(19)中华人民共和国国家知识产权局

(12)发明专利

(10)授权公告号 CN 102037246 B
(45)授权公告日 2013.09.18

(21)申请号 200980118747.4
(22)申请日 2009.04.15
(30)优先权数据
08/03552 2008.06.25 FR
(85)PCT申请进入国家阶段日
2010.11.23
(86)PCT申请的申请数据
PCT/FR2009/000438 2009.04.15
(87)PCT申请的公布数据
WO2009/156600 FR 2009.12.30
(73)专利权人 斯奈克玛
地址 法国巴黎
(72)发明人 奥利弗·斯蒂芬·多默克
文森特·保罗·盖布里埃尔·佩罗特
吉恩-皮埃尔·布瓦托瓦
(74)专利代理机构 中国商标专利事务所有限公司 11234
代理人 万学堂
(51)Int.Cl.
F04D 27/00(2006.01)
F04D 29/56(2006.01)
F04D 29/68(2006.01)
(56)对比文件
DE 10233032 A1,2004.01.29,
US 3132283 A,1964.05.05,
EP 1609999 A2,2005.12.28,
CN 1995763 A,2007.07.11,
审查员 李萌

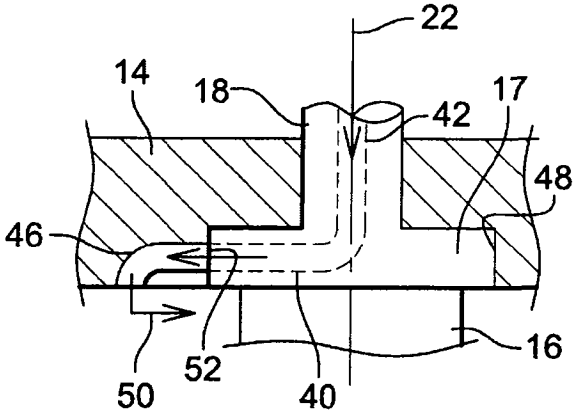
权利要求书1页 说明书5页 附图3页

(54)发明名称

向涡轮机压缩机环形空间喷入空气

(57)摘要

一种涡轮机压缩机，包括变距叶翼，每个叶翼包括通过圆状外形的圆盘(17)连接到枢轴(18)上的翼型，所述枢轴被在外壳(14)的小孔内被引导枢转，所述圆盘带有空气输送管道(40)，当叶翼处于第一位置时，该管道的一端与壳体内形成的通道(46)相通，以便将空气喷入叶翼上游压缩机环形空间内，在叶翼处于第二位置时该端部被壳体封闭。



CN 102037246 B

1. 一种涡轮机压缩机，包括环形外壳 (14) 和至少一个由环形排变距叶翼 (10) 构成的喷嘴级，每个叶翼包括翼型 (16)，所述翼型 (16) 在至少一端经过大体圆状外形的圆盘 (17) 连接到径向延伸的圆柱形枢轴 (18) 上，所述圆柱形枢轴被引导可在外壳 (14) 对应孔内枢转，每个叶翼在闭合位置和打开位置之间围绕由叶翼枢轴所确定的轴线枢转；其特征在于，至少一些叶翼的圆盘包括向外壳内形成的各个通道 (46) 输送空气的各个管道 (40,54)，每个通道带有开口于压缩机环形空间的一端，以便将空气喷射到叶翼上游的所述环形空间内，在圆盘内形成的输送管道带有一端 (44,56)，当叶翼在闭合位置时，该端 (44,56) 用来与外壳内相应的通道相通，以及当叶翼在打开位置时该端 (44,56) 被外壳封闭，这样，喷射空气的流量取决于叶翼的螺距角。

2. 根据权利要求 1 所述的压缩机，其特征在于，叶翼 (10) 可在打开位置和闭合位置之间移动，叶翼的输送管道设计成：当叶翼在闭合位置或在中间位置时与外壳 (14) 内的通道 (46) 相通，并可在叶翼处于打开位置时由外壳封闭。

3. 根据权利要求 1 或 2 所述的压缩机，其特征在于，输送管道 (40,54) 在叶翼的径向外圆盘 (17) 上形成，并可与围绕叶翼的外壳 (14) 中所形成的通道 (46) 相通。

4. 根据权利要求 1 或 2 所述的压缩机，其特征在于，输送管道 (40,54) 在叶翼的径向内盘 (19) 上形成，并设计成在由叶翼围绕的内壳 (12) 中所形成的通道 (46) 相通。

5. 根据权利要求 1 所述的压缩机，其特征在于，圆盘输送管道的端部 (44,56) 位于所述圆盘的外围边缘，所述圆盘由外壳封闭。

6. 根据权利要求 1 所述的压缩机，其特征在于，圆盘 (17) 的输送管道 (54) 在其另一端开口于叶翼下游压缩机环形空间，目的是从所述环形空间引出空气。

7. 根据权利要求 1 所述的压缩机，其特征在于，圆盘 (17) 的输送管道 (40) 连接到大体径向延伸的管道 (42) 上，该径向延伸的管道 (42) 在叶翼枢轴 (18) 上形成并在其径向外端连接到通道上，该通道用来从喷嘴级下游压缩机环形空间引出空气。

8. 根据权利要求 1 所述的压缩机，其特征在于，圆盘 (17) 管道的可封闭端部 (44,56) 在形状上大体呈圆形、三角形、椭圆形、矩形，或梯形。

9. 根据权利要求 1 所述的压缩机，其特征在于，壳体内的通道 (46) 开口于前一个喷嘴级或压缩机转子叶轮上游压缩机的环形空间。

10. 根据权利要求 1 所述的压缩机，其特征在于，壳体通道 (46) 从容纳叶翼圆盘 (17) 的凹槽的上游延伸。

11. 一种涡轮机，其包括飞机涡轮螺旋桨发动机、涡轮发动机，其特征在于，这种发动机安装有根据前面任一权利要求所述的压缩机。

12. 一种变距喷嘴叶翼，其用于根据权利要求 1 到 10 中任一项所述的压缩机，其特征在于，所述叶翼包括翼型 (16)，该翼型在至少一端经由大体圆状外形的圆盘 (17) 连接到圆柱形枢轴 (18) 上，所述圆柱形枢轴确定了叶翼的枢轴轴线 (22)，所述圆盘包括一端开口于其外围边缘的管道 (40,54)。

13. 根据权利要求 12 所述的叶翼，其特征在于，管道 (40) 的另一端连接到圆柱形枢轴 (18) 中形成的另一个管道 (42) 上。

14. 根据权利要求 12 所述的叶翼，其特征在于，管道 (40) 的另一端开口于位于翼型旁边的圆盘的端面。

向涡轮机压缩机环形空间喷入空气

技术领域

[0001] 本发明涉及诸如飞机涡轮螺旋桨发动机或涡轮喷气发动机之类涡轮机的压缩机，所述压缩机包括至少一个带变距叶翼 (vane) 的喷嘴级。

背景技术

[0002] 喷嘴的变距叶翼安装在压缩机的外壳上，每个叶翼都由翼型组成，该翼型在其径向外端通过呈大体圆状外形的圆盘连接到径向圆柱形枢轴上，该径向圆柱形枢轴确定了叶翼的枢轴轴线，并居中和在外壳的对应小孔内被引导枢转。一般来讲，叶翼的径向内端带有第二圆柱形枢轴，该枢轴沿叶翼的枢轴轴线延伸，并在压缩机内壳的小孔内被引导枢转。叶翼的外枢轴通过曲柄连接到控制环上，激励器或类似装置带动控制环绕外壳转动。转动控制环会带动曲柄使得叶翼绕轴线枢转。

[0003] 改变涡轮机内定子叶翼的螺距角可使压缩机的几何形状适应其工作点，特别是，可优化涡轮机的效能和抽吸幅度，降低不同飞行形态下的燃油消耗。

[0004] 每个叶翼都适合在“打开”或“完全打开”位置和“闭合”或“准闭合”位置之间围绕其轴线枢转，在“打开”或“完全打开”位置时，每个叶翼与涡轮机纵轴大体平行延伸，而在“闭合”或“准闭合”位置时，叶翼相对于涡轮机的轴线倾斜，从而减小了通过叶翼级的空气流动截面。当叶翼处于打开位置时，流过压缩机的空气流量最大，而在叶翼处于闭合位置时，流过压缩机的空气流量最小（在给定运转速度时）。叶翼可以采用两个极限位置之间的中间位置，以便改变流过压缩机的空气流量。

[0005] 当涡轮机低速运转时或空转时，变距叶翼移到其闭合位置，而当涡轮机在全油门运转时（例如，起飞），叶翼则移到其打开位置。

[0006] 在低速时，即使定子叶翼处于闭合位置，压缩机环形空间内的空气流动方向和叶翼翼型之间的入射角可能会达到很高值，引起空气流与叶翼的分离，从而进一步降低了通过叶翼级的空气的流动截面。这些分离区主要位于叶翼的径向内端和外端处，当流体相对于叶翼的入射角降到较小值时，这些分离区会消失。

[0007] 人们已知，通过向相应区内喷入空气或从相应区内抽出空气便可限制这种分离。然而，这种喷射或抽吸的几何形状一般是不变的，在压缩机给定运转速度时，喷射或抽吸是有利的，但若总是这样的话，包括那些不需要喷气或抽气的转速时，则会影响发动机的性能（因为降低了压缩机的效率，进而降低了消耗率）。此外，喷射或抽吸的固定几何形状则限制了对压缩机抽吸幅度的优化能力。

发明内容

[0008] 本发明的具体目标是采用简单、有效而且成本不高的方式避免上述缺陷。

[0009] 为此，本发明提出了一种涡轮机压缩机，包括环形机壳和至少一个喷嘴级，所述喷嘴级由一环形排的变距叶翼构成，每个叶翼包括翼型，翼型的至少一端经由大体圆状外形的圆盘连接到径向延伸圆柱形枢轴上，所述圆柱形枢轴在外壳对应小孔内被导向枢转，每

个叶翼可在闭合位置和打开位置之间围绕由叶翼枢轴所形成的轴线枢转，所述压缩机的特征在于，至少一些叶翼的圆盘包括管道，所述管道用于向外壳内形成的各通道输送空气，每个通道的一端开口于压缩机环形空间，向叶翼上游的环形空间喷入空气，当叶翼在闭合位置时，在圆盘内形成的输送管道的一端与外壳内相应通道相通，而当叶翼在打开位置时，该端被外壳封闭，于是，喷入的空气流量取决于叶翼的螺距角。

[0010] 有利的是，叶翼可在打开位置和闭合位置之间移动，当叶翼在闭合位置或在中间位置时，叶翼的输送管道设计成与外壳内的通道相通，而在叶翼处于打 开位置时，输送管道设计成由外壳封闭。

[0011] 在这种情况下，当叶翼在打开位置时，圆盘的管道由外壳封闭，没有空气被喷入环形空间内。因此，涡轮机的效率不会受喷入空气的影响，高速喷入空气在叶翼打开位置的时并不是必需的。当叶翼处于闭合位置或中间位置时，圆盘的管道与外壳上形成的通道相通，此时，空气在上游被喷入压缩机的环形空间，目的是减少上述空气流动分离（这种分离可能会在定子叶翼或位于下游的转子叶轮叶片上出现），从而改善了涡轮机低速或中速运转性能。

[0012] 换句话说，调整定子叶翼的环形位置可以调节喷入压缩机环形空间的空气流量，高速时该流量为零，可以避免恶化和降低发动机消耗率，并在低速或中速时具有确定的值，从而降低了喷嘴叶翼上的空气流动分离。喷射空气的最大流量可以－例如－是压缩机环形空间内空气流动流量的5％以下。这个流量的变化为叶翼螺距角的函数，当叶翼处于中间位置时，这个流量则可能是中间值。通过确定圆盘和外壳内形成的管道的截面，便可精确地计量喷入空气流量。

[0013] 有利的是，外壳上形成的通道在喷嘴级的上游或在压缩机前一个喷嘴级转子叶轮上游开口于压缩机的环形空间。外壳通道入口优选开口于容纳叶翼圆盘的壳体的圆柱形壁。根据本发明的另一个特性，每个圆盘内的管道的出口可以位于圆盘的外围边缘。

[0014] 每个圆盘管道的出口可以大体上呈圆形、三角形、椭圆形、矩形，或梯形。

[0015] 每个圆盘的输送管道的入口可以开口于压缩机的环形空间，例如在所述叶翼翼型的吸力面旁边，目的是从所述环形空间吸取空气。这就会使得空气越过喷嘴从下游向上游循环。从叶翼翼型吸力面旁边引气可以限制空气的上述分离。正是在叶翼翼型的吸力面上，环形空间内流动的气流才会受到再压缩现象，这种现象会促使翼型后缘附近分离区的形成。

[0016] 在另一个方式中，每个圆盘在其入口处连接到管道上，该管道沿叶翼的枢轴大体上径向延伸，而且，它是连接到引气通道上，例如，来自压缩机环形空间的下游处。

[0017] 空气喷射可以经由喷嘴叶翼的径向外端或径向内端进行，或经由两端进行。经由叶翼其中一端进行喷气可以避免叶翼上出现空气分离，特别是靠近外壳的区域（径向内端和／或径向外端），这些区域可能会对整个径向范围产生积极的影响。

[0018] 本发明还提供了一种涡轮机，诸如涡轮喷气发动机，飞机涡轮螺旋桨发动机，直升机涡轮发动机，或者工业机器，其特征在于，这种发动机包括了上述特定类型的压缩机。

[0019] 最后，本发明提供了用于上述压缩机的变距喷嘴叶翼，其特征在于，它包括在一端经由大体圆状外形的圆盘连接到圆柱形枢轴上的翼型，所述圆柱形枢轴构成了叶翼的枢轴轴线，所述圆盘包括管道，该管道的一端开口于外围边缘。

[0020] 管道的另一端可以连接到沿圆柱形枢轴大体径向延伸的管道。在另一种形式中，管道的另一端开口于位于翼型旁边的圆盘的端面。

附图说明

[0021] 通过阅读以非限定性示例给出的说明并参考附图，可以更好地理解本发明，本发明的其它细节、特性和优点会更清楚地显现出来，附图如下：

[0022] 图 1 为涡轮机压缩机喷嘴轴向剖面的局部半视图；

[0023] 图 2 为变距叶翼闭合或准闭合位置的局部平面示意图；

[0024] 图 3 为图 2 的 III-III’线的剖面图；

[0025] 图 4 为对应于图 2 的示意图，示出了变距叶翼打开或完全打开位置的示意图；

[0026] 图 5 为图 4 的 V-V’线的剖面图；

[0027] 图 6 为变距叶翼另一个实施例的局部平面示意图，所示叶翼为闭合位置；

[0028] 图 7 为图 6 的 VII-VII’线的剖面图；

[0029] 图 8 为对应于图 6 的示意图，示出了打开位置的变距叶翼；

[0030] 图 9 为图 8 的 IX-IX’线的剖面图。

具体实施方式

[0031] 首先参看图 1，该图示出了涡轮机高压压缩机的带变距叶翼 10 的喷嘴级，这些叶翼 10 绕涡轮机纵轴 A 有规律地分布，并大体径向地在压缩机内壳 12 和外壳 14 之间延伸。

[0032] 每个叶翼 10 包括翼型 16，翼型通过第一圆盘 17 在径向外端连接到径向延伸圆柱形枢轴 18 上，通过第二圆盘 19 在径向内端连接到径向延伸垂直枢轴 20 上，这些内外枢轴 20 和 18 形成了叶翼的枢轴轴线 22。

[0033] 外圆柱形枢轴 18 嵌入在外壳 14 的圆柱形管道 24 内，并在所述管道内通过圆柱形环 26 枢转地引导。内圆柱形枢轴 20 嵌入在内壳 12 的圆柱形机壳内，在所述机壳内通过圆柱形衬套 28 内位于中心并被枢转地引导。

[0034] 每个叶翼 10 的翼型 16 带有压力面 30 和吸力面 32，压力面和吸力面在上游通过前缘 34 相互连接，在下游通过后缘 36 相互连接，其中“前”和“后”均相对于压缩机环形空间内气体 38 的流动（图 1 和图 2）。内圆盘和外圆盘 19 和 17 均为大体圆形的外形，它们均容纳在内壳 12 和外壳 14 内互补形状的各凹槽内。

[0035] 叶翼 10 在闭合或准闭合位置（如图 2 所示）之间，和打开或完全打开位置（如图 4 所示）之间围绕其轴线 22 枢转。

[0036] 在图 2 所示闭合位置时，叶翼翼型 16 相对于涡轮机的纵轴 A 倾斜，在叶翼翼型之间，它们在环形空间内形成用于空气流过的最小截面。在涡轮机低速运行或空转时，叶翼 10 被置于该位置，此时，流过压缩机的空气流量最小。

[0037] 在图 4 所示打开位置时，叶翼翼型 16 的延伸大体上平行于涡轮机的轴线 A，这样，翼型之间空气流动截面最大。当涡轮机在全油门运行时，叶翼 10 被置于这个位置，此时，流过压缩机空气流量最大。

[0038] 在闭合位置时，在翼型 16 上空气流动呈较大的入射角，为此，造成空气流与翼型 16 分离，当叶翼 10 接近其标称工作条件时，这种空气分离会消失。

[0039] 本发明旨在通过将叶翼 10 上游的空气喷入叶翼翼型径向内端和 / 或外端来消除或至少减少这种缺陷。在叶翼处于闭合位置时，喷入的空气流量最大，以避免引起上述分离；而当叶翼在完全打开位置时，喷入的空气流量为零，以避免对涡轮机高速运行时的性能造成不利影响。为此，喷入的空气的流量取决于叶翼 10 的螺距角。

[0040] 在本发明中，喷入环形空间内的空气经由管道来传输，这些管道通过压缩机级的至少一些叶翼的内圆盘和 / 或外圆盘而形成，这些管道与压缩机对应机壳内的通道相通，以便将空气输送到环形空间。

[0041] 当内圆盘 19 包括这种空气管道时，在内壳 12 内形成空气通道，而当外圆盘 17 包含了这种空气管道时，在外壳 14 内形成空气通道。

[0042] 为了清晰起见，下面介绍的本发明的实施例只与叶翼外圆盘 17 内形成的空气管道相关，这些管道与外壳 14 内的对应通道相通。然而，这些实施例也适用于叶翼的内圆盘 19 和内壳 12。

[0043] 在图 2 到图 5 的实施例中，送气管道 40 通过每个叶翼 10 的圆盘 17 形成。管道 40 呈大体直线，并且相对于叶翼枢轴轴线 22 呈大体径向延伸。管道在一端开口于向圆盘 17 的外围边缘，而其相对一端则连接到另一个管道 42 的径向内端，管道 42 沿叶翼枢轴 18 的轴线大体径向延伸。这个管道 42 的径向内端通过合适的装置连接到从更下游压缩机的引出空气的装置上。管道 40 的开口 44 位于圆盘的外围，并在形状上呈大体圆形、三角形、椭园形、矩形或梯形，目的是当叶翼在闭合位置（图 2 和图 3）时与外壳 14 内形成的通道 46 相通，而在叶翼处于打开位置时（图 4 和图 5），该开口被机壳封闭。

[0044] 外壳内的通道 46 大体上呈 L 形状，一端开口于外壳凹槽的圆柱形壁 48，而其另一端则开口于压缩机的环形空间，以便将空气喷入所述环形空间（箭头 50），所述外壳用于容纳圆盘 17。在圆柱形壁 48 内通道 46 的开口 52 可以为任意形状。管道 40 开口 44 的特定几何形状用来改变流过所述管道的空气流量，其方式为线 性或非线性，这取决于叶翼绕其轴线的枢转动作。

[0045] 当叶翼 10 处于闭合位置（图 2 和图 3）时，圆盘内的管道 40 与外壳内的通道 46 对准。然后，空气沿枢轴的管道 42、沿圆盘的管道 40、然后再沿外壳的通道 46 流动，此时，空气正在被喷入压缩机环形空间内（箭头 50），目的是阻止气流与叶翼 10 翼型 16 分离。此时，喷入环形空间的空气流量最大。

[0046] 当叶翼 10 处于打开位置（图 4 和图 5）时，圆盘内的管道 40 并没有与外壳上的通道 46 相通，所以，没有空气喷入压缩机的环形空间。在这个位置时，圆盘内的管道开口 44 由外壳 14 内的凹槽的圆柱形壁 48 封闭，外壳内的通道 46 的入口也被圆盘 17 的外围边缘所封闭。

[0047] 通过确定圆盘和壳体上形成的管道和通道截面，可以非常准确地计量喷入环形空间内的空气流量。

[0048] 叶翼 10 可以采用一个或几个如图 2 和图 4 所示的中间位置，此时，喷入的空气流量是圆盘管道 40 和外壳通道 46 的空气流动截面的函数。

[0049] 在图 6 到图 9 所示另一种实施例中，外壳的通道 46 与图 2 到图 5 所示的通道相同。

[0050] 圆盘 17 的管道 54 在圆盘的一小部分横向尺寸上延伸，它们呈大体 L 形状。它们

带有各自出口 56 和入口，该出口 56 开口于圆盘 17 的外围边缘，而入口开口于圆盘的端面，所述圆盘位于叶翼对应翼型 16 的旁边。每个这样的管道入口 54 在叶翼翼型 16 的吸力面旁边打开，在这里，空气压力稍稍降低。位于圆盘外围边缘的管道 54 的出口 56 在形状上呈大体椭圆形或长方形，如图所示。

[0051] 图 6 和图 7 示出了闭合位置的叶翼 10，在这个位置时，圆盘的管道 54 与外壳 14 上的通道相通。此时，在压缩机环形空间里流动的一小部分空气通过圆盘上的管道 54 被引出（箭头 58），沿管道从下游流向上游、而后沿外壳的通道 46，以便在叶翼的上游被再次喷入。

[0052] 当叶翼 10 处于如图 8 和 9 所示的打开位置时，通道 46 和管道 54 不再彼此相通。

[0053] 外壳 14 内形成的通道 46 可以直接从叶翼 10 的级的上游开口于压缩机的环形空间。在另一个方式中，这些通道可以在外壳给定长度上和确定方向上延伸，以便开口于压缩机转子叶轮上游的环形空间或压缩机某个其它喷嘴级上游的环形空间。

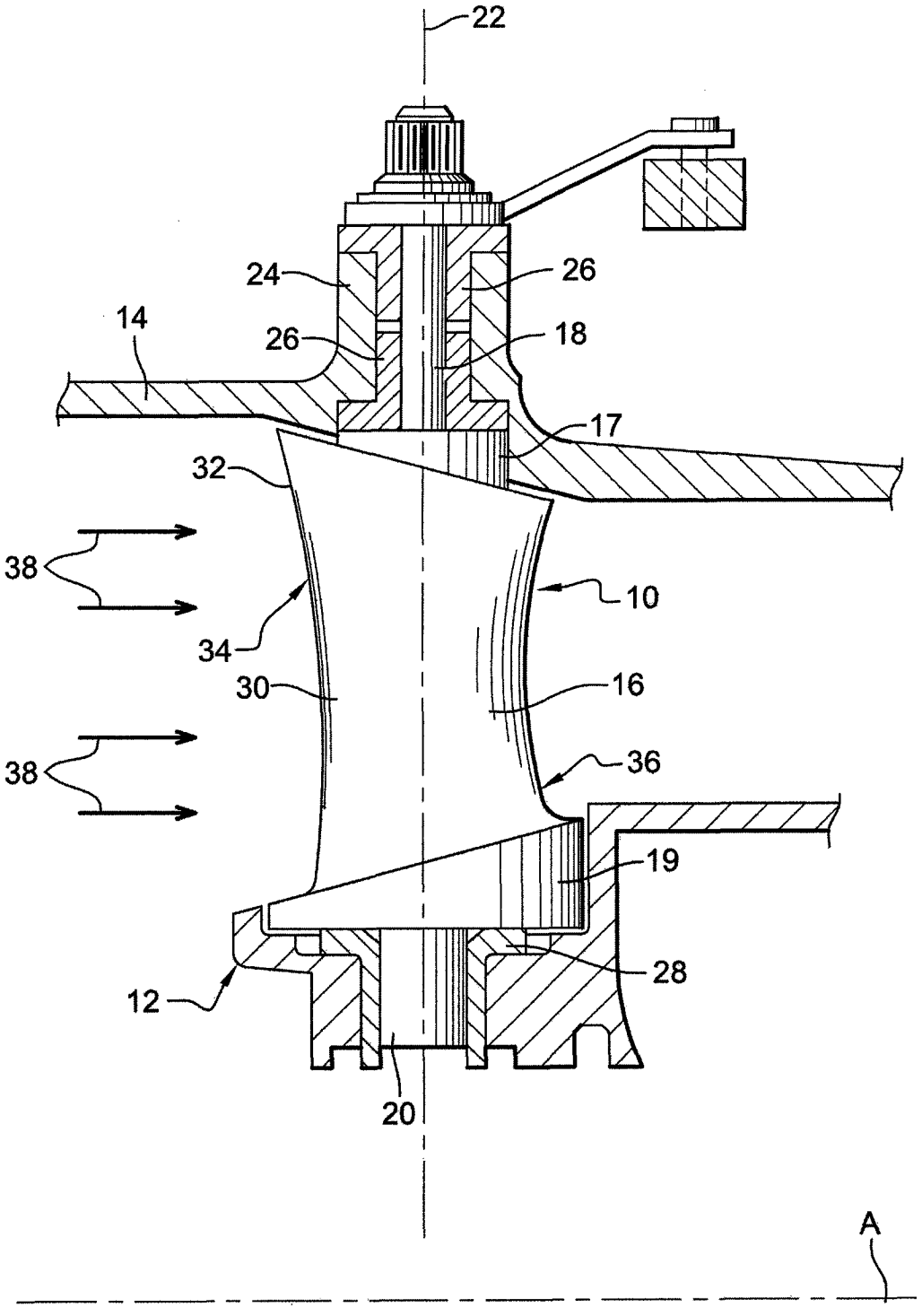


图 1

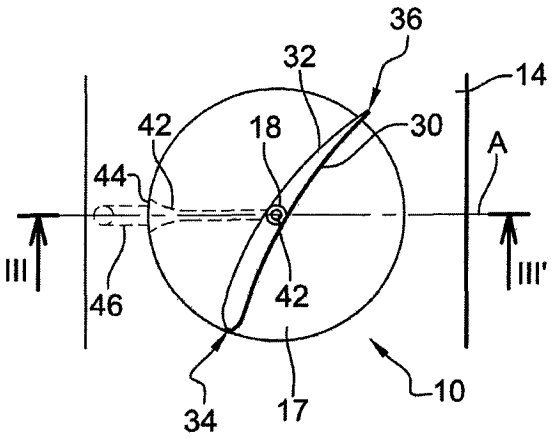

36
32
14
42
18
30
A
44
III
III'
46
42
34
17
10

图 2

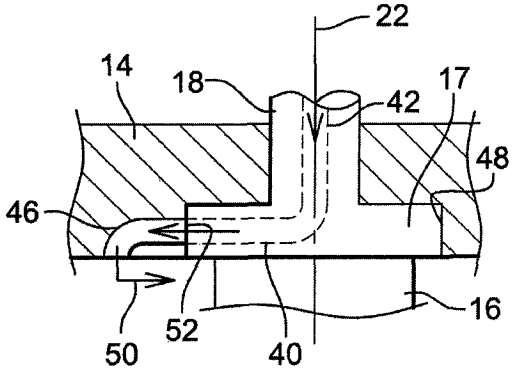

22
14
18
42
17
48
46
50
52
40
16

图 3

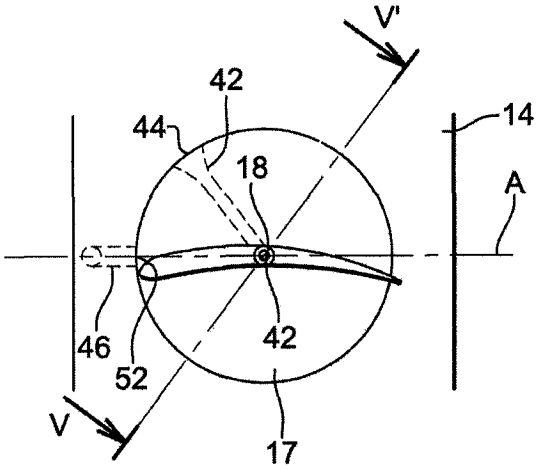

V'
42
44
14
18
A
46
52
42
V
17

图 4

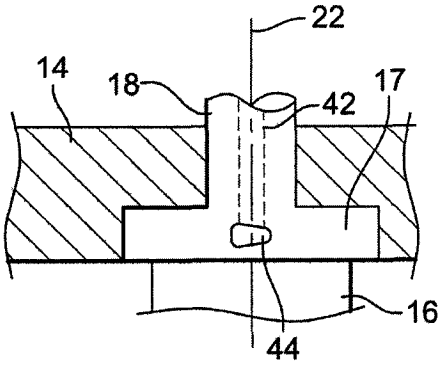

22
14
18
42
17
16
44

图 5

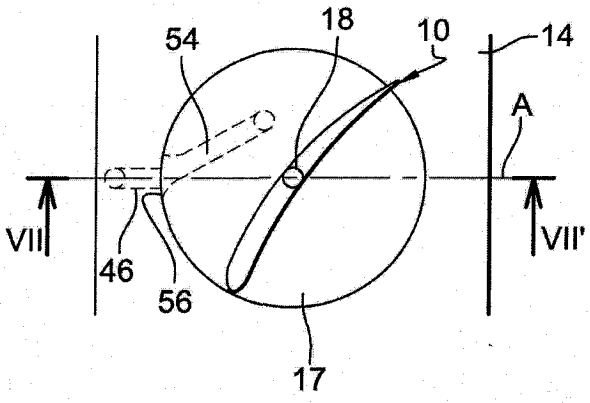

18
10
14
54
A
VII
VII'
46
56
17

图 6

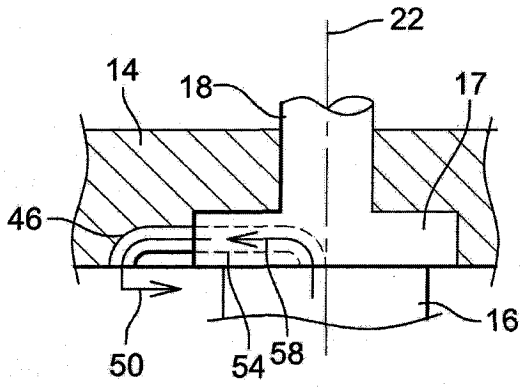


图 7

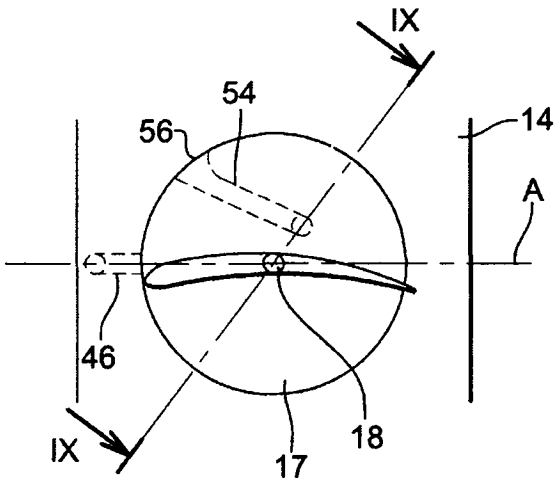


图 8

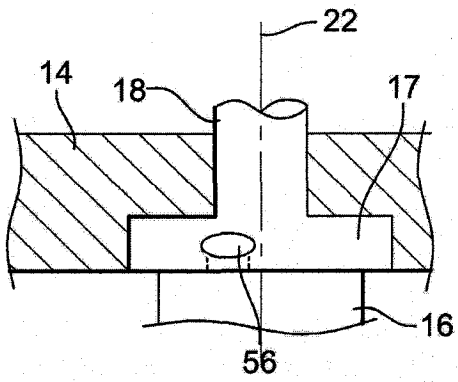


图 9