



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 101466595 B

(45) 授权公告日 2012. 06. 13

(21) 申请号 200780021701. 1

(22) 申请日 2007. 04. 06

(30) 优先权数据

11/423, 885 2006. 06. 13 US

(85) PCT申请进入国家阶段日

2008. 12. 11

(86) PCT申请的申请数据

PCT/US2007/008695 2007. 04. 06

(87) PCT申请的公布数据

W02008/054499 EN 2008. 05. 08

(73) 专利权人 波音公司

地址 美国伊利诺伊州

(72) 发明人 马克斯·U·基斯马顿

威拉德·N·韦斯特

(74) 专利代理机构 北京纪凯知识产权代理有限公司

公司 11245

代理人 赵蓉民

(51) Int. Cl.

B64C 1/26 (2006. 01)

B64C 3/26 (2006. 01)

B64C 3/18 (2006. 01)

(56) 对比文件

US 4741943 A, 1988. 05. 03, 参见说明书第 1 栏第 6-12 行, 附图 1-4.

审查员 王荣

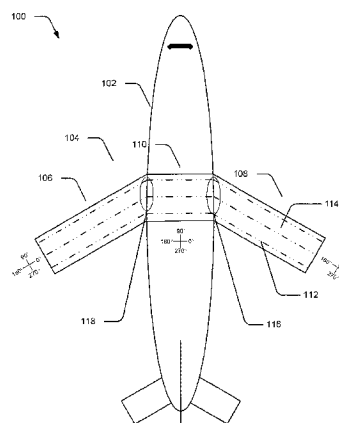
权利要求书 2 页 说明书 7 页 附图 5 页

(54) 发明名称

复合机翼-机身接头

(57) 摘要

一种用于复合结构的整体形成的复合面板和接头。在一种实施方式中, 整体形成的面板 (104) 基本上跨过飞行器整个翼展, 包括至少中央部分 (110) 和一对向外伸出的机翼部分 (106、108)。所述部分可以包括由连续复合材料层或片材形成的蒙皮, 该蒙皮在各部分之间的接头处重叠并偏移, 形成堆积区域以承载所述部分之间的载荷。在特别的实施方式中, 所述蒙皮铺设在一个或多个结构桁条 (112) 上, 这些桁条通过逐渐减薄桁条的厚度和 / 或削弱其刚度而过渡到所述部分之间的接头 (116、118)。



1. 一种复合机翼面板,包括:

第一机翼部分 (106);和

第二机翼部分 (108),该第二机翼部分在所述机翼部分之间的结合部与所述第一机翼部分整体形成,其中

所述第一和第二机翼部分每一个包括多个复合材料片材 (208);和

所述第一和第二机翼部分的所述多个复合材料片材的至少一部分穿过所述机翼部分之间的结合部布置成重叠图案,从而在该结合部上形成整体形成的层压蒙皮 (114);

其中所述复合机翼面板包括过渡到所述结合部的多个桁条,所述桁条随着接近所述结合部而沿高度和刚度至少之一逐渐减小。

2. 如权利要求 1 所述的复合机翼面板,其特征在于,所述重叠图案在靠近所述机翼部分之间的结合部处包括所述蒙皮 (114) 的厚度的堆积部,所述堆积部配置成通过所述结合部传递载荷。

3. 如权利要求 1 所述的复合机翼面板,其特征在于,每个机翼部分的所述多个复合材料片材 (208) 包括多个沿着各机翼部分的零度轴线长度方向布置的近似零度片材,并且所述重叠图案包括所述第一机翼部分的近似零度片材与所述第二机翼部分的近似零度片材的重叠。

4. 如权利要求 2 所述的复合机翼面板,其特征在于,每个机翼部分的所述多个复合材料片材 (208) 包括多个沿着各机翼部分的零度轴线长度方向布置的近似零度片材,并且所述重叠图案包括所述第一机翼部分的近似零度片材与所述第二机翼部分的近似零度片材的重叠。

5. 如权利要求 1-4 任一项所述的复合机翼面板,进一步包括中央部分 (110),其中每个机翼部分经由多个重叠片材 (208) 与所述中央部分 (110) 整体形成,以使所述机翼部分和所述中央部分从所述第一机翼部分的末梢到所述第二机翼部分的末梢整体形成。

6. 如权利要求 5 所述的复合机翼面板,其特征在于,

所述中央部分 (110) 配置成跨越飞行器的机身延伸,以使该中央部分的零度轴线基本上横穿所述机身的纵轴线;

所述第一 (106) 和第二机翼部分 (108) 整体形成到所述中央部分相对两侧,并相对于所述中央部分扫略,以使对应于每个机翼部分的零度轴线布置成相对于所述中央部分的零度轴线呈相对扫略角;

所述第一和第二机翼部分每一个和所述中央部分包括多个近似零度片材,其基本上沿着各部分的零度轴线长度方向布置;和

所述重叠图案包括所述中央部分的近似零度片材与每个机翼部分的近似零度片材的重叠,以使在所述中央部分和每个机翼部分之间产生一个或多个蒙皮 (114) 的厚度的堆积部。

7. 如权利要求 6 所述的复合机翼面板,其特征在于,所述中央部分 (110) 的长度基本上对应于机身宽度,以使整体形成的部分接合到机身时,所述一个或多个堆积部每一个位于机身各侧部,靠近所述整体形成的部分接合到所述机身的位置。

8. 如权利要求 6 所述的复合机翼面板,其特征在于,所述机翼部分 (106、108) 的近似零度片材与所述中央部分 (110) 的近似零度片材以各扫略角发生重叠,以使每个机翼部分的

近似零度片材承受载荷时,在所述中央部分内作为剪切片材,从而将至少一部分载荷经由重叠片材之间的角度剪切而传递到所述中央部分。

9. 如权利要求 1-4 任一项所述的复合机翼面板,其特征在于,所述重叠图案包括靠近相邻部分之间结合部的蒙皮 (114) 的厚度的堆积部 ;和

来自每个相邻部分的所述片材 (208) 的端点从彼此偏移,以使所述堆积部逐渐形成。

10. 如权利要求 1-4 任一项所述的复合机翼面板,其特征在于,

所述多个复合材料片材 (208) 的至少一些由一条或多条碳纤维带形成,所述碳纤维带基本上沿着每个相邻部分的长度方向延伸 ;

所述重叠图案包括交替图案,以使来自所述第一机翼部分的片材与来自所述第二机翼部分的片材穿过所述结合部发生交替 ;

所述重叠图案包括相邻部分之间的结合部处的蒙皮 (114) 的厚度的堆积部 ;

来自每个相邻部分的所述片材的端点从彼此偏移,以使所述堆积部逐渐形成 ;和

当整体形成的部分耦接到机身时,所述堆积部配置成靠近所述机身的外表面定位,并且所述堆积部配置成耦接到所述机身并通过所述相邻部分之间的结合部传递载荷。

11. 如权利要求 1-4 任一项所述的复合机翼面板,其特征在于,

所述第一和第二机翼部分至少其中之一的所述多个复合材料片材 (208) 接合到多个桁条 (112),所述桁条沿着各部分的长度方向延伸并配置成接收和支撑所述多个复合材料片材 ;和

至少其中一个所述桁条配置成其厚度沿着长度方向逐渐变薄,以使所述桁条从厚度相对较大的区域过渡到靠近相邻部分之间的结合部且厚度相对较小的区域。

复合机翼 – 机身接头

技术领域

[0001] 本发明涉及用于复合构造的空气动力学结构的设备和技术,更具体地说,涉及新颖、经过改善的整体形成的复合机翼和机翼 – 机身接头。

背景技术

[0002] 在制造飞行器过程中,空气动力学结构诸如机翼面板结合到机身或飞行器其他结构。传统上,使用机械对接接头,此时机翼一部分可以对接到机身一部分,并经由结合接头,例如螺栓、铆钉和诸如肋等的设备接合。在这些传统对接接头中,接头的螺栓和肋用于满足机头承载性要求。因此,必须使用足够多的螺栓和其他机械紧固设备,以满足飞行器设计中所用材料所允许的承载性。

[0003] 机械接头,特别是那些带有许多螺栓的接头,可能非常重,这样对应于飞行器重量更大且运营成本更高。此外,与机械接头相关的成本可能巨大,因为接头独立于接合的面板形成,这样耗费生产时间(劳动力、设备等)并且接头包括许多不同部件(肋、螺栓等),这些部件也需要制造。此外,螺栓接头在长期使用过程中可能发生疲劳,因此必须周期性地进行分析、维护和更换,进一步增大了运营成本。因此,虽然利用传统接头能为空气动力学结构实现希望的效果,但是仍存在改进空间。

发明内容

[0004] 文中说明了用于复合结构的整体形成的复合面板和接头,诸如用于复合飞行器机翼。在一种实施方式中,整体形成的面板基本上跨越飞行器整个翼展,包括彼此整体形成的至少第一部分和第二部分。所述部分包括连续的复合材料层或片材,并且可以接合到包括桁条、肋和翼梁的框架。所述片材可以基本上沿着所述部分的长度延伸,并与靠近接头的相邻部分的片材重叠成交织图案,所述接头即所述部分汇合机身的地方(机身线)。重叠效果产生了厚度积累区域或堆积部(pad-up),其可以用于承载跨接头的载荷,并满足接头承载性要求。堆积部的承载能力允许使用更少的机械接头或螺栓接头,使得结构重量更轻。

附图说明

[0005] 以下参照附图详细说明本发明的实施方式。

[0006] 图 1 示出了具有复合机翼结构和机翼 – 机身接头的飞行器的示意俯视图,该机翼 – 机身接头根据本发明的实施方式形成;

[0007] 图 2 示出了实施例,该实施例示出了图 1 中所示的复合机翼 – 机身接头一部分的截面图;

[0008] 图 3 更为详细地示出了图 2 中的复合机翼机身机头的重叠片材;

[0009] 图 4 更为详细地示出了图 2 中的复合机翼机身接头的偏移片材;

[0010] 图 5 示出了根据本发明的桁条实施例。

具体实施方式

[0011] 本发明涉及空气动力学结构,诸如复合机翼和尾翼以及机翼-机身接头。本发明特定实施方式的许多具体细节在以下说明内容中论述并在图 1-5 中描绘,以协助全面理解这些实施方式。但是,本领域技术人员应该理解,本发明可以具有额外的实施方式,或者本发明可以在没有以下所述若干细节的情况下实施。例如,虽然特定实施方式参照飞行器复合机翼结构进行讨论,但是本领域技术人员可以理解,所述技术可以应用于广泛的空气动力学结构。

[0012] 图 1 示出了根据本发明实施方式的飞行器 100。在该实施方式中,飞行器 100 包括机身 102,其接合到复合机翼结构 104。复合机翼结构 104 包括 3 部分,两个从机身 102 横向向外伸展的机翼部分 106、108 和横跨机身 102 的中央部分 110。三个部分 106、108、110 限定三个关联的坐标系统,各一个坐标系统用于各一个机翼部分 106、108,而另一个用于中央部分 110。为每个部分限定的零度轴线,基本上沿着每个机翼部分的长度延伸并横穿飞行器纵轴线越过中央面板(例如,越过机身 102)。以下将不时引述相对于为每个部分所限定的坐标系统以及零度轴线的位置关系。应该注意,飞行器 100 的特定特征为了清晰而略去。例如,机翼部分 106、108 可以耦接到引导边缘部分、拖尾边缘部分、机翼末梢和其他未示出的构件。

[0013] 复合机翼结构 104 由一块或多块复合面板构成。在一种实施方式中,复合机翼结构 104 可以是整体形成的单一面板,例如基本上从机翼末梢到机翼末梢。多个结构构件(例如,桁条、翼梁和翼肋)形成骨架状的结构(诸如框架),其以复合材料蒙皮 114 覆盖,以形成复合面板。在所示实施方式中,示例桁条的位置由线条 112 表示,基本上沿着机翼 106、108 的长度延伸并穿过中央部分 110。桁条 112 可以为金属(例如,铝、钛等)梁或复合材料(例如,碳纤维、石墨等)梁,配置成接收并支撑蒙皮 114。蒙皮 114 可以通过铺设连续的复合材料层或片材(例如,复合带、金属箔、纤维材料等),以形成该蒙皮,然后将该蒙皮紧固到桁条 112 和/或其他结构构件。蒙皮 114 还可以由多种材料的片材形成。在一种实施方式中,所述片材由纤维带形成,该纤维带具有沿着所述带长度取向的纤维或细丝。例如,可以采用轻质材料诸如碳纤维石墨带、金属纤维带、箔或其他适合空气动力学结构片材的材料。此外,每个片材可以由多件复合材料片段或带材构成,进一步的讨论请参见图 3。

[0014] 各机身侧部接头 116、118 图示为与机身 102 每个侧部或飞行器 100 机身线重合。所述机身侧部接头 116、118 出现于复合机翼结构 104 接合到机身的地方,以及机翼部分 106、108 和中央部分 110 在扫略角处汇合的地方。在该实施方式中,中央部分 110 取向基本上横穿机身 102 的纵轴线。机翼部分 106、108 在这里描绘为以相对于中央部分 110 呈约 30 度的扫略角向后扫略。虽然在图 1 中示出了 30 度的扫略角,但是应该注意,可以采用各种扫略角,包括零度扫略角或者甚至向前扫略的扫略角。更特别是,考虑了文中所述技术可以产生具有任何希望的扫略角(向后扫略、向前扫略或不扫略)的复合空气动力学结构和/或机翼,根据本发明所述的原理,这样的空气动力学结构和/或机翼可以改善重量减轻的机身侧部接头并可以用于在机翼部分 106、108 和机身 102 之间传递载荷。

[0015] 在一种实施方式中,飞行器 100 复合机翼结构 104 的多个部分经由所述部分之间的结合部上交织的复合材料片材而整体一件到另一件地形成。例如,在复合机翼结构 104 相应于机身侧部接头 116、118 位置的区域,沿着机翼部分 106、108 伸展的连续片材层与中

央部分 110 上横穿飞行器纵轴线伸展的片材交织。具体来说,中央部分 110 经由多件交织的片材沿着一侧整体接合到左机翼部分 106,而沿着相对一侧整体接合到右机翼部分 108。在替代实施方式中,中央部分 110 可以省略,以使复合机翼结构包括机翼部分 106、108,它们经由两者之间结合部处交织的复合材料片材而彼此整体接合。在该实施方式中,机翼部分 106、108 之间的结合部可以基本上沿着飞行器的中心线。

[0016] 片材交织允许在部分之间传递载荷(例如,特别是载荷从机翼部分 106、108 向中央部分 110 传递)。此外,交织效果在复合机翼结构 104 上对应于机身侧部接头 116、118 的位置产生自然堆积(pad-up)(尺寸或厚度增大),从而增大了复合机翼结构 104 的承载能力(例如,层压件本身承受载荷)。轴向载荷、冲击载荷等在机翼部分 106、108 和中央部分 110 以及机身 102 之间经由整体形成的蒙皮堆积区域而非经由传统机身侧部接头的贯穿螺栓来传递。因此,在机身侧部接头 116、118 处可以使用更少和/或更小的螺栓或其他紧固件,并且飞行器 100 重量相应减轻。此外,使用更少的螺栓接头,可以避免或减少与螺栓接头疲劳相关的风险。

[0017] 交织效果可以通过叠置和/或偏移连续的片材层来实现,进一步的相关讨论可以见于以下针对图 3 和 4 的讨论。此外,为了补偿因交织设置而产生的堆积,复合机翼结构 104 可以包括伸入或过渡到机身侧部接头 116、118 中的桁条 112,诸如随着桁条靠近机身侧部接头 116、118 而削减材料和/或刚性。过渡桁条进一步的讨论可见于以下针对图 3 和 5 的讨论。

[0018] 图 2 示出了实施方式 200,其示出了图 1 中示例机身侧部接头 116 的横截面视图(沿着大约与机身 102 纵轴线平行的向前视线观察)。机身侧部接头 116 出现于中央部分 110 和图 1 所示右机翼部分 108 之间的结合部(虚线)。图 2 示出了位于在接头 116 的中央部分 110 一侧的内上部 202(1)(例如,机身内部)和接头 116 的机翼 108 一侧的外上部 292(2)(例如,机身外侧)之间的接头 116 上部。类似地,在分别对应于中央部分 110 和机翼部分 108 的内下部 202(3)和外下部 202(4)之间绘出了接头 116 下部。自然,图 1 所述接头 118 可以类似地配置在中央部分 110 和左机翼部分 106 之间,并且接头 116、118 一起产生图 1 所示的复合机翼结构 104。机身侧部接头 116、118 如上所述,可以用来将复合结构 104 或整体形成的面板区段接合到机身 102。自然,在省略中央部分 110 的情况下,两个机翼部分 106、108 可以沿着两者之间的结合部类似地接合。

[0019] 接头 116 上部和下部描绘为经由各机身侧部肋 204(1)、204(2)来实现。肋 204(1)和 204(2)沿着机身(机身线)在机身侧部接头 116 的区域内延伸,并作为连接点以形成所述接头(诸如接头 116),该接头根据本发明将复合结构 104 接合到机身 102。例如,肋 204(1)、204(2)可以借助螺栓、铆钉或其他适当紧固件紧固到机身或各正在接合的结构(例如,图 2 中的机翼部分 108 和中央部分 110)。在特定实施方式中,成对的肋 204(1)、204(2)可以是共用连接机构的一部分。多个螺栓 206 在图 2 中示出,接合复合结构 104 的各部分。虽然示出了肋 204(1)、204(2),但是考虑了多种适合接合空气动力学结构的金属和/或复合连接点。

[0020] 如前所述,复合结构 104 各部分 202(1)-202(4)可以形成具有连续复合材料层或片材的蒙皮 114 并将蒙皮 114 紧固到包括多件桁条 112 的内部结构,所述桁条在图 2 中的截面图中显露。蒙皮 114 可以通过多种方式紧固或接合到所述结构,诸如借助粘结剂、铆钉、

螺栓或它们的组合以及其他适当紧固设备。桁条 112 可以基本上沿着前述各部分 110、108 的零度轴线轴向运行。应该注意,所述桁条 112 示为逐渐减薄或者过渡到接头 116 中。换句话说,随着桁条靠近接头 116 的结合部,桁条厚度逐渐变薄。

[0021] 在传统技术中,在接头区域内可以保持桁条宽度(例如,不缩减)。这样将需要不希望出现的较大较重的铆钉、肋或连接点等,以便产生贯穿桁条的接头。在这种传统方案中,主要使用螺栓布置在结构之间传递载荷(例如,机翼到机身),并满足接头的大部分承载性要求。但是,根据本发明的技术,交织的复合蒙皮 1114 的自然堆积区域用于传递载荷并满足承载性的具体设计要求。由于接头 116 承载能力设计中,不再主要使用螺栓 206,所以桁条 112 可以如所述那样逐渐减薄,以使所需的连接机构数量和尺寸减至最小,并相应节省相当的重量。接头 116 的螺栓 206 可以承载施加在接头 116 上的一些载荷,例如冲击载荷,但是根据文中所述本发明的构思,交织复合件(而非螺栓 206)才是承载性和载荷传递能力设计时的主要考虑。较之不具有文中所述的复合机身-机翼接头技术的类似结构设计来说,螺栓 206 可以减小和/或减少 60-80%。桁条 112 过渡的进一步讨论可见于针对图 5 的讨论。

[0022] 用于接头 116 上下部的蒙皮 114 示为由依次堆积或叠压的多个连续层或片材形成(总地称为片材 208)。然后,蒙皮 114 可以紧固到结构部件诸如所示的桁条 112。片材 208 可以是复合材料,诸如纤维石墨带或其他用于空气动力学机构的适当蒙皮或层压材料。在接头 116 上部形成蒙皮 114 的示例片材 208(1)-208(5) 在图 2 中示出。例如,片材 208(1)、208(3) 和 208(5) 形成中央部分 110,并穿过中央部分 110 延伸到图 1 的左侧接头 118。片材 208(2)、208(4) 形成机翼部分 108 并延伸到机翼末梢。在该实施方式中,片材 208 在接头 116 处以扫略角汇合。在实施方式中,片材 208 沿着各部分 110、108 的零度轴线取向。因此,片材 208(1)、208(3) 和 208(5) 可以认为是机翼部分 110 的零度片材,而片材 208(2) 和 208(4) 可以认为是机翼部分 108 的零度片材。虽然示为零度片材,但是要注意,片材实际上可以以近似平行于某部分零度轴线的各种角度定向。近似零度片材在文中指代布置在各部分零度轴线正负 15 度之间(例如,平行)的片材。

[0023] 如前所述,片材 208 可以在接头区域交织。在一种实施方式中,交织结构包括重叠图案,其中中央部分 110 的零度片材与机翼部分 108 的零度片材重叠。例如,图 2 描绘了一种示例交织图案,其中中央部分 110 的片材与机翼部分 108 的片材彼一片此一片地交替。更具体地说,片材 208(1) 穿过接头 116 延伸并重叠同样穿过接头的片材 208(2),以此类推,对于片材 208(3)-208(5) 重复图案。图 2 所示的片材 208(1)-208(5) 是许多这种可以用来以所述方式重叠从而在接头 116 的区域内整体形成蒙皮 114 的片材 208 的代表。例如,蒙皮 114 可以包括适当数目的片材 208(例如,50、100、500 等)。自然,也可以采用多种其他图案,诸如每两片片材重叠、每 5 片重叠、以非恒定的间隔重叠等等。

[0024] 重叠效果导致在接头 116 上形成自然堆积区域 210。堆积区域 210(或尺寸增大)相应增大复合层的刚性、承载能力、载荷传递能力等等。特别是,来自中央部分 110 的重叠零度片材 208(1)、208(3)、208(5) 或近似零度片材在机翼部分 108 中作为剪切片材,而来自机翼部分 108 的相应重叠片材 208(2)、208(4) 在中央部分 110 作为剪切片材。螺栓 206 或其他适当紧固件穿过堆积区域 210 运行,将内上部 202(1) 和外上部 202(2) 接合到肋 204(1)。关于重叠片材的其他细节,将在以下针对图 3 进行说明。

[0025] 图 2 中的片材 208 还示为具有偏移端点。例如,中央部分 110 的片材 208(1)、208(3)、208(5) 并不终止于共同的点,而是具有不同的各端点。机翼部分 108 的片材 208(2)、208(4) 类似的具有独特或偏移端点。偏移端点用于产生渐变而非突变或陡峭的堆积层 210 累积。针对片材偏移的额外细节,将在以下针对图 4 说明。

[0026] 现在参照图 3,该图更为详细地描绘了图 2 中的重叠片材。具体来说,图 3 示出了片材 208(1)、208(2) 的俯视图,诸如从图 1 的飞行器 100 上方观察。图 3 进一步示出了由多个片段 302、304 形成每一个片材,所述片段穿过该部分 110、108 的宽度布置。例如,所述片段可以是以复合材料诸如碳纤维或石墨带形成的带材片段,并且可以具有各种宽度,其一些示例为 3 英寸、6 英寸和 12 英寸。片段 302、304 穿过各部分 110、108 延伸,以使片段 302、304 以及由片段形成的相应片材 208(1)、208(2) 沿着各部分 110、108 零度轴线的长度方向定向。所述片材以扫略角 306 相交,该扫略角示为约 30 度。因此,由中央部分 110 和机翼部分 108 零度轴线之间的相对关系限定扫略角。如前所述,可以考虑各种不同的扫略角。

[0027] 图中示出片材 208(1)、208(2) 在穿过接头 116 的区域 308 中重叠,这些片材对应于形成图 2 中堆积部 210 的连续片材并与连续片材一起形成图 2 中的堆积部 210。要注意,在该布置中,取向朝着中央部分 110 零度轴线的片材 208(1) 经由重叠部 308 在机翼部分 108 中作为剪切片材。相反,取向沿着机翼部分 108 零度轴线的片材 208(2) 经由重叠部 308 在中央部分内作为剪切片材。每个上下部在对应于接头 116 的位置以及对应于相对侧的侧部接头 118 的位置可以出现许多重叠片材 208。可以借助文中所述的复合机翼-机身技术为复合结构 104 的上下面板任一或两者形成从机翼末梢到机翼末梢的完整、整体形成的面板。此外,还可以形成从末梢到末梢的完整、整体形成的复合结构 104(具有整体形成的上下面板)。还可以形成较小的整体形成的部分,诸如单独的左侧面板和右侧面板,单独的上面板和下面板以及各种其他组合。接头,诸如机身侧部接头 116、118 则可以用于将整体形成结构或面板接合到飞行器。

[0028] 现在参照图 4,该图示出了实施方式 400,更为详细地示出了偏移和重叠的片材。更具体地说,图 4 描绘了如图 3 所示那样,在区域 308 重叠的片材 208(1) 和 208(2)。应该注意,为了清晰,去掉了一些片段 302、304。另一片片材 208(3) 的一部分覆盖在片材 208(1)、208(2) 上。片材 208(3) 对应于中央部分 110,取向大约平行于各零度轴线。片材 208(3) 还作为近似零度片材布置,位于零度轴线正负 15 度之内。应该注意,片材 208(3) 以类似于参照图 3 所述覆盖片材 208(1)、208(2) 的方式覆盖机翼部分 108 的片材 208(2)。因此,实施方式 400 中,片材重叠符合前面参照图 2 所述的交替重叠。此外,图 4 示出了在片材 208(1) 和 208(3) 之间的各端点或切口之间通过布置片材形成的偏移部 402。

[0029] 图 4 进一步描绘了覆盖片材 208(1)、208(2) 和 208(3) 的另一片片材 208(4) 的一部分。片材 208(4) 在该实施方式中对应于机翼部分 108,取向大约平行于各零度轴线。片材 208(4) 重叠中央部分的片材 208(1)、208(3)。此外,通过布置片材在片材 208(4) 和 208(2) 之间的各端点或各切口处形成偏移部 404。

[0030] 如前所述,接头中增加片材偏移部 402、400,目的是在堆积部 201 中产生逐渐递增的厚度。可以选择各种不同的偏移部,对应于希望的堆积部 210,例如在希望的距离(例如,希望的堆积部)实现希望的尺寸增大。此外,可以选择各不同片材的偏移部,使其对于每个

片材相同,或者偏移部可以在不同片材之间变化,或者在各部分 110、108 的片材之间发生变化。在各种实施方式中,选择的偏移部范围为 0.25-1.25 英寸,以产生希望的堆积部,但是更小或更大的偏移部可以用在其他实施方式中。进一步应该注意,铺设特定量的片材之后,偏移部图案可以重复。作为例子,在覆盖 20 片片材之后,偏移部图案可以重复,因此如果总共使用 60 片片材,则 3 条片材可以终止于每 20 个端点各自位置处。

[0031] 图 5 描绘了实施方式 500,示出了桁条过渡到接头区域的详细视图。示出了位于左侧机翼部分 106 和中央部分 110 之间的机身左侧接头 118 的截面图。具体来说,描绘了机翼部分 106 的下半部对应于机翼的下侧(例如,机翼部分 106 外下部结合到中央部分 110 内下部)。面板外部(例如,接头 118 的机翼部分 106 一侧)包括桁条 112,蒙皮 114 接合到该桁条。还示出了来自中央部分 110 的对应桁条 112 一部分。蒙皮 114 可以由连续片材 208 形成,该片材如前所述可以与来自中央部分 110 的片材 208 重叠并从其偏移,从而形成如图 5 所示的堆积区域 210。因此,可以经由重叠且偏移的片材 208 形成整体形成的面板区段。包括桁条 112 和蒙皮 114 的整体形成的面板(例如,整体形成部分 106、108)描绘为在接头 118 处经由螺栓 206 接合机身侧肋 204,该螺栓在堆积区域 210 内的结合部穿过部分 106、108 延伸。

[0032] 在如图 5 所示的实施方式中,示出了桁条 112 过渡到接头区域 118 或向该接头区域逐渐变薄。具体来说,示出了桁条 112 沿着桁条在厚度或尺寸相对较大的区域 502 和厚度相对较小的较薄区域 504 之间轴向逐渐变薄,所述较薄区域 504 例如桁条 112 经由螺栓 208 连接到肋 204 的地方。如前所述,这种过渡或逐渐变薄允许使用更少和/或更小的螺栓 206 来进行接合。图中示出了过渡区域 506,桁条在该区域随着从区域 502 向区域 504 移动而逐渐变窄。在该实施方式中,示出了线性过渡形式,诸如以恒定 45 度角或其他角度进行过渡。在进一步的实施方式中,在导入接头区域 118 的约 40 到 50 英寸的距离上采用这种线性减薄形式。在其他实施方式中,可以采用其他适当过渡区域 506,诸如对应于各种线性角度、曲线路径、阶梯路径等等。桁条相应过渡或减薄可以沿着桁条在各种距离范围内出现。

[0033] 来自中央部分 110 的相应桁条 112 可以类似地进行过渡。每个部分 106、110、108 可以具有多根桁条 112,其中一根或多根可以是文中所述的过渡桁条。在实施方式中,桁条 112 逐渐变薄的区域大致与蒙皮 114 出现堆积区域 210 的区域相同。换句话说,过渡区域 506 和堆积区域 210 沿着各部分 106、110、108 的长度,基本上发生在相同位置。这样,可以由桁条逐渐变薄或者发生过渡,从而对堆积区域 210 的积累进行全部或局部补偿。

[0034] 在一种实施方式中,桁条 112 刚度可以沿着桁条 112 长度变化。该刚度减小或软化可以在桁条厚度逐渐变薄的基础上(或取代这种情况)进行。例如,桁条 112 可以由复合层压件形成,其中的层压材料在桁条 112 的长度上发生变化。具体来说,朝向图 5 所述的区域 502,具有硬度相对较大的材料,并且所选的材料或者桁条布局沿着从区域 502 到靠近接头 118 的区域 504 的行程长度变化到刚度逐渐减小或者桁条 112 变软。这种刚度减小还用来补偿堆积区域 210 内片材 208 堆积所导致的硬度相应增加。此外,桁条 112 软化可以用来吸收或减小载荷转移经由堆积部 210 中的重叠片材 208 的剪切作用而产生的剥离载荷影响,例如软化可以允许桁条 112 变形更大。刚度不同或拉伸模量不同的材料组合可以用来沿着桁条 112 产生希望的硬度变化。此外,或作为选择,可以通过改变生产桁条的材料

或复合物的纤维对准情况或取向来改变刚度或模量。在一种实施方式中,桁条 112 配置成包括拉伸模量不同的碳纤维材料,模量以兆磅每英寸 (MSI) 表示,以使刚度沿着桁条 112 长度从区域 502 到靠近接头 118 的区域 504 移动时,在约 16MSI 到 2MSI 的范围内变化。也考虑了各种其他材料,诸如金属箔、钛、铝、复合带、层压件或其他适当的桁条材料。

[0035] 虽然已经图示并说明了本发明的优选实施方式和替代实施方式,但是应该注意,在不背离本发明精神和范围的情况下,可以进行许多改动。因此,本发明的范围并不受所公开的那些优选实施方式或替代实施方式的限制。相反,参照附后的权利要求书来完整地确定本发明。

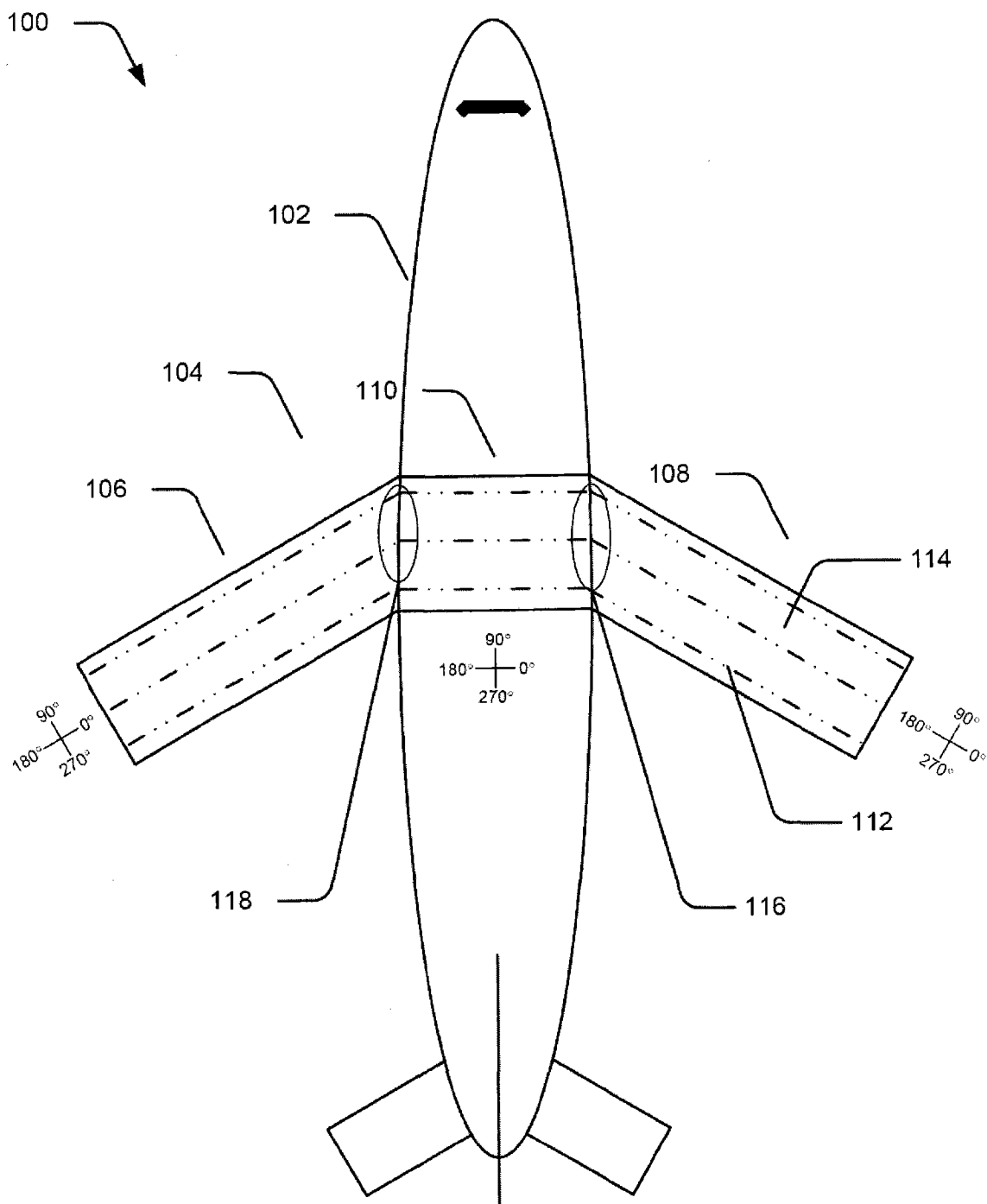


图 1

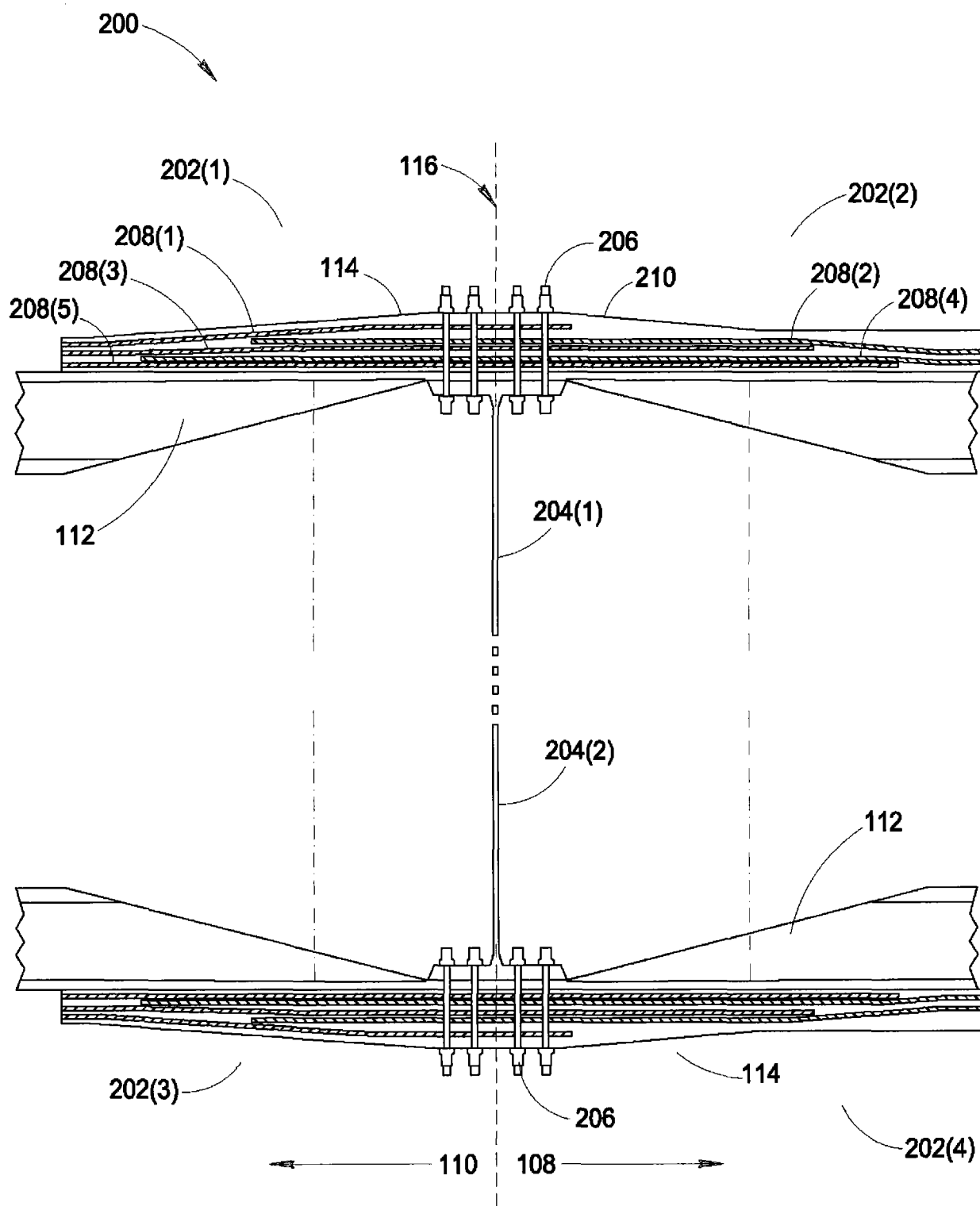


图 2

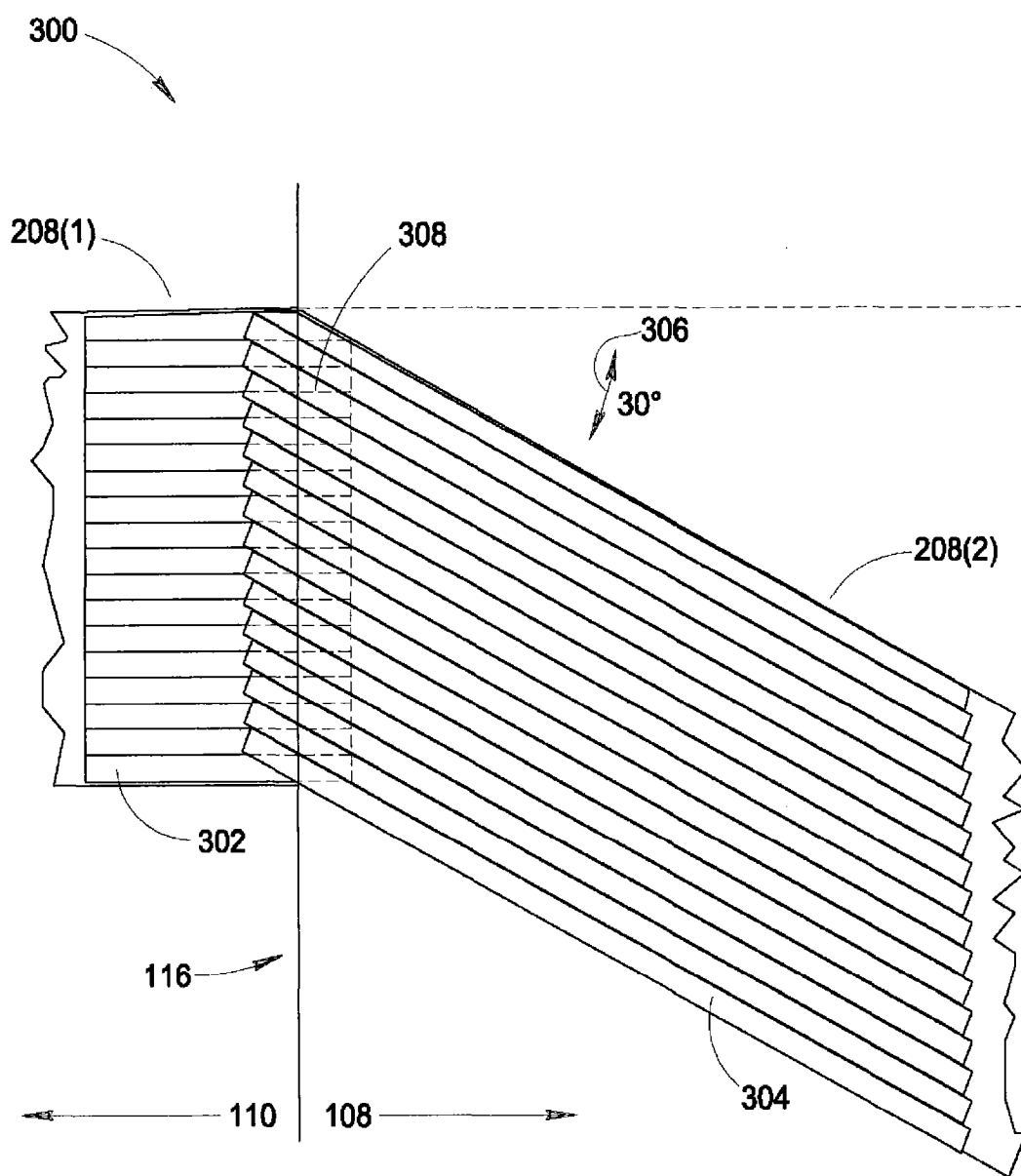


图 3

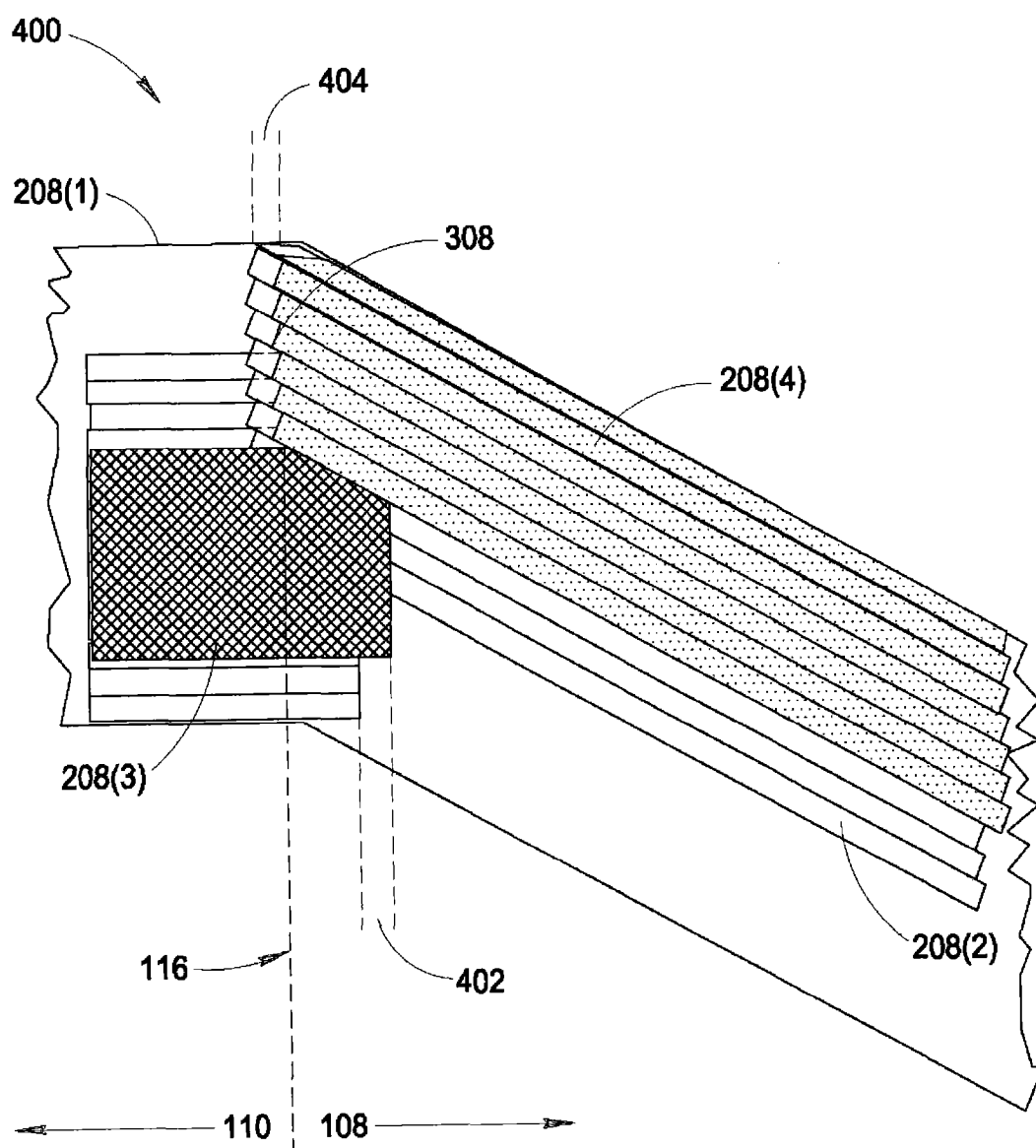


图 4

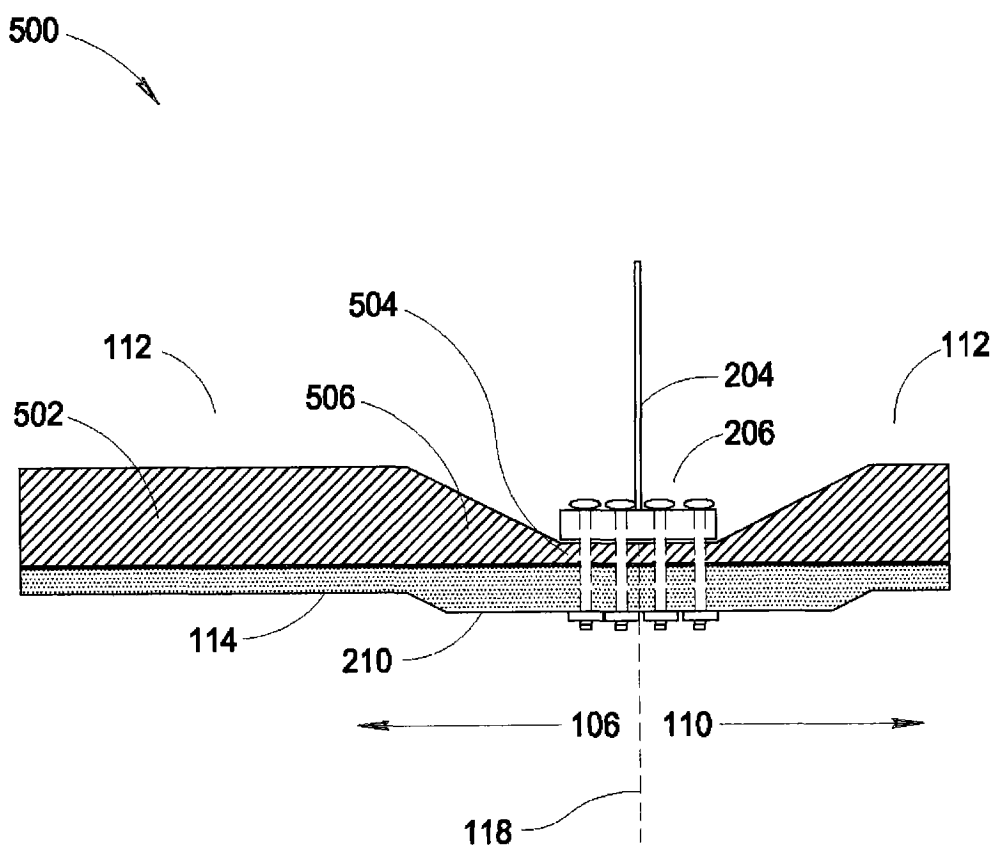


图 5