(19)中华人民共和国国家知识产权局

(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 104285037 A
(43)申请公布日 2015.01.14

(21)申请号 201380024091.6

(22)申请日 2013.04.12

(30)优先权数据
61/644,618 2012.05.09 US
13/470,820 2012.05.14 US

(85)PCT国际申请进入国家阶段日
2014.11.07

(86)PCT国际申请的申请数据
PCT/US2013/036319 2013.04.12

(87)PCT国际申请的公布数据
WO2013/169435 EN 2013.11.14

(71)申请人 通用电气公司
地址 美国纽约州

(72)发明人 R.F. 小伯格霍尔斯
D.L. 杜尔斯托克

(74)专利代理机构 中国专利代理(香港)有限公司 72001
代理人 李强 周心志

(51)Int.Cl.
F01D 5/18(2006.01)

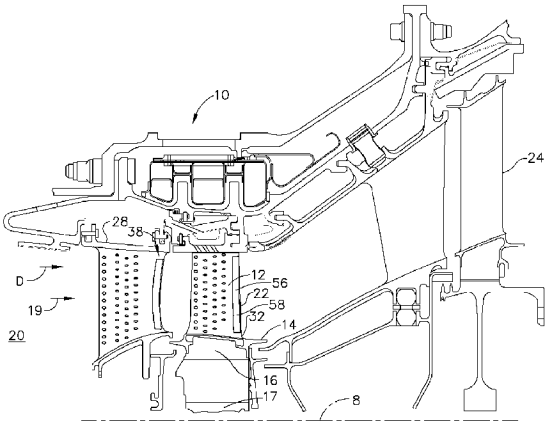
权利要求书4页 说明书7页 附图10页

(54)发明名称

涡轮翼型件后缘冷却孔插塞和槽口

(57)摘要

一种涡轮翼型件(12)包括沿从基部(34)到顶端(36)的翼展(S)延伸的压力侧壁和吸力侧壁(42,44)。沿翼展方向间隔开的后缘冷却孔(30)布置在压力侧壁(42)中。所有或多个冷却孔(30)终止于后缘冷却槽口(66)处,后缘冷却槽口大致沿弦向延伸至翼型件后缘(TE)。各个冷却孔(30)包括曲形入口(70)、具有恒定面积和恒定宽度流动横截面(74)的计量区段(100),以及通往槽口(66)的沿翼展方向扩散区段(102)。轴向分隔件(68)沿弦向在冷却孔(30)之间延伸,且沿着翼展(S)沿径向分开冷却孔(30)。分隔件(68)的后端(86)包括弯曲尾锥(88)。上部和下部露台侧壁(136,138)沿翼展方向约束槽口(66)的露台(130),且朝外延伸到压力侧壁(42)的外部表面(43)。在侧壁(136,138)和露台(130)之间的圆角(62)具有圆角半径(RF),其与扩散区段(102)的流动横截面(74)的底部拐角半径(RT)在底部拐角半径(RT)附近大致相同大小。



CN 104285037 A

1. 一种燃气涡轮发动机涡轮翼型件 (12)，包括：

沿横向间隔开的压力侧壁 (42) 和吸力侧壁 (44)，它们沿从翼型件基部 (34) 到翼型件顶端 (36) 的翼展 (S) 朝外延伸；

所述压力侧壁 (42) 和吸力侧壁 (44) 在相对的前缘 (LE) 和后缘 (TE) 之间沿弦向 (C) 延伸；

沿翼展方向成排 (38) 的沿翼展方向间隔开的后缘冷却孔 (30)，其包入所述压力侧壁 (42) 中；

所有或多个冷却孔 (30) 终止于单个沿翼展方向延伸的后缘冷却槽口 (66) 处，所述后缘冷却槽口 (66) 沿弦向大致延伸到所述后缘 (TE)；

所述冷却孔 (30) 中的每一个按照向下游串联的冷却流关系包括曲形入口 (70)、具有恒定面积和恒定宽度流动横截面 (74) 的计量区段 (100)，以及通往所述后缘冷却槽口 (66) 的沿翼展方向扩散区段 (102)；

轴向分隔件 (68)，其沿弦向在所述冷却孔 (30) 之间延伸，且沿着翼展 (S) 沿径向分开所述冷却孔 (30)；以及

所述分隔件 (68) 的后端 (86) 包括弯曲尾锥 (88)。

2. 根据权利要求 1 所述的翼型件 (12)，其特征在于，还包括：在所述冷却孔 (30) 中，沿翼展方向高度 (H) 大致大于孔宽度 (W)。

3. 根据权利要求 1 所述的翼型件 (12)，其特征在于，还包括所述压力侧壁 (42) 和吸力侧壁 (44) 分别在所述孔 (30) 中的压力侧壁表面 (39) 和吸力侧壁表面 (40)，且所述压力侧壁表面 (39) 在整个计量区段和扩散区段 (100, 102) 中都是平坦的。

4. 根据权利要求 3 所述的翼型件 (12)，其特征在于，还包括，在所述孔 (30) 的计量区段 (100) 和扩散区段 (102) 中，所述宽度 (W) 是恒定的。

5. 根据权利要求 1 所述的翼型件 (12)，其特征在于，还包括：

在所述槽口 (66) 中的露台 (130)，其从所述冷却孔 (30) 的扩散区段 (102) 沿弦向或向下游大致延伸至所述翼型件后缘 (TE)，

所述露台 (130) 从所述后缘冷却孔 (30) 中的最底部后缘冷却孔 (132) 沿翼展方向或沿径向朝外延伸至最顶部后缘冷却孔 (134)，

上部和下部露台侧壁 (136, 138)，其沿翼展方向约束所述露台 (130)，且从所述露台 (130) 延伸到所述压力侧壁 (42) 的外部表面 (43)，以及

在所述上部和下部露台侧壁 (136, 138) 与所述露台 (130) 之间的槽口拐角 (64) 中的圆角 (62)。

6. 根据权利要求 5 所述的翼型件 (12)，其特征在于，还包括，所述圆角 (62) 具有圆角半径 (RF)，其与所述扩散区段 (102) 的流动横截面 (74) 的底部拐角半径 (RT) 在所述底部拐角半径 (RT) 附近大致相同大小。

7. 根据权利要求 4 所述的翼型件 (12)，其特征在于，还包括：

所述扩散区段 (102) 具有跑道形流动横截面 (74)，

所述跑道形流动横截面 (74) 包括矩形区段 (75)，其在具有半径 (R) 的沿翼展方向间隔开的圆形或半圆形内部和外部端部区段 (82, 84) 之间，

在所述槽口 (66) 中的露台 (130)，其从所述冷却孔 (30) 的扩散区段 (102) 沿弦向或向

下游大致延伸至所述翼型件后缘 (TE)，

所述露台 (130) 从所述后缘冷却孔 (30) 中的最底部后缘冷却孔 (132) 沿翼展方向或沿径向朝外延伸至最顶部后缘冷却孔 (134)，上部和下部露台侧壁 (136,138) 沿翼展方向约束所述露台 (130)，且从所述露台 (130) 延伸到所述压力侧壁 (42) 的外部表面 (43)，

在所述上部和下部露台侧壁 (136,138) 与所述露台 (130) 之间的槽口拐角 (64) 中的圆角 (62)，以及

所述圆角 (62) 具有圆角半径 (RF)，其与所述流动横截面 (74) 的半径 (R) 大致相同大小。

8. 根据权利要求 1 所述的翼型件 (12)，其特征在于，还包括：

所述尾锥 (88) 是弯曲的，

所述尾锥 (88) 中的每一个包括尾锥后缘 (90)，其具有沿翼展方向位于所述压力侧壁 (42) 和吸力侧壁 (44) 之间的顶点 (92)，

所述尾锥后缘 (90) 从所述顶点 (92) 朝后或向下游弯曲，以及

所述尾锥后缘 (90) 从所述顶点 (92) 沿翼展方向或沿径向朝外弯曲到所述压力侧壁 (42)，且从所述顶点 (92) 朝内弯曲到所述吸力侧壁 (44)。

9. 根据权利要求 8 所述的翼型件 (12)，其特征在于，还包括，所述弯曲尾锥 (88) 包括通过在沿翼展方向成对 (94) 的相邻冷却孔 (30) 之间的分隔件 (68) 的后端 (86) 的圆形横截面 (96)。

10. 根据权利要求 9 所述的翼型件 (12)，其特征在于，还包括，所述计量区段 (100) 和扩散区段 (102) 具有沿翼展方向高度 (H) 和孔宽度 (W) 的孔高度对孔宽度比 (H/W)，其在大约 2:1 到 10:1 范围内。

11. 根据权利要求 9 所述的翼型件 (12)，其特征在于，还包括所述压力侧壁 (42) 和吸力侧壁 (44) 分别在所述孔 (30) 中的压力侧壁表面 (39) 和吸力侧壁表面 (40)，且所述压力侧壁表面 (39) 在整个计量和扩散区段 (100,102) 中都是平坦的。

12. 根据权利要求 11 所述的翼型件 (12)，其特征在于，还包括，在所述孔 (30) 的计量区段 (100) 和扩散区段 (102) 中，所述宽度 (W) 是恒定的。

13. 根据权利要求 12 所述的翼型件 (12)，其特征在于，还包括：所述入口 (70) 向下游会聚或为喇叭口形。

14. 一种燃气涡轮发动机涡轮翼型件 (12)，包括：

沿横向间隔开的压力侧壁 (42) 和吸力侧壁 (44)，其沿从翼型件基部 (34) 到翼型件顶端 (36) 的翼展 (S) 朝外延伸；

所述压力侧壁 (42) 和吸力侧壁 (44) 在相对的前缘 (LE) 和后缘 (TE) 之间沿弦向 (C) 延伸；

沿翼展方向成排 (38) 的沿翼展方向间隔开的后缘冷却孔 (30)，其包入所述压力侧壁 (42) 中且终止于单个沿翼展方向延伸的后缘冷却槽口 (66) 处，所述后缘冷却槽口 (66) 沿弦向大致延伸到所述后缘 (TE)；

所述冷却孔 (30) 中的每一个按照向下游串联的冷却流关系包括曲形入口 (70)、计量区段 (100)，以及通往所述后缘冷却槽口 (66) 的沿翼展方向扩散区段 (102)；

轴向分隔件 (68)，其沿弦向在所述冷却孔 (30) 之间延伸，且沿着翼展 (S) 沿径向分开

所述冷却孔 (30) ;以及

所述分隔件 (68) 的后端 (86) 包括弯曲尾锥 (88)。

15. 根据权利要求 14 所述的翼型件 (12),其特征在于,还包括 :

所述尾锥 (88) 是弯曲的,

所述尾锥 (88) 中的每一个包括尾锥后缘 (90),其具有沿翼展方向位于所述压力侧壁 (42) 和吸力侧壁 (44) 之间的顶点 (92),

所述尾锥后缘 (90) 从所述顶点 (92) 朝后或向下游弯曲,以及

所述尾锥后缘 (90) 从所述顶点 (92) 沿翼展方向或沿径向朝外弯曲到所述压力侧壁 (42),且从所述顶点 (92) 朝内弯曲到所述吸力侧壁 (44)。

16. 根据权利要求 15 所述的翼型件 (12),其特征在于,还包括,所述弯曲尾锥 (88) 包括通过在沿翼展方向成对 (94) 的相邻冷却孔 (30) 之间的分隔件 (68) 的后端 (86) 的圆形横截面 (96)。

17. 根据权利要求 16 所述的翼型件 (12),其特征在于,还包括 :

在所述槽口 (66) 中的露台 (130),其从所述冷却孔 (30) 的扩散区段 (102) 沿弦向或向下游大致延伸至所述翼型件后缘 (TE),

所述露台 (130) 从所述后缘冷却孔 (30) 中的最底部后缘冷却孔 (132) 沿翼展方向或沿径向朝外延伸至最顶部后缘冷却孔 (134),上部和下部露台侧壁 (136,138) 沿翼展方向约束所述露台 (130),且从所述露台 (130) 延伸到所述压力侧壁 (42) 的外部表面 (43),以及

在所述上部和下部露台侧壁 (136,138) 与所述露台 (130) 之间的槽口拐角 (64) 中的圆角 (62)。

18. 根据权利要求 17 所述的翼型件 (12),其特征在于,还包括,所述圆角 (62) 具有圆角半径 (RF),其与所述扩散区段 (102) 的流动横截面 (74) 的底部拐角半径 (RT) 在所述底部拐角半径 (RT) 附近大致相同大小。

19. 根据权利要求 16 所述的翼型件 (12),其特征在于,还包括 :

所述扩散区段 (102) 具有跑道形流动横截面 (74),

所述跑道形流动横截面 (74) 包括矩形区段 (75),其在具有半径 (R) 的沿翼展方向间隔开的圆形或半圆形内部和外部端部区段 (82,84) 之间,

在所述槽口 (66) 中的露台 (130),其从所述冷却孔 (30) 的扩散区段 (102) 沿弦向或向下游大致延伸至所述翼型件后缘 (TE),

所述露台 (130) 从所述后缘冷却孔 (30) 中的最底部后缘冷却孔 (132) 沿翼展方向或沿径向朝外延伸至最顶部后缘冷却孔 (134),上部和下部露台侧壁 (136,138) 沿翼展方向约束所述露台 (130),且从所述露台 (130) 延伸到所述压力侧壁 (42) 的外部表面 (43),

在所述上部和下部露台侧壁 (136,138) 与所述露台 (130) 之间的槽口拐角 (64) 中的圆角 (62),以及

所述圆角 (62) 具有圆角半径 (RF),其与所述流动横截面 (74) 的半径 (R) 大致相同大小。

20. 根据权利要求 19 所述的翼型件 (12),其特征在于,还包括,所述计量区段 (100) 和扩散区段 (102) 具有沿翼展方向高度 (H) 和孔宽度 (W) 的孔高度对孔宽度比 (H/W),其在大

约 2:1 到 10:1 范围内。

涡轮翼型件后缘冷却孔插塞和槽口

[0001] 与相关申请的交叉引用

本申请要求2012年5月9日提交的名称为“Turbine airfoil trailing edge cooling hole plug and slot(涡轮翼型件后缘冷却孔插塞和槽口)”的美国临时专利申请No. 61/644,618,该申请的公开内容通过引用并入本文中。

技术领域

[0002] 本发明大体涉及燃气涡轮发动机翼型件冷却,以及更特别地,涉及通往后缘冷却槽口的涡轮翼型件后缘冷却孔。

背景技术

[0003] 在燃气涡轮发动机中,空气在压缩器中加压,并且与燃料在燃烧器中混合,以生成热燃烧气体。该热气体被导引通过涡轮的各级,各级从热气体抽取能量,以驱动压缩器以及做功,诸如驱动典型的航空涡扇发动机应用中的上游风扇。

[0004] 涡轮级包括具有成排的中空导叶的静止涡轮喷嘴,所述导叶将燃烧气体导引至从支承转子盘朝外径向延伸的相应的成排的转子叶片。导叶和叶片具有相应的中空翼型件,其具有在其中的相应的冷却回路。

[0005] 冷却空气典型地是压缩器排气,其从燃烧过程转移,并且因此降低发动机的总体效率。冷却空气的量必须被最小化,以最大化发动机的效率,但是仍然必须使用足够的冷却空气,以充分冷却涡轮翼型件,以最大化其在运行期间的使用寿命。每个翼型件包括大体凹形的压力侧壁和相对的大体凸形的吸力侧壁,这些侧壁在前缘和后缘之间沿从翼型件基部到翼型件顶端的翼展纵向或径向朝外以及沿弦向轴向延伸。对于涡轮叶片来说,翼型件翼展从位于径向内侧平台处的根部延伸到与周围的涡轮护罩间隔开的径向外侧顶端。对于涡轮导叶来说,翼型件从与径向内侧带一体的根部延伸到与外侧带一体的径向外侧顶端。

[0006] 每个涡轮翼型件还首先在前缘后方增加厚度,且然后厚度减小至相对薄或锋利的后缘,压力侧壁和吸力侧壁在该后缘处接合在一起。翼型件的较宽部分具有充分的内部空间,以容纳各种形式的内部冷却回路以及紊流器,以增强翼型件内部的传热冷却,同时,相对薄的后缘相应地具有有限的内部冷却空间。

[0007] 每个翼型件典型地包括延伸通过其侧壁的多排膜冷却孔,其将用过的冷却空气从内部回路排出。膜冷却孔典型地沿朝后缘的向后方向延伸,并且在翼型件的外部表面上产生冷却空气膜,其提供绝热空气垫,以针对在运行期间流过翼型件表面的热燃烧气体进行额外的保护。

[0008] 薄的后缘典型地通过成排的后缘冷却槽口或单个伸长槽口保护,该槽口在后缘的上游不远处的破口(breakout)处突破压力侧壁,用于将膜冷却空气从冷却孔排出到其上。单个后缘冷却槽口具有在压力侧中的出口孔,该出口孔始于在限定冷却孔的沿轴向延伸的分隔件的后端处的破口处。轴向分隔件可与翼型件的压力侧以及吸力侧一体地形成,并且其自身必须由通过由其限定的冷却孔排出的空气来冷却。分隔件典型地沿向后方向朝后缘

会聚，使得冷却孔以浅的扩散角朝后缘扩散，该扩散角促进排出的冷却空气的发散，而沿分隔件的侧面有小的（如果存在的话）流分离。

[0009] 后缘冷却槽口的空气动力学和冷却性能与冷却槽口和介于中间的分隔件的特定构型直接相关。冷却孔和槽口的流动面积调节通过冷却槽口排出的冷却空气流，并且冷却槽口的几何形状影响其冷却性能。

[0010] 因此，期望提供一种涡轮翼型件，其具有改进的后缘冷却和冷却孔和冷却槽口，以改进翼型件耐用性和发动机性能。还期望最小化用于后缘冷却的冷却流的量，以便最大化涡轮和发动机的燃料效率。

发明内容

[0011] 一种燃气涡轮发动机涡轮翼型件 (12) 包括沿横向间隔开的压力侧壁和吸力侧壁 (42,44)，其沿从翼型件基部 (34) 到翼型件顶端 (36) 的翼展 (S) 朝外延伸，且在相对的前缘与后缘 (LE,TE) 之间沿弦向 (C) 延伸。沿翼展方向成排 (38) 的沿翼展方向间隔开的后缘冷却孔 (30) 在压力侧壁和吸力侧壁 (42,44) 之间包入翼型件 (12) 中。至少多个后缘冷却孔 (30) 终止于单个沿翼展方向延伸的后缘冷却槽口 (66) 处，该后缘冷却槽口沿弦向大致延伸到后缘 (TE)。冷却孔 (30) 中的每一个按照向下游串联的冷却流关系包括曲形入口 (70)、具有恒定面积和恒定宽度流动横截面 (74) 的计量区段 (100)，以及通往后缘冷却槽口 (66) 的沿翼展方向扩散区段 (102)。轴向分隔件 (68) 在冷却孔 (30) 之间沿弦向延伸，且沿着翼展 (S) 沿径向分开冷却孔 (30)。分隔件 (68) 的后端 (86) 包括弯曲 (sweep) 尾锥 (88)。

[0012] 尾锥 (88) 可为弯曲的，其中尾锥 (88) 中的每一个包括尾锥后缘 (90)，其具有沿翼展方向位于压力侧壁和吸力侧壁 (42,44) 之间的顶点 (92)。尾锥后缘 (90) 从顶点 (92) 朝后或向下游弯曲。尾锥后缘 (90) 从顶点 (92) 沿翼展方向或沿径向朝外弯曲到压力侧壁 (42)，且从顶点 (92) 朝内弯曲到吸力侧壁 (44)。弯曲尾锥 (88) 还可包括通过在沿翼展方向成对 (94) 的相邻冷却孔 (30) 之间的分隔件 (68) 的后端 (86) 的圆形横截面 (96)。

[0013] 压力侧壁和吸力侧壁 (42,44) 可分别包括在孔 (30) 中的压力侧壁表面和吸力侧壁表面 (39,40)，以及压力侧壁表面 (39) 可在整个计量和扩散区段 (100,102) 中是平坦的。在孔 (30) 的计量和扩散区段 (100,102) 中，宽度 (W) 可以是恒定的。

[0014] 翼型件可包括在槽口 (66) 中的露台 (130)，其从冷却孔 (30) 的扩散区段 (102) 沿弦向或向下游大致延伸到翼型件后缘 (TE)，且从后缘冷却孔 (30) 中的最底部后缘冷却孔 (132) 沿翼展方向或沿径向朝外延伸到最顶部后缘冷却孔 (134)。上部和下部露台侧壁 (136,138) 沿翼展方向约束露台 (130)，且从露台 (130) 延伸到压力侧壁 (42) 的外部表面 (43)。在上部和下部露台侧壁 (136,138) 与露台 (130) 之间的槽口拐角 (64) 中的圆角 (62) 具有圆角半径 (RF)，其与扩散区段 (102) 的流动横截面 (74) 的底部拐角半径 (RT) 在底部拐角半径 (RT) 附近大致相同大小。

附图说明

[0015] 本发明的前述方面和其他特征在下文描述中结合附图解释，在附图中：

图 1 是示出涡轮导叶和转子叶片翼型件的示例性实施例的纵向截面视图，所述翼型件

具有在沿翼展方向延伸的后缘冷却槽口处达到顶点的冷却孔。

[0016] 图 2 是示出图 1 中所示的叶片的局部剖面透视图。

[0017] 图 3 是图 2 中所示的带有插塞的冷却孔的压力侧截面视图，插塞在冷却孔中，冷却孔具有计量区段和通往后缘冷却槽口的发散区段。

[0018] 图 4 是沿图 3 中的 4-4 截取的示出的冷却孔中的一个的横截面示意图，插塞在通往后缘冷却槽口的发散区段中。

[0019] 图 5 是示出图 3 中示出的冷却孔、插塞和后缘冷却槽口的从上游看到的透视图。

[0020] 图 6 是图 3 中所示的冷却孔和备选插塞的透视图，该备选插塞延伸进入后缘冷却槽口中。

[0021] 图 7 是图 6 中示出的冷却孔之间的轴向分隔件的尾锥后端的放大透视图。

[0022] 图 8 是通过图 3 中的 8-8 截取的示出在计量区段中的流动横截面的横截面示意图。

[0023] 图 9 是通过图 3 中的 9-9 截取的示出在扩散区段中的流动横截面的横截面示意图。

[0024] 图 10 是示出图 6 中示出的带有备选插塞的冷却孔中的一个的横截面示意图。

具体实施方式

[0025] 图 1 中所示的是环绕发动机中心线轴线 8 且定位在燃烧器 20 与低压涡轮 (LPT) 24 之间的示例性燃气涡轮发动机高压涡轮级 10。燃烧器 20 将燃料与加压空气混合，用于生成热燃烧气体 19，热燃烧气体 19 向下游 D 流过涡轮。

[0026] 高压涡轮级 10 包括涡轮喷嘴 28，其在高压涡轮 (HPT) 22 的上游，热燃烧气体 19 通过该涡轮喷嘴 28 从燃烧器 20 排出。本文中所示的高压涡轮 22 的示例性实施例包括至少一排沿周向间隔开的高压涡轮叶片 32。涡轮叶片 32 中的每一个包括与平台 14 和轴向进入燕尾件 16 一体形成的涡轮翼型件 12，轴向进入燕尾件 16 用于将涡轮叶片安装在支承转子盘 17 的周边上。

[0027] 参考图 2，翼型件 12 沿从在叶片平台 14 上的翼型件基部 34 到翼型件顶端 36 的翼展 S 径向朝外延伸。在运行期间，热燃烧气体 19 在发动机中生成且向下游 D 流过涡轮翼型件 12，涡轮翼型件 12 从热燃烧气体 19 中抽取能量，以旋转支承叶片的盘，以驱动压缩器（未示出）。在运行期间，加压空气 18 的一部分被适当冷却且引导至叶片，用于冷却叶片。

[0028] 翼型件 12 包括沿横向间隔开的大体凹入的压力侧壁 42 和凸出的吸力侧壁 44。压力侧壁 42 和吸力侧壁 44 沿从翼型件基部 34 到翼型件顶端 36 的翼展 S 沿纵向或径向朝外延伸。侧壁还在相对的翼型件前缘 LE 与后缘 TE 之间沿弦向 C 沿轴向延伸。翼型件 12 是中空的，其中压力侧壁 42 和吸力侧壁 44 在翼型件前缘 LE 与后缘 TE 之间沿横向或侧向间隔开，以限定在其中的内部冷却空腔或回路 54，用于在运行期间使加压冷却空气或冷却剂流 52 循环。加压冷却空气或冷却剂流 52 来自从压缩器转移的加压空气 18 的一部分。

[0029] 涡轮翼型件 12 从翼型件前缘 LE 在宽度 W 方面增加或沿横向增加至在其后的最大宽度，且然后会聚至相对薄或锋利的翼型件后缘 TE。内部冷却回路 54 的尺寸因此随翼型件的宽度 W 变化，并且在后缘 TE 的前方不远处相对薄，在后缘 TE 处，两个侧壁一体地接合在一起，且形成翼型件 12 的薄的后缘部分 56。沿翼展方向延伸的后缘冷却槽口 66 设置在翼

型件 12 的该薄的后缘部分 56 处或其附近，以冷却它。

[0030] 图 3-7 中示出的是沿翼展方向成排 38 的沿翼展方向间隔开的后缘冷却孔 30，其在压力和吸力侧壁 42、44 之间包入或埋入以及形成在翼型件 12 中。冷却孔 30 中的全部或多个在后缘冷却槽口 66 处终止或结束，以将冷却剂冷却空气或冷却剂流 52 供应至槽口 66 中。后缘冷却槽口 66 沿弦向大致延伸至后缘 TE。后缘冷却孔 30 沿后缘 TE 的翼展 S 布置成与内部冷却回路 54 处于流连通，以在运行期间将冷却剂流 52 从其排出。槽口 66 的底面或露台 130 从冷却孔 30 的扩散区段 102 沿弦向或向下游大致延伸至翼型件后缘 TE。露台 130 从后缘冷却孔 30 中的最底部后缘冷却孔 132 沿翼展方向或沿径向朝外延伸至最顶部后缘冷却孔 134。露台 130 通过从露台 130 延伸到压力侧壁 42 的外部表面 43 的上部和下部露台侧壁 136、138 沿翼展方向约束。槽口表面 60 沿露台 130 在上部和下部露台侧壁 136、138 之间沿横向延伸。在上部和下部露台侧壁 136、138 与露台 130 之间的槽口拐角 64 的圆角 62 具有圆角半径 RF，其可与扩散区段 102 的流动横截面 74 的底部拐角半径 R 在底部拐角半径 R 附近大致相同大小（在图 9 中示出）。圆角半径 RF 有助于后缘冷却槽口 66 的可铸性。

[0031] 后缘冷却孔 30 在图 3 中更具体地示出。各个冷却孔 30 按照向下游串联的冷却流关系包括向下游会聚或喇叭口形的曲形入口 70、恒定面积且恒定宽度流动横截面的计量区段 100 和沿翼展方向扩散区段 102，沿翼展方向扩散区段 102 通往后缘冷却槽口 66，且为槽口供应冷却空气或冷却剂流 52。参考图 3-6，后缘冷却槽口 66 在扩散区段 102 的下游端 69 处的破口 58 处开始。冷却孔 30 的扩散区段 102 通往后缘冷却槽口 66，后缘冷却槽口 66 在后缘 TE 前方或上游定位的破口唇 49 处突破压力侧壁 42 的外部表面 43。

[0032] 冷却孔 30 通过相应的轴向分隔件 68 沿翼展 S 彼此沿径向分开，轴向分隔件 68 向下游朝后缘 TE 延伸。曲形入口 70 在本文中示出为向下游会聚或更具体地为喇叭口入口。入口 70 限定在分隔件 68 的前端 72 处以及之间。分隔件 68 包括半圆形前端 72，其具有限定喇叭口入口 70 的直径 73。冷却孔 30 中的每一个沿着轴向分隔件 68 的相应的相邻成对的上部和下部分隔件 25、26 包括沿翼展方向间隔开的上部和下部孔表面 46、48。如图 3 中所示，孔 30 沿翼展方向的高度 H 限定在轴向分隔件 68 的上部和下部分隔件 25、26 的上部和下部孔表面 46、48 之间。如图 3 中所示，计量区段 100、扩散区段 102 以及后缘冷却槽口 66 分别具有向下游延伸的第一、第二和第三长度 L1、L2 和 L3。

[0033] 参考图 3 和 5-7，分隔件 68 的后端 86 具有空气动力形状的弯曲尾锥 88，其设计和成形为降低由于在后端 86 处的流分离尾迹所造成的气动损失。弯曲尾锥 88 还设计成有利于流传播经过在扩散区段 102 的下游端处的槽口破口 58。弯曲尾锥 88 中的每一个包括尾锥后缘 90，其沿翼展方向在压力侧壁和吸力侧壁 42、44 之间延伸，且具有沿翼展方向定位在破口唇 49 或压力侧壁 42 与吸力侧壁 44 之间的顶点 92，如在图 6 中所示。尾锥后缘 90 从顶点 92 朝后或向下游弯曲。尾锥后缘 90 从顶点 92 沿翼展方向或沿径向朝外弯曲到破口唇 49 或压力侧壁 42，且从顶点 92 朝内弯曲到吸力侧壁 44。弯曲尾锥 88 中的每一个包括通过在沿翼展方向成对 94 的相邻冷却孔 30 之间的分隔件 68 的后端 86 的圆形横截面 96。尾锥后缘 90 在破口唇 49 处提供额外的强度，且在底面或露台 130 处在破口 58 的上游合并不同冷却孔 30 的流，破口 58 是冷却孔 30 的出口。

[0034] 参考图 3-5，具有气动形状的插塞 110 布置在冷却孔 30 中。插塞 110 向下游延伸

通过扩散区段 102 的至少一部分。插塞 110 包括从插塞基部 112 隆起的插塞拱顶 114。插塞拱顶 114 包括沿横向和沿翼展方向成圆形的上游和下游拱顶端部 116、118。沿插塞 110 的插塞长度 LP，插塞基部的沿翼展方向的高度 H 小于冷却孔的沿翼展方向的高度 H。插塞 110 沿翼展方向在孔 30 中居中。插塞基部 112 在本文中示出为沿吸力侧壁 44 的吸力侧壁表面 40 延伸。备选地，插塞基部 112 可沿压力侧壁 42 的压力侧壁表面 39 延伸。插塞 110 对在冷却孔 30 的扩散区段 102 中的区域流动横截面 74 的扩张率提供控制。插塞 110 帮助沿冷却孔表面维持稳定的扩散流，即，防止或减少在扩散区段 102 中分别沿压力和吸力侧壁 42、44 的压力和吸力侧壁表面 39、40 的流分离和湍流。插塞 110 允许轴向分隔件 68 的上部和下部分隔件 25、26 的上部和下部孔表面 46、48 在扩散区段 102 中的扩散比没有插塞时更大，且仍然在扩散区段 102 中维持附着和稳定的冷却剂流 52。流动横截面 74 的面积在扩散区段 102 的整个第二长度 L2 中增加，但是该增加的速率通过插塞 110 控制。插塞 110 是三维成形或成型的，以维持附着和稳定的冷却剂流 52，且防止在扩散区段 102 中沿轴向分隔件 68 的上部和下部分隔件 25、26 的上部和下部孔表面 46、48 的分离。

[0035] 参考图 12，冷却孔 30 具有横截面孔面积 AH，而插塞 110 具有横截面插塞面积 AP。在插塞 110 和冷却孔 30 之间的流动横截面 74 具有横截面流动面积 AF，其等于在孔面积 AH 与插塞面积 AP 之间的差。在扩散区段 102 中的流动横截面 74 的横截面流动面积 AF 沿向下游方向增加。在计量区段 100 和扩散区段 102 在插塞 110 上游的任意部分中的流动横截面 74 的横截面流动面积 AF 是冷却孔 30 的横截面孔面积 AH。

[0036] 在计量区段 100 和扩散区段 102 在插塞 110 上游的任意部分中的流动横截面 74 的实施例在图 8 和 11 中示出为具有跑道形流动横截面 74，其具有在沿翼展方向或沿径向间隔开的圆形或半圆形内部和外部端部区段 82、84 之间的矩形区段 75。在本文中示出的跑道形流动横截面 74 沿翼展方向伸长，具有四个相等的拐角半径 R，且具有在 0.15-0.50 范围中的优选的宽度对高度比 W/H。

[0037] 图 12 中示出的扩散区段 102 具有插塞 110 的部分中的流动横截面 74 的实施例可大体描述为具有两个相对宽的圆形凸瓣 120，其位于相对窄的矩形中间区段 124 的末端 122 处。流动横截面 74 的高度 H 在扩散区段 102 的整个长度上增加。流动横截面 74 的宽度 W 在没有插塞 110 的地方是恒定的，且在存在插塞 110 的流动横截面 74 的高度 H 上变化，如在图 4 中所示。凸瓣 120 具有最大宽度 MW，其等于在压力侧壁和吸力侧壁 42、44 分别的压力侧壁表面和吸力侧壁表面 39、40 之间测量的扩散区段 102 的宽度 W。

[0038] 凸瓣 120 在扩散区段 102 中分别在压力侧壁和吸力侧壁 42、44 的压力侧壁表面和吸力侧壁表面 39、40 之间延伸。凸瓣 120 比中间区段 124 大致更宽。沿插塞 110 所定位的扩散区段 102 处，轴向分隔件 68 的下部分隔件 26 的下部孔表面 48 比插塞基部 112 大致更宽。这允许冷却剂流 52 在扩散区段 102 中分别在插塞 110 与压力侧壁和吸力侧壁 42、44 的压力侧壁表面和吸力侧壁表面 39、40 之间经过且冷却它们。

[0039] 冷却孔 30、后缘冷却槽口 60 以及弯曲尾锥 88 设计成在整个槽口露台 130 上对沿翼展方向的露台 130 提供膜作用，直到露台 130 的终端（翼型件后缘 TE）的下游或后方，甚至在显著减少冷却流的情况下。翼型件冷却设计研究已经显示 1 级叶片流可能减少大约 10% 的冷却流。研究同时还指示，后缘温度仍然比更常规的槽口设计低 80 到 90 华氏度，所以更多的流减少是可能的。这对发动机性能来说是显著的益处。

[0040] 参考图 3-5，孔 30 的孔宽度 W 限定在压力侧壁和吸力侧壁 42、44 分别的压力侧壁表面和吸力侧壁表面 39、40 之间，如在图 4 中所示。后缘冷却槽口 66 和露台 130 是开放的且暴露于经过高压涡轮 22 的热燃烧气体 19。露台 130 沿吸力侧壁 44 延伸整个第三长度 L3。

[0041] 冷却孔 30 和后缘冷却槽口 66 是铸造的冷却特征。铸造这些特征为翼型件和叶片及导叶提供良好的强度、低的制造成本和耐用性。在沿翼展方向或沿径向间隔开的圆形或半圆形内部和外部端部区段 82、84 之间具有矩形区段 75 的跑道形流动横截面 74 提供良好的冷却流特性，这减少了冷却翼型件所需要的冷却剂流 52 的量。底部拐角半径 R 有助于这些冷却特征的良好的冷却、可铸性以及强度。

[0042] 具有恒定宽度 W 的沿翼展方向伸长的计量区段 100 定尺寸成控制冷却剂流 52 的量，以有益于发动机循环。沿翼展方向伸长的计量区段 100 和扩散区段 102 扩大在破口 58 处的流覆盖范围，在后缘冷却槽口 66 中均匀分配冷却剂流 52。孔 30 的扩散区段 102 上游的恒定宽度 W 的计量区段 100 帮助使冷却剂流 52 保持完全附着在扩散区段 102 中。带有跑道形区域和流动横截面 74 的恒定宽度 W 的计量区段 100 减少后缘冷却流 52。

[0043] 冷却孔 30 的平坦压力侧壁表面 39 帮助将在破口处的冷却剂流 52 的冷却剂速度以及沿压力侧壁 42 的外部表面 43 的热燃烧气体的气体速度保持为大约相等，以最小化气动损失，气动损失可对涡轮效率导致负面作用。这两个特征还帮助使冷却剂流 52 保持附着在槽口 66 中。

[0044] 参考图 6、7 和 10，布置在冷却孔 30 中的具有气动形状的插塞 110 是延伸的插塞，其向下游进一步延伸通过扩散区段 102 的至少一部分和后缘冷却槽口 66 的至少一部分。

[0045] 插塞在扩散区段中产生气动流阻塞，即，针对给定的冷却剂流率产生减小的流动面积。这允许扩散器扩张角度增加，且仍然在扩散器中维持稳定的附着流。更高的扩散器扩张导致更小的热槽脊 (land) 表面面积以及更大的冷槽口底面表面面积。插塞还使冷却剂速度在槽口出口处保持较高。对于相同的冷却剂流率，没有插塞的扩散器相比具有插塞的扩散器具有更低的槽口出口速度。这对于限制由于热气体与冷却剂流的混合而产生的气动损失而言是重要的，该损失根据冷却剂速度对外部气体速度的比率而变化。该比率越接近 1，混合损失越小。插塞帮助使冷却流速度保持较高，而仍然减少冷却流。插塞设立非常有利的流动角和涡流条件，用于将冷却剂流推到露台上，从而给出更高的槽脊膜作用。延伸的插塞突出了该作用。

[0046] 插塞 110 设计成改进冷却孔 30 的扩散区段 102 的发散性能。插塞帮助稳定扩散区段中的内部流。取决于设计需要和预期的流动面积变化，插塞具有许多气动形状，包括带有低于槽口底面的平均水平的侧沟的带凸瓣形状，以维持内部流附着。发散的扩散区段以壁发散角度、发散长度以及插塞的内部部分的形状的具体组合来维持稳定的流扩张。

[0047] 冷却孔 30 的扩散区段 102 在到槽口 66 的冷却孔出口处设立传播出口流动角。露台 130 消除了常规的槽脊，其往往为后缘的最热的部分。因此，冷的槽口底面面积被最大化。弯曲尾锥 88 设计成降低气动损失且便于流传播经过破口 58。

[0048] 本发明已经以示例性方式描述。应当理解，所使用的术语意图具有词语的描述而非限制的性质。虽然已经在本文中描述了被认为是本发明的优选且示例性的实施例，但是从本文的教导，本发明的其他修改将对本领域技术人员显而易见，并且因此，期望在所附权

利要求中保护落在本发明的真正精神和范围内的所有这种修改。

[0049] 因此，期望通过美国专利特许证所保护的是在所附权利要求书中限定和区分的本发明。

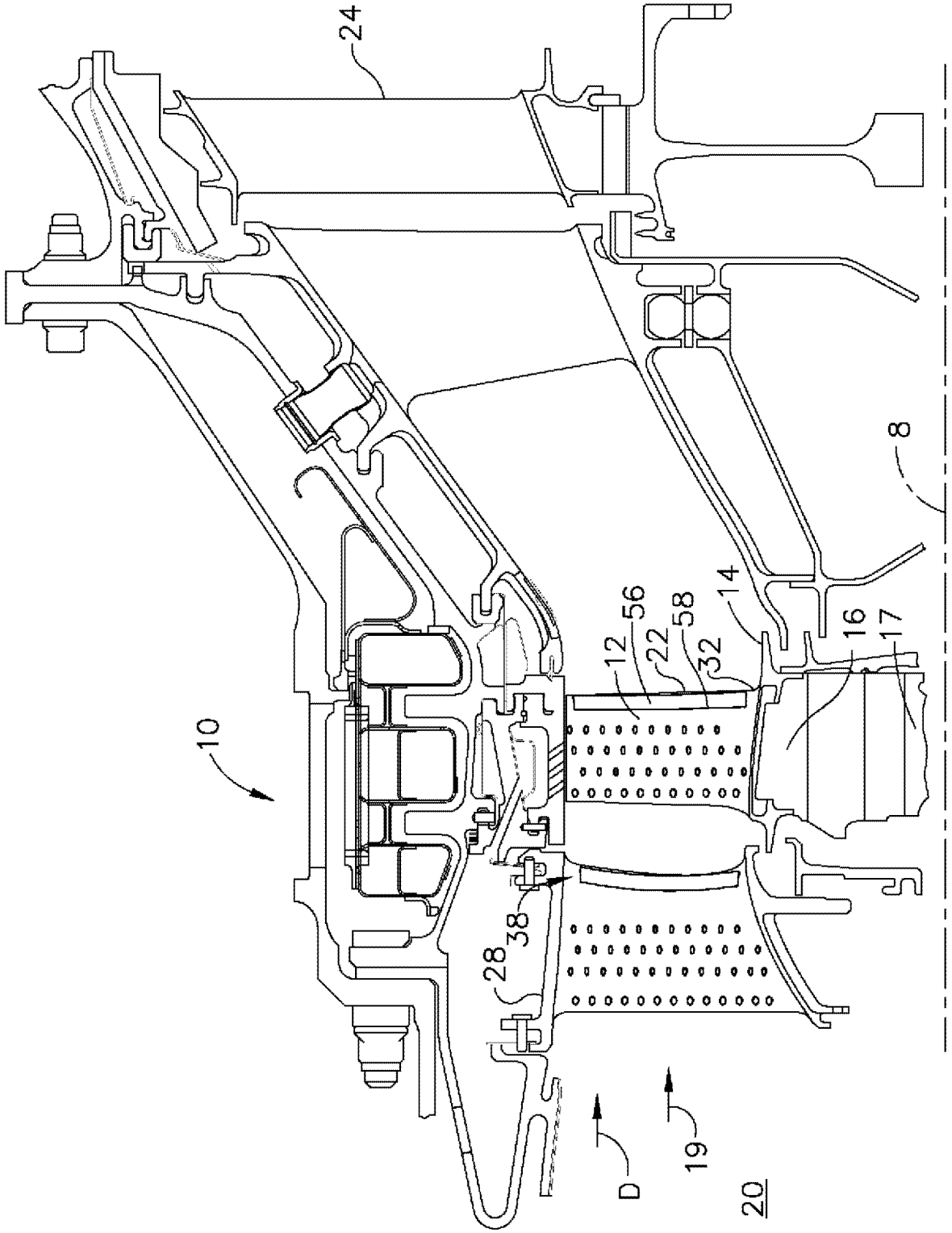


图 1

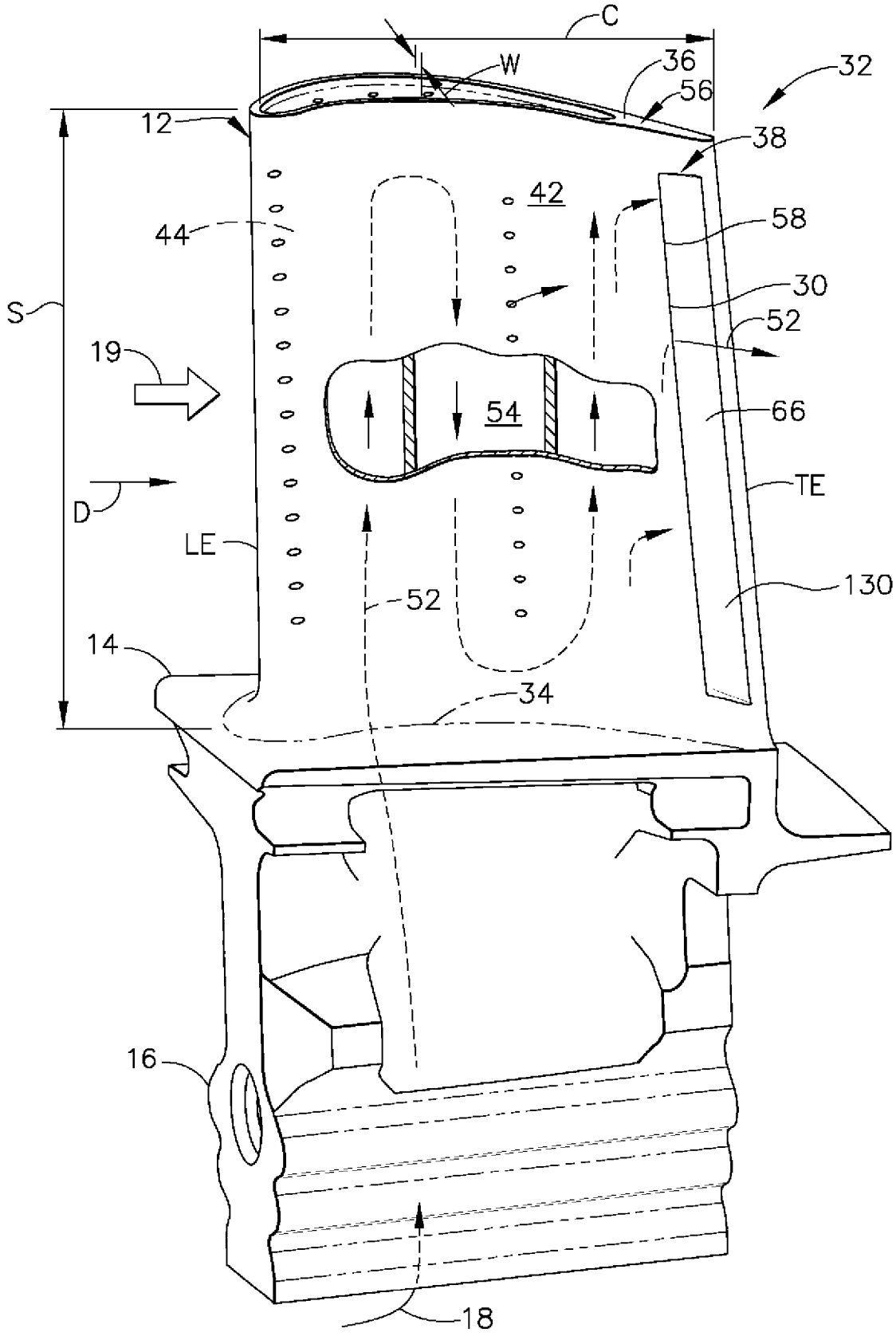


图 2

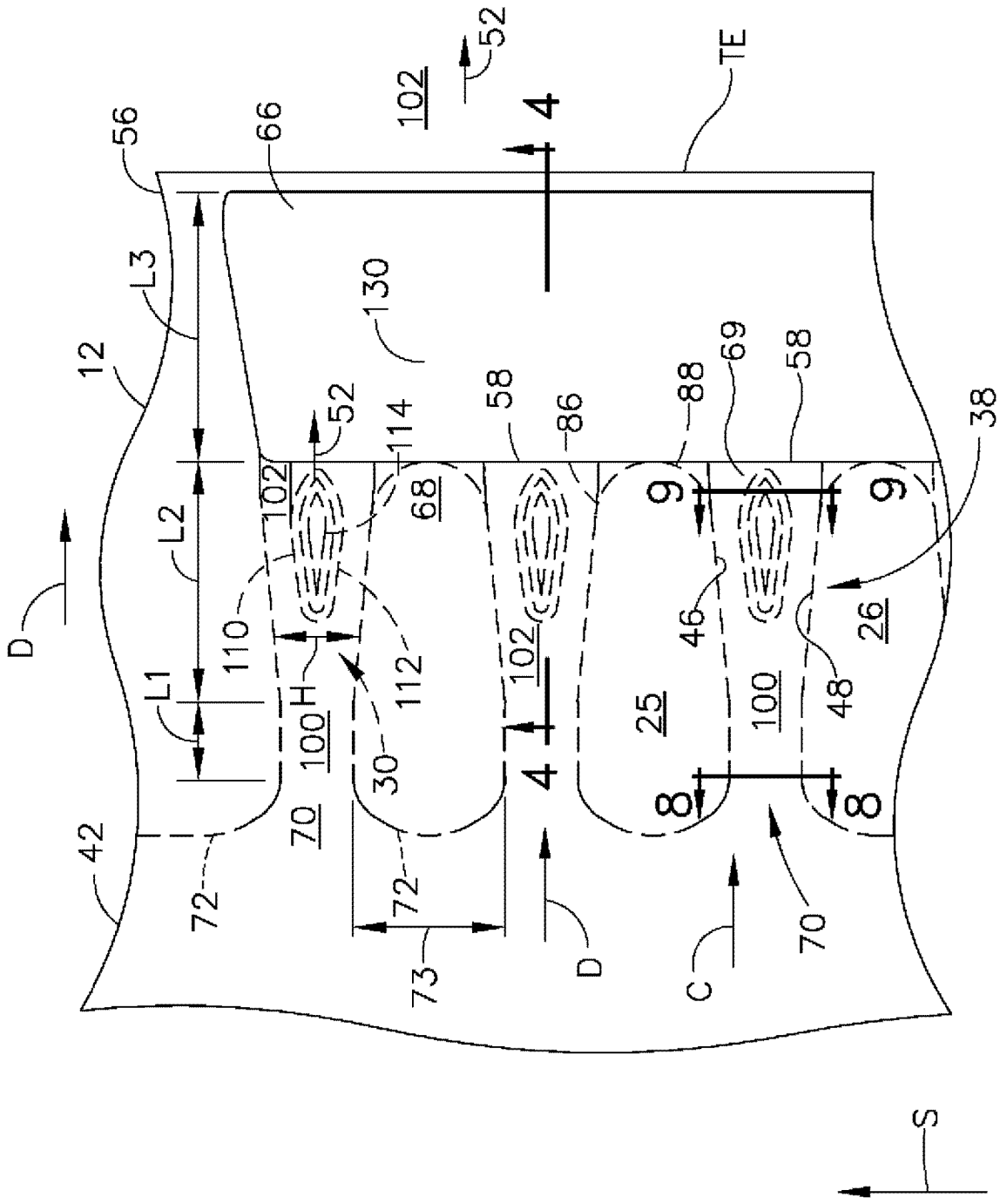

52
102
TE
4
56
66
L3
130
12
52
114
58
86
88
69
58
38
102
68
9
9
L2
D
110
112
102
46
26
L1
H
100
30
25
100
48
4
8
8
42
70
72
72
73
D
C
70
S

图 3

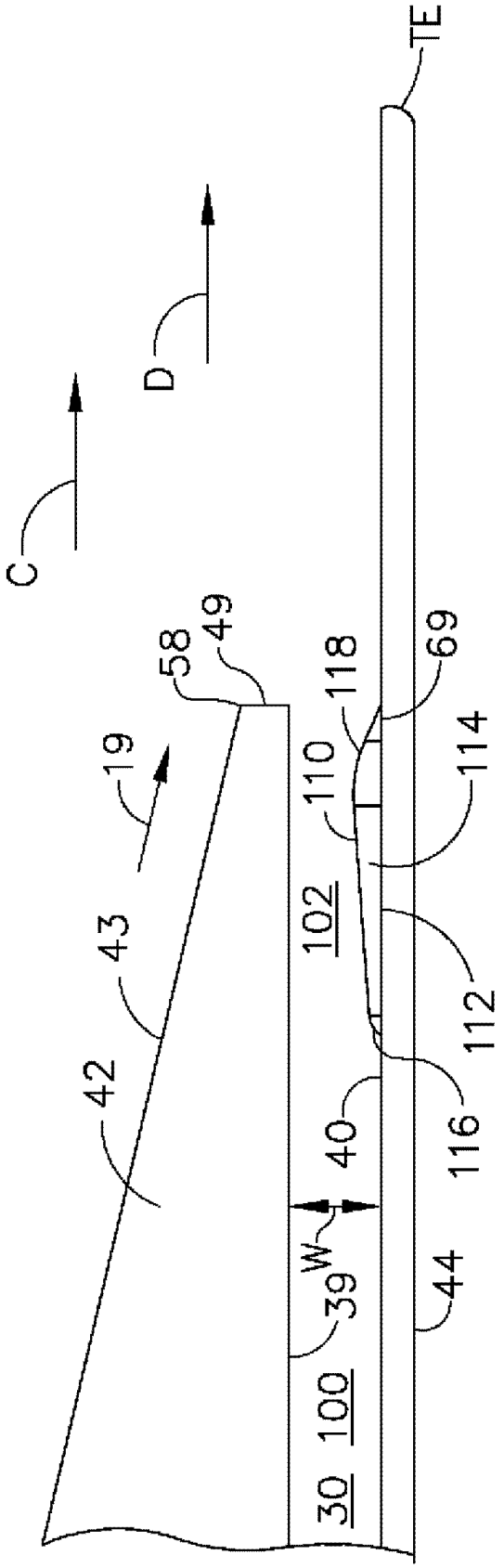


图 4

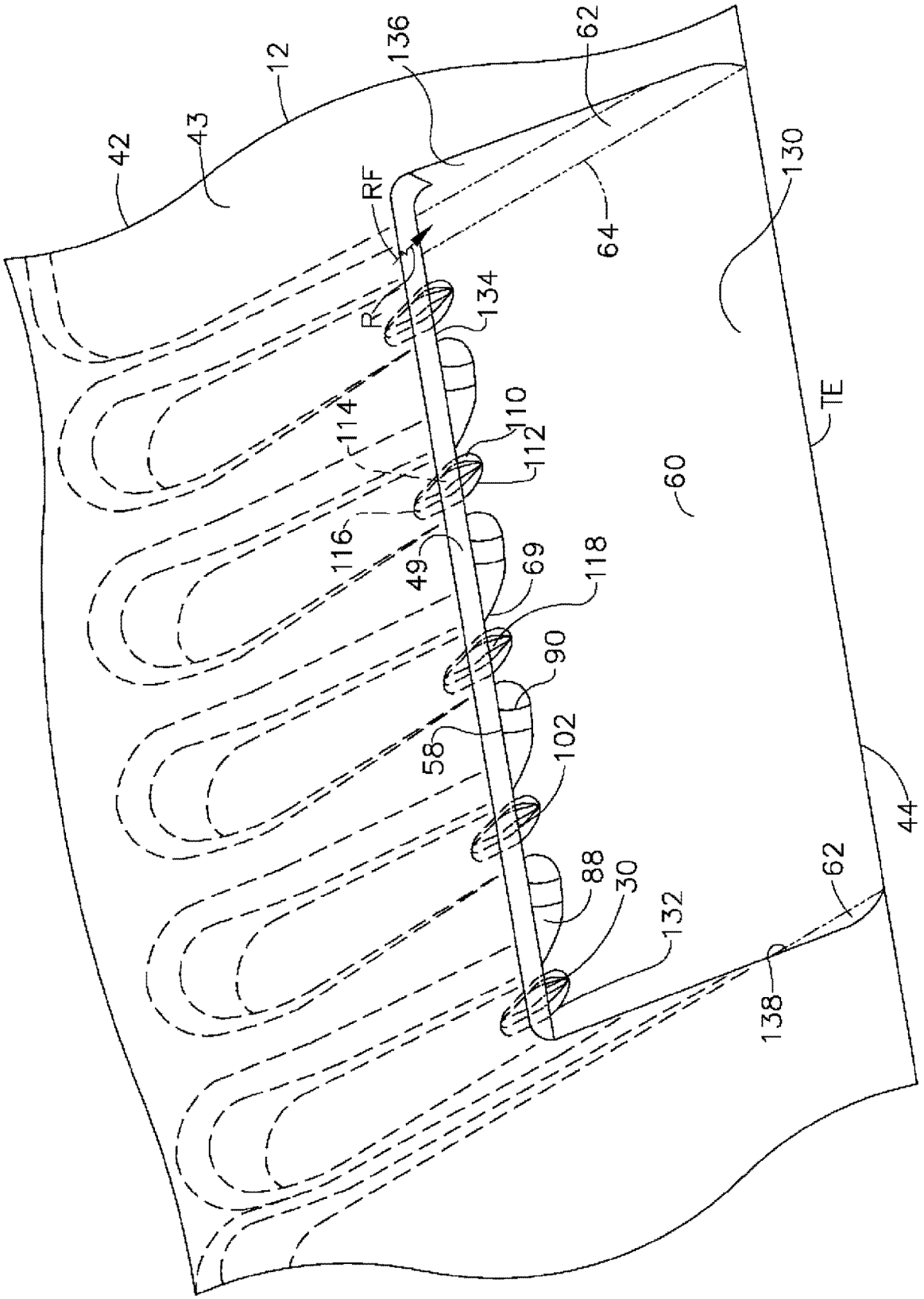

42
43
12
136
62
RF
64
130
R
134
114
110
112
TE
60
116
49
69
118
90
58
102
44
88
30
62
132
138

图 5

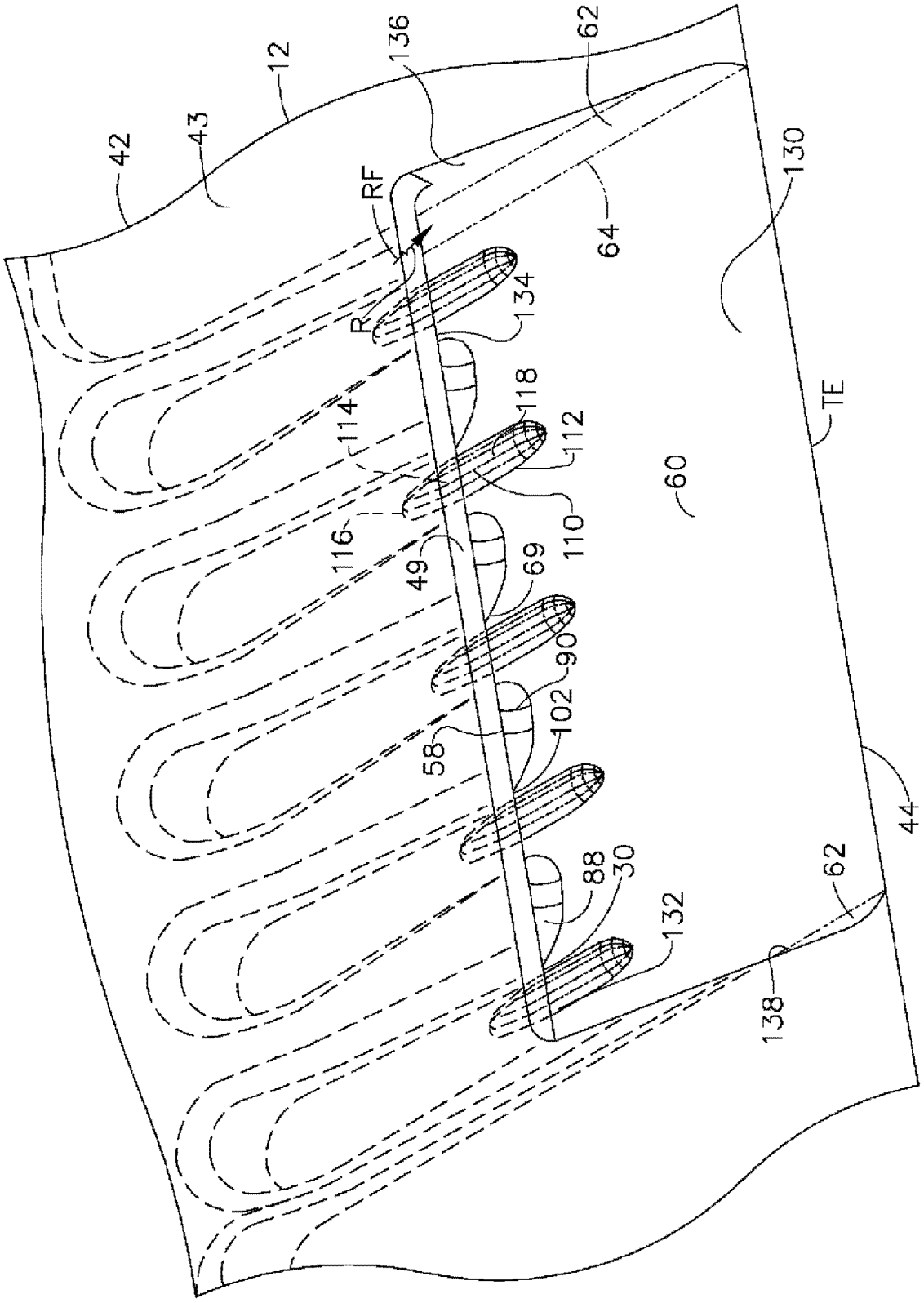

42
43
12
136
62
RF
64
130
R
134
118
114
112
TE
60
116
49
69
110
90
102
58
44
88
30
62
132
138

图 6

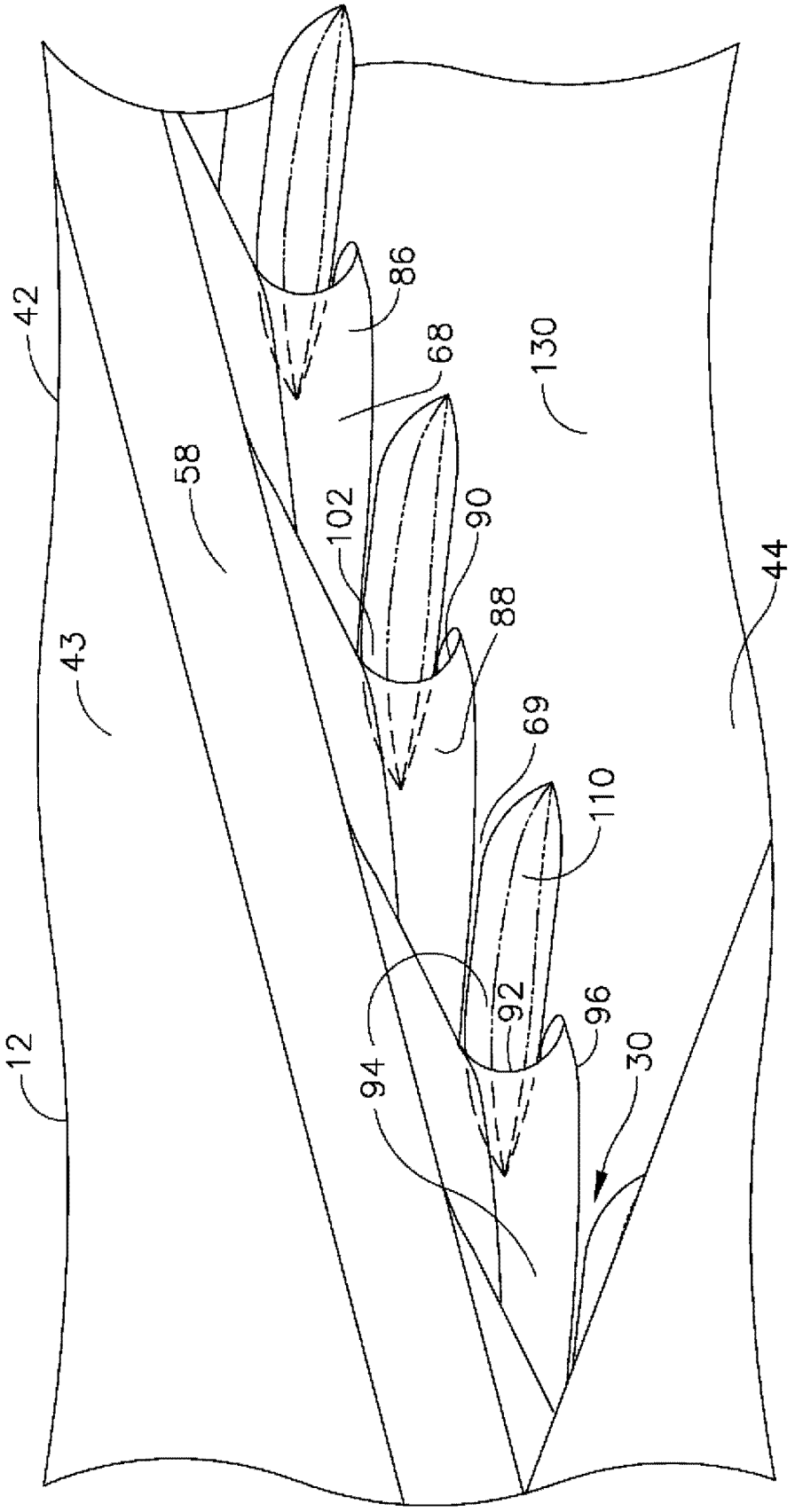


图 7

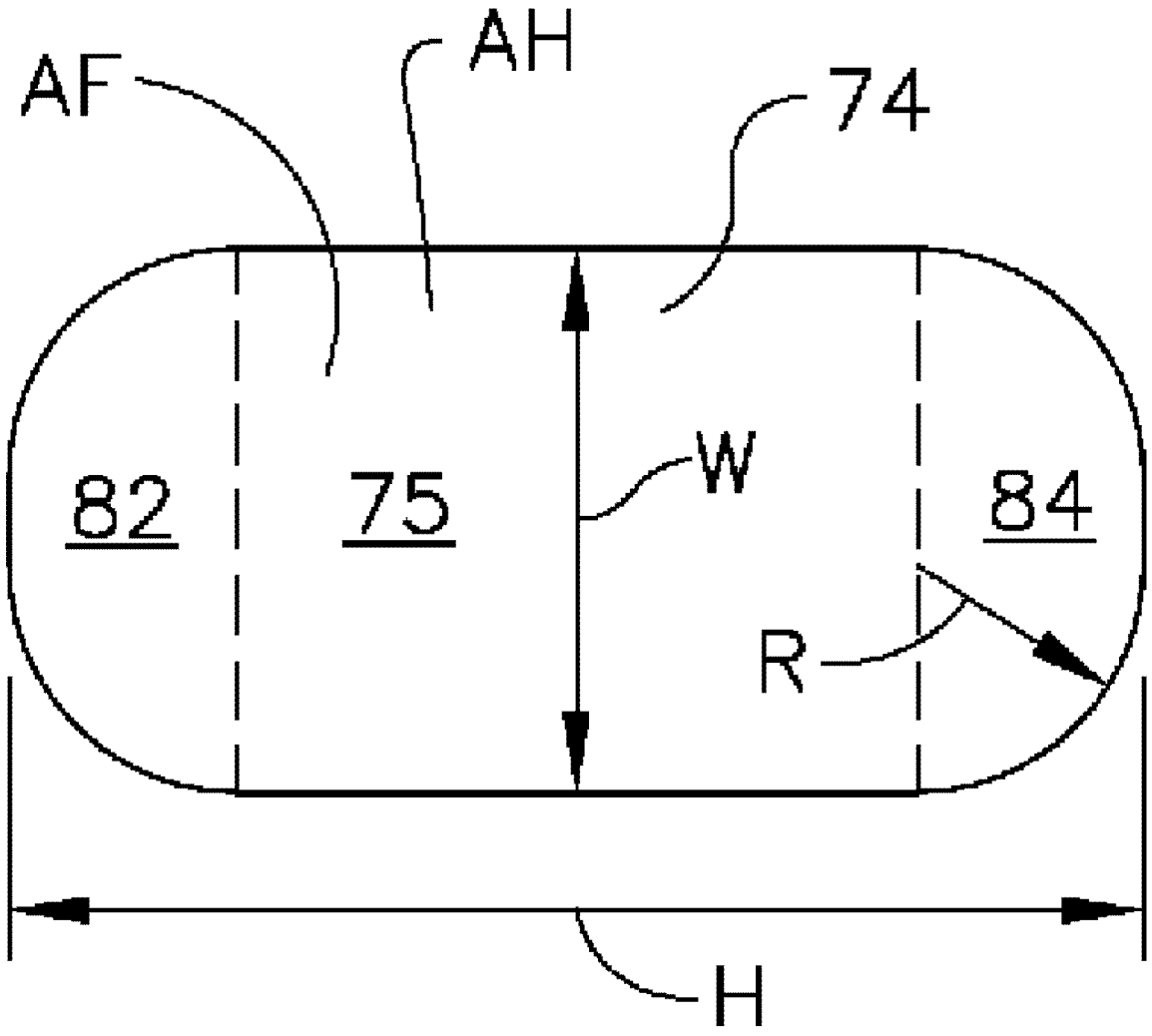


图 8

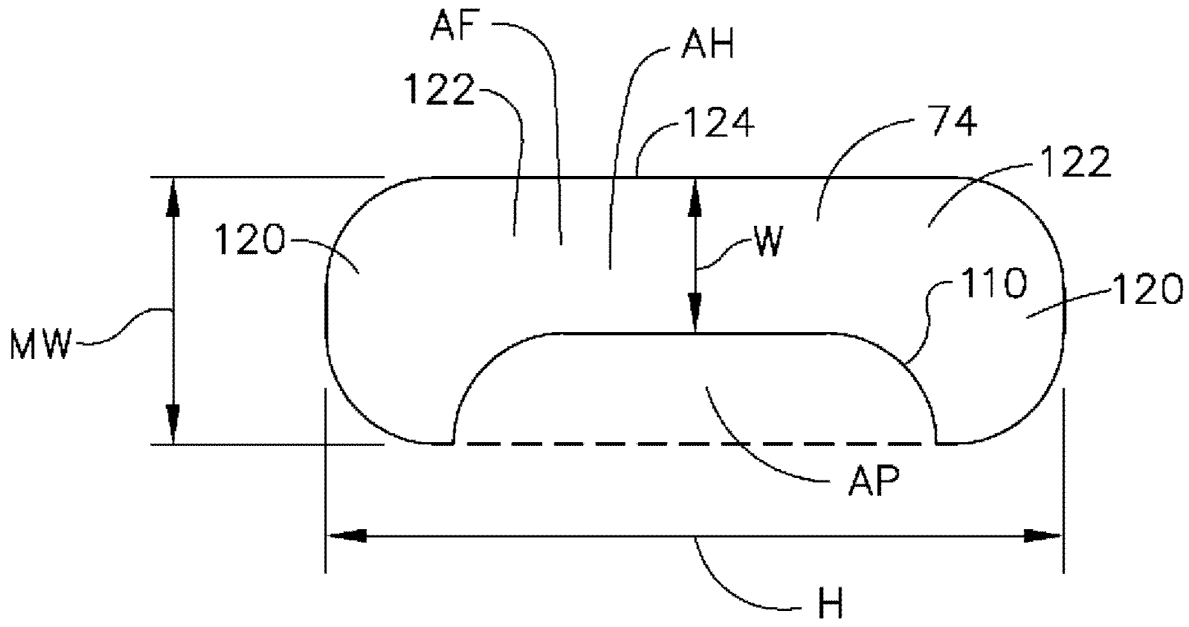


图 9

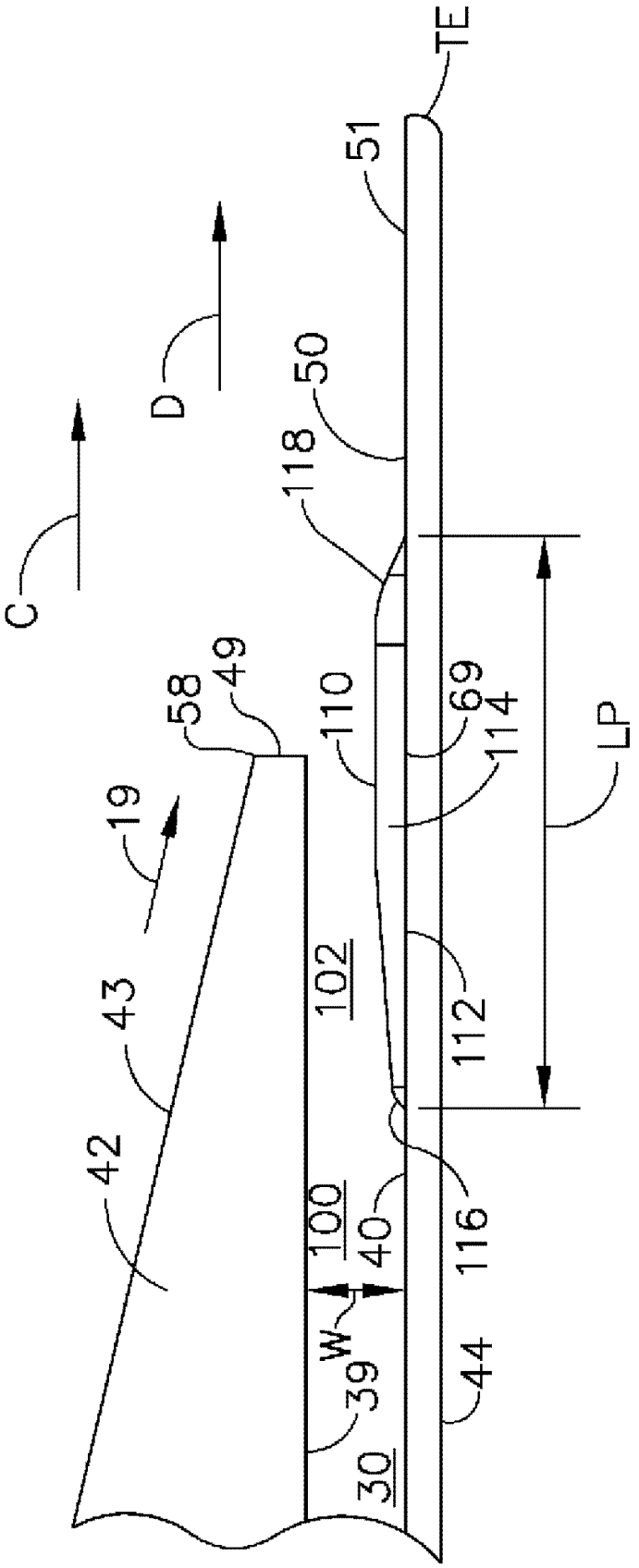

TE
51
D
50
118
C
58
49
110
69
114
LP
19
102
43
112
42
100
40
116
W
39
44
30

图 10