



(12)发明专利

(10)授权公告号 CN 108757599 B

(45)授权公告日 2020.04.17

(21)申请号 201810400239.6

F15B 1/02(2006.01)

(22)申请日 2018.04.28

(56)对比文件

(65)同一申请的已公布的文献号

CN 2876751 Y,2007.03.07,全文.

申请公布号 CN 108757599 A

审查员 刘洋

(43)申请公布日 2018.11.06

(73)专利权人 北京机械设备研究所

地址 100854 北京市海淀区永定路50号(北京市142信箱208分箱)

(72)发明人 董凯 曾红丰 张春峰 王鹏飞

(74)专利代理机构 北京天达知识产权代理事务所(普通合伙) 11386

代理人 马东伟 胡时治

(51)Int.Cl.

F15B 11/08(2006.01)

F15B 13/044(2006.01)

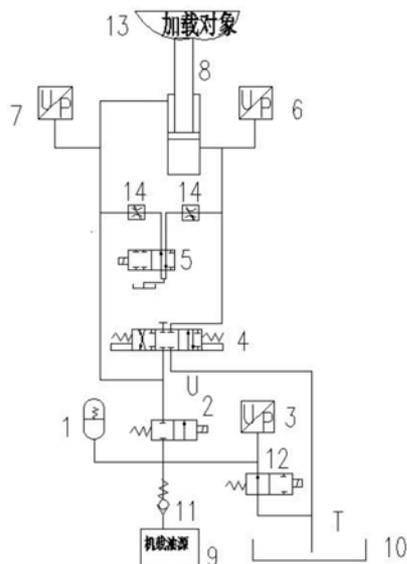
权利要求书2页 说明书6页 附图4页

(54)发明名称

一种用于飞机地面试验台的液压加载系统以及加载方法

(57)摘要

本发明公开了一种用于飞机地面试验台的液压加载系统以及加载方法,属于飞机地面试验技术领域,解决了现有技术中的采用机械方式进行外载荷模拟收放无法精确控制载荷的大小和方向的问题。系统包括液压加载机构、测控机构和电源,液压加载机构包括液压缸、伺服阀、开关阀、油源和油箱;伺服阀的公共端口与液压缸的活塞腔连接,伺服阀的进油端口通过开关阀与油源连接,伺服阀的回油端口与油箱连接;液压缸的活塞杆腔通过开关阀与油源连接;测控机构分别与伺服阀和开关阀信号连接;电源分别与伺服阀和开关阀电连接,液压缸的活塞杆与加载对象连接。上述液压加载系统以及加载方法可用于飞机地面试验台。



1. 一种用于飞机地面试验台的液压加载系统,其特征在于,包括液压加载机构、测控机构和电源;

所述液压加载机构包括液压缸、伺服阀、开关阀、油源和油箱;

所述伺服阀的公共端口与液压缸的活塞腔连接,所述伺服阀的进油端口通过开关阀与油源连接,所述伺服阀的回油端口与油箱连接;

所述液压缸的活塞杆腔通过开关阀与油源连接;

所述测控机构分别与伺服阀和开关阀信号连接;

所述电源分别与伺服阀和开关阀电连接,液压缸的活塞杆与加载对象连接;

液压加载机构还包括电磁阀,所述液压缸的活塞腔和活塞杆腔通过电磁阀连接,所述电磁阀与测控系统信号连接且与电源电连接;

油源与开关阀的连接管路上还设有单向阀;

所述油源与开关阀的连接管路通过泄压阀与油箱连接,所述泄压阀与测控系统信号连接且与电源电连接;

所述伺服阀与活塞腔的连接管路上、伺服阀与活塞杆腔的连接管路上以及油源与开关阀的连接管路上均设有压力传感器,所述压力传感器与测控系统信号连接且与电源电连接;

进行飞机地面试验时,测控系统发送加载指令,伺服阀的进油端口与公共端口连通,油源依次通过开关阀和伺服阀与液压缸的活塞腔连通,油源通过开关阀与液压缸的活塞杆腔连通,油源分别为活塞腔和活塞杆腔供油,活塞杆推动加载对象,进行地面试验加载;实时采集活塞腔压力数据、活塞杆腔压力数据以及油源的出液口压力数据、液压缸的加载位移和液压缸所施加的加载力并传送至测控系统;测控系统对采集的信号与载荷谱进行比较,得到信号的差值,剔除多余力扰动后得到伺服阀的开度;测控系统根据伺服阀的开度信号控制伺服阀调整开度,完成加载;电磁阀通电,活塞腔和活塞杆腔连通,完成卸载。

2. 根据权利要求1所述的用于飞机地面试验台的液压加载系统,其特征在于,所述活塞腔与电磁阀的连接管路上和/或活塞杆腔与电磁阀的连接管路上设置节流阀,所述节流阀与测控系统信号连接且与电源电连接。

3. 根据权利要求1所述的用于飞机地面试验台的液压加载系统,其特征在于,所述油源与开关阀的连接管路上设有蓄能器。

4. 根据权利要求1所述的用于飞机地面试验台的液压加载系统,其特征在于,所述液压加载机构还包括用于监测液压缸的加载位移的位移传感器,位移传感器与测控系统信号连接且与电源电连接。

5. 根据权利要求1所述的用于飞机地面试验台的液压加载系统,其特征在于,所述液压缸与加载对象的连接处设有拉压力传感器,所述拉压力传感器与测控系统信号连接且与电源电连接。

6. 一种用于飞机地面试验台的加载方法,其特征在于,采用如权利要求1至5所述的加载系统,包括如下步骤:

步骤1:测控系统发送加载指令,伺服阀的进油端口与公共端口连通,油源依次通过开关阀和伺服阀与液压缸的活塞腔连通,油源通过开关阀与液压缸的活塞杆腔连通,油源分别为活塞腔和活塞杆腔供油,活塞杆推动加载对象,进行地面试验加载;

步骤2:实时采集活塞腔压力数据、活塞杆腔压力数据以及油源的出液口压力数据、液压缸的加载位移和液压缸所施加的加载力并传送至测控系统;

步骤3:测控系统对采集的信号与载荷谱进行比较,得到信号的差值,剔除多余力扰动后得到伺服阀的开度;

步骤31:对采集的信号与载荷谱进行比较,得到信号的差值;

步骤32:对信号的差值输入in中剔除加载位置多余力扰动输入y与多余力传递过程的传递函数 $W_c(s)$ 的乘积,通过信号差值输入到加载点的传递函数 $W(s)$ 从而得到剔除多余力扰动后得到伺服阀的开度;

$$W_r(s) + W(s)W_c(s) = 0$$

in为信号差值输入,out为剔除多余力的信号差值输出,y为加载位置多余力扰动输入, $W_r(s)$ 为多余力传递过程的传递函数, $W_c(s)$ 为y的前馈环节的传递函数, $W(s)$ 为信号差值输入到加载点的传递函数;

步骤4:测控系统根据伺服阀的开度信号控制伺服阀调整开度,完成加载;

步骤5:电磁阀通电,活塞腔和活塞杆腔连通,完成卸载。

## 一种用于飞机地面试验台的液压加载系统以及加载方法

### 技术领域

[0001] 本发明涉及一种飞机地面试验装置,尤其涉及一种用于飞机地面试验台的液压加载系统以及加载方法。

### 背景技术

[0002] 现代飞机各个工作部件中,舱门/起落架与飞机安全息息相关,因起落架收放或者舱门开闭系统发生故障而导致的飞机事故概率较高,因此,对飞机舱门加载和起落架加载开展研究意义重大。

[0003] 飞机在起飞或着陆阶段,需要收上或放下起落架和舱门,此时起落架和舱门会受到空气动力的作用。为了缩短飞机起落架的研制周期、减少研制费用,通常会对起落架进行试验室环境地面设备模拟。由于试验中气动载荷的大小与方向都随时间改变,真实模拟气动载荷的大小与方向是试验中尤其关键的部分。

[0004] 现有技术中,主要采用机械方式通过外载荷模拟收放过程中的气动载荷来完成收放试验。但是,采用机械方式进行外载荷模拟收放无法精确控制载荷的大小和方向,从而导致飞机地面试验的精度不高。

### 发明内容

[0005] 鉴于上述的分析,本发明旨在提供一种用于飞机地面试验台的液压加载系统以及加载方法,解决了现有技术中的采用机械方式进行外载荷模拟收放无法精确控制载荷的大小和方向的问题。

[0006] 本发明的目的主要是通过以下技术方案实现的:

[0007] 本发明提供了一种用于飞机地面试验台的液压加载系统,包括液压加载机构、测控机构和电源,液压加载机构包括液压缸、伺服阀、开关阀、油源和油箱;伺服阀的公共端口与液压缸的活塞腔连接,伺服阀的进油端口通过开关阀与油源连接,伺服阀的回油端口与油箱连接;液压缸的活塞杆腔通过开关阀与油源连接;测控机构分别与伺服阀和开关阀信号连接;电源分别与伺服阀和开关阀电连接,液压缸的活塞杆与加载对象连接。

[0008] 进一步地,液压加载机构还包括电磁阀,液压缸的活塞腔和活塞杆腔通过电磁阀连接,电磁阀与测控系统信号连接且与电源电连接。

[0009] 进一步地,活塞腔与电磁阀的连接管路上和/或活塞杆腔与电磁阀的连接管路上设置节流阀,节流阀与测控系统信号连接且与电源电连接。

[0010] 进一步地,油源与开关阀的连接管路上设有蓄能器。

[0011] 进一步地,油源与开关阀的连接管路通过泄压阀与油箱连接,泄压阀与测控系统信号连接且与电源电连接。

[0012] 进一步地,伺服阀与活塞腔的连接管路上、伺服阀与活塞杆腔的连接管路上以及油源与开关阀的连接管路上均设有压力传感器,压力传感器与测控系统信号连接且与电源电连接。

[0013] 进一步地,液压加载机构还包括用于监测液压缸的加载位移的位移传感器,位移传感器与测控系统信号连接且与电源电连接。

[0014] 进一步地,液压缸与加载对象的连接处设有拉压力传感器,拉压力传感器与测控系统信号连接且与电源电连接。

[0015] 本发明还提供了一种用于飞机地面试验台的加载方法,包括如下步骤:

[0016] 步骤1:测控系统发送加载指令,伺服阀的进油端口与公共端口连通,油源依次通过开关阀和伺服阀与液压缸的活塞腔连通,油源通过开关阀与液压缸的活塞杆腔连通,油源分别为活塞腔和活塞杆腔供油,活塞杆推动加载对象,进行地面试验加载;

[0017] 步骤2:实时采集活塞腔压力数据、活塞杆腔压力数据以及油源的出液口压力数据、液压缸的加载位移和液压缸所施加的加载力并传送至测控系统;

[0018] 步骤3:测控系统对采集的信号与载荷谱进行比较,得到信号的差值,剔除多余力扰动后得到伺服阀的开度;

[0019] 步骤4:测控系统根据伺服阀的开度信号控制伺服阀调整开度,完成加载;

[0020] 步骤5:电磁阀通电,活塞腔和活塞杆腔连通,完成卸载。

[0021] 进一步地,步骤3包括如下步骤:

[0022] 步骤31:对采集的信号与载荷谱进行比较,得到信号的差值;

[0023] 步骤32:对信号的差值输入 $in$ 中剔除加载位置多余力扰动输入 $y$ 与多余力传递过程的传递函数 $W_c(s)$ 的乘积,通过信号差值输入到加载点的传递函数 $W(s)$ 从而得到剔除多余力扰动后得到伺服阀的开度;

[0024]  $W_r(s) + W(s) W_c(s) = 0$

[0025]  $in$ 为信号差值输入, $out$ 为剔除多余力的信号差值输出, $y$ 为加载位置多余力扰动输入, $W_r(s)$ 为多余力传递过程的传递函数, $W_c(s)$ 为 $y$ 的前馈环节的传递函数, $W(s)$ 为信号差值输入到加载点的传递函数。

[0026] 与现有技术相比,本发明有益效果如下:

[0027] a) 本发明提供的用于飞机地面试验台的液压加载系统能够产生一种类似真实气流的载荷,施加于加载对象上,精确控制气动载荷的大小与方向,模拟真实条件下的舱门打开关闭与起落架收放运动。同时,上述用于飞机地面试验台的液压加载系统通过简单有效的原理方案能达到功能齐全、模拟充分、论证可靠的目的,具有十分重要的现实价值。

[0028] 本发明的其他特征和优点将在随后的说明书中阐述,并且,部分的从说明书中变得显而易见,或者通过实施本发明而了解。本发明的目的和其他优点可通过在所写的说明书、权利要求书、以及附图中所特别指出的结构来实现和获得。

## 附图说明

[0029] 附图仅用于示出具体实施例的目的,而并不认为是对本发明的限制,在整个附图中,相同的参考符号表示相同的部件。

[0030] 图1为本发明实施例一提供的液压加载系统的结构框图;

[0031] 图2为本发明实施例一提供的液压加载系统中液压加载机构的结构示意图;

[0032] 图3为本发明实施例一提供的液压加载系统中测控机构的上位机的结构框图;

[0033] 图4为本发明实施例一提供的液压加载系统中测控机构的下位机的结构框图;

[0034] 图5为本发明实施例二提供的液压加载方法中前馈补偿示意图。

[0035] 附图标记：

[0036] 1-蓄能器；2-开关阀；3-第一压力传感器；4-伺服阀；5-电磁阀；6-第二压力传感器；7-第三压力传感器；8-液压缸；9-油源；10-油箱；11-单向阀；12-卸压阀；13-加载对象；14-节流阀。

### 具体实施方式

[0037] 下面结合附图来具体描述本发明的优选实施例，其中，附图构成本申请一部分，并与本发明的实施例一起用于阐释本发明的原理。

[0038] 实施例一

[0039] 本实施例提供了一种用于飞机地面试验台的液压加载系统，主要用于飞机的起落架和舱门，如图1至图4所示，其包括液压加载机构、测控机构和电源。其中，液压加载机构包括液压缸8、伺服阀4、开关阀2、油源9和油箱10，伺服阀4的公共端口与液压缸8的活塞腔连接，伺服阀4的进油端口通过开关阀2与油源9连接，伺服阀4的回油端口与油箱10连接；液压缸8的活塞杆腔通过开关阀2与油源9连接；测控机构分别与伺服阀4和开关阀2信号连接，电源分别与伺服阀4和开关阀2电连接，液压缸8的活塞杆与加载对象13连接。

[0040] 进行飞机地面试验时，测控机构发送加载指令，伺服阀4和开关阀2通电，伺服阀4的进油端口与公共端口连通，油源9依次通过开关阀2和伺服阀4与液压缸8的活塞腔连通，油源9通过开关阀2与液压缸8的活塞杆腔连通，油源9分别为活塞腔和活塞杆腔供油。通过控制伺服阀4的开度，可以分别控制活塞腔和活塞杆腔的流量，从而使得活塞杆推动加载对象13，完成飞机相应加载部件的地面试验。当需要卸载时，测控机构发送卸载指令，此时，开关阀2仍然处于打开状态，伺服阀4断电，控制信号置零，伺服阀4的公共端口与回油端口连通，油箱10通过伺服阀4与活塞腔连通，活塞腔中的液压油回流至油箱10中，油源9通过开关阀2与活塞杆腔连通，推动活塞杆向活塞腔方向移动。

[0041] 与现有技术相比，本实施例提供的用于飞机地面试验台的液压加载系统能够产生一种类似真实气流的载荷，施加于加载对象13上，精确控制气动载荷的大小与方向，模拟真实条件下的舱门打开关闭与起落架收放运动。同时，上述用于飞机地面试验台的液压加载系统通过简单有效的原理方案能达到功能齐全、模拟充分、论证可靠的目的，具有十分重要的现实价值。

[0042] 考虑到在飞机地面试验时，不仅需要测试舱门和起落架加载过程的性能，还需要进行空载试验，因此，上述液压加载机构还包括电磁阀5，液压缸8的活塞腔和活塞杆腔通过电磁阀5连接，电磁阀5与测控系统信号连接且与电源电连接。当需要进行空载试验时，电磁阀5和开关阀2断电，液压缸8的活塞腔和活塞杆腔通过电磁阀5连通，可以进行空载试验，此时，上述液加载液压机构对起落架/舱门的阻力为油液的粘性阻力和管路的流体阻力，这些阻力对起落架/舱门的空载试验的影响可以忽略，因此起落架/舱门的空载试验时不必拆除液加载液压机构，从而简化了空载试验的步骤。此外，在加载试验过程中，如果出现超载或紧急情况时，开关阀2和电磁阀5通电，伺服阀4控制信号置零，液压缸8的活塞腔和活塞杆腔通过电磁阀5连通，液压缸8的活塞腔和活塞杆腔与油源9断开，液压缸8卸载，从而能够保证加载对象13的安全，避免加载对象13的损害。

[0043] 需要说明的是,当需要进行加载试验时,电磁阀5需要通电,液压缸8的活塞腔和活塞杆腔断开。

[0044] 为了避免卸载时液压缸8的活塞腔和活塞杆腔突然导通,导致加载力突然消失对加载对象13造成损坏,可以在活塞腔与电磁阀5的连接管路上和/或活塞杆腔与电磁阀5的连接管路上设置节流阀14,节流阀14与测控系统信号连接且与电源电连接。当需要卸载时,电磁阀5通电,活塞腔和活塞杆腔连通,通过控制节流阀14的开度可以控制活塞腔和活塞杆腔之间的液压油流量,从而避免卸载时液压缸8的活塞腔和活塞杆腔突然导通,保证加载对象13在地面试验过程中的安全性。

[0045] 为了能够提高油源9中液压油的压力,实现快速加载,油源9与开关阀2的连接管路上设有蓄能器1,通过蓄能器1能够提高液压油的压力,使得液压油可以快速流入液压缸8的活塞腔和活塞杆腔中,提高加载速度,进而提高加载试验效率。

[0046] 由于蓄能器1的设置增加了上述液加载液压机构的管路内的压力,为了保证系统的安全性,油源9与开关阀2的连接管路可以通过卸压阀12与油箱10连接,卸压阀12与测控系统信号连接且与电源电连接。一旦液加载液压机构的管路内的压力超过阈值,卸压阀12断电,油源9与开关阀2的连接管路直接与油箱10连通,油源9停止为液压缸8供油,从而能够降低上述液加载液压机构的管路内的压力,保证系统的安全性。

[0047] 为了避免液压缸8的活塞腔与活塞杆腔中的液压油倒流回油源9,油源9与开关阀2的连接管路上还设有单向阀11。

[0048] 为了能够实时监测上述液压加载系统的系统压力,伺服阀4与活塞腔的连接管路上、伺服阀4与活塞杆腔的连接管路上以及油源9与开关阀2的连接管路上均设有压力传感器(第一压力传感器3、第二压力传感器6和第三压力传感器7),上述压力传感器与测控系统信号连接且与电源电连接,压力传感器分别采用活塞腔压力数据、活塞杆腔压力数据以及油源9的出液口压力数据并传送至测控系统,从而实时监测上述液压加载系统的系统压力。

[0049] 为了能够实时监测液压缸8的加载位移,上述液压加载机构还包括用于监测液压缸8的加载位移的位移传感器,位移传感器与测控系统信号连接且与电源电连接。

[0050] 为了能够实时监测液压缸8所施加的加载力,在液压缸8与加载对象13的连接处设有拉压力传感器,该拉压力传感器与测控系统信号连接且与电源电连接。通过拉压力传感器能够实时监测液压缸8施加在加载对象13上的加载力。

[0051] 需要说明的是,上述加载对象13可以为起落架支柱、主起落架、右主起落架以及舱门。

[0052] 考虑到油源9一般与加载对象13的距离较远,管路压力损失较大,调节比较迟缓,并且加载对象13不同,所需的液压油的压力也有差异,因此,油源9可以通过分油站与开关阀2连接,通过分油站进一步调节液压油的压力,从而能够针对不同的加载对象13设置不同的加载压力和加载速度。

[0053] 测控机构用于监测和控制整个加载过程,其包括加载上位机和加载下位机,加载上位机通过CAN总线与下位机信号连接,采用CAN总线可以保证上位机和下位机之间实时可靠的数据通信,上位机将事先存储在上位机中的载荷谱或在给定试验状态下的载荷给定值下达到下位机,作为加载系统闭环控制的指令信号,以使实际的加载力能跟踪所给定的载荷谱。其中,加载上位机包括一台研华工控机,如图3所示,主要负责加载系统的人机交互,

一方面可以发送加载指令(如加载角度、加载力、加载缸两腔压力信号,受载装置到位、急停、卸荷、油滤信号集中油源9供回油压力、加载通道压力)、设置加载通道传感器参数、设置和传输载荷谱、显示加载曲线,另一方面通过监测加载系统内全部传感器采集的数据,实现对上述液压加载系统的整个加载过程进行监控。此外,紧急情况下对加载装置和被试装置进行报警提示(如压力超载报警、油温超限报警何污染超标报警)和报警处理(加载缸两腔沟通)

[0054] 下位机包括研华工控机,负责前等的加载控制,如图4所示。下位机主要具有两大功能:加载系统控制律的软件实现,包括对端口数据的读写、转换,控制量、前馈补偿量的实时计算以及故障监控和应急操作等;接受上位机的控制指令、气动力载荷谱、监控参数的标定、滤波形式及参数的选择、PID参数设定以及系统的自检等。

[0055] 起落架加载系统液压原理如下,高压油从集中式泵源的高压油路经分油站稳压、过滤后为电液伺服加载装置供油。分油站主要由减压阀、油滤、蓄压器等组成,高压油液由减压阀降低为加载装置通道所需压力的油液。

[0056] 测控子系统把传感器采集的拉压力信号、位移信号与载荷谱数据(参考输入)进行比较,根据控制策略计算出所需的控制量,再经过伺服放大器驱动伺服阀4,从而控制加载作动筒,使加载作动筒的输出力能跟踪给定的载荷谱。

[0057] 需要说明的是,上述伺服阀4可以采用大流量高性能伺服阀4,以此保证系统具有较大频宽,上述蓄能器1可以采用大容量蓄能器,保证系统动态流量供应。

[0058] 实施例二

[0059] 本实施例提供了一种用于飞机地面试验台的加载方法,包括如下步骤:

[0060] 步骤1:测控系统发送加载指令,伺服阀的进油端口与公共端口连通,油源依次通过开关阀和伺服阀与液压缸的活塞腔连通,油源通过开关阀与液压缸的活塞杆腔连通,油源分别为活塞腔和活塞杆腔供油,活塞杆推动加载对象,进行地面试验加载。

[0061] 步骤2:实时采集活塞腔压力数据、活塞杆腔压力数据以及油源的出液口压力数据、液压缸的加载位移和液压缸所施加的加载力并传送至测控系统。

[0062] 步骤3:测控系统采用通过滤波算法和PID控制算法对采集的信号与载荷谱进行比较,得到信号的差值,剔除多余力扰动后得到伺服阀的开度。

[0063] 步骤4:测控系统根据伺服阀的开度信号控制伺服阀调整开度,完成加载;

[0064] 步骤5:电磁阀通电,活塞腔和活塞杆腔连通,完成卸载。

[0065] 具体来说,上述步骤3包括如下步骤:

[0066] 步骤31:对采集的信号与载荷谱进行比较,得到信号的差值;

[0067] 步骤32:对信号的差值输入 $in$ 中剔除加载位置多余力扰动输入 $y$ 与多余力传递过程的传递函数 $W_c(s)$ 的乘积,通过信号差值输入到加载点的传递函数 $W(s)$ 从而得到剔除多余力扰动后得到伺服阀的开度,如图2所示, $in$ 为信号差值输入, $out$ 为剔除多余力的信号差值输出, $y$ 为加载位置多余力扰动输入, $W_r(s)$ 为多余力传递过程的传递函数, $W_c(s)$ 为 $y$ 的前馈环节的传递函数, $W(s)$ 为信号差值输入到加载点的传递函数。

[0068] 为了消除扰动输入对加载系统的干扰作用,可利用结构不变性从扰动输入端加一前馈校正环节 $W_c(s)$ ,使得由扰动输入 $y$ 到输出 $out$ 的两个前向通道之和为零。即

[0069]  $W_r(S) + W(S) W_c(S) = 0$  (1)

[0070] 在利用结构不变性原理进行前馈补偿消除多余力时,其补偿函数对位移扰动信号进行补偿,比起直接在加载位置进行补偿超前。可见,结构不变性原理本质上是对位置多余力扰动变化进行补偿,若补偿得当使加载缸与被加载对象运动完全一致,理论上可以消除多余力。

[0071] 多余力是活塞式液压缸中出现的特殊问题,它是由于活塞运动引起的。由于液压缸既要与加载对象一起运动,又要实现对加载对象加载,当加载对象主动运动时,液压缸会产生强迫流量,强迫流量产生强迫压力,从而产生很大的干扰力,即多余力。特别当活塞运动方向与加载力方向相反时,伺服阀小的流量变化即可使加载压力 $P_L$ 瞬间变化很大,甚至超过油源的液压油的压力。被动式力伺服系统的多余力数值很大,有时比给定输入力信号大数倍,对加载精度影响很大。突出表现在:大大降低加载系统频宽以及降低加载精度。

[0072] 对于活塞式液压缸的多余力,所受的外部扰动是可测量的,所以可以加前馈以补偿和抑制位移干扰对系统动态性能的影响。因此,引用经典控制理论中的结构不变性原理,对多余力进行前馈补偿,确保系统的加载控制精度。

[0073] 在电液伺服加载系统实际应用中采用结构不变性原理设计的前馈补偿环节消除多余力的效果是非常明显的,利用结构不变性原理对多余力进行抑制是行之有效的。

[0074] 以上所述,仅为本发明较佳的具体实施方式,但本发明的保护范围并不局限于此,任何熟悉本技术领域的技术人员在本发明揭露的技术范围内,可轻易想到的变化或替换,都应涵盖在本发明的保护范围之内。

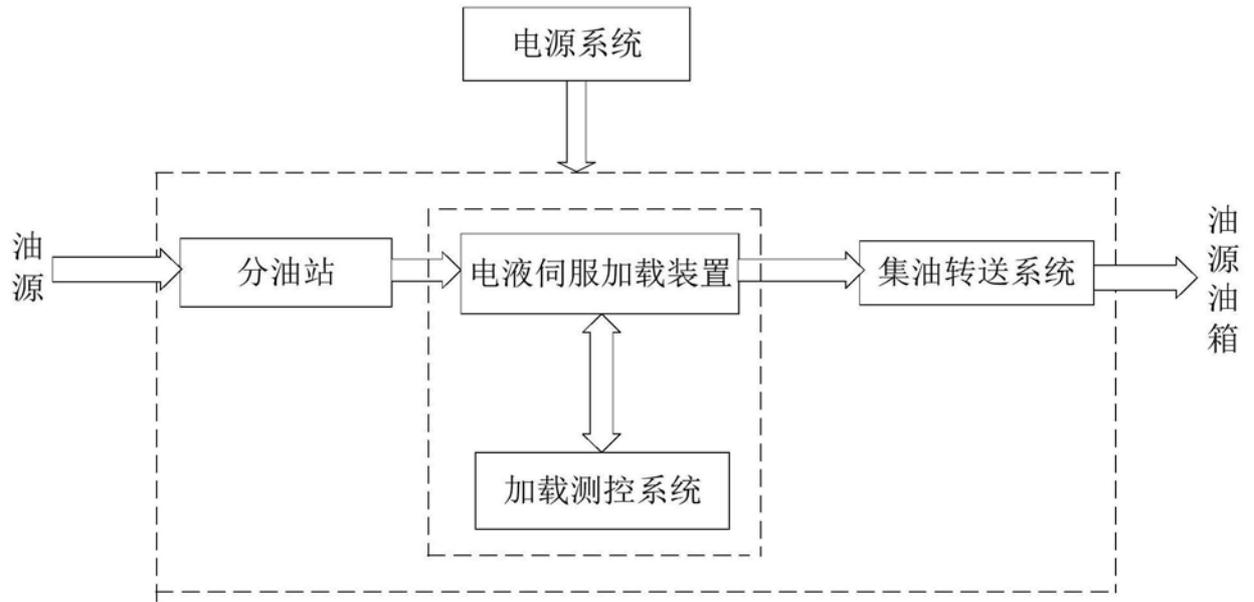


图1

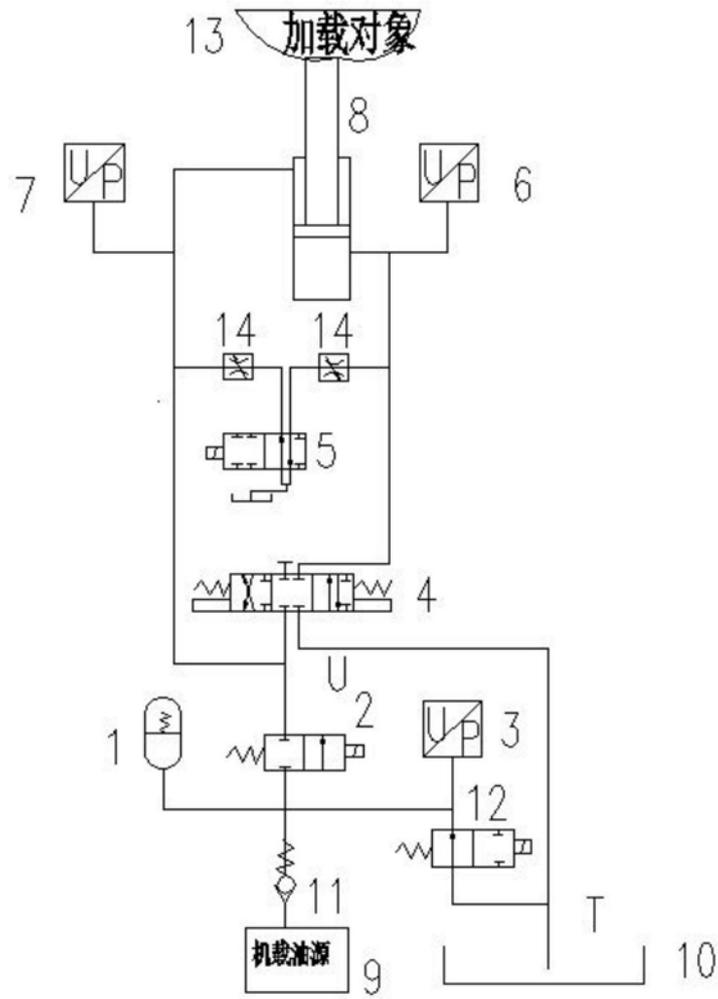


图2

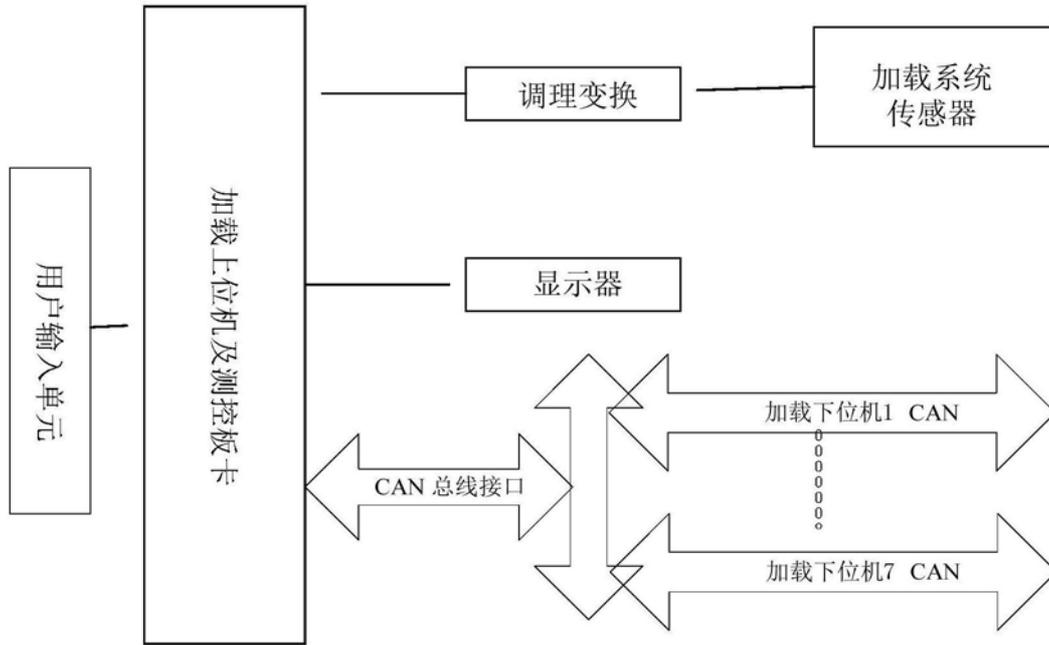


图3

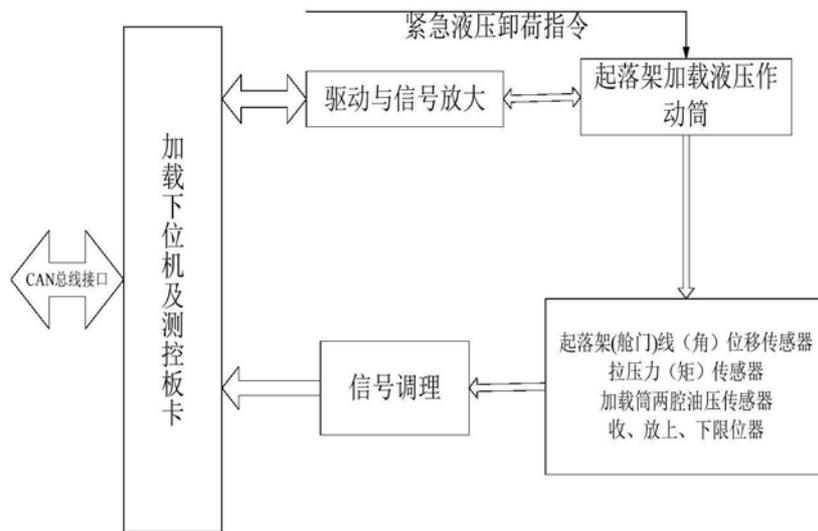


图4

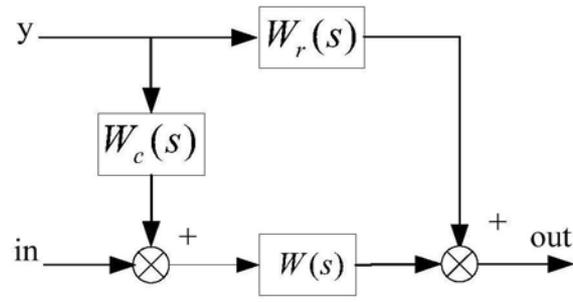


图5