



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 110228580 B

(45) 授权公告日 2024. 07. 19

(21) 申请号 201910165622.2

(22) 申请日 2019.03.06

(65) 同一申请的已公布的文献号
申请公布号 CN 110228580 A

(43) 申请公布日 2019.09.13

(30) 优先权数据
15/913,488 2018.03.06 US

(73) 专利权人 波音公司
地址 美国伊利诺伊州

(72) 发明人 F·贝扎德普 J·程

(74) 专利代理机构 北京纪凯知识产权代理有限公司 11245
专利代理师 徐东升 张颖

(51) Int.Cl.

B64C 1/06 (2006.01)

(56) 对比文件

US 2016176500 A1, 2016.06.23

审查员 官中运

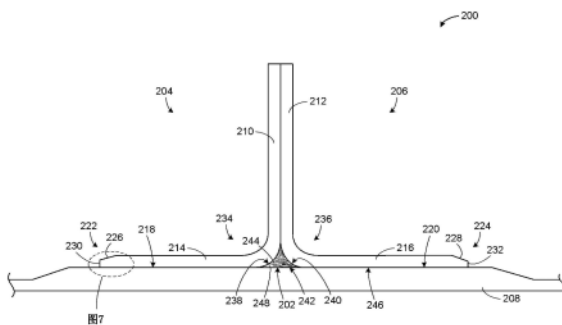
权利要求书4页 说明书13页 附图8页

(54) 发明名称

具有改进的拉断强度的纵梁加强复合面板

(57) 摘要

公开了具有改进的拉断强度的纵梁加强复合面板。示例纵梁包括第一表面、第二表面、边缘和倒角。第二表面位于第一表面的对面并且耦连到飞行器的复合结构。边缘从第二表面朝向第一表面延伸。倒角相对于第一表面以12度至18度之间的角度从第一表面延伸到边缘。



1. 一种纵梁(200),包括:
第一表面(702,902);
位于所述第一表面对面的第二表面(704,904),所述第二表面耦合到飞行器(100)的复合结构(208);
从所述第二表面朝向所述第一表面延伸的边缘(230);以及
以相对于所述第一表面成12度至18度之间的角度(708,908)从所述第一表面延伸到所述边缘的倒角(226);
所述纵梁还包括加强件区段(204),所述加强件区段包括所述第一表面、所述第二表面、所述边缘和所述倒角;
其中所述第二表面平行于所述第一表面,所述边缘垂直于所述第二表面,所述加强件区段沿所述边缘具有至少0.10英寸的厚度(706,906),并且所述加强件区段具有交错的片层端部(712,912)。
2. 根据权利要求1所述的纵梁,其中所述角度约为15度。
3. 根据权利要求1所述的纵梁,还包括位于所述第一表面和所述第二表面之间的多个片层(710,910),所述片层中的相应片层被布置成提供交错的片层端部(712,912)。
4. 一种包括纵梁(200)的设备,所述设备包括:
飞行器(100)的复合结构(208);
耦合到所述复合结构的所述纵梁(200),所述纵梁包括:
第一表面(702,902);
位于所述第一表面对面并且耦合到所述复合结构的第二表面(704,904);
从所述第二表面朝向所述第一表面延伸的边缘(230);以及
以相对于所述第一表面成12度至18度之间的角度(708,908)从所述第一表面延伸到所述边缘的倒角(226);
所述纵梁还包括加强件区段(204),所述加强件区段包括所述第一表面、所述第二表面、所述边缘和所述倒角;
其中所述第二表面平行于所述第一表面,所述边缘垂直于所述第二表面,所述加强件区段沿所述边缘具有至少0.10英寸的厚度(706,906),并且所述加强件区段具有交错的片层端部(712,912)。
5. 根据权利要求4所述的设备,其中所述角度约为15度。
6. 根据权利要求4所述的设备,其中所述纵梁还包括位于所述第一表面和所述第二表面之间的多个片层(710,910),所述片层中的相应片层被布置成提供交错的片层端部(712,912)。
7. 根据权利要求4所述的设备,其中所述角度、所述厚度和所述交错的片层端部被配置成增加所述加强件区段相对于所述复合结构的拉断载荷。
8. 根据权利要求4所述的设备,其中所述角度、所述厚度和所述交错的片层端部被配置成减小所述加强件区段相对于所述复合结构的剥离力矩。
9. 一种包括将纵梁(200)耦合到飞行器(100)的复合结构(208)的方法,所述纵梁包括:
第一表面(702,902);
位于所述第一表面对面的第二表面(704,904),所述第二表面耦合到所述复合结构;

从所述第二表面朝向所述第一表面延伸的边缘(230);以及
以相对于所述第一表面成12度至18度之间的角度(708,908)从所述第一表面延伸到所述边缘的倒角(226);

其中所述纵梁沿所述边缘具有至少0.10英寸的厚度(706,906),并且其中所述纵梁还包括位于所述第一表面和所述第二表面之间的多个片层(710,910),所述片层中的相应片层被布置成提供交错的片层端部。

10.根据权利要求9所述的方法,还包括:

形成所述倒角;以及

在形成所述倒角之后并且在所述纵梁耦连到所述复合结构之前固化所述纵梁。

11.根据权利要求9所述的方法,还包括:

形成所述倒角;以及

在形成所述倒角之后并且在所述纵梁耦连到所述复合结构之后共固化所述纵梁和所述复合结构。

12.一种纵梁,包括:

第一表面;

位于所述第一表面对面的第二表面,所述第二表面耦连到飞行器的复合结构;

从所述第二表面朝向所述第一表面延伸的边缘,所述边缘具有至少0.10英寸的厚度;

以及

以相对于所述第一表面成12度至18度之间的角度从所述第一表面延伸到所述边缘的倒角;

其中所述第二表面平行于所述第一表面,并且所述边缘垂直于所述第二表面;

所述纵梁还包括:

形成所述第一表面和所述倒角的第一片层;

形成所述第二表面和至少一部分所述边缘的第二片层;以及

位于所述第一片层和所述第二片层之间的多个附加片层,所述附加片层中的相应附加片层相对于所述附加片层中的一个或多个连续层叠的附加片层横向交错;以及

加强件区段,所述加强件区段包括所述第一表面、所述第二表面、所述边缘和所述倒角。

13.根据权利要求12所述的纵梁,其中所述角度约为15度。

14.根据权利要求12所述的纵梁,其中所述第一片层具有第一横向范围,其中所述第二片层具有第二横向范围,并且其中所述附加片层包括:

位于所述第一片层和所述第二片层之间的第三片层,所述第三片层具有小于所述第一横向范围并且小于所述第二横向范围的第三横向范围;以及

位于所述第三片层和所述第二片层之间的第四片层,所述第四片层具有小于所述第三横向范围的第四横向范围。

15.根据权利要求14所述的纵梁,其中所述附加片层还包括位于所述第四片层和所述第二片层之间的第五片层,所述第五片层具有第五横向范围,所述第五横向范围大于所述第四横向范围、小于所述第一横向范围并且小于所述第二横向范围。

16.根据权利要求15所述的纵梁,其中所述第五横向范围小于所述第三横向范围。

17. 根据权利要求14所述的纵梁,其中所述附加片层还包括位于所述第四片层和所述第二片层之间的第五片层,所述第五片层具有第五横向范围,所述第五横向范围小于所述第四横向范围。

18. 一种包括纵梁(200)的设备,所述设备包括:

飞行器的复合结构;

耦连到所述复合结构的所述纵梁,所述纵梁包括:

第一表面;

位于所述第一表面对面并且耦连到所述复合结构的第二表面;

从所述第二表面朝向所述第一表面延伸的边缘,所述边缘具有至少0.10英寸的厚度;

以及

以相对于所述第一表面成12度至18度之间的角度从所述第一表面延伸到所述边缘的倒角;

所述第二表面平行于所述第一表面,并且所述边缘垂直于所述第二表面;

其中所述纵梁还包括:

形成所述第一表面和所述倒角的第一片层;

形成所述第二表面和至少一部分所述边缘的第二片层;以及

位于所述第一片层和所述第二片层之间的多个附加片层,所述附加片层中的相应附加片层相对于所述附加片层中的一个或多个连续层叠的附加片层横向交错;以及

加强件区段,所述加强件区段包括所述第一表面、所述第二表面、所述边缘和所述倒角。

19. 根据权利要求18所述的设备,其中所述角度约为15度。

20. 根据权利要求18所述的设备,其中所述角度和所述厚度被配置成增加所述加强件区段相对于所述复合结构的拉断载荷。

21. 根据权利要求18所述的设备,其中所述角度和所述厚度被配置成减小所述加强件区段相对于所述复合结构的剥离力矩。

22. 一种包括将纵梁耦连到飞行器的复合结构的方法,所述纵梁包括:

第一表面;

位于所述第一表面对面的第二表面,所述第二表面耦连到所述复合结构;

从所述第二表面朝向所述第一表面延伸的边缘,所述边缘具有至少0.10英寸的厚度;

以及

以相对于所述第一表面成12度至18度之间的角度从所述第一表面延伸到所述边缘的倒角;

所述纵梁还包括:

形成所述第一表面和所述倒角的第一片层;

形成所述第二表面和至少一部分所述边缘的第二片层;以及

位于所述第一片层和所述第二片层之间的多个附加片层,所述附加片层中的相应附加片层相对于所述附加片层中的一个或多个连续层叠的附加片层横向交错。

23. 根据权利要求22所述的方法,还包括:

形成所述倒角;以及

在形成所述倒角之后并且在所述纵梁耦连到所述复合结构之前固化所述纵梁。

24. 根据权利要求22所述的方法,还包括:

形成所述倒角;以及

在形成所述倒角之后并且在所述纵梁耦连到所述复合结构之后共固化所述纵梁和所述复合结构。

具有改进的拉断强度的纵梁加强复合面板

技术领域

[0001] 本公开总体上涉及纵梁加强复合面板,更具体地,涉及具有改进的拉断 (pull-off) 强度的纵梁加强复合面板。

背景技术

[0002] 飞行器的机身和机翼可包括支撑结构,诸如纵梁,以帮助机身和机翼在各种应力和应变条件下保持其形状。在一些示例中,每个纵梁可包括邻近机身或机翼的蒙皮的间隙。间隙可以被填充以向纵梁组件提供强度和/或刚性。纵梁的尺寸、形状和/或构型可影响与纵梁相关联的一个或多个性能特性。例如,当纵梁耦合到飞行器的复合结构(诸如机身或机翼的蒙皮)时,纵梁的尺寸、形状和/或构型可影响与纵梁相关联的拉断强度。

发明内容

[0003] 公开了具有改进的拉断强度的纵梁加强复合面板。在一些示例中,公开了一种纵梁。在一些公开的示例中,纵梁包括第一表面、第二表面、边缘和倒角。在一些公开的示例中,第二表面位于第一表面的对面并且被耦合到飞行器的复合结构。在一些公开的示例中,边缘从第二表面朝向第一表面延伸。在一些公开的示例中,倒角以相对于第一表面成12度至18度之间的角度从第一表面延伸到边缘。

[0004] 在一些示例中,公开了一种设备。在一些公开的示例中,该设备包括飞行器的复合结构和耦合到复合结构的纵梁。在一些公开的示例中,纵梁包括第一表面、第二表面、边缘和倒角。在一些公开的示例中,第二表面位于第一表面的对面并且耦合到复合结构。在一些公开的示例中,边缘从第二表面朝向第一表面延伸。在一些公开的示例中,倒角以相对于第一表面成12度至18度之间的角度从第一表面延伸到边缘。

[0005] 在一些示例中,公开了一种方法。在一些公开的示例中,该方法包括将纵梁耦合到飞行器的复合结构。在该方法的一些公开的示例中,纵梁包括第一表面、第二表面、边缘和倒角。在一些公开的示例中,第二表面位于第一表面的对面并且被耦合到复合结构。在一些公开的示例中,边缘从第二表面朝向第一表面延伸。在一些公开的示例中,倒角以相对于第一表面成12度至18度之间的角度从第一表面延伸到边缘。

附图说明

[0006] 图1示出了包括机身的飞行器,通过该机身可以实现本文描述的示例性复合结构。

[0007] 图2描绘了包括如本文所述的示例间隙填料的示例性纵梁。

[0008] 图3-5描绘了本文描述的示例间隙填料的示例性制造过程。

[0009] 图6描绘了表示制造图1-5的示例间隙填料的示例方法的示例流程图。

[0010] 图7描绘了图2的示例纵梁的第一示例加强件区段的示例第二部分的第一示例构型。

[0011] 图8描绘了与图7的示例加强件区段的示例第二部分的第一示例构型相关联的示

例制造过程。

[0012] 图9描绘了图2的示例纵梁的第一示例加强件区段的示例第二部分的第二示例构型。

[0013] 图10描绘了与图9的示例加强件区段的示例第二部分的第二示例构型相关联的示例制造过程。

[0014] 某些示例在上述附图中示出并在下面详细描述。在描述这些示例时,使用类似或相同的附图标记来标识相同或相似的元件。附图不一定按比例绘制,并且为了清楚和/或简明,附图的某些特征和某些视图可能在比例上或在示意图中被夸大地示出。如在该专利中所使用的,说明的是任何部件(例如,层、膜、区域或板)以任何方式定位在另一部件上(例如,定位在其上、位于其上、设置在其上或形成在其上等)表示所引用的部件与另一部件接触,或者所引用的部件在另一部件之上,其中一个或多个中间部件位于其间。说明的是任何部件与另一部件接触意味着两部件之间没有中间部件。

具体实施方式

[0015] 飞行器的机身和/或机翼可包括支撑结构,诸如纵梁,以帮助机身和/或机翼在各种应力和应变条件下保持形状和/或增加机身和/或机翼的强度。在一些示例中,纵梁被成形为使得在机身或机翼的蒙皮附近形成间隙。间隙可以使用层压结构或单件面条物(uninoodles)填充。然而,层压间隙填料可以由于层压间隙填料和纵梁和/或蒙皮的不同热和机械特性而开裂。例如,纵梁可以具有与层压间隙填料不同的热膨胀率,并且由于不同的热膨胀率,间隙填料可能由于置于间隙填料上的应力和/或应变而开裂。在层压间隙填料或单件面条物中开裂会削弱纵梁界面并降低加强件拉断载荷能力,这需要额外的加固和纵梁层片。

[0016] 在本文所述的所示示例中,纵梁包括由多向短切的碳纤维填料填充的间隙。更具体地,间隙填料具有在间隙填料的任何给定平面中沿多个方向取向的碳纤维。由于间隙填料、纵梁和/或蒙皮的不同热膨胀率,在多个方向上定向碳纤维减轻了置于间隙填料上的热应力。本文所述的示例间隙填料减轻了热应力,特别是在面外方向(例如,垂直于蒙皮平面的方向)上的热应力。

[0017] 在本文所述的说明性示例中,复合结构(例如,飞行器的机身)被耦连到一个或多个纵梁以用于支撑。示例纵梁也可以由复合材料制成,或者在一些示例中可以由铝制成。示例纵梁可以具有约15度的边缘倒角,这可以减小载荷并且改善结合的部件(例如,被固化之后的纵梁和间隙填料)的剥离力矩。当纵梁耦连到复合结构时,纵梁和复合结构形成纵梁半径间隙。间隙填料设置在纵梁半径间隙中以提供额外的结构增强。本文所述的示例间隙填料包括沿多个方向取向的短切纤维。在一些示例中,间隙填料还包括热固性树脂,短切纤维被布置和分布在热固性树脂中。

[0018] 纤维随机分散在间隙填料的整个或基本上整个体积中,使得纤维在间隙填料的任何给定平面(例如,xy平面、xz平面、yz平面,或任何偏斜的平面)中沿多个方向取向。例如,在间隙填料的任何给定平面上,纤维的纵向轴线可以在多个方向上取向和/或可以穿越和/或穿过平面。如本文所用,短语“基本上整个体积”是指间隙填料的体积的75%以上包括至少一种纤维的至少一部分。另外,纤维可以均匀地分散或分布,使得纤维的密度在整个间隙

填料中基本上相同(例如,在0.04磅/立方英寸至0.06磅/立方英寸之间)。遍布间隙填料的纤维的密度可以与遍布纵梁的纤维的密度基本相同,这降低了在间隙填料和纵梁之间形成裂缝的可能性。在一些示例中,纤维也可以定位在间隙填料内,使得各纤维可以在多个方向上成曲形和/或被弯曲。在一些示例中,多向(例如,基本上全向)纤维可以基本上垂直于平行于飞行器的蒙皮的平面,或者可以相对于平行于蒙皮的平面以任何其他方向(例如,平行、不平行)取向。

[0019] 制造间隙填料的方法包括生成短切的纤维薄片、将短切的纤维薄片形成为间隙填料并且固化由短切的纤维薄片形成的间隙填料。示例方法可以进一步包括将短切的纤维薄片与树脂混合。在一些示例中,将短切的纤维薄片形成为间隙填料包括通过模切(die cut)挤出短切的纤维薄片以匹配间隙填料将被设置在其中的间隙的横截面廓线。另选地,将短切的纤维薄片形成为间隙填料包括使用多变直径辊冲模成型工艺(a multiple variable diameter roller die forming process)。在其他示例中,将短切的纤维薄片形成为间隙填料包括向间隙填料施加热和压力,其中间隙填料被设置在模具中。在一些示例中,生成短切的纤维薄片包括将纤维片材切割成条带和/或正方形。在一些示例中,纤维薄片为1英寸的正方形。另选地,薄片可以为任何其他合适的尺寸。

[0020] 使用具有纵梁间隙的间隙填料的方法包括将固化的间隙填料插入纵梁的间隙中,用蒙皮覆盖间隙填料以形成纵梁组件,并固化纵梁组件。在一些示例中,固化纵梁组件包括向纵梁组件施加压力和热。该示例方法还包括将纵梁组件放置在真空袋内。例如,真空袋可用于向纵梁组件施加压力,并且热源(例如,高压釜)可提供热。该方法还可包括将固化的纵梁组件安装在飞行器中。

[0021] 图1示出了示例飞行器100,通过该示例飞行器可以实现本文描述的示例设备和方法。示例飞行器100包括机身102,其可以包围客舱和/或货物区域。示例机身102可包括蒙皮和纵梁。纵梁为机身的蒙皮提供结构支撑。在一些示例中,机身102可以为多片层复合机身102,诸如碳纤维增强塑料机身。另选地,机身102可由不同类型的复合材料制成。示例飞行器100包括从机身102横向向外延伸的机翼104(例如,右机翼和左机翼)。示例机翼104还包括纵梁以向机翼104的蒙皮提供结构支撑。示例机翼104可由与复合机身102基本相同的复合材料制成。另选地,机翼104可以由不同的复合材料制成。

[0022] 图2描绘了示例纵梁组件200,如本文所述,其包括使用短切纤维制成的间隙填料202。示例纵梁200包括两个加强件区段204、206,其耦连到蒙皮208(例如,飞行器100的蒙皮)以向结构(例如,机身102、机翼104)提供支撑。在一些示例中,纵梁200可以在飞行器100上实施以向机身102或机翼104提供支撑。在这样的示例中,飞行器100的示例机翼104和/或机身102可包括沿机翼104和/或机身102的长度的多个纵梁200。另选地,纵梁可用于向另一种结构(诸如另一种类型的飞行器、船只、陆地交通工具等)提供支撑。本文所述的示例纵梁200可由复合材料制成。另选地,纵梁200可以为任何其他合适的材料。

[0023] 示例纵梁200通过耦连两个加强件区段204、206而形成,使得加强件区段204、206的相应第一部分210、212从与纵梁200耦连的蒙皮208垂直地延伸。在纵梁200耦连到机身102的情况下,纵梁200的示例性第一部分210在纵梁200的沿着机身102的长度的任何给定横截面处基本上垂直于蒙皮208。每个加强件区段204、206包括相应的第二部分214、216,其具有配对表面218、220。加强件区段204、206的第二部分214、216中的每个均耦连到蒙皮

208。加强件区段204、206的第二部分214、216基本上垂直于第一部分210、212。相应的加强件区段204、206的第二部分214、216从纵梁200沿相反方向延伸。也就是说，第一部分210、212耦连在一起并设置在纵梁200的相应第二部分214、216之间。

[0024] 示例性第二部分214、216中的每个均包括具有倒角226、228的相应端部222、224，倒角226、228通过减小纵梁200的剥离力矩能力由此减小蒙皮剥离应力，从而改善纵梁200的拉断载荷。图2中所示的示例纵梁200中的倒角226、228为15度倒角 ± 3 度(例如，倒角在12度至18度之间)。选择约15度的倒角以提供拉断纵梁200所需的最大力。与90度或45度相比，将倒角减小到约15度提供了明显增加的所需拉断强度。与45度倒角相比，约15度的倒角还改善了纵梁至蒙皮的横向拉伸强度。

[0025] 倒角226、228不是渐缩到一点，而是渐缩到厚度为 0.10 ± 0.05 英寸的边缘230、232，以减小纵梁200的剥离力矩能力而不会导致过早失效。本文描述的示例性间隙填料202使得能够使用较小的纵梁凸缘倒角(例如，15度)来减小结合的复合部件(例如，间隙填料202、纵梁200)的剥离力矩。约15度的示例性倒角平衡了纵梁200的结合强度和剥离力矩。可以实施以实现上述拉断载荷和剥离力矩性能益处的纵梁200的对应的相应加强件区段204、206的相应第二部分214、216的示例构型在下面结合图7-10进一步描述。

[0026] 在所示的示例中，每个加强件区段204、206的第一和第二部分210、212、214、216通过相应的圆角234、236接合。圆角234、236可操作以增加示例纵梁200的强度和/或可减少示例纵梁200在加强件区段204、206的两个部分210、212、214、216的交界处开裂的可能性。与圆角234、236相对，示例性加强件区段204、206的拐角(例如，圆形)238、240在相应加强件区段204、206的第一和第二部分210、212、214、216交切(meet)的交界处也是圆形或弧形的。也就是说，示例性加强件区段204、206通过第一和第二部分210、212、214、216以及第一和第二部分210、212、214、216交切的边缘在宽度上基本上相同。相应的加强件区段204、206的示例性圆形238、240形成间隙242(例如，纵梁半径间隙)，其中纵梁200的与圆形238、240和蒙皮208相邻的两个加强件区段204、206交切。所示示例的间隙242填充有间隙填料202(例如，面条物、半径填料、碳纤维间隙填料、复合间隙填料、短切的纤维间隙填料或其组合)。

[0027] 示例间隙填料202由短切的碳纤维材料244制成。短切的碳纤维材料244帮助减轻纵梁200的热应力，因为间隙填料202以与纵梁200的其他部件(例如，加强件区段204、206)和蒙皮208的膨胀和收缩速率类似的速率膨胀和收缩。因为间隙填料202、加强件区段204、206和蒙皮208的膨胀速率相似，所以间隙填料202和/或加强件区段204、206明显更坚固并且更耐开裂。由于间隙填料202和加强件区段204、206的类似的膨胀和收缩速率，所以本文所述的示例间隙填料202还防止在结合线246处(例如，加强件区段204、206与蒙皮208之间的平面)分离。在一些示例中，短切的碳纤维244与树脂248混合。用于间隙填料202的材料(例如，碳纤维片材)可以类似于用于纵梁200的加强件区段204、206和用于蒙皮208的材料。也就是说，蒙皮208和加强件区段204、206可以使用碳纤维片材制成，碳纤维片材也可以用于制造间隙填料202的纤维薄片。

[0028] 间隙填料202可包括短切的纤维增强热固性树脂复合物或短切的纤维增强热塑性树脂复合物。在一些示例中，碳纤维增强环氧树脂热固性片材材料(诸如由Toray或Zoltek提供)可用于制造间隙填料202。可以将连续的预浸片材切割成1英寸宽的条带，然后切割成1英寸的正方形(例如，薄片)，以在间隙填料202的整个体积中具有相对随机和均匀的纤维

分布。另选地,薄片可以为任何合适的尺寸(例如,薄片的每个边缘可以在0.005英寸至3英寸之间,优选的范围为0.125英寸至1英寸)。纤维薄片的纤维可以取向成使得纤维在间隙填料202内为多向的(即,纤维可以在间隙填料202的任何给定平面处沿多个方向取向)。

[0029] 可任选地添加额外的微粒薄片,诸如纳米微粒,以增韧树脂。因此,示例间隙填料202可以通过将短切纤维或微纤维与微米或纳米微粒尺寸的碳纤维薄片和热固性或热塑性树脂或泡沫复合材料结合而形成,所述热固性或热塑性树脂或泡沫复合材料具有最小化的热膨胀系数、合理的断裂韧性(例如,至少2英磅/平方英寸)以及相似或更软的弹性模量(例如,与加强件区段材料相比,在0.5msi至8msi之间)。

[0030] 在一些示例中,间隙填料202可包括纳米微粒以增加间隙填料202的韧性。间隙填料202的短切纤维244包括碳纤维(例如,能够承受高达350华氏度的纤维)、纤维玻璃、芳族聚酰胺、凯夫拉纤维(Kevlar)或尼龙。间隙填料202具有至少2磅/平方英寸的断裂韧性和15ksi的最小拉伸强度。间隙填料202具有0.5msi至8msi之间的弹性模量。间隙填料202的纤维体积分数在45%至65%之间,优选的体积分数为50%。示例性短切的纤维长度在0.005英寸至3英寸之间,优选范围为0.125英寸至1英寸。高分子量树脂,诸如环氧树脂或PEEK树脂,被用于提供250华氏度或更高的最终固化温度(Tg)。间隙填料202的密度在0.04磅/立方英寸至0.06磅/立方英寸之间。由温度变化引起的间隙填料202的收缩在0.001英寸至0.008英寸之间。线性热膨胀系数在所有方向上在 0.1×10^{-6} 英寸/英寸华氏度至 10.0×10^{-6} 英寸/英寸华氏度之间。

[0031] 本文描述的示例间隙填料202和纵梁200制造方法具有许多优点。多向纤维取向和基本上均匀的纤维分布保持半径界面几何形状(即,保持间隙填料202的形状)。用于间隙填料202的碳纤维材料具有与纵梁200和蒙皮208相容的特性,以最小化热应力从而最小化裂纹萌生的可能性、最小化固化期间的纵梁热变形并减少在使用时间隙填料202中的蠕变松弛或蠕变应变。示例间隙填料202可以使用模制或挤压工艺形成,以实现高生产率。倒角226、228的小锥角减小了纵梁组件200的剥离力矩/载荷。

[0032] 另外,示例间隙填料202在包括厚度方向在内的所有方向上具有较小的热膨胀系数(即,与层压间隙填料相比),以减少由于加工和使用期间的温度变化而产生的热应变。示例间隙填料202在处理和使用时还具有冷却和/或加热中的减少的填料压缩和/或膨胀,这防止了裂纹萌生。示例间隙填料202具有适度的热膨胀系数,以减小在间隙填料202内以及在间隙填料202与加强件区段204、206和/或蒙皮208之间的界面处驱动开裂的热应力,从而改善界面静态和疲劳性能。示例间隙填料202内部的3D纤维分布的微结构允许应力松弛以防止裂纹发展。示例间隙填料202还通过在固化和使用时在那些填充的间隙位置处提供半径尺寸控制的支撑以用于部件质量,从而防止在圆角(例如,加强件半径)234、236或下面的蒙皮208中的片层起皱。示例间隙填料202使间隙242处的应力集中最小化,以在使用期间提高加强件界面的强度。示例间隙填料202还改善了拉断载荷,这提高了结构可靠性,并且使得加强的复合面板适用于机翼、尾翼、机身和/或地板梁结构。

[0033] 图3描绘了本文描述的间隙填料202的示例制造过程300。图3的示例制造过程300使用模制工艺来形成示例间隙填料202。在第一阶段302期间,将短切的纤维薄片304插入模具306的空腔305中,使得纤维薄片304遍布空腔305的容积分布(例如,随机、均匀分布,使得纤维薄片304并因此构成纤维薄片304的各个纤维在多个方向上取向)。纤维薄片304可以在

被布置在空腔305中之前与树脂308混合和/或在将纤维薄片304插入模具306的空腔305中之后可以将树脂308倒入模具306中。短切的纤维混合物(例如,纤维薄片304和树脂308的混合物)可以通过一些溢出(例如,15%或更少的过量填充)插入模具306中。可以使用第一阶段固化过程在模具306中形成示例间隙填料202。第一阶段固化过程可包括使用板310和热源对短切纤维混合物施加热和压力。在一些示例中,热源可以与板310集成。可以在足以使短切纤维混合物固化并形成示例间隙填料202的一段时间内施加热和压力。示例间隙填料202可以在模具306中冷却。

[0034] 在一些示例中,在第一阶段302期间,施加真空袋持续约5-10分钟以压缩间隙填料202并提取间隙填料202内部的气隙。在压实之后,将间隙填料202和模具306置于烘箱中,其被加热至250度持续约10-15分钟以完成第一阶段固化。该示例性第一阶段固化可以固化高达约85%的交联(cross-link)以形成初始形状,以便最终装配到纵梁200的间隙242中。在固化的第一阶段之后,烘箱冷却至室温。

[0035] 在第二阶段312期间,然后可以在形成间隙填料202并固化之后将示例间隙填料202从模具306移除。示例间隙填料202遍布间隙填料202的体积具有基本上均匀的纤维分布(例如,纤维薄片的分布使得纤维的分布基本上均匀并且各个纤维的取向方向是随机的)。然后可以在第三阶段314中将间隙填料202插入纵梁200的间隙242中。

[0036] 在将间隙填料202插入纵梁200的间隙中之后,在最后阶段316(例如,第四阶段)期间,加强件区段204、206耦连到蒙皮208以形成纵梁组件200。在一些示例中,纵梁组件200使用最终固化过程来固化。最终固化过程可包括向示例纵梁组件200施加压力和/或热。在一些示例中,在最终固化过程期间将真空袋置于示例纵梁组件200周围。在一些示例中,与纵梁200和蒙皮208的最终共固化在高压釜中在高压和高达350华氏度的温度下进行。在最终固化过程之后,纵梁组件200可以安装在例如示例飞行器100上。

[0037] 图4描绘了本文描述的间隙填料202的另一示例制造过程400。图4的示例制造过程400使用挤压工艺来形成示例间隙填料202。在第一阶段402期间,将示例性短切的纤维薄片404插入挤压机408的料斗406中。示例性短切的纤维薄片404和树脂410通过冲模(die)412挤压,冲模412已被切割以形成间隙填料202,该间隙填料202装配在纵梁200的间隙242内。在挤压工艺期间,可以将热施加到挤压机408,并挤压树脂410和短切纤维404混合物。在将混合物挤压通过冲模412以形成间隙填料202之后,可以在第二阶段414期间冷却间隙填料202。然后可以在第三阶段416中将间隙填料202插入纵梁200的间隙242中。

[0038] 在将间隙填料202插入纵梁200的间隙242中之后,在最后阶段418(例如,第四阶段)期间,加强件区段204、206耦连到蒙皮208以形成纵梁组件200。在一些示例中,纵梁组件200使用最终固化过程来固化。最终固化过程可包括向示例纵梁组件200施加压力和/或热。在一些示例中,在最终固化过程期间将真空袋置于示例纵梁组件200周围。在一些示例中,与纵梁200和蒙皮208的最终共固化在高压釜中在高压和高达350华氏度的温度下进行。在最终固化过程之后,纵梁组件200可以安装在例如示例飞行器100上。

[0039] 图5描绘了本文描述的间隙填料202的另一示例制造过程500。图5的示例制造过程500为自动化辊冲模工艺。在第一阶段502中,示例过程500使用一系列辊503、504以形成所需形状的间隙填料202。在辊503、504形成间隙填料202时,也可以施加热。在所示的示例中,第一阶段502中的虚线表示在由辊形成间隙填料202时的间隙填料202的相对侧。辊503、504

的横截面视图505描绘了间隙填料202的横截面形状,其对应于纵梁200中的间隙242的形状。在所示的示例中,为了形成形状对应于间隙242的间隙填料202,可以在每组辊中使用一个上部辊503和两个下部辊504。在形成间隙填料202之后,可以在第二阶段506期间冷却间隙填料202。然后可以在第三阶段508中将间隙填料202插入纵梁200的间隙242中。

[0040] 在将间隙填料202插入纵梁200的间隙242中之后,在最后阶段510(例如,第四阶段)期间,加强件区段204、206耦连到蒙皮208以形成纵梁组件200。在一些示例中,纵梁组件200使用最终固化过程来固化。最终固化过程可包括向示例纵梁组件200施加压力和/或热。在一些示例中,在最终固化过程期间将真空袋置于示例纵梁组件200周围。在一些示例中,与纵梁200和蒙皮208的最终共固化在高压釜中在高压和高达350华氏度的温度下进行。在最终固化过程之后,纵梁组件200可以安装在例如示例飞行器100上。

[0041] 图6描绘了表示制造图1-4的示例间隙填料202的示例方法600的示例流程图。在一些示例中,可以重新布置或移除所述框,或者可以添加附加框。示例方法600可以通过获得碳纤维片材(例如,预浸片材)开始(框602)。通过将片材切割成条带和/或正方形,可以从碳纤维片材产生短切的纤维薄片304(框604)。在一些示例中,条带宽度为1英寸,并且正方形为1英寸的正方形。然后将示例条带或正方形插入成形设备(例如,模具306、挤压机408的料斗406、或辊504等)中(框606)。在薄片304可以插入模具306中的示例中,薄片304可以被布置成遍布间隙填料202的体积产生纤维薄片304的随机分布。纤维薄片304可以与树脂308(例如,环氧树脂)混合(框608)。在一些示例中,纤维薄片304在被插入成形设备之前与树脂308混合(例如,框608在框606之前发生)。在所示示例方法600中,可以改变所述框的执行顺序,和/或可以改变、消除或组合所描述的一些框,尤其是框602-608。

[0042] 在将纤维薄片304和树脂308插入成形设备之后,成形设备使用热和压力的组合以将示例薄片和树脂混合物形成到间隙填料202中(框610)。然后可以使用第一阶段固化过程(例如,使用热和压力的组合)来固化示例间隙填料202(框612)。在间隙填料202固化后,其被冷却(框614)。在一些示例中,间隙填料202可在冷却期间保留在成形设备中。在这样的示例中,然后在冷却之后将间隙填料202从成形设备移除(框616)。如果在框614处的冷却期间间隙填料202没有保留在成形设备中,则可以在冷却之前移除间隙填料202。

[0043] 在间隙填料202被固化和冷却之后,示例间隙填料202被插入纵梁200的间隙242中(框618)。间隙填料202和纵梁200被蒙皮208(例如,机身的蒙皮、机翼的蒙皮)覆盖,并且形成纵梁组件200(框620)。示例蒙皮208可以为碳纤维复合蒙皮,包括与示例间隙填料202类似的材料。示例纵梁组件200可以被放置在真空袋和/或高压釜中(框622),并且可以使用包括热和压力的最终阶段过程来固化(框624)。可以从示例方法600中移除框622。然后将示例纵梁组件200安装在飞行器100中(框626)。另选地,示例方法600在框624处结束。

[0044] 本文所述的示例间隙填料202可以使用快速模制或挤压工艺来生产,这可以缩短构建时间并且将间隙填料202预先形成成为适当的形状以便于与纵梁200组装。因此,加强件区段204、206与间隙填料202和蒙皮208的共固化更有效。示例间隙填料和用于制造示例间隙填料的过程可以减少循环时间(与典型的共聚物固化循环时间相比),因为仅需要一次最终固化并且示例间隙填料具有更大的耐热性。另外,示例间隙填料改善了加强件区段和蒙皮208之间的界面质量,这降低了额外的处理和安装成本。由于间隙填料的材料类似于加强件区段的材料,并且因此间隙填料和加强件区段对加热和冷却的反应类似,因此可以改善

界面质量。由于纵梁的强大耐热性、质量和可靠性,减少了与关于复合纵梁的维护停机时间相关的工厂内维修。

[0045] 使用具有微米或纳米微粒或薄片的短切纤维或微纤维来产生示例间隙填料202。纤维增强了热固性树脂、热塑性树脂或泡沫复合材料,其具有最小的热膨胀系数、合理的韧性以及类似或更软的弹性模量(与加强件区段204、206相比)。间隙填料202用于在半径或曲率变化交界处填充在加强件区段204、206和蒙皮208之间的间隙中。

[0046] 本文描述的示例间隙填料202减少了工具加工和工艺开发成本,因为间隙填料可以使用自动化工艺形成,以使间隙填料202快速地预先形成为指定的形状以便快速组装。最终固化使用现有的高压釜工艺来固化组件,这消除了额外的和/或昂贵的工具加工和复杂的工艺开发。此外,由于间隙填料的工程热机械性能而改善的耐热性可以最小化由界面失效引起的热应变和/或应力,并且降低与易于热裂化和需要更大的阻止紧固件的各种层压或单件面条物的开发相关的大量工程成本。本文描述的用于复合加强件区段和蒙皮的间隙填料202改善了界面完整性并且需要来自界面结构的较少的集成支撑。示例间隙填料还能够开发有效的界面结构,诸如剪切带,以减轻重量并提高燃料性能。

[0047] 由于可用于形成间隙填料的自动化过程,示例间隙填料还提供减少的制造和劳动时间。具有较高耐热性的部件可用于减少间隙填料的制造时间。由于间隙填料的改善的耐热性和界面质量,也可以减少表面处理。不再需要层压间隙填料修整、软化或额外的损坏阻止紧固件和半径加强,这进一步减少了制造时间和成本。

[0048] 从上述内容可以理解,已经公开了示例方法、设备和制品,其增加了例如飞行器中纵梁的强度,同时减少了制造时间和成本。本文所述的示例设备可与复合纵梁和蒙皮一起使用,以防止由于热膨胀和收缩而引起的纵梁和/或蒙皮的开裂。

[0049] 图7描绘了图2的示例纵梁200的第一示例加强件区段204的示例第二部分214的第一示例构型700。图2的示例纵梁200的第二示例加强件区段206的示例第二部分216也可以通过本文所述的第一构型700的互补版本来实现。在图7中所示的第一构型700中,纵梁200的加强件区段204的第二部分214包括示例第一表面702、示例第二表面704、图2的示例边缘230、以及图2的示例倒角226。第二表面704位于第一表面702的对面并且被耦合到飞行器的复合结构,诸如上面结合图2描述的示例蒙皮208。边缘230从第二表面704朝向第一表面702延伸。加强件区段204的第二部分214沿着边缘230具有至少0.10英寸的示例厚度706。倒角226以相对于第一表面702成12度至18度之间的示例角度708从第一表面702延伸到边缘230。在一些示例中,角度708约为15度。

[0050] 在图7所示的示例中,加强件区段204的第二部分214的第二表面704平行于加强件区段204的第二部分214的第一表面702。在其他示例中,第一表面702可以相对于第二表面704以不同于图7中所示的角度定位和/或形成,使得第二表面704不平行于第一表面702。在图7所示的示例中,加强件区段204的第二部分214的边缘230垂直于加强件区段204的第二部分214的第二表面704。在其他示例中,边缘230可以相对于第二表面704以不同于图7中所示的角度定位和/或形成,使得边缘230不垂直于第二表面704。

[0051] 在图7中所示的第一构型700中,纵梁200的加强件区段204的第二部分214包括位于第一表面702和第二表面704之间的多个示例片层710和/或由多个示例片层710形成。在图7的所示示例中示出了八个这样的片层710。在其他示例中,片层710的数量可以小于或大

于数字8(例如为6、10、12、16等)。例如,片层710的数量可以基于片层710中的相应片层的厚度相对于纵梁200的加强件区段204的第二部分214的期望厚度来确定。如下面结合图8进一步描述的,图7中片层710中的相应片层被布置成提供示例性交错的片层端部712。

[0052] 在图7所示的示例中,片层710包括第一示例片层714、第二示例片层716、第三示例片层718、第四示例片层720、第五示例片层722、第六示例片层724、第七示例片层726和第八示例片层728。第一片层714形成加强件区段204的第二部分214的第一表面702。第一片层714还形成加强件区段204的第二部分214的倒角226。第八片层728形成加强件区段204的第二部分214的第二表面704。第七片层726和第八片层728形成加强件区段204的第二部分214的边缘230。

[0053] 如上所述,图7的加强件区段204的第二部分214的第二表面704被耦连到飞行器的复合结构(例如,图2的蒙皮208)。完成这种耦连(例如,通过粘结、固化等)使得图7的加强件区段204的第二部分214的角度708、厚度706和交错的片层端部712能够提供加强件区段204相对于复合结构的增加的拉断载荷,并且还使角度708、厚度706和交错的端部712能够提供加强件区段204相对于复合结构的减小的剥离力矩。例如,根据ASTM标准D4541进行的剥离测试表明,相对于与另选地将倒角226的角度708配置成约45度或约90度(例如,方形拐角)相关联的加强件区段204的相应拉断载荷,将倒角226的角度708配置成约15度提供了加强件区段204的增加的拉断载荷。相对于与另选地将倒角226的角度708配置成约45度或约90度相关联的相应横向拉伸强度,将倒角226的角度708配置成约15度还提供了增加的纵梁至复合结构的横向拉伸强度。

[0054] 图8描绘了与图7的示例加强件区段204的示例第二部分214的第一示例构型700相关联的示例制造过程800。在图8的制造过程800的示例性第一阶段802期间,尚未形成倒角226的角度708,并且加强件区段204尚未被固化。在第一阶段802处,加强件区段204的第二部分214的片层710中的相应片层彼此平行。如图8的第一阶段802的说明性示例中所示,片层710中的相应片层具有示例性片层厚度804。在图8所示的示例中,片层710中的一个或多个片层相对于片层710中的一个或多个连续层叠的片层横向交错示例性交错距离806。

[0055] 例如,如图8所示,第一片层714、第七片层726和第八片层728通常具有相同的横向范围。第二片层716相对于第一片层714横向交错,第三片层718相对于第二片层716横向交错,第四片层720相对于第三片层718横向交错,第五片层722相对于第四片层720横向交错,第六片层724相对于第五片层722横向交错,并且第七片层726相对于第六片层724横向交错。如图8中进一步所示,第二片层716的横向范围小于第一片层714的横向范围,第三片层718的横向范围小于第二片层716的横向范围,第四片层720的横向范围大于第三片层718的横向范围,第五片层722的横向范围大于第四片层720的横向范围,第六片层724的横向范围大于第五片层722的横向范围,并且第七片层726的横向范围大于第六片层724的横向范围并且基本上等于第八片层728的横向范围。

[0056] 在图8的制造过程800的示例性第二阶段808期间,形成倒角226的角度708,并且随后固化加强件区段204。在一些示例中,加强件区段204在形成倒角226的角度708之后并且在加强件区段204的第二表面704耦连到飞行器的复合结构之前在图8的第二阶段808处固化。在其他示例中,加强件区段204的第二表面704在形成倒角226的角度708之后在图8的第二阶段808处耦连到飞行器的复合结构,并且加强件区段204然后与复合结构在图8的第二

阶段808处共固化。在一些示例中,图8的制造过程800有利地消除了否则在制造诸如图2的示例纵梁200的纵梁的过程中会需要的后固化修整和/或边缘密封操作。

[0057] 图9描绘了图2的示例纵梁200的第一示例性加强件区段204的示例性第二部分214的第二示例构型900。图2的示例纵梁200的第二示例性加强件区段206的示例性第二部分216也可以通过本文所述的第二构型900的互补版本来实现。在图9中所示的第二构型900中,纵梁200的加强件区段204的第二部分214包括示例性第一表面902、示例性第二表面904、图2的示例边缘230、以及图2的示例倒角226。第二表面904位于第一表面902的对面并且被耦连到飞行器的复合结构,诸如上面结合图2描述的示例蒙皮208。边缘230从第二表面904朝向第一表面902延伸。加强件区段204的第二部分214沿着边缘230具有至少0.10英寸的示例厚度906。倒角226以相对于第一表面902成12度至18度之间的示例角度908从第一表面902延伸到边缘230。在一些示例中,角度908约为15度。

[0058] 在图9所示的示例中,加强件区段204的第二部分214的第二表面904平行于加强件区段204的第二部分214的第一表面902。在其他示例中,第一表面902可以相对于第二表面904以不同于图9中所示的角度定位和/或形成,使得第二表面904不平行于第一表面902。在图9所示的示例中,加强件区段204的第二部分214的边缘230垂直于加强件区段204的第二部分214的第二表面904。在其他示例中,边缘230可以相对于第二表面904以不同于图9中所示的角度定位和/或形成,使得边缘230不垂直于第二表面904。

[0059] 在图9中所示的第二构型900中,纵梁200的加强件区段204的第二部分214包括位于第一表面902和第二表面904之间的多个示例片层910和/或由多个示例片层910形成。在图9的说明性示例中示出了八个这样的片层910。在其他示例中,片层910的数量可以小于或大于数字8(例如为,6、10、12、16等)。例如,片层910的数量可以基于片层910中的相应片层的厚度相对于纵梁200的加强件区段204的第二部分214的期望厚度来确定。如下面结合图10进一步描述的,图9中片层910中相应片层被布置成提供示例性交错的片层端部912。

[0060] 在图9所示的示例中,片层910包括第一示例片层914、第二示例片层916、第三示例片层918、第四示例片层920、第五示例片层922、第六示例片层924、第七示例片层926和第八示例片层928。第一片层914形成加强件区段204的第二部分214的第一表面902。第一片层914还形成加强件区段204的第二部分214的倒角226。第八片层928形成加强件区段204的第二部分214的第二表面904。第七片层926和第八片层928形成加强件区段204的第二部分214的边缘230。

[0061] 如上所述,图9的加强件区段204的第二部分214的第二表面904被耦连到飞行器的复合结构(例如,图2的蒙皮208)。完成这种耦连(例如,通过粘结、固化等)使得图9的加强件区段204的第二部分214的角度908、厚度906和交错的片层端部912能够提供加强件区段204相对于复合结构的增加的拉断载荷,并且还使角度908、厚度906和交错的片层端部912能够提供加强件区段204相对于复合结构的减小的剥离力矩。例如,根据ASTM标准D4541进行的剥离测试表明,相对于与另选地将倒角226的角度908配置成约45度或约90度(例如,方形拐角)相关联的加强件区段204的相应拉断载荷,将倒角226的角度908配置成约15度提供了加强件区段204的增加的拉断载荷。相对于与另选地将倒角226的角度908配置成约45度或约90度相关联的相应横向拉伸强度,将倒角226的角度908配置成约15度还提供了增加的纵梁至复合结构的横向拉伸强度。

[0062] 图10描绘了与图9的示例性加强件区段204的示例性第二部分214的第二示例性构型900相关联的示例性制造过程1000。在图10的制造过程1000的示例性第一阶段1002期间,尚未形成倒角226的角度908,并且加强件区段204尚未被固化。在第一阶段1002处,加强件区段204的第二部分214的片层910中的相应层片彼此平行。如图10的第一阶段1002的说明性示例中所示,片层910中的相应片层具有示例性片层厚度1004。在图10的说明性示例中,片层910中的一个或多个片层相对于片层910中的一个或多个连续层叠的片层横向交错示例性交错距离1006。

[0063] 例如,如图10所示,第一片层914、第七片层926和第八片层928通常具有相同的横向范围。第二片层916相对于第一片层914横向交错,第三片层918相对于第二片层916横向交错,第四片层920相对于第三片层918横向交错,第五片层922相对于第四片层920横向交错,第六片层924相对于第五片层922横向交错,并且第七片层926相对于第六片层924横向交错。如图10中进一步所示,第二片层916的横向范围小于第一片层914的横向范围,第三片层918的横向范围小于第二片层916的横向范围,第四片层920的横向范围小于第三片层918的横向范围,第五片层922的横向范围小于第四片层920的横向范围,第六片层924的横向范围小于第五片层922的横向范围,并且第七片层926的横向范围大于第六片层924的横向范围,并且基本上等于第八片层928的横向范围。

[0064] 在图10的制造过程1000的示例性第二阶段1008期间,形成倒角226的角度908,并且随后固化加强件区段204。在一些示例中,加强件区段204在形成倒角226的角度908之后并且在加强件区段204的第二表面904耦连到飞行器的复合结构之前在图10的第二阶段1008处固化。在其他示例中,加强件区段204的第二表面904在形成倒角226的角度908之后在图10的第二阶段1008处耦连到飞行器的复合结构,并且加强件区段204然后与复合结构在图10的第二阶段1008处共固化。在一些示例中,图10的制造过程1000有利地消除了否则在制造诸如图2的示例纵梁200的纵梁的过程中会需要的后固化修整和/或边缘密封操作。

[0065] 从前述内容可以理解,所公开的纵梁加强复合面板提供了许多性能益处。例如,相对于具有缺少倒角和上述边缘高度参数和/或上述交错的片层端部的纵梁的纵梁加强复合面板,所公开的纵梁加强复合面板提供增加的拉断载荷、减小的剥离力矩和增加的纵梁至复合结构横向拉伸强度。

[0066] 在一些示例中,公开了一种纵梁。在一些公开的示例中,纵梁包括第一表面、第二表面、边缘和倒角。在一些公开的示例中,第二表面位于第一表面的对面并且被耦连到飞行器的复合结构。在一些公开的示例中,边缘从第二表面朝向第一表面延伸。在一些公开的示例中,倒角以相对于第一表面成12度至18度之间的角度从第一表面延伸到边缘。

[0067] 在一些公开的示例中,该角度约为15度。在一些公开的示例中,第二表面平行于第一表面,并且边缘垂直于第二表面。在一些公开的示例中,纵梁沿边缘具有至少0.10英寸的厚度。在一些公开的示例中,纵梁还包括位于第一表面和第二表面之间的多个片层。在一些公开的示例中,所述片层中的相应片层被布置成提供交错的片层端部。

[0068] 在一些公开的示例中,纵梁还包括加强件区段。在一些公开的示例中,加强件区段包括第一表面、第二表面、边缘和倒角。在一些公开的示例中,第二表面平行于第一表面,边缘垂直于第二表面,加强件区段沿边缘具有至少0.10英寸的厚度,并且加强件区段具有交错的片层端部。

[0069] 在一些示例中,公开了一种设备。在一些公开的示例中,该设备包括飞行器的复合结构和耦合到复合结构的纵梁。在一些公开的示例中,纵梁包括第一表面、第二表面、边缘和倒角。在一些公开的示例中,第二表面位于第一表面的对面并且耦合到复合结构。在一些公开的示例中,边缘从第二表面朝向第一表面延伸。在一些公开的示例中,倒角以相对于第一表面成12度至18度之间的角度从第一表面延伸到边缘。

[0070] 在一些公开的示例中,该角度约为15度。在一些公开的示例中,第二表面平行于第一表面,并且边缘垂直于第二表面。在一些公开的示例中,纵梁沿边缘具有至少0.10英寸的厚度。在一些公开的示例中,纵梁还包括位于第一表面和第二表面之间的多个片层。在一些公开的示例中,所述片层中的相应片层被布置成提供交错的片层端部。

[0071] 在一些公开的示例中,纵梁还包括加强件区段。在一些公开的示例中,加强件区段包括第一表面、第二表面、边缘和倒角。在一些公开的示例中,第二表面平行于第一表面,边缘垂直于第二表面,加强件区段沿边缘具有至少0.10英寸的厚度,并且加强件区段具有交错的片层端部。在一些公开的示例中,角度、厚度和交错的片层端部被配置成增加加强件区段相对于复合结构的拉断载荷。在一些公开的示例中,角度、厚度和交错的片层端部被配置成减小加强件区段相对于复合结构的剥离力矩。

[0072] 在一些示例中,公开了一种方法。在一些公开的示例中,该方法包括将纵梁耦合到飞行器的复合结构。在该方法的一些公开示例中,纵梁包括第一表面、第二表面、边缘和倒角。在一些公开的示例中,第二表面位于第一表面的对面并且被耦合到复合结构。在一些公开的示例中,边缘从第二表面朝向第一表面延伸。在一些公开的示例中,倒角以相对于第一表面成12度至18度之间的角度从第一表面延伸到边缘。

[0073] 在一些公开的示例中,该方法还包括形成倒角。在一些公开的示例中,该方法还包括在形成倒角之后并且在纵梁耦合到复合结构之前固化纵梁。在其他公开的示例中,该方法还包括在形成倒角之后并且在纵梁耦合到复合结构之后共固化纵梁和复合结构。

[0074] 在该方法的一些公开示例中,纵梁沿边缘具有至少0.10英寸的厚度,并且纵梁还包括位于第一表面和第二表面之间的多个片层。在一些公开的示例中,所述片层中的相应片层被布置成提供交错的片层端部。

[0075] 此外,本公开包括根据以下条款所述的示例:

[0076] 条款1.一种纵梁,包括:第一表面;位于所述第一表面对面的第二表面,所述第二表面耦合到飞行器的复合结构;从所述第二表面朝向所述第一表面延伸的边缘;以及相对于所述第一表面以12度至18度之间的角度从所述第一表面延伸到所述边缘的倒角。

[0077] 条款2.根据条款1所述的纵梁,其中所述角度约为15度。

[0078] 条款3.根据条款1或2所述的纵梁,其中所述第二表面平行于第一表面,并且所述边缘垂直于所述第二表面。

[0079] 条款4.根据条款1至3中任一项所述的纵梁,其中所述纵梁沿着所述边缘具有至少0.10英寸的厚度。

[0080] 条款5.根据条款1中任一项所述的纵梁,还包括位于所述第一表面和所述第二表面之间的多个片层,所述片层中的相应片层被布置成提供交错的片层端部。

[0081] 条款6.根据条款1至5中任一项所述的纵梁,还包括加强件区段,所述加强件区段包括第一表面、第二表面、边缘和倒角。

[0082] 条款7.根据条款6所述的纵梁,其中所述第二表面平行于第一表面,所述边缘垂直于所述第二表面,所述加强件区段沿边缘具有至少0.10英寸的厚度,并且所述加强件区段具有交错的片层端部。

[0083] 条款8.一种设备,包括:飞行器的复合结构;耦连到所述复合结构的纵梁,所述纵梁包括:第一表面;位于所述第一表面对面并且耦连到所述复合结构的第二表面;从所述第二表面朝向所述第一表面延伸的边缘;以及相对于所述第一表面以12度至18度之间的角度从所述第一表面延伸到所述边缘的倒角。

[0084] 条款9.根据条款8所述的设备,其中所述角度约为15度。

[0085] 条款10.根据条款8或9所述的设备,其中所述第二表面平行于第一表面,并且所述边缘垂直于所述第二表面。

[0086] 条款11.根据条款8至10中任一项所述的设备,其中所述纵梁沿所述边缘具有至少0.10英寸的厚度。

[0087] 条款12.根据条款8所述的设备,其中所述纵梁还包括位于所述第一表面和所述第二表面之间的多个片层,所述片层中的相应片层被布置成提供交错的片层端部。

[0088] 条款13.根据条款8至12中任一项所述的设备,其中所述纵梁还包括加强件区段,所述加强件区段包括所述第一表面、所述第二表面、所述边缘和所述倒角。

[0089] 条款14.根据条款13所述的设备,其中所述第二表面平行于第一表面,所述边缘垂直于所述第二表面,所述加强件区段沿边缘具有至少0.10英寸的厚度,并且所述加强件区段具有交错的片层端部。

[0090] 条款15.根据条款14所述的设备,所述角度、所述厚度和所述交错的片层端部被配置成增加所述加强件区段相对于所述复合结构的拉断载荷。

[0091] 条款16.根据条款14或15所述的设备,其中所述角度、所述厚度和所述交错的片层端部被配置成减小所述加强件区段相对于所述复合结构的剥离力矩。

[0092] 条款17.一种包括将纵梁耦连到飞行器的复合结构的方法,所述纵梁包括:第一表面;位于所述第一表面对面的第二表面,所述第二表面耦连到所述复合结构;从所述第二表面朝向所述第一表面延伸的边缘;以及相对于所述第一表面以12度至18度之间的角度从所述第一表面延伸到所述边缘的倒角。

[0093] 条款18.根据条款17所述的方法,还包括:形成所述倒角;以及在形成所述倒角之后并且在所述纵梁耦连到所述复合结构之前固化所述纵梁。

[0094] 条款19.根据条款17或18所述的方法,还包括:形成所述倒角;在形成所述倒角之后并且在所述纵梁耦连到所述复合结构之后,使所述纵梁和所述复合结构共固化。

[0095] 条款20.根据条款17至19中任一项所述的方法,其中所述纵梁沿所述边缘具有至少0.10英寸的厚度,并且其中所述纵梁还包括位于所述第一表面和所述第二表面之间的多个片层,所述片层中的相应片层被布置成提供交错的片层端部。

[0096] 尽管本文已经公开了某些示例方法、设备和制品,但是本专利的覆盖范围不限于此。相反,本专利涵盖了完全落入本专利的权利要求范围内的所有方法、设备和制品。

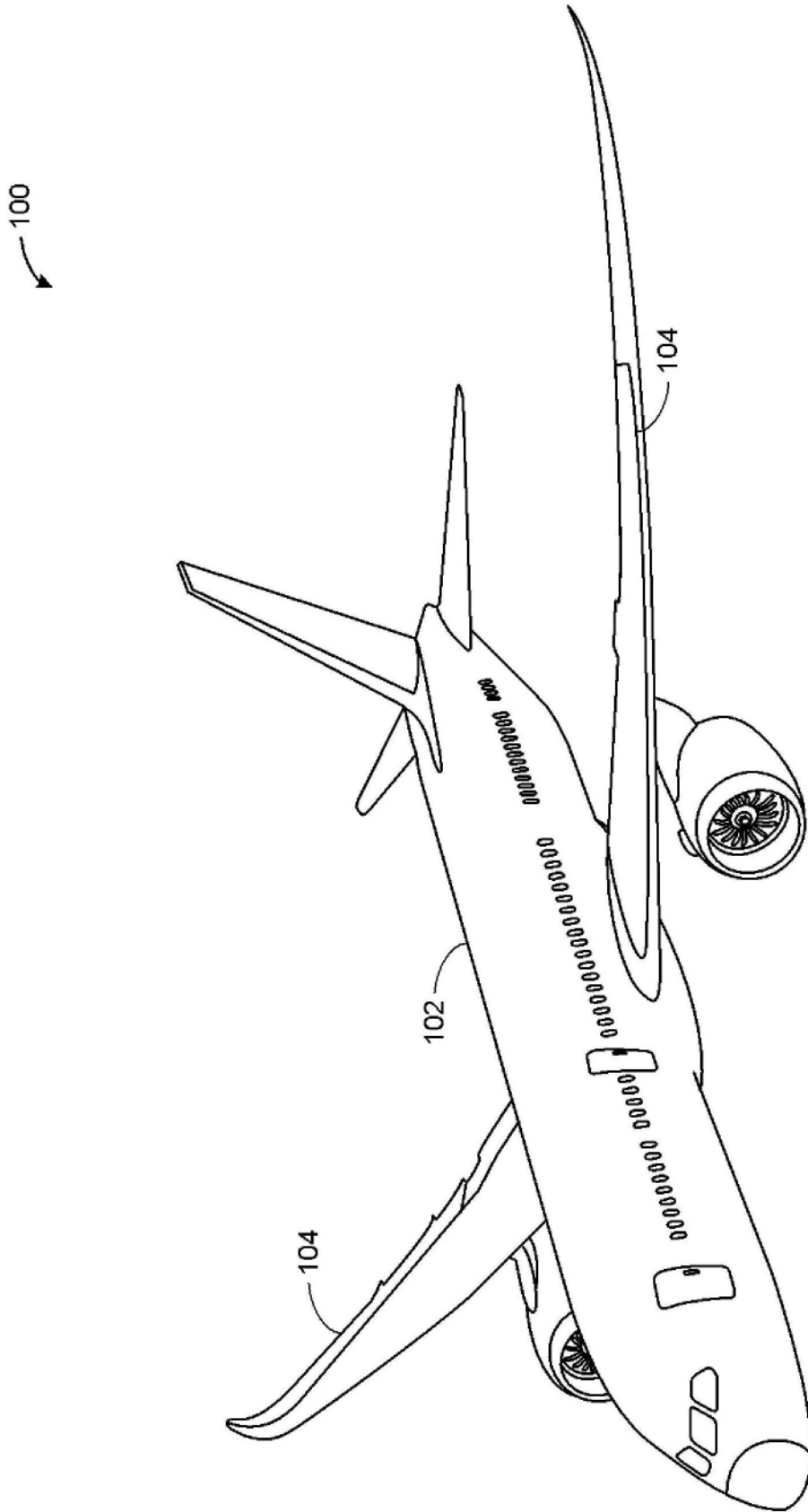


图1

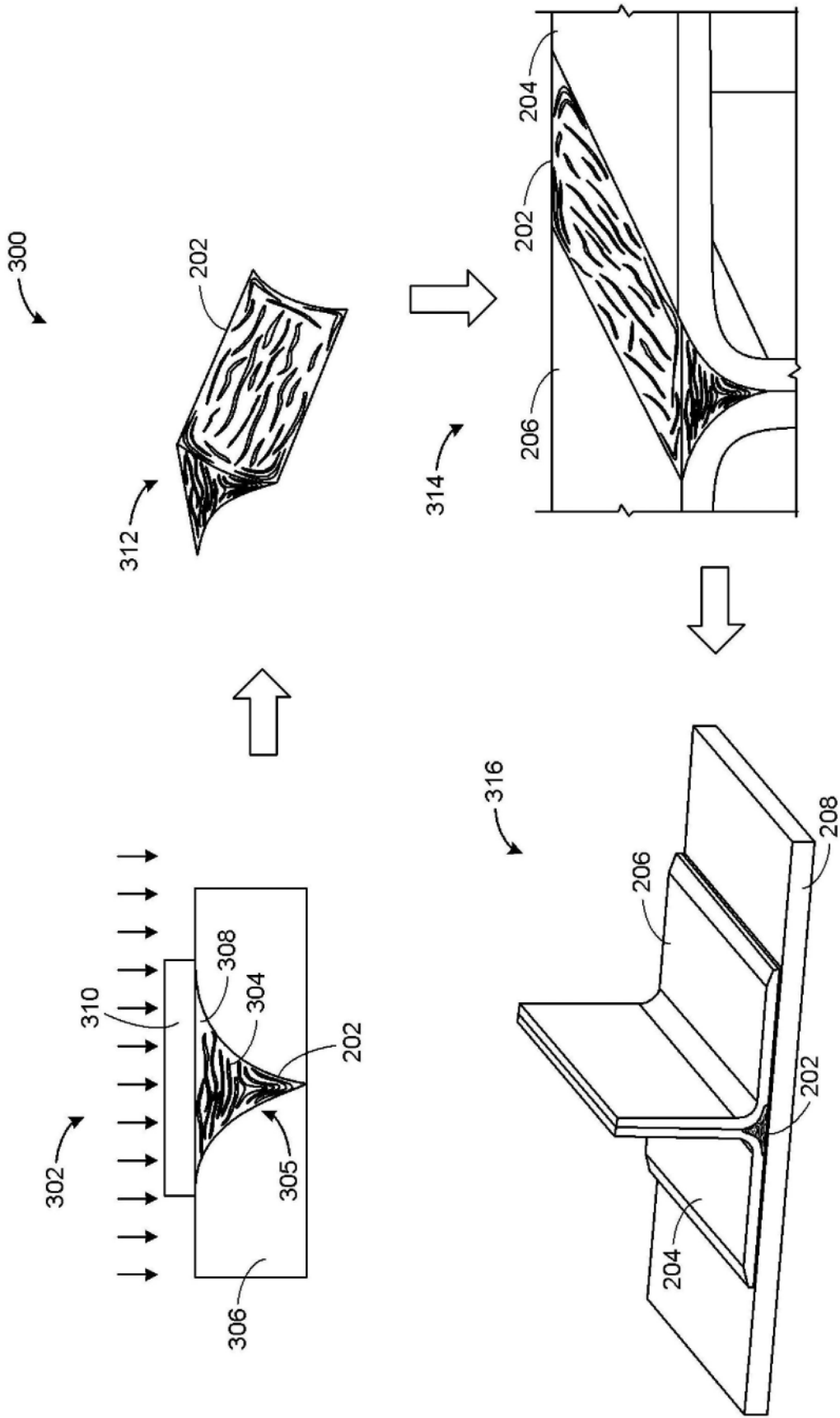


图3

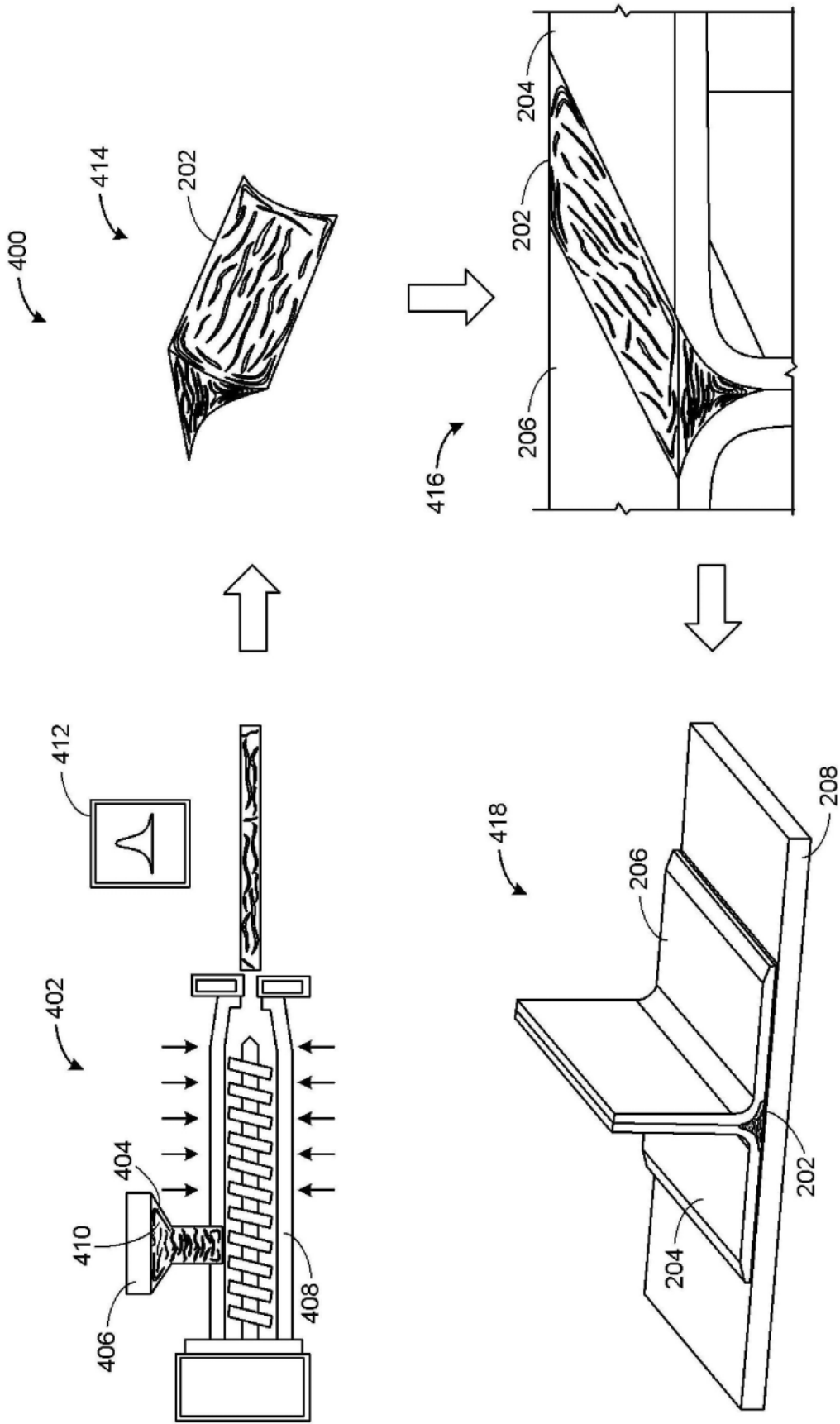


图4

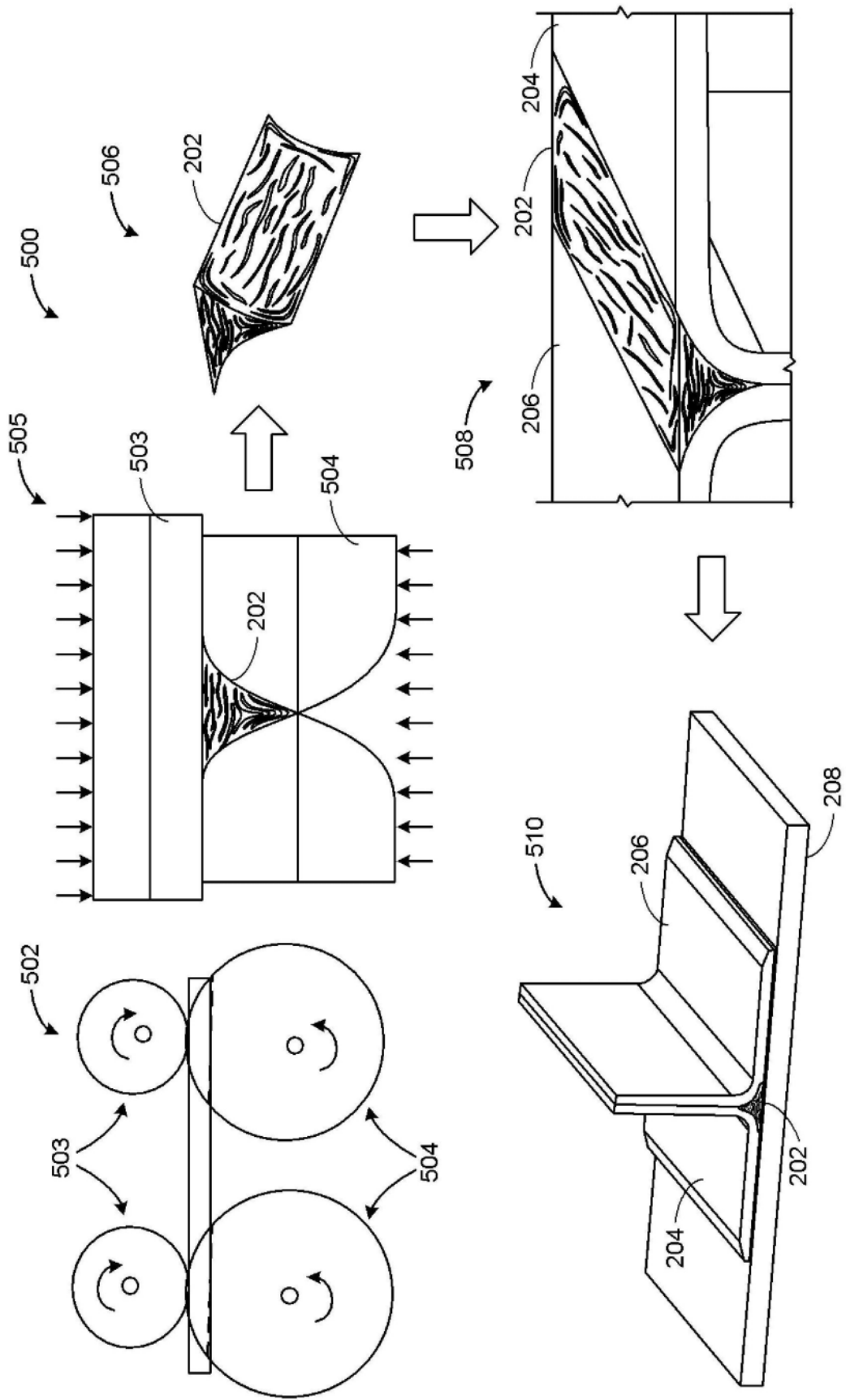


图5

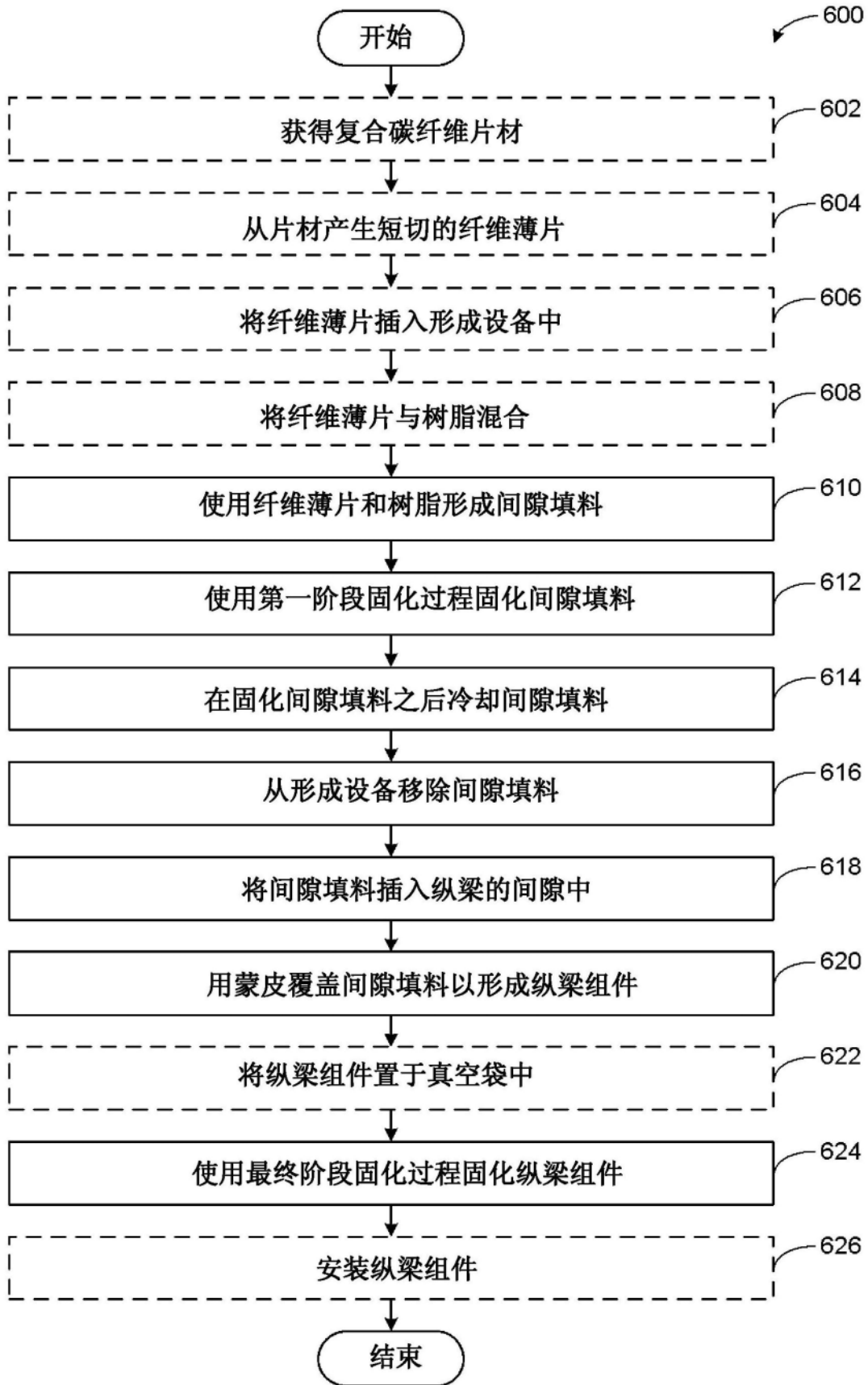


图6

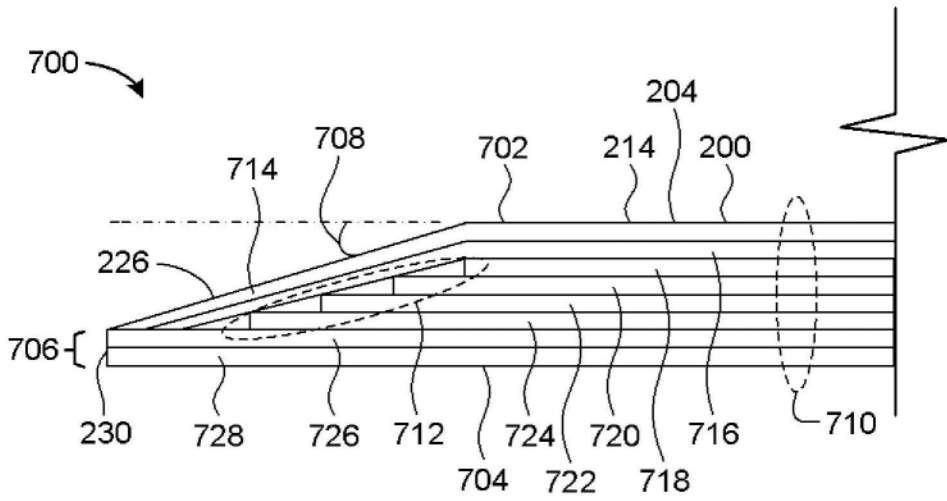


图7

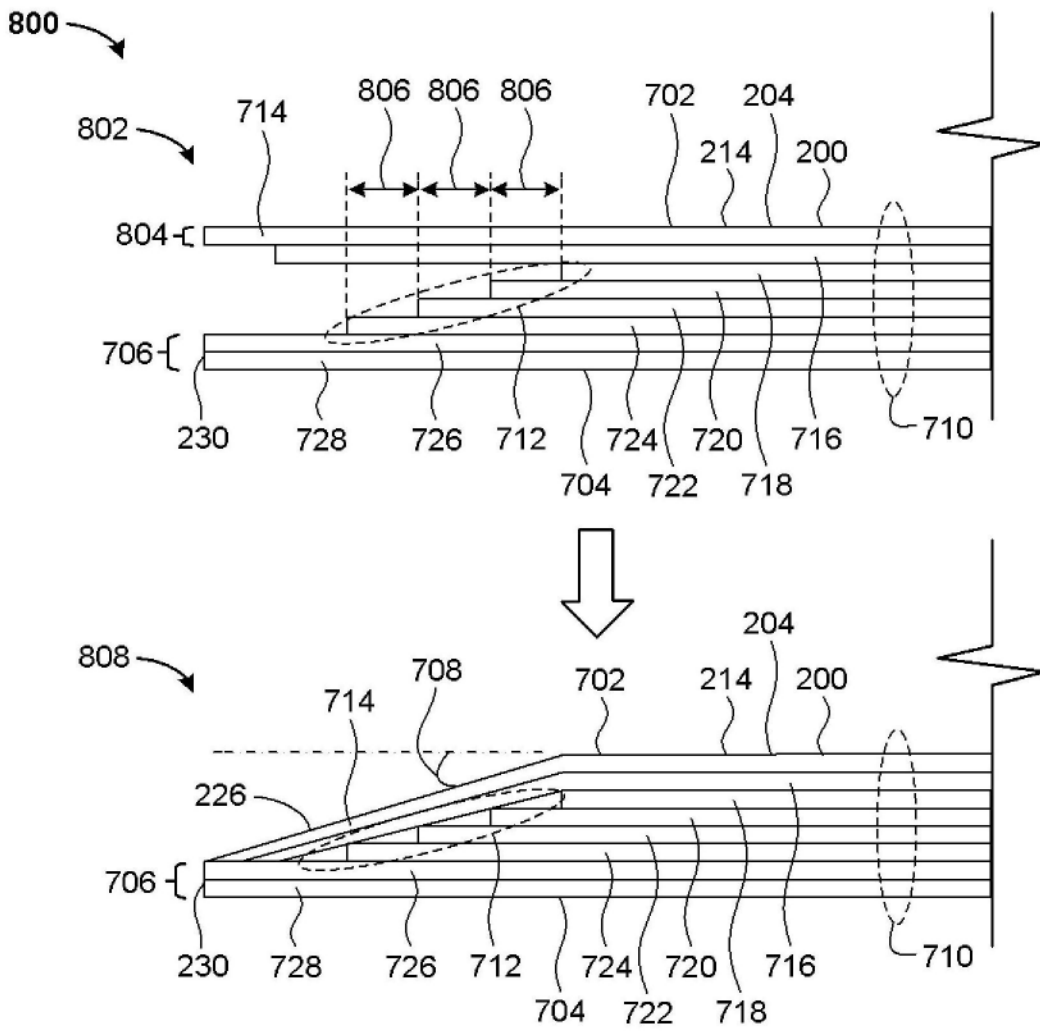


图8

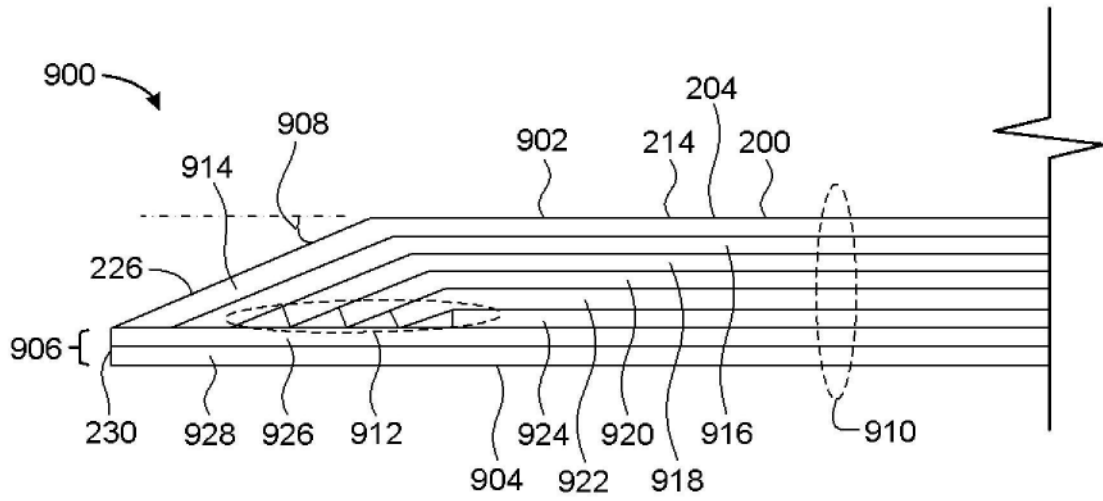


图9

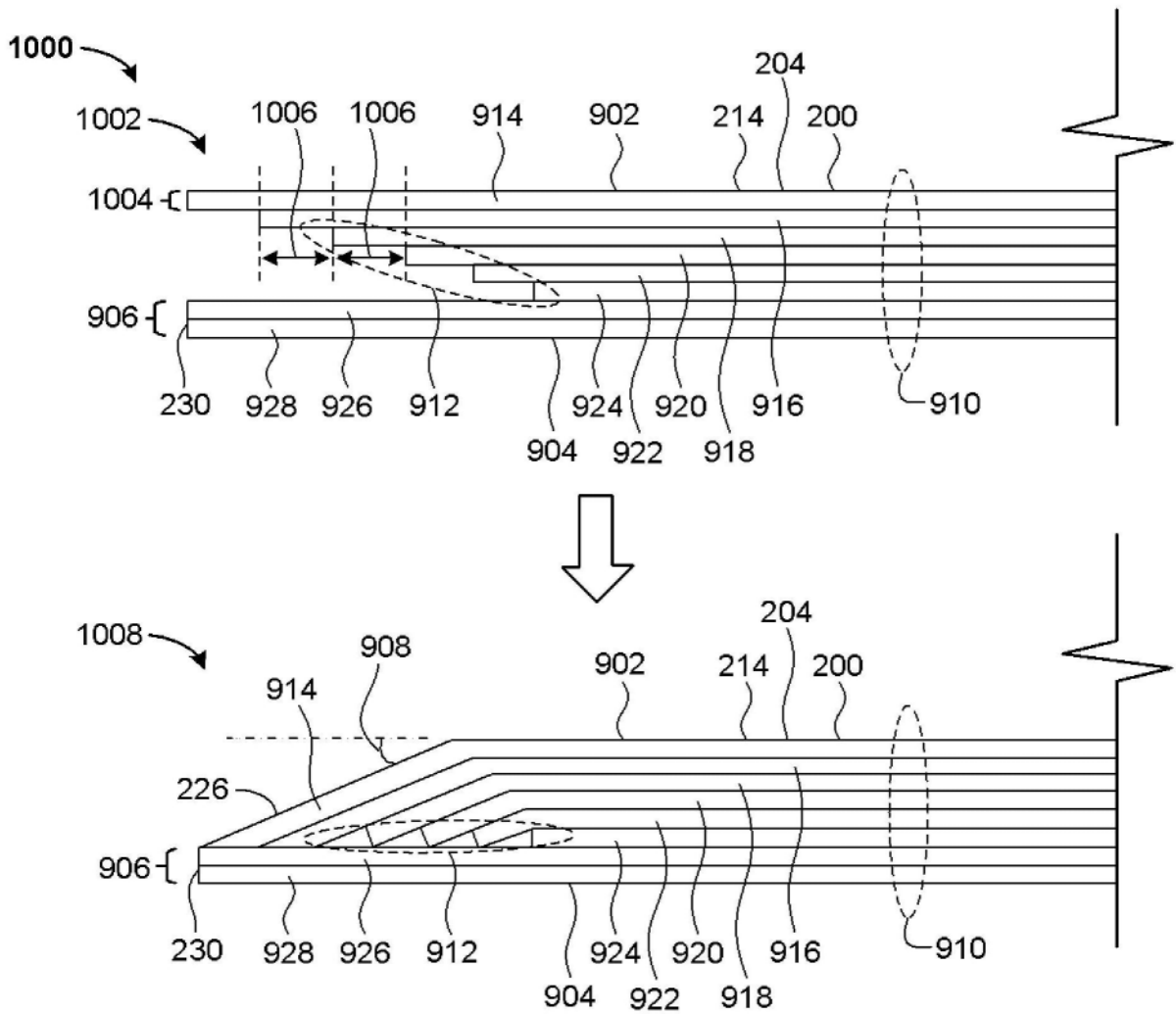


图10