



## (12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 112240227 B

(45) 授权公告日 2023.02.28

(21) 申请号 202010679381.6

(22) 申请日 2020.07.15

(65) 同一申请的已公布的文献号  
申请公布号 CN 112240227 A

(43) 申请公布日 2021.01.19

(30) 优先权数据  
16/513,226 2019.07.16 US

(73) 专利权人 通用电气公司  
地址 美国纽约州

(72) 发明人 丹尼尔·恩迪科特·奥斯古德  
大卫·阿伦·弗雷  
科克·D·加利尔  
史蒂文·罗伯特·布拉斯菲尔德

(74) 专利代理机构 上海华诚知识产权代理有限公司 31300

专利代理师 徐颖聪

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

(56) 对比文件  
CN 105308268 A, 2016.02.03  
US 7780414 B1, 2010.08.24  
US 8025482 B1, 2011.09.27  
US 2009074588 A1, 2009.03.19  
CN 109798154 A, 2019.05.24

审查员 靳文强

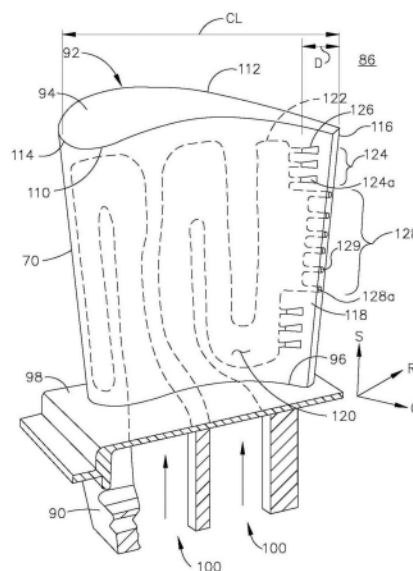
权利要求书2页 说明书9页 附图6页

### (54) 发明名称

涡轮发动机翼型件

### (57) 摘要

一种例如用于涡轮发动机的部件,可以包括翼型件,该翼型件具有外壁,外壁限定界定内部的外表面,并限定压力侧和吸力侧,压力侧和吸力侧在前缘和后缘之间延伸以限定弦向方向,并在根部和尖端之间延伸以限定翼展方向。该部件还可在内部内包括至少一个冷却通道。



1. 一种用于涡轮发动机的翼型件,其特征在于,包括:

外壁,所述外壁限定界定内部的外表面,并且限定压力侧和吸力侧,所述压力侧和所述吸力侧在前缘和后缘之间延伸以限定弦向方向,并且在根部和尖端之间延伸以限定具有总跨度尺寸的翼展方向;

至少一个外部区域,所述至少一个外部区域由从所述根部或所述尖端中的至少一个沿所述外壁延伸尺寸多达所述总跨度的20%的区域限定,所述至少一个外部区域沿所述后缘没有冷却孔出口;

中间区域,所述中间区域由与所述根部或所述尖端中的至少一个径向间隔开所述至少一个外部区域的所述尺寸的区域限定;

第一组冷却孔,所述第一组冷却孔位于所述至少一个外部区域中,所述第一组冷却孔包括在所述外壁上的第一出口,所述第一出口在所述弦向方向上与所述后缘间隔开;以及

第二组冷却孔,所述第二组冷却孔位于所述中间区域中,所述第二组冷却孔在所述翼展方向上与所述第一组冷却孔至少部分地偏移并且包括位于所述后缘中的第二出口。

2. 根据权利要求1所述的翼型件,其特征在于,其中所述至少一个外部区域是两个外部区域:从所述根部在所述翼展方向上延伸的根部外部区域;以及从所述尖端在所述翼展方向上延伸的尖端外部区域。

3. 根据权利要求1所述的翼型件,其特征在于,其中所述中间区域在所述根部外部区域和所述尖端外部区域之间延伸的尺寸为所述翼型件的所述总跨度的至少60%。

4. 根据权利要求1所述的翼型件,其特征在于,其中所述第一组冷却孔位于外部区域中的所述根部或所述尖端中的一个附近,所述外部区域至少部分地由所述翼型件的总跨度的5%至10%之间的长度限定并且从所述根部或所述尖端中的一个在所述翼展方向上延伸。

5. 根据权利要求4所述的翼型件,其特征在于,其中所述第二组冷却孔位于中间区域内,所述中间区域从所述第一组冷却孔终止的位置在所述翼展方向上延伸。

6. 根据权利要求4至5中任一项所述的翼型件,其特征在于,其中所述中间区域延伸的尺寸为所述翼型件的所述总跨度的至少60%。

7. 根据权利要求1所述的翼型件,其特征在于,其中所述第一出口邻近所述后缘,与所述后缘间隔开的尺寸等于或小于从所述前缘到所述后缘所测量的所述翼型件的总弦长的25%。

8. 根据权利要求1所述的翼型件,其特征在于,进一步包括在所述内部内的至少一个冷却导管。

9. 根据权利要求8所述的翼型件,其特征在于,进一步包括与所述至少一个冷却导管流体连通并且与所述第一组冷却孔或所述第二组冷却孔中的至少一个流体连通的流体互连的冷却通道的丛。

10. 根据权利要求8所述的翼型件,其特征在于,其中所述丛与所述第一组冷却孔和所述第二组冷却孔两者流体连通。

11. 根据权利要求1所述的翼型件,其特征在于,其中所述第一组冷却孔包括与所述后缘间隔开的至少一个出口,以限定从所述吸力侧到所述至少一个出口的最接近所述后缘的点所测量的后缘宽度。

12. 根据权利要求11所述的翼型件,其特征在于,其中所述后缘宽度为从所述吸力侧

到所述至少一个出口的中点所测量的后缘宽度的至少80%。

13. 一种用于冷却发动机部件的方法,所述发动机部件具有外壁,所述外壁界定内部并且限定压力侧和吸力侧,所述压力侧和所述吸力侧在前缘和后缘之间延伸以限定弦向方向并且在根部和尖端之间延伸以限定具有总跨度尺寸的翼展方向,至少一个外部区域,所述至少一个外部区域由从所述根部或所述尖端中的至少一个沿所述外壁延伸尺寸多达所述总跨度的20%的区域限定,中间区域,所述中间区域由与所述根部或所述尖端中的至少一个径向间隔开所述至少一个外部区域的所述尺寸的区域限定,其特征在于,所述方法包括:

使冷却流体的第一部分流过第一组冷却孔,所述第一组冷却孔位于所述至少一个外部区域中,所述第一组冷却孔包括第一出口,所述第一出口在所述弦向方向上沿着所述外壁与所述后缘间隔开;

通过在所述发动机部件的根部区域中与所述后缘间隔开的第一出口排放所述冷却流体的第一部分,所述根部区域由从所述根部延伸尺寸多达所述总跨度的20%的区域限定;

沿着所述外壁在所述根部或所述尖端中的一个附近形成冷却流体膜;

使冷却流体的第二部分流过第二组冷却孔,所述第二组冷却孔位于所述中间区域中,所述第二组冷却孔包括位于所述后缘中的第二出口;以及

通过在翼型件的与所述部件的所述根部区域间隔开的中间区域中的所述第二出口排放所述冷却流体的第二部分以冷却所述后缘。

14. 根据权利要求13所述的方法,其特征在于,进一步包括沿着所述压力侧在所述根部和所述尖端附近形成冷却流体膜。

15. 根据权利要求13所述的方法,其特征在于,进一步包括在所述发动机部件的第一区域中排放所述冷却流体的第一部分,并且在与所述发动机部件的所述第一区域分开的所述翼型件的第二区域中排放所述冷却流体的第二部分。

16. 根据权利要求13所述的方法,其特征在于,进一步包括使所述冷却流体的第一部分和第二部分中的至少一个流过与所述第一组冷却孔或所述第二组冷却孔中的至少一个流体连通的流体互连的冷却通道的丛。

17. 根据权利要求13所述的方法,其特征在于,进一步包括通过使所述冷却流体流过分叉的丛从而将冷却流体分成至少所述冷却流体的第一部分和第二部分。

## 涡轮发动机翼型件

### 技术领域

[0001] 本公开大体上涉及涡轮发动机,并且更具体地涉及涡轮发动机的部件的冷却。

### 背景技术

[0002] 涡轮发动机,尤其是燃气或燃气涡轮发动机,是从经过发动机的加压燃烧气体流中提取能量到多个旋转涡轮叶片上的旋转发动机。

[0003] 涡轮发动机通常被设计成在高温下运行以最大化发动机效率,因此冷却某些发动机部件,例如高压涡轮和低压涡轮,可能是有益的。通常,冷却是通过将较冷的空气从高压和/或低压压缩机输送到需要冷却的发动机部件来完成的。高压涡轮的温度约为1000°C至2000°C,来自压缩机的冷却空气约为500°C至700°C。当压缩机空气处于高温时,它相对于涡轮空气温度较低,可用于冷却涡轮。在高温环境中冷却涡轮发动机的部件(例如翼型件)可能是有益的,在高温环境中,这种冷却措施可以减少这些部件上的材料磨损,并在发动机运行期间提供增强的结构稳定性。

[0004] 当代涡轮叶片通常包括一个或多个内部冷却回路,用于将冷却空气引导通过叶片以冷却叶片的不同部分,并且可以包括专用的冷却回路,用于冷却叶片的不同部分,例如叶片的前缘,后缘和尖端。

### 发明内容

[0005] 一方面,本发明涉及一种用于涡轮发动机的翼型件,包括:外壁,外壁限定界定内部的外表面,并限定压力侧和吸力侧,压力侧和吸力侧在前缘和后缘之间延伸以限定弦向方向,并在根部和尖端之间延伸以限定翼展方向;第一组冷却孔,第一组冷却孔包括在压力侧邻近后缘的第一出口;以及第二组冷却孔,第二组冷却孔在翼展方向上与第一组冷却孔至少部分地偏移并且包括位于后缘中的第二出口。

[0006] 另一方面,本发明涉及一种用于冷却发动机部件的方法,该发动机部件具有外壁,该外壁界定内部,并且限定在前缘和后缘之间延伸以限定弦向方向并且在根部和尖端之间延伸以限定翼展方向的压力侧和吸力侧,该方法包括:使冷却流体的第一部分流过第一组冷却孔,第一组冷却孔包括沿着压力侧在后缘附近的第一出口;通过邻近后缘并与后缘间隔开的第一出口排放冷却流体的第一部分;在根部或尖端中的一个附近沿着压力侧形成冷却流体膜;使冷却流体的第二部分流过第二组冷却孔,第二组冷却孔包括位于后缘中的第二出口;以及通过第二出口排放冷却流体的第二部分以冷却后缘。

### 附图说明

[0007] 在附图中:

[0008] 图1是用于飞行器的涡轮发动机的示意性截面图。

[0009] 图2是用于图1的燃气涡轮机的翼型件的立体图,其包括以虚线示出的内部冷却通道。

- [0010] 图3是图2的翼型件的后缘的放大示意图,其包括第一组冷却孔和第二组冷却孔。
- [0011] 图4是第一组冷却孔的沿图3的线IV-IV截取的截面图。
- [0012] 图5是第二组冷却孔的沿图3的线V-V截取的截面图。
- [0013] 图6与图3相同并且示出了用于冷却图2的翼型件的方法。
- [0014] 图7是根据本文公开的另一方面的图2的翼型件的后缘的放大示意图。

### 具体实施方式

[0015] 本公开的方面针对一种冷却的部件。为了描述的目的,冷却的部件将被描述为冷却的涡轮发动机部件,例如冷却的翼型件。将理解的是,本公开对于包括涡轮机和压缩机以及非翼型件发动机部件的任何发动机部件以及在非飞行器应用(例如其他移动应用和非移动工业,商业和住宅应用)中可能具有普遍适用性。

[0016] 如本文中所使用的,术语“向前”或“上游”是指在朝着发动机入口的方向上移动,或者是部件与另一部件相比相对更靠近发动机入口。与“向前”或“上游”结合使用的术语“向后”或“下游”是指朝向发动机的后部或出口的方向或与另一部件相比相对更靠近发动机出口。

[0017] 如本文所使用的,“一组”可以包括任意数量的分别描述的元件,包括仅一个元件。另外,本文所用的术语“径向”或“径向地”是指在发动机的中心纵向轴线与发动机外圆周之间延伸的尺寸。

[0018] 所有方向参考(例如,径向,轴向,近端,远端,上,下,向上,向下,左,右,侧,前,后,顶,底,以上,以下,竖直,水平,顺时针,逆时针,上游,下游,向前,向后等)仅用于标识目的,以帮助读者理解本公开,并不构成限制,尤其是对本公开的位置,方向或用途的限制。除非另有说明,否则连接参考(例如,附接,联接,连接和接合)将被广义地解释,并且可包括元件集合之间的中间构件以及元件之间的相对运动。这样,连接参考不一定推断出两个元件直接连接并且彼此成固定关系。示例性附图仅出于说明的目的,所附附图中反映的尺寸,位置,顺序和相对尺寸可以变化。

[0019] 图1是用于飞行器的燃气涡轮发动机10的示意性截面图。发动机10具有大体上纵向延伸的轴线或中心线12,该轴线或中心线12从前部14延伸至后部16。发动机10包括以向下游串行流动关系包括:风扇区段18,其包括风扇20;压缩机区段22,其包括增压或低压(LP)压缩机24,以及高压(HP)压缩机26;燃烧区段28,其包括燃烧器30;包括HP涡轮34和LP涡轮36的涡轮区段32;以及排气区段38。

[0020] 风扇区段18包括围绕风扇20的风扇壳体40。风扇20包括绕着中心线12径向布置的多个风扇叶片42。HP压缩机26,燃烧器30和HP涡轮34形成发动机10的芯44,其产生燃烧气体。芯44被芯壳体46包围,该芯壳体可以与风扇壳体40联接。

[0021] 同轴地围绕发动机10的中心线12布置的HP轴或线轴48将HP涡轮34驱动地连接至HP压缩机26。LP轴或线轴50围绕发动机10的中心线12同轴地设置在较大直径的环形HP线轴48内,该LP轴或线轴50将LP涡轮36驱动地连接至LP压缩机24和风扇20。线轴48、50可绕发动机中心线旋转并联接至多个可旋转元件,这些元件可共同限定转子51。

[0022] LP压缩机24和HP压缩机26分别包括多个压缩机级52、54,其中一组压缩机叶片56、58相对于对应的一组静态压缩机轮叶60、62旋转以压缩或加压流经该级的流体流。在单个

压缩机级52、54中,可以将多个压缩机叶片56、58设置成环形,并且可以相对于中心线12从叶片平台到叶片尖端径向向外延伸,而相应的静态压缩机轮叶60、62位于旋转叶片56、58的上游并与其相邻。要注意的是,图1中所示的叶片,轮叶和压缩机级的数量仅出于示范性目的而选择,并且其他数量也是可能的。

[0023] 可以将压缩机级的叶片56、58安装到盘61(或集成到其上),盘61安装到HP和LP线轴48、50中的相应一个。用于压缩机级的轮叶60、62可以以周向布置方式安装到芯壳体46。

[0024] HP涡轮34和LP涡轮36分别包括多个涡轮级64、66,其中一组涡轮叶片68、70相对于相应的一组静态涡轮轮叶72、74(也称为喷嘴)旋转,以从通过该级的流体流中提取能量。在单个涡轮级64、66中,可以将多个涡轮叶片68、70设置成环形,并且可以相对于中心线12径向向外延伸,而相应的静态涡轮机轮叶72、74位于旋转叶片68、70的上游并与其相邻。要注意的是,图1中所示的叶片,轮叶和涡轮级的数量仅出于示范性目的而选择,并且其他数量也是可能的。

[0025] 可以将用于涡轮级的叶片68、70安装到盘71,该盘71安装到HP和LP线轴48、50中的相应一个。用于压缩机级的轮叶72、74可以以周向布置方式安装到芯壳体46。

[0026] 与转子部分互补地,发动机10的静止部分,例如压缩机和涡轮区段22、32中的静止轮叶60、62、72、74也单独或统称为定子63。这样,定子63可指代整个发动机10中的非旋转元件的组合。

[0027] 在操作中,离开风扇区段18的气流被分开,使得一部分气流被引导到LP压缩机24中,该LP压缩机24随后将加压空气76供应到HP压缩机26,HP压缩机26进一步加压空气。来自HP压缩机26的加压空气76在燃烧器30中与燃料混合并被点燃,从而产生燃烧气体。HP涡轮34从这些气体中提取一些功,该涡轮驱动HP压缩机26。燃烧气体被排放到LP涡轮36中,该LP涡轮36提取额外的功以驱动LP压缩机24,并且最终通过排气区段38从发动机10排放排气。LP涡轮36的驱动驱动LP线轴50以使风扇20和LP压缩机24旋转。

[0028] 加压气流76的一部分可以作为引气77从压缩机区段22中抽出。引气77可从加压气流76中抽出并提供给需要冷却的发动机部件。进入燃烧器30的加压气流76的温度显著升高。这样,由引气77提供的冷却对于在升高的温度环境中操作这种发动机部件是必要的。

[0029] 其余部分的气流78绕过LP压缩机24和发动机芯44,并通过固定轮叶排,更具体地是出口导向轮叶组件80离开发动机组件10,该出口导向轮叶组件80在风扇排气侧84处包括多个翼型件导向轮叶82。更具体地,在风扇区段18附近利用了周向的一排径向延伸的翼型件导向轮叶82,以对气流78进行一些方向控制。

[0030] 由风扇20供应的一些空气可以绕过发动机芯44,并用于冷却发动机10的部分,尤其是热的部分,和/或用于冷却飞行器或为飞行器的其他方面提供动力。在涡轮发动机的情况下,发动机的热部分通常在燃烧器30的下游,特别是涡轮区段32,其中HP涡轮34是最热的部分,因为它直接在燃烧区段28的下游。冷却流体的其他来源可以是但不限于从LP压缩机24或HP压缩机26排出的流体。

[0031] 图2是涡轮叶片组件86的立体图,该涡轮叶片组件86具有发动机部件,特别是图1的发动机10的涡轮叶片70。可替代地,在非限制性示例中,发动机部件可以包括轮叶,护罩或燃烧衬套,或者可以需要或利用冷却通道的任何其他发动机部件。

[0032] 涡轮叶片组件86包括燕尾榫90和翼型件92。翼型件92在尖端94和根部96之间延伸

以限定翼展方向S。翼型件92在根部96处安装至平台98上的燕尾榫90。平台98有助于径向地限制涡轮发动机的主流气流。燕尾榫90可构造成安装至发动机10上的涡轮转子盘71。燕尾榫90还包括至少一个入口通道100, 示例性地示出为两个入口通道100, 每个入口通道延伸穿过燕尾榫90以提供与翼型件92的内部流体连通。应当理解, 燕尾榫90以横截面示出, 入口通道100容纳在燕尾榫90的主体内。

[0033] 翼型件92包括凹形的压力侧110和凸形的吸力侧112, 它们结合在一起以限定在前缘114和后缘116之间延伸以限定弦向方向C的翼型件形状。翼型件92具有由外壁120所限定的内部118, 该外壁120限定了外表面并界定了内部118, 并且限定了压力侧和吸力侧110、112。外壁120限定了压力侧110和吸力侧112, 并且可以在它们之间限定横向方向R。至少一个冷却空气供应导管122, 在本文中称为冷却导管122, 可以与至少一个入口通道100流体连接。第一组冷却孔124可沿着压力侧110位于后缘116附近。第一组冷却孔124可包括至少一个膜冷却孔124a, 该膜冷却孔124a具有在压力侧110沿着外壁120并邻近后缘116定位的出口126。对于邻近, 可以理解的是, 用于第一组冷却孔124的出口126与后缘116间隔开距离(D), 是前缘114和后缘116之间的总弦长(CL)的25%或更小。还可以设想, 距离(D)为总弦长(CL)的15%或更小。距离(D)是从后缘116或压力侧110与吸力侧112相交的点到至少一个膜冷却孔124a的出口上的点(罩(hood)138)测量的, 该点在弦向方向C上距后缘116最远。在本文公开的一个方面, 尽管被示出为位于压力侧110, 但是可以想到, 本文所述的该组冷却孔124可以位于吸力侧112, 或者位于压力侧110和吸力侧112两者。考虑到包装, 可以想到, 对于位于压力侧110的一组冷却孔, 距离(D)为弦长(CL)的15%或更小, 而对于吸力侧112的一组冷却孔, 距离(D)为弦长(CL)的25%或更小, 反之亦然, 只要设计和间距允许即可。

[0034] 第二组冷却孔128可包括至少一个后缘孔128a, 后缘孔128a具有沿后缘116终止的第二出口129。至少一个冷却导管122可以经由第一和第二组冷却孔124、128流体地联接到翼型件92的外部。可以想到, 第一组冷却孔124和第二组冷却孔128均流体联接至相同的至少一个冷却导管122或分离的冷却导管122。

[0035] 至少一个冷却导管122可以是多个冷却通道, 这些冷却通道在整个内部空间118中形成蛇形回路。在非限制性示例中, 可以使用多种方法来形成蛇形回路以及第一组冷却孔124和第二组冷却孔128, 包括增材制造, 铸造, 电铸或直接金属激光熔化。翼型件92可以是增材制造的部件。如本文所使用的, “增材制造”的部件将指通过增材制造(AM)处理形成的部件, 其中该部件通过连续沉积材料逐层构建。AM是用于描述通过添加逐层材料(无论材料是塑料, 陶瓷还是金属)来构建3D对象的技术的合适名称。AM技术可以利用计算机, 3D建模软件(计算机辅助设计或CAD), 机器设备和分层材料。一旦生成了CAD草图, AM设备就可以从CAD文件中读取数据, 并以层叠的方式放置或添加连续的液体, 粉末, 片状材料或其他材料层, 以制造3D对象。应当理解, 术语“增材制造”涵盖许多技术, 包括诸如3D打印, 快速原型(RP), 直接数字制造(DDM), 分层制造和增材制造之类的子集。可用于形成增材制造部件的增材制造的非限制性示例包括粉末床熔合, 光聚合, 粘合剂喷射, 材料挤出, 定向能量沉积, 材料喷射或片层合。还可以想到, 所采用的方法可以包括通过难熔金属, 陶瓷或打印塑料来打印零件的底片, 然后使用该底片来铸造部件。

[0036] 图3是在后缘116处的翼型件92的放大示意图。至少一个外部区域130, 被示为尖端外部区域130a和根部外部区域130b, 可以由这样的区域限定, 该区域延伸的尺寸等于长度

(L),该长度多达翼型件92的总跨度(TS)的20%。相对于本文所述的发动机部件的操作目标,多达总跨度(TS)的20%的该区域是足够的,尽管任何百分比都是可能的。尖端外部区域130a和根部外部区域130b中的每一个可延伸的长度(La,Lb)多达翼型件92的总跨度(TS)的20%。在本文公开的一个方面中,尖端外部区域130a和根部外部区域130b各自延伸的长度(La,Lb)在翼型件92的总跨度(TS)的5%至10%之间。

[0037] 应当理解,在其中翼型件92是叶片70的所示示例中,根部96邻近联接至叶片70的平台98。在其中翼型件92包括轮叶的替代示例中,根部96可以邻近内带,并且尖端94可以邻近联接至轮叶的外带(未示出)。可以将翼型件92安装到内/外带或平台以形成圆角,作为非限制性示例安装到平台98时,可以形成根部圆角132。类似地,可以在翼型件92安装到外带(未示出)的地方形成尖端圆角134。这些圆角区域可以限定高应力区域。

[0038] 中间区域136沿着后缘116在尖端外部区域130a和根部外部区域130b之间延伸。中间区域136可延伸的尺寸等于长度(Lc),该长度为翼型件92的总跨度(TS)的至少60%。再次,关于在此描述的发动机部件的操作目标,总跨度(TS)的60%对于中间区域来说是足够的,尽管任何百分比都是可能的。第一组冷却孔124可以位于至少一个外部区域130,尖端外部区域130a,根部外部区域130b或这两者中,并且第二组冷却孔128可以位于中间区域136内。

[0039] 至少一个膜冷却孔124a的出口126可以在弦向方向上与后缘116间隔开距离(D)。如本文先前所述,距离(D)可以小于弦长(CL)的25%。距离(D)可以足够大,以在后缘116附近在压力侧110沿外壁120形成有效的膜,并且应足够小,以最小化从出口126流出的冷却流体的湍流。距离(D)可以在0到0.02英寸之间。当为零时,出口126将在后缘116处打开。在一方面,距离(D)可以与后缘宽度(TW)平衡。

[0040] 转到图4,示出了沿着图3的线IV-IV的翼型件92的横截面。后缘宽度(TW)可以更清楚地视为沿垂直于距离(D)的线测量的后缘116处横截面中的翼型件92的尺寸。更具体地,后缘宽度(TW)是在后缘116处的翼型件92的实心部分的最大宽度。最小化距离(D),同时使后缘宽度(TW)最大,从而减小了形成根部圆角132和/或尖端圆角134的尖端外部区域130a和根部外部区域130b内的应力集中。在操作期间,后缘116是翼型件92的非常热的区域,因此使距离(D)最小化,使得冷却空气可以到达后缘116,同时保持孔的出口124下游的一些后缘宽度(TW),可以直接在后缘116处产生有益的膜效率。

[0041] 图4还示出了至少一个膜冷却孔124a。应当理解,至少一个膜冷却孔124a代表第一组冷却孔124中的多个膜冷却孔124a中的任何一个。至少一个膜冷却孔124a可限定贯穿通道140,该贯穿通道140在流体联接至至少一个冷却导管122的入口142和出口126之间延伸。贯穿通道140包括计量区段144和扩散区段146。

[0042] 计量区段144可以具有圆形横截面,尽管它可以具有任何横截面形状。计量区段144可以限定横截面面积148,该横截面面积148是贯穿通道140的最小或最低横截面面积。计量区段144可以沿着计量中心线150从入口142延伸到计量出口152。进一步想到,横截面面积148从入口142到计量出口152保持恒定的横截面面积148。保持恒定的横截面面积148使得在进入至少一个膜冷却孔124a时允许冷却流体(C)的受控流动。

[0043] 计量区段144也可以没有长度,并且位于通孔140的横截面面积最小的任何部分处。进一步想到,计量区段144可以限定入口142而根本不延伸到贯穿通道140中。贯穿通道



140可包括多个计量区段,并且不限于所示的一个。计量区段144用于计量冷却流体流(C)的质量流速。

[0044] 扩散区段146被定义为贯穿通道140的一部分,其逐步或连续增加的横截面面积154,终止于出口126并且具有扩散中心线156。扩散区段146可以经由计量出口152与计量区段144串行流动连通。计量中心线150可以与扩散中心线156形成40度到180度之间的角度 $\theta$ ,从而限定转弯部158。角度 $\theta$ 也可以是基本正交的或90度。替代地,可以想到,扩散区段146沿着整个通道140延伸,几乎没有或没有计量区段144。

[0045] 图5是沿着图3的V-V截取的横截面,示出了至少一个后缘孔128a。应当理解,至少一个后缘孔128a代表第二组冷却孔128中的多个后缘孔128a中的任何一个。至少一个后缘孔128a可限定第二贯穿通道160,该第二贯穿通道160在流体地联接至至少一个冷却导管122的第二入口162和第二出口129之间延伸。第二贯穿通道160可以具有圆形横截面,尽管它可以具有任何横截面形状。第二贯穿通道160可限定第二横截面面积164。第二贯穿通道160可沿着中心线166从第二入口162延伸到第二出口129。第二横截面面积164也可以从第二入口162到第二出口129保持为恒定的横截面面积164。保持恒定的横截面面积164使得在进入至少一个后缘孔128a时允许冷却流体(C)的受控流动。应当理解,本领域技术人员可以选择在第一贯穿通道140或第二贯穿通道160中包括至少一个流动增强器。作为非限制性示例,可以包括凹窝,销翅片或湍流器,或任何其他合适的流量增强器,以增加外壁120与冷却流体(C)之间的热交换。

[0046] 在图6中示出了用于冷却发动机部件的方法190,作为非限制性示例,本文描述的翼型件92。图6与图3相同,为清楚起见去除了一些标号。方法190包括在191处使冷却流体(C)的第一部分流过第一组冷却孔124,并且在193处邻近后缘116并与其间隔地沿着压力侧110通过第一出口126排放冷却流体(C)的第一部分。在195处,在根部96或尖端94之一附近,或如图所示的在根部96和尖端94两者附近,沿着压力侧110形成冷却流体膜(Cf)。在197处,使冷却流体(C2)的第二部分流过第二组冷却孔128,并且在199处,冷却流体(C2)的第二部分通过第二出口129排放,以冷却后缘116。

[0047] 该方法可以包括在发动机部件的第一区域或本文所述的外部区域130中排放冷却流体的第一部分(C1),并在第二区域或本文所述的中间区域136中排放冷却流体的第二部分(C2)。

[0048] 在后缘116上的冷却流体膜(Cf)比在第二组冷却孔128中发生的后缘喷射更有利,因为第一出口126(膜孔出口)比第二出口129(后缘喷射出口)将空气扩散得更开。以此方式,需要较少的冷却流体来冷却根部96和尖端94附近的更多空间。另外,使离开第一组冷却孔124的扩散气流与离开第二组冷却孔128的较少扩散气流平衡,使得能够在第一组冷却孔124内使用较少的孔,并将更多的冷却空气集中到翼型件通常较热的第二组冷却孔128中。

[0049] 现在参考图7,在翼型件192中示出了另外的第一组冷却孔224和第二组冷却孔228。第一组冷却孔224和第二组冷却孔228与第一组冷却孔124和第二组冷却孔128相似,因此,相似的零件将以相似的数字加100来标识,应当理解,除非另外指出,否则第一组冷却孔124和第二组冷却孔128的相似部分的描述适用于第一组冷却孔224和第二组冷却孔228。

[0050] 从270可以形成在翼型件192内,并且包括多个流体连通至至少一个冷却腔222的冷却通道272。应当理解,尽管以“平坦”的通道和区域示出,但是从270表示翼型件192内的

三维开放空间或空隙。示出了翼展方向和弦向方向S,C以供参考。应当理解,从270可以在翼型件192内沿任何合适的方向取向,包括沿着翼展方向S,弦向方向C或横向方向R的任意组合。

[0051] 冷却通道272的从270可包括至少一个入口274,其中冷却流体(C)可被供应到从270。至少一个入口274被示出为在翼展方向S上延伸的多个入口274。从270可在至少一个入口274与出口226、229中的至少一个或两个之间延伸。出口226、229可以位于前缘114(图2),后缘216,根部196,尖端194或平台198中的任何一个或全部处。如图所示,从270可以流体联接至第一组冷却孔224,第二组冷却孔228或两组冷却孔224、228。

[0052] 至少一个入口274可根据需要包括狭槽,孔或组合。可以想到的是,入口274可以从翼型件组件86(图2)内的任何期望位置,例如平台198的内部通道,或翼型件192内的冷却导管222,接收冷却流体。另外,虽然示出的从270在机翼92的后缘216附近,但是从270可以沿着压力侧210或吸力侧212延伸到翼型件92的任何部分,包括前缘114(图2),根部196,尖端194或其他地方。也可以在翼型件92内设置多个从。

[0053] 如图所示,从270的冷却通道272可在由箭头276指示的下游方向上分叉至少两次,包括递归分叉。例如,递归分叉的从270可限定分形图案。另外,冷却通道272可进一步包括非分叉通道或非分叉部分278。在所示的示例中,出口226、229可以流体联接至从270。应当理解,出口226、229可以包括直列式扩散器,扩散槽,膜孔,喷射孔,通道等,或其组合。

[0054] 如本文所述的方法190可以进一步包括使冷却流体的第一部分和第二部分(C1,C2)中的至少一个流过与第一或第二组冷却孔中的至少一个流体连通的流体互连的冷却通道的从270。该方法还可以包括使冷却流体的第一部分和第二部分(C1,C2)流过从270,该从图示为与第一和第二组冷却孔224、228都流体连通。方法190可以进一步包括通过使冷却流体(C)流过分叉的从270,将冷却流体(C)分成冷却流体的至少第一部分和第二部分(C1,C2)。

[0055] 与冷却翼型件的后缘的分离冷却区域相关的益处包括针对冷却性能和机械耐用性优化冷却位置。特别地,使用位于后缘的前方并且靠近高应力所处的根部和尖端的冷却孔改善了耐用性。与传统的冷却孔设计相比,通过利用或平衡后缘喷射,或沿后缘的冷却孔与后缘冷却膜,或在压力侧靠近后缘的冷却孔,可以同时提高耐用性。

[0056] 应当理解,所公开的设计的应用不限于具有风扇和增压器部分的涡轮发动机,而是也可应用于涡轮喷气发动机和涡轮轴发动机。

[0057] 在未描述的范围,各种实施方式的不同特征和结构可根据需要组合使用或彼此替代。在所有实施例中未示出一个特征并不意味着不能如此示出,而是为了描述简洁。因此,不管是否明确地描述了新的实施例,不同实施例的各种特征可以根据需要被混合和匹配以形成新的实施例。本文所描述的特征的所有组合或置换都被本公开覆盖。

[0058] 该书面描述使用示例来描述本文描述的本公开的各方面,包括最佳模式,并且还使本领域的任何技术人员能够实践本公开的各方面,包括制造和使用任何设备或系统以及执行任何结合的方法。本公开的各方面的可专利范围由权利要求限定,并且可以包括本领域技术人员想到的其他示例。如果这样的其他示例具有与权利要求的字面语言没有不同的结构元件,或者如果它们包括与权利要求的字面语言没有实质性差异的等效结构元件,则它们旨在权利要求的范围内。

[0059] 本发明的其他方面由以下条款的主题提供：

[0060] 1. 一种用于涡轮发动机的翼型件，包括：外壁，外壁限定界定内部的外表面，并限定压力侧和吸力侧，压力侧和吸力侧在前缘和后缘之间延伸以限定弦向方向，并在根部和尖端之间延伸以限定翼展方向；第一组冷却孔，第一组冷却孔包括在外壁上邻近后缘的第一出口；以及第二组冷却孔，第二组冷却孔在翼展方向上与第一组冷却孔至少部分地偏移并且包括位于后缘中的第二出口。

[0061] 2. 根据前述条款中任一项的翼型件，其中第一组冷却孔位于至少一个外部区域内，至少一个外部区域从根部或尖端中的一个沿着外壁在翼展方向上延伸的尺寸多达翼型件的总跨度的20%。

[0062] 3. 根据前述条款中任一项的翼型件，其中至少一个外部区域是两个外部区域：从根部在翼展方向上延伸的根部外部区域；以及从尖端在翼展方向上延伸的尖端外部区域。

[0063] 4. 根据前述条款中任一项的翼型件，其中根部外部区域和尖端外部区域中的每一个的尺寸范围多达翼型件的总跨度的20%。

[0064] 5. 根据前述条款中任一项的翼型件，其中第二组冷却孔位于中间区域内，该中间区域在根部外部区域与尖端外部区域之间在翼展方向上延伸。

[0065] 6. 根据前述条款中任一项的翼型件，其中中间区域在根部外部区域和尖端外部区域之间延伸的尺寸为翼型件的总跨度的至少60%。

[0066] 7. 根据前述条款中任一项的翼型件，其中第一组冷却孔位于外部区域中的根部或尖端中的一个附近，外部区域至少部分地由翼型件的总跨度的5%至10%之间的长度限定并且从根部或尖端中的一个在翼展方向上延伸。

[0067] 8. 根据前述条款中任一项的翼型件，其中第二组冷却孔位于中间区域内，该中间区域从第一组冷却孔终止的位置在翼展方向上延伸。

[0068] 9. 根据前述条款中任一项的翼型件，其中中间区域延伸的尺寸为翼型件的总跨度的至少60%。

[0069] 10. 根据前述条款中任一项的翼型件，其中第一出口邻近后缘，与后缘间隔开的尺寸等于或小于从前缘到后缘所测量的翼型件的总弦长的25%。

[0070] 11. 根据前述条款中任一项的翼型件，进一步包括在内部内的至少一个冷却导管。

[0071] 12. 根据前述条款中任一项的翼型件，进一步包括与至少一个冷却导管流体连通并且与第一或第二组冷却孔中的至少一个流体连通的流体互连的冷却通道的从。

[0072] 13. 根据前述条款中任一项的翼型件，其中从与第一组和第二组冷却孔两者流体连通。

[0073] 14. 根据前述条款中任一项的翼型件，其中第一组冷却孔包括与后缘间隔开的至少一个出口，以限定从吸力侧到至少一个出口的最接近后缘的点所测量的后缘宽度。

[0074] 15. 根据前述条款中任一项的翼型件，其中后缘宽度为从吸入侧到至少一个出口的中点所测量的后缘宽度的至少80%。

[0075] 16. 一种用于冷却发动机部件的方法，该发动机部件具有外壁，该外壁限定内部并且限定压力侧和吸力侧，该中间区域内在前缘和后缘之间延伸以限定弦向方向并且在根部和尖端之间延伸以限定翼展方向，该方法包括：使冷却流体的第一部分流过第一组冷却孔，第一组冷却孔包括沿着外壁在后缘附近的第一出口；通过邻近后缘并与后缘间隔开的第一

出口排放冷却流体的第一部分;沿着外壁在根部或尖端中的一个附近形成冷却流体膜;使冷却流体的第二部分流过第二组冷却孔,第二组冷却孔包括位于后缘中的第二出口;以及通过第二出口排放冷却流体的第二部分以冷却后缘。

[0076] 17.根据前述条款中任一项的方法,进一步包括沿着压力侧在根部和尖端附近形成冷却流体膜。

[0077] 18.根据前述条款中任一项的方法,进一步包括在发动机部件的第一区域中排放冷却流体的第一部分,并且在与发动机部件的第一区域分开的翼型件的第二区域中排放冷却流体的第二部分。

[0078] 19.根据前述条款中任一项的方法,进一步包括使冷却流体的第一和第二部分中的至少一个流过与第一或第二组冷却孔中的至少一个流体连通的流体互连的冷却通道的丛。

[0079] 20.根据前述条款中任一项的方法,进一步包括通过使冷却流体流过分叉的丛而将冷却流体分成至少冷却流体的第一部分和第二部分。

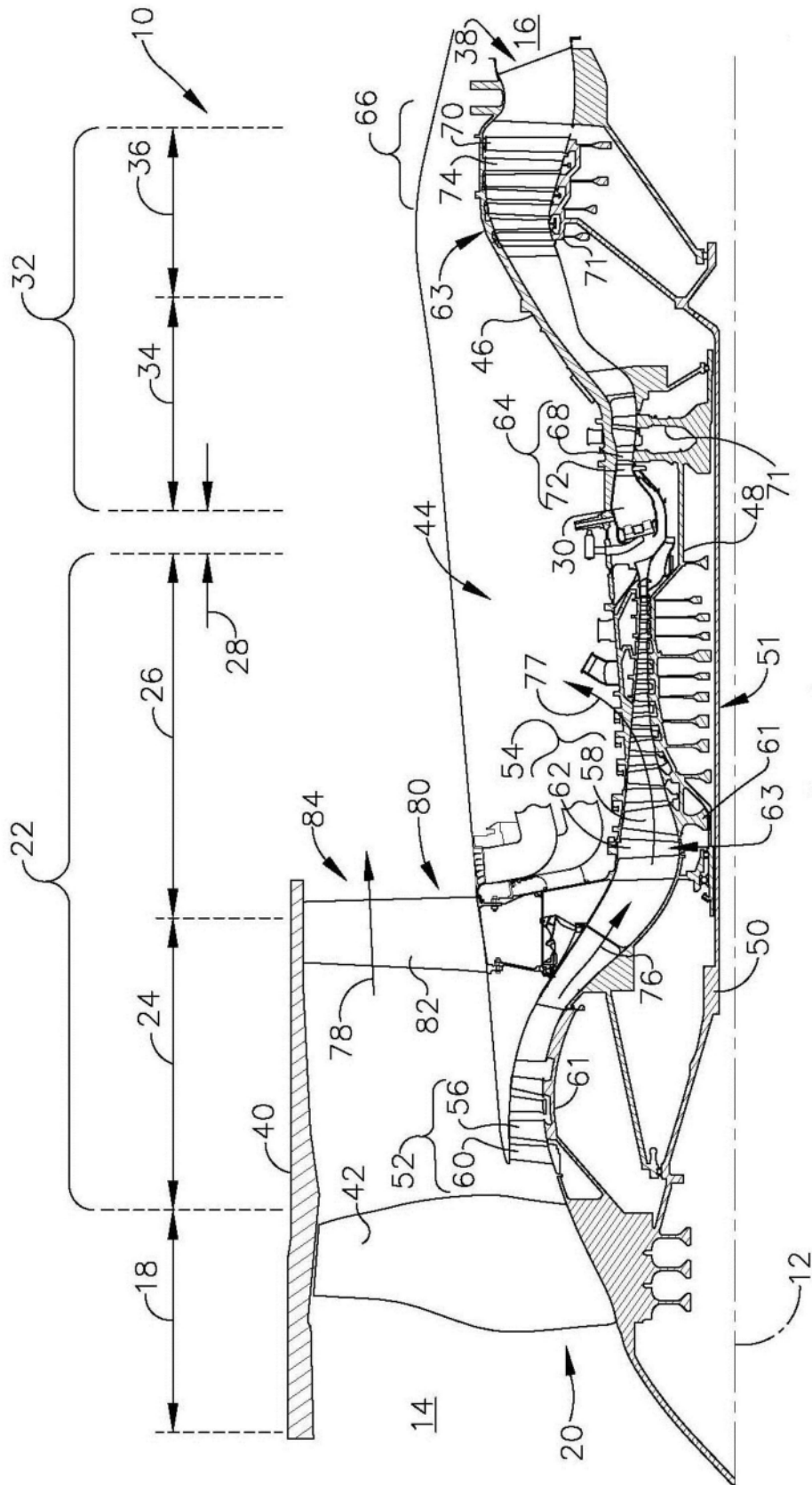


图1

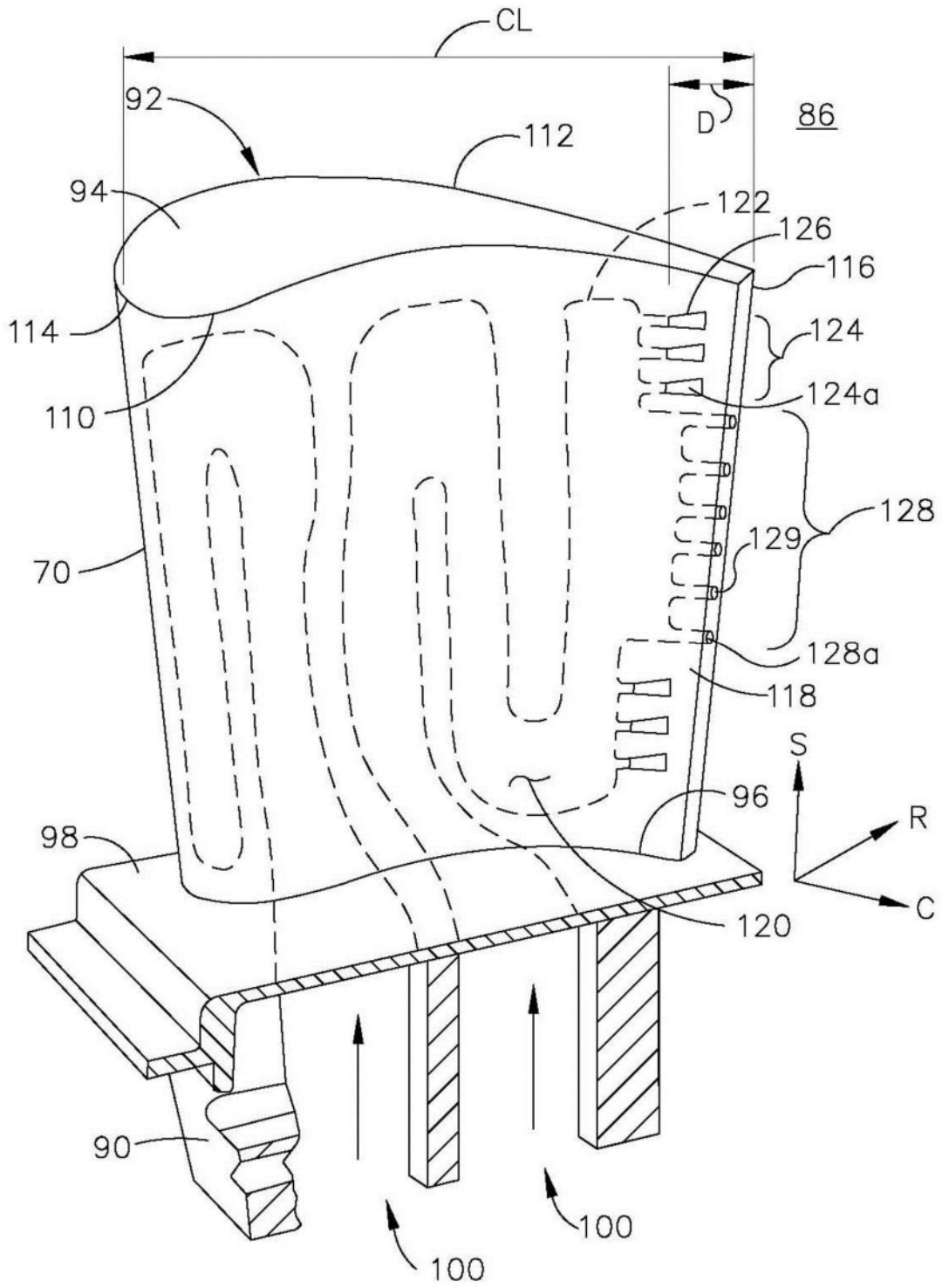


图2



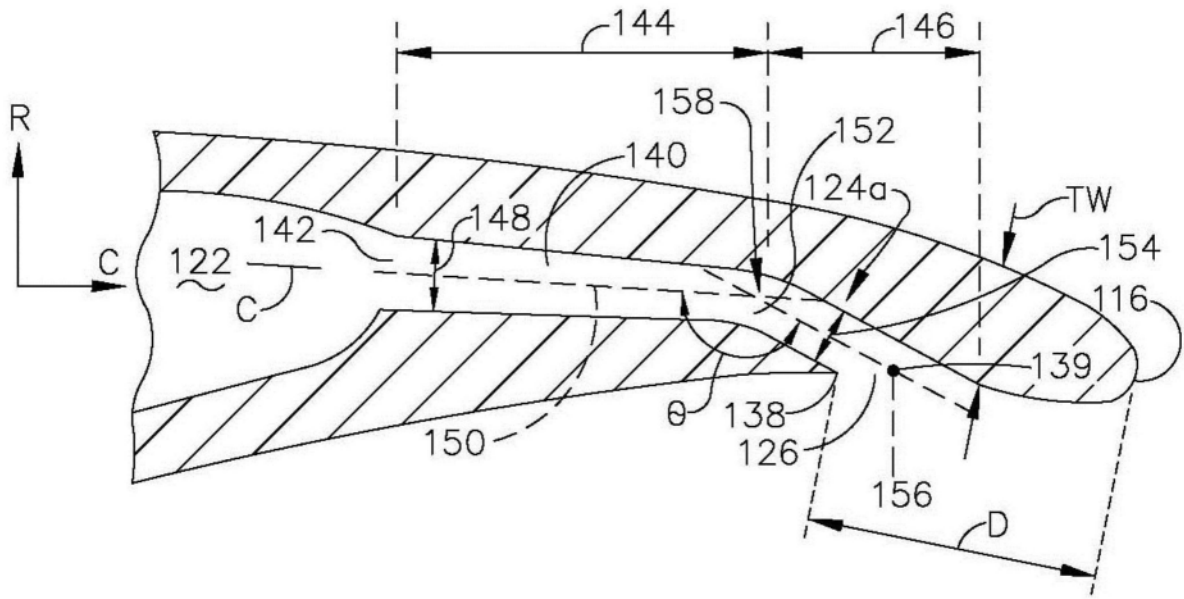


图4

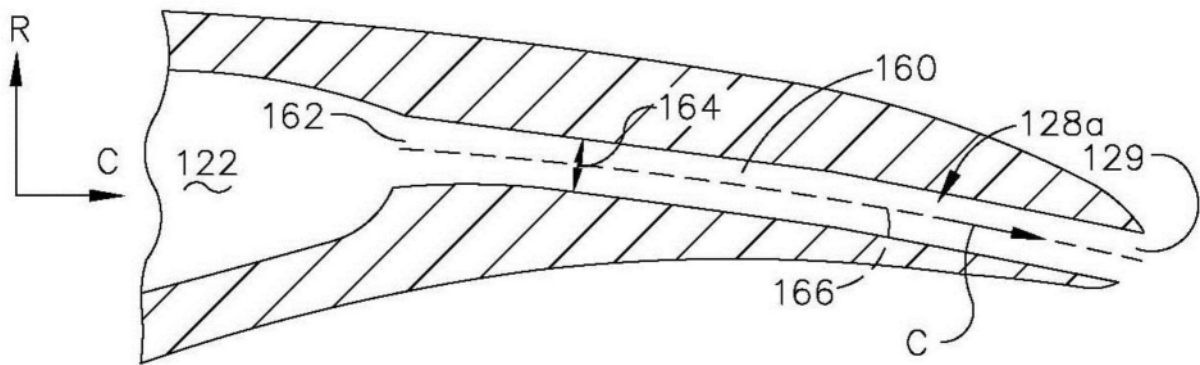


图5



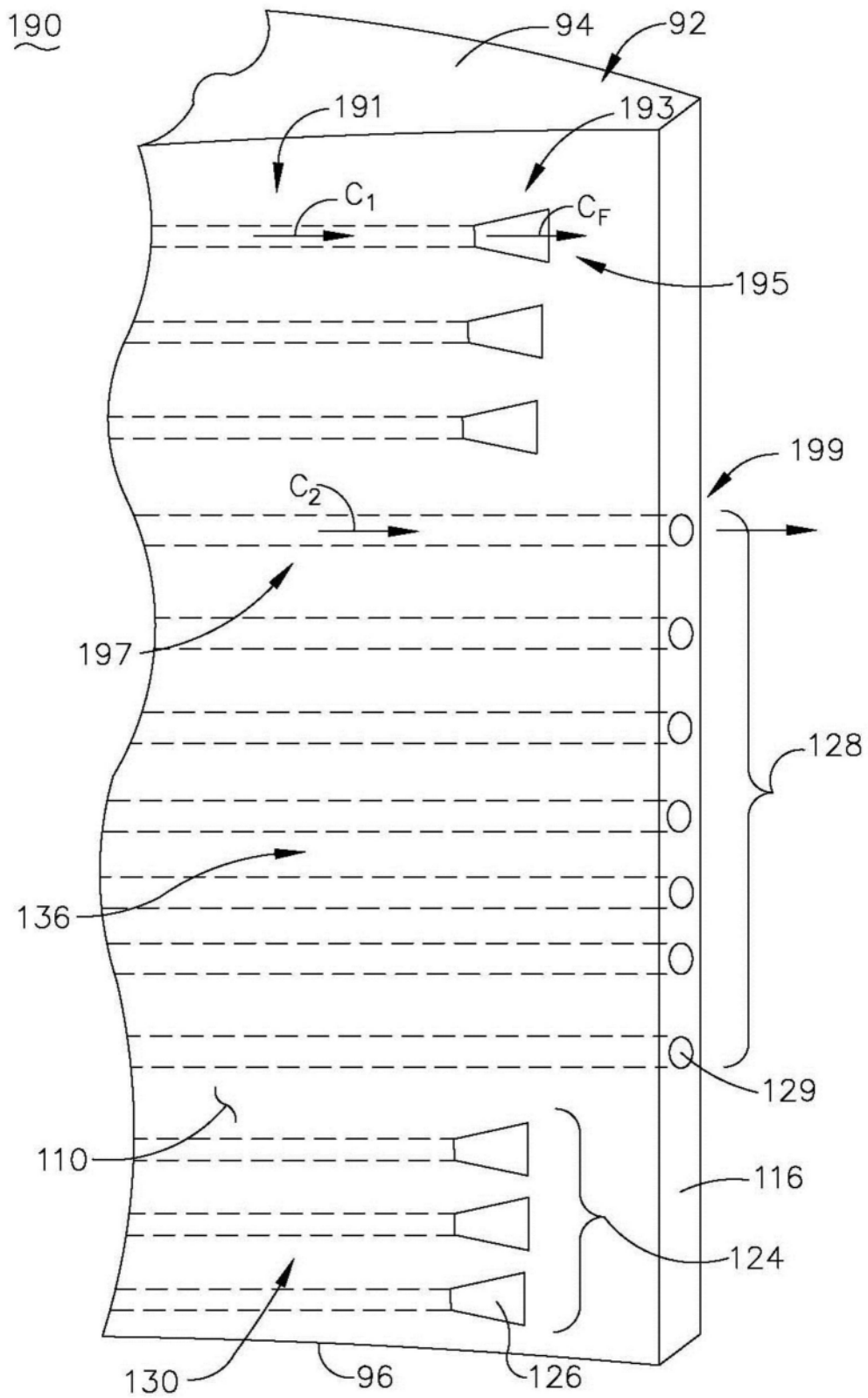


图6

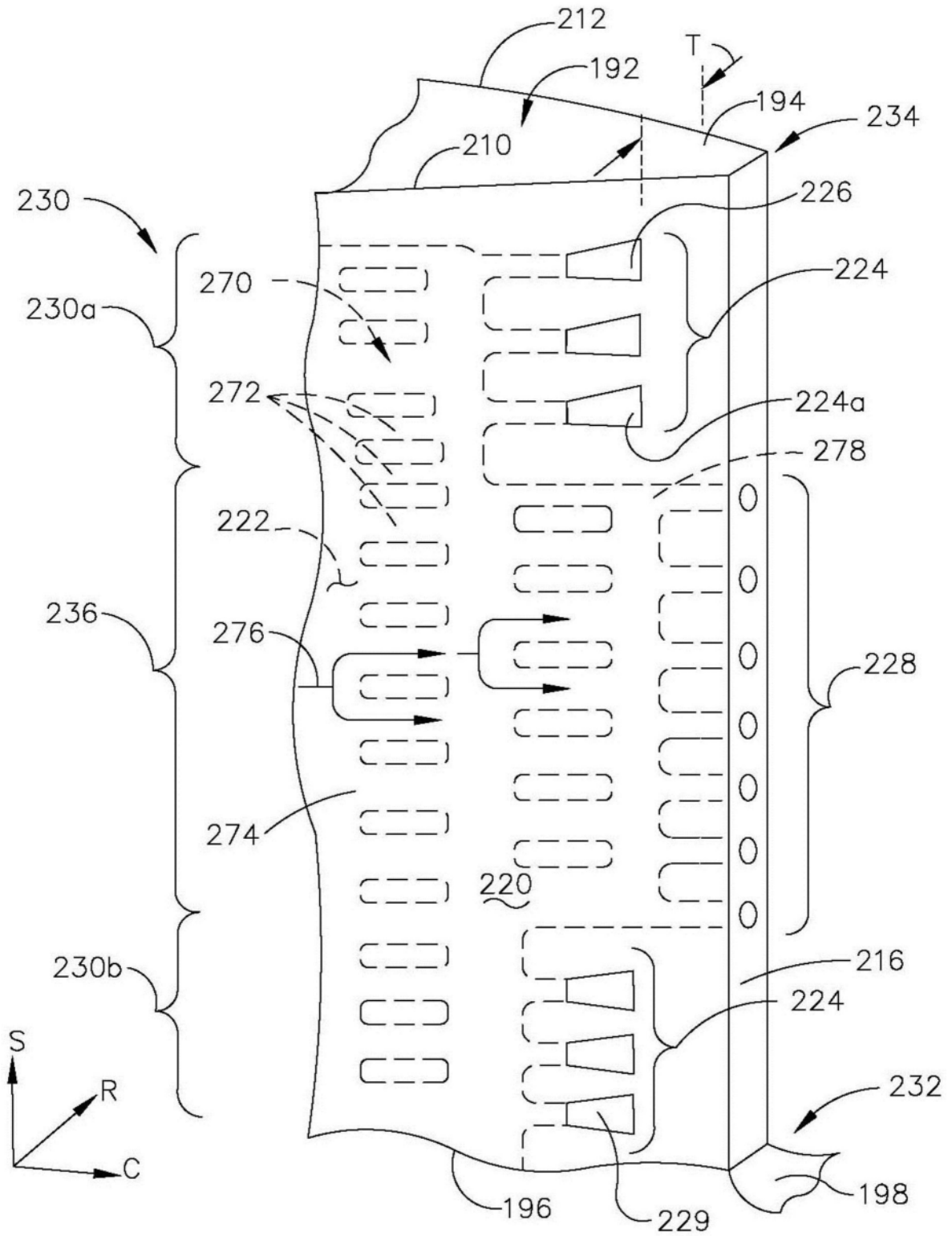


图7