



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 104837726 A

(43) 申请公布日 2015. 08. 12

(21) 申请号 201380063979. 0

(51) Int. Cl.

(22) 申请日 2013. 12. 05

B64C 11/18(2006. 01)

(30) 优先权数据

B64C 27/467(2006. 01)

1261805 2012. 12. 07 FR

F01D 5/14(2006. 01)

(85) PCT国际申请进入国家阶段日

2015. 06. 08

(86) PCT国际申请的申请数据

PCT/FR2013/052962 2013. 12. 05

(87) PCT国际申请的公布数据

W02014/087109 FR 2014. 06. 12

(71) 申请人 斯奈克玛

地址 法国巴黎

(72) 发明人 乔纳森·维拉斯图

克莱门特·马赛尔·莫里斯·德杰

(74) 专利代理机构 中国商标专利事务所有限公

司 11234

代理人 宋义兴 桑丽茹

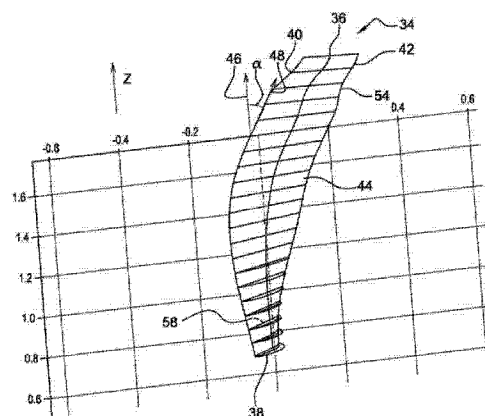
权利要求书1页 说明书4页 附图4页

(54) 发明名称

涡轮机的螺旋桨叶片

(57) 摘要

本发明涉及一种在叶片脚部 (38) 和叶片头部 (36) 之间径向地延伸的螺旋桨叶片 (34), 并包括除活性表面和钝化表面外的前缘 (40) 和后缘 (42)。根据本发明, 沿该前缘 (30), 在径向方向和该后缘的切线之间的角度 (α) 穿过一个被布置在该叶片 (34) 高度的 60% 到 80% 之间的局部最大值 $Z_{\max}$ 。此外, 该叶片 (34) 的钝性表面包括一个从前缘 (40) 直到后缘轴向地延伸, 并在局部最大值 $Z_{\max}$ 和该叶片头部 (34) 之间被布置在该叶片 (34) 的顶部的凹部 (54)。



1. 一种用于安装在螺旋桨上的叶片 (34), 所述叶片在从叶片根部 (38) 到叶片顶端 (36) 的高度方向上径向地延伸并具有前缘 (40) 和后缘 (42), 以及压力侧表面和吸力侧表面, 所述叶片的特征在于, 沿所述前缘 (40), 在与其上安装有叶片的螺旋桨的径向方向相对应的叶片的径向方向和该前缘的切线之间的角度 (α) 穿过一个位于所述叶片 (34) 高度的 60% 到 80% 的范围内的局部最大值 $Z_{\max}$, 以及其中, 所述叶片 (34) 的吸力侧表面包括一个凹陷表面的凹部 (54), 该凹陷表面的凹部从所述前缘 (40) 到所述后缘轴向地延伸并在局部最大值 $Z_{\max}$ 和叶片顶端 (34) 之间位于该叶片 (34) 的高度上, 以在径向方向上形成所述叶片 (34) 的反向曲率。

2. 根据权利要求 1 所述的叶片, 其特征在于, 所述局部最大值位于所述叶片 (34) 的高度的大致 75%。

3. 根据前述权利要求之一所述的叶片, 其特征在于, 所述凹部 (54) 具有在沿所述叶片 (34) 的高度测量的宽度, 所述宽度基本为常量。

4. 根据前述权利要求中任一权利要求所述的叶片, 其特征在于, 所述凹部 (54) 具有在沿所述叶片的高度测量的宽度, 所述宽度位于所述叶片 (34) 高度的 15% 到 20% 的范围中。

5. 根据前述权利要求中任一权利要求所述的叶片, 其特征在于, 所述凹部 (54) 的底部位于所述叶片 (34) 高度的 75% 到 90% 的范围中。

6. 根据前述权利要求中任一权利要求所述的叶片, 其特征在于, 所述凹部 (54) 具有在切线方向中测量的深度, 所述深度从所述前缘 (40) 朝所述后缘 (42) 增加。

7. 涡轮发动机的无涵螺旋桨, 所述螺旋桨的特征在于, 它包括多个根据前述权利要求中任一权利要求所述的叶片 (34)。

8. 一种诸如飞机涡轮喷气发动机和涡轮螺旋桨发动机的涡轮发动机, 其特征在于, 它包括至少一个根据权利要求 7 所述的无涵螺旋桨。

涡轮机的螺旋桨叶片

[0001] 本发明涉及一种涡轮发动机的螺旋桨叶片,还涉及一种包括多个这种叶片的无涵螺旋桨,以及涉及一种具有这种螺旋桨的涡轮发动机。

[0002] 这种类型的涡轮发动机包括两个被安装以在共同轴线上对转的外螺旋桨,分别为上游螺旋桨和下游螺旋桨,这两个螺旋桨由涡轮发动机的涡轮机驱动旋转并在该涡轮发动机的机舱外侧基本上径向地延伸。

[0003] 具有两个无涵对转的螺旋桨的这类涡轮发动机与当今的旁路涡轮喷气发动机相比存在减少燃料消耗的很大潜力。然而,在共同轴线上具有快速对转和无涵螺旋桨的这些装置存在相对较高的声发射的缺点。

[0004] 导致这种声发射的一个主要因素在于该对转螺旋桨之间的相互作用,并且特别地在叶片顶端的撞击下,在与位于下游的第二螺旋桨的叶片相对的推进流体的流动方向中被带走来自该第一螺旋桨的涡流。

[0005] 为了弥补该缺点,已经提议减少该第二螺旋桨的径向尺寸,使得由第一螺旋桨的叶片所产生的涡流在位于下游的第二螺旋桨的叶片顶端外侧径向地穿过。该解决方案导致不希望的推进效率的降低。

[0006] 在文献 FR 2 935 349 中提出的另一解决方案中,气流喷射到第一螺旋桨的叶片中并从叶片顶端排出,以削弱由该第一螺旋桨产生的涡流。在如文献 EP 2 287 072 中所述的另一解决方案中,从叶片顶端排出的气体产生与第一涡流共旋转、并适用于通过摩擦使第一涡流不稳定的第二涡流。

[0007] 在以本申请人名义的文献 FR 11/53315 中,提出建议以改变前缘相对于径向方向的倾角,使得该角度穿过在该叶片顶部中的局部最大值。该叶片前缘的特定形状用于产生在与叶片顶端涡轮的相同方向中旋转的第二涡流。第二涡流在该叶片的吸力侧表面上在下游方向中以及径向地向外传播,然后它与叶片顶端形成的涡流相互作用。在这两个涡流之间的摩擦耗散了它们的能量并使它们不稳定,从而用于减少声发射,该声发射在起飞时由于螺旋桨的高速旋转而特别地大。

[0008] 然而,不断地产生第二涡流,并且它在所有飞行阶段中降低了这两个对转的螺旋桨的气体动力学推进性能,特别地在巡航速度下。

[0009] 最后,以本申请人名义的文献 W0 2012/080669 公开了在涡轮叶片的吸力侧表面形成凹部,以减少在涡轮叶片顶端和外壳之间形成的涡流。

[0010] 本发明的一个目的是限制由于形成涡流的噪声危害同时,在其整个工作范围上提高螺旋桨叶片的推进效率。

[0011] 为此,本发明提供了一种用于安装在螺旋桨上的叶片,所述叶片在从叶片根部到叶片顶端的高度方向中径向地延伸并具有前缘和后缘,以及压力侧表面和吸力侧表面,所述叶片的特征在于,沿所述前缘,在与其上安装有叶片的螺旋桨的径向方向相对应的叶片的径向方向和所述前缘的切线之间的角度穿过一个位于所述叶片高度的 60% 到 80% 的范围内的局部最大值 Z_{max} ,以及其中,所述叶片的吸力侧表面包括一个凹陷表面的凹部,所述凹陷表面的凹部从所述前缘到所述后缘轴向地延伸并位于所述叶片的局部最大值 Z_{max} 和

所述叶片顶端之间所述叶片的高度上,以在径向方向上形成所述叶片的反向曲率。

[0012] 位于所述叶片高度的 60%到 80%的范围内的前缘倾斜度用于致使形成除在叶片顶端产生的第一涡流的第二涡流。所述第二涡流通常相对于第一涡流共旋转并在所述叶片的吸力侧表面上形成,在所述叶片的吸力侧表面内的凹陷凹部中被引导。在叶片中结合所述凹陷凹部使得在飞机的低行进速度下,如在大致 0.2 马赫下起飞时,可以引导第二涡流到所述叶片的下游。不同于现有技术,第二涡流与第一涡流在所述叶片下游相互作用,从而导致第一和第二涡流之间更好的相互作用,以及因此能减少接近地面发出的噪声损害。

[0013] 在如大约 0.7 马赫的巡航速度下,气体流线在所述叶片的吸力侧表面上基本平行,这意味着在所述吸力侧表面上没有产生二次涡流。这意味着在巡航速度下提高了螺旋桨的推进效率。

[0014] 本发明因此可以结合在叶片高速旋转同时降低噪声危害以及在巡航速度下实现良好的推进效率的优点。

[0015] 有利地,上述局部最大值位于所述叶片高度的 70%左右。

[0016] 在本发明的优选实施例中,所述凹部具有在沿所述叶片的高度测量的宽度,所述宽度位于所述叶片高度的 15%到 20%的范围中。

[0017] 所述凹部的底部有利地位于所述叶片高度的 75%到 90%的范围中。

[0018] 根据本发明的另一特征,所述凹部具有沿切线方向测量的深度,所述深度从所述前缘朝所述后缘增加,从而能朝所述第一涡流更好地引导所述第二涡流,以及在所述叶片下游提高它们之间的相互作用。

[0019] 本发明还提供了一种具有多个上述类型叶片的涡轮发动机的无涵螺旋桨,所述叶片规则地分布在所述螺旋桨的轴线周围。

[0020] 本发明还提供了一种诸如飞机涡轮喷气发动机和涡轮螺旋桨发动机的涡轮发动机,所述涡轮发动机具有至少一个上述类型的无涵螺旋桨。

[0021] 在阅读经由非限制性示例以及参考附图进行的以下描述后,本发明的其它优点和特征显而易见,其中:

[0022] • 图 1 是具有无涵螺旋桨的涡轮发动机的图解轴向截面视图;

[0023] • 图 2A 是沿朝该叶片的压力侧表面的方向观察的本发明叶片的图解透视图;

[0024] • 图 2B 是从前缘观察的本发明叶片的图解透视图;

[0025] • 图 2C 为从后缘观察的本发明叶片的图解透视图;

[0026] • 图 2D 为接近叶片顶端的本发明叶片的一部分的图解径向截面视图;

[0027] • 图 3 为示出两个涡流的形成以及它们如何相互作用的图解视图;

[0028] • 图 4 是从上游到下游观察的图解视图,示出了由本发明的叶片所产生的两个涡流之间的相互作用;

[0029] • 图 5 示出了在巡航阶段过程中在叶片的吸力侧表面上的气体流线;

[0030] • 图 6 是示出了在巡航条件下操作时,气体的入射角沿该叶片高度相对于该叶片的弦如何变化以及在该叶片前缘被测量的图表;

[0031] • 图 7 是示出了在对应于起飞的条件下操作时,气体的入射角沿该叶片高度相对于该叶片的弦如何变化以及在该叶片前缘被测量的图表;以及

[0032] • 图 8 为示出了在巡航条件下升阻比沿叶片的高度如何变化的图表。

[0033] 最初参考图 1, 它示出了一种具有无涵螺旋桨的涡轮发动机 10, 也称为开式转子或无涵风机, 该发动机在通过该发动机的气流方向中从上游到下游包括: 压气机 12, 环形燃烧室 14、高压涡轮 16, 以及两个对转的低压涡轮机 18 和 20, 即绕涡轮发动机的纵轴线 X 在两个相反方向中旋转。

[0034] 这些下游涡轮机 18 和 20 的每个都驱动从涡轮发动机的机舱 26 径向向外突出的外螺旋桨 22 或 24 的旋转, 该机舱 26 基本为圆柱形并沿压气机 12、燃烧室 14 和涡轮机 16、18 和 20 的轴线 X 延伸。

[0035] 渗透到该涡轮发动机的气流 28 被压缩, 然后与燃料混合并在燃烧室 14 中燃烧, 该燃烧气体然后穿过涡轮机以驱动螺旋桨 22 和 24 旋转, 这两个螺旋桨提供了通过涡轮发动机所产生推力的大部分。离开涡轮机的燃烧气体通过喷嘴 32 (箭头 30) 被排出, 以增加推力。

[0036] 螺旋桨 22 和 24 一前一后布置在共同的轴线上并且它们每个都包括多个规则地分布在涡轮发动机的轴线 X 周围的叶片。这些叶片基本径向地延伸并且它们有利地具有可变螺距, 即, 它们可绕着它们自己的轴线旋转, 以根据涡轮发动机的操作条件优化它们的角位置。

[0037] 在如图 1 所示的结构中, 该涡轮发动机处于所谓的“推进器”结构中。另外, 在所谓的“牵引车”结构 (未示出) 中, 螺旋桨 22 和 24 位于发动机舱的上游。

[0038] 图 2A 示出了本发明的叶片 24 沿方向 Z 在叶片末端 36 和叶片根部 38 之间径向地, 在前缘 40 和后缘 42 之间纵向地, 在压力侧表面 44 和吸力侧表面 58 之间切线地延伸, 仅在图 2 中示出了压力侧表面。方向 Z 是该叶片的径向方向, 并等同于垂直于其上安装叶片时螺旋桨的旋转轴线 X 的方向。

[0039] 如图 2A 所示, 在径向方向 46 和前缘 40 的切线 48 之间的角度 α 穿过一个位于叶片高度的大致 60% 到 80% 的局部最大值, 从而可以产生适用于与在叶片顶端 36 产生的第一涡流 52 相互作用的第二涡流 50。第一和第二涡流 50 和 52 如图 3 和图 4 所示。第二涡流 50 流过该叶片 34 的吸力侧表面 58 (图 3), 并在与第一涡流 52 相同方向旋转。这两个涡流 50 和 52 之间的相互摩擦耗散它们的能量并使它们不稳定, 从而用于减少声发射。

[0040] 在本发明的一个特定实施例中, 该角度 α 的局部最大值位于该叶片高度的大致 75%。

[0041] 根据本发明, 该叶片 34 的吸力侧表面 58 也具有凹陷形状的凹部 54, 该凹部从前缘 40 朝后缘 42 轴向地延伸并在该局部最大值 Z_{max} 和该叶片的顶端 36 之间位于该叶片 34 的高度上 (图 2A)。在吸力侧表面 58 中的该凹陷形状的凹部 54 与在该叶片 34 的压力侧表面 44 中的凸起形状的突出部 56 相对而形成。此外, 凹部 54 和突出部 56 呈现相似的轮廓。因此, 如图 2D 所示, 当吸入侧表面 58 在朝叶片顶端的径向延伸方向中存在第一曲率, 该第一曲率之后是在相反方向中的第二曲率, 从而限定该凹部 54, 压力侧表面 44 以相同方式存在第一曲率, 在该第一曲率之后是在相反方向中的第二曲率, 限定了该突出部 56。以这种方式, 叶片 34 的通常外观存在一个在径向方向中的反向曲率, 该曲率在该局部最大值 z_{max} 和叶片顶端 36 之间被定位在该叶片的高度上。

[0042] 在叶片 34 的高度方向中测量的凹部 54 的宽度基本为常量并且处于叶片 34 的高度的 15% 到 20% 的数量级。

[0043] 凹部 54 的底部位于叶片 34 的高度的大致 75% 到 90% 的范围中。

[0044] 本发明的叶片 34 因此能够为第二涡流提供良好的引导, 该第二涡流在该叶片 34 的吸力侧表面的凹陷凹部 54 中在高度 $Z_{\max}$ 的停留内产生。

[0045] 在该叶片中接合凹陷凹部 54 使得可以在以诸如大约 0.2 马赫起飞的低速度下引导第二涡流 50 到该叶片的下游, 在下游该第二涡流与来自于叶片顶端 36 第一涡流 52 相互作用, 从而与现有技术相比, 导致当接近地面时所发出的噪声损害的减少 (图 3), 在现有技术中在第一和第二涡流之间的相互作用轴向地发生在前缘和后缘之间。

[0046] 在诸如 0.7 马赫的巡航速度下, 在叶片 34 的吸力侧表面上的气体流线 62 基本平行, 这表明了叶片 34 的吸力侧表面上没有产生二次涡流。因此, 提高了螺旋桨的推进效率 (图 5)。

[0047] 图 6 示出了在巡航条件下操作时, 气体的入射角 β 相对于该叶片的弦如何沿该叶片的高度变化。沿叶片 34 的整个高度 h 测量该角度。图 7 示出了类似于图 8 但在对应于起飞的速度下操作的曲线。在图 8 和 9 中, 高度相对于该叶片的高度被最标准化。

[0048] 在图 6 中, 在巡航速度下, 可以看出在与凹陷凹部的位置对应的叶片高度的 75% 和 90% 之间, 该入射角相对于在不具有凹陷凹部的叶片的虚线 64 中画出的入射角减少。在凹部区域中该入射角的减少证明了与没有凹部的叶片相比, 在叶片 34 的这一部分中推进效率的增加。

[0049] 在图 7 中, 在起飞速度下, 可以观察到与在对于没有任何凹部的叶片的虚线 66 中示出的入射角相比, 在该凹部的区域中存在入射角的减少。

[0050] 图 8 示出了在巡航速度下, 升阻比 (沿横坐标绘制的) 沿该叶片的标准高度 (沿纵坐标绘制的) 如何改变。叶片的升阻比是在该叶片的特定高度下, 其升力除以其气体动力阻力的比值。该比值 F 因此给出了关于作为该叶片高度的函数的该叶片的局部推进能力的信息。在该图中, 在与该叶片 34 的吸力侧表面中凹部对应的叶片区域中可以看出在升阻比中的峰值 68, 从而证明在该区域中, 提高了叶片 34 的推进能力。

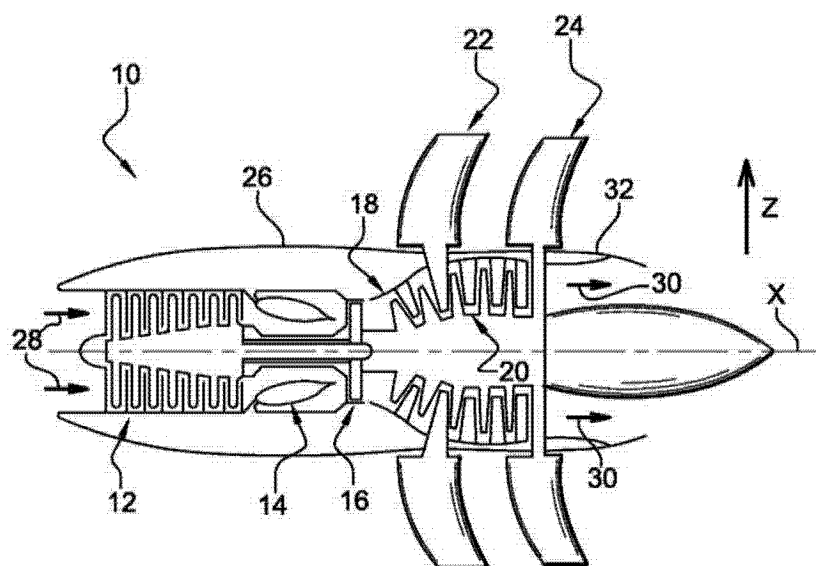


Fig. 1

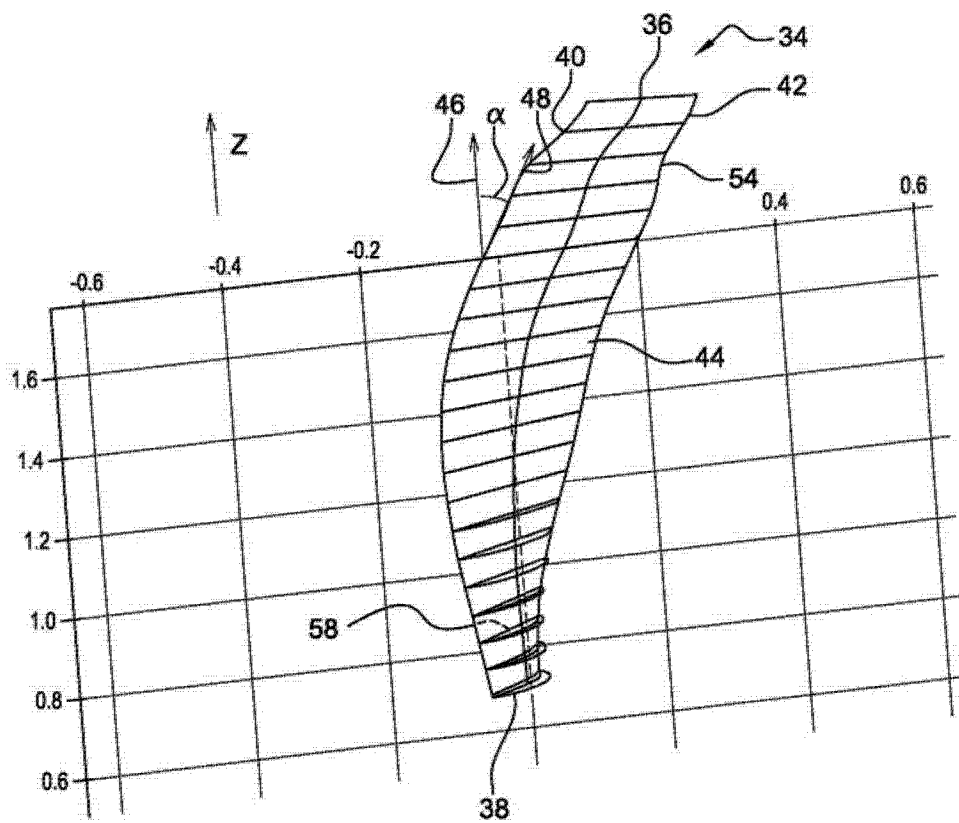
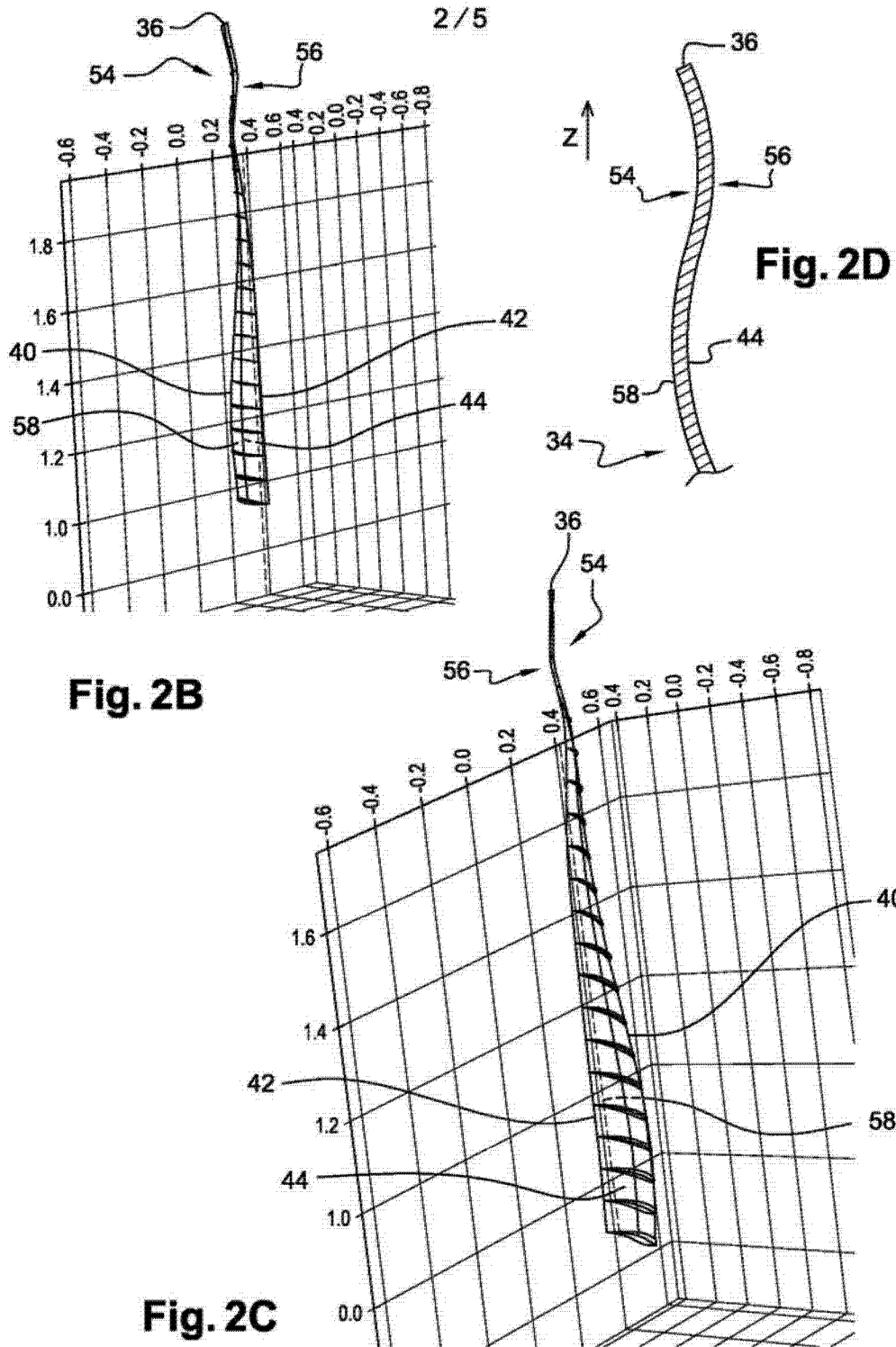


Fig. 2A



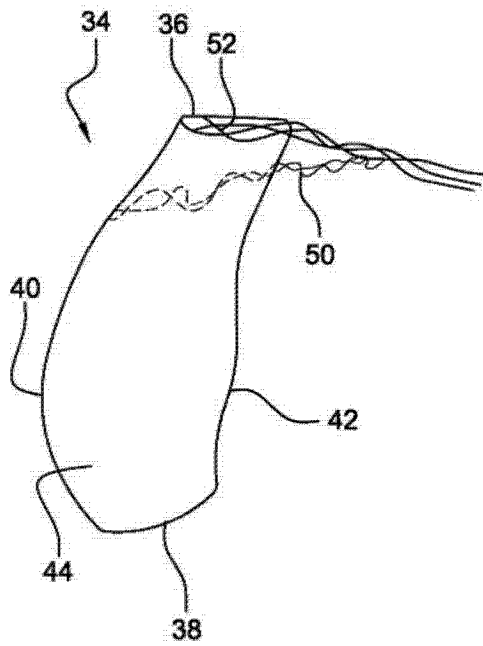


Fig. 3

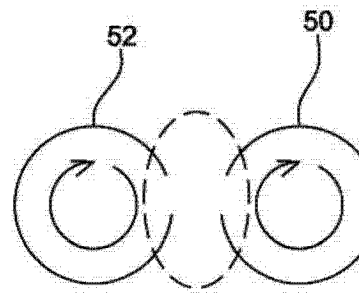


Fig. 4

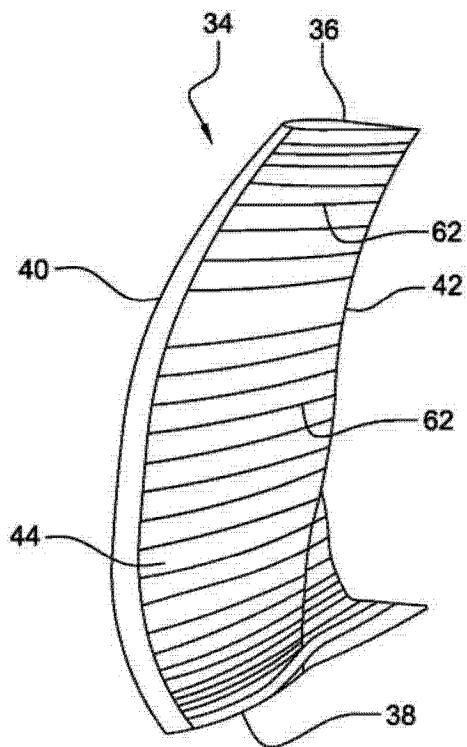


Fig. 5

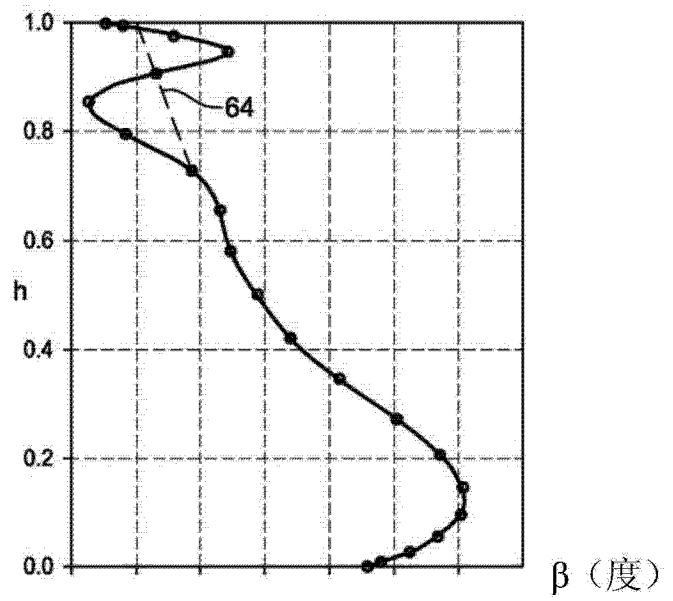


Fig. 6

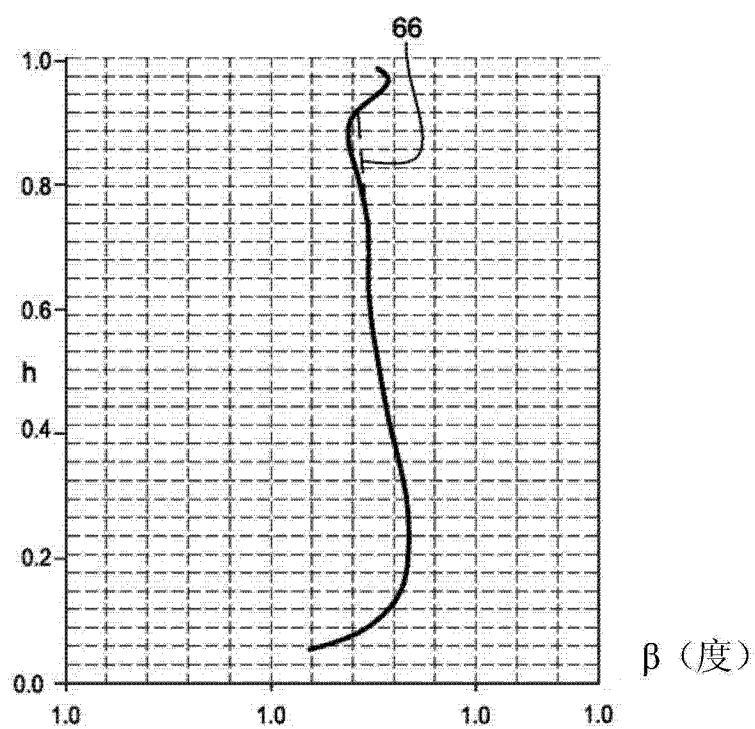


Fig. 7

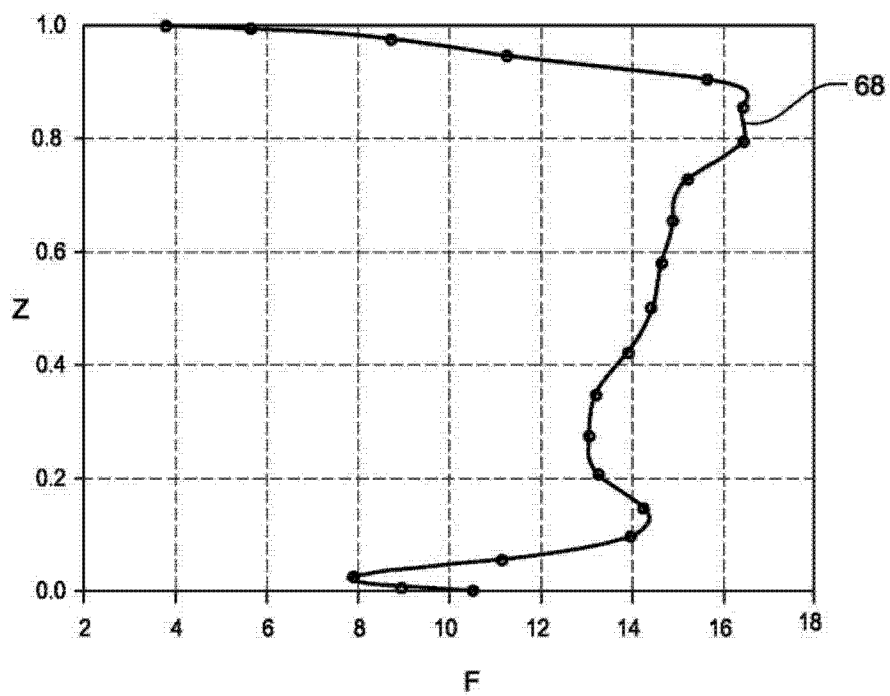


Fig. 8