



(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 109424446 A

(43)申请公布日 2019.03.05

(21)申请号 201810947074.4

(22)申请日 2018.08.20

(30)优先权数据

15/681,875 2017.08.21 US

(71)申请人 通用电气公司

地址 美国纽约州

(72)发明人 A·M·丹尼斯 S·M·布什

A·W·约翰逊 N·R·欧沃曼

K·H·莱尔 E·J·史蒂文斯

(74)专利代理机构 上海专利商标事务所有限公

司 31100

代理人 汪骏飞 侯颖嫒

(51)Int.Cl.

F02C 9/40(2006.01)

F02C 7/22(2006.01)

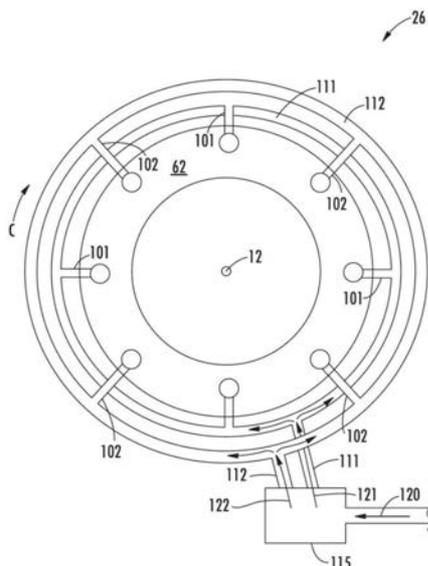
权利要求书2页 说明书12页 附图5页

(54)发明名称

用于衰减燃气涡轮发动机中的燃烧动力学的燃烧系统和方法

(57)摘要

本公开涉及操作燃烧系统以衰减燃烧动力学的方法。所述方法包括：使总空气供应通过压缩机区段流动到所述燃烧系统；使总燃料流通过燃料供应系统流动到所述燃烧系统；使第一燃料供应流动到所述燃烧系统的第一燃料喷嘴，所述第一燃料供应在所述第一燃料喷嘴处形成富燃燃料空气混合物；使第二燃料供应流动到所述燃烧系统的第二燃料喷嘴，所述第二燃料供应在所述第二燃料喷嘴处形成贫燃燃料空气混合物；以及点燃所述富燃燃料空气混合物和所述贫燃燃料空气混合物，在所述燃烧系统的燃烧室处产生总燃料空气比。



1. 一种操作燃烧系统以衰减燃烧动力学的方法,所述方法包括:
使总空气供应通过压缩机区段流动到所述燃烧系统;
使总燃料流通过燃料供应系统流动到所述燃烧系统;
使第一燃料供应流动到所述燃烧系统的第一燃料喷嘴,所述第一燃料供应在所述第一燃料喷嘴处形成更富集的燃料空气混合物;
使第二燃料供应流动到所述燃烧系统的第二燃料喷嘴,所述第二燃料供应在所述第二燃料喷嘴处形成更贫乏的燃料空气混合物;以及
点燃所述更富集的燃料空气混合物和所述更贫乏的燃料空气混合物,以在所述燃烧系统的燃烧室处产生总燃料空气比。
2. 根据权利要求1所述的方法,其还包括:
至少基于所述总空气供应和所述总燃料供应,确定在所述燃烧室处的期望总燃料空气比。
3. 根据权利要求2所述的方法,其还包括:
基于所述总燃料流确定对于所述第一燃料喷嘴和对于所述第二燃料喷嘴的燃料分配,所述总燃料流还至少基于发动机的操作条件、所述总空气供应和所述期望的总燃料空气比确定。
4. 根据权利要求3所述的方法,其中,所述燃料分配将对于所述第一燃料喷嘴的第一燃料供应设定为所述总燃料供应的至少50%。
5. 根据权利要求4所述的方法,其中,当所述发动机的操作条件小于最大功率操作条件时,所述燃料分配限定与对于所述第二燃料喷嘴的第二燃料供应不同的对于所述第一燃料喷嘴的第一燃料供应的量,所述第一燃料喷嘴限定第一当量比,所述第二燃料喷嘴限定第二当量比。
6. 根据权利要求5所述的方法,其中,所述燃料分配将对于所述第一燃料喷嘴的第一燃料供应的量设定在所述总燃料供应的近似50%到99%,且其中所述燃料分配将对于所述第二燃料喷嘴的第二燃料供应的量限定为所述总燃料供应与对于所述第一燃料喷嘴的第一燃料供应的差。
7. 根据权利要求3所述的方法,其中,当所述发动机的操作条件处于最大功率操作条件时,所述燃料分配限定对于所述第一燃料喷嘴的第一燃料供应与对于所述第二燃料喷嘴的第二燃料供应的近似50/50的分配。
8. 一种用于燃气涡轮发动机的燃烧系统,所述燃烧系统包括:
衬套和穹顶组件,一起形成燃烧室;
一起围绕纵向中心线沿周向交替排布的第一燃料喷嘴和第二燃料喷嘴;以及
燃料供应系统,所述燃料供应系统将第一燃料供应提供至所述第一燃料喷嘴,将第二燃料供应提供至所述第二燃料喷嘴,其中,总燃料供应的至少50%是所述第一燃料供应。
9. 根据权利要求8所述的燃烧系统,其中,所述燃料供应系统包括连接到所述第一燃料喷嘴的第一燃料歧管和连接到所述第二燃料喷嘴的第二燃料歧管,其中,所述燃料供应系统将所述总燃料供应的至少50%提供至所述第一燃料喷嘴,将剩余的所述总燃料供应提供至所述第二燃料喷嘴。
10. 根据权利要求8所述的燃烧系统,其中,所述燃料供应系统包括连接到所述第一燃

料喷嘴和所述第二燃料喷嘴的主燃料歧管,且其中所述第一燃料喷嘴和所述第二燃料喷嘴的每一个限定了所述总燃料供应的比例。

用于衰减燃气涡轮发动机中的燃烧动力学的燃烧系统和方法

技术领域

[0001] 本发明的主题大体上涉及用于衰减燃气涡轮发动机燃烧器中的燃烧动力学的方法和结构。

背景技术

[0002] 用于燃气涡轮发动机的燃烧系统任务通常是降低多种排放,例如,一氧化碳(CO)、二氧化碳(CO₂)、未燃烧碳氢化合物(UHC)、烟以及氮的氧化物(NO_x),并降低燃烧动力学,例如可导致不期望的振动和声音从而损害发动机硬件、性能和可操作性的压力振荡。同时,燃烧器组件必须操作到期望的总燃料空气比,来为燃气涡轮发动机产生期望的输出能量。更进一步,对于航空、工业或航海目的,燃烧器组件必须保持相对简单。

[0003] 然而,在产生必需的能量输出时降低排放、衰减燃烧动力学、保持简单大体上包括相冲突的设计标准。用于降低排放的一种已知解决方案包括分级燃烧,其中,燃烧器组件的多个燃料喷嘴在各种发动机操作条件下限定几次“打开”燃料喷嘴和几次“关断”燃料喷嘴,例如点火/再点火,次空转,空转及通常低功率条件。尽管分级燃烧提供例如CO和UHC的排放物的某种降低,但对打开/关断燃料喷嘴的部分的选择性燃料喷射导致在由打开/关断燃料喷嘴的交替部分产生的个别燃烧区的外边缘的燃烧过程的衰减,因此会降低燃烧效率,导致在燃烧过程中其它地方形成例如UHC、CO或两者的排放物。更进一步,这些布置还遇到升高的燃烧动力学。而且,燃料喷嘴的打开/关断布置导致更大的环形或周向温度变化(即热点),这会不利地影响涡轮效率。更进一步,尽管这些布置提供在低功率的某种贫油熄灭(LBO)益处,但已知布置不可以提供燃烧动力学的降低以及排放物的降低,不可以缓解高功率输出的热点。

[0004] 因此,需要能提供衰减燃烧动力学,降低排放并减少周向温度分布的变化的燃烧系统。

发明内容

[0005] 本发明的各方面和优势将部分地在以下描述中阐述,或可从所述描述显而易见,或可通过本发明的实践而得知。

[0006] 本公开涉及操作燃烧系统以衰减燃烧动力学的方法。所述方法包括:通过压缩机区段使总空气供应流动到所述燃烧系统;通过燃料供应系统使总燃料流流动到所述燃烧系统;使第一燃料供应流动到所述燃烧系统的第一燃料喷嘴,所述第一燃料供应限定在所述第一燃料喷嘴处的富燃料空气混合物;使第二燃料供应流动到所述燃烧系统的第二燃料喷嘴,所述第二燃料供应限定在所述第二燃料喷嘴处的贫燃料空气混合物;以及点燃所述富燃料空气混合物和所述贫燃料空气混合物,在所述燃烧系统的燃烧室处产生总燃料空气比。

[0007] 在各个实施例中,所述方法还包括至少基于所述总空气供应和所述总燃料供应,确定在所述燃烧室处的期望总燃料空气比。

[0008] 在一个实施例中,所述方法还包括基于所述总燃料流确定对于所述第一燃料喷嘴和对于所述第二燃料喷嘴的燃料分配,所述总燃料流还至少基于发动机的操作条件、所述总空气供应和所述期望的总燃料空气比。

[0009] 在另一实施例中,所述燃料分配将对于所述第一燃料喷嘴的第一燃料供应限定为所述总燃料供应的至少50%。

[0010] 在又一实施例中,当所述发动机的操作条件小于最大功率操作条件时,所述燃料分配限定与对于所述第二燃料喷嘴的第二燃料供应不同的对于所述第一燃料喷嘴的第一燃料供应的量,所述第一燃料喷嘴限定第一当量比,所述第二燃料喷嘴限定第二当量比。

[0011] 在再一实施例中,所述燃料分配将对于所述第一燃料喷嘴的第一燃料供应的量限定在所述总燃料供应的近似50%到99%之间。所述燃料分配将对于所述第二燃料喷嘴的第二燃料供应的量限定为所述总燃料供应与对于所述第一燃料喷嘴的第一燃料供应的差。

[0012] 在各个实施例中,确定所述燃料分配基于一个或多个查询表、函数或曲线。

[0013] 在另外的各个实施例中,当所述发动机的操作条件处于最大功率操作条件时,所述燃料分配限定对于所述第一燃料喷嘴的第一燃料供应与对于所述第二燃料喷嘴的第二燃料供应的近似50/50的划分。在一个实施例中,当所述发动机的操作条件处于最大功率操作条件时,所述燃料分配限定在所述第一燃料喷嘴处和所述第二燃料喷嘴处的近似相等的当量比。

[0014] 在另一实施例中,确定在所述燃烧室处的期望总燃料空气比为在所述燃烧室处的所述总空气供应的压力和温度的一个或多个的函数。

[0015] 在另外的各个实施例中,所述方法还包括:确定在所述燃烧室处的一个或多个声学模式;以及基于在所述燃烧室处的待被衰减的一个或多个声学模式确定对于所述第一燃料喷嘴和对于所述第二燃料喷嘴的燃料分配。

[0016] 在一个实施例中,确定所述燃料分配至少基于在所述燃烧室处的期望总燃料空气比和在所述燃烧室处的待被衰减的一个或多个声学模式。

[0017] 在另外的各个实施例中,所述方法还包括基于期望的总燃料空气比和所述燃烧室处的压力的频率、振幅或两者或压力的变化幅度以及在所述燃烧室处的振动的频率、振幅或两者中的一个或多个,调节所述燃料分配。在一个实施例中,所述方法还包括通过一个或多个传感器测量在所述燃烧室处的压力的频率、振幅或两者或压力的变化幅度,以及在所述燃烧室处的振动的频率、振幅或两者。

[0018] 在一个实施例中,所述方法还包括:使第一空气供应从来自所述压缩机区段的总空气供应通过所述第一燃料喷嘴的第一燃料空气混合流动路径流动;将所述第一空气供应与所述第一燃料供应在所述第一燃料喷嘴的第一燃料空气混合流动路径中混合,以产生富燃料空气混合物;使第二空气供应从来自所述压缩机区段的总空气供应通过所述第二燃料喷嘴的第二燃料空气混合流动路径流动;以及将所述第二空气供应与所述第二燃料供应在所述第二燃料喷嘴的第二燃料空气混合流动路径中混合,以产生贫燃料空气混合物。

[0019] 在另一实施例中,所述方法还包括在最大功率操作条件下,使近似相等的第一燃料供应和第二燃料供应流动,以在所述第一燃料喷嘴和所述第二燃料喷嘴的每一个处产生近似相等的燃料空气混合物。

[0020] 在又一实施例中,当所述发动机的操作条件朝最大或高功率增大时,所述燃料分

配大致接近近似50/50。

[0021] 在又一实施例中,点燃所述富燃料空气混合物和所述贫燃料空气混合物在所述第一燃料喷嘴处相对于所述第二燃料喷嘴处产生不相似的局部化学计量比。

[0022] 本公开的另一方面针对一种用于燃气涡轮发动机的燃烧系统。所述燃烧系统包括:一起限定燃烧室的衬套和穹顶组件;围绕纵向中心线一起以交替周向布置的第一燃料喷嘴和第二燃料喷嘴;以及燃料供应系统,所述燃料供应系统将第一燃料供应提供至所述第一燃料喷嘴,将第二燃料供应提供至所述第二燃料喷嘴,其中,总燃料供应的至少50%是所述第一燃料供应。

[0023] 在燃烧系统的一个实施例中,所述燃料供应系统包括联接到所述第一燃料喷嘴的第一燃料歧管和联接到所述第二燃料喷嘴的第二燃料歧管。所述燃料供应系统将所述总燃料供应的至少50%提供至所述第一燃料喷嘴,将剩余的所述总燃料供应提供至所述第二燃料喷嘴。

[0024] 在燃烧系统的另一实施例中,所述燃料供应系统包括联接到所述第一燃料喷嘴和所述第二燃料喷嘴的主燃料歧管,并且其中,所述第一燃料喷嘴和所述第二燃料喷嘴的每一个限定所述总燃料供应的比例。

[0025] 技术方案1.一种操作燃烧系统以衰减燃烧动力学的方法,所述方法包括:

[0026] 使总空气供应通过压缩机区段流动到所述燃烧系统;

[0027] 使总燃料流通过燃料供应系统流动到所述燃烧系统;

[0028] 使第一燃料供应流动到所述燃烧系统的第一燃料喷嘴,所述第一燃料供应在所述第一燃料喷嘴处形成更富集的燃料空气混合物;

[0029] 使第二燃料供应流动到所述燃烧系统的第二燃料喷嘴,所述第二燃料供应在所述第二燃料喷嘴处形成更贫乏的燃料空气混合物;以及

[0030] 点燃所述更富集的燃料空气混合物和所述更贫乏的燃料空气混合物,以在所述燃烧系统的燃烧室处产生总燃料空气比。

[0031] 技术方案2.根据技术方案1所述的方法,其还包括:

[0032] 至少基于所述总空气供应和所述总燃料供应,确定在所述燃烧室处的期望总燃料空气比。

[0033] 技术方案3.根据技术方案2所述的方法,其还包括:

[0034] 基于所述总燃料流确定对于所述第一燃料喷嘴和对于所述第二燃料喷嘴的燃料分配,所述总燃料流还至少基于发动机的操作条件、所述总空气供应和所述期望的总燃料空气比确定。

[0035] 技术方案4.根据技术方案3所述的方法,其中,所述燃料分配将对于所述第一燃料喷嘴的第一燃料供应设定为所述总燃料供应的至少50%。

[0036] 技术方案5.根据技术方案4所述的方法,其中,当所述发动机的操作条件小于最大功率操作条件时,所述燃料分配限定与对于所述第二燃料喷嘴的第二燃料供应不同的对于所述第一燃料喷嘴的第一燃料供应的量,所述第一燃料喷嘴限定第一当量比,所述第二燃料喷嘴限定第二当量比。

[0037] 技术方案6.根据技术方案5所述的方法,其中,所述燃料分配将对于所述第一燃料喷嘴的第一燃料供应的量设定在所述总燃料供应的近似50%到99%,且其中所述燃料分配

将对于所述第二燃料喷嘴的第二燃料供应的量限定为所述总燃料供应与对于所述第一燃料喷嘴的第一燃料供应的差。

[0038] 技术方案7.根据技术方案3所述的方法,其中,当所述发动机的操作条件处于最大功率操作条件时,所述燃料分配限定对于所述第一燃料喷嘴的第一燃料供应与对于所述第二燃料喷嘴的第二燃料供应的近似50/50的分配。

[0039] 技术方案8.根据技术方案7所述的方法,其中,当所述发动机的操作条件处于最大功率操作条件时,所述燃料分配限定在所述第一燃料喷嘴处和所述第二燃料喷嘴处的近似相等的当量比。

[0040] 技术方案9.根据技术方案2所述的方法,其中,确定在所述燃烧室处的期望总燃料空气比为在所述燃烧系统处的所述总空气供应的压力和温度的一个或多个的函数。

[0041] 技术方案10.根据技术方案1所述的方法,其还包括:

[0042] 确定在所述燃烧室处的一个或多个声学模式;以及

[0043] 基于在所述燃烧室处的待被衰减的一个或多个声学模式确定对于所述第一燃料喷嘴和对于所述第二燃料喷嘴的燃料分配。

[0044] 技术方案11.根据技术方案10所述的方法,其中,确定所述燃料分配至少基于在所述燃烧室处的期望总燃料空气比和在所述燃烧室处的待被衰减的一个或多个声学模式。

[0045] 技术方案12.根据技术方案11所述的方法,其还包括:

[0046] 基于期望的总燃料空气比和所述燃烧室处的压力的频率、振幅或两者或压力的变化幅度以及在所述燃烧室处的振动的频率、振幅或两者中的一个或多个,调节所述燃料分配。

[0047] 技术方案13.根据技术方案12所述的方法,其还包括:

[0048] 通过一个或多个传感器测量在所述燃烧室处的压力的频率、振幅或两者或者压力的变化幅度、以及在所述燃烧室处的振动的频率、振幅或两者。

[0049] 技术方案14.根据技术方案1所述的方法,其还包括:

[0050] 使来自所述压缩机区段的总空气供应中的第一空气供应流动通过所述第一燃料喷嘴的第一燃料空气混合流动路径;

[0051] 将所述第一空气供应与所述第一燃料供应在所述第一燃料喷嘴的第一燃料空气混合流动路径中混合,以产生富燃料空气混合物;

[0052] 使来自所述压缩机区段的总空气供应中的第二空气供应流动通过所述第二燃料喷嘴的第二燃料空气混合流动路径;以及

[0053] 将所述第二空气供应与所述第二燃料供应在所述第二燃料喷嘴的第二燃料空气混合流动路径中混合,以产生贫燃料空气混合物。

[0054] 技术方案15.根据技术方案1所述的方法,其还包括:

[0055] 在最大功率操作条件下,使大致等量的第一燃料供应和第二燃料供应流动,以在所述第一燃料喷嘴和所述第二燃料喷嘴的每一个处产生大致等量的燃料空气混合物。

[0056] 技术方案16.根据技术方案2所述的方法,其中,当所述发动机的操作条件朝最大或高功率增大时,所述燃料分配大致接近近似50/50。

[0057] 技术方案17.根据技术方案1所述的方法,其中,点燃所述富燃料空气混合物和所述贫燃料空气混合物在所述第一燃料喷嘴处相对于所述第二燃料喷嘴处产生不相似的局

部化学计量比。

[0058] 技术方案18.一种用于燃气涡轮发动机的燃烧系统,所述燃烧系统包括:

[0059] 衬套和穹顶组件,一起形成燃烧室;

[0060] 一起围绕纵向中心线沿周向交替排布的第一燃料喷嘴和第二燃料喷嘴;以及

[0061] 燃料供应系统,所述燃料供应系统将第一燃料供应提供至所述第一燃料喷嘴,将第二燃料供应提供至所述第二燃料喷嘴,其中,总燃料供应的至少50%是所述第一燃料供应。

[0062] 技术方案19.根据技术方案18所述的燃烧系统,其中,所述燃料供应系统包括连接到所述第一燃料喷嘴的第一燃料歧管和连接到所述第二燃料喷嘴的第二燃料歧管,其中,所述燃料供应系统将所述总燃料供应的至少50%提供至所述第一燃料喷嘴,将剩余的所述总燃料供应提供至所述第二燃料喷嘴。

[0063] 技术方案20.根据技术方案18所述的燃烧系统,其中,所述燃料供应系统包括连接到所述第一燃料喷嘴和所述第二燃料喷嘴的主燃料歧管,且其中所述第一燃料喷嘴和所述第二燃料喷嘴的每一个限定了所述总燃料供应的比例。

[0064] 参考以下描述和所附权利要求书,本发明的这些和其它特征、方面和优点将变得更好理解。并入于本说明书中且构成本说明书的一部分的附图说明本发明的实施例,且连同所述描述一起用于解释本发明的原理。

附图说明

[0065] 本说明书中针对所属领域的技术人员来阐述本发明的完整和启发性公开内容,包括其最佳模式,本说明书参考了附图,在附图中:

[0066] 图1是根据本公开的方面包括示范性实施例的燃烧系统的示范性燃气涡轮发动机的示意性横截面图;

[0067] 图2是图1所示出的示范性发动机的燃烧系统的示范性实施例的轴向横截面图;

[0068] 图3是大致在图2中提供的示范性燃烧系统的示范性实施例的周向流动路径视图;

[0069] 图4是概括衰减燃气涡轮发动机的燃烧系统中的燃烧动力学的方法的示范性步骤的流程图;以及

[0070] 图5是概括衰减大致在图4中提供的燃烧动力学的方法的附加示范性步骤的另一流程图。

[0071] 在本说明书和图中参考标号的重复使用意图表示本发明的相同或相似特征或元件。

具体实施方式

[0072] 现将详细参考本发明的实施例,在图中说明本发明的实施例的一个或多个实例。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。

[0073] 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,而并非意欲表示个别部件的位置或重要性。

[0074] 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。

[0075] 除非另外指明,所提及的轴、转子、叶片等的转速包括机械速度和校正速度,例如,基于入口温度、环境温度或气体路径内的流体(例如空气)的接近温度中的一个或多个校正的速度。

[0076] 大体上提供用于衰减燃烧动力学的方法和结构,其可衰减燃烧动力学,减轻排放,提高贫油熄火裕度,并衰减周向温度变化(例如,热点)。所述方法包括相对于通过第二燃料喷嘴的第二燃料供应,改变通过第一燃料喷嘴的第一燃料供应的流量,从而改变交替布置的第一燃料喷嘴和第二燃料喷嘴的局部化学计量比(local stoichiometry)和火焰结构。第一燃料喷嘴和第二燃料喷嘴的周向交替布置,例如,使得富燃燃料喷嘴和贫燃燃料喷嘴交替布置,提供周向温度不均匀性同时保持燃烧室出口处的总燃料空气比。因此,来自第一燃料喷嘴和第二燃料喷嘴的周向交替布置的不均匀火焰结构抑制了燃气涡轮发动机的部分功率操作条件的燃烧动力学。而且,当燃烧气体向下游流动,例如,流动通过燃烧室的稀释区时,温度不均匀性被抑制,从而减轻在涡轮区段处的温度不均匀和相关的不良影响。

[0077] 富燃燃料喷嘴和贫燃燃料喷嘴的周向交替布置将每个燃料喷嘴的燃料空气比移离具有峰值燃料喷嘴旋流器或混合器燃烧动力学的临界化学计量比。而且,富燃燃料喷嘴和贫燃燃料喷嘴的交替布置通过将每个燃料喷嘴移离产生最大量的氮氧化物的化学计量比,降低NO_x排放。更进一步,前述布置还可提高贫油熄灭裕度,从而提高燃烧稳定性和发动机可操作性。而且,富燃燃料喷嘴和贫燃燃料喷嘴的交替布置在缓解燃烧动力学的同时保持燃烧过程的期望的总燃料空气比。

[0078] 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涵道涡扇发动机10(本文中被称为“发动机10”)的示意性局部横截面侧视图。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轴向或纵向中心线轴线12。发动机10界定纵向L和沿着纵向L的上游端99和下游端98。上游端99大体上对应于沿着纵向L空气进入发动机10的发动机10的一端且下游端98对应于沿着纵向L大体上与上游端99相反的空气离开发动机10的一端。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。

[0079] 核心发动机16可大体上包括限定了环形入口20的大致呈管状的外壳18。外壳18密封或至少部分地形成串联的:压缩机区段,其具有增压器或低压(low pressure, LP)压缩机22和高压(high pressure, 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限定三转轴燃气涡轮发动机的中压(intermediate

pressure, IP) 压缩机和涡轮。

[0080] 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耦接到风扇轴38并且从风扇轴38径向向外延伸。环形风扇壳或机舱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, 机舱44可由多个周向隔开的出口导流轮叶或撑杆46相对于核心发动机16支承。此外, 机舱44的至少一部分可在核心发动机16的外部部分上方延伸, 以便在其间限定旁路空气流通路48。

[0081] 图2是如图1所示出的核心发动机16的示范性燃烧系统26的横截面侧视图。如图2所示出, 燃烧系统26可大体上包括环形类型的燃烧器50, 所述燃烧器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。在燃烧系统26的其它实施例中, 燃烧组件50可以是罐状环形类型。燃烧器50还包括穹顶组件57, 其在舱壁56的下游, 在内衬52和外衬54之间径向延伸。如图2所示出, 内衬52相对于发动机纵向中心线12(图1)与外衬54径向间隔开并且在其间限定了大致为环形的燃烧室62。在特定实施例中, 内衬52、外衬54和/或穹顶组件57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。

[0082] 如图2所示出, 内衬52和外衬54可包覆在外壳65内。扩散腔或压力室84的外部流动通路66可围绕内衬52和/或外衬54设定。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室组件50与HP涡轮28之间限定热气路径。燃料喷嘴组件70可至少部分地延伸穿过舱壁56和穹顶组件57以提供燃料-空气混合物72到燃烧室62。在各个实施例中, 舱壁56包括与其附接的燃料空气混合结构(例如, 旋流器或混合器组件)。

[0083] 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机舱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路空气流通路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在朝向燃烧系统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, 由箭头82所示意性指示的现在被压缩的空气流入到燃烧系统26的扩散腔或压力室84中。压力室84大体上围绕内衬52和外衬54, 并大体上在燃烧室62的上游。

[0084] 压缩空气82使得压力室84内压力增加。如由箭头82(a)所示意性指示的压缩空气82的第一部分从压力室84通过燃料喷嘴70(例如, 穿过图3所示的配置成促进燃料空气混合的轮叶结构131)流入到燃烧室62中, 在燃烧室62中, 与燃料72混合燃烧, 因此在燃烧器50内产生燃烧气体, 如由箭头86所示意性指示的。通常, LP压缩机22和HP压缩机24提供比燃烧所需的更多的压缩空气到压力室84。因此, 如由箭头82(b)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中所示, 压缩空气82(b)可被导引到外部流动通路66中以给内衬52和外衬54提供冷却。

[0085] 返回共同参考图1和2, 燃烧室62中产生的燃烧气体86从燃烧室组件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。

[0086] 现在参照图3中大体上提供的周向流动路径视图, 燃烧系统26还限定了包括沿周

向交替布置(即沿周向C围绕纵向中心线轴线12交替)的第一燃料喷嘴101和第二燃料喷嘴102的燃料喷嘴组件70。第一燃料喷嘴101和第二燃料喷嘴102各自连接到燃料供应系统115,将第一燃料供应121提供至第一燃料喷嘴101,将第二燃料供应122提供至第二燃料喷嘴102。

[0087] 总燃料供应120以及来自于此的第一燃料供应121和第二燃料供应122可基于体积流量或质量流量分配。更进一步,确定第一燃料供应121和第二燃料燃料供应的燃料分配(fuel split)。

[0088] 在大体上提供于图3的实施例中,燃料供应系统115接收总燃料供应120,接着将总燃料供应120分流或分成第一燃料供应121和第二燃料供应122。第一燃料供应121和第二燃料供应122合计为被递送到燃烧室62以供燃烧目的的总燃料供应120。例如,在燃烧室62处的期望总燃料空气比是基于总燃料供应120的,其中,第一燃料供应121和第二燃料供应122的和总共至少近似等于总燃料供应120。

[0089] 仍参照图3,燃料供应系统115可包括耦连到每个第一燃料喷嘴101并且还将第一燃料供应121提供至每个第一燃料喷嘴101的第一燃料歧管111。燃料供应系统115还可包括耦接到每个第二燃料喷嘴102并且还将第二燃料供应122提供至每个第二燃料喷嘴102的第二燃料歧管112。

[0090] 在其它实施例中,总燃料供应120从燃料供应系统115提供至包括第一燃料喷嘴101和第二燃料喷嘴102中的每一个的燃料喷嘴组件70。第一燃料喷嘴101和第二燃料喷嘴102各自包括阀门或计量孔,所述阀门或计量孔限制总燃料供应120中离开多个燃料喷嘴70并与空气82(a)混合并作为燃料空气混合物72释放到燃烧室62的部分。

[0091] 在各个实施例中,当第一燃料供应121离开第一燃料喷嘴101,在燃烧室62处与空气82(a)混合作为第一燃料空气混合物时,燃料供应系统120,包括阀门、计量孔、流量限制器或其它流量或压力交替装置提供至少50%的总燃料供应120。剩余的(即总燃料供应120和第一燃料供应121之间的差)通过每个第二燃料喷嘴102流动,作为第二燃料供应122,从而在燃烧室62处产生与第一燃料空气混合物不同的第二燃料空气混合物。

[0092] 在另外的各个实施例中,第一燃料喷嘴101可为富燃燃料喷嘴,第二燃料喷嘴102可为贫燃燃料喷嘴。在各个实施例中,第一燃料喷嘴101和第二燃料喷嘴102各自为一燃料喷嘴,其中,第一燃料喷嘴101比贫燃的第二燃料喷嘴102更富燃。例如,每个第一燃料喷嘴101可将局部燃料空气当量比设定为在第一燃料空气混合物中提供比完全燃烧所需的更多的燃料。作为另一实例,每个第一燃料喷嘴101设定比第二燃料喷嘴102更大的局部燃料空气比当量比,其中,第一燃料喷嘴101和第二燃料喷嘴102中的每一个设定大于1.0的当量比。

[0093] 在部分功率条件下,例如从点火或点燃到低于最大功率(例如低功率、中功率或次空转、空转、巡航、进场、爬升条件等),燃料供应系统115将总燃料供应120的至少50%提供至第一燃料喷嘴101。例如,在点火或低功率条件下,近似51%到99%的总燃料供应120可通过第一燃料喷嘴101排出作为第一燃料空气混合物,剩余的49%到1%可通过第二燃料喷嘴102排出作为第二燃料空气混合物。在各个实施例中,燃料分配可设定第一燃料喷嘴101相对第二燃料喷嘴102的为85/15;或者第一燃料喷嘴101相对第二燃料喷嘴102的为75/25;或者60/40;或者55/45;或者51/49等。设定这种燃料分配的第一燃料喷嘴101和第二燃料喷嘴

102的周向交替布置提供燃烧室62中的周向温度不均匀性同时保持总的期望燃料空气比。提供温度不均匀性的周向交替布置改变在第一燃料喷嘴101处相对于第二燃料喷嘴102处的局部化学计量比和火焰结构,这因此抑制在燃气涡轮发动机的部分功率操作条件下的燃烧动力学。另外,第一燃料喷嘴101和第二燃料喷嘴102的交替布置解耦来自燃烧压力波动的热释放,从而缓解燃烧室62内燃烧动力学的形成或传播。

[0094] 参照图2,燃烧室62可限定与多个燃料喷嘴70的出口相邻的主燃烧区63,在所述出口处,燃料空气的混合物72被初次点火并燃烧。主燃烧区63可大体上限定燃烧室62内产生燃烧气体86的最大温度的区域和稀释区64。在各个实施例中,主燃烧区63还可包括次燃烧区,其中,主燃烧区63的上游端提供初始温度上升,其促进在下游次燃烧区的进一步燃烧。

[0095] 参照图2-3,在主燃烧区63内,第一燃料喷嘴101和第二燃料喷嘴102的周向交替布置可产生温度的周向变化。然而,温度的周向变化至少部分地被限定了富燃燃料喷嘴和贫燃燃料喷嘴的多个燃料喷嘴70的组合所缓解。更进一步,当燃烧气体86从主燃烧区63向下游流向稀释区64时,温度的周向变化可被进一步衰减,例如缓解或消除对涡轮区段31的耐久性的不利影响。因此,富燃燃料喷嘴和贫燃燃料喷嘴(例如,第一燃料喷嘴101和第二燃料喷嘴102)的组合的减小的初始梯度的组合还促进在涡轮区段31处周向温度变化的不利幅度的降低或消除。

[0096] 在最大功率或满负载条件下,燃料供应系统115提供近似50/50或近似相等数量或部分的总燃料供应120至第一燃料喷嘴101和第二燃料喷嘴102的每一个。因此,在最大功率操作条件下,燃料供应系统115缓解了通过燃烧室62的周向不均匀温度分布(例如,热点)的形成,而周向不均匀温度分布可对涡轮区段31的耐久性产生不利的影响。

[0097] 现在参照图4-5,大体上提供概括衰减燃烧动力学的方法的步骤的示范性流程图(后面称作“方法400”)。方法400可以在燃烧系统上,例如,图1-3大体上提供和描述的燃烧系统26上执行。应当认识到,在本公开的范围,方法400的步骤可被重新排列、省略或改变。

[0098] 方法400包括在410处,使总空气供应(例如82)通过压缩机区段流动到燃烧系统;在420处,使总燃料流(例如120)通过燃料供应系统(例如115)流动到燃烧系统(例如26);在430处,让使得第一燃料喷嘴处形成更富集的燃料空气混合物的第一燃料供应(例如121)流动到燃烧系统的第一燃料喷嘴(例如101);在440处,让使得第二燃料喷嘴处形成更贫乏的燃料空气混合物的第二燃料供应(例如122)流动到第二燃料喷嘴(例如102);以及在450处,点燃更富集燃料空气混合物和更贫乏的燃料空气混合物以在燃烧系统的燃烧室处产生总燃料空气比。

[0099] 在各个实施例中,方法400还包括在412中,至少基于总空气供应和总燃料供应,确定在燃烧室处的期望总燃料空气比。例如,如关于图1-3描述的,基于发动机10的操作条件限定在燃烧室62处的期望的总燃料空气比。操作条件是以下的一个或多个的函数:低转子速度(例如, N_L 或 N_L ,或者LP转子36的旋转速度)、高转子速度(例如, N_H 或 N_H ,或者HP转子34的旋转速度)、总燃料供应(例如 W_{ftotal})、总空气供应(例如, W_a 或者 W_{a3} ,或者燃烧系统26处的空气流量)、燃烧系统26处的压力(例如 P_3)、燃烧系统26处的温度(例如 T_3)或发动机压力比(EPR)或其组合。

[0100] 方法400还可包括在414中,基于总燃料流确定对于第一燃料喷嘴和对于第二燃料

喷嘴的燃料分配,该总燃料流还至少基于发动机的操作条件,总空气供应和期望的总燃料空气比确定。例如,如关于图1-3描述的,燃料分配可提供于燃料供应系统115处,以限定来自总燃料供应120的第一燃料供应121和第二燃料供应122。燃料分配将在第一燃料喷嘴101处的第一燃料供应121设定为总燃料供应120的至少50%。剩下的提供至第二燃料喷嘴102作为第二燃料供应122。

[0101] 作为燃料分配的结果,以及通过并在多个燃料喷嘴70(包括第一燃料喷嘴101和第二燃料喷嘴102)之间的近似相等的空气流(例如空气82(a)),当发动机的操作条件小于最大功率操作条件时,燃料分配设定来自第一燃料喷嘴101的第一燃料空气混合物的当量比与来自第二燃料喷嘴102的第二燃料空气混合物的第二当量比不同。例如,第一燃料喷嘴101可限定与富燃对应的第一当量比,而第二燃料喷嘴102可限定与燃烧室62处的贫燃对应的第二当量比。如在前面关于图1-3描述的,第一燃料喷嘴101和第二燃料喷嘴102的周向交替布置,例如,限定了富燃燃料喷嘴和贫燃燃料喷嘴的周向交替布置,在每个燃料喷嘴101、102处产生不相似的火焰结构和局部化学计量比,这缓解了燃烧动力学,同时还缓解了排放的产生。

[0102] 如关于图1-3描述的,燃料分配将对第一燃料喷嘴101的第一燃料供应121的量设定为在总燃料供应120的近似50%到99%之间。燃料分配还将对于第二燃料喷嘴102的第二燃料供应122的量设定为总燃料供应120与对于第一燃料喷嘴101的第一燃料供应121的差。在最大或高功率操作条件(例如满负载或起飞条件等)下,燃料分配设定了对于第一燃料喷嘴101的第一燃料供应121和对于第二燃料喷嘴102的第二燃料供应122的近似50/50的分配。而且,在最大或高功率时,燃料分配设定了在发动机的操作条件下在第一燃料喷嘴101和第二燃料喷嘴102的等效当量比。

[0103] 在点火/重点火、低功率或中功率条件下,或者更具体地,在低于最大或高功率条件下,燃料分配可将对于第一燃料喷嘴101的第一燃料供应121和对于第二燃料喷嘴102的第二燃料供应122之间的比率设定为之前提到的比率(例如95/5,85/15,75/25,65/35,55/45等)。在各个实施例中,当发动机10的操作条件朝最大或高功率增大时,燃料分配大体上接近近似50/50。

[0104] 在一个实施例中,在414中,燃料分配基于一个或多个查询表、函数或曲线确定。例如,函数(例如传递函数)或存储在包括存储器和处理器的计算机装置(例如全权限数字发动机控制器或FADEC)处的一个或多个表、函数、曲线或参考可使用低转子速度(例如, N_L 或 N_{LP} ,或者LP转子36的旋转速度)、高转子速度(例如, N_H 或 N_{HP} ,或者HP转子34的旋转速度)、总燃料供应(例如, W_{ftotal})、总空气供应(例如, W_a 或 W_{a3} ,或者燃烧系统26处的空气流速)、燃烧系统26处的压力(例如 P_3)、燃烧系统26处的温度(例如 T_3)或者发动机压力比(EPR)中的一个或多个或者其组合以确定燃料分配。

[0105] 在其它实施例中,方法400还可包括在416中,通过一个或多个传感器测量在燃烧室处的压力的频率、振幅或两者或压力的变化幅度、及在燃烧室处的振动的频率、振幅或两者。例如,发动机10还可包括测量、监测或计算燃烧室62处的压力的一个或多个传感器95(图1中示出)。例如,传感器95可感测导致燃烧室62中的燃烧气体86的燃料空气混合物72的点燃而产生的热释放带来的动态压力。动态压力可导致频率、振幅和其幅度变化,这显示了燃烧动力学或者其衰减或激励,该衰减或激励可导致一个或多个声学模式。传感器95还可

测量、监测或计算燃烧室处的振动的频率、振幅或两者。

[0106] 因此,方法400还可包括在418中,确定在燃烧室处的一个或多个声学模式;在422处,基于燃烧室处待被衰减的一个或多个声学模式确定对于第一燃料喷嘴和对于第二燃料喷嘴的燃料分配;以及在424中,基于期望的总燃料空气比和燃烧室处的压力的频率、振幅或两者或压力的变化幅度以及燃烧室处的振动的频率、振幅或两者中的一个或多个调节燃料分配。

[0107] 在各个实施例中,在414中,燃料分配还至少基于在燃烧室处的期望的总燃料空气比以及在燃烧室处的待被衰减的一个或多个声学模式确定。

[0108] 在另外的各个实施例中,第一燃料喷嘴101和第二燃料喷嘴102可以被配置成提供不同的空气流量82(a),并从其中通过,以用于分别与第一燃料供应121和第二燃料供应122混合。例如,第一燃料喷嘴101可限定体积、横截面面积、计量孔等,其可限制或提供通过第一燃料喷嘴101与通过第二燃料喷嘴102的不同的空气流82(a)。在其它实施例中,发动机10可以被配置成将可变流动提供至第一燃料喷嘴101和第二燃料喷嘴102,例如,分别限定来自每个燃料喷嘴101、102的第一当量比和第二当量比。

[0109] 因此,除了图4之外参照图5,方法400还可包括在426中,使来自压缩机区段的总空气供应中的第一空气供应流动通过第一燃料喷嘴的第一燃料空气混合流动路径;在428中,将第一空气供应与第一燃料供应在第一燃料喷嘴的第一燃料空气混合流动路径中混合,以产生更富集的燃料空气混合物;在432中,使来自压缩机区段的总空气供应中的第二空气供应流动通过第二燃料喷嘴的第二燃料空气混合流动路径;以及在434中,将第二空气供应与第二燃料供应在第二燃料喷嘴的第二燃料空气混合流动路径中混合,以产生更贫乏的燃料空气混合物。更进一步,所述方法还可包括在436中,在最大功率操作条件下,使近似相等的第一燃料供应和第二燃料供应流动,以在第一燃料喷嘴和第二燃料喷嘴的每一个产生近似相等的燃料空气混合物。

[0110] 大体上在本文中提供的用于衰减燃烧动力学的方法400和结构26改变通过第一燃料喷嘴101的第一燃料供应121相对于通过第二燃料喷嘴102的第二燃料供应122的流量,从而改变第一燃料喷嘴101和第二燃料喷嘴102的交替布置的局部化学计量比和火焰结构。第一燃料喷嘴101和第二燃料喷嘴102的周向交替布置,例如,限定了富燃燃料喷嘴和贫燃燃料喷嘴的交替布置,提供周向温度不均匀性,同时保持燃烧室62出口处的总燃料空气比。例如,在邻近包括第一燃料喷嘴101和第二燃料喷嘴102的多个燃料喷嘴70的出口(例如,下游端)的燃烧室62的主燃烧区63内保持周向温度不均匀。因此,来自第一燃料喷嘴101和第二燃料喷嘴102的周向交替布置的不均匀火焰结构抑制了在燃气涡轮发动机的部分功率操作条件下(例如,从次空转到最大功率下)的燃烧动力学。而且,当燃烧气体86向下游流动(即朝下游端98),例如,通过燃烧室62的稀释区64流动时,温度不均匀性则被抑制,从而减轻其温度不均匀及其不利影响(例如不利地影响涡轮区段的周向热点)。

[0111] 富燃燃料喷嘴和贫燃燃料喷嘴的周向交替布置将每个燃料喷嘴70的燃料空气比移离具有峰值燃料喷嘴旋流器或混合器燃烧动力学的临界化学计量比。而且,富燃燃料喷嘴和贫燃燃料喷嘴的交替布置通过将每个燃料喷嘴70移离产生最大量的氮氧化物的化学计量比,降低氮氧化物的排放。更进一步,前述布置还可提高贫油熄灭裕度,从而提高燃烧稳定性和发动机可操作性。而且,富燃燃料喷嘴和贫燃燃料喷嘴的交替布置在缓解燃烧动

力学的同时保持燃烧过程的期望的总燃料空气比。

[0112] 燃烧系统26的全部或部分可以是单个一体部件,且可以由本领域技术人员通常已知的任何数目的过程制造。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,任何数目的铸造、机械加工、熔接、钎焊或烧结工艺或其任何组合可用来建构燃烧系统26,包括。而且,燃烧器组件可构成机械接合(例如,通过使用螺栓、螺母、铆钉或螺杆,或者焊接或钎焊过程或其结合)或定位在空间中的一个或多个个别部件,从而达到象制造或组装为一个或多个部件的基本上相似的几何、空气动力学或热动力学结果。适合的材料非限制性实例包括高强度钢、镍和钴基合金,和/或金属或陶瓷基复合材料,或其组合。

[0113] 本书面描述使用示例来公开本发明,包括最佳模式,并且还使所属领域的技术人员能够实践本发明,包括制造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并非不同于权利要求书的字面语言的结构要素,或如果它们包括与权利要求书的字面语言无实质差异的等效结构要素,那么它们既定在权利要求范围内。

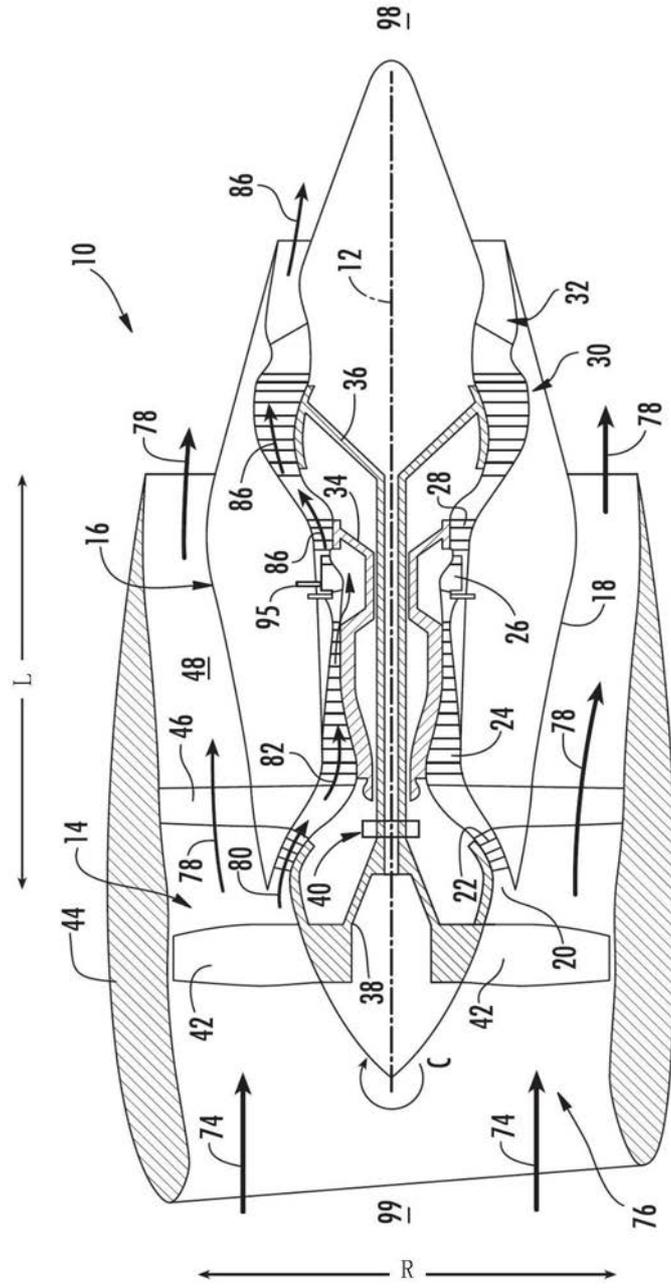


图1

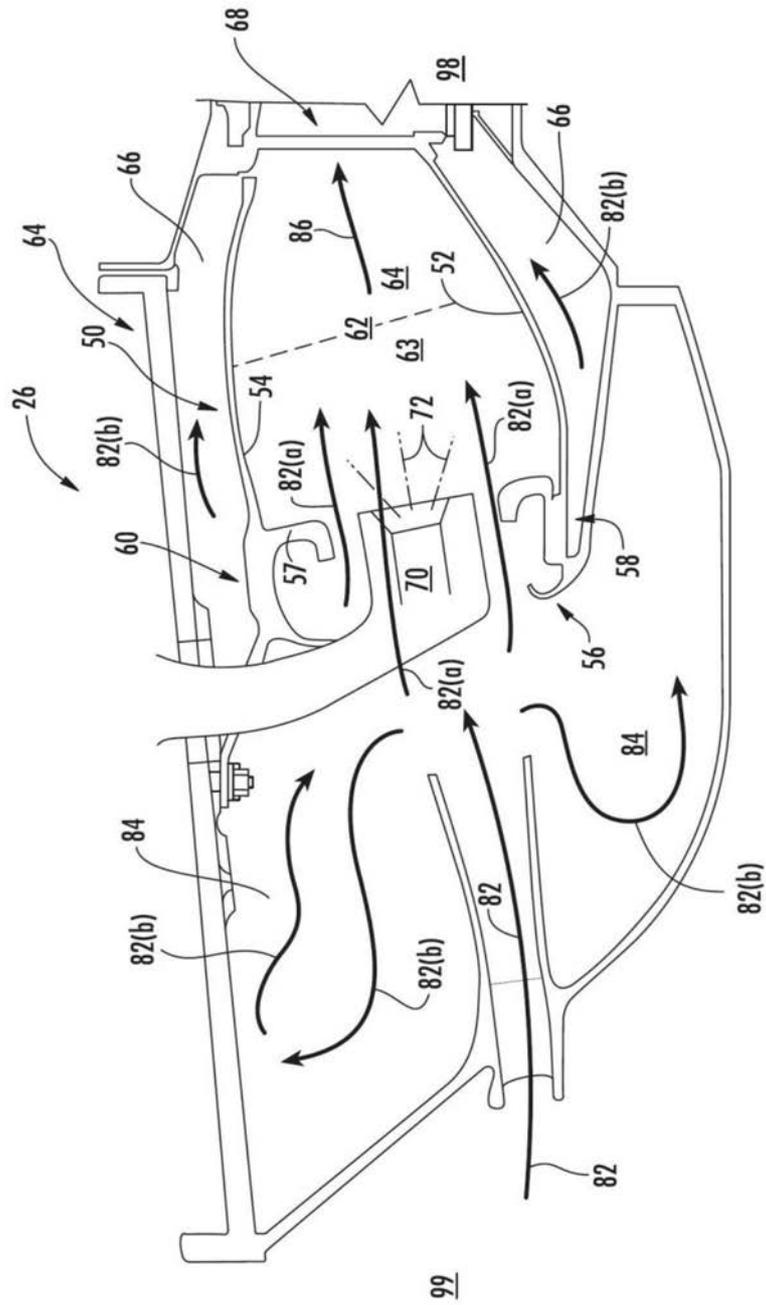


图2

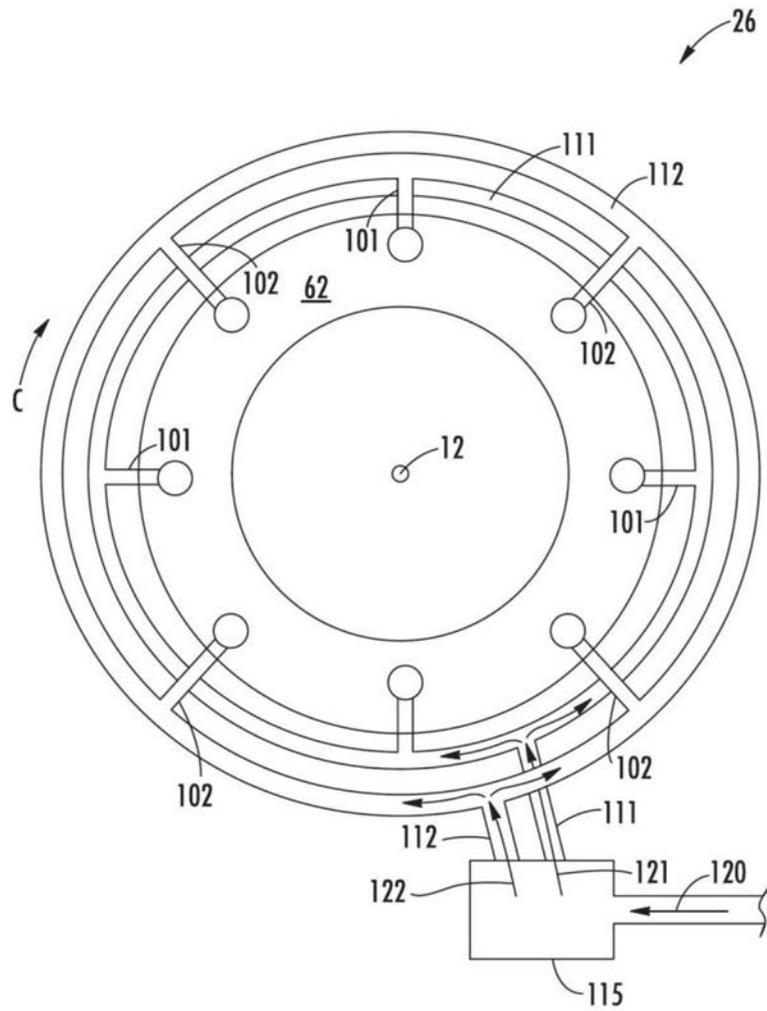


图3

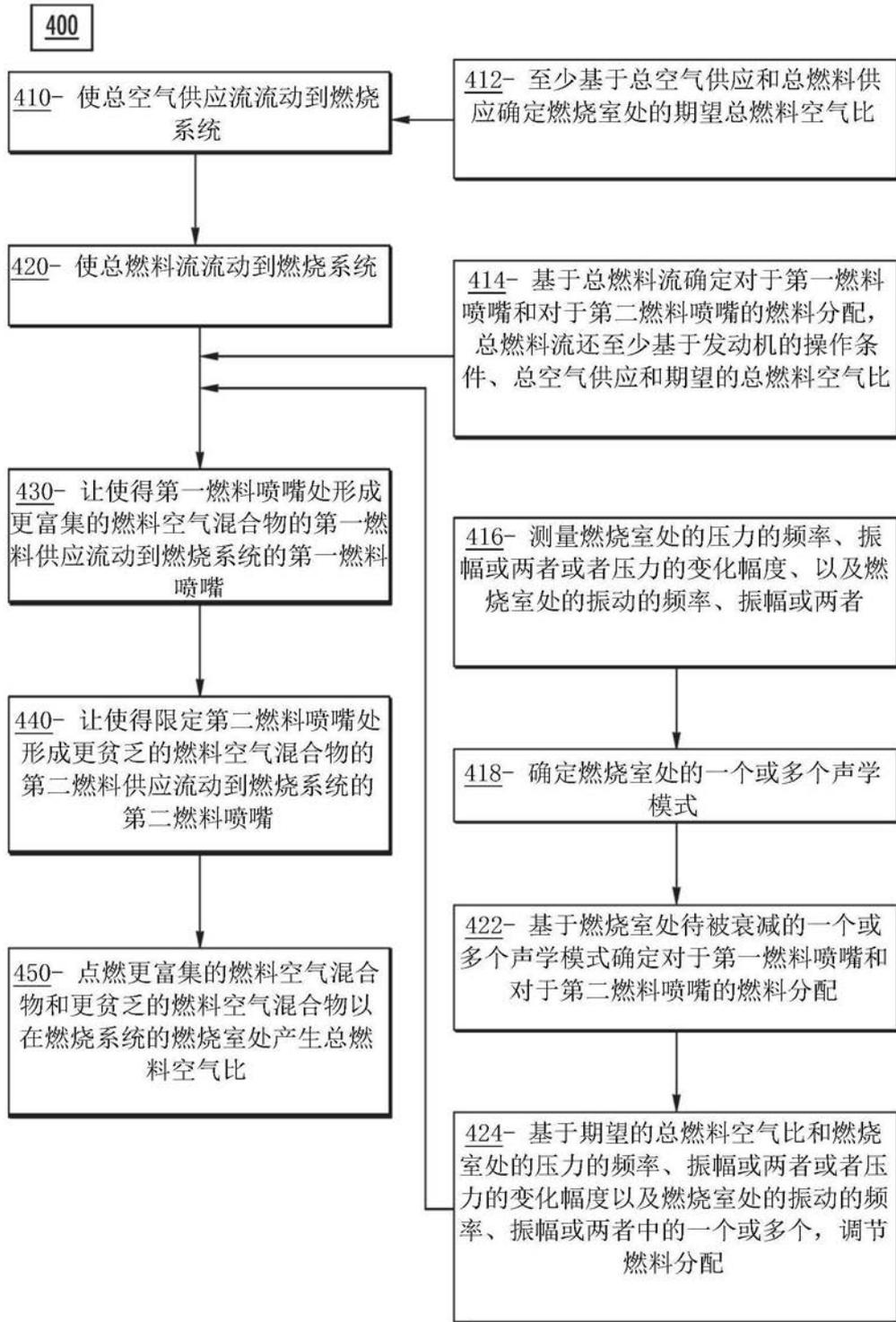


图4

400

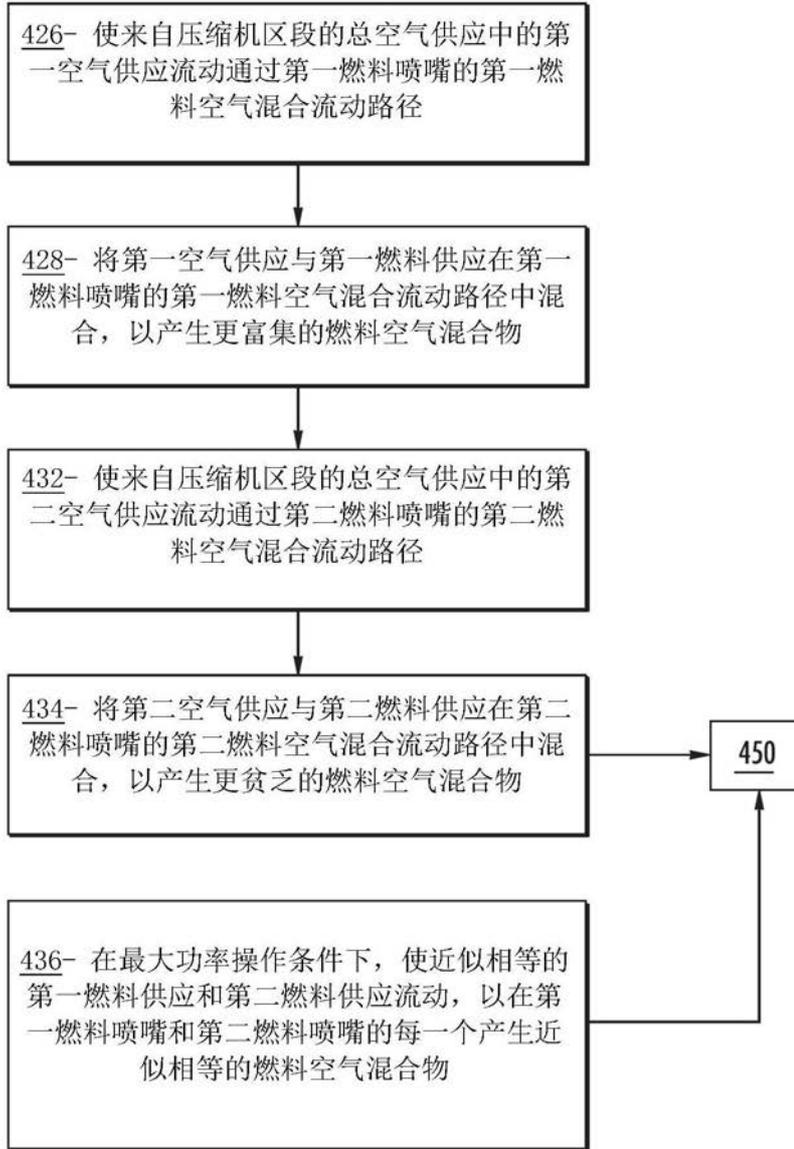


图5