



(12)发明专利

(10)授权公告号 CN 109708554 B

(45)授权公告日 2020.07.21

(21)申请号 201811623208.3

B64F 5/60(2017.01)

(22)申请日 2018.12.28

(56)对比文件

(65)同一申请的已公布的文献号

CN 109703782 A, 2019.05.03,

申请公布号 CN 109708554 A

审查员 陈良泽

(43)申请公布日 2019.05.03

(73)专利权人 长沙五七一二飞机工业有限责任公司

地址 410111 湖南省长沙市天心区披塘路
450号

(72)发明人 夏朝霞 武进德

(74)专利代理机构 湖南兆弘专利事务所(普通
合伙) 43008

代理人 周长清 戴玲

(51)Int.Cl.

G01B 5/02(2006.01)

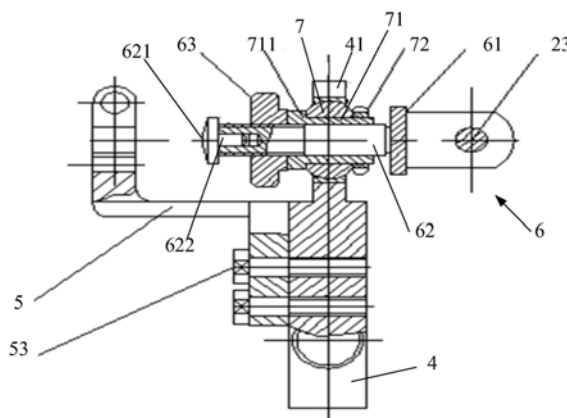
权利要求书1页 说明书4页 附图4页

(54)发明名称

一种用于飞机液压助力器性能检测的行程
测量夹具

(57)摘要

本发明公开了一种用于飞机液压助力器性能检测的行程测量夹具,包括U形安装座、支臂、活动连接件和关节轴承,活动连接件包括相互连接的连接部与杆部,所述U形安装座上端设有一凸块,凸块上设有用于安装关节轴承的轴承孔,所述关节轴承上穿设于一衬套,杆部可移动的穿设于衬套内,且杆部伸出衬套的一端设有定位圆弧面,所述支臂安装在U形安装座上,支臂上设有百分表,百分表正对定位圆弧面,本发明具有测量准确度高的优点。



1. 一种用于飞机液压助力器性能检测的行程测量夹具,其特征在于:所述行程测量夹具包括U形安装座(4)、支臂(5)、活动连接件(6)和关节轴承(7),所述活动连接件(6)包括相互连接的连接部(61)与杆部(62),所述U形安装座(4)上端设有一凸块(41),所述凸块(41)上设有用于安装关节轴承(7)的轴承孔,所述关节轴承(7)上穿设于一衬套(71),所述杆部(62)可移动的穿设于衬套(71)内,且杆部(62)伸出衬套(71)的一端设有定位圆弧面(621),所述支臂(5)安装在U形安装座(4)上,所述支臂(5)上设有百分表,所述百分表正对定位圆弧面(621),所述百分表的顶针始终与定位圆弧面(621)接触。

2. 根据权利要求1所述的用于飞机液压助力器性能检测的行程测量夹具,其特征在于:所述U形安装座(4)的U形槽(42)侧壁上设有顶紧组件(8),所述顶紧组件(8)包括顶块(81)和螺柱(82),所述螺柱(82)穿设于U形槽(42)的一个侧壁上,所述顶块(81)指向U形槽(42)的另一个侧壁。

3. 根据权利要求1或2所述的用于飞机液压助力器性能检测的行程测量夹具,其特征在于:所述连接部(61)为活动叉形部,所述活动叉形部通过销轴(23)与飞机液压助力器的输入摇臂连接。

4. 根据权利要求1或2所述的用于飞机液压助力器性能检测的行程测量夹具,其特征在于:所述杆部(62)的一端端面设有接头螺钉(622),所述定位圆弧面(621)设于接头螺钉(622)的螺帽上。

5. 根据权利要求1或2所述的用于飞机液压助力器性能检测的行程测量夹具,其特征在于:所述衬套(71)于关节轴承(7)的一端具有限位台阶(711),另一端设有防脱螺母(72),所述杆部(62)上套有限位螺母(63),所述限位螺母(63)与杆部(62)螺纹配合,并可与限位台阶(711)抵靠。

6. 根据权利要求1或2所述的用于飞机液压助力器性能检测的行程测量夹具,其特征在于:所述支臂(5)包括L形部(51)和U形部(52),所述U形部(52)固定在U形安装座(4)上,所述L形部(51)上设有两个相对的夹板(511),所述夹板(511)上设有半圆槽(512),两个半圆槽(512)用于安装百分表,两个夹板(511)上设有夹紧两个半圆槽(512)的夹紧螺钉(513)。

7. 根据权利要求6所述的用于飞机液压助力器性能检测的行程测量夹具,其特征在于:所述U形部(52)与U形安装座(4)之间通过螺钉(53)连接,所述U形部(52)上设有通孔,所述U形安装座(4)上设有螺纹孔,所述螺钉(53)穿过通孔与螺纹孔连接。

一种用于飞机液压助力器性能检测的行程测量夹具

技术领域

[0001] 本发明涉及飞机液压助力器性能检测设备,尤其涉及一种用于飞机液压助力器性能检测的行程测量夹具。

背景技术

[0002] 由于飞机种类多,不同飞机所要求的助力器工作性能不同,所以助力器种类繁多,不仅各项性能差异性大且外形结构各不相同。针对不同型号助力器,在修理过程中需检测多项技术参数,如果每种飞机助力器都设计制作专用试验设备会造成不必要的浪费,有必要开发一种简单实用的装置,不需要另外增加工作场地,接入通用液压设备即可实现检测要求。

[0003] 助力器在试验过程中,固定活塞杆状态下不能作直线运动的现状。目前助力器试验中存在的主要缺点为:以往助力器试验过程中都是以壳体或者机体固定于试验型架,通过操作输入摇臂使得输出活塞杆作往复运动,此状态下活塞杆可以作直线运动。而当活塞杆固定于试验型架时,由于活塞杆连接接耳的轴承具有灵活运动方向的特性,当操纵摇臂使得壳体或者机体部分做直线运动时无法作直线运动。壳体所作运动为弧形而非单纯的直线运动。这样的运动方式使得助力器的某些性能不能准确测量,增大了测量误差,产品可靠性降低。

发明内容

[0004] 本发明要解决的技术问题是克服现有技术的不足,提供一种测量准确度高的用于飞机液压助力器性能检测的行程测量夹具。

[0005] 为解决上述技术问题,本发明采用以下技术方案:

[0006] 一种用于飞机液压助力器性能检测的行程测量夹具,所述行程测量夹具包括U形安装座、支臂、活动连接件和关节轴承,所述活动连接件包括相互连接的连接部与杆部,所述U形安装座上端设有一凸块,所述凸块上设有用于安装关节轴承的轴承孔,所述关节轴承上穿设于一衬套,所述杆部可移动的穿设于衬套内,且杆部伸出衬套的一端设有定位圆弧面,所述支臂安装在U形安装座上,所述支臂上设有百分表,所述百分表正对定位圆弧面。

[0007] 作为上述技术方案的进一步改进,优选的,所述U形安装座的U形槽侧壁上设有顶紧组件,所述顶紧组件包括顶块和螺柱,所述螺柱穿设于U形槽的一个侧壁上,所述顶块指向U形槽的另一个侧壁。

[0008] 作为上述技术方案的进一步改进,优选的,所述连接部为活动叉形部,所述活动叉形部通过销轴与飞机液压助力器的输入摇臂连接。

[0009] 作为上述技术方案的进一步改进,优选的,所述杆部的一端端面设有接头螺钉,所述定位圆弧面设于接头螺钉的螺帽上。

[0010] 作为上述技术方案的进一步改进,优选的,所述衬套于关节轴承的一端具有限位台阶,另一端设有防脱螺母,所述杆部上套有限位螺母,所述限位螺母与杆部螺纹配合,并

可与限位台阶抵靠。

[0011] 作为上述技术方案的进一步改进,优选的,所述支臂包括L形部和U形部,所述U形部固定在U形安装座上,所述L形部上设有两个相对的夹板,所述夹板上设有半圆槽,两个半圆槽用于安装百分表,两个夹板上设有夹紧两个半圆槽的夹紧螺钉。

[0012] 作为上述技术方案的进一步改进,优选的,所述U形部与U形安装座之间通过螺钉连接,所述U形部上设有通孔,所述U形安装座上设有螺纹孔,所述螺钉穿过通孔与螺纹孔连接。。

[0013] 与现有技术相比,本发明的优点在于:

[0014] 本发明的用于飞机液压助力器性能检测的行程测量夹具,百分表与杆部上的定位圆弧面之间的距离是恒定的,使得测量准确度大大提高,减小测量误差,提高了测量的可靠性。

附图说明

[0015] 图1是本发明的行程测量夹具的主视结构示意图。

[0016] 图2是本发明的行程测量夹具的侧视结构示意图。

[0017] 图3是本发明中U形安装座的结构示意图。

[0018] 图4是本发明中支臂的结构示意图

[0019] 图5是本发明中支臂的侧视结构示意图。

[0020] 图6是配合本发明行程测量夹具使用的试验工装的主视结构示意图。

[0021] 图7是配合本发明行程测量夹具使用的试验工装的俯视结构示意图。

[0022] 图8是配合本发明行程测量夹具使用的试验工装的上支撑架的结构示意图。

[0023] 图中各标号表示:

[0024] 1、底板;11、导向板;2、固定支架;21、固定叉形部;22、支腿;23、销轴;24、调节螺母;3、活动支架;301、圆弧凹槽;31、上支撑架;32、下移动架;33、滚动件;34、连接螺栓;4、U形安装座;41、凸块;42、U形槽;5、支臂;51、L形部;511、夹板;512、半圆槽;513、夹紧螺钉;52、U形部;53、螺钉;6、活动连接件;61、连接部;62、杆部;621、定位圆弧面;622、接头螺钉;63、限位螺母;7、关节轴承;71、衬套;711、限位台阶;72、防脱螺母;8、顶紧组件;81、顶块;82、螺柱。

具体实施方式

[0025] 以下结合说明书附图和具体实施例对本发明作进一步详细说明。

[0026] 本发明的飞机液压助力器是现有产品,主要包括壳体、活塞杆单耳组件和输入摇臂等,壳体为上方下半圆的结构。本发明的用于飞机液压助力器性能检测的行程测量夹具配合试验工装移动使用,如图6至图8所示,试验工装包括底板1、固定支架2和活动支架3,固定支架2固定在底板1上,活动支架3相对固定支架2可移动的设于底板1上,活动支架3设有与飞机液压助力器的半圆外壁配合的圆弧凹槽301。活动支架3包括上支撑架31和下移动架32,底板1上设有导向板11,下移动架32设有可沿导向板11两侧移动的滚动件33,圆弧凹槽301设于上支撑架31上。滚动件33为轴承滚轮,下移动架32为两个轴承架,每个轴承架设有一个轴承滚轮,上支撑架31的两端通过连接螺栓34与两个轴承架连接。圆弧凹槽301用来放

置助力器,贴合外壁圆弧,保证助力器放置平稳。固定支架2包括固定叉形部21和支腿22,支腿22与底板1固定连接,固定叉形部21通过销轴23与飞机液压助力器的活塞杆单耳组件连接。固定叉形部21为一传统叉形件结构,支腿22与底板1螺纹连接,支腿22上设有调节螺母24,调节螺母24用来调节固定叉形部21的方向及支撑高度,调整助力器试验时保持在水平位置及合适长度。

[0027] 如图1至图5所示,本实施例的用于飞机液压助力器性能检测的行程测量夹具,包括U形安装座4、支臂5、活动连接件6和关节轴承7,活动连接件6包括相互连接的连接部61与杆部62,U形安装座4上端设有一凸块41,凸块41上设有用于安装关节轴承7的轴承孔,关节轴承7上穿设于一衬套71,杆部62可移动的穿设于衬套71内,且杆部62伸出衬套71的一端设有定位圆弧面621,支臂5安装在U形安装座4上,支臂5上设有百分表(图中未示出),百分表正对定位圆弧面621,且百分表的顶针始终与定位圆弧面621接触。

[0028] 在使用时,飞机液压助力器壳体下半部分的半圆体置于圆弧凹槽301上,其一端的活塞杆单耳组件与固定支架2连接,行程测量夹具通过U形安装座4卡于壳体上半部分的方体上,活动连接件6的连接部61与飞机液压助力器的输入摇臂连接,通过销轴23固定,操作输入摇臂利用液压力驱动活动连接件6带动飞机液压助力器壳体相对固定支架2移动,(操作输入摇臂驱动活动连接件6运动,同时利用液压力带动飞机液压助力器壳体相对固定支架2移动,)同时杆部62在衬套71内伸缩移动,类似于曲柄连杆机构。由于输入摇臂是弧形运动,杆部62在衬套71内直线移动的同时,绕着关节轴承7的中心作轻微的弧形运动,由于定位圆弧面621的设置,定位圆弧面621上的任一点距离关节轴承7的中心距离是相等的,百分表与定位圆弧面621之间的距离是恒定的,百分表的顶针始终与定位圆弧面621接触,随着定位圆弧面621的移动,百分表的读数一直在变,因而百分表可以准确的读出输入摇臂的运动行程,从而获得飞机液压助力器的此项性能参数。本发明改变了传统的试验模式,以活塞杆固定而壳体运动的方式测试助力器的性能,活动支架3的设置保证了飞机液压助力器的壳体为单纯的直线运动,同时百分表与杆部62上的定位圆弧面621之间的距离是恒定的,使得测量准确度大大提高,减小测量误差,提高了测量的可靠性。

[0029] 本实施例中,U形安装座4的U形槽42侧壁上设有顶紧组件8,顶紧组件8包括顶块81和螺柱82,螺柱82穿设于U形槽42的一个侧壁上,顶块81指向U形槽42的另一个侧壁。U形安装座4的U形槽42卡在飞机液压助力器的方形外壁上,调整顶块81,以使U形安装座4与飞机液压助力器的方形外壁抵紧,从而实现U形安装座4夹紧在方形外壁上。

[0030] 本实施例中,活动连接件6的连接部61为活动叉形部,活动叉形部通过销轴23与飞机液压助力器的输入摇臂连接。杆部62的一端端面设有接头螺钉622,接头螺钉622与杆部62螺纹连接,定位圆弧面621设于接头螺钉622的螺帽上。杆部62实际上是一螺杆,衬套71于关节轴承7的一端具有限位台阶711,另一端设有防脱螺母72,杆部62上套有限位螺母63,限位螺母63与杆部62螺纹配合,并可与限位台阶711抵靠。防脱螺母72与限位台阶711用来夹紧衬套71,限位螺母63用来限定杆部62移动距离。关节轴承7为标准件。

[0031] 本实施例中,支臂5包括L形部51和U形部52,U形部52固定在U形安装座4上,L形部51上设有两个相对的夹板511,夹板511上设有半圆槽512,两个半圆槽512用于安装百分表,两个夹板511上设有夹紧两个半圆槽512的夹紧螺钉513,夹紧螺钉513的安装孔与两个半圆槽512垂直。U形部52与U形安装座4之间通过螺钉53连接,U形部52上设有通孔,U形安装座4

上设有螺纹孔,螺钉53穿过通孔与螺纹孔连接。

[0032] 工作原理:

[0033] 由于U形安装座4夹紧于飞机液压助力器上部分方体上,理论上认为U形安装座4与方体为固定的刚性连接。

[0034] 未加载液压力,当操纵输入摇臂运动时,活动连接件6在输入摇臂运动带动下绕关节轴承7作轻微圆弧运动,助力器壳体不运动。

[0035] 加载液压力下操纵输入摇臂时,由于U形安装座4与助力器的方体为刚性连接,U形安装座4相对壳体不运动,相对固定支架2随着助力器壳体运动,此时输入摇臂相对壳体运动,壳体相对固定支架2运动,输入摇臂相对固定支架2运动,且输入摇臂运动方向与壳体方向一致。活动连接件6在输入摇臂运动的带动下相对衬套71座直线运动,同时绕关节轴承7作轻微圆弧运动,百分表的顶针始终与定位圆弧面621接触,随着定位圆弧面621的移动,百分表的读数一直在变,因而百分表可以准确的读出输入摇臂的运动行程,从而获得飞机液压助力器的此项性能参数。

[0036] 虽然本发明已以较佳实施例揭露如上,然而并非用以限定本发明。任何熟悉本领域的技术人员,在不脱离本发明技术方案范围的情况下,都可利用上述揭示的技术内容对本发明技术方案做出许多可能的变动和修饰,或修改为等同变化的等效实施例。因此,凡是未脱离本发明技术方案的内容,依据本发明技术实质对以上实施例所做的任何简单修改、等同变化及修饰,均应落在本发明技术方案保护的范围内。

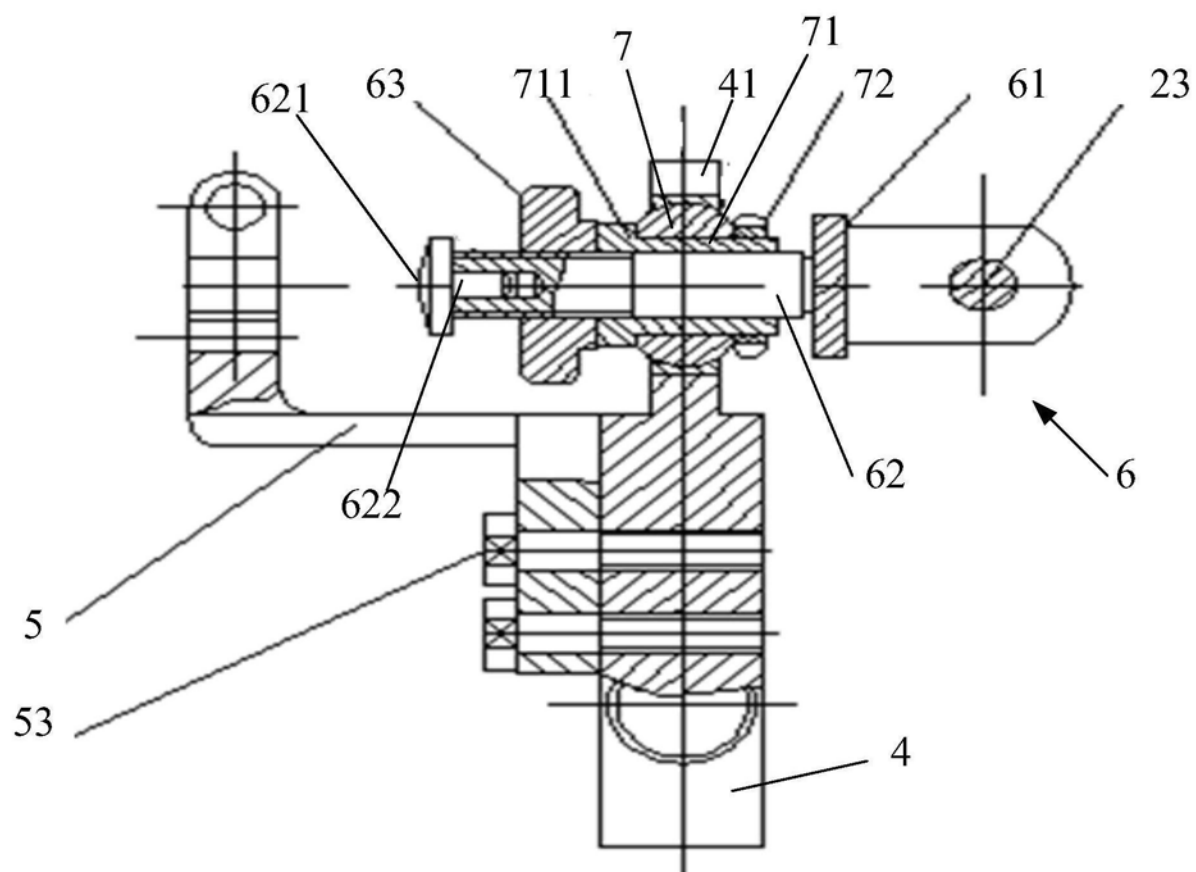


图1

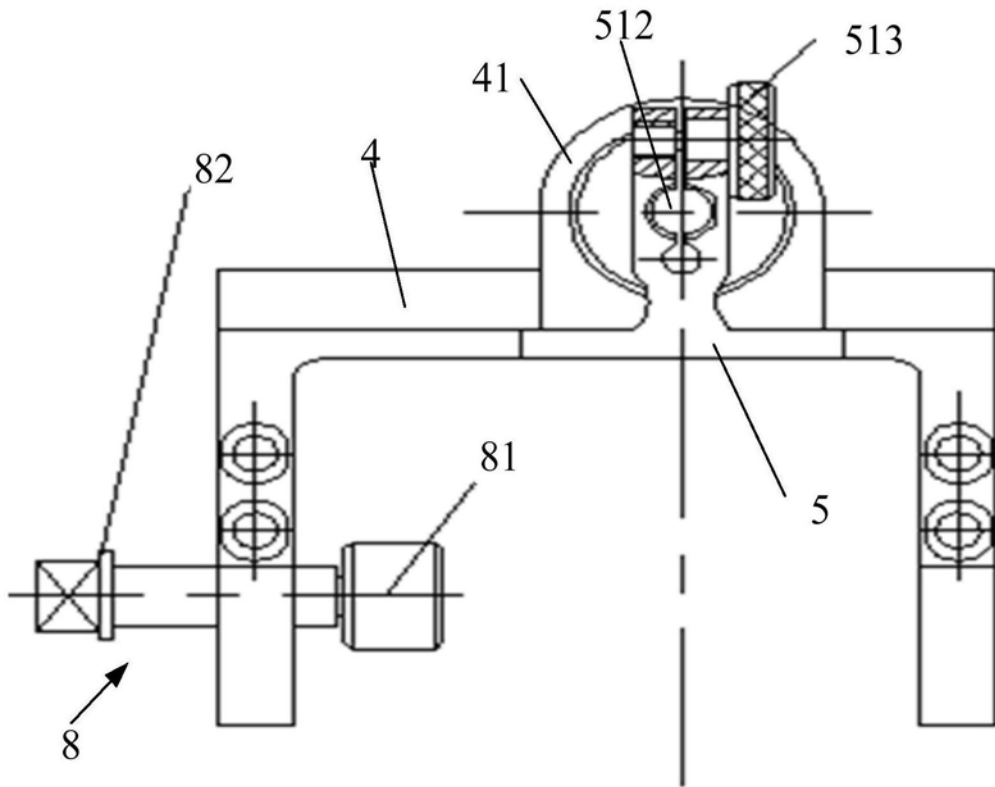


图2

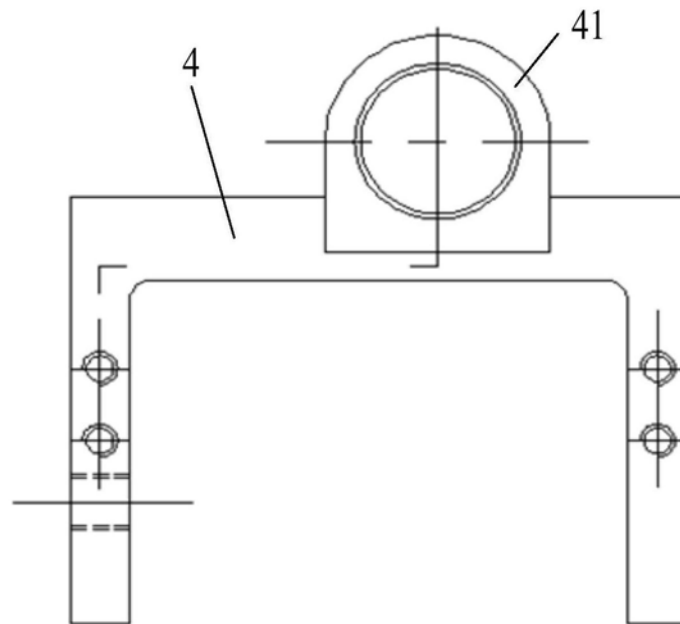


图3

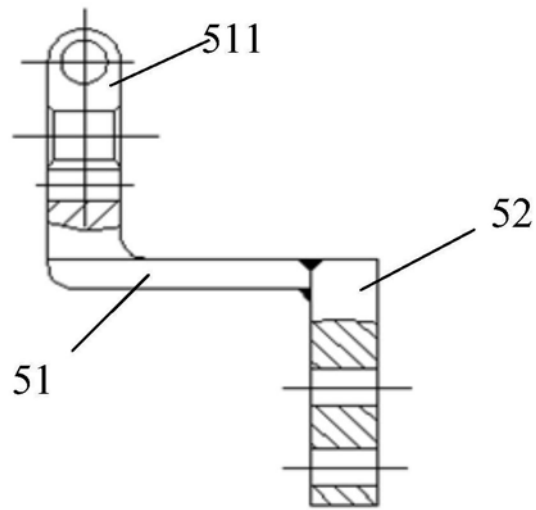


图4

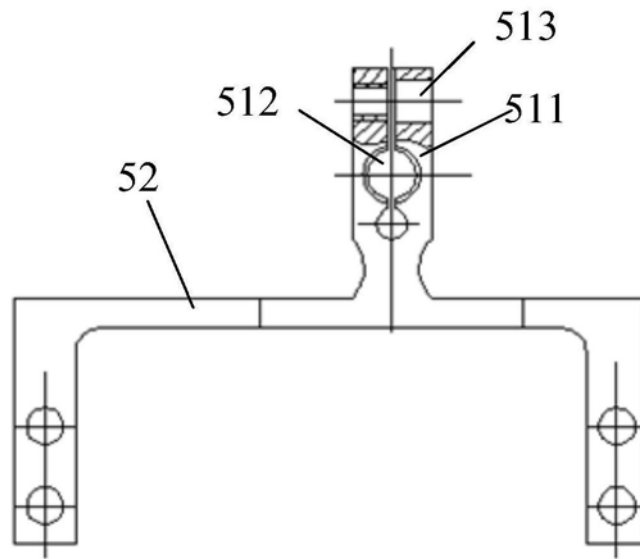


图5

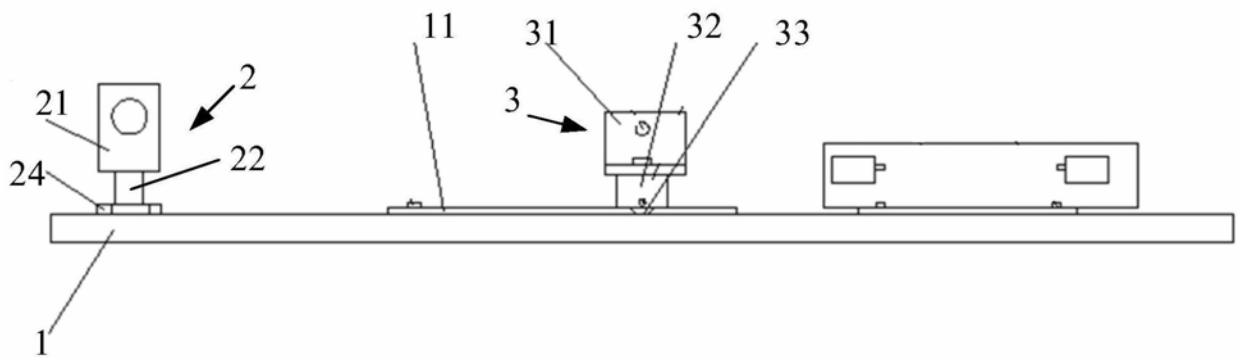


图6

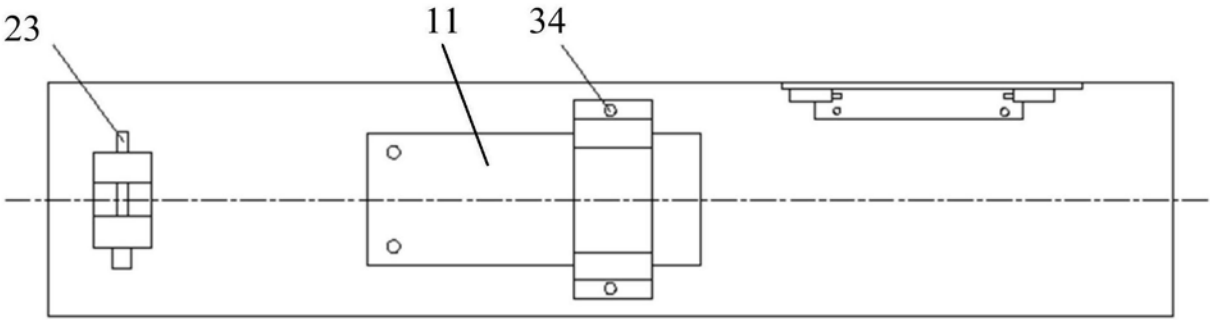


图7

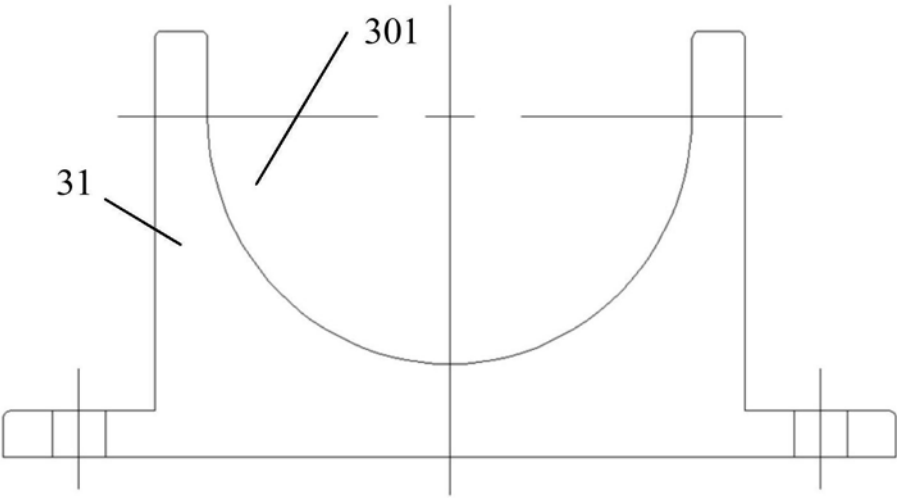


图8