[19] 中华人民共和国国家知识产权局

[51] Int. Cl.
B64C 1/06 (2006.01)
B64D 13/00 (2006.01)

[12] 发明专利申请公布说明书

[21] 申请号 200880005827.4

[43] 公开日 2010 年 1 月 27 日

[11] 公开号 CN 101636314A

[22] 申请日 2008.2.21
[21] 申请号 200880005827.4
[30] 优先权
[32] 2007.2.23 [33] DE [31] 102007008987.4
[32] 2007.2.23 [33] DE [31] 102007008986.6
[32] 2007. 2.23 [33] US [31] 60/903,033
[32] 2007. 2.23 [33] US [31] 60/903,034
[86] 国际申请 PCT/EP2008/052120 2008.2.21
[87] 国际公布 WO2008/101986 英 2008.8.28
[85] 进入国家阶段日期 2009.8.21
[71] 申请人 空中客车德国有限公司
地址 德国汉堡
[72] 发明人 鲍尔·约恩

[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
代理人 寿 宁

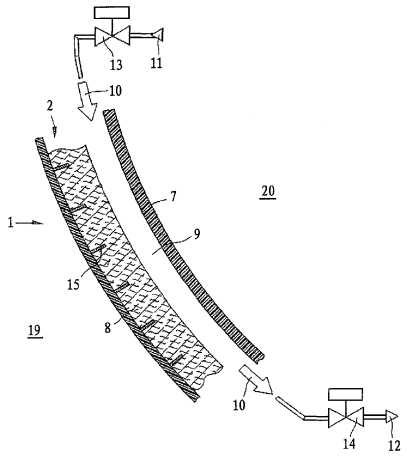
权利要求书 2 页 说明书 9 页 附图 9 页
按照条约第 19 条的修改 2 页

[54] 发明名称

飞行器或航天器的舱体以及使所述舱体主动隔绝的方法

[57] 摘要

本发明涉及一种飞行器或航天器的舱体(1)，所述舱体具有至少一壳体元件(2)和结构元件(7)，可借助气流(10)进入空气的间隙(5，9)设置在至少一壳体元件(2)和所述结构元件(7)之间。 所述舱体不同之处在于：为将所述使进入空气的气流(10)形成为所述舱体(1)的加压内部空间(20)的流出/流入气流，所述间隙(5，9)与所述内部空间(20)的相应流出/流入气流相连。 本发明还涉及相应的飞行器或航天器和主动隔绝这样的舱体(1)的方法。



1、一种飞行器或航天器的舱体(1)，所述舱体具有至少一壳体元件(2)和结构元件(7)，间隙(5，9)设置在所述壳体元件(2)和所述结构元件(7)之间，可借助气流(10)向所述间隙(5，9)中送入空气，其特征在于：为了形成所述舱体(1)加压内部空间(20)的作为流出/流入气流的送气气流(10)，所述间隙(5，9)与所述内部空间(20)相应的流出/流入气流连接结构相连接。

2、如权利要求1所述的舱体(1)，其特征在于：所述壳体元件(2)为多个部分的形式并具有外壳部(3)和内壳部(4)，可借助所述气流(10)送入空气的所述间隙(9)设置在所述内壳部(4)和所述结构元件(7)之间。

3、如权利要求1或2所述的舱体(1)，其特征在于：所述壳体元件(2)为多个部分的形式并具有外壳部(3)和内壳部(4)，所述外壳部(3)和内壳部(4)限定出一可借助所述气流(10)送入空气的中空间隙(5)。

4、如权利要求2或3所述的舱体(1)，其特征在于：空气可借助所述气流(10)被同时送入所述间隙(9)和所述中空间隙(5)。

5、如前述至少一权利要求所述的舱体(1)，其特征在于：所述壳体元件(2)设置有隔绝部件(8)。

6、如前述至少一权利要求所述的舱体(1)，其特征在于：可借助至少一阀(13，14)对所述气流(10)进行调节。

7、如权利要求6所述的舱体(1)，其特征在于：所述阀(13，14)为控制阀。

8、如权利要求6或7所述的舱体(1)，其特征在于：所述阀(13，14)用于至少部分地控制所述加压内部空间(20)的内部压力。

9、如前述至少一权利要求所述的舱体(1)，其特征在于：所述壳体元件(2)由金属、纤维复合材料或金属与纤维复合材料的组合形成。

10、具有前述至少一权利要求所述的舱体(1)的飞行器或航天器。

11、主动隔绝飞行器或航天器的舱体(1)的方法，所述舱体(1)按照前述权利要求1至9中至少一项形成，其特征在于：所述主动隔绝以气流(10)实现，所述气流为所述舱体(1)的加压内部空间(20)的流入/流出气流。

12、一种飞行器或航天器的舱体(19)，所述舱体具有至少一壳体元件(2a)和结构元件(5a)，间隙(6a，9a)设置在所述壳体元件(2a)和所述结构元件(5a)之间，可借助气流(10a)向所述间隙(6a，9a)中送入空气，其特征在于：所述间隙(9a)形成一空调系统的管路系统(12a)的至少一部分。

13、如权利要求12所述的舱体(19)，其特征在于：至少一壳体元件(2a)为多个壳体的形式并具有外壳部(3a)和内壳部(4a)，形成所述空调系统的

管路(12a)系统的一部分的所述间隙(9a)设置在所述内壳部(4a)和所述结构元件(5a)之间。

14、如权利要求12或13所述的舱体(1)，其特征在于：所述壳体元件(2a)为多个壳体的形式并具有外壳部(3a)和内壳部(4a)，所述外壳部(3a)和内壳部(4a)限定出形成所述空调系统的管路系统(12a)的至少一部分的所述中空间隙(6a)。

15、如权利要求13或14所述的舱体(1)，其特征在于：所述间隙(9a)与所述中空间隙(6a)形成空调系统的管路系统(12a)的分离的多个部分。

16、如权利要求13或14所述的舱体(1)，其特征在于：所述中空间隙(6a)形成所述空调系统的管路系统(12a)的一部分，且空气可借助第二气流(11a)被送入所述间隙(9a)。

17、如权利要求12至16中至少一项所述的舱体(1)，其特征在于：所述壳体元件(2a)设置有隔绝部件(8a)。

18、如权利要求12至17中至少一项所述的舱体(1)，其特征在于：所述结构元件(5a)具有隔绝性能。

19、如权利要求12至18中至少一项所述的舱体(1)，其特征在于：所述壳体元件(2a)由金属、纤维复合材料或金属与纤维复合材料的组合形成。

20、具有权利要求12至19至少一项所述的舱体(1)的飞行器或航天器。

飞行器或航天器的舱体以及使所述舱体主动隔绝的方法

技术领域

本发明涉及一种飞行器或航天器的舱体和一种具有所述舱体的飞行器或航天器以及一种使所述舱体主动隔绝的方法。

背景技术

这样的舱体由多个部件制成。飞行器或航天器，例如飞机在运行过程中不仅易遭受巨大的负载变化和应力，还易遭受相当大的温度差异。例如，在特定的巡航高度，所述舱体外侧的外部温度为大约 -55°C，而加压机舱区域内的内部温度却保持在大约+20°C 的数值。这凭借空调系统实现。在传统飞行器舱体的情况下，舱体内侧设置有隔热层，所述隔热层还形成隔音层。

舱体可为单层壳或多层壳形式，特别是双层壳形式。

图 7 示出基于申请人已知技术的单层壳舱体 1 的局部剖视图，所述舱体具有壳体元件 2，在所述壳体元件内侧具有加强结构 15，例如被称之为纵梁。传统的隔绝结构 18 通常包含由玻璃棉构成的绝缘层，该绝缘层位于围层 17 内并与围层 17 形成一整体，该围层 17 例如为塑料薄膜。该隔绝结构 18 位于壳体元件 2 内侧与内部结构元件 7 之间，该内部结构例如为舱体的衬层。所述衬层例如由 GRP 材料制成。其还可具有侧面板 16。这种布置结构起到内部空间 20 与船体 1 外部的外界 19 隔热和隔声的功能。

然而，隔绝层额外的重量、对空间的需求和由此造成的必须的安装需求在这里被认为是不利的。此外，由于这样的设置结构，凝液的聚集可导致重量增加和腐蚀的风险，这意外着需要相当的维修工作量。通过将所述隔绝层 18 和所述围层 17 烘干和调换来消除水汽积聚是必须的，这是不利的。

因此，已经提出了双层壳体型舱体结构的概念，如 DE10154063 中所述。对此，图 8 示出现有技术的双层壳舱体 1 的局部剖视图，所述双层壳舱体由例如纤维增强材料制成。

舱体 1 的壳体元件 2 具有外壳体元件 3 和内壳体元件 4，两者彼此相隔设置并形成中空间隙 5。所述中空间隙 5 设置有中空间隙构件 6，所述中空间隙构件包括例如玻璃钢(GRP)、碳纤维增强塑料构成的折叠蜂巢结构或类似结构，形成在结构力学方面有效的抗剪叠层(夹心结构)并稳定所述舱体结构。同时，所述中空间隙构件具有隔热和隔声层，并且由于其紧凑性，增加了舱体的内部空间。空气可以箭头所示的气流 10 形式进入所述中空间隙 5，由此对于所述中空间隙 5 内的冷凝水汽进行被称之为排湿管理是可能

的。所述内壳体元件 4 的内侧朝向所述内部空间 20，衬层设置于其上，例如装饰层。

上述结构缺点是还需要另外的隔绝工作，否则就不能实现将内壁温度固定在例如+20°C 的目标。

图 9 示出飞机空调系统(未示出)的管路系统 12a 的常规系统。在此仅作为举例，图中简要地示出了舱体 1a 局部，其中具有管路系统 12a 的横向管路部分。坐标系统以方向表示为：飞机的纵向 x、横向 y 以及竖向 z。在 x 方向，延伸有底部 X 管线 13a 以及上部 X 管线 14a，两者通过基本在 z 方向上延伸的 Z 管线 15a 相连。在中部示出的是另两条在 x 方向延伸的中部管线 16a。所述空调系统(未示出)与该管路系统 12a 相连并控制舱体的通风和温度，同时保持舱体内压。此外，所述空调系统还用于使所述机舱外侧，例如货舱、航空电子设备架等区域通风和冷却。所述空调系统流入管路系统 12a，所述管路系统被设计成压缩空气系统并延伸到整个飞机。暖空气从底部从所述底部 X 管线 13a 经所述 Z 管线 15a 向上，到达所述上部 X 管线 14a 和所述中部管线 16a 并进入机舱。所述 Z 管线 15a 在机舱衬层背后走线。

这样的供气线具有以下缺点。取决于横截面，需要相对较大的安装空间。管线具有一定重量，这增加了飞机的重量。这样的管路系统需要一定数量的安装工作。此外，由于所述管线具有很薄的壁厚，容易损坏。

发明内容

不同于此背景技术，本发明的目的是提供一种不再具有前述缺点的舱体、飞行器或航天器以及主动隔绝的方法。

按照本发明，此目的通过具有权利要求 1 或 12 特征的一种舱体和/或具有权利要求 10 或 20 特征的一种飞行器或航天器和/或具有权利要求 11 特征的一种方法而实现。

因此，提供一种飞行器或航天器的舱体，所述舱体具有至少一壳体元件和一结构元件，在两者之间具有间隙，空气可借助气流可以进入所述间隙。使空气进入所述间隙的所述气流形成所述舱体的加压内部空间例如机舱的流出和流入气流。因此，所述间隙与所述内部空间相应的流出/流入空气连接管线相连。

凭借来自所述舱体的加压内部空间的气流在所述间隙中的流动，提供了增强的、或者至少持续的隔绝效果。该气流通常释放到围绕飞机的大气中。在运行过程中，例如，这样的气流恒定地从所述加压机舱经由被称之为流出控制阀流入围绕飞机的大气中。供给所述内部空间的所述气流，例如，已经由在飞行器中的空调系统加热到一定温度。额外的热交换器虽然仍然可以提供，但已经不再需要。

本发明的另一个优点是所述的强迫气流由构成所述空调系统的设备产生，因此不需要为了实现这种主动隔绝/通风而使用额外的能量。

由于所述气流进入到所述舱体的所述间隙构成了主动隔绝层，使常规安装隔绝层厚度减小，与现有技术相比，减少了隔绝所需要的空间。此外，与现有技术相比，重量同样得以减轻。这还导致更轻的重量和所述机舱内部空间的增加。

由于隔绝层的取消或减少，还减少了安装工作量。

在通风区域中，还具有的优点是：降低了冷凝点或至少减少了由于冷凝导致的水积聚。

本发明还提供一种飞行器或航天器的舱体，所述舱体具有至少一壳体元件和一结构元件，在两者之间具有空隙，空气可以借助进入所述间隙。所述间隙形成空调系统管路系统的至少一部分。

因此，凭借所述空调系统的加热气流在所述间隙中的流动，获得了增强的、或者至少持续的隔绝效果的优点。由于该间隙形成所述空调系统管路系统的一部分或一分，其省去了对另外的 Z 管线 15a 的需要，因为所述间隙在 z 方向延伸，如与图 8 相关的上述说明所示。还可整合所述 X 管线 13A、14A，以便通过减少这些部件的数量而获得特别有利的重量减轻。

上述这些设计方案对于如上所述的单层壳舱体的情况是可能的，对于具有外壳体元件和内壳体元件的多层壳体元件的情况也是可能的。其中，可以将所述可借助气流送入空气的所述间隙设置于所述内壳体元件和结构元件之间。然而，所述间隙还可设置成能够将空气送入所述壳体元件之间，所述结构可包括例如具有任何芯材和面板材的夹层型结构并且可以具有也可以不具有另外的隔绝层。所述壳体元件可由金属、纤维复合材料或由金属与纤维复合材料的组合构成。

本发明有利的改进和进步可在从属权利要求中找到。

用于送入空气或主动隔绝的所述气流可通过阀门，例如控制阀进行调节和控制。该阀门可设置于通向所述间隙的入口、在其内部或在其出口。当然其出现多个阀门也是可能的。

在这方面特别有利的是，凭借至少一个阀门至少部分地控制所述加压内部空间的内部压力是可能的。

可在所述舱体上装配额外的隔绝层，例如具有隔绝特性的衬层。因而获得了所述主动隔绝层的改进效果。在这方面，另一优点是改进的隔音性。

将所述间隙内的隔绝部件装配于所述壳体元件上也是可能的。然而，由于所述主动隔绝层的缘故，所需要的隔绝材料厚度比现有技术小很多。因此，获得了整个隔绝部件改进的效果。这里，另一优点是改进的隔音性。

本发明还提供一种飞行器或航天器，其形成有上述的舱体。

一种使飞行器或航天器的上述舱体主动隔绝的相应方法具有的特征是：所述主动隔绝由气流实现，所述气流为所述舱体加压内部空间的流出/流入气流。

基于示意性附图所示出的优选实施例，在下文中将更为详细地说明本发明。

附图说明

图 1 示出按照本发明的舱体的一实施例的局部剖视图。

图 2 示出按照本发明的舱体的另一实施例的局部剖视图。

图 3 示出按照本发明的舱体的又一实施例的局部剖视图。

图 4 示出按照本发明的舱体的又一实施例的局部剖视图。

图 5 示出按照本发明的舱体的又一实施例的局部剖视图。

图 6 示出按照本发明的舱体的又一实施例的局部剖视图。

图 7 示出按照现有技术的单层壳舱体的局部剖视图。

图 8 示出按照现有技术的双层壳舱体的局部剖视图。

图 9 示出按照现有技术的具有空调系统的管路系统的舱体的部分示意性视图。

1:	舱体	2:	壳体元件
3:	外壳部	4:	内壳部
5:	中空间隙	6:	中空间隙构件
7:	结构元件	8:	隔绝部件
9:	间隙	10:	气流
11:	入口	12:	出口
13:	入口阀	14:	出口阀
15:	支撑	16:	侧部面板
17:	围层	18:	隔绝
19:	外侧	20:	内部空间
1a:	舱体	2a:	壳体元件
3a:	外壳部	4a:	内壳部
5a:	结构元件	6a:	中空间隙
7a:	中空间隙构件	8a:	隔绝部件
9a:	间隙	10a:	气流
11a:	第二气流	12a:	管路系统
13a:	底部 X 管线	14a:	上部 X 管线
15a:	Z 管线	16a:	中部管线
17a:	隔绝	18a:	围层

19a: 加强结构 20a: 侧部面板

21a: 外侧 22a: 内部空间

x, y, z: 坐标

具体实施方式

在下文中，除非另外指出，在所有附图中，相同的或功能相同的部件都具有相同的附图标记。

图 7 至 9 所示的现有技术在前面已经描述过。

图 1 示出按照本发明的单层壳体构造的舱体 1 的第一实施例的局部剖视图。在此例中，所述舱体 1 为飞行器或航天器例如飞机的舱体(图中未示出)。

按照一实施例,在图中左侧的壳体元件 2 与外界 19,例如大气相连通。对于所述壳体元件 2 的内侧，由例如在纵向(垂直于图面方向)上的加强结构 15 加强并设置有隔绝部件 8，所述隔绝部件具有一定的厚度并例如粘接于所述壳体元件 2 的内侧。

另外，在所述舱体 1 的内部空间 20 的方向上具有结构元件 7，所述结构元件例如为机舱的衬层，其与所述隔绝部件 8 隔开一定距离设置，从而形成间隙 9。

空气可借助以箭头表示的气流 10 被送入该间隙 9。其也可以相反的方向流动。在此例中，所述气流 10 不通过被所谓流出控制阀流出，而是作为流出空气通过入口 11 从所述飞行器或航天器的加压机舱流出，经过进气阀 13 并流入所述间隙 9，这里仅以举例方式示出。所述进气阀 13 可为例如流出控制阀或这样的改进阀。多个这样的间隙可出现在所述飞行器中。所述气流 10 也可以类似形成为到所述舱体 1 加压内部空间的进入气流。

所述气流 10 例如已被所述机舱的空调系统加热并将其余热散发到所述间隙 9 的表面，由此形成了主动隔绝。因此，增加了所述舱体 1 的从所述内部空间 20 到所述外界 19 的传热阻力。因而，引入到所述气流 10 的能量没有通过泄出而散发到所述外界 19，而是被有利地用作主动隔绝，从而还减少了所述空调系统的能量需求。

只有用于主动隔绝的能量已经散发，所述气流 10 才会经出口 12 继续流动，用于进一步使用或处理。设置一入口阀 13 或出口阀 14。还可能的是将其设置在所述间隙 9 内。在该例中示出两阀 13、14 的组合。不用说，多个阀 13 平行连接也是可能的。

所述内部机舱压力可由所述阀 13、14 调节或控制。为此,所述阀 13、14 形成例如空调系统的管路系统的控制阀。相关的控制结构未示出，但也可用于调节和控制所述气流 10。所述气流 10 还可以作为所述机舱整个流出气

流的一部分。还可能的是，将所述流入到所述机舱的气流完全或部分用于此目的。上述的组合也是可能的：多个间隙 9 接受流出气流且多个间隙 9 接受流入气流是可能的。

在图 2 中，以多壳体，尤其是双壳体构造示出按照本发明的舱体 1 的第二实施例。

所述舱体 1 的所述多壳体构造在该例中构建为双壳壳体元件 2。外壳部 3 设置为一侧朝向未示出的所述飞行器的外界 19。其相反一侧与内壳部 4 的一侧隔开一定距离设置，形成中空间隙 5，在所述中空间隙中设置有中空间隙构件 6。所述中空间隙构件 6 将所述外壳部 3 以非正配合的方式连接到所述内壳部 4 并具有相对于所述内部空间 20 的隔绝和隔音性能。所述中空间隙构件 6 是可透的，也就是说空气可进入到所述中空间隙 5。

所述壳体元件 2 的内侧朝向所述内部空间 20，在此例中为所述内壳部 4 的内侧。在所述内部空间 20 的方向上，所述结构元件 7 与所述内壳部 4 间隔一定距离设置并与所述内壳部 4 形成空气可进入的所述间隙 9。

在此例中，所述气流 10 或其部分气流流过所述中空间隙 5 与所述间隙 9(第二、较小箭头对应的虚线)。所述气流以前述方式被加热并散发能量到所述中空间隙 5 和所述间隙 9，形成主动的隔绝。

此外，这里的所述气流还流经所述间隙 9。在此情况下，所述结构元件 7 也具有隔绝作用是可能的，从而凭借所述气流 10 与所述结构元件 7 的被动隔绝可获得主动隔绝的特别有利的组合。

所述阀 13、14 的功能正如图 1 所述。在图 2 所示的该例中，阀 13、14 可分别用于间隙 5、9。

只所述中空间隙 5 接受所述气流 10 也是可能的。

图 3 示出按照本发明的所述舱体 1 的一实施例，其与图 2 所示的实施例的不同之处仅仅在于，隔绝部件 8 设置于所述间隙 9 内的所述内壳部 4 的内侧。在该结构中，举例来说，所述隔绝部件形成了与借助所述气流 10 形成的主动隔绝结合的被动隔绝。这里，所述阀 13、14 的功能也如前所述。

通过空调系统的管路系统的已知安装技术，所述入口 11 连接到已经存在的通风内部空间 20 的流出/流入空气连接管。所述阀 13、14 与间隙 5 和 9 之间分别利用习知的飞行器内通风和空调系统的连接方法建立起各自的连接。举例来说，例如矩形或圆形截面的普通管线可从阀 13 开始以岐管分支的形式连接到各个空隙或空隙组。这些连接例如可以被设计成使其以某种合适的方式由所述进气管的横截面过渡到各个间隙的入口的横截面。到所述出口 12 的连接以类似的方式完成。

在所述控制阀设置在所述间隙 5、9 的内部的实施例中，所述控制阀可同样相应地根据飞行器的通风和空调管线设置。这里，例如连接的相应部

分设置为用于导入所述各自的间隙 5、9 部分之间的空气是可能的。定义所述各自间隙的所述壳体元件的侧部也可设计为例如具有相应的导管，以便它们形成空气导管和所述间隙部到控制阀的连接。这样的导管还可增加用于所述主动隔绝的所述气流与所述间隙之间的热交换。

图 4 示出按照本发明的单层壳构造的舱体 1a 的另一实施例的局部剖视图。所述舱体 1a 在此例中为未示出的飞行器，例如飞机的舱体。

在该图的左侧，壳体元件 2a 与飞行器的外界 21a 相连。其在朝向所述壳体元件 2a 的内侧纵向(垂直于图面的方向)上被加强结构 19a 加强并设置有隔绝部件 8a，所述隔绝部件具有一定厚度并被固定在所述壳体元件 2a 的内侧。

此外，结构元件 5a，例如机舱的衬层与所述隔绝部件 8a 间隔一段距离设置，由此形成间隙 9a。多个这样的间隙可出现在所述飞行器中。

空气可通过箭头所示的气流 10a 进入该间隙 9a。所述间隙 9a 与图 6 所示的飞机空调系统的管路系统 12a 的底部 X 管线 13a 和上部 X 管线 14a 相连。由于所述间隙 9a 完全或部分形成所述 Z 管线 15a(见图 9)，所以其形成所述管路系统 12a 系统的一部分。

例如，所述气流 10a 将热空气带出所述底部 X 管线 13a 并将其余热施放到所述间隙 9a 的表面，由此形成主动隔绝。所以增加了所述舱体 1a 从所述内部空间 22a 到所述外界 21a 的传热阻。引入所述气流 10a 的能量有利地用作主动隔绝，由此还可减少所述空调系统的能量需求。

仅当其用于主动隔绝的能量已经散发，所述气流 10a 流入所述上部 X 管线 14a 或所述中部管线 16a(见图 9)。

例如，所述 X 管线 13a 和/或所述 X 管线 14a 可以集成为所述间隙 9a 的一部分，由此减小了管路系统 12a 的部件数量和重量。

图 5 中示出本发明的多壳结构、特别是双壳结构舱体 1a 的另一实施例。

所述舱体 1 的多壳体构造在本例中体现为双壳壳体元件 2a。外部壳体件 3a 设置为一侧朝向未示出的所述飞行器的外界 21a。其相反侧与内部壳体元件 4a 的一侧间隔一段距离设置，形成中空间隙 6a，在所述中空间隙内设置有中空间隙构件 7a。所述中空间隙构件 7a 用非正配合的方式将所述外部壳体元件 3a 与所述内部壳体元件 4a 连接并具有对于所述内部空间 22a 隔热和隔音的隔绝性能。所述中空间隙构件 7a 是可透的，也就是说空气可进入到所述中空间隙 6a。

所述壳体元件 2a 的内侧朝向所述内部空间 22a，在此例中为所述内壳部 4a 的内侧。在所述内部空间 22a 的方向上，所述结构元件 5a 与所述内壳部 4a 间隔设置并与所述内壳部 4a 形成空气可进入的所述间隙 9a。

在此例中，所述气流 10a 或其部分气流(较小箭头)流过所述中空间隙

5a 与所述间隙 9a()。所述气流 10a 以前述方式被加热并散发能量到所述中空间隙 6a 和所述间隙 9a，形成主动的隔绝。

此外，这里所述气流 10a 还流经所述间隙 9a。在此情况下，所述结构元件 5a 也具有隔绝作用是可能的，从而凭借所述气流 10a 与所述结构元件 5a 的被动隔绝可获得主动隔绝的特别有利的组合。

如按照图 4 所述，所述间隙 9a 与所述中空间隙 6a 连接到所述空调系统的所述管路系统 12a，并形成与之相同部分。在图 5 所示的该例中，为了将与之相同部分的集成，仅将所述间隙 9a 或所述中空间隙 6a 自身连接到所述管路系统 12a 当然也是可能的。

图 6 示出按照本发明的舱体 1a 的另一实施例，其不同于按照图 5 的第二实施例之处在于：首先是仅中空间隙 6a 形成管路系统 12a 的 Z 管线 15a。然而，所述间隙 9a 接受第二气流 11a，所述第二气流用于将空气送入所述结构元件 5a 后面的区域，即所述间隙 9a。该第二气流 11a 也可以用作主动隔绝。这在某种程度上讲是容易实现的，因为该第二气流 11a 的安装结构经常是存在的。通过例如增加该第二气流 11a 的总吞吐量，在此实例中由此带来的主动隔绝得到了增强。

为了进一步提高隔绝性，在该例中将隔绝部件 8 应用于所述间隙 9a 内的所述内壳部 4a 的内侧。在该设置中，举例来说，所述隔绝部件 8a 凭借所述第二气流 11a 经过所述间隙以及所述气流 10a 经过所述中空间隙 6a 便形成了与所述主动隔绝相结合的被动隔绝。然而，对空调系统的管路系统 12a 某部分的集成、对 Z 管线 15a 的集成以及以前述的连接方仅可能在中空间隙 6a 中实现。

现有的空调系统的管路系统 12a 与所述间隙 6a、9a 之间分别的连接采用已知的飞行器或航天器空调系统的管路系统的安装技术完成。举例来说，将普通的具有矩形或圆形截面管线的底部 X 管线 13a 作为岐管以支管的形式连接到各个间隙或间隙组。这些连接例如可设计成使其以合适的方式从所述进气管的横截面形状过渡到进入各个间隙开口的横截面形状。所述间隙 6a、9a 与所述上部 X 管线 14a 以及中部 X 管线 16a 的连接以类似的方式形成。

本发明并不局限于上述的实施例。

例如，本发明可用于单或双或多壳体构造的情况，所述壳体元件由金属、纤维复合材料或金属与纤维复合材料的组合物形成。

还可能的是，所述气流 10 不仅可被加热，还可被冷却。这可能的情况是，例如如果舱体 1 的一侧暴露于高热辐射，正如航天器例子的情况。所述舱体的另一侧需要由气流加热，而被热辐射的一侧却需要冷却。例如凭借所述阀 13、14 相应的设置和切换以及所述空调系统采用不同的热交换器，这

是可能的。

将整体的部分分成所述间隙 9a 和 6a 也是可能的。在此情况下，可为这些分离的部分凭借合适的控制阀而使他们彼此独立地加热、冷却、提供或切断空气供给。

此外，需要指出“一”不排除多个。另外，应指出的是，已参照实施例描述的特征或步骤还可用于与所描述的其他实施例或改进的其他特征或步骤组合。

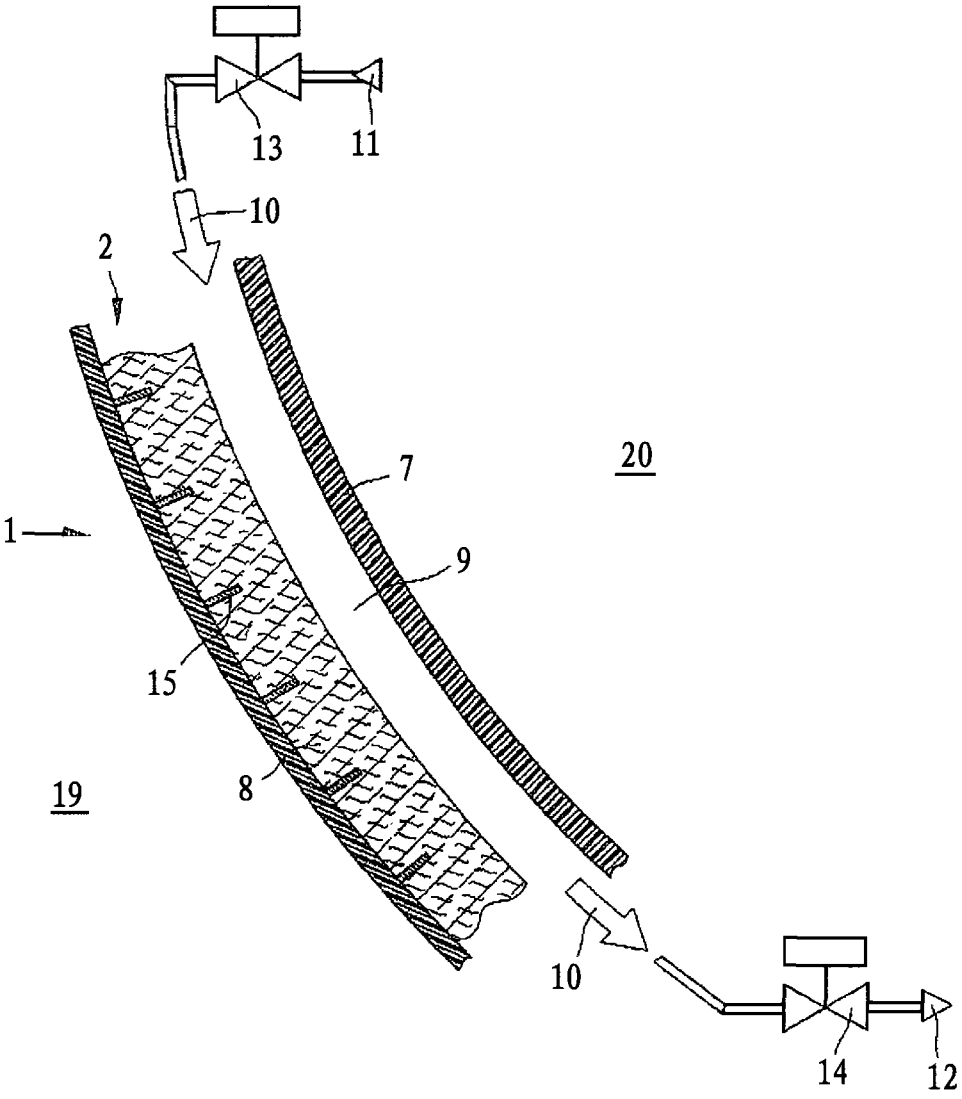


图1

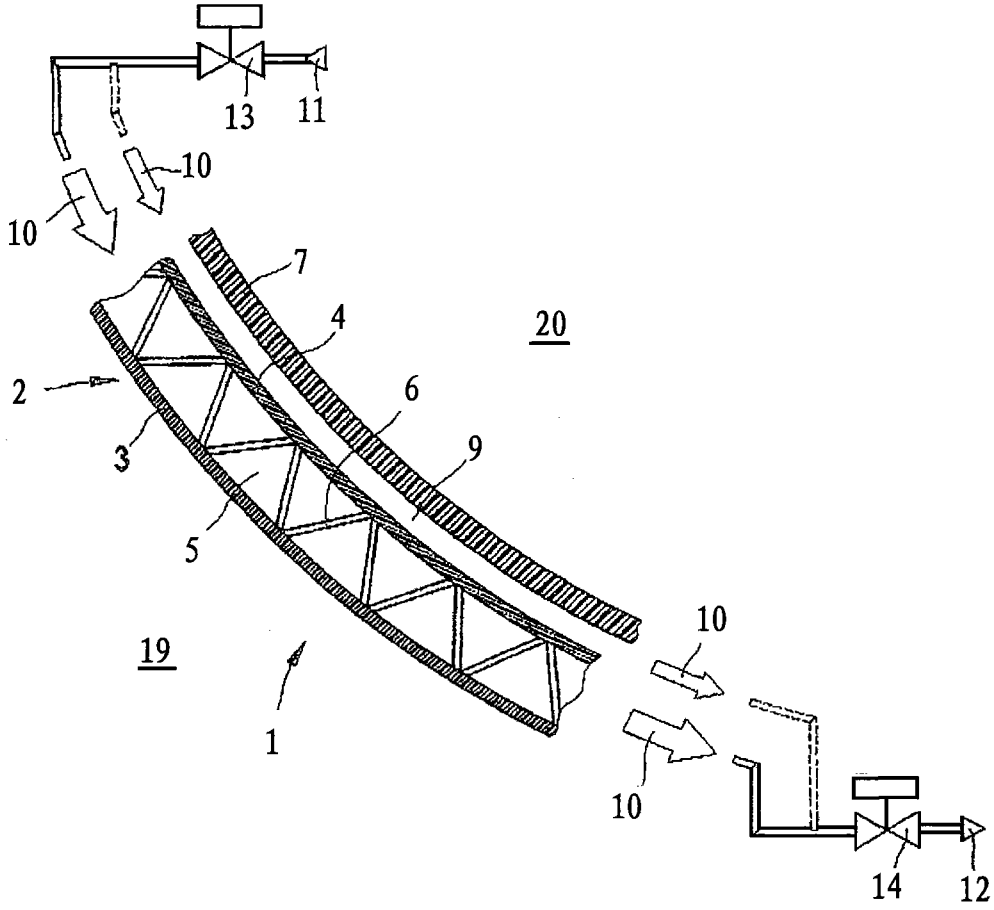


图 2

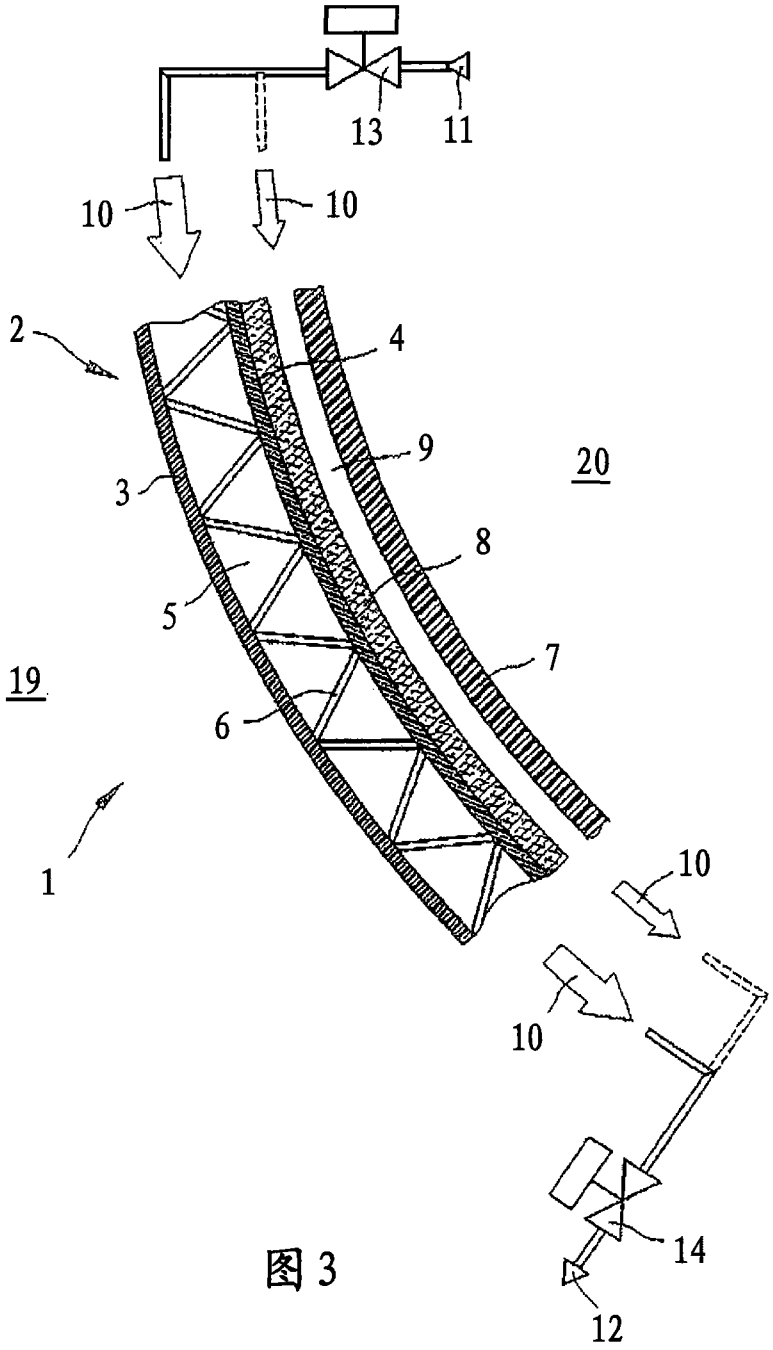


图 3

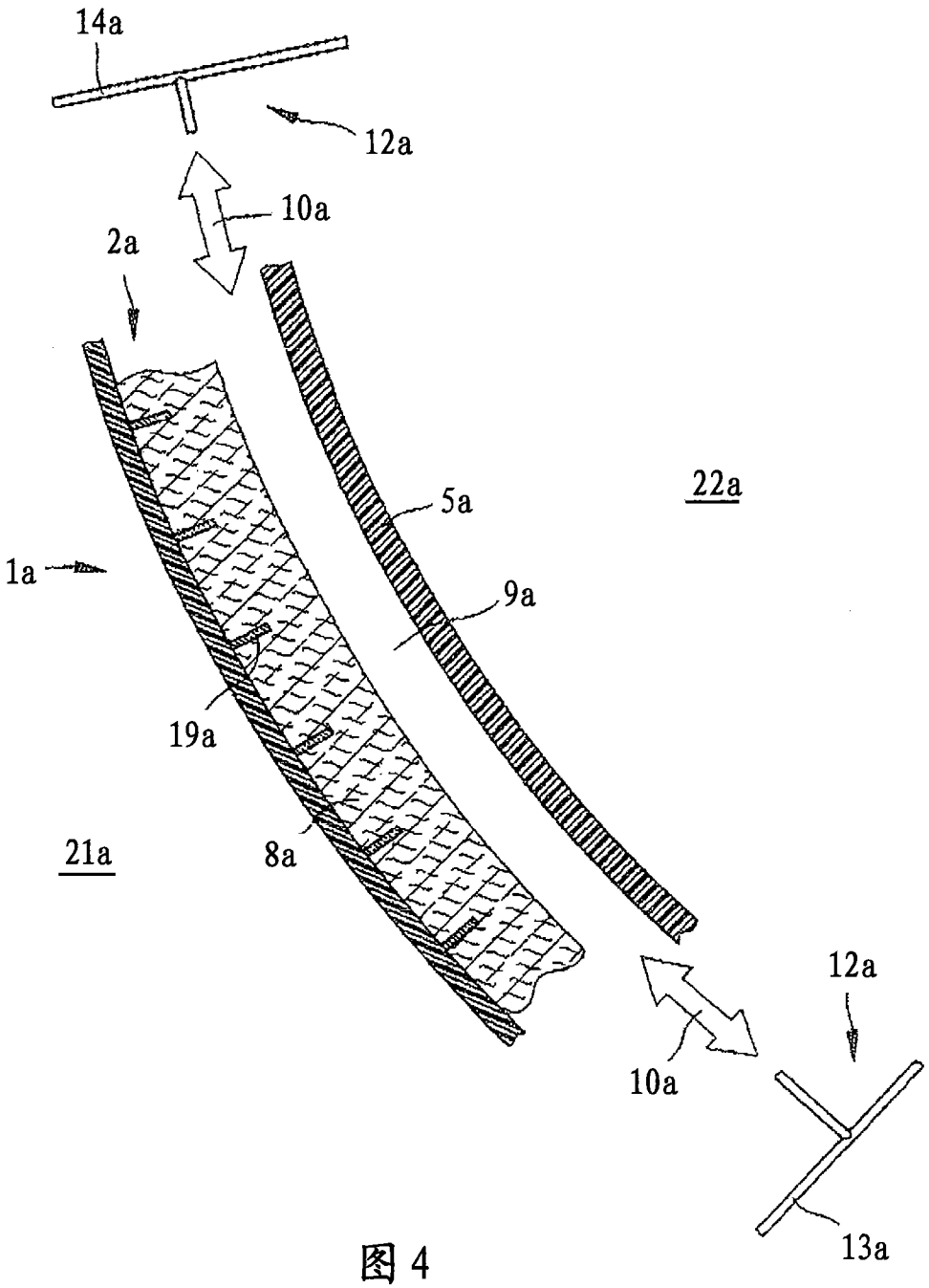


图 4

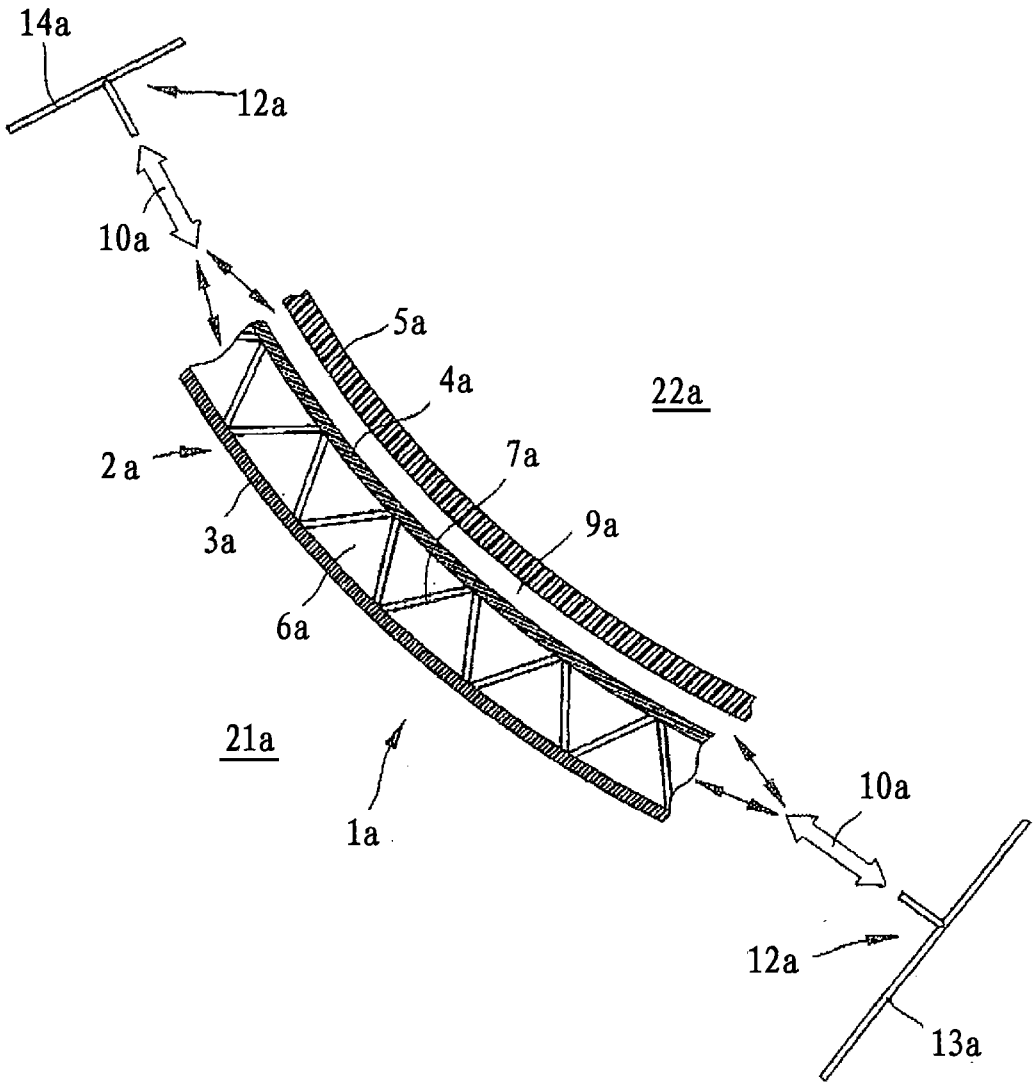


图 5

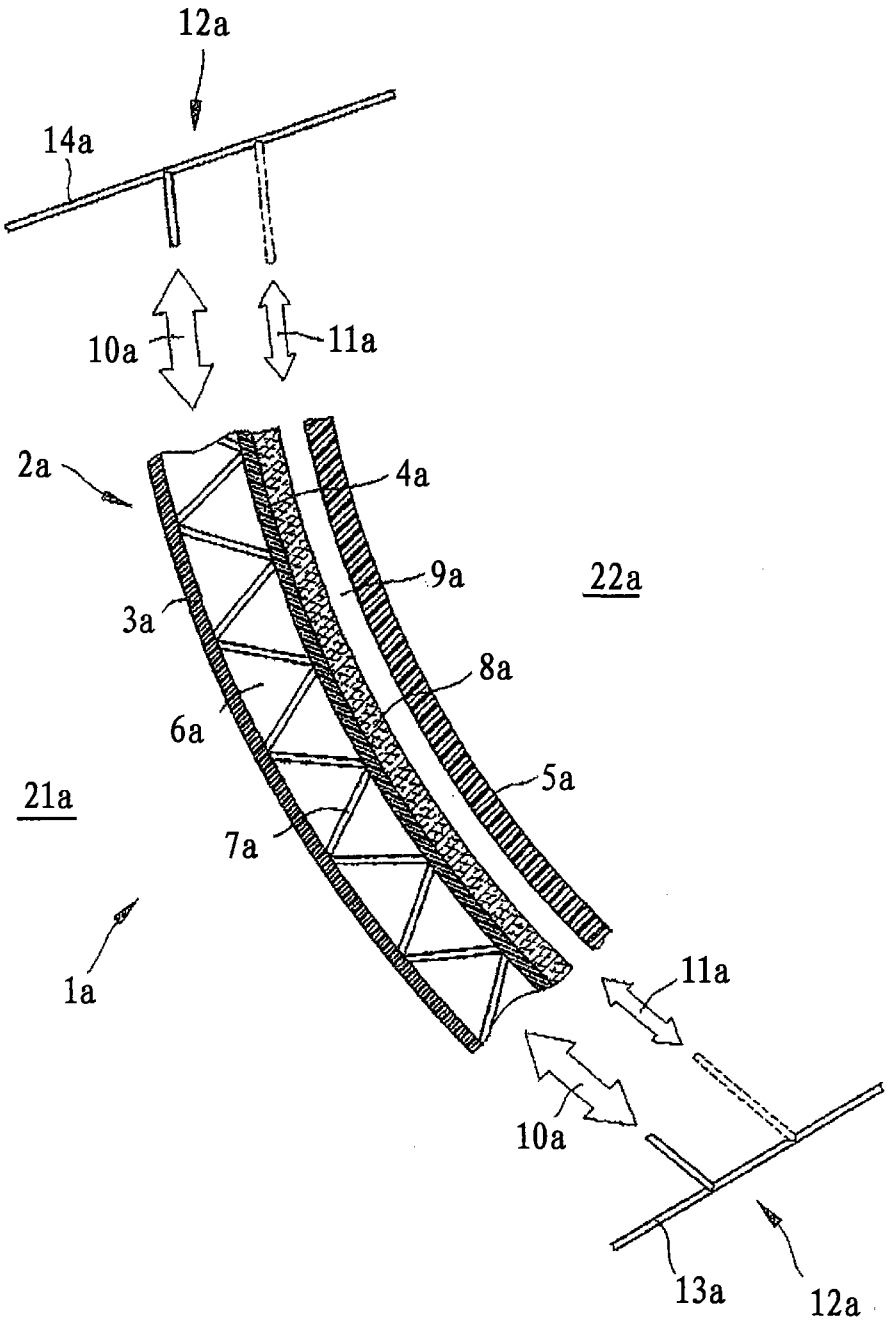


图 6

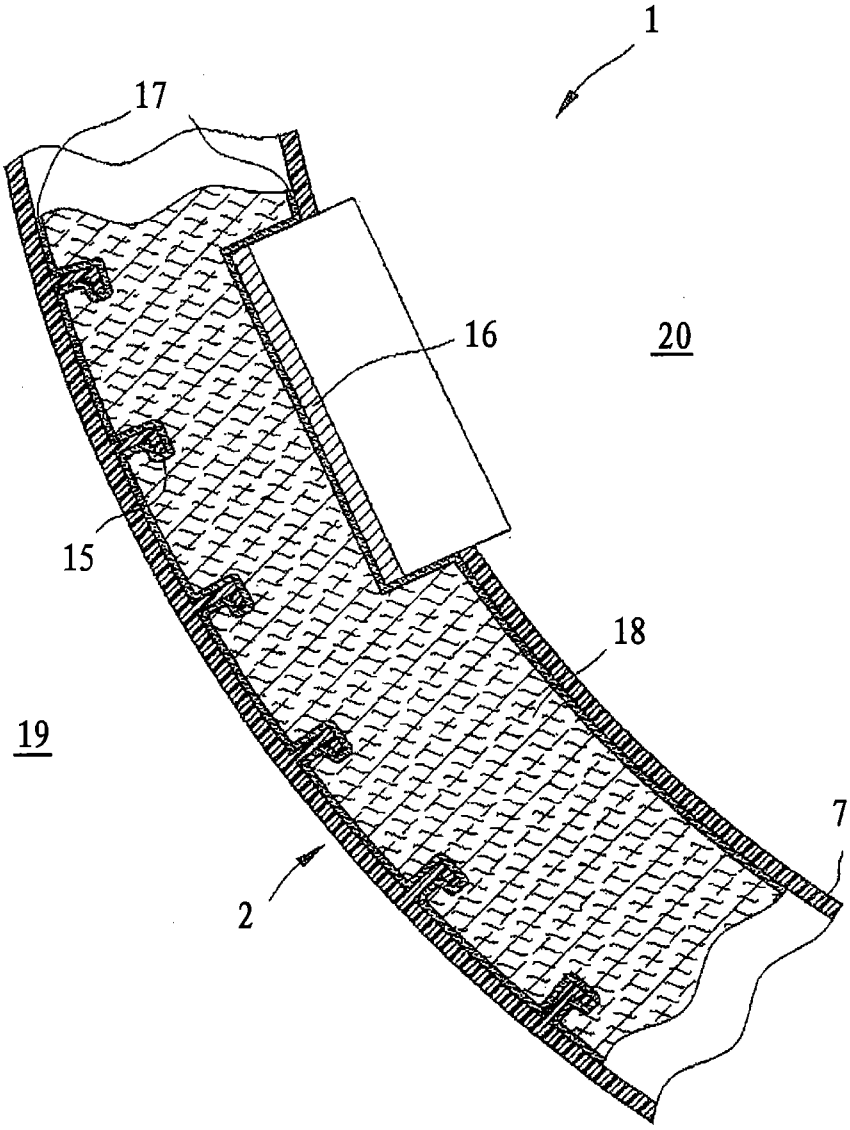


图 7

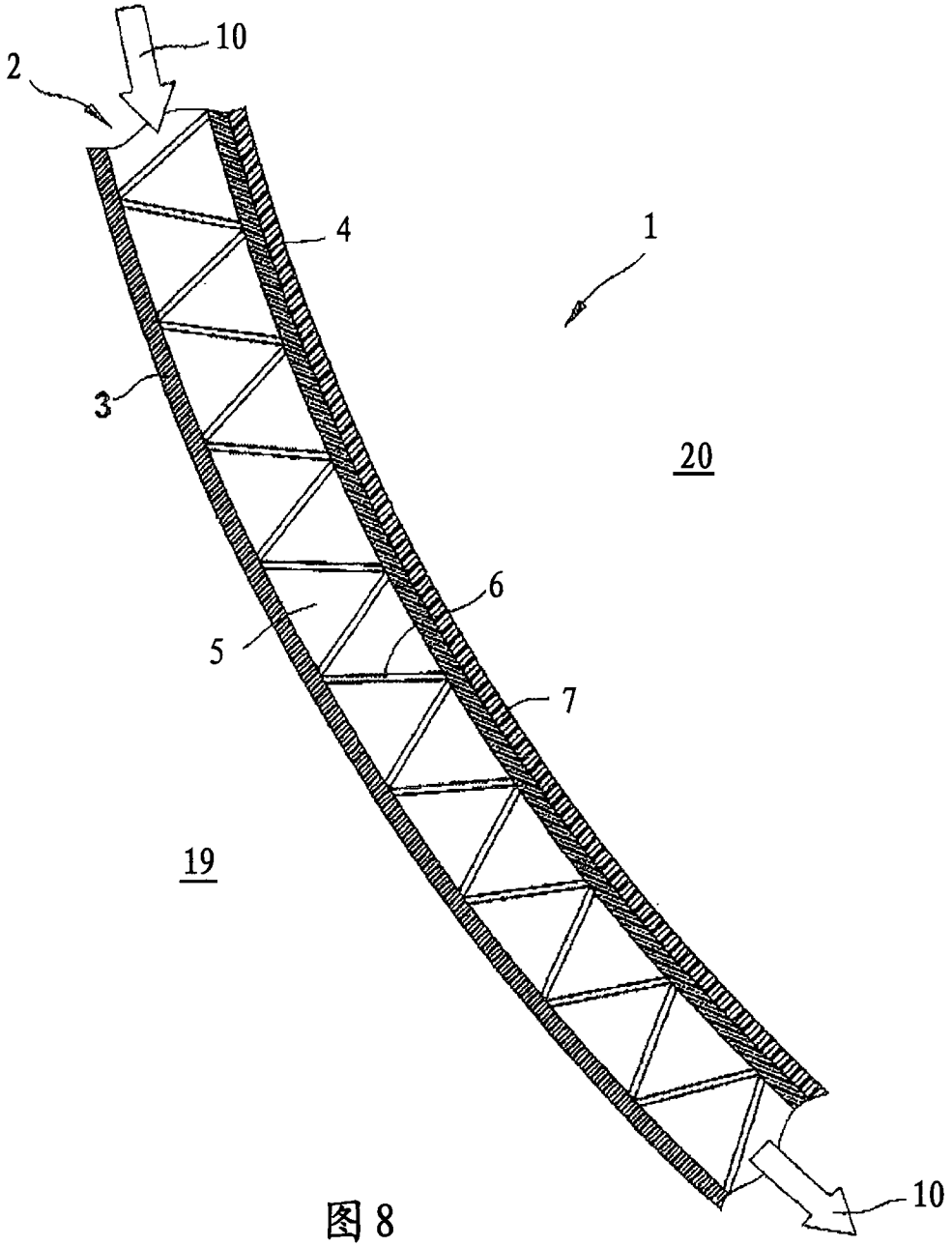


图 8

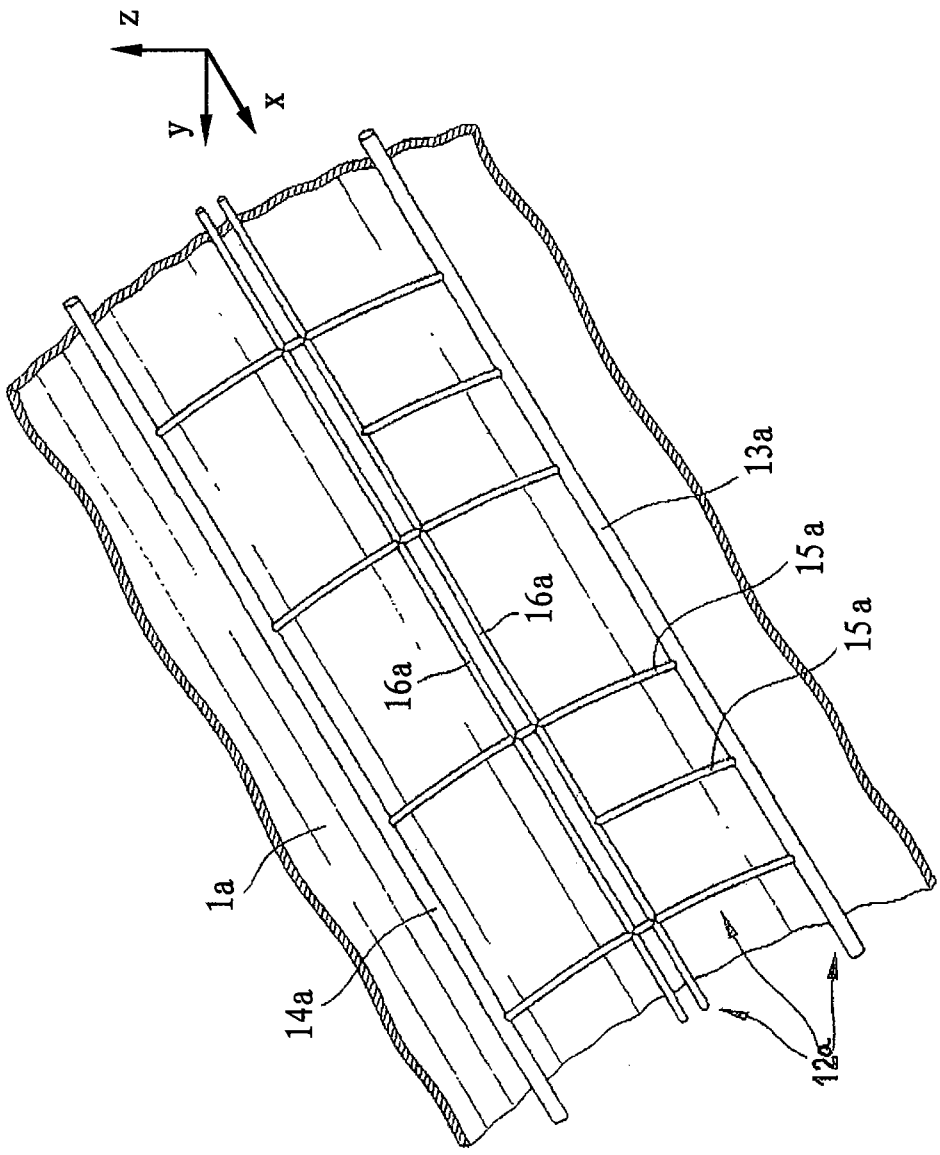


图 9

1、一种飞行器或航天器的舱体(1，1a),所述舱体具有至少一壳体元件(2，2a)和结构元件(5a，7),间隙(5，6a，9，9a)设置在所述壳体元件(2，2a)和所述结构元件(5a，7)之间，可借助气流(10，10a)向所述间隙(5，6a，9，9a)中送入空气，其特征在于：为了形成所述舱体(1，1a)加压内部空间(20，22a)的作为流出/流入气流的送气气流(10，10a)，所述间隙(5，6a，9，9a)与所述内部空间(20，22a)相应的流出/流入气流相连，并且所述空间(5，6a，9，9a)中空间隙(5，6a，9，9a)形成空调系统的管路(12a)系统管路系统(12a)的至少一部分。

2、如权利要求1所述的舱体(1，1a)，其特征在于：所述壳体元件(2，2a)为多个部分的形式并具有外壳部(3，3a)和内壳部(4，4a)，可借助所述气流(10，10a)送入空气并形成所述空调系统的所述管路(12a)系统管路系统(12a)的至少一部分的所述间隙(9，9a)设置在所述内壳部(4，4a)和所述结构元件(5a，7)之间。

3、如权利要求1或2所述的舱体(1，1a)，其特征在于：所述壳体元件(2，2a)为多个部分的形式并具有外壳部(3，3a)和内壳部(4，4a)，所述外壳部(3，3a)和内壳部(4，4a)限定出一可借助所述气流(10，10a)送入空气的中空间隙(5，6a)并形成空调系统的管路(12a)系统管路系统(12a)的至少一部分。

4、如权利要求2或3所述的舱体(1,1a)，其特征在于：空气可借助所述气流(10,10a)同时进入所述间隙(9，9a)和所述中空间隙(5，6a)，所述空间（9,9a）间隙（9,9a）和所述中心空间（6a）形成所述空调系统的所述管路（12a）系统管路系统（12a）的分离的多个部分。

5、如权利要求2或3所述的舱体（1,1a），其特征在于：所述中空间隙（6a）形成所述空调系统的管路系统（12a）的一部分,且空气可借助第二气流（11a）被送入所述间隙（9a）。

6、如前述至少一权利要求所述的舱体(1，1a)，其特征在于：所述壳体元件(2，2a)设置有隔绝部件(8，8a)。

7、如前述至少一权利要求所述的舱体（1,1a），其特征在于：所述结构部结构元件（5a,7）具有隔绝性能。

8、如前述至少一权利要求所述的舱体(1，1a)，其特征在于：可借助所述阀(13，14)对所述气流(10)进行调节。

9、如权利要求8所述的舱体(1，1a)，其特征在于：所述阀(13，14)为控制阀。

10、如权利要求8或9所述的舱体(1，1a)，其特征在于：所述阀(13，

14)用于至少部分地控制所述加压内部空间(20，22a)的内部压力。

11、如前述至少一权利要求所述的舱体(1，1a)，其特征在于：所述壳体元件(2，2a)由金属、纤维复合材料或金属与纤维复合材料的组合形成。

12、具有前述至少一权利要求所述的舱体(1，1a)的飞行器或航天器。

13、主动隔绝飞行器或航天器的舱体(1，1a)的方法，所述舱体(1，1a)按照前述权利要求1至11中至少一项形成，其特征在于：所述主动隔绝以气流(10)实现，所述气流为所述舱体(1，1a)的加压内部空间(20，22a)的流入/流出气流。