



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 102602382 A

(43) 申请公布日 2012.07.25

(21) 申请号 201110093718.6

(22) 申请日 2011.04.14

(71) 申请人 中南大学

地址 410083 湖南省长沙市岳麓区麓山南路  
932 号

申请人 长沙鑫航机轮刹车有限公司

(72) 发明人 刘文胜 吴华伟 黄伟明 胡春凯  
丁晓力

(74) 专利代理机构 长沙市融智专利事务所  
43114

代理人 黄美成

(51) Int. Cl.

B60T 8/60(2006.01)

权利要求书 2 页 说明书 6 页 附图 3 页

(54) 发明名称

一种飞机防滑刹车控制器

(57) 摘要

本发明公开了一种飞机防滑刹车控制器,包括负责防滑刹车主功能的主控装置、负责检测通信辅助功能的辅控装置、电源处理单元、双机通讯单元。主控装置采集刹车指令信号和机轮轮速信号,根据防滑信号和飞行员座舱开关选择操作,自动调节刹车制动压力,实现飞机安全、平稳、高效制动,同时以语音或灯光的方式告警。辅控装置实现对防滑刹车控制器及防滑刹车系统各部件的状态监控,与主控装置协调并行工作。本发明能有效地提高防滑刹车系统响应时间和控制精度,降低系统虚警率,提高系统的测试性、维修性、安全性和可靠性。

1. 一种飞机防滑刹车控制器,其特征在于,包括负责防滑刹车主功能的主控装置、负责检测通信辅助功能的辅控装置、电源处理单元、双机通讯单元;

所述主控装置包括主微处理器、刹车指令调理单元、轮速信号调理单元、座舱开关信号调理单元、控制信号输出调理单元以及告警调理单元,所述刹车指令调理单元、轮速信号调理单元、座舱开关信号调理单元、电源处理单元与所述主微处理器连接,所述主微处理器与所述控制信号输出调理单元输入端和告警调理单元输入端连接;

所述辅控装置包括辅微处理器和信号检测单元,所述信号检测单元与所述辅微处理器之间双向连接;所述电源处理单元与所述辅微处理器的电源输入端相接;

所述主微处理器与所述辅微处理器通过所述双机通讯单元通信连接。

2. 根据权利要求 1 所述的飞机防滑刹车控制器,其特征在于,所述信号检测单元由刹车指令检测单元、速度检测单元、电源检测单元、控制信号输出检测单元组成;

所述的刹车指令调理单元用于将刹车指令传感器传递的飞行员脚蹬刹车信号调理成主微处理器所能识别的电压信号;

轮速信号调理单元用于将机轮速度传感器传递的机轮转速信号调理成主微处理器所能识别的电压信号;

所述的座舱开关信号调理单元用于获取飞行员的刹车操作类型,所述的刹车操作类型包括停机刹车、起落架收上刹车和无防滑刹车;

控制信号输出调理单元用于将主微处理器输出的刹车综合制动信号  $I_0$  数字量调理成刹车执行机构电液压力伺服阀能识别的模拟量电流信号;

告警调理单元用于将主微处理器输出的告警信号调理成可以驱动语音或灯光设备的电信号,实现高低电平量到模拟量的装换。

3. 根据权利要求 2 所述的飞机防滑刹车控制器,其特征在于,

刹车指令检测单元用于将刹车指令传感器的输出信号转换成刹车指令数字信号并输出到辅微处理器中,并将刹车指令数字信号  $x_1$  与设置的门限  $[0, A]$ 、 $[80, AA]$ 、 $[C8, FF]$  进行比较,当  $0H \leq x_1 \leq 0AH$  时,判定为短路故障;当  $80H \leq x_1 \leq 0AAH$  时,判定为传感器正常;当  $0C8H \leq x_1 \leq 0FFH$  时,判定为开路故障;

速度检测单元通过频压转换及 AD 采集电路采集速度传感器的输出信号,形成速度数字信号输出到辅微处理器,并将速度数字信号  $x_2$  与的门限  $[0, 8]$ 、 $[50, 78]$ 、 $[A0, FF]$  进行比较;当  $0H \leq x_2 \leq 8H$  时,判定为速度传感器短路故障;当  $50H \leq x_2 \leq 78H$  时,判定为速度传感器正常;当  $0A0H \leq x_2 \leq 0FFH$  时,判定为速度传感器开路故障;

电源检测单元通过分压电路及 AD 转换电路检测系统电源处于欠压故障、正常或过压故障状态;

控制信号输出检测单元采集刹车执行机构伺服阀的输出信号并转化成伺服阀数字信号并输出到辅微处理器,并将伺服阀数字信号  $x_3$  与设置的门限  $[0, 6]$ 、 $[1E, 46]$ 、 $[70, FF]$  进行比较,来实现伺服阀的短路故障、正常、开路故障等状态检测;当  $0H \leq x_3 \leq 06H$  时,判定为伺服阀短路故障;当  $01EH \leq x_3 \leq 46H$  时,判定为伺服阀正常;当  $70H \leq x_3 \leq 0FFH$  时,判定为伺服阀开路故障。

4. 根据权利要求 3 所述的飞机防滑刹车控制器,其特征在于,主微处理器还包括用于根据实际刹车信号  $I_B$ 、 $I_F$  和刹车类型  $B_T$  计算出飞机刹车制动信号  $I_0$  的综合输出单元; $I_0$  为

十六进制数值型参数：

$$I_O = \begin{cases} I_B - I_F - 9 & B_T \text{为正常时} \\ I_B & B_T \text{为无防滑刹车时} \\ 30H & B_T \text{为起落架收上止转刹车;} \\ 0FFH, & B_T \text{为停机刹车} \end{cases}$$

其中,  $I_B = K_0 * I_T$ ,  $K_0$  为控制参数,  $I_T$  为刹车指令信号, 当  $S/Sa \leq 10\%$ ,  $I_T = 125 * (S/Sa)$ , 当  $10\% < S/Sa \leq 100\%$  时,  $I_T = 264 * (S/Sa) - 14$ ;

防滑信号  $I_F = \min \{I_B, k_1 * (V_R - V_k)\}$ , 其中  $k_1$  为内控参数,  $V_k$  为  $k$  时刻机轮实时速度, 飞机参考速度  $V_R = \min \{V_k, \max \{V_{k-1} - at, V_k / (1 - \lambda_p)\}\}$ , 其中,  $a$  为预期减速率, 取值为  $2.5 \sim 3.5 \text{m/s}^2$ ;  $t$  为控制周期, 取值为  $10\text{ms}$ ;  $\lambda_p$  为最佳滑移率;  $V_{k-1}$  为  $k$  时刻的前一时刻的机轮实时速度;

$B_T$  为刹车操作类型, 刹车操作类型包括正常刹车、停机刹车、起落架收上止转刹车、无防滑刹车。

5. 根据权利要求 1 所述的飞机防滑刹车控制器, 其特征在于, 辅微处理器的多个输出端口作为系统故障标识位输出端口, 系统故障标识位输出端口与主微处理器相接。

6. 根据权利要求 1-5 任一项所述的飞机防滑刹车控制器, 其特征在于, 所述双机通讯单元由主微处理器串口通讯单元和辅微处理器串口通讯单元组成。

7. 根据权利要求 6 所述的飞机防滑刹车控制器, 其特征在于, 所述主微处理器串口通讯单元和辅微处理器串口通讯单元均采用 MAX485 芯片。

## 一种飞机防滑刹车控制器

### 技术领域

[0001] 本发明属于飞机防滑刹车控制领域,涉及一种飞机防滑刹车控制器。

### 背景技术

[0002] 随着社会发展,人们对飞机的安全性、可靠性、测试性、维修性、舒适性等方面要求越来越高。刹车系统是飞机的重要系统,现代飞机基本采用电子式或数字式电传防滑刹车控制系统,控制器是刹车系统核心部件,负责整个飞机刹车制动过程,及刹车系统各附件的状态监控,对飞机安全起着重要作用。

[0003] 目前,现有的控制器由于采用单片微处理器(MCU)的控制模式,防滑刹车主功能和检测等辅功能通过一个MCU来分时实现,存在以下弊端:

[0004] 1. 防滑刹车主功能和检测等辅功能经常抢占CPU及内存资源,影响系统控制响应时间和采样精度。

[0005] 2. 检测算法简单、诊断能力差、虚警率高。由于飞机整个制动过程只有20秒左右,对实时性要求特别高,为保证防滑刹车主功能,通常会牺牲检测等功能,从而影响了系统的测试诊断的可信度。

### 发明内容

[0006] 本发明所要解决的技术问题是提出一种飞机防滑刹车控制器,具有双微处理器MCU,分别控制防滑刹车主功能和检测辅助功能,能有效的提高防滑刹车系统响应时间和控制精度,降低系统虚警率,提高系统的测试性、维修性、安全性和可靠性。

[0007] 本发明的技术方案如下:

[0008] 一种飞机防滑刹车控制器,包括负责防滑刹车主功能的主控装置、负责检测通信辅助功能的辅控装置、电源处理单元、双机通讯单元;

[0009] 所述主控装置包括主微处理器、刹车指令调理单元、轮速信号调理单元、座舱开关信号调理单元、控制信号输出调理单元以及告警调理单元,所述刹车指令调理单元、轮速信号调理单元、座舱开关信号调理单元、电源处理单元与所述主微处理器连接,所述主微处理器与所述控制信号输出调理单元输入端和告警调理单元输入端连接;

[0010] 所述辅控装置包括辅微处理器和信号检测单元,所述信号检测单元与所述辅微处理器之间双向连接;所述电源处理单元与所述辅微处理器的电源输入端相接;

[0011] 所述主微处理器与所述辅微处理器通过所述双机通讯单元通信连接。

[0012] 所述信号检测单元由刹车指令检测单元、速度检测单元、电源检测单元、控制信号输出检测单元组成;

[0013] 所述的刹车指令调理单元用于将刹车指令传感器传递的飞行员脚蹬刹车信号调理成主微处理器所能识别的电压信号;

[0014] 轮速信号调理单元用于将机轮速度传感器传递的机轮转速信号调理成主微处理器所能识别的电压信号;

[0015] 所述的座舱开关信号调理单元用于获取飞行员的刹车操作类型,所述的刹车操作类型包括停机刹车、起落架收上刹车和无防滑刹车;

[0016] 控制信号输出调理单元用于将主微处理器输出的刹车综合制动信号  $I_0$  数字量调理成刹车执行机构电液压力伺服阀能识别的模拟量电流信号;

[0017] 告警调理单元用于将主微处理器输出的告警信号调理成可以驱动语音或灯光设备的电信号,实现高低电平量到模拟量的装换。【信号检测单元由刹车指令检测单元、速度检测单元、电源检测单元、控制信号输出检测单元的实现均为现有技术】

[0018] 刹车指令检测单元用于将刹车指令传感器的输出信号转换成刹车指令数字信号并输出到辅微处理器中,并将刹车指令数字信号  $x_1$  与设置的门限  $[0, A]$ 、 $[80, AA]$ 、 $[C8, FF]$  进行比较,当  $0H \leq x_1 \leq 0AH$  时,判定为短路故障;当  $80H \leq x_1 \leq 0AAH$  时,判定为传感器正常;当  $0C8H \leq x_1 \leq 0FFH$  时,判定为开路故障;

[0019] 速度检测单元通过通过频压转换及 AD 采集电路采集速度传感器的输出信号,形成速度数字信号输出到辅微处理器,并将速度数字信号  $x_2$  与的门限  $[0, 8]$ 、 $[50, 78]$ 、 $[A0, FF]$  进行比较;当  $0H \leq x_2 \leq 8H$  时,判定为速度传感器短路故障;当  $50H \leq x_2 \leq 78H$  时,判定为速度传感器正常;当  $0A0H \leq x_2 \leq 0FFH$  时,判定为速度传感器开路故障;

[0020] 电源检测单元通过分压电路及 AD 转换电路检测系统电源处于欠压故障、正常或过压故障状态;

[0021] 控制信号输出检测单元采集刹车执行机构伺服阀的输出信号并转化成伺服阀数字信号并输出到辅微处理器,并将伺服阀数字信号  $x_3$  与设置的门限  $[0, 6]$ 、 $[1E, 46]$ 、 $[70, FF]$  进行比较,来实现伺服阀的短路故障、正常、开路故障等状态检测;当  $0H \leq x_3 \leq 06H$  时,判定为伺服阀短路故障;当  $01EH \leq x_3 \leq 46H$  时,判定为伺服阀正常;当  $70H \leq x_3 \leq 0FFH$  时,判定为伺服阀开路故障。

[0022] 主微处理器还包括用于根据实际刹车信号  $I_B$ 、 $I_F$  和刹车类型  $B_T$  计算出飞机刹车制动信号  $I_0$  的综合输出单元; $I_0$  为十六进制数值型参数;

[0023]

$$I_0 = \begin{cases} I_B - I_F - 9 & B_T \text{ 为正常时} \\ I_B & B_T \text{ 为无防滑刹车时} \\ 30H & B_T \text{ 为起落架收上止转刹车;} \\ 0FFH, & B_T \text{ 为停机刹车} \end{cases};$$

[0024] 其中,  $I_B = K_0 * I_1$ ,  $K_0$  为控制参数,  $I_1$  为刹车指令信号,当  $S/Sa \leq 10\%$ ,  $I_1 = 125 * (S/Sa)$ , 当  $10\% < S/Sa \leq 100\%$  时,  $I_1 = 264 * (S/Sa) - 14$ ;

[0025] 防滑信号  $I_F = \min\{I_B, k_1 * (V_R - V_k)\}$ , 其中  $k_1$  为内控参数,  $V_k$  为  $k$  时刻机轮实时速度, 飞机参考速度  $V_R = \min\{V_k, \max\{V_{k-1} - at, V_k / (1 - \lambda_p)\}\}$ , 其中,  $a$  为预期减速率, 取值为  $2.5 \sim 3.5 \text{ m/s}^2$ ;  $t$  为控制周期, 取值为  $10 \text{ ms}$ ;  $V_{k-1}$  为  $k$  时刻的前一时刻的机轮实时速度;

[0026]  $B_T$  为刹车操作类型, 刹车操作类型包括正常刹车、停机刹车、起落架收上止转刹车、无防滑刹车。【通过座舱开关信号处理单元将飞行员的座舱刹车类型(即刹车操作类型)开关量操作, 送入主微处理器, 由主微处理器根据相应的高低电平来确定  $B_T$  的刹车类型; 座舱开关信号处理单元为现有技术】

[0027] 辅微处理器的多个输出端口作为系统故障标识位输出端口, 系统故障标识位输出

端口与主微处理器相接。

[0028] 所述双机通讯单元由主微处理器串口通讯单元和辅微处理器串口通讯单元组成。

[0029] 所述主微处理器串口通讯单元和辅微处理器串口通讯单元均采用 MAX485 芯片。

[0030] 本发明公开了一种飞机防滑刹车控制器,包括负责防滑刹车主功能的主控装置、负责检测通信辅助功能的辅控装置、电源处理单元、双机通讯单元。主控装置采集刹车指令信号和机轮轮速信号,根据防滑信号和飞行员座舱开关选择操作,自动调节刹车制动压力,实现飞机安全、平稳、高效制动,同时以语音或灯光的方式告警。辅控装置实现对防滑刹车控制器及防滑刹车系统各部件的状态监控,与主控装置协调并行工作。

[0031] 有益效果:

[0032] 本发明为一种飞机防滑刹车控制器,是数字式防滑刹车系统,也适用于全电刹车系统。具有以下优点:

[0033] 1. 提高系统响应时间和控制精度。系统的防滑刹车由专门的主 MCU 负责,由于运算能力的提升,专家智能控制算法,模糊神经网络等先进复杂的控制算法得以采用,系统的响应时间和控制精度大大提高,使得整个制动过程更加平稳、安全、可靠;

[0034] 2. 提高系统测试性和维护性。由专门的辅 MCU 负责检测,实现主防滑刹车主功能的并行工作,可精确检测自身及系统的故障,提高系统的自诊断性能和可靠性;

#### 附图说明

[0035] 图 1 为飞机防滑刹车控制器的原理框图;

[0036] 图 2 为信号检测单元结构框图;

[0037] 图 3 为主微处理器与辅微处理器通讯接口示意图;

[0038] 图 4 为主微处理器防滑刹车控制逻辑图;

[0039] 图 5 为防滑刹车控制系统工作流程图。

[0040] 图中的标记为:

[0041] 100- 主微处理器,101- 刹车指令调理单元,102- 轮速信号调理单元,103- 座舱开关信号处理单元,104- 电源处理单元,105- 信号检测单元,106- 辅微处理器,107- 告警调理单元,108- 控制信号输出调理单元,109- 双机通讯单元,201- 刹车指令检测单元,202- 速度检测单元,203- 电源检测单元,204- 控制信号输出检测单元检测单元,301- 主微处理器串口通讯驱动单元,302- 辅微处理器串口通讯驱动单元,401- 刹车综合单元,402- 参考速度单元,403- 防滑综合单元,404- 制动综合输出单元。

#### 具体实施方式

[0042] 以下将结合附图和具体实施例对本发明做进一步详细说明:

[0043] 实施例 1:

[0044] 图 1 所示为本发明控制系统原理框图,该系统由主微处理器,刹车指令调理单元,轮速信号调理单元,座舱开关信号处理单元,电源处理单元,信号检测单元,辅微处理器,告警调理单元,控制信号输出调理单元,双机通讯单元等组成。该控制系统是飞机刹车系统核心部件,负责整个飞机刹车制动过程,及刹车系统各附件的状态监控,对飞机安全起着重要作用。

[0045] 主微处理器负责防滑刹车主要功能,根据刹车指令处理单元和轮速信号单元,通过防滑刹车控制逻辑算法,得出飞机实际刹车信号  $I_B$  和防滑信号  $I_F$ ,根据座舱开关信号调理单元获取飞行员的刹车操作类型  $B_T$  (如停机刹车、起落架收上刹车、无防滑刹车等),由此综合出刹车制动信号  $I_0$ ,输出刹车压力信号,使机轮处于最佳滑动状态(即机轮与地面所能提供的结合力矩利用率最大,而机轮又处于正常边滚边滑的一种状态),实现飞机安全平稳制动,详见后文的防滑刹车控制逻辑分析;并根据辅微处理器送来的检测结果,及自身检测状态,决定系统的运行状态,以判断防滑刹车系统是否出现故障,并将系统故障分成防滑故障(包括机轮速度传感器故障)刹车故障(包括刹车指令传感器、执行机构伺服阀、电源等故障),当出现故障时,控制系统会自动通过告警调理单元发出语音或灯光告警信号,提示飞行员或地面维护人员,防滑刹车系统存在故障,采取相应的应急或解决措施。本发明所采用主控制器为 16 位单片机 80C196KB。

[0046] 辅微处理器通过信号检测单元实现防滑刹车控制器及防滑刹车系统各部件的状态监控,根据主微处理器的指令,向主微处理器发送检测结果,根据检测结果,并将端口 P1.6 ~ P1.7 置为系统故障标识位(其中 P1.7 为防滑故障标识位,有故障时置高电平“1”,正常时为低电平“0”;其中 P1.7 为防滑故障标识位,有故障时置高电平“1”,正常时为低电平“0”),以便主微处理器查询。本发明所采用辅控制器为 8 位单片机 80C51。

[0047] 主微处理器与辅微处理器之间通过双机通讯单元及各自的 P1.4 ~ P1.7 端口,实现主辅机之间的信息共享。其中主 MCU 的 P1.4 ~ P1.7 端口分别与辅 MCU 的 P1.7 ~ P1.4 相连接,实现故障标识的互通。P1.6 和 P1.7 为各自的防滑和刹车故障标识位输出端口,P1.4 和 P1.5 分别为各自读取对方故障标识位输入端口。

[0048] 图 2 为控制系统信号检测单元的结构框图,信号检测单元由刹车指令检测单元,速度检测单元,电源检测单元,控制信号输出检测单元组成。本发明主要是实现部件正常、开路、短路等系统状态的检测。

[0049] 刹车指令检测单元,通过辅微处理器模拟刹车指令(主要通过 80C51 的 P1.2 口,输出一高电平的信号,通过运算放大电路,形成 3V 的刹车模拟信号施加到刹车指令传感器(与本发明相匹配的为差动变压器式位移传感器)两端,然后通过 AD 采集电路再将该刹车指令传感器的输出信号采集到辅微处理器中,然后由采集的数值(十六进制,如设为  $x$ )与设置的门限  $[0, A]$ 、 $[80, AA]$ 、 $[C8, FF]$  进行比较:当  $0H \leq x \leq 0AH$  时,判定为短路故障;当  $80H \leq x \leq 0AAH$  时,判定为传感器正常;当  $0C8H \leq x \leq 0FFH$  时,判定为开路故障。从而实现刹车指令传感器的短路故障、正常、开路故障等状态检测。

[0050] 速度检测单元,通过辅微处理器 80C51 的 P1.3 口,输出一 2000Hz 的方波信号,通过运算放大电路,形成幅值 2V 频率 2000Hz 的轮速模拟信号施加到速度传感器(与本发明相配的速度传感器为永磁无源磁电式速度传感器)输入端,然后通过频压转换及 AD 采集电路再将该轮速模拟信号采集到辅微处理器中,然后由采集的数值(十六进制,如设为  $x$ )设置的门限  $[0, 8]$ 、 $[50, 78]$ 、 $[A0, FF]$  进行比较:当  $0H \leq x \leq 8H$  时,判定为短路故障;当  $50H \leq x \leq 78H$  时,判定为传感器正常;当  $0A0H \leq x \leq 0FFH$  时,判定为开路故障。从而实现速度传感器的短路故障、正常、开路故障等状态检测。

[0051] 电源检测单元,通过电阻分压电路,将系统电压(5V、15V、28V)分出 4V 左右的电压信号,通过 AD 采集电路将该分压后的信号采集到辅微处理器中,由采集值(十六进制,如设

为  $x$ ) 与设置门限  $[0, A6]$ 、 $[B0, E0]$ 、 $[E6, FF]$  来决定电源的欠压故障、正常、过压故障等状态检测:当  $0H \leq x \leq 0A6H$  时,判定为电源欠压故障;当  $0B0H \leq x \leq 0E0H$  时,判定为电源正常;当  $0E6H \leq x \leq 0FFH$  时,判定为电源过压故障。

[0052] 控制信号输出检测单元,通过辅微处理器 80C51 及 DA 输出电路输出一 1V 的电压信号,通过功率放大电路,形成输出模拟信号施加到刹车执行机构伺服阀两端,然后再通过 AD 采集电路将伺服阀输出信号采集到辅微处理器中,然后由采集的数值(十六进制,如设为  $x$ ) 与设置的门限  $[0, 6]$ 、 $[1E, 46]$ 、 $[70, FF]$  进行比较,来实现伺服阀的短路故障、正常、开路故障等状态检测:当  $0H \leq x \leq 06H$  时,判定为伺服阀短路故障;当  $01EH \leq x \leq 46H$  时,判定为伺服阀正常;当  $70H \leq x \leq 0FFH$  时,判定为伺服阀开路故障。

[0053] 图 3 为主辅微处理器间通讯接口示意图,双机通讯单元主要由主微处理器串口通讯单元 301 和辅微处理器串口通讯单元 302 组成。

[0054] 主辅串口通讯单元由芯片 MAX485 及相关附属电路组成,MAX485 的 DI 和 RO 分别与各自 MCU 的 TXD 和 RXD 端口相连。

[0055] 图 4 为主微处理器防滑刹车控制逻辑图,主微处理器根据刹车综合单元得出飞机实际刹车信号  $I_B$ ;参考速度单元计算出飞机参考速度信号  $V_R$ ;防滑综合单元得出防滑信号  $I_F$ ;综合输出单元根据实际刹车信号  $I_B$ 、 $I_F$  和刹车类型  $B_T$  计算出飞机刹车制动信号  $I_0$ ,调节刹车制动压力,实现飞机刹车制动。

[0056] 刹车综合单元根据刹车指令信号  $I_I$  和控制参数  $K_0$ (本发明中取值,0.8),计算出刹车信号  $I_B$ ,十六进制数值型,范围  $0 \sim C8H$ 。

$$[0057] \quad I_B = K_0 * I_I \quad (1)$$

[0058] 刹车指令信号  $I_I$ ,为主微处理采集飞行员脚蹬刹车信号,并通过数字运算处理成与飞行员脚蹬位移  $S$  成正比的刹车信号,十六进制数值型,范围  $0 \sim 0FAH$ 。本发明刹车指令  $I_I$  飞行员脚蹬位移的  $s$  关系公式 (2) 表示。

$$[0059] \quad I_I = \begin{cases} 125 * (S/S_a) & S/S_a \leq 10\% \\ 264 * (S/S_a) - 14 & 10\% < S/S_a \leq 100\% \end{cases} \quad (2)$$

[0060] 其中  $S/S_a$  为飞行员刹车脚蹬位移与脚蹬最大有效行程的比值。

[0061] 所述参考速度单元 [402] 根据轮速  $V_K$  及预期的减速率  $a$  和最佳滑移率  $\lambda_p$  计算出飞机参考速度  $V_R$ ;

$$[0062] \quad V_R = \min \{V_K, \max \{V_{K-1} - at, V_K / (1 - \lambda_p)\}\}$$

[0063] 其中,  $V_{K-1}$  为前一时刻的机轮实时速度;  $t$  为控制周期,本发明所采用的控制周期为 10 毫秒;  $a$  为预期减速率,一般在  $2.5 \sim 3.5 \text{ m/s}^2$ ,本发明所取预期减速率为  $3.05 \text{ m/s}^2$ 。滑移率的定义为:

$$\lambda = \frac{V_R - V_K}{V_R} \quad (4)$$

[0064] 其中  $V_K$ ——机轮实时速度,单位  $\text{m/s}$ ,

[0065]  $V_R$ ——飞机参考速度,单位  $\text{m/s}$ ,其计算具体见公式 (3)。

[0066] 最佳滑移率  $\lambda_p$  定义为机轮与地面所能提供的结合力矩最大时所相对应的滑移率。本发明专利所采用的最佳滑移率为 0.13。

[0067] 所述防滑综合单元 [403] 根据参考速度  $V_R$  及轮速信号  $V_K$  计算机轮的打滑深度  $D$ ,由此计算出防滑信号  $I_F$ ,数值型,为范围  $0 \sim C8H$ 。



[0068] 机轮的打滑深度  $D = V_R - V_K$  (5)

[0069] 防滑信号  $I_F = \min \{I_B, k_1 * (V_R - V_K)\}$

[0070] 其中  $k_1$  为内控参数, 本发明取值为 3。

[0071] 最后由综合输出单元根据刹车信号  $I_B$ 、刹车类型  $B_T$  及防滑信号  $I_F$  计算出实际的制动信号  $I_O$ , 数值型, 为范围  $0 \sim 0FFH$ 。

[0072]

$$I_O = \begin{cases} I_B - I_F - 9 & B_T \text{ 为正常时} \\ I_B & B_T \text{ 为无防滑刹车时} \\ 30H & B_T \text{ 为起落架收上止转刹车} \\ 0FFH & B_T \text{ 为停机刹车} \end{cases} \quad (7)$$

[0073] 图 5 为本控制系统的工作流程, 控制器上电后, 整个流程分为主控部分和辅控部分两个并行系统。

[0074] 主控部分: 上电后, 进行主微处理器初始化, 最小系统检测, 向辅控部分发送控制指令, 刹车及速度采集运算, 刹车防滑运算, 综合输出, 并根据辅控系统自身检测状态的故障标识结果, 判断整个系统所处的状态, 进行故障分类, 进行故障告警输出, 从而采取相应的输出策略。

[0075] 辅控部分: 完成辅微处理器初始化及自检, 进行静态检测, 然后进行静态检测结果综合, 并向主控系统发送检测结果, 将故障综合为刹车和防滑故障, 进行故障标识, 然后周期性进入动态监测及动态监测结果综合, 故障标识等。其中防滑故障包括机轮速度传感器及相应电路和算法的故障, 刹车故障包括刹车指令传感器、执行机构伺服阀、电源、控制器等自身及其电路和算法的故障。

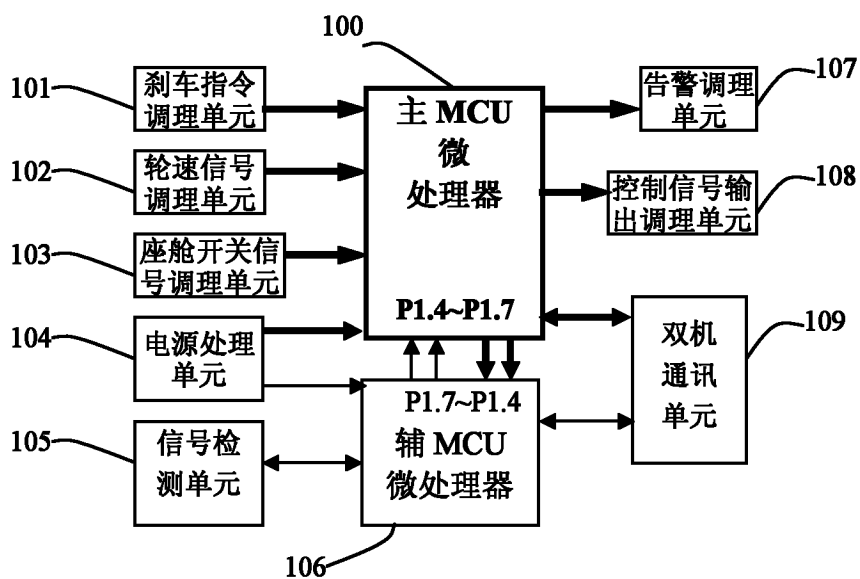


图 1

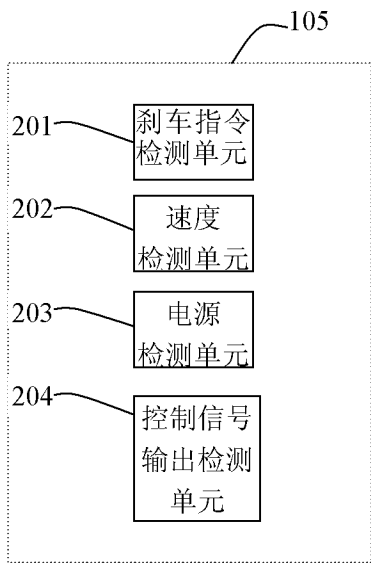


图 2

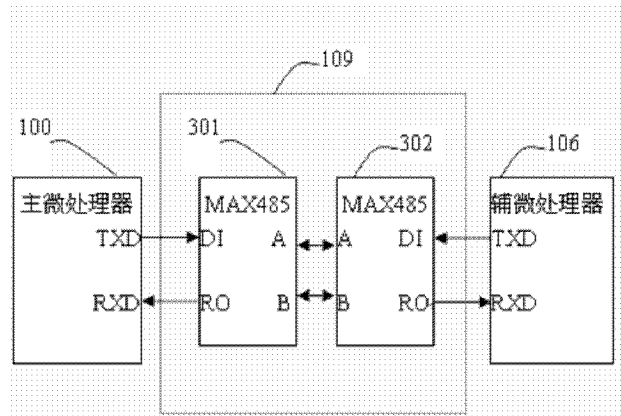


图 3

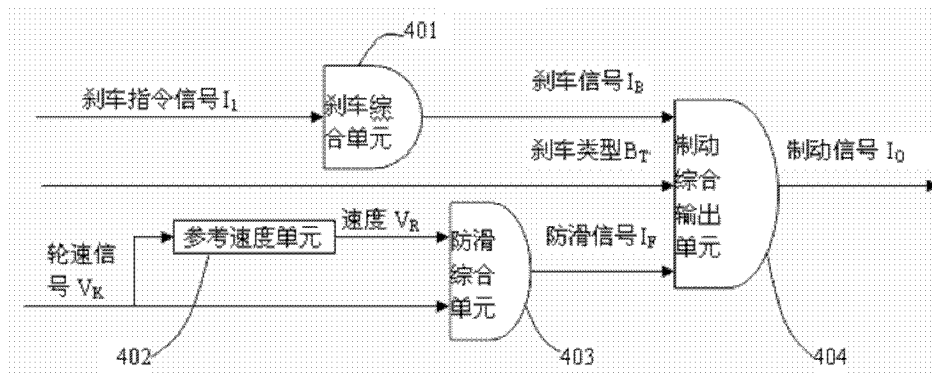


图 4

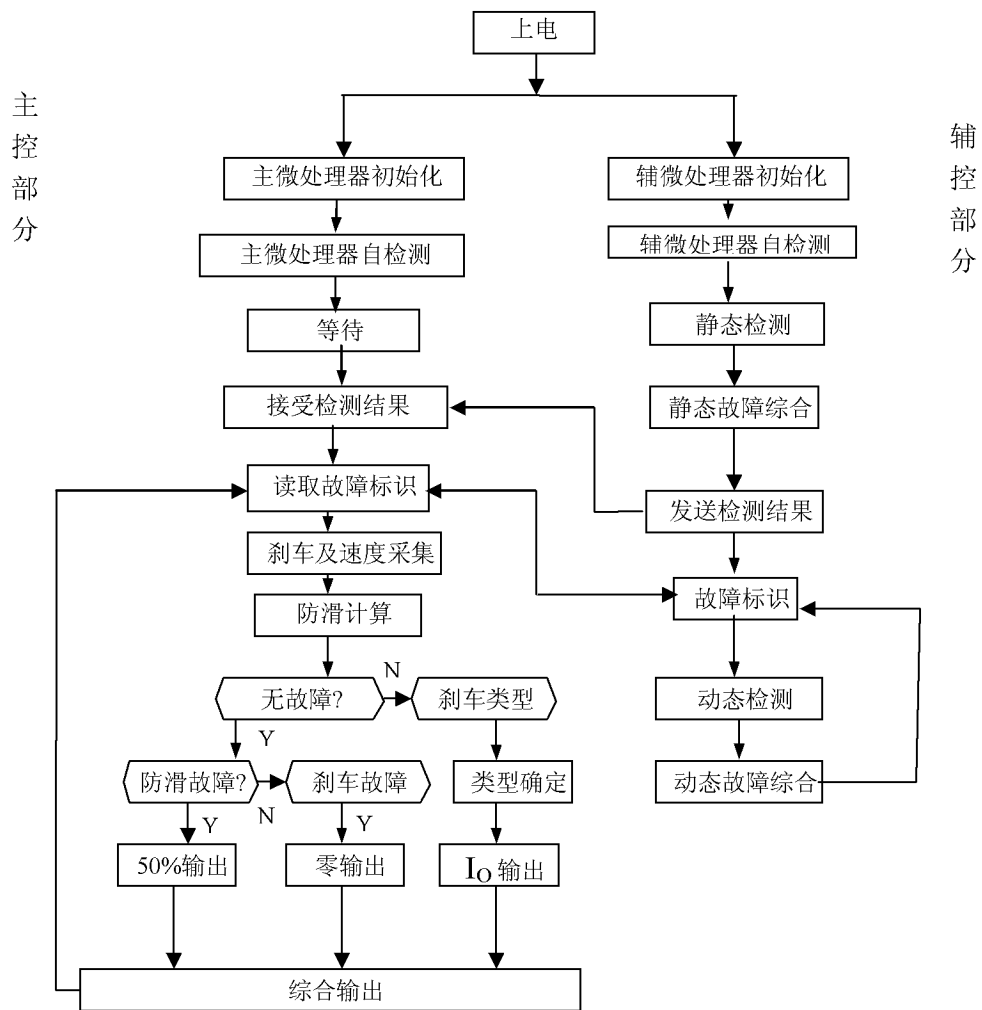


图 5