



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 104937252 A

(43) 申请公布日 2015. 09. 23

(21) 申请号 201480005708. 4

(51) Int. Cl.

(22) 申请日 2014. 01. 21

F02K 9/78(2006. 01)

B64G 1/40(2006. 01)

(30) 优先权数据

1350561 2013. 01. 22 FR

(85) PCT国际申请进入国家阶段日

2015. 07. 22

(86) PCT国际申请的申请数据

PCT/EP2014/051099 2014. 01. 21

(87) PCT国际申请的公布数据

W02014/114628 FR 2014. 07. 31

(71) 申请人 空中客车防务和空间公司

地址 法国莱米罗

(72) 发明人 让 - 菲利普 · 迪泰伊

马里 - 索菲 · 阿默里

(74) 专利代理机构 北京集佳知识产权代理有限公司

公司 11227

代理人 朱胜 李春晖

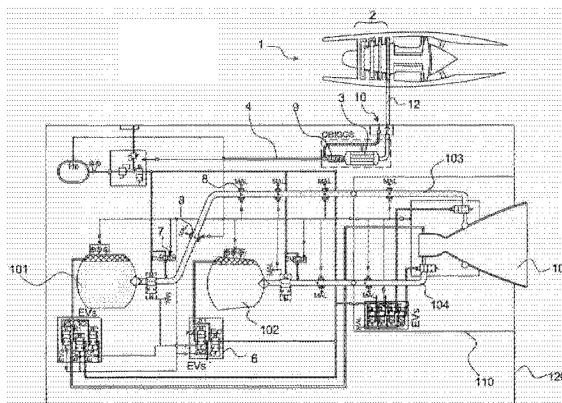
权利要求书1页 说明书4页 附图2页

(54) 发明名称

低温回路调节系统

(57) 摘要

本发明的主题是一种用于对飞行器的低温回路的设备 (6, 7, 8) 进行飞行中调节的装置, 该装置包括: 用于从飞行器外部抽取空气的装置; 用于使用 OBIGGS 型的氮气分离器 (3) 从该空气中提取氮气的装置; 以及用于将该氮气分送到所述设备周围的器件 (4, 5)。该装置特别地包括下述装置: 使用设置有校准孔口 (5) 的管道系统 (4) 来将氮气分送到低温回路的各个设备周围。



1. 一种用于对飞行器的低温回路的设备 (6, 7, 8) 进行飞行中调节的装置, 其特征在于, 所述装置包括: 用于从所述飞行器外部抽取空气的装置; 用于使用 OBIGGS 型的氮气分离器 (3) 从该空气中提取氮气的装置; 以及用于将该氮气分送到所述设备周围的装置 (4, 5)。

2. 根据权利要求 1 所述的调节装置, 其中, 所述分送装置包括升压装置。

3. 根据权利要求 1 或 2 所述的调节装置, 包括下述装置: 其用于使用装配有校准孔口 (5) 的管道工程回路 (4) 将所述氮气分送到低温回路的各个设备项周围。

4. 根据权利要求 1、2 或 3 所述的调节装置, 包括用于将所述设备 (6, 7, 8) 进行封装以接收调节氮气的装置 (13)。

5. 根据权利要求 1 至 4 中任一项所述的调节装置, 所述调节装置适于至少在所述飞行器的大气飞行阶段期间将调节氮气分送到所述低温回路的设备项周围。

6. 根据前述权利要求中任一项所述的调节装置, 其中, 所述抽取装置位于所述飞行器所装配的涡轮发动机 (1) 的压缩器级 (2) 上。

7. 根据权利要求 1 至 5 中任一项所述的调节装置, 其中, 所述抽取装置直接从所述飞行器外部抽入空气。

8. 根据前述权利要求中任一项所述的调节装置, 包括在所述分离器的回路下游的干燥装置 (9)。

9. 根据前述权利要求中任一项所述的调节装置, 其特征在于, 所述调节装置增添了在所述飞行器外部的用于使氮气或氦气循环的地面装置。

10. 一种包括使用一种或多种低温推进剂的火箭发动机 (100) 的飞行器, 其特征在于, 所述飞行器包括如前述权利要求中任一项所述的调节装置。

11. 根据权利要求 10 所述的飞行器, 所述飞行器是航天飞机类型, 其特征在于, 所述飞行器具有双推进: 有氧涡轮发动机 (1) 和火箭发动机 (100)。

12. 一种用于对飞行器的低温回路的设备进行调节的方法, 其特征在于, 所述方法包括: 第一步骤: 在地面使用连接至所述飞行器的外部调节回路来对所述飞行器的低温回路的设备进行调节; 以及第二步骤: 使用根据权利要求 1 至 9 中任一项所述的装置来对所述设备进行飞行中调节。

## 低温回路调节系统

### 技术领域

[0001] 本发明涉及用于对飞行器的低温推进剂回路进行调节和扫掠 (sweep) 的系统。

[0002] 在本发明的背景中,将飞行器理解为是指下述的任何运载工具:其能够在地球的大气层以及太空中移动并且包括特别用于向火箭发动机提供动力的至少一个低温流体回路。该飞行器可以特别是诸如在属于本申请人公司所有的文献 FR 2907422 A1 中所描述的具有混合空气动力学和单级航天飞行的飞行器、双级运载工具或包括运载飞机 (carrier airplane) 和从该运载飞机发射的航天飞机的运载工具。

### 背景技术

[0003] 特别是发射器或航天飞行器的用于火箭发动机的推进剂的低温推进剂回路、管道以及辅助装置不能与周围空气接触,因为该空气中包含的湿气在与该回路接触时会结冰。

[0004] 在极低温回路(例如,运载液态氢的回路)的情况下,空气中的氧气也能够液化并且增加,导致起火和潜在的爆炸的关联风险。

[0005] 同样地,必须去除源自这些回路的任何泄露的气体并且避免这些气体对在回路周围的环境的任何污染。

[0006] 为了避免这些问题,在实践中已知的是,只要该运载工具在地面上,就在这些回路的周围以高于大气压的压力连续地使氮气或氦气循环,这样的通过用气体扫掠来保护低温回路的方法被称为调节。

[0007] 使用低温推进剂推进系统的航天发射器具有大约几十秒的非常短的穿过大气层的飞行时间,从而限制了在此飞行过程中将该回路暴露于大气。

[0008] 因此,对低温回路的环境的检查和调节是使用连接至发射器的调节回路、就在对罐 (tank) 进行填充之前在地面上执行的。该调节持续到发射器起飞为止而调节气体供应装置在发射器起飞时断开连接。

[0009] 该调节回路连续地扫掠发射器区域,这些发射器区域包含低温回路和罐,这些罐在不使用液态氢进行推进的情况下具有干氮,或者在使用氢气时具有氦气,该氮气或该氦气来自地面上的设施。

[0010] 该调节回路还收集任何泄露的推进剂。

[0011] 另一方面,在发射器的大气飞行期间,不再需要向发射器供给液体,因为这些运载工具通过大气快速上升导致内部隔舱由于外部压力的快速下降而变空。

[0012] 该压力的下降意味着也没有外部空气进入这些飞行器的相关隔舱。

[0013] 使用液态氧 (LOx)/ 液态甲烷低温液体推进剂或具有液态氧的半低温液体推进剂的火箭发动机推进的航天飞机类型的飞行器的情况是完全不同的。

[0014] 这是因为航天飞机具有在大气中持续数十分钟的巡航阶段,因此需要在大气飞行期间继续扫掠和调节低温推进剂回路。

[0015] 这样的装置和相关联的调节气体由于储存罐和调节气体的质量而在干重方面变得非常不利。

## 发明内容

[0016] 本发明的一个主题是下述系统,该系统抽取外部空气并且从其中提取氮气,以便至少在飞行器的大气飞行阶段期间对低温回路进行调节。

[0017] 本发明使得可以避免在运载工具上运载和储存调节气体。

[0018] 为了实现这一点,本发明提出了一种用于对飞行器的低温回路的设备进行飞行中调节的装置,该装置包括:用于从飞行器外部抽取空气的装置;用于使用 OBIGGS 型的氮气分离器来从该空气中提取氮气的装置;以及用于将该氮气分送到所述部件周围。

[0019] 该分送装置有利地包括升压装置。

[0020] 该调节装置有利地包括如下装置:其用于使用装配有校准孔口的管道工程回路来将氮气分送到飞行器的低温回路的各个设备项周围。

[0021] 更特别地,该装置包括用于将所述设备进行封装以接收调节氮气的装置。

[0022] 本发明的该装置有利地适于至少在飞行器的大气飞行阶段期间将氮气分送到低温回路的设备项周围。

[0023] 抽取装置优选地位于飞行器所装配的涡轮发动机的压缩器级上。

[0024] 根据一个替选实施例,抽取装置直接从飞行器外部抽入空气。

[0025] 该装置有利地包括在分离器的回路下游的干燥装置。

[0026] 根据一个特定实施例,该装置增添了在飞行器外部的并且当飞行器在地面上时所使用的氮气或氦气循环装置。

[0027] 本发明特别地应用于包括使用一种或多种低温推进剂的火箭发动机的飞行器。

[0028] 该飞行器特别地是航天飞机类型,包括双推进:有氧涡轮发动机 (aerobic turbine engine) 和火箭发动机。

[0029] 本发明还提出了一种用于对飞行器的低温回路的设备进行调节的方法,该方法包括:第一步骤:在地面使用连接至飞行器的外部调节回路来对飞行器的低温回路的设备进行调节;以及第二步骤:使用本发明的氮气分离装置对所述设备进行飞行中调节。

## 附图说明

[0030] 从阅读参照附图对本发明的非限制示例性实施例的以下描述中,本发明的其他特征和优点将变得明显。在附图中:

[0031] 图 1 描绘了装配有根据本发明的一个实施例的装置的飞行器的示意图;以及

[0032] 图 2 描绘了图 1 的细节。

## 具体实施方式

[0033] 本发明的装置的目的是通过用氮气填充包含用于推进航天飞机类型的火箭发动机飞行器的低温推进剂回路的隔舱来从在这些回路周围的环境消除湿气和氧气,其中该氮气在所使用的燃料和氧化剂的液化温度下保持气态。

[0034] 该填充或调节尤其避免了当诸如阀、机械补偿器或其他装置(诸如防护罩(gaiter)或球形接头(ball joint))的设备由于环境湿气而变得装满冰时所导致的该设备的劣化。

[0035] 根据图 1 描述的示例,该装置包括抽气装置,该抽气装置的形式为用于从航天飞机所装配的航空发动机 1 的压缩器级 2 抽取空气的入口,并且该装置包括 OBIGGS(机载惰性气体产生系统)型的氮气分离器 3,该氮气分离器 3 特别地可包括隔膜型分子过滤器。

[0036] OBIGGS 装置是特别地由法国公司 Air Liquide 根据客户需求而供应的已知装置。

[0037] 这里,该抽气装置位于飞行器所装配的涡轮发动机 1 的最后压缩器级上。

[0038] 对压缩器级的选择取决于抽取气体所需的压力。

[0039] 作为替选,可以从运载工具外部经由空气入口来进行该抽取,并且在这种情况下,抽气装置直接从飞行器外部抽入空气。

[0040] 此外,还可以将热交换器放置在抽气回路上,以便在所抽取的气体进入 OBIGGS 之前将所抽取的气体冷却。

[0041] 通过阀 10 将被提取了氮气的空气排放到飞行器外部。

[0042] 在氮气分离器 3 的后面可以是压缩器,从而将氮气流导入分送回路 4 中,以便进行调节并将氮气分送到载有低温流体的各个设备周围。

[0043] 分送装置包括管道回路和在要调节的装置的区域中的校准孔口,以根据要填充的体积来输送与要求对应的氮气量。

[0044] 这些孔口的设计准则是:假定 OBIGGS 的流速,将孔口校准成使所调节的区域相对于其周围环境保持在过压状态,以防止低温回路周围的氧气和潮湿的环境空气的进入。

[0045] 应该注意的是,由于飞行器外部的压力随着高度而降低,因此对过压的需求也降低,从而可以潜在地限制该装置所要求的流速。

[0046] 由 OBIGGS 装置进行的分离通常适于以足够低的湿气含量和氧气含量输送氮气,但是可能潜在地在回路中添加干燥装置,该装置包括将水例如经由阀 10 排放到飞行器外部的排放口。

[0047] 本发明的不使用机载氮气罐的装置提供了显著的重量减轻,因此,与载有调节气体的飞行器相比改进了性能。

[0048] 为了限制必须生成的氮气的体积,将各个低温流体设备、阀、过滤器、补偿器封装在通过其扫掠氮气的壳体内。

[0049] 管道例如为双壁管道,其中,氮气在其内壁与外壁之间循环。

[0050] 在热绝缘外壁的情况下,氮气和外壁对管道进行热绝缘。

[0051] 应该注意的是,为了不需要用机载装置供应过量体积的氮气,本发明的装置有利地增加了在飞行器的外部的基于地面的氮气循环装置,使用该氮气循环装置来预先填充调节体积。

[0052] 以此方式,本发明的装置于是仅需要一旦飞行器在飞行中就补偿来自回路的损失以及在飞行器的大气飞行阶段期间将氮气作为对从回路逸出的氮气体积的替代物而分送到低温回路周围。

[0053] 应该注意的是,本发明不适用于包含液态氢的低温燃料回路,因为在此情况下,不能使用会凝固的氮气。

[0054] 本发明适用于例如具有双推进(即涡轮喷气发动机和火箭发动机)的单舱式航天飞机(single-vehicle spaceplane)。

[0055] 图 1 描绘了包括本发明的装置的这样的飞行器的示意性示例。

[0056] 该飞行器设置有涡轮喷气发动机 1,从涡轮喷气发动机 1 抽取用于提取氮气的空气;该飞行器设置有火箭发动机 100;并且设置有罐 101、102,用于通过管道 103 和 104 分送给火箭发动机的低温推进剂。

[0057] 飞行器机身界面示意性地由框 120 表示,以及火箭发动机环境示意性地由框 110 表示。

[0058] 通过以下操作来执行在大气飞行期间进行扫掠/调节的功能:在航天飞机的涡轮喷气发动机 1 的压缩机 2 下游抽取压缩的外部空气 12,然后使用 OBIGGS 型的设备 3 来分离氮气。

[0059] 然后,由管道回路 4 以极低的湿气和氧气含量来运输氮气,根据图 2,管道回路 4 特别地包括气体分送孔口 5,气体分送孔口 5 以适于将氮气分送到低温回路的各个设备 6、7、8 周围的方式被校准,低温回路的各个设备 6、7、8 例如是电动阀 6 和 7、过滤器或补偿器、低温推进剂管道 103 和 104 上的万向接头 8。

[0060] 没有并入壳体中的设备被封装在套筒 (sleeve) 13 中,从而可以减少所需要的调节流体的体积。

[0061] 根据本示例,OBIGGS 装置 3 的后面是干燥装置 9 和用于将潮湿气体排放到飞行器外部的出口 10。

[0062] 在回路的末端,调节氮气被排放 11 到封装的部件 6、7、8 的区域中,使得总是有气体在这些部件周围扫掠。

[0063] 该回路的设计、套筒 13 的体积以及气体分送孔口 5 和漏孔的校准使得能够对压力进行控制,以确保调节气体的流动是沿着从 OBIGGS 源朝向调节回路的一个或多个排放口的方向,而环境空气不进入要保护的区域。

[0064] 应该注意的是,如果飞行器是双级运载工具,其中第一级包括涡轮喷气发动机以及第二级包括火箭发动机,则需要在管线 12 上设置自动连接/断开装置,以在级分离时断开并且封闭回路。

[0065] 对于使用运载飞机和从运载飞机发射的航天飞机的系统也是如此。

[0066] 除了通过本发明的装置提供的调节而实现的防止冷冻和防止在低温回路的设备或部件上堆积冰之外,该调节还伴随有热调节效应,例如,维持某些敏感的电气设备的温度。这是通过在飞行器的整个大气飞行中对由于在低温管线的附近而导致的冷却进行对抗的所使用的气体来实现的。

[0067] 本发明不限于所描绘的示例,特别地,根据一个具体实施例,在氮气中残留的湿气可以通过以低温温度穿过与推进剂管线在一起的换热器而凝结,并且在适当的区域中被收集或凝固。因此,被冷却的氮气在用于调节回路中时限制了与推进剂的热交换。

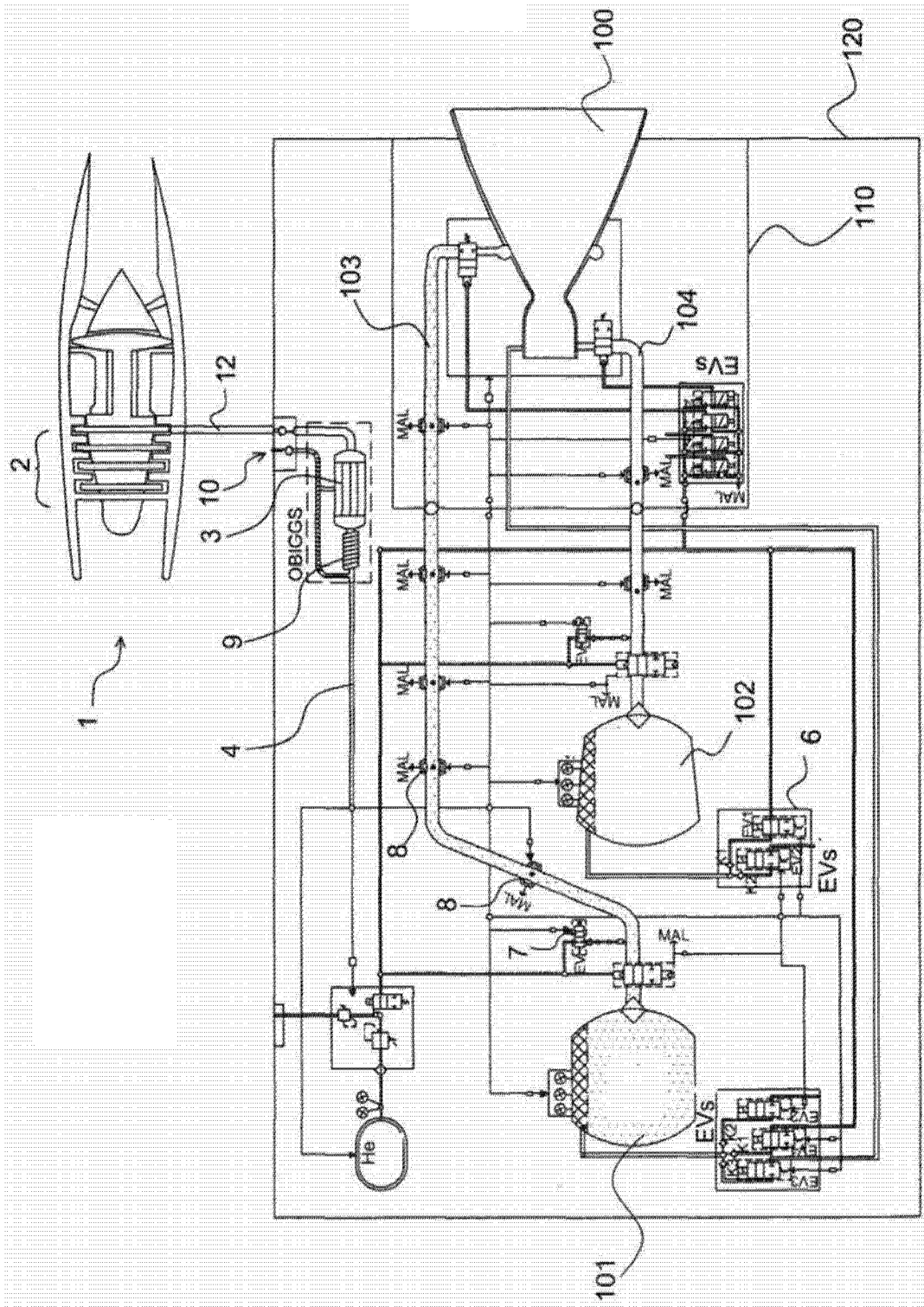


图 1

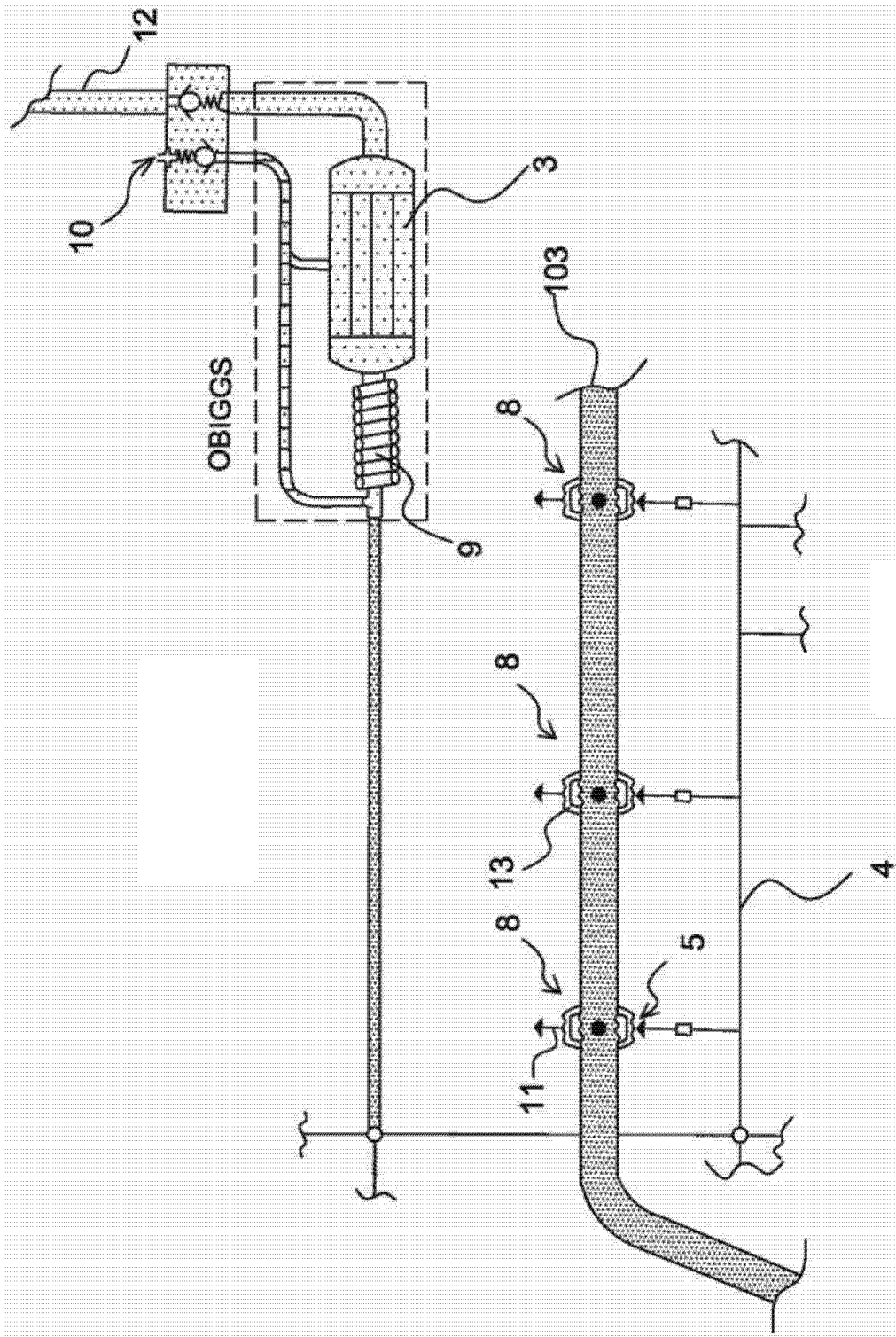


图 2