



(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 106838010 A

(43)申请公布日 2017.06.13

(21)申请号 201710068300.7

F16C 37/00(2006.01)

(22)申请日 2017.02.08

(71)申请人 中国航发沈阳发动机研究所

地址 110015 辽宁省沈阳市沈河区万莲路1号

(72)发明人 邢彬 侯明曦 李国权 孔祥锋
李芳 乔恒稳

(74)专利代理机构 北京航信高科知识产权代理
事务所(普通合伙) 11526

代理人 周良玉

(51)Int.Cl.

F16C 33/58(2006.01)

F16C 33/66(2006.01)

F16C 35/06(2006.01)

F16J 15/16(2006.01)

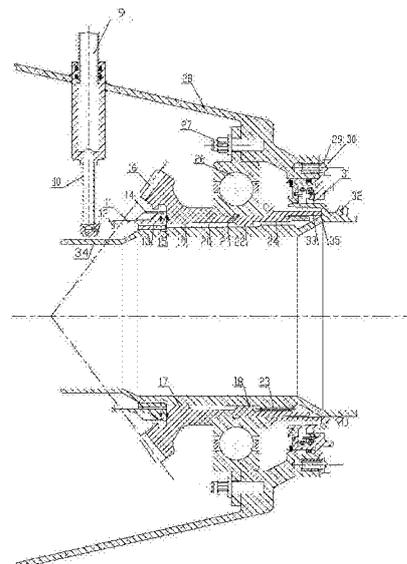
权利要求书2页 说明书5页 附图2页

(54)发明名称

一种航空发动机的主轴承保持装置组件及航空发动机

(57)摘要

本发明公开了一种航空发动机的主轴承保持装置组件及航空发动机。所述航空发动机的主轴承保持装置组件及航空发动机包括所述主轴承的内环上有环形油槽以及沿圆周均布的供油孔,所述航空发动机主轴承保持装置组件包括:具有喷嘴孔的喷嘴管组件、设置有第一过油槽的收油环以及航空发动机主轴承保持装置本体;所述航空发动机主轴承保持装置本体包括设置有第二过油槽的过油锁圈、设置有第三过油槽、第四过油槽及多供油孔的主动锥齿轮、花键、螺栓副、壳体、锁片、螺钉、密封装置、密封跑道、设置有第五过油槽的定距套及高压轴轴颈。本发明将喷嘴直接喷射润滑油方式改为了间接供油方式,保证主轴承保持装置的润滑和冷却需求。



1. 一种航空发动机的主轴承保持装置组件,所述主轴承的内环上有环形油槽以及沿圆周均布的供油孔,其特征在于,所述航空发动机主轴承保持装置组件包括:具有喷嘴孔的喷嘴管组件(10)、设置有第一过油槽(13)的收油环(11)以及航空发动机主轴承保持装置本体;

所述航空发动机主轴承保持装置本体包括设置有第二过油槽(15)的过油锁圈(14)、设置有第三过油槽(19)、第四过油槽(22)以及多个供油孔的主动锥齿轮(16)、花键(23)、螺旋副(27)、壳体(28)、锁片(29)、螺钉(30)、密封装置(31)、密封跑道(32)、设置有第五过油槽(35)的定距套(33)和高压轴轴颈(34);其中,

喷嘴管组件(10)焊接在壳体(28)上;

收油环(11)与所述高压轴轴颈(34)连接,并压紧过油锁圈(14)和主动锥齿轮(16);

主动锥齿轮(16)通过轴孔配合方式与高压轴轴颈(34)实现径向定位配合;

主动锥齿轮(16)与主轴承(26)的内环过盈装配,且压靠在主动锥齿轮(16)的轴肩上实现轴向定位;

主动锥齿轮(16)通过所述花键(23)装配在所述高压轴轴颈(34)上,形成花键副,在该花键副上布置有第六过油槽(24);主轴承(26)的外环固定在壳体(28)上;

密封装置(31)固定在壳体(28)上,与密封跑道(32)间隙配合;

密封跑道(32)与高压轴轴颈(34)过盈装配,密封跑道(32)的一端通过定距套(33)压靠在主轴承(26)的内环上;定距套(33)设置有第七过油槽(35)。

2. 如权利要求1所述的航空发动机的主轴承保持装置组件,其特征在于,所述航空发动机的主轴承保持装置组件进一步包括外部油管(9),所述外部油管适于插入所述喷嘴管组件;

所述喷嘴管组件内设置有密封胶圈,所述密封胶圈用于密封所述喷嘴管组件以及外部油管插入所述喷嘴管组件的部分;

所述喷嘴管组件(10)上有1个至3个喷嘴孔。

3. 如权利要求1所述的航空发动机的主轴承保持装置组件,其特征在于,收油环(11)上有沿圆周均布的4个-8个第一过油槽(13),收油环(11)的端部有缩小的孔径(12);通过收油环(11)上的内螺纹拧入高压轴轴颈(34)的外螺纹上。

4. 如权利要求1所述的航空发动机的主轴承保持装置组件,其特征在于,收油环(11)的外径上有沿圆周均布的4个-8个凹槽,过油锁圈(14)的壁面能够压入收油环(11)上的凹槽中;

所述过油锁圈(14)上有沿圆周均布的4个-8个第二过油槽(15)。

5. 如权利要求4所述的航空发动机的主轴承保持装置组件,其特征在于,所述主动锥齿轮(16)通过孔径(17)和孔径(18)与高压轴轴颈(34)实现所述间隙径向定位配合,其中主动锥齿轮(16)的孔径(17)和孔径(18)上分别有沿圆周均布的4个-8个第三过油槽(19)和第四过油槽(22),且相间分布;

所述主动锥齿轮(16)上有沿圆周均布的8个-16个供油孔(21)。

6. 如权利要求5所述的航空发动机的主轴承保持装置组件,其特征在于,所述花键副上有沿圆周均布的4个-8个第六过油槽(24),第六过油槽(24)的分布数量与分布周向位置与所述第四过油槽(22)相同。

7. 如权利要求6所述的航空发动机的主轴承保持装置组件,其特征在于,主轴承(26)的内环上有环形油槽和沿圆周均布的8个至16个供油孔,用于引导滑油到达主轴承(26)内的滚珠。

8. 如权利要求6所述的航空发动机的主轴承保持装置组件,其特征在于,所述定距套(33)上有沿圆周均布的4个-8个第七过油槽(35)。

9. 一种航空发动机,其特征在于,所述航空发动机包括主轴承以及如权利要求1至9中任意一项所述的航空发动机的主轴承保持装置组件。

10. 如权利要求9所述的航空发动机,其特征在于,所述主轴承(26)的内环上有环形油槽和沿圆周均布的8个-16个供油孔,用于引导滑油到达主轴承(26)内的滚珠;所述主轴承(26)的内环与主动锥齿轮(16)过盈装配,且压靠在主动锥齿轮(16)的轴肩上实现轴向定位,主轴承(26)的外环通过40组至50组螺栓副(27)固定在壳体(28)上。

一种航空发动机的主轴承保持装置组件及航空发动机

技术领域

[0001] 本发明涉及飞机技术领域,特别是涉及一种航空发动机的主轴承保持装置组件及航空发动机。

背景技术

[0002] 航空发动机的转子由主轴承提供支撑,因此,主轴承保持装置成为发动机体内重要的机械结构支承部件,影响着整个发动机的支承刚度和支点安全。由于主轴承承受超高速和超高载荷的恶劣使用条件,并且主轴承附近常装配有中央锥齿轮、轴承腔密封装置等发动机重要部件,这些零部件需要滑油对其冷却和润滑,以达到提高部件可靠性和延长使用寿命的设计目标。

[0003] 现有的航空发动机主轴承保持装置如图1所示,在壳体上铸造滑油油路,利用喷嘴5引入滑油,通过喷嘴5上的喷点4、喷点6分别对主轴承、密封装置8中的跑道7进行喷油润滑冷却。

[0004] 由于航空发动机主轴承保持装置不但为轴承提供支撑,同时为中央主、从动锥齿轮等提供安装位置,还具备整个装置安装到中介机匣的功能,因此,壳体的铸造结构异常复杂,加工难度大。上述供油方式不但加重了壳体的加工难度,由于发动机工作时振动、温度和转速变化的影响,从喷点4、喷点6喷射出的滑油无法保证喷射到位,容易造成主轴承因温度过高而发生的滚子变色等故障,影响了轴承等部件的使用寿命和可靠性。

[0005] 由于发动机工作时振动、温度和转速变化的影响,现有的主轴承保持装置对主轴承、密封装置提供的滑油无法保证喷射到位,容易造成主轴承因温度过高而发生的滚子变色等故障,影响了轴承等部件的使用寿命和可靠性。

[0006] 现有的主轴承保持装置,不但为轴承和锥齿轮提供安装止口,还提供为轴承、密封装置和锥齿轮等部件润滑冷却的滑油油路,使得主轴承保持装置中的壳体制造难度大,产品合格率低,经济成本高。

[0007] 因此,希望有一种技术方案来克服或至少减轻现有技术的至少一个上述缺陷。

发明内容

[0008] 本发明的目的在于提供一种航空发动机的主轴承保持装置组件来克服或至少减轻现有技术的中的至少一个上述缺陷。

[0009] 为实现上述目的,本发明提供一种航空发动机的主轴承保持装置组件,所述主轴承的内环上有环形油槽以及沿圆周均布的供油孔,所述航空发动机主轴承保持装置组件包括:具有喷嘴孔的喷嘴管组件、设置有第一过油槽的收油环以及航空发动机主轴承保持装置本体;所述航空发动机主轴承保持装置本体包括设置有第二过油槽的过油锁圈、设置有第三过油槽、第四过油槽以及多个供油孔的主动锥齿轮、花键、螺栓副、壳体、锁片、螺钉、密封装置、密封跑道、设置有第五过油槽的定距套和高压轴轴颈;其中,喷嘴管组件焊接在壳体上;收油环与所述高压轴轴颈连接,并压紧过油锁圈和主动锥齿轮;主动锥齿轮通过轴孔

配合方式与高压轴轴颈实现径向定位配合；主动锥齿轮与主轴承的内环过盈装配，且压靠在主动锥齿轮的轴肩上实现轴向定位；主动锥齿轮通过所述花键装配在所述高压轴轴颈上，形成花键副，在该花键副上布置有第六过油槽；主轴承的外环固定在壳体上；密封装置固定在壳体上，与密封跑道间隙配合；密封跑道与高压轴轴颈过盈装配，密封跑道的一端通过定距套压靠在主轴承的内环上；定距套设置有第七过油槽。

[0010] 优选地，所述航空发动机的主轴承保持装置组件进一步包括外部油管，所述外部油管适于插入所述喷嘴管组件；所述喷嘴管组件内设置有密封胶圈，所述密封胶圈用于密封所述喷嘴管组件以及外部油管插入所述喷嘴管组件的部分；所述喷嘴管组件上有1个至3个喷嘴孔。

[0011] 优选地，收油环上有沿圆周均布的4个-8个第一过油槽，收油环的端部有缩小的孔径；通过收油环上的内螺纹拧入高压轴轴颈的外螺纹上。

[0012] 优选地，收油环的外径上有沿圆周均布的4个-8个凹槽，过油锁圈的壁面能够压入收油环上的凹槽中；所述过油锁圈上有沿圆周均布的4个-8个第二过油槽。

[0013] 优选地，所述主动锥齿轮通过孔径和孔径与高压轴轴颈实现所述间隙径向定位配合，其中主动锥齿轮的孔径和孔径上分别有沿圆周均布的4个-8个第三过油槽和第四过油槽，且相间分布；所述主动锥齿轮上有沿圆周均布的8个-16个供油孔。

[0014] 优选地，所述花键副上有沿圆周均布的4个-8个第六过油槽，第六过油槽的分布数量与分布周向位置与所述第四过油槽相同。

[0015] 优选地，主轴承的内环上有环形油槽和沿圆周均布的8个至16个供油孔，用于引导滑油到达主轴承内的滚珠。

[0016] 优选地，所述定距套上有沿圆周均布的4个-8个第七过油槽。

[0017] 本申请还提供了一种航空发动机，所述航空发动机包括主轴承以及如上所述的航空发动机的主轴承保持装置组件。

[0018] 优选地，所述主轴承的内环上有环形油槽和沿圆周均布的8个-16个供油孔，用于引导滑油到达主轴承内的滚珠；所述主轴承的内环与主动锥齿轮过盈装配，且压靠在主动锥齿轮的轴肩上实现轴向定位，主轴承的外环通过40组至50组螺栓副固定在壳体上。

[0019] 本发明的航空发动机的主轴承保持装置组件将喷嘴直接喷射滑油方式改为了间接供油方式，既将滑油供给至本申请设计的滑油油路内，利用转动部件的旋转产生的离心力引导滑油流向主轴承和密封装置等，保证主轴承保持装置的润滑和冷却需求。相对于现有技术具有如下优点：1. 在不影响主轴承、密封装置和锥齿轮等部件安装要求的前提下，为主轴承、密封装置等提供稳定的滑油用于润滑和冷却。

[0020] 2. 降低主轴承保持装置中壳体的制造加工难度。

附图说明

[0021] 图1是现有技术的航空发动机主轴承保持装置的结构示意图。

[0022] 图2是根据本发明第一实施例的航空发动机的主轴承保持装置组件的结构示意图。

[0023] 附图标记：

[0024]

10	喷嘴管组件	27	螺栓副
11	收油环	28	壳体
13	第一过油槽	29	锁片
14	过油锁圈	30	螺钉
15	第二过油槽	31	密封装置
16	主动锥齿轮	32	密封跑道
19	第三过油槽	35	第五过油槽
22	第四过油槽	33	定距套
23	花键	34	高压轴轴颈
24	第六过油槽		

具体实施方式

[0025] 为使本发明实施的目的、技术方案和优点更加清楚，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更加详细的描述。在附图中，自始至终相同或类似的标号表示相同或类似的元件或具有相同或类似功能的元件。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。下面通过参考附图描述的实施例是示例性的，旨在用于解释本发明，而不能理解为对本发明的限制。基于本发明中的实施例，本领域普通技术人员在没有作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。下面结合附图对本发明的实施例进行详细说明。

[0026] 在本发明的描述中，需要理解的是，术语“中心”、“纵向”、“横向”、“前”、“后”、“左”、“右”、“竖直”、“水平”、“顶”、“底”“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保护范围的限制。

[0027] 图2是根据本发明第一实施例的航空发动机的主轴承保持装置组件的结构示意图。

[0028] 如图2所示的航空发动机的主轴承保持装置组件，主轴承的内环上有环形油槽以及沿圆周均布的供油孔，航空发动机主轴承保持装置组件包括：具有喷嘴孔的喷嘴管组件10、设置有第一过油槽13的收油环11以及航空发动机主轴承保持装置本体；航空发动机主轴承保持装置本体包括设置有第二过油槽15的过油锁圈14、设置有第三过油槽19、第四过油槽20以及多个供油孔的主动锥齿轮16、花键23、螺栓副27、壳体28、锁片29、螺钉30、密封装置31、密封跑道32、设置有第五过油槽35的定距套33和高压轴轴颈34；其中，喷嘴管组件10焊接在壳体28上；收油环11与高压轴轴颈34连接，并压紧过油锁圈14和主动锥齿轮16；主动锥齿轮16通过轴孔配合方式与高压轴轴颈34实现径向定位配合；主动锥齿轮16与主轴承26的内环过盈装配，且压靠在主动锥齿轮16的轴肩上实现轴向定位；主动锥齿轮16通过花键23装配在高压轴轴颈34上，形成花键副，在该花键副上布置有第六过油槽24；主轴承26的外环固定在壳体28上；密封装置31固定在壳体28上，与密封跑道32间隙配合；密封跑道32与高压轴轴颈34过盈装配，密封跑道32的一端通过定距套33压靠在主轴承26的内环上；定距

套33设置有第七过油槽35。

[0029] 本发明的航空发动机的主轴承保持装置组件将喷嘴直接喷射滑油方式改为了间接供油方式,既将滑油供给至本申请设计的滑油油路内,利用转动部件的旋转产生的离心力引导滑油流向主轴承和密封装置等,保证主轴承保持装置的润滑和冷却需求。相对于现有技术具有如下优点:1.在不影响主轴承、密封装置和锥齿轮等部件安装要求的前提下,为主轴承、密封装置等提供稳定的滑油用于润滑和冷却。2.降低主轴承保持装置中壳体的制造加工难度。

[0030] 参见图2,在本实施例中,航空发动机的主轴承保持装置组件进一步包括外部油管9,外部油管适于插入所述喷嘴管组件;喷嘴管组件内设置有密封胶圈,密封胶圈用于密封喷嘴管组件以及外部油管插入所述喷嘴管组件的部分;喷嘴管组件10上有1个至3个喷嘴孔。

[0031] 参见图2,在本实施例中,收油环11上有沿圆周均布的4个-8个第一过油槽13,收油环11的端部有缩小的孔径12;通过收油环11上的内螺纹拧入高压轴轴颈34的外螺纹上。具体地,收油环11右端孔径上有沿圆周均布的4个-8个过油槽13,收油环11左端有缩小的孔径12为滑油的挡边,起到“油坝”作用;通过收油环11上的内螺纹拧入高压轴轴颈34的外螺纹上,压紧过油锁圈14和主动锥齿轮16,使得主动锥齿轮16轴向定位。

[0032] 参见图2,在本实施例中,收油环11的外径上有沿圆周均布的4个-8个凹槽,过油锁圈14的壁面能够压入收油环11上的凹槽中;过油锁圈14上有沿圆周均布的4个-8个第二过油槽15。具体地,参见图2,收油环11的外径上有沿圆周均布的4个-8个凹槽,过油锁圈14的壁面可压入收油环11上的凹槽中,起到锁紧收油环11的作用。

[0033] 参见图2,在本实施例中,主动锥齿轮16通过孔径17和孔径18与高压轴轴颈34实现间隙径向定位配合,其中主动锥齿轮16的孔径17和孔径18上分别有沿圆周均布的4个-8个第三过油槽19和第四过油槽22,且相间分布;主动锥齿轮16上有沿圆周均布的8个-16个供油孔21。具体地,参见图2,过油锁圈14上有沿圆周均布的4个-8个过油槽15;主动锥齿轮16通过孔径17和孔径18与高压轴轴颈34实现小间隙径向定位配合,其中主动锥齿轮16的孔径17和孔径18上分别有沿圆周均布的4个-8个第三过油槽19和第四过油槽22,且相间分布;在主动锥齿轮16上有沿圆周均布的8个-16个供油孔21,用于向主轴承26提供滑油。

[0034] 参见图2,在本实施例中,花键副上有沿圆周均布的4个-8个第六过油槽24,第六过油槽24的分布数量与分布周向位置与所述第四过油槽22相同。

[0035] 参见图2,在本实施例中,主轴承26的内环上有环形油槽和沿圆周均布的8个至16个供油孔,用于引导滑油到达主轴承26内的滚珠。

[0036] 参见图2,在本实施例中,定距套33上有沿圆周均布的4个-8个第七过油槽35。该第七过油槽用于使滑油供向密封跑道32。

[0037] 本申请还提供了一种航空发动机,所述航空发动机包括主轴承以及如上所述的航空发动机的主轴承保持装置组件。

[0038] 参见图2,在本实施例中,主轴承26的内环上有环形油槽和沿圆周均布的8个-16个供油孔,用于引导滑油到达主轴承26内的滚珠;主轴承26的内环与主动锥齿轮16过盈装配,且压靠在主动锥齿轮16的轴肩上实现轴向定位,主轴承26的外环通过40组至50组螺栓副27固定在壳体28上。

[0039] 下面对本申请的油路进行简单叙述,以便于理解。可以理解的是,该叙述并不构成对本申请的任何限制。

[0040] 滑油经外部油管9进入喷嘴管组件10中,从喷嘴管组件10上的喷点喷向收油环11与高压轴轴颈34之间形成的油腔,收油环11上的孔径12起到“油坝”作用,保证了从外部油管9充分收集到的滑油用于供给主轴承26和密封跑道32,提高了滑油的使用率;滑油经过收油环11上的第一过油槽13、过油锁圈14上的第二过油槽15和主动锥齿轮16上的第三过油槽19,进入主动锥齿轮16与高压轴轴颈34之间的环形油腔20;由于主动锥齿轮16上的第三过油槽19与第四过油槽22是相间分布的,使得环形油腔20中的滑油得到可控和合理的分配,提高滑油的利用率;在环形油腔20中的一部分滑油通过主动锥齿轮16上的供油孔21供向主轴承26的内环,再从主轴承26内环的径向油孔到达主轴承26的滚珠,实现了对主轴承26的冷却和润滑;在环形油腔20中的另一部分滑油流经过第四过油槽22、第六过油槽24和第五过油槽过油槽35,到达密封跑道32的内壁,实现了对密封跑道32的冷却。

[0041] 最后需要指出的是:以上实施例仅用以说明本发明的技术方案,而非对其限制。尽管参照前述实施例对本发明进行了详细的说明,本领域的普通技术人员应当理解:其依然可以对前述各实施例所记载的技术方案进行修改,或者对其中部分技术特征进行等同替换;而这些修改或者替换,并不使相应技术方案的本质脱离本发明各实施例技术方案的精神和范围。

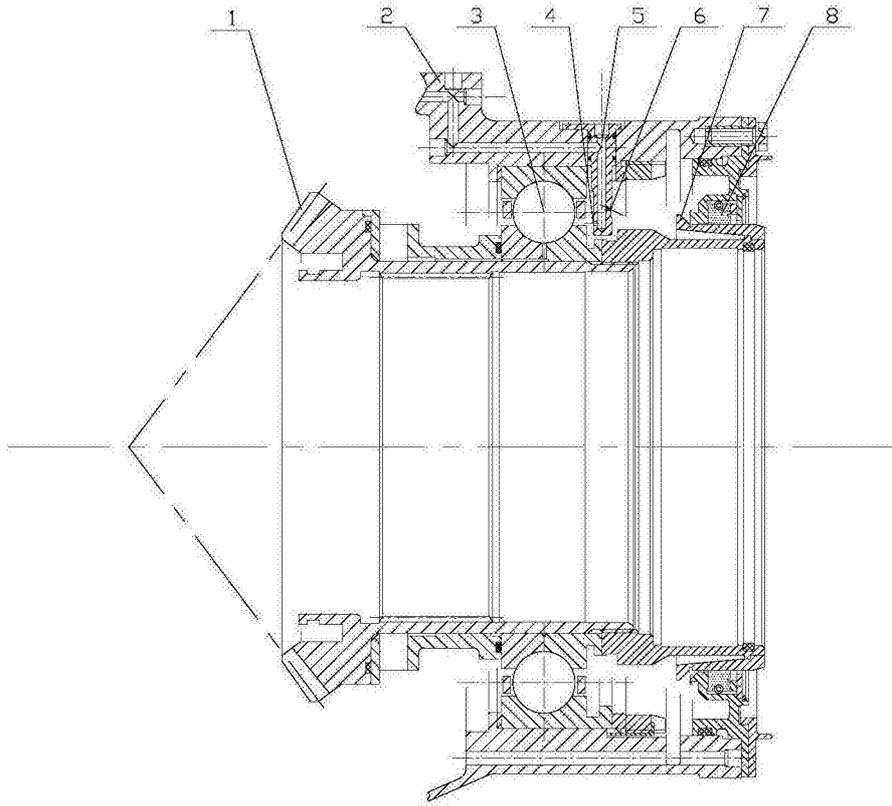


图1

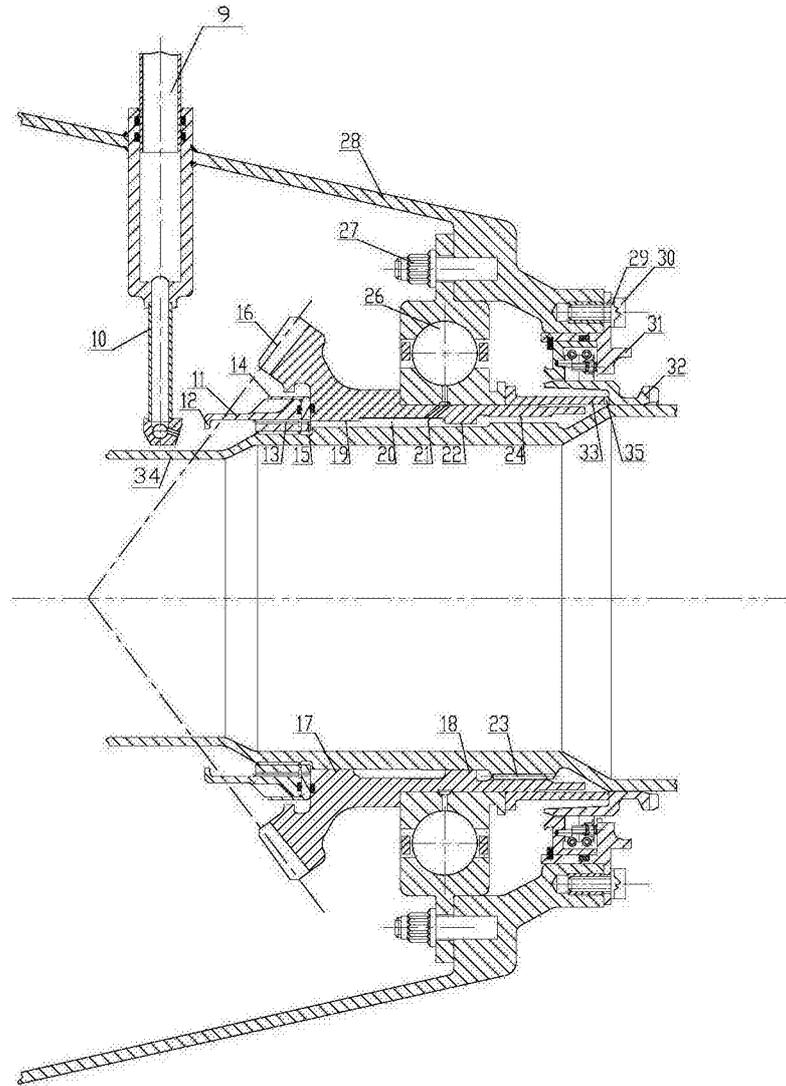


图2