

新型航天飞行器 20 kW 级空间电源设计

曾发¹, 麻雨欣², 刘飞¹, 曾贵明¹

(1. 中国运载火箭技术研究院 系统工程部, 北京 100076; 2. 航天材料及工艺研究所, 北京 100076)

摘要: 新型航天飞行器具有用电功率大、电压等级多、用电时间长、负载变化大、回灌电能多的特点, 为满足其用电需求, 设计了一种基于太阳能电池阵-蓄电池的具有升压、降压、能量双向流动的空间电源, 采用 20 kW 级多路双向半桥拓扑结构, 利用 boost 电路升压, buck 电路降压, 并通过 PWM 闭环控制和引入电流连续系数, 不仅能够实现能量双向流动, 而且可适应不同工况和负载变化, 不同输入电压下可获得不同电压恒压输出, 同时具有多种故障保护功能, 并研制了一台样机进行模拟试验, 主要测试了几种典型工况的电流纹波、电压纹波, 在升压工况下, 最大电流纹波 6.64%、电压纹波 0.65%, 降压工况下, 最大电流纹波 7.26%、电压纹波 0.04%, 特别是引入电流连续系数后, 明显改善了电流纹波情况, 试验结果表明, 设计的空间电源满足新型航天飞行器对电源系统要求。

关键词: 双向流动; 空间电源; boost 电路; buck 电路

Design of 20 kW Space Power Supply for New Type Spacecraft

Zeng Fa¹, Ma Yuxin², Liu Fei¹, Zeng Guiming¹

(1. System Engineering Department, China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076, China;

2. Aerospace Research Institute of Materials and Processing Technology, Beijing 100076, China)

Abstract: New type spacecraft has the characteristics of high power consumption, multiple voltage levels, long power consumption time, large load changes, and more recharge energy. In order to meet its power demand, a space power supply with boost, depressurization and bidirectional energy flow based on solar cell array battery is designed, which adopts 20 kW level multichannel bidirectional half-bridge topology structural, boost circuit and buck circuit through PWM closed-loop control and using a current continuity coefficient. It can not only realize bidirectional energy flow, but also adapt to different working conditions and load changes. Under different input voltage, different output voltage can be selected and exported at constant value. It also has a variety of fault protection functions. A prototype is developed for simulation test, which mainly tests the current ripple and voltage ripple of several typical working conditions. Under the boost condition, the maximum current ripple is 6.64%, and the voltage ripple is 0.65%, under the depressurization condition, the maximum current ripple is 7.26%, and the voltage ripple is 0.04%, especially after the current continuity coefficient is adopted, the current ripple situation is obviously improved. The test results show that the designed space power supply meets the requirements of the power system of new type spacecraft.

Keywords: bidirectional flowing; space power; boost circuit; buck circuit

0 引言

空间电源是飞行器重要分系统, 为飞行器进行电能的产生、存储、变换、调节、分配和管理, 其主要过程是将一次能源, 如太阳能、核能、化学能转化为电能, 并根据器上用电需求对电能进行处理、存储和变换, 再给其他分系统提供高可靠、高质量供电^[1-3]。空间电源重量一般占到飞行器重量 25%~35%, 成本占到飞行器成本 30%左右^[4-5], 寿命长短基本决定飞行器使用寿命。目前空间电源主要包括镍氢电池、锌银电池、氢氧燃料电池、锂电池、太阳能电池阵-蓄电池、核同位素电池、飞轮电池等, 其中太阳能电池阵-蓄电池占据 95%左右份额^[1-2,6]。现在太阳能电池阵-蓄电池主流方案是在向阳面用太阳能电池阵将光能转化为电能, 并用蓄电池储存富裕电能, 在背阴面再用蓄电池对外供电, 存在太阳能电池阵和蓄电池电压等级单一且电

压较低, 无法多电压, 特别是高压供电, 功率等级较低, 不同飞行器电源通用程度低等问题, 其他电源方案存在类似问题或技术尚不成熟^[1,7-8]。

天地往返可重复使用飞行器、长期在轨/变轨飞行器、深空探测飞行器等新型飞行器器上用电设备多、电压等级多、使用时间长, 随着大型空间机构、空间机器人、电推进发动机、大力矩执行机构、机电伺服机构应用, 用电需求还呈现高压大功率、大容量、电能回灌特点, 现有空间电源方案难以满足这类新型飞行器用电需求。结合当前技术基础, 以太阳能电池阵-蓄电池/锂电池作初级能源, 开发具有升压、降压, 双向流动的大功率空间电源成为现实途径, 也是研究热点。

1 总体方案

面向新型航天飞行器机电伺服、电推进高压用电和仪器设备低压用电特点和要求, 设计一种 20 kW 级空间电源, 选用太阳能电池阵为发电单元, 锂电池组做主要储能单元, 主电路拓扑采用 Boost-Buck 模型, 以电感元件、续流元件、开关器件组成多路双向半桥结构, 用 DSP 生成 PWM

收稿日期: 2020-01-15; 修回日期: 2020-03-01。

作者简介: 曾发(1985-), 男, 江西萍乡人, 硕士, 工程师, 主要从事飞行器航电综合总体设计方向的研究。

控制开关器件通断, 实现多路电压升降和能量流向控制, 完成飞行器上电能的生产、存储、变换、调节、分配和管理, 并对各路进行参数检测和故障保护, 电路拓扑结构简单, 通用性广泛, 开关损耗低, 效率高, 成本低, 可大幅减少电源体积和重量, 提高系统可靠性, 主要电气参数见表 1, 电气组成见图 1。

表 1 主要电气参数

参数名称	数值
电机驱动最大功率 /kW	20
电推进最大功率 /kW	10
仪器电最大功率 /kW	2
太阳电池阵放电电压 /V	180
锂电池组放电电压 /V	105
锂电池组充电电压 /V	147
电机驱动电压 /V	270、400
电推进电压 /V	300、1 100
仪器电电压 /V	28
电压波动 /%	2
电流波动 /%	20

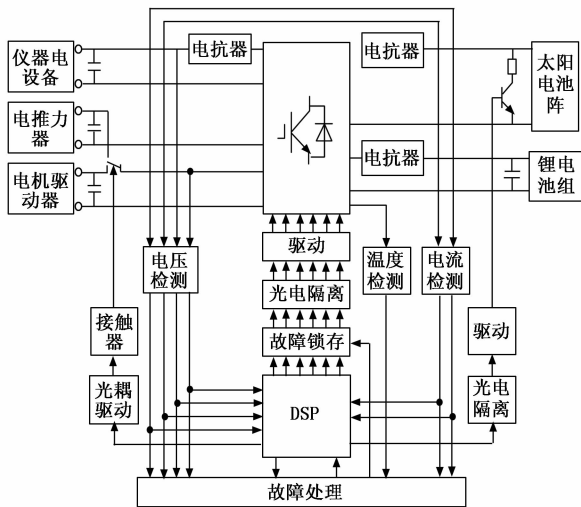


图 1 电气组成框图

仪器设备一直耗电, 电机、电推进按照任务动作耗电, 根据此用电特点和要求及太阳电池阵—锂电池组特性, 电源设计 10 种基本工作模式: 1) 太阳电池阵降压给仪器设备供电; 2) 太阳电池阵升压给电推力器供电; 3) 太阳电池阵升压给电机驱动器供电; 4) 太阳电池阵降压给锂电池组充电; 5) 锂电池组降压给仪器设备供电; 6) 锂电池组升压给电推力器供电; 7) 锂电池组升压给电机驱动器供电; 8) 电机制动回收电能降压给仪器设备供电; 9) 电机制动回收电能降压给锂电池供电; 10) 太阳电池阵富裕电能经泄放电阻分流耗电。太阳电池阵发电和锂电池组充电用 MPPT 策略控制, 通过开关器件控制功率电阻分流耗电实现, 同时用于母线电容泄压。用电端采用优先级策略, 优先级: 低压用电 > 高压用电 > 电池充电, 先满足高优先级, 再满足低优先级; 供电端采用优先级策略, 优先级:

太阳能 > 回收能 > 储蓄能, 先使用高优先级, 再使用低优先级。有多个供电端、用电端时, 由基本工作模式组合工作。不同工作模式切换见图 2。

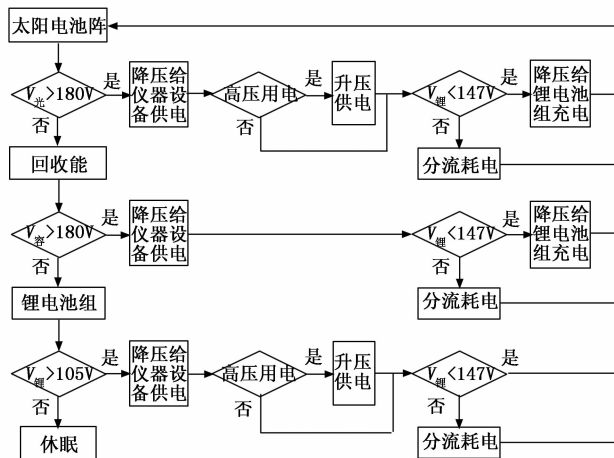


图 2 工作模式切换

2 详细设计

2.1 太阳电池阵

太阳电池阵由三结太阳电池单体串并联组成。电池阵在最高温度时, 工作于最大功率点, 输出电压 180 V, 得单体串联数取整后为 94; 器上全部电能源于电池阵, 以位于向阳面、背阴面时间各一半, 仪器设备平均 800 W 功耗设计电池阵最大功率为 2.2 kW, 得单体并联数取整后为 60。电池阵主要参数见表 2。在向阳面, 电池阵超出器上用电和锂电池组充电的富裕电能经功率电阻分流耗电, 由开关器件控制通断时间实现能量平衡。

表 2 太阳电池阵主要参数

参数名称	数值
单体最大功率点电压 /mV	2441
单体最大功率点电流 /mA	201.6
温度系数/(V/°C)	-7.2
最大输出功率 /kW	2.2
线路压降 /V	3.8
单体串联个数	94
单体并联个数	60

注 1: 在标准测试环境下(135.3 mW/cm², 25 °C)测试

2.2 锂电池组

锂电池组由 18650 型锂电池单体串并联组成。电池单体放电曲线见图 3, 飞行器在背阴面全部由锂电池组供电, 电池组最低放电电压 105 V, 放电深度 95%, 得单体最低放电电压为 3 V, 单体串联数为 35; 电池组满足仪器设备最大功率工作 1 h, 平均功率工作 11 h, 电机最大功率工作 0.2 h, 电推进最大功率工作 0.5 h, 得单体并联数取整后为 54^[9-11]。锂电池组主要参数见表 3。

2.3 功率电路

2.3.1 主电路

主电路使用 IGBT 下管和上管二极管, 外接电抗器, 构

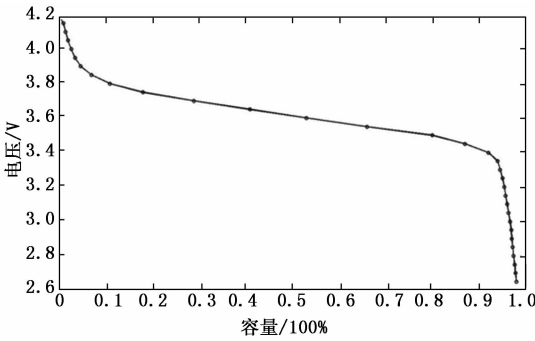


图 3 电池单体放电曲线

表 3 锂电池组主要参数

参数名称	数值
电池组容量 /Ah	161.646
电池组工作电压 /V	105~147
电池组放电深度 /%	95
单体容量 /Ah	3
单体工作电压 /V	2.5~4.2
单体放电电压 /V	3~4.2
单体串联个数	35
单体并联个数	54

建 Boost 升压电路，将 105~147 V 锂电池组电压或/和 180 V 太阳能电池阵电压升至 270 V/400 V 电机驱动电压或 300 V/1 100 V 电推进电压，其原理见图 4；使用 IGBT 上管和下管二极管，外接电抗器，构建 Buck 降压电路，将 270 V/400 V 电机驱动电压降至 105~147 V 锂电池组充电电压或 28 V 仪器设备电压，或将 180V 太阳能电池阵、105~147 V 锂电池组电压降至 28 V 仪器设备电压，原理见图 5。太阳能电池阵、锂电池组和仪器设备共用一个三桥臂 IGBT，分别使用一组上下管和一个电抗器，分流耗能另用一个 MOSFET，外接功率电阻，构建可控泄放电路，主电路拓扑结构见图 6。

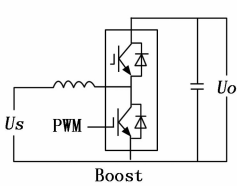


图 4 Boost 升压电路

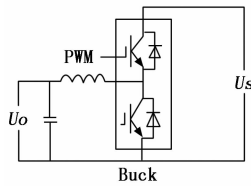


图 5 Buck 降压电路

2.3.2 电感

为维持器上电源输出功率变化时电流纹波稳定，引入电流连续系数 k ，即 1 个周期内，电感有电流时间占 PWM 比例。

Boost 模式下，锂电池组支路将电压 105~147 V 升至 270 V、300 V、400 V、1100 V，太阳能电池阵支路将电压 180 V 升至 270 V、300 V、400 V、1 100 V。升压电感值由式 (1) 计算：

$$L \geq \frac{(1-D/k)^2 DV_{out}^2}{\eta P_{out} f_s} \quad (1)$$

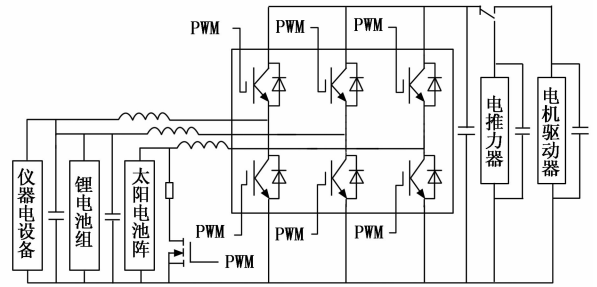


图 6 主电路拓扑结构

电流连续系数 $k_{\text{锂}}: 1, k_{\text{太}}: 0.22$ ，电流纹波系数 $\eta: 0.1$ ，开关频率 $f_s: 20 \text{ kHz}$ ，得 $L_{\text{锂}}$ 最小值：0.94 mH， $L_{\text{太}}$ 最小值：1.36 mH。

Buck 模式下，仪器电设备支路将电压 105~147 V、180 V、270 V、400 V 降至 28 V，锂电池组支路将电压 180 V、270 V、400 V 降至 105~147 V。稳压电感值由式 (2)、式 (3) 计算：

$$L \geq \frac{V_{out}^2 (k-D)}{\eta P_{out} f_s} \quad (2)$$

$$L \geq \frac{V_{in}^2 (D/k)^2 (k-D)}{\eta P_{out} f_s} \quad (3)$$

电流连续系数 $k_{\text{仪}}: 1, k_{\text{锂}}: 1$ ，电流纹波系数 $\eta: 0.02$ ；开关频率 $f_s: 20 \text{ kHz}$ ，得 $L_{\text{仪}}$ 最小值：0.92 mH， $L_{\text{锂}}$ 最小值：1.44 mH。

结合 Boost、Buck 电路，锂电池组支路电感取 1.44 mH，额定电流 150 A，耐压 3 000 V；太阳能电池阵支路电感取 1.36 mH，额定电流 150 A，耐压 3 000 V；仪器电设备支路电感取 0.92 mH，额定电流 150 A，耐压 3 000 V。

为减小重量、体积，电感订制，采用日本 Sugikuro CNTs/Cu 碳纳米复合铜线制作线圈，安泰科技非晶合金制作磁芯，相比传统纯铜线圈和硅钢片磁芯，重量、体积都减小一半以上，可适应航天轻质化、小型化要求。

2.3.3 电容

Boost 模式下，电机驱动器、电推器高压侧稳压电容由式 (4) 确定：

$$C \geq \frac{P_{out} D}{\eta_v V_{out}^2 f_s} \quad (4)$$

开关频率 $f_s: 20 \text{ kHz}$ ，电压纹波系数 $\eta_v: 0.01$ ，得 $C_{\text{驱}}$ 最小值：838.3 μF ， $C_{\text{推}}$ 最小值：361.1 μF 。

选用爱普克斯 2 200 $\mu\text{F}/400 \text{ V}$ B43310-C9228-M 型薄膜电解电容，4 个两两串接后再再并联作为电机驱动器侧稳压电容，4 个串接后作为电推器侧稳压电容。为使各个电容均压，分别使用 4 个 50 K/6 W 旁路精密电阻进行分压。

Buck 模式下，仪器电设备、锂电池组低压侧稳压电容由式 (5) 确定：

$$C \geq \frac{1-D}{8L\eta_v f_s^2} \quad (5)$$

电压纹波系数 $\eta_v: 0.005$ ，开关频率 $f_s: 20 \text{ kHz}$ ，得 $C_{\text{仪}}$ 最小值：63.2 μF ， $C_{\text{锂}}$ 最小值：32.1 μF 。

分别选用 1 个爱普克斯 680 $\mu\text{F}/400\text{ V}$ B43252-A9687-M 型薄膜电解电容作为仪器电设备和锂电池组低压侧稳压电容。

2.3.4 功率电阻

功率电阻消耗最大电流为太阳能电池阵全部电流, 阻值由式 (6) 确定:

$$R \geq \frac{U_{\text{太}}}{I_{\text{太}}} \quad (6)$$

得功率电阻 R 最小值: 14.9 Ω , 订制 718 厂 RIG5/2000 型功率电阻, 阻值 25 Ω , 额定功率 2.5 kW。

2.3.5 功率器件

主电路最大电流 81.5A, 最大电压 1 100 V。选用英飞凌 FS150R17PE4 型 IGBT, 拥有 6 个开关器件, 构成三桥臂结构, 内含温度检测热敏电阻, 额定电流 150 A, 峰值电流 300 A, 耐压 1 700 V, 门极驱动电压 15 V, 最大开关频率 40 kHz, 满足电气要求。为消除 IGBT 高频开关引起的高频尖峰脉冲, 靠近 IGBT 串联接入 2 个爱普克斯 0.47 $\mu\text{F}/1\,000\text{ V}$ B32656-A474-K6 高频无感吸收电容。选用英飞凌 AUIRFS6535 型 MOSFET 分流耗电, 额定电流 19 A, 耐压 300 V, 栅极驱动电压 10 V, 满足电气要求。

2.4 控制电路

2.4.1 驱动电路

总共有 7 路 PWM 驱动电路, 由 DSP 发出 PWM 信号, 通过光耦隔离后, 经 2 个三极管推挽驱动。上管驱动使用光耦 PC923; 下管驱动使用光耦 PC929, 内部具有短路保护电路, 可关断光耦, 并发出故障信号。推挽电路两端施加 24 V 电压, 稳压管 ZD1 使 E V 点电压偏置为 -7.5 V。PWM 信号低电平时, 光耦导通, Q1 导通, G V 和 E V 间电压约 21 V, IGBT 导通; PWM 信号高电平时, 光耦关断, Q2 导通, E V 和 G V 间电压约 7.5 V, IGBT 关断。其中一个桥臂驱动电路见图 7, 另一个桥臂驱动电路一样, 各推挽电路两端施加 +24 V 电压相互隔离。

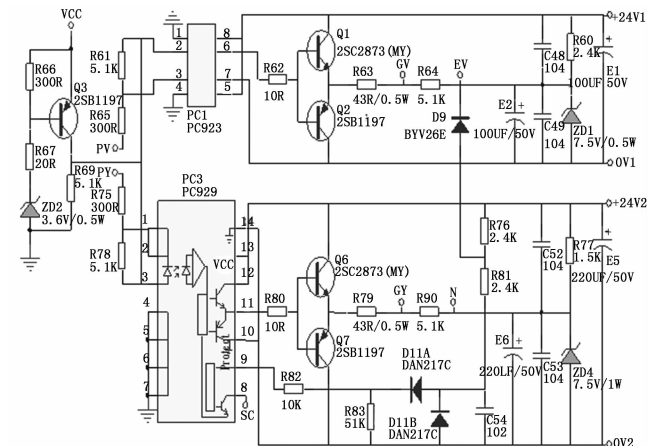


图 7 功率开关器件驱动电路

2.4.2 信号检测

电压检测包括高压侧、太阳能电池阵、锂电池组电压。被检测电压采用电阻分压后, 接运放 LF353 输入端, 构成

差分电路, 并经运放隔离, 输出采样信号。设定 ADC 接收信号范围 0.2~2.8 V。高压侧电压最大 1200 V, 处理后对应 ADC 电压 2.8 V; 太阳能电池阵、锂电池组电压最大 180、147 V, 处理后对应 ADC 电压 2.48 V。高压侧电压检测电路见图 8, 根据高压侧电压变化范围和控制电路过压保护信号取值, 选取 R28 和 R37、R254 和 R256 阻值大小。太阳能电池阵、锂电池组电压检测电路类似。

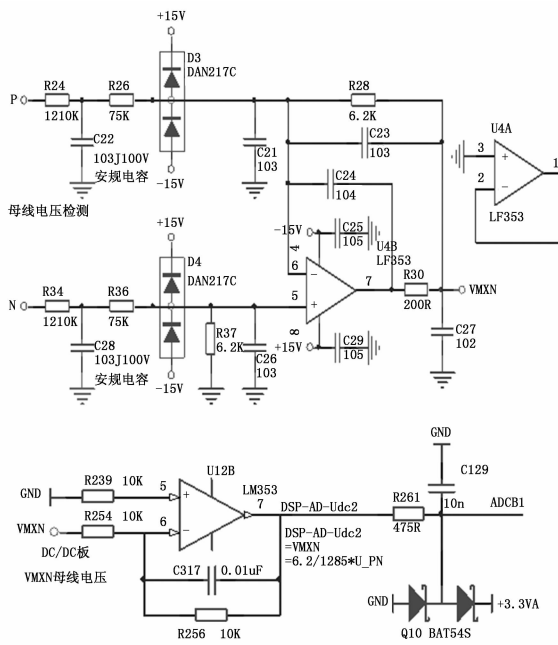


图 8 电压检测电路

电流检测包括太阳能电池阵、锂电池组电流。使用南京中霍传感 TBC50SY 电流传感器, 串接于被测回路中, 输出对应电压信号, 再经运放 LF353 比例减小, 并隔离。设定 ADC 接收信号范围 0.2~2.8 V。太阳能电池阵、锂电池组最大电流 12.1 A、209.6 A, 处理后对应 ADC 电压 2.8 V。锂电池组因有充电和放电, 电流检测输出电压信号有正负, 采用 +1.5 V 电压偏置成正电压。太阳能电池阵电流检测电路见图 9, 根据太阳能电池阵电流变化范围和控制电路过流保护信号选取 R1 和 R4、R166 和 R173 阻值大小。锂电池组电流检测电路类似。

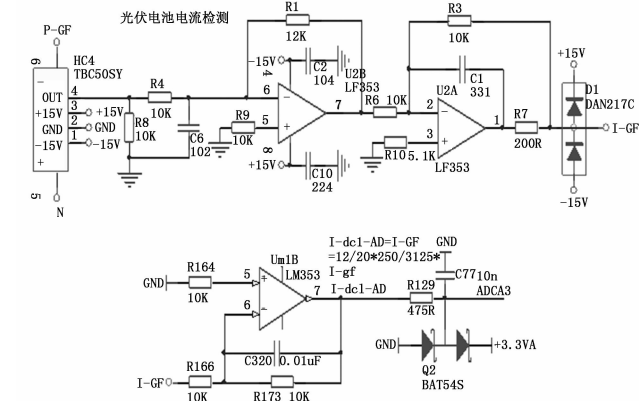


图 9 电流检测电路

温度检测包括 IGBT 温度。IGBT 内置热敏电阻，温度升高时，热敏电阻阻值下降，Temp 处电压降低，取内部温度 100 ℃ 时作过热报警，此时热敏电阻阻值 500 Ω，Temp 处电压 2 V，当 DSP 检测到 AD-Temp 电压 2.4 V，发出过热报警。温度检测电路见图 10。

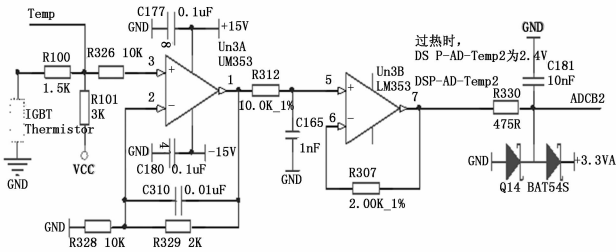


图 10 温度检测电路

2.4.3 故障保护

系统故障主要有高压侧过压、太阳能电池阵过流、锂电池组过流、IGBT 过流/短路故障等。将 3.3 V 电源采用电阻分压获得 0.2 V、2.8 V 电压比较阈值，并用运放 LM353 隔离，电路见图 11。通过比较器 LM139，将电压、电流信号分别与 0.2 V、2.8 V 比较，超出范围，比较器输出低电平，作为过压、过流故障信号。过压比较电路见图 12，太阳能电池阵，锂电池组过流比较电路见图 13。

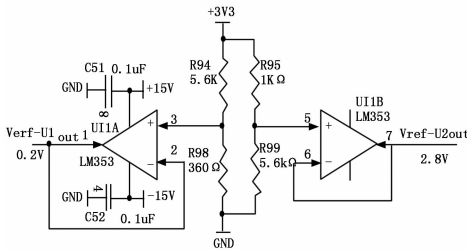


图 11 电压阈值电路

故障保护电路见图 14。U4 为八输入与门芯片，任一故障发生，对应输入为低电平，U4 Pin1 输出低电平。U5 为两输入与非门芯片，任一输入为低电平，输出高电平。RST_Err，DSP 上电初始运行时或故障清除后由 DSP 输出高电平，无故障时保持高电平；HW_Err，DSP 上电初始运行时由 DSP 输出高电平；/XRSn，硬件复位信号。无故障时，U4 Pin1 输出高电平，与 U5B Pin5 高电平与非后输出低电平，再与 U5A Pin1 高电平与非后输出高电平，即 HW_Err 保持为高电平，再与 /XRSn 高电平与非后输出低电平，使能 U6-1。任一故障发生，U4 Pin1 输出低电平，与 U5B Pin5 高电平后输出高电平，再与 U5A Pin1 高电平后输出低电平，再与 /XRSn 高电平与非后输出高电

平，禁止 U6-1。

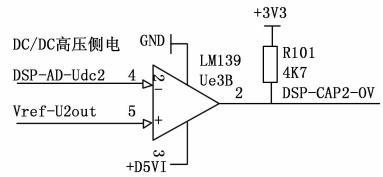


图 12 过压比较电路

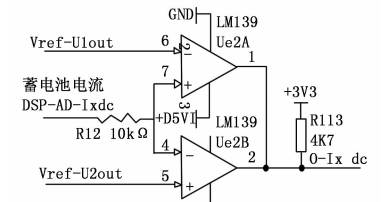
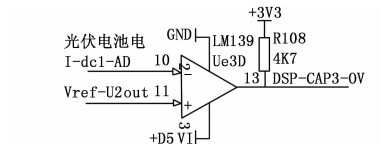


图 13 过流比较电路

为防止正负极接反烧坏系统，设计防反接电路。高压侧接线防反接电路见图 15。正常接法下，VPN 为正，大于 0，比较器不接通 GND，RE-VPN 为 3.28 V；若反接，VPN 为负，小于 0，比较器接通 GND，REV PN 为 0 V。检测 RE-VPN 可知是否反接。其他防反接电路与此一致。

3 试验结果与分析

根据所设计电路，研制一台 20 kW 级三路双向半桥结构电源样机。设计几种典型工况，经与软件一起调试，调整 PWM 占空比大小，并采用闭环控制，外接可调功率电阻，使输出功率为 2、2.2、10、20 kW，升压模式下，电压可由 105~180 V 升至 270~1 100 V，降压模式下，电压可由 105~400 V 降至 28~147 V。试验结果见表 4 和表 5。

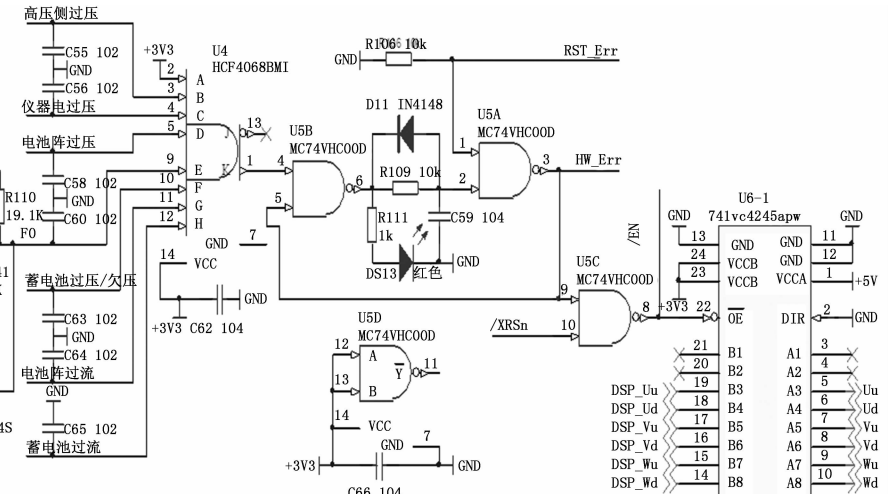


图 14 故障保护电路

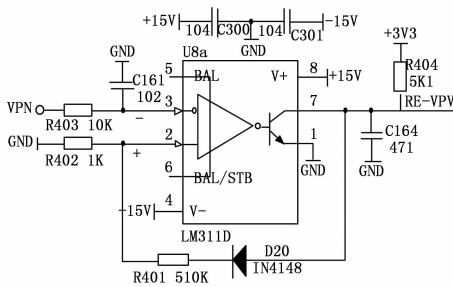


图 15 防反接电路

表 4 升压试验数据

输入电压/V	占空比/%	输出电压/V	电流纹波/%	电压纹波/%
105	0.905	1105.4	3.46	0.07
105	0.652	302.0	2.50	0.65
180	0.122	405.7	6.64	0.19
147	0.510	300.6	3.83	0.26
105	0.734	395.1	1.41	0.21
180	0.088	299.5	4.78	0.09
105	0.611	269.9	1.17	0.04
180	0.073	270.4	3.98	0.09

注: 针对太阳能电池阵, k 取 0.22, 其余情况 k 取 1。

表 5 降压试验数据

输入电压/V	占空比/%	输出电压/V	电流纹波/%	电压纹波/%
400	0.071	28.3	1.98	0.02
400	0.363	145.0	2.33	0.02
180	0.156	28.1	1.80	0.04
270	0.500	135.3	1.58	0.02
105	0.267	28.1	1.56	0.04
147	0.190	27.9	1.73	0.03
180	0.583	104.9	7.26	0.01
180	0.817	147.1	6.24	0.01

升压模式下, 最大电流纹波 6.64%, 小于 10%, 最大电压纹波 0.65%, 小于 1%。对于某输入电压, 输出电压越大, PWM 开通时间越长, 电感电流变化越大, 即电流纹波越大, 而此时输出电压由稳压电容供电时间越短, 自然电压纹波越小, 当输出功率变大时, 由于电感电流基数变大, 因而电流纹波变小, 而此时稳压电容放电越多, 自然电压纹波变大。当输入电压变大, 上述变化程度减缩, 使电流纹波、电压纹波呈相反变化。同时可看出, 引入 k 后, 明显改善电流纹波情况, 特别是输出功率变小时, 尤为重要。引入 k , 实质上会减小 PWM 开通时间, 使电感电流变化减

少, 从而减小电流纹波。

降压模式下, 最大电流纹波 7.26%, 小于 10%, 最大电压纹波 0.04%, 小于 1%。对于某输入电压, 输出电压越小, PWM 开通时间越小, 即电感电流需经下管续流时间越长, 自然电流变化越大, 电流纹波越大, 同样稳压电容经下管放电时间越长, 自然电压纹波越大, 当输出功率变大时, 由于电感电流基数变大, 因而电流纹波变小, 而此时稳压电容经下管放电时间不变, 故电压纹波不变。当输入电压变大, 上述变化程度加剧, 使电流纹波、电压纹波呈相同变化。

试验结果表明, 样机设计满足设计指标要求, 并与电流和电压纹波计算结果吻合。

4 结束语

试验结果表明, 设计的这种空间电源, 不仅能实现能量双向流动和升降压, 而且可适应不同工况, 不同输入电压下可由程序设置获得不同电压恒压输出, 且适应不同功率负载, 电压精度高, 电感电流纹波较小, 满足新型航天飞行器对电源系统要求。

参考文献:

- [1] 张 伟. 高功率密度空间电源单元的研究 [D]. 杭州: 浙江大学, 2009.
- [2] 徐鸿影. 深空探测器电源系统方案设计和仿真研究 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2009.
- [3] 曹 程. 一种适用于晨昏轨道的高可靠电源控制系统的研究 [D]. 上海: 上海交通大学, 2016.
- [4] 陈进龙. 高功率密度空间电源放电变换器的研究 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2012.
- [5] 朱洪雨. 航天器电源系统能量压缩及功率拓展方法研究 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2015.
- [6] 李峰峰. 卫星大力矩飞轮电机双向逆变电源研究 [D]. 杭州: 杭州电子科技大学, 2016.
- [7] 郗 焕. 航天用直流电源模块的研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2007.
- [8] 许祺峰. 空间电源充放电智能化的研究 [D]. 上海: 上海交通大学, 2006.
- [9] 黄朝军. 锂电池组电源管理技术的研究 [D]. 桂林: 桂林电子科技大学, 2014.
- [10] 赵海月. 串联锂电池组均衡充电系统的研究 [D]. 长春: 长春工业大学, 2015.
- [11] 张洪涛, 彭潇丽. 基于 STM32 处理器的锂电池快速充电设计 [J]. 湖北工业大学学报, 2012, 27 (2): 8-10.
- [12] 李彦梅, 王 卓. 电力电子技术 [M]. 北京: 中国电力出版社, 2011.

(上接第 269 页)

- [14] 余 博, 田福庆, 梁伟阔. 基于深度卷积变分自编码网络的故障诊断方法 [J]. 仪器仪表学报, 2018 (10): 27-35.
- [15] 印学浩, 宋宇晨, 刘 旺. 基于多时间尺度的锂离子电池状态联合估计 [J]. 仪器仪表学报, 2018 (8): 118-126.
- [16] 林 娜, 朱 武, 邓安全. 基于引力场粒子滤波算法估算锂电池健康状态 [J]. 科技创新与应用, 2019 (25): 78-82.

- [17] 李金东, 古月圆, 王路阳. 退役锂离子电池健康状态评估方法综述 [J]. 储能科学与技术, 2019 (5): 123-126.
- [18] 周志兴, 贾志学, 雷治国. 锂离子电池寿命研究综述 [J]. 机电技术, 2019 (3): 114-118.
- [19] 程夕明, 唐 宇, 王寿群. 锂离子电池热物性参数测量方法综述 [J]. 机械工程学报, 2019 (14): 58-63.