



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 114623108 A

(43) 申请公布日 2022.06.14

(21) 申请号 202210401696.3

F15B 21/02 (2006.01)

(22) 申请日 2022.04.18

F15B 21/08 (2006.01)

(71) 申请人 山河智能装备股份有限公司

F15B 11/024 (2006.01)

地址 410100 湖南省长沙市长沙经济技术
开发区凉塘东路1335号

F15B 11/04 (2006.01)

B64F 5/60 (2017.01)

(72) 发明人 何清华 章程

(74) 专利代理机构 长沙正奇专利事务所有限责
任公司 43113

专利代理师 卢宏

(51) Int.Cl.

F15B 1/02 (2006.01)

F15B 13/02 (2006.01)

F15B 13/043 (2006.01)

F15B 13/044 (2006.01)

F15B 15/28 (2006.01)

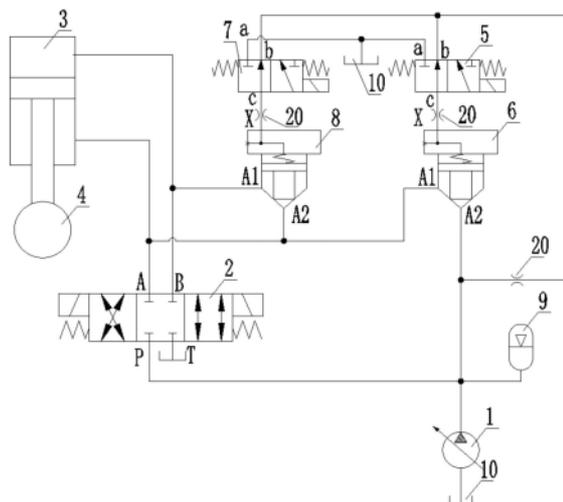
权利要求书1页 说明书4页 附图2页

(54) 发明名称

一种用于飞机测试台架的垂直速度控制装置

(57) 摘要

本发明公开了一种用于飞机测试台架的垂直速度控制装置,包括油箱、液压缸与液压泵,液压缸内被活塞分成有杆腔和无杆腔,液压缸的活塞杆连接飞机轮胎,还包括液压储能器、第一先导电磁阀、第一插装阀、第二先导电磁阀、第二插装阀、电磁换向阀,液压储能器连接液压泵、并设于液压泵和液压缸之间的液压油路上;第一先导电磁阀与第二先导电磁阀的控制接口分别连通液压泵的压力油,第一插装阀与第一先导电磁阀相连,第二插装阀与第二先导电磁阀相连,第一插装阀与第二插装阀分别通过液压管路与液压缸的无杆腔连通,电磁换向阀设有主进油口P、主回油口T、及俩工作油口,本发明模拟飞机提供精准可调的垂直冲击速度加载。



1. 一种用于飞机测试台架的垂直速度控制装置,包括油箱、液压缸与液压泵,所述液压缸内设有活塞及活塞杆,所述活塞将所述液压缸分成有杆腔和无杆腔,所述活塞杆的一端与活塞固定连接,所述活塞杆的另一端伸出所述液压缸的缸盖、并连接飞机轮胎,所述液压泵的进油端、所述液压缸的有杆腔均通过液压管路或换向阀连接所述油箱,所述液压泵的出油口通过液压管路或换向阀与所述液压缸的无杆腔连接,其特征在于,

还包括液压储能器、第一先导电磁阀、第一插装阀、第二先导电磁阀、第二插装阀、电磁换向阀及控制器;

所述第一先导电磁阀设有三个油口:其第一油口与油箱回路连通,第二油口与所述液压泵连通,第三油口与所述第一插装阀的控制口连通,第一油口与第二油口或第三油口择一连通;

所述第二先导电磁阀设有三个油口:其第一油口与油箱回路连通,第二油口与所述液压泵连通,第三油口与所述第二插装阀的控制口连通,第一油口与第二油口或第三油口择一连通;

所述电磁换向阀设有主进油口P、主回油口T、工作油口A、工作油口B,所述电磁换向阀的工作进油口A及工作回油口B分别与所述液压缸的有杆腔及所述液压缸的无杆腔连通;

所述液压储能器连接所述液压泵、并设于所述液压泵和所述液压缸之间的液压油路上,所述第一插装阀的进油口、所述第一先导电磁阀的第二油口、所述第二先导电磁阀的第二油口、所述电磁换向阀的主进油口P均与所述液压储能器连接,所述第二插装阀的进油口及所述有杆腔均连通所述第一插装阀的出油口,所述无杆腔连通所述第二插装阀的出油口;

所述控制器分别与所述第一先导电磁阀、所述第一插装阀、所述第二先导电磁阀、所述第二插装阀及所述电磁换向阀相连。

2. 根据权利要求1所述的用于飞机测试台架的垂直速度控制装置,其特征在于,所述电磁换向阀为三位四通电磁换向阀。

3. 根据权利要求1所述的用于飞机测试台架的垂直速度控制装置,其特征在于,所述第一先导电磁阀与所述第二先导电磁阀均为两位三通电磁阀。

4. 根据权利要求1所述的用于飞机测试台架的垂直速度控制装置,其特征在于,还包括阻尼孔,

所述阻尼孔设于所述第一先导电磁阀与所述第二先导电磁阀的进油口处,

所述阻尼孔还设于所述第一先导电磁阀与所述第一插装阀之间、及所述第二先导电磁阀与所述第二插装阀之间。

5. 根据权利要求1所述的用于飞机测试台架的垂直速度控制装置,其特征在于,所述液压储能器为高压储能器。

6. 根据权利要求1~5任一项所述的用于飞机测试台架的垂直速度控制装置,其特征在于,还包括位移传感器,所述位移传感器设于所述液压缸上、并与所述控制器相连。

一种用于飞机测试台架的垂直速度控制装置

技术领域

[0001] 本发明涉及飞机测试台架,尤其涉及一种用于飞机测试台架的垂直速度控制装置。

背景技术

[0002] 飞机轮胎是飞机的重要组成部分之一,在飞机起飞、着陆和滑跑过程中起到滚动和支撑的作用,其性能直接决定飞机的安全问题。因此,在飞机试飞前,对飞机轮胎的动力学性能进行测试是十分必要的。目前,我国飞机轮胎动力学的测试技术基本处于空白状态,我国的飞机轮胎动力学测试设备更是为零。由于没有合适的测试设备,现阶段我国相关研究基本是采用静态测试的数据,利用国外文献的一些经验公式粗略估算航空轮胎力学特性,用于起落架设计阶段,后期再通过起落架系统试验进行验证,一旦因为轮胎动力学性能导致系统试验不能通过,在缺乏足够数据的情况下,处理起来非常困难。基于上述情况,研发可用的飞机轮胎动力学测试设备的工作迫在眉睫。

[0003] 飞机轮胎动力学设备主要通过模拟飞机着陆和滑跑过程来测试飞机轮胎的受力和形变情况。在飞机着陆和滑跑过程中,飞机轮胎以某一不确定的垂直速度(最高冲击末速度不小于3.05m/s)冲击地面,同时由于飞机整机重量的作用,受到向下的稳定的垂直力的加载作用,而如何控制用于飞机测试台架的垂直速度是必须要面对的问题。如现有技术中的一种飞机机轮刹车系统试验台架及试验方法(公开号:CN110816887A),该申请以加载系统模拟飞机的接地载荷,将所述驱动系统与加载系统集成,在试验台上完成模拟整机起降制动系统进行在飞机跑道上进行机轮刹车系统地面滑行试验,降低了试验过程中的风险,但也没有提供精准可调的垂直冲击速度加载。

发明内容

[0004] 本发明的目的在于提供一种用于飞机测试台架的垂直速度控制装置,以实现精准可调的垂直冲击速度加载。

[0005] 基于上述目的,本发明提供技术方案如下:

[0006] 一种用于飞机测试台架的垂直速度控制装置,包括油箱、液压缸与液压泵,所述液压缸内设有活塞及活塞杆,所述活塞将所述液压缸分成有杆腔和无杆腔,所述活塞杆的一端与活塞固定连接,所述活塞杆的另一端伸出所述液压缸的缸盖、并连接飞机轮胎,所述液压泵的进油端、所述液压缸的有杆腔均通过液压管路或换向阀连接所述油箱,所述液压泵的出油口通过液压管路或换向阀与所述液压缸的无杆腔连接,

[0007] 还包括液压储能器、第一先导电磁阀、第一插装阀、第二先导电磁阀、第二插装阀、电磁换向阀及控制器;

[0008] 所述第一先导电磁阀设有三个油口:其第一油口与油箱回路连通,第二油口与所述液压泵连通,第三油口与所述第一插装阀的控制口连通,第一油口与第二油口或第三油口择一连通;

[0009] 所述第二先导电磁阀设有三个油口:其第一油口与油箱回路连通,第二油口与所述液压泵连通,第三油口与所述第二插装阀的控制口连通,第一油口与第二油口或第三油口择一连通;

[0010] 所述电磁换向阀设有主进油口P、主回油口T、工作油口A、工作油口B,所述电磁换向阀的工作进油口A及工作回油口B分别与所述液压缸的有杆腔及所述液压缸的无杆腔连通;

[0011] 所述液压储能器连接所述液压泵、并设于所述液压泵和所述液压缸之间的液压路上,所述第一插装阀的进油口、所述第一先导电磁阀的第二油口、所述第二先导电磁阀的第二油口、所述电磁换向阀的主进油口P均与所述液压储能器连接,所述第二插装阀的进油口及所述有杆腔均连通所述所述第一插装阀的出油口,所述无杆腔连通所述第二插装阀的出油口;

[0012] 所述控制器分别与所述第一先导电磁阀、所述第一插装阀、所述第二先导电磁阀、所述第二插装阀及所述电磁换向阀相连。

[0013] 当需要为模拟飞机受到向下的垂直力提供加载时,电磁换向阀失电,第一先导电磁阀得电,使第一插装阀开启,液压缸的有杆腔和无杆腔连通形成差动连接,同时,第二先导电磁阀得电,第二插装阀同步开启,液压储能器输出高压油至差动回路,推动液压缸带动飞机轮胎朝下加速,最终以设定的垂直速度冲击地面;当需要复位时,第一先导电磁阀和第二先导电磁阀失电,使第一插装阀和第二插装阀同步关闭,打开电磁换向阀,调节液压缸带动飞机轮胎复位。

[0014] 作为进一步的方式,所述电磁换向阀为三位四通电磁换向阀。

[0015] 电磁换向阀可以是二位四通电磁换向阀、伺服阀或三位四通电磁换向阀,但三位四通电磁换向阀为优选的方式,其主进油口P连通液压泵、主回油口T连通油箱、工作进油口A及工作回油口B分别与所述液压缸的有杆腔及所述液压缸的无杆腔连通。

[0016] 作为进一步的方式,所述第一先导电磁阀与所述第二先导电磁阀均为两位三通电磁阀。

[0017] 第一先导电磁阀与第二先导电磁阀的第一油口均与油箱回路连通,第一先导电磁阀与第二先导电磁阀的第二油口均与液压泵连通,第一先导电磁阀的第三油口与第一插装阀的控制口连通,第二先导电磁阀的第三油口与第二插装阀的控制口连通。

[0018] 作为进一步的方式,所述装置还包括阻尼孔,

[0019] 所述阻尼孔设于所述第一先导电磁阀与所述第二先导电磁阀的进油口处,

[0020] 所述阻尼孔还设于所述第一先导电磁阀与所述第一插装阀之间、及所述第二先导电磁阀与所述第二插装阀之间。

[0021] 阻尼孔的设置是为了让输出压力不会受到负载变化的影响,即能够保持稳定的输出压力。

[0022] 作为进一步的方式,所述液压储能器为高压储能器。

[0023] 高压储能器是液压气动装置中的一种能量储蓄单元,高压储能器的最低工作压力需大于预充气压力,高压储能器首先将系统中的能量转变为压缩能或位能储存起来,当系统需要时,又将压缩能或位能转变为液压或气压等能而释放出来,重新补供给系统。当系统瞬间需求功率增大时,它可以吸收这部分的能量,以保证整个系统压力正常。利用液压储能

器能瞬时释放大流量高压液压油的特性,为加载油缸在垂直速度作业时提供了大流量高压油,降低了液压系统的装机功率。

[0024] 作为进一步的方式,所述装置还包括位移传感器,所述位移传感器设于所述液压缸上、并与所述控制器相连。

[0025] 通过控制器电磁换向阀的工作位,以控制液压缸的位移,并通过位移传感器,将液压缸的位移反馈至控制器,控制器实现液压缸位置的PID闭环控制,从而保证液压缸的初始设定位置的控制精度。

[0026] 本发明所实现的有益效果:

[0027] 1. 本发明为模拟飞机受到向下的稳定的垂直力提供了加载;

[0028] 2. 本发明利用液压储能器能瞬时释放大流量高压液压油的特性,为加载液压缸在垂直速度作业时提供了大流量高压油,降低了液压装置的装机功率;

[0029] 3. 本发明能通过控制器的程序设定,提高测试台架自动化控制程度。

附图说明

[0030] 图1为本发明实施例的原理示意图;

[0031] 图2为本发明实施例的控制器控制示意图。

[0032] 其中:1、液压泵,2、电磁换向阀,3、液压缸,4、飞机轮胎,5、第一先导电磁阀,6、第一插装阀,7、第二先导电磁阀,8、第二插装阀,9、液压储能器,10、油箱,20、阻尼孔,100、控制器,101、位移传感器。

具体实施方式

[0033] 如图1及图2所示,一种用于飞机测试台架的垂直速度控制装置,包括油箱10、液压缸3与液压泵1,液压缸3内设有活塞及活塞杆,活塞将液压缸3分成有杆腔和无杆腔,活塞杆的一端与活塞固定连接,活塞杆的另一端伸出液压缸3的缸盖、并连接飞机轮胎4,液压泵1的进油端、液压缸3的有杆腔均通过液压管路连接油箱10,液压泵1的出油口通过液压管路与液压缸3的无杆腔连接,液压泵1的出口设置液压储能器9,用于提供液压缸3模拟飞机轮胎垂直速度时所需的大流量液压油,其中液压储能器9为高压储能器;第一插装阀6连接液压储能器9与液压缸3的有杆腔,其开启与关闭通过第一先导电磁阀5控制;第二插装阀8连接加载液压缸3的有杆腔与加载液压缸3的无杆腔,第二插装阀8开启时液压缸3的无杆腔和有杆腔联通形成差动连接,其开启与关闭通过第二先导电磁阀7控制;电磁换向阀2通过调节液压缸3的伸出和缩回来调节飞机轮胎4与地面的高度。

[0034] 具体的,液压储能器9为高压储能器,电磁换向阀2为三位四通电磁换向阀,第一先导电磁阀5和第二先导电磁阀7均为两位三通阀,第一先导电磁阀5的进油口处、第二先导电磁阀7的进油口处、第一先导电磁阀5与第一插装阀6之间、及第二先导电磁阀7与第二插装阀8之间均设有阻尼孔。位移传感器101设于液压缸3上、并与控制器100相连,通过控制器电磁换向阀2的工作位,以控制液压缸3的位移,并通过位移传感器101,将液压缸3的位移反馈至控制器100,控制器通过PID闭环控制控制液压缸3的位置,从而保证液压缸3的初始设定位置的控制精度。

[0035] 根据能量守恒,忽略摩擦力和背压的影响,飞机轮胎4落地瞬间的动能等于液压系

统与重力对液压缸3做功之和。同时,忽略液压油的可压缩性,液压储能器9输出的压力油的流量等于液压缸3无杆腔与有杆腔体积变化的差值。同时,假设液压储能器(高压储能器)9在释放压力油的过程中为绝热过程,则设定的飞机轮胎4垂直目标速度 V 与飞机轮胎4初始高度 H 之间的关系是确定的。在此过程中,液压储能器(高压储能器)9最低工作压力 P_2 需大于预充气压力 P_0 ,即 $P_2 > P_0$ 。

[0036] 为了实现自动化控制的目的,本装置还设置了控制器100,控制器100与装置里面所有的电器件分别连接,即控制器分别与第一先导电磁阀5、第二先导电磁阀7、及电磁换向阀2连接,控制器100可以设定程序,通过控制器100的程序设定,控制器100可根据垂直目标速度预设提升高度,降低了操作人员的劳动强度,有利于提高测试台架自动化控制程度。

[0037] 具体工作过程如下:

[0038] 1. 预备阶段:启动液压泵1,根据设定的垂直目标速度,通过控制电磁换向阀2调节液压缸3带动飞机轮胎4上升至预设高度,飞机轮胎达到预设高度时,电磁换向阀失电,液压缸保持在设定高度位置;同时,液压泵1输出压力油至液压储能器(高压储能器)9以压力能的形式储存;

[0039] 2. 下落阶段:电磁换向阀2失电,第一先导电磁阀5得电,第一先导电磁阀5的a口与c口连通,第一插装阀6的控制口X通过第一先导电磁阀5连通油箱,第一插装阀6的A1与A2连通,液压缸3有杆腔和无杆腔连通形成差动连接。同理,第二先导电磁阀7得电,第二插装阀8同步开启,液压储能器9输出高压油至差动回路,推动液压缸3带动飞机轮胎4朝下加速,最终以设定的垂直速度冲击地面;

[0040] 3. 复位阶段:第一先导电磁阀5和第二先导电磁阀7失电,第一先导电磁阀5和第二先导电磁阀7的b口和c口连通,第一插装阀6的控制口X通过第一先导电磁阀5连通液压储能器9,在高压控制油的作用下,第一插装阀6和第二插装阀8的A1与A2同步关闭。打开电磁换向阀2,调节液压缸3带动飞机轮胎4向上复位。

[0041] 最后需要说明的是,上述实施例阐明的内容应当理解为这些实施例仅用于更清楚地说明本发明,而并不用于限制本发明的范围,在阅读了本发明之后,本领域技术人员对本发明的各种等价形式的修改均落于本申请所附权利要求所限定的范围。

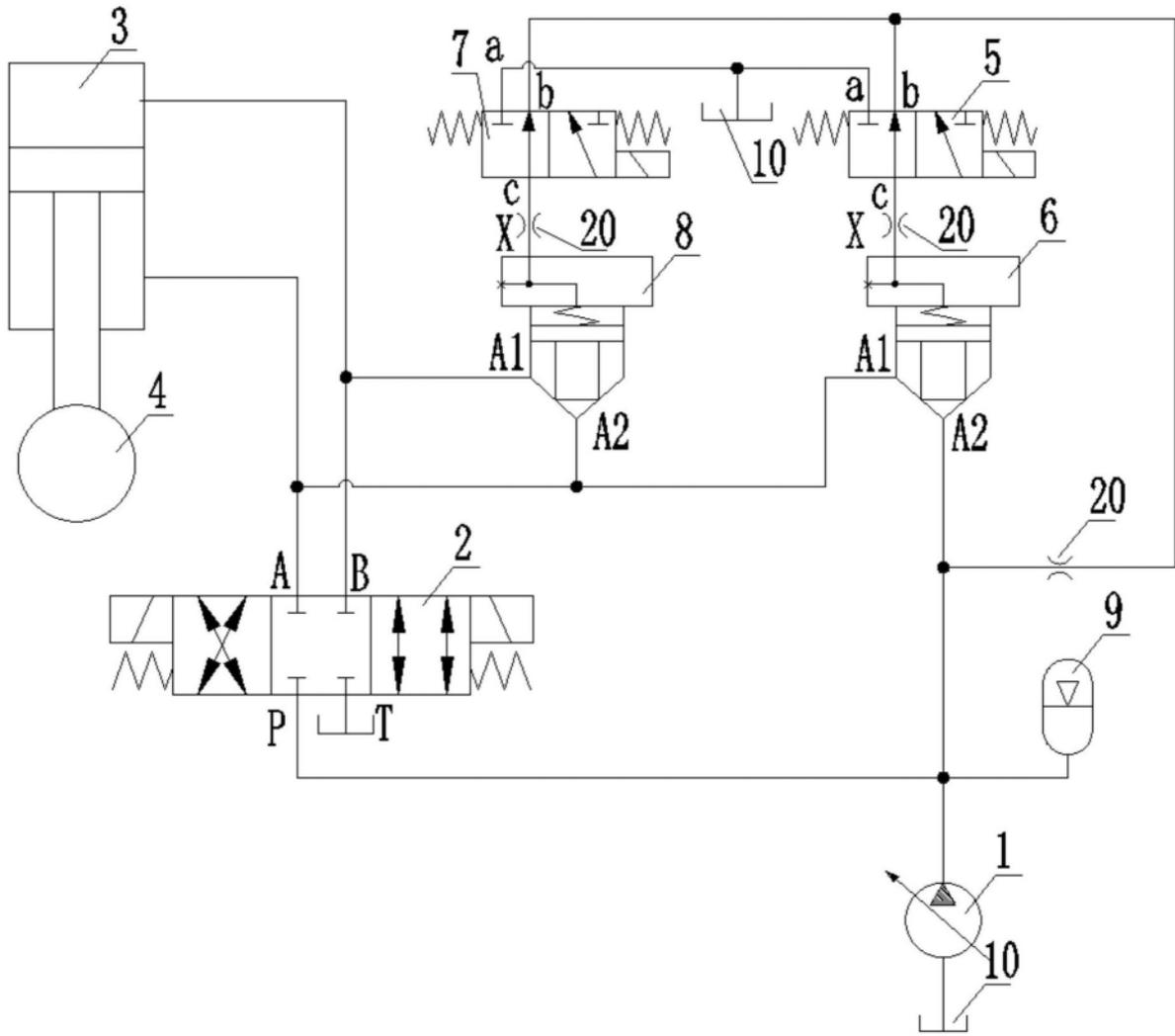


图1

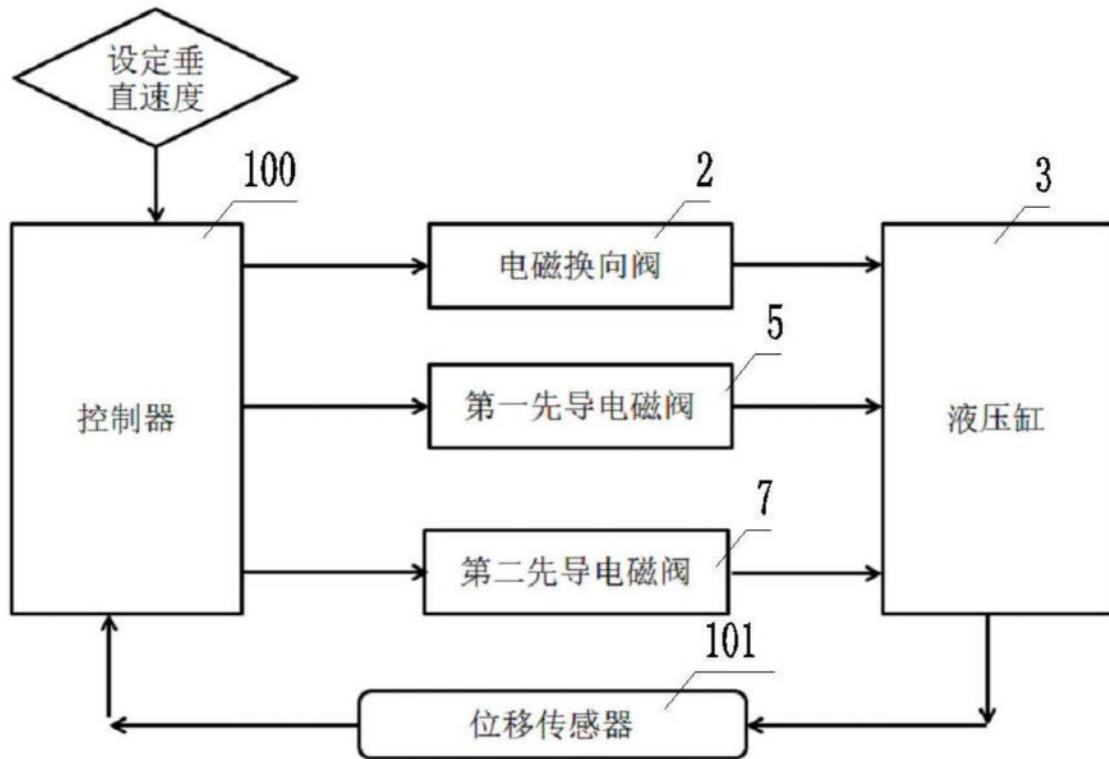


图2