

(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 101795850 B

(45) 授权公告日 2013. 08. 07

(21) 申请号 200880105743. 8

B64C 1/06 (2006. 01)

(22) 申请日 2008. 09. 04

(56) 对比文件

(30) 优先权数据

0757431 2007. 09. 07 FR

CN 1455730 A, 2003. 11. 12, 1.

EP 1145841 A, 2001. 10. 17, 1.

CN 1164201 A, 1997. 11. 05, 1.

(85) PCT申请进入国家阶段日

2010. 03. 05

US 4976587 A, 1990. 12. 11, 1.

WO 2005115839 A1, 2005. 12. 08, 1.

(86) PCT申请的申请数据

PCT/EP2008/061703 2008. 09. 04

审查员 孔德明

(87) PCT申请的公布数据

W02009/030731 FR 2009. 03. 12

(73) 专利权人 空中客车运作股份公司

地址 法国图卢兹市

(72) 发明人 阿奈·马尔科夫斯基 艾瑞克·布歇

丹尼斯·苏拉 玛丽·埃尔杜瓦延

(74) 专利代理机构 北京康信知识产权代理有限

责任公司 11240

代理人 吴贵明

(51) Int. Cl.

B29C 70/20 (2006. 01)

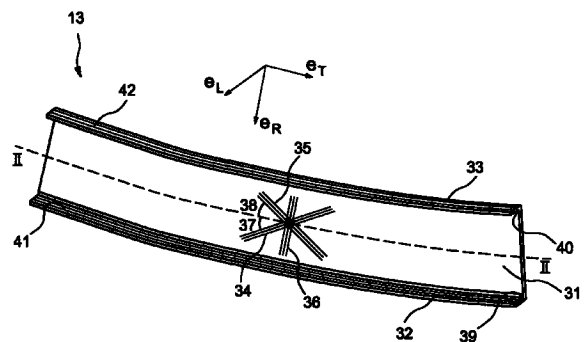
权利要求书1页 说明书5页 附图4页

(54) 发明名称

由合成材料制成的结构框架及包括该结构框架的飞行器机身

(57) 摘要

本发明涉及一种由合成材料制成的结构框架(13)。本发明的目的是获得一种结构框架,该结构框架在保持制造的简易性的同时具有高机械性能。该目的通过在结构框架的主部分(31)中沿着预定角度设置单向纤维组(34,35)来实现。该结构框架可以用作尤其用于飞行器机身的结构框架。



1. 一种由合成材料制成的结构框架 (13), 所述结构框架尤其用于飞行器机身 (10), 所述结构框架包括近似平面的环形主部分 (31), 其特征在于, 所述主部分 (31) 包括第一单向纤维组 (34), 所述第一单向纤维组相对于所述框架 (13) 的圆周轴线形成基本上包含在 25 度至 35 度之间的角 (37); 以及第二单向纤维组 (35), 所述第二单向纤维组相对于所述框架 (13) 的圆周轴线形成基本上包含在 -35 度至 -25 度之间的角 (38), 所述第一组和第二组规则地分布在所述主部分的厚度上, 并且所述结构框架 (13) 还包括副部分 (32), 所述副部分位于所述主部分 (31) 的外部外围边缘 (39) 上并且基本上垂直于所述主部分 (31) 延伸, 所述副部分 (32) 仅包括基本上在所述框架 (13) 的圆周方向上设置的单向纤维组 (41)。

2. 根据权利要求 1 所述的由合成材料制成的结构框架 (13), 其特征在于, 所述第一单向纤维组 (34) 和所述第二单向纤维组 (35) 的定向相对于所述框架 (13) 的圆周轴线具有对称性。

3. 根据权利要求 1 至 2 中任一项所述的由合成材料制成的结构框架 (13), 其特征在于, 所述主部分 (31) 包括: 第一单向纤维组 (34), 所述第一单向纤维组相对于所述框架 (13) 的圆周轴线形成基本上等于 30 度的角 (37); 以及第二单向纤维组 (35), 所述第二单向纤维组相对于所述框架 (13) 的圆周轴线形成基本上等于 -30 度的角 (38)。

4. 根据权利要求 1 或 2 所述的由合成材料制成的结构框架 (13), 其特征在于, 所述主部分 (31) 包括第三单向纤维组 (36), 所述第三单向纤维组相对于所述框架 (13) 的圆周轴线形成基本上等于 90 度的角。

5. 根据权利要求 1 或 2 所述的由合成材料制成的结构框架 (13), 其特征在于, 所述框架包括第二副部分 (33), 所述第二副部分设置在所述主部分 (31) 的内部外围边缘 (40) 上并且基本上垂直于所述主部分 (31) 延伸。

6. 根据权利要求 5 所述的由合成材料制成的结构框架, 其特征在于, 所述第二副部分 (33) 包括基本上在所述框架 (13) 的圆周方向上设置的单向纤维组 (42)。

7. 一种飞行器机身, 包括构架 (10) 和固定在所述构架上的外壳 (11), 所述构架 (10) 包括至少一个根据权利要求 1 至 6 中任一项所述的结构框架 (13)。

由合成材料制成的结构框架及包括该结构框架的飞行器机身

技术领域

[0001] 本发明涉及一种由合成材料制成的结构框架,该结构框架尤其被设计为在保持制造简易性的同时具有高机械性能。

[0002] 本发明的应用尤其涉及其上固定有飞行器机身外壳的结构框架。

[0003] 本发明还涉及一种飞行器机身,该飞行器机身包括一个或多个根据本发明的框架。

背景技术

[0004] 飞行器机身的结构包括规则分布在机身的整个长度上并且其上固定有外壳的结构框架。

[0005] 结构框架具有近似为圆形的形状(例如环形或椭圆形),或者结构框架具有两个或三个圆裂片(lobe),或者同样类型的任何其它形状。结构框架在截面上(en section)通常包括:近似平面的环形主要部分,该主要部分沿着基本上垂直于机身轴线的方向延伸;以及鞋子后跟(talon)或鞋底(semelle)形状的两个副部分,所述两个副部分连接在所述主部分的内部外围边缘和外部外围边缘上。

[0006] 所述结构框架的作用是加强机身的机械强度。结构框架尤其在圆周方向上(即沿着框架的正中圆周线)承受很大的牵引和压缩的机械应力。此外,结构框架应该被设计为具有高的圆周刚性,由此在大机械应力时具有小的变形。此外,在大的圆周压缩的情况下,这些框架应该具有高的弯曲临界负荷(flux critique de flambage),即避免在与所承受的机械应力的方向相垂直的方向上歪曲。最后,由合成材料制成的这些框架的实现应该具有有限数量的步骤,以便在适于结构框架的复杂几何形状的同时经济且快速。

[0007] 为了针对施加在圆周方向上的机械应力而获得高刚性,一个解决方案在于在主部分中设置仅在圆周方向上定向的单向纤维。然而,该布置意味着小的弯曲临界负荷。因此,结构框架面对弯曲现象没有抵抗力。此外,通过棉层(nappe)或织物(tissu)在圆周方向上实现单向纤维的布置很难,因为要避免形成折痕。

[0008] 为了避免这些涉及机械性能和实现的问题,结构框架通常由设置在框架主部分中的单向纤维实现,以便相对于主部分的圆周轴线(该圆周轴线被定义为在框架正中圆周线的每个点处的该线的切线)形成非零的预定角度。这能够避免设置相对于圆周轴线形成0度角的纤维。

[0009] 例如,文献W02004/016844描述了弯曲形状的纤维预型件(préforme),该纤维预型件具有沿着相对于圆周轴线的预定角度而设置的多个加固纤维。该预型件可以具有圆柱形形状或平面环形形状。纤维预型件的主部分包括单向纤维,所述单向纤维相对于主部分的圆周轴线交替地形成-45度角和+45度角,如有必要,可插入相对于该轴线90度定向的纤维。

[0010] 然而,纤维在结构框架的主部分中的定向(诸如该文献所述)不是完全令人满意

的,因为在结构框架的圆周方向上的刚性不是最佳的。

发明内容

[0011] 本发明的主要目的是提供一种由合成材料制成的结构框架,该结构框架尤其用于飞行器机身,该结构框架被设计为在保持制造简易性的同时具有高机械性能。

[0012] 根据本发明,通过由合成材料制成的结构框架来获得成效,该结构框架尤其用于飞行器机身,所述结构框架包括近似平面的环形主部分,其特征在于,所述主部分包括第一单向纤维组,所述第一单向纤维组相对于所述框架的圆周轴线形成基本上包含在 20 度至 40 度之间的角;以及第二单向纤维组,所述第二单向纤维组相对于所述框架的圆周轴线形成基本上包含在 -40 度至 -20 度之间的角,所述第一组和第二组规则地分布在所述主部分的厚度上。

[0013] 有利地,所述主部分包括第一单向纤维组,所述第一单向纤维组相对于所述框架的圆周轴线形成基本上包含在 25 度至 35 度之间的角;以及第二单向纤维组,所述第二单向纤维组相对于所述框架的圆周轴线形成基本上包含在 -35 度至 -25 度之间的角,所述第一组和第二组规则地分布在所述主部分的厚度上。

[0014] 优选地,所述第一单向纤维组和所述第二单向纤维组的定向相对于所述框架的圆周轴线具有对称性。这允许改善根据本发明框架的制造的简易性,因为单向纤维组的布置在绝对值上沿着相对于框架主部分的圆周轴线的唯一角度实现。

[0015] 有利地,所述主部分包括:第一单向纤维组,所述第一单向纤维组相对于所述框架的圆周轴线形成基本上等于 30 度的角;以及第二单向纤维组,所述第二单向纤维组相对于所述框架的圆周轴线形成基本上等于 -30 度的角。第一组和第二组规则地分布在所述主部分的厚度上。

[0016] 相对于诸如现有技术中所使用的纤维相对框架圆周轴线成 +45 度和 -45 度定向所获得的刚性,框架主部分的单向纤维组的该定向能够增大在主部分圆周方向上的刚性。此外,框架主部分的单向纤维组的该布置允许将弯曲临界负荷保持在一个值上,该值近似等于在纤维组相对于框架圆周轴线成 +45 度和 -45 度布置的情况下所获得的弯曲临界负荷的值。最后,根据本发明的框架具有制造的简易性,因为仅是单向纤维组相对于主部分的圆周轴线形成的非零角度值被更改。纤维相对于主部分的圆周轴线形成 0 度角的且相互平行的布置需要改变制造技术,这具有技术难度并且增大了制造成本。

[0017] 在本发明的优选实施方式中,框架包括副部分,该副部分与主部分的外部外围边缘连接并且基本上垂直于所述主部分延伸。

[0018] 有利地,所述主部分包括第三单向纤维组,所述第三单向纤维组相对于所述框架的圆周轴线形成 90 度的角,所述第三单向纤维组以交错 (altemée) 的方式与所述第一组和第二组设置在一起,这允许增大弯曲强度。

[0019] 有利地,所述副部分包括基本上在所述框架的圆周方向上设置的单向纤维组,这允许增大框架在圆周方向上的刚性。

[0020] 主部分的单向纤维组可以以棉层堆放 (empilement de nappe) 的形式设置或者以织物 (tissu) 的形式设置。

[0021] 在本发明的优选实施方式中,第二副部分设置在所述主部分的内部外围边缘上并

且基本上垂直于所述主部分延伸。为了增大框架在圆周方向上的刚性,所述第二副部分包括基本上在所述框架的圆周方向上设置的单向纤维组。

[0022] 本发明还涉及一种飞行器机身,该飞行器机身包括构架和固定在所述构架上的外壳,所述构架包括具有以上限定的特征的结构框架。

附图说明

[0023] 现在,将参照附图来描述作为非限制性示例的根据本发明优选实施方式的,其中:

[0024] 图 1 是示出了集成有根据本发明实现的框架的一段飞行器机身的透视图;

[0025] 图 2 是示出了根据本发明的一个优选实施方式的框架部分的透视图,在该框架上固定有机身外壳;

[0026] 图 3 是根据本发明一个优选实施方式的框架部分的透视图;

[0027] 图 4 示出了结构框架的主部分的杨氏模量根据由主部分的单向纤维组相对于框架的圆周轴线所形成的角度值的变化;

[0028] 图 5 示出了结构框架的主部分的弯曲临界负荷根据由主部分的单向纤维组相对于框架的圆周轴线所形成的角度值的变化。

具体实施方式

[0029] 如图 1 所示,飞行器的机身 10 包括构架,在该构架上固定有由翼梁 12 加固的外壳 11。在不超出本发明范围的情况下,机身 10 可以根据飞行器的类型具有可变的形状和尺寸。

[0030] 机身 10 的构架主要由结构框架 13 形成。结构框架 13 规则地分布在机身的整个长度上。结构框架中的每一个都沿机身的截面垂直于机身的纵向轴线 I-I 设置,并且总体上具有近似圆形的形状(环形或椭圆形)、或者具有两个或三个圆裂片(lobe)、或者是同样类型的任何其它形状。图 1 中示出了使用圆柱坐标的直接正交坐标系(repère orthogonal direct) (e_R, e_T, e_L) 。 e_R 表示机身上的顶点的径向方向, e_T 表示切线或圆周方向,并且 e_L 是纵向方向, e_L 与机身的纵向轴线 I-I 重合。

[0031] 图 2 示出了根据本发明一个优选实施方式的框架 13 的一部分。结构框架 13 支撑机身的外壳 11。机身的外壳 11 在其内部面上由翼梁 12 加固,这些翼梁 12 平行于机身的纵向轴线 I-I 设置并且沿着机身的周边规则地间隔。

[0032] 图 3 详细示出了根据本发明的优选实施方式的框架的一部分。在该实施方式中,结构框架 13 包括主部分 31、外部副部分 32 和内部副部分 33。因此,该实施方式涉及截面近似为 C 形的结构框架。在未示出的另一实施方式中,内部副部分 33 不存在,因此结构框架 13 具有近似为 L 形的截面。

[0033] 结构框架 13 的主部分 31 由近似平面的、环形形状的板构成,该板的中平面近似垂直于机身的纵向轴线 I-I。主部分 31 具有沿着正中圆周线 II-II 的弯曲形状。方向 e_T 在每个点处正切于线 II-II,并且由此在线 II-II 的每个点处定义框架 13 的圆周轴线。

[0034] 结构框架 13 由合成材料制成。结构框架通过通常用于制造该类型部件的技术实现。在这些技术中,尤其将引用层叠(drapage)技术,该层叠技术旨在叠合单向纤维组或具有树脂的预浸渍织物(tissus pré-imprégnés)组,然后使树脂聚合。

[0035] 主部分 31 包括多个单向纤维组,所述多个单向纤维组在主部分 31 的整个宽度上、在其内部外围边缘 40 和外部外围边缘 39 之间延伸。

[0036] 这些组包括多个第一单向纤维组 34,所述多个第一单向纤维组与框架 13 的圆周轴线形成预定的非零角 37。根据本发明,角 37 包含在 +20 度至 +40 度的区间中。优选地,角 37 包含在 +25 度至 +35 度的区间中,并且有利地近似等于 +30 度。

[0037] 主部分 31 的单向纤维组还包括多个第二单向纤维组 35,所示多个第二单向纤维组与框架 13 的圆周轴线形成预定的非零角 38。根据本发明,该角 38 包含在 -40 度至 -20 度的区间中。优选地,角 38 包含在 -35 度至 -25 度的区间中,并且有利地近似等于 -30 度。

[0038] 纤维组 34 和纤维组 35 规则地分布在主部分 31 的厚度上,即规则地沿着机身 10 的轴线 I-I 分布。

[0039] 在本发明的优选实施方式中,第一纤维组 34 和第二纤维组 35 的单向纤维相对于框架 13 的圆周轴线近似对称地设置,以便角 37 和角 38 的绝对值近似相等。

[0040] 可选择地,第三单向纤维组 36 可以设置在主部分 31 中,且近似垂直于框架 13 的圆周轴线,即沿着机身的径向方向 e_r 。在这种情况下,第一、第二和第三纤维组规则地分布主部分 31 的厚度上,即沿着机身 10 的轴线 I-I 分布。

[0041] 在图 2 和图 3 所示的优选实施方式中,结构框架 13 包括与主部分 31 的外部外围边缘 39 连接的外部副部分 32。外部副部分 32 具有板的形状,其近似垂直于主部分 31 延伸,即沿着机身 10 的纵向方向 e_L 、在外部外围边缘的整个长度上延伸。

[0042] 可选择地,外部副部分 32 可以包括在框架 13 的圆周方向上设置的单向纤维组 41。该外部副部分 32 允许例如通过铆接将结构框架 13 固定在机身 10 的外壳 11 上。在圆周方向上设置的单向纤维组 41 的存在允许增大结构框架 13 的刚性。

[0043] 根据本发明的优选实施方式,结构框架 13 还包括内部副部分 33,该内部副部分连接在主部分 31 的内部外围边缘 40 上并且近似垂直于主部分 31 延伸,即在机身的纵向方向 e_L 上延伸。内部副部分 33 还可以包括在框架 13 的圆周方向上设置的单向纤维组 42。在圆周方向上设置的单向纤维组 42 的存在允许增大结构框架 13 的刚性。

[0044] 主部分 31 的单向纤维组 34、35 (可能地还有单向纤维组 36) 被实现在棉层堆放或织物的形式下。当这些单向纤维组存在时,副部分 32、33 的单向纤维组 41、42 被实现在堆放棉层 (nappesempilées) 的形式下。

[0045] 在主部分 31 和副部分 32、33 的不同纤维组 34、35 以及可能的纤维组 36、41、42 中所使用的纤维的性质以及嵌入纤维中的树脂的性质根据在通常用于合成材料领域的纤维和树脂中所考虑的应用来选择。因此,纤维可以是碳纤维、玻璃纤维或芳族聚酰胺纤维,并且树脂可以是诸如苯酚树脂或环氧树脂的热固性树脂。

[0046] 图 4 和图 5 给出了框架 13 的主部分 31 的单向纤维组相对于框架 13 的圆周轴线的定向对框架 13 的主部分 31 的机械性能的影响。图 4 示出了在框架 13 的圆周方向上所测量的主部分 31 的杨氏模量 E_T (单位 :MPa) 根据纤维相对于框架圆周轴线定向的角 θ (单位 :度) 的变化。图 5 示出了在框架 13 的圆周方向上所测量的主部分 31 的弯曲临界负荷 N_T (单位 :N/mm) 根据纤维相对于框架圆周轴线定向的角 θ (单位 :度) 的变化。

[0047] 在该例子中,+ θ 对应于角 37 并且 - θ 对应于角 38。在该例子的框架中考虑 150mm 长、70mm 高并且由沿着 - θ /90° /+ θ /- θ /+ θ /+ θ /90° /- θ 定向的一系列 8 个单向纤维

组的层叠构成的平板。角 θ 从 10 度到 45 度变化。图 4 无疑地示出了当角 θ 减小时杨氏模量 E_T 连续增大。因此, $\theta = 30^\circ$ 时的 E_T 的值是 $\theta = 45^\circ$ 时的 E_T 的值的两倍。图 5 无疑地示出了弯曲临界负荷 N_T 的变化在大约 $\theta = 30^\circ$ 时具有最大值。此外, 对于近似包含在 25 度至 45 度之间的角 θ , N_T 的值近似等于或大于其对应于 $\theta = 45^\circ$ 时的值。因此, 有利地, 沿着包含在 +25 度至 +35 度之间的角 37 的角度以及沿着包含在 -35 度至 -25 度之间的角 38 的角度来定向主部分 31 的单向纤维组 34 和 35。事实上, 框架 13 的主部分 31 的机械性能在保持制造简易性的同时得到改善。

[0048] 根据本发明的结构框架 13 通过本领域技术人员已知的层叠技术来实现。然而, 应当注意, 外部副部分 32 和内部副部分 33 可以通过文献 WP2007/074179 中所述的技术来实现, 其与传统技术不同, 根据该传统技术, 当在压热器中进行聚合作用时, 副部分通过在这些主部分和副部分之间添加黏合剂层连接到主部分上。在文献 WP2007/074179 中所述的技术中, 结构框架的副部分对应于单片组件的边缘, 该单片组件包括主部分并且具有所需形状。副部分通过真空且高温下的变型来获得。

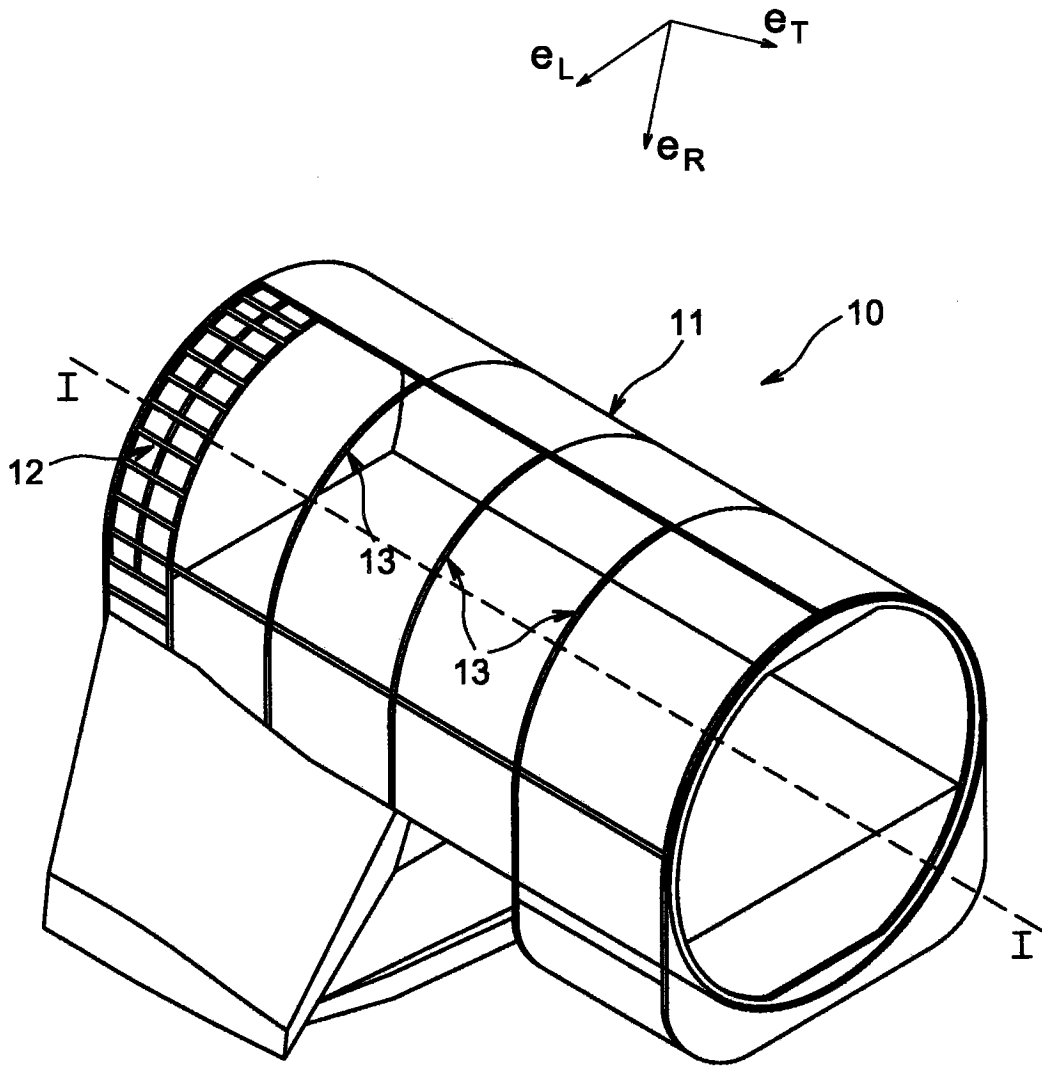


图 1

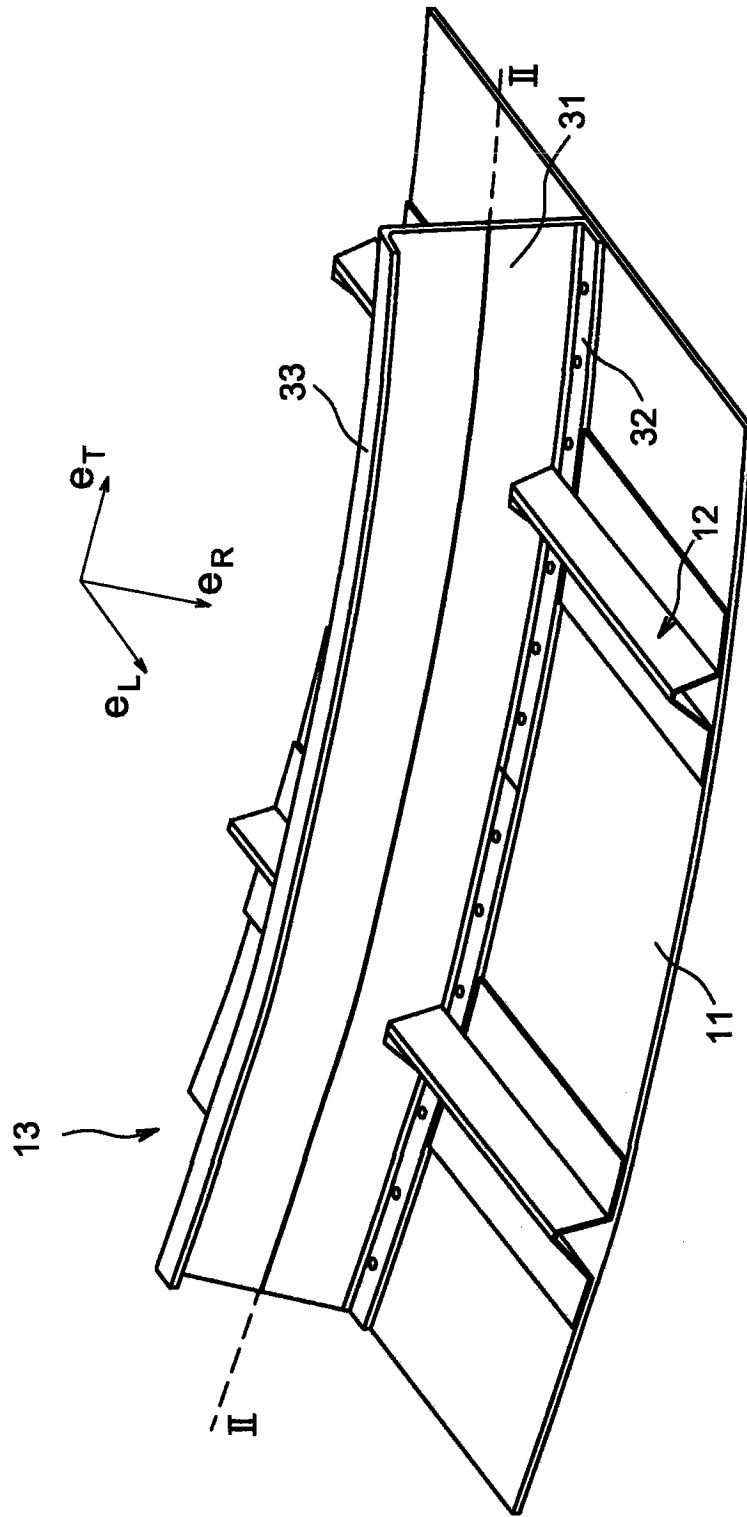


图 2

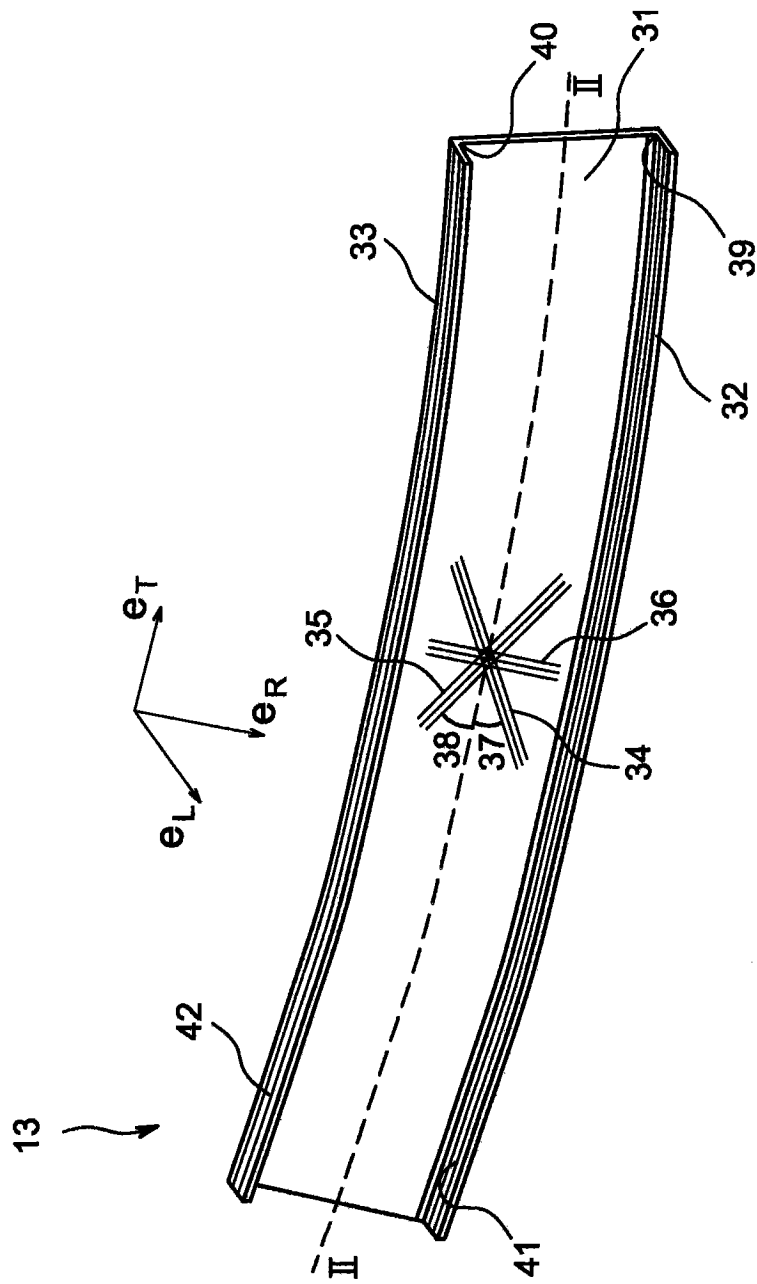


图 3

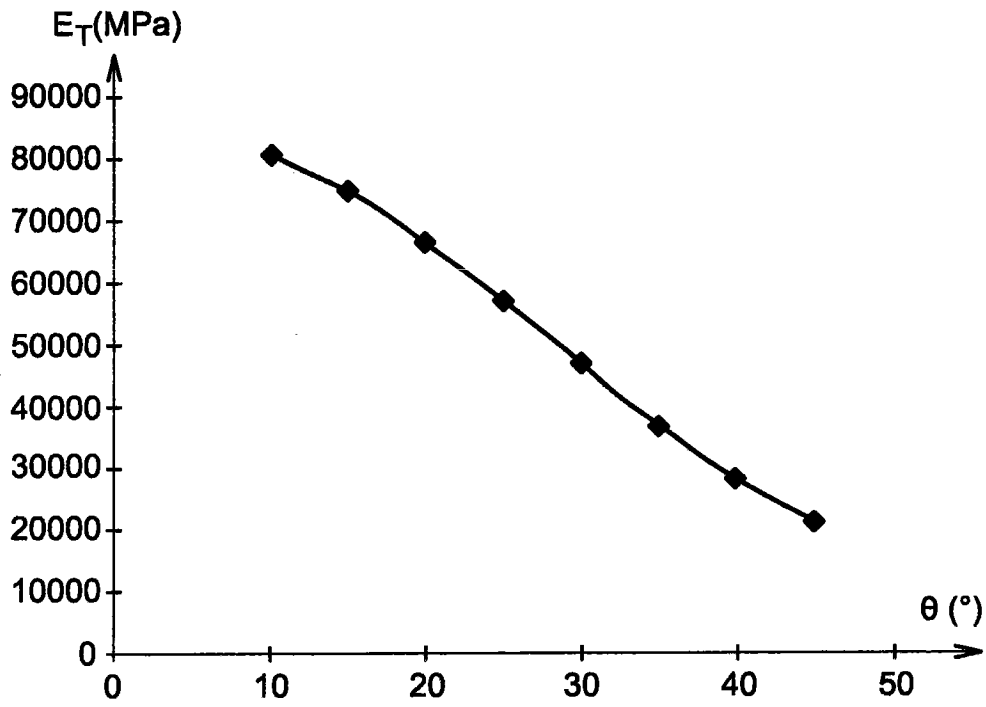


图 4

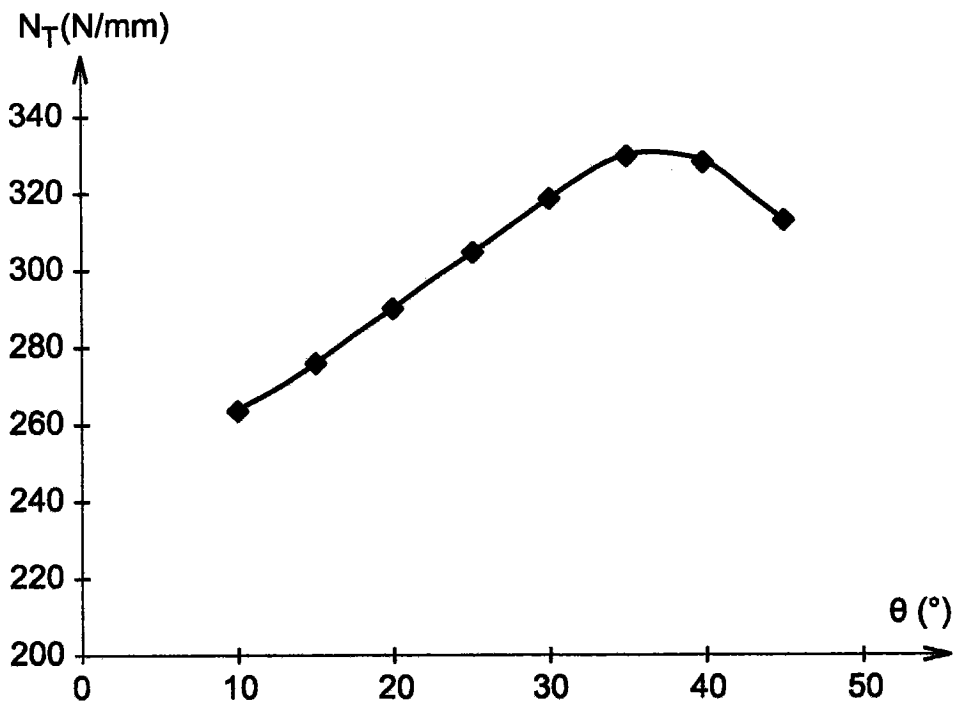


图 5