



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 102180156 A

(43) 申请公布日 2011.09.14

(21) 申请号 201110097067.8

(22) 申请日 2011.04.18

(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

(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 8/171* (2006.01)

*B60T 8/172* (2006.01)

*B64C 25/44* (2006.01)

权利要求书 1 页 说明书 5 页 附图 2 页

(54) 发明名称

一种飞机防滑刹车控制系统

(57) 摘要

本发明公开了一种飞机防滑刹车控制系统，左刹车指令传感器、右刹车指令传感器、左轮速传感器、右轮速传感器、座舱操作信息端口、C/C 信息存储单元均与防滑刹车控制器连接，防滑刹车控制器分别通过左电液压力伺服阀和右电液压力伺服阀控制左主机论和右主机轮。该飞机防滑刹车控制系统能够有效解决炭盘力矩冲峰，自动调节刹车压力，有力保障刹车过程平稳安全。

1. 一种飞机防滑刹车控制系统,其特征在于,左刹车指令传感器、右刹车指令传感器、左轮速传感器、右轮速传感器、座舱操作信息端口均与防滑刹车控制器连接,防滑刹车控制器分别通过左电液压力伺服阀和右电液压力伺服阀控制左主机论和右主机轮;

在防滑刹车控制器内设置有 C/C 信息存储单元,用于存储用于预设的炭盘特性信息,所述的炭盘特性信息包括峰谷比、冲峰时间和平均力矩。

2. 根据权利要求 1 所述的飞机防滑刹车控制系统,其特征在于,防滑刹车控制器包括:中央微处理器:作为主控逻辑及运算单元;

C/C 信号调理单元:将来自 C/C 信息存储单元的炭盘特性信息转换为中央微处理器识别的电信号;炭盘特性信息包括峰谷比、冲峰时间、平均力矩;

刹车指令调理单元:将来自左刹车指令传感器、右刹车指令传感器所传递的飞行员脚踏刹车信号调理成中央微处理器所能识别的电压信号;

轮速信号调理单元:将来自左轮速传感器、右轮速传感器的轮速信号调理成中央微处理器所能识别的频率或电压信号;

座舱操作调理单元:将座舱相关信号调理成中央微处理器所能识别的电压信号;所述的座舱相关信号为刹车类型信号:起落架收上止转刹车、无防滑刹车、停留刹车、中止起飞刹车信号;

D/A 输出单元:将中央微处理的刹车制动数字量信号  $I_0$  转换成刹车执行机构即左电液压力伺服阀和右电液压力伺服阀所能识别的模拟量电信号。

3. 根据权利要求 2 所述的飞机防滑刹车控制系统,其特征在于,中央微处理器还包括用于根据实际刹车信号  $I_B$  和防滑信号  $I_F$  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:

$$I_0 = I_B - I_F - 9,$$

其中:

$I_B = I_I - I_P$ ,其中, $I_I$  为刹车指令信号,当  $S/Sa \leq 10\%$ ,  $I_I = 125*(S/Sa)$ ,当  $10\% < S/Sa \leq 100\%$ 时,  $I_I = 264*(S/Sa) - 14$ ;其中  $S/Sa$  为飞行员刹车脚踏位移与脚踏最大有效行程的比值;

加压信号  $I_P$  为数值量,范围  $0 \sim FAH$ ,且  $I_P \leq I_I$ ,

$$I_P = \begin{cases} I_I - k_1 * \eta * t^3 + k_2 * T_C * t^2 - k_3 * M_A * t & t \in (0, 1.5 * T_C) \\ 0 & t \in (1.5 * T_C, \infty) \end{cases}, \text{其中 } k_1, k_2, k_3 \text{ 为内控参数,}$$

$t$  为控制周期时间,  $\eta$  为峰谷比,  $T_C$  为冲峰时间、 $M_A$  为平均力矩;

防滑信号  $I_F = \min \{I_B, k_4 * (V_R - V_K)\}$ ,其中  $k_4$  为内控参数,  $V_K$  为  $k$  时刻机轮实时速度,飞机参考速度  $V_R = \max \{V_K, \max \{V_{K-1} - at, V_K / (1 - \lambda_P)\}\}$ ,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;  $\lambda_P$  为最佳滑移率。

## 一种飞机防滑刹车控制系统

### 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系统。

### 背景技术

[0002] 目前,炭/炭(C/C)复合材料具有材质轻、密度高等特点,已广泛的应用飞机刹车系统中,由于C/C摩擦材料的动摩擦力矩具有随速度不同而变化的特性,这些特性决定了其在飞机着陆过程开始刹车时,力矩冲峰显现比较明显,造成滑移率超调,引起防滑频繁,刹车抖动,飞机制动的平稳性不好。

[0003] 目前解决方法是:

[0004] 1. 改变C/C材料的工艺水平,提高C/C材料的性能,研制出高性能、峰谷比比较低的材料。但是由于C/C制造过程复杂,周期比较长,成本比较高,而且由于材料更改引起其他匹配性工作量比较大。

[0005] 2. 通过飞行员的刹车经验,开始缓慢施加刹车压力,然后在慢慢满刹车,避开炭盘冲峰出现点,这样会增加飞行员负荷,对飞机的操控带来一定影响。

[0006] 因此研制一种能适应C/C刹车盘,在不增加飞行员负荷和改变原有系统特性情况下,自动调整刹车制动压力,最大效率利用地面结合力矩,提高刹车效率、缩短刹车距离,增加制动过程的平稳性的经济有效防滑刹车控制系统,是非常必要的。

### 发明内容

[0007] 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系统,该飞机防滑刹车控制系统能够有效解决炭盘力矩冲峰,自动调节刹车压力,有力保障刹车过程平稳安全。

[0008] 本发明的技术方案如下:

[0009] 一种飞机防滑刹车控制系统,左刹车指令传感器、右刹车指令传感器、左轮速传感器、右轮速传感器、座舱操作信息端口均与防滑刹车控制器连接,防滑刹车控制器分别通过左电液压力伺服阀和右电液压力伺服阀控制左主机轮和右主机轮;

[0010] 在防滑刹车控制器内设置有C/C信息存储单元,用于存储用于预设的炭盘特性信息,

[0011] 所述的炭盘特性信息包括峰谷比、冲峰时间和平均力矩。

[0012] 防滑刹车控制器包括:

[0013] 中央微处理器:作为主控逻辑及运算单元;

[0014] C/C信号调理单元:将来自C/C信息存储单元的炭盘特性信息转换为中央微处理器识别的电信号;炭盘特性信息包括峰谷比、冲峰时间、平均力矩;

[0015] 刹车指令调理单元:将来自左刹车指令传感器、右刹车指令传感器所传递的飞行员脚蹬刹车信号调理成中央微处理器所能识别的电压信号;

[0016] 轮速信号调理单元:将来自左轮速传感器、右轮速传感器的轮速信号调理成中央微处理器所能识别的频率或电压信号;

[0017] 座舱操作调理单元:将座舱相关信号调理成中央微处理器所能识别的电压信号;所述的座舱相关信号为刹车类型信号:起落架收上止转刹车、无防滑刹车、停留刹车、中止起飞刹车信号;

[0018] D/A 输出单元:将中央微处理的刹车制动数字量信号  $I_0$  转换成刹车执行机构即左电液压力伺服阀和右电液压力伺服阀所能识别的模拟量电信号。

[0019] 中央微处理器还包括用于根据实际刹车信号  $I_B$  和防滑信号  $I_F$  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:

$$[0020] \quad I_0 = I_B - I_F - 9,$$

[0021] 其中:

[0022]  $I_B = I_I - I_p$ , 其中,  $I_I$  为刹车指令信号, 当  $S/Sa \leq 10\%$ ,  $I_I = 125 * (S/Sa)$ , 当  $10\% < S/Sa \leq 100\%$  时,  $I_I = 264 * (S/Sa) - 14$ ; 其中  $S/Sa$  为飞行员刹车脚蹬位移与脚蹬最大有效行程的比值;

[0023] 加压信号  $I_p$  为数值量, 范围  $0 \sim FAH$ , 且  $I_p \leq I_I$ ,

$$[0024] \quad I_p = \begin{cases} I_I - k_1 * \eta * t^3 + k_2 * T_C * t^2 - k_3 * M_A * t & t \in (0, 1.5 * T_C) \\ 0 & t \in (1.5 * T_C, \infty) \end{cases}, \text{其中 } k_1, k_2, k_3 \text{ 为内控}$$

参数【本发明中, 取值  $k_1, k_2, k_3$  分别为 2.05、4.5、1.1】,  $t$  为控制周期时间【本发明采用控制周期为 10ms】,  $\eta$  为峰谷比,  $T_C$  为冲峰时间、 $M_A$  为平均力矩, 【 $T_C, \eta$  和  $M_A$  为由 C/C 信息单元外部输入而获得的已知数值量。本发明中,  $\eta, T_C, M_A$  的一组值分别为 1.46、1.96、8.9】

[0025] 防滑信号  $I_F = \min\{I_B, k_4 * (V_R - V_K)\}$ , 其中  $k_4$  为内控参数【本发明取值为 3】,  $V_K$  为  $k$  时刻机轮实时速度, 飞机参考速度  $V_R = \max\{V_K, \max\{V_{K-1} - at, V_K / (1 - \lambda_p)\}\}$ , 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 10ms;  $V_{K-1}$  为  $k$  时刻的前一时刻的机轮实时速度;  $\lambda_p$  为最佳滑移率【最佳滑移率为 0.13】。

[0026] 有益效果:

[0027] 本发明的飞机防滑刹车控制系统能够有效解决炭盘力矩冲峰, 自动调节刹车压力的新型防滑刹车控制系统, 可有效缩短刹车距离, 提高飞机制动的安全性, 增加乘客的舒适性。从而克服飞机刹车系统使用 C/C 复合材料在力矩冲峰上的不足。

[0028] 本发明通过系统的加压模块, 根据 C/C 特性, 自动调整刹车压力, 避免刹车力矩冲峰, 减少飞机防滑工作频次, 提高刹车效率, 缩短刹车距离, 保证飞机着陆或滑行的安全性, 同时也增加乘客的舒适性。而且操作方便, 适应性强。

[0029] 以前刹车系统没有具有加压模块, 飞行员来上就一脚踩到底, 输出最大刹车压力, 从而造成系统的超调, 防滑次数增加, 效率就会降低; 本发明有了加压模块, 从而可以避免这种情况发生。

## 附图说明

[0030] 图 1 是本发明的系统结构图。

[0031] 图 2 是防滑刹车控制器结构图。

[0032] 图 3 是控制逻辑示意图。

[0033] 图 4 是刹车压力逻辑效果示意图。

[0034] 标号说明: 101- 左刹车踏板, 111- 右刹车踏板。

## 具体实施方式

[0035] 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：

[0036] 实施例 1：

[0037] 为使本发明实施例的目的、技术方案、优点等更加清晰明白，下面将结合附图和实施例对本发明做进一步详细介绍。本发明示意性实施例及其说明用于解释本发明，并不作为本发明的限定。

[0038] 如图 1 所示，其为本发明的系统结构图，该系统包括：刹车指令传感器与刹车踏板相连，安装在飞机座舱内，用于将飞行员脚蹬刹车位移信号转换成电信号；座舱操作信息，主要用于飞行员的座舱开关量刹车选择操作，以实现起落架收上止转刹车、无防滑刹车、停留刹车、中止起飞刹车等不同类型的刹车操作；轮速传感器安装在左右主机轮的轮轴内，用于将机轮的转速信号变换成频率信号；受刹左右主机轮（含刹车装置、轮胎），用于支撑飞机，并实现将飞机动能转化成热能消耗；电液压力伺服阀安装在起落架舱内，是刹车制动的执行部件，用于实现刹车制动电流信号转换为刹车压力信号；C/C 信息单元，一种外部数据存储接口，安装在防滑刹车控制器内，用于将炭 / 炭刹车盘的峰谷比、冲峰时间、平均力矩等特性信息传递给滑刹车控制单元的微处理器；防滑刹车控制器根据飞行员的脚蹬刹车信号和炭盘特性信号，计算出飞机刹车加压方式，并由此得出飞机实际刹车信号；同时根据轮速信号和预期的减速率和最佳滑移率，计算出飞机参考速度信号，并根据机轮的打滑深度，得出机轮的防滑信号；最后由飞机实际刹车信号和防滑信号，综合出实时刹车制动输出信号，使机轮处于最佳滑移率  $\lambda_p$  附近，实现飞机在跑道上的安全平稳制动，同时保证旅客及驾驶人员舒适性。具体见后文的防滑刹车控制逻辑。

[0039] 滑移率的定义为：
$$\lambda = \frac{V_R - V_K}{V_R} \quad (1-1)$$

[0040] 其中  $V_K$ ——机轮实时速度，单位 m/s，

[0041]  $V_R$ ——飞机参考速度，单位 m/s，具体推导见后文 (3-1)

[0042] 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。

[0043] 在图 2 所示实施例中。防滑刹车控制器由 C/C 信息处理单元，刹车指令处理单元，轮速信号调理单元，座舱刹车操作调理单元，电源处理单元，中央微处理器，D/A 输出单元等组成。所述防滑刹车控制器是刹车系统的核心控制部分，负责系统及自身的数据采集、运算、输出、状态监控等，根据炭盘特性及机轮打滑状态，自动调整刹车制动压力，实现飞机着陆过程安全平稳制动。所述 C/C 信号调理单元，负责将飞机所用刹车盘特性信号调理成所能识别的电压信号，以数据总线的形式传递给中央微处理器，并通过外接参数接口 C/C 信息单元进行数据更新；所述刹车指令调理单元，将刹车指令传感器传递的飞行员刹车信号调理成中央微处理器所能识别的电压信号，0 ~ 4V；所述轮速信号调理单元，将轮速传感器的机轮速度频率信号调理成中央微处理器所能识别和采集的电压信号，0 ~ 3V；所述座舱操作调理单元，将座舱操作信息如起落架收上止转刹车、无防滑刹车、停留刹车、中止起飞刹车等 0 或 28V 的开关量信号调理成中央微处理器所能识别的 0 或 5V 电平信号；所述电源处理单元，将系统的供电电压 28V 调理成控制单元内部所需的 5、15V 电源；所述 D/A 输出单

元,实现数字量到模拟量的转换,将中央微处理器输出刹车综合制动信号  $I_0$ 。数字量调理成可驱动电液压力伺服阀模拟量电流信号 ( $0 \sim 40\text{mA}$ ) ;所述中央微处理器,负责上述单元的数据采集、运算、输出、监控等,主要实现飞机防滑刹车制动逻辑,本发明采用 16 位单片机 80C196KB。

[0044] 如图 3 所示防滑刹车控制逻辑示意图,防滑刹车控制器根据加压模块,由刹车综合单元自动调整刹车信号,防滑综合单元根据轮速及参考速度,计算出机轮的打滑深度,得出防滑信号,最后由综合输出单元根据刹车信号及防滑信号综合出制动信号,驱动电液伺服阀,实现飞机的刹车制动。

[0045] 所述加压模块,根据刹车指令信号  $I_1$  和炭盘信息  $C_c$  (峰谷比  $\eta$ 、冲峰时间  $T_c$ 、平均力矩  $M_A$ ) 计算出刹车加压信号  $I_p$ ,数值量,范围  $0 \sim \text{FAH}$ ,且  $I_p \leq I_1$ 。

$$[0046] \quad I_p = \begin{cases} I_1 - k_1 * \eta * t^3 + k_2 * T_c * t^2 - k_3 * M_A * t & t \in (0, 1.5 * T_c) \\ 0 & t \in (1.5 * T_c, \infty) \end{cases}; \text{其中, } k_1, k_2, k_3 \text{ 为内控}$$

参数,本发明取值分别为 2.05、4.5、1.1 ;  $t$  为控制周期时间,本发明采用控制周期为 10ms ;  $\eta$ 、 $T_c$ 、 $M_A$  的一组参考值分别为 1.46、1.96、8.9。

[0047] 刹车指令信号  $I_1$ ,为防滑刹车控制器中央微处理的采集并通过数字运算处理成与飞行员刹车脚踏位移  $S$  成正比的数值型十六进制飞行员脚踏刹车信号,范围  $0 \sim \text{FAH}$ 。本发明刹车指令  $I_1$  飞行员脚踏位移的  $S$  关系如下:

[0048]  $I_1$  为刹车指令信号,当  $S/S_a \leq 10\%$ ,  $I_1 = 125 * (S/S_a)$ ,当  $10\% < S/S_a \leq 100\%$  时,  $I_1 = 264 * (S/S_a) - 14$ ;其中  $S/S_a$  为飞行员刹车脚踏位移与脚踏最大有效行程的比值;

[0049] 炭盘的峰谷比  $\eta$  定义为同一刹车条件下,炭盘最大刹车力矩与最小刹车力矩的比值,是炭盘一致性的重要指标,其值要求越小越好,对于飞机炭 / 炭刹车材料一般不超过 1.8。本发明专利中  $\eta$  由 C/C 信息单元外部输入而获得的已知数值量。

[0050] 冲峰时间  $T_c$  定义为刹车压力施加后,炭盘力矩从最小上升到最大所用的时间 (湿态炭盘除外),一般不超过 3s。本发明专利中  $T_c$  由 C/C 信息单元外部输入而获得的已知数值量。

[0051] 平均力矩  $M_A$ ,取值范围一般为  $3 \sim 12\text{kN.m}$ 。本发明专利中  $M_A$  由 C/C 信息单元外部输入而获得的已知数值量。

[0052] 所述刹车综合单元根据刹车指令信号  $I_1$  及加压信号  $I_p$ ,计算出刹车信号  $I_B$ ,十六进制数值型,范围  $0 \sim \text{FAH}$ 。

$$[0053] \quad I_B = I_1 - I_p \quad (3-3)$$

[0054] 所述参考速度单元根据轮速  $V_k$  及预期的减速率  $a$  和滑移率  $\lambda_p$  计算出飞机参考速度  $V_R$ ;

$$[0055] \quad V_R = \max \{V_k, \max \{V_{k-1} - at, V_k / (1 - \lambda_p)\}\} \quad (3-4)$$

[0056] 其中,  $V_{k-1}$  为前一时刻的机轮实时速度;  $t$  为控制周期;  $a$  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  $3.05\text{m/s}^2$ 。

[0057] 所述防滑综合单元根据参考速度  $V_R$  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  $I_F$ ,最后由综合输出单元根据刹车信号  $I_B$  及防滑信号  $I_F$  计算出实际的制动信号  $I_0$ 。

$$[0058] \quad \text{机轮的打滑深度 } D = V_R - V_k \quad (3-5)$$

[0059]  $I_F = \min \{I_B, k_4 * (V_R - V_R)\}$ , (3-6)

[0060] 实际制动信号  $I_0 = I_B - I_F - 9$  (3-7)

[0061] 其中  $k_4$  为内控参数, 本发明取值为 3,  $I_0$ 、 $I_F$ 、 $I_B$  为数值型, 范围  $0 \sim FAH$ 。

[0062] 图 4 为刹车压力逻辑效果示意图, 为本发明实际制动压力曲线图, 由刹车系统的执行机构——左、右电液压力伺服阀将综合输出单元计算结果转换成实际的刹车制动压力信号, 实现飞机刹车制动。其中  $P_M$  为最大正常刹车压力, 单位 MPa, 一般取  $7 \sim 10$ MPa,  $T_p$  为加压调节时间其大小取决于炭盘的特性的冲峰时间  $T_C$ ,  $P_p$  为着陆刹车开始加压曲线, 与加压信号  $I_p$  呈对应关系,  $P_B$  为综合炭盘信息及刹车指令传感器信号后的刹车信号, 与实际刹车信号  $I_B$  呈对应关系。

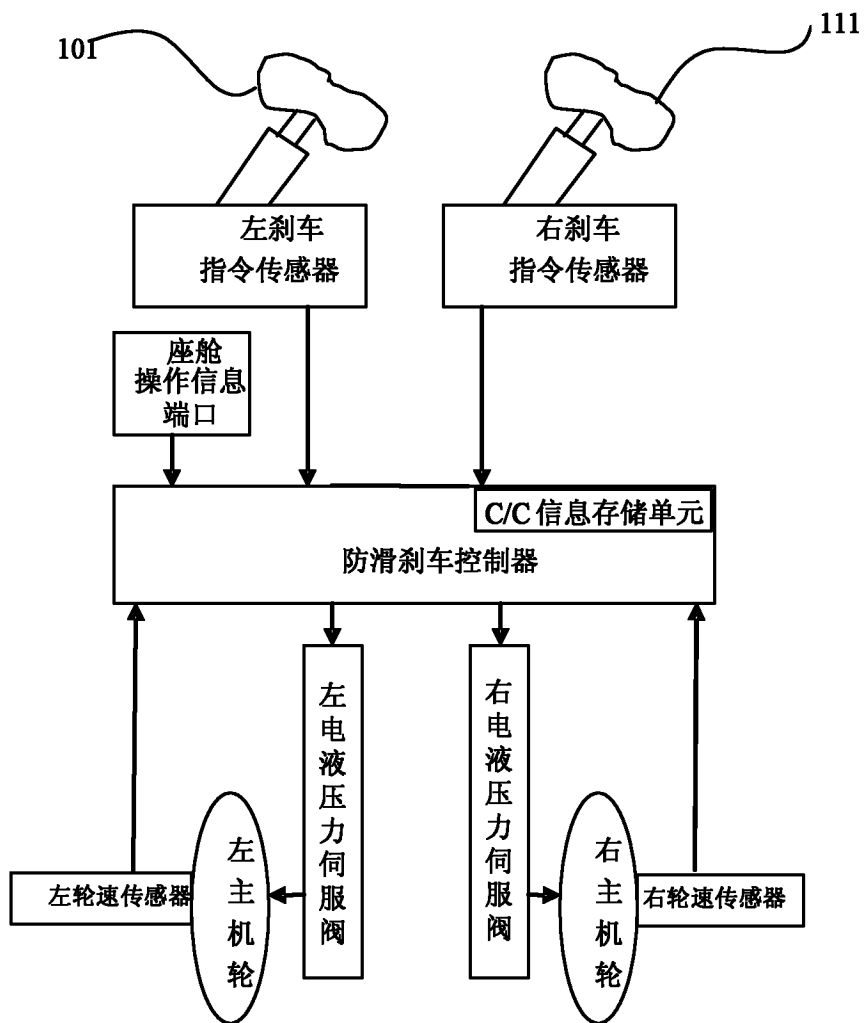


图 1

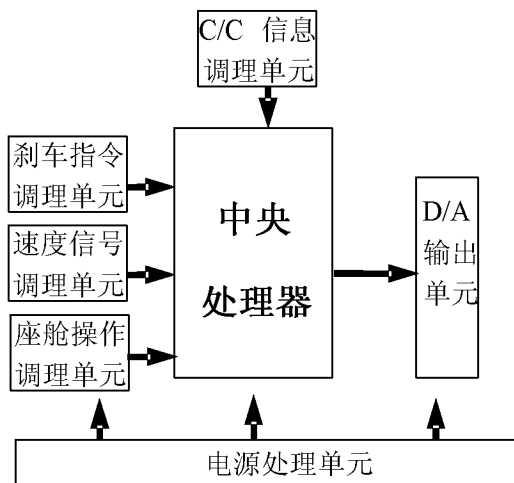


图 2



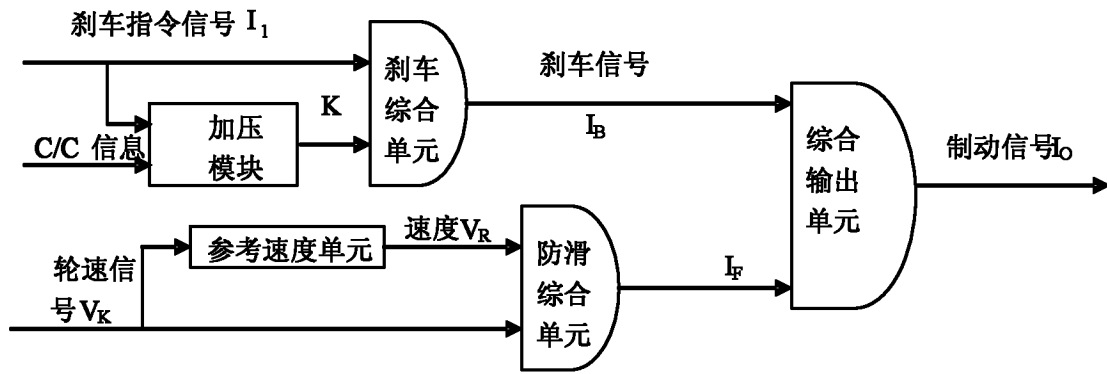


图 3

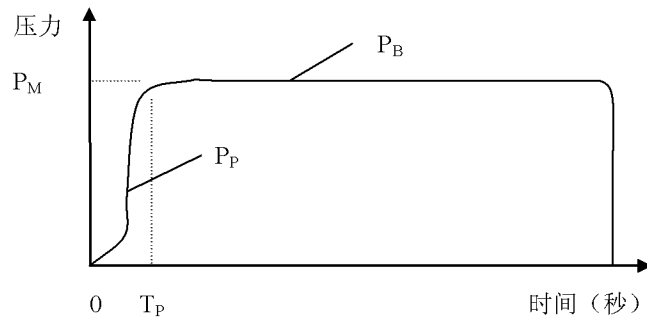


图 4