



(12)发明专利

(10)授权公告号 CN 104748936 B

(45)授权公告日 2017.07.07

(21)申请号 201510162187.X

(22)申请日 2015.04.08

(65)同一申请的已公布的文献号
申请公布号 CN 104748936 A

(43)申请公布日 2015.07.01

(73)专利权人 中国航天空气动力技术研究院
地址 100074 北京市丰台区云岗西路17号

(72)发明人 赵金海 刘丹 郑芳 苏浩

(74)专利代理机构 北京远大卓悦知识产权代理
事务所(普通合伙) 11369
代理人 史霞

(51)Int.Cl.
G01M 9/00(2006.01)
G01M 9/08(2006.01)

(56)对比文件

JP 平4-142437 A,1992.05.15,
US 3374679 A,1968.03.26,
US 7958780 B2,2011.06.14,
CN 103123292 A,2013.05.29,
张立松等.尾翼展开部件测力天平技术研
究.《电子测量技术》.2007,第30卷(第06期),第2
节.

审查员 郑睿

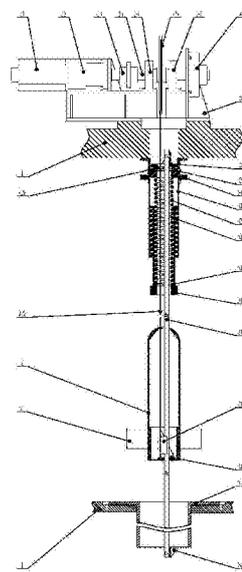
权利要求书1页 说明书4页 附图4页

(54)发明名称

箱式垂直发射导弹弹翼展开风洞试验装置

(57)摘要

本发明提供一种箱式垂直发射导弹弹翼展开风洞试验装置,其包括驱动控制组件、绞盘、钢丝绳、导向组件、推力轴承组件、缓冲器、模型转接座、导弹模型和模拟发射箱;驱动控制组件与绞盘均配置在风洞试验段顶壁的外侧,钢丝绳的一端固定在绞盘上,并缠绕在绞盘上;推力轴承组件通过上轴承盖固定在风洞试验段顶壁的内壁上,缓冲器安装在下轴承盖上;模拟发射箱安装于风洞试验段的下壁上,导弹模型的底部安装有模型转接座;导向组件包括直线导轨和滑块,直线导轨的两端分别固定在上轴承盖和模拟发射箱上,滑块固定在模型转接座上,钢丝绳的另一端与模型转接座相连。本发明结构简单,响应迅速,可靠性高,可广泛应用于箱式垂直发射导弹弹翼展开风洞试验中。



1. 一种箱式垂直发射导弹弹翼展开风洞试验装置,其特征在于:包括驱动控制组件、绞盘、钢丝绳、导向组件、推力轴承组件、缓冲器、模型转接座、导弹模型和模拟发射箱;

所述驱动控制组件与所述绞盘均配置在风洞试验段顶壁的外侧,所述驱动控制组件与焊接于所述绞盘的转轴连接,能够驱动控制所述绞盘的转动,所述钢丝绳的一端固定在所述绞盘上,并缠绕在所述绞盘上;在所述绞盘正下方的所述风洞试验段的顶壁上开设有安装孔,所述推力轴承组件结构为在上轴承盖和下轴承盖之间组装有推力轴承,并且所述推力轴承组件具有中孔,所述推力轴承组件通过所述上轴承盖以所述中孔与所述安装孔同轴线的方式固定在所述风洞试验段顶壁的内壁上,所述缓冲器具有中轴通孔,其以所述中轴通孔与所述中孔同轴线的方式安装在所述下轴承盖上;

所述模拟发射箱安装于所述缓冲器正下方的所述风洞试验段的下壁上,用于放置所述导弹模型,所述导弹模型具有中通孔,在所述导弹模型的底部安装有所述模型转接座;

所述导向组件包括直线导轨和滑块,所述直线导轨的两端分别固定在所述上轴承盖和所述模拟发射箱上,并且所述直线导轨穿过所述缓冲器的中轴通孔和所述导弹模型的中通孔,所述滑块固定在所述模型转接座上,所述钢丝绳的另一端穿过所述风洞试验段顶壁上的安装孔,并穿过所述缓冲器中轴通孔和所述导弹模型的中通孔,与所述模型转接座相连,从而能够在所述驱动控制组件的控制下,沿着所述直线导轨迅速拉升所述导弹模型。

2. 根据权利要求1所述的箱式垂直发射导弹弹翼展开风洞试验装置,其特征在于:所述驱动控制组件包括伺服马达、减速机、电磁离合器和联轴器,所述伺服马达的驱动轴与所述减速机的轴连接,所述减速机的输出轴通过联轴器与焊接于所述绞盘的转轴的一端连接,所述转轴的另一端与所述电磁离合器连接,所述转轴通过对称设置在所述绞盘两侧的轴承组件支撑在底座上,所述伺服马达、所述减速机和所述电磁离合器均通过螺钉安装在所述底座上,所述底座通过螺钉固定在所述风洞试验段顶壁的外侧。

3. 根据权利要求1所述的箱式垂直发射导弹弹翼展开风洞试验装置,其特征在于:所述缓冲器包括转接盘、外套筒、内套筒、内弹簧、外弹簧和橡胶垫,所述转接盘固定在所述下轴承盖上,所述外套筒的顶端固定在所述转接盘上,所述内套筒以能够自由滑动的方式配置在所述外套筒中,所述外弹簧配置在所述外套筒与所述内套筒之间,所述外弹簧上端抵接所述内套筒的上端凸沿,其下端抵接于所述外套筒下端部,所述内弹簧配置于所述内套筒中,所述内弹簧的上端与所述转接盘抵接,其下端抵接于所述内套筒下端部,所述橡胶垫粘接在所述内套筒的底部端面上,用于与上升中的所述导弹模型接触。

4. 根据权利要求1所述的箱式垂直发射导弹弹翼展开风洞试验装置,其特征在于:所述模拟发射箱为配合所述导弹模型而设计的方箱或圆筒,通过螺钉安装在所述风洞试验段的下壁上所配置的转盘上,所述模拟发射箱的下壁上安装有下固定座。

5. 根据权利要求4所述的箱式垂直发射导弹弹翼展开风洞试验装置,其特征在于:所述直线导轨的上端与所述上轴承端盖用螺钉连接,所述直线导轨的下端与所述下固定座用螺钉连接。

箱式垂直发射导弹弹翼展开风洞试验装置

技术领域

[0001] 本发明涉及一种箱式垂直发射导弹弹翼展开风洞试验装置,应用于箱式垂直发射导弹的弹翼展开风洞试验。

背景技术

[0002] 目前,许多防空导弹和舰载导弹都采用箱式垂直发射,这种发射方式不但能够实现360度全方位打击,而且可以减少导弹的占用空间,增加载弹数量,同时便于转场运输和日常维护。许多箱式发射的导弹弹翼都是折叠在发射箱中,在发射时,导弹脱离发射筒的一瞬间,折叠翼快速展开。根据型号研制的需要,试验单位已经进行了许多关于折叠翼展开的试验,主要观测折叠翼展开瞬间的状态,测量其展开的角速度和角加速度以及展开的力矩、对舵轴的冲击力等参数。通常折叠翼展开试验在无发射箱的状态下进行,固定导弹后进行风洞吹风以模拟其发射状态。

[0003] 对于倾斜发射的导弹折叠翼展开试验,通常不模拟发射箱,只是将导弹固定在风洞中,通过吹风模拟导弹出箱的速度,这种试验并不能真实的模拟导弹的出箱状态。垂直发射的导弹,需要模拟其横风环境,单纯的固定导弹已经不能满足试验要求。因此需要一种能够准确模拟导弹出箱瞬间的速度和加速度,并能模拟其垂直发射状态以及横风环境的试验装置。

[0004] 随着发射技术的发展,型号研制部门提出了在横风环境中模拟导弹垂直发射状态以及出箱的速度、加速度等试验要求,以便更真实的观测折叠翼展开的过程状态及其技术参数。如何驱动导弹在风洞中沿垂直方向运动并且消耗掉其强大的动能是试验装置的关键技术。在驱动导弹运动的动力上可以使用底部助推弹射和拖拽两种方式。底部助推弹射只有选用高速气缸才能够模拟导弹出箱的速度和加速度,高速气缸需要修建管道连接气源,并且其响应速度较慢,使用和维护费用高,技术难度大。拖拽可以使用卷扬机等设备,但市场上的类似设备难以满足速度和加速度的要求,因此需要自行设计机电设备提供动力。目前伺服控制技术已经很成熟,伺服马达响速度和加速度都能够满足试验要求,并且电气设备响应速度快、可靠性高、成本低、使用和维护比较方便。因此可以考虑使用伺服马达驱动的机电设备作为动力组件。

发明内容

[0005] 本发明的技术解决问题是:克服现有技术的不足,提供了一种可在横风环境中模拟导弹垂直发射状态以及出箱速度和加速度的导弹弹翼展开风洞试验装置。

[0006] 本发明的箱式垂直发射导弹弹翼展开风洞试验装置包括驱动控制组件、绞盘、钢丝绳、导向组件、推力轴承组件、缓冲器、模型转接座、导弹模型和模拟发射箱;所述驱动控制组件与所述绞盘均配置在风洞试验段顶壁的外侧,所述驱动控制组件与焊接于所述绞盘的转轴连接,能够驱动控制所述绞盘的转动,所述钢丝绳的一端固定在所述绞盘上,并缠绕在所述绞盘上;在所述绞盘正下方的所述风洞试验段的顶壁上开设有安装孔,所述推力轴

承组件结构为在上轴承盖和下轴承盖之间组装有推力轴承,并且所述推力轴承组件具有中孔,所述推力轴承组件通过所述上轴承盖以所述中孔与所述安装孔同轴线的方式固定在所述风洞试验段顶壁的内壁上,所述缓冲器也具有中轴通孔,其以所述中轴通孔与所述中孔同轴线的方式安装在所述下轴承盖上;所述模拟发射箱安装于所述缓冲器正下方的所述风洞试验段的下壁上,用于放置所述导弹模型,所述导弹模型具有中通孔,在所述导弹模型的底部安装有所述模型转接座;所述导向组件包括直线导轨和滑块,所述直线导轨的两端分别固定在所述上轴承盖和所述模拟发射箱上,并且所述直线导轨穿过所述缓冲器的中轴通孔和所述导弹模型的中通孔,所述滑块固定在所述模型转接座上,所述钢丝绳的另一端穿过所述风洞试验段顶壁上的安装孔,并穿过所述缓冲器中轴通孔和所述导弹模型的中通孔,与所述模型转接座相连,从而能够在所述驱动控制组件的控制下,沿着所述导向杆迅速拉升所述导弹模型。

[0007] 优选所述驱动控制组件包括伺服马达、减速机和电磁离合器联轴器,所述伺服马达的驱动轴与所述减速机轴连接,所述减速器的输出轴通过联轴器与焊接于所述绞盘的转轴的一端连接,所述转轴的另一端与所述电磁离合器连接,所述转轴通过对称设置在所述绞盘两侧的轴承组件支撑在底座上,所述伺服马达、所述减速机和所述电磁离合器均通过螺钉安装在所述底座上,所述底座通过螺钉固定在所述风洞试验段顶壁的外侧。

[0008] 优选所述缓冲器包括转接盘、外套筒、内套筒、内弹簧、外弹簧和橡胶垫,所述转接盘固定所述下轴承盖上,所述外套筒的顶端固定在所述转接盘上,所述内套筒以能够自由滑动的方式配置在所述外套筒中,所述外弹簧配置在所述外套筒与所述内套筒之间,所述外弹簧上端抵接所述内套筒的上端凸沿,其下端抵接于所述外套筒下端部,所述内弹簧配置于所述内套筒中,所述内弹簧的上端与所述转接盘抵接,其下端抵接于所述内套筒下端部,所述橡胶垫粘接在所述内套筒的底部端面上,用于与上升中的所述导弹模型接触。

[0009] 优选所述模拟发射箱为配合所述导弹模型而设计的方箱或圆筒,通过螺钉安装在所述风洞试验段的下壁上所配置的转盘上,所述模拟发射箱的下壁上安装有下固定座。

[0010] 优选所述导向杆的上端与所述上轴承端盖用螺钉连接,所述导向杆的下端与所述下固定座用螺钉连接。

[0011] 本发明与现有技术相比的有益效果是:

[0012] (1) 本发明能够模拟横风环境中导弹的垂直发射状态,并且能准确模拟其出箱瞬间的速度和加速度。

[0013] (2) 本发明在使受试导弹具有强大动能的同时,能够使用其动力/制动组件和缓冲器消耗掉这些动能,保护试验装置安全。

[0014] (2) 本发明中的伺服马达、减速机、电磁离合器和导轨都是成熟产品,可靠性好。并且零部件的更换和维护都比较方便,节省了研制成本和维护费用。

[0015] (3) 本发明采用模块化结构,可以根据试验任务要求更换发射箱、伺服马达和减速机等零部件,大大缩短了生产周期,节约了成本。

附图说明

[0016] 图1为箱式垂直发射导弹弹翼展开风洞试验装置结构示意图;

[0017] 图2为动力/制动组件结构示意图;

- [0018] 图3为轴承座结构示意图；
[0019] 图4为缓冲器结构示意图；
[0020] 图5为内套筒的全剖视图；
[0021] 图6为外套筒的全剖视图；
[0022] 图7为导向装置安装示意图

具体实施方式

[0023] 如图1所示,本发明提供了一种箱式垂直发射导弹弹翼展开风洞试验装置,其包括动力/制动组件、导向组件、缓冲器、模型转接座319和模拟发射箱320;模型转接座319为单一零件,用来连接导向组件和受试导弹2;模拟发射箱320为根据受试导弹2实际尺寸设计的方箱或圆筒,通过螺钉安装在风洞洞壁1的转盘上,转盘视为风洞洞壁1的一部分。转盘转动时,转盘模拟发射箱320通过固定在其上面的下固定座321带动导向组件转动。导向组件中的滑块318通过模型转接座319和受试导弹2连接,受试导弹2可以随导向组件转动,以变换不同的受风面。

[0024] 如图2所示,所述动力/制动组件包括伺服马达31、减速机32、联轴器33、转轴34、对称配置在绞盘两边的轴承座35、绞盘36、钢丝绳322、电磁离合器37和底座38。其中伺服马达31输出扭矩,为整个装置提供动力,减速机32降低伺服马达31的转速,同时提高输出扭矩。转轴34和绞盘36焊接在一起,其一端通过联轴器33与减速机32的输出轴连接。轴承座35(参照图3)中安装有轴承351,转轴34穿过轴承351的内孔,轴承座35对称配置在绞盘36两边,起到支撑的作用。转轴34的另一端和电磁离合器37连接,电磁离合器37主要起制动作用,通电时电磁离合器37起作用,通过摩擦力起到制动作用。钢丝绳322的一端固定在绞盘36,并缠绕在绞盘36上,另一端连接在模型转接座319上,通过拖拽和释放来实现受试导弹2的上下运动。伺服马达31、减速机32、轴承座35和电磁离合器37均通过螺钉安装在底座38上,底座38通过螺钉固定在风洞试验段壁1的顶壁的外侧,在风洞试验段壁1的顶壁设置有安装孔,钢丝绳322的另一端从安装孔中穿过。

[0025] 如图4所示,所述缓冲器包括转接盘311、外套筒312、内套筒315、内弹簧313、外弹簧314和橡胶垫316。其中内套筒315内腔的长度、外弹簧314的自然伸长长度和外套筒312的内腔长度均根据内弹簧313的设计行程确定,内弹簧313自由安放在内套筒315(参照图5)的内腔中,内弹簧313一端顶在其内腔凸台3151上;外弹簧314套在内套筒315的外圆上,其一端顶在内套筒315的上端凸沿3152上,外套筒312(如图6所示)的内孔3121穿过内套筒315套在外弹簧314上,其下端凸台3122与外弹簧314的另一端接触,外弹簧314自由伸长时,外套筒312法兰面3123与内弹簧313的自由端平齐。转接盘311和外套筒312通过螺栓连接在一起,内弹簧313的自由端和转接盘311的底面相接触。橡胶垫316粘接在内套筒315的底部端面3153上,橡胶垫316内部有圆孔,用来穿过导轨317和钢丝绳322。折叠的弹翼21展开后,伺服马达31停车,受试导弹2在自由上升过程中撞击缓冲器的橡胶垫316,内弹簧313被压缩,内弹簧313和橡胶垫316本身的阻尼会消耗受试导弹2的一部分动能,内弹簧313完全被压缩时,受试导弹2停止运动。在内弹簧313回弹过程中,内套筒315的上端凸沿3152压缩外弹簧314,该过程会消耗一部分内弹簧313的弹性势能,受试导弹2完全脱离缓冲器的橡胶垫316后,电磁离合器37启动,通过其内部装置的摩擦和减速机32本身的阻尼消耗掉受试导弹2剩

余的动能。

[0026] 如图7所示,所述导向组件包括直线导轨317、滑块318、上轴承端盖39、下轴承端盖310、推力轴承323和下固定座321。上轴承端盖39和下轴承端盖310与推力轴承323的两端配合组装成推力轴承组件,推力轴承组件具有中通孔,并通过上轴承端盖39安装在风洞试验段壁1的顶壁的内壁上,安装完成后,推力轴承组件的中通孔与安装孔在同一中轴线上。滑块318可以沿导轨317长度方向自由滑动,但是其他方向自由度均受到限制,直线导轨317上端与上轴承端盖39用螺钉连接,直线导轨317下端和下固定座321用螺钉连接,下固定座321使用螺钉固定在模拟发射箱320上。下轴承端盖310使用螺钉与转接盘311连接,由此实现了导向组件与发射箱320形成了一个整体,直线导轨317可以随发射箱320转动。导向组件作用是限制受试导弹2的运动方向,使其只能沿导轨上下运动。安装孔、推力轴承组件中通孔、接盘311的内孔、缓冲器的内孔、受试导弹2的中通孔均在同一条中轴线上,导轨317和钢丝绳322分别从推力轴承组件中通孔、转接盘311的内孔、缓冲器的内孔、受试导弹2的中通孔穿过。

[0027] 箱式垂直发射导弹弹翼展开试验装置的工作原理:试验开始前,受试导弹2及其折叠的弹翼21安放在模拟发射箱320内,导弹内的模型转接座319与缠绕在绞盘36上的钢丝绳322的自由端连接。试验开始,伺服马达31通过减速机32带动绞盘36转动,此时电磁离合器37处于断电状态。随着绞盘36的转动,钢丝绳322不断的缠绕在绞盘36上,受试导弹2在钢丝绳322的拖动下快速上升,当受试导弹2脱离模拟发射箱320的瞬间达到要求的速度和加速度,此时折叠的弹翼21展开。弹翼21绕右上角(图1所示左边弹翼21)处的转轴折叠,转轴处设置有扭杆弹簧。在发射箱内,折叠后的弹翼21上缘贴在弹身上,下缘贴在发射箱320内壁上(上、下缘指的是图1所示弹翼21的上下缘),发射箱320与弹翼21接触部分采用摩擦系数比较小的材料以减少对弹翼21的磨损。受试导弹2完全出箱的瞬间,四个弹翼21在扭杆弹簧回复力的作用下,绕转轴快速展开,同时弹翼21的锁紧机构将弹翼21锁止在其飞行姿态下的固定位置。折叠的弹翼21展开后,受试导弹2处于自由上升阶段,做匀减速运动,伺服马达31同样做匀减速运动,此时钢丝绳322不受力。受试导弹2撞击缓冲器瞬间,缓冲器开始压缩,受试导弹2的动能逐渐转化为缓冲器的弹性势能,直至受试导弹上升运动停止开始回弹。在受试导弹2回弹过程中,其脱离橡胶垫316的瞬间已经不再受缓冲器回弹力的作用。缓冲器回弹过程中,通过其内部两根弹簧的作用会消耗掉一部分弹性势能,最终剩余的弹性势能转换为受试导弹2的动能,导弹向下做加速运动。在受试导弹2脱离缓冲器瞬间,电磁离合器37通电,电磁离合器37开始起制动作用,通过其内部元件之间的摩擦消耗掉受试导弹2的动能使其在下降过程中静止下来,至此,试验结束。

[0028] 本发明能够满足模拟横风环境下垂直发射导弹的要求,并能消耗掉受试导弹在试验中产生的强大动能,该试验装置采用模块化结构,可以通过更换发射箱和伺服马达来满足不同型号的试验。

[0029] 以上对本发明的优选实施方式进行了说明,但本发明并不限于上述实施例。对本领域的技术人员来说,在权利要求书所记载的范畴内,显而易见地能够想到各种变更例或者修正例,当然也属于本发明的技术范畴。

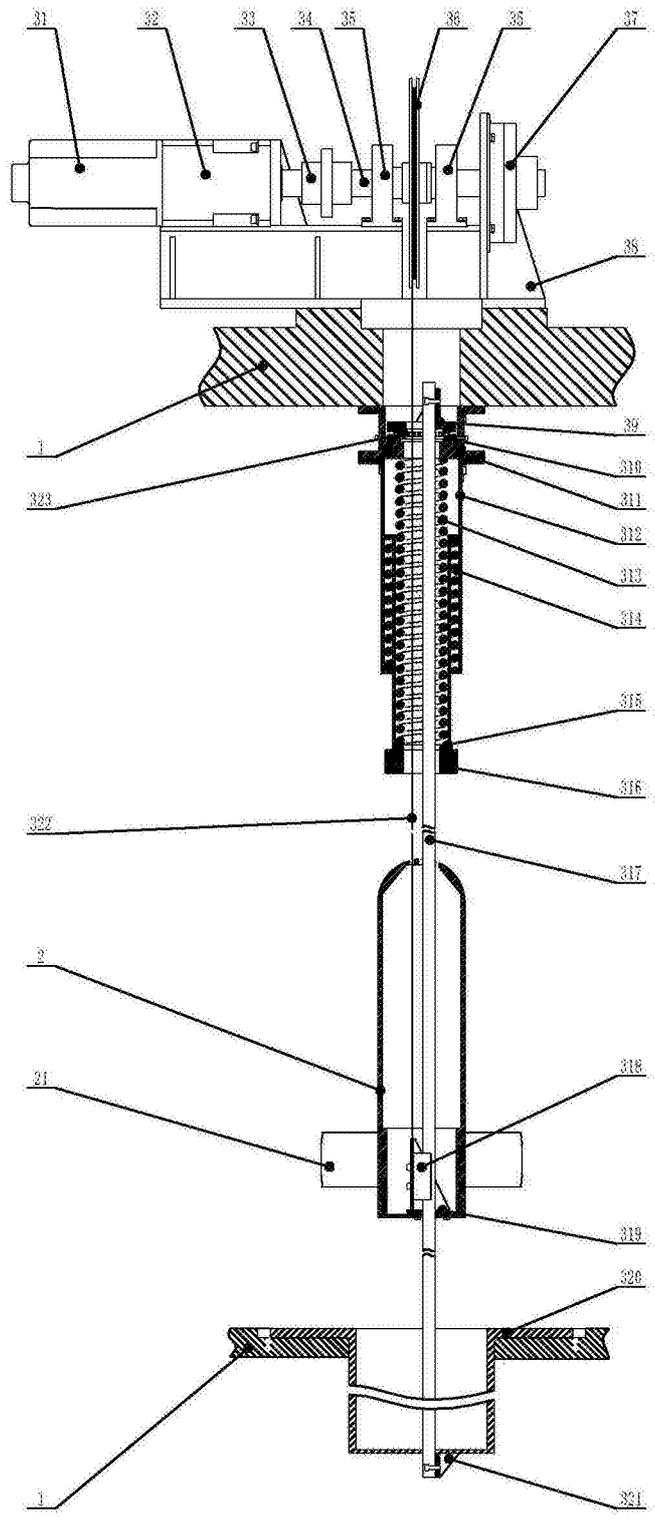


图1

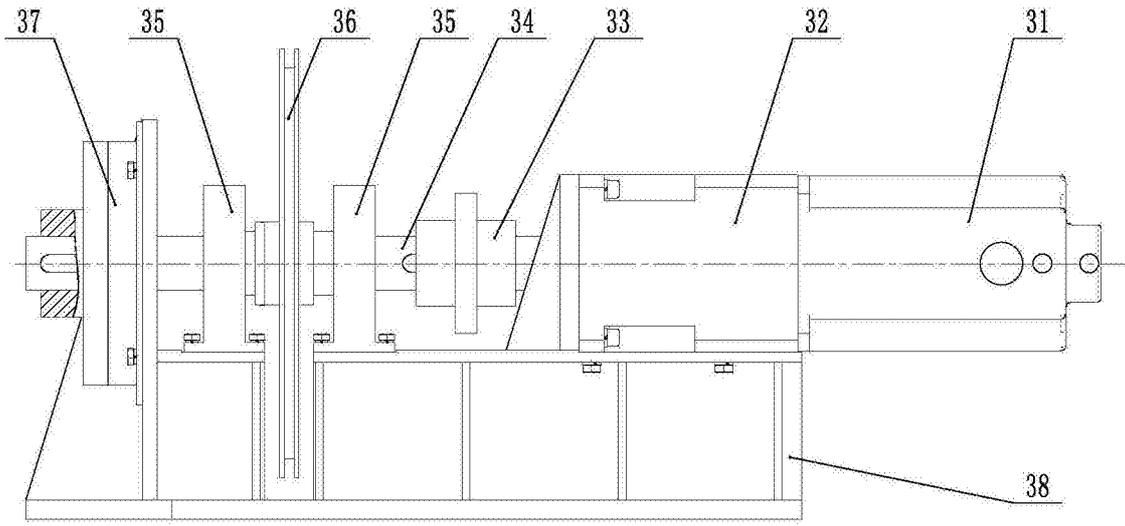


图2

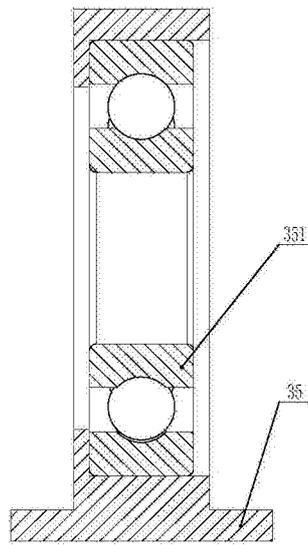


图3

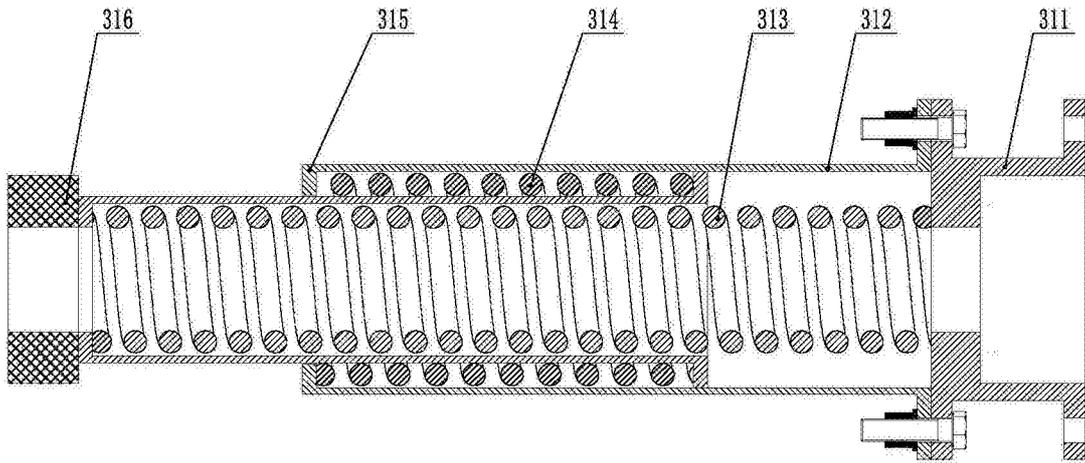


图4



图5

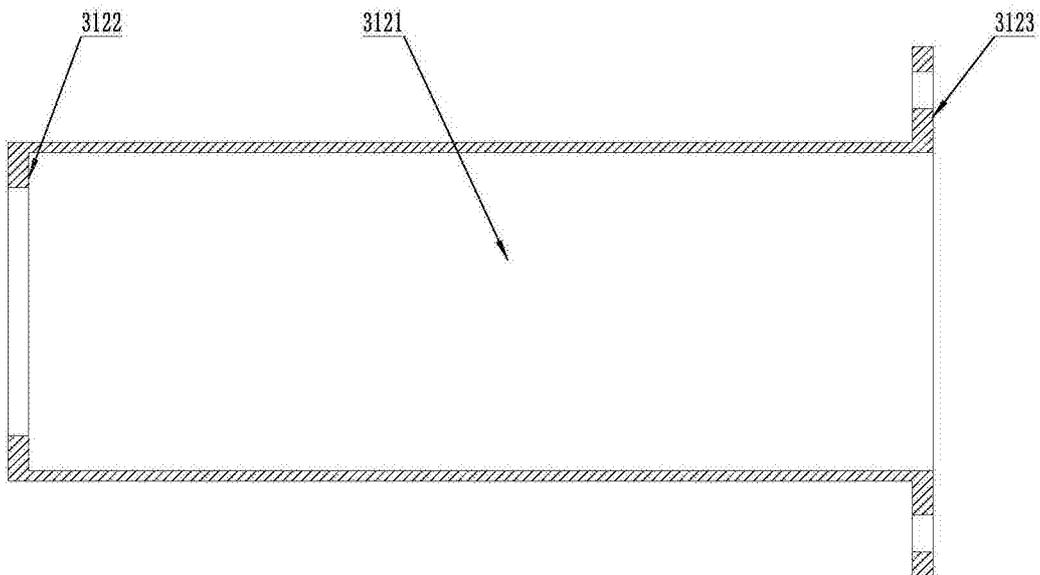


图6

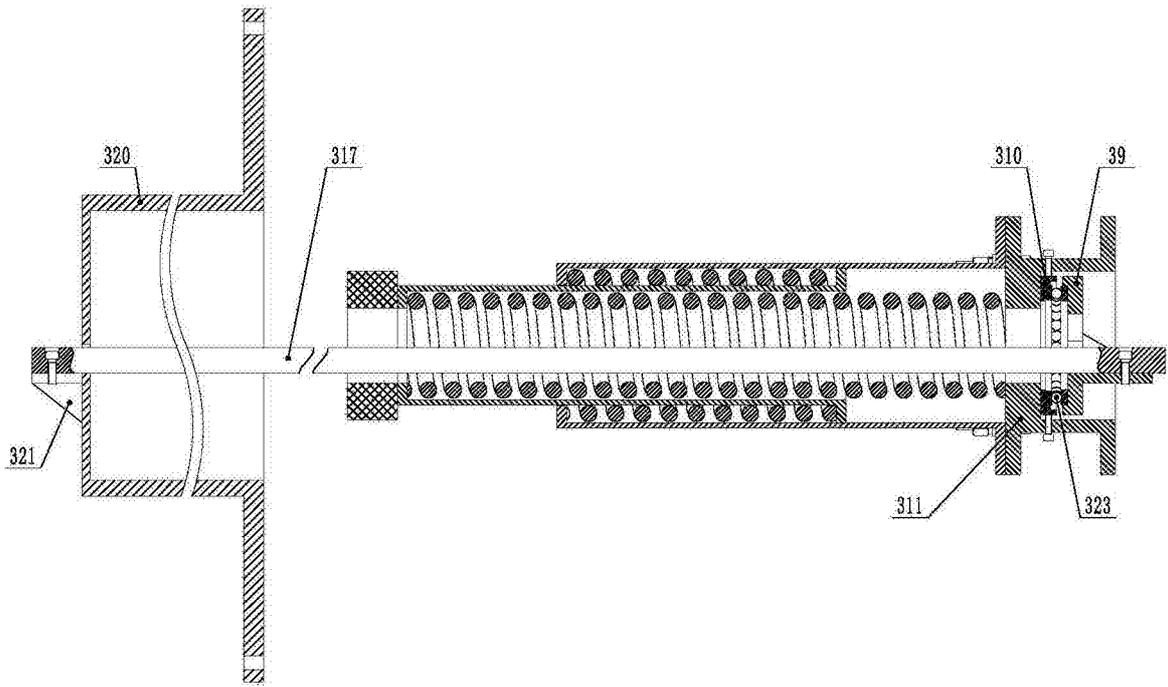


图7