

doi: 10.7690/bgzdh.2016.09.004

# 一种基于 DSP 的电机电磁锁制器控制与检测技术

饶大伟, 张昆峰, 何卫国

(中国空空导弹研究院, 河南 洛阳 471099)

**摘要:** 为提高系统的可靠性, 保证载机和飞行员安全, 设计一种基于 DSP 的空空导弹舵面解锁控制和状态检测系统。利用电路仿真分析技术对解锁控制和锁定状态检测电路进行设计、性能分析, 完成系统各组成元器件参数偏差对系统性能的影响, 针对系统中常见的故障模式, 提出了提高该系统可靠性的改进方案。研究结果表明: 在控制信号受到强干扰, +27 V 供电电源不大于 2 ms 的瞬时掉电, 三极管增益漂移的情况下, 该方案仍可使其正常工作。

**关键词:** 电磁锁制器; 解锁控制; 状态检测; 电路仿真

**中图分类号:** TJ760.6 **文献标志码:** A

## Control and Detection Technology of Motor Electromagnetic Detent Based on DSP

Rao Dawei, Zhang Kunfeng, He Weiguo

(China Airborne Missile Academy, Luoyang 471099, China)

**Abstract:** In order to improve the system reliability, and ensure the aircraft and the safety of the pilot, design one unlock control and state detection system of missile rudder face based on DSP. Analysis of the unlock control and lock state detection circuit design and performance analysis of the circuit simulation, to complete the components contained in the system parameter error on system performance. The main failure mode system in common, is proposed to improve the system reliability improvement program. The results show that: though the control signal under strong interference, +27 V power supply is not greater than the instantaneous power down to 2 ms, the gain drift transistor under the condition, that the scheme can make it work.

**Keywords:** electromagnetic detent; unlock control; state detection; circuit simulation

### 0 引言

空空导弹的舵机通常位于导弹的尾部, 由于受导弹翼面下洗气流的影响, 在挂机飞行时, 舵面受到不对称气流的影响, 会随着载机的机动在空中偏摆, 从而会影响电动舵机中的关键部件电动机和角度传感器的使用寿命; 舵面不在零位时, 若导弹需用应急发射, 则将严重影响载机的发射安全。因此, 在这种类型的空空导弹上设计一种高可靠的锁制器控制与检测系统, 在挂弹飞行时可将舵面锁定在零位, 而在正常发射和地面测试时又可将舵面可靠解锁, 对提高装备保障就显得尤为重要。

笔者提出一种基于 DSP 的电机电磁锁制器控制与检测系统的设计方案, 并利用 Saber 电路仿真技术对该系统进行仿真计算, 通过蒙特卡罗容差分析, 计算元器件参数偏差对系统性能的影响。针对锁制系统最常见的主要故障模式, 提出锁制系统的改进设计方案, 能保证系统在故障发生时仍可以正常工作, 满足导弹舵机锁制系统的高可靠性要求。

### 1 系统设计

某型舵机锁制器控制与检测系统由电磁锁制器与微动开关、解锁控制电路和锁定状态判断电路组成。电磁锁制器是根据电磁感应原理设计的, 主要包括静铁心、衔铁、线圈绕组、弹簧、制动盘和定板等, 其结构如图 1(a)所示。其中, 制动盘直接压在电机轴上, 制动盘外形如图 1(b)所示, 通过电机轴的锁定来实现舵面的锁定<sup>[1-2]</sup>。

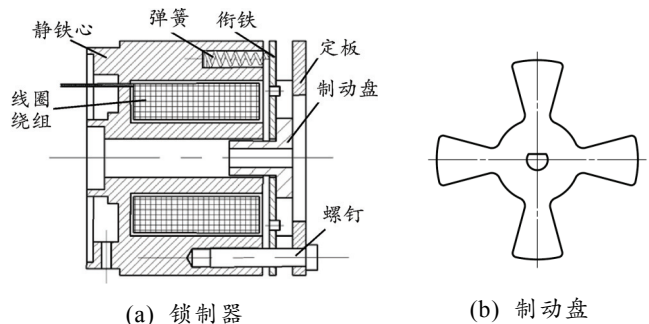


图 1 锁制器结构组成

锁制器的工作原理为: 当线圈绕组不通电时,

收稿日期: 2016-05-24; 修回日期: 2016-06-30

基金项目: 航空科学基金(2014ZC12004)

作者简介: 饶大伟(1985—), 男, 河南人, 硕士, 工程师, 从事伺服电机控制技术和电路系统仿真研究。

弹簧处于放松状态，其产生的轴向弹性力将推动衔铁(销盘)移动，将衔铁上的销子插入到制动盘的十字型槽内，从而将电机轴锁定。当给锁制器的绕组施加解锁电压时，在静铁心和衔铁间产生的电磁吸力带动锁销从制动盘中拔出，实现电机轴锁定解除。

微动开关安装在电机电磁锁制器衔铁的正下方，使电机处于锁定状态，微动开关输出电平为低。当锁制器解锁时，微动开关状态翻转为高电平。

舵机控制芯片 DSP 接收到解锁指令后发出解锁信号。控制固态继电器闭合，将电源接入电磁锁制器，舵面锁打开并维持。DSP 检测微动开关的状态，为提高状态信号的抗干扰能力，需要将状态信号工作电平设置为高电压；同时，为防止伪状态信号干扰 DSP 的正常工作，微动开关状态信号经光耦隔离后进入 DSP，向 DSP 反馈舵面解锁状态。当舵机需要落锁时，DSP 控制继电器断开，锁制器锁定制动盘和电机轴，微动开关电平翻转并向 DSP 反馈锁定状态信号。系统组成如图 2 所示。

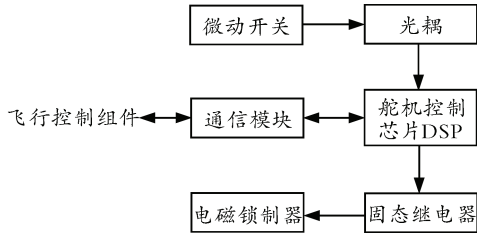


图 2 系统组成

### 1.1 解锁控制系统设计

DSP 输出端口的最大驱动电流  $\leq 8 \text{ mA}$ ，固态继电器的控制导通电流约为  $25 \text{ mA}$ ；因此，DSP 的输出信号不能直接驱动继电器。为提高 DSP 输入信号的驱动能力，同时简化电路设计提高系统可靠性，采用小功率三极管 2N2222。

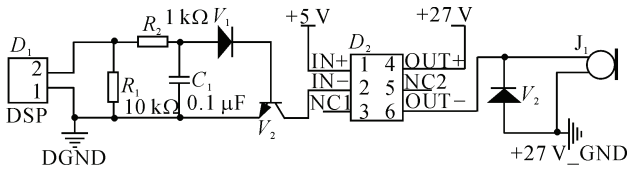


图 3 锁制系统工作原理

当 DSP 数字信号处理器发出有效的解锁指令 JS，V2 导通，控制固态继电器 D2 导通，+27 V 电压加在电磁锁制器上，控制电磁锁制器开启，从而舵机完成解锁，舵机锁制系统的工作原理如图 3 所示。其中，固态继电器 D2 的输入接通电压为  $3.2 \text{ V}$ ，接通时间  $\leq 50 \mu\text{s}$ ，输入关断电压  $\leq 1.2 \text{ V}$ ，关断时间  $\leq 300 \mu\text{s}$ ；输入端等效电阻为  $200 \Omega$ ，为保证 JS 信号有效时，三极管可靠工作在饱和状态，选择三极

管基极串接电阻为  $1 \text{ k}\Omega$ 。控制信号电平为  $3.3 \text{ V}$ ，高电平  $\geq 2.4 \text{ V}$ ，低电平  $\leq 0.2 \text{ V}$ 。

当电磁锁制器关断时，与其并联的二极管 V2 为绕组电感中存储的电能提供一个泄放通道。

### 1.2 状态判断电路设计

为提高状态信号的抗干扰能力，将状态信号电平提升至  $+27 \text{ V}$ 。为实现信号抗干扰设计，将状态信号采用光耦隔离后再输入至 DSP。

舵面锁定时，微动开关接地，光耦输出低电平，舵面解锁时，微动开关悬空，光耦输入电流约为  $6.4 \text{ mA}$  光耦可靠导通，输出  $+5 \text{ V}$  高电平。输出高电平信号经电阻分压约为  $3.3 \text{ V}$ ，再输入 DSP。为增强状态检测电路的毛刺抗干扰能力，对检测信号在光耦输入和输出端进行 RC 滤波。其电路原理如图 4。

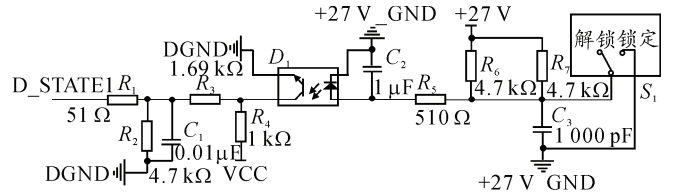


图 4 解锁状态检测电路原理

## 2 电路仿真

### 2.1 锁制系统的仿真分析

利用 Saber 仿真分析软件分别建立固态继电器、电磁锁制器电气部分仿真分析模型，并完成组件模型的功能测试以确保模型的可信度。锁制系统仿真分析模型<sup>[3-5]</sup>如图 5 所示。

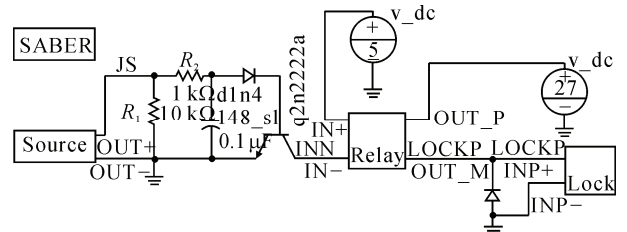


图 5 解锁控制电路的仿真分析模型

在电路仿真模型中设置电压  $+5 \text{ V}$  的误差等级为  $\pm 2\%$ ， $+27 \text{ V}$  电压的误差等级为  $\pm 5\%$ ，所有电阻的精度等级为  $\pm 5\%$ ，所有电容的精度等级均为  $\pm 10\%$ 。考虑环境因素、贮存时间对电子元器件参数的衰减，在所有精度等级基础上增加  $50\%$  的偏差，所有的参数偏差均符合正态分布。

笔者进行最坏情况下蒙特卡罗分析，设置抽样次数为  $500$  次，固态继电器的输入端电压的仿真分析结果如图 6 所示。电磁锁制器的端电压的仿真分析结果如图 7 所示。

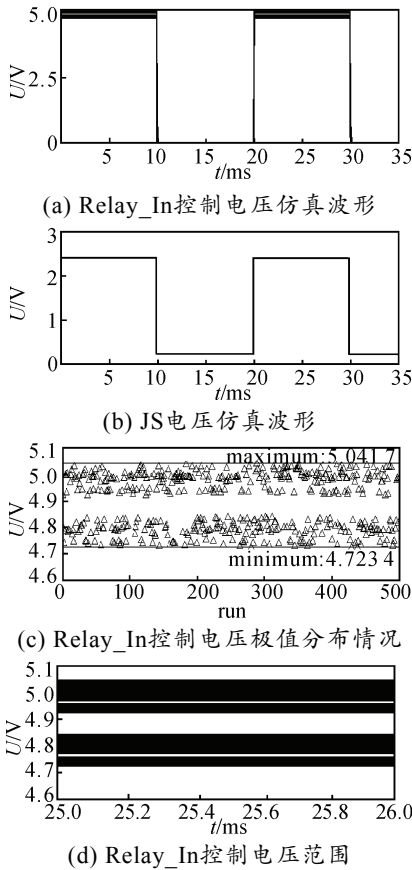


图 6 固态继电器的输入端电压的蒙特卡罗仿真分析结果

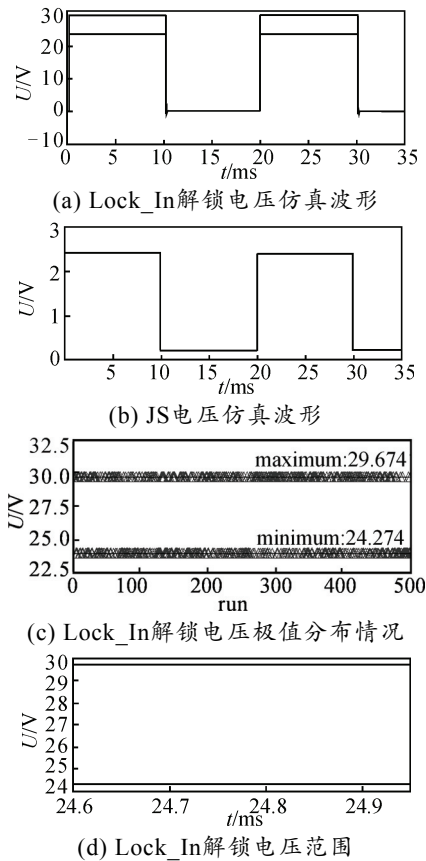


图 7 电磁锁制器的输入端电压的蒙特卡罗仿真分析结果

从上述分析可以看到，固态继电器端电压 Relay\_In、锁制器输入端电压 Lock\_In 随着 JS 信号变化而正常翻转，锁制系统正常工作；固态继电器的输入端电压 Relay\_In 的正常范围为 4.72~5.04 V，电磁锁制器的输入端电压 Lock\_In 的正常范围为 24.27~29.67 V。当 JS 信号有效时，只要锁制器的输入端电压分布在该范围内，即可实现锁制器的正常开启。

### 2.2 状态检测电路的仿真分析

舵机解锁状态判断电路的仿真分析电路如图 8 所示。

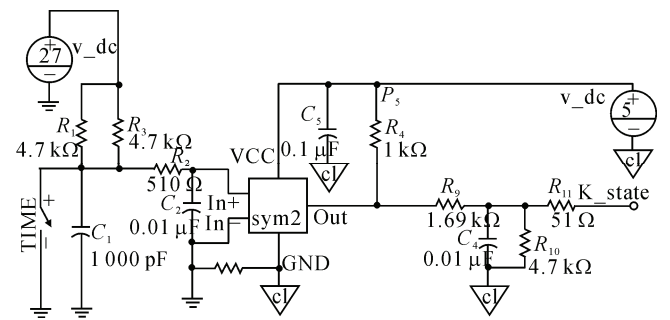


图 8 舵机解锁判断电路仿真分析

供电电压+5 V 的误差等级为±2%，R<sub>1</sub>、R<sub>3</sub> 电阻为 4.7 kΩ，误差等级为±5%，其余电阻精度等级为±1%，所有电容的精度等级均为±10%。考虑环境因素、贮存时间对电子元器件参数的衰减，在所有精度等级基础上增加 50%的偏差。

设置采样次数为 500 次，对舵机解锁判断电路进行蒙特卡罗分析，得到仿真如图 9 所示。

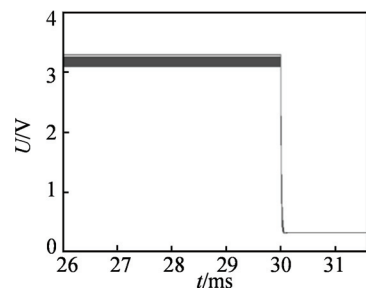


图 9 解锁判断电路的蒙特卡罗分析结果

K\_state 为高电平的局部放大波形如图 10 所示。由蒙特卡罗分析结果可以得到，舵面解锁时，D\_state 的电平为 3.09~3.30 V，大于 DSP 输入高电平的阈值 2.0 V，DSP 可以可靠判断 K\_state 为高电平，从而判断微动开关处于解锁状态；舵面未解锁时，K\_state 的电平为 0.326~0.33 V，小于 DSP 输入高电平的阈值 0.8 V，DSP 可以可靠判断 K\_state 为低电平，从而判断微动开关处于解锁状态。反之，

当锁制器继电器打开时，衔铁弹簧被拉伸从而锁制，状态判断电路输出高电平，DSP 控制芯片判断为解锁状态；所以，状态检测电路可以可靠判断舵面的解锁状态。

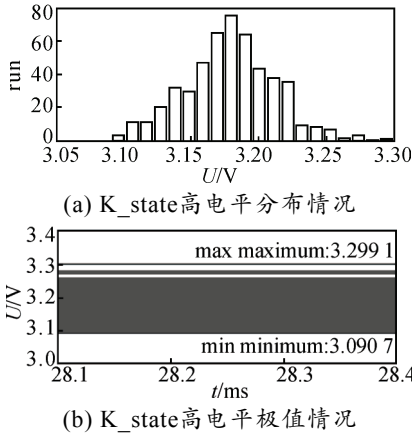


图 10 K\_state 为高电平的局部放大波形

K\_state 为低电平的局部放大波形如图 11 所示。

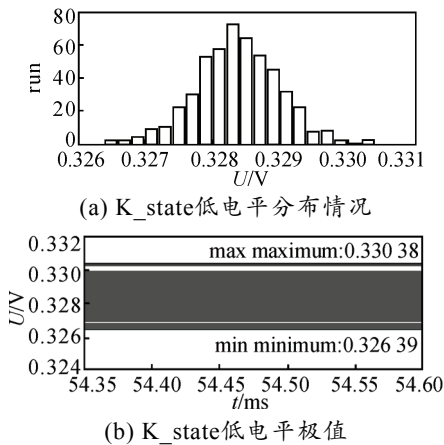


图 11 K\_state 为低电平的局部放大波形

### 3 锁制系统的高可靠性设计

电磁锁制系统为影响载机和飞行员安全的重要组件；因此，必须保证锁制系统在出现故障的情况下仍具有短时间工作的能力。

收集锁制系统中最常见的主要故障模式，完成故障模式对系统性能的影响分析，在不影响系统性能的前提下，提出系统的设计改进和补偿措施，以保证系统的高可靠性。

#### 3.1 JS 控制信号干扰分析

在导弹挂机及投放过程中，由于受载机强电磁干扰影响，JS 控制信号上容易出现干扰，导致锁制系统出现误解锁、误锁制；因此，必须要采用必要的抗干扰设计措施。

当 JS 控制信号上出现脉冲最大下跳量为 5 V、

干扰持续时间为 5 ms 时，电磁锁制器端电压为 0，出现短暂的约 7 ms 的锁定状态；当 JS 控制信号上出现最大上冲量为 2 V、干扰持续时间为 2 ms 时，三极管基极电流约为 2.6 mA，系统工作正常。如图 12 所示。

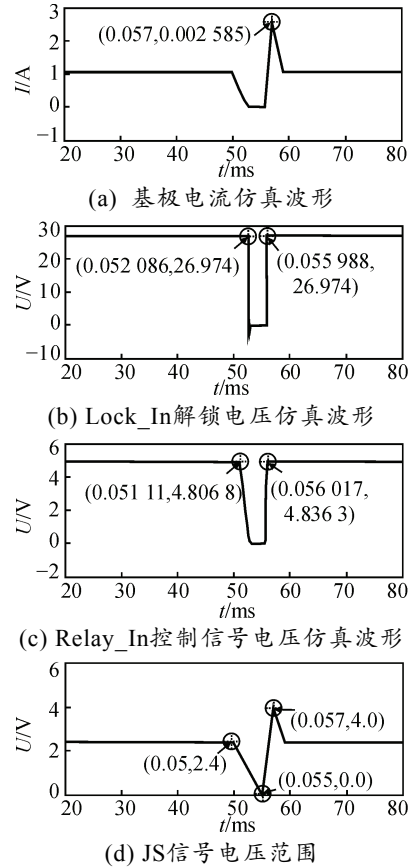


图 12 JS 控制信号上干扰脉冲时解锁波形

通过改变三极管 B-E 之间的并联电容，实现对 JS 控制信号上干扰脉冲的滤波处理，同时在 JS 信号出现下跳时作为储能源。并联电容带来的问题是电磁锁制器的开通时间出现延迟。

如何选择 JS 控制信号上合适容值的滤波电容，既能滤除 JS 信号上的电磁干扰，又能尽量减少并联电容引入的开通时间延迟，这是系统设计需要重点考虑的问题。笔者采用参数扫描的方法，电容值从 0.1~30 μF，扫描步长为 0.5 μF。这里仅给出 0.1、16.6、17.6 μF 的仿真计算结果，分别对应 Relay\_In1、Relay\_In2、Relay\_In3 以及 Lock\_In1、Lock\_In2、Lock\_In3，如图 13 所示。

可以看到，当并联电容值为 16.6 μF 时，固态继电器的输入端电压最小值为 1.42 V，大于电磁锁制器的关断电压，锁制器保持导通状态，干扰脉冲对电路不影响。同时可以看到，电容值从 0.1 μF 增大到 16.6 μF，锁制器的导通时间延迟 2.5 ms。

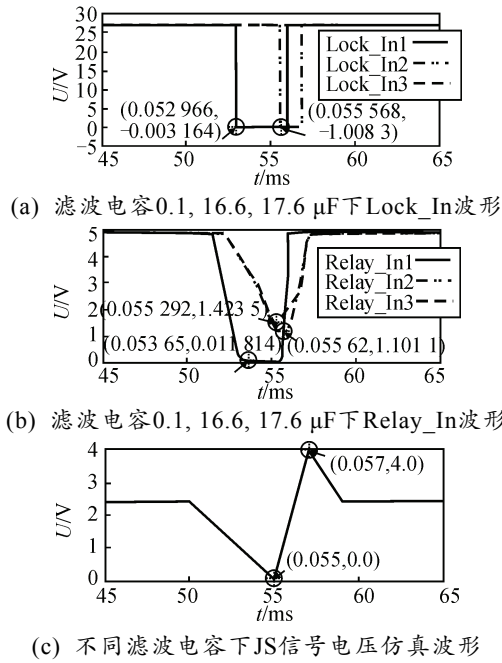


图13 增加抗干扰设计时解锁波形

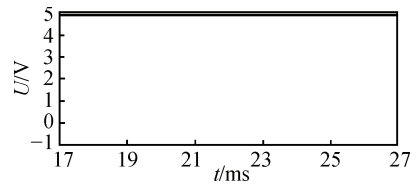
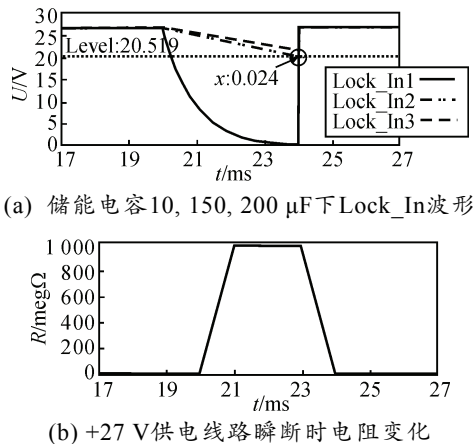
### 3.2 +27 V 解锁电源抗瞬断设计

在导弹发射过程及工作过程中，+27 V 解锁电源可能会出现瞬时下跳，或者+27 V 供电线缆出现断路，当电磁锁制器的端电压小于 24 V 时，将导致锁制器意外落锁，舵面锁定在任意位置，有可能影响载机和飞行安全。

针对该种故障模式，锁制系统应具有短暂的保持解锁的能力，等待+27 V 电源功能恢复，或等待采取应急措施实施。

当+27 V 供电线路由于振动突然出现 2 ms 的瞬时短路时，仿真分析结果，同样采用参数扫描的方法，电容值从 10~300  $\mu\text{F}$ ，扫描步长为 10  $\mu\text{F}$ 。笔者仅给出 10、150、200  $\mu\text{F}$  的仿真计算结果，分别对应 Lock\_In1、Lock\_In2、Lock\_In3，如图 14 所示。

可以看到，引入 150  $\mu\text{F}$  的储能电容可以保证在 +27 V 出现瞬时短路的情况下，持续保持解锁。



(c) 不同储能电容下Relay\_In波形

图14 解锁电源瞬断时抗干扰电容设计

同时，引入 150  $\mu\text{F}$  储能电容造成的开关时间延迟约为 2  $\mu\text{s}$ ，仿真结果如图 15 所示。

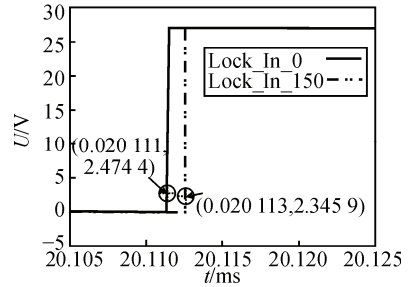


图15 150  $\mu\text{F}$  储能电容下解锁电路工作情况

### 3.3 抗三极管直流增益减少设计

三极管随着储存和使用时间的增加会出现性能衰减，其直流增益会减少。当 2N2222 的直流增益分别为 15、75、100 时，其他电子元器件参数在正常范围内分布时，JS 控制信号、固态继电器 Relay\_In1、电磁锁制器的端电压、三极管的 C-E 极端电压 Vce1 的仿真分析结果如图 16 所示。

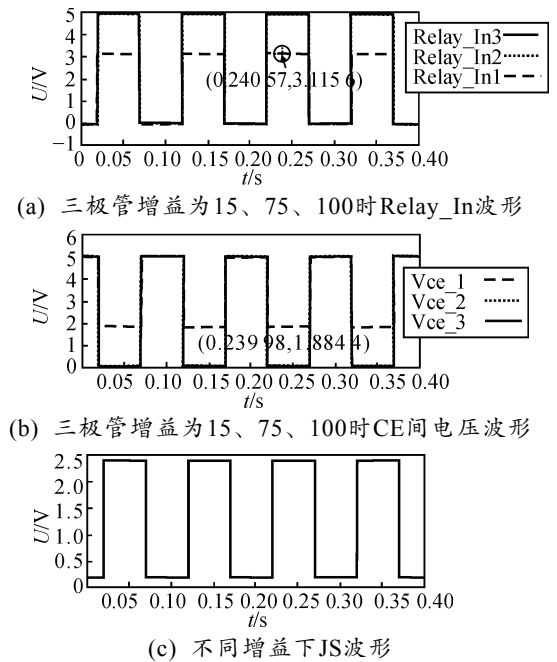


图16 2N2222 不同直流增益下系统工作情况

当三极管的增益减小时，JS 信号为有效状态下，三极管会有深度饱和状态逐渐向饱和、放大状态过渡，C-E 极间压降逐渐增加；当三极管处于放

大状态时，三极管耗散功率增大器件发热严重，最终导致三极管损坏。所以，在导通状态下，要提供比较大的导通电流，保障三极管能够工作在饱和状态。这里重新选择基极串联电阻为 750 Ω。

针对以上分析，可以在现有控制电路作以下有效改进：在解锁电源上增加 150 μF 储能电容，增加解锁信号 16.6 μF 滤波电容和改变基极串联电阻值为 750 Ω。改进后的控制电路可以保障舵机在解锁信号和电源瞬态掉电，三极管增益降低等故障模式下正常工作，大大提高舵机的可靠性<sup>[6-8]</sup>。

#### 4 结论

通过对舵机解锁电路以及解锁状态检测电路进行分析和仿真证明，该设计满足系统使用要求，系统可以可靠工作。通过故障模式影响分析，辨识出了影响系统可靠性的关键元器件<sup>[9-10]</sup>，并提出了改进措施。该改进技术方案可以应用于现有某型空空导弹舵机电路的改进工作。

#### 参考文献：

[1] 田拥胜, 孙岩桦, 虞烈. 高速永磁电机电磁轴承转子系

\*\*\*\*\*

(上接第 4 页)

#### 5 结束语

笔者研究了美军 C<sup>2</sup>BMC 系统构成和其独特特点，对系统在弹道导弹防御系统中的地位作用进行了分析，并且较深入地研究了系统的 8 类关键技术。通过对美军 C<sup>2</sup>BMC 系统的探析，可为空天防御作战指挥控制系统建设提供参考。

#### 参考文献：

[1] 张昌芳, 朱启超, 匡兴华. 美国弹道导弹防御 C<sup>2</sup>BMC 系统发展综述[J]. 装备学院学报, 2012, 23(3): 60-63.  
 [2] 张巍, 王敏, 徐世录. 美国导弹防御系统的发展动向分析[J]. 现代防御技术, 2007, 35(3): 25-31.  
 [3] 施荣. 美国 BMDS 网络化作战核心系统 C<sup>2</sup>BMC 的发展[J]. 航天电子对抗, 2007, 3(1): 1-4.  
 [4] 李俊超, 张占月, 孙莉. 美国 C<sup>2</sup>BMC 系统能力研究[J]. 装备学院学报, 2013, 24(5): 78-82.  
 [5] 姚勇, 许冰, 张田. 美军反导 C<sup>2</sup>BMC 系统发展现状及其借鉴意义分析[J]. 空军装备研究, 2013(4): 66-70.  
 [6] Henry S K. Missile defense command system on target[J].

统的动力学及实验研究[J]. 中国电机工程学报, 2012, 32(09): 116-121.  
 [2] 曹燎原, 董志航, 谢军虎, 等. 发射装置锁制器开锁力值稳定性分析[J]. 火箭与制导学报, 2013, 33(3): 181-184.  
 [3] 石君友, 康瑞. 基于 EDA 技术的电路容差分析方法研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2001, 27(1): 121-124.  
 [4] 刘婉如, 徐信之. 参数设计与容差设计[M]. 北京: 国防工业出版社, 1988: 28-34.  
 [5] 李红, 付兴武. 基于容差分析的电路参数中心值设计研究[J]. 现代电子技术, 2007, 28(23): 88-90.  
 [6] 王灿, 马瑞卿, 谭博, 等. 直流电动舵机伺服作动系统研制[J]. 微特电机, 2008, 36(10): 25-27.  
 [7] 曾漫, 熊小丽, 丁文革, 等. 一种典型数字无刷电动舵机的设计[J]. 中北大学学报(自然科学版), 2011, 32(6): 751-757.  
 [8] 杨艳. 基于 DSP 的无刷直流电机数字控制系统研究[D]. 长沙: 湖南大学, 2002: 24-30.  
 [9] 饶大伟, 张昆峰. 容差分析在舵机采样控制电路中的应用[J]. 电子设计工程, 2012, 20(10): 81-83.  
 [10] 张晓龙, 殷希梅, 朱平安. 一种简易制导炸弹舵机控制系统[J]. 兵工自动化, 2015, 34(6): 75-78.  
 Military Aerospace, 2007, 61(5): 17-22.  
 [7] Lockheed Martin. C2BMC, the centerpiece of the ballistic missile defense system[R]. Lockheed Martin, 2008. 2. 26, Public Release: 08-MDA-3299.  
 [8] Booz Allen & Hamilton. A statement of operational needs on the operational concept and capabilities of the ballistic missile defense system, command and control, battle management, and communications (C<sup>2</sup>BMC) Element[R]. U. S. Strategic Command, JFCC- IMD, 2006. 6.  
 [9] Roosevelt T A. Lockheed Martin prepare for C2BMC improvements[EB/OL]. [2011-10-12]. [http://findarticles.com/p/articles/mi\\_6712/is\\_56\\_249/ai\\_n57336351](http://findarticles.com/p/articles/mi_6712/is_56_249/ai_n57336351).  
 [10] MDA U S. Missile Defense Agency accomplishments throughout 2007[EB/OL]. 2008. 1. 14, 08-NEWS-0002: 1-4. <http://www.mda.mil>.  
 [11] Missile Defense Agency. RDT&E. DW /04 advanced component development and prototypes (ACD&P):0603896CRMD C2BMC[EB/OL]. [2011-10-12]. <http://www.dtic.mil/descriptivesum/Y2012/MDA/stamped/0603896c-4-pb-2012.pdf>.  
 [12] The Office of the Director, Director, Operational Test & Evaluation. Director, operational test & evaluation FY2009 annual report[R]. Washington, Office of the Director, Director, Operational Test & Evaluation 2010.