



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 103661934 B

(45) 授权公告日 2015. 12. 09

(21) 申请号 201310577960. X

US 6390571 B1, 2002. 05. 21, 全文.

(22) 申请日 2013. 11. 15

赵鹏涛等.《无人机全电刹车系统的建模与仿真研究》.《计算机仿真》.2007, 第 24 卷(第 10 期), 第 82-85 页、第 106 页.

(73) 专利权人 西安航空制动科技有限公司

地址 710075 陕西省西安市高新区科技七路
5 号

审查员 郑硕

(72) 发明人 张仲康 刘劲松 王波

(74) 专利代理机构 西北工业大学专利中心
61204

代理人 王鲜凯

(51) Int. Cl.

B64C 25/46(2006. 01)

(56) 对比文件

CN 102135775 A, 2011. 07. 27, 全文.

CN 102592007 A, 2012. 07. 18, 全文.

CN 103158868 A, 2013. 06. 19, 全文.

US 2010/0063703 A1, 2010. 03. 11, 全文.

权利要求书2页 说明书6页

(54) 发明名称

基于双模控制的无人飞机防滑刹车控制方法

(57) 摘要

本发明公开了一种基于双模控制的无人飞机防滑刹车控制方法,用于解决现有无人飞机防滑刹车控制方法安全性差的技术问题。技术方案是确定系统状态、响应对象、输出电流和液压锁状态,向飞行控制计算机发送状态信息。该方法用于攻击型无人飞机试样研制阶段进行试验或数据采集,降低风险,提高了无人飞机的安全性。在攻击型无人飞机作战时电磁环境受到敌方干扰,无人作战系统不再受控,这时自动启动飞行员控制防滑刹车系统。基于双模控制的无人飞机防滑刹车系统也适用于有座舱的其它类型飞机进行自动起降制动。

1. 一种基于双模控制的无人飞机防滑刹车控制方法,其特征在于包括以下步骤:

步骤一,确定系统状态;

通过机内检测 BIT 进行故障检测,确保刹车系统无故障;

步骤二,确定响应对象;

根据来自飞行控制计算机的通讯信息设置通信标志,通讯链路故障或同步字、帧长度、校验和中至少一个错误,设置通信链路标志 D0 为 0,否则设置通信链路标志 D0 为 1;根据优先级设置通信控制标志,通信控制标志由飞行控制计算机或由飞行员操作控制;飞行员控制优先,设置通信控制标志 D1 为 0,否则设置通信控制标志 D1 为 1;逻辑响应如下:

如果 D0 为 0 且 D1 为 0,响应对象为飞行控制计算机,左刹车量 V_L 大小来自左刹车指令传感器输出量 V_{SL} ,右刹车量 V_R 大小来自右刹车指令传感器输出量 V_{SR} ,所述刹车量是指确定刹车力大小的刹车控制量;

如果 D0 为 1 且 D1 为 0,响应对象为飞行员,左刹车量 V_L 大小来自左刹车指令传感器输出量 V_{SL} ,右刹车量 V_R 大小来自右刹车指令传感器输出量 V_{SR} ;

如果 D0 为 0 且 D1 为 1,响应对象为飞行员,左刹车量 V_L 大小来自左刹车指令传感器输出量 V_{SL} ,右刹车量 V_R 大小来自右刹车指令传感器输出量 V_{SR} ;

如果 D0 为 1 且 D1 为 1,响应对象为飞行控制计算机,左刹车量 V_L 大小来自飞行控制计算机发送的数据帧中的左刹车指令数据字 $UART_L$,右刹车量 V_R 大小来自飞行控制计算机发送的数据帧中的右刹车指令数据字 $UART_R$;

响应对象逻辑切换如下:

1) 由 D0 为 1 且 D1 为 1 切换为

D0 为 1 且 D1 为 0 或

D0 为 0 且 D1 为 1 或

D0 为 0 且 D1 为 0 延时 200ms 响应飞行员;在延时的 200ms 内保持飞行控制计算机最后控制指令状态;

2) 由 D0 为 1 且 D1 为 0 或

D0 为 0 且 D1 为 1 或

D0 为 0 且 D1 为 0 切换为

D0 为 1 且 D1 为 1 延时 20ms 响应飞行控制计算机;在延时的 20ms 内保持飞行员最后控制指令状态;

3) 在 D0 为 1 且 D1 为 0 或

D0 为 0 且 D1 为 1 或

D0 为 0 且 D1 为 0 之间切换,响应对象不切换;

响应为飞行员时,若无飞行员控制,则延时 5s 进入自主刹车状态;进入自主刹车状态后,若飞行员恢复控制,自主刹车状态延时 20ms 被飞行员解除;

所述“自主刹车状态”是指由刹车系统的控制器自动给定刹车量对飞机实施刹车的状态,自动给定刹车量为飞行员或飞行控制计算机给定刹车量最大值的 70%;

步骤三,确定输出电流;

将响应输出的左刹车量 V_L 转换为左刹车电流 I_{LC} ;

将响应输出的右刹车量 V_R 转换为右刹车电流 I_{RC} ;

根据左、右机轮速度计算出防滑电流 I_{LF} , I_{RF} , 最终左、右输出电流 I_L , I_R 计算如下:

$$I_L = I_{LC} + I_{LF} \quad (1)$$

$$I_{L \text{ MIN}} = a \text{ mA}, I_{L \text{ MAX}} = b \text{ mA}$$

$$I_R = I_{RC} + I_{RF} \quad (2)$$

$$I_{R \text{ MIN}} = a \text{ mA}, I_{R \text{ MAX}} = b \text{ mA}$$

式中, a, b 为常量, $|I_{LF}| \leq I_{LC}$, $|I_{RF}| \leq I_{LC}$;

步骤四, 确定液压锁状态;

开液压锁逻辑响应如下:

如果 $V_L \geq c$, $V_R < c$, 开液压锁, 输出压力;

如果 $V_R \geq c$, $V_L < c$, 开液压锁, 输出压力;

如果 $V_L \geq c$, $V_R \geq c$, 开液压锁, 输出压力;

如果 $V_L < c$, $V_R < c$, 关液压锁, 不输出压力;

式中, c 为常量, 具体为刹车指令传感器输出量或飞行控制计算机发送的数据帧中的刹车指令数据字经转换计算后的开液压锁内存常量;

步骤五, 向飞行控制计算机发送状态信息;

数据字 1: 左通道 BIT 检测结果;

数据字 2: 右通道 BIT 检测结果;

数据字 3: 左机轮速度;

数据字 4: 右机轮速度;

数据字 5: 左输出电流 I_L ;

数据字 6: 右输出电流 I_R ;

数据字 7: 输出电流的响应对象;

所述输出电流的响应对象是指控制当前刹车输出电流的来源为飞行员还是飞行控制计算机;

当通讯链路出现故障时, 飞行计算机判定通讯链路出现故障, 延时 200ms 停止发送控制指令; 在延时的 200ms 内保持飞行控制计算机最后控制指令状态; 当通讯链路恢复正常时, 在 20ms 内恢复发送控制指令。

基于双模控制的无人飞机防滑刹车控制方法

技术领域

[0001] 本发明涉及一种无人飞机防滑刹车控制方法,特别涉及一种基于双模控制的无人飞机防滑刹车控制方法。

背景技术

[0002] 侦察型无人飞机,如美国“全球鹰”只有单一的着陆刹车控制模式,这种飞机由于体积小等原因,无法实现防滑刹车双模控制。攻击型无人飞机在外形上与普通的有人飞机相似,可以实现双模控制,但目前的攻击型无人飞机未提出基于双模控制的防滑刹车方法。攻击型无人飞机具有重量大、成本高的特点。防滑刹车控制系统在起飞、着陆过程中防滑刹车系统至关重要,因此,防滑刹车系统是否可靠,直接影响飞机的安全性。

[0003] 常规无人飞机要么没有防滑刹车系统(主要是一些小型侦察型无人飞机),要么只有单一接收飞行控制计算机进行控制的防滑刹车控制系统,不具备双模控制进行防滑刹车功能及特点。

[0004] 文献“无人机全电刹车系统设计《科学技术与工程》2007年20期”公开了一种无人机全电刹车系统设计方法,提出了基于飞控进行防滑刹车的控制方法,未进行双模控制设计。

[0005] 常规攻击型无人飞机的防滑刹车系统执行部件由防滑刹车控制盒、机轮速度传感器、电液压力伺服阀和电磁液压锁(或电机驱动控制器和电机)组成。基本的工作原理为:防滑刹车控制盒接收来自飞行控制计算机的刹车控制信号,分别进行停机刹车、收起落架刹车和正常着陆指令刹车。当刹车控制信号为停机刹车或收起落架刹车控制信号时,防滑刹车控制盒输出相应的定值刹车控制电流给电液压力伺服阀,电液压力伺服阀输出相应液压压力控制刹车。在输出控制电流时,电磁液压锁被同时打开。当刹车控制信号为正常着陆指令刹车控制信号时,防滑刹车控制盒输出正比于正常着陆指令刹车控制信号的刹车控制电流给电液压力伺服阀,电液压力伺服阀输出相应液压压力控制刹车。在输出控制电流时,电磁液压锁被同时打开。所述“正常着陆指令刹车控制信号”是指飞机着陆刹车过程中,由飞行控制计算机发出的控制刹车力大小的控制信号。

[0006] 常规攻击型无人飞机的防滑刹车系统实现了无人飞机的防滑刹车功能,但该方法过于单一,存在以下缺点:

[0007] 1. 控制方法单一,抗干扰能力差;

[0008] 2. 有些现场数据无法获得;

[0009] 3. 试样阶段风险系数高,成本高;

[0010] 经检索“中国期刊全文数据库”论文数据库有《一种飞机防滑刹车系统》、《无人机全电刹车系统设计》等文章中出现单一刹车系统等概念。

发明内容

[0011] 为了克服现有无人飞机防滑刹车控制方法安全性差的不足,本发明提供一种基于

双模控制的无人机防滑刹车控制方法。该方法通过确定系统状态、响应对象、输出电流和液压锁状态,向飞行控制计算机发送状态信息。该方法用于攻击型无人机试样研制阶段进行试验或数据采集,降低风险,可以提高无人机的安全性。在攻击型无人机作战时电磁环境受到敌方干扰,无人作战系统不再受控,这时自动启动飞行员控制防滑刹车系统。基于双模控制的无人机防滑刹车系统也适用于有座舱的其它类型飞机进行自动起降制动。

[0012] 本发明解决其技术问题所采用的技术方案是:一种基于双模控制的无人机防滑刹车控制方法,其特点是包括以下步骤:

[0013] 步骤一,确定系统状态。

[0014] 通过机内检测 BIT 进行故障检测,确保刹车系统无故障;

[0015] 步骤二,确定响应对象。

[0016] 根据来自飞行控制计算机的通讯信息设置通信标志,通讯链路故障或同步字、帧长度、校验和中至少一个错误,设置通信链路标志 D0 为 0,否则设置通信链路标志 D0 为 1。根据优先级设置通信控制标志,通信控制标志由飞行控制计算机或由飞行员操作控制。飞行员控制优先,设置通信控制标志 D1 为 0,否则设置通信控制标志 D1 为 1。逻辑响应如下:

[0017] 如果 D0 为 0 且 D1 为 0,响应对象为飞行员,左刹车量 V_L 大小来自左刹车指令传感器输出量 V_{SL} ,右刹车量 V_R 大小来自右刹车指令传感器输出量 V_{SR} ,所述刹车量是指确定刹车力大小的刹车控制量;

[0018] 如果 D0 为 1 且 D1 为 0,响应对象为飞行员,左刹车量 V_L 大小来自左刹车指令传感器输出量 V_{SL} ,右刹车量 V_R 大小来自右刹车指令传感器输出量 V_{SR} ;

[0019] 如果 D0 为 0 且 D1 为 1,响应对象为飞行员,左刹车量 V_L 大小来自左刹车指令传感器输出量 V_{SL} ,右刹车量 V_R 大小来自右刹车指令传感器输出量 V_{SR} ;

[0020] 如果 D0 为 1 且 D1 为 1,响应对象为飞行控制计算机,左刹车量 V_L 大小来自飞行控制计算机发送的数据帧中的左刹车指令数据字 $UART_L$,右刹车量 V_R 大小来自飞行控制计算机发送的数据帧中的右刹车指令数据字 $UART_R$ 。

[0021] 响应对象逻辑切换如下:

[0022] 1) 由 D0 为 1 且 D1 为 1 切换为

[0023] D0 为 1 且 D1 为 0 或

[0024] D0 为 0 且 D1 为 1 或

[0025] D0 为 0 且 D1 为 0 延时 200ms 响应飞行员。在延时的 200ms 内保持飞行控制计算机最后控制指令状态;

[0026] 2) 由 D0 为 1 且 D1 为 0 或

[0027] D0 为 0 且 D1 为 1 或

[0028] D0 为 0 且 D1 为 0 切换为

[0029] D0 为 1 且 D1 为 1 延时 20ms 响应飞行控制计算机。在延时的 20ms 内保持飞行员最后控制指令状态;

[0030] 3) 在 D0 为 1 且 D1 为 0 或

[0031] D0 为 0 且 D1 为 1 或

[0032] D0 为 0 且 D1 为 0 之间切换,响应对象不切换。

[0033] 响应为飞行员时,若无飞行员控制,则延时 5s 进入自主刹车状态。进入自主刹车

状态后,若飞行员恢复控制,自主刹车状态延时 20ms 被飞行员解除。

[0034] 所述“自主刹车状态”是指由刹车系统的控制器自动给定刹车量对飞机实施刹车的状态,自动给定刹车量为飞行员或飞行控制计算机给定刹车量最大值的 70%。

[0035] 步骤三,确定输出电流。

[0036] 将响应输出的左刹车量 V_L 转换为左刹车电流 I_{LC} ;

[0037] 将响应输出的右刹车量 V_R 转换为右刹车电流 I_{RC} ;

[0038] 根据左、右机轮速度计算出防滑电流 I_{LF} , I_{RF} , 最终左、右输出电流 I_L , I_R 计算如下:

$$[0039] \quad I_L = I_{LC} + I_{LF} \quad (1)$$

$$[0040] \quad I_{L\text{ MIN}} = a \text{ mA}, I_{L\text{ MAX}} = b \text{ mA}$$

$$[0041] \quad I_R = I_{RC} + I_{RF} \quad (2)$$

$$[0042] \quad I_{R\text{ MIN}} = a \text{ mA}, I_{R\text{ MAX}} = b \text{ mA}$$

[0043] 式中, a, b 为常量, $I_{LF} I \leq I_{LC}$, $I_{RF} I \leq I_{RC}$ 。

[0044] 步骤四,确定液压锁状态。

[0045] 开液压锁逻辑响应如下:

[0046] 如果 $V_L \geq c$, $V_R < c$, 开液压锁, 输出压力;

[0047] 如果 $V_R \geq c$, $V_L < c$, 开液压锁, 输出压力;

[0048] 如果 $V_L \geq c$, $V_R \geq c$, 开液压锁, 输出压力;

[0049] 如果 $V_L < c$, $V_R < c$, 关液压锁, 不输出压力。

[0050] 式中, c 为常量, 具体为刹车指令传感器输出量或飞行控制计算机发送的数据帧中的刹车指令数据字经转换计算后的开液压锁内存常量。

[0051] 步骤五, 向飞行控制计算机发送状态信息。

[0052] 数据字 1: 左通道 BIT 检测结果;

[0053] 数据字 2: 右通道 BIT 检测结果;

[0054] 数据字 3: 左机轮速度;

[0055] 数据字 4: 右机轮速度;

[0056] 数据字 5: 左输出电流 I_L ;

[0057] 数据字 6: 右输出电流 I_R ;

[0058] 数据字 7: 输出电流的响应对象。

[0059] 所述输出电流的响应对象是指控制当前刹车输出电流的来源为飞行员还是飞行控制计算机。

[0060] 当通讯链路出现故障时, 飞行计算机判定通讯链路出现故障, 延时 200ms 停止发送控制指令。在延时的 200ms 内保持飞行控制计算机最后控制指令状态。当通讯链路恢复正常时, 在 20ms 内恢复发送控制指令。

[0061] 本发明的有益效果是: 该方法通过确定系统状态、响应对象、输出电流和液压锁状态, 向飞行控制计算机发送状态信息。该方法用于攻击型无人机试样研制阶段进行试验或数据采集, 降低风险, 提高了无人机的安全性。在攻击型无人机作战时电磁环境受到敌方干扰, 无人作战系统不再受控, 这时自动启动飞行员控制防滑刹车系统。基于双模控制的无人机防滑刹车系统也适用于有座舱的其它类型飞机进行自动起降制动。

[0062] 本发明双模控制的无人机防滑刹车控制方法与背景技术方法效果对比见表 1。

[0063] 表 1 本发明控制方法与背景技术方法效果对比表

[0064]

项目描述	常规控制方法	本发明控制方法	效果来源
是否具有两种非相似控制模式。	不具有	具有	一种是由飞行员控制该防滑刹车系统,另一种是由飞行控制计算机控制该防滑刹车系统。
能否进行有人控制与无人控制切换。	不可以	可以	识别响应对象。
在研制阶段,能否进行空中监控,并纠正错误过程,规避风险,降低成本。	不可以	可以	飞行员进行空中监控,必要时中断飞行控制计算机的缺陷控制。
飞机电磁环境受到破坏后,能否保证出勤。	不可以	可以	飞行员直接中断飞行控制计算机控制。
能否适用于有人飞机进行自动起降。	不可以	可以	切换至飞行控制计算机控制。

[0065] 总之,本发明的双模控制的无人机防滑刹车控制方法,能够使用两种非相似控制模式,且可以自由切换,高效、安全的完成无人机起降任务。

[0066] 以下结合具体实施方式详细说明本发明。

具体实施方式

[0067] 本实施例是一种双模控制的无人机防滑刹车控制方法,使用改方法的防滑刹车系统采用常规的电传防滑刹车系统或常规的全电防滑刹车系统。以下实施例基于电传防滑刹车系统。

[0068] 本实施例包括以下步骤:

[0069] 步骤一,确定系统状态。

[0070] 由防滑刹车控制盒发出 BIT 故障检测信号,系统刹车部件响应 BIT 故障检测信号并产生反馈信号,防滑刹车控制盒接收反馈信号,测定 BIT 检测结果左通道为: #00H (无故障),右通道为: #00H (无故障)。

[0071] 步骤二,确定响应对象。

[0072] 正常“同步字: #0EBH”、“帧长度: #06H”、“校验和: #80H”【置“数据字”UART_L: # 40H (对应输出左刹车量 V_L: #40H)、“数据字”UART_R: # 40H (对应输出右刹车量 V_L: #40H)时正确“校验和”】;

[0073] 输入左刹车指令传感器输出量 V_{SL} = 3.8VAC (对应输出左刹车量 V_L: #9BH), 输入右刹车指令传感器输出量 V_{SR} = 3.8VAC (对应输出右刹车量 V_L: #9BH)。

[0074] 1) 分别预先断开通讯电缆(设置通讯链路故障),预先设置“同步字: #0E0H”,预先

设置“帧长度 :#05H”,预先设置“校验和 :#81H”,进行以下工作 :

[0075] 设置通信控制标志 D1 为“0”,响应输出左刹车量 V_L :#9BH,响应输出右刹车量 V_R :#9BH ;

[0076] 设置通信控制标志 D1 为“1”,响应输出左刹车量 V_L :#9BH,响应输出右刹车量 V_R :#9BH。

[0077] 2) 预先连接通讯电缆,设置“同步字 :#0EBH”,设置“帧长度 :#06H”,设置“校验和 :#80H”,进行以下工作 :

[0078] 设置通信控制标志 D1 为“0”,响应输出左刹车量 V_L :#9BH,响应输出右刹车量 V_R :#9BH ;

[0079] 设置通信控制标志 D1 为“1”,响应输出左刹车量 V_L :#40H,响应输出右刹车量 V_R :#40H。

[0080] 3) 预先连接通讯电缆,设置“同步字 :#0EBH”,设置“帧长度 :#06H”,设置“校验和 :#80H”,设置通信控制标志 D1 为“1”,进行以下工作,工作过程中系统不重新启动。以下过程设置“帧长度”或设置“校验和”与设置“同步字”具有相同的结果 :

[0081] ①响应输出左刹车量 V_L :#40H,响应输出右刹车量 V_R :#40H。

[0082] ②工作过程中,设置通信控制标志 D1 为“0”,延时 200ms,响应输出左刹车量 V_L :#9BH,响应输出右刹车量 V_R :#9BH。在延时的 200ms 内响应输出左刹车量 V_L :#40H,响应输出右刹车量 V_R :#40H。

[0083] ③工作过程中,恢复设置通信控制标志 D1 为“1”,延时 20ms,响应输出左刹车量 V_L :#40H,响应输出右刹车量 V_R :#40H。在延时的 20ms 内响应输出左刹车量 V_L :#9BH,响应输出右刹车量 V_R :#9BH。

[0084] ④工作过程中,设置“同步字 :#0E0H”,延时 200ms,响应输出左刹车量 V_L :#9BH,响应输出右刹车量 V_R :#9BH。在延时的 200ms 内响应输出左刹车量 V_L :#40H,响应输出右刹车量 V_R :#40H。

[0085] ⑤工作过程中,恢复设置“同步字 :#0EBH”,延时 20ms,响应输出左刹车量 V_L :#40H,响应输出右刹车量 V_R :#40H。在延时的 20ms 内响应输出左刹车量 V_L :#9BH,响应输出右刹车量 V_R :#9BH。

[0086] ⑥工作过程中,设置“同步字 :#0E0H”且设置通信控制标志 D1 为“0”,延时 200ms,响应输出左刹车量 V_L :#9BH,响应输出右刹车量 V_R :#9BH。在延时的 200ms 内响应输出左刹车量 V_L :#40H,响应输出右刹车量 V_R :#40H。

[0087] ⑦工作过程中,恢复设置通信控制标志 D1 为“1”且“同步字 :#0EBH”,延时 20ms,响应输出左刹车量 V_L :#40H,响应输出右刹车量 V_R :#40H。在延时的 20ms 内响应输出左刹车量 V_L :#9BH,响应输出右刹车量 V_R :#9BH。

[0088] ⑧工作过程中,重复上述第②项设置后,响应输出左刹车量 V_L :#9BH,响应输出右刹车量 V_R :#9BH ;设置“同步字 :#0E0H”,响应输出左刹车量 V_L :#9BH,响应输出右刹车量 V_R :#9BH ;设置通信控制标志 D1 为“1”,响应输出左刹车量 V_L :#9BH,响应输出右刹车量 V_R :#9BH ;设置“同步字 :#0EBH”且设置通信控制标志 D1 为“0”,响应输出左刹车量 V_L :#9BH,响应输出右刹车量 V_R :#9BH ;设置“同步字 :#0E0H”且设置通信控制标志 D1 为“1”,响应输出左刹车量 V_L :#9BH,响应输出右刹车量 V_R :#9BH。

- [0089] 步骤三,确定输出电流。
- [0090] 将左刹车量 V_L :#00H ~ #9BH,响应输出左刹车电流 I_{LC} 为 (0 ~ 7.5)mA ;将右刹车量 V_R :#00H ~ #9BH,响应输出右刹车电流 I_{RC} 为 (0 ~ 7.5)mA。
- [0091] 根据左、右机轮状态计算出防滑电流 I_{LF} , I_{RF} 为— (0 ~ 7.5)mA。
- [0092] 测定 $I_{L\ MIN}=0mA$, $I_{L\ MAX}=7.5mA$ 。
- [0093] 测定 $I_{R\ MIN}=0mA$, $I_{R\ MAX}=7.5mA$ 。
- [0094] 步骤四,确定液压锁状态。
- [0095] 设置开液压锁常量 d 为 #09H。
- [0096] 测定开液压锁逻辑响应如下:
- [0097] 如果 $V_L \geq \#09H$, $V_R < \#09H$,开液压锁,输出压力。
- [0098] 如果 $V_R \geq \#09H$, $V_L < \#09H$,开液压锁,输出压力。
- [0099] 如果 $V_L \geq \#09H$, $V_R \geq \#09H$,开液压锁,输出压力。
- [0100] 如果 $V_L < \#09H$, $V_R < \#09H$,关液压锁,不输出压力。
- [0101] 步骤五,向飞行控制计算机发送状态信息。
- [0102] 设置正常“同步字 :#0EBH”、“帧长度 :#06H”、“校验和 :#80H”【置“数据字”UART_L: # 40H (对应输出左刹车量 V_L :#40H)、“数据字”UART_R: # 9BH (对应输出右刹车量 V_L :#9BH) 时正确“校验和”】,设置通信控制标志 D1 为“1”。
- [0103] 输入左刹车指令传感器输出量 $V_{SL} = 3.8VAC$ (对应输出左刹车量 V_L :#9BH),输入右刹车指令传感器输出量 $V_{SR} = 3.8VAC$ (对应输出右刹车量 V_L :#9BH)。
- [0104] 刹车系统向飞行控制计算机发送状态信息如下:
- [0105] 数据字 1 :#00H (BIT 检测结果左通道);
- [0106] 数据字 2 :#00H (BIT 检测结果右通道);
- [0107] 数据字 3 :#4DH (对应左机轮速度 230km/h);
- [0108] 数据字 4 :#4DH (对应右机轮速度 230km/h);
- [0109] 数据字 5 :#87H (对应左刹车 $I_L=7.5mA$);
- [0110] 数据字 6 :#87H (对应右刹车 $I_R=7.5mA$);
- [0111] 数据字 7 :#01H (“输出电流的响应对象”为“飞行控制计算机”)
- [0112] 本实施例中,通过对各参数变化,测定本发明的效果,结果与预期一致,达到了对无人机防滑刹车系统进行双模控制的目标。