



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 111503921 B

(45) 授权公告日 2021.07.27

(21) 申请号 202010320378.5

F25B 9/06 (2006.01)

(22) 申请日 2020.04.22

F25B 49/02 (2006.01)

(65) 同一申请的已公布的文献号

F28D 21/00 (2006.01)

申请公布号 CN 111503921 A

F28F 27/00 (2006.01)

(43) 申请公布日 2020.08.07

(56) 对比文件

(73) 专利权人 西安交通大学

US 2018/0202690 A1, 2018.07.19

地址 710049 陕西省西安市碑林区咸宁西路28号

CN 109386326 A, 2019.02.26

CN 206771874 U, 2017.12.19

CN 105627638 A, 2016.06.01

(72) 发明人 王磊 上官石 刘柏文 厉彦忠
谢福寿 马原

CN 106247649 A, 2016.12.21

谢福寿等. 低温推进剂过冷技术研究. 《航空动力学报》. 航空动力学报, 2017, 第32卷(第3期), 第763-765页.

(74) 专利代理机构 西安智大知识产权代理事务所 61215

审查员 王婧璇

代理人 贺建斌

(51) Int. Cl.

F25B 9/12 (2006.01)

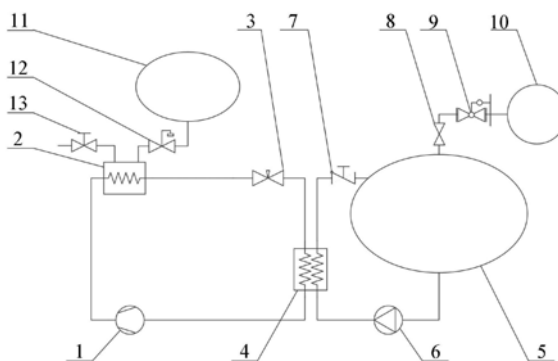
权利要求书2页 说明书5页 附图3页

(54) 发明名称

一种航天发射场液氢过冷度获取系统

(57) 摘要

一种航天发射场液氢过冷度获取系统,包括液氢储罐,液氢储罐的顶部增压口通过阀门和高压氮气瓶出口连接;液氢储罐底部出口通过循环泵连接氨-氢换热器的液氢侧入口,氨-氢换热器的液氢侧出口通过回流止回阀连接液氢储罐顶部回流口;氨-氢换热器的氢气侧出口通过冷氮压缩机连接液氢浴式换热器的氢气侧入口,液氢浴式换热器的氢气侧出口通过节流阀连接氨-氢换热器氢气侧入口;液氢浴式换热器的液氢入口通过浮子调节阀与液氢储槽底部出口连接,液氢浴式换热器的氢气出口经氢气泄流阀排空;本发明利用发射场大量存在的液氢冷源实施预冷,结合冷氮压缩机,可规模化实现大过冷度液氢的发射场现场制备;设备投资与改造成本低,易于工程实现。



1. 一种航天发射场液氢过冷度获取系统,包括液氢储罐(5),其特征在于:液氢储罐(5)的顶部增压口通过背压调节阀(8)、泄压阀(9)和高压氦气瓶(10)出口连接;液氢储罐(5)底部出口连接循环泵(6)入口,循环泵(6)出口连接氦-氢换热器(4)的液氢侧入口,氦-氢换热器(4)的液氢侧出口连接回流止回阀(7)入口,回流止回阀(7)出口连接液氢储罐(5)顶部回流口;

氦-氢换热器(4)的氦气侧出口连接冷氦压缩机(1)入口,冷氦压缩机(1)出口连接液氢浴式换热器(2)的氦气侧入口,液氢浴式换热器(2)的氦气侧出口连接节流阀(3)入口,节流阀(3)出口连接氦-氢换热器(4)氦气侧入口;

液氢浴式换热器(2)的液氢入口通过浮子调节阀(12)与液氢储槽(11)底部出口连接,液氢浴式换热器(2)的氢气出口经第一氢气泄流阀(13)排空;

所述的氦-氢换热器(4)采用壳管式、板式、板翅式的间壁式换热器结构,氦气侧流道设置肋片的换热强化结构;换热器外部采用珠光砂填充绝热;

所述的节流阀(3)能够采用氦膨胀机替换。

2. 根据权利要求1所述的一种航天发射场液氢过冷度获取系统,其特征在于:所述的循环泵(6)采用浸泡冷却或泄流冷却,确保泵体处于液氢温度,循环泵(6)的增压压头须大于液氢储罐(5)处于最低液位时的液氢循环流动压降与重力压降;循环泵(6)采用潜液式泵结构,循环泵(6)内置于液氢储罐(5)内部。

3. 根据权利要求1所述的一种航天发射场液氢过冷度获取系统,其特征在于:增加了回冷器(14),回冷器(14)的第一氦气入口连接氦-氢换热器(4)的氦气侧出口,回冷器(14)的第一氦气出口连接冷氦压缩机(1)入口,冷氦压缩机(1)出口连接液氢浴式换热器(2)的氦气侧入口,液氢浴式换热器(2)的氦气侧出口连接回冷器(14)的第二氦气入口,回冷器(14)的第二氦气出口连接节流阀(3)入口,节流阀(3)出口连接氦-氢换热器(4)氦气侧入口。

4. 根据权利要求1所述的一种航天发射场液氢过冷度获取系统,其特征在于:将氦-氢换热器(4)置于液氢储罐(5)内部,冷氦气直接对液氢储罐(5)内液氢开展过冷;节流阀(3)出口连接氦-氢换热器(4)氦气侧入口,氦-氢换热器(4)的氦气侧出口连接冷氦压缩机(1)入口;液氢储罐(5)底部出口连接循环泵(6)入口,循环泵(6)出口连接回流止回阀(7)入口,回流止回阀(7)出口连接液氢储罐(5)顶部回流口。

5. 根据权利要求4所述的一种航天发射场液氢过冷度获取系统,其特征在于:将氦-氢换热器(4)缠绕在液氢储罐(5)内壳的外表面,冷氦气与液氢储罐(5)壳体换热以实现液氢过冷与保冷。

6. 一种航天发射场液氢过冷度获取系统,采用液氢加注过程实现大过冷度获取,其特征在于:包括液氢储罐(5),液氢储罐(5)底部增压出口连接增压泄流阀(15)入口,增压泄流阀(15)出口连接空浴式汽化器(16)入口,空浴式汽化器(16)出口经增压止回阀(17)连接液氢储罐(5)的顶部增压口,液氢储罐(5)底部高于空浴式汽化器(16)顶部,依靠重力实现供液;

液氢储罐(5)底部出口连接液氢泄流阀(18)入口,液氢泄流阀(18)出口连接氦-氢换热器(4)的液氢侧入口,氦-氢换热器(4)的液氢侧出口连接加注阀(19)入口,加注阀(19)出口连接箭上贮箱(20)底部加注口,箭上贮箱(20)顶部增压口通过背压调节阀(8)、泄压阀(9)和高压氦气瓶(10)连接;

氦-氢换热器(4)的氦气侧出口连接冷氦压缩机(1)入口,冷氦压缩机(1)出口连接液氢浴式换热器(2)的氦气侧入口,液氢浴式换热器(2)的氦气侧出口连接节流阀(3)入口,节流阀(3)出口连接氦-氢换热器(4)氦气侧入口;

液氢浴式换热器(2)的液氢入口通过浮子调节阀(12)与液氢储槽(11)底部出口相接,液氢浴式换热器(2)的氢气出口经第一氢气泄流阀(13)排空;

所述的氦-氢换热器(4)采用壳管式、板式、板翅式的间壁式换热器结构,氦气侧流道设置肋片的换热强化结构;换热器外部采用珠光砂填充绝热。

7.根据权利要求1或6所述的一种航天发射场液氢过冷度获取系统,其特征在于:所述的液氢储罐(5)立式或卧式布置,不锈钢材质,采用真空粉末绝热或多层真空绝热,承压高于1MPa。

8.根据权利要求1或6所述的一种航天发射场液氢过冷度获取系统,其特征在于:所述的冷氦压缩机(1)为离心式或轴流式结构,入口压力大于0.1MPa,压比不小于3。

一种航天发射场液氢过冷度获取系统

技术领域

[0001] 本发明涉及航天发射场致密化低温燃料的制备技术领域,具体涉及一种航天发射场液氢过冷度获取系统。

背景技术

[0002] 液氢/液氧是当前比冲最高的一组推进剂组合,相对于常温推进剂,其比冲高出30%~40%,因此,该推进剂应用于运载火箭上面级可显著提高火箭运载能力。

[0003] 航天用液氢通常处于饱和温度,即20K,常压下密度约 $71.3\text{kg}/\text{m}^3$ 。若对液氢过冷,则有利于增大液氢密度,减小贮箱体积,提高火箭运载能力。当液氢过冷至13.9K(氢三相点)时,液氢的密度为 $77.0\text{kg}/\text{m}^3$,密度提升约8.1%。此外,航天发射采用过冷液氢有利于管理液氢,深空探测采用过冷液氢可延长液氢无损贮存期限或降低蒸发损失。氢的三相点温度13.9K,三相点压力约7.1kPa,若采用抽空系统制备近三相点过冷氢,则需要多级真空泵串联才能达到目标,这对真空泵系统提出了极高的技术挑战。

[0004] 大部分液体过冷是利用温度更低的流体换热来实现,对于氢而言,仅有负压饱和氢与氢满足要求,但常规方案获得低温氢成本极高,设备能耗极大。

[0005] 获取液氢过冷的方法包括:负压氢换热法、氦气鼓泡法、氦制冷机法。负压氢换热法要求对氢系统抽真空,其设备复杂,存在安全隐患,且氢真空泵研制难度极大,成本高昂,获得额定负压需要多台真空泵串联布置,能耗极大;氦气鼓泡法通过向推进剂贮罐通入氦气获取过冷度,其操作简单、可靠性高,但是应用在液氢过冷时获取的过冷度有限,氦气的消耗极大,需要较高的投资成本;氦制冷机用于液氢温区制冷时,系统最低温度为液氢过冷目标温度,通常低于20K;系统最高温度为室温。在该大温差区间制冷时,氦制冷系统的效率极低,功耗极大,且氦制冷机的设备投资较高。

[0006] 截止目前,航天领域已经实现了对液氧、液甲烷、煤油等推进剂过冷,但尚未对液氢开展工程应用级的过冷操作,未来的航天探测对过冷氢的需求迫切。氢氧火箭发射任务中,发射场燃料储罐通常存储过量的液氢,每次任务后,均需要将地面储罐内剩余液氢进行安全处理。若将多余的液氢用作冷源并不会影响正常的航天发射,目前,已经具备了进、排气温度均处于低温区的冷氢压缩机,该型压缩机工作温度最低可达氢温区。

发明内容

[0007] 为了克服上述现有技术的缺点,本发明的目的在于提供了一种航天发射场液氢过冷度获取系统,以氦气为冷量传输的载体,利用发射场充足的饱和液氢对氦气开展预冷,再通过氦气膨胀制冷,制备温度低于20K的低温氦气,通过冷氦气与液氢的换热,进而制备过冷液氢,甚至制备固液混合浆氢。

[0008] 为了达到上述目的,本发明采取的技术方案为:

[0009] 一种航天发射场液氢过冷度获取系统,包括液氢储罐5,液氢储罐5的顶部增压口通过背压调节阀8、泄压阀9与高压氦气瓶10出口连接;液氢储罐5底部出口连接循环泵6入

口,循环泵6出口连接氦-氢换热器4的液氢侧入口,氦-氢换热器4的液氢侧出口连接回流止回阀7入口,回流止回阀7出口连接液氢储罐5顶部回流口;

[0010] 氦-氢换热器4的氦气侧出口连接冷氦压缩机1入口,冷氦压缩机1出口连接液氢浴式换热器2的氦气侧入口,液氢浴式换热器2的氦气侧出口连接节流阀3入口,节流阀3出口连接氦-氢换热器4氦气侧入口;

[0011] 液氢浴式换热器2的液氢入口通过浮子调节阀12与液氢储槽11底部出口连接,液氢浴式换热器2的氢气出口经第一氢气泄流阀13排放。

[0012] 增加了回冷器14,回冷器14的第一氦气入口连接氦-氢换热器4的氦气侧出口,回冷器14的第一氦气出口连接冷氦压缩机1入口,冷氦压缩机1出口连接液氢浴式换热器2的氦气侧入口,液氢浴式换热器2的氦气侧出口连接回冷器14的第二氦气入口,回冷器14的第二氦气出口连接节流阀3入口,节流阀3出口连接氦-氢换热器4氦气侧入口。

[0013] 将氦-氢换热器4置于液氢储罐5内部,冷氦气直接对液氢储罐5内液氢开展过冷;节流阀3出口连接氦-氢换热器4氦气侧入口,氦-氢换热器4的氦气侧出口连接冷氦压缩机1入口;液氢储罐5底出口连接循环泵6入口,循环泵6出口连接回流止回阀7入口,回流止回阀7出口连接液氢储罐5顶部回流口。

[0014] 将氦-氢换热器4缠绕在液氢储罐5内壳体的外表面,冷氦气与液氢储罐5壳体换热,实现液氢储罐5内液氢的过冷与保温。

[0015] 一种航天发射场液氢过冷度获取系统,采用液氢加注过程实现大过冷度获取,包括液氢储罐5,液氢储罐5底部增压出口连接增压泄流阀15入口,增压泄流阀15出口连接空浴式汽化器16入口,空浴式汽化器16出口经增压止回阀17连接液氢储罐5的顶部增压口,液氢储罐5底部高于空浴式汽化器16顶部,依靠重力实现供液;

[0016] 液氢储罐5底部出口连接液氢泄流阀18入口,液氢泄流阀18出口连接氦-氢换热器4的液氢侧入口,氦-氢换热器4的液氢侧出口连接加注阀19入口,加注阀19出口连接箭上贮箱20底部加注口,箭上贮箱20顶部增压口通过背压调节阀8、泄压阀9和高压氦气瓶10出口连接;

[0017] 氦-氢换热器4的氦气侧出口连接冷氦压缩机1入口,冷氦压缩机1出口连接液氢浴式换热器2的氦气侧入口,液氢浴室换热器2的氦气侧出口连接节流阀3入口,节流阀3出口连接氦-氢换热器4氦气侧入口;

[0018] 液氢浴室换热器2的液氢入口通过浮子调节阀12与液氢储槽11底部出口相接,液氢浴式换热器2的氢气出口经第一氢气泄流阀13排空。

[0019] 所述的冷氦压缩机1采用离心式、轴流式结构,入口压力大于0.1MPa,压比不小于3。

[0020] 所述的液氢浴式换热器2采用管壳式换热器结构,氦气置于管侧,液氢置于壳侧;氦气管采用蛇形盘管、内螺纹管结构;氦气管长度以出口氦气温度低于25K设置;壳侧液位由浮子调节阀12调节。

[0021] 所述的氦-氢换热器4采用壳管式、板式、板翅式的间壁式换热器结构,氦气侧流道设置肋片的换热强化结构;换热器外部采用珠光砂填充绝热或真空绝热。

[0022] 所述的液氢储罐5采用立式或卧式布置,不锈钢材质,采用真空粉末绝热或真空多层绝热,承压高于1MPa。

[0023] 所述的循环泵6采用浸泡冷却,确保泵体处于液氢温度,泵的增压压头须大于液氢储罐5处于最低液位时的液氢循环流动压降与重力压降;循环泵6或采用潜液式泵结构,此时,循环泵6内置于液氢储罐5内部。

[0024] 所述的节流阀3也能够采用低温氦膨胀机替代。

[0025] 本发明的有益效果:

[0026] 本发明利用发射场大量存在的液氢冷源,结合冷氦压缩机,可制获得大过冷液氢,有效改变了当前无法规模化制备过冷液氢的现状。利用发射场已经具备的条件,降低了液氢大过冷度获取的设备投资与改造成本,易于工程实现。

[0027] 本发明可获得近三相点温度的超级过冷液氢,所获液氢过冷度较大,充分利用过冷液氢的优势;也可制备固液浆氢。

[0028] 本发明利用冷氦压缩机适用于低温区工作的特性,限定制冷系统的工作温区在液氢温区以下,相较于常规氦制冷方案,具有较高的运行效率;同时利用发射场大量存在的液氢资源,对氦制冷系统开展节流膨胀前的预冷,极大提高了制冷系统的性能。

[0029] 本发明以氦气为换热载体实现对液氢的过冷,由于氦气本身性质稳定,即使发生泄漏也不会产生安全风险,液氢不会被污染,操作更安全;此外,冷氦气与液氢换热时,氦气侧的换热速率控制方便,从而有助于获得定量的过冷目标温度,避免液氢侧的冰堵风险。

[0030] 本发明布置灵活,可对地面储罐开展过冷,也可对箭上贮箱液氢开展过冷;对液氢的过冷可通过外置换热器实现,也可将换热器内置于液氢储罐内部、或冷氦管路缠绕液氢储罐壁面,实现过冷与保冷双重功效,即在地面制备过冷液氢后,通过制冷系统的间接式工作,维持过冷液氢的过冷度。

[0031] 综上,本发明具有结构简单、运行安全稳定、可获取过冷度大、投资与改造成本低、系统运行效率高、布置灵活多样等优势,应用前景可观。

附图说明

[0032] 图1为本发明实施例1的结构示意图。

[0033] 图2为本发明实施例2的结构示意图。

[0034] 图3为本发明实施例3的结构示意图。

[0035] 图4为本发明实施例4的结构示意图。

[0036] 图5为本发明实施例5的结构示意图。

具体实施方式

[0037] 下面结合附图和实施例对本发明做详细描述。

[0038] 实施例1,如图1所示,一种航天发射场液氢过冷度获取系统,包括液氢储罐5,液氢储罐5的顶部增压口通过背压调节阀8、泄压阀9和高压氦气瓶10出口连接;液氢储罐5底部出口连接循环泵6入口,循环泵6出口连接氦-氢换热器4的液氢侧入口,氦-氢换热器4的液氢侧出口连接回流止回阀7入口,回流止回阀7出口连接液氢储罐5顶部回流口;

[0039] 氦-氢换热器4的氦气侧出口连接冷氦压缩机1入口,冷氦压缩机1出口连接液氢浴式换热器2的氦气侧入口,液氢浴式换热器2的氦气侧出口连接节流阀3入口,节流阀3出口连接氦-氢换热器4氦气侧入口;

[0040] 液氢浴式换热器2的液氢入口通过浮子调节阀12与液氢储槽11底部出口连接,液氢浴式换热器2的氢气出口经第一氢气泄流阀13排空。

[0041] 所述的液氢储罐5为不锈钢材质,立式或卧式布局,采用真空粉末绝热或真空多层绝热,储罐内液氢在循环泵6驱动下实现循环,液氢自液氢储罐5底部排出,过冷后的液氢自液氢储罐5顶部回流口回流。

[0042] 所述的循环泵6的增压压头能够克服液氢储罐5内处于最低液位时循环流动压降、重力压降作用下的液氢循环动力需求;当循环泵6置于传输管路时,循环过冷前需对循环泵6开展预冷。

[0043] 所述的氦-氢换热器4采用壳管式、板式、板翅式的间壁式换热器结构,氦气侧流道设置肋片等换热强化结构;换热器外部采用珠光砂填充绝热或真空绝热。

[0044] 所述的高压氢气瓶10、泄压阀9、背压调节阀8根据液氢储罐5内气枕压力调节向液氢储罐5的氢气注入,避免液氢在过操作中液氢储罐5内产生负压,背压调节阀8的背压设置为大于环境压力+500Pa。

[0045] 所述的冷氦压缩机1为离心式、或轴流式结构,入口压力大于0.1MPa,压比不小于3。

[0046] 所述的液氢浴式换热器2采用管壳式换热器结构,氦气置于管侧,液氢置于壳侧;氦气管采用蛇形盘管、内螺纹管的换热强化结构;氦气管长度以出口氦气温度低于25K设置;壳侧液位由浮子调节阀12调节。

[0047] 所述的节流阀3可采用氦膨胀器替换。

[0048] 本实施例的工作原理为:如图1所示,在实施例1中,火箭燃料加注前,液氢储罐5由液氢槽车等加注满仓,内部液氢近似维持20K饱和温度,液氢储槽11也加注足量液氢。打开浮子调节阀12、第一氢气泄流阀13,向液氢浴式换热器2充注设定液位高度的液氢;开启冷氦压缩机1,制冷系统启动,对制冷系统(冷氦压缩机1、液氢浴式换热器2、氦-氢换热器4及配套的管路、阀门等硬件)进行预冷,直至达到稳态;开启泄压阀9、背压调节阀8,接通高压氢气瓶10与液氢储罐5的流道,实现对液氢储罐5的压力控制;对循环泵6开展预冷降温,降温结束后,开启回流止回阀7与循环泵6,接通液氢的循环回路,通过氦-氢换热器4内液氢与冷氦气的持续换热,实现液氢储罐5内液氢的逐渐过冷,直至目标温度达到。由于高压氢气瓶10、泄压阀9、背压调节阀8可保证增压氢气注入,确保了过冷过程中液氢储罐5不出现负压,维持箱内液氢过冷状态。

[0049] 实施例2,如图2所示,在实施例1的基础上,增加了回冷器14,回冷器14的第一氦气入口连接氦-氢换热器4的氦气侧出口,回冷器14的第一氦气出口连接冷氦压缩机1入口,冷氦压缩机1出口连接液氢浴式换热器2的氦气侧入口,液氢浴式换热器2的氦气侧出口连接回冷器14的第二氦气入口,回冷器14的第二氦气出口连接节流阀3入口,节流阀3出口连接氦-氢换热器4氦气侧入口。

[0050] 经过液氢浴式换热器2预冷后的氦气再经回冷器14进一步预冷至更低温度,从而降低进节流阀13的氦气温度,从而可获得更低的节流后温度,强化氦-氢换热器4内冷氦气对液氢的降温效果。

[0051] 实施例3,参照图3,在实施例1基础上,将氦-氢换热器4置于液氢储罐5内部,冷氦气直接对液氢储罐5内液氢开展过冷;节流阀3出口连接氦-氢换热器4氦气侧入口,氦-氢换

热器4的氢气侧出口连接冷氢压缩机1入口;液氢储罐5底部出口连接循环泵6入口,循环泵6出口连接回流止回阀7入口,回流止回阀7出口连接液氢储罐5顶部回流口。循环泵支路的作用在于实现液氢储罐5内液氢的充分搅拌,达到整体降温的目的,同时有利于强化氢-氢换热器4的液氢侧换热强度。

[0052] 实施例4,参照图4,氢-氢换热器4缠绕在液氢储罐5内壳的外表面,冷氢气先将冷量传递给液氢储罐5的内壳壁面,再由内壳壁面传递给液氢储罐5的液氢。该布置在制备过冷液氢的基础上,也可通过制冷系统后期的工质维持液氢储罐5内液氢的过冷度。

[0053] 实施例5,参照图5,一种航天发射场液氢过冷度获取系统,采用液氢加注过程实现大过冷度获取,包括液氢储罐5,液氢储罐5底部增压出口连接增压泄流阀15入口,增压泄流阀15出口连接空浴式汽化器16入口,空浴式汽化器16出口经增压止回阀17连接液氢储罐5的顶部增压口,液氢储罐5底部高于空浴式汽化器16顶部,依靠重力实现供液;

[0054] 液氢储罐5底部出口连接液氢泄流阀18入口,液氢泄流阀2出口连接氢-氢换热器4的液氢侧入口,氢-氢换热器4的液氢侧出口连接加注阀19入口,加注阀19出口连接箭上贮箱20底部加注口,箭上贮箱20顶部增压口通过背压调节阀8、泄压阀9和高压氢气瓶10连接;

[0055] 氢-氢换热器4的氢气侧出口连接冷氢压缩机1入口,冷氢压缩机1出口连接液氢浴室换热器2的氢气侧入口,液氢浴室换热器2的氢气侧出口连接节流阀3入口,节流阀3出口连接氢-氢换热器4氢气侧入口;

[0056] 液氢浴室换热器2的液氢入口通过浮子调节阀12与液氢储槽10底部出口相接,液氢浴室换热器2的氢气出口经第一氢气泄流阀13排空。

[0057] 当液氢储罐5向箭上贮箱20加注液氢时,带液氢预冷的冷氢制冷系统对传输管路中的液氢开展深度过冷;液氢储罐5内液氢通过增压泄流阀15进入空浴式汽化器16,液氢在空浴式汽化器16与环境换热实现气化,气化后的氢气经增压止回阀17进入液氢储罐5顶部,实现对液氢储罐5的增压,驱动液氢自液氢储罐5经液氢泄流阀18、氢-氢换热器4、加注阀19进入箭上贮箱20的底部;箭上贮箱20顶部设置有高压氢气瓶10、泄压阀9、背压调节阀8组成的压力控制系统,维持箭上贮箱20内的正压环境。

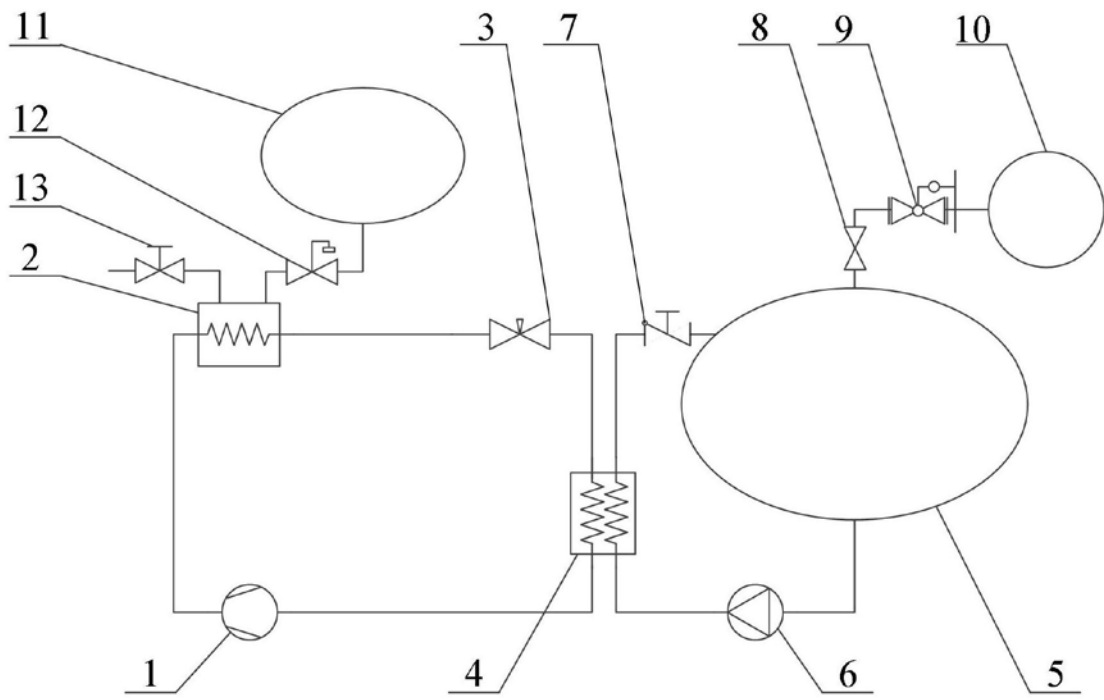


图1

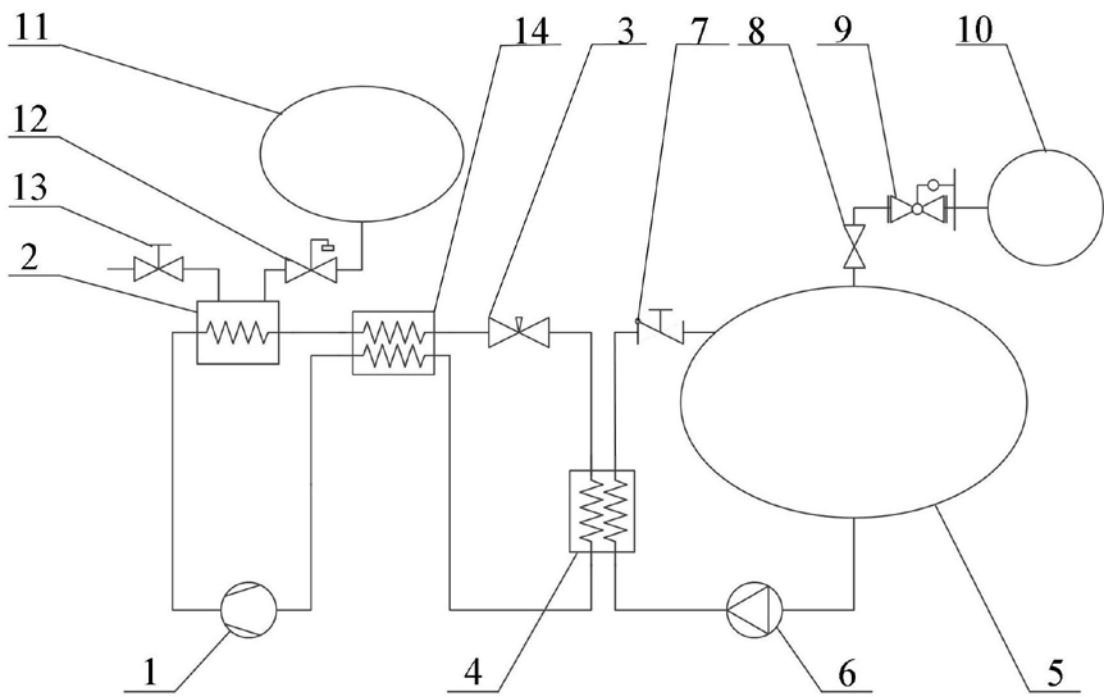


图2

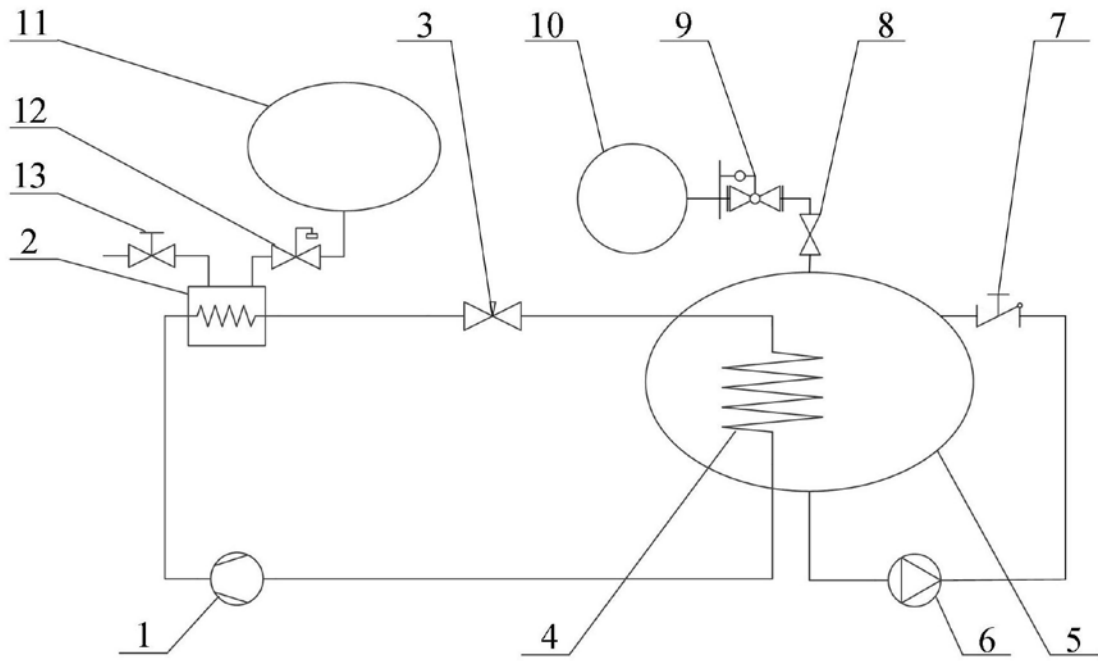


图3

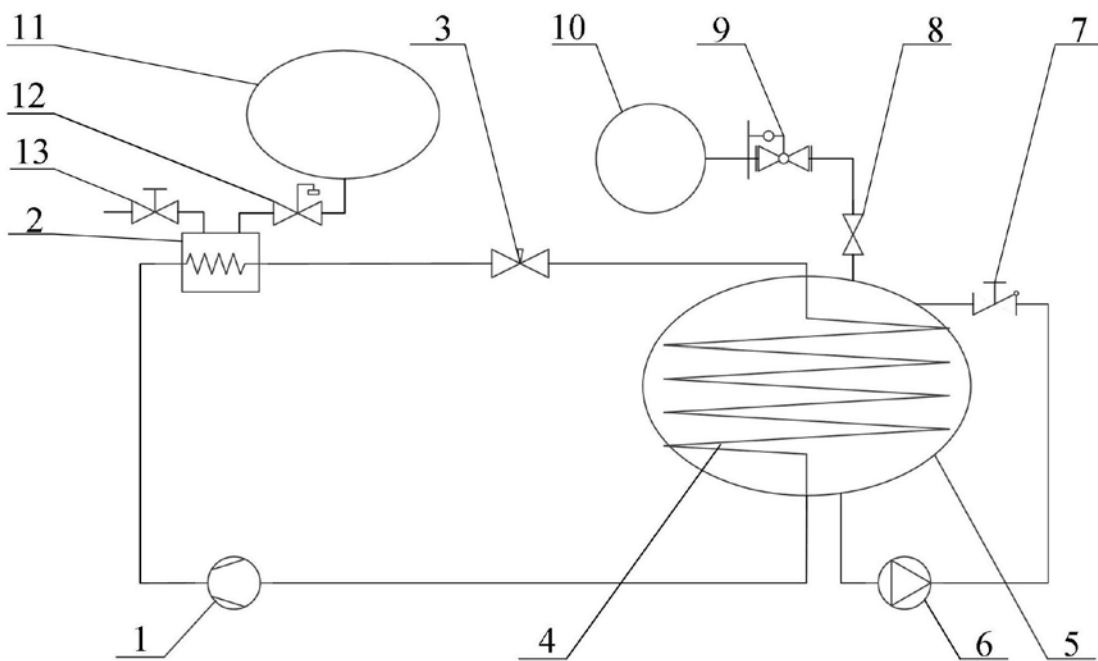


图4

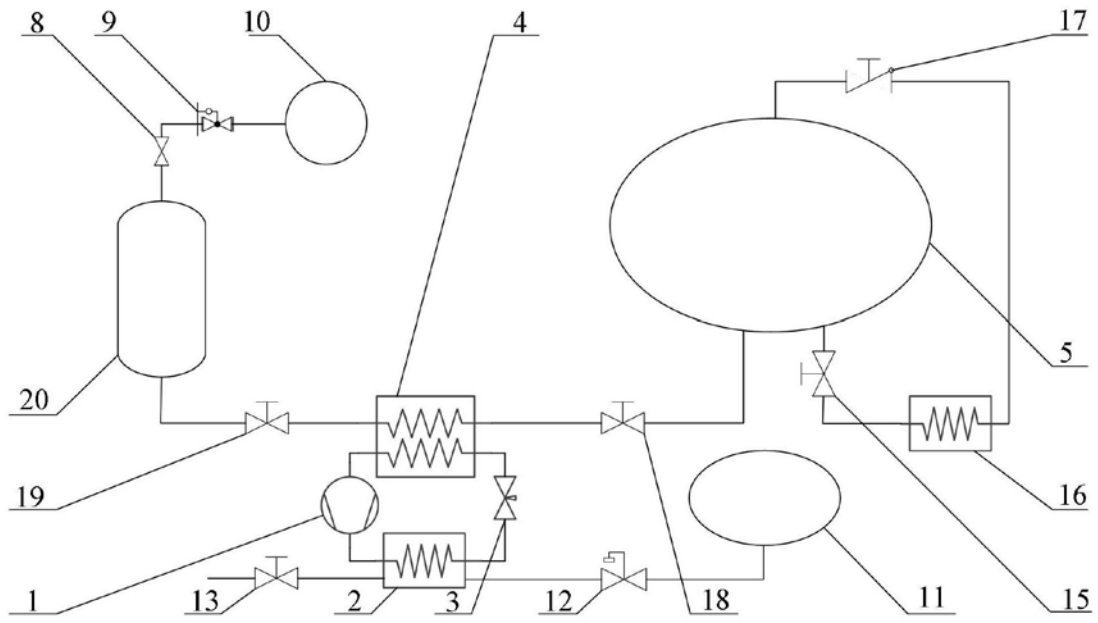


图5