

1. 一种用于燃气涡轮发动机的燃料喷射器,所述燃料喷射器包括:
端壁;

包括轴向延伸的外壁和内壁的中心体,其中所述外壁和内壁从所述端壁朝向所述燃料喷射器的下游端延伸,并且其中所述外壁、所述内壁和所述端壁一起限定沿朝向所述燃料喷射器的所述下游端的第一方向以及沿朝向所述燃料喷射器的上游端的第二方向延伸的流体导管;

从所述端壁朝向所述燃料喷射器的所述下游端包围所述中心体的外部套管,其中所述外部套管和所述中心体限定径向位于其间的预混合通道并且在所述预混合通道的所述下游端处限定出口,并且其中所述外部套管限定周向布置在所述外部套管的第一轴向部分处的多个径向定向的第一空气入口端口,并且其中所述外部套管限定周向布置在所述外部套管的第二轴向部分处的多个径向定向的第二空气入口端口,并且其中所述外部套管进一步限定布置在每个第一空气入口端口之间并且从所述端壁延伸的第一流体通道,并且其中流体通道壁从所述第一流体通道内的所述端壁延伸,所述流体通道壁限定从所述第一流体通道内的所述端壁延伸的第二流体通道,并且其中所述外部套管进一步限定与所述第一流体通道处于流体连通的第一流体喷射端口以及与所述第二流体通道处于流体连通的第二流体喷射端口;以及

热管理导管,其由所述流体导管与所述第一流体通道的流体连通以及处于相邻布置的所述第二流体通道与所述第一流体通道的热连通限定。

2. 根据权利要求1所述的燃料喷射器,其特征在于,所述第一流体喷射端口轴向定向并且从所述第二空气入口端口径向向内设置。

3. 根据权利要求2所述的燃料喷射器,其特征在于,所述第一流体喷射端口相对于所述燃料喷射器的纵向中心线以倾斜角轴向定向。

4. 根据权利要求1所述的燃料喷射器,其特征在于,所述第二流体喷射端口轴向定向并且从所述第二空气入口端口径向向内设置。

5. 根据权利要求1所述的燃料喷射器,其特征在于,所述第一流体喷射端口和所述第二流体喷射端口处于交替周向相邻布置。

6. 根据权利要求1所述的燃料喷射器,其特征在于,所述燃料喷射器进一步包括:

设置在所述中心体的所述下游端处的护罩,其中所述护罩从所述中心体的所述外壁的所述下游端轴向地延伸,并且其中所述护罩围绕所述外壁的所述下游端呈环形。

7. 根据权利要求6所述的燃料喷射器,其特征在于,所述护罩进一步包括从所述外壁径向向内的护罩壁,所述护罩壁向上游突出到所述中心体中。

8. 根据权利要求1所述的燃料喷射器,其特征在于,中心体表面从所述纵向中心线朝向外套管表面径向延伸以在所述出口处限定比在所述出口上游更小的直径。

9. 根据权利要求1所述的燃料喷射器,其特征在于,所述外部套管进一步包括:

位于每个周向布置的第一空气入口端口之间的多个第一空气入口端口壁,其中所述第一流体通道从所述第一空气入口端口壁内的所述端壁轴向延伸;以及

位于每个周向布置的第二空气入口端口之间的多个第二空气入口端口壁。

10. 根据权利要求9所述的燃料喷射器,其特征在于,所述多个第一空气入口端口壁相对于从所述纵向中心线径向延伸的竖直参考线限定涡旋角,并且所述涡旋角是约35至约65

度或约-35至约-65度。

多点喷射微型混合燃料喷嘴组件

技术领域

[0001] 本发明主题大体上涉及燃气涡轮发动机燃烧组件。更具体地说,本发明主题涉及一种用于燃气涡轮发动机的预混合燃料喷嘴组件。

背景技术

[0002] 飞机和工业燃气涡轮发动机包括燃烧器,燃料在燃烧器中燃烧以输入能量实现发动机循环。典型的燃烧器结合一个或多个燃料喷嘴,所述一个或多个燃料喷嘴的功能是将液态或气态燃料引入到空气流动流,从而使得所述空气流动流能够雾化并燃烧。一般的燃气涡轮发动机燃烧设计标准包括优化燃料与空气的混合物和燃烧以产生高能燃烧,同时最小化例如一氧化碳、二氧化碳、一氧化二氮和未燃尽的碳氢化合物等的排放,以及最小化部分由于燃烧期间的压力振荡导致的燃烧音调(tones)。

[0003] 然而,一般的燃气涡轮发动机燃烧设计标准通常造成必须要解决的冲突和不利结果。举例来说,产生高能燃烧的已知解决方案是结合轴向定向的叶片或涡旋器并且串联组合燃料喷射器以促进燃料-空气混合和雾化。然而,这种串联组合可能会产生大型燃烧涡旋或更长的火焰,从而可能会增加主要燃烧区滞留时间或形成更长的火焰。此类燃烧涡旋可诱发燃烧不稳定性,例如声压动力学或振荡(即,燃烧音调)提高、贫油熄火(lean blow-out, LBO) 风险提高或噪音提高或者诱发周向局部热斑(即,可能会损坏下游涡轮区段的周向不均匀温度分布)、或者诱发对燃烧区段或整个燃气涡轮发动机的结构损坏。

[0004] 另外,更大的燃烧涡旋或更长的火焰可能会增加燃烧器区段的长度。增加燃烧器的长度大体上会增加燃气涡轮发动机的长度或除去用于燃气涡轮发动机的其它部件的设计空间。燃气涡轮发动机长度的此类增加大体上例如通过以下方式不利于一般的燃气涡轮发动机设计标准:增加飞机燃气涡轮发动机的重量和组装并且由此降低燃气涡轮发动机燃料效率和性能。

[0005] 更高能燃烧还可增加燃料喷嘴组件或燃烧器表面和结构的温度,从而导致结构磨损和性能下降,例如燃料喷嘴组件表面上的燃料焦化(即,氧化燃料沉积物的堆积)。燃料焦化可能导致燃料流例如在燃料喷射器内或沿燃料-空气混合通道发生堵塞,从而可能会降低燃料喷嘴效率或使得燃料喷嘴不可操作。已知解决方案是通过在将燃料喷射到燃料-空气预混合通道中之前减小燃料回路的面积来减少在燃料喷嘴内的燃料滞留时间。然而,这种解决方案避免利用燃料用于次要功能。

[0006] 因此,需要一种燃料喷嘴组件,其可产生高能燃烧,同时进一步最小化排放、燃烧不稳定性、结构磨损和性能下降,并且同时维持或减少燃烧器大小。

发明内容

[0007] 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。

[0008] 本发明涉及一种用于燃气涡轮发动机的燃料喷射器。燃料喷射器包括端壁、中心

体、从燃料喷射器的端壁朝向下游端包围中心体的外部套管,以及热管理导管。中心体包括轴向延伸的外壁以及从燃料喷射器的端壁朝向下游端延伸的内壁。外壁、内壁和端壁一起限定沿朝向燃料喷射器的下游端的第一方向以及沿朝向燃料喷射器的上游端的第二方向延伸的流体导管。外部套管和中心体限定径向位于其间的预混合通道并且在预混合通道的下游端处限定出口。外部套管限定周向布置在外部套管的第一轴向部分处的多个径向定向的第一空气入口端口。外部套管限定周向布置在外部套管的第二轴向部分处的多个径向定向的第二空气入口端口。外部套管进一步限定布置在每个第一空气入口端口之间并且从端壁延伸的第一流体通道。流体通道壁从第一流体通道内的端壁延伸以限定从第一流体通道内的端壁延伸的第二流体通道。外部套管进一步限定与第一流体通道处于流体连通的第一喷射端口以及与第二流体通道处于流体连通的第二喷射端口。热管理导管由流体导管与第一流体通道的流体连通以及处于相邻布置的第二流体通道与第一流体通道的热连通限定。

[0009] 本发明的另一方面涉及燃料喷嘴,其包括限定至少一个流体腔室和至少一个流体增压室的端壁、多个燃料喷射器和后向壁。每个燃料喷射器的外部套管的下游端连接到后向壁。燃料喷射器的流体导管与流体腔室处于流体连通。流体增压室与每个燃料喷射器的第二流体通道处于流体连通。

[0010] 本发明的又一方面涉及一种燃烧器组件,其包括多个燃料喷嘴、内衬(inner liner)、外衬(outer liner)和舱壁(bulkhead)。舱壁在内衬的上游端和外衬的上游端之间径向延伸。内衬与外衬径向隔开。内衬和外衬一起在其间限定燃烧腔室。燃料喷嘴至少部分地延伸穿过舱壁并且提供燃料-空气混合物到燃烧腔室。

[0011] 技术方案1.一种用于燃气涡轮发动机的燃料喷射器,所述燃料喷射器包括:

[0012] 端壁;

[0013] 包括轴向延伸的外壁和内壁的中心体,其中所述外壁和内壁从所述端壁朝向所述燃料喷射器的下游端延伸,并且其中所述外壁、所述内壁和所述端壁一起限定沿朝向所述燃料喷射器的所述下游端的第一方向以及沿朝向所述燃料喷射器的上游端的第二方向延伸的流体导管;

[0014] 从所述端壁朝向所述燃料喷射器的所述下游端包围所述中心体的外部套管,其中所述外部套管和所述中心体限定径向位于其间的预混合通道并且在所述预混合通道的所述下游端处限定出口,并且其中所述外部套管限定周向布置在所述外部套管的第一轴向部分处的多个径向定向的第一空气入口端口,并且其中所述外部套管限定周向布置在所述外部套管的第二轴向部分处的多个径向定向的第二空气入口端口,并且其中所述外部套管进一步限定布置在每个第一空气入口端口之间并且从所述端壁延伸的第一流体通道,并且其中流体通道壁从所述第一流体通道内的所述端壁延伸,所述流体通道壁限定从所述第一流体通道内的所述端壁延伸的第二流体通道,并且其中所述外部套管进一步限定与所述第一流体通道处于流体连通的第一流体喷射端口以及与所述第二流体通道处于流体连通的第二流体喷射端口;以及

[0015] 热管理导管,其由所述流体导管与所述第一流体通道的流体连通以及处于相邻布置的所述第二流体通道与所述第一流体通道的热连通限定。

[0016] 技术方案2.根据技术方案1所述的燃料喷射器,其中,所述第一流体喷射端口轴向定向并且从所述第二空气入口端口径向向内设置。

[0017] 技术方案3.根据技术方案2所述的燃料喷射器,其中,所述第一流体喷射端口相对于所述燃料喷射器的纵向中心线以倾斜角轴向定向。

[0018] 技术方案4.根据技术方案1所述的燃料喷射器,其中,所述第二流体喷射端口轴向定向并且从所述第二空气入口端口径向向内设置。

[0019] 技术方案5.根据技术方案1所述的燃料喷射器,其中,所述第一流体喷射端口和所述第二流体喷射端口处于交替周向相邻布置。

[0020] 技术方案6.根据技术方案1所述的燃料喷射器,其中,所述燃料喷射器进一步包括:

[0021] 设置在所述中心体的所述下游端处的护罩,其中所述护罩从所述中心体的所述外壁的所述下游端轴向地延伸,并且其中所述护罩围绕所述外壁的所述下游端呈环形。

[0022] 技术方案7.根据技术方案6所述的燃料喷射器,其中,所述护罩进一步包括从所述外壁径向向内的护罩壁,所述护罩壁向上游突出到所述中心体中。

[0023] 技术方案8.根据技术方案1所述的燃料喷射器,其中,中心体表面从所述纵向中心线朝向外套管表面径向延伸以在所述出口处限定比在所述出口上游更小的直径。

[0024] 技术方案9.根据技术方案1所述的燃料喷射器,其中,所述外部套管进一步包括:

[0025] 位于每个周向布置的第一空气入口端口之间的多个第一空气入口端口壁,其中所述第一流体通道从所述第一空气入口端口壁内的所述端壁轴向延伸;以及

[0026] 位于每个周向布置的第二空气入口端口之间的多个第二空气入口端口壁。

[0027] 技术方案10.根据技术方案9所述的燃料喷射器,其中,所述多个第一空气入口端口壁相对于从所述纵向中心线径向延伸的竖直参考线限定涡旋角,并且所述涡旋角是约35至约65度或约-35至约-65度。

[0028] 技术方案11.根据技术方案9所述的燃料喷射器,其中,所述多个第二空气入口端口壁相对于从所述纵向中心线径向延伸的竖直参考线限定涡旋角,并且所述涡旋角是约35至约65度或约-35至约-65度。

[0029] 技术方案12.根据技术方案1所述的燃料喷射器,其中,所述端壁进一步限定流体腔室和流体增压室,所述流体腔室与所述中心体的所述流体导管处于流体连通,而所述流体增压室与所述外部套管的所述第二流体通道处于流体连通。

[0030] 技术方案13.一种用于燃气涡轮发动机的燃料喷嘴,所述燃料喷嘴包括:

[0031] 端壁,其限定至少一个流体腔室和至少一个流体增压室;

[0032] 多个燃料喷射器,其中每个燃料喷射器包括:

[0033] 包括轴向延伸的外壁和内壁的中心体,其中所述外壁和内壁从所述端壁朝向所述燃料喷射器的下游端延伸,并且其中所述外壁、所述内壁和所述端壁一起限定沿朝向所述燃料喷射器的所述下游端的第一方向以及沿朝向所述燃料喷射器的上游端的第二方向延伸的流体导管,并且其中所述流体导管与所述流体腔室处于流体连通;

[0034] 从所述端壁朝向所述燃料喷射器的所述下游端包围所述中心体的外部套管,其中所述外部套管和所述中心体限定径向位于其间的预混合通道并且在所述预混合通道的所述下游端处限定出口,并且其中所述外部套管限定周向布置在所述外部套管的第一轴向部分处的多个径向定向的第一空气入口端口,并且其中所述外部套管限定周向布置在所述外部套管的第二轴向部分处的多个径向定向的第二空气入口端口,并且其中所述外部套管进

一步限定布置在每个第一空气入口端口之间并且从所述端壁延伸的第一流体通道,并且其中流体通道壁从所述第一流体通道内的所述端壁延伸,所述流体通道壁限定与所述流体增压室处于流体连通并且从所述第一流体通道内的所述端壁延伸的第二流体通道,并且其中所述外部套管进一步限定与所述第一流体通道处于流体连通的第一喷射端口以及与所述第二流体通道处于流体连通的第二喷射端口;以及

[0035] 热管理导管,其由所述流体导管与所述第一流体通道的流体连通以及处于相邻布置的所述第二流体通道与所述第一流体通道的热连通限定;以及

[0036] 后向壁,其中每个燃料喷射器的所述外部套管的所述下游端连接到所述后向壁。

[0037] 技术方案14.根据技术方案13所述的燃料喷嘴,其中,所述燃料喷嘴限定从所述纵向中心线径向延伸每约25.5毫米至少一个燃料喷射器的比率。

[0038] 技术方案15.根据技术方案13所述的燃料喷嘴,其中,所述燃料喷嘴限定多个独立流体区,并且所述独立流体区使流体独立地与所述端壁的每个流体腔室或流体增压室相互连贯。

[0039] 技术方案16.根据技术方案13所述的燃料喷嘴,其中,进一步包括:

[0040] 燃料喷嘴空气通道壁,其轴向延伸穿过所述燃料喷嘴并且径向设置在多个燃料喷射器之间,其中所述燃料喷嘴空气通道壁限定燃料喷嘴空气通道以将空气分布到所述多个燃料喷射器。

[0041] 技术方案17.一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:

[0042] 燃料喷嘴,其中所述燃料喷嘴包括:

[0043] 端壁,其限定至少一个流体腔室和至少一个流体增压室;

[0044] 多个燃料喷射器,其中每个燃料喷射器包括:

[0045] 包括轴向延伸的外壁和内壁的中心体,其中所述外壁和内壁从所述端壁朝向所述燃料喷射器的下游端延伸,并且其中所述外壁、所述内壁和所述端壁一起限定沿朝向所述燃料喷射器的所述下游端的第一方向以及沿朝向所述燃料喷射器的上游端的第二方向延伸的流体导管,并且其中所述流体导管与所述流体腔室处于流体连通;

[0046] 从所述端壁朝向所述燃料喷射器的所述下游端包围所述中心体的外部套管,其中所述外部套管和所述中心体限定径向位于其间的预混合通道并且在所述预混合通道的所述下游端处限定出口,并且其中所述外部套管限定周向布置在所述外部套管的第一轴向部分处的多个径向定向的第一空气入口端口,并且其中所述外部套管限定周向布置在所述外部套管的第二轴向部分处的多个径向定向的第二空气入口端口,并且其中所述外部套管进一步限定布置在每个第一空气入口端口之间并且从所述端壁延伸的第一流体通道,并且其中流体通道壁从所述第一流体通道内的所述端壁延伸,所述流体通道壁限定与所述流体增压室处于流体连通并且从所述第一流体通道内的所述端壁延伸的第二流体通道,并且其中所述外部套管进一步限定与所述第一流体通道处于流体连通的第一喷射端口以及与所述第二流体通道处于流体连通的第二喷射端口;以及

[0047] 热管理导管,其由所述流体导管与所述第一流体通道的流体连通以及处于相邻布置的所述第二流体通道与所述第一流体通道的热连通限定;以及

[0048] 后向壁,其中每个燃料喷射器的所述外部套管的所述下游端连接到所述后向壁;

[0049] 内衬;

[0050] 外衬;以及

[0051] 舱壁,其中所述舱壁在所述内衬和所述外衬的上游端之间径向延伸,并且其中所述内衬与所述外衬径向隔开,并且其中所述内衬和外衬一起在其间限定燃烧腔室,并且其中所述燃料喷嘴至少部分地延伸穿过所述舱壁并且将燃料-空气混合物提供到所述燃烧腔室。

[0052] 技术方案18.根据技术方案17所述的燃烧器组件,其中,所述燃烧器组件限定燃烧器区段,每个燃烧器区段使流体独立地与所述燃烧腔室相互连贯。

[0053] 技术方案19.根据技术方案17所述的燃烧器组件,其中,所述多个燃料喷嘴限定多个径向隔开的独立流体区,并且每个独立流体区使流体独立地与所述燃烧腔室相互连贯。

[0054] 技术方案20.一种燃气涡轮发动机,其包括根据技术方案17所述的燃烧器组件。

[0055] 参考下面的描述和所附的权利要求,本发明的这些和其它特征、方面和优点将变得更好理解。并入在本说明书中且构成本说明书的一部分的附图说明了本发明的实施例,且与描述一起用来解释本发明的原理。

附图说明

[0056] 本发明的完整且启发性公开内容,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:

[0057] 图1是结合燃料喷射器和燃料喷嘴组件的示范性实施例的示范性燃气涡轮发动机的示意性截面视图;

[0058] 图2是图1所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截面视图;

[0059] 图3是用于图2所示出的燃烧器组件的燃料喷射器的示范性实施例的轴向截面侧视图;

[0060] 图4是图3所示出的燃料喷射器的示范性实施例在平面4-4处的截面透视图;

[0061] 图5是图3所示出的燃料喷射器的示范性实施例在平面5-5处的截面透视图;

[0062] 图6是图4所示出的燃料喷射器的示范性实施例在平面6-6处的轴向截面剖视透视图;

[0063] 图7是包括多个示范性燃料喷射器的燃料喷嘴的示范性实施例的透视图;

[0064] 图8是图7所示出的示范性燃料喷嘴的剖视透视图;并且

[0065] 图9是图2所示出的包括图7所示出的多个示范性燃料喷嘴的燃烧器组件的示范性实施例的截面视图。

[0066] 在本说明书和附图中参考标号的重复使用意欲表示本发明的相同或相似特征或元件。

具体实施方式

[0067] 现在将对本发明的实施例进行详细参考,在图式中说明本发明的实施例的一或多个实例。每个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和变化。举例来说,说明或描述为一个实施例的一部分的特征可与另一实施例一起使用以产生再一实施例。因此,希望本发明涵盖此类修改和变化,所述修改和变化处于所附权利要求书及其等

效物的范围内。

[0068] 如本文所使用,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,而并非意欲表示个别部件的位置或重要性。

[0069] 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。

[0070] 大体上提供一种多点喷射微型(mini)混合燃料喷射器和燃料喷嘴组件,其可产生高能燃烧,同时最小化排放、燃烧音调、结构磨损和性能下降,并且同时维持或减少燃烧器大小。径向定向的第一空气入口端口、第一流体喷射端口以及从第一流体喷射端口径向向外的径向定向的第二空气入口端口的串联组合可提供处于更高主要燃烧区温度处的紧凑型、无涡旋或低涡旋预混合火焰,从而产生带有更短火焰长度、同时维持或减小排放输出的更高能燃烧。无涡旋或低涡旋预混合火焰可减轻可能由更大火焰的衰竭(breakdown)或不稳定导致的燃烧器不稳定性、贫油熄火(LBO)或热斑。另外,更短的火焰可减小燃烧器轴长,并且因此减小燃气涡轮发动机的轴长和重量。

[0071] 多点喷射微型混合燃料喷射器和燃料喷嘴组件可通过以下方式进一步减轻燃料喷嘴或燃烧器组件的结构磨损或性能下降:限定热管理导管将热能从中心体转移到外部套管并且从加热器下游端转移到冷却器上游端。在特定实施例中,热管理导管可减轻燃料喷嘴结构磨损和性能下降,包括减轻燃料焦化。此外,热管理导管可通过减小结构磨损来实现更小的、更加紧凑的燃料喷嘴布置。再者,热管理导管可进一步使燃料喷嘴能够产生更小的火焰和无涡旋或低涡旋燃烧,从而可减轻燃烧不稳定性并减小燃烧器区段大小。

[0072] 现在参考附图,图1是如可结合本发明的各种实施例的示范性高旁通涡轮风扇喷气发动机10(本文中被称为“发动机10”)的示意性局部截面侧视图。尽管以下进一步参考涡轮风扇发动机进行描述,但本发明还可应用到一般来说包括涡轮喷气发动机、涡轮螺旋桨发动机和涡轮轴燃气涡轮发动机的涡轮机械,包括船舶和工业涡轮发动机和辅助电力单元。如图1所示出,发动机10具有出于参考目的在其中延伸穿过的纵向或轴向中心线轴线12。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。

[0073] 核心发动机16可大体上包括限定环形入口20的基本上管状的外部壳体18。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、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所示出,LP转子轴36可借助于例如呈间接传动或齿轮传动构造的减速齿轮40连接到风扇轴38。在其它实施例中,发动机10可进一步包括可随中压轴一起旋转的中压(intermediate pressure, IP)压缩机和涡轮。

[0074] 如图1所示出,风扇组件14包括多个风扇叶片42,所述多个风扇叶片42连接到风扇轴38并且从风扇轴38径向向外延伸。环形风扇壳体或舱体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,舱体44可由多个周向隔开的出口导叶或支柱46相对于核心发动机16支撑。此外,舱体44的至少一部分可在核心发动机16的外部部分上方延伸,以便在其间限定旁通空气流通道48。

[0075] 图2是如图1所示出的核心发动机16的示范性燃烧区段26的截面侧视图。如图2所

示出,燃烧区段26可大体上包括环形类型的燃烧器组件50,所述燃烧器组件50具有环形内衬52、环形外衬54以及分别在内衬52和外衬54的上游端58与上游端60之间径向延伸的舱壁56。在燃烧区段26的其它实施例中,燃烧器组件50可以是罐装或罐装环形类型。如图2所示出,内衬52参考发动机中心线12(图1)与外衬54径向隔开并且在其间限定大体上环形的燃烧腔室62。在特定实施例中,内衬52和/或外衬54可至少部分地或全部地由金属合金或陶瓷基复合(ceramic matrix composite,CMC)材料形成。

[0076] 如图2所示出,内衬52和外衬54可包覆在外部壳体64内。外部流动通道66可围绕内衬52和/或外衬54限定。内衬52和外衬54可从舱壁56朝向涡轮喷嘴或入口68延伸到HP涡轮28(图1),因此至少部分地在燃烧器组件50与HP涡轮28之间限定热气路径。燃料喷嘴200可至少部分地延伸穿过舱壁56并且提供燃料-空气混合物72到燃烧腔室62。

[0077] 在发动机10的操作期间,如图1和2所共同示出,如由箭头74所示意性指示的一定体积的空气穿过舱体44和/或风扇组件14的相关入口76进入发动机10。当空气74穿过风扇叶片42时,如由箭头78所示意性指示的空气的一部分被导向或导引进旁通空气流通道48中,而如由箭头80所示意性指示的空气的另一部分被导向或导引进LP压缩机22中。空气80在朝向燃烧区段26流动穿过LP压缩机22和HP压缩机24时被逐渐压缩。如图2所示出,如由箭头82所示意性指示的现在的压缩空气流过压缩机出口导叶(compressor exit guide vane,CEGV)67并且穿过预扩散器65进入燃烧区段26的扩散器空腔或头端部分84。

[0078] 预扩散器65和CEGV 67调节压缩空气82向燃料喷嘴200的流动。压缩空气82对扩散器空腔84进行加压。压缩空气82进入燃料喷嘴200并且进入燃料喷嘴200内的多个燃料喷射器100以与燃料71混合。燃料喷射器100在极少涡旋或无涡旋的情况下将燃料喷射器阵列内的燃料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100内的燃料71与空气82之后,燃料-空气混合物72在紧凑型管状火焰阵列从每个燃料喷射器100稳定时从多个燃料喷射器100中的每一个燃烧。

[0079] 通常,LP压缩机22和HP压缩机24比燃烧所需的提供更多的压缩空气到扩散器空腔84。因此,如由箭头82(a)所示意性指示的压缩空气82的第二部分可用于除燃烧之外的各种目的。举例来说,如图2所示出,压缩空气82(a)可导引到外部流动通道66中以向内衬52和外衬54提供冷却。另外或在替代方案中,压缩空气82(a)的至少一部分可导引出扩散器空腔84。举例来说,压缩空气82(a)的一部分可导引穿过各种流动通道以提供冷却空气到HP涡轮28或LP涡轮30中的至少一个。

[0080] 返回共同参考图1和2,燃烧腔室62中产生的燃烧气体86从燃烧器组件50流入HP涡轮28中,因此使HP转子轴34旋转,由此支持HP压缩机24的操作。如图1所示出,燃烧气体86接着被导引穿过LP涡轮30,因此使LP转子轴36旋转,由此支持LP压缩机22的操作和/或风扇轴38的旋转。燃烧气体86接着被导引穿过核心发动机16的喷气排气喷嘴区段32以提供推进力。

[0081] 现在参考图3,提供一种用于燃气涡轮发动机的多点喷射微型混合燃料喷射器100(本文中被称为“燃料喷射器100”)的示范性实施例的轴向截面侧视图。燃料喷射器100包括中心体110、外部套管120、端壁130和热管理导管140。中心体110包括轴向延伸的外壁112和轴向延伸的内壁114。外壁112和内壁114从端壁130朝向燃料喷射器100的下游端98延伸。外壁112、内壁114和端壁130一起限定流体导管142。流体导管142沿朝向燃料喷射器100的下

游端98的第一方向141以及沿朝向燃料喷射器100的上游端99的第二方向143延伸。

[0082] 外部套管120从燃料喷射器100的端壁130朝向下游端98包围中心体110。外部套管120和中心体110一起在其间限定预混合通道102以及出口104。中心体110可进一步限定从外壁112径向向外并且沿预混合通道102的中心体表面111。外部套管120可进一步限定从外部套管120径向向内并且沿预混合通道102的外部套管表面119。出口104限定在燃料喷射器100的预混合通道102的下游端98处。外部套管120限定周向布置在外部套管120的第一轴向部分121处的多个径向定向的第一空气入口端口122。外部套管120进一步限定周向布置在外部套管120的第二轴向部分123处的多个径向定向的第二空气入口端口124。

[0083] 外部套管120限定布置在每个第一空气入口端口122之间并且从端壁130延伸的第一流体通道144。外部套管120包括从端壁130延伸的流体通道壁126。流体通道壁126限定从端壁130延伸并且位于第一流体通道144内的第二流体通道146。外部套管120还限定与第一流体通道144处于流体连通的第一流体喷射端口145以及与第二流体通道146处于流体连通的第二流体喷射端口147。

[0084] 外部套管进一步限定朝向燃料喷射器100的下游端98轴向延伸的环形唇缘149。唇缘149从第一流体喷射端口145和/或第二流体喷射端口147延伸到预混合通道102中。在各种实施例中,唇缘149从径向定向的第二空气入口端口124径向向内设置。唇缘149可进一步从与每个第一流体喷射端口145和第二流体喷射端口147径向向外延伸到与每个流体喷射端口145、147的径向向内处。唇缘149可在来自第一流体喷射端口145和/或第二流体喷射端口147的燃料与第一空气流106和第二空气流108混合时限定所述燃料的平坦喷射流进入预混合通道102中。在各种实施例中,唇缘149和多个凹槽150可在燃料与第一空气流106和第二空气流108混合时进一步限定所述燃料的预膜流(prefilming flow)。

[0085] 在一个实施例中,唇缘149限定从一个或多个第一流体喷射端口145和/或第二流体喷射端口147周向地延伸的凹槽150。在一个实施例中(如图5所示出),凹槽150从每个流体喷射端口145、147周向地围绕环形唇缘149是连续的。在另一实施例中,凹槽150是周向分段的,使得第一流体喷射端口145和/或第二流体喷射端口147的一部分由凹槽150连接。在其他实施例中,凹槽150可限定堰板(weir)结构,使得凹槽150的至少一部分朝向燃料喷射器100的下游端98延伸。

[0086] 热管理导管140由流体导管142与第一流体通道144的流体连通以及处于相邻布置的第二流体通道146与第一流体通道144的热连通限定。流体导管142沿朝向燃料喷射器100的下游端98的第一方向141从端壁130延伸穿过中心体110,接着沿朝向燃料喷射器100的上游端99的第二方向143延伸到端壁130中。流体导管142延伸到与外部套管120内的第一流体通道144处于流体连通。

[0087] 燃料喷射器100使第一流体94和第二流体96流动穿过热管理导管140,其中流体94、96中的任一种可以是气态或液态燃料、空气或惰性气体。气态或液态燃料可包括(但不限于)燃料油、喷气燃料、丙烷、乙烷、氢气、焦炉气体、天然气、合成气体或其组合。热管理导管140可通过以下方式减小燃料喷射器100的热梯度:使从燃料喷射器100的端壁130处的上游端99到中心体110的下游端98的热分布均匀,以及将来自径向向内中心体110的热负荷分布到径向向外外部套管120。

[0088] 此外,当燃料流动穿过热管理导管140并且去除燃料喷射器100的表面的热能时,

燃料71的黏度可能会减少,因此在燃料喷射穿过第一燃料喷射端口145或第二燃料喷射端口147而进入预混合通道102中时促进其雾化。热管理导管140从下游端98到上游端99、并且反过来从径向向内中心体110到径向向外外部套管120的更大区域允许热能的转移和耗散,使得热管理导管140或预混合通道102内的燃料焦化得以减轻。另外,当第二流体96流动穿过第二流体通道146并且穿过第二流体喷射端口147时,位于第一流体通道144内并且由第一流体通道144包围的第二流体通道146允许进一步热能转移和耗散。

[0089] 仍参考图3所示出的示范性实施例,第一流体喷射端口145轴向定向并且从第二空气入口端口124径向向内设置。径向定向的第一空气入口端口122、轴向定向的第一流体喷射端口145以及关于第一流体喷射端口145径向向外的、径向定向的第二空气入口端口124的串联组合可提供处于更高主要燃烧区温度(即,更高能量输出)的紧凑型、无涡旋或低涡旋预混合火焰(即,更短长度的火焰),同时满足或超出当前排放标准。当来自径向位于中心体110与外部套管120之间的第一流体喷射端口145的燃料71被引入到来自第一空气入口端口122的第一空气流106与来自第二空气入口端口124的第二空气流108之间的预混合通道102中时,燃料与空气混合远离沿中心体表面111的流体边界层以及沿预混合通道102的外部套管表面119。第一流体喷射端口145的轴向取向与空气106、108移动到燃料喷射器100的预混合通道102的下游端98的方向大致共线地将燃料释放到预混合通道102中,同时防止燃料接触或堆积在中心体表面111或外部套管表面119上。防止燃料接触或堆积在表面111、119的任一者上减轻预混合通道102内的燃料焦化。

[0090] 在图3所示出的燃料喷射器100的另一实施例中,第一流体喷射端口145可轴向定向并且从第二空气入口端口124径向向内设置。第一流体喷射端口145可限定相对于燃料喷射器100的纵向中心线90的倾斜角(即,既不与纵向中心线90共线或平行,也不与纵向中心线90垂直)。更具体地说,第一流体喷射端口145可设置为相对于纵向中心线90成锐角,使得将流体从第一喷射端口145喷射到预混合通道102中存在径向分量。

[0091] 返回参考图3所示出的实施例,第二流体喷射端口147可轴向定向并且从第二空气入口端口126径向向内设置。第二流体喷射端口147可与每个第一流体喷射端口145处于交替周向相邻布置。在一个实施例中,第二流体喷射端口147可从每个第一流体喷射端口145径向向内或向外设置。在另一实施例中,第一流体喷射端口145和第二流体喷射端口147可沿来自纵向中心线90的不同半径交替周向布置。

[0092] 仍然参考图3,燃料喷射器100的示范性实施例可进一步包括设置在中心体110的下游端98处的护罩116。护罩116可从中心体110的外壁112的下游端98朝向燃烧腔室62轴向延伸。护罩116的下游端98可与外部套管120的下游端98大致轴向对准。护罩116围绕外壁112的下游端98呈环形。护罩116可进一步限定从外壁112径向向内延伸的护罩壁117。护罩壁117向上游突出到中心体110中。护罩壁117可限定向上游突出到中心体110中的半径。护罩壁117的上游端99可与流体导管142处于热连通。护罩116可提供火焰稳定以实现无涡旋或低涡旋火焰从燃料喷射器100发射。

[0093] 燃料喷射器100的中心体表面111可朝向外部套管表面119径向延伸以在出口104处限定比预混合通道102的出口104的上游更小的直径。在图3所示出的实施例中,预混合通道102在出口104处限定的直径小于出口104上游的直径。如图3所示出,护罩116处的中心体表面111朝向外部套管表面119径向延伸以在出口104处限定比在出口104和护罩116上游更

小的直径。在另一实施例中，外部套管表面119的至少一部分可远离纵向中心线90径向向外延伸。中心体表面111和外部套管表面119在预混合通道102中限定向下游直到出口104逐渐减少的直径可能会提高预混合通道102中的燃料-空气混合物的速度，由此提高混合物和所得火焰的效率。

[0094] 在其它实施例中，中心体表面111和外部套管表面119可限定平行关系，使得所述区域贯穿预混合通道102和出口104保持恒定。此外，在其它实施例中，中心体表面111和外部套管表面119可限定平行关系，同时从纵向中心线90径向延伸（即，直径在中心体表面111与外部套管表面119之间大致保持恒定）。

[0095] 仍然参考图3，端壁130可进一步限定流体腔室132和流体增压室134。流体腔室132与中心体110的流体导管142处于流体连通。流体增压室134与外部套管120的第二流体通道146处于流体连通。流体增压室134可至少部分地周向延伸穿过端壁130。流体增压室134朝向燃料喷射器100的下游端98延伸以与第二流体通道146流体连通。

[0096] 在包括流体腔室132和流体增压室134的燃料喷射器100的一个实施例中，流体腔室132使第一流体94流动，而流体增压室134使第二流体96流动。在各种实施例中，第一流体94和第二流体96被控制、致动、加压、流动或以其它方式彼此流体分离和独立。在燃料喷射器100的一个实施例中，第一流体94是气态燃料并且从流体腔室132流动穿过中心体110内的流体导管142。当第一流体94流动穿过流体导管142并且进入第一流体通道144中时，第一流体94从中心体110接收热能。第一流体94流动穿过第一流体通道144并且穿过第一流体喷射端口145进入预混合通道102。第一流体94与穿过第一空气入口端口122进入的第一空气流106混合并且与穿过第二空气入口端口124进入的第二空气流108混合。

[0097] 在燃料喷射器100的另一实施例中，第一流体94从流体腔室132流动穿过流体导管142、第一流体通道144和第一流体喷射端口145而进入预混合通道102中作为空气或惰性气体。在一个实施例中，空气还可以是例如来自压缩机放气或外部空气源的冷却空气。第二流体96作为液态燃料从流体增压室134流动穿过第二流体通道146并且穿过第二流体喷射端口147而进入预混合通道102中。冷却器第一流体94可从第二流体通道146内的第二流体96的热连通而接收热能，其中第二流体通道146位于第一流体通道144内。

[0098] 在另一实施例中，燃料喷射器100可提供来自第一流体通道144的热能到第二流体通道146中的第二流体96。对第二流体96进行加热可减少预混合通道102内的第二流体的黏度和辅助雾化，由此提高混合和燃烧效率。在其它实施例中，热管理导管140的全部或部分可由作为空气或惰性气体的第一流体94或第二流体96冷却或冲洗。

[0099] 现在参考图4，示出图3的燃料喷射器的示范性实施例在平面4-4处的截面透视图。外部套管120限定径向延伸穿过外部套管120的第一空气入口端口壁128。第一空气入口端口壁128进一步限定涡旋角92以便于第一空气流106穿过第一空气入口端口122进入。涡旋角92是相对于从纵向中心线90径向延伸的竖直参考线91。

[0100] 在一个实施例中，第一空气入口端口壁128可限定涡旋角92以诱发第一空气流106的顺时针或逆时针流动。举例来说，当朝向上游端99观察时，涡旋角92可以是相对于竖直参考线91约35至约65度。在另一实施例中，当朝向上游端99观察时，涡旋角92可以是相对于竖直参考线91约-35至约-65度。在其它实施例中，第一空气入口端口壁128可限定涡旋角92以对进入预混合通道102的第一空气流106诱发极少涡旋或不诱发涡旋。举例来说，涡旋角92

可以是相对于竖直参考线91约零度。

[0101] 往回参考图4,第一空气入口端口壁128在外部套管120中进一步限定第一流体通道144。第一流体通道144从周向布置的第一入口空气端口124中的每一个之间的、第一空气入口端口壁128内的端壁130轴向延伸。限定第二流体通道146的流体通道壁126位于第一流体通道144中的至少一个内。第二流体通道146通过流体通道壁126与第一流体通道144流体分离。然而,流体通道壁126在第一流体通道144内的流体94与第二流体通道146内的流体96之间提供热连通,包括热能转移。

[0102] 现在参考图5,示出图3的燃料喷射器100的示范性实施例在平面5-5处的截面透视图。在所示出的实施例中,外部套管120限定径向延伸穿过外部套管120的第二空气入口端口壁129。第二空气入口端口壁129进一步限定涡旋角93以便于第二空气流108穿过第二空气入口端口124进入。第二空气入口端口124对进入预混合通道102的第二空气流108诱发涡旋。第二空气入口端口124可诱发第二空气流108的顺时针或逆时针流动。在一个实施例中,当朝向上游端99观察时,涡旋角93可以是相对于竖直参考线91约35至约65度。在另一实施例中,当朝向上游端99观察时,涡旋角92可以是相对于竖直参考线91约-35至约-65度。在其它实施例中,第二空气入口端口壁129可限定涡旋角93以对进入预混合通道102的第二空气流108诱发极少涡旋或不诱发涡旋。举例来说,涡旋角93可以是相对于竖直参考线91约零度。

[0103] 参考图4和5,在一个实施例中,第一空气入口端口122和第二空气入口端口124可对第一空气流106和第二空气流108诱发共涡旋。举例来说,第一空气入口端口壁128和第二空气入口端口壁129可各自限定正或负涡旋角92,其中第一空气流106和第二空气流108各自沿同一方向顺时针或逆时针进行涡旋。在另一实施例中,第一空气入口端口122和第二空气入口端口124可对第一空气流106和第二空气流108诱发逆涡旋(即,第一空气流106与第二空气流108相反地旋转)。举例来说,第一空气入口端口壁128可限定其中第一空气流106顺时针进行涡旋的正涡旋角92,而第二空气入口端口壁129可限定其中第二空气流108逆时针进行涡旋的负涡旋角93。

[0104] 现在参考图3到5,第二流体喷射端口147可轴向定向并且从第二空气入口端口126径向向内设置。第二流体喷射端口147可与每个第一流体喷射端口145处于交替周向相邻布置。图5示出包括与四个第二流体喷射端口147交替周向布置的四个第一流体喷射端口145的燃料喷射器100的实施例。图4示出透视剖视图,其示出在外部套管120的多个第一空气入口端口壁128内延伸从而限定第一流体通道144的四个第二流体通道146。图3到5一起示出从上游端99轴向延伸到下游端98并且至少部分地周向延伸到与第二流体喷射端口147周向交替布置的第一流体喷射端口147的第一流体通道144。在其它实施例中,燃料喷射器100可限定更少的或额外的流体喷射端口145、147和流体通道144、146。在其它实施例中,燃料喷射器100可限定不同半径的流体喷射端口145、147。在其它实施例中,燃料喷射器100可限定不对称布置的流体喷射端口145、147。

[0105] 图5所描绘的实施例进一步示出围绕唇缘149周向限定凹槽150的唇缘149。凹槽150可限定在唇缘149中以聚合来自第一流体喷射端口145和/或第二流体喷射端口147的液态燃料。在一个实施例中,凹槽150限定至少大致等于每个第一流体喷射端口145或第二流体喷射端口147的直径的宽度和深度。在其它实施例中,第一流体喷射端口145和/或第二流

体喷射端口147可与纵向中心线90共线延伸到凹槽150中。在其它实施例中,第一流体喷射端口145和/或第二流体喷射端口147可相对于纵向中心线90和/或流体喷射端口145、147以倾斜角(即,不平行或垂直)或多个角(例如,复合角(compound angles))延伸到凹槽150中。

[0106] 现在参考图6,提供燃料喷射器100的示范性实施例从图4的平面6-6的截面剖视透视图。图6所示出的燃料喷射器100的实施例可以与如关于图3到5所描述的基本上相同的方式进行构造。图6中的实施例示出第一流体通道144为从上游端99朝向下游端98轴向延伸并且至少部分地在外部套管120内周向延伸。另外,流体增压室134可至少部分地周向地延伸穿过端壁130。流体增压室134朝向燃料喷射器100的下游端98延伸以与第二流体通道146流体连通。

[0107] 现在参考图7,示出燃料喷嘴200的示范性实施例的透视图。燃料喷嘴200包括端壁130、多个燃料喷射器100和后向壁210。多个燃料喷射器100可以与如关于图3到6所描述的基本上相同的方式进行构造。然而,燃料喷嘴200的端壁130限定至少一个流体腔室132和至少一个流体增压室134,其中的每一个与多个燃料喷射器100处于流体连通。后向壁210连接到多个燃料喷射器100中的每一个的外部套管120的下游端98。燃料喷嘴200限定从发动机中心线12径向延伸每约25.5毫米至少一个燃料喷射器100的比率。

[0108] 现在参考图8,示出图7的燃料喷嘴200的示范性实施例的剖视透视图。图8示出端壁130、多个流体腔室132和多个流体增压室134的剖视图。燃料喷嘴200可限定提供独立且可变相互连通的流体94、96到每个燃料喷嘴200的每个流体腔室132或流体增压室134的多个独立流体区220。独立且可变可控性包括设定和产生穿过与另一流体腔室132分离的每个流体腔室132的流体压力、温度、流动速率和流体类型。多个流体增压室134可基本上以类似方式进行构造。

[0109] 在图8所示出的实施例中,每个独立流体区220可针对穿过每个燃料喷射器100的流体限定单独的流体、流体压力、流动速率和温度。在另一实施例中,独立流体区220可在每个独立流体区220内限定不同的燃料喷射器100结构。举例来说,第一独立流体区220中的燃料喷射器100可限定与热管理导管140、第一空气入口端口122和第二空气入口端口124或预混合通道102内的第二独立流体区220不同的半径或直径。在又一实施例中,第一独立流体区220可在燃料喷射器100内限定特征,包括流体腔室132或流体增压室134,所述特征可适合作为引燃燃料喷射器或者作为适合于高空点火(即,在从海平面高达约16200公尺的高度下)的喷射器。

[0110] 独立流体区220可通过以下方式进一步实现更加精细的燃烧器调节:允许对穿过每个独立流体区220内的每个多个燃料喷射器100的流体压力、流动和温度进行独立控制。更加精细的燃烧器调节可通过以下方式进一步减轻令人不希望的燃烧器音调(即,由于燃料-空气燃烧期间不稳定或振荡压力动力学导致的热-声噪声):调节穿过每个独立流体区220内的每个多个燃料喷射器100的流体的压力、流动或温度。类似地,更加精细的燃烧器调节可防止贫油熄火(LBO),促进高空点火,并且减小热斑(即,可促使涡轮区段变坏的跨燃烧器的周向的不对称温度差异)。虽然更加精细的燃烧器调节是由多个燃料喷射器100的量值实现,其进一步通过跨每个燃料喷嘴200的径向距离提供独立流体区220来实现。

[0111] 仍然参考图8,燃料喷嘴200的端壁130可进一步限定延伸穿过燃料喷嘴200并且径向设置在多个燃料喷射器100之间的至少一个燃料喷嘴空气通道壁136。燃料喷嘴空气通道

壁136限定燃料喷嘴空气通道137以将空气分布到多个燃料喷射器100。燃料喷嘴空气通道137可将空气分布到第一空气入口端口122和第二空气入口端口124中的每一个的至少一部分。在一个实施例中,燃料喷嘴空气通道137与每个燃料喷射器100处于热连通以传送来自每个燃料喷射器100的热能。来自每个燃料喷射器100的热能传送可促进每个燃料喷射器100的热管理导管140的有效性,由此进一步实现从发动机10的纵向中心线12径向延伸每25.5毫米至少一个燃料喷射器100的布置。

[0112] 现在参考图9,示出当朝向上游端99观察时包括图7的多个示范性燃料喷嘴200的图2的燃烧器组件50的示范性实施例的截面视图。燃烧器组件50包括周向相邻布置的多个燃料喷嘴200。在一个实施例中,燃烧器组件50可包括第一燃料喷嘴201和第二燃料喷嘴202,其中第一燃料喷嘴201和第二燃料喷嘴202包括每燃料喷嘴200不同数量的燃料喷射器100。

[0113] 在另一实施例中,燃料喷射器100可各自限定第一独立流体区221、第二独立流体区222和第三独立流体区223。在又一实施例中,燃烧器组件50可进一步限定多个弧,所述多个弧各自限定燃烧器区段49。燃烧器区段49可各自使流体压力、流动或温度独立地与每个燃烧器区段49相互连贯。燃烧器区段49结合每个燃料喷嘴200的独立流体区220可通过以下方式进一步促进燃烧器组件50的燃烧器音调的可控性、性能和效率:控制并使具有其它粒度和细节的燃烧动力学和操作相互连贯(articulating)。举例来说,燃烧器组件50可分成两个或四个或八个等燃烧器区段49,其中每个燃烧器区段49针对燃烧器区段49内的每个燃料喷嘴200维持单独的可控性。每个燃烧器区段49内的燃料喷嘴200可对每个燃烧器区段49内的燃烧概况(即,能量输出、声噪声、排放等)提供进一步控制,每个燃烧器区段49环绕燃烧器组件50的周向的弧,同时还径向地跨燃烧器组件50(即,从发动机中心线12向外延伸)提供控制。

[0114] 如图1到9所示出并且本文所描述的燃料喷射器100、燃料喷嘴200和燃烧器组件50可构造为机械接合的各种部件的组件,或者构造为单个一体式部件且由所属领域的技术人员通常已知的任何数目的工艺制造而成。这些制造工艺包括(但不限于)被称为“增材制造”或“3D打印”的那些工艺。另外,可利用任何数目的铸造、机械加工、焊合、钎焊或熔结工艺,或者机械紧固件或其任何组合来构造燃料喷射器100、燃料喷嘴200或燃烧器组件50。此外,燃料喷射器100和燃料喷嘴200可由用于涡轮发动机燃烧器区段的任何合适的材料(包括但不限于)镍和钴基合金)构造而成。再者,流动路径表面,例如(但不限于)流体腔室132、流体增压室134、流体导管142、第一流体通道144或第二流体通道146、第一流体喷射器145或第二流体喷射器147、第一空气入口端口壁128或第二空气入口端口壁129、流体通道壁126,或者预混合通道102的中心体表面111或外部套管表面119可包括表面处理或其它制造方法以减小拖拽或以其它方式促进流体流动,所述其它方式例如(但不限于)滚筒表面处理、滚光加工、制来复线(rifling)、抛光或涂布。

[0115] 布置在沿燃料喷嘴200从发动机10的纵向中心线12径向延伸每约25.5毫米至少一个的比率内的多个多点喷射微型混合燃料喷射器100可在燃烧腔室62处产生多个充分混合的紧凑型无涡旋或低涡旋火焰,其产生更高能量输出,同时维持或减少排放。另外,多个燃料喷射器100的热管理导管140实现在径向延伸约25.5毫米内至少一个燃料喷射器100的布置。热管理导管140以及由燃料喷射器100产生的紧凑型火焰可减小从发动机10热力循环提

取以使燃烧器组件50冷却的冷却空气的量,由此提高发动机10的效率和性能。燃料喷嘴200中的产生更加紧凑的火焰并且减轻强涡旋稳定的多个燃料喷射器100可进一步减轻由火焰的涡旋衰竭 (breakdown) 或不稳定处理火焰的涡旋导致的燃烧器音调。另外,多个独立流体区可进一步减轻燃烧器音调、LBO和热斑,同时促进更高能量输出、更低排放、高空点火和更加精细的燃烧可控性。

[0116] 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进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界定,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所附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所附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所附权利要求书的范围内。

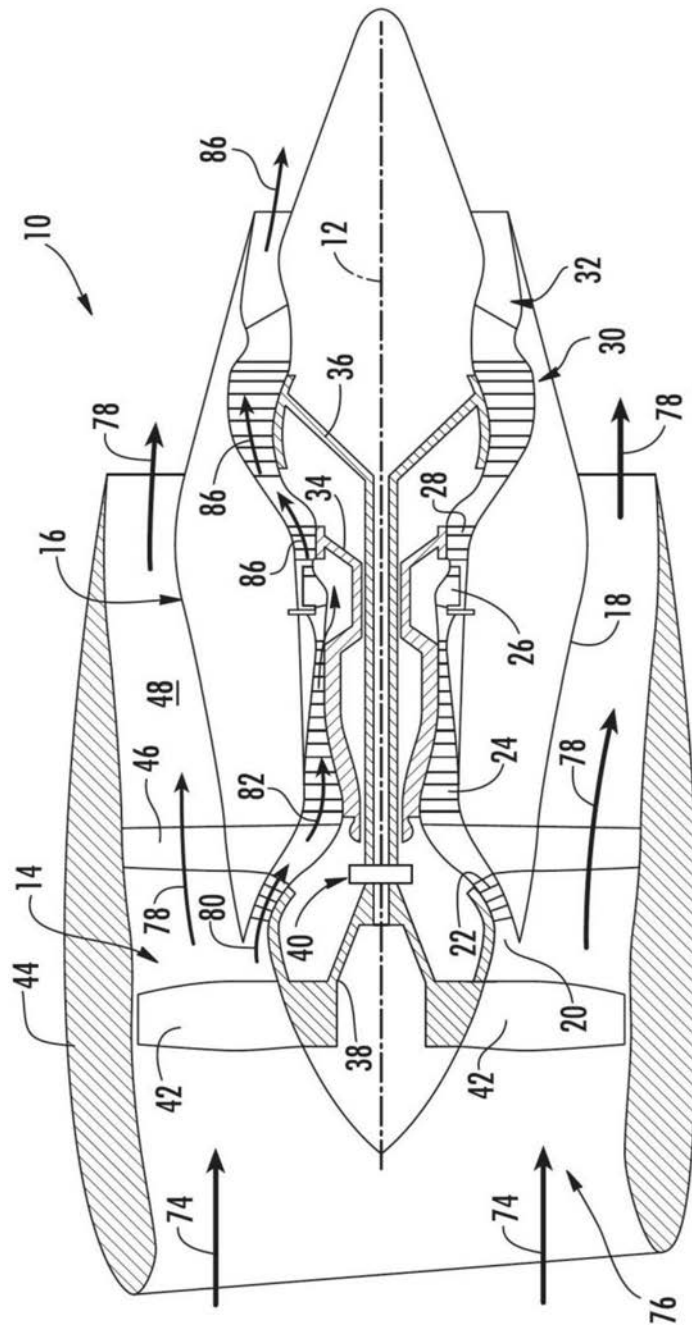


图1

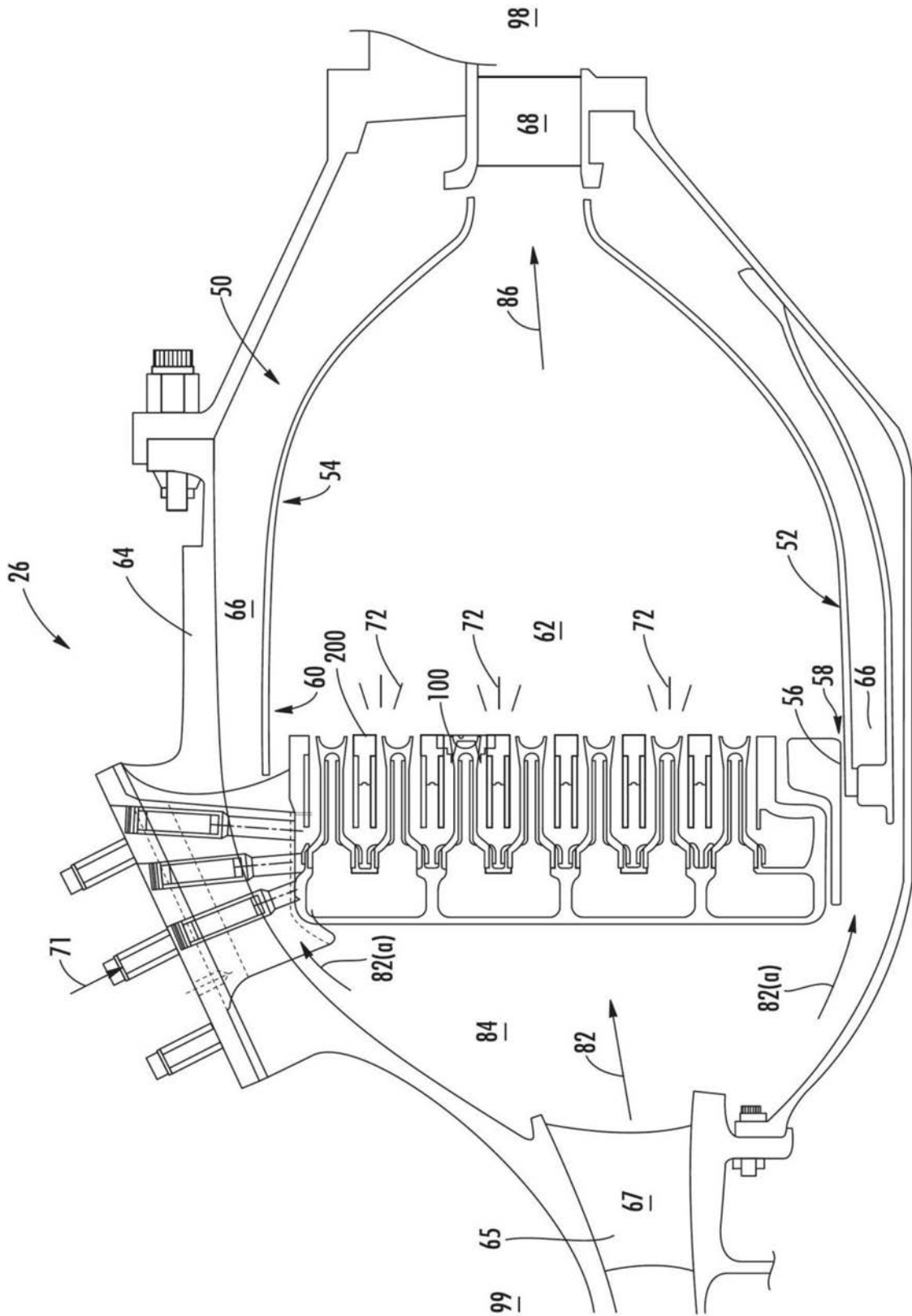


图2

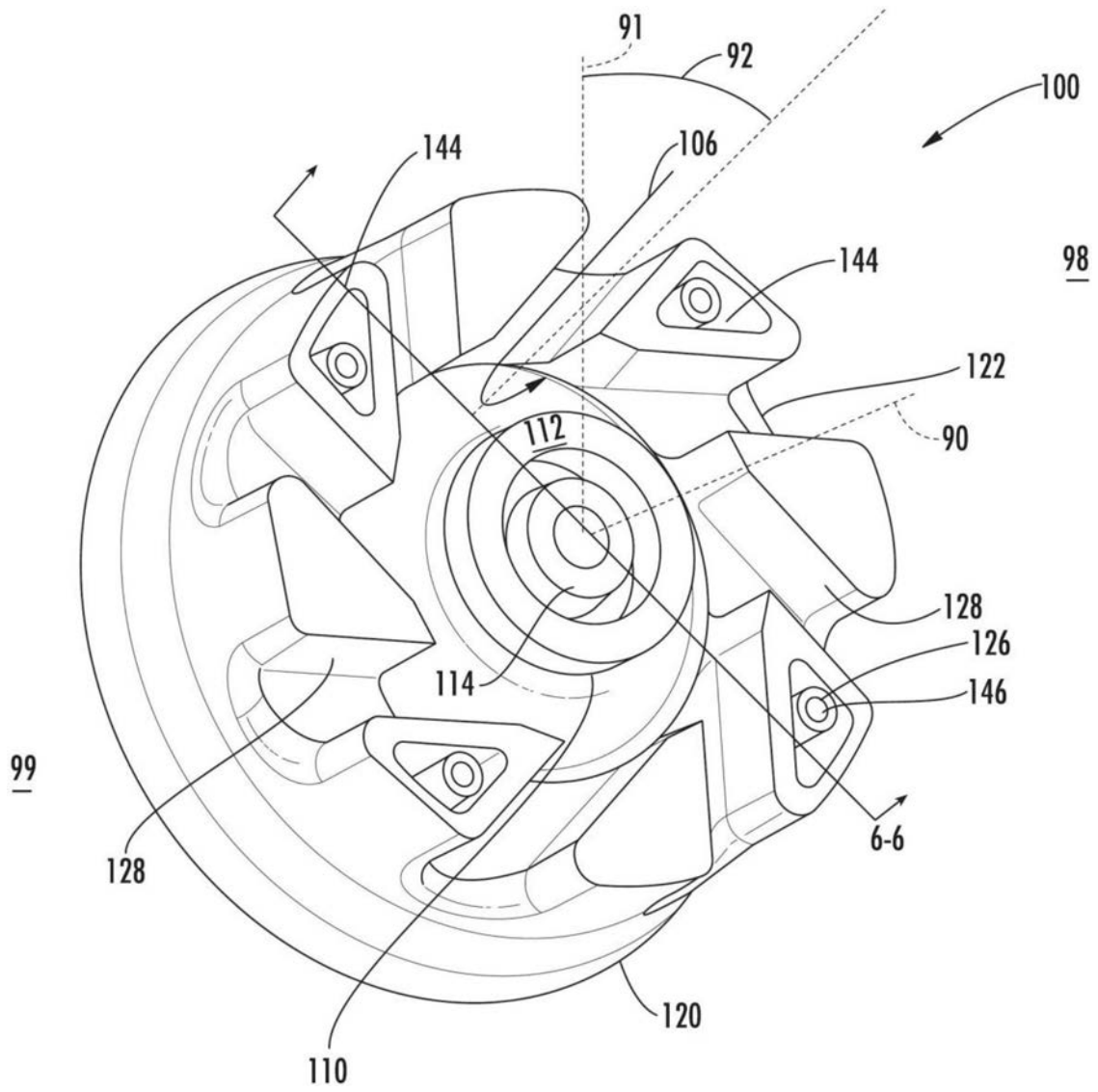


图4

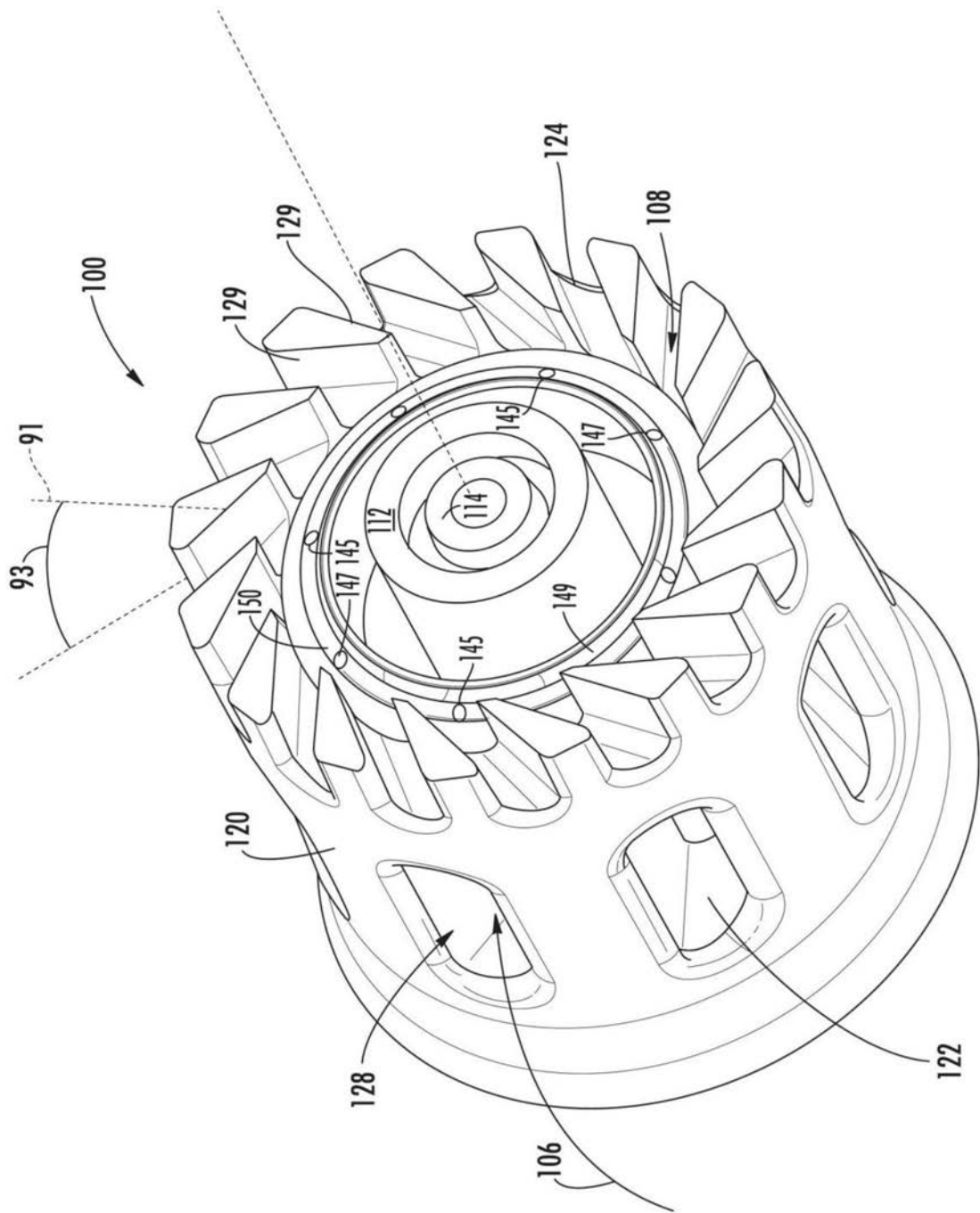


图5

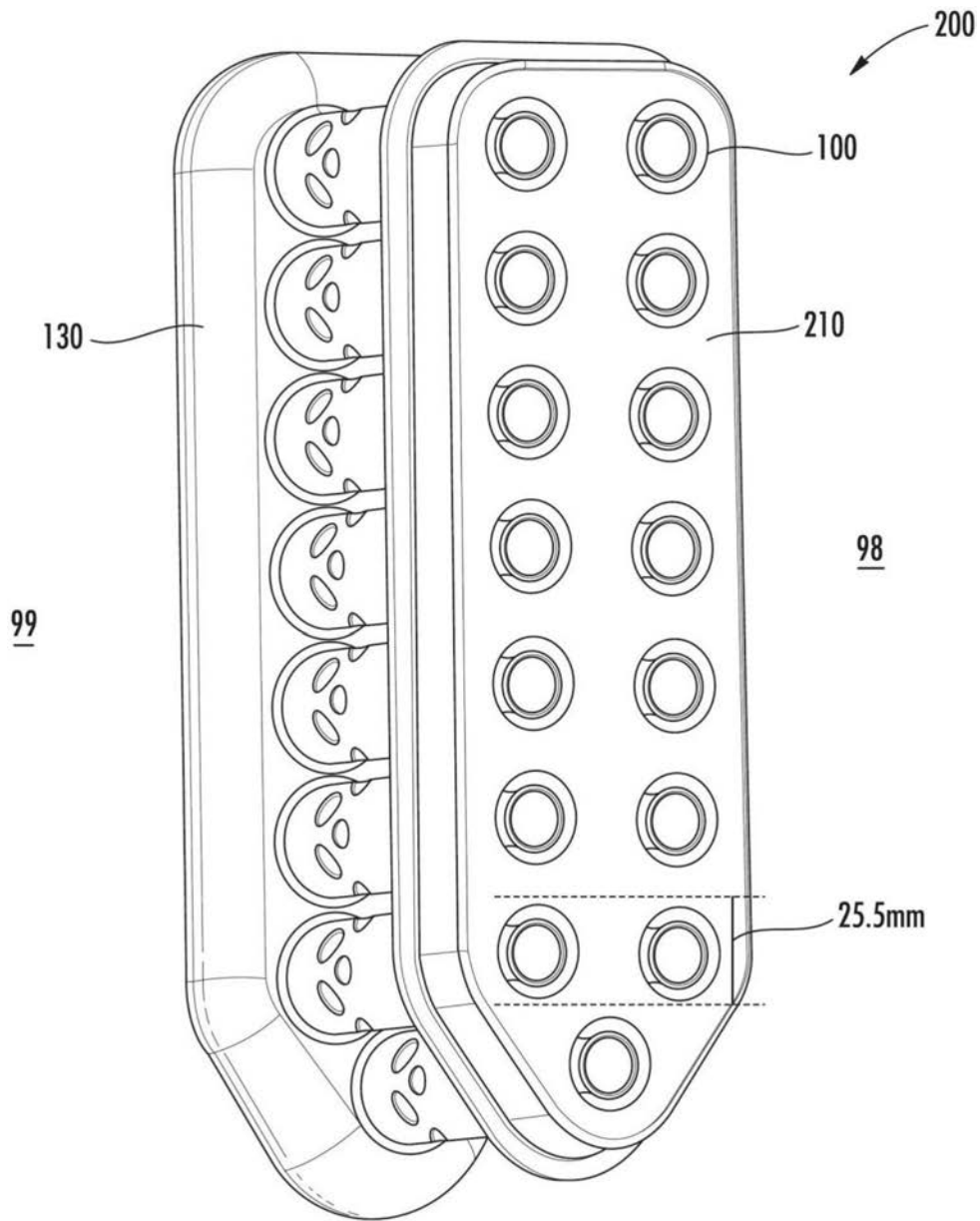


图7

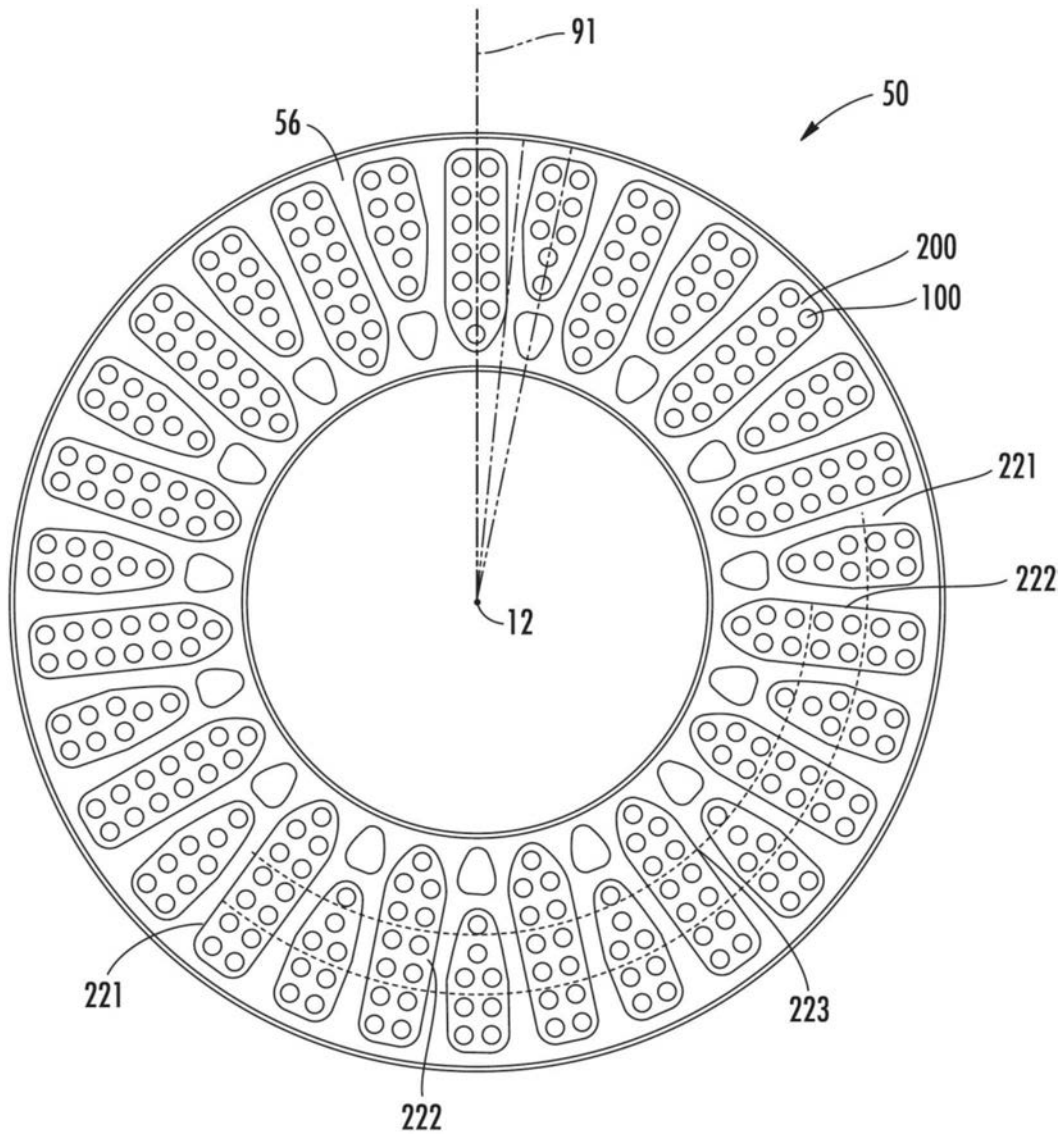


图9