N 区的电子复合。这样,在交界面附近,多子的浓度骤然下降,出现了由不能移动的带电离子组成的空间电荷区,如图 2.1.1 所示。随着扩散的进行,空间电荷区加宽,内电场加强。正、负离子在交界面两边形成的电位差记作 U_{bi} 。

此外,在 P 区和 N 区交界面附近空间电荷区形成的内电场又使少子产生漂移运动,即 N 区的空穴向 P 区漂移,P 区的电子向 N 区漂移。其结果是空间电荷区变窄,内电场削弱,这又将引起多子扩散以加强内电场。可以想象,在平衡状态下,电子从 N 区到 P 区的扩散电流必然等于从 P 区到 N 区的漂移电流。同样,空穴的扩散电流和漂移电流也必然相等。即总的多子扩散电流等于少子的漂移电流且二者方向相反,PN 结中的电流为零。

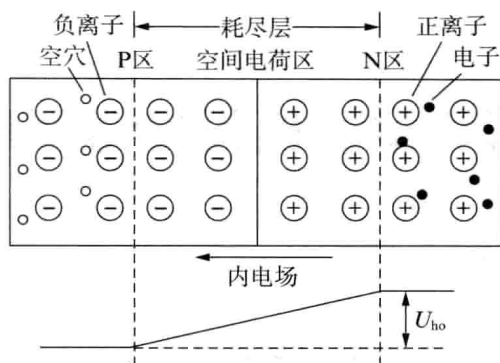


图 2.1.1 平衡状态下的 PN 结

综上所述,在无外电场或其他因素激发时,PN 结处于平衡状态,没有电流通过,空间电荷区的宽度和电位差 U_{ho} 为恒定值。由于空间电荷区内没有载流子,所以又称为耗尽层,其宽度一般为数微米。

2) PN 结的特性

(1) 单向导电性

在图 2.1.2 中,P 区接电源正极,N 区接电源负极,称为正向偏置。

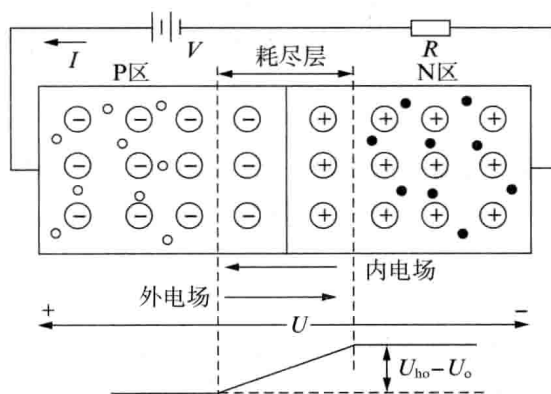


图 2.1.2 外加正向电压时的 PN 结

在图 2.1.3 中,P 区接电源负极,N 区接正极,称为反向偏置。

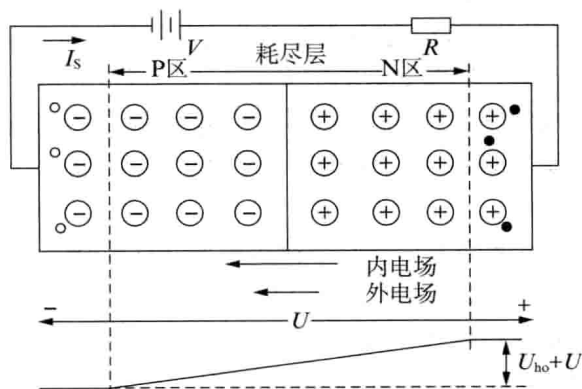


图 2.1.3 外加反向电压时的 PN 结

PN 结加正向电压时,形成较大的正向电流;而加反向电压时,反向电流很小。这种特性称为单向导电性。

根据理论分析,PN 结两端的电压 U 和流过 PN 结的电流 I 之间的关系为

$$I = I_S(e^{\frac{U}{U_T}} - 1) \quad (2.1.1)$$

式中, I_S 为反向饱和电流; $U_T = \frac{kT}{q}$ 称为温度电压当量,其中 k 为玻尔兹曼常量, T 为热力学温度, q 为电子的电量。在 300 K 时, $U_T \approx 26 \text{ mV}$ 。

由式(2.1.1)可以画出 PN 结的伏安特性曲线,见图 2.1.4。图中, $U > 0$ 的部分称为正向特性, $U < 0$ 的部分称为反向特性。 $U < -U_{BR}$ 的情况在下面讨论。

(2) PN 结的击穿

PN 结处于反向偏置时,在一定范围的反向电压作用下,流过 PN 结的电流是很小的反向饱和电流。但是反向电压超过某一数值(用 U_{BR} 表示)后,反向电流会急剧增加。这种现象称为反向击穿。击穿状态下的特性见图 2.1.4 中虚线左边的部分。击穿现象可以从齐纳击穿和雪崩击穿两个方面加以解释。

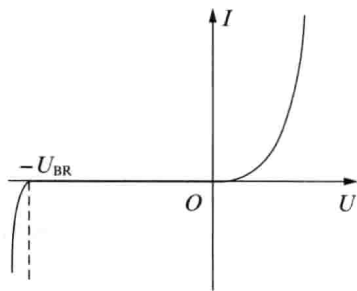


图 2.1.4 PN 结的伏安特性

图 2.1.4 中虚线左边的部分。击穿现象可以从齐纳击穿和雪崩击穿两个方面加以解释。

对于硅材料的 PN 结,反向击穿电压在 7 V 以上的为雪崩击穿;4 V 以下的为齐纳击穿;4~7 V 时的击穿则两种情况都有。不论哪种击穿,只要 PN 结不因电流过大产生过热而损坏,当反向电压下降到击穿电压(均指绝对值)以下时,它的性能又可以恢复到击穿前的情况。

(3) PN 结的电容效应

PN 结除了单向导电性外,还有一定的电容效应,按产生的原因不同,可分为势垒电容和扩散电容两种。

势垒电容 C_b 。势垒电容是由耗尽层引起的。耗尽层中有不能移动的正、负离子,各具有一定的电量。当外加电压使耗尽层变宽时,电荷量增加。这样,耗尽层中的电荷量随外加电压变化而改变时,就形成了电容效应,称为势垒电容,用 C_b 表示。

扩散电容 C_d 。多子在扩散过程中越过 PN 结成为另一方的少子,这种少子的积累也会形成电容效应。

势垒电容 C_b 和扩散电容 C_d 都与 PN 结的面积成正比,且随外加电压而变化,所以都是非线性电容。在 PN 结的等效电路中, C_b 和 C_d 是关联的,PN 结的结电容 C_s 是两者之和,即

$$C_s = C_b + C_d \quad (2.1.2)$$

在正向偏置时,结电容一般以扩散电容为主;反向偏置时,则基本上等于势垒电容。 C_b 和 C_d 一般都很小(结面积小的为 1 pF 左右,结面积大的为几十至几百皮法)。当工作频率很高时,就要考虑结电容的作用。

2.1.2 半导体二极管

半导体二极管是由 PN 结加上引出线和管壳构成的。通常有下面几种类型。

点接触型二极管。结构见图 2.1.5(a)。它的特点是结面积小,因而结电容小,适用于高频(几百兆赫)工作,但不能通过很大的电流,主要应用于小电流的整流和高频时的检波、混频等。