



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 117699047 A

(43) 申请公布日 2024.03.15

(21) 申请号 202410169644.7

(22) 申请日 2024.02.06

(71) 申请人 中国科学院力学研究所

地址 100190 北京市海淀区北四环西路15号

(72) 发明人 戴兰宏 苏明耀 陈艳 马维
蒋敏强 杨乾锁

(74) 专利代理机构 北京和信华成知识产权代理
事务所(普通合伙) 11390
专利代理师 席卷

(51) Int. Cl.

B64F 5/60 (2017.01)

G01M 7/08 (2006.01)

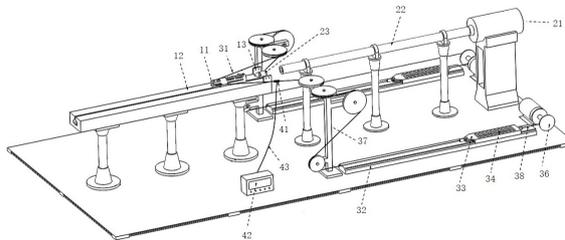
权利要求书2页 说明书5页 附图4页

(54) 发明名称

一种飞机拦阻综合模拟试验系统

(57) 摘要

本发明公开了一种飞机拦阻综合模拟试验系统,包括滑车机构、驱动机构、阻尼机构和测量机构等。滑车机构利用第一滑块沿着轨道滑动来模拟各种机型的重量、着陆速度等飞机相关参数;驱动机构利用压缩空气驱动第二滑块沿管道以预定速度运动,撞击第一滑块,实现对第一滑块的快速加速;阻尼机构利用永磁铁块和阻尼轨道提供阻力在预定的拦阻距离上实现第一滑块的快速减速;测量机构用于测量拦阻钢索在拦阻过程中的张力大小。本发明可模拟不同机型及不同着陆速度的飞机拦阻过程,具有便捷实用、安全可靠、试验周期短、节约试验成本等优点,同时也为研究拦阻钢索的损伤累积诱致破坏机理和寿命预测打下坚实实验基础。



1. 一种飞机拦阻综合模拟试验系统,其特征在于,包括:

滑车机构,包括第一滑块(11)和轨道(12),所述第一滑块(11)沿着轨道(12)滑动;其中第一滑块(11)用于模拟飞机;

驱动机构,给第一滑块(11)施加加速度;

阻尼机构,包括钢索(31)和分别设置在钢索(31)两端的两个阻尼装置,所述钢索(31)与第一滑块(11)的头部位置相接触,所述阻尼装置相对于第一滑块(11)加速度的方向,反方向设置;当第一滑块(11)被施加加速度时,阻尼装置对钢索(31)施加拉力,该拉力方向与第一滑块(11)加速度的方向相反;

测量机构,包括光栅传感器(41)和信号采集仪(42),两者通过光纤传输线(43)相连接,所述光栅传感器(41)固定在钢索(31)上。

2. 根据权利要求1所述的飞机拦阻综合模拟试验系统,其特征在于,

所述驱动机构包括高压气室(21)、管道(22)和第二滑块(23);所述高压气室(21)充入高压气体,所述管道(22)设置在高压气室(21)的出气口处,管道(22)与所述轨道(12)在一条直线上,所述第二滑块(23)的外形呈炮弹状,其位于管道(22)内;

第二滑块(23)在高压气体的作用下飞出管道(22),并撞击第一滑块(11)。

3. 根据权利要求2所述的飞机拦阻综合模拟试验系统,其特征在于,

所述第一滑块(11)包括主体(111)和设置在主体底部的滑动块(112),滑动块(112)沿着轨道(12)滑动;所述主体(111)内设有腔体(113),该腔体(113)贯穿主体(111)的尾部,且位于第二滑块(23)的飞行轨迹上,所述腔体(113)的内径大于第二滑块(23)的外径。

4. 根据权利要求3所述的飞机拦阻综合模拟试验系统,其特征在于,

所述主体(111)的两侧对称设有长条孔(117),所述长条孔(117)内设有转轴(118)、限位杆(119)和挡块(120),挡块(120)相对于转轴(118)转动连接,转轴(118)上套接有扭簧(124),扭簧(124)对挡块(120)施加向主体(111)头部方向转动的旋转力,所述限位杆(119)设置在挡块(120)的转动路径上;

在常态下,所述挡块(120)的端部伸入到腔体(113)内,挡块(120)与飞行中第二滑块(23)接触的位置为斜面(121)结构;

所述挡块(120)在与限位杆(119)接触的位置设有缺口(122)。

5. 根据权利要求3所述的飞机拦阻综合模拟试验系统,其特征在于,

所述主体(111)与钢索(31)接触的位置,在水平方向上设有通槽(114),该通槽(114)内设有圆弧绳槽(115),通槽(114)内在垂直方向上设有挡杆(116);所述钢索(31)位于通槽(114)内,且位于挡杆(116)和圆弧绳槽(115)之间。

6. 根据权利要求3所述的飞机拦阻综合模拟试验系统,其特征在于,

所述轨道(12)靠近驱动机构一端的端部设有激光测速器(13),所述激光测速器(13)的激光发射方向和第二滑块(23)的飞行轨迹相交。

7. 根据权利要求1所述的飞机拦阻综合模拟试验系统,其特征在于,

所述阻尼装置包括阻尼轨道(32)、阻尼滑块(33)和多个永磁铁块(34),阻尼滑块(33)沿着阻尼轨道(32)滑动,永磁铁块(34)设置在阻尼滑块(33)朝向阻尼轨道(32)的一面,永磁铁块(34)对阻尼轨道(32)施加磁吸力,且永磁铁块相对于阻尼滑块(33)可拆卸连接;所述钢索(31)与阻尼滑块(33)靠近第一滑块(11)的一端相连接。

8. 根据权利要求7所述的飞机拦阻综合模拟试验系统,其特征在于,
所述阻尼滑块(33)设有多个磁铁安装孔,单组磁铁安装孔包括阻尼滑块(33)上下两个端面分别向内开设的沉孔(35),两个沉孔(35)贯通,且两者轴心偏移设置;单组磁铁安装孔中,两个永磁铁块(34)的相邻端面磁性相异;所述永磁铁块(34)相对于沉孔(35)可拆卸连接。
9. 根据权利要求7所述的飞机拦阻综合模拟试验系统,其特征在于,
所述阻尼装置还包括电动绞盘(36),所述电动绞盘(36)的绳索(38)与阻尼滑块(33)的远离第一滑块(11)的一端相连接。
10. 根据权利要求7所述的飞机拦阻综合模拟试验系统,其特征在于,
所述阻尼机构还包括滑轮组(37),所述钢索(31)经滑轮组(37)导向后和阻尼滑块(33)相连接。

一种飞机拦阻综合模拟试验系统

技术领域

[0001] 本发明涉及冲击动力学领域,具体涉及一种飞机拦阻综合模拟试验系统。

背景技术

[0002] 飞机拦阻装置是保障舰载机安全降落的重要航空特种装备,能够在短时间内吸收舰载机的动能,将高速着舰的舰载机在有限的安全距离内拦停。拦阻装置的性能是影响航空母舰等大型海上平台回收能力和回收效率的重要因素,对提升舰载机的综合应用性能具有重大的实际意义。

[0003] 目前,飞机拦阻装置已从单一的应急安全装置向舰载机着舰的常规装备方向发展。国外在舰载机着舰拦阻装置和拦阻技术上的研究已有几十年的历史。对于先进飞机拦阻装置的设计、评价和分析方法仍不完备,尚需要进一步深入研究。

[0004] 拦阻钢索是飞机拦阻装置中唯一与舰载机直接接触的构件,是确保舰载机着舰安全的生命线。飞机拦阻试验是验证拦阻钢索强度、可靠性的最重要和最直接的方法之一,但舰上实测试验存在危险性高、难度大、耗时长和费用高等问题,并且复杂的响应模式和失效行为导致拦阻钢索在拦阻过程中的安全评估和寿命预测无法单纯依靠传统试验装置进行研究。因此,发展一套模拟飞机拦阻的综合模拟试验系统,研究分析拦阻装置的可靠性,进而预测拦阻钢索在服役过程中的冲击累计损伤演变规律与寿命,是亟待解决的关键问题。

发明内容

[0005] 本发明的目的在于提供一种飞机拦阻综合模拟试验系统可模拟不同机型及不同着陆速度的飞机拦阻过程,以填补飞机拦阻模拟试验技术的空白。

[0006] 为解决上述技术问题,本发明具体提供下述技术方案:一种飞机拦阻综合模拟试验系统,包括:

滑车机构,包括第一滑块和轨道,所述第一滑块沿着轨道滑动;其中第一滑块用于模拟飞机;

驱动机构,给第一滑块施加加速度;

阻尼机构,包括钢索和分别设置在钢索两端的两个阻尼装置,所述钢索与第一滑块的头部位置相接触,所述阻尼装置相对于第一滑块加速度的方向,反方向设置;当第一滑块被施加加速度时,阻尼装置对钢索施加拉力,该拉力方向与第一滑块加速度的方向相反;

测量机构,包括光栅传感器和信号采集仪,两者通过光纤传输线相连接,所述光栅传感器固定在钢索上。

[0007] 进一步的,所述驱动机构包括高压气室、管道和第二滑块;所述高压气室充入高压气体,所述管道设置在高压气室的出气口处,管道与所述轨道在一条直线上,所述第二滑块的外形呈炮弹状,其位于管道内,第二滑块的外径小于管道的内径;

第二滑块在高压气体的作用下飞出管道,并撞击第一滑块。

[0008] 进一步的,所述第一滑块包括主体和设置在主体底部的滑动块,滑动块沿着轨道

滑动;所述主体内设有腔体,该腔体贯穿主体的尾部,且位于第二滑块的飞行轨迹上,所述腔体的内径大于第二滑块的外径。

[0009] 进一步的,所述主体的两侧对称设有长条孔,所述长条孔内设有转轴、限位杆和挡块,挡块相对于转轴转动连接,转轴上套接有扭簧,扭簧对挡块施加向主体的头部方向转动的旋转力,所述限位杆设置在挡块的转动路径上;

在常态下,所述挡块的端部伸入到腔体内,挡块与飞行中第二滑块接触的位置为斜面结构;

所述挡块在与限位杆接触的位置设有缺口。

[0010] 进一步的,所述主体与钢索接触的位置水平设有通槽,该通槽内设有圆弧绳槽,通槽内在竖直方向上设有挡杆;所述钢索位于通槽内,且位于挡杆和圆弧绳槽之间。

[0011] 进一步的,所述轨道靠近驱动机构一端的端部设有激光测速器,所述激光测速器的激光发射方向和第二滑块的飞行轨迹相交。

[0012] 进一步的,所述阻尼装置包括阻尼轨道、阻尼滑块和多个永磁铁块,阻尼滑块沿着阻尼轨道滑动,永磁铁块设置在阻尼滑块朝向阻尼轨道的一面,永磁铁块对阻尼轨道施加磁吸力,且永磁铁块相对于阻尼滑块可拆卸连接;所述钢索与阻尼滑块靠近第一滑块的一端相连接。

[0013] 进一步的,所述阻尼滑块设有多个磁铁安装孔,单组磁铁安装孔包括阻尼滑块上下两个端面分别向内开设的沉孔,两个沉孔贯通,且两者轴心偏移设置;单组磁铁安装孔中,两个永磁铁块的相邻端面磁性相异;所述永磁铁块相对于沉孔可拆卸连接。

[0014] 进一步的,所述阻尼装置还包括电动绞盘,所述电动绞盘的绳索与阻尼滑块的远离第一滑块的一端相连接。

[0015] 进一步的,所述阻尼机构还包括滑轮组,所述钢索经滑轮组导向后和阻尼滑块相连接。

[0016] 本发明与现有技术相比较具有如下有益效果:本发明的飞机拦阻综合模拟试验系统,能够模拟不同机型及不同着陆速度的飞机拦阻过程,同时能够实时获得拦阻过程中的拦阻钢索张力,为研究拦阻系统可靠性和拦阻索寿命评估提供数据支撑和技术支持。

附图说明

[0017] 为了更清楚地说明本发明的实施方式或现有技术中的技术方案,下面将对实施方式或现有技术描述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示例性的,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,还可以根据提供的附图引伸获得其它的实施附图。

[0018] 图1为本申请的结构示意图;

图2是图所示第一滑块的结构示意图;

图3是第一滑块头部的剖视图;

图4是第一滑块尾部的剖视图;

图5是阻尼装置的结构示意图;

图6是阻尼滑块和阻尼轨道之间的剖视图。

[0019] 图中的标号分别表示如下:

11-第一滑块、12-轨道、13-激光测速器；
111-主体、112-滑动块、113-腔体、114-通槽、115-圆弧绳槽、116-挡杆、117-长条孔、118-转轴、119-限位杆、120-挡块、121-斜面、122-缺口、123-轴承、124-扭簧；
21-高压气室、22-管道、23-第二滑块；
31-钢索、32-阻尼轨道、33-阻尼滑块、34-永磁铁块、35-沉孔、36-电动绞盘、37-滑轮组、38-绳索；
41-光栅传感器、42-信号采集仪、43-光纤传输线。

具体实施方式

[0020] 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。

[0021] 如图1所示,本发明提供了一种飞机拦阻综合模拟试验系统,包括滑车机构、驱动机构、阻尼机构和测量机构。

[0022] 滑车机构包括第一滑块11和轨道12,所述第一滑块11沿着轨道12滑动;其中第一滑块11用于模拟飞机,可以模拟各种机型的重量;

驱动机构给第一滑块11施加加速度,模拟各种机型的着陆速度;

阻尼机构包括钢索31和分别设置在钢索31两端的两个阻尼装置,钢索31与第一滑块11的头部位置相接触,阻尼装置相对于第一滑块11加速度的方向,反方向设置;当第一滑块11被施加加速度时,阻尼装置对钢索31施加拉力,该拉力方向与第一滑块11加速度的方向相反,模拟飞机在阻拦索作用下的减速过程;

测量机构包括光栅传感器41和信号采集仪42,两者通过光纤传输线43相连接,光栅传感器41固定在钢索31上,从而对飞机拦阻过程中的钢索张力进行实时采集,进而可定量地分析拦阻钢索的损伤演化规律和寿命预测。

[0023] 驱动机构包括高压气室21、管道22和第二滑块23;高压气室21充入高压气体,管道22设置在高压气室21的出气口处,管道22与轨道12在一条直线上,第二滑块23的外形呈炮弹状,位于管道22内,第二滑块23的外径小于管道22的内径,其在初始状态下,位于管道22靠近高压气室21的一端;在高压气体的作用下,第二滑块23在管道22内加速滑行,飞出管道22,并撞击第一滑块11,实现对第一滑块的快速加速,模拟飞机着陆速度;高压气室中压缩空气的气压可控,第二滑块的质量可变,进而调控第二滑块的冲击速度,以模拟各型飞机的着陆速度;第二滑块的质量可通过改变材质或内部灌铅调控配合第一滑块的质量变化,以模拟各型飞机的重量。

[0024] 结合图2-图4,第一滑块11包括主体111和设置在主体底部的滑动块112,滑动块112的两侧设有多个轴承122,轴承122起到滚轮的作用,使得滑动块112沿着轨道12滑动;主体111内设有腔体113,该腔体113贯穿主体111的尾部,且位于第二滑块23的飞行轨迹上,腔体113的内径大于第二滑块23的外径;第二滑块撞23击第一滑块11之后,两者结合一起沿轨道12继续向前滑动。

[0025] 主体111的两侧对称设有长条孔117,长条孔117内设有转轴118、限位杆119和挡块

120,挡块120相对于转轴118转动连接,转轴118上套接有扭簧124,扭簧124对挡块120施加向主体111头部方向转动的旋转力,限位杆设置在挡块120的转动路径上;在常态下,挡板的端部伸入到腔体113内,挡板与飞行中第二滑块23接触的位置为斜面121结构;挡块120在与限位杆119接触的位置设有缺口122;通过设置挡块,防止第二滑块撞击第一滑块之后回弹。

[0026] 主体111与钢索31接触的位置水平设有通槽114,该通槽114内设有圆弧绳槽115,通槽114内在垂直方向上设有挡杆;钢索31位于通槽114内,且位于挡杆116和圆弧绳槽115之间;在第一滑块11沿着轨道12向前滑动过程中,钢索31绷直,在两端阻尼模块的作用下,开始对第一滑块11进行阻拦,整个阻拦过程中,钢索31卡在圆弧绳槽115内,避免对钢索31造成磨损,且圆弧绳槽115通过螺栓固定在通槽内,圆弧绳槽115为可拆卸结构,方便安装更换。

[0027] 轨道12靠近驱动机构一端的端部设有激光测速器13,激光测速器13包括激光发射探头和接收探头,其激光发射方向和第二滑块23的飞行轨迹相交,用于测量第二滑块撞击第一滑块前的运动速度。

[0028] 结合图5和图6,阻尼装置包括阻尼轨道32、阻尼滑块33和多个永磁铁块34,阻尼滑块33沿着阻尼轨道32滑动,永磁铁块34设置在阻尼滑块33朝向阻尼轨道32的一面,永磁铁块34对阻尼轨道32施加磁吸力,且永磁铁块相对于阻尼滑块33可拆卸连接;钢索31与阻尼滑块33靠近第一滑块11的一端相连接;利用永磁铁块和阻尼轨道之间的磁吸力提供阻力,在预定的拦阻距离上实现第一滑块减速,避免了减速机构的摩擦磨损。

[0029] 阻尼滑块33设有磁组磁铁安装孔,单组磁铁安装孔包括阻尼滑块33上下两个端面分别向内开设的沉孔35,两个沉孔35贯通,且两者轴心偏移设置;单组磁铁安装孔中,两个永磁铁块34的相邻端面磁性相异;永磁铁块34相对于沉孔35可拆卸连接;并且根据不同机型重量和着陆速度,改变永磁铁块的磁性和数量,精准控制第一滑块的减速距离,模拟出飞机实际的减速过程。

[0030] 阻尼装置还包括电动绞盘36,电动绞盘36的绳索38与阻尼滑块33的远离第一滑块11的一端相连接;用于试验完成后收回拦阻钢索和阻尼滑块,使的阻尼滑块以及第一滑块恢复至初始位置。

[0031] 阻尼机构还包括滑轮组37,钢索31经滑轮组37导向后和阻尼滑块33相连接,减少钢索在拦阻第一滑块的过程中发生磨损。

[0032] 在具体实施的过程中,轨道12、管道22和高压气室21可以根据实际需要设置在支撑座上。

[0033] 本发明的飞机拦阻综合模拟试验系统,能够模拟不同机型及不同着陆速度的飞机拦阻过程,同时能够实时获得拦阻过程中的拦阻钢索张力,具有便捷实用、安全可靠、试验周期短、节约试验成本等优点。另外,可收集拦阻钢索实验样品进行微结构表征和探伤分析,以研究钢索的损伤演化规律和寿命预测。

[0034] 本申请提供具体模拟试验的实验数据,具体如下:

实施例1

[0035] 整个装置安装在支座上,具体实施步骤如下:

如图1所示,将1.05 kg铝制第二滑块塞入至管道近高压气室一端底部,高压气室

内充入压缩空气,使其气压大小为1.5 MPa。

[0036] 采用电磁阀迅速释放高压气室中的压缩空气发射第二滑块,第二滑块经管道加速后,通过激光测速仪显示第二滑块的运动速度为155.09 m/s,冲击能量为12.87 kJ。随后,第二滑块撞击第一滑块,并一起向前高速滑动,在阻尼滑块与阻尼轨道的磁性吸力作用下,第一滑块减速至完全停止,减速距离为1.48 m。

[0037] 单次试验结束后,启动电动绞盘将阻尼滑块和钢索拖回初始位置,使钢索绷紧。根据实验需求继续开展飞机拦阻模拟试验。

实施例2

[0038] 在保持实施例1中其余参数基本不变的情况下,改变第二滑块为2.58 kg的钢制第二滑块,调节高压气室的气压至5.5 MPa,最终实现第二滑块的运动速度为171.41 m/s,冲击能量为37.9 kJ,减速距离为1.92 m。

[0039] 以上实施例仅为本申请的示例性实施例,不用于限制本申请,本申请的保护范围由权利要求书限定。本领域技术人员可以在本申请的实质和保护范围内,对本申请做出各种修改或等同替换,这种修改或等同替换也应视为落在本申请的保护范围内。

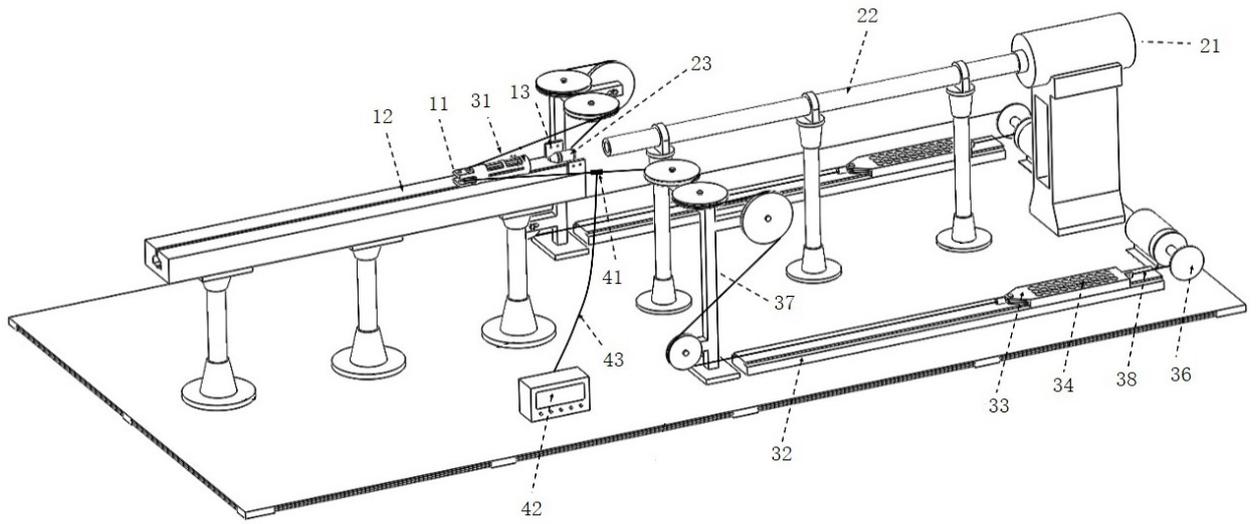


图 1

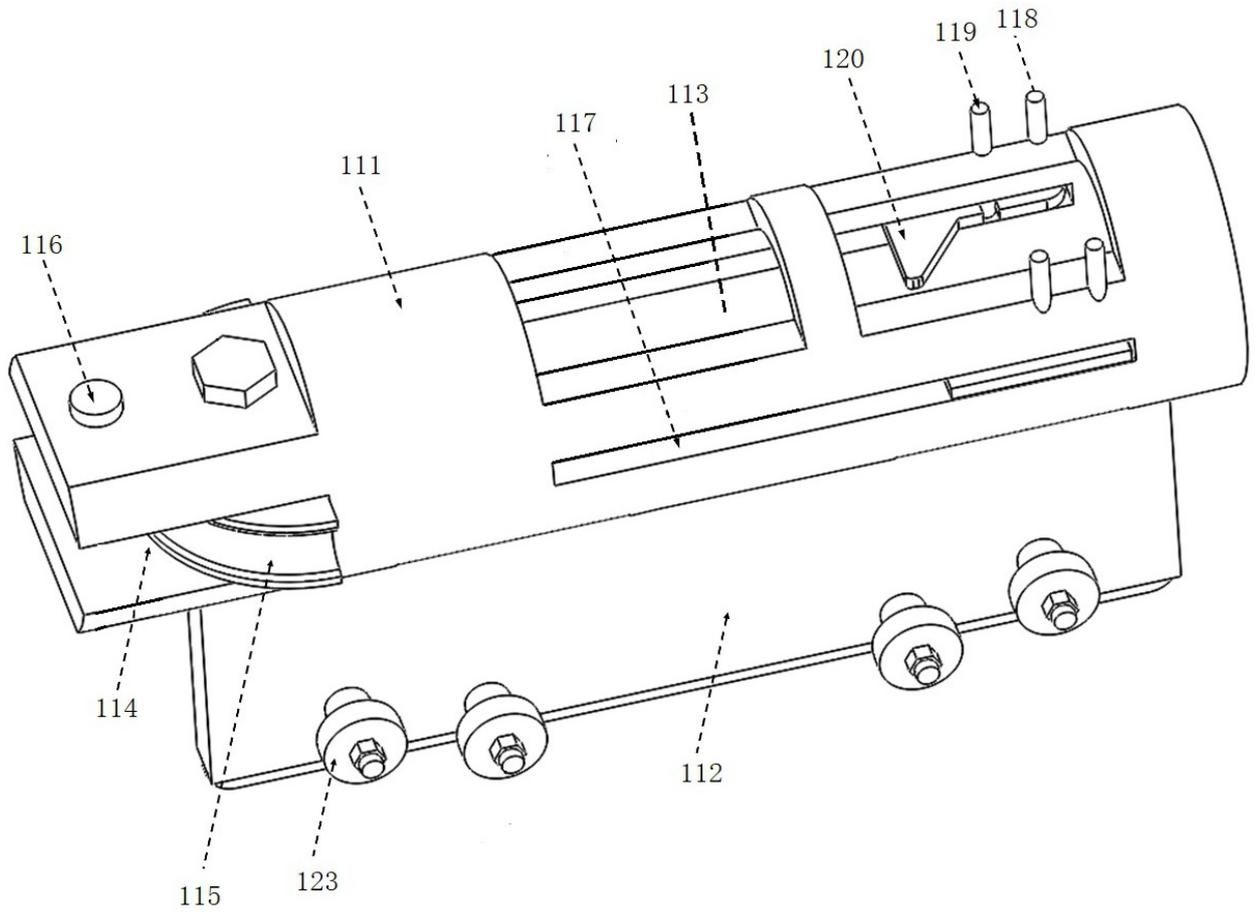


图 2

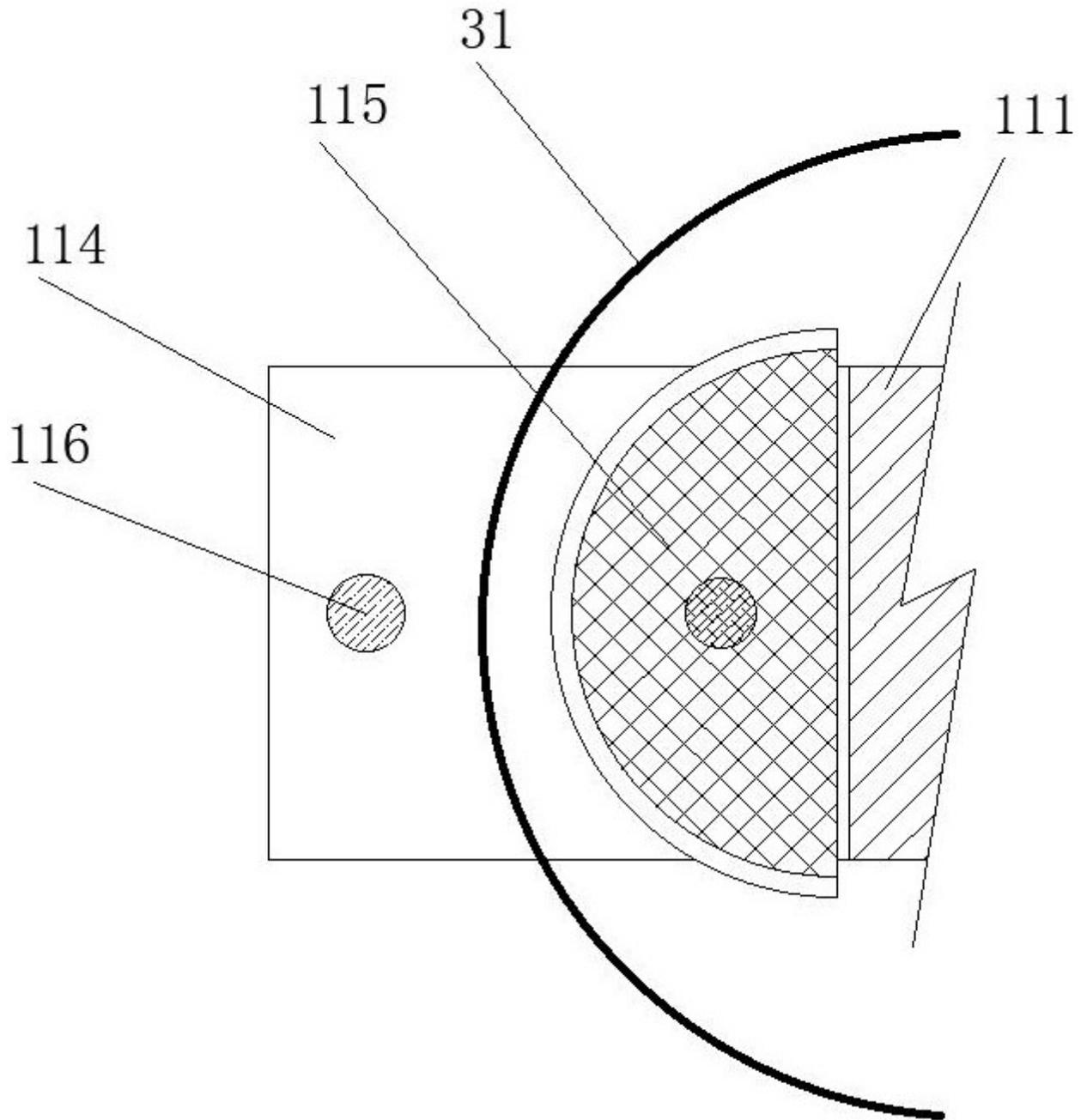


图 3

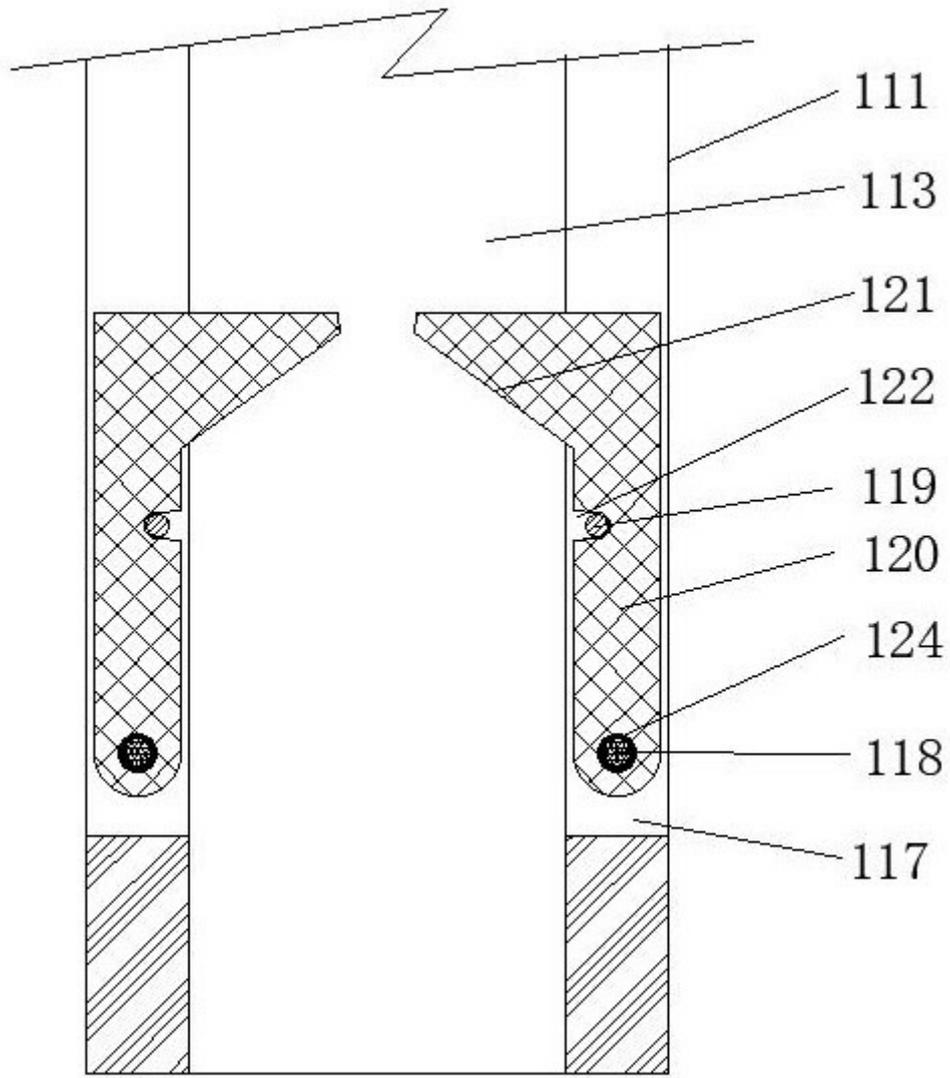


图 4

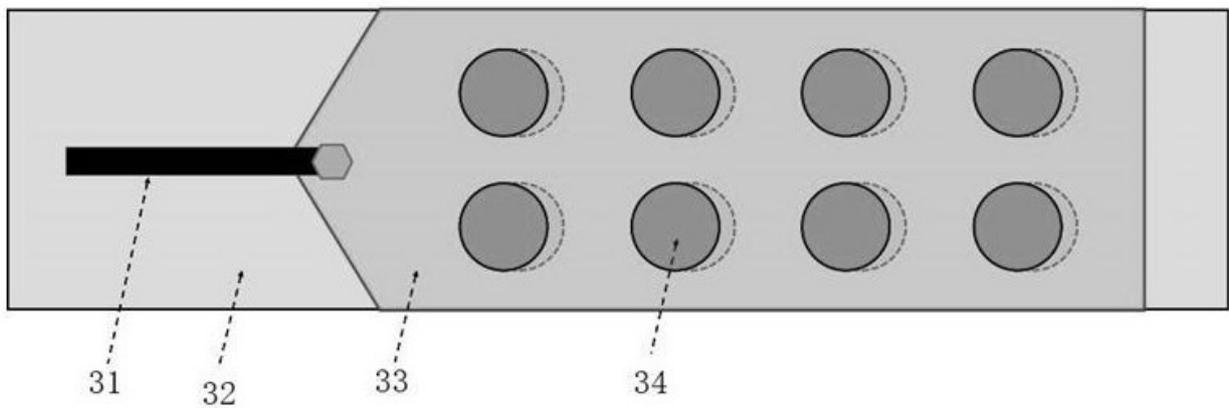


图 5

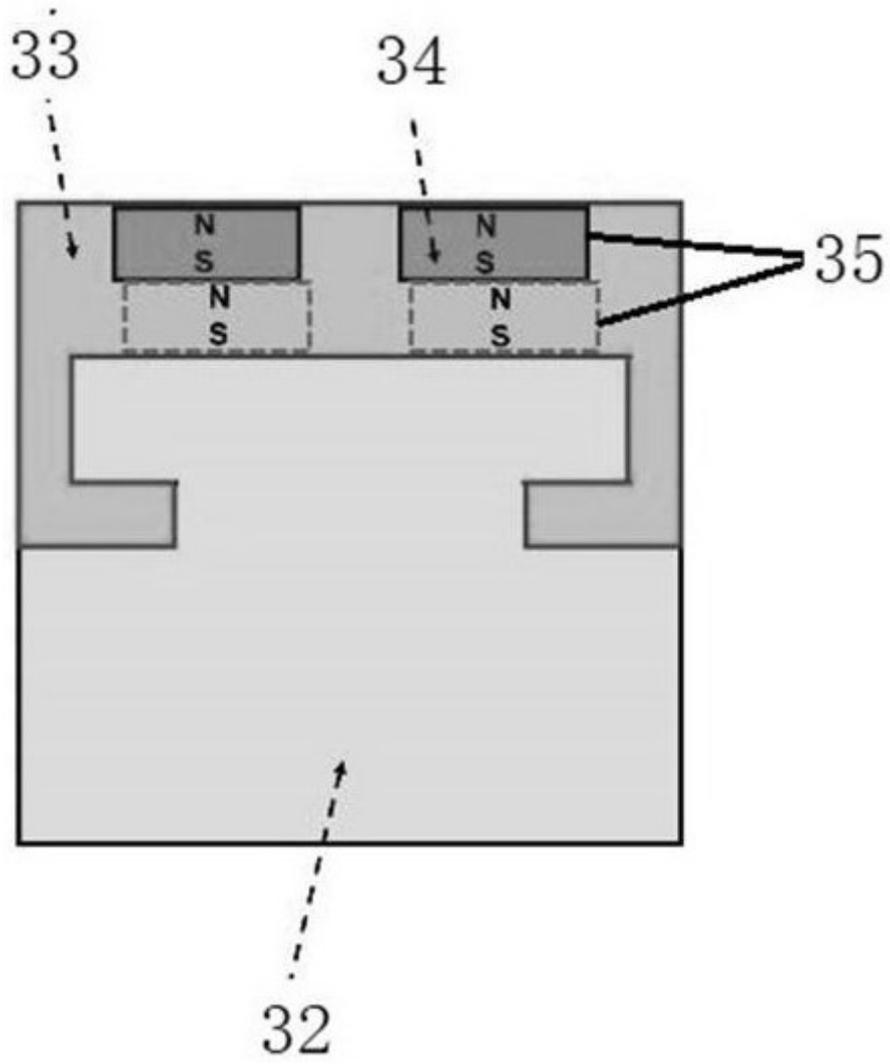


图 6