



(12)发明专利

(10)授权公告号 CN 103057691 B

(45)授权公告日 2017.03.01

(21)申请号 201210320376.1

(51)Int.Cl.

(22)申请日 2012.08.31

B64C 5/02(2006.01)

(65)同一申请的已公布的文献号

B64C 5/00(2006.01)

申请公布号 CN 103057691 A

(56)对比文件

(43)申请公布日 2013.04.24

US 6431498 B1, 2002.08.13,

(30)优先权数据

US 2358985 A, 1944.09.26,

201131462 2011.09.06 ES

US 4323209 A, 1982.04.06,

(73)专利权人 空中客车西班牙运营有限责任公司

CN 1950252 A, 2007.04.18,

地址 西班牙马德里

审查员 顾海雷

(72)发明人 劳尔·卡洛斯·拉莫斯萨丁

权利要求书1页 说明书4页 附图4页

(74)专利代理机构 中科专利商标代理有限责任公司 11021

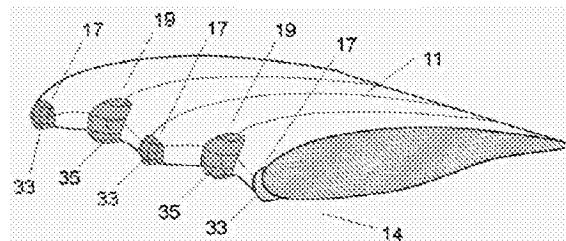
代理人 汪洋

(54)发明名称

具有波纹形状的前缘部分的飞机尾翼面及具有该尾翼面的飞机

(57)摘要

本发明公开一种飞机尾翼面(11)，包括前缘(14)，该前缘(14)在沿着尾翼翼展的至少一部分中具有由连续的系列平滑突起(17)和凹槽(19)形成的波纹形状，使得在结冰条件下，积冰仅在所述突起(17)的顶部(18)和在所述凹槽(19)的底部(20)上产生，由此形成槽形气流和空气涡流的布置，所述槽形气流和所述空气涡流的布置给予能量到在机翼边界层中的气流，这种能量的给予延迟导致失速的气流分离，从而降低积冰在飞机尾翼面的空气动力学性能上的不利影响。



1. 一种飞机尾翼面(11),包括前缘(14),该前缘(14)具有沿着尾翼翼展的靠近机身的一部分延伸的不具有波纹形状的平直的第一部分和沿着尾翼翼展的远离机身的一部分延伸且具有由连续的系列平滑突起(17)和凹槽(19)形成的波纹形状的第二部分,其中,所述波纹形状包括第一波纹,该第一波纹包括第一突起顶部、第一凹槽底部、第二凹槽底部、在所述第一突起顶部和所述第一凹槽底部之间连续延伸的凸面和在所述第一突起顶部和所述第二凹槽底部之间连续延伸的凹面,使得在结冰条件下,积冰仅在所述突起(17)的顶部(18)和在所述凹槽(19)的底部(20)上产生,由此形成槽形气流和空气涡流的布置,所述槽形气流和所述空气涡流的布置给予能量到在机翼边界层中的气流,这种能量的给予延迟导致失速的气流分离,从而降低积冰在飞机尾翼面的空气动力学性能上的不利影响。

2. 根据权利要求1所述的飞机尾翼面(11),其中前缘的具有波纹形状的所述第二部分包括在尾翼翼展的60%-100%之间。

3. 根据权利要求1所述的飞机尾翼面(11),其中飞机尾翼面的平面形状是倾斜梯形平面形状。

4. 根据权利要求2所述的飞机尾翼面(11),其中飞机尾翼面的平面形状是倾斜梯形平面形状。

5. 根据权利要求3所述的飞机尾翼面(11),其中所述波纹形状被配置为使得与在凹槽底部(20)和突起顶部(18)之间的中间区域中的凸面相切的假想的切平面(43)是凹槽底部(20)和突起顶部(18)之间的平行平面(43),并且平行于与没有波纹形状的前缘部分相切的假想的切平面(41)。

6. 根据权利要求3所述的飞机尾翼面(11),其中所述波纹形状被配置为使得与在凹槽底部(20)和突起顶部(18)之间的中间区域中的凸面相切的假想的切平面(45),与相切于没有波纹形状的前缘部分的假想的切平面(41)在到尾翼面尖端的方向上形成越来越大的角度。

7. 根据权利要求4所述的飞机尾翼面(11),其中所述波纹形状被配置为使得与在凹槽底部(20)和突起顶部(18)之间的中间区域中的凸面相切的假想的切平面(43)是凹槽底部(20)和突起顶部(18)之间的平行平面(43),并且平行于与没有波纹形状的前缘部分相切的假想的切平面(41)。

8. 根据权利要求4所述的飞机尾翼面(11),其中所述波纹形状被配置为使得与在凹槽底部(20)和突起顶部(18)之间的中间区域中的凸面相切的假想的切平面(45),与相切于没有波纹形状的前缘部分的假想的切平面(41)在到尾翼面尖端的方向上形成越来越大的角度。

9. 根据权利要求1-8中任何一项所述的飞机尾翼面(11),其中所述尾翼面是水平尾翼面。

10. 根据权利要求1-8中的任何一项所述的飞机尾翼面(11),其中所述尾翼面是垂直尾翼面。

11. 一种飞机,具有根据权利要求1-10中的任一项所述的尾翼面(11)。

具有波纹形状的前缘部分的飞机尾翼面及具有该尾翼面的飞机

技术领域

[0001] 本发明涉及飞机尾翼面，且更特别地，涉及飞机尾翼面的用于改善其在结冰条件下的空气动力学性能的结构。

背景技术

[0002] 飞机尾翼面的性能，特别是水平尾翼面和垂直尾翼面的性能，在全球飞机设计中是一个更重要的问题，因为所述尾翼面被用作控制面，所述控制面即使在高的攻角处也必须提供稳定作用力以恢复飞机姿态。

[0003] 尾翼失速角是与飞机飞行安全有关的设计约束，并且由尾翼面的锥度和纵横比以及在其它设计特征中的机翼厚度和前缘形状来确定，因而飞机行业不断地要求允许延迟失速(特别是在结冰条件下)的尾翼面的新的设计。

[0004] 关于机翼，US 6,431,498公开了一种改进机翼以用直的前缘与类似机翼相比提供增加的升阻比的装置，所述直的前缘形成有沿着该前缘横向地间隔开的多个突起(受到在座头鲸鳍状肢的前缘上的结节的启发)，所述突起相对于沿着前缘的上游流动方向形成沿着前缘平滑变化的、交替的前后蜿蜒部分。所述改进的效果之一是在大的攻角处的失速的延迟。

[0005] 机翼的最大升力系数对于机翼的设计是重要的考虑因素，并且存在在飞机工业中用来增加机翼升力系数的非常有效的高的升力装置，以降低能够以低转速安全飞行的失速速度。机翼后缘装置，如襟翼，产生升力系数的增加，同时保持机翼的相同攻角。诸如活动辅助翼(slat)、下垂机头(droop nose)、犬齿、锯齿状前缘和空气动力学翼刀之类的前缘装置使得能够增加失速攻角，并且因此增加最终升力系数。机翼的设计中的重要考虑是降低巡航构造中的阻力，因此，希望无论使用什么高度升力装置都只引起小的阻力增加。诸如活动辅助翼和下垂机头之类的活动前缘装置可以缩回，使得机翼翼型在巡航中没有摄动。因此，在巡航情况下，机翼的最大失速角度对应于“净形机翼”结构，即没有高度升力装置。固定的前缘装置，像犬齿、翼刀等，在巡航时会造成阻力增加，并且因此在像现代商业运输飞机的机翼的高性能机翼的设计中被避免。

[0006] 当飞机遇到使得机翼可能失速(作为可能会扰乱飞机姿态的剧烈湍流的结果，或在飞行通过具有结冰情况的大气的区域的情况下，冰在该情况下可以累积在机翼前缘中，破坏机翼空气动力学光滑度)的飞行情况时，必要的是尾翼面在提供足够空气动力以恢复飞机姿态方面保持有效。飞机尾翼面的重要设计要求因此是，即使在结冰条件下，它们的失速角也大于机翼的失速角。

[0007] 在其中机翼大升力系统展开的低速飞行过程中，如果飞行员无意中低于失速速度飞行或者执行增加攻角超过机翼的失速角度的不寻常动作，则机翼容易失速。在该状态下，必要的是，甚至在方向舵或升降舵偏转的情况下，特别是在其中在尾翼前缘上可能有累积的冰的结冰条件下，尾翼面也能提供足够的空气动力。

[0008] 必须指出,为了使尾翼面在机翼可能失速的情况下产生空气动力,关键的设计条件是尾翼失速角度比机翼的失速角度大。

[0009] 很显然,对于飞机尾翼面非常重要的设计要求是失速角度,这在尾翼的情况比在机翼的情况下更重要,其中空气动力学“技巧”(在巡航中的升阻比)和最大升力系数(在可能的最低攻角处,以最小化机身阻力和尾翼撞击在地面上的风险)是最重要的空气动力学设计要求。

[0010] 特别地,当假设尾翼前缘具有打破机翼平滑性并且因而减小最大升力系数的冰形式时,在结冰条件下的尾翼失速角度对于现代商业飞机来说是关键设计考虑因素。存在有证明文件的数次事故,其中根本原因是尾翼在结冰条件下失速并且因而飞机失控。

[0011] 存在已知的方法来最大程度地减少尾翼面上积冰,该尾翼面包括加热前缘或具有柔性前缘,加热前缘或柔性前缘可以膨胀,其目的是防止冰在前缘上的形成或一旦冰已经形成则破坏冰。这些装置的操作需要来自飞行员的积极行动,如果检测到大气结冰情况,则飞行员启动这些装置。这些方法不仅安装和维护昂贵,而且带有在需要时不运转的风险,没有预先指示。

[0012] 因此,明显地,防止在前缘上的积冰的被动装置是优选的。

[0013] 本发明的目的在于注意到所述需求。

发明内容

[0014] 本发明的目的在于提供一种在结冰条件下具有改进的空气动力学性能的飞机尾翼面。

[0015] 本发明的另一个目的是提供一种飞机尾翼面,该飞机尾翼面降低在结冰条件下积冰的有害影响。

[0016] 这些和其它目的由飞机一种尾翼面实现,该飞机尾翼面包括前缘,该前缘在沿着尾翼翼展的至少一部分中具有由连续的系列平滑突起和凹槽形成的波纹形状,使得在结冰条件下,积冰仅在所述突起的顶部和在所述凹槽的底部上产生,由此形成槽形气流和空气涡流的布置,所述槽形气流和所述空气涡流的布置给予能量到在机翼边界层中的气流,这种能量的给予延迟导致失速的气流分离,从而降低积冰在飞机尾翼面的空气动力学性能上的不利影响。

[0017] 在本发明的实施例中,具有波纹形状的所述前缘部分被包括在尾翼翼展的60%–100%之间。因此,用于改善尾翼面的空气动力性能的装置放置在失速开始的尾翼面区域中。

[0018] 在本发明的实施例中,所述波纹形状包括在突起顶部和凹槽底部之间的凸面或凹面,以及在凹槽底部和突起顶部之间的凸面;或包括在突起顶部和凹槽底部之间的凸面,以及在凹槽底部和突起顶部之间的凹面。因此,波纹状前缘部分的三种配置被提供作为考虑用于给定尾翼面的可替换的配置,所述三种配置限定滞流点的三个不同形状,在结冰条件下将预期在所述滞流点处出现积冰。

[0019] 在本发明的特别地用于具有倾斜梯形平面形状的尾翼面的实施例中,所述波纹形状被配置成使得与在凹槽底部和突起顶部之间的、在凹槽底部和突起顶部之间的中间区域中的凸面相切的假想的切平面是凹槽底部和突起顶部之间的平行平面,并且平行于与没有

波纹形状的前缘部分相切的假想的切平面,或者与相切于没有波纹形状的前缘部分的假设的切平面在到尾翼面尖端的方向上形成越来越大的角度。限定所述突起和凹部的两个 方位的波纹状前缘部分的两种配置因此被提供作为考虑用于给定尾翼面的可替换配置。

[0020] 本发明特别地适用于飞机的水平尾翼面和垂直尾翼面。

[0021] 根据图示其目的实施例的接下来联系附图的详细描述,本发明的其它特征和优点将变得清楚。

附图说明

[0022] 图1示意性地显示在飞机的水平尾翼面中的失速开始的区域。

[0023] 图2显示在不同条件下用于飞机尾翼面的典型升力和攻角之间的关系图。

[0024] 图3a显示在传统飞机尾翼面的前缘中的积冰的形状,图3b显示其空气动力学效应。

[0025] 图4a显示根据本发明的飞机尾翼面的前缘中的积冰,图4b显示其空气动力学效应。

[0026] 图5显示根据本发明的包括具有波纹形状的前缘的水平尾翼面。

[0027] 图6a、6b和6c显示图5的水平尾翼面的波纹形状前缘的实施例。

[0028] 图7显示根据本发明的包括具有波纹形状的前缘的典型梯形平面形状的水平尾翼面。

[0029] 图8a和8b是图7的水平尾翼面的波纹前缘的实施例的放大视图。

具体实施方式

[0030] 参照图1显示传统飞机水平尾翼面11,具有连接到飞机机身13和失速开始的区域15的直的前缘14。箭头10表示流动方向。

[0031] 图2显示分别地在如下情况中的用于图1的水平尾翼面的升力与攻角关系曲线21、23、25:在尾翼的前缘上结冰而没有任何特殊装置来在结冰条件下延缓失速的情况、在具有按照本发明的波浪形状的前缘上结冰的情况、和不结冰的情况。这些曲线清楚地表明,降低积冰的不利影响是用于延迟失速的主驱动器。

[0032] 如在图3a和3b中显示,最大升力能力的损失和随着积冰减小的失速角度是由于在水平尾翼面11的前缘上的积冰31所造成的流动分离32。

[0033] 图4a和4b显示本发明的基本思想。使水平尾翼面11具有由一系列连续的突起17和凹部19形成的波纹形状的前缘14,实现了积冰33、35只在前缘上的滞流点(即突起17的顶部和凹部19的底部)上产生。因此,分离的流动37被限制到受所述积冰33、35影响的部分,而在其余的部分中可以发现坚持不变的流动39。

[0034] 图5显示水平尾翼面11,水平尾翼面11在被包括在尾翼翼展的60%-100%之间的部分中具有波纹形状的前缘14,该部分是水平尾翼面的其中失速通常会开始的区域,并且该部分可以受益于由波纹状前缘提供的保护。

[0035] 所述波纹形状可以被配置为,如在图6a中显示,包括在突起顶部18(在其横截面中包括圆形端部)和凹槽底部20之间的凸面以及在凹槽底部20和突起顶部18之间的凸面,或者如在图6b中显示,包括在突起顶部18和凹槽底部20(在其横截面中包括锐利边缘)之间的

凹面以及在凹槽底部20和突起顶部18之间的凸面,或者如在图6c中显示,包括在突起顶部18和凹槽底部20之间的凸面以及在凹槽底部20和突起顶部18之间的凹面。

[0036] 现在,我们将参考用于典型后掠翼的具有倾斜梯形平面形状的水平尾翼面的优选实施例。众所周知,在这些类型平面形状中,失速在升力面的尖端附近开始,并且因此,这是应由用于延迟失速的任何设备或本地装置保护的区域。

[0037] 图7显示包括波纹形状的前缘14的、具有倾斜梯形平面形状的水平尾翼面11,该波纹形状由连续的系列突起17和凹槽19形成的,包括在突起顶部18和凹槽底部20之间的凸面,以及在凹槽底部20和突起顶部18之间的凸面。

[0038] 在图8a中所示的实施例中,波纹形状被构成使得与在凹槽底部20和突起顶部18之间的中间区域18中的所述凸面相切的假想的切平面43将是在凹槽底部20和突起顶部18之间的平行平面,并且平行于相切于没有波纹形状的前缘部分的假想的切平面41。正如图8a中显示,在所述中间区域中的前缘横向部分比在突起顶部18和凹槽底部20之间的凸面薄。

[0039] 在图8b的实施例中,波纹形状配置成使得与在凹槽底部20和突起顶部18之间的中间区域中的所述凸面相切的假想的切平面45将在到尾翼面顶端的方向上与相切于没有波纹形状的前缘部分的假想的切平面41形成越来越大的角度。

[0040] 本领域技术人员会容易地理解全部前面的段落也适用于垂直尾翼面的飞机。

[0041] 虽然已经结合优选实施例对本发明进行了充分描述,显而易见地,可以引起在本发明的范围内的修改,不认为本发明由这些实施例限制,而是由下面的权利要求的内容限制。

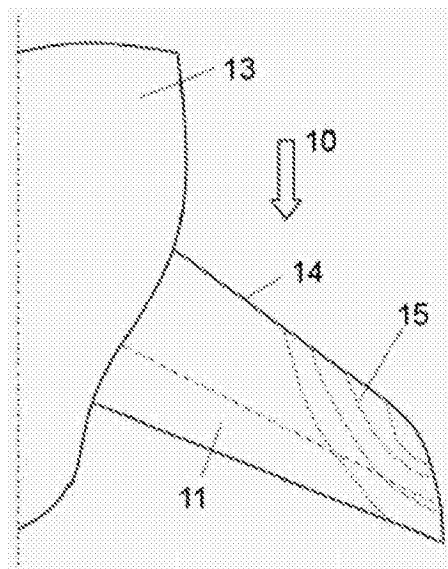


图1

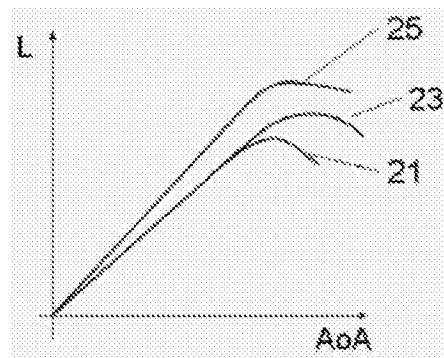


图2

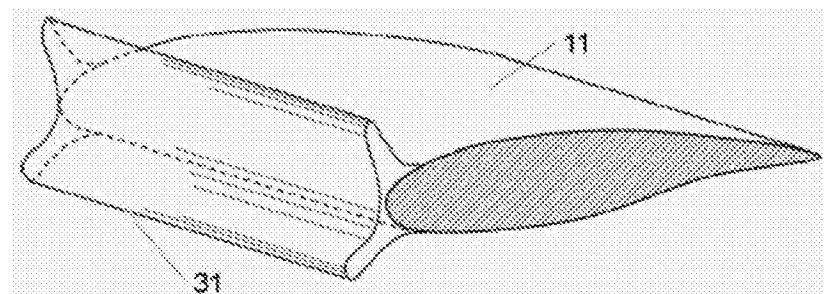


图3a

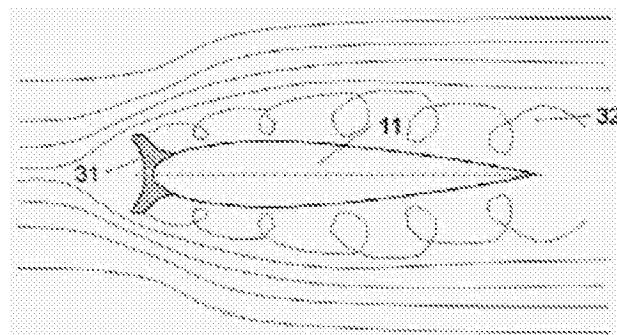


图3b

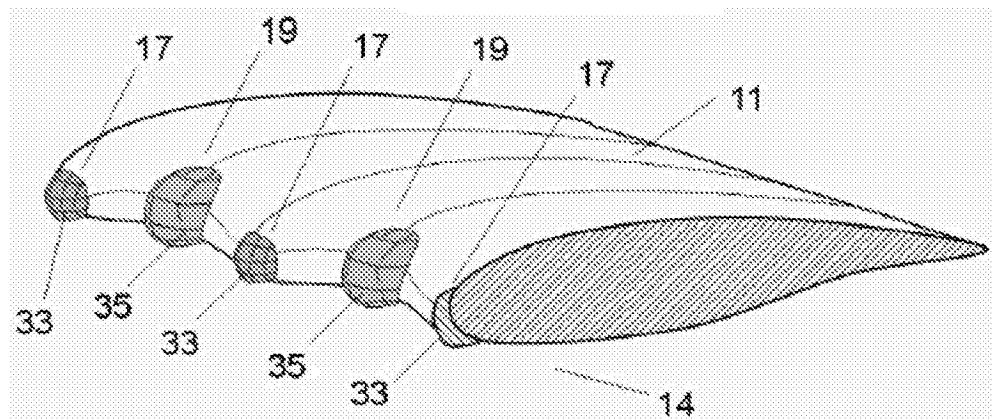


图4a

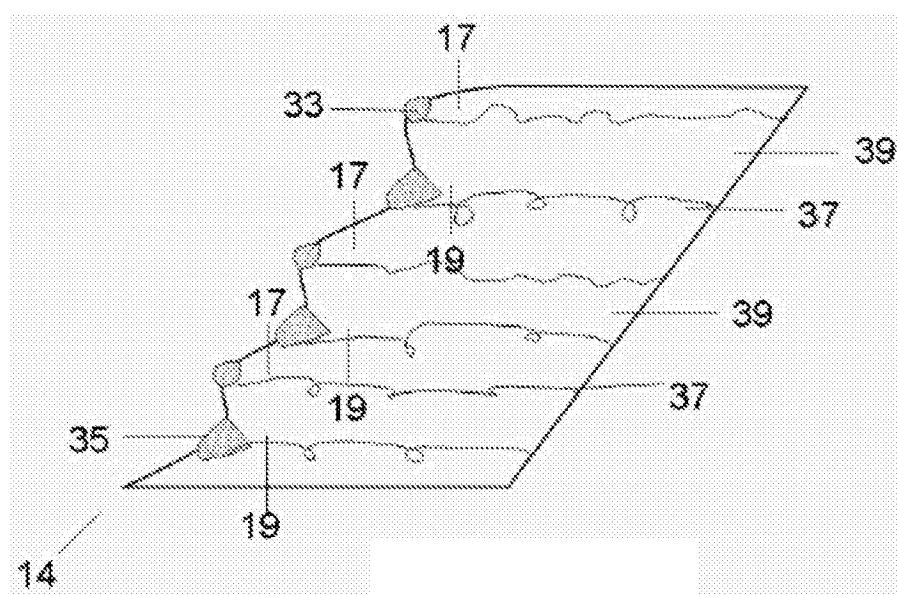


图4b

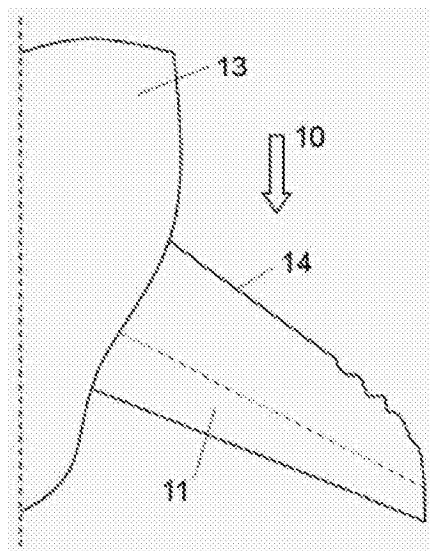


图5

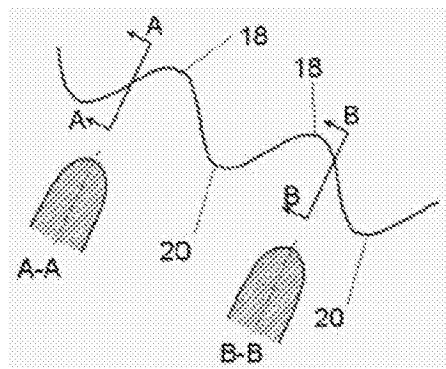


图6a

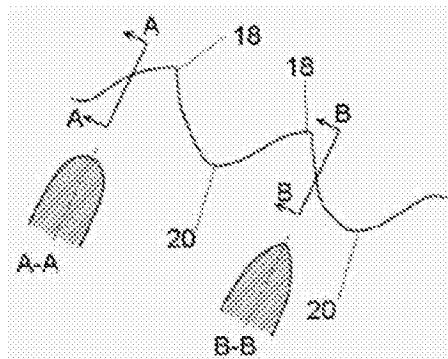


图6b

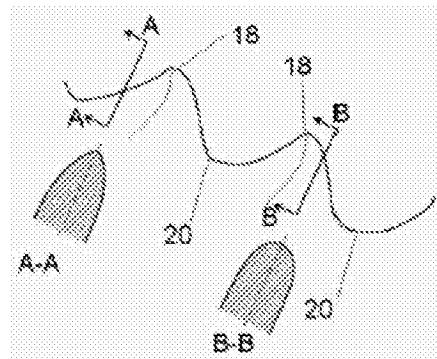


图6c

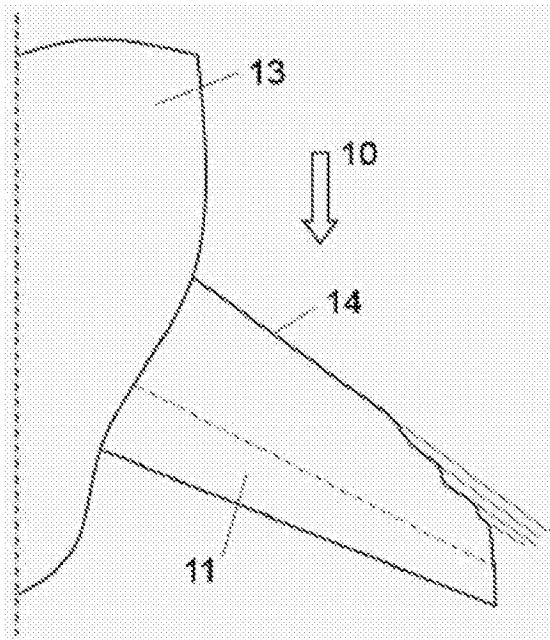


图7

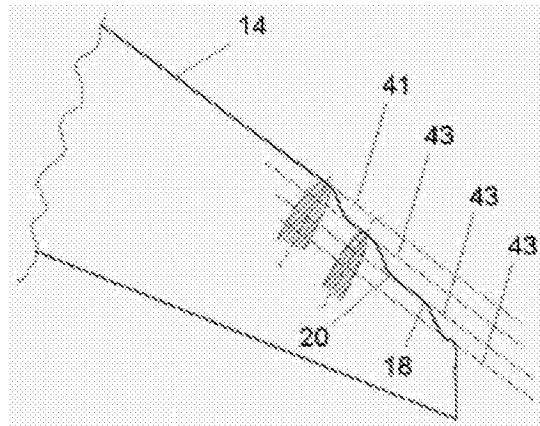


图8a

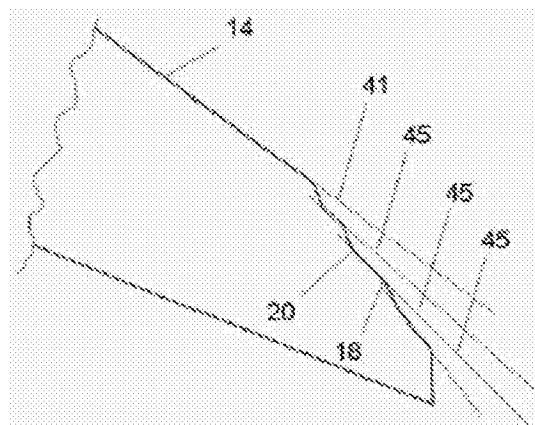


图8b