



(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 107201920 A

(43)申请公布日 2017.09.26

(21)申请号 201710160127.3

F23R 3/58(2006.01)

(22)申请日 2017.03.17

(30)优先权数据

15/073687 2016.03.18 US

(71)申请人 通用电气公司

地址 美国纽约州

(72)发明人 Z.D. 韦伯斯特

(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.

F01D 5/18(2006.01)

F01D 9/04(2006.01)

F01D 25/12(2006.01)

F01D 25/14(2006.01)

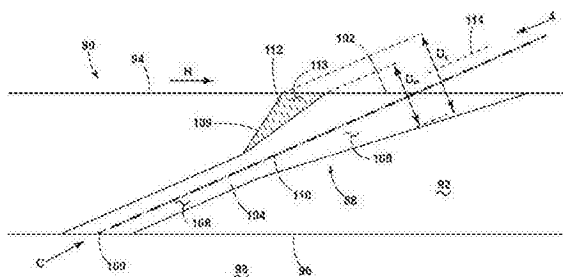
权利要求书1页 说明书7页 附图2页

(54)发明名称

具有膜孔的用于涡轮发动机的部件

(57)摘要

本发明提供与涡轮发动机部件的膜孔相关的设备和方法,该设备和方法包括在该部件中形成孔,以及向该部件施布涂层使得涂层填充膜孔的多个部分。



1. 一种用于涡轮发动机的发动机部件,所述发动机部件产生热燃烧气体流并且提供冷却流体流,所述发动机部件包括:

壁,所述壁将热燃烧气体流和冷却流体流分开并且具有热燃烧气体在热流动路径中沿其流动的热表面和面向冷却流体流的冷表面;和

至少一个膜孔,所述至少一个膜孔包括预定内部尺寸部分和邻近所述预定内部尺寸部分的接合部分;以及

涂层,所述涂层填充所述接合部分。

2. 根据权利要求1所述的发动机部件,其特征在于,所述接合部分仅设置于所述预定内部尺寸部分的一部分上。

3. 根据权利要求1所述的发动机部件,其特征在于,所述预定内部尺寸部分关于其中心线对称。

4. 根据权利要求3所述的发动机部件,其特征在于,所述接合部分和所述预定内部尺寸部分共同限定相对于所述预定内部尺寸部分的中心线不对称的区域。

5. 根据权利要求1所述的发动机部件,其特征在于,所述预定内部尺寸部分是圆。

6. 根据权利要求5所述的发动机部件,其特征在于,所述接合部分是新月形。

7. 根据权利要求1所述的发动机部件,其特征在于,所述接合部分包括圆,所述圆具有比预定内部尺寸大的直径。

8. 根据权利要求1所述的发动机部件,其特征在于,所述膜孔包括圆锥部段并且所述接合部分沿所述圆锥部段延伸。

9. 根据权利要求8所述的发动机部件,其特征在于,所述膜孔包括位于所述圆锥部段上游的测量部段。

10. 根据权利要求1所述的发动机部件,其特征在于,所述涂层包括多个层。

具有膜孔的用于涡轮发动机的部件

技术领域

[0001] 涡轮发动机,并且具体而言燃气或燃烧涡轮发动机,是从通过发动机到达大量旋转涡轮轮叶上的燃烧气体流提取能量的旋转发动机。

背景技术

[0002] 发动机效率随着燃烧气体的温度提高。然而,燃烧气体沿其流动路径加热多个部件,从而随后需要对所述部件进行冷却以实现较长的发动机使用寿命。典型地,通过来自压缩机的放出空气对热气体路径部件进行冷却。该冷却过程降低发动机效率,原因在于放出空气不用于燃烧过程。

[0003] 涡轮发动机冷却领域是成熟的并且包括用于多个热气体路径部件中的冷却回路和特征的各个方面的多个专利。例如,燃烧器包括径向外衬里和径向内部衬里,需要在操作期间对所述径向外衬里和径向内部衬里进行冷却。涡轮喷嘴包括被支承在外部带和内部带之间的中空叶片,所述中空叶片也需要冷却。涡轮转子轮叶是中空的并且典型地包括位于其中的冷却回路,其中轮叶被涡轮护罩包绕,所述涡轮护罩也需要冷却。热燃烧气体通过排气部被排放,该排气部也可以具有衬里并且被适当地冷却。

[0004] 在所有这些示例性的涡轮发动机部件中,高强度高温合金 (superalloy) 金属的薄金属壁通常用于增强耐久性,同时使得对其进行冷却的需要最小化。在发动机中的其相应环境中,为这些单个部件定制多个冷却回路以及特征。此外,所有的这些部件通常都包括共同的多排膜冷却孔。

[0005] 典型的膜冷却孔是以低角度倾斜穿过加热壁的圆柱形孔口,以用于沿壁的外部表面排放冷却空气膜,从而在操作期间相对于来自热燃烧气体的流提供隔热。膜在壁外表面之上方以低角度被排放,以使不期望的放气的可能性最小化,这种不期望的放气会导致流分离以及膜冷却有效性的损失。

[0006] 诸如热障涂层之类的涂层能够被置于膜冷却孔的多个部分上,以防止由于高温而造成的热损坏。

发明内容

[0007] 在一个方面中,实施例涉及一种在涡轮发动机的部件中制造具有预定内部尺寸的膜孔的方法,包括:在该部件中形成孔,其中孔具有接合部分,使孔的内部尺寸大于预定内部尺寸;向该部件施布涂层,使得涂层填充接合部分,使得孔的尺寸与预定内部尺寸相等。

[0008] 在另一个方面中,实施例涉及一种用于涡轮发动机的发动机部件,该发动机部件产生热燃烧气体流并且提供冷却流体流,该发动机部件包括:壁,该壁将热燃烧气体流和冷却流体流分开并且具有热燃烧气体在热流动路径中沿其流动的热表面和面向冷却流体流的冷表面;和至少一个膜孔,该至少一个膜孔包括预定内部尺寸部分和邻近预定内部尺寸部分的接合部分;以及填充接合部分的涂层。

[0009] 技术方案1:一种在涡轮发动机的部件中制造具有预定内部尺寸的膜孔的方法,包

括：

[0010] 在所述部件中形成孔，其中所述孔具有接合部分，使所述孔的内部尺寸大于所述预定内部尺寸；

[0011] 向所述部件施布涂层，使得所述涂层填充所述接合部分，使所述孔的尺寸与所述预定内部尺寸相等。

[0012] 技术方案2：根据技术方案1所述的方法，其特征在于，所述接合部分设置于所述孔的一部分上。

[0013] 技术方案3：根据技术方案1所述的方法，其特征在于，所述预定内部尺寸限定了圆。

[0014] 技术方案4：根据技术方案3所述的方法，其特征在于，所述接合部分包括与所述圆相邻的新月形部分。

[0015] 技术方案5：根据技术方案3所述的方法，其特征在于，所述接合部分包括圆，所述圆具有比所述预定内部尺寸大的直径。

[0016] 技术方案6：根据技术方案1所述的方法，其特征在于，所述孔包括圆锥部段并且所述接合部分沿所述圆锥部段延伸。

[0017] 技术方案7：根据技术方案6所述的方法，其特征在于，所述孔包括位于所述圆锥部段上游的测量部段。

[0018] 技术方案8：根据技术方案7所述的方法，其特征在于，所述测量部段包括圆形横截面。

[0019] 技术方案9：根据技术方案1所述的方法，其特征在于，所述涂层包括衬底、粘结涂层、以及一个或多个陶瓷基外部涂层。

[0020] 技术方案10：根据技术方案1所述的方法，其特征在于，所述膜孔通过放电加工、3D打印、激光加工、或铸造制成。

[0021] 技术方案11：根据技术方案1所述的方法，其特征在于，所述内部尺寸是直径、长轴或短轴中的至少一个。

[0022] 技术方案12：根据技术方案1所述的方法，其特征在于，所述孔具有圆形或非圆形横截面中的至少一种。

[0023] 技术方案13：一种用于涡轮发动机的发动机部件，所述发动机部件产生热燃烧气体流并且提供冷却流体流，所述发动机部件包括：

[0024] 壁，所述壁将热燃烧气体流和冷却流体流分开并且具有热燃烧气体在热流动路径中沿其流动的热表面和面向冷却流体流的冷表面；和

[0025] 至少一个膜孔，所述至少一个膜孔包括预定内部尺寸部分和邻近所述预定内部尺寸部分的接合部分；以及

[0026] 涂层，所述涂层填充所述接合部分。

[0027] 技术方案14：根据技术方案13所述的发动机部件，其特征在于，所述接合部分仅设置于所述预定内部尺寸部分的一部分上。

[0028] 技术方案15：根据技术方案13所述的发动机部件，其特征在于，所述预定内部尺寸部分关于其中心线对称。

[0029] 技术方案16：根据技术方案15所述的发动机部件，其特征在于，所述预定内部尺寸

部分是圆。

[0030] 技术方案17:根据技术方案15所述的发动机部件,其特征在于,所述接合部分和所述预定内部尺寸部分共同限定相对于所述预定内部尺寸部分的中心线不对称的区域。

[0031] 技术方案18:根据技术方案13所述的发动机部件,其特征在于,所述预定内部尺寸部分是圆。

[0032] 技术方案19:根据技术方案18所述的发动机部件,其特征在于,所述接合部分是新月形。

[0033] 技术方案20:根据技术方案13所述的发动机部件,其特征在于,所述接合部分包括圆,所述圆具有比预定内部尺寸大的直径。

[0034] 技术方案21:根据技术方案13所述的发动机部件,其特征在于,所述膜孔包括圆锥部段并且所述接合部分沿所述圆锥部段延伸。

[0035] 技术方案22:根据技术方案21所述的发动机部件,其特征在于,所述膜孔包括位于所述圆锥部段上游的测量部段。

[0036] 技术方案23:根据技术方案22所述的发动机部件,其特征在于,所述测量部段包括圆形横截面。

[0037] 技术方案24:根据技术方案23所述的发动机部件,其特征在于,所述涂层包括多个层。

附图说明

[0038] 在附图中:

[0039] 图1是用于飞行器的涡轮发动机的示意性横截面图。

[0040] 图2是来自图1的发动机的燃烧器和高压涡轮的侧正视图。

[0041] 图3是穿过来自图1的发动机的发动机部件的膜孔的横截面图。

[0042] 图4是图3的膜孔的出口的俯视图。

具体实施方式

[0043] 本发明所描述的实施例涉及在诸如翼型件之类的发动机部件中形成孔(例如膜孔)。为了说明目的,将参照用于飞行器涡轮发动机的涡轮来描述本发明。然而,应当理解,本发明并不受到限制并且可以广泛应用于发动机(其中包括压缩机)内以及非飞行器应用(例如其它的移动应用以及非移动工业、商业和住宅应用)中。

[0044] 此外,当在本文中使用时,术语“径向”或“径向地”指的是在发动机的中心纵向轴线和发动机外圆周之间延伸的尺寸。

[0045] 所有的方向参照(例如,径向、轴向、近侧、远侧、上部、下部、向上、向下、左侧、右侧、侧向、前部、后部、顶部、底部、之上、之下、竖直、水平、顺时针、逆时针、上游、下游、后部等)仅用于识别目的,以有助于读者理解本发明,并且不会(特别是不对位置、取向、或本发明的用途)构成限制。除非另有说明,否则连接参照(例如,附接、联接、连接和联结)应当被广义地理解并且能够包括元件集合中的中间构件和元件之间的相对移动。这样一来,连接参照并不一定表示两个元件直接连接并且相对于彼此固定。示例性附图仅仅是为了说明目的,并且附图中所反映的尺寸、位置、顺序和相对尺寸能够发生变化。

[0046] 图1是用于飞行器的涡轮发动机10的示意性横截面图。发动机10具有从前部14延伸到后部16的大体纵向延伸的轴线或中心线12。发动机10以下游串联流动关系包括风扇部段18(其包括风扇20)、压缩机部段22(其包括增压器或低压(LP)压缩机24和高压(HP)压缩机26)、燃烧部段28(其包括燃烧器30)、涡轮部段32(其包括HP涡轮34和LP涡轮36)、以及排气部段38。

[0047] 风扇部段18包括风扇壳体40,该风扇壳体围绕风扇20。风扇20包括关于中心线12径向地布置的多个风扇轮叶42。HP压缩机26、燃烧器30、和HP涡轮34形成发动机10的芯部44,该芯部产生燃烧气体。芯部44由芯部壳体46围绕,该芯部壳体能够与风扇壳体40相联接。

[0048] 围绕发动机10的中心线12共轴地布置的HP轴或线轴48将HP涡轮34驱动地连接到HP压缩机26。在直径较大的环形HP线轴48内围绕发动机10的中心线12共轴地布置的LP轴或线轴50将LP涡轮36驱动地连接到LP压缩机24和风扇20。

[0049] LP压缩机24和HP压缩机26分别包括多个压缩机级52、54,在该多个压缩机级中,一组压缩机轮叶(blade)56、58相对于对应组的静止压缩机叶片(vane)60、62(也被称为喷嘴)旋转,以压缩或加压通过该级的流体流。在单个压缩机级52、54中,多个压缩机轮叶56、58能够以环形设置并且能够相对于中心线12从轮叶平台径向向外地延伸到轮叶尖端,而对应的静止压缩机叶片60、62定位在旋转轮叶56、58的上游并且邻近该旋转轮叶。应当注意到,图1中所示的轮叶、叶片、和压缩机级数量的选择仅仅为了说明性目的,并且其它的数量也是可能的。

[0050] 用于压缩机级的轮叶56、58能够安装于盘59,该盘安装于HP线轴48和LP线轴50中相应的一个,其中每一级都具有其各自的盘59、61。用于压缩机级的叶片60、62能够以周向布置形式安装于芯部壳体46。

[0051] HP涡轮34和LP涡轮36分别包括多个涡轮级64、66,在该多个涡轮级中,一组涡轮轮叶68、70相对于对应组的静止涡轮叶片72、74(也被称为喷嘴)旋转,以从通过级的流体流提取能量。在单个涡轮级64、66中,多个涡轮叶片72、74能够以环形设置并且能够相对于中心线12径向向外延伸,而对应的旋转轮叶68、70定位在静止涡轮叶片72、74的下游且邻近该静止涡轮叶片,并且还能够在相对于中心线12从轮叶平台径向向外地延伸到轮叶尖端。应当注意到,图1中所示的轮叶、叶片、和涡轮级数量的选择仅仅是为了说明性目的,并且其它的数量也是可能的。

[0052] 用于涡轮级的轮叶68、70能够安装于盘71,该盘安装于HP线轴48和LP线轴50中对应的一个,其中每一级都具有其各自的盘71、73。用于压缩机级的叶片72、74能够以周向布置形式安装于芯部壳体46。

[0053] 发动机10的安装于线轴48、50中的一个或两个并且与线轴48、50中的一个或两个一起旋转的部分也被单独或共同地称为转子53。发动机10的包括安装于芯部壳体46的部分的静止部分也被单独或共同地称为定子63。

[0054] 在操作中,离开风扇部段18的气流分开,使得一部分气流被引导至LP压缩机24中,LP压缩机随后向HP压缩机26供给加压环境空气76,HP压缩机进一步加压环境空气。来自HP压缩机26的加压空气76与燃烧器30中的燃料混合并且点燃,由此产生燃烧气体。由HP涡轮34从这些气体提取一些功,驱动HP压缩机26。燃烧气体被排放至LP涡轮36中,该LP涡轮提取

额外的功以驱动LP压缩机24,并且排放气体最终通过排气部段38从发动机10被排放。LP涡轮36的驱动对LP线轴50进行驱动,以使风扇20和LP压缩机24旋转。

[0055] 气流78的剩余部分绕过LP压缩机24和发动机芯部44,并且通过静止叶片行、且更具体地通过出口引导叶片组件80(其包括多个翼型引导叶片82)在风扇排气侧84处离开发动机组件10。更具体地,周向行的径向延伸的翼型引导叶片82被用于风扇部段18附近,以对气流78施加一些方向控制。

[0056] 一些由风扇20供给的环境空气能够绕过发动机芯部44并且用于对发动机10的部分(特别是热部)进行冷却并且/或者用于为飞行器的其它方面提供冷却或动力。在涡轮发动机的背景下,发动机的热部通常是燃烧器30和位于燃烧器30下游的部件(特别是涡轮部段32),其中HP涡轮34是最热的部分,原因在于其位于燃烧部段28的直接下游。冷却流体的其它来源能够但不限于是从LP压缩机24或HP压缩机26排放的流体。该流体能够是放出空气77,该放出空气能够包括从LP压缩机24或HP压缩机26抽取的绕过燃烧器30作为涡轮部段32的冷却源的空气。这是常见的发动机构型,并不意在构成限制。

[0057] 图2是来自图1的发动机10的燃烧器30和HP涡轮34的侧正视图。燃烧器30包括偏转器75和燃烧器衬里79。径向间隔开的静止涡轮叶片72的组沿轴向方向邻近涡轮34的涡轮轮叶68,其中相邻的叶片72在其间形成喷嘴。喷嘴使燃烧气体转向,以更好地流入旋转轮叶中,使得可以由涡轮34提取最大的能量。冷却流体流C通过叶片72,以在热燃烧气体流H沿叶片72的外部通过时对叶片72进行冷却。护罩组件81邻近旋转轮叶68,以使涡轮34中的流动损失最小化。类似的护罩组件还能够与LP涡轮36、LP压缩机24、或HP压缩机26相关联。

[0058] 发动机10的一个或多个发动机部件包括膜冷却衬底,其中可以设置本文中进一步公开的实施例的膜冷却孔、或膜孔。具有膜冷却衬底的发动机部件的一些非限制性例子能够包括轮叶68、70、叶片或喷嘴72、74、燃烧器偏转器75、燃烧器衬里79、或护罩组件81,如图1至2中所示。使用膜冷却的其它的非限制性例子包括涡轮过渡管和排气喷嘴。

[0059] 图3是定位在涡轮发动机10中的孔88(图示为膜孔)的示意性横截面图。在示例性实施例中,孔88定位在发动机部件90(例如翼型件的前缘)中,该发动机部件包括将热燃烧气体流H与冷却流体流C分开的衬底92。如上文参照图1和图2所讨论的,在涡轮发动机的背景下,冷却空气能够是绕过发动机芯部44的由风扇20提供的环境空气、来自LP压缩机24的空气、或者来自HP压缩机26的空气。

[0060] 发动机部件90包括衬底92,该衬底具有面向热燃烧气体流H的热表面94和面向冷却流体C的冷表面96。衬底92可以形成发动机部件90的壁,该壁能够是发动机部件90的外部壁或内部壁。第一发动机部件90能够限定至少一个内部腔98,该至少一个内部腔包括冷表面96。热表面94可以是发动机部件90的外部表面。在涡轮发动机的情况下,热表面94可以暴露于具有处于1000℃至2000℃范围内的温度的气体。用于衬底92的合适材料包括但不限于钢、诸如钛之类的难熔金属、或者基于镍、钴、或铁的高温合金、以及陶瓷基复合材料。所述高温合金能够包括等轴、单向凝固、和单晶结构。

[0061] 发动机部件90还包括延伸穿过衬底92的一个或多个膜孔88,该一个或多个膜孔提供发动机部件90的热表面94和内部腔98之间的流体连通。在操作期间,冷却流体流C被供给至内部腔98并且到达孔88之外,以在热表面94上产生冷却空气的薄层或膜,保护热表面不与热燃烧气体流H相接触。尽管图3中仅图示了一个孔88,但是应当理解,发动机部件90可以

设置有多个膜孔88,该多个膜孔以任何期望的配置被布置在发动机部件90上。

[0062] 应当注意到,在本文中所讨论的任何实施例中,尽管衬底92图示为大体平面,但是应当理解,对于很多发动机部件而言,衬底92可以是弯曲的。然而,相比孔88的尺寸,衬底92的曲率可能略小,并且因此为了讨论和说明的目的,衬底92图示为平面。无论衬底92对于孔88的局部而言为平面还是弯曲,热表面94和冷表面96都可以如本文中图示的彼此平行、或者可以位于不平行的平面中。

[0063] 孔88能够具有设置于衬底92的冷表面96上的入口100、包括设置于热表面94上的出口102的出口区域、以及连接入口100和出口102的膜孔通道104。膜孔通道104能够包括:测量部段106,该测量部段具有用于测量冷却流体流C的质量流速的圆形横截面;和扩散部段108,在该扩散部段中,冷却流体C膨胀以在热表面94上形成较低动量冷却膜。

[0064] 扩散部段108相对于冷却流体流C通过膜孔通道104的方向位于测量部段106下游。扩散部段108可以与测量部段106以串联方式流动连通。测量部段106能够设置于入口100处或其附近,而扩散部段108能够被限定在出口102处或其附近。在大多数实施方式中,扩散部段108限定出口102。

[0065] 通过膜孔通道104的冷却流体流C沿膜孔通道104的纵向轴线(在本文中也称为中心线110),该纵向轴线通过测量部段106的横截面区域的几何中心。孔88能够沿冷却流体流C的下游方向倾斜通过膜孔通道104,使得中心线110不与热表面94和冷表面96正交。备选地,孔88可以具有中心线110,该中心线在中心线110通过其中的衬底92的局部区域中与热表面94和冷表面96中的一个或两个正交。在其它实施例中,孔88的中心线110可以不沿热燃烧气体流H的方向定向,使得冷却流体流C的矢量与热燃烧气体流H的不同。例如,具有复角(compound angle)的膜孔限定了冷却流矢量,不仅在横截面图中,该冷却流矢量在观察热表面94的俯视图中也与热燃烧气体流矢量不同。

[0066] 扩散部段108能够包括圆锥部段109。接合(layout)部分112沿最靠近热表面94的圆锥部段109延伸并且由内部尺寸 D_i 限定,该内部尺寸 D_i 具有从中心线110偏移的中心线114。通过该方式,当从出口102观察时,内部尺寸 D_i 包括相对于中心线110不对称的区域113。尽管描述为最靠近热表面94,但是接合部分112能够相对于热表面具有任何取向,例如但不限于相对侧或者包括整个圆锥部段109。

[0067] 如图4中所示,预定内部尺寸 D_p 和接合部分112一起共同限定不对称区域113。预定内部尺寸 D_p 围绕中心线110对称以例如形成圆115。接合部分112能够设置于圆的一部分上,以便形成邻近圆的月牙形部分116。尽管该圆图示为示例性横截面轮廓,但是本领域技术人员应当理解,能够在不偏离本发明的范围的前提下采用其它的横截面轮廓。

[0068] 此外,尽管根据尺寸描述了对孔88的多个部分的测量,但是孔88、及其多个部分的大小能够被概括为具有尺寸,并且本文中将该尺寸表示为直径不应当被理解为对本发明的范围构成限制。孔能够具有圆形或非圆形横截面。在圆形横截面的情况下,尺寸是圆的内径。然而,对于非圆形横截面而言,尺寸可以具有有效直径或尺寸(经测量或计算)的特征,该有效直径或尺寸就技术意义而言不必是直径(即使该尺寸被称为直径)。例如,在椭圆形横截面的情况下,尺寸能够是长轴/短轴或者一些其它的有效尺寸,其中的任何一个都能够被称为直径。根据诸如涂层厚度、涂层应用方法、孔尺寸等之类的因素,接合部分112的包括新月形部分116的弧形部段的范围和深度能够发生变化。类似地,弧形部段不必是圆弧形部

段。

[0069] 制造膜孔88的方法包括通过插入放电工具以穿过壁厚形成测量部段、随后插入第二工具或取向以形成具有接合部分112的接合部分来在发动机部件90中形成孔88,该接合部分为孔88提供内部尺寸 D_I ,该内部尺寸 D_I 大于预定内部尺寸 D_P 。接合部分112形成对部件90施布涂层的区域,使得涂层填充接合部分,使孔的直径等于预定内部尺寸 D_P 。根据施布方法,能够以一层或多层施布涂层。涂层能够是热障涂层(TBC),该热障涂层包括已描述的高温合金衬底和金属粘结涂层、热生长氧化物、以及一个或多个陶瓷外部涂层(topcoat)。

[0070] 在CMC衬底的情况下,环境屏障涂层(EBC)是多层堆叠涂层,例如但不限于空气等离子体TBC和莫来石。形成膜孔的其它方法包括但不限于电极加工、3D打印、SLA、激光加工、或者铸造。

[0071] 目前的用于施布热障涂层的方法影响圆锥区域的沉积部分,该圆锥区域是与本文中所描述的接合部分相对的区域。将热障涂层置于接合部分上通过保持预期的沉积部分几何形状优化了膜孔中的气动流。使用所描述的方法对最终气动形状完成的测试量化了本文中所讨论的益处。

[0072] 应当领会,所公开的设计的应用并不限于具有风扇和增压器部段的涡轮发动机,而是也能够应用于涡轮喷气发动机和涡轮发动机。

[0073] 本书面描述使用例子对本发明进行了公开(其中包括最佳模式),并且还使本领域技术人员能够实施本发明(其中包括制造和使用任何装置或系统并且执行所包含的任何方法)。本发明的可专利范围由权利要求书限定,并且可以包括本领域技术人员能够想到的其它的例子。如果该等其它的例子具有与权利要求书的字面语言没有区别的结构元件,或者如果该等其它的例子包括与权利要求书的字面语言没有实质区别的等同结构元件,则期望该等其它的例子落入权利要求书的范围内。

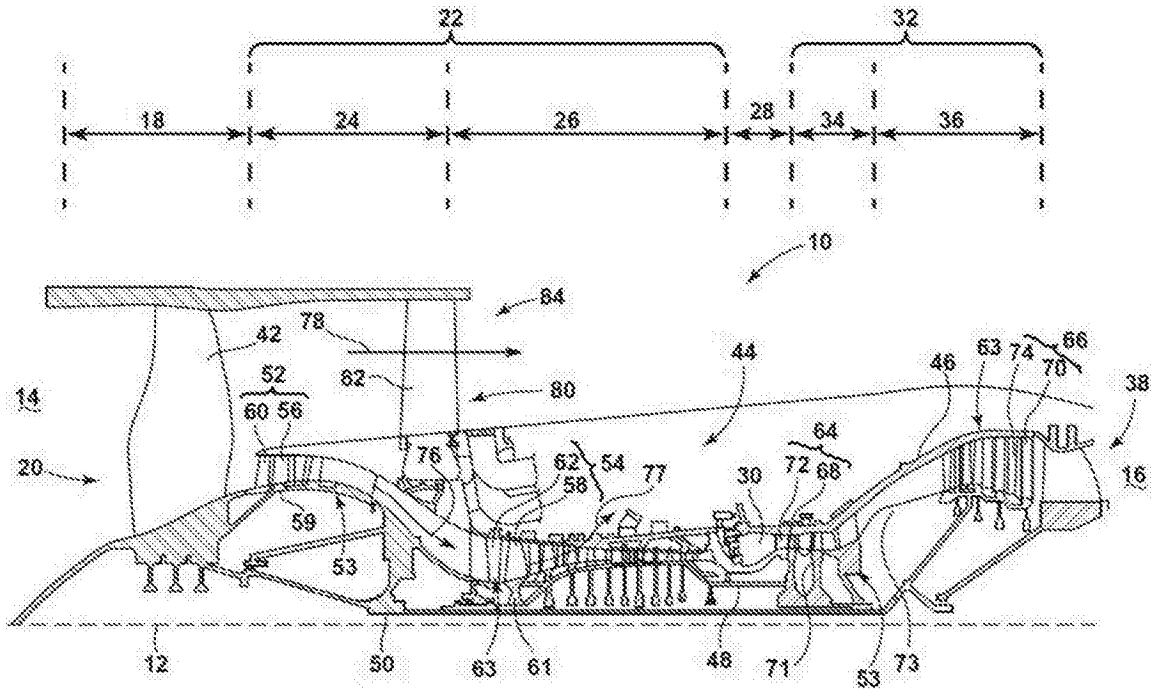


图1

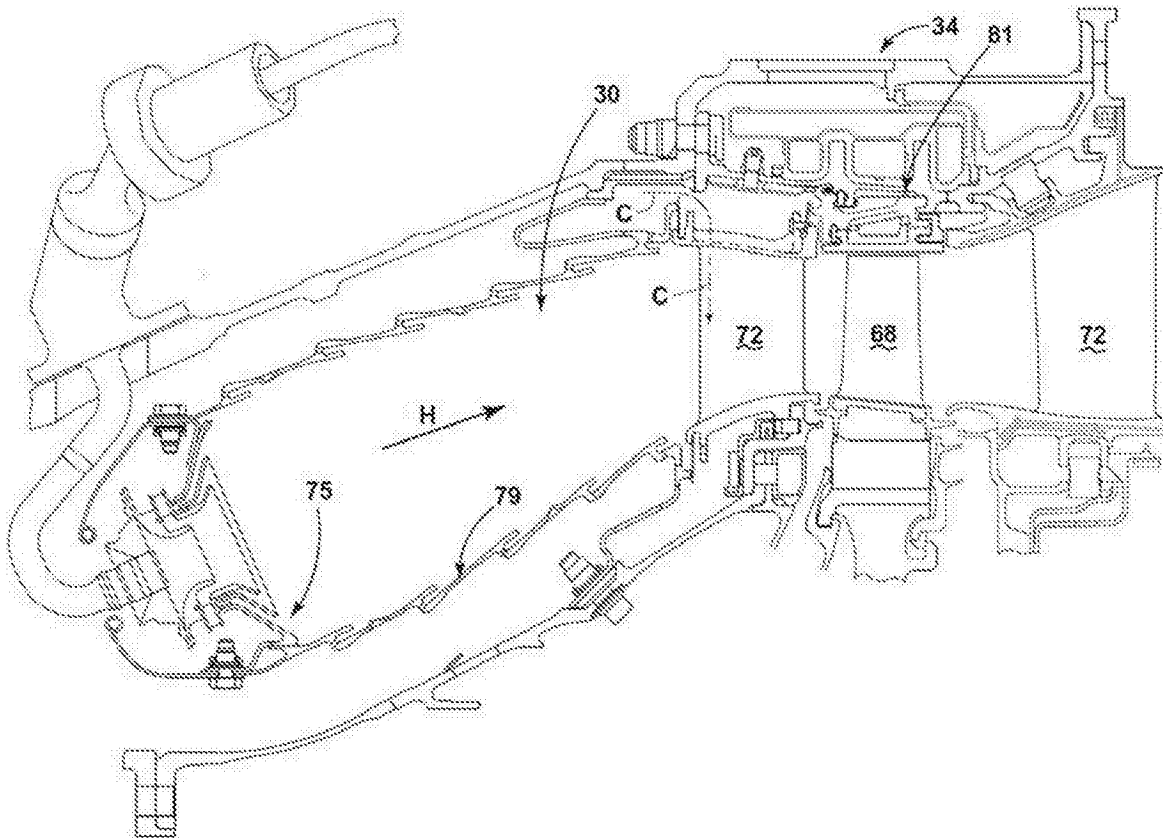


图2

