



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 104760692 A

(43) 申请公布日 2015. 07. 08

(21) 申请号 201510152590. 4

(22) 申请日 2015. 04. 01

(71) 申请人 西安航空制动科技有限公司

地址 713106 陕西省咸阳市兴平市西城区金城路

(72) 发明人 何永乐 王红玲 赵亚军

(74) 专利代理机构 西北工业大学专利中心

61204

代理人 慕安荣

(51) Int. Cl.

B64C 25/44(2006. 01)

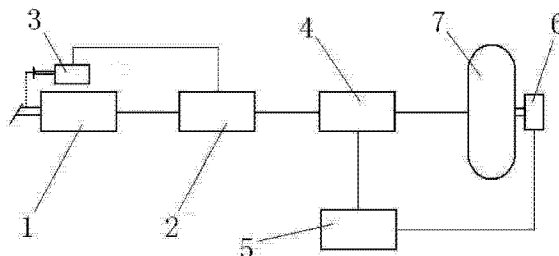
权利要求书1页 说明书5页 附图1页

(54) 发明名称

一种飞机正常刹车系统

(57) 摘要

一种飞机正常刹车系统,包括行程开关、液压刹车阀、电动阀、电液伺服阀、防滑控制盒和速度传感器,液压刹车阀安装在驾驶舱底板下面脚踏机构附近,防滑控制盒安装在主起落架舱内。通过行程开关控制电动阀的通/断;电动阀安装在液压刹车阀下游的液压管路上。电液伺服阀安装在电动阀下游的液压管路上。本发明能够满足对现有飞机正常刹车系统日益增长的起飞线刹车需求;结构合理,简便易行,符合人机工程原理,有利于减轻驾驶员负担,同时能够消除误动作接通起飞线刹车开关带来的事故隐患。



1. 一种飞机正常刹车系统,包括液压刹车阀、电动阀、电液伺服阀、防滑控制盒和速度传感器,液压刹车阀安装在驾驶舱底板下面脚蹬机构附近,防滑控制盒安装在主起落架舱内,由飞机上电源供电;其特征在于,还包括行程开关,通过行程开关控制电动阀的通/断;电动阀安装在液压刹车阀下游的液压管路上;电液伺服阀安装在电动阀下游的液压管路上。

2. 如权利要求 1 所述飞机正常刹车系统,其特征在于,所述行程开关安装在液压刹车阀壳体或壳体支架上;行程开关的电气接口的微动开关与电动阀电气接口的电磁铁线圈电气联接;行程开关的压杆与液压刹车阀的套筒机械交联。

3. 如权利要求 1 所述飞机正常刹车系统,其特征在于,电动阀在未通电情况下,电动阀的第一进油口和电动阀的出油口始终保持连通。

4. 如权利要求 1 所述飞机正常刹车系统,其特征在于,所述电动阀的出油口通过液压接管嘴和导管与电液伺服阀的进油口管路联接,电动阀的第二进油口通过液压接管嘴和导管与飞机正常刹车系统供压源管路联接;在正常刹车时,电动阀的第一进油口和电动阀的出油口油路连通,电动阀的第二进油口处于关闭状态;起飞线刹车时,电动阀的第二进油口和电动阀出油口油路连通。

5. 如权利要求 1 所述飞机正常刹车系统,其特征在于,所述电液伺服阀的电气接口通过屏蔽绝缘导线与防滑控制盒的电气接口的阀电流输出端实施电气联接;所述电液伺服阀的进油口与电动阀的出油口管路联接;电液伺服阀的刹车口与刹车机轮刹车装置的进油口管路联接;电液伺服阀的回油口通过液压接管嘴和导管与飞机回油管路联接;电液伺服阀在没有得到控制电流时,电液伺服阀的回油口关闭,电液伺服阀的进油口和电液伺服阀 4 的刹车口畅通,电液伺服阀相当一条液压通道。

6. 如权利要求 4 所述飞机正常刹车系统,其特征在于,当飞机刹车系统采用两套供压源时,电动阀的第二进油口通过液压接管嘴和导管与飞机刹车系统第二套液压供压源管路联接,供压压力为 21Mpa。

一种飞机正常刹车系统

技术领域

[0001] 本发明涉及一种飞机机轮液压刹车系统,具体是涉及一种完全具备起飞线刹车能力的飞机液压正常刹车系统。

背景技术

[0002] 飞机机轮刹车系统是现代飞机起落装置的构成部分,是飞机起飞、着陆滑跑和地面滑行操纵安全运行的基本保障设备,用以保证飞机着陆后缩短滑跑距离,尽快使飞机停止下来,同时防止刹爆轮胎。现代飞机机轮刹车系统通常包括正常刹车系统(工作介质为液压油)和应急刹车系统(通常为压缩气体),应急刹车系统是正常刹车系统失效后供驾驶员采取的安全措施。由于飞机起飞推力增大,起飞线刹车需要远高于正常刹车所需的刹车压力,特别是碳刹车,现有的正常刹车系统已不能满足这种使用要求,一些飞机不得不增加配备起飞线刹车系统。起飞线刹车系统主要由电动阀组成(参见下图1)。使用时,驾驶员接通起飞线刹车开关(即静刹车开关)K,电动阀(即电磁阀)2通电打开,将供压系统提供的高压液压压力经转换活门8直接输往机轮刹车装置,从而实现起飞线刹车或静刹车。断开起飞线刹车开关,电磁阀断电关闭,刹车装置内的高压液压油经由电磁阀流回油箱,从而解除起飞线刹车。起飞线刹车系统解决了一些飞机起飞线刹车问题,这种起飞线刹车系统布局存在的不足是,飞机在起飞线刹车时需要驾驶员用手扳动起飞线刹车开关,而不是用脚踩刹车,不符合人机工程原理,增加了驾驶员操作动作,在飞机起飞的关键时刻,无形中给驾驶员增添负担。此外,飞机在起飞和着陆过程中,因人为疏忽,机械或其他因素引发误动作接通起飞线刹车开关,会造成刹爆轮胎等事故征候。

发明内容

[0003] 为克服现有技术中存在的布局不合理、存在安全隐患的不足,本发明提出了一种飞机正常刹车系统。

[0004] 本发明包括液压刹车阀、电动阀、电液伺服阀、防滑控制盒和速度传感器,液压刹车阀安装在驾驶舱底板下面脚蹬机构附近,防滑控制盒安装在主起落架舱内,由飞机上电源供电。其特征在于,还包括行程开关,通过行程开关控制电动阀的通/断;电动阀安装在液压刹车阀下游的液压管路上。电液伺服阀安装在电动阀下游的液压管路上。

[0005] 所述行程开关安装在液压刹车阀壳体或壳体支架上。行程开关的电气接口的微动开关与电动阀电气接口的电磁铁线圈电气联接。行程开关的压杆与液压刹车阀的套筒机械交联。电动阀在未通电情况下,电动阀的第一进油口和电动阀的出油口始终保持连通。

[0006] 所述电动阀的出油口通过液压接管嘴和导管与电液伺服阀的进油口管路联接,电动阀的第二进油口通过液压接管嘴和导管与飞机正常刹车系统供压源管路联接。在正常刹车时,电动阀的第一进油口和电动阀的出油口油路连通,电动阀的第二进油口处于关闭状态。起飞线刹车时,电动阀的第二进油口和电动阀出油口油路连通。

[0007] 所述电液伺服阀的电气接口通过屏蔽绝缘导线与防滑控制盒的电气接口的阀电

流输出端实施电气联接。所述电液伺服阀的进油口与电动阀的出油口管路联接；电液伺服阀的刹车口与刹车机轮刹车装置的进油口管路联接；电液伺服阀的回油口通过液压接管嘴和导管与飞机回油管路联接。电液伺服阀在没有得到控制电流时，电液伺服阀的回油口关闭，电液伺服阀的进油口和电液伺服阀 4 的刹车口畅通，电液伺服阀相当一条液压通道。

[0008] 当飞机刹车系统采用两套供压源时，电动阀的第二进油口通过液压接管嘴和导管与飞机刹车系统第二套液压供压源管路联接，供压压力为 21Mpa。

[0009] 本发明既有正常刹车系统的功能，又有起飞线刹车系统的功能，在起飞线刹车时无需要驾驶员用手扳动电门开关，以减轻驾驶员的工作负荷，能够消除误动作接通起飞线刹车开关可能造成刹爆轮胎的不安全隐患。

[0010] 本发明中，通过行程开关用来操纵电动阀进行油路切换。行程开关的压杆与液压刹车阀的套筒机械交联。驾驶员踩压刹车踏板操纵液压刹车阀时，也带动行程开关的压杆移动，进而操纵行程开关，从而接通或断开电动阀的供电电路。行程开关有一个电气接口，电气接口通过屏蔽绝缘导线与电动阀的电气接口电气联接，具体地，行程开关的微动开关与电动阀的电磁铁线圈串联，接通或断开提供给电动阀的电磁铁线圈的控制电流信号。

[0011] 在电动阀没有通电启动转换的情况下，电动阀只是一条液压通道，电动阀输出的刹车压力就是液压刹车阀输出的压力。

[0012] 电液伺服阀安装在电动阀下游液压管路上。电液伺服阀在没有得到控制电流时，回油口关闭，进油口和刹车口油路联接畅通，只起液压通道作用。

[0013] 本发明中，由电液伺服阀、速度传感器和防滑控制盒构成电子防滑刹车控制系统。当机轮刹车中出现打滑或即将打滑时，防滑控制盒按预定的控制律实施控制，给电液伺服阀的力矩马达线圈发出松刹车控制电流信号，减小或解除刹车压力，及时消除机轮打滑，防止刹爆轮胎。机轮没有出现打滑时，电液伺服阀只起液压通道作用。

[0014] 正常刹车时，驾驶员踩压刹车踏板操纵液压刹车阀的套筒，液压刹车阀输出相应的刹车压力。驾驶员对刹车踏板踩的越重，刹车踏板行程越大，液压刹车阀的套筒的行程越大，输出的减压刹车压力越大。当液压刹车阀套筒的行程大于预定值时，由行程开关控制电动阀，保证将电动阀第一进油口关闭，同时将电动阀第二进油口打开，也就是将经液压刹车阀减压来的液压油路供压，切换到来自液压刹车系统供压源油路上，电动阀第二进油口和电动阀出油口油路沟通，使来自液压刹车系统供压源的高压液压压力，直接畅通地输出给机轮刹车装置，从而实现起飞线刹车功能。

[0015] 本发明所述的一种飞机正常刹车系统，能够满足对现有飞机正常刹车系统日益增长的起飞线刹车需求；结构合理，简便易行，符合人机工程原理，有利于减轻驾驶员负担，同时能够消除误动作接通起飞线刹车开关带来的事故隐患。

附图说明

[0016] 附图 1 是现有技术结构示意图。

[0017] 附图 2 是本发明的结构示意图。图中：

[0018] 1. 液压刹车阀；2. 电动阀；3. 行程开关；4. 电液伺服阀；5. 防滑控制盒；6. 速度传感器；7. 刹车机轮；8. 转换活门；K. 静刹车开关。

具体实施方式

[0019] 现代飞机前起落架机轮一般不带刹车,在两个主起落架的机轮上配有刹车装置。两个飞机主起落架通常对称布置在飞机机身两侧。本实施例以其中一个主起落架且安装一个机轮为例,说明飞机液压刹车系统主起落架刹车机轮正常和起飞线刹车控制过程。由于不涉及应急刹车,飞机应急刹车系统在图中未示出。急刹车系统按现有技术。

[0020] 本实施例通过机械控制电动阀供电电路,从而控制电动阀的滑阀移动切换油路,来实现对刹车机轮 7 的控制,即以脚踩刹车的方式,以正常刹车系统,也能够实现起飞线刹车的功能。

[0021] 本实施例飞机液压刹车系统构成附件包括:液压刹车阀 1、电动阀 2、行程开关 3、电液伺服阀 4、防滑控制盒 5、速度传感器 6。

[0022] 液压刹车阀 1 安装在驾驶舱底板下面脚蹬机构附近,由驾驶员踩压刹车踏板对其操纵,输出所需的刹车压力。液压刹车阀 1 有三个液压接口,分别是液压刹车阀 1 的进油口、液压刹车阀 1 的刹车口和液压刹车阀 1 的回油口,液压刹车阀 1 的进油口通过液压接管嘴和导管与飞机正常刹车系统供压系统液压源管路联接,液压刹车阀 1 的刹车口通过液压接管嘴和导管与电动阀 2 的第一进油口管路联接,液压刹车阀 1 的回油口通过液压接管嘴和导管与飞机回油管路联接。

[0023] 电动阀 2 安装在液压刹车阀 1 下游液压管路上。所述电动阀 2 的出油口通过液压接管嘴和导管与电液伺服阀 4 的进油口管路联接,电动阀 2 的第二进油口通过液压接管嘴和导管与飞机正常刹车系统供压源管路联接。在正常刹车时,电动阀 2 的第一进油口和电动阀 2 的出油口油路连通,使来自液压刹车阀 1 刹车口的刹车压力能够畅通地输出,通往刹车机轮 7 刹车装置实施正常刹车操纵,电动阀 2 的第二进油口处于关闭状态。起飞线刹车时,电动阀 2 通过机电控制,保证电动阀 2 的第二进油口和电动阀 2 出油口油路连通,使来自液压刹车系统供压源的高压液压压力,直接畅通地输出给机轮刹车装置实施起飞线刹车操纵。

[0024] 电动阀 2 由行程开关 3 控制。行程开关 3 接通电路,电动阀 2 电磁铁线圈有电流通过;行程开关 3 断开电路,电动阀 2 电磁铁线圈没有电流通过。

[0025] 电动阀 2 的电气接口通过屏蔽绝缘导线与行程开关 3 的电气接口电气联接,具体是将电动阀 2 的电磁铁线圈与行程开关 3 的微动开关串联,接收行程开关 3 的微动开关闭合后发来控制电流信号;电动阀 2 的第一进油口通过液压接管嘴和导管与液压刹车阀 1 的刹车口管路联接,电动阀 2 的出油口通过液压接管嘴和导管与电液伺服阀 4 的进油口管路联接,电动阀 2 的第二进油口通过液压接管嘴和导管与飞机正常刹车系统供压源管路联接。

[0026] 当飞机刹车系统供压源采用二套供压时,电动阀 2 的第二进油口通过液压接管嘴和导管与飞机刹车系统第二套供压源管路联接。

[0027] 本实施例中,飞机刹车系统供压源采用二套,电动阀 2 的第二进油口通过液压接管嘴和导管与飞机刹车系统第二套液压供压源管路联接,供压压力为 21Mpa。

[0028] 电动阀 2 用于液压油路切换。电动阀 2 的电磁铁线圈未通电时,电动阀 2 第一进油口始终与电动阀 2 的出油口连通;电动阀 2 的电磁铁线圈通电时,电动阀 2 第二进油口保持与电动阀 2 的出油口连通。

[0029] 行程开关 3 安装在液压刹车阀 1 壳体或壳体支架上。本实施例中,行程开关 3 安装在液压刹车阀 1 壳体上。行程开关 3 的电气接口通过屏蔽绝缘导线与电动阀 2 的电气接口电气联接,具体是将行程开关 3 的微动开关与电动阀 2 的电磁铁线圈串联,接通或断开提供给电动阀 2 的电磁铁线圈的控制电流信号。行程开关 3 的压杆与液压刹车阀 1 的套筒机械交联。当驾驶员脚踩刹车时,液压刹车阀 1 的套筒移动,从而带动与套筒机械交联的压杆移动。当液压刹车阀 1 的套筒的行程,即行程开关 3 的压杆行程大于预定值时,压杆接通行程开关 3 的微动开关,即行程开关 3 的微动开关闭合,从而接通电动阀 2 的电磁铁线圈的供电电路,操纵电动阀 2 实现油路切换。

[0030] 本实施例中,压杆行程预定值为 12mm,电磁铁线圈电流为 3A。

[0031] 不难理解,行程开关 3 和电动阀 2 构成输出压力选择器。当液压刹车阀 1 的套筒带动压杆移动使压杆行程达到大于预定值时,行程开关 3 闭合,电动阀 2 通电动作,切换供压油路,输出压力源压力,即输出起飞线刹车所需的高压力;反之,当液压刹车阀 1 的套筒带动压杆移动使压杆行程未达到大于预定值时,行程开关 3 不闭合,电动阀 2 不通电,电动阀 2 不动作,不切换供压油路,不输出压力源压力,而是输出液压刹车阀 1 输出的减压刹车压力。电动阀 2 在未通电情况下,电动阀 2 的第一进油口和电动阀 2 的出油口始终保持连通,也就是说,电动阀 2 仅起液压通道作用。

[0032] 电液伺服阀 4 安装在电动阀 2 下游液压管路上。电液伺服阀 4 有一个电气接口和三个液压接口,所述的三个液压接口分别是电液伺服阀 4 进油口、电液伺服阀 4 刹车口和电液伺服阀 4 回油口。所述电液伺服阀 4 的电气接口通过屏蔽绝缘导线与防滑控制盒 5 的电气接口的阀电流输出端实施电气联接,接收防滑控制盒 5 发来的防滑控制电流信号。所述电液伺服阀 4 的进油口通过液压接管嘴和导管与电动阀 2 的出油口管路联接;电液伺服阀 4 的刹车口通过液压接管嘴和导管与刹车机轮 7 刹车装置的进油口管路联接;电液伺服阀 4 的回油口通过液压接管嘴和导管与飞机回油管路联接。电液伺服阀 4 在没有得到控制电流时,电液伺服阀 4 的回油口关闭,电液伺服阀 4 的进油口和电液伺服阀 4 的刹车口畅通,电液伺服阀 4 相当一条液压通道。

[0033] 速度传感器 6 安装在飞机轮轴上,或刹车机轮的刹车主体上,通过机械传动与机轮联接,将机轮旋转速度转换为电信号输出。本实施例中,速度传感器 6 安装在飞机轮轴上,通过刹车机轮 7 毂盖传动销带动旋转。速度传感器 6 的电气接口通过屏蔽绝缘导线与防滑控制盒 5 电气联接,将检测到的机轮旋转速度信号提供给防滑控制盒 5,监测机轮的滑动状态。

[0034] 防滑控制盒 5 安装在主起落架舱内,由飞机上电源供电。防滑控制盒 5 的电气接口的速度信号输入端通过屏蔽绝缘导线与速度传感器 6 的电气接口联接,接收速度传感器 6 提供的机轮速度信号。防滑控制盒 5 的电气接口的阀电流输出端,通过屏蔽绝缘导线与电液伺服阀 4 的电气接口联接,向电液伺服阀 4 发出控制电流信号。

[0035] 电液伺服阀 4、速度传感器 6 和防滑控制盒 5 构成电子防滑刹车控制系统。当刹车机轮 7 在刹车中出现打滑或即将打滑时,防滑控制盒 5 按预定的控制律实施控制,给电液伺服阀 4 的力矩马达线圈发出松刹车控制电流信号,减小或解除刹车压力,及时消除机轮打滑,防止刹爆轮胎。机轮没有出现打滑时,电液伺服阀 4 只起液压通道作用。

[0036] 正常刹车时,驾驶员踩压刹车踏板操纵液压刹车阀 1 的套筒,液压刹车阀 1 输出相

应的刹车压力。驾驶员对刹车踏板踩的越重,液压刹车阀 1 的套筒的行程越大。当液压刹车阀 1 的套筒的行程(也就是行程开关 3 的压杆的行程)大于预定值时,电动阀 2 通过机电控制,保证将电动阀 2 的第一进油口关闭,同时将电动阀 2 的第二进油口打开,也就是将经液压刹车阀 1 减压来的液压油路供压,切换到来自液压刹车系统供压源油路上,电动阀 2 的第二进油口和出油口油路沟通,使来自液压刹车系统供压源的高压液压压力,直接畅通地输出给机轮刹车装置,从而实现起飞线刹车功能。

[0037] 本实施例中,电动阀 2 和行程开关 3 组成输出压力选择器,通过机械和电磁控制,实现电动阀 2 的选择输出。简单地说,当液压刹车阀 1 的套筒带动压杆移动使压杆行程达到大于预定值 12mm 时,电动阀 2 输出刹车压力 21Mpa;反之,电动阀 2 输出的是液压刹车阀 1 输出的减压刹车压力。具体是,当液压刹车阀 1 的套筒带动压杆移动使压杆行程达到大于预定值 12mm 时,行程开关 8 的微动开关闭合,从而接通电动阀 2 的电磁铁线圈的供电电路,3A 电流流过电磁铁线圈产生推力,操纵电动阀 2 实现油路切换,保证将电动阀 2 的第一进油口油路供压切换到电动阀 2 的第二进油口油路供压,将飞机刹车系统第二套液压供压源压力 21Mpa 输出给刹车机轮 7 刹车装置,从而达到实现起飞线刹车的目的。

[0038] 在液压刹车阀 1 的套筒带动压杆移动使压杆行程达不到大于预定值 12mm 时,电动阀 2 不输出刹车压力 21Mpa。因为,行程开关 3 的微动开关不闭合,电动阀 2 的电磁铁线圈没有供电,电动阀 2 不进行油路切换,电动阀 2 的第一进油口和电动阀 2 的出油口油路沟通,电动阀 2 的出油口输出的是来自液压刹车阀 1 输出的减压刹车压力。刹车机轮 7 的刹车和防滑控制按用现有技术进行。

[0039] 本实施例中,当刹车机轮 7 在刹车中出现打滑或即将打滑时,防滑控制盒 5 按预定的速度差加偏压控制律实施控制,给电液伺服阀 4 的力矩马达线圈发出松刹车控制电流信号,减小或解除刹车压力,及时消除机轮打滑,防止刹爆轮胎。

[0040] 本实施例中的液压刹车阀 1、电动阀 2、行程开关 3、电液伺服阀 4、防滑控制盒 5 和速度传感器 6 均采用现有技术。

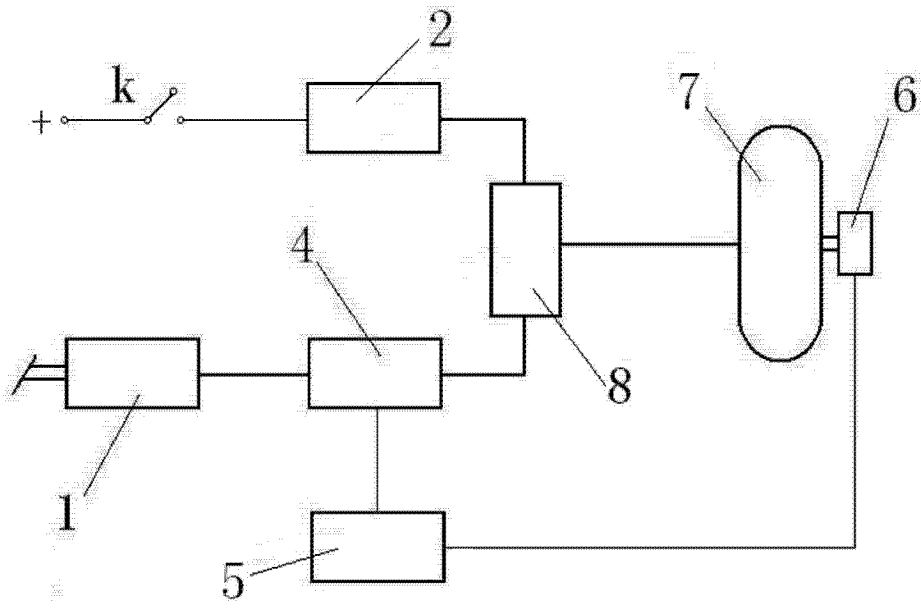


图 1

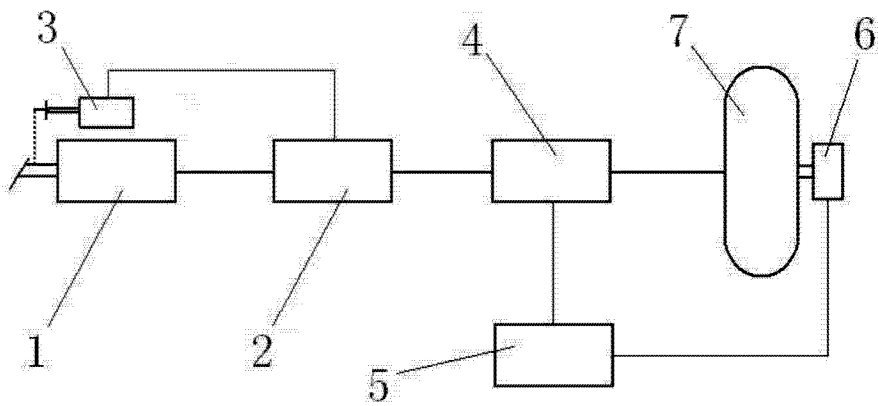


图 2