



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 103402870 B

(45) 授权公告日 2016.03.09

(21) 申请号 201280005912.7

马库斯·霍斯特

(22) 申请日 2012.01.31

(74) 专利代理机构 北京德琦知识产权代理有限公司 11018

(30) 优先权数据

代理人 周艳玲 王琦

102011009815.1 2011.01.31 DE

61/437,711 2011.01.31 US

(51) Int. Cl.

B64C 1/06(2006.01)

B64F 5/00(2006.01)

(85) PCT国际申请进入国家阶段日

2013.07.19

(86) PCT国际申请的申请数据

PCT/EP2012/000421 2012.01.31

(56) 对比文件

US 2006118676 A1, 2006.06.08,

US 6120070 A, 2000.09.19,

US 5201831 A, 1993.04.13,

EP 0262704 A2, 1988.04.06,

CN 101506035 A, 2009.08.12,

(87) PCT国际申请的公布数据

W02012/104064 EN 2012.08.09

(73) 专利权人 空中客车作业有限公司

地址 德国汉堡

审查员 王平

(72) 发明人 杰斯·福斯 帕特里克·德姆兰德

权利要求书4页 说明书7页 附图4页

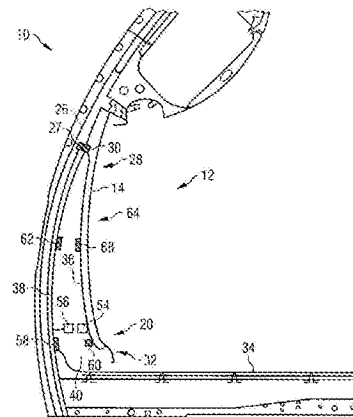
(54) 发明名称

飞机内部部件系统及将内部部件系统安装在飞机中的方法

装间隙(40),所述飞机内部部件(12)的所述第二区域(32)在所述飞机内部部件(12)被安装在飞机中时面向飞机机舱地板(34)。

(57) 摘要

一种飞机内部部件系统(10),包括:飞机内部部件(12);第一结构保持器(27),该第一结构保持器(27)被紧固到飞机结构的元件(26);以及第一部件保持器(30),该第一部件保持器(30)被紧固到所述飞机内部部件(12)并与所述第一结构保持器(27)互补。所述第一部件保持器(30)在所述飞机内部部件(12)的第一区域(28)中被紧固到所述飞机内部部件(12),所述飞机内部部件(12)的所述第一区域(28)在所述飞机内部部件(12)被安装在飞机中时面向飞机机舱天花板。所述第一结构保持器(27)与所述第一部件保持器(30)被设计为将所述飞机内部部件(12)以悬挂方式附接到所述飞机结构的所述元件(26)。所述飞机内部部件(12)被构造为使得,当所述飞机内部部件(12)以悬挂方式被附接到所述飞机结构的所述元件(26)时,至少在所述飞机内部部件(12)的第二区域(32)中,在所述飞机内部部件(12)的后侧(36)和与所述飞机内部部件(12)的所述后侧(36)相对的飞机部件(38)之间存在安



CN 103402870 B

1. 一种飞机内部部件系统 (10), 具有:

飞机内部部件 (12);

第一结构保持器 (27), 该第一结构保持器 (27) 被紧固到飞机结构的元件 (26); 以及

第一部件保持器 (30), 该第一部件保持器 (30) 被紧固到所述飞机内部部件 (12) 并与所述第一结构保持器 (27) 互补, 所述第一部件保持器 (30) 在所述飞机内部部件 (12) 的第一区域 (28) 中被紧固到所述飞机内部部件 (12), 所述飞机内部部件 (12) 的所述第一区域 (28) 在所述飞机内部部件 (12) 被安装在飞机中时面向飞机机舱天花板, 所述第一结构保持器 (27) 与所述第一部件保持器 (30) 被设计为将所述飞机内部部件 (12) 以悬挂方式附接到所述飞机结构的所述元件 (26), 并且所述飞机内部部件 (12) 被构造为使得, 当所述飞机内部部件 (12) 以悬挂方式被附接到所述飞机结构的所述元件 (26) 时, 至少在所述飞机内部部件 (12) 的第二区域 (32) 中, 在所述飞机内部部件 (12) 的后侧 (36) 和与所述飞机内部部件 (12) 的所述后侧 (36) 相对的飞机部件 (38) 之间存在安装间隙 (40), 所述飞机内部部件 (12) 的所述第二区域 (32) 在所述飞机内部部件 (12) 被安装在飞机中时面向飞机机舱地板 (34), 其中所述飞机内部部件 (12) 包括至少一个供应管线部分 (52a-c), 该至少一个供应管线部分 (52a-c) 被连接到布置在所述飞机内部部件 (12) 的所述第二区域 (32) 中的第一连接设备 (54), 所述第一连接设备 (54) 被设计为和与所述第一连接设备 (54) 互补的第二连接设备 (56) 配合, 以便将所述飞机内部部件 (12) 的所述供应管线部分 (52a-c) 连接到对应的飞机侧部供应管线部分。

2. 根据权利要求 1 所述的飞机内部部件系统, 其中所述飞机内部部件 (12) 被构造为使得所述安装间隙 (40) 沿所述飞机内部部件 (12) 的所述第一区域 (28) 的方向逐渐减小。

3. 根据权利要求 1 所述的飞机内部部件系统, 其中所述飞机内部部件 (12) 包括多个供应管线部分 (52a-c), 该多个供应管线部分 (52a-c) 中的每个均被连接到布置在所述飞机内部部件 (12) 的所述第二区域 (32) 中的第一连接设备 (54), 所述第一连接设备 (54) 被设计为和与所述第一连接设备 (54) 互补的第二连接设备 (56) 配合, 以便将所述飞机内部部件 (12) 的所述供应管线部分 (52a-c) 连接到对应的飞机侧部供应管线部分。

4. 根据权利要求 1 所述的飞机内部部件系统, 其中所述第一结构保持器 (27) 与所述第一部件保持器 (30) 被设计为将所述飞机内部部件 (12) 附接到所述飞机结构的所述元件 (26), 以便能在预定角度范围内围绕枢转轴线 (50) 枢转, 从而通过所述飞机内部部件 (12) 围绕所述枢转轴线 (50) 的枢转, 在所述飞机内部部件 (12) 的所述后侧 (36) 和与所述飞机内部部件 (12) 的所述后侧 (36) 相对的所述飞机部件 (38) 之间存在的所述安装间隙 (40) 能被增大或减小。

5. 根据权利要求 1 所述的飞机内部部件系统, 其中所述飞机内部部件系统 (10) 进一步包括:

第二结构保持器 (58), 该第二结构保持器 (58) 被紧固到所述飞机结构的元件 (26); 以及

第二部件保持器 (60), 该第二部件保持器 (60) 被紧固到所述飞机内部部件 (12) 并与所述第二结构保持器 (58) 互补, 所述第二部件保持器 (60) 在所述飞机内部部件 (12) 的所述第二区域 (32) 中被紧固到所述飞机内部部件 (12), 所述飞机内部部件 (12) 的所述第二区域 (32) 在所述飞机内部部件 (12) 被安装在飞机中时面向飞机机舱地板 (34), 并且所述

第二结构保持器 (58) 与所述第二部件保持器 (60) 被设计为将所述飞机内部部件 (12) 以所述飞机内部部件 (12) 的所述后侧 (36) 和与所述飞机内部部件 (12) 的所述后侧 (36) 相对的所述飞机部件 (38) 之间的所述安装间隙 (40) 被闭合的方式附接到所述飞机结构的所述元件 (26)。

6. 根据权利要求 1 所述的飞机内部部件系统, 其中所述飞机内部部件系统 (10) 进一步包括:

第三结构保持器 (62), 该第三结构保持器 (62) 被紧固到所述飞机结构的元件 (26); 以及

第三部件保持器 (68), 该第三部件保持器 (68) 被紧固到所述飞机内部部件 (12) 并与所述第三结构保持器 (62) 互补, 所述第三部件保持器 (68) 在所述飞机内部部件 (12) 的位于所述飞机内部部件 (12) 的所述第一区域 (28) 与所述第二区域 (32) 之间的第三区域 (64) 中被紧固到所述飞机内部部件 (12), 并且所述第三结构保持器 (62) 与所述第三部件保持器 (68) 被设计为将所述飞机内部部件 (12) 在所述飞机内部部件 (12) 的第三区域 (64) 中附接到所述飞机结构的所述元件 (26)。

7. 根据权利要求 5 所述的飞机内部部件系统, 其中所述飞机内部部件系统 (10) 进一步包括:

第三结构保持器 (62), 该第三结构保持器 (62) 被紧固到所述飞机结构的元件 (26); 以及

第三部件保持器 (68), 该第三部件保持器 (68) 被紧固到所述飞机内部部件 (12) 并与所述第三结构保持器 (62) 互补, 所述第三部件保持器 (68) 在所述飞机内部部件 (12) 的位于所述飞机内部部件 (12) 的所述第一区域 (28) 与所述第二区域 (32) 之间的第三区域 (64) 中被紧固到所述飞机内部部件 (12), 并且所述第三结构保持器 (62) 与所述第三部件保持器 (68) 被设计为将所述飞机内部部件 (12) 在所述飞机内部部件 (12) 的第三区域 (64) 中附接到所述飞机结构的所述元件 (26)。

8. 根据权利要求 5 所述的飞机内部部件系统, 其中所述第二结构保持器 (58) 与所述第二部件保持器 (60) 在不用工具的情况下能彼此连接。

9. 根据权利要求 6 所述的飞机内部部件系统, 其中所述第三结构保持器 (62) 与所述第三部件保持器 (68) 在不用工具的情况下能彼此连接。

10. 根据权利要求 7 所述的飞机内部部件系统, 其中所述第二结构保持器 (58) 与所述第二部件保持器 (60) 在不用工具的情况下能彼此连接, 并且所述第三结构保持器 (62) 与所述第三部件保持器 (68) 在不用工具的情况下能彼此连接。

11. 根据权利要求 1、8、9 和 10 中任一项所述的飞机内部部件系统, 其中所述第一结构保持器 (27) 与所述第一部件保持器 (30) 在不用工具的情况下能彼此连接。

12. 一种将内部部件系统 (10) 安装在飞机中的方法, 具有以下步骤:

提供飞机内部部件 (12);

将第一结构保持器 (27) 紧固到飞机结构的元件 (26);

将与所述第一结构保持器 (27) 互补的第一部件保持器 (30) 紧固到所述飞机内部部件 (12), 所述第一部件保持器 (30) 在所述飞机内部部件 (12) 的第一区域 (28) 中被紧固到所述飞机内部部件 (12), 所述飞机内部部件 (12) 的所述第一区域 (28) 在所述飞机内部部件

(12) 被安装在飞机中时面向飞机机舱天花板 ; 以及

将所述第一结构保持器 (27) 与所述第一部件保持器 (30) 以如下方式连接 : 所述飞机内部部件 (12) 以悬挂方式被附接到所述飞机结构的所述元件 (26), 所述飞机内部部件 (12) 被构造为使得, 当所述飞机内部部件 (12) 以悬挂方式被附接到所述飞机结构的所述元件 (26) 时, 至少在所述飞机内部部件 (12) 的第二区域 (32) 中, 在所述飞机内部部件 (12) 的后侧 (36) 和与所述飞机内部部件 (12) 的所述后侧 (36) 相对的飞机部件 (38) 之间存在安装间隙 (40), 所述飞机内部部件 (12) 的所述第二区域 (32) 在所述飞机内部部件 (12) 被安装在飞机中时面向飞机机舱地板 (34),

其中所述飞机内部部件 (12) 的与布置在所述飞机内部部件 (12) 的所述第二区域 (32) 中的第一连接设备 (54) 相连的至少一个供应管线部分 (52a-c) 通过将所述第一连接设备 (54) 连接到与所述第一连接设备 (54) 互补的第二连接设备 (56) 而被连接到对应的飞机侧部供应管线部分。

13. 根据权利要求 12 所述的方法, 其中所述飞机内部部件 (12) 的均与布置在所述飞机内部部件 (12) 的所述第二区域 (32) 中的第一连接设备 (54) 相连的多个供应管线部分 (52a-c) 通过将所述第一连接设备 (54) 连接到与所述第一连接设备 (54) 互补的第二连接设备 (56) 而被连接到对应的飞机侧部供应管线部分。

14. 根据权利要求 12 所述的方法, 其中所述飞机内部部件 (12) 相对于所述飞机结构的所述元件 (26) 在预定角度范围内围绕枢转轴线 (50) 枢转, 以便增大或减小所述飞机内部部件 (12) 的所述后侧 (36) 和与所述飞机内部部件 (12) 的所述后侧 (36) 相对的所述飞机部件 (38) 之间存在的所述安装间隙 (40)。

15. 根据权利要求 12 所述的方法, 进一步包括以下步骤 :

将第二结构保持器 (58) 紧固到所述飞机结构的元件 (26) ;

将与所述第二结构保持器 (58) 互补的第二部件保持器 (60) 紧固到所述飞机内部部件 (12), 所述第二部件保持器 (60) 在所述飞机内部部件 (12) 的所述第二区域 (32) 中被紧固到所述飞机内部部件 (12), 所述飞机内部部件 (12) 的所述第二区域 (32) 在所述飞机内部部件 (12) 被安装在飞机中时面向飞机机舱地板 (34) ; 以及

以所述飞机内部部件 (12) 的所述后侧 (36) 和与所述飞机内部部件 (12) 的所述后侧 (36) 相对的所述飞机部件 (38) 之间的所述安装间隙 (40) 被闭合的方式连接所述第二结构保持器 (58) 与所述第二部件保持器 (60)。

16. 根据权利要求 12 所述的方法, 进一步包括以下步骤 :

将第三结构保持器 (62) 紧固到所述飞机结构的元件 (26) ;

将与所述第三结构保持器 (62) 互补的第三部件保持器 (68) 紧固到所述飞机内部部件 (12), 所述第三部件保持器 (68) 在所述飞机内部部件 (12) 的位于所述飞机内部部件 (12) 的所述第一区域 (28) 与所述第二区域 (32) 之间的第三区域 (64) 中被紧固到所述飞机内部部件 (12) ; 以及

以所述飞机内部部件 (12) 在所述飞机内部部件 (12) 的第三区域 (64) 中被附接到所述飞机结构的所述元件 (26) 的方式连接所述第三结构保持器 (62) 与所述第三部件保持器 (68)。

17. 根据权利要求 15 所述的方法, 进一步包括以下步骤 :

将第三结构保持器 (62) 紧固到所述飞机结构的元件 (26) ;

将与所述第三结构保持器 (62) 互补的第三部件保持器 (68) 紧固到所述飞机内部部件 (12), 所述第三部件保持器 (68) 在所述飞机内部部件 (12) 的位于所述飞机内部部件 (12) 的所述第一区域 (28) 与所述第二区域 (32) 之间的第三区域 (64) 中被紧固到所述飞机内部部件 (12) ; 以及

以所述飞机内部部件 (12) 在所述飞机内部部件 (12) 的第三区域 (64) 中被附接到所述飞机结构的所述元件 (26) 的方式连接所述第三结构保持器 (62) 与所述第三部件保持器 (68) 。

18. 根据权利要求 15 所述的方法, 其中所述第二结构保持器 (58) 与所述第二部件保持器 (60) 在不用工具的情况下能彼此连接。

19. 根据权利要求 16 所述的方法, 其中所述第三结构保持器 (62) 与所述第三部件保持器 (68) 在不用工具的情况下能彼此连接。

20. 根据权利要求 17 所述的方法, 其中所述第二结构保持器 (58) 与所述第二部件保持器 (60) 在不用工具的情况下能彼此连接, 并且所述第三结构保持器 (62) 与所述第三部件保持器 (68) 在不用工具的情况下能彼此连接。

21. 根据权利要求 12、18、19 和 20 中任一项所述的方法, 其中所述第一结构保持器 (27) 与所述第一部件保持器 (30) 在不用工具的情况下能彼此连接。

飞机内部部件系统及将内部部件系统安装在飞机中的方法

技术领域

[0001] 本发明涉及一种飞机内部部件系统和一种将内部部件系统安装在飞机中的方法。

背景技术

[0002] 在将内部部件最终安装在飞机中时,目前通常将诸如例如侧盖板、槽板、光带等的部件单独紧固到飞机结构,这样做以将诸如例如电线、飞机空调系统的空气引导线或用于飞机机舱中的水供应的管线之类的相关供应管线的部件侧部分连接到对应的供应管线的飞机侧部分。由于每个部件在被紧固到飞机结构之前必须尽可能精确地定位,因此将内部部件的最终安装在飞机机舱中是非常耗时的。此外,由于飞机机舱中的安装空间有限,因此特别对于安装供应管线来说通常较难。

[0003] 从DE 10 2009 023 391 A1 已知尽可能广泛地在飞机外部预装及测试意欲用于安装在飞机机舱中的内部部件。特别地,可包括多个头顶行李隔间、多个侧盖板和诸如例如电线、飞机空调系统的空气引导管线或用于飞机机舱中的水供应的管线、个人服务单元以及个人服务通道之类的其它内部部件的大模块将在飞机外部预装并测试,可选地借助在DE 10 2009 023 391 A1 中描述的合适的组装装置。随后,大模块将例如借助在DE 10 2009 023 393 A1 中描述的输送装置被输送到飞机机身元件中的最终安装位置。为了将大模块紧固到输送装置和飞机结构,可使用DE 10 2009 023 400 A1 和DE 10 2009 023 401 A1 中描述的保持器。然而,可能难于处理包括内部部件的多个大模块。

发明内容

[0004] 本发明基于的目的在于提供一种可在快速且简单被安装在飞机中的飞机内部部件系统。

[0005] 此外,本发明旨在详细说明用于将内部部件系统快速且简单地安装在飞机中的方法的目的。

[0006] 该目的通过具有权利要求1 的特征的飞机内部部件系统和具有权利要求9 的特征的将内部部件系统安装在飞机中的方法而实现。

[0007] 根据本发明的飞机内部部件系统包括飞机内部部件,该飞机内部部件可设计为单独部件的形式,例如侧盖板。然而,替代于此,根据本发明的飞机内部部件系统的飞机内部部件也可被设计为飞机内部部件模块的形式,该飞机内部部件模块可由例如侧盖板、槽板和 / 或另外的部件的多个单独模块组成。此外,根据本发明的飞机内部部件系统包括第一结构保持器,该第一结构保持器被紧固到飞机结构的元件。飞机结构的元件例如可为框架或桁条,还可为固定到该结构的另外的部件。此外,飞机内部部件系统包括第一部件保持器,该第一部件保持器被紧固到飞机内部部件并与第一结构保持器互补。

[0008] 第一部件保持器在飞机内部部件的第一区域中被紧固到飞机内部部件,该第一区域在飞机内部部件被安装在飞机中时面向(face)飞机机舱天花板。换言之,当飞机内部部件被安装在飞机中时,飞机内部部件的第一区域形成飞机内部部件的上部区域,第一部件

保持器在第一区域被紧固到飞机内部部件。第一结构保持器与第一部件保持器被设计为将飞机内部部件以悬挂方式附接到飞机结构的元件。例如,如 EP 2 354 570 A1 中描述的保持器布置结构可被用作第一结构保持器和第一部件保持器。如果期望或需要的话,根据本发明的飞机内部部件系统也可包括多个第一结构保持器和 / 或多个第一部件保持器。至关重要的是通过第一结构保持器和第一部件保持器的定位,飞机内部部件在飞机机舱中的位置被固定为基本沿竖直方向,即 z 方向,然而,如果期望的话,第一结构保持器和 / 或第一部件保持器还能在将飞机内部部件定位在飞机机舱中时实现一定的公差补偿。

[0009] 飞机内部部件被构造为使得,当通过第一结构保持器与第一部件保持器的配合使飞机内部部件以悬挂方式附接到飞机结构的元件时,至少在飞机内部部件的第二区域中,在飞机内部部件的后侧和与飞机内部部件的后侧相对的飞机部件之间存在安装间隙,第二区域在飞机内部部件被安装在飞机中时面向飞机机舱地板。这里,“飞机内部部件的后侧”被理解为表示在飞机内部部件被安装在飞机中时飞机内部部件的背离飞机机舱的内部空间的侧部,即表面。当飞机内部部件被安装在飞机中时,安装间隙因此至少在飞机内部部件的第二区域中在后侧表面和与飞机内部部件的后侧相对的飞机部件之间延伸,第二区域在飞机内部部件被安装在飞机中时形成飞机内部部件的下部区域。然而,安装间隙还可沿飞机内部部件的整个后侧延伸。

[0010] 术语“安装间隙”在此指的是当飞机内部部件被安装在飞机中时由飞机内部部件的后侧和与飞机内部部件相对的飞机部件界定的三维自由空间。与飞机内部部件的后侧相对的飞机部件可为飞机结构的元件,例如框架,但是也可为另外的飞机部件,例如飞机的绝缘部件或任何期望的功能部件。布置在飞机内部部件的后侧和与飞机内部部件的后侧相对的飞机部件之间的安装间隙的尺寸优选被设定为使装配工能伸进安装间隙中。

[0011] 为了确保当飞机内部部件以悬挂方式附接到飞机结构的元件时,在飞机内部部件的后侧与面向后侧的飞机部件之间的安装间隙保持自由,飞机内部部件优选具有适于与飞机内部部件的后侧相对的飞机部件的形状和位置的合适形状。此外,飞机内部部件的重心优选被定位为使得在将飞机内部部件悬挂紧固到飞机结构的元件时,期望的安装间隙形成在飞机内部部件的后侧和与飞机内部部件的后侧相对的飞机部件之间。

[0012] 根据本发明的内部部件系统可被快速且简单地安装在飞机中,因为仅需要首先将第一结构保持器安装到飞机结构的元件,然后在单个安装步骤中通过第一部件保持器与第一结构保持器的接合而将飞机内部部件以悬挂方式附接到飞机结构的元件。在飞机内部部件的后侧和与飞机内部部件的后侧相对的飞机部件之间敞开的安装间隙导致即使在飞机内部部件被悬挂紧固到飞机结构的元件之后仍能保持飞机内部部件的后侧和与飞机内部部件相对的飞机部件的后侧可接近,由此简化进一步的安装工作。

[0013] 优选地,根据本发明的飞机内部部件系统的飞机内部部件被构造为使得当飞机内部部件以悬挂方式附接到飞机结构的元件时,存在于飞机内部部件的后侧和与飞机内部部件的后侧相对的飞机部件之间的安装间隙沿飞机内部部件的第一区域的方向逐渐减小。一方面,这使得能够将飞机内部部件牢固地紧固到飞机结构的元件,另一方面,这防止飞机内部部件在其以悬挂方式附接到飞机结构的元件的状态下在飞机机舱中占用太多安装空间。

[0014] 当飞机内部部件被安装在飞机中时,在飞机内部部件的面向飞机机舱地板的下部边缘的区域中,当飞机内部部件以悬挂方式附接到飞机结构的元件时,飞机内部部件的后

侧和与飞机内部部件的后侧相对的飞机部件之间的距离优选在大约 10cm 与大约 30cm 之间,特别优选在大约 15cm 与大约 25cm 之间。安装间隙的尺寸被设定为使得装配工舒适地伸进由飞机内部部件的后侧和与飞机内部部件的后侧相对的飞机部件界定的安装间隙中。

[0015] 根据本发明的飞机内部部件系统的飞机内部部件优选进一步包括至少一个供应管线部分,该至少一个供应管线部分被连接到优选布置在飞机内部部件的第二区域中的第一连接设备。被分配到飞机内部部件的供应管线部分可为电线的一部分、水引导管线的一部分或空气引导管线的一部分。第一连接设备优选被设计为和与第一连接设备互补的第二连接设备配合,以便将飞机内部部件的供应管线部分连接到对应的飞机侧部供应管线部分。在飞机内部部件的这种构造中,飞机内部部件的后侧和与飞机内部部件的后侧相对的飞机部件之间存在的安装间隙可被用于将第一连接设备简单且方便地连接到第二连接设备,并因此将分配到飞机内部部件的供应管线部分连接到对应的飞机侧部供应管线部分。

[0016] 在根据本发明的飞机内部部件系统的特别优选的实施例中,飞机内部部件包括多个供应管线部分,该多个供应管线部分中的每个均被连接到优选布置在飞机内部部件的第二区域中的第一连接设备。被分配到飞机内部部件的供应管线部分可为电线的一部分、空气引导管线的一部分或水引导管线的一部分。根据供应管线部分的构造,第一连接设备能构造为可被并行连接到电线部分、水引导管线部分和 / 或空气引导管线部分的多系统连接设备的形式。第一连接设备优选被设计为和与第一连接设备互补的第二连接设备配合,以便将飞机内部部件的供应管线部分连接到对应的飞机侧部供应管线部分。在根据本发明的飞机内部部件系统的这种构造中,被分配到飞机内部部件的多个供应管线部分可在单个步骤中通过将第一连接设备简单连接到第二连接设备而连接到对应的飞机侧部供应管线部分。

[0017] 第一结构保持器与第一部件保持器可被设计为将飞机内部部件附接到飞机结构的元件,以便能在预定角度范围内围绕枢转轴线枢转。枢转轴线可为在飞机内部部件被安装在飞机中的状态下在飞机内部部件的第一区域中基本平行于飞机机舱的纵向轴线(即,沿 x 方向)延伸的假想轴线。通过飞机内部部件围绕枢转轴线的枢转,在飞机内部部件的后侧和与飞机内部部件的后侧相对的飞机部件之间存在的安装间隙可被增大或减小。可使飞机内部部件系统在飞机中的安装特别灵活,因为安装间隙的尺寸可根据要求调节。

[0018] 根据本发明的飞机内部部件系统优选进一步包括第二结构保持器,该第二结构保持器被紧固到飞机结构的元件。第二结构保持器可被紧固到飞机结构的与第一结构保持器被紧固到的元件相同的元件。然而,替代于此,第二结构保持器还可被紧固到飞机结构的另一元件或被紧固到被固定到结构的部件,该固定到结构的部件与第一结构保持器被紧固到的部件不同。此外,飞机内部部件系统可包括第二部件保持器,该第二部件保持器被紧固到飞机内部部件并与第二结构保持器互补。第二部件保持器优选在飞机内部部件的第二区域中被紧固到飞机内部部件,该第二区域在飞机内部部件被安装在飞机中时面向飞机机舱地板。换言之,第二结构保持器优选附接到飞机内部部件的这样的区域中:当飞机内部部件通过第一结构保持器与第一部件保持器的配合以悬挂方式附接到飞机结构的元件时,飞机内部部件的后侧和与飞机内部部件的后侧相对的飞机部件一起限定安装间隙。

[0019] 第二结构保持器与第二部件保持器优选被设计为将飞机内部部件以飞机内部部件的后侧和与飞机内部部件的后侧相对的飞机部件之间的安装间隙被闭合的方式附接到

飞机结构的元件。通过第二结构保持器与第二部件保持器的配合,飞机内部部件因此还在其第二区域中被牢固且没有间隙地紧固。例如,在 WO 2009/080641A1 中描述的保持器布置结构可被用作第二结构保持器和第二部件保持器。

[0020] 然而,优选地,直到在安装间隙区域中的所有安装工作都被完成,第二部件保持器才被连接到第二结构保持器。此外,当执行维护工作时,能够再次使第二结构保持器与第二部件保持器彼此脱离联接,因此,再次“打开”安装间隙。于是,在飞机内部部件的后侧和与飞机内部部件的后侧相对的飞机部件之间的区域中可通过安装间隙执行维护工作,而不需要为此而将飞机内部部件完全从飞机结构拆下。

[0021] 根据本发明的飞机内部部件系统可进一步包括:被紧固到飞机结构的元件的第三结构保持器。第三结构保持器可被紧固到飞机结构的与第一和/或第二结构保持器被紧固到的元件相同的元件。然而,替代于此,还能将第三结构保持器紧固到飞机结构的另一元件或紧固到被固定到结构的另一部件。此外,飞机内部部件系统可包括第三部件保持器,该第三部件保持器被紧固到飞机内部部件并与第三结构保持器互补。第三部件保持器优选在飞机内部部件的位于飞机内部部件的第一区域与第二区域之间的第三区域中被紧固到飞机内部部件。第三结构保持器与第三部件保持器被设计为将飞机内部部件在其第三中心区域中没有间隙且因此牢固地附接到飞机结构的元件。例如,在 WO 2009/080641A1 中描述的保持器布置结构可被用作第三结构保持器和第三部件保持器。

[0022] 优选地,第一结构保持器与第一部件保持器和/或第二结构保持器与第二部件保持器和/或第三结构保持器与第三部件保持器在不用工具的情况下可能彼此连接。这使得能够将根据本发明的飞机内部部件系统特别简单地安装(扣合和咬合)在飞机中。

[0023] 根据本发明的将内部部件系统安装在飞机中的方法包括提供可被设计为单独部件或内部部件模块形式的飞机内部部件。第一结构保持器被紧固到飞机结构的元件。与第一结构保持器互补的第一部件保持器被紧固到飞机内部部件,第一部件保持器在飞机内部部件的第一区域中被紧固到飞机内部部件,该第一区域在飞机内部部件被安装在飞机中时面向飞机机舱天花板,即,形成飞机内部部件的上部区域。

[0024] 第一结构保持器与第一部件保持器以如下方式彼此连接:飞机内部部件以悬挂方式附接到飞机结构的元件。飞机内部部件被构造为使得当飞机内部部件通过第一结构保持器与第一部件保持器的配合以悬挂方式附接到飞机结构的元件时,至少在飞机内部部件的第二区域中,在飞机内部部件的后侧和与飞机内部部件的后侧相对的飞机部件之间存在安装间隙,该第二区域在飞机内部部件被安装在飞机中时面向飞机机舱地板。

[0025] 在根据本发明的方法的优选实施例中,飞机内部部件的与优选布置在飞机内部部件的第二区域中的第一连接设备相连的至少一个供应管线部分通过将第一连接设备连接到与第一连接设备互补的第二连接设备而被连接到对应的飞机侧部供应管线部分。

[0026] 此外,在根据本发明的方法中,飞机内部部件的均与优选布置在飞机内部部件的第二区域中的第一连接设备相连的多个供应管线部分通过将第一连接设备连接到与第一连接设备互补的第二连接设备而被连接到对应的飞机侧部供应管线部分。

[0027] 飞机内部部件可相对于飞机结构的元件在预定角度范围内围绕枢转轴线枢转,以便增大或减小飞机内部部件的后侧和与飞机内部部件的后侧相对的飞机部件之间存在的安装间隙。

[0028] 根据本发明的方法可进一步包括：将第二结构保持器紧固到飞机结构的元件。此外，与第二结构保持器互补的第二部件保持器可被紧固到飞机内部部件，第二部件保持器优选在飞机内部部件的第二区域中被紧固到飞机内部部件，该第二区域在飞机内部部件被安装在飞机中时面向飞机机舱地板。第二结构保持器与第二部件保持器可以飞机内部部件的后侧和与飞机内部部件的后侧相对的飞机部件之间的安装间隙被闭合的方式彼此连接。

[0029] 此外，第三结构保持器可被紧固到飞机结构的元件。与第三结构保持器互补的第三部件保持器可被紧固到飞机内部部件，第三部件保持器在飞机内部部件的位于飞机内部部件的第一区域与第二区域之间的第三区域中被紧固到飞机内部部件。第三结构保持器与第三部件保持器可以飞机内部部件在其第三区域中被没有间隙地附接到飞机结构的元件的方式彼此连接。

[0030] 第一结构保持器与第一部件保持器和 / 或第二结构保持器与第二部件保持器和 / 或第三结构保持器与第三部件保持器优选在不用工具的情况下彼此连接。

附图说明

[0031] 现在将参照所附示意图更详细地解释本发明的优选实施例。

[0032] 图 1 示出飞机内部部件系统的三维视图；

[0033] 图 2 示出根据图 1 的飞机内部部件系统在飞机内部部件模块以悬挂方式被紧固到飞机结构的元件且形成安装间隙的状态下的剖视图；

[0034] 图 3 示出根据图 1 的飞机内部部件系统在飞机内部部件模块被连接到飞机结构的元件且没有安装间隙的状态下的剖视图；以及

[0035] 图 4 示出根据图 1 的飞机内部部件系统的飞机内部部件模块的例示，其中示出用于将飞机内部部件模块紧固到飞机结构的元件的部件保持器的位置。

具体实施方式

[0036] 图 1 至图 4 中例示的飞机内部部件系统 10 包括飞机内部部件 12，飞机内部部件 12 被设计为模块形式且由侧盖板 14、包括槽板 16 和减压格栅 18 的减压单元 20、两个窗边饰条 22 和遮光罩 24 组成。飞机内部部件模块 12 用于布置在飞机机舱的侧壁区域中。飞机内部部件模块 12 被紧固到飞机结构的设计为框架形式的元件 26。

[0037] 为了将飞机内部部件模块 12 紧固到飞机结构，飞机内部部件系统 10 包括两个第一结构保持器 27，该两个第一结构保持器 27 中的每个均被紧固到飞机结构的框架。此外，两个第一部件保持器 30 被紧固在飞机内部部件模块 12 的第一区域 28 中，第一区域 28 在飞机内部部件模块 12 被安装在飞机中时面向飞机机舱天花板并且因此形成飞机内部部件模块 12 的上部区域。每个第一部件保持器 30 用于与对应的第一结构保持器 27 配合，以便将飞机内部部件模块 12 以悬挂方式附接到飞机结构的框架。

[0038] 通过将第一结构保持器 27 定位在飞机结构的框架上以及将第一部件保持器 30 定位在飞机内部部件模块 12 的第一区域 28 中，飞机机舱中的内部部件模块 12 的位置被固定为沿垂直方向，即沿 z 方向。在此例示的实施例中，布置在图 1 和图 4 中的左边的第一结构保持器 27 和布置在图 1 和图 4 中的左边的第一部件保持器 30 的位置被固定。相比之下，布置在图 1 和图 4 中的右边的第一结构保持器 27 与分配到它的第一部件保持器 30 配合使

得飞机内部部件模块 12 的沿飞机机舱的纵向轴线(即,沿 x 方向)的位置能够稍微变化。这使得能够补偿部件和安装公差。

[0039] 飞机内部部件模块 12 以这种方式相对于其重心的位置成形(即弯曲)并设计:当通过第一结构保持器 27 与第一部件保持器 30 的配合使飞机内部部件模块 12 以悬挂方式附接到飞机结构的框架时,在飞机内部部件模块 12 的第二区域 32 中,在飞机内部部件模块 12 的后侧 36 和与飞机内部部件模块 12 的后侧 36 相对的飞机内部部件 38 之间存在安装间隙 40,第二区域 32 在飞机内部部件模块 12 被安装在飞机中时面向飞机机舱地板 34(参见图 2)。

[0040] 安装间隙 40 沿飞机内部部件模块 12 的第一区域 28 的方向逐渐减小,但是其在飞机内部部件模块 12 的第二区域 32 中的尺寸被设计为使得装配工能没有问题地伸进安装间隙 40 中。通过安装间隙 40,飞机内部部件模块 12 的后侧 36 和飞机部件 38 即使在飞机内部部件模块 12 已经通过第一结构保持器 27 和第一部件保持器 30 紧固到飞机结构的框架之后仍保持可接近,由此简化进一步的安装工作和维护工作。在飞机内部部件模块 12 的下边缘的区域(该区域在飞机内部部件模块 12 被安装在飞机中时面向飞机机舱地板 34)中,飞机内部部件模块 12 的后侧 36 和与飞机内部部件模块 12 的后侧 36 相对的飞机部件 38 之间的距离大约为 20cm。

[0041] 第一结构保持器 27 和第一部件保持器 30 例如可由 EP 2 354 570A1 中描述的保持器系统形成。在图中所示实施例中,第一结构保持器 27 和第一部件保持器 30 在任何情况下均被构造为使得飞机内部部件模块 12 可被附接到飞机结构的框架,以在围绕枢转轴线 50 在大约 10 度的角度范围内能枢转。枢转轴线 50 由在飞机内部部件模块 12 的第一区域 28 中沿基本平行于飞机机舱的纵向轴线(即沿 x 方向)延伸的假想轴线形成。通过飞机内部部件模块 12 围绕枢转轴线 50 的枢转,安装间隙 40 可增大或减小。

[0042] 如图 4 中最佳可见,飞机内部部件模块 12 进一步包括多个供应管线部分 52a-c,多个供应管线部分 52a-c 中的每个均被连接到布置在飞机内部部件模块 12 的第二区域 32 中的第一连接设备 54。供应管线部分 52a-c 被设计为电线。如图 2 和图 3 中可见,第一连接设备 54 可被连接到与第一连接设备 54 互补的连接设备 56,以便将飞机内部部件模块 12 的供应管线部分 52a-c 连接到对应的飞机侧部供应管线部分。为了将第一连接设备 54 连接到第二连接设备 56,装配工能舒适地伸进安装间隙 40 中。

[0043] 飞机内部部件系统 10 进一步包括三个第二结构保持器 58,该三个第二结构保持器 58 中的每个均被紧固到飞机结构的由飞机结构的框架形成的元件 26。此外,飞机内部部件系统 10 包括三个第二部件保持器 60,该三个第二部件保持器 60 与第二结构保持器 58 互补且每个均在飞机内部部件模块 12 的第二区域 32 中被紧固到飞机内部部件模块 12。第二结构保持器 58 和第二部件保持器 60 例如可由 WO 2009/080641A1 中描述的保持器系统形成。通过第二结构保持器 58 和被分配到它们的各个第二部件保持器 60 的配合,飞机内部部件模块 12 被固定到飞机结构的框架,从而安装间隙 40 闭合。第二结构保持器 58 和被分配到它们的各个第二部件保持器 60 的连接因此在将飞机内部部件模块 12 安装到飞机机舱中时不会发生,直到第一连接设备 54 与第二连接设备 56 通过安装间隙 40 的连接已经发生。

[0044] 最终,第三结构保持器 62 被紧固到飞机结构的框架,该保持器用于在飞机内部部

件模块 12 的第三中心区域 64 与紧固到飞机内部部件模块 12 的对应的第三部件保持器 68 配合。第三结构保持器 62 与被分配到它们的各个第三部件保持器 68 配合将飞机内部部件模块 12 紧固到其在飞机机舱中的位置。第三结构保持器 62 和第三部件保持器 66 例如可由 WO 2009/080641A1 中描述的保持器系统形成。

[0045] 第一结构保持器 27 与第一部件保持器 30 以及第二结构保持器 58 与第二部件保持器 60 和第三结构保持器 62 与第三部件保持器 68 在不用工具的情况下可彼此连接。

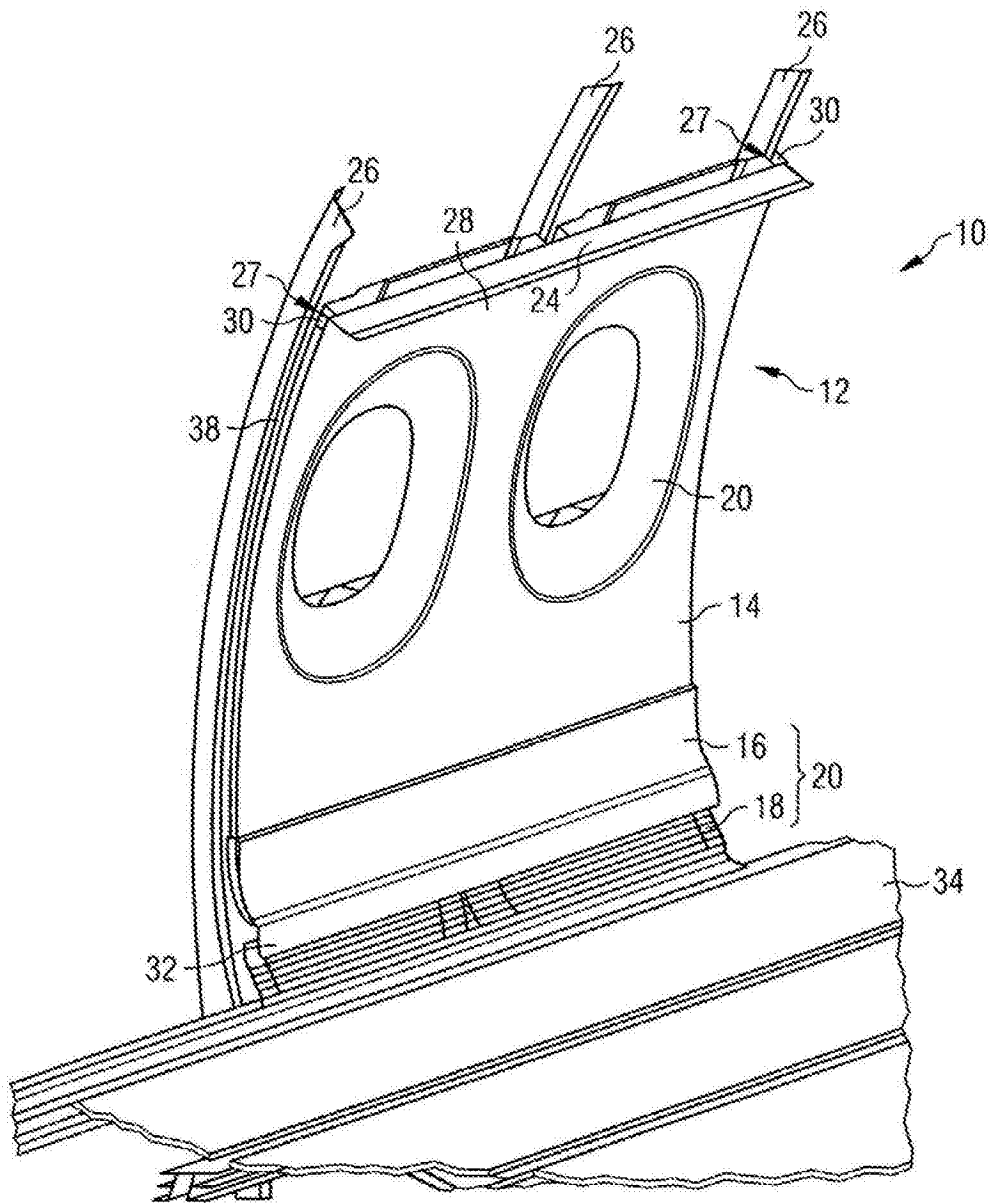


图 1

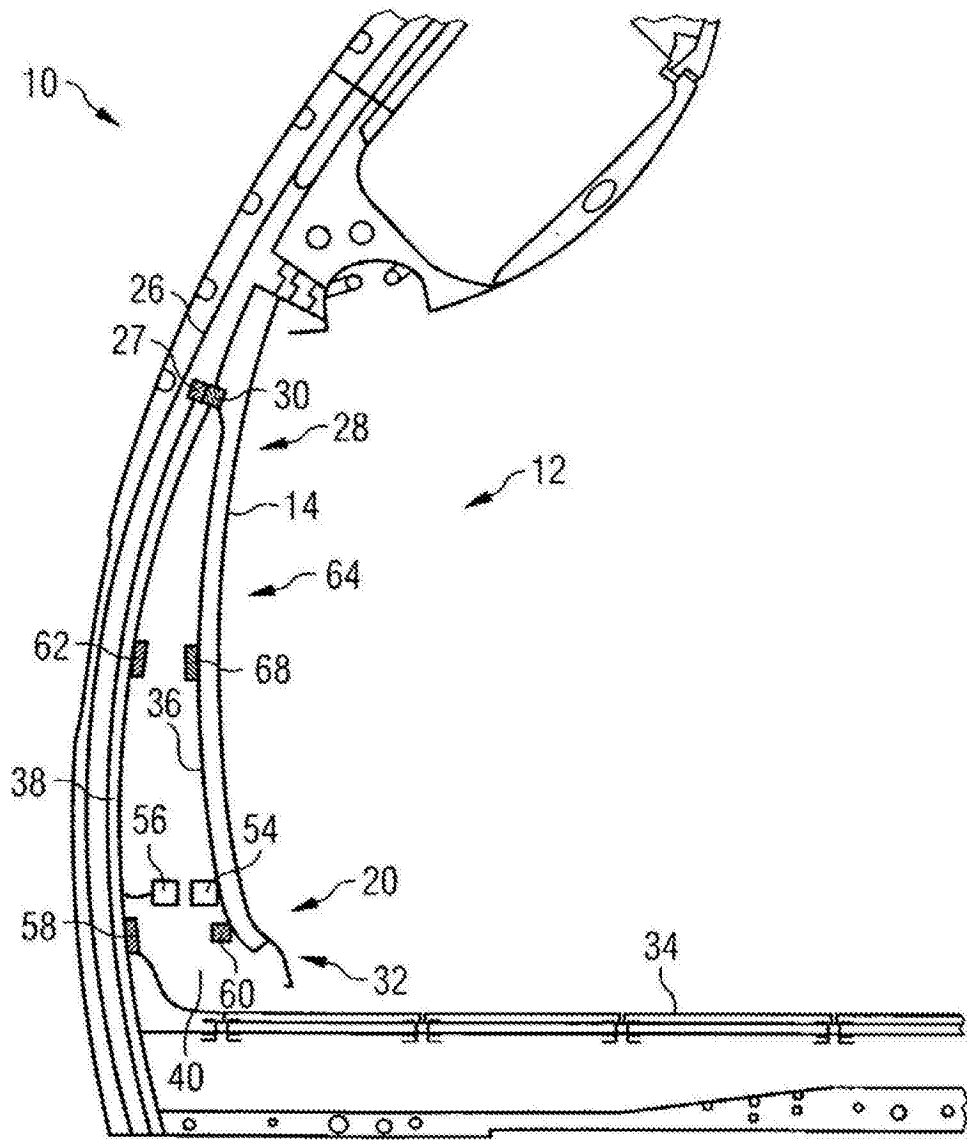


图 2

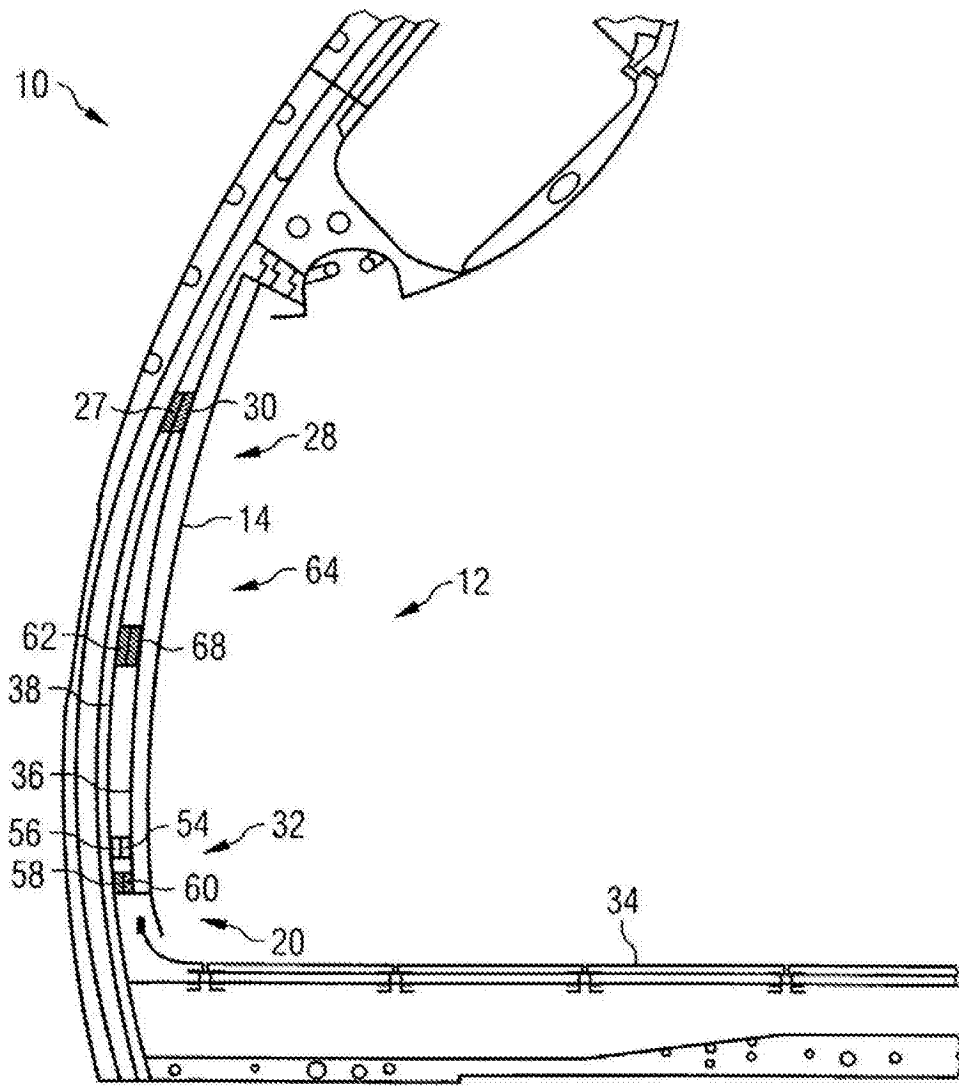


图 3

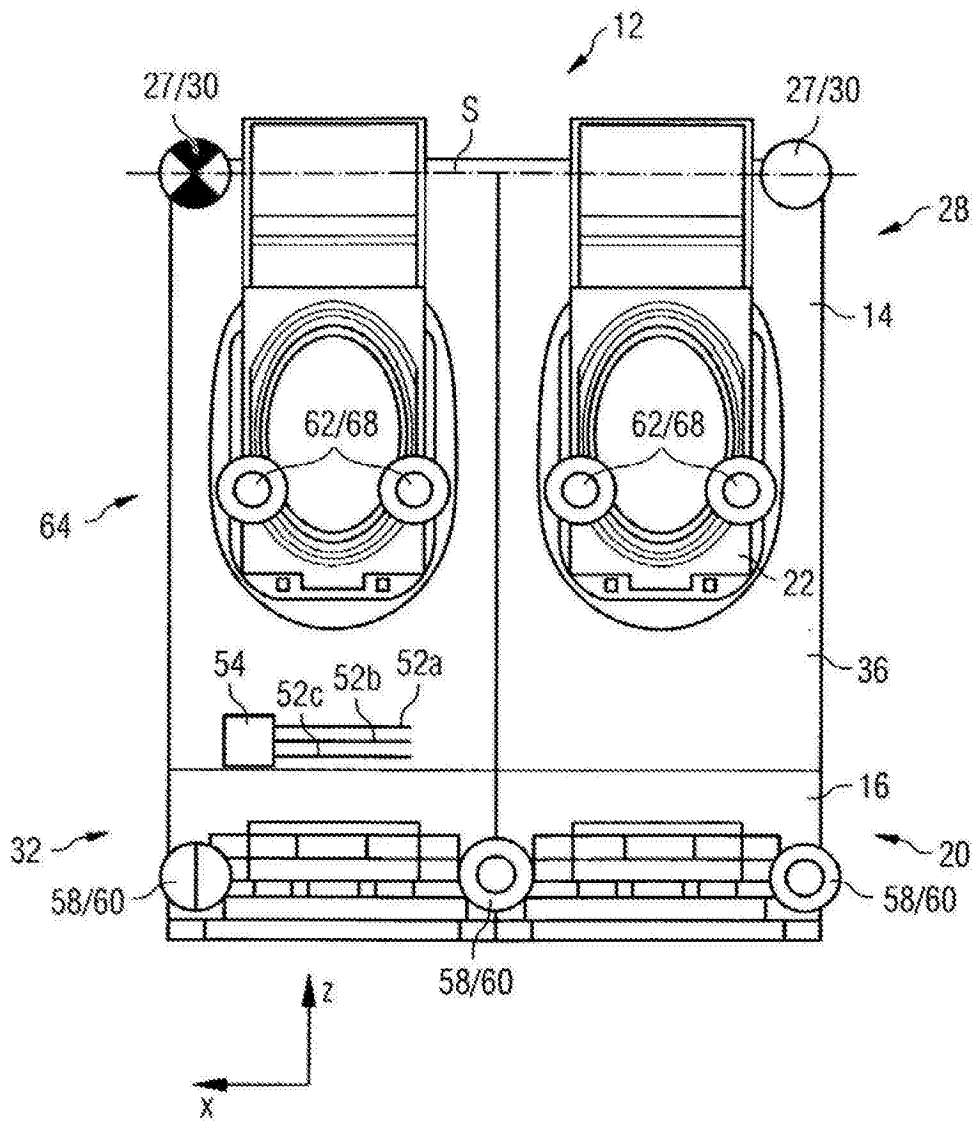


图 4