



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 110901887 B

(45) 授权公告日 2024.12.13

(21) 申请号 201910720128.8

(22) 申请日 2019.08.06

(65) 同一申请的已公布的文献号
申请公布号 CN 110901887 A

(43) 申请公布日 2020.03.24

(30) 优先权数据
16/131,833 2018.09.14 US

(73) 专利权人 波音公司
地址 美国伊利诺伊州

(72) 发明人 F·阿巴迪

(74) 专利代理机构 北京三友知识产权代理有限公司 11127
专利代理师 徐敏刚 王小东

(51) Int.Cl.
B64C 3/18 (2006.01)

(56) 对比文件
GB 367048 A, 1932.02.18
US 2017291682 A1, 2017.10.12

审查员 贾艾兰

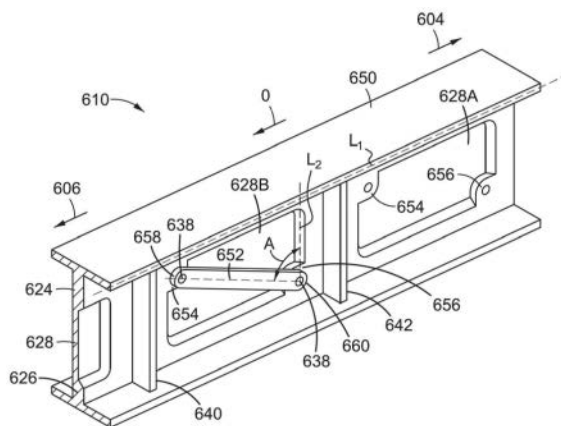
权利要求书2页 说明书9页 附图5页

(54) 发明名称

用于机翼的整体式翼梁

(57) 摘要

本发明涉及用于机翼的整体式翼梁。用于机翼的翼梁包括整体结构和支柱。所述整体结构包括上弦杆、下弦杆以及位于所述上弦杆和所述下弦杆之间的腹杆。与所述整体结构不同且分开的所述支柱在所述上弦杆和所述下弦杆之间联接接到所述整体结构，并横过所述腹杆延伸。



1. 一种用于飞行器(10)的机翼(100),所述机翼包括翼梁(610),所述翼梁包括:整体结构(650),所述整体结构包括上弦杆(624)、下弦杆(626)和位于所述上弦杆和所述下弦杆之间的腹杆(628);和

支柱(652),所述支柱与所述整体结构不同且分开,在所述上弦杆和所述下弦杆之间联接到所述整体结构并横过所述腹杆延伸,

其中:

所述整体结构(650)还包括上垫(654)和下垫(656),所述上垫(654)定位或形成在所述上弦杆(624)的与所述上弦杆(624)和所述腹杆(628)相邻的下端处,所述下垫(656)定位或形成在所述下弦杆(626)的与所述下弦杆(626)和所述腹杆(628)相邻的上端处,所述上垫(654)和所述下垫(656)相对于所述腹杆(628)均具有增加的横截面厚度;并且

所述支柱(652)联接到所述上垫和所述下垫。

2. 根据权利要求1所述的机翼(100),其中所述翼梁(610)包括内侧端(604)和外侧端(606)。

3. 根据权利要求2所述的机翼(100),其中:

所述腹杆(628)包括沿着所述翼梁(610)的长度在所述内侧端(604)和所述外侧端(606)之间分布的多个腹杆;并且

所述腹杆的厚度在从所述翼梁(610)的所述内侧端(604)到所述外侧端(606)的方向上减小,使得更靠近所述内侧端定位的内侧腹杆包括比更靠近所述外侧端定位的外侧腹杆更大的厚度。

4. 如权利要求3所述的机翼(100),其中:

所述支柱(652)包括多个支柱,每个支柱(652)对应于所述多个腹杆(628)中的一个;并且

所述支柱(652)的厚度与相应腹杆(628)的厚度成比例地变化。

5. 如权利要求2所述的机翼(100),其中:

所述支柱(652)包括邻近所述上弦杆(624)定位的上端(658)和邻近所述下弦杆(626)定位的下端(660);并且

所述支柱(652)相对于所述上弦杆(624)和所述下弦杆(626)以非垂直的角度定位并且朝向所述翼梁(610)的所述外侧端(606)定向,使得所述支柱(652)的邻近所述上弦杆(624)定位的所述上端(658)定位成比所述支柱(652)的邻近所述下弦杆(626)定位的所述下端(660)更靠近所述外侧端(606)。

6. 如权利要求5所述的机翼(100),其中:

所述翼梁(610)包括沿着所述翼梁(610)的长度在所述内侧端(604)和所述外侧端(606)之间延伸的纵向轴线;

所述支柱(652)包括沿着所述翼梁(610)的长度分布在所述翼梁(610)的所述内侧端(604)和所述外侧端(606)之间的多个支柱;并且

所述支柱相对于所述上弦杆(624)和所述下弦杆(626)的角度在从所述翼梁(610)的所述内侧端(604)到所述外侧端(606)的方向上增加,使得与更靠近所述翼梁的所述外侧端定位的支柱相比,更靠近所述翼梁的所述内侧端定位的所述支柱(652)以更小的角度定向,该角度是相对于垂直于所述翼梁的所述纵向轴线的虚拟垂直线测量的。

7. 根据权利要求1所述的机翼(100), 所述机翼还包括用于将所述支柱(652)联接到所述上垫(654)和所述下垫(656)的紧固件(638)。

8. 根据权利要求1所述的机翼(100), 其中所述整体结构(650)还包括加强件(640), 所述加强件(640)定位在所述上弦杆(624)和所述下弦杆(626)之间并且邻近所述腹杆(628)。

9. 根据权利要求1所述的机翼(100), 其中所述整体结构(650)还包括肋柱(642), 所述肋柱位于所述上弦杆(624)和所述下弦杆(626)之间并且邻近所述腹杆(628)。

10. 根据权利要求9所述的机翼(100), 其中所述翼梁(610)包括前翼梁和后翼梁, 所述机翼(100)还包括肋, 所述肋联接到所述前翼梁的肋柱(642)和所述后翼梁的肋柱(642)。

11. 根据权利要求1所述的机翼(100), 其中所述上弦杆(624)和所述下弦杆(626)均包括T形或L形横截面。

12. 一种支撑包括整体结构(650)的翼梁(610)的方法, 所述方法包括:

用定位在机翼(100)内并支撑所述机翼(100)的所述翼梁(610)的所述整体结构(650)接收来自所述机翼(100)的应力; 和

用联接到所述整体结构(650)的支柱(652)在所述整体结构(650)的上弦杆(624)和下弦杆(626)之间分配应力,

其中:

所述整体结构(650)还包括上垫(654)和下垫(656), 所述上垫(654)定位或形成在所述上弦杆(624)的与所述上弦杆(624)和所述整体结构(650)的腹杆(628)相邻的下端处, 所述下垫(656)定位或形成在所述下弦杆(626)的与所述下弦杆(626)和所述腹杆(628)相邻的上端处, 所述上垫(654)和所述下垫(656)相对于所述腹杆(628)均具有增加的横截面厚度; 并且

所述支柱(652)联接到所述上垫和所述下垫。

13. 如权利要求12所述的方法, 其中:

接收应力的步骤包括: 在所述整体结构(650)的所述下弦杆(626)中接收张力并在所述整体结构(650)的所述上弦杆(624)中接收压力; 并且

分配应力的步骤包括在所述支柱(652)中接收张力。

14. 如权利要求13所述的方法, 所述方法还包括:

因在所述下弦杆(626)中接收张力而在所述下弦杆(626)内接收应力断裂; 和

在所述支柱(652)中接收额外的张力, 从而阻止所述整体结构(650)的所述下弦杆(626)内的所述应力断裂。

用于机翼的整体式翼梁

技术领域

[0001] 本公开的实施方式涉及一种例如用于机翼内特别是飞机中的整体式翼梁。

背景技术

[0002] 多年来,航空工程的进步已导致改进的飞行器制造、可靠性和性能的持续趋势。在飞行器制造领域,改进的制造技术(例如计算机辅助制造和复合材料的使用)减少了制造和组装飞行器的时间量。另外,在飞行器可靠性方面,工程师此外还在努力实现部件的冗余。尽管在飞行器设计方面已取得了许多进步和改进,但在量化飞行器制造、可靠性和性能的许多参数方面仍有进一步改进的余地。因此,可能需要的是导致改进的飞行器制造、可靠性和/或性能的飞行器和飞行器部件。

发明内容

[0003] 本公开的系统、方法、设备和装置各自具有若干方面,其中没有一个方面单独负责其属性。在不限制由所附权利要求表达的本公开的范围的情况下,现在将简要地讨论一些特征。在考虑该讨论之后,特别是在阅读了标题为“具体实施方式”的部分之后,本领域技术人员将理解本公开的特征如何提供包括用于机翼的翼梁的优点。

[0004] 在一个实施方式中,公开了一种用于飞行器的机翼。机翼包括翼梁,翼梁包括整体结构和支柱。整体结构包括上弦杆、下弦杆和位于上弦杆和下弦杆之间的腹杆。与整体结构不同且分开的支柱在上弦杆和下弦杆之间联接到整体结构,并横过腹杆延伸。

[0005] 在另一个实施方式中,公开了一种用于飞行器机翼的翼梁。翼梁包括:整体结构,该整体结构包括上弦杆和下弦杆;以及在上弦杆和下弦杆之间联接到整体结构的支柱。

[0006] 在又一个实施方式中,公开了一种支撑包括整体结构的翼梁的方法。该方法包括:用定位在机翼内并支撑机翼的翼梁的整体结构接收来自机翼的应力;以及利用联接到整体结构的支柱将所述应力分布在整体结构的上弦杆和下弦杆之间。

[0007] 实施方式大体上包括如这里参考附图基本上所述并且如附图所示的方法、设备和系统。提供了许多其它方面。

[0008] 为了实现前述和相关目的,一个或多个方面包括在下文中充分描述并在权利要求中特别指出的特征。以下描述和附图详细阐述了一个或多个方面的某些示例性特征。然而,这些特征仅指示可以采用各个方面的原理的各种方式中的一些,并且该描述旨在包括所有这些方面及其等同物。

附图说明

[0009] 因此,可以详细地理解本公开的上述特征的方式,可以通过参考一些方面获得上面简要概述的更具体的描述,其中一些方面在附图中示出。然而,应注意,附图仅示出了本公开的某些典型方面,因此不应视为限制范围,因为该描述可允许其它同等有效的方面。

[0010] 图1是根据本公开的一个或多个实施方式的飞机的立体图。

- [0011] 图2是根据本公开的一个或多个实施方式的机翼的立体内部和部分分解视图。
- [0012] 图3是根据本公开的一个或多个实施方式的机翼的剖视图。
- [0013] 图4是根据本公开的一个或多个实施方式的翼梁的立体剖视图。
- [0014] 图5是根据本公开的一个或多个实施方式的翼梁的剖视图。
- [0015] 图6是根据本公开的一个或多个实施方式的翼梁的立体剖视图。
- [0016] 为了便于理解,在可能的情况下,使用相同的附图标记来表示附图中共有的相同元件。可以预期,在一个方面中描述的元件可以有利地用于其它方面而无需具体叙述。

具体实施方式

- [0017] 本公开的实施方式提供了用于机翼的整体式翼梁的设备、系统和方法。
- [0018] 在下文中,参考本公开中呈现的实施方式。然而,本公开的范围不限于具体描述的实施方式。相反,预期以下特征和元素的任何组合,无论是否与不同方面相关,都可以实现和实践预期的方面。此外,尽管这里公开的实施方式可以实现优于其它可能的解决方案或优于现有技术的优点,但是否通过给定方面实现特定优点不是对本公开的范围的限制。因此,以下实施方式、特征和优点仅是说明性的,并且不被认为是所附权利要求的元素或限制,除非在权利要求中明确地陈述。同样地,对“本发明”或“本公开”的引用不应被解释为这里公开的任何发明主题的概括,并且不应被视为所附权利要求的要素或限制,除非在权利要求中明确叙述。
- [0019] 如这里所示和所述的,将呈现本公开的各种特征。各种实施方式可以具有相同或相似的特征,由此相同或相似的特征可以用相同的附图标记来标示,但是前面是指示特征所示的图的第一数字。由此,例如,图X中所示的元素“a”可以标记为“Xa”并且图Z中的类似特征可以标记为“Za”。尽管可以在一般意义上使用类似的附图标记,但是将描述各种实施方式并且各种特征可以包括如本领域技术人员将理解的改变、变更、修改等,无论是明确描述的还是以其他方式使本领域技术人员理解的。
- [0020] 机翼是飞行器的提供升力的部件。本公开涉及机翼和在机翼内使用的翼梁,以便于机翼的制造和组装并且增加由机翼提供的可靠性。用于机翼的翼梁包括整体结构,其中所述整体结构包括上弦杆和下弦杆。所述整体结构还可包括腹杆、加强件和/或位于上弦杆和下弦杆之间的肋柱。例如,腹杆、加强件和/或肋柱可以与上弦杆和下弦杆一体地形成并且联接到上弦杆和下弦杆。
- [0021] 与整体结构或其任何部件不同且分开的支柱例如通过横过腹杆延伸而联接到整体结构。例如,整体结构还可包括邻近上弦杆定位的上垫和邻近下弦杆定位的下垫,其中支柱可联接到上垫和下垫。此外,翼梁包括内侧端和外侧端。支柱联接到整体结构,使支柱定位成朝向翼梁外侧指向的角度,使得支柱的上端比支柱的下端更靠近外侧端定位。特别地,位于上弦杆附近或靠近上弦杆的支柱的上端定位成最靠近翼梁的外侧端,例如相对于支柱的下端。
- [0022] 图1是根据本公开的一个或多个实施方式的飞机10的立体图。飞机10大体上可用于运输人员和/或货物。如图所示,飞机10包括机身20和联接到机身20的一对机翼100。机翼100相对于彼此联接到机身20的相对两侧。此外,如图所示,机翼100可包括一个或多个襟翼102,用于方向控制机翼100并由此控制飞机10。

[0023] 图2是机翼200的立体内部和部分拆卸视图。机翼200包括内侧端204和外侧端206,机翼200的内侧端204用于联接到飞机的机身。机翼200内包括有一个或多个翼梁,其中翼梁可以基本上在机翼200的整个长度上延伸,作为用于机翼200的结构支撑的主要部件。例如,机翼200包括前翼梁210和后翼梁212,以限定用于机翼200的翼盒214。在图2中还提供了从机翼200移除的前翼梁210的示例以供参考。前翼梁210和后翼梁212可以在机翼200的长度上延伸。此外,如果需要,中心翼梁216可以定位在前翼梁210和后翼梁212之间,例如沿着机翼200的长度的一部分。中心翼梁216可以在机翼200的内侧端204处例如在垂直方向上提供额外的结构支撑。

[0024] 一个或多个肋218包括在机翼200内,例如联接到机翼翼梁210、212和/或216,以向机翼200提供额外的结构支撑。例如,肋218显示为沿着机翼200的长度分布,使每个肋218联接到前翼梁210和后翼梁212并在前翼梁210和后翼梁212之间延伸。更靠近机翼200的内侧端204的肋218也可以联接到中心翼梁216(如果存在的话)。提供了从机翼200移除的示例性肋218以供参考。

[0025] 除了肋218之外,一个或多个纵梁220还可以包括在机翼200内以提供额外的支撑。机翼200包括位于前翼梁210和后翼梁212之上并在前翼梁210和后翼梁212之间延伸的顶部蒙皮222。图2示出了顶部蒙皮222的下侧以供参考。一个或多个纵梁220可以联接或定位在顶部蒙皮222和肋218之间,以抵靠并为顶部蒙皮222提供支撑。根据机翼200的需要和使用,一个或多个附加部件也可以包括在机翼200内。例如,在将顶部蒙皮222(和/或底部蒙皮)联接到机翼200之前,机翼200内部的部件(例如燃料箱和各种电子设备)可以包括在机翼200内。在将顶部蒙皮222联接到机翼200之后,机翼200外部的部件(例如机翼襟翼、副翼和/或其它机翼控制表面)可以联接到机翼200。

[0026] 图3是机翼200更具体地是机翼盒214的剖视图。机翼200包括前翼梁210和后翼梁212。前翼梁210包括上弦杆224、下弦杆226以及在上弦杆224和下弦杆226之间延伸并联接到上弦杆224和下弦杆226的腹杆228。类似地,后翼梁212包括上弦杆230、下弦杆232以及在上弦杆230和下弦杆232之间延伸并联接到上弦杆230和下弦杆232的腹杆234。前翼梁210的上弦杆224和后翼梁212的上弦杆230都联接到顶部蒙皮222。此外,前翼梁210的下弦杆226和后翼梁212的下弦杆232都联接到底部蒙皮236。还示出了包括在翼盒214内的纵梁220,其中纵梁220分开地联接到顶部蒙皮222和底部蒙皮236以分别为顶部蒙皮222和底部蒙皮236提供支撑。

[0027] 机翼200的部件可以使用包括永久和非永久性接头的各种方法或用于联接的方法而彼此联接。永久的联接方法可以包括焊接,并且非永久性的联接方法可以包括使用紧固件238,如图3所示。紧固件238可以包括但不限于铆钉、螺栓、螺母和/或螺钉。因此,纵梁220可以使用紧固件238而联接到顶部蒙皮222和底部蒙皮236。弦杆224、226、230和232也可以使用紧固件238而联接到顶部蒙皮222和底部蒙皮236。此外,前翼梁210的腹杆228可以使用紧固件238而联接到上弦杆224和下弦杆226,并且后翼梁212的腹杆234可以使用紧固件238而联接到上弦杆230和下弦杆232。

[0028] 图4提供了根据本公开的一个或多个实施方式的翼梁(例如前翼梁210)的立体剖视图,并且图5提供了根据本公开的一个或多个实施方式从前翼梁210截取的剖视图。前翼梁210包括上弦杆224、下弦杆226和腹杆228。腹杆228在上弦杆224和下弦杆226之间延伸并

且例如通过紧固件238而联接到上弦杆224和下弦杆226。

[0029] 翼梁210还可包括一个或多个加强件240和/或一个或多个肋柱242。加强件240可定位在上弦杆224和下弦杆226之间,例如使得加强件240的端部抵靠上弦杆224和下弦杆226。此外,加强件240可以联接到上弦杆224、下弦杆226和腹杆228,例如使用紧固件238进行联接。加强件240(如图5中最佳所示)可以具有L形横截面,但是也可以在不脱离本公开的范围的情况下具有其它形状的横截面,例如I形或T形。例如通过促进上弦杆224、下弦杆226和甚至腹杆228之间的力传递,加强件240可用于为翼梁210提供额外的支撑。

[0030] 类似地,肋柱242可以定位在上弦杆224和下弦杆226之间,例如使得肋柱242的端部抵靠上弦杆224和下弦杆226。肋柱242可以联接到上弦杆224、下弦杆226和腹杆228,例如使用紧固件238进行联接。肋柱242(如图5中最佳所示)可具有T形横截面,但是也可以在不脱离本公开的范围的情况下具有其它形状的横截面,例如I形或L形。例如通过使肋218联接到图2中所示的前翼梁210和后翼梁212,肋柱242可用于促进肋与翼梁210的联接。

[0031] 在一个实施方式中,如果加强件240和肋柱242包括在翼梁210内,则加强件240和肋柱242都可以用于为翼梁210提供额外的支撑。在这样的实施方式中,加强件240和肋柱242可以沿着翼梁210的长度彼此交替位置。然而,本公开不限于此,因为在一个实施方式中,加强件240可以不包括在翼梁210内,或者至少沿着翼梁210的部分。此外,肋柱242可沿翼梁210的长度彼此定位在约26英寸至约32英寸(约66cm至约81cm)之间。如果加强件240包括在翼梁210内,则加强件240可以类似地沿着翼梁210的长度彼此定位在约26英寸至约32英寸(约66cm至约81cm)之间。

[0032] 在一个或多个实施方式中,例如当跨越机翼从端到端或前后移动时,机翼和/或其部件的大小或尺寸可以变化。例如,返回参考图2,例如通过在从机翼200的内侧端204移动到外侧端206时减小大小和尺寸,机翼200的尺寸可以变化或逐渐变细。例如,在一个实施方式中,翼梁210可以在内侧端204处具有大约4英尺到大约5英尺(大约1.2米到大约1.5米)的高度(例如,上弦杆224和下弦杆226之间的距离),并且可以在外侧端206处具有大约12英寸至大约14英寸(大约30.5cm至大约35.6cm)的高度。由此,当从内侧端204移动到外侧端206时,翼梁210的高度可以减小。类似地,翼梁210的厚度和/或其一个或多个部件的厚度可以与高度成比例地减小。例如,上弦杆224和下弦杆226之间的腹杆228在从内侧端204移动到外侧端206时可以减小厚度,其中腹杆228的厚度的减小可以与翼梁210的高度减小成比例。

[0033] 图6示出了根据本公开的一个或多个实施方式的翼梁610的立体剖视图。翼梁610可以包括在机翼内,例如如果机翼内包括多于一个翼梁,则用作前翼梁和/或后翼梁,翼梁610沿箭头0所示的外侧方向延伸。由此,翼梁610的内侧端604位于箭头0的上游,翼梁610的外侧端606位于箭头0的下游。

[0034] 翼梁610包括上弦杆624、下弦杆626和一个或多个腹杆628。上弦杆624和下弦杆626(如图6所示)均具有T形横截面,但是在不脱离本公开的范围的情况下也可以具有其它形状的横截面,例如L形横截面。腹杆628在上弦杆624和下弦杆626之间延伸并与其联接(例如形成有上弦杆624和下弦杆626,下面将更详细地讨论)。腹杆628示出为具有比上弦杆624和下弦杆626更小的厚度。

[0035] 一个或多个加强件640和/或一个或多个肋柱642包括在翼梁610内。加强件640定位在上弦杆624和下弦杆626之间并且联接到上弦杆624和下弦杆626,以抵靠上弦杆624和

下弦杆626。加强件640也定位在腹杆628附近并位于腹杆628之间。类似地,肋柱642定位在上弦杆624和下弦杆626之间并且联接到上弦杆624和下弦杆626,以抵靠上弦杆624和下弦杆626。肋柱642位于腹杆628附近并位于腹杆628之间。因此,腹杆628可限定在加强件640(如果存在)和/或肋柱642之间,其中腹杆628显示为具有比加强件640和肋柱642更小的厚度。

[0036] 仍然参考图6,在一个或多个实施方式中,翼梁610可以形成为或包括整体结构650,例如使该整体结构从翼梁610的内侧端延伸到外侧端。具体的,翼梁610的部件可以彼此一体地形成以形成整体结构650。由此,上弦杆624、下弦杆626和腹杆628可以彼此一体地形成以形成整体结构650。此外,在加强件640和/或肋柱642包括在翼梁610内的实施方式中,加强件640和肋柱642可以彼此一体地形成以形成整体结构650。

[0037] 例如与单独地形成翼梁的部件然后使用永久性接头(例如,焊接)或非永久性接头(例如,紧固件)将部件彼此联接相比,通过包括整体结构650,翼梁610可以增加强度和结构刚度。此外,通过使用整体结构650,可以减少制造翼梁610和/或具有翼梁610的机翼所需的时间。例如,可以通过使用三维(3D)打印工艺或者类似的方法来制造整体结构650。附加地或替代地,可以通过从块体材料研磨来制造整体结构650。整体结构650始终由相同的材料形成,例如金属(例如钢或铝),或者始终具有相同或一致的材料。由此,整体结构650可以避免使用永久性和非永久性接头或用于将整体结构650的部件彼此联接的方法。

[0038] 由于翼梁610可以由整体结构650形成或包括整体结构650,所以一个或多个部件可以与整体结构650分开形成并且联接到整体结构650以提高可靠性。例如,在一实施方式中,一个或多个部件可以与整体结构650分开形成并包括在整体结构650中,以加强翼梁610并为翼梁610提供额外的结构支撑和刚性。

[0039] 参考图6,翼梁610可包括一个或多个支柱652,所述支柱联接到整体结构650作为可靠性增强部件。示出为棒或杆的支柱652与整体结构650不同且分开,例如与腹杆628、上弦杆624和下弦杆626不同且分开。支柱652可以可移除地联接到整体结构650,因此支柱652和整体结构650可以根据需要彼此联接和分离,以便移除或更换。

[0040] 支柱652在上弦杆624和下弦杆626之间联接到整体结构650,并且横过腹杆628延伸。例如,如所示,整体结构650可包括上垫654和下垫656。上垫654定位或形成在上弦杆624的与上弦杆624和腹杆628相邻的下端处。下垫656定位或形成在下弦杆626的与下弦杆626和腹杆628相邻的上端处。上垫654和下垫656相对于腹杆628的均具有增加的横截面厚度。支柱652联接到上垫654和下垫656以横过腹杆628延伸。具体的,支柱652的上端658联接到上垫654,并且支柱652的下端660联接到下垫656。可以通过使用永久性接头或非永久性接头,例如通过使用如图所示可用于将支柱652联接到上垫654和下垫656的紧固件638,而将支柱652联接到整体结构650。支柱652可以由与整体结构650相同或相似的材料形成,例如金属。替代的是,当支柱652与整体结构650分开时,支柱652可以由不同的材料(例如复合材料)形成,并且联接到整体结构650。

[0041] 支柱652可用于为整体结构650提供额外的支撑和结构。例如,支柱652可用于承载或重新分配上弦杆624和下弦杆626之间的载荷或力。此外,支柱652可以联接到整体结构650,使得支柱652相对于上弦杆624和下弦杆626以朝向翼梁610的外侧端606指向的角度(例如,非垂直)定位。例如,如图6所示,翼梁610被示出为具有纵向轴线 L_1 ,该纵向轴线沿着

翼梁610的长度在内侧端604和外侧端606之间延伸。还示出了虚拟垂直线 L_2 在上弦杆624和下弦杆626之间垂直于纵向轴线 L_1 延伸。支柱652相对于垂直线 L_2 以角度A定位。在这样的实施方式中,支柱652的角度A使支柱652的上端658(定位成靠近上弦杆624)比支柱652的下端660(定位成靠近下弦杆626)更靠近或更接近外侧端606。

[0042] 非整体式翼梁一致地表现出:下弦杆在翼梁内经受大量的应力和载荷(例如,下弦杆处于张紧状态,并且上弦杆在使用时在机翼内受到跨越翼梁的提升力的压缩)。由此,在图6中,支柱652可以相对于翼梁610以角度A并朝向外侧端606定向,使得支柱652的位于上弦杆624附近的的上端658比支柱652的下端660更靠近或更接近外侧端606。在这样的取向中,支柱652处于张紧状态,以将载荷从下弦杆626承载或重新分配到上弦杆624而加强下弦杆626。在该实施方式中,支柱652可以更有效地承受拉伸载荷而不是压缩载荷。此外,支柱652用于加强和支撑翼梁610,例如特别是腹杆628。例如,在下弦杆626中由于过应力而发生应力断裂的实施方式中,可以使用支柱652以阻止下弦杆626内的应力断裂。通过阻止应力断裂,支柱652可以防止应力断裂扩散到腹杆628和/或翼梁610的其它部件中。由此,支柱652可以用于提供额外的支撑并增加翼梁610的部件的可靠性。

[0043] 翼梁610可包括一个或多个腹杆628以及一个或多个支柱652。例如,翼梁610可包括多个腹杆628,它们沿着翼梁610的长度分布在内侧端604和外侧端606之间。此外,翼梁610可包括多个支柱652,它们沿着翼梁610的长度分布在内侧端604和外侧端606之间。在一个或多个实施方式中,每个支柱652可对应于腹杆628中的一个,使每个支柱652横过相应的腹杆628延伸。

[0044] 如上所述,翼梁610的一个或多个尺寸可以例如与预测在预定区域处由翼梁610经历的应力成比例改变或变化。例如,翼梁610在预定区域处经历的预测应力通常可以从内侧端604至外侧端606减小,因为预期翼梁610的内侧端604经受比翼梁610的外侧端606更高的应力量。此外,在一个或多个实施方式中,预期下弦杆626经受比上弦杆624更高的应力量。因此,对于预测应力相对较高的区域,翼梁610的一个或多个尺寸可以相对增加,并且相应地,对于预测应力相对较低的区域,翼梁610的一个或多个尺寸可相对减小。

[0045] 因此,翼梁610的一个或多个尺寸可以从内侧端604到外侧端606减小和/或从下弦杆626到上弦杆624减小。在一个实施方式中,当沿着从翼梁610的内侧端604到外侧端606的方向移动时,腹杆628的厚度(例如,腹杆628的横截面厚度)可以逐渐减小。因此,定位成更靠近内侧端604的腹杆628A与定位成更靠近外侧端606的腹杆628B相比可具有更大的厚度。对应于每个腹杆628的支柱652的厚度可以成比例地变化。例如,当沿着从翼梁610的内侧端604到外侧端606的方向移动时,支柱652的厚度可以逐渐减小。由此,更靠近内侧端604定位的支柱652比更靠近外侧端606定位的支柱652可以具有更大的厚度。在另一个实施方式中,当沿从翼梁610的内侧端604到外侧端606的方向移动时,上垫654和下垫656的厚度(例如,横截面厚度)可逐渐减小。由此,更靠近翼梁610的内侧端604定位的上垫654和下垫656比更靠近翼梁610的外侧端606定位的上垫654和下垫656可以具有更大的厚度。在又一实施方式中,下垫656可以具有比上垫654相对更大的厚度,这是因为可以预期下垫656比上垫654经历更大量的预测应力。由此,可以适当地调节翼梁610的尺寸,例如各种部件的厚度,以将翼梁610内的应力和载荷从支柱652传递到腹杆628(或反之亦然)和/或上弦杆624和下弦626。

[0046] 此外,支柱652的角度A可以变化,例如通过使支柱652的角度A从翼梁610的内侧端

604到外侧端606增加。例如,定位成更靠近内侧端604的支柱652可以具有比更靠近外侧端606定位的支柱652更小(非垂直)的角度A。由此,支柱652的角度A相对于在上弦杆624和下弦杆626之间延伸的虚拟垂直线 L_2 在从翼梁610的内侧端604到外侧端606的方向上增加。翼梁610的上弦杆624和下弦杆626之间的高度从内侧端604到外侧端606减小。随着高度减小,位于上弦杆624和下弦杆626之间的支柱652相对于上弦杆624和下弦杆626以更大的非垂直角度定位,以适应上弦杆624和下弦杆626之间的减小的高度。

[0047] 根据本公开的包括整体结构的翼梁可包括在机翼内。例如,翼梁可以用作图2中所示的机翼200中的前翼梁210和/或后翼梁212。由此,根据本公开的翼梁可以包括在联接到飞机机身的机翼内。包括翼梁的机翼可包括一个或多个联接到翼梁以用于内部支撑的肋,并且可包括顶部蒙皮和底部蒙皮以限定用于机翼的翼型。此外,本领域普通技术人员将理解,根据本公开的翼梁可以不限于使用如上所示和讨论的整体结构。例如,本公开可以与非整体结构翼梁一起使用。由此,根据本公开的翼梁可包括整体结构和非整体结构。在一个或多个实施方式中,根据本公开的翼梁可具有增加的结构刚度。此外,本公开可以提供一种翼梁,该翼梁增加了可靠性和/或减少了制造翼梁、机翼或飞机所需的制造时间。

[0048] 虽然已经仅结合有限数量的实施方式详细描述了本公开,但是应该容易理解,本公开不限于这些描述的实施方式。相反,可以修改本公开以结合此前未描述但与本公开的范围相当的任何数量的变型、改变、替换、组合、子组合或等同布置。另外,虽然已经描述了本公开的各种实施方式,但是应该理解,本公开的方面可以仅包括所述实施方式中的一些。

[0049] 这里使用的术语仅用于描述特定实施方式的目的,并不旨在限制本公开。如这里所使用的,单数形式“一”、“一个”和“该”旨在也包括复数形式,除非上下文另有明确说明。将进一步理解,当在本说明书中使用术语“包括”和/或“包含”指定所述特征、整数、步骤、操作、元件和/或部件的存在,但不排除存在或者添加一个或多个其它特征、整数、步骤、操作、元件部件和/或它们的组。

[0050] 使用诸如上方、下方、上、下、向上、向下、顶、底、左、右等的方向术语与图中所示的说明性实施方式相关地使用,向上方向朝向相应图的顶部,向下方向朝向相应图的底部。然而,这些术语不用于限制,而是仅用于参考附图的描述目的,因为可以在不脱离本公开的范围的情况下重新定向这里描述的附图和实施方式。

[0051] 术语“约”和“基本上”旨在包括基于在提交申请时可用的设备而与特定量的测量相关联的误差或不确定度。例如,“约”和“基本上”可以包括给定值的 $\pm 8\%$ 或 5% 或 2% 的范围。

[0052] 因此,本公开旨在不限于被描述为预期用于实施本公开的最佳模式的特定实施方式,而是本公开将包括落入权利要求范围内的所有实施方式。

[0053] 本公开还包括以下条款中阐述的说明性、非详尽的示例,其可以要求保护,也可以不要求保护:

[0054] 条款A1:一种用于飞行器的机翼,所述机翼包括翼梁,所述翼梁包括:整体结构,所述整体结构包括上弦杆、下弦杆和位于所述上弦杆和所述下弦杆之间的腹杆;以及与所述整体结构不同并且分开的支柱,所述支柱在所述上弦杆和所述下弦杆之间联接到所述整体结构并且横过所述腹杆延伸。

[0055] 条款A2:根据条款A1所述的机翼,其中所述翼梁包括内侧端和外侧端。

[0056] 条款A3:根据条款A2所述的机翼,其中:所述腹杆包括沿着所述翼梁的长度在所述内侧端和所述外侧端之间分布的多个腹杆;并且所述腹杆的厚度在从所述翼梁的所述内侧端到所述外侧端的方向上减小,使得更靠近所述内侧端定位的内侧腹杆包括比更靠近所述外侧端定位的外侧腹杆更大的厚度。

[0057] 条款A4:根据条款A3所述的机翼,其中:所述支柱包括多个支柱,每个支柱对应于所述多个腹杆中的一个;并且所述支柱的厚度与相应腹杆的厚度成比例地变化。

[0058] 条款A5:根据条款A2所述的机翼,其中:所述支柱包括邻近所述上弦定位的上端和邻近所述下弦定位的下端;并且所述支柱相对于所述上弦杆和所述下弦杆以非垂直的角度定位并且朝向所述翼梁的所述外侧端定向,使得所述支柱的邻近所述上弦杆定位的所述上端定位成比所述支柱的邻近所述下弦定位的所述下端更靠近所述外侧端。

[0059] 条款A6:根据条款A5所述的机翼,其中:所述翼梁包括沿着所述翼梁的长度在所述内侧端和所述外侧端之间延伸的纵向轴线;所述支柱包括多个支柱,这些支柱沿着所述翼梁的长度在所述翼梁的所述内侧端和所述外侧端之间分布;并且所述支柱相对于所述上弦杆和所述下弦杆的角度在从所述翼梁的所述内侧端到所述外侧端的方向上增加,使得更靠近所述翼梁的所述内侧端定位的支柱与更靠近所述翼梁的所述外侧端定位的支柱相比以更小的角度定向,该角度是相对于垂直于所述翼梁的所述纵向轴线的虚拟垂直线测量的。

[0060] 条款A7:根据条款A1所述的机翼,其中:所述整体结构还包括邻近所述上弦杆和所述腹杆定位的上垫,以及邻近所述下弦杆和所述腹杆定位的下垫;并且所述支柱联接到所述上垫和所述下垫。

[0061] 条款A8:根据条款A7所述的机翼,所述机翼还包括用于将所述支柱联接到所述上垫和所述下垫的紧固件。

[0062] 条款A9:根据条款A1所述的机翼,其中所述整体结构还包括加强件,所述加强件定位在所述上弦杆和所述下弦杆之间并且邻近所述腹杆。

[0063] 条款A10:根据条款A1所述的机翼,其中所述整体结构还包括位于所述上弦杆和所述下弦杆之间并且邻近所述腹杆的肋柱。

[0064] 条款A11:根据条款A10所述的机翼,其中所述翼梁包括前翼梁和后翼梁,所述机翼还包括联接到所述前翼梁的肋柱和所述后翼梁的肋柱的肋。

[0065] 条款A12:根据条款A1所述的机翼,其中所述上弦杆和所述下弦杆均包括T形或L形横截面。

[0066] 条款A13:一种用于飞行器机翼的翼梁,所述翼梁包括:整体结构,所述整体结构包括上弦杆和下弦杆;以及在所述上弦杆和所述下弦杆之间联接到所述整体结构的支柱。

[0067] 条款A14:根据条款A13所述的翼梁,其中:所述整体结构还包括:位于所述上弦杆和所述下弦杆之间的腹杆;以及邻近所述上弦杆和所述腹杆定位的上垫和邻近所述下弦杆和所述腹杆定位的下垫;并且所述支柱联接到所述上垫和所述下垫。

[0068] 条款A15:根据条款A14所述的翼梁,其中:所述翼梁包括内侧端和外侧端;所述腹杆包括多个腹杆,所述多个腹杆沿所述翼梁的长度在所述内侧端和所述外侧端之间分布;所述支柱包括多个支柱,每个支柱对应于所述多个腹杆中的一个;所述腹杆的厚度在从所述翼梁的内侧端到所述外侧端的方向上减小,使得更靠近所述内侧端定位的内侧腹杆包括比更靠近所述外侧端定位外侧腹杆更大的厚度;并且所述支柱的厚度与相应腹杆的厚度成

比例地变化。

[0069] 条款A16:根据条款A13所述的机翼,其中:所述翼梁包括内侧端和外侧端;所述支柱包括邻近所述上弦杆定位的上端和邻近所述下弦杆定位的下端;并且所述支柱相对于所述上弦杆和所述下弦杆以非垂直的角度定位并且朝向所述翼梁的所述外侧端定向,使得所述支柱的邻近所述上弦杆定位的所述上端比所述支柱的邻近所述下弦杆定位的所述下端定位成更靠近所述外侧端。

[0070] 条款A17:根据条款A16所述的机翼,其中:所述翼梁包括沿着所述翼梁的长度在所述内侧端和所述外侧端之间延伸的纵向轴线;所述支柱包括多个支柱,这些支柱沿着所述翼梁的长度在所述翼梁的所述内侧端和所述外侧端之间分布;并且所述支柱相对于所述上弦杆和所述下弦杆的角度在从所述翼梁的所述内侧端到所述外侧端的方向上增加,使得更靠近所述翼梁的所述内侧端定位的支柱与更靠近所述翼梁的所述外侧端定位的支柱相比以更小的角度定向,该角度是相对于垂直于所述翼梁的所述纵向轴线的虚拟垂直线测量的。

[0071] 条款A18:一种支撑包括整体结构的翼梁的方法,所述方法包括:用定位在机翼内并支撑所述机翼的所述翼梁的所述整体结构接收来自所述机翼的应力;以及通过联接到所述整体结构的支柱将所述应力分布在所述整体结构的上弦杆和下弦杆之间。

[0072] 条款A19:根据条款A18所述的方法,其中:接收应力的步骤包括在所述整体结构的所述下弦杆中接收张力并在所述整体结构的所述上弦杆中接收压缩;并且分配应力的步骤包括在所述支柱中接收张力。

[0073] 条款A20:根据条款A19所述的方法,所述方法还包括:因在所述下弦杆中接收张力而在所述下弦杆内接收应力断裂;并且在所述支柱中接收额外的张力,从而阻止所述整体结构的所述下弦杆内的所述应力断裂。

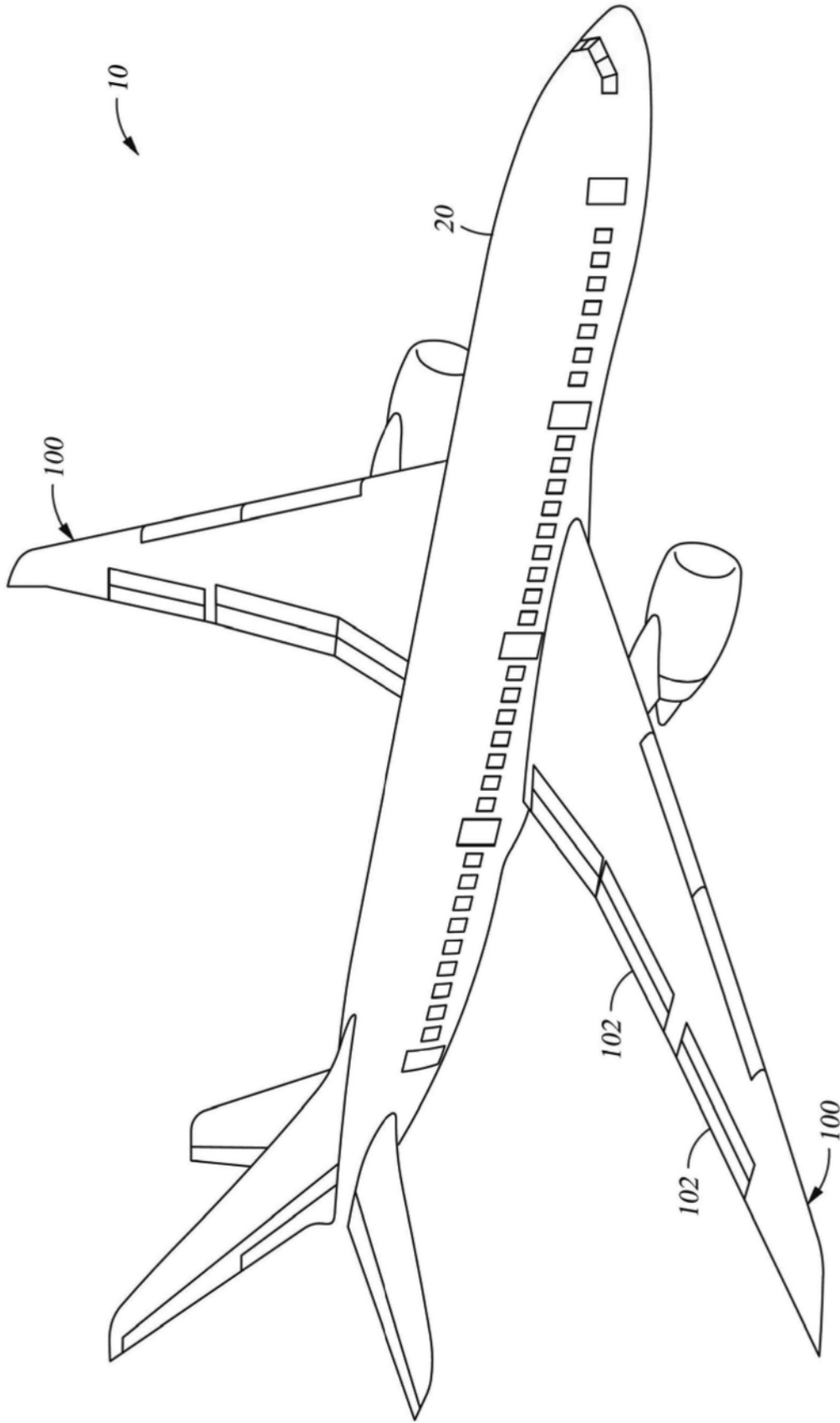


图1

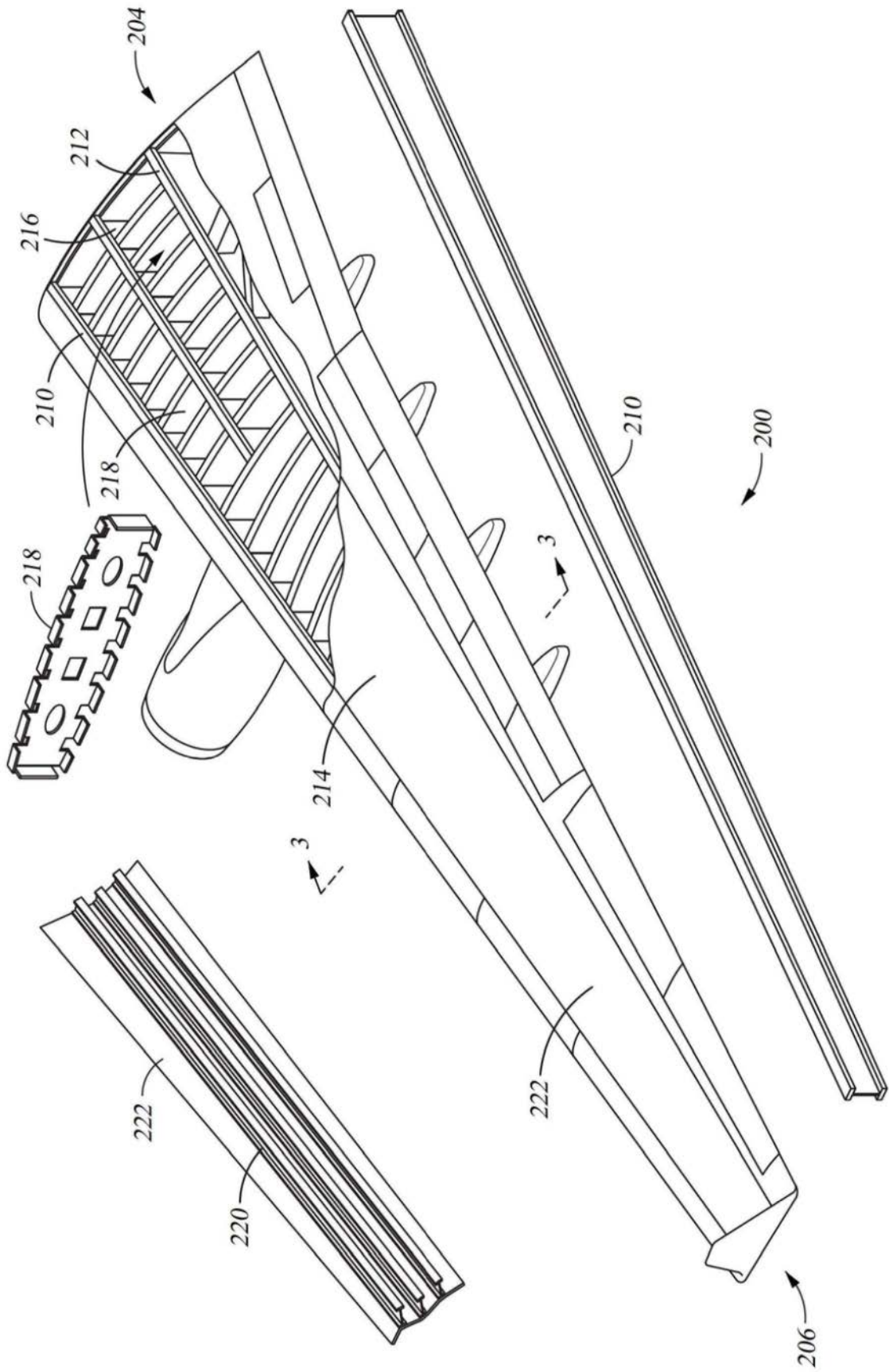


图2

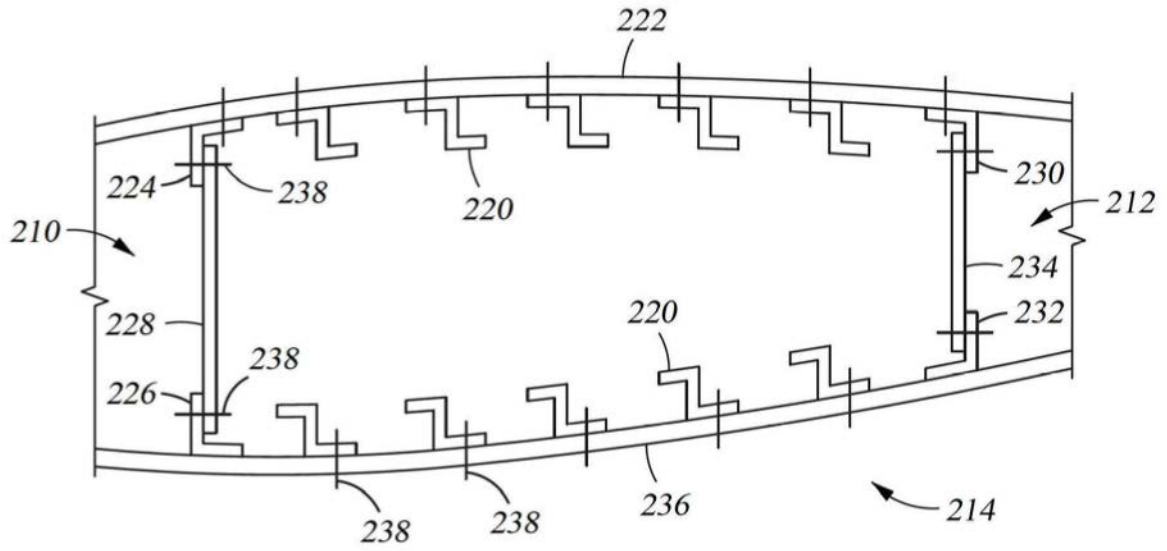


图3

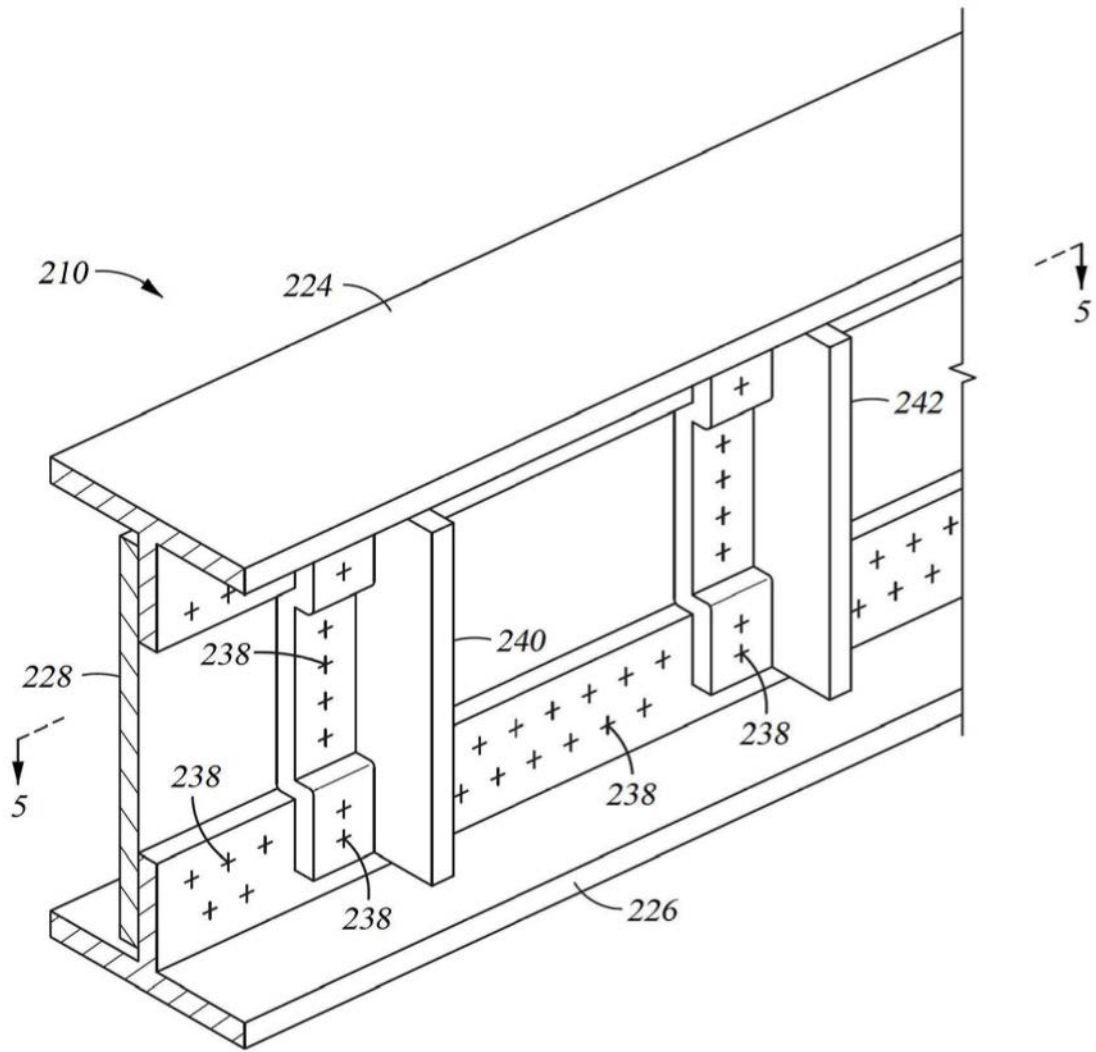


图4

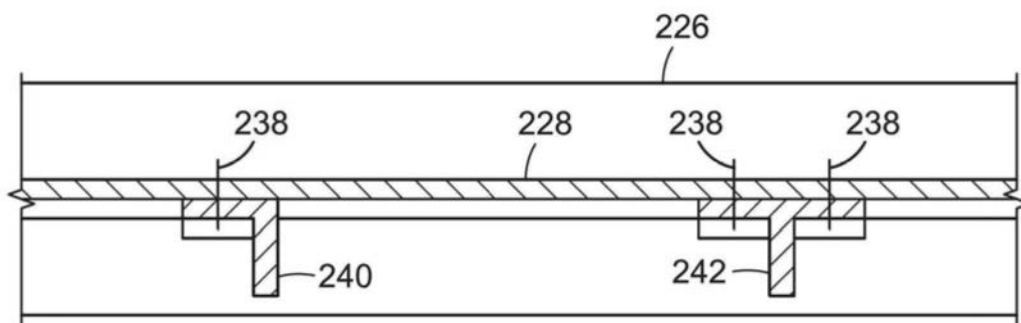


图5

