



(12)发明专利

(10)授权公告号 CN 103144765 B

(45)授权公告日 2016.08.03

(21)申请号 201210519752.X

(22)申请日 2012.12.07

(30)优先权数据

1120992.1 2011.12.07 GB

(73)专利权人 空中客车运营有限公司

地址 英国布里斯托尔

(72)发明人 D·M·斯图尔特

(74)专利代理机构 中国国际贸易促进委员会专
利商标事务所 11038

代理人 张涛

(51)Int.Cl.

B64C 9/02(2006.01)

(56)对比文件

US 2421960 A, 1947.06.10, 全文.

US 2393547 A, 1946.01.22, 全文.

US 2009/0218442 A1, 2009.09.03, 全文.

US 6170157 B1, 2001.01.09, 全文.

US 2009/0218446 A1, 2009.09.03, 全文.

审查员 顾海雷

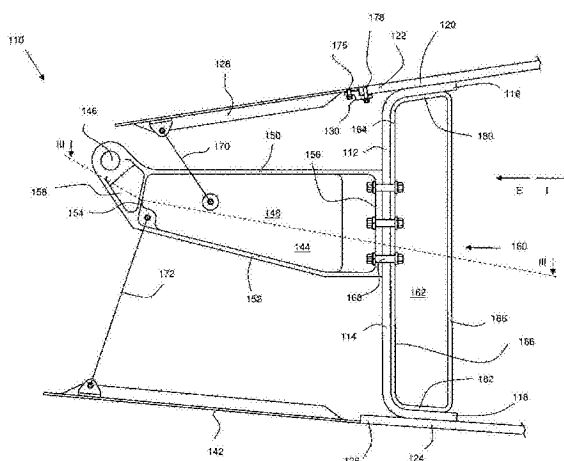
权利要求书2页 说明书6页 附图4页

(54)发明名称

飞机的空气动力学结构组件及其制造方法

(57)摘要

飞机的空气动力学结构组件及其制造方法。组件包括：固定的空气动力学结构翼梁，所述翼梁具有面向内部的侧部和面向外部的侧部；第一肋，其附接到翼梁的所述面向外部的侧部，并且从翼梁的所述面向外部的侧部延伸；第一加固件，所述第一加固件定位在所述翼梁的所述面向内部的侧部上，并且通过所述翼梁连接到所述第一肋。所述方法包括步骤：设置固定的空气动力学结构翼梁，在使用过程中，所述翼梁具有面向外部的侧部和面向内部的侧部；设置第一加固件，所述第一加固件定位在所述翼梁的所述面向内部的侧部处，并且与所述翼梁相抵接；设置第一肋，通过所述翼梁将所述第一肋附接到所述第一加固件，使得所述翼梁被夹在所述第一肋和所述第一加固件之间。



1. 一种用于固定的空气动力学结构的飞机的空气动力学结构组件, 所述空气动力学结构组件包括:

翼梁, 所述翼梁具有:

翼梁构件, 所述翼梁构件包括在使用过程中面向内部的侧部和面向外部的侧部; 和

第一凸缘, 所述第一凸缘与所述翼梁构件成一体;

第一肋, 所述第一肋定位在所述翼梁构件的所述面向外部的侧部; 和

第一加固件, 所述第一加固件定位在所述翼梁构件的所述面向内部的侧部上, 所述第一加固件具有:

第一表面, 所述第一表面与所述翼梁构件的所述面向内部的侧部相抵接; 和

第二表面, 所述第二表面从所述第一表面的第一端部延伸, 其中, 所述第二表面与所述翼梁构件的第一凸缘相抵接;

其中, 所述第一肋和所述第一加固件通过所述翼梁构件相连。

2. 根据权利要求1所述的飞机的空气动力学结构组件, 其中, 所述第一加固件和所述第一肋经由通过所述翼梁构件的至少一个机械紧固件连接。

3. 根据权利要求2所述的飞机的空气动力学结构组件, 其中, 所述机械紧固件在被夹在所述第一加固件和所述第一肋之间的所述翼梁构件上施加夹紧力。

4. 根据任一项前述权利要求所述的飞机的空气动力学结构组件, 其中, 所述第一肋是用于安装能够运动的控制表面的肋。

5. 根据权利要求4所述的飞机的空气动力学结构组件, 其中,

所述翼梁包括与所述翼梁构件成一体的第二凸缘; 并且

所述第一加固件包括:

第三表面, 在使用过程中, 所述第三表面从所述第一表面的与所述第二表面相对的第二端部朝向所述固定的空气动力学结构的内部延伸,

其中, 所述第三表面与所述第二凸缘相抵接。

6. 根据权利要求5所述的飞机的空气动力学结构组件, 其中, 所述翼梁限定了凹部, 所述凹部面向所述固定的空气动力学结构的内部, 并且其中, 所述第一加固件嵌在所述翼梁的所述凹部中。

7. 根据权利要求1至3中的任一项所述的飞机的空气动力学结构组件, 所述飞机的空气动力学结构组件包括:

第一蒙皮, 所述第一蒙皮在所述翼梁的第一端部上延伸; 和

第二蒙皮, 所述第二蒙皮在所述翼梁的第二端部上延伸,

其中, 所述第一肋从所述翼梁上的安装位置延伸, 所述安装位置位于所述第一蒙皮和所述第二蒙皮之间, 并且与所述第一蒙皮和所述第二蒙皮间隔开。

8. 根据权利要求7所述的飞机的空气动力学结构组件, 其中, 所述安装位置位于所述第一蒙皮和所述第二蒙皮之间的大体中间。

9. 根据权利要求1至3中的任一项所述的飞机的空气动力学结构组件, 所述空气动力学结构组件包括:

第二肋, 所述第二肋定位在所述翼梁构件的面向外部的侧部上;

第二加固件, 所述第二加固件定位在所述翼梁构件的面向内部的侧部上;

其中,所述第二肋和所述第二加固件通过所述翼梁构件相连,

其中,所述第一肋和所述第二肋靠近,以便限定用于能够运动的控制表面的共有安装位置。

10.根据权利要求9所述的飞机的空气动力学结构组件,其中,所述第一肋和所述第一加固件分别是所述第二肋和所述第二加固件的镜像。

11.根据权利要求1至3中的任一项所述的飞机的空气动力学结构组件,所述空气动力学结构组件包括第一遮蔽面板,在使用过程中,所述第一遮蔽面板从所述翼梁的第一端部延伸,所述第一遮蔽面板通过第一支杆连接到所述第一肋。

12.根据权利要求11所述的飞机的空气动力学结构组件,其中,所述第一支杆连接到所述第一肋上的与所述翼梁间隔开的位置。

13.根据权利要求12所述的飞机的空气动力学结构组件,其中,在与所述翼梁间隔开的位置处,所述第一支杆连接到所述第一遮蔽面板上的一位置。

14.根据权利要求1至3中的任一项所述的飞机的空气动力学结构组件,所述飞机的空气动力学结构组件包括第二遮蔽面板,在使用过程中,所述第二遮蔽面板从所述翼梁的第二端部延伸,所述第二遮蔽面板通过第二支杆连接到所述第一肋。

15.根据权利要求14所述的飞机的空气动力学结构组件,其中,所述第二支杆连接到所述第一肋上的与所述翼梁间隔开的位置。

16.根据权利要求15所述的飞机的空气动力学结构组件,其中,在与所述翼梁间隔开的位置处,所述第二支杆连接到所述第二遮蔽面板上的一位置。

17.根据权利要求1至3中的任一项所述的飞机的空气动力学结构组件,其中,所述固定的空气动力学结构组件是飞机机翼、水平稳定器或竖直稳定器。

18.一种制造飞机的空气动力学结构组件的方法,所述方法包括以下步骤:

设置固定的空气动力学结构翼梁,所述固定的空气动力学结构翼梁具有:

翼梁构件,在使用过程中,所述翼梁构件具有面向外部的侧部和面向内部的侧部;和第一凸缘,所述第一凸缘与所述翼梁构件成一体;

设置第一加固件,所述第一加固件定位在所述固定的空气动力学结构翼梁的所述面向内部的侧部处,并且与所述固定的空气动力学结构翼梁相抵接,所述第一加固件具有:

第一表面,所述第一表面与所述翼梁构件的所述面向内部的侧部相抵接;

第二表面,所述第二表面从所述第一表面的第一端部延伸,其中,所述第二表面与所述翼梁构件的第一凸缘相抵接;

设置第一肋,

通过所述固定的空气动力学结构翼梁将所述第一肋附接到所述第一加固件,使得所述固定的空气动力学结构翼梁被夹在所述第一肋和所述第一加固件之间。

飞机的空气动力学结构组件及其制造方法

技术领域

[0001] 本发明涉及关于一种飞机肋组件。更加具体地,本发明涉及一种适于在沿着飞机机翼、竖直稳定器或水平稳定器的翼梁在多个位置中的任一个位置处附接飞机控制表面的飞机肋组件。

背景技术

[0002] 期望的是将可运动的控制表面(例如襟翼、前缘缝翼、副翼和飞机方向舵)安装到诸如机翼和稳定器(例如,竖直或水平稳定器)的固定的空气动力学结构。这通常使用固定的肋来实现,所述固定的肋从固定结构(诸如,前肋或后肋)的结构部件延伸到相关控制表面的安装点。

[0003] 在一个示例中,扰流板是空气动力学装置,所述空气动力学装置附接到飞机机翼的后缘,以破坏在飞行期间流过机翼的边界层。这些扰流板用于减弱机翼的空气动力效应,以减小升力并且增加阻力,以使得飞机减速。

[0004] 已知的扰流板使用扰流板肋安装,所述扰流板肋从机翼的后翼梁向后伸出。肋包括位于后部的扰流板附接位置凸耳、以及相互成一定角度从附接位置伸出从而形成“V”形的第一分支和第二分支。肋在两个位置处附接到机翼。第一分支附接在后翼梁与机翼上蒙皮会合的上部位置。第二分支附接在翼梁与机翼下蒙皮会合的下部位置。在两个位置处,肋均机械地紧固到翼梁和蒙皮。

[0005] 在翼梁的顶部和底部紧固提供了最大的力矩臂,以在飞行中反作用于扰流板所承受的力。

[0006] 尽管对负载反作用(load reaction)进行了优化,但是这个设计的问题在于,因为肋需要被附接在后翼梁的最顶部和最底部,所以每个肋由于沿着翼展的位置而必须单独制造,这是由于翼梁的深度从机身到机翼末端逐渐减小。

[0007] 现有技术的另一个缺点在于,机翼蒙皮的几何形状在一定程度上能够变化(尤其是使用中的飞机),因而,需要对肋进行修整或者垫入垫片,以将所述肋牢固地固定在合适位置。

[0008] 由于在飞行时机翼弯曲,因此上机翼蒙皮和下机翼蒙皮承受较高的应变。这使得机翼蒙皮悬突部和肋之间的高直径螺栓和在肋附接位置处的厚蒙皮材料成为必需。通常,使机翼蒙皮在这些位置处局部变厚是不现实的,因而,在整个翼展上增加厚度,这使得飞机重量显著增加。用于支撑这个结构需求的额外重量可以高达每米翼展10kg。

[0009] 最后,支撑下遮蔽面板的支杆必须通过螺栓固定的支撑支架而紧固到肋,所述支撑支架构成额外的部件并且需要更加昂贵的组件。

[0010] 对于安装到固定的空气动力学结构的其它控制表面,例如,安装到机翼和水平稳定器的后缘的副翼和安装到竖直稳定器的后缘的飞机方向舵),也产生了类似问题。

发明内容

[0011] 本发明的目的是克服或者至少缓解以上问题。

[0012] 根据本发明的第一方面,提供一种固定的空气动力学结构组件,所述固定的空气动力学结构组件包括:

[0013] 固定的空气动力学结构翼梁,所述固定的空气动力学结构翼梁具有面向内部的侧部和面向外部的侧部;

[0014] 第一可运动的控制表面肋,所述第一可运动的控制表面肋附接到翼梁的面向外部的侧部并且从翼梁的面向外部的侧部延伸;

[0015] 第一加固件,所述第一加固件定位在固定的空气动力学结构翼梁的面向内部的侧部,并且通过翼梁连接到第一可运动的控制表面肋。

[0016] “固定的空气动力学结构”指的是从例如机身延伸的表面,所述表面主要用于影响飞机(例如,机翼、水平稳定器或竖直稳定器)周围的气流。

[0017] 肋可以构造成用于附接可运动的控制表面。

[0018] “可运动的控制表面”意指安装成相对于固定的空气动力学结构能够运动的空气动力学表面,例如以影响表面的空气动力学性能。这可以是襟翼、前缘缝翼、扰流板、副翼或方向舵。

[0019] 本发明允许通过加固件来反作用于来自可运动的控制表面肋的负载。例如,对于机翼扰流板安装系统,通过提供加固件,能够反作用于围绕沿着翼展方向的轴线的转矩。附带力(incident force)的方向趋于向后拉加强件,并且所述加强件的嵌入在翼梁和机翼蒙皮内并且抵接翼梁和机翼蒙皮的位置提供了用于将被反作用的负载的连续表面,而不需要附接到机翼蒙皮的大量紧固件。

[0020] 也消除了将肋自身固定到两个机翼蒙皮的需要,因而,肋能够具有单个分支,并且能够在位于蒙皮之间的中间位置处固定到后翼梁。这使得不再需要针对沿着机翼的每个位置单独制造肋。因此,使得更换肋变得更为容易。当然,需要将加固件的尺寸设定成适合沿着翼梁的位置,但是其位于翼梁前方的位置意味着所述加固件不容易被损坏,并且不太可能需要更换。

[0021] 本发明的另一个优势在于重量更轻,并且就制造成本和飞机效率而言成本较低。另一个优势是扰流板肋不具有部件可变性,并且节约了与此相关的成本。

[0022] 用于每个肋的单个附接位置将消除在现有技术中看到的在使用过程中热应变的显著影响。

[0023] 优选地,第一加固件和肋经由穿过翼梁的至少一个机械紧固件连接。优选地,紧固件在被夹在加固件和肋之间的翼梁上施加夹紧力。

[0024] 优选地,第一加固件包括:

[0025] 第一表面,所述第一表面与所述固定的空气动力学结构翼梁的面向内部的侧部相抵接;

[0026] 第二表面,所述第二表面在使用过程中从第一表面的第一端部朝向固定的空气动力学结构翼梁的内部延伸,

[0027] 其中,第二表面与固定的空气动力学结构翼梁的第一对应表面相抵接。

[0028] 优选地,固定的空气动力学结构翼梁的第一对应表面是翼梁的朝向固定的空气动力学结构翼梁的内部延伸的第一凸缘。

[0029] 优选地,第一加固件包括:

[0030] 第三表面,所述第三表面从第一表面的与所述第二表面相对的第二端部朝向固定的空气动力学结构翼梁的内部延伸,

[0031] 其中,所述第三表面与固定的空气动力学结构翼梁的第二对应表面相抵接。

[0032] 优选地,固定的空气动力学结构翼梁的第二对应表面是翼梁的朝向固定的空气动力学结构翼梁的内部延伸的第二凸缘。

[0033] 优选地,翼梁限定了面向固定的空气动力学结构翼梁的凹部,并且其中,第一加固件嵌在翼梁的凹部中。翼梁和加固件的横截面通常大体呈“C”形。

[0034] 优选地,组件包括:

[0035] 第一蒙皮,所述第一蒙皮在固定的空气动力学结构翼梁的第一端部上延伸;和

[0036] 第二蒙皮,所述第二蒙皮在固定的空气动力学结构翼梁的第二端部上延伸,

[0037] 其中,所述可运动的控制表面肋从翼梁上的位于第一蒙皮和第二蒙皮之间并且与所述第一蒙皮和所述第二蒙皮间隔开的安装位置延伸。

[0038] 优选地,所述安装位置位于第一蒙皮和第二蒙皮之间的大体中部处。

[0039] 优选地,组件包括:

[0040] 第二可运动的控制表面肋,所述第二可运动的控制表面肋附接到固定的空气动力学结构翼梁的面向外部的侧部,并且从固定的空气动力学结构翼梁的面向外部的侧部延伸;

[0041] 第二加固件,所述第二加固件定位在固定的空气动力学结构翼梁的面向内部的侧部上,并且穿过翼梁连接到第二可运动的控制表面肋,

[0042] 其中,第一和第二可运动的控制表面肋接近,以便限定用于可运动的控制表面的共用安装位置。

[0043] 在这种情况下,第一和第二可运动的控制表面肋和第一和第二加固件可以相互成镜像。

[0044] 优选地,组件包括第一遮蔽面板,在使用过程中,所述第一遮蔽面板沿着外部方向从固定的空气动力学结构翼梁的第一端部延伸,所述第一遮蔽面板通过第一支杆连接到第一可运动的控制表面肋。

[0045] 优选地,第一支杆连接到第一可运动的控制表面肋上的与固定的空气动力学结构翼梁间隔开的位置。

[0046] 优选地,第一支杆在与固定的空气动力学结构翼梁间隔开的位置处连接到第一遮蔽面板上的一位置。

[0047] 组件可以包括第二遮蔽面板,在使用过程中,所述第二遮蔽面板沿着外部方向从固定的空气动力学结构翼梁的第二端部延伸,所述第二遮蔽面板通过第二支杆连接到第一可运动的控制表面肋。

[0048] 第二支杆可以连接到第一可运动的控制表面肋上的与固定的空气动力学结构翼梁间隔开的位置。

[0049] 而且,第二支杆可以在与固定的空气动力学翼梁间隔开的位置处连接到第二遮蔽面板上的位置。

[0050] 固定的空气动力学结构组件可以是飞机机翼、水平稳定器或竖直稳定器。

[0051] 根据本发明的第二方面,提供了一种制造飞机控制表面组件的方法,所述方法包括以下步骤:

[0052] 设置固定的空气动力学结构翼梁,在使用过程中,所述固定的空气动力学结构翼梁具有面向外部的侧部和面向内部的侧部;

[0053] 设置第一加固件,所述第一加固件定位在固定的空气动力学结构翼梁的面向内部的侧部,并且与固定的空气动力学结构翼梁相抵接;

[0054] 设置第一肋,

[0055] 将第一肋穿过固定的空气动力学结构翼梁附接到第一加固件,使得固定的空气动力学结构翼梁被夹在第一肋和第一加固件之间。

附图说明

[0056] 现在将参照附图描述根据本发明的示例性飞机扰流板肋,其中:

[0057] 图1是现有技术的扰流板肋组件的侧视图;

[0058] 图2是根据本发明的扰流板肋组件的侧视图;

[0059] 图3是沿着图2的线条III-III的扰流板肋组件的横截面的俯视图;

[0060] 图4是图2的扰流板肋组件的俯视图。

具体实施方式

[0061] 转到图1,其示出了现有技术的扰流板肋组件10。扰流板肋组件10包括翼梁12(示意性示出),所述翼梁12沿着飞机机翼的长度延伸。上蒙皮14和下蒙皮16在翼梁12的每个侧部上示出。上蒙皮和下蒙皮14、16中的每一个均限定了悬突部18、20,所述悬突部18、20分别伸出超过翼梁12的最靠后的位置。

[0062] 设置了扰流板肋22,所述扰流板肋22大致呈V形,并且具有接合在顶端28处的第一分支24和第二分支26。凸耳30定位在顶端28处,以旋转地附接扰流板。

[0063] 第一分支24的横截面是工字梁状,并且包括具有上凸缘34和下凸缘36的板32。在与顶端28相对的端部部分38处,第一分支24具有用于附接到上蒙皮14的悬突部18的附接构造40和用于附接到翼梁12的位于上蒙皮14近侧的区域的第二附接构造42。

[0064] 类似地,第二分支26的横截面是工字梁状,并且具有板44、上凸缘46和下凸缘48。在第二分支26的端部部分50处,设置有用用于附接到下蒙皮16的悬突部20的第三附接构造52和附接到翼梁12的与下蒙皮16会合的区域的第四附接构造54。

[0065] 由于飞机机翼的锥度,随着翼梁12接近机翼末端,所述翼梁12的高度减小。结果,上蒙皮14和下蒙皮16逐渐相互靠近。因此,应当注意的是,每个肋12均必须制成为具有不同的形状和尺寸,以适应机翼的变化的轮廓。而且,由于蒙皮几何形状的可变化性,因此,通常需要对端部部分38、50进行修整或加垫片,以便将肋22安装到机翼。

[0066] 转到图2至4,示出了根据本发明的扰流板肋组件110。扰流板肋组件110包括后缘翼梁112。翼梁112横截面成C形,并且具有板状构件114、上凸缘116和下凸缘118,所述上凸缘116和下凸缘118均沿着内部方向I从板114向前伸出。内部方向I是朝向机翼盒的内部的方向,在这个示例中,所述内部方向I按照整个飞机的坐标系统是向前的。外部方向E与内部方向I相反,并且在整个飞机的坐标系统中是向后的。应当注意的是,如果翼梁112是机翼前

方的翼梁的话,则内部方向将是向后的,而外部方向将是向前的。

[0067] 上机翼蒙皮120附接到上凸缘116,并且限定了悬突部122,所述悬突部122从翼梁112向后伸出。悬突部限定了一系列遮板附接孔113,所述遮板附接孔113沿着翼展方向均匀地间隔开。

[0068] 下机翼蒙皮124附接到下凸缘118,并且限定了从翼梁112向后伸出的悬突部126。

[0069] 设置有上遮板128,所述上遮板128从上蒙皮悬突部122延伸。使用一系列枢转对接搭板130附接上遮板128。对接搭板130中的每一个均具有位于第一端部处的第一孔132和位于第二端部处的第二孔134。

[0070] 中央对接搭板136也设置在上遮板128的沿着翼展方向的中心处,并且包括第一行附接孔138和第二行附接孔140。

[0071] 还设置有下遮板142,所述下遮板142从下蒙皮124的悬突部126延伸。

[0072] 设置有一对扰流板肋143、144。扰流板肋143、144大体相同,但是相互成镜像,因而,将仅详细描述肋144。肋144具有用于附接扰流板的凸耳146。肋144包括竖直定向的板148,所述竖直定向的板148具有上凸缘150和下凸缘152,所述上凸缘150和下凸缘152分别从所述竖直定向的板148延伸,从而限定C状横截面轮廓。第一端部凸缘154和第二端部凸缘156设置成垂直于板148以及上凸缘150和下凸缘152延伸。

[0073] 超过第一端部凸缘154,成狗腿状弯曲的段158以一定角度从板148向上延伸,以与凸耳146会合。

[0074] 板148显著长于成狗腿状弯曲的段158。

[0075] 加固件159、160分别用于加固肋143、144。与肋143、144类似,加固件159、160相互成镜像,因而,将仅详细描述加固件160。加固件160是凹状的,其包括中央板162,所述中央板162在前侧部和后侧部上分别由凸缘164、166形成边界,并且在顶端和底端分别由凸缘180、182形成边界。加固件160在翼梁112的整个高度上延伸,从而抵接板114以及上凸缘116和下凸缘118。应当注意的是,加固件160的上凸缘180和下凸缘182成锥形,从而在翼梁12内分别抵接凸缘116、118形成紧密配合。

[0076] 在组装后,扰流板肋144抵接在翼梁112上,其中第二端部凸缘156与翼梁112的板114相接触。此外,加固件160的凸缘166与翼梁112的相对的侧部相接触。如图2和图3所示,肋144和加固件160通过螺栓168固定在一起,使得翼梁112的板114被夹在所述肋144和加固件160之间。

[0077] 上遮蔽面板128通过枢转对接搭板130附接到机翼蒙皮悬突部122。机械紧固件将第一孔132连接到机翼蒙皮上的孔113,并且第二孔134被连接到遮蔽面板128。

[0078] 使用在各个端部处包含两个枢转拴接结构176、178的可枢转的对接搭板130,允许两个部件之间进行相对运动。这有助于减小因机械力和热效应而产生的应力和应变以及飞行期间两个部件中的应力。

[0079] 中央对接搭板136也经由相应的孔138、140附接到悬突部122和遮蔽面板128,并且是不能旋转的,以增强稳定性。

[0080] 转移面板(transfer panel)174设置成连接毗邻的遮蔽面板128。

[0081] 参照图2,第一拉杆170设置成从板148上的位置延伸到遮板128上的后部位置。第二拉杆172设置成在位于凸缘154近侧的位置和下遮板142之间延伸。这些拉杆是相对简单

的部件,它们保持悬挂在翼梁的后部上的多个悬臂式结构处于稳定状态。

[0082] 变形方案落入在本发明的范围内。具体地,翼梁12可以是固定的空气动力学结构的任何结构部件。肋143、144可以用于附接任何适当的可运动的空气动力学表面,而不仅仅是扰流板。

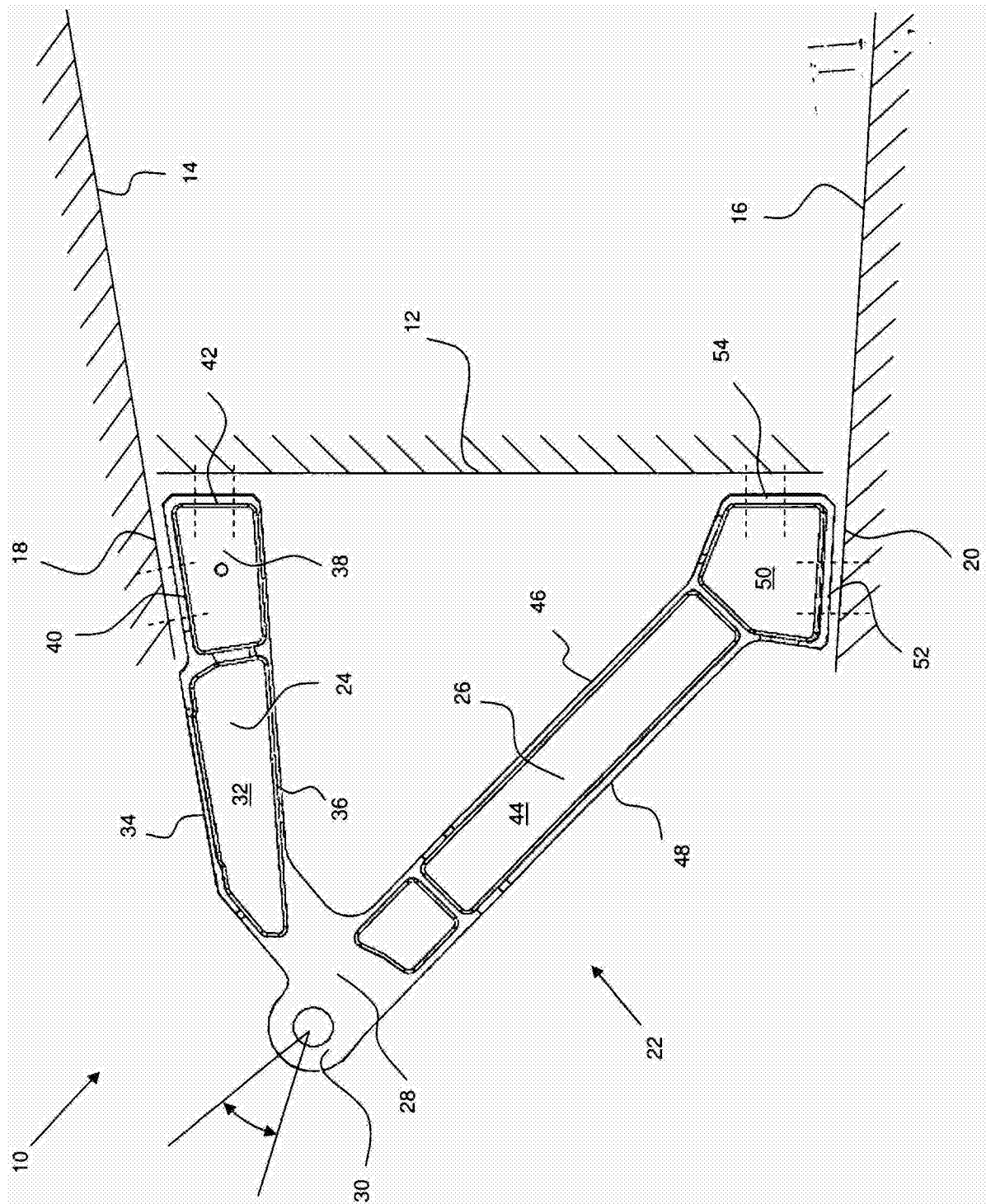


图1

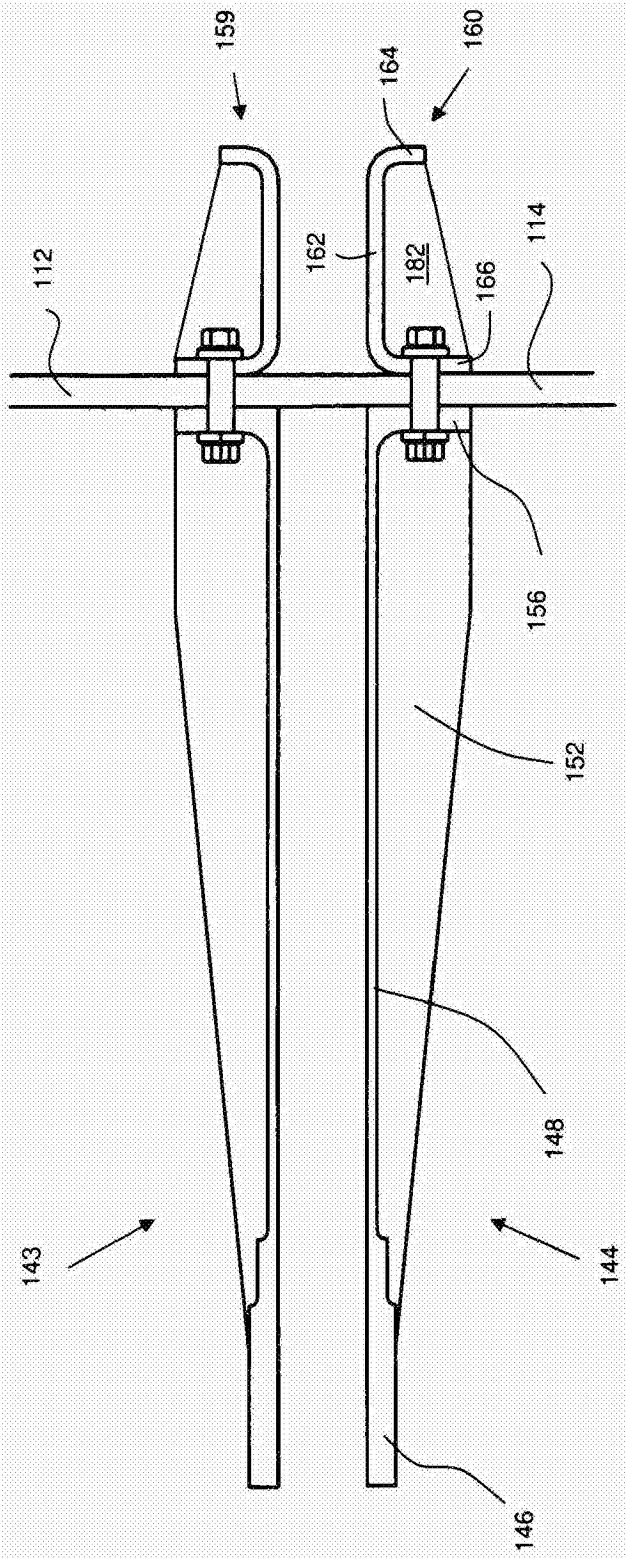


图3

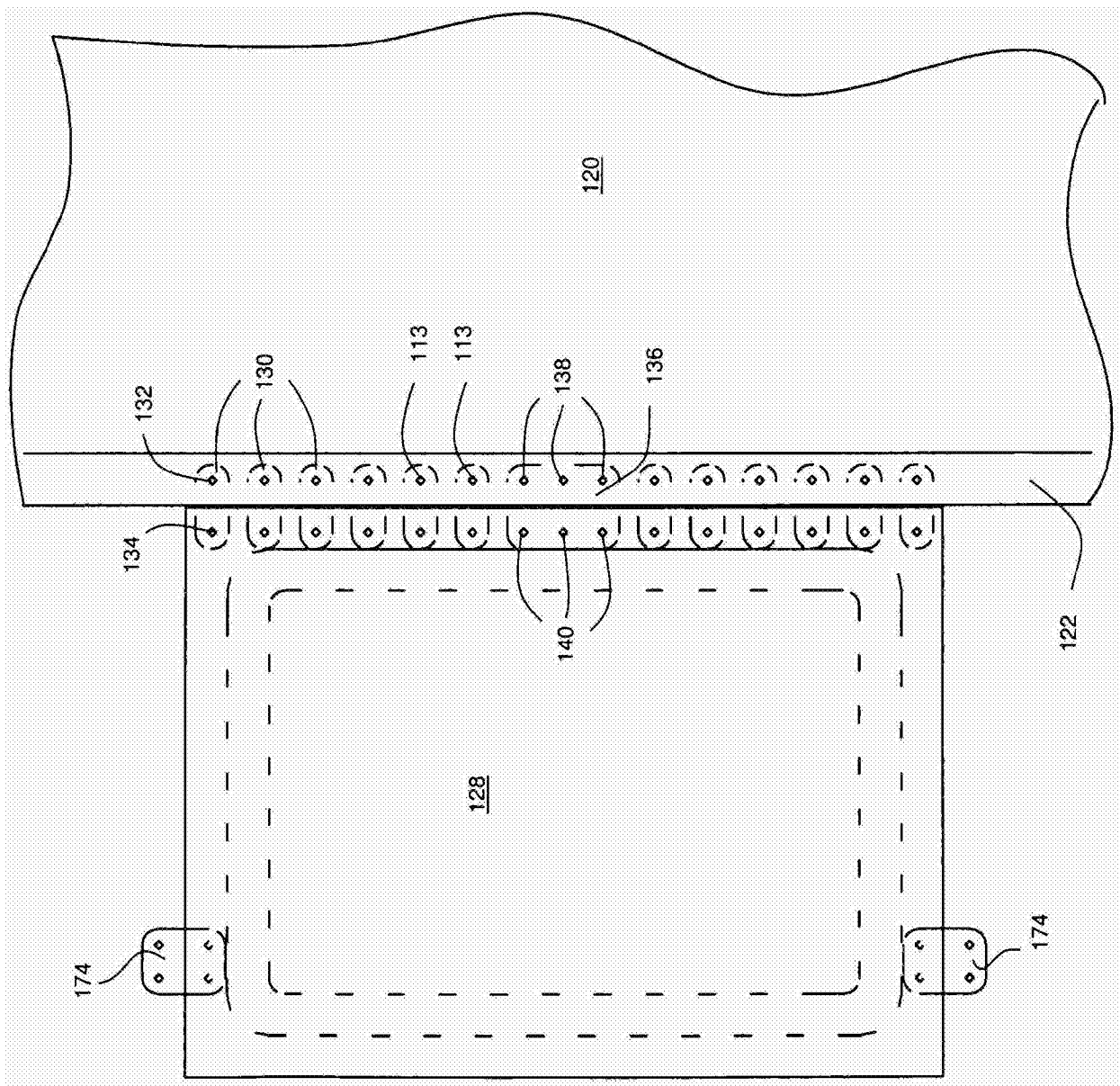


图4