



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 1982040 B

(45) 授权公告日 2011.05.18

(21) 申请号 200610063920.3

B29L 31/30(2006.01)

(22) 申请日 2006.11.01

(56) 对比文件

(30) 优先权数据

11/264,608 2005.11.01 US

GB 1425312 A, 1976.02.18, 全文.

US 4731144 A, 1988.03.15, 全文.

CN 1168317 A, 1997.12.24, 全文.

CN 1167462 A, 1997.12.10, 全文.

GB 2268699 A, 1994.01.19, 说明书第1页第3-22行, 第10页第17行-第17页第21行、图1-15.

(73) 专利权人 波音公司

地址 美国伊利诺伊州

审查员 于佳

(72) 发明人 艾伦·K·普里查德

维克托·K·斯图尔

约瑟夫·R·奥利瓦多蒂

(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.

B29C 70/28(2006.01)

B29C 70/30(2006.01)

B29C 70/38(2006.01)

B29C 70/54(2006.01)

B64C 1/12(2006.01)

B29D 31/00(2006.01)

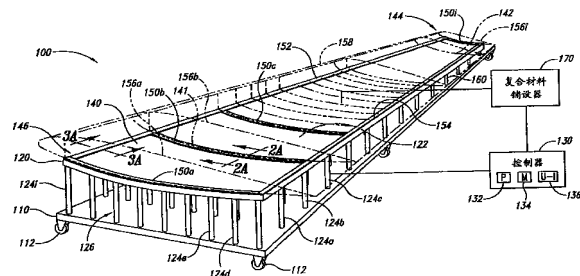
权利要求书 4 页 说明书 8 页 附图 3 页

(54) 发明名称

用于制造一族飞机机翼和其它复合结构的方法和系统

(57) 摘要

本申请公开了一种用于制造复合飞机机翼和其它结构的方法和系统。根据本发明一个实施例的用于制造复合层压板的工具组件包括由可移动支撑系统携带的工具盘。工具盘包括构造成能支撑纤维加强树脂材料并限定出纤维加强树脂材料的外部模制线 (OML) 的工具表面。可移动支撑系统构造成能对来自控制器的信号做出响应,以便自动改变工具表面的形状并改变完工部分的外部模制线,从而适应特定的应用。在一个实施例中,可移动支撑系统包括多个可操作地与工具盘相连的伸缩驱动件。



1. 一种制造飞机机翼外壳的方法,所述方法包括:

提供机翼外壳工具,所述机翼外壳工具具有凹入的工具表面,所述工具表面构造成能支撑布置在其上的一层或多层纤维加强树脂材料,所述工具表面限定出纤维加强树脂材料的外部模制线;

通过下述步骤为第一机翼制造第一外壳:

保持所述工具表面的凹入形状,将纤维加强树脂材料的第一部分定位在工具表面的第一部分上;

将纤维加强树脂材料的附加部分定位在纤维加强树脂材料的所述第一部分上;

使纤维加强树脂材料的所述第一部分和所述附加部分固化以硬化纤维加强树脂材料的所述第一部分和所述附加部分并形成第一机翼外壳;

在硬化纤维加强树脂材料的所述第一部分和所述附加部分之后,在纤维加强树脂材料的所述附加部分中形成肋条槽,其中所述肋条槽被构造为接收肋条;和

从机翼外壳工具上取下第一机翼外壳,其中,所述第一机翼外壳具有第一梢部和第一根部,所述第一梢部与所述第一根部间隔开第一跨度距离的距离;以及

通过下述步骤为第二机翼制造第二外壳:

改变所述工具表面的凹入形状,将纤维加强树脂材料的第二部分定位在所述工具表面的第二部分上;和

使纤维加强树脂材料的第二部分固化以硬化纤维加强树脂材料的所述第二部分并形成第二机翼外壳,其中,第二机翼外壳具有第二梢部和第二根部,所述第二梢部与所述第二根部间隔开第二跨度距离的距离,所述第二跨度距离小于所述第一跨度距离。

2. 根据权利要求1所述的方法,其中,将纤维加强树脂材料的第一部分定位在工具表面上包括使纤维加强树脂材料的第一部分在工具表面的整个长度上延伸,并且其中,将纤维加强树脂材料的第二部分定位在工具表面上包括使纤维加强树脂材料的第二部分在工具表面的部分长度上延伸。

3. 根据权利要求1所述的方法,其中,将纤维加强树脂材料的第一部分定位在工具表面上包括使纤维加强树脂材料的第一部分在工具表面上从机翼梢部区域到机翼根部区域的整个长度上延伸,并且其中,将纤维加强树脂材料的第二部分定位在工具表面上包括使纤维加强树脂材料的第二部分在工具表面上从机翼梢部区域至不到机翼根部区域的部分长度上延伸。

4. 一种制造飞机机翼外壳的方法,所述方法包括:

提供机翼外壳工具,所述机翼外壳工具具有凹入的工具表面,所述工具表面构造成能支撑布置在其上的一层或多层纤维加强树脂材料,所述工具表面限定出纤维加强树脂材料的外部模制线;

通过下述步骤为第一机翼制造第一外壳:

将纤维加强树脂材料的第一部分定位在工具表面的第一部分上;

将纤维加强树脂材料的附加部分定位在纤维加强树脂材料的所述第一部分上以形成建造区域;

使纤维加强树脂材料的所述第一部分和所述附加部分固化以硬化纤维加强树脂材料的所述第一部分和所述附加部分并形成第一机翼外壳;

在固化纤维加强树脂材料的所述第一部分和所述附加部分之后,在所述建造区域中加工第一肋条槽;和

从机翼外壳工具上取下第一机翼外壳,其中,所述第一机翼外壳具有第一梢部和第一根部,所述第一梢部与所述第一根部间隔开第一跨度距离的距离;以及

通过下述步骤为第二机翼制造第二外壳:

将纤维加强树脂材料的第二部分定位在所述工具表面的第二部分上;和

使纤维加强树脂材料的第二部分固化以硬化纤维加强树脂材料的所述第二部分并形成第二机翼外壳,其中,第二机翼外壳具有第二梢部和第二根部,所述第二梢部与所述第二根部间隔开第二跨度距离的距离,所述第二跨度距离小于所述第一跨度距离。

5. 根据权利要求4所述的方法,其中,第一机翼外壳具有第一形状,并且其中,为第二机翼制造第二外壳还包括改变工具表面的形状,从而第二机翼具有不同于第一形状的第二形状。

6. 根据权利要求4所述的方法,其中,第一机翼外壳具有第一曲度,并且其中,为第二机翼制造第二外壳还包括改变工具表面的形状,从而第二机翼具有不同于第一曲度的第二曲度。

7. 根据权利要求4所述的方法,其中,第一机翼外壳具有第一曲折,并且其中,为第二机翼制造第二外壳还包括改变工具表面的形状,从而第二机翼具有不同于第一曲折的第二曲折。

8. 根据权利要求4所述的方法,

还包括:在第二机翼外壳中在相对于工具表面的与第一机翼外壳中的所述第一肋条槽相同的位置中形成第二肋条槽。

9. 一种为一族不同的飞机机翼制造机翼外壳的方法,所述方法包括:

提供机翼外壳工具,所述机翼外壳工具具有顺从工具表面,所述工具表面构造成能支撑布置在其上的一层或多层纤维加强树脂材料,所述工具表面限定出纤维加强树脂材料的外部模制线;

通过以下步骤为第一机翼制造第一外壳:

将工具表面移到第一形状,

保持所述工具表面为第一形状,将纤维加强树脂材料的第一部分定位在工具表面的第一部分上;

将纤维加强树脂材料的附加部分定位在纤维加强树脂材料的所述第一部分上;

使纤维加强树脂材料的所述第一部分和所述附加部分固化以硬化纤维加强树脂材料的所述第一部分和所述附加部分并形成第一机翼外壳;

在固化纤维加强树脂材料的所述第一部分和所述附加部分之后,在纤维加强树脂材料的所述附加部分中形成肋条槽,其中所述肋条槽被构造为接收肋条;和

从机翼外壳工具上取下第一机翼外壳,其中,第一机翼外壳具有第一梢部和第一根部,所述第一梢部与所述第一根部间隔开第一跨度距离的距离;和

通过以下步骤为第二机翼制造第二外壳:

改变工具表面的形状,使其从所述第一形状变为第二形状;

保持所述工具表面处于第二形状,将纤维加强树脂材料的第二部分定位在工具表面的

第二部分上,其中,工具表面的第二部分不同于工具表面的第一部分;和

使纤维加强树脂材料的第二部分固化以硬化纤维加强树脂材料的第二部分并形成第二机翼外壳,其中,第二机翼外壳具有第二梢部和第二根部,所述第二梢部与第二根部间隔第二跨度距离的距离,所述第二跨度距离小于所述第一跨度距离。

10. 根据权利要求 9 所述的方法,其中,改变工具表面的形状包括响应于来自计算机程序的指令自动改变工具表面的形状。

11. 根据权利要求 9 所述的方法,其中,改变工具表面的形状包括响应于来自计算机程序的指令使可操作地与工具表面相连的一个或多个驱动件自动伸长。

12. 根据权利要求 9 所述的方法:

其中,将纤维加强树脂材料的第一部分定位在工具表面的第一部分上包括响应于来自第一计算机程序的指令自动将纤维加强树脂材料定位在工具表面上;

其中,改变工具表面的形状包括响应于来自第二计算机程序的指令自动改变工具表面的形状。

13. 根据权利要求 9 所述的方法,其中,将纤维加强树脂材料的第一部分定位在工具表面上包括使纤维加强树脂材料的第一部分在工具表面上从机翼梢部区域到机翼根部区域的整个长度上延伸,并且其中,将纤维加强树脂材料的第二部分定位在工具表面上包括使纤维加强树脂材料的第二部分在工具表面上从机翼梢部区域至不到机翼根部区域的部分长度上延伸。

14. 根据权利要求 9 所述的方法,其中,移动所述工具表面到第一形状包括自动控制可操作地连接到工具表面的多个驱动件,从而将所述工具表面形成为所述第一形状,并且其中,将所述工具表面的形状从所述第一形状变为第二形状包括自动地控制所述多个驱动件,从而将所述工具表面形成为不同于所述第一形状的所述第二形状。

15. 根据权利要求 9 所述的方法,其中,第一机翼外壳具有第一曲折,并且其中,将所述工具表面的形状从所述第一形状变为第二形状包括改变工具表面的形状,从而使第二机翼具有不同于第一曲折的第二曲折。

16. 根据权利要求 9 所述的方法,其中,提供具有顺从工具表面的机翼外壳工具包括提供具有梯形外形的工具表面。

17. 根据权利要求 9 所述的方法,其中,第一机翼外壳具有第一曲度,并且其中,将工具表面的形状从第一形状变为第二形状包括改变工具表面的形状从而使第二机翼具有不同于第一曲度的第二曲度。

18. 一种为一族不同的飞机机翼制造机翼外壳的方法,所述方法包括:

提供机翼外壳工具,所述机翼外壳工具具有顺从的工具表面,所述工具表面构造成能支撑布置在其上的一层或多层纤维加强树脂材料,所述工具表面限定出纤维加强树脂材料的外部模制线;

通过以下步骤为第一机翼制造第一外壳:

将纤维加强树脂材料的第一部分定位在工具表面的第一部分上;

将纤维加强树脂材料的附加部分定位在纤维加强树脂材料的所述第一部分上,以形成建造区域;

使纤维加强树脂材料的所述第一部分和所述附加部分固化以硬化纤维加强树脂材料

的所述第一部分和所述附加部分并形成第一机翼外壳；

在固化纤维加强树脂材料的所述第一部分和所述附加部分之后，在所述建造区域中加工出肋条槽；和

从机翼外壳工具上取下第一机翼外壳，其中，第一机翼外壳具有第一梢部和第一根部，所述第一梢部与所述第一根部间隔开第一跨度距离的距离；和

通过以下步骤为第二机翼制造第二外壳：

改变工具表面的形状；

将纤维加强树脂材料的第二部分定位在工具表面的第二部分上，

其中，工具表面的第二部分不同于工具表面的第一部分；和

使纤维加强树脂材料的第二部分固化以硬化纤维加强树脂材料的第二部分并形成第二机翼外壳，其中，第二机翼外壳具有第二梢部和第二根部，所述第二梢部与第二根部间隔开第二跨度距离的距离，所述第二跨度距离小于所述第一跨度距离。

用于制造一族飞机机翼和其它复合结构的方法和系统

技术领域

[0001] 本发明总体上涉及用于制造飞机机翼的方法和系统,更具体地说,涉及用于制造一族飞机机翼的方法和系统。

背景技术

[0002] 喷气运输飞机的制造商通常研发成族的飞机,这些成族的飞机是从最初的基本模型衍生而来的。这种方式通过使用通用部件和组件来降低制造和研发成本。通常,由于乘客容量的增长,这些衍生机型的运行可以更加经济,更加获利。

[0003] 虽然乘客容量的增大大部分是通过延长机身来实现的,但是,在某些情况下,通过增大机翼面积来增大乘客容量(和/或燃油容量,货物容量,等)也是很有利的。然而,传统的飞机机翼结构不易于通过修改来增大机翼面积。这是令人遗憾的,因为事实上,增大机翼比增大机身更能提供更大的飞机尺寸选择(即,总重量)范围。

[0004] 传统喷气运输机机翼的主要结构通常是由铝和其它金属制成的。这种类型的结构需要大量的劳力来制造专用于特定机型的定制部件,由于许多构件基本上是手工制作的。从而也就造成对于特定机型而言,这些部件的装配也通常是唯一的。这些因素使得难以在初始机型的基础上经济地研发出一族机翼。

发明内容

[0005] 本概述只是为读者提供理解上的方便,它并不是要限制本发明,本发明是由权利要求来限定的。

[0006] 本发明总体上涉及一种用于制造复合结构的方法和系统。更具体地说,本发明涉及一种用于制造飞机的复合结构的方法和系统。根据本发明一个方面的用于制造复合层压板的工具组件包括由可移动支撑系统携带的工具盘。所述工具盘具有工具表面,所述工具表面构造成能支撑一层或多层纤维加强树脂材料。工具表面限定出纤维加强树脂材料的外部模制线(OML)。可移动支撑系统构造成能对来自控制器的信号做出响应,以便针对不同的层压板自动改变工具表面的形状和改变外部模制线。在一个实施例中,可移动支撑系统包括多个伸缩驱动件,这些伸缩驱动件可操作地与工具盘相连。每个伸缩驱动件都能沿中轴线进行伸长和收缩,以便改变工具表面的形状。

[0007] 根据本发明另一个方面构造的飞机机翼包括多个在第一机翼外壳和第二机翼外壳之间延伸的机翼肋条。第一机翼外壳可由纤维加强树脂材料制成,并且可包括多个邻近第一内表面定位的第一肋条槽。第二机翼外壳也可由纤维加强树脂材料制成,并且可包括多个邻近第二内表面定位的第二肋条槽。在本发明的这个方面,在第一和第二外壳之间延伸的每根机翼肋条包括接收在其中一个第一肋条槽内的第一部分和接收在对置的其中一个第二肋条槽内的第二部分。

[0008] 在一个实施例中,第一机翼外壳还可包括横向于所述多个第一肋条槽延伸的第一翼梁槽,第二机翼外壳还可包括横向于所述多个第二肋条槽延伸的第二翼梁槽。在本实施

例中,飞机机翼还可包括在第一和第二机翼外壳之间延伸的翼梁,并且所述翼梁具有接收在所述第一翼梁槽内的第一部分和接收在所述第二翼梁槽内的第二部分。

[0009] 根据本发明的另外一个方面的制造飞机机翼的方法包括:提供具有工具表面的机翼外壳工具和通过将纤维加强树脂材料的第一部分定位在工具表面上为第一机翼制造第一外壳。所述方法还包括:使纤维加强树脂材料的第一部分固化从而形成第一机翼外壳以及在固化之后从机翼外壳工具上取下第一机翼外壳。所述方法还额外包括:通过以下步骤为第二机翼制造第二机翼外壳,即通过将纤维加强树脂材料的第二部分定位在工具表面上,并且使纤维加强树脂材料的第二部分固化从而形成第二机翼外壳。在本发明的这个方面,第一机翼外壳具有第一梢部,所述第一梢部与第一根部间隔开第一跨度距离的距离,第二机翼外壳具有第二梢部,所述第二梢部与第二根部间隔开第二跨度距离的距离,所述第二跨度距离小于第一跨度距离。

[0010] 根据本发明,提供一种制造飞机机翼外壳的方法,所述方法包括:提供机翼外壳工具,所述机翼外壳工具具有凹入的工具表面,所述工具表面构造成能支撑布置在其上的一层或多层纤维加强树脂材料,所述工具表面限定出纤维加强树脂材料的外部模制线;通过下述步骤为第一机翼制造第一外壳:改变所述工具表面的凹入形状,将纤维加强树脂材料的第一部分定位在工具表面的第一部分上;将纤维加强树脂材料的附加部分定位在纤维加强树脂材料的所述第一部分上;使纤维加强树脂材料的所述第一部分和所述另外的部分固化以硬化纤维加强树脂材料的所述第一部分和所述附加部分并形成第一机翼外壳;在硬化纤维加强树脂材料的所述第一部分和所述附加部分之后,在纤维加强树脂材料的所述附加部分中形成肋条槽,其中所述肋条槽被构造为接收肋条;和从机翼外壳工具上取下第一机翼外壳,其中,所述第一机翼外壳具有第一梢部和第一根部,所述第一梢部与所述第一根部间隔开第一跨度距离的距离;以及通过下述步骤为第二机翼制造第二外壳:保持所述工具表面的凹入形状,将纤维加强树脂材料的第二部分定位在所述工具表面的第二部分上;和使纤维加强树脂材料的第二部分固化以硬化纤维加强树脂材料的所述第二部分并形成第二机翼外壳,其中,第二机翼外壳具有第二梢部和第二根部,所述第二梢部与所述第二根部间隔开第二跨度距离的距离,所述第二跨度距离小于所述第一跨度距离。

[0011] 在一个实施例中,将纤维加强树脂材料的第一部分定位在工具表面上包括使纤维加强树脂材料的第一部分在工具表面的整个长度上延伸,并且其中,将纤维加强树脂材料的第二部分定位在工具表面上包括使纤维加强树脂材料的第二部分在工具表面的部分长度上延伸。

[0012] 在一个实施例中,将纤维加强树脂材料的第一部分定位在工具表面上包括使纤维加强树脂材料的第一部分在工具表面上从机翼梢部区域到机翼根部区域的整个长度上延伸,并且其中,将纤维加强树脂材料的第二部分定位在工具表面上包括使纤维加强树脂材料的第二部分在工具表面上从机翼梢部区域至不到机翼根部区域的部分长度上延伸。

[0013] 根据本发明,提供一种制造飞机机翼外壳的方法,所述方法包括:提供机翼外壳工具,所述机翼外壳工具具有凹入的工具表面,所述工具表面构造成能支撑布置在其上的一层或多层纤维加强树脂材料,所述工具表面限定出纤维加强树脂材料的外部模制线;通过下述步骤为第一机翼制造第一外壳:将纤维加强树脂材料的第一部分定位在工具表面的第一部分上;将纤维加强树脂材料的附加部分定位在纤维加强树脂材料的所述第一部分上以

形成建造区域；使纤维加强树脂材料的所述第一部分和所述附加部分固化以硬化纤维加强树脂材料的所述第一部分和所述附加部分并形成第一机翼外壳；在硬化纤维加强树脂材料的所述第一部分和所述附加部分之后，在所述建造区域中加工第一肋条槽；和从机翼外壳工具上取下第一机翼外壳，其中，所述第一机翼外壳具有第一梢部和第一根部，所述第一梢部与所述第一根部间隔开第一跨度距离的距离；以及通过下述步骤为第二机翼制造第二外壳：将纤维加强树脂材料的第二部分定位在所述工具表面的第二部分上；和使纤维加强树脂材料的第二部分固化以硬化纤维加强树脂材料的第二部分并形成第二机翼外壳，其中，第二机翼外壳具有第二梢部和第二根部，所述第二梢部与所述第二根部间隔开第二跨度距离的距离，所述第二跨度距离小于所述第一跨度距离。

[0014] 在一个实施例中，第一机翼外壳具有第一形状，并且其中，为第二机翼制造第二外壳还包括改变工具表面的形状，从而第二机翼具有不同于第一形状的第二形状。

[0015] 在一个实施例中，第一机翼外壳具有第一曲度，并且其中，为第二机翼制造第二外壳还包括改变工具表面的形状，从而第二机翼具有不同于第一曲度的第二曲度。

[0016] 在一个实施例中，第一机翼外壳具有第一曲折，并且其中，为第二机翼制造第二外壳还包括改变工具表面的形状，从而第二机翼具有不同于第一曲折的第二曲折。

[0017] 在一个实施例中，所述方法还包括：在第二机翼外壳中在相对于工具表面的与第一机翼外壳中的所述第一肋条槽相同的位置中形成第二肋条槽。

[0018] 根据本发明，提供一种为一族不同的飞机机翼制造机翼外壳的方法，所述方法包括：提供机翼外壳工具，所述机翼外壳工具具有顺从工具表面，所述工具表面构造成能支撑布置在其上的一层或多层纤维加强树脂材料，所述工具表面限定出纤维加强树脂材料的外部模制线；通过以下步骤为第一机翼制造第一外壳：将工具表面移到第一形状，保持所述工具表面为第一形状，将纤维加强树脂材料的第一部分定位在工具表面的第一部分上；将纤维加强树脂材料的附加部分定位在纤维加强树脂材料的所述第一部分上；使纤维加强树脂材料的所述第一部分和所述附加部分固化以硬化纤维加强树脂材料的所述第一部分和所述附加部分并形成第一机翼外壳；在硬化纤维加强树脂材料的所述第一部分和所述附加部分之后，在纤维加强树脂材料的所述附加部分中形成肋条槽，其中所述肋条槽被构造为接收肋条；和从机翼外壳工具上取下第一机翼外壳，其中，第一机翼外壳具有第一梢部和第一根部，所述第一梢部与所述第一根部间隔开第一跨度距离的距离；和通过以下步骤为第二机翼制造第二外壳：改变工具表面的形状，使其从所述第一形状变为第二形状；保持所述工具表面处于第二形状，将纤维加强树脂材料的第二部分定位在工具表面的第二部分上，其中，工具表面的第二部分不同于工具表面的第一部分；和使纤维加强树脂材料的第二部分固化以硬化纤维加强树脂材料的第二部分并形成第二机翼外壳，其中，第二机翼外壳具有第二梢部和第二根部，所述第二梢部与第二根部间隔开第二跨度距离的距离，所述第二跨度距离小于所述第一跨度距离。

[0019] 在一个实施例中，改变工具表面的形状包括响应于来自计算机程序的指令自动改变工具表面的形状。

[0020] 在一个实施例中，改变工具表面的形状包括响应于来自计算机程序的指令使可操作地与工具表面相连的一个或多个驱动件自动伸长。

[0021] 在一个实施例中，将纤维加强树脂材料的第一部分定位在工具表面的第一部分上

包括响应于来自第一计算机程序的指令自动将纤维加强树脂材料定位在工具表面上；其中，改变工具表面的形状包括响应于来自第二计算机程序的指令自动改变工具表面的形状。

[0022] 在一个实施例中，将纤维加强树脂材料的第一部分定位在工具表面上包括使纤维加强树脂材料的第一部分在工具表面上从机翼梢部区域到机翼根部区域的整个长度上延伸，并且其中，将纤维加强树脂材料的第二部分定位在工具表面上包括使纤维加强树脂材料的第二部分在工具表面上从机翼梢部区域至不到机翼根部区域的部分长度上延伸。

[0023] 在一个实施例中，移动所述工具表面到第一形状包括自动控制可操作地连接到工具表面的多个驱动件，从而将所述工具表面形成为所述第一形状，并且其中，将所述工具表面的形状从所述第一形状变为第二形状包括自动地控制所述多个驱动件，从而将所述工具表面形成为不同于所述第一形状的所述第二形状。

[0024] 在一个实施例中，第一机翼外壳具有第一曲折，并且其中，将所述工具表面的形状从所述第一形状变为第二形状包括改变工具表面的形状，从而使第二机翼具有不同于第一曲折的第二曲折。

[0025] 在一个实施例中，提供具有顺从工具表面的机翼外壳工具包括提供具有梯形外形的工具表面。

[0026] 在一个实施例中，第一机翼外壳具有第一曲度，并且其中，将工具表面的形状从第一形状变为第二形状包括改变工具表面的形状从而使第二机翼具有不同于第一曲度的第二曲度。

[0027] 根据本发明，提供一种为一族不同的飞机机翼制造机翼外壳的方法，所述方法包括：提供机翼外壳工具，所述机翼外壳工具具有顺从的工具表面，所述工具表面构造成能支撑布置在其上的一层或多层纤维加强树脂材料，所述工具表面限定出纤维加强树脂材料的外部模制线；通过以下步骤为第一机翼制造第一外壳：将纤维加强树脂材料的第一部分定位在工具表面的第一部分上；将纤维加强树脂材料的附加部分定位在纤维加强树脂材料的所述第一部分上，以形成建造区域；使纤维加强树脂材料的所述第一部分和所述附加部分固化以硬化纤维加强树脂材料的所述第一部分和所述附加部分并形成第一机翼外壳；在硬化纤维加强树脂材料的所述第一部分和所述附加部分之后，在所述建造区域中加工出肋条槽；和从机翼外壳工具上取下第一机翼外壳，其中，第一机翼外壳具有第一梢部和第一根部，所述第一梢部与所述第一根部间隔开第一跨度距离的距离；和通过以下步骤为第二机翼制造第二外壳：改变工具表面的形状；将纤维加强树脂材料的第二部分定位在工具表面的第二部分上，其中，工具表面的第二部分不同于工具表面的第一部分；和使纤维加强树脂材料的第二部分固化以硬化纤维加强树脂材料的第二部分并形成第二机翼外壳，其中，第二机翼外壳具有第二梢部和第二根部，所述第二梢部与所述第二根部间隔开第二跨度距离的距离，所述第二跨度距离小于所述第一跨度距离。

附图说明

[0028] 图 1 是根据本发明实施例构造的机翼外壳工具组件的部分立体示意图；

[0029] 图 2A-2D 是一系列放大的剖面图，表示出了根据本发明的实施例用于将机翼肋条连接至机翼外壳上的方法的各个阶段；

[0030] 图 3A 和 3B 是放大的剖面图,表示出了根据本发明的实施例用于将翼梁连接到机翼外壳上的方法的各个阶段;

[0031] 图 4 是根据本发明的实施例构造的一部分机翼箱组件的立体示意图。

具体实施方式

[0032] 下面将描述基于初始翼型来制造一族飞机机翼的方法和系统。这些机翼可用于一族不同的飞机,例如一族喷气运输飞机。这些机翼可在许多不同的尺寸方面改变,包括机翼面积、机翼跨度、机翼形状、曲折等。在下面的描述中,描述了一些特定的细节,以便能彻底地理解本发明的各种实施例。然而,为了避免使本发明的各个实施例的描述不必要地模糊不清,对于那些通常与飞机和飞机机翼相关联的已知结构和系统,下面将不进行描述。

[0033] 在附图中所表示出来的许多细节、尺寸、角度和其它特征只是本发明特定实施例的解释性描述。因此,其它实施例可以具有其它细节、尺寸、角度和特征,这均未脱离本发明的构思或范围。此外,本发明的其它实施例在没有下面所描述的若干细节的情况下也能被实施。

[0034] 在图中,相同的附图标记表示相同或至少总体相似的元件。为了便于对任何具体元件进行描述,任何附图标记的最重要的一位或多位数字用于针对元件首次被引入的附图。例如,元件 110 是参照图 1 首次被引入和描述的。

[0035] 图 1 是根据本发明一个实施例构造的机翼外壳工具组件 100 (“工具组件 100”)的局部立体示意图。该工具组件 100 可包括工具盘 120,该工具盘具有工具表面 122,该工具表面形成复合外壳 140 的外部模制线 (OML)。工具盘 120 可由镍钢合金 (不胀钢) 或本领域公知的其它适合材料制成。在图示实施例中,工具表面 122 形成翼梁箱下部外壳的外部模制线。具体地说,在这个实施例中,工具表面 122 具有在一族机翼中最大机翼的翼梁箱的固定锥度或梯形平台。然而,在其它实施例中,工具表面 122 可具有用于形成飞机的其它外壳和 / 或其它面板以及其它结构的形状。例如,像下面将要更详细描述的那样,在另一个实施例中,可以利用与工具组件 100 在结构和功能方面至少总体相似的第二工具组件 (图中未示) 来形成翼梁箱的对应的上部外壳。

[0036] 图示实施例中的工具盘 120 由可移动支撑系统 126 支撑。在图示实施例中,可移动支撑系统 126 包括多个伸缩驱动件 124 (分别表示成驱动件 124a-i),这些伸缩驱动件从基底结构 110 向上延伸。每个驱动件 124 可操作地与工具盘 120 相连,并且能根据来自控制器 130 (图 1 示意性所示) 的信号进行伸长和收缩,以便根据需要来改变工具表面 122 的曲率。控制器 130 可包括处理器 132,该处理器根据存储在内存 134 上的计算机可读指令将信号传送给驱动件 124。计算机可读指令可包括与一族飞机机翼的不同机翼外壳构造相对应的一个或多个程序。控制器 130 还可包括用户界面 136 (例如,键盘,键座,指示装置等),用于接收使用者的特定机翼外壳程序的选择。

[0037] 在一个实施例中,复合外壳 140 可利用工具组件 100 按下述方式制造。首先,使用者 (图中未示) 操作控制器 130 上的用户界面 136,以便选择期望的机翼外壳构造。例如,使用者可选择一种与特定族的机翼中的最大机翼相对应的机翼外壳构造。处理器 132 根据存储在内存 134 上的程序,对这种选择做出响应,将一组相应的信号传送至驱动件 124。驱动件 124 对这些信号做出响应,按照需要分别伸长和 / 或收缩,以便将工具表面 122 移动成

与特定机翼选择相关的形状。更具体地说,驱动件 124 根据需要伸长或收缩,以便针对特定的机翼选择提供具有正确曲度、曲折 (twist)、角度等的工具表面 122。

[0038] 然后,自动铺带机 170 或本领域已知的其它适合装置将纤维加强树脂材料施加到工具表面 122 以形成复合外壳 140。纤维加强树脂可包括石墨 / 环氧树脂和 / 或其它在制造结构部件过程中常用的复合材料,例如包括玻璃、碳和 / 或携载在环氧树脂、乙烯基酯或聚酯热固塑料的聚合基中的芳族聚酰胺纤维。铺带机 170 按照与使用者所选择的特定类型的机翼外壳相应的预定层数、预定模式和方向来施加纤维加强树脂材料。然而,在其它实施例中,铺带机 170 可以被省去,并且可以手工地将复合材料施加到工具表面 122 上。

[0039] 一旦将复合外壳 140 的纤维加强树脂材料施加到工具表面 122,就可以在多个肋条建造区域 150 (分别表示成肋条建造区域 150a-i) 中,将纤维加强树脂材料的附加部分 (例如复合带) 施加到复合外壳 140 的顶部。类似地,可以沿前翼梁建造区域 152 和后翼梁建造区域 154 将附加的纤维加强树脂材料施加到复合外壳 140 上。在各块纤维加强树脂材料施加到工具表面 122 之后,复合铺层可被撤出,并在适合的真空袋系统 (图中未示) 下压缩以固化。在这个方面,基底结构 110 可包括许多滚轮 112,以便该铺层能容易地滚入烤炉、高压锅或其它适合的固化站内。正如下面更详细描述的那样,在固化之后,就可以对后翼梁建造区域 154、前翼梁建造区域 152 和肋条建造区域 150 进行机加工或抛光,以便有利于将后翼梁 160、前翼梁 158 和多个肋条 156a-i (图 1 中的虚线所示) 连接至机翼外壳 140。

[0040] 对于图示实施例中的伸缩驱动件 124,可以采用各种类型的驱动件。例如,在一个实施例中,驱动件 124 可以是液压驱动的。在另一个实施例中,驱动件 124 可以是气动的。在另一个实施例中,驱动件 124 可以是机械方式和 / 或电方式驱动的。驱动件 124 可包括定位传感器 (图中未示),以便测量伸长 / 收缩长度。驱动件 124 还可包括球窝接头 (图中未示),以便与工具盘 120 相连接。这种接头可允许工具盘 120 旋转,以便适应工具表面 122 的移动。此外,本领域普通技术人员会知道,在其它一些实施例中,可移动支撑系统 126 可利用其它的变形装置来改变工具表面 122 的形状。例如,这些装置可包括:机械驱动螺杆、剪式千斤顶、气动囊系统、电磁驱动器、伺服马达、齿轮齿条系统等。

[0041] 上述实施例的一个特征在于它可能被用于制造一族飞机的一系列不同的机翼外壳。例如,当制造特定族中的最大的机翼箱的外壳时,可以从根部 146 至梢部 144 将纤维加强树脂材料施加到整个工具表面 122 上。然而,对于较小的机翼而言,纤维加强树脂材料只需被施加到与较小机翼箱相对应的那部分工具表面 122 上。例如,在一个实施例中,可以通过将纤维加强树脂材料只施加到从第一弦线 141 延伸到梢部 144 的那部分工具表面 122 上,来制造较小的机翼外壳。在另一实施例中,可以通过将纤维加强树脂材料只施加到从根部 146 延伸到第二弦线 142 的那部分工具表面 122 上,来制造更小的机翼外壳。利用单一工具组件制造一族不同机翼外壳的优点在于它能显著减小加工成本。

[0042] 上述实施例的另一个特征在于,可移动支撑系统 126 能够被控制器 130 自动激活,以改变工具表面 122 的形状 (例如,曲度、曲折、角度等),从而适应正在被建造的特定类型的机翼。例如,当正在建造较大的机翼时,控制器 130 能够促使驱动件 124 根据需要伸长和 / 或收缩,以便给予工具表面 122 以希望的形状,该形状为合成机翼提供了有利的空气动力特性 (例如,低拖曳)。当正在制造较小的机翼时,控制器 130 能够使较小机翼的工具表面 122 的形状最优化。例如,较小的机翼与较大的机翼相比需要较小的曲折。另外,由于除了

例如包括结构的、动力的、和 / 或燃料荷载在内的空气动力学因素以外的原因, 控制器 130 也可被编程成能改变工具表面 122。因此, 工具组件 100 的另一优点在于, 它可用于使一系列机翼外壳具有相同的、或几乎相同的平面形状, 但是具有不同的曲度、曲折、和 / 或其它尺寸特性。

[0043] 在类似于参照图 1 的上述实施例的另一实施例中, 驱动件 124 可以是“被动的”装置, 其通过例如复合材料铺设器 170 来伸长和 / 或收缩, 以便将工具表面 122 移动成预先编程的形状。在这个实施例中, 材料铺设器 170 可包括一头部 (图中未示), 该头部可释放地连接到选定的驱动件上, 且根据需要使驱动件伸长或收缩, 以便向工具表面提供希望的轮廓。一旦处于适当位置, 驱动件能够自己夹住, 以便保持工具表面 122 的形状。

[0044] 图 2A-2D 是沿图 1 中的线 2A-2A 剖开的一系列放大的剖面图。这些图表示出了用于在图 1 中所示的每个肋条建造区域 150 中形成自定位 (self-jigging) 肋条底座 260 (图 2C) 的方法的各个阶段。首先参照图 2A, 该图表示出了在共同固化处理期间, 在结合到复合外壳 140 之后的肋条建造区域 150b。如图 2B 所示, 建造区域 150b 的第一侧部 262a 和第二侧部 262b 在固化之后被去除 (例如, 通过计算机数字控制 (CNC) 铣床), 以使建造区域 150b 具有锥形剖面。在其它实施例中, 肋条底座 260 可具有其它的剖面形状, 这取决于各种结构因素和 / 或成本因素。接下去, 如图 2C 所示, 在建造区域 150b 中机加工或以其它方式形成插槽或槽 264。然后, 如图 2D 所示, 在机翼箱结构组装期间, 将机翼肋条 156b 的下部插入到槽 264 中并结合到肋条底座 260 上。

[0045] 图 3A-3B 是沿图 1 中的线 3A-3A 的放大剖面图。这些图表示出了用于在图 1 的前翼梁建造区域 152 中形成自定位翼梁底座 360 (图 3B) 的方法的各个阶段。这种方法至少大体上类似于上述的用于形成机翼肋条底座 260 的方法。例如, 图 3A 表示出了在共同固化处理期间, 在结合到机翼外壳 140 之后的前翼梁建造区域 152。接下去, 参照图 3B, 第一侧部 362a 和第二侧部 362b 可从前翼梁建造区域 152 处去除, 以使翼梁底座 360 具有锥形剖面。然后, 可在前翼梁建造区域 152 中机加工或以其它方式形成插槽或翼梁槽 364, 以便容纳前翼梁 158 的下边缘。

[0046] 参照图 2A-3B 描述的实施例的一个特征在于, 控制器 130 (或相关控制器) 除了控制驱动件 124 之外, 还能够对铺设复合材料和 / 或在建造区域形成插槽的设备进行控制。对纤维加强树脂材料的施加进行控制的系统被编程成能够处理由于机翼尺寸的变化而引起的任何希望地几何形状变化。此外, 可以使用不同的软件程序来根据需要改变不同位置的板层铺叠, 以便处理不同的荷载问题。在前述方式中, 从机翼的一个尺寸转换为另一个尺寸, 或从一个飞机模型转换为另一个飞机模型, 只需执行存储在控制器 130 的内存 134 上的新软件程序。

[0047] 图 4 是根据本发明实施例构造的机翼箱结构 480 的根部的分解立体示意图。在这个实施例中, 前翼梁 158、后翼梁 160 和机翼肋条 156 凭借着上述的翼梁底座 360 和肋条底座 260, 被准确地定位并结合到下部机翼外壳 140 上。至少在结构和功能方面大体上类似于下部机翼外壳 140 的上部机翼外壳 440 可以类似的方式定位并结合到前翼梁 158、后翼梁 160 和机翼肋条 156, 从而完成机翼箱结构 480。

[0048] 上述的肋条底座和翼梁底座的一个特征在于, 它们可被用作自定位结构, 从而在机翼箱构造期间, 分别对肋条和翼梁进行自动定位。这种特征能够大大地缩短制造机翼的

时间。此外,在一个实施例中,对于给定族的机翼中一个或多个机翼,肋条和 / 或翼梁的位置能保持不变。利用公共的肋条和翼梁位置能够大大地减少该族机翼所需的不同部件的数量。

[0049] 在从一个机翼模型转变成另一个机翼模型的过程中肋条位置不得不改变的情况下,相同的基本工具加工可被用于翼梁箱外壳和底座,但是,对于特定模型,可改变由控制器 130(图 1)执行的程序,以便反映新的肋条位置和其它的变化。具体地说,在这个特定实施例中,对于新的肋条位置,建造过程没有任何区别,且不需要新的工具加工。可选地是,另一种方法是将肋条放置在所述族机翼中的每个机翼的每个预期位置,并且将每根肋条的强度调节成适合在建造下的特定模型的荷载。以这种方式,所述族中的较小机翼的典型肋条可变成该族机翼中的较大机翼的发动机肋条。同样地,较小机翼的起落架肋条可变成较大机翼部件的典型肋条。在每个特定例子中调整每根肋条的强度可确保每个机翼的总重量至少接近最优化。

[0050] 在上述方法和系统的一个实施例中,工具组件 100 可用于形成下部机翼箱外壳,并且类似的工具可用于形成相应的上部机翼箱外壳。在这个特定实施例的一个方面中,工具组件的尺寸被加工成能用于特定族的最大预期的机翼。然后,通过将纤维加强树脂材料(也就是,复合材料)铺设在基本工具的受限区域上面,来建造较小的机翼。

[0051] 在一个实施例中,对于一族飞机中的最重的飞机,可首先设计出最大的机翼和机身的结合,并且从这个大的基线导出较小的变量。这种方法能够确保在机身和 / 或机翼中为燃料和其它的容纳舱提供足够的容量。以所述族的最大机翼数量开始且确保它具有足够的燃料容量,可有助于确保每个较小的族成员也具有足够的燃料容量。对于飞机族的每个成员而言,很可能的是,起落架相对于机翼的位置可能不得不改变。内侧和外侧位置的改变,以及前部和后部的改变都很可能并且会造成特定肋条的荷载随模型而不同。为了适应荷载的变化,对特定的荷载需要设计用于特定模型的齿轮肋条。此外,一般肋条可以被放置在全族成员的所有预期的齿轮肋条位置,但是,对于特定的荷载需要,厚度和其它结构特征可以被制造成唯一的。相同的方法可用于适应各种发动机尺寸和机翼上的位置。

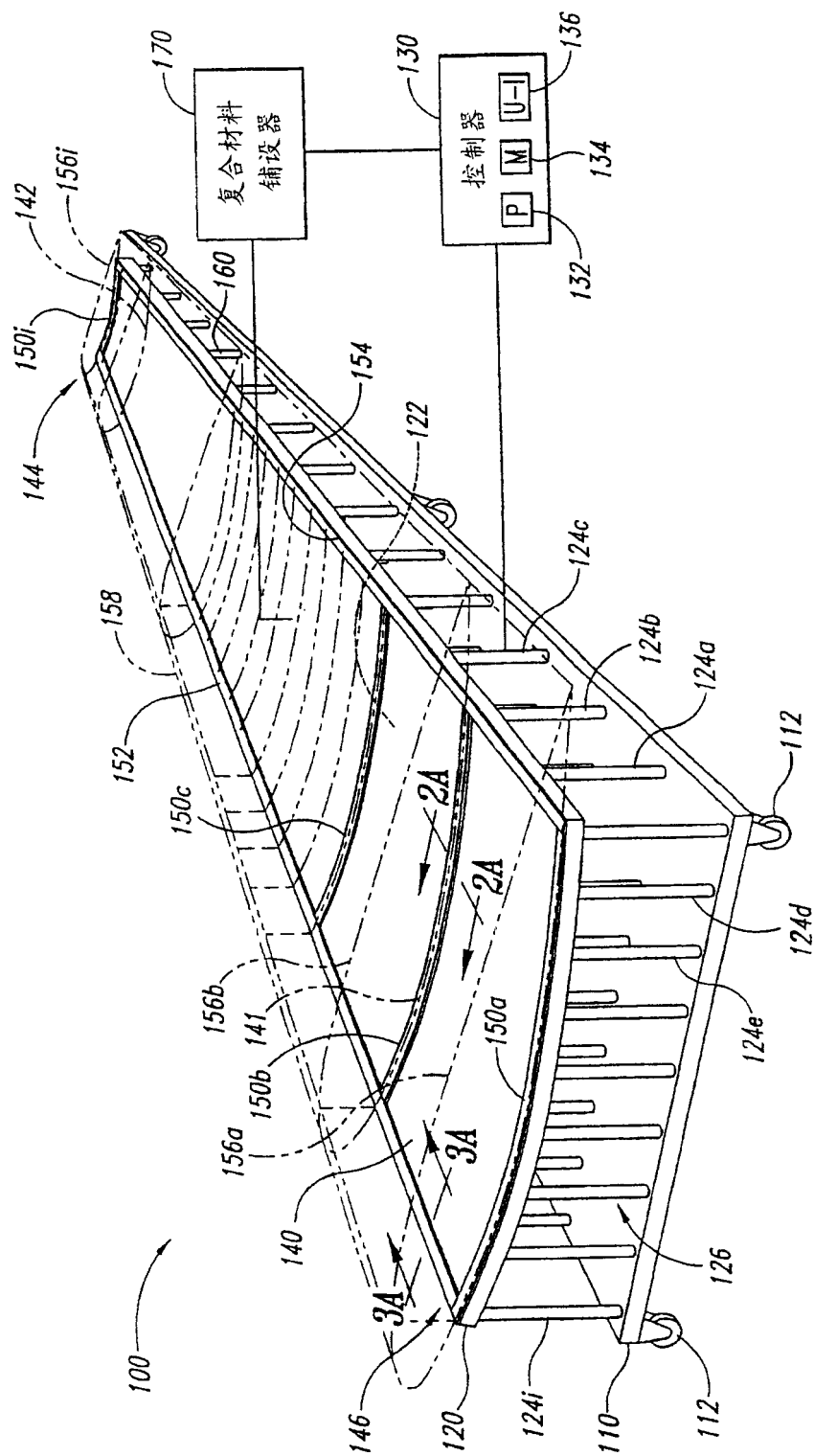


图 1

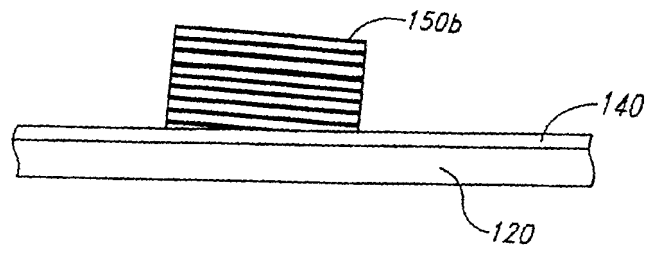


图 2A

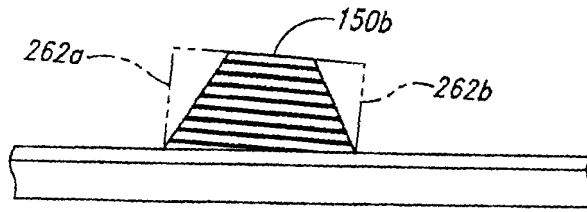


图 2B

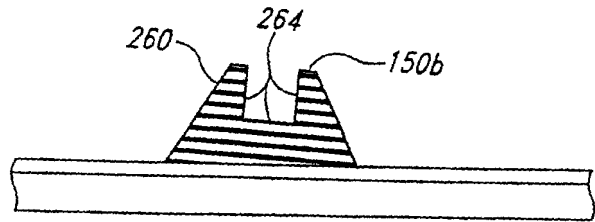


图 2C

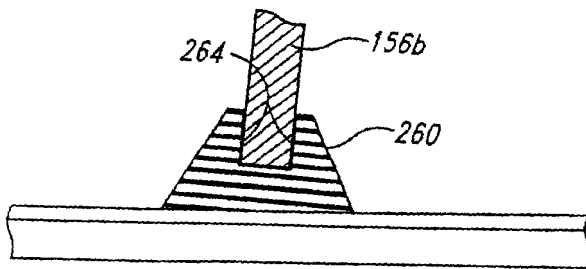


图 2D

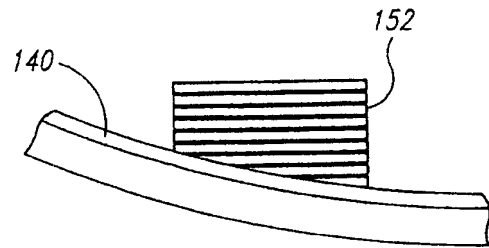


图 3A

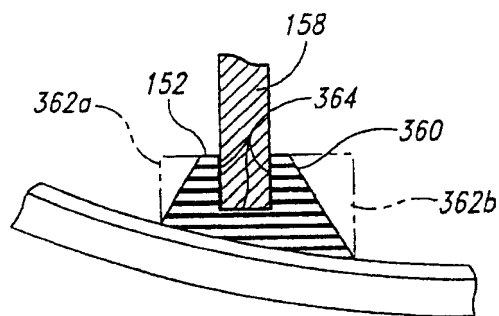


图 3B

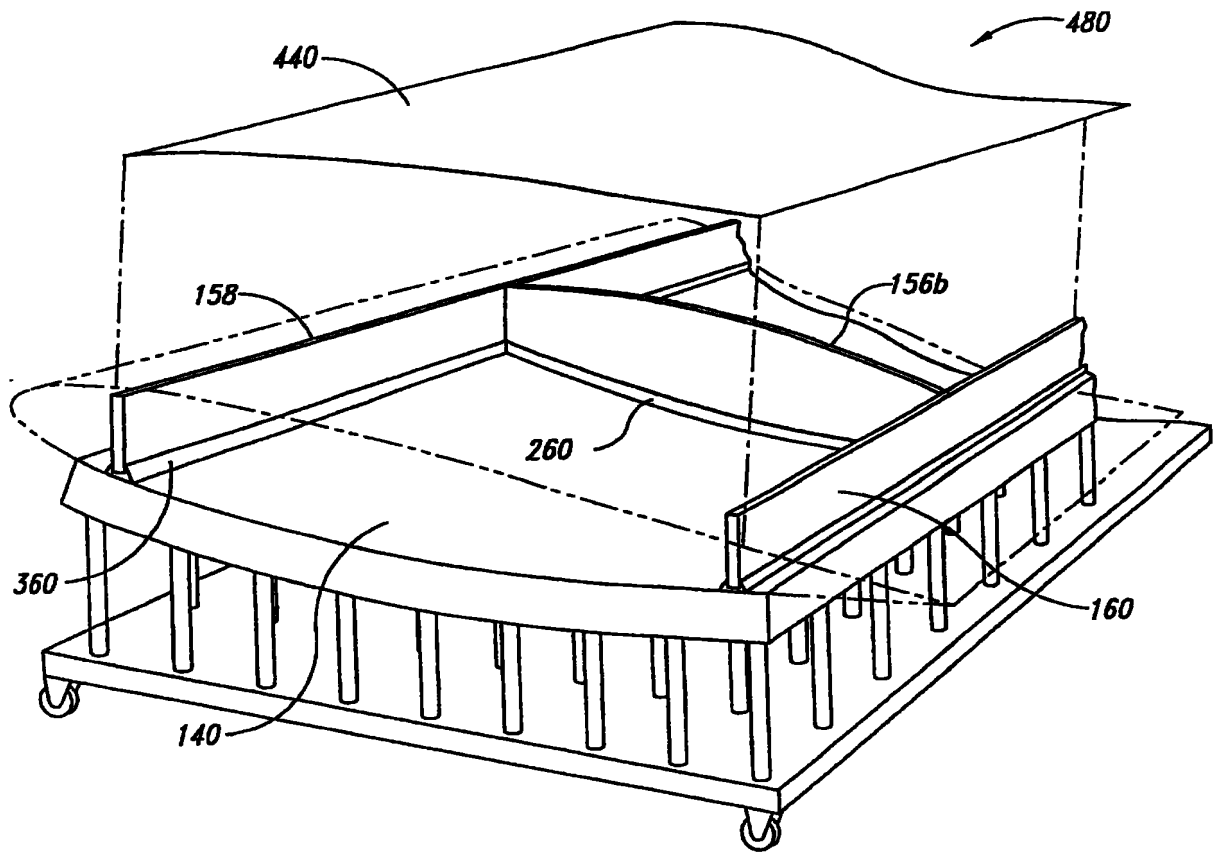


图 4