



(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 108019778 A

(43)申请公布日 2018.05.11

(21)申请号 201711074969.3

(22)申请日 2017.11.03

(30)优先权数据

15/343746 2016.11.04 US

(71)申请人 通用电气公司

地址 美国纽约州

(72)发明人 G.A.博德曼 M.文图拉托

D.D.特纳 V.普罗亚诺卡德纳

W.T.班尼特

(74)专利代理机构 中国专利代理(香港)有限公

司 72001

代理人 肖日松 刘林华

(51)Int.Cl.

F23R 3/28(2006.01)

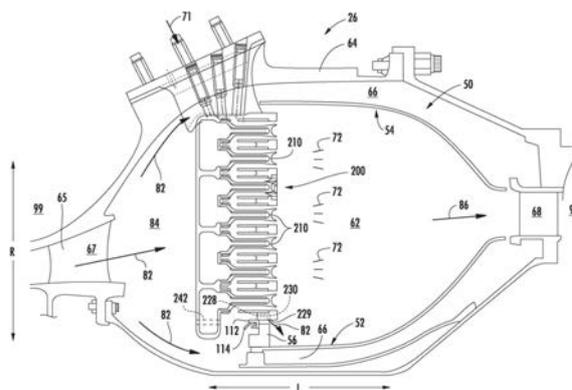
权利要求书1页 说明书8页 附图6页

(54)发明名称

具有冲击吹扫的燃料喷嘴组件

(57)摘要

本发明涉及一种用于燃气涡轮发动机的燃料喷嘴,所述燃料喷嘴限定径向方向、纵向方向、周向方向、上游端以及下游端。所述燃料喷嘴包括联接到至少一个燃料喷射器的后置主体。所述后置主体限定各自在所述径向方向上延伸的前壁和后壁,以及在所述纵向方向上延伸的多个侧壁。所述多个侧壁联接所述前壁与所述后壁。至少一个侧壁限定冲击流体出口,且所述后置主体限定与所述冲击流体出口流体连通的冲击流体腔。



1. 一种用于燃气涡轮发动机的燃料喷嘴,所述燃料喷嘴限定径向方向、纵向方向、周向方向、上游端以及下游端,所述燃料喷嘴包括:

后置主体,其联接到至少一个燃料喷射器,其中所述后置主体限定各自在所述径向方向上延伸的前壁和后壁,以及在所述纵向方向上延伸的多个侧壁,其中所述多个侧壁联接所述前壁与所述后壁,且其中至少一个侧壁限定冲击流体出口,且其中所述后置主体限定与所述冲击流体出口流体连通的冲击流体腔。

2. 根据权利要求1所述的燃料喷嘴,其特征在于:所述后壁限定与所述冲击流体腔流体连通的冲击流体入口。

3. 根据权利要求1所述的燃料喷嘴,其特征在于:进一步包括:

前置主体,其联接到每一燃料喷射器的所述上游端,其中所述前置燃料喷嘴主体限定在所述纵向方向上延伸的至少一个空气入口孔。

4. 根据权利要求1所述的燃料喷嘴,其特征在于:所述冲击流体出口限定接近于所述冲击流体腔的第一孔和接近于舱壁的第二孔,其中所述第一孔限定在沿着所述纵向方向的与所述第二孔不同的位置处,使得所述冲击流体出口沿着所述纵向方向和所述径向或周向方向延伸。

5. 根据权利要求1所述的燃料喷嘴,其特征在于:所述冲击流体出口、所述冲击流体入口和/或冲击流体腔在所述后置主体内限定蜿蜒的通道。

6. 一种用于燃气涡轮发动机的燃烧器组件,所述燃烧器组件限定径向方向、纵向方向、周向方向、上游端以及下游端,所述燃烧器组件包括:

至少一个燃料喷嘴组件,其中每一燃料喷嘴组件包括至少一个燃料喷射器和联接到每一燃料喷射器的后置主体,其中所述后置主体限定各自在所述径向方向上延伸的前壁和后壁,以及在所述纵向方向上延伸的多个侧壁,其中所述多个侧壁联接所述前壁与所述后壁,且其中至少一个侧壁限定冲击流体出口,且其中所述后置主体限定与所述冲击流体出口流体连通的冲击流体腔;以及

舱壁,其包括在所述径向方向、所述纵向方向上以及在周向方向上延伸的壁,其中所述壁限定后置面、前置面以及其间的纵向部分,且其中所述壁的所述纵向部分邻近于所述冲击流体出口。

7. 根据权利要求6所述的燃烧器组件,其特征在于:所述舱壁的所述壁的所述纵向部分在所述径向方向上邻近于所述冲击流体出口。

8. 根据权利要求7所述的燃烧器组件,其特征在于:压缩空气离开与所述舱壁的所述壁的所述纵向部分流体连通且热连通的所述冲击流体出口。

9. 根据权利要求6所述的燃烧器组件,其特征在于:所述冲击流体出口限定在所述舱壁的所述壁的下流。

10. 根据权利要求6所述的燃烧器组件,其特征在于:所述冲击流体出口限定接近于所述冲击流体腔的第一孔和接近于所述舱壁的第二孔,其中所述第一孔限定在沿着所述纵向方向的与所述第二孔不同的位置处,使得所述冲击流体出口沿着所述纵向方向和所述径向或周向方向延伸。

具有冲击吹扫的燃料喷嘴组件

技术领域

[0001] 本主题大体上涉及燃气涡轮发动机燃烧组件。更具体地说,本主题涉及一种用于燃气涡轮发动机的燃料喷嘴和燃烧器组件。

背景技术

[0002] 飞机和工业燃气涡轮发动机包括在其中燃烧燃料以将能量输入到发动机循环的燃烧器。典型的燃烧器并有一个或多个燃料喷嘴,其功能是将液体或气体燃料引入到空气流动流中,使得其可雾化和燃烧。一般的燃气涡轮发动机燃烧设计规则包括优化燃料与空气的混合和燃烧以产生高能量燃烧。

[0003] 然而,产生高能量燃烧常常产生必须要解决的相冲突且不利的结果。举例来说,高能量燃烧常常引起高温,所述高温需要冷却空气来减轻燃烧器组件部件的损耗和劣化。然而,利用冷却空气来减轻燃烧器组件部件的损耗和劣化可能降低燃烧和燃气涡轮发动机总体效率。

[0004] 因此,需要一种可产生高能量燃烧同时最小化结构损耗和劣化且降低燃烧以及燃气涡轮发动机总体效率损失的燃料喷嘴组件。

发明内容

[0005] 本发明的各方面及优点将部分在以下描述中阐述,或可从所述描述显而易见,或可通过本发明的实施得知。

[0006] 本发明涉及一种用于燃气涡轮发动机的燃料喷嘴,所述燃料喷嘴限定径向方向、纵向方向、周向方向、上游端以及下游端。所述燃料喷嘴包括联接到至少一个燃料喷射器的后置主体。所述后置主体限定各自在所述径向方向上延伸的前壁和后壁,以及在所述纵向方向上延伸的多个侧壁。所述多个侧壁联接所述前壁与所述后壁。至少一个侧壁限定冲击(impingement)流体出口,且所述后置主体限定与所述冲击流体出口流体连通的冲击流体腔。

[0007] 本发明的另一方面涉及一种用于燃气涡轮发动机的燃烧器组件。所述燃烧器组件包括至少一个燃料喷嘴组件和舱壁(bulkhead),所述舱壁包括在径向方向、纵向方向上且在周向方向上延伸的壁,其中壁的纵向部分邻近于冲击流体出口。

[0008] 本发明的又一方面涉及一种对燃烧器组件进行热管理的方法。所述方法包括将冷却流体引导到至少一个燃料喷嘴、将冷却流体引导通过燃料喷嘴的冲击流体入口,以及从冲击流体出口喷射冷却流体。

[0009] 技术方案1.一种用于燃气涡轮发动机的燃料喷嘴,所述燃料喷嘴限定径向方向、纵向方向、周向方向、上游端以及下游端,所述燃料喷嘴包括:

[0010] 后置主体,其联接到至少一个燃料喷射器,其中所述后置主体限定各自在所述径向方向上延伸的前壁和后壁,以及在所述纵向方向上延伸的多个侧壁,其中所述多个侧壁联接所述前壁与所述后壁,且其中至少一个侧壁限定冲击流体出口,且其中所述后置主体

限定与所述冲击流体出口流体连通的冲击流体腔。

[0011] 技术方案2.根据技术方案1所述的燃料喷嘴,其中:所述后壁限定与所述冲击流体腔流体连通的冲击流体入口。

[0012] 技术方案3.根据技术方案1所述的燃料喷嘴,其中:进一步包括:

[0013] 前置主体,其联接到每一燃料喷射器的所述上游端,其中所述前置燃料喷嘴主体限定在所述纵向方向上延伸的至少一个空气入口孔。

[0014] 技术方案4.根据技术方案1所述的燃料喷嘴,其中:所述冲击流体出口限定接近于所述冲击流体腔的第一孔和接近于舱壁的第二孔,其中所述第一孔限定在沿着所述纵向方向的与所述第二孔不同的位置处,使得所述冲击流体出口沿着所述纵向方向和所述径向或周向方向延伸。

[0015] 技术方案5.根据技术方案1所述的燃料喷嘴,其中:所述冲击流体出口、所述冲击流体入口和/或冲击流体腔在所述后置主体内限定蜿蜒的通道。

[0016] 技术方案6.一种用于燃气涡轮发动机的燃烧器组件,所述燃烧器组件限定径向方向、纵向方向、周向方向、上游端以及下游端,所述燃烧器组件包括:

[0017] 至少一个燃料喷嘴组件,其中每一燃料喷嘴组件包括至少一个燃料喷射器和联接到每一燃料喷射器的后置主体,其中所述后置主体限定各自在所述径向方向上延伸的前壁和后壁,以及在所述纵向方向上延伸的多个侧壁,其中所述多个侧壁联接所述前壁与所述后壁,且其中至少一个侧壁限定冲击流体出口,且其中所述后置主体限定与所述冲击流体出口流体连通的冲击流体腔;以及

[0018] 舱壁,其包括在所述径向方向、所述纵向方向上以及在周向方向上延伸的壁,其中所述壁限定后置面、前置面以及其间的纵向部分,且其中所述壁的所述纵向部分邻近于所述冲击流体出口。

[0019] 技术方案7.根据技术方案6所述的燃烧器组件,其中:所述舱壁的所述壁的所述纵向部分在所述径向方向上邻近于所述冲击流体出口。

[0020] 技术方案8.根据技术方案7所述的燃烧器组件,其中:压缩空气离开与所述舱壁的所述壁的所述纵向部分流体连通且热连通的所述冲击流体出口。

[0021] 技术方案9.根据技术方案6所述的燃烧器组件,其中:所述冲击流体出口限定在所述舱壁的所述壁的下游。

[0022] 技术方案10.根据技术方案6所述的燃烧器组件,其中:所述冲击流体出口限定接近于所述冲击流体腔的第一孔和接近于所述舱壁的第二孔,其中所述第一孔限定在沿着所述纵向方向的与所述第二孔不同的位置处,使得所述冲击流体出口沿着所述纵向方向和所述径向或周向方向延伸。

[0023] 技术方案11.根据技术方案6所述的燃烧器组件,其中:进一步包括:

[0024] 密封环,其中所述密封环限定第一密封件和张开的唇缘,其中所述第一密封件邻近于所述舱壁的所述壁的所述前置面且所述张开的唇缘至少部分地在所述径向方向和所述纵向方向上朝向所述上游端延伸。

[0025] 技术方案12.根据技术方案6所述的燃烧器组件,其中:所述后壁限定与所述冲击流体腔流体连通的冲击流体入口。

[0026] 技术方案13.根据技术方案12所述的燃烧器组件,其中:所述冲击流体出口、所述

冲击流体入口和/或冲击流体腔在所述后置主体内限定蜿蜒的通道。

[0027] 技术方案14.根据技术方案6所述的燃烧器组件,其中:进一步包括:

[0028] 前置主体,其联接到每一燃料喷射器的上游端,其中所述前置燃料喷嘴主体限定在纵向方向上延伸的至少一个空气入口孔。

[0029] 技术方案15.根据技术方案14所述的燃烧器组件,其中:所述至少一个空气入口孔限定蜿蜒的通道。

[0030] 技术方案16.一种对燃烧器组件进行热管理的方法,所述燃烧器组件包括舱壁和延伸通过所述舱壁的至少一个燃料喷嘴组件,所述方法包括:

[0031] 将冷却流体引导到至少一个燃料喷嘴;

[0032] 将所述冷却流体引导通过所述燃料喷嘴的冲击流体入口;以及

[0033] 从冲击流体出口喷射所述冷却流体。

[0034] 技术方案17.根据技术方案16所述的方法,其中:进一步包括:

[0035] 将所述冷却流体引导通过所述燃料喷嘴中的空气入口孔。

[0036] 技术方案18.根据技术方案16所述的方法,其中:从所述冲击流体出口喷射所述冷却流体包括喷射到燃烧室中。

[0037] 技术方案19.根据技术方案16所述的方法,其中:从所述冲击流体出口喷射所述冷却流体包括在所述燃烧室中的燃烧气体之间产生接近于所述舱壁的壁的后置面的缓冲区。

[0038] 技术方案20.根据技术方案16所述的方法,其中:从所述冲击流体出口喷射所述冷却流体包括喷射到所述舱壁的壁的纵向部分上。

[0039] 参考以下描述和所附的权利要求书,本发明的这些和其它特征、方面和优点将变得更好理解。被并入到此说明书中并组成其一部分的附图说明了本发明的实施例,并且与所述描述一起用来解释本发明的原理。

附图说明

[0040] 本发明的完整且可实施的公开内容,包括其对于所属领域的技术人员来说的最佳模式,在参考附图的说明书中被阐述,在所述附图中:

[0041] 图1是并有燃料喷嘴和燃烧器组件的示范性实施例的示范性燃气涡轮发动机的部分示意性横截面图;

[0042] 图2是图1中示出的示范性发动机的燃烧器组件的示范性实施例的轴向横截面图;

[0043] 图3是燃烧器组件的燃料喷嘴和舱壁的示范性实施例的轴向横截面图;

[0044] 图4是燃烧器组件的燃料喷嘴和舱壁的示范性实施例的透视图;

[0045] 图5是图4中示出的燃料喷嘴和舱壁的示范性实施例的上游视图;且

[0046] 图6是对燃烧器组件进行热管理的方法的流程图。

[0047] 在本说明书和附图中对参考标号的重复使用希望表示本发明的相同或相似特征或元件。

具体实施方式

[0048] 现在将对本发明的实施例进行详细参考,在附图中说明本发明的实施例的一个或多个实例。每一实例是为了解释本发明而提供,而非限制本发明。实际上,所属领域的技术

人员将清楚,在不脱离本发明的范围或精神的情况下可在本发明中进行各种修改及变化。举例来说,说明或描述为一个实施例的部分的特征可与另一实施例一起使用以产生又一实施例。因此,希望本发明涵盖此类修改及变化,所述修改及变化处于所附权利要求书及其等效物的范围内。

[0049] 如本文中所使用,术语“第一”、“第二”和“第三”可互换使用以区分一个部件与另一部件,而并非希望表示个别部件的位置或重要性。

[0050] 术语“上游”和“下游”是指相对于流体路径中的流体流的相对方向。举例来说,“上游”是指流体从其流出的方向,而“下游”是指流体流到的方向。

[0051] 提供具有冲击吹扫(purge)的燃料喷嘴和燃烧器组件的实施例。本文中通常提供的实施例可提供对燃料喷嘴的热管理,同时最小化用于热管理的一定量的压缩空气,从而降低燃烧及燃气涡轮发动机总体效率损失。在各种实施例中,另外利用用于对燃料喷嘴进行热管理的压缩空气以提供对燃烧器舱壁的热管理。在又一些实施例中,燃烧器组件将冷却空气提供到燃料喷嘴和舱壁同时最小化压缩空气使用率且提供高能量燃烧。

[0052] 现参看附图,图1是本文中被称作“发动机10”的示范性高旁通涡扇喷气发动机10的示意性部分横截面侧视图,所述发动机10可并入本发明的各种实施例。尽管下文参考涡扇发动机进一步描述,但本发明一般还适用于涡轮机械,所述涡轮机械包括涡轮喷气发动机、涡轮螺桨发动机以及涡轮轴燃气涡轮发动机,包括船用和工业涡轮发动机以及辅助动力单元。如图1中所示,出于参考目的,发动机10具有延伸通过其的纵向或轴向中心轴12。发动机10进一步限定径向方向R、纵向方向L、上游端99以及下游端98。一般来说,发动机10可包括风扇组件14和设置在风扇组件14下游的核心发动机16。

[0053] 核心发动机16可大体上包括基本上管状的外部壳体18,其限定环形入口20。外部壳体18以串流关系包封或至少部分地形成:压缩机区段,其具有增压器或低压(LP)压缩机22和高压(HP)压缩机24;燃烧区段26;涡轮区段,其包括高压(HP)涡轮28和低压(LP)涡轮30;以及喷气排气喷嘴区段32。高压(HP)转子轴34将HP涡轮28传动地连接到HP压缩机24。低压(LP)转子轴36将LP涡轮30传动地连接到LP压缩机22。LP转子轴36还可连接到风扇组件14的风扇轴38。在特定实施例中,如图1中所示,LP转子轴36可借助于减速齿轮40以例如间接传动或齿轮传动配置而连接到风扇轴38。在其它实施例中,发动机10可进一步包括可与中压轴一起旋转的中压(IP)压缩机和涡轮机。

[0054] 如图1中所示,风扇组件14包括多个扇叶42,其联接到风扇轴38且从风扇轴38径向向外延伸。环形风扇壳体或外罩44周向地包围风扇组件14和/或核心发动机16的至少一部分。在一个实施例中,外罩44由多个周向地隔开的出口导叶或支柱46相对于核心发动机16进行支撑。此外,外罩44的至少一部分可在核心发动机16的外部部分之上方而延伸,以便在其间限定旁路空气流通道48。

[0055] 图2是如图1中所示的核心发动机16的示范性燃烧区段26的横截面侧视图。如图2中所示,燃烧区段26通常可包括具有环形内衬(inner liner)52、环形外衬(outer liner)54以及舱壁56的环形类型燃烧器组件50,其中舱壁56在每一内衬52、外衬54的上游端99处,且分别在的内衬52与外衬54之间径向地延伸。在燃烧区段26的其它实施例中,燃烧器组件50可以是罐式或环形罐式。如图2中所示,内衬52相对于发动机中心线12(图1)与外衬54径向地隔开且限定其间的大体环形燃烧室62。在特定实施例中,内衬52和/或外衬54可至少部

分地或完全地由金属合金或陶瓷基复合 (CMC) 材料形成。

[0056] 如图2中所示,内衬52和外衬54可包封在外部壳体64内。可围绕内衬52和/或外衬54限定外部流动通道66。内衬52和外衬54可沿着纵向方向L从舱壁56朝向涡轮喷嘴或入口68延伸到HP涡轮28(图1),由此至少部分地限定燃烧器组件50与HP涡轮28之间的热气路径。

[0057] 在图3中,提供包括燃烧器组件50的燃料喷嘴200和舱壁56的燃烧区段26的示范性实施例的侧视图。现参看图1到3,燃料喷嘴200可至少部分地延伸通过舱壁56且将燃料空气混合物72提供到燃烧室62。燃料喷嘴200可包括至少一个燃料喷射器210和后置主体220。后置主体220限定各自在径向方向R上延伸的前壁222和后壁224。后置主体220进一步包括在纵向方向L上延伸的多个侧壁226(图4中示出)。所述多个侧壁226联接前壁222与后壁224。至少一个侧壁226限定冲击流体出口228。后置主体220可进一步限定与每一冲击流体出口228流体连通的冲击流体腔230。

[0058] 在各种实施例中,后置主体220在前壁222、后壁224以及一个或多个侧壁226内限定冲击流体腔230。冲击流体腔230大体在径向方向R、纵向方向L上且至少部分地在周向方向C(图4和5中示出)上延伸。后置主体220可进一步围绕至少一个燃料喷射器210限定冲击流体腔230。

[0059] 在燃料喷嘴200的实施例中,一个或多个侧壁226各自限定在径向方向R上延伸的冲击流体出口228。在另一实施例中,冲击流体出口228在周向方向C上延伸。在其它实施例中,冲击流体出口228至少在周向方向C和径向方向R上延伸(如图4中所示)。在各种实施例中,冲击流体出口228可在纵向方向L及径向方向R和/或周向方向C上延伸。举例来说,可接近于冲击流体腔230限定冲击流体出口228的第一孔231且可接近于舱壁56限定冲击流体出口228的第二孔232。在一个实施例中,第一孔231限定在沿着纵向方向L的与第二孔232大约相同的位置处(如图3中所示)。在另一实施例中,第一孔231限定在沿着纵向方向L的与第二孔232不同的位置处,使得冲击流体出口228沿着纵向方向L和径向方向R或周向方向C延伸。在又一些其它实施例中,冲击流体出口228在后置主体220内限定蜿蜒的通道。

[0060] 在一个实施例中,燃料喷嘴200进一步在后壁224中限定与冲击流体腔230流体连通的冲击流体入口229。冲击流体入口229限定通过后置主体220的后壁224的通道。在一个实施例中,冲击流体入口229大体在纵向方向L上延伸。在另一实施例中,冲击流体入口229沿着纵向方向L延伸且与冲击流体入口腔230流体连通。冲击流体入口229可进一步沿着径向方向R和/或周向方向C及纵向方向L延伸。在又一实施例中,冲击流体入口229可限定蜿蜒的通道。

[0061] 在一个实施例中,燃料喷嘴200可在后置主体220中限定冲击流体入口229、冲击流体腔230以及冲击流体出口228,在所述后置主体中,每一冲击流体入口229通向离散的冲击流体出口228,所述离散的冲击流体出口与每一邻近的冲击流体入口229或冲击流体出口228流体地分离。举例来说,后置主体220可限定流体地分离的每一冲击流体入口229、冲击流体腔230以及冲击流体出口228,使得每一冲击流体入口229、冲击流体腔230以及冲击流体出口228相对于冲击流体入口229、冲击流体腔230以及冲击流体出口228的另一组合而限定独立流动和/或压力。

[0062] 在又一些实施例中,每一冲击流体入口229、冲击流体腔230或冲击流体出口228可分别相对于另一冲击流体入口229、冲击流体腔230或冲击流体出口228限定不同于第二直

径、面积和/或体积的第一直径、面积和/或体积。

[0063] 在另一实施例中,燃料喷嘴200包括前置主体240。前置主体240可限定在纵向方向L上延伸的至少一个空气入口孔242。在各种实施例中,至少一个空气入口孔242可沿着径向方向R和/或周向方向C及纵向方向L延伸。在又一些实施例中,空气入口孔242可在前置主体240内限定蜿蜒的通道。

[0064] 燃料喷嘴200、冲击流体入口229、冲击流体腔230、冲击流体出口228以及空气入口孔242的各种实施例可在一起提供可改进燃料喷嘴200的结构性能的热管理。各种实施例还可例如通过合乎需要地更改燃料喷嘴200内的燃料71的物理属性以辅助燃烧或防止燃料喷嘴200内的燃料焦化而给燃料71提供热管理益处。

[0065] 返回参看图1到3,在发动机10操作期间,由箭头74示意性地指示的一定体积的空气通过外罩44和/或风扇组件14的相关联入口76进入发动机10。当空气74经过风扇叶片42时,由箭头78示意性地指示的空气的一部分被引导或导引进旁路空气流通道48中,并且由箭头80示意性地指示的空气的另一部分被引导或导引进LP压缩机22中。空气80在朝向燃烧区段26流动通过LP压缩机22和HP压缩机24时,被逐渐压缩。如图2中所示,由箭头82示意性地指示的现在压缩空气流经作为前扩散器(prediffuser)65的部件的压缩机出口导叶(CEGV)67到燃烧区段26的扩散器腔或头端部分84中。

[0066] 压缩空气82对扩散器腔84加压。通常,前扩散器65,且更具体地说,在各种实施例中,CEGV 67调节压缩空气82到燃料喷嘴200的流动。在各种实施例中,前扩散器65和/或CEGV 67将压缩空气82引导到一个或多个空气入口孔242(图5中示出),所述空气入口孔限定在每一燃料喷嘴200的前置主体240中。

[0067] 另外,压缩空气82进入燃料喷嘴200且到燃料喷嘴200内的一个或多个燃料喷射器210中以与燃料71混合。在一个实施例中,每一燃料喷射器210用极小涡流或不用涡流将燃料喷射器210阵列内的燃料71与空气82预混合成离开燃料喷嘴200的所得燃料空气混合物72。在预混合燃料喷射器210内的燃料71与空气82之后,来自多个燃料喷射器210中的每个的燃料空气混合物72燃烧,作为来自每个燃料喷射器210的稳定化的紧密管状火焰阵列。

[0068] 除燃烧之外,LP压缩机22和HP压缩机24也可对燃烧区段26和/或涡轮区段31的至少一部分的热管理提供压缩空气82。举例来说,如图2中所示,压缩空气82可被导引到外部流动通道66中以给内衬52和外衬54提供冷却。作为另一实例,压缩空气82的至少一部分可被导引到扩散器腔84之外。作为又一实例,压缩空气82可被引导通过各种流动通道以将冷却空气提供到HP涡轮28或LP涡轮30中的至少一个。

[0069] 返回共同地参看图1和2,产生于燃烧室62中的燃烧气体86从燃烧器组件50流动到HP涡轮28中,由此使得HP转子轴34旋转,从而支持HP压缩机24的操作。如图1中所示,燃烧气体86接着被导引通过LP涡轮30,由此使得LP转子轴36旋转,从而支持LP压缩机22的操作和/或风扇轴38的旋转。燃烧气体86接着通过核心发动机16的喷气排气喷嘴区段32排出以提供推进力。

[0070] 现参看图3,提供发动机10的燃烧器组件50的燃料喷嘴200和舱壁56的示范性实施例。现参看图1到3,舱壁56包括沿着径向方向R、纵向方向L且在周向方向C(图1和2中未绘示)上延伸的壁100。壁100限定后置面104、前置面106以及其间的纵向部分102。壁100的纵向部分102邻近于每一燃料喷嘴200的多个侧壁226。在一个实施例中,壁100的纵向部分102

在径向方向R上邻近于燃料喷嘴200的冲击流体出口228。

[0071] 参看图1到3,舱壁56进一步包括在周向方向上延伸的环状密封环110。密封环110设置在舱壁56的上游。密封环110进一步沿着径向方向R从燃料喷嘴200向外和/或向内设置。密封环110限定邻近于舱壁56的壁100的前置面106的第一密封件112。密封环110进一步限定邻近于第一密封件112的第二密封件114。在各种实施例中,第二密封件114可进一步限定至少部分地在径向方向R和纵向方向L上朝向上游端99延伸的张开的唇缘116。在密封环110的一个实施例中,压缩空气82朝向下游端98将力施加到密封环110上以形成密封,使得在扩散器腔84与燃烧室62之间产生极小流体连通或不产生流体连通。在密封环110的另一实施例中,张开的唇缘116增加面积,使得压缩空气82可将力施加到密封环110上以增大扩散器腔84与燃烧室62之间的密封。

[0072] 在图1到3中所示的燃烧器组件50的一个实施例中,压缩空气82通过限定在燃料喷嘴200的前置主体240中的一个或多个空气入口孔242进入燃料喷嘴200。压缩空气82可流动通过燃料喷嘴的前置主体240以向燃料喷嘴200的一个或多个燃料喷射器210提供空气。在各种实施例中,压缩空气82可在燃料喷嘴200的前置主体240内的燃料71与压缩空气82之间提供热能传递。举例来说,在发动机10的一个实施例中,燃料71可接收来自压缩空气82的热能。添加到燃料71的热能可降低粘度且用压缩空气82促进燃料雾化以用于燃烧。

[0073] 在另一实施例中,压缩空气82流动通过前置主体240到达后置主体220中的一个或多个冲击流体入口229。在又一些实施例中,压缩空气82可(在径向方向R上)围绕前置主体240、在所述前置主体上方和/或在所述前置主体下方进行导向,以通过限定在燃料喷嘴200的后置主体220中的一个或多个冲击流体入口229进入燃料喷嘴200。压缩空气82可流动通过一个或多个冲击流体入口229到冲击流体腔230中且通过所述冲击流体腔。在图3中所示的实施例中,压缩空气82离开与舱壁56流体连通且热连通的冲击流体出口228。更确切地说,压缩空气82可离开与邻近于冲击流体出口228的舱壁56的壁100的纵向部分102流体连通且热连通的冲击流体出口228。

[0074] 现参看图4,示出燃烧器组件50的一部分的透视图。在图4中所示的实施例中,冲击流体出口228设置在舱壁56的壁100的下游。在一个实施例中,第二孔232可限定在舱壁56的壁100的下游。在另一实施例中,第二孔232可限定在壁100的下游且接近于壁100的后置面104,使得压缩空气82与来自冲击流体出口228的后置面104流体连通且热连通。将冲击流体出口228限定在舱壁56的壁100的下游可通过冷却或保护壁100免于燃烧气体86影响来影响壁100处或壁100附近的流动和温度。

[0075] 现参看图1到4,在其它实施例中,燃料喷嘴200可包括例如硬质管或柔性管的结构以将冷却流体馈送通过冲击流体出口228。冷却流体可替代压缩空气82起作用,而通过空气入口孔242、冲击流体入口229、冲击流体腔230和/或冲击流体出口228中的一个或多个,以提供与燃料喷嘴200和/或舱壁56的热连通以及对所述燃料喷嘴和所述舱壁的热管理。举例来说,冷却流体可以是惰性气体。作为另一实例,冷却流体可以是来自例如外置发动机设备的另一源头的空气或来自压缩机22、24的其它位置的空气(例如抽气(bleed air))。

[0076] 现参看图5,从上游看向下游的视角来示出燃料喷嘴200的示范性实施例。图5中所示的实施例示出舱壁56的一部分、燃料喷嘴200的前置主体240以及至少一个空气入口孔242。图5中的实施例进一步示出限定在前置主体240中的用以将压缩空气82馈送到一个或

多个燃料喷射器100和/或至少一个冲击流体入口229的多个空气入口通道244(图5中未绘示)。

[0077] 图1到5中所示且本文中所描述的燃料喷嘴200和燃烧器组件50可建造为机械地接合的各种部件的组件或建造为单一整体部件且可由所属领域的技术人员通常已知的任何数目个工艺制成。这些制造工艺包括但不限于被称作“增材制造”或3D打印”的制造工艺。另外,任何数目个铸造、机械加工、熔接、钎焊或烧结工艺或机械紧固件或其任何组合可用来建造燃料喷嘴200或燃烧器组件50。此外,燃料喷嘴200和燃烧器组件50可由用于涡轮发动机燃烧区段的任何合适材料建造,所述材料包括但不限于镍基合金和钴基合金。另外,流动路径表面可包括用以减少阻力或以其它方式促进流体流动的表面精加工或其它制造方法,例如但不限于滚筒抛光处理(tumble finishing)、滚光(barreling)、制来复线(rifling)、抛光或涂覆。

[0078] 现参看图6,通常提供概括对燃烧器组件进行热管理的方法(本文中被称作“方法600”)的示范性步骤的流程图。另外,图6中所示的流程图出于说明及论述的目的描绘以特定次序执行的步骤。所属领域的技术人员使用本文中所提供的公开内容应理解,本文中所公开的任一个方法中的各种步骤可以各种方式调适、修改、重新布置、省略或扩展,而不会偏离本发明的范围。

[0079] 方法600在(602)处可包括将冷却流体引导到至少一个燃料喷嘴。举例来说,参看图1到5中所描绘的发动机10,冷却流体可以是来自压缩机22、24引导到燃烧器组件50的燃料喷嘴200的压缩空气82。在各种情况下,发动机10可通过前扩散器65或更确切地说CEGV 67将压缩空气82引导到燃料喷嘴200。在图1到5中所示的其它情况下,冷却流体可经由馈送到燃烧器组件50中的外部设备而被引导到燃料喷嘴200,所述外部设备例如抽气歧管或软管或其它有壁套管。

[0080] 在(604)处的方法600的一个实施例中,方法600包括将冷却流体引导通过燃料喷嘴中的空气入口孔,例如参看图1到5中所示的燃料喷嘴200示出且描述的空气入口孔242。方法600在(606)处包括将冷却流体引导通过冲击流体入口,例如关于图1到5所描述的冲击流体入口228。

[0081] 在(608)处,方法600包括从冲击流体出口喷射冷却流体。举例来说,方法在(608)处可包括冲击流体出口228和喷射到关于图1到5所描述的舱壁56上的压缩空气82。作为另一实例,从冲击流体出口228喷射冷却流体可包括喷射到燃烧室62中。作为又一实例,喷射冷却流体可传递来自燃料喷嘴200或其内的燃料71和/或舱壁56的热能。喷射冷却流体可包括喷射到壁100的纵向部分102上。在另外其它实例中,从冲击流体出口228喷射冷却流体可在燃烧室62中的燃烧气体86之间产生接近于舱壁56的壁100的后置面104的缓冲区,从而可限制热能从燃烧气体到舱壁56的传递。

[0082] 本书面描述使用实例来公开包括最佳模式的本发明,且还使得所属领域的技术人员能够实施本发明,包括制造及使用任何装置或系统以及执行任何所并入的方法。本发明的可获专利的范围由权利要求书限定,且可包括所属领域的技术人员所想到的其它实例。如果此类其它实例包括与权利要求书的字面语言没有不同的结构元件,或如果此类其它实例包括与权利要求书的字面语言无实质差别的等效结构元件,那么此类其它实例意图在权利要求书的范围内。

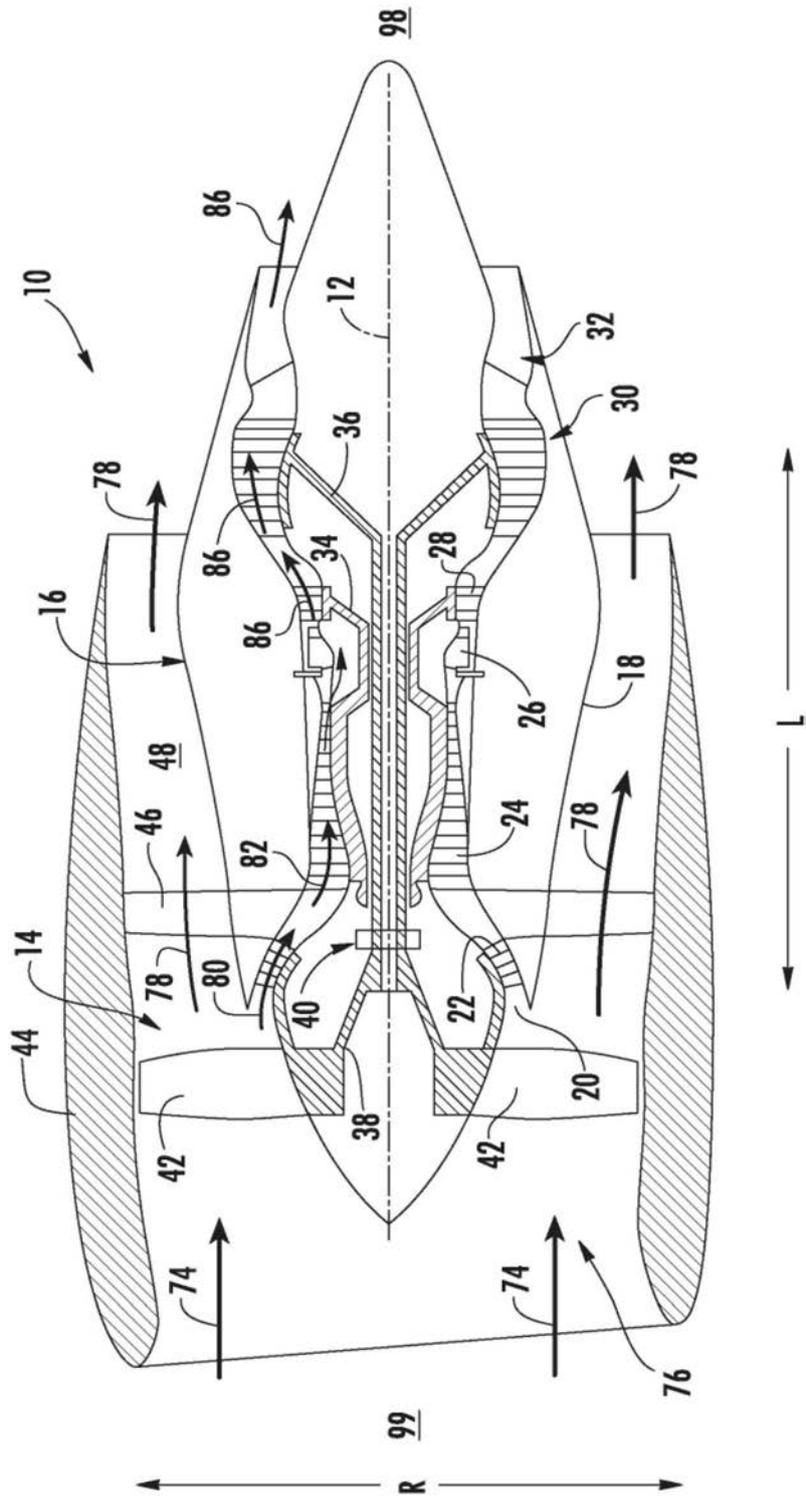


图1

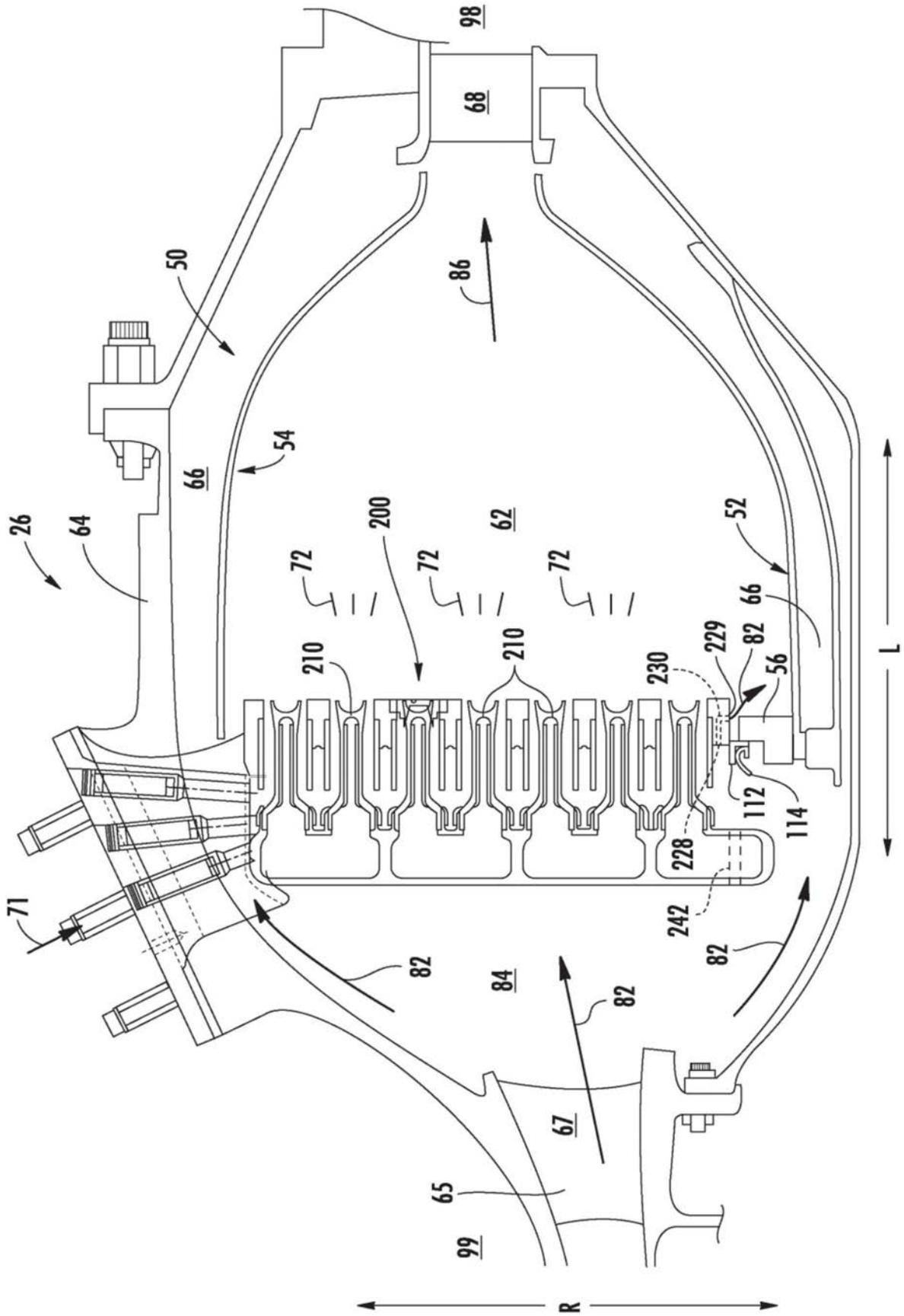


图2

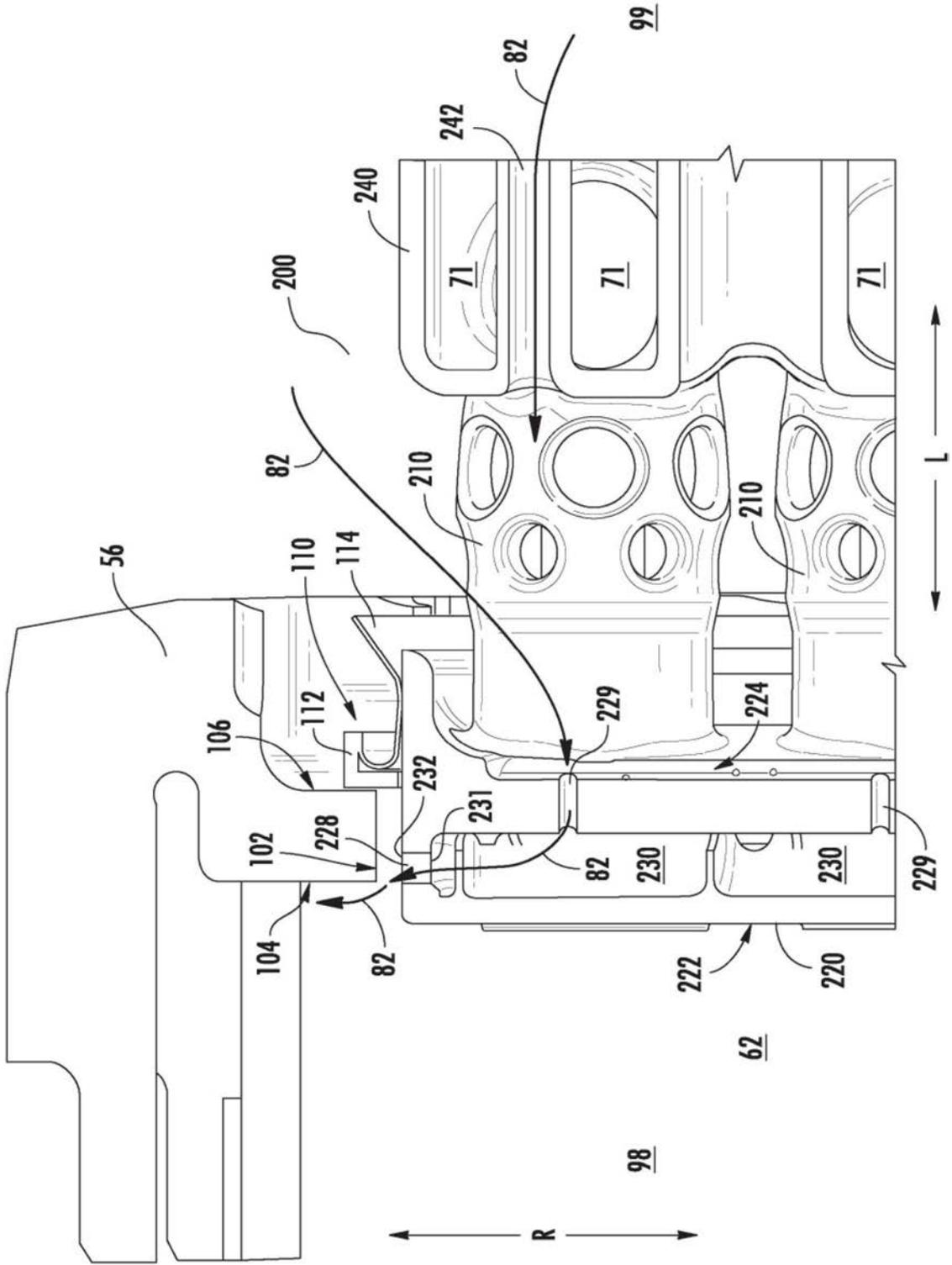


图3

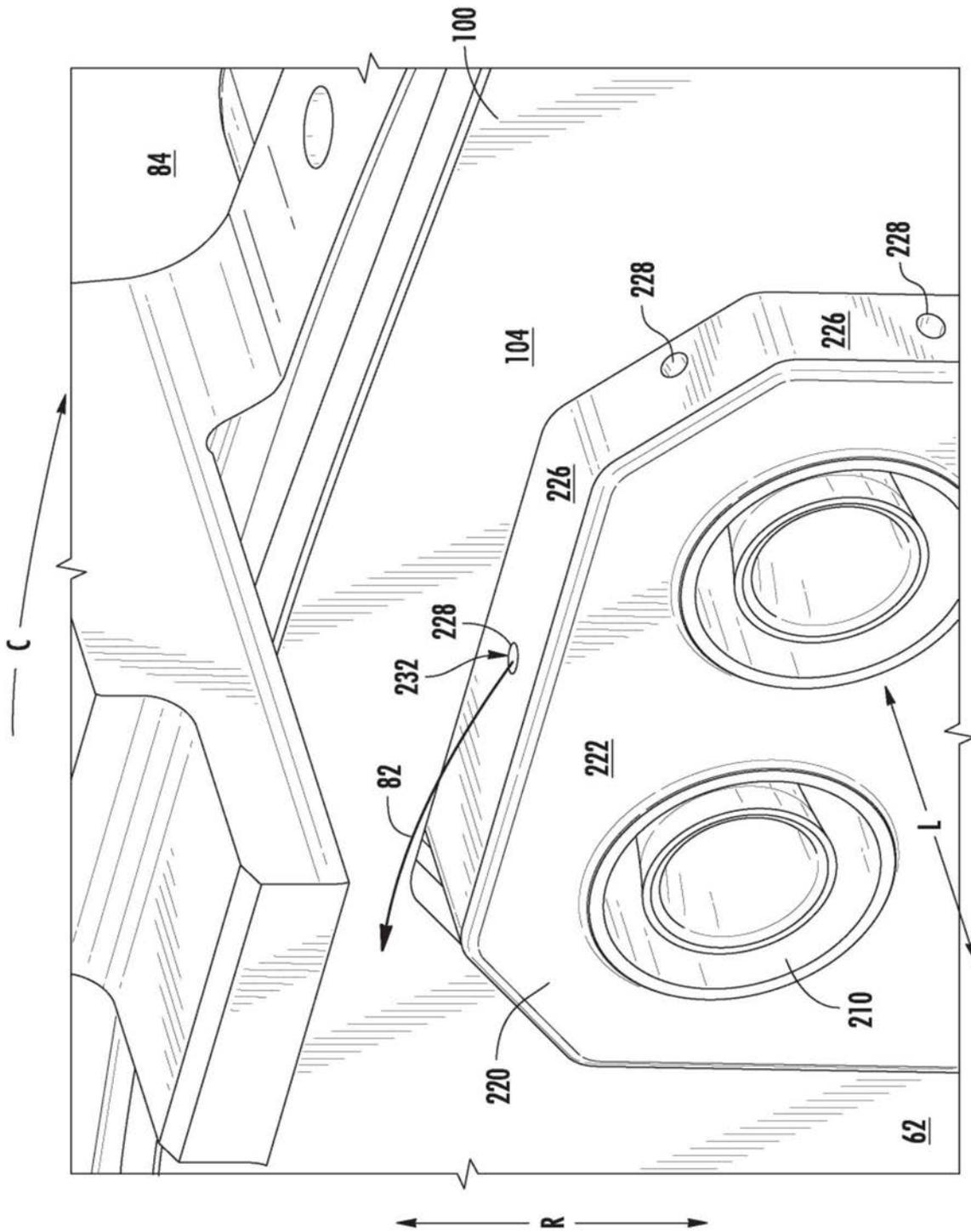


图4

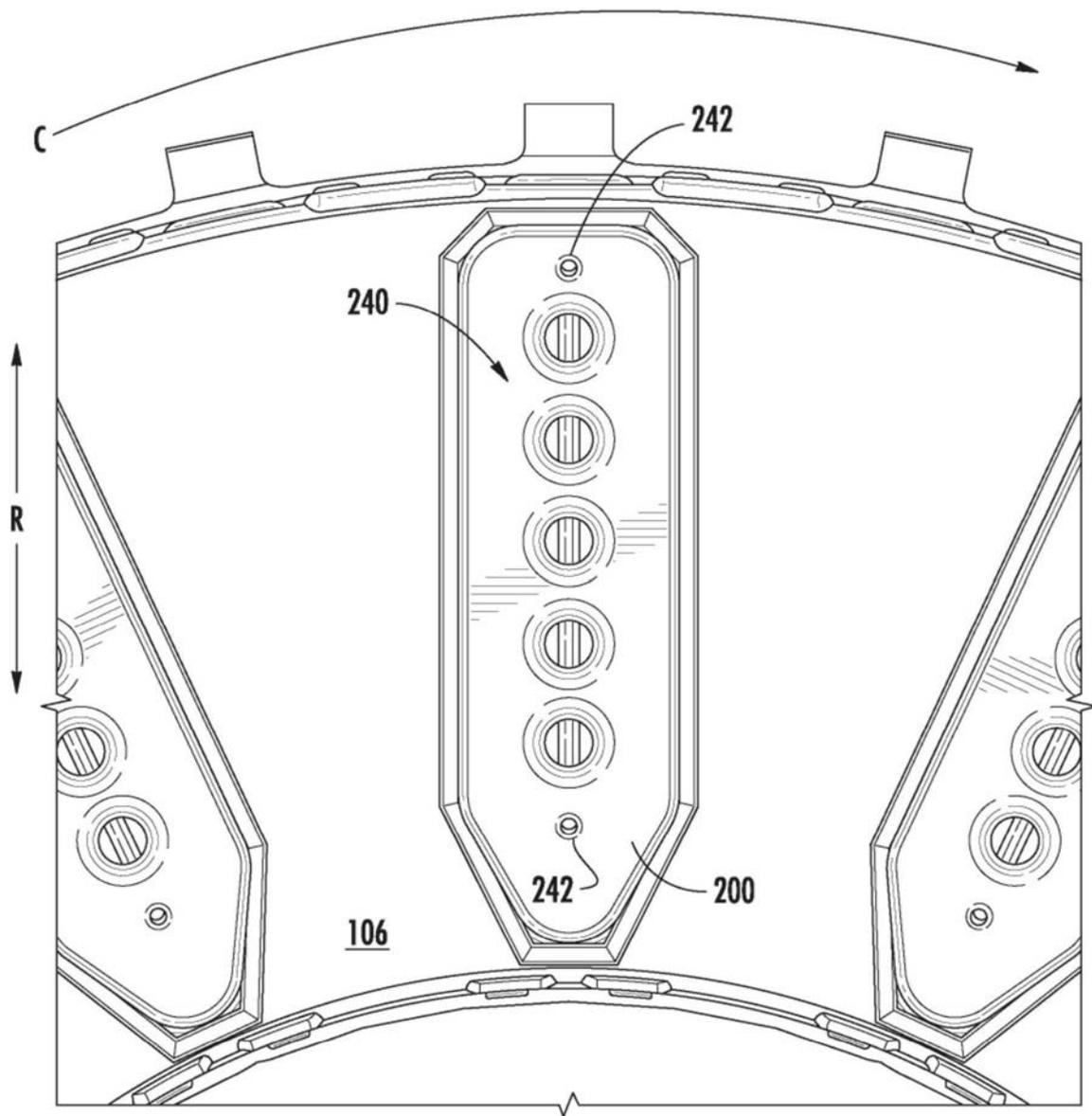


图5

600

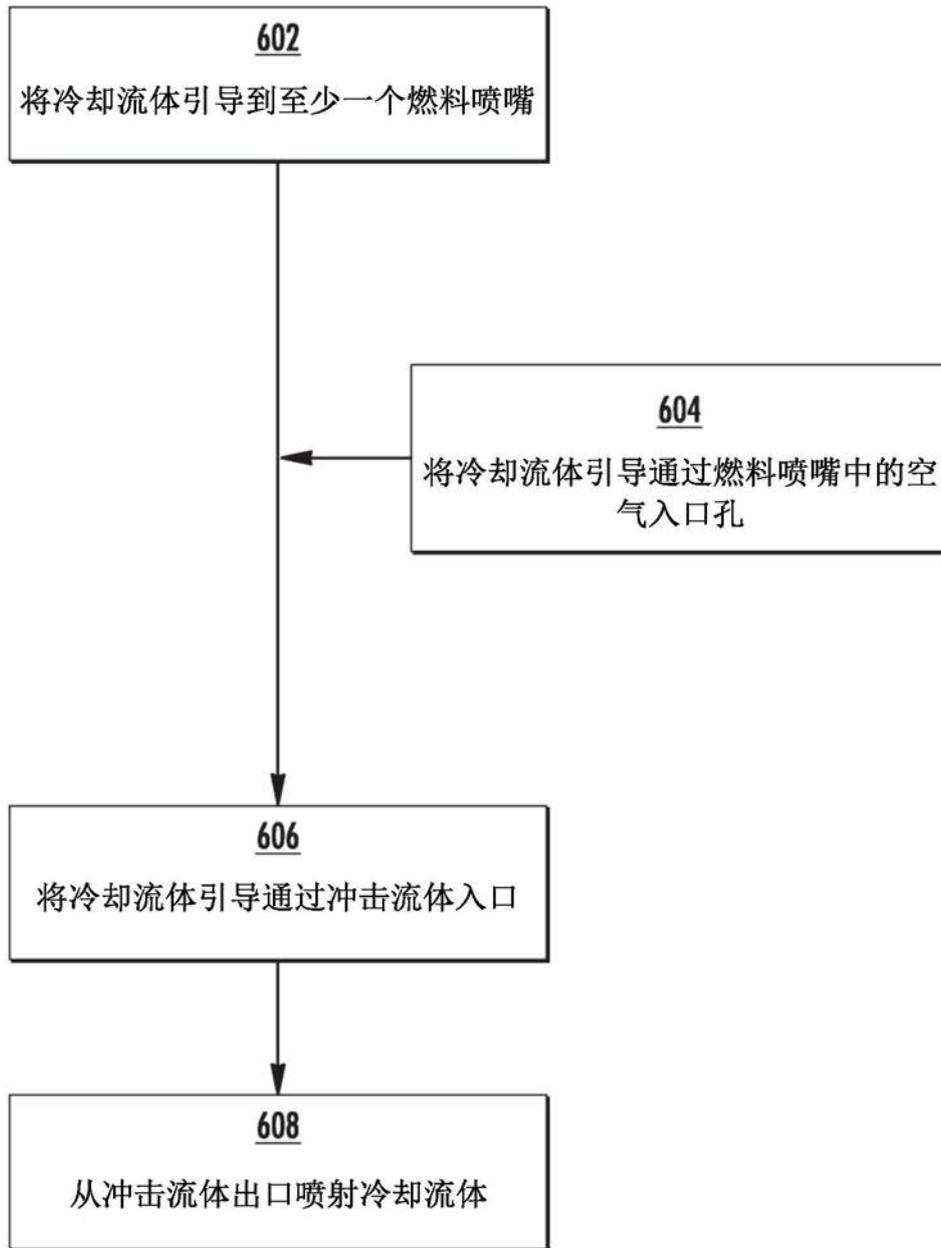


图6