



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 112780400 B

(45) 授权公告日 2022.09.13

(21) 申请号 202110239309.6

F04D 29/063 (2006.01)

(22) 申请日 2021.03.04

F04D 29/58 (2006.01)

(65) 同一申请的已公布的文献号

审查员 刘雪琦

申请公布号 CN 112780400 A

(43) 申请公布日 2021.05.11

(73) 专利权人 北京理工大学

地址 100081 北京市海淀区中关村南大街5号

(72) 发明人 赵振峰 俞春存 王蕾 冯熠硕

(74) 专利代理机构 北京睿博行远知识产权代理

有限公司 11297

专利代理师 黄德跃

(51) Int. Cl.

F02B 37/00 (2006.01)

F04D 29/056 (2006.01)

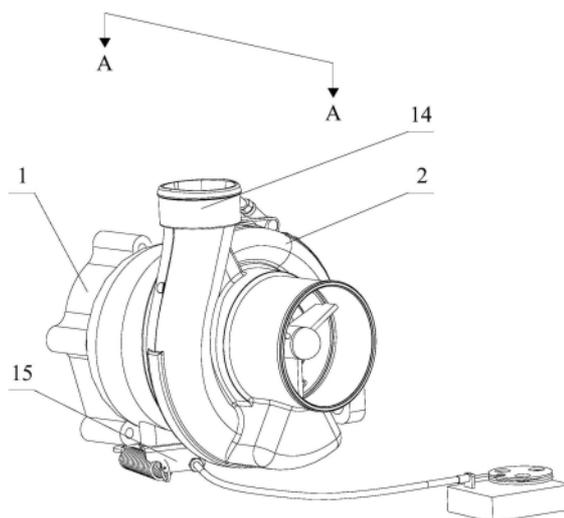
权利要求书1页 说明书5页 附图4页

(54) 发明名称

航空活塞发动机高空功率恢复专用增压器

(57) 摘要

本发明公开了一种航空活塞发动机高空功率恢复专用增压器,包括:涡轮机和压气机;涡轮机包括蜗壳,蜗壳一端连接压气机;还包括涡轮叶片,涡轮叶片一侧连接有转轴,蜗壳靠近涡轮叶片处设有废气进气口;压气机包括压气机壳体,压气机壳体一端连接蜗壳,还包括叶轮,转轴贯穿叶轮;转轴一端设有轴承,压气机壳体设有润滑油腔,润滑油腔设有润滑油管,润滑油管一端位于润滑油腔内,另一端靠近轴承;压气机壳体设有压气机出口。通过润滑油管根据虹吸原理将润滑油腔中的润滑油吸至轴承处进行润滑,增压器无需外接润滑管路,简化了润滑系统、降低增压器布置的复杂程度、结构更加紧凑、减轻增压器的重量。



1. 一种航空活塞发动机高空功率恢复专用增压器,其特征在于,包括:涡轮机和压气机;

所述涡轮机包括蜗壳,所述蜗壳为两端开口的套体,所述蜗壳一端连接所述压气机,所述蜗壳靠近所述压气机一端连接有涡轮端密封板;

所述涡轮机还包括设置于所述蜗壳内的涡轮叶片,所述涡轮叶片的中心轴垂直于所述涡轮端密封板,所述涡轮叶片靠近所述涡轮端密封板一侧固定连接有转轴,所述转轴贯穿所述涡轮端密封板;

所述蜗壳靠近所述涡轮叶片处设有废气进气口;

所述压气机包括压气机壳体,所述压气机壳体为两端开口的套体,所述压气机壳体一端连接所述蜗壳,所述压气机壳体靠近所述蜗壳一端连接有压气机端密封板,所述转轴贯穿所述压气机端密封板;

所述压气机还包括叶轮,所述转轴贯穿所述叶轮,所述涡轮叶片、所述转轴和所述叶轮的轴心重合;

所述转轴远离所述涡轮机一端与所述叶轮之间设有轴承,所述压气机壳体设有润滑油腔,所述润滑油腔设有润滑油管,所述润滑油管一端位于所述润滑油腔内,另一端靠近所述轴承,所述润滑油管用于根据虹吸原理将所述润滑油腔中的润滑油吸至所述轴承处进行润滑;

所述压气机壳体靠近所述叶轮处设有压气机出口;

所述涡轮机还包括废气旁通机构,

所述废气旁通机构包括设置于所述蜗壳上的旁通阀,所述旁通阀包括阀片、阀轴和轴套,所述阀轴贯穿所述轴套,所述阀轴一端连接所述阀片;

所述废气旁通机构还包括电机、拉线、控制臂和弹簧,所述拉线一端连接所述电机,另一端连接所述控制臂;所述控制臂一端连接所述拉线,另一端连接所述弹簧,所述控制臂的中部连接所述阀轴远离所述阀片的一端,所述弹簧一端连接所述控制臂,另一端连接所述蜗壳;

所述涡轮端密封板靠近所述压气机端密封板一侧设有隔热板,所述涡轮端密封板靠近所述转轴处设有用于密封的轴封;

所述轴承的内圈与所述转轴一体化,所述轴承的外圈与所述压气机壳体卡合。

2. 根据权利要求1所述的航空活塞发动机高空功率恢复专用增压器,其特征在于,所述轴承的数量至少为一个,所述润滑油管与所述轴承一一对应。

3. 根据权利要求1所述的航空活塞发动机高空功率恢复专用增压器,其特征在于,所述润滑油腔与所述压气机壳体一体化。

4. 根据权利要求1所述的航空活塞发动机高空功率恢复专用增压器,其特征在于,所述叶轮与所述转轴的连接方式为螺栓固定。

5. 根据权利要求1所述的航空活塞发动机高空功率恢复专用增压器,其特征在于,所述轴承为陶瓷滚动轴承。

航空活塞发动机高空功率恢复专用增压器

技术领域

[0001] 本发明涉及增压器领域,更具体地,涉及一种航空活塞发动机高空功率恢复专用增压器。

背景技术

[0002] 航空活塞发动机高空功率恢复的增压器采用废气涡轮增压器工作原理,是一种进气增压装置,用于随着无人机飞行高度增加而增加发动机进气量,保持发动机的输出功率,实现随着海拔升高发动机功率的恢复。它的工作原理是利用发动机废气驱动涡轮旋转,进而带动压气机旋转,实现进气增压,实现发动机功率恢复。现有技术中的增压器需要专门的高压润滑系统,机构复杂、重量较大,且随着海拔升高会出现滑油泄漏情况,严重影响系统可靠性。

[0003] 因此,提供一种结构紧凑的航空活塞发动机高空功率恢复专用增压器是亟待解决的问题。

发明内容

[0004] 有鉴于此,本发明提供了一种航空活塞发动机高空功率恢复专用增压器,包括:涡轮机和压气机;

[0005] 所述涡轮机包括蜗壳,所述蜗壳为两端开口的套体,所述蜗壳一端连接所述压气机,所述蜗壳靠近所述压气机一端连接有涡轮端密封板;

[0006] 所述涡轮机还包括设置于所述蜗壳内的涡轮叶片,所述涡轮叶片的中心轴垂直于所述涡轮端密封板,所述涡轮叶片靠近所述涡轮端密封板一侧固定连接有转轴,所述转轴贯穿所述涡轮端密封板;

[0007] 所述蜗壳靠近所述涡轮叶片处设有废气进气口;

[0008] 所述压气机包括压气机壳体,所述压气机壳体为两端开口的套体,所述压气机壳体一端连接所述蜗壳,所述压气机壳体靠近所述蜗壳一端连接有压气机端密封板,所述转轴贯穿所述压气机端密封板;

[0009] 所述压气机还包括叶轮,所述转轴贯穿所述叶轮,所述涡轮叶片、所述转轴和所述叶轮的轴重合;

[0010] 所述转轴远离所述涡轮机一端与所述叶轮之间设有轴承,所述压气机壳体设有润滑油腔,所述润滑油腔设有润滑油管,所述润滑油管一端位于所述润滑油腔内,另一端靠近所述轴承,所述润滑油管用于根据虹吸原理将所述润滑油腔中的润滑油吸至所述轴承处进行润滑;

[0011] 所述压气机壳体靠近所述叶轮处设有压气机出口。

[0012] 优选地,所述涡轮机还包括废气旁通机构,

[0013] 所述废气旁通机构包括设置于所述蜗壳上的旁通阀,所述旁通阀包括阀片、阀轴和轴套,所述阀轴贯穿所述轴套,所述阀轴一端连接所述阀片;

[0014] 所述废气旁通机构还包括电机、拉线、控制臂和弹簧,所述拉线一端连接所述电机,另一端连接所述控制臂;所述控制臂一端连接所述拉线,另一端连接所述弹簧,所述控制臂的中部连接所述阀轴远离所述阀片的一端,所述弹簧一端连接所述控制臂,另一端连接所述蜗壳。

[0015] 优选地,所述涡轮端密封板靠近所述压气机端密封板一侧设有隔热板,所述涡轮端密封板靠近所述转轴处设有用于密封的轴封。

[0016] 优选地,所述轴承的内圈与所述转轴一体化,所述轴承的外圈与所述压气机壳体卡合。

[0017] 优选地,所述轴承的数量至少为一个,所述润滑油管与所述轴承一一对应。

[0018] 优选地,所述润滑油腔与所述压气机壳体一体化。

[0019] 优选地,所述叶轮与所述转轴的连接方式为螺栓固定。

[0020] 优选地,所述轴承为陶瓷滚动轴承。

[0021] 与现有技术相比,本发明提供的航空活塞发动机高空功率恢复专用增压器,至少实现了如下的有益效果:

[0022] 1、本发明提供的航空活塞发动机高空功率恢复专用增压器中润滑油腔设置在压气机内,润滑油管用于根据虹吸原理将润滑油腔中的润滑油吸至轴承处进行润滑,增压器无需外接润滑管路,简化了润滑系统、降低增压器布置的复杂程度、结构更加紧凑、减轻增压器的重量。

[0023] 2、本发明提供的航空活塞发动机高空功率恢复专用增压器中轴承、润滑油腔和润滑油管位于压气机内,远离高温涡轮机,同时利用压气机内高速流动的进气气流进行散热,工作温度较低,提高增压器的可靠性。

[0024] 3、本发明提供的航空活塞发动机高空功率恢复专用增压器中转轴一端与涡轮叶片固定连接,另一端设有轴承用于支撑,保持转轴的正常工作位置和旋转精度。

[0025] 当然,实施本发明的任一产品必不特定需要同时达到以上所述的所有技术效果。

[0026] 通过以下参照附图对本发明的示例性实施例的详细描述,本发明的其它特征及其优点将会变得清楚。

附图说明

[0027] 被结合在说明书中并构成说明书的一部分的附图示出了本发明的实施例,并且连同其说明一起用于解释本发明的原理。

[0028] 图1是本发明提供的航空活塞发动机高空功率恢复专用增压器的一种结构示意图;

[0029] 图2是图1中A-A向的剖面图;

[0030] 图3是图2中B区的局部放大图;

[0031] 图4是图1的左视图;

[0032] 图5是图1的仰视图;

[0033] 1-涡轮机,2-压气机,3-蜗壳,4-涡轮叶片,5-涡轮端密封板,6-转轴,7-废气进气口,8-压气机壳体,9-压气机端密封板,10-叶轮,11-轴承,12-润滑油腔,13-润滑油管,14-压气机出口,15-废气旁通机构,16-旁通阀,17-阀片,18-阀轴,19-轴套,20-电机,21-拉线,

22-控制臂,23-弹簧,24-隔热板,25-轴封。

具体实施方式

[0034] 现在将参照附图来详细描述本发明的各种示例性实施例。应注意到:除非另外具体说明,否则在这些实施例中阐述的部件和步骤的相对布置、数字表达式和数值不限制本发明的范围。

[0035] 以下对至少一个示例性实施例的描述实际上仅仅是说明性的,决不作为对本发明及其应用或使用的任何限制。

[0036] 对于相关领域普通技术人员已知的技术、方法和设备可能不作详细讨论,但在适当情况下,所述技术、方法和设备应当被视为说明书的一部分。

[0037] 在这里示出和讨论的所有例子中,任何具体值应被解释为仅仅是示例性的,而不是作为限制。因此,示例性实施例的其它例子可以具有不同的值。

[0038] 应注意到:相似的标号和字母在下面的附图中表示类似项,因此,一旦某一项在一个附图中被定义,则在随后的附图中不需要对其进行进一步讨论。

[0039] 实施例1

[0040] 以下结合图1、图2、图3和图4说明本发明提供的航空活塞发动机高空功率恢复专用增压器的一种具体的实施例,包括:涡轮机1和压气机2;

[0041] 涡轮机1包括蜗壳3,蜗壳3为两端开口的套体,蜗壳3一端连接压气机2,蜗壳3靠近压气机2一端连接有涡轮端密封板5;

[0042] 涡轮机1还包括设置于蜗壳3内的涡轮叶片4,涡轮叶片4的中心轴垂直于涡轮端密封板5,涡轮叶片4靠近涡轮端密封板5一侧固定连接有转轴6,转轴6贯穿涡轮端密封板5;

[0043] 蜗壳3靠近涡轮叶片4处设有废气进气口7;

[0044] 压气机2包括压气机壳体8,压气机壳体8为两端开口的套体,压气机壳体8一端连接蜗壳3,压气机壳体8靠近蜗壳3一端连接有压气机端密封板9,转轴6贯穿压气机端密封板9;

[0045] 压气机2还包括叶轮10,转轴6贯穿叶轮10,涡轮叶片4、转轴6和叶轮10的中心轴重合;

[0046] 转轴6远离涡轮机1一端与叶轮10之间设有轴承11,压气机壳体8设有润滑油腔12,润滑油腔12设有润滑油管13,润滑油管13一端位于润滑油腔12内,另一端靠近轴承11,润滑油管13用于根据虹吸原理将润滑油腔12中的润滑油吸至轴承11处进行润滑;增压器无需外接润滑管路,简化了润滑系统、降低增压器布置的复杂程度、结构更加紧凑、减轻增压器的重量。这种润滑方式利用虹吸原理进行微量润滑,润滑油消耗量小,向润滑油腔12注油一次能够使用至少半年,还具有实现免维护的优点。转轴6一端与涡轮叶片4固定连接,另一端设有轴承11用于支撑,保持转轴6的正常工作位置和旋转精度。

[0047] 轴承11、润滑油腔12和润滑油管13位于压气机2内,远离高温涡轮机1,同时利用压气机2内高速流动的进气气流进行散热,工作温度较低,提高增压器的可靠性。

[0048] 压气机壳体8靠近叶轮10处设有压气机出口14。

[0049] 发动机废气从废气进气口7引入到涡轮机1,废气的压力能和热能转化为涡轮叶片4旋转的机械能,涡轮叶片4与叶轮10同轴,带动叶轮10转动,实现进气增压。叶轮10高速旋

转时,通过润滑油管13利用虹吸原理将润滑油腔12内的润滑油吸至轴承11处润滑。由于本发明提供的航空活塞发动机高空功率恢复专用增压器的轴承11、润滑油腔12和润滑油管13远离高温的涡轮机1,润滑油的消耗量较小,只需要在润滑油腔12内注入一定量的润滑油,就能长时间工作。

[0050] 以下结合图1、图2、图3、图4和图5说明书本发明提供的航空活塞发动机高空功率恢复专用增压器的另一种具体的实施例。

[0051] 实施例2

[0052] 此为本发明提供的航空活塞发动机高空功率恢复专用增压器的另一种具体的实施例,包括:涡轮机1和压气机2;

[0053] 涡轮机1包括蜗壳3,蜗壳3为两端开口的套体,蜗壳3一端连接压气机2,蜗壳3靠近压气机2一端连接有涡轮端密封板5;

[0054] 涡轮机1还包括设置于蜗壳3内的涡轮叶片4,涡轮叶片4的中心轴垂直于涡轮端密封板5,涡轮叶片4靠近涡轮端密封板5一侧固定连接有转轴6,转轴6贯穿涡轮端密封板5;涡轮叶片4与转轴6一体化,稳定性更高。

[0055] 蜗壳3靠近涡轮叶片4处设有废气进气口7;

[0056] 涡轮机1还包括废气旁通机构15,

[0057] 废气旁通机构15包括设置于蜗壳3上的旁通阀16,旁通阀16包括阀片17、阀轴18和轴套19,阀轴18贯穿轴套19,阀轴18一端连接阀片17;

[0058] 废气旁通机构15还包括电机20、拉线21、控制臂22和弹簧23,拉线21一端连接电机20,另一端连接控制臂22;控制臂22一端连接拉线21,另一端连接弹簧23,控制臂22的中部连接阀轴18远离阀片17的一端,弹簧23一端连接控制臂22,另一端连接蜗壳3。

[0059] 废气旁通机构15能够控制旁通阀16具有不同开度,在不同海拔下,实现增压度的调节。

[0060] 压气机2包括压气机壳体8,压气机壳体8为两端开口的套体,压气机壳体8一端连接蜗壳3,压气机壳体8靠近蜗壳3一端连接有压气机端密封板9,转轴6贯穿压气机端密封板9;

[0061] 压气机2还包括叶轮10,转轴6贯穿叶轮10,涡轮叶片4、转轴6和叶轮10的中心轴重合;

[0062] 叶轮10与转轴6的连接方式为螺栓固定。

[0063] 转轴6远离涡轮机1一端与叶轮10之间设有轴承11,压气机壳体8设有润滑油腔12,润滑油腔12设有润滑油管13,润滑油管13一端位于润滑油腔12内,另一端靠近轴承11,润滑油管13用于根据虹吸原理将润滑油腔12中的润滑油吸至轴承11处进行润滑;增压器无需外接润滑管路,简化了润滑系统、降低增压器布置的复杂程度、结构更加紧凑、减轻增压器的重量。这种润滑方式利用虹吸原理进行微量润滑,润滑油消耗量小,向润滑油腔12注油一次能够使用至少半年,还具有实现免维护的优点。转轴6一端与涡轮叶片4固定连接,另一端设有轴承11用于支撑,保持转轴6的正常工作位置和旋转精度。

[0064] 润滑油腔12与压气机壳体8一体化。轴承11、润滑油腔12和润滑油管13位于压气机2内,远离高温涡轮机1,同时利用压气机2内高速流动的进气气流进行散热,工作温度较低,提高增压器的可靠性。

[0065] 轴承11的内圈与转轴6一体化,轴承11的外圈与压气机壳体8卡合。轴承11的数量至少为一个,润滑油管13与轴承11一一对应。支撑更加稳定,摩擦损失小,承载能力更好。

[0066] 轴承11为陶瓷滚动轴承。陶瓷滚动轴承具有耐腐蚀、质量轻,受力不易变形和耐高温等优点。

[0067] 压气机壳体8靠近叶轮10处设有压气机出口14。

[0068] 涡轮端密封板5靠近压气机端密封板9一侧设有隔热板24,涡轮端密封板5靠近转轴6处设有用于密封的轴封25。隔热板24避免工作时高温的涡轮机1对压气机2造成影响,在转动高速旋转时,轴封25能够起到良好的密封性。

[0069] 发动机废气从废气进气口7引入到涡轮机1,废气的压力能和热能转化为涡轮叶片4旋转的机械能,涡轮叶片4与叶轮10同轴,带动叶轮10转动,实现进气增压。叶轮10高速旋转时,通过润滑油管13利用虹吸原理将润滑油腔12内的润滑油吸至轴承11的滚动体处润滑。由于本发明提供的航空活塞发动机高空功率恢复专用增压器的轴承11、润滑油腔12和润滑油管13远离高温的涡轮机1,润滑油的消耗量较小,只需要在润滑油腔12内注入一定量的润滑油,就能长时间工作。废气旁通机构15中的弹簧23为拉伸弹簧,在自然状态下的弹簧23连接控制臂22,阀片17处于开启状态,大部分发动机废气不经过涡轮机1,由旁通阀16直接流出,增压度较低。需要提高增压压力时,控制电机20拉动拉线21,拉线21克服弹簧23的初张力拉动控制臂22转动,控制臂22带动阀轴18使阀片17开启,通过涡轮机1的废气量增大,增压度提高。因此,在电机20控制下,旁通阀16具有不同开度。在不同海拔下,根据需求通过调节废气旁通机构15中旁通阀16开度以调节增压度。本发明提供的航空活塞发动机高空功率恢复专用增压器结构轻量化设计,简化了传统增压器的润滑系统,增加了高空功率恢复旁通阀及其控制系统,减轻重量、降低润滑系统布置的复杂程度,能够满足航空活塞发动机的动力需求,达到一定的飞行高度。

[0070] 通过上述实施例可知,本发明提供的航空活塞发动机高空功率恢复专用增压器,至少实现了如下的有益效果:

[0071] 1、本发明提供的航空活塞发动机高空功率恢复专用增压器中润滑油腔设置在压气机内,润滑油管用于根据虹吸原理将润滑油腔中的润滑油吸至轴承处进行润滑,增压器无需外接润滑管路,简化了润滑系统、降低增压器布置的复杂程度、结构更加紧凑、减轻增压器的重量。

[0072] 2、本发明提供的航空活塞发动机高空功率恢复专用增压器中轴承、润滑油腔和润滑油管位于压气机内,远离高温涡轮机,同时利用压气机内高速流动的进气气流进行散热,工作温度较低,提高增压器的可靠性。

[0073] 3、本发明提供的航空活塞发动机高空功率恢复专用增压器中转轴一端与涡轮叶片固定连接,另一端设有轴承用于支撑,保持转轴的正常工作位置和旋转精度。

[0074] 虽然已经通过例子对本发明的一些特定实施例进行了详细说明,但是本领域的技术人员应该理解,以上例子仅是为了进行说明,而不是为了限制本发明的范围。本领域的技术人员应该理解,可在不脱离本发明的范围和精神的情况下,对以上实施例进行修改。本发明的范围由所附权利要求来限定。

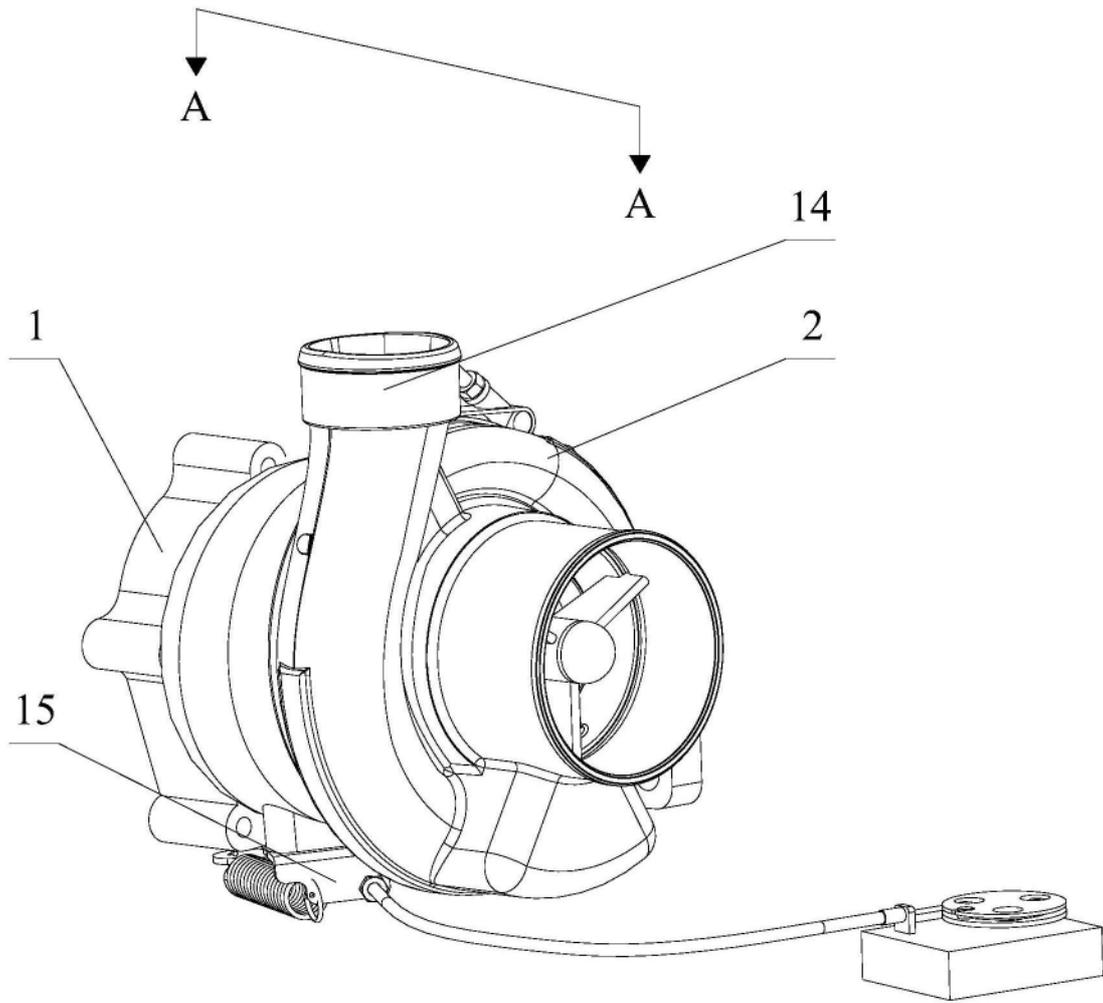


图1

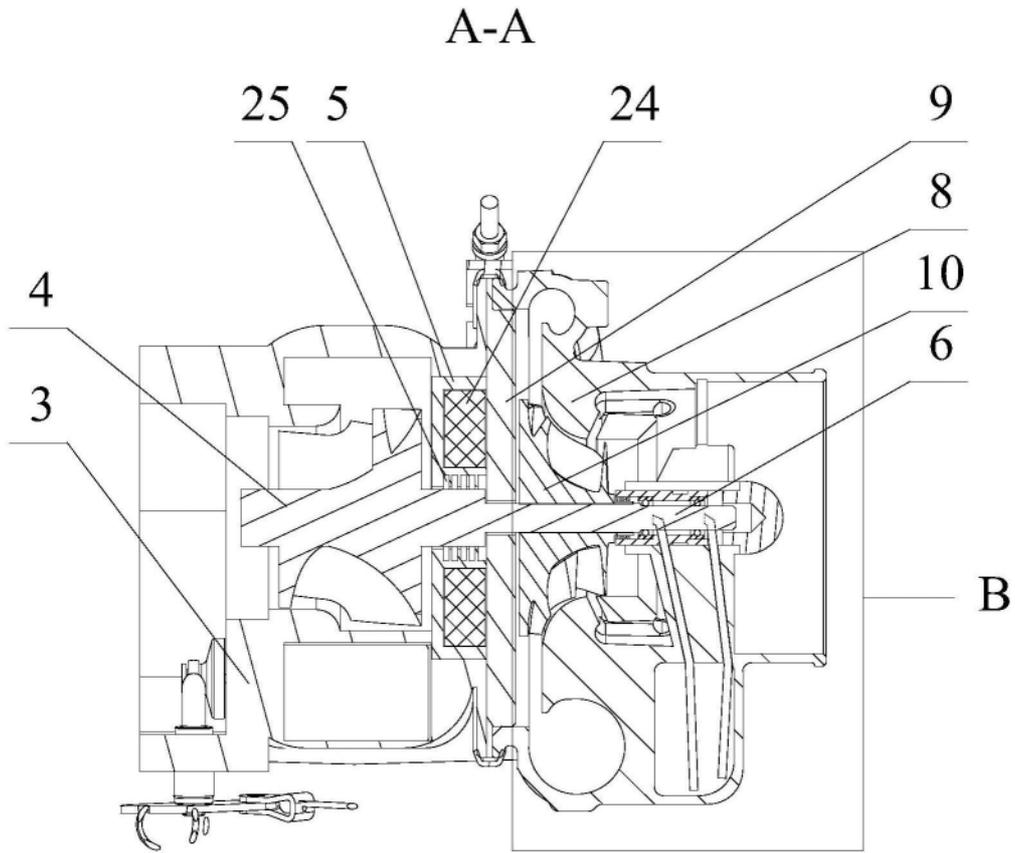


图2

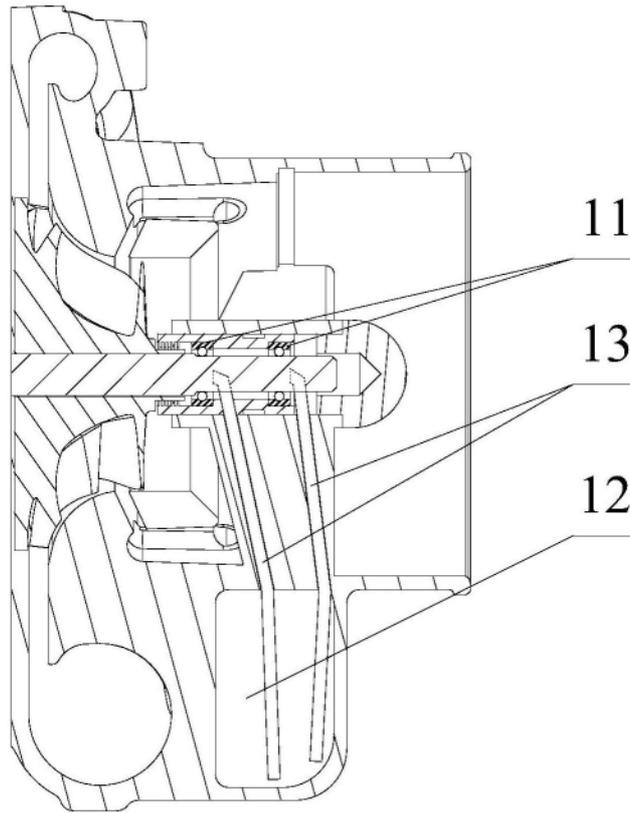


图3

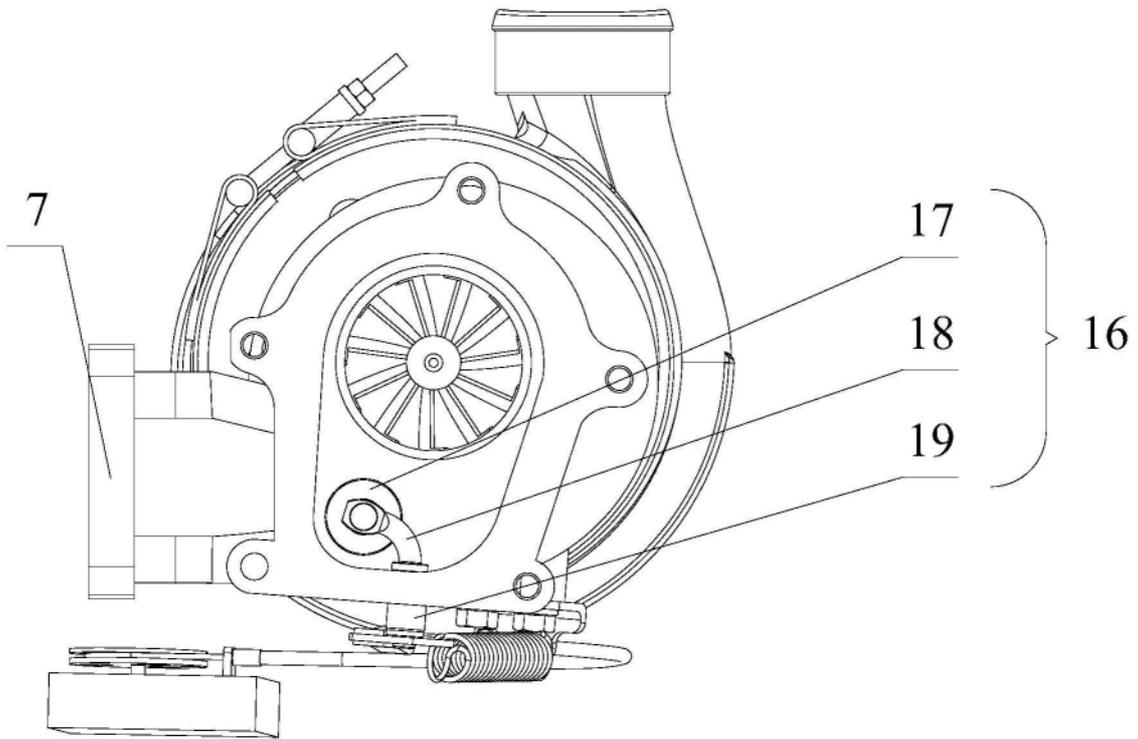


图4

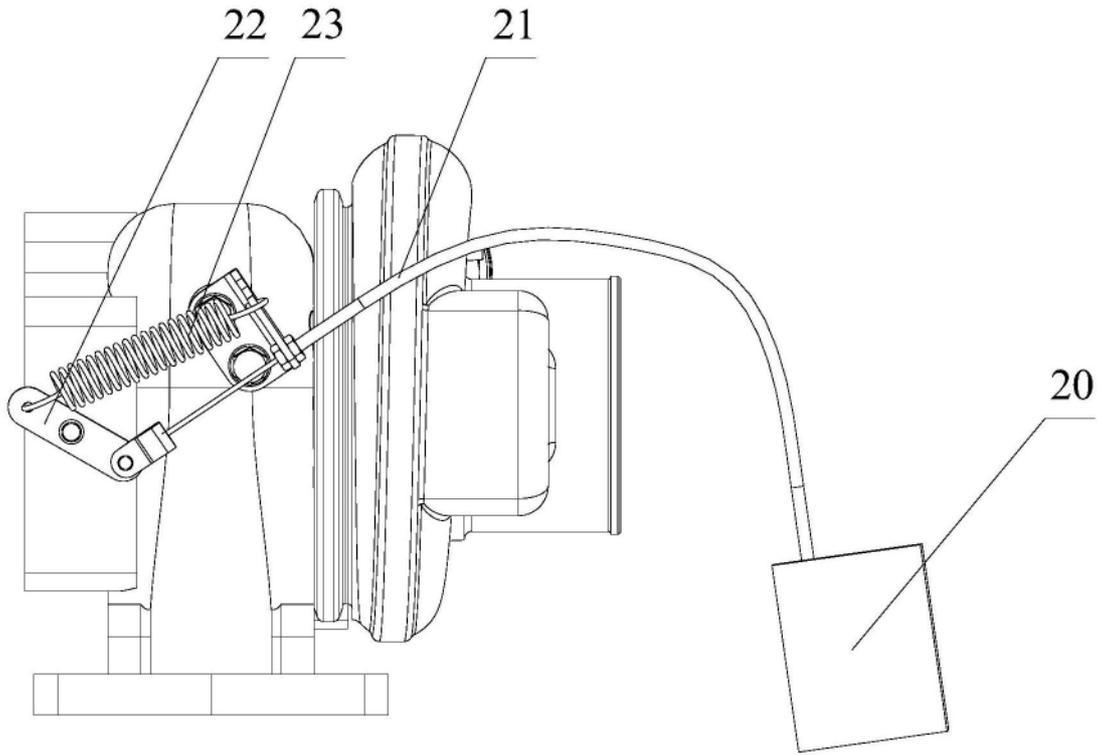


图5