

[19] 中华人民共和国国家知识产权局

[51] Int. Cl.
B64C 11/16 (2006.01)



[12] 发明专利申请公布说明书

[21] 申请号 200780009397.9

[43] 公开日 2009 年 7 月 1 日

[11] 公开号 CN 101472795A

[22] 申请日 2007.3.8

[21] 申请号 200780009397.9

[30] 优先权

[32] 2006.3.17 [33] US [31] 11/377,162

[86] 国际申请 PCT/US2007/005756 2007.3.8

[87] 国际公布 WO2008/002338 英 2008.1.3

[85] 进入国家阶段日期 2008.9.16

[71] 申请人 萨尔布兰德·卡翰

地址 美国加利福尼亚州

[72] 发明人 萨尔布兰德·卡翰

[74] 专利代理机构 北京同立钧成知识产权代理有限公司
代理人 臧建明

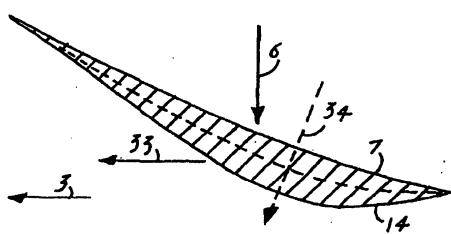
权利要求书 3 页 说明书 14 页 附图 12 页

[54] 发明名称

旋转式流体动力学实用结构

[57] 摘要

一种旋转式流体动力学实用结构(1)，包括至少两个叶片，其中每个叶片包括多个基础翼面(S)、一基座、一尖端(35)、一前面(14)、一背面(7)、一翼前缘(IS)、一翼后缘(16)和一纵向扭转。至少两个叶片等距离地连接到一轮毂上，该轮毂具有用于被连接到一旋转轴上的装置。该结构(1)在先前的叶片结构上提供了五项重要改进。第一项改进是本发明的叶片的定向被反转，第二项是基础翼面(5)是三维成型的，第三项是一改进的叶片尖端(35)曲率设计，第四是改进的翼前缘和翼后缘范围，以及第五是改进的叶片的质量分布。



1、一种旋转式流体动力学实用结构，包括：

- a) 至少两个叶片，其中每个叶片包括：
 - (1) 多个基础翼面，沿所述至少两个叶片各自的纵向长度延伸；
 - (2) 一基座；
 - (3) 一尖端；
 - (4) 一前面；
 - (5) 一背面；
 - (6) 一翼前缘；
 - (7) 一翼后缘；以及
 - (8) 一纵向扭转；
- b) 一轮毂，所述至少两个叶片等距离地连接到该轮毂上；以及
- c) 将所述轮毂连接到一旋转轴上的装置。

2、根据权利要求 1 所述的结构，其中每个基础翼面包括：

- a) 一头部；
- b) 一尾部；
- c) 一翼前缘；
- d) 一翼后缘；
- e) 一背面；
- f) 一前面；以及
- g) 一轮廓。

3、根据权利要求 2 所述的结构，其中所述轮廓包括：

- a) 一反转定向，其朝着该翼前缘的方向逐渐变细；以及
- b) 一最大厚度，其位于一有效区域的范围内，该有效区域包括从该翼面的大体上的中心到它的端截面。

4、根据权利要求 3 所述的结构，其中该翼面的最大厚度在该有效区域之内。

5、根据权利要求 2 所述的结构，其中该翼前缘和翼后缘分别终止于流体动能转换和推进的有效范围内。

6、根据权利要求 5 所述的结构，其中用于流体动能转换和推进的翼前缘终止的有效范围是：当从翼面头部的背面测量时，从相对于旋转平面的零度到翼面的一般倾斜面的任一角度。

7、根据权利要求 5 所述的结构，其中用于流体动能转换的翼后缘终止的有效范围是：当从翼面尾部的前面测量时，从相对于旋转平面的零度到翼面的一般倾斜面或叶片角度。

8、根据权利要求 5 所述的结构，其中用于推进的翼后缘终止的有效范围是：当从翼面尾部的背面测量时，从翼面一般倾斜面或叶片角度到相对于旋转平面的 90°。

9、根据权利要求 1 所述的结构，其中各所述叶片的长度的至少三分之一具有根据公式 $xy = c$ 来分布的质量，其中 x = 基础翼面或所述叶片的单位截面的质量， y 是该基础翼面旋转半径或该单位截面的平均旋转半径，以及 c 是相对于该叶片长度的常数。

10、根据权利要求 2 所述的结构，其中该基础翼面被以三维成型。

11、根据权利要求 1 所述的结构，其中各所述叶片具有一反转定向。

12、根据权利要求 1 所述的结构，其中各所述叶片是线形成型的，且符合 A 类类别参数 3、5、6 和 7。

13、根据权利要求 1 所述的结构，其中各所述叶片符合 A 类类别参数 1-6 和 8，或者符合 1-7。

14、根据权利要求 1 所述的结构，其中各所述叶片能够被设计成具有一正升力或一负升力。

15、根据权利要求 1 所述的结构，其中该基座与该轮毂一体成型。

16、根据权利要求 1 所述的结构，其中该尖端按它的旋转半径被弯曲。

17、根据权利要求 2 所述的结构，其中该翼面的前面的形状从凸起的、大体

上凸起的、凹的、大体上凹的、平的、大体上平的或其组合的形状组成的组中选择。

18、根据权利要求 2 所述的结构，其中该翼面的背面的形状从凸起的、大体上凸起的、凹的、大体上凹的、平的、大体上平的或其组合的形状组成的组中选择。

19、根据权利要求 2 所述的结构，其中该翼面的背面的长度大于该翼面的前面的长度。

20、根据权利要求 2 所述的结构，其中该翼面的背面的长度小于该翼面的前面的长度。

21、根据权利要求 2 所述的结构，其中该翼面的翼前缘和翼后缘终止于有一效范围之内。

22、根据权利要求 2 所述的结构，其中所述翼面尾部终止于一般减小拖拽的一点上。

23、根据权利要求 2 所述的结构，其中所述叶片的至少一部分还包括一涂层。

24、根据权利要求 1 所述的结构，其中各叶片的至少一部分具有一纵向扭转，该纵向扭转具有相对于该尖端的角度 Φ 的减少率。

25、根据权利要求 1 所述的结构，其中该旋转轴由一电动机驱动，或由一运动流体作用其上的所述叶片驱动。

旋转式流体动力学实用结构

技术领域

本发明一般性地涉及应用于旋转式叶片的旋转式流体动力学实用结构，且特别涉及一种在先前叶片设计上应用五项改进从而增加效率的旋转式流体动力学实用结构。

背景技术

对于现有技术中旋转式叶片横截面(翼面轮廓 (airfoil profiles)) 的设计的一项研究表明，只有一宽类 (broad class) 轮廓是使用于遍及(水平轴的)风车涡轮叶片、飞机推进器、直升机旋翼等工业中。作为参考，这种宽类型应该被称为“B 类 (Class-B) 旋转式实用叶片结构”，下文都将这样对其定义。

一叶片由多个基础翼面 (elemental airfoil) 5 组成，例如，各自具有指定轮廓的许多横截面部件共同构成该叶片。这些部件横穿叶片长度的尺寸、形状和角度通常不同，因此为叶片提供了一扭转，但是它们的形状或轮廓典型地是不变的。

现有技术中翼面轮廓的示例在图 1-6A 中给出。注意：此处以基础翼面轮廓对叶片的所有描述都是叶片的横截面视图，其自旋转的中心向外，且旋转轴是垂直的，即使实际上旋转轴在所有情况下均是水平的。图 1A、1B 和 1C 示出了国家可再生能源实验室(National Renewable Energy Laboratory, 简称 NREL) S-系列翼面轮廓的三个例子，其中直线是翼弦 2。图 2A 示出了 NASA、NACA 和“Wartman”变形 (Wartman variation)。图 2A 中的虚线示出了在 NASA 0417 和“Wartman”尾部截面上的凹陷区。图 2B 和 2C 是现有技术中翼面轮廓的其他示例。这些翼面轮廓被用于风车涡轮旋翼和飞机推进

器中。图 3A 和 3B 示出了两个示例，其中的轮廓被典型的用于推进器和风车的叶片，一个轮廓通常是靠近叶片的尖端的，如图 3A 所示；且第二轮廓靠近轮毂，如图 3B 所示。在图 3A 和 3B 中，叶片螺旋 (blade spin) 3 的方向指明了与空气阻力 4 的相遇方向。

图 4 是一基础翼面轮廓 5 的示例，其基于飞机机翼成型，且典型地以多种变形使用于水平轴涡轮的风车工业中。X-X 平面平行于叶片旋转的平面，所描述的翼面 5 是在其长度上任一点的横截面。Y-Y 平面平行于风 6 的方向，风 6 是入射在涡轮叶片上且垂直于 X-X 平面。

为了研究，撞击到叶片上的风的第一少数力矩，在叶片角度为位于旋转平面 X-X 上的冲击角度时被捕获。角度 Φ 是翼弦 2 和 X-X 平面之间的叶片角度，且在叶片旋转时，作为基础翼面冲击旋转平面上空气的角度。因为该轮廓具有曲率，所以该翼弦 2 用作一般性角度 Φ 的参考。角度 θ 是 Y-Y 平面和翼弦 2 之间的角度，且当冲击的角度垂直于旋转平面时，其作为入射风 6 在叶片上的特定点撞击叶片的角度。为研究这个特别示例，P-Q 线与翼弦 2 成直角被插入，以描述翼面头部的前面 14、翼面头部的背面 7 和翼面头部 10。

入射风 6 在翼面 5 的背面 7 产生两个相反的向量：(1) 旋转叶片的一向量分量 8，以及(2) 抵抗该旋转的一向量分量 9。进一步地，由于翼面头部 10 的相对厚度的形状和尺寸，对于翼弦 2 的长度，翼面头部 10 的背面 7 和前面 14 均相对空气 20 提供了阻力表面区，因此在向量 8 的反向产生一相对向量分量 13。

翼弦 2 可以被定义为一虚构线，描述翼面的翼前缘 15 和它的翼后缘 16 之间的最短距离。翼弦 2 在减小角度中的叶片上产生螺旋时，以及研究轮廓时可用作一可用参考。

翼面 5 的前面 14 典型地是略微凸起的，但是朝向翼面头部 10 方向逐渐变得更加凸起。翼面 5 的背面 7 比前面 14 更加凸起。有时候，如图 1A、1B 和 1C 所示，翼面 5 的前面 14 朝向翼面尾部 17 略微凸起，且在图 1A 和 1C

中，翼面 5 的前面 14 比背面 7 更加凸起（用于风车的 NREL 系列）。

翼面 5 的瞬时方向 3 垂直于风 6 的方向。当入射风慢下来或停止时，翼面 5 产生一正升力 18，其具有一相对于叶片的旋转的向量分量 19，且产生了一前向推力，因此，当风速变化时，降低了叶片的效率。

在现有技术中，翼面的翼前缘 15 典型地向前指向翼弦 2 的角度。

图 5 大体上示出了当前飞机机翼的横截面的一个示例，示出了一翼面轮廓 5，其中翼面背面 7 的长度大于翼面前面 14 的长度。飞机沿方向 3 移动，因此产生一相对方向的空气 20，其在翼面顶部的空气 21 比在翼面底部的空气 22 移动要快，所以在翼面背面 7 产生了相比于产生升力 18 的翼面前面 14 的一较低压力，该升力 18 垂直于机翼的移动方向，这至少是根据一种广泛支持但仍有争议的理论得到的。由于翼面相对于移动方向的定向，仍然存在另一个涉及的因素：稳定性。如果机翼被反转，仍然存在升力，失去稳定性，此时锐利的翼前缘趋向于非常轻易的移动上升或下降。仍然有一定量的压力和阻力 23 产生在翼面头部。

对于一旋转式实用叶片结构，因为叶片总是通过一轮毂固定在一轴上，所以叶片稳定性的因素是悬而未决的。因此，通过反转翼面的定向，可以消除伴随着现有技术的翼面定向的不足，如图 4 和 5 所示。这样，除了通过结合本发明的一个或多个方面进行现有技术的叶片的改进以外，反转定向是本发明的一个主要部分。反转定向通过将最大翼面厚度 24 从翼面的前部 11 移位到翼面的中间截面 25 至翼面的末端截面 26 之间的范围内来实现，如图 6A 所示。图 6A、6B 和 6C 利用一般的叶片在方向 3 上旋转移动进行图解示例。图 6A 示出了最大翼面厚度 24 的一典型的现有技术的定位。图 6B 和 6C 示出了从中间截面 25 到末端截面 26 的定位范围，其可称为有效区域。

对于现有技术的检索，没有公开任何文献或专利可直接理解为本发明的权利要求。然而，下述美国专利可相关的进行参考：

专利号	发明人	公布日
6,800,956	Bartlett	2004年10月5日
5,474,425	Lawlor	1995年12月12日
4,408,958	Schacle	1983年10月11日

6,800,956 号专利公开了一种采用改进的 600 瓦特 (watt) 至 900 瓦特 (watt) 风力涡轮系统的电力发生系统。该系统包括：一采用单一方向碳纤维涡轮叶片阵列的风力驱动发电机，一空气管道 (air-ducting) 鼻锥，以及一支撑塔结构。另外，还公开了一种采用膨胀泡沫的叶片制造方法，以实现改进的叶片边缘强度。该支撑塔采用压缩配合，允许标准栅栏管道不用焊接或钻孔即可连接。

5,474,425 号专利公开了风力涡轮旋翼叶片，具有一水平轴自由偏航，且其可以自动调节。这些叶片通过采用定义的 NREL 向内侧的 (inboard)、中跨的 (midspan) 和向外侧的 (outboard) 翼面轮廓来设计，且通过在已定义的轮廓之间和从后者到叶片的根部和尖端之间插入轮廓来设计。

4,408,958 号专利公开了一种大尺寸风力涡轮叶片，用于具有三个叶片的风力涡轮，且被用于发电。叶片的横截面从轮毂末端的结构开始逐渐变细，具有朝着以低速提供高升力的风的方向的实质的翼前缘和翼后缘偏转。

为了介绍背景技术以及作为本发明所涉及技术的表示，在检索中找到的下面的剩余专利可以作为参考：

专利号	发明人	公布日
6,752,595	Murakami	2004年6月22日
6,582,196	Andersen 等	2003年6月24日
6,302,652	Roberts	2001年10月16日
6,132,181	McCabe	2000年10月17日
5,161,953	Burtis	1992年11月10日
4,976,587	Johnston 等	1990年12月11日
4,969,800	Parry 等	1990年11月13日
4,698,011	Lamalle 等	1987年10月6日

发明内容

在大多数基本设计中，旋转式流体动力学实用结构是由下述主要部件组成

的：

至少两个叶片，其中每个叶片包括：

- 1、多个基础翼面，形成所述至少两个叶片各自的纵向长度，
- 2、一基座，
- 3、一尖端，
- 4、一前面，
- 5、一背面，
- 6、一翼前缘，
- 7、一翼后缘，以及
- 8、一纵向扭转。

至少两个叶片等距离地连接到一轮毂上，且该轮毂具有连接到一旋转轴上的装置。除了主要部件之外，每个基础翼面包括：

- 1、一头部，
- 2、一尾部，
- 3、一翼前缘，
- 4、一翼后缘，
- 5、一背面，
- 6、一前面，以及
- 7、一轮廓。

该旋转式流体动力学实用结构在先前常规旋转式叶片结构之上提供了五项重要的改进。这些改进是：

- 1、叶片的反转定向，例如叶片横截面或基础翼面轮廓在水平面内反转；
- 2、三维翼面成型；
- 3、恰当叶片尖端曲率设计；
- 4、改进的翼前缘和翼后缘范围；以及
- 5、改进的纵向叶片质量分布。

对于风车使用，为了使腐蚀和侵蚀最小化，每个叶片至少部分被涂覆有一适当的材料，例如可用金属或非金属材料及其混合物中的一个，包括树脂、人造含氟树脂、聚亚安酯和紫外线抑制系统，例如树脂添加剂和其他紫外线（UV）屏障。

鉴于上述公开内容，本发明的主要目的是提供一种动力学叶片的旋转式流体动力学实用结构，在旋转式叶片应用的任何领域，该动力学叶片都具有较高性能效率。

本发明的另一目的是提供一种旋转式流体动力学实用结构：

- 其能够被用于小船（boat）和轮船（ship）的推进器、风车叶片、水力发电涡轮、飞机推进器、直升机旋翼、风扇、模型飞机和任何其他可应用的用途；
- 其能够由不同应用的各种尺寸和形状的叶片来制成；
- 其能够由各种材料制成，例如金属、木材、塑胶、玻璃纤维、碳纤维或复合材料等；
- 其能够以高效成本来制造，并且
- 其能够容易地被改型为现存结构或交通工具（例如风车和飞机）。

本发明的这些和其他目的及优点将结合附图，通过随后的优选实施例和附加的权利要求的详细描述变得更加明确。

附图说明

图 1A-1C 是具有 NREL、S 系列翼面轮廓的风车叶片的横截面图；

图 2A-2C 是示出了现有技术叶片的翼面轮廓的示例的横截面图；

图 3A 和 3B 是示出了常规飞机推进器的翼面轮廓的横截面图；

图 4 是一典型叶片的横截面图，示出了用于风车和飞机推进器的基础翼面轮廓；

图 5 是飞机机翼的横截面图，图示了升力和空气阻力；

图 6A-6C 是示出了最大翼面厚度布置的横截面图，其对照于在三维成型之前的常规布置；

图 7A-7D 是示出了三维翼面成型的横截面图；

图 8 是示出了在三维成型之前的翼前缘和翼后缘终止范围的横截面图；

图 9A-9C 是示出了在三维成型之前的为风车设计的基础翼面的横截面图；

图 10A-10D 是在三维成型之前的为飞机设计的各种叶片的横截面图；

图 11A-11D 是在三维成型之前的为飞机设计的另一叶片的横截面图；

图 12A-12E 是在三维成型之前的线形轮廓叶片的示例；

图 13A-13E 是具有各种尖端设计的常规叶片的正视图；

图 14A-14C 是叶片的正视图，示出了恰当的尖端曲率背后的原理；

图 15 是旋转式流体动力学实用叶片结构的正视图。

具体实施方式

实现本发明的最佳模式，按照旋转式流体动力学实用结构（Rotary Fluid Dynamic Utility Structure，以下简称 RFDUS 1）的优选、第二、第三和第四实施例被呈现。优选实施例示于图 6B、6C、7C、7D、8、9A、14C 和 15 中。第二实施例示于图 6B、6C、7C、7D、8、10C、14C 和 15 中。第三实施例示于图 8、12E、14C 和 15 中。第四实施例示于图 8、12B、14C 和 15 中。

RFDUS 1 是旋转式叶片设计的一个改进，能应用到广泛的用途中，包括小船和轮船推进器、风车和水力电涡轮叶片、飞机推进器叶片、直升机旋翼、风扇、模型飞机和任何其他类似的采用旋转式叶片的应用中。

RFDUS 1 在先前的叶片结构设计上提供了五项重要的改进。如在前的描述，尽管五项重要改进都包括 RFDUS 1，但是改进中的任何一项或多项都可以被采用。另外，为了提高它的效率，五项改进中的任何一项或多项能够被结合到现有技术叶片的设计中。

RFDUS 1 的优选实施例包括至少两个叶片，每个叶片均遵照 A 类 (Class A) 叶片的参数 1-7。请注意：A 类叶片、B 类叶片和 C 类 (Class C) 叶片的参数均在下文公开。

在第二实施例中，每个叶片均遵照 A 类叶片的参数 1-6 和 8。

在第三实施例中，每个叶片均是线形轮廓且遵照 A 类叶片的参数 3、5、6 和 7。

在第四实施例中，每个叶片均是线形轮廓且遵照 A 类叶片的参数 3、5、6 和 8。

这些实施例各自由至少两个叶片构成，图 15 中示出的具有三个叶片，除了本发明及其变形所涵盖的之外，根据用户的需求，它们的尺寸和参数是必需的、可变的，所有现有技术中通常就是这样。

应该注意的是，此处公开的 RFDUS 1 可以被使用于任何用于旋转式叶片的叶片结构中，这些旋转式叶片在流体中运转，可以是用来产生电能的流体驱动，或者是用来产生推进力的电动机驱动。

对于一旋转式实用叶片结构，叶片稳定性的因素是悬而未决的，因为叶片经常是通过一轮毂固定在一轴上的。所以，通过反转翼面定向，可以消除伴随着现有技术的翼面定向的，如图 4 和 5 所示的不足。因此，除了通过本发明的一个或多个方面来改进现有技术叶片以外，反转定向是本发明的一个主要的组成部分。反转定向通过将最大翼面厚度，如图 6A 中的多个横截面所示，从翼面的前部移位到翼面中间截面至翼面末端截面之间的范围来界定。图 6A、6B 和 6C 是利用一般叶片在一方向上旋转移动的横截面。图 6A 示出了叶片的最大厚度的一典型现有技术定位。图 6B 和 6C 示出了从中间截面变化到末端截面的定位的范围，其可称为有效区域。作为一般性的表述，除了最大翼面厚度的布置范围之外，描述可取的尺寸、比例或形状是没有必要意义的。这可以应用于旋转式系统中叶片的任一应用。

用于飞机和风车的旋转式叶片的现有翼面轮廓典型地是二维成型，这对

于直线运动是优选的。因为旋转式叶片为圆周运动，所以最有效的成型要求叶片为三维成型，如图 7A-7D 所示。图 7A 为单个二维成型的基础翼面的俯视图，图 7B 是它的侧视图。旋转式叶片的翼面 5 的旋转路径 27 示于图 7A 和 7C 中。如图 7C 和 7D 所示的基础叶片具有一半径 “r”，起始自它的旋转中心。图 7C 是俯视图，图 7D 是根据本发明采用相同半径 “r” 进行三维成型的单个基础叶片的侧视图。从而，完整的旋转式实体叶片可以由三维成型的叶片构成，这使得叶片动力性和效率更高。

在现有技术中，叶片的翼前缘和翼后缘典型地沿着翼弦 2 终止或在整个基础翼面 5 的一般倾斜面方向上的点处终止。在非典型情况下，翼后缘 16 稍微朝向旋转平面终止（即稍微远离翼弦 2，且朝向旋转平面），如图 1C 和图 2C 所示的示例中那样。本发明要求一叶片的两端相对于各端均终止在一特定效率范围内，可以降低翼前缘上的空气阻力和翼后缘上的湍流，在某种意义上减小了拖拽（被称为有效范围）。图 8 是终止的有效范围的一示例。倾斜的翼面示出了翼面头部 10 上的两个终止位置和角度，以及在翼面尾部 17 上的三个位置。对于叶片的所有用途翼面头部的终止范围是：

从翼面头部 10 的背面 7（即从此测量），是从相对于旋转平面 X-X 的零度 28 开始（即平行于 X-X）到翼面 5 的一般倾斜面 Z-Z 的任一角度 29（或者角度 Φ -翼弦到旋转平面的角度）的范围。

根据应用，尾部终止是不相同的：

1、为了动能转换（例如风车），该范围是：

从翼面尾部 17 的前面 14，是从相对于旋转平面的零度 30（平行于 X-X 平面）到翼弦的倾斜面，或到翼面 5 的一般倾斜面 Z-Z 位置。

2、为了作为推进器，该范围是：

如图 8 所示，从翼面的一般倾斜面，如虚线 Z-Z 所示（或翼弦的角度），到相对于旋转平面的 90° ，或到与邻接翼面尾部 17 的背面 7 的 Y-Y 轴平行的一倾斜面 31。实际终止角度依赖于几个因素，例如所使用的叶片角度、

每分钟转速 (rpm's)、叶片尺寸和风速等。

从翼面前部开始的翼面的最大厚度的布置在前部产生空气阻力，类似于模仿飞机机翼样式的任一现有技术叶片。因此，最大翼面厚度的布置的移位解决了常规翼面设计中固有的问题。进一步地，如图 9A-9C 所示，当翼面前面 14 被制作的比翼面背面 7 长时，在叶片的旋转方向 3 上的一实质的负升力向量 33，如图 9A 所示，将辅助叶片的旋转。总的负升力向量 34 由箭头指明和风向 6 也示于图 9A 中。

在用于转换流体动能的旋转式系统中，利用飞机机翼横截面模型的一种误解是翼面前面和背面之间的压力差别。当这种叶片被用于转换动能时，如在风车中，已经证明了不论任何叶片造型，在翼面 5 的背面 7 上都没有低压。实际上在翼面 5 的背面 7 上存在一比前面 14 上高的压力，当叶片加速时，在不变的风速下，这种（压力）将会减小和标准化。翼面 5 的前面 14 上的压力增加，且对于飞机推进器，该压力反转。因此，基础翼面 5 的背面 7 和前面 14 将根据本发明来进行造型。

图 9A-9C 示出了用于风车上的本发明叶片结构的三个实例。图 9A 和 9B 是凹的翼面背面 7 的实例，图 9C 中背面 7 稍微凸起的。请注意：反转向将需要翼面尾部的一定量断面收缩至一点 (reverse orientation will require a certain amount of narrowing of the airfoil tail to a point)，为了减小湍流，以及消除尾随叶片出现的低压，在某种意义上减小拖拽。图 9A 和 9B 中的虚线示出了翼面背面轮廓的另外的实例。

请注意：图 9、10 和 11 为图解方便是从二维来描述的，所以没有描述叶片的实际横截面，其将有第三维度增加到轮廓上。

图 10A-10D 示出了用于推进飞机的本发明叶片结构的实例。图 10A、10C 和 10D 示出了凸起的翼面前面 14 的实例，图 10B 示出了一凹的翼面前面 14，其带有指明旋转方向 3 的箭头。图 11A-11D 示出了用于推进飞机的本发明叶片结构的另外的实例。

由于叶片速度、风速等（变量）的变化，设计轮廓的背面前面的曲率以引起冲击角度的改变，以便在更大范围的变量之上提供更恒定的叶片效率，例如，对于风车的风速率和对于飞机的加速度。

当升力相对于空气阻力的净增益为负时（即当改变翼面厚度的任一升力设计产生比所需负升力更大的空气阻力时），线形造型在动能转换中是特别有用的。线形造型对于模型飞机、风扇等也是有效的。当翼面背面前面的长度相等时，线形轮廓被定义为叶片的基础翼面轮廓，因此产生具有不变厚度的翼面，当根据轮廓曲率、叶片角度旋转时产生所期望的升力，并且其可以由一线条来描述。图 12A-12E 中给出了线形造型的叶片的横截面的实例。请注意：翼前缘和翼后缘被指出且在终止有效范围之内。图 12B 是一正升力线形轮廓的实例，图 12D 和图 12E 示出了负升力的轮廓。

图 13A-13E 示出了常规叶片的实例。为这些叶片而成型的尖端 35 是从平直的，如图 13A 所示；平且成角度的，如图 13E 所示；至一些任意曲率的，如图 13B、13C 和 13D 所示的范围内变化。

图 14A-14C 示出了尖端流体动力学的基本要素：叶片旋转路径是 27，并且 “r” 是叶片旋转的半径，其是从旋转中心到叶片尖端 35 的距离。图 14A 示出了一平尖端叶片，图 14B 示出了一具有任意曲率的叶片。字母 “a” 表示在尖端 35 的一侧上空气压缩，且 “b” 表示在另一侧上空气的稀薄区。空气压缩抵抗叶片的旋转，稀薄区具有一向量分量 “c”，其与旋转的方向相反。这引起了对于叶片旋转的阻力，其值被旋转半径与叶片每分钟圈数 (rpm) 的乘积所放大。

图 14C 示出了从前视图来看，具有半径 “r”的曲率的叶片。作为本发明曲率的结果，尖端 35 的阻力被相当大的减小，由此增加了实体叶片的效率。

图 15 是采用三个叶片系统的 RFDUS 1 的一实例。

为了增加叶片对施加于其上的动力的响应，它的质量分布必须符合公

式：

$$xy=c$$

其中， x = 一基础翼面的质量，或者 = 一叶片在旋转半径或平均旋转半径为 y (即，起始自旋转中心的距离) 的点处的小单位截面的质量， c 是贯穿叶片长度的常数。换言之，沿着叶片相对于旋转中心的旋转惯量必须是不变的。这减小了启动叶片旋转时以及叶片加速和减速时的延迟，因此，当用作推进器时减小了燃料消耗，当用作风车旋翼时减小了启动风速。现有技术已经被发现没有完全符合这个公式。至少叶片的三分之一截面应该符合这个质量分布。具有纵向恒定惯量的叶片不具有固有惯性拖拽，因此使得这种叶片动力性更强。在风车应用中，例如，从突然一阵风中捕获的能量实质上被增加了，这样突然一阵风在城市设置中是典型存在的。另外，至少各叶片的一部分具有纵向扭转。叶片的纵向扭转具有相对于尖端的角度 ϕ 的减少率 (The longitudinal twist of a blade has a reducing rate of angle ϕ to the tip)。

为了将作为一类叶片的常规旋转式叶片和作为另一类的本发明的旋转式实体叶片进行区分，A类、B类和C类参数定义如下：

A类类别的叶片

1、叶片定向是一飞机机翼的反转，至少在具有尖端细的、锋利的用于提高效率的翼前缘和翼后缘的一水平平面上。（翼面头部—靠近翼面尖端，的背面对和前面之间的角度是足够小的以至于不会在相对空气的方向上提供一较大的阻力表面。）

2、所有叶片基础翼面朝着翼面尾部的方向是较厚的，且在翼面头部的一点处是窄的，因此，最大翼面厚度布置在有效区域内。

3、至少三分之一的叶片的质量分布遵守公式： $xy = c$ 。

4、基础翼面是三维成型的。

5、从其正视图来看，叶片尖端以它的旋转半径被弯曲 (blade tip is

curved by its rotational radius)。

6、基础翼面的两端均终止于翼面终止有效范围内。

7、除了直线造型（如图 12A 所示）的以外，只有负升力翼面造型用于能量转换的目的。

8、除了直线造型（如图 12A 所示）的以外，只有正升力翼面造型用于推进目的。

B 类类别的叶片

B 类类别的叶片定义为用在旋转式叶片系统中的常规叶片，且满足下述标准：

1、叶片定向是基于飞机机翼的，且与飞机机翼的叶片相同，即，每个叶片的横截面朝着翼前缘的方向是较厚的，且朝着翼后缘的方向逐渐变细。（各翼面头部的背面向前面之间的角度，朝着翼面尖端的方向，是足够大的，以显著增加前向空气阻力，因此有助于停转的情形。）

2、叶片是由基础翼面轮廓构成的，是将飞机机翼的一般性基础翼面轮廓在它们的定向上进行组装。即，翼面头部比翼面尾部更厚，无论飞机的背面是否比其前面更长。

3、叶片质量分布不遵守公式： $xy = c$ 。

4、基础翼面只是二维成型的。

5、叶片尖端形状不符合半径 r 的曲率，其中， r = 从前视图来看，尖端上任一点的旋转半径。

6、至少一个基础翼面端部不终止于翼面终止有效范围内。

C 类类别的叶片

为了本发明的目的，C 类叶片被定义为通过 A 类叶片的一个或多个方面进行改进的 B 类叶片。

包含叶片螺旋的一叶片的特定形状和尺寸有很多，无论用作风扇、推进器或风车旋翼等。支配上述设计的因素包括（除了上述已涵盖的因素）市场

或用户需求以及其他此处未包括但对于本领域技术人员公知的准则。然而，此处涵盖的准则和此处给出的参数的有效范围等，在设计中允许更广泛的选择。

虽然本发明已经被详细描述，并且形象化地示于附图中，但是，本发明并不限制于这些细节，因为对本发明所作的诸多变形和修改均未脱离本发明的精神和范围。因此，任何和所有修改，以及可能来源于本发明权利要求的语言和范围之中的形式均被描述为涵盖在本发明之中。

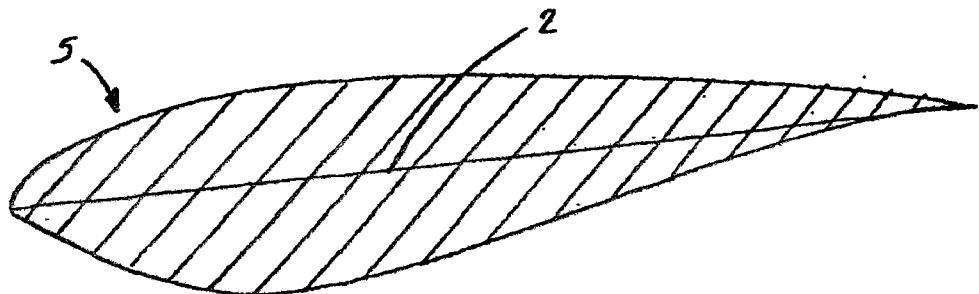


图 1A 现有技术

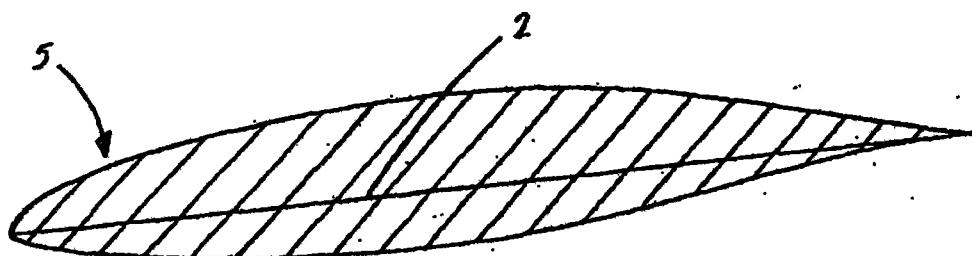


图 1B 现有技术

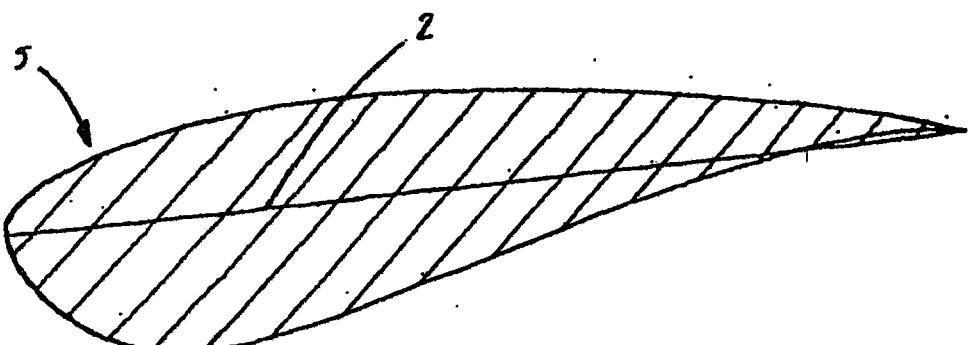


图 1C 现有技术

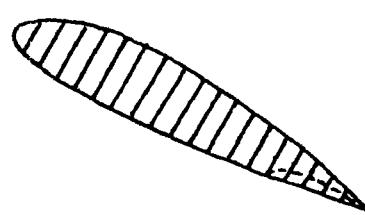


图 2A 现有技术

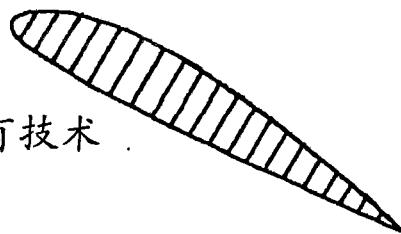


图 2B 现有技术

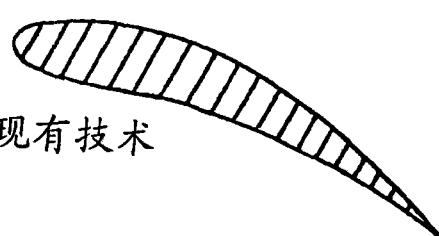


图 2C 现有技术

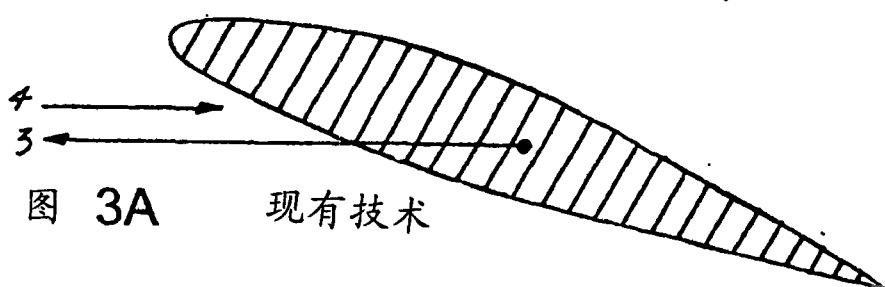


图 3A 现有技术

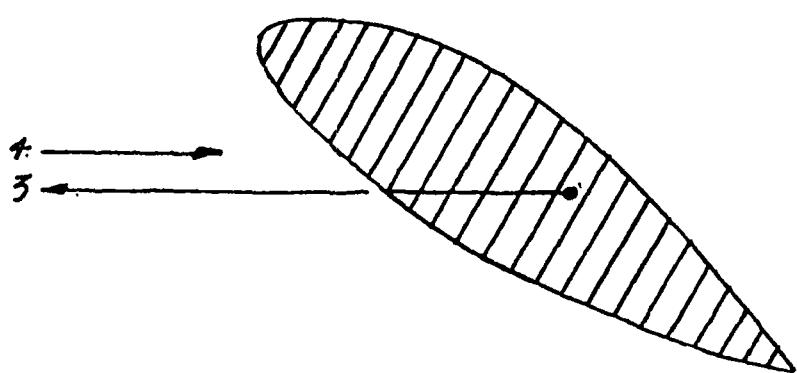


图 3B 现有技术

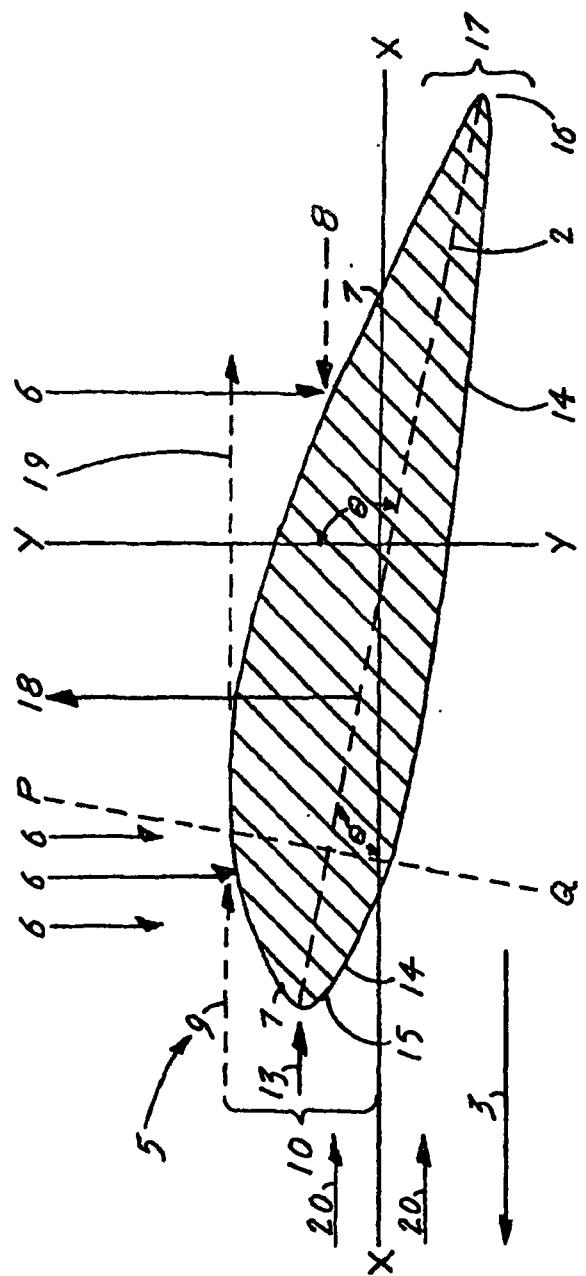


图 4

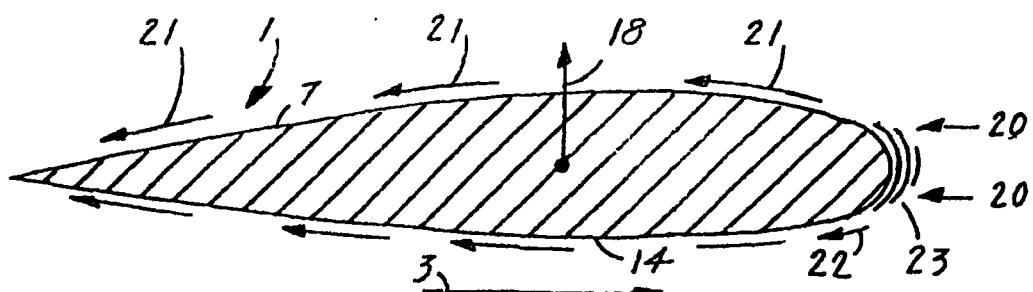


图 5 现有技术

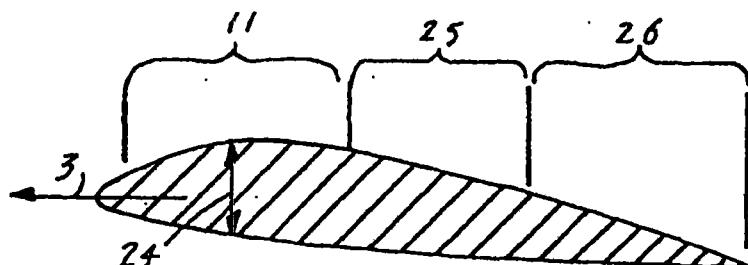


图 6A 现有技术

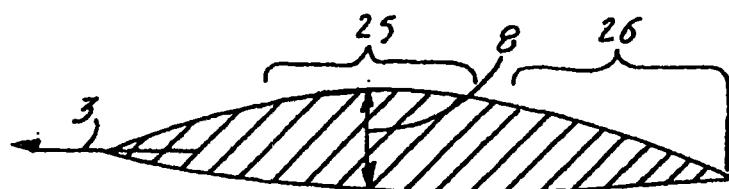


图 6B

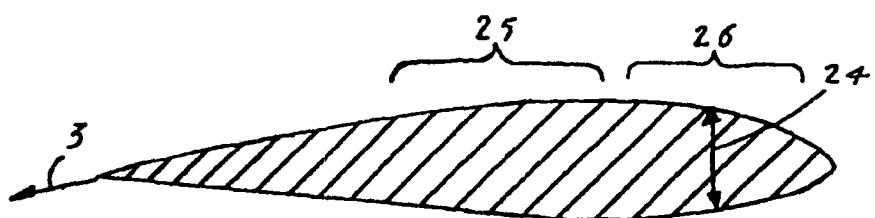


图 6C

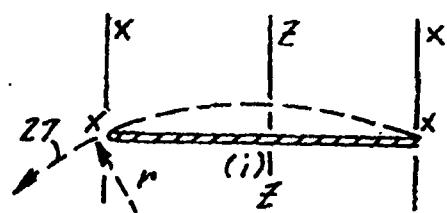


图 7A

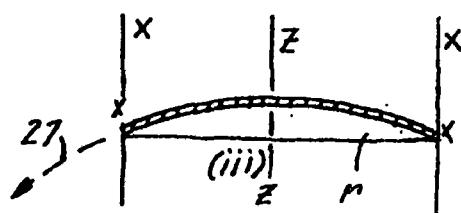


图 7C

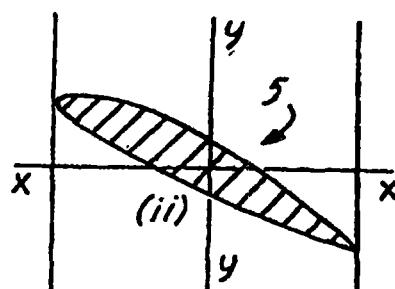


图 7B

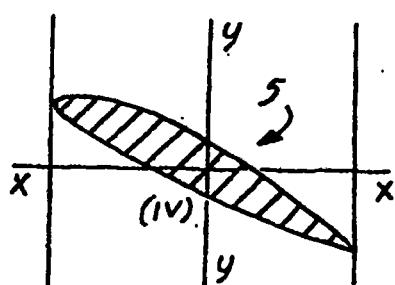


图 7D

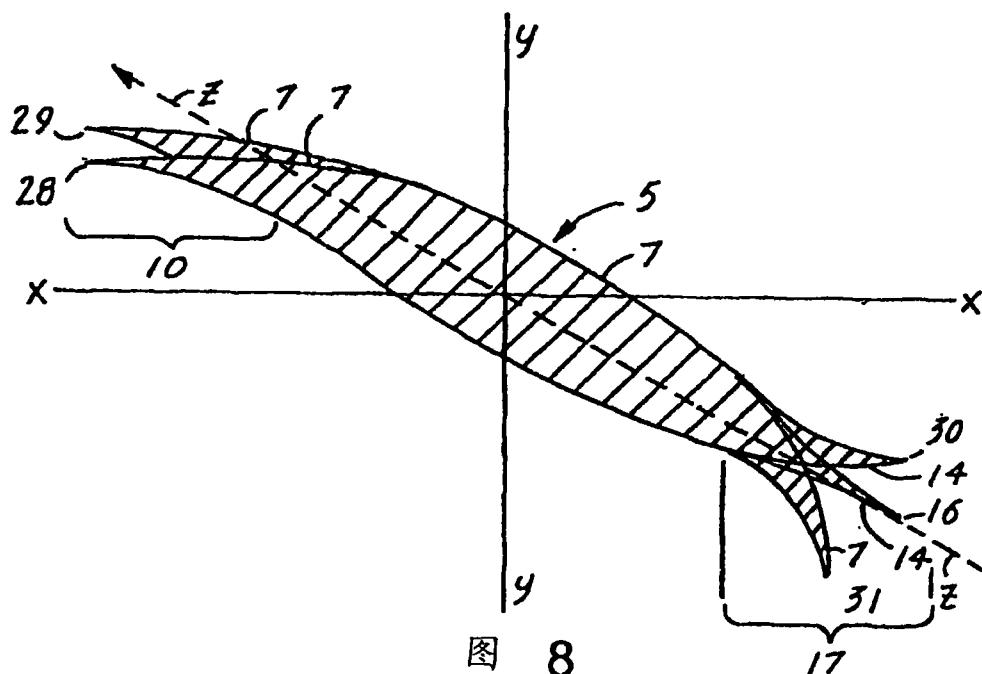


图 8

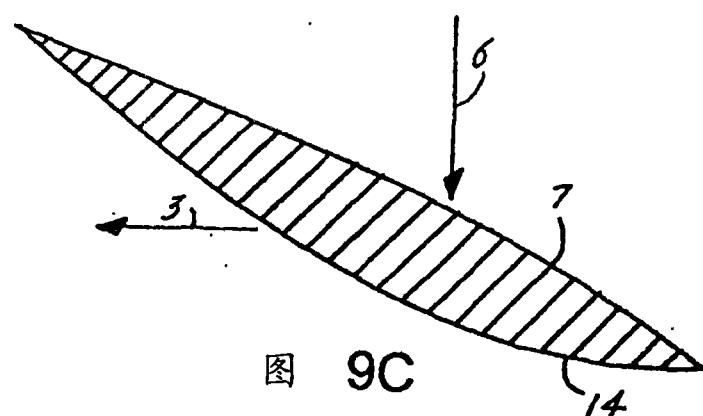


图 9C

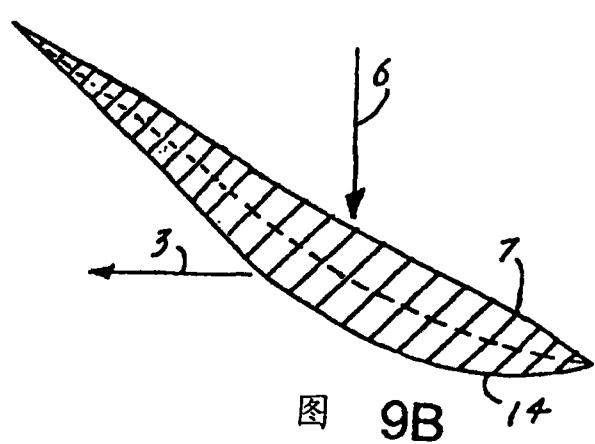


图 9B

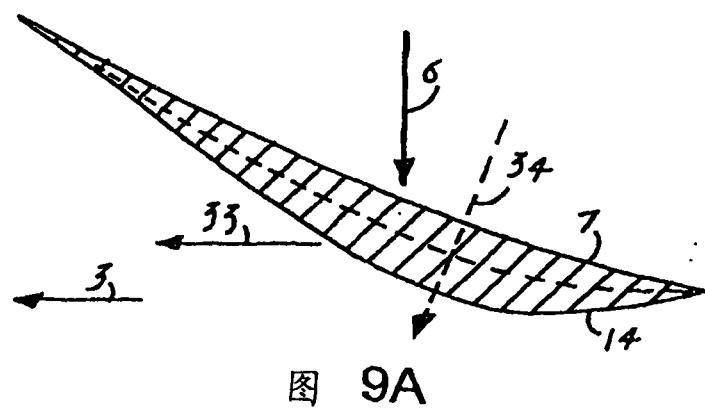
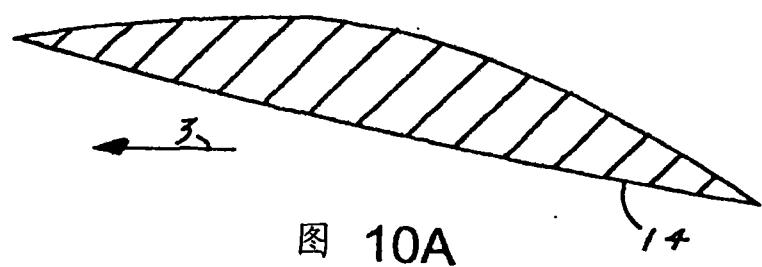
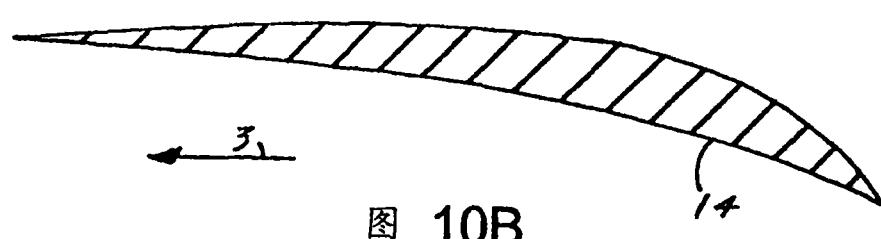
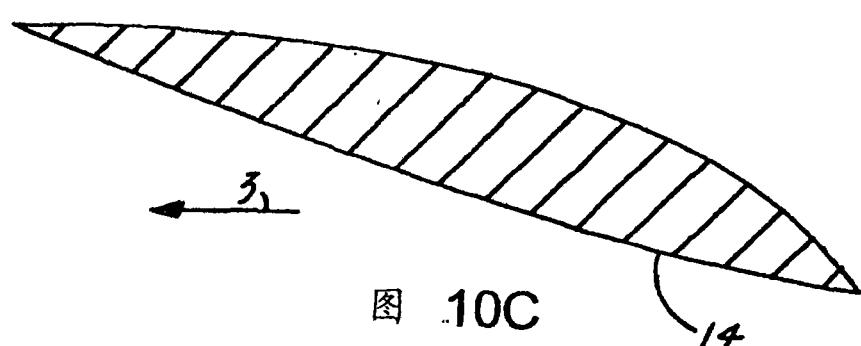
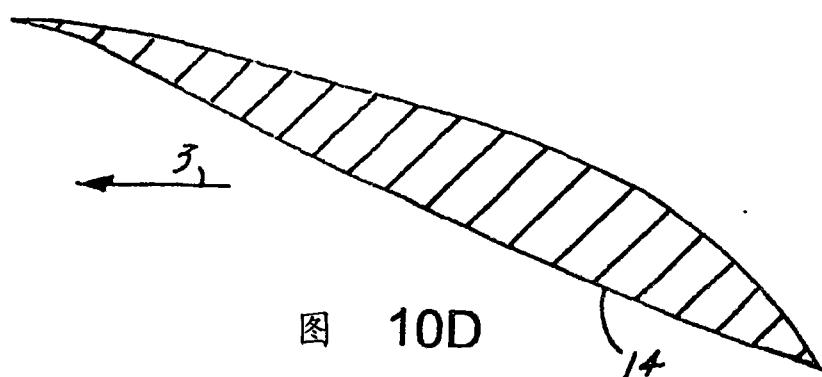


图 9A



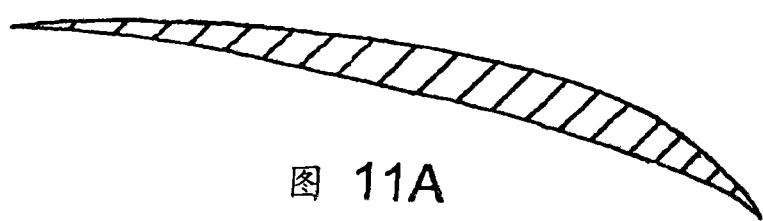


图 11A

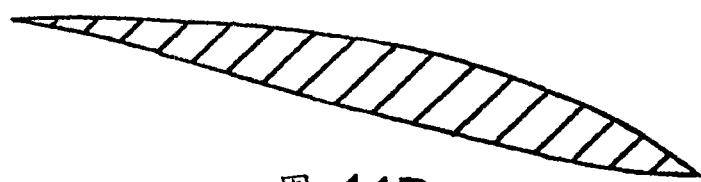


图 11B

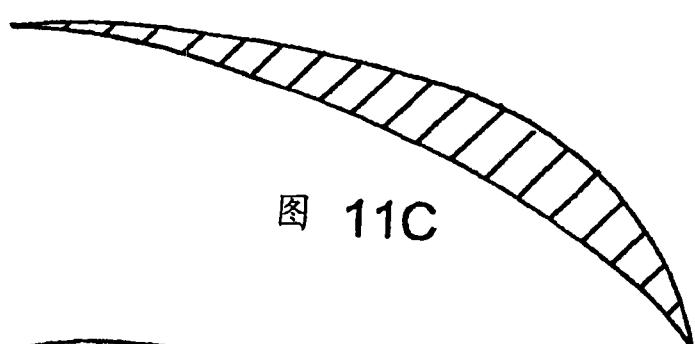


图 11C

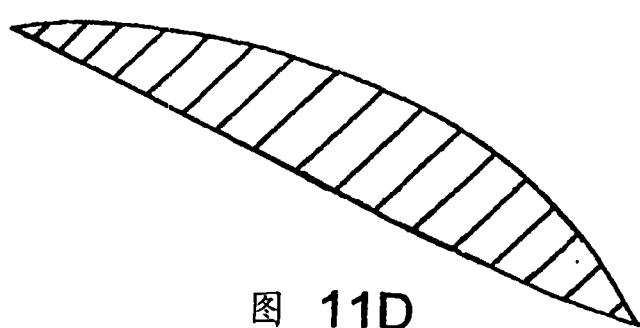


图 11D

图 12A

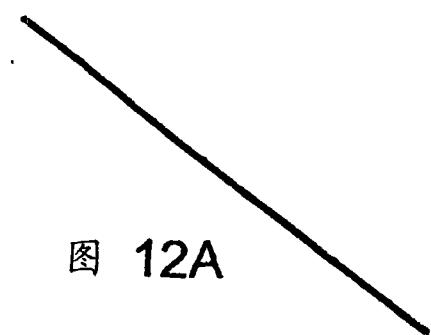


图 12B

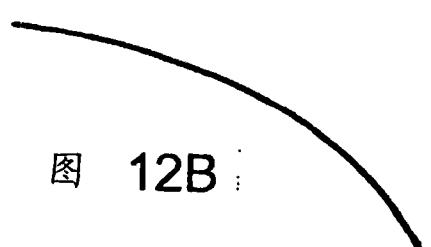


图 12C

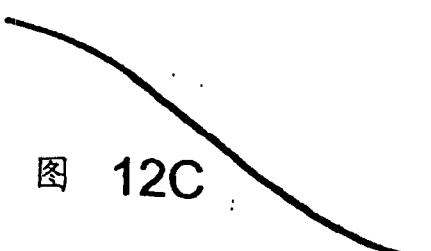


图 12D

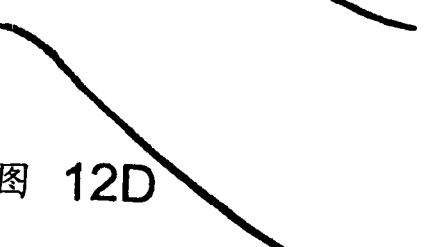
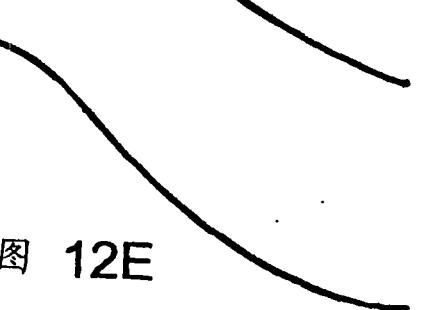


图 12E



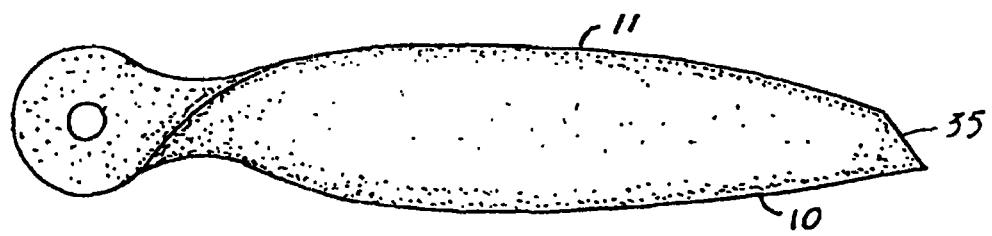


图 13E

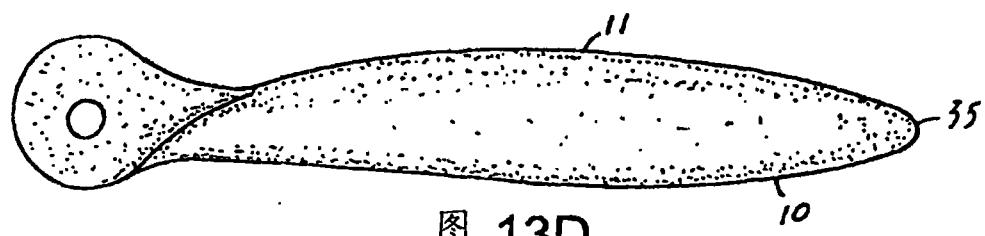


图 13D

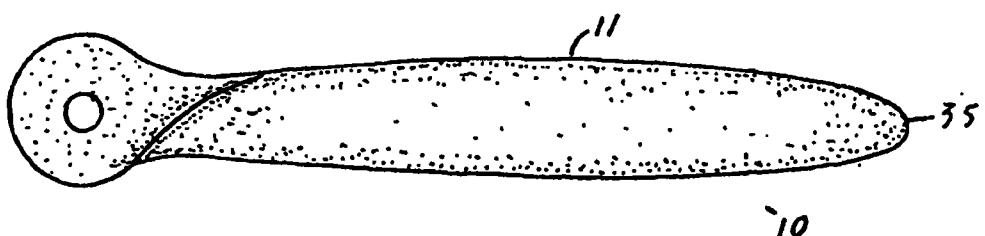


图 13C

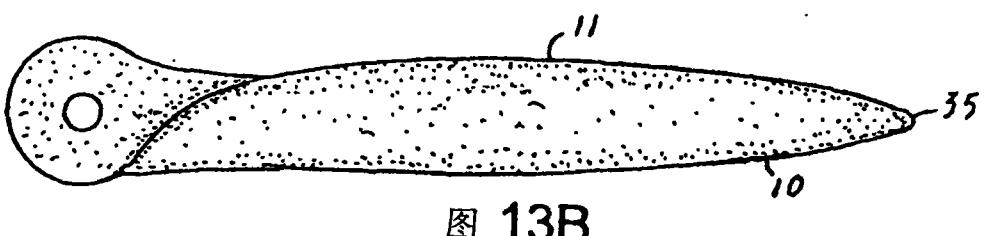


图 13B

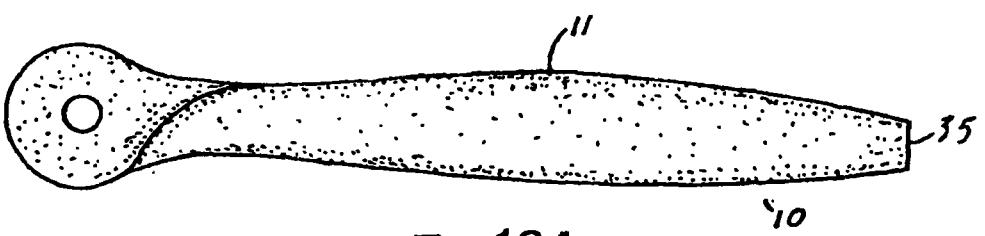


图 13A

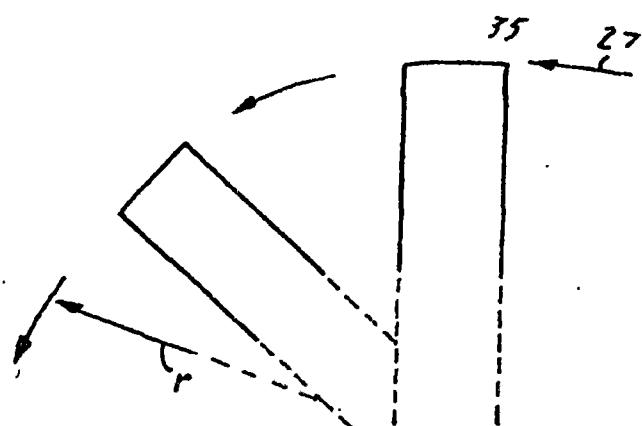


图 14C

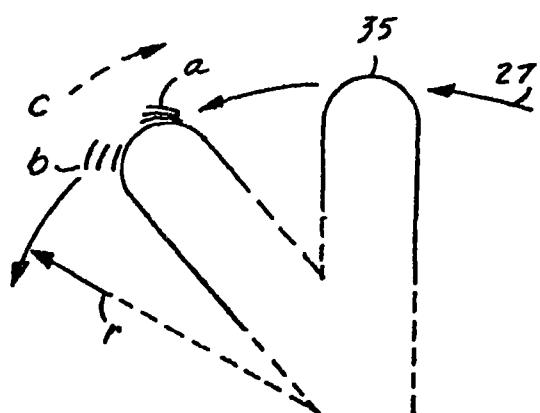


图 14B

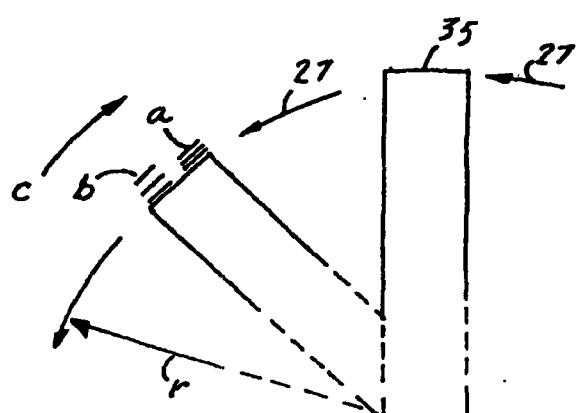


图 14A

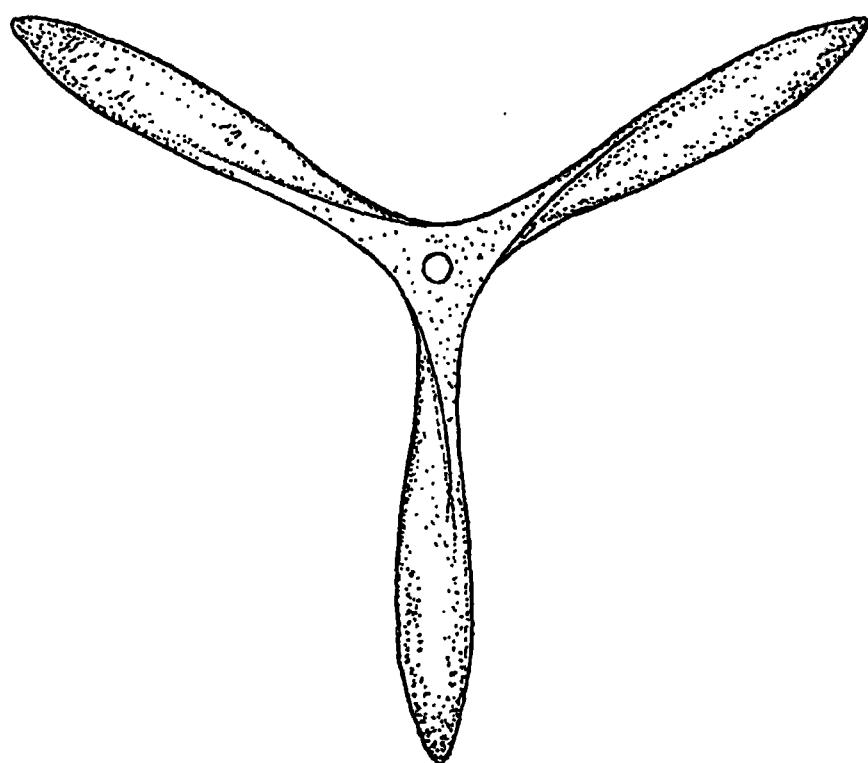


图 15