



## (12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 102052091 A

(43) 申请公布日 2011. 05. 11

(21) 申请号 201010539520. 1

(22) 申请日 2010. 10. 28

(30) 优先权数据

12/607371 2009. 10. 28 US

(71) 申请人 通用电气公司

地址 美国纽约州

(72) 发明人 A·D·马道斯

(74) 专利代理机构 中国专利代理(香港)有限公司  
72001

代理人 朱铁宏 曹若

(51) Int. Cl.

F01D 5/14(2006. 01)

F01D 9/02(2006. 01)

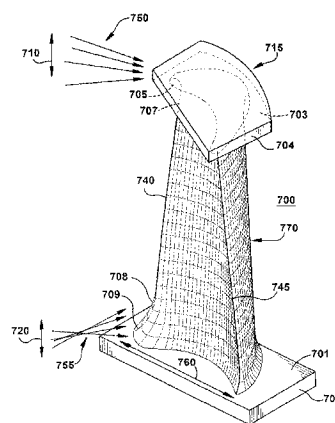
权利要求书 1 页 说明书 5 页 附图 5 页

### (54) 发明名称

涡轮翼型件 - 侧壁的一体化

### (57) 摘要

本发明涉及涡轮翼型件 - 侧壁的一体化。具体而言,包括翼型件(770)的轮叶(700)解决了对于工作流体(750,755)的入口流动角随邻近内侧壁(701)和外侧壁(703)的流动边界层的径向变化。侧壁(701,703)区域(707,708)中的翼型件(770)的局部切角提供了具有高效地适应对于侧壁区域中的工作流体的入口流动角径向分布的形状的翼型件和圆角(705,706)。



1. 一种叶片 (700), 包括 :

翼型件 (770), 其一体地连结到侧壁 (701, 703) 上并包括凹入的压力侧 (670) 和在横向上相对的凸出的吸入侧 (660), 且沿相对的前缘 (740) 与后缘 (745) 之间的弦线延伸, 从而接收工作流体 (750, 755) 的入口流动角 ; 其中, 所述翼型件 (770) 在靠近对应侧壁 (701, 703) 的弓形圆角 (705, 706) 的区域 (710, 720) 中围绕所述前缘 (740) 与所述侧壁 (701, 703) 结合, 从而形成有利于靠近所述区域 (710, 720) 的所述工作流体 (750, 755) 的入口流动角的径向变化的表面。

2. 根据权利要求 1 所述的叶片 (700), 其特征在于, 靠近对应侧壁 (703, 701) 的所述翼型件的所述区域 (710, 720) 包括距离对应侧壁有大约 5% 的翼型件长度的径向位置。

3. 根据权利要求 1 所述的叶片 (700), 其特征在于, 靠近对应侧壁的所述翼型件的所述区域 (710, 720) 包括距离对应侧壁有大约 10% 的翼型件长度。

4. 根据权利要求 1 所述的叶片 (700), 其特征在于, 所述结合包括所述吸入侧 (660) 和所述压力侧 (670) 中的至少一个上的所述翼型件的前缘 (740)。

5. 根据权利要求 4 所述的叶片 (700), 其特征在于, 所述结合提供为从所述翼型件 (770) 的前缘 (740) 至所述翼型件 (770) 的吸入侧 (660) 和压力侧 (670) 中的至少一个上的大约 50% 的弦线长度 (760)。

6. 根据权利要求 1 所述的叶片 (700), 其特征在于, 所述翼型件 (770) 包括固定的定子喷嘴。

7. 根据权利要求 1 所述的叶片 (700), 其特征在于, 所述翼型件 (770) 包括旋转叶片。

8. 根据权利要求 1 所述的叶片 (700), 其特征在于, 所述叶片 (700) 包括用于燃气涡轮机的叶片。

9. 根据权利要求 1 所述的叶片 (700), 其特征在于, 所述叶片 (700) 包括用于蒸汽涡轮机的叶片。

10. 根据权利要求 1 所述的叶片 (700), 其特征在于, 所述叶片 (700) 包括用于压缩机的叶片。

## 涡轮翼型件 - 侧壁的一体化

### 技术领域

[0001] 本发明大体上涉及涡轮叶片和结合有叶片的涡轮。尽管本发明主要涉及蒸汽涡轮机和燃气涡轮机,但其也可适用于其它涡轮和压缩机。用语“涡轮”用于包括具有翼型叶片的此类机器。本发明更具体地涉及用于改善叶片空气动力性能的涡轮翼型件与侧壁的界面(interface)。

### 背景技术

[0002] 涡轮效率很重要,尤其是在少量的效率提高就可产生很大成本节省的大型设备中。在对叶片设计的研究中,不断地耗费相当多的资源,这是因为其相对于涡轮的总体性能而言为关键构件。

[0003] 在燃气涡轮发动机中,空气在压缩机中加压,且在燃烧器中与燃料相混合以便产生热燃烧气体。涡轮级从燃烧气体获取能量以向压缩机供能,而在涡轮风扇式航空发动机应用中还向上游风扇供能,或对于海洋和工业应用而言向外部驱动轴供能。在蒸汽涡轮机中,利用蒸汽向涡轮级供能。

[0004] 涡轮可包括转子叶片和对应涡轮喷嘴的一个或多个级。各涡轮喷嘴均包括一系列定子导叶,这些定子导叶具有呈支承导叶的弓形带段形式的径向外侧壁和径向内侧壁。对应的是,涡轮转子叶片包括一体地连结到径向内侧壁或依次由对应的燕尾部所支承的平台上的翼型件,该燕尾部将单独的叶片安装到形成在支承性转子盘的周边中的燕尾槽内。环形护罩包绕各涡轮级中的转子翼型件的径向外末梢。定子导叶和转子叶片均具有对应的翼型件,这些翼型件包括在相对的前缘与后缘之间的弦线上沿轴向延伸的大致凹入的压力侧和大致凸出的吸入侧。相邻的导叶和相邻的叶片在其间形成由径向内侧壁和径向外侧壁所界定的对应的流动通路。

[0005] 在运行期间,工作流体经由限定在定子导叶与转子叶片之间的相应的流动通路沿轴向向下游流动。导叶和叶片的空气动力轮廓(contour),以及其间对应的流动通路都精确地构造成用于从燃烧气体中最大限度地获取能量,该燃烧气体继而又使叶片自其延伸出的转子旋转。

[0006] 为了最大限度地提高运行效率,将修整导叶和叶片的翼型件的复杂三维(3D)构造,且改变在径向上沿翼型件和在轴向上沿前缘与后缘之间的翼型件弦线的跨距。因此,还改变了翼型件表面上和对应的流动通路内的工作流体的速度和压力分布。

[0007] 工作流体流动通道中的不希望的压力损失因而对应于总体涡轮机效率的不希望的降低。例如,工作流体进入对应的多列导叶和叶片内,位于其间的流动通路中,且必然地在翼型件各自的前缘处分流。

[0008] 进入的工作流体的驻点轨迹沿各翼型件的前缘延伸,且对应的边界层沿共同界定各流动通路的四侧的各翼型件的压力侧和吸入侧以及各径向外侧壁和径向内侧壁形成。在边界层中,工作流体的局部速度沿侧壁和翼型件表面从零变至工作流体在边界层终止处的未受约束的速度。

[0009] 尽管用于喷嘴和旋转叶片的翼型件的主跨距利用了上述的复杂 3D 构造,且因此促进了效率,但邻近侧壁的翼型件区域不太适应局部空气动力状态,且引起比主跨距明显更大的损失。因此,需要构造邻近侧壁的翼型件区域,以便更好地促进翼型件性能。

## 发明内容

[0010] 本发明涉及用于涡轮轮叶或喷嘴翼型件的设计,其解决了对于邻近内侧壁和外侧壁的流动边界层而言入口流动角的径向变化。

[0011] 根据本发明的第一方面,提供了一种涡轮级。该涡轮级包括翼型件列,这些翼型件一体地连结到对应的侧壁上,且沿横向间隔开以在其间限定用于引导工作流体的相应流动通路。各翼型件均包括凹入的压力侧和在横向上相对的凸出的吸入侧。翼型件沿相对的前缘与后缘之间的弦线延伸。各翼型件均以弓形圆角 (fillet) 形式与侧壁结合。靠近对应侧壁和相关联的弓形圆角的翼型件区域形成了根据靠近该区域的工作流体的入口流动角的径向变化而优化的表面。

[0012] 根据本发明的第二方面,提供了一种涡轮,其包括涡轮壳体;转子;定子;以及翼型件列。各翼型件均一体地连结到对应的侧壁上且沿横向间隔开,以便在其间限定用于引导工作流体的相应流动通路。各翼型件均可包括沿相对的前缘与后缘之间的弦线延伸的凹入的压力侧和在横向上相对的凸出的吸入侧。各翼型件均以弓形圆角形式与侧壁结合。靠近对应的侧壁和相关联的弓形圆角的翼型件区域形成了适于根据靠近该区域的工作流体的入口流动角的径向变化来优化翼型件性能的表面。

## 附图说明

[0013] 当参照附图研读以下详细描述时,本发明的这些及其它特征、方面和优点将变得更容易理解,所有附图中的相似标号表示相似的零件,在附图中:

[0014] 图 1 示出了由喷嘴和轮叶形成的简化的系列涡轮级的侧视图;

[0015] 图 2 示出了涡轮级的喷嘴与轮叶之间的工作流体流的顶视图,包括相关联的速度三角形;

[0016] 图 3 示出了涡轮级所采用的级角出口流动角分布的测试数据;

[0017] 图 4 示出了没有圆角的现有技术的翼型件;

[0018] 图 5 示出了如在现有技术中所使用的喷嘴上的半径固定的同心圆角;

[0019] 图 6 示出了用于涡轮叶片的针对壁附近的流动排列的发明性圆角的实施例;以及

[0020] 图 7 示出了包括从翼型件到侧壁连续形状变化的发明性翼型件的实施例。

[0021] 零件清单

[0022] 5 涡轮级

[0023] 6 工作流体

[0024] 10 第一级

[0025] 41 第一级喷嘴

[0026] 42 第一级轮叶

[0027] 51 第二级喷嘴

[0028] 52 第二级轮叶

- [0029] 61 第三级喷嘴
- [0030] 62 第三级轮叶
- [0031] 101 工作流体
- [0032] 102 静止喷嘴
- [0033] 105 速度  $v_1$
- [0034] 110 旋转叶片
- [0035] 111 绝对速度  $W_{111}$
- [0036] 120 速度三角形
- [0037] 125 矢量  $v_2$
- [0038] 310 上侧壁处的流动角
- [0039] 320 下侧壁处的流动角
- [0040] 400 现有技术的翼型件
- [0041] 510 入口工作流体
- [0042] 600 涡轮叶片
- [0043] 610-640 轴向切线轮廓
- [0044] 625 第一径向高度处的壁附近的入口流动
- [0045] 635 第一径向高度处的壁附近的入口流动
- [0046] 645 第一径向高度处的壁附近的入口流动
- [0047] 650 前缘
- [0048] 655 单一半径的圆角
- [0049] 656 单一半径的圆角
- [0050] 660 吸入侧
- [0051] 670 压力侧
- [0052] 700 叶片
- [0053] 701 内侧壁
- [0054] 702 平台
- [0055] 703 外侧壁
- [0056] 704 护罩
- [0057] 705 圆角
- [0058] 706 圆角
- [0059] 710 径向区域
- [0060] 715 末梢
- [0061] 720 下部径向区域
- [0062] 740 前缘
- [0063] 745 后缘
- [0064] 750 上部区域的入口流动角
- [0065] 755 下部区域的入口流动角
- [0066] 760 弦线长度
- [0067] 770 翼型件

## 具体实施方式

[0068] 本发明的以下实施例具有许多优点,包括改善靠近侧壁的涡轮喷嘴和叶片的翼型件区域的空气动力性能,从而导致改善涡轮的性能。

[0069] 侧壁的粘性流动效果导致叶片列的入口流动角显著不同于工作流体通道内径的径向外侧或外径的径向内侧所存在的那些。这导致流动同样地偏离设计的流动角,设计流动角的选择通常与壁边界层状态 (behavior) 无关。流动角的偏差与能量损失和涡轮性能下降相关联。本发明改进了气体通道或蒸汽通道的侧壁附近的涡轮静止或运动翼型件的设计,以便相对于紧邻壁的入口流动角的变化来优化翼型件的几何形状。此改进导致壁附近的翼型件区段提供变化的最佳进入角来匹配预计的流动角。该翼型件区段在壁-翼型件的相交处与圆角半径合为一体,但可沿径向延伸超过圆角。所产生的翼型件的一体的侧壁构件将具有特殊的外形。

[0070] 图 1 示出了由喷嘴和轮叶所形成的系列涡轮级 5 的简化侧视图。工作流体 6 沿轴向流动穿过第一级 10 的喷嘴 41 和轮叶 42,穿过第二级 20 的喷嘴 51 和轮叶 52,以及穿过第三级 30 的喷嘴 61 和轮叶 62。应当认识到的是,对于给定的涡轮或压缩机而言级的数目将随尺寸和应用而变化。

[0071] 图 2 示出了所选径向位置处的一个涡轮级的喷嘴与轮叶之间的工作流体流的顶视图,包括相关联的速度三角形。工作流体 101 经过静止喷嘴 102,且以速度  $V_1$ 105 沿旋转叶片 110 的方向受到引导。叶片 110 以绝对速度  $W$ 111 旋转。速度三角形 120 示出了矢量值  $V_2$ 125,也即作为  $V_1$ 105- $W$ 111 的入口蒸汽相对于旋转叶片 110 的速度。 $V_2$ 125 也关于叶片 110 示出。

[0072] 在翼型件的设计中,至少部分地基于工作流体相对于叶片的入口角来实施涡轮叶片的轮廓以优化级性能。尽管工作流体相对于叶片的入口角是相对恒定的,但已经确定的是,在靠近侧壁的叶片区域中会遇到工作流体入口角的显著变化。

[0073] 图 3 示出了涡轮级所采用的级角出口流动角分布 300 的测试数据。纵坐标以百分比的形式提供了沿该级喷嘴出口的测量结果的径向位置。横坐标以度数形式提供了测得的相对于轴向的流动角。喷嘴下游的下一涡轮级的旋转叶片假定了相对于轴向为大约 20 度的级进入角。然而,上侧壁处的流动角 310 和下侧壁处的流动角 320 相对于轴向为大约 50 度。此外,在桨毂附近的径向位置的底部 5% 内,流动角变化大约 35 度,以及在末梢附近的径向位置的顶部 5% 内,流动角变化大约 30 度。而在大约 5% 至大约 95% 的径向位置之间,流动角仅在大约 10 度至大约 20 度之间变化。因此,与后续喷嘴的非优化入口流动角相关联的流动损失集中在圆角和壁附近的区域,除非改进靠近侧壁的区域以校正入口流动偏差。

[0074] 图 4 示出了现有技术的翼型件 400,其接收入口工作流体流 510,但不包括用以解决工作流体的入口角偏差的上侧壁和下侧壁(未示出)区域内的圆角或特殊定形。

[0075] 图 5 示出了包括同心圆角的现有技术的翼型件 110。对于图 2 中的元件编号保留为图 5 中的编号。如 Haller 等人 (US 5,906,474) 的现有技术试图通过提供半径优化的圆角来改善端壁区域中的翼型件性能。在 Haller 的专利中,翼型件及其端壁一体地形成,且加工成在叶片表面与端壁之间提供优化的圆角 150,其中半径固定为与相邻叶片之间的喉部尺寸成比例。然而,尽管 Haller 的圆角在没有圆角的端壁区域上进行了改进,但它们并

未解决用以减少上文所述的壁附近的入口流动方向损失的圆角形状优化。

[0076] 图 6 示出了用于涡轮叶片的针对壁附近的流动排列的发明性圆角的实施例。涡轮叶片 600 包括从翼型件本身 (proper) 610 降至侧壁 640 水平的壁附近高度处的叶片翼型件和圆角的示范性轴向切线轮廓 610, 620, 630 和 640。范围从翼型件至侧壁的高度上的圆角轮廓针对壁附近的流动而优化。轮廓 620 针对第一径向高度处的壁附近的流动入口 625 而优化。轮廓 630 针对在第二径向高度处的壁附近的流动 635 而优化。轮廓 640 针对在侧壁处的壁附近的流动 645 而优化。然而, 计算机化的数字加工容许连续定形翼型件和圆角与侧壁的壁附近的界面来确认随径向高度变化的入口流动角。尽管相交的翼型件和圆角围绕前缘 650 最佳地定形, 但可以看到的是, 相交的轮廓可沿翼型件的吸入侧和压力侧中的一个或两个延续。端部区域中最佳定形的翼型件和圆角可沿吸入侧 660 和压力侧 670 渐缩成单一半径的圆角。

[0077] 在不同的壁附近径向距离处的轮廓定形对于前缘 650 区域中的翼型件效率而言通常是最关键的。因此, 出于加工时间和成本的目的, 可能期望的是将随径向距离而定的轮廓合并到对于翼型件下游区段 660, 670 的优化的单一半径的圆角 655, 656 中。

[0078] 图 7 示出了本发明的叶片 700 的实施例, 其包括从翼型件到平台 702 的侧壁 701 和护罩 704 的侧壁 703 的连续形状变化, 其中, 形状变化得到优化以便相对于工作流体的入口流动角来提高翼型件的性能。这里, 翼型件端部区域 707, 708 的形状与将翼型件 700 连接到侧壁上的圆角 705, 706 的形状合为一体。本发明的定形优选为在靠近末梢 715 的大约 10% 的翼型件径向区域 710 和靠近桨毂平台 702 处的侧壁 701 的径向区域 720 上执行, 但更小的径向区域或更大的径向区域也可如此定形。翼型件 700 的上部径向区域 710 可选地针对该上部区域中的入口流动角 750 的径向分布予以定形。下部径向区域 720 可选地针对下部区域处的入口流动角 755 的径向分布予以定形。此外, 示出的是, 该定形可优选为应用于前缘 740 直至沿翼型件的前缘和后缘 745 上的弦线长度 760 的大约一半的区域中。

[0079] 如上文所述的本发明包括用于涡轮轮叶或喷嘴翼型件的设计, 其解决了入口流动角随邻近内侧壁和外侧壁的流动边界层的径向变化。这需要提供连续翼型件最佳进入角径向分布为主要目的的在上述区域中对翼型件区段进行局部切角 (chamfering)。用于实现此目的的现有技术的工艺忽视了邻近侧壁的入口流动角的较大偏差, 从而导致在损失已经很高的该区域中有更高能量损失的潜在可能。

[0080] 本发明已相对于用于涡轮级的工作流体进行了描述, 但应当理解的是, 其同样可应用于蒸汽涡轮机和燃气涡轮机的翼型件上, 且包括压缩机翼型件和涡轮翼型件, 以及喷嘴翼型件和旋转叶片翼型件两者。尽管本文描述了各种实施例, 但根据说明书将认识到的是, 本文中可以进行各种元件的组合、变型或改进, 并且处在本发明的范围内。

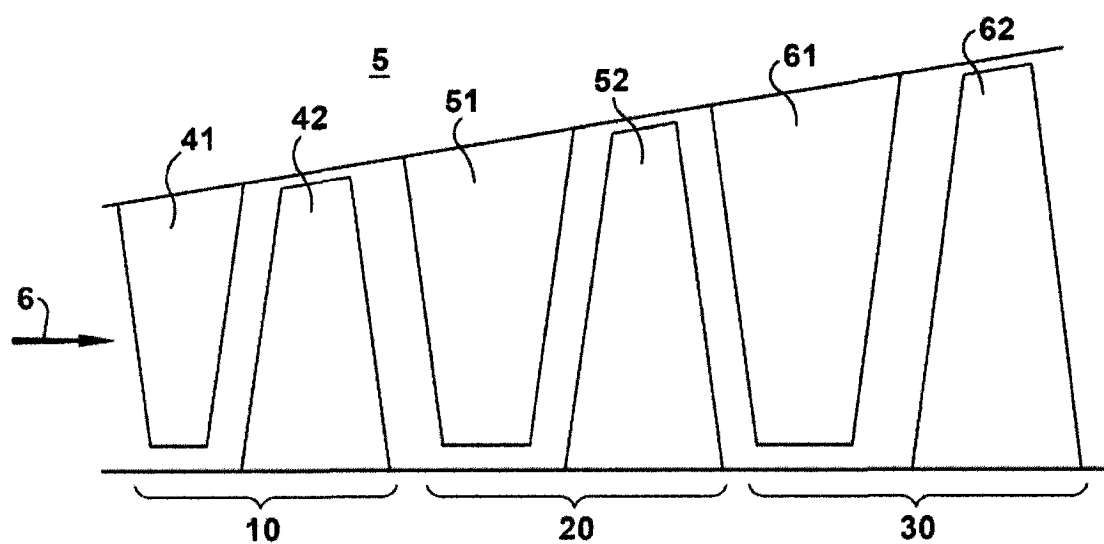


图 1

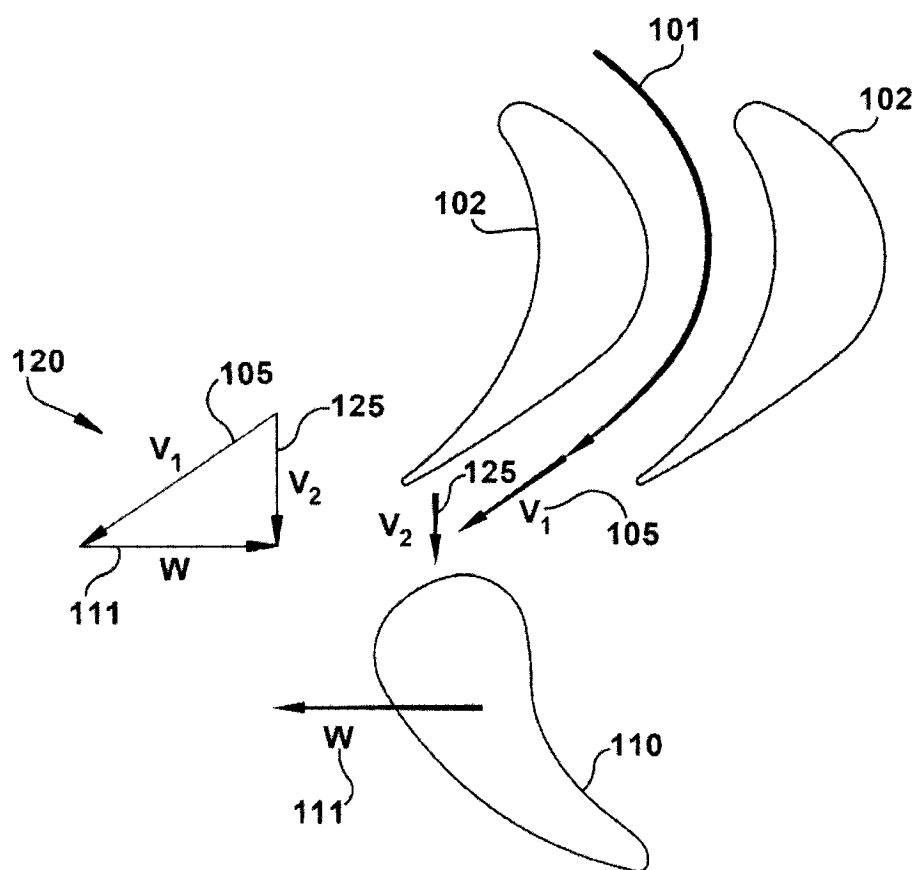


图 2

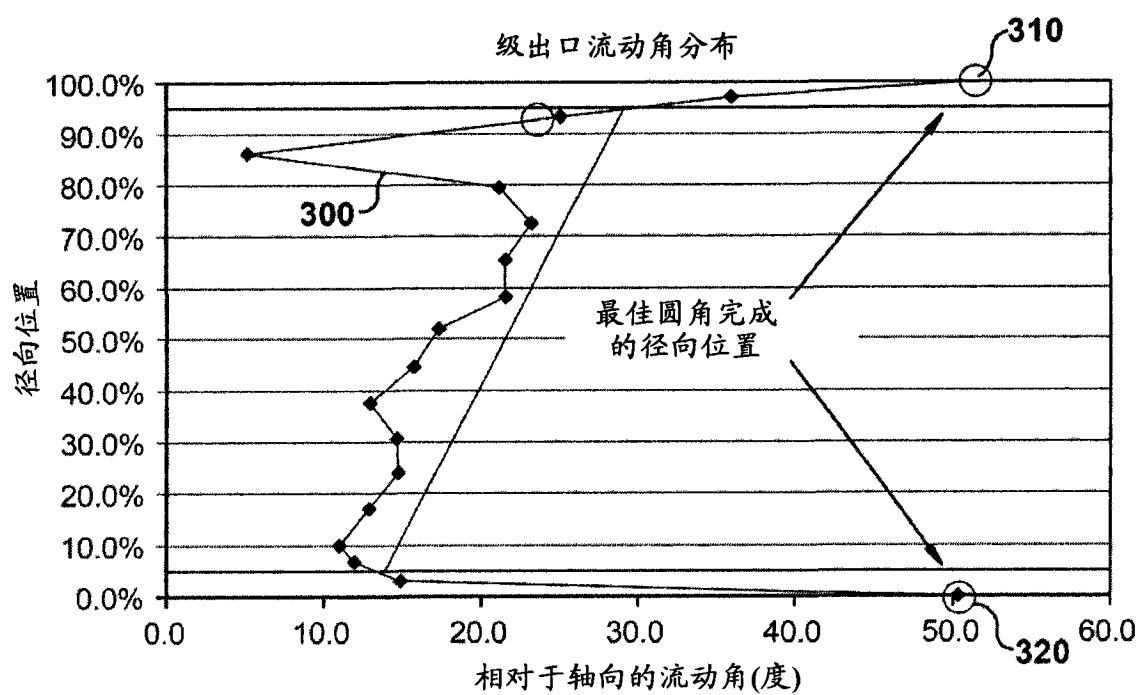


图 3

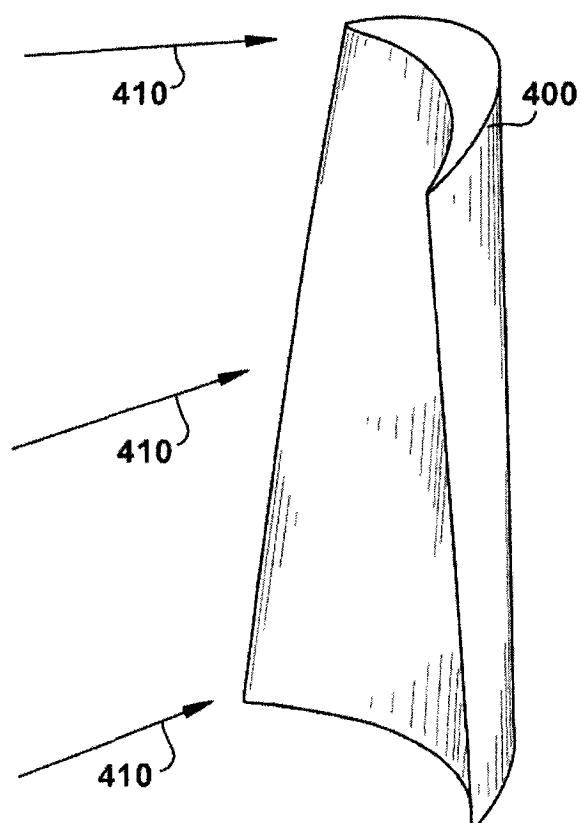


图 4

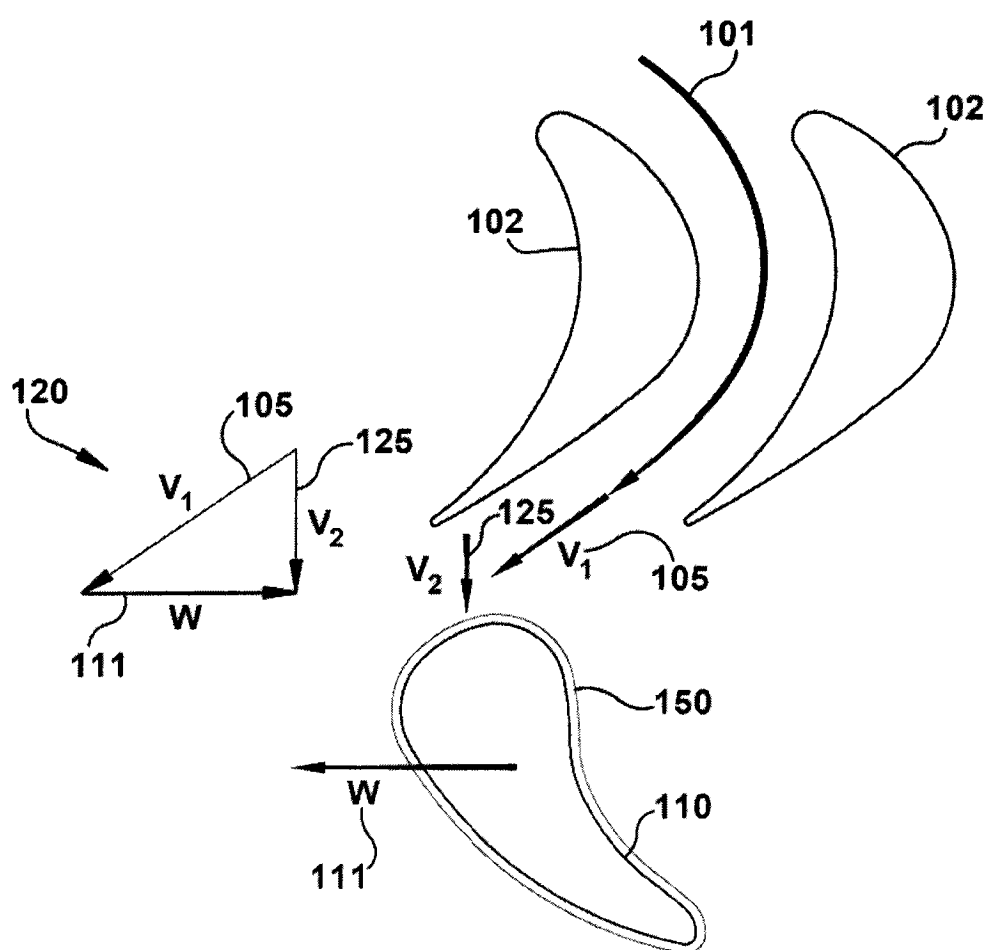


图 5

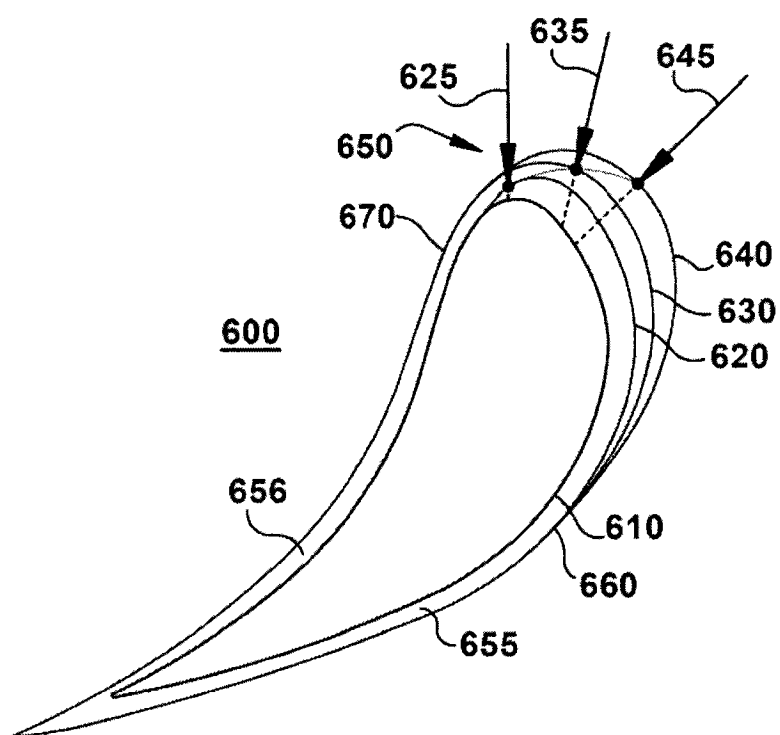


图 6

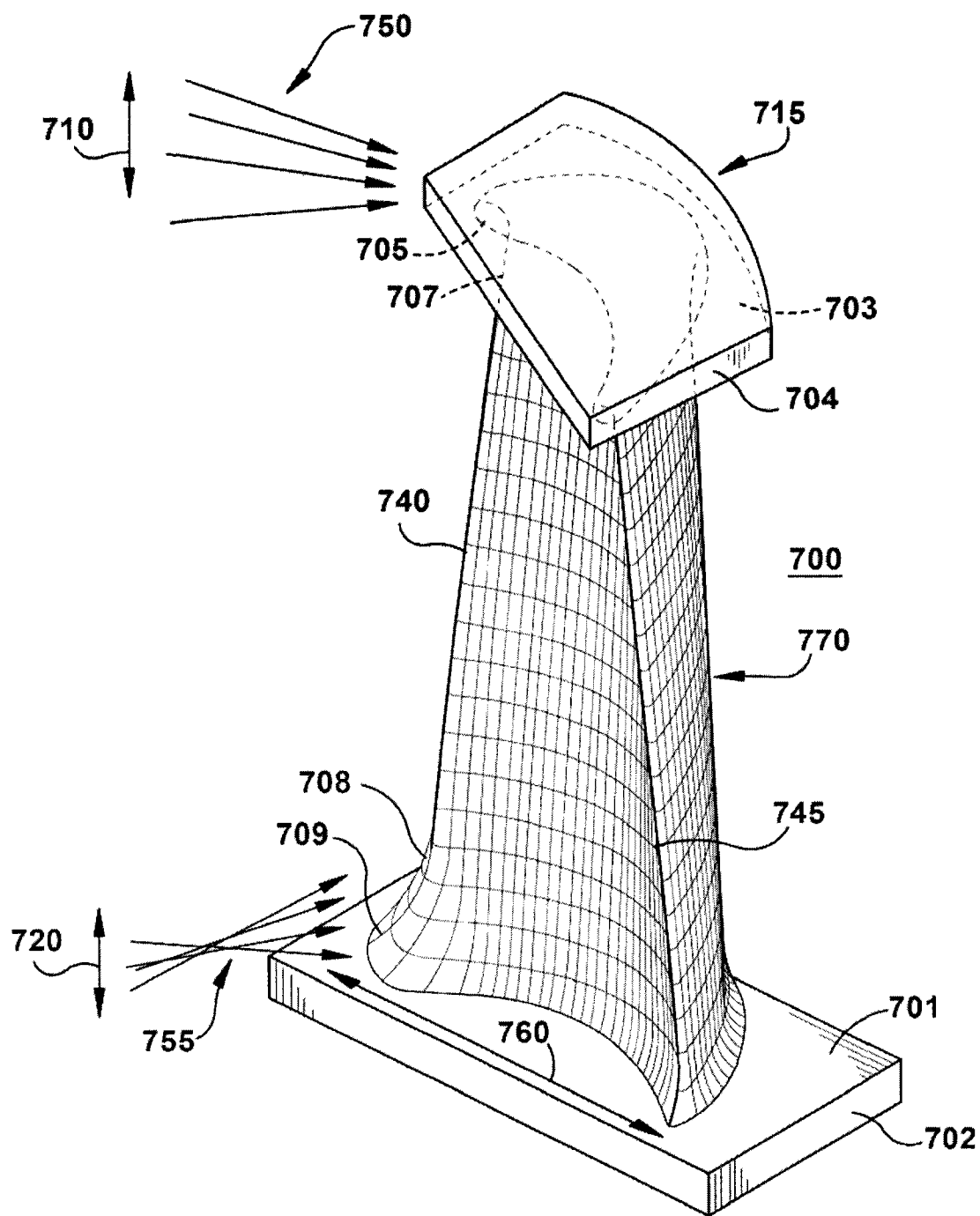


图 7