



(12)发明专利

(10)授权公告号 CN 106246617 B

(45)授权公告日 2018.05.04

(21)申请号 201610713471.6

F15B 21/04(2006.01)

(22)申请日 2016.08.24

G01M 3/32(2006.01)

(65)同一申请的已公布的文献号

申请公布号 CN 106246617 A

(43)申请公布日 2016.12.21

(73)专利权人 浙江工业大学

地址 310014 浙江省杭州市下城区朝晖六区潮王路18号

(56)对比文件

CN 105673621 A, 2016.06.15,

CN 103162918 A, 2013.06.19,

CN 105319015 A, 2016.02.10,

EP 2767720 A1, 2014.08.20,

EP 1420169 A2, 2004.05.19,

审查员 蒋中立

(72)发明人 毛剑峰

(74)专利代理机构 杭州天正专利事务所有限公司

33201

代理人 王兵 黄美娟

(51)Int.Cl.

F15B 11/042(2006.01)

F15B 15/28(2006.01)

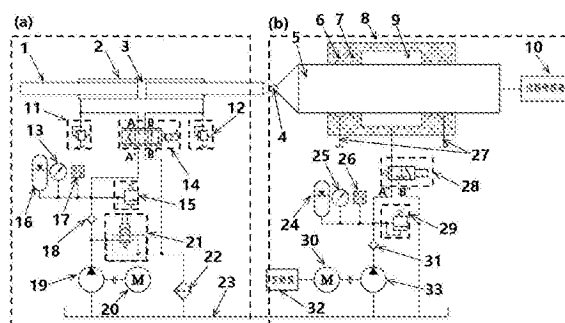
权利要求书2页 说明书7页 附图1页

(54)发明名称

往复机械的高性能组合密封圈性能测试系统

(57)摘要

往复机械的高性能组合密封圈性能测试系统,包括往复动力系统和密封腔液压系统;往复动力系统包括活塞杆、伺服缸以及活塞;密封腔液压系统包括作动筒、试验缸、组合密封圈、位移传感器以及球形接头;活塞杆的一端水平穿过伺服缸,活塞将伺服缸的内腔分隔成左腔体和右腔体;活塞杆的另一端通过球形接头与作动筒联接;作动筒水平穿过试验缸,试验缸的内圆柱面的中间位置开设有一凹槽,凹槽与试验缸的外壁之间形成一密封腔,密封腔可模拟飞机着落时起落架缓冲器内油压的波动情况;试验缸的内圆柱面的两端分别开设有两个密封圈安装槽,两个密封圈安装槽内安装有组合密封圈;作动筒远离活塞杆的一端连接位移传感器,位移传感器用以测量往复运动的距离。



1. 往复机械的高性能组合密封圈性能测试系统,其特征在于:包括往复动力系统和密封腔液压系统;所述的往复动力系统包括活塞杆、伺服缸以及活塞;所述的密封腔液压系统包括作动筒、试验缸、组合密封圈、位移传感器以及球形接头;所述的活塞杆的一端水平穿过所述的伺服缸,位于所述的伺服缸的内腔内的活塞杆的中部设置有活塞,所述的活塞将伺服缸的内腔分隔成左腔体和右腔体;

所述的活塞杆的另一端通过所述的球形接头与所述的作动筒联接,所述的活塞杆的往复运动带动所述的作动筒产生相同速度的往复运动;所述的作动筒水平穿过所述的试验缸,所述的试验缸的内圆柱面的中间位置开设有一凹槽,所述的凹槽与所述的试验缸的外壁之间形成一密封腔,所述的密封腔可模拟飞机着落时起落架缓冲器内油压的波动情况;所述的试验缸的内圆柱面的两端分别开设有两个密封圈安装槽,两个所述的密封圈安装槽内安装有组合密封圈;所述的作动筒远离活塞杆的一端连接所述的位移传感器,所述的位移传感器用以测量往复运动的距离;

所述的左腔体通过管道连接第一直动型溢流阀,右腔体通过管道连接第二直动型溢流阀;一管道支路的一端连接在与左腔体的管道上,所述的管道支路的另一端连接在高速换向阀的A口;所述的高速换向阀的B口通过另一管道支路连接在右腔体的管道上;所述的高速换向阀的下部设置有对应于A口和B口的A'口和B'口,所述的A'口通过管道连接在第一单向阀上,所述的B'口通过管道连接在过滤器上,A'口的管道与B'口的管道之间分别通过第一减压阀和二位四通电磁阀相连接,所述的第一减压阀和二位四通电磁阀并联;A'口的管道和第一减压阀交汇处通过管道依次连接到第一压力传感器、第一压力表和第一蓄能器上;并且A'口的管道和第一减压阀交汇处通过管道连接在所述的第一单向阀上,再通过管道连接在第一单向定量液压泵上,所述的第一单向定量液压泵的另一口通过管道连接在油箱上;

所述的密封腔通过管道连接在二位二通电磁阀上,所述的二位二通电磁阀设置有A"口和B"口,所述的A"口通过管道连接在第二减压阀上,所述的B"口通过管道连接在第二减压阀;所述的B"口的管道和第二减压阀的交汇处通过管道连接到油箱;所述的A"口的管道与第二减压阀的交汇处通过管道依次连接到第二压力传感器,第二压力表和第二蓄能器,所述的A"口的管道与减压阀的交汇处通过另一管道连接到第二单向阀,所述的第二单向阀的入口通过管道连接到第二单向定量液压泵,所述的第一单向定量液压泵的另一口通过管道连接到所述的油箱上。

2. 如权利要求1所述的往复机械的高性能组合密封圈性能测试系统,其特征在于:在所述的组合密封圈的轴向外侧开有泄漏口,所述的泄漏口通过透明软管与量杯连接,在油压和往复运动作用下,所述的密封腔的液压油通过组合密封圈和泄漏口泄漏到量杯内。

3. 如权利要求2所述的往复机械的高性能组合密封圈性能测试系统,其特征在于:所述的第一单向定量液压泵由第一电动机驱动。

4. 如权利要求3所述的往复机械的高性能组合密封圈性能测试系统,其特征在于:所述的第二单向定量液压泵由带有变频器的第二电动机驱动。

5. 如权利要求4所述的往复机械的高性能组合密封圈性能测试系统,其特征在于:所述的第一、第二单向定量液压泵所泵入的液压油来自油箱。

6. 如权利要求5所述的往复机械的高性能组合密封圈性能测试系统,其特征在于:所述

的作动筒的外形尺寸跟飞机起落架缓冲器的尺寸一致,所述的作动筒的直径比试验缸直径小。

7.如权利要求6所述的往复机械的高性能组合密封圈性能测试系统,其特征在于:在所述的组合密封圈处和密封腔处设置冷却夹套,用以在试验时对组合密封圈进行冷却和温度控制。

往复机械的高性能组合密封圈性能测试系统

技术领域

[0001] 本发明涉及一种往复机械的高性能组合密封圈性能测试系统,属于属于往复运动部件组合密封圈性能测试技术领域。

背景技术

[0002] 缓冲器是起落架的关键部件,其密封装置设计对缓冲器的性能和飞机的使用安全及出勤率起着重要作用。因此,在设计现代飞机,特别是民用飞机起落架的缓冲器时,都将在预定使用环境中的耐磨损、长寿命和密封性能可靠等,作为其密封的主要设计目标,在缓冲器密封研究中泄漏问题是研究的核心之一。缓冲器密封是一种依靠弹性元件对动环和静环端面的预紧或介质压力与弹性元件共同压紧而达到密封的轴向端面密封装置。在动件活塞杆和静件套筒之间设置有密封组件,其设计优良对起落架的安全性起着重要的作用。密封组件主要作用在于防止油液发生泄漏,从而提高缓冲器的缓冲效率。飞机着陆或滑行时的恶劣工况以及装配产生的偏差,导致活塞杆运动方向与套筒轴线方向不重合,造成密封组件间隙不均匀,长时间会产生变形或磨损,从而产生间隙不均匀带来的泄漏危险。因此,掌握及建立外载变化及结构参数与密封组件摩擦副表面的摩擦力关系,研究密封组件内泄漏特性及流体力学规律,对缓冲器密封组件优化、设计及维修有着非常重要的意义。然而,要从理论上精确得出液压往复密封的性能参数很困难,而在生产实践中也很难全面合理地对产品质量进行评估,只能从使用过程中得到一些极为有限的确定性较差的间接结果。针对这种情况,需要对缓冲器的动静密封组件进行密封性能试验。往复机械的密封性能试验在国内可以参考的资料与标准非常之少,这样的试验难度是很大的。国外,英国流体力学研究组(British Hydromechanics Research Group)提出的测量液压机械往复密封性能的试验标准,列入了ISO TC131/SC7/WG7/N50,它描述了进行中、高压往复密封产品的性能试验所要求的标准试验过程,对试验环境和试验条件提出了一系列标准化的规定。通过试验测量机械往复密封的性能、可以规范往复密封试验的油缸结构,技术条件,试验环境和试验步骤,试验需要遵循此试验标准的往复密封标准试验设计、试验方法和实现步骤,以及数据的监测处理过程等。

发明内容

[0003] 为了解决现有液压往复运动性能测试方式存在的上述缺陷,本发明提供一种利用了两个子系统(往复动力系统和密封腔液压系统)实现了在不同往复运动速度和不同油压水平下针对不同组合密封圈的泄漏量(率)及摩擦力的测量的往复机械的高性能组合密封圈性能测试系统,本发明模拟参数可以达到飞机起落架正常着落时缓冲器内各参数水平,但不包括事故工况等非正常工况。

[0004] 本发明采用的技术方案是:

[0005] 往复机械的高性能组合密封圈性能测试系统,其特征在于:包括往复动力系统和密封腔液压系统;所述的往复动力系统包括活塞杆、伺服缸以及活塞;所述的密封腔液压系

统包括作动筒、试验缸、组合密封圈、位移传感器以及球形接头；所述的活塞杆的一端水平穿过所述的伺服缸，位于所述的伺服缸的内腔内的活塞杆的中部设置有活塞，所述的活塞将伺服缸的内腔分隔成左腔体和右腔体；

[0006] 所述的活塞杆的另一端通过所述的球形接头与所述的作动筒联接，所述的活塞杆的往复运动带动所述的作动筒产生相同速度的往复运动；所述的作动筒水平穿过所述的试验缸，所述的试验缸的内圆柱面的中间位置开设有一凹槽，所述的凹槽与所述的试验缸的外壁之间形成一密封腔，所述的密封腔可模拟飞机着落时起落架缓冲器内油压的波动情况；所述的试验缸的内圆柱面的两端分别开设有两个密封圈安装槽，两个所述的密封圈安装槽内安装有组合密封圈；所述的作动筒远离活塞杆的一端连接所述的位移传感器，所述的位移传感器用以测量往复运动的距离，在规定时间内进行求导运算可得速度、加速度参数；

[0007] 所述的左腔体通过管道连接第一直动型溢流阀，右腔体通过管道连接第二直动型溢流阀；一管道支路的一端连接在与左腔体的管道上，所述的管道支路的另一端连接在高速换向阀的A口；所述的高速换向阀的B口通过另一管道支路连接在右腔体的管道上；所述的高速换向阀的下部设置有对应于A口和B口的A'口和B'口，所述的A'口通过管道连接在第一单向阀上，所述的B'口通过管道连接在过滤器上，A'口的管道与B'口的管道之间分别通过第一减压阀和二位四通电磁阀相连接，所述的第一减压阀和二位四通电磁阀并联；A'口的管道和第一减压阀交汇处通过管道依次连接到第一压力传感器、第一压力表和第一蓄能器上；并且A'口的管道和第一减压阀交汇处通过管道连接在所述的第一单向阀上，再通过管道连接在第一单向定量液压泵上，所述的第一单向定量液压泵的另一口通过管道连接在油箱上；

[0008] 所述的密封腔通过管道连接在二位二通电磁阀上，所述的二位二通电磁阀设置有A"口和B"口，所述的A"口通过管道连接在第二减压阀上，所述的B"口通过管道连接在第二减压阀；所述的B"口的管道和第二减压阀的交汇处通过管道连接到油箱；所述的A"口的管道与第二减压阀的交汇处通过管道依次连接到第二压力传感器，第二压力表和第二蓄能器，所述的A"口的管道与减压阀的交汇处通过另一管道连接到第二单向阀，所述的第二单向阀的入口通过管道连接到第二单向定量液压泵，所述的第一单向定量液压泵的另一口通过管道连接到所述的油箱上。

[0009] 进一步，在所述的组合密封圈的轴向外侧开有泄漏口，所述的泄漏口通过透明软管与量杯连接，在油压和往复运动作用下，所述的密封腔的液压油通过组合密封圈和泄漏口泄漏到量杯内。

[0010] 进一步，所述的第一单向定量液压泵由第一电动机驱动。

[0011] 进一步，所述的第二单向定量液压泵由带有变频器的第二电动机驱动。

[0012] 进一步，所述的第一、第二单向定量液压泵所泵入的液压油来自油箱。

[0013] 进一步，所述的作动筒的外形尺寸跟飞机起落架缓冲器的尺寸一致，所述的作动筒的直径比试验缸直径小。

[0014] 进一步，在所述的组合密封圈处和密封腔处设置冷却夹套，用以在试验时对组合密封圈进行冷却和温度控制。

[0015] 作为优选，所述的作动筒采用空心结构，以此减少惯性力，作动筒的工作表面经加

工处理后呈现光滑,无缺陷状态,表面的强度得到强化,抗腐蚀性好。

[0016] 作为优选,所述的高压换向阀产生需要的高压脉冲,最大压力可以达到80MPa,最大脉冲峰值和脉冲周期都是可调的,并且可连续不断地对密封腔产生脉冲高压,通过计算机软件自动记录压力-时间历程。

[0017] 作为优选,所述的往复动力子系统通过大功率低压液压系统驱动,动力源选用伺服电机,往复动力子系统具有较宽的负载调节范围和动态响应范围,以及较大的过载能力,以适应不同型号规格组合密封圈和往复运动速度调节。

[0018] 作为优选,所述的往复动力子系统与密封腔液压系统分别是一个独立的子系统,试验缸密封腔的高压油路与往复动力驱动油路各自独立运行;试验缸油压历程可以模拟飞机起落架正常着落时缓冲器的载荷-时间历程,试验缸油压上升与下降迅速,响应性灵敏。

[0019] 作为优选,所述的往复动力子系统在往复过程的方向切换时提前引入了适当的缓冲控制,考虑到惯性力的因素,将每个单程运动分为高速和缓冲两个阶段,以最大限度地降低测试系统的冲击和振动,提高使用寿命和降低工作噪声。

[0020] 作为优选,所述的组合密封圈摩擦力测量利用了摩擦力与往复动力子系统的压力大致成正比关系,引入了修正系数,最后通过公式计算得到摩擦力。

[0021] 作为优选,所述的密封腔液压系统加装可调式油冷器,对系统油温进行控制;在密封圈处和密封腔处增加冷却夹套,对温度进行控制。对于伺服缸和试验缸,因为有循环液压油的冷却作用,油温得到了有效地控制,密封圈的温度也得到有效地控制。

[0022] 作为优选,所述的往复运动极限行程增设了极限开关,通过软件界面可以选择活塞杆不同的极限行程,进一步,极限开关也起到防止撞缸的安全保护作用。

[0023] 作为优选,所述的密封腔内压力可调,提供两种选用模式,一种不补压即压力逐渐下降式调节;另一种自动补压模式。当压力下降到设定值时,计算机自动记录压力值,油压值实时反馈给计算机CPU形成闭环控制,控制压力值。

[0024] 作为优选,所述的伺服缸的有限行程为475mm,最大运行速度可达3m/s,伺服缸内径为63mm,活塞杆的直径为45mm,最大试验压力可达80MPa。

[0025] 作为优选,整个试验装置的总高约为352.50mm,总宽约为350.00mm,台架总长约为2760.00mm,工作时最大长度为3417.00mm。

[0026] 对于试验缸内的油压,可以加载一定波动频率的油压,优选地,加载油压方式可以是正弦波、三角波、梯形波以及更复杂的傅里叶组合波,其波形可模拟起落架缓冲器载荷-时间历程曲线。

[0027] 作为优选,本测试系统设计考虑减震措施,加强基座的稳定性,使试验台固有振动频率特性提高,幅度降低,以保证动态测量数据(特别是摩擦力)的准确性。

[0028] 作为优选,往复动力系统的控制不宜采用继电器控制方案,应采用电子线路实现,本测试系统采用晶体管输出的PLC控制方式。

[0029] 作为优选,本测试系统的数据采集与往复运动同步,可以记录每个往复循环数据,设置有数据筛选程序,避免海量数据的存储。

[0030] 与曲柄连杆机构驱动的试验装置相比,本发明的先进之处如下:

[0031] (1) 克服了曲柄连杆结构所产生的倾覆力矩,减少了整个试验台的振动和噪声,使用寿命得到延长;

[0032] (2) 试验参数高,可以直接有效地模拟飞机起落架缓冲器在着落期间的多项参数,如油压、速度、位移等;

[0033] (3) 对中度更好,受力均匀,密封圈不会出现偏心、偏磨现象;

[0034] (4) 方便拆卸,可更多次反复使用,可测量不同密封件的泄漏情况及相关性能,使用简便,操作界面友好。

[0035] 本发明的有益效果体现在:

[0036] 1、本发明在往复动力子系统和密封腔液压力子系统的共同作用下,本测试系统可以测量不同组合参数下组合密封圈的泄漏量;不同参数条件主要包括不同的往复运行速度、不同的密封腔油压水平、不同的组合密封圈;不同的密封圈安装过盈量、不同的往复摩擦力。

[0037] 1、在相应的测试时间内可以对位移传感器进行时间求导运算,由此可得速度和加速度,本测试系统的最大往复运行速度可以达到3m/s,可根据试验要求进行最大速度范围内的任意速度调节。

[0038] 3、本测试系统增加了最大行程安全保护功能,通过软件界面可以设置权利要求2所述的最大行程及在此之内的任意行程。

[0039] 4、将速度分为高速和缓冲区段,以最大限度地降低测试系统的冲击,提高其寿命并降低其噪声和振动。

[0040] 5、本测试系统中加装了油冷器,对系统油温进行控制,在密封圈处和密封腔处增加冷却夹套,在试验时对组合密封圈进行冷却和温度控制。

[0041] 6、本测试系统的压力可调,当密封腔内压力下降到设定值时将自动记录,可以选用不补压(压力逐渐降低)或自动补压功能(维持在设定压力值)达到所需的油压水平。

[0042] 7、本测试系统采用高速换向阀产生需要的高压脉冲,最大脉冲峰值和脉冲周期可调,可以连续不断地对密封腔产生脉冲高压,计算机自动记录随时间变化的压力波动值。

[0043] 8、在运行过程中可测量参数有:①密封腔内的油压;②作动筒的位移、速度、加速度;③组合密封圈的泄漏量;④作动筒的摩擦力。本密封测试系统可产生较高的往复运动速度,可以模拟飞机着落期间起落架缓冲器内的油压水平及波动情况,作动筒和组合密封圈的结构尺寸达到了飞机起落架缓冲器的真实尺寸。

[0044] 9、本测试系统可以测量上述缓冲器中由组合密封圈产生的同等大小的摩擦力和泄漏量,由此可以真实地反映组合密封圈的密封性能,为开发设计可靠、耐久、安全、经济的组合密封圈提供有力的数据支持。

[0045] 10、由于本测试系统设计参数高,并不限定适用于飞机缓冲器密封试验场合,对其他高性能组合密封圈的开发同样适用。

附图说明

[0046] 图1是本发明整体结构示意图,

[0047] 其中(a)代表往复动力系统,(b)代表密封腔液压系统。

具体实施方式

[0048] 参照图1,往复机械的高性能组合密封圈性能测试系统,包括往复动力系统(a)和

密封腔液压系统 (b) ;所述的往复动力系统 (a) 包括活塞杆1、伺服缸2以及活塞3;所述的密封腔液压系统 (b) 包括作动筒5、试验缸8、组合密封圈7、位移传感器10以及球形接头4;所述的活塞杆1的一端水平穿过所述的伺服缸2,位于所述的伺服缸2的内腔内的活塞杆的中部设置有活塞3,所述的活塞3将伺服缸2的内腔分隔成左腔体和右腔体;

[0049] 所述的活塞杆1的另一端通过所述的球形接头4与所述的作动筒5联接,所述的活塞杆1的往复运动带动所述的作动筒5产生相同速度的往复运动;所述的作动筒5水平穿过所述的试验缸8,所述的试验缸8的内圆柱面的中间位置开设有一凹槽,所述的凹槽与所述的试验缸的外壁之间形成一密封腔9,所述的密封腔9可模拟飞机着落时起落架缓冲器内油压的波动情况;所述的试验缸8的内圆柱面的两端分别开设有两个密封圈安装槽6,两个所述的密封圈安装槽6内安装有组合密封圈7;所述的作动筒5远离活塞杆1的一端连接所述的位移传感器10,所述的位移传感器10用以测量往复运动的距离,在规定时间内进行求导运算可得速度、加速度参数;

[0050] 所述的左腔体通过管道连接第一直动型溢流阀11,右腔体通过管道连接第二直动型溢流阀12;一管道支路的一端连接在与左腔体的管道上,所述的管道支路的另一端连接在高速换向阀14的A口;所述的高速换向阀14的B口通过另一管道支路连接在右腔体的管道上;所述的高速换向阀14的下部设置有对应于A口和B口的A'口和B'口,所述的A'口通过管道连接在第一单向阀18上,所述的B'口通过管道连接在过滤器22上,A'口的管道与B'口的管道之间分别通过第一减压阀15和二位四通电磁阀21相连接,所述的第一减压阀15和二位四通电磁阀21并联;A'口的管道和第一减压阀15交汇处通过管道依次连接到第一压力传感器17、第一压力表13和第一蓄能器16上;并且A'口的管道和第一减压阀15交汇处通过管道连接在所述的第一单向阀18上,再通过管道连接在第一单向定量液压泵19上,所述的第一单向定量液压泵19的另一口通过管道连接在油箱23上;

[0051] 所述的密封腔9通过管道连接在二位二通电磁阀28上,所述的二位二通电磁阀28设置有A"口和B"口,所述的A"口通过管道连接在第二减压阀29上,所述的B"口通过管道连接在第二减压阀29;所述的B"口的管道和第二减压阀29的交汇处通过管道连接到油箱23;所述的A"口的管道与第二减压阀29的交汇处通过管道依次连接到第二压力传感器26,第二压力表25和第二蓄能器24,所述的A"口的管道与第二减压阀29的交汇处通过另一管道连接到第二单向阀31,所述的第二单向阀31的入口通过管道连接到第二单向定量液压泵33,所述的第一单向定量液压泵33的另一口通过管道连接到所述的油箱23上。

[0052] 进一步,在所述的组合密封圈7的轴向外侧开有泄漏口,所述的泄漏口通过透明软管27与量杯连接,在油压和往复运动作用下,所述的密封腔9的液压油通过组合密封圈和泄漏口泄漏到量杯内。

[0053] 进一步,所述的第一单向定量液压泵19由第一电动机20驱动。

[0054] 进一步,所述的第二单向定量液压泵33由带有变频器32的第二电动机30驱动。

[0055] 进一步,所述的第一、第二单向定量液压泵19、33所泵入的液压油来自油箱23。

[0056] 进一步,所述的作动筒5的外形尺寸跟飞机起落架缓冲器的尺寸一致,所述的作动筒的直径比试验缸直径小。

[0057] 进一步,在所述的组合密封圈7处和密封腔处设置冷却夹套,用以在试验时对组合密封圈进行冷却和温度控制。

[0058] 作为优选,所述的作动筒5采用空心结构,以此减少惯性力,作动筒的工作表面经加工处理后呈现光滑,无缺陷状态,表面的强度得到强化,抗腐蚀性好。

[0059] 作为优选,所述的高压换向阀14产生需要的高压脉冲,最大压力可以达到80MPa,最大脉冲峰值和脉冲周期都是可调的,并且可连续不断地对密封腔产生脉冲高压,通过计算机软件自动记录压力-时间历程。

[0060] 作为优选,所述的往复动力子系统通过大功率低压液压系统驱动,动力源选用伺服电机,往复动力子系统具有较宽的负载调节范围和动态响应范围,以及较大的过载能力,以适应不同型号规格组合密封圈和往复运动速度调节。

[0061] 作为优选,所述的往复动力子系统与密封腔液压系统分别是一个独立的子系统,试验缸密封腔的高压油路与往复动力驱动油路各自独立运行;试验缸油压历程可以模拟飞机起落架正常着落时缓冲器的载荷-时间历程,试验缸油压上升与下降迅速,响应性灵敏。

[0062] 作为优选,所述的往复动力子系统在往复过程的方向切换时提前引入了适当的缓冲控制,考虑到惯性力的因素,将每个单程运动分为高速和缓冲两个阶段,以最大限度地降低测试系统的冲击和振动,提高使用寿命和降低工作噪声。

[0063] 作为优选,所述的组合密封圈摩擦力测量利用了摩擦力与往复动力子系统的压力大致成正比关系,引入了修正系数,最后通过公式计算得到摩擦力。

[0064] 作为优选,所述的密封腔液压系统加装可调式油冷器,对系统油温进行控制;在密封圈处和密封腔处增加冷却夹套,对温度进行控制。对于伺服缸和试验缸,因为有循环液压油的冷却作用,油温得到了有效地控制,密封圈的温度也得到有效地控制。

[0065] 作为优选,所述的往复运动极限行程增设了极限开关,通过软件界面可以选择活塞杆不同的极限行程,进一步,极限开关也起到防止撞缸的安全保护作用。

[0066] 作为优选,所述的密封腔内压力可调,提供两种选用模式,一种不补压即压力逐渐下降式调节;另一种自动补压模式。当压力下降到设定值时,计算机自动记录压力值,油压值实时反馈给计算机CPU形成闭环控制,控制压力值。

[0067] 作为优选,所述的伺服缸的有限行程为475mm,最大运行速度可达3m/s,伺服缸内径为63mm,活塞杆的直径为45mm,最大试验压力可达80MPa。

[0068] 作为优选,整个试验装置的总高约为352.50mm,总宽约为350.00mm,台架总长约为2760.00mm,工作时最大长度为3417.00mm。

[0069] 对于试验缸内的油压,可以加载一定波动频率的油压,优选地,加载油压方式可以是正弦波、三角波、梯形波以及更复杂的傅里叶组合波,其波形可模拟起落架缓冲器载荷-时间历程曲线。

[0070] 作为优选,本测试系统设计考虑减震措施,加强基座的稳定性,使试验台固有振动频率特性提高,幅度降低,以保证动态测量数据(特别是摩擦力)的准确性。

[0071] 本测试系统的主要实施步骤如下:

[0072] I) 根据ISO 4258-2004的规范,从取总长4.0mm的密封材料,观测摩擦副上材料的表面粗糙度和微观几何拓扑结构,利用分辨率在0.02mm以上非接触式测量仪器测出组合密封圈的外形总体尺寸;

[0073] II) 把组合密封件装入试验缸相应的凹槽内,使得组合密封件与作动筒的装配过盈量达到设计规定的要求,整个试验台准备完毕;

[0074] III) 测量油箱的液压油的物理参数,如油温、粘度等,并使得液压油温度达到试验温度;

[0075] IV) 使活塞杆以设定的线速度 v 作往复运动,利用密封腔液压系统使密封腔达到一定的油压水平,将油压维持在试验压力 P_t 运行1小时,期间需要至少记录三个往复循环的摩擦力曲线,并测得摩擦力 F_f ;

[0076] V) 停止往复运行试验,进入静压密封性能试验,使试验缸密封腔内压力和油温维持恒定水平16小时,期间进行组合密封圈的静态摩擦力测量;

[0077] VI) 将经合理简化后的飞机起落架缓冲器的压力-时间历程输入到计算机软件里,控制最大压力值和波动频率,使得活塞杆带动作动筒以设定的线速度 v 作往复运动,将一定数量的循环往复运动作为一个动态摩擦试验阶段,测量组合密封圈相应的泄漏量(率),每段时间内测量一次泄漏量;

[0078] VII) 重复以上步骤进行不同参数(如速度,油压,密封件材料及压紧量)下组合密封圈摩擦力和泄漏量的测量;

[0079] VIII) 拆下组合密封圈,测出试验后密封圈外形尺寸,测量摩擦副的表面微观形貌,拍照并记录存档。

[0080] 本说明书实施例所述的内容仅仅是对发明构思的实现形式的列举,本发明的保护范围不应当被视为仅限于实施例所陈述的具体形式,本发明的保护范围也及于本领域技术人员根据本发明构思所能够想到的等同技术手段。

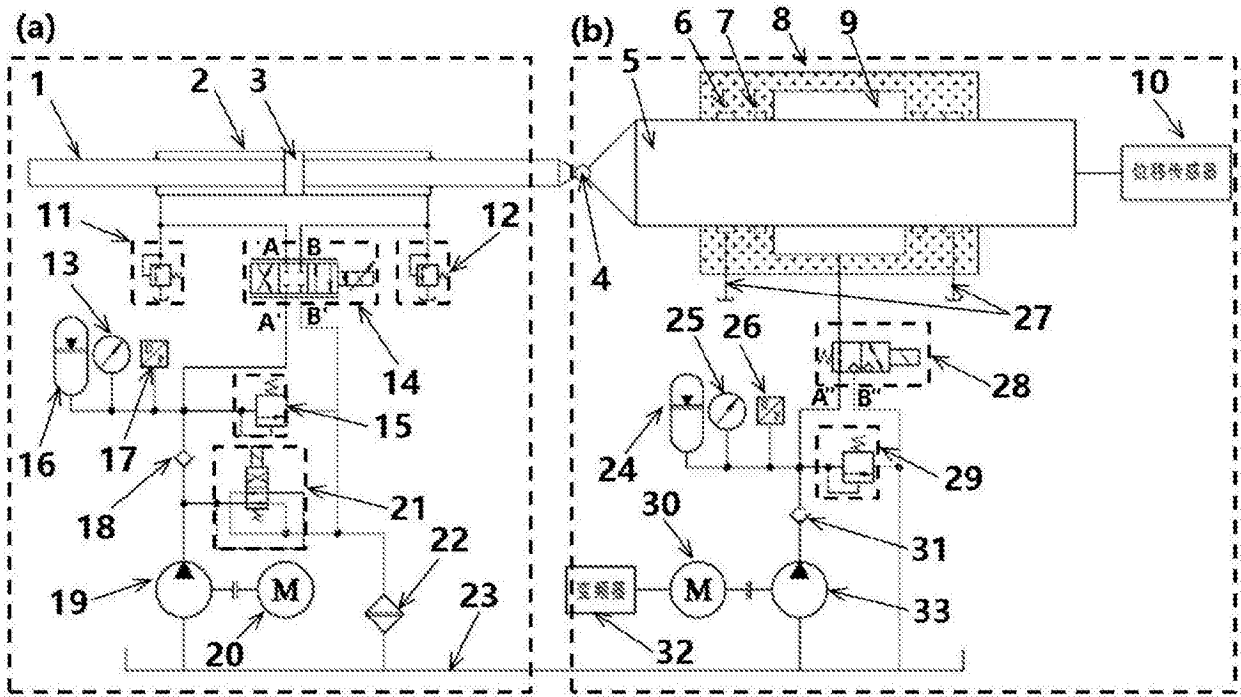


图1