



(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 108138584 A

(43)申请公布日 2018.06.08

(21)申请号 201680057682.7

(74)专利代理机构 北京集佳知识产权代理有限公司 11227

(22)申请日 2016.09.26

代理人 王艳江 严小艳

(30)优先权数据

14/870,895 2015.09.30 US

(51)Int.Cl.

F01D 25/16(2006.01)

(85)PCT国际申请进入国家阶段日

F01D 25/26(2006.01)

2018.03.30

F01D 9/06(2006.01)

(86)PCT国际申请的申请数据

PCT/US2016/053661 2016.09.26

(87)PCT国际申请的公布数据

W02017/058694 EN 2017.04.06

(71)申请人 西门子能源有限公司

地址 美国佛罗里达州

(72)发明人 鲁塞尔·B·琼斯 罗斯·彼得森

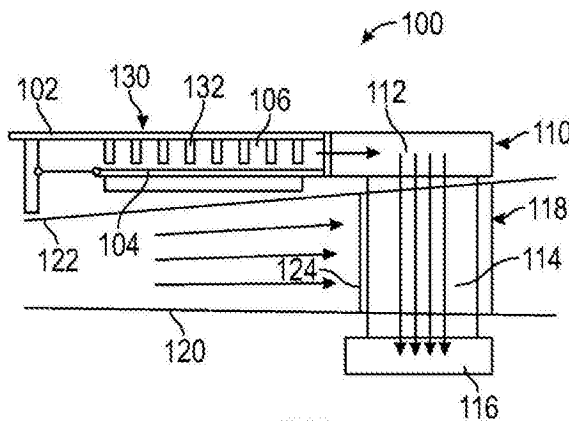
权利要求书2页 说明书5页 附图3页

(54)发明名称

燃烧器涡轮机壳体后集气室的螺旋冷却

(57)摘要

一种用于冷却燃气涡轮发动机的后涡轮机壳体的螺旋冷却系统。该燃气涡轮发动机包括具有前端部和后端部的涡轮机壳体、星形轴承支承构件,所述星形轴承支承构件支承轴承箱并包括多个支杆,所述多个支杆中的每个支杆安装至位于涡轮机壳体的后端部处的后凸缘。涡轮机壳体包括位于后端部处的外壳体壁和内壳体壁,在外壳体壁与内壳体壁之间限定气流集气室,所述气流集气室在与后凸缘相反的输入端处接收冷却空气。螺旋冷却系统包括多个翅片,所述多个翅片固定至外壁的内侧表面并与内壁间隔开,所述多个翅片将气流从输入端以围绕集气室盘旋的方式引导至集气室的输出端。



1. 一种用于燃气涡轮发动机的螺旋冷却系统,所述燃气涡轮发动机包括具有前端部和后端部的涡轮机壳体,所述燃气涡轮发动机还包括星形轴承支承构件,所述星形轴承支承构件支承轴承箱并包括多个支杆,所述多个支杆中的每个支杆安装至位于所述涡轮机壳体的所述后端部处的后凸缘,所述涡轮机壳体包括位于所述后端部处的外壳体壁和内壳体壁,在所述外壳体壁与所述内壳体壁之间限定气流集气室,所述气流集气室在与所述后凸缘相反的输入端处接收冷却空气,所述系统包括定位在所述集气室内的多个翅片,所述多个翅片将气流从所述输入端以围绕所述集气室盘旋的方式引导至所述集气室的输出端。

2. 根据权利要求1所述的系统,其中,所述多个翅片被固定至所述外壁的内侧表面并且与所述内壁间隔开。

3. 根据权利要求2所述的系统,其中,所述多个翅片是焊接至所述外壁的内侧表面的金属翅片。

4. 根据权利要求1所述的系统,其中,所述多个翅片构造成使所述气流围绕所述涡轮机壳体进行部分旋转。

5. 根据权利要求1所述的系统,其中,所述多个翅片构造成使所述气流围绕所述涡轮机壳体进行完整的360°旋转。

6. 根据权利要求1所述的系统,其中,所述多个翅片将所述气流引导至安装至所述后凸缘的所述支杆的端部内的冷却通道。

7. 根据权利要求1所述的系统,其中,所述涡轮机壳体是分体式壳体。

8. 一种用于燃气涡轮发动机的螺旋冷却系统,所述燃气涡轮发动机包括具有前端部和后端部的涡轮机壳体,所述燃气涡轮发动机还包括星形轴承支承构件,所述星形轴承支承构件支承轴承箱并包括多个支杆,所述多个支杆中的每个支杆安装至位于所述涡轮机壳体的所述后端部处的后凸缘,所述涡轮机壳体包括位于所述后端部处的外壳体壁和内壳体壁,在所述外壳体壁与所述内壳体壁之间限定气流集气室,所述气流集气室在与所述后凸缘相反的输入端处接收冷却空气,所述系统包括定位在所述集气室内的多个翅片,所述多个翅片固定至所述外壁的内侧表面并与所述内壁间隔开,其中,所述翅片将气流从所述输入端以围绕所述集气室盘旋的方式引导至所述集气室的输出端并引导至安装至所述后凸缘的所述支杆的端部内的冷却通道。

9. 根据权利要求8所述的系统,其中,所述多个翅片是焊接至所述外壁的内侧表面的金属翅片。

10. 根据权利要求8所述的系统,其中,所述多个翅片构造成使所述气流围绕所述涡轮机壳体进行部分旋转。

11. 根据权利要求8所述的系统,其中,所述多个翅片构造成使所述气流围绕所述涡轮机壳体进行完整的360°旋转。

12. 根据权利要求8所述的系统,其中,所述涡轮机壳体是分体式壳体。

13. 一种燃气涡轮发动机,包括:

沿所述涡轮发动机的中心线设置的轴;

压缩机部分,所述压缩机部分响应于工作流体并且能够操作成压缩所述工作流体以产生压缩的工作流体;

与所述压缩机部分流体连通的燃烧室部分,所述燃烧室部分接纳压缩的工作流体,所

述燃烧室部分包括多个燃烧器,所述多个燃烧器将所述压缩的工作流体与燃料混合并燃烧所述压缩的流体和燃料的混合物以产生热工作气体;以及

与所述燃烧室部分流体连通的涡轮机部分,所述涡轮机部分包括具有前端部和后端部的涡轮机壳体,所述涡轮机部分还包括星形轴承支承构件,所述星形轴承支承构件支承轴承箱并包括多个支杆,所述多个支杆中的每个支杆安装至位于所述涡轮机壳体的所述后端部处的后凸缘,所述涡轮机壳体包括位于所述后端部处的外壳体壁和内壳体壁,在所述外壳体壁与所述内壳体壁之间限定气流集气室,所述气流集气室在与所述后凸缘相反的输入端处接收冷却空气,所述涡轮机部分还包括螺旋冷却系统,所述螺旋冷却系统包括定位在所述集气室内的多个翅片,所述多个翅片将气流从所述输入端以围绕所述集气室盘旋的方式引导至所述集气室的输出端。

14. 根据权利要求13所述的发动机,其中,所述多个翅片被固定至所述外壁的内侧表面并且与所述内壁间隔开。

15. 根据权利要求13所述的发动机,其中,所述多个翅片构造成使所述气流围绕所述涡轮机壳体进行部分旋转或围绕所述涡轮机壳体进行完整的360°旋转。

16. 根据权利要求13所述的发动机,其中,所述多个翅片将所述气流引导至安装至所述后凸缘的所述支杆的端部内的冷却通道。

17. 根据权利要求13所述的发动机,其中,所述多个翅片是焊接至所述外壁的内侧表面的金属翅片。

18. 根据权利要求13所述的发动机,其中,所述涡轮机壳体是分体式壳体。

## 燃烧器涡轮机壳体后集气室的螺旋冷却

[0001] 发明背景

### 技术领域

[0002] 本发明总体上涉及一种用于向燃气涡轮发动机中的涡轮机壳体提供冷却空气的螺旋系统,并且更具体地涉及一种向燃气涡轮发动机中的涡轮机壳体提供冷却空气的螺旋系统,其中,该系统包括以螺旋形构造的翅片,该翅片在壳体集气室内安装至壳体的内表面以提供更长的气流路径从而提供更多的冷却。

### 背景技术

[0003] 世界能源需求的持续上升提供了对可靠的、经济的、高效的且与环境兼容的发电的要求。燃气涡轮发动机是一种提供有效功率的已知机器,并且经常应用于发电厂中的发电机或者飞行器或船舶中的发动机。典型的燃气涡轮发动机包括压缩机部分、燃烧室部分和涡轮机部分。压缩机部分向燃烧室部分提供压缩气流,在燃烧室部分中,空气与燃料如天然气混合。燃烧室部分包括沿周向设置的多个燃烧器,燃烧器接纳待与空气混合并被点燃以产生工作气体的燃料。工作气体通过涡轮机部分膨胀并且通过关联的静叶被引导跨过涡轮机部分中的涡轮动叶。当工作气体穿过涡轮机部分时,工作气体促使动叶旋转,这又导致轴旋转,从而提供机械功。

[0004] 典型的燃气涡轮发动机的涡轮机部分将包括沿周向设置的多排动叶,比如四排动叶,其中,工作气体由跨过动叶的一排静叶从一级动叶引导到下一级动叶。通常期望的是,旋转动叶的外部梢端尽可能地接近包围动叶的静止壳体,在本领域中称为梢端间隙,使得大量的工作气体在动叶周围流动以提供改进的动叶性能,而不是在动叶与壳体之间流动,这对动叶的旋转没有贡献。随着发动机温度的升高和降低,动叶和壳体相应地膨胀和收缩,从而改变了梢端间隙。另外,由动叶旋转产生的离心力导致动叶的长度增加,这减小了梢端间隙。在系统稳态运行时的动叶的梢端间隙通常决定动叶的性能,因此决定发动机的性能。另一方面,由于动叶和壳体的热力学膨胀和/或收缩不同,因此梢端间隙对于确保动叶在发动机启动和关闭过程中不与静止的硬件摩擦也是至关重要的。因此,在发动机中适当地设置梢端间隙以获得最佳性能并防止梢端摩擦。

[0005] 将涡轮机转子居中设置在燃气涡轮机静止壳体内是影响涡轮机动叶梢端间隙的挑战,并因此可能对涡轮机性能产生负面影响。缺少在冷发机构造期间的转子中心线定位控制以及随后的对在瞬时热力学条件下的中心线偏移进行的控制,迫使涡轮机动叶到定子的间隙设置得足够大以防止过度摩擦或碰撞,这些增大的间隙导致涡轮效率的损失和输出功率的降低。

[0006] 在涡轮机部分的输出端处,工作气体通过排气扩压器,该排气扩压器回收排气的动压头以实现涡轮机部分的最佳性能。排出的气体仍然非常热,其通常被引导到其他系统,这些系统可能因可用的热量而受益,直到工作气体最终排出到环境或其他中。例如,燃气涡轮发动机的输出端处的热排气可以用于为蒸汽涡轮发动机煮沸水,该蒸汽涡轮发动机也在

例如本领域技术人员熟知的联合循环设备中产生动力。燃气涡轮发动机的输出端处的排气扩压器的构造对于燃气涡轮机动叶的性能是重要的,因为排气扩压器部分地阻挡来自涡轮机部分的气流。

[0007] 涡轮机转子在轴承箱内的涡轮机轴承上旋转。在一个燃气涡轮发动机设计中,星形构件支承涡轮机部分下游的涡轮机转子,其中,星形构件包括多个支杆,所述多个支杆从中央环形部分延伸并且所述多个支杆的端部固定到涡轮机壳体的后凸缘,并且其中,轴承箱定位在环形部分内。例如来自发动机的涡轮机部分的超过1200°F的热排气流围绕支杆流过星形构件。

[0008] 冷却空气通过在涡轮机部分中构造冷却通道来泵送,使得冷却空气冷却外部涡轮机壳体,并且通常流过星形构件支杆中的通道到达轴承箱,以将轴承箱中的轴承冷却到期望的工作温度。用于星形支承构件和其他部件的设计的各种冷却流动构造引起涡轮机壳体的不同区域之间以及星形构件中的不同支杆之间的温度变化。由于支杆在不同的位置处被固定至壳体的后凸缘,所以这些温度差异导致了外部涡轮机壳体的变形,使得壳体变得不圆,从而影响了涡轮机动叶的梢端间隙。更特别地,由于支杆用重螺栓栓接至涡轮机壳体的后凸缘,因此不同温度的支杆对壳体提供不同的压力,从而导致壳体变形,这改变了涡轮机转子的对中位置。

### 发明内容

[0009] 本公开描述了一种用于冷却燃气涡轮发动机的涡轮机壳体的后部分的螺旋冷却系统。该燃气涡轮发动机包括星形轴承支承构件,所述星形轴承支承构件支承轴承箱并包括多个支杆,所述多个支杆中的每个支杆安装至涡轮机壳体的后凸缘。涡轮机壳体包括外壳体壁和内壳体壁,在外壳体壁与内壳体壁之间限定气流集气室,所述气流集气室在与后凸缘相反的输入端处接收冷却空气。螺旋冷却系统包括多个螺旋翅片,所述多个螺旋翅片固定至外壁壳体的内侧表面并与内壁间隔开,所述多个螺旋翅片将气流从输入端以围绕集气室盘旋的方式引导至集气室的输出端。

[0010] 根据以下结合附图所做的描述和所附权利要求,本发明的附加特征将变得显而易见。

### 附图说明

[0011] 图1是已知的燃气涡轮发动机的剖视等距视图;

[0012] 图2是用于燃气涡轮发动机的涡轮机部分壳体和排气扩压器的等距视图;

[0013] 图3是涡轮发动机的一部分的简化图示,示出了涡轮机壳体中的螺旋冷却构件;以及

[0014] 图4是与涡轮机壳体分开的螺旋冷却构件的图示。

### 具体实施方式

[0015] 关于本发明的涉及螺旋冷却构件的实施方式的以下讨论本质上仅为示例性的,并且绝非意在限制本发明或其应用或用途,其中螺旋冷却构件的翅片固定到位于燃气涡轮发动机的输出部分处的涡轮机壳体集气室的内表面。

[0016] 图1是已知的燃气涡轮发动机10的剖视等距视图,已知的燃气涡轮发动机10包括压缩机部分12、燃烧室部分14和涡轮机部分16,其中,燃烧室部分14和涡轮机部分16被围封在外壳或壳体30内,并且发动机10的运转引起中心轴或转子18旋转,从而产生机械功。通过非限制性示例来图示和描述发动机10,以为下面讨论的发明提供背景。本领域技术人员将认识到,其他燃气涡轮发动机设计也可以结合本发明使用。转子18的旋转将空气吸入到压缩机部分12中,在压缩机部分12中,空气被静叶22引导并被旋转动叶20压缩以被输送到燃烧室部分14,在燃烧室部分14中,压缩空气与燃料比如天然气混合,并且燃料/空气混合物被点燃以产生热工作气体。更具体地,燃烧室部分14包括沿周向设置的多个燃烧器26,所述多个燃烧器26中的每个燃烧器接纳通过喷射器(未示出)喷射到燃烧器26中的燃料,燃料与压缩空气混合并由点火器24点燃以被燃烧来产生工作气体,工作气体由过渡部件28引导到涡轮机部分16中。

[0017] 然后工作气体被涡轮机部分16中的沿周向设置的静叶(图1中未示出)引导,以流过沿周向设置的可旋转的涡轮动叶34,这导致涡轮动叶34旋转,从而使转子18旋转。沿周向设置的每组静叶限定一排静叶,并且沿周向设置的每组动叶34限定一排38动叶34。在该非限制性实施方式中,涡轮机部分16包括呈交替的顺序的四排38旋转动叶34和四排静叶。在其他燃气涡轮发动机设计中,涡轮机部分16可以包括更多或更少排的涡轮动叶34。应该注意的是,被称为动叶排1的最前排的涡轮动叶34以及被称为静叶排1的最前排的静叶承受工作气体的最高温度,其中,工作气体的温度随着工作气体流过涡轮机部分16而降低。

[0018] 一旦工作气体通过涡轮机部分16,则工作气体作为热排气通过排气扩压器36从发动机10输出。涡轮机部分16中的许多部件包括接收用于冷却各种涡轮机零件以增强涡轮机性能和延长寿命的气流的通道。这些流动通道中的一个流动通道在本文中一般被限定为环形集气室40,环形集气室40设置在壳体30的输出端处并靠近扩压器36,并由壳体30和内壁42限定。

[0019] 图2是燃气涡轮发动机的端部部分50的等距视图,该端部部分50通常可以是燃气涡轮发动机10的包括涡轮机部分16和排气扩压器36的端部部分。端部部分50包括代表壳体30的涡轮机壳体52,其中,壳体52是具有通过螺栓58固定在一起的上壳体部分54和下壳体部分56的分体式壳体。壳体52包括安装凸缘60和后凸缘64,安装凸缘60具有螺栓孔62以接纳螺栓(未示出),以便以本领域技术人员很好理解的方式将壳体52联接至涡轮发动机的前面部分。代表扩压器36的排气扩压器66包括内衬套68和外衬套70,并且在内衬套68与外衬套70之间具有支承构件72,排气扩压器66相反于凸缘60安装至壳体52并从壳体52延伸,并且将以本领域技术人员也很好理解的方式定位成靠近最后一排涡轮动叶。

[0020] 端部部分50包括以上提及类型的星形支承构件,星形支承构件包括中心环形部分(未示出)以及与其联接的多个支杆,所述多个支杆中的每个支杆包括安装至后凸缘64的锤头端部80。如在上面所讨论的,环形部分对转子18延伸通过的轴承箱(未示出)进行支承。来自例如集气室40的空气被分配到支杆中的冷却流动通道,冷却流动通道将气流引导到星形支承构件的环形部分以本领域技术人员很好理解的方式冷却轴承箱。进入集气室40的冷却空气流试图控制外部壳体52的温度,使得外部壳体52保持在相同的温度,从而使得壳体52在发动机运转期间保持圆形构型,这允许更紧凑的稍端间隙。然而,如上所述,当前的涡轮发动机设计可以被改进成保持壳体52的温度一致。

[0021] 在具有分开的上半部涡轮机壳体和下半部涡轮机壳体的涡轮发动机的典型布置中,壳体的凸缘引入不均匀的热行为。输送到星形支承构件的冷却空气在集气室40中行进,该集气室40受来自内部的涡轮机气体路径衬套的辐射热负荷支配。辐射热负荷引起热响应和顶部至底部壳体温度梯度的不匹配,并且迫使负荷传递至星形支承构件。这种温度的不匹配会导致壳体52与锤头端部80不能接合,并且因此导致转子18和静态结构中心线不对准。这种对中的损失会导致梢端摩擦或者迫使在建造时增大涡轮机梢端间隙,从而导致涡轮机性能的损失。

[0022] 如下面将详细讨论的,本发明提出提供一种螺旋冷却系统,该螺旋冷却系统周向地设置在壳体52的集气室内,使得引入集气室中的冷却空气围绕壳体52螺旋地流动,以便与已知的冷却系统相比具有更长的路径,以便提供更多的对流和传导来实现更有效的冷却,从而保持整个壳体52的温度一致,使得整个壳体52在系统工作温度下保持圆形构型。螺旋冷却系统中的螺旋外径壁分隔器或翅片允许冷却空气被引入位于涡轮机壳体52的前端部处的前面的螺旋以在进入星形支承构件的支杆之前加热空气。附加的表面积增强了涡轮机壳体52的冷却效果,并提供了防止对转向齿轮操作产生浮力影响的屏障。

[0023] 螺旋冷却系统允许冷却气流具有到涡轮机壳体52的增强的对流热传递。从壳体52到冷却空气的热量获取将较热的空气输送到下游的星形支承构件,并且因此改善了热匹配。期望增大速度和螺旋冷却路径来克服空气中的弹性影响(bouncy affect)并且允许螺旋冷却路径在集气室40中盘旋。避免了上部壳体部分54与下部壳体部分56之间的温度分布不均,并且能够维持更紧凑的涡轮机间隙。这些改善的热响应使得运行和转变梢端间隙控制被改善并使得涡轮机性能被改善。

[0024] 螺旋冷却系统通过在涡轮机壳体外壁52处将螺旋片附接至上部壳体部分54和下部壳体部分56的内部来实现。在分割线处的交叉点对齐,使得在组装状态下以连续方式引导流动。冷却空气从通道的上游侧被引入到通道中,并且围绕螺旋翅片以一定压力梯度驱动并且通过一组冷却交叉孔排放到星形构件。

[0025] 螺旋通道可以被设定为进行部分旋转至完整的360°旋转或更多的旋转。然后来自每次冷却供给的空气将螺旋通过其通道并且被输送到壳体52的与供给孔相反的端部处的排放冷却交叉孔。由螺旋翅片提供的增加的表面积与通过增大流体速度而增强的对流性能在螺旋特性方面结合,从而实现涡轮机壳体52的改进的均匀的周向冷却响应。由增强的冷却产生的热量获取提供轴承星形构件热响应的热匹配和改进的结构对中。这种热力学改进的对中允许更紧凑的涡轮机梢端间隙和改进的涡轮机性能。

[0026] 图3是示出了上面讨论的螺旋冷却系统的部分50的一部分的简化图示100。在图示100中,外壁102代表涡轮机壳体52,内壁104代表图1中的壁42,并且集气室106代表图1中的集气室40。外壁102安装到星形支承构件110,并且星形支承构件110包括锤头端部112、支杆114和环形中心部分116。排气扩压器118代表扩压器66,排气扩压器118包括内衬套120和外衬套122以及位于内衬套120和外衬套122之间的支承构件124。如上所述,螺旋构件130定位在集气室106内并且包括一系列翅片132,一系列翅片132焊接至外壁102的内表面并且在该非限制性设计与内壁104间隔开。冷却空气在构件130的左端部处进入集气室106,并由翅片132引导以围绕集气室106螺旋地流动,以向外壳体壁102提供均匀的冷却,其中,冷却空气周期性地排放到星形构件120的端部122中的流动通道中。

[0027] 在该非限制性实施方式中,翅片132是矩形的金属片,其与外壳体壁102的内表面成一定角度焊接,使得来自集气室106的前端部的冷却流被朝向集气室106的后端部向内引导,并且能够排放到端部122中的每个端部中的流动通道中。应该注意的是,与本文的讨论相符合的翅片132的任何合适的长度、翅片132的任何角度取向、翅片132的任何高度、翅片132的任何厚度以及翅片132的任何间隔都可以在本发明的范围内采用。

[0028] 图4是示出了螺旋构件130的一个概念构型的螺旋构件140的等距视图。螺旋构件140包括间隔开且特定定向的多个翅片142,所述翅片142附接至共同的中央筒形构件144并在所述翅片之间限定通道146。该构型仅出于代表性目的来示出翅片142的一个可能的取向,其中,在上面讨论的实施方式中,翅片142将被联接至外部壳体壁102,而不是内部壳体壁104。

[0029] 前面的讨论仅公开和描述了本发明的示例性实施方式。本领域技术人员将从这些讨论以及附图和权利要求书中容易地认识到,在不脱离本发明的如所附权利要求书中限定的范围的情况下,可以对其进行各种改变、修改和变化。



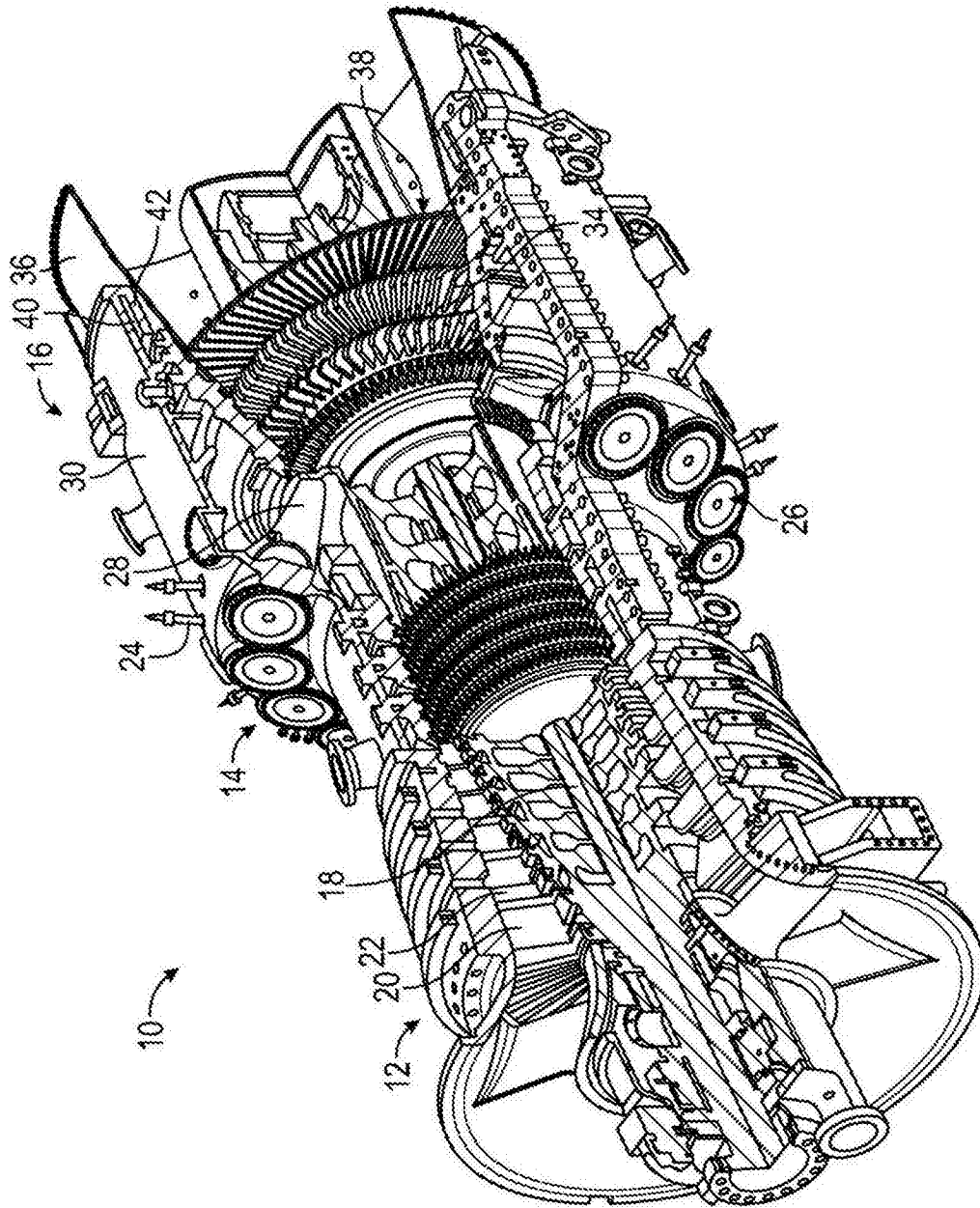


图1 (现有技术)

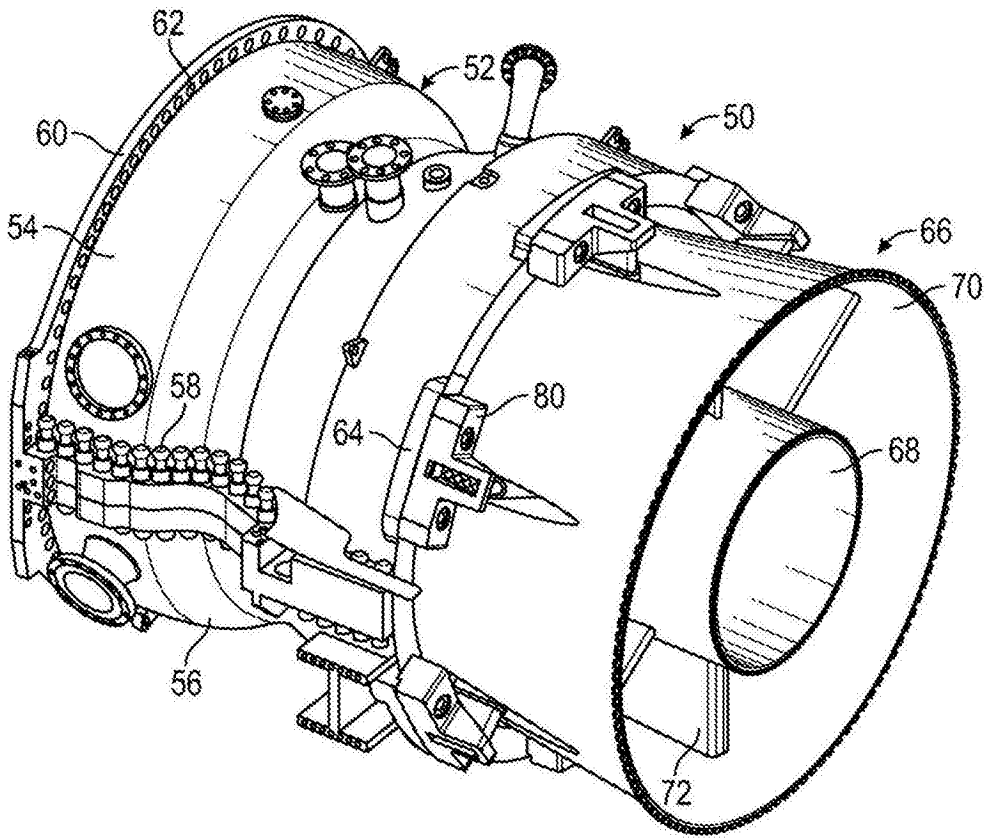


图2

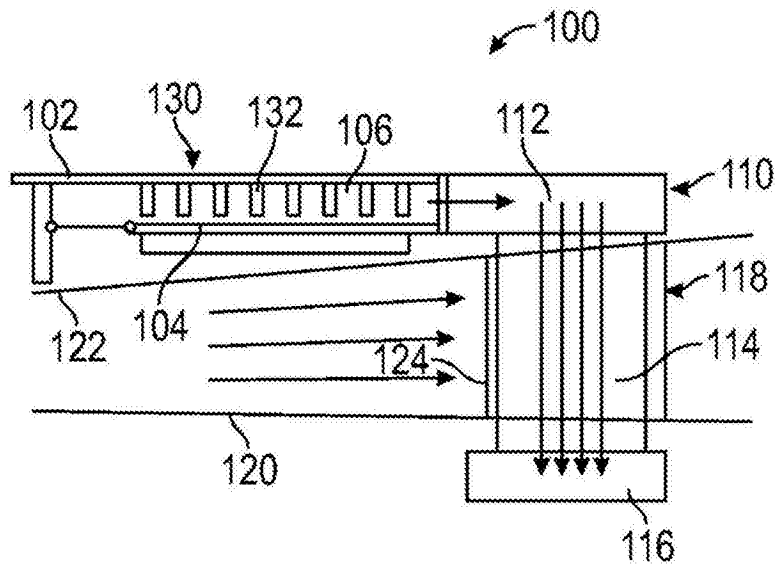


图3

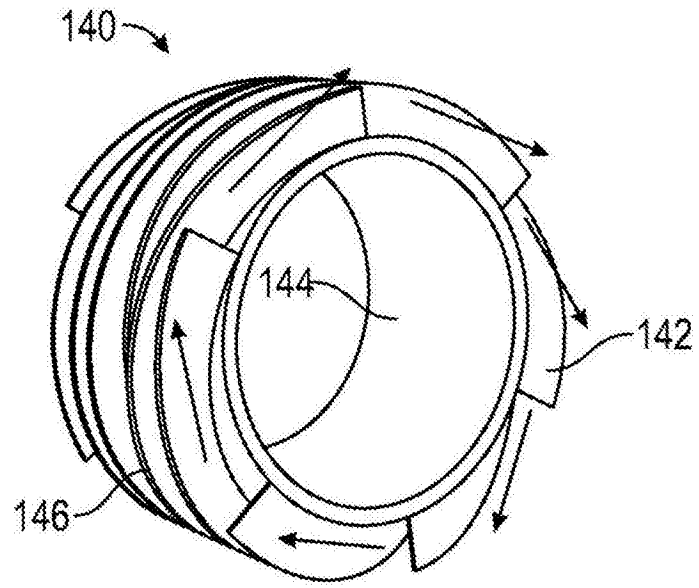


图4