(19)中华人民共和国国家知识产权局

(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 101772452 A
(43)申请公布日 2010.07.07

(21)申请号 200880102078.7
(22)申请日 2008.06.24
(30)优先权数据
0712552.9 2007.06.29 GB
(85)PCT申请进入国家阶段日
2010.02.03
(86)PCT申请的申请数据
PCT/GB2008/050481 2008.06.24
(87)PCT申请的公布数据
WO2009/004363 EN 2009.01.08
(71)申请人 空中客车英国有限公司
地址 英国布里斯托尔
(72)发明人 I·L·格雷
(74)专利代理机构 上海专利商标事务所有限公司 31100
代理人 胡晓萍 黄珏
(51)Int.Cl.
B64C 3/18(2006.01)

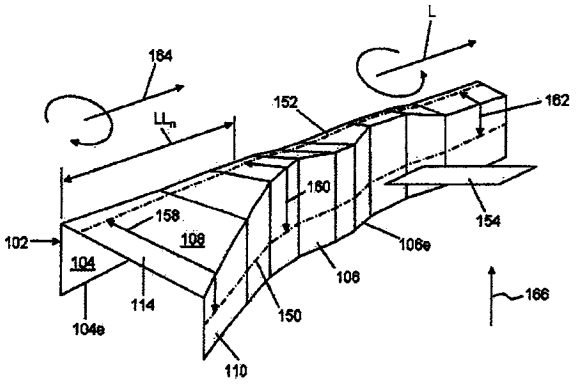
权利要求书 3 页 说明书 11 页 附图 9 页

(54)发明名称

细长复合结构件及其改进

(57)摘要

一种用在航天航空结构中的、诸如翼梁(102)之类的复合材料细长结构件包括设置在上凸缘和下凸缘(104,106)的腹板(108)。腹板(108)可包括在朝向翼梁(102)的翼根端的第一部分围绕平行于长度L的轴线(164)的顺时针扭转、以及在朝向翼梁(102)的翼梢端的第二部分的逆时针扭转。翼梁(102)的几何形状可沿其长度(L)非线性地变化,从而从上凸缘(104)的远边经由腹板(108)到下凸缘(106)的远边测得的翼梁展开宽度随着沿长度(L)增大距离而线性变化。在结构件(102)的几何形状非线性变化的区域中,借助这种结构可减少在翼梁(102)制造过程中引起复合材料层不合需要的皱纹、应力或拉伸的风险。



CN 101772452 A

1. 一种用在航空航天结构中的细长结构件，其中，

所述结构件是由包括多层的复合材料来制成的，

所述结构件具有基部和从所述基部延伸的腹板，

所述结构件限定：

所述基部上的第一表面，所述第一表面成形为邻抵一结构，

所述基部上的第二表面，所述第二表面与所述第一表面相反，

所述腹板上或所述腹板中的第三表面，所述第三表面与所述第一表面处于所述复合材料中的同一层，以及

所述腹板上的第四表面，所述第四表面与所述第二表面处于所述结构件的同一侧上，

所述结构件的横截面几何形状沿其长度的至少一部分变化，从而第一假想基准线和第二假想基准线之间的测地距离随着沿所述结构件长度的所述至少一部分的纵向距离而基本上线性地增大，所述第一假想基准线和第二假想基准线都是测地线，且延伸经过所述结构件长度的所述至少一部分的整个长度，所述第一假想线位于所述第一表面上，而所述第二假想线位于所述第三表面上，所述测地距离是沿着所述结构件的所述第一表面和第三表面测得的，

由此，在所述细长结构件的几何形状随着沿其长度增大距离而变化的区域中，减少在所述细长结构件的制造过程中引起复合材料层不合需要的皱纹、应力或拉伸的风险。

2. 如权利要求 1 所述的细长结构件，其特征在于，所述腹板从所述基部延伸的角度随着沿所述结构件长度的距离而变化。

3. 如权利要求 2 所述的细长结构件，其特征在于，所述第三表面包括围绕与所述结构件长度大体对准的轴线的扭转。

4. 如权利要求 2 所述的细长结构件，其特征在于，所述第三表面包括围绕与所述结构件长度大体对准的轴线的顺时针扭转、以及在沿所述结构件长度的不同位置围绕所述轴线的逆时针扭转。

5. 如权利要求 2 至 4 中任一项所述的细长结构件，其特征在于，所述腹板随着沿所述结构件长度的距离而扭转，所述扭转对于沿所述结构件长度的第一部分来说主要沿一个方向，对于沿所述结构件长度的第二部分来说主要沿相反方向。

6. 一种用在航空航天结构中的细长结构件，其中，

所述结构件是由包括多层的复合材料来制成的，

所述结构件具有基部和从所述基部延伸的腹板，

所述结构件限定：

所述基部上的第一表面，所述第一表面成形为邻抵一结构，

所述基部上的第二表面，所述第二表面与所述第一表面相反，

所述腹板上或所述腹板中的第三表面，所述第三表面与所述第一表面处于所述复合材料中的同一层，以及

所述腹板上的第四表面，所述第四表面与所述第二表面处于所述结构件的同一侧上，

所述结构件的横截面几何形状沿其长度的至少一部分变化，从而随着沿着所述结构件长度沿给定方向增大距离，所述第三表面围绕与所述结构件长度大体对准的轴线扭转，所述第三表面的所述扭转对于沿所述结构件长度的第一部分来说主要沿一个方向，对于沿所

述结构件长度的第二部分来说主要沿相反方向，

由此，在所述细长结构件的几何形状随着沿其长度增大距离而变化的区域中，减少在所述细长结构件的制造过程中引起复合材料层不合需要的皱纹、应力或拉伸的风险。

7. 如任一前述权利要求所述的细长结构件，其特征在于，所述横截面几何形状沿所述结构件长度的所述至少一部分非线性地变化。

8. 如任一前述权利要求所述的细长结构件，其特征在于，所述结构件呈翼梁的形式。

9. 如任一前述权利要求所述的细长结构件，其特征在于，所述结构件具有大体 U 形的横截面形状。

10. 如任一前述权利要求所述的细长结构件，其特征在于，所述结构件具有第二基部，所述结构件的所述腹板在其两个基部之间延伸。

11. 一种用于飞行器机翼的复合翼梁，其中，所述翼梁具有长度和宽度，所述翼梁具有由腹板连接的上凸缘和下凸缘，单层复合材料在所述层的一对相反边之间从所述上凸缘经由所述腹板延伸到所述下凸缘，在所述单层的区域，所述翼梁的横截面几何形状随着沿所述翼梁长度的距离而变化，沿所述单层在所述一对相反边之间测得的横向测地距离随着沿所述层的长度的距离而基本上线性地增大。

12. 一种航天航空结构，所述航天航空结构的外表面由蒙皮来限定，其中，所述蒙皮的内表面邻抵细长结构件的基部或邻抵翼梁的凸缘，所述细长结构件是如权利要求 1 至 10 中任一项所述的结构件，而所述翼梁是如权利要求 11 所述的翼梁。

13. 一种飞行器，所述飞行器的外表面由蒙皮来限定，其中，所述蒙皮的内表面邻抵细长结构件的基部或邻抵翼梁的凸缘，所述细长结构件是如权利要求 1 至 10 中任一项所述的结构件，而所述翼梁是如权利要求 11 所述的翼梁。

14. 一种形成用于飞行器翼梁的设计模型的方法，所述翼梁具有由腹板连接的上凸缘和下凸缘，其中，所述方法包括下列步骤：

提供表示待形成的翼梁的所述上凸缘和下凸缘的至少一部分的所想要几何形状的第一数据，所述上凸缘和下凸缘之间的间距随着沿所述翼梁长度的距离而非线性地变化，从而在所述翼梁的根端处的所述上凸缘和下凸缘之间的间距大于在所述翼梁的梢端处的所述上凸缘和下凸缘之间的间距，

产生限定翼梁模型的腹板、以及上凸缘和下凸缘的形状的第二数据，包括在所述翼梁模型的几何形状中产生变化以减少在根据所述翼梁模型、由多层复合材料制成的翼梁中形成缺陷的风险，所述变化产生于从所述第一数据确定与一线性关系有偏差的区域，所述线性关系是 (i) 沿所述翼梁模型的长度的距离和 (ii) 根据所述上凸缘和下凸缘之间的间距而变化的距离参数之间的线性关系，

使用所述第一数据和所述第二数据以输出包括上凸缘和下凸缘以及腹板的翼梁模型。

15. 如权利要求 14 所述的方法，其特征在于，实施所述产生第二数据的步骤，从而致使 (i) 沿所述翼梁模型的长度的距离和 (ii) 根据所述上凸缘和下凸缘之间的间距而变化的距离参数之间的关系成为线性关系。

16. 如权利要求 14 或权利要求 15 所述的方法，其特征在于，所述距离参数是所述上凸缘和下凸缘的远边之间的测地距离的测量值。

17. 如权利要求 14 或权利要求 15 所述的方法，其特征在于，所述距离参数是第一测

地线和第二测地线之间的测地距离的测量值，所述第一测地线和第二测地线定位成：(a) 一条线位于所述上凸缘和下凸缘中的一个上，而另一条线位于所述腹板上；或者 (b) 一条线位于所述上凸缘和下凸缘中的一个上，而另一条线位于所述上凸缘和下凸缘中的另一个上。

18. 一种制造翼梁的方法，其中，所述方法包括下列步骤：

提供模具，所述模具的型面取决于借助如权利要求 14 至 17 中任一项所述的方法形成的翼梁模型，

在所述模具上叠置多层复合材料，以及

然后固化所述多层复合材料。

19. 一种计算机，所述计算机被编程成实施如权利要求 14 至 17 中任一项所述的方法。

20. 一种软件产品，用于对计算机编程以实施如权利要求 14 至 17 中任一项所述的方法，所述软件产品包括：

模块，所述模块用于处理限定翼梁模型的凸缘的至少一部分的所想要几何形状的数据以产生限定所述翼梁模型的腹板的几何形状的数据。

细长复合结构件及其改进

技术领域

[0001] 本发明涉及用在航空航天应用中的复合材料结构。更具体地说，但非排它性地，本发明涉及细长复合结构件，例如呈复合翼梁、复合翼肋、复合桁条等的形式。本发明还涉及设计该细长复合结构件的方法和制造该细长复合结构件的方法，例如使用合适编程的计算机。

背景技术

[0002] 诸如翼梁、翼肋、桁条等的细长复合结构件通常用来在全部或局部的尺度上在结构中提供结构支承。翼梁和翼肋例如为翼盒或机身结构提供主结构框架。桁条例如用作加劲件。

[0003] 细长复合结构件因此具有适于邻抵另一部件的部分，例如用来对该另一部件进行加劲、加强和 / 或支承。细长复合结构件所邻抵的部件例如可以呈限定飞行器表面的壁板或蒙皮部分的形式。

[0004] 这种细长复合结构件可具有呈 U 形、T 形、L 形或其它合适形状的形式的横截面。通常，结构件会具有基部和腹板，基部具有适于邻抵待加劲 / 支承的结构 / 部件的表面的形状，腹板从该待加劲 / 支承的结构 / 部件的表面远离基部突出，腹板增大结构件的劲度 / 强度。腹板有时称作结构件的叶片。

[0005] 待加劲 / 支承的结构 / 部件的表面的厚度或几何形状可变化，由此在与结构件相邻的结构 / 部件的表面中形成局部特征件。因此，结构件的几何形状中的对应变化可能是必需的。然而，在制造复合结构件时，结构件的几何形状中的局部变化会引入制造问题。例如，为了增大飞行器翼板的局部强度或劲度，通常的实践是在需要额外的劲度或强度之处局部地改变翼板的厚度。这导致从翼盒内侧观察时在翼板中发生加衬。因此，随着沿相关翼梁或桁条的长度方向增大，翼板的厚度可倾斜向上至局部较厚的区段，然后倾斜向下至较薄的区段。为了适应翼板厚度的变化，相关翼梁 / 桁条的基部必须相应地倾斜向上和倾斜向下。翼梁 / 桁条的形状因此可以包括根据沿其长度的距离而在其横截面几何形状中的局部变化。

[0006] 在加劲壁板时使用的结构件的所需形状因此可能是较复杂的，并可能偏离线性对称的几何形状。制造具有复杂几何形状的复合结构件会是较为困难的。假如在结构件的横截面几何形状中需要局部变化，则可能会在制造过程中引入缺陷。这些缺陷通常是因为 :纤维材料层在从局部几何形状来看有太多材料之处被压缩或折叠。这会在最终的产品中产生皱纹，通常呈横向皱纹的形式。这些缺陷也可能是因为 :纤维材料层在从局部几何形状来看有太少材料之处被拉伸和 / 或加压。这也会在最终的产品中产生皱纹，通常呈纵向皱纹的形式。前述类型缺陷（太少材料或太多材料）中的任一种可导致在这些区域在复合材料中产生不合需要的削弱和 / 或局部内应力。这些缺陷通常允许和适于通过在这些区域添加额外的材料来形成裕度，从而抵消这些削弱强度的缺陷。尽管因此不会削弱最终部件的强度，但是该技术引入了不利的重量和额外的结构体积。

[0007] 本发明寻求减轻上述问题中一个或多个问题。替代地或附加地，本发明寻求提供一种改进形状的细长复合结构件和/或一种改进的设计和/或制造该细长复合结构件的方法。

发明内容

[0008] 根据本发明的第一方面，提供一种用在航空航天结构中的细长结构件，其中，

[0009] 所述结构件是由包括多层的复合材料来制成的，

[0010] 所述结构件具有基部和从所述基部延伸的腹板，

[0011] 所述结构件限定：

[0012] 所述基部上的第一表面，所述第一表面成形为邻抵一结构，

[0013] 所述基部上的第二表面，所述第二表面与所述第一表面相反，

[0014] 所述腹板上或所述腹板中的第三表面，所述第三表面与所述第一表面处于所述复合材料中的同一层，以及

[0015] 所述腹板上的第四表面，所述第四表面与所述第二表面处于所述结构件的同一侧上，

[0016] 所述结构件的横截面几何形状沿其长度的至少一部分变化，从而第一假想基准线和第二假想基准线之间的测地距离随着沿所述结构件长度的所述至少一部分的纵向距离而基本上线性地增大，所述第一假想基准线和第二假想基准线都是测地线，且延伸经过所述结构件长度的所述至少一部分的整个长度，所述第一假想线位于所述第一表面上，而所述第二假想线位于所述第三表面上，所述测地距离是沿着所述结构件的所述第一表面和第三表面测得的。

[0017] 因此，根据本发明第一方面的一实例的细长结构件可具有如下的形状：其横向展开宽度随着沿其长度的距离而线性变化。在本实例中的横向展开宽度是沿着第一表面和第三表面从结构件基部的远端位置到结构件腹板的远端位置的测地距离。具有这种线性变化的展开宽度，允许在制造结构件的过程中叠置形成结构件的多层复合材料，从而减小局部皱纹或局部拉伸的风险。这是因为，在制造过程中，在从纤维形成平（平坦）片材料的状态被处理到用来形成结构件的模具的不平坦几何形状时，纤维材料不会聚集在一起或拉伸开。横截面几何形状较佳地随着沿结构件长度的距离以非线性的方式变化。例如，在横截面中观察时，腹板的高度可随着沿结构件的长度而非线性地变化。

[0018] 将结构件设计成具有线性变化的展开宽度可借助使基部位置的位移与腹板位置的位移相匹配来实现。这种技术在下文中参照附图进行简要描述，还在申请人的参考号为 XA2343、与本申请具有同一申请日的、题为“复合壁板加劲件 (Composite Panel Stiffener)”的共同待审查英国专利申请中进行描述和要求保护。在此以参见的方式完整引入该申请的内容。本发明的权利要求可包括在该专利申请中公开的任何特征。具体地说，本申请的权利要求可比修改成包括与以下有关的特征：结构件的几何形状沿其长度的至少一部分变化，从而随着沿给定方向沿着结构件的长度增大距离，第一表面朝向第二表面移位，而第四表面朝向第三表面移位。本发明的结构件（其可呈翼梁、翼肋、桁条或其它细长结构件的形式）还可参照在上述相关专利申请中所描述或要求保护的桁条的特征来进行限定。

[0019] 替代地或附加地，将结构件设计成具有线性变化的展开宽度可借助在腹板和基部之间引入斜面 / 弧形部分来实现，该斜面 / 弧形部分的尺寸例如随着基部沿结构件长度向上和向下移位而变化。这种技术在下文中参照附图进行简要描述，还在申请人的参考号为 XA2345、与本申请具有同一申请日的、题为“细长复合结构件的改进 (Improvements in Elongate Composite StructuralMembers)”的共同待审查英国专利申请中进行描述和要求保护。在此以参见的方式完整引入该申请的内容。本发明的权利要求可包括在该专利申请中公开的任何特征。具体地说，可将本申请的权利要求修改成包括与在结构件的腹板和基部之间引入诸如斜面 / 弧形部分之类的形状有关的特征，该斜面 / 弧形部分的尺寸随着基部沿结构件长度向上和向下移位而变化。本发明的结构件还可参照在上述相关专利申请中所描述或要求保护的结构件的特征来进行限定。

[0020] 替代地或附加地，将结构件设计成具有线性变化的展开宽度可借助使腹板从基部延伸的角度随着沿结构件长度的距离变化而实现。在本发明的某些实施例中，结构件的几何形状随着沿其长度沿给定方向增大距离而变化，从而第三表面围绕与结构件长度大体对准的轴线扭转。第三表面的扭转可以如下 :对于沿结构件长度的第一部分来说，扭转主要沿一个方向，而对于沿结构件长度的第二部分来说，扭转主要沿相反方向。

[0021] 第三表面的扭转可以基本上是逐级的，例如，第三表面包括不同斜率的相邻表面部分，在相邻部分之间的界面处有较大的斜率变化。第三表面的扭转可以包括随着沿结构件长度增大距离而逐渐扭转（以单调的形式）的一个或多个区域。

[0022] 本发明的某些实施例可以具有扭转的第三表面，但不具有根据本发明第一方面的几何形状。因此，根据本发明的第二方面，提供一种用在航空航天结构中的细长结构件，其中，

[0023] 所述结构件是由包括多层的复合材料来制成的，

[0024] 所述结构件具有基部和从所述基部延伸的腹板，

[0025] 所述结构件限定 :

[0026] 所述基部上的第一表面，所述第一表面成形为邻抵一结构，

[0027] 所述基部上的第二表面，所述第二表面与所述第一表面相反，

[0028] 所述腹板上或所述腹板中的第三表面，所述第三表面与所述第一表面处于所述复合材料中的同一层，以及

[0029] 所述腹板上的第四表面，所述第四表面与所述第二表面处于所述结构件的同一侧上，

[0030] 所述结构件的横截面几何形状沿其长度的至少一部分变化，从而随着沿着所述结构件长度沿给定方向增大距离，所述第三表面围绕与所述结构件长度大体对准的轴线扭转，所述第三表面的所述扭转对于沿所述结构件长度的第一部分来说主要沿一个方向，对于沿所述结构件长度的第二部分来说主要沿相反方向。

[0031] 尽管根据本发明第二方面的实施例的结构件不一定具有其展开宽度随着沿结构件长度增大距离而线性变化的形状，但是借助扭转到一定程度以在制造复合结构件时提供优点可减少与这种线性变化关系的偏差。例如，包括这种扭转和反向扭转的腹板的特征，可允许在制造结构件的过程中叠置形成结构件的多层复合材料，从而减小局部皱纹、局部应力和 / 或局部拉伸的风险。

[0032] 第一部分可以比结构件长度的四分之一长。第二部分可以比结构件长度的四分之一长。在本发明的一实施例中，与本发明的该第二方面有关，提供一种用于飞行器机翼的复合翼梁，其中，所述翼梁具有长度和宽度，所述翼梁具有由腹板连接的上凸缘和下凸缘，单层复合材料在所述层的一对相反边之间从所述上凸缘经由所述腹板延伸到所述下凸缘，在所述单层的区域，所述翼梁的横截面几何形状随着沿所述翼梁长度的距离而变化，沿所述单层在所述一对相反边之间测得的横向测地距离随着沿所述层的长度的距离而基本上线性地增大。

[0033] 细长结构件的横截面可以尽管随长度变化，仍然具有大体相同类型的形状。横截面形状可以是 H 形，例如具有两个基部和在两个基部之间延伸的腹板，该腹板在每个基部的中心线上或附近突出。横截面形状可以是 U 形，例如具有两个基部和在两个基部之间延伸的腹板，该腹板在每个基部的边缘上或附近突出。横截面形状可以是 Y 形，例如具有两个用于邻抵同一表面的基部和从这两个基部延伸的腹板，腹板呈叶片的形式，该叶片具有与将两个基部连接起来的端部相反的暴露端部。横截面形状可以是 L 形，例如具有一个基部和从该基部延伸的腹板，腹板呈叶片的形式，该叶片具有与连接基部的端部相反的暴露端部。

[0034] 应该意识到，如上所述的本发明涉及结构件自身，但是不一定包括结构件所适于邻抵的结构（例如翼板之类的部件）。

[0035] 本发明的细长结构件可形成飞行器上的结构的部分。例如可以提供结构件和另一部件 / 结构，该结构件例如呈翼梁的形式，而该另一部件 / 结构例如呈飞行器的翼板的形式，其中，结构件安装在该部件 / 结构上。

[0036] 本发明提供一种航天航空结构（诸如机身、翼盒或其区段），所述航天航空结构的外表面由蒙皮来限定，其中，所述蒙皮的内表面邻抵细长结构件的基部，所述细长结构件与根据在此描述或要求保护的本发明任一方面的结构件相一致。例如，蒙皮可从航天航空结构的内侧借助安装在蒙皮上的例如翼梁之类的结构件来支承，该结构件（翼梁）与本发明相一致。

[0037] 本发明还提供一种飞行器，所述飞行器的外表面由蒙皮来限定，其中，所述蒙皮的内表面邻抵细长结构件的基部，所述细长结构件与在此描述或要求保护的本发明任一方面相一致。

[0038] 本发明还提供一种形成用于细长复合结构件的设计模型的方法，所述结构件是根据在此描述或要求保护的本发明任一方面的结构件。

[0039] 还提供一种形成用于飞行器翼梁的设计模型的方法，所述翼梁具有由腹板连接的上凸缘和下凸缘，其中，所述方法包括下列步骤：

[0040] 提供表示待形成的翼梁的所述上凸缘和下凸缘的至少一部分的所想要几何形状的第一数据，所述上凸缘和下凸缘之间的间距随着沿所述翼梁长度的距离而非线性地变化，从而在所述翼梁的根端处的所述上凸缘和下凸缘之间的间距大于在所述翼梁的梢端处的所述上凸缘和下凸缘之间的间距，

[0041] 产生限定翼梁模型的腹板、以及上凸缘和下凸缘的形状的第二数据，包括在所述翼梁模型的几何形状中产生变化，所述变化产生于从所述第一数据确定与一线性关系有偏差的区域，所述线性关系是 (i) 沿所述翼梁模型的长度的距离和 (ii) 根据所述上凸缘和下

凸缘之间的间距而变化的距离参数之间的线性关系，以及

[0042] 使用所述第一数据和所述第二数据以输出包括基部和腹板的结构件模型。翼梁几何形状的一些方面可以没有被第一数据规定。第一数据可以包括涉及翼梁所承受的负载的数据和 / 或涉及上凸缘和 / 或下凸缘的几何形状的数据，从而例如凸缘邻抵在翼板的形状上。距离参数可以是上凸缘和下凸缘的远边之间的测地距离的测量值。距离参数可以是翼梁的展开宽度的测量值。距离参数可以是第一测地线和第二测地线之间的测地距离的测量值，所述第一测地线和第二测地线定位成：(a) 一条线位于所述上凸缘和下凸缘中的一个上，而另一条线位于所述腹板上；或者 (b) 一条线位于所述上凸缘和下凸缘中的一个上，而另一条线位于所述上凸缘和下凸缘中的另一个上。至少一条测地线可以例如位于翼梁模型的凸缘的外表面上。至少一条测地线可以例如位于翼梁模型的腹板上 / 中的表面上。然而，应该意识到，较佳的是，第一测地线和第二测地线位于彼此处于模型中同一层的表面上，从而测地距离在该层的边界内简单地测得（该层对应于或平行于根据模型制成的复合翼梁的单片纤维材料）。

[0043] 第一数据可形成限定翼梁适于邻抵的、翼肋或机翼蒙皮模型的数据组的至少一部分。翼梁模型的至少一个凸缘的所想要几何形状因此可从该数据组中间接获得。

[0044] 在本发明的实施例中，翼梁模型的几何形状中的局部变化有利地形成为减少在根据所述翼梁模型、用多层复合材料制成的翼梁中所产生的缺陷风险。例如，翼梁的形状可以包括相对于凸缘如下定向的腹板：腹板和凸缘之间的角度随着沿翼梁长度的距离而变化。翼梁的形状可以设计成减少与沿翼梁模型长度的距离和距离参数之间的线性关系的任何偏差。

[0045] 该设计方法较佳地例如使用合适编程的计算机来电子地实现。一旦翼梁模型已经形成，就可根据所形成的模型来制造翼梁。翼梁模型的设计可在一个国家进行，而将表示翼梁模型的电子数据输出到使用该制造方法的另一国家。

[0046] 本发明还提供一种制造翼梁的方法，其中，所述方法包括下列步骤：

[0047] 提供模具，所述模具的型面取决于借助在此所描述或要求保护的本发明任一方面的设计方法形成的翼梁模型，

[0048] 在所述模具上叠置多层复合材料，以及

[0049] 然后固化所述多层复合材料。

[0050] 当然应当理解，参照本发明的一方面所描述的特征也可包含在本发明的其它方面中。例如，本发明的方法可包括参照本发明的结构件所述的任何特征，反之亦然。

附图说明

[0051] 现将参照附图仅以示例的方式描述本发明的实施例，附图中：

[0052] 图 1 是根据本发明第一实施例设计的翼梁的侧视图；

[0053] 图 2 是在本发明第一实施例的、翼梁设计形成部件的方法中所用的翼梁的大体所想要形状的模型；

[0054] 图 3a 至 11b 示出了如何电子地操纵图 2 所示的模型以达到限定图 1 的翼梁形状的设计模型；

[0055] 图 12 示出了根据本发明第二实施例的、设计翼梁的方法；以及

[0056] 图 13a 至 13d 示出了根据本发明第三实施例的翼梁的模型。

具体实施方式

[0057] 图 1 示出了用在航天航空结构中的结构件，该航天航空结构在该实施例中呈机翼的形式，而该结构件在该实施例中呈翼梁 2 的形式。翼梁 2 是由包括多层的复合材料来制成的。翼梁 2 具有两个凸缘 4、6，这两个凸缘遵循机翼的上表面和下表面。因此，翼梁 2 具有借助腹板 8 连接至下凸缘 6 的上凸缘 4。上凸缘 4（其可被认为形成翼梁的基部）具有第一表面 10，该第一表面成形为邻抵上机翼蒙皮（未示出）的内表面。与上凸缘 4 的第一表面 10 相反的是第二表面 12。上凸缘 4 上的第一表面 10 与腹板 8 上的第三表面 14 相交，第一表面和第三表面在翼梁 2 的同一侧上，因此彼此也在复合材料结构的同一层。有与第三表面 14 相反的第四表面 16。第四表面 16 因此在腹板上，与第二表面 12 位于翼梁 2 的同一侧，并且也与第二表面 12 在复合材料结构的同一层。以与上凸缘 4 类似的方式，下凸缘 6（其可被认为形成翼梁的另一基部）包括第五表面 18，该第五表面成形为邻抵下机翼蒙皮（未示出）的内表面，该第五表面 18 与第一表面 10 和第三表面 14 位于翼梁 2 的同一侧，并且因此也位于复合材料结构的同一层。在下凸缘 6 上还有第六表面 20，该第六表面与第二表面 12 和第四表面 16 位于翼梁 2 的同一侧，并且也第二表面 12 和第四表面 16 位于复合材料结构的同一层。应该意识到，在例如借助热覆盖成形工艺来制造复合翼梁的过程中，外模线 (OML) 表面是由第一表面、第三表面和第五表面来限定的，而内模线 (IML) 是由第二表面、第四表面和第六表面来限定的。

[0058] 如图 1 所示的翼梁 2 的几何形状是根据图 2 至 11b 所示的方法来设计的。本发明第一实施例的方法形成翼梁的几何形状，从而：

[0059] (1) 上凸缘 4 上的第一表面 10 具有在翼梁和上机翼蒙皮之间的界面处与机翼蒙皮的所想要几何形状相匹配和对应的几何形状；

[0060] (2) 下凸缘 6 上的第五表面 18 具有在翼梁和下机翼蒙皮之间的界面处与机翼蒙皮的所想要几何形状相匹配和对应的几何形状；以及

[0061] (3) 翼梁的第一表面、第三表面和第五表面的几何形状可使其展开形式实际上是二维平面。

[0062] 通过确保部件的展开形式是二维平面，可使在热覆盖成形工艺中叠置的纤维垫层被折叠和处理以适于由内模表面和外模表面所限定的翼梁的所想要几何形状，而不会使纤维聚集在一起、拉伸织物或者产生不合需要的皱纹或内应力。

[0063] 现在将描述用来形成根据第一实施例的翼梁 2 的设计方法。

[0064] 图 2 示出了包括翼梁的大体总的所想要几何形状的翼梁模型。因此，第一表面 10 和第五表面 18 限定机翼的大体曲率（在这种情况下，形状如下：随着从机翼的翼梢增大距离，下表面的曲率半径减小，这通常称作海鸥式机翼），而不包括几何形状中的任何所想要的局部变化。图 2 所示的模型具有腹板表面 8，该腹板表面是平面。第一表面 10 和第五表面 18 以 90 度角与腹板 8 相交，而在腹板和凸缘之间没有圆角 / 角部半径。限定了假想底部基准线 RL，在这种情况下，该基准线与图 2 所示的模型的上凸缘倾侧线相重合。（应该注意到，基准线 RL 选定为与具体部件的几何形状相关，而与制造时将最终形成翼梁的复合材料的纤维轴线无关。）尽管在该实施例中基准线与上凸缘倾侧线相重合，但是基准线也可由

所有后续几何形状处理所取决或涉及的任意其它线来相同地限定，诸如图 1 所示的基准线 RL'，该基准线 RL' 与倾侧线 RL 隔开但平行于倾侧线 RL。

[0065] 图 2 还示出了两个区域 PU_1 和 PU_2，在这两个区域需要加衬 / 厚度变化以与机翼蒙皮的几何形状相匹配（在图 2 中，这两个区域由两对虚线 32 来限定）。如图 3a 所示，第二基准线 AB 定义为将在下凸缘 6 与腹板 8 之间连接处的极端的点 A、B 连接起来的直线。通过将以如下所述方式产生的多个偏移点 24 连接起来，则可产生样条线 30。

[0066] 参见图 3a 和 3b，沿着基准线 RL 的长度选定点 22，且插入法线 NL 以使线 NL 从选定点 22 沿着垂直于基准线 RL 的方向延伸并位于腹板 8 的平面内（图 3a 示出了与法线 NL_1 平行的线）。然后，在与下凸缘边 26 沿着垂直于腹板 8 的方向隔开一距离的位置插入偏移点 24，该距离等于 (a) 下凸缘边与法线 NL 相交的点 28a 和 (b) 线 AB 与法线 NL 相交的点 28b 之间的间距。

[0067] 如同可从图 4 中看到的那样，多次重复产生偏移点 24 的步骤，从而足以确保可插入将所有这些偏移点 24 连接起来的光滑样条线 30。具体地说，在加衬 / 厚度变化的边界 32 处以及在厚度 / 几何形状变化的任何最大值和最小值处产生偏移点。

[0068] 通过基于下凸缘边 26 与假想平直基准线 AB 的间距来这样形成样条线 30（具有线性偏移），就致使翼梁的展开宽度与随着沿翼梁长度的距离而线性变化的展开宽度较为接近。

[0069] 参见图 5a，产生两个新的表面 8' 和 18'，新的表面在样条线 30 处相交。加衬 / 厚度变化的边界 32 通过将边界 32 向上（即，垂直于原始平坦的腹板表面 8）投影而被绘制到新的表面 8'、18' 上。还在合适的位置插入斜坡边界 34，以使加衬区域 PU、PU_2 能经由斜坡区域 R_1 和 R_2 而逐渐实现厚度变化。

[0070] 图 5a 示出了沿着基准线 RL 的长度的十个位置 P1 至 P10。位置 P1 和 P10 位于基准线 RL 的极端。位置 P2、P5、P6 和 P9 由斜坡区域 R1 和 R2 的起点和终点来限定。位置 P3、P4、P7 和 P8 由加衬区域来 PU_1 和 PU_2 限定。在沿着基准线 RL 的各个位置 P1 至 P10，确定上凸缘线与修改后的腹板线 8' 之间的角度 θ，该角度 θ 是在由法线平行于基准线 RL 的平面所截取的横截面内测得的。图 5b 借助示例示意地示出了在位置 P2 测得的角度 θ_2。尽管图 5a 和 5b 指出只需测量十个这样的角度，然而应该意识到，在认为合适的中间位置也可进行测量从而确保所作测量的精确插值。

[0071] 然后，参见图 6，测量从基准位置 P1 到各个其它位置 P2 至 P10 的线性长度 LL2 至 LL10。

[0072] 参见图 7a 和 7b，在上凸缘边（与基准线 RL 相重合）和下凸缘边 26 上，在每个位置 P1 至 P10 添加角部 / 圆角半径。角部 / 圆角半径的尺寸可根据展开宽度来确定。展开宽度在该阶段通过确定距离 DL_1、DL_2 和 DL_3（参见图 7b）来算出，翼梁模型的展开宽度（没有半径）等于所测得的距离 DL_1、DL_2 和 DL_3 的总和。如同可从图 7b 中看到的那样，距离 DL_1 是上凸缘线的高度，距离 DL_2 是修改后的腹板形状 8' 的宽度，而距离 DL_3 是下凸缘线的高度。对于每个位置 P1 至 P10 的横截面，确定修改后的腹板形状 8' 和下凸缘表面 18' 之间的角度 Φ（参见图 7b）。然后，对于上凸缘边，设定第一位置 P1 处的半径 ra_1，类似地，对于下凸缘边，设定同一横截面位置处的半径 rb_1（仅在图 7b 中示出）。

[0073] 设定上凸缘边和下凸缘边处的半径 ra_1-ra_{10}、rb_1-rb_{10}，从而进一步减少翼梁的展

开宽度 DW 和沿翼梁长度的距离之间的关系与线性关系的偏差。

[0074] 参见图 8，然后通过使凸缘表面沿着从 OML 表面到 IML 表面的方向向内折曲，接着使修改后的腹板表面 8'沿着从 IML 到 OML 的方向向外折曲，将加衬 / 厚度变化表面 PU_1、PU_2 添加至模型。通过使腹板表面 8'折曲以与凸缘表面中的折曲相匹配，在沿着翼梁长度的任何给定点处的、翼梁展开宽度没有显著变化。

[0075] 然后产生斜坡表面 RR_1、RR_2，以将加衬 / 厚度变化表面 PU_1、PU_2 连接起来，如图 9 所示。因此，斜坡区域 RR_1 位于第一加衬区域 PU_1 的两侧，且斜坡区域 RR_2 位于第二加衬区域 PU_2 的两侧。

[0076] 参见图 10a 和 10b，算出在沿着翼梁长度的相继位置 Pn 处的展开宽度 DW_n，并使 ra_1-ra_{10}、rb_1-rb_{10} 改变以确保展开宽度随着沿翼梁长度 LL_n 而线性增大。在位置 Pn 处所想要的展开宽度 DW_n 可借助下面的公式算出：

[0077] $DW_n = DW_1 + KLL_n$

[0078] 其中，DW_n 是在位置 Pn 处的展开宽度，K 等于 $(DW_{结束} - DW_1)$/（翼梁的长度），LL_n 是沿着平行于翼梁长度的方向、位置 Pn 与位置 P1 之间的线性间距。用来提供这种线性变化的展开宽度的半径 ra_n 和 rb_n 可借助下面的公式算出：

[0079] $$DW_n = DL_n - ra_n\left(\theta_n + \frac{2}{\tan\frac{\theta_n}{2}} - \pi\right) - rb_n\left(\phi_n + \frac{2}{\tan\frac{\phi_n}{2}} - \pi\right)$$

[0080] 其中，DL_n = 在位置 Pn 处、没有半径的翼梁展开宽度（等于 $DL_1+DL_2+DL_3$，参见图 7b）。由于 DW_n、DL_n、θ_n 和 Φ_n 是已知的和 / 或可算出，所以在设定值 ra_n 和 rb_n 时有一定量的灵活性。例如，ra_n 和 rb_n 可以是相等的，或者可以要求一个值以固定百分比大于另一值。

[0081] 然后检查最终的几何形状，以确保表面无需复合材料层将半径改变成比实际可行的更加紧密，这会要求表面的调和 / 平滑化和半径值的再次计算，从而确保展开宽度保持线性变化。在达到合适的几何形状之前，可重复工艺的该最后阶段，并可要求若干次再次计算和调整。然后使用翼梁的几何形状来产生模具，可用该模具、根据本领域内标准的技术来制造复合翼梁。

[0082] 图 11a 和 11b 示出了一复合翼梁的形状，其具有带有曲率的上凸缘表面 27。假如将第一实施例的方法应用于具有这种形状的翼梁，则会需要作出一些调整。在这种情况下，基准线 RL 可定义为弧线 CD 的极端之间的直线。假如上表面 27 的曲率很大，则可能必须将基准线 RL 从与弧线的极端相重合移向下凸缘表面，从而保持相同的平面形状。因此，对于如图 11b（示出了右侧的上凸缘 4 和左侧的下凸缘 6）所示的横截面 A-A，基准线 RL 可显著远离上凸缘边 27。基准线 RL 或者可借助不平行于上凸缘边的线来限定；重要的是（至少在本发明的该实施例中），同一基准线用作所有后续几何形状处理可根据或涉及的固定线。

[0083] 图 12 示出了根据第二实施例的、用在航天航空结构中的结构件的设计方法的流程图。该方法类似于本发明第一实施例的方法。作为第一步骤 101，通过根据所想要机翼的几何形状来产生翼梁形状，但忽略与由复合材料制成的翼梁相关的因子，从而得出待制造的复合翼梁的标称基准形状。通常，该翼梁将具有平面区域和弧形区域。在第一步骤 101，去除这些弧形区域，并用平面之间的轮廓分明的边来替换。因此，限定外模面。

[0084] 在第二步骤 102，通过使外模线偏移翼梁结构的最小所需厚度来产生内模线。在下

一步骤——第三步骤 103，通过将结构的上凸缘和下凸缘中的一个或另一个延长，由此在上凸缘边和下凸缘边之间的腹板中引入扭转，从而限定扭转的腹板表面。腹板因此不再沿着结构件的整个长度垂直于凸缘。在与严格线性变化的展开宽度之间的偏差为最大之处，扭转程度是较大的。

[0085] 在第四步骤 104，添加机翼蒙皮中的厚度变化，该机翼蒙皮中的厚度变化要求在上凸缘表面和下凸缘表面上加衬或减衬，接着在第五步骤 105，将对应的加衬 / 减衬表面添加至腹板表面。还设定斜坡界限从而逐渐到达加衬区域。通过与凸缘中的折曲相对应而将折曲添加至腹板，可减少与线性变化的翼梁展开宽度的偏差。然后使表面渐变来对由第一步骤 101 至第五步骤 105 所产生的表面进行调和，由此产生平滑变化的表面（第六步骤 106）。然后对于沿着翼梁长度的多个位置计算所想要的展开宽度，使各个位置的间距足够小以确保最终模型的几何形状充分接近所想要的线性变化展开宽度的几何形状，从而在制造过程中叠置材料时不会引起缺陷（即，基本上消除在复合材料层中聚集或拉伸纤维所引入的皱纹风险）。然后在第七步骤 107，算出圆角半径，并将该圆角半径插入腹板凸缘连接处。借助重复第六步骤，通过渐变 / 插值来重新限定多个位置之间的区域。作为最后的检查，确定沿着翼梁在展开宽度中的变化，并算出与基本线性变化关系的偏差。假如该偏差会有引起缺陷的风险，则借助重复第六步骤 106 和第七步骤 107 来再次调整半径，直到没有偏差为止。然而期望的是，无需重复步骤 107。应该注意到，与第一实施例不同的是，在插入了加衬区域和斜坡区域之后，将圆角 / 角部半径插入模型中。

[0086] 图 13a 至 13d 示意地示出了根据本发明第三实施例的翼梁。翼梁 102 是由嵌入树脂基体中的纤维材料层来制成的，翼梁的外层在图 13a 中示意地示出。尽管图 13a 所示的层中具有轮廓分明的边缘和边界，但是应该意识到，借助复合材料层不易形成这种尖锐边缘。在现实中，翼梁的形状通常没有尖锐边缘，相反，在一个斜率和不同斜率之间有平滑的半径。图 13a 所示的层具有第一表面 110 和第二表面（在图 13a 中未示出），第一表面成形为邻抵翼板，第二表面与第一表面相反且位于同一（下）凸缘 106 上。翼梁还包括从下凸缘 106 延伸的腹板 108。在腹板 108 上限定有第三表面 114，第三表面与第一表面 110 位于复合材料的同一层。在腹板上还有位于第三表面 114 的相反侧的第四表面，第四表面与第二表面位于翼梁的同一侧（第二表面和第四表面在图 13a 中未示出）。

[0087] 翼梁 102 的横截面形状沿其长度而变化。具体地说，下凸缘 106 的几何形状具有变化的几何形状以适应其所邻抵的翼板（翼板在图 13a 中未示出）中的加衬和厚度变化。腹板 108 的横截面几何形状也沿翼梁 102 的长度而变化，腹板 108 的几何形状的变化取决于下凸缘 106 的几何形状的变化。具体地说，翼梁的展开宽度随着长度 L 增大而线性地增大。在该实施例中，展开宽度是作为下凸缘 106 的远边 106e 与上凸缘 104 的远边 104e 之间的测地距离来测得的。

[0088] 当然应该意识到，上凸缘 104 的边 104e 和下凸缘 106 的边 106e 不一定位于测地线上。例如在上凸缘 104 或下凸缘 106 中的、边 104e、106e 的区域可以有切口，这些切口会引起这些区域中的展开宽度以非线性关系而改变长度。然而，这些切口不会降低本发明的优点，由此，使展开宽度随着沿翼梁长度的距离以线性关系增大（在没有这些切口的区域），可减少纤维聚集和 / 或复合层产生皱纹的风险，因此减少在复合梁 102 中形成缺陷的风险。图 13a 至 13d 示出了，分别位于下凸缘 106 和腹板 108 上的第一测地基准线和第二测地基

准线之间的测地距离随着沿翼梁长度的距离而线性变化。因此，第一测地线 150 限定于第一表面 110 上（下凸缘 106 上）且沿着翼梁 102 的整个长度延伸，第二测地线 152 限定于第三表面 114 上（腹板 108 上）且也沿着翼梁 102 的整个长度延伸。（当然，熟悉本领域的技术人员会意识到，这里所用的术语“测地线”是指表示在该测地线的几何形状局限于二维平面内时、该平面内的两点之间可能的最短距离，术语“测地距离”也以类似的方式使用）。

[0089] 第一测地线 150 可绘制成包含在一平面内（例如，与由图 13a 中平面 154 所表示的平面相平行的平面）。然而，由于腹板 108 的扭转性质并且由于腹板 108 上变化斜率之间的边界的不平行性质，无法在腹板 108 上绘制出可包含在一个平面内的测地线。

[0090] 图 13b 至 13d 示出了在沿着翼梁 102 的长度的相继位置处所截取的横截面。因此，图 13b 示意地示出了在沿翼梁长度的第一位置处、第一基准线 150 和第二基准线 152 之间的测地距离 158。图 13c 和 13d 示出了在进一步沿着翼梁 102 的长度 L 的位置处的两个另外的横截面处的测地距离 160 和 162。如同所容易看到的，随着沿箭头 164 所示的翼梁方向增大长度 L，测地距离逐渐变小。参见图 13b、13c 和 13d 还应注意的是，随着沿长度（沿着箭头 164 所示的方向）增大距离，翼梁 102 的腹板最初沿逆时针方向扭转。因此，在由图 13b 所示横截面处，腹板 108 大体垂直于上凸缘 104。然而，进一步沿着翼梁的长度，在图 13c 所示的横截面处，上凸缘 104 和腹板 108 之间的角度 θ 已经增大到大于 90 度的角度。从图 13c 所示的横截面进一步沿着翼梁 102 的长度 L 往下移动，则腹板 108 扭转回到其再次大致垂直于上凸缘 104 的几何形状，如同可在图 13d 所示的横截面中看到的那样。因此，参见图 13a，随着从翼梁的根端（图 13a 的左手侧）移动，对于翼梁的第一部分来说，第三表面 114 最初围绕轴线（平行于箭头 164）沿逆时针方向扭转。随着从第一部分移向翼梁 102 的翼梢端，对于第二部分来说，第三表面 114 则围绕同一轴线沿顺时针方向扭转。将这种扭转结合在腹板中，可有效地使凸缘 104、106 的高度（如在图 13a 中箭头 166 所示方向中的尺寸所示）变化，由此提供可控制翼梁的展开宽度 DW_n 的装置。通过引入这种扭转腹板 108 来控制翼梁 102 的展开宽度，可为这种翼梁的设计者提供比折曲或引入圆角 / 半径更大程度地改变展开宽度的装置。当然，以如上所述的方式在翼梁的形状中插入折曲和 / 或插入圆角和 / 或半径，也可对于翼梁展开宽度随长度增大的变化提供额外的控制，但是在本发明的某些实施例中被证明不是必需的。

[0091] 尽管本发明参照特定实施例进行了描述和说明，但是本领域的技术人员应当理解，本发明还可具有本文未具体说明的多种不同的变型。现在将仅仅借助示例来描述某些可能的变型。

[0092] 如上所述在第一实施例中插入样条线是借助将多个偏移点连接起来而实现的，每个偏移点是通过沿着垂直于腹板的方向插入与翼梁的凸缘边隔开的点来产生的。可以不同的方式插入样条线，例如通过沿着不垂直于腹板的方向偏移点来插入。然后可产生一种翼梁几何形状，其中，所有将翼梁的腹板和凸缘连接起来的弧形表面都具有恒定的曲率半径，借助改变腹板和凸缘的尺寸和 / 或借助改变腹板和凸缘之间的倾斜角度来控制翼梁的展开宽度。

[0093] 以上实施例涉及用于支承翼板的翼梁的形状和几何形状。当然应该意识到，本发明的上述实施例的原理可应用于飞行器结构的其它部分，在该飞行器中具有要借助细长结构件进行支承或加劲的飞行器壁板或蒙皮部分。因此，本发明实施例的应用在航空航天领

域可以是非常广泛的，且可包括在变化厚度的部件上需要复合翼梁、翼肋、桁条或其它细长结构件的任何情况。

[0094] 翼梁的一些剖面与上述实施例中的一个或多个相一致，而翼梁的其它剖面不与任一以上实施例相一致，这也在本发明的范围内。

[0095] 而在上述说明书中，提到了具有已知、明显或可预见等同物的整体或构件，则这些等同物包含在此，就如同单独进行了阐述。应当参照权利要求书来确定本发明的真实范围，该范围诠释为包含任何这种等同物。读者还应当理解，描述为较佳的、有利的、方便的等的本发明的整体或特征是可选的，且并不限制独立权利要求的范围。

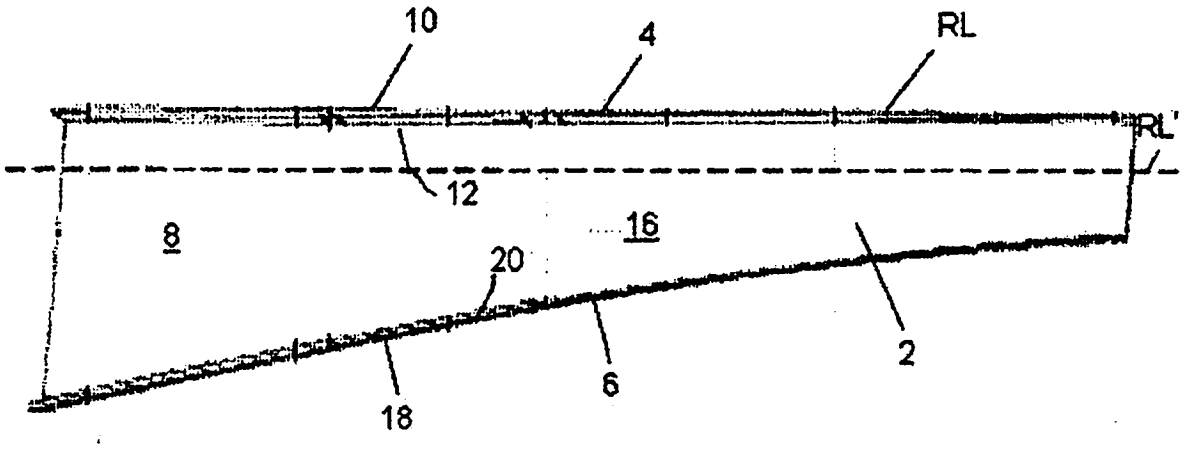


图 1

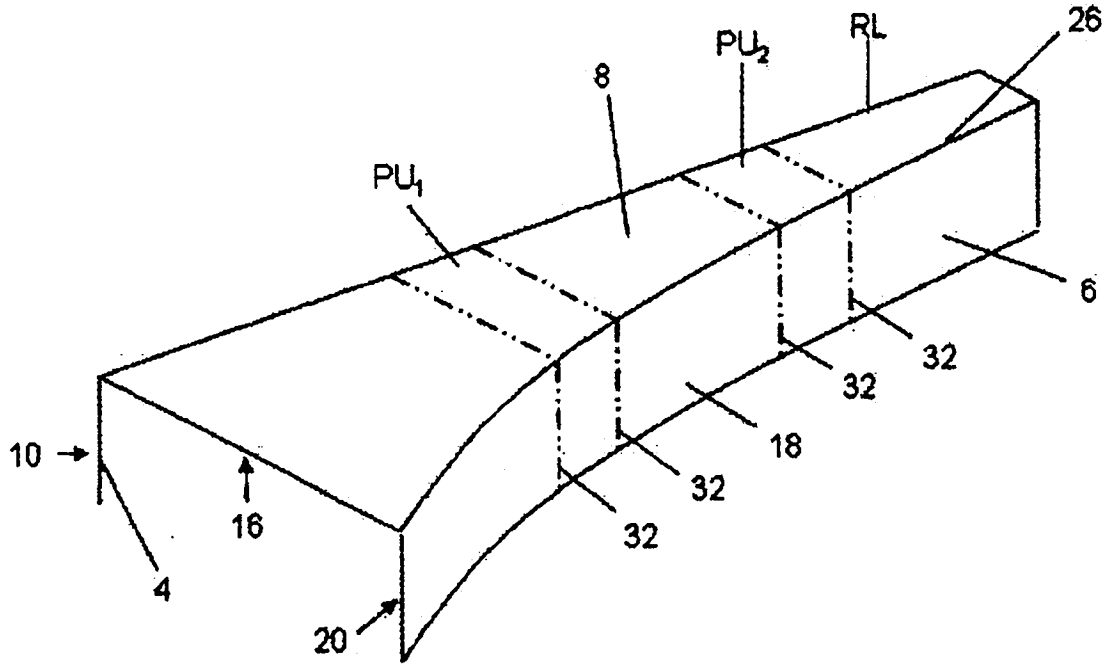


图 2

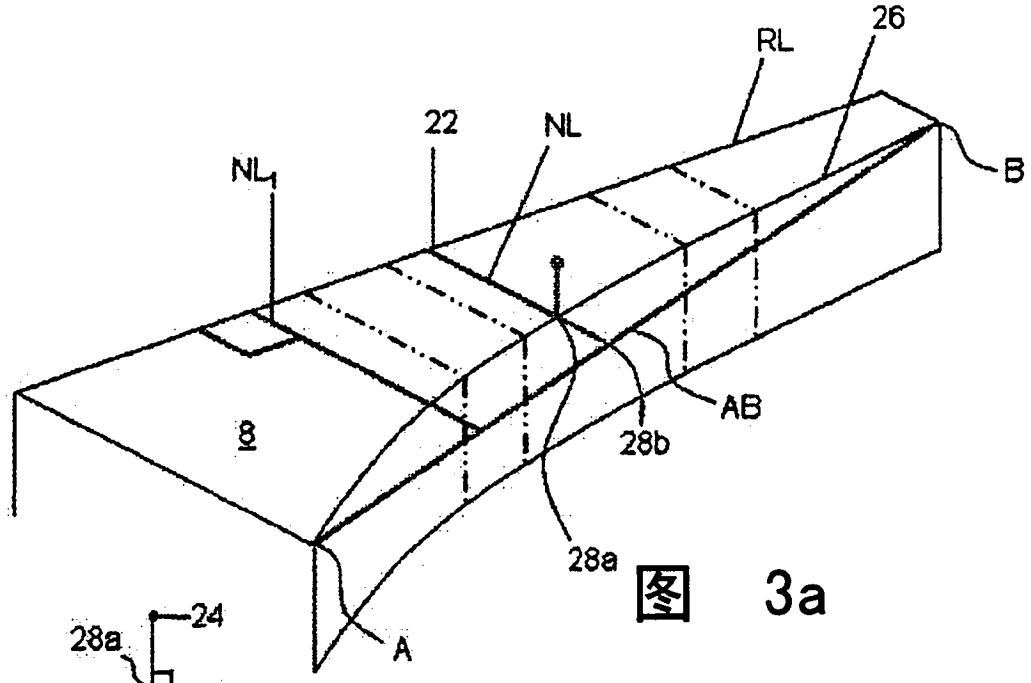


图 3a

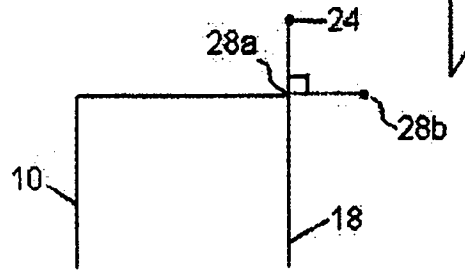


图 3b

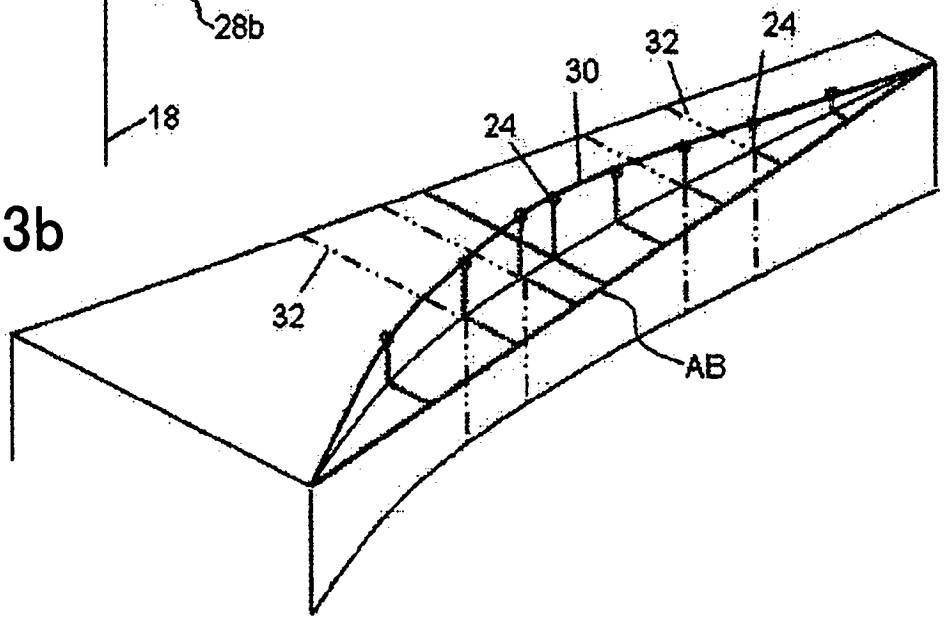


图 4

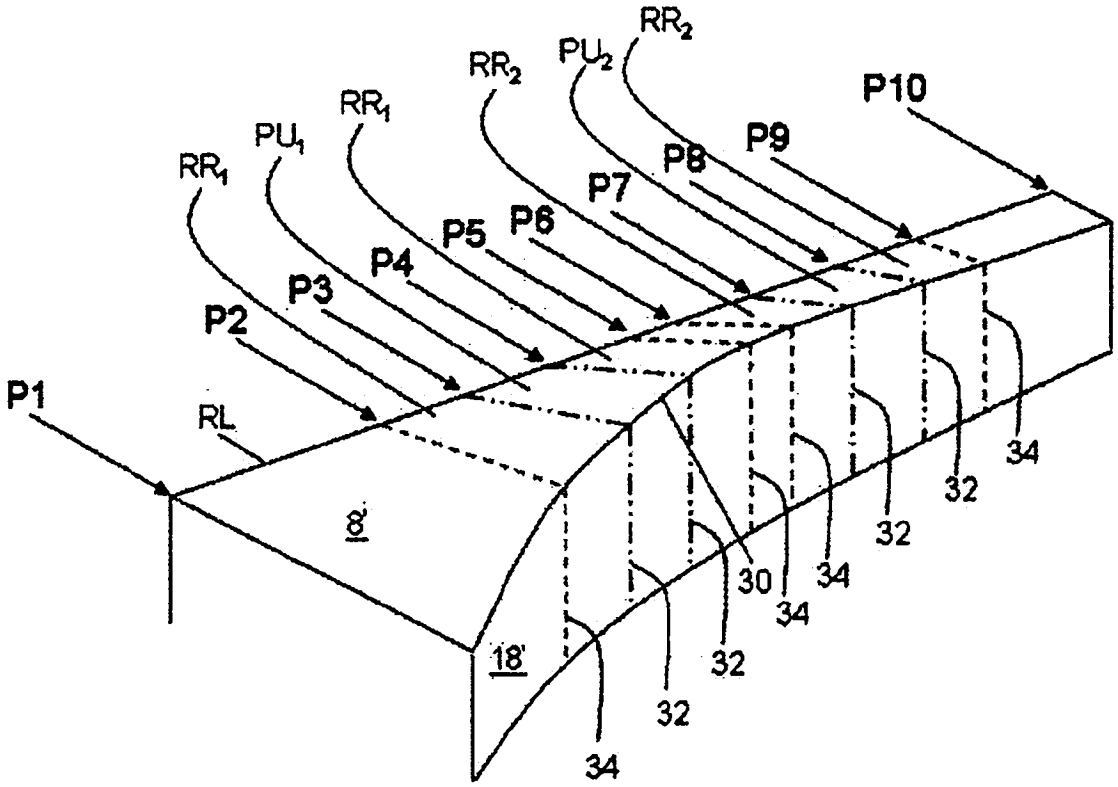

RR2
PU2
RR2
RR1
PU1
RR1
P10
P9
P8
P7
P6
P5
P4
P3
P2
P1
RL
8'
18'
30
34
32

图 5a

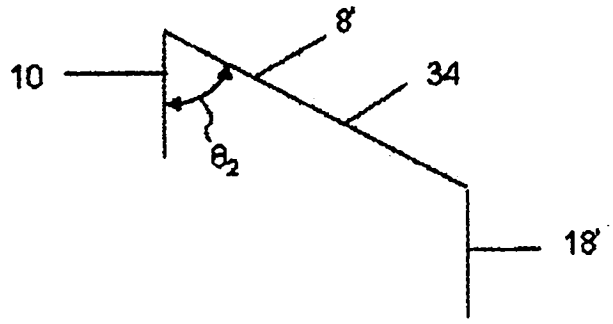

10
8'
34
θ2
18'

图 5b

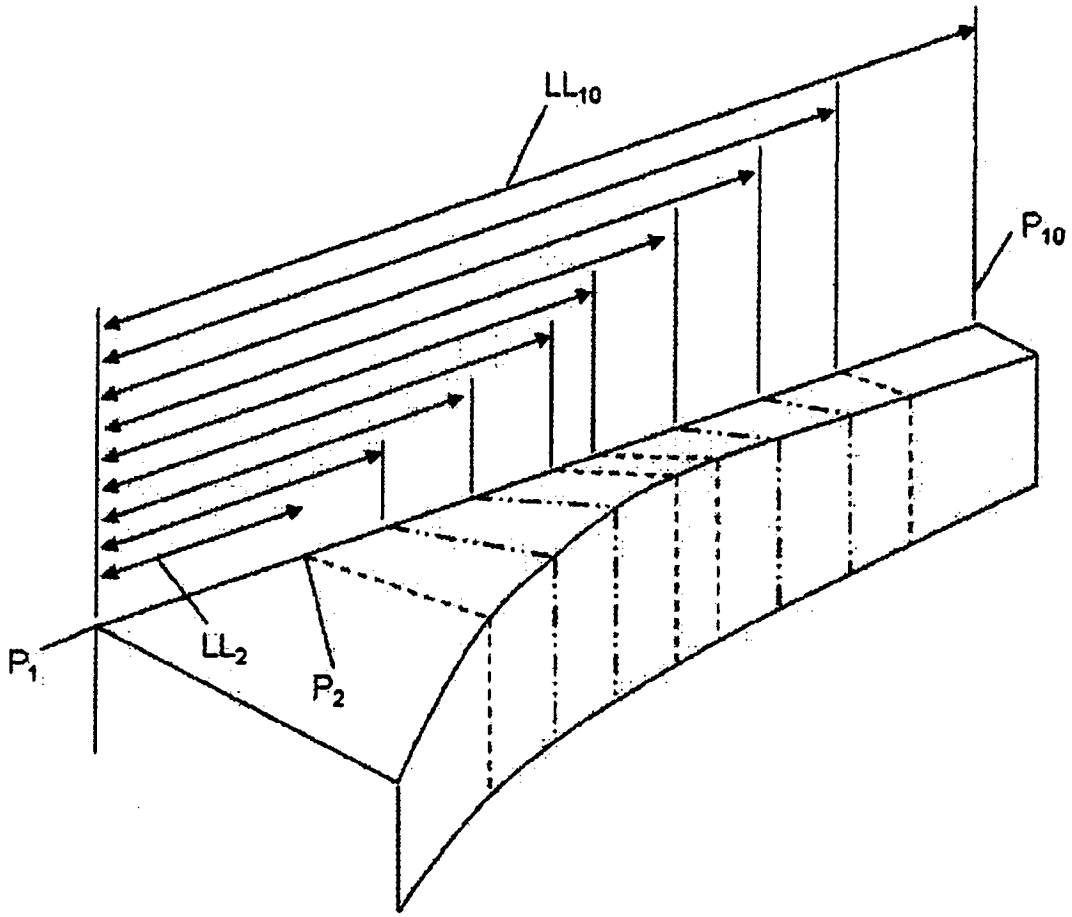


图 6

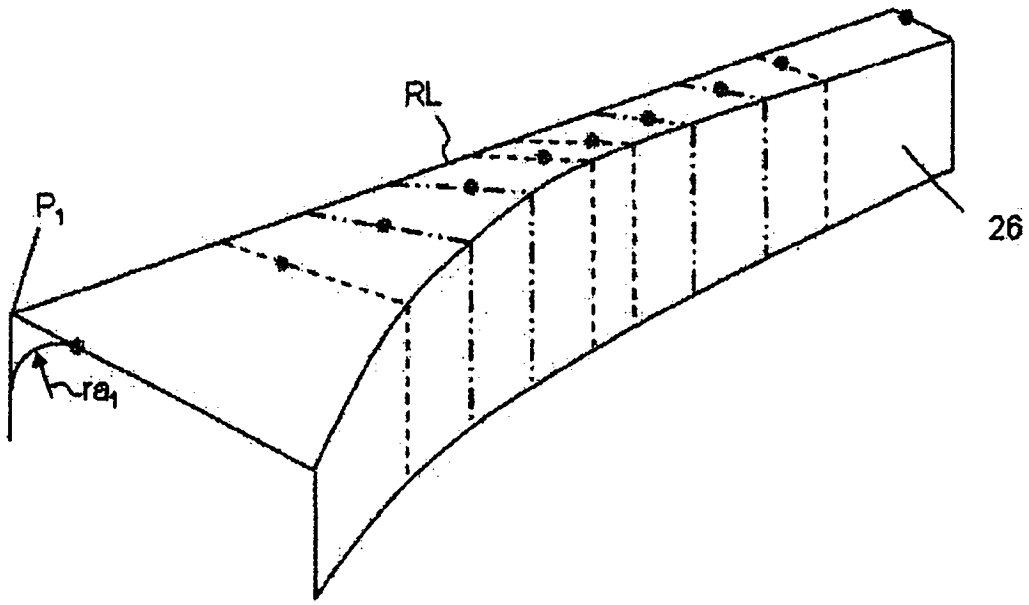


图 7a

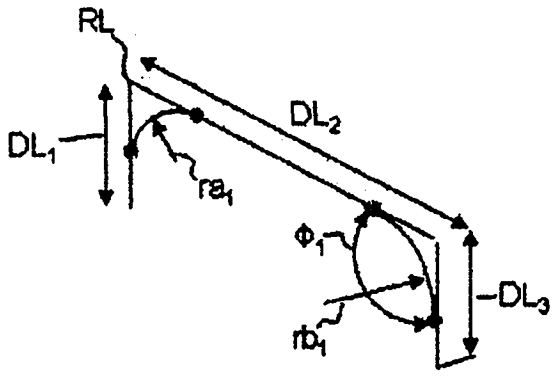


图 7b

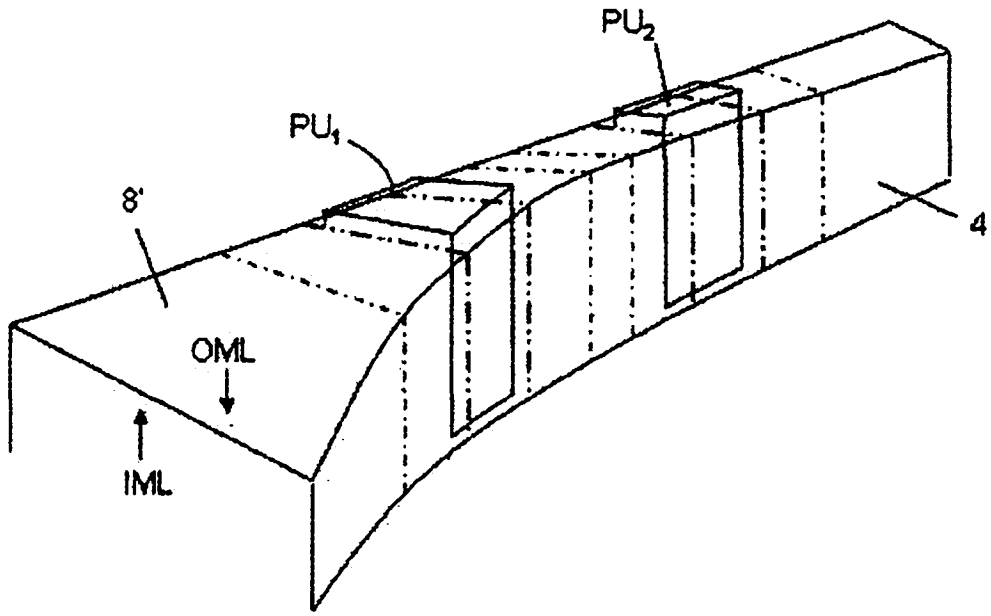


图 8

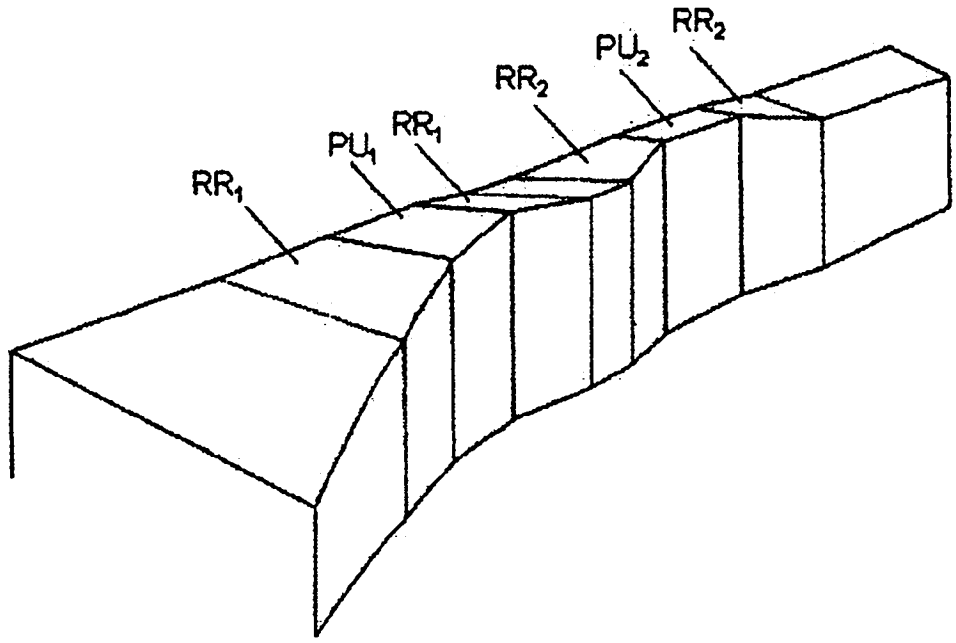


图 9

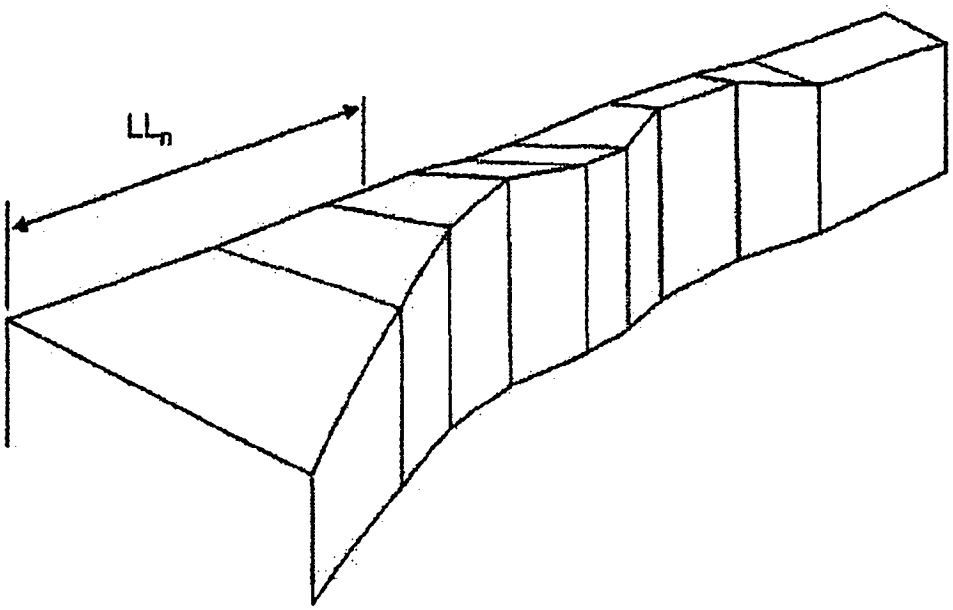


图 10a

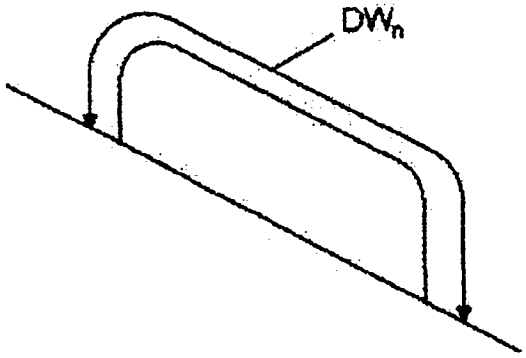


图 10b

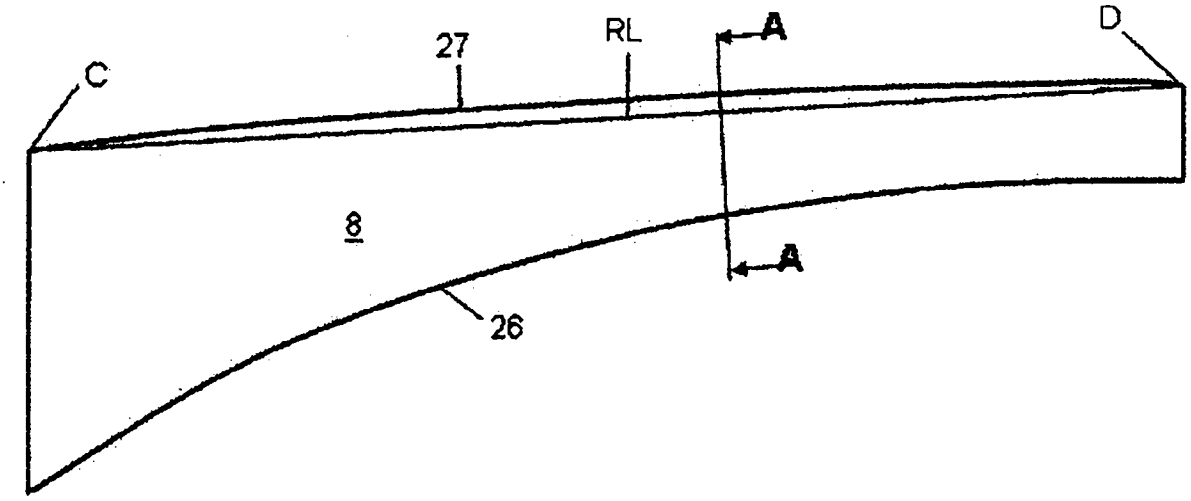


图 11a

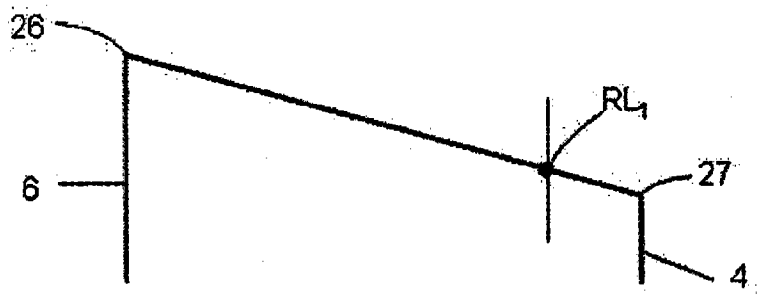


图 11b

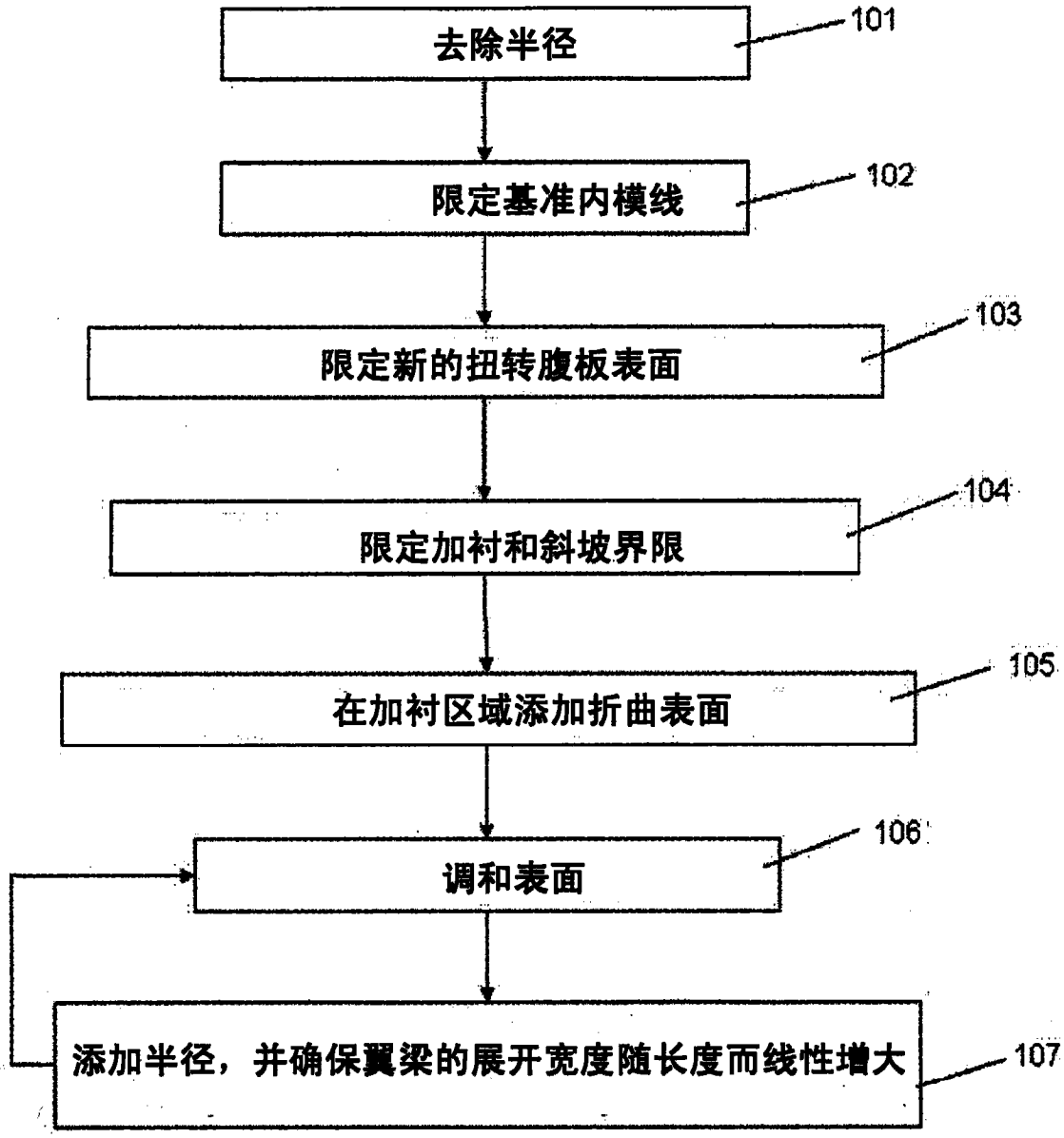

去除半径
101
限定基准内模线
102
限定新的扭转腹板表面
103
限定加衬和斜坡界限
104
在加衬区域添加折曲表面
105
调和表面
106
添加半径，并确保翼梁的展开宽度随长度而线性增大
107

图 12

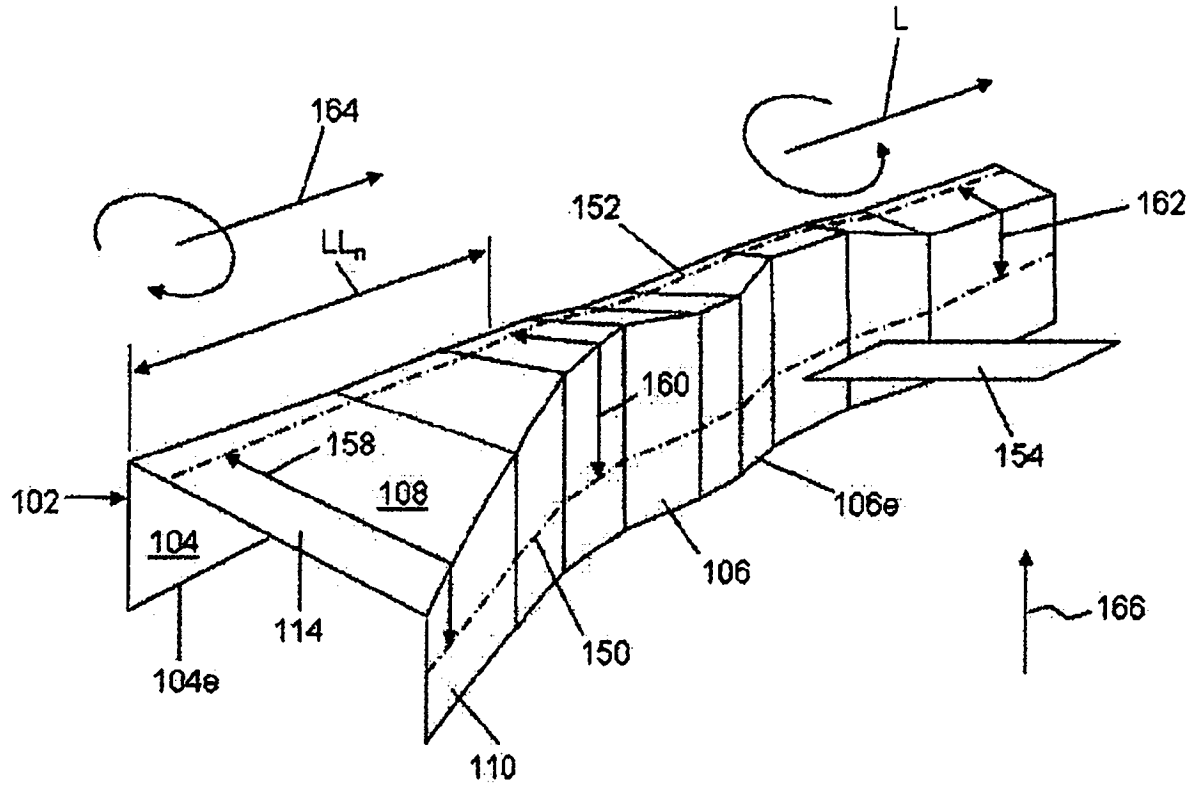


图 13a

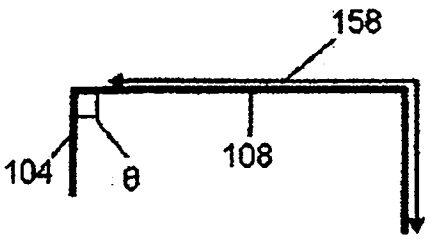


图 13b

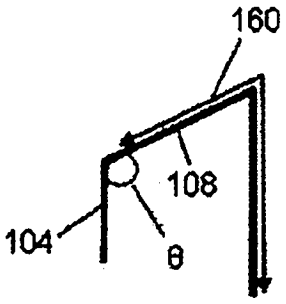


图 13c

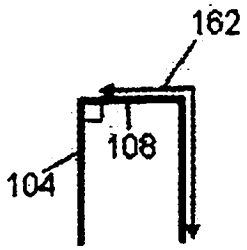


图 13d