



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 101466593 B

(45) 授权公告日 2011. 06. 22

(21) 申请号 200780021667. 8

(22) 申请日 2007. 06. 20

(30) 优先权数据

102006029231. 6 2006. 06. 26 DE

60/816, 559 2006. 06. 26 US

(85) PCT申请进入国家阶段日

2008. 12. 10

(86) PCT申请的申请数据

PCT/EP2007/056137 2007. 06. 20

(87) PCT申请的公布数据

W02008/000670 EN 2008. 01. 03

(73) 专利权人 空中客车德国有限公司

地址 德国汉堡

(72) 发明人 帕斯奎莱·巴索

(74) 专利代理机构 北京中原华和知识产权代理
有限责任公司 11019

代理人 寿宁

(51) Int. Cl.

B64C 1/10 (2006. 01)

(56) 对比文件

GB 1227910 A, 1971. 04. 15, 全文.

EP 0217117 B1, 1988. 06. 08, 全文.

DE 1053319 B, 1959. 03. 19, 全文.

EP 1151917 B1, 2004. 03. 17, 全文.

周荣华. 飞机舱壁结构的隔声性能分析模型. 《常州工学院学报》. 1991, 第 04 卷 (第 04 期), 80-86.

审查员 王荣

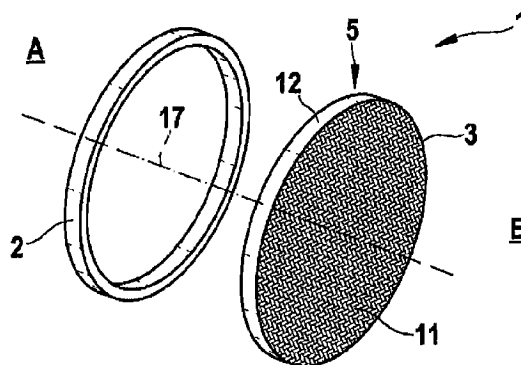
权利要求书 1 页 说明书 4 页 附图 4 页

(54) 发明名称

用于航天机舱的耐压舱壁

(57) 摘要

本发明是有关一种用于航天机舱 (10) 的耐压舱壁 (1, 1'), 其包括: 在不承载状态下具有大体平面形的舱壁主体部分 (3); 以及将所述舱壁主体部分 (3) 支撑和连接在所述机舱 (10) 上的框架 (2); 其中所述舱壁主体部分 (3) 包括具有网状元件 (5, 5', 5'') 的密封结构。



1. 一种用于航天机舱(10)的耐压舱壁(1,1'),包括:在不承载状态下具有大体平面形的舱壁主体部分(3);以及将所述的舱壁主体部分(3)支撑和连接在所述的机舱(10)上的框架(2);其中所述的舱壁主体部分(3)包括具有网状元件(5,5',5'')的密封结构,所述的网状元件包括韧带件(6,6',6''),所述的韧带件为形成织物(11)的、适于密封的、编成麻花状的韧带,其中所述的织物(11)包括一层或多层以准正交各向异性顺序层叠的标准构造,其特征在于:所述的织物(11)包括形成用作管道密封通道的孔(14)的极性织物(13)的至少一部分。

2. 根据权利要求1所述的用于航天机舱的耐压舱壁(1,1'),其特征在于其中所述的框架(2)由金属和/或复合材料制成。

3. 根据权利要求2所述的用于航天机舱的耐压舱壁(1,1'),其特征在于其中所述的框架(2)由铝7150制成。

4. 根据权利要求1所述的用于航天机舱的耐压舱壁(1,1'),其特征在于其中所述的韧带件(6,6',6'')由芬芳聚酰胺纤维制成。

用于航天机舱的耐压舱壁

技术领域

[0001] 本发明涉及一种用于航天机舱的耐压舱壁。

背景技术

[0002] 耐压舱壁属于飞机机舱的内部结构,并用于确保内部,例如所述飞机尾部内的压力密闭。所述舱壁通常由例如具有单或双曲率、金属或复合材料制成、常常由所谓的支撑肋加强的刚性壳体构成。

[0003] 耐压舱壁现有解决方案的主要缺点如下:为了防止静力学上的不稳定性,必须增加结构的重量;对于金属和复合材料的解决方案制造工艺都很困难;使用昂贵的材料和/或工艺;以及难以维护与耐压舱壁相邻的结构。

[0004] 关于重量增加,主要的结构问题是由剪切和压力造成的静力学上的不稳定性。这些不稳定性与具有高扭矩(高剪切力)的侧向机动飞行时的承载状态相一致以及由与负压梯度(高压),例如飞机高度可能出现的快速丧失相一致而引起。出于这些原因,刚性耐压舱壁壳体厚度的增加成为必需,并且为了减轻重量,在径向以及有时在圆周方向采取支撑肋可能是强制性的。

[0005] 对于由于支撑肋的存在以及由于上面提及的舱壁的双曲率而造成的制造的困难,所述制造工艺导致该项作业非常复杂和昂贵。

[0006] 在使用昂贵材料和/或工艺的情况下,复合材料经常是优选的,因为它们具有节省重量的能力并适应具有双曲率的形状,避免了对于金属方案所需的巨大数量的铆钉。由于它们的制造工艺,特别是在复合夹层结构支撑肋的情况下,这样的材料同样昂贵。

[0007] 对于维护的困难,由于所采取的曲率以及相关的空间占有,其导致在所述耐压舱壁背面进入结构的困难以及邻近舱壁固定到相应框架部分的区域清洁的困难。

[0008] 文件 EP0217117A1 描述了一种耐压舱壁,其具有环带网格制成的安全支撑装置所提供的曲率。紧扣好类似物后,所述环带紧扣在所述舱壁上。

[0009] 这就需要减轻重量、减少制造时间、制造成本并提供耐压舱壁更容易的维护。

发明内容

[0010] 考虑到上述内容,本发明的目的之一是为航天机舱提供一种耐压舱壁,其避免或减轻了上面提及的缺点。

[0011] 按照本发明,该目的通过一种用于航天机舱的耐压舱壁而实现,其包括在不承载状态下大体平面形的舱壁主体部分;以及将所述舱壁主体部分支撑和连接在所述机舱上的框架;其中所述舱壁主体部分包括具有网状元件的密封结构。

[0012] 因此,所述舱壁的重量被减轻,并且由于所述耐压舱壁在不承载条件下为平面,方便了位于后机舱部的结构和系统的维护。所述重量减轻可大约多达 14-18%。此外,由于部件数量的减少和不再需要支撑肋的事实,制造时间得以减少。由于所用材料比现有技术的那些材料更加便宜的事实以及由于与复合材料相比不需要养护周期,成本也得以减少。

[0013] 由于本发明耐压舱壁的弹性,在正压和负压梯度下,其仅具有拉力,这导致了对于这样的耐压舱壁不可能有结构不稳定性的特殊优点。

[0014] 本发明进一步的有利特性和特征为所附属的权利要求的主题。

[0015] 在本发明的第一实施例中,优选的是,所述网状元件包括韧带件,所述韧带件特别优选的为形成织物的编成麻花状的韧带。

[0016] 所述第一实施例具有特殊的优点,因为所述织物适于用作密封。出于这个原因,所述编成麻花状的韧带优选由芬芳聚酰胺制成。所述韧带的编织物适于用作密封,因此不需要渗透树脂胶或类似物以及养护周期,这导致缩短制造时间和减少的成本。

[0017] 在本发明的第二实施例中,提供的所述韧带件为分别以至少一第一层和一第二层径向延伸的同心带形状的韧带,且形成至少两个保持层,其用作设置在所述保持层之间的密封件,所述密封件为热塑性膜。该结构在其不承载条件下为平面状。

[0018] 按照进一步的优选实施例,所提供的所述同心带形状的韧带件的内端与至少一中心环带相连,而其另一端与至少一外围环带相连,其中所述密封件与所述至少一外围环带相连。因此,获得了一种无结构不稳定性的弹性压力舱壁。无需支撑肋,这导致制造时间的缩短和成本的减小。

[0019] 所述框架由金属和/或复合材料制成,优选为 7150 型的铝制成。

[0020] 现在将参照随附的示意图通过举例方式描述本发明,其中:

附图说明

[0021] 图 1 是本发明第一实施例的立体分解图。

[0022] 图 2 是按照图 1 的组装实施例从内部和外部的视图。

[0023] 图 3 是按照图 1 第一实施例优选的飞机机舱舱壁典型固定的放大剖面示意图。

[0024] 图 4 是具有有孔的织物的放大图。

[0025] 图 5 是一标准织物的示意图。

[0026] 图 6 是本发明第二实施例的立体分解图。

[0027] 图 7 是按照图 6 的组装实施例的前视和后视图。

[0028] 图 8 是按照图 6 第二实施例的舱壁主体部分的视图。

[0029] 图 9 是按照图 6 第二实施例优选的飞机机舱舱壁典型固定的放大剖面示意图。

- | | | | | |
|--------|----------|--------|----------|-------|
| [0030] | 1: | 耐压舱壁 | 2: | 框架 |
| [0031] | 3: | 舱壁主体部分 | 4: | 密封件 |
| [0032] | 5、5'、5": | 网状元件 | 6、6'、6": | 韧带 |
| [0033] | 7: | 内端 | 8: | 中心环带 |
| [0034] | 9: | 外围环带 | 10: | 机舱 |
| [0035] | 11: | 织物 | 12: | 边缘 |
| [0036] | 13: | 极性织物 | 14: | 孔 |
| [0037] | 15: | 第一固定件 | 16: | 第二固定件 |
| [0038] | 17: | 纵轴 | A: | 内侧 |
| [0039] | B: | 外侧 | | |

具体实施方式

[0040] 在这些图中,除非另外注明,具有相同或相似功能的所有部件由相同的附图标记表示。

[0041] 图 1 是本发明第一实施例的立体分解图。其显示出具有纵轴 17 的耐压舱壁 1。在该实施例中,所述舱壁 1 具有一圆形或椭圆形的形状并包括框架 2 和舱壁主体部分 3。所述舱壁主体部分 3 由网状元件 5 构成,其由具有外围边缘 12 的编成麻花状的织物 11 构成。

[0042] 所述框架 2 的左侧为未示出的飞机内部的内侧,以附图标记 A 表示。附图标记 B 表示外侧,例如未示出的飞机尾部后方。

[0043] 所述框架 2 支撑所述舱壁主体部分 3,其固定在所述框架 2 上,如图 2 和图 3 的放大剖面图所示。图 2 显示出组装的舱壁 1 从内侧 A(上面)和外侧 B(下面)的平面视图。正如从图 2 中可以看到,所述织物 11 从外侧 B 固定到所述框架 2 上,如图 3 所示。

[0044] 图 3 是飞机机舱 10 的按照图 1 第一实施例的舱壁的优选典型固定的放大剖面示意图。在该举例中,所述框架 2 具有一矩形横截面或可具有另外的横截面并且可为铝,优选铝 7150 制成的空心轮廓。所述织物 11 固定到所述框架 2 面向外侧 B 的表面上和外围表面面向所述机舱 10。所述框架 2 通过第一固定件 15,例如铆钉固定到所述机舱 10 上。例如,这些铆钉 15 也可以固定需固定的织物 11。用于固定所述织物 11 可进一步和/或其他的方法使用,例如合适的粘结剂或类似物。

[0045] 如图 3 可以看到,所述耐压舱壁 1 在不承载的条件下为一平面元件。这是一个重要的优点,因为紧邻所述舱壁 1 的区域容易进入和维护。

[0046] 所述织物 11 优选由编成麻花形的韧带件 6 制成,如图 4 以放大视图显示出的。所述韧带件 6 以一种特殊的方式编织而成,以便获得一种密封结构。因此,所述织物 11 在承载条件下,例如当内侧 A(见图 3)承受机舱压力时将仅承受拉力。在正压或负压梯度情况下,所述织物 11 上将只产生拉力。

[0047] 此外,图 4 显示出所述织物 11 内具有所谓极性织物 13 的孔 14。此类孔可在必要时用于例如管道的密封通道。此设置的最佳位置可通过舱壁的有限元分析而得到。

[0048] 图 5 显示出具有圆形形状的标准织物 11。在一可选的实施例中,所述织物 11 可包括多于一层的编成麻花状的韧带 6。这些层可为以准正交各向异性顺序层叠的标准构造。由于所述密封结构不需要树脂胶或类似物,因此部件数量和制造时间在相当程度上得以减少。

[0049] 所述织物 11 可由芬芳聚酰胺纤维制成,其也被称作氨胺基纤维。此材料提供优良的耐火性,并且为无毒材料。其在微粒(例如子弹)穿入的情况下仍具有保证气密性的功能。

[0050] 图 1 至图 5 所显示出的例子具有大约 4 米的直径。

[0051] 图 6 是本发明第二实施例的立体分解图。

[0052] 其显示出具有纵轴 17 的耐压舱壁 1'。在该例子中,所述舱壁 1 具有一圆形或椭圆形的形状并包括框架 2 和舱壁主体部分 3。所述舱壁主体部分 3 由两个网状元件 5' 和 5'' 构成,其由具有同心带形状的韧带件 6'、6'' 形成。

[0053] 所述框架 2 的左侧为内侧,以附图标记 A 表示未示出的飞机内部。附图标记 B 表示外侧,例如未示出的飞机尾部的后部。

[0054] 所述框架 2 支撑所述舱壁主体部分 3,其固定在所述框架 2 上,如与图 3 所示相似的图 9 所示。

[0055] 将所述网状元件 5' 的所述韧带 6' 设置成便于其分别以至少一第一层和一第二层径向延伸的方式,且形成至少两个保持层,密封件 4 用于设置在所述保持层之间。

[0056] 在外侧 B 的所述第一保持层的所述韧带 6' 以内端 7 与圆形中心环带 8 相连,如图 7 的右视图所示。所述韧带 6' 的外端与外围环带 9 相连。这些连接可通过缝合或类似方式形成。

[0057] 如图 8 所示,在内侧 A 的所述第二保持层的所述韧带 6'' 优选为小于所述第一保持层的所述韧带 6',因为它们不得承受可能出现的荷载。这些韧带 6'' 在中心区域连在一起并以它们的外端与外围环带 9 和密封件 4 相连。

[0058] 按照优选的实施例,所述密封件 4 由热塑性膜制成,其在不承重条件下保持平面,并在承重的情况下由所述保持层的韧带 6'、6'' 保持。所述韧带 6'、6'' 在正压和负压梯度的两种情况下仅承受拉力。

[0059] 相连接的所述外围环带 9、所述韧带 6'、6'' 和所述密封件 4 由所述框架 2 固定在所述机舱 10 上,例如图 9 所示。如图 9 所示,所述密封件 4 和所述韧带 6'、6'' 通过第二固定件 16,例如铆钉固定在所述框架 2 上。也可进一步和 / 或其他的固定方法使用。

[0060] 在本发明第二实施例中,例如使用 250 个韧带 6' 和 4 个韧带 6''。它们形成平面的舱壁。

[0061] 考虑到所显示例子的尺寸,不得不注意以下内容:为了具有大约 4 米直径的圆形机舱,已经获得了每个部分的尺寸。已经使用了基于悬链平衡的所述韧带 6、6'、6'' 的分析模型以评价所述舱壁的稳定性。所考虑的荷载量为终极水平 ($2 \Delta P = 1.234$ 巴) 的最大正压梯度,其导致最大临界值。按照拉力和压力所获得的所有结果与所选材料的机械性能相适应,而所导致的所述框架的前两种模式的高频率确保其在终极水平的稳定性。

[0062] 该实验的结果显示出所述舱壁主体部分 3 的最大位移,第一实施例为约 196 毫米,而第二实施例为约 453 毫米。

[0063] 本发明消除了前面提及的现有技术的缺点,如以下所述。所述耐压舱壁 1、1' 为平面件并相对于具有单或双曲率的舱壁具有更小的面积。所述耐压舱壁 1、1' 具有减小的厚度且不需要任何支撑肋。由于其为仅表现拉力的膜,其不会出现弯曲。出于这些原因,重量得以减轻,并且减少了制造问题。

[0064] 此外,所述耐压舱壁 1、1' 不需要昂贵的养护周期,因此制造时间得以缩短。相对于现有技术,其需要更少的材料。优点是厚度减少、无支撑肋、成本降低且缩短了制造时间。

[0065] 显然,可以对上述实施例进行修改。

[0066] 例如,所述织物 11 可用合适的材料浸泡以获得特殊的高水平气密性。

[0067] 所述耐压舱壁 1、1' 可具有除圆形或椭圆形外的其他形状。

[0068] 所述韧带 6、6'、6'' 可由与提及的材料相同的或有更优特性的材料制成。

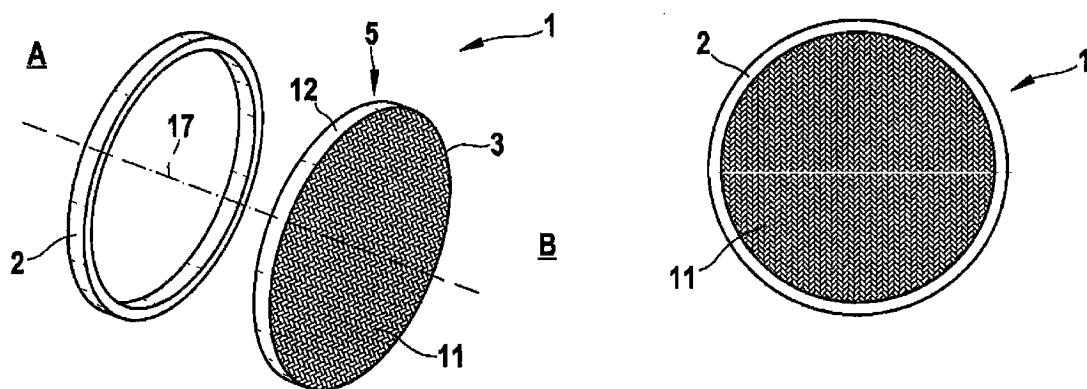


图 1

图 2a

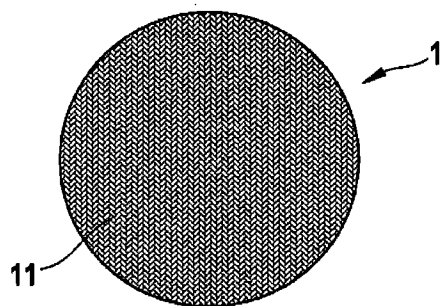


图 2b

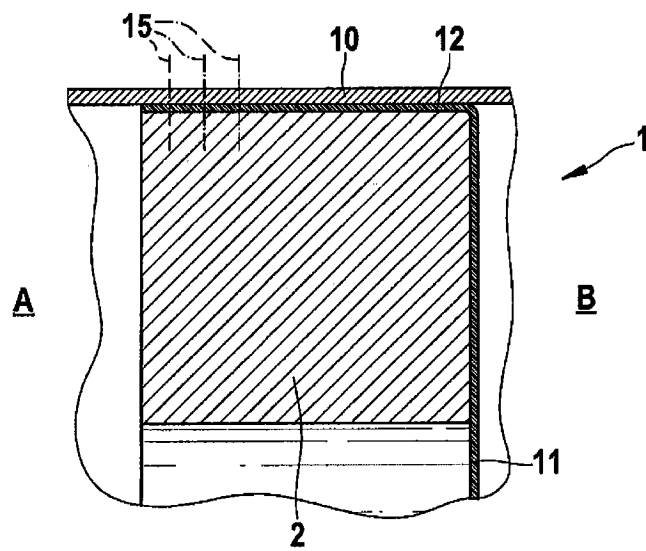


图 3

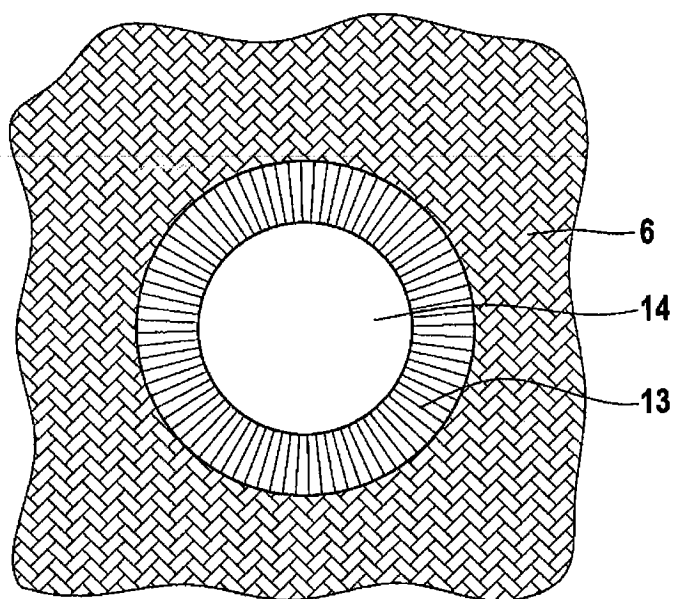


图 4

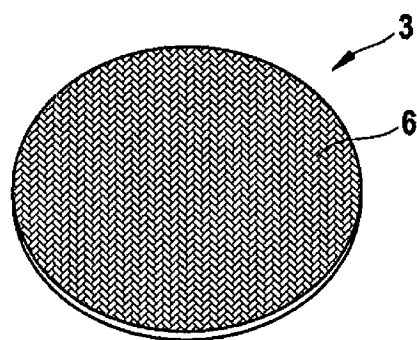


图 5

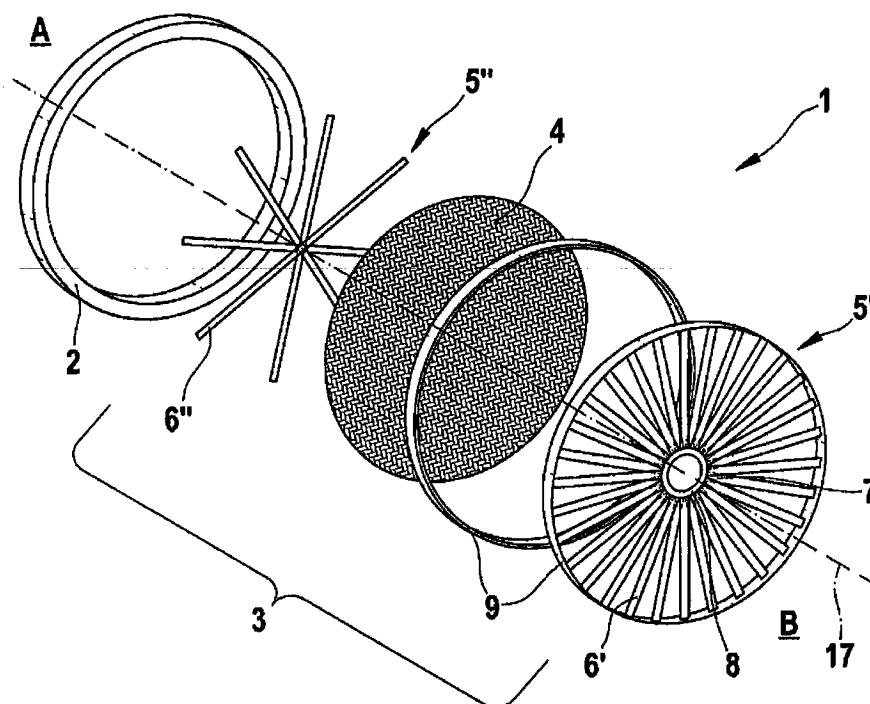


图 6

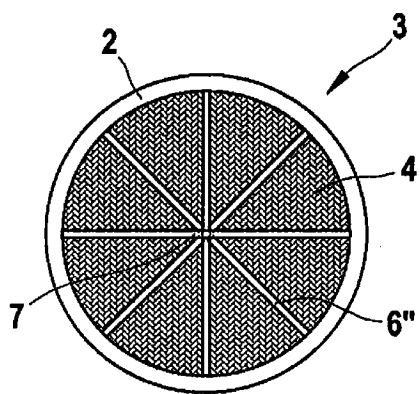


图 7a

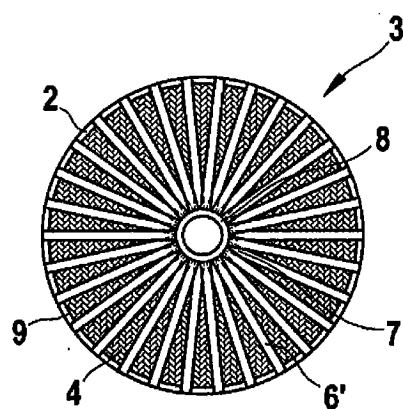


图 7b

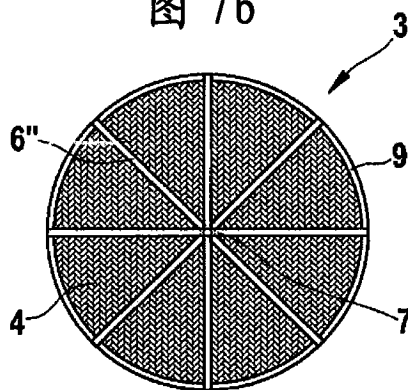


图 8

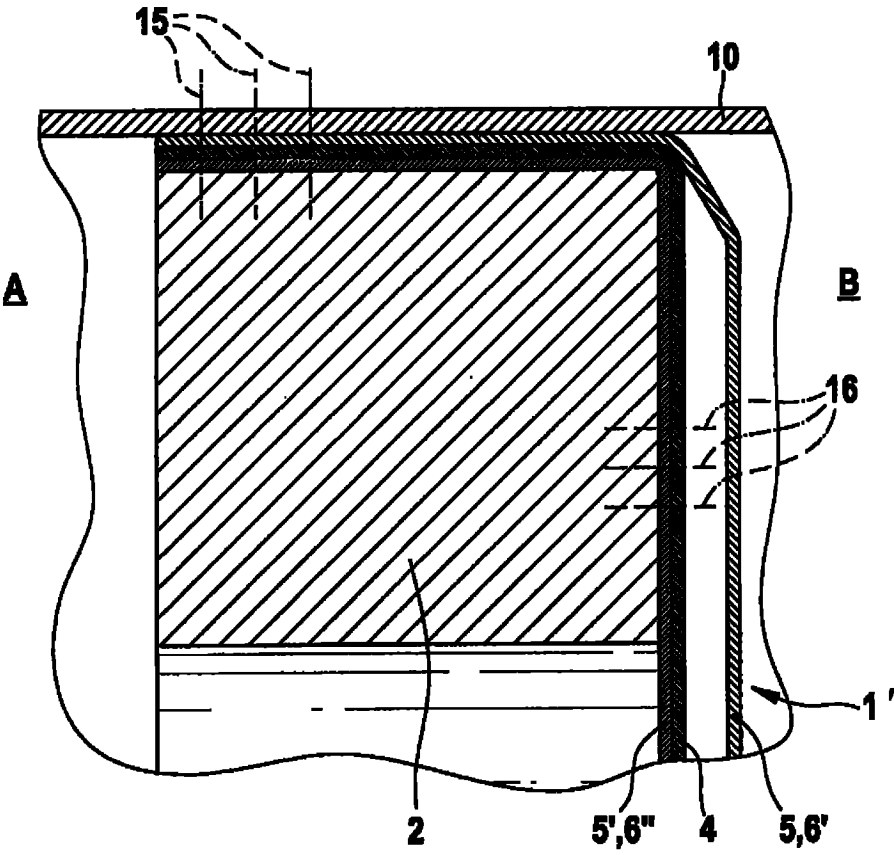


图 9