



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 116518159 A

(43) 申请公布日 2023. 08. 01

(21) 申请号 202310483000.0

(22) 申请日 2023.04.28

(71) 申请人 中国航发湖南动力机械研究所
地址 412002 湖南省株洲市芦淞区董家墩
高科园中国航发动研所

(72) 发明人 于丹 刘彬 杨大伟 陈智莹
陈盛 陈剑

(74) 专利代理机构 北京三聚阳光知识产权代理
有限公司 11250
专利代理师 李芑和

(51) Int. Cl.
F16L 5/02 (2006.01)
F02C 7/00 (2006.01)

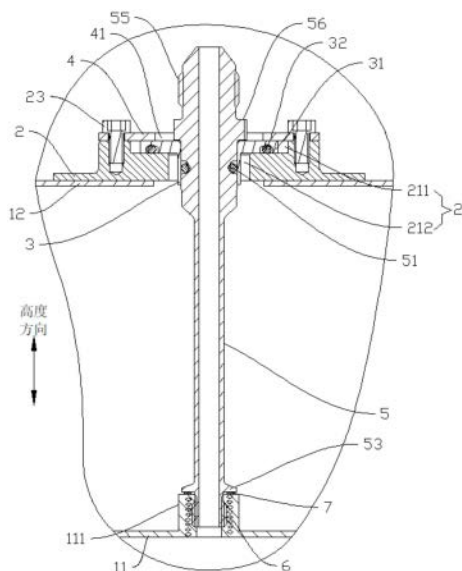
权利要求书2页 说明书8页 附图5页

(54) 发明名称

一种管路引出结构、机匣及航空发动机

(57) 摘要

本发明公开了一种管路引出结构、机匣及航空发动机,其中管路引出结构包括用于连通机匣的内部和外界的引出套筒和用于安装在外机匣上的安装座,安装座内沿高度方向贯穿形成有台阶孔;台阶孔的小径孔内间隙配合有浮动环,浮动环沿高度方向相对上方的一端外侧沿其径向凸设有间隙配合在台阶孔的大径孔内的第一圆台;安装座上设有用于限制浮动环沿高度方向移动的盖板;引出套筒的一端设在内机匣上,另一端与浮动环的内孔间隙配合,并延伸至外机匣外供外部管路连接;引出套筒与浮动环的内孔之间设有第一密封胶圈。本发明实现安装补偿以及内机匣和外机匣之间的热膨胀沿引出套筒的径向的偏移量的补偿,降低引出套筒的安装孔位的位置度要求。



1. 一种管路引出结构,应用于包括有内机匣(11)和外机匣(12)的机匣上,其特征在于,所述管路引出结构包括:

安装座(2),用于安装在外机匣(12)上,所述安装座(2)内沿高度方向贯穿形成有台阶孔(21),所述台阶孔(21)的大径孔(211)设置在小径孔(212)背离内机匣(11)的一端;

浮动环(3),间隙配合在所述小径孔(212)内,所述浮动环(3)沿高度方向相对上方的一端的外侧沿其径向凸设有第一圆台(31),所述第一圆台(31)间隙配合在所述大径孔(211)内;

盖板(4),用于限制所述浮动环(3)沿高度方向移动,所述盖板(4)设置在所述安装座(2)上,所述盖板(4)的中部沿高度方向贯穿形成有中心孔(41);

引出套筒(5),用于连通机匣的内部和外界,所述引出套筒(5)的一端设置在内机匣(11)上;所述引出套筒(5)沿高度方向的另一端与所述浮动环(3)的内孔和所述中心孔(41)间隙配合,并延伸至外机匣(12)外供外部管路连接;所述引出套筒(5)与所述浮动环(3)的内孔之间设置有第一密封胶圈(51)。

2. 根据权利要求1所述的一种管路引出结构,其特征在于,所述盖板(4)可拆卸连接在所述安装座(2)上;所述引出套筒(5)的一端可拆卸连接在内机匣(11)上。

3. 根据权利要求2所述的一种管路引出结构,其特征在于,还包括用于安装在内机匣(11)上的钢丝螺套(6),所述钢丝螺套(6)内沿高度方向贯穿形成有内螺纹孔;所述引出套筒(5)上设置有与所述内螺纹孔相匹配的外部螺纹(52)。

4. 根据权利要求2或3所述的一种管路引出结构,其特征在于,所述安装座(2)朝向所述盖板(4)的一端沿所述安装座(2)的轮廓间隔设置有多个第二螺纹孔(22),所述盖板(4)上对应每个所述第二螺纹孔(22)均沿高度方向贯穿形成有通孔(42);装配时,紧固螺栓(23)穿过所述通孔(42)旋紧在对应的所述第二螺纹孔(22)内。

5. 根据权利要求1或3所述的一种管路引出结构,其特征在于,所述引出套筒(5)沿高度方向背离所述盖板(4)的一端的外侧壁上沿其径向凸设有第二圆台(53);所述引出套筒(5)上套设有垫片(7),所述垫片(7)由所述第二圆台(53)限制沿周向转动,所述垫片(7)用于贴合密封于所述第二圆台(53)和内机匣(11)之间。

6. 根据权利要求5所述的一种管路引出结构,其特征在于,所述第二圆台(53)朝向所述垫片(7)的一端的侧壁沿其周向间隔开设有多个方形槽(531),所述垫片(7)的外周面沿其周向间隔设置有与所述方形槽(531)一一对应的可形变的舌片(71);安装时,所述舌片(71)沿高度方向向上翻转卡装在所述方形槽(531)内。

7. 根据权利要求1所述的一种管路引出结构,其特征在于,所述引出套筒(5)的外侧壁沿所述引出套筒(5)的周向设有第一环凹槽(54),所述第一密封胶圈(51)嵌装在所述第一环凹槽(54)内。

8. 根据权利要求1所述的一种管路引出结构,其特征在于,所述第一圆台(31)沿高度方向相对下方的一端端面沿所述第一圆台(31)的周向设置有第二环凹槽(311),所述第二环凹槽(311)内嵌装有第二密封胶圈(32),所述第二密封胶圈(32)用于贴合密封于所述第一圆台(31)和所述大径孔(211)之间。

9. 一种机匣,包括外机匣(12)、内机匣(11)以及设置在所述外机匣(12)和所述内机匣(11)上的管路引出结构,其特征在于,所述管路引出结构采用权利要求1至8任一项所述的

管路引出结构。

10. 一种航空发动机,其特征在于,包括权利要求1至8任一项所述的管路引出结构。

一种管路引出结构、机匣及航空发动机

技术领域

[0001] 本发明涉及航空发动机技术领域,具体涉及一种管路引出结构、机匣及航空发动机。

背景技术

[0002] 为了保证航空发动机的正常稳定运行,航空发动机上需布设各种穿过机匣的引出管路用于气体和液体的运输,现有的航空发动机上穿过机匣的管路多采用一体式穿过机匣的结构,并通过胶圈或者涨圈封严;现有的航空发动机的机匣的内机匣多采用强度较高的高温合金材料,外机匣为质地较轻的铝合金材料,两种材料线膨胀系数差异较大,且内机匣、外机匣温差也大,导致热态下内机匣、外机匣上安装孔相对位移较大;一体式穿过机匣的结构的管路可活动量小,管路容易与机匣壁之间产生挤压碰磨,管路内部会产生应力,大大降低了管路的使用寿命,严重时威胁发动机的安全;并且一体式穿过机匣的结构的管路对安装孔的位置度要求很高,安装时易划伤、碰撞管路,装配性和维护性较差。

发明内容

[0003] 因此,本发明要解决的技术问题在于克服现有技术中的航空发电机的机匣的管路引出结构的可活动量小,对安装孔的位置度要求很高,且不具备安装补偿功能,管路内部应力无法得到释放,导致管路的使用寿命降低的缺陷,从而提供一种管路引出结构、机匣及航空发动机。

[0004] 根据本发明第一方面提供的一种管路引出结构,应用于包括有内机匣和外机匣的机匣上,所述管路引出结构包括:

[0005] 安装座,用于安装在外机匣上,所述安装座内沿高度方向贯穿形成有台阶孔,所述台阶孔的大径孔设置在所述小径孔背离内机匣的一端;

[0006] 浮动环,间隙配合在所述小径孔内,所述浮动环沿高度方向相对上方的一端的外侧沿其径向凸设有第一圆台,所述第一圆台间隙配合在所述大径孔内;

[0007] 盖板,用于限制所述浮动环沿高度方向移动,所述盖板设置在所述安装座上,所述盖板的中部沿高度方向贯穿形成有中心孔;

[0008] 引出套筒,用于连通机匣的内部和外界,所述引出套筒的一端设置在内机匣上;所述引出套筒沿高度方向的另一端与所述浮动环的内孔和所述中心孔间隙配合,并延伸至外机匣外供外部管路连接;所述引出套筒与所述浮动环的内孔之间设置有第一密封胶圈。

[0009] 根据本发明的一种管路引出结构,至少具有如下技术效果:1. 通过将浮动环和第一圆台分别间隙配合在小径孔和大径孔内,且在引出套筒与浮动环的内孔之间设置有第一密封胶圈,第一密封胶圈可以填充密封引出套筒与浮动环的内孔沿径向之间的间隙,有效的避免机匣的内部密封不严;引出套筒随浮动环在台阶孔内沿引出套筒的径向移动,一方面实现安装补偿的功能,进而降低外机匣上对引出套筒的安装孔位的位置度要求,改善加工的工艺性,提高产品的可靠性且降低制造成本;另一方面在热态的机匣(此时内机匣沿引

出套筒的径向的膨胀量大于外机匣沿引出套筒的径向的膨胀量)上实现内机匣和外机匣之间的热膨胀沿引出套筒的径向的偏移量的补偿,防止引出套筒因与机匣壁之间产生挤压摩擦导致引出套筒内部应力无法得到释放,提高引出套筒的使用寿命,进而提高机匣和航空发动机的使用寿命。同时因为引出套筒与浮动环的内孔和盖板的中心孔间隙配合,所以在热态的机匣上,引出套筒可相对浮动环的内孔沿高度方向朝远离内机匣的方向移动,实现引出套筒沿自身轴线方向上的热膨胀补偿。2.通过将引出套筒沿高度方向的一端延伸至外机匣外作为管路接头与外部管路连接,相对现有技术中一体式穿过机匣的管路引出结构,本管路引出结构在实现安装补偿和热膨胀补偿的功能的基础上简化结构,减少零件数量,实现将引出套筒的一端引出至外机匣外与外部管路相连,拆卸方便,提高了装配性和维护性。

[0010] 优选地,所述盖板可拆卸连接在所述安装座上;所述引出套筒的一端可拆卸连接在内机匣上。

[0011] 优选地,还包括用于安装在内机匣上的钢丝螺套,所述钢丝螺套内沿高度方向贯穿形成有内螺纹孔;所述引出套筒上设置有与所述内螺纹孔相匹配的外部螺纹。

[0012] 优选地,所述安装座朝向所述盖板的一端沿所述安装座的轮廓间隔设置有多个第二螺纹孔,所述盖板上对应每个所述第二螺纹孔均沿高度方向贯穿形成有通孔;装配时,紧固螺栓穿过所述通孔旋紧在对应的所述第二螺纹孔内。

[0013] 优选地,所述引出套筒沿高度方向背离所述盖板的一端的外侧壁上沿其径向凸设有第二圆台;所述引出套筒上套设有垫片,所述垫片由所述第二圆台限制沿周向转动,所述垫片用于贴合密封于所述第二圆台和内机匣之间。

[0014] 优选地,所述第二圆台朝向所述垫片的一端的侧壁沿其周向间隔开设有多个方形槽,所述垫片的外周面沿其周向间隔设置有与所述方形槽一一对应的可形变的舌片;安装时,所述舌片沿高度方向向上翻转卡装在所述方形槽内。

[0015] 优选地,所述引出套筒的外侧壁沿所述引出套筒的周向设有第一环凹槽,所述第一密封胶圈嵌装在所述第一环凹槽内。

[0016] 优选地,所述第一圆台沿高度方向相对下方的一端端面沿所述第一圆台的周向设置有第二环凹槽,所述第二环凹槽内嵌装有第二密封胶圈,所述第二密封胶圈用于贴合密封于所述第一圆台和所述大径孔之间。

[0017] 根据本发明第二方面提供的一种机匣,包括外机匣、内机匣以及设置在所述外机匣和所述内机匣上的管路引出结构,所述管路引出结构采用上述第一方面提供的管路引出结构。

[0018] 根据本发明的一种机匣,至少具有如下技术效果:

[0019] 1.通过将浮动环和第一圆台分别间隙配合在小径孔和大径孔内,且在引出套筒与浮动环的内孔之间设置有第一密封胶圈,第一密封胶圈可以填充密封引出套筒与浮动环的内孔沿径向之间的间隙,有效的避免机匣的内部密封不严;引出套筒随浮动环在台阶孔内沿引出套筒的径向移动,一方面实现安装补偿的功能,进而降低外机匣上对引出套筒的安装孔位的位置度要求,改善加工的工艺性,提高产品的可靠性且降低制造成本;另一方面在热态的机匣(此时内机匣沿引出套筒的径向的膨胀量大于外机匣沿引出套筒的径向的膨胀量)上实现内机匣和外机匣之间的热膨胀沿引出套筒的径向的偏移量的补偿,防止引出套

筒因与机匣壁之间产生挤压碰磨导致引出套筒内部应力无法得到释放,提高引出套筒的使用寿命,进而提高机匣和航空发动机的使用寿命。同时因为引出套筒与浮动环的内孔和盖板的中心孔间隙配合,所以在热态的机匣上,引出套筒可相对浮动环的内孔沿高度方向朝远离内机匣的方向移动,实现引出套筒沿自身轴线方向上的热膨胀补偿。2. 通过将引出套筒沿高度方向的一端延伸至外机匣外作为管路接头与外部管路连接,相对现有技术中一体式穿过机匣的管路引出结构,本机匣在实现安装补偿和热膨胀补偿的功能的基础上简化结构,减少零件数量,实现将引出套筒的一端引出至外机匣外与外部管路相连,拆卸方便,提高了装配性和维护性。

[0020] 根据本发明第三方面提供一种航空发动机,包括上述第一方面提供的管路引出结构。

[0021] 根据本发明的一种机航空发动机,至少具有如下技术效果:

[0022] 1. 通过将浮动环和第一圆台分别间隙配合在小径孔和大径孔内,且在引出套筒与浮动环的内孔之间设置有第一密封胶圈,第一密封胶圈可以填充密封引出套筒与浮动环的内孔沿径向之间的间隙,有效的避免机匣的内部密封不严;引出套筒随浮动环在台阶孔内沿引出套筒的径向移动,一方面实现安装补偿的功能,进而降低外机匣上对引出套筒的安装孔位的位置度要求,改善加工的工艺性,提高产品的可靠性且降低制造成本;另一方面在热态的机匣(此时内机匣沿引出套筒的径向上的膨胀量大于外机匣沿引出套筒的径向上的膨胀量)上实现内机匣和外机匣之间的热膨胀沿引出套筒的径向上的偏移量的补偿,防止引出套筒因与机匣壁之间产生挤压碰磨导致引出套筒内部应力无法得到释放,提高引出套筒的使用寿命,进而提高机匣和航空发动机的使用寿命。同时因为引出套筒与浮动环的内孔和盖板的中心孔间隙配合,所以在热态的机匣上,引出套筒可相对浮动环的内孔沿高度方向朝远离内机匣的方向移动,实现引出套筒沿自身轴线方向上的热膨胀补偿。2. 通过将引出套筒沿高度方向的一端延伸至外机匣外作为管路接头与外部管路连接,相对现有技术中一体式穿过机匣的管路引出结构,本航空发动机在实现安装补偿和热膨胀补偿的功能的基础上简化结构,减少零件数量,实现将引出套筒的一端引出至外机匣外与外部管路相连,拆卸方便,提高了装配性和维护性。

[0023] 本发明的附加方面和优点将在下面的描述中部分给出,部分将从下面的描述中变得明显,或通过本发明的实践了解到。

附图说明

[0024] 为了更清楚地说明本发明具体实施方式或现有技术中的技术方案,下面将对具体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,下面描述中的附图是本发明的一些实施方式,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。

[0025] 图1为本发明实施例的一种管路引出结构装配在内机匣和外机匣上的结构示意图;

[0026] 图2为本发明实施例的一种管路引出结构中的引出套筒的剖视的主视结构示意图;

[0027] 图3为本发明实施例的一种管路引出结构中的引出套筒的立体结构示意图;

- [0028] 图4为本发明实施例的一种管路引出结构中的垫片的结构示意图；
- [0029] 图5为本发明实施例的一种管路引出结构中的垫片与引出套筒装配的结构示意图；
- [0030] 图6为本发明实施例中的浮动环的剖视的主视结构示意图；
- [0031] 图7为本发明实施例中的安装座的剖视的主视结构示意图；
- [0032] 图8为本发明实施例的盖板的俯视结构示意图。
- [0033] 附图标记说明：
- [0034] 11-内机匣、111-连接座、12-外机匣；
- [0035] 2-安装座、21-台阶孔、211-大径孔、212-小径孔、22-第二螺纹孔、23-紧固螺栓；
- [0036] 3-浮动环、31-第一圆台、311-第二环凹槽、32-第二密封胶圈；
- [0037] 4-盖板、41-中心孔、42-通孔；
- [0038] 5-引出套筒、51-第一密封胶圈、52-外部螺纹、53-第二圆台、531-方形槽、54-第一环凹槽、55-螺纹接头、56-正六边形凸台；
- [0039] 6-钢丝螺套；
- [0040] 7-垫片、71-舌片。

具体实施方式

[0041] 下面将结合附图对本发明的技术方案进行清楚、完整地描述，显然，所描述的实施例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。

[0042] 在本发明的描述中，需要说明的是，术语“中心”、“上”、“下”、“左”、“右”、“垂直”、“水平”、“内”、“外”等指示的方位或位置关系为基于附图所示的方位或位置关系，仅是为了便于描述本发明和简化描述，而不是指示或暗示所指的装置或元件必须具有特定的方位、以特定的方位构造和操作，因此不能理解为对本发明的限制。此外，术语“第一”、“第二”、“第三”仅用于描述目的，而不能理解为指示或暗示相对重要性。

[0043] 在本发明的描述中，需要说明的是，除非另有明确的规定和限定，术语“安装”、“相连”、“连接”应做广义理解，例如，可以是固定连接，也可以是可拆卸连接，或一体地连接；可以是机械连接，也可以是电连接；可以是直接相连，也可以通过中间媒介间接相连，可以是两个元件内部的连通。对于本领域的普通技术人员而言，可以根据具体情况理解上述术语在本发明中的具体含义。

[0044] 此外，下面所描述的本发明不同实施方式中所涉及的技术特征只要彼此之间未构成冲突就可以相互结合。

[0045] 实施例一

[0046] 如图1至图7所示为本实施例提供的一种管路引出结构，应用于包括有内机匣11和外机匣12的机匣上，所述管路引出结构包括安装座2、浮动环3、盖板4以及引出套筒5，所述安装座2用于安装在外机匣12上，所述安装座2内沿高度方向贯穿形成有台阶孔21，所述台阶孔21的大径孔211设置在所述小径孔212背离内机匣11的一端；所述浮动环3间隙配合在所述小径孔212内，所述浮动环3沿高度方向相对上方的一端的外侧沿所述浮动环3的径向凸设有第一圆台31，所述第一圆台31间隙配合在所述大径孔211内；所述盖板4用于限制所

述浮动环3沿高度方向移动,所述盖板4设置在所述安装座2上,所述盖板4的中部沿高度方向贯穿形成有中心孔41;所述引出套筒5用于连通机匣的内部和外界,所述引出套筒5的一端设置在内机匣11上;所述引出套筒5沿高度方向的另一端与所述浮动环3的内孔和所述中心孔41间隙配合,并延伸至外机匣12外供外部管路连接;所述引出套筒5与所述浮动环3的内孔之间设置有第一密封胶圈51。可以理解的是,本实施例中的高度方向是指图1中的高度方向,本实施例中引出套筒5的轴向是指与图1中高度方向平行的方向;引出套筒5的内部沿高度方向贯穿形成有与内机匣11内腔连通的通道。

[0047] 本发明实施例的管路引出结构通过将浮动环3和第一圆台31分别间隙配合在小径孔212和大径孔211内,且在引出套筒5与浮动环3的内孔之间设置有第一密封胶圈51,第一密封胶圈51可以填充密封引出套筒5与浮动环3的内孔沿径向之间的间隙,有效的避免机匣的内部密封不严;引出套筒5随浮动环3在台阶孔21内沿引出套筒5的径向移动,一方面实现安装补偿的功能,进而降低外机匣12上对引出套筒5的安装孔位的位置度要求,改善加工的工艺性,提高产品的可靠性且降低制造成本;另一方面在热态的机匣(此时内机匣11沿引出套筒5的径向上的膨胀量大于外机匣12沿引出套筒5的径向上的膨胀量)上实现内机匣11和外机匣12之间的热膨胀引出套筒5的径向上的偏移量的补偿,防止引出套筒5因与机匣壁之间产生挤压碰磨导致引出套筒5内部应力无法得到释放,提高引出套筒5的使用寿命,进而提高机匣和航空发动机的使用寿命。同时因为引出套筒5与浮动环3的内孔和盖板4的中心孔41间隙配合,所以在热态的机匣上,引出套筒5可相对浮动环3的内孔沿高度方向朝远离内机匣11的方向移动,实现引出套筒5沿自身轴线方向上的热膨胀补偿。还通过将引出套筒5沿高度方向的一端延伸至外机匣12外作为管路接头与外部管路连接,相对现有技术中一体式穿过机匣的管路引出结构,本管路引出结构在实现安装补偿和热膨胀补偿的功能的基础上简化结构,减少零件数量,实现将引出套筒5的一端引出至外机匣12外与外部管路相连,拆卸方便,提高了装配性和维护性。

[0048] 可以理解的是,外机匣12采用轻质铝合金材料,内机匣11采用高温合金材料,外机匣12一侧表面直接与大气接触,另一侧表面包容外涵气流,壁面整体温度较低;内机匣11一侧表面包容外涵气流,另一侧表面承受来自于压气机出口的高温高压气体冲刷,内机匣11的温度相对于外机匣12较高,导致在热态机匣上,内机匣11沿引出套筒5的径向和轴向的膨胀量均大于外机匣12沿引出套筒5的径向和轴向的膨胀量。

[0049] 在本发明的一些实施例中,所述安装座2的材质采用轻质铝合金材料,所述安装座2通过焊接固定在外机匣12上。由于安装座2和外机匣12采用相同的材质,相同的材质易于焊接,通过焊接的方式将安装座2和外机匣12进行连接,便于装配且连接紧固。当然,在其它实施例中,安装座2也可以采用铆接的方式等其它结构连接在外机匣12上。

[0050] 为了实现在提高对外部管路拆装便利性的同时提高引出套筒5和外部管路装配的紧固性,如图1至图3所示,在本发明的一些实施例中,所述引出套筒5延伸至外机匣12外的一端设置有用连接外部管路的螺纹接头55。

[0051] 在本发明的一些实施例中,所述盖板4可拆卸连接在所述安装座2上;所述引出套筒5的一端可拆卸连接在内机匣11上。相对于现有技术中一体式穿过机匣的管路引出结构;本实施例采用可拆分的管路引出结构,便于在需要将引出套筒5拆下进行维修或更换时,可以先将盖板4拆下撤去对浮动环3沿高度方向的限制,从而可以在将引出套筒5从内机匣11

上拆下后,将引出套筒5和浮动环3与机匣分离,操作简单且提高了装配性和维护性。

[0052] 本实施例对引出套筒5和内机匣11之间的可拆卸连接结构不做限制,如图1和图2所示,优选地,本管路引出结构还包括用于安装在内机匣11上的钢丝螺套6,所述钢丝螺套6内沿高度方向贯穿形成有内螺纹孔;所述引出套筒5上设置有与所述内螺纹孔相匹配的外部螺纹52;钢丝螺套6能够增强引出套筒5和内机匣11之间的连接强度、改善连接条件,可避免滑丝、错牙现象,并获得优良的连接性能;同时钢丝螺套6还具有防松脱的功能,适用于产品要求高保险系数的航空发动机场合;如图1所示,具体地,内机匣11朝向外机匣12的一侧沿高度方向布置有连接座111,连接座111内沿高度方向贯穿形成有连接孔,钢丝螺套6设置在连接孔内;当然,在其它实施例中,引出套筒5和内机匣11之间的可拆卸连接结构也可以设置为卡扣和扣位扣接等其它结构。

[0053] 为了便于带动引出套筒5转动,实现引出套筒5和钢丝螺套6的便捷拆装,如图1至图3所示,在本发明的一些实施例中,所述引出套筒5延伸至外机匣12外的一端的侧壁上设置有便于扳手施力的正六边形凸台56;为了避免对引出套筒5和外部管路装配工作造成干涉,如图2所示,具体地,所述正六边形凸台56设置于所述螺纹接头55沿高度方向的相对下方。如图1所示,更具体地,所述正六边形凸台56间隙配合在所述中心孔41内。

[0054] 在本发明的一些实施例中,所述引出套筒5的径向移动补偿值为所述正六边形凸台56的外侧壁与所述中心孔41的围壁沿所述引出套筒5的径向之间的间距、所述第一圆台31的外周面与所述大径孔211的围壁沿所述引出套筒5的径向之间的间距以及所述浮动环3的外周面与所述小径孔212的围壁沿所述引出套筒5的径向之间的间距三者中的最小值,所述引出套筒5沿所述引出套筒5的径向的移动补偿值设置为2毫米至3毫米,本实施例优选为2.5毫米,经过航空发动机试验验证,2.5毫米的沿所述引出套筒5的径向的移动补偿值基本能够满足对不同材质的外机匣12和内机匣11在热态下的沿引出套筒5的径向的偏移量的补充且不会产生其它不良影响。

[0055] 本实施例对盖板4和安装座2之间的可拆卸连接结构不做限制,为了确保在可拆卸的基础上提高盖板4和安装座2之间的连接的紧固性,如图1、图7和图8所示,优选地,所述安装座2朝向所述盖板4的一端沿所述安装座2的轮廓间隔设置有四个第二螺纹孔22,所述盖板4上对应每个所述第二螺纹孔22均沿高度方向贯穿形成有通孔42;装配时,紧固螺栓23穿过所述通孔42旋紧在对应的所述第二螺纹孔22内。当然,在其它实施例中,盖板4和安装座2之间的可拆卸连接结构也可以设置为卡扣和扣位扣接等其它结构。

[0056] 如图1和图3所示,在本发明的一些实施例中,所述引出套筒5沿高度方向背离所述盖板4的一端的外侧壁上沿所述引出套筒5的径向凸设有第二圆台53;所述引出套筒5上套设有垫片7,所述垫片7由所述第二圆台53限制沿周向转动,所述垫片7用于贴合密封于所述第二圆台53和内机匣11的连接座111之间。通过垫片7提高引出套筒5与内机匣11的连接座111的贴合面之间的密封性,从而提高机匣开孔位置的密封性。

[0057] 如图1至图5所示,在本发明的一些实施例中,所述第二圆台53朝向所述垫片7的一端的侧壁沿所述第二圆台53的周向间隔优设有三个方形槽531,所述垫片7的外周面沿所述垫片7的周向间隔设置有与所述方形槽531一一对应的可形变的舌片71;使用时,将所述舌片71沿高度方向向上翻转卡装在所述方形槽531内形成整体式安装结构,既可以有效的避免垫片7在安装的过程相对引出套筒5产生周向转动,进一步提高引出套筒5与内机匣11的

连接座111的贴合面之间的密封性,又可以避免在将引出套筒5从钢丝螺套6拆下的过程中垫片7掉落。

[0058] 为了确保在引出套筒5可相对浮动环3的内孔沿高度方向朝远离内机匣11的方向移动对内机匣11和外机匣12的之间的热膨胀轴向偏移量进行补偿的过程中,第一密封胶圈51不会相对引出套筒5沿轴向移动,确保机匣开孔位置的密封性;如图1和图2所示,在本发明的一些实施例中,所述引出套筒5的外侧壁沿所述引出套筒5的周向设有第一环凹槽54,所述第一密封胶圈51嵌装在所述第一环凹槽54内。可以理解的是,本实施例所述的轴向偏移量是指沿与图1中的高度方向相平行的方向的偏移量。

[0059] 如图1和图6所示,在本发明的一些实施例中,所述第一圆台31沿高度方向相对下方的一端端面沿所述第一圆台31的周向设置有第二环凹槽311,所述第二环凹槽311内嵌装有第二密封胶圈32,所述第二密封胶圈32用于贴合密封于所述第一圆台31和所述大径孔211之间。通过第二密封胶圈32能够提高第一圆台31和大径孔211的贴合面之间的密封性,从而提高机匣开孔位置的密封性;同时通过将第二密封胶圈32嵌装在第二环凹槽311内,在浮动环3在台阶孔21内沿引出套筒5的径向移动对内机匣11和外机匣12之间的热膨胀径向偏移量进行补偿的过程中,确保第二密封胶圈32不会相对第一圆台31产生沿径向移动,从而确保机匣开孔位置的密封性。

[0060] 实施例二

[0061] 本实施例中提供一种机匣,包括外机匣12、内机匣11以及设置在所述外机匣12和所述内机匣11上的管路引出结构,所述管路引出结构采用实施例一所述的管路引出结构。

[0062] 本发明实施例的机匣通过将浮动环3和第一圆台31分别间隙配合在小径孔212和大径孔211内,且在引出套筒5与浮动环3的内孔之间设置有第一密封胶圈51,第一密封胶圈51可以填充密封引出套筒5与浮动环3的内孔沿径向之间的间隙,有效的避免机匣的内部密封不严;引出套筒5随浮动环3在台阶孔21内沿引出套筒5的径向移动,一方面实现安装补偿的功能,进而降低外机匣12上对引出套筒5的安装孔位的位置度要求,改善加工的工艺性,提高产品的可靠性且降低制造成本;另一方面在热态的机匣(此时内机匣11沿引出套筒5的径向上的膨胀量大于外机匣12沿引出套筒5的径向上的膨胀量)上实现内机匣11和外机匣12之间的热膨胀沿引出套筒5的径向上的偏移量的补偿,防止引出套筒5因与机匣壁之间产生挤压碰磨导致引出套筒5内部应力无法得到释放,提高引出套筒5的使用寿命,进而提高机匣和航空发动机的使用寿命。同时因为引出套筒5与浮动环3的内孔和盖板4的中心孔41间隙配合,所以在热态的机匣上,引出套筒5可相对浮动环3的内孔沿高度方向朝远离内机匣11的方向移动,实现引出套筒5沿自身轴线方向上的热膨胀补偿。还通过将引出套筒5沿高度方向的一端延伸至外机匣12外作为管路接头与外部管路连接,相对现有技术中一体式穿过机匣的管路引出结构,本机匣在实现安装补偿和热膨胀补偿的功能的基础上简化结构,减少零件数量,实现将引出套筒5的一端引出至外机匣12外与外部管路相连,拆卸方便,提高了装配性和维护性。

[0063] 实施例三

[0064] 本实施例中提供一种航空发动机,包括实施例一所述的管路引出结构或实施例二所述的机匣。本发明实施例的航空发动机通过将浮动环3和第一圆台31分别间隙配合在

小径孔212和大径孔211内,且在引出套筒5与浮动环3的内孔之间设置有第一密封胶圈51,第一密封胶圈51可以填充密封引出套筒5与浮动环3的内孔沿径向之间的间隙,有效的避免机匣的内部密封不严;引出套筒5随浮动环3在台阶孔21内沿引出套筒5的径向移动,一方面实现安装补偿的功能,进而降低外机匣12上对引出套筒5的安装孔位的位置度要求,改善加工的工艺性,提高产品的可靠性且降低制造成本;另一方面在热态的机匣(此时内机匣11沿引出套筒5的径向的膨胀量大于外机匣12沿引出套筒5的径向的膨胀量)上实现内机匣11和外机匣12之间的热膨胀沿引出套筒5的径向的偏移量的补偿,防止引出套筒5因与机匣壁之间产生挤压碰磨导致引出套筒5内部应力无法得到释放,提高引出套筒5的使用寿命,进而提高机匣和航空发动机的使用寿命。同时因为引出套筒5与浮动环3的内孔和盖板4的中心孔41间隙配合,所以在热态的机匣上,引出套筒5可相对浮动环3的内孔沿高度方向朝远离内机匣11的方向移动,实现引出套筒5沿自身轴线方向上的热膨胀补偿。同时通过将引出套筒5沿高度方向的一端延伸至外机匣12外作为管路接头与外部管路连接,相对现有技术中一体式穿过机匣的管路引出结构,本航空发动机在实现安装补偿和热膨胀补偿的功能的基础上简化结构,减少零件数量,实现将引出套筒5的一端引出至外机匣12外与外部管路相连,拆卸方便,提高了装配性和维护性。

[0065] 显然,上述实施例仅仅是为清楚地说明所作的举例,而并非对实施方式的限定。对于所属领域的普通技术人员来说,在上述说明的基础上还可以做出其它不同形式的变化或变动。这里无需也无法对所有的实施方式予以穷举。而由此所引伸出的显而易见的变化或变动仍处于本发明创造的保护范围之内。

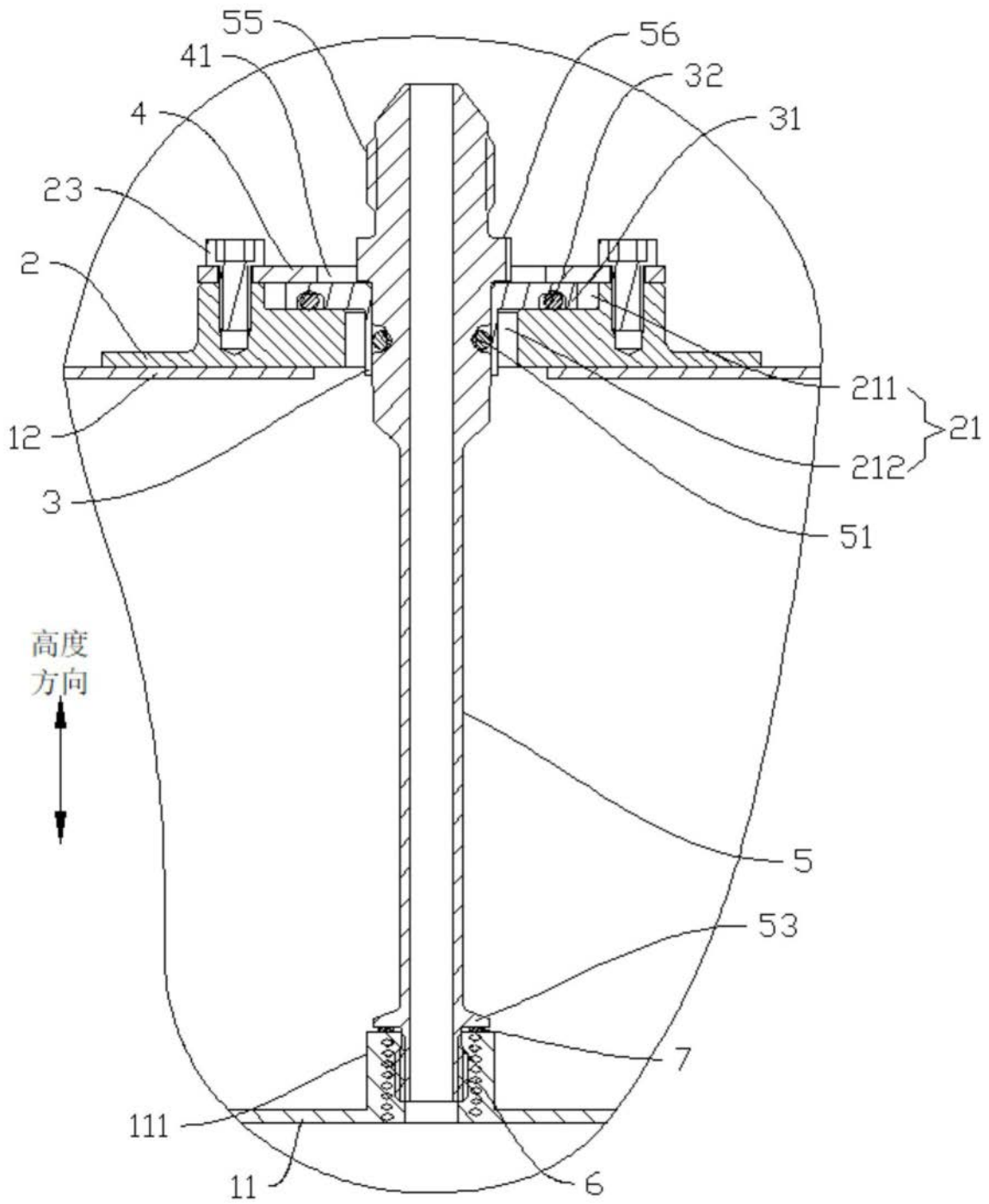


图1

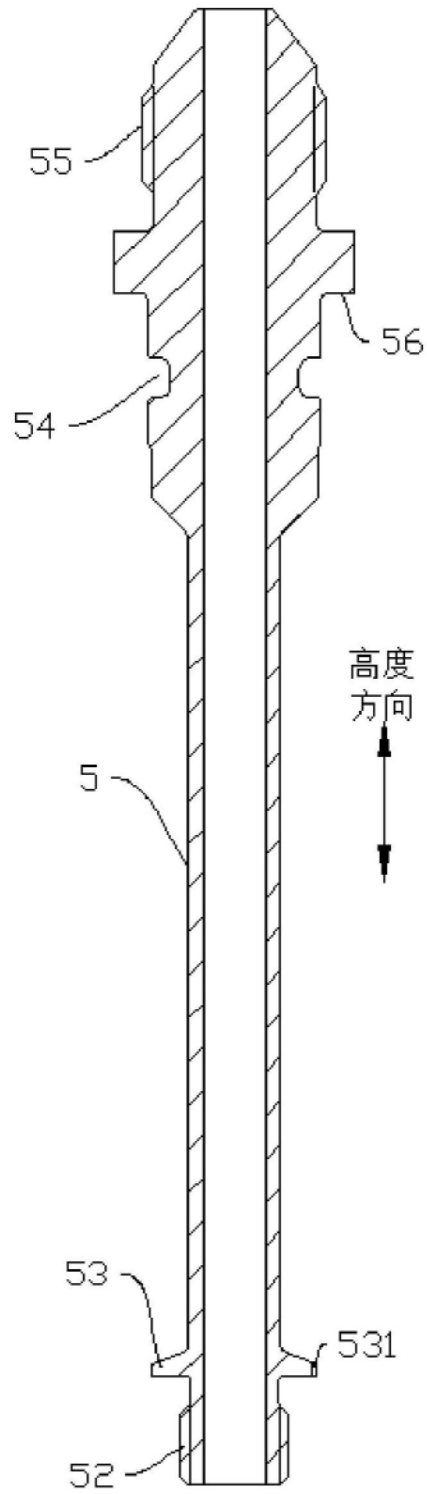


图2

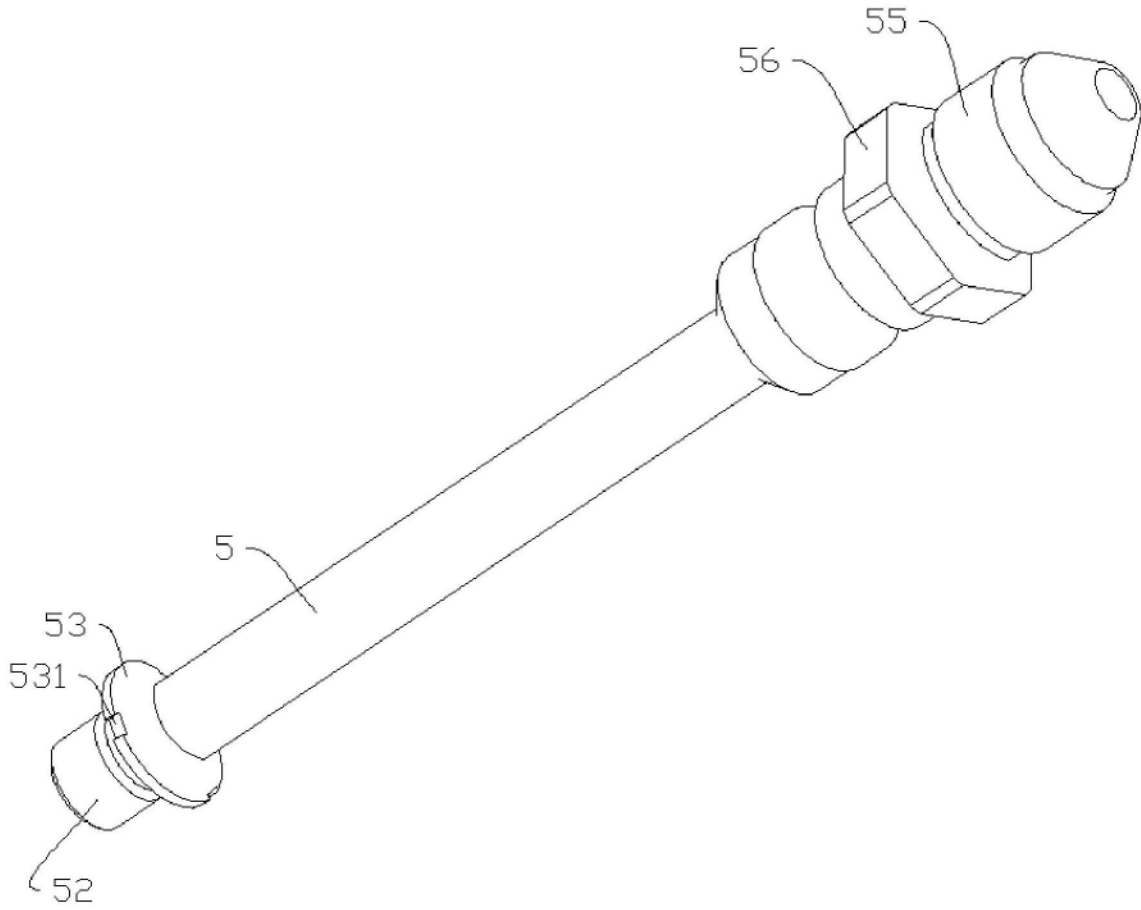


图3

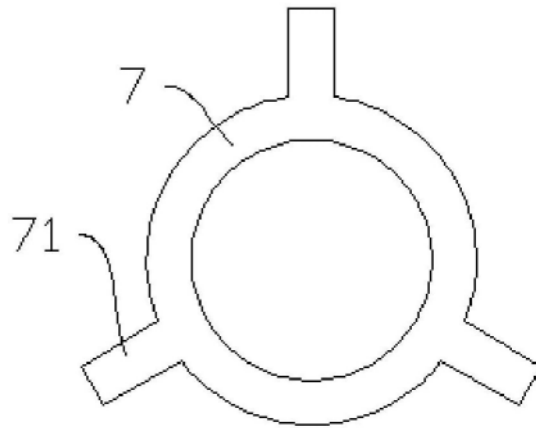


图4

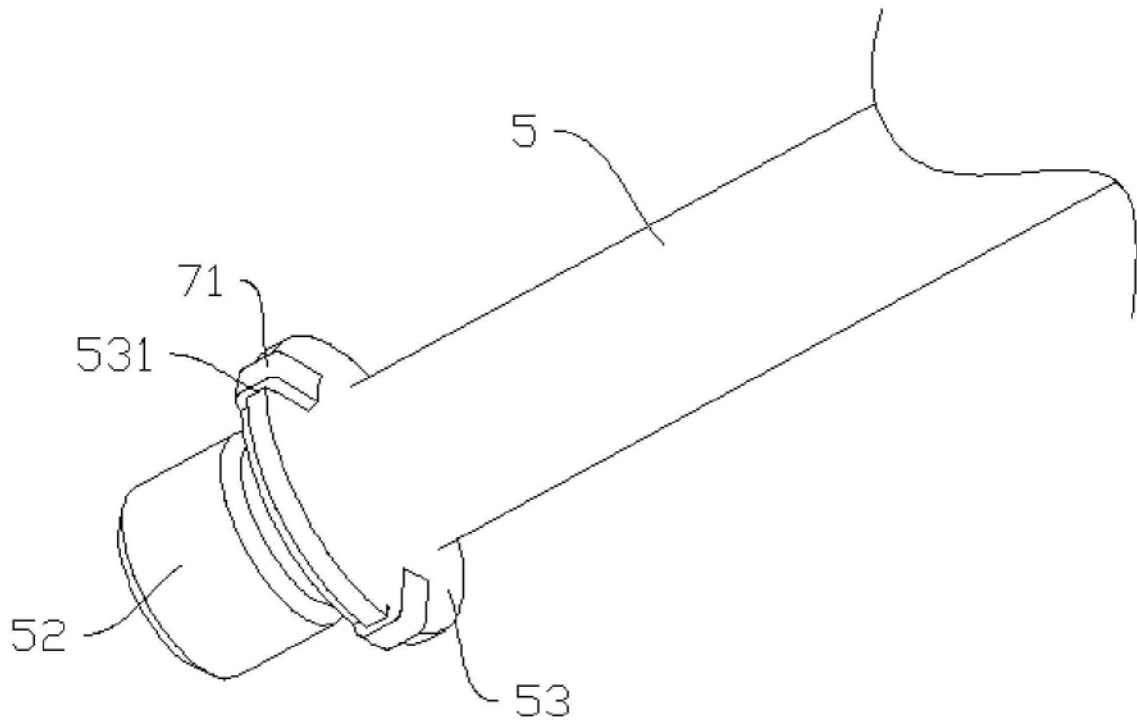


图5

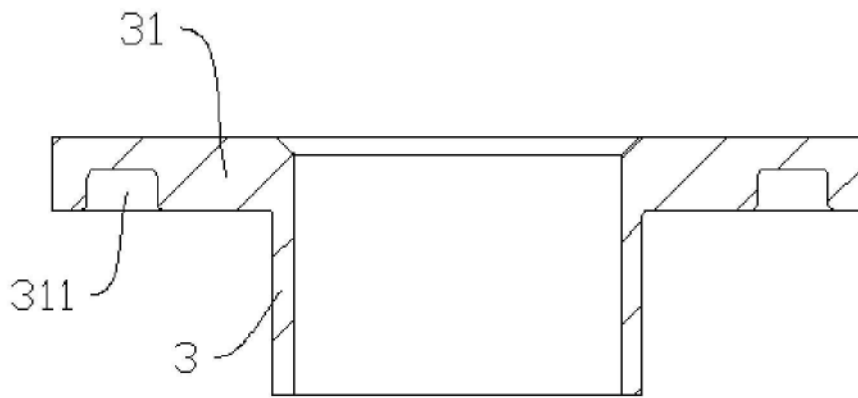


图6

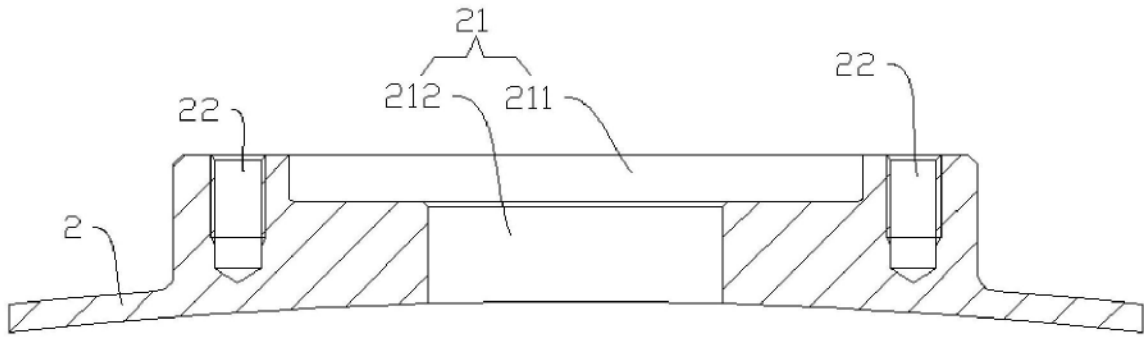


图7

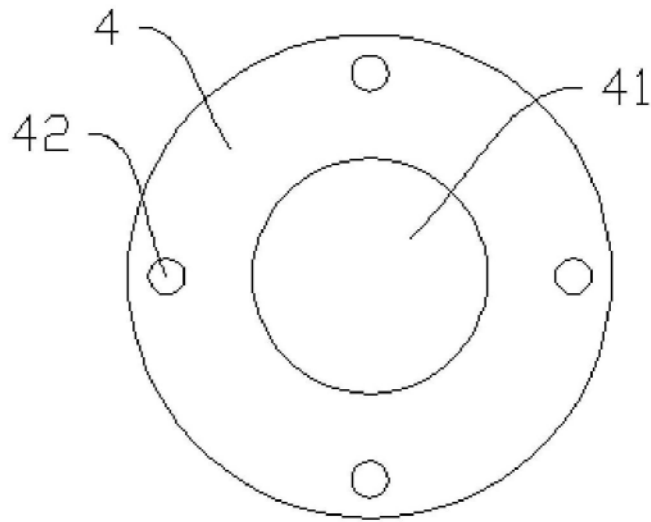


图8