



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 104594955 A

(43) 申请公布日 2015. 05. 06

(21) 申请号 201410700641. 8

(22) 申请日 2007. 08. 21

(30) 优先权数据

11/507116 2006. 08. 21 US

(62) 分案原申请数据

200710141724. 8 2007. 08. 21

(71) 申请人 通用电气公司

地址 美国纽约州

(72) 发明人 K. S. 克拉辛 李经邦 P. H. 维特

B. D. 凯思

(74) 专利代理机构 中国专利代理(香港)有限公

司 72001

代理人 谭祐祥

(51) Int. Cl.

F01D 5/18(2006. 01)

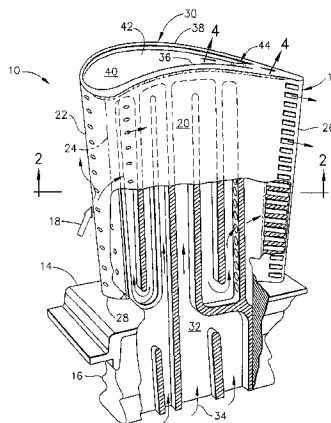
权利要求书1页 说明书8页 附图8页

(54) 发明名称

尖端斜面涡轮机叶片

(57) 摘要

涡轮机叶片(10)包括从尖端底部(40)延伸的第一和第二尖端肋(36, 36), 以限定尖端腔(42)。离开斜面(44)桥接肋(36, 38)且从底部(40)向尾部高度升高。



1. 一种涡轮机叶片(10),其包括:

翼片(12)、平台(14)和整体式燕尾榫(16);

所述的翼片(12)包括在相对的前缘(24)和后缘(26)之间的弦向延伸且在从跟部(28)到尖端(30)的跨度内纵向延伸的横向相对的压力侧(20)和吸力侧(22);

所述的尖端(30)包括在所述前缘(24)和后缘(26)之间从尖端底部(40)沿所述的压力侧(20)和吸力侧(22)向外延伸的第一尖端肋(36)和第二尖端肋(38),以限定尖端腔(42);和离开斜面(44),其在所述后缘(26)附近的其尾部接合处桥接所述第一肋(36)和第二肋(38)且从所述尖端底部(40)向尾部高度升高。

2. 根据权利要求1所述的叶片,其中所述压力侧(20)凹入且所述吸力侧(22)凸出,且向尾部朝所述后缘(26)会聚在一起;

所述第一尖端肋(36)和第二尖端肋(38)分别与所述压力侧(20)和吸力侧(22)形成整体,且界定所述尖端腔(42),以向尾部宽度会聚到所述肋接合处(52)和

所述斜面(44)向尾部宽度会聚。

3. 根据权利要求2所述的叶片,其中所述斜面(44)包括向前与所述尖端底部(40)融合的前部地区(46)、与所述肋(36,38)的所述尾部接合处(52)融合的尾部地区(48),和从所述前部地区(46)向外倾斜到所述尾部地区(48)的中间地区(50)。

4. 根据权利要求3所述的叶片,其中所述斜面(44)的长度大于所述尖端腔(42)的深度。

5. 根据权利要求3所述的叶片,其中所述斜面(44)以浅的倾斜角向尾部升高。

6. 根据权利要求3所述的叶片,其中所述前部地区(46)和尾部地区(48)与所述尖端底部(40)和肋接合处(52)不同地融合。

7. 根据权利要求3所述的叶片,其中所述前部地区(46)弦向凹入且所述尾部地区(48)弦向凸出。

8. 根据权利要求3所述的叶片,其中所述中间地区(50)长于所述前部地区(46)且与其平滑地融合,以及长于所述尾部地区(48)且与其平滑地融合。

9. 根据权利要求3所述的叶片,其中所述中间地区(50)弦向是直的。

10. 根据权利要求3所述的叶片,其中所述第一尖端肋(36)和第二尖端肋(38)界定所述压力侧(20)和吸力侧(22),以限定向尾部会聚到单个离开斜面(44)的单个尖端腔(42)。

尖端斜面涡轮机叶片

[0001] 本申请是专利申请号为 200710141724.8、申请日为 2007 年 8 月 21 日、名称为“尖端斜面涡轮机叶片”的专利申请的分案申请。

技术领域

[0002] 本发明一般地涉及燃气涡轮发动机，且更特定地涉及其内的涡轮机叶片。

背景技术

[0003] 在燃气涡轮发动机中，空气在压缩机内被加压且在燃烧器内与燃料混合以生成燃气。多种涡轮机级从燃气获取能量以驱动发动机和产生功。

[0004] 高压涡轮机(HPT)直接跟随燃烧器且从最热的燃气获取能量以通过一个驱动轴来驱动上游压缩机。低压涡轮机(LPT)跟随 HPT 且从燃气中获取另外的能量以驱动另一个驱动轴。在涡扇航空发动机应用内，LPT 驱动上游风扇，或在海运和工业应用中驱动外部轴。

[0005] 发动机效率和燃料消耗率(SFC)在现代燃气涡轮发动机中是极为重要的设计目的。多种涡轮机转子叶片及其相应的喷嘴导叶具有精确地构造的空气动力学表面，以控制其上的速度和压力分布以最大化空气动力学效率。

[0006] 叶片和导叶的相应翼片具有轴向地在相对的前缘和后缘之间的弦向内延伸的一般地凹入的压力侧和一般地凸出的吸力侧。翼片在径向截面上具有新月形外形，该外形从前缘起宽度迅速增加到最大宽度区域，且然后宽度逐渐地降低到后缘。

[0007] 翼片的周向或横向相对的侧也径向地在从根部到尖端的跨度内延伸。翼片典型地具有由超合金金属铸造形成的薄的侧壁，带有内部冷却回路，内部冷却回路具有多种实施例，这些实施例都特别地定制以在运行期间有效地冷却翼片同时使效率最大化。

[0008] 然而，涡轮机翼片的空气动力学设计由于在翼片的完整行内的单独翼片的三维(3D)构造而显著地复杂，且在运行期间在翼片之间引导了相应的复杂的燃气流。除此设计和环境复杂性外，在涡轮机叶片的径向外围尖端周围具有特别的流场，该涡轮机叶片在运行期间在围绕的静止的罩内高速旋转。

[0009] 在叶片尖端和涡轮机罩之间的运行缝隙或间隙应根据实际尽可能小以最小化燃气流通过它的泄漏，而同时也允许叶片和罩的热膨胀和收缩，而在旋转的尖端和静止的罩之间没有不希望的摩擦。

[0010] 在运行期间，涡轮机行内的叶片驱动支承转子盘旋转，使得翼片吸力侧在相对的翼片压力侧前。翼片从转子盘的周边在径向方向典型地从根部到尖端扭曲，且前缘与发动机轴向中心线轴线倾斜地面向上游，以匹配协作的喷嘴导叶的倾斜的排放旋流角。燃气一般在轴向下流方向流动，使得周向或切向分量首先在一个流动方向接合翼片前缘，且然后在翼片的后缘上以不同的流动方向离开翼片。

[0011] 翼片的压力侧和吸力侧具有相应的不同的 3D 外形，以最大化其间的差压和从热燃气中获得的能量。凹入的压力侧和凸出的吸力侧实现了其上不同的速度和压力分布，这相应地在前缘和后缘之间且从根部到尖端变化。然而，在翼片尖端上方在要求的尖端缝隙

内泄漏的燃气如果有则产生了很小的有用功。

[0012] 进一步使涡轮机叶片设计复杂化的是暴露的叶片尖端,该尖端因此浸入在运行中从其上方泄漏的燃气中,且要求对尖端的合适的冷却以保证涡轮机叶片在运行期间的长的使用寿命。

[0013] 现代涡轮机叶片设计典型地合并了振鸣(squealer)尖端肋,振鸣尖端肋是翼片的压力侧和吸力侧的从前缘到后缘的小的径向延伸。尖端肋典型地具有矩形截面且横向地或周向地分开以限定在翼片顶上的打开的尖端腔,该尖端腔具有封闭了典型的空心的翼片和其内的内部冷却回路的整体式尖端底部。

[0014] 小的尖端肋在尖端摩擦的情况下提供了牺牲材料,以保护尖端底部和内部冷却回路防止不希望地损坏。尖端肋增加了燃气流场的复杂性,从而引入了局部次级场,该次级场影响涡轮机效率、流动泄漏和尖端冷却。

[0015] 燃气的主流方向是邻近的叶片之间所限定的流道内的轴向下游方向。轴向流也沿径向方向从每个翼片的跟部到尖端变化。且这些轴向和径向流动变化进一步在翼片尖端上方是复合的,在此处燃气在每个翼片的压力侧和吸力侧之间泄漏。

[0016] 因此,现有技术充满多种解决包括涡轮机效率、尖端泄漏和尖端冷却的不同问题和性能考虑的涡轮机叶片尖端构造。这三个重要的考虑至少在部分是相互依赖的,但在翼片尖端处且在前缘和后缘之间的不同压力侧和吸力侧上方的复杂的 3D 流场致使对其相当复杂的评估。

[0017] 然而,现代计算流体动力学(CFD)包括强大的软件,软件改进了对燃气涡轮发动机内的复杂 3D 流动的流数学分析能力且提供了以其可实现涡轮机叶片设计的进一步改进的机制。

[0018] 例如,希望通过降低尖端流动泄漏,或增加涡轮机效率,或改进尖端冷却,或这些因素的分开的或一起的任何组合而改进涡轮机叶片尖端设计。

发明内容

[0019] 涡轮机叶片包括从尖端底部延伸的第一和第二尖端肋,以限定尖端腔。离开斜面桥接肋且从底部向尾部高度升高。

附图说明

[0020] 在如下的详细描述中,根据优选的和典型的实施例,结合附图更特定地描述了本发明及其进一步的目的和优点,各图为:

图 1 是典型的涡轮机转子叶片的部分剖开的等轴视图;

图 2 是通过图 1 中图示的涡轮机翼片且沿线 2-2 的径向截面视图;

图 3 是图 1 中图示的翼片尖端的前等轴视图;

图 4 是通过图 1 中图示的翼片尖端的尾部端且沿线 4-4 的弦向截面视图;

图 5 是通过图 3 中图示的翼片尖端且沿线 5-5 的横向截面视图;

图 6 是根据替代的实施例的在图 1 中图示的翼片尖端的等轴视图;

图 7 是根据替代的实施例的在图 1 中图示的翼片尖端的等轴视图;

图 8 是根据替代的实施例的在图 1 中图示的翼片尖端的等轴视图。

具体实施方式

[0021] 图 1 图示了在燃气涡轮发动机的 HPT 内使用的典型的第一级涡轮机转子叶片 10。典型地由超合金金属铸造的叶片带有翼片 12、在其跟部处的平台 14 和整体式单件组件的支承燕尾榫 16。

[0022] 燕尾榫 16 可以具有任何常规形式,例如在图 1 中图示的轴向进入的燕尾榫,它将叶片安装在支承转子盘(未示出)的周边内的相应的燕尾榫槽内。盘保持了相互周向分开的整行叶片,以在其之间限定叶片间流道。

[0023] 在运行期间,燃气 18 在发动机的燃烧室(未示出)内生成且合适地在相应的涡轮机叶片 10 上引导到下游,叶片 10 从燃气获得能量以驱动支承转子盘。单独的平台 14 提供了燃气的径向内部边界且毗邻涡轮机叶片的完整行内的邻近的平台。

[0024] 图 1 和图 2 中图示的翼片 12 包括周向或横向相对的压力侧 20 和吸力侧 22,它们在相对的前缘 24 和后缘 26 之间的弦向内轴向延伸,且在从翼片跟部 28 的跨度内径向延伸以终止在径向外侧尖端盖或尖端 30 处。翼片压力侧 20 一般地在前缘和后缘之间凹入且与在前缘和后缘之间一般地凸出的翼片吸力侧 22 互补。

[0025] 翼片的压力侧 20 和吸力侧 22 的外表面具有典型的新月形形状或外形,常规的构造为在运行期间实现燃气在其上的相应的速度和压力分布以最大化从燃气的能量获得。

[0026] 图 2 图示了翼片的示例性的径向截面及其典型的新月形外形,如从燃气获取能量所要求的,其合适地从翼片的根部到尖端变化。各种径向截面共同的是翼片在横向宽度上从前缘 24 向尾部到刚好在翼片的弦中之前的最大宽度的隆起位置迅速增加,使得翼片然后宽度逐渐减小到窄或者薄的后缘 26。

[0027] 翼片 12 典型地是空心的且包括内部冷却回路 32,冷却回路 32 可以具有任何常规的构造,例如图示的两个终止在前缘后且后缘前的相应的流道内的三通蜿蜒回路。冷却回路延伸通过平台和燕尾榫,在燕尾榫基部带有相应的入口,用于从发动机的压缩机(未示出)以任何常规的方式接收加压的冷却空气 34。

[0028] 以此方式,叶片通过内部冷却空气从跟部到尖端且在前缘和后缘之间被内部冷却,然后冷却空气可以通过薄的翼片侧壁以多种具有常规尺寸和构造的膜冷却孔的行排放。

[0029] 因为翼片前缘典型地受到最热的来流燃气,翼片前缘的专门的冷却以任何合适的方式提供。且翼片的薄的后缘区域典型地包括压力侧后缘冷却狭槽的行,以排放用过的冷却空气的部分。

[0030] 如上所述,在图 1 中最初示出的涡轮机翼片 12 具有精确地构造的 3D 外形,该 3D 外形相应地影响了燃气 18 当在轴向下流方向从前缘 24 流向后缘 26 时的速度和压力分布。叶片依附到支承盘的周边上且在运行期间旋转,这在燃气内生成了次级流场,使得燃气沿翼片跨度典型地径向向外迁移。

[0031] 此外,在翼片的压力侧 20 上的燃气的相对压力高于沿翼片吸力侧的压力,且在运行期间当其径向向上流且流过暴露的翼片尖端 30 时,它与运行期间叶片的相应的旋转一起在燃气流场内引入了进一步的次级或三级影响。

[0032] 以上所述的涡轮机转子叶片可以在构造和运行上是常规的,使用在燃气涡轮发动

机内,包括例如使用在 HPT 的第一级内。常规的叶片可以然后如在下文中所描述地在翼片尖端 30 处修改,以包括第一振鸣尖端肋 36 和第二振鸣尖端肋 38,它们分别是翼片压力侧或侧壁 20 和吸力侧或侧壁 22 在径向上的整体的延伸,且在外形或曲率上与其相符。

[0033] 第一肋或压力侧肋 36 在弦向上符合翼片的凹入压力侧 20 的形状或外形,且相应地第二肋或吸力侧肋 38 在弦向外形上符合翼片的凸出的吸力侧 22。

[0034] 如在图 1 和图 3 中示出的两个肋 36、38 从共同的尖端底部 40 径向向外延伸,尖端底部封闭了内部冷却回路 32。尖端底部 40 可以为无孔的,或者可以包括小的冷却孔或较大的尘孔,以将用过的冷却空气从翼片内部排出。

[0035] 两个肋 36、38 在轴向或者弦向相对的前缘 24 和后缘 26 之间沿着翼片的相应的压力侧 20 和吸力侧 22 连续延伸,以限定和提供用于尖端凹陷或者腔 42 的完整周边边界。尖端腔径向向外面对,带有开口嘴或者入口,其与优选地具有尖端底部之上共同且恒定的高度的围绕的尖端肋 36、38 共面。

[0036] 在如图 3 中示意性地图示的运行期间,燃气 18 沿着翼片前缘 24 分离,且沿着翼片的相对的压力侧和吸力侧向下游流动。这些燃气的一些径向向外移动,且流过翼片尖端,且进入开口尖端腔 42。在开口尖端腔内侧,燃气发展次级或者三级流场和涡流,且向尾部朝后缘 26 流动。

[0037] 因此,特别地修改翼片尖端以包括排放或者离开斜面 44,其在薄后缘 26 附近横向桥接相对的尖端肋 36、38。离开斜面从其与尖端底部 40 的尾部端接合处向尾部朝后缘高度增加或者升高。

[0038] 离开斜面 44 在图 4 中以沿着翼片的弦向轴线的纵向型面图示,在图 5 中跨过在相对的压力侧和吸力侧之间的翼片的宽度以横截面视图图示。离开斜面包括向前朝前缘 24 延伸的前部地区 46,其平滑地与两个肋 36、38 之间的尖端底部 40 的尾部端融合。斜面也包括向尾部朝后缘 26 延伸且与翼片尖端的外部或者顶部表面平滑地融合的尾部地区 48。

[0039] 两个地区 46、48 不同地构造,以不同地与尖端腔的相对的部分融合,使得前部地区 46 高度比较高的尾部地区 48 低。离开斜面 44 优选地也包括从前部地区 46 向尾部向外倾斜或者斜置到较高的尾部地区 48 的中间地区 50。

[0040] 图 3 — 5 图示了翼片的凹入的压力侧 20 和凸出的吸力侧 22 向尾部朝后缘 26 会聚在一起。并且,尖端肋 36、38 类似地向尾部会聚在一起,因为它们与翼片侧的外部端部成整体。

[0041] 尖端腔 42 完全由两个肋 36、38 界定,且自身向尾部朝翼片后缘宽度会聚。两个肋 36、38 在前缘 24 处共享前部肋接合处,然后向尾部在横向间距上发散和会聚到在后缘处的另一个接合处。

[0042] 特别地,翼片后缘 26 相对薄,且两个薄肋 36、38 在共同的尾部肋接合处 52 处刚好在后缘上游平行结合或者融合在一起。肋接合处初始比两个肋 36、38 的每个宽,且在常规实践中以共同的肋部分典型地向尾部会聚到薄后缘 26。

[0043] 因此,离开斜面 44 在尖端腔 42 的尾部端处引入,其中其会聚到在尾部肋接合处 52 处的其最小宽度。离开斜面提供从较低高度的尖端底部 40 到较高高度的肋接合处 52 的空气动力学的平滑过渡,其在尖端底部 40 上共同或者共面的高度处与两个肋 36、38 共享共同的径向外外部外表面。

[0044] 图 5 图示了围绕全部涡轮机转子叶片行的常规的涡轮机罩 54 的一部分,以在罩的内表面和翼片尖端的径向外表面之间提供相对小的径向缝隙或者间隙。在运行期间,燃气 18 的一部分横向通过尖端缝隙从翼片压力侧到相对的翼片吸力侧泄漏。

[0045] 引入图 3—5 中图示的离开斜面 44 提供了从翼片尖端腔 42 排放和与在翼片的后缘区域上泄漏的燃气相遇的燃气的空气动力学平滑过渡。

[0046] 图 4 在翼片的弦向或者轴向中图示了离开斜面 44 的优选的外形或者轮廓,用于提供燃气的空气动力学平滑过渡。当燃气从尖端腔的尾部端排放时,希望减小或者消除燃气的流分离,且相应地减小与其相关的压力损失。

[0047] 如图所示,斜面 44 在其纵向或者弦向具有总长度 L,其优选地大于在斜面自身的开始处的尖端腔 42 的相应深度 D。

[0048] 斜面 44 以锐角的倾斜角或者斜面角 A 向尾部倾斜或者升高,其优选地充分浅,以最小化沿其流动的燃气的流分离。斜面倾斜角可以为大约 15 度到大约 60 度,取决于影响流分离的流动特征。

[0049] 如图 5 所示,斜面 44 在前部地区 46 和尾部地区 48 之间向尾部在宽度 W 上降低或者会聚,同时斜面在其之间高度增加。

[0050] 在该构造中,直接在离开斜面 44 之上的尖端腔的尾部部分在斜面上向下游流动面积降低,因此加速了沿其流动的燃气。该局部流动加速增加了燃气的速度和动量,以改进涡轮机叶片的空气动力学性能。

[0051] 图 4 图示了前部地区 46 和尾部地区 48 如何在斜面纵向或者下游方向分别不同地与尖端底部 40 和肋接合处 52 融合。前部地区 46 优选地弦向凹入且向外面向,以与相对平的尖端底部 40 平滑地融合。相应地,尾部地区 48 优选地向外凸出,其中,其与肋接合处 52 的外部表面融合。

[0052] 如图 5 所示,离开斜面 44 优选地沿其横向宽度在两个相对的肋 36、38 之间是直的,且以相对小的弓形圆角结合到肋。离开斜面的宽度 W 不应该小于会降低或者消除其好处的大约 30mil (7.6mm) 的合适的最小值。如果尖端腔或者离开斜面太窄,在窄的区域中在翼片尖端之上泄漏的燃气会简单地流过腔的这样的窄的部分,如果有也只有很小的空气动力学性能改进。

[0053] 如上所述,离开斜面的总长度 L 优选地大于尖端腔的深度 D,且可以是该深度的大约三倍,以具有合适的逐渐过渡来将燃气平滑地引导出腔。中间地区 50 优选地弦向长于前部地区 46,且与其平滑地和同延地融合。中间地区 50 也优选地比尾部地区 48 长,且也与其平滑地和同延地融合。

[0054] 这样,前部地区 46 和尾部地区 48 可以提供在离开斜面的基部和顶部处的相应不同的过渡,使得中间地区 50 提供在相应大多数的尖端腔深度上较长的过渡。

[0055] 因为前部地区 46 优选地凹入,且尾部地区 48 优选地凸出,中间地区 50 可以在其间具有任何合适的且优选不同的外形,以增强空气动力学性能。例如,中间地区 50 可以在前部地区和尾部地区之间弦向直的,以有效地从尖端腔排放燃气。

[0056] 在图 1、3、5 中图示的典型的实施例中,两个尖端肋 36、38 完全界定翼片的压力侧和吸力侧,以限定单个尖端腔 42,其向尾部会聚到单个离开斜面 44。这样,尖端泄漏气体的一些在前缘 24 附近流过第二肋 38,且进入尖端腔 42,以向尾部朝离开斜面 44 流动。如由

两个肋 36、38 的尾部端界定的离开斜面然后加速从尖端腔排放的气体。较小的压力在尖端腔内损失,其相应地增加腔压力,且又降低翼片尖端之上的泄漏。

[0057] 离开斜面 44 可以结合诸如沿着第一肋 36 的大致整个长度延伸的弓形展开部 56 的其他特征引入在图 1—5 中图示的涡轮机转子叶片中。展开部 56 从翼片压力侧 20 径向向外发散,以增加对燃气通过尖端—罩缝隙流动的阻力。

[0058] 已经对于带有和不带有展开部 56 的在图 1—5 中图示的典型的翼片尖端,且相对于没有影响其他常规第一和第二尖端肋 36、38 的性能的离开斜面或者展开部的参考翼片尖端进行了 CFD 分析。

[0059] 在没有展开部的实施例中,翼片尖端上的燃气泄漏可以通过引入离开斜面而显著降低,且也可以获得涡轮机效率的显著改进。

[0060] 对于例如包括在图 3 和 5 中图示的离开斜面 44 和压力侧尖端展开部 56 的组合的实施例,没有观察到可检测的尖端泄漏改变。然而,引入展开部进一步增加了由使用离开斜面单独获得的涡轮机效率。

[0061] 由于离开斜面 44 的相对简单性,其可以用于具有一个或者多个尖端腔的涡轮机转子叶片的各种其他实施例中。

[0062] 例如,图 6 图示了用于图 1 中图示的涡轮机叶片的替代的尖端构造,没有展开部 56。在此构造中,一个或者多个尖端挡板 58 在离开斜面 44 前横向桥接两个肋 36、38。在图 6 中,尖端挡板 58 的两个提供且弦向隔开为限定三个尖端腔或者穴,桥接翼片的相对侧。

[0063] 以上描述的离开斜面 44 可以类似地引入图 6 中最后或者尾部尖端腔,以平滑地从其向尾部在肋接合处 52 上排放燃气。在此实施例中,离开斜面的中间地区可以在弦向上稍微凸出,以与凸出的尾部地区融合。

[0064] 图 7 图示了带展开部的翼片尖端的再另一个实施例,其中,不同构造的尖端挡板 60 从前缘 24 附近的第二肋 38 的前部部分弦向延伸到后缘 26 前的相同的第二肋 38 的尾部部分。弦向的挡板 60 在翼片尖端的最大宽度的区域中分叉翼片尖端为沿压力侧 20 延伸的第一尖端腔 42 和沿吸力侧 22 延伸的第二尖端腔 42。

[0065] 在此实施例中,两个尖端腔 42 的每个可以包括在其尾部端部处的离开斜面 44 的相应的离开斜面。尖端挡板 60 的尾部端部与第二肋 38 的中间部分融合,以提供像两个肋 36、38 的尾部端部之间的肋接合处 52 一样的相应的肋接合处。

[0066] 两个尖端腔 42 在下游方向会聚,且相应的离开斜面 44 可以引入其中,以提供燃气从两个腔的每个的空气动力学平滑排放,用于在吸力侧第二肋 38 的相应部分上排放。

[0067] 图 8 图示了没有展开部的翼片尖端的再另一个实施例,其中,不同的尖端挡板 62 从前缘 24 附近的第二肋 38 的前部部分弦向向尾部延伸到后缘 26 前的相对的第一肋 36 的中间部分。弦向的尖端挡板 62 分叉翼片尖端为沿压力侧 20 的第一尖端腔 42 和沿吸力侧 22 的第二尖端腔 42。两个尖端腔的每个可以包括在其尾部端部处的离开斜面 44 的相应的离开斜面。

[0068] 在图 7 中,尖端挡板 60 具有与第二肋 38 的凸出外形相对或者相反且与第一肋 36 的凹入外形相对的弦向外形。在图 8 中,尖端挡板 62 具有与第二肋 38 的凸出外形类似或者相符且也与第一肋 36 的凹入外形相符的弦向外形。

[0069] 在图 7 和 8 中图示的两个实施例中,相应的尖端挡板 60、62 横向分叉翼片尖端为

两个腔,其在尾部方向朝共同的后缘 26 延伸。当翼片会聚到后缘时,在两个实施例中的两个腔会聚。并且,会聚的离开斜面 44 可以在两个实施例的两个腔的尾部端部处引入,具有在涡轮机效率和尖端流泄漏中的类似的优点。

[0070] 以上披露的不同的翼片尖端的不同的实施例导致涡轮机转子叶片的不同的空气动力学性能。当燃气向下游流过翼片的压力侧和吸力侧时,燃气的速度和压力分布将根据翼片尖端的不同设计在翼片尖端上相应改变。

[0071] 因此,当单独的翼片尖端设计要求从尖端腔在相应的离开斜面上如果有也以小的流分离排放燃气时,以上披露的离开斜面 44 的特定的构造和尺寸可以改变。减小通过尖端腔的尖端气体的流动中的压力损失将相应地增加尖端腔中的压力,用于减小翼片尖端上的尖端流泄漏。

[0072] 在离开斜面上排放的腔流将被加速到较高速度和较高动量,以对于不同的设计和离开斜面在不同构造的翼片尖端中的不同放置来以不同的量相应改进涡轮机效率。

[0073] 虽然在此已描述了被认为是本发明的优选和典型的实施例,但从此处的教示本发明的其他修改应对于本领域技术一般技术人员是显见的,因此希望将所有这样的落入本发明的真正精神和范围内的修改在附带的权利要求书中保护。

[0074] 因此,希望通过美国专利保护的是在随后的权利要求书中限定并加以区别的本发明。

[0075]

零件列表

- 10 转子叶片
- 12 翼片
- 14 平台
- 16 支承燕尾榫
- 18 燃气
- 20 压力侧
- 22 吸力侧
- 24 前缘
- 26 后缘
- 28 翼片跟部
- 30 尖端
- 32 冷却回路
- 34 冷却空气
- 36 第一尖端肋
- 38 第二尖端肋
- 40 尖端底部
- 42 尖端腔
- 44 离开斜面
- 46 前部地区
- 48 尾部地区

-
- 50 中间地区
 - 52 肋接合处
 - 54 涡轮机罩
 - 56 展开部
 - 58 尖端挡板
 - 60 尖端挡板
 - 62 尖端挡板

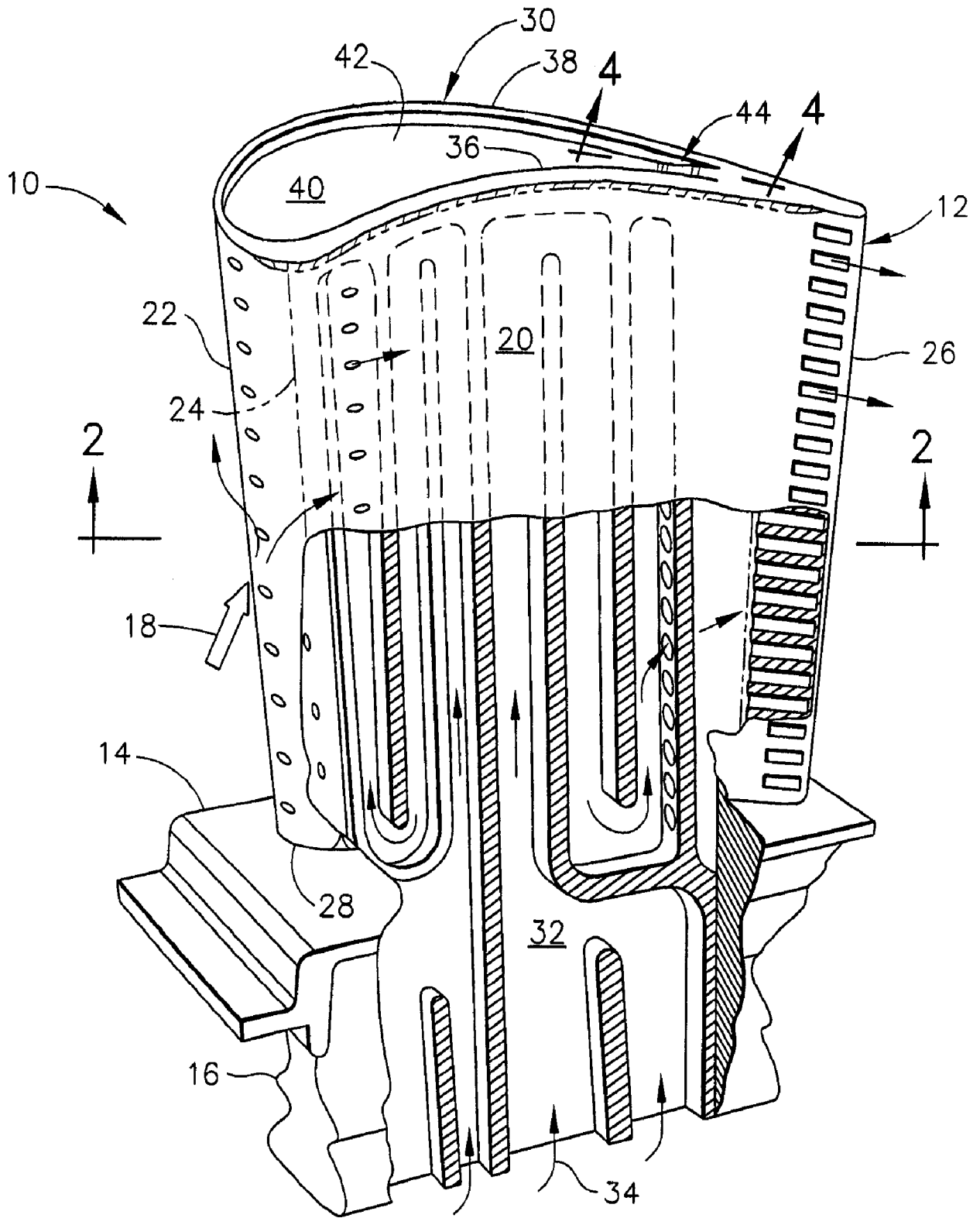


图 1

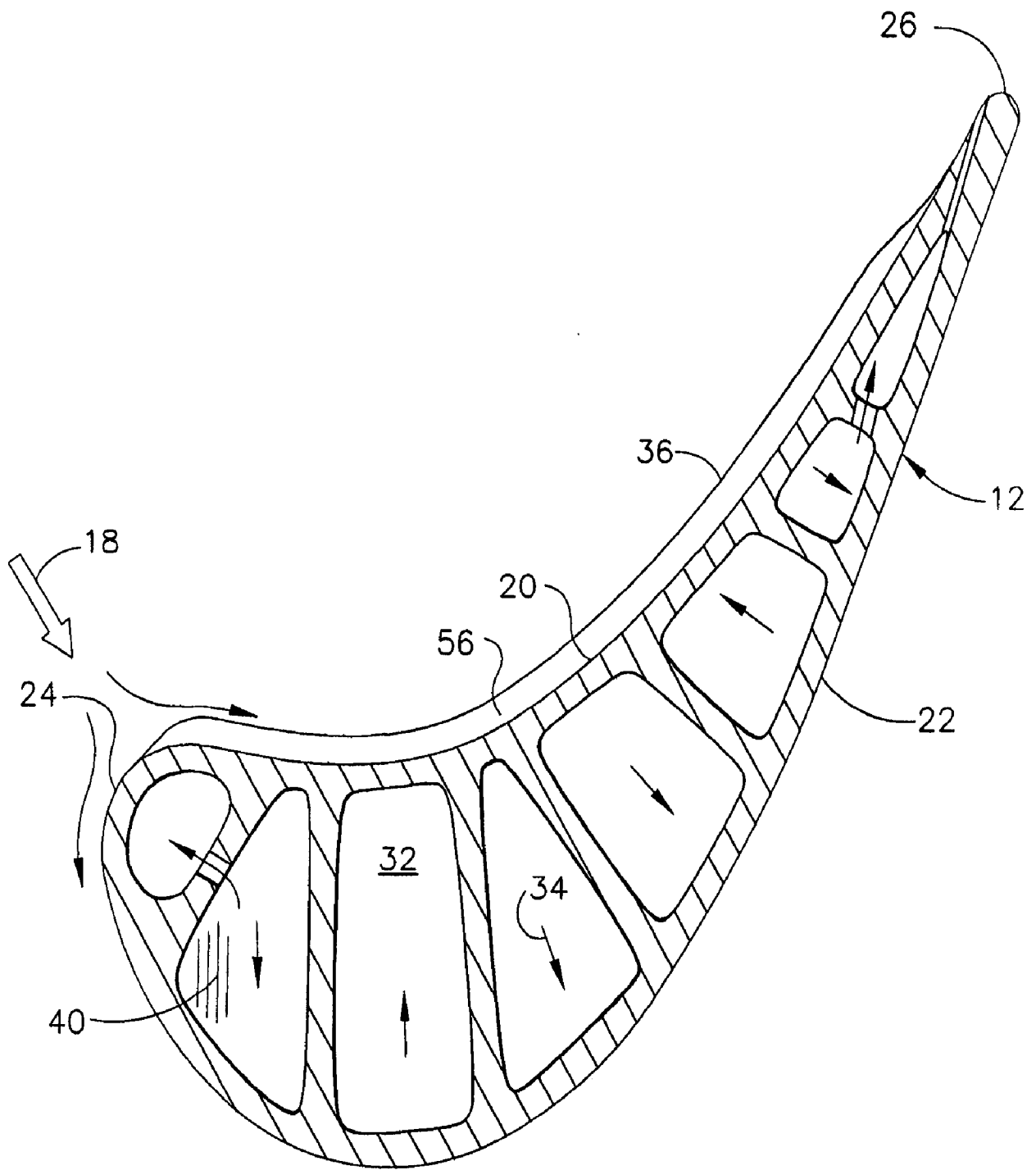


图 2

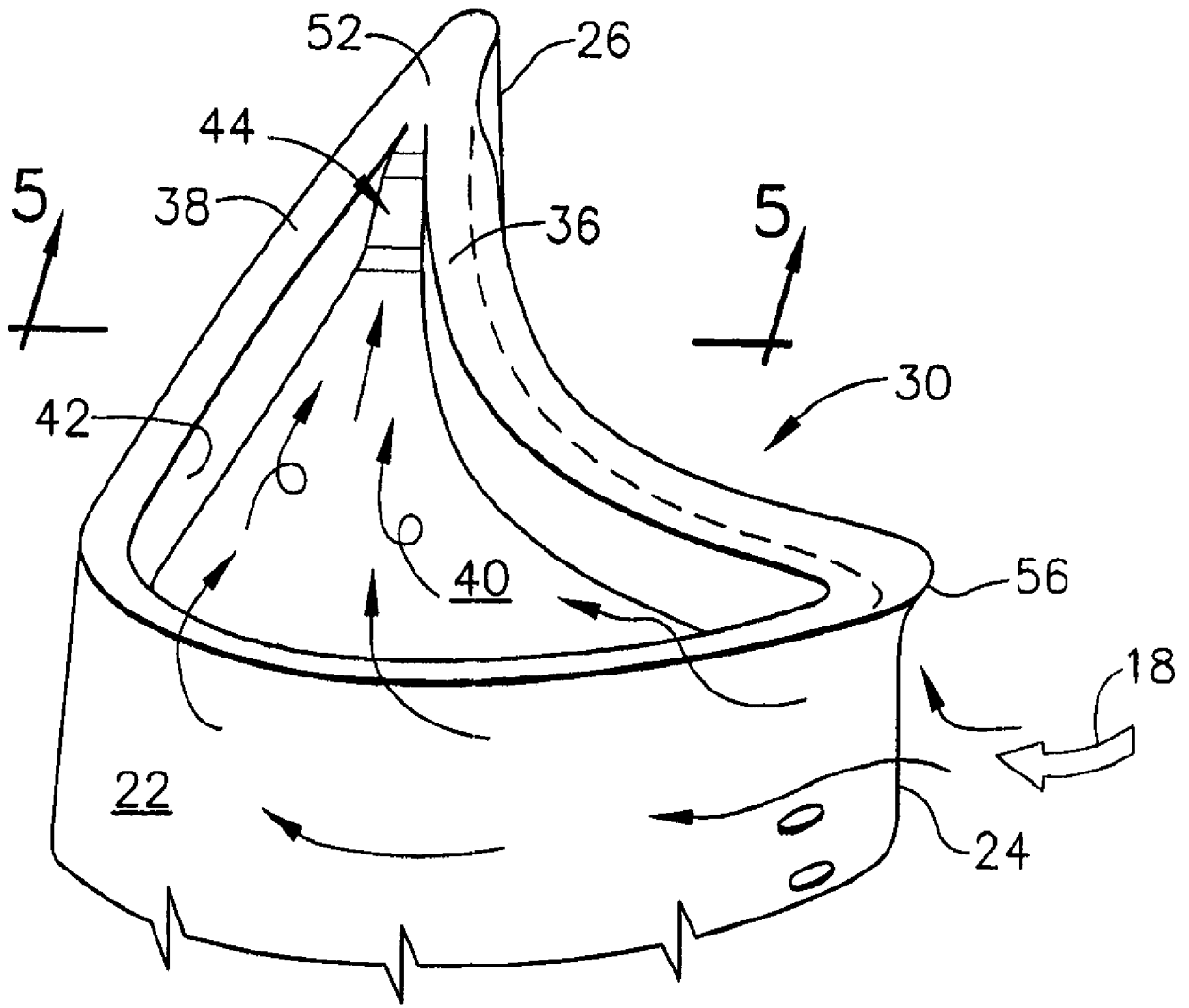


图 3

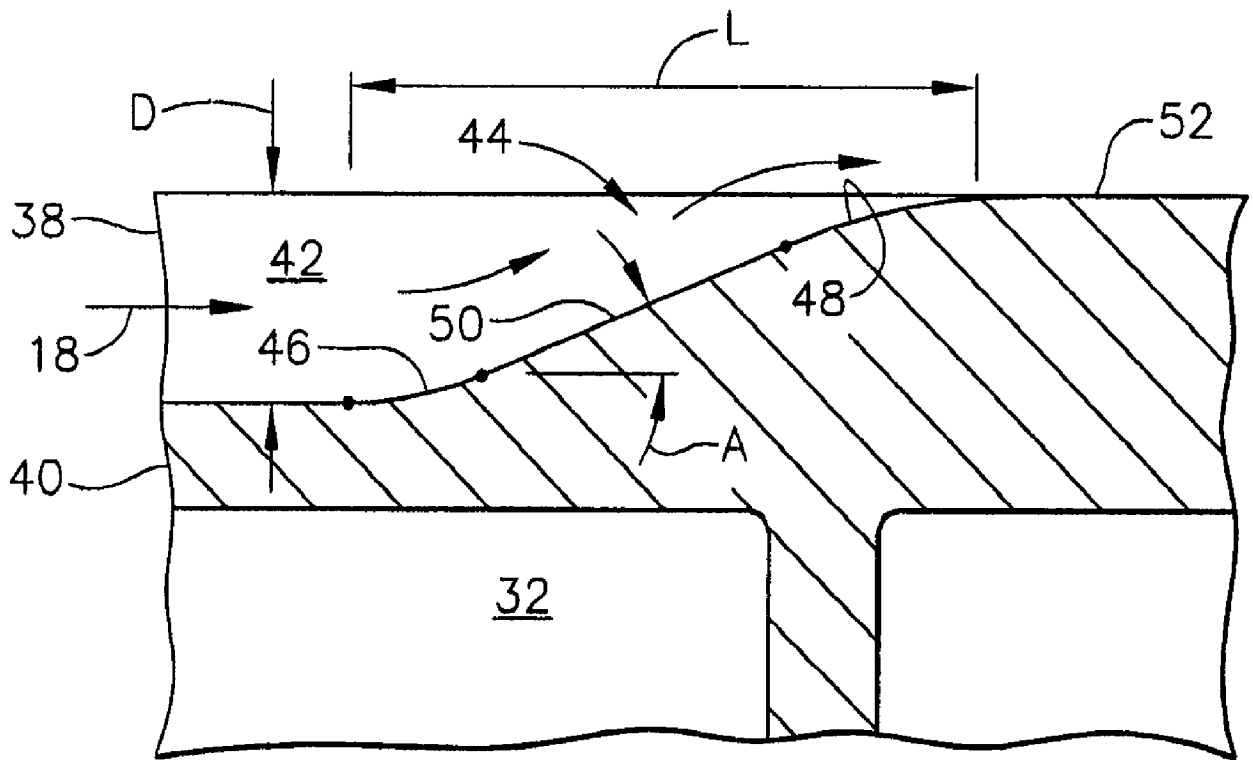


图 4

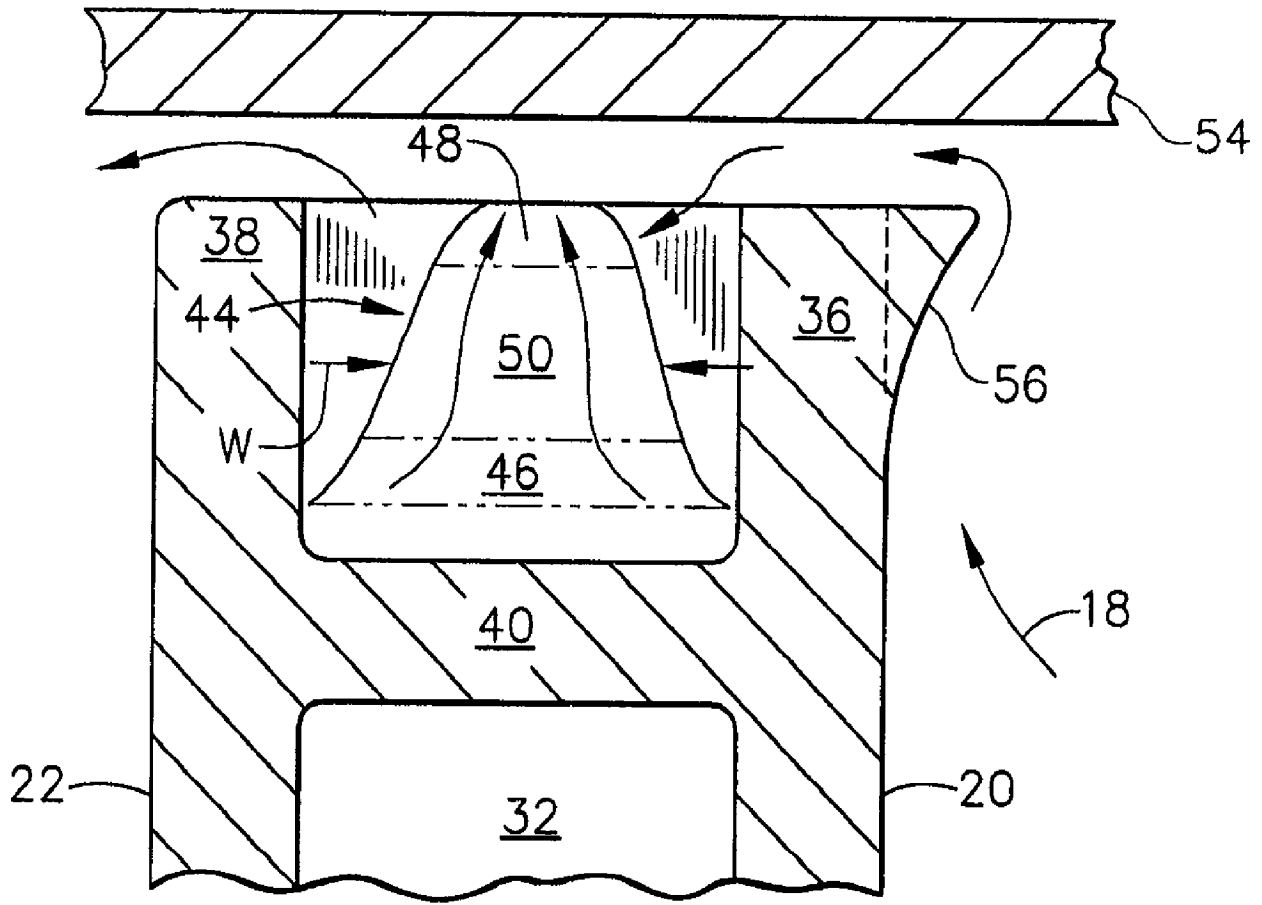


图 5

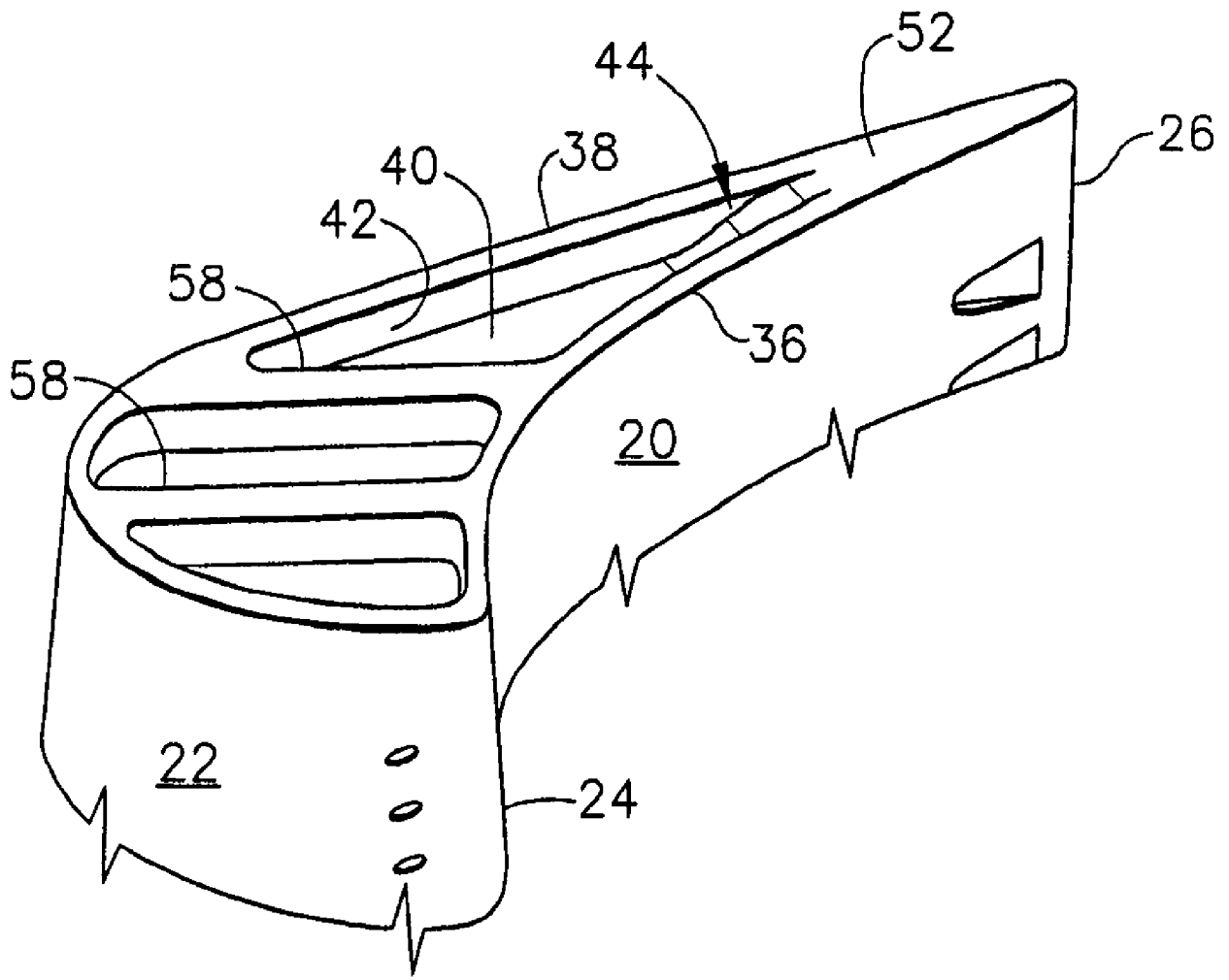


图 6

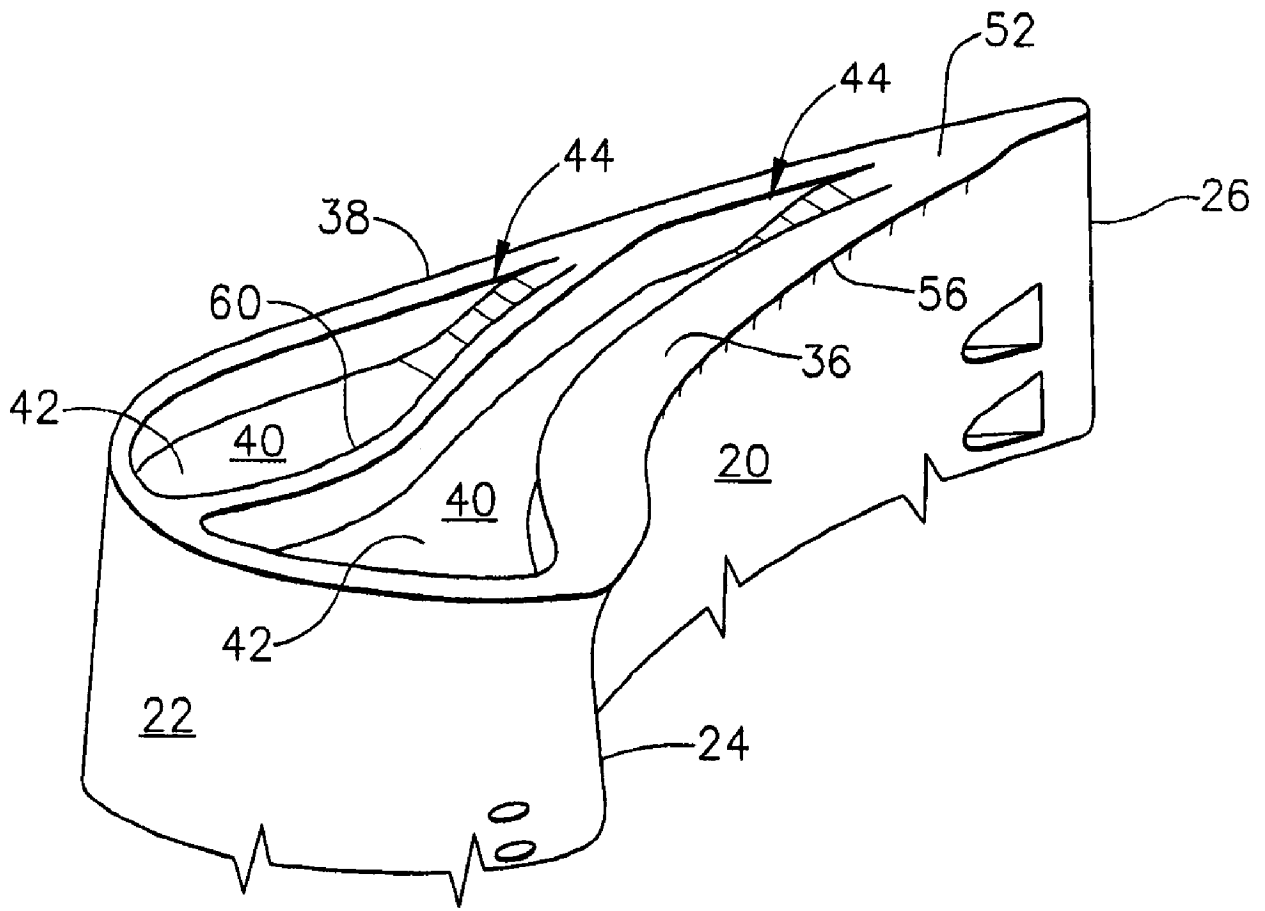


图 7

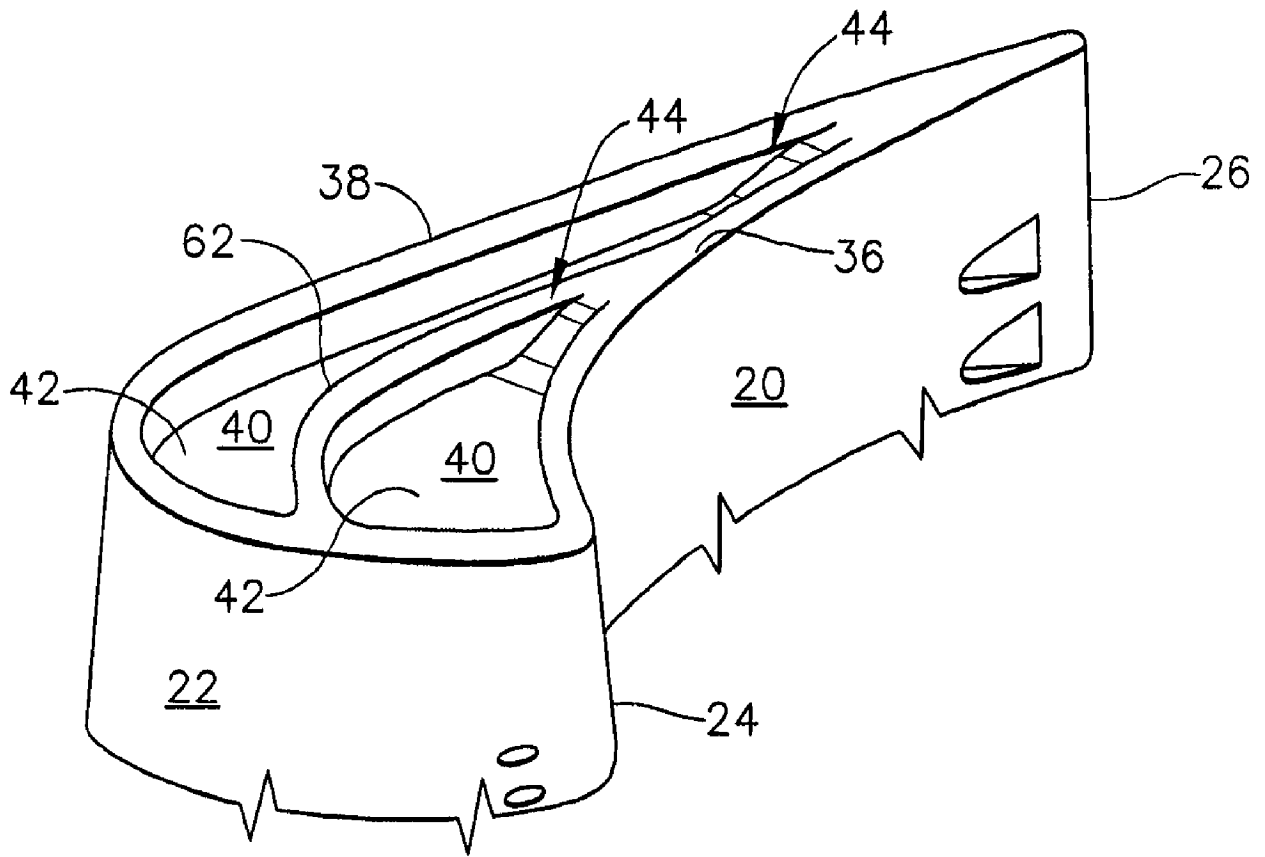


图 8