



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 111225852 B

(45) 授权公告日 2023. 07. 25

(21) 申请号 201880062195.9

(22) 申请日 2018.09.24

(65) 同一申请的已公布的文献号
申请公布号 CN 111225852 A

(43) 申请公布日 2020.06.02

(30) 优先权数据
62/562,854 2017.09.25 US
62/562,872 2017.09.25 US
62/562,839 2017.09.25 US

(85) PCT国际申请进入国家阶段日
2020.03.25

(86) PCT国际申请的申请数据
PCT/EP2018/075727 2018.09.24

(87) PCT国际申请的公布数据
W02019/057952 EN 2019.03.28

(73) 专利权人 赛峰航空系统公司
地址 法国普莱济尔

(72) 发明人 罗曼·鲍朗格
金-伊维斯·里沃尔特

(74) 专利代理机构 北京国昊天诚知识产权代理
有限公司 11315

专利代理师 南霆 李有财

(51) Int.Cl.
B64C 25/56 (2006.01)
B64C 25/54 (2006.01)
F17C 5/06 (2006.01)
B63C 9/00 (2006.01)
B63C 9/125 (2006.01)

(56) 对比文件
WO 2016186914 A1, 2016.11.24
GB 2343152 A, 2000.05.03
CN 104554744 A, 2015.04.29
US 4312484 A, 1982.01.26
EP 0091660 A1, 1983.10.19
US 3507466 A, 1970.04.21
CN 103547506 A, 2014.01.29
WO 2016186914 A1, 2016.11.24

审查员 李红英

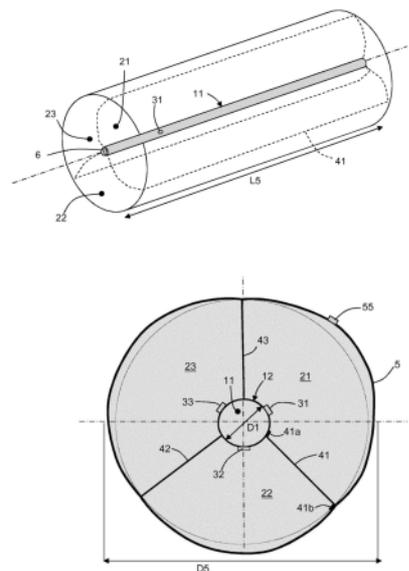
权利要求书1页 说明书9页 附图6页

(54) 发明名称

用于应急航空器浮力的充气装置

(57) 摘要

一种用于航空器浮力的充气装置,其配置成在紧急降落于水上时充气,所述装置包括第一充气腔室(11;111),所述第一充气腔室配置成由气体源(9)充气以从折叠状态变为充气状态;多个第二充气腔室(21-24;121-125),其各自配置成通过至少一个供应通道(31-35)由在所述第一腔室中流动的气体供应,每个第二充气腔室配置成经充气以从折叠状态变为充气状态,其中每个供应通道(31-34)包括止回阀(8)。



1. 一种用于航空器浮力的充气装置,其配置成在紧急降落于水上时充气,所述装置包括:

第一充气腔室(11;111),所述第一充气腔室配置成由气体源(9)充气以从折叠状态变为充气状态;

多个第二充气腔室(21-24;121-125),每个所述第二充气腔室配置成通过至少一个供应通道(31-35)由在所述第一充气腔室中流动的气体供应,至少一个供应通道直接布置在将所述第一充气腔室与邻近的第二充气腔室分隔开的壁(12)中,每个第二充气腔室配置成经充气以从折叠状态变为充气状态,其中每个供应通道(31-35)包括止回阀(8),

提供主外壳(5),所述主外壳(5)形成充气状态下的所述第二充气腔室的外壁,并且所述第一充气腔室(11)容纳在所述主外壳(5)内,其中,每个第二充气腔室(21-24)与两个相邻的其它第二充气腔室(21-24)邻近,并且其中,每个第二充气腔室(21-24)通过分隔壁(41-43)与两个相邻的第二充气腔室(21-24)分隔开,每个第二充气腔室由所述主外壳径向向外限定,其侧向由两个分隔壁限定,并且由所述第一充气腔室(11)径向向内限定。

2. 根据权利要求1所述的装置,其特征在于,每个供应通道(31-35)包括校准孔(81)。

3. 根据权利要求1所述的装置,其特征在于,所述第一充气腔室(11)通过选择性受控阀(91)在压力下联接到气体源(9)。

4. 根据权利要求1至3中任一项所述的装置,其特征在于,所述第一充气腔室(11)是细长的,并且基本上在纵向方向(X)上延伸。

5. 根据权利要求4所述的装置,其特征在于,所述第一充气腔室(11)当充气时是管状的。

6. 根据权利要求1所述的装置,其特征在于,在所述第一充气腔室处设置有主入口(6),并且所述入口位于轴向位置,即在所述装置的一个轴向端处。

7. 根据权利要求4所述的装置,其特征在于,所述供应通道(31-35)各自沿所述纵向方向处于不同的轴向位置(P1-P4)。

8. 根据权利要求1所述的装置,其特征在于,腔室组件定义为第一充气腔室和第二充气腔室的组合件,其中,所述装置进一步包括附接构件,所述附接构件将所述腔室组件附接到航空器框架的一部分上或起落架(LG)的一部分上。

9. 根据权利要求8所述的装置,其特征在于,所述附接构件包括至少一个吊带(14),所述吊带(14)具有粘接到所述主外壳外侧的端垫。

10. 根据权利要求1所述的装置,进一步包括处于打包配置的弹出式保护盖(18)。

11. 根据权利要求1所述的装置,进一步包括放气通道(51;55),所述放气通道(51;55)在每个第二充气腔室处用于在测试后使所述第二充气腔室放气,所述放气通道在正常使用配置下保持关闭。

12. 根据权利要求1所述的装置,其中定义了打包密度指数PDI,所述打包密度指数PDI定义为由正常条件下在所述充气状态时获得的气体体积除以打包状态时的占用体积,所述正常条件即1 atm的外部压力和20°C的温度,其特征在于,PDI至少为25。

13. 根据权利要求12所述的装置,其特征在于,PDI为40。

14. 根据权利要求12所述的装置,其特征在于,PDI为50。

用于应急航空器浮力的充气装置

技术领域

[0001] 本公开涉及用于应急航空器浮力的充气装置。具体地,期望在直升机上提供浮力系统,使得在水上着陆的情况下,特别是在紧急情况下,直升机能保持漂浮,从而防止下沉和/或倾覆。

背景技术

[0002] 需要为直升机提供浮力系统。这种浮力系统通常是仅在需要时才被启用的充气系统,并且在其余时间,即在正常操作条件下,充气系统不被充气并且应占用尽可能小的空间。系统的重量也应尽可能小。

[0003] 从文献US4655415或US4165059中已知这种充气系统。除了航空器的浮力辅助装置外,还可以提供用于疏散人员的筏。

[0004] 通常,在航空器的浮力辅助装置中,提供了多个隔室,每个隔室通过专用管道独立地由气体源进行供应,从而实现一定程度的冗余。

[0005] 在以上公开的观点下,需要提出新的解决方案来更好地折衷放气状态下的重量和占用体积与展开和/或充气后的性能。

发明内容

[0006] 根据本公开的第一一般方面,公开了一种用于航空器浮力的充气装置,其配置成在紧急降落于水上时充气,所述装置包括:

[0007] 第一充气腔室,所述第一充气腔室配置成由气体源充气以从折叠状态变为充气状态,

[0008] 多个第二充气腔室,所述第二充气腔室各自配置成通过至少一个供应通道由在所述第一腔室中流动的气体供应,每个第二充气腔室配置成经充气以从折叠状态变为充气状态,其中至少一个供应通道包括止回阀。

[0009] 由于这些布置,仅需要一个管道即可通过第一充气腔室供应整个装置,并且可以避免使用其它管道来供应第二腔室。

[0010] 应注意,所谓的‘第二腔室’在此构成装置的主要浮力单元(也称为浮力囊或袋)。

[0011] 术语‘第一腔室’在此表示充气囊,其有利地是与气体源联接的唯一的囊。‘第一腔室’也可以参与总体浮力,但是在大多数提议的实施例中,其程度要比第二腔室小得多。

[0012] 第一腔室和第二腔室均由柔性气密织物制成。这种织物薄而轻,即每平方米不到400克。这种织物小于2mm厚,优选地小于1mm厚。其可以是织造的或非织造的尼龙/聚氨酯化合物。

[0013] 术语‘折叠状态’是指当腔室内没有气体时可以实现的紧凑的最小体积状态。

[0014] 由于仅使用一个供应管道,因此装置可以以非常有效的方式打包,并且有更大的灵活性来提出不同的小型放气式打包配置,例如圆柱形或平行六面体,或任何所需的打包体积。

[0015] 应了解,‘气体’可以是简单的空气,或更优选地是基于氦气或氮气的特定气体或气体组合。由于氦气重量轻,可以将其视为最佳选择。气体源被设计成供应预定量的气体以在正常环境条件(1巴,20℃)下使第一腔室和第二腔室充气至目标压力,这种目标绝对压力介于1.05巴与1.5巴,优选地在1.15巴与1.2巴之间。从另一个角度看,充气压力陈述为可以介于[0.05巴-0.5巴]范围内的相对压力。

[0016] 应注意,每个相应的止回阀允许气体从第一腔室传到相应的第二腔室,并防止气体从第二腔室传到第一腔室。因此,在充气后,如果一个第二腔室被刺穿,其它第二腔室会保持不受影响,由其相应的止回阀保护。

[0017] 关于条款“其中至少一个供应通道包括止回阀”,应理解,如果设置有N个第二腔室,则止回阀的数量至少为(N-1)。在一个特定的第二腔室没有止回阀的情况下,此第二腔室与第一腔室流体地结合在一起,这种第一腔室可以在其入口处具有止回阀。

[0018] 每个供应通道,无论是否装有止回阀,都直接布置在将第一腔室与邻近的第二腔室分隔开的壁中。

[0019] 在优选配置中,提供了与第二腔室的数量N一样多的止回阀(即,N)。

[0020] 根据一个选项,每个供应通道可以包括校准孔。由此,可以使第二腔室的相应充气遵循预定义流速,并且可以使整个装置的充气顺序更加可预测且可靠。例如,一个第二腔室可以比另一个第二腔室更快充气,以促进优选的展开。当装置在充气前处于静止状态时,优选的展开顺序可以取决于打包配置。

[0021] 根据一个选项,第一腔室通过选择性受控阀在压力下联接到气体源。气体源可以是具有预定量的例如氮气、氦气等气体的加压贮存器(也称为罐)。当有来自航空器的飞行员或来自自动紧急机载控制器的信号时,使选择性受控阀转变为其打开状态,从而使腔室充气。

[0022] 根据替代选项,气体源可以由点火器触发的化学气体发生器。这代表了用于提供预定量气体的替代轻质解决方案。

[0023] 根据一个有利方面,提供一种主外壳,所述主外壳形成充气状态下的第二腔室的外壁,并且第一腔室容纳在所述主外壳内。因此,第一腔室在主外壳内受到保护,以免受环境危害;第二腔室(及其止回阀)的入口也在主外壳内受到保护,以免受环境危害;在第二腔室处没有向外突出的入口。

[0024] 根据一个选项,每个第二腔室可以与两个相邻的其它第二腔室邻近。事实证明这是具有功能对称性的平衡配置。如果一个第二腔室被刺穿并放气,则两个相邻的其它第二腔室可以在放气腔室留下的自由空间内突出。有利的是,对于任何刺穿的第二腔室都是如此。

[0025] 根据一个选项,每个第二腔室通过分隔壁与两个相邻的第二腔室分隔开,每个第二腔室由主外壳限径向向外定,其侧向由两个分隔壁限定,并且由第一腔室径向向内限定。这是简单的圆柱形配置。

[0026] 根据一个选项,每个分隔壁呈现径向向内设置的第一边界,其中所述第一边界粘接到第一腔室的壁;以及径向向外设置的第二边界,所述第二边界粘接到主外壳内侧。此外,分隔壁的两个纵向端也粘接到主外壳内侧。

[0027] 根据一个选项,第一腔室是细长的,并且基本上在纵向方向(X)上延伸。

- [0028] 根据一个选项,分隔壁大体上沿纵向方向(X)延伸。
- [0029] 根据一个可能的选择,第一腔室当充气时是管状的。
- [0030] 在充气后,第一腔室在充气状态下呈现第一体积,所述第一体积大体上小于所有第二腔室在充气状态下的总体积的5%。本发明人已经实现了第一体积相对于所有第二腔室的总体积的典型比率为3%或更小,并且优选地为1%。
- [0031] 根据一个选项,在第一腔室处设置有主入口,并且所述入口位于轴向位置,即在装置的一个轴向端处。
- [0032] 根据替代选项,第一腔室处的主入口可以相对于第一腔室的细长轴线径向布置。
- [0033] 根据一种选择,止回阀各自沿纵向方向在不同的轴向位置处。这为打包提供了灵活性,并且在大多数情况下可以实现减小占用的体积。
- [0034] 根据一个选项,提供附接构件,所述附接构件将腔室组件附接到航空器框架的至少一部分或滑动式起落架/轮式起落架的一部分。此类附接构件可以是与任何类型的起落架兼容的一个或多个吊带、背带、保持网等。
- [0035] 根据一个选项,附接构件包括至少一个吊带,所述吊带具有粘接到主外壳外侧的端垫。有利的是,端垫可以粘接到横跨两个第二腔室的区域。
- [0036] 根据替代选项,附接构件可以包括网,所述网至少部分地围绕腔室组件。
- [0037] 根据一个选项,第二腔室沿纵向方向X一个接一个地布置,分隔壁横向设置,并且第一腔室位于径向向外位置。这形成了常规的‘串联’配置。
- [0038] 根据一个选项,浮力腔室(第二腔室)的数量(N)介于3与6之间。浮力腔室的数量可以适应直升机制造商的需要和/或分配给直升机的任务。依赖性要求和对一个或多个故障的抵抗力可能决定需要增加隔室/浮力腔室的数量。
- [0039] 根据一个选项,装置还可以包括处于打包配置的弹出式保护盖。由此,在使用之前保护充气装置。在充气压力下或通过烟火保险丝的熔断释放盖。
- [0040] 根据一个选项,装置还可以包括在每个第二腔室处用于在测试后使第二腔室放气的放气通道,放气通道在正常使用配置下保持关闭。为了在压力测试后放气,通过真空源吸入气体。这允许在打包之前进行测试过程并以打包状态交付。
- [0041] 根据一个选项,可以定义打包密度指数PDI,所述打包密度指数PDI定义为由正常条件(即1atm的外部压力和20°C的温度)下在充气状态时获得的气体体积除以打包状态时的占用体积,其特征在于PDI至少为25,通常约为40,并且优选地约为50。
- [0042] 根据被视为可以独立于以上公开的第一方面的本发明的第二方面,提出了一种用于航空器浮力的充气装置,其配置成在紧急降落于水上时充气,所述装置包括:
- [0043] 多个浮力充气腔室(21-25),每个浮力充气腔室配置成充气以从折叠状态变为充气状态,其中设置有主外壳,所述主外壳在充气状态下具有基本上圆柱形形状与纵轴(X),其中每个浮力充气腔室与两个相邻的其它第二腔室邻近,其中每个浮力充气腔室(21-25)通过平行于纵轴(X)布置的分隔壁与两个相邻的浮力充气腔室分隔开。
- [0044] 每个隔室/浮力腔室从到装置的一个轴向端延伸至到装置的另一轴向端。
- [0045] 发明人已发现,在隔室被刺穿的情况下,这种纵向布置能根据海况提供更好的抵抗俯仰和侧倾的性能。
- [0046] 根据一个选项,浮力充气腔室的数量(N)介于3与4之间。

[0047] 如上所述,可以从中央管状腔室提供气体供应。或者,可以从外部入口单独地提供气体供应。

[0048] 关于本公开的第二方面,其可以与针对本公开的第一方面提出的任何可选特征组合。

[0049] 例如,可以提供主外壳,其在充气状态下形成第二腔室的外壁。

附图说明

[0050] 从下文通过非限制性示例给出且参考附图的本发明的实施例之一的详细描述中可以了解本发明的其它特征和优点,其中:

[0051] -图1是配备有根据本发明的浮力设备的旋翼航空器的示意性透视图,所述浮力设备处于充气状态,

[0052] -图2A示出处于放气打包状态的根据第一实施例的浮力设备的示意性透视图,

[0053] -图2B示出处于放气打包状态的根据变型实施例的浮力设备的示意性透视图,

[0054] -图3是处于充气状态的根据第一实施例的浮力设备的示意性透视图,

[0055] -图4是图3所示的浮力设备的截面图,所述浮力设备包括三个浮力腔室,

[0056] -图5是根据第二实施例的浮力设备的截面图,所述浮力设备包括四个浮力腔室,

[0057] -图6示出分配腔室的一些特征,

[0058] -图7示出本公开所涉及的止回阀的截面图,

[0059] -图8示出控制电气框图,

[0060] -图9示出第三实施例,即‘串联’分隔配置,

[0061] -图10示出具有纵向隔室但没有中央分配腔室的另一实施例,该图示出了装置的横截面。

具体实施方式

[0062] 在附图中,相同的附图标记表示相同或相似的元件。为清楚起见,一些元件可能未按比例呈现。

[0063] 系统概述

[0064] 在本公开的上下文中,如图1所示,例如直升机H的旋翼航空器设有浮力辅助系统1。也使用术语‘漂浮辅助’。其防止航空器下沉。浮力辅助系统附接到航空器框架的至少一部分或起落架LG的一部分。根据直升机的类型,起落架LG可以是滑动式起落架或轮式起落架,但是不排除其它类型的起落架。

[0065] 飞行员坐在乘客舱PC内,乘客舱另外也称为驾驶员座舱。浮力辅助系统也可以嵌入靠近乘客舱PC的外部舱中,或者通常嵌入附接到航空器结构的外部舱中。

[0066] 在所示的示例中,有四个充气装置,每个充气装置用附图标记1表示,一个在左前角、一个在右前角、一个在左后角且一个在右后角。当航空器漂浮在海上时,根据海况,或多或少会有俯仰和侧倾移动,并且航空器的整体稳定性取决于施加在每个充气装置1上的阿基米德浮力。

[0067] 如图1和3所示,在待机模式以及充气状态下,每个充气装置1通过附接构件14附接到航空器结构,稍后将进一步详细描述。

[0068] 通过以下空间附图标记描绘航空器H:X1表示航空器的纵轴,Y1表示航空器的横轴,Z1表示航空器的竖轴。

[0069] 在正常条件下,每个充气装置1以最小体积配置布置,处于待机模式,准备被启用和充气。最小体积配置另外称为“打包配置”。

[0070] 在所描绘和描述的示例中,不包含疏散筏。然而,在其它实施例中,可以将筏添加到浮力辅助系统。

[0071] 图2A描绘了具有基本上圆柱形形状的打包配置。打包沿纵轴X延伸一段距离L2,所述距离基本上对应于充气状态下的长度。标记为D2的打包配置的直径通常介于10cm与50cm之间。

[0072] 应理解,充气装置1的纵轴X不必平行于航空器的纵轴X1。然而,X可以平行于Y1、Z1或任何其它方向。

[0073] 通过引入来自气体源9的气体来实现充气装置1的充气。在所示的实施例中,气体源是罐或贮存器9,其布置成十分靠近要充气的腔室或在航空器乘客舱PC中远处。

[0074] 供应软管7的一端连接到贮存器9,而另一端连接到充气装置1的入口6。供应软管7是柔性的,其可以由弹性体制成。

[0075] 气体源9通过选择性受控阀91联接到充气装置入口6。在一个优选的实施例中,受控阀91位于贮存器9的顶部,但不排除其它位置。

[0076] 在所示的示例中,贮存器(即气体源)9是具有预定量的例如氮气或氦气之类的气体的加压贮存器(也称为罐)。当有来自航空器的飞行员或来自依靠浸入式传感器96的自动紧急机载控制器(图8的附图标记90)的信号(图8的附图标记93)时,使受控阀91转变为打开状态,从而使装置中设置的充气腔室充气,如下所述。

[0077] 应理解,替代地,气体源可以是本身已知的由点火器触发的化学气体发生器。

[0078] 图2B描绘了具有基本上平行六面体形状的打包配置的简化示例。L3、W3、E3表示沿轴线X3、Y3、Z3的尺寸。

[0079] 尺寸L3可以介于20cm与120cm之间。

[0080] 尺寸W3可以介于20cm与120cm之间。

[0081] 尺寸E3(厚度)可以介于10cm与50cm之间。

[0082] 实际上,打包体积是由航空器制造商给出的,并且打包配置以及充气装置的占用体积必须符合并适合可用体积。

[0083] 可以根据打包配置的可用空间有目的地设计折叠样式。可以根据所需的展开顺序/展开设计折叠样式。

[0084] 充气腔室的布置

[0085] 在图3和4所示的一个实施例中,装置包括居中布置的第一充气腔室11。装置配置成由气体源9充气。

[0086] 进一步,装置包括分别标记为21、22、23的三个第二充气腔室(简称“第二腔室”)。可以将“腔室组件”定义为包含所有充气腔室,即第一腔室11和第二腔室21、22、23。

[0087] 提供了形成第二腔室的外壁的主外壳5。这具体在充气状态下显示,但在打包状态下也是如此,而图中未显示。

[0088] 应注意,替代三个,第二充气腔室的数量N可以是2至8中的任意一个,因此使用“多

个第二充气腔室”的条款很重要。实际上,尤其是根据航空器的任务要求,优选的是使N介于3与6之间。

[0089] 每个第二充气腔室配置成在供应了空气时从折叠状态变为充气状态。

[0090] 每个第二充气腔室21、22、23配置成通过分别标记为31、32、33的一个供应通道而被供应从第一腔室11流出的气体。

[0091] 在所示的示例中,每个供应通道31-33包括止回阀8。每个供应通道31-33还可以包括可以优选地是止回阀的一部分的校准孔81,但是也可以考虑在止回阀的下游或上游设有校准孔。

[0092] 更确切地,提供了从第一腔室到标记为21的第一第二腔室的具有止回阀8的供应通道31。止回阀8允许气体从第一腔室11传到第二腔室21,并防止气体从第二腔室21传到第一腔室11。

[0093] 对于第二第二腔室22,提供了从第一腔室到标记为22的第二第二腔室的具有止回阀8的供应通道32。止回阀8允许气体从第一腔室11传到第二第二腔室22,并防止气体从第二第二腔室22传到第一腔室11。

[0094] 类似地,对于第三第二腔室23,提供了从第一腔室到第三第二腔室23的具有止回阀8的供应通道33。止回阀8允许气体从第一腔室11传到第三第二腔室23,并防止气体从第三第二腔室23传到第一腔室11。

[0095] 因此,一旦充气,如果第二腔室中的一个被刺穿,其它第二腔室会保持不受影响,由其相应的止回阀保护。因此,为漂浮性提供了足够的冗余。

[0096] 每个第二腔室21-23通过分隔壁41、42、43与两个相邻的第二腔室21-23分隔开。在横截面方面,每个第二腔室由主外壳5径向向外限定,其侧向由两个分隔壁限定,并且由第一腔室径向向内限定。如图3所示,每个分隔壁的两个纵向端连接到主外壳5的纵向端部。

[0097] 分隔壁41将腔室21与腔室22分隔开,分隔壁42将腔室22与腔室23分隔开,分隔壁43将腔室23与腔室21分隔开。

[0098] 可以注意到R是径向方向,每个分隔壁在由径向方向R和轴线X定义的径向平面中延伸。从横截面的角度来看,具有三个扇区,它们之间的分隔壁之间的夹角大约为 120° 。第二腔室21-23围绕居中布置的较小的第一腔室11。

[0099] 每个分隔壁呈现径向向内设置并粘接到第一腔室壁12的第一边界41b,以及径向向外设置并粘接到主外壳内侧的第二边界41a(在图5中仅示出了第一第二腔室21)。第一边界41b和第二边界41a主要沿纵向方向延伸,其宽度为几厘米。

[0100] 此外,分隔壁的两个纵向端也粘接到主外壳内侧。

[0101] 在充气状态下,腔室组件大体上是圆柱形的,主外壳5呈现直径D5,第一腔室11大体上相对于标记为X的轴线呈圆柱形形状延伸并且具有直径D1。

[0102] 第一腔室11的直径D1可以在[0-100mm]的范围内选择。

[0103] 因此,漂浮性体积VF可以近似地计算为 $VF = 1/4 \cdot \pi \cdot L5 \cdot (D5)^2$

[0104] VF由有关航空器和负载的漂浮性要求定义。航空器的大小可以像无人机一样小,也可以和重型直升机一样大,重量可以从1公斤到几吨不等。因此,可能的VF目标范围很广。

[0105] VF可以大于800升、大于 1m^3 、大于 1.5m^3 、大于 2m^3 、大于 3m^3 ,不排除更大的体积。

[0106] 相比之下,如果存在沿X的简单折叠($L2=L5/2$),则在图2所示的实施例中,打包配

置所占用的体积 V_p 为 $V_p=1/4 \cdot \pi \cdot (D_2)^2 \cdot L_2$ 。

[0107] 可以将打包密度指数PDI定义为由正常条件(即1atm的外部压力和20°C的温度)下在充气状态时获得的总气体体积除以打包配置时的占用体积,即 $PDI=VF/V_p$ 。

[0108] D_2 可以基本上小于 D_5 ,在一个示例中,PDI为25。

[0109] 在实践中,发明人已发现PDI为至少25,通常约为40,并且优选地约为50。

[0110] 在实践中,在大型直升机的情况下, L_2 可以介于2.5m与5m之间;并且 D_5 的范围可以从0.8m至2m。

[0111] 应注意,第一腔室11在充气状态下呈现第一体积 V_1 ,并且所有第二腔室的总体积标记为 V_2 。因此总漂浮体积为 $VF=V_1+V_2$ 。

[0112] 在充气状态下,第一体积 V_1 大体上小于所有第二腔室的总体积 V_2 的5%。发明人已经实现了典型比率 V_1/V_2 为3%或更小,并且优选地为大约1%。

[0113] 第一腔室和第二腔室均由柔性气密织物制成。这种织物薄而轻,即每平方米不到400克。这种织物小于2mm厚,优选地小于1mm厚。其可以是织造的或非织造的尼龙/聚氨酯化合物。织物的厚度在0.3mm至0.5mm的范围内。

[0114] 这种织物表现出较低的串联可延展性。这种织物表现出良好的横向柔韧性,因此很容易折叠。换句话说,腔室在充气时会展开,但织物本身不会延伸很多。

[0115] 通过粘接/组装工艺来组装此类织物的各种片材。

[0116] 可以使用基于聚氨酯化合物的化学粘接技术。

[0117] 也可以使用具有高频热焊接技术的机械组装工艺(也可以使用“热键合”或“热焊接”)。

[0118] 具有四个腔室的变型

[0119] 如图5所示,装置可以包括四个第二腔室21、22、23、24,而不是三个第二腔室。下文仅讨论主要区别,其余特征与上文针对三个隔室配置描述的特征相似或相同。

[0120] 四个第二腔室具有基本上相同的大小,占用相同的体积,并因此提供相似的漂浮性。从横截面的角度来看,每个腔室大体上占据圆盘的四分之一。第二腔室21-24围绕居中布置的较小的第一腔室11。

[0121] 提供从第一腔室11至第二充气腔室21的标记示为31的供气通道,从第一腔室11至第二腔室22的标记示为32的供气通道,从第一腔室11至第二腔室23的标记示为33的供气通道,从第一腔室11至第二腔室24的标记示为34的供气通道。

[0122] 分隔壁41将腔室21与腔室22分隔开,分隔壁42将腔室22与腔室23分隔开,分隔壁43将腔室23与腔室24分隔开,分隔壁44将腔室24与腔室21分隔开。

[0123] R 是径向方向,每个分隔壁在由径向方向 R 和轴线 X 限定的径向平面中延伸。

[0124] 气体通道/止回阀/校准孔

[0125] 从图6显而易见,通道各自沿纵向方向位于不同的轴向位置 P_1 - P_4 处。更确切地,从布置有入口的第一腔室的左端开始,可以首先看到从第一腔室11向第一第二腔室21供应的向上指向的第一通道31,然后进一步沿轴线 X 且在围绕轴线 X 的另一角位置处是从第一腔室11向第二第二腔室22供应的朝向观看点指向的第二通道32,然后再进一步沿轴线 X 且在围绕轴线 X 的又一角位置处是从第一腔室11向第三第二腔室23供应的向下指向的第三通道33,然后再进一步沿轴线 X 且在围绕轴线 X 的又一角位置处是从第一腔室11向第四第二腔室

24供应的远离观看点指向的第四第三通道33。

[0126] 通道可以沿轴线X彼此间隔开,其中间隔距离($P_i - P_{i+1}$)介于5cm与50cm之间。

[0127] 可以考虑沿轴线的通道的其它类型的位置,这为打包提供了灵活性,并且在大多数情况下可以实现减小占用的体积。

[0128] 每个空气通道可以包括止回阀,现将参考图7对其进行详细描述。

[0129] 止回阀包括壳体84、阀86和阀座88。阀座可以与壳体一起布置或者直接布置在将第一腔室与第二腔室分隔开的壁12上。

[0130] 提供弹簧87,以抵靠阀座88偏置阀86,从而关闭通道。

[0131] 弹簧87具有低刚度,使得通道在 δ 压力 >50 毫巴时就打开(第一腔室中的压力比第二腔室中的压力高至少50毫巴)。例如,可以在[10毫巴,100毫巴]范围内选择不同的阈值。

[0132] 此外,提供了一个或多个排气口85,以使空气从阀壳体84进入第二腔室。供应通道可以包括校准孔,所述校准孔由阀座处的孔81或阀壳体84后部的排气口85形成。

[0133] 从第一腔室11至第二腔室的所有校准孔81可以具有相同的大小。替代地,一些校准孔相对于其它孔可以具有不同的大小。每个校准孔可以根据所需的展开样式有目的地设计大小。在实践中,从第一腔室11形成的公共供应开始,可以使第二腔室的相应充气遵循预定义流速,并且可以使整个装置的充气顺序更加可预测且可靠。例如,一个第二腔室可以比另一个第二腔室更快充气,以促进优选的展开方式。当装置在充气前处于静止状态时,优选的展开顺序和特定孔大小可以取决于打包配置。

[0134] 应注意,第一腔室的长度可以短于整个装置的长度。

[0135] 从另一个角度看,第一腔室的长度可以长于整个装置的长度,并且在入口端可以呈现出曲线,使得入口可以不正位于轴线上而是位于远离轴线的径向位置。

[0136] 附接构件

[0137] 提供附接构件,以将腔室组件附接到航空器框架的至少一部分或起落架LG的一部分。根据一个选项,附接构件包括围绕部分或全部腔室组件的至少一个吊带14。吊带的一端附接到航空器结构,而另一端包括粘接到主外壳的垫。有利的是,垫可以粘接到横跨两个第二腔室的区域。

[0138] 另外或替代地,附接构件可以包括网,如鱼网结构,其至少部分地围绕腔室组件。附接构件允许充气腔室无阻碍地充气。因此,尽管附接构件在放气状态下组装到腔室组件,但是附接构件的大小适合腔室组件的充气后几何形状。

[0139] 交付前的测试过程

[0140] 每个第二腔室可以包括用于在测试后使第二腔室放气的放气通道55,所述放气通道在正常使用配置下保持关闭。图4和5仅呈现一个。

[0141] 在交付之前可能需要测试充气装置1。可以按正常使用方式进行充气(即通过主入口6),但之后应进行放气,以使装置恢复为打包配置。为此目的,装置的每个隔室(即每个第二腔室)可以设置有放气通道。

[0142] 根据一种可能性,可以提供布置在每个第二腔室的外壁处的放气阀55。在这种情况下,可以手动插入放气装置以使第二腔室放气。此后,放气阀返回其静止关闭状态,然后在正常使用配置中放气阀保持关闭状态。

[0143] 根据另一种可能性,如图6的虚线所示,可以提供布置在每个第二腔室与第一腔室

之间的放气阀51。除非向第一腔室施加真空,否则此放气阀保持关闭。此操作只会有目的地进行,因此在正常使用配置期间不会发生放气。此放气阀的开启阈值可以高于上述空气充气止回阀的开启阈值。

[0144] 其它变型

[0145] 根据图9所示的另一种变型,可以提供沿纵向方向X一个接一个地布置的第二腔室,其中横向分隔壁将第二腔室分隔开,即分隔壁相对于轴线X垂直地延伸。此外,提供位于径向向外位置的第一腔室111。分隔壁垂直于纵向方向X。

[0146] 从图9最左边到最右边,第二腔室沿纵向方向X一个接一个地布置,标记为121-125。更确切地,从左端开始,可以首先看到从第一腔室111向第一第二腔室121供应的第一通道31,然后进一步沿轴线X是从第一腔室111向第二第二腔室122供应的第二通道32,然后再进一步沿轴线X是从第一腔室111向第三第二腔室123供应的第三通道33,然后再进一步沿轴线X是从第一腔室111向第四第二腔室124供应的第四第三通道34,然后再进一步沿轴线X是从第一腔室111向第五第二腔室125供应的第五通道35。在此,可以注意到入口6位于第一腔室111的纵向中间部分。还可以注意到入口6可以位于其它位置,特别是在第一腔室的一端。同样,第一腔室111可以具有弯曲形状的一个纵向端,即,第一腔室不必是直的或绝对管状的。

[0147] 根据图10所示的本公开的第二方面,提出了一种充气装置,其包括大致平行于纵向方向X布置的多个浮力充气腔室21-24。

[0148] 类似于先前参考图5所描述的,提供主外壳,所述主外壳在充气状态下具有基本上圆柱形形状和纵向方向X。每个第二腔室21-24与两个相邻的其它第二腔室21-24邻近,每个第二腔室21-24通过平行于纵向方向布置的分隔壁41-44与两个第二腔室21-24分隔开。

[0149] 每个隔室/第二腔室从到装置的一个轴向端延伸至到装置的另一轴向端。

[0150] 应注意,在此第二方面,装置没有任何中央腔室。入口通道31-34布置在每个腔室21-24的外壁处。每个入口通道31-34连接到供应软管,并且可以包括止回阀,一旦腔室充气,所述止回阀防止气体回流。

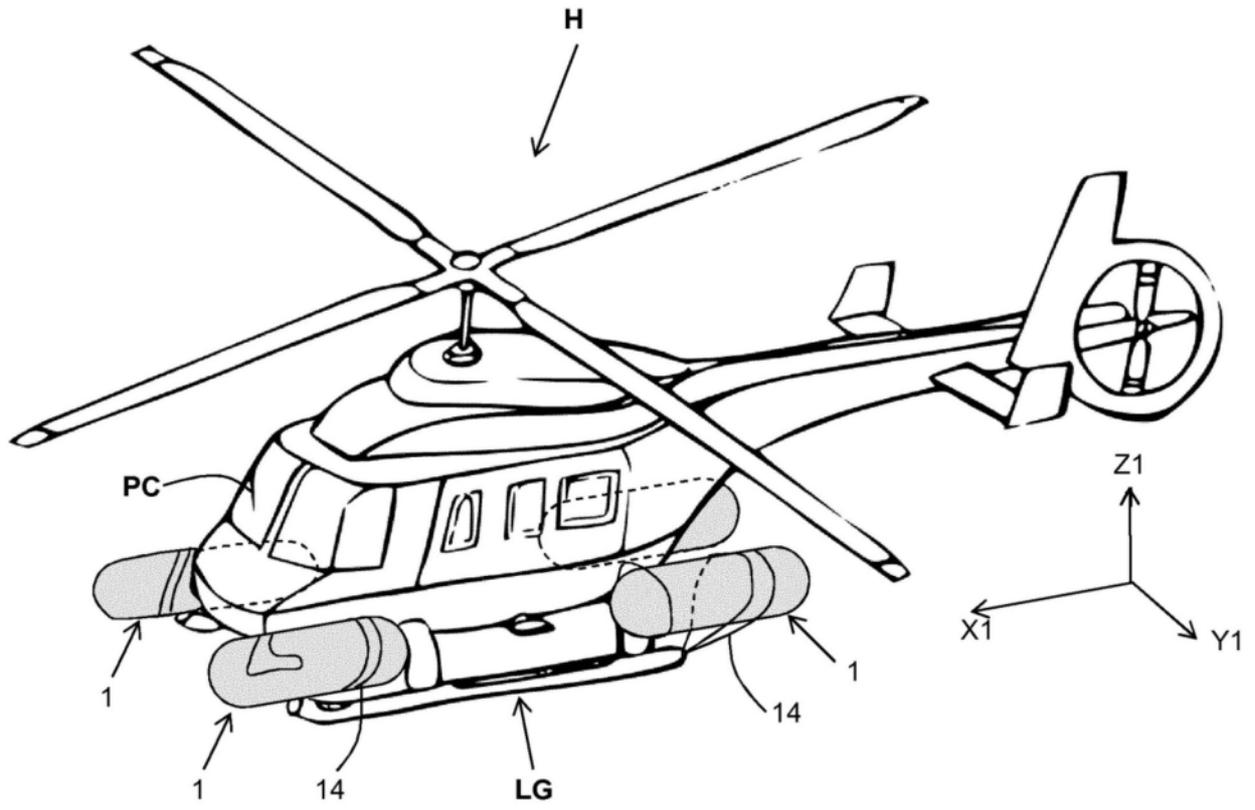


图1

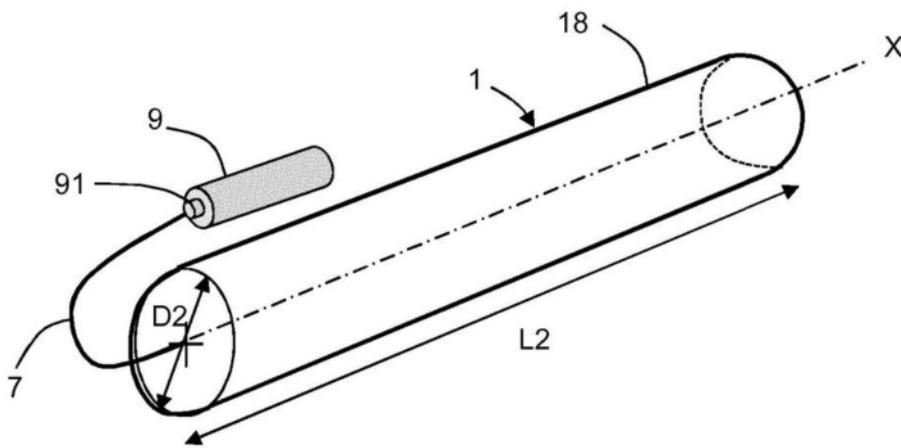


图2A

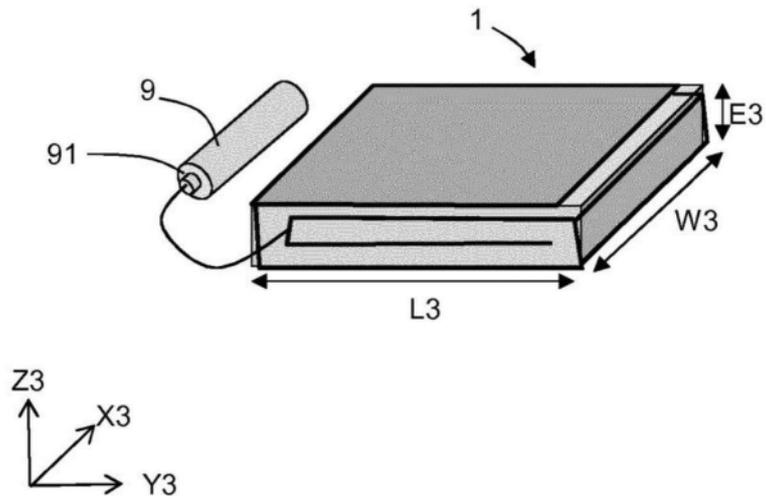


图2B

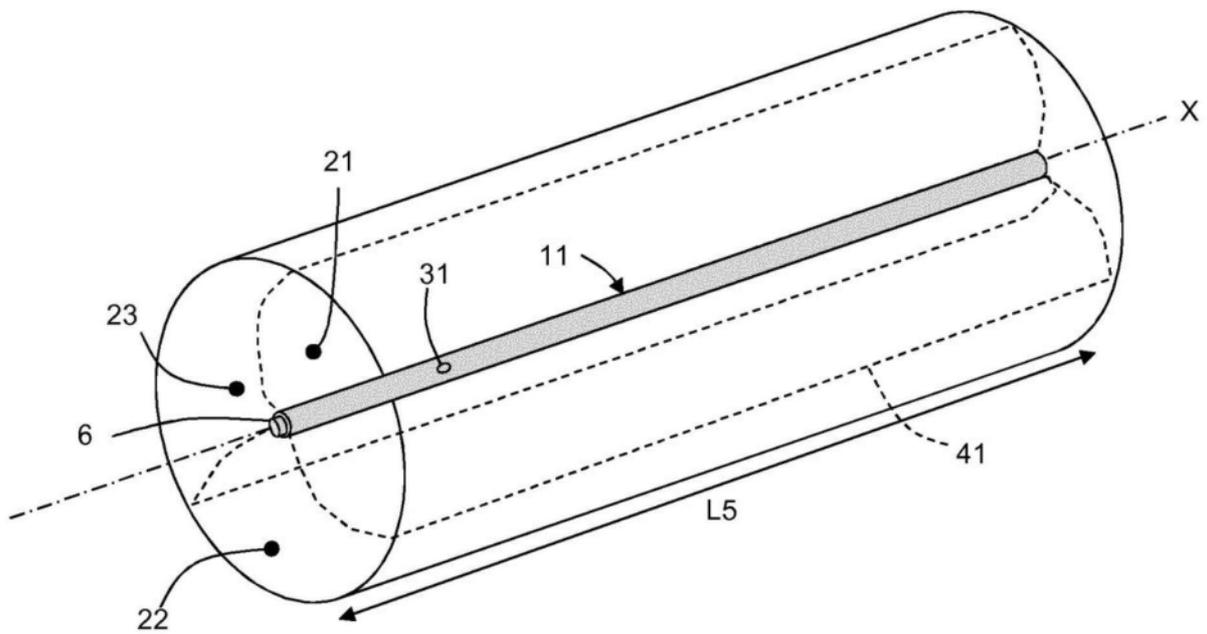


图3

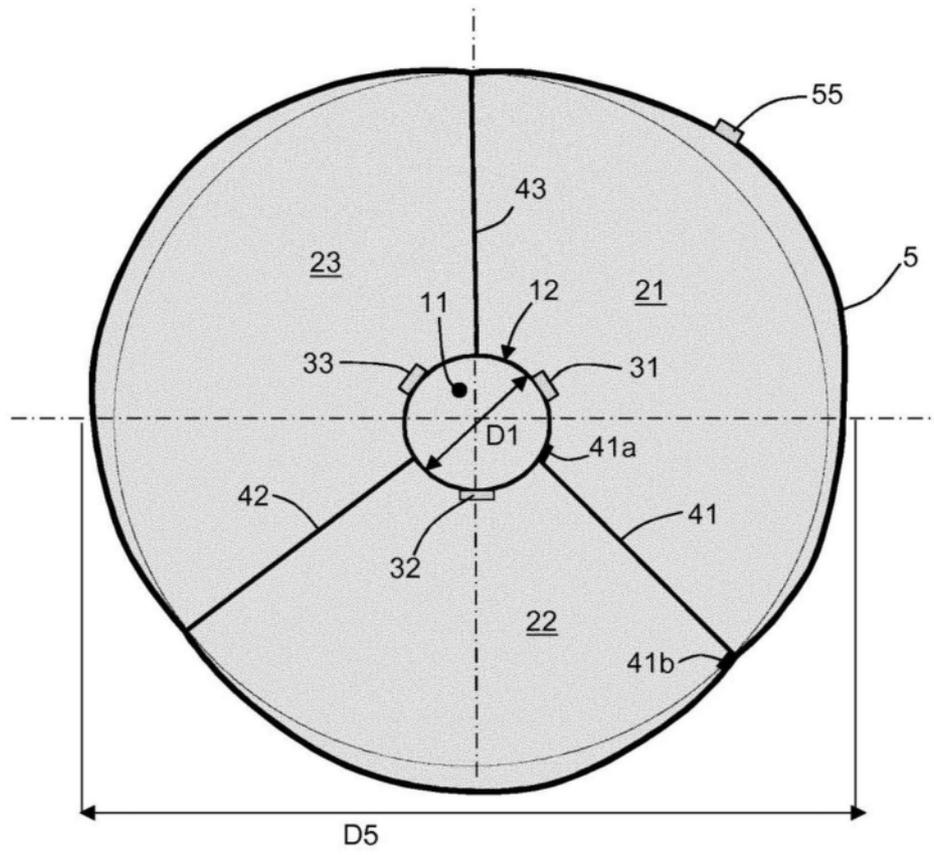


图4

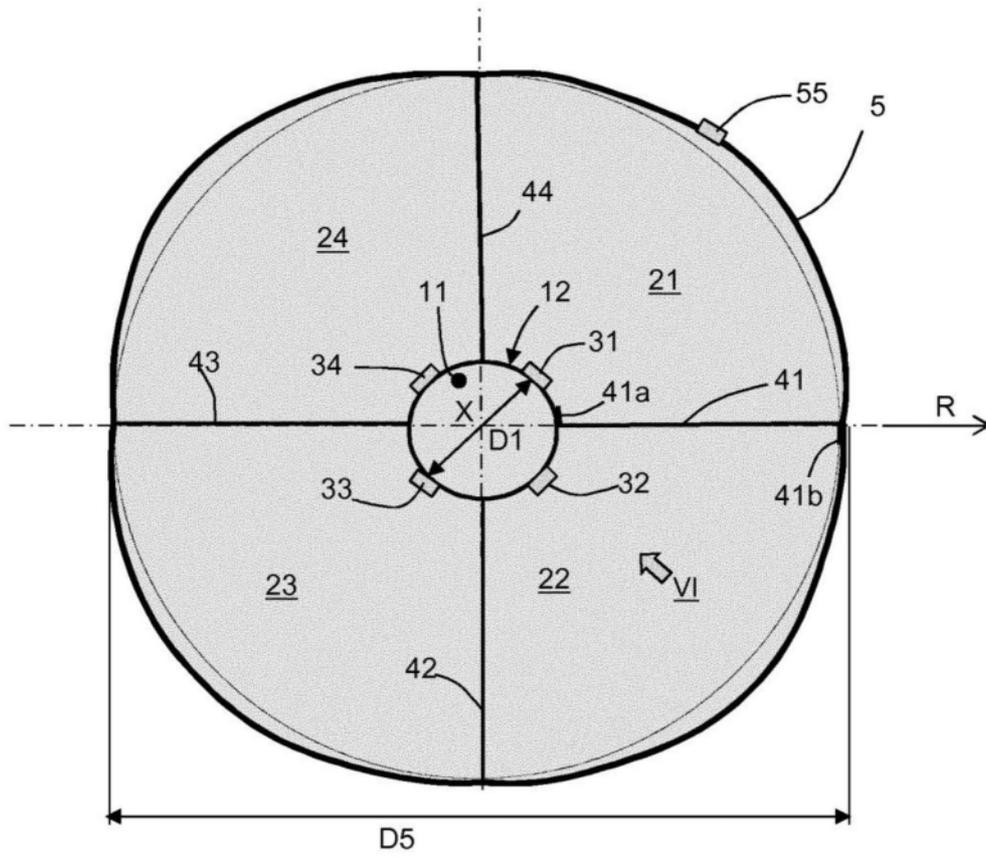


图5

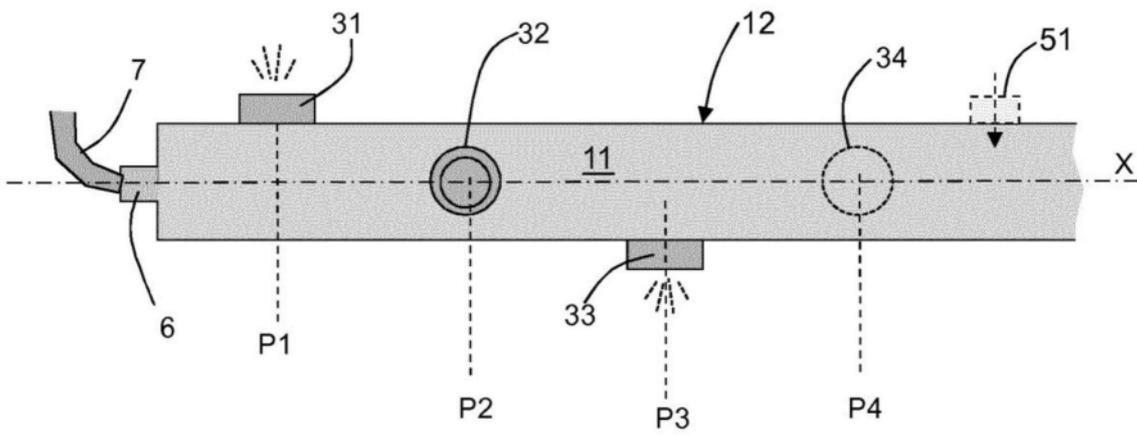


图6

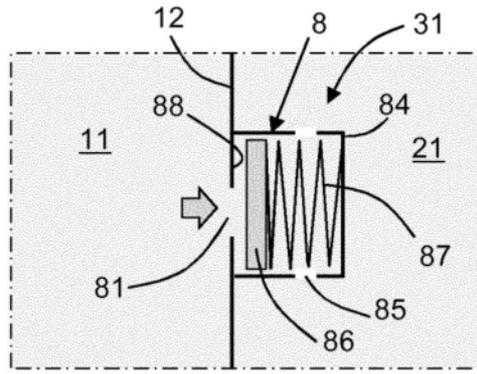


图7

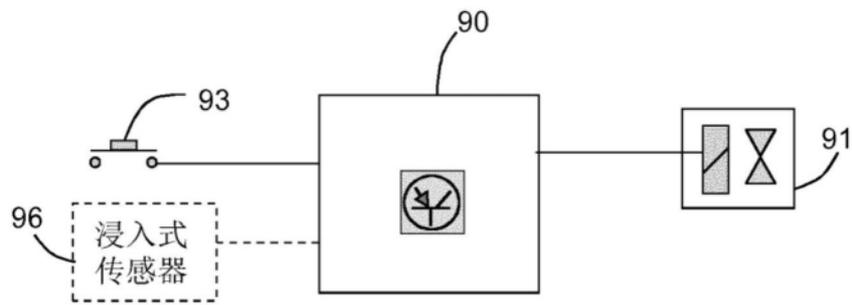


图8

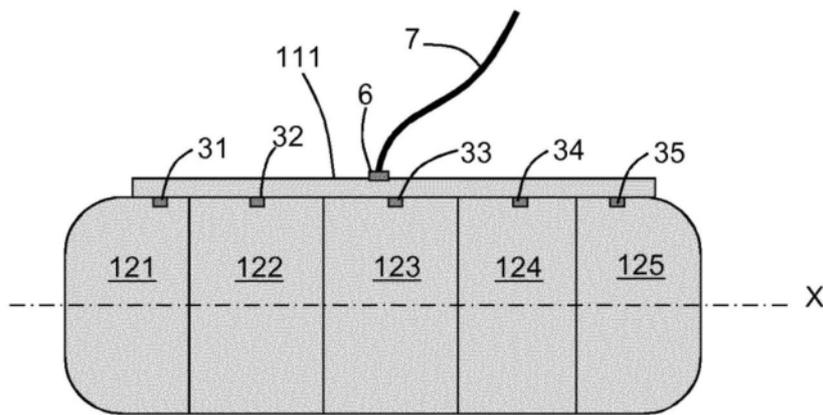


图9

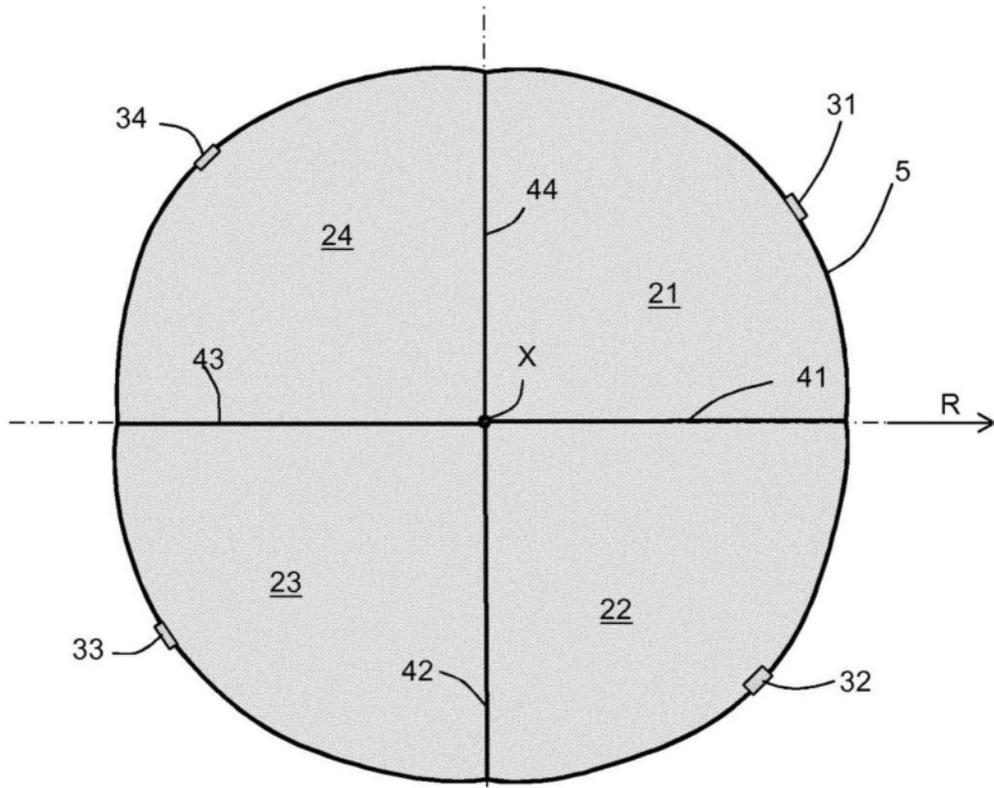


图10