



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 112081663 B

(45) 授权公告日 2023. 09. 05

(21) 申请号 202010509885.3

(22) 申请日 2020.06.05

(65) 同一申请的已公布的文献号
申请公布号 CN 112081663 A

(43) 申请公布日 2020.12.15

(30) 优先权数据
1908370.8 2019.06.12 GB

(73) 专利权人 劳斯莱斯有限公司
地址 英国伦敦

(72) 发明人 保罗·D·惠特利

(74) 专利代理机构 中国专利代理(香港)有限公司 72001
专利代理师 杨国治 王玮

(51) Int.Cl.

F02C 3/06 (2006.01)

F02C 3/08 (2006.01)

F02C 6/00 (2006.01)

F02C 9/26 (2006.01)

B64D 15/00 (2006.01)

F02K 3/06 (2006.01)

(56) 对比文件

EP 2733312 A2, 2014.05.21

US 2016010567 A1, 2016.01.14

US 2016084105 A1, 2016.03.24

US 2019002116 A1, 2019.01.03

CN 109415975 A, 2019.03.01

审查员 刘仁强

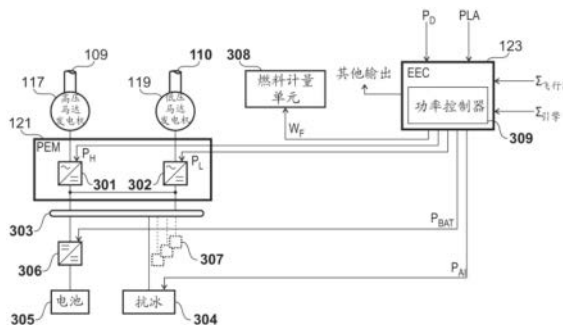
权利要求书2页 说明书17页 附图22页

(54) 发明名称

改善气体涡轮的加速

(57) 摘要

本发明题为“改善气体涡轮的加速”。本发明公开了一种用于飞行器的气体涡轮引擎101,所述气体涡轮引擎包括高压(HP)滑阀,所述高压滑阀包括HP压缩机105和由HP涡轮107驱动的第一电机117;低压(LP)滑阀,所述低压滑阀包括LP压缩机104和由LP涡轮108驱动的第二电机119;燃烧系统106,所述燃烧系统包括燃料计量单元;以及引擎控制器123,所述引擎控制器被配置为响应于指示加速事件的油门杆角度设置的变化,通过所述燃料计量单元增加到所述燃烧系统106的燃料流量,并且以马达模式操作所述第一电机117以增加HP滑阀旋转速度和引擎核心质量流量。



1. 一种用于飞行器的气体涡轮引擎(101),包括:

高压滑阀,所述高压滑阀包括高压压缩机(105)和由高压涡轮(107)驱动的第一电机(117);

低压滑阀,所述低压滑阀包括低压压缩机(104)和由低压涡轮(108)驱动的第二电机(119);

燃烧系统(106),所述燃烧系统包括燃料计量单元;

能量存储系统(305);和

引擎控制器(123),所述引擎控制器被配置为响应于指示加速事件的油门杆角度设置的变化:

通过所述燃料计量单元增加到所述燃烧系统(106)的燃料流量;

确定所述能量存储系统(305)的充电状态是否大于最小值以及飞行器功率需求 P_D 是否小于可从所述能量存储系统(305)获得的最大功率 P_{BATmax} ;

响应于所述能量存储系统(305)的充电状态大于所述最小值以及所述飞行器功率需求 P_D 小于可从所述能量存储系统(305)获得的最大功率 P_{BATmax} ,使用所述能量存储系统(305)提供所述飞行器功率需求 P_D ,过量功率 $P_{BATmax} - P_D$ 从所述能量存储系统(305)提供到所述第一电机(117)并且以马达模式操作所述第一电机(117)以增加高压滑阀旋转速度和引擎核心质量流量。

2. 根据权利要求1所述的气体涡轮引擎(101),其中所述引擎控制器(123)被进一步配置为以马达模式操作所述第二电机(119)以进一步增加引擎质量流量。

3. 根据权利要求1所述的气体涡轮引擎(101),其中所述能量存储系统(305)是电池。

4. 根据权利要求1所述的气体涡轮引擎(101),其中所述能量存储系统(305)是电容器。

5. 根据权利要求1所述的气体涡轮引擎(101),其中所述引擎(101)是涡轮风扇引擎,所述涡轮风扇引擎包括形成所述低压滑阀的一部分的风扇(102)。

6. 根据权利要求5所述的气体涡轮引擎(101),其中所述引擎(101)是齿轮传动的涡轮风扇引擎,其中其风扇(102)经由减速齿轮箱(111)与所述低压滑阀驱动地连接。

7. 根据权利要求5所述的气体涡轮引擎(101),其中所述第一电机(117)和所述第二电机(119)各自具有350千瓦或更高的连续功率额定值。

8. 一种操作气体涡轮引擎(101)的方法,所述气体涡轮引擎是具有以下各项的类型:高压滑阀,所述高压滑阀包括高压压缩机(105)和由高压涡轮(107)驱动的第一电机(117);低压滑阀,所述低压滑阀包括低压压缩机(104)和由低压涡轮(108)驱动的第二电机(119);燃烧系统(106),所述燃烧系统包括燃料计量单元;能量存储系统(305);以及引擎控制器(123),所述方法包括响应于指示加速事件的油门杆角度设置的变化:

通过所述燃料计量单元增加到所述燃烧系统(106)的燃料流量;

确定所述能量存储系统(305)的充电状态是否大于最小值;

确定飞行器功率需求 P_D 是否小于可从所述能量存储系统(305)获得的最大功率 P_{BATmax} ;响应于所述能量存储系统(305)的充电状态大于所述最小值以及所述飞行器功率需求 P_D 小于可从所述能量存储系统(305)获得的最大功率 P_{BATmax} ,使用所述能量存储系统(305)提供所述飞行器功率需求 P_D ,过量功率 $P_{BATmax} - P_D$ 从所述能量存储系统(305)提供到所述第一电机(117)并且以马达模式操作所述第一电机(117)以增加高压滑阀旋转速度和引擎核心质量

流量。

9. 根据权利要求8所述的方法,还包括响应于指示所述加速事件的所述油门杆角度设置的所述变化:

以马达模式操作所述第二电机(119)以进一步增加引擎质量流量。

改善气体涡轮的加速

技术领域

[0001] 本公开涉及气体涡轮引擎。

背景技术

[0002] 具有能够同时作为马达和发电机操作的电机的气体涡轮引擎是已知的,诸如用于多电飞行器的那些。虽然此类引擎可包括多个此类电机以用于冗余,但是它们仅联接至滑阀之一。例如,一种已知构型包括联接到双滑阀涡轮风扇的高压滑阀的此类电机。另一种构型包括联接到三滑阀涡轮风扇的中压滑阀的此类电机。

[0003] 这样的构型的问题在于,对于给定的电功率需求,没有选择,只能从引擎中的单个滑阀提供电功率。因此,涡轮机械的设计必须能够在整个操作范围内适应所有可能的电功率需求,这不可避免地导致折衷。

[0004] 因此,已经提出在多滑阀引擎的两个或更多个轴上包括电机。尽管许多文献提出了用于这样的架构的最佳物理实施方式的候选者,但是很少参考用以操作此类构型的最佳控制策略。

发明内容

[0005] 在一方面,提供了用于飞行器的气体涡轮引擎,该气体涡轮引擎包括:

[0006] 高压(HP)滑阀,该高压滑阀包括HP压缩机和由HP涡轮驱动的第一电机;

[0007] 低压(LP)滑阀,该低压滑阀包括LP压缩机和由LP涡轮驱动的第二电机;

[0008] 燃烧系统,该燃烧系统包括燃料计量单元;和

[0009] 引擎控制器,该引擎控制器被配置为响应于指示加速事件的油门杆角度设置的变化,通过燃料计量单元增加到燃烧系统的燃料流量,并且以马达模式操作第一电机以增加HP滑阀旋转速度和引擎核心质量流量。

附图说明

[0010] 现在将仅通过示例的方式参考附图来描述实施方案,附图仅为示意图并且未按比例绘制,并且在附图中:

[0011] 图1示出用于飞行器的引擎的一般布置结构;

[0012] 图2是图1的引擎的框图;

[0013] 图3是图1的引擎上的电子引擎控制器和其他系统的接口的框图;

[0014] 图4是图3的电子引擎控制器中的功率控制器的功能模块的框图;

[0015] 图5是图4的功率控制器中的分类器的功能模块的框图;

[0016] 图6示出在最大上升或最大起飞条件期间优化图1的引擎的操作的过程;

[0017] 图7示出在低压涡轮是未阻塞的情况下优化图1的引擎的操作的过程;

[0018] 图8示出在接近怠速状态期间优化图1的引擎的操作的过程;

[0019] 图9示出轴流压缩机的特性;

- [0020] 图10A和图10B分别示出高压压缩机和低压压缩机的瞬态工作线；
- [0021] 图11A和图11B分别示出在实施对功率输出和/或输入的控制的情况下高压压缩机和低压压缩机的瞬态工作线；
- [0022] 图12示出在加速事件期间优化图1的引擎的操作的过程；
- [0023] 图13示出在不同操作条件下燃料-空气比率相对于燃烧器中的质量流量的曲线图；
- [0024] 图14示出在减速事件期间优化图1的引擎的操作的过程；
- [0025] 图15A和图15B分别示出了电功率需求的增加,以及在与满足所述功率需求的马达发电机相同的滑阀上的压缩机的对应瞬态工作线；
- [0026] 图16A和图16B分别示出了电功率需求的增加,以及在与在能量存储系统的帮助下满足所述功率需求的马达发电机相同的滑阀上的压缩机的对应瞬态工作线；
- [0027] 图17示出在电功率需求增加的情况下优化图1的引擎的操作的过程；
- [0028] 图18A和图18B分别示出了高压压缩机和低压压缩机的特性以及当轴功率从低压滑阀传输到高压滑阀时操作点的移动；
- [0029] 图19示出优化功率输出和/或传输以增加喘振裕度的过程；
- [0030] 图20A和图20B分别示出了高压压缩机和低压压缩机的特性以及当轴功率从高压滑阀传输到低压滑阀时操作点的移动；
- [0031] 图21示出优化功率输出和/或传输以增加压缩效率的过程；并且
- [0032] 图22示出实施限速器功能的过程。

具体实施方式

[0033] 本发明是在两滑阀齿轮传动的涡轮风扇引擎架构的情境下描述的。然而,对于本领域技术人员将显而易见的是,本发明的原理可以应用于其他引擎类型,包括具有两个或更多个滑阀的气体涡轮,诸如直接驱动涡轮风扇、涡轮螺旋桨或开式转子引擎。

[0034] 图1和图2

[0035] 飞行器的引擎101的一般布置结构在图1中示出,其主要部件的等效框图在图2中示出。

[0036] 在本实施方案中,引擎101是涡轮风扇并因此包括导管风扇102,该导管风扇接收进气A并生成两股气流:轴向穿过旁路导管103的旁路流B和进入核心气体涡轮的核心流C。

[0037] 核心气体涡轮包括以轴流串的低压压缩机104、高压压缩机105、燃烧器106、高压涡轮107和低压涡轮108。

[0038] 在使用中,核心流C由低压压缩机104压缩,并且然后被引导至高压压缩机105中以进行进一步的压缩。从高压压缩机105排出的压缩空气被引导至燃烧器106中,在该燃烧器中压缩空气与燃料混合,并且混合物被燃烧。所得的热燃烧产物然后膨胀通过并由此驱动高压涡轮107,并且继而在驱动低压涡轮108之后被排出以提供总推力的一小部分。

[0039] 高压涡轮107通过互连轴109来驱动高压压缩机105。低压涡轮108通过互连轴110来驱动低压压缩机104。高压压缩机105、互连轴109和高压涡轮107一起形成引擎101的高压滑阀的一部分。类似地,低压压缩机104、互连轴110和低压涡轮108形成引擎101的低压滑阀的一部分。

[0040] 风扇102由低压涡轮101经由呈行星构型的周转齿轮箱111形式的减速齿轮箱驱动。因此,除了低压压缩机104之外,互连轴110还与齿轮箱111的太阳齿轮112连接。太阳齿轮112与位于旋转支架114中的多个行星齿轮113啮合,这些行星齿轮113继而与静止环形齿轮115啮合。旋转支架114经由风扇轴116与风扇102连接。

[0041] 然而,应当理解,可以提供不同数量的行星齿轮,例如三个行星齿轮,或六个,或任何其他合适的数量。此外,应当理解,在另选实施方案中,可以替代地使用恒星构型周转齿轮箱。

[0042] 为了促进引擎101的发电,能够同时作为马达和发电机操作的第一电机117(下文中称为“HP马达发电机”)形成高压滑阀的一部分,并由此与互连轴109连接以从其接收驱动。在本实施方案中,这是使用已知类型的塔轴布置结构来实现的。在另选实施方案中,HP马达发电机117可与涡轮机械同轴地安装在引擎101中。例如,HP马达发电机117可以在低压压缩机和高压压缩机之间与导管118轴向对齐地安装。

[0043] 类似地,能够同时作为马达和发电机操作的第二电机119(下文中称为“LP马达发电机”)形成低压滑阀的一部分,并由此与互连轴110连接以从其接收驱动。在本实施方案中,LP马达发电机119与涡轮机械同轴地安装在引擎101的尾锥120中。在另选实施方案中,LP马达发电机119可定位成与低压压缩机104轴向对齐,该低压压缩机可以采取叶片盘状部或鼓构型以为LP马达发电机119提供空间。

[0044] 当然,本领域技术人员将认识到,可以采取用于HP马达发电机和LP马达发电机的任何合适的位置。

[0045] 在本实施方案中,HP马达发电机和LP马达发电机是永磁型马达发电机。因此,机器的转子包括用于生成与定子绕组相互作用的磁场的永磁体。由功率电子模块(PEM) 121执行从绕组中提取功率或将功率施加到绕组。在本实施方案中,PEM 121安装在引擎101的风扇箱122上,但是应当理解,它可以安装在其他地方,诸如安装在核心气体涡轮上,或者安装在引擎101所附接的车辆中。

[0046] 在本示例中,PEM 121以及HP马达发电机和LP马达发电机的控制由电子引擎控制器(EEC) 123执行。在本实施方案中,EEC 123是全权限数字引擎控制器(FADEC),其构型将是本领域技术人员已知和理解的。因此,它控制引擎101的所有方面,即核心气体涡轮以及马达发电机117和119。以这种方式,EEC 123可以整体地响应于推力需求和电功率需求。

[0047] 将参考图3描述整个系统的实施方案,并且将参考图4和图5描述控制软件架构。将参考图6至图22描述响应于各种引擎操作现象而实施的各种控制策略。

[0048] 引擎101的各种实施方案可包括以下特征中的一者或多者。

[0049] 应当理解,代替具有导管风扇布置结构的涡轮风扇,引擎101可以替代地是包括用于产生推力的推进器的涡轮螺桨发动机。

[0050] 低压压缩机104和高压压缩机105可包括任何数量的级,例如多个级。每一级可包括一排转子叶片和一排定子轮叶,该排定子轮叶可为可变定子轮叶(因为该排定子轮叶的入射角可以是可变的)。除轴向级之外或代替轴向级,低压压缩机104或高压压缩机105可包括离心压缩级。

[0051] 低压涡轮107和高压涡轮108也可包括任何数量的级。

[0052] 风扇102可具有任何期望数量的风扇叶片,例如16、18、20或22个风扇叶片。

[0053] 每个风扇叶片可被限定为具有径向跨度,该径向跨度从径向内部气体洗涤位置或0%跨度位置处的根部(或毂部)延伸到100%跨度位置处的尖端。该毂部处的风扇叶片的半径与尖端处的风扇叶片的半径的比率-毂部-尖端比率一可小于(或大约为)以下中的任何一个:0.4、0.39、0.38、0.37、0.36、0.35、0.34、0.33、0.32、0.31、0.3、0.29、0.28、0.27、0.26或0.25。毂部-尖端比率可在由前述值中的任何两个限定的包含范围内(即,这些值可形成上限或下限)。毂部-尖端比率都可以在叶片的前缘(或轴向最前)部分处测量。当然,毂部-尖端比率指的是风扇叶片的气体洗涤部分,即径向地在任何平台外部的部分。

[0054] 可在引擎中心线和风扇叶片在其前缘处的尖端之间测量该风扇102的半径。风扇直径可大于(或大约为)以下中的任何一个:2.5米(约100英寸)、2.6米、2.7米(约105英寸)、2.8米(约110英寸)、2.9米(约115英寸)、3米(约120英寸)、3.1米(约122英寸)、3.2米(约125英寸)、3.3米(约130英寸)、340cm(约135英寸)、3.5米(约138英寸)、3.6米(约140英寸)、3.7米(约145英寸)、3.8米(约150英寸)或3.9米(约155英寸)。风扇直径可在由前述值中的任何两个限定的包含范围内(即,这些值可形成上限或下限)。

[0055] 风扇102的旋转速度可以在使用中变化。一般来讲,对于具有较大直径的风扇,旋转速度较低。仅以非限制性示例的方式,风扇在巡航条件下的旋转速度可小于2500rpm,例如小于2300rpm。仅以另外的非限制性示例的方式,对于风扇直径在2.5米至3米(例如2.5米至2.8米)范围内的引擎,在巡航条件下风扇102的旋转速度可在1700rpm至2500rpm的范围内,例如在1800rpm至2300rpm的范围内,或例如在1900rpm至2100rpm的范围内。仅以另外的非限制性示例的方式,对于风扇直径在3.2米至3.8米范围内的引擎,在巡航条件下风扇的旋转速度可在1200rpm至2000rpm的范围内,例如在1300rpm至1800rpm的范围内、例如在1400rpm至1600rpm的范围内。

[0056] 在使用引擎101时,(具有其相关联的风扇叶片的)风扇102围绕旋转轴线旋转。该旋转导致风扇叶片的尖端以速度 $U_{\text{尖端}}$ 移动。风扇叶片对流所做的功导致流的焓升dH。风扇尖端负载可被定义为 $dH/U_{\text{尖端}}^2$,其中dH是跨风扇的焓升(例如一维平均焓升),并且 $U_{\text{尖端}}$ 是风扇尖端的(平移)速度,例如在尖端的前缘处(可被定义为前缘处的风扇尖端半径乘以角速度)。在巡航条件下的风扇尖端负载可大于(或大约为)以下中的任何一个:0.3、0.31、0.32、0.33、0.34、0.35、0.36、0.37、0.38、0.39或0.4(本段中的所有单位为 $\text{Jkg}^{-1}\text{K}^{-1}/(\text{ms}^{-1})^2$)。风扇尖端负载可在由前一句中的任何两个值限定的包含范围内(即,这些值可形成上限或下限)。

[0057] 引擎101可具有任何期望的旁路比率,其中该旁路比率被定义为在巡航条件下穿过旁路导管的流B的质量流率与穿过核心的流C的质量流率的比率。取决于选定构型,该旁路比率可大于(或大约为)以下中的任何一个:10、10.5、11、11.5、12、12.5、13、13.5、14、14.5、15、15.5、16、16.5或17。该旁路比率可在由前述值中的任何两个限定的包含范围内(即,这些值可形成上限或下限)。该旁路导管可以是基本上环形的。该旁路导管可位于核心引擎103的径向外侧。旁路导管的径向外表面可以由短舱和/或风扇壳体限定。

[0058] 引擎101的总压力比可以被定义为风扇102上游的滞止压力与高压压缩机105的出口处(进入燃烧器之前)的滞止压力的比率。以非限制性示例的方式,引擎101在巡航时的总压力比可大于(或大约为)以下中的任何一个:35、40、45、50、55、60、65、70、75。总压力比可在由前述值中的任何两个限定的包含范围内(即,这些值可形成上限或下限)。

[0059] 引擎101的比推力可被定义为引擎101的净推力除以穿过引擎的总质量流量。在巡航条件下,引擎101的比推力可小于(或大约为)以下中的任何一个:110Nkg⁻¹s、105Nkg⁻¹s、100Nkg⁻¹s、95Nkg⁻¹s、90Nkg⁻¹s、85Nkg⁻¹s或80Nkg⁻¹ss。比推力可在由前一句中的任何两个值限定的包含范围内(即,这些值可形成上限或下限)。与传统的气体涡轮引擎相比,此类引擎可能特别高效。

[0060] 引擎101可以具有任何期望的最大推力。例如,引擎101可以能够产生至少(或大约)为以下任何一个的最大推力:160千牛顿、170千牛顿、180千牛顿、190千牛顿、200千牛顿、250千牛顿、300千牛顿、350千牛顿、400千牛顿、450千牛顿、500千牛顿或550千牛顿。最大推力可在由前述值中的任何两个限定的包含范围内(即,这些值可形成上限或下限)。上面提到的推力可为在标准大气条件下、在海平面处、加上15摄氏度(环境压力101.3千帕,温度30摄氏度)、引擎101静止时的最大净推力。

[0061] 在使用中,高压涡轮107的入口处的流的温度可能特别高。该温度,可被称为涡轮入口温度或TET,可在燃烧器106的出口处测量,例如直接在其本身可被称为喷嘴导向轮叶的第一涡轮轮叶的上游测量。在巡航时,TET至少可以是(或大约为)以下中的任何一个:1400开尔文、1450开尔文、1500开尔文、1550开尔文、1600开尔文或1650开尔文。巡航时的TET可在由前述值中的任何两个限定的包含范围内(即,这些值可形成上限或下限)。例如,引擎101的在使用中的最大TET可以是至少(或大约为)以下的任何一个:1700开尔文、1750开尔文、1800开尔文、1850开尔文、1900开尔文、1950开尔文或2000开尔文。最大TET可在由前述值中的任何两个限定的包含范围内(即,这些值可形成上限或下限)。可以例如在高推力条件下发生最大TET,例如在最大起飞(MTO)条件下发生最大TET。

[0062] 本文中描述和/或要求保护的风扇叶片和/或风扇叶片的翼面部分可由任何合适的材料或材料组合来制造。例如,风扇叶片和/或翼面的至少一部分可至少部分地由复合材料来制造,该复合材料例如金属基质复合材料和/或有机基质复合材料,诸如碳纤维。以另外的示例的方式,风扇叶片和/或翼面的至少一部分可以至少部分地由金属来制造,该金属为诸如基于钛的金属或基于铝的材料(诸如铝锂合金)或基于钢的材料。风扇叶片可包括使用不同材料制造的至少两个区域。例如,风扇叶片可具有保护性前缘,该保护性前缘可使用比叶片的其余部分更好地抵抗(例如,来自鸟类、冰或其他材料的)冲击的材料来制造。此类前缘可以例如使用钛或基于钛的合金来制造。因此,仅以举例的方式,该风扇叶片可具有碳纤维或具有带钛前缘的基于铝的主体。

[0063] 风扇102可包括中央毂部部分,风扇叶片可从该中央毂部部分例如沿径向方向延伸。该风扇叶片可以任何期望的方式附接到中央部分。例如,每个风扇叶片可包括固定件,该固定件可与毂部中的对应狭槽接合。仅以举例的方式,此类固定件可以是燕尾形式的,其可以插入和/或接合毂部/盘状部中对应的狭槽,以便将风扇叶片固定到毂部。以另外的示例的方式,该风扇叶片可与中央毂部部分整体地形成。此类布置结构可以是叶片盘状部或叶片环。可以使用任何合适的方法来制造此类叶片盘状部或叶片环。例如,风扇叶片的至少一部分可由胚料加工而成,以及/或者风扇叶片的至少一部分可通过焊接(诸如线性摩擦焊接)来附接到毂部/盘状部。

[0064] 引擎101可以被设置有可变面积喷嘴(VAN)。此类可变面积喷嘴可允许旁路导管的出口面积在使用中变化。本公开的一般原理可应用于具有或不具有VAN的引擎。

[0065] 如本文所用,巡航条件具有常规含义并且将易于被技术人员理解。因此,对于飞行器的给定气体涡轮引擎,技术人员将立即认出意指给定任务(其在本领域中可被称为“经济任务”)的中间巡航的引擎的操作点的巡航条件可以指气体涡轮引擎被设计为附接的飞行器的巡航条件。就这一点而言,中间巡航是飞行器飞行周期中的点,在该点处,在上升顶部和下降开始之间燃烧的总燃料的50%已燃烧(其可近似于中点)。这样的巡航条件可以常规地定义为中间巡航处的条件,例如,飞行器和/或引擎在上升顶部与下降开始之间的中点(就时间和/或距离而言)所经历的条件。因此,巡航条件定义气体涡轮引擎的操作点,该操作点在考虑提供给气体涡轮引擎被设计用于附接到的飞行器的引擎数量的情况下,提供将确保该飞行器在中间巡航时的稳态操作(即,保持恒定的高度和恒定的马赫数)的推力。例如,如果引擎被设计为附接到具有两个相同类型的引擎的飞行器上,则在巡航条件下,引擎提供该飞行器在中间巡航时稳态运行所需的总推力的一半。

[0066] 换句话讲,对于飞行器的给定气体涡轮引擎,巡航条件被定义为在中间巡航大气条件(在中间巡航高度下由根据ISO 2533的国际标准大气定义)下提供指定推力的引擎的操作点(需要在给定中间巡航马赫数下,与飞行器上的任何其他引擎相结合,提供气体涡轮引擎被设计用于附接到的飞行器的稳态操作)。对于飞行器的任何给定气体涡轮引擎而言,中间巡航推力、大气条件和马赫数是已知的,因此在巡航条件下,引擎的操作点是明确定义的。

[0067] 巡航条件可对应于处于10000米至15000米的范围内的高度处的ISA标准大气条件,诸如10000米至12000米、或10400米至11600米(约38000英尺)、或10500米至11500米、或10600米至11400米、或10700米(约35000英尺)至11300米、或10800米至11200米、或10900米至11100米、或11000米。巡航条件可对应于这些范围内的任何给定高度处的标准大气条件。

[0068] 在巡航条件下的前进速度可以是0.7马赫至0.9马赫的范围内的任何点,例如以下中的一个:0.75马赫至0.85马赫、0.76马赫至0.84马赫、0.77马赫至0.83马赫、0.78马赫至0.82马赫、0.79马赫至0.81马赫、0.8马赫、0.85马赫、或0.8马赫至0.85马赫的范围内。这些范围内的任何单一速度可以是巡航条件。对于某些飞行器,巡航条件可能超出这些范围,例如低于0.7马赫或高于0.9马赫。

[0069] 因此,例如,巡航条件可以具体对应于23千帕的压力、负55摄氏度的温度和0.8的正马赫数。

[0070] 然而,当然可以理解,本文要求保护的发明的原理仍然可以应用于具有落在上述参数范围之外的合适设计特征的引擎。

[0071] 图3

[0072] EEC 123和其他引擎系统的接口的框图在图3中示出。

[0073] 如前所述,在本实施方案中,EEC 123与PEM 121联接以控制HP马达发电机117和LP马达发电机119。以这种方式,可以从轴109和110的每者中提取功率或将功率添加到其中。

[0074] 在本实施方案中,PEM 121有助于交流电与直流电之间的转换。在本实施方案中,这是通过采用相应的双向功率转换器来在ac与dc之间进行转换而实现的。因此,如图所示,PEM 121包括与HP马达发电机117连接的第一双向功率转换器301,以及与LP马达发电机119连接的第二双向功率转换器302。在本示例中,功率转换器301和302的dc侧彼此连接,以便于马达发电机117和119之间的双向功率传输。

[0075] 在一个实施方案中,马达发电机和相关联的双向功率转换器均额定为相同的连续功率。在具体实施方案中,它们被额定为250千瓦到2兆瓦。在更具体的实施方案中,它们被额定为300千瓦到1兆瓦。在更具体的实施方案中,它们被额定为350千瓦。

[0076] 在其他实施方案中,HP马达发电机117和第一双向功率转换器301额定为与LP马达发电机119和第二双向功率转换器302不同的连续功率。在具体实施方案中,它们被额定为250千瓦到2兆瓦。在更具体的实施方案中,它们被额定为350千瓦到1兆瓦。在更具体的实施方案中,它们被额定为350千瓦。

[0077] 本领域技术人员将熟悉术语“连续功率”,即最大持续功率输出,该输出不会由于例如过电流、过电压或过温而损坏部件。

[0078] 在本示例中,功率转换器301和302的dc侧也与dc总线303连接。

[0079] 在本示例中,dc总线303已经连接了各种负载,该负载可位于引擎101上,也可位于车辆上。一些诸如抗结冰系统304可以是引擎的一部分,诸如电动短舱抗结冰系统,或者可以是安装了引擎101的飞行器的一部分,诸如电动翼抗结冰系统。

[0080] 其他负载可以与dc总线303连接,并且能够从总线汲取功率并向总线提供功率,诸如电池305形式的能量存储装置。在本示例中,通过dc-dc转换器306来促进对电池305的充电/放电状态的控制。其他能量存储装置可以连接到dc总线303以及电池305或代替电池305,诸如电容器。

[0081] 在307处指示的其他负载可以与dc总线303连接,诸如舱环境控制系统、电致动系统、辅助功率单元等。

[0082] 在操作中,EEC 123接收多个需求信号,即,可以手动设置或通过自动油门系统设置的呈动力杆角度(PLA)信号形式的推力需求,以及电功率需求(P_D)。此外,EEC接收多组测量参数,即关于车辆飞行参数的组 $\Sigma_{\text{飞行器}}$,以及关于引擎的操作参数的组 $\Sigma_{\text{引擎}}$ 。如将参考图4和图5进一步描述的,这些需求和参数有利于导出一组输出参数以控制核心气体涡轮和马达发电机。

[0083] 因此,除了由FADEC生成的常规输出参数组之外,诸如要由引擎101上的燃料计量单元308计量的燃料流量 W_F 或可变定子轮叶角、处理引气设置等。在本实施方案中,EEC 123包括功率控制器模块309以生成用于第一双向功率转换器301的控制信号 P_H 和用于第二双向功率转换器302的第二控制信号 P_L 。控制信号 P_H 和 P_L 从电功率的方向和量值两个方面控制功率转换器的操作。以这种方式,EEC 123可使用来自HP马达发电机和LP马达发电机的电功率的合适平衡来满足需要的功率 P_D 。如将参考后面的附图所述,执行此操作的最佳方式在整个任务中各不相同。

[0084] 除了控制信号 P_H 和 P_L 之外,在本示例中,功率控制器309被配置为导出用于dc-dc转换器306的控制信号 P_{BAT} 以有利于电池305的充电或放电。

[0085] 在具体实施方案中,功率控制器309被配置为在正常操作中将 P_{BAT} 设置为零,并且仅改变其状态,如本文所述的优化例程中所述,例如参考图8和图12所述的例程。

[0086] 在另一个具体实施方案中,功率控制器309包括电池优化功能,并根据更佳的是对电池305进行充电、放电还是保持充电来通过增加或减去值 P_{BAT} 来修改功率需求参数 P_D 。本领域的技术人员将熟悉此类类型的电池充电状态优化例程。

[0087] 因此,在这样的实施方案中,功率控制器309通过执行添加-分配操作 $P_D += P_{\text{BAT}}$ 来

修改功率需求参数 P_D 。本文所用的符号规则使得正 P_{BAT} 意味着电池305将被充电,并且因此需要从HP马达发电机和LP马达发电机进行附加发电,而负 P_{BAT} 意味着电池305将被放电。

[0088] 应当理解,在缺少能量存储装置的实施方案中,该信号将不会生成,因此根本不会修改功率需求参数 P_D 。

[0089] 在本示例中,生成另一个控制信号 P_{AI} 以激活抗结冰系统304。在本示例中,仅控制引擎101的短舱抗冰系统,然而可以设想到,在另选实施方式中,EEC 123在某些情况下可具有超过翼抗冰的权限。以与通过 P_{BAT} 的添加-分配修改 P_D 类似的方式,功率控制器309被配置为执行添加分配 $P_{D+}=P_{AI}$,以便考虑抗结冰系统304所需的功率。同样,应当理解,在缺乏电动抗冰系统的实施方案中,将不生成该信号,并且将不以这种方式执行 P_D 的修改。

[0090] 图4

[0091] 在实践中,EEC 123容纳用于执行程序模块以控制引擎101的微处理器。功率控制器309的功能模块的框图在图4中示出。

[0092] 先前参考图3所述的输入参数最初由分类器模块401接收,以输出优化器模块402的优化器设置模式。分类器模块401的操作将参考图5进一步描述,并且优化器模块的各种模式将参考图7至图22描述。

[0093] 在更新引擎模型模块404之前,还将输入参数供应给滤波器403。本示例中的滤波器403是积分器,以平滑短期瞬态,从而不会引起引擎模型的较大变化。引擎模型模块404运行引擎101的实时模型,以便于在给定推力需求的情况下预测诸如 W_F 、 P_H 和 P_L 的操作参数的变化。此类模型及其在EEC内的集成是本领域技术人员熟悉的。

[0094] 在进入给定的优化设置之后,优化器模块402在给定其上安装有引擎的飞行器和引擎本身的当前操作状态的情况下找到用于引擎101的操作的最佳参数组。

[0095] 图5

[0096] 分类器模块401在图5中详细描述。

[0097] 在本实施方案中,分类器模块401包括比较器501,该比较器比较当前高度(ALT)、马赫数(Mn)和动力杆角度以确定飞行状态。应当理解,可利用其他输入来提高比较过程的保真性,诸如引擎条件、环境温度等。

[0098] 在本实施方案中,比较器被配置为如果高度小于阈值,马赫数小于阈值,并且动力杆角度为最大,则识别引擎是否在最大起飞条件下操作。在一个实施方案中,高度阈值为5000英尺,而马赫数阈值为0.3。

[0099] 在本实施方案中,比较器被配置为如果高度大于阈值,并且动力杆角度为最大,则识别引擎是否在最大上升条件下操作。在一个实施方案中,高度阈值为30000英尺。

[0100] 将参考图6进一步描述用于最大起飞条件和最大上升操作模式的优化策略。

[0101] 在本实施方案中,比较器被配置为如果高度大于阈值,马赫数在巡航范围内,并且动力杆角度处于巡航设置,则识别引擎是否在巡航中操作。在一个实施方案中,高度阈值为30000英尺,而马赫数范围为0.8至0.9。

[0102] 在此类情况下,可采用的优化策略是使恒定推力下的燃料流量 W_F 最小化。另选地,优化器可被设置为优化引擎中的喘振裕度,或者根据引擎和飞行器参数优化压缩效率。将分别参考图19和图21进一步描述此类策略。

[0103] 另选地,优化器可被设置为通过改变核心流来优化旁路比率,从而实施可变循环。

[0104] 在本实施方案中,比较器被配置为识别引擎是否在低压涡轮108在未阻塞条件下操作的状态中操作。这通常表现为低马赫数怠速条件,但是根据低压涡轮108和引擎101的其余部分的具体设计,未阻塞条件可存在于其他操作点处。在本实施方案中,比较器被配置为如果马赫数低于阈值,并且动力杆角度处于怠速设置,则识别该条件。在一个实施方案中,马赫数阈值为0.2。在其他实施方案中,可利用其他输入(诸如低压滑阀)的校正速度来识别未阻塞条件。

[0105] 将参考图7进一步描述用于低马赫数怠速条件的优化策略。

[0106] 在本实施方案中,比较器被配置为如果高度在一定范围内,马赫数在一定范围内,并且动力杆角度处于怠速设置,则识别引擎是否正在接近马赫数怠速条件下操作。在一个实施方案中,高度范围在地平面以上0至5000英尺,并且马赫数范围为0.2至0.3。

[0107] 将参考图8进一步描述用于接近怠速条件的优化策略。

[0108] 分类器模块401还包括微分器502,该微分器被配置为监测PLA和 P_D 参数并识别瞬态类型。

[0109] 响应于动力杆角度的变化为正,微分器502被配置为识别加速事件的开始。将参考图12进一步描述该操纵的优化策略。

[0110] 响应于动力杆角度的变化为负,微分器502被配置为识别减速事件的开始。将参考图14进一步描述该操纵的优化策略。

[0111] 响应于电功率需求 P_D 的变化,微分器502被配置为使得优化器调用参考图17所述的优化策略。

[0112] 分类器模块401还包括限制器503,该限制器被配置为监测高压滑阀速度 N_H 和低压滑阀速度 N_L 。如果任一滑阀速度接近极限(其可能是最大极限或禁入区),则可以调用参考图22描述的优化策略。

[0113] 在本示例中,比较器501、微分器502和限制器503的输出由优先级排序器504进行比较。应当理解,可存在来自比较器模块的每个初始级的并发输出,并且因此在本实施方案中,比较器被配置为对仅一个输出优化器设置进行滤波。在本实施方案中,来自限制器503的输出优先于来自微分器502的输出,来自该微分器的输出继而优先于来自比较器501的输出。

[0114] 图6

[0115] 在分类器模块401识别最大起飞或最大上升条件之后,优化器402在步骤601处进入对应的优化例程。在步骤602处,询问关于功率需求 P_D 是否小于LP马达发电机119的最大功率额定值 P_{Lmax} 的问题。如果是,则控制前进到步骤603,在该步骤中,优化器402使LP马达发电机119的发电 P_L 最大化。

[0116] 在温度受限的条件(诸如最大起飞和最大上升条件)下,优选的来自低压滑阀的电输出减少了高压滑阀上的负载。对于给定的功率需求 P_D ,这导致高压滑阀旋转速度 N_H 更高。这增加了通过核心气体涡轮的核心流 C ,并且因此降低了针对给定推力递送低压涡轮功率所需的定子出口温度。

[0117] 已经发现,对于额定为350千瓦的马达发电机,可以将定子出口温度降低2开尔文。应当理解,马达发电机的额定值越高,可实现的降低程度越大。

[0118] 显然,如果考虑到电池充电/放电和/或抗结冰系统操作之后的功率需求 P_D 大于LP

马达发电机119的最大功率额定值 P_{Lmax} ，则在步骤602处询问的问题将得到否定的回答。在这种情况下，控制前进到步骤604，在该步骤中，优化器402使LP马达发电机119的发电 P_L 最大化，并且使HP马达发电机117的发电 P_H 最小化。因此，LP马达发电机119被引导生成 P_{Lmax} ，并且HP马达发电机117被引导生成剩余部分 $P_D - P_{Lmax}$ 。

[0119] 在一个实施方案中，如果备用容量可从LP马达发电机119获得，则优化器402可以选择将 $P_{Lmax} - P_D$ 转移到HP马达发电机117，这可以进一步增加核心流并降低定子出口温度。

[0120] 图7

[0121] 在分类器模块401识别低压涡轮108的未阻塞状态之后，优化器402在步骤701处进入对应的优化例程。如前所述，这可由低马赫数怠速操作条件（例如，地面怠速操作点）触发。

[0122] 在步骤702处，询问关于功率需求 P_D 是否小于HP马达发电机117的最大功率额定值 P_{Hmax} 的问题。如果是，则控制前进到步骤703，在该步骤中，优化器402使HP马达发电机119的发电 P_H 最大化。

[0123] 由于低压涡轮108是未阻塞的，因此当需要经由LP马达发电机119提供电功率时，存在大的冲击。低压滑阀的速度 N_L 的降低使得低压压缩机104的效率急剧下降，从而增加了燃油燃烧。在实践中，由于旋转速度较低，LP马达发电机119的效率也可能下降。因此，在导致低压涡轮108未阻塞的低飞行马赫数下，可以通过该优化例程改善燃料消耗。

[0124] 以与图6的情况类似的方式，如果功率需求 P_D 大于HP马达发电机117的最大功率额定值 P_{Hmax} ，则在步骤702处询问的问题将得到否定的回答。在这种情况下，控制前进到步骤704，在该步骤中，优化器402使HP马达发电机117的发电 P_H 最大化，并且使LP马达发电机119的发电 P_L 最小化。因此，HP马达发电机117被引导生成 P_{Hmax} ，并且LP马达发电机119被引导生成剩余部分 $P_D - P_{Hmax}$ 。

[0125] 在一个实施方案中，如果备用容量可从HP马达发电机117获得，则优化器402可以选择将 $P_{Hmax} - P_D$ 转移到LP马达发电机119，这可进一步降低燃料消耗。

[0126] 图8

[0127] 在分类器模块401识别接近怠速条件之后，优化器402在步骤801处进入对应的优化例程。在步骤802处，询问关于功率需求 P_D 是否小于LP马达发电机119的最大功率额定值 P_{Lmax} 的问题。如果是，则控制前进到步骤603，在该步骤中，优化器402使LP马达发电机119的发电 P_L 最大化。LP马达发电机119的过量容量 $P_{Lmax} - P_D$ 被传输到HP马达发电机117。

[0128] 这具有两种效果。首先，从低压滑阀提取可能的最大功率显著降低低压滑阀旋转速度 N_L 。回顾在引擎101中作为主要推力生成元件的风扇102随低压滑阀旋转，很明显， N_L 的降低会减小引擎101生成的推力。这放宽了在机身上使用高阻力装置以实现所需下降率的要求。这降低了噪声并降低了燃料消耗。

[0129] 其次，在进近时，引擎怠速设置通常受到引擎及时响应于油门瞬态的要求的约束，在复飞的情况下，引擎必须尽可能快地递送全额定推力。初始高压滑阀速度 N_H 对引擎加速期间的响应时间具有强大的影响，因此怠速时使 N_H 最大化显著减少了引擎加速时间。然而，这通常是以低怠速推力为代价的。

[0130] 发明人已经发现，通过将功率从低压滑阀传输到高压滑阀，允许更高的 N_H 以及因此更短的响应时间，连同由于 N_L 较低而导致的减小的怠速推力。已经证明，在本文所述类型

的引擎中,105千瓦的功率传输实现了足够高的 N_H 和75%的怠速推力减小。

[0131] 如果功率需求 P_D 大于LP马达发电机119的最大功率额定值 P_{Lmax} ,则在步骤802处询问的问题将得到否定的回答。在这种情况下,控制前进到步骤804,在该步骤中,优化器402使LP马达发电机119的发电 P_L 最大化,并且使HP马达发电机117的发电 P_H 最小化。因此,LP马达发电机119被引导生成 P_{Lmax} ,并且HP马达发电机117被引导生成剩余部分 $P_D - P_{Lmax}$ 。

[0132] 在一个实施方案中,优化器402被进一步配置为识别保持必要的 N_H 将导致低压压缩机104的不安全操作。这可能是由于LP低压压缩机104的操作点变得太接近而无法喘振或阻塞。响应于这样的状况的发生,燃料流量 W_F 可以增加。

[0133] 另选地,为了在进近时减少燃料燃烧,优化器402可被配置为使用能量存储装置(例如,电池305)经由 P_{BAT} 参数的控制,或使用另一个能量源(诸如飞行器上的辅助功率单元)来补充HP马达发电机。以这种方式,可减少在进近时的社区排放。

[0134] 图9

[0135] 控制气体涡轮引擎的主要考虑因素之一是防止压缩级中的喘振。轴流压缩机(诸如低压压缩机104或高压压缩机105)的特性901在图9中示出。

[0136] 特性901绘制了压力比相对于流函数,在这种情况下,该流函数为无因次流量($W \sqrt{T/P}$)。特性901示出多条无因次速度线902、903、904、905以及压缩机稳态工作线906,其是在不同无因次速度下各种稳态油门设置的操作点的轨迹。此外,示出了喘振线907,其是压缩机以各种无因次速度进入喘振的点的轨迹。对于流函数的给定值,将遇到喘振的压力比表示为R。对于流函数的给定值,工作线906上的压力比与喘振线907上的R值的差值表示为dR。因此,给定压缩机操作点的喘振裕度可以被定义为dR/R。

[0137] 重要的是在操作范围中的所有点处保持一定程度的喘振裕度。这是为了减轻随机威胁,诸如由于例如交叉卷绕或湍流引起的入口流动不稳定性。首先,通常建议低压压缩机的喘振裕度为约15%,而高压压缩机的喘振裕度为约20%。显著比例(通常高达一半)的喘振裕度要考虑到在加速和减速操纵期间工作线的瞬态偏移。将参考图10A、图10B、图11A和图11B进一步描述此类瞬态现象。

[0138] 图10A和图10B

[0139] 高压压缩机105和低压压缩机106的特性分别在图10A和图10B中绘出,示出了加速事件期间的瞬态现象。

[0140] 在图10A中,高压压缩机稳态工作线1001连同恒定校正速度的线1002、1003、1004和1005以及喘振线1006一起示出。在加速操纵期间,高压压缩机105经由稳态工作线1001上方的瞬态工作线1009从初始操作点1007移动到最终操作点1008。

[0141] 类似地,在图10B中,高压压缩机稳态工作线1011连同恒定校正速度的线1012、1013、1014和1015以及喘振线1016一起示出。在加速操纵期间,低压压缩机106经由与稳态工作线1011交叉的瞬态工作线1019从初始操作点1017移动到最终操作点1018。

[0142] 在加速操纵期间,由于与高压涡轮107的流动兼容性要求,高压压缩机105最初朝向喘振移动。高压涡轮107的流函数($W_{405} \sqrt{T_{405}/P_{405}}$)在引擎101的大多数操作条件期间基本上是固定的,这是因为其中的喷嘴导向轮叶被阻塞。为了发起加速操纵,例如由于动力杆角度设置的增加,增加了由燃料计量单元308计量的燃料量(W_F)。这导致涡轮入口温度 T_{405} 增加。通常,防止高压滑阀速度 N_H 由于其惯性而瞬态变化。因此,高压压缩机105的操作点沿恒

定校正速度的线向上移动。随着过度加燃料继续并且高压滑阀惯性被克服,操作点沿着与喘振线1006平行的瞬态工作线1009移动。当加速结束时,高压压缩机105采取其在稳态工作线1001上的最终操作点1008。

[0143] 现在参见图10B,在加速操纵开始时,低压压缩机104的操作点略微朝向喘振移动,然后跨过稳态工作线1011。朝向喘振的初始移动是由于高压压缩机105中的流由于如上所述的高压滑阀惯性而减小造成的。随着高压压缩机105的速度增加,其可接受更多的流。然而,由于低压滑阀的更大惯性(回顾它经由齿轮箱111驱动风扇102),它不能以相同的速率加速,因此低压压缩机104在加速操纵期间的操作点下降到稳态工作线1011以下。

[0144] 应当理解,加速操纵期间的处理可显著影响压缩机涡轮机械的设计,并且对于通过修改瞬态工作线或喘振线(诸如可变导向轮叶和引气阀)来管理瞬态的系统提出了要求。

[0145] 图11A和图11B

[0146] 相比之下,在引擎101中,可以利用HP马达发电机117和任选LP马达发电机119来减小瞬态偏移。

[0147] 图11A示出了当HP马达发电机117用于克服高压滑阀惯性时高压压缩机105的特性。可以看出,对于相同程度的过度加燃料,瞬态工作线1101更靠近稳态工作线1001并且更远离喘振线1006。因此,对于给定的压缩机构型,该技术可以用于在加速操纵期间改善喘振裕度,或者促进更大程度的过度加燃料(高达定子出口温度极限),并且因此促进更快的加速时间。

[0148] 图11B示出了在使用LP马达发电机119将相同技术应用于低压滑阀期间低压压缩机104的特性。可以看出,由于LP马达发电机119使有效低压滑阀惯性减小,瞬态工作线1102再次更接近稳态工作线1011。

[0149] 图12

[0150] 由优化器402执行以实现先前针对加速事件所述的优点的步骤在图12中陈述。

[0151] 在分类器模块401识别加速条件之后,优化器402在步骤1201处进入对应的优化例程。在本实施方案中,利用dc总线303上可用的能量存储系统(诸如电池305),在步骤1202处询问关于电池充电状态是否大于最小值的问题。如本领域的技术人员将会理解的那样,这可能不是绝对零,而是将为最小充电状态,例如20%,低于该最小充电状态电池可能被损坏。

[0152] 如果是,则在步骤1203处询问关于未修改的总飞行器功率需求 P_D (即,在对其进行任何修改以解决电池优化之前)是否小于可从电池305获得的最大功率 P_{BATmax} 的另外问题。如果是,则控制前进到步骤1204,在该步骤中,优化器402覆盖任何并发的电池优化过程,并且使用电池305完全提供功率需求 P_D ,其中任何过量部分被供应到HP马达发电机117以克服HP滑阀惯性。任选地,可向LP马达发电机119供应任何另外的过量部分。

[0153] 如果在步骤1202或1203处询问的问题中的任一个得到否定的回答,即电池305具有最小充电状态,或者未修改的总飞行器功率需求 P_D 大于电池305的最大功率 P_{BATmax} (或者如果实际上引擎101的特定实施方案不包括电池),则控制前进到步骤1205,在该步骤中使LP马达发电机119的发电 P_L 最大化并且使HP马达发电机117的发电 P_H 最小化。

[0154] 在步骤1206处,在优化发电策略以满足前述步骤中的功率需求 P_D 之后,由燃料计量单元308计量的燃料流量 W_F 增加。

[0155] 图13

[0156] 当发起减速事件时,由燃料计量单元308计量的燃料流量减少。在与上述场景相反的意义,随着燃料流量减少,涡轮入口温度瞬时降低。这是因为,如前所述,在大多数操作场景期间,高压涡轮107中的喷嘴导向轮叶被阻塞并且流函数保持恒定。由于高压滑阀速度 N_H 由于其惯性而被阻止瞬时改变,因此涡轮入口温度 T_{405} 的降低导致高压压缩机105的操作点在其特性上沿恒定校正速度的线向下移动。这表现为高压压缩机105的出口处质量流量 W_{31} 的增加和压力 P_{31} 的降低。

[0157] 燃烧器106的这种结果,不仅是输送的燃料量较低,而且通过其的质量流量 W_{31} 增加。这意味着燃烧器106在比正常更低的燃料-空气比率(FAR)下操作,这具有弱熄灭(也称为贫油熄火)的风险。

[0158] 参见图13,其为FAR相对于流函数的曲线图,示出了燃烧器105的弱熄灭边界1301。通过燃烧器105到达弱熄灭边界1301右侧的校正流动导致火焰熄火并且是不可接受的操作条件。在点1302处示出了对于通过燃烧器106的特定质量流量的稳态FAR。对减速操纵可能有多强的约束由可允许的加燃料不足裕度决定。在现有技术的引擎中,其中流函数在减速操纵开始时略微增加,由于在减速期间燃料-空气比率与弱熄灭边界1301的接近度,加燃料不足裕度被限制到 M_1 ,在点1303处示出。

[0159] 然而,通过在HP马达发电机107的减速事件开始时和期间主动降低高压滑阀的速度,高压压缩机105的操作点在操纵开始时不再被迫沿着恒定速度线向下移动。相反,由于涡轮入口温度 T_{405} 的降低,与稳态工作线仅有略微偏差。随着高压压缩机105的速度基本上瞬时开始减速,通过燃烧器106的质量流量也基本上瞬时减少。如图13中的点1304处所示,附加裕度 M_2 允许更大程度的加燃料不足。

[0160] 应当理解,该方法允许燃烧器106的设计由于更大的弱熄灭裕度而被优化,并且还允许车辆设计被优化,因为引擎能够单独实现更大的推力减小,而无需利用高阻力装置来降低例如猛烈减速操纵中的前进空速。

[0161] 还应当理解,该方法提供了控制燃烧器105中的弱熄灭的方法。例如,使用引擎模型404,可以通过评估燃烧器105中的当前燃料-空气比率来识别弱熄灭的开始。这可例如通过以下方式来实现:利用飞行马赫数、高度和温度来确定引擎101中的质量流量,利用风扇102的特性来确定进入核心气体涡轮的质量流 C ,并且利用压缩机104和105的特性来确定进入燃烧器105的质量流量。这可与命令的燃料流量 W_F 以及燃烧过程的模型结合以确定燃料-空气比率。

[0162] 响应于识别出燃料-空气比率正接近弱熄灭边界1301,EEC 123可使用功率控制器309来使用HP马达发电机117从高压滑阀提取机械轴功率,以防止燃烧器105中的燃料-空气比率进一步下降。

[0163] 图14

[0164] 由优化器402执行以实现先前针对减速事件所述的优点的步骤在图14中陈述。

[0165] 在分类器模块401识别减速条件之后,优化器402在步骤1401处进入对应的优化例程。在步骤1402处询问关于功率需求 P_D 是否小于HP马达发电机117的最大发电能力 P_{Hmax} 的问题。如果是,则控制前进到步骤1403,此时HP马达发电机117的发电 P_H 被最大化以满足 P_D 。

[0166] 在本实施方案中,将过量容量 $P_{Hmax} - P_D$ 传输至其他负载。在一个实施方案中,过量容

量被引导至能量存储系统,诸如电池305。如前所述,能量存储系统可附加地或另选地包括电容器。附加地或另选地,过量容量可被引导至电气消耗设备,诸如抗结冰系统304,其可以是引擎101的短舱抗冰系统。另选地,其可以是安装了引擎101的车辆的翼抗冰系统。

[0167] 如果不宜将过量容量引导到任何地方,例如,如果在给定大气条件的情况下,使用抗冰系统的进一步加热可能会造成损坏,或者能量存储系统已满,则在一个实施方案中,步骤1403仅将 P_H 最大化至高达 P_D 以有助于降低高压滑阀速度。

[0168] 如果在步骤1402处询问的问题得到否定的回答,意思是功率需求 P_D 大于HP马达发电机117的最大发电能力 P_{Hmax} ,则控制前进到步骤1404,在该步骤中,首先使HP马达发电机117的发电 P_H 最大化,然后使LP马达发电机119的发电 P_L 最大化以提供 P_D 的剩余部分。

[0169] 在步骤1206处,在优化发电策略以满足前述步骤中的功率需求 P_D 之后,由燃料计量单元308计量的燃料流量 W_F 减小。

[0170] 在另选的实施方案中,过量容量 $P_{Hmax} - P_D$ 可被引导至LP马达发电机119。这由于这种过量的功率占低压涡轮108所生成的功率的小比例而是可能的,因此导致风扇102所生成的推力的变化非常小。虽然推力的变化可较小,但在防止燃料流量减少时质量流量增加的方面,对高压滑阀的影响较大,从而对防止弱熄灭的能力的影响较大。

[0171] 图15A和图15B

[0172] 当发生功率需求 P_D 的增加时,功率控制器309必须通过继而要求气体涡轮引擎输出的功率的增加来响应。

[0173] 图15A示出了在时间范围 dt 内量值为 dP_D 的功率需求 P_D 的示例性增加。图15B示出了示例性轴流压缩机的特性,该轴流压缩机形成联接到发电机的单个气体涡轮滑阀的一部分。为了满足功率需求 dP_D 的增加,涡轮的比功必须增加。稳态工作线在1501处示出,喘振线在1502处示出。为了增加引擎的功,需要增加燃料流量。

[0174] 对于其中发电机负载遵循图15A的步骤的情况,滑阀可保持在恒定的校正速度,或被允许加速至较高的无因次速度。每个选项的示例性压缩机的操作点的移动在图15B的特性上示出。线1503示出了操作点在恒定校正速度下的移动。线1504示出了操作点到更高校正速度的移动。可以看出,以这种方式响应将意味着随着发电机负载增加,压缩机无因次速度表现出略微的初始降低,因为更大比例的涡轮功用于驱动发电机而不是压缩机。随着燃料流量增加,压缩机操作点朝向喘振线1502移动并且在两个示例中超出该喘振线。

[0175] 因此可以看出,特别是在低引擎油门设置下,功率需求 P_D 的这种增加可能未受约束,从而导致压缩机进入喘振,要求附加处理系统防止这种情况并保证足够的喘振裕度。在实践中,当需要启用抗冰系统但引擎处于怠速设置时,这种情况可例如在下降期间发生在飞行器引擎中。

[0176] 图16A和图16B

[0177] 然而,在本实施方案中,采用该方法来利用能量存储系统以减轻喘振的可能性。因此,如图16A所示,需要在时间范围 dt 内量值为 dP_D 的功率需求 P_D 的相同增加。并非这仅由HP马达发电机117和LP马达发电机119中的一者或两者来满足,而是在操纵期间由电池305来满足。因此,如图所示,最初功率需求由电池305满足,如阴影区域1601所示。随着引擎101加速,由马达发电机提供的比例逐渐增加,直到引擎101完全满足新的功率需求。

[0178] 图16B示出了采取该方法时压缩机特性上的瞬态工作线1602。由于功率需求的初

始增加由核心气体涡轮引擎的不同能量源来满足,因此压缩机无因次速度没有随之而来的下降。此外,可调节燃料流量的增加,使得瞬态操纵期间工作线的升高不如图15A和图15B的示例中那样大。这样,保持足够的喘振裕度,从而可能允许更优的压缩机设计和/或处理系统的移除。

[0179] 在另选的实施方式中,电池305可提供所有更高的功率需求,同时引擎101加速到更高的校正速度,此时功率需求 P_D 的提供从电池切换到引擎101中的马达发电机。

[0180] 图17

[0181] 由优化器402执行以实现先前针对功率需求 P_D 的增加所述的功能的步骤在图17中陈述。

[0182] 在分类器模块401中的微分器502在给定的时间范围 dt 内识别出功率需求的增加之后,优化器402在步骤1701处进入对应的优化例程。在步骤1702处,优化器401针对需要的 P_D 评估低压压缩机104和高压压缩机105的操作点。在本实施方式中,这可使用引擎模型404和当前动力杆角度设置的知识等来实现。另选地,可替代地使用查找表或类似物。

[0183] 在步骤1702处,再次使用本实施方式中的引擎模型404或合适的替代物(如果需要)来评估低压压缩机104中的当前喘振裕度 dR_L/RL 以及高压压缩机105中的当前喘振裕度 dR_H/R_H 。

[0184] 在步骤1703处,考虑到在操纵期间需要保持足够的喘振裕度,对每个滑阀的最大允许加速率进行了评估。在本实施方式中,这可通过参考滑阀的相应加速计划表来实现。

[0185] 然后询问关于高压滑阀和低压滑阀的加速度是否将仅满足需要的时间范围内的所需功率需求的问题。如果不是,例如,如果新的功率需求非常高或者在非常短的时间是所需的,则控制前进到步骤1706,在该步骤中,采取决策以利用电池305(或其他能量存储单元,诸如电容器)来满足需要的 P_D 。

[0186] 然后,或者如果在步骤1705处询问的问题得到否定回答,则高压滑阀和低压滑阀通过增加由燃料计量单元308计量的燃料流量而加速至其新的操作点。如前所述,此时,HP马达发电机117和LP马达发电机119中的一者或多者可完全满足新的功率需求。转变可以是渐进的,或者电池305可以仅提供附加功率需求 dP_D ,直到实现新的操作点。

[0187] 图18A和图18B

[0188] 从LP马达发电机119到HP马达发电机117的功率传输对高压压缩机105的操作点的影响在图18A中在压缩机的特性上示出。对低压压缩机104的操作点的影响在图18B中在其特性上示出。

[0189] 当将功率添加到高压滑阀时,压力比和流函数增加,如图18A所示,这通过在压缩机的工作线1803上以较高无因次速度从初始操作点1801到最终操作点1802的转变来实现。

[0190] 从低压滑阀提取功率降低了低压压缩机104的工作线。回顾低压压缩机旋转速度相对于风扇102是固定的,在恒定推力下,低压压缩机操作点可能仅在恒定的无因次速度线(在这种情况下为速度线1804)上移动。由于高压压缩机105中流函数的增加,低压压缩机104未被节流,因此流函数也有所提高。因此,操作点在远离喘振线1807的速度线1804上从初始操作点1805移动到最终操作点1806。

[0191] 因此,应当理解,控制HP马达发电机117和LP马达发电机119中的一者或两者所生成的电功率的程度允许核心流C的质量流率即使在固定推力设置下也变化。回顾引擎101的

旁路比率被定义为通过旁路导管的流B的质量流率与通过核心气体涡轮的流C的质量流率的比率,这允许引擎101的旁路比率改变。这在针对特定空速优化引擎101的喷射速度方面具有特定优点。

[0192] 在一个实施方案中,功率传输可用于通过将LP马达发电机119作为发电机操作并且将HP马达发电机117作为马达操作来进一步改变旁路比率。

[0193] 以这种方式,应当理解,引擎101可作为可变循环引擎操作。

[0194] 还可以看出,将功率从低压滑阀传输到高压滑阀是增加两个压缩机中的喘振裕度的有效方式。还应当指出的是,这些基本效应甚至在不存在有源功率传输的情况下发生:如果功率需求 P_D 大于或等于LP马达发电机119的能力,则仍然通过使低压滑阀输出最大化来满足功率需求 P_D 来实现喘振裕度的增加。这是因为跨低压涡轮108需要更大的焓降,这需要更大的质量流量。通过高压压缩机105的更大质量流量虽然不像功率传输那样高,但仍然取消对低压压缩机104的节流并增加其喘振裕度。因此,应当理解,该策略提供了用于增加引擎101中的喘振裕度的合适装置。

[0195] 图19

[0196] 因此,由优化器402执行以增加喘振裕度的步骤在图19中陈述。

[0197] 在分类器模块401识别需要增加喘振裕度的操作条件之后,优化器402在步骤1901处进入对应的优化例程。如前所述,诸如在高交叉卷绕或其他不稳定入口流动现象中的操作条件可触发进入该例程。

[0198] 在步骤1902处,询问关于当前功率需求 P_D 是否小于LP马达发电机119的最大功率额定值 P_{Lmax} 的问题。如果是,则控制前进到步骤1903,在该步骤中,优化器402使LP马达发电机119的发电 P_L 最大化以增加低压压缩机104中的喘振裕度,并且将任何过量的电功率 $P_{Lmax} - P_D$ 传输到HP马达发电机117以将其操作点升高到其工作线上,也增加喘振裕度。

[0199] 如果在步骤1902处询问的问题得到否定的回答,意思是LP马达发电机119不能够单独满足功率需求 P_D ,则控制前进到步骤1904,在该步骤中,优化器402使LP马达发电机119的发电 P_L 最大化以增加低压压缩机104中的喘振裕度。回顾从高压滑阀提取的功率通常使高压压缩机105的操作点沿其正常工作线向下移动,但从低压滑阀提取的功率通常使操作点沿其工作线向上移动。因此,在步骤1904中,优化器402使HP马达发电机117的发电 P_H 最小化,该HP马达发电机基本上将其操作点保持在其稳态值附近或在其工作线上略高。

[0200] 图20A和图20B

[0201] 虽然可通过图19的方法增加喘振裕度,但在一些情况下,可能有利的是反转功率传输的方向,使得功率从HP马达发电机117传输到LP马达发电机119。图20A示出了在这种情况下高压压缩机105的操作点的移动。图20B示出了在这种情况下低压压缩机104的操作点的移动。特性包括压缩机的恒定等熵效率线。可以看出,通过将压缩机的操作点移动到高效率区域中,将功率从高压滑阀传输到低压滑阀可实现引擎101中的压缩效率的增加。

[0202] 图21

[0203] 因此,由优化器402执行以增加压缩效率的步骤在图21中陈述。

[0204] 在分类器模块401识别可增加压缩效率的操作条件之后,优化器402在步骤2101处进入对应的优化例程。如前所述,操作条件(诸如足够稳定的入口流)可允许进入该例程。

[0205] 在步骤2102处,询问关于当前功率需求 P_D 是否小于HP马达发电机117的最大功率

额定值 P_{Hmax} 的问题。如果是,则控制前进到步骤2103,在该步骤中,优化器402使HP马达发电机117的发电 P_H 最大化以增加高压压缩机104中的压缩效率,并且将任何过量的电功率 $P_{Hmax} - P_D$ 传输到LP马达发电机119以将其操作点降低到其工作线上,在该示例中也增加压缩效率。

[0206] 如果在步骤2102处询问的问题得到否定的回答,意思是HP马达发电机117不能够单独满足功率需求 P_D ,则控制前进到步骤2104,在该步骤中,优化器402使HP马达发电机117的发电 P_H 最大化以增加高压压缩机105中的压缩效率。此外,优化器402使LP马达发电机119的发电 P_L 最小化,以将低压压缩机104保持在尽可能高压压缩效率区域中。

[0207] 图22

[0208] 如前所述,还可以利用HP马达发电机117和LP马达发电机119来实现速度限制。这可通过防止超速条件或通过管理在例如振动水平较高的速度范围内的禁入区周围的操作来提供安全性方面的优点。

[0209] 限制器503监测轴速度 N_H 和 N_L 。在一个实施方案中,如果超过机械极限,即仅基于每分钟转数,则限制器触发。另选地,限制器基于空气动力学极限(即,校正的速度)来触发,因此考虑到温度。以这种方式,可防止压缩机中的流的分解。

[0210] 因此,在分类器模块401识别极限条件之后,优化器402在步骤2201处进入对应的优化例程。在步骤2202处,询问关于极限是低压轴速度 N_L (机械或空气动力学)还是高压轴速度 N_H (机械或空气动力学)的问题。

[0211] 如果触发器是低压轴速度 N_L ,则控制前进到步骤2203,在该步骤中优化器302使LP马达发电机119的发电 P_L 最大化以降低低压轴速度。如先前相对于其他优化例程所述,如果容量可用于能量存储系统诸如电池305中,则可存储所生成的电能,或者另选地,可将其转移到其他系统诸如抗结冰系统或可能的HP马达发电机117。

[0212] 如果触发器是高压轴速度 N_H ,则控制反而前进到步骤2204,在该步骤中优化器302使HP马达发电机117的发电 P_H 最大化以降低高压轴速度。同样,由此生成的功率可被转移到存储装置或负载。

[0213] 已经描述了各种示例,每个示例都以各种特征组合为特征。本领域技术人员将理解,除非明显相互排斥,否则任何特征可单独使用或与任何其他特征组合使用,并且本发明扩展到并包括本文所述的一个或多个特征的所有组合和子组合。

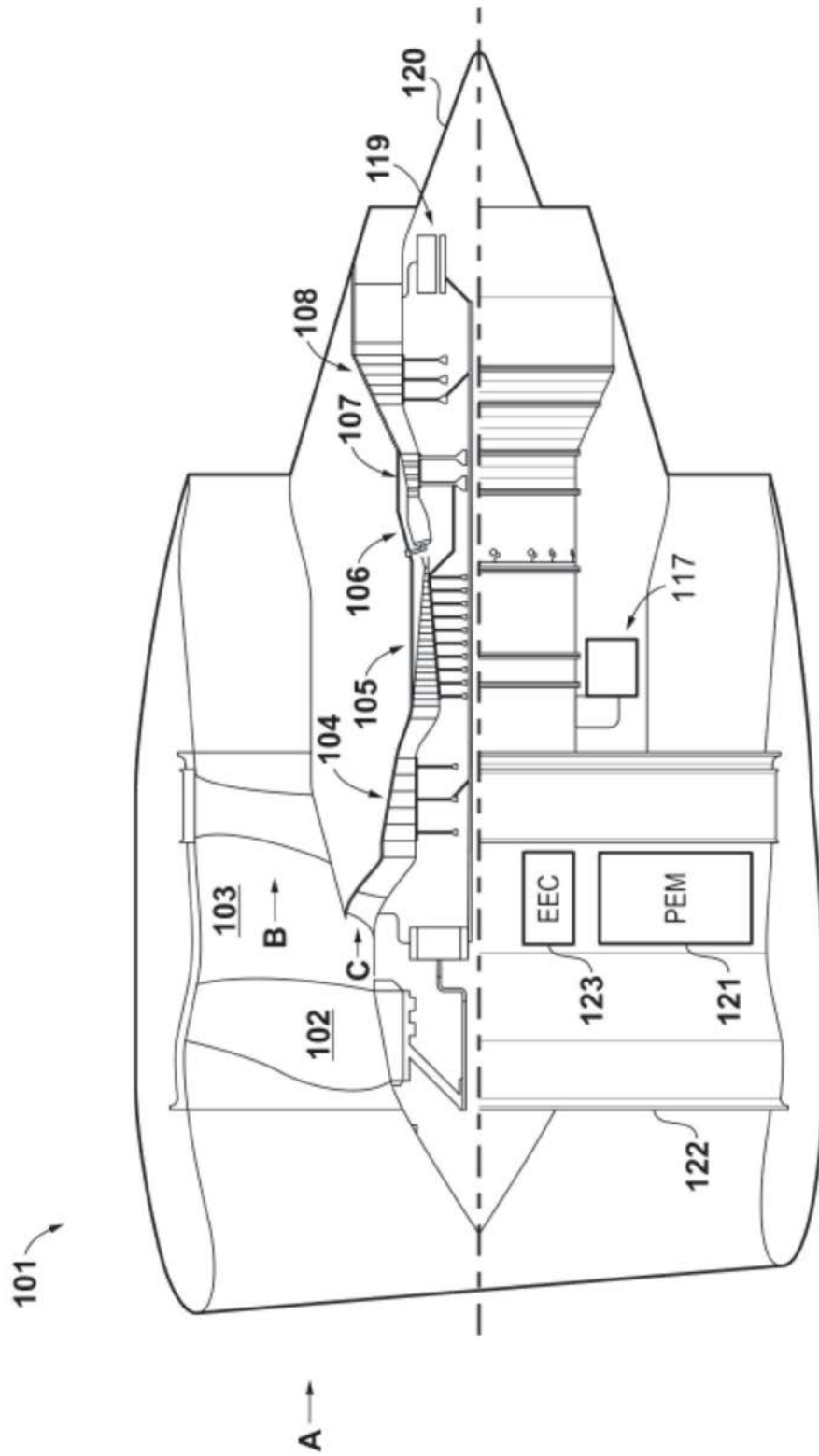


图1

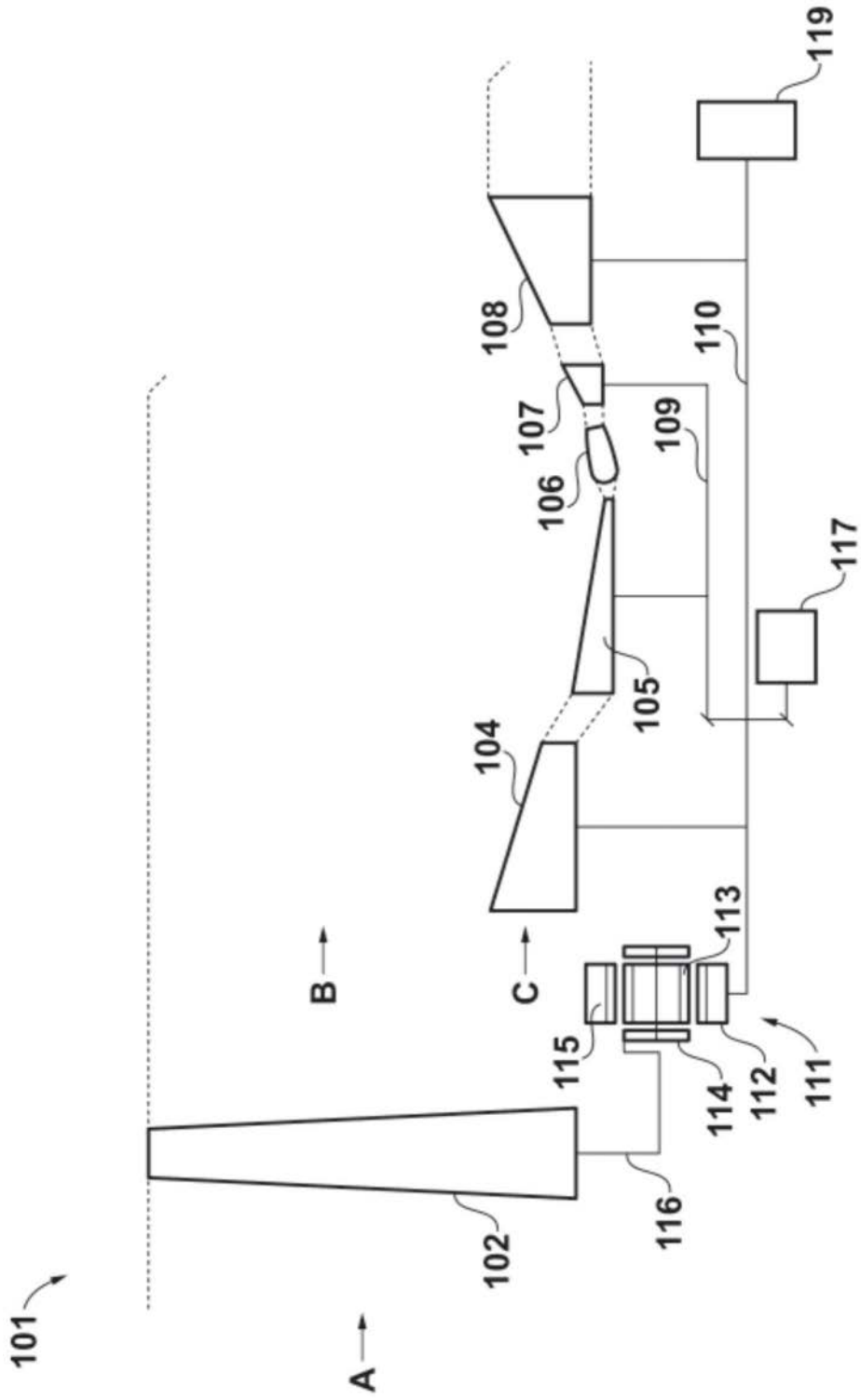


图2

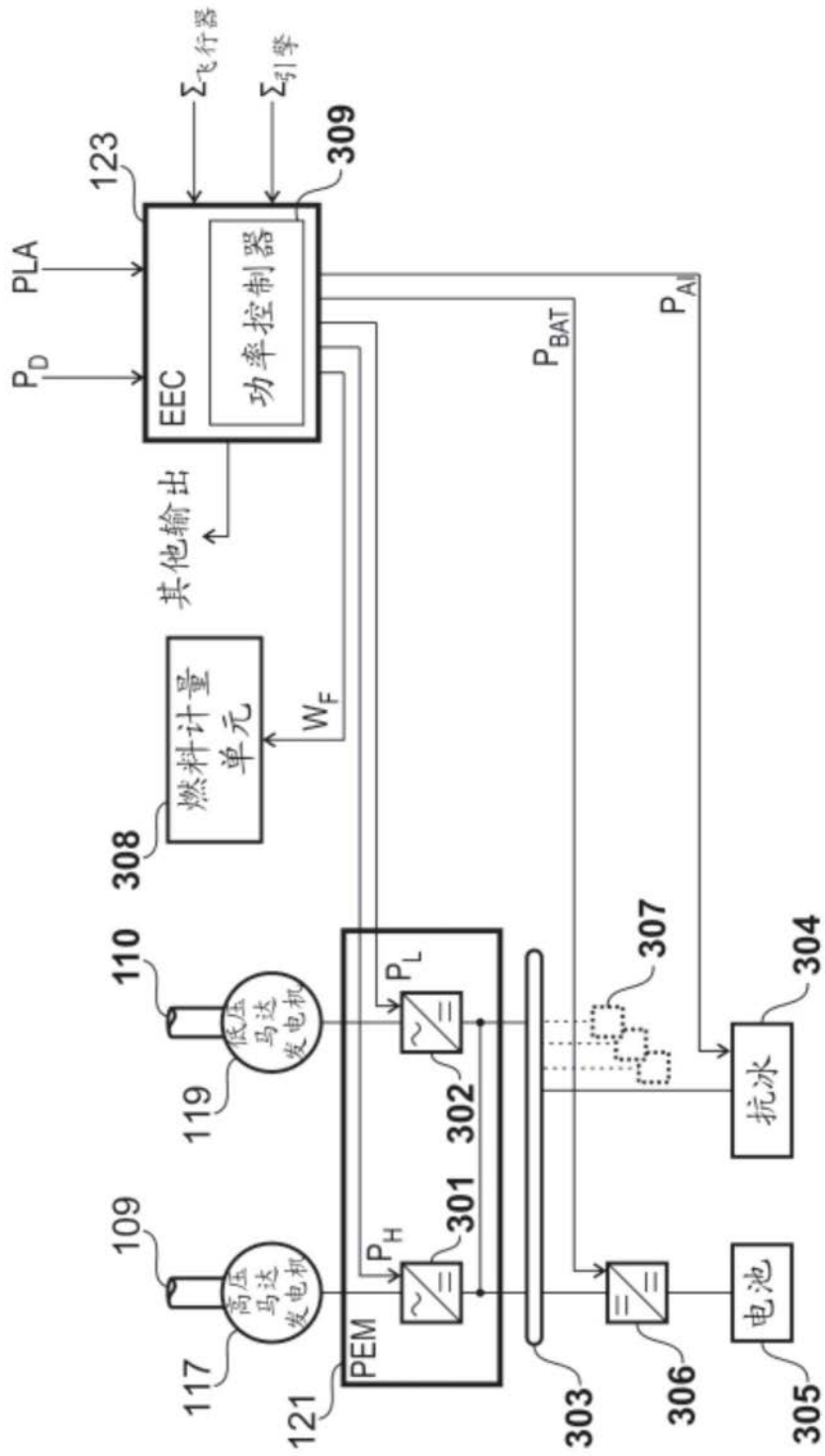


图3

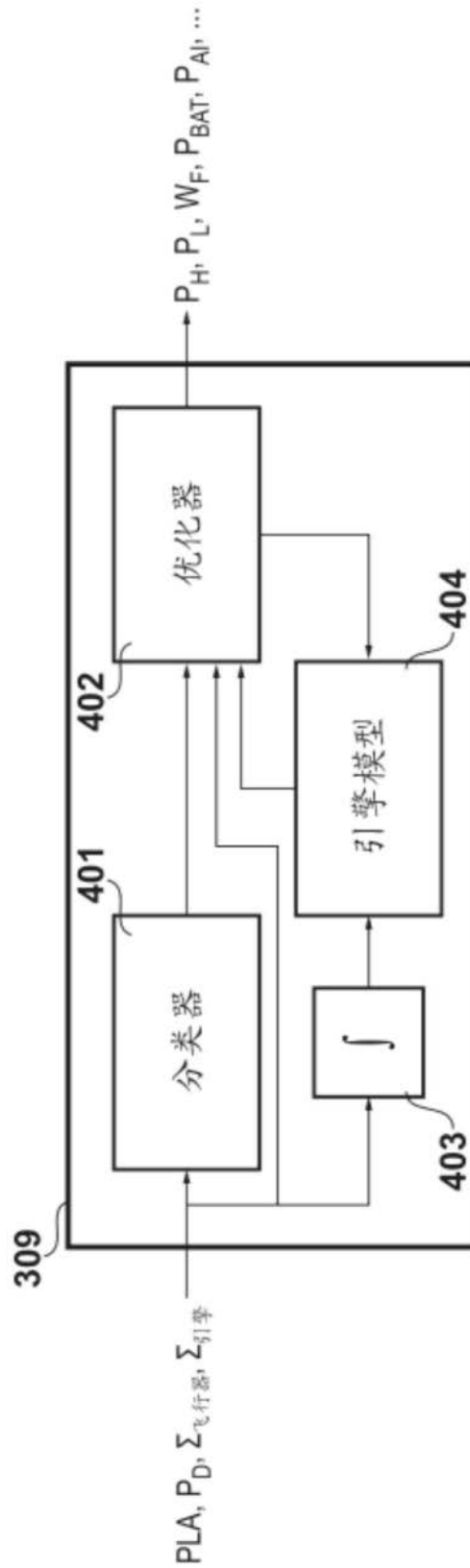


图4

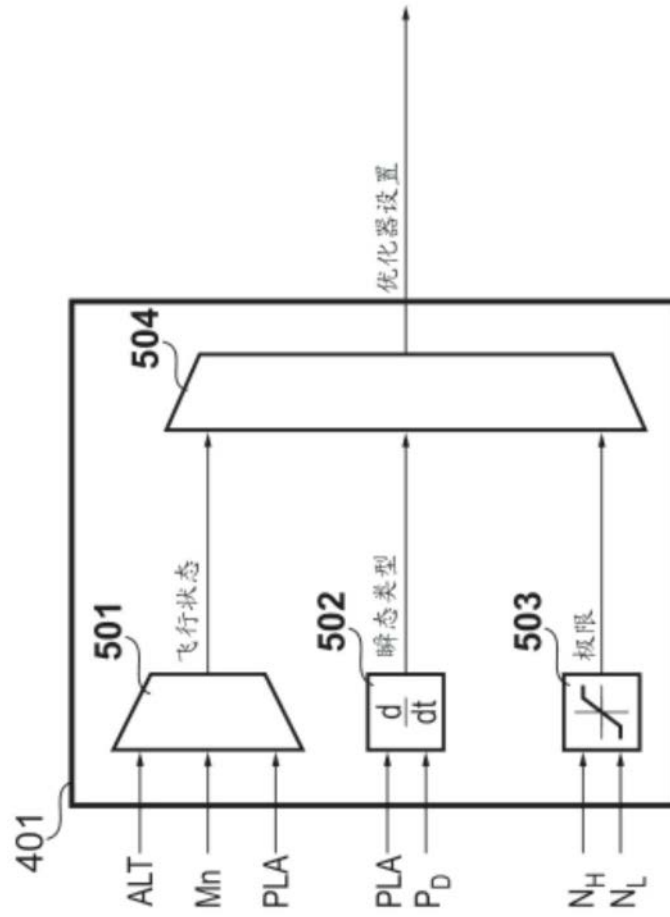


图5

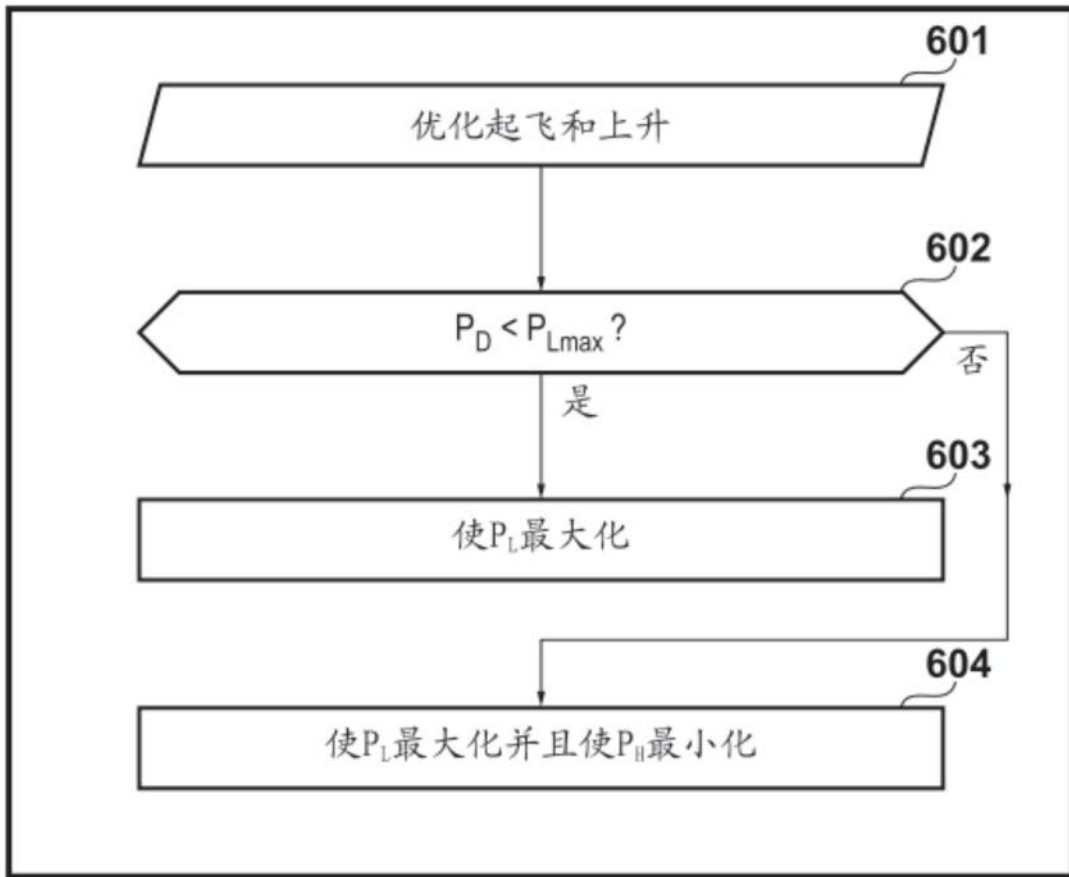


图6

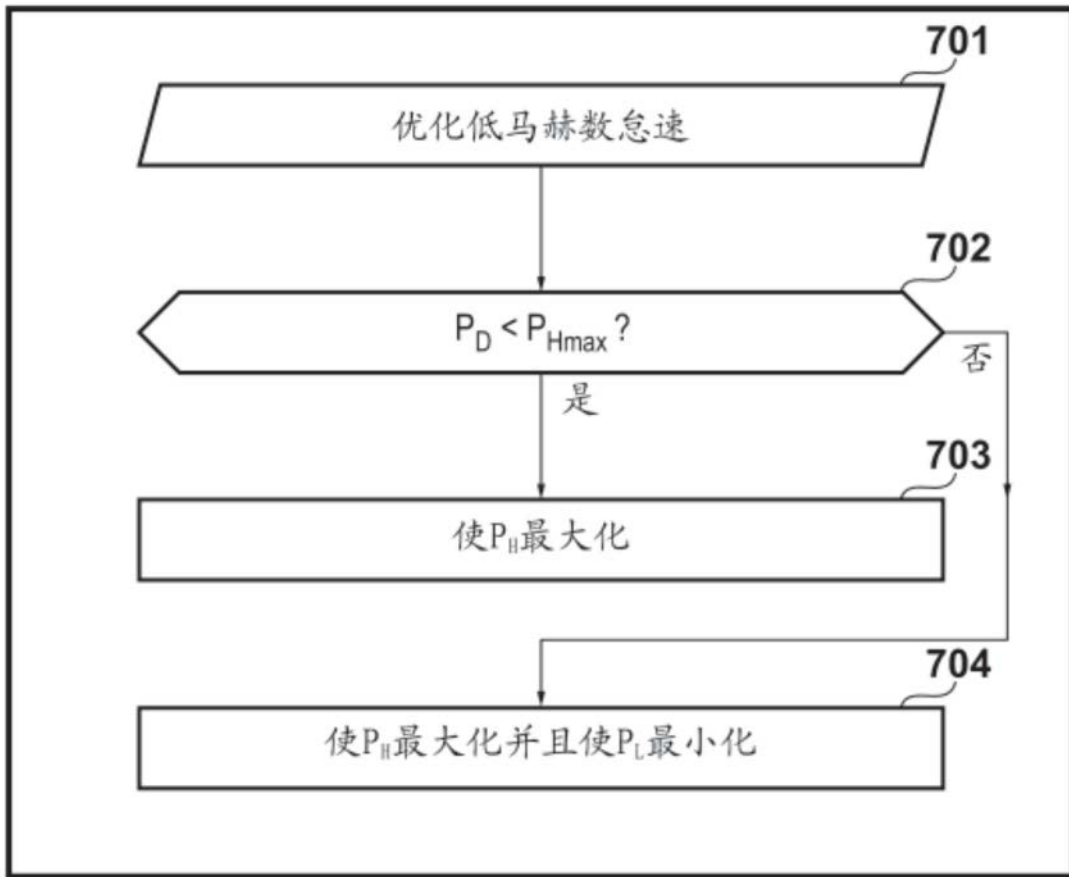


图7

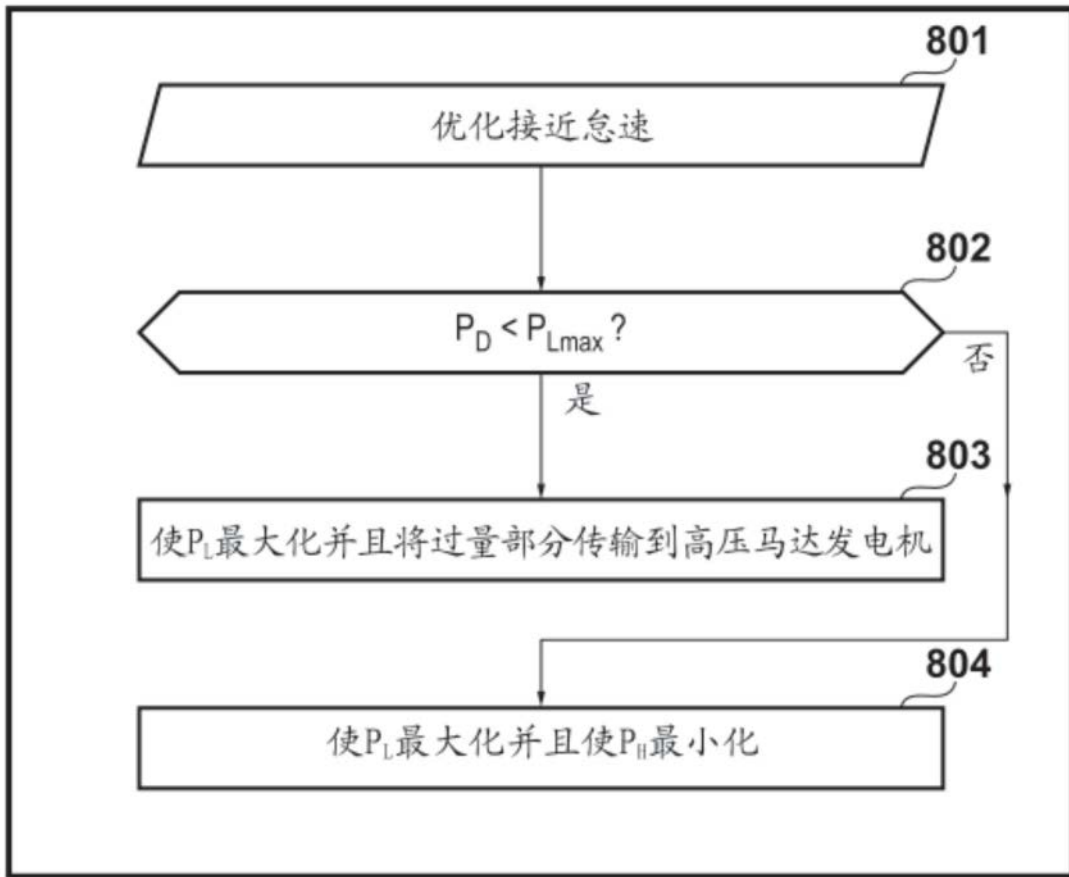


图8

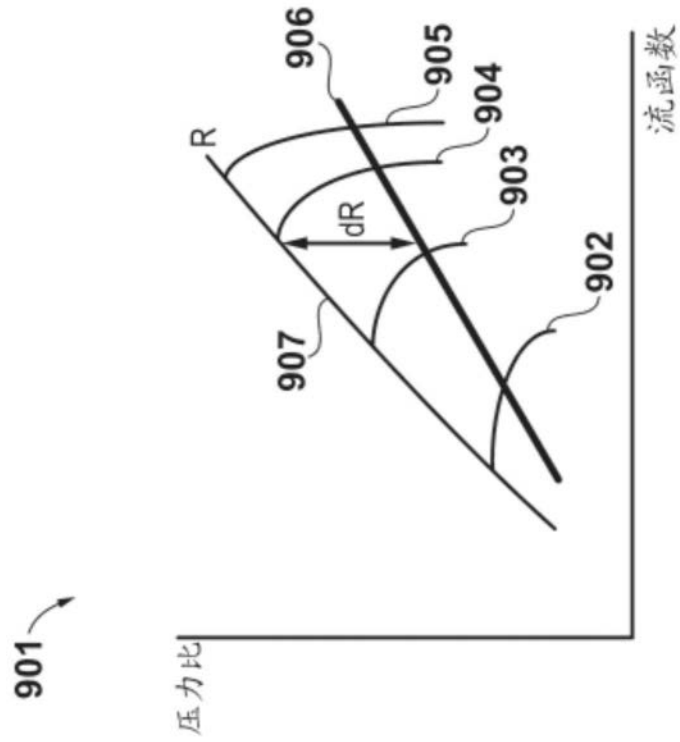


图9

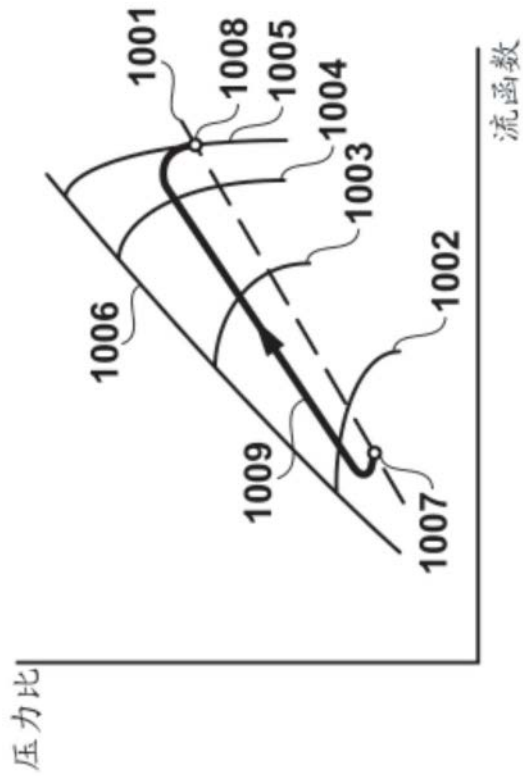


图10A

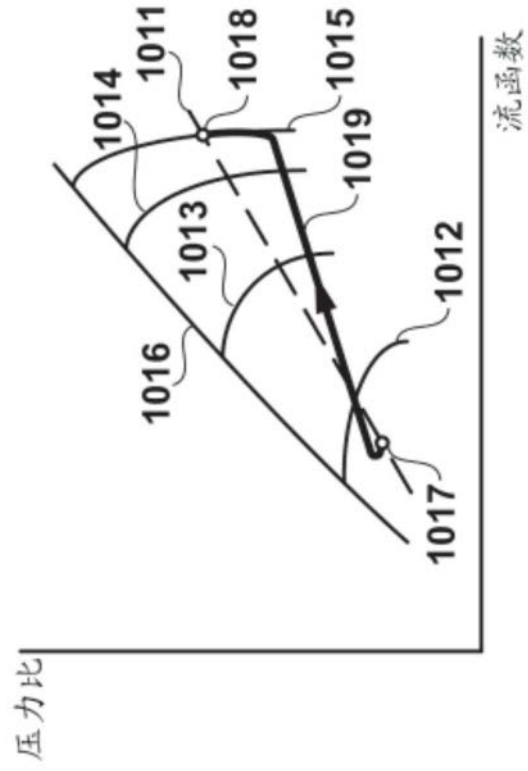


图10B

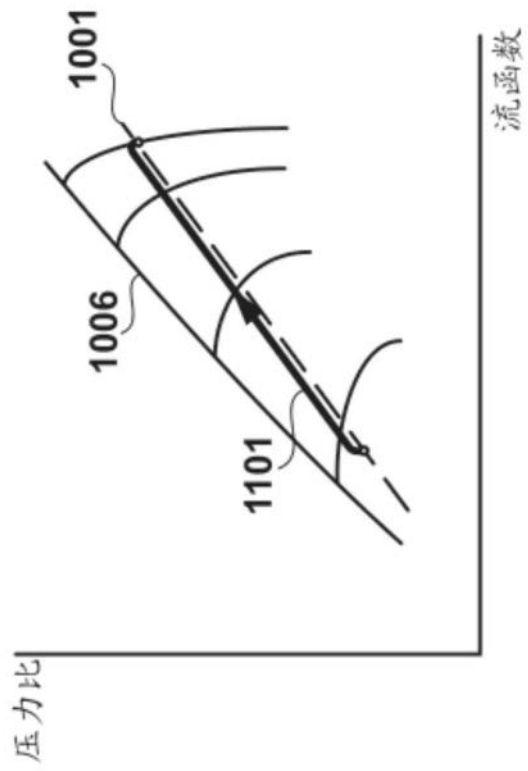


图11A

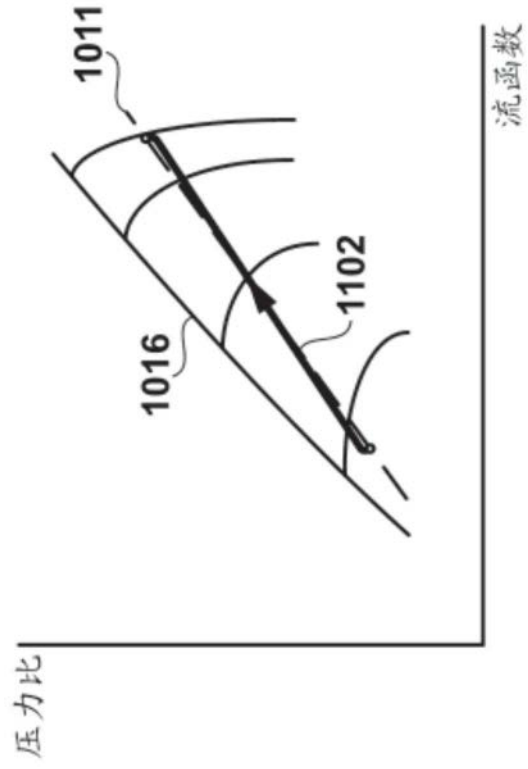


图11B

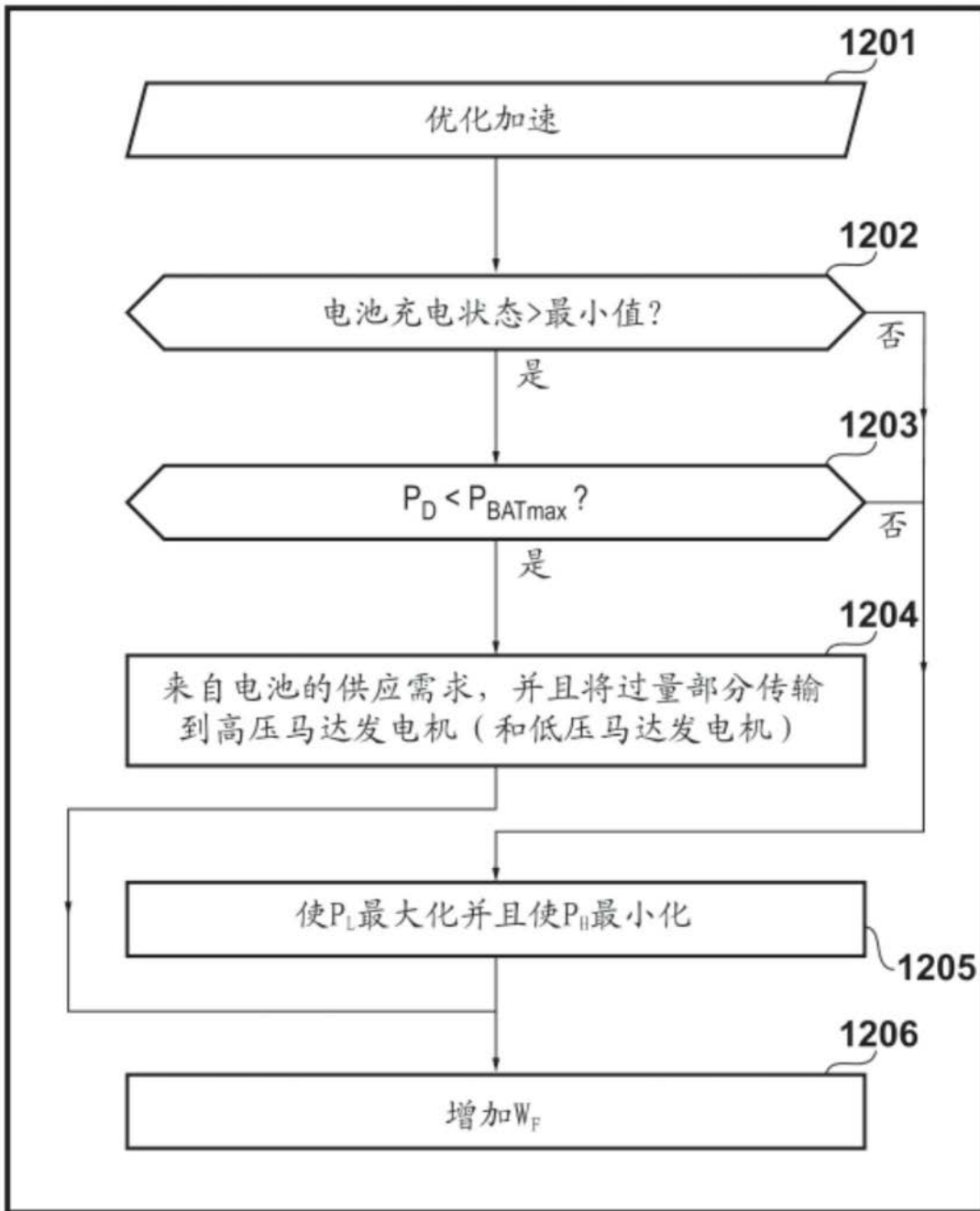


图12

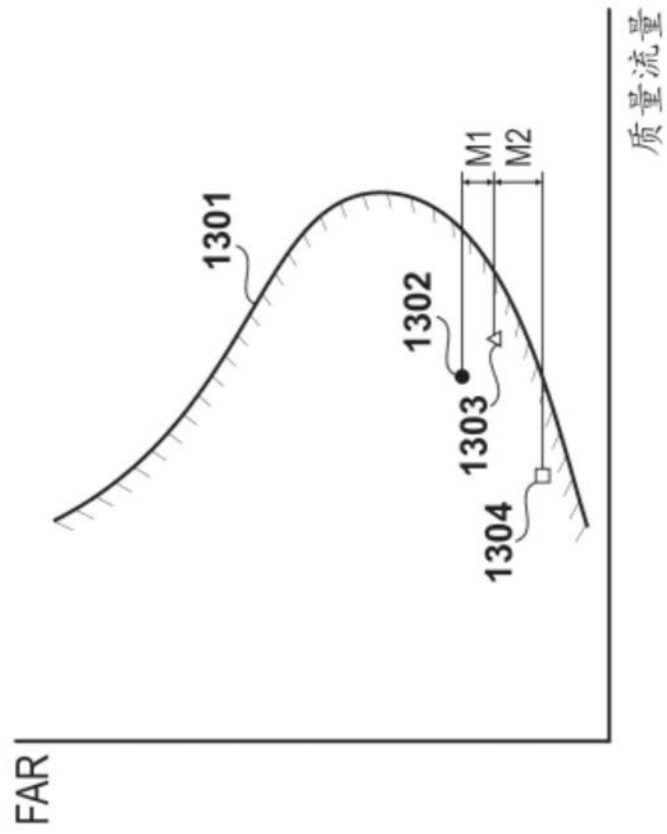


图13

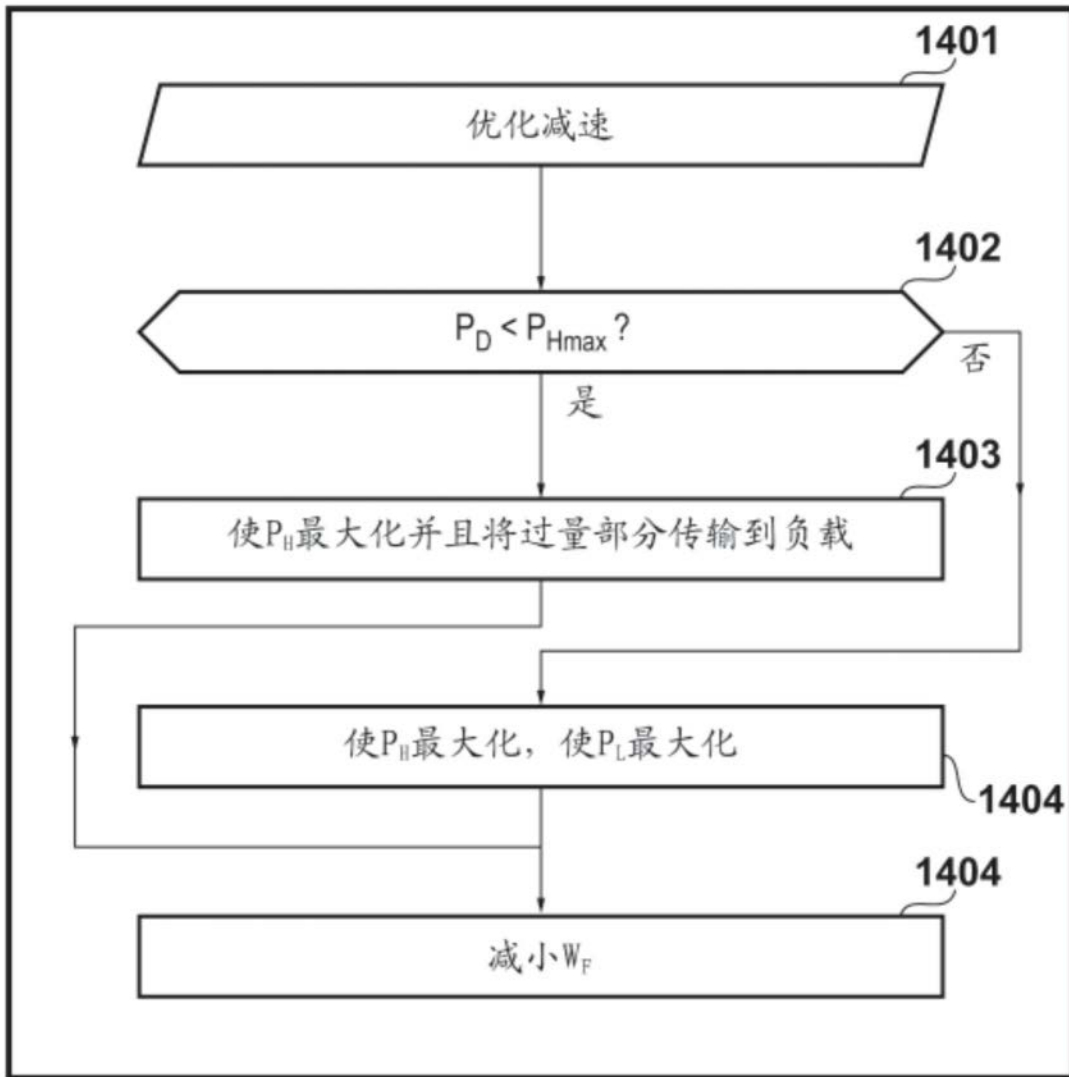


图14

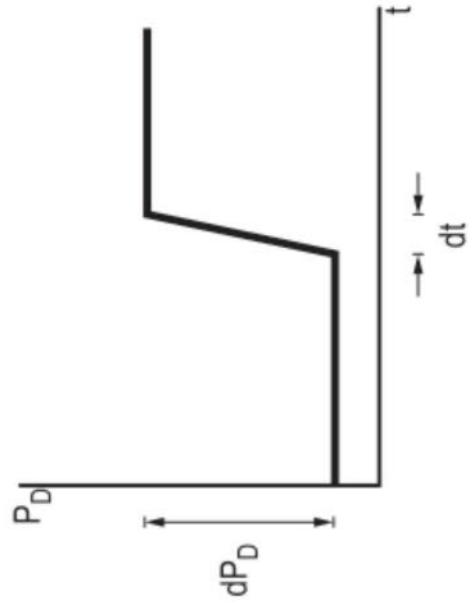


图15A

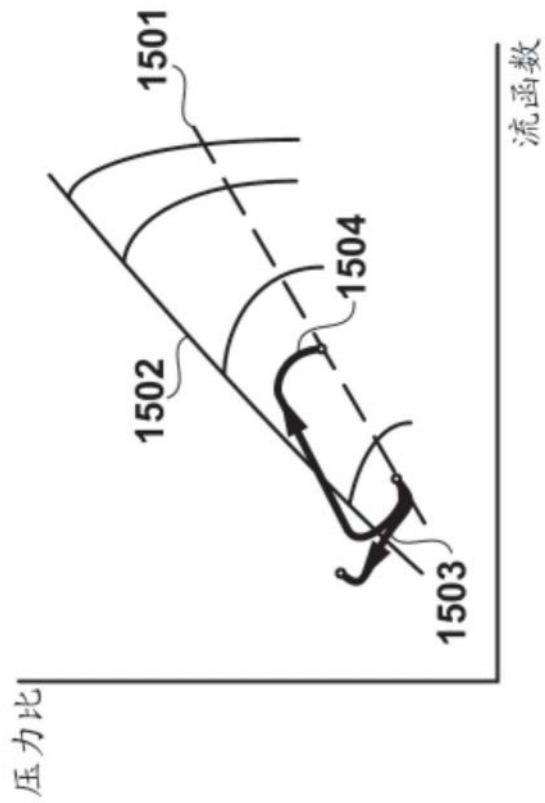


图15B

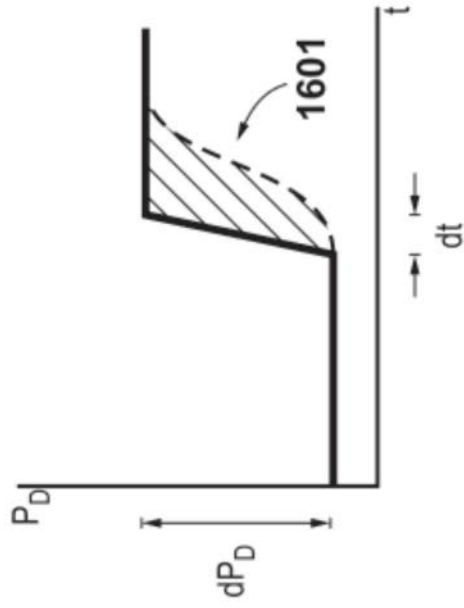


图16A

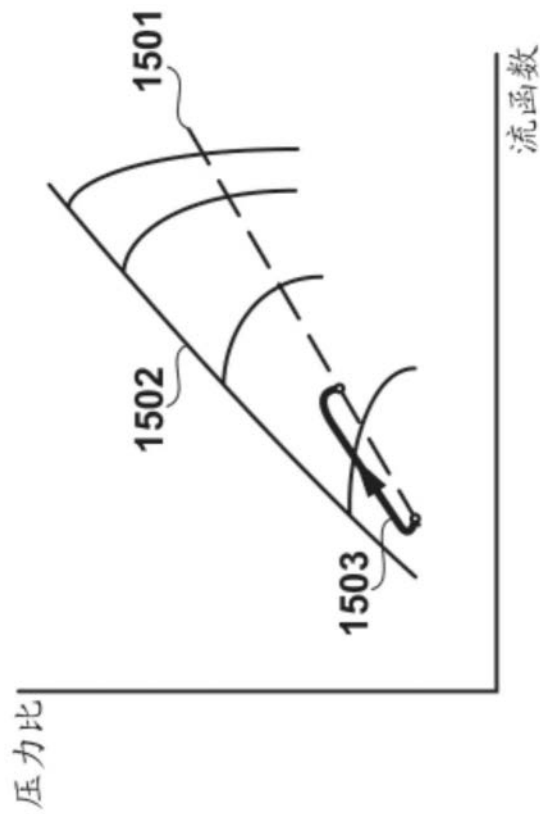


图16B

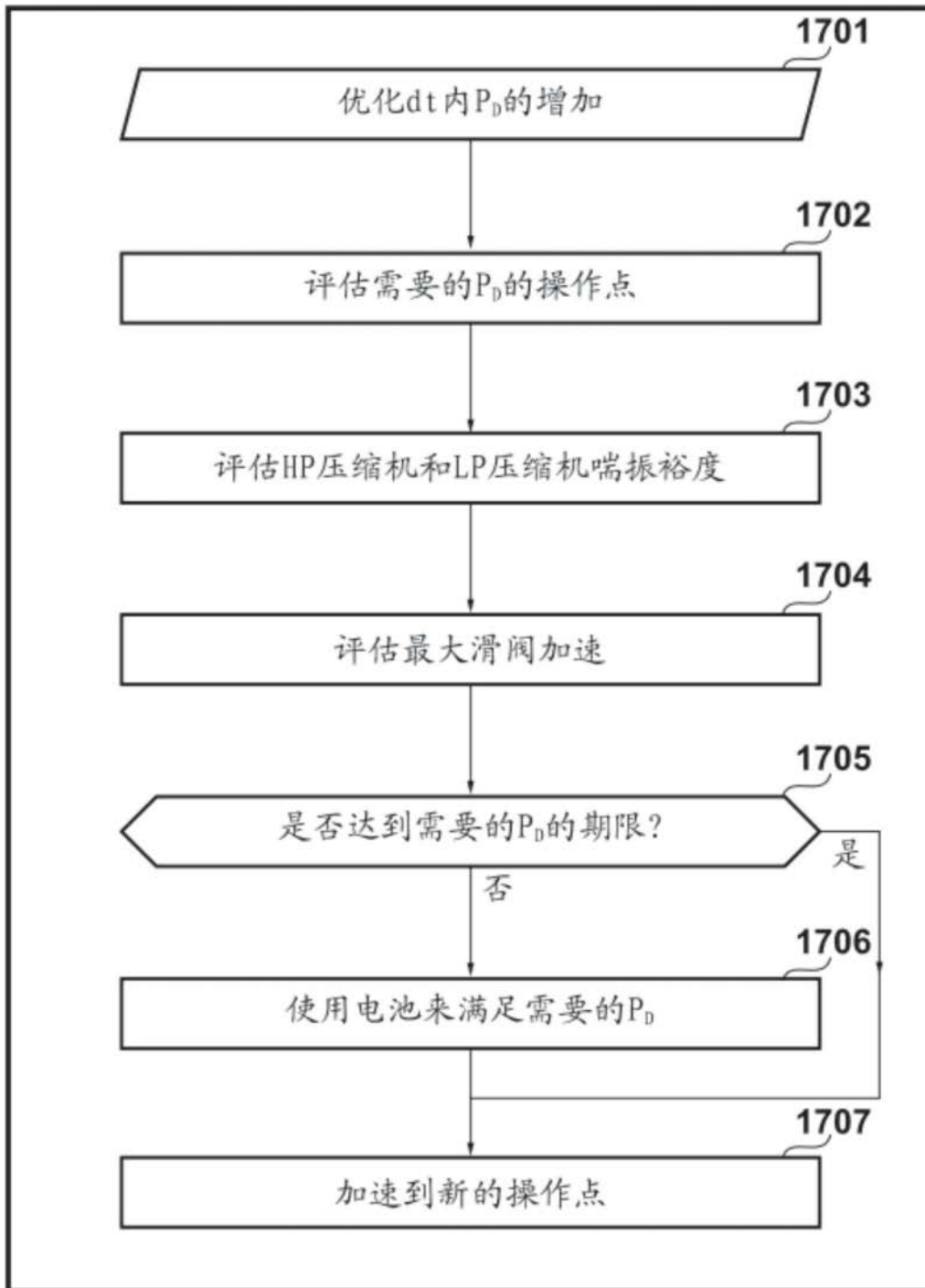


图17

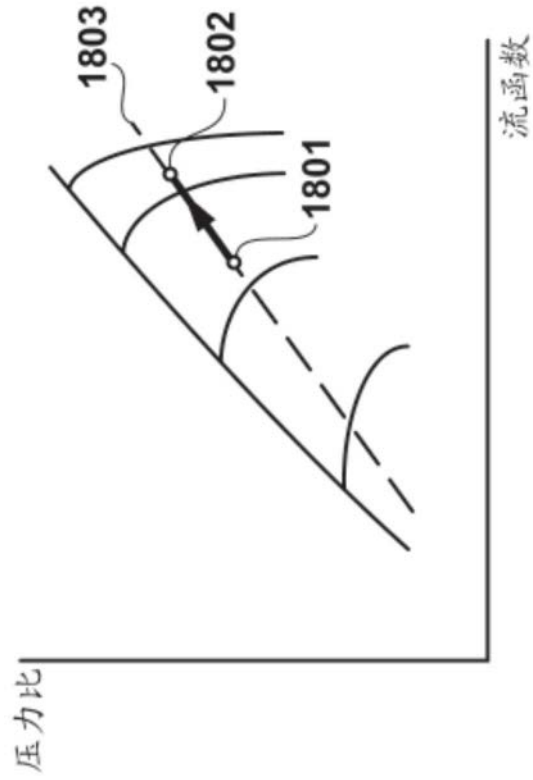


图18A

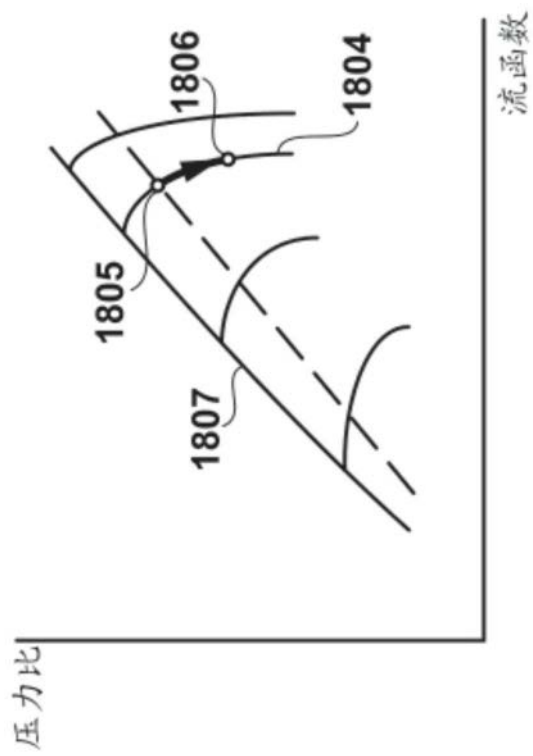


图18B

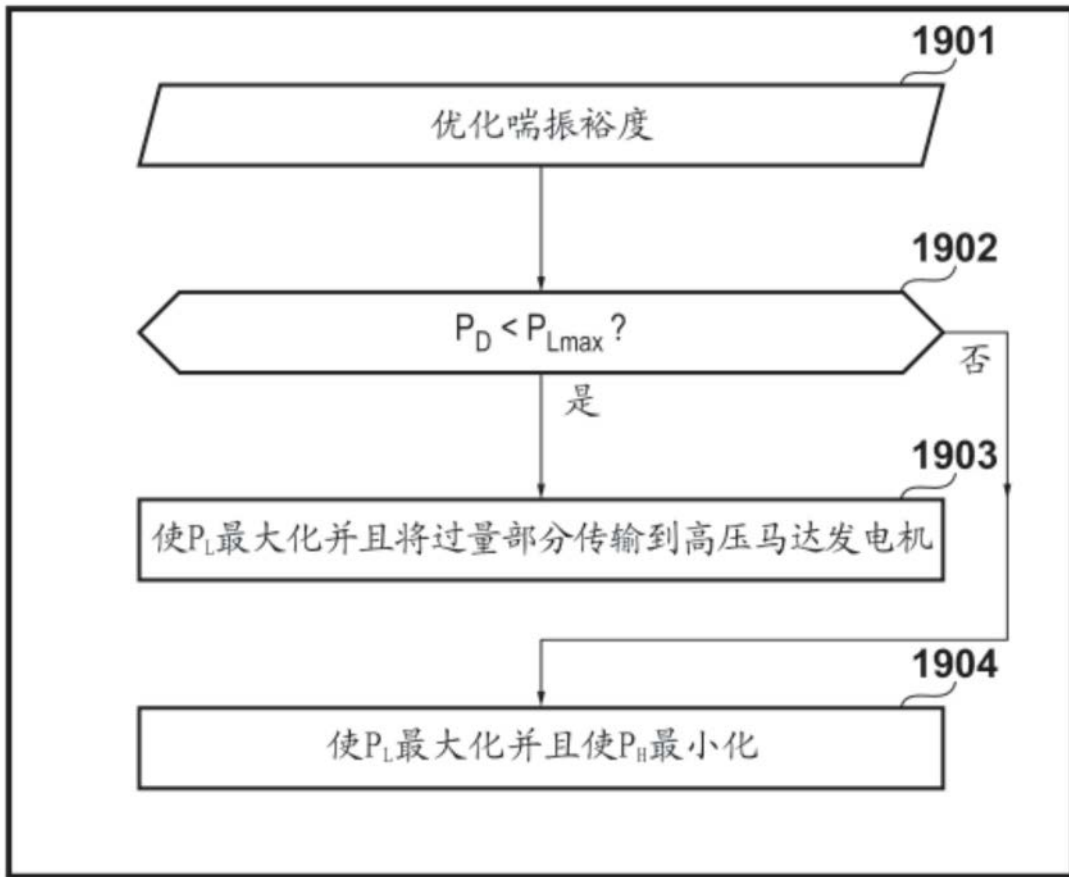


图19



图20A

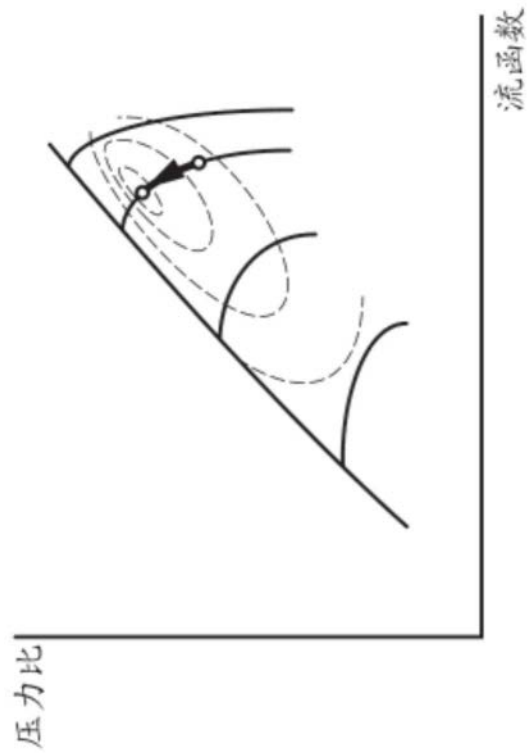


图20B

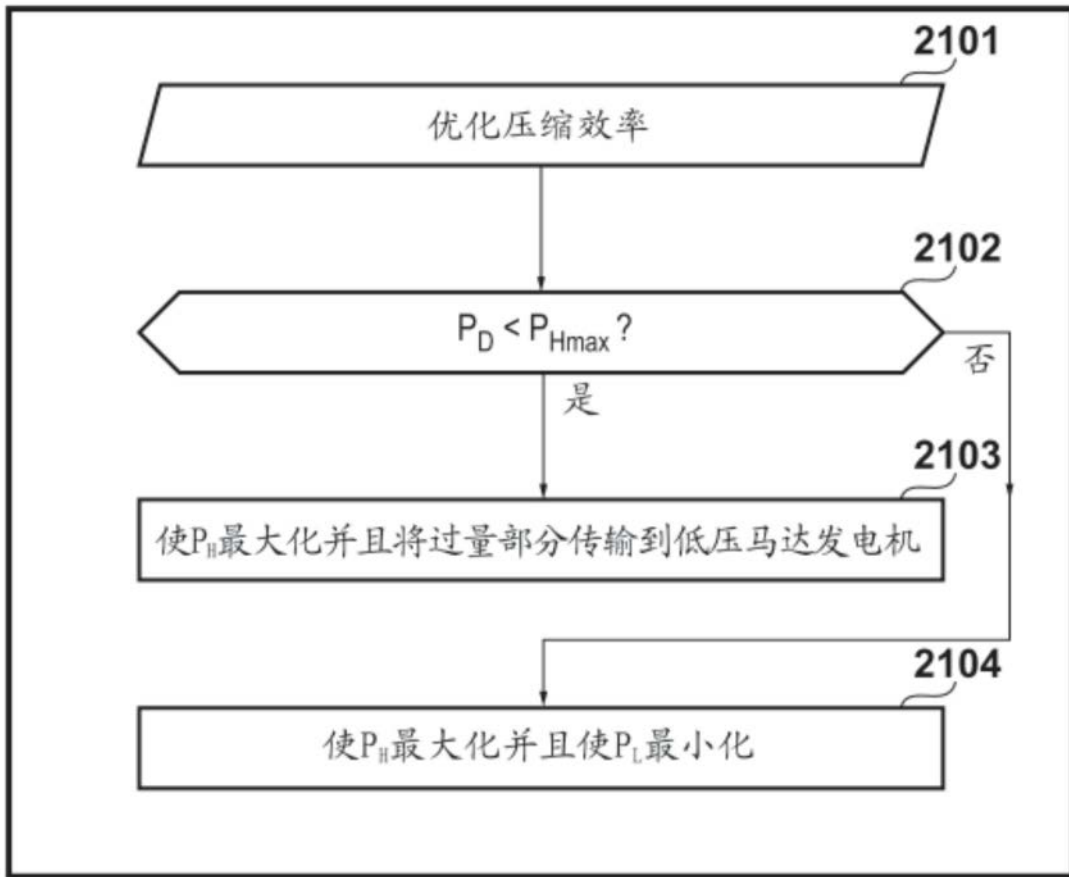


图21

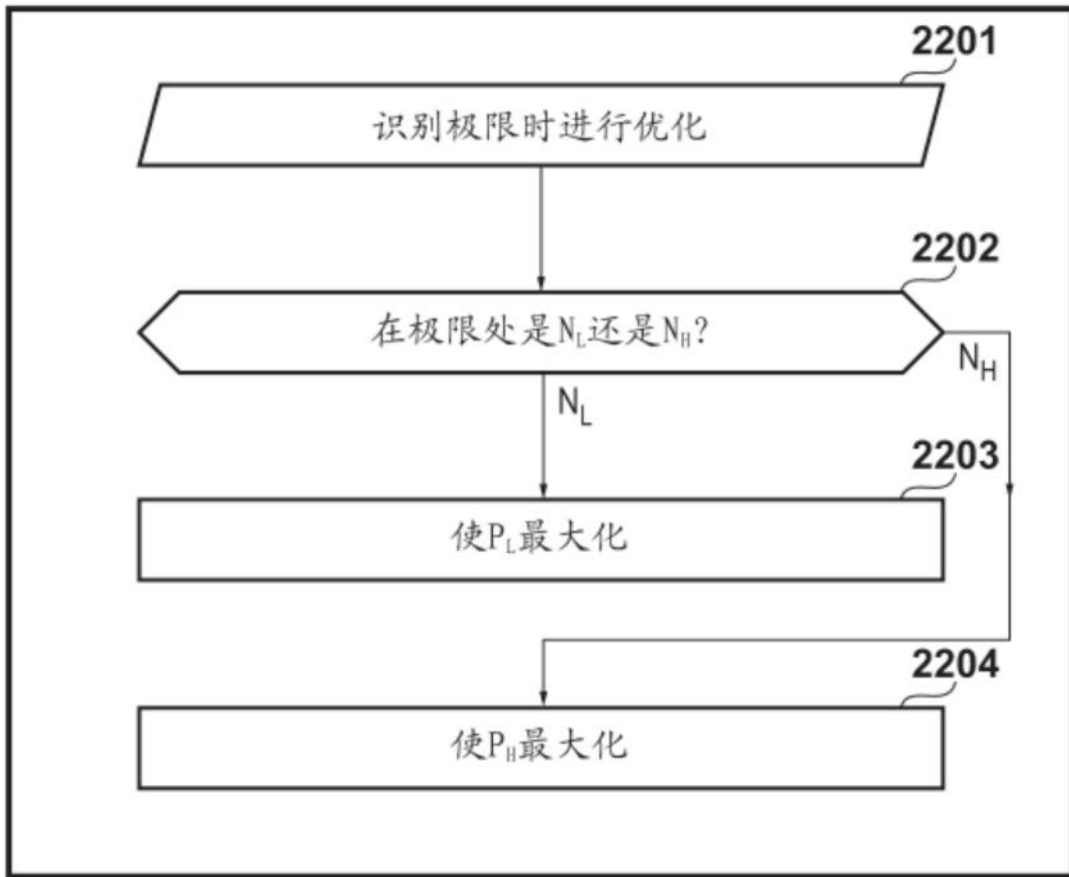


图22