



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 119953554 A

(43) 申请公布日 2025. 05. 09

(21) 申请号 202411574495.9

(22) 申请日 2024.11.06

(30) 优先权数据

23383135.3 2023.11.07 EP

(71) 申请人 空中客车西班牙有限责任公司

地址 西班牙

(72) 发明人 阿尔瓦罗·亚拉罗德德尔戈

米格尔·冈萨雷斯安托希

米克尔·迪拉普埃尔塔瓦列霍

(74) 专利代理机构 北京集佳知识产权代理有限公司

公司 11227

专利代理师 杜文文

(51) Int. Cl.

B64C 3/18 (2006.01)

B64C 5/02 (2006.01)

B64C 5/06 (2006.01)

B64F 5/10 (2017.01)

B29C 70/44 (2006.01)

B29C 70/54 (2006.01)

B29C 33/38 (2006.01)

B29L 31/30 (2006.01)

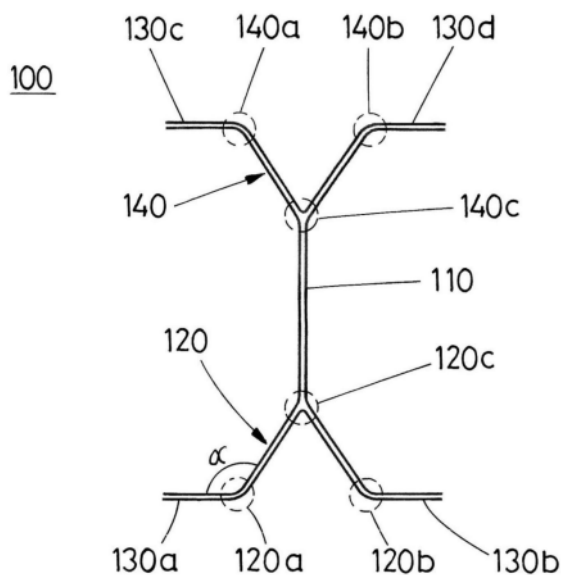
权利要求书3页 说明书6页 附图4页

(54) 发明名称

用于飞行器的抗扭盒的双Y形横截面翼梁、
双Y形横截面翼梁在飞行器的抗扭盒中的应用、
飞行器的抗扭盒和用于制造抗扭盒的方法

(57) 摘要

本发明涉及用于飞行器的抗扭盒的双Y形横截面翼梁、双Y形横截面翼梁在飞行器的抗扭盒中的应用、飞行器的抗扭盒和用于制造抗扭盒的方法。双Y形横截面翼梁包括具有I形横截面的翼梁腹板,还包括由翼梁腹板连接的下部部分和上部部分,下部部分包括能够连接至飞行器的抗扭盒的第一面板的下凸缘、第一横截面敞开的三角形结构,该第一横截面敞开的三角形结构包括分别接合至下凸缘的第一和第二下顶点以及连接至翼梁腹板的第一端部的上顶点,该上部部分包括能够连接至飞行器的抗扭盒的第二面板的上凸缘、第二横截面敞开的三角形结构,该第二横截面敞开的三角形结构包括分别接合至上凸缘的第一和第二上顶点以及连接至翼梁腹板的第二端部的下顶点。



1. 一种用于飞行器的抗扭盒的双Y形横截面翼梁(100), 所述双Y形横截面翼梁(100) 包括:

翼梁腹板(110), 所述翼梁腹板(110) 具有I形横截面;

下部部分和上部部分, 所述下部部分和所述上部部分由所述翼梁腹板(110) 连接,

所述下部部分包括:

下凸缘(130a、130b), 所述下凸缘(130a、130b) 构造成能够连接至所述飞行器的所述抗扭盒的第一面板(1010);

第一横截面敞开的三角形结构(120), 所述第一横截面敞开的三角形结构(120) 包括:

第一下顶点(120a) 和第二下顶点(120b), 所述第一下顶点(120a) 和所述第二下顶点(120b) 分别接合至所述下凸缘(130a、130b); 以及

上顶点(120c), 所述上顶点(120c) 连接至所述翼梁腹板(110) 的第一端部;

并且

所述上部部分包括:

上凸缘(130c、130d), 所述上凸缘(130c、130d) 构造成能够连接至所述飞行器的所述抗扭盒的与所述第一面板(1010) 相对的第二面板(1020);

第二横截面敞开的三角形结构(140), 所述第二横截面敞开的三角形结构(140) 包括:

第一上顶点(140a) 和第二上顶点(140b), 所述第一上顶点(140a) 和所述第二上顶点(140b) 分别接合至所述上凸缘(130c、130d); 以及

下顶点(140c), 所述下顶点(140c) 连接至所述翼梁腹板(110) 的第二端部,

其中, 所述第一横截面敞开的三角形结构(120)、所述第二横截面敞开的三角形结构(140) 和所述翼梁腹板(110) 形成双Y形横截面。

2. 根据权利要求1所述的双Y形横截面翼梁(100), 其中, 所述下凸缘(130a、130b) 和所述上凸缘(130c、130d) 建立在垂直于所述翼梁腹板(110) 的方向上。

3. 根据权利要求1或2所述的双Y形横截面翼梁(100), 其中, 所述翼梁腹板(110) 还包括具有十字形横截面的中间盖(150)。

4. 根据前一权利要求所述的双Y形横截面翼梁(100), 其中, 所述中间盖(150) 包括彼此连接的上部部段和下部部段, 每个部段具有T形横截面, 每个部段包括对称的层压件, 所述层压件包括:

第一层, 所述第一层包括包裹所述下凸缘(130a、130b) 或所述上凸缘(130c、130d) 和所述翼梁腹板(110) 的复合层压件, 其中, 来自所述第一层的全部复合层压件的70%以载荷角度 $\pm 45^\circ$ 定向, 其中, 所述载荷角度是载荷相对于Y形翼梁参考轴线的角度;

第二层, 所述第二层包括能够建立在所述第一层的顶部上的复合层压件, 其中, 来自所述第一层的全部复合层压件的70%以载荷角度 0° 定向; 以及

第三层, 所述第三层包括能够建立在所述第二层的顶部上的复合层压件, 其中, 来自所述第三层的全部复合层压件的70%以载荷角度 $\pm 45^\circ$ 定向。

5. 根据前述权利要求中的任一项所述的双Y形横截面翼梁(100), 其中, 所述下凸缘(130a、130b) 和所述上凸缘(130c、130d) 包括在平行于所述翼梁腹板(110) 的方向上建立的竖向翅片(160)。

6. 根据前述权利要求中的任一项所述的双Y形横截面翼梁(100), 其中, 所述复合材料

包括具有热固性或热塑性树脂的碳纤维或具有热固性或热塑性树脂的玻璃纤维。

7. 根据前述权利要求所述的双Y形截面翼梁(100), 其中, 所述翼梁腹板(110)还包括检修孔。

8. 一种根据前述权利要求中的任一项所述的双Y形横截面翼梁(100)在飞行器的抗扭盒中的应用, 应用方式为:

将所述双Y形横截面翼梁(100)的所述下凸缘(130a、130b)接合至所述飞行器的抗扭盒的第一面板(1010); 并且

将所述双Y形横截面翼梁(100)的所述上凸缘(130c、130d)接合至所述飞行器的所述抗扭盒的第二面板(1020), 所述第二面板(1020)与所述第一面板(1010)相对。

9. 根据前一权利要求所述的Y形翼梁(100)的应用,

其中, 将所述双Y形横截面翼梁(100)的所述下凸缘(130a、130b)接合至所述飞行器的抗扭盒的第一复合面板包括共固化或共结合,

其中, 将所述双Y形横截面翼梁(100)的所述上凸缘(130c、130d)接合至所述飞行器的所述抗扭盒的第二复合面板包括共固化或共结合。

10. 一种飞行器的抗扭盒, 所述抗扭盒包括:

第一面板(1010);

第二面板(1020);

多个根据权利要求1至9所述的双Y形横截面翼梁(100), 其中, 多个所述双Y形横截面翼梁(100):

通过所述下凸缘(130a、130b)连接至所述第一面板(1010); 并且

通过所述上凸缘(130c、130d)连接至所述第二面板(1020)。

11. 根据前一权利要求所述的抗扭盒, 所述抗扭盒为机翼或水平尾翼(HTP)或竖向尾翼(VTP)的抗扭盒。

12. 一种用于制造抗扭盒的方法, 所述抗扭盒包括根据权利要求1至7所述的双Y形横截面翼梁(100), 所述方法包括:

将复合材料放置到第一模具(A)上, 所述第一模具(A)包括在100度至165度之间的模制曲率 α , 其中, α 是形成在位于所述第一横截面敞开的三角形结构(120)与所述下凸缘(130a、130b)之间或者位于所述第一横截面敞开的三角形结构(120)与所述上凸缘(130c、130d)之间的接合部中的工作角度, 其中, 所述第一模具(A)至少与所述翼梁(110)和所述下凸缘(130a、130b)以及所述上凸缘(130c、130d)的形状相关联;

将第二模具(B)抵靠所述复合材料放置, 所述第二模具(B)与所述第一横截面敞开的三角形结构(120)和所述第二横截面敞开的三角形结构(140)的形状相关联;

将复合材料至少放置到所述第二模具(B)上;

用第三模具(C)封闭所述第一模具(A)和所述第二模具(B), 以获得包括抗扭盒预成型件(100a)的封闭模具, 其中, 所述第三模具(C)至少与所述飞行器的所述抗扭盒的所述第一面板(1010)的形状和所述抗扭盒的所述第二面板(1020)的形状相关联,

并且

用高压釜循环固化所述抗扭盒预成型件(100a)。

13. 根据权利要求12所述的方法, 还包括切割所述抗扭盒预成型件(100a), 以获得所述

双Y形横截面翼梁(100)。

14.根据权利要求12至13所述的方法,还包括将行道(D1、D2)放置在所述第一模具(A)与所述第二模具(B)之间。

15.根据权利要求12至14所述的方法,其中, α 等于 135° 。

用于飞行器的抗扭盒的双Y形横截面翼梁、双Y形横截面翼梁 在飞行器的抗扭盒中的应用、飞行器的抗扭盒和用于制造抗 扭盒的方法

技术领域

[0001] 本发明涉及由复合材料制成的翼梁,特别是在航空航天工业中使用的具有双Y形横截面的翼梁。

[0002] 根据本发明的翼梁可以用作用于飞行器机身、用于飞行器的抗扭盒的翼梁。

背景技术

[0003] EP3095691A1涉及一种多翼梁抗扭盒结构,该多翼梁抗扭盒结构包括:多个由复合材料制成的翼梁,这些翼梁布置成形成多单元结构,其中两个或更多个单元在抗扭盒中一个接一个地沿翼展方向延伸;以及由复合材料制成的上蒙皮盖和下蒙皮盖,上蒙皮盖和下蒙皮盖分别接合至多单元结构的上表面和下表面。

[0004] 在多翼梁抗扭盒结构中使用的现有的“双T形”截面翼梁和“欧米伽(omega)形”截面翼梁具有有限的惯性动量,并且可能经受屈曲和后屈曲以及抗扭行为。此外,其他制造要求、比如节省重量和节省成本有利于改进现有的翼梁和抗扭盒。

[0005] 本发明满足了这些需求,并且解决了目前在抗扭盒中使用的现有翼梁的缺点。

发明内容

[0006] 本发明涉及一种可被视为“双桁条”的翼梁,并且该翼梁包括长形的芯部或腹板,该芯部或腹板允许翼梁连接或接合飞行器的抗扭盒、例如机翼的抗扭盒的两个面板。所提出的翼梁也可以在竖向尾翼“VTP”、水平尾翼“HTP”等中使用。与用于相同抗扭盒的常规翼梁相比,所提出的复合材料翼梁在抗扭盒中可以间隔得更远。因此,本发明允许用本发明所提出的复合材料翼梁代替现有技术的两个常规翼梁。此外,当用根据本发明的复合材料翼梁代替常规翼梁以获得相同的机械特性时,可以减少抗扭盒中使用的翼梁的数目。

[0007] 因此,本发明提出了一种复合材料翼梁(具有热固性或热塑性树脂的碳纤维或玻璃纤维),该复合材料翼梁包括上凸缘和下凸缘,并且该复合材料翼梁可以通过将翼梁的上凸缘接合至飞行器的抗扭盒的第一(复合)面板并将翼梁的下凸缘接合至飞行器的抗扭盒的第二(复合)面板而在例如机翼的抗扭盒中使用,其中,第二面板与第一面板相对。所提出的翼梁包括具有双Y形形状的结构横截面。该形状在本说明书中被指定为双Y形形状,并且可以对应于翼梁的结构横截面的全部或一部分。

[0008] 此外,与目前由CFRP(碳纤维增强聚合物)制成的翼梁相比,复合材料的使用提供了优异的机械和重量特性以及检查和可修复性。

[0009] 所提出的翼梁在本说明书中公开为双Y形横截面翼梁。根据本发明的双Y形横截面翼梁至少包括:由提供双Y形形状横截面的腹板连接的两个横截面敞开的三角形结构。此外,双Y形横截面翼梁包括能够连接至飞行器的抗扭盒的面板的上凸缘和下凸缘。由复合材料制成的双Y形或双Y形部段横截面翼梁具有各种益处,比如更好的结构效率、由于角度大

(例如大于90度,例如在100度至165度之间)在制造时褶皱更少、无腐蚀以及更好的无损检测(NDT)过程。

[0010] 双Y形横截面翼梁的横截面敞开的三角形结构增强了其抗扭载荷性能。此外,垂直于凸缘的细长的部分——称为腹板——增加了翼梁的惯性动量和结构刚度。腹板或翼梁腹板可以包括用以允许维护和修理活动的检修孔或其他类型的孔,例如允许飞行器系统通过的孔。

[0011] 此外,双Y形横截面翼梁可以具有各种横截面形状,并且可以包括竖向翅片和具有十字形横截面的中间盖,其中,中间盖包括上部部段和下部部段,每个部段具有T形横截面,每个部段包括对称的层压件。为此目使用复合材料增强了翼梁的实际性能,以及检查和可修复性。中间盖的优点是易于制造双Y形横截面翼梁。在中间点连接双Y形横截面翼梁的两个分开的半部有利于制造。因此,T形形状的两个半部被连接以形成上部部段和下部部段,上部部段和下部部段一旦彼此接合,就形成中间盖。这两个部分可以通过各种技术接合,但是T形形状的上部部段和下部部段允许例如铆接,或者用于胶合、共结合或共固化的更大的接触表面。

[0012] 根据本发明所提出的双Y形横截面翼梁提供了对常规翼梁的优化,并且可以用于连接飞行器的抗扭盒的两个(复合)面板。

[0013] 有利地,所提出的双Y形横截面翼梁允许:

[0014] -更好的抗扭和应变结构效率。

[0015] -由于角度大当制造翼梁时褶皱更少。

[0016] -没有腐蚀。更好的无损检测过程。目前在L形或T形翼梁中,由于它们具有90°的曲率角和小的曲率比,它们的机械缺陷不能通过无损检测过程很好地观察到。相反,根据本发明,在获得双Y形的制造过程中使用大于90°的曲率角的情况下,这个问题得到解决。

[0017] -重量更轻。

[0018] -一次性组装:使用共固化缩短组装周期。

[0019] 根据本发明的双Y形横截面翼梁提供了对现有技术中存在的“双T形”部段和“欧米伽形”部段翼梁的优化。有利地,所提出的双Y形横截面翼梁增加了惯性动量,增强了屈曲和后屈曲性能以及抗扭性能,并且提供了最有效的横截面形状。此外,Y形部段优化了翼梁的布置,这归因于脚部的有效表面更宽,这意味着节省重量,特别是因为当使用根据本发明的翼梁代替现有技术中存在的翼梁时,获得相同机械性能所需的翼梁数目可以更少,节省成本和更高的ROI。

[0020] 因此,在第一方面,本发明涉及一种用于飞行器的由复合材料制成的双Y形横截面翼梁,该双Y形横截面翼梁包括:翼梁腹板,该翼梁腹板具有I形横截面;上部部分和下部部分,该上部部分和下部部分由翼梁腹板连接。下部部分包括:下凸缘,下凸缘构造成能够连接至飞行器的抗扭盒的第一面板;第一横截面敞开的三角形结构,该第一横截面敞开的三角形结构包括分别接合至下凸缘的第一下顶点和第二下顶点以及连接至翼梁腹板的第一端部的上顶点。上部部分包括:上凸缘,上凸缘构造成能够连接至飞行器的抗扭盒的与第一面板1010相对的第二面板;第二横截面敞开的三角形结构,该第二横截面敞开的三角形结构包括分别接合至上凸缘的第一上顶点和第二上顶点以及连接至翼梁腹板的第二端部的下顶点。第一横截面敞开的三角形结构、第二横截面敞开的三角形结构和翼梁腹板形成双Y

形横截面。

[0021] 在一个示例中,下凸缘和上凸缘建立在优选垂直于翼梁腹板的方向上。当翼梁结合到飞行器的抗扭盒中时,下凸缘和上凸缘的方向可以不完全垂直,其中,抗扭盒包括第一面板和与第一面板相对的第二面板,其中,第一面板和第二面板以弯曲的方式建立。

[0022] 在一个示例中,翼梁腹板还包括具有十字形横截面的中间盖,其中,中间盖包括上部部段和下部部段,每个部段具有T形形状横截面,每个部段包括对称的层压件并且彼此连接。

[0023] 石墨纤维增强聚合物(CFRP)由若干层组成。每一层都是碳纤维的“布”、“带”或“条”(像一块布)。在这种“织物”中,纤维可以是无序的、编织的或主要沿一个方向定向。一般来说,使用具有主取向的那些纤维,因为在该主方向上,我们知道它对显著载荷具有阻力。然后,当这些层被堆叠时,每个层可以根据需要被定向,以根据其层中的每个层的取向来适应最终件的载荷阻力。

[0024] 复合层压件必须定向成实现最佳可能的性能,避免屈曲并防止制造后翘曲(层压件必须对称和平衡)。层压件性能的改善与纤维角度的定向有关。也就是说,如果载荷在根据双Y形翼梁参考轴线的 0° 方向上作用,则更大百分比的层压件将以相对于双Y形翼梁参考轴线的 0° 放置,因为这是层压件将具有最佳机械性能的位置。总百分比被分成 0° 层压件、 90° 层压件和 $\pm 45^\circ$ 层压件。因此,由于Y形翼梁的不同部分以不同的方式工作(下凸缘、翼梁腹板和中间盖),每个部分都必须在其期望取得最佳机械响应的取向上具有更大量的层压件。对称和平衡的复合层压件的示例可以是: $+45^\circ$ 、 -45° 、 0° 、 90° 、 0° 、 0° 、 90° 、 0° 、 -45° 、 $+45^\circ$,也写作 $(+45,-45,0,90,0)S$ 。

[0025] 在一个示例中,中间盖包括上部部段和下部部段,每个部段具有T形横截面,每个部段包括对称的层压件,该层压件包括:

[0026] -第一层,该第一层包括包裹下凸缘或上凸缘和翼梁腹板的复合层压件,其中,来自第一层的全部复合层压件的70%以载荷角度 $\pm 45^\circ$ 定向,其中,载荷角度是载荷相对于双Y形翼梁参考轴线的角度;

[0027] -第二层,该第二层包括可以建立在第一层的顶部上的复合层压件,其中,来自第一层的全部复合层压件的70%以载荷角度 0° 定向;以及

[0028] -第三层,该第三层包括可以建立在第二层的顶部上的复合层压件,其中,来自第三层的全部复合层压件的70%以载荷角度 $\pm 45^\circ$ 定向。

[0029] 在一个示例中,下凸缘和上凸缘包括在平行于翼梁腹板的方向上建立的竖向翅片。

[0030] 复合材料可以包括具有热固性或热塑性树脂的碳纤维或具有热固性或热塑性树脂的玻璃纤维。

[0031] 在一些示例中,翼梁腹板还包括检修孔。

[0032] 本发明的另一方面涉及一种根据本发明的第一方面的双Y形横截面翼梁在飞行器的抗扭盒中的应用,应用方式为:将双Y形横截面翼梁的下凸缘接合至飞行器的抗扭盒的第一复合面板;并且将双Y形横截面翼梁的上凸缘接合至飞行器的抗扭盒的第二复合面板。

[0033] 在一个示例中,将双Y形横截面翼梁的下凸缘接合至飞行器的抗扭盒的第一复合面板包括共固化或共结合,并且将双Y形横截面翼梁的上凸缘接合至飞行器的抗扭盒的第

二复合面板包括共固化或共结合。

[0034] 共结合是一种接合形式,其中例如,复合面板被预先固化而凸缘未固化,并且然后复合面板和凸缘使用粘合剂接合在一起,或者复合面板未固化而凸缘被预先固化,并且然后复合面板和凸缘使用粘合剂接合在一起。

[0035] 共固化意味着所有件,例如上凸缘、下凸缘以及第一复合面板和第二复合面板同时固化,从而在它们之间不需要粘合剂地形成结合部。

[0036] 本发明的第三方面涉及一种抗扭盒,该抗扭盒包括多个双Y形横截面翼梁,这些翼梁通过下凸缘连接至飞行器的抗扭盒的第一面板,并通过上凸缘连接至飞行器的抗扭盒的第二面板。与现有技术的常规翼梁相比,所提出的双Y形横截面翼梁可以在抗扭盒中间隔得更远。因此,本发明允许限制本发明的翼梁的数目,从而提供更轻的抗扭盒。

[0037] 在一些示例中,抗扭盒是机翼的抗扭盒、竖向尾翼抗扭盒或水平尾翼抗扭盒。

[0038] 根据本发明的第四方面涉及一种用于制造包括根据本发明的第一方面的双Y形横截面翼梁的抗扭盒的方法。该方法包括将复合材料放置到第一模具上,第一模具包括在100度至165度之间的模制曲率 α ,其中, α 是形成在位于第一横截面敞开的三角形结构与下凸缘之间或者位于第一横截面敞开的三角形结构与上凸缘之间的接合部中的工作角度,其中,第一模具至少与翼梁和下凸缘以及上凸缘的形状相关联。该方法还包括:将第二模具抵靠复合材料放置,第二模具与第一横截面敞开的三角形结构和第二横截面敞开的三角形结构的形状相关联;将复合材料至少放置到第二模具上;用第三模具封闭第一模具和第二模具,以获得包括抗扭盒预成型件的封闭模具,其中,第三模具至少与飞行器的抗扭盒的第一面板的形状和抗扭盒的第二面板的形状相关联;并且用高压釜循环固化抗扭盒预成型件。

[0039] 在一个示例中,该方法还包括切割抗扭盒预成型件,以获得抗扭盒。

[0040] 在一个示例中,用高压釜循环固化抗扭盒预成型件包括在180摄氏度或更低温度下固化抗扭盒预成型件。

[0041] 在一个示例中,用高压釜循环固化抗扭盒预成型件包括在最终固化之前的部分固化。

[0042] 在一个示例中,该方法还包括将行道放置在第一模具与第二模具之间。

[0043] 在一个示例中,该方法还包括利用3D打印来获得第一模具、第二模具和第三模具。

[0044] 在一个示例中,该方法还包括使用具有热固性或热塑性树脂的碳纤维或具有热固性或热塑性树脂的玻璃纤维作为复合材料。

[0045] 在一个示例中, α 等于135°。

附图说明

[0046] 为了更好地理解上述说明,并且出于仅提供示例的目的,包括了示意性描绘实际实施方式的一些非限制性附图。

[0047] 图1示出了根据本发明的双Y形横截面翼梁的第一示例。

[0048] 图2示出了根据本发明的双Y形横截面翼梁的第二示例。

[0049] 图3示出了根据本发明的双Y形横截面翼梁的其他示例。

[0050] 图4示出了在包括根据本发明的双Y形横截面翼梁的抗扭盒的制造方法中使用的模具。

[0051] 图5示出了包括根据本发明的双Y形横截面翼梁的示例抗扭盒。

具体实施方式

[0052] 图1示出了根据本发明的双Y形横截面翼梁100的第一示例。双Y形横截面翼梁100可以由复合材料制成。

[0053] 双Y形横截面翼梁100包括具有I形横截面的翼梁腹板110。

[0054] 双Y形横截面翼梁100包括由翼梁腹板110连接的两个部分,即下部部分和上部部分。

[0055] 下部部分包括:下凸缘130a、130b,下凸缘130a、130b可以构造成能够连接至飞行器的抗扭盒的第一面板1010(如图5所示);第一横截面敞开的三角形结构120,该第一横截面敞开的三角形结构120包括分别接合至下凸缘130a、130b的第一下顶点120a和第二下顶点120b以及连接至翼梁腹板110的第一端部的上顶点120c。

[0056] 上部部分包括:上凸缘130c、130d,上凸缘130c、130d构造成能够连接至飞行器的抗扭盒的与第一面板1010相对的第二面板1020;第二横截面敞开的三角形结构140,该第二横截面敞开的三角形结构140包括分别接合至上凸缘130c、130d的第一上顶点140a和第二上顶点140b以及连接至翼梁腹板110的第二端部的下顶点140c。

[0057] 第一横截面敞开的三角形结构120、第二横截面敞开的三角形结构140和翼梁腹板110形成双Y形横截面。

[0058] 双Y形横截面翼梁100是根据本发明的用于生产的最适合的示例,因为这将仍然具有最佳的结构性能,并且可以利用使用3D打印技术的快速原型模具容易地批量生产。

[0059] 图2示出了根据本发明的双Y形横截面翼梁100的第二示例。

[0060] 在该示例中,双Y形横截面翼梁100包括图1中描述的所有元件,并且还引入了连接至下凸缘130a、130b和上凸缘130c、130d的竖向翅片160。竖向翅片160建立在平行于翼梁腹板110的方向上。

[0061] 此外,翼梁腹板110还包括十字形横截面,该十字形横截面包括中间盖150,该中间盖包括彼此连接的上部部段和下部部段,每个部段具有T形横截面并且包括对称的层压件,该层压件包括:

[0062] -第一层,该第一层包括包裹下凸缘或上凸缘和翼梁腹板的复合层压件,其中,来自第一层的全部复合层压件的70%以载荷角度 $\pm 45^\circ$ 定向,其中,载荷角度是载荷相对于双Y形翼梁参考轴线的角度;

[0063] -第二层,该第二层包括可以建立在第一层的顶部上的复合层压件,其中,来自第一层的全部复合层压件的70%以载荷角度 0° 定向;以及

[0064] -第三层,该第三层包括可以建立在第二层的顶部上的复合层压件,其中,来自第三层的全部复合层压件的70%以载荷角度 $\pm 45^\circ$ 定向。

[0065] 双Y形横截面翼梁100的示例包括用于上部部分和用于下部部分的具有竖向翅片160的凸缘,以及具有十字形横截面的腹板。翼梁腹板110的该特定横截面改善了双Y形横截面翼梁100在主载荷方向上的性能,从而增强了翼梁的惯性动量和弹性模量E,而且加强了翼梁腹板110,这降低了屈曲的可能性。

[0066] 图3示出了根据本发明的双Y形横截面翼梁100的四个示例。

[0067] 图3A示出了先前图2中描述的示例。

[0068] 图3B示出了双Y形横截面翼梁100,其包括具有I形横截面的翼梁腹板110,并且其中下凸缘130a、130b和上凸缘130c、130d包括在平行于翼梁腹板110的方向上建立的竖向翅片160。

[0069] 图3C示出了双Y形横截面翼梁100,其包括具有十字形横截面的翼梁腹板110。

[0070] 图3D示出了双Y形横截面翼梁100,其包括具有I形横截面的翼梁腹板110。

[0071] 图4示出了在包括根据本发明的双Y形横截面翼梁的抗扭盒的制造方法中使用的模具。

[0072] 制造双Y形横截面翼梁100可以包括将复合材料放置到第一模具A上,第一模具A包括100度至165度之间的模制曲率 α ,其中, α 是形成在位于第一横截面敞开的三角形结构120与下凸缘130a、130b之间或者位于第一横截面敞开的三角形结构120与上凸缘130c、130d之间的接合部中的工作角度,其中,第一模具A至少与翼梁110和下凸缘130a、130b以及上凸缘130c、130d的形状相关联。

[0073] 在一个示例中, α 等于135°。

[0074] 放置复合材料可以包括在预浸渍纤维或干纤维的模具上的纤维放置过程,该预浸渍纤维或干纤维可以随后用树脂浸渍。

[0075] 此外,该制造方法包括将第二模具B抵靠复合材料放置,第二模具B与第一横截面敞开的三角形结构120和第二横截面敞开的三角形结构140的形状相关联。

[0076] 此外,该制造方法包括将复合材料至少放置到第二模具B上。

[0077] 此外,该制造方法包括用第三模具C封闭第一模具A和第二模具B,以获得包括抗扭盒预成型件100a的封闭模具,其中,第三模具C至少与飞行器的抗扭盒的第一面板1010的形状和抗扭盒的第二面板1020的形状相关联。因此,模具的封闭允许适形于翼梁的形状。

[0078] 此外,该制造方法包括用高压釜循环固化抗扭盒预成型件100a。

[0079] 此外,该制造方法包括切割抗扭盒预成型件100a,以获得双Y形横截面翼梁100。

[0080] 此外,该制造方法包括用高压釜循环固化抗扭盒预成型件100a,该高压釜循环包括在180摄氏度或更低温度下固化Y形预成型件100a。

[0081] 此外,该制造方法包括将行道D1、D2放置在第一模具A与第二模具B之间。

[0082] 该方法还包括用3D打印来制造第一模具A、第二模具B和第三模具C。

[0083] 该方法还包括使用具有热固性或热塑性树脂的碳纤维或具有热固性或热塑性树脂的玻璃纤维作为复合材料。

[0084] 第一模具A和第二模具B适形于翼梁腹板110,第二模具B和第三模具C适形于第一横截面敞开的三角形结构120和第二横截面敞开的三角形结构140以及抗扭盒的第一面板1010和抗扭盒的第二面板1020。 α 是可变的,其可以适于优化载荷传递,但确保在制造期间不形成褶皱。

[0085] 图5示出了包括根据本发明的双Y形横截面翼梁的机翼的示例抗扭盒。图5示出了机翼的抗扭盒的可能布置,其示出了飞行器的抗扭盒的第一面板1010和抗扭盒的第二面板1020、前翼梁和后翼梁以及多个双Y形横截面翼梁100,这些双Y形横截面翼梁100将根据抗扭盒的尺寸而变化。

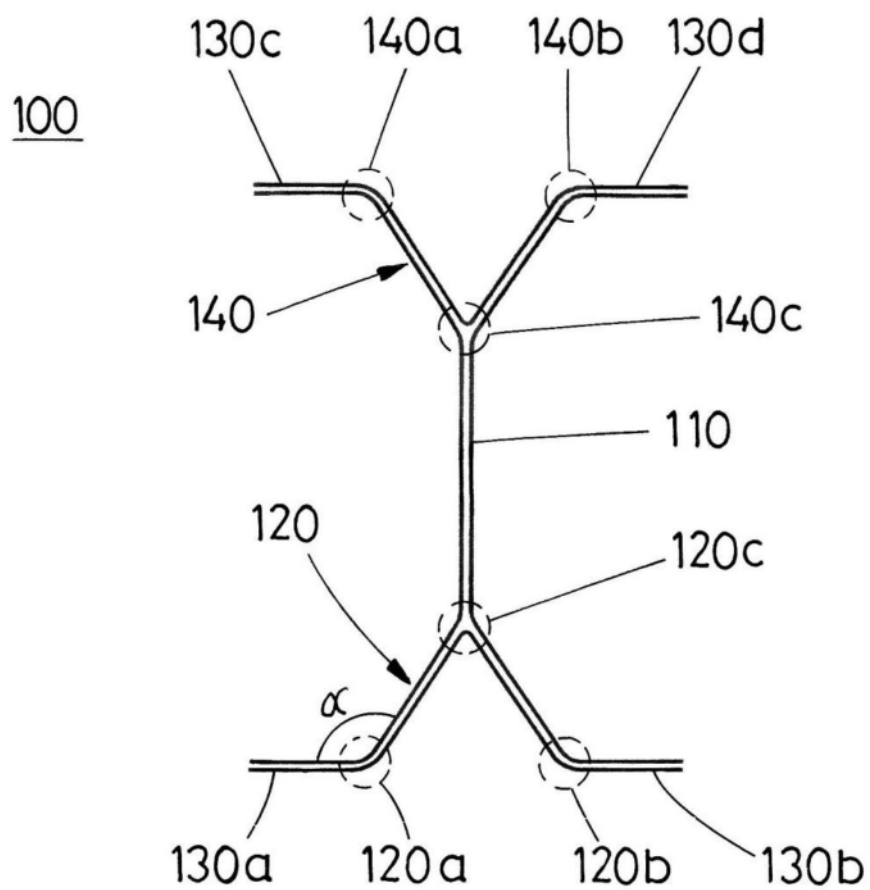


图1

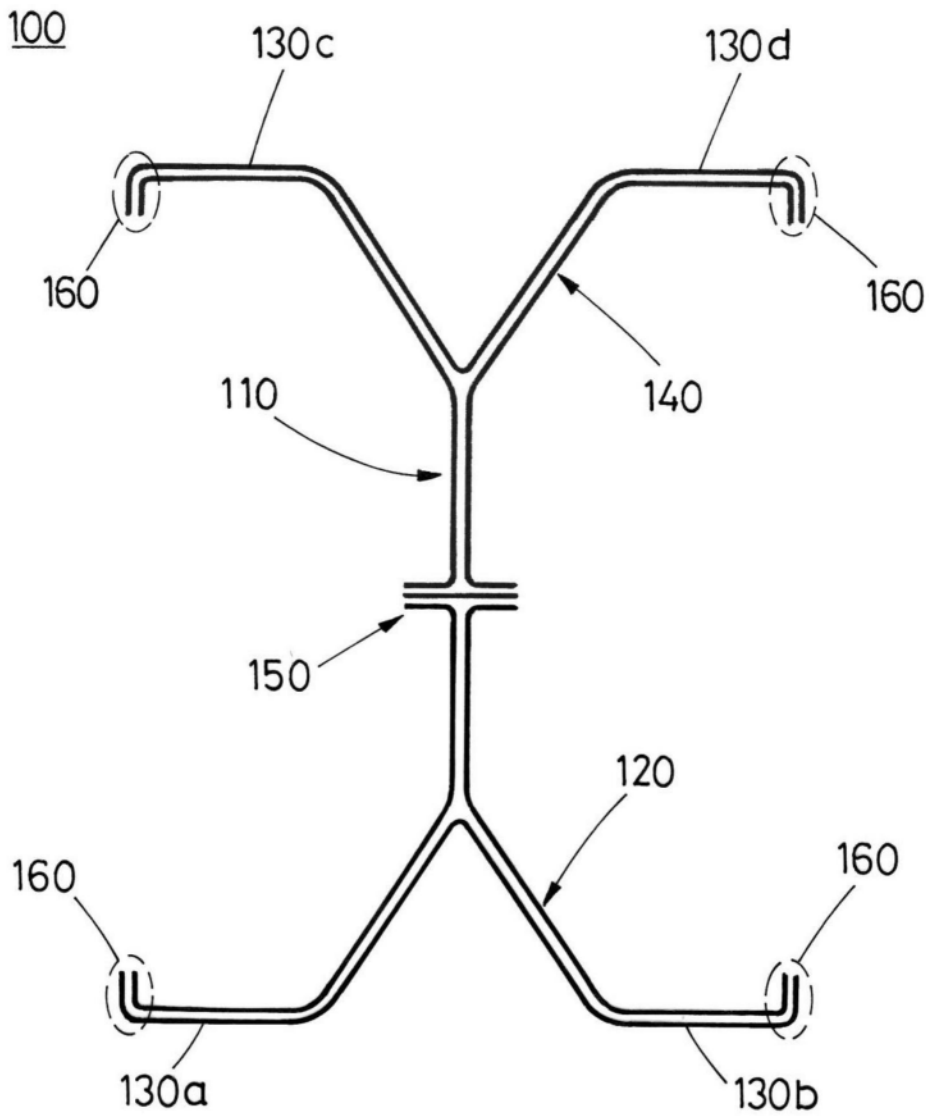


图2

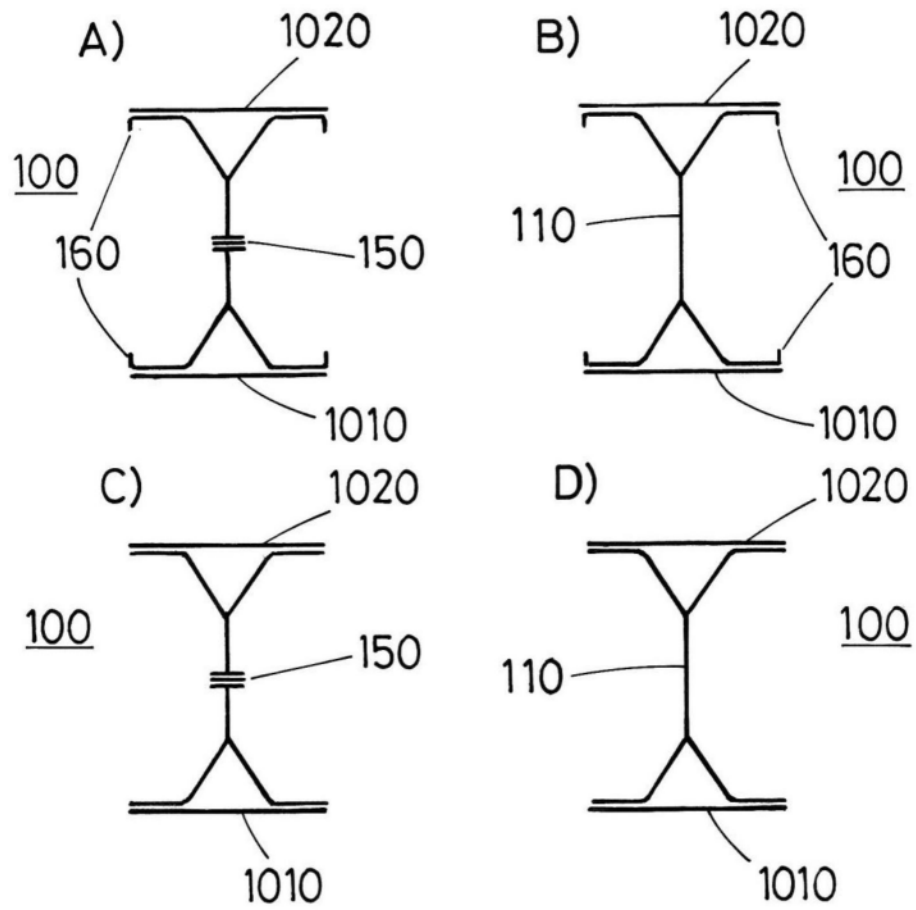


图3

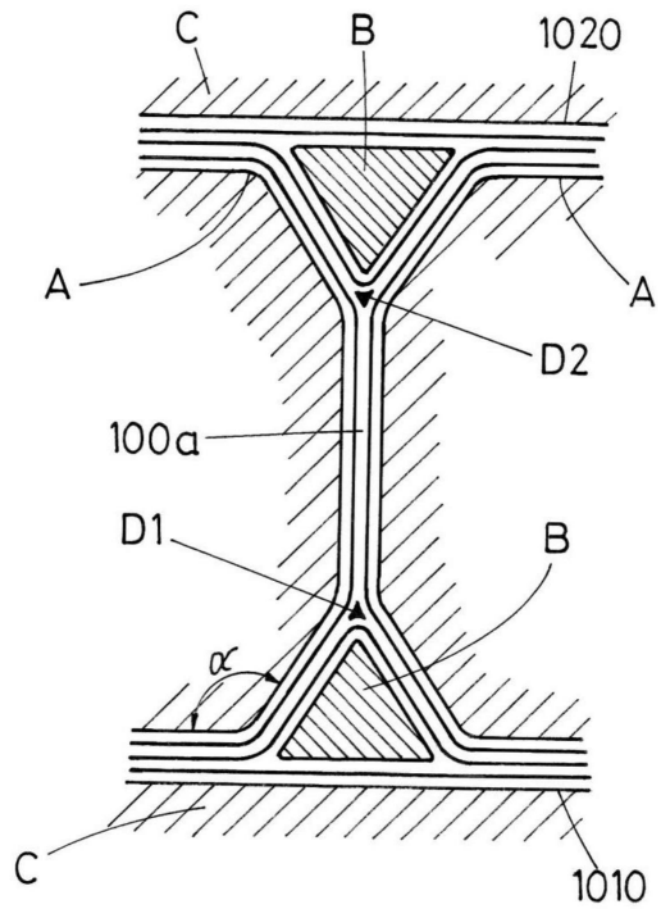


图4

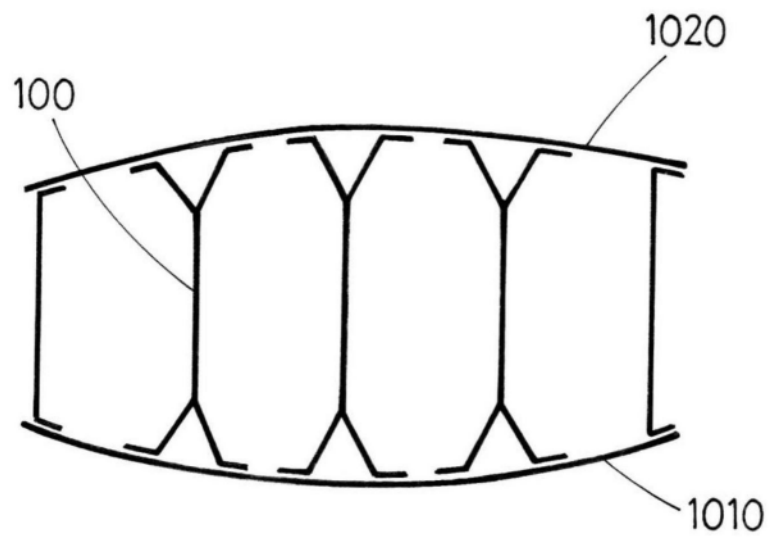


图5