



(12)发明专利

(10)授权公告号 CN 107023397 B

(45)授权公告日 2020.02.28

(21)申请号 201710056165.4

(22)申请日 2017.01.25

(65)同一申请的已公布的文献号
申请公布号 CN 107023397 A

(43)申请公布日 2017.08.08

(30)优先权数据
15/013164 2016.02.02 US

(73)专利权人 通用电气公司
地址 美国纽约州

(72)发明人 B.F.内斯蒂科 B.K.克斯特纳
B.W.米勒

(74)专利代理机构 中国专利代理(香港)有限公
司 72001
代理人 严志军 谭祐祥

(51)Int.Cl.

F02C 7/057(2006.01)

(56)对比文件

US 2014/0093350 A1,2014.04.03,
US 2013/0319009 A1,2013.12.05,
US 2009/0169367 A1,2009.07.02,
EP 0628727 A1,1994.12.14,
GB 2294094 A,1996.04.17,
US 2009/0297334 A1,2009.12.03,

审查员 周红叶

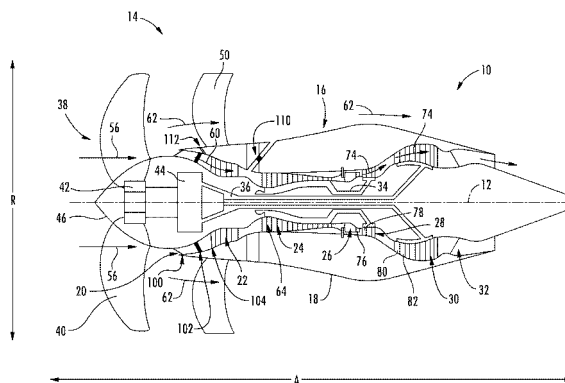
权利要求书2页 说明书15页 附图9页

(54)发明名称

控制燃气涡轮发动机的方法和系统

(57)摘要

本发明涉及控制燃气涡轮发动机来解决空气流畸变。具体而言,提供一种用于响应于燃气涡轮发动机(10)的空气流通路(64)中的空气流畸变来控制飞行器上的燃气涡轮发动机(10)的方法(900)。在一个实施例中,该方法(900)可包括(在904处)通过位于飞行器上的一个或多个控制装置(500)来确定与燃气涡轮发动机相关联的畸变情况(606)。该方法(900)还可包括(在906处)通过一个或多个控制装置(500)至少部分地基于畸变情况(606)来确定对于燃气涡轮发动机的失速裕度(604)。该方法(900)还可包括(在908处)通过一个或多个控制装置(500)至少部分地基于失速裕度(604)来确定发动机控制参数。该方法(900)还可包括(在910处)通过一个或多个控制装置至少部分地基于发动机控制参数来控制燃气涡轮发动机的构件。



1. 一种用于控制飞行器上的燃气涡轮发动机的方法(900),所述方法(900)包括:
通过至少一个控制装置(500)来确定与所述燃气涡轮发动机相关联的空气流畸变情况;

通过所述至少一个控制装置(500)至少部分地基于所述空气流畸变情况来确定对于所述燃气涡轮发动机的失速裕度;

通过所述至少一个控制装置(500)至少部分地基于所述失速裕度来确定发动机控制参数;以及

通过所述至少一个控制装置(500)至少部分地基于所述发动机控制参数来控制所述燃气涡轮发动机的构件;

其特征在于,与所述燃气涡轮发动机(10)相关联的所述空气流畸变情况是至少部分地基于由至少一个压力感测装置获得的至少一个测量来确定的,所述至少一个压力感测装置至少部分地整合到所述燃气涡轮发动机(10)中的至少一个导向导叶(400)中,并且所述至少一个压力感测装置包括延伸穿过所述至少一个导向导叶(400)的至少一个分接头(202)和构造成测量来自所述至少一个分接头(202)的空气压力的至少一个局部换能器(204),其中,所述至少一个分接头(202)包括从所述至少一个导向导叶(400)的前缘入口(414)延伸的前缘分接头(412)、从所述至少一个导向导叶(400)的压力侧入口(424)延伸的压力侧分接头(422)和/或从所述至少一个导向导叶(400)的吸力侧入口(434)延伸的吸力侧分接头(432)。

2. 根据权利要求1所述的方法(900),其特征在于,所述空气流畸变情况是至少部分地基于基准压力校准(610)来确定的。

3. 根据权利要求1所述的方法(900),其特征在于,对于所述燃气涡轮发动机(10)的所述失速裕度是至少部分地基于标称失速裕度(608)来确定的。

4. 根据权利要求1所述的方法(900),其特征在于,所述燃气涡轮发动机的所述构件包括可变动子导叶,可变导向导叶(104),可变放气阀(110),或可变核心入口装置(112)。

5. 根据权利要求1所述的方法(900),其特征在于,所述发动机控制参数是至少部分地基于标称可变几何形状计划(612)的。

6. 根据权利要求1所述的方法(900),其特征在于,所述发动机控制参数是至少部分地基于发动机模型(620)来确定的。

7. 根据权利要求1所述的方法(900),其特征在于,所述发动机控制参数是至少部分地基于热管理系统流要求(614)来确定的。

8. 根据权利要求7所述的方法(900),其特征在于,所述热管理系统流要求(614)是至少部分地基于动力齿轮箱功率、动力齿轮箱效率、变频发电机功率、变频发电机效率、以及油温中的至少一个来确定的。

9. 根据权利要求1所述的方法(900),其特征在于,所述发动机控制参数是至少部分地基于发动机跟踪滤波器(616)的。

10. 根据权利要求1所述的方法(900),其特征在于,控制所述燃气涡轮发动机的所述构件包括将控制信号发送至与所述构件相关联的至少一个促动器。

11. 一种用于控制飞行器上的燃气涡轮发动机(10)的航空电子系统,所述航空电子系统包括位于飞行器上的至少一个处理器(512)和至少一个存储器装置(514),所述至少一个

存储器装置 (514) 储存指令 (516), 该指令 (516) 在由所述至少一个处理器 (512) 执行时促使所述至少一个处理器 (512) 执行操作, 所述操作包括:

确定与所述燃气涡轮发动机相关联的空气流畸变情况;

至少部分地基于所述空气流畸变情况来确定对于所述燃气涡轮发动机的失速裕度;

至少部分地基于所述失速裕度来确定发动机控制参数; 以及

至少部分地基于所述发动机控制参数来控制所述燃气涡轮发动机的构件;

其特征在于, 与所述燃气涡轮发动机 (10) 相关联的所述空气流畸变情况是至少部分地基于由至少一个压力感测装置获得的至少一个测量来确定的, 所述至少一个压力感测装置至少部分地整合到所述燃气涡轮发动机 (10) 中的至少一个导向导叶 (400) 中, 并且所述至少一个压力感测装置包括延伸穿过所述至少一个导向导叶 (400) 的至少一个分接头 (202) 和构造成测量来自所述至少一个分接头 (202) 的空气压力的至少一个局部换能器 (204), 其中, 所述至少一个分接头 (202) 包括从所述至少一个导向导叶 (400) 的前缘入口 (414) 延伸的前缘分接头 (412)、从所述至少一个导向导叶 (400) 的压力侧入口 (424) 延伸的压力侧分接头 (422) 和/或从所述至少一个导向导叶 (400) 的吸力侧入口 (434) 延伸的吸力侧分接头 (432)。

控制燃气涡轮发动机的方法和系统

技术领域

[0001] 本主题大体上涉及控制燃气涡轮发动机来解决空气流畸变 (airflow distortion)。

背景技术

[0002] 燃气涡轮发动机大体上包括核心,其具有成串流顺序的压缩机区段、燃烧区段、涡轮区段和排气区段。在操作期间,发动机空气流提供至压缩机区段的入口,在该处,一个或更多个轴向压缩机逐渐压缩空气,直到其到达燃烧区段。燃料在燃烧区段内与压缩的空气混合且燃烧以提供燃烧气体。燃烧气体从燃烧区段传送至涡轮区段。穿过燃烧区段的燃烧气流驱动压缩机区段,且然后传送穿过排气区段,(例如,至大气)。

[0003] 航空电子系统可用于保持失速裕度(例如,压缩机区段的空气流和空气压力操作点与对应于压缩机区段失速情况的预计失速线之间的最小距离)来用于燃气涡轮发动机的安全操作。然而,在离预计失速线更远的操作参数处操作燃气涡轮发动机倾向于降低发动机的总体效率。

[0004] 在操作期间,燃气涡轮发动机可在压缩机区段的入口处的发动机空气流通路中遭遇空气流畸变,诸如由于燃气涡轮发动机的冲角、侧风或任何其它入口异常引起的周向或局部流干扰。空气流畸变可在操作期间很不均匀,使得压缩机区段的部分置于适当的失速压力比或低于其,增加压缩机失速的风险。在燃气涡轮发动机的设计阶段期间,为了解决空气流畸变的足够的失速裕度净空(stall margin headroom)可因此是可期望的。对于在操作期间经历显著的空气流畸变的应用,将失速裕度设定在足以解决间歇的空气流畸变的水平可因此降低燃气涡轮发动机的总体效率。

发明内容

[0005] 本发明的方面和优点将在以下描述中阐述,或可从描述中清楚,或可通过实施本发明理解到。

[0006] 本公开内容的一个示例性方面针对一种用于控制飞行器上的燃气涡轮发动机的方法。该方法包括通过一个或更多个控制装置来确定与燃气涡轮发动机相关联的畸变情况。该方法还可包括通过一个或更多个控制装置至少部分地基于畸变情况来确定对于燃气涡轮发动机的失速裕度。该方法还可包括通过一个或更多个控制装置至少部分地基于失速裕度来确定发动机控制参数。该方法还可包括通过一个或更多个控制装置至少部分地基于发动机控制参数来控制燃气涡轮发动机的构件。

[0007] 本公开内容的其它示例性方面针对构造成至少部分地基于空气流畸变来控制发动机的至少一个构件的航空电子系统、方法、燃气涡轮发动机、装置、设备、以及其它系统。可对本公开内容的这些示例性方面作出变型和改型。

[0008] 实施方案1.一种用于控制飞行器上的燃气涡轮发动机的方法,所述方法包括:

[0009] 通过一个或更多个控制装置来确定与所述燃气涡轮发动机相关联的畸变情况;

[0010] 通过所述一个或更多个控制装置至少部分地基于所述畸变情况来确定对于所述燃气涡轮发动机的失速裕度;

[0011] 通过所述一个或更多个控制装置至少部分地基于所述失速裕度来确定发动机控制参数;以及

[0012] 通过所述一个或更多个控制装置至少部分地基于所述发动机控制参数来控制所述燃气涡轮发动机的构件。

[0013] 实施方案2.根据实施方案1所述的方法,其特征在于,与所述燃气涡轮发动机相关联的所述畸变情况是至少部分地基于由一个或更多个压力传感器装置获得的一个或更多个测量来确定的。

[0014] 实施方案3.根据实施方案2所述的方法,其特征在于,所述一个或更多个压力传感器装置至少部分地整合到所述燃气涡轮发动机中的一个或更多个导向导叶中。

[0015] 实施方案4.根据实施方案1所述的方法,其特征在于,所述畸变情况是至少部分地基于基准压力校准来确定的。

[0016] 实施方案5.根据实施方案1所述的方法,其特征在于,对于所述燃气涡轮发动机的所述失速裕度是至少部分地基于标称失速裕度来确定的。

[0017] 实施方案6.根据实施方案1所述的方法,其特征在于,所述燃气涡轮发动机的所述构件包括可变定子导叶、可变导向导叶、可变放气阀、或可变核心入口装置。

[0018] 实施方案7.根据实施方案1所述的方法,其特征在于,所述发动机控制参数是至少部分地基于标称可变几何形状计划的。

[0019] 实施方案8.根据实施方案1所述的方法,其特征在于,所述发动机控制参数是至少部分地基于发动机模型来确定的。

[0020] 实施方案9.根据实施方案1所述的方法,其特征在于,所述发动机控制参数是至少部分地基于热管理系统流要求来确定的。

[0021] 实施方案10.根据实施方案9所述的方法,其特征在于,所述热管理系统流要求是至少部分地基于动力齿轮箱功率、动力齿轮箱效率、变频发电机功率、变频发电机效率、以及油温中的一个或更多个来确定的。

[0022] 实施方案11.根据实施方案1所述的方法,其特征在于,所述发动机控制参数是至少部分地基于发动机跟踪滤波器的。

[0023] 实施方案12.根据实施方案1所述的方法,其特征在于,控制所述燃气涡轮发动机的所述构件包括将控制信号发送至与所述构件相关联的一个或更多个促动器。

[0024] 实施方案13.一种用于控制飞行器上的燃气涡轮发动机的航空电子系统,所述航空电子系统包括位于飞行器上的一个或更多个处理器和一个或更多个存储器装置,所述一个或更多个存储器装置储存指令,该指令在由所述一个或更多个处理器执行时促使所述一个或更多个处理器执行操作,所述操作包括:

[0025] 确定与所述燃气涡轮发动机相关联的畸变情况;

[0026] 至少部分地基于所述畸变情况来确定对于所述燃气涡轮发动机的失速裕度;

[0027] 至少部分地基于所述失速裕度来确定发动机控制参数;以及

[0028] 至少部分地基于所述发动机控制参数来控制所述燃气涡轮发动机的构件。

[0029] 实施方案14.根据实施方案13所述的航空电子系统,其特征在于,与所述燃气涡轮

发动机相关联的所述畸变情况是至少部分地基于由一个或更多个压力传感器装置获得的测量来确定的。

[0030] 实施方案15.根据实施方案14所述的航空电子系统,其特征在于,所述一个或更多个压力传感器装置至少部分地整合到所述燃气涡轮发动机中的一个或更多个导向导叶中。

[0031] 实施方案16.根据实施方案13所述的航空电子系统,其特征在于,所述发动机控制参数是至少部分地基于热管理系统流要求的。

[0032] 实施方案17.根据实施方案16所述的航空电子系统,其特征在于,所述热管理系统流要求是至少部分地基于动力齿轮箱功率、动力齿轮箱效率、变频发电机功率、变频发电机效率、以及油温中的一个或更多个的。

[0033] 实施方案18.一种用于飞行器的燃气涡轮发动机系统,包括:

[0034] 燃气涡轮发动机,其包括成串流的压缩机区段、燃烧区段和涡轮区段;

[0035] 所述燃气涡轮发动机的一个或更多个可变几何形状构件;

[0036] 一个或更多个压力传感器装置;

[0037] 航空电子系统,其包括位于飞行器上的一个或更多个处理器和一个或更多个存储器装置,所述一个或更多个存储器装置储存指令,该指令在由所述一个或更多个处理器执行时促使所述一个或更多个处理器执行操作,所述操作包括:

[0038] 至少部分地基于由所述一个或更多个压力传感器装置获得的测量来确定与所述燃气涡轮发动机相关联的畸变情况;

[0039] 至少部分地基于所述畸变情况来确定对于所述燃气涡轮发动机的失速裕度;

[0040] 至少部分地基于所述失速裕度来确定可变几何形状构件需求;以及

[0041] 至少部分地基于所述可变几何形状构件需求来控制所述一个或更多个可变几何形状构件。

[0042] 实施方案19.根据实施方案18所述的燃气涡轮发动机系统,其特征在于,所述一个或更多个压力传感器装置至少部分地整合到所述燃气涡轮发动机中的一个或更多个导向导叶中。

[0043] 实施方案20.根据实施方案18所述的燃气涡轮发动机系统,其特征在于,所述可变几何形状构件需求是至少部分地基于热管理系统流要求的。

[0044] 各种实施例的这些及其它特征、方面和优点将参照以下描述和所附权利要求变得更好理解。并入且构成本说明书的一部分的附图示出了本公开内容的实施例,且连同描述用于阐释相关的原理。

附图说明

[0045] 针对本领域的普通技术人员的包括其最佳模式的本发明的完整且开放的公开内容在参照附图的说明书中阐述,在附图中:

[0046] 图1为根据本主题的示例性实施例的燃气涡轮发动机的示意性截面视图。

[0047] 图2为根据本公开内容的示例性实施例的示例性燃气涡轮发动机的前端的示意性截面视图。

[0048] 图3为根据本公开内容的示例性实施例的示例性燃气涡轮发动机中的仪表化的导向导叶的阵列的轴向视图。

[0049] 图4为根据本公开内容的示例性实施例的示例性燃气涡轮发动机中的独立仪表化的导向导叶的示意图。

[0050] 图5绘出了根据本公开内容的示例性实施例的用于控制系统中的示例性控制装置。

[0051] 图6绘出了根据本公开内容的示例性实施例的示例性控制方案的示意图。

[0052] 图7绘出了根据本公开内容的示例性实施例的示例性燃气涡轮发动机中的可变导向导叶的轴向阵列。

[0053] 图8为根据本公开内容的示例性实施例的沿示例性燃气涡轮发动机的可变导向导叶在变桨和非变桨位置中的桨距轴线的视图。

[0054] 图9绘出了根据本公开内容的示例性实施例的示例性方法的流程图。

[0055] 图10绘出了根据本公开内容的示例性实施例的示例性方法的流程图。

[0056] 零件列表

[0057] 10 燃气涡轮发动机

[0058] 12 纵向或轴向中心线

[0059] 14 风扇区段

[0060] 16 核心发动机

[0061] 18 外壳

[0062] 20 环形入口

[0063] 22 低压压缩机

[0064] 24 高压压缩机

[0065] 26 燃烧区段

[0066] 28 高压涡轮

[0067] 30 低压涡轮

[0068] 32 喷气排气喷嘴区段

[0069] 34 高压轴/转轴

[0070] 36 低压轴/转轴

[0071] 38 可变桨距风扇

[0072] 40 风扇叶片

[0073] 42 盘

[0074] 44 动力齿轮箱

[0075] 46 可旋转的前毂

[0076] 50 出口导向导叶

[0077] 52 压力中心

[0078] 56 一定量的空气

[0079] 60 空气的第一部分

[0080] 62 空气的第二部分

[0081] 64 发动机空气流通路

[0082] 74 燃烧气体

[0083] 76 涡轮定子导叶

- [0084] 78 涡轮转子叶片
- [0085] 80 涡轮定子导叶
- [0086] 82 涡轮转子叶片
- [0087] 100 入口导向导叶
- [0088] 102 支柱
- [0089] 104 可变导向导叶
- [0090] 106 控制机构
- [0091] 110 可变放气阀
- [0092] 112 可变核心入口装置
- [0093] 202 分接头
- [0094] 204 局部换能器
- [0095] 206 数字通信总线
- [0096] 208 控制器
- [0097] 210 可变几何形状的位置要求
- [0098] 212 促动器或阀
- [0099] 400 仪表化的导向导叶
- [0100] 410 前缘
- [0101] 412 前缘分接头
- [0102] 414 前缘入口
- [0103] 420 压力侧
- [0104] 422 压力侧分接头
- [0105] 424 压力侧入口
- [0106] 430 吸力侧
- [0107] 432 吸力侧分接头
- [0108] 434 吸力侧入口
- [0109] 500 控制装置
- [0110] 512 处理器
- [0111] 514 存储器装置
- [0112] 516 指令
- [0113] 518 数据
- [0114] 520 通信接口
- [0115] 550 发动机控制系统
- [0116] 600 燃气涡轮发动机控制图
- [0117] 602 基于实时模型的优化
- [0118] 604 失速裕度调整
- [0119] 606 空气流畸变评估
- [0120] 608 标称失速裕度要求
- [0121] 610 基准压力校准
- [0122] 612 标称/基准可变几何形状计划

- [0123] 614 热管理系统流要求
- [0124] 616 跟踪滤波器(tracking filter)
- [0125] 618 针对退化水平调整失速边界
- [0126] 620 线性发动机模型
- [0127] 702 第一区段
- [0128] 704 第二区段
- [0129] 706 第三区段
- [0130] 708 第四区段
- [0131] 802 桨距角
- [0132] 804 非变桨位置
- [0133] 806 变桨位置
- [0134] 900 方法
- [0135] 902 方法步骤
- [0136] 904 方法步骤
- [0137] 906 方法步骤
- [0138] 908 方法步骤
- [0139] 910 方法步骤
- [0140] 1000 方法
- [0141] 1002 方法步骤
- [0142] 1004 方法步骤
- [0143] 1006 方法步骤。

具体实施方式

[0144] 现在将对本发明的实施例进行详细参考,其一个或更多个示例在附图中示出。各个示例通过阐释本发明的方式提供,而不限制本发明。实际上,本领域的技术人员将清楚的是,在不脱离本发明的范围或精神的情况下,可在本发明中作出各种改型和变型。例如,示为或描述为一个实施例的部分的特征可结合另一个实施例使用以产生又一个实施例。因此,期望本发明覆盖归入所附权利要求和其等同物的范围内的此类改型和变型。

[0145] 本公开内容的示例性方面针对控制燃气涡轮发动机来解决实时空气流畸变。现代的航空电子系统通过做出关于某些飞行器操作状态和动态操作参数(包括在操作期间防止压缩机失速的失速裕度)的假设的途径来执行操作状态的优化。增大的失速裕度净空可对解决空气流畸变是必要的,这可基于操作情况而发生。对于经历显著的空气流畸变型式的应用,在设计条件下操作燃气涡轮发动机可降低燃气涡轮发动机的总体效率。

[0146] 在燃气涡轮发动机中保持足够的失速裕度的一个途径是打开在燃气涡轮发动机的压缩机区段中的可变放气阀,由此增加压缩机失速裕度。然而,打开可变放气阀可促使燃气涡轮发动机不高效地操作,且常常放气流被发送至大气,其中放气流对于燃气涡轮发动机提供极小的(如果有)推力且执行没有别的有益功能。在燃气涡轮发动机中保持足够的失速裕度的另一个途径是关闭可变导向导叶来限制到燃气涡轮发动机的压缩机区段的空气流。然而,关闭可变导向导叶可降低燃气涡轮发动机的效率。

[0147] 根据本公开内容的示例性方面的燃气涡轮发动机、航空电子系统、以及方法可通过做出燃气涡轮发动机的发动机空气流通路中的空气流畸变的实时评估来提高燃气涡轮发动机的操作的效率。从压缩机区段的发动机空气流通路获得的实时压力测量可用于做出燃气涡轮发动机的发动机空气流通路中的畸变情况的评估。发动机的失速裕度然后可基于畸变情况的评估来调整。调整失速裕度来解决实时畸变情况可在降低的空气流畸变的时段期间提高燃气涡轮发动机的效率,同时在增加的空气流畸变的时段期间保持足够的失速裕度来用于安全操作。

[0148] 例如,在一个实施例中,可基于与基准压力校准比较的从燃气涡轮发动机的发动机空气流通路获得的实时压力测量来做出畸变情况评估。标称失速裕度要求然后可基于畸变情况评估来调整。使用由遍及燃气涡轮发动机的传感器获得的动态操作参数,调整的失速裕度要求、以及基准可变几何形状计划、基于实时模型的优化然后可被执行以确定可变几何形状修整需求。使用可变几何形状修整需求以及可变几何形状构件基准计划,诸如可变定子导叶、可变导向导叶、可变放气阀和可变核心入口装置的可变几何形状构件可被受控来用于燃气涡轮发动机的高效操作。

[0149] 而且,根据本公开内容的各方面,热管理系统流要求也可用于确定最佳的可变几何形状构件操作状态。热管理系统可用于基于诸如动力齿轮箱功率、动力齿轮箱效率、变频发电机功率、变频发电机效率、油温的参数以及其它参数来管理燃气涡轮发动机中的各种构件的冷却。燃气涡轮发动机的压缩机区段中的可变放气阀可被打开以发送压缩的空气,以基于由热管理系统确定的冷却要求来冷却构件。打开燃气涡轮发动机的压缩机区段中的可变放气阀还可减少压缩机区段中的空气压力和空气流,由此增加燃气涡轮发动机的失速裕度净空。根据本公开内容的各方面,基于实时模型的优化可用于通过打开可变放气阀来冷却燃气涡轮发动机的构件,同时增加失速裕度来解决空气流畸变而来管理对于燃气涡轮发动机的失速裕度要求,同时满足由热管理系统确定的冷却要求。

[0150] 以此方式,根据本公开内容的示例性方面的燃气涡轮发动机、航空电子系统和方法可具有通过基于实时空气流畸变情况调整燃气涡轮发动机的失速裕度来提高燃气涡轮发动机的操作效率的技术效果。而且,通过在基于实时模型的优化期间解决热管理系统流要求,可保持足够的失速裕度净空,同时高效地使用来自压缩机区段的放气流来冷却燃气涡轮发动机的各种构件。

[0151] 现在将对本发明的实施例进行详细参考,其一个或更多个示例在附图中示出。该详细描述使用了数字和字母标号来表示附图中的特征。附图中相似或类似的标记用于表示本发明的相似或类似的部分。如本文使用的用语“第一”、“第二”和“第三”可互换使用以将一个构件与另一个区分开,且不意在表示独立构件的位置或重要性。用语“上游”和“下游”是指相对于流体通路中的流体流的相对方向。例如,“上游”是指流体流出的方向,且“下游”是指流体流至的方向。如本文使用的用语“优化”或“优化的”是指确定关于现有操作状态加强的操作状态。例如,加强的操作状态可更有效、减少燃料消耗、减少执行动作所需的时间或提高安全性。

[0152] 现在参看附图,其中相同的数字表示贯穿附图的相同元件,图1为根据本公开内容的示例性实施例的燃气涡轮发动机的示意性截面视图。更具体而言,对于图1的实施例,燃气涡轮发动机为本文称为“燃气涡轮发动机10”的高旁通涡扇喷气发动机10。本公开内容的

示例性方面可在不脱离本公开内容的范围的情况下结合其它适合的燃气涡轮发动机使用。

[0153] 如图1中所示,燃气涡轮发动机10限定轴向方向A(平行于为了参照提供的纵向中心线12延伸)和径向方向R。燃气涡轮发动机10还限定周向方向(未绘出)。大体上,燃气涡轮发动机10包括风扇区段14和核心发动机16,风扇区段14构造成与核心发动机16机械连通且定位成与核心发动机16流连通。

[0154] 绘出的示例性核心发动机16大体上包括大致管状的外壳18,其限定环形入口20。外壳18包围成串流关系的:包括增压器或低压(LP)压缩机22和高压(HP)压缩机24的压缩机区段;燃烧区段26;包括高压(HP)涡轮28和低压(LP)涡轮30的涡轮区段;以及喷气排气喷嘴区段32。高压(HP)轴或转轴34将HP涡轮28传动地连接至HP压缩机24。低压(LP)轴或转轴36将LP涡轮30传动地连接至LP压缩机22。

[0155] 此外,对于绘出的实施例,风扇区段14包括可变桨距风扇38,其具有以间隔开的方式联接至盘42的多个风扇叶片40。如绘出的那样,风扇叶片40从盘42大体上沿径向方向R向外延伸。风扇叶片40和盘42可通过跨过动力齿轮箱44的LP轴36围绕纵向中心线12一起旋转。动力齿轮箱44包括多个齿轮以用于调整LP轴36的转速。此外,对于绘出的实施例,可变桨距风扇38的盘42由空气动力地成形的可旋转的前毂46覆盖,以促进穿过多个风扇叶片40的空气流。

[0156] 仍参看图1的示例性燃气涡轮发动机10,示例性燃气涡轮发动机10还包括多个沿周向间隔开的出口导向导叶50。该多个出口导向导叶50沿轴向方向A定位在风扇38下游,且从核心发动机16的外壳18大体上沿径向方向R向外延伸。各个出口导向导叶50限定压力中心52(图2中所示),以及大致平行于径向方向R延伸的桨距轴线P。明显地,对于绘出的实施例,燃气涡轮发动机10不包括包围风扇区段14和/或出口导向导叶50的任何外壳。因此,对于绘出的实施例,燃气涡轮发动机10可称为无函道单风扇燃气涡轮发动机100。

[0157] 对于绘出的示例性燃气涡轮发动机10,风扇区段14或更特别地风扇区段14的风扇叶片40的旋转提供燃气涡轮发动机10的大部分推进推力。此外,多个出口导向导叶50设置成提高风扇区段14的效率,以及提供其它利益,例如,诸如减少由燃气涡轮发动机10生成的噪音的量。

[0158] 在燃气涡轮发动机10的操作期间,一定量的空气56越过风扇区段14的多个叶片40。一定量的空气56的第一部分(即,空气的第一部分60)引导或传送到发动机空气流通路64中,空气流通路64延伸穿过压缩机区段、燃烧区段26、涡轮区段和排气区段32。此外,一定量的空气56的第二部分(例如,空气的第二部分62)围绕核心发动机16流动,旁通核心发动机16。空气的第二部分62与空气的第一部分60之间的比率通常称为旁通比。

[0159] 仍参看图1,空气的第一部分60的压力在其传送穿过LP压缩机22且随后穿过HP压缩机24时增大。压缩的空气的第一部分60然后提供至压缩区段26,在该处,其与燃料混合且燃烧以提供燃烧气体74。燃烧气体74传送穿过HP涡轮28,在该处,来自燃烧气体74的热能和/或动能的一部分经由联接至外壳18的HP涡轮定子导向导叶76和联接至HP轴或转轴34的HP涡轮转子叶片78的连续级获得,因此引起HP轴或转轴34旋转,从而支持HP压缩机24的操作。燃烧气体74然后传送穿过LP涡轮30,在该处,热能和动能的第二部分经由联接至外壳18的LP涡轮定子导叶80和联接至LP轴或转轴36的LP涡轮转子叶片82的连续级从燃烧气体74获得,因此引起LP轴或转轴36旋转,从而支持LP压缩机22的操作和/或风扇38的旋转。燃烧

气体74随后传送穿过核心发动机16的喷气排气喷嘴区段32,以提供推进推力来补充由风扇区段14提供的推进推力。

[0160] 仍参看图1,环形入口20的下游是一个或多个入口导向导叶100。在某些示例性实施例中,入口导向导叶100可构造成打开或关闭,从而限制空气的第一部分60流入延伸穿过压缩机区段的发动机空气流通路64。在某些示例性实施例中,入口导向导叶100可为根据本公开内容的示例性实施例(例如,如图3和图4中绘出)的仪表化的导向导叶400。

[0161] 入口导向导叶100的下游是构造成将外壳18机械地联接至核心发动机16的一个或多个支柱102。支柱102延伸到发动机空气流通路64中,在该处,空气的一部分60在支柱102上流动。在某些示例性实施例中,支柱102构造成获得压力测量。支柱102的下游是一个或多个可变导向导叶104。可变导向导叶104构造成打开或关闭,从而限制空气的第一部分60流入延伸穿过压缩机区段的发动机空气流通路64。在某些示例性实施例中,可变导向导叶104可为根据本公开内容的示例性实施例(例如,如图3和图4中所示)的仪表化的可变导向导叶400。在某些实施例中,可变导向导叶104的周向阵列可延伸到发动机空气流通路64中,且可变导向导叶104的周向阵列的区段可受控制来打开或关闭(例如,如图7中所示)。

[0162] 仍参看图1,可变放气阀110在LP压缩机22下游。可变放气阀110可打开以减小LP压缩机22下游的发动机空气流通路64中的压力。在一个实施例中,可变放气阀110可打开以允许发动机空气流通路64中的LP压缩机22下游的压缩空气传送至大气,从而减小发动机空气流通路64中的压力,以改善燃气涡轮发动机10的可操作性、增大LP压缩机22的失速裕度或缓解LP压缩机22与HP压缩机24之间的空气流失配。在另一个实施例中,可变放气阀110可打开以传送压缩空气来冷却燃气涡轮发动机10的各种构件。

[0163] 仍参看图1,可变核心入口装置112为位于空气的第二部分62的流通路中的环形入口20下游的副空气流通路。可变核心入口装置112可打开以允许来自空气的第二部分62的额外空气进入发动机空气流通路64。在另一个实施例中,可变核心入口装置112可为整合到环形入口20中的转换入口节流阀,其可打开或关闭以增加或减少流入燃气涡轮发动机10的发动机空气流通路64中的空气的第一部分60。在另一个实施例中,可变核心入口装置112可为带阀的空气流通路,其可打开或关闭以将压缩空气从LP压缩机22下游的发动机空气流通路64传送到LP压缩机22上游的发动机空气流通路64中。在某些实施例中,一个或多个可变核心入口装置112可为可同步来响应于空气流畸变打开或关闭的一个或多个局部门。

[0164] 现在参看图2,提供了图1的示例性燃气涡轮发动机10的前端的局部放大截面图。如图所示,燃气涡轮发动机10包括构造成调整可变导向导叶104的至少一个控制机构106。在某些实施例中,燃气涡轮发动机10可包括多个控制机构106,各个独立的控制机构106构造成调整独立的可变导向导叶104或空气流通路的其它部件。

[0165] 图3为图1的示例性燃气涡轮发动机中的独立导向导叶104的阵列的轴向视图。如图所示,多个独立的导向导叶104构造成位于LP压缩机22上游的发动机空气流通路64中的周向阵列。如图3中绘出的那样,五个仪表化的导向导叶400(如下文参照图4更详细论述的那样)包括在独立导向导叶104的阵列中。如下文参照图4更详细论述的那样,各个独立仪表化的导向导叶400构造成带有压力感测装置。如图3中所示,压力感测装置包括延伸穿过独立仪表化的导向导叶400的一个或多个分接头202,以及构造成测量来自一个或多个分接头202的空气压力的一个或多个局部换能器204。然而,本领域的技术人员将认识到的

是,压力感测装置可为不脱离本发明的范围或精神的构造成感测压力的任何适合的装置。如图3中所示,局部换能器204构造成将指示空气压力的数据发送至数字通信总线206。数字通信总线206然后将指示空气压力的数据发送至控制器208。控制器208然后基于指示由局部换能器204发送的空气压力的数据来确定可变几何形状位置要求210。控制器208然后基于可变几何形状位置要求210来控制各种促动器和阀212。

[0166] 图4为根据本公开内容的示例性实施例的用于示例性燃气涡轮发动机的独立仪表化的导向导叶400的示意图。仪表化的导向导叶400可为可变导向导叶104或静止导向导叶100。如图4中绘出的那样,仪表化的导向导叶400可构造成非对称翼型件形状,其大体上具有“泪珠”形状,带有前缘410、压力侧420和吸力侧430。然而,在其它示例性实施例中,仪表化的导向导叶400可改为限定任何其它适合的对称或非对称形状或构造。在一些实施方式中,前缘410可构造成在发动机空气流通路64内,使得在环形入口20下游流动的空气的第一部分60在压力侧420和吸力侧430上流动和继续到LP压缩机22中之前首先与前缘410接触。

[0167] 仍参看图4,一个或更多前缘分接头412、压力侧分接头422和/或吸力侧分接头432整合到仪表化的导向导叶400中。前缘分接头412、压力侧分接头422和吸力侧分接头432假想地绘出。如图4中绘出的那样,两个前缘入口414沿前缘410径向间隔开,以允许来自空气的第一部分60的空气进入前缘入口414,且流过前缘分接头412至局部换能器204(图4中未示出)。在另一个实施例中,单个前缘入口414和前缘分接头412可整合到前缘410中。在另一个实施例中,三个或更多前缘入口414和前缘分接头412可整合到前缘410中。

[0168] 仍参看图4,两个压力侧入口424沿压力侧420轴向地间隔开,以允许来自空气的第一部分60的空气进入压力侧入口424,且流过压力侧分接头422至局部换能器204(图4中未示出)。在另一个实施例中,单个压力侧入口424和压力侧分接头422整合到压力侧420中。在另一个实施例中,三个或更多压力侧入口424和压力侧分接头422整合到压力侧420中。

[0169] 仍参看图4,两个吸力侧入口434沿吸力侧430轴向地间隔开,以允许来自空气的第一部分60的空气进入吸力侧入口434,且流过吸力侧分接头432至局部换能器204(图4中未示出)。吸力侧入口434假想地绘出。在另一个实施例中,单个吸力侧入口434和吸力侧分接头432整合到吸力侧430中。在另一个实施例中,三个或更多吸力侧入口434和吸力侧分接头432整合到吸力侧430中。

[0170] 仍参看图4,在实施例中,局部换能器204(未示出)可构造成提供压力侧分接头422与吸力侧分接头432之间的压差的测量。在另一个实施例中,局部换能器204(未示出)可构造成提供来自压力侧分接头422与吸力侧分接头432的绝对压力的测量。

[0171] 图5绘出了根据本公开内容的示例性实施例的用于控制系统中的示例性控制装置。如图所示,控制装置500可包括一个或更多个处理器512和一个或更多个存储器装置514。一个或更多个处理器512可包括任何适合的处理装置,诸如微处理器、微控制器、集成电路、逻辑装置或其它适合的处理装置。一个或更多个存储器装置514可包括一个或更多个计算机可读介质,包括但不限于非暂时性计算机可读介质、RAM、ROM、硬盘驱动器、闪速驱动器或其它存储器装置。

[0172] 一个或更多个存储器装置514可储存可由一个或更多个处理器512存取的信息,包括可由一个或更多个处理器512执行的计算机可读指令516。指令516可为在由一个或更多个处理器512执行时引起一个或更多个处理器512执行操作的任何指令集。指令516可在以

任何适合的编程语言编写的软件中实施,且可在硬件中实施。在一些实施例中,指令516可由一个或更多个处理器512执行,以引起一个或更多个处理器执行操作,诸如用于控制可向导向导叶的区段以调整畸变情况的操作,如参照图10所述的那样。

[0173] 参看图5,存储器装置514还可储存可由处理器512存取的数据518。例如,数据518可包括操作参数、从发动机空气流通路获得的压力测量,以及其它数据。数据218还可包括与用于执行根据本公开内容的示例性方面的示例性方法的模型和算法相关联的数据,诸如用于确定畸变情况的模型和算法。

[0174] 控制装置500还可包括通信接口520。通信接口520可构造成在通信网络540上与飞行器系统通信。例如,通信接口520可接收指示由压力感测装置(诸如分接头202和局部换能器204)获得的压力的数据。在一个实施例中,通信接口520可将控制指令提供至发动机控制系统550,其具有一个或更多个促动器以控制燃气涡轮发动机10的各种构件,诸如但不限于可向导向导叶104、可变放气阀110和可变核心入口装置112。通信接口520可包括用于与一个或更多个其它装置对接的任何适合的构件,例如,包括发送器、接收器、端口、控制器、天线或其它适合的构件。

[0175] 本文所论述的技术使得产生基于计算机的系统,以及动作采取到此系统和信息从此系统发送。本领域的普通技术人员将认识到,基于计算机的系统的固有灵活性允许构件之间和其中的任务和功能的多种可能构造、组合和划分。例如,本文所论述的过程可使用单个计算装置或组合工作的多个计算装置来实施。数据库、存储器、指令和应用可在单个系统上实施或分布在多个系统中。分布的构件可顺序地或并行操作。

[0176] 图6绘出了根据本公开内容的示例性实施例的燃气涡轮发动机控制方案600的总览。燃气涡轮发动机控制方案600可由图5的控制装置500实施。如图6中所示,基于实时模型的优化602可确定用于控制图1中所示的燃气涡轮发动机10的各种构件的可变几何形状修整(variable geometry trim)。由基于实时模型的优化602确定的可变几何形状修整可与可变几何形状基准计划相比较,以确定可变几何形状要求,其发送至燃气涡轮发动机10中的可变几何形状构件,诸如可向导向导叶104、可变放气阀110和可变核心入口装置112。

[0177] 根据本公开内容的特定方面,最小失速裕度(SM_{MIN})可在基于实时模型的优化602中使用来确定可变几何形状修整。 SM_{MIN} 可由失速裕度调整604基于空气流畸变评估606和标称失速裕度要求608来确定。在一个实施例中,标称失速裕度要求608可从基准计划或查找表来确定。失速裕度调整604可通过基于空气流畸变评估606调整标称失速裕度要求608来确定 SM_{MIN} 。如图6中所示,空气流畸变评估606可基于基准压力校准610和入口压力测量。在一个实施例中,入口压力测量可通过发动机空气流通路中的一个或更多个压力感测装置获得,诸如根据本公开内容的示例性实施例的仪表化的向导向导叶400或空气流通路中的其它仪表化的构件。

[0178] 更具体而言,使用入口压力测量且将入口压力测量与基准压力校准610相比较,空气流畸变评估606可判断空气流畸变是否存在于燃气涡轮发动机10的发动机空气流通路64中。失速裕度调整604然后可基于空气流畸变评估606来调整标称失速裕度要求608,以确定由基于实时模型的优化602使用的 SM_{MIN} 来控制燃气涡轮发动机10的可变几何形状构件。例如,基于实时模型的优化可将可变几何形状要求发送至可向导向导叶104,以限制空气流到LP压缩机22中,从而增大失速裕度来满足 SM_{MIN} 。此外,基于实时模型的优化可将可变几何形

状要求发送至可变放气阀110来打开,从而减小LP压缩机22中的压力来增大失速裕度以满足 SM_{MIN} 。这样, SM_{MIN} 可实时调整来解决发动机空气流通路64中的空气流畸变。通过这样做,燃气涡轮发动机10可在增强状态下操作,这可提高燃气涡轮发动机10的效率,同时提供足够的失速裕度来解决空气流畸变,从而减小压缩机失速的可能性。

[0179] 如图6中进一步所示,由基于实时模型的优化602确定的可变几何形状修整也基于标称/基准可变几何形状计划612。标称/基准可变几何形状计划612可基于燃气涡轮发动机10的百分比校正速度(PCNR)。标称/基准可变几何形状计划612还可基于热管理系统(TMS)流要求614。TMS流要求614指示用于冷却燃气涡轮发动机10的各种构件所需的压缩空气的量。TMS流要求614可基于多个输入,诸如动力齿轮箱功率(PGB PWR)、动力齿轮箱效率(PGB EFF)、变频发电机功率(VSFG PWR)、变频发电机效率(VSFG EFF)、油温(OIL TEMP)和其它输入。基于这些输入,可确定冷却燃气涡轮发动机10的各种构件(诸如动力齿轮箱和变频发电机)所需的TMS流要求614。

[0180] TMS流要求614还可由基于实时模型的优化602使用以确定可变几何形状修整。例如,在一个实施例中,TMS流要求614可由基于实时模型的优化602使用,以打开放气流动阀110来将压缩空气传送至燃气涡轮发动机10的构件以用于冷却(诸如变频发电机)。这样,基于实时模型的优化602可按优化方式满足TMS流要求614,这还提供了足够的 SM_{MIN} 来以安全方式基于畸变情况评估606操作发动机。例如,基于实时模型的优化602可打开放气流动阀110来减小LP压缩机22中的空气压力以实现 SM_{MIN} ,且进一步使用来自打开的放气流动阀110的压缩空气来由TMS流要求614确定的那样冷却燃气涡轮发动机10的构件。

[0181] 仍参看图6,基于实时模型的优化602还可基于失速压力比(PR_{STALL})、失速校正流(WC_{STALL})和线性发动机模型620。线性发动机模型620可为复杂的多参数模型,其用于估计与燃气涡轮发动机10相关联的感测参数,诸如轴转矩、转子速度、温度和压力,以及计算的参数,诸如推力、空气流、失速裕度和涡轮入口温度。计算的参数基于(例如但不限于)输入线性发动机模型620中的环境情况、功率设置参数和第二控制参数(例如,可变几何形状位置、可变放气阀位置等)。在一些实施例中,线性发动机模型620可为基于物理的空气热力学模型。

[0182] 如图6中所示,线性发动机模型620可与跟踪滤波器616交换数据。跟踪滤波器616可从发动机传感器接收指示与燃气涡轮发动机10相关联的一个或多个测得的操作参数的信号,且可构造成比较测得的操作参数与由线性发动机模型620估计的操作参数之间的差异。跟踪滤波器616可构造成调整或调节线性发动机模型620的参数,以使测得的操作参数与由线性发动机模型620确定的操作参数值相比较。这样,跟踪滤波器616可确保线性发动机模型620连续地准确代表燃气涡轮发动机10,而与构件磨损、构件效率和/或构件故障中的变化无关。

[0183] 仍参看图6,跟踪滤波器616可确定发动机中的涡轮构件的退化(deter)水平。 PR_{STALL} 和 WC_{STALL} 然后可通过针对退化水平618调整失速边界来确定。

[0184] 仍参看图6,由基于实时模型的优化确定的可变几何形状要求还可用于调整发动机空气流通路64中的空气流畸变。例如,基于实时模型的优化602可将可变几何形状要求发送至可变核心入口装置112来打开或关闭,从而允许额外空气进入发动机空气流通路64以减小空气流畸变。在一些实施例中,如下文参照图7更详细论述的那样,基于实时模型的优

化602可将可变几何形状命令发送至可变导向导叶104的区段来调整发动机空气流通路64中的空气流畸变。

[0185] 现在参看图7,绘出了根据本公开内容的示例性实施例的示例性燃气涡轮发动机中的可变导向导叶的阵列的轴向视图。如图7中所示,可变导向导叶104围绕燃气涡轮发动机10的旋转轴线沿周向间隔开。如下文关于图8更详细论述的那样,各个独立可变导向导叶104可围绕桨距轴线旋转来打开或关闭,以便限制或允许空气的第一部分60流过发动机空气流通路64。根据本公开内容的方面,可变导向导叶104的阵列可分成多个区段。如图7中绘出的那样,示出了独立可变导向导叶104的四个区段,第一区段704、第二区段704、第三区段706和第四区段708。在图7中未绘出的另一个实施例中,区段的数目可为两个或更多区段。在不脱离本公开内容的范围的情况下可使用其它适合数目的区段。

[0186] 根据本公开内容的示例性方面,各个区段的可变导向导叶104可连同该区段的其它可变导向导叶打开或关闭,以调整与该区段相关联的空气流畸变情况。如本文使用的那样,关于可变导向导叶的用语“打开”意思是调整可变导向导叶的桨距,使得增加的空气的第一部分60可流过发动机空气流通路64。如本文使用的那样,关于可变导向导叶的用语“关闭”意思是调整可变导向导叶的桨距,使得减少的空气的第一部分60可流过发动机空气流通路64。

[0187] 根据本公开内容的示例性方面,根据本公开内容的示例性实施例的压力感测装置可用于获得测量以判断发动机空气流通路64中是否存在空气流畸变。在一个实施例中,一个或多个仪表化的导向导叶400构造成获得与彼此相关联的压力测量。例如,各区段(诸如第一区段702)可具有单个仪表化的导向导叶400,其构造成获得与第一区段702和多个可变导向导叶104相关联的压力测量。如上文关于图6更详细描述的那样,畸变情况评估606可从仪表化的导向导叶400获得的压力测量确定。此外,如上文关于图6更详细描述的那样,可变几何形状要求然后可用于基于畸变情况评估606控制第一区段702的可变导向导叶104打开或关闭。

[0188] 如图7中所示,独立导向导叶104的各个区段可独立于其它区段调整。例如,如图7中绘出的那样,区段702的独立导向导叶104打开,而区段704、706和708的独立导向导叶104关闭。这样,第一区段702的独立导向导叶104可控制成调整与第一区段702相关联的空气流畸变。

[0189] 现在参看图8,提供了独立可变导向导叶104沿其桨距轴线P的截面视图。对于图8的实施例,可变导向导叶104构造为大体上具有“泪珠”形状的非对称翼型件。然而,在其它示例性实施例中,可变导向导叶104可改为限定任何其它适合的对称或非对称形状或构造。

[0190] 如图所示,可变导向导叶104构造成围绕桨距轴线P旋转。图8绘出了处于非变桨位置804的可变导向导叶104,且假想地绘出了处于变桨位置806的可变导向导叶104。如本文使用的桨距角802是指限定在可变导向导叶的非变桨位置804与变桨位置806之间的角度。如上文关于图1更详细论述的那样,流过发动机空气流通路64的的空气的第一部分60在向下游流入LP压缩机22之前在可变导向导叶104上流动。如上文关于图2更详细论述的那样,可变导向导叶104可构造成通过控制机构106围绕桨距轴线P旋转。例如,可变导向导叶104可构造成通过控制机构106围绕桨距轴线P旋转至期望的桨距角802。如上文关于图6更详细论述的那样,可变导向导叶104可由可变几何形状要求调整至期望的桨距角802。

[0191] 图9绘出了根据本公开内容的示例性实施例的示例性方法(900)的流程图。图9可由一个或更多个控制装置实施,诸如图5中绘出的控制装置500。此外,图9绘出了出于说明和论述的目的以特定顺序执行的步骤。本领域的普通技术人员使用本文提供的公开内容将理解到,本文公开的任何方法的各个步骤可以在不脱离本公开内容的范围的情况下以各种方式改变、改进、扩展、重新排列和/或省略。

[0192] 在(902)处,该方法可包括从压力传感器装置获得测量。例如,压力测量可由例如图3和图4中绘出的根据本公开内容的示例性实施例的仪表化的导向导叶400获得。作为备选,测量可从任何其它适合的压力传感器装置获得。

[0193] 在(904)处,该方法可包括确定与燃气涡轮发动机相关联的畸变情况。例如,畸变情况可为燃气涡轮发动机10的周向平面中的空气压差,使得LP压缩机22的部分处于或低于足以引起失速情况的压力。畸变情况可由如图6中绘出的畸变情况评估606基于入口压力测量和基准压力校准610来确定。

[0194] 在(906)处,该方法可包括基于畸变情况确定失速裕度。例如,失速裕度可通过基于畸变情况评估606调整标称失速裕度608来确定。例如,标称失速裕度可增大,以提供足够的失速裕度净空来解决发动机空气流通路64中的空气流畸变。

[0195] 在(908)处,发动机控制参数可基于失速裕度确定。发动机控制参数可为可变几何形状修整,其可用于确定燃气涡轮发动机10的构件(诸如可变导向导叶104、可变放气阀110或可变核心入口装置112)的优化位置。

[0196] 在(910)处,燃气涡轮发动机的构件可基于发动机控制参数控制。例如,图7中所示的可变导向导叶104的阵列可由如图6中绘出的可变几何形状要求控制。可变几何形状要求可基于可变导向导叶104阵列的期望桨距和可变几何形状基准计划来确定。可变导向导叶104的阵列然后打开以增大(或关闭以减小)流入LP压缩机22的空气的第一部分60,从而增大或减小LP压缩机22下游的空气压力。这继而又可引起燃气涡轮发动机10更接近预计的失速线或更远离而操作,从而增大或减小失速裕度。根据方法900的示例性方面,燃气涡轮发动机10因此可基于空气流畸变在燃气涡轮发动机10的调整的失速裕度下操作。

[0197] 图10绘出了根据本公开内容的示例性实施例的示例性方法(1000)的流程图。图10可由一个或更多个控制装置实施,诸如图5中绘出的控制装置500。此外,图10绘出了出于说明和论述的目的以特定顺序执行的步骤。本领域的普通技术人员使用本文提供的公开内容将理解到,本文公开的任何方法的各种步骤可以在不脱离本公开内容的范围的情况下以各种方式改变、改进、扩展、重新排列和/或省略。

[0198] 在(1002)处,该方法可包括从压力传感器装置获得测量。例如,压力测量可由例如图3和图4中绘出的根据本公开内容的示例性方面的仪表化的导向导叶400获得。作为备选,测量可从任何其它适合的压力传感器装置获得。

[0199] 在(1004)处,该方法可包括确定与燃气涡轮发动机相关联的畸变情况。例如,畸变情况可为燃气涡轮发动机10的周向平面中的空气压差,使得LP压缩机22的部分处于或低于足以引起失速状态的压力。畸变情况可由如图6中绘出的畸变情况评估606基于入口压力测量和基准压力校准610来确定。

[0200] 在(1006)处,该方法可包括控制可变导向导叶的区段来调整畸变情况。例如,可变导向导叶104的区段可控制成响应于与如图7中绘出的该区段相关联的空气流畸变来打开

或关闭。这样,可变导向导叶的区段可调整与该区段相关联的空气流畸变。

[0201] 该书面描述使用示例来公开本发明,包括最佳模式,并且还使本领域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包含的方法。本发明可申请专利的范围由权利要求限定,并且可包括本领域技术人员想到的其它示例。如果这些其它示例具有不与权利要求的字面语言不同的结构要素,或者如果它们包括与权利要求的字面语言无实质差异的等同结构要素,则意在使这些其它示例处于权利要求的范围内。

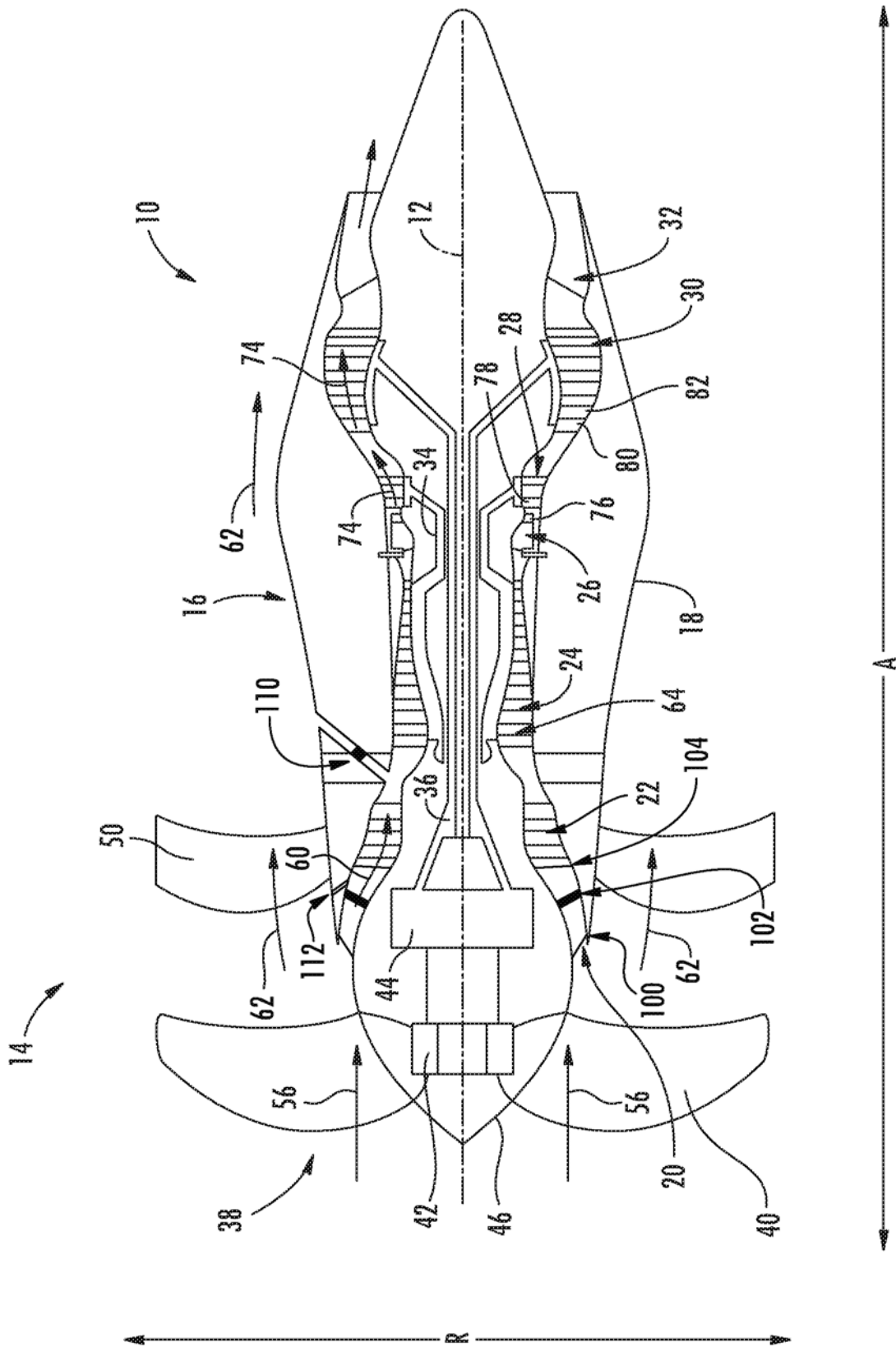


图 1

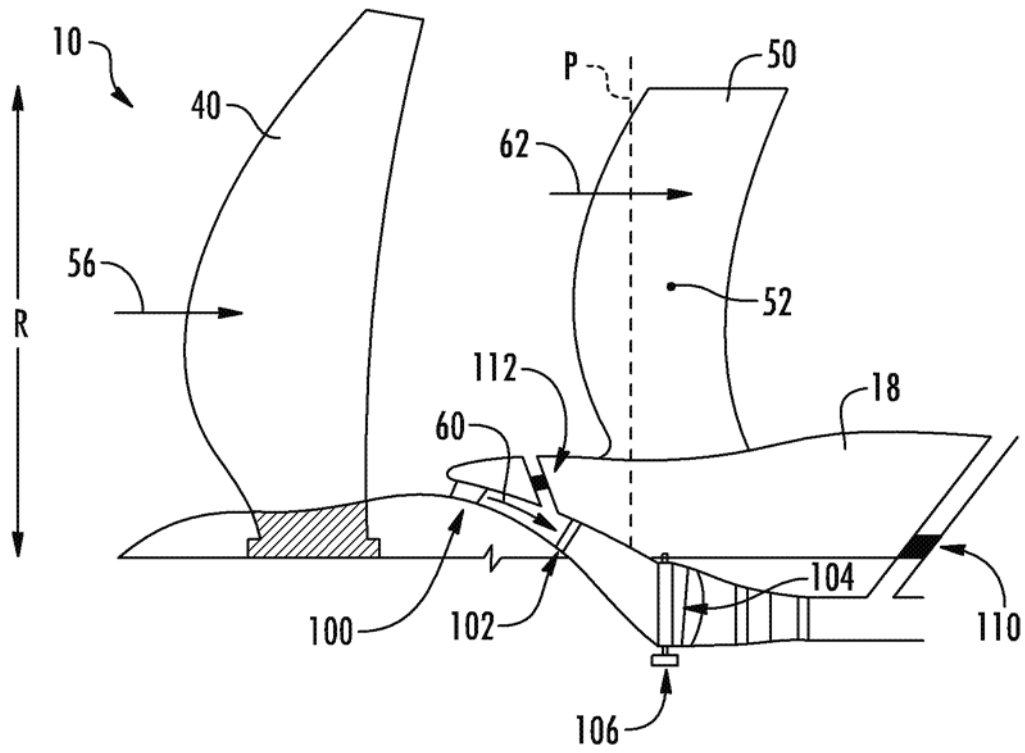


图 2

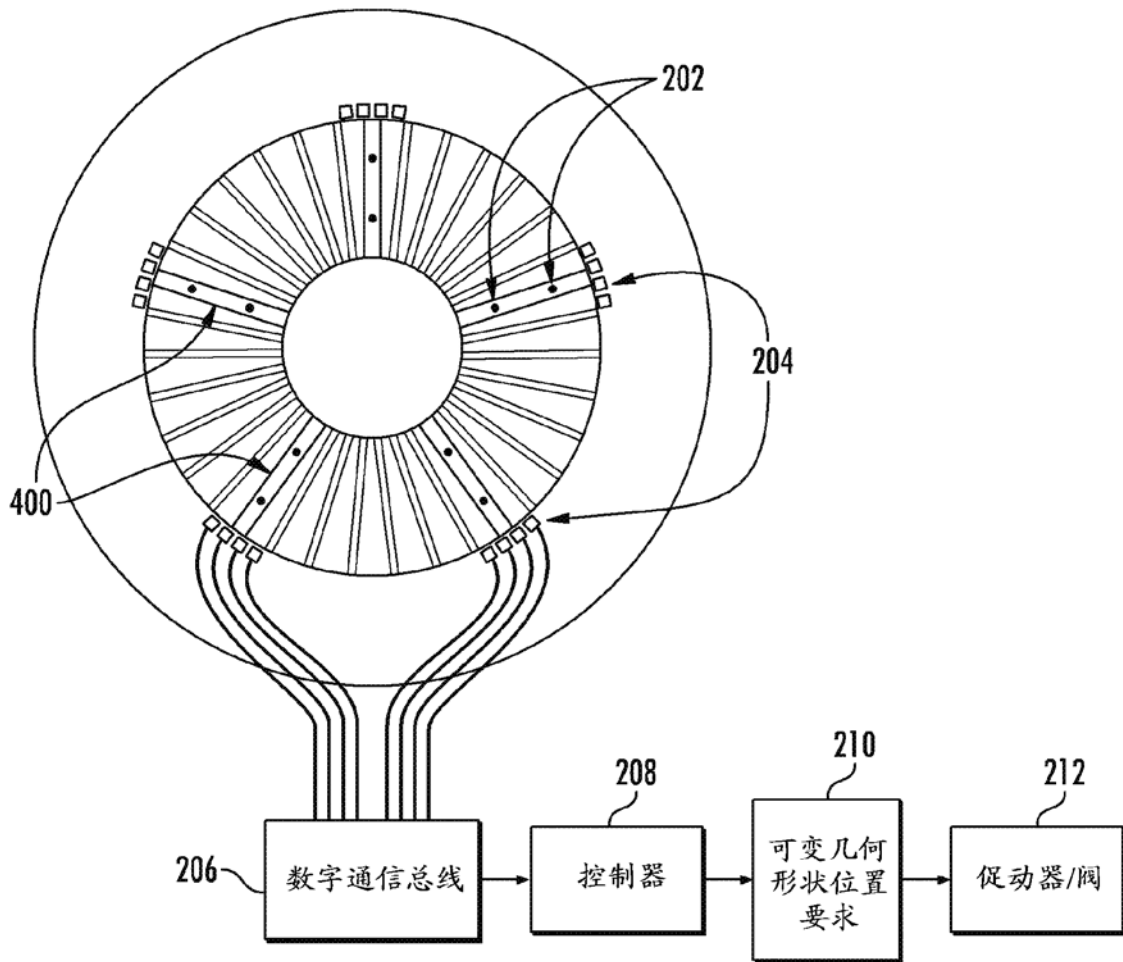


图 3

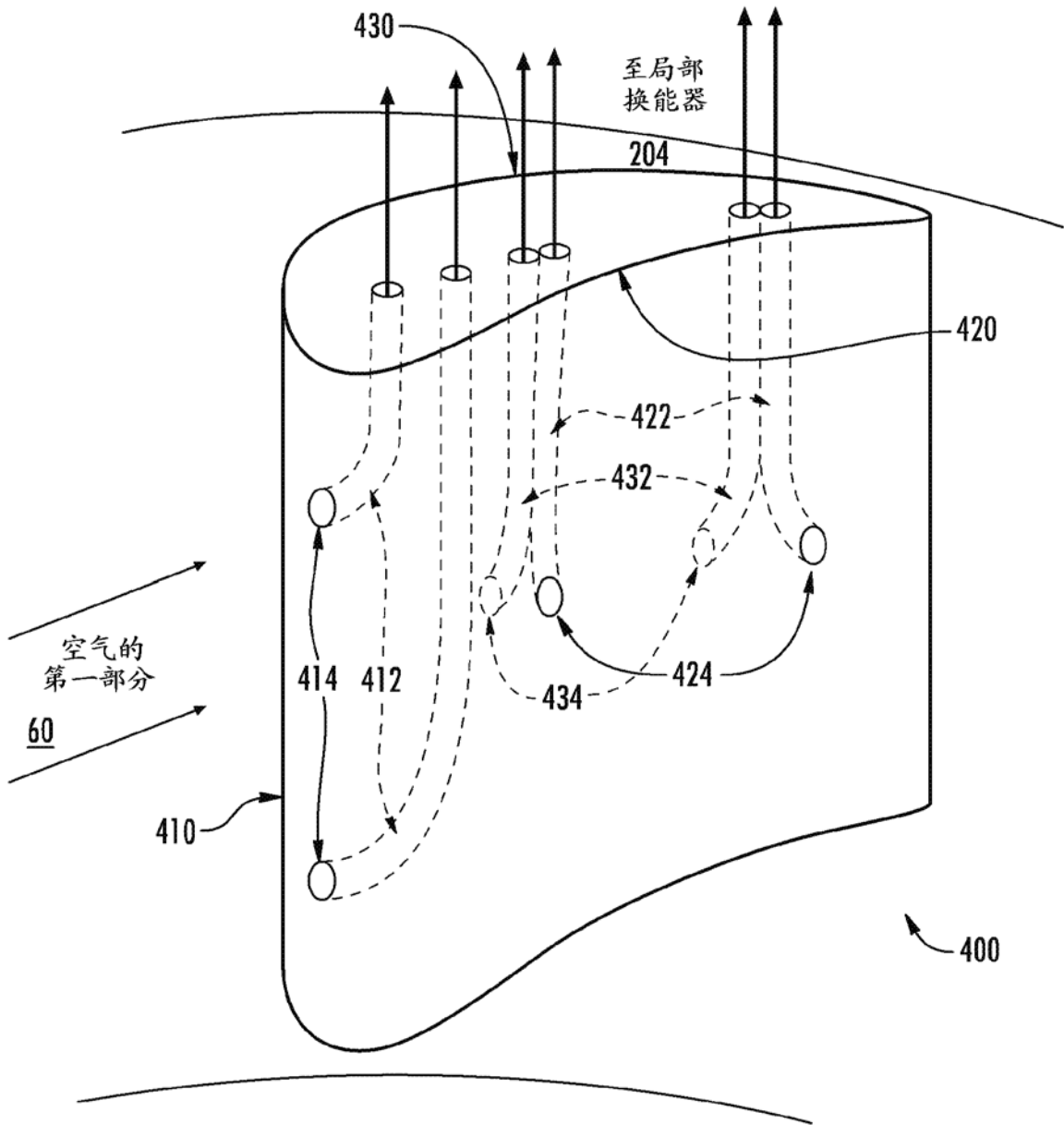


图 4

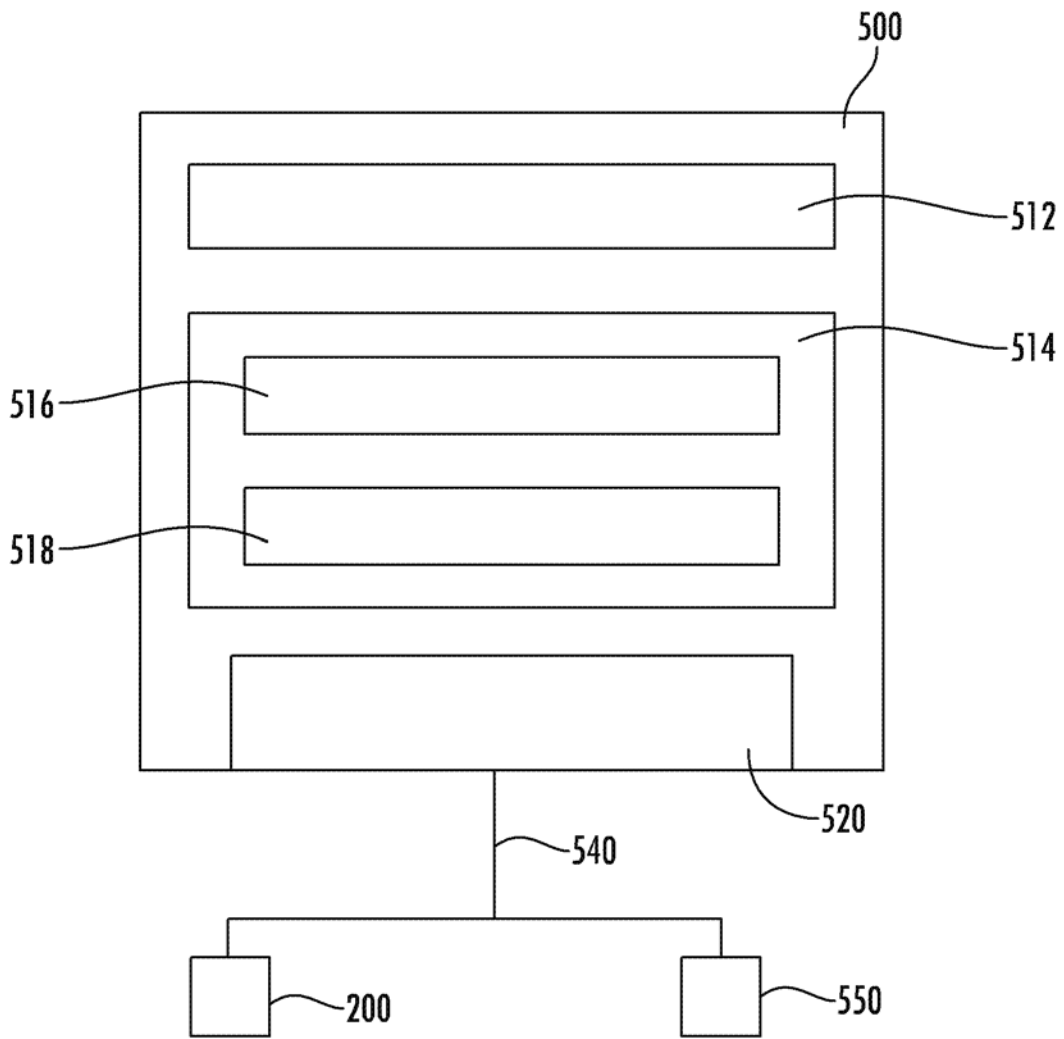


图 5

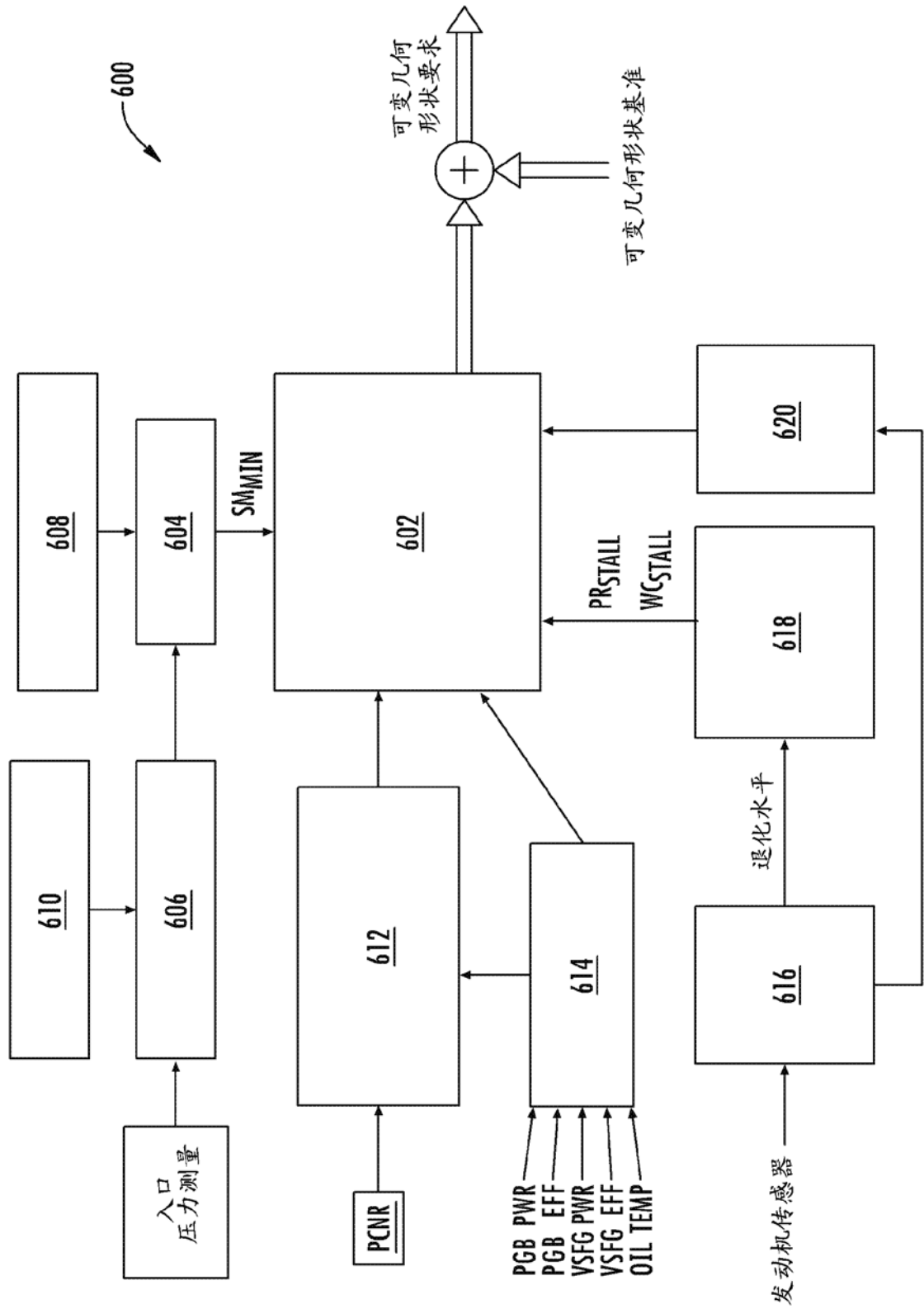


图 6

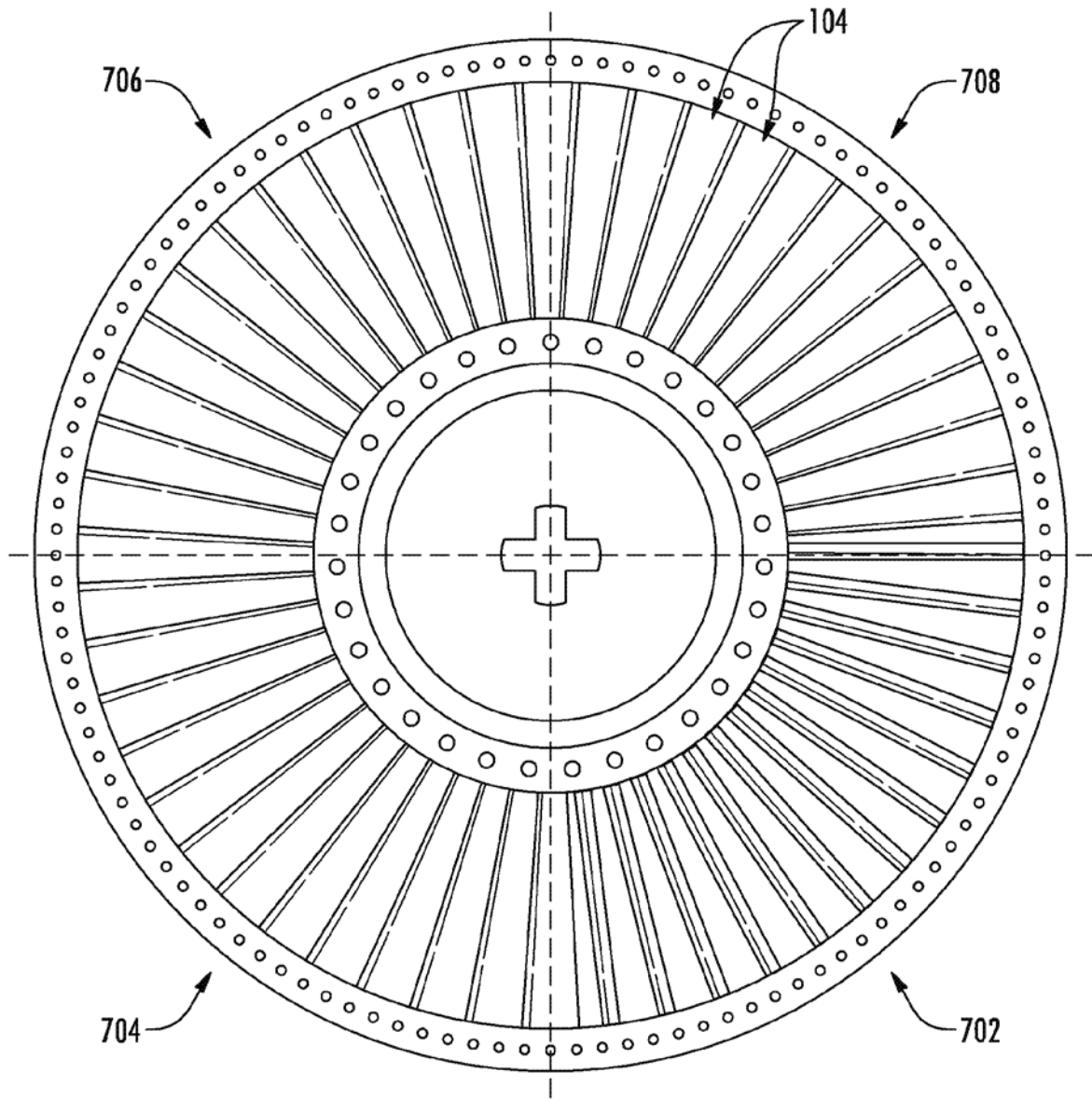


图 7

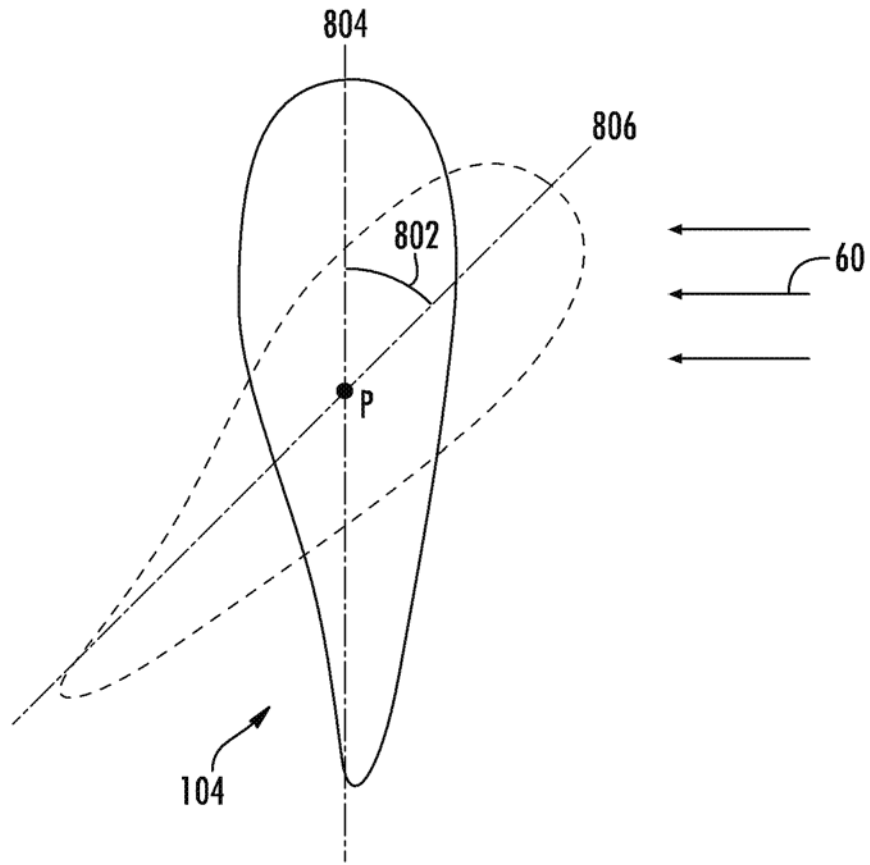


图 8

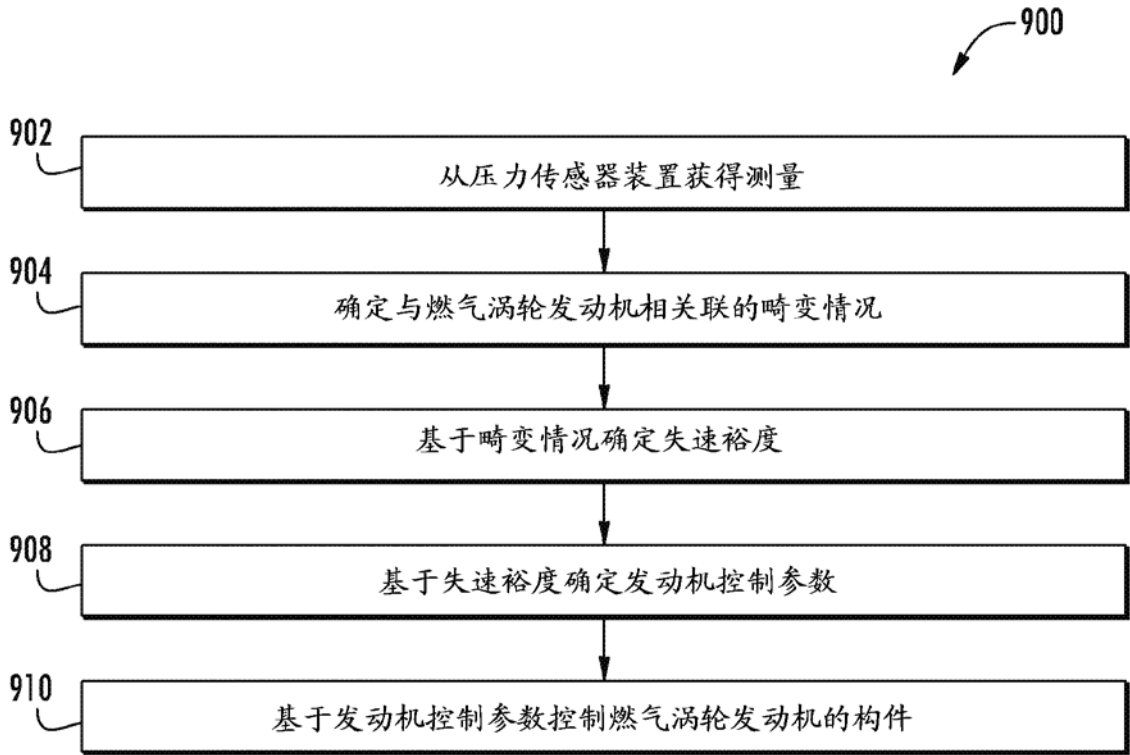


图 9

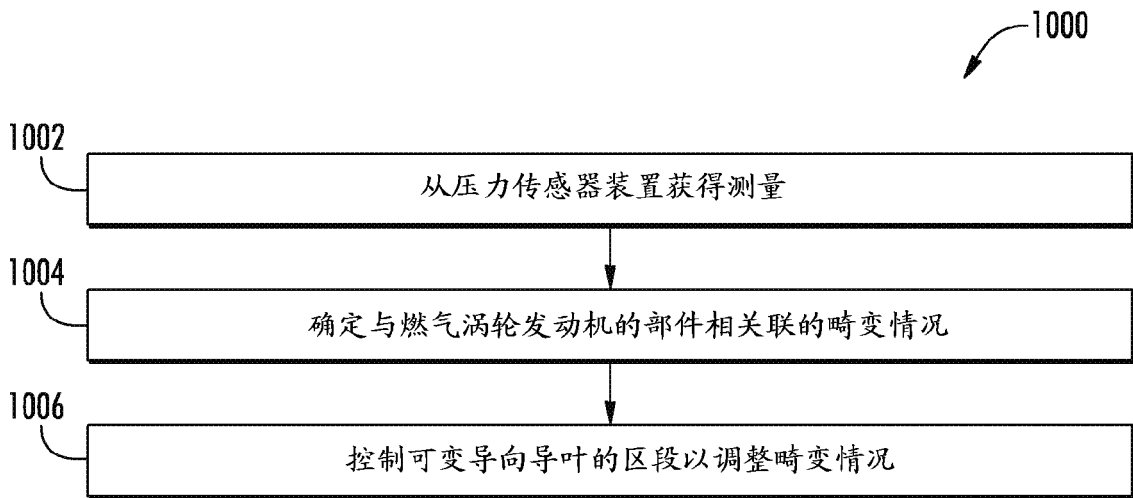


图 10