



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 1467407 B

(45) 授权公告日 2012. 12. 05

(21) 申请号 03110597. 1

(22) 申请日 2003. 04. 11

(30) 优先权数据

10/166960 2002. 06. 11 US

(73) 专利权人 通用电气公司

地址 美国纽约州

(72) 发明人 J·M·海尼斯 A·S·费特尔伯格

D·L·布尔鲁斯 N·D·乔施

(74) 专利代理机构 中国专利代理(香港)有限公司

72001

代理人 蔡民军 章社杲

(51) Int. Cl.

F23R 3/00(2006. 01)

F23R 3/52(2006. 01)

F23R 3/28(2006. 01)

(56) 对比文件

US 5251447 A, 1993. 10. 12, 说明书第 4 栏第 51 行至第 60 行, 图 4A 和 4B.

US 6334298 B1, 2002. 01. 01, 说明书第 3 栏第 31 行至 51 行, 图 1.

JP 2002022171 A, 2002. 01. 23, 全文.

US 6295801 B1, 2001. 10. 02, 说明书第 4 栏第 33 行至第 47 行, 图 1.

US 5791148 A, 1998. 08. 11, 说明书第 2 栏第 31 行至第 6 栏第 36 行, 图 1-8.

US 4455839 A, 1984. 06. 26, 全文.

US 6286298 B1, 2001. 09. 11, 全文.

US 5619855 A, 1997. 04. 15, 全文.

审查员 钟德惠

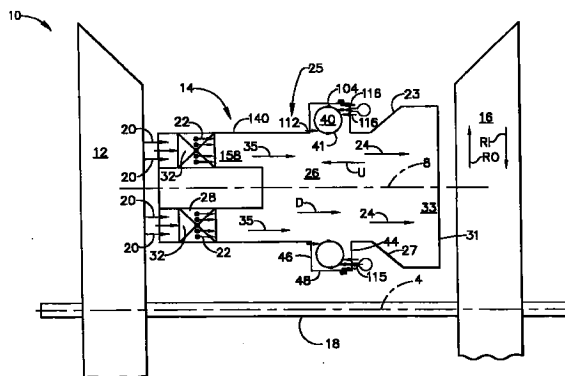
权利要求书 2 页 说明书 7 页 附图 7 页

(54) 发明名称

带有截留涡流空腔的气体涡轮发动机燃烧室筒

(57) 摘要

带有截留涡流空腔的气体涡轮发动机燃烧室筒一种位于预混合器下游的气体涡轮发动机具有在其中的预混合器流路和横过预混合器流路布置的周向间隔的旋流叶片。主燃料喷射器定位成将燃料喷到预混合器流路中。环形燃烧室衬套环绕的燃烧室腔布置成和预混合器送料流动连通。布置在该燃烧室衬套上游端的环形截留双涡流空腔限定在环形后壁、环形前壁以及形成在其间的圆形径向外壁之间。位于空腔的径向内端处的空腔开口与径向外壁间距布置。空气喷射第一孔通过前壁布置并且空气喷射第二孔通过后壁布置。燃料喷射孔通过前和后壁至少之一布置。



1. 一种气体涡轮发动机 (10) 燃烧室筒组件 (25), 该组件包括:

一在预混合器 (28) 下游的燃烧室筒 (23);

所述预混合器 (28) 具有一预混合器上游端 (30), 一预混合器下游端 (33) 和一位于其间的预混合器流路 (134), 沿所述上游和下游端 (30, 33) 之间的预混合器流路 (134) 布置的多个周向间隔开的旋流叶片 (32) 以及一用于将燃料 (22) 喷射到预混合器流路 (134) 中的主燃料喷射装置;

所述燃烧室筒 (23) 具有由环形燃烧室衬套 (27) 环绕并布置成和预混合器 (28) 供料连通的燃烧室腔 (26);

一布置在燃烧室衬套 (27) 的上游端 (30) 并限定在一环形后壁 (44)、一环形前壁 (46) 以及一形成在其间的圆形径向外壁 (48) 之间的环形截留双涡流空腔 (40);

一位于所述空腔 (40) 的径向内端 (39) 处的空腔开口 (42), 其与所述径向外壁 (48) 间置并在后壁 (44) 和前壁 (46) 之间延伸;

所述前壁 (46) 中的空气喷射第一孔 (112) 和后壁 (44) 中的空气喷射第二孔 (114), 所述空气喷射第一和第二孔 (112, 114) 径向间隔开;

在所述前和后壁 (44, 46) 的至少之一中的燃料喷射孔 (70); 以及

一逆向流动燃烧室流路 (178), 以向下游串行流动关系包括: 后到前的部分 (180), 一在涡流空腔 (40) 的前面的 180 度弯曲部分 (181), 以及在燃烧室流路 (178) 的下游端 (135) 处的所述预混合器流路 (134),

所述旋流叶片 (32) 横过所述预混合器流路 (134) 布置。

2. 如权利要求 1 所述的燃烧室筒组件 (25), 其特征在于, 其还包括布置成通过所述后壁 (44)、前壁 (46) 和外壁 (48) 的倾斜薄膜冷却开口 (84)。

3. 如权利要求 2 所述的燃烧室筒组件 (25), 其特征在于, 通过所述后壁 (44) 的所述薄膜冷却开口 (84) 径向向内 (RI) 倾斜,

通过所述前壁 (46) 的所述薄膜冷却开口 (84) 在下游方向 (D) 上径向向外 (RO) 倾斜,

通过所述外壁 (48) 的所述薄膜冷却开口 (84) 轴向向后 (AA) 倾斜,

燃料喷射孔 (70) 和空气喷射第二孔 (114) 布置成通过所述前壁 (46), 以及

空气喷射第一孔 (112) 布置成通过后壁 (44)。

4. 如权利要求 3 所述的燃烧室筒组件 (25), 其特征在于, 所述主燃料喷射装置包括在旋流叶片 (32) 中的燃料空腔 (130), 和通过所述旋流叶片 (32) 的尾边缘 (133) 从燃料空腔 (130) 延伸到预混合器流路 (134) 的燃料喷射孔 (132)。

5. 如权利要求 3 所述的燃烧室筒组件 (25), 其特征在于, 每个燃料喷射孔 (70) 由多个空气喷射第二孔 (114) 所环绕并且空气喷射第一孔 (112) 单独布置在一周向排列中。

6. 如权利要求 4 所述的燃烧室筒组件 (25), 其特征在于, 还包括一第二级预混合回转混合器 (154), 该混合器位于预混合器 (28) 和涡流空腔 (40) 之间并包括径向向内延伸到所述预混合流路 (134) 的周向交替的尾叶 (159)。

7. 如权利要求 2 所述的燃烧室筒组件 (25), 其特征在于, 通过所述后壁 (44) 的所述薄膜冷却开口 (84) 径向向外 (RO) 倾斜,

通过所述前壁 (46) 的所述薄膜冷却开口 (84) 在下游方向 (D) 上径向向内 (RI) 倾斜,

通过所述外壁 (48) 的所述薄膜冷却开口 (84) 轴向向前 (AF) 倾斜,

所述燃料喷射孔(70)和空气喷射第二孔(114)布置成通过所述后壁(44),以及所述空气喷射第一孔(112)布置成通过所述前壁(46)。

8. 如权利要求7所述的燃烧室筒组件(25),其特征在于,每个所述燃料喷射孔(70)由多个所述空气喷射第二孔(114)所环绕并且所述空气喷射第一孔(112)单独布置在一周向排列中。

带有截留涡流空腔的气体涡轮发动机燃烧室筒

技术领域

[0001] 本发明涉及气体涡轮发动机燃烧室,并更具体地涉及带有预混合器的环筒燃烧室。

背景技术

[0002] 工业气体涡轮发动机包括一用于压缩空气的压气机,该压缩空气与燃料混合,并在燃烧室中点燃以便产生燃烧气体。该燃烧气体流入汲取能量的涡轮中以便驱动轴从而为所述压气机提供动力并产生输出功率例如为发电机提供动力。产生电功率的气体涡轮发动机一般在很长期间内运行,并且来自燃烧气体的排放物所关心的问题并且要遵从规定的限制。为此,为低排放物操作并特别为低 NO_x 操作设计燃烧室。一种典型的低 NO_x 燃烧室包括多个围绕发动机周围在周向相互连接的筒形燃烧室。每个燃烧室筒具有多个连接到上游端的预混合器。已经设计出贫燃预混合的低 NO_x 燃烧室以产生低的排放物,但是在燃烧室腔中容易受到燃烧不稳定的影响。

[0003] 在温度超过约 3000 °F 度时双原子氮迅速分离并与氧结合产生不可接受的高水平 NO_x 排放物。通常用于减少峰值温度并因此减少 NO_x 排放物的方法是在燃烧室中喷水或蒸汽。然而,水/蒸汽的喷射是成本相当高的技术并可导致不希望的抑制一氧化碳(CO)完全燃烧反应的负效应。另外水/蒸汽的喷射方法还不能达到许多地区要求的极低的污染排放水平。贫燃预混合燃烧是非常有吸引力的降低峰值火焰温度并相应地减少 NO_x 排放物水平的方法。在贫燃预混合燃烧中,燃料和空气在预混合区域中预先混合,然后该燃料空气混合物喷射到它在其中燃烧的燃烧室腔中。由于该预混合形成的贫燃理想配比,实现了较低的火焰温度和 NO_x 排放水平。几种典型的低 NO_x 排放的燃烧室通常采用贫燃预混合燃烧以用于气体涡轮发动机,该发动机包括环筒形和环形燃烧室。

[0004] 环筒燃烧室一般包括圆筒形的管型衬套并插入到转接构件中,同时多个燃料空气预混合器定位在该衬套的前端部上。环形燃烧室也应用在许多燃气涡轮应用中并包括多个预混合器,该混合器在呈环形方式的涡轮喷嘴的上游直接定位在环件中。环形燃烧器具有在径向上通过内和外衬套限界的环形横截面燃烧室腔,同时筒形燃烧器具有在径向上通过单独衬套限界的圆形横截面燃烧室腔。

[0005] 工业气体涡轮发动机一般包括为低排放物操作并特别为低 NO_x 操作设计的燃烧室。低 NO_x 燃烧室通常是多个围绕发动机圆周在周向上相互连接的燃烧室筒,同时每个燃烧室筒具有多个连接到其上游端的预混合器。每个预混合器一般包括圆筒形导管,该导管中共轴线地布置从导管入口延伸到导管出口的管状中央本体,在出口处其连接到较大拱顶上,该拱顶在其中限定该燃烧室筒的上游端以及燃烧室腔。

[0006] 具有多个沿周向间隔布置的叶片的旋流器布置在导管入口处以便将由发动机压气机接收的压缩空气形成旋涡流。在旋流器的下游布置了适当的燃料喷射器,它们通常以沿周向间隔布置的燃料辐管的排列为形式,每个辐管具有多个在径向上间隔布置的燃料喷射孔,该喷射孔按传统方式接收例如气体甲烷的燃料以通过该中央本体排放到位于燃烧室

拱顶上游的预混合器导管中。

[0007] 该燃料喷射器轴向布置在燃烧室腔的上游使得燃料和空气有充足的时间相混合和预先汽化。依此方式,预先混合和预先汽化的燃料和空气混合物有助于在燃烧室腔中更充分地燃烧以便减少排放污染物。燃烧室腔一般不穿孔使得到达了预混合器的空气量最大并因此产生更低量的 NO_x 排放物并因此能够满足规定的排放污染物标准。

[0008] 预混合的低 NO_x 燃烧室更容易受到燃烧空腔中燃烧不稳定的影响,这将导致燃料和空气混合物发生变化,于是降低了燃烧室减少排放物的效率。这样,具有预混合器的贫燃低 NO_x 排放的燃烧室受到燃烧不稳定性的影响,而燃烧不稳定则对预先混合燃烧装置的操作性能的施加严格限制。因此本技术领域存在一种为采用预混合的燃烧室提供燃烧稳定性的需要。

[0009] 发明内容

[0010] 气体涡轮发动机燃烧室筒组件包括位于具有预混合器上游端的预混合器下游的燃烧室筒,预混合器下游端和位于其间的预混合器流路。多个沿周向间置的涡流叶片横过位于上游和下游端之间的预混合器流路布置。多个主燃料喷射器用于将燃料喷射到预混合器流路中。燃烧室筒具有由环形燃烧室衬套所环绕的燃烧室腔,该衬套布置成与该预混合器供应流动连通。环形截留双涡流空腔布置在该燃烧室衬套的上游端并限定在环形后壁和环形前壁以及在其间形成的圆形径向外壁之间。在该空腔的径向内端开口的空腔与该轴向外壁间隔开并在后壁和前壁之间延伸。空气喷射第一孔通过该前壁布置而空气喷射第二孔通过后壁布置。该空气喷射第一和第二孔沿径向上间隔布置而燃料喷射孔通过该前和后壁的至少之一布置。

[0011] 该燃烧室筒组件的示范性实施例包括布置成在下游方向上径向向外倾斜通过该后壁的倾斜薄膜冷却开口,布置成沿径向向内倾斜通过该前壁的薄膜冷却开口以及布置成沿轴向向前倾斜的通过该外壁的薄膜冷却开口。作为选择,通过后壁的薄膜冷却开口布置成在下游方向上径向向内倾斜,通过前壁的薄膜冷却开口布置成在下游方向上径向向外倾斜并且该薄膜冷却开口布置成轴向向后倾斜,每个燃料喷射孔由多个空气喷射第二孔环绕而空气喷射第一孔特别布置在周向排列中。该主燃料喷射器包括在涡流叶片内的燃料空腔和通过该涡流叶片的尾边缘从该燃料空腔延伸到预混合器流路的燃料喷射孔。

[0012] 一可选择的燃烧室筒组件具有逆向流动燃烧室流路,该流路包括在下游串行流动关系上的位于外流动套筒和环形燃烧室衬套之间从后向前的部分,在该涡流空腔前部的 180 度弯曲部以及该在燃烧室流路的下游端的预混合器流路。该涡流叶片横过限定在外流动套和内流动衬套之间的预混合器流路布置,另一可选择的燃烧室筒组件具有第二级预混合环绕混合器,该混合器布置在预混合器和涡流空腔之间。该环绕混合器包括径向向内延伸到预混合器流路中的周向交替的尾叶。

[0013] 附图说明

[0014] 虽然此说明书以具体限定本发明并清楚要求本发明专利保护的权利要求来结束,但应该相信通过下面结合附图的说明将使此说明书容变得更加明了,其中:

[0015] 图 1 是按照本发明示范性实施例具有低 NO_x 预混合器和带有截留涡流空腔的筒形燃烧室的气体涡轮发动机的一部分的示意图;

[0016] 图 2 是图 1 所示筒形燃烧室的放大纵剖图;

- [0017] 图 3 是图 2 所示截留涡流空腔的放大纵剖示意图；
- [0018] 图 4 是沿图 3 中线 4-4 剖取的正面视图；
- [0019] 图 5 是带有位于预混合器和筒形燃烧室之间的环绕混合器的第一可选择筒形燃烧室的纵剖示意图；
- [0020] 图 6 是沿图 5 中线 6-6 的方向剖取的环绕混合器的正面视图；
- [0021] 图 7 是带有逆向流动流路的第二可选择筒形燃烧室的纵剖示意图；
- [0022] 图 8 是通过图 7 中线 8-8 剖取的位于逆向流动流路中的燃料叶片的纵剖示意图；
- 以及
- [0023] 图 9 是图 8 所示截留涡流空腔的放大示意图。

[0024] 零件编号表

[0025] 发动机中心线 4、筒轴线 8、气体涡轮发动机 10、轴流式压气机 12、低 NO_x 燃烧室 14、多级涡轮 16、驱动轴 18、压缩空气 20、燃料 22、燃烧室筒 23、燃烧气体 24、燃烧室筒组件 25、燃烧室腔 26、燃烧室衬套 27、预混合器 28、燃烧室拱顶 29、上游端 30、出口 31、旋流叶片 32、下游端 33、燃料 / 空气混合物流 35、内端 39、涡流空腔 40、旋涡流 41、涡流空腔开口 42、点火器 43、后壁 44、空心中央本体 45、前壁 46、外壁 48、燃料管 59、燃料喷嘴 68、燃料喷射孔 70、导管 72、燃料总管 74、隔热层 80、薄膜冷却开口 84、冷却空气 102、旋转方向 104、向后喷射的空气 110、第一孔 112、第二孔 114、旋流燃料 115、向前喷射的空气 116、冷却组件 117、径向向外开口的环形冷却槽 120、环形旋流器 126、向下游开口的环形冷却槽 128、燃料空腔 130、燃料喷射孔 132、尾边缘 133、预混合器流路 134、下游端 135、预混合器管 140、预混合器喷 144、中央本体尖顶 150、两级预混合器 152、回旋混合器 154、第一部分 156、第一预混合级 157、预混合区 158、尾叶 159、第二预混合级 161、第二部分 166、低压区 170、燃烧区 172、单级燃烧室 176、逆流燃烧室流路 178、前部分 180、弯曲部分 181、外流动套筒 182、内流动套筒 184、下游方向 D、径向向内 RI、径向向外 RO、轴向向后 AA、轴向向前 AF。

具体实施方式

[0026] 在图 1 中表示示范性工业气体涡轮发动机 10，其包括布置成与低 NO_x 燃烧室 14 和单或多级涡轮 16 串行流动连通的多级轴流式压气机 12。该涡轮 16 通过驱动轴 18 驱动地连接压气机 12 上，轴 18 还用于驱动发电机（未示出）以产生电功率。在运行期间，压气机 12 将压缩空气 20 沿下游方向 D 排放到燃烧室 14 中，在该燃烧室中压缩空气 20 与燃料 22 混合并点燃以便产生燃烧气体 24，涡轮 16 从该燃烧气体中汲取能量以转动该轴 18 从而为压气机 12 提供动力并驱动发电机或其他适宜的外部负载。该燃烧室 14 是环筒结构，该结构具有多个围绕发动机中心线 4 周向布置的燃烧室筒组件 25。

[0027] 进一步参考图 2，每个燃烧室筒组件 25 包括直接位于预混合器 28 下游的燃烧室筒 23，该预混合器在该预混合器和该燃烧器筒之间的预混合区域内的燃料 / 空气混合物流 35 中形成主空气 / 燃料混合物。燃烧室筒 23 包括由围绕筒轴线 8 并连接到燃烧室拱顶 29 的管状或环形燃烧室衬套 27 所围绕的燃烧室腔 26。燃烧室腔 26 具有带有与筒轴线 8 垂直的圆形截面的旋转形状的主体。在示例性实施例中，每个燃烧室衬套 27 不穿孔以使到达预混合器 28 的空气量最大化从而减少 NO_x 排放。该总体平的燃烧室拱顶 29 位于燃烧室腔 26 的上游端 30 并且出口 31 位于该燃烧室腔的下游端。转变部分（未示出）将多个燃烧室筒

出口 31 相连接以实现向涡轮 16 的共同环形排放结构。

[0028] 与本发明相关的贫燃工艺可成功通过和经受燃烧困难和相关的流动不稳定性以实现燃烧室低 NO_x 排放的效率。为了克服这燃烧室腔 26 中的问题,需要一些用于点燃该燃料 / 空气混合物并稳定火焰的技术。这通过结合形成在燃烧室衬套 27 中的截留涡流空腔 40 来实现。该截留涡流空腔 40 用于产生燃料 / 空气混合物的环形旋转的涡流 41,如在图 1、2 和 3 中示意所示。

[0029] 参见图 3,点火器 43 用于点燃燃料和空气混合物的环形旋转涡流 41 并使火焰前缘扩散到燃烧室腔 26 的其余部分中。该截留涡流空腔 40 因此用作导燃物以便在从空气燃料预混合器 28 喷射到燃烧室腔中的空气 / 燃料混合物流 35 中点燃主空气 / 燃料混合物。该截留涡流空腔 40 表示为大致矩形并限定在环形后壁 44、环形前壁 46 以及在其间形成的圆形径向外壁 48 之间,该径向外壁大致分别垂直于后和前壁 44 和 46。术语“后”涉及下游方向 D,并且术语“前”涉及该上游方向 U。

[0030] 空腔开口 42 在该空腔 40 的径向内端 39 处在后壁 44 和前壁 46 之间延伸,并向燃烧室腔 26 开口,并在径向与外壁 48 向内间隔开。在本示范性实施例中,该涡流空腔 40 是大致矩形截面并且后壁 44、前壁 46 和外壁 48 在轴向延伸的截面中的长度近似相等,如图中所示。

[0031] 具体地参看图 3,通过在前壁 46 中的空气喷射第一孔 112 喷入涡流驱动的向后喷射的空气 110,该第一孔沿位于空腔 40 的径向内端 39 处的开口 42 附近径向定位的前壁径向定位。涡流驱动的向前喷射的空气 116 通过靠近外壁 48 径向定位的后壁 44 中的空气喷射第二孔 114 喷入。涡流燃料 115 通过后壁 44 中靠近径向外壁 48 的后壁 44 中的燃料喷射孔 70 喷入。每个燃料喷射孔 70 由几个布置成圆形图案的第二孔 114 所环绕。前壁 46 中的第一孔 112 布置成围绕筒轴线 8 的单个周向排列,如图 4 所示。然而,可采用包括多于一排的燃料喷射孔 70 和 / 或第一孔 112 的其他布置。

[0032] 参看图 3,涡流燃料 115 通过燃料喷射器 68 进入截留涡流空腔 40,该喷射器在燃料喷射孔 70 内对中。该燃料喷射器 68 与外燃料总管 74 流动连通,该总管通过燃料导管 72 接收该涡流燃料 115。在本发明的示范性实施例中,该燃料总管 74 具有隔热层 80 以保护该燃料总管免受热作用,该隔热层可以包含空气或其他隔热材料。

[0033] 以例如通过壁倾斜的冷却孔或槽的冷却开口 84 为形式的薄膜冷却装置在用于冷却燃烧室壁的领域中已为人所知。在本发明示范性实施例中,通过后壁 44、前壁 46 和外壁 48 布置的薄膜冷却开口 84 用作薄膜冷却装置。该薄膜冷却开口 84 倾斜布置以有助于促进燃料和空气在空腔 40 中形成涡流 41 并且还用于冷却壁部。该薄膜冷却开口 84 倾斜布置以使冷却空气 102 在涡流的旋转方向 104 上流动。由于空气从第一和第二孔 112 和 114 以及该薄膜冷却开口 84 进入空腔 40,该截留涡流 41 在该涡流空腔 40 的空腔开口 42 处的切线方向是下游方向 D,进入燃烧室腔 26 的燃料 / 空气混合物也是如此。这就意味着,对于涡流空腔 40 的空腔开口 42 处的截留涡流 41 的下游 D 切线方向,通过后壁 44 的薄膜冷却开口 84 在下游方向 D 径向向外倾斜 R₀,通过前壁 46 的薄膜冷却开口 84 径向向内倾斜 R_I,通过外壁 48 的薄膜冷却开口 84 轴向向前倾斜 A_F。对于在该涡流 41 的涡流空腔 40 的空腔开口 42 处的截留涡流 41 的切线方向是下游方向的情况,通过后壁 44 的薄膜冷却开口 84 在下游方向 D 上径向向内倾斜 R_I,通过前壁 46 的薄膜冷却开口 84 在下游方向 D 上径向向外

倾斜 RO, 通过外壁 48 的薄膜冷却开口 84 沿轴向向后倾斜 AA (见图 7 和 9)。

[0034] 因此, 通过在空腔 40 的截留涡流产生的燃烧气体用作导燃物以便从预混合器接收到燃烧室腔 26 中的空气和燃料混合物进行燃烧。该截留涡流空腔 40 为进入燃烧室腔 26 的燃料 / 空气混合物提供连续点燃和火焰稳定源。由于该截留涡流实现该火焰稳定的功能, 不需要如所有其他低 NO_x 燃烧室那样在主气流中产生热气体再循环区域。这使得在筒形燃烧室中从主气流区域中消除涡流稳定的再循环区域。该主燃料可喷入进入该燃烧室腔的高速气流中而没有流动分离或再循环, 并且使燃料 / 空气预混合器区域中自动点燃或逆燃和火焰稳定的危险最小化。

[0035] 与传统的贫燃预混合工业气体涡轮燃烧室相比, 截留涡流燃烧室可以明显较少的驻留时间实现基本完全的燃烧。通过使在燃烧室腔中的驻留时间保持在相对较短的水平上, 可以减少在高于热 NO_x 形成的极限温度上停留的时间, 从而使产生的 NO_x 量也下降。因为减少了使 CO 完全燃烧的时间, 此方法的危险是增加了 CO 的水平。然而, 应当相信, 由于在涡流和主空气之间为强烈混合, 燃烧室腔的火焰区域很短。与传统的航空飞机燃烧室相比, 截留涡流在更短的驻留时间条件下可提供高的燃烧室效率。可以预料, CO 水平将是确定最佳燃烧室长度和驻留时间的关键因素。

[0036] 点火、加速以及低功率运行可通过只向截留涡流提供燃料来完成。在负荷范围内的某些点上, 可将燃料导入主气流预混合器中。热燃烧产物从截留涡流到主气流的径向向内流动将导致主气流点燃。随着负荷连续地增加, 主气流燃料喷射增加并且截留涡流燃料以缓慢的速率下降, 使得燃烧室出口温度上升。在满负荷状态下, 截留涡流燃料流量将下降到以下水平, 使得在涡流中的温度将低于热 NO_x 形成的极限值水平, 但仍然足以使主气流燃烧保持稳定。由于该截留涡流在过于贫燃状态下运行以便不能产生大量热 NO_x, 并且该主气流在高温下的驻留时间过短不致于产生大量热 NO_x, 该燃烧室的总排放物将最小化。

[0037] 在本文描述的示范性实施例中, 该燃烧室衬套 27 包括沿径向向外开口的环形冷却槽 120, 该槽平行于后壁 44 并且可操作引导冷却空气 102 使之沿着后壁 44 流动。燃烧室衬套 27 包括下游开口环形冷却槽 128, 该槽可操作引导冷却空气 102 并使之沿着空腔 40 下游的燃烧室衬套 27 向下游流动。该径向向外开口的冷却槽 120 和向下游开口的冷却槽 128 是所谓冷却组件 117 的组成部分。

[0038] 再参见图 2, 该预混合器 28 包括环形旋流器 126, 该旋流器具有多个围绕通过预混合器流路 134 的空心中央本体 45 周向布置的旋流叶片 32, 该流路 134 延伸通过预混合器管 140。燃料管 59 通过在环形旋流器 126 的旋流叶片 32 中的燃料空腔 130 (见图 8) 将燃料 22 提供到作为实例的燃料喷射器中。该燃料 22 通过燃料喷射孔 132 喷射到预混合器流路 134 中, 孔 132 从燃料空腔 130 通过旋流叶片 32 的尾边缘 33 延伸到预混合器流路。这种旋流器叶片 32 的实例表示在图 8 的横截面图中。这是用于将燃料喷入预混合器流路 134 中的主燃料喷射器。其他装置在本领域中是公知的, 并包括 (但不限于此) 将燃料沿下游方向喷入该预混合器流路 134 中的径向延伸燃料杆, 和将燃料径向喷入预混合器流路 134 的中央燃料管。该预混合器管 140 连接到燃烧室拱顶 29 上并终止在预混合器和燃烧室腔 26 之间的预混合器喷嘴 144 处。该空心中央本体 45 由扩散冷却的中央本体顶部 150 盖住。

[0039] 在图 5 中表示两级预混合器 152, 其中第一预混合级 157 包括该环形旋流器 126。该旋流叶片 32 围绕横过预混合器管 140 内的预混合器流路 134 的空心中央本体 45 周向布

置。该燃料管 59 将燃料提供到位于环形旋流器 126 的旋流叶片 32 中的燃料空腔 130 中，如将在图 8 进一步说明。在环形旋流器 126 的下游是以回转混合器 154 为形式的第二预混合级 161，该混合器位于第一预混合级 157 和涡流空腔 40 之间。该回旋混合器 154 包括径向向内延伸到预混合器流路 134 和燃料 / 空气混合物流 35 中的周向交替的尾叶 159。

[0040] 预混合区域 158 在环形旋流器 126 和回转混合器 154 之间延伸。该回转混合器 154 的尾叶 159 将燃料 / 空气混合物流 35 的第一部分从该预混合区域 158 沿着尾叶 159 径向向内引导，如图 5 和 6 所示。来自预混合区 158 的燃料 / 空气混合物流 35 的第二部分 166 通过该尾叶 159 之间。该回转混合器 154 直接在尾叶 159 的下游尾流中产生低压区域 170。这就促使涡流空腔 40 中的气体深深进入燃料 / 空气混合物流 35 中以便在该燃烧室腔 26 中涡流空腔 40 下游的燃烧区 172 内对该燃料 / 空气混合物提供良好的引导及点燃作用。该回转混合器 154 可使来自涡流空腔 40 的燃烧气体迅速地混合。有些来自靠近径向外壁 48 的后壁 44 中的燃料喷射孔 70 的涡流燃料 115 将喷射到前壁 46 上。这些燃料迅速径向向内流动向上并沿着该回转混合器 154 的面向后的表面流动从而夹带在空气 / 燃料混合物流 35 中。这就更有利于空气 / 燃料混合物的混合。该回转混合器 154 使燃烧区 172 中的空气 / 燃料混合物的火焰前缘锚定和稳定并提供高度火焰稳定性。

[0041] 在图 7 中表示带有逆向流动燃烧室流路 178 的干式低 NO_x 单级燃烧室 176。该燃烧室流路 178 包括以下游的串行流动关系的位于外流动套筒 182 和环形燃烧室衬套 27 之间的后到前的部分 180，在涡流空腔 40 前面的 180 度弯曲部分和位于该燃烧室流路 178 的下游端 135 处的预混合器流路 134。该预混合器 28 的旋流叶片 32 布置成横过所述限定在外流动套筒 182 和内流动套筒 184 之间的预混合器流路 134。该燃料管 59 提供燃料 22 到位于环形旋流器 126 的旋流叶片 32 中的燃料空腔 130 去。燃料从燃料空腔 130 通过延伸通过该旋流叶片 32 的尾边缘 133 的燃料喷射孔 132 喷入到预混合器流路 134 中，如图 8 的横截面图所示。

[0042] 涡流驱动向后喷射的空气 110 通过在后壁 44 中的空气喷射第一孔 112 喷入。该第一孔 112 在涡流空腔 40 径向内端 39 处开口 42 的附近沿纵向定位。涡流驱动的向前喷射的空气 116 通过前壁 46 中的空气喷射第二孔 114 喷入。该第二孔 114 在径向上沿着前壁尽可能靠近外壁 48 地定位。涡流燃料 115 通过在前壁 46 中靠近径向外壁 48 的燃料喷射孔 70 喷入。每个燃料喷射孔 70 由布置成圆形图案的第二孔 114 所环绕。该在后壁 44 中的第一孔 112 围绕该管轴线 8 布置成单个周向排列，如图 4 所示。

[0043] 由于空气从第一和第二孔 112 和 114 以及薄膜冷却开口 84 进入该空腔 40 中，该截留涡流 41 在涡流空腔 40 的空腔开口 42 处的切线方向是向上游的，这与进入燃烧室腔 26 的燃料 / 空气混合物的向下游的方向相反。这就进一步促使涡流 41 的热燃烧气体的混合。

[0044] 因此，通过涡流空腔 40 的截留涡流产生的燃烧气体用作导燃源以将从预混合器接收到燃烧室腔 26 中的空气及燃料混合物点燃。该截留涡流空腔 40 提供用于进入燃烧室腔 26 的燃料 / 空气混合物的连续点燃和火焰稳定源。由于截留涡流完成了火焰稳定的功能，因此就无需如同所有其他低 NO_x 燃烧室那样在主气流中产生热燃气再循环区域。在所述区中的薄膜冷却开口倾斜布置以使冷却空气 102 在涡流旋转的转动方向上流动。由于空气从第一和第二孔 112 和 114 以及薄膜冷却开口 84 进入空腔 40 中，该截留涡流 411 在涡流空腔的空腔开口 42 处的切线方向是向下游方向，进入燃烧室腔 26 的燃料 / 空气混合物

的情况也是如此。

[0045] 由于主燃料通过旋流叶片喷射到高速气流中而没有气流分离或再循环,因此在燃料/空气预混合区域中自动点燃或逆燃和火焰稳定的危险最小化。显而易见,与传统的贫燃预混合工业气体涡轮发动机相比,燃烧室截留涡流燃烧室筒能够实现以明显少的驻留时间进行完全燃烧。通过在该燃烧室筒的截留涡流的平面和该燃烧室的出口之间的驻留时间保持在相对短的水平上,在高于热 NO_x 形成极限值的温度上停留时间可以减小。

[0046] 虽然本文已经描述了认为是本发明优选和示范性实施例,但对本领域的普通技术人员来说对本发明作出其他修改变型是显而易见的,因此希望所附权利要求书确保所有这些修改都将落入本发明的真实构思和保护范围内。

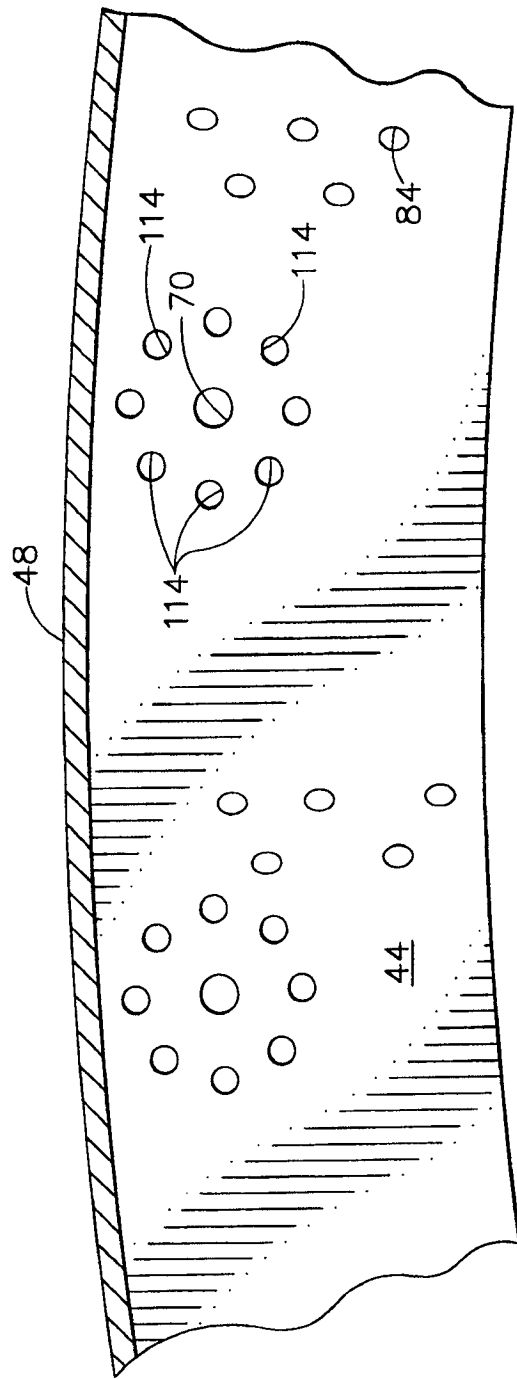


图 4

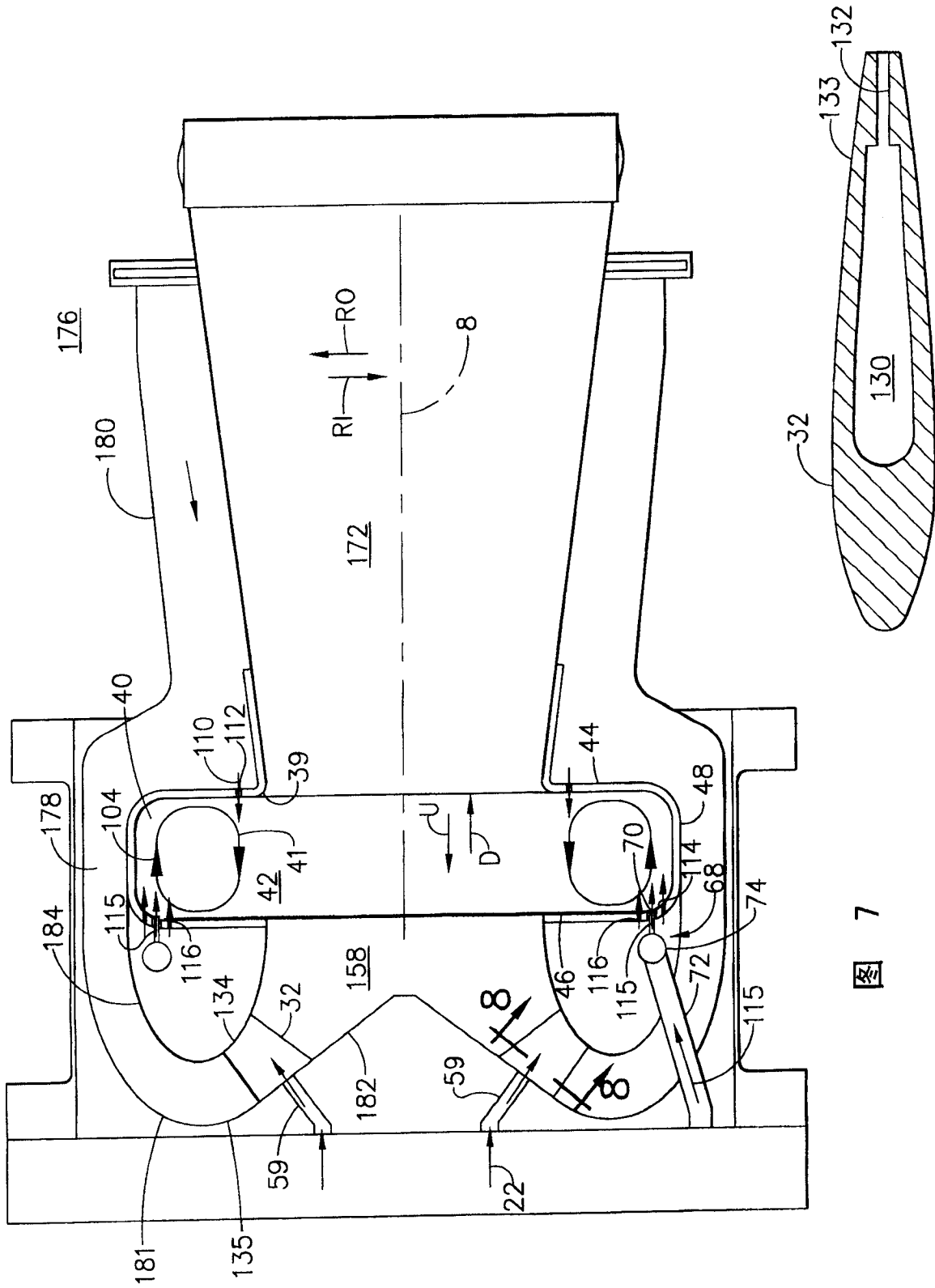


图 7

图 8

