



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 101743117 A

(43) 申请公布日 2010. 06. 16

(21) 申请号 200780052728. 7

B64C 1/00 (2006. 01)

(22) 申请日 2007. 02. 28

(85) PCT申请进入国家阶段日
2009. 10. 26

(86) PCT申请的申请数据
PCT/ES2007/070042 2007. 02. 28

(87) PCT申请的公布数据
W02008/104614 ES 2008. 09. 04

(71) 申请人 空客运营有限公司
地址 西班牙马德里

(72) 发明人 赫苏斯·曼努埃尔·马丁马丁
伊格纳西奥·何塞·马克斯洛佩斯

(74) 专利代理机构 中科专利商标代理有限责任
公司 11021

代理人 王旭

(51) Int. Cl.

B29C 70/48 (2006. 01)

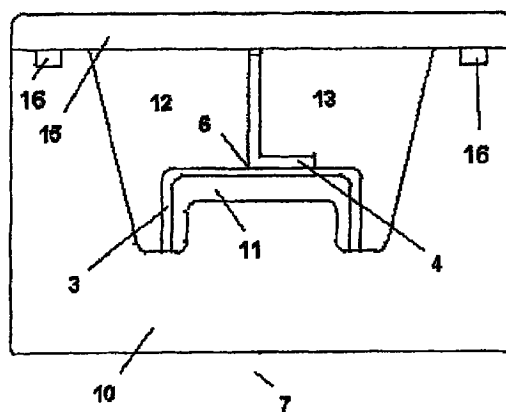
权利要求书 2 页 说明书 4 页 附图 6 页

(54) 发明名称

用复合材料制造飞机框架的模具和方法

(57) 摘要

本发明涉及通过使用RTM(树脂传递模塑)技术借助于注射固化工艺制造飞机机身用复合材料框架的预制品的模具。因此制造两种预制品,一种具有C形截面而另一种具有L形截面,以及制造了用于稳定框架梁腹的稳定肋材的预制品,和覆盖C形预制品和L形预制品之间的间隙的粗纱或短纤维的预制品。这些预制品通过任何已知的制造预制品的方法预先制造。根据第二方面,本发明涉及制造飞机用复合材料负载框架的方法。



1. 一种用于注射并固化飞机机身复合材料框架 (2) 的预制品的模具,其特征在於,所述模具将预制品成形,所述预制品包括至少一个 C 形预制品 (3)、至少一个 L 形角状预制品 (4)、至少一个用于稳定所述框架 (2) 梁腹的稳定肋材 (5),和在所述 C 形预制品 (3) 与所述 L 形角状预制品 (4) 之间的接合处的至少一个粗纱或短纤维的预制品 (6),并且其特征在於,所述模具包括注射并固化用于制造所述预制品的树脂的注射固化模具 (7)、允许通过施加真空将前述预制品成形的真空系统 (8)、和加热封闭系统,以通过前述预制品将所述框架 (2) 的结构体的部分整合成一个部件。

2. 根据权利要求 1 所述的用于注射并固化飞机机身框架 (2) 的预制品的模具,其特征在於,所述预制品 (3、4、5 和 6) 通过 RTM(树脂传递模塑) 技术制造。

3. 根据在前权利要求中任一项所述的用于注射并固化飞机机身框架 (2) 的预制品的模具,其特征在於,所述预制品 (3、4、5 和 6) 包括在内凸缘中具有单向带的织物和增强材料,以增加所述预制品的惯性矩,因而增加所述预制品的刚性。

4. 根据在前权利要求中任一项所述的用于注射并固化飞机机身框架 (2) 的预制品的模具,其特征在於,所述注射固化模具 (7) 包括:槽 (10),其中安置使所述模具 (7) 成形的其余元件以及安置所述预制品 (3、4、5 和 6);一个插入部件 (11) 组件,其被安置在所述 C 形预制品 (3) 下面;上插入部件 (12) 的组件,所述上插入部件 (12) 在外凸缘一侧将所述框架 (2) 成形;上插入部件 (13) 的组件,所述上插入部件 (13) 在内凸缘一侧将所述框架 (2) 成形;插入部件 (14) 的组件,所述插入部件 (14) 被安置在用于稳定所述框架 (2) 的梁腹的所述稳定肋材 (5) 两侧;和盖 (15),所述盖 (15) 将靠着所述槽 (10) 的所述模具 (7) 密封。

5. 根据在前权利要求中任一项所述的用于注射并固化飞机机身框架 (2) 的预制品的模具,其特征在於,所述真空系统 (8) 包括:密封橡胶 (16) 的组件,其被安置在槽 (10) 的上部处;一个真空泵 (17);管 (20、22) 的系统,其将所述模具 (7) 与树脂注射机 (19) 以及与所述真空泵 (17) 连接;和真空回路 (21),所述真空回路 (21) 封闭所述模具 (7),并且从所述真空回路 (21) 出来的是将所述模具 (7) 与所述真空泵 (17) 以及与所述树脂注射机 (19) 连接的所述管 (20、22)。

6. 根据在前权利要求中任一项所述的用于注射并固化飞机机身框架 (2) 的预制品的模具,其特征在於,所述加热封闭系统包括热板压机 (18)。

7. 根据在前权利要求中任一项所述的用于注射并固化飞机机身框架 (2) 的预制品的模具,其特征在於,所述加热封闭系统包括高压釜。

8. 一种制造复合材料飞机机身框架 (2) 的方法,所述方法包括以下步骤:

- a) 安置并且封闭注射固化模具 (7);
- b) 将所述模具 (7) 安置在加热封闭系统上;
- c) 连接真空系统 (8);
- d) 对所述封闭加热系统施加压力,以封闭所述模具 (7) 并且确保密闭性;
- e) 将所述模具 (7) 加热至注射温度;
- f) 通过所述真空系统 (8) 对所述模具 (7) 施加真空;
- g) 注射树脂;
- h) 一旦所述树脂通过注射点溢出,就使管 (20) 收缩;
- i) 对注射机 (19) 施加成形压力;

- j) 逐步加热至固化温度；
- k) 保持所述固化温度；
- l) 冷却；
- m) 脱模。

用复合材料制造飞机框架的模具和方法

发明领域

[0001] 本发明涉及用于制造飞机用复合材料框架的模具 (jig), 以及用复合材料制造所述框架的方法。

[0002] 发明背景

[0003] 负载框架 (load frame) 除了给予飞机机身形状和刚性以外, 还是负责承受和转移来自飞机的其它结构元件如机翼或水平尾翼 (stabilizer) 的负荷的结构元件。

[0004] 在目前的工艺水平中, 通过使用机械加工的金属结构体或成形板金属结构体进行框架的制造, 其中承受大部分负荷的部分用机械加工的部件增强。在成形板金属的情况下, 以两件的形式得到通常使用的部件: 一方面制造 Z, 另一方面制造铆接到前述部件上的支架。

[0005] 此方法具有以下缺点: 长的组装时间是必要的, 并且最终的重量远高于所期望的重量。

[0006] 发明概述

[0007] 在第一方面中, 本发明涉及用于制造飞机负载框架的模具, 因而以一体化的方式完成所得到的框架的结构体的部分, 从而使得到的重量最佳化。同时, 通过具有短固化循环时间的重复性工艺进行本发明提出的制造方法, 使得必要的组装时间缩短。

[0008] 因此, 本发明开发了通过使用 RTM (树脂传递模塑) 技术借助于注射固化工艺制造飞机机身用复合材料框架预制品的模具。因此, 制造两种预制品, 一种具有 C-形截面而另一种具有 L-形截面, 以及制造了框架梁腹 (web) 的稳定肋材 (stabilization rib) 的预制品, 和覆盖 C 形预制品和 L 形预制品之间的间隙的粗纱或短纤维的预制品。这些预制品通过任何已知的预制品制造方法预先制造。

[0009] 根据第二方面, 本发明开发了用复合材料制造飞机负载框架的方法。

[0010] 因此, 通过具有以下优点的本发明模具和制造方法得到由复合材料制成的飞机负载框架:

[0011] - 制造具有复杂且一体化的几何形状的框架, 从而满足在任何结构体中所追求的目的。

[0012] - 因为其是封闭的框架, 所以通过增加没有半径颈缩的高尺寸精度而解决了仅在一面上表面精加工的问题。

[0013] - 改善了厚度的控制 (达到公差 $\leq 0.2\text{mm}$), 而不论这些厚度可以是多少, 从而实现了具有外壳的框架的外凸缘 (flange) 与纵梁之间的良好配合, 使其变得刚硬。

[0014] - 所述方法是以短的固化循环时间重复的, 这缩短制造工艺的持续时间。

[0015] 从以下对本发明目的的示例性实施方案的详细描述以及附图中将理解本发明的其它特征和优点。

[0016] 附图简述

[0017] 图 1 显示已知的金属飞机负载框架的截面。

[0018] 图 2 显示根据本发明由复合材料制成的飞机负载框架的截面。

[0019] 图 3a 和 3b 显示用本发明的模具和方法精加工、浸渍和固化的由复合材料制成的飞机负载框架的透视图。

[0020] 图 4 显示根据本发明由复合材料制成的飞机负载框架的 C-形预制品。

[0021] 图 5 显示根据本发明由复合材料制成的飞机负载框架的 L-形预制品。

[0022] 图 6 显示一个根据本发明由复合材料制成的飞机负载框架的梁腹的稳定肋材的预制品。

[0023] 图 7 显示根据本发明由复合材料制成的飞机负载框架的粗纱或短纤维的预制品。

[0024] 图 8 显示根据本发明由复合材料制成的使飞机负载框架成形的预制品的整合。

[0025] 图 9 显示根据本发明用于制造飞机用复合材料框架的模具的截面图。

[0026] 图 10 显示根据本发明用于制造飞机用复合材料框架的模具的透视图。

[0027] 图 11 显示根据本发明的飞机用复合材料框架的梁腹的稳定肋材的细节。

[0028] 图 12 显示根据本发明用于制造飞机用复合材料框架的模具的真空系统的总体视图。

[0029] 发明详述

[0030] 在第一方面中,本发明涉及用于注射并固化由复合材料制成的航空机身框架 2 的预制品的模具。

[0031] 除梁腹的不同稳定肋材 5(图 6)和粗纱或短纤维的预制品 6(图 7)以外,要制造的部分由 C-形预制品(图 4)和由 L-形角状预制品 4(图 5)形成。如可以在图 8 中看到的,预制品的这种布置允许制造飞机负载框架 2,其具有用于将它们连接到下一个与之整合的框架上的部件。预制品由在内凸缘中具有单向带的织物和增强材料制成,以增加它们的惯性矩,因而增加它们的刚性。

[0032] 同样,本发明的模具物件包括以下元件:注射固化模具 7、真空系统 8 以及封闭加热系统。

[0033] 注射固化模具 7

[0034] 注射固化模具包括以下不同的构件:

[0035] - 槽(tub)10。这是底座元件,其内部安置使模具 7 成形的其余元件以及要同时注射并且固化的预制品 3、4、5 和 6。此元件整合了树脂注射和取出钻孔、树脂分布通道、用于随后施加真空的密封系统和用于在加热循环的过程中对模具 7 进行热控制的热电偶。

[0036] - 插入部件 11 的组件。这是放置在 C-形预制品 3 下面的机械加工的插入部件的组件。它们允许将框架 2 毫无困难地脱模。这些插入部件被纵向切割(cut)以使得脱模和处理更容易。

[0037] - 插入部件 12 的组件。这是在外凸缘一侧上,即与机身外壳和纵梁的支柱(leg)接触的一侧上将框架 2 成形的上插入部件的组件。该组件与其所放置的外壳的整个几何形状,以及纵梁的支柱的形状相同,而同时该组件在其上表面上结合有用于注射树脂的凹槽。这些凹槽通向槽 10 的入口和出口钻孔。插入部件 12 被纵向切割以使得脱模和处理更容易。

[0038] - 插入部件 13 的组件。这是在内凸缘一侧上,即在机身的最里面部分中一侧上将框架 2 成形并且用来使上述框架 2 的部分变硬的上插入部件的组件。在此凸缘上安置具有对框架 2 赋予刚性的单向带的增强材料。其在内表面结合有允许取出树脂的凹槽。这些凹槽通向槽 10 的树脂出口钻孔。

[0039] - 插入部件 14 的组件。它们是在用于稳定框架 2 梁腹的稳定肋材 5 两侧的插入部件,因此,将这样的插入部件放置于插入部件 11 之间。它们配置有树脂出口通道以允许肋材 5 的正确浸渍。它们的设计必须是使其允许脱模的设计。

[0040] - 盖 15。它是模具 7 的上部,将靠着槽 10 的所述模具 7 密封到结合所述槽 10 的密封系统上。盖 15 是平面的,从而以简单且有效的方式确保在模具 7 内部所需的真空水平。其结合了在模具 7 的加热循环过程中对模具 7 进行热控制的热电偶。

[0041] 真空系统 8

[0042] 真空系统 8 包括以下元件:

[0043] - 被布置在槽 10 的上部处的数个凹槽中的密封橡胶 16 的组件。

[0044] - 将模具 7 与真空泵 17 和树脂注射机 19 连接的空心硅氧烷管 20、22 的系统。

[0045] - 真空回路 21。真空密封的(金属或非金属的)管回路 23,该回路 23 通向来自注射固化模具 7 的硅氧烷管,并且从该回路 23 出来的是通往真空泵 17 的另一个硅氧烷 22 管。因此它是在压机 18 上面布置的并且将模具 7 的不同树脂取出点彼此连接的回路。在真空回路 21 和通往模具 7 的硅氧烷管 20 之间通过真空密封的连接器的连接。为了防止树脂进入真空系统 21 中,通过膨胀或排出容器进行连接,并且如果树脂偶然地到达此位置,则树脂将落到这样的容器上。

[0046] - 真空泵 17。它能够达到 0.5 毫巴的真空水平。

[0047] 封闭加热系统

[0048] 根据在本发明中详述的注射固化模具 7 的构思,可以将两种用于封闭并加热模具 7 的方法用于树脂注射固化过程:

[0049] - 热板压机 18。它由液压机或气动压机组成,具有将全部要制造的那些框架 2 封装的几何形状,采用以下基本操作构思。

[0050] i. 在压机的上部处推进汽缸,从而反作用于与底板(floor)连接的柱子。

[0051] ii. 水平移动的下部支架,用于将模具在压机中插入和取出。

[0052] iii. 上部加热板。

[0053] iv. 下部加热板。

[0054] v. 具有程序控制自动机的压力和温度控制系统。

[0055] vi. 防止在加热循环的过程中热量泄漏的绝热罩。

[0056] vii. 使树脂注射和取出管从注射系统通往模具 7 的套管系统。

[0057] viii. 用于容纳于模具 7 中的热电偶的连接系统,因此程序控制自动机根据模具 7 的局部温度控制压机的板的不同加热区域。

[0058] - 注射固化高压釜。在这种情况下,高压釜施加用真空锁封闭模具 7 所必需的闭合压力。树脂注射和取出管必须能够承受高压釜的压力而不破裂,为此将它们连接到高压釜的套管上,以将所述高压釜与树脂注射系统连接。

[0059] 根据第二方面,本发明开发了制造飞机用复合材料负载框架的方法,所述方法包括以下步骤:

[0060] 1. 安置并且封闭注射固化模具 7;

[0061] 2. 将所述模具 7 安置在注射固化压机 18 上;

[0062] 3. 连接真空系统 8;

- [0063] 4. 向压机 18 施加压力,以封闭所述模具 7 并且确保密闭性;
- [0064] 5. 将所述模具 7 加热至注射温度;
- [0065] 6. 通过所述真空系统 8 对所述模具 7 施加真空;
- [0066] 7. 注射树脂;
- [0067] 8. 一旦所述树脂通过注射软管溢出,就限制硅氧烷管 20;
- [0068] 9. 对注射机 19 施加至多 3 巴的成形压力,即穿过模具的入口管的树脂在 3 巴的压力进入。
- [0069] 10. 逐步 (gradient) 加热至固化温度;
- [0070] 11. 保持所述固化温度;
- [0071] 12. 冷却;
- [0072] 13. 脱模。
- [0073] 在所描述的优选实施方案中可以引入包括在后附权利要求的范围内的那些变型。

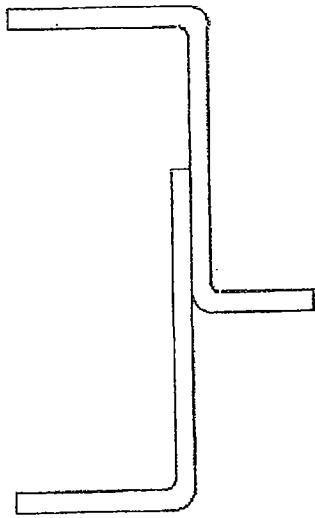


图 1

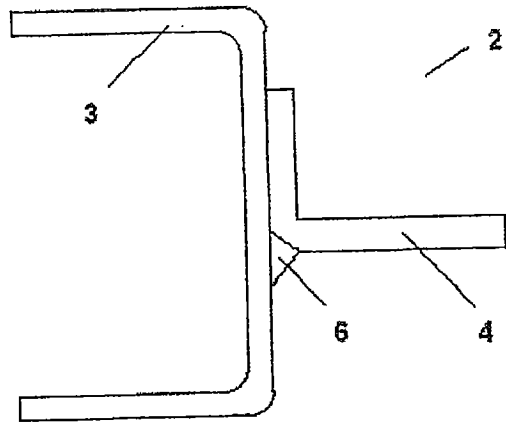


图 2

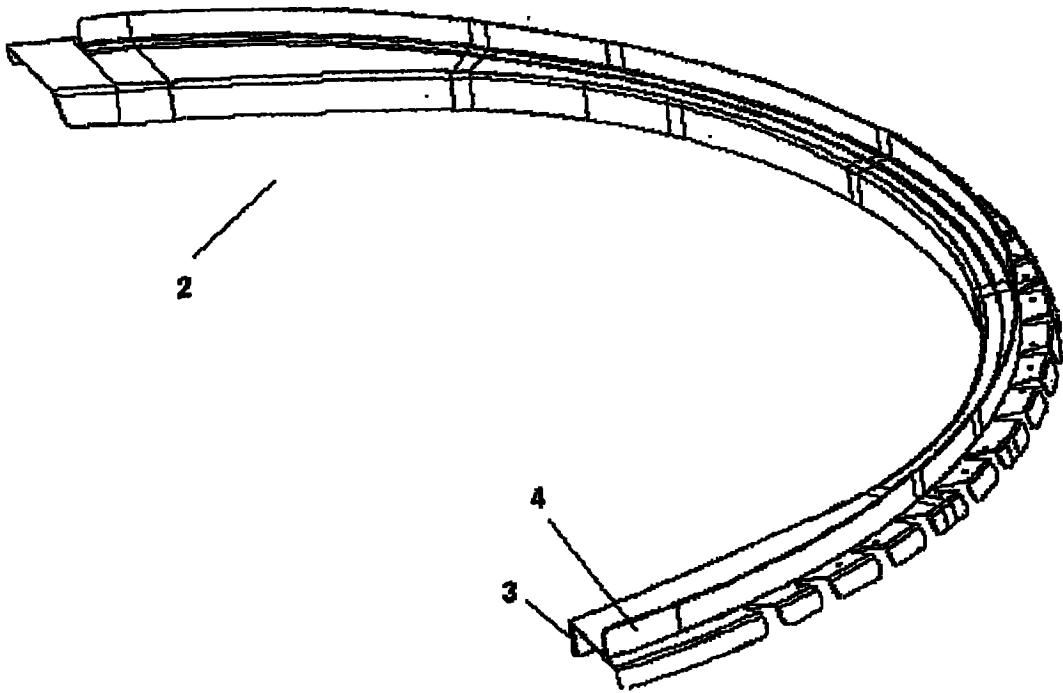


图 3a

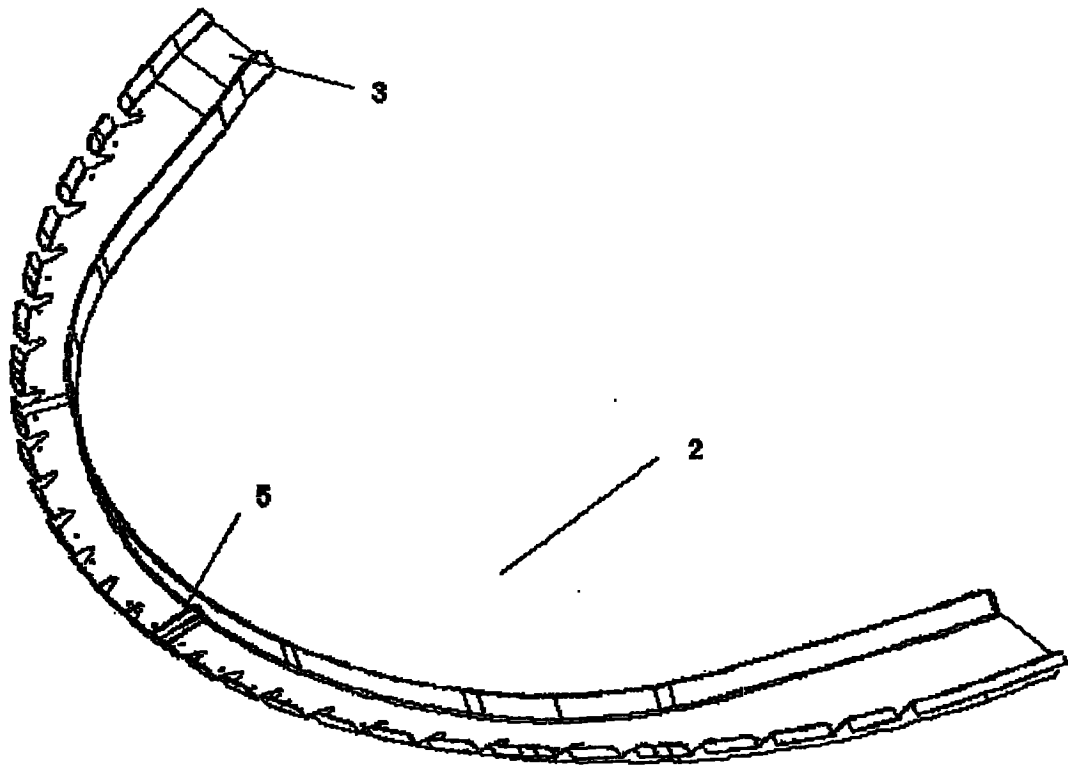


图 3b

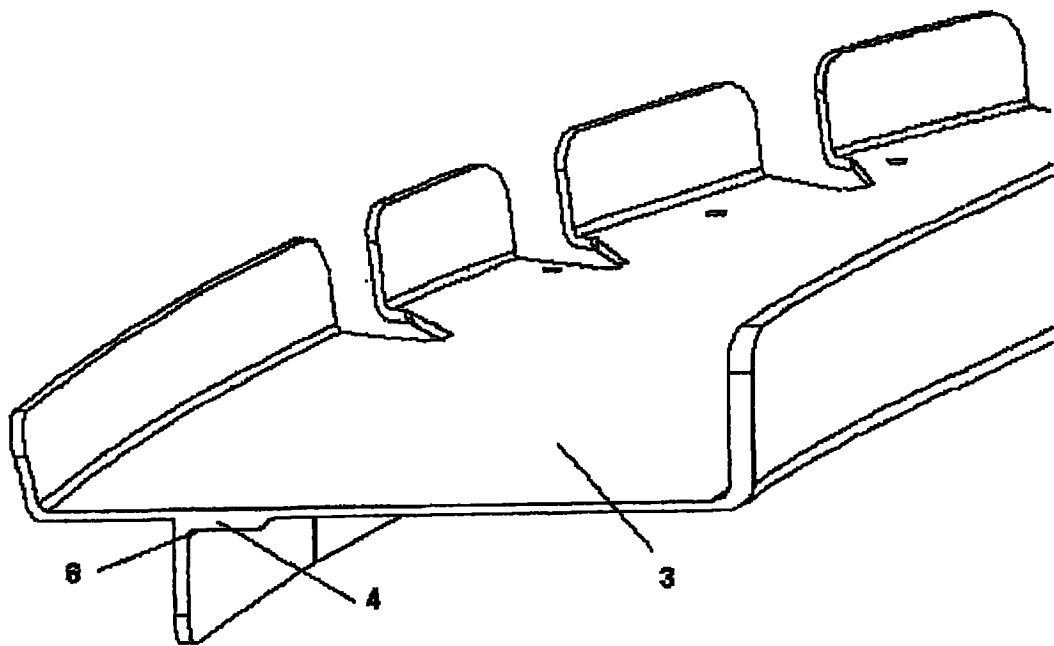


图 4

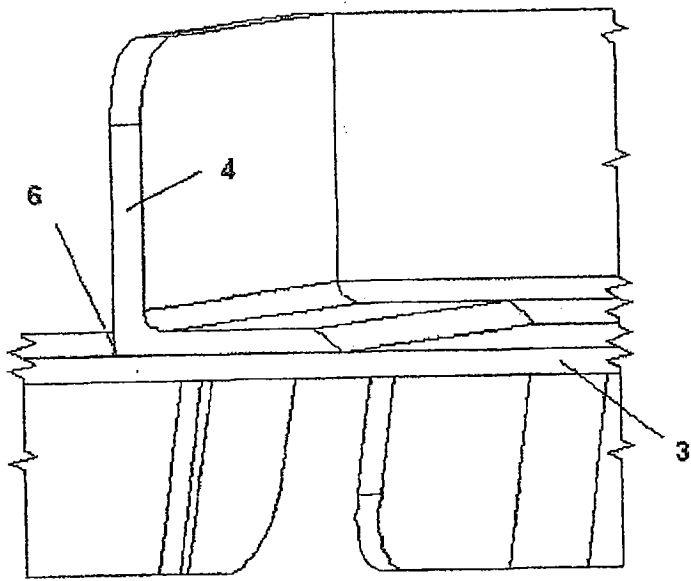


图 5

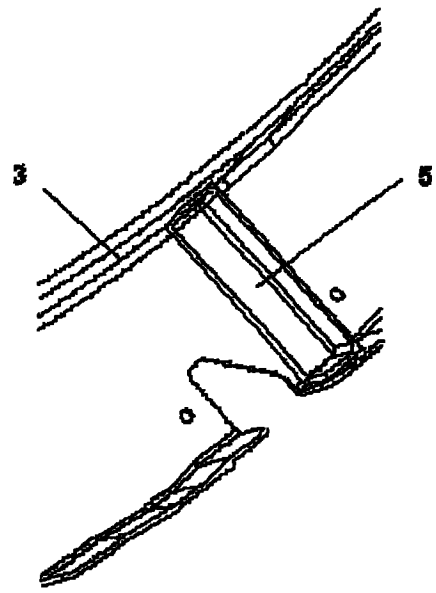


图 6

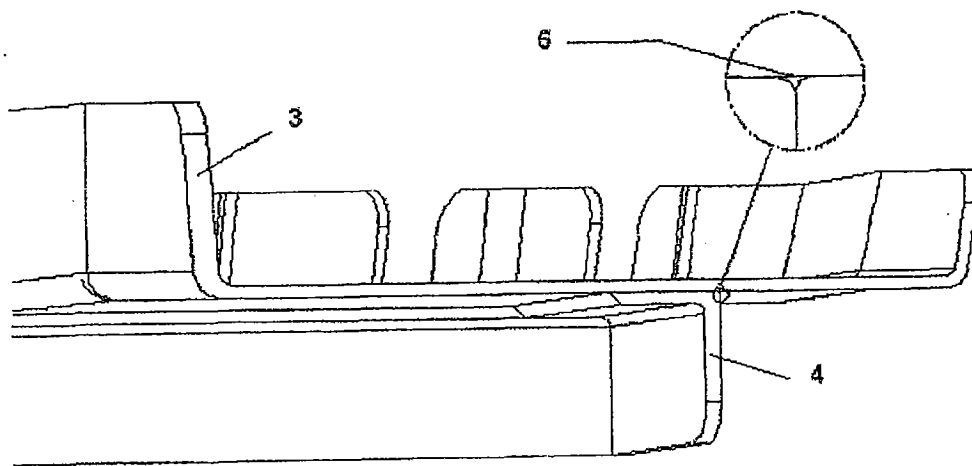


图 7

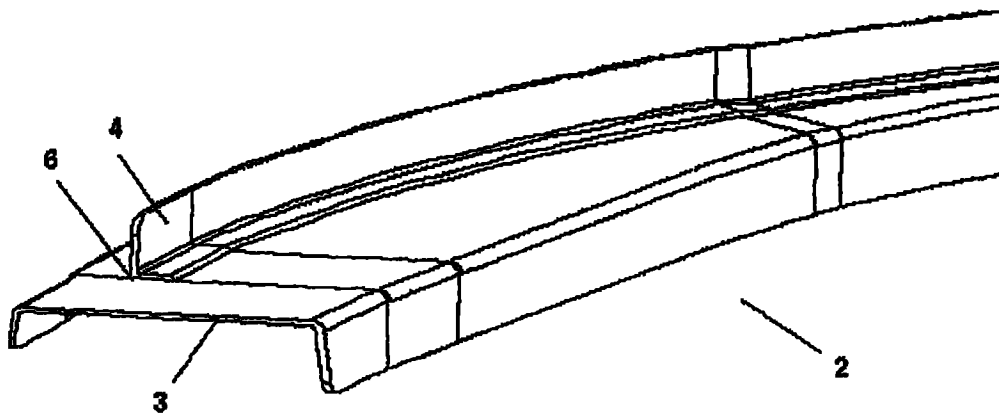


图 8

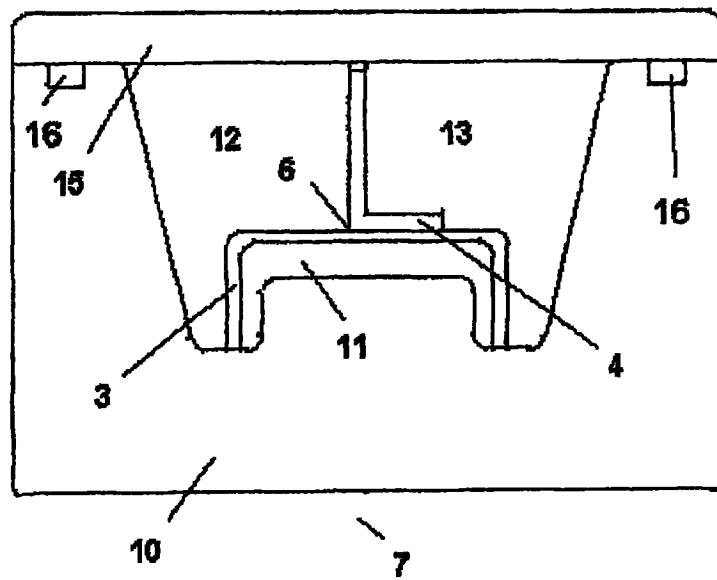


图 9

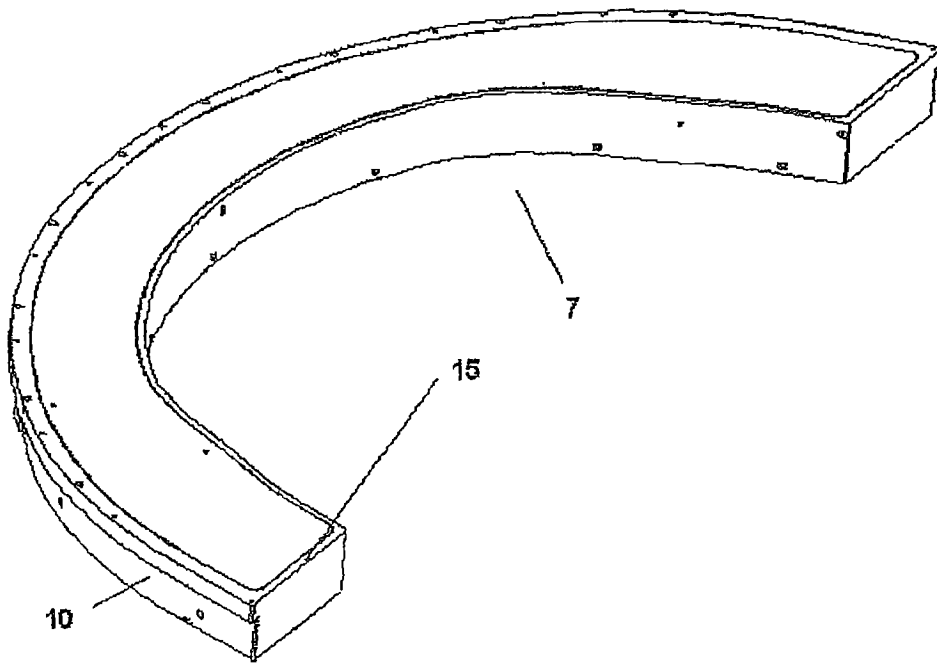


图 10

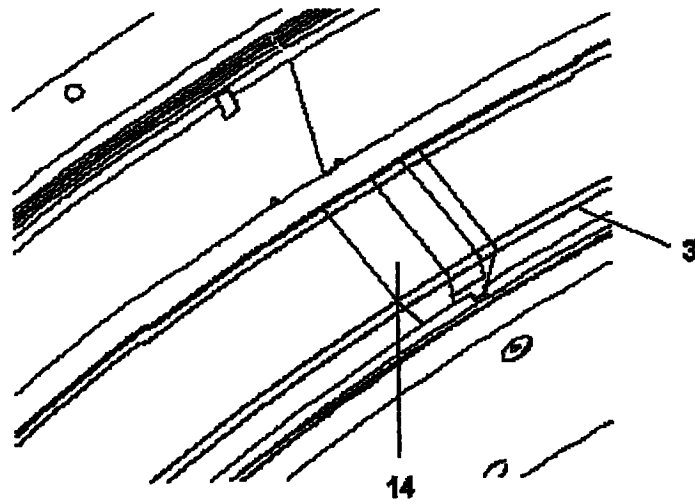


图 11

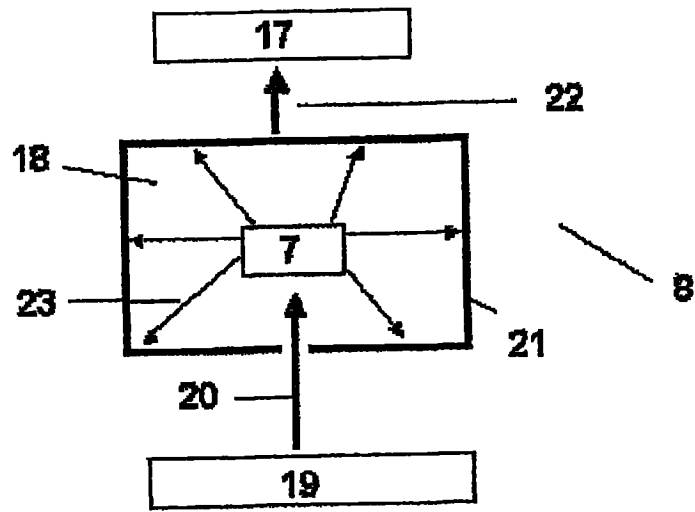


图 12