[19] 中华人民共和国国家知识产权局

[51] Int. Cl.
F02C 7/18 (2006.01)

[12] 发明专利说明书

专利号 ZL 200610105874.9

[45] 授权公告日 2009 年 12 月 2 日

[11] 授权公告号 CN 100564834C

[22] 申请日 2006.7.13
[21] 申请号 200610105874.9
[30] 优先权
[32] 2005.9.13 [33] US [31] 11/224922
[73] 专利权人 通用电气公司
地址 美国纽约州
[72] 发明人 J·D·夏皮洛
[56] 参考文献
US4526226A 1985.7.2
CN1644891A 2005.7.27
US5169287A 1992.12.8
US6155778A 2000.12.5
审查员 张 炜

[74] 专利代理机构 中国专利代理(香港)有限公司
代理人 范晓斌 刘华联

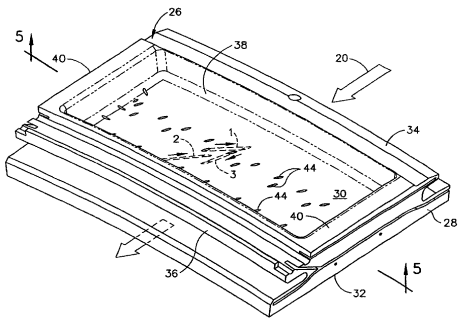
权利要求书 2 页 说明书 15 页 附图 7 页

[54] 发明名称

逆流薄膜冷却壁

[57] 摘要

涡轮机壁(28)包括相对的背面和正面(30,32)。薄膜冷却孔(1-5)沿纵向倾斜穿过该壁。相邻孔(1-4)横向间隔开并且相反地倾斜以便以逆流方式引导从其中流过的冷却空气(16)。



1.一种涡轮罩（26），包括:

弓形壁（28），所述弓形壁（28）具有相对的背面（30）和正面（32），并且前钩（34）和后钩（36）在壁（28）的相对端部处从所述背面（30）伸出；和

多排薄膜冷却孔（1-5），所述多排薄膜冷却孔（1-5）沿纵向倾斜穿过所述壁（28），并且，所述多排薄膜冷却孔（1-5）包括上跨交叉的相邻孔排，所述上跨交叉的相邻孔排沿相反的向后和向前方向倾斜，以便引导冷却空气（16）以逆流方式从其中穿过。

2.如权利要求1所述的罩，还包括:

由所述钩（34，36）前后定界并且由侧轨（40）横向定界的槽（38）;

所述孔（1－5）中的每一个都具有入口（44）和出口（46），所述入口（44）位于所述槽（38）内部的所述背面（30）上，所述出口（46）位于所述正面（32）上；并且

所述入口（44）在所述槽（38）内部沿横向和纵向间隔开，并且所述出口（46）在所述正面（32）上以不同的图案沿横向和纵向间隔开。

3.如权利要求2所述的罩，其中所述向后和向前倾斜的孔（1－4）从所述背面（30）会聚在一起。

4.如权利要求2所述的罩，其中所述向后和向前倾斜的孔（1－4）朝向所述正面（32）发散分开。

5.如权利要求2所述的罩，其中所述向后和向前倾斜的孔（1－4）从所述背面（30）会聚在一起并且朝向所述正面（32）发散分开。

6.如权利要求2所述的罩，其中所述薄膜冷却孔（1－5）为横向偏斜的，并且其所述入口（44）从各自的出口（46）横向偏移。

7.如权利要求2所述的罩，其中:

所述薄膜冷却孔（1－5）的所述出口（46）在所述正面（32）上沿纵向和横向分布成一种图案，该图案包括高密度区域和较低密度区域；并且

所述向后和向前方向的孔（1－3）在所述高密度区域和低密度区域之间以逆流方式相反地倾斜。

8.如权利要求7所述的罩，其中所述出口（46）的高密度区域沿纵

向设置在所述出口（46）的低密度区域的后面。

9.如权利要求2所述的罩，其中出口（46）的所述图案在所述正面（32）上沿横向和纵向分布，并且所述图案具有比位于所述槽（38）内部的入口（44）的图案更大的表面积。

10.如权利要求2所述的罩，还包括多排向后倾斜孔（3，4，5）和多排向前倾斜孔（1，2），并且其相邻孔排彼此上跨交叉以实现从其中穿过的所述逆流。

逆流薄膜冷却壁

技术领域

本发明总体上涉及燃气涡轮发动机，并且更具体地涉及其中的薄膜冷却部件。

背景技术

在燃气涡轮发动机中，空气在压缩机中加压并且与燃烧室中的燃料混合以用于产生热的燃烧气体。在高压涡轮机（HPT）中，从该燃气中抽取能量，该能量随后又驱动压缩机。在低压涡轮机（LPT）中，还抽取另外一些能量用来驱动涡轮风扇飞机发动机应用中的上游风扇，或者用来驱动海运和工业应用中的外部驱动轴。

由于燃烧气体具有极高的温度，其上有燃气流过的大部分涡轮部件通常利用从压缩机抽出一部分空气来进行冷却。这些部件通常是由现有技术的超合金金属(superalloy metal)制成，所述超合金金属在高温下具有增强的强度以便使其使用寿命达到最长。

这些超合金部件通常具有定制的冷却结构，其通常包括用于对所述部件的内部进行初步冷却的内部冷却回路，并且成排的薄膜冷却孔延伸穿过这些部件的壁，以便排放所用过的冷却空气。薄膜冷却孔以大约15度的小倾角倾斜，以便最优地排放薄膜中的已用冷却空气，该已用冷却空气在部件的外表面上向下游流动，以便在所述部件与外部燃烧气体之间提供的绝热空气层。

因为从燃烧过程引走任何空气都会降低发动机的总效率，因此从压缩机抽出的空气量应该最小化，以便使发动机的效率达到最大，但是仍然需要抽出足够的冷却空气量来冷却各个涡轮部件，以确保其适当长的使用寿命以及使其由于热损害而造成的老化最小化。

对于燃气涡轮发动机冷却结构，现有技术中存在无数的薄膜冷却孔结构及其图案，它们相应地适合于发动机中的特定应用。例如，燃烧气体在发动机的燃烧室内产生，所述燃烧室通常是由燃烧室的径向外衬套和内衬套来限定，这些衬套内具有各种用于冷却衬套的薄膜冷却孔。

第一级涡轮喷嘴设置在燃烧室的出口处并且包括安装在径向外支撑

带和内支撑带之间的中空翼型叶片排。所述叶片和支撑带通常包括各种图案的薄膜冷却孔来对其进行冷却。

第一级涡轮转子叶片排紧随第一级喷嘴，并且每个叶片具有翼型，该翼型是用安装到支撑转子盘周边的一体成形的平板及燕尾榫形成的。所述翼型包括与周围的环形涡轮罩紧密相邻间隔开的径向外部顶端，以便使它们之间燃烧气体的泄漏达到最小。

所述叶片翼型包括穿过其侧壁的另外一种薄膜冷却孔图案，以便在运行期间冷却转子叶片。并且，在涡轮部分中使用附加的涡轮叶片级来从燃烧气体中抽取能量，并且由于沿下游方向不断从燃烧气体中抽取能量，燃烧气体的温度也随之降低，因此要利用典型不同的薄膜冷却孔图案来进行相应的冷却。

涡轮罩是一个示例性的涡轮部件，其包围热的燃烧气体并且必须保护其不受到由燃烧气体产生的高的热负荷的影响。典型的涡轮罩包括弓形板或壁，其具有从其背面伸出的前钩或前轨、以及在后端处从背面伸出的轴向相对的后轨或后钩。所述两个钩子用于将涡轮罩从安装在发动机内的支撑壳体的吊架上适当地悬挂下来。

涡轮罩的正面或径向内表面面向成排的叶片顶端，并且为在涡轮叶片之间向下游流动的燃烧气体提供光滑外边界。涡轮罩通常形成为弓形段，并且一整排罩段（shroud segment）限定了该汇流环形罩。

在现有技术中存在许多不同结构的涡轮罩，并且具有许多冷却结构。在一个实施例中，罩壁为无孔的，没有任何从其中延伸穿过的薄膜冷却孔，但是正面被常规的热障涂层（TBC）所覆盖，所述热障涂层提供了罩本身的超合金金属与在涡轮叶片间流动的燃烧气体之间的陶瓷绝热层。

然而，当燃气涡轮发动机在含沙环境中在飞机内运转时，所述热障涂层要经受不希望的侵蚀。这种侵蚀将导致罩的使用寿命降低。

人们希望的是通过消除热障涂层本身来消除热障涂层的侵蚀问题。不使用热障涂层，涡轮罩将需要对其进行薄膜冷却，以达到并超过涂有热障涂层的罩的相应寿命，但是由于需要从压缩机抽取额外的空气来用于罩冷却而具有较小的性能损失。

例如，在涡轮罩中使用薄膜冷却孔的一个问题是由于支撑钩而引起的特定几何形状和受限的表面积。在常规设计中，冷却空气提供给位于

前钩和后钩之间的涡轮罩的背面并且随后通过倾斜的薄膜冷却孔引导到其正面，所述薄膜冷却孔延伸穿过罩壁。

前罩钩和后罩钩彼此轴向间隔开并且限定了罩背面中的中央槽，以便薄膜冷却孔的入口可以分布在该中央槽中。该背面的槽还由相应的侧轨定界（该侧轨使得该罩段的周边得以完整），并且在所述罩段之间通常安装键密封件以保持涡轮罩的圆周连续性。

用于冷却空气的中央供给槽的表面积比在运行期间完全暴露于热燃烧气体的罩正面的表面积小。因此，为了适应所述槽的较小面积，薄膜冷却孔的图案和倾角或斜度均受到限制，冷却空气从所述较小面积传送到罩的较大正面上。

典型的薄膜冷却孔的最佳性能可利用大约15到20度的斜度或倾角来实现，以便相对于所述部件的外表面（被排放的空气沿着该外表面向薄膜下游流动）提供小的排放角。空气从各个孔以一股较高压力的射流排出，并且需要用小的排放角来限制空气射流在该外表面上升高的趋势。薄膜空气应该保持附着在外表面上，以便使其薄膜冷却效果最大化。

薄膜冷却孔通常以它们最佳的倾角成排布置在可能的地方。然而，在涡轮罩的周边附近，该周边的几何形状通常需要改动薄膜冷却孔的图案，并且还通常需要倾角远大于该小的最佳值，并且有时接近穿过罩壁的基本垂直的倾角。

相应地，燃气涡轮发动机部件中非最佳倾斜的薄膜冷却孔的使用降低了冷却的效率，其又通常需要额外的冷却孔以及从压缩机抽取额外冷却空气，以实现该部件（特别是诸如上文公开的涡轮罩）的期望使用寿命。

因此，人们希望提供一种其中具有改进结构的薄膜冷却孔的涡轮壁，以其薄膜冷却，同时减少为此所需的空气量。

发明内容

一种涡轮壁包括相对的背面和正面。薄膜冷却孔纵向倾斜穿过该壁。相邻冷却孔横向间隔开并且相反地倾斜，以便引导冷却空气以逆流方式流过。

本发明的涡轮罩包括：

弓形壁，所述弓形壁具有相对的背面和正面，并且前钩和后钩在

壁的相对端部处从所述背面伸出；和

多排薄膜冷却孔，所述多排薄膜冷却孔沿纵向倾斜穿过所述壁，并且，所述多排薄膜冷却孔包括上跨交叉的相邻孔排，所述上跨交叉的相邻孔排沿相反的向后和向前方向倾斜，以便引导冷却空气以逆流方式从其中穿过。

所述涡轮罩还包括：

由所述钩前后定界并且由侧轨横向定界的槽；

所述孔中的每一个都具有入口和出口，所述入口位于所述槽内部的所述背面上，所述出口位于所述正面上；并且

所述入口在所述槽内部沿横向和纵向间隔开，并且所述出口在所述正面上以不同的图案沿横向和纵向间隔开。

所述向后和向前倾斜的孔从所述背面会聚在一起。

所述向后和向前倾斜的孔朝向所述正面发散分开。

所述向后和向前倾斜的孔从所述背面会聚在一起并且朝向所述正面发散分开。

所述薄膜冷却孔为横向偏斜的，并且其所述入口从各自的出口横向偏移。

所述薄膜冷却孔的所述出口在所述正面上沿纵向和横向分布成一种图案，该图案包括高密度区域和较低密度区域；并且

所述向后和向前方向的孔在所述高密度区域和低密度区域之间以逆流方式相反地倾斜。

所述出口的高密度区域沿纵向设置在所述出口的低密度区域的后面。

出口的所述图案在所述正面上沿横向和纵向分布，并且所述图案具有比位于所述槽内部的入口的图案更大的表面积。

所述涡轮罩还包括多排向后倾斜孔和多排向前倾斜孔，并且其相邻孔排彼此上跨交叉以实现从其中穿过的所述逆流。

附图说明

根据优选及示例性的实施例，本发明连同其进一步的目的和优点在下文结合附图的详细说明中更特别地进行描述，其中：

图1为飞机燃气涡轮发动机的一部分的轴向剖视图。

图2为图1中所示的第一级涡轮罩的示例性部分的顶部或背面的等角视图。

图3为设置在图1中所示的汇流环形罩中的图2中所示的涡轮罩的弓形部分的平面视图，其总体上是沿线3－3提取的。

图4为穿过图3中所示涡轮罩并且沿位于第一级涡轮转子叶片顶端上方的斜线4－4剖开的正视剖面图。

图5为图2中所示涡轮罩的并且沿线5－5提取的底部或底面视图。

图6为图5中所示并沿转向线6－6剖开的涡轮罩的与图4类似的轴向视图。

图7为图5中所示涡轮罩正面的一部分的平面图，一并显示了用于分布其中的薄膜冷却孔的流程图方法。

具体实施方式

在图1中示意性地显示了在一典型应用中用于驱动飞行中的飞机的燃气涡轮发动机10的一部分。所述发动机围绕轴向中心线轴线12成轴对称，并且包括常规的多级轴流式压缩机14，所述压缩机在运行期间有效地使空气16增压。

增压空气与燃料在环形燃烧室18（在尾部中示出）内混合，以便产生热的燃烧气体20，该燃烧气体20在运行期间从燃烧室的出口排出。

第一级涡轮喷嘴包括一排中空的第一级喷嘴叶片22，这些叶片22在燃烧室的出口端处支撑在径向外带和内带之间。所述叶片构造成用于引导燃烧气体20倾斜地进入一排第一级涡轮转子叶片24，所述第一级涡轮转子叶片24在沿着发动机中心线轴线12的纵向方向的下游方向上设置在所述叶片22的正后方。在常规配置中，第一级转子叶片之后设置有其它级的喷嘴叶片和转子叶片。

第一级叶片24包括一体的燕尾榫，该燕尾榫安装在支撑转子盘的周边内的相应槽内，该盘又连接至压缩机14的转子，以便驱动其中的若干排压缩机叶片。

所述成排的叶片22和叶片24限定了高压涡轮机的第一级，其可以包括第二级，并且通常跟随设置有从燃烧气体抽取更多能量的低压涡轮机的若干级。低压涡轮机的转子通常连接到典型飞机发动机应用中的风扇（未示出），或者可以连接到典型海运和工业应用中的外部驱动轴（未

示出）。

如背景部分中所指出的，燃烧气体20在运行期间非常热，并且相应地为在运行期间其上有燃烧气体流过的各个金属部件提供高的热负荷。因此，暴露于燃烧空气的各个涡轮部件通常通过从压缩机抽出一部分增压空气16来进行冷却，因此，这部分空气绕过了燃烧室并且降低了发动机的总效率。

燃烧室18的衬套、喷嘴叶片22及其支撑带以及涡轮叶片24为典型涡轮部件的一些示例，其可以利用常规的薄膜冷却孔连同其它冷却装置由增压空气16冷却。

然而，特别地，可以利用下文所述的改进的薄膜式冷却的一种特定形式的涡轮部件为第一级涡轮罩26。在图1中以轴向截面显示了涡轮罩，其包括环形外边界，环形外边界用于在第一级涡轮叶片24之间向下游流动的燃烧气体20。

涡轮罩26通常以一排弓形段的形式构成，图2中单独显示了所述弓形段中的一个并且其如图3中部分显示的那样彼此沿周向邻接，并且常规的键密封件（未示出）安装在各罩段之间的分离线接头中的相应槽内。图4显示了穿过涡轮罩26的典型轴向截面，所述涡轮罩26定位成紧邻第一级涡轮转子叶片24的径向外端部。

如图2中初始显示的，涡轮罩26的每一段都包括弓形板或壁28，该弓形壁28具有从发动机的中心轴线开始的适当半径。罩壁28包括径向外部的背表面或背面30、以及相对的径向内部的前表面或正面32，并且它们之间具有适当的厚度。

沿轴向向前的轨或钩34从背面30延伸出并紧邻在前边缘的后面，并且沿轴向向后的轨道或钩36设置在该壁沿纵向或轴向相对的一端部处，与其后边缘向前地间隔开。

中央槽38的轴向前后由相对的钩34、36定界，并且还由整体的侧轨40沿周向或横向定界。相对的侧轨包括端槽，其中安装有常规的键密封件（未显示），以便当汇流涡轮罩如图1中所示那样围绕整排涡轮转子叶片安装在发动机中时，密封所述汇流涡轮罩的周向邻接段之间的接头。涡轮罩26通过其前面和后面的挂钩34，36安装到周围的吊架42上，所述吊架42又从发动机的环形壳体悬挂下来。

如图1和2中所示的涡轮罩26的基本结构是常规的，并且当热的燃烧

气体在第一级涡轮转子叶片24之间沿轴向向下游流动时，该涡轮罩26限定了所述热的燃烧气体的外流动路径或外边界。涡轮罩26可以由常规的超合金金属制成，其在高压涡轮机的恶劣环境中的高温下具有增强的强度。如下文所述那样改进涡轮罩26，以便在运行期间为其提供增强的冷却。

如图3和图4中初始显示的，罩壁28包括多个或大量的薄膜冷却孔1、2、3、4、5，其布置成在涡轮罩的宽度方向上沿周向或横向延伸的多排。如图4的剖视图所显示的，每个薄膜冷却孔以倾角A沿纵向倾斜穿过壁28。

该倾角优选比较小，在大约15到大约20度的最佳范围内，在该范围内有可能沿着壁的正面32以薄膜的方式排放冷却空气16，以便在下游方向沿着该正面32形成绝热空气膜。该冷却空气16是从压缩机14抽出的增压空气的一部分，并且适于引导通过如图1中所示的吊架42，并且最初容纳在位于涡轮罩背面上的槽38内。

如图4和图6中初始显示的，五排薄膜冷却孔1-5中的每个孔都包括在槽38内部设置于壁背面30上的相应入口44。五排孔中的每个孔还包括设置在壁正面32上的相应出口46。单个孔本身为常规的并且可以为圆柱形并且适当地按照常规的方式由激光钻孔形成。

因为薄膜冷却孔以小倾角倾斜，因此各自的入口44和出口46将在壁的相对侧面30、32上形成卵形或椭圆形的周边。因此，各个薄膜冷却孔1-5为离散和独立的孔，其从槽38接收冷却空气16并且沿着壁的正面32以小排放角以相应的射流形式排放空气，该正面32直接暴露于在涡轮叶片之间流动的热的燃烧气体。

所述薄膜冷却孔的各个出口46在图5中显示为五个孔排，这五个孔排沿周向或横向延伸并跨过涡轮罩的宽度，并且所述出口和孔排沿燃烧气体20的下游流动方向以纵向间距B轴向间隔开，所述间距从孔排到孔排按需要变化，以便使出口孔图案的冷却效率最大化。并且，五个孔排中的每一排内的出口46具有周向或横向间距C，其同样是为了使冷却效率最大化而选定。

如背景部分所指出的，薄膜冷却孔是极为常规的并且出现在通常为特定涡轮发动机部件定制的各种结构、各种方位和各种图案中，所述特定涡轮发动机部件需要薄膜式冷却来克服来自热燃烧气体的热负荷。

然而，常规的薄膜冷却孔通常布置为均匀的孔排，并且其相邻孔排

具有以单向方式布置的相似倾斜的薄膜冷却孔。因此，相邻孔排可以在需要的地方以高密度紧密聚集在一起，而薄膜冷却孔不会彼此交叉或者不会过于紧密地聚集在一起（这将减小金属基板本身的机械强度）。

在图2所示涡轮罩的实例中，前钩34和后钩36以及侧轨40占据了背面30的相当大一部分表面积，并且限制了穿过其壁引入适当的薄膜冷却孔的能力。将入口放置在槽38的周边内则限制了薄膜冷却孔的位置，并且，为了放置薄膜冷却孔，该槽38的周边通常要求薄膜冷却孔的倾角明显大于15－20度的最佳小范围。

定位在中央槽38边界附近的薄膜冷却孔需要接近垂直于涡轮壁的倾角，以便有效地将冷却空气排放到正面32的周边附近。这样倾斜的薄膜冷却孔导致效率降低，并且相应地需要更多的此类倾斜孔，并且导致使用更多的从压缩机排放的冷却空气来实现所需要的长的涡轮罩使用寿命。

如图4和图5所示，五个孔排中的薄膜冷却孔1－5在每一孔排内以适当的横向间距C横向间隔开，并且所述孔从孔排到孔排彼此适当地横向间隔开或偏移，以沿着横向方向使孔排交错。相应地，纵向相邻的孔排可以分别沿相反的向后和向前方向倾斜，用于以逆流方式引导冷却空气16从其中流过。

例如，在如图4和图7中所显示的分布穿过壁28的多个薄膜冷却孔1－5的方法中，多个孔排（诸如后面的三排薄膜冷却孔3、4、5）沿纵向和横向分布并穿过该壁，并且沿第一或向后的方向纵向倾斜穿过该壁，以便在壁的正面32上实现其出口46的相应图案，从而又通过来自各个孔的相应空气射流的汇流排放来实现对该正面的薄膜冷却。

相应地，其它孔排（诸如前面的两排薄膜冷却孔1、2）可以沿纵向和横向分布并穿过该壁28，并且沿与后面的孔排的第一方向相反的第二或向前的方向纵向倾斜穿过该壁。如图5中清楚显示的，前面的倾斜孔1、2与后面的倾斜孔3、4、5横向偏移或交错。

在图5中，以实线显示的出口46位于暴露出的罩正面32上。以虚线显示的所述五排薄膜冷却孔的相应入口44位于罩的相反的隐藏的背面30上。并且，各个薄膜冷却孔的纵向中心线轴线以假想线表示，并且箭头指示了由此排放的薄膜冷却空气的相应向前和向后的方向。

薄膜冷却空气的逆流可以在相邻成对的薄膜冷却孔内所需要的地方

局部实现，优选地是在相邻孔排或成对孔排内所需要的地方局部实现，所述相邻孔排或成对孔排有利地采用了孔间的横向偏移或交错。

如图3和图4所示，所述五排孔1－5的所有入口44在壁28的背面30上的公共槽38内部沿横向和纵向间隔开。每个薄膜冷却孔1－5都具有与单个入口44相对应的单个出口46，并且出口36也以相应不同的二维（2D）图案在壁28的正面32上沿横向和纵向间隔开，以便排放来自多个薄膜冷却孔中每一个的离散射流。

如图4所示，纵向相邻孔排中的薄膜冷却孔在各自的入口44和出口46之间相反地倾斜，以便以纵向逆流方式将冷却空气16引导成横向间隔开的离散空气射流。在该逆流配置中，横向相邻的薄膜冷却孔至少部分地纵向彼此上跨交叉或交叠，而不彼此贯穿相交。

例如，图4和图5显示了向前倾斜的第一排孔1与向后倾斜的第三排孔3成逆流。第三排孔3的也设置成与第二排孔2成逆流，所述第二排孔2类似于第一排孔也向前倾斜。

并且，第一排孔2也按照图6中的方式设置为与第四排孔4成逆流，而不是以图4中的方式。第五排孔5提供了平行于第四排孔4的附加薄膜式冷却，所述两个孔排都向后倾斜。

在图4中可以理解纵向及横向相邻的薄膜冷却孔的逆流组合的优点。如果前两排孔1和2的不与第三和第四孔排成逆流的话，就必须与它们沿纵向或轴向间隔开，从而在空间允许的地方更靠近前钩；或者可选地，它们的倾斜方向将必须反转以在前钩附近的允许空间处再次平行于后三个孔排的向后倾斜方向。

然而，前钩对于引入常规薄膜冷却孔表现出相当大的阻碍。孔的出口的期望位置由来自燃烧气体的特定热负荷确定，而该孔的出口位置又确定了从此处倾斜的相应入口的位置。

所述薄膜冷却孔必须既沿轴向分布也沿周向分布，以便匹配热负荷和维持涡轮机壁本身的结构完整性。常规薄膜冷却孔的最佳小倾角则会导致它们的入口与本示例中的前钩之间有干扰。

通过使图4中的前孔与后孔相反地倾斜，槽38中的有限表面区域可以用来有利地将有限的冷却空气分布在前壁32上，同时在大多数情况下保持遍及槽38分布的大多数（如果不是所有）的薄膜冷却孔的小倾角。

图4和图6中显示的相反倾斜的薄膜冷却孔排的新结构允许在紧密相

邻的孔排中任意相邻的成对薄膜冷却孔之间的反向逆流。例如，前四个孔排中的薄膜冷却孔1－4可以在纵向方向上成对地反向倾斜，使得倾斜孔从背面30开始朝向相对的正面32沿纵向方向会聚。在此示例中，第一和第三孔1、3当它们从背面30向下延伸时最初是会聚在一起的。

相邻薄膜冷却孔也可以相反地倾斜以朝向正面32沿纵向方向发散分开。在图4中，第一和第三孔1、3就以这种方式发散，第二和第三孔2、3以及第二和第四孔2、4也是如此。

在图4中显示的示例性实施例中，相邻薄膜冷却孔可以从背面30会聚在一起并朝向正面32发散分开，同时增加了沿纵向方向上跨交叉或交叉而不贯穿相交的程度。所述逆流薄膜冷却孔的上跨交叉由在背面30附近交叉的第一和第三孔1、3表示，也由在壁厚中部附近交叉的第二和第三孔2、3表示。

根据相邻薄膜冷却孔的纵向位置，交叉数量可以在其相应的入口和出口之间从小到大变化。例如，相应的入口44可以与最小的纵向上跨交叉或交叠（未显示）横向对齐。或者，改入口可以彼此纵向地偏移不同的程度，如图6中显示的对于孔对1，3；2，3；和2，4的入口。相应地，逆流薄膜冷却孔的各自的出口46可以如图4和6中所示那样从其入口向前和向后偏移，或者在另一个未显示的实施例中与最小的上跨交叉或交叠横向对齐。

图5显示了燃烧气体20在它们从喷嘴叶片朝向第一级涡轮叶片排放时的主要斜角。薄膜冷却孔1－5优选地沿横向或周向以倾角或斜角D相对于轴向轴线或中心线轴线偏斜。这样，所述五个孔排中的每一排中，各个薄膜冷却孔从它们各自的出口46开始以类似的方式横向偏移或交错，并且优选具有根据需要在几个孔排之间变化的斜角。

图5中显示的示例性薄膜冷却孔1－5沿它们的纵向或中心线轴线为圆柱形剖面，并且导致图5中显示的卵形出口46具有基本上垂直于燃烧气体20的入射角的长轴，以便向那里传送被排放的薄膜冷却空气。

当实现小倾角A时，图5中显示的偏斜角D还允许在实践时增加各个薄膜冷却孔的纵向长度L，以及实现相邻薄膜冷却孔的不同类型的逆流和上跨交叉而不贯穿交叉，同时保持相邻薄膜冷却孔之间的适当间距，。

因为逆流冷却孔具有小倾角，它们有效地从其相应的出口提供了增强的薄膜冷却。另外，在逆流孔的各种上跨交叉类型中，在上跨交叉孔

的紧邻区域中可以获得对壁本身的附加的内部对流冷却。

在图5显示的示例性实施例中，若干排的薄膜冷却孔1－5的若干个出口46沿纵向和横向以其间对应的间距B和C集中分布在壁的整个正面32的二维出口图案中。该出口图案包括由后三排孔3－5的出口确定的高密度群或区域，以及由前两排薄膜冷却孔1和2的出口确定的较低密度群或区域。

如图4中所示的出口46的高密度区域与涡轮叶片的后端相对应，其中罩后端承受来自燃烧气体的较高热负荷。因此，该高密度区域提供用于罩后端的局部增强的薄膜冷却。

相应地，孔1和2的低密度区域设置在涡轮叶片的前端附近的上游，并且罩前端需要较少的冷却来用于此区域中较低的热负荷。

如图4和图5所示，用以逆流方式纵向相反倾斜的纵向相邻孔排中的薄膜冷却孔来桥接高、低密度区域。例如，孔2与孔1和3上跨交叉并与其成逆流。并且，孔1与孔3以另一逆流上跨交叉。因此，前三排上跨交叉孔1－3在槽38的有限区域内并排紧密地聚集在一起并且都可以具有降至大约15度的最佳的小倾角。

在图4和图5中所示的类型中，出口46的高密度区域沿纵向设置在出口46的低密度区域的后面或下游。该结构特别是为军用飞机发动机提供了增强的性能。

可选地，出口的高密度区域也可以沿纵向设置在低密度区域的前面，分别与涡轮转子叶片的前端和后端相对应。该结构（未显示）可以为商用飞机发动机提供增强的性能。

如图3和图4所示，若干排薄膜冷却孔1－5的若干个入口44沿纵向和横向地集中分布在位于槽38内部的壁背面30的入口图案中，并且所述图案的表面积小于图5中显示的出口46的图案。涡轮罩的整个正面在运行期间暴露于热的燃烧气体。然而，所述前钩和后钩以及侧轨包围槽38并且将用于接收冷却空气的槽的有效区域限制成相应地小于正面区域。

出口46的图案可以分布在位于罩正面上的更大表面积上，以便提供有效冷却，并且相应的薄膜冷却孔共同地从中央供给槽38供给，相应的入口44设置在位于中央供给槽中的更小的表面积上。

能在整个孔图案中包括相反倾斜的、逆流的薄膜冷却孔的这种能力允许在由槽38所提供的有限区域内对该图案进行额外的调整，以便使大

多数（如果不是全部）的薄膜冷却孔的倾角保持处于或接近其最佳值。

在图4所示的示例性实施例中，出口46的图案包括在背面30和正面32之间纵向向后倾斜的三排薄膜冷却孔3、4、5，并且其相应的入口设置在出口的前面。这样，孔3－5向后倾斜以将其出口定位在所需的高热负荷区域内，并且后两排孔4和5在后钩36的下面延伸。

相应地，在本实施例中，两排薄膜冷却孔1和2在壁的正面和背面之间纵向向前倾斜，并且相应的入口设置在出口后面。这些向前倾斜的孔将出口定位在低热负荷区域中并且开始对正面的薄膜冷却，该薄膜冷却向后继续并且由向后倾斜的薄膜冷却孔重新激发。

如在上文中图5所指出的，当燃烧空气20在涡轮罩下方经过时，燃烧空气20沿下游方向偏斜地流动。因此，若干排薄膜冷却孔从纵向或轴向方向偏斜以提供卵形出口，该卵形出口的长轴倾斜或垂直于流线以便改善薄膜冷却效应。

向前或向后倾斜的各排孔1－4至少部分地沿纵向彼此上跨交叉，并且以斜角D横向变化，以防止离散的薄膜冷却孔之间的贯穿交叉以及避免它们之间的流动连通。图5显示了位于五个示例性孔排中的相应薄膜冷却孔的纵向方向的不同斜角D。后三排孔3－5中的高密度出口46具有在纵向和横向上都较小的间距B和间距C。这些孔还具有较大的斜角D。

相应地，前两排孔1和2的低密度出口46具有在纵向和横向上都较大的间距B和间距C，并且具有相应较小的斜角D。

图7复制了图5中所示示例性涡轮罩的一部分，其包括前两排孔1和2的低密度出口46和后三排孔3、4、5的高密度出口46。图7还包括一流程图，其概括了对穿过涡轮罩壁28的多个薄膜冷却孔1－5进行分布的优选方法，以便使这些有限数目的孔在其逆流配置中的效果达到最佳。

薄膜冷却孔3，4，5的高密度孔排优选地首先引入到涡轮罩的预定位置，例如其后部。然后，前面的几排低密度薄膜冷却孔1、2穿过涡轮罩的前部与高密度孔成逆流分布。高密度孔沿第一或向后的方向倾斜穿过该壁，而低密度孔沿相反或向前的第二方向倾斜穿过该壁。

通过使向前和向后倾斜的孔彼此偏移或交错来实现逆流，以防止其贯穿相交，同时确保相反倾斜的孔至少部分地上跨交叉。相反倾斜的纵向相邻孔排中的一些或全部薄膜冷却孔可以按照不同的量纵向交叠或上跨交叉，以便在由空气供给槽38所提供的有限的表面积内实现其希望的

最佳小倾角。

如图6所示，首先以相应的小倾角A引入高密度孔3－5，例如在罩的正面32中实现出口46的基本均匀的图案（如图5所示）。低密度孔1、2随后可以穿过壁以相应的小倾角A分布以补充该高密度孔。

低密度孔1、2的斜角D随后可以根据需要改变以防止低密度孔与相反倾斜的高密度孔贯穿相交。

因为高密度孔3－5的纵向和横向间距B和C优选地为均匀的，因此低密度孔1、2的纵向和横向间距B和C可以与其斜角D一起变化，以防止相反倾斜的逆流孔之间的贯穿相交。

另外，各个薄膜冷却孔的长度L也可以变化以有助于防止逆流孔的贯穿相交。

图5显示了在一个示例性实施例中五排薄膜冷却孔1－5的完整图案，其中，各个孔的纵向和横向间距B和C以及斜角D以及长度L已经被选定，以便以优选的图案引入逆流薄膜冷却孔，该优选的图案被特别调整以用于罩后端处的较大的热负荷。

图4显示了罩的典型横截面，其中第一孔1设置为与第三孔3在它们的入口附近交叉流动。第二孔2也设置为与第三孔3在它们的中部附近交叉流动。并且，第二和第四孔2、4设置成逆流而不是交叉流动，这是因为它们彼此在整体上纵向间隔开。

然而，图6显示了如图5中所示的涡轮罩在侧轨之一附近的另一个横截面，其通常与图4的横截面相匹配，除了第四孔4之一与第二孔2之一以交叉流动的方式上跨交叉。

因为图5中所示的各排薄膜冷却孔具有相应的斜角D，其偏斜于罩的纵向或轴向轴线，在侧轨附近，特别是后钩附近需要对薄膜冷却孔进行局部调整。图5中所示的第四排孔4总体上是均匀的，但是鉴于其大斜角D，因此，为了将最左侧的孔4沿与其余的孔4基本相同的朝向引入，这就在罩的左侧存在不足的空间。

因此，最左侧孔4的局部位置不同于其余的第四孔4，使得其出口46与第四孔排中的其余出口对齐，并且最左侧的第四孔4的入口适当地定位以防止妨碍侧轨以及罩中的其它薄膜冷却孔。

因为薄膜冷却孔1－5应当以大约15度的最佳小倾角倾斜，其倾角最后可以根据需要变化以防止相邻薄膜冷却孔之间的贯穿相交。在如图2和

图5所示的相对侧轨附近以及前钩和后钩附近这些部件妨碍薄膜冷却孔的最佳布置的地方，可能需要增大薄膜冷却孔的倾角A。

如上所指出的，在涡轮罩中使用典型的薄膜冷却孔是常规的，并且在前钩和后钩以及侧轨附近考虑到其阻碍必须根据需要对其图案进行改动。对于罩所承受的特定热负荷以及其特定几何形状来说，每个设计都需要调整。

薄膜冷却孔的不同形式和配置可以按照其它的常规方法用于上面所公开的涡轮罩中。然而，如上所述的引入逆流薄膜冷却孔的能力和它们的上跨交叉和交叉流动优点允许对涡轮罩的冷却性能进行附加的调整。

上文公开的涡轮罩可以是其它的常规结构，但是对于特定的发动机应用来说，根据需要可以对逆流薄膜冷却孔的引入进行改动。上文公开的示例性的涡轮罩可以用作先前的仅由热障涂层保护的无孔涡轮罩的改型。相反，上文公开的涡轮罩没有任何热障涂层，并且依靠包括逆流孔在内的薄膜冷却孔的特定图案来实现该罩在运转中所期望的长使用寿命，该长使用寿命是通过提供穿过其的薄膜冷却空气而以效率成本实现的。

逆流薄膜冷却孔的引入不局限于上文公开的涡轮罩部件。例如，图7中的流程图示意性地显示了逆流薄膜冷却孔还可以用于燃气涡轮发动机中的由单向薄膜冷却孔冷却的任意涡轮部件和零件48中。当各种涡轮零件中的几何形状阻碍了引入最佳倾斜的薄膜冷却孔时，上文公开的逆流孔可以引入到可实际应用的地方。

这种其它的涡轮零件的示例已经在上文中公开，并且包括涡轮叶片的翼以及燃烧室衬套本身。

在各种涡轮部件中引入逆流薄膜冷却孔，这就允许以大约15度的最佳小出口角钻出更多的薄膜冷却孔，并从而减少了由于几何约束而具有更大出口角的常规孔的数量。最佳倾角相应地提高了来自每个孔的薄膜覆盖范围，这又降低了对其它的具有较大倾角的非优化薄膜孔的需要，所述非优化薄膜孔需要来自压缩机的更多的可排放的冷却流体。

上文公开的各种薄膜冷却孔以它们的简单的圆柱形结构显示，并且在其入口和出口附近具有相对恒定的流动区域。在可选实施例中，可以使用其他形式的薄膜冷却孔，诸如更加复杂的发散薄膜冷却孔，其增大了它们的入口和出口之间的流动区域来使得冷却流体发散，并且相应地

减少了其速度。

上文公开的上跨交叉的薄膜冷却孔的其它优点在于局部增加了在交叉区域中对涡轮壁本身的内部对流冷却。然而，在相邻孔之间具有足够的材料以防止它们之间的流体连通，同时还维持了壁的结构完整性而其中不存在不希望的大应力。

尽管在这里已经描述了被认为是优选和示例性的本发明的实施例，但是本发明的其他改进通过此处的教导对于本领域的技术人员是显而易见的，因此，希望在所附权利要求书中得到保护，所有这种改进落入本发明的真正精神和范围之内。

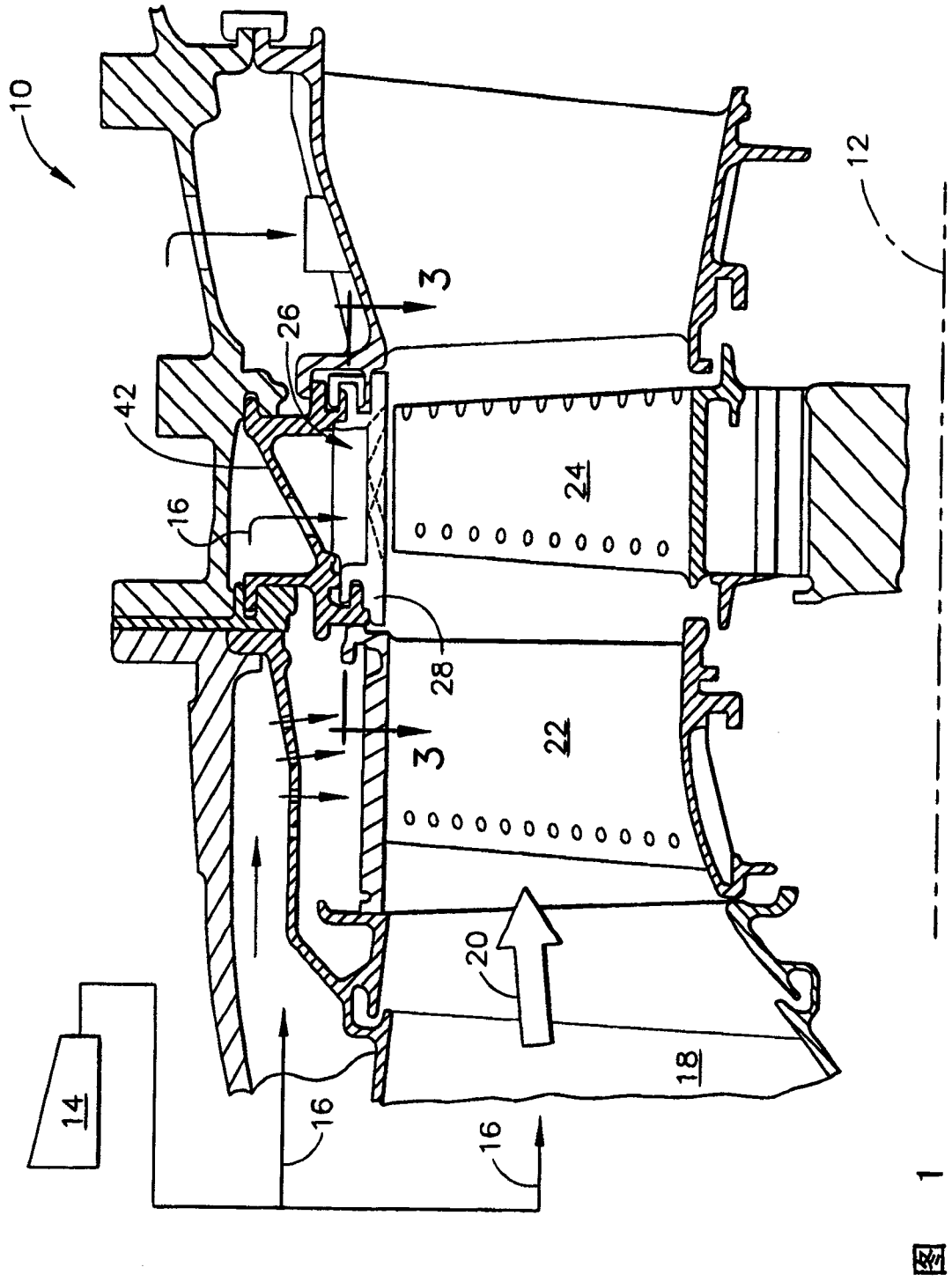


图 1

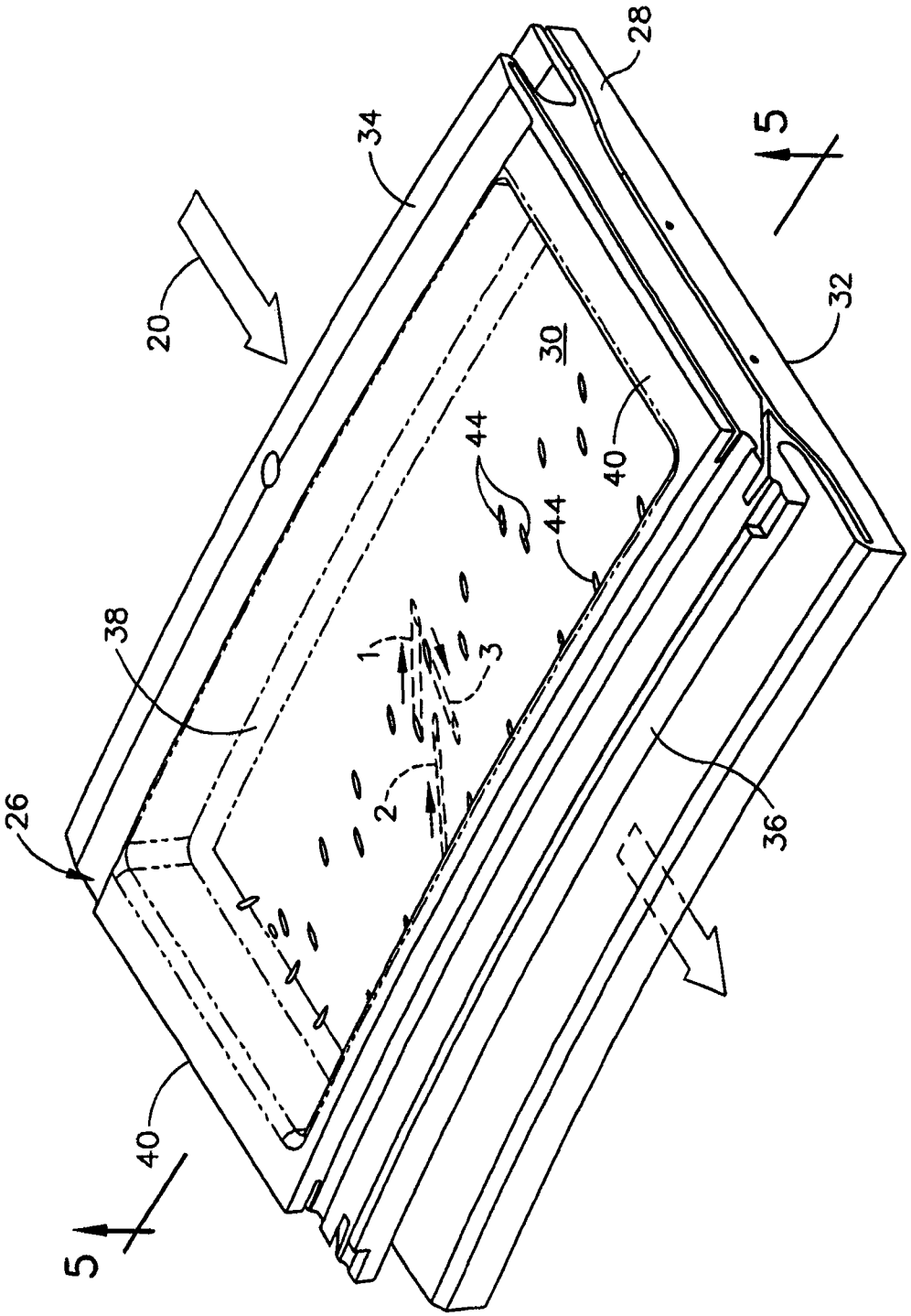


图 2

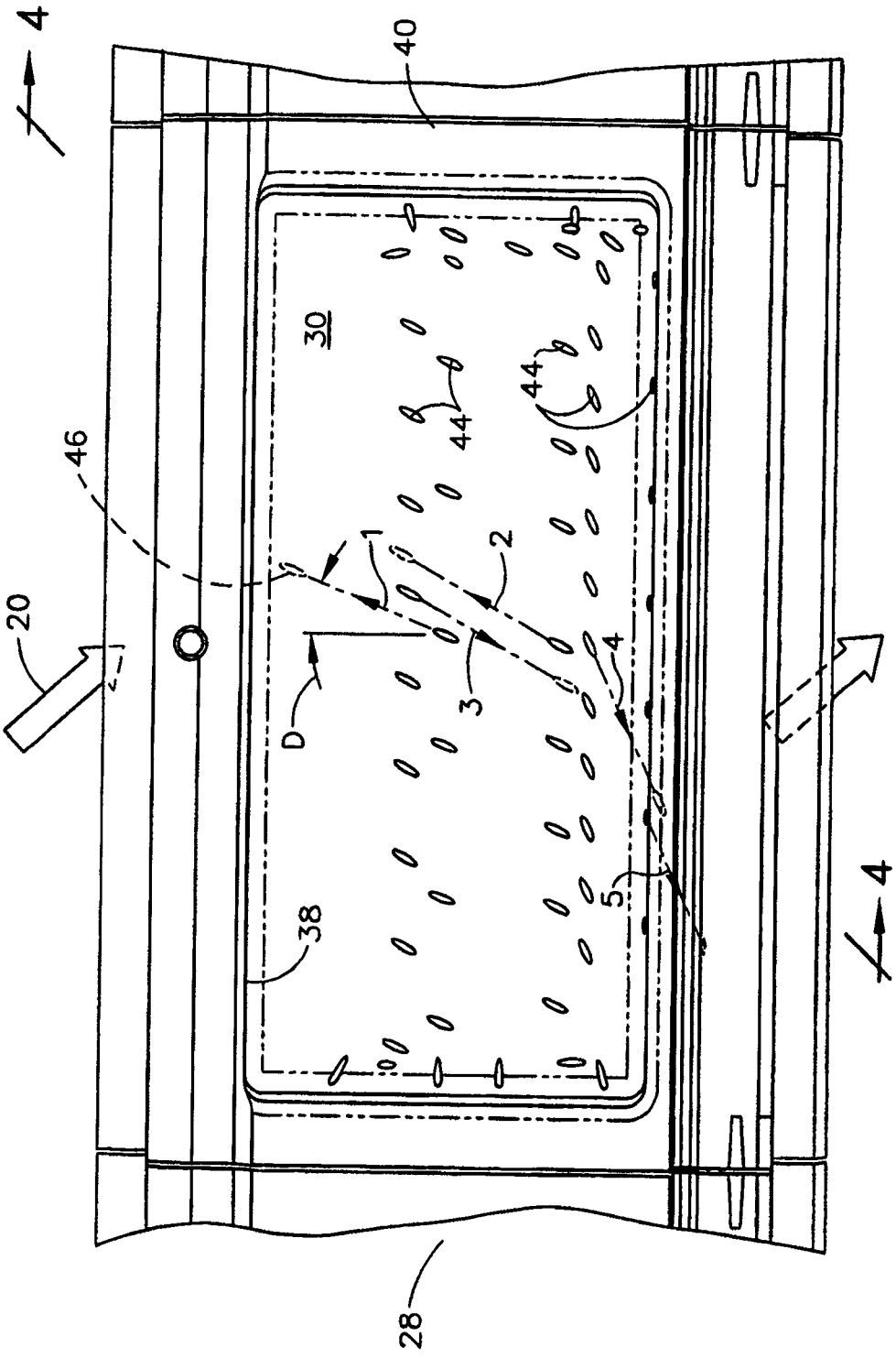


图 3

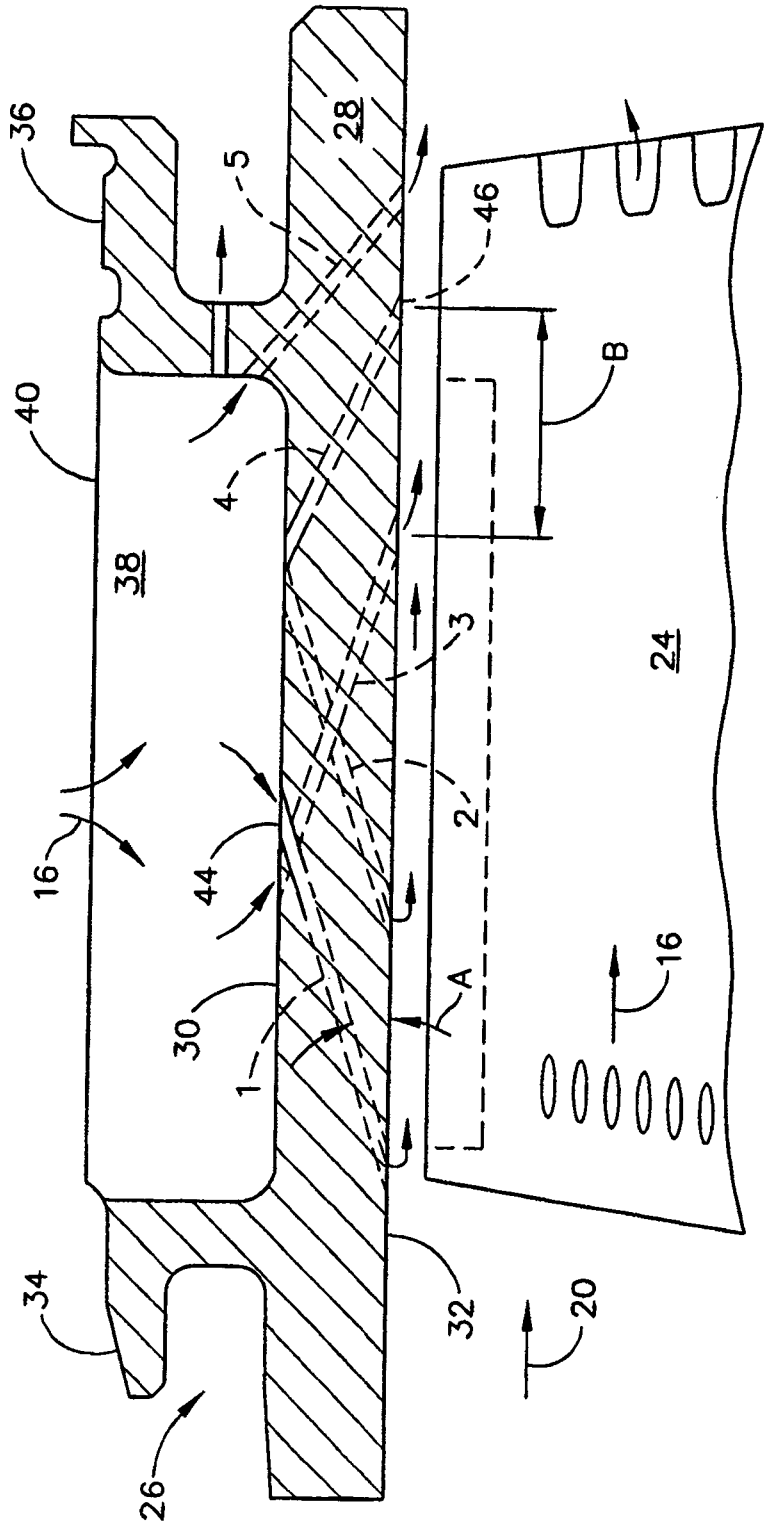


图 4

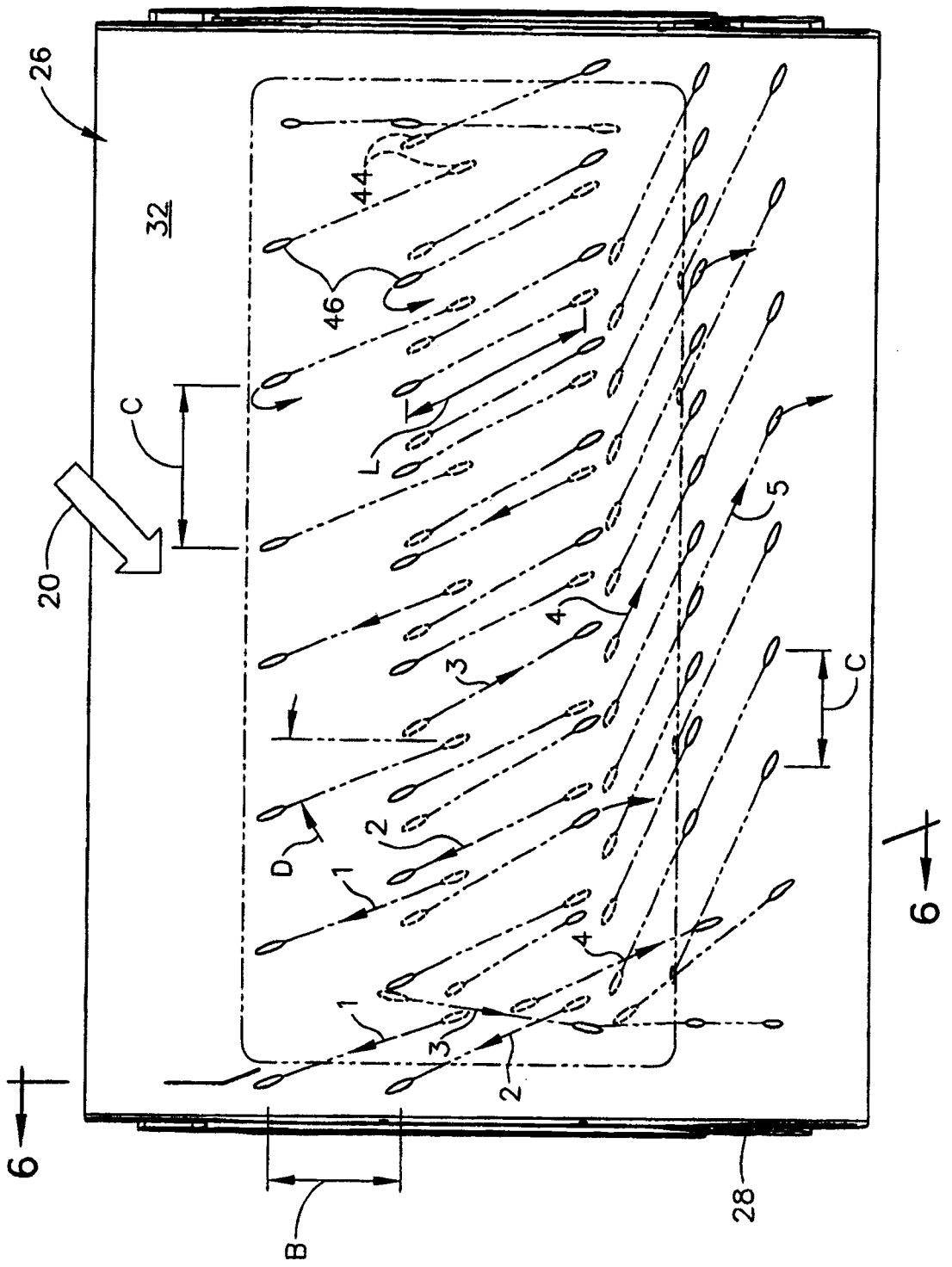


图 5

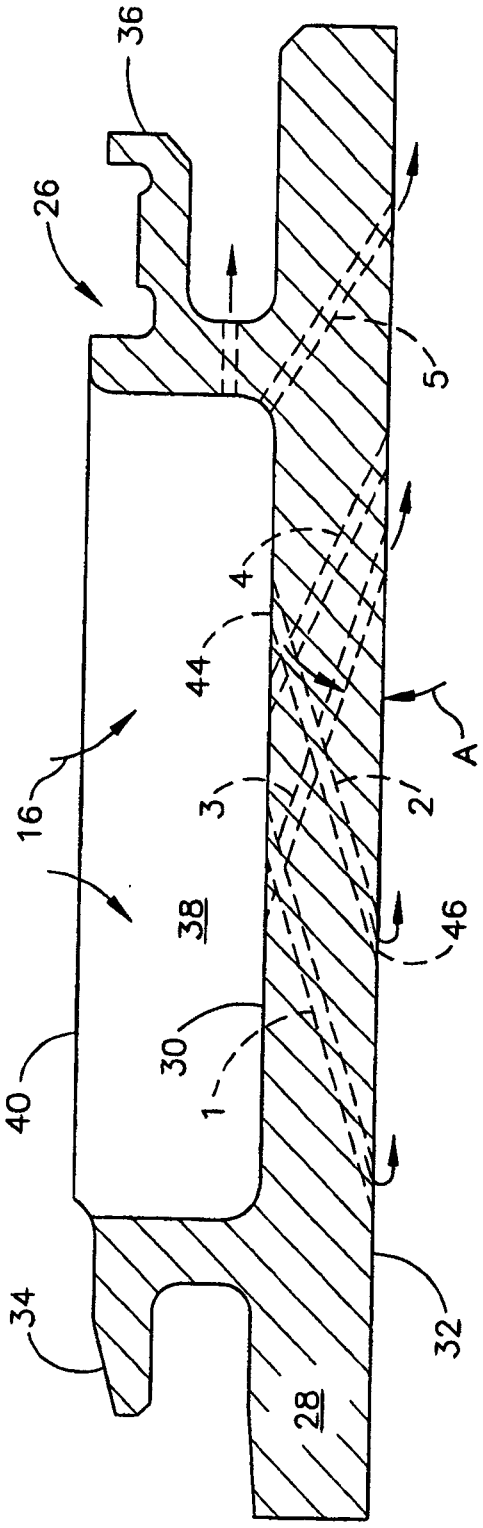


图 6

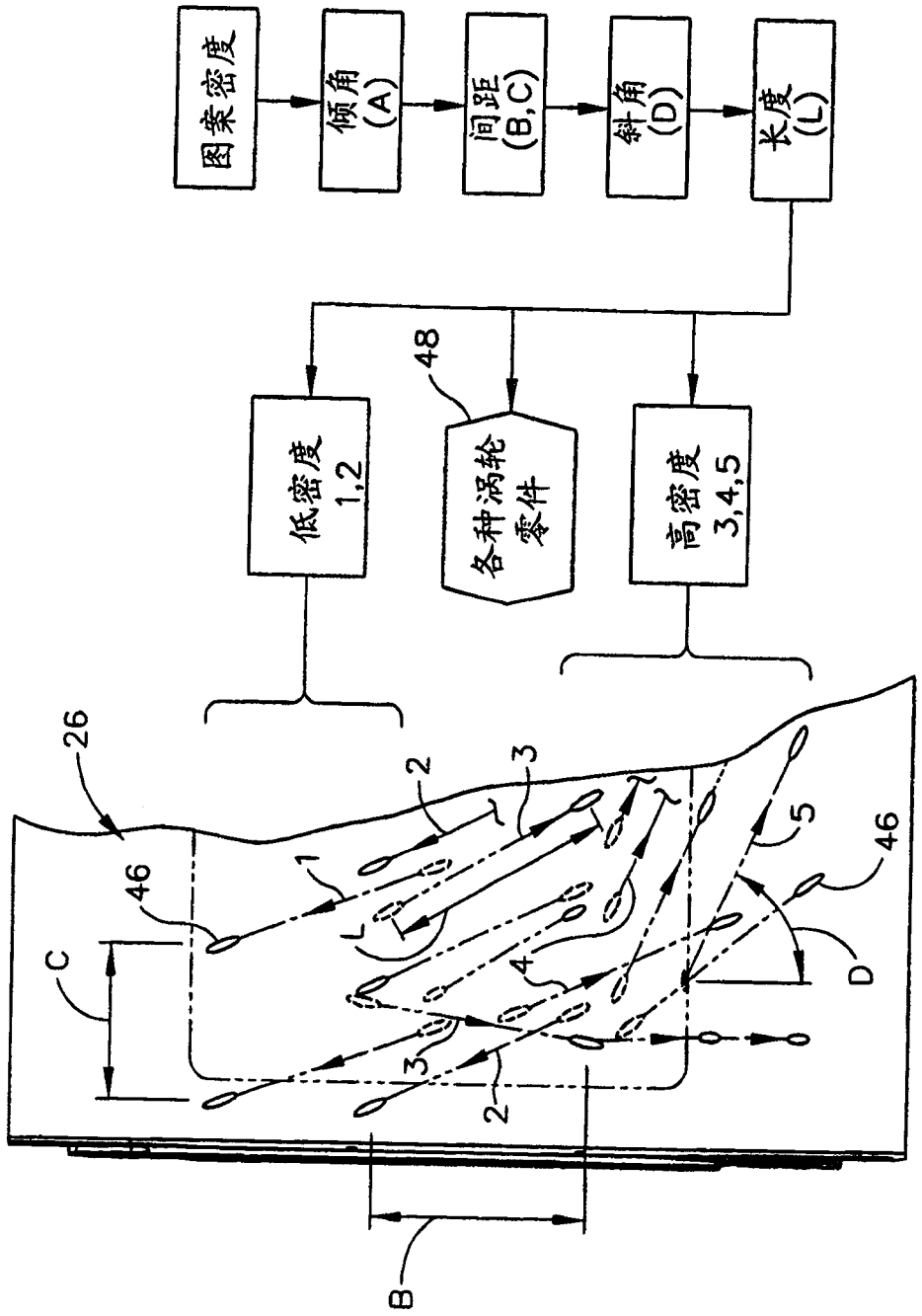


图 7