



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 102666273 B

(45) 授权公告日 2015. 08. 05

(21) 申请号 201080053958. 7

代理人 汪洋

(22) 申请日 2010. 09. 28

(51) Int. Cl.

(30) 优先权数据

B64C 1/06(2006. 01)

P200930757 2009. 09. 29 ES

(56) 对比文件

(85) PCT国际申请进入国家阶段日

US 2007/0011970 A1, 2007. 01. 18,

2012. 05. 29

US 2006/0048890 A1, 2006. 03. 09, 说明书第

(86) PCT国际申请的申请数据

[0037]-[0070] 段和图 1-21.

PCT/ES2010/070628 2010. 09. 28

审查员 王俊理

(87) PCT国际申请的公布数据

W02011/039399 ES 2011. 04. 07

(73) 专利权人 空中客车西班牙运营有限责任公司
地址 西班牙马德里

(72) 发明人 恩里克·维拉维拉雷斯
何塞·玛利亚·皮娜洛佩兹

(74) 专利代理机构 中科专利商标代理有限责任
公司 11021

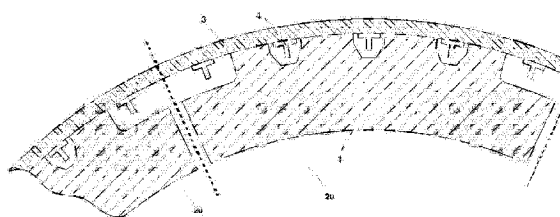
权利要求书2页 说明书5页 附图2页

(54) 发明名称

飞机机架和用于获得飞机机架的方法

(57) 摘要

本发明公开一种飞机机架以及获得该飞机机架的方法,该飞机机架由复合材料制成,并且所述飞机机架包括几个隔板(20),所述几个隔板(20)在连接时整体上形成上述机架,这些隔板(20)包括具有一长度(2)的部件(1),并且所述部件(1)被布置在形成飞机机身的蒙皮(3)的内侧上。以机架部件(1)和蒙皮(3)之间的最大间距(5)低于使用液态密封剂所允许的极限值的方式将这个机身一体地接合成单件,部件(1)的长度(2)是最大可能值,所述间距(5)是依据上述蒙皮(3)的内侧测量的。



1. 一种飞机的机身,包括:

- 由复合材料制成的飞机机架,所述飞机机架包括几个隔板(1),所述几个隔板(1)在连接时整体上形成上述飞机机架,所述隔板(1)具有隔板长度(2),和

- 一体地接合成单件的蒙皮(3),机架隔板(1)被布置在蒙皮(3)的内侧,其特征在于:隔板(1)的长度(2)被配置为使得隔板(1)和蒙皮(3)之间的最大间距(5)考虑蒙皮(3)和机架隔板(1)的制造公差,所述间距(5)从上述蒙皮(3)的内侧测量并且低于使用液态密封剂所允许的极限值,所述液态密封剂用于将机架隔板(1)连接到蒙皮(3);

机架隔板的两个端部都布置在机架隔板的两个相邻纵梁(4)之间的跨距的一半处。

2. 根据权利要求1所述的飞机的机身,其特征在于:

机身的蒙皮(3)包括与上述蒙皮(3)的制造过程一体地形成的纵梁(4)。

3. 根据上述任何一项权利要求所述的飞机的机身,其特征在于:

机架的隔板(1)不接合在机身经受高负荷的区域中。

4. 一种飞机,包括根据权利要求1至3中任何一项所述的机架。

5. 一种用于获得根据权利要求1至4中任何一项所述的由复合材料制成的机身的飞机机架的方法,其特征在于,所述方法包括以下步骤:

a) 对于机身的给定部分,确定用于机身蒙皮(3)的上部的第一个机架隔板的长度(2),在蒙皮上的空气动力公差导致蒙皮具有蒙皮最大有效外部尺寸(11)的情况中,在蒙皮的厚度公差尽可能低的情况下,以蒙皮的内部尺寸(12)最大并且这个第一个机架隔板的制造公差最小这样的方式,计算这个第一个机架隔板(1)的这个长度(2),这种方式导致所述第一个机架隔板的外部尺寸(13)最小;

b) 作为步骤a)的结果,确定第一个机架隔板与蒙皮(3)的内侧的接触点;

c) 确定在上述接触点的两侧的多个点,在所述多个点处,所述第一个机架隔板和蒙皮(3)的内侧之间的最大间距(5)是使用液体类型密封剂所允许的最大值;

d) 按照上述步骤a)至c)计算最大第一个机架隔板的长度(2),并且使得第一个机架隔板的两个端部都布置在第一个机架隔板的两个相邻纵梁(4)之间的跨距的一半处;

e) 为在整体上将形成机架的全部隔板的其余隔板重复上述步骤a)至d);

f) 对于机身的上述给定部分,确定用于机身蒙皮(3)的上部的第二个机架隔板的长度,在蒙皮上的制造公差导致蒙皮具有最小有效外部尺寸(11)的情况中,在蒙皮的厚度公差尽可能大的情况下,以蒙皮的内部尺寸(12)最小和这个第二个机架隔板的制造公差最大这样的方式,计算所述第二个机架隔板,蒙皮(12)的内部尺寸最小和这个第二个机架隔板的制造公差最大的这种方式导致上述第二个机架隔板的外部尺寸(13)最大;

g) 作为步骤f)的结果,确定第二个机架隔板与蒙皮(3)的内侧的接触点;

h) 确定第二个机架隔板的点,在第二个机架隔板的所述点上,所述第二个机架隔板和蒙皮(3)的内侧之间的最大间距是使用液态密封剂所允许的最大值;

i) 按照上述步骤f)至h)计算最大第二个机架隔板的长度(2),并且使得第二个机架隔板的两个端部都布置在所述第二个机架隔板的两个相邻纵梁(4)之间的跨距的一半处;

j) 为在整体上将形成机架的全部隔板的其余隔板重复上述步骤f)至i);

k) 对于具体计算的机身隔板,确定最终多个机架隔板,使得所述多个机架隔板实现如

上所述的步骤 a 至 d) 和步骤 f) 至 j) 两者,所述多个机架隔板形成机架的整体的最终多个隔板;

- 1) 在上述步骤 a) 至 k) 之后,确定用于每个具体机身段的机架隔板。

飞机机架和用于获得飞机机架的方法

技术领域

[0001] 本发明涉及一种复合材料制成的飞机机架的新结构,特别地用于集成为单件的机身,以及获得它们的方法。

背景技术

[0002] 鉴于构成飞机的其余元件都直接或间接地连接到机身,机身是飞机的主要组件。机身的蒙皮赋予机身形状,将随着飞机将具有的主要任务而不同。

[0003] 除了蒙皮(被认为是CFRP-碳纤维增强塑料),飞机的机身包括具有关于飞机的纵向轴线的垂直架构形状的某些元件,称为机架(由碳纤维增强塑料或金属制成,成C形、Z形等),机架负责给予机身结构形状和刚度,这些机架以给定间隔位于飞机机身的内侧上。除了机架,机身包括其他加固元件,如纵梁(一般成 Ω 形、T形或类似物),以实现载荷分布和刚度的优化。纵梁纵向地位于机身蒙皮上,允许优化机身蒙皮,从而减轻结合结构的重量。以这种方式,机架的整个栅格、纵梁和蒙皮连接在一起以形成完整结构。

[0004] 传统上,飞机的机身以分段的方式构建,以使蒙皮由几个板和段形成,所述几个板和段随后被连接以形成圆筒形状的典型机身。这些段或板之间的连接通过被设计用于这一目的一系列连接零件实现。在这些机身的情况中,在先前结构上手动调整机架。由于构成机身蒙皮的零件通过多段以允许简单和正确地调整地机架的方式在内侧打开,因此布置和放置机架的这个过程是一种简单装配。然而,这个过程需要大量机架的段或隔板,这还涉及必须在构成机身的机架和蒙皮之间使用大量连接部件。这导致装配机架的过程非常漫长和昂贵,使用大量装配劳动。

[0005] 如今,构成飞机的机身的蒙皮的制造以一整块(称为360°全筒形或一次性机身)实现正变得越来越普遍。形成机身的蒙皮从单个模具一体地形成单一封闭件。在使用这些一体蒙皮的情况下,机架的分割需要不同于迄今为止使用的分割来进行,因为必须注意包括在生产 and 装配过程中的不同公差,并且还要受到用于布置这些被分割的机架的限制。

[0006] 本发明提供一种解决上述限制的技术方案。

发明内容

[0007] 因此,根据第一方面,本发明涉及由复合材料制成的飞机机架的新设计,这些机架由具有确定长度的隔板(partition)或段(segment)制成,机架将布置在形成飞机的机身的蒙皮的内部上。机身将被一体地制造成单件(称为全筒形或一次性机身)。这个机身可以包括从上述机身的相同的制造过程集成的纵梁。机架的隔板或段的长度将是最大可能值(这将导致机身部件的每一直径的隔板数量最小),以使这些机架段和蒙皮之间的最大间距允许使用用于将所述机架段连接到蒙皮的液态密封剂,这个间距是从蒙皮的内部测量的。这种类型的密封剂的使用简化了操作并且减少装配时间,在这一点上这允许再次降低成本。将基于由蒙皮和相同机架段的制造公差所给定的制造限制来计算机架段的最大长度。

[0008] 此外,在这些机架的隔板或段的设计中,必须考虑如下因素:

[0009] - 在机架元件的制造过程中的收缩或弹回影响;

[0010] - 机架隔板或段的组装工艺;

[0011] - 由其中将布置机架隔板或段的蒙皮给定的机身部件的几何形状;

[0012] - 由其中将布置机架隔板或段的蒙皮给定的、机身部件经受的载荷。

[0013] 根据第二方面,本发明涉及用于以计算出的机架段保持关于蒙皮的内部的最大间距的这种方式获得飞机机架的结构的方法,飞机机架由复合材料制成,飞机机架包括给定长度的隔板或段,所述最大间距使得其将允许使用液态密封剂将机架段连接到形成机身的蒙皮。

[0014] 因此,本发明的方法包括以下几个步骤:

[0015] a) 对于机身的给定部分,确定用于机身蒙皮(3)的上部的第一类型机架段(1),在蒙皮上的空气动力公差导致这个第一机架型段具有最大有效外部尺寸(11)的情况下,在蒙皮的厚度公差尽可能低的情况下,以蒙皮(12)的内部尺寸最大并且这个第一机架型段的制造公差最小这样的方式,计算这个第一机架型段(1),这种方式导致上述第一机架型段(1)的尺寸(13)最小;

[0016] b) 作为步骤a)的结果,确定第一机架型段(1)与蒙皮(3)的内侧的接触点;

[0017] c) 确定在上述接触点的两侧的第一机架型段(1)的多个点,在所述多个点处,所述第一机架型段(1)和蒙皮(3)的内侧之间的最大间距(5)是使用液体类型密封剂所允许的最大值;

[0018] d) 按照上述步骤a)至c)计算第一机架型段(1)的最大长度(2),并且使得第一机架型段(1)的两个端部都布置在所述部分的两个相邻纵梁(4)之间的跨距的一半处;

[0019] e) 为在整体上将形成机架的隔板的其余段(1)重复上述步骤a)至d);

[0020] f) 对于机身的上述给定部分,确定用于机身蒙皮(3)的上部的第二机架型段(1),在蒙皮上的空气动力公差导致这个第二机架型段具有最小有效外部尺寸(11)的情况下,在蒙皮的厚度公差尽可能大的情况下,以蒙皮(12)的内部尺寸最小和这个第二机架型段的制造公差最大这样的方式,计算所述第二机架型段(1),蒙皮(12)的内部尺寸最小和这个第二机架型段的制造公差最大的这种方式导致上述第二机架型段(1)的尺寸(13)最大;

[0021] g) 作为步骤f)的结果,确定第二机架型段(1)与蒙皮(3)的内侧的接触点;

[0022] h) 确定第二机架型段(1)的点,在第二机架型段(1)所述点上,所述第二机架型段和蒙皮(3)的内侧之间的最大间距是使用液体类型密封剂所允许的最大值;

[0023] i) 按照上述步骤f)至h)计算第二机架型段(1)的最大长度(2),并且使得第二机架型段(1)的两个端部都布置在所述部分的两个相邻纵梁(4)之间的跨距的一半处;

[0024] j) 为在整体上将形成机架的隔板的其余段(1)重复上述步骤f)至i);

[0025] k) 对于具体计算的机身部分,确定最后的多个机架段(1),使得所述多个机架段(1)实现如上所述的步骤a)至d)和步骤f)至j)两者,所述多个机架段(1)形成机架的整体的最终多个隔板;

[0026] l) 在上述步骤a)至k)之后,确定用于每个具体机身部分的机身机架段(1)。

[0027] 本发明的其他特点和优势,将来自接下来在附图中图示其目的的实施例的详细说

明。

附图说明

[0028] 图 1 以截面显示包括根据本发明的飞机机身结构的飞机机身的分解。

[0029] 图 2 以截面显示为根据本发明的飞机机架的结构所考虑的公差。

[0030] 图 3 以截面显示下述情况,其中根据本发明的方法为飞机机架的结构所考虑的制造公差收敛以使制造的机架的尺寸比其标称值小,以比其对应的标称值大的尺寸和低的厚度制造机身蒙皮。

[0031] 图 4 以截面显示下述情况,其中根据本发明的方法为飞机机架的结构所考虑的制造公差收敛以使制造的机架的尺寸比其标称值大,以比其对应的标称值小的尺寸和大的厚度制造机身蒙皮。

具体实施方式

[0032] 因此,这项发明涉及由复合材料制成的飞机机架的新结构,飞机机架由具有确定长度 2 的多个隔板或段 1 制成,飞机机架将布置在形成飞机机身的蒙皮 3 的内部上。机身将被制成单件(称为全筒形(full-barrel)或一次性机身),所以,上述机架的隔板或段 1 的长度 2 将是最大的可能值(这将导致机身部件的每以直径的隔板 1 的数量最小),以使每个机架部件 1 和蒙皮 3 之间的最大间距 5 低于用于液态密封剂的应用所允许的极限,这个距离或间距 5 是依据机身的内部测量的。将基于机架和蒙皮 3 的制造公差所给定的制造限制计算最大间距 5。通常情况下,用于液态密封剂的应用的最大间距 5 的值是约 0.5 毫米。当大于这个间距值 5 时,必须应用另一种类型密封剂(通常是固体密封剂),这增加了装配时间,并且降低装配的机械性能。

[0033] 此外,还基于如下情况确定根据发明的上述机架的段 1 中的隔板 20 的设计:

[0034] - 机架的段 1 在机架部件 1 的制造过程中收缩或弹回影响;

[0035] - 机架部件 1 在其隔板 20 中的装配工艺,考虑到使用这种装配工艺是受限的,因为机身的蒙皮被一体地制造成一个零件上(全筒形或一次性);

[0036] - 布置机架的部件 1 的机身部分的几何形状,特别是机身部分的曲率;

[0037] - 其中布置机架的部件 1 的机身部分经受的载荷,在可能的情况下避免在机身的经受非常高的载荷的区域或部分中接合机架的隔板或部件 1。

[0038] 以这种方式,并且基于前述内容,机架部件 1 的长度将使得获得尽可能少的部件 1 或隔板 20,即长度 2 将尽可能最大。以这种方式,通过避免使用固态密封剂,实现在传统设计中使用的连接零件和元件的数量以及装配时间的节省,这导致装配时间和劳力的节省,从而避免铆接操作中的问题,而且不涉及连接的机械特性的损失。

[0039] 考虑到蒙皮 3 的制造公差(使蒙皮 3 具有有效外部值 11 的空气动力学公差和蒙皮 3 的使蒙皮 3 具有有效内部值 12 的厚度公差)和机架部件 1 的制造公差(机架部件 1 的使上述机架具有有效外部值 13 的制造公差),以及在装配中由可以应用液态密封剂的最大允许间距 5 施加的限制,限定本发明的机架部件 1 的数量和最佳位置,即限定组成本发明的整体机架的隔板 20 的数量。

[0040] 基于最大间距 5 的计算,为计算上述机架的隔板或段 1 的最大长度 2 考虑两种极

端情况,最大长度这将确定整体上组成机架的隔板 20 的数量。这通过考虑由蒙皮 3 的制造公差(使蒙皮 3 具有有效外部值 11 的空气动力学公差和蒙皮 3 的使蒙皮 3 具有有效内部值 12 的厚度公差)和机架部件 1 的制造公差(机架部件 1 的使上述机架具有有效外部值 13 的制造公差)给出的制造限制来呈现。

[0041] 情况 1(图 3):

[0042] - 蒙皮处于其最大尺寸,因为空气动力学公差在其最大值处(有效外部值 11 是最大的)并且其厚度公差在其最小处(有效内部值 12 是最大的);

[0043] - 机架部件 1 处于其最小尺寸,因为机架部件的制造公差是最小的(有效外部值 13 是最小的);

[0044] - 在上述条件下,对于圆筒形机身的情况,在蒙皮 3 和机架部件 1 之间的最大间距 5 靠近机架部件 1 的端部 6 处出现(图 3)。

[0045] 情况 2(图 4):

[0046] - 蒙皮 3 处于其最小尺寸,因为蒙皮的空气动力学公差在其最小值处(有效外部值 11 是最小的)并且其厚度公差最大(有效内部值 12 是最小的);

[0047] - 机架部件 1 是最大尺寸,因为机架部件的制造公差是最大的(有效外部值 13 是最大的);

[0048] - 在上述情况条件下,对于圆筒形机身的情况,在蒙皮 3 和机架部件 1 之间的最大间距 5 在靠近机架部件 1 的中心的区域 7 中出现(图 3)

[0049] 因此,基于上述情况 1 和 2,根据本发明,系统地获得用于每个可能的机架部件 1 的最大间距 5。一旦已知其中蒙皮 3 和机架部件 1 之间的间距是最大并且低于限定的液态密封剂的应用极限的区域,并且根据其余规定的考虑,机架隔板 20 被限定在两个相邻纵梁 4 之间,不依赖于下述现实,即纵梁 4 已经根据上述机身的相同的制造过程而被集成,或者被独立地制造并且然后一般地通过铆钉布置在飞机机身上。

[0050] 根据第二方面,本发明提出用于获得由复合材料制成的这些飞机机架的方法,这些机架由给定长度 2 的隔板或段 1 接合,机架将布置在形成飞机机身的蒙皮 3 的内部。因此,本发明的方法包括以下步骤:

[0051] a) 对于机身的给定部分,确定用于机身蒙皮(3)的上部的第一类型机架段(1),在蒙皮上的空气动力公差导致这个第一机架型段具有最大有效外部尺寸(11)的情况下,在蒙皮的厚度公差尽可能低的情况下,以蒙皮(12)的内部尺寸最大并且这个第一机架型段的制造公差最小这样的方式,计算这个第一机架型段(1),这种方式导致上述第一机架型段(1)的尺寸(13)最小;

[0052] b) 作为步骤 a) 的结果,确定第一机架型段(1)与蒙皮(3)的内侧的接触点;

[0053] c) 确定在上述接触点的两侧的第一机架型段(1)的多个点,在所述多个点处,所述第一机架型段(1)和蒙皮(3)的内侧之间的最大间距(5)是使用液体类型密封剂所允许的最大值;

[0054] d) 按照上述步骤 a) 至 c) 计算第一机架型段(1)的最大长度(2),并且使得第一机架型段(1)的两个端部都布置在所述部分的两个相邻纵梁(4)之间的跨距的一半处;

[0055] e) 为在整体上将形成机架的隔板的其余段(1)重复上述步骤 a) 至 d);

[0056] f) 对于机身的上述给定部分,确定用于机身蒙皮(3)的上部的第二机架型段(1),

在蒙皮上的空气动力公差导致这个第二机架型段具有最小有效外部尺寸 (11) 的情况下, 在蒙皮的厚度公差尽可能大的情况下, 以蒙皮 (12) 的内部尺寸最小和这个第二机架型段的制造公差最大这样的方式, 计算所述第二机架型段 (1), 蒙皮 (12) 的内部尺寸最小和这个第二机架型段的制造公差最大的这种方式导致上述第二机架型段 (1) 的尺寸 (13) 最大;

[0057] g) 作为步骤 f) 的结果, 确定第二机架型段 (1) 与蒙皮 (3) 的内侧的接触点;

[0058] h) 确定第二机架型段 (1) 的点, 在第二机架型段 (1) 所述点上, 所述第二机架型段和蒙皮 (3) 的内侧之间的最大间距是使用液体类型密封剂所允许的最大值;

[0059] i) 按照上述步骤 f) 至 h) 计算第二机架型段 (1) 的最大长度 (2), 并且使得第二机架型段 (1) 的两个端部都布置在所述部分的两个相邻纵梁 (4) 之间的跨距的一半处;

[0060] j) 为在整体上将形成机架的隔板的其余段 (1) 重复上述步骤 f) 至 i);

[0061] k) 对于具体计算的机身部分, 确定最后的多个机架段 (1), 使得所述多个机架段 (1) 实现如上所述的步骤 a 至 d) 和步骤 f) 至 j) 两者, 所述多个机架段 (1) 形成机架的整体的最终多个隔板;

[0062] l) 在上述步骤 a) 至 k) 之后, 确定用于每个具体机身部分的机身机架段 (1)。

[0063] 对于上面介绍的方法的最佳和最快实现, 期望准备表格, 人们可以求助于该表格, 用于实施上述步骤 d)、e)、i)、j) 和 k)。还可以通过任何计算机计算程序实施上述步骤 d)、e)、i)、j) 和 k)。

[0064] 飞机机身和因此形成飞机机身的蒙皮可以具有圆筒形部分, 或圆锥形部分。此外, 他们还可以具有根据飞机的纵向轴线在其整体长度上变化的某部分。在这些情况下, 本发明的方法和由此获得的机架的设计优选地是有效的。

[0065] 在机身并且因此蒙皮 3 在上述 c) 步骤中是圆筒形的情况中, 在计算出的机架段 1 的端部 6 上发现出现蒙皮 3 和机架部件 1 之间的最大间距 5 使得其允许使用液体型密封剂的情况的点。对于上述步骤 h) 的情况, 在接近机架部件 1 的中心的区域 7 中发现蒙皮 3 和机架部分 1 之间的最大间距 5 出现的点。

[0066] 在我们刚才所描述的优选实施例中, 可以引进包括在由随后权利要求限定的范围内的那些修改。

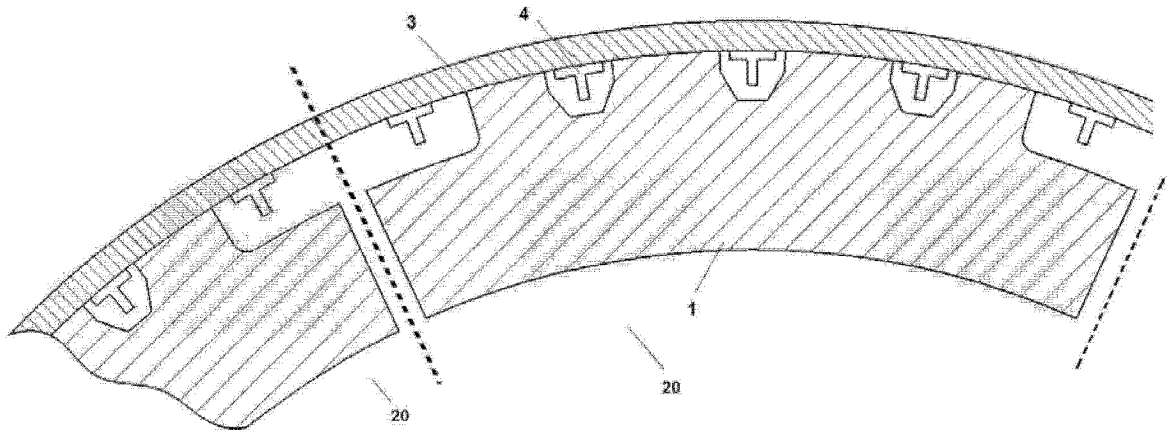


图 1

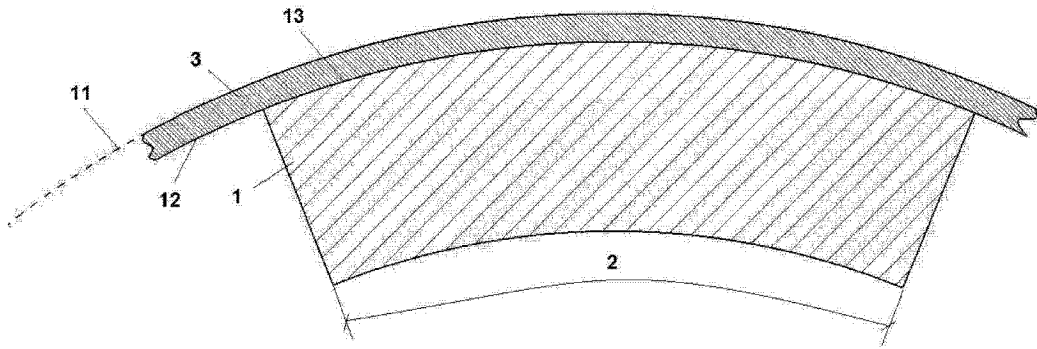


图 2

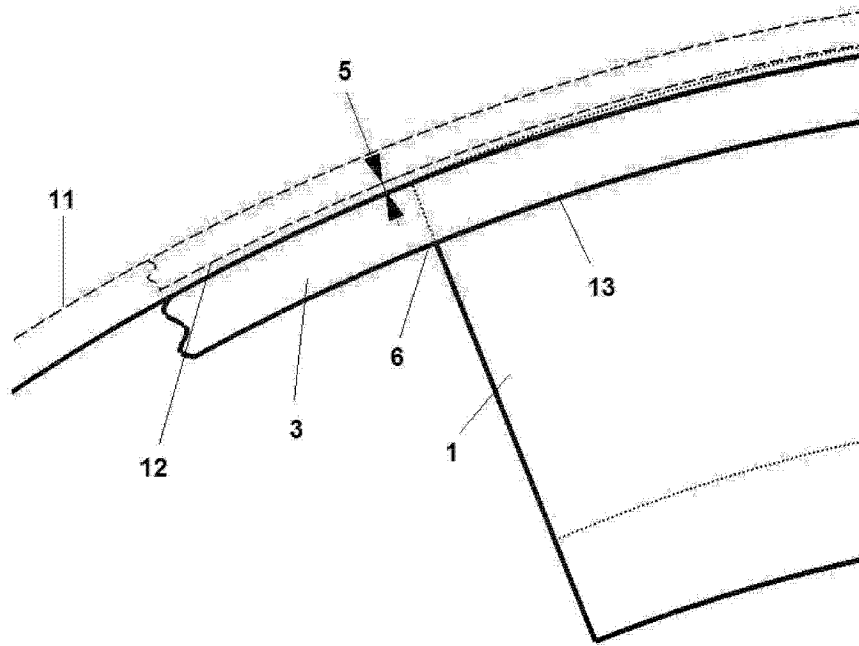


图 3

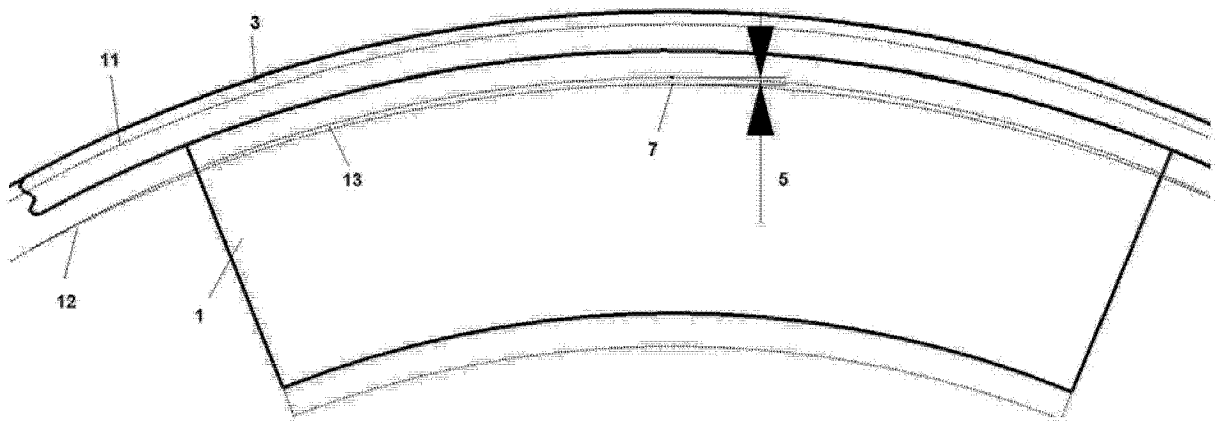


图 4