

姿控飞轮电控系统电磁兼容设计

安 静^{1,2}, 武俊峰^{1,2}, 吴 一辉¹

(1. 中国科学院 长春光学精密机械与物理研究所 应用光学国家重点实验室, 长春 130033; 2. 中国科学院 研究生院, 北京 100039)

摘 要: 详细分析了姿控飞轮电控系统的组成及其对其他星载设备产生电磁干扰源的主要原因, 提出了在姿控飞轮电控系统电磁兼容性(EMC)设计中减少或抑制电磁干扰的方法。通过 EMC 测试实验, 考察了姿控飞轮系统 EMC 设计抑制电磁干扰的效果。测试实验结果表明: 所提出的 EMC 设计, CE102 传导干扰测试满足标准要求, 不同频段具有不同裕量, 最大可达 26 dB V; RE102 辐射干扰垂直极化测试具有至少 7 dB V/m 的裕量, 水平极化测试也具有较大裕量。设计通过了星载设备五项敏感度测试。

关键词: 仪器仪表技术; 星载设备; 姿控飞轮; 电磁干扰; 电磁兼容设计

中图分类号: TH 706 文献标志码: A 文章编号: 1671-5497(2011)04-0998-06

Electromagnetic compatibility design of electronic control system for attitude control flywheel

AN Jing^{1, 2}, WU Jun-feng^{1, 2}, WU Yi-hui¹

(1. National Key Lab of Applied Optics, Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China; 2. Graduate School of the Chinese Academy of Sciences, Beijing 100039, China)

Abstract: The composition of the electronic control system of the satellite attitude control flywheel (SACF) and the cause of its electromagnetic interference(EMI) on other satellite-carrying equipments were discussed in detail, and a method to reduce or suppress the EMI in the electromagnetic compatibility(EMC) design of the SACF electronic control system was proposed. The effect of suppressing the EMI through EMC design was investigated by EMC tests. The results show that in the proposed EMC design the CE102 conducted interference test met the standard requirement, and different frequency bands were characterized by different margin, the largest was up to 26 dB V. The RE102 radiation interference vertical polarization test had 7 dB V/m margin at least, and the horizontal polarization had a greater margin. The design also passed five sensitivity tests of satellite-carrying equipment successfully.

Key words: technology of instrument and meter; satellite equipment; satellite attitude control flywheel (SACF); electromagnetic interference(EMI); electromagnetic compatibility(EMC) design

收稿日期: 2010-08-12.

基金项目: 十一五 中国科学院支撑技术研究项目(61501.02.03.04).

作者简介: 安静(1980-), 男, 博士研究生. 研究方向: 高精度空间飞轮驱动电路信号完整性和电磁干扰抑制.

E-mail: llqs123@126.com

电磁兼容技术在很多电子设备和系统中都有成功的运用^[1-6], 但针对姿控飞轮电控制系统的电磁兼容(EMC)设计较少。本研究着重解决姿控飞轮系统中的 EMC 问题。对系统中存在的潜在干扰源(尤其是传导干扰源)进行了详细的定性与定量分析, 对姿控飞轮系统进行了相应的电磁兼容性设计, 并进行了实验测试。本研究对于星载姿控飞轮系统产品的电磁兼容性设计具有指导意义。

1 姿控飞轮系统组成及电磁干扰源

姿控飞轮系统主要包括飞轮和飞轮驱动电路, 其中, 飞轮驱动电路接收控制系统的指令, 驱动飞轮加速或减速, 从而产生控制力矩, 对星体姿态进行调整^[7-8]。飞轮驱动电路主要由脉冲宽度调制(PWM)等部分组成, 功率管处于不断地开通与关断的切换中, 会产生谐波干扰, 影响其他星载设备。姿控飞轮驱动电路所产生的电磁干扰源主要由两部分组成:

(1) 辐射干扰

在姿控飞轮系统中, 处于工作状态的 PCB 板上会存在两种最主要的辐射模式: 差模(DM)辐射和共模(CM)辐射, 如图 1 所示。

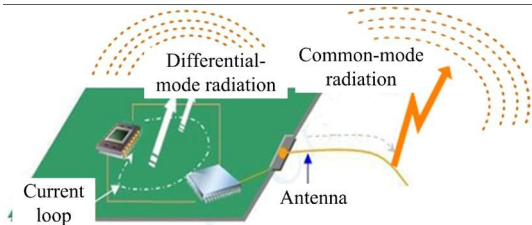


图 1 PCB 的两种辐射干扰模式

Fig.1 Two kinds of radiation mode on PCB

DM 辐射干扰是由电路中传送电流的导线形成的环路产生, 其对外辐射的远场电场强度最大值可表示为^[9]

$$|E_{D, \max}| = c |I_D| f^2 A / d \tag{1}$$

式中: I_D 是 DM 电流幅度; f 是信号工作频率; A 是环路面积; d 是发射源到接收天线之间的距离; $c = 1.316 \times 10^{-14}$ 是一个常数。

由式(1)可见, DM 辐射干扰大小与信号频率的二次方成正比, 当信号频率增加时, 将产生较大的辐射干扰。因此, 高频时钟信号将是辐射干扰的主要源头, 而时钟频率的降低将有利于辐射干扰的抑制。

CM 辐射一般是由于电路板地阻抗的存在造

成的。当电流流经该阻抗时, 产生了电位差(共模源), 当有外接线缆时, 形成天线效应, 造成辐射。

(2) 传导干扰

姿控飞轮电机驱动系统主要采用 PWM 方式, 功率管处于开关两种状态, 功率器件开关动作会产生很高的 du/dt 、 di/dt , 开关电压和电流均含有丰富的谐波成分, 导致电机驱动系统传导电磁干扰问题日益突出^[10]。

飞轮电机工作于 PWM 斩波模式下, 电路如图 2 所示。当 Q_1 、 Q_4 导通时, 电流沿 Q_1 、电机绕组 UV 和 Q_4 流动, 电流增加; 当 Q_1 关断时, 电流通过 Q_4 、二极管 10 续流, 电流减小。设脉宽调制周期为 T , 一周内高电平持续时间为 t_1 , 低电平持续时间为 t_2 , 由于 T 远远小于电机的机电时间常数, 在每一个周期 T 内可认为转速不变。考虑电流在正方向连续变化的情况, 可得到图 3 所示的电流波形。

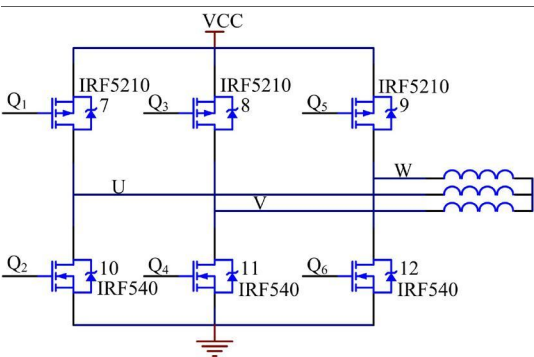


图 2 全桥电路

Fig.2 Full-bridge circuit

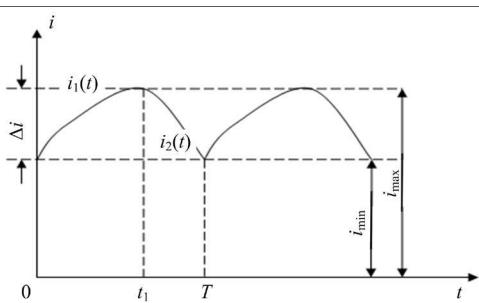


图 3 一周期内电流波形示意图

Fig.3 Current waveform in one period

在一个周期内, 两段电压平衡方程可写为

$$U = Ri_1 + L \frac{di_1}{dt} + E, 0 < t < t_1 \tag{2}$$

$$0 = Ri_2 + L \frac{di_2}{dt} + E, t_1 < t < T \tag{3}$$

式中: U 为电源电压; R 、 L 为电机电枢回路的总

电阻和总电感; i_1 为第一段的电流; i_2 为第二段的电流; E 为反电动势。稳态时第一段的终值等于第二段的初值, 第二段的终值又是第一段的初值。在此初值条件下, 方程(2)和(3)的解为

$$i_1(t) = I_1 - i_{st} \frac{1 - e^{-(T-t_1)/T_e}}{1 - e^{-T/T_e}} e^{-t/T_e} \quad (4)$$

$$\begin{aligned} 0 < t < t_1 \\ i_2(t) &= i_{st} \frac{1 - e^{-t_1/T_e}}{1 - e^{-T/T_e}} e^{-(t-t_1)/T_e} - I_2 \quad (5) \\ t_1 < t < T \end{aligned}$$

式中: $I_1 = (U - E)/R$ 为平均负载电流; $I_2 = E/R$ 为电枢回路短接时的平均制动电流; $i_{st} = U/R$ 为堵转电流或启动电流; $T_e = L/R$ 为电枢回路电磁时间常数。

由式(4)(5)可分别求出电枢电流脉动最大值和最小值为

$$i_{\max} = i_2(t_1) = i_{st} \frac{1 - e^{-t_1/T_e}}{1 - e^{-T/T_e}} - I_2 \quad (6)$$

$$i_{\min} = i_1(0) = I_1 - i_{st} \frac{1 - e^{-(T-t_1)/T_e}}{1 - e^{-T/T_e}} \quad (7)$$

将式(6)(7)相减, 求得电流脉动量为

$$i = i_{st} \frac{(1 - e^{-(T-t_1)/T_e})(1 - e^{-T/T_e})}{1 - e^{-T/T_e}} \quad (8)$$

式中: $= t_1/T$ 为脉宽调制占空比。

式(8)表明, 电流脉动量受占空比影响而与转速无关。图 4 示出了基频 25 kHz 的电流波形。由图 4 可见, 陡峭的边沿表明其含有丰富的谐波成分, 将对星体电源母线产生直接的电压干扰, 是最主要的传导干扰源, 需要采取相应的防护措施。

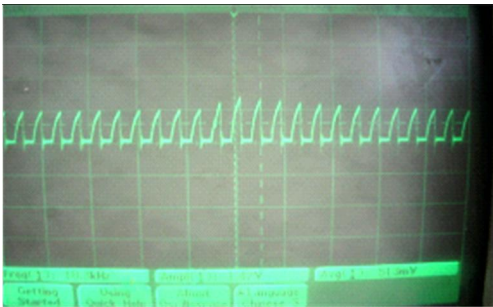


图 4 电流波形
Fig. 4 Current waveform

2 姿控飞轮系统电磁兼容设计

电磁干扰现象的发生要具备 3 个条件^[9]: 干扰源、噪声耦合路径和敏感设备。因此, 解决姿控飞轮系统 EMC 问题要从削弱干扰源能量、切断噪声耦合路径和提高设备抗干扰能力入手。通过

以上分析, 在姿控飞轮 EMC 设计中, 作者主要提出以下措施:

(1) 针对 DM 和 CM 辐射干扰的防护设计

具有快速上升下降沿的时钟信号是实际系统中频率最高的信号, 最初 PCB 板中采用 100 MHz 晶振, 通过对式(1)的分析可知, 频率越高, 辐射干扰的强度就越大。在姿控飞轮 EMC 设计中对该时钟进行了改进, 采用外置 50 MHz 时钟, 在 FPGA 内部以倍频的方式, 将时钟信号辐射干扰的强度减少了 4 倍。在时钟线上再加入串联匹配电阻, 抑制反射和振铃的同时减小 DM 和 CM 电流幅值, 进一步削弱干扰场强幅度。布线时应尽量减少时钟信号线与回流层间的环路面积 A 以削弱辐射发射源的能量。

通过屏蔽和有效接地方式抑制 CM 辐射, 系统中外接线缆(电源线和信号线)使用屏蔽线及带有滤波器的连接头, 使得 CM 辐射影响很小。

(2) 屏蔽设计

屏蔽是提高系统和设备电磁兼容性能的外围防线, 它可有效抑制以电磁波的形式通过空间传播的电磁干扰。为减轻重量, 材料选择金属良导体铝, 厚度取 3 mm 左右。虽然成本会增加, 但是切断系统间辐射耦合的效果是其他方法无法媲美的。由于所设计的电路工作于低功耗状态, 可省去用于散热的通风孔, 提高屏蔽完整性。

(3) 针对传导干扰的防护设计

因为飞轮电机产生的传导干扰主要分布在 25 kHz 及其谐波范围内, 故需要加入低通滤波器对其进行抑制。电源滤波器的设计应按照最大不匹配原则进行, 这就必须考虑噪声源阻抗和负载阻抗。EMC 标准规定在进行传导测试时需要使用线性阻抗稳定网络(LISN), 通过 LISN 可分别求出不同噪声源等效电路下的负载阻抗。然而以 PWM 变换器为典型的电力电子装置, 源阻抗会随着频率的变化而发生变化, 很难获得其准确值。针对此种情况, 本文采用如下最大不匹配原则进行设计:

$$\begin{Bmatrix} |Z_{OC}| & |Z_F| \\ |Z_{OF}| & |Z_{IC}| \end{Bmatrix} \quad (9)$$

式中: Z_{OC} 、 Z_{IF} 、 Z_{OF} 和 Z_{IC} 分别表示在各自接口处的输入和输出阻抗。EMI 滤波器的阻抗选取如图 5 所示。

式(9)的物理意义是不管噪声源阻抗有多大, 都认为是高阻抗, 当 $|Z_{OF}| \gg |Z_{IC}|$ 时, 降落在滤

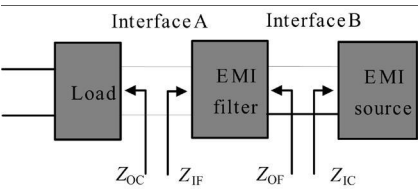
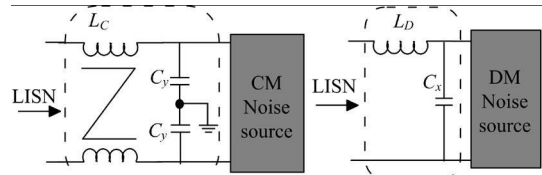


图 5 EMI 滤波器阻抗选取

Fig. 5 EMI filter impedance selection

波器上的噪声压降很小; 当再满足 $|Z_{OC}| > |Z_{IF}|$ 时, 降落在负载上的噪声电压就更小了。

传导型 EMI 噪声包括 CM 和 DM 两种噪声模式, 每种模式对应不同的传导途径, 所以 CM 滤波器和 DM 滤波器应当分别设计。共模噪声源的阻抗是一个 100 pF 左右的小寄生电容的阻抗^[11], 在传导干扰测试频率范围内, 为满足 $|Z_{OF}| > |Z_{IC}|$ 条件, 典型的布置是使用一对共模电容 C_y 面对噪声源, 如图 6(a) 所示。 C_y 的值应远大于寄生电容的值, 即 $C_y = 100\text{ pF}$ 。



(a) 共模 EMI 滤波器 (b) 差模 EMI 滤波器

图 6 EMI 滤波器电路

Fig. 6 EMI filter circuit

共模噪声源的负载阻抗为 25 Ω , 为了满足条件 $|Z_{OC}| > |Z_{IF}|$, 需将共模电感朝向 LISN, 阻抗关系为: $2 f_0 L_c = 25$, 其中 f_0 表示传导干扰测试的最低频率 (10 kHz), 可求得 $L_c = 0.4\text{ mH}$, 由于姿控飞轮系统空间有限, 共模电感不能选得太大, 所以 L_c 选为 0.5 mH。将 $L_c = 0.5\text{ mH}$ 代入式 (10), 可得 $C_y = 0.25\text{ F}$, 同时也满足阻抗要求。

$$C_y = \left(\frac{1}{2 f_0}\right)^2 \frac{1}{2 L_c} \tag{10}$$

差模噪声源的阻抗可等效为一个电阻和电感的串联, 在传导干扰测试频率范围内, 阻抗都很小, 典型值在 10 Ω 左右^[12]。为了满足 $|Z_{OF}| > |Z_{IC}|$ 条件, 使用差模电容 C_x 面对噪声源, 如图 6(b) 所示, 并满足关系: $1/(2 f_0 C_x) = 10$, 求得 $C_x = 1.59\text{ F}$, 所以可选择值为 4 F。为了提高滤波器的高频滤波性能, 可使用两个 2 F 小电容的并联来代替。

差模噪声源的负载阻抗为 100 Ω , 为了满足

条件 $|Z_{OC}| > |Z_{IF}|$, 需将差模电感朝向 LISN, 阻抗关系为: $2 f_0 L_d = 100$, 可得 $L_d = 1.47\text{ mH}$, 电感量很大, 这会导致滤波器成本增加、体积增大。一般 L_d 取值 1 mH, 由于实际两组共模电感之间都有漏感存在, 其值约为 L_c 的 0.5%~2%, 可用于补偿 L_d 取值的不足, 抑制差模干扰^[13]。根据计算参数结合实际情况选用了 LZJB143A EMI 滤波器作为电源线滤波器。

滤波器的安装方式对滤波效果有很大影响, 实际安装中应遵循如下原则: 滤波器的输入和输出线要尽量远离, 从而弱化线线之间寄生电容所导致的空间电磁耦合, 避免滤波器被旁路掉; 滤波器的金属外壳应该直接与飞轮金属外壳相接触。

(4) 必要的常规电磁兼容措施

在芯片电源管脚、接插件引脚处要加装去耦电容, 以旁路外部高频信号的传导耦合; 数字地和模拟地要分开; 走线拐角以 45° 或圆角为主; 尽量使敏感元器件 (如放大器、接口电路等) 远离干扰源。减少时钟信号线上 Via 过孔数量, 一般不超过 3 个; 确保高频信号回流层有一个完整的地平面。元器件全部选择表面贴式。

3 姿控飞轮电磁兼容实验

电磁兼容设计与电磁兼容测试相辅相成, 设计的好坏要通过实际测试来衡量。将姿控飞轮系统整体结构置于电磁兼容实验室, 以 GJB152A-97 军用设备和分系统电磁发射和敏感度测量测试方法为基础, 对国军标 GJB151A-97 军用设备和分系统电磁发射和敏感度中规定的星载设备七项电磁兼容性能指标进行测试, 测试项目如表 1 所示。实际待测飞轮产品如图 7 所示。

表 1 测试项目

Table 1 Test projects

项 目	名 称
CE102	10 kHz~ 10 MHz 电源线传导发射
CS101	25 Hz~ 50 kHz 电源线传导敏感度
CS114	10 kHz~ 400 MHz 电缆束注入传导敏感度
CS115	电缆束注入脉冲激励传导敏感度
CS116	10 kHz~ 100 MHz 电缆和电源线阻尼正弦瞬变传导敏感度
RE102	2 MHz~ 18 GHz 电场辐射发射
RS103	10 kHz~ 18 GHz 电场辐射敏感度

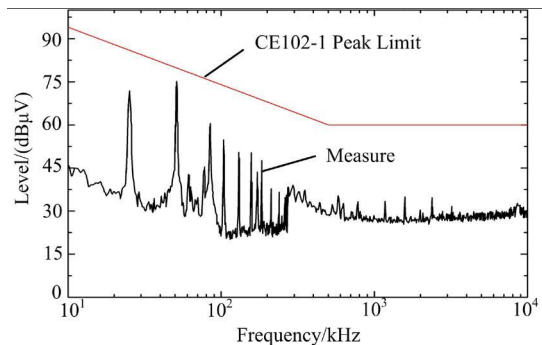
3.1 CE102 测试结果

CE102 测试结果如图 8 所示, 从图 8 可知, 无论是电源正线还是负线, CE102 测试结果都满足国军标的要求, 不同频段有不同裕量, 最大可达

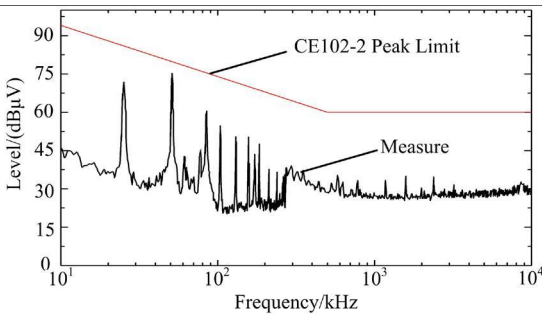


图 7 待测试姿控飞轮产品

Fig.7 Satellite attitude control flywheel product for testing



(a) CE102- 1 电源正线



(b) CE102- 2 电源负线

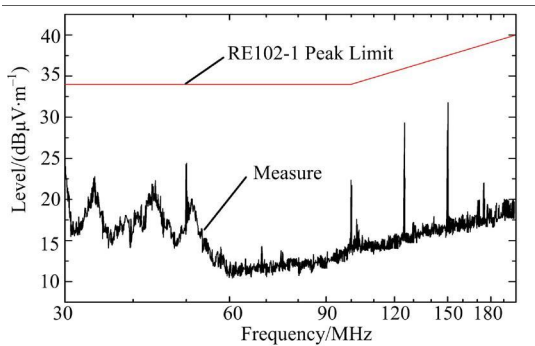
图 8 CE102 测试结果

Fig.8 Test results for CE102

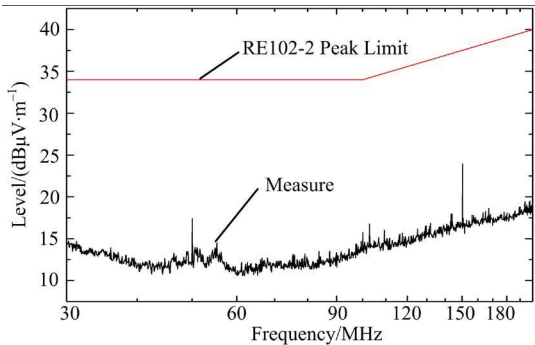
26 dB V。传导噪声频谱主要集中在低频范围,依次为 25、50、75 kHz 等等,通过对系统干扰源的分析,知道 PCB 板上只有 PWM 斩波电路会直接产生 25 kHz 频率信号,其 2 次及 2 次以上谐波正好对应各个传导噪声频点,测试结果证明了之前的理论分析(即 PWM 斩波频率是最主要的传导噪声干扰源)是正确的,采用的解决方法也是合理的。

3.2 RE102 测试结果

RE102 测试结果如图 9 所示,限于篇幅,本文只列出了频率从 30~ 200 MHz 范围内的测试结果。从图 9 可知,无论是垂直极化测试,还是水平极化测试,电场强度都没有超过 GJB151A- 97



(a) RE102-1 垂直极化



(b) RE102-2 水平极化

图 9 RE102 测试结果

Fig.9 Test results for RE102

军用设备和分系统电磁发射和敏感度 规定的极限值。可以看到,通过以上的防护措施,对辐射干扰的抑制效果明显,设计结果具有较大裕量。

3.3 敏感度测试结果

进行 CS116 测试,当频率为 1 MHz 时,系统有敏感现象,说明有干扰信号通过线缆传导进入了电控系统。经分析得知,问题出在线缆接头和飞轮金属外壳接触不够好,导致接地不良,感应电流未能充分释放到地,因此使用导电胶带将两者进行有效连接,以便在提高屏蔽完整性的同时增大接地面积。之后重新进行测试,姿控飞轮系统无敏感现象了。

另外,CS101、CS114、CS115、RS103 在测试范围内均未出现敏感现象。

4 结束语

通过对姿控飞轮电控系统电磁干扰源的分析,明确了高频时钟信号导致的辐射干扰和 PWM 斩波及其谐波频率引起的传导干扰是系统中两个潜在的干扰源。对辐射干扰,内部电路主要采用降低时钟频率、串联匹配电阻以减小电流幅度,外部使用金属屏蔽等措施,两者结合抑制辐

射效果明显: RE102 垂直极化测试具有至少 7 dB V/m 的裕量,水平极化测试也具有较大裕量;对传导干扰,主要措施是使用 EMI 滤波器,但这需要先从理论上判断出干扰频率的范围;从前述的测试结果可知,CE102 测试结果也满足国军标的要求,不同频段有不同裕量,最大可达 26 dB V。由于互易性,当系统对外干扰被大幅度抑制之后,电控系统自身的抗干扰性能也会相应的得到提高。EMC 测试结果证明了本文整体分析及采取的相应 EMC 措施都是合理、有效的,通过上述方法,可大幅度地减少电磁干扰,这为今后姿控飞轮或其他电控系统产品的 EMC 设计提供了参考。

参考文献:

- [1] 吴定超,高印寒,樊宽刚,等. 基于蓝牙技术的汽车手机准备系统电磁辐射抑制[J]. 吉林大学学报:工学版,2009,39(6): 1554-1558.
Wu Ding-chao, Gao Yin-han, Fan Kuan-gang, et al. Electromagnetic radiation suppressed research of automotive mobile preparation system based on bluetooth technology [J]. Journal of Jilin University (Engineering and Technology Edition), 2009, 39(6): 1554-1558.
- [2] 惠守文,赵琦,丁亚林. 从电磁兼容的角度进行空间遥感器控制箱结构设计的几点考虑[J]. 光学精密工程,2002,10(6): 23-26.
Hui Shou-wen, Zhao Qi, Ding Ya-lin. Some consideration for space remote sensor's control box in mechanical design in electromagnetic compatibility technology[J]. Optics and Precision Engineering, 2002, 10(6): 23-26.
- [3] 余帆,李德华,薛雷. 光学和图像处理设备中的电磁兼容性设计[J]. 光学精密工程,2004,12(1): 100-106.
Yu Fan, Li De-hua, Xue Lei. Electromagnetic compatibility design in optics and image processing equipment [J]. Optics and Precision Engineering, 2004, 12(1): 100-106.
- [4] 王志强,陈启忠,顾幸生. 某航天系统控制器的电磁兼容设计[J]. 宇航学报,2009,30(3): 1159-1163.
Wang Zhi-qiang, Chen Qi-zhong, Gu Xing-sheng. Electromagnetic compatibility design for controller in space system[J]. Journal of Astronautics, 2009, 30(3): 1159-1163.
- [5] 苏东林,王冰切. 电子战特种飞机电磁兼容预设计技术[J]. 北京航空航天大学学报,2006,169(10): 2100-2104.
Su Dong-lin, Wang Bing-qie. EMC pre-design technologies on EW special aircraft[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2006, 169(10): 2100-2104.
- [6] 黄大庆,李勃. 无人机电磁兼容传导与辐射测试项目剪裁法[J]. 光学精密工程,2009,17(2): 380-387.
Huang Da-qing, Li Bo. Novel tailoring method for conducting and radiating electromagnetic compatibility testing of unmanned aerial vehicle[J]. Optics and Precision Engineering, 2009, 17(2): 380-387.
- [7] 刘志华,白越,吴一辉,等. 单轴飞轮储能与姿态控制系统误差分析[J]. 光学精密工程,2006,14(1): 127-132.
Liu Zhi-hua, Bai Yue, Wu Yi-hui, et al. Analysis on errors of single axis energy storage/attitude control system with double fly wheels[J]. Optics and Precision Engineering, 2006, 14(1): 127-132.
- [8] 贾宏光,赵华兵,吴一辉,等. 单轴储能及姿态控制一体化系统研究[J]. 光学精密工程,2004,12(3): 504-509.
Jia Hong-guang, Zhao Hua-bing, Wu Yi-hui, et al. Single axis double flywheels integrated power and attitude control system[J]. Optics and Precision Engineering, 2004, 12(3): 504-509.
- [9] Paul C R. Introduction to Electromagnetic Compatibility (Wiley Series in Microwave and Optical Engineering) [M]. New York: John Wiley & Sons, Inc, 1992: 2-5.
- [10] 纪满贵,马伟明,胡安,等. 脉宽调制斩波器系统传导电磁干扰研究——时域模型与仿真分析[J]. 电力电子技术,2003,37(3): 72-75.
Ji Man-guan, Ma Wei-ming, Hu An, et al. Study on the conducted EMI for PWM of DC/DC converter systems: time domain model and simulation analysis [J]. Power Electronics, 2003, 37(3): 72-75.
- [11] Mardiguian M, Raimbourg J. An alternate, complementary method for characterizing EMI filters [J]. IEEE International Symposium on Electromagnetic Compatibility, 1999, 2(6): 882-886.
- [12] Zhang D B, Chen D Y, Navy M J, et al. Measurement of noise source impedance of off-line converters [J]. IEEE Transactions on Power Electronics, 2000, 15(5): 820-825.
- [13] Shih F Y, Chen D Y, Wu Y P, et al. A procedure for designing EMI filters for AC line applications [J]. IEEE Transactions on Power Electronics, 1996, 11(1): 170-181.