(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 1995708 B
(45)授权公告日 2012.06.13

(21)申请号 200610064021.5
(22)申请日 2006.12.05
(30)优先权数据
11/294063 2005.12.05 US
(73)专利权人 通用电气公司
地址 美国纽约州
(72)发明人 李经邦 A·R·沃迪亚
S·R·布拉斯费尔德
(74)专利代理机构 中国专利代理(香港)有限公司 72001
代理人 廖凌玲
(51)Int.Cl.
F01D 5/18(2006.01)
(56)对比文件
US 6036441 B,2000.03.14,
JP 60135606 A,1985.07.19,
JP 60135606 A,1985.07.19,
审查员 韩宇

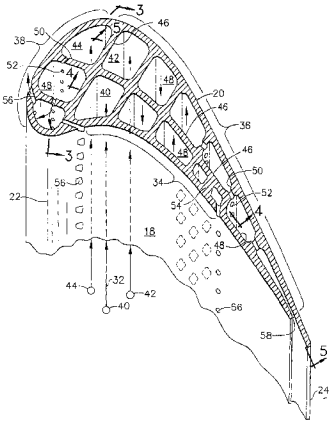
权利要求书 2 页 说明书 8 页 附图 3 页

(54)发明名称

平行蛇形冷却叶片

(57)摘要

本发明涉及一种涡轮机叶片(10),包括一个翼型(12),该翼型具有在相对的前缘和尾缘(22,24)处连接到一起的相对的压力和吸入侧壁(18,20),并且从根部(26)到翼尖(28)纵向延伸。多个独立的蛇形冷却回路(34-38)沿其压力和吸入侧壁(18,20)相应地位于翼型(12)内部。第一蛇形冷却回路(34)沿压力侧壁(18)布置。第二蛇形冷却回路(36)沿吸入侧壁(20)布置且与第一蛇形冷却回路(34)平行。第三冲击冷却回路(38)在第一和第二冷却回路(34,36)之前位于前缘(22)。



CN 1995708 B

1. 一种涡轮机叶片 (10),包括 :

整体连接到安装燕尾 (14) 上的翼型 (12) ;

所述翼型包括在弦线方向相对的前缘和尾缘 (22,24) 处连接到一起的相对的压力和吸入侧壁 (18,20),并且在跨度上从根部 (26) 到翼尖 (28) 纵向延伸 ;

一个沿所述压力侧壁 (18) 位于所述翼型 (12) 内部的第一蛇形冷却回路 (34) ;

一个沿所述吸入侧壁位于所述翼型 (12) 内部 (20) 并平行于所述第一蛇形冷却回路 (34) 并与其有共同隔板的第二蛇形冷却回路 (36) ;

一个位于所述前缘 (22) 和所述第一和第二蛇形冷却回路 (34,36) 之间的第三蛇形冷却回路 (38),它们由独立的回路中的无孔隔板 (46) 相互分隔 ;并且

所述第一,第二和第三蛇形冷却回路 (34-38) 中的每一个均终止于穿过所述翼型 (12) 延伸的一排相应的出口孔 (56,58),该孔与其对应的出口通道流体连通。

2. 如权利要求 1 所述的涡轮机叶片,其特征在于 :

所述蛇形冷却回路 (34-38) 中的每一个均包括共同组合在所述翼型 (12) 的最大宽度区域的进口通道 (40-44) ;并且

所述蛇形冷却回路 (34-38) 中的每一个均进一步包括与所述进口通道 (40-44) 以串联方式流体连通地连接的多个通道 (48),所述多个通道 (48) 分别向前延伸至所述前缘 (22),向后延伸至所述尾缘 (24),并与所述出口孔 (56,58) 流体连通。

3. 如权利要求 2 所述的涡轮机叶片,其特征在于 :所述第一和第二蛇形冷却回路 (34,36) 中的每一个包括三个沿所述翼型跨度延伸的支路 (48),并且其相应支路 (48) 在共同的无孔隔板 (46) 处相互连接。

4. 如权利要求 3 所述的涡轮机叶片,其特征在于 :

所述第一和第二蛇形冷却回路 (34,36) 被所述第三蛇形冷却回路 (38) 在所述前缘 (22) 处分隔开 ;并且

所述第一和第二蛇形冷却回路的所述共同的无孔隔板 (46) 将所述翼型 (12) 基本上等分,并且与连接到所述吸入侧壁 (20) 的所述第三蛇形冷却回路 (38) 中的有孔隔板 (50) 共面。

5. 如权利要求 4 所述的涡轮机叶片,其特征在于 :所述第三蛇形冷却回路 (38) 包括多个被相应的有孔隔板 (50) 隔开的叶栅通道 (48),每个叶栅通道包括一排冲击孔 (52) 用来沿弦线对所述翼型的内表面进行叶栅冲击冷却。

6. 如权利要求 5 所述的涡轮机叶片,其特征在于 :所述第二蛇形冷却回路 (36) 进一步包括与其最后一个蛇形支路以串联方式流体连通地连接的多个叶栅通道 (48),并且被相应的有孔隔板 (50) 相互分隔,每一个叶栅通道包括一排冲击孔 (52) 用来沿弦线对所述翼型的内表面进行叶栅冲击冷却。

7. 如权利要求 6 所述的涡轮机叶片,其特征在于 :所述第一蛇形冷却回路 (34) 进一步包括位于与其最后一个支路流体连通的网眼中的一组销 (54)。

8. 如权利要求 7 所述的涡轮机叶片,其特征在于 :所述第一和第二蛇形冷却回路 (34,36) 在所述网眼的销 (54) 和一个所述叶栅通道 (48) 之间共有一个无孔隔板 (46)。

9. 如权利要求 8 所述的涡轮机叶片,其特征在于 :所述压力和吸入侧壁 (18,20) 沿所述进口通道 (40-44) 是无孔的。

10. 如权利要求 9 所述的涡轮机叶片，其特征在于：除了在所述压力和吸入侧壁的具有所述多排出口孔 (56,58) 的相应的最后一个通道处，所述压力和吸入侧壁 (18,20) 沿所述三个蛇形冷却回路 (34-38) 是无孔的。

平行蛇形冷却叶片

技术领域

[0001] 本发明总体上涉及燃气轮机，更具体地说，涉及涡轮机翼型的冷却。

背景技术

[0002] 在燃气轮机中，空气在压缩机内经过压缩并且在燃烧室内与燃料混合形成热燃气。能量从为压缩机提供动力的高压涡轮机内的燃气中获取，并且进一步从低压涡轮机中获取，该低压涡轮机产生诸如驱动典型的涡轮风扇式飞机发动机的风扇的输出动力。

[0003] 温度最高的燃气首先进入高压涡轮机，通常高压涡轮机要进行冷却以增强其耐用性及使用寿命。高压涡轮机喷嘴首先引导热燃气进入从转子支撑轮盘处径向向外延伸的第一排高压涡轮机转子叶片。

[0004] 导叶和叶片具有适当的翼型构造来有效地从燃气中获得能量。导叶翼型为空心的，其径向外端和内端被适宜地安装在对应的静止的定子带上。

[0005] 每个涡轮机叶片都包括一个中空的翼型和安装在转盘外缘上相应的燕尾槽内以固定叶片的一体式支撑燕尾。工作中，一排转子叶片在转盘上转动从而从燃气中获取能量并驱动发动机压缩机。

[0006] 在工作中涡轮机喷嘴导叶和涡轮机转子叶片均需要利用从压缩机排出的冷却空气进行适当的冷却。人们希望减小压缩机排出的冷却空气量从而使发动机的效率和性能最大化。

[0007] 因此，定子导叶和转子叶片的冷却构造在数十年的不断发展中变得相当复杂和深奥。这些部件的冷却构造的细微改变就会给其冷却性能带来显著影响，从而给整个发动机的效率和性能带来显著影响。

[0008] 导叶和叶片的翼型可以采用类似的冷却特征，但需要针对导叶和叶片的不同结构和不同工作形式进行适当变化，因为工作时导叶是静止的，而叶片是转动的并且承受相当大的离心力。

[0009] 导叶和叶片的中空翼型一般具有多个径向或纵向延伸的冷却通道，所述多个冷却通道属于一个或多个独立的冷却回路。所述冷却通道一般包括一些沿翼型内表面布置的小肋或扰流子，用来扰动冷却气流从而加强冷却过程中的热交换。

[0010] 典型的冷却回路包括蛇形回路，其通道引导冷却气流连续通过蛇形支路，以达到在冷却空气被排放之前对翼型的不同部位进行冷却的目的。

[0011] 导叶和叶片一般包括穿过压力侧壁和吸入侧壁上的多排膜冷却孔，通过相应的膜排放使用过的冷却气流，从而提供额外的热隔离或保护以避免工作时流经部件上的热燃气所引起的过热。

[0012] 另一种常规的冷却构造包括布置在喷嘴导叶内部的独立的缓冲挡板或嵌片，用来对其内表面进行冲击冷却。缓冲挡板包括多个小冲击孔以引导冷却气流垂直冲击导叶的内表面进行冲击冷却。然后用过的冲击冷却空气从多个膜冷却孔中排出导叶。

[0013] 涡轮机转子叶片的冲击冷却存在着一个额外的问题，即运行时叶片旋转带来的离

心力。因此，涡轮机转子叶片内通常不用单独的缓冲挡板，因为这是不切实际的，并且目前来说不能满足现代燃气轮机对延长设备寿命的要求。

[0014] 作为替代，对涡轮机转子叶片的冲击冷却通常被限制在叶片的小区域内例如前缘、压力侧壁或吸入侧壁。冲击冷却在使用时在翼型上引入了一个专用的整体式的具有一排或多排冲击孔的连接板或隔壁。涡轮转子叶片通常通过铸造，铸造的同时形成内部冷却回路和局部冲击冷却通道。

[0015] 将有效冲击冷却方式引入涡轮转子叶片的能力是一个基本问题，而喷嘴定子导叶不存在该问题。并且，冲击冷却引起了冷却气流的显著压降，因此运行中需要在翼型内部和外部之间提供相应的驱动压力。

[0016] 因为燃气流经翼型的压力侧和吸入侧时燃气的压力分布相应变化，所以将冲击冷却引入涡轮转子叶片必须以通常方式处理一个问题，即与首先通过叶片燕尾进入的冷却空气的公共入口压力有所不同的叶片外部的排放压力。

[0017] 因此，需要提供一种具有改进的内部冷却方式的涡轮机转子叶片。

发明内容

[0018] 一种涡轮机叶片，包括具有相对的压力侧壁和吸入侧壁的翼形，该压力侧壁和吸入侧壁在相对的前缘和尾缘处连接并且从根部向翼尖纵向延伸。多个独立冷却回路布置在翼型内部。第一蛇形回路沿压力侧壁布置。第二蛇形回路平行于第一蛇形回路沿吸入侧壁布置。第三冲击回路布置在第一和第二回路之前的前缘处。

附图说明

[0019] 依照优选和典型实施例，以及进一步的目标和优点，本发明在下面的结合附图的具体描述中进行重点说明。

[0020] 图 1 是典型的具有三个独立冷却回路的燃气轮机涡轮转子叶片的部分剖面等角投影视图。

[0021] 图 2 是图 1 中沿线 2-2 方向的翼型的一部分的部分剖面等角投影视图。

[0022] 图 3 是图 2 中沿线 3-3 方向的穿过翼型前缘区域的前视剖面图。

[0023] 图 4 是图 2 中沿线 4-4 方向的翼型压力侧回路的一部分的前视剖视图。

[0024] 图 5 是图 2 中沿线 5-5 方向的翼型吸入侧回路的一部分的前视剖视图。

具体实施方式

[0025] 图 1 所示为用于常规的燃气轮机上的燃气涡轮转子叶片 10，该燃气轮机例如是图中未示出的涡扇式飞机的发动机。叶片本身一般采用传统的铸造工艺制造，并包括与安装燕尾 14 在平台 16 上整体连接的翼型 12。

[0026] 翼型 12 包括一个通常为凹面的压力侧壁 18，和一个周向相对的，通常为凸面的吸入侧壁 20，压力侧壁 18 和吸入侧壁 20 在沿弦线相对的前缘 22 和尾缘 24 处整体连接。翼型从平台 16 上的径向内侧根部 26 沿纵向或径向延伸到与径向内侧根部 26 径向相对的翼尖 28。

[0027] 在工作过程中，通过将燕尾 14 插入互补的燕尾凹槽来将叶片固定在支撑转盘（图

中未示出）上。这样，叶片转动时产生的离心力通过燕尾的凸起或凹进部分传递到支撑转盘上。

[0028] 热燃气 30 在燃烧室（图中未示出）中生成，流过翼型的外表面，翼形从燃气中获取能量使得转盘转动。如上所述，为了确保转子叶片的耐用性和长期有效寿命，需要对涡轮转子叶片采取冷却措施，在工作过程中，冷却空气 32 通过高压空气压缩机（图中未示出）适当地供给。

[0029] 图 2 中更详细的显示出了翼型 12 的结构。翼型 12 包括多个独立的冷却回路 34、36、38，所述回路位于翼型内部，并且从根部纵向延伸到翼尖。示意性的三个冷却回路相应地沿压力侧壁 18 和吸入侧壁 20 延伸，每个回路分别包括其本身的独立的入口通道 40、42、44。如图 1 所示，所述三个入口通道在翼型中从根部向外纵向延伸至恰好在翼尖下部，并向内穿过平台和燕尾延伸至燕尾底部，从而接收从发动机压缩机适当引导至此的压缩冷却空气 32。

[0030] 第一蛇形冷却回路 34 位于翼型 12 的内部，直接沿压力侧壁 18 的内表面，并且间隔在前缘 22 和后缘 24 之间。第二蛇形冷却回路 36 位于翼型 12 内部，直接沿吸入侧壁 20 的内表面，与第一回路 34 的流路平行并与其共有同一个无孔隔板 46。

[0031] 第三个叶栅冲击冷却回路 38 位于前缘 22 的后部，并在前缘和第一、第二回路 34、36 之间延伸。所述三个冷却回路 34、36、38 由相应的无孔隔板 46 相互分隔，成为独立的冷却回路，分别冷却翼型上不同部位，使之不受运行时流出翼形的燃气发出的不同输入热流的影响。

[0032] 所述三个入口通道 40、42、44 优选成组使用，并在位于翼型紧靠前缘 22 后部的最大宽度区域中相互毗连，并且占弦线的大约百分之二十五的长度。所述三个入口通道均从位于燕尾底部的入口孔以平行流的形式接收具有相同压力和温度的冷却空气 32。

[0033] 因此，所述三个入口通道本身和其周边的翼型大部分区域在最先接收的冷却空气分别进入三个冷却回路之前就已经被其充分冷却。并且，位于翼型最宽部的用来彼此分隔三个入口通道的无孔板 46 避免了因冷却孔引起的压力集中，并沿叶片充分延伸至燕尾底部，为支撑转盘承受较大的离心载荷提供坚固的结构。

[0034] 三个回路 34-38 中的每个进一步包括沿翼型在跨度上从根部到翼尖延伸的多个流动支路或通道 48，分别与来自相应入口通道 40-44 的一系列气流汇合。多个流动通道 48 平行于第一和第二蛇形冷却回路 34，36 向后延伸到尾缘 24，并向前沿第三叶栅冷却回路 38 延伸到前缘 22。

[0035] 在这种结构中，第一和第二蛇形冷却回路 34、36 被第三回路 38 从前缘 22 处分开，该第三回路使用局部冲击冷却方式来保护翼型前缘区免受热燃气带来的热量。冲击冷却需要叶栅通道中的冷却空气有一个明显的压降，而蛇形冷却压降则不需要那么明显。

[0036] 压降是一个重要的设计约束，因为从压缩机中出来的冷却空气处于常压，且流速一定。所述受限的空气必须被适当分开并分配到翼型的各个冷却回路中，来冷却其不同部位，以抵抗处于沿不同压力侧、吸入侧从根部到翼尖、前缘和尾缘之间的不同热负荷。

[0037] 第三冷却回路 38 已在图 2 和 3 中显示，包括多个叶栅流动通道 48，该通道从翼型根部到翼尖沿纵向延伸，并且被相应有孔隔板或连接板 50 沿轴向或弦向分隔。每个连接板包括一纵排冲击孔 52，该冲击孔在板中斜向延伸，并利用第三入口通道 44 中的相同的冷却

气流 32 对翼型的内表面采用连续叶栅冲击冷却方式进行冷却。

[0038] 因此，第三叶栅冷却回路 38 最好从接近翼型弦线中部，位于前缘的后部处起始，沿吸入侧壁 20 向前延伸并迅速终止于前缘 22 或其后部。第三冷却回路 38 包括第三入口通道 44，最好还包括具有两个相应的有孔隔板 50 的两个叶栅通道 48。

[0039] 冷却空气 32 被依次引导通过叶栅回路 38 的三个通道，从而在相应的翼型的径向跨度上延伸的叶栅中提供冲击冷却的两个连续级，并最终在翼型前缘 22 之后直接形成冲击冷却。

[0040] 与叶栅冷却回路 38 配合来选择性冷却翼型的是位于其后的第一和第二蛇形回路 34、36。上述两个蛇形回路 34、36 每个都包括沿翼型延伸的三个流动支路或通道 48，如图 2 所示，上述两个回路的对应支路在共有的无孔隔板 46 处连接。

[0041] 图 4 为第一冷却回路 34 的三个蛇形通道 40、48、48 的正视图；图 5 显示出了第二冷却回路 36 的三个蛇形通道 42、48、48。蛇形冷却回路是为本领域熟知的，在图中出现的两个三通回路 34、36 具有相应的进口通道 40、42，该进口通道 40、42 从燕尾底部向外径向延伸。然而，如前面所述，所述两个进口通道与第三进口通道 44 连接来对翼型的凸起区域进行初始冷却。

[0042] 然后，所述两蛇形回路的入口支路与其对应的第二支路在位于短隔板 46 顶端的对应流体转弯或弯曲处汇合成连续气流，该处在翼型翼尖的下部终止。接着，气流改变方向，与离心力的方向相反，向下或者径向向内流动。

[0043] 在第二蛇形支路的底部，气流再次改变方向，径向向外流动进入在短隔板 46 底部的对应流体转弯或弯曲处的第三或最后一个支路，该处在翼型根部 26 之上终止。

[0044] 图 2 示出了第一和第二回路 34、36 的共有无孔隔板 46，该隔板将翼型 12 沿翼型的弧线平均分成两部分，并与第三回路 38 中的有孔隔板 50 共面，所述第三回路 38 与位于前缘后部的吸入侧壁 20 连接。这样，所述两个入口通道 40、42 在压力侧壁和吸入侧壁之间将翼型横向均分，并支持第三回路 38 的第一组的两个入口通道。

[0045] 两个蛇形回路 34、36 对应的第二通道 48 继续对翼型进行横向分割，并沿共同的无孔板 46 相互支持。并且，所述两个蛇形回路的第三个或最后一个通道 48 继续对翼型进行横向分割，并沿该通道之间共同的无孔板 46 相互支持。

[0046] 这样，翼型在相对的侧壁之间被横向分隔成两部分，共同将两个侧壁连接在一起的两个蛇形通道中的每一个与一个单独的未分隔的流动通道相比具有两倍的长宽比。该长宽比表示在两个侧壁之间的通道的横向宽度与沿弧线的通道深度或长度之比。

[0047] 每个通道对应的长宽比越小，冷却空气的中心区域相应地越快移动到各自的侧壁附近，从而加强对侧壁内表面的热交换冷却效果。

[0048] 进一步，横向连接相对侧壁的多块无孔隔板 46 本身是共面的，并且将每个蛇形回路的三条支路定位成相互紧靠，这样才能使得冷却气流能够直接在每个蛇形回路的相应的第一、第二和第三条支路之间平行流动。

[0049] 因此，所述第一组三个蛇形支路或通道依次靠紧地相互平行，相应减少了两个回路之间的压力差和温度差。这样也将会降低压力侧回路 34 与吸入侧回路 36 的隔板之间的热梯度。从而，降低的热梯度使得热应力减小并增加了耐用性。

[0050] 所述三通道蛇形回路的压降小于冲击冷却，因此使用过的弯曲的空气流在从翼型

排放出去之前可以用作额外的冷却。

[0051] 例如，第一回路 34 可以进一步包括一组布置在长方形栅格或网眼中的销 54，如图 2 和 4 所示，该销与最后一个蛇形支路 48 流体连通。网眼的销的冷却也是一种常规的冷却方式，但其需要具有足够的气压来抵消相应的冷却空气的压降，保证有足够的回流余量来冷却外部的燃气。

[0052] 所述三通道第一蛇形回路 34 首先冷却翼型的压力侧，接着使用过的气体被用在网眼的销 54 中来优先冷却该翼型的后部，所述翼型后部相对的两个侧壁逐渐向内收，宽度上逐渐减小直至所述薄尾缘。

[0053] 相应地，第二蛇形回路 36 可以进一步包括多个叶栅通道 48，如图 2 和 5 所示，该通道与其最后一个蛇形支路以串联方式流体连通地连接。所述多个叶栅通道相互之间通过相应的有孔隔板 50 相隔，每个隔板均包括一排冲击孔 52，用来沿弦线方向对翼型的内表面实施叶栅冲击冷却。

[0054] 在示意性实施例中，第二蛇形回路 36 的第一组三条支路之后有三个连续的附加叶栅通道 48，每个通道均具有一排冲击孔 52，此处的冲击孔给三级压降带来一定的影响。因为所述三条蛇形支路具有相对较低的压降，用过的气流还能保持足够的驱动压力来驱动接下来的三级或更少级数（视需要而定）的冲击冷却。

[0055] 图 2 当中显示得最清楚，第三回路 38 沿吸入侧壁 20 布置并终止于前缘 22。所述第一回路 34 沿第三回路之后的压力侧壁 18 延伸并适当地终止于前缘 24 之前。

[0056] 所述第二回路 36 起始于第三回路 38 之后，靠近翼型弦线中部，并且沿吸入侧壁 20 延伸并终止于尾缘 24。从而所述第一和第二回路 34、36 置于所述第三回路 38 之后并且沿翼型两个相对侧壁 18、20 平行延伸，并均终止于尾缘 24 或其附近。

[0057] 在图 2 所示的结构中，所述第一和第二回路 34、36 在网眼的销 54 和第一组叶栅通道 48 之间有共同的无孔隔板 46。该隔板 46 沿弧线在薄尾缘区域终止了翼型的横向分割，并且所述第二回路 36 终止于最后充分连接尾缘之前的两个侧壁的两个流动通道 48 处。

[0058] 如前所述，所述第一和第二回路 34、36 在蛇形冷却效果上相互补充。并且，第二和第三回路 36、38 均具有类似的局部叶栅冲击冷却，用来冷却具有高热流的前缘和薄尾缘区域。

[0059] 所述两个回路 36、38 的第一叶栅通道中的使用过的冲击气流通过下一排冲击孔排放到第二或接下来的叶栅通道中。叶栅通道中的冲击孔在隔板上适当地横向倾斜，从而对翼型内表面的下一部分，即前缘和尾缘附近，进行最大程度的冲击冷却。

[0060] 采用叶栅方式，冲击孔将冷却空气从一个通道传送到另一个通道，冲击孔在隔板中适当的倾斜，以便能够对翼型内表面接下来的部分进行反复冲击冷却。

[0061] 这样，同样的冷却气流被用来沿两个回路 36、38 的局部依次地或连续地对翼型内表面的相应部分进行叶栅冲击冷却。无孔隔板 46 和有孔隔板 50 均为常规铸造翼型整体中的一部分，并且具有较好的强度以承受在运行中产生的极大离心载荷。

[0062] 并且，因为增加了热交换表面积，叶栅冲击冷却方法对冷却多个隔板起到了良好的效果，因此可以在普通的翼型上应用冲击冷却而不需要通常的静止涡轮机喷嘴叶片上的独立的冲击挡板。

[0063] 从而，所述三个冷却回路 34、36、38 相互协同作用，在进一步加强对翼型的冷却的

同时也保持了承受运行时离心力的强度，并且具有较大的通道使得制造时比较容易铸造成叶片。所述回路为翼型内表面提供了较好的内部冷却，而不需要借助任何外部冷却。

[0064] 所述三个回路可以根据给定涡轮机叶片在其工作环境中的特殊需要来变换其结构，可以包括附加的常规部件例如用来加强内部热交换的内部扰流子和销。为了将内部冷却空气从所述三个回路 34、36、38 中排放出去，上述回路中的每个均终止于穿过翼型 12 的相应的一行或多行适当的出口孔处。

[0065] 例如，图 2、3 中所示的吸入侧壁 20 可以包括位于与第三回路 38 的最后一个通道流体连通处的一排膜冷却孔 56。另一排膜冷却孔 56 也布置在位于与第三回路 38 的最后一个通道流体连通处的压力侧壁 18 上。这样，所述两排膜冷却或网管孔 56 成为到前缘冷却回路的出口，用来排放沿翼型的压力侧壁和吸入侧壁的外部膜使用过的冲击气流，该外部膜用来在其中进行常规的膜冷却。

[0066] 类似的，图 2 中所示的压力侧壁 18 可以包括位于与第一回路 34 的最后一个通道流体连通处的另一排膜冷却孔 56，用来在此提供一个冷却空气出口，并且可以在压力侧壁下游产生附加的外部膜冷却空气。

[0067] 图 2 和 5 所示的所述第二回路 36 可以终止于一排常规结构的沿尾缘 24 布置的尾缘出口孔 58，该出口孔用来从回路中排放使用过的冲击气流。

[0068] 图 2 所示的沿所述三个入口通道 40-44 的压力和吸入侧壁 18、20 最好是无孔的，因此所有进入的冷却气流在通过三个回路的剩余部分后可以单独排放。

[0069] 在优选的实施例中，所述压力和吸入侧壁 18、20 为沿所述三个冷却回路 34-38 的无孔壁，但除了在其相应的最后一个流动通道处，如前所述，最后一个流动通道具有相应的多排出口孔 56、58。

[0070] 在替代实施例中，在压力或吸入侧壁之一，或上述两者上可以具有附加的多排膜冷却孔，这些孔与中间流动通道的多个流体相通，来与翼型热载荷的局部变化匹配。如果可能，所述多个冷却回路也可以包括常规的短肋或沿侧壁内表面的扰流子来增强该处的热交换。

[0071] 如上所述，涡轮机转子叶片，特别是第一级高压涡轮转子叶片面临着燃烧室中排出的燃气的最高温度的影响。转子叶片的压力和吸入侧壁的不同结构能够承受运动中流经其中的燃气的不同的热负荷。如前所述的将翼型分成多个冷却回路的方法可以允许在翼型不同部位相应于不同热负荷的需要提供适合的冷却效率。

[0072] 所述叶栅冲击通道可以根据翼型不同部位的需要在局部使用，从而使冷却面积局部最大化以实现连续或叶栅冲击冷却。在翼型上需要与外部热负荷匹配的地方，所述叶栅通道最好与前述的蛇形冷却回路联合使用。

[0073] 冲击气流通过每个冲击级的一排相应的冲击孔排放时，冲击冷却会引起显著的压降。连续的冲击级会造成冷却气流的额外压降。同时，连续或叶栅冲击级的级数受到与翼型外部燃气的局部压力相关的入口冷却空气所能达到的压力的限制。

[0074] 在图 2 所示的示意性实施例中，所述三个回路起始于前缘之后的翼型最大宽度附近，第一和第二回路 34、36 终止于尾缘 24 处或其附近，第三回路 38 终止于前缘附近。

[0075] 所述两级第三回路 38 在将冷却气流从沿压力和吸入侧壁的膜冷却孔 56 排放出去之前经历了两次冲击气流压降。

[0076] 所述第二回路 36 起初经过三个蛇形支路时经历了压降，接着在冷却气流从出口孔 58 排放之前依次在三级冲击冷却中经历了三次压降。并且，类似地，所述第一回路 34 起初经过三个蛇形支路时经历了压降，接着在冷却气流从出口孔 56 排放之前依次在各列网眼的销 54 中经历了压降。

[0077] 因为所述第一和第二回路 34、36 通常将使用过的冲击气流在翼型尾缘 24 附近排放，其优点是减小了该区域的燃气的外部压力，使得在进口气流和出口气流之间的压降最大化。

[0078] 上述三个冷却回路应用在高性能燃气轮机上有其特殊的优势，该设备上的压缩机可以产生适应多级压降的高压冷却气流。蛇形冷却、网眼冷却和叶栅冷却的联合运用可以降低对压缩机的出口压力要求，并且可以针对其他不同形式的燃气轮机的可能压降变换不同的设计。

[0079] 上述三个回路通常采用三个特别构造的陶瓷芯铸造在涡轮机叶片中并在铸造过程中连接在一起。翼型中的各种出口孔可以在铸造完叶片本身之后采用任何常规的钻孔工艺形成。

[0080] 虽然在此讨论的是本发明的优选和示意性实施例，但其他由上文的教导而得出的对本发明的改进对本领域技术人员是显而易见的，因此所附技术方案确保所有此类修改都落在在本发明的实质精神和范围之内。

[0081] 相应的，我们所希望得到美国专利法保护的是在所附技术方案中定义和区别的发明。

[0082] 13DV148328 部件列表

[0083] 10 转子叶片

[0084] 12 翼型

[0085] 14 燕尾

[0086] 16 平台

[0087] 18 压力侧壁

[0088] 20 吸入侧壁

[0089] 22 前缘

[0090] 24 尾缘

[0091] 26 根部

[0092] 28 翼尖

[0093] 30 燃气

[0094] 32 冷却气流

[0095] 34 第一冷却回路

[0096] 36 第二冷却回路

[0097] 38 第三冷却回路

[0098] 40 第一进口通道

[0099] 42 第二进口通道

[0100] 44 第三进口通道

[0101] 46 无孔隔板

[0102] 48 流动通道

[0103] 50 有孔隔板

[0104] 52 冲击孔

[0105] 54 销

[0106] 56 膜冷却孔

[0107] 58 尾缘出口孔

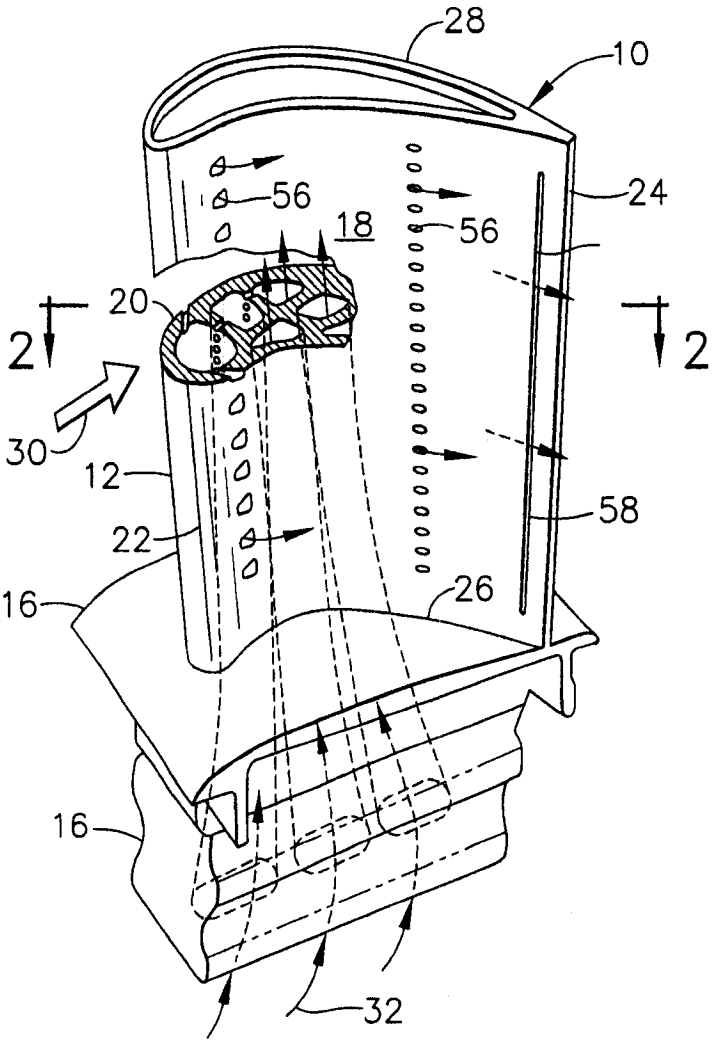

28
10
56
18
56
24
20
2
2
30
12
58
22
26
16
16
32

图 1

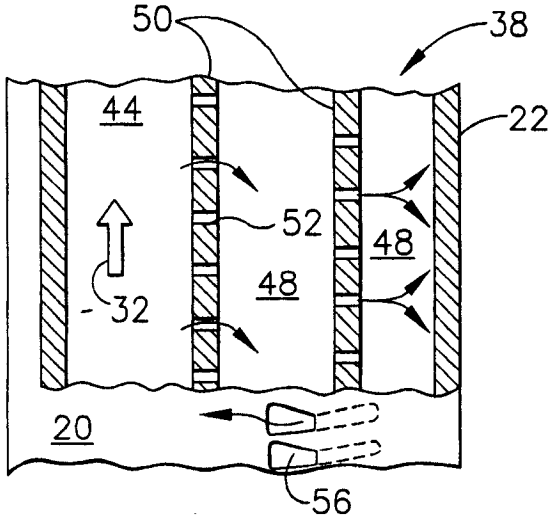

50
38
44
22
52
48
48
32
20
56

图 3

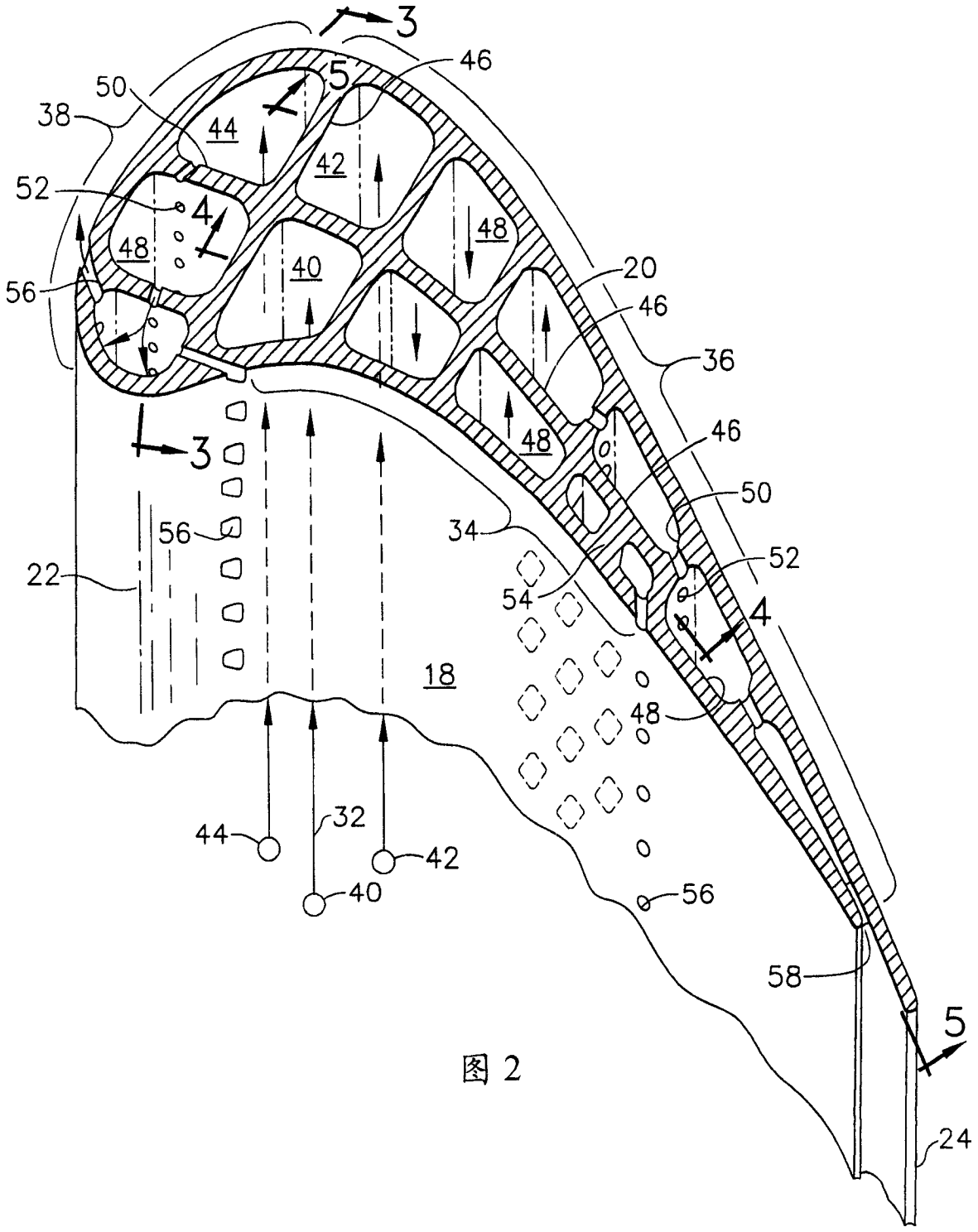

3
5
46
50
38
44
42
52
4
48
40
20
56
46
36
48
3
46
50
56
34
52
22
54
4
18
48
44
32
42
40
56
58
5
24

图 2

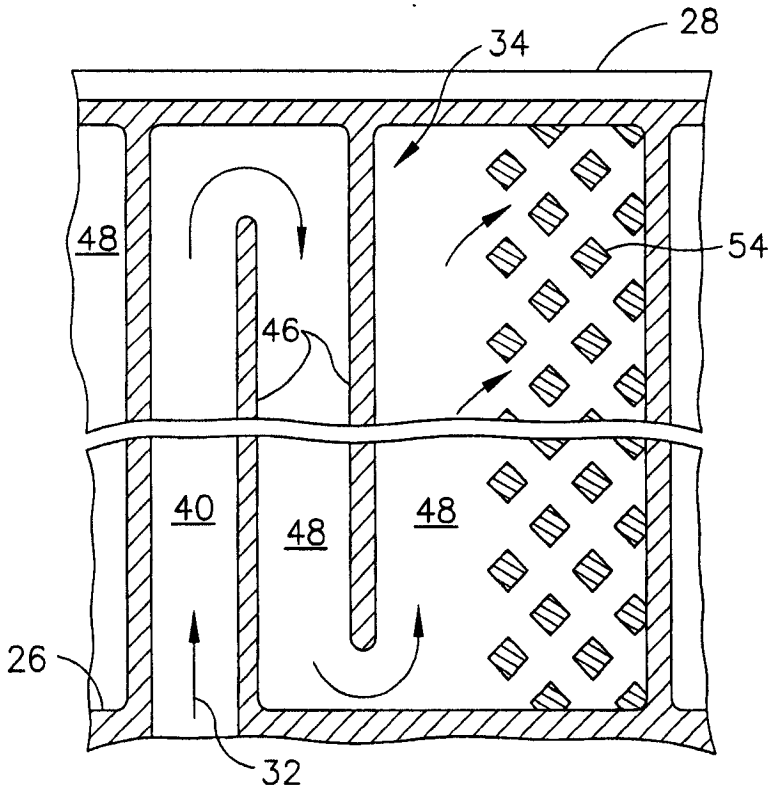

28
34
48
54
46
40
48
48
26
32

图 4

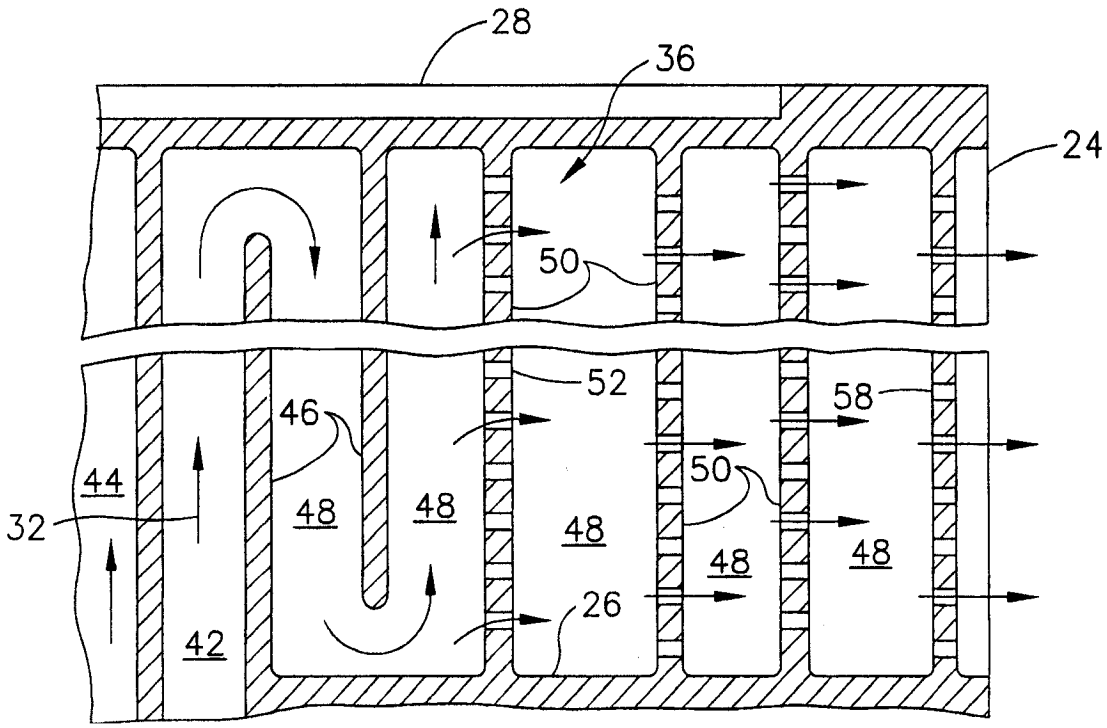

28
36
24
50
52
58
46
44
48
48
50
48
48
48
32
26
42

图 5