

(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 102046965 A

(43) 申请公布日 2011. 05. 04

(21) 申请号 200980120604. 7

(71) 申请人 LM 玻璃纤维制品有限公司

(22) 申请日 2009. 04. 02

地址 丹麦科灵

(30) 优先权数据

08388014. 6 2008. 04. 02 EP

(72) 发明人 P·富格尔桑格 S·博夫

(85) PCT申请进入国家阶段日

2010. 12. 02

(74) 专利代理机构 中国专利代理(香港)有限公司 72001

代理人 原绍辉

(86) PCT申请的申请数据

PCT/EP2009/053941 2009. 04. 02

(51) Int. Cl.

F03D 1/06 (2006. 01)

(87) PCT申请的公布数据

W02009/121927 EN 2009. 10. 08

F03D 3/06 (2006. 01)

F03B 3/12 (2006. 01)

权利要求书 2 页 说明书 9 页 附图 6 页

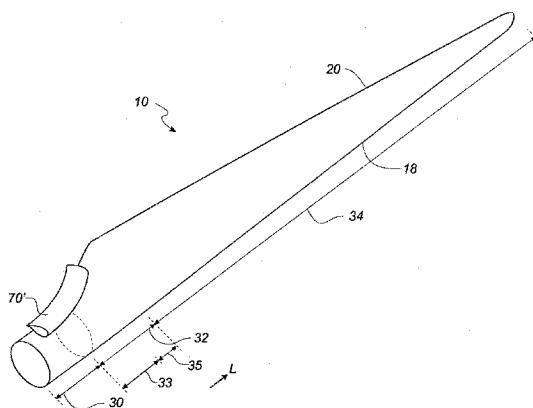
(54) 发明名称

在一定距离。

带有辅助翼面的风力涡轮机叶片

(57) 摘要

一种用于具有大体上水平的转子轴的风力涡轮机转子的叶片，所述转子包括叶毂，叶片在被安装到所述叶毂上时从所述叶毂大体上沿径向方向延伸出来。所述叶片包括主叶片部分，所述主叶片部分具有型面轮廓，所述型面轮廓包括压力侧和吸力侧以及前缘和后缘，且翼弦在所述前缘与所述后缘之间延伸。所述型面轮廓在受到入射空气流冲击时会产生升力。所述叶片沿径向方向被分成位于最接近所述叶毂的位置处的根部区域、位于最远离所述叶毂的位置处的翼面区域和位于所述根部区域与所述翼面区域之间的过渡区域，所述根部区域包括大体上呈圆形或椭圆形的型面，所述大体上呈圆形或椭圆形的型面具有直径，所述翼面区域具有产生升力的型面。所述过渡区域的型面沿径向方向从所述根部区域的所述圆形或椭圆形的型面向所述翼面区域的产生升力的型面逐渐改变。所述叶片进一步包括第一辅助翼面，所述第一辅助翼面具有第一压力侧和第一吸力侧以及在第一前缘与第一后缘之间延伸的第一翼弦。所述第一翼弦的长度为位于所述根部区域中的所述大体上呈圆形或椭圆形的型面的直径的 75% 或更小，且所述第一辅助翼面被布置以使得其沿所述主叶片部分的所述根部区域和 / 或所述过渡区域的至少一部分在径向方向上延伸，且其间存



1. 一种用于风力涡轮机 (2) 的转子的叶片 (10)，所述风力涡轮机转子具有大体上水平的转子轴，所述转子包括叶毂 (8)，所述叶片 (10) 在被安装到所述叶毂 (8) 上时从所述叶毂 大体上沿径向方向延伸出来，所述叶片 (10) 包括主叶片部分，所述主叶片部分具有：

- 型面轮廓 (50)，所述型面轮廓包括压力侧 (52) 和吸力侧 (54) 以及前缘 (56) 和后缘 (58)，且翼弦 (60) 在所述前缘 (56) 与所述后缘 (58) 之间延伸，所述型面轮廓 (50) 在受到入射空气流冲击时会产生升力，其中所述型面轮廓 (50) 沿所述径向方向被分成：

- 位于最接近所述叶毂 (8) 的位置处的根部区域 (30)，所述根部区域包括大体上呈圆形或椭圆形的型面 (90)，所述大体上呈圆形或椭圆形的型面 (90) 具有直径 (D)；

- 位于最远离所述叶毂 (8) 的位置处的翼面区域 (34)，所述翼面区域具有产生升力的型面；和

- 位于所述根部区域 (30) 与所述翼面区域 (34) 之间的过渡区域 (32)，所述过渡区域 (32) 的所述型面沿所述径向方向从所述根部区域 (30) 的所述圆形或椭圆形的型面 (90) 向所述翼面区域 (34) 的所述产生升力的型面逐渐改变，其特征在于，所述叶片 (10) 进一步包括：

- 第一辅助翼面 (70)，所述第一辅助翼面具有第一压力侧 (72) 和第一吸力侧 (74) 以及在第一前缘 (78) 与第一后缘 (80) 之间延伸的第一翼弦 (76)，所述第一翼弦 (76) 的长度为位于所述根部区域 (30) 中的所述大体上呈圆形或椭圆形的型面 (90) 的所述直径 (D) 的 75% 或更小，

- 所述第一辅助翼面 (70) 被布置以使得其沿所述主叶片部分的所述根部区域 (30) 和 / 或所述过渡区域 (32) 的至少一部分在所述径向方向上延伸，且其间存在一定距离。

2. 根据权利要求 1 所述的叶片 (10)，其中所述叶片 (10) 适用于在正常运行过程中具有一定旋转方向的风力涡轮机转子中，且其中多个辅助翼面 (70、100) 沿所述根部区域 (30) 的至少一部分被布置在所述径向方向上，且被调适以便改变和导引入射空气流，从而增加所述主叶片部分的所述根部区域 (30) 和 / 或所述过渡区域 (32) 上的升力和 / 或降低所述主叶片部分的所述根部区域 (30) 和 / 或所述过渡区域 (32) 上的曳引力。

3. 根据权利要求 1 或 2 所述的叶片 (10)，其中多个辅助翼面 (70、100) 沿所述根部区域 (30) 的至少一部分被布置在所述径向方向上，且被调适以便改变和导引入射空气流，从而增加对于所述主叶片部分的所述根部区域 (30) 和 / 或所述过渡区域 (32) 而言的升力系数与曳引系数之比。

4. 根据前述权利要求中任一项所述的叶片，其中所述第一辅助翼面 (70) 沿所述叶片的所述根部区域 (30) 的至少 50% 的径向延伸范围进行延伸。

5. 根据前述权利要求中任一项所述的叶片，其中所述第一辅助翼面 (70) 被布置以使得其不会延伸进入所述过渡区域 (32) 的外侧部分内或超出所述外侧部分，所述外侧部分对应于最接近所述翼面区域 (34) 的所述过渡区域 (32) 的径向延伸范围的 25%。

6. 根据权利要求 1 至 4 中任一项所述的叶片 (10)，其中所述第一辅助翼面 (70) 仅沿所述叶片的所述根部区域 (30) 进行延伸。

7. 根据前述权利要求中任一项所述的叶片 (10)，其中所述第一翼弦长度是所述直径 (D) 的 10-75%、或 10-70%、或 10-60% 或甚至 10-50%。

8. 根据权利要求 1 至 7 中任一项所述的叶片 (10)，其中所述第一辅助翼面 (70) 的所

述第一压力侧 (72) 面向所述主叶片部分的所述吸力侧 (54)。

9. 根据权利要求 1 至 7 中任一项所述的叶片 (10)，其中所述第一辅助翼面 (70) 的所述第一吸力侧 (74) 面向所述主叶片部分的所述压力侧 (52)。

10. 根据权利要求 1 至 7 中任一项所述的叶片 (10)，其中所述第一辅助翼面 (70) 的所述第一压力侧 (72) 面向所述主叶片部分的所述压力侧 (52)。

11. 根据前述权利要求中任一项所述的叶片 (10)，其中所述第一辅助翼面 (70) 的位置和 / 或取向能够相对于所述主叶片部分产生变动。

12. 根据前述权利要求中任一项所述的叶片，其中所述第一辅助翼面 (70) 借助于附接器件 (110) 如撑杆被附接到所述主叶片部分上。

13. 根据前述权利要求中任一项所述的叶片 (10)，其中所述第一辅助翼面 (70) 沿所述径向方向产生扭转。

14. 根据前述权利要求中任一项所述的叶片 (10)，其中第二辅助翼面 (100) 被布置以使其沿所述主叶片部分的所述根部区域 (30) 和 / 或所述过渡区域 (32) 的至少一部分在径向方向上进行延伸，且其间存在一定距离。

15. 一种风力涡轮机 (2)，所述风力涡轮机包括多个根据前述权利要求中任一项所述的叶片 (10)，优选包括两个或三个。

16. 一种对风力涡轮机叶片的第一辅助翼面进行改型的方法，所述风力涡轮机叶片具有型面轮廓，所述型面轮廓包括：

压力侧和吸力侧以及前缘和后缘，且翼弦在所述前缘与所述后缘之间延伸，所述型面轮廓在受到入射空气流冲击时产生升力，其中所述型面轮廓沿所述径向方向被分成：

- 具有大体上呈圆形或椭圆形型面的根部区域，所述大体上呈圆形或椭圆形的型面具有直径，

- 具有产生升力的型面的翼面区域，和

- 位于所述根部区域与所述翼面区域之间的过渡区域，所述过渡区域的型面沿所述径向方向从所述根部区域的所述圆形或椭圆形型面逐渐变为所述翼面区域的所述产生升力的型面，其特征在于，所述第一辅助翼面被布置以使得其沿所述主叶片部分的所述根部区域和 / 或所述过渡区域的至少一部分在所述径向方向上延伸，且其间存在一定距离，且其中所述第一辅助翼面具有第一翼弦，所述第一翼弦的长度为位于所述根部区域中的所述大体上呈圆形或椭圆形的型面的直径的 75% 或更小。

带有辅助翼面的风力涡轮机叶片

技术领域

[0001] 本发明涉及一种用于风力涡轮机转子的叶片，所述风力涡轮机转子具有大体上水平的转子轴，所述转子包括叶毂，所述叶片在被安装到所述叶毂上时从所述叶毂大体上沿径向方向延伸出来，所述叶片包括主叶片部分，所述主叶片部分具有型面轮廓，所述型面轮廓包括压力侧和吸力侧以及前缘和后缘，且翼弦在所述前缘与所述后缘之间延伸，所述型面轮廓在受到入射空气流冲击时会产生升力，其中所述型面轮廓沿所述径向方向被分成位于最接近所述叶毂的位置处的根部区域、位于最远离所述叶毂的位置处的翼面区域和位于所述根部区域与所述翼面区域之间的过渡区域，所述根部区域包括大体上呈圆形或椭圆形的型面，所述大体上呈圆形或椭圆形的型面具有直径，所述翼面区域具有产生升力的型面，所述过渡区域的所述型面沿所述径向方向从所述根部区域的所述圆形或椭圆形的型面向所述翼面区域的所述产生升力的型面逐渐改变。

背景技术

[0002] 理想情况下，翼面型叶片的形状类似于典型的飞机机翼，其中叶片的翼弦宽度及其一阶导数随着与叶毂距离的减少而连续增加。理想情况下，叶片在叶毂附近的位置处相对较宽，这导致在必须将叶片安装到叶毂上的情况下会产生问题。此外，叶毂附近的叶片的大表面积区段导致在使用过程中产生了较大的载荷，例如风暴载荷。

[0003] 因此，这些年来，现代风力涡轮机叶片的设计已经朝着这样的形状在发展，其中叶片包括位于最接近叶毂位置处的根部区域、位于最远离叶毂位置处的翼面区段和位于所述根部区域与所述翼面区域之间的过渡区段。翼面区段具有理想的或几乎理想的叶片形状，而根部区域则具有大体上呈圆形或椭圆形的剖面，这减轻了极端载荷且使得将叶片安装到叶毂上的过程变得更为容易和安全。根部区域的直径或翼弦优选沿整个根部区域是大体上恒定的。由于剖面呈圆形或椭圆形，因此根部区域对风力涡轮机产生功率没有帮助且事实上由于曳引力的存在而降低了产生的功率。正如其名，过渡区域具有从根部区域的圆形形状向翼面区段的翼面型面逐渐改变的形状。通常情况下，过渡区段的宽度随着与叶毂距离的增加而大体上以线性方式增加。

[0004] 例如，用于风力涡轮机的叶片正随时间变得越来越大且现在可能长度超过 60 米，因此愈加需要优化空气动力学性能。风力涡轮机叶片被设计具有至少 20 年的运行寿命，因此即使叶片的整体性能产生较小的变化，也可能在风力涡轮机的寿命期间，带来极为可观的经济效益积累，这超越了与这种变化相关的附加制造成本。多年来，焦点研究区域集中于改进叶片的翼面区域，但在最近几年，焦点也越来越多地集中于改进叶片的根部区域和过渡区域的空气动力学性能。

[0005] 在飞机工业领域，众所周知的是，建造出的飞机具有两个机翼，即所谓双翼飞机，这种飞机的升力通常要大于仅具有一个机翼的飞机。这使得飞机机翼的总升力会增加，而不必增加机翼的宽度。这种使用两个叶片的原则在用于风力涡轮机的叶片方面也是已公知的，这例如是通过制造具有两个或多个转子的风力涡轮机而实现的。例如，JP56138465A2

披露了用于风力涡轮机的辅助推进器，其中该辅助推进器被安装在与主推进器相同的转子上。辅助推进器具有比主推进器更大的螺距角，从而使得辅助推进器在低风速下能更平滑地加速转子，而在高风速下，辅助推进器则使转子减速。因此，辅助推进器作为转子的速度控制系统而工作。

[0006] 本申请人的文献 WO 2007/045244 描述了相似的观点，其中圆形根部区域和过渡区域被具有产生升力的翼面型面的两个叶片部段所替代。

[0007] CA 2 425 447 披露了一种风力涡轮机叶片单元，所述风力涡轮机叶片单元包括被设置成鸭式构型的两个叶片，即在更大翼面的前面布置更小的翼面。这种构型提供了被动的解决方案来对风力涡轮机叶片的螺距角进行自调节，以便控制风力涡轮机转子叶毂的旋转速度。

[0008] WO 02/055884 披露了一种用于水轮机或水泵的转子，所述转子包括具有主轮叶叶片和次级轮叶叶片的多个轮叶。主轮叶叶片与次级轮叶叶片之间的距离可以是可调的。

[0009] 上文引述的现有技术文献都没有解决如何改进根据上述设计的风力涡轮机叶片的实际根部区域或过渡区域的空气动力学性能的问题且特别是没有解决如何改善该大体上呈圆形、椭圆形或卵形型面的升阻比的问题。

[0010] 本发明的目的是提供一种新的叶片，这种叶片克服或改善了现有技术的上述缺点中的至少一个缺点或提供了另一种可选的有用方式。

发明内容

[0011] 本发明的目的是通过所述叶片实现的，所述叶片进一步包括第一辅助翼面，所述第一辅助翼面具有第一压力侧和第一吸力侧以及在第一前缘与第一后缘之间延伸的第一翼弦，所述第一翼弦的长度为位于所述根部区域中的所述大体上呈圆形或椭圆形的型面的直径的 75% 或更小，所述第一辅助翼面被布置以使得其沿所述主叶片部分的所述根部区域和 / 或所述过渡区域的至少一部分在所述径向方向上延伸，且其间存在一定距离。所述第一辅助翼面可被布置在所述主叶片部分的所述压力侧或所述吸力侧处。所述辅助翼面减轻了所述根部区域和 / 或所述过渡区域的次最优空气动力学设计在生产方面带来的有害效应。进一步地，可对已处于运行状态的风力涡轮机的现有叶片的所述辅助翼面进行改型，由此有助于风力涡轮机的总能量产出。

[0012] 所述过渡区域和所述根部区域处的所述压力侧和所述吸力侧是由所述翼面区域处的所述压力侧和所述吸力侧限定的，因此所述压力侧和所述吸力侧从所述翼面区域延伸（或延续）进入所述过渡区域和所述根部区域内。所述叶片可产生扭转，即，所述翼弦沿径向方向产生角度变化。所述主叶片部分与所述第一辅助翼面之间的距离可沿所述径向方向产生变化。

[0013] 原则上，有时可能难以确定所述根部区域在何处终止和所述过渡区域在何处开始。因此，当我们说所述根部区域包括大体上呈圆形或椭圆形的型面时，并未排除这样的情况，即所述根部区域或所述过渡区域也可包括大体上呈卵形或蛋形的型面。因此，在本发明的语境中，直径意味着所述圆形型面的直径或所述椭圆形型面的主轴线的长度或所述根部区域中的所述型面的翼弦。

[0014] 根据一个实施例，所述辅助叶片沿所述根部部段的大体上整个径向长度进行延

伸。

[0015] 本发明还预想了一种叶片，所述叶片具有主叶片部分，所述主叶片部分没有过渡区域，即，该叶片部分仅具有大体上呈圆形或椭圆形的根部区域和所述翼面区域，且其中所述第一辅助翼面仅沿所述根部区域的径向部分进行延伸。

[0016] 在根据本发明的另一实施例中，所述叶片适用于在正常运行过程中具有一定旋转方向的风力涡轮机转子中，且其中多个辅助翼面沿所述根部区域的至少一部分被布置在所述径向方向上，从而使得所述多个辅助翼面增加了所述主叶片部分的所述根部区域和 / 或所述过渡区域上的升力和 / 或降低了所述主叶片部分的所述根部区域和 / 或所述过渡区域上的曳引力。这可例如通过将所述辅助翼面布置以使得所述辅助翼面改变且导引围绕所述根部区域的流体，从而降低曳引力和 / 或增加升力，的方式被实现。然而，对于某些流构型而言，所述主叶片部分的所述根部区域上的所述曳引力也可能会增加或甚至不变，尤其是如果升力增加的情况下更是如此。

[0017] 在根据本发明的另一实施例中，多个辅助翼面沿所述根部区域的至少一部分被布置在所述径向方向上，从而使得所述多个辅助翼面增加了对于所述主叶片部分的所述根部区域和 / 或所述过渡区域而言的升力系数与曳引系数之比。因此，提高升力系数与曳引系数之比有助于提高风力涡轮机的总能量产出。

[0018] 有利地，所述第一辅助翼面沿所述叶片的所述根部区域的至少 50% 的径向延伸范围进行延伸。因此，所述辅助翼面改善了所述根部区域的较大部分的空气动力学状况。所述翼面还可沿所述根部区域的至少 60%、70% 或 75% 进行延伸。

[0019] 根据另一有利实施例，所述第一辅助翼面被布置以使得其不会延伸进入所述过渡区域的外侧部分内或超出所述外侧部分，所述外侧部分对应于最接近所述翼面区域的所述过渡区域的径向延伸范围的 25%。换句话说，所述辅助翼面最多沿所述过渡区域的内部 75% 进行延伸，即最接近所述根部区域或最接近所述叶毂的部分。根据其它实施例，所述外侧部分对应于所述过渡区域的径向延伸范围的 30%、40% 或 50%。

[0020] 在根据本发明的另一实施例中，所述第一翼弦长度是所述直径的 10-75%、或 10-70%、或 10-60% 或甚至 10-50%。所述翼面甚至可更小。因此，所述第一翼弦长度可甚至为所述根部区域的 10-40% 或 10-30%。因此，所述叶片并不旨在使其自身具有较高的升力，而是以便改变和改善所述主叶片部分的所述根部区域和 / 或所述过渡区域周围的压力分布。

[0021] 在根据本发明的另一实施例中，所述第一辅助翼面的所述第一压力侧面向所述主叶片部分的所述吸力侧。由此改变了所述主叶片部分周围的流体，因此提高了升力且提高了所述升力系数与所述曳引系数之间的比率，由此改善了所述叶片的空气动力学效率。有利地，所述第一辅助翼面被布置在邻近所述主叶片部分的所述前缘的位置处，且其中当从所述第一辅助翼面的所述前缘看向所述后缘时，所述第一辅助翼面的所述第一翼弦朝向所述主叶片部分的所述吸力侧产生倾斜。在另一有利实施例中，所述第一辅助翼面被布置在邻近所述主叶片部分的所述后缘的位置处，其中当从所述第一辅助翼面的所述前缘看向所述后缘时，所述第一辅助翼面的所述第一翼弦朝向所述主叶片部分的所述压力侧产生倾斜。

[0022] 在根据本发明的另一实施例中，所述第一辅助翼面的所述第一吸力侧面向所述主

叶片部分的所述压力侧。有利地，所述第一辅助翼面被布置在邻近所述主叶片部分的所述后缘的位置处，其中当从所述第一辅助翼面的所述前缘看向所述后缘时，所述第一辅助翼面的所述第一翼弦朝向所述主叶片部分的所述压力侧产生倾斜。

[0023] 在根据本发明的另一实施例中，所述第一辅助翼面的所述第一压力侧面向所述主叶片部分的所述压力侧。有利地，所述第一辅助翼面被布置在邻近所述主叶片部分的所述后缘的位置处，其中当从所述第一辅助翼面的所述前缘看向所述后缘时，所述第一辅助翼面的所述第一翼弦朝向所述主叶片部分的所述吸力侧产生倾斜。

[0024] 本发明还构想了一种叶片，其中所述第一辅助翼面的所述第一吸力侧面向所述主叶片部分的所述吸力侧，由此可延迟分离并降低曳引力。有利地，所述第一辅助翼面被布置在邻近所述主叶片部分的所述后缘的位置处，其中当从所述第一辅助翼面的所述前缘看向所述后缘时，所述第一辅助翼面的所述第一翼弦朝向所述主叶片部分的所述吸力侧产生倾斜。

[0025] 在根据本发明的另一实施例中，所述第一辅助翼面沿所述主叶片部分的所述过渡区域的至少一部分在径向上进行延伸，由此也改善了该区域。根据一个实施例，所述第一辅助翼面仅沿所述根部部段进行延伸或另一种可选方式是略微延伸进入所述过渡区域内。

[0026] 所述根部区域和所述过渡区域的总长度通常对应于所述叶片的所述总延伸范围的 10% -20%。

[0027] 在根据本发明的另一实施例中，所述第一辅助翼面沿所述主叶片部分的所述翼面区域的至少一部分在径向上进行延伸。

[0028] 在根据本发明的另一实施例中，所述第一辅助翼面的位置和 / 或取向可相对于所述主叶片部分产生变动。所述第一辅助翼面和 / 或所述主叶片部分可例如围绕所述叶片的纵向轴线而单独地或共同地形成螺距。另一种可选方式是，它们可沿翼弦方向或者在与所述根部区域相隔一定距离的情况下进行平移。由此，所述主叶片部分与所述第一辅助翼面的相对位置可产生变化，由此能够主动或被动地优化例如所述根部区域的所述流条件，这例如是基于所述转子的运行条件进行的。

[0029] 在根据本发明的另一实施例中，所述第一辅助翼面借助于附接器件如撑杆被附接到所述主叶片部分上。与所述附接器件如撑杆共同地，所述辅助翼面有助于增强所述叶片，这例如是通过提高弯曲刚性，且因此稳定所述叶片的方式实现的。因此，这样使得所述叶片可被分成载荷承载部分和流导引部分。

[0030] 在根据本发明的另一实施例中，所述第一辅助翼面和所述主叶片部分是一体成形的。所述第一辅助翼面和所述主叶片部分可被成形为单个壳体，这可进一步有助于增强所述叶片。然而，优选地，所述第一辅助翼面和所述主叶片部分是独立的元件。因此，所述两个叶片部分可被独立制造，且所述辅助翼面可在制造了两个叶片部分之后被装配到所述主叶片部分上。

[0031] 在根据本发明的另一实施例中，所述第一辅助翼面沿所述径向方向产生扭转。所述第一辅助翼面可沿所述径向方向，例如围绕所述根部部段，产生扭转，因此能够优化由于所述叶片的局部旋转速度而造成的局部有所不同的流体条件。

[0032] 在根据本发明的另一实施例中，第二辅助翼面被布置以使其沿所述主部分的所述根部区域的至少一部分在径向方向上进行延伸，且其间存在一定距离。所述第二辅助翼面

可沿所述主叶片部分的至少一部分在所述径向方向上进行延伸，且其间存在一定距离。所述第二辅助翼面可沿所述主叶片部分的所述根部部段的至少一部分和 / 或沿所述主叶片部分的所述过渡区域的至少一部分而在径向方向上进行延伸。所述第二辅助翼面可被布置，因而使得所述第二压力侧或所述第二吸力侧面向所述主叶片部分的所述压力侧或所述吸力侧。所述第二辅助翼面和 / 或所述主叶片部分可具有可单独调节的螺距角，且所述第一辅助翼面的位置和 / 或取向可相对于所述主叶片部分产生变动。所述第二辅助翼面可借助于附接器件如撑杆被附接到所述主叶片部分上，和 / 或可与所述主叶片部分一体成形。所述第二辅助翼面还可沿所述径向方向产生扭转。

[0033] 本发明还构想了一种用于风力涡轮机的转子，所述风力涡轮机包括多个根据前述叶片中任何一个的叶片，优选两个或三个叶片。

[0034] 本发明还构想了一种风力涡轮机，所述风力涡轮机包括多个根据前述叶片中任何一个的叶片或根据前述转子中任何一个的转子。所述风力涡轮机包括逆风转子且是高速风力涡轮机。叶片优选由复合材料如纤维增强聚合物制成，且被成形为壳体。

[0035] 本发明并不限于专门设计成与辅助翼面结合使用的叶片。也可在并未设计用于辅助翼面或旨在与辅助翼面一起使用的一个或多个运行叶片上对一个或多个辅助翼面进行改型。

[0036] 因此，根据另一方面，本发明提供了一种对风力涡轮机叶片的第一辅助翼面进行改型的方法，所述风力涡轮机叶片具有型面轮廓，所述型面轮廓包括：压力侧和吸力侧以及前缘和后缘，且翼弦在所述前缘与所述后缘之间延伸，所述型面轮廓在受到入射空气流冲击时产生升力，其中所述型面轮廓沿所述径向方向被分成：具有大体上呈圆形或椭圆形型面的根部区域，所述大体上呈圆形或椭圆形的型面具有直径、具有产生升力的型面的翼面区域和位于所述根部区域与所述翼面区域之间的过渡区域，所述过渡区域的型面沿所述径向方向从所述根部区域的所述圆形或椭圆形型面逐渐变为所述翼面区域的所述产生升力的型面。所述第一辅助翼面被布置以使得其沿所述主叶片部分的所述根部区域和 / 或所述过渡区域的至少一部分在所述径向方向上延伸，且其间存在一定距离，其中所述第一辅助翼面具有第一翼弦，所述第一翼弦的长度为位于所述根部区域中的所述大体上呈圆形或椭圆形的型面的直径的 75% 或更小。

附图说明

[0037] 下面将结合附图所示的实施例对本发明进行描述，其中

[0038] 图 1 示出了现有技术的风力涡轮机；

[0039] 图 2 示出了现有技术的风力涡轮机叶片；

[0040] 图 3 示出了根据本发明的翼面型面和第一辅助翼面型面的示意图；

[0041] 图 4 示出了根据本发明的第一实施例的根部区域的剖视图，所述根部区域具有第一辅助翼面和第二辅助翼面；

[0042] 图 5 示出了根据本发明的第二实施例的根部区域的剖视图，所述根部区域具有第一辅助翼面；

[0043] 图 6 示出了根据本发明的第三实施例的根部区域的剖视图，所述根部区域具有第一辅助翼面；

[0044] 图 7 示出了根据本发明的第四实施例的根部区域的剖视图,所述根部区域具有第一辅助翼面和第二辅助翼面;

[0045] 图 8 示出了根据本发明的第五实施例的根部区域的剖视图,所述根部区域具有第一辅助翼面和第二辅助翼面;

[0046] 图 9 示出了围绕圆柱体的流的示意图;

[0047] 图 10 示出了对于不同构型而言的围绕圆柱体的流的压力系数分布的曲线图;和

[0048] 图 11 示出了具有第一辅助翼面和第二辅助翼面的蛋形型面的剖视图。

具体实施方式

[0049] 图 1 示出了根据所谓“丹麦 (Danish) 概念”的常规现代逆风风力涡轮机 2,所述风力涡轮机具有支柱 4、短舱 6 和具有大体上水平的转子轴的转子。转子包括叶毂 8 和从叶毂 8 沿径向延伸出来的三个叶片 10,每个叶片具有最接近叶毂 8 的叶片根部 16 和最远离叶毂 8 的叶片尖端 14。

[0050] 图 2 示出了风力涡轮机叶片的实施例的示意图,所述风力涡轮机叶片包括主叶片部分。风力涡轮机叶片 10 具有常规风力涡轮机叶片的形状且包括最接近叶毂的根部区域 30、最远离叶毂的型面或翼面区域 34、和位于根部区域 30 与翼面区域 34 之间的过渡区域 32。叶片 10 包括当叶片被安装在叶毂上时面向叶片 10 的旋转方向的前缘 18,和面向前缘 18 的相反方向的后缘 20。图 2 示出了从覆盖翼面区域 34、过渡区域 32 和根部区域 30 的吸力表面或吸力侧上方观察到的叶片,而叶片 10 的相对侧上的压力表面或压力侧则被隐藏了。

[0051] 翼面区域 34(也被称作型面区域)在产生升力方面具有理想或几乎理想的叶片形状,出于结构性因素的考虑,根部区域 30 具有大体上呈圆形或椭圆形的剖面,这例如使得将叶片 10 安装到叶毂上的过程变得更为容易且安全。根部区域 30 的直径(或翼弦)沿整个根部区段 30 是通常恒定的。过渡区域 32 的形状从根部区域 30 的圆形或椭圆形形状逐渐变为翼面区域 34 的翼面型面。过渡区域 32 的宽度通常随着与叶毂距离 L 的增加而大体上线性地增加。

[0052] 翼面区域 34 具有翼面型面,所述翼面型面的翼弦在叶片 10 的前缘 18 与后缘 20 之间延伸。翼弦的宽度随着与叶毂距离 L 的增加而减少。

[0053] 应该注意到:叶片不同部段的翼弦通常并不位于共同的平面上,这是由于叶片可产生扭转和 / 或弯曲(即预弯),因此使翼弦平面具有相应的扭转和 / 或弯曲的线路,这是最常见的情况,其目的在于弥补叶片的局部速度,该局部速度取决于离开叶毂的半径。

[0054] 辅助翼面 70' 沿主叶片部分的根部区域 30 和过渡区域 32 的内侧部分 33 被布置。因此,辅助翼面 70' 并不延伸进入过渡区域 32 的外侧部分 35 内或者延伸超出该外侧部分。该外侧部分可例如沿过渡区域 32 的总径向延伸范围的 25% 进行延伸。辅助翼面 70' 改变且改善了围绕过渡区域 32 的根部区域 30 和内侧部分 33 的压力分布,从而提高了使用这种叶片和辅助翼面的风力涡轮机的功率产量。

[0055] 图 3 示出了风力涡轮机的典型叶片的翼面型面 50 的示意图,所述风力涡轮机是用多个参数描述的,所述参数通常用于限定翼面的几何形状。翼面型面 50 具有压力侧 52 和吸力侧 54,所述压力侧和吸力侧在使用过程中 - 即在转子的旋转过程中 - 通常分别面向迎

风侧和下风侧。翼面 50 具有翼弦 60，所述翼弦的翼弦长度 c 在叶片的前缘 56 与后缘 58 之间延伸。翼面型面 50 具有厚度 t ，所述厚度被定义为压力侧 52 与吸力侧 54 之间的距离。翼面型面 50 的厚度 t 沿翼弦 60 产生改变。弧线 62 提供了与对称型面的偏离，所述弧线是穿过翼面型面 50 的中线。该中线可通过从前缘 56 向后缘 58 绘制内接圆的方式找到。该中线沿循着这些内接圆的中心且与翼弦 60 的偏离或距离被称作弧高 f 。这种非对称性也可用被称作上弧高和下弧高的参数限定，所述参数被分别定义为与翼弦 60 的距离和与吸力侧 54 和压力侧 52 的距离。

[0056] 翼面型面通常具有以下特征参数：翼弦长度 c 、最大弧高 f 、最大弧高 f 的位置 d_f 、最大翼面厚度 t ，所述最大翼面厚度是沿中间弧线 62 的内接圆的最大直径、最大厚度 t 的位置 d_t 和翼尖半径（未示出）。这些参数通常被定义为与翼弦长度 c 的比率。

[0057] 图 3 还示出了第一辅助翼面型面 70，所述第一辅助翼面型面具有第一压力侧 72、第一吸力侧 74 和在第一前缘 78 与第一后缘 80 之间延伸的第一翼弦 76。在该实施例中，辅助翼面 70 面向叶片的压力侧 52。然而，该实施例仅旨在作为实例以便限定主叶片部分和辅助翼面的不同参数，这是因为辅助翼面优选沿叶片的根部区域和过渡区域进行延伸。

[0058] 下面参见图 4- 图 8，将结合圆形型面对多个不同实施例进行描述。然而，辅助翼面也可被布置在如图 11 所示的大体上呈椭圆形、卵形或蛋形型面的相似位置处。在图 4- 图 8 和图 11 所示的所有实施例中，入射空气流的流入方向是从图的左侧流向右侧。

[0059] 图 4 示出了穿过根据本发明叶片的剖面。第一辅助翼面 70 和第二辅助翼面 100 借助于附接器件 110 被安装到根部区域 90 上，所述根部区域具有圆形型面。图 4 所示的附接器件 110 为撑杆，但这些附接器件 110 可以多种方式被构造。如图 4 所示，第一辅助翼面 70 的取向可相对于根部区域型面 90 产生变动。图 4 所示的第二辅助翼面 100 的取向也可相对于根部区域型面 90 产生变动。在该实施例中，第一辅助翼面 70 的第一吸力侧 74 面向根部区域型面 90，而第二辅助翼面 100 的第一压力侧 102 面向根部区域型面 90。第一辅助翼面 70 和第二辅助翼面 100 改变了围绕根部区域型面 90 的流，从而在整体上改善了空气动力学效率，这主要是由于改变了围绕根部区域型面 90 的压力分布从而增加了升力分量从而产生了升力和 / 或降低了曳引力的方式实现的，所述压力分布的改变例如是通过延迟分离和降低曳引力来实现的。进一步地，来自辅助翼面的升力可增加整体的升力。

[0060] 然而，辅助翼面也可改善如图 11 所示的大体上呈椭圆形、卵形或蛋形的型面周围的压力分布。

[0061] 在图 5 所示实施例中，具有第一辅助翼面型面 70 的第一辅助翼面通过附接器件 110 被安装到叶片上，从而使得第一辅助翼面的压力侧面向根部区域 90 的吸力侧 54。第一辅助翼面改变了围绕根部区域型面 90 的流。根据其它实施例，辅助翼面的迎角可更低，和 / 或辅助翼面的位置可朝向根部区域型面 90 的前缘产生变动。

[0062] 在图 6 所示实施例中，具有第一辅助翼面型面 70 的第一辅助翼面通过两个附接器件 110 被安装到叶片上，从而使得第一辅助翼面的吸力侧面向根部区域型面 90 的压力侧 52。辅助翼面改变了围绕根部区域型面 90 的流。

[0063] 在图 7 所示实施例中，具有第一辅助翼面型面 70 的第一辅助翼面被布置，以使得第一辅助翼面的第一压力侧 72 面向根部区域 90 的吸力侧 54。此外，具有第二辅助翼面型面 100 的第二辅助翼面被布置，以使得第二辅助翼面的第二压力侧面向根部区域型面 90 的

压力侧 52。第一辅助翼面和第二辅助翼面相结合地改变了围绕根部区域型面 90 的流，从而通过减轻所述辅助翼面之间的区域中的空气流分离的方式降低了曳引力。

[0064] 在图 8 所示实施例中，具有第一辅助翼面型面 70 的第一辅助翼面被布置以使得，第一辅助翼面的第一吸力侧 74 面向根部区域 90 的吸力侧 54。此外，具有第二辅助翼面型面 100 的第二辅助翼面被布置，以使得第二辅助翼面的第二吸力侧面向根部区域型面 90 的压力侧 52。第一辅助翼面和第二辅助翼面相结合地改变了围绕根部区域型面 90 的流，从而通过减轻所述辅助翼面之间的区域中的空气流分离的方式降低了曳引力。

[0065] 图 9 示出了围绕圆形型面的流的示意图，其中限定出角度 v 。在图 10 中，曲线 1 和曲线 3 示出了压力系数分布与围绕圆形型面的流的 v 的函数关系，其中曲线 1 是理论上获得的流的非粘性解决方案且曲线 3 是对于具有超临界雷诺数的流而言的实验结果。曲线 2 示出了压力系数分布与围绕圆形型面的流的 v 的函数关系，所述圆形型面具有两个辅助翼面，所述辅助翼面被布置因而使得该构型对应于图 7 所示的构型，而曲线 4 示出了压力系数分布与围绕圆形型面的流的 v 的函数关系，所述圆形型面具有两个辅助翼面，所述辅助翼面被布置以使得该构型对应于图 8 所示构型。

[0066] 曲线 1 所示的压力系数分布在空间上是周期性的，这导致圆形型面的曳引力为零，这是因为沿流向 120 观察的话，不存在压力差且因此没有压力损失。然而，事实上，由于边界层分离的原因，围绕圆形型面的流会出现曳引力。可通过延迟边界层分离的方式降低曳引力大小，因此使边界层分离点朝向 $v = 0^\circ$ 产生变动。触发边界层分离的重要因素是压力梯度。因此，较高的压力梯度将比较低的压力梯度更快地触发边界层分离。

[0067] 图 10 所示每条曲线 1-4 的一阶导数对应于压力梯度，因此，较高的一阶导数的绝对数对应于较高的压力梯度，这导致产生了更快的边界层分离。该效应可通过考虑曲线 1 至 4 的方式被观察到，其中较高的压力梯度（陡坡）导致产生了处于 $-60^\circ < v < 60^\circ$ 的间隔范围内的压力系数平台，所述压力系数平台低于对于压力系数较低的曲线而言的 $-60^\circ < v < 60^\circ$ 的间隔范围内的压力系数平台。处于 $-60^\circ < v < 60^\circ$ 的间隔范围内的压力系数平台越低，则总压力差或曳引力越大。如图 10 所示，具有圆形型面的其中一种构型与两个辅助翼面相结合（曲线 2）所产生的曳引力比仅有圆形型面的情况下通过实验测得的曳引力（曲线 3）更低。这清楚地表明：在该实施例中，辅助翼面提高了整体上的空气动力学效率。

[0068] 上面已经结合优选实施例对本发明进行了描述。然而，本发明的范围并不限于所示实施例，而是可在不偏离本发明范围的情况下做出改变和变型。例如，图 4、图 7 和图 8 所示两个辅助翼面的取向可相对于根部部段被调节，由此能够改变尾流的方向。

[0069] 附图标记列表

[0070] 2 风力涡轮机

[0071] 4 支柱 (tower)

[0072] 6 短舱

[0073] 8 叶毂

[0074] 10 叶片

[0075] 14 叶片尖端

[0076] 16 叶片根部

- [0077] 18 前缘
- [0078] 20 后缘
- [0079] 30 根部区域
- [0080] 32 过渡区域
- [0081] 33 过渡区域的内侧部分
- [0082] 34 翼面区域
- [0083] 35 过渡区域的外侧部分
- [0084] 50 翼面型面
- [0085] 52 压力侧
- [0086] 54 吸力侧
- [0087] 56 前缘
- [0088] 58 后缘
- [0089] 60 翼弦
- [0090] 62 弧线 / 中线
- [0091] 70 第一辅助翼面型面
- [0092] 72 第一压力侧
- [0093] 74 第一吸力侧
- [0094] 76 第一翼弦
- [0095] 78 第一前缘
- [0096] 80 第一后缘
- [0097] 90 根部区域型面
- [0098] 100 第二辅助翼面型面
- [0099] 102 第一压力侧
- [0100] 110 附接器件
- [0101] 120 流向

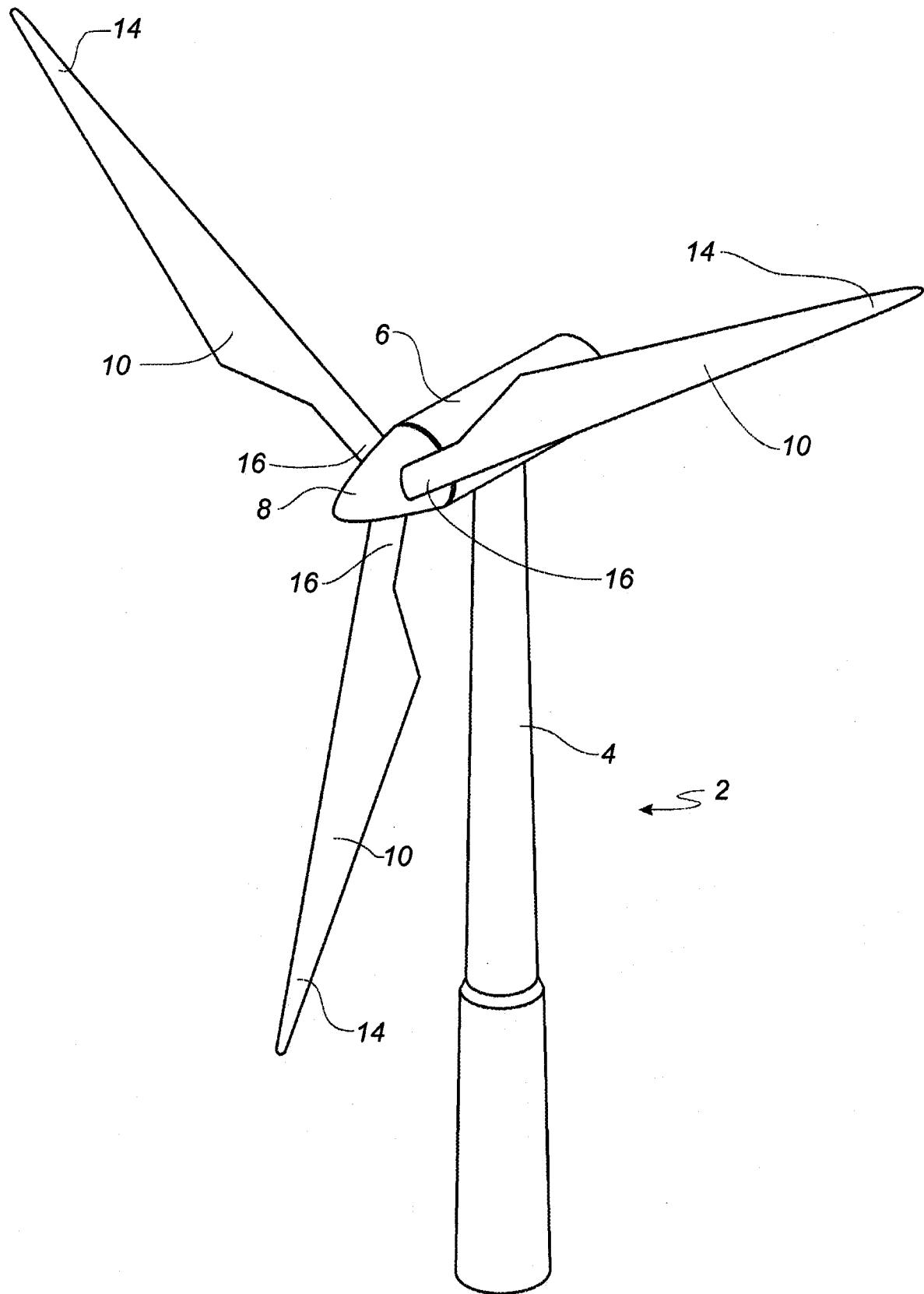


图 1(现有技术)

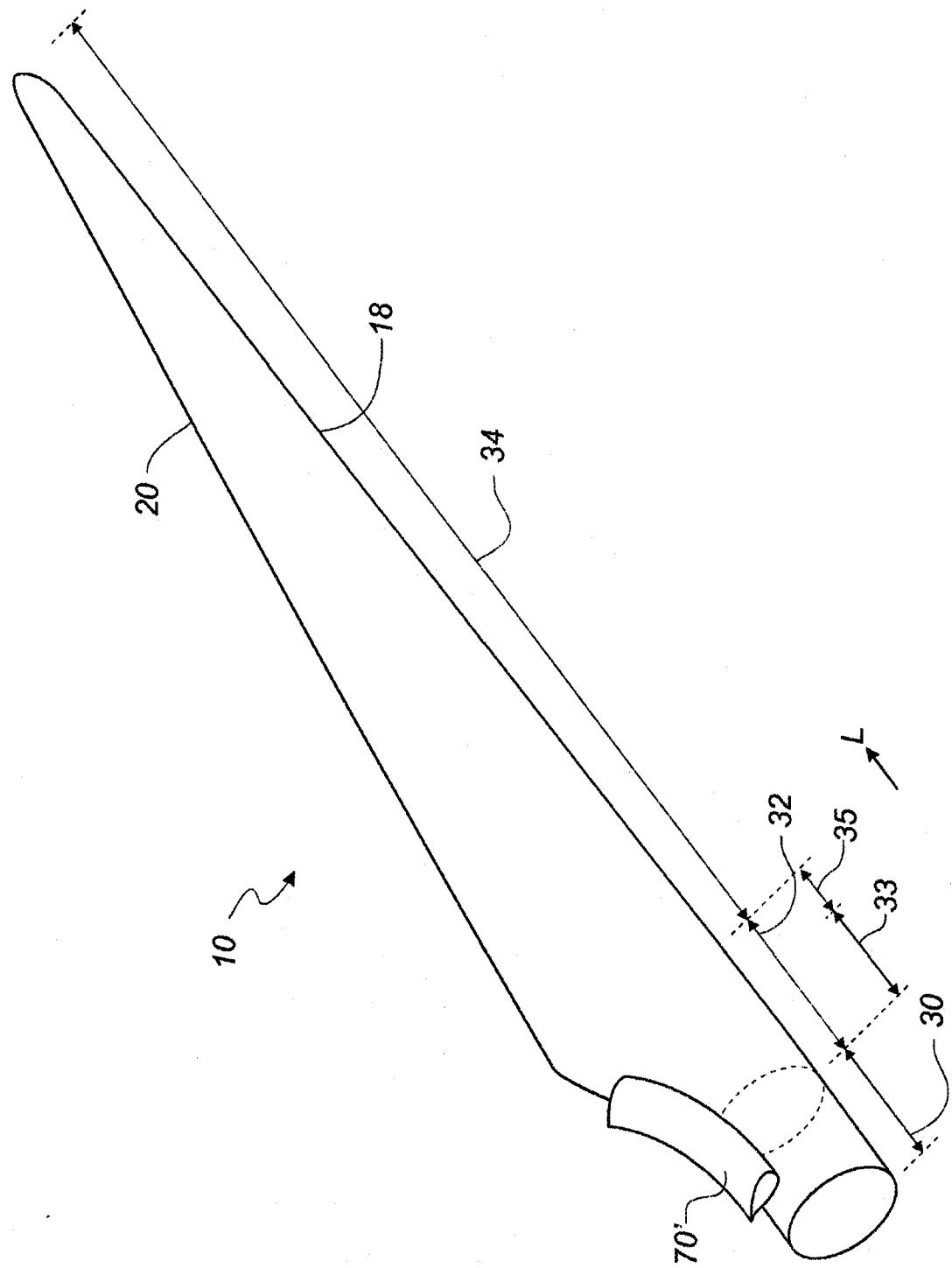


图 2

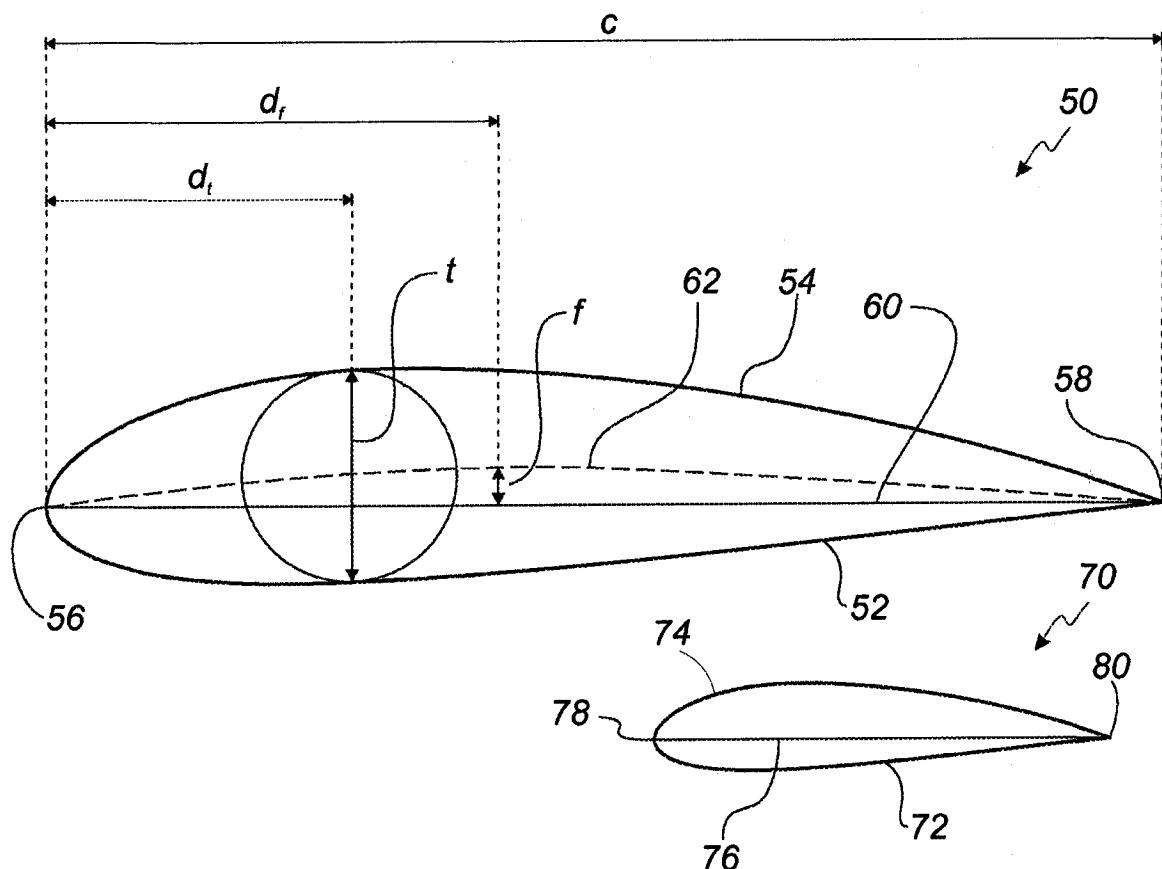


图 3

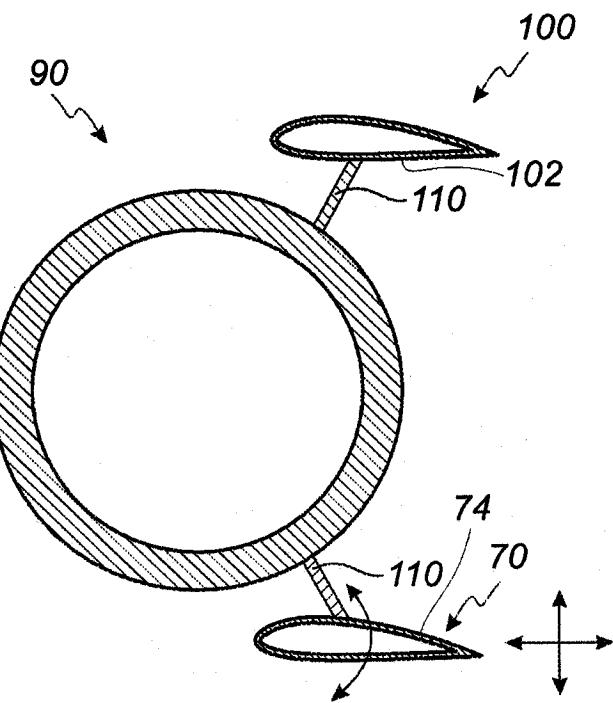


图 4

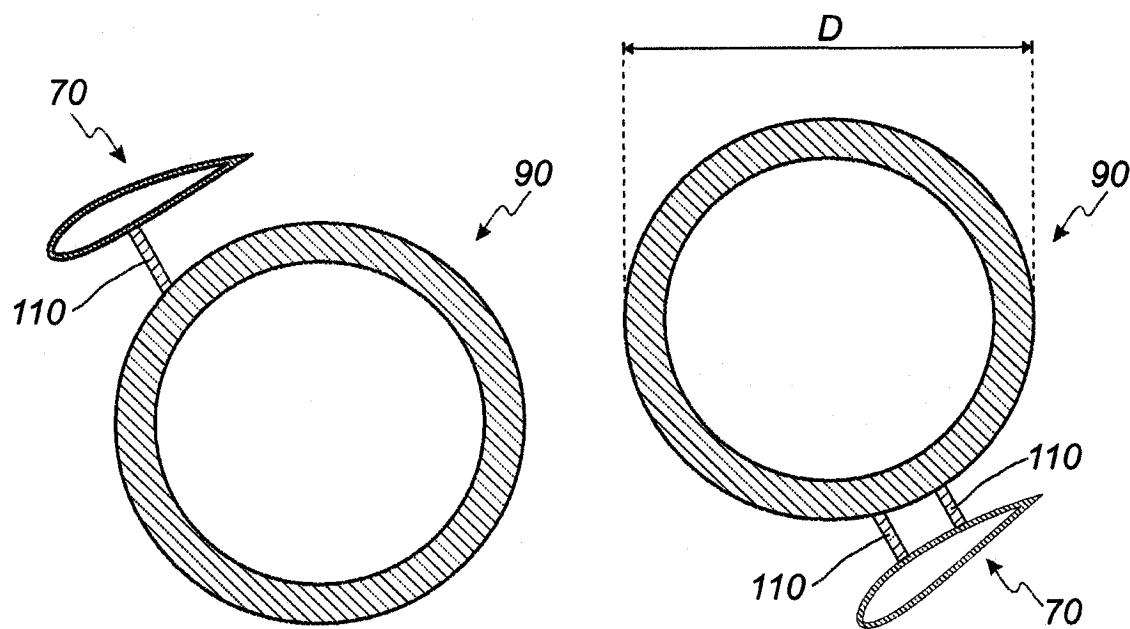


图 5

图 6

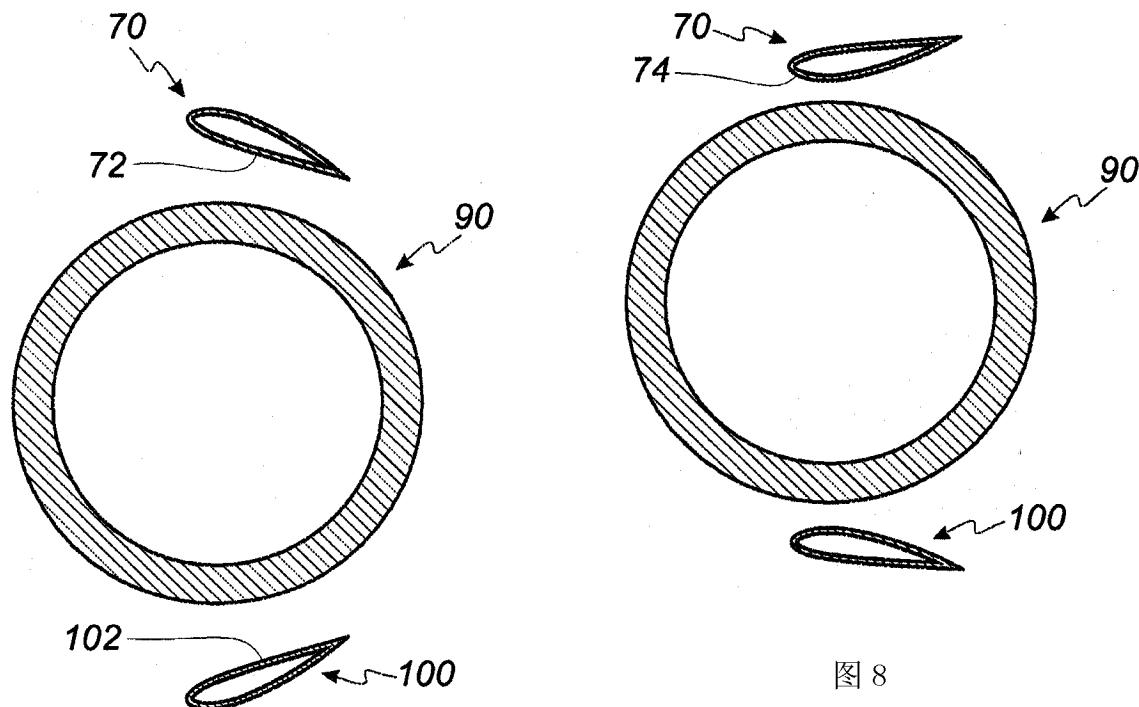


图 8

图 7

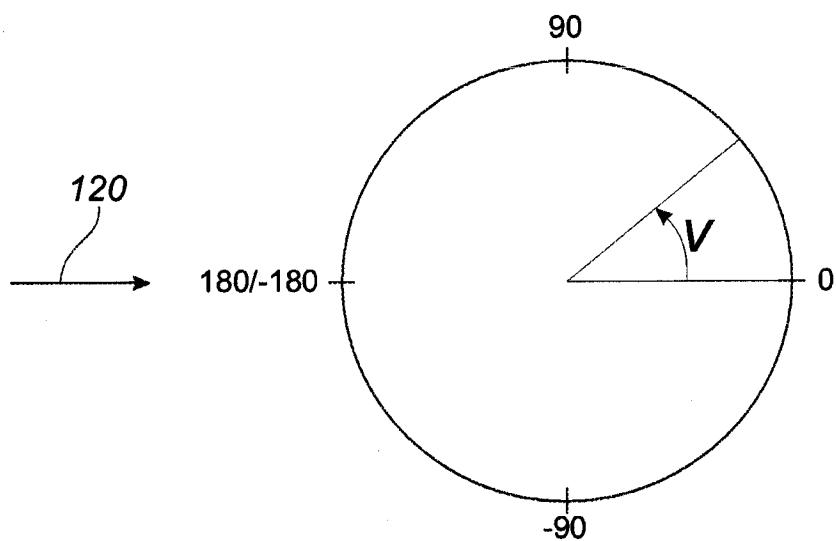


图 9

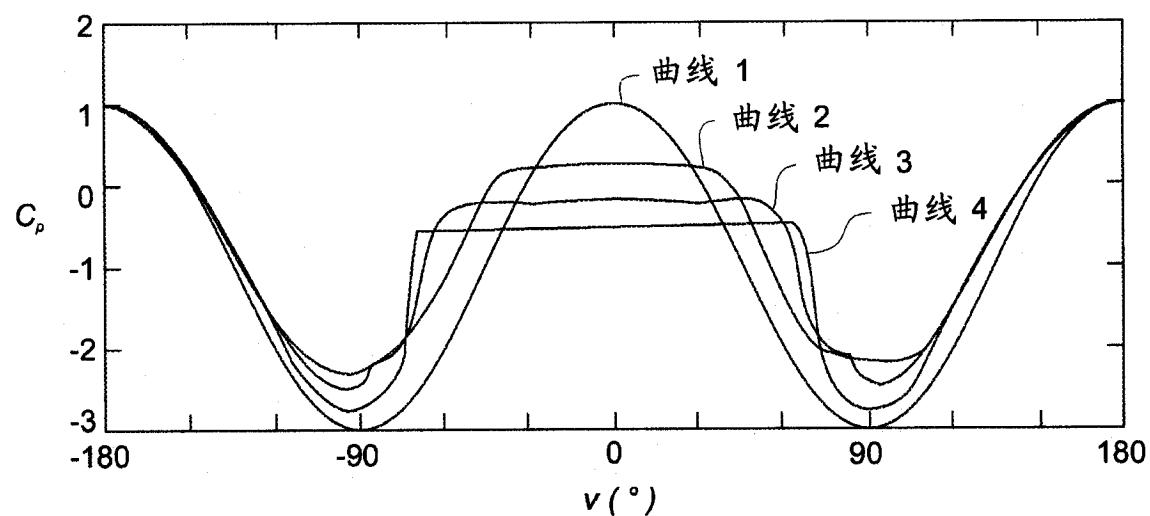


图 10

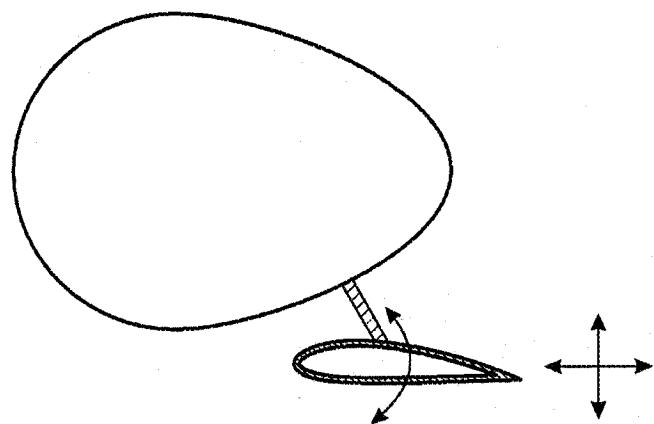


图 11