

机载用电设备供电兼容设计与实现

高 唤 梅

(中国西南电子技术研究所, 成都 610036)

摘要:为了解决机载用电设备与飞机供电系统之间的兼容性问题,研究了六种相应的设计方法。冲击电流抑制、双路供电防反流、输入短路保护和输入断电放电四种设计方法,用于减少用电设备对飞机供电系统的危害。过压瞬变尖峰电压抑制和供电转换两种设计方法,可以防止飞机供电系统对用电设备造成损坏。针对每种设计方法首先介绍了设计需求,然后进行了机理分析和电路实现,最后对电路中器件参数进行了设计,形成了一套具有普适性的供电兼容实现方案,该方案已成功应用于多个机载综合射频系统平台,顺利通过了系统供电兼容性试验。

关键词:机载用电设备;供电兼容;冲击电流;过压瞬变;供电转换

中图分类号:TN802;V24 **文献标志码:**A **文章编号:**1671-1807(2021)01-0209-05

航空电气系统由供电系统与用电设备组成^[1]。飞机供电系统在现代飞机系统中占有十分重要的地位,是安全飞行的重要保障,随着多电飞机和全电飞机技术的发展^[2],机载用电设备数量急剧增多,其中包含众多大功率负载和非线性负载,用电设备与飞机供电系统之间的兼容性问题越来越突出^[3],因此供电兼容研究具有实际意义。

供电兼容性研究受到持续关注,GJB 181B—2012 在 GJB 181A—2003 和 GJB 181—1986 的基础上增加完善了供电系统的相关负载特性要求:HB 20326—2016 规定了七类供电类型下机载用电设备与飞机供电系统之间供电适应性的具体试验方法,飞机供电有六种工作状态:供电正常、供电非正常、供电转换、应急供电、电起动和供电故障^[4-5]。供电兼容性的两个基本要素为:

1)用电设备能够承受供电系统六种工作状态下的供电,不损坏且不产生不安全状态。

2)用电设备不引起供电系统产生超出六种工作状态下的供电。

1 供电兼容实现方案

用电设备供电兼容性试验验证项目中,正常和非正常稳态供电、应急供电、电起动、供电故障通常选用合适的变换器及相应的常规设计电路即可满足要求。现主要从冲击电流抑制、双路供电防反流、输入短路保护、断电放电、尖峰电压抑制和供电

转换储能等六方面进行设计研究,典型的供电兼容设计拓扑如图 1 所示。

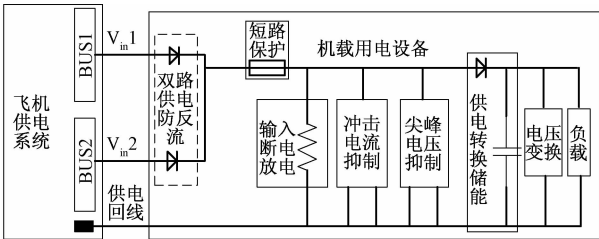


图 1 典型供电兼容设计拓扑图

1.1 冲击电流抑制

用电设备在突加额定电压时,产生的冲击电流峰值应不大于额定电流的 5 倍,并应在 0.1s 内回到额定电流。但是大多数机载用电设备是非线性负载,为了满足电磁兼容性要求,用电设备输入端通常要加滤波器^[6],而滤波电容上电瞬间是低阻抗,但电容上的电压不会突变,因此会产生很大的冲击电流,同时用电设备内部使用的高频开关变换器开电瞬间也会产生较大冲击电流^[7],可能导致飞机对应的汇流条过流保护而无法为用电设备正常供电,因此需要设计冲击电流抑制电路。冲击电流抑制电路如图 2 所示。

图 2 中 Q1 为 N-沟道 MOS(metal-oxide-silicon)管;D1 为稳压二极管;R1 既是分压电阻也是限流电阻、R2 为分压电阻;R3 为限流电阻;C1 为充电电容;Load 为等效负载。冲击电流抑制电路通过电阻 R1

收稿日期:2020-09-08

作者简介:高唤梅(1984—),女,山西太原人,中国西南电子技术研究所,工程师,硕士,研究方向:机载综合射频系统供电架构设计和实现、供电兼容性研究以及电源硬件实现。

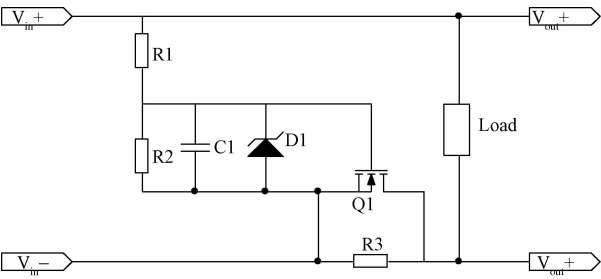


图 2 冲击电流抑制电路

和电容 C1 调整 MOS 管 Q1 的 G-S 端电压的上升斜率,使 MOS 管 Q1 缓慢起动。在 MOS 管 Q1 的 G-S 端电压达到开启电压前,MOS 管呈现高阻状态,整个电路通过限流电阻 R3 为等效负载 Load 供电,当 MOS 管 Q1 完全导通后呈现低阻态,相当于将电阻 R3 两端短路,减少线路功耗,此时冲击电流抑制电路完成缓起动,达到冲击电流抑制作用。设定用电设备额定功率(P)为 280 W,额定工作电压(U)为 28 V,由此可得额定工作电流(I)为 10 A,根据设计要求冲击电流(I_s)应为 $<50\text{A}$ 。上电瞬间,电阻 R1 为电容 C1 充电,充电时电容 C1 视为短路,线路阻抗为 R_3 ,由公式(1)可得: R_3 的选值应 $>0.56\ \Omega$ 。

$$I_s = \frac{V}{R_3} \tag{1}$$

冲击电流的持续时间为电容 C1 两端电压从 0 V 到 MOS 管的 G-S 端开启电压(U_{GS})的充电时间,公式(2)为电容充电计算公式:

$$V_t = V_0 + (V_u - V_0)[1 - \exp(-\frac{t}{RC})] \tag{2}$$

式(2)中, V_t 为 t 时刻 MOS 管 G-S 端电压; V_0 为初始电压; V_u 为最终电压; R 为限流电阻值; C 为充电电容值。设定电压 $V_0 = 0\text{ V}$, V_u 的值应小于 MOS 管 G-S 端的最大承受电压(假设为 20 V),此处设置 $V_u = 16\text{ V}$, V_t 取常规功率 MOS 管的 G-S 端开启电压 2 V, t 根据设计要求 $<0.1\text{ s}$,带入公式(2)可得: $RC < 0.74\text{ s}$ 。公式(3)为 V_u 的分压公式:

$$V_u = 28\text{V} \times \frac{R_1}{R_1 + R_2} \tag{3}$$

式(3)中, R_1 和 R_2 为分压电阻,设置 $V_u = 16\text{ V}$,由公式(3)可得 $R_2 = 1.33R_1$,稳压二极管 D1 的工作电压应在 V_u 和 MOS 管 G-S 端的最大承受电压之间。

1.2 双路供电防反流

具有多路供电的用电设备,各供电输入端应互相隔离,任一电源不应向别的电源供电。不论是用电设备供电输入端并联还是用电设备内部冗余供电,为避免一路供电断电时,另一路供电反流到第一路,需设计防反流电路。防反流有两种常用方案:方案一是双

路供电电路上分别串接隔离二极管,由于二极管导通压降较大,此方案适用于功率较小,线路电流较小,且供电电压较高的情况;方案二是用功率 MOS 管和驱动器组成的理想二极管(也称防反器),此方案适用于功率较大而供电电压较低的情况。

隔离二极管方式的防反流电路如图 3 所示。

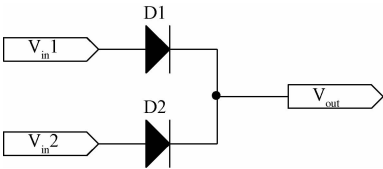


图 3 隔离二极管

图 3 中 D1 和 D2 均为隔离二极管,利用二极管的单向导电特性,防止一路供电反流到另一路供电上。隔离二极管的正向工作电流(I_o)应大于用电设备的最大工作电流(I_{MAX}),隔离二极管的反向工作峰值电压(V_{RWM})应大于用电设备的最大工作电压(V_{MAX}),隔离二极管的正向导通电压(V_F)越小,热耗越低,越有利于提升效率,由于用电设备在联试以及供电兼容试验中均会频繁瞬时上下电,隔离二极管的反向恢复时间越小越好,应选择快恢复型二极管,防止频繁上下电二极管内部热积聚无法散出而导致击穿。理想二极管方式的防反流电路如图 4 所示。

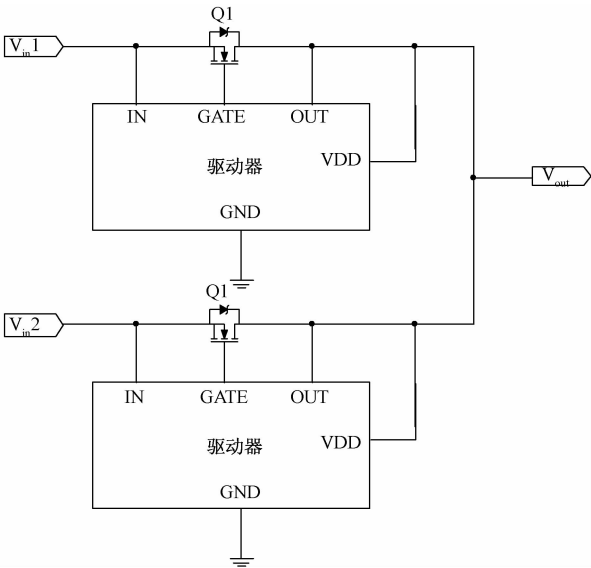


图 4 理想二极管

图 4 中 Q1 和 Q2 均为 N 沟道 MOS 管,驱动器为集成电路。正向导通时,利用 N 沟道 MOS 管代替普通二极管,来降低功耗和导通压降,当 V_{in1} 供电, V_{in2} 断电时,利用 N 沟道 MOS 管的寄生二极管特性,防止 V_{in1} 供电反灌到 V_{in2} 。MOS 管的工

作电流(I_D)应大于用电设备的最大工作电流(I_{MAX}),MOS管的漏源击穿电压(BV_{DS})应大于用电设备的最大工作电压(V_{MAX}),MOS管的导通压降越小,热耗越低,应选择低导通内阻(R_{ON})的MOS管。驱动器比较常见的有LTC4357和LTC4364等,目前市面上有一种封装好的“防反器”,与理想二极管的原理相同,货架产品。

1.3 输入短路保护

用电设备输入端应设计输入过流/短路保护功能,尤其是分布式供电系统^[8],当用电设备内部输入短路时,自动与对应的飞机汇流条断开,防止飞机汇流条跳闸,使此汇流条上所有的用电设备无法上电工作。输入短路保护常规的方法是在用电设备输入端加保险丝,当用电设备内部短路时,保险丝熔断,将故障用电设备自动与对应的飞机汇流条上其他设备脱离。

假设用电设备功耗(P)为56 W,稳态电压工作范围为18(V_L)~32 V(V_H),则用电设备的最大稳态输入电流(I_h)按照公式(4),计算可得: $I_h=3.1$ A。

$$I_h = \frac{P}{V_L} \tag{4}$$

保险丝在环境温度不大于25℃,电流大于0.5 A条件下,降额等级为0.45~0.5,在环境温度超过25℃时,保险丝电流需按0.005/℃做附加降额。随着温度的增高,保险丝的额定电流值降低^[9]。除了考虑降额设计,保险丝的选择还需考虑用电设备的瞬态输入电压范围以及对应的飞机汇流条的安秒特性是否在保险丝自身安秒特性曲线内。

1.4 输入断电放电

用电设备应具有输入电压泄放能力(不依靠外部供电系统),在输入电源掉电或缺少输入电源100 ms内,将用电设备电源输入端的电压:交流115 V和直流270 V降到30 V以下,直流28 V降到5 V以下。断电泄放常规方法是在用电设备输入端并联泄放电阻,当用电设备输入断电后,通过泄放电阻迅速放电,泄放电阻起假负载的作用。公式(5)为电容放电时间计算公式:

$$t = RC \ln \frac{V_0}{V_i} \tag{5}$$

式(5)中, t 为电容放电时间; R 为放电电阻值; C 为电容值; V_0 为电容两端初始电压值; V_i 为电容两端 t 时刻电压值。假设用电设备额定供电电压为28 V,输入等效电容为20 μ F,则 $C=20 \mu$ F, $V_0=28$ V,由设计要求可知 $t<100$ ms, $V_i=5$ V,根据公式(5)计

算可得:泄放电阻阻值 $R<2.9$ k Ω 。

1.5 过压瞬变尖峰电压抑制

飞机供电过压瞬变时,由于用电设备是非线性负载,经过用电设备后,瞬变电压值会放大,例如:270 V用电设备在过压瞬变(350 V/50 ms)时,其内部DC/DC输入端产生420 V左右,小于1 ms的电压尖峰;28 V用电设备在过压瞬变(80 V/100 ms)时,其内部DC/DC输入端产生130 V左右,小于1 ms的电压尖峰,超出了DC/DC自身的工作电压范围^[10]。工作电压范围满足飞机过压瞬变电压值的变换器选型比较容易,但是经过非线性用电设备放大后,无法满足要求,需要设计尖峰电压抑制电路,而市面上的浪涌电压抑制器一般是针对持续时间较长(100 ms)的过压瞬变电压,而非尖峰电压,其体积重量都比较大,付出很大代价,因此设计一款小于1 ms的尖峰电压抑制电路如图5所示。

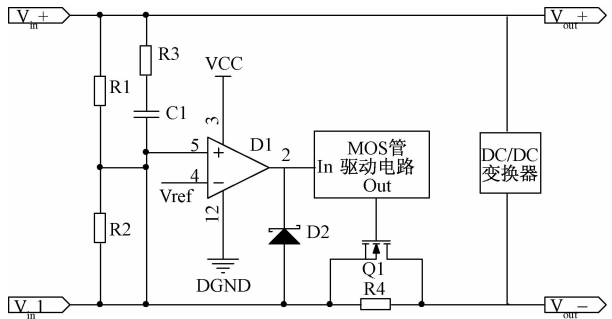


图5 尖峰电压抑制电路

图5中R1和R2为分压电阻;R3和C1组成电压缓冲电路;D1为比较器;D2为稳压二极管;Q1为功率MOS管;R4为功率电阻,电路中还包含MOS管驱动电路和DC/DC变换器。当供电输入电压低于设置的尖峰阈值电压时,MOS管Q1导通,电阻R4被短接,电流直接从Q1流过。当供电输入电压超过设置的尖峰阈值电压时,驱动电路控制MOS管截止,此时电流从R4流过,R4起分压作用,从而使后端DC/DC变换器供电输入电压在其安全工作范围内。尖峰阈值电压 V_T 应大于供电输入端的最大过压瞬变电压,小于变换器的最大工作电压, V_T 由电阻R1和R2分压后的电压值应与比较器的基准电压 V_{ref} 相等,即:

$$V_{ref} = V_T \times \frac{R_1}{R_1 + R_2} \tag{6}$$

R3和C1组成的电压缓冲电路保证电路的反应速度与尖峰电压的产生同步,防止MOS管还未关断时,尖峰电压已经到达并损坏DC/DC变换器

输入端。当供电输入电压超过设置的尖峰阈值电压时,MOS 管截止。变换器的输入电压为供电输入电压减去 R4 上的电压,如公式(7)所示:

$$V_{\text{变换器}} = V_{\text{in}} - \frac{P}{V_{\text{变换器}}} \times R_4 \tag{7}$$

式(7)中, $V_{\text{变换器}}$ 为变换器输入端实际的供电电压; V_{in} 为供电输入电压; P 为用电设备的功耗; V_{max} 为变换器输入端最大工作电压。

1.6 供电转换

在汇流条或电源转换状态,电压和频率的变化应在零和正常工作极限之间,且时间不大于 50 ms。对于重要的用电设备要求飞机 50 ms 转电时能够正常工作,因此需要设计 50 ms 转电储能电路。传统的供电转换储能方案如图 6 所示。

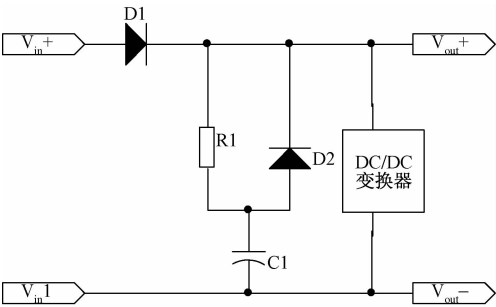


图 6 供电转换储能方案 1

图 6 中,D1 为防反灌二极管;R1 为限流电阻;D2 为放电二极管;C1 为储能电容。电容储能能量计算公式如公式(8)所示:

$$Pt = 1/2C(V_1^2 - V_2^2) \tag{8}$$

式(8)中, P 为转电期间需保的功率; t 为放电时间; C 为储能电容; V_1 为储能电容充电后的最终电压值; V_2 为后端 DC/DC 变换器最低工作电压值。在公式(8)中:固定的用电设备, P 、 t 和 V_2 为恒定值,则 V_1 越大,选用的储能电容容量越小。如果提高 V_1 付出的代价较小,则可以大大减小储能电容的数量,从而降低用电设备的体积和重量。在储能电容前增加升压维持模块,能有效提高 V_1 ,如图 7 所示。

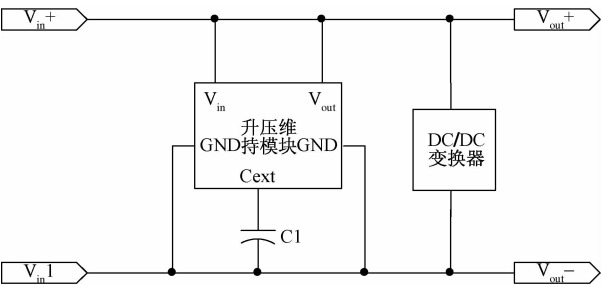


图 7 供电转换储能方案 2

图 7 中升压模块内部集成了防反灌二极管、充电回路和放电回路,只需要在其 Cext 引脚端加外接储能电容即可,应用简单方便,升压维持模块内含快充电路,可满足三次连续供电转换试验的要求,此模块市面上比较常见,是典型的货架产品,选型也比较方便。假设用电设备 $P=200\text{ W}$,稳态工作电压范围 $24\sim29\text{ V}$,升压维持模块输出电压 $V_1=36\text{ V}$,DC/DC 变换器最低工作电压为 18 V ,而转电时间 $t=50\text{ ms}$,则根据公式(8)可得:不采用升压模块 $C=79.4\text{ mF}$,采用升压模块 $C=20.6\text{ mF}$,储能电容的容值显著减少。

2 应用情况

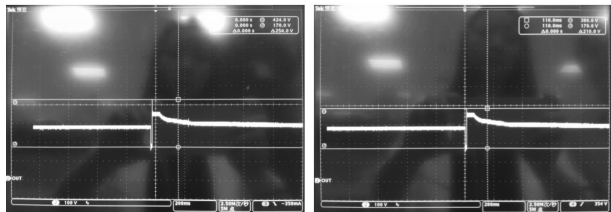
本文提出的机载用电设备供电兼容性设计和实现方案,已成功应用于多个机载综合射频系统平台,并根据 HB 20326—2016 进行了供电兼容性试验验证,验证结果如表 1、图 8~图 10 所示。表 1 中仅列出了与本文相关的试验项目,其他试验项目选用合适供电范围的电压变换器即能满足要求,实际测试结果也达到了设计目标,从表 1 中数据以及实测图中可以看出,该设计方案均能满足要求。

表 1 供电兼容试验测试结果

序号	试验项目	试验结果
1	HDC/LDC105 和 HDC/LDC302 过压瞬变尖峰抑制	将产生的 424 V/1 ms 的尖峰抑制到 380 V/1 ms 以下,满足后级 DC/DC 供电范围要求
2	HDC/LDC101 浪涌电流抑制	将浪涌电流 43.8 A 的浪涌电流抑制到 5.9 A 以下,满足小于 5 倍额定电流要求,恢复时间也小于 0.1 s 要求
3	HDC/LDC101 输入断电放电	供电电源断电后,用电设备端的电压在 100 ms 内从 270 V 降到 30 V 以下,从 28 V 降到 5 V 以下,满足要求
4	HDC/LDC201	在供电转换期间,用电设备的 5 V 输出能够不间断输出,保证了用电设备内关键功能正常工作

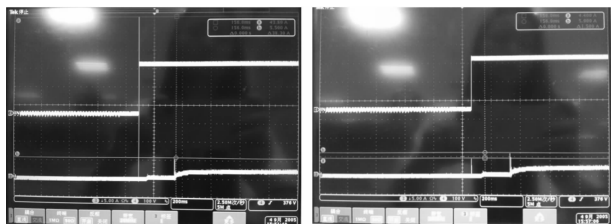
3 总结

提出了一套机载用电设备与飞机供电系统之间供电兼容性的解决方案,该方案从冲击电流抑制、双路供电防反流、输入短路保护、输入断电放电、过压瞬变尖峰电压抑制和供电转换六个方面入手,很好地解决了各类供电兼容性问题,可防止用电设备的冲击电流过大造成飞机汇流条保护、双路



(a) 抑制前 (b) 尖峰抑制后

图 8 HDC302 过压瞬变尖峰抑制前后对比图



(a) 抑制前 (b) 抑制后

图 9 HDC101 冲击电流抑制前后对比图

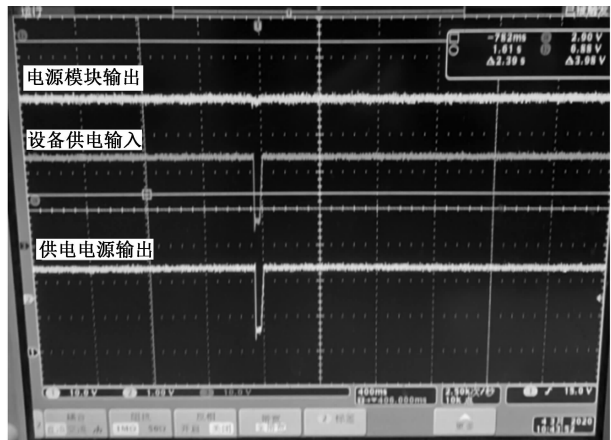


图 10 LDC101 输入断电放电及 LDC201 试验波形图

供电的用电设备向飞机汇流条倒灌电流、用电设备内部短路导致飞机汇流条跳闸、输入断电后飞机汇流条无泄放回路、过压瞬变导致用电设备损坏等问题的发生,同时也提出了飞机转电过程中用电设备保持正常工作的解决方法。该方案已在多个机载

综合射频系统平台得到成功应用,对其他用电设备或系统具有普适性借鉴价值。

参考文献

[1] 沈颂华. 航空航天器供电系统[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2005:2.

[2] FEI GAO, SERHIY BOZHKO, GREG ASHER, et al. An improved voltage compensation approach in a droop-controlled DC power system for the more electric aircraft[J]. IEEE Transactions on Power Electronics, 2016, 31(10):7369.

[3] 任仁良,强喜龙. 飞机机载电源与其负载适配性研究[J]. 中国民航大学学报,2012,30(1):6.

[4] 飞机供电特性:GJB 181B—2012[S]. 北京:总装备部军标出版发行部,2012.

[5] 机载用电设备的供电适应性试验方法:HB 20326—2016[S]. 北京:中国航空综合技术研究所,2016.

[6] MEHDI KARBALAYE ZADEH, ROGHAYEH GAVAGSAZ-GHOACHANI, BABAK NAHID-MOBARAKEH, et al. Stability analysis of hybrid AC/DC power systems for More Electric Aircraft[C]//2016 IEEE Applied Power Electronics Conference and Exposition. USA: IEEE, 2016:446.

[7] ABHIJIT KULKARNI, VINOD JOHN. New start-up scheme for HF transformer link photovoltaic inverter[J]. IEEE Transactions on Industry Applications, 2017, 51(1): 232—233.

[8] PIESCIOROVSKY E C, SCHULZ N N. Fuse relay adaptive overcurrent protection scheme for microgrid with distributed generators[J]. IET Generation, Transmission & Distribution, 2017, 11(2):540.

[9] 元器件降额准则:GJB/Z 35—1993[S]. 北京:航空航天工业部第七〇八所,1993:26.

[10] SAVITHA G, USHA A, PRAMOD KUMAR, et al. Design and development of miniaturized 80 watt resonant reset forward converter for military applications[C]//2014 International Conference on Advances in Energy Conversion Technologies. India: IEEE, 2014:55—60.

Design and Implementation of Power Supply Compatibility for Airborne Electrical Equipment

GAO Huan-mei

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

Abstract: In order to solve the problem of compatibility between airborne electrical equipment and aircraft power supply system, six corresponding design methods were studied. Four design methods of impulse current suppression, two-way power supply anti reverse current, input short circuit protection and input power-off and discharge were used to reduce the harm of electrical equipment to aircraft power supply system. Two design methods of peak voltage suppression and power supply conversion could prevent the aircraft power supply system from damaging the electrical equipment. For each design method, the design requirements were first introduced, then the mechanism analysis and circuit implementation were carried out. Finally, the device parameters in the circuit were designed, form a universal power supply compatibility scheme. The scheme has been successfully applied to multiple airborne integrated RF system platforms and successfully passed the power supply compatibility test of the system.

Key words: airborne electrical equipment; power supply compatibility; impulse current; overvoltage transient; power supply conversion