



(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 107178425 A

(43)申请公布日 2017.09.19

(21)申请号 201710137829.X

(22)申请日 2017.03.09

(30)优先权数据

102016000024825 2016.03.09 IT

(71)申请人 通用电气公司

地址 美国纽约州

(72)发明人 A.圭加罗瓦伦西亚 V.米彻拉西

(74)专利代理机构 中国专利代理(香港)有限公司 72001

代理人 严志军 李强

(51)Int.Cl.

F02C 7/18(2006.01)

F01D 25/12(2006.01)

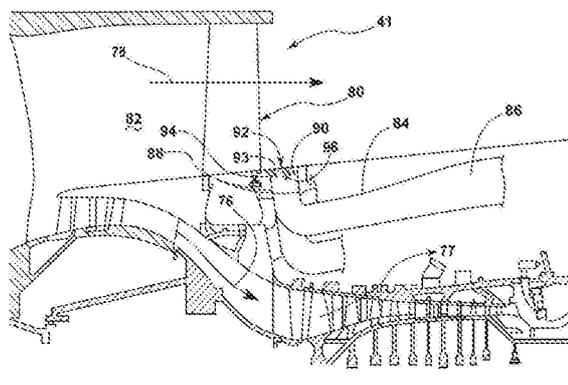
权利要求书1页 说明书6页 附图5页

(54)发明名称

具有出风道的燃气涡轮发动机

(57)摘要

本发明提供一种用于燃气涡轮发动机的设备和方法,所述燃气涡轮发动机包括位于所述发动机的气流内的出风道。所述出风道具有入口以及覆盖所述入口的通气孔。所述通气孔具有多个翼片,这些翼片布置成引导气流进入所述出风道的所述入口。



1. 一种燃气涡轮发动机,包括:  
环状风扇排气部分;  
发动机核心,所述发动机核心至少部分设置在所述风扇排气部分内;  
冷却空气出风道,所述冷却空气出风道设置在所述发动机核心中并且具有入口;  
通气孔,所述通气孔位于所述入口处并且具有呈间隔的轴向布置的、至少两个不同尺寸的翼片。
2. 根据权利要求1所述的燃气涡轮发动机,其中所述至少两个不同尺寸的翼片包括位于主要翼片上游的初级翼片,所述主要翼片的弦长和最大高度大于所述初级翼片。
3. 根据权利要求2所述的燃气涡轮发动机,其中所述主要翼片的所述弦长比所述初级翼片的所述弦长大至少2.5倍。
4. 根据权利要求3所述的燃气涡轮发动机,其中所述主要翼片的所述最大高度比所述初级翼片的所述最大高度大至少2倍。
5. 根据权利要求2所述的燃气涡轮发动机,进一步包括位于所述主要翼片下游的第三翼片和第四翼片。
6. 根据权利要求5所述的燃气涡轮发动机,其中所述第三翼片和第四翼片的弦长小于所述主要翼片的弦长。
7. 根据权利要求6所述的燃气涡轮发动机,其中所述第三翼片的弦长大于所述初级翼片和所述第四翼片的弦长。
8. 根据权利要求7所述的燃气涡轮发动机,其中所述第三翼片和第四翼片的迎角大于所述初级翼片和主要翼片的迎角。
9. 根据权利要求7所述的燃气涡轮发动机,其中所述入口的前缘具有圆角唇。
10. 根据权利要求9所述的燃气涡轮发动机,其中所述入口的后缘具有倒角。

## 具有出风道的燃气涡轮发动机

### 技术领域

[0001] 本发明涉及具有出风道的燃气涡轮发动机。

### 背景技术

[0002] 涡轮发动机,尤其是燃气或燃烧式涡轮发动机,是旋转式发动机,这种发动机从穿过发动机流动到许多旋转涡轮叶片上的燃烧气体流中提取能量。通常使用风扇部分吸进环境空气并且将其导向到发动机的不同部件,以实现能量提取和冷却目的。一些风扇空气一开始被导向到压缩机级中,而另一部分的风扇空气继续穿过出口导向轮叶,并且能够在之后根据需要被导向到发动机部件中。

[0003] 燃气涡轮发动机包括位于发动机多个区域内的出风道(offtake),在这些出风道中,来自高速漩涡管道中的空气被提取到内部空气系统中以用于冷却、密封或热管理用途。当重定向角度是 $90^\circ$ 或者更高值时,需要使用通气孔(louver)或者其他气动形状来使流有效地转动。通气孔通常是同等长度、形状和外倾角的级联系统。

### 发明内容

[0004] 在一个方面中,本发明的实施例涉及一种燃气涡轮发动机,所述燃气涡轮发动机包括:环状风扇排气部分;发动机核心,所述发动机核心至少部分位于所述风扇排气部分内;冷却空气出风道,所述冷却空气出风道位于所述发动机核心内并且具有入口、位于所述入口处的通气孔,并且具有以轴向间隔的方式布置的至少两个不同尺寸的翼片。

[0005] 在另一个方面中,本发明的实施例涉及一种用于燃气涡轮发动机的出风道的通气孔,所述燃气涡轮发动机包括轴向布置的至少四个翼片,任意翼片的尺寸均不相同。

[0006] 技术方案1:一种燃气涡轮发动机,包括:

[0007] 环状风扇排气部分;

[0008] 发动机核心,所述发动机核心至少部分设置在所述风扇排气部分内;

[0009] 冷却空气出风道,所述冷却空气出风道设置在所述发动机核心中并且具有入口;

[0010] 通气孔,所述通气孔位于所述入口处并且具有呈间隔的轴向布置的、至少两个不同尺寸的翼片。

[0011] 技术方案2:根据技术方案1所述的燃气涡轮发动机,其中所述至少两个不同尺寸的翼片包括位于主要翼片上游的初级翼片,所述主要翼片的弦长和最大高度大于所述初级翼片。

[0012] 技术方案3:根据技术方案2所述的燃气涡轮发动机,其中所述主要翼片的所述弦长比所述初级翼片的所述弦长大至少2.5倍。

[0013] 技术方案4:根据技术方案3所述的燃气涡轮发动机,其中所述主要翼片的所述最大高度比所述初级翼片的所述最大高度大至少2倍。

[0014] 技术方案5:根据技术方案2所述的燃气涡轮发动机,进一步包括位于所述主要翼片下游的第三翼片和第四翼片。

[0015] 技术方案6:根据技术方案5所述的燃气涡轮发动机,其中所述第三翼片和第四翼片的弦长小于所述主要翼片的弦长。

[0016] 技术方案7:根据技术方案6所述的燃气涡轮发动机,其中所述第三翼片的弦长大于所述初级翼片和所述第四翼片的弦长。

[0017] 技术方案8:根据技术方案7所述的燃气涡轮发动机,其中所述第三翼片和第四翼片的迎角大于所述初级翼片和主要翼片的迎角。

[0018] 技术方案9:根据技术方案7所述的燃气涡轮发动机,其中所述入口的前缘具有圆角唇。

[0019] 技术方案10:根据技术方案9所述的燃气涡轮发动机,其中所述入口的后缘具有倒角。

[0020] 技术方案11:根据技术方案1所述的燃气涡轮发动机,其中所述至少两个不同尺寸的翼片定形成提供至少0.3的压力恢复。

[0021] 技术方案12:根据技术方案11所述的燃气涡轮发动机,其中所述压力恢复是至少0.34。

[0022] 技术方案13:一种用于燃气涡轮发动机的出风道的通气孔组件,所述燃气涡轮发动机包括呈轴向布置的至少四个翼片,所述翼片中的任意翼片的尺寸均不相同。

[0023] 技术方案14:根据技术方案13所述的通气孔组件,其中所述四个翼片中的第二翼片是主要翼片,所述主要翼片的弦长大于其他四个翼片中的任一翼片。

[0024] 技术方案15:根据技术方案14所述的通气孔组件,其中所述主要翼片的弦长比所述第一翼片大至少X倍。

[0025] 技术方案16:根据技术方案15所述的通气孔组件,其中所述主要翼片的弦长比第三翼片和第四翼片的弦长大至少Y倍。

[0026] 技术方案17:根据技术方案16所述的通气孔组件,其中所述第三翼片和第四翼片的迎角与所述第一翼片和第二翼片的迎角不同。

[0027] 技术方案18:根据技术方案17所述的通气孔组件,其中所述第四翼片的弦长小于所述第三翼片。

[0028] 技术方案19:根据技术方案18所述的通气孔组件,其中所述通气孔具有圆角唇形式的前缘。

[0029] 技术方案20:根据技术方案19所述的通气孔组件,其中所述通气孔具有倒角形式的后缘。

[0030] 技术方案21:根据技术方案20所述的通气孔组件,其中所述至少四个不同尺寸的翼片定形成提供至少0.3的压力恢复。

[0031] 技术方案22:根据技术方案21所述的燃气涡轮发动机,其中所述压力恢复是至少0.34。

## 附图说明

[0032] 在附图中:

[0033] 图1是用于飞行器的燃气涡轮发动机的截面示意图。

[0034] 图2是图1的燃气涡轮发动机的风扇排气部分的放大视图。

[0035] 图3是具有通气孔的入口的放大图,所述入口具有多个翼片,用于图1中所示的燃气涡轮发动机的冷却出风道。

[0036] 图4A是传统通气孔组件的流程图。

[0037] 图4B是本发明通气孔组件的实施例的流程图。

### 具体实施方式

[0038] 所描述的本发明的实施例涉及一种燃气涡轮发动机,所述燃气涡轮发动机具有重定向风扇空气的通气孔。为便于说明,将参考飞行器燃气涡轮发动机的涡轮来描述本发明。但应了解,本发明并不限于此并且可通用于发动机(包括压缩机)内以及非飞行器应用(例如,其他移动应用和非移动工业、商业和民用应用)中。

[0039] 本说明书中所用的术语“前部”或“上游”是指沿一定方向向发动机入口移动,或者相对于另一部件而言,某一部件相对靠近发动机入口。与“前部”或“上游”结合使用的术语“后部”或“下游”是指相对于发动机中心线向发动机的尾部或出口延伸的方向。

[0040] 此外,本说明书中所用术语“径向的”或“径向地”是指延伸在发动机中心纵轴与发动机外圆周之间的维度。

[0041] 所有方向参考(例如,径向、轴向、近端、远端、上、下、向上、向下、左、右、横向、前、后、顶部、底部、上方、下方、垂直、水平、顺时针、逆时针、上游、下游、后部等)仅用于进行标识以便于读者理解本发明,并不构成限制,尤其是限制本发明的位置、定向或使用。连接参考(例如,附接、连接、接合和邻接)应从广义上解释,并且除非另作说明,否则可包括一组元件之间的中间部件以及这些元件之间的相对移动。因此,连接参考并不一定可推断出两个元件直接相连并且彼此固定。示例性的附图仅用于说明,相关附图中所反映的尺寸、位置、顺序和相对尺寸可以更改。

[0042] 图1是用于飞行器的燃气涡轮发动机10的截面示意图。发动机10具有大体呈纵向延伸的轴或者中心轴12,所述中心轴从前部14向后部16延伸。发动机10包括(以下游串行流关系):风扇部分18,所述风扇部分包括风扇20;压缩机部分22,所述压缩机部分包括升压机或低压(LP)压缩机24和高压(HP)压缩机26;燃烧部分28,所述燃烧部分包括燃烧器30;涡轮部分32,所述涡轮部分包括HP涡轮34以及LP涡轮36;以及排气部分38。

[0043] 风扇部分18包括围绕风扇20的风扇壳体40。风扇20包括围绕中心线12径向设置的多个风扇叶片42。风扇壳体40还可以围绕风扇排气部分41的至少一部分。HP压缩机26、燃烧器30和HP涡轮34形成发动机10的核心44,所述核心产生燃烧气体。核心44被核心壳体46围绕,所述核心壳体可与风扇壳体40相连,以使核心44至少部分位于风扇排气部分41中。

[0044] 围绕发动机10的中心线12同轴设置的HP轴或绕线轴48驱动地将HP涡轮34连接到HP压缩机26。LP轴或绕线轴50围绕发动机10的中心线12同轴设置在较大直径的环状HP绕线轴48内,其驱动地将LP涡轮36连接到LP压缩机24和风扇20。

[0045] 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相对于对应组的静态压缩机轮叶60、62(也称为喷嘴)旋转,以压缩或加压穿过该级的流体流。在该单个压缩机级52、54中,多个压缩机叶片56、58可以设置成环状,并且可相对于中心线12,从叶片平台径向向外延伸到叶片尖端,而对应的静态压缩机轮叶60、62设置在旋转叶片56、58的上游并且与其相邻。应注意,图1中所示的叶片、轮叶和压缩机级的数量仅用于

进行说明,可以采用其他数量。

[0046] 压缩机级的叶片56、58可安装到圆盘59,所述圆盘59安装到HP绕线轴48和LP绕线轴50中的对应一个,其中每个级具有其自己的圆盘59、61。压缩机级的轮叶60、62可按照周向布置而安装到核心壳体46。

[0047] 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相对于对应组的静态涡轮轮叶72、74(也称为喷嘴)旋转,以提取穿过该级的流体流中的能量。在单个涡轮级64、66中,多个涡轮轮叶72、74可以设置成环状,并且可以相对于中心线12径向向外延伸,而对应的旋转叶片68、70设置在静态涡轮轮叶72、74的下游并且与其相邻,并且还可以相对于中心线12,从叶片平台径向向外延伸叶片尖端。应注意,图1中所示的叶片、轮叶和涡轮级的数量仅用于进行说明,可以采用其他数量。

[0048] 涡轮级的叶片68、70可安装到圆盘71,所述圆盘71安装到HP绕线轴48和LP绕线轴50中的对应一个,其中每个级具有其自己的圆盘71、73。压缩机级的轮叶72、74可按照周向布置而安装到核心壳体46。

[0049] 发动机10的安装到绕线轴48、50中的任一绕线轴或这两个绕线轴并且随其一起旋转的部分也单独或者统一称为转子53。发动机10的包括安装核心壳体46的部分的静态部分也单独或者统一称为定子63。

[0050] 在操作中,从风扇部分18排出的气流分开,以使一部分的气流沿管道流入LP压缩机24中,该压缩机随后向HP压缩机26供应压缩的环境空气76,该HP压缩机进一步压缩该环境空气。来自HP压缩机26的压缩空气76与燃烧器30中的燃料混合并且点燃,从而产生燃烧气体。HP涡轮34提取这些气体中的一部分功,进而驱动HP压缩机26。燃烧气体排放到LP涡轮36中,该LP涡轮提取额外的功以驱动LP压缩机24,并且排气最终经由排气部分38从发动机10排出。LP涡轮36的驱动可驱动LP绕线轴50来旋转风扇20和LP压缩机24。

[0051] 气流78的剩余部分绕过LP压缩机24,穿过风扇排气部分41并且通过静态轮叶排(更确切地说,出口导向轮叶组件80)从发动机组件10排出,该出口导向轮叶组件包括多个翼型导向轮叶82。具体来说,一排周向的径向延伸翼型导向轮叶82设置成邻近风扇部分18,以对气流78施加一定的定向控制。离开风扇排气部分41之后,气流78可以使用冷却空气出风道84重定向,以对发动机核心44和涡轮部分32进行额外的冷却。

[0052] 由风扇20供应的一部分环境空气可绕过发动机核心44并且用于冷却发动机10的多个部分,尤其高温部分,并且/或者用于冷却或驱动飞行器的其他方面。在涡轮发动机的背景下,发动机的高温部分通常是燃烧器30以及燃烧器30下游的部件,尤其是涡轮部分32,其中HP涡轮34是温度最高的部分,因为它位于燃烧部分28的直接下游。其他冷却流体来源可以是,但不限于,从LP压缩机24或HP压缩机26排出的流体。该流体可以是放气77,所述放气可包括来自LP压缩机24或HP压缩机26的空气,该空气绕过燃烧器30,作为涡轮部分32的冷却来源。这是普通发动机配置,并不构成限制。

[0053] 图2是风扇排气部分41附近区域的放大视图。冷却空气出风道84包括管道86,所述管道具有壁88,所述壁从主要径向定向转动接近90°进入主要轴向定向。冷却空气出风道84包括入口90,所述入口位于出口导向轮叶组件80的下游。入口90包括具有通气孔93的通气孔组件92,所述通气孔包括至少两个不同尺寸的翼片94、96。尽管图示在位于风扇排气部分41的下游的位置处,但是出风道84可以位于整个发动机的任何适当位置处。

[0054] 在图3中所示的一个示例性实施例中,通气孔组件92包括轴向布置的四个翼片94、96、98、100。入口90具有:前缘85,所述前缘具有圆角唇;以及后缘87,所述后缘具有至少 $20^\circ$ 、但不超过 $30^\circ$ 的倒棱角 $\beta$ ,所述倒棱角从管壁88向轴向上游的后缘87进行测量。凭借此特征,可在较高压下放气并且将碰撞点向后移动。过量角度将导致不必要的压力损失。

[0055] 翼片96(将称为主要翼片96)的几何结构,如图4中所示,描述为具有弦长C,该弦长的长度定义成从前缘108延伸到后缘110的线,并且具有高度H,该高度的长度定义成相对于发动机的中心线、从径向最高点112延伸到径向最低点114的线。每个翼片还描述成迎角 $\alpha$ ,该迎角是从局部相对风向116到沿弦长C的连续线之间测量的角度。为便于说明,初级翼片94、第三翼片98和第四翼片100将分别使用下标1、2和3表示。

[0056] 在几何结构方面,主要翼片96相对于弦长C和高度H大于另外三个翼片94、98、100。主要翼片94的最大高度 $H$ 是初级翼片94的最大高度 $H_1$ 的至少2倍。弦长C是弦长 $C_1$ 的至少2.5倍。翼片的轴向布置包括由以下弦长关系限定的几何结构:

[0057]  $C > C_3 > C_1 \geq C_4$

[0058] 间隔的轴向布置包括最靠近入口90的前缘85的初级翼片94,在此之后,主要翼片96位于初级翼片94的下游,沿下游方向在此之后的是第三翼片98和第四翼片100。第三翼片98和第四翼片100等距间隔,以便管壁88与第四翼片100之间的距离近似等于第三翼片98与第四翼片100之间的距离。该间隔可避免翼片之间出现流动分离,同时维持高马赫数(参见图4A和4B)。

[0059] 第三翼片98和第四翼片100的迎角 $\alpha$ 与第一翼片94和第二翼片96的迎角 $\alpha$ 不同。在一个示例性实施例中,第三翼片98和第四翼片100的迎角 $\alpha$ 大于第一翼片94和第二翼片96的迎角 $\alpha$ 。

[0060] 在一个示例性实施例中,第三翼片98和第四翼片100的后缘110终止于线L,该线将主要翼片96的后缘110连接到位于入口90的后缘87下游的点118。该几何结构导致第三翼片96和第四翼片98的对应弦长 $C_3$ 、 $C_4$ 连续变短。这种关系能够有效到转动相关流,同时减少由于流体与翼片表面接触而引起的任何摩擦损耗。

[0061] 当前实施例的总体优势可通过将图4A与图2-3中所示的实施例进行比较看出,其中图4A示出了具有相等大小的翼片(具有大体相等迎角和相等间距)的当前通气孔组件。对于传统通气孔组件,流向是通过使用通气孔122导向气流来更改,其中通气孔具有图4A中所示的类似形状的翼片124。这种设计可引起气流分离126,这不符合有效气流运动的要求。增加主要翼片94的尺寸,以便通气孔组件92包括至少两个不同尺寸的翼片94、96,其中第二翼片96在几何上大于第一翼片94。该几何结构区别可如图4B中所示加速128流动,从而增大总发动机压力 $P_t$ 。

[0062] 通气孔组件92中的翼片94、96、98、100中的每个翼片均设计用于相关用途,以确保各个气动几何结构的有效使用。初级翼片94配置成稳定边界层130,并且包含管道86中的再循环132。使用传统通气孔组件120,边界层131过厚并且将引发分离,其中如图4B中所示,边界层130由初级翼片94和主要翼片96明确限定。主要翼片96配置成将流加速128到最大速度134,而不引起流动分离。第三翼片98和第四翼片100配置成引导位于主要翼片96下游的流,以避免分离。

[0063] 所进行透彻CFD(计算流体动力学)分析支持透气孔组件92相对于传统通气孔组件

120的优势。通过进行由3D分析提供支持的2D优化,得出下表中的结果。无论是考虑从风扇排气部分41到HP涡轮34的区域,还是从风扇排气部分41到LP涡轮36的区域(这两个区域均能够引起排出流减少),压力恢复均最大。下表将第一发动机恢复率与第二发动机恢复率进行比较,其中第二发动机恢复率包括设置到位的通气孔组件92并且压力恢复至少为0.30。目标是尽可能维持最高总压力( $P_t$ ),从而最有效地将空气经由管道输送到涡轮部分。

[0064]

恢复 = $(P_t - P_{s13}) / (P_{t13} - P_{s13})$	恢复	总压力 (级13) $P_{t13}$	静态压力 (级13) $P_{s13}$	总压力 $P_t$
具有传统通气孔设计的	0.131	8.07	6.82	6.99

[0065]

一个发动机				
具有穿过 HP 涡轮的本发明通气孔组件的第二发动机	<b>0.362</b>	8.369	7.097	7.557
具有穿过 LP 涡轮的本发明通气孔组件的第二发动机	<b>0.349</b>	8.369	7.097	7.541

[0066] 提高压力恢复并且减少质量流量的优势包括在维持动力的同时减少管道流量。由于管道设计的空间通常有限,因此引入本方法能够实现在更具弹性的情况下设计管道。

[0067] 应了解,所公开设计的应用并不限于具有风扇和升压机部分的涡轮发动机,而是也能够适用于涡轮喷气机和涡轮发动机。

[0068] 本说明书使用各个实例来揭示本发明,包括最佳模式,同时也让所属领域的任何技术人员能够实施本发明,包括制造并使用任何装置或系统,以及实施所涵盖的任何方法。本发明的可授予专利的范围由权利要求书界定,并且可包括所属领域中的技术人员得出的其他实例。如果其他此类实例的结构要素与权利要求书的字面意义相同,或如果此类实例包括的等效结构要素与权利要求书的字面意义无实质差别,则此类实例也应在权利要求书的范围内。

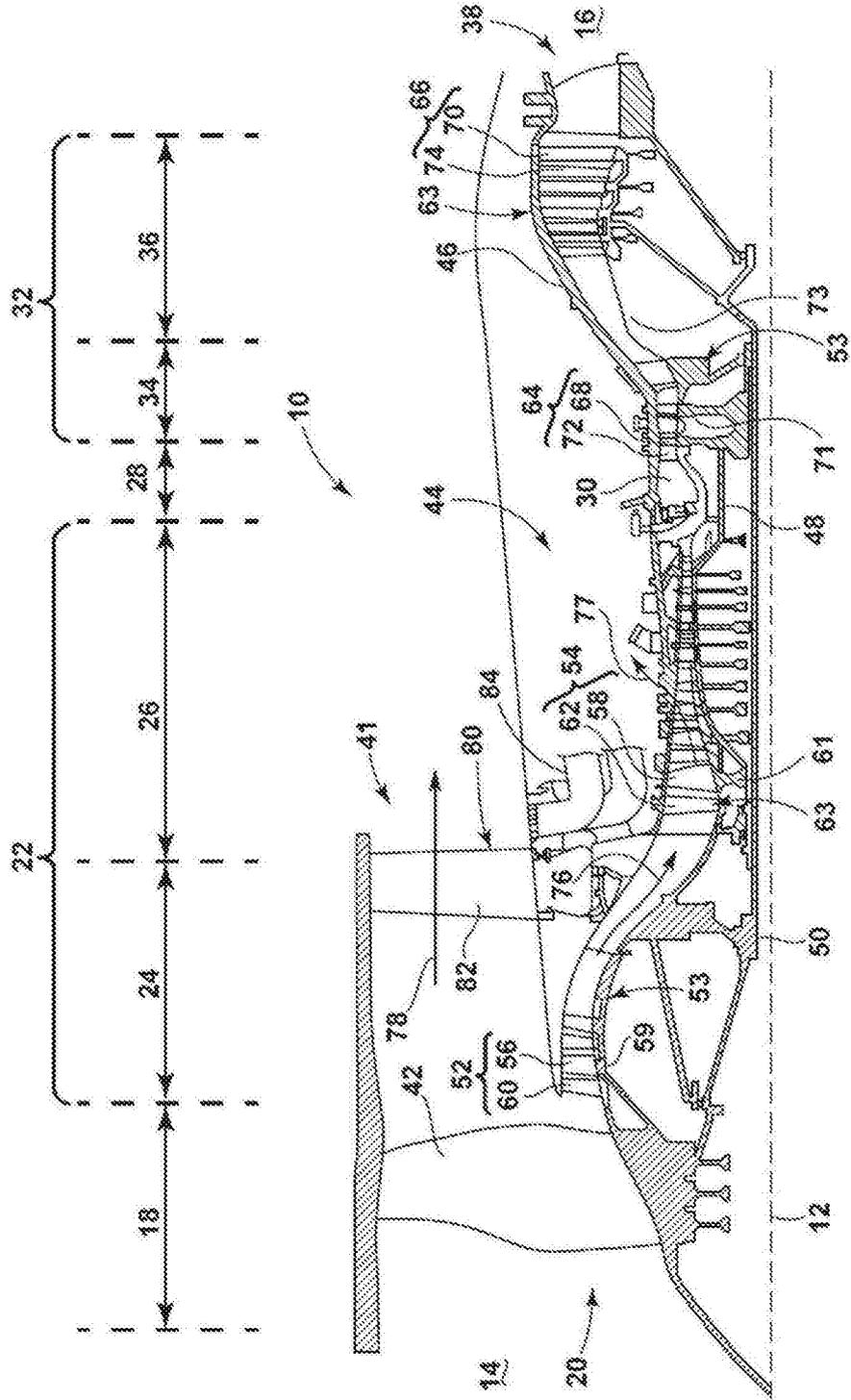


图1

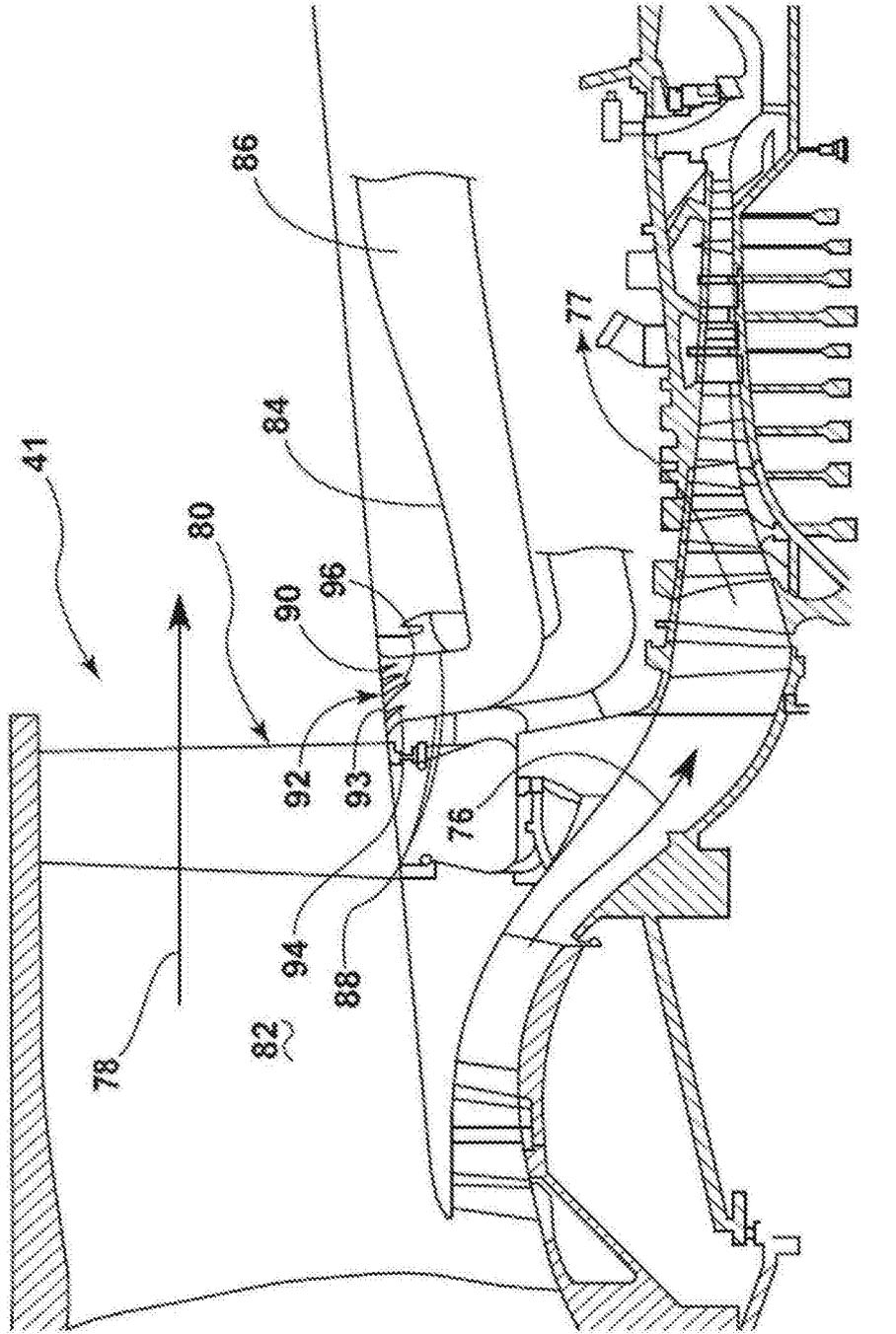


图2



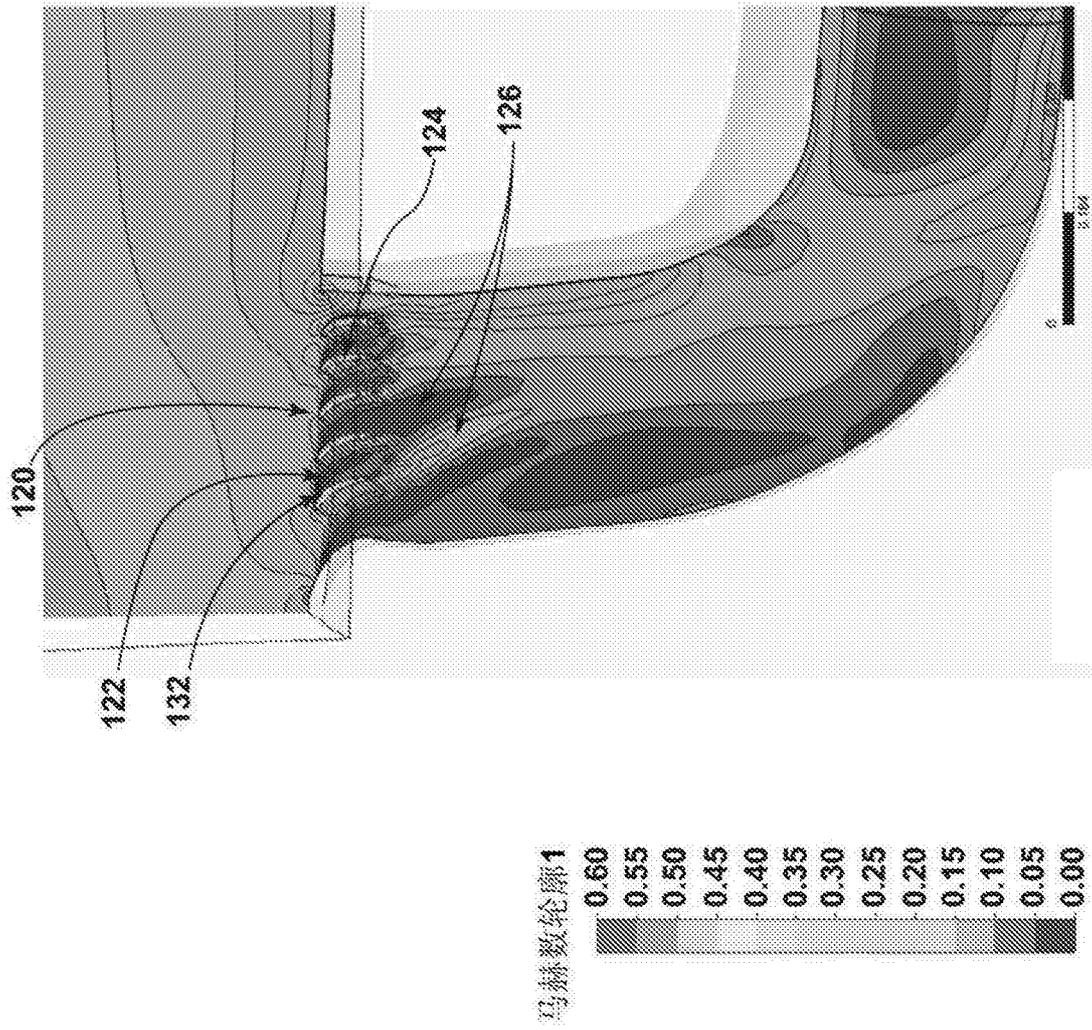


图4A

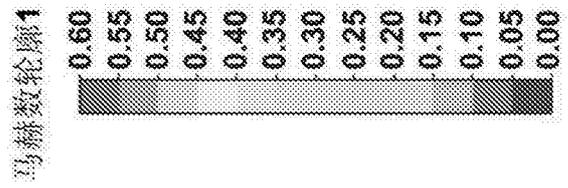
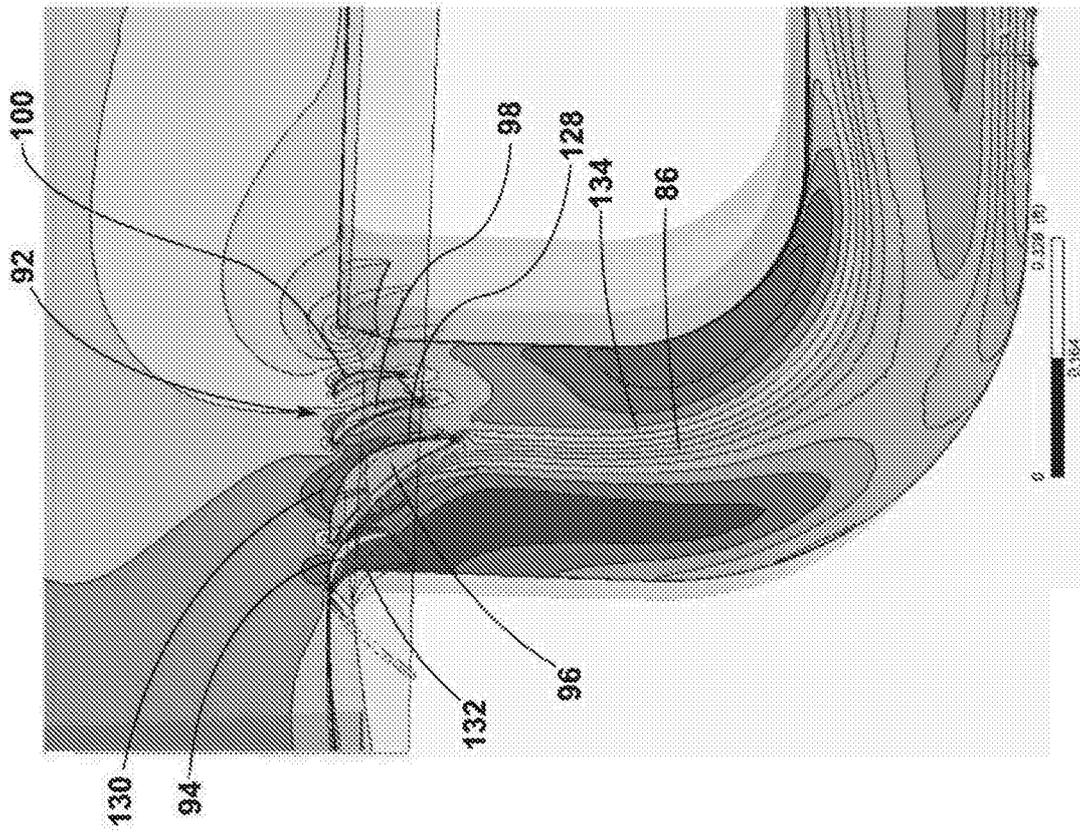


图4B