

航天供配电系统舵机负载浪涌抑制策略研究

潘江江¹, 李洁², 赵岩¹, 张翔¹, 姜爽¹

(1. 中国运载火箭技术研究院, 北京 100076;

2. 航天长征化学工程股份有限公司, 北京 101111)

摘要: 随着航天器供电系统的快速发展, 大功率机电负载的使用逐渐增多, 对其负载供电品质的要求也日益严格。针对高压大功率舵机负载工作状态变化大、要求响应快、动态指标高, 导致机电舵机负载在工作过程中会频繁出现换向、加减速的工作特点, 对电动舵机高速制动过程中产生的反灌能量进行供配电系统影响分析, 提出供配电系统反灌浪涌抑制策略, 提升供配电系统供电可靠性, 确保航天器飞行任务中舵机负载的全程可靠运行。

关键词: 舵机负载; 浪涌抑制

中图分类号: V423.44

文献标志码: A

文章编号: 2096-4080 (2024) 01-0076-07

Research on Reverse Surge Suppression Strategy of Steering Gear in Aerospace Power Supply and Distribution System

PAN Jiangjiang¹, LI Jie², ZHAO Yan¹, ZHANG Xiang¹, JIANG Shuang¹

(1. China Academe of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076, China;

2. Changzheng Engineering Co. LTD, Beijing 101111, China)

Abstract: With the rapid development of spacecraft power distribution system, high power electromechanical loads are widely used, and the power supply quality of high-power electromechanical loads are increasingly strict. In view of the characteristics of high voltage and high-power steering gear load, such as large change in running state, fast response and high dynamic response, which lead to frequent commutation, acceleration and deceleration of steering gear in the working process, and the reverse charge energy generated to the power supply and distribution system during the high-speed braking of the motor, the Reverse surge suppression strategy of the power distribution system is proposed to improve the power supply reliability, ensuring the reliable operation of steering gear in the space-mission.

Key words: Steering gear; Surge suppression

0 引言

供配电系统为航天器上所有电气负载提供电能, 保障电气设备的可靠运行。电气负载中分为低压电子设备和高压机电设备。低压电子设备供电电压多为 28 V, 高压机电设备供电电压分为 96, 160, 270 V 等量级^[1-2]。高压机电设备多为舵机类机电负载, 当舵机工作过程中出现变向、

减速、刹车等操作时, 会对供配电系统产生反灌能量。供配电系统中反灌能量若未能有效吸收, 会抬升供电母线电压, 导致系统内电池产品出现性能损伤, 部分舵机负载通过设置控制器进行工作状态控制, 控制器中未设置反灌浪涌抑制功能, 供电电压母线升高也会对控制器内部电路造成损伤, 影响负载的正常工作。航天器供配电系统的反灌浪涌抑制设计非常重要, 是确保航天器飞行

收稿日期: 2023-04-18; 修订日期: 2023-12-11

作者简介: 潘江江 (1985—), 男, 硕士, 高级工程师, 主要研究方向为飞行器电源及配电系统设计。

任务顺利执行的关键技术^[3]。

1 反灌浪涌能量的产生

1.1 舵机负载中反灌浪涌能量产生原理

舵机负载的工作原理框图如图 1 所示。伺服控制驱动器根据输入的位置指令信号和当前的位置反馈信号，参照自身的控制算法，控制舵机舵面的摆动方向、动作速率、摆动幅度，导致伺服电机转动的方向、工作频率和输出电流发生瞬态变化，进而影响到供配电系统的输出特性随之变化。其中，伺服电源即 270 V 供电，是在伺服控制驱动器的控制下向伺服电动机输出电能，电动机将接收的电能转化为机械能实现航天器舵机摆动的既定动作。

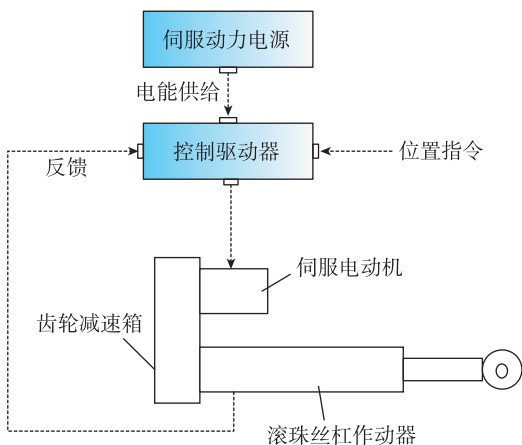


图 1 舵机负载工作示意图

Fig. 1 Working principle of steering gear

舵机负载是一种随动控制系统，工作状态变化大，要求响应快、动态指标高，导致舵机负载在工作过程中会频繁出现换向、加减速的现象。电动机高速制动过程中产生的再生电能可在短时间释放，并且放电极性与供电极性相反，形成了对供配电系统的反灌能量。

电机是感性负载，电机相当于阻性元件工作，驱动线圈属于感性负载，所以电机情况类似于负载电流滞后于电源电压，整体属于感性。电机工作时可以等效为一个电感和电阻的串联模型。反灌能量产生的具体原理是：基于感性负载工作原理，交流电机停止运转之后，电机的转子会因为惯性继续旋转，此时电机产生的电磁感应会使电机绕组中的电流方向与原方向相反，从而导致电机反向旋转引起系统出现反灌能量的现象。

出现反灌能量主要有以下原因：

- 1) 电机负载突然消失，例如电机运行时突然断电或者负载突然降低；
- 2) 电机运行过程中，突然收到反向转动指令，例如舵机回摆动指令，导致电机绕组中电流方向发生改变。

1.2 供配电系统中反灌浪涌能量传导

航天器供配电系统舵机负载供配电设计原理如图 2 所示。舵机负载正常供电母线电压范围为 250~320 V，舵机负载产生反灌浪涌能量的原理见图 3，由于使用真实电池产品用于测试，一旦损坏，对型号发射任务影响较大，故图 3 中采用地面电源代替真实电池产品进行验证。

由图 3 可知，舵机负载正常使用时，Q1、Q4、Q5 功率管导通，Q2、Q3、Q6 功率管关断，母线电流经过 Q1、Q5 功率管以及 L1、L3 流入，再经 L2、Q4 功率返回（见图 3 中红线标识）。当舵机出现高速制动时，即 Q2、Q3、Q6 导通，Q1、Q4、Q5 关断，电机动能通过母线以反向电流方式回馈地面电源（见图 3 中蓝线标识），这样就产生了反灌浪涌能量，反灌浪涌能量以大电流方式向电池进行充电，快速抬升电池输出电压，即供配电系统的母线电压，使母线上所有用电负载工作电压过高，超过负载允许工作电压上限时，面临负载电路损坏的风险。

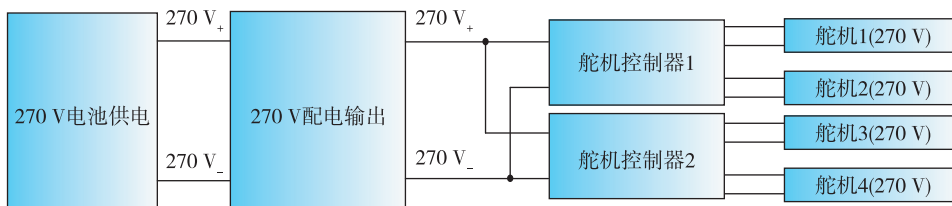


图 2 舵机负载供配电示意图

Fig. 2 Power supply and distribution of steering gear

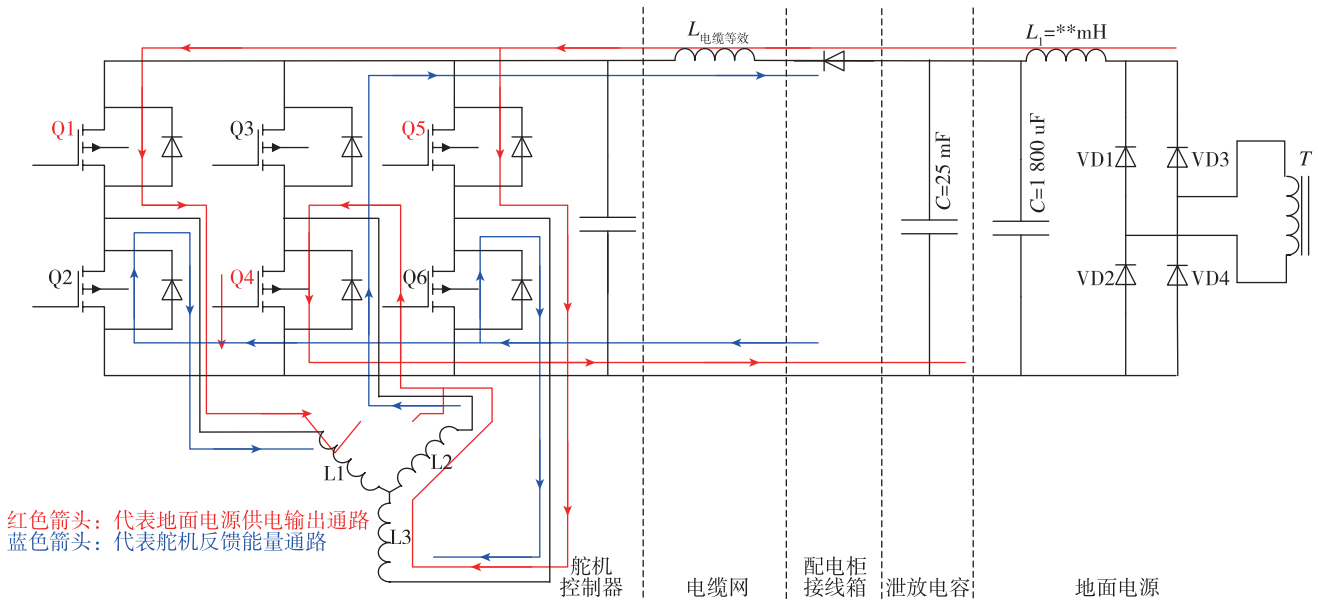


图 3 舵机负载工作时反灌浪涌产生示意图

Fig. 3 Reverse surge generation of steering gear

2 反灌浪涌能量影响分析

2.1 电池影响分析

供电系统采用锌银蓄电池供电，针对系统产生的反灌浪涌能量设计试验进行验证分析。使用相同型号的单体进行试验，单体电池激活后，按负载功率要求的电流恒流放电后，根据舵机动作的时序，在规定时刻施加一个 80 A 反灌浪涌能量（根据负载反灌浪涌能量计算），单体电池电压变化情况如图 4 所示。

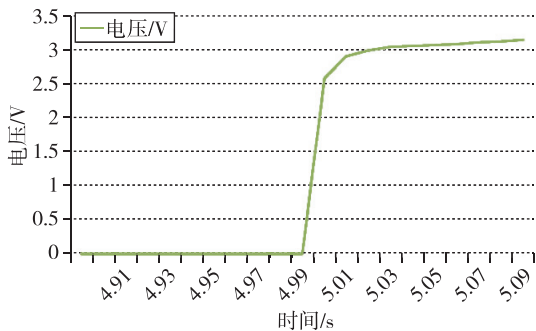


图 4 锌银电池单体反灌浪涌影响示意图

Fig. 4 Reverse surge influence of zinc silver battery unit

如图 4 所示，电池单体电压正常工作电压为 1.83 V，反灌浪涌能量产生后，电池单体电压在 1 ms 内即达到 2.10 V 以上。电池单体电压将很快爬升至 2.10 V 以上，并开始进行持续电解水，此时对电池

充电的能量主要用于电解水，长时间的电解水会导致电池电解液减少，造成电池性能下降甚至失效^[4]。

2.2 负载影响分析

270 V 供电接入控制驱动器，控制驱动器内与功率电压相关器件一个是功率模块（型号 PM150RL1A060），一个是吸收电容（聚丙烯薄膜电容 B32776G5306），功率模块额定电压 600 V，吸收电容额定电压 450 V。舵机负载性能是在 270 V 状态调试的，经过拉偏试验，可适应 250~315 V 工况。当舵机制动时，产生反灌能量导致供电母线电压超过 320 V 时（具体原理见图 3 文字分析，实测情况见图 5 第一通道采集结果），存在以下 3 个方面的风险。

(1) 舵机负载稳定性影响

舵机负载性能是在 270 V 状态调试的，经过拉偏试验，可适应 250~315 V 工况。电压增大，相当于系统增益加大，由于选用的舵机采用相敏整流+运算放大器的电气控制设计，极有可能引起舵机负载自激振荡，存在重大安全隐患。

(2) 电容额定电吸收压余量

按照 GJB 4041《航天用电子元器件质量控制要求》对元器件降额要求及 GJB/Z 35《元器件降额准则》中对降额等级的规定，目前元器件的选型需要保证耐受电压的 I 级降额设计。根据正常工作状态，供电电压范围 250~315 V，选用元器

件的耐压值按照 315 V 进行 I 级降额设计即可，若由于反灌能量的存在，抬升供电母线电压，造成实际工作电压超过 315 V，达到 340，380 V 甚至超过 400 V 的情况出现，元器件选用不能满足真实情况下的 I 级降额要求，耐压能量不足，容易造成电容损伤或毁坏，从而造成功率电路毁坏，降低舵机负载可靠性。

(3) 母线电压采样影响

电压通过分压电阻分压、运放隔离放大后接入控制芯片 DSP，处理后送给遥测，可采样范围为 0~315 V，若出现反灌能量，供电母线实际电压超过 315 V 时，超出的电压值检测不到，将会导致遥测数据缺失，影响系统工作状态的判断，误导系统设计人员，不能及时发现故障隐患，导致系统持续带病工作，产品可靠性快速降低，系统工作性能快速衰减，甚至有可能酝酿出更加严重的故障问题。

若采集电路隔离设计不彻底，会对系统其他供电母线采集造成影响。如图 5 所示，第 2 通道为同一高压配电柜内的 160 V 供电母线，为其他 160 V 机电负载供电，负载空载工作时，也受到 270 V 母线采集造成的干扰，导致自身采集状态的跳动，影响系统工作状态的判断。28 V 控制电母线，一般采用低压配电柜配电输出，与高压大功率机电负载使用的高压配电柜进行区分，并且充分重视高压信号的干扰作用，具备采集电路隔离抗干扰设计，一般不会受到影响。

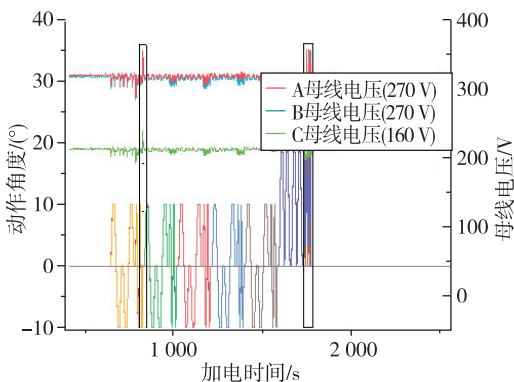


图 5 270 V 供电反灌浪涌影响

Fig. 5 Reverse surge influence of 270 V power supply

3 供配电系统反灌浪涌抑制设计

3.1 反灌浪涌能量情况

根据高压供电系统组成模拟真实负载供电情

况，航天器上采用一台伺服控制驱动器连接两台舵机负载，地面电源模拟 270 V 电池输出 270 V 电压，按照图 6 完成产品及设备的展开及连接。经加电测试，发现舵机工作时，产生反灌电流约为 100 A，持续时间单次不超过 2 s，270 V 供电母线电压最大达到 357 V（采集限幅，实际估算达到 380 V），远超 250~315 V 负载使用范围。

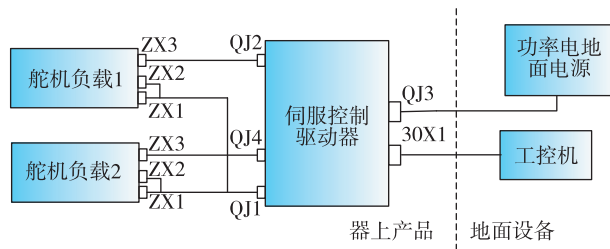


图 6 地面供电状态单机连接示意图

Fig. 6 Equipment connection relationship in ground power supply status

3.2 电源端反灌浪涌吸收设计

由上文分析可知，产生反灌能量可以对电源端，也就是电池进行反向充电，并且充电电流呈现出峰值高、持续时间短的瞬态特性，相当于对电池进行短时间高倍率充电，以电池选用容量为 5 Ah 单体为例，若反灌电流为 50 A，就相当于 50 A/5 Ah=10 C 倍率的充电。电池的充电倍率与放电倍率一致，与电池的材料面密度、压实程度、电解液电导率、箔材厚度、电化学反应速度以及电芯内阻等方面相关，这里涉及电化学及材料相关专业内容，不再详细展开说明。

锌银电池由于制作材料和工艺特性，充放电倍率一般为 3 C 左右，高倍率单体为 5 C，超高倍率单体为 7 C。锌银电池放电倍率不高，在电池承受反灌能量高倍率充电后，自身充电特性会导致电池单体电压迅速超过上限 2.10 V，进入电解水状态，造成电池永久损伤。为了避免上述情况发生，需要结合反灌能量特点，考虑更换电池种类，选择既能满足系统使用要求，又具备高倍率充电功能，从而可以吸收反灌能量的成熟电池。锂电池工作稳定，环境适应性好，可以重复充放电达上百次，充放电倍率一般为 7 C 左右，高倍率单体为 15 C，超高倍率单体为 25 C，个别瞬态大脉冲充电时，倍率可以进一步放宽，非常适合系统反灌能量吸收的设计难点。反灌能量产生时，相当于对锂电池大电流充电，由于锂电池高倍率充放

电特性好，可以在试验前将电池充电电量控制在 90%，留有一定裕量，90% 电量即可以满足飞行试验全程可靠供电，浪费的设计裕量少，额外占用的质量指标有限，又可以吸收反灌能量，帮助系统抑制反灌浪涌的不利影响，提升飞行器供电品质，确保飞行任务的可靠性。

根据舵机负载 250~315 V 的供电需求，选择 INP8 锂电池单体，单体电压为 3.0~4.2 V，采用 75 串方案进行供电。当电池单体放电电压为 4.2 V 时，电池组放电电压为 $75 \times 4.2 = 315$ ，达到负载 315 V 供电上限，所以当电池承受反灌浪涌能量时，要求输出单体电压值不得超过 4.2 V。

针对高压电池承受的反灌浪涌能量，对电池输出进行测试，选取一个电池单体 (INP8)，供电输出范围为 3.0~4.2 V，选取几个典型输出电压值进行测试，例如 3.9, 4.0, 4.1, 4.2 V，试验结果如图 7 所示。

由图 7 可知，电池单体充电至 3.9, 4.0, 4.1, 4.2 V 时，分别接受 100 A/2 s 的反灌电流时，电池单体的输出电压都出现了抬升，抬升约 0.2 V。当电池单体输出电压为 4.0 V 时，反灌浪涌产生后，会抬升至 4.2 V，对应电池组 75 串输出电压上限值 315 V，所以需要保证每次试验前，锂电池单体

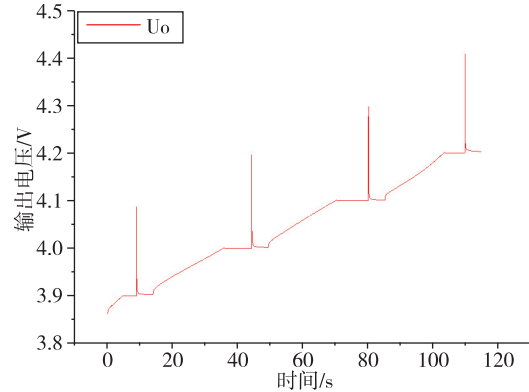


图 7 反灌能量对电池单体输出电压影响

Fig. 7 Reverse charge energy influence on battery unit output voltage

电压充电不得超过 4.0 V，即可满足舵机负载的供电需求，实现反灌浪涌抑制。

3.3 配电端反灌能量吸收设计

由于地面试验存在风险，避免真实航天器上产品造成损坏，用测试产品代替真实器上产品模拟负载工作状态。使用 270 V 锌银蓄电池组代替器上 270 V 锌银贮备电池供电，使用自研高压开关盒代替器上高压配电器配电输出，并在输出端并联电容盒模拟电源管理器实现反灌浪涌抑制^[5]，产品及设备的展开及连接如图 8 所示。

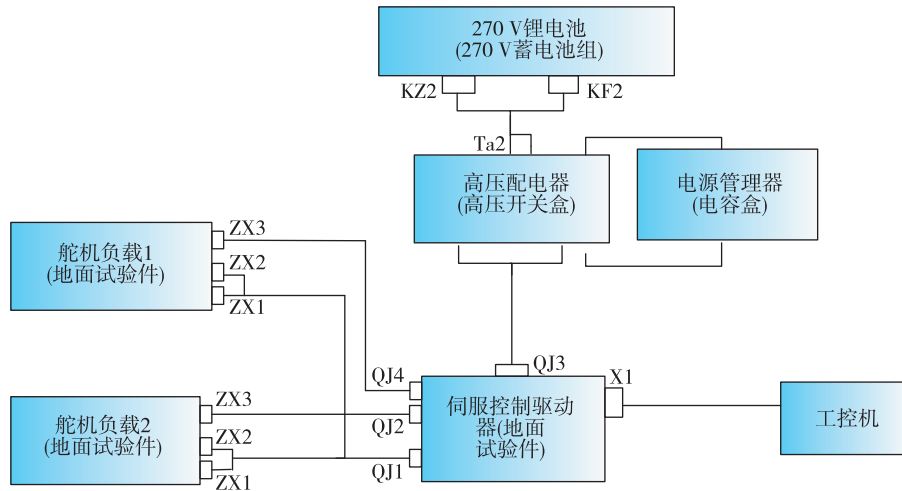


图 8 配电增加电容盒设计示意图

Fig. 8 Add capacitor box to power distribution system

电源管理器方案构架如图 9 所示，主要功能是对伺服用电时的再生峰值电能进行吸收，同时可以提供电能的峰值补偿，保证伺服系统的响应特

性；平稳伺服动力供电。提升伺服动力电源可靠性和稳定性。

电源管理器从功能划分主要包括如下组成。

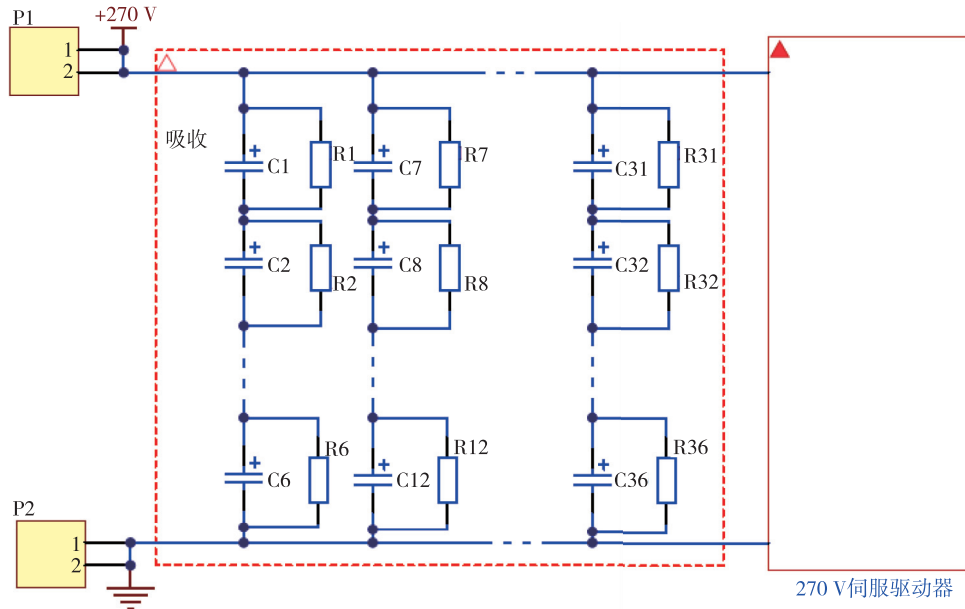


图 9 电源管理器组成及原理框图

Fig. 9 Composition and schematic diagram of power manager

1) 高能容性吸收模块：可实现对伺服动力电 270 V 供电母线的反灌脉动电能进行吸收和补偿，降低再生电能幅值。单只电容选取参数为：9 mF，耐压 100 V，型号为 THS3-100 V-9 000 μ F，100 V 漏电流为 600 μ A。通过六串联六并联，组成 9 mF/600 V 的容性吸收模块作为母线电能吸收装置。

2) 均压电阻矩阵：对高能电容吸收模块之间的电压起到均衡作用，提高系统安全性和可靠性。均压电阻选取参数为：阻值 200 k，耐压 200 V，采用两只型号为 RM3216KB104FT 的电阻串联构成。结合电阻的阻值、耐压值选择两只耐压 150 V/100 k 的电阻进行串联，达到 300 V/200 k 并联在单只电容两端。

增加电源管理器后，根据舵机工作真实负载曲线进行加载测试，舵机工作电压情况见图 10。图 10 中是 270 V 舵机工作电压，当出现反灌脉冲时，实测电压在 270~280 V 范围内波动，电压波动范围得到明显抑制，满足负载 250~315 V 的母线供电品质要求。

4 供电系统反灌浪涌抑制策略

针对反灌浪涌能力分析，采取供电（电源）端或配电端反灌浪涌抑制设计，均可以实现供电系统的反灌浪涌抑制作用。根据供电系统的应用背景，对反灌浪涌抑制技术的应用进行梳理，实现供电设计反灌浪涌抑制的策略^[6]。

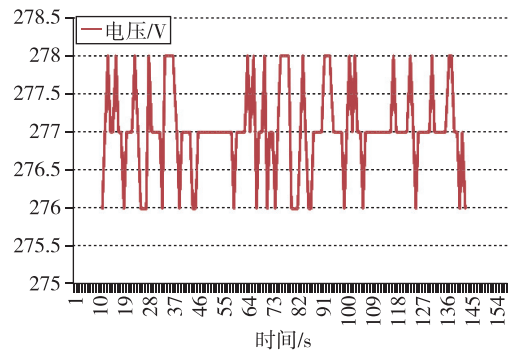


图 10 增加电容盒后测试结果

Fig. 10 Test results after adding capacitor box

根据航天器类型，或者应用场合的不同，采用不同的反灌浪涌抑制策略，选取不同的反灌浪涌抑制技术组合方式^[7]，对供电系统自身的影响等内容见表 1。

表 1 供电系统反灌浪涌抑制策略

Tab. 1 Reverse surge suppression strategy for power supply and distribution system

序号	航天器类型	供电反灌浪涌抑制	配电反灌浪涌抑制	应用背景 & 影响分析	备注
1	无人机	√		电池容量有限	低成本
2	一次使用飞行器		√	不具长期飞行能力	电池充放电次数低
3	可重复使用飞行器	√	√	长期在轨飞行，高可靠，费用高	类似航空

由表1可知,无人机由于具备长期飞行、低成本应用要求,可靠性要求较低,且负载用电需求有限,反灌浪涌相对较小等特点,可以仅从电池角度实施反灌浪涌抑制设计。一次使用飞行器,充放电次数要求低,多使用锌银电池,锌银电池吸收反灌浪涌能力较弱,因此选择在配电角度实施反灌浪涌抑制设计。可重复使用飞行器应用场合更接近于航空,需要长期在轨、多次充放电使用,负载用电需求高,区别在于空间环境恶劣,可靠性要求更高,采用电池和配电同时实施反灌浪涌抑制设计的策略,缺点是研制经费高,尤其是在高可靠多裕度,即双母线,甚至三母线供电设计的高可靠空间飞行器上,需要多套电池+配电器产品配套^[8],相应的反灌浪涌抑制设计要考虑全面。

5 结束语

随着航天事业的前行发展,航天器上电气负载的类型日趋多样化,对航天器供配电系统的研制要求愈发精细,反灌浪涌抑制作为供配电系统的典型研究方向受到重点关注。在长期飞行、充放电可靠、成本控制、可靠性应用等多个维度进行梳理分类,寻找系统反灌浪涌抑制的设计思路,验证反灌浪涌抑制的技术成果,形成供配电系统

的反灌浪涌抑制策略,对全面验证航天器上用电负载的供电状态,能够顺利完成航天飞行任务具有重要意义。

参考文献

- [1] 王小军,徐利杰.我国新一代中型高轨运载火箭发展研究[J].宇航总体技术,2019,3(5):1-9.
- [2] 彭越,牟宇,宋敬群.中国下一代运载火箭电气系统技术发展研究[J].宇航总体技术,2020,4(2):13-24.
- [3] 毕显婷,祝伟,冯敏洁,等.用于长期监测的高可靠供配电技术[J].宇航总体技术,2021,5(4):52-58.
- [4] Steven Martin.电池充电器的反向电压保护[J].电子产品世界,2018,25(9):22-26.
- [5] 刘建宝,邵英,秦昕昕.脉冲电源储能电容反向充电电压释放方法[J].电机与控制学报,2017,21(8):41-47.
- [6] 汪超,王邦兴,王涵,等.非隔离型防电流反灌技术在宇航领域中的研究与应用[J].科技创新与应用,2022,12(25):75-79,84.
- [7] 吴燕茹,张佳宁,张金刚,等.固态配电技术在航天器中的工程应用[J].计算机测量与控制,2018,26(1):213-215,225.
- [8] 李大伟,冯铁山,王睐来,等.航天飞行器电气系统安全性设计技术[J].安全,2021,42(S1):53-56.

引用格式:潘江江,李洁,赵岩,等.航天供配电系统舵机负载浪涌抑制策略研究[J].宇航总体技术,2024,8(1):76-82.

Citation: Pan J J, Li J, Zhao Y, et al. Research on reverse surge suppression strategy of steering gear in aerospace power supply and distribution system [J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2024,8(1):76-82.