



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 113551920 A

(43) 申请公布日 2021.10.26

(21) 申请号 202110841477.2

(22) 申请日 2021.07.26

(71) 申请人 上海航数智能科技有限公司
地址 201100 上海市闵行区剑川路951号

(72) 发明人 王鹏辉 徐海杰 卢涛

(74) 专利代理机构 深圳至诚化育知识产权代理
事务所(普通合伙) 44728

代理人 刘英

(51) Int. Cl.

G01M 15/14 (2006.01)

G01L 3/24 (2006.01)

G01P 3/487 (2006.01)

G05D 23/20 (2006.01)

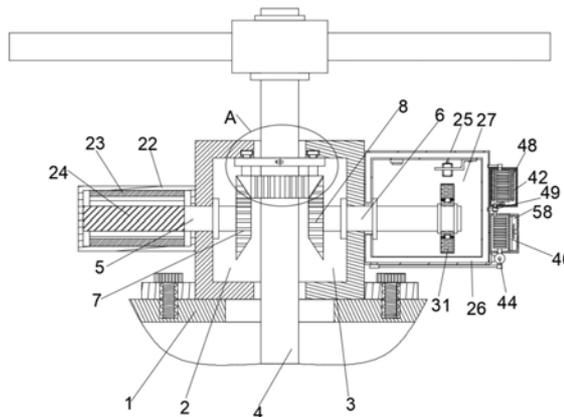
权利要求书2页 说明书6页 附图9页

(54) 发明名称

一种综合监测型航空发动机输出功率稳定度检测仪

(57) 摘要

本发明公开了一种综合监测型航空发动机输出功率稳定度检测仪,涉及航空发动机技术领域,包括发动机本体,发动机本体的内部设置有输出轴,该综合监测型航空发动机输出功率稳定度检测仪,通过设置有第一套筒、第二套筒与第二限位槽,操作人员将第一套筒放置在输出轴的一侧,然后将第二套筒放置在输出轴的另一侧,通过安装螺钉将第一套筒与第二套筒固定住,此时第一转动盘一侧的第一限定块插入至第一限定槽内部,第二限定块插入至第二限定槽内部,操作人员拧动顶丝本体,使得顶丝本体的一端推动夹套向输出轴方向挤压,从而将本检测仪安装在航空发动机上,使得本检测仪方便进行安装与拆卸,从而使得本检测仪使用较为方便。



1. 一种综合监测型航空发动机输出功率稳定度检测仪,包括发动机本体(1),其特征在于:所述发动机本体(1)的内部设置有输出轴(4),所述发动机本体(1)的顶部设置有第一套筒(2),所述发动机本体(1)的顶部且位于第一套筒(2)的一侧设置有第二套筒(3),所述第一套筒(2)与第二套筒(3)的底部与顶部均开设有通槽(59),所述输出轴(4)的顶端均穿过通槽(59)延伸至第一套筒(2)与第二套筒(3)的上方,所述第一套筒(2)内腔的顶部设置有第二转动盘(14),所述第二套筒(3)内腔的顶部设置有第一转动盘(9),所述第一转动盘(9)与第二转动盘(14)内部且位于输出轴(4)的两侧均开设有顶丝槽(19),所述顶丝槽(19)内部均设置有顶丝本体(20),两根所述顶丝本体(20)的一端分别延伸至第一转动盘(9)与第二转动盘(14)的一侧并设置有夹套(21),所述第二转动盘(14)的底端设置有第一传动锥齿轮组件(15),所述第一转动盘(9)的底端设置有第二传动锥齿轮组件(16),所述第一传动锥齿轮组件(15)与第二传动锥齿轮组件(16)构成传动锥齿轮结构,所述第一套筒(2)内腔的一侧转动连接有第一转动轴(5),所述第二套筒(3)内腔的一侧转动连接有第二转动轴(6),所述第一转动轴(5)的一端套接有第一锥齿轮(7),所述第二转动轴(6)的一端套接有第二锥齿轮(8),所述第一锥齿轮(7)与第二锥齿轮(8)均与传动锥齿轮结构啮合连接,所述第二套筒(3)的一侧设置有监测箱(25),所述第一套筒(2)的一侧设置有固定箱(22)。

2. 根据权利要求1所述的一种综合监测型航空发动机输出功率稳定度检测仪,其特征在于:所述第一套筒(2)内腔的顶部且位于通槽(59)的外侧开设有第二限位槽(12),所述第二套筒(3)内腔的顶部且位于通槽(59)的外侧开设有第一限位槽(10),所述第一限位槽(10)内部滑动连接有第一限位柱(11),所述第一限位柱(11)的底端与第一转动盘(9)的顶端固定连接,所述第二限位槽(12)内部滑动连接有第二限位柱(13),所述第二限位柱(13)的底端与第二转动盘(14)的顶部相连接。

3. 根据权利要求1所述的一种综合监测型航空发动机输出功率稳定度检测仪,其特征在于:所述第二转动盘(14)的两侧均设置有第二固定件(56),所述第一转动盘(9)的两侧均设置有第一固定件(55),所述第二固定件(56)内部均螺纹连接有固定螺钉(57),所述固定螺钉(57)的一端均延伸至第一固定件(55)内部并与第一固定件(55)内部螺纹连接,所述第一锥齿轮(7)靠近第二锥齿轮(8)的一侧均开设有第二限定槽(54),所述第二限定槽(54)内部均设置有第二限定块(53),所述第二限定块(53)的一端均与第二锥齿轮(8)的一侧相连接,所述第二转动盘(14)靠近第一转动盘(9)的一侧均开设有第一限定槽(17),所述第一限定槽(17)内部均设置有第一限定块(18),所述第一限定块(18)的一端均与第一转动盘(9)的一侧相连接。

4. 根据权利要求1所述的一种综合监测型航空发动机输出功率稳定度检测仪,其特征在于:所述第一转动轴(5)的一端延伸至固定箱(22)内部并设置有导体模块(24),所述固定箱(22)内部且位于导体模块(24)的外侧设置有电磁线圈(23)。

5. 根据权利要求1所述的一种综合监测型航空发动机输出功率稳定度检测仪,其特征在于:所述监测箱(25)内部开设有监测腔(27),所述监测箱(25)内部且位于监测腔(27)的外侧开设有液腔(26),所述第二转动轴(6)的一端延伸至监测腔(27)内部并固定套接有圆盘(29),所述圆盘(29)的外侧开设有若干个嵌槽(30),所述嵌槽(30)内部均放置有磁化块(31),所述圆盘(29)内部且位于嵌槽(30)的一侧均开设有安装槽(32),所述圆盘(29)内部且位于安装槽(32)的两侧均开设有连接槽(34),所述连接槽(34)内腔均滑动连接有固定键

(37),所述安装槽(32)内部均放置有安装块(33),所述安装块(33)外侧靠近固定键(37)的一端均开设有键槽(41),所述固定键(37)的一端均延伸至键槽(41)内部,所述圆盘(29)的外侧均开设有解锁槽(40),所述圆盘(29)内部且位于解锁槽(40)与连接槽(34)之间均开设有螺纹槽(38),所述解锁槽(40)内部设置有固定钉(39),所述固定钉(39)的一端延伸至螺纹槽(38)内部并与螺纹槽(38)内部螺纹连接,所述固定钉(39)的一端延伸至连接槽(34)内部并与固定键(37)的一侧相抵,所述连接槽(34)内腔且位于固定钉(39)外侧均滑动连接有连接弹簧(35),所述固定钉(39)的一侧且位于连接槽(34)内部均设置有连接绳(36),所述连接绳(36)的一端均与固定键(37)的一侧相连接,所述监测腔(27)内腔的顶部设置有霍尔检测元件(28)。

6.根据权利要求1所述的一种综合监测型航空发动机输出功率稳定度检测仪,其特征在于:所述监测箱(25)的一侧设置有冷却箱(43),所述监测箱(25)的一侧且位于冷却箱(43)的底部设置有液泵(44),所述液泵(44)的一端延伸至液腔(26)内部,所述冷却箱(43)内部设置有第一螺旋管(45),所述液泵(44)的另一端延伸至冷却箱(43)内部并与第一螺旋管(45)的一端相连接,所述第一螺旋管(45)的另一端延伸至冷却箱(43)的外侧并设置有第二电磁阀(51),所述第二电磁阀(51)的一端设置有三通接头(49),所述三通接头(49)的另一端设置有开关阀(52),所述开关阀(52)的一端延伸至液腔(26)内部,所述冷却箱(43)的一侧设置有半导体制冷片(46),所述冷却箱(43)的一侧且位于半导体制冷片(46)的外侧设置有散热箱(58)。

7.根据权利要求5所述的一种综合监测型航空发动机输出功率稳定度检测仪,其特征在于:所述监测箱(25)的一侧且位于冷却箱(43)的上方设置有加热箱(42),所述加热箱(42)内部设置有第二螺旋管(47),所述加热箱(42)内部且位于第二螺旋管(47)的两侧均设置有加热杆(48),所述第二螺旋管(47)的底端延伸至加热箱(42)的下方并设置有第一电磁阀(50),所述第一电磁阀(50)的一端与三通接头(49)的顶端相连接,所述第二螺旋管(47)的顶端延伸至加热箱(42)的上方并延伸至液腔(26)内部,所述监测腔(27)内腔的顶部且位于霍尔检测元件(28)的一侧设置有温度传感器。

8.根据权利要求1所述的一种综合监测型航空发动机输出功率稳定度检测仪,其特征在于:所述第一套筒(2)与第二套筒(3)均通过安装螺钉安装在发动机本体(1)上。

一种综合监测型航空发动机输出功率稳定度检测仪

技术领域

[0001] 本发明涉及航空发动机技术领域,具体为一种综合监测型航空发动机输出功率稳定度检测仪。

背景技术

[0002] 航空发动机是一种高度复杂和精密的热力机械,作为飞机的心脏,不仅是飞机飞行的动力,也是促进航空事业发展的重要推动力,人类航空史上的每一次重要变革都与航空发动机的技术进步密不可分。航空发动机包括涡轮喷气或涡轮风扇发动机、涡轮轴/涡轮螺旋桨发动机、冲压式发动机和活塞式发动机等多种类型。随着无人机航模技术的发展,小型航空发动机也大量进行使用,现有的小型航空发动机使用时需要对输出功率稳定度进行检测,但是现有的检测仪不方便进行安装,同时霍尔检测部件内的磁化块出现故障后,不易进行更换。

发明内容

[0003] 针对现有技术的不足,本发明提供了一种综合监测型航空发动机输出功率稳定度检测仪,解决了上述背景技术中提出的问题。

[0004] 为实现以上目的,本发明通过以下技术方案予以实现:一种综合监测型航空发动机输出功率稳定度检测仪,包括发动机本体,所述发动机本体的内部设置有输出轴,所述发动机本体的顶部设置有第一套筒,所述发动机本体的顶部且位于第一套筒的一侧设置有第二套筒,所述第一套筒与第二套筒的底部与顶部均开设有通槽,所述输出轴的顶端均穿过通槽延伸至第一套筒与第二套筒的上方,所述第一套筒内腔的顶部设置有第二转动盘,所述第二套筒内腔的顶部设置有第一转动盘,所述第一转动盘与第二转动盘内部且位于输出轴的两侧均开设有顶丝槽,所述顶丝槽内部均设置有顶丝本体,两根所述顶丝本体的一端分别延伸至第一转动盘与第二转动盘的一侧并设置有夹套,所述第二转动盘的底端设置有第一传动锥齿轮组件,所述第一转动盘的底端设置有第二传动锥齿轮组件,所述第一传动锥齿轮组件与第二传动锥齿轮组件构成传动锥齿轮结构,所述第一套筒内腔的一侧转动连接有第一转动轴,所述第二套筒内腔的一侧转动连接有第二转动轴,所述第一转动轴的一端套接有第一锥齿轮,所述第二转动轴的一端套接有第二锥齿轮,所述第一锥齿轮与第二锥齿轮均与传动锥齿轮结构啮合连接,所述第二套筒的一侧设置有监测箱,所述第一套筒的一侧设置有固定箱。

[0005] 可选的,所述第一套筒内腔的顶部且位于通槽的外侧开设有第二限位槽,所述第二套筒内腔的顶部且位于通槽的外侧开设有第一限位槽,所述第一限位槽内部滑动连接有第一限位柱,所述第一限位柱的底端与第一转动盘的顶端固定连接,所述第二限位槽内部滑动连接有第二限位柱,所述第二限位柱的底端与第二转动盘的顶部相连接。

[0006] 可选的,所述第二转动盘的两侧均设置有第二固定件,所述第一转动盘的两侧均设置有第一固定件,所述第二固定件内部均螺纹连接有固定螺钉,所述固定螺钉的一端均

延伸至第一固定件内部并与第一固定件内部螺纹连接,所述第一锥齿轮靠近第二锥齿轮的一侧均开设有第二限定槽,所述第二限定槽内部均设置有第二限定块,所述第二限定块的一端均与第二锥齿轮的一侧相连接,所述第二转动盘靠近第一转动盘的一侧均开设有第一限定槽,所述第一限定槽内部均设置有第一限定块,所述第一限定块的一端均与第一转动盘的一侧相连接。

[0007] 可选的,所述第一转动轴的一端延伸至固定箱内部并设置有导体模块,所述固定箱内部且位于导体模块的外侧设置有电磁线圈。

[0008] 可选的,所述监测箱内部开设有监测腔,所述监测箱内部且位于监测腔的外侧开设有液腔,所述第二转动轴的一端延伸至监测腔内部并固定套接有圆盘,所述圆盘的外侧开设有若干个嵌槽,所述嵌槽内部均放置有磁化块,所述圆盘内部且位于嵌槽的一侧均开设有安装槽,所述圆盘内部且位于安装槽的两侧均开设有连接槽,所述连接槽内腔均滑动连接有固定键,所述安装槽内部均放置有安装块,所述安装块外侧靠近固定键的一端均开设有键槽,所述固定键的一端均延伸至键槽内部,所述圆盘的外侧均开设有解锁槽,所述圆盘内部且位于解锁槽与连接槽之间均开设有螺纹槽,所述解锁槽内部设置有固定钉,所述固定钉的一端延伸至螺纹槽内部并与螺纹槽内部螺纹连接,所述固定钉的一端延伸至连接槽内部并与固定键的一侧相抵,所述连接槽内腔且位于固定钉外侧均滑动连接有连接弹簧,所述固定钉的一侧且位于连接槽内部均设置有连接绳,所述连接绳的一端均与固定键的一侧相连接,所述监测腔内腔的顶部设置有霍尔检测元件。

[0009] 可选的,所述监测箱的一侧设置有冷却箱,所述监测箱的一侧且位于冷却箱的底部设置有液泵,所述液泵的一端延伸至液腔内部,所述冷却箱内部设置有第一螺旋管,所述液泵的另一端延伸至冷却箱内部并与第一螺旋管的一端相连接,所述第一螺旋管的另一端延伸至冷却箱的外侧并设置有第二电磁阀,所述第二电磁阀的一端设置有三通接头,所述三通接头的另一端设置有开关阀,所述开关阀的一端延伸至液腔内部,所述冷却箱的一侧设置有半导体制冷片,所述冷却箱的一侧且位于半导体制冷片的外侧设置有散热箱。

[0010] 可选的,所述监测箱的一侧且位于冷却箱的上方设置有加热箱,所述加热箱内部设置有第二螺旋管,所述加热箱内部且位于第二螺旋管的两侧均设置有加热杆,所述第二螺旋管的底端延伸至加热箱的下方并设置有第一电磁阀,所述第一电磁阀的一端与三通接头的顶端相连接,所述第二螺旋管的顶端延伸至加热箱的上方并延伸至液腔内部,所述监测腔内腔的顶部且位于霍尔检测元件的一侧设置有温度传感器。

[0011] 可选的,所述第一套筒与第二套筒均通过安装螺钉安装在发动机本体上。

[0012] 本发明提供了一种综合监测型航空发动机输出功率稳定度检测仪,具备以下有益效果:

[0013] 1、该综合监测型航空发动机输出功率稳定度检测仪,通过设置有第一套筒、第二套筒与第二限位槽,操作人员将第一套筒放置在输出轴的一侧,然后将第二套筒放置在输出轴的另一侧,通过安装螺钉将第一套筒与第二套筒固定住,此时第一转动盘一侧的第一限定块插入至第一限定槽内部,第二限定块插入至第二限定槽内部,然后操作人员拧动固定螺钉,使得固定螺钉的一端拧入至第一固定件内部,然后操作人员拧动顶丝本体,使得顶丝本体的一端推动夹套向输出轴方向挤压,从而将本检测仪安装在航空发动机上,使得本检测仪方便进行安装与拆卸,从而使得本检测仪使用较为方便。

[0014] 2、该综合监测型航空发动机输出功率稳定度检测仪,通过设置有磁化块、固定键与固定钉,使得在磁化块出现故障时,能够方便的对磁化块进行更换,从而使得本检测仪的使用较为方便,便于对磁化块进行更换,通过设置有第一螺旋管与第二螺旋管,使得在监测腔内部温度发生变化时,能够调整监测腔内部的温度,使得霍尔检测元件处于较为稳定的温度环境,防止温度变化过大影响磁化块与霍尔检测元件的工作。

附图说明

[0015] 图1为本发明内部结构示意图;

[0016] 图2为本发明监测箱内部结构示意图;

[0017] 图3为本发明外观结构示意图;

[0018] 图4为本发明第一套筒与第二套筒内腔顶部仰视结构示意图;

[0019] 图5为本发明第二转动盘与第一转动盘俯视内部结构示意图;

[0020] 图6为本发明圆盘侧视内部结构示意图;

[0021] 图7为本发明第一锥齿轮与第二锥齿轮仰视内部结构示意图;

[0022] 图8为本发明图1的A处放大图;

[0023] 图9为本发明图5的B处放大图;

[0024] 图10为本发明图2的C处放大图;

[0025] 图11为本发明图2的D处放大图。

[0026] 图中:1、发动机本体;2、第一套筒;3、第二套筒;4、输出轴;5、第一转动轴;6、第二转动轴;7、第一锥齿轮;8、第二锥齿轮;9、第一转动盘;10、第一限位槽;11、第一限位柱;12、第二限位槽;13、第二限位柱;14、第二转动盘;15、第一传动锥齿轮组件;16、第二传动锥齿轮组件;17、第一限定槽;18、第一限定块;19、顶丝槽;20、顶丝本体;21、夹套;22、固定箱;23、电磁线圈;24、导体模块;25、监测箱;26、液腔;27、监测腔;28、霍尔检测元件;29、圆盘;30、嵌槽;31、磁化块;32、安装槽;33、安装块;34、连接槽;35、连接弹簧;36、连接绳;37、固定键;38、螺纹槽;39、固定钉;40、解锁槽;41、键槽;42、加热箱;43、冷却箱;44、液泵;45、第一螺旋管;46、半导体制冷片;47、第二螺旋管;48、加热杆;49、三通接头;50、第一电磁阀;51、第二电磁阀;52、开关阀;53、第二限定块;54、第二限定槽;55、第一固定件;56、第二固定件;57、固定螺钉;58、散热箱;59、通槽。

具体实施方式

[0027] 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。

[0028] 请参阅图1至图11,本发明提供一种技术方案:一种综合监测型航空发动机输出功率稳定度检测仪,包括发动机本体1,发动机本体1的内部设置有输出轴4,发动机本体1的顶部设置有第一套筒2,发动机本体1的顶部且位于第一套筒2的一侧设置有第二套筒3,第一套筒2与第二套筒3的底部与顶部均开设有通槽59,输出轴4的顶端均穿过通槽59延伸至第一套筒2与第二套筒3的上方,第一套筒2内腔的顶部设置有第二转动盘14,第二套筒3内腔的顶部设置有第一转动盘9,第一转动盘9与第二转动盘14内部且位于输出轴4的两侧均开设有顶丝槽19,顶丝槽19内部均设置有顶丝本体20,两根顶丝本体20的一端分别延伸至第

一转动盘9与第二转动盘14的一侧并设置有夹套21,第二转动盘14的底端设置有第一传动锥齿轮组件15,第一转动盘9的底端设置有第二传动锥齿轮组件16,第一传动锥齿轮组件15与第二传动锥齿轮组件16构成传动锥齿轮结构,第一套筒2内腔的一侧转动连接有第一转动轴5,第二套筒3内腔的一侧转动连接有第二转动轴6,第一转动轴5的一端套接有第一锥齿轮7,第二转动轴6的一端套接有第二锥齿轮8,第一锥齿轮7与第二锥齿轮8均与传动锥齿轮结构啮合连接,第二套筒3的一侧设置有监测箱25,第一套筒2的一侧设置有固定箱22。

[0029] 其中,第一套筒2内腔的顶部且位于通槽59的外侧开设有第二限位槽12,第二套筒3内腔的顶部且位于通槽59的外侧开设有第一限位槽10,第一限位槽10内部滑动连接有第一限位柱11,第一限位柱11的底端与第一转动盘9的顶端固定连接,第二限位槽12内部滑动连接有第二限位柱13,第二限位柱13的底端与第二转动盘14的顶部相连接,方便对第一传动锥齿轮组件15与第二传动锥齿轮组件16进行限位,使得输出轴4能够带动第一传动锥齿轮组件15与第二传动锥齿轮组件16转动,从而使得第一传动锥齿轮组件15与第二传动锥齿轮组件16带动第二锥齿轮8与第一锥齿轮7转动。

[0030] 其中,第二转动盘14的两侧均设置有第二固定件56,第一转动盘9的两侧均设置有第一固定件55,第二固定件56内部均螺纹连接有固定螺钉57,固定螺钉57的一端均延伸至第一固定件55内部并与第一固定件55内部螺纹连接,第一锥齿轮7靠近第二锥齿轮8的一侧均开设有第二限定槽54,第二限定槽54内部均设置有第二限定块53,第二限定块53的一端均与第二锥齿轮8的一侧相连接,第二转动盘14靠近第一转动盘9的一侧均开设有第一限定槽17,第一限定槽17内部均设置有第一限定块18,第一限定块18的一端均与第一转动盘9的一侧相连接,使得第二锥齿轮8与第一锥齿轮7能够同步进行转动。

[0031] 其中,第一转动轴5的一端延伸至固定箱22内部并设置有导体模块24,固定箱22内部且位于导体模块24的外侧设置有电磁线圈23,固定箱22的一侧设置有电源模块,第一转动轴5转动带动导体模块24在电磁线圈23内部转动进行切割磁感线运动,使得导体模块24的闭合电路中产生的感应电流,将电流输入至电池模块储存,用于对本检测仪进行供电。

[0032] 其中,监测箱25内部开设有监测腔27,监测箱25内部且位于监测腔27的外侧开设有液腔26,第二转动轴6的一端延伸至监测腔27内部并固定套接有圆盘29,圆盘29的外侧开设有若干个嵌槽30,嵌槽30内部均放置有磁化块31,圆盘29内部且位于嵌槽30的一侧均开设有安装槽32,圆盘29内部且位于安装槽32的两侧均开设有连接槽34,连接槽34内腔均滑动连接有固定键37,安装槽32内部均放置有安装块33,安装块33外侧靠近固定键37的一端均开设有键槽41,固定键37的一端均延伸至键槽41内部,圆盘29的外侧均开设有解锁槽40,圆盘29内部且位于解锁槽40与连接槽34之间均开设有螺纹槽38,解锁槽40内部设置有固定钉39,固定钉39的一端延伸至螺纹槽38内部并与螺纹槽38内部螺纹连接,固定钉39的一端延伸至连接槽34内部并与固定键37的一侧相抵,连接槽34内腔且位于固定钉39外侧均滑动连接有连接弹簧35,固定钉39的一侧且位于连接槽34内部均设置有连接绳36,连接绳36的一端均与固定键37的一侧相连接,监测腔27内腔的顶部设置有霍尔检测元件28,便于对磁化块31进行更换。

[0033] 其中,监测箱25的一侧设置有冷却箱43,监测箱25的一侧且位于冷却箱43的底部设置有液泵44,液泵44的一端延伸至液腔26内部,冷却箱43内部设置有第一螺旋管45,液泵44的另一端延伸至冷却箱43内部并与第一螺旋管45的一端相连接,第一螺旋管45的另一端

延伸至冷却箱43的外侧并设置有第二电磁阀51,第二电磁阀51的一端设置有三通接头49,三通接头49的另一端设置有开关阀52,开关阀52的一端延伸至液腔26内部,冷却箱43的一侧设置有半导体制冷片46,冷却箱43的一侧且位于半导体制冷片46的外侧设置有散热箱58,散热箱58内腔的一侧设置有风扇,散热箱58的外侧开设有若干个散热孔,风扇对半导体制冷片46进行散热,方便在监测腔27内部温度较高时,对霍尔检测元件28工作环境温度进行控制。

[0034] 其中,监测箱25的一侧且位于冷却箱43的上方设置有加热箱42,加热箱42内部设置有第二螺旋管47,加热箱42内部且位于第二螺旋管47的两侧均设置有加热杆48,第二螺旋管47的底端延伸至加热箱42的下方并设置有第一电磁阀50,第一电磁阀50的一端与三通接头49的顶端相连接,第二螺旋管47的顶端延伸至加热箱42的上方并延伸至液腔26内部,监测腔27内腔的顶部且位于霍尔检测元件28的一侧设置有温度传感器,方便在监测腔27内部温度较低时,对霍尔检测元件28工作环境温度进行控制。

[0035] 其中,第一套筒2与第二套筒3均通过安装螺钉安装在发动机本体1上,方便对第一套筒2与第二套筒3进行固定。

[0036] 综上,该综合监测型航空发动机输出功率稳定度检测仪,使用时,操作人员将第一套筒2放置在输出轴4的一侧,然后将第二套筒3放置在输出轴4的另一侧,通过安装螺钉将第一套筒2与第二套筒3固定住,此时第一转动盘9一侧的第一限定块18插入至第一限定槽17内部,第二限定块53插入至第二限定槽54内部,然后操作人员拧动固定螺钉57,使得固定螺钉57的一端拧入至第一固定件55内部,然后操作人员拧动顶丝本体20,使得顶丝本体20的一端推动夹套21向输出轴4方向挤压,从而在输出轴4转动的过程中,通过夹套21带动第一转动盘9与第二转动盘14转动,使得第一限位柱11与第二限位柱13沿着第二限位槽12与第一限位槽10内腔移动,使得第一传动锥齿轮组件15与第二传动锥齿轮组件16组成的传动锥齿轮结构带动第一锥齿轮7与第二锥齿轮8转动,使得第二转动轴6与第一转动轴5转动,第一转动轴5转动带动导体模块24在电磁线圈23内部转动进行切割磁感线运动,使得导体模块24的闭合电路中产生的感应电流,将电流输入至电池模块储存,用于对本检测仪进行供电,第二转动轴6转动带动圆盘29转动,使得圆盘29带动磁化块31转动,当磁化块31经过霍尔检测元件28应端时,霍尔检测元件28感应电路动作,输出感应脉冲,从而计算出输出轴4的转速,从而计算得到航空发动机的输出功率,检测一段时间内的航空发动机的输出功率的变化,从而检测航空发动机输出功率稳定度,当温度传感器检测到监测腔27内部的温度太高时,使得半导体制冷片46与液泵44启动,使得半导体制冷片46对冷却箱43内部的传导液进行降温,此时液泵44的一端将液腔26内部的液体抽出,然后液泵44的另一端将液体排入至第一螺旋管45内部,同时第一电磁阀50处于关闭状态,开关阀52与第二电磁阀51处于打开状态,使得传导液对第一螺旋管45内部的液体降温后,通过三通接头49与开关阀52排入至液腔26内部,对监测腔27内部进行降温,当温度传感器检测到监测腔27内部的温度太低时,此时开关阀52与半导体制冷片46关闭,第二电磁阀51与第一电磁阀50打开,加热杆48启动,液泵44的一端将液腔26内部的液体抽出,然后液泵44的另一端将液体排入至第一螺旋管45内部,然后进入第二螺旋管47内部,此时加热杆48对加热箱42内部的传导液进行加热,传导液使得第二螺旋管47的液体升温,然后排入至液腔26内部,当磁化块31出现故障时,操作人员拧动螺纹槽38,使得螺纹槽38通过连接绳36带动固定键37向连接槽34内部移

动,使得固定键37的一端移动出键槽41内部,然后便可以将磁化块31取出,然后将新的磁化块31一侧设置的安装块33插入至安装槽32内部的过程中,安装块33的圆弧端推动固定键37向连接槽34内部移动,当键槽41移动至与固定键37相对应的位置时,连接弹簧35推动固定键37的一端插入至键槽41内部,然后操作人员拧动解锁槽40,使得固定钉39的一端抵住固定键37。

[0037] 以上所述,仅为本发明较佳的具体实施方式,但本发明的保护范围并不局限于此,任何熟悉本技术领域的技术人员在本发明揭露的技术范围内,根据本发明的技术方案及其发明构思加以等同替换或改变,都应涵盖在本发明的保护范围之内。

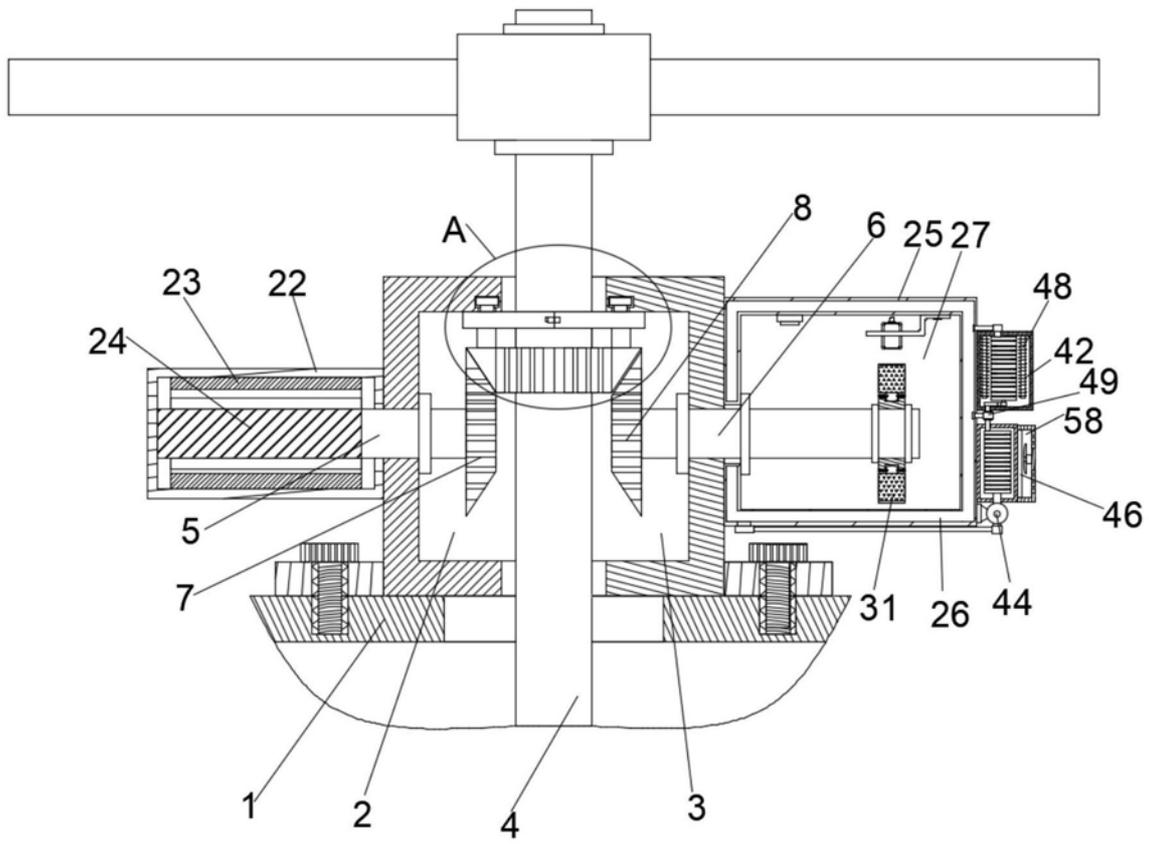


图1

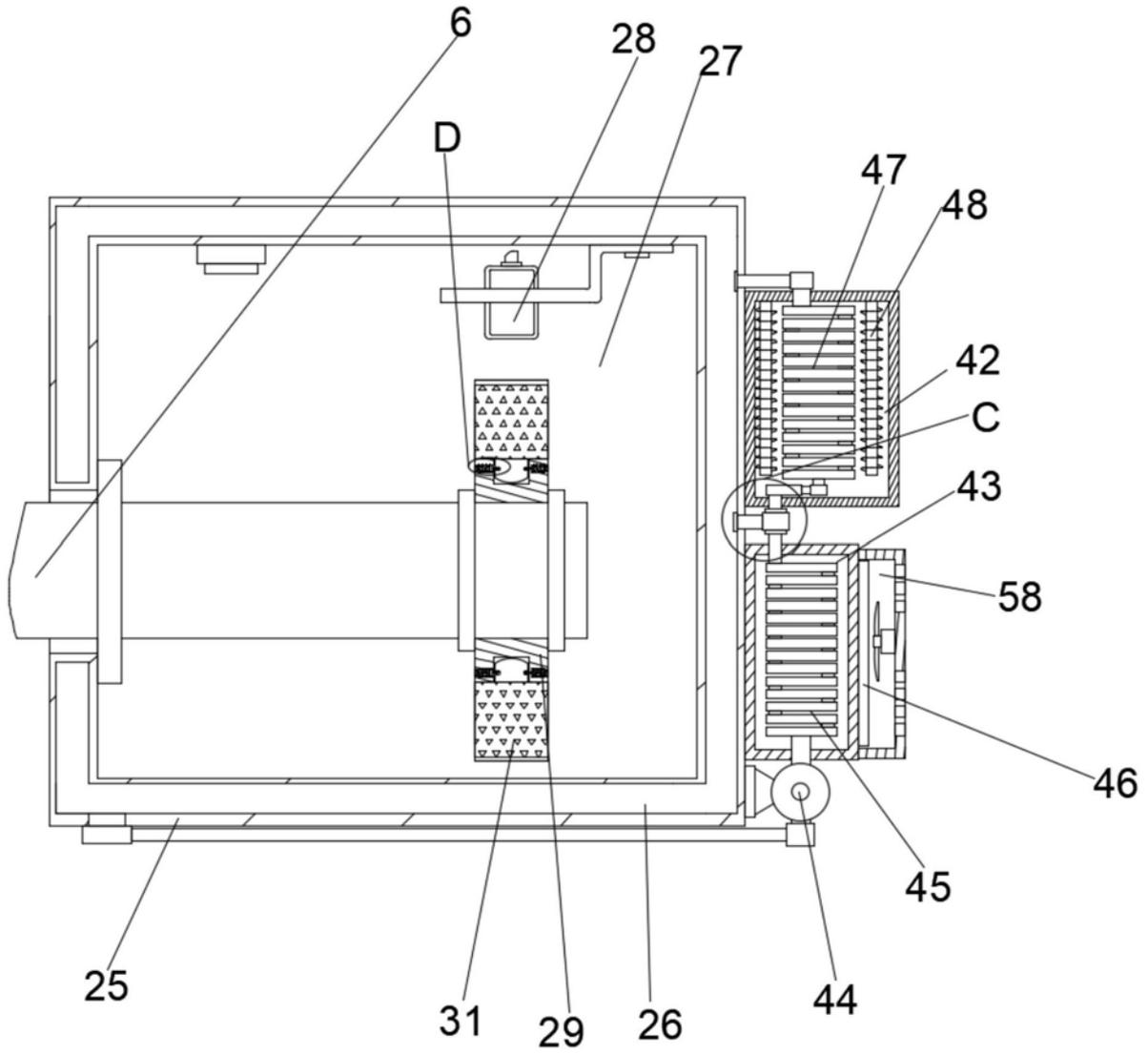


图2

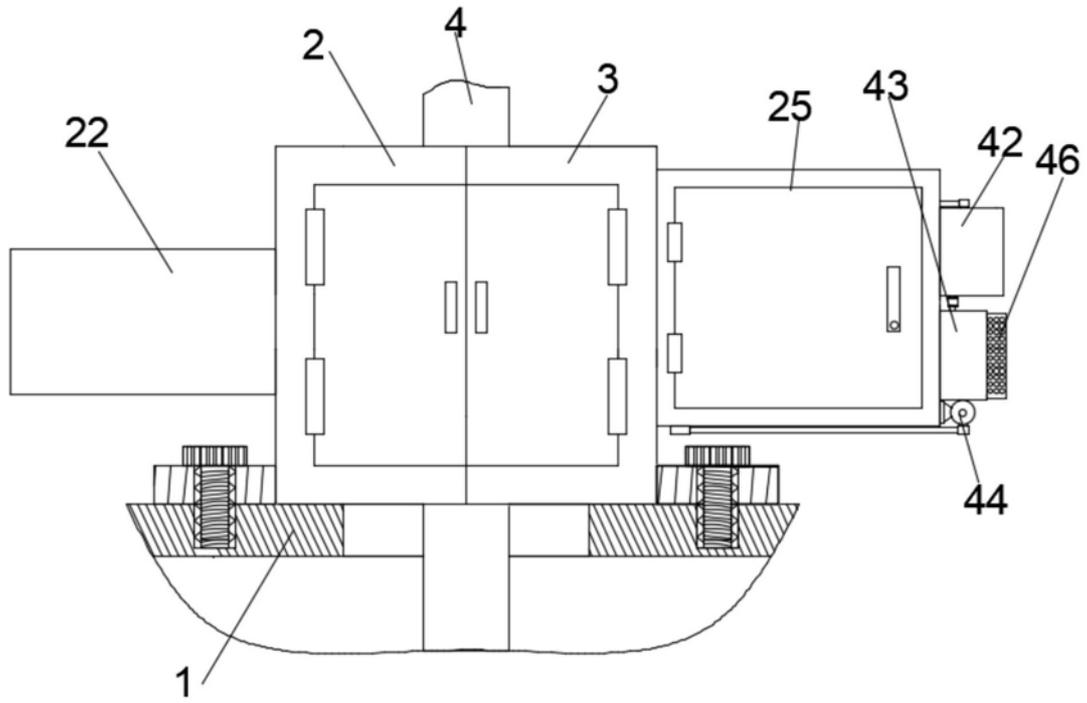


图3

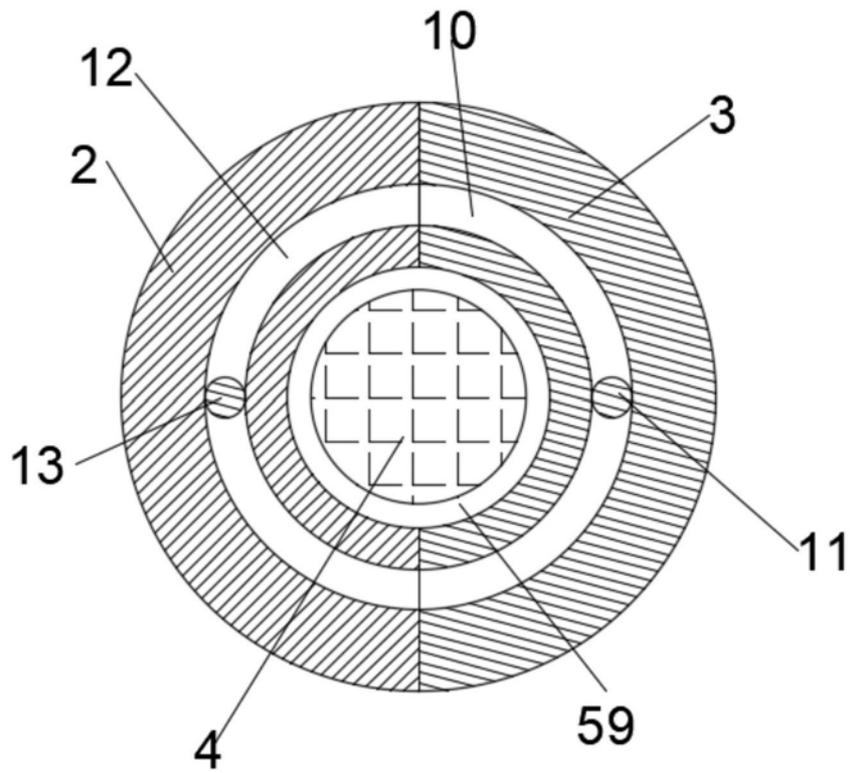


图4

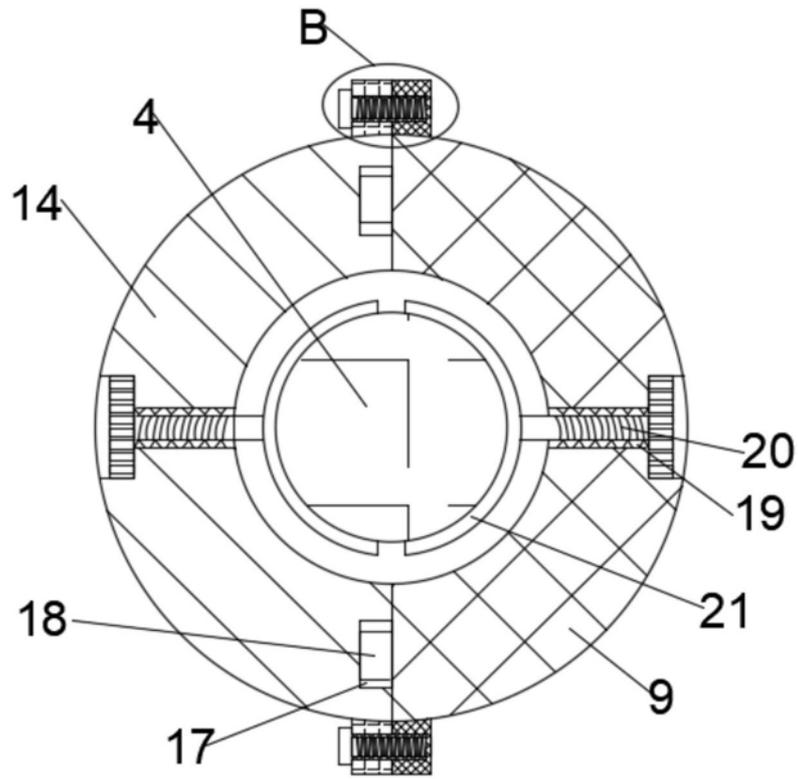


图5

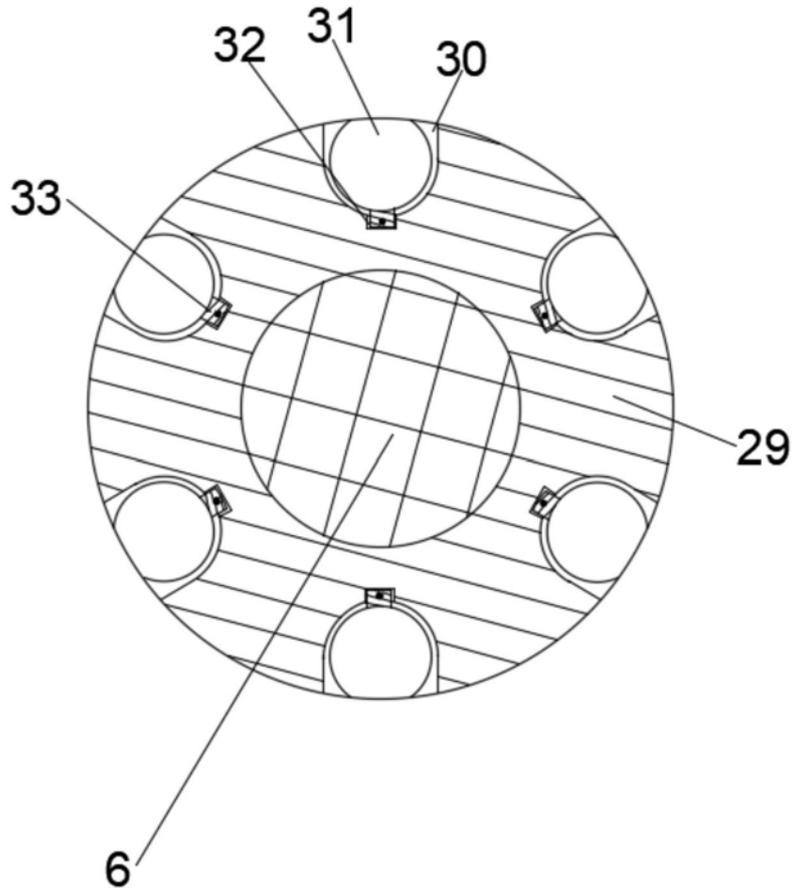


图6

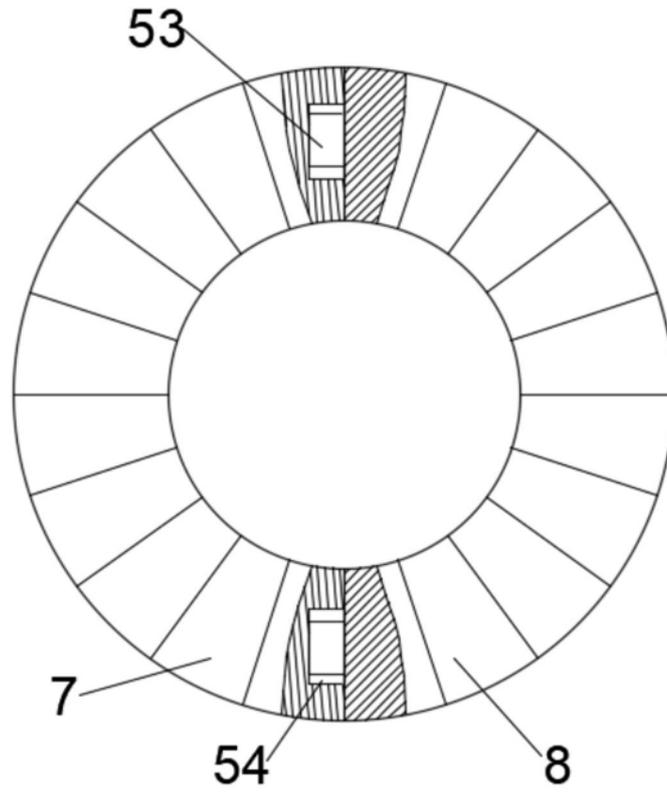


图7

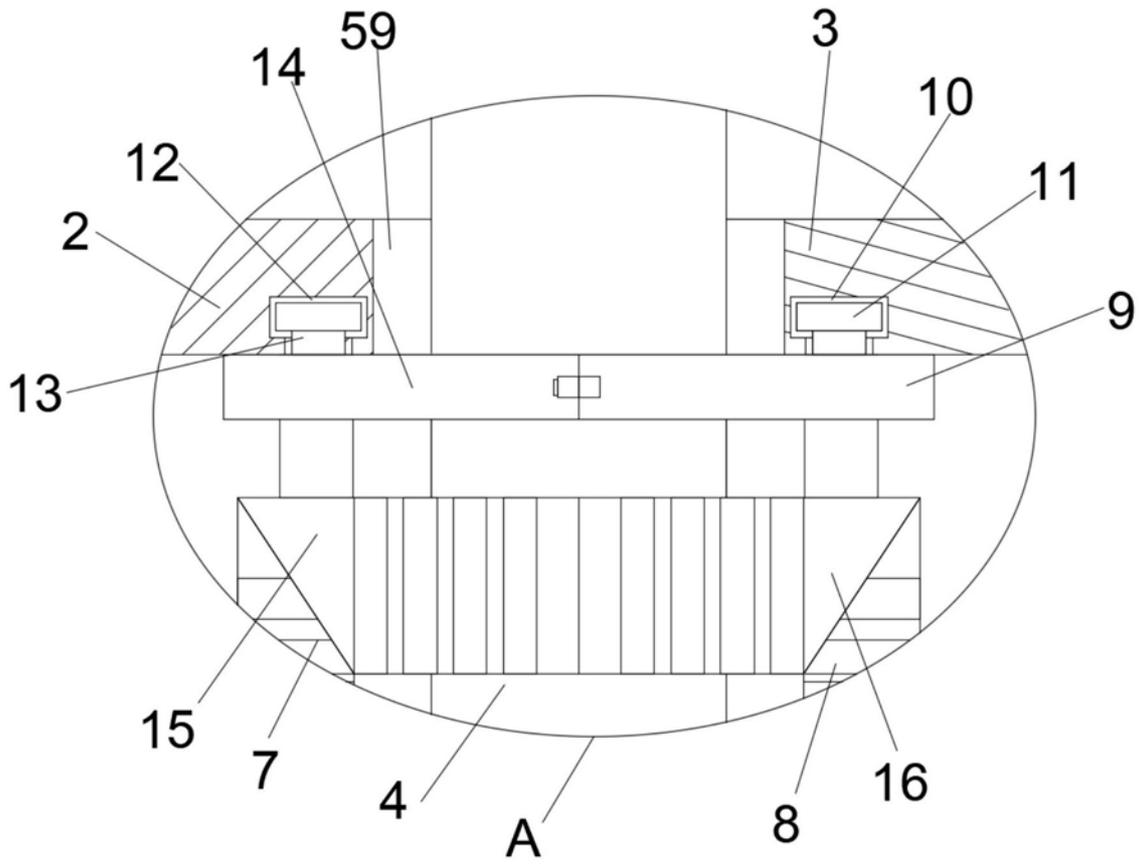


图8

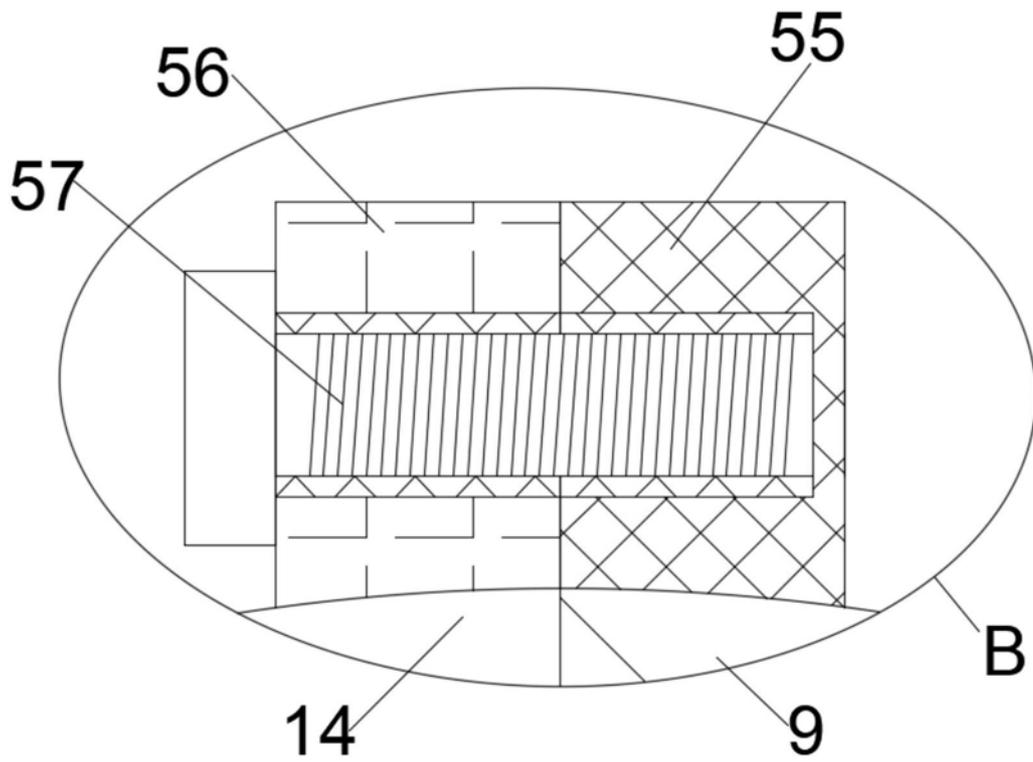


图9

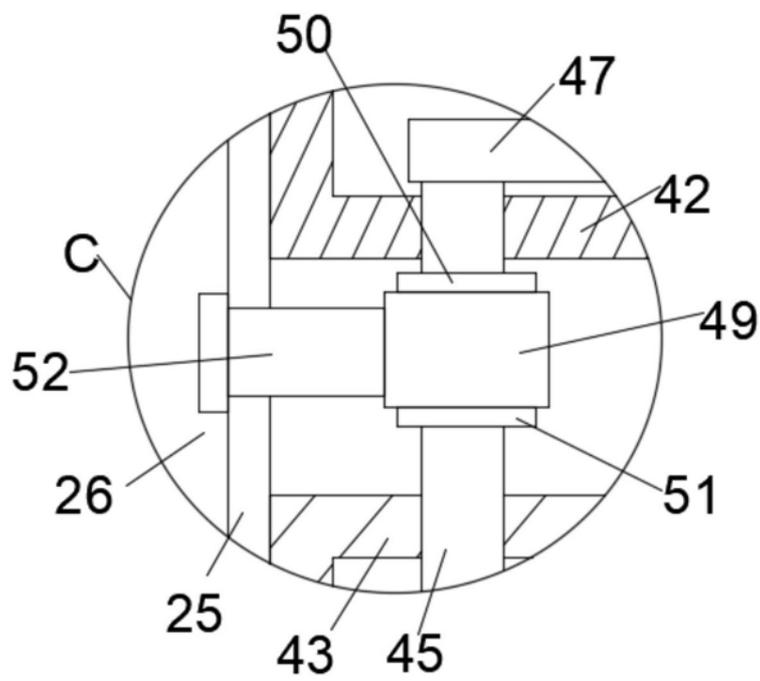


图10

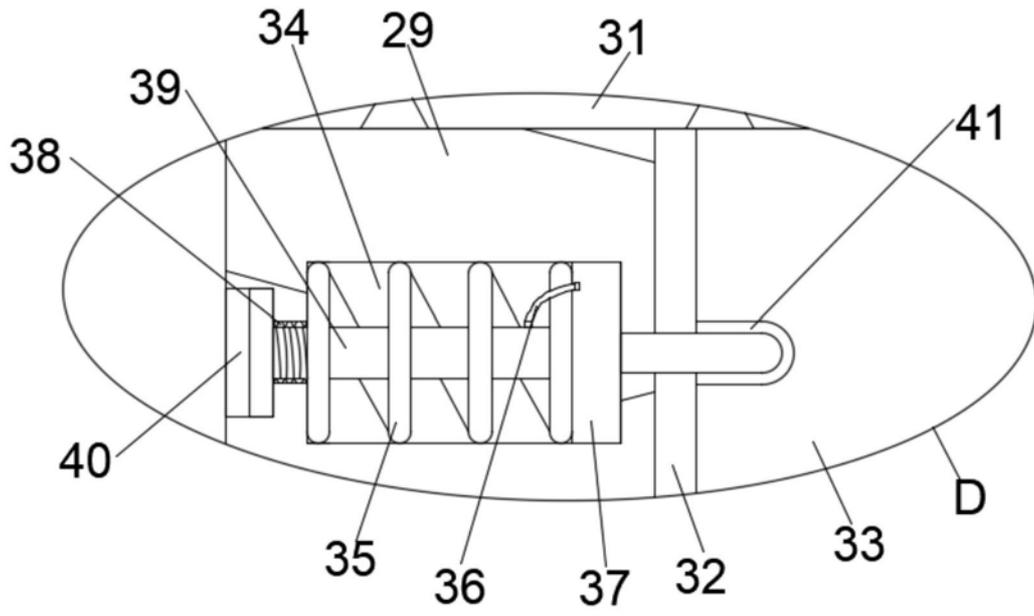


图11