



(43)申请公布日 2017.07.21

权利要求书1页 说明书11页 附图10页

1. 一种陶瓷翼型件,其包括:

前缘(46);

后缘(48),其沿弦向方向定位在所述前缘(46)的下游;以及

一对侧壁,其包括沿宽度方向间隔开且沿弦向方向在所述前缘(46)与所述后缘(48)之间延伸的吸力侧壁(44)和压力侧壁(42),该对侧壁限定冷却腔(50)和在所述冷却腔(50)下游的多个内部冷却通路(52)以接收加压的冷却空气流,至少一个内部冷却通路(52)被限定为跨过具有设定扩散长度的扩散区段(58);

其中,所述至少一个内部冷却通路(52)包括在所述扩散区段(58)上游的进口(54),其具有设定进口区域截面,而且其中,流出孔口(60)包括设定中断区域截面,其具有相对于所述进口区域截面的中断比率,且其中,所述中断比率在大约1和大约3之间。

2. 根据权利要求1所述的陶瓷翼型件,其特征在于,所述吸力侧壁(44)从所述流出孔口(60)延伸至所述后缘(48)以限定槽道底面(66),且其中,所述翼型件还包括多个台肩(82),所述多个台肩(82)在所述内部冷却通路(52)的流出孔口(60)之间配置在所述槽道底面(66)上。

3. 根据权利要求1所述的陶瓷发动机翼型件,其特征在于,所述吸力侧壁(44)从所述流出孔口(60)延伸至所述后缘(48)以限定无台肩槽道底面(66)。

4. 根据权利要求1所述的陶瓷翼型件,其特征在于,所述压力侧壁(42)和所述吸力侧壁(44)包括陶瓷基质复合物。

5. 根据权利要求1所述的陶瓷翼型件,其特征在于,所述扩散区段(58)包括在大约3°和大约15°之间的恒定的扩展角度。

6. 根据权利要求1所述的陶瓷翼型件,其特征在于,所述陶瓷翼型件配置在燃气涡轮发动机(10)内。

7. 根据权利要求1所述的陶瓷翼型件,其特征在于,所述压力侧壁(42)包括在距离所述吸力侧壁(44)设定孔口宽度处的中断唇缘(80),以限定流出孔口(60),且至少一个内部冷却通路(52)限定在大约25和大约40之间的扩散长度与孔口宽度的扩散比率下。

8. 根据权利要求7所述的陶瓷翼型件,其特征在于,还包括计量长度与孔口宽度的计量长度比率,所述计量长度比率在大约1和大约3之间。

9. 一种陶瓷翼型件,其包括:

前缘(46);

后缘(48),其沿弦向方向定位在所述前缘(46)的下游;以及

一对侧壁,其包括沿宽度方向间隔开且沿弦向方向在所述前缘(46)与所述后缘(48)之间延伸的吸力侧壁(44)和压力侧壁,该对侧壁限定冷却腔(50)和在所述冷却腔(50)下游的多个内部冷却通路(52)以接收加压的冷却空气流,至少一个内部冷却通路(52)被限定为跨过具有设定扩散长度的扩散区段(58);

其中,所述压力侧壁(42)包括在距离所述吸力侧壁(44)设定孔口宽度处的具有设定唇缘宽度的中断唇缘(80),所述中断唇缘(80)具有唇缘宽度与孔口宽度的唇缘比率,所述唇缘比率在大约0和大约2之间。

10. 根据权利要求9所述的陶瓷翼型件,其特征在于,所述压力侧壁(42)和所述吸力侧壁(44)包括陶瓷基质复合物,且其中,预先确定的唇缘比率在大约0和大约0.5之间。

涡轮翼型件后缘冷却通路

技术领域

[0001] 本主题大体上涉及燃气涡轮发动机翼型件,且更具体而言,涉及通向翼型件的后缘的冷却通路。

背景技术

[0002] 在燃气涡轮发动机中,空气在压缩机中被加压并且在燃烧器中与燃料混合以用于产生热燃烧气体。热气体被导送穿过各种涡轮级,涡轮级从该热燃烧气体提取能量,以用于给压缩机供能且产生功。涡轮级通常包括静止金属涡轮喷嘴,静止金属涡轮喷嘴具有将热燃烧气体导送到对应的转子叶片排中的静叶排。随着时间变化,在燃烧过程中生成的热量可快速地磨损涡轮静叶和叶片,从而降低它们的有用寿命。该磨损在翼型件的薄的后缘处可特别显著。

[0003] 在一些发动机中,涡轮静叶和涡轮叶片二者具有可接收冷却空气的对应的中空翼型件。冷却空气可在被穿过翼型件后缘附近的一个或更多个槽道排出之前被引导穿过翼型件。通常,冷却空气是从燃烧过程转移的压缩机排放空气。虽然从燃烧过程转移空气有助于防止对涡轮翼型件的损伤,但这可减少对于燃烧而言可用的空气量,因此降低发动机的整体效率。

[0004] 后缘冷却槽道的空气动力和冷却性能可与冷却槽道和居间分隔件的具体构造相关。冷却槽道的流动面积调节穿过冷却槽道排放的冷却空气的流动,且冷却槽道的几何形状影响其冷却性能。例如,冷却槽道的发射或扩散角度可引起排放的冷却空气的非期望的流动分离,该流动分离将使排放空气的性能和冷却效力降级。这还可增大影响涡轮效率的损失。

[0005] 虽然出口台肩(land)的小尺寸和后缘冷却槽道的冷却性能、涡轮翼型件的薄后缘通常由于其在燃气涡轮发动机的不利环境中的高操作温度而限制这些翼型件的寿命。

[0006] 因此,期望提供具有改善的持久性和发动机性能的翼型件。还期望使用于后缘冷却的冷却流的量极小化且使燃气涡轮发动机的燃料效率极大化。

发明内容

[0007] 本发明的方面和优点将在下列描述中部分地阐述,或可根据描述而是明显的,或可通过本发明的实践而习得。

[0008] 按照本公开的一个实施例,提供一种陶瓷翼型件。陶瓷翼型件可包括前缘、后缘、和一对侧壁。后缘可在弦向方向上定位在前缘的下游。该对侧壁可包括在宽度方向上间隔开且在弦向方向上在前缘与后缘之间延伸的吸力侧壁和压力侧壁。该对侧壁还可限定冷却腔和在冷却腔下游的多个内部冷却通路以接收加压的冷却空气流。内部冷却通路可被限定为跨过具有设定扩散长度的扩散区段。压力侧壁还可包括在距离吸力侧壁设定孔口宽度处的中断唇缘,以限定流出孔口。内部冷却通路可包括在扩散区段上游的进口,该进口具有设定进口区域截面,而且其中,流出孔口包括设定中断区域截面,该中断区域截面具有相对于

该进口区域截面的在大约1和大约3之间的中断比率。

[0009] 按照本公开的另一个实施例,提供一种陶瓷翼型件。陶瓷翼型件可包括前缘、后缘、和一对侧壁。后缘可在弦向方向上定位在前缘的下游。该对侧壁可包括在宽度方向上间隔开且在弦向方向上在前缘与后缘之间延伸的吸力侧壁和压力侧壁。该对侧壁还可限定冷却腔和在冷却腔下游的多个内部冷却通路以接收加压的冷却空气流。内部冷却通路可被限定为跨过在恒定扩散宽度和扩展角度下的扩散区段。扩展角度可在大约3°和大约15°之间。压力侧壁还可包括在距离吸力侧壁设定孔口宽度处的中断唇缘,以限定流出孔口。

[0010] 按照本公开的又一个实施例,提供一种陶瓷翼型件。陶瓷翼型件可包括前缘、后缘、和一对侧壁。后缘可在弦向方向上定位在前缘的下游。该对侧壁可包括在宽度方向上间隔开且在弦向方向上在前缘与后缘之间延伸的吸力侧壁和压力侧壁。该对侧壁还可限定冷却腔和在冷却腔下游的多个内部冷却通路以接收加压的冷却空气流。内部冷却通路可被限定为跨过具有设定扩散长度的扩散区段。压力侧壁还可包括在距离吸力侧壁设定孔口宽度处的具有设定唇缘宽度的中断唇缘。中断唇缘可包括唇缘宽度与孔口宽度的预先确定的唇缘比率。该预先确定的唇缘比率可在大约0和大约2之间。

[0011] 实施方案1. 一种陶瓷翼型件,其包括:

前缘;

后缘,其在弦向方向上定位在所述前缘的下游;和

一对侧壁,其包括在宽度方向上间隔开且在弦向方向上在所述前缘与所述后缘之间延伸的吸力侧壁和压力侧壁,该对侧壁限定冷却腔和在所述冷却腔下游的多个内部冷却通路以接收加压的冷却空气流,至少一个内部冷却通路被限定为跨过具有设定扩散长度的扩散区段;

其中,所述内部冷却通路包括在所述扩散区段上游的进口,所述进口具有设定进口区域截面,而且其中,所述压力侧壁包括中断唇缘,所述中断唇缘在距离所述吸力侧壁设定孔口宽度处以限定流出孔口,所述流出孔口包括设定中断区域截面,所述中断区域截面具有相对于所述进口区域截面的中断比率,且其中,所述中断比率为大约1和大约3之间。

[0012] 实施方案2. 根据实施方案1所述的陶瓷翼型件,其特征在于,所述内部冷却通路限定在大约25和大约40之间的扩散长度与孔口宽度的扩散比率。

[0013] 实施方案3. 根据实施方案1所述的陶瓷翼型件,其特征在于,所述吸力侧壁从所述流出孔口延伸至所述后缘以限定中断底面,且其中,所述翼型件还包括多个台肩,所述多个台肩在所述多个内部冷却通路的流出孔口之间配置在所述中断底面上。

[0014] 实施方案4. 根据实施方案1所述的陶瓷发动机翼型件,其特征在于,所述吸力侧壁从所述流出孔口延伸至所述后缘以限定无台肩槽道底面。

[0015] 实施方案5. 根据实施方案1所述的陶瓷翼型件,其特征在于,所述压力侧壁和所述吸力侧壁包括陶瓷基质复合物。

[0016] 实施方案6. 根据实施方案1所述的陶瓷翼型件,其特征在于,所述扩散区段包括在大约3°和大约15°之间的恒定的扩展角度。

[0017] 实施方案7. 根据实施方案2所述的陶瓷翼型件,其特征在于,所述中断唇缘包括设定的宽度,所述设定的宽度具有相对于所述设定孔口宽度的唇缘比率,所述唇缘比率在大约0和大约2之间。

[0018] 实施方案8. 根据实施方案1所述的陶瓷翼型件,其特征在于,所述陶瓷翼型件配置在燃气涡轮发动机内。

[0019] 实施方案9. 根据实施方案2所述的陶瓷翼型件,其特征在于,所述内部冷却通路包括计量区段(metering section),所述计量区段具有恒定的高度且在所述冷却腔与所述扩散区段之间延伸以限定预定计量长度,且其中,所述翼型件还包括计量长度与孔口宽度的计量长度比率,所述计量长度比率在大约1和大约3之间。

[0020] 实施方案10. 根据实施方案2所述的陶瓷翼型件,其特征在于,所述扩散比率在大约25与大约35之间。

[0021] 实施方案11. 一种陶瓷翼型件,其包括:

前缘;

后缘,其在弦向方向上定位在所述前缘的下游;和

一对侧壁,其包括在宽度方向上间隔开且在弦向方向上在所述前缘与所述后缘之间延伸的吸力侧壁和压力侧壁,该对侧壁限定冷却腔和在所述冷却腔下游的多个内部冷却通路以接收加压的冷却空气流,至少一个内部冷却通路被限定为跨过恒定扩散宽度和扩展角度下的扩散区段,所述扩展角度在大约3°和大约15°之间;

其中,所述压力侧壁包括在距离所述吸力侧壁设定孔口宽度处的中断唇缘,以限定流出孔口。

[0022] 实施方案12. 根据实施方案11所述的陶瓷翼型件,其特征在于,所述恒定的扩展角度在大约3°和大约5°之间。

[0023] 实施方案13. 根据实施方案11所述的陶瓷翼型件,其特征在于,所述恒定的扩展角度在大约11°和大约15°之间。

[0024] 实施方案14. 根据实施方案11所述的陶瓷翼型件,其特征在于,所述吸力侧壁从所述流出孔口延伸至所述后缘以限定槽道底面,且其中,所述翼型件还包括多个台肩,所述多个台肩在所述多个内部冷却通路的流出孔口之间配置在所述槽道底面上。

[0025] 实施方案15. 根据实施方案11所述的燃气涡轮发动机,其特征在于,所述吸力侧壁从所述流出孔口延伸至所述后缘以限定无台肩槽道底面。

[0026] 实施方案16. 根据实施方案11所述的陶瓷翼型件,其特征在于,所述压力侧壁和所述吸力侧壁包括陶瓷基质复合物。

[0027] 实施方案17. 根据实施方案11所述的陶瓷翼型件,其特征在于,所述中断唇缘包括设定宽度,所述设定宽度具有相对于所述设定孔口宽度的唇缘比率,所述唇缘比率在大约0和大约2之间。

[0028] 实施方案18. 根据实施方案11所述的陶瓷翼型件,其特征在于,所述内部冷却通路包括计量区段,所述计量区段具有恒定的高度且在所述冷却腔与所述扩散区段之间延伸以限定设定计量长度,且其中,所述翼型件还包括计量长度与孔口宽度的计量长度比率,所述计量长度比率在大约1和大约3之间。

[0029] 实施方案19. 一种陶瓷翼型件,其包括:

前缘;

后缘,其在弦向方向上定位在所述前缘的下游;和

一对侧壁,其包括在宽度方向上间隔开且在弦向方向上在所述前缘与所述后缘之间延

伸的吸力侧壁和压力侧壁,该对侧壁限定冷却腔和在所述冷却腔下游的多个内部冷却通路以接收加压的冷却空气流,所述内部冷却通路被限定为跨过具有设定扩散长度的扩散区段;

其中,所述压力侧壁包括在距离所述吸力侧壁设定孔口宽度处的具有设定唇缘宽度的中断唇缘,所述中断唇缘具有唇缘宽度与孔口宽度的唇缘比率,所述唇缘比率在大约0和大约2之间。

[0030] 实施方案20. 根据实施方案19所述的陶瓷翼型件,其特征在于,所述压力侧壁和所述吸力侧壁包括陶瓷基质复合物,且其中,预先确定的唇缘比率在大约0和大约0.5之间。

[0031] 通过参照下列描述和所附权利要求,本发明的这些和其他特征、方面和优点将变得更好理解。并入本说明书中并组成其一部分的附图例示了本发明的实施例,并与该描述一起来解释本发明的原理。

附图说明

[0032] 本发明的针对本领域技术人员的完整和能够实现的公开,包括其最佳实施方式,在参照附图作出的说明书中得到阐述,在附图中:

图1提供了根据本公开的示例性燃气涡轮发动机实施例的示意图;

图2提供了根据本公开的涡轮静叶和转子叶片翼型件的示例性实施例的截面图;

图3提供了根据本公开的示例性翼型件实施例的放大图;

图4提供了在图3中例示的内部冷却通路的示例性实施例的截面图;

图5提供了穿过图4中的5-5截取的一个内部冷却通路的截面示意图;

图6提供了在图3中例示的内部冷却通路的上游透视图;

图7提供了根据本公开的另一示例性翼型件实施例的放大图;

图8提供了在图7中例示的内部冷却通路的示例性实施例的截面图;

图9提供了穿过图8中的9-9截取的一个内部冷却通路的截面示意图;以及

图10提供了在图9中例示的内部冷却通路的上游透视图。

[0033] 零件列表

10 发动机

12 风扇区段

14 压缩机

16 燃烧级

18 HP涡轮级

19 热燃烧气体

20 LP涡轮级

22 排出级

24 涡轮静叶

26 HP涡轮叶片

28 翼型件

30 平台

32 轴向入口燕尾件

- 34 支撑转子盘
- 36 翼型件基部
- 38 翼形件末梢
- 40 加压的空气
- 42 压力侧壁
- 44 吸力侧壁
- 46 前缘
- 48 后缘
- 50 冷却腔
- 51 冷却剂流
- 52 冷却通路
- 54 进口
- 56 计量区段
- 58 扩散区段
- 60 流出孔口
- 62 中断
- 64 冷却槽道
- 66 槽道底面
- 68 轴向分隔件
- 70 上通路表面
- 72 下通路表面
- 74 内部压力表面
- 76 内部吸力表面
- 78 外部压力表面
- 80 中断唇缘
- 82 台肩
- 86 分隔壁
- 88 尾锥
- A 中央发动机轴线
- S 翼展/展向方向
- D 下游方向
- W 宽度/宽度方向
- W_P (冷却通路) 宽度
- W_L (中断唇缘) 宽度
- W_M (计量区段) 宽度
- W_D (扩散区段) 宽度
- W_I 宽度(进口)
- W_B (中断区域/流出孔口) 宽度
- C 弦向方向

H 高度
H_M (计量区段的) 高度
H_I (进口的) 高度
H_B (中断区域的) 高度
H_U (发散的口部) 高度
L 长度
L₀ (冷却通路整体) 长度
L_M (计量区段) 长度
L_D (扩散区段) 长度
L_S (冷却槽道) 长度
θ₁ (扩散区段) 的扩展角度
θ₂ 台肩角度
R₁ (计量) 比率
R₂ (扩散) 比率
R₃ (唇缘) 比率
R₄ (中断) 比率。

具体实施方式

[0034] 现在将详细地参照本发明的现有实施例,其一个或更多个实例在附图中例示出。详细的描述使用数字和字母标号来指示图中的特征。图和描述中的相似或类似的标号用于指示本发明的相似或类似的部分。尽管可参照在对应附图中示出的一个或更多个维度、比率、或几何形状,但应理解的是,附图仅意图用于例示目的,且可以不根据比例尺绘制。

[0035] 如在本文中所使用的,用语“第一”、“第二”和“第三”可以可互换地使用,以将一个构件与另一个构件区分,且不意图表示单独的构件的位置或重要性。用语“上游”和“下游”指相对于流体路径中流体流的相对流动方向。例如,“上游”指流体流自的流动方向,且“下游”指流体流至的流动方向。

[0036] 用语“至少一个”、“一个或更多个”、以及“和/或”是在操作中既是结合的也是分离的开放式表达。例如,表达“A、B和C中的至少一者”、“A、B或C中的至少一者”、“A、B和C中的一个或更多个”、“A、B、或C中的一个或更多个”和“A、B、和/或C”中的每一个意思是A单独、B单独、C单独、A和B一起、A和C一起、B和C一起、或A、B和C一起。当在本文中使用时,“基本上”、“大约”、和“大体上”都是相对用语,其指示如可在常规制造容限内合理地实现的那样接近期望值。

[0037] 现在参考附图,图1是在本文中称为“涡轮风扇10”的示例性高旁通涡轮风扇类型发动机10的示意截面视图,其可并入本公开的各种实施例。另外,尽管示出了示例性涡轮风扇实施例,但预期的是本公开可同样地能够适用于其他涡轮供能的发动机,诸如开放转子、涡轮轴、或涡轮螺旋桨构造。

[0038] 如图所示,图1的示例性涡轮风扇10沿中央或中心线发动机轴线A延伸且包括风扇系统12、压缩机14、燃烧级16、高压涡轮级18、低压涡轮级20、和排出级22。在操作中,空气流过风扇系统12且被供应至压缩机14。压缩的空气从压缩机14输送至燃烧级16,在此其与燃

料混合且点燃以产生燃烧气体。燃烧气体从燃烧级16流过涡轮级18、20且经由排出口22离开燃气涡轮发动机10。在其他实施例中,燃气涡轮发动机10可包括以任何适当的方式布置的任何适当数量的风扇系统、压缩机系统、燃烧系统、涡轮系统、和/或排出系统。

[0039] 在图2中例示的是围绕中央发动机轴线A外接的且定位在燃烧级16与低压涡轮级20(见图1)之间的示例性燃气涡轮发动机高压涡轮级18。高压涡轮级18包括涡轮喷嘴,涡轮喷嘴具有周向涡轮静叶24的排,各静叶形成为翼型件28。在操作期间,热燃烧气体19从燃烧级16且穿过静叶24的排来排放。本文中例示的高压涡轮18的示例性实施例包括至少一排周向地间隔开的高压涡轮叶片26。涡轮叶片26中的每一个包括固定于平台30的翼型件28和用于将涡轮叶片26安装在支撑转子盘34的周边上的轴向入口燕尾件32。

[0040] 参照图3,例示了涡轮叶片26的示例性翼型件28实施例。尽管图3的所例示的翼型件28示为涡轮叶片26,但应理解的是,翼型件28的论述可同样地适用于另一燃气涡轮发动机翼型件实施例,例如,涡轮静叶24(见图2)。如图所示,叶片26沿翼展S从叶片平台30上的翼型件基部36径向地向外延伸到翼型件末梢38。在操作期间,热燃烧气体19在发动机10中生成且沿下游方向D流动越过涡轮翼型件28,涡轮翼型件28从热燃烧气体19提取能量,以用于使支撑叶片26的盘旋转,来用于给压缩机14(见图1)供能。加压的空气40的一部分被适当地冷却且引导至叶片26以在操作期间用于其冷却。

[0041] 一般来说,翼型件28具有沿宽度方向W间隔开的相反地配置的一对侧壁42、44。该对侧壁42、44包括沿翼展S从翼型件基部36到翼型件末梢38纵向地或径向地向外地延伸的大体上凸出的压力侧壁42和大体上凹入的吸力侧壁44。侧壁42、44还沿弦向方向C在前缘46与下游后缘48之间轴向地延伸。翼型件28是基本上中空的,其中压力侧壁42和吸力侧壁44限定在其中的内部冷却腔或回路50,以用于在操作期间使加压的冷却空气或冷却剂流51流通。在一些示例性实施例中,加压的冷却空气或冷却剂流51来自加压的空气40的从压缩机14(见图1)转移到涡轮叶片26的部分。

[0042] 翼型件28在会聚到相对薄或尖的翼型件后缘48之前在宽度W方面或宽度方向地从翼型件前缘46增长到其后方的最大宽度。内部通路回路50的大小因而随着翼型件28的宽度W变化,且在后缘48的正前方相对薄,在此两个侧壁42、44连结在一起且形成翼型件28的薄后缘48部分。一个或更多个翼展方向地延伸的冷却通路52设在翼型件28的后缘48处或附近且有助于翼型件冷却。

[0043] 在某些实施例中,翼型件28的一个或更多个部分可由相对低热膨胀系数材料形成,包括但不限于陶瓷材料和/或另一基底材料上的涂层。在一些实施例中,陶瓷材料是基质复合物(CMC)。例如,在示例实施例中,吸力侧壁44和压力侧壁42各自由CMC形成以限定内部冷却通路52。有利地,这可提高发动机内的可能的操作温度,且允许实现更高的发动机效率。此外,在一些实施例中,可实现有利的几何形状而不使翼型件不适合用于在燃气涡轮发动机的高温区中使用。

[0044] 转到图4到6的示例性实施例,多个内部冷却通路52被提供且限定在压力侧壁42与吸力侧壁44之间,与冷却腔50流体地连通,以朝下游后缘48引导加压的冷却空气流。如图所示,该多个冷却通路52形成为一排分立的部件,该排分立的部件弦向地延伸且翼展方向地间隔开,以限定高度分量H(例如,最大高度)和宽度分量W(例如,最大宽度)。各冷却通路52由对应的轴向分隔件68沿翼展S径向地分开,轴向分隔件68沿弦向方向C朝后缘48延伸。

[0045] 如图4中例示的,各冷却通路沿弦向方向C从冷却腔50朝后缘48延伸。此外,各内部冷却通路52以向下游串联冷却流动的关系包括进口54、计量区段56、和通到流出孔口60中的翼展方向地发散的扩散区段58。

[0046] 大体上,进口54与冷却通路50连通,以接收冷却流51(见图3)。尽管在本文中例示了直的进口54,但备选实施例可包括另一适合的会聚或非会聚的几何形状(例如,恒定会聚角度口部或具有可变会聚角度的尾锥)。在进口58处接收的冷却空气在穿过扩散区段58扩展之前被限制穿过计量区段56。

[0047] 在经过扩散区段58之后,流出孔口60跨过冷却槽道64朝后缘48引导空气。如图所示,槽道64具有朝后缘48延伸的槽道底面66。大体上,冷却槽道64在发散区段58下游的流出孔口60的中断62处开始。可选地,冷却槽道64可包括槽道底面66,槽道底面66敞开且暴露于经过高压涡轮(也见图5)的热燃烧气体。

[0048] 一种或更多种高度H(例如,最大高度)的冷却通路52在翼展方向S上限定在上通路表面70和下通路表面72之间。上通路表面70和下通路表面72中的各个形成在相邻的分隔件68上。分隔件68还可以用于在弦向方向C上限定总通路长度 L_0 。如图所示,总通路长度 L_0 可限定在进口54与中断62之间。结果,计量区段56、扩散区段58、和冷却槽道64分别具有向下游延伸的长度 L_M 、 L_D 、和 L_S 。例如,长度 L_0 、 L_M 、 L_D 、和 L_S 可各自为弦向方向C上的最大长度。

[0049] 在一些实施例中,计量区段形成在进口54和扩散区段58之间以具有恒定的高度 H_M 。此外,计量区段56可沿弦向方向C限定在两个基本上平行的节段之间。换言之,上通路表面70和下通路表面72将沿计量长度 L_M 大体上平行。在操作实施例中,计量区段56将限定空气可流过的恒定的截面面积,例如, $H_M \times W_M$ (见图4和5)。

[0050] 一般来说,扩散区段58可具有恒定的扩散或扩展角度 θ_1 ,该恒定的扩散或扩展角度 θ_1 构造成使流过冷却通路52的空气扩散。如图所示,扩展角度 θ_1 是沿着上通路表面70和下通路表面72在计量区段56与流出孔口60之间限定的。结果,在一些实施例中,冷却通路52的高度H将大体上沿着弦向方向C在计量区段56与流出孔口60之间(即,沿着扩散长度 L_D)增大。

[0051] 可选地,扩展角度 θ_1 可相对于基本上平行于中心发动机轴线A(见图2)的弦向方向C限定。在一些实施例中,扩展角度 θ_1 可对于各冷却通路52基本上相同。扩展角度 θ_1 的某些实施例限定为大约 3° 和大约 15° 之间的角度。扩展角度 θ_1 的另外的实施例限定为小于 5° ,在大约 3° 和大约 5° 之间的角度。扩展角度 θ_1 的其他实施例限定为大于 11° 的角度。有利地,所描述的角度几何形状可允许附接的且稳定的冷却剂流并且/或者降低穿过冷却通路52的流动失速的可能性。此外,可以以可使翼型件适合用于在燃气涡轮发动机中使用的方式提供它们,而不会不利地影响翼型件后缘的结构整体性或持久性。

[0052] 转到图5,各冷却通路52在宽度方向上限定一个或更多个宽度W(例如,最大宽度)。例如,计量区段56和扩散区段58(见图4)可各自包括在压力和吸力侧壁42、44的内部表面74、76之间的宽度分量(分别是 W_M 和 W_D)。在一些实施例中,设定通路宽度 W_P 限定为内部压力表面74与内部吸力表面76之间的恒定值。在此种实施例中,计量区段宽度 W_M 将等于扩散区段宽度 W_D 。

[0053] 虽然冷却通路52可形成为各种适合的尺寸,但冷却通路52的某些实施例形成为在通路内维持一个或更多个预定的比率。在一些实施例中,这包括在设定计量长度 L_M 与跨过

冷却通路52的恒定通路宽度 W_P 之间的计量长度比率 R_1 ,即, $R_1 = L_M/W_P$ 。大体上,计量长度比率在大约2和大约3之间。

[0054] 参照图4和5,且在另外或备选的实施例中,冷却通路52可形成为包括在扩散区段58的扩散长度 L_D 与跨过冷却通路52的恒定宽度 W_P 之间的扩散比率 R_2 ,即, $R_2 = L_D/W_P$ 。具体而言,扩散比率可预先确定为形成在大约4和大约40之间的比率。在一些实施例中,扩散比率大于25,在大约25和大约40之间。在选择实施例中,扩散比率在大约25与大约35之间。在另外的实施例中,扩散比率为大约32。有利地,这些比率 R_1 、 R_2 可降低流动失速的可能性且计量冷却剂流51,而不会不利地引起可在现有翼型件中发生的翼型件磨损。

[0055] 在中断62处,压力侧壁42限定中断唇缘80,中断唇缘80在宽度方向 W 上在外部压力表面78与内部压力表面74之间延伸。结果,中断唇缘80包括宽度 W_L ,该宽度 W_L 界定流出孔口60至少一侧。中断唇缘80和内部吸力表面76与上和下通路表面70、72一起限定流出孔口60。结果,流出孔口60可包括在内部吸力表面76与唇缘80之间延伸的孔口宽度 W_B 。如上所述,冷却通路宽度 W_P 可基本上恒定。在此种实施例中,孔口宽度 W_B 将设定为等于通路宽度 W_P 。换言之,孔口宽度 W_B 可与通路宽度 W_P 相同。

[0056] 另一预定比率可在流出孔口60处形成在中断唇缘80与冷却通路52的宽度 W_B 之间。可选实施例包括中断唇缘宽度 W_L 和冷却通路宽度 W_P 的预先确定的唇缘 R_3 比率,即, $R_3 = W_L/W_B$ 。具体而言,在一些实施例中,预先确定的唇缘比率小于2,在大约0和大约2之间。在另外的实施例中,预先确定的唇缘比率小于1,在大约0.5和大约1.0之间。在其他另外的实施例中,预先确定的唇缘比率小于0.5,在大约0和大约0.5之间。前述唇缘比率可有助于有利的膜冷却,而不会使翼型件28不稳定且不适合用于高温操作。

[0057] 如在上面提到的,且参照图4至6示出的,冷却通路52的一些实施例具有在冷却腔50和流出孔口60之间(即,沿着总通路长度 L_O)的固定或恒定的宽度 W_P 。在此种实施例中,扩散区段58的宽度 W_D 和计量区段56的宽度 W_M 都是恒定且相等的。此外,进口54限定进口截面区域,即,进口区域截面,该进口截面区域具有穿过计量长度 L_M 作为恒定的截面区域延伸的设定的进口宽度 W_I 和进口高度 H_I 。换言之,在一些实施例中,进口宽度 W_I 等于计量宽度 W_M ,而进口高度 H_I 等于计量高度 H_M 。

[0058] 如图所示,在一些实施例中,内部压力表面74和内部吸力表面76各自在整个计量和扩散长度 L_M 、 L_D 内平行。在一些实施例中,内部压力表面74在冷却通路52的整个计量和扩散区段56、58和它们对应的计量和扩散长度 L_M 、 L_D 内是平坦或平面的。类似地,在另外或备选的实施例中,内部吸力表面76在整个计量和扩散区段56、58和它们对应的计量和扩散长度 L_M 、 L_D 内是平坦或平面的。此外,各冷却通路52可基本上没有障碍物或支路。结果,各冷却通路52可形成从冷却腔50到流出孔口60的单个无障碍通路。另外,各冷却槽道64可基本上没有对去往后缘48的空气流的障碍物。

[0059] 在图4到6的例示实施例中,槽道底面66与冷却通路52中的内部吸力表面76共平面。可选地,内部吸力表面76与槽道底面之间的过渡可基本上是平滑的,没有任何阶梯或间断。在另外或备选实施例中,进口54、计量区段56、和扩散区段58在如图5中例示的内部冷却通路52的实施例中具有相同的通路宽度 W_P (即,具有相等恒定的宽度)。

[0060] 如图6中例示的,流出孔口60包括在宽度方向 W 和翼展方向 S 上限定的中断区域截面。中断区域截面的孔口宽度 W_B 或宽度在流出孔口60处在中断唇缘80与内部吸力表面76之

间延伸。在翼展方向S上的流出孔口的高度(或中断高度) H_b 在流出孔口60处在上和下通路表面70、72之间延伸。

[0061] 参照图4至6,在某些实施例中,预先确定的中断比率 R_4 可形成在中断面积与进口面积之间,即, $R_4 = (W_b * H_b) / (W_i * H_i)$ 。可选地,中断比率可构造成增强穿过内部冷却通路52的冷却剂流51(见图3)的空气动力特性(例如,防止失速),同时限制在流出孔口60处排出的空气。例如,一些实施例包括在大约1和大约3之间的中断比率,以有利地使冷却剂流51扩展。在另外的实施例中,中断比率为小于2.5。例如,某些实施例的中断比率在大约1和大约2之间。在另外其他实施例中,中断比率在大约0.5与大约1之间。

[0062] 如图4至6所示,翼型件28的一些实施例包括多个台肩82,该多个台肩82在相邻的冷却槽道64之间翼展方向地配置且延伸跨过冷却槽道长度 L_s 。台肩82可与吸力侧壁44和/或分隔件68一体地形成,以在弦向方向C上延伸。此外或备选地,台肩可与压力侧壁42一体地形成。大体上,台肩82可与外部压力表面78共平面或齐平地延伸跨过槽道底面66。

[0063] 如图4所示,台肩82的某些实施例包括相对于弦向方向C且平行于中心发动机轴线A的一个或更多个台肩角度 θ_2 。台肩角度 θ_2 可基本上等于或不同于扩散区段58的扩展角度 θ_1 。具体而言,台肩角度可在大约 0° 和大约 15° 之间。在至少一个实施例中,台肩角度小于大约 5° 。在另一实施例中,台肩角度为大约 0° (即,各台肩82沿弦向方向C基本上平行于其他台肩82)。在又一个实施例中,台肩角度为大约 12° 。

[0064] 如图5所示,各台肩82可成锥形以在其从中断62朝后缘48延伸时在宽度方面减小。在某些实施例中,台肩82形成为沿从与中断62基本上齐平的点到在后缘48处或附近与槽道底面66基本上齐平的点沿恒定的角度成锥形。有利地,台肩82可跨过冷却槽道64引导空气流,从而改善冷却空气流的空气动力效率。

[0065] 转到图7到10,例示了翼型件的另一组示例性实施例。应理解的是,图7到10的示例性实施例与图3到6的示例性实施例很大程度上相同,除了另外指出的之外。例如,图7到10的实施例包括在形式和几何形状方面基本上类似于在上面描述的进口54、计量区段、和扩散区段58的进口54、计量区段56、和扩散区段58。

[0066] 然而,图7到10的实施例不包括参照图3到6论述的任何台肩结构。作为代替,图7到10的翼型件28提供无台肩冷却槽道64,其中,吸力侧壁44从流出孔口60延伸至后缘48以限定无台肩槽道底面66。如图所示,无障碍槽道底面66形成跨过多个冷却通路52的共用冷却槽道64。槽道底面66可保持与内部吸力表面76齐平,而轴向分隔件68可沿冷却通路52在弦向方向C上延伸,直到到达中断62。在一些实施例中,分隔件68的后端可形成分隔壁86,分隔壁86沿翼展方向S与各中断62基本上齐平。有利地,所描述的可无台肩构造可允许跨过槽道底面66的更大的空气流,从而增加热消散。此外,所描述的可无台肩实施例可提供此种优点,而不会产生不稳定的空气动力损失。

[0067] 如图8所示,分隔件68的后端可形成分隔壁86。在某些无台肩实施例中,扫掠尾锥88可作为分隔件68的后端的一部分而被包括在扩散区段58和流出孔口60之间。可选地,尾锥88可包括上通路表面70和/或下通路表面72的弯曲部分。结果,发散的扫掠尾锥88可包括口部高度 H_u ,该口部高度 H_u 在扩散区段58与中断62之间非线性地增大。尾锥88可构造成减少由于在流出孔口60处的流动分离尾流导致的空气动力损失。扫掠尾锥88还可构造成有利于在扩散区段58的下游端处经过中断62的流动散布。在备选实施例中,扩散区段58在弦向方

向C上维持恒定的角度 θ_1 ,直到达到流出孔口60和/或中断62。

[0068] 本书面说明使用示例以公开本发明(包括最佳实施方式),并且还使任何本领域技术人员能够实践本发明,包括制造和使用任何设备或系统并且实行任何合并的方法。本发明的可取得专利的范围由权利要求限定,并且可包含本领域人员想到的其他示例。如果这种其他示例具有不与权利要求的文字语言不同的结构元件,或如果它们包括与权利要求的文字语言无显著差别的等同结构元件,则它们意图在权利要求的范围内。

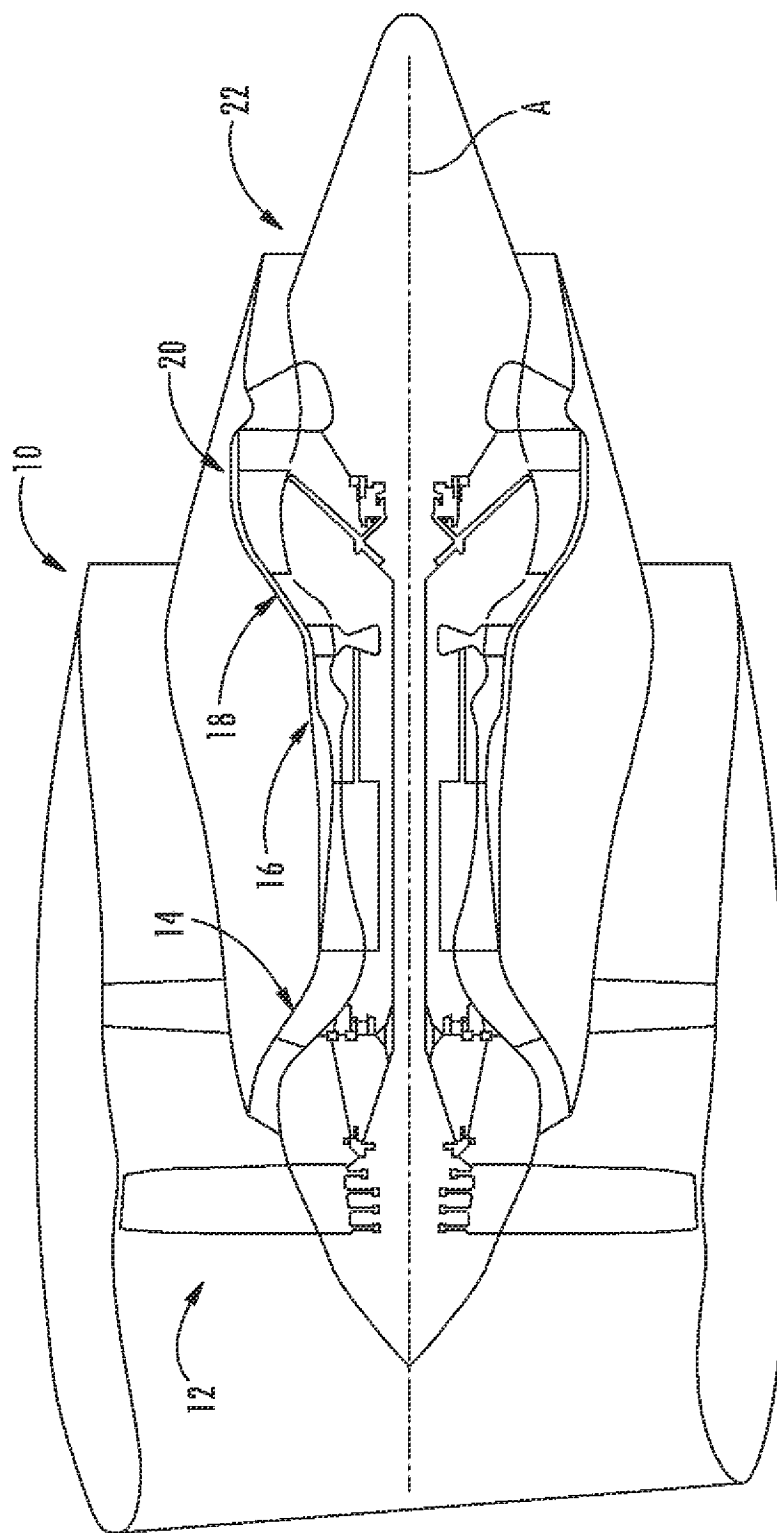


图 1

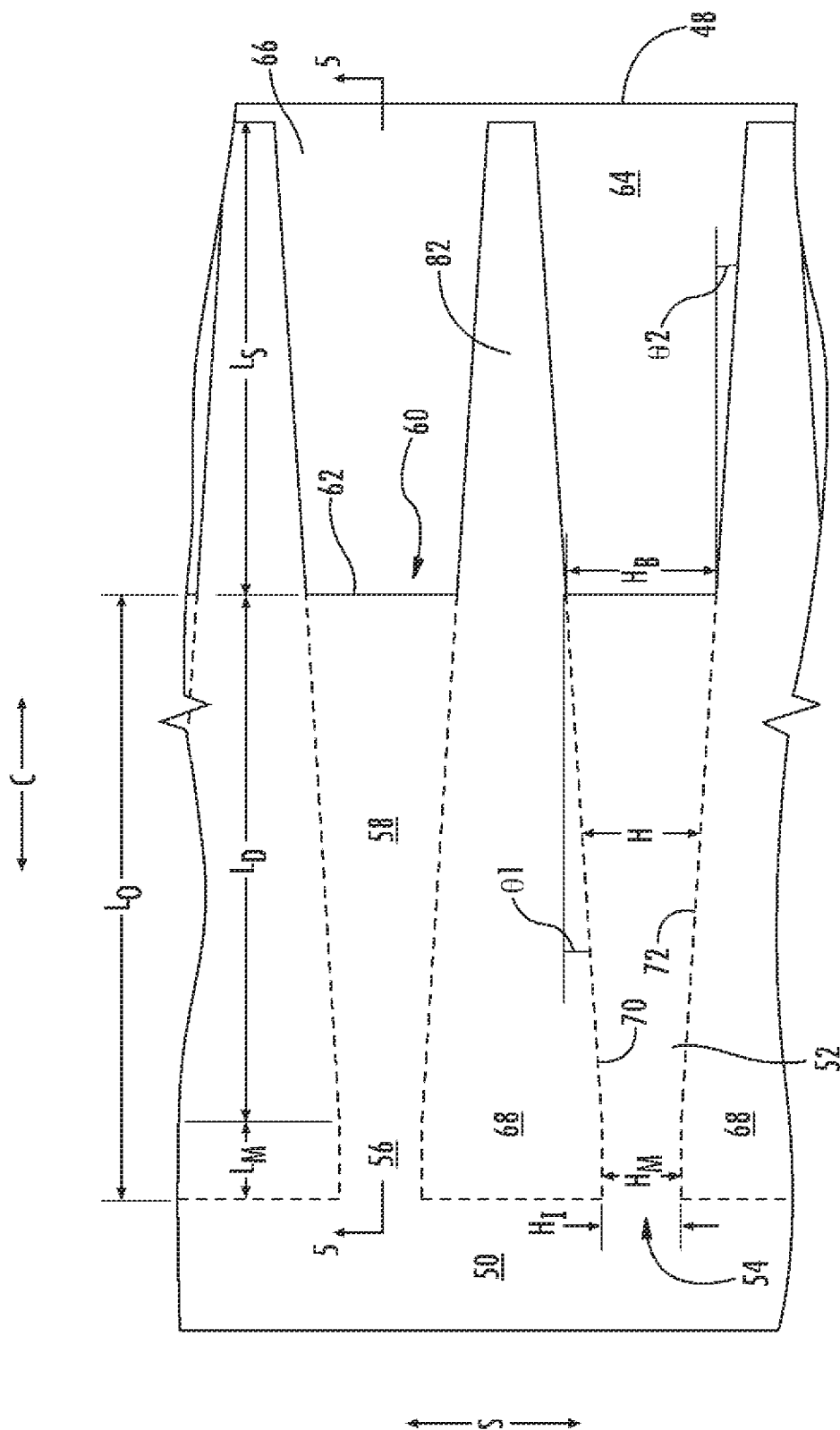


图 4

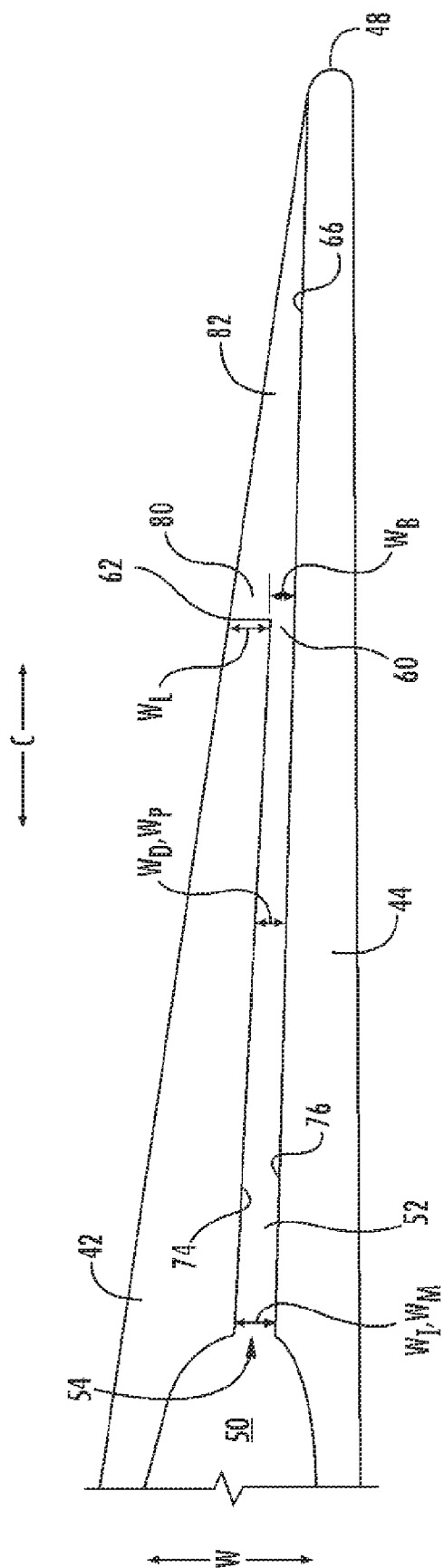


图 5

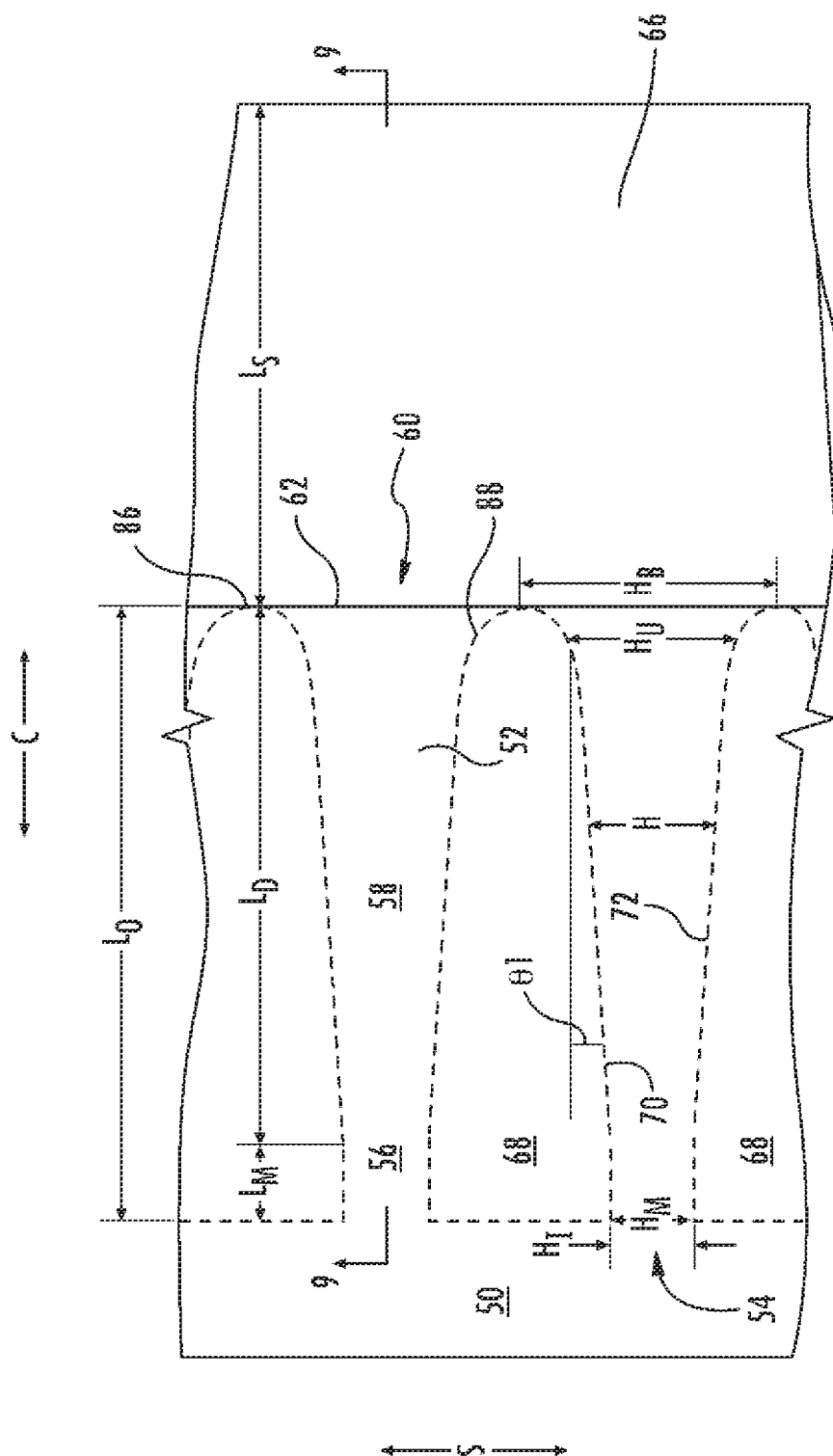


图 8

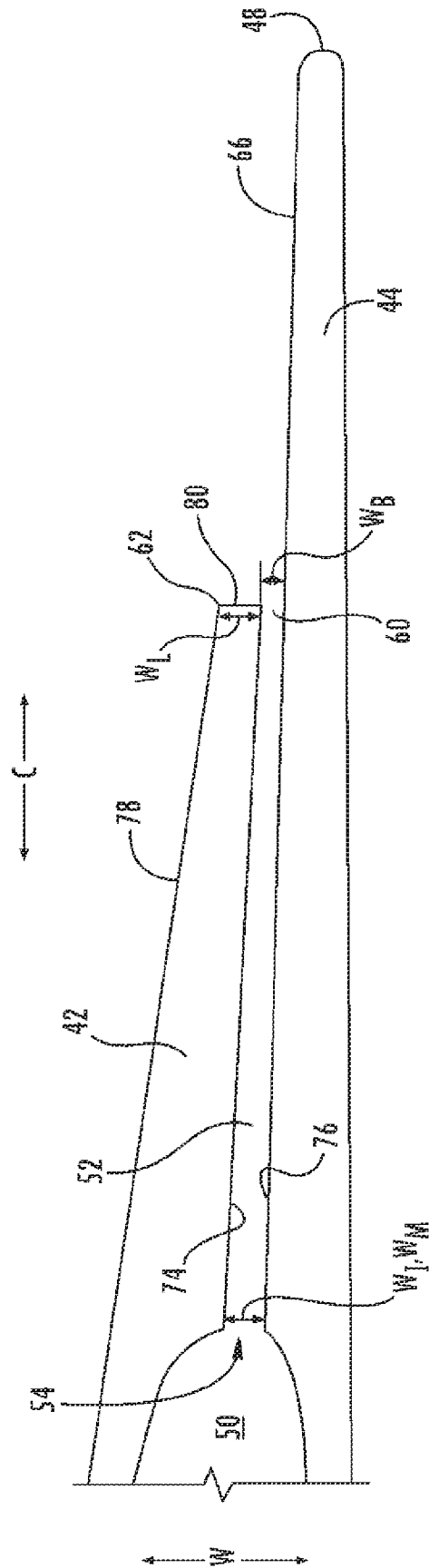


图 9

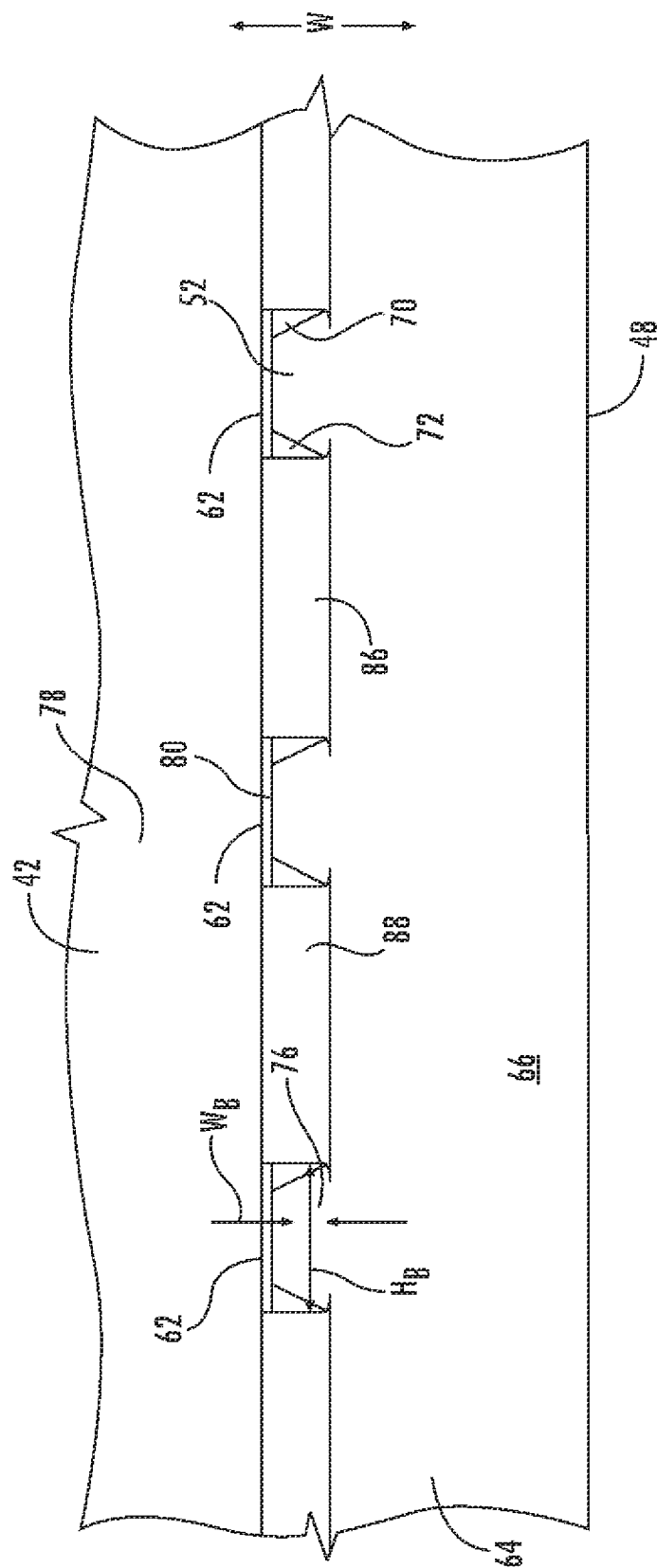


图 10