



(12)发明专利

(10)授权公告号 CN 106494650 B

(45)授权公告日 2019.10.18

(21)申请号 201611031675.8

审查员 王荣

(22)申请日 2016.11.18

(65)同一申请的已公布的文献号

申请公布号 CN 106494650 A

(43)申请公布日 2017.03.15

(73)专利权人 上海宇航系统工程研究所

地址 201108 上海市闵行区金都路3805号

(72)发明人 孟瑶 宣建强 潘雷 韩艳 吴军

毛闵军

(74)专利代理机构 上海汉声知识产权代理有限公司

公司 31236

代理人 胡晶

(51)Int.Cl.

B64G 1/62(2006.01)

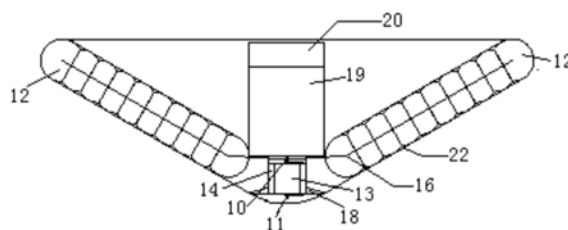
权利要求书1页 说明书5页 附图3页

(54)发明名称

一种利用液体蒸发充气式的再入飞行器

(57)摘要

本发明公开了一种利用液体蒸发充气式的再入飞行器,包括充气式再入减速系统,所述的充气式再入减速系统包括充气展开机构、充气组件和补液组件,在下行过程中,由充气组件将气体和液体充入充气展开结构,利用飞行器所经历的热环境将液体气化,使充气展开结构的内外存在一定的压差,保证充气再入减速系统有足够的刚度。本发明的再入飞行器结构简单,操作方便,可靠性高,易于实现将下行货物化整为零,大大提高了灵活性,同时本发明的气瓶体积小、重量轻,提高了再入飞行器物资下行的运载能力,同时带走了下行过程部分热量,减少热控压力。



1. 一种利用液体蒸发充气式的再入飞行器,包括充气式再入减速系统,其特征在于,所述的充气式再入减速系统包括充气展开机构、充气组件和补液组件,所述的充气组件的一端依次通过电磁阀10、三通连接第一充气管路,实现与所述的充气展开机构连通,所述的充气组件的另一端通过电磁阀11连接第二充气管路实现与所述的补液组件的一端连通,所述的补液组件的另一端依次通过补液管路、所述的三通连接所述的第一充气管路,实现与所述的充气展开机构连通,利用所述的充气组件的气体的压力将所述的补液组件的液体充入所述的充气展开机构。

2. 根据权利要求1所述的一种利用液体蒸发充气式的再入飞行器,其特征在于,所述的充气组件为一气瓶,所述的气瓶为铝合金内胆,碳纤维包覆。

3. 根据权利要求2所述的一种利用液体蒸发充气式的再入飞行器,其特征在于,所述的补液组件为一环形液瓶,所述的环形液瓶环绕于所述的气瓶的外侧。

4. 根据权利要求3所述的一种利用液体蒸发充气式的再入飞行器,其特征在于,所述的环形液瓶为铝合金内胆,碳纤维包覆。

5. 根据权利要求3所述的一种利用液体蒸发充气式的再入飞行器,其特征在于,所述的环形液瓶采用赋型设计,所述的环形液瓶的结构为膜片储箱结构。

6. 根据权利要求3所述的一种利用液体蒸发充气式的再入飞行器,其特征在于,所述的充气式再入减速系统还包括收纳器,所述的充气展开机构置于所述的收纳器内,所述的收纳器设置在所述的环形液瓶的边上。

7. 根据权利要求1所述的一种利用液体蒸发充气式的再入飞行器,其特征在于,所述的再入飞行器还包括货物舱和服务舱,所述的充气式再入减速系统安装在所述的货物舱的前端,所述的服务舱安装在所述的货物舱的尾部。

8. 根据权利要求1所述的一种利用液体蒸发充气式的再入飞行器,其特征在于,所述的再入飞行器还包括防热蒙皮,所述的防热蒙皮由外向内分别由耐热层、隔热层和气密层组成,所述的防热蒙皮设置在所述的充气展开结构外表面的迎风侧。

9. 根据权利要求1所述的一种利用液体蒸发充气式的再入飞行器,其特征在于,所述的充气展开机构由9个充气圆环构成,呈倒锥形。

10. 根据权利要求3所述的一种利用液体蒸发充气式的再入飞行器,其特征在于,所述的气瓶中的气体为氦气,所述的环形液瓶中的液体为水。

## 一种利用液体蒸发充气式的再入飞行器

### 技术领域

[0001] 本发明属于空间站物资下行领域,涉及一种利用液体蒸发实现充气的货物下行技术,特别涉及一种利用液体蒸发充气式的再入飞行器。

### 背景技术

[0002] 我国空间站运营过程中需将有效载荷等物资返回地面。NASA统计,国际空间站货物下行能力约占总上行质量的20%。根据空间站任务规划,空间站运营期间,物资下行总量不少于6t,目前我国飞行器仅载人飞船具备下行能力,而“神舟”飞船的下行能力仅为50-100kg,且返回舱空间较小,无法满足空间站运营的需求。与此同时,空间站下行物资主要为微生物、活体样本等,下行实时性要求高,传统下行飞行器无法满足需求。利用充气式再入飞行器不仅可以使我国空间站下行能力大大增强,同时可以有效提高下行的及时性,有力的促进了我国空间站的科学研究。

[0003] 充气式再入飞行器具有重量轻、可折叠、耐高温的特点。20世纪末,随着轻质柔性耐高温材料技术的突破,美国、俄罗斯等国已针对充气再入开展了大量的研究。最具代表性的是美国的充气式再入飞行器(IRV),截止目前为止,IRV共进行了3次充气式再入飞行试验(IRVE):2009年8月,IRVE-2获得成功,飞行高度达211km。2012年7月,IRVE-3发射升空,飞行高度达451km。IRVE试验积累了大量的在轨飞行数据,为后续研究提供了有力的一手资料。在IRVE系列飞行试验之后,NASA计划通过高能大气再入试验(HEART)项目,试验更大载荷的大气进入降落技术,验证3.3吨有效载荷在直径约8.5m的充气防护罩保护下,以约7km/s速度再入地球大气的飞行情况。在欧洲航天局的协作下,俄罗斯的充气式再入回收技术(IRDT)也在国际上付诸飞行实践。

[0004] 叶正寅、张庆等人在CN 104986358 A的专利申请中公开了一种增稳充气式再入飞行器。在减速罩外均布有四个充气式舵面,该发明解决了在下行过程中,现有航天回收技术中存在的非定常涡流干扰造成的返回舱不规则摆动的问题。但是,由于飞行器用气量较大,所以相应的必然会增大气瓶的体积和重量,影响下行能力。

[0005] 卫剑征、谭惠丰等人在CN 104290921 A的专利中公开了一种充气展开启动阻尼减速结构,采用刚性球头和柔性可充气结构共同保证再入过程中的减速,达到建立较为良好热环境的目的,但是该专利的结构较为复杂,且展开面积大、充气量大,致使气瓶体积也较大,影响飞行器存放载荷的空间。

[0006] 现有的充气再入飞行器都是采用气瓶携带气体的方式实现,若在下行过程中充气展开结构的充气与补气均使用气瓶气体,则必然会导致气瓶体积较大,压缩了存放下行物资的空间;此外气瓶的重量也会随之增加,在一定程度上影响飞行器物资下行的能力。

### 发明内容

[0007] 本发明提供一种利用液体蒸发充气式的再入飞行器,通过设置一组补液组件,实现用液体替代部分气体充气的方式,利用再入飞行器下行过程所经历的热环境将液体气

化,实现下行过程补气,以解决现有充气再入飞行器中存在的气瓶体积较大、重量重等缺陷,提高再入飞行器物资下行的运载能力。

[0008] 本发明的技术方案如下:

[0009] 一种利用液体蒸发充气式的再入飞行器,包括充气式再入减速系统,所述的充气式再入减速系统包括充气展开机构、充气组件和补液组件,所述的充气组件的一端依次通过电磁阀10、三通连接第一充气管路,实现与所述的充气展开机构连通,所述的充气组件的另一端通过电磁阀11连接第二充气管路实现与所述的补液组件的一端连通,所述的补液组件的另一端依次通过补液管路、所述的三通连接所述的第一充气管路,实现与所述的充气展开机构连通,利用所述的充气组件的气体的压力将所述的补液组件的液体充入所述的充气展开机构。

[0010] 进一步的优选,所述的充气组件为一气瓶,所述的气瓶为铝合金内胆,碳纤维包覆。

[0011] 进一步的优选,所述的补液组件为一环形液瓶,所述的环形液瓶环绕于所述的气瓶的外侧。

[0012] 进一步的优选,所述的环形液瓶为铝合金内胆,碳纤维包覆。

[0013] 进一步的优选,所述的环形液瓶采用赋型设计,所述的环形液瓶的结构为膜片储箱结构。

[0014] 进一步的优选,所述的充气式再入减速系统还包括收纳器,所述的充气展开机构置于所述的收纳器内,所述的收纳器设置在所述的环形液瓶的旁边。

[0015] 进一步的优选,所述的再入飞行器还包括货物舱和服务舱,所述的充气式再入减速系统安装在所述的货物舱的前端,所述的服务舱安装在所述的货物舱的尾部。

[0016] 进一步的优选,所述的再入飞行器还包括防热蒙皮,所述的防热蒙皮由外向内分别由耐热层、隔热层和气密层组成,所述的防热蒙皮设置在所述的充气展开结构外表面的迎风侧。

[0017] 进一步的优选,所述的充气展开机构由9个充气圆环构成,呈倒锥形。

[0018] 进一步的优选,所述的气瓶中的气体为氦气,所述的环形液瓶中的液体为水。

[0019] 与现有技术相比,本发明的有益效果如下:

[0020] 第一.本发明的一种利用液体蒸发充气式的再入飞行器采用了“集中上行,按需下行”的设计思路,解决了我国空间站下行能力不足的问题,同时打破了传统上下行一一对应的关系,将下行货物化整为零,大大提高了灵活性;

[0021] 第二.本发明的一种利用液体蒸发充气式的再入飞行器通过使用液体替代部分气体充气的方式,利用再入飞行器下行过程所经历的热环境将液体气化,实现下行过程补气,具有气瓶体积较小、重量轻等优点,提高了再入飞行器物资下行的运载能力,同时带走了下行过程的部分热量,减少了热控压力;

[0022] 第三.本发明的一种利用液体蒸发充气式的再入飞行器的结构简单,操作方便,可靠性高,对原有充气式再入飞行器改动较小,易于实现。

[0023] 当然,实施本发明的任一产品并不一定需要同时达到以上所述的所有优点。

## 附图说明

- [0024] 图1为本发明的一种利用液体蒸发充气式的再入飞行器展开后的结构示意图；
- [0025] 图2为本发明的一种利用液体蒸发充气式的再入飞行器展开后的俯视图；
- [0026] 图3为本发明的一种利用液体蒸发充气式的再入飞行器展开前的结构示意图；
- [0027] 图4为本发明的一种利用液体蒸发充气式的再入飞行器的充气组件的结构示意图；
- [0028] 图5为本发明的一种利用液体蒸发充气式的再入飞行器的补液组件的结构示意图；
- [0029] 图6为本发明的一种利用液体蒸发充气式的再入飞行器的充气组件和补液组件组装后的结构示意图；
- [0030] 图7为本发明的一种利用液体蒸发充气式的再入飞行器的充气组件和补液组件组装后的俯视图；
- [0031] 图8为本发明的一种利用液体蒸发充气式的再入飞行器的不同直径充气圆环的充气系统设计图。

## 具体实施方式

[0032] 下面结合具体实施例,进一步阐述本发明。应该理解,这些实施例仅用于说明本发明,而不用于限定本发明的保护范围。在实际应用中本领域技术人员根据本发明做出的改进和调整,仍属于本发明的保护范围。

[0033] 为了更好的说明本发明,下方结合附图对本发明进行详细的描述。

[0034] 如图3所示,本发明的一种利用液体蒸发充气式的再入飞行器,包括充气式再入减速系统23、货物舱19和服务舱20,所述的充气式再入减速系统23安装在所述的货物舱19的前端,所述的服务舱20安装在所述的货物舱19的尾部。请参见图1,所述的充气式再入减速系统23包括充气展开机构12、充气组件13、补液组件14和收纳器18,所述的充气组件13的一端依次通过电磁阀10、三通15连接第一充气管路16(如图3、图4),实现与所述的充气展开机构12连通;所述的充气组件13的另一端通过电磁阀11连接第二充气管路17,实现与所述的补液组件14的一端连通;所述的补液组件14的另一端依次通过补液管路21、所述的三通15连接所述的第一充气管路16(如图4、图5和图6),实现与所述的充气展开机构12连通,所述的充气展开机构12置于所述的收纳器18内,所述的收纳器18设置在所述的补液组件14的旁边,图1所示的是本发明的再入飞行器的展开图,所述的充气展开结构12呈倒锥形,设置在所述的货物舱19的前端,并以 $120^{\circ}$ 角向所述的货物舱19方向展开;图2所示的是本发明的再入飞行器的展开前的状态图,即收拢状态图。本发明的再入飞行器主要为空间站货物下行服务,需从空间站内向舱外实现释放,为了保证其在空间站内的通过性,将其总长度设计为1000mm,其中充气式再入减速系统23的直径为 $\Phi 680\text{mm}$ ,长度为300mm;货物舱19的直径为 $\Phi 600\text{mm}$ ,长度为350mm;服务舱20的直径为 $\Phi 600\text{mm}$ ,长度为300mm。

[0035] 如图4、图6和图7所示,所述的充气组件13为一气瓶,所述的气瓶为2mm铝合金内胆,4mm碳纤维包覆的结构,容积为10L,外径为 $\Phi 264\text{mm}$ ,总高240mm,所述的气瓶13气体充满后的内压为30MPa。气瓶13的球冠两端分别配置有电磁阀10和电磁阀11,气瓶13的一端依次通过电磁阀10、三通15连接第一充气管路16,实现与所述的充气展开机构12连通;气瓶13的

另一端通过电磁阀11连接第二充气管路17,实现与所述的补液组件14的一端连通。

[0036] 如图5、图6和图7所示,所述的补液组件14为一环形液瓶,所述的环形液瓶14环绕于所述的气瓶13的外侧,所述的环形液瓶14为0.5mm铝合金内胆和1mm碳纤维包覆,容积为2.6L(考虑10%余量),环形液瓶14采用赋型设计,套于所述的气瓶13的外侧,外径为 $\Phi$ 296mm,总高240mm。本实施例中,所述的环形液瓶14的一端通过第二充气管路17,实现与气瓶13的另一端连通,同时该环形液瓶14的另一端依次通过补液管路21、所述的三通15连接所述的第一充气管路16,实现与所述的充气展开机构12连通。环形液瓶14的结构为膜片储箱结构,利用充气后气瓶13的残压推动膜片,将液体通过补液管路21、第一充气管路16压入充气展开结构12,实现液体补加。

[0037] 所述的再入飞行器还包括耐热蒙皮22,所述的耐热蒙皮22由外向内分别由耐热层、隔热层和气密层组成,所述的耐热蒙皮22设置在所述的充气展开结构12外表面的迎风侧。耐热层采用两层氧化铝陶瓷纤维布,表面涂覆SiC微粉;隔热层迎风侧采用两层SiO<sub>2</sub>硅气凝胶,背风侧采用三层PI气凝胶,气密层采用两层Kapton薄膜,中间夹加芳纶织物。

[0038] 所述的充气展开机构12由9个充气圆环构成,呈倒锥形,每个圆环截面的直径为 $\Phi$ 380mm。不同圆环之间采用相互独立的方案,采用由外向内的四向同步展开的充气策略,不同圆环相互独立的设计一方面可以保证充气展开结构12的可靠性,另一方面有利于提高充气量与补液量的定量控制能力。

[0039] 所述的气瓶13中的气体为氦气,也可以选择其他具有无毒、安全等特点的气体;所述的环形液瓶14中的液体为水,也可以选择其他具有安全、无毒、沸点低和冰点低等特点的溶剂。

[0040] 如图8所示,本发明的再入飞行器利用液体蒸发实现展开的不同直径充气圆环的充气系统设计,本发明的再入飞行器在初始状态下,电磁阀1-11都处于关闭状态,当需要对充气展开结构12充气时,首先将电磁阀1设置为开启状态,将电磁阀10设置为开启周期为100ms的状态,通过控制电磁阀10的开关次数,由充气组件13向CV1中定量充气,当CV1的气压达到预定值时,关闭电磁阀1;接着打开电磁阀2,当CV2的气压也达到预定值时,关闭电磁阀2;继续同上操作,直至CV9中的气压也达到预定值,此时,关闭所有电磁阀;然后,开启电磁阀11,使水充满管路,并依次对CV1-CV9进行液体定量补加。

[0041] 为了更好的理解本发明的再入飞行器再入飞行的操作过程,以下内容将对其进行简单的介绍,以帮助本领域技术人员理解本发明的内容。首先,将再入飞行器从空间站中释放,当其进入再入轨道后,发出指令打开电磁阀对充气展开结构12进行充气,充气完成后,保证充气展开结构12的内压不小于0.05MPa。充气完成后,关闭全部电磁阀,向电磁阀11发出开启指令,保证充气组件13与补液组件14实现连通,通过充气组件中的残压将水充满补液管路21、第一充气管路16。首先将电磁阀1设置为开启周期为10ms的状态,利用氦气气瓶的残压(不小于0.7MPa)将水定量的压入CV1中,通过控制电磁阀的开启次数来实现水量的控制,当水量达到要求后,关闭电磁阀1;继续同上操作直至将CV2-CV9都注入要求的水量。为保证充气展开结构12刚性要求,其内外压差需不小于0.1MPa,下行过程中,利用飞行器经历的热环境将水气化,可达到对充气展开结构12的每个独立充气圆环补压至不小于0.2MPa的目标。本发明利用下行热量将液体气化,实现下行过程补气。一方面减少了对充气组件体积、质量的要求,为下行载荷提供更多的空间及质量;另一方面带走下行过程部分热量,减

少热控压力。

[0042] 以上公开的本发明优选实施例只是用于帮助阐述本发明。优选实施例并没有详尽叙述所有的细节,也不限制该发明仅为所述的具体实施方式。显然,根据本说明书的内容,可作很多的修改和变化。本说明书选取并具体描述这些实施例,是为了更好地解释本发明的原理和实际应用,从而使所属技术领域技术人员能很好地理解和利用本发明。本发明仅受权利要求书及其全部范围和等效物的限制。

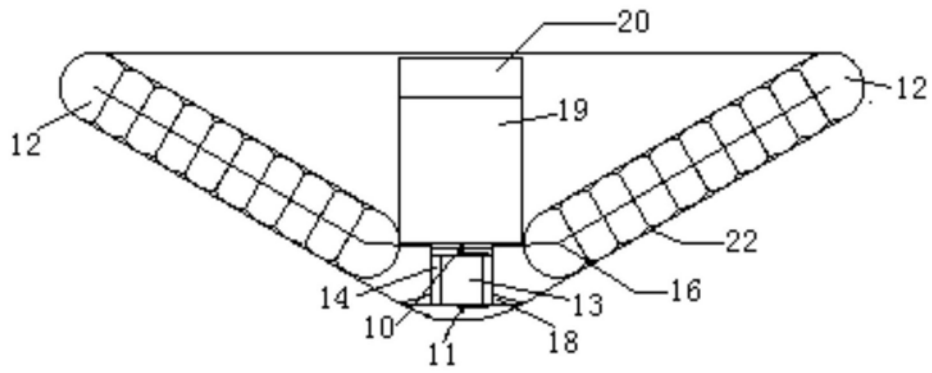


图1

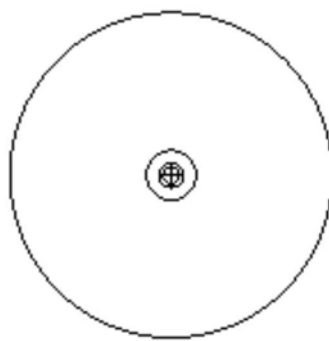


图2

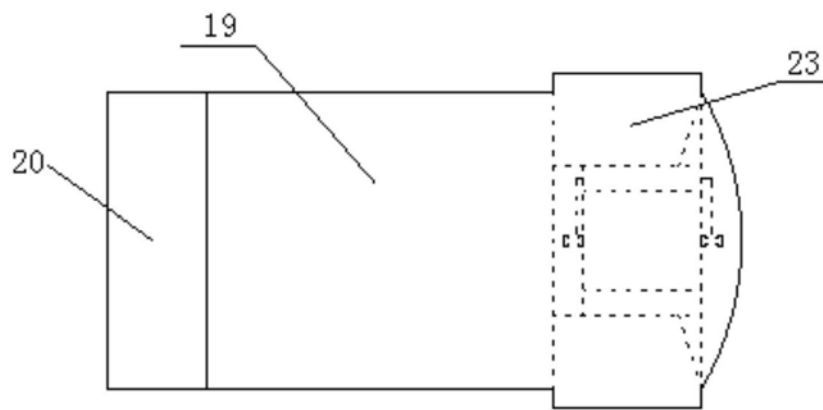


图3



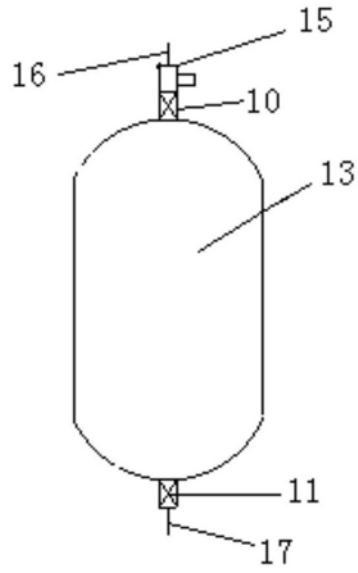


图4

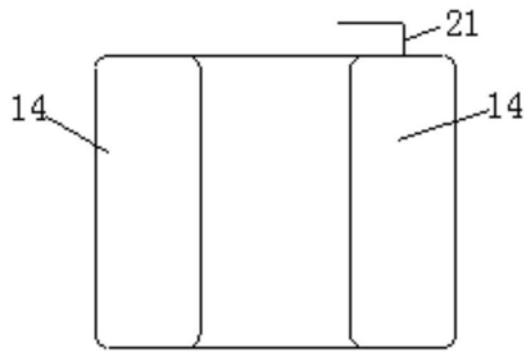


图5

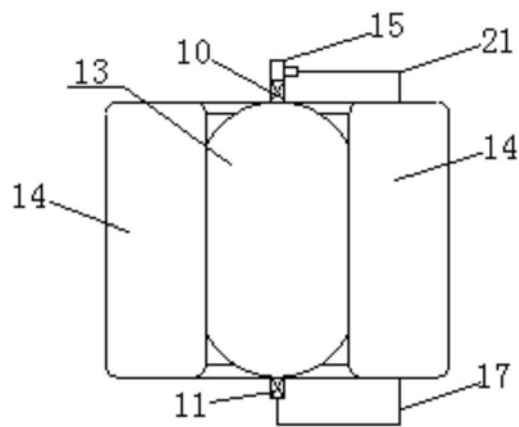


图6

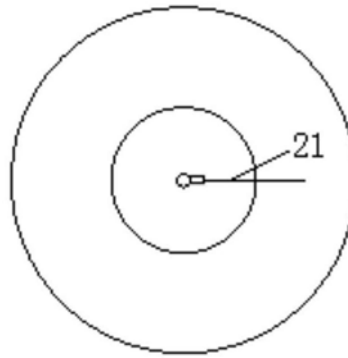


图7

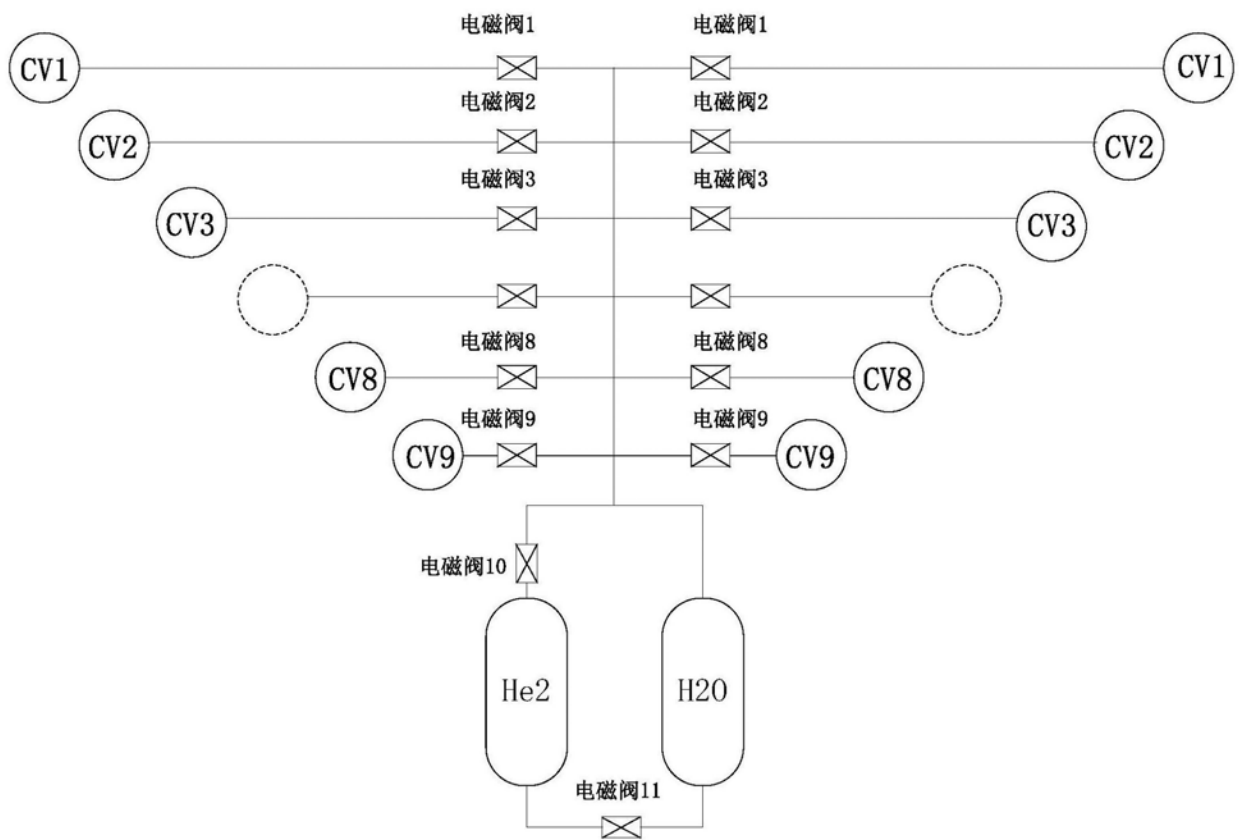


图8