



## (12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 101725467 A

(43) 申请公布日 2010.06.09

(21) 申请号 200910209763.6

(22) 申请日 2009.10.26

(30) 优先权数据

12/258526 2008.10.27 US

(71) 申请人 通用电气公司

地址 美国纽约州

(72) 发明人 S·赫尔 A·古普塔 S·G·萨杜希

(74) 专利代理机构 中国专利代理(香港)有限公司  
72001

代理人 严志军 刘华联

(51) Int. Cl.

F03D 1/06(2006.01)

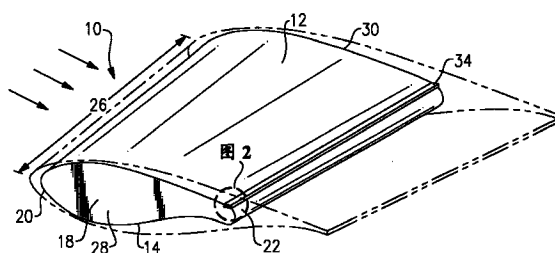
权利要求书 1 页 说明书 13 页 附图 7 页

(54) 发明名称

空气动力学结构的主动循环控制

(57) 摘要

本发明涉及空气动力学结构的主动循环控制,具体而言,空气动力学结构(10)比如涡轮机叶片的主动循环控制(ACC)使用来自合成射流或脉冲射流的非稳定或振荡流来改变叶片的速度分布图。叶片包括置于叶片的后缘(22)、前缘(20)或后缘和前缘二者附近的外表面(12,14)中的开口(34)。与开口(34)流体连通的主动流控装置(32)产生脉冲流体的壁射流,该壁射流流过叶片的后缘、前缘或后缘和前缘二者,从而改变叶片的速度分布图。



1. 一种具有主动循环控制的空气动力学结构 (10), 包括:

置于所述空气动力学结构的后缘 (22)、前缘 (20) 或所述后缘和所述前缘二者附近的外表面 (12, 14) 中的开口 (34); 以及

置于所述空气动力学结构中并与所述开口流体连通的主动流控装置 (32); 其中, 所述主动流控装置产生脉冲流体的非稳定壁射流, 所述非稳定壁射流流过所述空气动力学结构的所述后缘、所述前缘或所述后缘和所述前缘两者, 从而改变所述空气动力学结构的速度分布图。

2. 如权利要求 1 所述的空气动力学结构, 其特征在于, 所述主动流控装置 (32) 包括零质量致动器, 所述零质量致动器为合成射流、等离子驱动致动器或者机电驱动致动器。

3. 如权利要求 2 所述的空气动力学结构, 其特征在于, 所述零质量致动器包括双重双晶合成射流。

4. 如权利要求 2 所述的空气动力学结构, 其特征在于, 该合成射流包括由下列装置组成的组中选择的致动器: 压电式换能器、波形 / 正弦驱动传感器、恒温致动器、热电致动器、热力气动致动器、形状记忆合金或它们的组合。

5. 如权利要求 1 所述的空气动力学结构, 其特征在于, 所述主动流控装置 (32) 以大约 10 赫兹到大约 100000 赫兹之间的频率运行。

6. 如权利要求 1 所述的空气动力学结构, 其特征在于, 所述开口 (34) 位于离所述空气动力学结构的所述后缘、所述前缘或所述后缘和所述前缘两者多达弦长 (208) 的约 30% 的距离处。

7. 如权利要求 1 所述的空气动力学结构, 其特征在于, 所述空气动力学结构包括风力涡轮机叶片。

8. 一种用于主动循环控制的方法, 所述方法使用设置在空气动力学结构中并与开口流体连通的主动流控装置, 其中, 所述主动流控装置产生流体的非稳定壁射流, 所述非稳定壁射流被向所述空气动力学结构的后缘、前缘或所述后缘和所述前缘两者的曲面释放, 从而改变所述空气动力学结构的速度分布图。

9. 如权利要求 8 所述的方法, 其特征在于, 所述主动流控装置包括致动器, 所述致动器以大约 10 赫兹到大约 100000 赫兹之间的频率运行。

## 空气动力学结构的主动循环控制

### 技术领域

[0001] 本发明涉及空气动力学结构的主动循环控制。更具体地,本发明涉及用于例如风力涡轮机叶片或燃气涡轮机叶片的空气动力学结构的主动循环控制,相比较不具有主动循环控制的相同叶片而言,通过使用经由合成射流或脉冲射流的非稳定或振荡流来改善升力、流旋转特征,或非设计工况的处理。

### 背景技术

[0002] 现在参考图 13,如横截面中所见,翼型件或翼面件 200 具有机翼或叶片(螺旋桨、转子或涡轮机的)或帆的外形。与翼型件 200 相关的一些用语将得到描述。翼型件 200 的中弧线 206 是在上表面 202 和下表面 204 中间画的线。弦线 208 是在中弧线 206 的末端处连接翼型件 200 的前缘 210 和后缘 212 的直线。弦长 214 是弦线 208 的长度,并且是翼剖面的基准尺寸。最大厚度 216 和最大厚度的位置通常以弦长 214 的百分率表示。同样地,最大弯度 218 和最大弯度的位置通常以弦长 214 的百分率表示。对于对称的翼型件,中弧线 206 和弦线 208 经过翼型件 200 的重心并接近翼型件 200 的前缘 210 和后缘 212。空气动力学中心是弦向长度,变桨力矩关于该弦向长度独立于升力系数和攻角 220,攻角 220 是弦线 208 和表示翼型件 200 和空气(以箭头表示)之间相对运动的矢量之间的角度。压力中心是弦向位置,变桨力矩关于该弦向位置为零。

[0003] 移动通过流体的翼形状主体产生垂直于运动的称为升力的力。亚音速飞行翼型件具有特征性形状,该形状带倒圆前缘,前缘后接着尖锐的后缘,并常具有不对称的曲面。设计成以水作为工作流体的翼型件也被称为水翼。

[0004] 固定翼飞机的机翼,水平的和垂直的稳定器建造成具有翼形状的横截面,与直升机转子叶片一样。翼型件也可在螺旋桨、风扇、压缩机和涡轮机中发现。帆也是翼型件,并且帆船的水下表面(例如活动船板和龙骨)在横截面方面是相似的,且以与翼型件相同的原理工作。会游泳和飞行的动物、甚至许多植物和固着生物都使用翼型件;常见的例子是:鸟的翅膀、鱼的身体和海胆的形状。翼形状翼可在汽车或其它机动车辆上产生向下的力,从而改善牵引。

[0005] 流体射流将其自身附着到邻近表面上并保持附着的效应最初被 Henri Marie Coandă 发现,该效应以他的名字命名。“Coandă 效应”不仅能将自由射流附着到表面上,而且能够使切线射流通过并保持附着到高度弯曲的壁上。该效应产生非常强的周围流体夹带(entrainment),而不管外部流体是移动还是静止,并且明显地降低射流下的表面静压力。二维情况下流从曲面分离的点可通过射流喷吹动量(blowing momentum)来控制。该效应的详细物理原理仍然并未被完全理解。

[0006] Coandă 效应在飞机上的各种高升力装置中具有重要的应用,其中在机翼上移动的空气可使用拍打和吹过机翼顶部曲面的喷射平面(jetsheet)而朝着地面“向下弯曲”。流的弯曲导致其加速,并且作为牛顿第三定律的结果压力降低,空气动力学升力增加。来自安装在机翼上方的吊舱中的高速喷气式发动机的流通过急剧地增加边界层中剪切流中的速

度梯度而产生增强的升力。在此速度梯度中,微粒被从表面上吹开,因此降低了那里的压力。

[0007] 该效应在美国空军 AMST 项目期间第一次在实践意义进行实施。几架飞机,特别是波音 YC-14(利用该效应的首个现代型号)已经被建造来利用此效应,其通过在机翼的顶部安装涡轮风扇以便即使在低飞行速度下也提供高速空气,但迄今为止,将此系统使用到主要程度并投入生产的唯一飞机是安东诺夫 An-72“煤船”。麦道 YC-15 和它的继承者波音 C-17 全球霸王 III 也使用该效应,尽管只使用到实质上少得多的程度。NOTAR 直升机用 Coandă 效应尾部替代了传统的螺旋桨尾旋翼。

[0008] Coandă 效应的一个重要实际用途是用于倾斜的水电屏板(screen),其将碎片、鱼等分开,否则它们将在输入中流向涡轮机。由于泥浆、碎片从屏板落下而无需机械清除,并且由于优化 Coandă 效应的屏板的金属线,水流过屏板到达将水引向涡轮机的压力水管。Coandă 效应也用来制造汽车的挡风玻璃清洗器,该清洗器没有移动部件而起作用,并同时用来产生气动逻辑回路。

[0009] 如果考虑翼型件,那么传统的尖锐后缘翼型件展现出众所周知的“Kutta”状态,该状态是以德国数学家和空气动力学家 Martin Wilhelm Kutta 的名字命名的。Kutta 状态是关于稳定流体动力学特别是空气动力学的原理,其适于具有尖角的实心体,例如翼型件的后缘。Kutta 状态表明,后停滞流线必须显露于后缘,以便避免速度和压力的不连续性。因此,翼型件周围的循环由翼型件几何形状、倾角(incidence)和自由流速唯一地限定。然而,如果翼型件的后缘是倒圆的,则后停滞点取决于其它参数而自由移动。如果翼型件是在零倾角处对齐自由流方向的椭圆,则上下表面分离点应该位于相同的弦向位置处,并且净循环将为零。如果现在将流体射流在后缘附近切向地注入上表面边界层,Coandă 效应将产生边界层并延迟上表面流的分离。这导致翼型件周围循环的净增长。喷吹射流的动量现在控制后停滞点的位置,翼型件通过喷吹受到“循环控制”。如果喷吹射流强到足以将超额动量排入尾流,则翼型件以和装有喷气襟翼的翼型件相似的方式工作。升力不再仅通过延迟上表面分离而产生,而是具有减少如图 14 所示的净升力增加  $\delta C_l / \delta C_u$  的射流反应推力分量(jet reaction thrust component)。

[0010] 循环控制使用流体注入以在叶片内在倒圆表面附近产生稳定的壁射流(wall-jet)来调节 Coandă 效应,如图 15A 和 15B 中所示。循环控制导致增加的升力,并且使用此原理的系统已经对多种应用(从飞机机翼到风力涡轮机)进行了概念化。在飞机机翼应用中,循环控制通过使用一系列喷射高压射流空气的喷气缝口而增加在特别设计的飞机机翼的前缘和后缘上的气流的速度。机翼具有倒圆的后缘以通过 Coandă 效应切向地喷射空气,从而引起升高。机翼上方的气流速度的增加也通过传统的翼型件升力产生来增加提升力。在风力涡轮机应用中,循环控制通过促使加压空气进入管道并流出叶片中的槽而增加流速,从而自流过风力涡轮机的扫掠面积的风中捕获功率。因为传统的循环控制一般通过加压空气的稳定注入而获得,因此提供此类空气的大流量的需求典型地导致过高的系统成本。

[0011] 因此,期望在空气动力学结构(例如翼型件)的周围实现循环控制,以使损失最小或备选地增加升力产生能力,但是是以降低的系统成本来这样做。例如,这可通过降低加压气源的功率需求或完全消除对这种源的需求而实现。更具体地,期望提供一种例如用于风

力涡轮机、涡轮机械、飞行器以及类似物中的叶片,其被优化或设计成提供比其它目前商业上可用的流线型空气动力外形更好的承载性能。

### 发明内容

[0012] 发明人已经认识到与循环控制相关的这些和其它问题,该循环控制使用加压流体喷射以在叶片内的倒圆表面附近产生稳定的壁射流来调节 Coandă 效应。为了解决这些和其它问题,发明人已经研发了主动循环控制 (ACC) 技术。在此技术中,具有选定频率和长度的非稳定脉冲射流被吹过凸起 / 弧形的前缘或后缘;非稳定动量增加(和随后发生的涡漩产生)与设计弯曲附近的流体加速度结合(类似于具有稳定射流的 Coandă 效应),以提供瞬时的升力增加,同时将致动频率选择成足够高以确保供能射流的时间均分影响会提供整体的升力增加。如本文中所使用的,将主动循环控制 (ACC) 定义为通过使用非稳定壁射流实现的叶片空气动力学行为的控制和更改,非稳定壁射流由零净质流主动流控制致动器(比如合成射流、等离子致动器等)或使用脉冲加压空气而产生。

[0013] 在本发明的一个方面,空气动力学结构包括置于空气动力学结构的后缘、前缘或后缘和前缘两者附近的外表面中的开口;以及置于空气动力学结构中并与开口成流体连通的主动流控装置;其中,主动流控装置产生脉冲流体的非稳定壁射流,该壁射流流过叶片的后缘、前缘或后缘和前缘两者,从而改变空气动力学结构的速度分布图。

[0014] 在本发明的另一个方面,叶片包括布置在靠近叶片后缘、前缘或后缘和前缘两者的位置处的叶片表面中的开口;脉冲流体的集中式喷吹源;以及与开口以及集中式喷吹源成流体连通的管道;其中,集中式喷吹源产生脉冲流体的壁射流,该壁射流流过叶片的后缘、前缘或后缘和前缘两者,从而改变叶片的速度分布图。

[0015] 在本发明的再一个方面,提供了一种用于主动循环控制 (ACC) 的方法,该方法使用布置在空气动力学结构中并与开口流体连通的主动流控装置,其中,该主动流控装置产生流体的非稳定壁射流,该壁射流向空气动力学结构的后缘、前缘或后缘和前缘两者的曲面释放,从而改变空气动力学结构的速度分布图。

[0016] 在本发明的又一个方面,提供了一种用于风力涡轮机的叶片,该叶片包括置于叶片后缘、前缘或后缘和前缘两者附近的叶片外表面中的开口;以及布置在叶片中并与开口成流体连通的主动流控装置;其中该主动流控装置产生脉冲流体的非稳定壁射流,该壁射流流过叶片的后缘、前缘或后缘和前缘两者,从而改变叶片的速度分布图。

### 附图说明

[0017] 现有参考附图,其中,相似的元件被相似地编号:

[0018] 图 1 是根据本发明的一个示例性实施例的包括多个主动流控装置的叶片的一部分的透视图;

[0019] 图 2 是图 1 的具有主动流控装置的叶片的放大图;

[0020] 图 3 是根据本发明的一个示例性实施例的具有用来将加压流供给主动流控装置的管道的叶片的横截面视图;

[0021] 图 4 示出了在不使用循环控制的情况下翼型件的速度分布图的计算机模拟的图形化描述,该翼型件具有大约 1 米的弦长和对于大约 0 度的攻角为弦长的大约 30% 的最大

厚度；

[0022] 图 5 是图 4 的叶片的后缘周围的速度分布图的放大图；

[0023] 图 6 示出了图 4 的翼型件的速度分布图的计算机模拟的图形表示，但使用了包括空气的稳定壁射流的循环控制；

[0024] 图 7 是图 6 的叶片的后缘周围的速度分布图的放大图；

[0025] 图 8 示出了图 4 的翼型件的速度分布图的计算机模拟的图形表示，但使用了本发明的主动循环控制 (ACC)；

[0026] 图 9 是图 8 的叶片的后缘周围的速度分布图的放大图；

[0027] 图 10 是图示了用于图 4、6 和 8 的翼型件的升力增强系数的图表；

[0028] 图 11 是风力涡轮机的侧视图，带有使用本发明的主动循环控制的外罩的局部横截面；

[0029] 图 12 是图 11 所示的风力涡轮机的控制系统的示意性结构图；

[0030] 图 13 是传统翼型件的各种已知物理参数的描述；

[0031] 图 14 是使用具有稳定壁射流的循环控制的传统翼型件的性能趋势图；以及

[0032] 图 15A 和 15B 是使用具有稳定壁射流的循环控制的传统翼型件分别在后缘和前缘中的速度分布图的图形表示。

[0033] 部件列表

[0034]

10	空气动力学结构
12	上表面
14	下表面
20	前缘
22	后缘
24	外壳
26	长度
28	第一端面
30	第二端面
32	主动流控装置
34	开口
36	管

10	空气动力学结构
100	风力涡轮机
102	塔架
104	外罩
106	传动系统
108	齿轮箱
110	发电机
112	控制系统
114	风速计
118	控制系统
120	流体控制系统
130	仪器
132	控制器
134	变桨控制系统
200	翼型件
202	上表面
204	下表面
206	中弧线
208	弦线
210	前缘
212	后缘
220	攻角

[0035]

## 具体实施方式

[0036] 在下列描述中,相似的参考符号在附图所示的几个图形中表示相似的或对应的部件。也应当了解地是,用语如“顶部”、“底部”、“外面”、“里面”等是方便性用语,并不是解释为限制性用语。应当注意的是,如本文中使用的用语“第一”、“第二”等并不表示任何顺序、数量或重要性,而是用来将一个元件和另一个元件区分开。用语“一”和“一个”不表示数量的限制,而是表示至少一个所指项目的存在。与数量相关的修饰语“大约”包括所述值,并且具有通过上下文指定的意义(例如,包括与特定数量的测量相关的误差度)。

[0037] 本文中限定的“叶片”是三维结构,其位于流体流场中并应用于多种装置,例如风力涡轮机、燃气涡轮机或飞机发动机的叶片、飞机中的机翼和外挂架、直升机的转子等。本文中限定的后缘“和/或”前缘意味着后缘、前缘或后缘和前缘两者。在一个实施例中,后缘和前缘是倒圆的(即具有有限曲率半径)。如本文所使用的那样,“非稳定”被定义为随时间改变主动流控装置中致动器的频率和/或振幅的信号。

[0038] 现在参考图 1 和 2,根据本发明的一个实施例,大体上示出了具有主动循环控制(ACC)的空气动力学结构 10,例如叶片、翼型件等。如本文使用的那样,主动循环控制是这样一种技术,其中选定频率和长度的非稳定脉冲射流被吹过凸起/弧形的前缘或后缘;非稳定的动量增加(以及随后的涡旋产生)与设计曲度附近的流体的加速度结合(类似于具有稳定射流的 Coandă 效应)以提供瞬时的升力增加,同时选择足够高的致动频率,以确保供能射流的时间均分影响提供总体的升力增加。主动循环控制被定义为通过使用非稳定壁射流实现的叶片的空气动力行为的控制和更改,非稳定壁射流由零净质流主动流控制致动器(比如合成射流、等离子致动器等)或使用脉冲加压空气而产生。

[0039] 一般地,翼型件 10 包括上表面 12、下表面 14 以及前缘 20 和后缘 22。在本发明的一个方面中,靠近翼型件 10 的后缘 22 的上表面 12 包括在翼型件 10 的第一端面 28 和第二端面 30 之间基本上延伸整个长度 26 的外壳 24。备选地,上表面 12 可包括多个外壳,各外壳在端面 28、30 之间部分地延伸,而不是延伸通过翼型件 10 的整个长度 26 的单个外壳 24。

[0040] 一个或多个主动流控装置 32(在图 2 中用虚像示出)布置在外壳 24 内。主动流控装置 32 可沿叶片 10 的整个长度 26 或者备选地仅沿叶片 10 的一小段布置。在图示的实施例中,主动流控装置 32 布置成邻近叶片 10 的后缘 22,使得从主动流控装置 32 发出的流体的脉冲射流流过外壳 24 中的开口 34,并流过叶片 10 的后缘 22 的曲面(Coandă 表面)以产生主动循环控制。开口 34 可具有任何期望的长度。例如,开口 34 可具有仅容纳单个主动流控装置 32 的尺寸,或可具有沿外壳 24 的整个长度延伸的尺寸,其中,多个主动流控装置 32 可用来产生通过开口 34 发出的一连串脉冲壁射流。如果需要的话,多个主动流控装置 32 也可以以设计相差来同步或异步地操作。

[0041] 这种主动流控装置 32 的示例包括零质量致动器,如等离子致动器和压电式合成射流;压电式合成射流的一个具体示例为双重双晶合成射流(DBSJ, dual bimorph synthetic jet)装置。DBSJ 装置是合乎需要的,因为这种装置具有低功率消耗、低重量损失、大的控制权(射流长度)、好的频率和振幅范围以及紧凑度,且因此允许轻易结合在叶片内。就 DBSJ 装置而言,附接到 DBSJ 上的喷射器应当具有收敛喷嘴形状,以在 DBSJ 的振动回程上提供扩散。前面提及的特征在用于风力涡轮机中的叶片中具有特别的用途。在其它实施例中,主动流控装置 32 系统可构造成使用合成射流之外的方法来改变流体流。例如,



等离子致动器可用来达到同样的效果。在另一个实施例中,可以使用需要加压空气或流体源的非零质量流致动器,比如提供脉冲速度射流的流体振荡器和触发器射流。当主动流控装置 32 布置在接近后缘 22 和 / 或前缘 20 的外壳 24 中时,由于流体的脉冲射流越过接近外壳 24 的曲面 (Coandă 表面),主动循环控制受 Coandă 效应和非稳定动量增加所引起的升力影响。

[0042] 在一个示例性实施例中,主动流控装置 32 是为风力涡轮机 100 的叶片 10 的主动循环控制提供脉冲流体的非稳定壁射流的合成射流。合成射流通常包括结合在合成射流外壳中的柔性膜片。当膜片振动时,合成射流外壳的内部容量改变,致使气流进入、在其内以及流出合成射流外壳。改变合成射流外壳的内部容量激活壁射流,并提供通过开口 30 的脉冲流体流。可使用不同方法来致动合成射流的膜片。在一个实施例中,电池 (未示出) 可用来致动膜片。致动合成射流的其它装置包括压电式换能器、波形 / 正弦驱动传感器 (drive transducer)、恒温致动器、热电致动器、热力气动致动器、形状记忆合金、磁性方法,或者任何结合膜片活塞使用的驱动器或致动器,或任何其它可结合到外壳 24 中的可移动结构。合成射流在授予 Saddoughi 的第 6,722,581 号美国专利和第 2003/0075615 号美国专利申请中公开,二者的全文通过引用结合到本文中。

[0043] 在一个备选实施例中,第二外壳 (未示出) 也可位于叶片 10 的前缘 20 处。在此实施例中,两个外壳可位于叶片 10 的不同的上表面 12 和下表面 14 处。例如,接近叶片 10 的前缘 20 的第二外壳可位于下表面 14 处,而接近叶片 10 的后缘 22 的外壳 24 可位于叶片的上表面 12 处。这些外壳的每一个均可包含主动流控装置 32,该主动流控装置 32 布置成邻近叶片 10 的后缘 22 和 / 或前缘 20,使得从主动流控装置 32 发出的流体的脉冲射流流过叶片 10 的曲面 (Coandă 表面) 并产生主动循环控制。当主动流控装置 32 在前缘 20 和后缘 22 两者上使用时,邻近后缘 22 的主动流控装置 32 可与接近前缘 20 的主动流控装置 32 分开使用并独立地运行。备选地,接近后缘 22 的主动流控装置 32 可与接近前缘 20 的主动流控装置 32 同时使用。

[0044] 叶片 10 上的主动循环控制的使用也可根据至少两种不同类型的实施例描述,一种涉及运行状况,另一种涉及设计状况。关注第一类实施例,对不同的运行条件可生成适当的反应策略。在这些实施例中,响应不同的运行条件提供主动流控指令。这种流控指令的示例包括改变脉冲射流的速度、改变引入脉冲射流的频率、有选择地致动叶片表面上的可用主动循环控制装置或类似物或其组合。

[0045] 第二类实施例覆盖“设计”状况,其包括对主动循环控制系统的设计特征的改变。设计特征中的这种变化的示例包括叶片表面上主动循环控制装置的位置、脉冲射流的角度 (整个射流、脉冲流体通过其注入的开口或它们的组合)、脉冲射流出口 (孔或开口) 的大小或形状、叶片横截面形状的改变,以利用主动循环控制装置或类似物或其组合。

[0046] 主动循环控制也可用不位于叶片中,但通过管道系统与位于叶片内的开口流体连通的其它加压流体源 (例如,集中式脉冲喷吹源) 获得。图 3 图示了叶片设计的一个示例性实施例,该叶片设计可用来容纳促进主动循环控制的集中式脉冲喷吹源。在此实施例中,叶片 10 的开口 34 与管 36 成流体连通,该管 36 与集中式脉冲喷吹源 (未示出) 成流体连通。开口 34 通常沿它的整个长度通过通道 38 与管 36 连通,以便流体可在管 36 内自第一末端 28 向第二末端 30 流动,并且在叶片 10 的后缘 22 附近流出开口 34 的整个长度。集中

式脉冲喷吹源可用来产生非稳定的壁射流,并因此产生通过开口 34 的主动循环控制。集中式脉冲喷吹源可位于叶片的内部或相对于叶片远离地定位。用语“远离地”意思是集中式喷吹源位于叶片的外部并且不与叶片物理接触。例如,在飞机中,集中式喷吹源可位于机身中。同样地,在风力涡轮机中,集中式喷吹源可位于风力涡轮机的支撑结构上。

[0047] 在另一个示例性实施例中,代替图 3 中所示的单个开口 34,多个开口 34 和管 36 也可布置成邻近后缘 22 和 / 或前缘 20 以促进主动循环控制。开口 34 可位于接近后缘 22 和 / 或前缘 20 的叶片 10 的上表面 12 和下表面 14 二者之上。

[0048] 如上所述,开口 34 可布置在接近叶片的后缘、前缘或后缘和前缘的位置的叶片表面中。在一个实施例中,开口 34 可布置成(在叶片上给定的点)在叶片上那一点处距后缘和 / 或距前缘多达弦 114 的长度大约 30% 的距离。

[0049] 备选地,开口 34 可被阻塞并且流体可泵入管 36,使得管 36 内的压力累积。然后开口 34 可打开以便气流流出开口 34。在一个实施例中,管 36 与位于叶片 10 的外部(即远离)的集中式喷吹源流体连通。在另一个实施例中,如果叶片足够大(例如,大型风力涡轮机叶片),集中式喷吹源可位于叶片中。

[0050] 在一个实施例中,集中式喷吹源可通过其自身产生脉冲流体。在另一个实施例中,集中式喷吹源能产生加压流体的稳定源,而流体的脉冲由辅助装置例如布置在集中式喷吹源和开口 34 之间的管道系统中的阀或被动喷射器产生。

[0051] 产生脉冲流体的集中式喷吹源的示例是热驱动脉冲泵、波纹管计量泵、摆动泵、蠕动泵或类似物、或包括至少其中一个上述源的组合。可用来将加压流体的稳定供应转换成加压流体的非稳定供应的阀的示例是片状阀、球阀、流体闸阀、蝶形阀、或类似物。阀通常与促进稳定供应向非稳定供应转化的电磁阀电连通。

[0052] 如上所述,假定有加压流体的稳定输入,则被动喷射器可用来提供脉冲流体的非稳定注入以减少质量流、功率成本和系统成本对主动循环控制方法的影响。这种被动喷射器的示例是在美国第 7,128,082 号专利中描述的被动振荡器。

[0053] 主动流控装置或其它压力流体源可以以大约 10 到 100,000 赫兹(Hz) 之间的频率产生穿过叶片的脉冲流体的壁射流,频率优选地在大约 50 到 5,000 赫兹(Hz) 之间,更优选地在大约 100 到 2,000 赫兹(Hz) 之间。例如,主动流控装置中的致动器包括合成射流,该合成射流可以以大约 50 到 5,000Hz 之间的频率使流体的脉冲射流穿过叶片的表面。

[0054] 如上所述,当使用主动循环控制时,叶片 10 可具有非传统形状。在一个实施例中,相比较商业可用的翼型件(在图 1 中以虚像示出)而言,翼型件 10 可以实质上修改成较少流线化。具体地,本发明的翼型件 10 具有明显减少的弦,尽管减少厚度仅轻微导致作为对抗可变且不可预知的负载的增强措施的增加的“厚度 / 弦”比率。翼型件 10 的较少流线化的形状(即其更高的厚度 / 弦比率)减少了可由该翼型件产生的升力量。然而,来自非稳定流体的主动循环控制的效应可用来补偿此升力的损失,该非稳定流体从位于后缘和 / 或前缘附近的开口 34 发出。

[0055] 执行计算机模拟以展示在较少流线化的空气动力学结构(例如翼型件)上主动循环控制的使用补偿了升力的损失。在此模拟中,翼型件有 1 米的弦长,并具有弦长的 30% 的最大厚度。为了模拟将提供更大结构强度和承重能力的翼型件形状改变,将后缘的厚度增加到弦长的大约 10%。此形状改变在图 1 中示出(以虚像示出的更多流线化的翼型件)。

[0056] 图 4 和 5 图示了对于较少流线化的空气动力学结构（翼型件）在没有主动循环控制下在大约 0 度的攻角下的模拟速度分布图。图 6 和 7 图示了对于较少流线化的空气动力学结构在具有主动循环控制情况下的模拟速度分布图，但是具有以大约 2.2% 的  $C_{\mu}$  和大约 100m/s 的速度自开口 34 发出的加压空气的稳定射流。图 8 和 9 图示了对于具有主动循环控制的较少流线化的空气动力学结构的模拟速度分布图，但具有非稳定的、使用合成射流的加压空气的脉冲射流，例如双重双晶合成射流，且峰值振幅在大约 500Hz 的频率下等于自由流速度的大约 2 倍。

[0057] 模拟结果在图 10 中以柱状图示出，该模拟结果展示了在大约 0 度攻角下对于翼型件的升力增加。对于模拟传统循环控制（经由加压空气，稳定注入）和主动循环控制（非稳定的动量增加/注入）两者的结果都示出了大约 700% 的升力增强，展示出两种技术提供了类似的性能增强。注意主动循环控制结果可用较小的致动器达成，该致动器可嵌入到小的区域中并可以电驱动——因此如果需要这样的话，可避免在翼型件/叶片的内部结构中供应加压流体；备选地，使用被动喷射器以提供非稳定的动量增加、更小的加压空气的质量流，从而可使用比稳定注入更小的功率需求。因此，可减少将流控系统集成为假定风力涡轮机或飞机中所带来的系统损失。

[0058] 因此，从上述的示例可以看出，相比较不使用如上所述的非稳定动量增加的传统叶片而言，升力的数量可增强大约 10 至 1,000%，具体地大约 50 至 800%，更具体地，大约 100% 至 700%。

[0059] 在较少流线化的翼型件中提供增加的升力的本发明的主动循环控制方法和装置可在多个不同的空气动力学结构中使用。例如，一个这种结构是风力涡轮机的叶片。

[0060] 风力涡轮机典型地根据叶片围绕其旋转的垂直或水平轴线进行分类。现在参考图 11，水平轴线风力涡轮机一般地示出为 100。风力涡轮机 100 包括支承外罩 104（包围传动系统 106）的塔架 102。叶片 10 布置在轮毂上以在外罩 104 外的传动系统 106 的一端处形成“转子”。旋转叶片 10 驱动在传动系统 106 的另一端处连接到发电机 110 上的齿轮箱 108，发电机 110 和从风速计 114 接收输入的控制系统的 112 一起布置在外罩 104 内。

[0061] 叶片 10 产生升力并从移动空气中捕获动量，当叶片在“转子平面”中旋转时，将动量传递给转子。各叶片典型地固定在它的“根”末端处，然后“转子半径”径向“向外”地至自由的“尖”端。叶片的前部或“前缘”连接首先接触空气的叶片的最靠前点。叶片的后部或“后缘”是被前缘分开的气流在经过叶片的吸力面和压力面之后再结合的地方。“弦线”沿穿过叶片的典型气流方向连接叶片的前缘和后缘。弦线的长度简称为“弦”。

[0062] 叶片 10 的外末端被称为“尖端”，并且在叶片的相对末端处从尖端到根部的距离被称为“叶片跨度”。因为当叶片连接到轮毂上时，叶片 10 的根部偏离叶片的旋转中心，因而，从叶片 10 的旋转中心到尖端的距离称为“转子半径”，在这里用字母“R”表示。因为许多叶片 10 在整个跨度（以及对应的转子半径）上改变它们的弦，因而弦长在根部附近称为“根弦”，而在叶片的尖端附近称为“尖端弦”。当垂直于流的方向观看时，所得到的叶片 10 的形状称为“俯视图”。叶片 10 的厚度跨越俯视图而变化，并且用语“厚度”典型地用来描述对于任何特定的弦线低压吸力面和叶片的相对侧上的高压面之间的最大距离。

[0063] 叶片 10 一般地包括邻近轮毂的内侧区域、外侧区域或中间区域以及尖端区域。内侧区域一般地在叶片的大约第一半附近开始，外侧区域一般地在大约下一个 40% 处附近开

始,而尖端区域在叶片 10 的大约最后 10%处附近开始。

[0064] 在图 11 中所示的图示实施例中,管 36 包括位于叶片 10 的内部中的腔,其横贯从第一末端 28 到第二末端 30 的叶片 10 的长度 26。在此实施例中,第一末端 28 是叶片 10 的根部末端,第二末端 30 是叶片 10 的尖端。优选地,至少一个开口 34 沿叶片 10 的表面延伸,通常平行于叶片 10 的后缘 22。狭槽或开口 34 通常沿长度方向与管 36 连通,使得空气可在管 36 内从第一末端 28 向第二末端 30 流动,并且在叶片 10 的后缘 22 附近流出开口 34 的长度。

[0065] 在一个实施例中,开口 34 自第一末端 28(根部末端)沿叶片 10 的整个长度向着第二末端 30(尖端)延伸至第二末端 30(尖端)。在另一个实施例中,开口 34 自第一末端 28(根部末端)向第二末端 30(尖端)延伸多达叶片 10 的整个长度的大约 80%。在另一个实施例中,开口 34 自第一末端 28(根部末端)向第二末端 30(尖端)朝该第二末端 30(尖端)延伸多达叶片 10 的整个长度的大约 60%。应当了解的是,本发明不由开口 34 自叶片的根部末端至叶片的尖端所延伸的长度限制,并且取决于设计考虑,本发明可以任何期望的长度实施。

[0066] 流出开口 34 的空气优选地沿叶片 10 的表面指向叶片 10 的后缘 22。然而,流出开口 34 的空气不限于沿叶片 10 的表面指向后缘 22,而是可以几乎沿任何方向引出开口 34 以影响叶片 10 的空气动力性能。管 36 和开口 34 设计成使得叶片 10 的结构整体性不明显地被管 36 和开口 34 的内含物影响。

[0067] 在一个实施例中,叶片 10 由碳纤维复合材料构成。使用碳纤维复合材料的叶片的构造允许管 36 和开口 34 一体地形成在叶片 10 内。另外,碳纤维复合材料具有相对高的强度/重量比率,这就允许叶片 10 构造具有与相对低的重量结合的相对高的强度和硬度。本领域技术人员将意识到,这些特征尤其符合本发明的风力涡轮机叶片 10 的需要。另外,碳纤维复合材料对风力涡轮机 100 在使用期间所经历的暴露在各种气候条件下的腐蚀具有非常高的抵抗力。然而,叶片 10 不限于碳纤维结构,并可由能够呈现形状/结构并在叶片 10 的典型环境下经受结构负载并工作的几乎任何材料构成。例如,叶片 10 可由任何数量的聚合材料(包括热固塑料和/或热塑性塑料)、金属、木材、玻璃纤维或这些材料的组合构成。

[0068] 开口 34 不限于在叶片 10 上的上述讨论的位置和构造。例如,在一个备选实施例中,至少一个开口 34 可沿叶片 10 的表面在长度 26 的内部 70%上延伸,通常平行于叶片 10 的前缘 22。此外,开口 34 也不限于前缘 20 或后缘 22 上的位置,并且不限于沿叶片 10 的表面 12 定位的单个开口 34。例如,开口 34 可包括多个较短长度的开口(未示出),其可置于叶片 10 上从第一末端 28 到第二末端 30 的几乎任何间隔位置处。关键在于,开口和/或多个开口 34 与管 36 连通,使得空气可流过管 36 并流出开口 34。

[0069] 参考图 12,风力涡轮机 100 也包括用于测量风力涡轮机 100 的运行数据的至少一个仪器 130。在一个实施例中,至少一个仪器 130 选自下列仪器组成的组:应变传感器、转速计、压力传感器、风速计、温度计、流量传感器、位置指示器、气压计、振动测量仪、转矩传感器、功率传感器和加速计。以上列出的仪器测量风力涡轮机 100 的不同运行数据。仪器 130 的上述列表不意味着无所不包的,并且风力涡轮机 100 可使用能提供关于风力涡轮机 100 和/或风力涡轮机 100 在其中运行的环境的运行数据的几乎任何仪器。优选地,使用多

个仪器 130 来测量风力涡轮机 100 和风力涡轮机 100 在其中运行的环境条件的运行数据。

[0070] 用于风力涡轮机 100 的控制系统 118 还包括控制器 132, 该控制器 132 收集来自仪器的运行数据, 并将运行数据与风力涡轮机 100 的预定运行规范相比较。在一个实施例中, 控制器 132 致动流体控制系统 120 以触发主动流控装置 32, 该主动流控装置 32 驱动来自开口 34 的脉冲流体的壁射流。在另一个实施例 (未示出) 中, 控制器 132 致动流体控制系统 120 以迫使来自集中式喷吹源的脉冲流体的壁射流进入管 36 并流出开口 34。通过促使脉冲流体的壁射流进入管 36 并流出开口 34, 控制器 132 能控制从以特定风速流过风力涡轮机 100 的扫掠面积 A 的风中提取能量。控制器 132 也可调节风力涡轮机 10 所遇到的结构负荷。

[0071] 在一个实施例中, 动量增加的速度可基于运行数据和预定运行规范之间的比较。通过将流体的脉冲射流释放进管 36 并流出开口 34, 或者备选地释放进开口 34, 控制器 132 能控制从以特定风速流过风力涡轮机 100 的流体的能量提取。控制器 132 也可调节风力涡轮机 100 所遇到的结构负荷。

[0072] 用于风力涡轮机 100 的控制系统 118 还包括联接到叶片 10 和控制器 132 上的变桨控制系统 134。变桨控制系统 134 基于来自控制器 132 的信号改变叶片 10 的变桨。

[0073] 如上所指出, 使用本发明的主动循环控制是有利的, 因为它允许在可变的和破坏性的风力负载环境中进行控制。在另一个示例中, 控制器将主动流控装置保持在活动状态, 并一旦探测到可将系统负荷增加到不期望水平的入射风速或方向改变时, 立即关闭主动流控装置。

[0074] 通过使用主动循环控制来在需要时提供降低的空气动力学负荷从而有效地减轻系统负荷的能力允许使用大的转子直径, 而从叶片提取更多功率的能力又证明了使用这种大转子直径的正确性。这些技术增加了可用的叶片尺寸和可被提取的功率, 从而导致改良的转子叶片。

[0075] 在一个实施例中, 现有的叶片可从涡轮机上移除, 并且用允许主动循环控制的叶片替换。在这种情况下, 替换叶片可具有长度“l”, 其比被替换的叶片的长度增加多达大约 10%, 特别地多达大约 30%。在一个实施例中, 替换叶片也可具有厚度“t”, 其比被替换的叶片 (比较叶片) 的厚度增加多达大约 7.5%, 特别地多达大约 20%。

[0076] 如本文所公开的那样, 已经描述了在空气动力学结构 (例如叶片) 中通过在接近叶片的后缘和 / 或前缘的位置增加动量而实现“主动循环控制”(ACC) 的方法。主动循环控制被定义为通过使用升力增强所实现的叶片空气动力行为的控制和改变, 该升力增强在由增加的动量激发的流体流经过弯曲的凸起叶片表面时由非稳定的动量增加 (和随后的涡流产生) 和 Coandă 效应的组合产生。叶片可用于发电和推进系统以及飞行器。一个示例性的应用是在风力涡轮机叶片中使用主动循环控制。

[0077] 非稳定动量增加由来自主动流控装置或提供脉冲或间歇注射的加压流体源的流体的非稳定注入产生。这些主动流控装置和脉冲流体的其它源也被称为非稳定源, 因为流体在叶片的整个曲面上以时变方式以选定的频率传送。

[0078] 本文所公开的方法可有利地用来增强空气动力学结构 (例如叶片) 的空气动力性能。该方法也可用来提高叶片的空气动力性能, 叶片的形状已经被加工或被优化以获得改良的结构和 / 或承载性能。还可以有利的是, 如果需要的话, 该方法可用来降低叶片的空气

动力负载和提升性能,以便保持叶片的结构完整性。

[0079] 该方法也用来提高非传统叶片的空气动力性能,该非传统叶片具有更大横截面积(大于比较的传统叶片),并且这种非传统叶片通常在通过其自身产生升力方面效率较低。备选地,该方法可用来控制根据系统需求的叶片的空气动力性能。在一个实施例中,可关闭主动流控装置或其它加压流体源以减少风力涡轮机叶片上的升力,并因此减少在风暴期间叶片上的负载。在另一个实施例中,可以某种方式致动主动流控装置或其它加压流体源,以便有效地减少操作期间的升力或流转向,这些操作在叶片迄今为止并未对其进行设计的条件下执行。

[0080] 当主动流控装置或其它加压流体源所产生的壁射流被吹过叶片的弯曲壁时,Coandă 效应改变空气动力学力和力矩。壁射流用来操纵前缘和 / 或后缘停滞点的位置,改变叶片周围的附着涡环量 (bound circulation),并因此控制叶片的升力和流转向能力。在一个实施例中,流体的非稳定壁射流沿后缘和 / 或前缘的整个曲线以促进主动循环控制。在另一个实施例中,非稳定的流体壁射流沿着后缘和 / 或前缘的曲线的仅一部分以促进主动循环控制。

[0081] 如上所述,在一个示例性实施例中,增加动量或脉冲流体的源是局部化的零质量流致动器(例如,合成射流)或不需要管道、管道系统和加压流体的源(比如泵等)的其它主动流控致动器。这些主动流控装置是轻型的,一般位于叶片中,并结合在叶片结构中。它们被设计成增加动量并以受控的速度(或动量)和频率发出脉冲流体,以增加非稳定升力并产生上述的壁射流。这种装置的示例包括压电式合成射流(例如双重双晶合成射流(DBSJ)装置)、等离子驱动致动器、机电驱动致动器等。

[0082] 在另一个示例性实施例中,脉冲流体的源可为集中式脉冲喷吹源,该脉冲喷吹源不位于叶片中,而是通过管道系统与位于叶片中的开口流体连通。流体中的非稳定度可在源处被产生和控制(例如,通过使用摆动泵),或可引入管道系统或管道中(例如,通过使用阀和类似物)或可通过喷射器设计引入。

[0083] 选定长度的脉冲流体以选定频率喷射在后缘和 / 或前缘的曲面上,以产生主动循环控制。在一个有利的实施例中,Coandă 效应和源自脉冲流体的非稳定动量增加引起的升力的组合以较低的系统成本产生类似于由稳定喷吹驱动循环控制系统所产生的性能。

[0084] 在再一个示例性实施例中,主动循环控制的使用允许控制叶片所产生的升力的量。当叶片经受其迄今为止并未为其而设计的运行条件并产生高于期望负载的负载时,产生的升力可通过启动主动流控装置或其它加压流体源以及通过改变来自这些源的脉冲流体的强度而变化。例如,用于风力涡轮机中的叶片会经常遭受变化的且不可预知的负载。脉冲流体源可激发至不同的级别,从而产生具有变化强度(取决于激励的等级)的脉冲流体,以补偿负载水平的不可预见性,进而不管盛行风条件的变化而提供来自风力涡轮机的平稳输出。

[0085] 在又一个示例性实施例中,主动循环控制方法可用来产生新的叶片设计,其中,通过增加叶片的横截面厚度或将叶片的形状改变成空气动力学上次优的(比如椭圆)但是更适合处理前述负载的形状而增加叶片对抗此类不可预见负荷的强度。此处,主动循环控制方法用来产生期望的空气动力学性能,并在不需要此类空气动力学性能时切断。

[0086] 在再一个示例性实施例中,源自现有传统的或商业上可用的翼型件的主动循环控

制可通过如下方式产生：改变现有翼型件的后缘区域；将后缘区域的厚度和曲率半径增加到允许形成 Coandă 效应的水平，以及在其附近结合主动循环控制装置。

[0087] 应当注意的是，用来获得主动循环控制的流体可以是空气、水、蒸汽或可用来给叶片提供升力的任何其它流体，这取决于叶片在其中工作的流体介质。

[0088] 尽管已经参考示例性实施例描述了本发明，但本领域技术人员应当理解地是，在不背离本发明的范围的情况下，可进行不同的改变并可以用等效元件对其要件进行替换。另外，在不背离本发明实质范围的情况下，可进行许多修改以使特定的情形和材料适合本发明的教导。因此，本发明不限于公开为用来实施本发明的最佳模式的特定实施例。

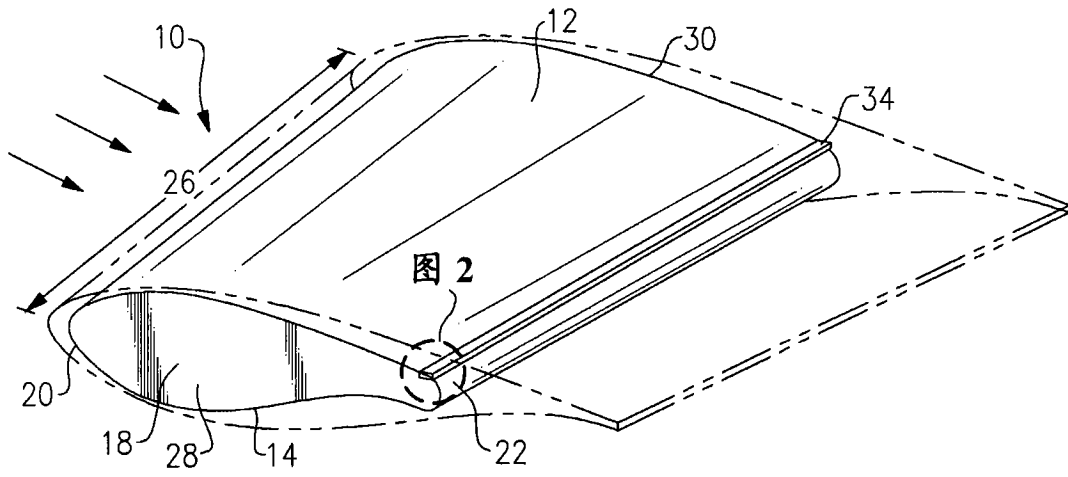


图 1

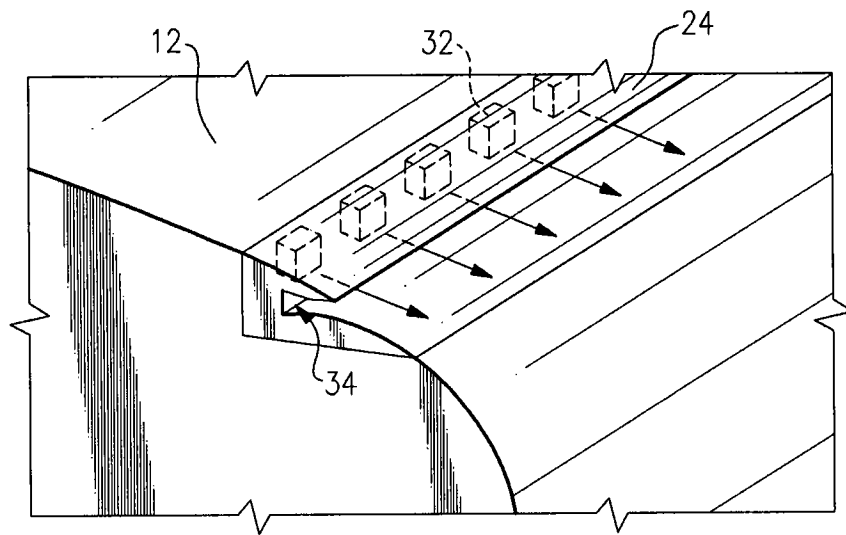


图 2

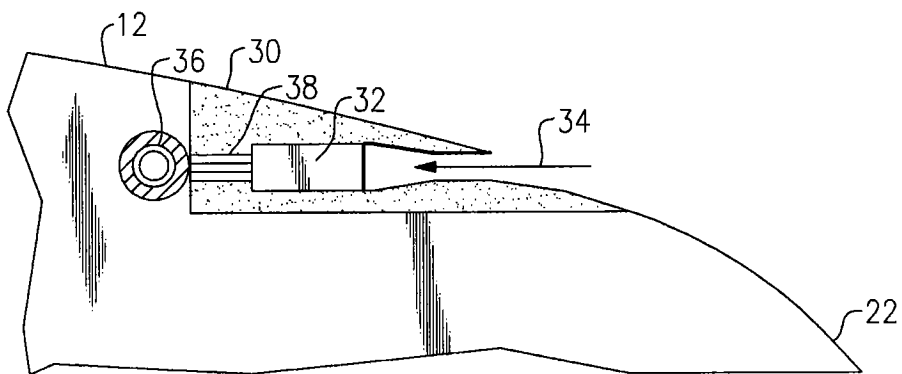


图 3



基线

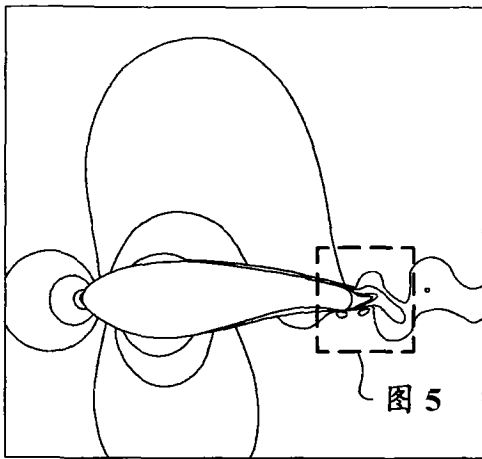


图 4

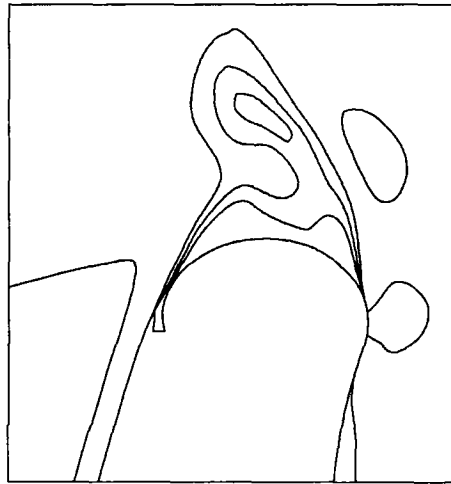


图 5

稳定 CC

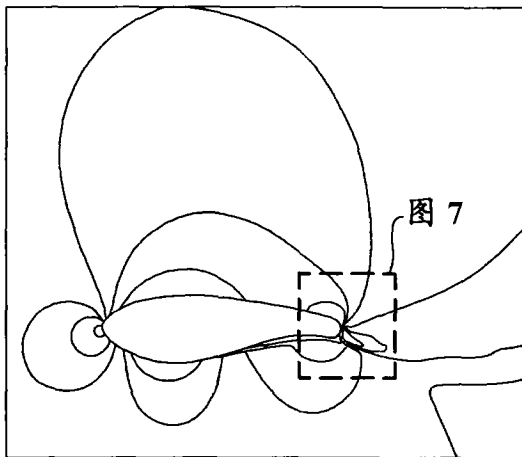


图 6

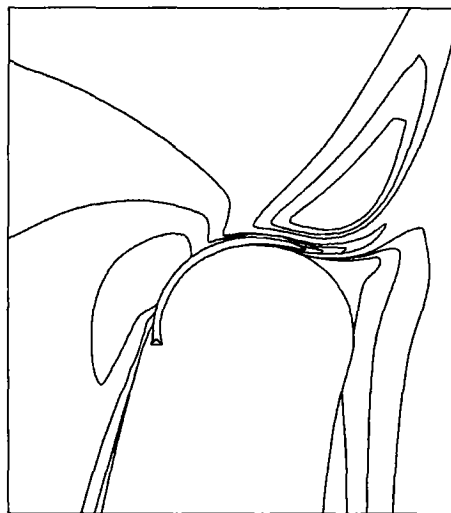


图 7

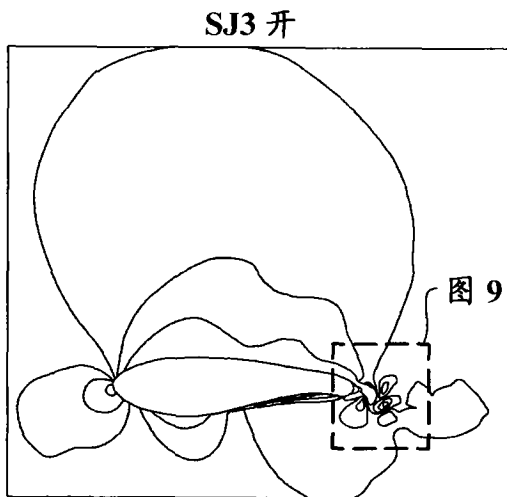


图 8

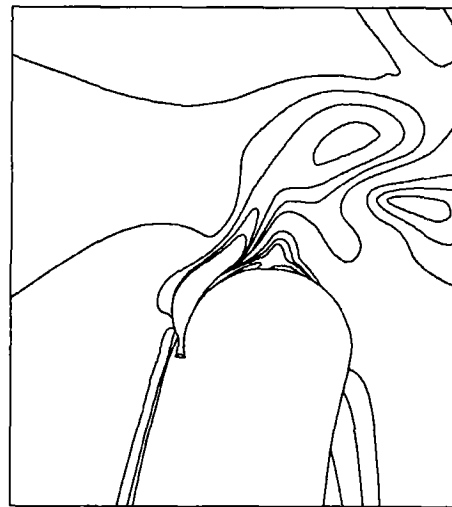


图 9

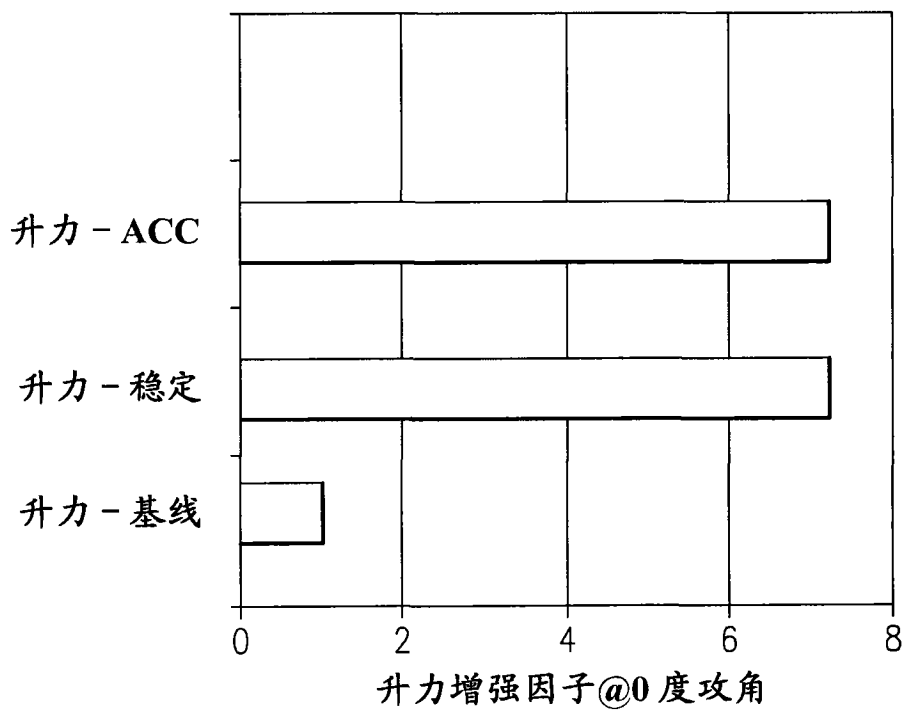


图 10

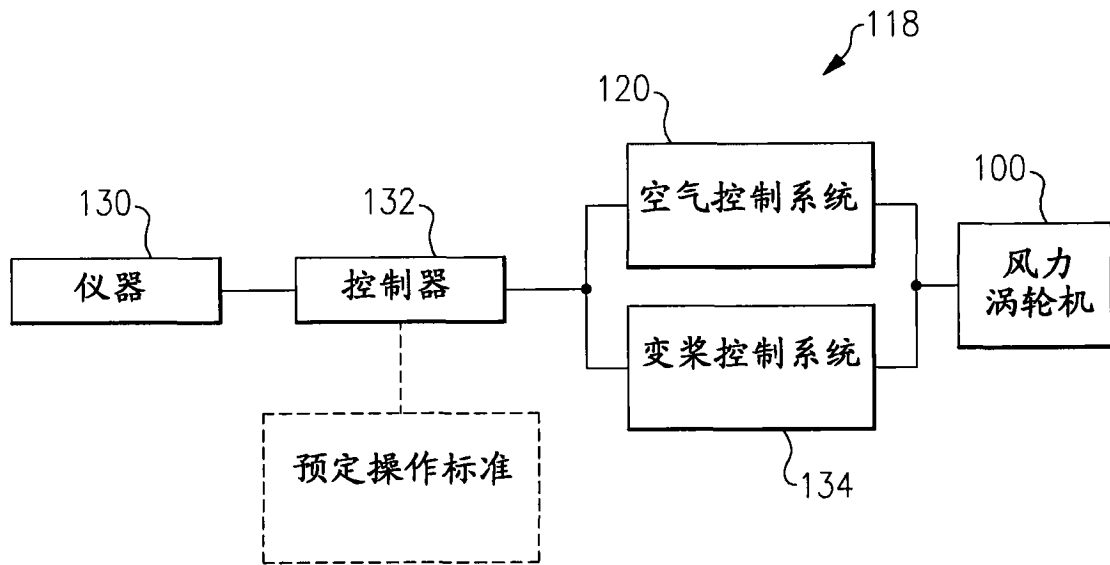


图 12

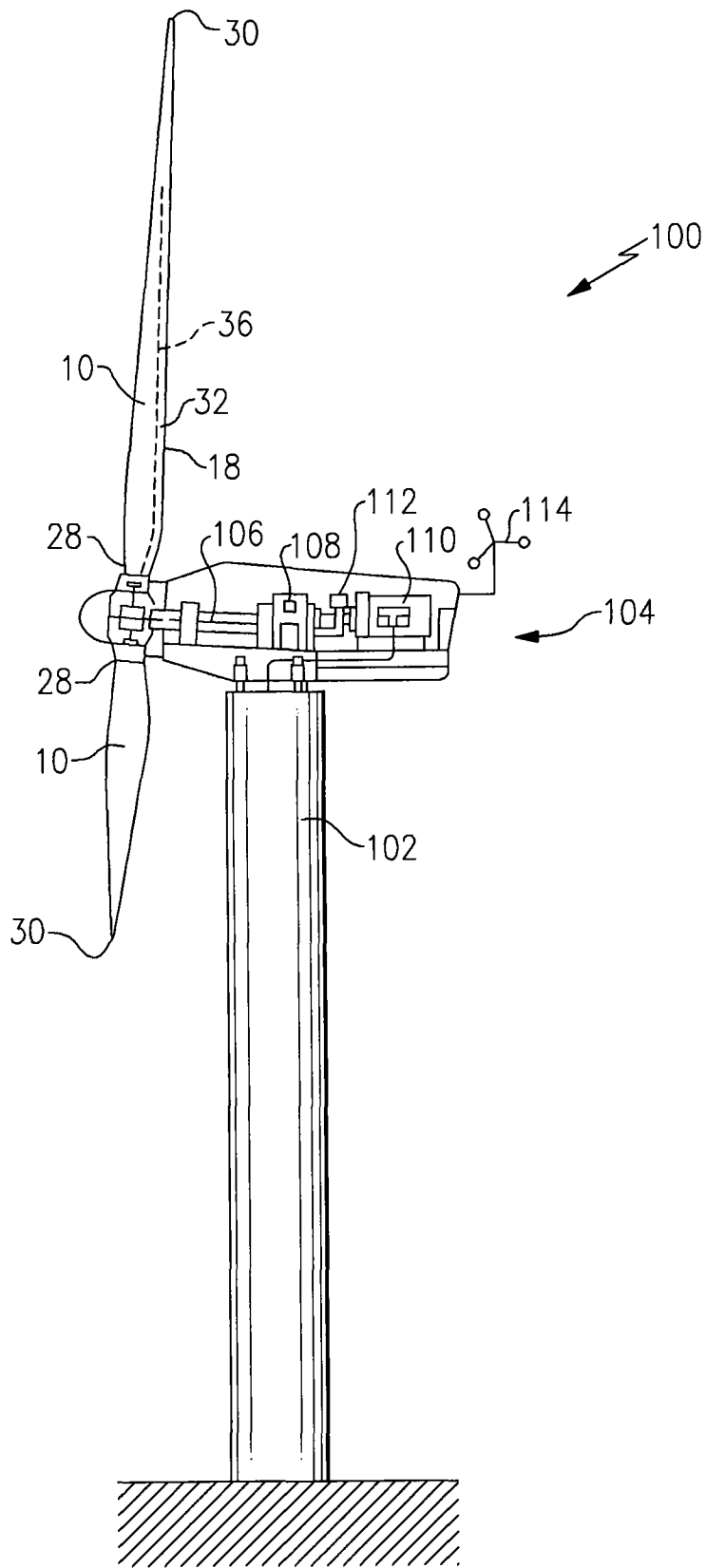


图 11

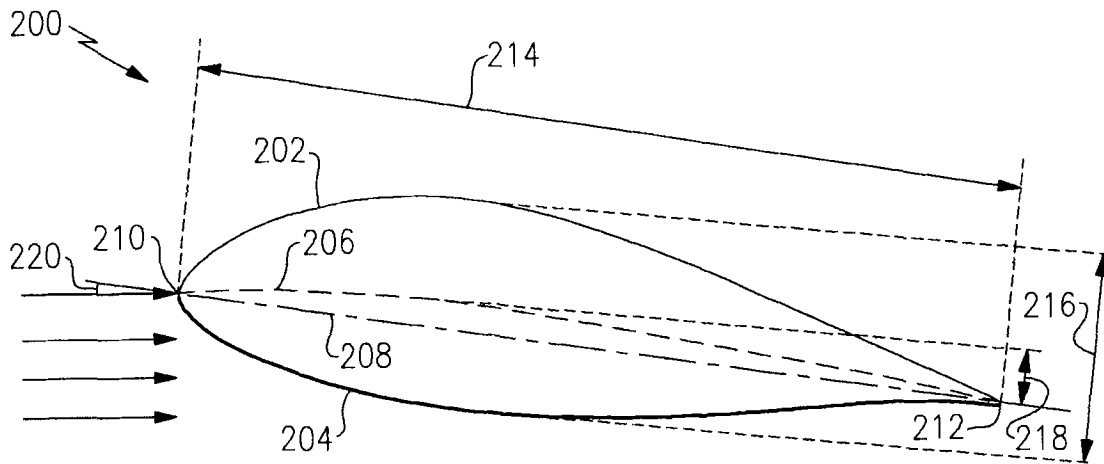


图 13

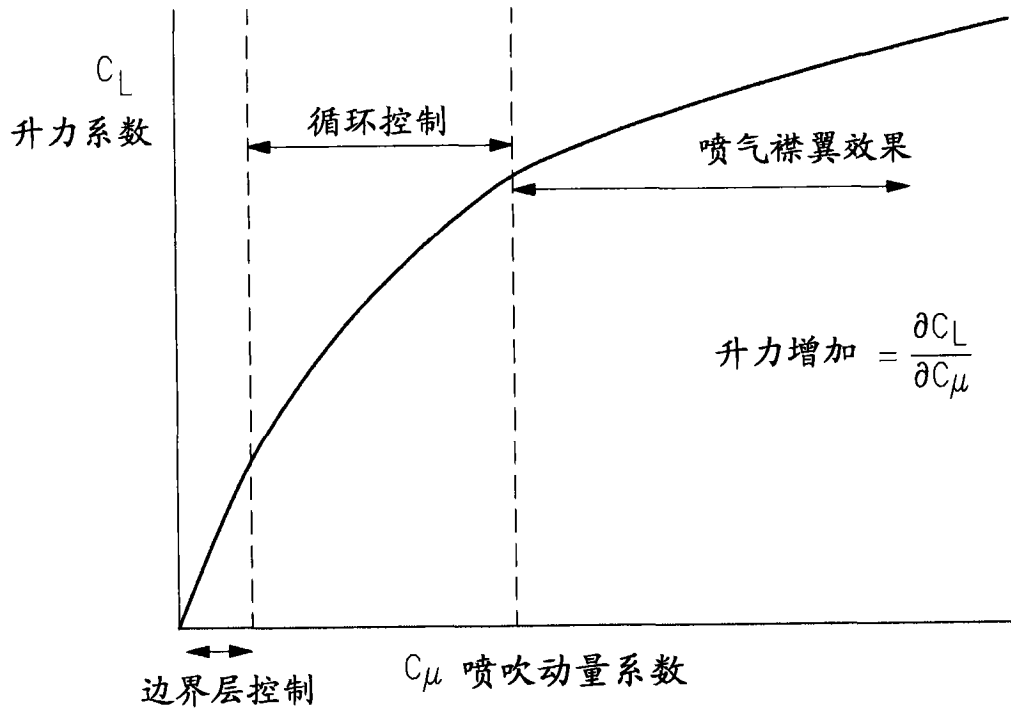


图 14 现有技术

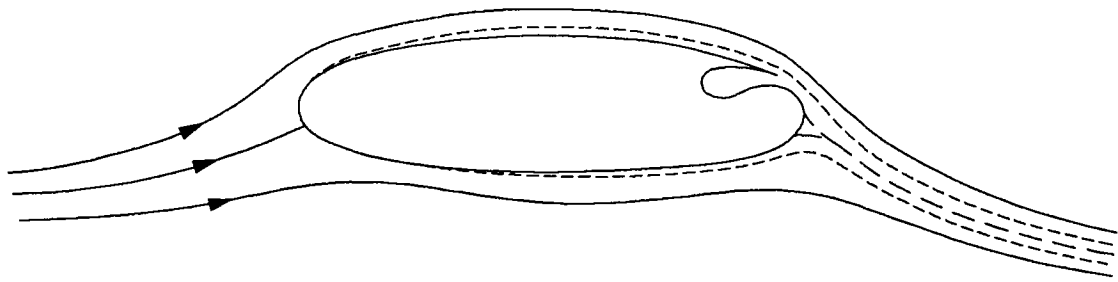


图 15A 现有技术



图 15B 现有技术