



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 111936722 B

(45) 授权公告日 2023. 04. 28

(21) 申请号 201880092109.9

F • 塔雷米

(22) 申请日 2018.03.30

(74) 专利代理机构 中国专利代理(香港)有限公司
72001

(65) 同一申请的已公布的文献号
申请公布号 CN 111936722 A

专利代理师 余鹏 王丽辉

(43) 申请公布日 2020.11.13

(51) Int.Cl.
F01D 5/14 (2006.01)

(85) PCT国际申请进入国家阶段日
2020.09.30

(56) 对比文件
US 2017/0226877 A1, 2017.08.10
US 2014/0348660 A1, 2014.11.27
CN 106988797 A, 2017.07.28
US 2007/0258819 A1, 2007.11.08
CN 103321686 A, 2013.09.25

(86) PCT国际申请的申请数据
PCT/US2018/025310 2018.03.30

(87) PCT国际申请的公布数据
W02019/190540 EN 2019.10.03

(73) 专利权人 西门子能源全球两合公司
地址 德国慕尼黑

审查员 刘玲

(72) 发明人 R • 古斯塔夫森 王理申

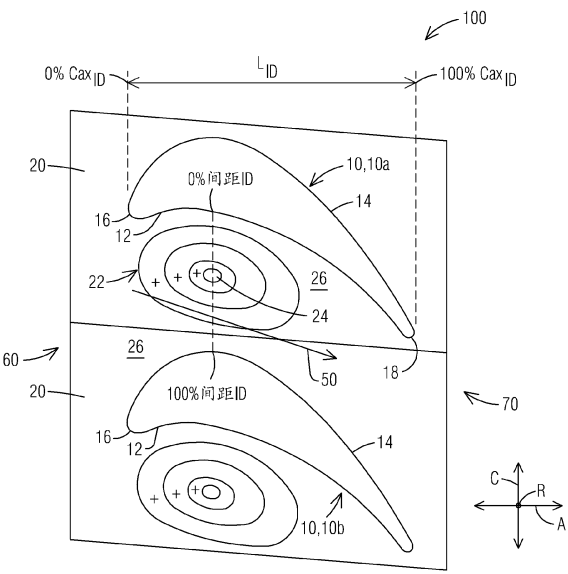
权利要求书2页 说明书4页 附图3页

(54) 发明名称

用于锥形端壁的端壁造型

(57) 摘要

一种涡轮级(100)包括翼型件(10)的阵列, 所述翼型件(10)周向隔开, 以在其间限定用于引导工作介质的流动通道(50)。所述翼型件(10)从位于其轮毂侧处的内端壁(20)径向向外延伸。所述内端壁(20)相对发动机轴线(40)以角度(α_1)倾斜, 使得所述流动通道(50)从上游侧(60)到下游侧(70)发散。所述内端壁(20)关于所述发动机轴线(40)非轴对称, 具有位于周向相邻的第一翼型件(10a)和第二翼型件(10b)之间的中间通道凸出部(22)。所述凸出部(22)具有处于20-60% Cax_{ID} 之间的位置处并且处于30-70%间距 ID 之间的位置处的峰。



1. 一种涡轮级(100), 包括:

翼型件(10)的阵列, 所述翼型件(10)周向隔开, 以在其间限定用于引导工作介质的流动通道(50), 所述翼型件(10)从位于其轮毂侧处的内端壁(20)径向向外延伸,

其中, 轴向位置 $0\%Cax_{ID}$ 被定义为所述翼型件(10)沿所述涡轮级(100)的轴向方向在所述内端壁(20)上的前缘位置, 并且轴向位置 $100\%Cax_{ID}$ 被定义为所述翼型件(10)从上游侧(60)到下游侧(70)沿所述涡轮级(100)的所述轴向方向在所述内端壁(20)上的后缘位置,

其中, 在任何给定的轴向位置处, 0% 间距 $_{ID}$ 被定义为所述内端壁(20)上的在第一翼型件(10a)的压力侧表面(12)处的第一位置, 并且 100% 间距 $_{ID}$ 被定义为所述内端壁(20)上的在周向相邻的第二翼型件(10b)的吸力侧表面(14)处的第二位置, 所述第二位置沿所述涡轮级(100)的周向方向(C)面对所述第一翼型件(10a)的所述压力侧表面(12)处的所述第一位置,

其中, 所述内端壁(20)是锥形的并且相对发动机轴线(40)以角度(α_1)倾斜, 使得所述流动通道(50)从所述上游侧(60)到所述下游侧(70)发散,

其中, 所述内端壁(20)关于所述发动机轴线(40)非轴对称, 包括位于所述第一翼型件(10a)和所述第二翼型件(10b)之间的凸出部(22), 所述凸出部(22)具有处于 $20-60\%Cax_{ID}$ 之间的位置处并且处于 $30-70\%$ 间距 $_{ID}$ 之间的位置处的峰(24),

其中, 所述凸出部(22)是相对于所述内端壁(20)延伸到所述流动通道(50)中的凸起, 并且

其中, 所述内端壁(20)从内端壁的上游侧延伸到凸出部(22), 并从凸出部(22)延伸到内端壁(20)的下游侧, 并与凸出部(22)合作在流动通道(50)中定义了内端壁(20)的整个部分, 以提高流动通道中的流动加速度。

2. 根据权利要求1所述的涡轮级(100), 其中, 所述凸出部(22)的所述峰(24)位于 $30-50\%Cax_{ID}$ 之间的位置处。

3. 根据权利要求1所述的涡轮级(100), 其中, 所述凸出部(22)的所述峰(24)位于 $40-60\%$ 间距 $_{ID}$ 之间的位置处。

4. 根据权利要求1所述的涡轮级(100), 其中, 所述凸出部(22)的所述峰(24)具有垂直于所述内端壁(20)的锥形表面(26)测量的处于轴向弦长(L_{ID})的 $3-8\%$ 的范围内的垂直高度(h)。

5. 根据权利要求1所述的涡轮级(100), 其中, 所述凸出部(22)与所述第二翼型件(10b)的所述吸力侧表面(14)隔开。

6. 根据权利要求1所述的涡轮级(100), 其中, 所述内端壁(20)沿从所述上游侧(60)到所述下游侧(70)的方向朝向所述发动机轴线(40)倾斜, 所述内端壁(20)相对于所述发动机轴线(40)的倾斜角度(α_1)在 $5-25$ 度之间的范围内。

7. 根据权利要求1所述的涡轮级(100), 还包括位于所述翼型件(10)的阵列的末梢侧处的外端壁(30),

其中, 轴向位置 $0\%Cax_{OD}$ 被定义为所述翼型件沿所述涡轮级的所述轴向方向在所述外端壁上的前缘位置, 并且轴向位置 $100\%Cax_{OD}$ 被定义为所述翼型件从所述上游侧到所述下游侧沿所述涡轮级的所述轴向方向在所述外端壁上的后缘位置,

其中, 在任何给定的轴向位置处, 0% 间距 $_{OD}$ 被定义为所述外端壁(30)上的在所述第一翼型件(10a)的所述压力侧表面(12)处的第一位置, 并且 100% 间距 $_{OD}$ 被定义为所述外端壁

(30)上的在所述第二翼型件(10b)的所述吸力侧表面(14)处的第二位置,所述第二位置沿所述涡轮级(100)的所述周向方向(C)面对所述第一翼型件(10a)的所述压力侧表面(12)处的所述第一位置,

其中,所述外端壁(30)相对所述发动机轴线(40)以角度(α_2)倾斜,使得所述流动通道(50)从所述上游侧(60)到所述下游侧(70)发散,以及

其中,所述外端壁(30)关于所述发动机轴线(40)非轴对称,包括位于所述第一翼型件(10a)和所述第二翼型件(10b)之间的中间通道凹陷部(32),凹陷部(32)具有处于20-60% Cax_{00} 之间的位置处并且处于30-70%间距 $_{00}$ 之间的位置处的底部点(34)。

8.根据权利要求7所述的涡轮级(100),其中,所述凹陷部(32)与所述第一翼型件(10a)的所述压力侧表面(12)隔开。

9.根据权利要求7所述的涡轮级(100),其中,所述内端壁(20)相对于所述发动机轴线(40)的倾斜角度(α_1)比所述外端壁(30)相对于所述发动机轴线(40)的倾斜角度(α_2)要小。

10.根据权利要求7所述的涡轮级(100),其中,所述外端壁(30)沿从所述上游侧(60)到所述下游侧(70)的方向远离所述发动机轴线(40)倾斜,所述外端壁(30)相对于所述发动机轴线(40)的倾斜角度(α_2)在10-45度之间的范围内。

11.根据权利要求1所述的涡轮级(100),其中,所述翼型件(10)的阵列是一排固定涡轮轮叶的一部分。

12.根据权利要求1所述的涡轮级(100),其中,所述翼型件(10)的阵列是一排旋转涡轮叶片的一部分。

用于锥形端壁的端壁造型

技术领域

[0001] 本发明涉及燃气涡轮发动机,并且特别是涉及用于燃气涡轮发动机中的翼型件阵列。本文公开的具体实施例涉及一种翼型件阵列,其具有用于减少二次流损失的非轴对称端壁。

背景技术

[0002] 在例如燃气涡轮发动机之类的涡轮机中,空气在压缩机部段中被加压,并且随后与燃料混合并在燃烧器部段中燃烧,以产生热燃烧气体。包括热燃烧气体的工作介质在发动机的涡轮部段内膨胀,在那里能量被提取以为压缩机部段供能并产生有用功,例如使发电机转动来发电。该工作介质行进通过涡轮部段内的一系列涡轮级。涡轮级可包括一排固定轮叶,继之以一排旋转叶片,其中,这些叶片从该热燃烧气体提取能量以便提供输出。

[0003] 每个旋转叶片通常包括附件,其适于装配在槽、平台和翼型件中之一者中。当叶片被安装在轮毂中时,平台彼此协作,以部分地限定环形工作介质流动路径的径向内部边界。翼型件跨越该流动路径,使得翼型件末梢紧密靠近固定部件,例如涡轮环段。该环段外接叶片阵列,以部分地限定该流动路径的径向外边界。可替代地,叶片可具有径向外平台或围罩,其部分地限定该流动路径的径向外边界。该径向内部平台和该径向外平台(如果存在)限定了流动路径端壁。

[0004] 每个固定轮叶通常具有径向内部和外部的平台,其部分地限定径向内部和外部的流动路径边界。翼型件从该内部平台到该外部平台跨越该流动路径。该轮叶的径向内部和外部的平台也限定了流动路径端壁。

[0005] 在发动机操作期间,工作介质流体的流流过涡轮流动路径。在这些端壁附近,流体流动被称为马蹄涡的涡流结构支配。该涡流由于端壁边界层而形成,该端壁边界层当流体接近翼型件时与端壁分离。分离的流体重新组织成该马蹄涡。存在与该涡流相关联的高效率损失。该损失被称为“二次”或“端壁”损失。

[0006] 为了解决二次损失,已知为叶片和轮叶端壁设置非轴对称造型表面。当前,主要关于圆柱形端壁探讨端壁造型表面。

发明内容

[0007] 简言之,本发明的各方面涉及用于锥形端壁的非轴对称端壁造型。

[0008] 根据本发明的一个方面,提供了一种涡轮级。所述涡轮级包括翼型件的阵列,所述翼型件周向隔开,以在其间限定用于引导工作介质的流动通道。所述翼型件从位于其轮毂侧处的内端壁径向向外延伸。在所述涡轮级中,轴向位置0% Cax_{ID} 被定义为所述翼型件沿所述级的轴向方向在所述内端壁上的前缘位置,并且轴向位置100% Cax_{ID} 被定义为所述翼型件从上游侧到下游侧沿所述级的所述轴向方向在所述内端壁上的后缘位置。此外,在所述涡轮级中的任何轴向位置处,0% 间距_{ID} (pitch_{ID}) 被定义为所述内端壁上的在所述阵列中的第一翼型件的压力侧表面处的第一位置,并且100% 间距_{ID} 被定义为所述内端壁上的在

所述阵列中的周向相邻的第二翼型件的吸力侧表面处的第二位置,所述第二位置沿所述级的周向方向面对所述第一翼型件的所述压力侧表面处的所述第一位置。所述内端壁相对发动机轴线成角度倾斜,使得所述流动通道从所述上游侧到所述下游侧发散。所述内端壁关于所述发动机轴线非轴对称,包括位于所述第一翼型件和所述第二翼型件之间的中间通道凸出部。所述凸出部具有处于 $20-60\% Cax_{ID}$ 之间的位置处并且处于 $30-70\%$ 间距 $_{ID}$ 之间的位置处的峰。

附图说明

[0009] 借助于附图更详细地示出了本发明。附图示出了特定构造并且不限制本发明的范围。

[0010] 图1是具有圆柱形端壁的涡轮级的一部分的示意性纵向侧视图;

[0011] 图2是具有锥形端壁的涡轮级的一部分的放大的示意性纵向侧视图,其中,可应用本发明的各方面;

[0012] 图3图示了根据本发明的一个实施例的造型的锥形内端壁的形貌;以及

[0013] 图4图示了根据本发明的另一实施例的造型的锥形外端壁的形貌。

具体实施方式

[0014] 在下面对优选实施例的详细描述中,参考了形成本文的一部分的附图,并且在附图中,作为图示而非作为限制示出了其中可实践本发明的特定实施例。要理解的是,可利用其他实施例,并且可作出改变,而不脱离本发明的精神和范围。

[0015] 在说明书和附图中,方向轴A、R和C相应地表示燃气涡轮发动机的轴向方向、径向方向和周向方向。

[0016] 在说明书和权利要求中,范围被理解为包括所述的边界值。例如,用语“在X-Y之间”被理解为包括X和Y的值。

[0017] 图1示意性地图示了包括一排轮叶的已知类型的涡轮级100的一部分。如所示,该排轮叶包括翼型件10的阵列,这些翼型件10在限定内端壁20的位于轮毂侧处的周向级联的平台与限定外端壁30的位于末梢侧处的周向级联的平台之间延伸。内端壁20和外端壁30相应地在周向相邻的翼型件10之间限定了工作介质的流动通道50的内径边界和外径边界。在图1中所示的构造中,端壁20、30两者均具有平行于发动机轴线40的圆柱形名义表面(nominal surface)。

[0018] 在发动机操作期间,工作介质流体的流流过流动通道50。在这些端壁附近,流体流动被称为马蹄涡的涡流结构支配。该涡流可由于当流体接近翼型件10时与端壁分离的端壁边界层而形成,从而导致气动效率的损失。在图1中,在内端壁20处示意性地示出了这样的涡流80的示例,要理解的是,涡旋结构通常也形成在外端壁30处。由涡流引起的损失可通过以下方式来解决,即:向端壁提供非轴对称造型,例如包括通常与翼型件10的压力侧表面相邻的丘或凸出部。

[0019] 图2示意性地图示了涡轮级100的一部分,其包括具有锥形端壁20、30的一排轮叶,其中,可实施本发明的各方面。类似于图1的示例,翼型件10的阵列在限定内端壁20的位于轮毂侧处的周向级联的平台与限定外端壁30的位于末梢侧处的周向级联的平台之间延伸。

内端壁20和外端壁30相应地在周向相邻的翼型件10之间限定了工作介质的流动通道50的内径边界和外径边界。然而,在所示实施例中,两个端壁20、30(或至少内端壁20)相对于发动机轴线40倾斜。内端壁20和外端壁30相对于发动机轴线40的倾斜角度相应地被表示为 α_1 和 α_2 。特别地,如所示,在本示例中,内端壁20相对于工作介质的流动沿从上游侧60到下游侧70的方向朝向发动机轴线40倾斜。外端壁30沿从上游侧60到下游侧70的方向远离发动机轴线40倾斜。因此,端壁20和30具有锥形的、即形成锥体的一部分的相应的轴对称的名义表面26、36,使得相邻翼型件10之间的流动通道50在上游侧60和下游侧70之间发散。角度 α_1 例如可处于5-25度之间的范围内,而角度 α_2 例如可处于10-45度之间的范围内。在所示实施例中,内端壁20的倾斜角度 α_1 比外端壁30的倾斜角度 α_2 要小。

[0020] 本发明人已认识到,在锥形发散的端壁几何形状中,例如在图2的示例中,通道涡流趋于迅速地升离端壁,并且与圆柱形端壁的情况相比,以更高的跨度(即,与端壁的更大距离)终止,从而导致更高的二次损失。图2中示意性地图示了该效果,其中,涡流80被示出为在锥形内端壁20处形成,与在图1中所示的圆柱形内端壁20处形成的对应涡流80相比,该涡流80在更高的跨度处终止。尽管未在附图中示出,但是在锥形外端壁30处也可观察到对应的效果。

[0021] 本发明人已设计出改进的非轴对称端壁形状,其解决了适用于锥形发散端壁的至少上述技术问题。

[0022] 继续参考图2,参考图3图示了本发明的一个示例性实施例。如所示,涡轮级100包括从内端壁20径向向外延伸的翼型件10的阵列。每个翼型件10由在前缘16和后缘18之间延伸的凹形压力侧表面12和侧向相对的凸形吸力侧表面14形成。流动通道50被限定在第一翼型件10a和周向相邻的第二翼型件10b之间。

[0023] 参考图3,轴向位置0% Cax_{ID} 可被定义为翼型件10沿轴向方向A在内端壁20上的前缘位置。轴向位置100% Cax_{ID} 可被定义为翼型件10沿轴向方向A在内端壁20上的后缘位置。在任何给定的轴向位置处,周向位置0%间距 ID 可被定义为内端壁20上的在第一翼型件10a的压力侧表面12处的第一位置。周向位置100%间距 ID 可被定义为内端壁20上的在周向相对的第二翼型件10b的吸力侧表面14处的第二位置,该第二位置沿周向方向C直接面对第一翼型件10a的压力侧表面12处的所述第一位置。

[0024] 在所示实施例中,内端壁20是非轴对称的,包括位于相邻翼型件10a和10b之间的中间通道凸出部22。凸出部可被理解为相对于名义端壁表面延伸到流动路径中的凸起或丘。凸出部可形成为凸表面。在图3中,凸出部22被示出为从内端壁20的轴对称的名义表面26起具有共同高程的正等值线。凸出部22具有峰24,其限定了从内端壁20的名义表面26垂直测量的具有最大高度h(参见图2)的点。根据所示实施例,峰24位于相邻翼型件10a和10b之间的流动通道50的中心处或附近。特别地,峰24可位于20-60% Cax_{ID} 之间的位置处并且位于30-70%间距 ID 之间的位置处。

[0025] 在另一改进方案中,凸出部22的峰24可特别地位于30-50% Cax_{ID} 之间的位置处。在一个实施例中,峰24可特别地位于40-60%间距 ID 之间的位置处。凸出部22的峰24可具有垂直于内端壁20的名义表面26测量的处于轴向弦长 L_{ID} 的3-8%的范围内的最大高度h。凸出部22可优选地与第二翼型件10b的吸力侧表面14隔开。也就是说,从峰24起,凸出部22可沿朝向吸力侧表面14的方向朝向名义表面26倾斜,从而在与吸力侧表面14相距一定距离处与名义

表面26合并。在所示实施例中,与吸力侧表面14相比,凸出部22更靠近压力侧表面12。在一些实施例中,凸出部22可与第一翼型件10a的压力侧表面12进一步隔开。也就是说,从峰24起,凸出部22可沿朝向压力侧表面12的方向朝向名义表面26倾斜,从而在与压力侧表面12相距一定距离处与名义表面26合并。

[0026] 本发明人已确定,在相邻翼型件10之间的流动通道50的中心处或附近(而不是与翼型件相邻或靠近)具有大的丘或凸出部22的锥形内端壁20在否则环形减速的流动通道中提供增加的流动加速度。参考图2,该增加的流动加速度和减小的静压力减弱了通道涡流80'的形成并将涡流80'向下拉至较低的退出跨度(即,更靠近端壁20),同时还减小了侧向跨流动通道50的压力梯度。

[0027] 尽管上述实施例涉及固定涡轮轮叶,但是本发明的各方面可适用于旋转涡轮叶片,尤其是适用于具有锥形轮毂侧内端壁的一排叶片。

[0028] 如图2和图4中所示,在另一改进方案中,本发明人已确定,在锥形外端壁30的情况下,加速通道流动和减弱通道涡流的对应效果可通过以下方式来实现,即:在相邻翼型件10之间的流动通道50的中心处或附近在外端壁30上设置凹陷部32。

[0029] 参考图4,轴向位置0% Cax_{OD} 可被定义为翼型件10沿轴向方向A在外端壁30上的前缘位置。外端壁30上的轴向弦长被表示为 L_{OD} 。轴向位置100% Cax_{OD} 可被定义为翼型件10沿轴向方向A在外端壁30上的后缘位置。在任何给定的轴向位置处,周向位置0%间距 $_{OD}$ ($pitch_{OD}$) 可被定义为外端壁30上的在第一翼型件10a的压力侧表面12处的第一位置。周向位置100%间距 $_{OD}$ 可被定义为外端壁30上的在周向相对的第二翼型件10b的吸力侧表面14处的第二位置,该第二位置沿周向方向C直接面对第一翼型件10a的压力侧表面12处的所述第一位置。

[0030] 在所示实施例中,外端壁30是非轴对称的,包括位于相邻翼型件10a和10b之间的中间通道凹陷部32。凹陷部可被理解为相对于名义端壁表面远离流动路径延伸的谷。凹陷部可形成为凹表面。在图4中,凹陷部32被示出为从外端壁30的轴对称的名义表面36起具有共同高程的负等值线。凹陷部32具有底部点34,其限定了从外端壁30的名义表面36垂直测量的具有最大深度d(参见图2)的点。根据所示实施例,底部点34位于相邻翼型件10a和10b之间的流动通道50的中心处或附近。特别地,底部点34可位于20-60% Cax_{OD} 之间的位置处并且位于30-70%间距 $_{OD}$ 之间的位置处。优选地,凹陷部32可与第一翼型件10a的压力侧表面12隔开。也就是说,从底部点34起,凹陷部32可沿朝向压力侧表面12的方向朝向名义表面36倾斜,从而在与压力侧表面12相距一定距离处与名义表面36合并。在所示实施例中,与压力侧表面12相比,凹陷部32更靠近吸力侧表面14。

[0031] 虽然已详细地描述了特定实施例,但是本领域普通技术人员将理解,可根据本公开的整体教导来形成那些细节的各种修改和替代方案。因此,所公开的特定布置结构仅意在是说明性的,并且不限制本发明的范围,本发明的范围将由所附权利要求及其任何和所有等同形式的全部范围给出。

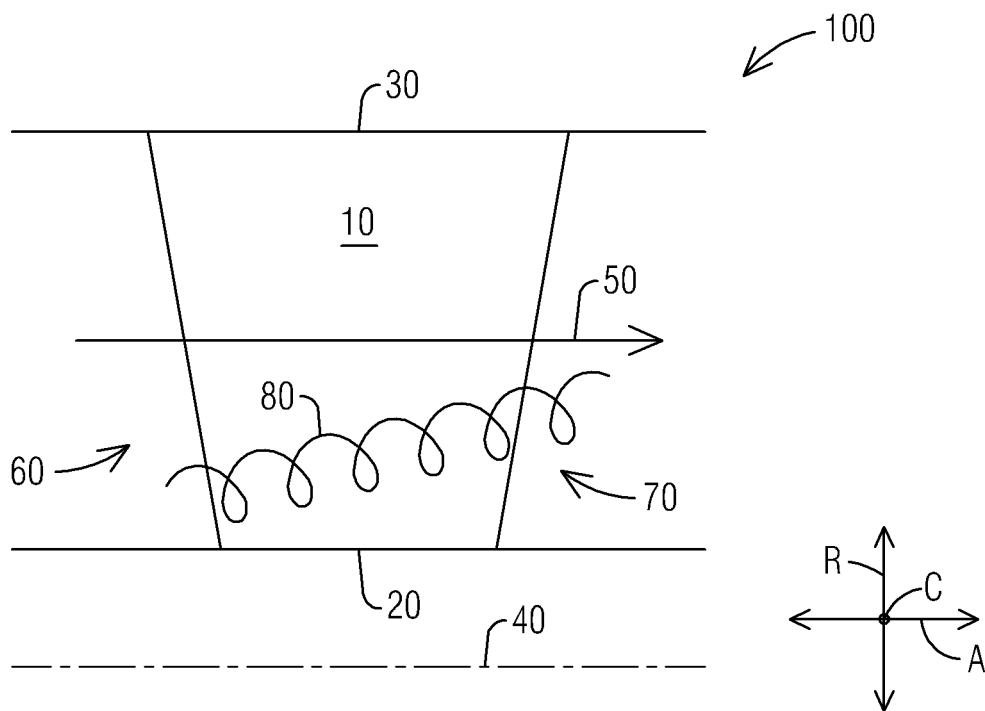


图 1

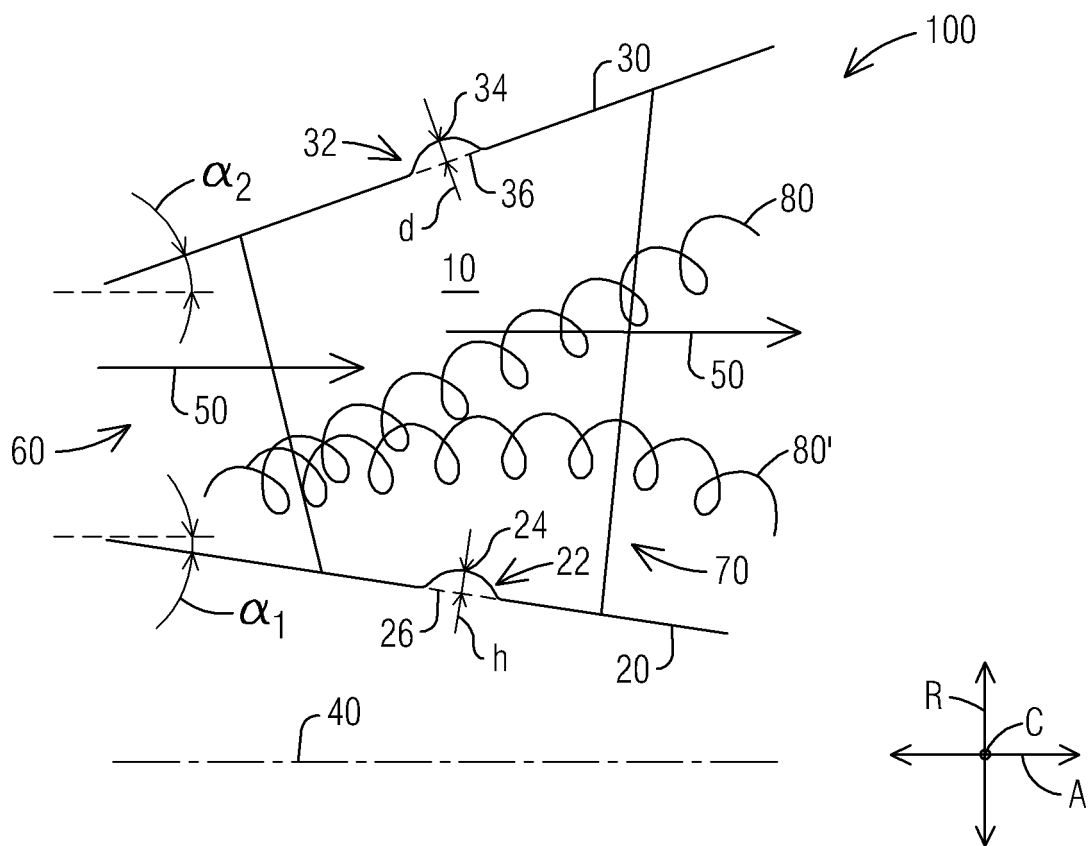


图 2

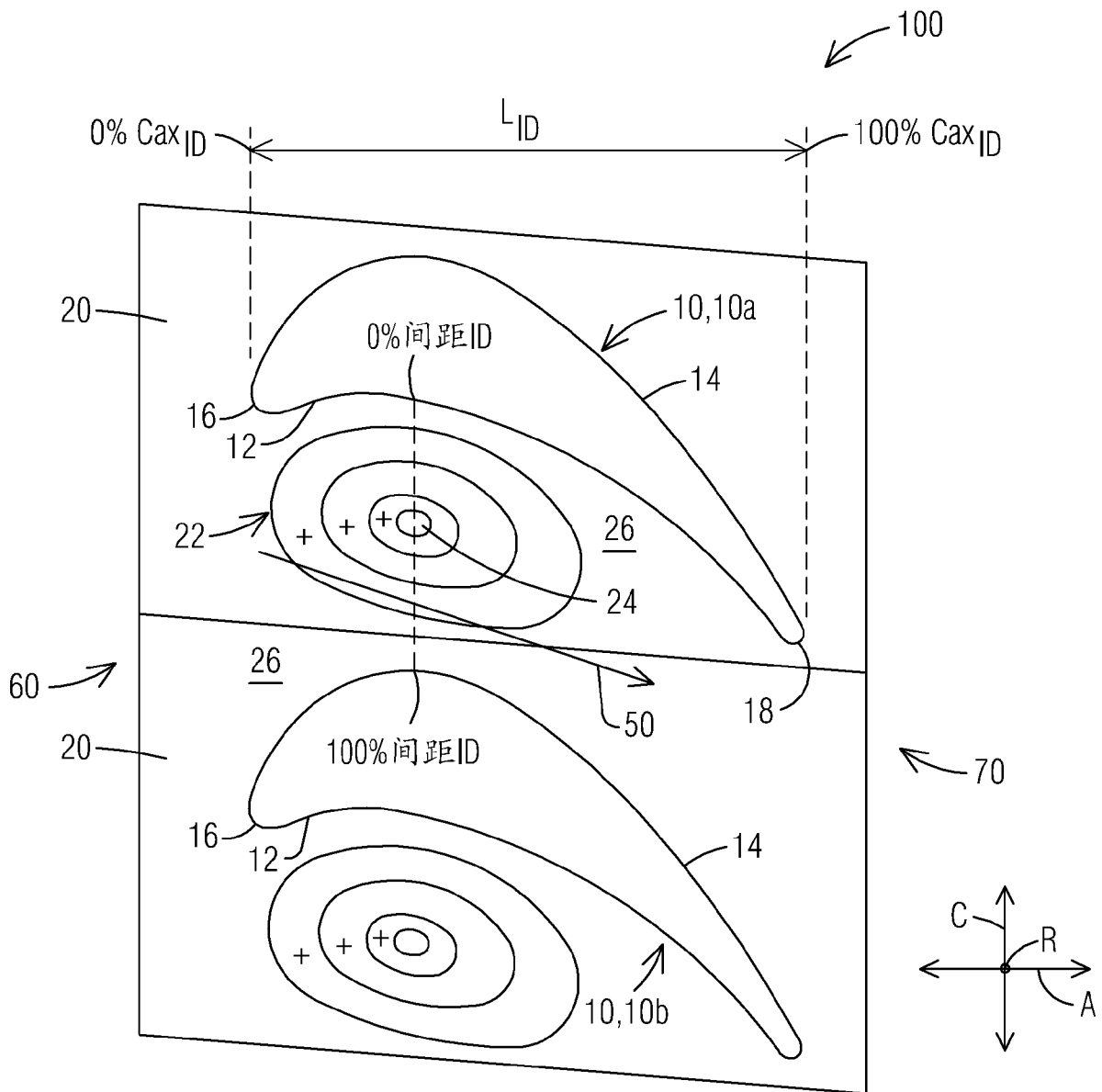


图 3

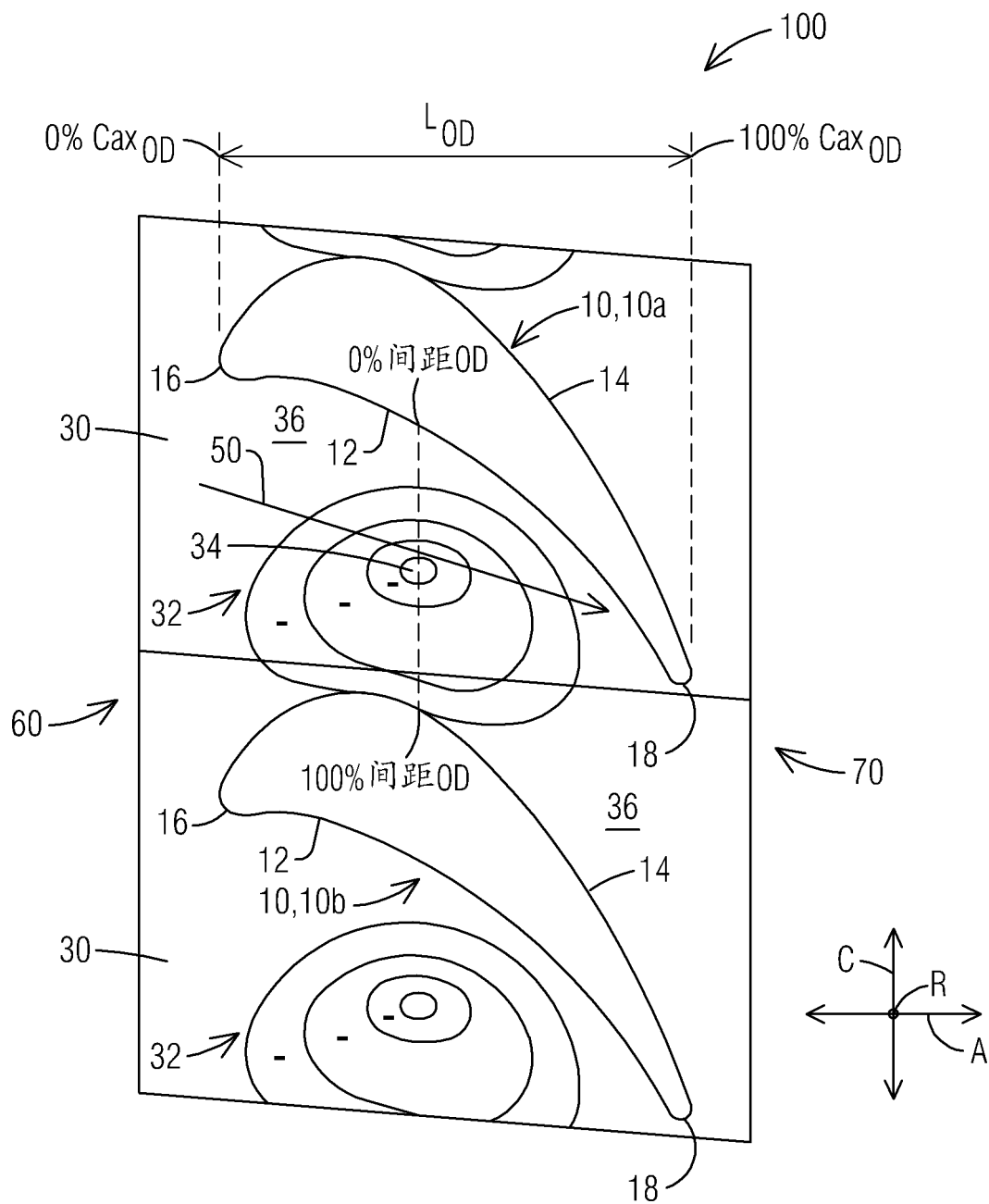


图 4