



(12)发明专利

(10)授权公告号 CN 104229121 B

(45)授权公告日 2018.05.22

(21)申请号 201410270297.3

(22)申请日 2014.06.17

(65)同一申请的已公布的文献号

申请公布号 CN 104229121 A

(43)申请公布日 2014.12.24

(30)优先权数据

13/923,841 2013.06.21 US

(73)专利权人 波音公司

地址 美国伊利诺伊州

(72)发明人 J·D·万德尔霍克

(74)专利代理机构 北京纪凯知识产权代理有限公司

公司 11245

代理人 赵蓉民 董巍

(51)Int.Cl.

B64C 3/18(2006.01)

(56)对比文件

US 2008/0210821 A1,2008.09.04,

CN 103261022 A,2013.08.21,

US 4557440 A,1985.12.10,

US 2011/0139932 A1,2011.06.16,

US 2008/0210821 A1,2008.09.04,

FR 1396979 A,1965.04.23,

审查员 刘康宁

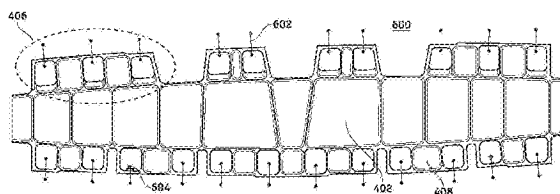
权利要求书2页 说明书9页 附图13页

(54)发明名称

具有中心平面坚固的抗剪条的对称翼肋

(57)摘要

提出了对称肋结构和方法。结构腹板包括腹板中心平面和多个腹板加强件,并且关于腹板中心平面对称。凸缘被构造于对称肋结构的周边上,以及紧固件孔被构造于凸缘内并包括与腹板中心平面对齐的紧固件孔中心线。切口被构造为围绕紧固件孔在结构腹板内,以及两个支撑柱在该切口的相反侧上被联接到凸缘。



1. 对称肋结构(400/600), 其包括第一侧(1108) 和与所述第一侧相反的第二侧(1110), 所述对称肋结构关于在所述第一侧和所述第二侧之间的腹板中心平面对称, 所述对称肋结构包括:

结构腹板(408), 其包括多个腹板加强件(614), 所述结构腹板平行于所述腹板中心平面并且关于所述腹板中心平面对称;

凸缘(714), 其被构造于所述对称肋结构的周边(728) 上;

紧固件孔(706), 其被构造于所述凸缘内, 所述紧固件孔的中心线(718) 与所述腹板中心平面对齐; 以及

两个支撑柱(724和726), 其在被构造在所述结构腹板内的切口(620) 的相反侧上被联接到所述凸缘, 所述切口沿与所述凸缘垂直的方向与所述紧固件孔相邻。

2. 根据权利要求1所述的对称肋结构(400/600), 其中所述结构腹板(408) 被构造为分离紧固件孔(706)。

3. 根据权利要求1所述的对称肋结构(400/600), 还包括与所述结构腹板(408) 的所述腹板中心平面(608) 对齐的紧固件(604)。

4. 根据权利要求1所述的对称肋结构(400/600), 其中所述切口(620) 限定尺寸为容纳紧固件(604) 和用来紧固所述紧固件的工具组件(712) 的容积; 并且其中该切口包括沿所述两个支撑柱(724和726) 的间隙(710)。

5. 根据权利要求1至4中任一项所述的对称肋结构(400/600), 其中所述紧固件孔(706) 和所述切口(620) 的内表面(730) 被收缩配合套筒修复件(802) 覆盖。

6. 根据权利要求1至4中任一项所述的对称肋结构(400/600), 其中单行紧固件(604) 被安装在所述结构腹板(408) 的所述腹板中心平面(608) 上以允许所述对称肋结构的窄宽度。

7. 根据权利要求1至4中任一项所述的对称肋结构(400/600), 其中所述对称肋结构被安装在飞机机翼中。

8. 根据权利要求1至4中任一项所述的对称肋结构(400/600), 其中所述切口(620) 包括抗剪条切口(620) 并且所述凸缘(714) 包括具有单个紧固件(604) 的抗剪条脚(610) 以允许减小的市售尺寸。

9. 一种用于构造对称肋结构(400/600) 的方法, 该对称肋结构包括第一侧(1108) 和与所述第一侧相反的第二侧(1110), 所述对称肋结构关于在所述第一侧和所述第二侧之间的腹板中心平面对称, 所述方法包括:

构造结构腹板(408), 该结构腹板包括多个腹板加强件(614), 所述结构腹板平行于所述腹板中心平面并且关于所述腹板中心平面对称;

构造在所述对称肋结构的周边(728) 上的凸缘(714);

构造在所述凸缘内的紧固件孔(706), 所述紧固件孔的中心线(718) 与所述腹板中心平面对齐; 以及

构造在所述结构腹板内构造的切口的相反侧上联接到所述凸缘的两个支撑柱(724和726), 所述切口沿与所述凸缘垂直的方向与所述紧固件孔相邻。

10. 根据权利要求9所述的方法, 还包括构造所述切口(620) 以限定尺寸为容纳紧固件(604) 和用来紧固所述紧固件的工具组件(712) 的容积。

11. 根据权利要求9所述的方法, 还包括构造所述切口(620) 以包括沿所述两个支撑柱

(724和726)的间隙(710)。

12.根据权利要求9至11中任一项所述的方法,还包括由收缩配合套筒修复件(802)覆盖所述切口(620)的内表面(730)和所述紧固件孔(706)。

13.根据权利要求9至11中任一项所述的方法,还包括在所述对称肋结构(400/600)的所述结构腹板(408)的所述腹板中心平面(608)上安装单行紧固件(604)以允许所述对称肋结构的窄宽度。

14.根据权利要求9至11中任一项所述的方法,还包括在飞机机翼中安装所述对称肋结构(400/600)。

15.根据权利要求9至11中任一项所述的方法,还包括构造所述切口(620)以包括在所述凸缘(714)内含有单个紧固件(604)的抗剪条切口(620)以允许减小的市售尺寸。

具有中心平面坚固的抗剪条的对称翼肋

技术领域

[0001] 本公开的构造总体上涉及飞机结构。更具体地，本发明的构造涉及飞机翼肋。

背景技术

[0002] 翼肋是通常由铝板料机加工成并用来构建机翼抗扭箱的飞机具体零件。商业客机可以包含多达数百个肋或更多。翼肋的主要功能是反作用空气动力载荷并保持机翼蒙皮的气动外形。通常需要数千个紧固件来在商业机翼上安装所有的肋。这项活动是在飞机组装中的关键路径。紧固件能是机翼上的单个最大的成本项目。这些紧固件通常通过“抗剪条脚”围绕非对称肋的外周以单行或双行安装。关于这些和其他方面的考虑，提出了在此所做出的公开内容。

发明内容

[0003] 提出了对称肋结构和方法。结构腹板包括腹板中心平面和多个腹板加强件，并且关于腹板中心平面对称。将凸缘或抗剪条脚构造在对称肋结构的周边上。紧固件孔被构造为在凸缘内并包括与腹板中心平面对齐的紧固件孔中心线。结构腹板中的切口围绕紧固件孔构造，并且将两个支撑柱在该切口的相反侧上联接到凸缘。

[0004] 以此方式，对称翼肋结构的对称形状允许围绕对称翼肋结构的外周在翼肋结构的对称平面上安装单行的大型紧固件。对称翼肋结构提高了在飞行过程中载荷路径的效率，并因此降低了对称翼肋结构安装所需要的紧固件数量，这降低了对称翼肋结构和飞机的整体重量。因此通过要求更少的紧固件，降低了机翼构造的成本。此外，更有效的载荷路径通过要求更少的金属或复合材料降低了机翼的重量来反作用相同的空气动力载荷。

[0005] 在一种构造中，对称肋结构包括结构腹板、凸缘、紧固件孔、切口以及两个支撑柱。该结构腹板包括腹板中心平面和多个腹板加强件，并且关于腹板中心平面对称。凸缘被构造于对称肋结构的周边上。紧固件孔被构造于凸缘内并包括与腹板中心平面对齐的紧固件孔中心线。切口被构造围绕紧固件孔在结构腹板内。两个支撑柱在该切口的相反侧上被联接到凸缘。

[0006] 在另一种构造中，一种用于构造对称肋结构的方法构造了一个结构腹板，其包含腹板中心平面和多个腹板加强件并且关于腹板中心平面对称。该方法还构造了被构造在对称肋结构的周边上的凸缘，并构造了被构造在凸缘内并包括与腹板中心平面对齐的紧固件孔中心线的紧固件孔。该方法还构造了围绕紧固件孔在结构腹板内的切口，并构造了在该切口的相反侧上联接到凸缘的两个支撑柱。

[0007] 在进一步的构造中，一种用于对称肋结构的单侧坚固的方法将对称肋结构定位在组装位置。对称肋结构包括：结构腹板，其具有腹板中心平面和多个腹板加强件，并关于腹板中心平面对称；以及构造在对称肋结构的周边上的凸缘。对称肋结构还包括组装侧，该组装侧包括以下之一：对称肋结构相对于腹板中心平面的第一侧，或对称肋结构相对于腹板中心平面的与第一侧相反的第二侧。该对称肋结构还包括被构造于凸缘内的多个紧固件孔

中的并包括与腹板中心平面对齐的紧固件孔中心线的紧固件孔。切口被构造为围绕紧固件孔在结构腹板内,两个支撑柱在该切口的相反侧上被联接到凸缘。该方法还将紧固件中的单个紧固件仅从组装侧插入结构腹板的切口内,并仅从组装侧将紧固件定位在紧固件孔内。该方法还将紧固件工具仅从组装侧插入对称肋结构中的切口内,并将紧固件工具联接到紧固件。该方法还仅从组装侧操作紧固件工具来将该紧固件联接到一个或多个物体。

[0008] 提供本概述来以简化的形式介绍很多概念,其以详细说明在以下进一步描述。本概述并不旨在标识所提出权利要求的主题的关键特征或必要特征,也不旨在用于帮助确定所提出权利要求的主题的范围。

附图说明

[0009] 本公开的构造的更完全的理解可以通过参考详细说明和权利要求同时结合下面的附图考虑得到,其中相同的附图标记指的是在整个附图中相同的元件。提供附图以促进对本公开的理解,而不限制本公开的外延、范围、规模或适用性。附图不一定按比例绘制。

[0010] 图1是示例性飞机生产和使用方法的流程图的示意图。

[0011] 图2是飞机的示例性框图的示意图。

[0012] 图3是非对称翼肋的示意图。

[0013] 图4是根据本公开的构造的对称翼肋的示意图。

[0014] 图5是示出了所要求的示例性数目的紧固件的现有非对称翼肋的示意图。

[0015] 图6是相比图5的非对称翼肋所要求的紧固件的数目,示出了根据本公开的构造要求较少的紧固件的对称翼肋的示意图。

[0016] 图6A是根据本公开的构造的对称翼肋结构的一部分的放大视图的示意图。

[0017] 图7是根据本公开的构造的安装在飞机机翼上的对称翼肋的示意图。

[0018] 图8是根据本公开的构造的示出了冷缩配合/过盈配合套筒修复件的对称翼肋的一部分的放大视图的示意图。

[0019] 图9是根据本公开的构造的示出了抗剪条构造的对称翼肋的一部分的放大视图的示意图。

[0020] 图10是根据本公开的构造的抗剪条横截面与现有的抗剪条横截面进行覆盖对比的示意图。

[0021] 图11是对称翼肋结构在组装位置的定位以用于从根据本公开的构造从任一侧紧固对称肋结构,以及与非对称翼结构在组装位置的定位相比的示意图。

[0022] 图12是示出了一种根据本公开的构造的用于构造对称翼肋的方法的示例性流程图的示意图。

[0023] 图13是示出了一种根据本公开的构造的用于对称肋结构的单侧紧固的方法的示例性流程图的示意图。

具体实施方式

[0024] 以下详细说明在本质上是示例性的,并不旨在限制本公开以及本公开的构造的用途。具体装置、技术以及应用的说明仅作为示例被提供。在此所描述的示例的修改将是本领域普通技术人员显而易见的,并且在此所定义的通用原理可以应用于其他示例和应用而不

脱离本公开的精神和范围。此外,无意受到在前述领域、背景、发明内容或以下详细说明中提出的任何明示或暗示的理论的约束。本公开应被给予的范围与权利要求书一致,并且不局限于在此所描述的和示出的示例。

[0025] 本公开的构造可以在功能和/或逻辑块组件以及各种处理步骤方面在此进行描述。应当理解,这样的块组件可以由构造以执行指定功能的任意数量的硬件、软件和/或固件组件来实现。为简便起见,有关飞机、飞机组件、飞机制造以及系统的其他功能方面(和系统的各个操作组件)的常规技术和组件可以不在此详细说明。此外,本领域技术人员将理解的是,本公开的构造可以结合各种结构主体来实施,并且在此所描述的构造仅是本公开的示例性构造。

[0026] 在一些非限制性应用(即飞机)的背景下,在此描述了本公开的构造。然而,本公开的构造并不限于这样的飞机,并且在此所描述的技术也可以在其他应用中使用。例如,构造可以适用于使用结构肋的潜艇、宇宙飞船、水上飞机或其他应用。

[0027] 如本领域一个普通技术人员在读完此说明后显而易见的,以下是本公开的示例和构造,并且不限于根据这些示例的操作。可以利用其他构造并且可以进行结构变化而不脱离本公开的示例性构造的范围。

[0028] 更具体地参考附图,本公开的构造可以在如图1所示的示例性飞机制造和使用方法100(方法100)和如图2所示的飞机200的背景下进行描述。在预生产过程中,方法100可以包括飞机200的规格和设计104,以及材料采购106。在生产过程中,发生了飞机200的组件和子组件制造108(过程108)和系统集成110。其后,飞机200可以通过认证和交付112以便被置于使用114。当被客户使用时,飞机200被安排日常维护和维修116(其也可以包括修改、重构、整新等等)。

[0029] 方法100的每个过程可以由系统集成商、第三方和/或操作者(例如客户)执行或进行。为了本说明书的目的,系统集成商可包括,例如但不限于,任何数量的飞机制造商和主系统分包商;第三方可以包括,例如但不限于,任何数量的销售商、分包商和供应商;以及操作者可以包括,例如但不限于,航空公司、租赁公司、军事实体、服务组织;等等。

[0030] 如图2所示,通过方法100制造的飞机200可以包括具有多个系统220以及内部222的机身218。系统220的高级系统的示例包括一个或更多个推进系统224、电气系统226、液压系统228、环境控制系统230以及一个或更多个具有中心平面紧固的抗剪条232的对称翼肋。也可以包括任何数量的其他系统。虽然示出了航空示例,不过本公开的构造可以应用于其他行业。

[0031] 在此所构造的设备和方法可以在方法100的任何一个或更多个阶段被采用。例如,对应于生产过程108的组件或子组件可以以类似于当飞机200是在使用中时生产的组件或子组件的方式被制造或生产。此外,在生产过程108和110过程中,可以使用一种或更多种设备构造、方法构造或其组合,例如,通过大幅加快飞机200的组装或降低飞机200的成本。同样地,当飞机200是在使用中时,可以例如但不限于使用一种或多种设备构造、方法构造或其组合来维护和维修116。

[0032] 图3是示出了第一侧302和相反于该第一侧302的第二侧304的现有构造的非对称翼肋结构300的示意图。该非对称翼肋结构300可能导致源自蒙皮壁板附接孔的且由高应力和用于制造非对称翼肋结构300的材料的类型所造成的在肋脚306上的裂缝。该非对称翼肋

结构300也可能导致在该非对称翼肋结构300的竖直凸缘308中的裂缝。

[0033] 图4是根据本公开的构造的示出了第一侧402和相反于该第一侧402的第二侧404的对称翼肋结构400的示意图。该对称翼肋结构400包括抗剪条406以及结构腹板408。该对称翼肋结构400被构造为去除偏心载荷,并且因此提高在飞行过程中载荷路径的效率,如下面更详细的解释。

[0034] 图5是示出了需要许多紧固件502的现有非对称翼肋结构500的示意图。虽然图5示出了在现有的非对称翼肋结构500的一侧上的许多紧固件502,不过在相反的一侧上也要求相等的数量。因此,现有的非对称翼肋结构500要求组装操作要在现有的非对称翼肋结构500的两侧上进行。

[0035] 图6是相比图5的非对称翼肋结构500所要求的紧固件502的数目,示出了根据本公开的构造要求较少的紧固件602的对称翼肋结构600的示意图。对称翼肋结构的对称形状600允许单行大型紧固件604与结构腹板408的腹板中心平面608(图6A)对齐并围绕对称翼肋结构600的周边728(图7)安装。以此方式,大型紧固件604与腹板中心平面608对齐并去除偏心载荷,因此提高了在飞行过程中载荷路径的效率,并且因此减少了肋安装所需要的大型紧固件604的数量。

[0036] 例如,与需要约22个紧固件602来安装对称翼肋结构600相比,可能需要约63个紧固件502来安装非对称翼肋结构500。以此方式,提供了对称翼肋结构600和飞机200的显著的成本和重量节省。

[0037] 图6A是根据本公开的构造的对称翼肋结构600的一部分的放大视图600A的示意图。放大视图600A示出:抗剪条406、结构腹板408(肋腹板)、抗剪条脚610、结构腹板翼弦612(肋翼弦)、结构腹板加强件614以及抗剪条支撑柱616。腹板中心平面608在沿着线AA截取的截面上示出。

[0038] 图7是根据本公开的构造的安装在飞机200/702机翼704上的对称翼肋结构400/600的示意图。对称翼肋结构600包括结构腹板408(其包括腹板中心平面608(图6A)和结构腹板加强件614),并且关于腹板中心平面608对称。结构腹板408被构造为分开紧固件孔706。凸缘714被构造于对称翼肋结构400/600的周边上。凸缘714可以包括抗剪条脚610。紧固件孔706被构造于凸缘714内并包括与腹板中心平面608对齐的紧固件孔中心线718。凸缘714的开放面720被构造为围绕紧固件孔706。开口(如抗剪条切口620)被构造为围绕紧固件孔706贯通腹板结构408。两个支撑柱724和726在抗剪条切口620的相反侧上被联接到凸缘714。支撑柱724和726可以包括结构腹板加强件614,或其他支撑元件。抗剪条切口620提供了沿支撑柱724/726的间隙710并限定了尺寸为容纳大型紧固件604和紧固大型紧固件604的工具组件712的容积。在此文件中,大型紧固件604和紧固件604可以互换使用。

[0039] 图8是根据本公开的构造的示出了冷缩配合套筒修复件802的对称翼肋结构600的一部分的放大视图800的示意图。收缩配合套筒修复件802覆盖结构腹板408的抗剪条切口620的紧固件孔706和内表面730(图7)。取出方向804和外侧方向806表示抗剪条切口620的示例性取向。收缩配合套筒修复件802是用于在抗剪条切口620的内表面730内抗剪条406发生异常的事件中。该异常可以包括,例如但不限于,圆凿、刮擦、制造缺陷以及其他异常。收缩配合套筒修复件802给抗剪条切口620提供额外的强度来恢复可能被异常带走的强度。收缩配合套筒修复件802可以使用与对称肋结构600类似的材料(例如,铝、复合材料或其他合适

的材料)预先制造并以过盈的方式配合。安装可以通过冷却冷缩配合套筒修复件802来执行,以便冷缩配合套筒修复件802热收缩使得(例如基本可以)间隙可以配合起来。

[0040] 图9是根据本公开的构造的示出了抗剪条406构造的对称翼肋结构600的一部分的放大视图900的示意图。

[0041] 图10是重叠比较根据本公开的构造的对称翼肋结构600的抗剪条406的抗剪条横截面1002与非对称翼肋结构300的抗剪条310的抗剪条横截面1004的示意图。在凸缘714中的单个大型紧固件如大型紧固件604减少如抗剪条406的原材料封套1006(原料封套)所示出的市售尺寸(材料尺寸)要求。与此相反,使用非对称机翼肋结构300所要求的多个紧固件502导致原材料封套1008比原材料封套1006大。

[0042] 这是因为强度要求决定了从紧固件孔中心线到零件(例如抗剪条310/406)的边缘的最小边缘距离。尺寸d11010定义了紧固件孔中心线718(图7)到对称翼肋结构600的抗剪条406的边缘1014所要求的最小边缘距离。类似地,尺寸d21012定义了紧固件孔中心线1016到非对称翼肋结构300的抗剪条310的边缘1018所要求的最小边缘距离。如图10中所示,d11010小于d21012。

[0043] 图11是根据本公开的构造的将对称翼肋结构600定位1100/1104在组装位置以用于从任一侧紧固对称翼肋结构600的示意图,其相比于非对称翼结构300(现有的非对称翼肋结构300)的定位1106。如在定位1100/1104中所示,对称翼肋结构600包括组装侧,该组装侧包括相对于腹板中心平面608(图6A)的第一侧1108,或者相对于相对腹板中心平面608的相反于第一侧1108的第二侧1110。

[0044] 以这种方式,大型紧固件604从抗剪条切口620的侧1108或侧1110被插入到抗剪条切口620中。该大型紧固件604从抗剪条切口620的侧1108或侧1110被定位到紧固件孔706内。紧固件工具712/1102(工具组件712/1102)从抗剪条切口620的侧1108或侧1110被插入到抗剪条切口620中。紧固件工具712/1102被联接到大型紧固件604。因此,可以从抗剪条切口620的侧1108或侧1110操作紧固件工具712/1102以将大型紧固件604联接到一个或更多个物体如配套蒙皮壁板716。

[0045] 与对称翼肋结构600的定位1100/1104相反,现有的非对称翼结构300在组装位置的定位1106示出了紧固件502从其一侧1112被插入到非对称翼结构300的抗剪条310中。因此,从现有的非对称翼结构300的一侧1112操作如紧固件工具712/1102的紧固件工具以将紧固件502联接到一个或更多个物体,如配套蒙皮壁板716。以这种方式,现有的非对称翼结构300可能要求组装操作是在现有的非对称翼结构300的两侧执行(例如,紧固在两侧上的紧固件,因为它们可能无法从一个侧面被通达)。因此,现有的非对称翼肋结构可能限制组装选项。

[0046] 图12是示出了一种根据本公开的构造的用于构造对称翼肋的方法的示例性流程图的示意图。与过程1200有关的所执行的各种任务可以通过软件、硬件、固件或它们的任何组合被机械地进行。为了说明的目的,过程1200的下面的描述可参考与图1-2、图4和图6-11有关的上述提及的元件。在一些构造中,过程1200的部分可以由对称翼肋结构400/600的不同元件执行,所述元件如:抗剪条切口620、结构腹板408、紧固件孔706、凸缘714、周边728、紧固件孔中心线718、腹板中心平面608、抗剪条切口620、支撑柱724和726、间隙710、工具组件712/1102等。过程1200可以具有与图1-2、图4和图6-11中所示的构造类似的功能、材料以

及结构。因此,共同的特征、功能以及元件可以不在此赘述。

[0047] 过程1200可以开始于,构造包括腹板中心平面和多个腹板加强件并且关于腹板中心平面对称的结构腹板(任务1202)。

[0048] 过程1200可以继续,构造凸缘(任务1204),该凸缘被构造于对称肋结构的周边上。

[0049] 过程1200可以继续,构造紧固件孔(任务1206),该紧固件孔被构造于凸缘内并包括与腹板中心平面对齐的紧固件孔中心线。

[0050] 过程1200可以继续,构造围绕紧固件孔在结构腹板中的切口(任务1208)。

[0051] 过程1200可以继续,构造在该切口的相反侧上联接到凸缘的两个支撑柱(任务1210)。

[0052] 过程1200可以继续,构造切口以限定尺寸为容纳紧固件和工具组件来紧固紧固件的容积(任务1212)。

[0053] 过程1200可以继续,构造切口以包括沿两个支撑柱的间隙(任务1214)。

[0054] 过程1200可以继续,由收缩配合套筒修复件覆盖紧固件孔和切口的内表面(任务1216)。

[0055] 过程1200可以继续,在对称肋结构的结构腹板的腹板中心平面上安装单行紧固件以允许该对称肋结构具有窄宽度(任务1218)。

[0056] 过程1200可以继续,构造切口以包括在凸缘内含有紧固件中的一个单个紧固件的抗剪条切口以允许减小的市售尺寸(任务1220)。

[0057] 过程1200可以继续,在飞机机翼中安装对称肋结构(任务1222)。

[0058] 图13是示出了一种根据本公开的构造的用于对称肋结构的单侧紧固的方法的示例性流程图的示意图。与过程1300有关的所执行的各种任务可以通过软件、硬件、固件或它们的任何组合被机械地进行。为了说明的目的,过程1300的下面的描述可以参考与图1-2、图4和图6-11有关的上述提及的元件。在一些构造中,过程1300的部分可以由对称翼肋结构400/600的不同元件执行,所述元件如:抗剪条切口620、结构腹板408、紧固件孔706、凸缘714、周边728、结构腹板408、紧固件孔中心线718、腹板中心平面608、支撑柱724和726、抗剪条切口620、间隙710、工具组件712/1102等。过程1300可以具有与图1-2、图4和图6-11中所示的构造类似的功能、材料以及结构。因此,共同的特征、功能、以及元件可以不在此赘述。

[0059] 过程1300可以开始于,将对称肋结构定位在组装位置(任务1302)。该对称肋结构包括:包括腹板中心平面和多个腹板加强件并且关于腹板中心平面对称的结构腹板;装配侧,其包括以下之一:对称肋结构相对于腹板中心平面的第一侧,或对称肋结构相对于腹板中心平面的相反于第一侧的第二侧;构造在对称肋结构的周边上的凸缘;构造在凸缘内的多个紧固件孔中的且包括与腹板中心平面对齐的紧固件孔中心线的紧固件孔;构造在结构腹板内围绕紧固件孔的切口;以及在切口的相反侧上联接到凸缘的两个支撑柱。

[0060] 过程1300可以继续,仅从组装侧将紧固件插入到对称肋结构中的切口中(任务1304)。

[0061] 过程1300可以继续,仅从组装侧将紧固件定位到紧固件孔中(任务1306)。

[0062] 过程1300可以继续,仅从组装侧将紧固件工具插入到对称肋结构的切口中(任务1308)。

[0063] 过程1300可以继续,将紧固件工具联接到紧固件(任务1310)。

[0064] 过程1300可以继续,仅从组装侧操作紧固件工具来将该紧固件联接到一个或更多个物体(任务1312)。

[0065] 过程1300可以继续,在对称肋结构的结构腹板的腹板中心平面上安装单行所述紧固件以允许该对称肋结构具有窄宽度(任务1314)。

[0066] 过程1300可以继续,在飞机机翼上安装对称肋结构(任务1316)。

[0067] 以这种方式,提供了允许单行大型中心线紧固件的对称腹板结构。以这种方式,使用了更少的紧固件具有与之相关的成本节约。使用更少的紧固件在飞机机翼上安装对称肋结构还使得具有更平滑的空气动力翼面、减少的飞机阻力以及提高的飞机性能。单行的中心线紧固件意味着可以减小原材料尺寸连同相关的成本。对称肋设计意味着一种改进的载荷路径和更轻、更耐用的设计。紧固件的对称肋结构的独特切口意味着可以从切口的任一侧进行安装。同样,更少的紧固件意味着更少处理电磁效应和成本/重量节省。

[0068] 此外,本公开包括根据以下条款的实施例:

[0069] 1. 对称肋结构,包括:

[0070] 结构腹板,其包括腹板中心平面和多个腹板加强件,并且关于腹板中心平面对称;

[0071] 凸缘,其被构造于对称肋结构的周边上;

[0072] 紧固件孔,其被构造于凸缘内并包括与腹板中心平面对齐的紧固件孔中心线;

[0073] 切口,其被构造为围绕紧固件孔在结构腹板内;以及

[0074] 两个支撑柱,其在该切口的相反侧上被联接到凸缘。

[0075] 2. 根据条款1所述的对称肋结构,其中该结构腹板被构造为分离紧固件孔。

[0076] 3. 根据条款1所述的对称肋结构,还包括与结构腹板的腹板中心平面对齐并构造为去除偏心载荷的紧固件。

[0077] 4. 根据条款1所述的对称肋结构,其中该切口限定尺寸为容纳紧固件和用来紧固该紧固件的工具组件的容积。

[0078] 5. 根据条款1所述的对称肋结构,其中该切口包括沿所述两个支撑柱的间隙。

[0079] 6. 根据条款1所述的对称肋结构,其中该紧固件孔和该切口的内表面被收缩配合套筒修复件覆盖。

[0080] 7. 根据条款1所述的对称肋结构,其中单行紧固件被安装在结构腹板的腹板中心平面上以允许该对称肋结构的窄宽度。

[0081] 8. 根据条款1所述的对称肋结构,其中该对称肋结构被安装在飞机机翼中。

[0082] 9. 根据条款1所述的对称肋结构,其中该切口包括抗剪条切口并且该凸缘包括抗剪条脚。

[0083] 10. 根据条款9所述的对称肋结构,还包括在该抗剪条脚中的单个紧固件以允许减小的市售尺寸。

[0084] 11. 一种用于构造对称肋结构的方法:

[0085] 构造结构腹板,该结构腹板包括腹板中心平面和多个腹板加强件并且关于腹板中心平面对称;

[0086] 构造凸缘,该凸缘被构造于对称肋结构的周边上;

[0087] 构造紧固件孔,该紧固件孔被构造于凸缘内并包括与腹板中心平面对齐的紧固件孔中心线;

- [0088] 构造围绕紧固件孔在结构腹板中的切口；以及
- [0089] 构造在切口的相反侧上联接到凸缘的两个支撑柱。
- [0090] 12. 根据条款11所述的方法，还包括构造切口以限定尺寸为容纳紧固件和通来紧固该紧固件的工具组件的容积。
- [0091] 13. 根据条款11所述的方法，还包括构造切口以包括沿所述两个支撑柱的间隙。
- [0092] 14. 根据条款11所述的方法，还包括由收缩配合套筒修复件覆盖该切口的内表面和该紧固件孔。
- [0093] 15. 根据条款11所述的方法，还包括在对称肋结构的结构腹板的腹板中心平面上安装单行紧固件以允许该对称肋结构的窄宽度。
- [0094] 16. 根据条款11所述的方法，还包括在飞机机翼中安装该对称肋结构。
- [0095] 17. 根据条款11所述的方法，还包括构造切口以包括在凸缘内含有单个紧固件的抗剪条切口以允许减小的市售尺寸。
- [0096] 18. 一种用于对称肋结构的单侧紧固的方法，该方法包括：
- [0097] 将对称肋结构定位在组装位置，该对称肋结构包括：
- [0098] 结构腹板，其包括腹板中心平面和多个腹板加强件并且关于腹板中心平面对称；
- [0099] 组装侧，其包括以下之一：对称肋结构相对于腹板中心平面的第一侧，或对称肋结构相对于腹板中心平面的相反于第一侧的第二侧；
- [0100] 凸缘，其被构造于对称肋结构的周边上；
- [0101] 一个紧固件孔，其来自被构造于凸缘内的多个紧固件孔并包括与腹板中心平面对齐的紧固件孔中心线；
- [0102] 切口，其被构造为围绕紧固件孔在结构腹板内；以及
- [0103] 两个支撑柱，其在该切口的相反侧上被联接到凸缘。
- [0104] 仅从组装侧将多个紧固件中的一个紧固件插入到对称肋结构中的切口中；
- [0105] 仅从组装侧将紧固件定位在该紧固件孔中；
- [0106] 仅从组装侧将紧固件工具插入到对称肋结构中的切口中；
- [0107] 将紧固件工具联接到紧固件；以及
- [0108] 仅从组装侧操作该紧固件工具来将该紧固件联接到一个或更多个物体。
- [0109] 19. 根据条款18所述的方法，还包括在对称肋结构的结构腹板的腹板中心平面上安装单行所述紧固件以允许该对称肋结构的窄宽度。
- [0110] 20. 根据条款18所述的方法，还包括在飞机机翼中安装所述对称肋结构。
- [0111] 当至少一种示例性构造已在前面的详细说明中被提出时，应理解的是存在大量的变化。还应当理解的是，示例性构造或在此所描述的构造并不旨在以任何方式限制本主题的范围、适用性或构造。相反，前面的详细说明将为本领域技术人员提供一个用于实现所描述的一种或更多种构造的方便的路线图。应当理解，可以在元件的功能和设置方面进行各种变化而不脱离权利要求书所定义的范围，其包括在提交本专利申请时已知的等价物和可预见的等同物。
- [0112] 上述说明是指被“连接”或“联接”在一起的元件或节点或特征。如在此所用，除非另外明确说明，否则“连接”应当解释为是指一个元件/节点/特征直接连接到（或者直接连通到）另一个元件/节点/特征，并且不一定是机械连接。同样地，除非另外明确说明，否则

“联接”应当解释为是指一个元件/节点/特征直接或间接连结到(或直接或间接连通到)另一个元件/节点/特征,并且不一定是机械连接。因此,尽管图1-2、图4、图6、图7-9和图11描绘了元件的示例性设置,不过额外介入的元件、装置、特征或组件可以存在于本公开的构造中。

[0113] 除非另外明确说明,否则本文件中所用的术语和短语及其变化应被理解为开放式的,而不是限制性的。作为前述的示例:术语“包括”应被理解为是指“包括,但不限于”诸如此类;术语“示例”被用来提供所讨论的项目的示例性情况,而不是其穷尽性的或限制性的列表;以及形容词如“常规的”、“传统的”、“正常的”、“标准的”、“已知的”和类似含义的术语不应被理解为将所描述的项目限制为给定的时间周期或给定时间可利用的项目,而应被理解为包括现在或将来的任何时候可利用的或已知的常规的、传统的、正常的或标准的技术。

[0114] 同样,一组与连接词“和”有关的项目不应被理解为要求这些项目中的每一个均存在于该组,而应被理解为“和/或”,除非另外明确说明。同样地,一组与连接词“或”有关的项目不应被理解为要求组之间的相互排他性,而应被理解为“和/或”,除非另外明确说明。

[0115] 此外,尽管本公开的项目、元件或组件可以单数进行描述或提出权利要求,复数被认为是其在范围之内,除非明确规定限制为单数。拓宽词语和短语如“一个或更多个”、“至少”、“但不限于”或其他类似的短语不应被理解为是指在其中这类拓宽短语可能不存在的示例中旨在或要求更窄的情况。

[0116] 当提及一个数值或范围时,术语“约”旨在包括当进行测量时可能发生的实验误差产生的值。

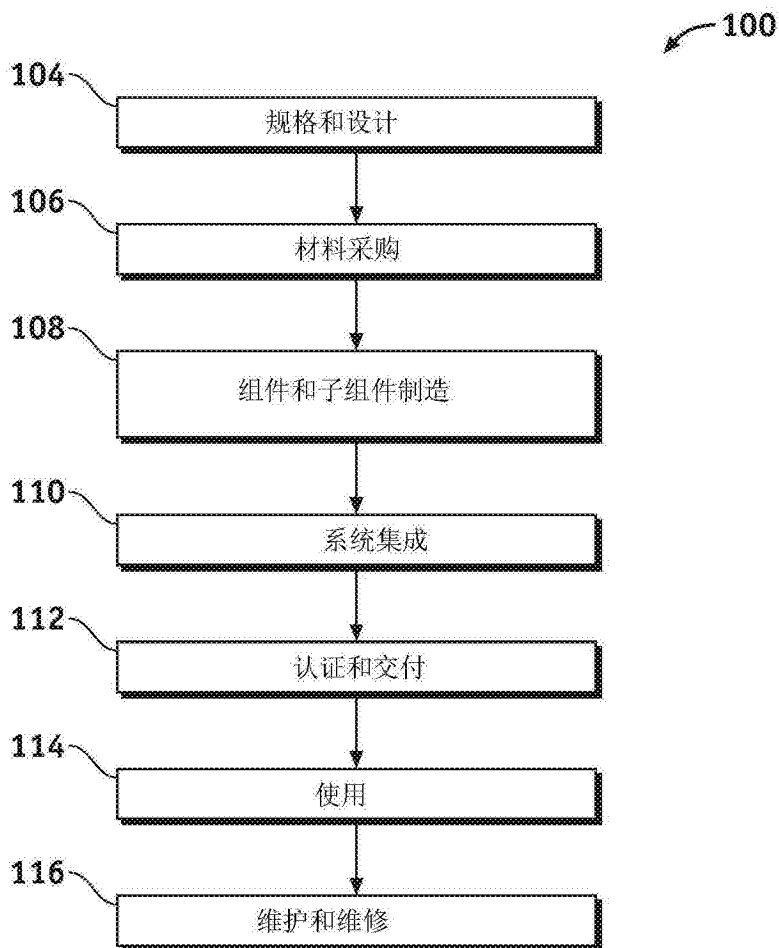


图1

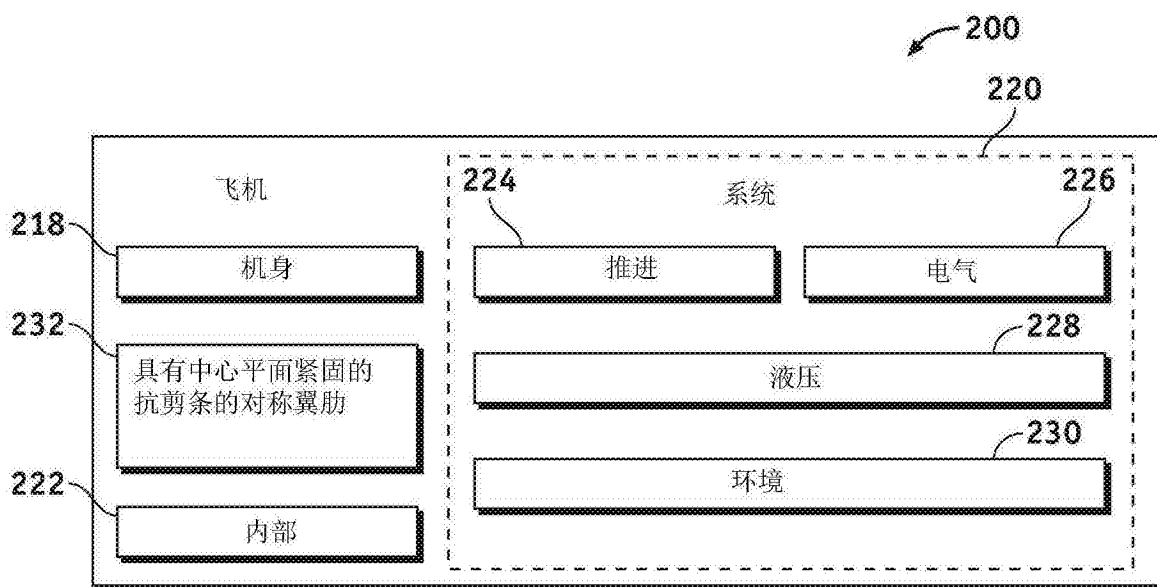


图2

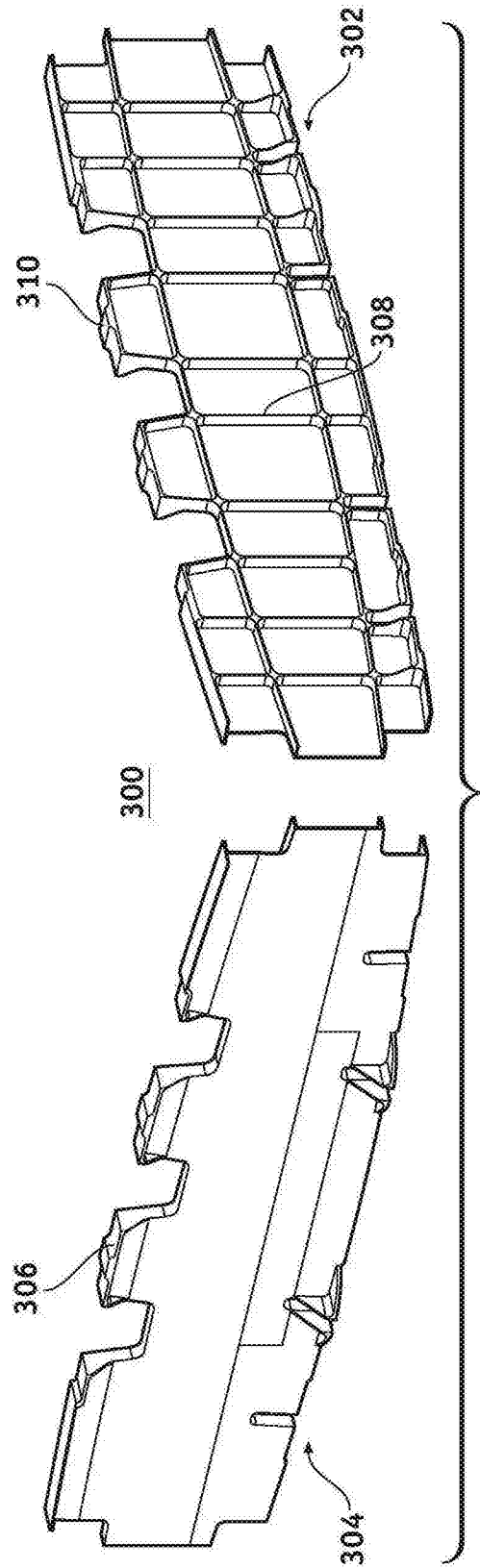


图3

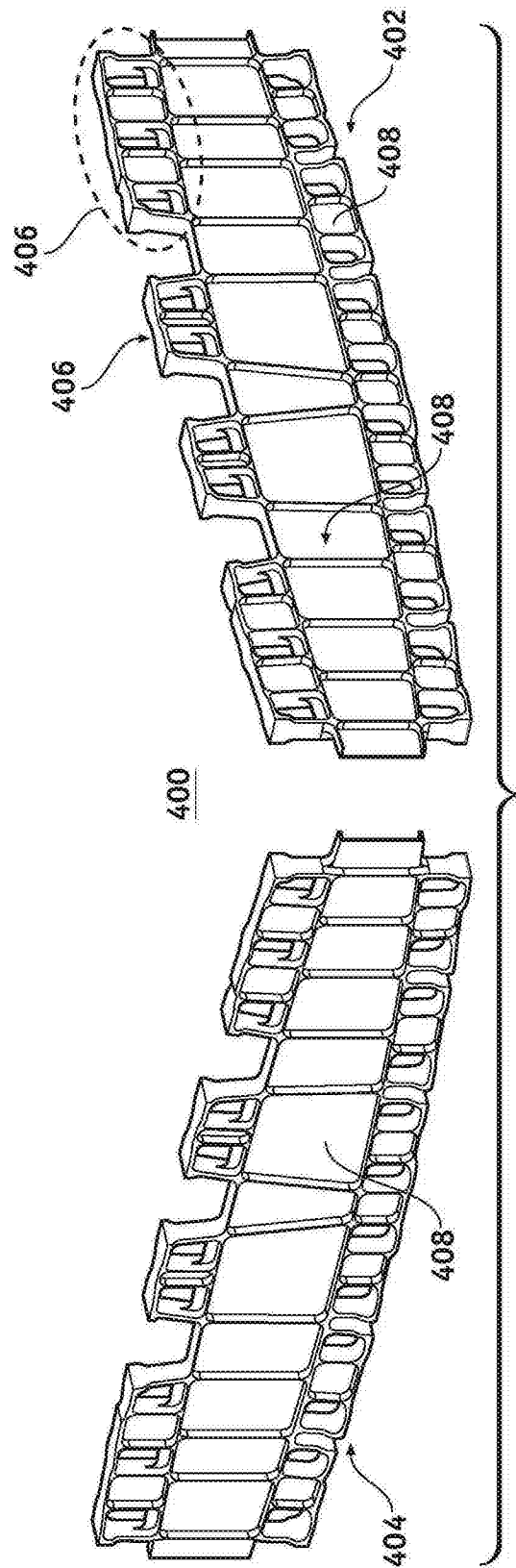


图4

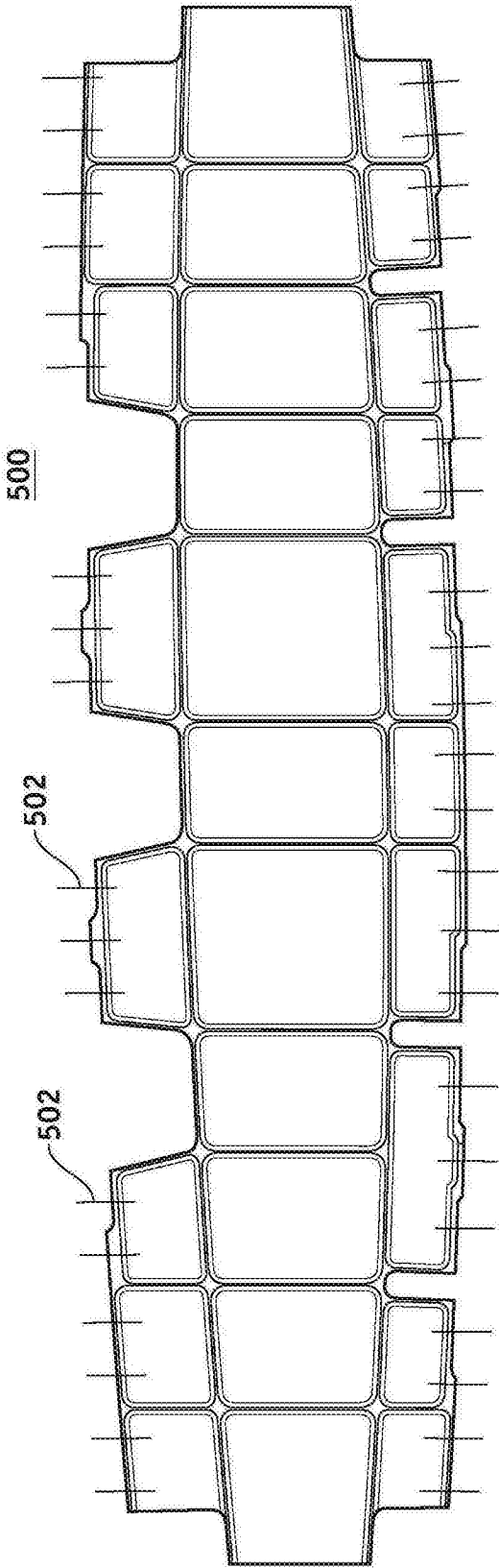


图5

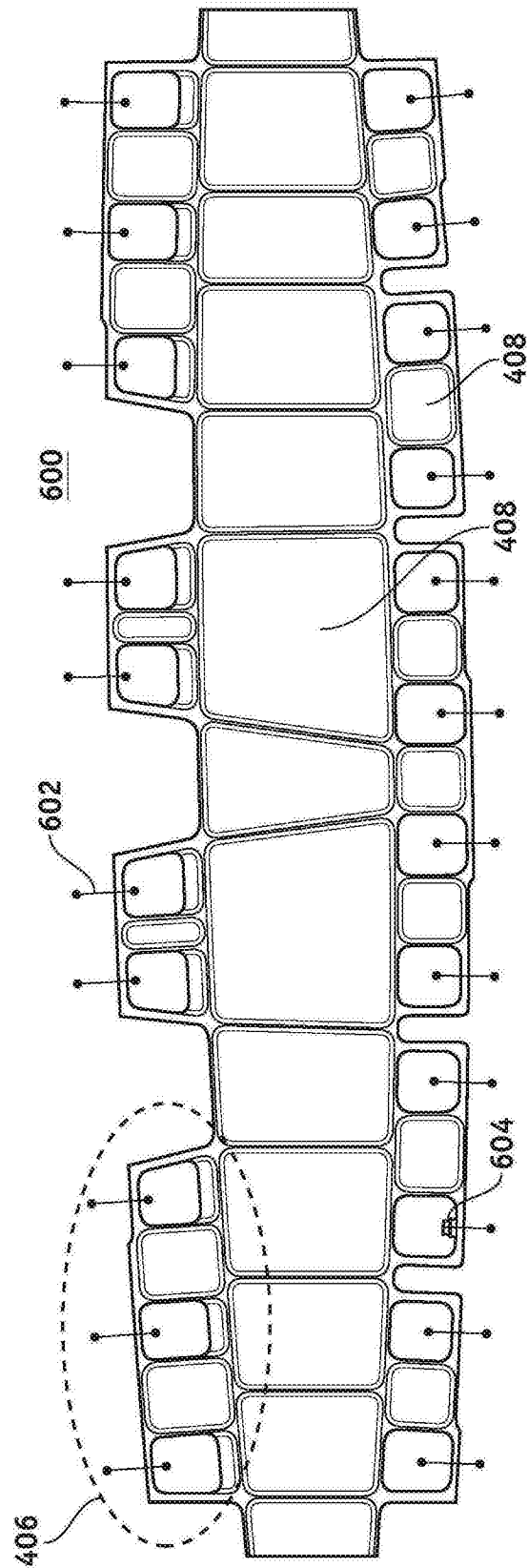


图6

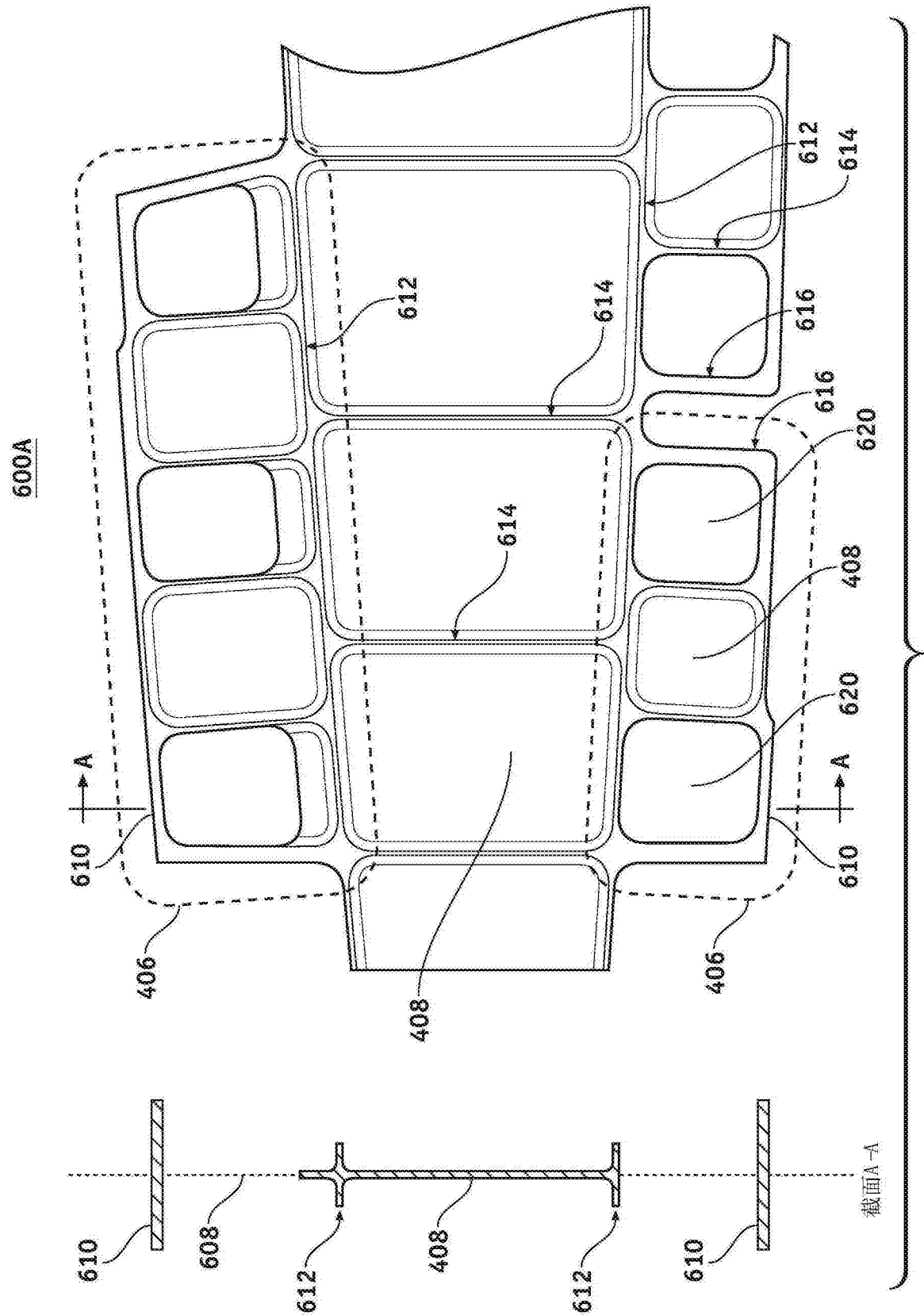


图6A

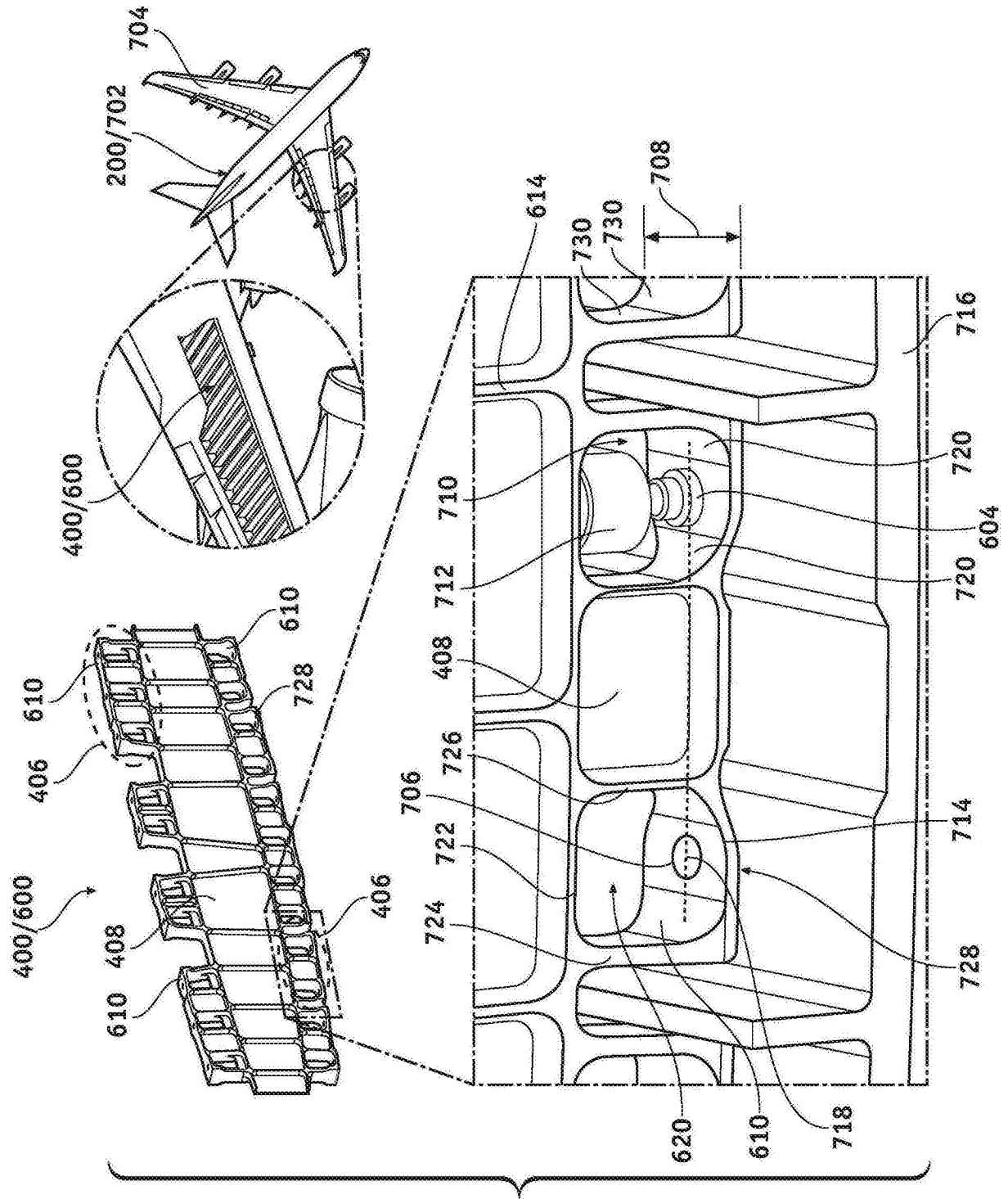


图7

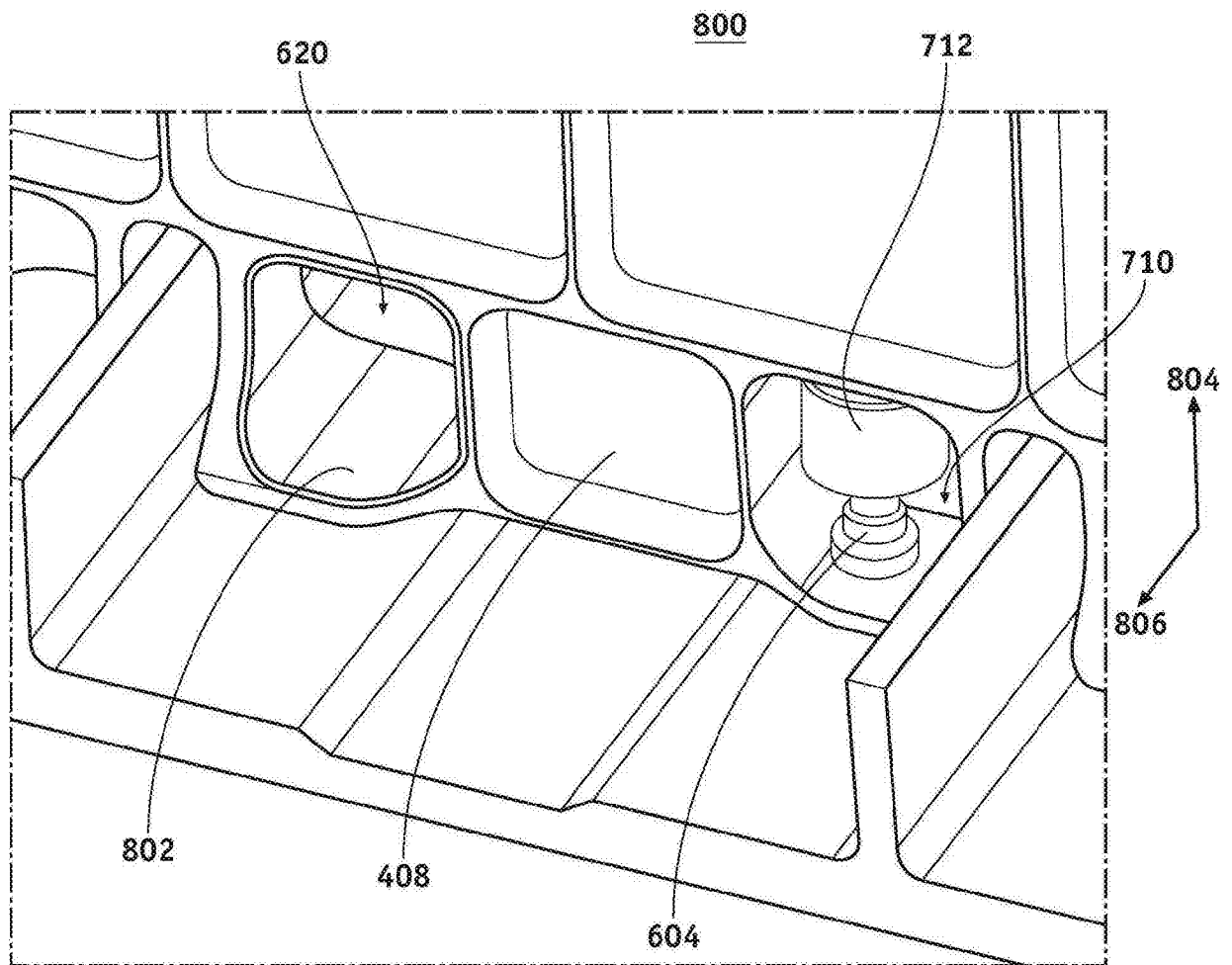


图8

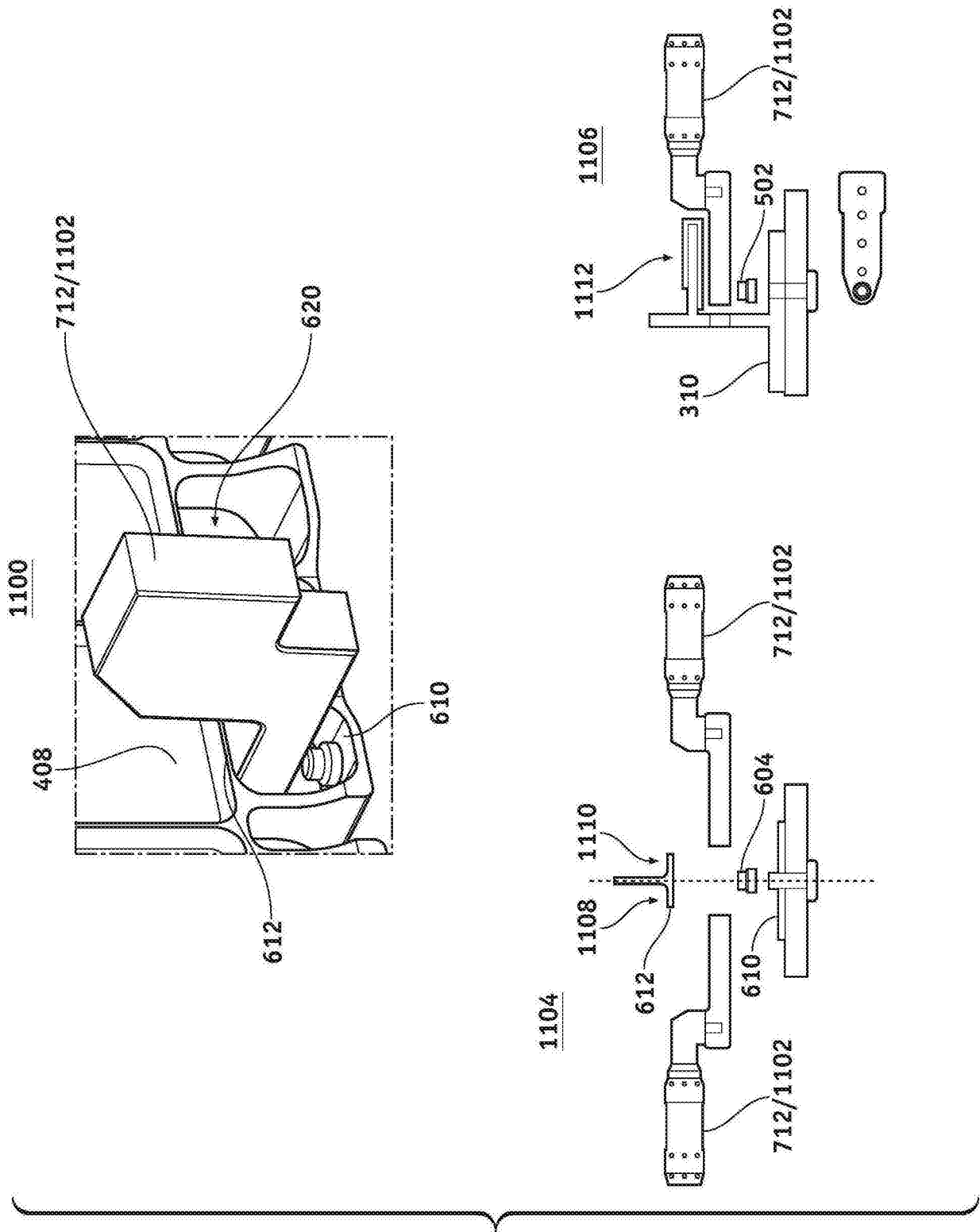


图11

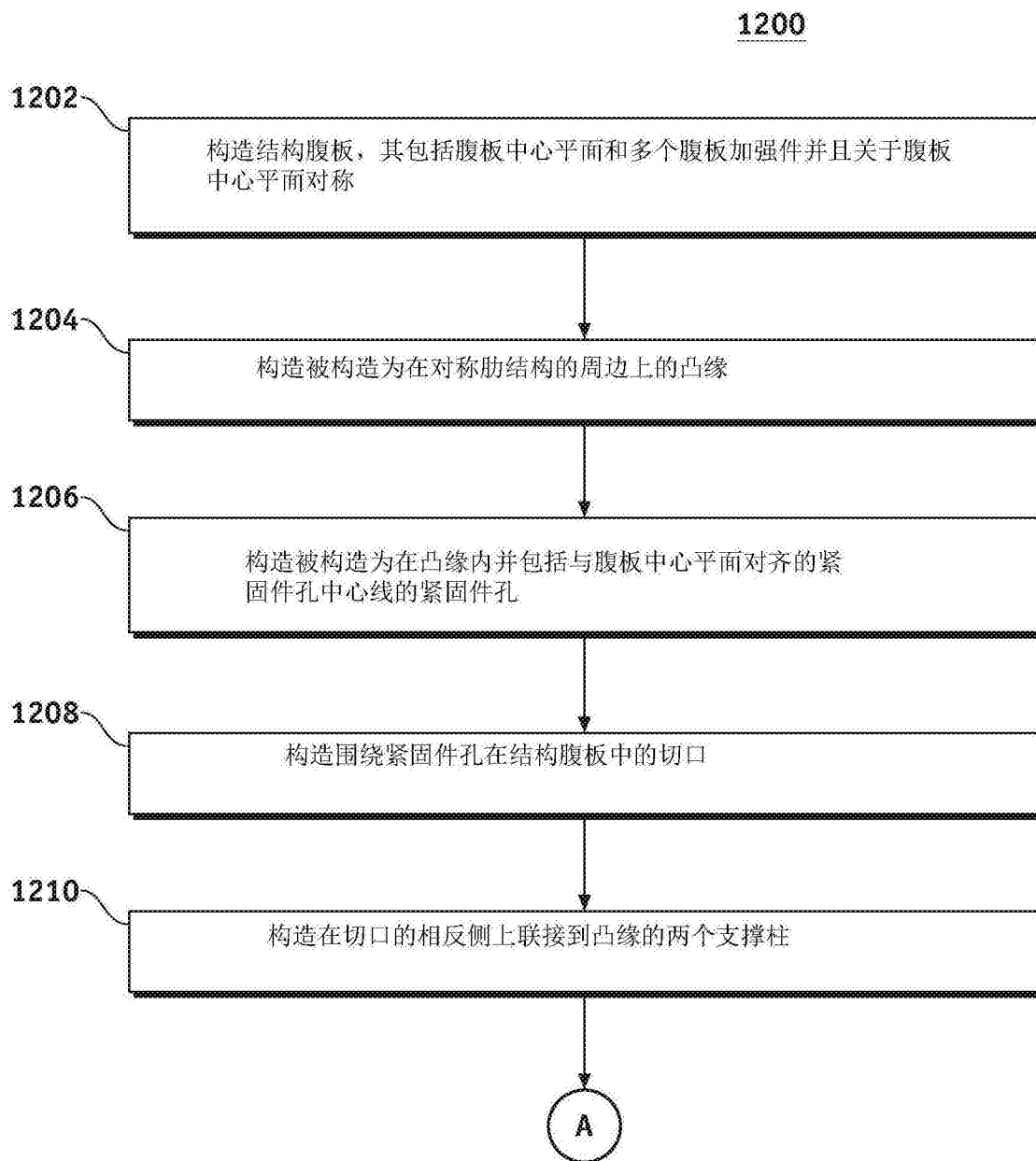


图12

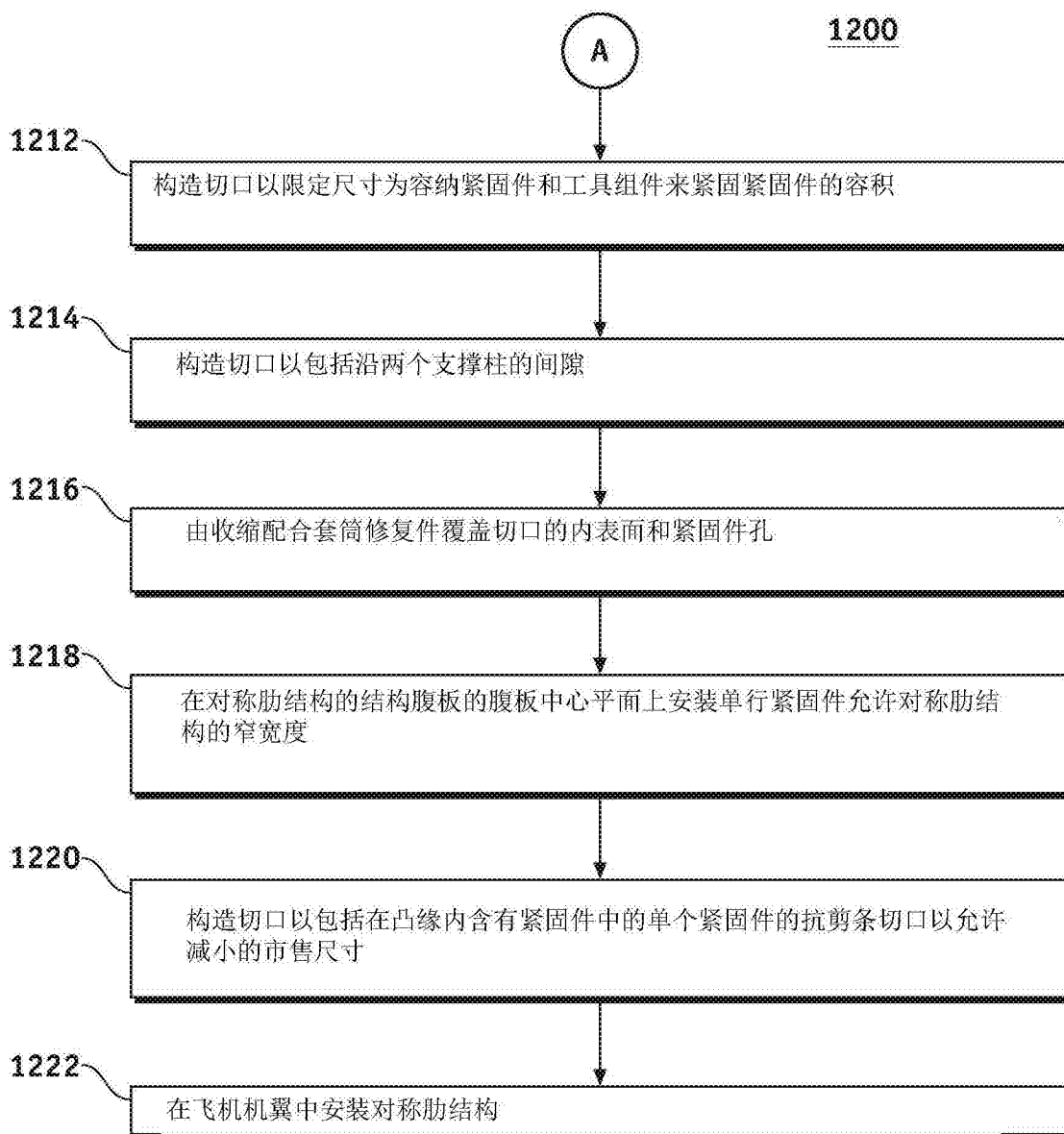


图12续

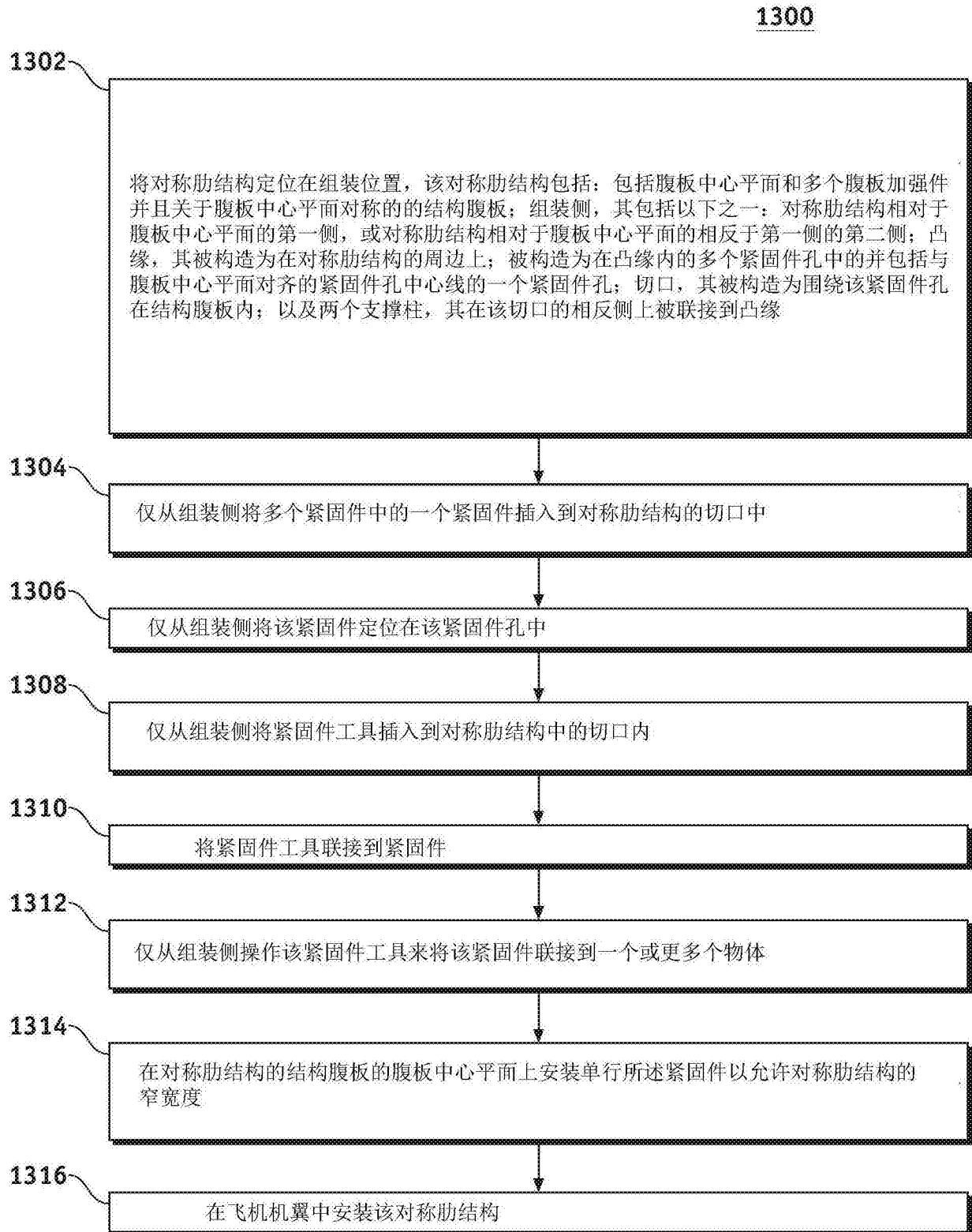


图13