



(21) 申请号 202010391559.7
(22) 申请日 2020.05.11
(65) 同一申请的已公布的文献号
申请公布号 CN 112298521 A

(43) 申请公布日 2021.02.02

(30) 优先权数据
16/529,464 2019.08.01 US

(73) 专利权人 波音公司
地址 美国伊利诺伊州

(72) 发明人 D·特兰 R·J·小朗加比尔
宋伟东

(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 付林 王小东

(51) Int.Cl.
B64C 1/06 (2006.01)
B64F 5/10 (2017.01)
B29C 48/00 (2019.01)
B29C 48/30 (2019.01)
B29L 31/30 (2006.01)

(56) 对比文件
CN 106143869 A, 2016.11.23
US 10086548 B2, 2018.10.02
CN 109910331 A, 2019.06.21

审查员 刘雪琦

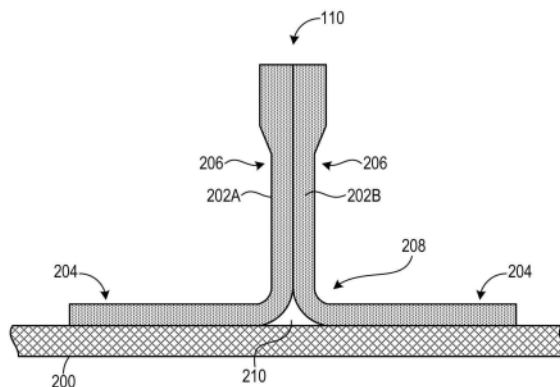
权利要求书1页 说明书8页 附图10页

(54) 发明名称

包括复合结构部件的飞行器以及形成复合结构部件的方法

(57) 摘要

本发明涉及包括复合结构部件的飞行器以及形成复合结构部件的方法。描述了一种用于制造用于飞行器的复合机翼结构部件的方法。该方法包括：将填充物材料挤出到模具的多个模槽中的每个模槽中，以形成多个填充物段；从模具的多个模槽移除多个填充物段；以及将多个填充物段布置在复合结构部件的空间中，该空间由复合结构部件的圆角限定，使得填充物段端对端接触。该方法进一步包括将空间中的多个填充物段固化以融接多个填充物段。



1. 一种制造用于飞行器(100)的复合结构部件(110)的方法(700),所述方法(700)包括以下步骤:

将填充物材料(307)挤出(702)到模具的多个模槽(304)中的每个模槽(304)中,以形成多个填充物段(600);

从所述模具的所述多个模槽(304)移除(710)所述多个填充物段(600);

将所述多个填充物段(600)布置(714)在所述复合结构部件(110)的空间(210)中,所述空间(210)由所述复合结构部件(110)的圆角(208)限定,使得所述填充物段(600)沿长度方向端对端接触;以及

使所述空间(210)中的所述多个填充物段(600)固化(718)以融接所述多个填充物段(600)。

2. 根据权利要求1所述的方法(700),其中,围绕所述模具的多边形周缘(404)每个模槽(304)相对于邻近模槽(304)成角度地偏移,并且其中,将所述填充物材料(307)挤出(702)到所述模具的所述多个模槽(304)中的每个模槽(304)中包括在每次挤出之间旋转(704)所述模具。

3. 根据权利要求2所述的方法(700),其中,在每次挤出之间旋转(704)所述模具包括在六次至十次挤出中的每次挤出之间旋转(704)所述模具。

4. 根据权利要求1至3中的任一项所述的方法(700),其中,将所述填充物材料(307)挤出(702)到每个模槽(304)中包括将所述填充物材料(307)挤出(702)到具有在八英尺至十二英尺之间的长度的所述模槽(304)中。

5. 根据权利要求1所述的方法(700),其中,在所述模具的基本上平坦的表面(504)上每个模槽(304)相对于一个或更多个邻近模槽(304)横向地偏移,并且其中,将所述填充物材料(307)挤出(702)到每个模槽(304)中包括在每次挤出之间改变(706)挤出孔(308)和所述模具的相对横向位置。

6. 根据权利要求1所述的方法(700),所述方法(700)进一步包括:在将所述填充物材料(307)挤出到所述多个模槽(304)中的每个模槽(304)中的同时,向所述填充物材料(307)施加(708)压力。

7. 根据权利要求1所述的方法(700),所述方法(700)进一步包括:在冷却时段之后从所述多个模槽(304)移除(710)所述多个填充物段(600)。

8. 根据权利要求1所述的方法(700),其中,使所述多个填充物段(600)固化(718)包括加热(720)所述多个填充物段(600)。

9. 根据权利要求1所述的方法(700),其中,使所述多个填充物段(600)固化(718)使得所述多个填充物段(600)粘结到所述复合结构部件(110)的与其接触的部分以形成整体结构(604)。

10. 根据权利要求1所述的方法(700),所述方法(700)进一步包括:布置(707)多个模具,所述多个模具中的每个模具包括多个模槽(304);以及将所述填充物材料(307)顺序地挤出(702)到所述多个模具中的每个模具的每个模槽(304)中。

11. 根据权利要求1所述的方法(700),其中,将所述多个填充物段(600)布置(714)在所述空间(210)中包括将所述多个填充物段(600)布置(714)在所述复合结构部件(110)的腹板(206)和凸缘(204)相遇的空间(210)中。

包括复合结构部件的飞行器以及形成复合结构部件的方法

技术领域

[0001] 本发明涉及飞行器,并且更具体地涉及包括具有填充物的空间的复合结构飞行器部件。

背景技术

[0002] 典型的飞行器包括由附接到基础机体 (airframe) 的蒙皮板形成的机械结构。蒙皮板形成在飞行期间受到空气动力作用的表面。由于可以使蒙皮板相对轻且薄,以减小飞行器的总体重量并增加其潜在的有效载荷和航程,所以机体包括被配置成增强蒙皮板并且还将作用在蒙皮板上的空气动力施加到承载支撑结构的结构。因此,机体在将力分布到被配置成承载载荷的位置的同时,防止了不期望的屈曲、振动和其它类型的蒙皮板运动。

[0003] 在一些飞行器中,被称为“纵梁”的结构用于使蒙皮板变硬并且将作用在蒙皮板上的空气动力传递到承载结构 (诸如,翼梁和/或肋)。纵梁可以采取各种形式和材料组成。在一些示例中,纵梁由复合材料 (例如,碳纤维-环氧树脂复合材料) 形成。取决于这种纵梁的横截面形状,纵梁可以由两个或更多个不同的部件形成,所述两个或更多个不同的部件被融接 (fuse) 或以其它方式接合在一起。这种复合纵梁的一个示例具有带有凸缘和腹板的叶片形状的横截面,并且通过将两个弯曲的纵梁部分融接在一起而形成,各个弯曲的纵梁部分包括腹板部分、凸缘部分以及位于腹板部分与凸缘部分之间的圆角 (radius)。由于圆角,在纵梁的凸缘部分中形成了两个纵梁部分相遇的空间。该空间可以填充有填充物材料,在本文中称为填充物或圆角填充物,以进一步加强复合纵梁。

[0004] 由于纵梁可以沿着飞行器主体的部分 (诸如,沿着机翼) 纵向地布置,所以纵梁的长度以及因此添加到空间的填充物的长度可能相对较长。例如,当定位在商用飞行器的机翼中时,复合机翼纵梁的长度可以在八十英尺至一百英尺的范围中。制造长度在该范围中的填充物提出了各种挑战。例如,在通过将填充物材料挤出到在膜具中形成的模型中来形成填充件的情况下,具有必要长度的模具将占用相当大的宝贵工厂空间。此外,随着填充件的长度增加,处理填充件 (例如,将填充件从模具中移出并将其转移到纵梁空间) 所需的人数也增加。尽管可以使用辅助升降机来提取制造的填充件,但是这种工具可能会产生生产流程问题,并在洁净的室内存储中以及在制造地面上占用宝贵的空间。因此,鉴于上述情况,存在制造用于复合纵梁和潜在的其它复合结构部件的填充物段的挑战。

发明内容

[0005] 本文描述的是,提供了制造用于飞行器的复合结构部件的方法。在该方面,该方法包括将填充物材料挤出到模具的多个模槽 (mold channel) 中的每个模槽中,以形成多个填充物段,以及从模具的多个模槽移除多个填充物段。该方法进一步包括将多个填充物段布置在复合结构部件中的空间中,该空间由复合结构部件的圆角限定,使得填充物段端对端接触。该方法进一步包括将空间中的多个填充物段固化以融接多个填充物段。

[0006] 如本文进一步描述的,一种飞行器包括机身 (fuselage) 和从机身延伸的机翼。在

该方面,机翼包括复合机翼纵梁,该复合机翼纵梁包括凸缘、腹板以及圆角,在该圆角处凸缘和腹板相遇,该圆角限定空间。复合机翼纵梁进一步包括位于所述空间内的圆角填充物,该圆角填充物包括多个填充物段,每个填充物段以端对端布置的方式与一个或更多个邻近填充物段融接。

[0007] 如本文进一步描述的,一种用于飞行器的复合机翼纵梁,该复合机翼纵梁包括凸缘、从凸缘延伸的腹板以及圆角,在该圆角处凸缘和腹板相遇,该圆角限定空间。复合机翼纵梁进一步包括位于所述空间内的圆角填充物,该圆角填充物包括多个填充物段,每个填充物段以端对端的方式与一个或更多个邻近填充物段融接。

[0008] 如本文进一步描述的,一种用于形成复合飞行器机翼纵梁的圆角填充物的模具。该模具包括跨越模具的表面布置的多个模槽;每个模槽被成形为形成用于圆角填充物的圆角填充物段。

[0009] 已经讨论的特征、功能和优点可以在多个示例中独立地实现,或者可以在又一示例中组合,其进一步的细节可以参照以下描述和附图看出。

附图说明

[0010] 图1示出了描绘根据本公开的示例的飞行器的例示。

[0011] 图2A和图2B示出了描绘根据本公开的示例的复合机翼纵梁的横截面的例示。

[0012] 图3示出了描绘包括用于制造图2A至图2B的示例复合机翼纵梁的圆角填充物段的旋转模具的设备的例示。

[0013] 图4A至图4C示出了在制造示例圆角填充物段的各个状态中的图3的旋转模具的例示。

[0014] 图5示出了描绘根据本公开的示例的用于制造图2A至图2B的复合机翼纵梁的圆角填充物段的平面模具的例示。

[0015] 图6A示出了示意性地描绘了在固化之前以端对端接触的方式布置在由图2A至图2B的复合机翼纵梁的圆角限定的空间中的两个圆角填充物段的例示。

[0016] 图6B示出了示意性地描绘了在将图6A的圆角填充物段固化之后的圆角填充物的例示。

[0017] 图7示出了根据本公开的示例执行的方法的操作的例示。

具体实施方式

[0018] 鉴于以上所讨论的考虑,提供了涉及圆角填充物的以多个段的方式的制造的方法和设备,这些段在安装之后被融接。简而言之,将填充物材料挤出到模具的多个模槽中,从而形成多个填充物段。将填充物段从模具移除,并以端对端接触的方式布置在复合机翼纵梁的腹板和凸缘相遇的空间中,或在另一结构部件的空间中。然后将填充物段固化以使段融接,这从而形成整体的(unitary)填充物结构。圆角填充物由多个填充物段的制造使得能够使用紧凑的模具,并因此节省了模具和其它制造工具所占用的空间,减少了劳动力,并降低了填充物制造过程的复杂性。

[0019] 图1例示了示例飞行器100,该飞行器100具有部分地由附接到基础机体104的蒙皮102形成的机械结构。除其它部件外,机体104包括机身106和从机身106延伸的机翼108。图1

示出了从机翼108移除的蒙皮102的一部分,露出了机翼108的多个结构部件,包括从机翼根部延伸至机翼末端的机翼纵梁110。机翼纵梁110附接到多个肋(例如,肋112),并且附接到机翼108的蒙皮102。因此,机翼纵梁110增强了机翼108的蒙皮102并使机翼108的蒙皮102变硬,并且将作用在机翼蒙皮上的空气动力转移到多个肋和机体104的其它承载部件。

[0020] 机翼纵梁110可以由复合材料(例如,碳纤维-环氧树脂复合材料)形成。如本文中所使用的,复合结构部件是指由复合部分制成并被组合以制成结构部件的结构部件,例如,梁、翼梁、纵梁或任何类似的承载结构。在这样的示例中,机翼纵梁110是被称为“复合机翼纵梁”的复合结构部件。复合机翼纵梁110可以通过将多个部件接合在一起制造。如上所述,一些机翼纵梁部件包括圆角,该圆角形成当接合在一起时未被纵梁材料占用的空间。因此,该空间可以填充有如本文所述的被制造、被定位在机翼纵梁中并且被融接的圆角填充物材料的段。

[0021] 图2A至图2B示出了附接到形成蒙皮102(图1)的一部分的蒙皮板200的机翼纵梁110的截面图。在所描绘的示例中,机翼纵梁110包括复合叶片纵梁,该复合叶片纵梁通过第一纵梁部分202A与第二纵梁部分202B接合而形成。复合机翼纵梁110包括凸缘204和通过接合第一纵梁部分202A和第二纵梁部分202B而形成的腹板206。如图2A所示,两个纵梁部分202都包括圆角(针对第二纵梁部分202B以208示出),在该圆角处凸缘和腹板相遇,该圆角一起限定空间210。空间210可以沿着纵梁110的长度延伸。如下面进一步详细描述,如图2B所示,在接合纵梁部分202A和纵梁部分202B之后,随着空间210沿着纵梁的长度而延伸,空间210填充有多个圆角填充物段211,以形成整体的圆角填充物212。然后将纵梁组件固化以融接多个组件,以形成纵梁110。将组件固化会融接圆角填充物段,以在空间210中形成圆角填充物,如在空间210中的截面线(cross-hatching)所示。在该过程中,圆角填充物段也融接到纵梁部分202A和纵梁部分202B。圆角填充物可以因此增加复合机翼纵梁110的结构整体性,以及复合机翼纵梁110使蒙皮板200变硬并将作用在蒙皮板上的力传递到机体104中的承载结构的能力。本文所述的用于形成机翼纵梁的圆角填充物的方法还可以适用于其它类型的纵梁、非纵梁结构部件(例如,大梁(longeron))以及除了图2A至图2B中所描绘的之外的机翼纵梁几何形状。

[0022] 图3描绘了包括用于制造用于复合机翼纵梁110(图1)的圆角填充物段的旋转模具302的设备300。旋转模具302包括多个模槽304,该模槽304包括围绕旋转模具的表面306(在图4A中最佳地示出)的周缘305(在图4A中最佳地示出)布置的模槽304A。每个模槽被成形为形成圆角填充物段,该圆角填充物段可以与其它圆角填充物段以端对端的方式布置,并且然后被融接以形成用于复合机翼纵梁110的圆角填充物。这样,各个模槽具有与空间210(图2A至图2B)的几何形状匹配的横截面形状,使得在模槽304中形成的圆角填充物段211在被插入空间210中时填充空间210。

[0023] 示例圆角填充物段制造过程包括将填充物材料307从挤出孔308挤出到模槽304B中。例如,通过移动旋转模具302和孔308中的一者或两者,如箭头309所示,将填充物材料307沉积到模槽304B的长度中。可选地,诸如压实轮310的压实机向填充物材料307施加压力,以致使填充物材料307采取模槽的形状。在图3中示意性地示出了压实轮310,然而,可以使用任何其它合适的结构来向填充物材料307施加压力以将挤出的填充物材料307牢固地压入模槽中。当被挤出到模槽304中时,填充物材料307形成圆角填充物段211,该圆角填充物

充段211被配置成填充复合机翼纵梁110的空间210(图2A至图2B),并由此增强复合机翼纵梁110。填充物材料307可以包括任何合适的材料,包括但不限于不连续碳(例如,石墨)纤维材料,该不连续碳纤维材料包括纤维段和可以在固化过程中融接到其它纵梁部件的环氧树脂(例如热固性)基体。

[0024] 由于每个模槽304围绕旋转模具302的周缘305相对于邻近模槽成角度地偏移,所以将填充物材料307挤出到模槽中包括在各次挤出之间旋转旋转模具302。图4A至图4C描绘了在挤出过程期间处于相应的旋转取向的旋转模具302的局部视图。在图4A中,第一模槽304A填充有填充物材料307,从而形成第一个圆角填充物段402A。在图4B中,旋转模具302被旋转,并且第二模槽304B填充有填充物材料307,从而形成第二个圆角填充物段402B。在图4C中,旋转模具302已经旋转经过了八次挤出,在模槽中形成了八个圆角填充物段。如下所述,圆角填充物段402可以从模槽移除(例如,在一些示例中在冷却时段之后),被以端对端接触的方式布置在由复合机翼纵梁110的圆角限定的空间210中,并且被融接在一起以形成填充复合机翼纵梁110的空间210的整体的圆角填充物212。此外,在一些示例中,可以在每个模槽304中布置界面材料,诸如,包括聚四氟乙烯的带(例如,特氟龙带,可以从特拉华州威尔明顿的Chemours公司获得),在每个模槽304中在界面材料上沉积填充物材料307。界面材料可以帮助使由填充物材料307形成的圆角填充物段402从模槽304脱离(unseat)。另选地或附加地,可以以脱模剂(例如,FREKOTE,可以从德国杜塞尔多夫的Henkel AG&Company获得)涂覆旋转模具302,以促进圆角填充物段402的移除。此外,旋转模具302可以包括工具泡沫和/或任何其它合适的材料。

[0025] 在图3至图4C的示例中,每个模槽具有十英尺的长度,可以形成八个十英尺的圆角填充物段,并且之后将它们接合在一起以形成八十英尺的圆角填充物-例如,用于复合机翼纵梁的八十英尺长的空间。在其它示例中,旋转模具302可以配置有任何其它合适的长度和/或数量的模槽。作为另外的示例,旋转模具302可以在六次至十次挤出之间旋转,其中,填充物材料被挤出到模槽中,每个模槽具有在八英尺至十二英尺之间的长度。在其它示例中,基于要使用旋转模具来填充的空间的几何形状,旋转模具可以具有任何其它合适的配置。此外,尽管图4A至图4C中描绘的示例示出了直接邻近每个模槽的基本上平坦的区域,使得旋转模具302包括具有多个平坦表面406的多边形周缘404,每个平坦表面主导(host)模槽,但是在其它示例中,邻近每个模槽的区域在周缘方向中可以具有弯曲的几何形状,或者在周缘方向中可以表现出任何其它合适的几何形状。而且,在一些示例中,可以布置多个模具(例如,并联和/或串联)以通过相同的挤出孔进行填充,其中,多个模具中的每个模具包括多个模槽,并且每个模具联接到电动机以允许模具旋转。然后可以使用挤出系统将填充物材料顺序地挤出到多个模具中的每个模具的每个模槽中。这可以帮助增加圆角填充物制造系统的产量。此外,在一些示例中,旋转模具302可以从设备300移除(例如,从设备中的旋转心轴),使得能够将不同的模具交换到设备中或从设备交换出去。这可以帮助增加制造产量。在使用具有不同模槽几何形状的模具的情况下,可以将这些模具交换来以高产量制造可能具有不同轮廓的填充物段。

[0026] 如在图3中描绘的示例中所示,设备300可以采用电动机312以在每次挤出之间旋转旋转模具302(例如,经由推力轴承)。此外,作为示例,设备300可以使用被配置成对模槽进行成像的光学感测系统313(例如,经由一个或更多个激光器、摄像头或其它类似的成像

装置)以及被配置成向电动机312提供信号以提示旋转旋转模具302的反馈机构,以控制到模槽304中的挤出。此外,在一些示例中,平行夹持器314可以用于在圆角填充物材料307被挤出时保持和/或引导圆角填充物材料307,以帮助安置(seat)该材料。在其它示例中,可以使用任何其它合适的机构来控制到旋转模具302中的挤出。例如,可以省略平行夹持器314,并且可以在没有平行夹持器的情况下使用压实轮310来将圆角填充物材料307安置在模槽304内。

[0027] 本文描述的用于制造圆角填充物段的方法可以适用于除了具有周缘地布置的模槽的旋转模具之外的模具。作为另一示例,图5示出了可以用于形成用于复合机翼纵梁的圆角填充物段的平面模具500。平面模具500包括多个模槽(例如,模槽502),每个模槽在平面模具的基本平坦的表面504上相对于一个或更多个邻近模槽横向地偏移。在此,将填充物材料挤出到每个模槽中可以包括在每次挤出之间改变平面模具500和挤出孔的相对横向位置。在任何示例中,每个模槽可以具有相同的长度,而在其它示例中,一个或更多个模槽可具有不同的长度。

[0028] 如上所述,可以将根据所述方法制造的圆角填充物段布置在空间210(图2A至图2B)中并固化,以由此使填充物段彼此融接并且与其它纵梁部分融接。图6A和图6B分别示意性地例示了在将圆角填充物固化之前和之后在由复合机翼纵梁110限定的空间210中的圆角填充物的布置。在图6A中,两个圆角填充物段600A和600B被在空间210中以端对端接触(例如,邻接地直接接触)的方式布置。在图6B中,圆角填充物段已经被固化以形成整体的圆角填充物602。此外,固化过程还将圆角填充物段602粘结到复合机翼纵梁110的其它部分(例如,图2A至图2B的部分202A和202B)以形成包括复合机翼纵梁110和圆角填充物602的整体结构604。以这种方式,可以形成多个复合机翼纵梁,每个复合机翼纵梁包括对应的圆角填充物,该圆角填充物具有多个填充物段,每个填充物段以端对端布置的方式与一个或更多个邻近填充物段融接。

[0029] 在一些示例中,将圆角填充物段600A和600B固化可以包括加热圆角填充物段600以形成圆角填充物602。例如,可将圆角填充物段600A和600B加热至大约350°C以引发并执行固化过程,由此化学地融接和交联聚合物树脂材料或形成复合机翼纵梁210和圆角填充物段600A和600B的其它合适的材料。在其它示例中,可以使用任何其它合适的固化过程,诸如,光引发的固化过程。

[0030] 图7示出了例示制造用于飞行器的复合结构部件的方法700的流程图。作为一个示例,可以执行方法700以制造复合机翼纵梁110。

[0031] 在702处,方法700包括将填充物材料(例如,填充物材料307)挤出到模具(例如,旋转模具302)的多个模槽(例如,模槽304)中的每个模槽中以形成多个填充物段(例如,填充物段600)。在一些示例中,挤出填充物材料可以包括在每次挤出之间旋转704旋转模具。在其它示例中,挤出填充物材料可以包括在每次挤出之间改变706平面模具(例如,平面模具500)和挤出孔(例如,挤出孔308)的相对横向位置。此外,在一些示例中,方法700可以包括:布置多个模具,多个模具中的每个模具包括多个模槽;以及将填充物材料顺序地挤出到多个模具中的每个模具的每个模槽中,如在707处指示的。

[0032] 在708处,方法700可以包括在将填充物材料挤出到多个模槽中的每个模槽中的同时,向填充物材料施加压力(例如,通过追随挤出孔的压缩轮)。在710处,方法700包括从模

具的多个模槽移除多个填充物段。在冷却时段之后712,可以从多个模槽移除多个填充物段。在一些示例中,多个模槽可以用界面材料(例如,特氟龙带)或涂层(例如,FREKOTE)覆盖,以促进多个填充物段的移除。

[0033] 在714处,方法700包括将多个填充物段布置在复合纵梁中的空间中,该空间由复合纵梁的圆角限定,使得填充物段端对端接触。在一些示例中,多个填充物段可以布置在复合纵梁的腹板和凸缘相遇的空间中716,或者在其它示例中,在任何其它合适的空间中。

[0034] 在718处,方法700包括将空间中的多个填充物段固化以融接多个填充物段。将多个填充物段固化可以包括加热720多个填充物段。将多个填充物段固化形成与复合结构的整体结构722。

[0035] 本文所述的设备和方法具有在制造用于复合机翼纵梁和其它结构的圆角填充物中减少复杂性、劳动力和物理空间的消耗的潜在益处。例如,形成多个填充物段并且固化该多个填充物段以形成圆角填充物可以使得能够使用较小的模具来形成多个填充物段。作为另一示例,旋转模具的使用可以使得设备能够通过挤出之间旋转旋转模具来使挤出填充物材料以形成填充物段至少部分地自动化。作为另一示例,将填充物材料挤出到具有在八英尺至十二英尺之间的长度的模具的模槽中可以使得能够减少在处理填充物段时花费的劳动力。作为另一示例,平面模具的使用可以使得设备能够通过改变挤出孔和平面模具的相对位置来使挤出填充物材料以形成填充物段至少部分地自动化。作为另一示例,在将填充物材料挤出到模具的模槽中的同时,向填充物材料施加压力可以使得能够形成填充由复合结构部件的圆角限定的空间的、具有期望的几何形状的填充物段。作为另一示例,在冷却时段之后从模槽移除填充物段可以促进具有期望的材料性质的填充物段的期望的形成。作为另一示例,通过加热填充物段来将填充物段固化可以促进填充物段彼此融接并且与复合结构部件融接以形成整体结构。作为另一示例,布置多个模具,并且将填充物材料顺序地挤出到多个模具中的每个模具中的每个模槽中,可以使得能够增加形成的填充物段的数量,并且因此减少用于制造填充的复合结构部件的制造时间。作为另一示例,将填充物段布置在复合结构部件的腹板和凸缘相遇的空间中可以使得能够制造相对坚固的复合结构部件,该复合结构部件增强第一部件并将作用在第一部件上的力传递到第二部件。作为另一示例,利用通过融接填充物段形成的圆角填充物填充复合结构部件可以使得能够制造具有更大承载能力的更坚固的飞行器。

[0036] 此外,本公开包括根据以下条款的实施方式:

[0037] 1.一种制造用于飞行器(100)的复合结构部件(110)的方法(700),所述方法(700)包括以下步骤:

[0038] 将填充物材料(307)挤出(702)到模具(302)的多个模槽(304)中的每个模槽(304)中,以形成多个填充物段(600);

[0039] 从所述模具(302)的所述多个模槽(304)移除(710)所述多个填充物段(600);

[0040] 将所述多个填充物段(600)布置(714)在所述复合结构部件(110)的空间(210)中,所述空间(210)由所述复合结构部件(110)的圆角(208)限定,使得所述填充物段(600)端对端接触;以及

[0041] 使所述空间(210)中的所述多个填充物段(600)固化(718)以融接所述多个填充物段(600)。

[0042] 2. 根据条款1所述的方法 (700), 其中, 每个模槽 (304) 围绕所述模具 (302) 的多边形周缘 (404) 相对于邻近模槽 (304) 成角度地偏移, 并且其中, 将所述填充物材料 (307) 挤出 (702) 到所述模具 (302) 的所述多个模槽 (304) 中的每个模槽 (304) 中包括在每次挤出之间旋转 (704) 所述模具 (302)。

[0043] 3. 根据条款2所述的方法 (700), 其中, 在每次挤出之间旋转 (704) 所述模具 (302) 包括在六次至十次挤出中的每次挤出之间旋转 (704) 所述模具 (302)。

[0044] 4. 根据条款1至3中的任一项所述的方法 (700), 其中, 将所述填充物材料 (307) 挤出 (702) 到每个模槽 (304) 中包括将所述填充物材料 (307) 挤出 (702) 到具有在八英尺至十二英尺之间的长度的所述模槽 (304) 中。

[0045] 5. 根据条款1至4中的任一项所述的方法 (700), 其中, 每个模槽 (304) 在所述模具 (500) 的基本上平坦的表面 (504) 上相对于一个或更多个邻近模槽 (304) 横向地偏移, 并且其中, 将所述填充物材料 (307) 挤出 (702) 到每个模槽 (304) 中包括在每次挤出之间改变 (706) 所述模具 (500) 和挤出孔 (308) 的相对横向位置。

[0046] 6. 根据条款1至5中的任一项所述的方法 (700), 所述方法 (700) 进一步包括在将所述填充物材料 (307) 挤出到所述多个模槽 (304) 中的每个模槽 (304) 中的同时, 向所述填充物材料 (307) 施加 (708) 压力。

[0047] 7. 根据条款1至6中的任一项所述的方法 (700), 所述方法 (700) 进一步包括在冷却时段之后从所述多个模槽 (304) 移除 (710) 所述多个填充物段 (600)。

[0048] 8. 根据条款1至7中的任一项所述的方法 (700), 其中, 使所述多个填充物段 (600) 固化 (718) 包括: 加热 (720) 所述多个填充物段 (600)。

[0049] 9. 根据条款1至8中的任一项所述的方法 (700), 其中, 使所述多个填充物段 (600) 固化 (718) 将所述多个填充物段 (600) 粘结到所述复合结构部件 (110) 的其它部分 (202) 以形成整体结构 (604)。

[0050] 10. 根据条款1至9中的任一项所述的方法 (700), 所述方法 (700) 进一步包括布置 (707) 多个模具 (302), 所述多个模具 (302) 中的每个模具 (302) 包括多个模槽 (304), 并且将所述填充物材料 (307) 顺序地挤出 (702) 到所述多个模具 (302) 中的每个模具 (302) 的每个模槽 (304) 中。

[0051] 11. 根据条款1至10的任一项所述的方法 (700), 其中, 将所述多个填充物段 (600) 布置 (714) 在所述空间 (210) 中包括将所述多个填充物段 (600) 布置 (714) 在所述复合结构部件 (110) 的腹板 (206) 和凸缘 (204) 相遇的空间 (210) 中。

[0052] 12. 一种飞行器 (100), 所述飞行器 (100) 包括:

[0053] 机身 (106); 以及

[0054] 机翼 (108), 所述机翼 (108) 从所述机身 (106) 延伸, 所述机翼 (108) 包括复合机翼纵梁 (110), 所述复合机翼纵梁 (110) 包括

[0055] 凸缘 (204),

[0056] 腹板 (206),

[0057] 圆角 (208), 在所述圆角 (208) 处所述凸缘 (204) 和所述腹板 (206) 相遇, 所述圆角 (208) 之间限定了空间 (210), 以及

[0058] 圆角填充物 (602), 所述圆角填充物 (602) 位于所述空间 (210) 内, 所述圆角填充物

(602) 包括多个填充物段 (600), 每个填充物段 (600) 以端对端布置的方式与一个或更多个邻近填充物段 (600) 融接。

[0059] 13. 根据条款12所述的飞行器 (100), 其中, 所述填充物段 (600) 被融接到所述腹板 (206) 和所述凸缘 (204) 以形成整体结构 (604)。

[0060] 14. 根据条款12至13中的任一项所述的飞行器 (100), 其中, 所述复合机翼纵梁 (110) 包括叶片纵梁 (110)。

[0061] 15. 根据条款12至14中的任一项所述的飞行器 (100), 所述飞行器 (100) 进一步包括多个机翼纵梁 (110), 每个机翼纵梁 (110) 包括对应的圆角填充物 (602)。

[0062] 16. 根据条款12至15中的任一项所述的飞行器 (100), 其中, 每个填充物段 (600) 包括在八英尺至十二英尺之间的长度。

[0063] 17. 一种用于飞行器 (100) 的复合机翼纵梁 (110), 所述复合机翼纵梁 (110) 包括:

[0064] 凸缘 (204);

[0065] 腹板 (206), 所述腹板 (206) 从所述凸缘 (204) 延伸;

[0066] 圆角 (208), 在所述圆角 (208) 处所述凸缘 (204) 和所述腹板 (206) 相遇, 所述圆角 (208) 限定了空间 (210); 以及

[0067] 圆角填充物 (602), 所述圆角填充物 (602) 位于所述空间 (210) 内, 所述圆角填充物 (602) 包括多个填充物段 (600), 每个填充物段 (600) 以端对端的方式与一个或更多个邻近填充物段 (600) 融接。

[0068] 18. 根据条款17所述的复合机翼纵梁 (110), 其中, 所述多个填充物段 (600) 形成整体结构 (604)。

[0069] 19. 根据条款17至18中的任一项所述的复合机翼纵梁 (110), 其中, 所述复合机翼纵梁 (110) 包括叶片纵梁 (110)。

[0070] 20. 根据条款17至19中的任一项所述的复合机翼纵梁 (110), 其中, 每个填充物段 (600) 包括在八英尺至十二英尺之间的长度。

[0071] 21. 一种用于形成复合飞行器机翼纵梁 (110) 的圆角填充物 (602) 的模具 (302), 所述模具 (302) 包括跨越所述模具 (302) 的表面 (306) 布置的多个模槽 (304), 每个模槽 (304) 被成形为形成用于圆角填充物 (602) 的圆角填充物段 (600)。

[0072] 22. 根据条款21所述的模具 (302), 其中, 所述模槽 (304) 围绕所述模具 (302) 的多边形周缘 (404) 成角度地偏移。

[0073] 23. 根据条款21至22中的任一项所述的模具 (302), 其中, 所述模槽 (304) 跨越所述模具 (500) 的基本平坦的表面 (504) 横向地偏移。

[0074] 本公开包括本文公开的各种特征和技术的所有新颖的和非显而易见的组合和子组合。本文公开的各种特征和技术不一定是本公开的所有示例所必需的。此外, 本文所公开的各种特征和技术可以限定除了所公开的示例之外的可专利的主题, 并且可以在本文未明确公开的其它实现方式中找到效用。

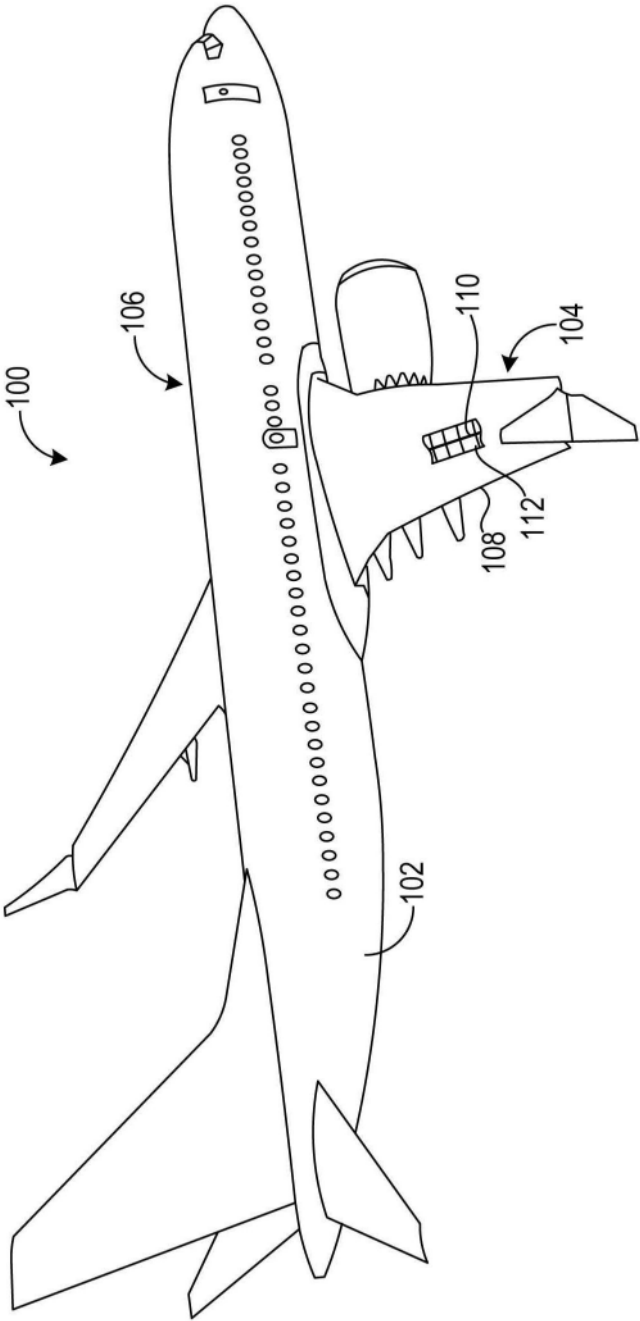


图1

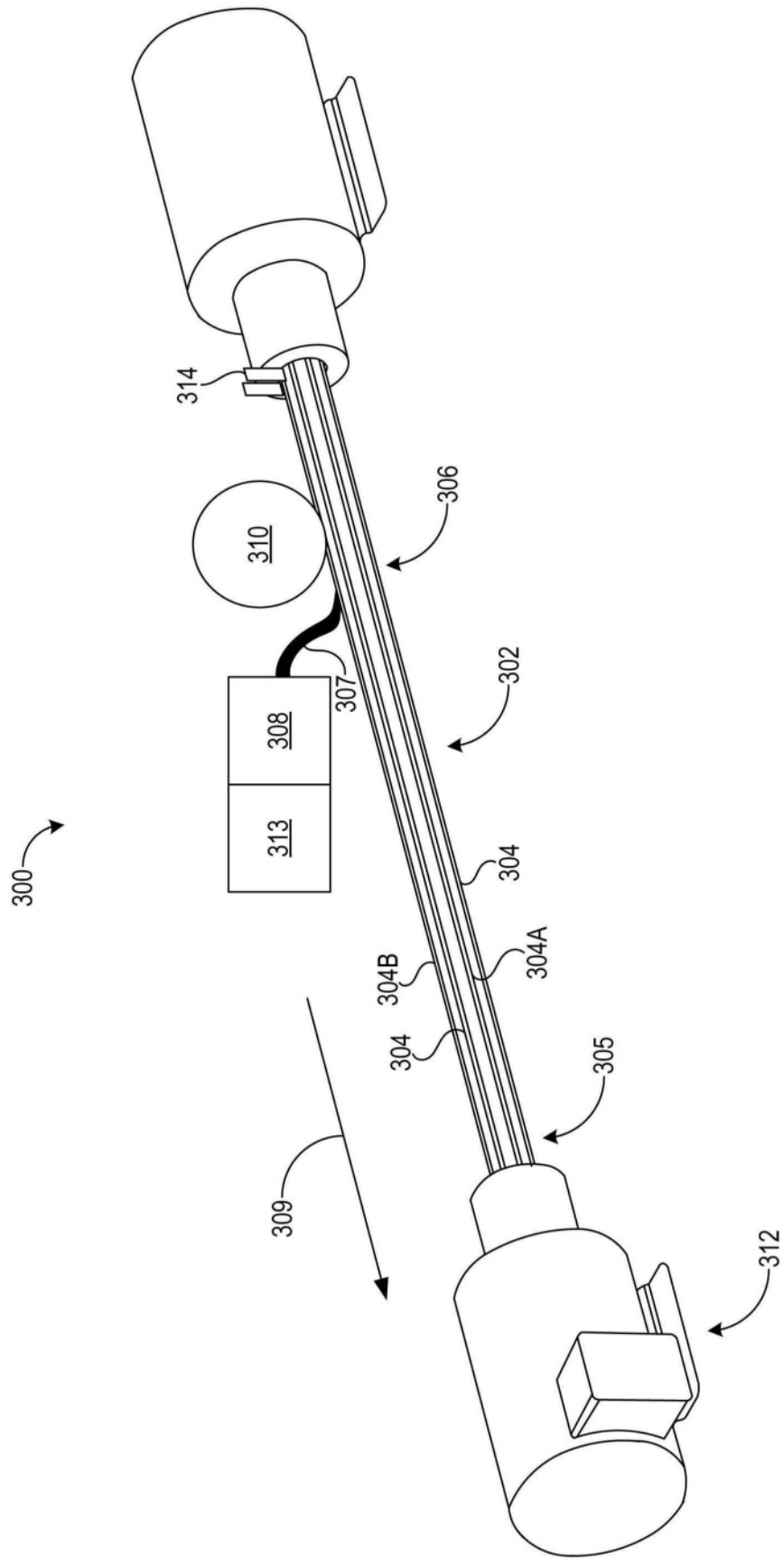


图3

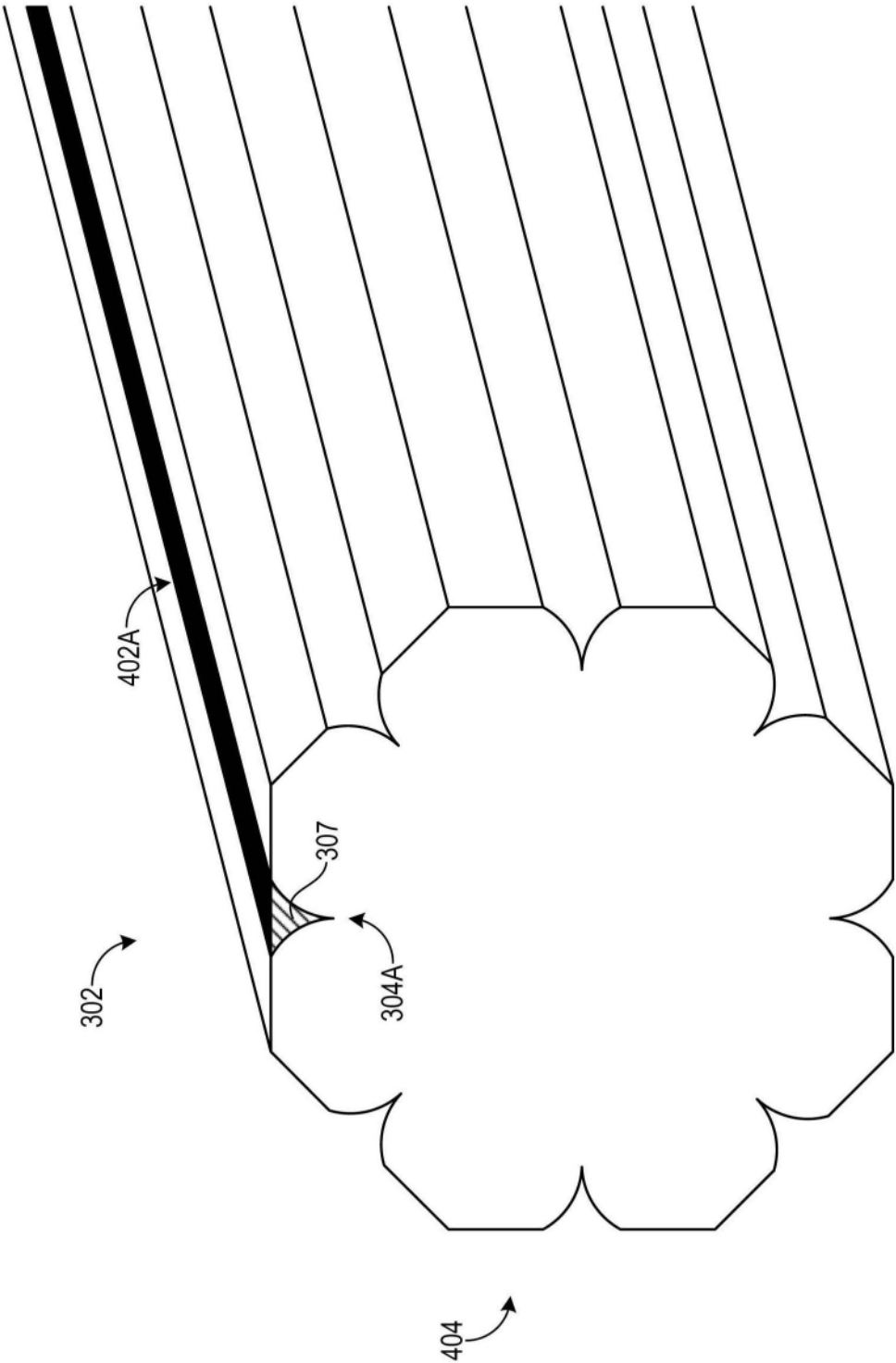


图4A

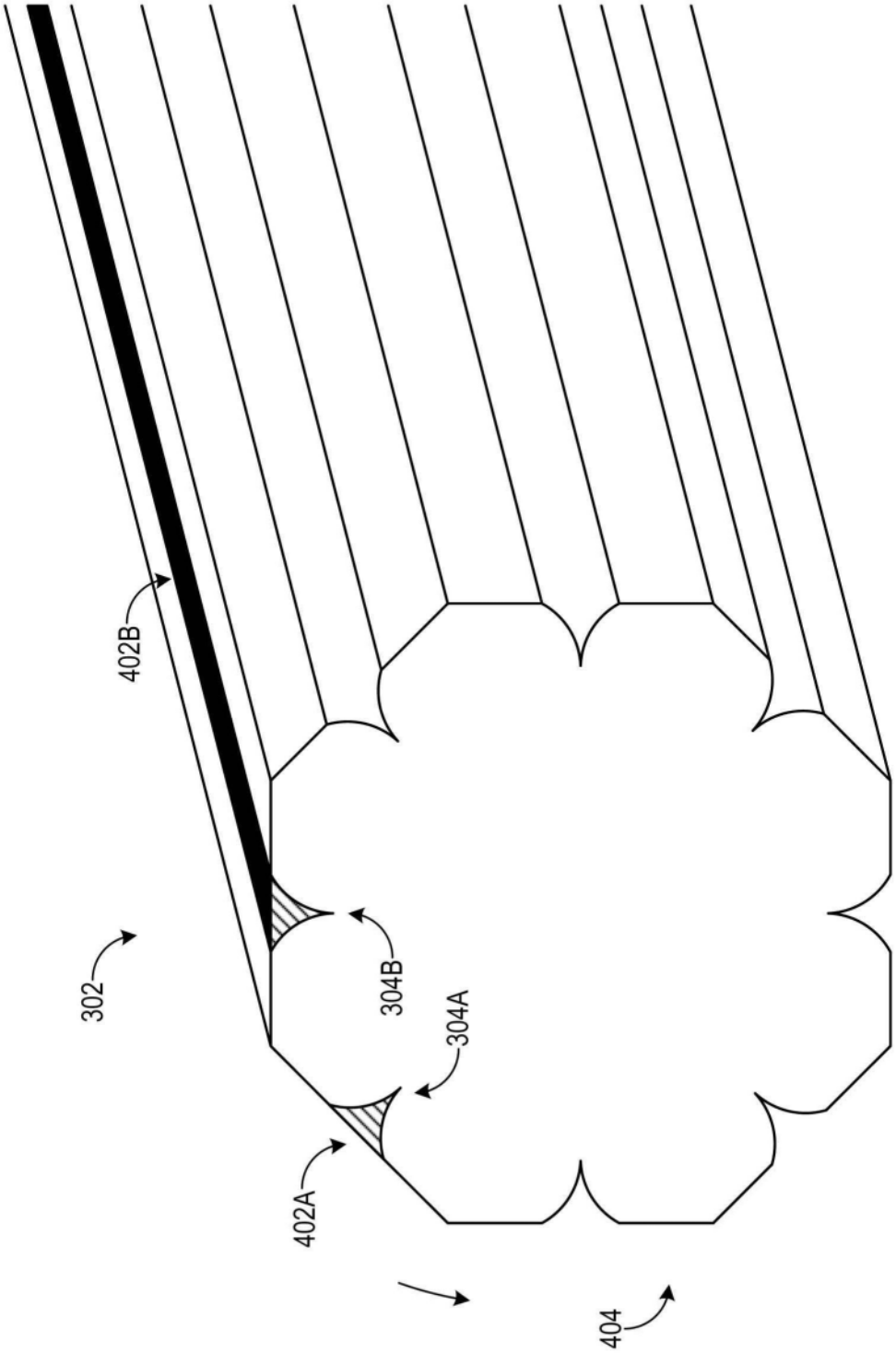


图4B

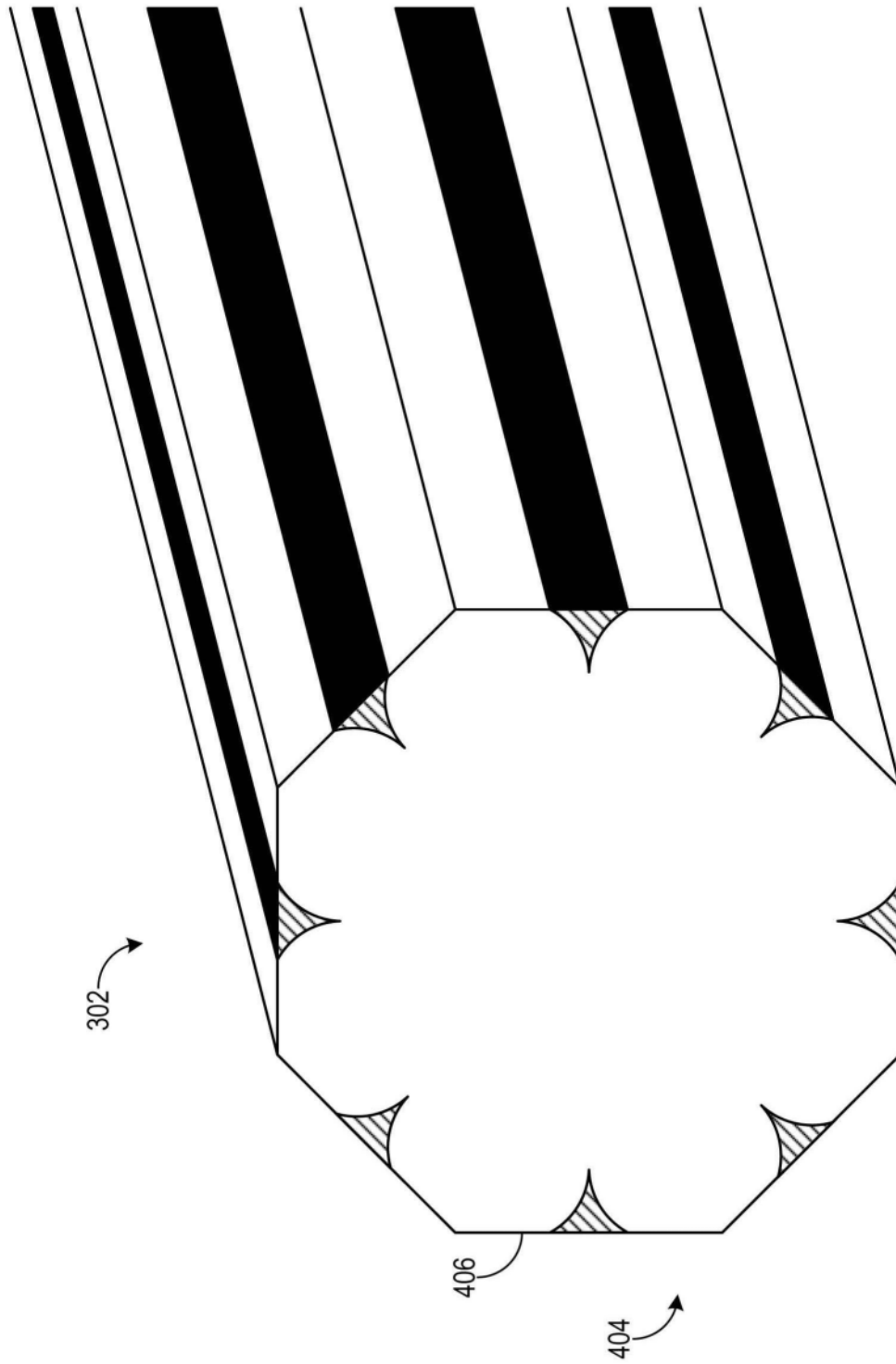


图4C

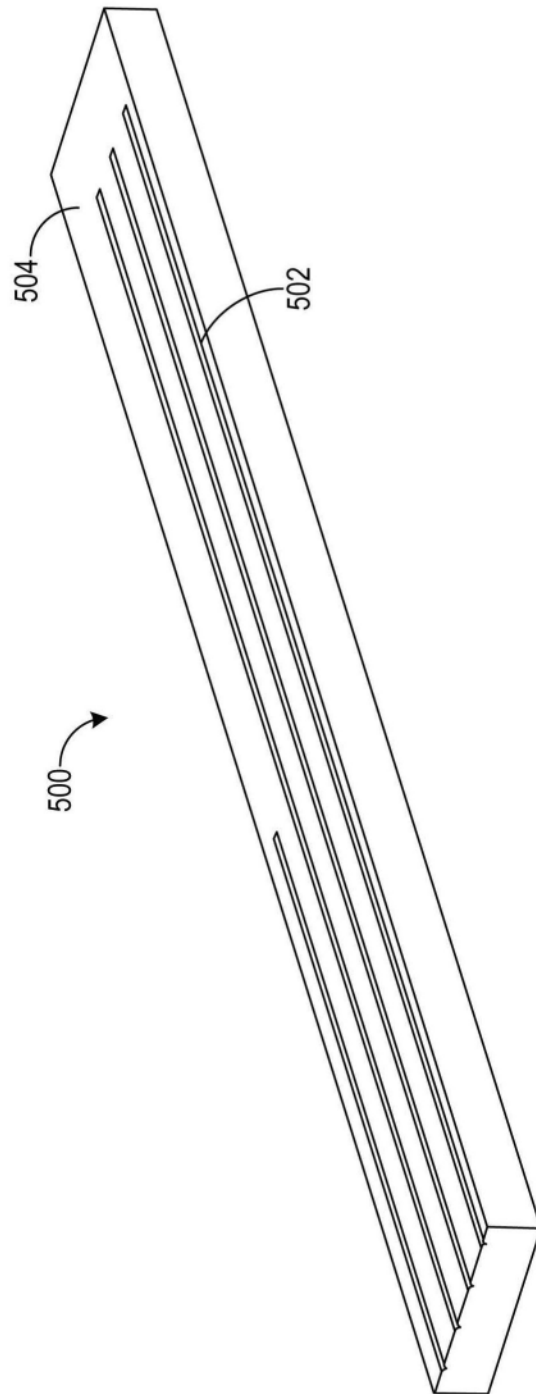


图5

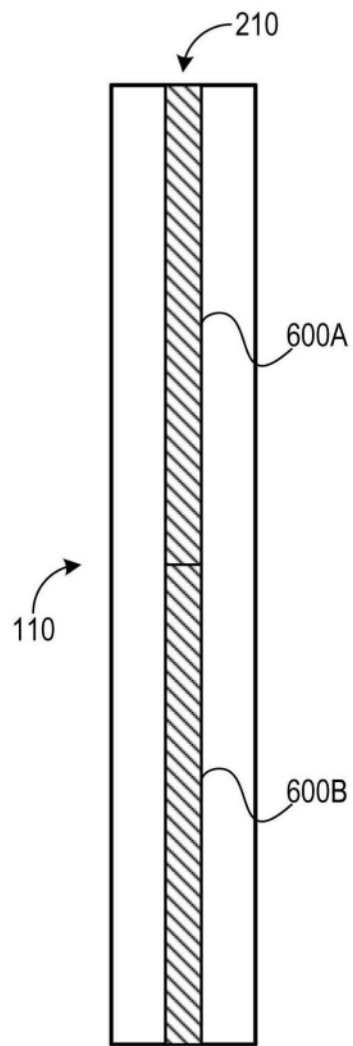


图6A

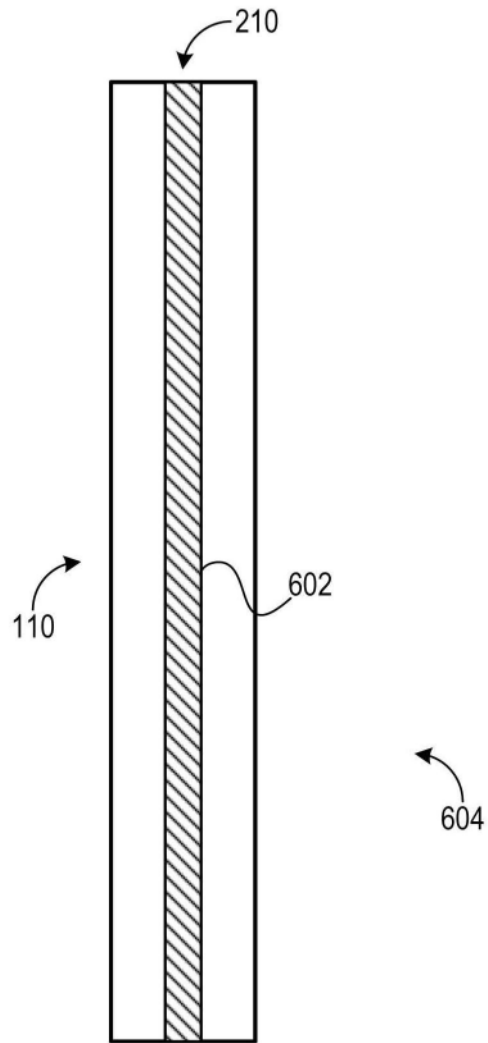


图6B

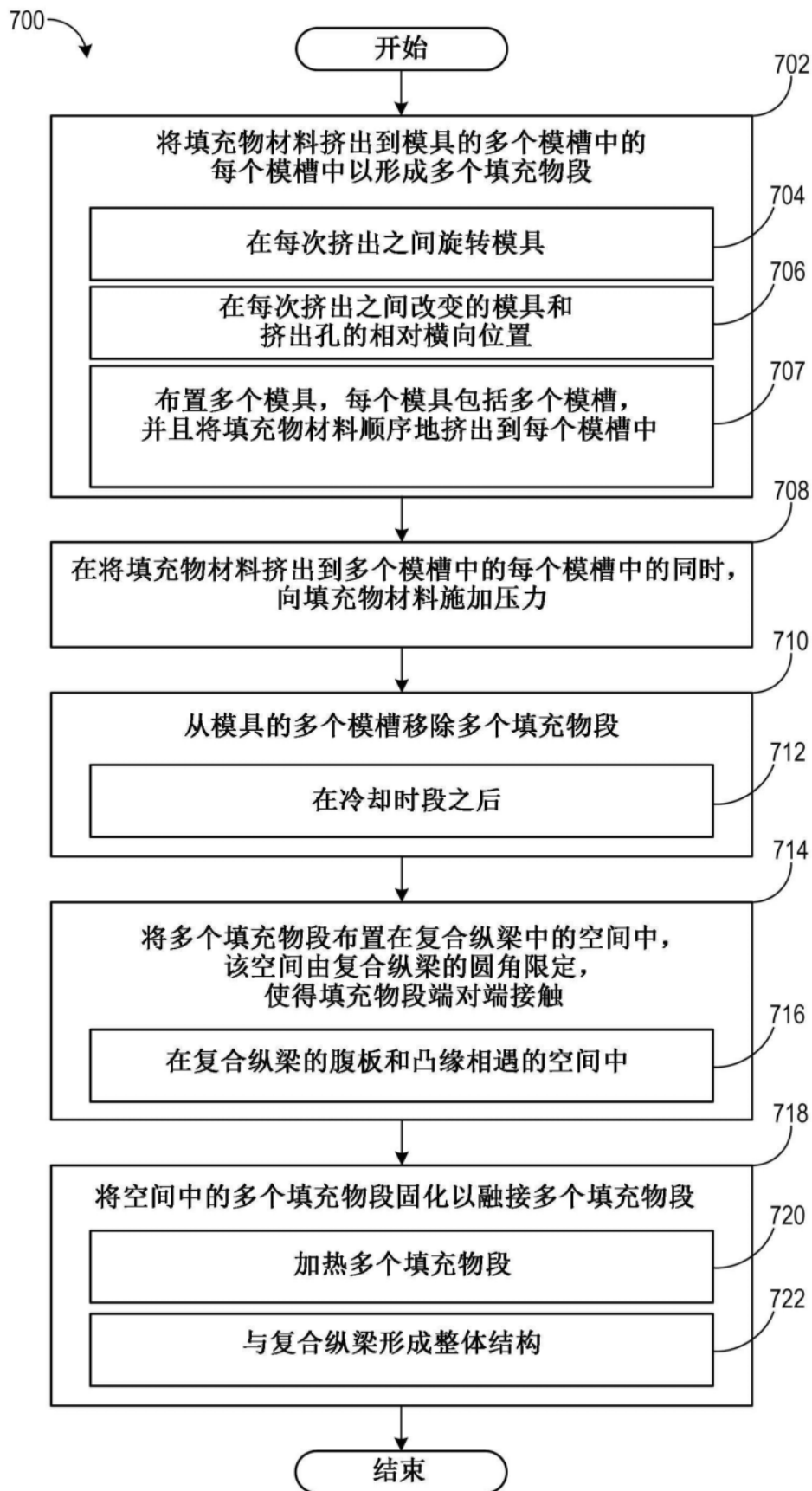


图7