



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 114673734 B

(45) 授权公告日 2022.08.05

(21) 申请号 202210584417.1

F16D 1/08 (2006.01)

(22) 申请日 2022.05.27

F16D 1/06 (2006.01)

(65) 同一申请的已公布的文献号

G01M 7/08 (2006.01)

申请公布号 CN 114673734 A

G01M 13/00 (2019.01)

G01N 3/02 (2006.01)

(43) 申请公布日 2022.06.28

B64F 5/60 (2017.01)

(73) 专利权人 中国飞机强度研究所

(56) 对比文件

地址 710065 陕西省西安市雁塔区电子二路86号

WO 2017013147 A1,2017.01.26

KR 970045107 U,1997.07.31

(72) 发明人 刘继军 黄文超 黎伟明 何石姜永平

DE 10238361 A1,2004.03.04

CN 113606231 A,2021.11.05

(74) 专利代理机构 北京栈桥知识产权代理事务所(普通合伙) 11670

CN 210686739 U,2020.06.05

CN 107624614 A,2018.01.26

专利代理师 刘婷

审查员 史改改

(51) Int.Cl.

F16D 1/076 (2006.01)

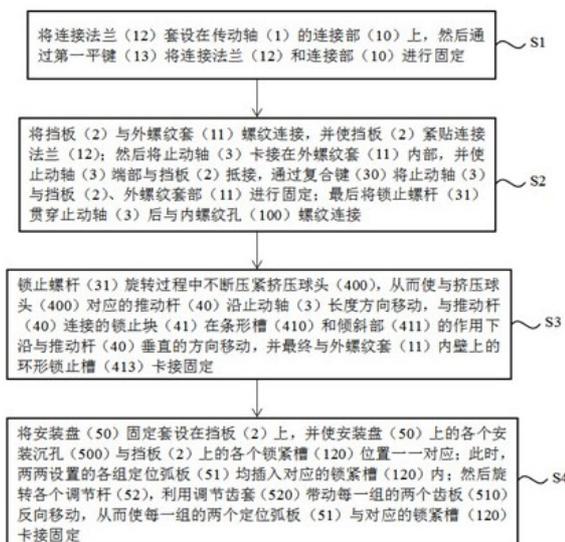
权利要求书2页 说明书6页 附图6页

(54) 发明名称

一种飞机强度测试试验用振动锁紧系统及其方法

(57) 摘要

本发明公开了一种飞机强度测试试验用振动锁紧系统及其方法,属于飞机测试技术领域,振动锁紧系统包括传动轴、挡板、止动轴、第一锁紧组件和第二锁紧组件;传动轴的一端依次设有连接部、外螺纹套和内螺纹孔,连接部上套设有连接法兰,挡板连接在外螺纹套上,止动轴卡接在外螺纹套内部,止动轴上设有能够与内螺纹孔螺纹连接的锁止螺杆;第一锁紧组件设在止动轴上,用于将止动轴与内螺纹套进行锁止固定;第二锁紧组件设在挡板上,用于将挡板与连接法兰进行锁止固定;本发明的锁紧系统结构设计合理,有利于提高飞机强度测试试验过程中传动轴与连接法兰之间的连接稳定性。



1. 一种飞机强度测试试验用振动锁紧系统,其特征在于,包括传动轴(1)、挡板(2)、止动轴(3)、第一锁紧组件(4)和第二锁紧组件(5);所述传动轴(1)的一端依次设置有连接部(10)和外螺纹套(11),所述连接部(10)远离传动轴(1)的一端设置有内螺纹孔(100),连接部(10)上套设有连接法兰(12),所述连接法兰(12)与连接部(10)连接处设置有第一平键(13);

所述挡板(2)螺纹连接在外螺纹套(11)上,挡板(2)端部与连接法兰(12)抵接;

所述止动轴(3)卡接在外螺纹套(11)内部,且止动轴(3)端部与挡板(2)抵接,止动轴(3)与挡板(2)、外螺纹套(11)连接处均设置有复合键(30),止动轴(3)上贯穿设置有锁止螺杆(31),所述锁止螺杆(31)能够与内螺纹孔(100)螺纹连接;

所述第一锁紧组件(4)包括推动杆(40)和锁止块(41),所述推动杆(40)设置有数个,各个推动杆(40)均活动卡接在止动轴(3)上,且位于锁止螺杆(31)的周向,各个推动杆(40)靠近锁止螺杆(31)的一端均设置有挤压球头(400),各个推动杆(40)远离锁止螺杆(31)的一端与止动轴(3)的内壁之间均卡接有第一阻尼弹簧(401),所述锁止块(41)的数量与推动杆(40)数量对应一致,各个锁止块(41)均通过条形槽(410)滑动卡接在各个推动杆(40)上,各个锁止块(41)上均设置有倾斜部(411),各个推动杆(40)上均套设有位于锁止块(41)和推动杆(40)端部之间的第二阻尼弹簧(402),止动轴(3)侧壁上与各个锁止块(41)位置对应处均设置有有锁止块(41)提供移动空间的斜槽(412),所述外螺纹套(11)的内壁上与锁止块(41)位置对应处设置有环形锁止槽(413);

所述第二锁紧组件(5)包括安装盘(50)、定位弧板(51)和调节杆(52);所述安装盘(50)固定套设在挡板(2)上,安装盘(50)上靠近连接法兰(12)的一侧均匀分布有数个安装沉孔(500),所述调节杆(52)设置有数个,各个调节杆(52)均转动卡接在安装盘(50)上,且与各个安装沉孔(500)的位置一一对应,各个调节杆(52)上均套设有调节齿套(520),所述定位弧板(51)两两设置在各个安装沉孔(500)内,且分别与安装沉孔(500)滑动卡接,每一组的两个定位弧板(51)相对的一侧均设置有齿板(510),两个所述齿板(510)分别与对应位置处的调节齿套(520)啮合连接,连接法兰(12)上与各个安装沉孔(500)位置对应处均设置有锁紧槽(120)。

2. 根据权利要求1所述的一种飞机强度测试试验用振动锁紧系统,其特征在于,每一组的两个定位弧板(51)之间通过导向套(511)连接有伸缩杆(512),两个所述导向套(511)上均套设有分别与定位弧板(51)和伸缩杆(512)抵接的复位弹簧(513),所述伸缩杆(512)通过拉杆与安装盘(50)连接。

3. 根据权利要求1所述的一种飞机强度测试试验用振动锁紧系统,其特征在于,所述复合键(30)包括U型键(300)和第二平键(301),所述第二平键(301)和U型键(300)相互卡接。

4. 根据权利要求1所述的一种飞机强度测试试验用振动锁紧系统,其特征在于,所述连接法兰(12)与连接部(10)连接处对称设置有两个第一平键(13),两个第一平键(13)之间通过套设在连接部(10)上的装填环(130)连接。

5. 根据权利要求1所述的一种飞机强度测试试验用振动锁紧系统,其特征在于,所述锁止螺杆(31)上设置有自锁组件(6),所述自锁组件(6)包括自锁丝杠(60)、移动套(61)和自锁销(62),所述自锁丝杠(60)转动卡接在锁止螺杆(31)内部,所述移动套(61)与自锁丝杠(60)螺纹连接,移动套(61)外侧壁周向均匀分布有数个第一顶杆(63),锁止螺杆(31)内部

与各个第一顶杆(63)位置对应处均设置有第二顶杆(64),所述自锁销(62)设置有数个,各个自锁销(62)分别滑动卡接在锁止螺杆(31)上,且各个自锁销(62)分别与位置对应处的第一顶杆(63)和第二顶杆(64)相互铰接,所述内螺纹孔(100)的内壁上与各个自锁销(62)位置对应处设置有自锁槽(101)。

6. 根据权利要求1所述的一种飞机强度测试试验用振动锁紧系统,其特征在于,所述倾斜部(411)上转动卡接有与斜槽(412)抵接的滚珠(4110)。

7. 根据权利要求1所述的一种飞机强度测试试验用振动锁紧系统,其特征在于,各个所述定位弧板(51)靠近锁紧槽(120)内壁的一侧均设置有耐磨涂层。

8. 根据权利要求1所述的一种飞机强度测试试验用振动锁紧系统,其特征在于,所述挡板(2)与外螺纹套(11)、锁止螺杆(31)与内螺纹孔(100)连接时扭力矩控制为10~15Nm。

9. 根据权利要求1-8任意一项所述的一种飞机强度测试试验用振动锁紧系统的锁紧方法,其特征在于,包括以下步骤:

S1、将连接法兰(12)套设在传动轴(1)的连接部(10)上,然后通过第一平键(13)将连接法兰(12)和连接部(10)进行固定;

S2、将挡板(2)与外螺纹套(11)螺纹连接,并使挡板(2)紧贴连接法兰(12);然后将止动轴(3)卡接在外螺纹套(11)内部,并使止动轴(3)端部与挡板(2)抵接,通过复合键(30)将止动轴(3)与挡板(2)、外螺纹套(11)进行固定;最后将锁止螺杆(31)贯穿止动轴(3)后与内螺纹孔(100)螺纹连接;

S3、锁止螺杆(31)旋转过程中不断压紧挤压球头(400),从而使与挤压球头(400)对应的推动杆(40)沿止动轴(3)长度方向移动,与推动杆(40)连接的锁止块(41)在条形槽(410)和倾斜部(411)的作用下沿与推动杆(40)垂直的方向移动,并最终与外螺纹套(11)内壁上的环形锁止槽(413)卡接固定;

S4、将安装盘(50)固定套设在挡板(2)上,并使安装盘(50)上的各个安装沉孔(500)与挡板(2)上的各个锁紧槽(120)位置一一对应;此时,两两设置的各组定位弧板(51)均插入对应的锁紧槽(120)内;然后旋转各个调节杆(52),利用调节齿套(520)带动每一组的两个齿板(510)反向移动,从而使每一组的两个定位弧板(51)与对应的锁紧槽(120)卡接固定。

一种飞机强度测试试验用振动锁紧系统及其方法

技术领域

[0001] 本发明涉及飞机测试技术领域,具体涉及一种飞机强度测试试验用振动锁紧系统及其方法。

背景技术

[0002] 飞机结构强度满足设计要求是民用飞机机体结构设计成功的基础,在既定的设计目标下实现结构重量最轻则是飞机结构设计师永远追求的目标。飞机诞生的100多年来,保证机体结构强度是飞机设计师最早开始考虑的问题之一。随着飞机的普及,飞机设计师通过总结所遇到的问题,不断拓展飞机设计中需要考虑的问题,形成了当今涉及机体结构安全的涵盖静强度、动力响应、疲劳和损伤容限、鸟撞、坠撞、颤振、水上迫降等相关专业的完善的飞机机体结构设计验证体系。

[0003] 飞机强度测试试验过程中需要用到旋转机构,然而现有技术中旋转机构的传动轴与输入连接法兰普遍采用普通平键连接,使得旋转机构在持续剧烈振动环境下,传动轴与输入连接法兰之间极易出现各个方向的相对运动,严重影响飞机试验设备的正常使用;而且,即便是采用传动轴伸出端与挡板螺纹连接的形式,仍然难以消除传动轴与输入连接法兰之间的相对运动。

发明内容

[0004] 针对上述存在的技术问题,本发明提供了一种飞机强度测试试验用振动锁紧系统及其方法。

[0005] 本发明的技术方案为:一种飞机强度测试试验用振动锁紧系统,包括传动轴、挡板、止动轴、第一锁紧组件和第二锁紧组件;传动轴的一端依次设置有连接部和外螺纹套,连接部远离传动轴的一端设置有内螺纹孔,连接部上套设有连接法兰,连接法兰与连接部连接处设置有第一平键;

[0006] 挡板螺纹连接在外螺纹套上,挡板端部与连接法兰抵接;

[0007] 止动轴卡接在外螺纹套内部,且止动轴端部与挡板抵接,止动轴与挡板、外螺纹套连接处均设置有复合键,止动轴上贯穿设置有锁止螺杆,锁止螺杆能够与内螺纹孔螺纹连接;

[0008] 第一锁紧组件包括推动杆和锁止块,推动杆设置有数个,各个推动杆均活动卡接在止动轴上,且位于锁止螺杆的周向,各个推动杆靠近锁止螺杆的一端均设置有挤压球头,各个推动杆远离锁止螺杆的一端与止动轴的内壁之间均卡接有第一阻尼弹簧,锁止块的数量与推动杆数量对应一致,各个锁止块均通过条形槽滑动卡接在各个推动杆上,各个锁止块上均设置有倾斜部,各个推动杆上均套设有位于锁止块和推动杆端部之间的第二阻尼弹簧,止动轴侧壁上与各个锁止块位置对应处均设置有有锁止块提供移动空间的斜槽,外螺纹套的内壁上与各个锁止块位置对应处设置有环形锁止槽;

[0009] 第二锁紧组件包括安装盘、定位弧板和调节杆;安装盘固定套设在挡板上,安装盘

上靠近连接法兰的一侧均匀分布有数个安装沉孔,调节杆设置有数个,各个调节杆均转动卡接在安装盘上,且与各个安装沉孔的位置一一对应,各个调节杆上均套设有调节齿套,定位弧板两两设置在各个安装沉孔内,且分别与安装沉孔滑动卡接,每一组的两个定位弧板相对的一侧均设置有齿板,两个齿板分别与对应位置处的调节齿套啮合连接,连接法兰上与各个安装沉孔位置对应处均设置有锁紧槽。

[0010] 进一步地,每一组的两个定位弧板之间通过导向套连接有伸缩杆,两个导向套上均套设有分别与定位弧板和伸缩杆抵接的复位弹簧,伸缩杆通过拉杆与安装盘连接;通过设置导向套和伸缩杆能够提高定位弧板移动时的稳定性,从而提高第二锁紧组件的振动锁紧效果。

[0011] 进一步地,复合键包括U型键和第二平键,第二平键和U型键相互卡接;通过设置由第二平键和U型键相互卡接的复合键,有利于提高止动轴与挡板、外螺纹套之间连接的稳定性,从而降低传动轴旋转过程中对连接法兰造成的振动干扰。

[0012] 进一步地,连接法兰与连接部连接处对称设置有两个第一平键,两个第一平键之间通过套设在连接部上的装填环连接;利用装填环连接两个第一平键,有利于提高第一平键安装、拆卸时的便携性,提高第一平键的重复利用率。

[0013] 进一步地,锁止螺杆上设置有自锁组件,自锁组件包括自锁丝杠、移动套和自锁销,自锁丝杠转动卡接在锁止螺杆内部,移动套与自锁丝杠螺纹连接,移动套外侧壁周向均匀分布有数个第一顶杆,锁止螺杆内部与各个第一顶杆位置对应处均设置有第二顶杆,自锁销设置有数个,各个自锁销分别滑动卡接在锁止螺杆上,且各个自锁销分别与位置对应处的第一顶杆和第二顶杆相互铰接,内螺纹孔的内壁上与各个自锁销位置对应处设置有自锁槽;通过旋转自锁丝杠,使移动套沿自锁丝杠长度方向移动,与移动套活动铰接的各个第一顶杆靠近位置对应处的第二顶杆,各个自锁销在第一顶杆和第二顶杆的推动作用下与内螺纹孔内壁上的自锁槽卡接锁止,从而避免传动轴旋转过程中锁止螺杆松动脱落,提高了锁止螺杆的锁止效果。

[0014] 进一步地,倾斜部上转动卡接有与斜槽抵接的滚珠;通过在倾斜部上设置滚珠,有利于提高锁止块在倾斜部上移动时的流畅度,从而使得第一锁紧组件的锁紧动作更加迅速。

[0015] 进一步地,各个定位弧板靠近锁紧槽内壁的一侧均设置有耐磨涂层;通过在定位弧板上设置耐磨涂层,有利于减小定位弧板的磨损,从而能够提高定位弧板的使用寿命。

[0016] 进一步地,挡板与外螺纹套、锁止螺杆与内螺纹孔连接时扭力矩控制为10~15Nm;通过控制挡板与外螺纹套、锁止螺杆与内螺纹孔连接时的扭力矩,在保证其连接紧密性的前提下,避免了由于金属疲劳而造成工件滑丝、断裂。

[0017] 进一步地,每一组的两个定位弧板的移动方向保持一致,能够减小传动轴旋转时对连接法兰产生的轴向振动,从而提高了连接法兰旋转时的稳定性。

[0018] 本发明还提供了一种飞机强度测试试验用振动锁紧方法,包括以下步骤:

[0019] S1、将连接法兰套设在传动轴的连接部上,然后通过第一平键将连接法兰和连接部进行固定;

[0020] S2、将挡板与外螺纹套螺纹连接,并使挡板紧贴连接法兰;然后将止动轴卡接在外螺纹套内部,并使止动轴端部与挡板抵接,通过复合键将止动轴与挡板、外螺纹套进行固

定;最后将锁止螺杆贯穿止动轴后与内螺纹孔螺纹连接;

[0021] S3、锁止螺杆旋转过程中不断压紧挤压球头,从而使与挤压球头对应的推动杆沿止动轴长度方向移动,与推动杆连接的锁止块在条形槽和倾斜部的作用下沿与推动杆垂直的方向移动,并最终与外螺纹套内壁上的环形锁止槽卡接;

[0022] S4、将安装盘固定套设在挡板上,并使安装盘上的各个安装沉孔与挡板上的各个锁紧槽位置一一对应;此时,两两设置的各组定位弧板均插入对应的锁紧槽内;然后旋转各个调节杆,利用调节齿套带动每一组的两个齿板反向移动,从而使每一组的两个定位弧板与对应的锁紧槽卡接固定。

[0023] 与现有技术相比,本发明的有益效果体现在以下几点:

[0024] 第一、本发明的振动锁紧系统结构设计合理,利用止动轴通过挡板将连接法兰与传动轴的连接部锁止固定,然后利用锁止螺杆将止动轴与传动轴的外螺纹套锁止固定,从而避免了连接法兰转动过程中与传动轴之间振动的产生;

[0025] 第二、本发明利用第一锁紧组件将止动轴与内螺纹套部进行二次锁止固定,利用第二锁紧组件将挡板与连接法兰进行锁止固定,避免了连接法兰在连续剧烈振动过程中与传动轴之间松动、脱落,从而提高了飞机强度测试试验的安全性,保证了飞机强度测试试验的高效进行;

[0026] 第三、本发明的传动轴、挡板、止动轴、第一锁紧组件和第二锁紧组件之间均为可拆卸连接,在保证连接法兰与传动轴稳定锁紧效果的前提下,具有易拆卸、重复利用率高的优势。

附图说明

[0027] 图1是本发明的振动锁紧方法流程图;

[0028] 图2是本发明的纵剖图;

[0029] 图3是本发明的左视图;

[0030] 图4是本发明的连接法兰与连接部的连接示意图;

[0031] 图5是本发明的挡板与止动轴的连接示意图;

[0032] 图6是本发明的第一锁紧组件与止动轴的连接示意图;

[0033] 图7是本发明图6中A处的局部放大示意图;

[0034] 图8是本发明的锁止块在推动杆上的分布图;

[0035] 图9是本发明图2中B处的局部放大示意图;

[0036] 图10是本发明的定位弧板与调节杆的连接示意图;

[0037] 图11是本发明图2中C处的局部放大示意图;

[0038] 图12是本发明的自锁销在锁止螺杆上的分布图;

[0039] 其中,1-传动轴、10-连接部、100-内螺纹孔、101-自锁槽、11-外螺纹套、12-连接法兰、120-锁紧槽、13-第一平键、130-装填环、2-挡板、3-止动轴、30-复合键、300-U型键、301-第二平键、31-锁止螺杆、4-第一锁紧组件、40-推动杆、400-挤压球头、401-第一阻尼弹簧、402-第二阻尼弹簧、41-锁止块、410-条形槽、411-倾斜部、4110-滚珠、412-斜槽、413-环形锁止槽、5-第二锁紧组件、50-安装盘、500-安装沉孔、51-定位弧板、510-齿板、511-导向套、512-伸缩杆、513-复位弹簧、52-调节杆、520-调节齿套、6-自锁组件、60-自锁丝杠、61-移动

套、62-自锁销、63-第一顶杆、64-第二顶杆。

具体实施方式

[0040] 实施例1

[0041] 如图2、4所示的一种飞机强度测试试验用振动锁紧系统,包括传动轴1、挡板2、止动轴3、第一锁紧组件4和第二锁紧组件5;传动轴1的一端依次设置有连接部10和外螺纹套11,连接部10远离传动轴1的一端设置有内螺纹孔100,连接部10上套设有连接法兰12,连接法兰12与连接部10连接处对称设置有两个第一平键13,两个第一平键13之间通过套设在连接部10上的装填环130连接;

[0042] 如图2所示,挡板2螺纹连接在外螺纹套11上,挡板2端部与连接法兰12抵接;

[0043] 如图2、5所示,止动轴3卡接在外螺纹套11内部,且止动轴3端部与挡板2抵接,止动轴3与挡板2、外螺纹套11连接处均设置有复合键30,复合键30包括U型键300和第二平键301,第二平键301和U型键300相互卡接;止动轴3上贯穿设置有锁止螺杆31,锁止螺杆31能够与内螺纹孔100螺纹连接;

[0044] 如图2、6、7、8所示,第一锁紧组件4包括推动杆40和锁止块41,推动杆40设置有4个,各个推动杆40均活动卡接在止动轴3上,且位于锁止螺杆31的周向,各个推动杆40靠近锁止螺杆31的一端均设置有挤压球头400,各个推动杆40远离锁止螺杆31的一端与止动轴3的内壁之间均卡接有第一阻尼弹簧401,锁止块41的数量与推动杆40数量对应一致,各个锁止块41均通过条形槽410滑动卡接在各个推动杆40上,各个锁止块41上均设置有倾斜部411,各个推动杆40上均套设有位于锁止块41和推动杆40端部之间的第二阻尼弹簧402,止动轴3侧壁上与各个锁止块41位置对应处均设置有为锁止块41提供移动空间的斜槽412,外螺纹套11的内壁上与各个锁止块41位置对应处设置有环形锁止槽413;

[0045] 如图2、3、9、10所示,第二锁紧组件5包括安装盘50、定位弧板51和调节杆52;安装盘50固定套设在挡板2上,安装盘50上靠近连接法兰12的一侧均匀分布有4个安装沉孔500,调节杆52设置有4个,各个调节杆52均转动卡接在安装盘50上,且与各个安装沉孔500的位置一一对应,各个调节杆52上均套设有调节齿套520,定位弧板51两两设置在各个安装沉孔500内,且分别与安装沉孔500滑动卡接,每一组的两个定位弧板51相对的一侧均设置有齿板510,两个齿板510分别与对应位置处的调节齿套520啮合连接,每一组的两个定位弧板51的移动方向保持一致,连接法兰12上与各个安装沉孔500位置对应处均设置有锁紧槽120。

[0046] 实施例2

[0047] 本实施例记载的是实施例1的一种飞机强度测试试验用振动锁紧系统的锁紧方法,包括以下步骤:

[0048] S1、将连接法兰12套设在传动轴1的连接部10上,然后通过第一平键13将连接法兰12和连接部10进行固定;

[0049] S2、将挡板2与外螺纹套11螺纹连接,并使挡板2紧贴连接法兰12;然后将止动轴3卡接在外螺纹套11内部,并使止动轴3端部与挡板2抵接,通过复合键30将止动轴3与挡板2、外螺纹套11进行固定;最后将锁止螺杆31贯穿止动轴3后与内螺纹孔100螺纹连接;

[0050] S3、锁止螺杆31旋转过程中不断压紧挤压球头400,从而使与挤压球头400对应的推动杆40沿止动轴3长度方向移动,与推动杆40连接的锁止块41在条形槽410和倾斜部411

的作用下沿与推动杆40垂直的方向移动,并最终与外螺纹套11内壁上的环形锁止槽413卡接;

[0051] S4、将安装盘50固定套设在挡板2上,并使安装盘50上的各个安装沉孔500与挡板2上的各个锁紧槽120位置一一对应;此时,两两设置的各组定位弧板51均插入对应的锁紧槽120内;然后旋转各个调节杆52,利用调节齿套520带动每一组的两个齿板510反向移动,从而使每一组的两个定位弧板51与对应的锁紧槽120卡接固定。

[0052] 实施例3

[0053] 本实施例与实施例1不同之处在于:

[0054] 如图9所示,每一组的两个定位弧板51之间通过导向套511连接有伸缩杆512,两个导向套511上均套设有分别与定位弧板51和伸缩杆512抵接的复位弹簧513,伸缩杆512通过拉杆与安装盘50连接。

[0055] 实施例4

[0056] 本实施例与实施例1不同之处在于:

[0057] 如图11、12所示,锁止螺杆31上设置有自锁组件6,自锁组件6包括自锁丝杠60、移动套61和自锁销62,自锁丝杠60转动卡接在锁止螺杆31内部,移动套61与自锁丝杠60螺纹连接,移动套61外侧壁周向均匀分布有4个第一顶杆63,锁止螺杆31内部与各个第一顶杆63位置对应处均设置有第二顶杆64,自锁销62设置有4个,各个自锁销62分别滑动卡接在锁止螺杆31上,各个自锁销62分别与位置对应处的第一顶杆63和第二顶杆64相互铰接,内螺纹孔100的内壁上与各个自锁销62位置对应处设置有自锁槽101。

[0058] 实施例5

[0059] 本实施例记载的是实施例4的一种飞机强度测试试验用振动锁紧系统的锁紧方法,与实施例2不同之处在于,还包括S5,

[0060] S5、旋转自锁丝杠60,使移动套61沿自锁丝杠60长度方向移动,与移动套61活动铰接的各个第一顶杆63靠近位置对应处的第二顶杆64,各个自锁销62在第一顶杆63和第二顶杆64的推动作用下与内螺纹孔100内壁上的自锁槽101卡接锁止。

[0061] 实施例6

[0062] 本实施例与实施例1不同之处在于:

[0063] 如图7所示,倾斜部411上转动卡接有与斜槽412抵接的滚珠4110。

[0064] 实施例7

[0065] 本实施例与实施例1不同之处在于:

[0066] 如图10所示,各个定位弧板51靠近锁紧槽120内壁的一侧均设置有耐磨涂层,例如可以是耐磨陶瓷涂层。

[0067] 实施例8

[0068] 本实施例与实施例1不同之处在于:

[0069] 如图2所示,挡板2与外螺纹套11、锁止螺杆31与内螺纹孔100连接时扭力矩控制为10Nm。

[0070] 实施例9

[0071] 本实施例与实施例8不同之处在于:

[0072] 如图2所示,挡板2与外螺纹套11、锁止螺杆31与内螺纹孔100连接时扭力矩控制为

15Nm。

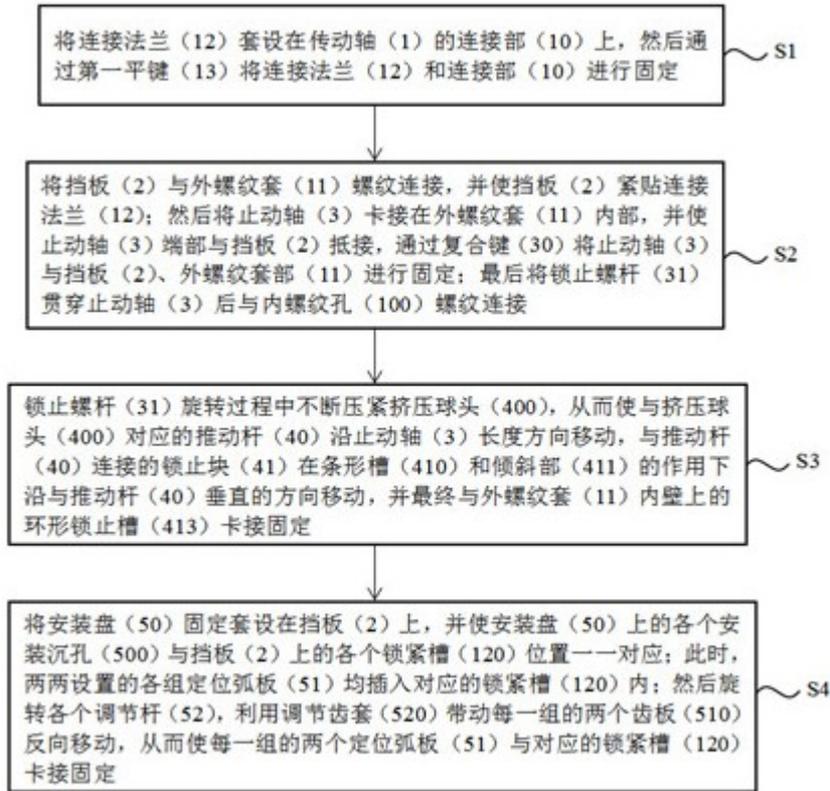


图1

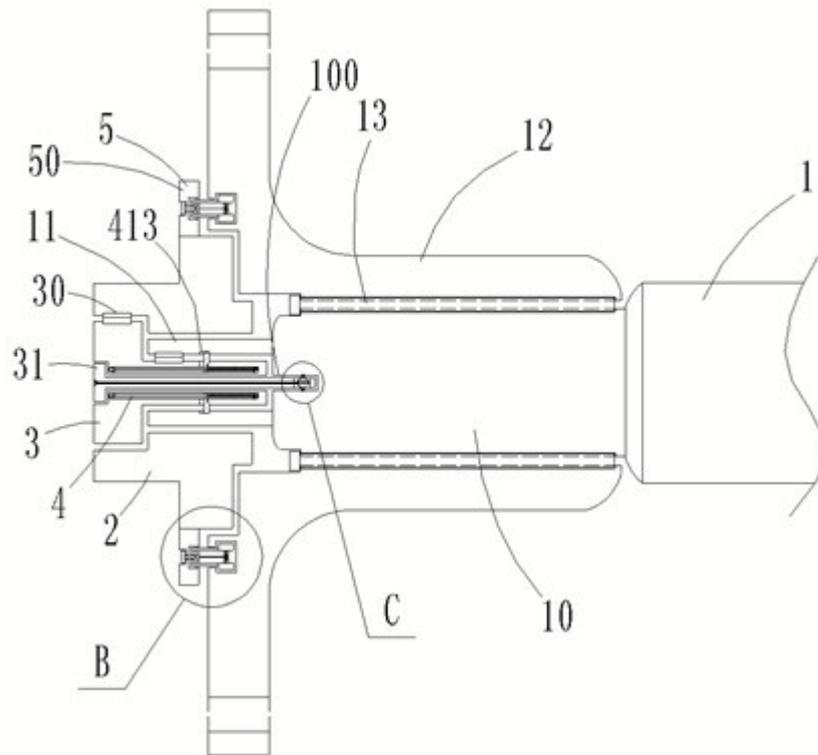


图2

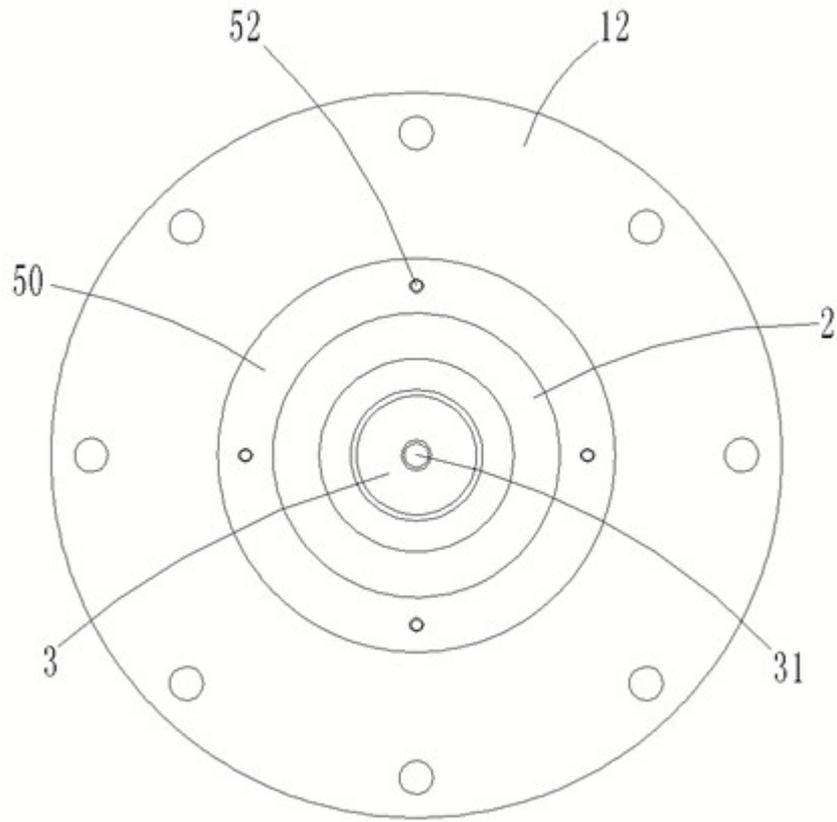


图3

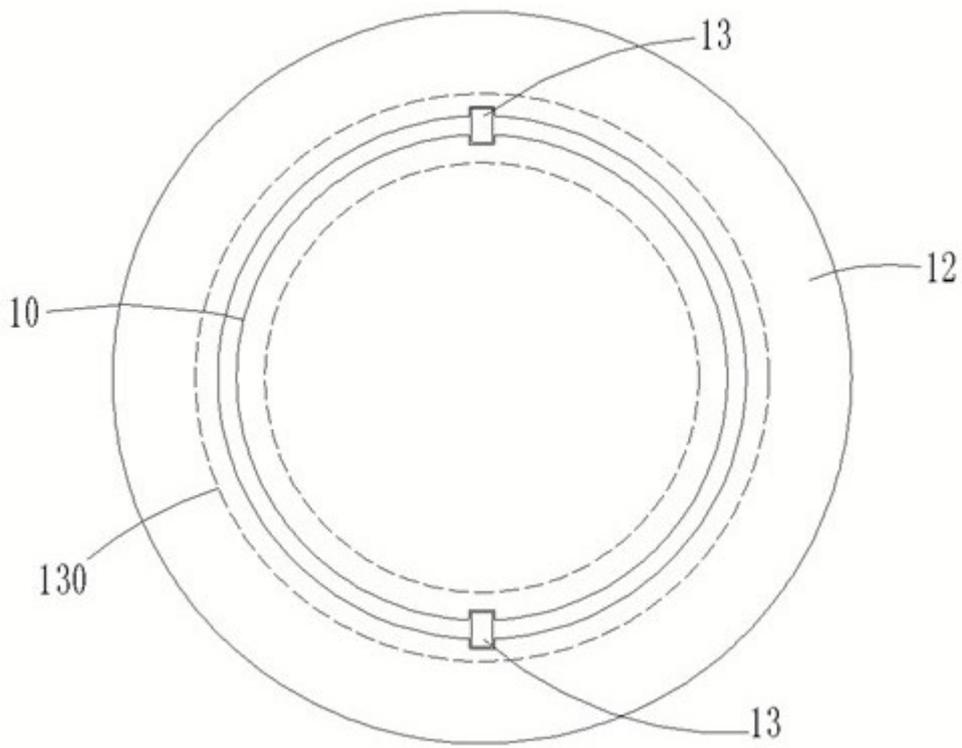


图4

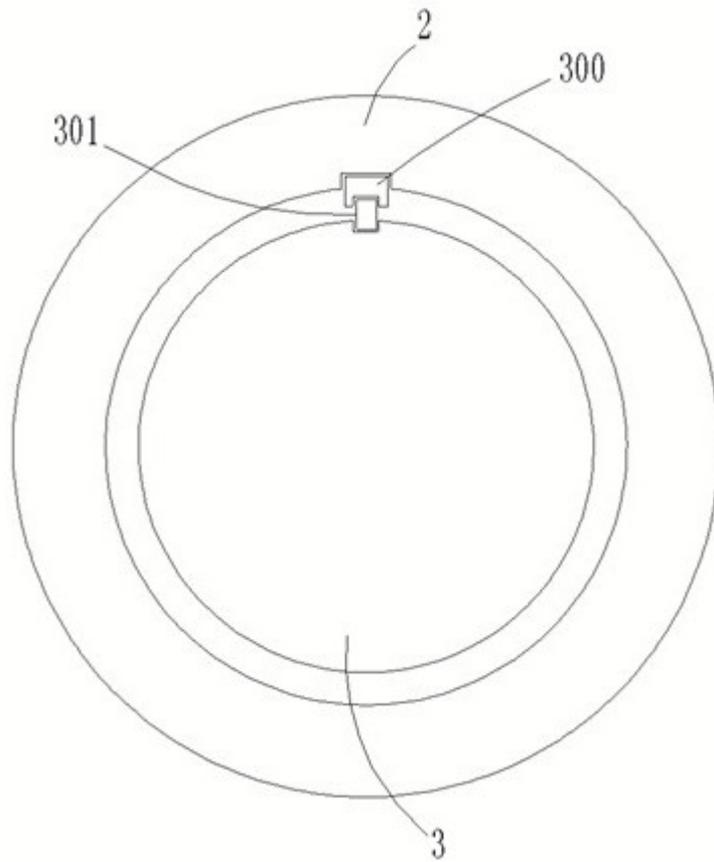


图5

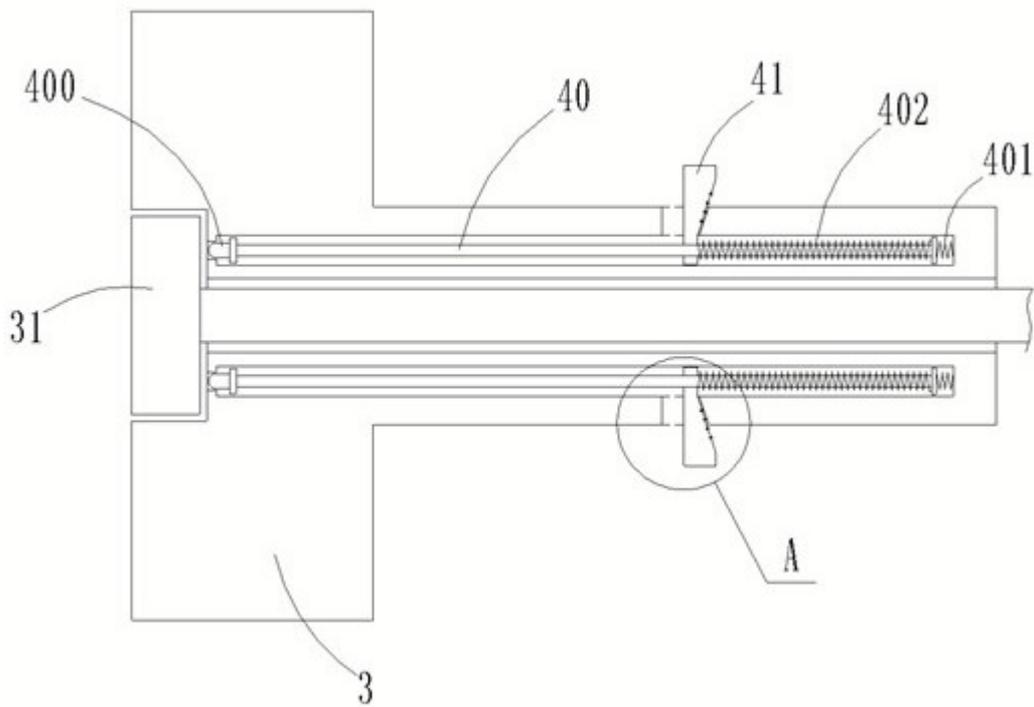


图6

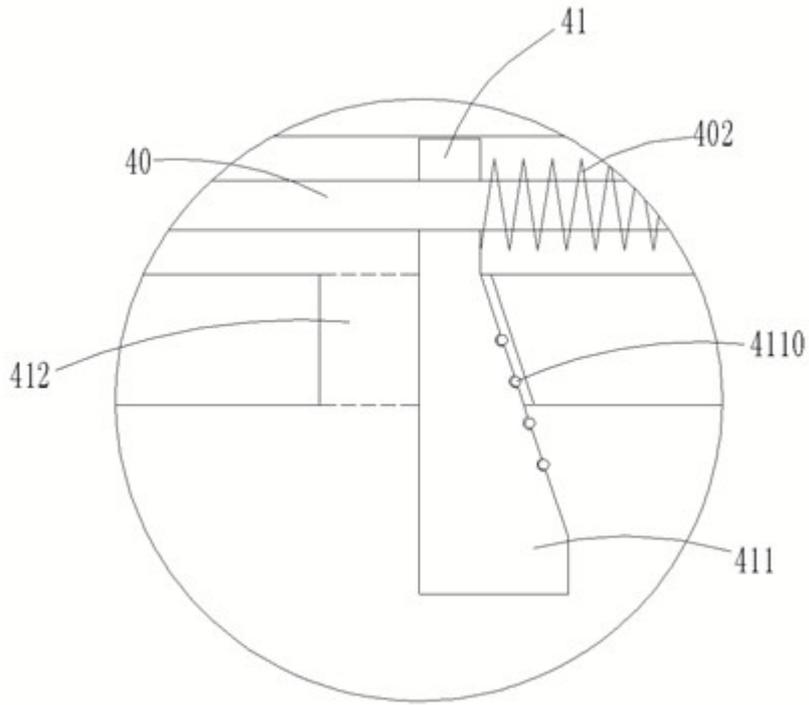


图7

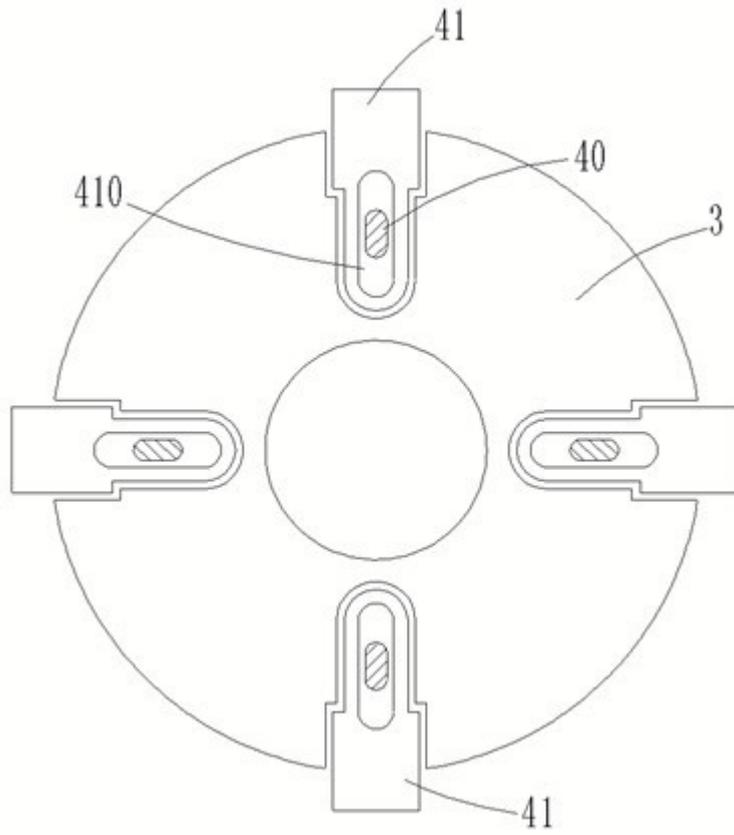


图8

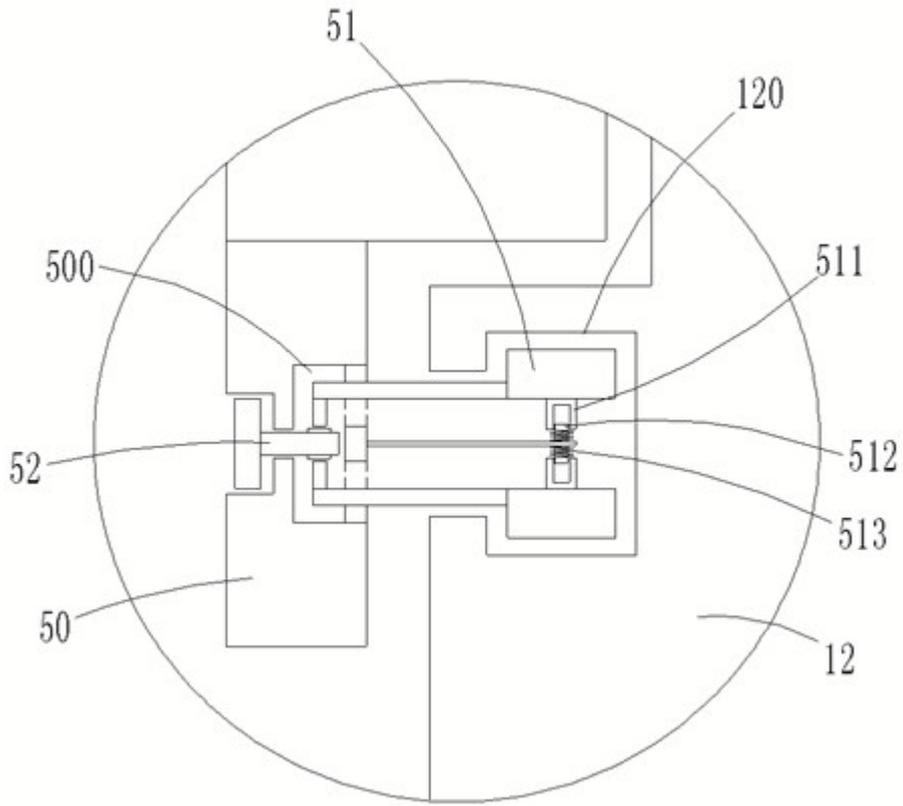


图9

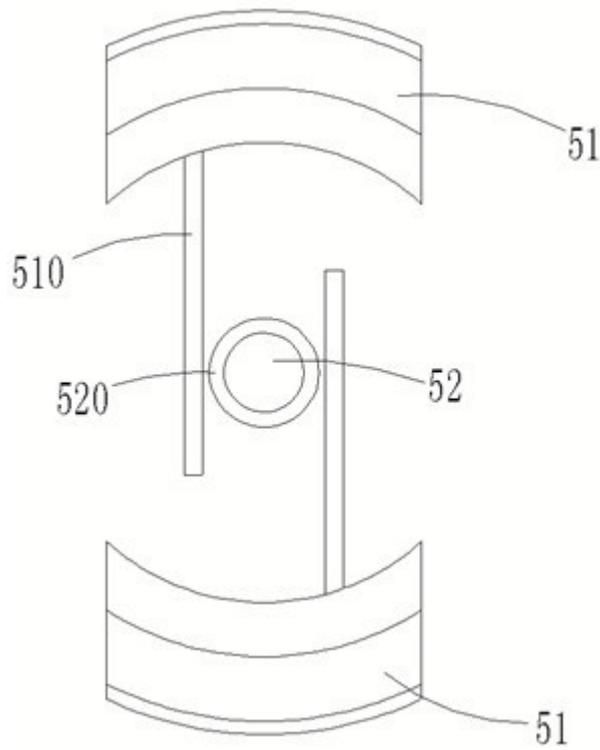


图10

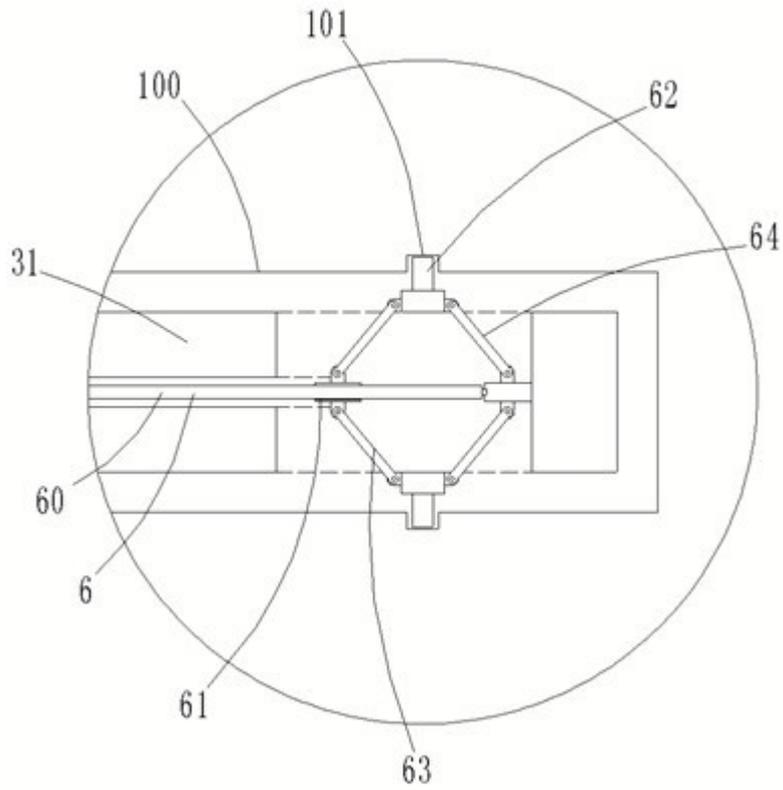


图11

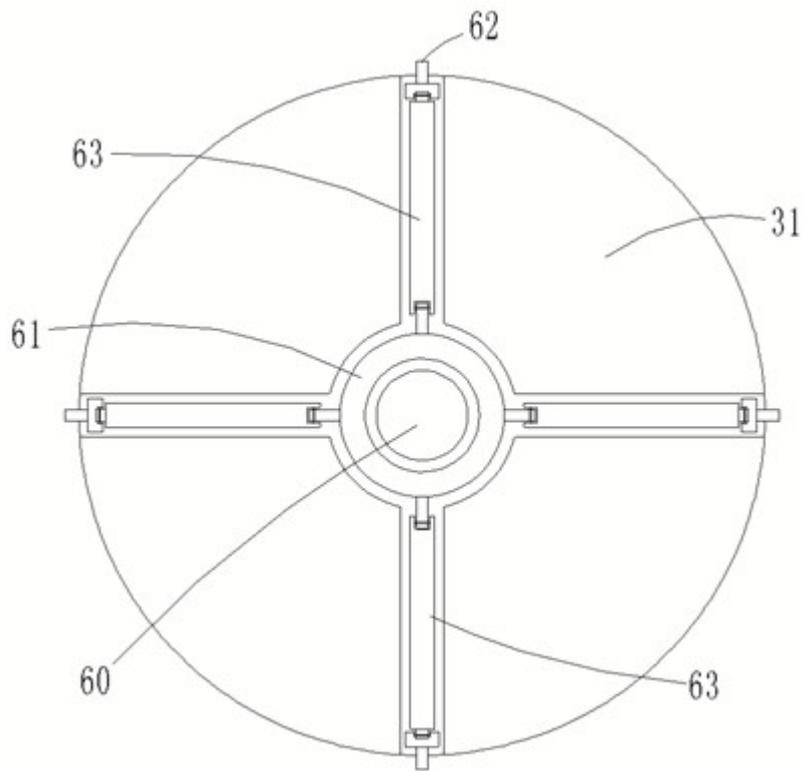


图12