



(12)发明专利

(10)授权公告号 CN 104890878 B

(45)授权公告日 2020.01.21

(21)申请号 201510099355.5

(22)申请日 2015.03.06

(65)同一申请的已公布的文献号
申请公布号 CN 104890878 A

(43)申请公布日 2015.09.09

(30)优先权数据
14/200263 2014.03.07 US

(73)专利权人 霍尼韦尔国际公司
地址 美国新泽西州

(72)发明人 M.A.荣克尔斯 R.阿拉基

(74)专利代理机构 中国专利代理(香港)有限公司
72001
代理人 吴超 李婷

(51)Int.Cl.

B64D 13/06(2006.01)

(56)对比文件

CN 103185411 A,2013.07.03,
CN 101372260 A,2009.02.25,
CN 102917950 A,2013.02.06,
US 6629428 B1,2003.10.07,
EP 2743184 A2,2014.06.18,

审查员 陈艳

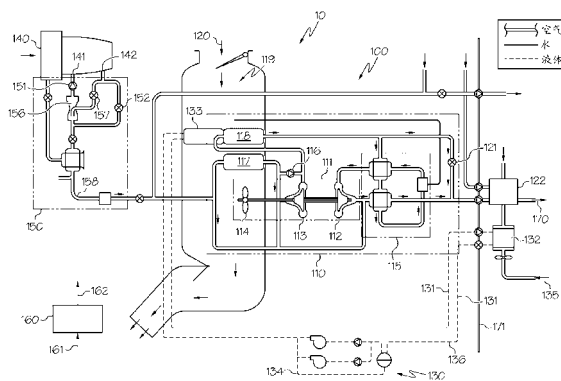
权利要求书1页 说明书6页 附图3页

(54)发明名称

低压放气飞机环境控制系统

(57)摘要

本发明涉及低压放气飞机环境控制系统。一种构造成以第一模式和第二模式运行的飞机环境控制系统(ECS)。ECS可包括空气循环机(ACM)、定位成允许放气绕过所述空气循环机的旁通阀,使得当所述旁通阀打开时,所述ECS以放气处于第一压力的所述第一模式运行,并且当所述旁通阀关闭时,所述ECS以处于第二放气压力的所述第二模式运行,所述第二放气压力高于所述第一放气压力。放气系统控制器和ECS控制器可被构造成选择性地将飞机的发动机的高压或低压放气端口联接到ECS并控制旁通阀的位置。



1. 一种构造成以第一模式和第二模式运行的飞机环境控制系统 (ECS), 该ECS包括:
空气循环机 (ACM):

旁通阀, 其定位成允许放气绕过所述空气循环机使得当所述旁通阀打开时, 所述ECS以放气处于第一放气压力的所述第一模式运行, 并且当所述旁通阀关闭时, 所述ECS以放气处于第二放气压力的所述第二模式运行, 所述第二放气压力高于所述第一放气压力; 以及

放气系统控制器和ECS控制器, 其构造成选择性地 将飞机的发动机的高压放气端口或 低压放气端口联接到所述ECS并控制所述旁通阀的位置;

其中当所述旁通阀关闭时, 所述放气由所述空气循环机冷却,

其中当所述旁通阀打开时, 所述放气不由所述空气循环机冷却, 以及

其中当所述旁通阀打开时, 所述放气由位于冲击空气管道内的换热器冷却;

液体冷却环路, 其包括:

定位在所述飞机的冲击空气管道中的液体换热器,

定位在所述飞机的加压区域中的机舱空气换热器, 以及

互连所述液体换热器和所述机舱空气换热器的管道, 所述管道被构造成能实现通过所述液体换热器和所述机舱空气换热器的液体冷却介质的循环,

其中来自机舱的空气的一部分在所述机舱空气换热器中由所述液体冷却介质冷却并且被再循环到所述机舱, 以及

其中所述液体冷却介质在所述液体换热器中由冲击空气冷却并且被再循环到所述机舱空气换热器中。

2. 如权利要求1所述的飞机环境控制系统, 其中, 所述ECS控制器被构造成:

a) 在所述飞机正飞行在高于约25000英尺的海拔高度时命令打开所述旁通阀; 以及

b) 在所述飞机正以地面滑行模式运行、爬升、待机着陆或下降到低于约25000英尺的海拔高度时, 命令关闭所述旁通阀。

低压放气飞机环境控制系统

背景技术

[0001] 本发明总得来说涉及飞机环境控制系统(ECS)、推进发动机和供应该ECS的放气系统。更确切地说,本发明涉及装置和方法,通过该装置和方法ECS可由低压放气操作从而在飞机飞行期间将燃料燃烧最小化。

[0002] 新一代商用飞机将不得不越来越燃料高效。一些,也可能是大多数,将保持由被设计为供应放气到飞机系统的发动机提供动力,但是它们将不得不提供与“更加电动的”无放气方案相匹敌的燃料燃烧水平。为了减少飞机的燃料使用,必须优化加压和冷却机舱所需的各种放气和动力提取以及阻力要求对发动机的整体影响。可允许使用从发动机到ECS和其它用户系统的更低放气压力供应的能量优化方案会以相对更低的开发风险提供“更加电动的”ECS架构的竞争性替代方式。

[0003] 如能所见的,存在对一种ECS的需要,该ECS可由来自发动机的处于相对更低能量级的低压下的放气操作并且由此在飞机的飞行过程中能实现减少的燃料燃烧。

发明内容

[0004] 历史上,飞机发动机和使用发动机动力工作的飞机系统已经被单独地明确说明、设计和获得,而没有考虑到完整的功能整合的益处。推进发动机设计通常已经领先飞机系统,这是由于证明新型发动机所需的长前置时间。对于提供放气给环境控制系统(ECS)的典型发动机来说,机翼防结冰和其它用户、放气端口和它们的压力水平通常已经基于发动机设计考虑和这些系统的要求的过往经历而被首先设置。因此没有通过设计能够以更低的放气压力操作的ECS来累积益处。相反,本发明打算通过协调发动机放气端口的选择和能够以由发动机供应的更低的放气压力能量运转类型的ECS的设计和运行模式来改善飞机燃料经济性。

[0005] 在本发明的一个方面,飞机环境控制系统(ECS),被构造成以第一模式和第二模式运行。该ECS可包括:空气循环机(ACM):定位成允许放气绕过ACM的旁通阀,从而在该旁通阀打开时,该ECS以放气处于第一压力下的第一模式运行并且当旁通阀关闭时该ECS以处于第二放气压力下的第二模式运行,该第二放气压力高于第一放气压力;以及放气系统和控制器,其构造成选择性地为飞机发动机的放气端口或低压放气端口联接到ECS并控制旁通阀的位置。

[0006] 在本发明的另一方面,飞机放气动力利用系统可包括:环境控制系统(ECS),其构造成选择性地以处于第一放气压力下的第一模式和处于第二放气压力下的第二模式运行,所述第一放气压力低于第二放气压力;冷却涡轮机,其构造成当ECS以第二模式运行时冷却放气;飞机发动机,其具有定位成以所述第一放气压力从发动机提取放气的第一放气端口和以第二放气压力从所述发动机提取放气的第二放气端口;以及旁通阀,其被定位成当ECS以第一模式运行时通过将来自第一放气端口的放气引导绕过冷却涡轮机并且停止该涡轮机来消除在冷却涡轮机内的压降。

[0007] 在本发明的又一方面,用于操作飞机放气动力利用系统的方法可包括如下步骤:

选择性地将环境控制系统 (ECS) 联接到飞机发动机的第一放气端口或第二放气端口, 第一放气端口提供处于第一压力的放气并且第二放气端口提供处于第二压力的放气, 第二压力高于第一压力; 在飞机处于怠速运行模式时将来自第二放气端口的放气引导到ECS, 在飞机巡航、爬升、待机着陆或起飞动力时将来自第一放气端口的放气引导到ECS; 在高于约25000英尺的海拔高度上打开旁通阀以引导放气绕过ECS的空气循环机 (ACM); 并且在低于约25000英尺的海拔高度上关闭旁通阀以引导放气通过一个或多个空气循环机涡轮机。

[0008] 参照下面的附图、描述和权利要求能更好地理解本发明的这些和其它的特征、方面和优点。

附图说明

[0009] 图1是根据本发明的示例性实施例的飞机放气动力利用系统的示意图;

[0010] 图2是根据本发明的第二示例性实施例的飞机发动机和放气系统的示意图; 以及

[0011] 图3是根据本发明的示例性实施例的控制ECS的运行的方法的流程图。

具体实施方式

[0012] 下面的具体描述是针对目前考虑到的实施本发明的最佳模式。该描述不应被认为是限制性意义下的, 而是仅用于说明本发明的大体原理的目的, 因为本发明的范围由后附的权利要求最佳地定义。

[0013] 下面描述了各种发明特征, 这些特征每一个可被彼此独立地使用或与其它特征组合使用。

[0014] 本发明总体上提供了一种系统, 通过该系统飞机环境控制系统 (ECS) 可由来自该飞机的一个或多个发动机的低压放气操作。

[0015] 该系统可由一个或多个ECS包组成, 其中包括空气循环机 (ACM), 该ACM带有: 至少一个冷却涡轮机, 该涡轮机被设计为膨胀被处理的放气以建立到飞机机舱的更冷的空气供应; 至少一个换热器以用外部的“冲击”空气来冷却被处理的放气; 和一组换热器和水分离器, 此后被称为“水管理组件”, 该系统可还装备有旁通阀, 此后也被称为“高度阀”。

[0016] 当高度阀被关闭时, 在ECS包中被处理的处于相对高压的放气的大多数流动通过冷却涡轮机, 在那里其膨胀从而引起了该放气被冷却到适合于飞机机舱的空气调节的水平。当高度阀被打开时, ECS包放气中的大多数直接从换热器流到飞机机舱, 从而绕过了该涡轮机和相关的水处理装备。因此, 消除了向ECS提供高压以允许冷却涡轮机和水处理装备中的压力减小的需要, 并且仅要求相对更低的放气压力。“低放气”ECS的这种允许模式此后被称为“换热器冷却”模式。

[0017] 发动机和相关的放气系统被同时设计或改进以提供一组两个放气端口, 其中低压放气端口从比装备有传统ECS的飞机更低的发动机压缩机级导出空气。该低压端口被设计成提供与低放气ECS的减少的要求兼容的放气压力。

[0018] 包进口压力可被从39000英尺高度巡航时的约37psia减少到约17psia。在高于约25000英尺的高度上, 通常低于20华氏度的外部空气可足以单独地冷却包换热器内的放气, 使得提供给机舱的包供应空气流能进而冷却机舱负载并维持约75华氏度的期望机舱温度。在39000英尺巡航时, 根据现有技术的放气端口可提供约40psia, 而根据本发明的“低放气”

端口可提供约22psia。由发动机膨胀的压缩放气的能量中的差别代表了减少燃料燃烧的机会。

[0019] 高压放气端口可被采用以在发动机处于动力减少时,例如下降、待机着陆和滑行模式,满足全部条件下的ECS和其它放气要求。正如低放气ECS已经减少了巡航高度上的压力要求一样,本发明允许这个高压放气端口源于比传统系统更低的压缩机级,因此也潜在地对燃料燃烧减少有贡献。

[0020] 低放气ECS可包括额外的子系统以通过在位于冲击管道中的空气-空气换热器中与冲击空气传热来冷却从飞机机舱提取的一定量的空气流。被冷却的机舱空气此后可被再循环到机舱,在那里其可增加冷却能力给由ECS包提供的补充。该补充冷却回路可被任选地接通,尤其是在一个ECS包在一些高度上不工作时,在这些高度上“换热器冷却”运行模式已经被选择并且低放气发动机端口不能供应足够的压力给ECS以膨胀冷却涡轮机内的空气,从而提供额外的冷却能力。截流阀可控制机舱空气从机舱穿过压力隔墙到达换热器,并且因此保护了不受可能引起飞机减压的风险的故障的影响。

[0021] 冷却从飞机机舱提取的一定量的空气流的额外的子系统可由与液体运输流体的传热间接地执行,其本身最终由冲击空气冷却。在这方面,该子系统可包括:在冲击管道中的传热流体由冲击空气冷却的液体-空气换热器、位于飞机的加压区域中的液体-空气换热器,其中来自机舱的空气的一部分由被冷却的液体冷却、和在这两个换热器之间移动传热流体的泵、阀和管道控制着所述液体的流动和穿过飞机压力隔墙。

[0022] 放气系统可包括喷射泵和控制阀。喷射泵可从更高放气端口接收高压下的放气并且将其能量中的一些转移到来自更低端口的放气,所得到的混合流处于被低放气端口更高的压力下。这个特征可被任选地接通以在ECS或使用放气的其它设备要求适中高压的条件下补充低放气能力。这些条件可包括但不限于:机翼防结冰、高海拔巡航和单个ECS包发生故障时的运行。

[0023] 发动机和放气系统可包括一个或多个额外的中等放气端口和相关的控制阀。在3端口放气系统(包括单个中等放气端口)的情况下,中等放气端口可被选择以例如为ECS在全部巡航高度上以涡轮机膨胀模式运行提供足够的放气压力。更低放气端口此时可被选择为来自更低压力发动机压缩机级以例如在名义巡航高度上满足“换热器冷却”模式下的ECS运行。更高级可以与上述相同的模式选择。

[0024] 现在参照图1,以示意图的形式示出了飞机放气动力利用系统10的示例性实施例,其可包括飞机ECS100。ECS100可包括传统的空气循环ECS包110,其包括冷却涡轮机112、压缩机113和风扇114、一组换热器(再加热器和冷凝器)和脱水器,总称为水管理组件115。ECS包110可被选择性地联接到飞机(未示出)的发动机140的放气端口141和142。ECS100还可包括定位在飞机的冲击空气管道119内的主空气-空气换热器117和次空气-空气换热器118。放气控制系统,总体由数字150指示,可在功能上将ECS100的部件和放气端口141和142互连并且可控制被供应到ECS包110的预冷放气的温度和压力。

[0025] 定位在ECS包110中的高度或旁通阀121可被打开以允许放气绕过冷却涡轮机112和水管理组件115。当到冷却涡轮机112的放气流被改向为朝着阀121时,空气循环机111将停止。压力和温度受控的放气流此时可流动通过主换热器117、单向阀116、次换热器118和高度阀121并直接流到混合歧管122和飞机机舱170。在这种构造下,被称为“换热器冷却模

式”，预冷放气可仅由所述两个换热器118和117中的冲击空气120冷却。在这些条件下，冲击空气120可足够冷以冷却ECS包供应空气到其能够维持期望机舱内壁温度的水平。当冷却涡轮机112和水管理组件115可能不再减少预冷空气的压力时，在该模式下供应到ECS包110的放气的压力可在发动机放气端口的来源处被减小。高压放气阀152可被关闭并且低压放气阀151可被打开。这些阀的定位可导致放气仅被从低压放气端口141提取。

[0026] 低压放气端口141在发动机上的位置可被选择为在换热器冷却模式中密切地匹配ECS100的压力要求。因此，换热器冷却模式可在飞机在高海拔飞行时，例如在约25000到约40000英尺之间的海拔，被有效地采用以减少燃料燃烧。

[0027] 液体冷却环路，总体上由数字130指示，可被包含在ECS100中。液体冷却环路130可包括定位在飞机的加压机身中的机舱空气换热器132和定位在冲击空气管道119中的液体换热器133。机舱空气换热器132可从再循环机舱空气135提取热量并且将该热量转移到液体冷却环路130的液体介质131中。在一个示例性实施例中，冷却介质131可包括聚乙烯-乙二醇和水(GGW)、PAO、Galden®或其它合适的传热流体。液体介质131可将机舱170提取的热量传递给液体换热器133从而被提取的热量可被转移到可能流动通过冲击空气管道119的环境冲击空气120。液体介质131可由泵系统驱动，该泵系统总体上由数字134指示。液体介质131可通过管道136传递，该管道136可具有相对小的直径，例如约1/2英寸到约3/4英寸。结果，管道136可在直径相应小的开口中穿过飞机压力隔墙171。

[0028] 可能出现一些飞行条件，其中ACM111的重启可能是期望的，甚至是在飞机处于巡航运行模式中。例如，ECS100可被要求提供额外的冷却以补偿飞机上的一个或多个其它ECS包110的故障。另外，在高于40000英尺的海拔高度上，发动机140可在低压放气端口141产生减少的放气压力水平。在这些条件下，可能令人满意的是重启ACM111。次高压放气阀157可被打开以允许有限量的高压放气从高压放气端口142流出并进入喷气泵156。这个动作可允许喷气泵156增加低端口和高端口混合流的压力到高于放气端口141单独所能提供的水平并且满足了ECS100的需要或其它的下游要求，例如机翼除冰系统。旁通阀121此时可被关闭并且ACM111的冷却涡轮机112可开始运行。

[0029] 现在参照图2，以示意图的形式示出了可被用于图1的ECS100的运行的另一发动机放气端口布置的示例性实施例。发动机208可被设置有三个放气端口，低压放气端口202、中等压力放气端口204和高压放气端口206。端口202、204、和206可被选择性地分别通过放气阀210、212和214 联接到放气管道系统158。在运行时，高压放气端口206可在基于地面的运行、飞行中的待机着陆或在飞机的下降期间供应放气。在高于25000英尺的海拔高度上，低压放气端口202可被用于供应放气到低放气ECS100，其可正在上述的换热器冷却模式中运行。中等压力放气端口204可仅在最高巡航海拔高度中的一些上，例如高于40000英尺，以及在ECS单个包故障模式运行时被选择，在所述故障模式运行时要求涡轮机膨胀冷却以提供足够的飞机冷气能力。中等压力放气端口204可被定位成当ECS100被联接到中等压力放气端口204时，ECS100能在旁通阀121处于关闭位置的情况下在巡航中的全部飞机海拔高度上以最大流量运行。

[0030] 再向回参照图1，可以看到控制器160可被包含在ECS100中。控制器160可接收飞机操作信号161并且产生阀控制命令162，该命令可根据各种不同的飞机运行模式协调图1的阀151、152、157和121和/或阀210、212和214的操作。

[0031] 例如,控制器160在飞机的下降期间可命令高压放气阀214将放气管道系统158联接到发动机208的高压放气端口206并且在飞机飞行的起飞、爬升和巡航阶段期间命令低压放气阀210将放气管道系统158联接到发动机208的低压放气端口202。另外,该控制器可在高于约40000英尺的高度上的飞机巡航期间或者在要求比低放气端口所能提供的更高的压力的情况下命令中等压力放气阀212将放气管道系统158联接到发动机208的中等压力放气端口204。

[0032] 控制器160可被设置为优化ECS100和放气系统150的运行使得最低压力放气端口被选择,以与ECS运行模式一起,满足飞机机舱和其它放气用户系统,例如机翼除冰,的空气流、温度和压力要求,并具有最小化发动机燃料燃烧的效果。

[0033] 现在参照图3,流程图300、400、500和600可示出了用于操作飞机发动机和依赖发动机放气作为空气流和动力源的环境控制系统(ECS)、以及放气系统的方法。

[0034] 流程图300可示出了用于在飞机处于巡航、或其它高海拔操作模式中时操作发动机和ECS的方法。在步骤302,高度阀可被打开并且低压放气端口可被选择,(例如旁通阀121可被打开并且ECS100可被联接到发动机140的放气端口141)。在步骤304,放气可绕过涡轮机和水处理部件(例如,放气可绕过冷却涡轮机112和水管理组件115并且由此经历了减少的压降)。放气流此时可流动通过主换热器117、单向阀116、次换热器118和高度阀121并且直接流到混合歧管122和飞机机舱170。主换热器和次换热器可被定位在冲击空气管道119内并且因此可由冲击空气120冷却)。在步骤306,再循环的机舱空气可由环境空气热汇冷却,过程可在步骤308内直接执行。在任意的步骤310中,热量可被间接地从机舱转移到液体冷却环路内,(例如,机舱换热器132可从再循环机舱空气收集热量)。液体介质131可被传递到飞机的冲击空气管道119。热量可在换热器133内被从液体介质131转移到冲击空气管道119内的冲击空气120中)。

[0035] 流程图400可示出了飞机在外部空气不足以冷到冷却放气以满足机舱冷却要求的相对低海拔高度上时操作发动机和ECS的方法。在步骤402中,旁通高度阀可被关闭,这导致了放气流动通过一个或多个ECS涡轮机,在那里其压力减少引起了额外的冷却。在这个模式中,发动机动力设置可使得低放气端口可通常提供足够的压力以供ECS的运行。

[0036] 流程图500可示出了用于在飞机处于怠速运行模式中时操作发动机和ECS的方法。在步骤502中,可选择最高放气端口,(例如,放气端口142可被连接到放气系统150)。

[0037] 流程图600可示出了在异常条件下,例如在ECS包中的一个出现故障的情况下或者当飞机可能在极高海拔高度上飞行时,在该极高高度上发动机产生相对低的放气压力,或者当ECS之外的任一个其它系统(例如,机翼除冰、空气驱动的泵)也要求比名义压力更高的压力时,操作发动机和ECS的方法。

[0038] 步骤602到608可在两放气端口发动机构造中执行。在步骤602,旁通阀可被打开并且低放气端口可被选择。(例如,旁通阀121可被打开并且放气端口141可被选择)。在步骤604中,来自低放气端口的传递压力可通过操作喷射泵(例如,可操作喷射泵156)来增加。在步骤606中,高放气端口可被打开以调节喷射泵中的流量,(例如,来自端口142的放气可被采用以调节通过喷射泵156的流量),在步骤608中导致了来自喷射泵的传递压力高于低级放气压力。替换地,步骤306和308或310可被采用以增加ECS冷却能力。

[0039] 步骤612可被在三放气端口发动机构造中采用。在这个过程中,旁通阀可被关闭并

且放气可被从中等放气端口提取(例如,旁通阀121可被关闭并且放气可从放气端口204提取)。

[0040] 当发动机208被以三端口模式操作时,可操作的放气端口可被根据如下来选择:a)为正常运行选择最低压力放气,b)当飞机经历了ECS单个包故障、在40000英尺或更高处飞行或冷却要求不能仅用环境空气冷却满足时,或者其它用户系统压力要求超过了低放气端口的压力时,选择中等压力放气端口;以及c)为下降或发动机以怠速动力运行时的条件选择最高放气端口。

[0041] 当然,应该理解前面是与本发明的示例性实施例相关并且在不脱离本发明的精神和范围的前提下可进行改变,本发明的范围在随后的权利要求中公开。

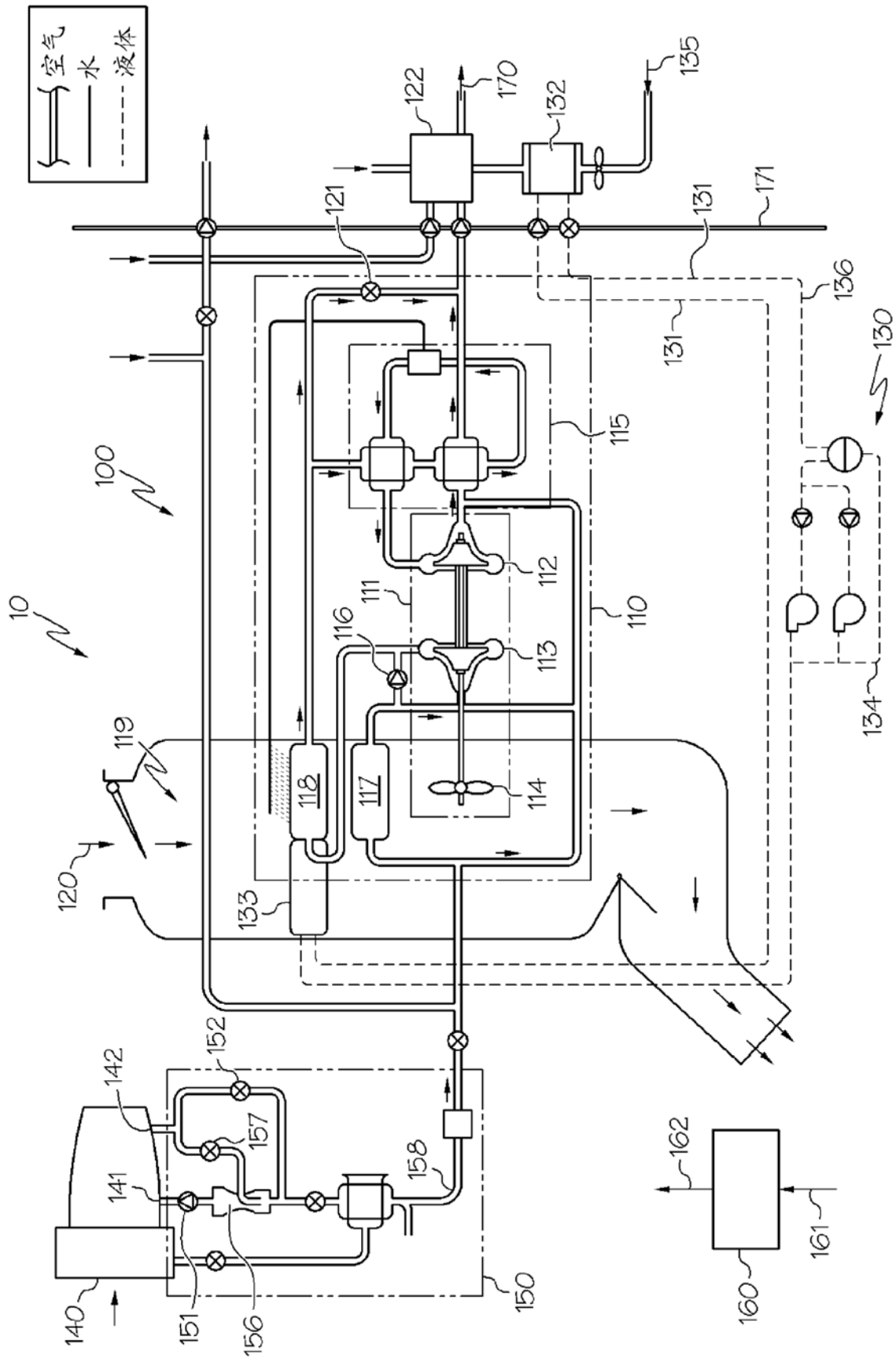


图 1

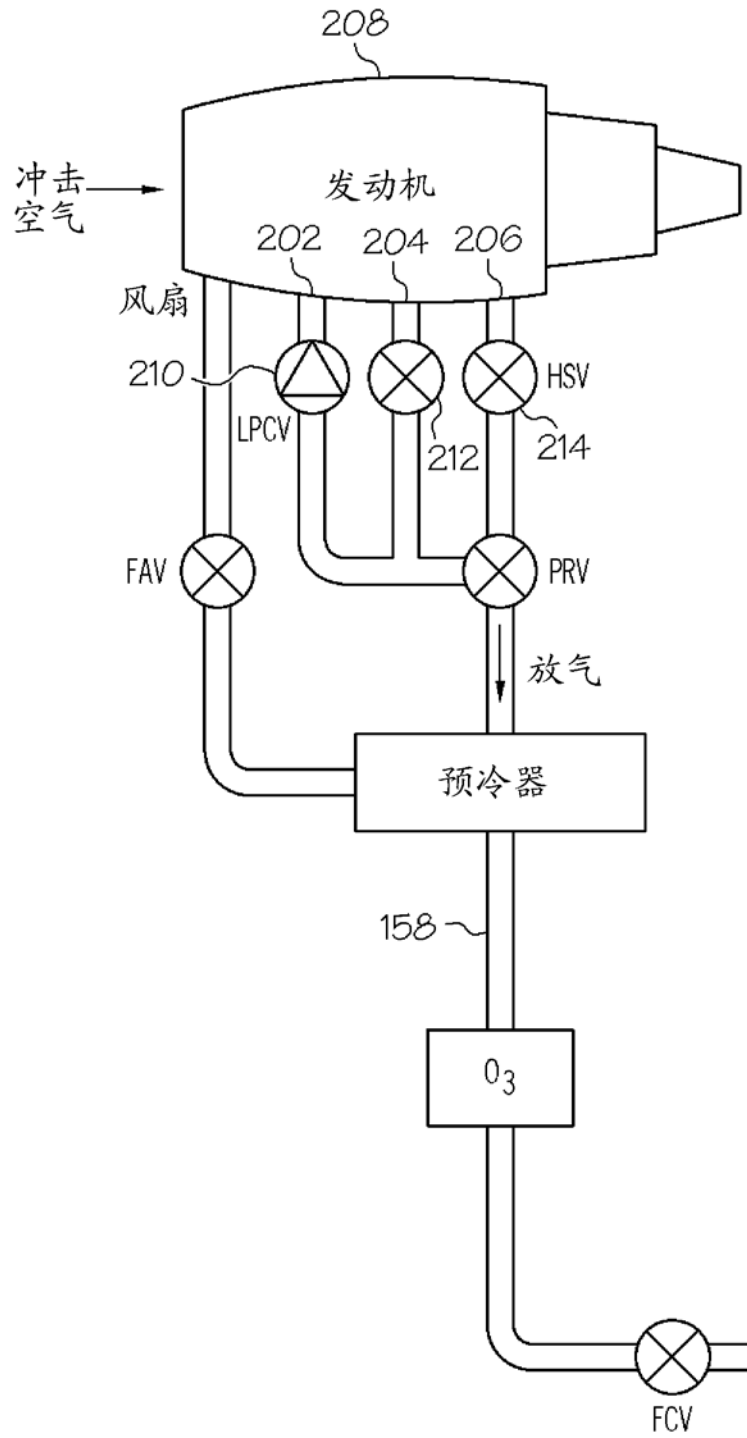


图 2

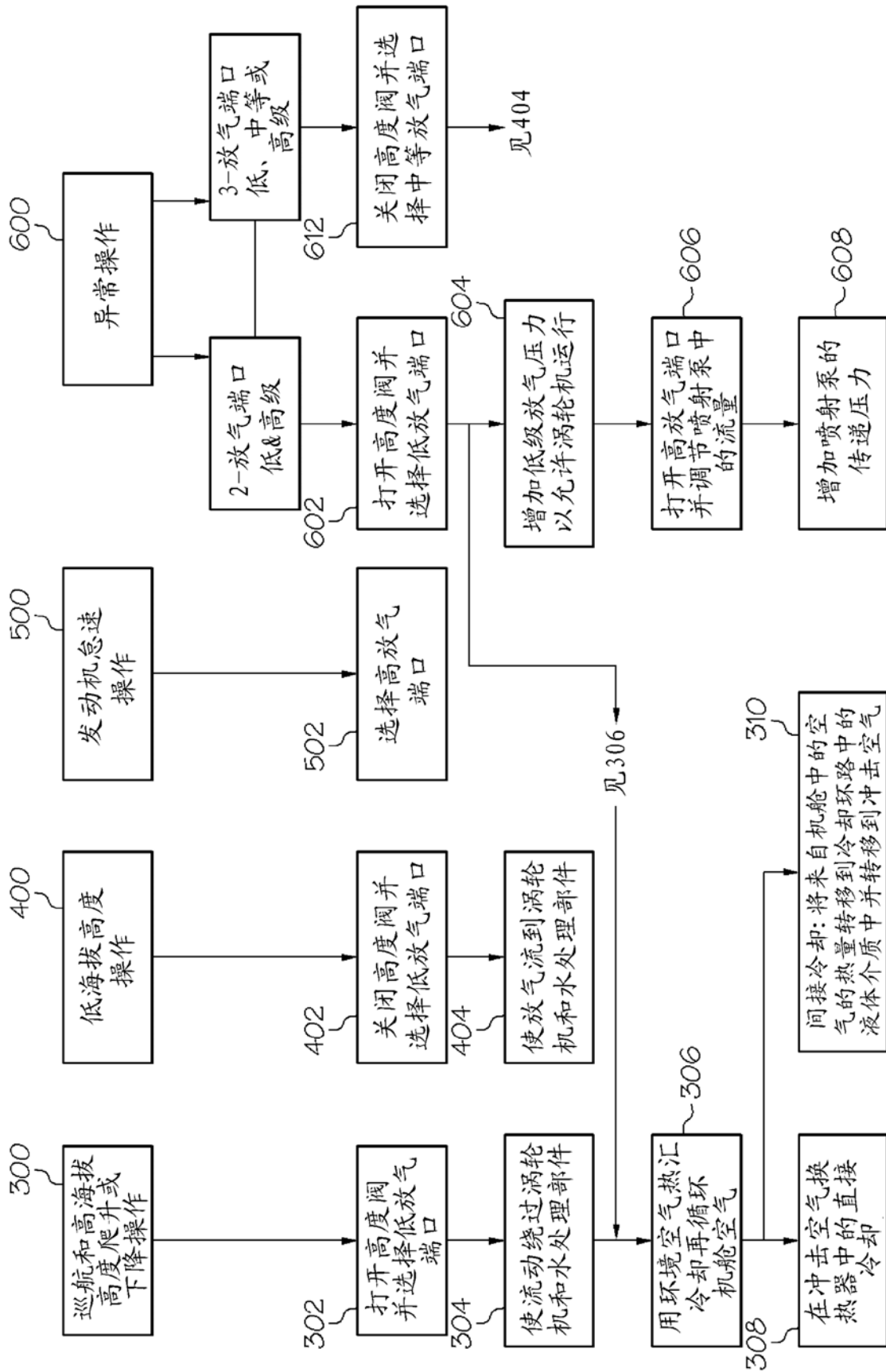


图 3