



(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 108238260 A

(43)申请公布日 2018.07.03

(21)申请号 201711422571.4

B64D 27/18(2006.01)

(22)申请日 2017.12.25

(30)优先权数据

1663350 2016.12.23 FR

(71)申请人 空中客车运营简化股份公司

地址 法国图卢兹

(72)发明人 伊莎贝尔·彼得里桑-洛韦拉斯

纪尧姆·加朗 奥利维耶·格莱兹

奥利维耶·迪布瓦

奥雷利安·潘特尔

(74)专利代理机构 北京集佳知识产权代理有限公司

公司 11227

代理人 王雪 王艳江

(51)Int.Cl.

B64D 27/26(2006.01)

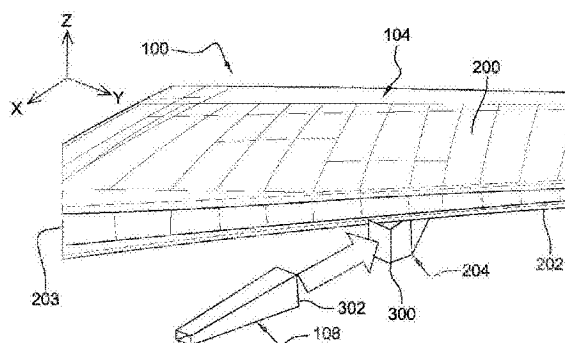
权利要求书2页 说明书6页 附图7页

(54)发明名称

发动机附接挂架与飞行器机翼的附接装置的半连续固定

(57)摘要

本发明提供了飞行器(100)和用于将附接挂架(108)组装至机翼(104)的方法,为了改进借助于利用第一附接贯穿构件附接至机翼结构件的附接装置(204)实现的飞行器发动机附接挂架(108)与飞行器的机翼(104)的固定,附接装置和附接挂架具有借助于第二附接贯穿构件而彼此被夹持的相应的接合表面(300、302),接合表面沿着与飞行器的竖向方向(Z)形成小于45度的角度的平面延伸。该方法包括:将附接挂架定位成面向附接装置(204),随后借助于第二附接贯穿构件将附接装置和附接挂架的各自的接合表面(300、302)彼此夹持。



1. 一种飞行器(100),所述飞行器(100)包括机翼(104)和由附接挂架(108)支承的至少一个发动机(106),所述附接挂架(108)包括借助于附接装置(204)连结至所述机翼的相应的盒形结构件,所述附接装置(204)包括具有表面(308)的相应的盒形结构件,所述附接装置(204)借助于第一附接贯穿构件(312)而通过所述表面(308)紧固至机翼结构件,其中,所述附接装置的相应的结构件和所述附接挂架的相应的结构件具有借助于第二附接贯穿构件(400)而被夹持在一起的相应的接合表面(300、302),所述接合表面在与所述飞行器的竖向方向(Z)形成小于45度的角度的平面(P)中或在与所述附接挂架的相应的结构件的弹性线(330)形成大于45度的角度的平面(P)中延伸。

2. 根据权利要求1所述的飞行器,其中,所述第二附接贯穿构件(400)共同地穿过分别在所述附接装置(204)的相应的结构件的接合表面(300)和所述附接挂架(108)的相应的结构件的接合表面(302)中的通孔(502、504)。

3. 根据权利要求1或2所述的飞行器,其中,所述附接装置(204)的相应的结构件的接合表面(300)和所述附接挂架(108)的相应的结构件的接合表面(302)都具有闭环构型,所述闭环构型包括顶部直线形部分(402)、底部直线形部分(404)以及相对的两个侧向直线形部分(406)。

4. 根据权利要求1至3中的任一项所述的飞行器,包括置于所述附接装置(204)的相应的结构件的接合表面(300)与所述附接挂架(108)的相应的结构件的接合表面(302)之间的接合肋(420)。

5. 根据权利要求1至4中的任一项所述的飞行器,其中,所述第一附接贯穿构件(312)将所述附接装置(204)的相应的结构件的所述表面(308)的后部部分(311)连结至所述机翼(104)的蒙皮(202),并且所述附接装置(204)的相应的结构件的所述表面(308)包括与所述机翼(104)的前翼梁的腹板(203)连结的前部部分(310)。

6. 根据权利要求1至5中的任一项所述的飞行器,其中,所述附接装置(204)的相应的结构件的接合表面(300)和所述附接挂架(108)的相应的结构件的接合表面(302)平行于所述竖向方向(Z)延伸。

7. 根据权利要求1至6中的任一项所述的飞行器,其中,所述附接装置(204)的相应的结构件的接合表面(300)和所述附接挂架(108)的相应的结构件的接合表面(302)以与所述附接挂架的相应的结构件的所述弹性线(330)正交的方式延伸。

8. 根据权利要求1至7中的任一项所述的飞行器,其中,所述附接装置(204)的相应的结构件的至少后部部分(313B)具有其面积从前到后减小的横截面。

9. 根据权利要求8所述的飞行器,其中,所述附接装置(204)的相应的结构件包括至少一个开孔并且界定有内部空间,所述开孔暴露于所述内部空间,并且在所述内部空间中容置有至少一个灭火器。

10. 根据权利要求1至9中的任一项所述的飞行器,其中,所述附接装置(204)的相应的结构件包括底表面(304)、相对的两个侧向表面(306)以及形成所述表面的顶表面(308),所述附接装置(204)借助于所述第一附接贯穿构件(312)而通过所述表面紧固至所述机翼结构件。

11. 一种用于将附接挂架(108)与飞行器(100)的机翼(104)组装的方法,所述飞行器(100)包括附接装置(204),所述附接装置(204)包括具有表面(308)的相应的盒形结构件,

所述附接装置(204)借助于第一附接贯穿构件(312)而通过所述表面(308)紧固至机翼结构件,所述方法包括:将所述附接挂架(108)的相应的结构件定位成面向所述附接装置(204)的相应的结构件,随后借助于第二附接贯穿构件(400)将所述附接装置(204)的相应的结构件的接合表面(300)和所述附接挂架(108)的相应的结构件的接合表面(302)彼此夹持,使得所述接合表面在与所述飞行器的竖向方向(Z)形成小于45度的角度的平面(P)中或在与所述附接挂架(108)的相应的结构件的弹性线(330)形成大于45度的角度的平面(P)中延伸。

发动机附接挂架与飞行器机翼的附接装置的半连续固定

技术领域

[0001] 本发明涉及飞行器、特别是飞机的领域,该飞行器包括固定至机翼的至少一个发动机。本发明更特别地涉及用于将发动机、比如喷气式发动机附接至飞行器的机翼的新型方法。

背景技术

[0002] 发动机与飞行器的机翼的均衡附接通常通过借助于少数通常被称为“机翼附件”的局部附件将附接挂架连结至机翼来完成。

[0003] 这些附件通常包括形成在附接挂架上的端部配件和形成一个或多个附接装置中的其他端部配件,所述一个或多个附接装置通常包括支架,支架借助于附接贯穿构件、比如螺栓固定至机翼结构件。附接挂架的端部配件和附接装置的端部配件借助于轴彼此直接地连结,或者经由连接杆彼此间接地连结。

[0004] 在发动机以超静定的方式固定至飞行器的机翼的情况下,附接挂架与机翼之间的连结也借助于少数局部附件来完成。

[0005] 在这两种情况下,从发动机传递至机翼的载荷集中在这些少数附件(端部配件、轴和/或连接杆)中,因此,这些少数附件必须特别坚固且庞大。

[0006] 因此,这种类型的附件增大了飞行器的总重量。此外,这种附件的庞大导致附接挂架的主横截面和浸湿表面增大,并且因此通常使得飞行器的空气动力学性能水平降低。

发明内容

[0007] 本发明的目的是特别地提供一种针对该问题的简单、经济且高效的解决方案,这种解决方案基本上不会增大与用于将发动机附接至飞行器的机翼的器件相关的制造和维护操作的复杂度。

[0008] 为此,本发明提出了一种飞行器,该飞行器包括机翼和由附接挂架支承的至少一个发动机,附接挂架包括借助于附接装置连结至机翼的相应的盒形结构件,该附接装置包括具有表面的相应的盒形结构件,其中,该附接装置借助于第一附接贯穿构件而通过该表面紧固至机翼结构件。

[0009] 附接装置的相应的结构件和附接挂架的相应的结构件具有借助于第二附接贯穿构件被夹持在一起的相应的接合表面,接合表面在与飞行器的竖向方向形成小于45度的角度的平面中或在与附接挂架的相应的结构件的弹性线形成大于45度的角度的平面中延伸。

[0010] 因此,通过第二附接贯穿构件将附接装置的相应的结构件的接合表面和附接挂架的相应的结构件的接合表面夹持在一起,附接装置和附接挂架被以分布式的方式连结,该分布式的方式还被称为“半连续”的方式。当然,这种连结模式是超静定的。

[0011] 第二附接构件主要被牵引力加载(因为附接挂架的结构件的整体挠曲变形),并且在较小的程度上被剪切力加载。

- [0012] 第二附接贯穿构件的数目通常为几十,例如在三十与四十之间。
- [0013] 通常,本发明提出的用于将附接挂架连结至机翼的新型方法允许飞行器的总重量减小并且允许附接挂架的主横截面和浸湿表面减小。
- [0014] 此外,对附接挂架的拆卸可以简单地通过拆卸第二附接贯穿构件来完成。
- [0015] 在本发明的优选实施方式中,第二附接贯穿构件共同地穿过分别形成在附接装置的相应的结构件的接合表面和附接挂架的相应的结构件的接合表面中的通孔。
- [0016] 这些第二附接贯穿构件优选地是螺栓。
- [0017] 以本身公知的方式,第一附接贯穿构件也优选地是螺栓。
- [0018] 在本发明的优选实施方式中,附接装置的相应的结构件的接合表面和附接挂架的相应的结构件的接合表面都具有闭环构型,该闭环构型包括顶部直线形部分、底部直线形部分以及相对的两个侧向直线形部分。
- [0019] 在本发明的优选实施方式中,飞行器包括置于附接装置的相应的结构件的接合表面与附接挂架的相应的结构件的接合表面之间的接合肋。
- [0020] 在本发明的优选实施方式中,第一附接贯穿构件将附接装置的相应的结构件的所述表面的后部部分连结至机翼的蒙皮,其中,该结构件通过所述表面紧固至机翼。
- [0021] 在本发明的优选实施方式中,附接装置的相应的结构件的所述表面包括与机翼的前翼梁的腹板连结的前部部分,其中,该结构件通过所述表面紧固至机翼。
- [0022] 在本发明的优选实施方式中,附接装置的相应的结构件的接合表面和附接挂架的相应的结构件的接合表面平行于竖向方向延伸。
- [0023] 在本发明的优选实施方式中,附接装置的相应的结构件的接合表面和附接挂架的相应的结构件的接合表面以与附接挂架的弹性线正交的方式延伸。
- [0024] 在本发明的优选实施方式中,附接装置的相应的结构件的至少后部部分具有其面积从前到后减小的横截面。
- [0025] 优选地,附接装置的结构件包括至少一个开孔并且界定有内部空间,其中,开孔暴露于内部空间并且在内部空间中容置有至少一个灭火器。
- [0026] 在本发明的优选实施方式中,附接装置的相应的结构件包括底表面、相对的两个侧向表面以及形成所述表面的顶表面,附接装置借助于第一附接贯穿构件而通过所述表面紧固至机翼结构件。
- [0027] 本发明还涉及一种用于将附接挂架与飞行器的机翼组装的方法,该飞行器包括附接装置,该附接装置包括具有表面的相应的盒形结构件,该附接装置借助于第一附接贯穿构件而通过该表面紧固至机翼结构件,该方法包括:将附接挂架的相应的结构件定位成面向附接装置的相应的结构件,随后借助于第二附接贯穿构件将附接装置的相应的结构件的接合表面和附接挂架的相应的结构件的接合表面彼此夹持,使得接合表面在与飞行器的竖向方向形成小于45度的角度的平面中或在与附接挂架的相应的结构件的弹性线形成大于45度的角度的平面中延伸。

附图说明

- [0028] 通过阅读作为非限制性示例并参照附图给出的以下描述,本发明将得以更好地理解并且本发明的其他细节、优点和特征将变得显而易见,在附图中:

- [0029] 图1是根据本发明的优选实施方式的飞行器的示意性侧视图；
- [0030] 图2是属于图1的飞行器的机翼、附接装置和附接挂架的放大比例的示意性侧视图；
- [0031] 图3是单独且彼此分开地示出的附接装置和附接挂架的示意性立体图；
- [0032] 图4是附接装置和附接挂架的沿图2的横向平面A-A截取的示意性截面图；
- [0033] 图5是附接装置和附接挂架的沿图4的纵向竖向平面B-B截取的示意性截面图，其中，纵向竖向平面B-B形成附接装置和附接挂架的各自的接合表面的正中平面；
- [0034] 图6是附接装置和附接挂架的沿图4的纵向平面C-C截取的示意性截面图，其中，纵向平面C-C平行于附接装置和附接挂架的各自的接合表面的侧向直线形部分；
- [0035] 图7是附接装置和附接挂架的沿图4的纵向平面D-D截取的示意性截面图，其中，纵向平面D-D平行于附接装置和附接挂架的各自的接合表面的顶部直线形部分；
- [0036] 图8是类似于图4的视图，其图示了飞行器的变型实施方式；
- [0037] 图9是图1的飞行器的局部示意性立体图，其图示了用于将附接挂架与飞行器的机翼组装的方法；
- [0038] 图10是根据本发明的另一优选实施方式的飞行器的局部示意性立体图；以及
- [0039] 图11是属于根据本发明的另一优选实施方式的飞行器的附接装置的放大比例的示意性立体图。
- [0040] 在所有这些图中，相同的附图标记可以表示相同或相似的元件。

具体实施方式

[0041] 图1总体上图示了飞行器100、在这种情况下是飞机，飞行器100包括机身102、机翼104以及发动机106、在这种情况下是喷气式发动机，发动机106借助于相应的附接挂架108安装在机翼104下方(发动机中的一个发动机在图中被遮住)。

[0042] 在以下描述中，X表示飞行器的与飞行器的前进方向对应或者甚至与飞行器的横滚轴线的方向对应的纵向或轴向方向，Z表示在飞行器停放在水平表面上时由此限定的且与飞行器的偏航轴线的方向大致对应的竖向方向，并且Y表示与前述两个方向正交且与飞行器的俯仰轴线的方向大致对应的横向方向。参照飞行器在飞行器停放在地面上时的取向，方向X和Y限定所谓的“水平”平面。

[0043] 图2示出了飞行器的机翼104的一部分、发动机中的一个发动机的附接挂架108以及将附接挂架108连结至机翼104的附接装置204，其中，飞行器的机翼104的一部分更具体地是属于机翼结构件顶部蒙皮200、底部蒙皮202和前翼梁的腹板203。

[0044] 如图3所示，附接装置204和附接挂架108具有在平面P中延伸的相应的接合表面300、302，平面P在该示例中是与飞行器的竖向方向Z平行的平面。这两个接合表面300、302具有彼此相似的构型。

[0045] 附接装置204由相应的盒形结构件形成，其中，该盒形结构件具有在纵向方向X上变化的呈矩形构型的横截面，并且该盒形结构件包括底表面304、相对的两个侧向表面306以及顶表面308，顶表面308包括前部部分310(图3)和后部部分311，后部部分311借助于例如为张紧螺栓的第一附接贯穿构件312(图3)紧固至机翼104(图2)、例如紧固至底部蒙皮202。

[0046] 附接装置204的结构件通常包括前部部分313A,前部部分313A包括顶表面308的前部部分310,并且前部部分313A具有从前到后减小的横向尺寸和从前到后增大的竖向尺寸。附接装置204的结构件还包括后部部分313B,后部部分313B包括顶表面308的后部部分311,并且后部部分313B具有其面积从前到后减小的横截面(图2和图3)。在图示的示例中,后部部分313B的分别在横向方向Y上和在纵向方向Z上的尺寸从前到后减小。此外,前部部分313A与后部部分313B之间的接合部在相对于接合表面300的平面P倾斜的平面R中延伸(图3)。平面R大致平行于前翼梁的腹板203延伸。

[0047] 附接挂架108也包括相应的盒形结构件,该盒形结构件具有底表面314(图3)、相对的两个侧向表面316以及顶表面318。

[0048] 在图示的示例中,附接挂架108的结构件具有其面积从前到后增大的矩形横截面(图2和图3)。

[0049] 附接挂架108的接合表面302是附接挂架108的结构件的端部凸缘320的后部面(图3)。同样地,附接装置204的接合表面300是端部凸缘322的前部面,其中,端部凸缘322形成附接装置204的结构件的前部部分310的前端部。

[0050] 在图示的示例中,端部凸缘320和322通过从相应的盒形结构件向外突出而延伸。

[0051] 作为变型,这些端部凸缘320和322可以通过朝向相应的结构件的内部突出而延伸。

[0052] 如图4至图7所示,附接装置204的相应的结构件的接合表面300和附接挂架108的相应的结构件的接合表面302借助于仅在图4中可见的第二附接贯穿构件400而彼此被夹持,这些第二附接贯穿构件400的轴线500在图5至图7中可见。

[0053] 第二附接贯穿构件400共同地穿过附接装置204的相应的结构件的接合表面300和附接挂架108的相应的结构件的接合表面302。这些第二附接贯穿构件400例如为螺栓。

[0054] 作为变型,第二附接贯穿构件400可以结合在接合表面300、302中的一个接合表面中并且穿过这些接合表面300、302中的另一接合表面。

[0055] 图4示出了附接挂架108的结构件的端部凸缘320的前部面,即,位于与附接装置204的结构件的接合表面300相反的一侧的面。因此,在该图中,附接装置204的结构件的接合表面300被端部凸缘320遮住。

[0056] 如图4所示,接合表面300、302中的每个接合表面均通常呈多边形闭环构型,例如矩形闭环构型。每个接合表面300、302均特别地包括顶部直线形部分402、底部直线形部分404以及相对的两个侧向直线形部分406。多边形闭环的圆形顶点部408将顶部直线形部分402和底部直线形部分404中的每一者连接至侧向直线形部分406。

[0057] 接合表面300、302中的每个接合表面的直线形部分402、404、406中的每个直线形部分均设置有多通孔502、504(图5至图7),以允许第二附接贯穿构件400穿过。

[0058] 作为变型,对于接合表面300、302,在不脱离本发明的范围的情况下,其他多边形闭环构型也是可行的。例如,如图8中图示的梯形闭环构型。

[0059] 参照图4、图6和图7,附接挂架108的结构件的端部凸缘320在端部凸缘320的与形成接合表面302的面相反的面、即在端部凸缘320的前部面上包括肋410,肋410与第二附接贯穿构件400用的通孔504交替地布置,使得肋410在肋410之间界定有用于这些构件400的隔室或腔室。

[0060] 同样地,参照图6和图7,附接装置204的结构件的端部凸缘322在端部凸缘322的与形成接合表面300的面相反的面上、即在端部凸缘322的后部面上包括肋600,肋600与第二附接贯穿构件400用的通孔502交替地布置,使得肋600在肋600之间界定有用于这些构件400的隔室或腔室。

[0061] 优选地,在附接装置204的相应的结构件的接合表面300与附接挂架108的相应的结构件的接合表面302之间置有接合肋420(图4)。

[0062] 接合肋420包括由一组加强肋424包围的正中开孔422,所述一组加强肋424自身由围封肋426包围,围封肋426大致具有附接挂架108的结构件的在该结构件的接合表面302处的内部截面的构型,但尽管如此,优选地,围封肋426与附接挂架108的结构件以较小的间隙分隔开。接合肋420还包括置于接合表面300、302之间的外周边缘(该外周边缘在图中被遮住)。当然,该外周边缘也设置有用于第二附接贯穿构件400的通孔。

[0063] 与已知类型的飞行器的支架一样,附接装置204在机翼组装阶段期间、即在附接挂架108与附接装置204组装之前被紧固至机翼。

[0064] 图9图示了用于将附接挂架108与机翼104组装的方法。该方法包括:将附接挂架108的结构件定位成面向附接装置204的结构件,然后借助于第二附接贯穿构件400将附接装置204的相应的结构件的接合表面300和附接挂架108的相应的结构件的接合表面302彼此夹持。

[0065] 在本发明的优选实施方式中,该方法包括:将接合肋420定位在接合表面300与302之间。

[0066] 在上述示例中,平面P是竖向平面。

[0067] 然而,作为变型,该平面可以相对于竖向方向Z具有一定倾斜度。然而,为了允许借助于第二附接贯穿构件400良好地传递载荷,优选的是,平面P与飞行器的竖向方向Z形成小于45度的角度。

[0068] 使得可以保证第二附接贯穿构件400的最佳效果的替代性或补充性的另一标准是:平面P在附接挂架108的结构件由于由发动机106引起的静态载荷而发生变形时与附接挂架108的结构件的弹性线330(图3)、即附接挂架的结构件的中性纤维(也称为正中线)形成大于45度的角度。如本领域技术人员所知,附接挂架108的结构件的弹性线330对应于穿过该结构件的直线部段的重心的线。

[0069] 就这方面而言,在本发明的优选实施方式(未图示出)中,平面P与弹性线330大致正交。

[0070] 实际上,弹性线330大致沿接近水平的方向延伸,使得上述两个标准在很大程度上是彼此等同的。

[0071] 在图10中图示的本发明的另一实施方式中,附接装置204的顶表面308的前部部分310例如借助于两个呈大致三角形构型的侧向翅片1000连结至机翼104的前翼梁的腹板203,所述两个侧向翅片1000向上地延长了附接装置204的结构件的两个侧向表面306。

[0072] 作为变型,顶表面308的前部部分310与腹板203的连结可以借助于连结杆来实现。

[0073] 顶表面308的前部部分310通过相对于机翼104的前翼梁向前突出而延伸,以允许顶表面308被连结至机翼的前翼梁的腹板203。

[0074] 通常,附接装置204的结构件的顶表面308的前部部分310与机翼104的前翼梁的腹

板203的连结使得可以减小附接挂架108的外伸量(overhang)并且因此减小附接挂架的挠曲力矩。

[0075] 图11图示了根据本发明的又一实施方式的飞行器的附接装置204,该实施方式类似于图10的实施方式,除了侧向表面306以及顶表面308的后部部分311都具有开孔1100以允许进入由附接装置204的结构件界定的内部空间1102以外。该内部空间1102例如用来容置一个或多个灭火器1104。在现有技术中,这些灭火器被容置在构成附接挂架和一个或多个附接装置的结构件元件后方,并且因此占据了额外的空间。

[0076] 图11还示出了用于借助于第三附接贯穿构件1106比如螺栓将侧向翅片1000紧固至机翼104的前翼梁的腹板203的优选方法,第三附接贯穿构件1106将侧向翅片1000的相应凸缘1108紧固至前翼梁的腹板203。

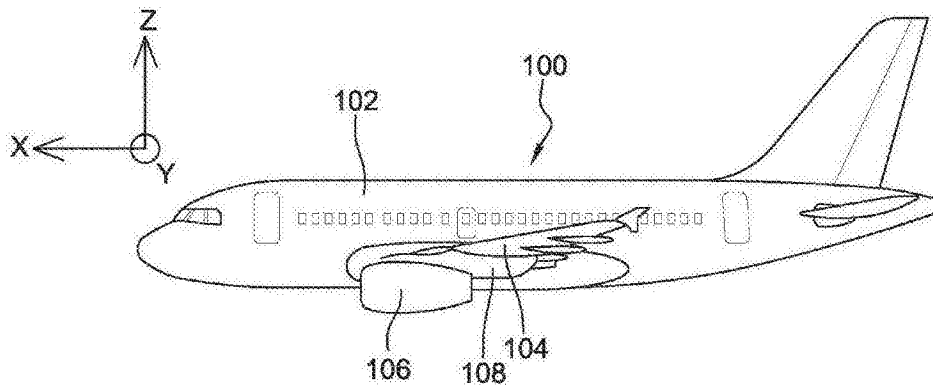


图1

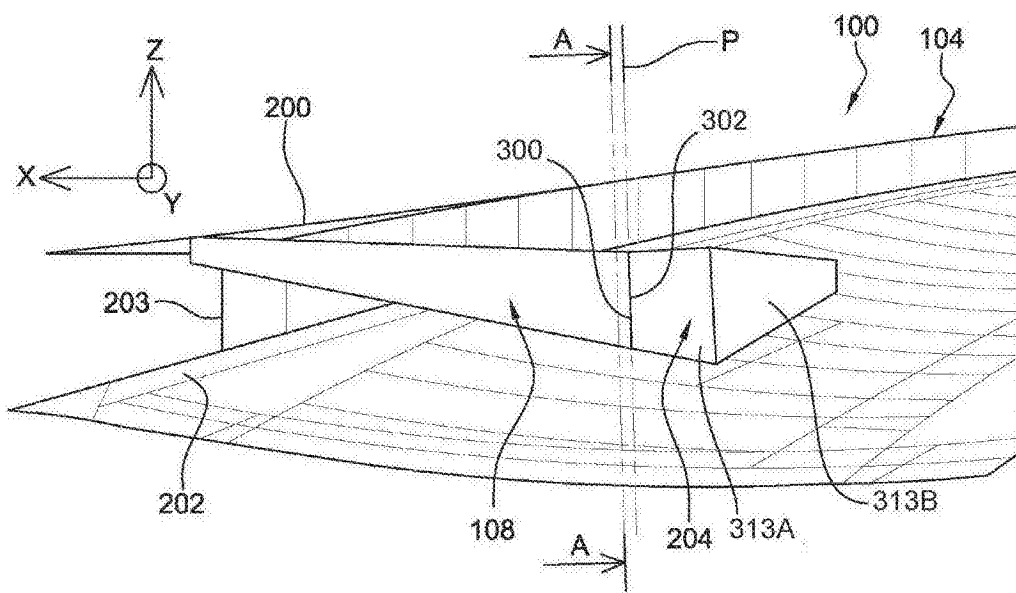


图2

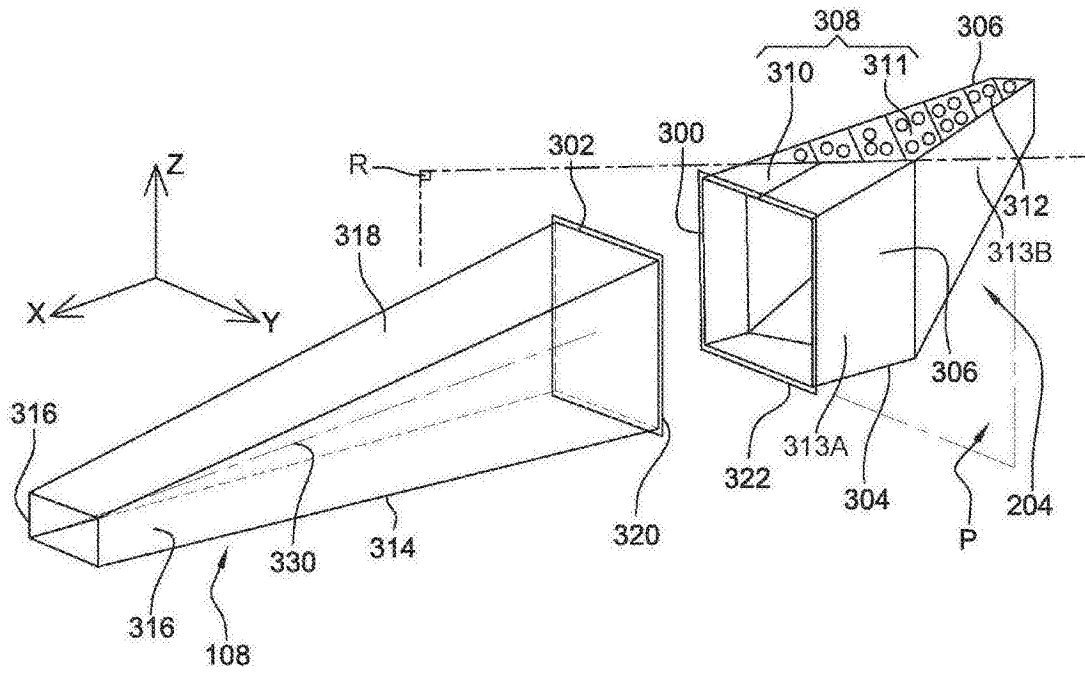


图3

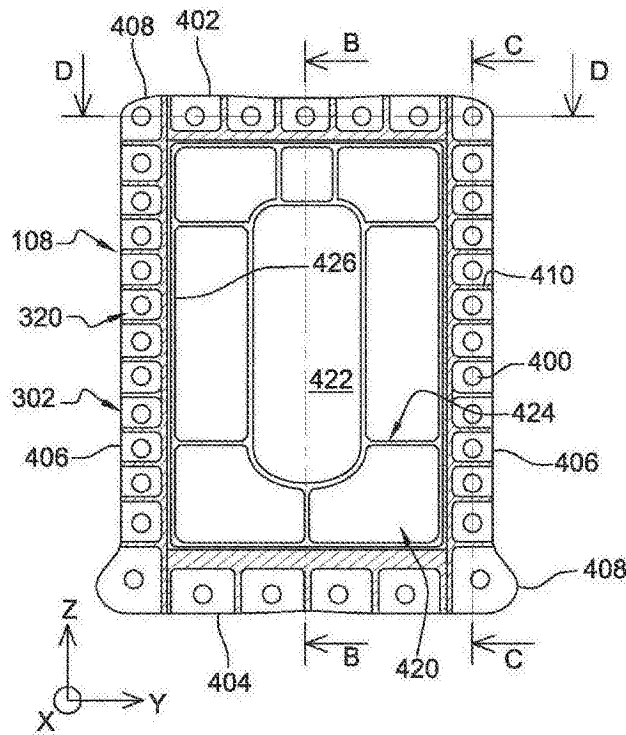


图4

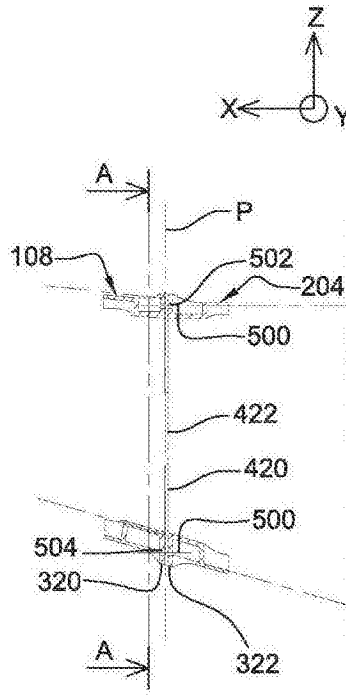


图5

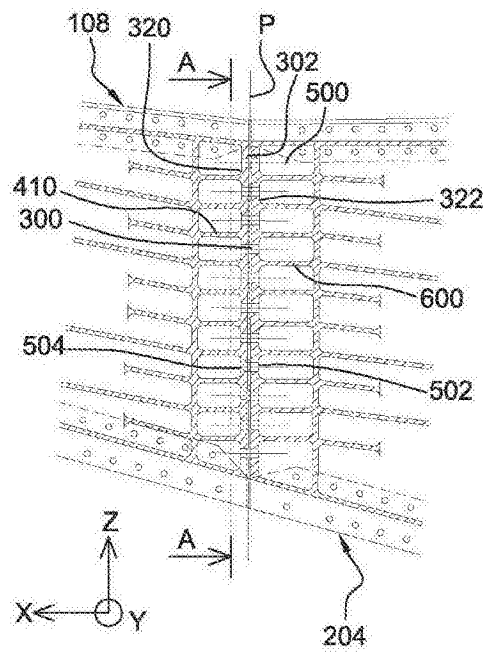


图6

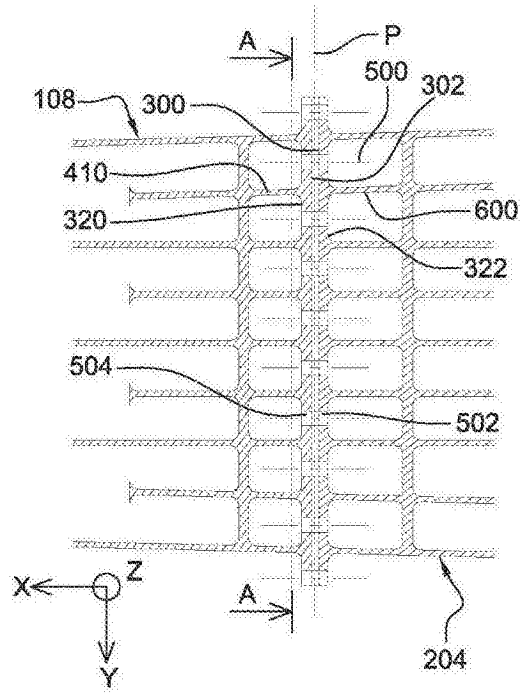


图7

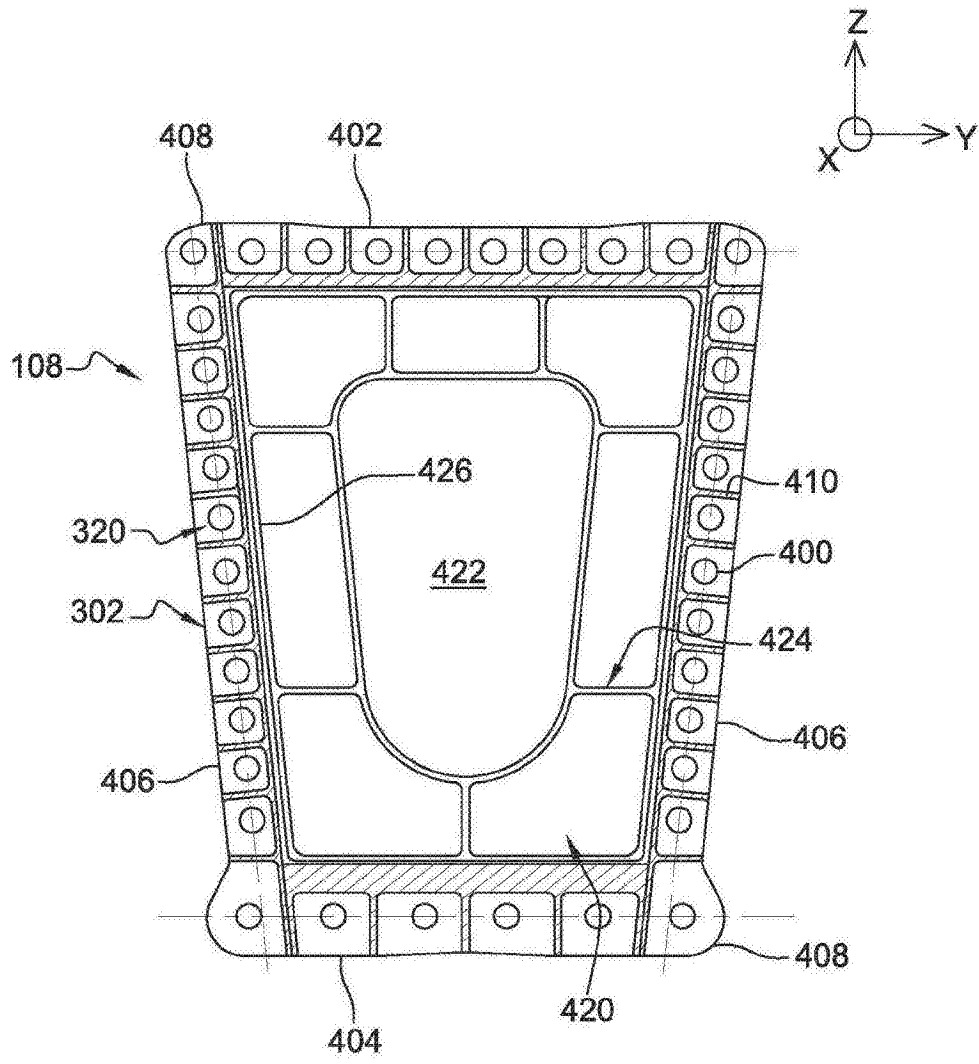


图8

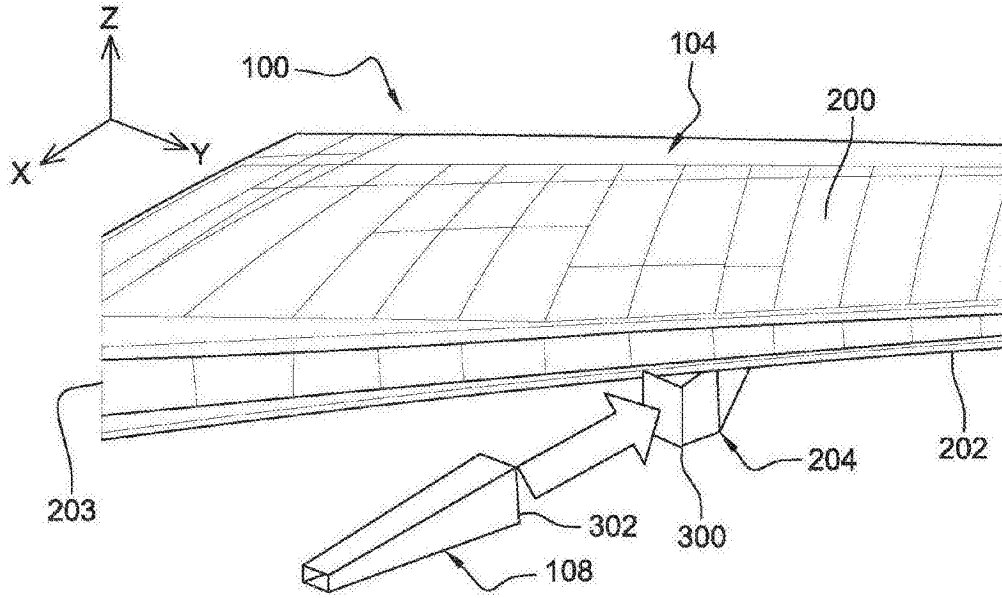


图9

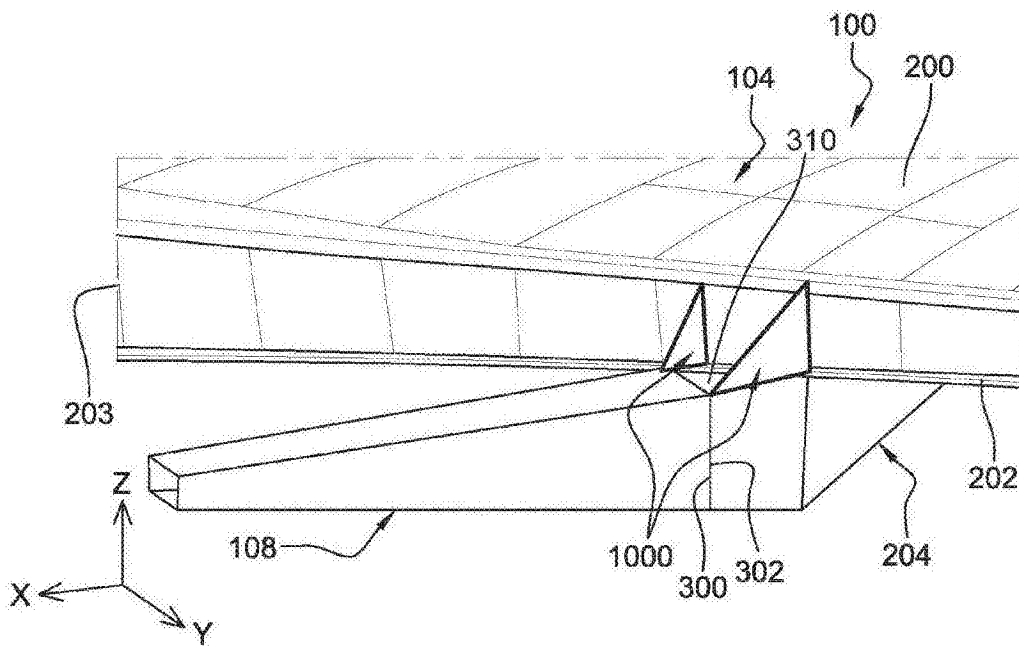


图10

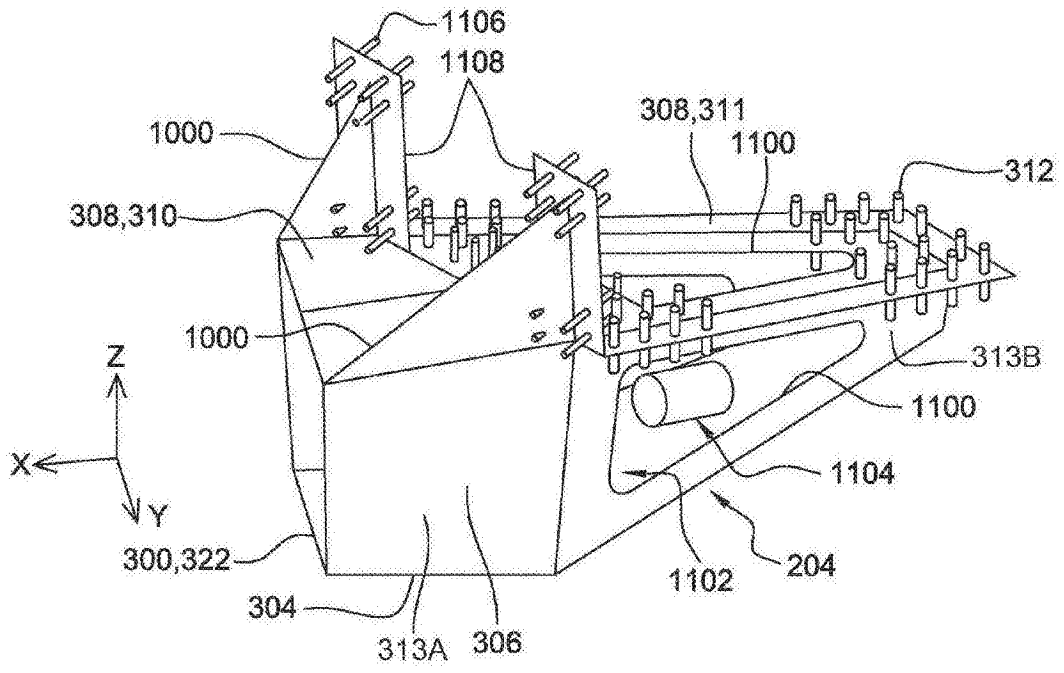


图11