



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 110758783 B

(45) 授权公告日 2021.04.02

(21) 申请号 201911257373.6

(22) 申请日 2019.12.10

(65) 同一申请的已公布的文献号
申请公布号 CN 110758783 A

(43) 申请公布日 2020.02.07

(73) 专利权人 清华大学
地址 100084 北京市海淀区清华园一号

(72) 发明人 唐晓强 侯森浩 康珊珊 季益中
孙海宁 韦金昊 黎帆 李东兴

(74) 专利代理机构 北京高沃律师事务所 11569
代理人 王立普

(51) Int. Cl.
B64G 7/00 (2006.01)

审查员 李欣

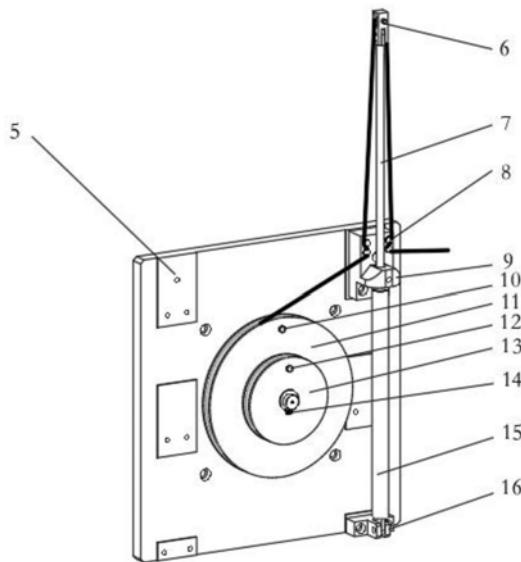
权利要求书2页 说明书4页 附图3页

(54) 发明名称

一种航天器分离试验装置的扰动力施加机构

(57) 摘要

本发明公开了一种航天器分离试验装置的扰动力施加机构的扰动力施加机构,包括底板、预紧及自动脱离装置、力施加装置、绕线装置和绳索。绳索缠绕在绕线装置上通过力施加装置对航天器的被分离部件产生拉力,预紧及自动脱离装置可将绳索的拉力预紧至预设值,超出预设值后自动脱离,保护空气弹簧并停止对航天器被分离部件施加力。与现有技术相比,本发明采用一种力施加机构来代替电机,有效降低系统复杂程度,提高控制系统稳定性。



1. 一种航天器分离试验装置的扰动力施加机构,其特征在于,包括:

底板;

预紧及自动脱离装置,所述预紧及自动脱离装置包括固定座、手柄、连接轴、单向离合器、扭矩离合器和阶梯轴,所述固定座固定于所述底板的一侧,所述单向离合器固定于所述固定座的内壁上,所述连接轴穿过所述单向离合器,所述连接轴的一端与所述手柄固定连接,所述手柄位于所述固定座外侧,所述连接轴的另一端与所述扭矩离合器固定连接,所述扭矩离合器位于所述固定座内侧,所述阶梯轴的一端与所述扭矩离合器固定连接,所述阶梯轴的另一端穿过所述底板;

力施加装置,所述力施加装置包括空气弹簧、第一空气弹簧固定座和第二空气弹簧固定座,所述第一空气弹簧固定座和所述第二空气弹簧固定座固定于所述底板上,所述空气弹簧包括压杆和压杆腔,所述压杆腔固定于所述第一空气弹簧固定座上,所述压杆穿过所述第二空气弹簧固定座;

绕线装置,所述绕线装置包括缆盘、转向滑轮、空气弹簧压头和压头滑轮,所述缆盘固定于所述阶梯轴的另一端,所述空气弹簧压头固定于所述压杆的自由端,所述压头滑轮转动设置于所述空气弹簧压头上,多个所述转向滑轮转动设置于所述第二空气弹簧固定座上且分别位于所述压杆两侧;

绳索,所述绳索的第一端固定于所述缆盘上,所述绳索的第二端依次绕过所述压杆一侧的所述转向滑轮、所述压头滑轮、所述压杆另一侧的所述转向滑轮后与航天器的被分离部件固定相连。

2. 根据权利要求1所述的航天器分离试验装置的扰动力施加机构,其特征在于,还包括压紧螺栓,所述缆盘的环形侧面上设有凹槽,所述凹槽供所述绳索的第一端伸入,所述缆盘上设有与所述凹槽连通的螺纹孔,所述螺纹孔垂直于所述缆盘的盘面,所述压紧螺栓与所述螺纹孔螺纹连接,所述压紧螺栓的旋入端用以将所述绳索的第一端压紧于所述凹槽的槽壁上。

3. 根据权利要求2所述的航天器分离试验装置的扰动力施加机构,其特征在于,所述凹槽为径向凹槽。

4. 根据权利要求3所述的航天器分离试验装置的扰动力施加机构,其特征在于,所述缆盘包括同轴固定为一体的大直径盘体和小直径盘体,所述凹槽包括第一凹槽和第二凹槽,所述螺纹孔包括第一螺纹孔和第二螺纹孔,所述压紧螺栓包括第一压紧螺栓和第二压紧螺栓,所述第一凹槽、所述第一螺纹孔和所述第一压紧螺栓位于所述大直径盘体上,所述第二凹槽、所述第二螺纹孔和所述第二压紧螺栓位于所述小直径盘体上。

5. 根据权利要求1所述的航天器分离试验装置的扰动力施加机构,其特征在于,还包括弹簧挡圈,所述弹簧挡圈套设于所述阶梯轴上,所述弹簧挡圈位于所述缆盘的远离所述手柄的一侧。

6. 根据权利要求1所述的航天器分离试验装置的扰动力施加机构,其特征在于,所述手柄上设有方孔,所述连接轴的一端具有与所述方孔大小匹配的方轴,所述方轴插入所述方孔内。

7. 根据权利要求1所述的航天器分离试验装置的扰动力施加机构,其特征在于,所述连接轴与所述扭矩离合器通过法兰连接,所述单向离合器与所述固定座通过法兰连接。

8. 根据权利要求1所述的航天器分离试验装置的扰动力施加机构,其特征在于,所述转向滑轮为四个且对称分布于所述压杆的两侧,所述绳索在所述压杆同侧的两个所述转向滑轮之间呈蛇形绕线。

一种航天器分离试验装置的扰动力施加机构

技术领域

[0001] 本发明涉及航天器分离试验装置技术领域,特别是涉及一种航天器分离试验装置的扰动力施加机构。

背景技术

[0002] 航天器的分离过程,如火箭发射时整流罩和次级火箭的分离,返回舱和逃逸飞行器的分离,着陆舱的防热大底和背罩的分离等,是确保航天任务圆满完成的关键环节。为此,需要开展相关的地面模拟试验,尽可能准确地模拟航天器在轨分离时的受力状态,以重点观察航天器在分离瞬间是否有磕碰现象,验证分离方案的可行性。

[0003] 通常情况下,分离实验装置需提供相应的垂直加速度(轴向方向),水平加速度(法向方向),角加速度(扭矩方向),这三个方向的受力一般由电机提供,即分离实验装置为一个多电机系统。然而,对于同步性和响应性要求很高的分离实验,多个电机将会导致系统繁杂,影响力施加的同步性和稳定性。因此,需要一种扰动力施加机构来代替电机,能够适用于高同步性和高响应性的地面模拟分离实验,更准确地模拟航天器在轨分离时的受力状态。

发明内容

[0004] 本发明的目的是提供一种航天器分离试验装置的扰动力施加机构,用以代替电机,更准确地模拟航天器在轨分离时的受力状态。

[0005] 为实现上述目的,本发明提供了如下方案:

[0006] 本发明公开了一种航天器分离试验装置的扰动力施加机构,包括:

[0007] 底板;

[0008] 预紧及自动脱离装置,所述预紧及自动脱离装置包括固定座、手柄、连接轴、单向离合器、扭矩离合器和阶梯轴,所述固定座固定于所述底板的一侧,所述单向离合器固定于所述固定座的内壁上,所述连接轴穿过所述单向离合器,所述连接轴的一端与所述手柄固定连接,所述手柄位于所述固定座外侧,所述连接轴的另一端与所述扭矩离合器固定连接,所述扭矩离合器位于所述固定座内侧,所述阶梯轴的一端与所述扭矩离合器固定连接,所述阶梯轴的另一端穿过所述底板;

[0009] 力施加装置,所述力施加装置包括空气弹簧、第一空气弹簧固定座和第二空气弹簧固定座,所述第一空气弹簧固定座和所述第二空气弹簧固定座固定于所述底板上,所述空气弹簧包括压杆和压杆腔,所述压杆腔固定于所述第一空气弹簧固定座上,所述压杆穿过所述第二空气弹簧固定座;

[0010] 绕线装置,所述绕线装置包括缆盘、转向滑轮、空气弹簧压头和压头滑轮,所述缆盘固定于所述阶梯轴的另一端,所述空气弹簧压头固定于所述压杆的自由端,所述压头滑轮转动设置于所述空气弹簧压头上,多个所述转向滑轮转动设置于所述第二空气弹簧固定座上且分别位于所述压杆两侧;

[0011] 绳索,所述绳索的第一端固定于所述缆盘上,所述绳索的第二端依次绕过所述压杆一侧的所述转向滑轮、所述压头滑轮、所述压杆另一侧的所述转向滑轮后与航天器的被分离部件固定相连。

[0012] 优选地,还包括压紧螺栓,所述缆盘的环形侧面上设有凹槽,所述凹槽供所述绳索的第一端伸入,所述缆盘上设有与所述凹槽连通的螺纹孔,所述螺纹孔垂直于所述缆盘的盘面,所述压紧螺栓与所述螺纹孔螺纹连接,所述压紧螺栓的旋入端用以将所述绳索的第一端压紧于所述凹槽的槽壁上。

[0013] 优选地,所述凹槽为径向凹槽。

[0014] 优选地,所述缆盘包括同轴固定为一体的大直径盘体和小直径盘体,所述凹槽包括第一凹槽和第二凹槽,所述螺纹孔包括第一螺纹孔和第二螺纹孔,所述压紧螺栓包括第一压紧螺栓和第二压紧螺栓,所述第一凹槽、所述第一螺纹孔和所述第一压紧螺栓位于所述大直径盘体上,所述第二凹槽、所述第二螺纹孔和所述第二压紧螺栓位于所述小直径盘体上。

[0015] 优选地,还包括弹簧挡圈,所述弹簧挡圈套设于所述阶梯轴上,所述弹簧挡圈位于所述缆盘的远离所述手柄的一侧。

[0016] 优选地,所述手柄上设有方孔,所述连接轴的一端具有与所述方孔大小匹配的方轴,所述方轴插入所述方孔内。

[0017] 优选地,所述连接轴与所述扭矩离合器通过法兰连接,所述单向离合器与所述固定座通过法兰连接。

[0018] 优选地,所述转向滑轮为四个且对称分布于所述压杆的两侧,所述绳索在所述压杆同侧的两个所述转向滑轮之间呈蛇形绕线。

[0019] 本发明相对于现有技术取得了以下技术效果:

[0020] (1) 采用机械系统来代替电机系统,有效降低系统的复杂度,提高系统响应的速度;

[0021] (2) 配置的多种不同直径的缆盘以及多个安装面可提供大范围的扰动力施加;

[0022] (3) 采用扭矩离合器设置最大扭矩,来保护系统的总体安全。

附图说明

[0023] 为了更清楚地说明本发明实施例或现有技术中的技术方案,下面将对实施例中所需要使用的附图作简单地介绍,显而易见地,下面描述中的附图仅仅是本发明的一些实施例,对于本领域普通技术人员来讲,在不付出创造性劳动的前提下,还可以根据这些附图获得其他的附图。

[0024] 图1为本实施例航天器分离试验装置的扰动力施加机构一个视角的结构示意图;

[0025] 图2为本实施例航天器分离试验装置的扰动力施加机构另一个视角的结构示意图;

[0026] 图3为本实施例航天器分离试验装置部分结构在俯视方向的结构示意图;

[0027] 图4为图3中结构沿A-A方向的剖视图;

[0028] 图5为空气弹簧压头的结构示意图;

[0029] 附图标记说明:1绳索;2底板;3固定座;4手柄;5安装平面;6空气弹簧压头;7压杆;

8转向滑轮;9第二空气弹簧固定座;10第一压紧螺栓;11大直径盘体;12第二压紧螺栓;13小直径盘体;14弹簧挡圈;15压杆腔;16第一空气弹簧固定座;17第一凹槽;18阶梯轴;19扭矩离合器;20连接轴;21单向离合器;22压头滑轮;23通孔A;24通孔B。

具体实施方式

[0030] 下面将结合本发明实施例中的附图,对本发明实施例中的技术方案进行清楚、完整地描述,显然,所描述的实施例仅仅是本发明一部分实施例,而不是全部的实施例。基于本发明中的实施例,本领域普通技术人员在没有做出创造性劳动前提下所获得的所有其他实施例,都属于本发明保护的范围。

[0031] 本发明的目的是提供一种航天器分离试验装置的扰动力施加机构,用以代替电机,更准确地模拟航天器在轨分离时的受力状态。

[0032] 为使本发明的上述目的、特征和优点能够更加明显易懂,下面结合附图和具体实施方式对本发明作进一步详细的说明。

[0033] 如图1-5所示,本实施例提供一种航天器分离试验装置的扰动力施加机构,包括底板2、预紧及自动脱离装置、力施加装置、绕线装置和绳索1。

[0034] 其中,预紧及自动脱离装置包括固定座3、手柄4、连接轴20、单向离合器21、扭矩离合器19和阶梯轴18。固定座3固定于底板2的一侧,单向离合器21固定于固定座3的内壁上。连接轴20穿过单向离合器21,连接轴20的一端与手柄4固定连接,手柄4位于固定座3外侧,连接轴20的另一端与扭矩离合器19固定连接,扭矩离合器19位于固定座3内侧。阶梯轴18的一端与扭矩离合器19固定连接,阶梯轴18的另一端穿过底板2。手柄4、连接轴20、扭矩离合器19和阶梯轴18形成一个同步转动的整体结构,单向离合器21使得连接轴20只能单向转动,从而该整体结构仅能够单向转动,实现预紧功能。当阶梯轴18和连接轴20的相对扭矩达到扭矩离合器19的预设值后,扭矩离合器19脱离。

[0035] 力施加装置包括空气弹簧、第一空气弹簧固定座163和第二空气弹簧固定座93,第一空气弹簧固定座163和第二空气弹簧固定座93固定于底板2上。空气弹簧包括压杆7和压杆腔15,压杆腔15固定于第一空气弹簧固定座163上,压杆7穿过第二空气弹簧固定座93。空气弹簧是一种刚度系数很小的弹簧,在空气弹簧被压缩的整个行程范围内,弹力逐渐增大,但其变化很小。当压杆7的自由端伸缩运动时,其对绳索1施加的力也是变化的,达到扰动力施加的效果。

[0036] 由于空气弹簧的量程与尺寸有关,为了施加不同大小和方向的扰动力,本实施例在底座上加工了额外的安装平面5,底板2上与第一空气弹簧固定座163、第二空气弹簧固定座93对应的安装位置即为安装平面5。安装平面5在缆盘的左右两侧皆有分布,且在上下方向上的数量大于等于三个。图1-2中,空气弹簧位于缆盘的右侧,为了改变扰动力的方向,也可使其位于缆盘的左侧,相应地,第一空气弹簧固定座163和第二空气弹簧固定座93则需安装于缆盘左侧的安装平面5上。当选用小量程的空气弹簧时,可以安装于上下方向上间距较小的两个安装平面5上。

[0037] 绕线装置包括缆盘、转向滑轮8、空气弹簧压头6和压头滑轮22,转向滑轮8和压头滑轮22的设置目的是使绳索1张紧的同时降低摩擦。缆盘固定于阶梯轴18的另一端,空气弹簧压头6固定于压杆7的自由端,压头滑轮22转动设置于空气弹簧压头6上,多个转向滑轮8

转动设置于第二空气弹簧固定座93上且分别位于压杆7两侧。本实施例中,空气弹簧压头6上设有通孔A23和通孔B24,通孔A23和通孔B24用以安装螺钉等紧固件,从而使空气弹簧压头6与压杆7的自由端相互固定,本领域技术人员也可选用焊接等其它固定方式。

[0038] 绳索1的第一端固定于缆盘上,绳索1的第二端依次绕过压杆7一侧的转向滑轮8、压头滑轮22、压杆7另一侧的转向滑轮8后与航天器的被分离部件固定相连。本实施例中,转向滑轮8为四个且对称分布于压杆7的两侧,绳索1在压杆7同侧的两个转向滑轮8之间呈蛇形绕线,本领域技术人员也可根据需要对转向滑轮8的数量及其分布进行调整。

[0039] 使用时,通过转动手柄4,带动连接轴20、扭矩离合器19和阶梯轴18转动,进而通过阶梯轴18使缆盘转动,绳索1逐渐缠绕于缆盘上并呈张紧状态,单向离合器21的存在使机构在扭矩离合器19脱开之前只能朝一个方向转动。当空气弹簧的压杆7被压缩到最短时,扭矩离合器19应当脱开以保护空气弹簧,使其不会因继续压缩而损坏。在航天器分离试验过程中,随着手柄4的旋转,空气弹簧的伸缩杆被压缩,绳索1上的力逐渐增大,当力增大到扭矩离合器19脱开的预设值时,扭矩离合器19将脱开。

[0040] 绳索1在缆盘上的固定方式有多种,本领域技术人员可以根据实际需要进行选择。本实施例中还包括压紧螺栓,缆盘的环形侧面上设有凹槽,凹槽供绳索1的第一端伸入。缆盘上设有与凹槽连通的螺纹孔,螺纹孔垂直于缆盘的盘面,压紧螺栓与螺纹孔螺纹连接,压紧螺栓的旋入端用以将绳索1的第一端压紧于凹槽的槽壁上。

[0041] 进一步的,本实施例中凹槽为径向凹槽,本领域技术人员也可使用非径向凹槽,只要能使绳索1的第一端伸入即可。

[0042] 更进一步的,为了便于根据需要调整预紧力,本实施例的缆盘包括同轴固定为一体的大直径盘体11和小直径盘体13。凹槽包括第一凹槽17和第二凹槽,螺纹孔包括第一螺纹孔和第二螺纹孔,压紧螺栓包括第一压紧螺栓10和第二压紧螺栓12,第一凹槽17、第一螺纹孔和第一压紧螺栓10位于大直径盘体11上,第二凹槽、第二螺纹孔和第二压紧螺栓12位于小直径盘体13上。当扭矩离合器19设定的分离扭矩值一定时,选择小直径缆盘可对航天器被分离部件施加更大的力,反之亦然。

[0043] 为了对缆盘进行轴向限位,防止其脱离阶梯轴18,本实施例还包括弹簧挡圈14,弹簧挡圈14套设于阶梯轴18上,弹簧挡圈14位于缆盘的远离手柄4的一侧。

[0044] 固定连接的方式有多种选择,具体的,本实施例的手柄4上设有方孔,连接轴20的一端具有与方孔大小匹配的方轴,方轴插入方孔内,还可以进一步使用销轴等结构进行轴向限位。更具体的,本实施例的连接轴20与扭矩离合器19通过法兰连接,单向离合器21与固定座3通过法兰连接。法兰连接为本领域常用连接方式,此处不再赘述。

[0045] 本说明书中应用了具体个例对本发明的原理及实施方式进行了阐述,以上实施例的说明只是用于帮助理解本发明的方法及其核心思想;同时,对于本领域的一般技术人员,依据本发明的思想,在具体实施方式及应用范围上均会有改变之处。综上所述,本说明书内容不应理解为对本发明的限制。

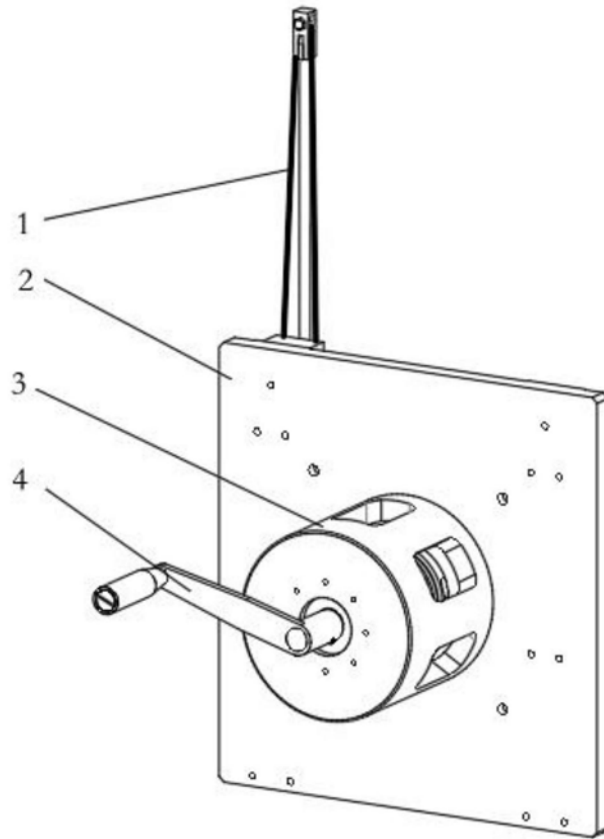


图1

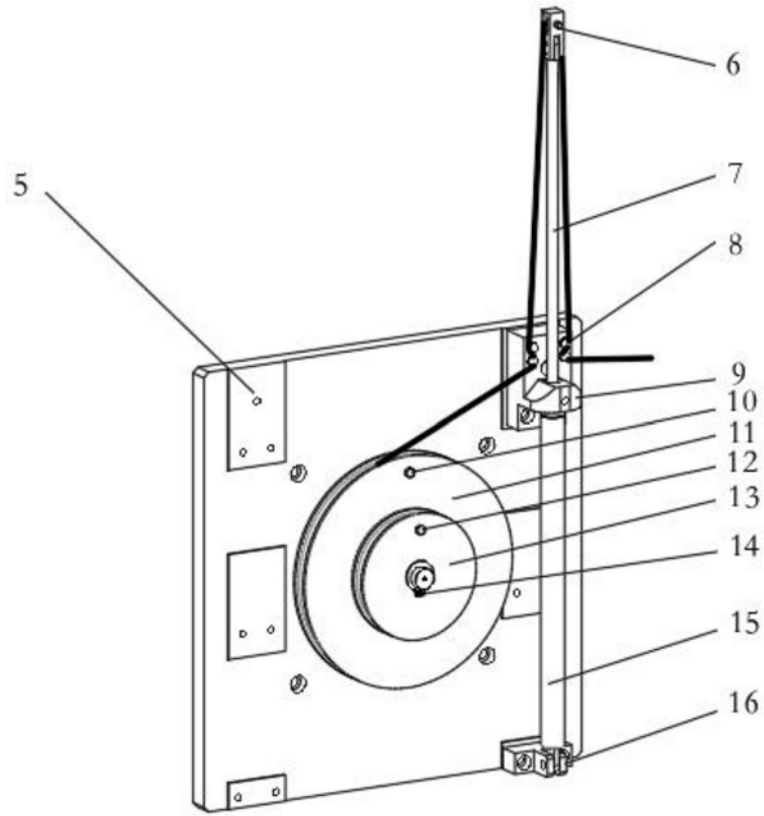


图2

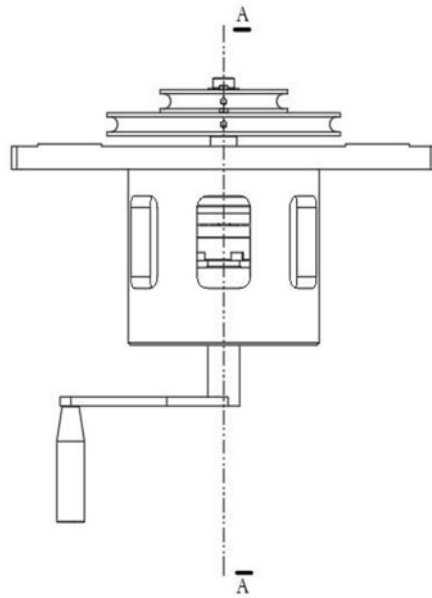


图3

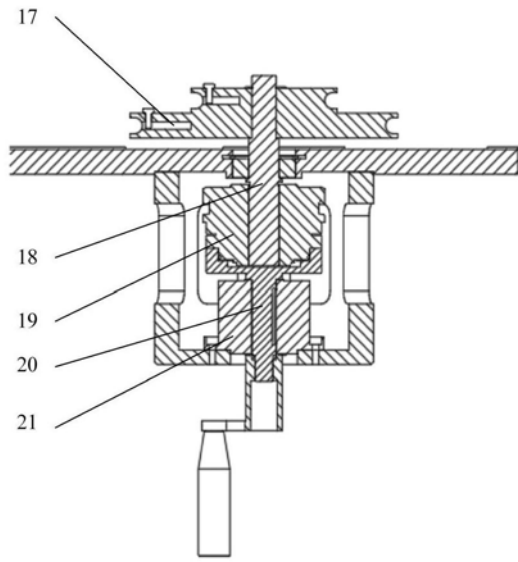


图4

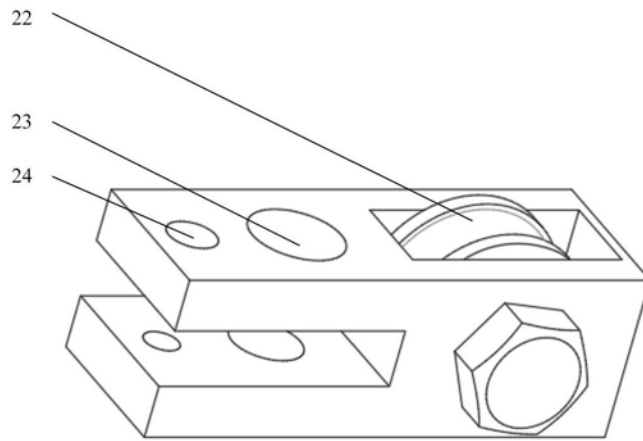


图5