



(10) 授权公告号 CN 110683032 B

(45) 授权公告日 2024. 05. 28

(21) 申请号 201910605058.1

(22) 申请日 2019.07.05

(65) 同一申请的已公布的文献号
申请公布号 CN 110683032 A

(43) 申请公布日 2020.01.14

(30) 优先权数据
18382506.6 2018.07.06 EP

(73) 专利权人 空中客车操作有限责任公司
地址 西班牙马德里

(72) 发明人 弗朗西斯科·哈维尔·霍诺拉托·
鲁伊斯
杰西·哈维尔·瓦兹奎兹·卡斯特
罗
恩立克·季纳尔多·弗纳恩德兹
卡洛斯·加西亚·涅托

伊凯尔·贝莱斯·德·门迪萨瓦
尔·阿朗索

(74) 专利代理机构 北京同立钧成知识产权代理
有限公司 11205
专利代理师 彭雪瑞 臧建明

(51) Int.Cl.
B64C 5/02 (2006.01)
B64F 5/10 (2017.01)

(56) 对比文件
CN 104015936 A, 2014.09.03
US 2008245928 A1, 2008.10.09
US 2009127406 A1, 2009.05.21
US 2015083861 A1, 2015.03.26
US 2015144737 A1, 2015.05.28

审查员 肖雪飞

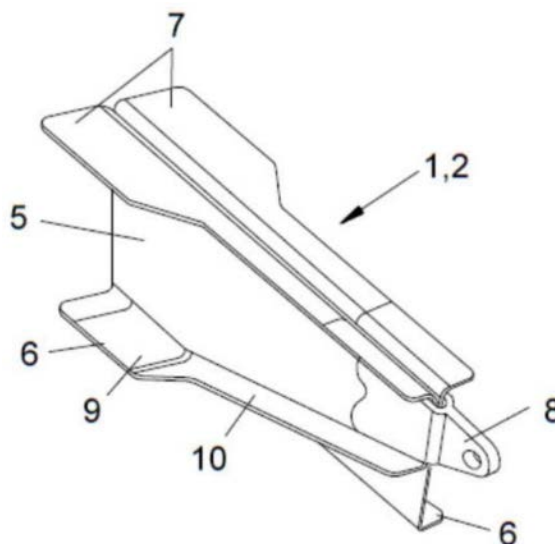
权利要求书1页 说明书3页 附图6页

(54) 发明名称

制造飞机升力面后缘的后缘肋和支承肋的
方法

(57) 摘要

制造飞机升力面后缘(3)的稳定性后缘肋(1)和支承肋(2)的方法,其中稳定性后缘肋(1)和支承肋(2)通过连接C形截面部件和/或简单L形截面部件制成,以获得最终的稳定性后缘肋(1)和支承肋(2),使用用于稳定性后缘肋(1)和支承肋(2)的相同的工具制造C形截面部件,并且使用用于稳定性后缘肋(1)和支承肋(2)的相同的工具制造L形截面部件。



1. 一种制造具有控制面的飞机升力面后缘 (3) 的稳定性后缘肋 (1) 和支承肋 (2) 的方法, 所述支承肋 (2) 被配置为支撑所述控制面的铰链线, 所述方法包括以下步骤:

通过连接C形截面部件和/或L形截面部件来制造所述稳定性后缘肋 (1) 和所述支承肋 (2), 以获得最终的所述稳定性后缘肋 (1) 和所述支承肋 (2),

使用用于所述稳定性后缘肋 (1) 和所述支承肋 (2) 的相同工具制造所述C形截面部件, 和/或

使用用于所述稳定性后缘肋 (1) 和所述支承肋 (2) 的相同工具制造所述L形截面部件, 其中C形截面部件和/或L形截面部件的所述连接导致最终的稳定性后缘肋 (1) 和支承肋 (2) 的I形截面轮廓, 包括中心腹板 (5)、下凸缘 (6) 和上凸缘 (7) 以及前凸起 (8), 其中C形截面部件和/或L形截面部件的所述连接导致最终的稳定性后缘肋 (1) 和支承肋 (2), 其中所述上凸缘 (7) 和所述下凸缘 (6) 的宽度在后部比在前部大,

其中, C形截面部件和/或L形截面部件的所述连接导致最终的稳定性后缘肋 (1) 和支承肋 (2), 其中所述下凸缘 (6) 的第一下凸缘包括直的后部 (9) 和朝向前方上升的倾斜部 (10), 以及

其中, C形截面部件和/或L形截面部件的所述连接导致最终的稳定性后缘肋 (1) 和支承肋 (2), 其另外包括所述下凸缘 (6) 的第二下凸缘 (6'), 所述第二下凸缘 (6') 位于包括有直的后部 (9) 和朝向前方上升的倾斜部 (10) 的所述第一下凸缘 (6) 的所述倾斜部 (10) 的下方。

2. 根据权利要求1所述的一种制造具有控制面的飞机升力面后缘 (3) 的稳定性后缘肋 (1) 和支承肋 (2) 的方法, 其中, 所有的所述支承肋 (2) 和所述稳定性后缘肋 (1) 由相同的材料制成。

3. 根据权利要求1或2所述的一种制造具有控制面的飞机升力面后缘 (3) 的稳定性后缘肋 (1) 和支承肋 (2) 的方法, 其中, 所述C形截面部件和/或所述L形截面部件通过紧固、粘接或焊接连接。

4. 根据权利要求2所述的一种制造具有控制面的飞机升力面后缘 (3) 的稳定性后缘肋 (1) 和支承肋 (2) 的方法, 其中, 所述材料是用连续碳纤维增强的热塑性树脂, 所述C形截面部件和/或L形截面部件通过焊接连接。

制造飞机升力面后缘的后缘肋和支承肋的方法

技术领域

[0001] 本发明涉及一种制造飞机升力面后缘的后缘肋和支承肋的方法,其使用模块化制造概念。

背景技术

[0002] 飞机升力面,如机翼、水平尾翼(Horizontal Tail Plane,HTP)或垂直尾翼(Vertical Tail Plane,VTP),通常包括作为主要支撑结构的扭力盒、带有控制面(襟翼、副翼、升降舵、方向舵等)的前缘和后缘。在图2中可以看到已知的现有技术HTP的示例。

[0003] 飞机升力面的后缘是关键元件,因为它是扭力盒和控制面之间的过渡。

[0004] 后缘通常包括上盖(放置在飞机升力面的上侧)和下盖(放置在飞机升力面的下侧),它们都由一组板形成。

[0005] 与下盖对应的该组板,或者这组板的至少一部分,通常通过铰链连接到飞机升力面,因此构成下盖的板可以打开以获得对诸如系统、执行器、配件等元件的维护任务的访问权限。

[0006] 后缘的标准结构包括已经提到的两组板和在上盖和下盖之间延伸的一组肋,它们在与扭力盒肋(用于多肋扭力盒)的重合点处连接到扭力盒,尽管放置在后缘的肋数量明显较少。

[0007] 这些肋可以是两种,即所谓的支承肋(Bearing Rib,BR)和后缘肋(Trailing Edge Rib,TER)。轴承肋(也称为铰链臂)支撑控制面的铰链线,而后缘肋用于为后缘结构提供稳定性。

[0008] 一些现有技术文献公开了具有包括肋的后缘的飞机升力面。

[0009] EP 2738086 A1提供了一种具有主支撑结构的飞机升力面,该主支撑结构包括限定其空气动力学轮廓的上表面和下表面、分别朝向前缘和后缘定向的前表面和后表面、从前表面延伸到后表面的第一组横向肋和穿过前表面和/或后表面的第二组横向肋。前支撑肋和后缘肋在主支撑结构中的集成允许该发明中飞机升力面的重量和成本降低。该发明还提供了一种所述主支撑结构的制造方法。

[0010] EP 2735504 A1提供了一种具有复合材料的整体主支撑结构的飞机升力面,该复合材料包括上部蒙皮、下部蒙皮、前翼梁、后翼梁、多个前缘肋和/或多个后缘肋,该上部蒙皮包括前缘和/或后缘的上部空气动力学轮廓的至少一部分。该发明还提供了一种所述整体主支撑结构的制造方法。

[0011] EP 2878435 A1涉及一体化复合后缘及其制造方法。该后缘包括集成主结构以及一组可连接到该集成主结构的下凸缘的夹层式下板,该集成主结构包括上盖、下凸缘和在上盖和下凸缘之间延伸的一组肋。该方法包括以下步骤:在一组具有空心的工具模块上提供一组预浸料层压预制件,使得每个层压件构成双C形层压预制件,其具有带凹部的上部、两个主凸缘和第二凸缘,该上部部分地形成上盖,两个主凸缘部分地形成肋,两个第二凸缘形成下凸缘。

[0012] HTP和VTP中使用的后缘肋(TER)和支承肋(BR)通常在形状上不同(即,TER的形状与BR的形状不同)。例如,在空中客车A320飞机中,HTP的每一侧有9个TER和6个BR,BR的形状与TER的形状不同。

[0013] HTP和VTP中的后缘肋(TER)和支承肋(BR)在组件之间通常也是不同的(例如,HTP中的TER呈现与VTP中的TER不同的配置),如支持的负载的大小和设计空间也是不同的。

[0014] 在设计飞机尾翼时,潜在成本节约方面的关键顶级要求之一是通用性。因此,希望获得一种在其部件中具有改进的通用性的尾翼。

发明内容

[0015] 因此,本发明的目的是提供一种制造飞机升力面后缘的后缘肋和支承肋的方法,其解决了上述缺点,增加了通用性。

[0016] 本发明提供一种制造飞机升力面后缘的后缘肋和支承肋的方法,其中后缘肋和所述支承肋通过连接简单C形部件和/或简单L形部件制成,以获得最终的后缘肋和支承肋,使得简单C形部件的制造使用用于后缘肋和支承肋的相同的工具,并且简单L形部件的制造使用用于后缘肋和支承肋的相同的工具。

[0017] 相对于现有技术,本发明提供了若干优点:

[0018] -允许一个工具制造HTP和VTP的后缘的所有肋(无论它们是支承边缘肋或后缘肋)。

[0019] -允许通过对HTP和VTP使用共同肋概念而显著降低成本。

[0020] -基于对HTP/VTP的支承肋和后缘肋有一个类似的方法,本发明为那些处理可操作性和服务操作的部门提供了优势。

[0021] -为后缘提出了一种多功能肋的概念,实现两种结构功能(BR:连接升降舵铰链线;TER:支撑后缘板)。

[0022] 本发明的其他特征和优点将从以下对几个实施例的详细描述中变得清楚,这些实施例说明了与附图有关的目的。

附图说明

[0023] 图1具有机身的飞机的立体图。

[0024] 图2是已知的现有技术HTP的视图。

[0025] 图3是HTP后缘的总体视图。

[0026] 图4是现有技术后缘的视图,示出了后缘肋(TER)和支承肋(BR)。

[0027] 图5是本发明的后缘的示意图,示出了后缘肋(TER)和支承肋(BER)的位置。

[0028] 图6A至6E示出了本发明的后缘的TER/BR的预制件的构造的若干视图。

[0029] 图7A至7E示出了本发明的后缘的TER/BR的另一种预制件的构造的若干视图。

具体实施方式

[0030] 图1示出了一架带有飞机机身和尾翼的飞机。图2示出了现有技术的飞机的水平尾翼平面,示出了扭力盒、具有控制面的前缘和后缘。图3是HTP的后缘3的总体概况;可以看出,后缘3是扭力盒和控制面之间的过渡。图4是图3的细节(细节A),示出了现有技术后缘3

的一部分的视图,示出了具有不同构造的若干后缘肋(TER) 1和支承肋(BR) 2。

[0031] 图5是后缘3的示意图,示出了根据本发明的方法制造的后缘肋(TER) 1和支承边缘肋(BR) 2的位置。

[0032] 图6A至6E和7A至7E示出了根据本发明的方法制造的后缘3的TER/BR 1、2的两种构造。

[0033] 在本发明制造飞机升力面的后缘3的TER 1和BR 2的方法中,TER 1和BR 2通过连接简单C形部件和/或简单L形部件制成,以获得最终的TER 1和BR 2。简单C形部件的制造使用用于TER 1和BR 2的相同的工具,并且简单L形部件的制造使用用于TER 1和BR 2的相同的工具。

[0034] BR 2和TER 1是通过连接C形或L形的部件制造的。因此,本发明包括使用相同的工具制造用于所有BR 2和TER 1的那些部件,使得它们被连接以获得具有所需的特定尺寸和几何形状的最终部件(BR 2或TER 1)。

[0035] 支承肋2支撑连接到扭力盒的后翼梁的铰链线,而后缘肋1为后缘3的结构提供稳定性。

[0036] 支承肋2和后缘肋1可具有“I”形轮廓,包括中央腹板5、下凸缘6、上凸缘7以及前凸起8。

[0037] 支承肋2和后缘肋1的上凸缘7和下凸缘6的宽度在后部比在前部大,并且下凸缘6中的一个可包括直的后部9和朝向前方上升的倾斜部10。

[0038] 支承肋2和后缘肋1另外可包括位于下凸缘6的倾斜部10下方的下凸缘6',该下凸缘6包括直的后部9和朝向前方上升的倾斜部10(图7A至图7E)。

[0039] 所有支承肋2和后缘肋1可以由相同的材料制成。

[0040] 使用的材料可以是金属或任何带有热固性或热塑性树脂的CFRP。根据所选择的材料,连接技术可以是以下中的一个或多个:紧固、粘接、二次粘接或热塑焊接。

[0041] 优选的材料是用连续碳纤维增强的热塑性树脂。这允许以下内容:

[0042] -在模块化工具中形成要连接的部件

[0043] -在部件之间焊接以形成最终的BR 2或TER 1

[0044] -热塑性塑料不需要高压灭菌器

[0045] -热塑性塑料是可回收的。

[0046] 尽管已经结合优选实施例充分描述了本发明,但显然可以在其范围内引入修改,这些实施例不应视为对本发明范围的限制,而是通过所附权利要求的内容限定。

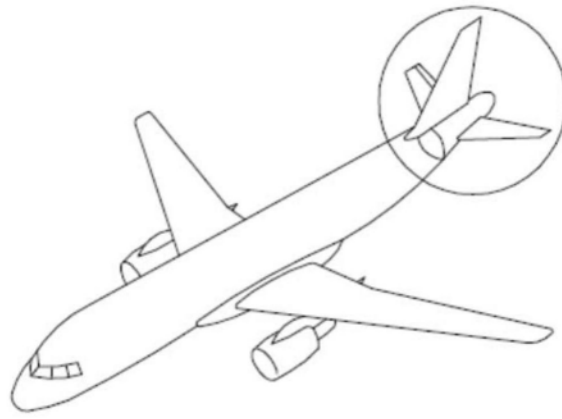


图1

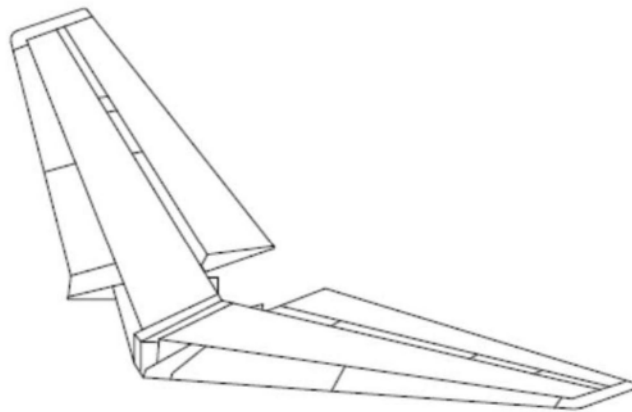


图2

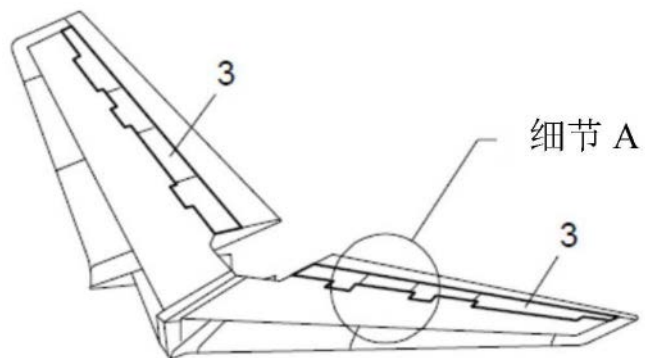


图3

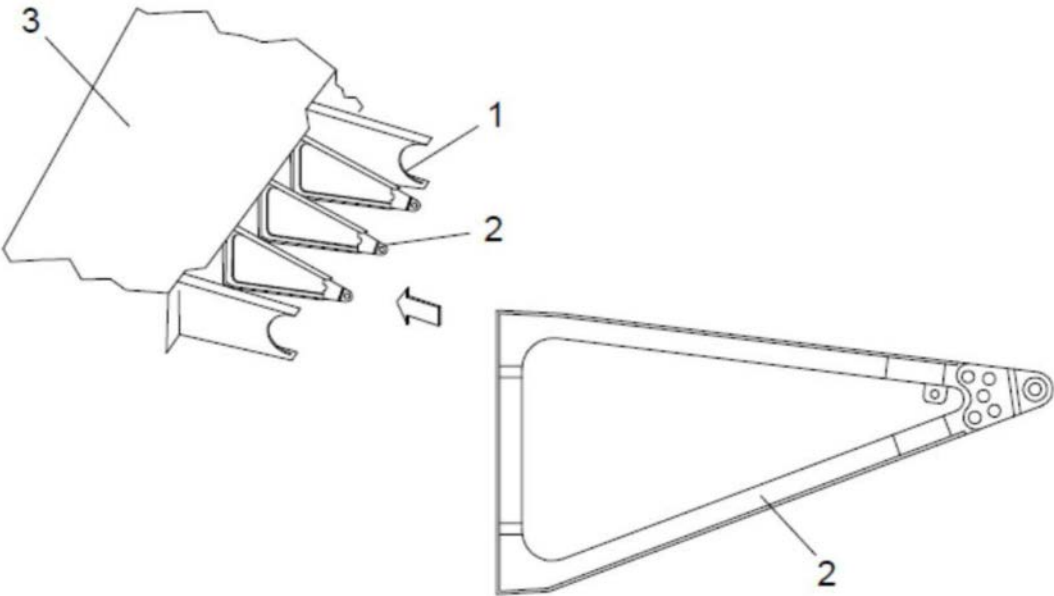


图4

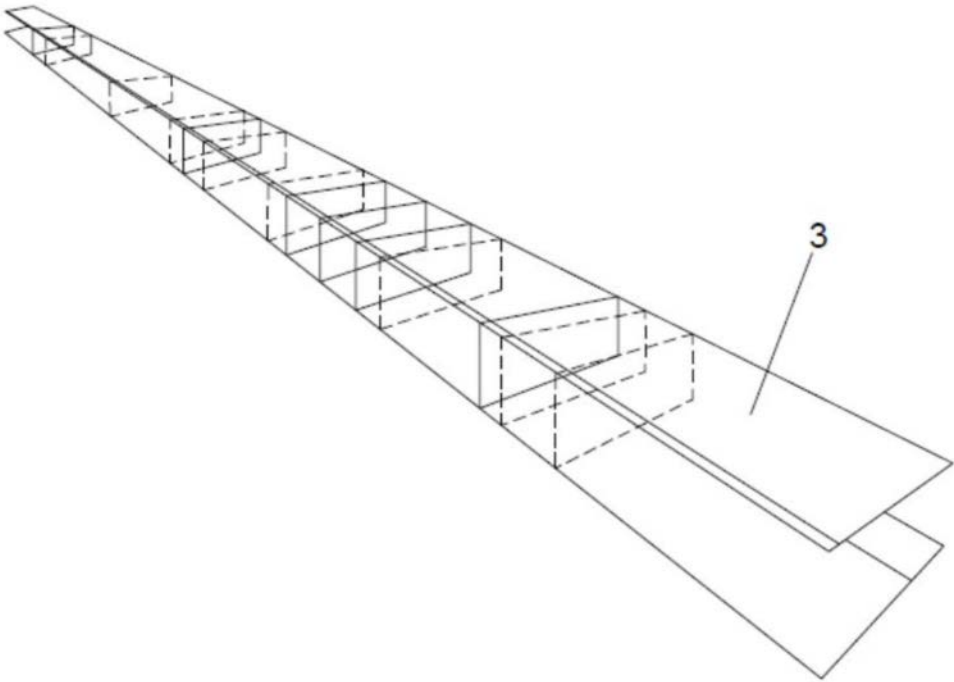


图5

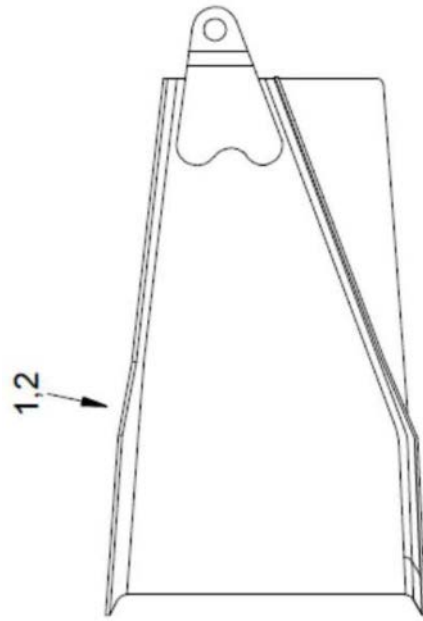


图6A

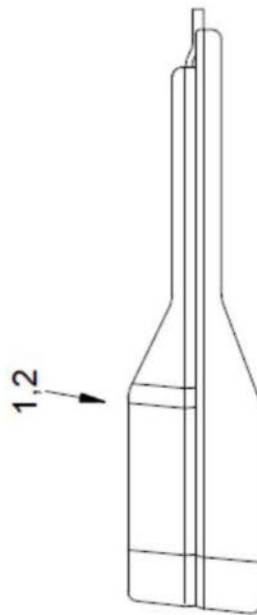


图6B

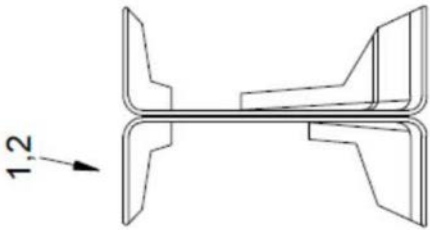


图6C

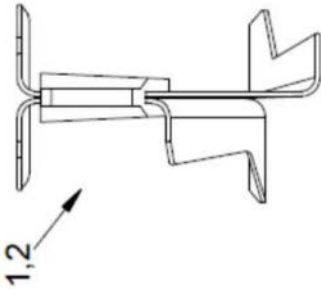


图6D

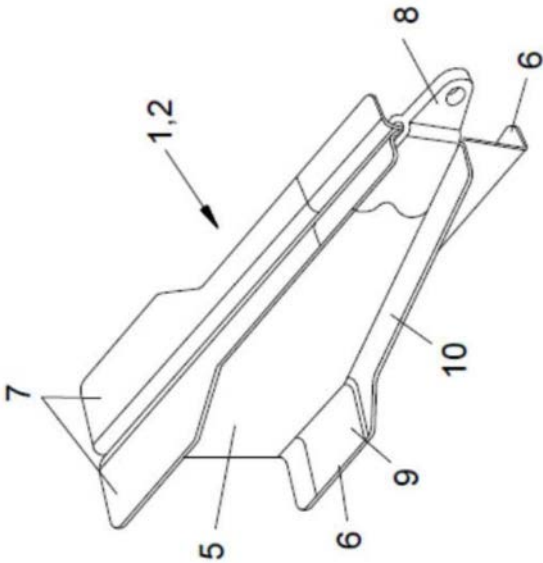


图6E

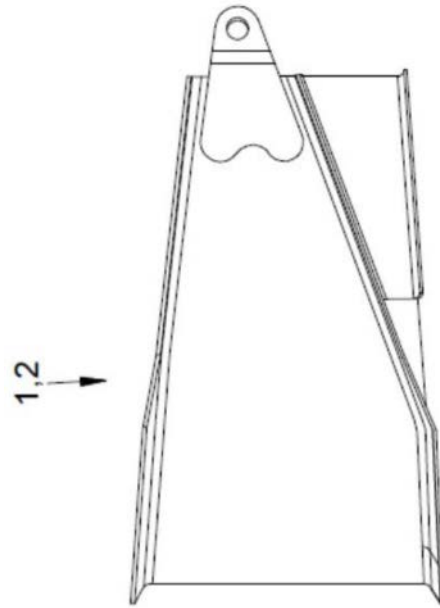


图7A

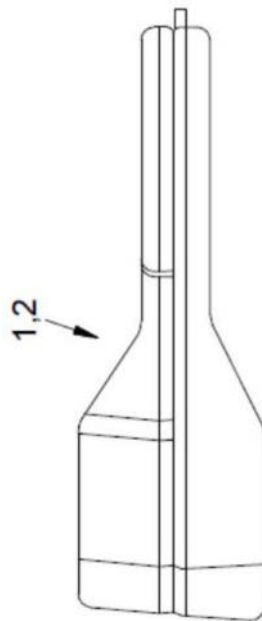


图7B

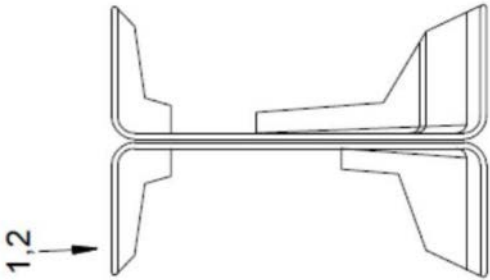


图7C

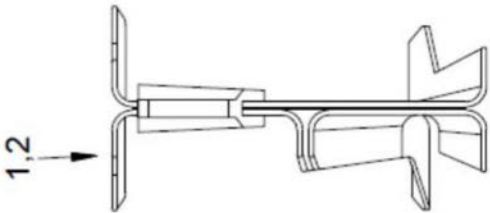


图7D

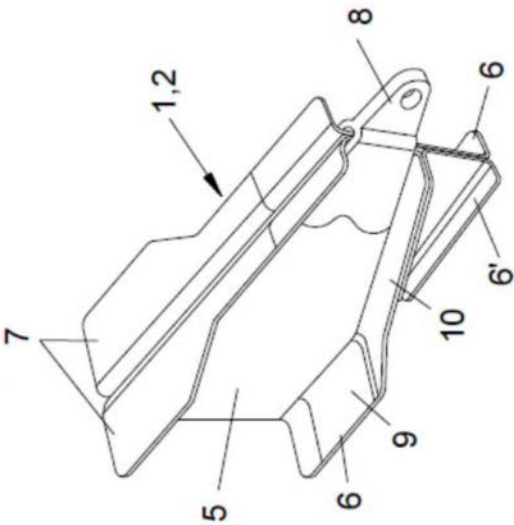


图7E