



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 106930837 B

(45) 授权公告日 2021.10.15

(21) 申请号 201611090122.X

(22) 申请日 2016.12.01

(65) 同一申请的已公布的文献号
申请公布号 CN 106930837 A

(43) 申请公布日 2017.07.07

(30) 优先权数据
14/955261 2015.12.01 US

(73) 专利权人 通用电气公司
地址 美国纽约州

(72) 发明人 R.S.班克 K.R.费尔德曼
R.C.格罗夫斯二世

(74) 专利代理机构 中国专利代理(香港)有限公司
72001
代理人 朱铁宏 谭祐祥

(51) Int.Cl.

F02C 7/18 (2006.01)

(56) 对比文件

CN 101879661 A, 2010.11.10

CN 101429893 A, 2009.05.13

EP 1632720 A1, 2006.03.08

WO 2015/065587 A1, 2015.05.07

CN 1670337 A, 2005.09.21

审查员 闵满满

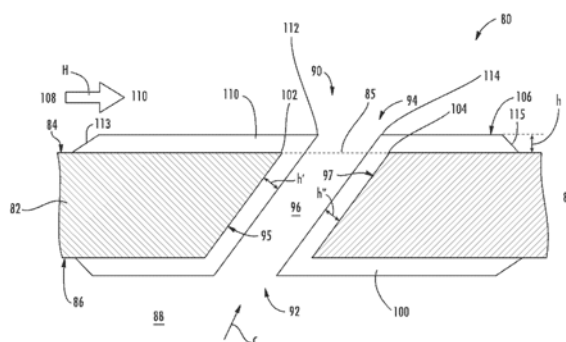
权利要求书1页 说明书7页 附图5页

(54) 发明名称

具有膜孔的CMC制品的热管理

(57) 摘要

本发明涉及具有膜孔的CMC制品的热管理。具体地,发动机构件提供为用于生成热燃烧气体流的燃气涡轮发动机(10)。发动机构件可包括基底(82),该基底由CMC材料构成并且具有面向热燃烧气体流的热表面(84)和面向冷却流体流的冷却表面(86)。基底(82)通常限定膜孔(90),该膜孔延伸穿过基底(82)并且具有提供在冷却表面(86)上的入口(92)、提供在热表面(84)上的出口(94),以及连接入口(92)和出口(94)的通道(96)。发动机构件还可包括在热表面(84)的至少一部分上以及在限定于通道(96)内的内表面的至少一部分上的涂层。



1. 一种用于生成热燃烧气体流的燃气涡轮发动机的发动机构件,包括:

基底,所述基底由CMC材料构成并且具有面向所述热燃烧气体流的热表面和面向冷却流体流的冷却表面,其中,所述基底限定膜孔,所述膜孔延伸穿过所述基底并且具有提供在所述冷却表面上的入口、提供在所述热表面上的出口,以及连接所述入口和所述出口的通道;以及

涂层,所述涂层在所述热表面的至少一部分上以及在限定于所述通道内的全部表面上;

其中,所述CMC材料具有第一热传导性,所述涂层具有第二热传导性,并且所述第一热传导性比所述第二热传导性更大;以及

其中,所述第一热传导性为所述第二热传导性的10倍或更大。

2. 根据权利要求1所述的发动机构件,其特征在于,所述涂层在所述热表面的至少一部分上、在限定于所述通道内的内表面的至少一部分上,以及在所述冷却表面的至少一部分上。

3. 根据权利要求1所述的发动机构件,其特征在于,所述涂层在限定于所述热表面中的出口周围周向地围绕所述热表面。

4. 根据权利要求3所述的发动机构件,其特征在于,所述涂层横跨所述基底的整个热表面延伸。

5. 根据权利要求1所述的发动机构件,其特征在于,所述涂层具有沿垂直于热燃烧气体流的方向从所述涂层的外表面至所述基底的热表面限定的厚度,所述厚度为1000 μm 或更小。

6. 根据权利要求1所述的发动机构件,其特征在于,所述涂层围绕所述出口的下游边缘的至少50%延伸。

7. 根据权利要求1所述的发动机构件,其特征在于,所述涂层在上游内表面的至少一部分和下游内表面的至少一部分上面。

8. 根据权利要求7所述的发动机构件,其特征在于,所述涂层在所述上游内表面上经过从所述出口至所述入口的深度的至少50%,并且其中,所述涂层在所述下游内表面上经过从所述出口至所述入口的深度的至少50%,所述涂层在形成所述基底的热表面的热障涂层上面。

9. 一种燃气涡轮发动机,包括:

压缩机;

燃烧器;

涡轮;以及

根据任一前述权利要求所述的发动机构件。

具有膜孔的CMC制品的热管理

技术领域

[0001] 本发明主要涉及陶瓷基涡轮发动机构件,并且更具体地涉及具有细小复杂特征的陶瓷基复合燃气涡轮发动机构件。

背景技术

[0002] 为了提高燃气涡轮发动机的效率和性能以便提高推力/重量比、减少排放物和改善比燃料消耗,发动机涡轮承担在更高温度下操作。该更高温度达到和超过发动机热区段且尤其是发动机涡轮区段中构件的材料极限值。由于现有的材料无法耐受该更高的操作温度,故需要开发出新材料用于高温环境中。

[0003] 由于发动机操作温度升高,故开发出冷却包括燃烧器和涡轮翼型件的高温合金的新方法。例如,将陶瓷热障涂层(TBC)施用至处在热流出燃烧气体流中的构件表面上以降低热传递速率、提供对下方金属的热保护以及容许构件耐受更高温度。这些改进帮助降低构件的峰值温度和热梯度。冷却孔也已引入以提供膜冷却来改善热性能或热保护。同时,陶瓷基复合材料已开发出作为对于高温合金的替代品。陶瓷基复合材料(CMC)在许多情况下相比于金属提供了改善的温度和密度优点,使得它们成为当需要更高操作温度和/或减轻重量时选择的材料。

[0004] CMC具有相对较低的热传导性并且因此很好地适于在高温环境中持续长时段地使用。CMC构件在热气体中缓慢地膜冷却,尤其是在具有未以其它方式冷却的后缘的设计中。然而,改善的膜冷却性能可减少所需的冷却膜流和/或提高CMC构件的耐久性。

发明内容

[0005] 本发明的方面和优点将在下文描述中部分地阐述,或者可根据该描述是显而易见的,或者可通过实施本发明而懂得。

[0006] 发动机构件通常提供为用于生成热燃烧气体流的燃气涡轮发动机。在一个实施例中,发动机构件包括基底,该基底由CMC材料构成并且具有面向热燃烧气体流的热表面和面向冷却流体流的冷却表面。基底通常限定膜孔,该膜孔延伸穿过基底并且具有提供在冷却表面上的入口、提供在热表面上的出口,以及连接入口和出口的通道。发动机构件还包括在热表面的至少一部分上以及在限定于通道内的内表面的至少一部分上的涂层。

[0007] 参照下文描述和所附权利要求,本发明的这些及其它特征、方面和优点将变得更好理解。结合在本说明书中并构成其一部分的附图例示了本发明的实施例,并且连同描述一起用于阐释本发明的原理。

附图说明

[0008] 本发明针对本领域普通技术人员而言全面并能够实施的公开内容(包括其最佳方式)在参照附图的说明书中阐述,附图中:

[0009] 图1示出根据本主题的方面的可在航空器内使用的燃气涡轮发动机的一个实施例

的截面视图；

[0010] 图2示出源于图1的发动机的示例性燃烧器和高压涡轮的侧截面视图；

[0011] 图3为根据一个实施例的经过源于图1的发动机的示例性发动机构件的膜孔的示意性截面视图；

[0012] 图4为根据一个实施例的经过源于图1的发动机的另一示例性发动机构件的膜孔的示意性截面视图；

[0013] 图5为根据一个实施例的在示例性发动机复合物上的多个膜孔的顶视图；以及

[0014] 图6为根据一个实施例的在另一示例性发动机复合物上的多个膜孔的顶视图。

[0015] 在本说明书和附图中对参考标号的重复使用意图表示本发明的相同或类似的特征或元件。

具体实施方式

[0016] 现在将详细地参照本发明的实施例，其一个或更多实例在附图中例示。每个实例均是以解释本发明的方式提供而不是对本发明的限制。实际上，本领域技术人员将清楚的是在本发明中可作出各种修正和变型而不脱离本发明的范围或实质。例如，作为一个实施例的一部分显示或描述的特征可结合另一实施例使用以得到又一实施例。因此，本发明意图涵盖落入所附权利要求及其等同方案范围内的此类修正和变型。

[0017] 如文中所用，用语“第一”、“第二”和“第三”可互换地使用以区分一个构件与另一构件而非意图表示单个构件的位置或重要性。

[0018] 用语“上游”和“下游”是指关于流体流在流体通路中的相对方向。例如，“上游”是指流体自其流动的方向，而“下游”是指流体向其流动的方向。

[0019] 如文中所用，短语“由CMC构成”和“由CMC组成”应表示基本上由CMC构成的构件。更具体地，CMC构件应包括相比于仅一个CMC材料层或涂层更多的CMC材料。例如，由CMC构成的构件可基本上或完全地由CMC材料组成或构成，包括多于大约50%、60%、70%、80%、90%或100%的CMC材料。

[0020] 现在参看附图，图1显示根据本主题的方面的可在航空器内使用的燃气涡轮发动机10的一个实施例的截面视图，其中发动机10示为具有贯穿延伸的纵向或轴向中心线轴线12用于参考目的。一般来讲，发动机10可包括核心燃气涡轮发动机（总体上由参考标号14表示）和定位在其上游的风扇区段16。核心发动机14可总体上包括限定环形入口20的大致管状外部壳体18。此外，外部壳体18可进一步地包封或支承增压压缩机22用于将进入核心发动机14的的空气的压力提升至第一压力水平。高压、多级、轴流式压缩机24于是可从增压压缩机22接收加压空气并且进一步地提升此种空气的压力。离开高压压缩机24的加压空气随后可流动至燃烧器26，在该燃烧器内燃料喷射到加压空气流中，并且所得的混合物在燃烧器26内燃烧。高能燃烧产物从燃烧器26沿着发动机10的热气体路径引导至第一（高压，HP）涡轮28以便经由第一（高压，HP）驱动轴30驱动高压压缩机24，且然后引导至第二（低压，LP）涡轮32以便经由通常与第一驱动轴30同轴的第二（低压，LP）驱动轴34驱动增压压缩机22和风扇区段16。在驱动涡轮28和32中的每个之后，燃烧产物可经由排出喷嘴36从核心发动机14排出以提供推进的喷射推力。

[0021] 应当认识到的是，每个涡轮28、32均可通常包括一个或更多个涡轮级，并且每个级

均包括涡轮喷嘴和下游涡轮转子。如将在下文所述,涡轮喷嘴可包括多个翼片,其设置成围绕发动机10的中心线轴线12的环形阵列以便调节或以其它方式引导燃烧产物流穿过涡轮级朝向形成涡轮转子的一部分的对应环形阵列的转子叶片。如通常所理解那样,转子叶片可联接至涡轮转子的转子盘,该转子盘继而旋转地联接至涡轮的驱动轴(例如,驱动轴30或34)。

[0022] 另外,如图1中所示,发动机10的风扇区段16可通常包括可旋转的轴流式风扇转子38,其构造成由环形风扇壳体40所围绕。在特定实施例中,(LP)驱动轴34可直接地连接至风扇转子38,例如在直接驱动构造中。在备选的构造中,(LP)驱动轴34可经由速度减低装置37例如在间接驱动或齿轮驱动构造中的减速齿轮变速箱而连接至风扇转子38。此类速度减低装置可根据需要或要求而包含在发动机10内的任何适合的轴/卷轴之间。

[0023] 本领域普通技术人员应当认识到的是,风扇壳体40可构造成通过多个基本上径向延伸的、环向隔开的出口导向翼片42相对于核心发动机14受到支承。因此,风扇壳体40可包封风扇转子38及其对应的风扇转子叶片44。此外,风扇壳体40的下游区段46可延伸越过核心发动机14的外部部分以便限定提供附加推进喷射推力的辅助或旁通空气流导管48。

[0024] 在发动机10的操作期间,应当认识到的是,初始空气流(由箭头50表示)可经由风扇壳体40的相关入口52进入发动机10。空气流50然后经过风扇叶片44并且分成经由导管48移动的第一压缩空气流(由箭头54表示)和进入增压压缩机22的第二压缩空气流(由箭头56表示)。第二压缩空气流56的压力然后增大并且进入高压压缩机24(如由箭头58表示)。在与燃料混合并且在燃烧器26内燃烧之后,燃烧产物60离开燃烧器26并且流经第一涡轮28。此后,燃烧产物60流经第二涡轮32并且离开排出喷嘴36以向发动机10提供推力。

[0025] 图2为源于图1的发动机10的燃烧器26和第一涡轮28(也即,高压(HP)涡轮)的侧截面视图。燃烧器26包括偏转器76和燃烧器衬套77。沿轴向方向邻近涡轮28的涡轮叶片68的是成组的轴向隔开的静止涡轮翼片72,其中相邻的翼片72形成在二者之间的喷嘴。喷嘴使燃烧气体转向以更好地流动到旋转叶片中以便可由涡轮28提取最大能量。当热燃烧气体流H沿着翼片72的外部传送时,冷却流体流C经过翼片72以使翼片72冷却。护罩组件78邻近旋转叶片68以最小化涡轮28中的流动损耗。相似的护罩组件也可与LP涡轮32、LP压缩机22或者HP压缩机24相关联。

[0026] 发动机10的发动机构件中的一个或更多个包括膜冷却基底,在其中可提供文中进一步揭示的实施例的膜孔。具有膜冷却基底的发动机构件的一些非限制性实例可包括图1至图2中所绘的叶片68、翼片或喷嘴72、燃烧器偏转器76、燃烧器衬套77,或者护罩组件78。在其中使用膜冷却的其它非限制性实例包括涡轮过渡管道和排出喷嘴。

[0027] 图3和图4为示意性截面视图,示出了由CMC基底82形成的示例性发动机构件80的相应部分,该CMC基底限定在其中限定的至少一个膜孔90。发动机构件80可为源自图1的发动机10的发动机构件,并且可设置在由箭头H表示的热气体流中。由箭头C表示的冷却流体流可经供给以冷却发动机构件。如上文关于图1至图2所讨论,在涡轮发动机的情况下,冷却空气可为绕过发动机核心14的第一压缩空气流54、来自LP压缩机22的流体,或者来自HP压缩机24的流体。

[0028] 发动机构件80包括基底82,其具有面向热燃烧气体流H的热表面84和面向冷却流体C的冷却表面86。基底82可形成发动机构件80的壁;该壁可为发动机构件80的外或内壁。

不管发动机内的构件位置或类型如何,基底82的热表面84暴露于发动机内的热气体。第一发动机构件80可限定包括冷却表面86的至少一个内部腔体或管路88(channel)。热表面84可为发动机构件80的外表面。在燃气涡轮发动机的情况下,热表面84可暴露于具有温度在1000°C至2000°C的范围内的气体。用于基底82的适合材料包括但不限于钢、耐火金属例如钛,或者基于镍、钴或铁的超级合金,以及陶瓷基复合材料。该超级合金可包括呈等轴、定向固化和单晶体结构的那些超级合金。

[0029] 在一个具体实施例中,基底82由陶瓷基复合(CMC)材料构成,该材料为具有高温性能的非金属材料。用于此类基底82的示例性CMC材料可包括碳化硅、硅、二氧化硅或氧化铝基材料以及它们的组合。陶瓷纤维可嵌入在基体内,例如包括单丝像蓝宝石和碳化硅(例如,Textron公司的SCS-6)的氧化稳定增强纤维,以及包括碳化硅(例如,Nippon Carbon公司的NICALON®,Ube Industries公司的TYRANNO®,以及Dow Corning公司的SYLRAMIC®)、硅酸铝(例如,Nextel公司的440和480)以及短切晶须和纤维(例如,Nextel公司的440和SAFFIL®)的粗纱和细纱,以及任选地陶瓷颗粒(例如,硅、铝、锆、钇的氧化物及其组合)和无机纤维(例如,叶蜡石、钙硅石、云母、滑石、蓝晶石和蒙脱石)。在一个实施例中,CMC材料在其厚度上由多层(例如,大约4至大约10层)形成。

[0030] CMC材料形成具有厚度为大约25 μm 至大约475 μm 、且最通常为大约125英寸至大约400英寸的材料层片。层片的厚度通常由选择使用的纤维束(长丝丝束)的尺寸确定,并且层片的厚度可随纤维直径而变化。对于文中所考虑的大部分应用而言,层片形成为二维机织织物,但也可使用一维纤维定向。然而,制造层片、放置层片以形成复合材料行业中使用的构成部件和其它部件制造技术的方法并不意味着限制本发明。层片经放置以形成所形成制品的形状,相邻层片的角度可根据所需的平面强度而变化。可使用这些CMC材料制成的构件包括但不限于涡轮叶片、涡轮翼片、涡轮护罩,以及燃烧器衬套、壳体、热屏蔽件和扩散器。这些热区段构件全都受益于使用冷却空气来提供充分冷却以在发动机操作期间实现热传递,从而扩展它们的使用范围。

[0031] 发动机构件80还包括由基底82限定并且延伸穿过基底82的一个或更多个膜孔90,这些膜孔提供在内部腔体88和发动机构件80的热表面84之间的流体连通。膜孔90具有提供在基底82的冷却表面86上的入口92、提供在热表面84上的出口94,以及连接入口92和出口94的通道96。通道96通常限定在通路96内的上游内表面95和下游内表面97之间。尽管在图3中仅示出一个膜孔90,但应当理解发动机构件80可提供有多个膜孔90,这些膜孔可采用任何期望的构造布置在发动机构件80上(例如图5和图6中所示)。

[0032] 注意在文中所讨论的任一实施例中,尽管基底82示出为大致平面的(或平坦的),但应当理解基底82对于许多发动机构件80而言可为弯曲的。然而,基底82的弯曲相比于膜孔90的大小可能是轻微的,且因此为了讨论和例示起见,基底82示出为平坦的。无论基底82相对于膜孔90是平坦还是局部弯曲的,热和冷却表面84、86都可如图中所示那样彼此平行,或者可位于不平行的平面上。

[0033] 在操作期间,冷却流体流C供给至内部腔体88、进入入口92中、穿过膜孔90的通路96,并且离开出口94以在热表面84上产生冷却流体(例如,从压缩机汲取的空气)的薄层或膜,保护该热表面免受热燃烧气体流H。然而,膜孔90在上游内表面95和下游内表面97上具有相对较高的热传递系数,其可促使膜孔90作用为强化的散热器。然而,由于CMC材料相比

于金属具有低很多的热传导性(例如,大约一半),故膜孔90及其内的气流显著增大了在CMC内局部地产生的热梯度,导致在CMC基底82内的热应力。

[0034] 图3和图4示出在上游内表面95和下游内表面97的至少一部分上的低传导性涂层110。在某些实施例中,低传导性涂层110可为热障涂层(TBC)或环境障碍涂层(EBC)。例如,低传导性涂层110可包括多个层。例如,EBC可包括粘结涂层(例如,包括硅或二氧化硅)、由一个或更多个稀土硅酸盐形成的一个或更多个层(例如,莫来石层、莫来石-碱土金属硅铝酸盐混合物层、钇单硅酸盐(YMS)层、掺镱的钇二硅酸盐(YbYDS)层、钡锶硅铝酸盐(BSAS)层等中的一个或更多个),等等。低传导性涂层110在可位于基底82的热表面84上的任何其它涂层(例如,EBC和/或TBC)上面。

[0035] 低传导性涂层110可具有热传导性至多为CMC基底100的热传导性的大约十分之一,以便抑制在基底100内热应力的形成。也就是说,CMC基底的热传导性为涂层110的热传导性的10倍(或更大)。例如,低传导性涂层110可具有的热传导性至多为CMC基底100的热传导性的大约五十分之一。也就是说,CMC基底的热传导性为涂层110的热传导性的50倍(或更大)。因此,涂层110可保护下方的CMC基底100、尤其是在膜孔中和其周围免于在其中形成显著的局部温度梯度。

[0036] 如图3和图4中所示,低传导性涂层110定位在基底82的热表面84的至少一部分上、限定于通道内的内表面95、97的至少一部分(例如,上游内表面95的至少一部分和/或下游内表面97的至少一部分)上,和/或基底82的冷表面86的至少一部分上。尽管示出在基底82的热表面84的一部分上、通道内的整个内表面95、97上以及冷表面86的一部分上,但低传导性涂层110可根据需要施用在相应的表面84、86、95、97中的每一个上(全部地或部分地)。例如,低传导性涂层110可在上游内表面95和/或下游内表面97上从出口94延伸至入口92。在一个具体实施例中,涂层110完全地覆盖限定于通道内的全部表面。

[0037] 在一个实施例中,低传导性涂层110围绕出口94的上游边缘102的至少50%延伸(例如,围绕该出口的上游边缘的至少75%),例如在图6中所示。类似地,在一个实施例中,低传导性涂层110可围绕出口94的下游边缘104的至少50%延伸(例如,围绕该出口的下游边缘的至少75%)。例如,低传导性涂层110周向地围绕限定于热表面84中的出口94,如图5中所示。类似地,低传导性涂层110周向地围绕在限定于冷表面86中的入口96周围。

[0038] 在某些实施例中,涂层110可为热障涂层(TBC)、环境障碍涂层、粘附顺应涂层等中的任一层或全部层的扩展,其横跨整个热表面84延伸。然而,在其它实施例中,低传导性涂层110可仅从膜孔部分地延伸。例如,低传导性涂层110可具有远离相应的膜孔边缘(例如,上游边缘102和/或下游边缘104)延伸的平均长度,该平均长度为在热燃烧气体流H的方向上从上游内表面102至下游内表面104所测得的出口直径的大约0.5倍至大约10倍(例如,大约0.5倍至大约5倍)。如在图3和图4的示例性实施例中所示,低传导性涂层110的外端113、115(远离相应的膜孔边缘)相对于热表面84渐缩以便减轻对横跨膜孔90的空气流的任何影响。然而,在其它实施例中,外端113、115可具有相对于外表面84的不同定向,例如垂直于热表面84,弯曲的、成梯状的,等等。

[0039] 类似地,涂层110可横跨整个冷却表面86延伸,或者可仅从膜孔90的入口92部分地延伸。例如,低传导性涂层110可具有远离入口92的相应膜孔边缘(例如,上游边缘和/或下游边缘)延伸的平均长度,该平均长度为在热燃烧气体流H的方向上从上游内表面至下游内

表面所测得的入口直径的大约0.5倍至大约10倍(例如,大约0.5倍至大约5倍)。如在图3和图4的示例性实施例中所示,外端可相对于冷却表面86渐缩或者可具有相对于冷却表面86的不同定向,例如垂直于冷却表面86、弯曲的、成梯状的,等等。

[0040] 在具体实施例中,低传导性涂层110在基底82的相应表面上具有大约10 μm 至大约1500 μm 的厚度,但可根据涂层的位置在厚度上变化。例如,在一个实施例中,低传导性涂层110在热表面84上具有厚度h,其限定为在垂直于热燃烧气体流H的方向上从低传导性涂层110的外表面106至基底82的热表面84。在一个实施例中,厚度h为大约1500 μm 或更小、优选为大约25 μm 至大约500 μm 。在大部分实施例中,分别在膜孔90内的内表面95、97上的厚度h'、h''为大约10 μm 至大约130 μm 。因此,在一个具体实施例中,在热表面84上的低传导性涂层110的厚度h大于内表面95、97上的厚度h'、h''。

[0041] 膜孔90可根据需要具有任何形状,例如渐缩的截面(例如,扩大或收缩)。另外,膜孔90可在其中包括任何特征,例如包括计量区段(用于对冷却流体流C的质量流率的计量)和扩散区段(在其中冷却流体C可扩张以形成更宽的冷却膜),和/或其它特征。

[0042] 本书面描述采用实例来公开包括最佳方式的本发明,并且还使得本领域普通技术人员能够实施本发明,包括制作和使用任何装置或系统以及执行任何所并入的方法。本发明可取得专利的范围由权利要求限定,并且可包括本领域技术人员想到的其它实例。如果此类其它实例包括与权利要求的字面语言并无不同的结构元件或者如果此类其它实例包括与权利要求的字面语言并无实质差异的同等结构元件,则认为它们处在权利要求的范围内。

[0043] 零件标号列表

- [0044] 10 燃气涡轮发动机
- [0045] 12 中心线轴线
- [0046] 14 核心燃气涡轮发动机
- [0047] 16 风扇区段
- [0048] 18 外部壳体
- [0049] 20 形入口
- [0050] 22 增压压缩机
- [0051] 24 压缩机
- [0052] 26 燃烧器
- [0053] 28 高压涡轮
- [0054] 30 高压驱动轴
- [0055] 32 低压涡轮
- [0056] 34 低压驱动轴
- [0057] 36 排出喷嘴
- [0058] 37 速度减低装置
- [0059] 38 风扇转子
- [0060] 40 风扇壳体
- [0061] 42 出口导向翼片
- [0062] 44 风扇转子叶片

- [0063] 46 下游区段
- [0064] 48 辅助空气流导管
- [0065] 50 初始空气流
- [0066] 52 入口
- [0067] 54 第一压缩空气流
- [0068] 56 第二压缩空气流
- [0069] 58 箭头
- [0070] 60 燃烧产物
- [0071] 68 涡轮叶片
- [0072] 72 涡轮翼片
- [0073] 76 偏转器
- [0074] 77 燃烧衬套
- [0075] 78 护罩组件
- [0076] 80 发动机构件
- [0077] 82 基底
- [0078] 84 热表面
- [0079] 85 局部外表面切线
- [0080] 86 冷却表面
- [0081] 88 内部腔体
- [0082] 90 膜孔
- [0083] 92 入口
- [0084] 94 出口
- [0085] 95 上游内表面
- [0086] 96 通道
- [0087] 97 下游内表面
- [0088] 102 (基底的)上游边缘
- [0089] 104 (基底的)下游边缘
- [0090] 110 环境障碍涂层
- [0091] 112 上游内表面
- [0092] 113 外端
- [0093] 114 下游内表面
- [0094] 115 外端

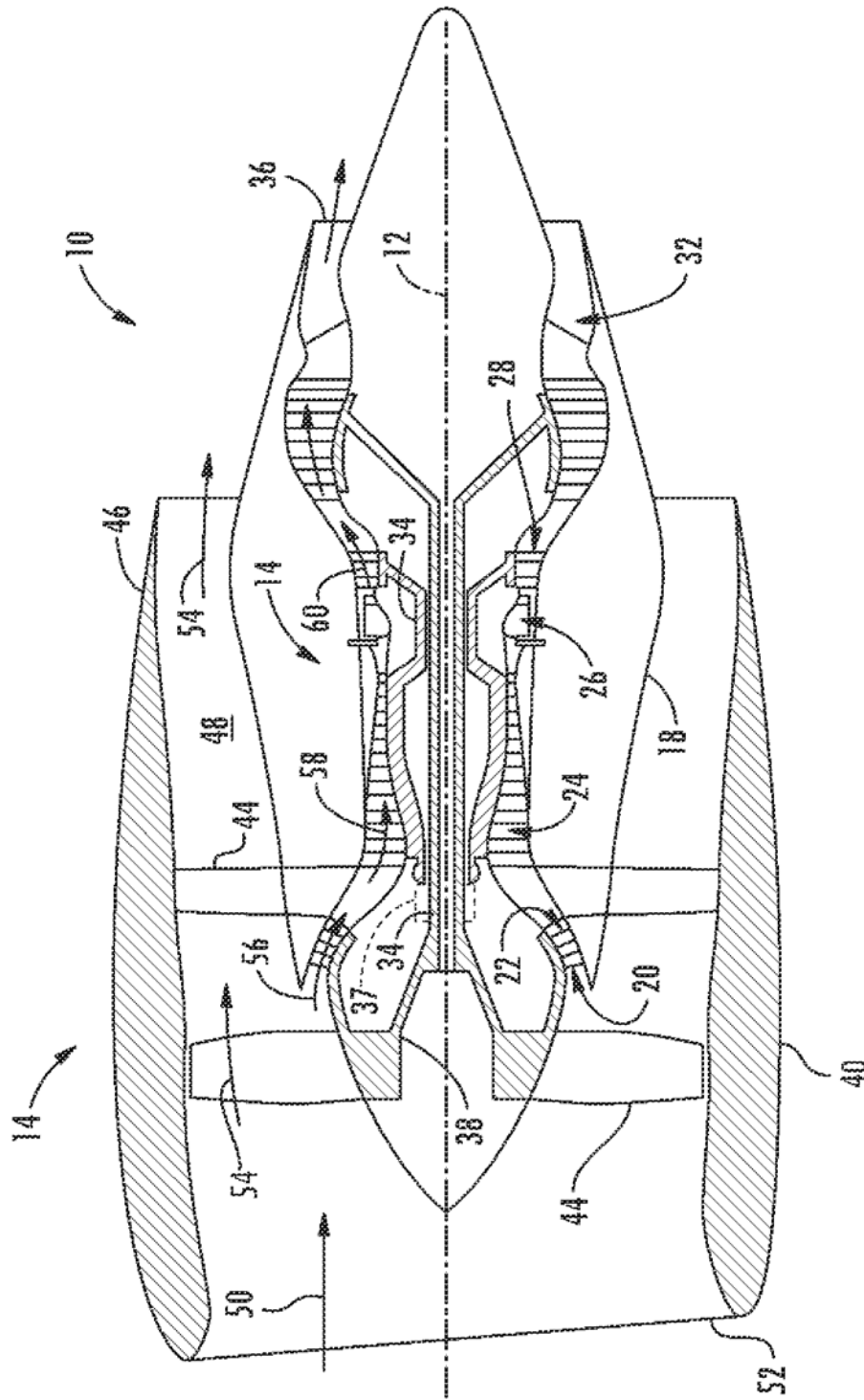


图 1

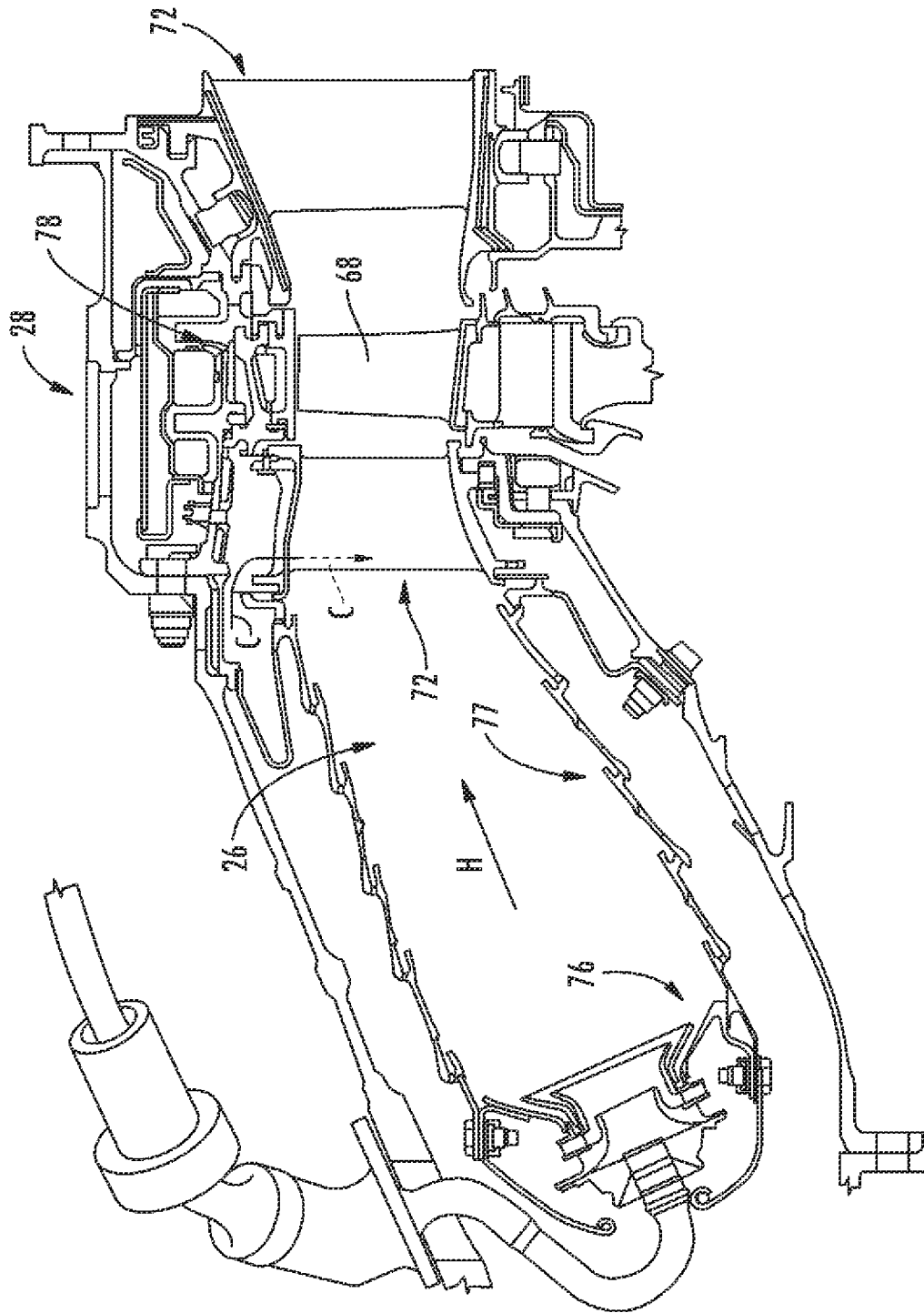


图 2

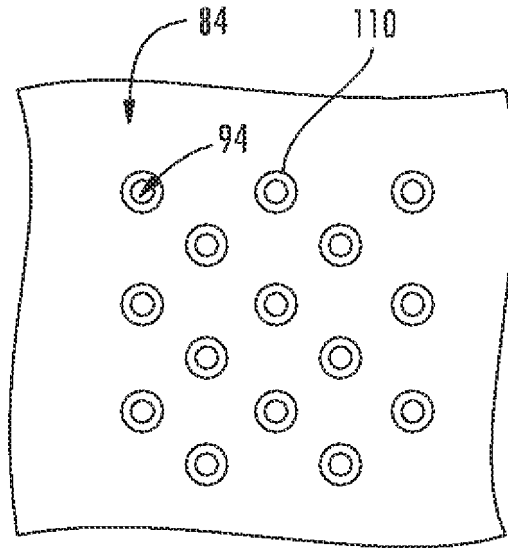


图 5

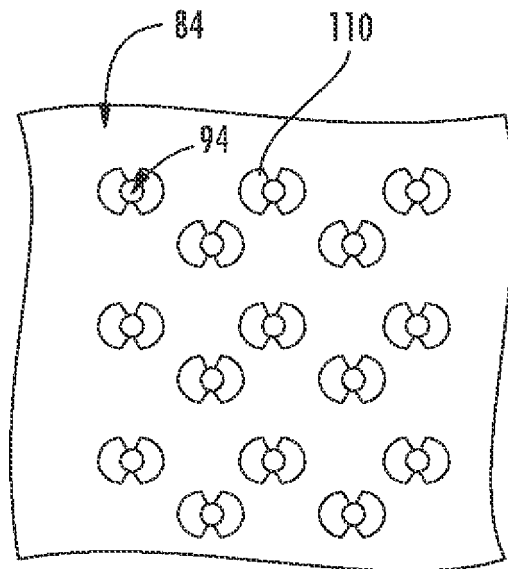


图 6