



(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 106864754 A
(43)申请公布日 2017.06.20

(21)申请号 201610954434.4

(22)申请日 2016.10.27

(30)优先权数据

14/923731 2015.10.27 US

(71)申请人 通用电气公司

地址 美国纽约州

(72)发明人 M.R. 塞尔尼

(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.

B64D 13/02(2006.01)

B64D 27/00(2006.01)

B64D 33/00(2006.01)

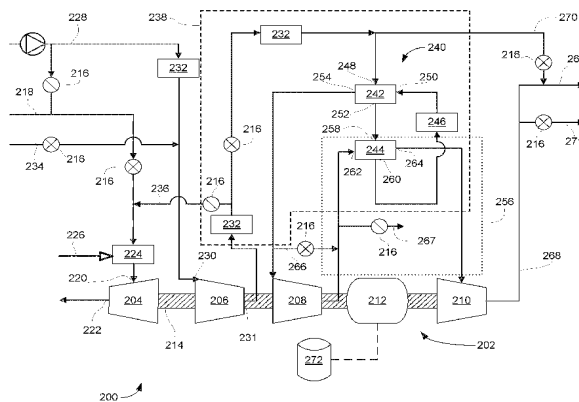
权利要求书2页 说明书11页 附图3页

(54)发明名称

用于飞行器中的集成的功率和热管理的系统及方法

(57)摘要

提供了一种用于涡轮供能的飞行器的集成的功率和热管理系统(200)。系统(200)可包括设置 在主轴(214)上的动力涡轮(204)、压缩机(206)、第一冷却涡轮(208)、第二冷却涡轮(210) 和电动机-发电机(212)。压缩机(206)可设置在 主轴(214)上以激励系统空气流并且可操作地连 结于动力涡轮(204)。第一冷却涡轮(208)可以 可旋转地设置在主轴(214)上,与压缩机(206)选 择性流体连通。第二冷却涡轮(210)可以可旋转地 设置在主轴(214)上,与第一冷却涡轮(208)选 择性流体连通。



1. 一种用于涡轮供能的飞行器的集成的功率和热管理系统(200),所述系统(200)包括:

动力涡轮(204),其可旋转地设置在主轴(214)上;

压缩机(206),其可旋转地设置在所述主轴(214)上以激励系统空气流,所述压缩机(206)可操作地联结于所述动力涡轮(204);

第一冷却涡轮(208),其可旋转地设置在所述主轴(214)上,与所述压缩机(206)选择性流体连通;

第二冷却涡轮(210),其可旋转地设置在所述主轴(214)上,与所述第一冷却涡轮(208)选择性流体连通;以及

电动机-发电机(212),其设置在所述主轴(214)上以任选地供应至所述主轴(214)的原动力输入和至所述飞行器的电功率输出。

2. 根据权利要求1所述的集成的功率和热管理系统(200),其特征在于,所述电动机-发电机(212)在所述压缩机(206)与所述第二冷却涡轮(210)之间沿轴向定位在所述主轴(214)上。

3. 根据权利要求1所述的集成的功率和热管理系统(200),其特征在于,所述集成的功率和热管理系统(200)还包括焚烧器(224),其与所述动力涡轮(204)流体连通并且定位在所述动力涡轮(204)的入口(220)上游。

4. 根据权利要求1所述的集成的功率和热管理系统(200),其特征在于,所述集成的功率和热管理系统(200)还包括发动机放出线(228),其与所述压缩机流体连通,以将空气从燃气涡轮发动机(100)的一部分引导并且引导到所述压缩机(206)中。

5. 根据权利要求1所述的集成的功率和热管理系统(200),其特征在于,所述集成的功率和热管理系统(200)还包括在所述压缩机(206)与所述第一冷却涡轮(208)之间引导所述系统空气流的至少一部分的第一冷却回路(238),所述第一冷却回路(238)包括再热器环(240),以在所述系统空气流的上游部分和所述系统空气流的下游部分之间同时地交换热。

6. 根据权利要求5所述的集成的功率和热管理系统(200),其特征在于,所述再热器环(240)包括再热器单元(242),其包括:

上游入口(248)和分离的下游入口(250),以及

上游出口(252)和分离的下游出口(254),其中所述上游入口(248)在流体流中定位在所述下游入口(250)之前以将空气引导至其。

7. 根据权利要求6所述的集成的功率和热管理系统(200),其特征在于,所述再热器环(240)包括冷凝器(244),其具有

定位成在所述再热器单元(242)的所述上游出口(248)与所述下游入口(250)之间流体连通的第一经过入口(258)和第一经过出口(260),以及

在所述第一冷却涡轮(208)与所述第二冷却涡轮(210)之间流体连通的第二经过入口(262)和第二经过出口(264)。

8. 根据权利要求1所述的集成的功率和热管理系统(200),其特征在于,所述第二冷却涡轮(210)包括出口导管(268)以将所述系统空气流的至少一部分引导到座舱线(269)中。

9. 根据权利要求1所述的集成的功率和热管理系统(200),其特征在于,所述集成的功率和热管理系统(200)还包括储能装置(272),所述储能装置(272)电连接于所述电动机-发

电机 (212) 并且构造成选择性地接收电功率信号和传输电功率信号至其。

10. 一种用于涡轮供能的飞行器的集成的功率和热管理系统 (200), 所述系统 (200) 包括:

动力涡轮 (204), 其可旋转地设置在主轴 (214) 上;

压缩机 (206), 其可旋转地设置在所述主轴 (214) 上以激励系统空气流, 所述压缩机 (206) 可操作地连结于所述动力涡轮 (204);

第一冷却涡轮 (208), 其可旋转地设置在所述主轴 (214) 上, 与所述压缩机 (206) 选择性流体连通;

第二冷却涡轮 (210), 其可旋转地设置在所述主轴 (214) 上, 与所述第一冷却涡轮 (208) 选择性流体连通;

电动机-发电机 (212), 其设置在所述主轴 (214) 上以任选地供应至所述主轴 (214) 的原动力输入和至所述飞行器的电功率输出; 以及

控制器 (201), 其与所述电动机-发电机 (212) 可操作通信并且构造成根据一个或更多个预定模式控制所述系统 (200)。

用于飞行器中的集成的功率和热管理的系统及方法

[0001] 联邦政府资助研究

本发明在海军部门的合同号N00014-10-D-0010下利用政府支持作出。政府可具有本发明中的某些权利。

技术领域

[0002] 本主题大体上涉及一种飞行器冷却系统。更具体而言，本主题涉及一种用于选择性地提供冷却和功率管理的系统。

背景技术

[0003] 典型的现有飞行器装备有一个或更多个环境控制系统，其包括空气调节系统以控制飞行器座舱温度。在飞行期间还依靠这些系统来提供足够的座舱压力。现有系统使用从涡轮发动机放出的空气的一部分来引起空气流，并且对空气调节系统供能。然而，由于系统仅依靠来自涡轮发动机的空气操作，故此类系统通常不能够在涡轮发动机不操作时的情况期间提供足够的冷却或座舱压力控制。例如，可需要辅助冷却系统来在起飞之前冷却飞行器。此类辅助冷却系统通常需要相当大功率来操作。飞行之前的长延误可快速耗尽飞行器的电池，需要飞行器的许多电气系统的明智使用。如果足够的功率用于操作空气调节系统，则飞行器可不具有足够的功率来启动或开始飞行器的(多个)发动机的操作。尽管可提供附加的电池，但此类电池的重量增加可不利于飞行期间的飞行器效率。

[0004] 此外，由于典型的空气调节系统依靠从发动机转移的空气，故发动机可不能够在空气调节系统操作时提供最大推力或功率。此外，发动机功率在飞行期间的损失可导致座舱增压的损失，以及潜在地，用以操作飞行器的任何电力的损失。

[0005] 因此，所需的是能够独立于飞行器发动机选择性地操作的飞行器热管理系统。此外，所需的是可向飞行器和涡轮发动机提供附加功率的热管理系统。此外，所需的是能够有效操作而不妨碍飞行器发动机的功率输出的功率和热管理系统。

[0006] 因此，本领域中期望的是改进的热和功率管理系统。

发明内容

[0007] 本发明的方面和优点将在以下描述中部分地阐述，或者可从描述为明显的，或者可通过本发明的实践学习。

[0008] 根据本公开的一个实施例，提供了一种用于涡轮供能的飞行器的集成的功率和热管理系统。集成的功率和热管理系统可包括可旋转地设置于主轴上的动力涡轮，以及可旋转地设置于主轴上以激励系统空气流的压缩机。压缩机可以可操作地连结于动力涡轮。系统可包括第一冷却涡轮，其可旋转地设置于主轴上，与压缩机选择性流体连通，以及第二冷却涡轮，其可旋转地设置于主轴上，与第一冷却涡轮选择性流体连通。电动机-发电机可设置于主轴上，以任选地供应至主轴的原动力输入和至飞行器的电动率输出。

[0009] 根据本公开的另一个实施例，提供了一种用于涡轮供能的飞行器的集成的功率和

热管理系统。集成的功率和热管理系统可包括可旋转地设置在主轴上的动力涡轮,以及可旋转地设置在主轴上以激励系统空气流的压缩机。压缩机可以可操作地连结于动力涡轮。系统可包括第一冷却涡轮,其可旋转地设置在主轴上,与压缩机选择性流体连通,以及第二冷却涡轮,其可旋转地设置在主轴上,与第一冷却涡轮选择性流体连通。电动机-发电机可设置在主轴上,以任选地供应至主轴的原动力输入和至飞行器的电功率输出。此外,控制器可与电动机-发电机可操作通信,并且构造成根据一个或更多个预定模式控制系统。

[0010] 根据本公开的又一个实施例,提供了一种用于操作于涡轮供能的飞行器的集成的功率和热管理系统的方法。该方法可包括开始用于系统的操作模式。该方法还可包括根据预定操作模式激励动力涡轮、压缩机、第一冷却涡轮、第二冷却涡轮和电动机-发电机绕着主轴的共同旋转。此外,该方法可提供引导第一空气流穿过压缩机,以及引导第二空气流穿过动力涡轮。

[0011] 技术方案1. 一种用于涡轮供能的飞行器的集成的功率和热管理系统,所述系统包括:

动力涡轮,其可旋转地设置在主轴上;

压缩机,其可旋转地设置在所述主轴上以激励系统空气流,所述压缩机可操作地连结于所述动力涡轮;

第一冷却涡轮,其可旋转地设置在所述主轴上,与所述压缩机选择性流体连通;

第二冷却涡轮,其可旋转地设置在所述主轴上,与所述第一冷却涡轮选择性流体连通;

以及

电动机-发电机,其设置在所述主轴上以任选地供应至所述主轴的原动力输入和至所述飞行器的电功率输出。

[0012] 技术方案2. 根据技术方案1所述的集成的功率和热管理系统,其特征在于,所述电动机-发电机在所述压缩机与所述第二冷却涡轮之间沿轴向定位在所述主轴上。

[0013] 技术方案3. 根据技术方案1所述的集成的功率和热管理系统,其特征在于,所述集成的功率和热管理系统还包括燃烧器,其与所述动力涡轮流体连通并且定位在所述动力涡轮的入口上游。

[0014] 技术方案4. 根据技术方案1所述的集成的功率和热管理系统,其特征在于,所述集成的功率和热管理系统还包括发动机放出线,其与所述压缩机流体连通,以将空气从燃气涡轮发动机的一部分引导并且引导到所述压缩机中。

[0015] 技术方案5. 根据技术方案1所述的集成的功率和热管理系统,其特征在于,所述集成的功率和热管理系统还包括在所述压缩机与所述第一冷却涡轮之间引导所述系统空气流的至少一部分的第一冷却回路,所述第一冷却回路包括再热器环,以在所述系统空气流的上游部分和所述系统空气流的下游部分之间同时地交换热。

[0016] 技术方案6. 根据技术方案5所述的集成的功率和热管理系统,其特征在于,所述再热器环包括再热器单元,其包括:

上游入口和分离的下游入口,以及

上游出口和分离的下游出口,其中所述上游入口在流体流中定位在所述下游入口之前以将空气引导至其。

[0017] 技术方案7. 根据技术方案6所述的集成的功率和热管理系统,其特征在于,所述

再热器环包括冷凝器,其具有

定位成在所述再热器单元的所述上游出口与所述下游入口之间流体连通的第一经过入口和第一经过出口,以及

在所述第一冷却涡轮与所述第二冷却涡轮之间流体连通的第二经过入口和第二经过出口。

[0018] 技术方案8. 根据技术方案1所述的集成的功率和热管理系统,其特征在于,所述第二冷却涡轮包括出口导管以将所述系统空气流的至少一部分引导到所述飞行器的座舱部分中。

[0019] 技术方案9. 根据技术方案1所述的集成的功率和热管理系统,其特征在于,所述集成的功率和热管理系统还包括储能装置,所述储能装置电连接于所述电动机-发电机并且构造成选择性地接收电功率信号和传输电功率信号至其。

[0020] 技术方案10. 一种用于涡轮供能的飞行器的集成的功率和热管理系统,所述系统包括:

动力涡轮,其可旋转地设置在主轴上;

压缩机,其可旋转地设置在所述主轴上以激励系统空气流,所述压缩机可操作地连结于所述动力涡轮;

第一冷却涡轮,其可旋转地设置在所述主轴上,与所述压缩机选择性流体连通;

第二冷却涡轮,其可旋转地设置在所述主轴上,与所述第一冷却涡轮选择性流体连通;

电动机-发电机,其设置在所述主轴上以任选地供应至所述主轴的原动力输入和至所述飞行器的电功率输出;以及

控制器,其与所述电动机-发电机可操作通信并且构造成根据一个或更多个预定模式控制所述系统。

[0021] 技术方案11. 根据技术方案10所述的集成的功率和热管理系统,其特征在于,所述集成的功率和热管理系统还包括发动机放出线,其与所述压缩机流体连通以将空气从燃气涡轮发动机的一部分引导并且引导到所述压缩机中,并且其中所述预定模式包括空气调节模式,所述空气调节模式在进入所述飞行器的座舱部分之前,激励空气流穿过所述压缩机以及所述第一冷却涡轮和所述第二冷却涡轮中的至少一种。

[0022] 技术方案12. 根据技术方案10所述的集成的功率和热管理系统,其特征在于,所述集成的功率和热管理系统还包括电连接于所述电动机-发电机的储能装置,并且其中所述预定模式包括辅助功率模式,其具有初始顺序,所述初始顺序将电功率从所述储能装置引导至所述电动机-发电机,激励所述主轴的旋转。

[0023] 技术方案13. 根据技术方案12所述的集成的功率和热管理系统,其特征在于,所述集成的功率和热管理系统还包括焚烧器,其与所述动力涡轮流体连通并且定位在所述动力涡轮的入口上游,并且其中所述辅助功率模式包括点燃所述焚烧器,以及提供燃烧空气流以旋转地激励所述动力涡轮。

[0024] 技术方案14. 根据技术方案13所述的集成的功率和热管理系统,其特征在于,所述辅助模式包括在所述电动机-发电机处感生电功率输出,以及将所述电功率输出的至少一部分从所述电动机-发电机引导至所述飞行器的燃气涡轮发动机以开始所述燃气涡轮发动机的操作。

[0025] 技术方案15. 根据技术方案13所述的集成的功率和热管理系统,其特征在于,所述集成的功率和热管理系统还包括旁通线,其在所述压缩机的出口与所述动力涡轮之间流体连通,以将空气从所述压缩机选择性地引导至所述燃烧器和动力涡轮。

[0026] 技术方案16. 一种用于操作于涡轮供能的飞行器的集成的功率和热管理系统的方法,所述方法包括以下步骤:

开始用于所述系统的操作模式;

根据所述预定操作模式激励动力涡轮、压缩机、第一冷却涡轮、第二冷却涡轮和电机-发电机绕着主轴的共同旋转;

引导第一空气流穿过所述压缩机;以及

引导第二空气流穿过所述动力涡轮。

[0027] 技术方案17. 根据技术方案16所述的方法,其特征在于,所述预定操作模式包括空气调节模式,其将所述第一空气流的至少一部分从所述压缩机引导穿过再热器环且至所述第一冷却涡轮,由此冷却所述第一空气流的所述部分,以及

在所述第一空气流引导到所述飞行器的座舱部分中之前,将所述第一空气流的所述部分中的至少一部分进一步引导穿过所述第一冷却涡轮或所述第二冷却涡轮中的至少一种。

[0028] 技术方案18. 根据技术方案17所述的方法,其特征在于,所述空气调节模式包括停放空气调节模式,其包括:

容许电功率从储能装置经过至所述电动机-发电机,并且在所述电动机-发电机处感生旋转电流,

点燃定位在所述动力涡轮上游的燃烧器以产生燃烧空气流,以及

将所述燃烧空气流的至少一部分与所述第二空气流一起引导穿过所述动力涡轮。

[0029] 技术方案19. 根据技术方案16所述的方法,其特征在于,所述预定操作模式包括辅助功率模式,其包括便于所述电动机-发电机处的电功率输出。

[0030] 技术方案20. 根据技术方案19所述的方法,其特征在于,所述辅助功率模式还包括停放辅助模式,其包括:

将所述第一空气流的一部分从所述压缩机引导至所述动力涡轮和所述第二空气流,以及

点燃定位在所述动力涡轮上游的燃烧器以产生燃烧空气流,以及

将所述燃烧空气流的至少一部分引导成与所述第二空气流一起穿过所述动力涡轮。

[0031] 本发明的这些及其它的特征、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。并入在本说明书中并且构成本说明书的部分的附图示出了本发明的实施例,并且连同描述用于阐释本发明的原理。

附图说明

[0032] 包括针对本领域技术人员的其最佳模式的本发明的完整且开放的公开在参照附图的说明书中阐述,在该附图中:

图1提供了根据本公开的一个示例性实施例的涡轮供能的飞行器发动机和集成的热和功率管理系统的示意图;

图2提供了根据本公开的集成的功率和热管理系统的示例性实施例;以及

图3提供了根据本公开的使用集成热管理系统的方法的示例性实施例。

[0033] 部件列表

- 100 发动机
- 102 压缩机
- 104 燃烧器
- 106 涡轮
- 108 发动机轴
- 110 燃料喷嘴
- 112 燃料供应源
- 114 传动轴
- 116 放出线
- 118 空气导管
- 120 出口导管
- 200 集成的功率和热管理系统
- 201 控制器
- 202 辅助功率单元
- 204 动力涡轮
- 206 压缩机
- 208 第一冷却涡轮
- 210 第二冷却涡轮
- 212 电动机-发电机
- 214 主轴
- 216 可选择性闭合的阀
- 218 高压发动机放出线
- 220 入口
- 222 出口
- 224 焚烧器
- 226 燃料线
- 228 中压发动机放出线
- 230 压缩机入口
- 231 出口
- 232 换热器
- 234 周围空气线
- 236 第一旁通线
- 238 第一冷却回路
- 240 再热器环
- 242 再热器单元
- 244 冷凝器
- 246 水分离器

- 248 上游入口
- 250 下游入口
- 252 上游出口
- 254 下游出口
- 256 第二冷却回路
- 258 第一经过入口
- 260 第一经过出口
- 262 第二经过入口
- 264 第二经过出口
- 266 第二旁通线
- 268 出口导管
- 269 座舱线
- 270 调节旁通线
- 272 储能装置
- 300 方法
- 310 步骤
- 320 步骤
- 340 步骤。

具体实施方式

[0034] 现在将详细参照本发明的本实施例,其一个或多个实例在附图中示出。详细描述使用了数字和字母标号来表示附图中的特征。附图和描述中相似或类似的标号用于表示本发明的相似或类似的部分。如本文中使用的,用语“第一”、“第二”和“第三”可以可互换地使用,以将一个构件与另一个区分开,并且不旨在表示独立构件的位置或重要性。用语“上游”和“下游”是指相对于流体通道中的流体流的相对流动方向。例如,“上游”是指流体流自的流动方向,而“下游”是指流体流至的流动方向。

[0035] 现在转到附图,图1示出了涡轮机系统,如飞行器的燃气涡轮发动机100的实施例的示意图。发动机100包括压缩机102、燃烧器104、涡轮106、发动机轴108以及燃料喷嘴110。在示例性实施例中,系统100可包括压缩机102、燃烧器104、涡轮106、发动机轴108和燃料喷嘴110中的一种或更多种。压缩机102和涡轮106由发动机轴108联接。发动机轴108可为单个轴,或联接在一起以形成发动机轴108的多个轴节段。

[0036] 在一些实施例中,燃烧器104使用液体和/或气体燃料,如喷射燃料、天然气或富氢合成气,以使发动机100运行。在图1的示例性实施例中,燃料喷嘴110与燃料供应源112流体连通。燃料喷嘴110产生空气燃料混合物,并且将空气燃料混合物排放到燃烧器104中,由此对继续燃烧供燃料,这产生热加压排出气体。燃烧器102将热加压排出气体引导穿过过渡件到涡轮喷嘴(或“一级喷嘴”)中,引起涡轮106旋转。涡轮106的旋转引起发动机轴108旋转,由此在空气流入压缩机102中时压缩空气。此外,负载113经由传动轴114联接于涡轮106。涡轮106的旋转由此将旋转输出传递穿过传动轴114以驱动负载113。

[0037] 如所示,压缩机102与集成的功率和热管理系统(IPTMS) 200选择性流体连通。放出

线116容许空气流从压缩机102经过至IPTMS200。周围空气导管118还可提供成将补充或备选的空气流选择性地引导至IPTMS200。在使用期间,发动机100中压缩的空气中的至少一部分可在经过至IPTMS200之前选择性地引导至放出线116。此外或作为备选,环境空气流可选择性地引导穿过导管118并且经过至IPTMS200。在穿过IPTMS200之后,空气流可引导穿过出口导管120至飞行器座舱、舱或周围环境。IPTMS200可构造用于与发动机100操作电连通。如将在下文所述,发动机100与IPTMS200之间的连通,以及IPTMS200和其各种构件的大体操作可由控制器201控制。

[0038] 控制器201可包括分离的处理器和存储器单元(未绘出)。处理器可包括数字信号处理器(DSP)、专用集成电路(ASIC)、字段可编程门阵列(FPGA)或其它可编程逻辑装置、离散门或晶体管逻辑、离散硬件构件,或设计和编程成执行或引起本文中所述的功能的执行的它们的任何组合。处理器还可包括微处理器,或前述装置的组合(例如,DSP和微处理器的组合、多个微处理器、连同DSP芯部的一个或更多个微处理器,或任何其它此类构造)。

[0039] 此外,(多个)存储器装置可大体上包括(多个)存储器元件,包括但不限于,计算机可读介质(例如,随机存储存储器(RAM))、计算机可读非易失性介质(例如,闪速存储器)、压缩盘只读存储器(CD-ROM)、磁光盘(MOD)、数字多功能盘(DVD)和/或其它适合的存储器元件。存储器可储存能够由(多个)处理器存取的信息,包括可由(多个)处理器执行的指令。例如,指令可为在由(多个)处理器执行时引起(多个)处理器执行操作的软件或任何指令集。对于所绘实施例,指令包括软件包,其构造成操作系统200,以例如执行下文参照图3所述的示例性方法300。

[0040] 现在转到图2,示出了IPTMS200的示例性实施例。如所示,一些实施例的IPTMS200包括辅助功率单元(APU)202。APU202可包括动力涡轮204、压缩机206、第一冷却涡轮208、第二冷却涡轮210和电动机-发电机212,它们均设置在主轴214上。动力涡轮204、压缩机206、第一冷却涡轮208、第二冷却涡轮210和电动机-发电机212中的各个可旋转地固定于主轴214。结果,主轴214(或独立地,任何旋转APU物件)的旋转可引起其它物件的共同且同时的旋转。多个流体导管和可选择性闭合的阀216可提供成引导空气至、自或穿过APU202的一个或更多个部分,如将在下文所述。

[0041] 如上文提到的,某些实施例的动力涡轮204可旋转地设置在主轴214上。主轴214可构造成向APU202生成或提供旋转动力。可选地,动力涡轮的旋转可由从发动机100、压缩机206或周围环境中的一种或更多种提供的空气流引起。如所示,第一或高压发动机放出线218可连接于动力涡轮204的入口220。高压发动机放出线218自身可包括前述放出线116的全部或一部分。在附加或备选实施例中,高压发动机放出线218可与周围空气线118选择性流体连通。一个或更多个阀216可提供成限制或控制穿过高压发动机放出线218的空气流。动力涡轮204的出口222将空气从入口220引导至周围环境。入口220与出口222之间的空气流可由此引起动力涡轮204的旋转。

[0042] 在附加或备选实施例中,焚烧器224可提供成与动力涡轮204流体连通并且与高压发动机放出线218选择性连通。焚烧器224可定位在动力涡轮204上游以将燃烧空气流选择性地引导至其。在操作期间,焚烧器224可点燃,燃烧燃料和空气流以产生燃烧空气流。燃烧空气流可用于激励动力涡轮204和由此主轴214的旋转。分离的燃料线226可将燃料从燃料供应源供给至焚烧器224。在一些实施例中,焚烧器将共用发动机的自身燃料供应源112。在

其它实施例中,提供了用于焚烧器224的分离的燃料供应源。

[0043] 压缩机206可操作地连结于动力涡轮204,并且可旋转地定位成激励空气流穿过IPTMS200。一个或更多个线可流体连通连结于压缩机206以将空气引导至其。例如,一些实施例包括将空气引导到压缩机入口230中的第二或中压发动机放出线228。至少一个换热器232可定位在中压发动机放出线228内,以冷却从发动机100供应至压缩机206的排出空气。在附加或备选实施例中,环境空气线234提供成与压缩机206流体连通,以将周围空气供应至IPTMS200。中压发动机放出线228可包括前述放出线116的全部或一部分,而周围空气线234可包括周围空气导管118的全部或一部分。

[0044] 在使用期间,压缩机206在将压缩空气的至少一部分从压缩机206的出口231引导并且引导至一个或更多个下游换热器232之前显著地压缩流动穿过其的空气。如所示,第一旁通线236可设在压缩机206下游,以选择性地引导空气至动力涡轮204。离开第一旁通线236的空气可从动力涡轮204和焚烧器224上游的位置流动。可选地,压缩的空气流将从压缩机206引导并且通过第一旁通线236引导至焚烧器224,如将在下文所述。

[0045] 并未进入第一旁通线236中的从压缩机206流动的空气可激励到第一冷却回路238中。连同—个或更多个换热器232,第一冷却回路238可包括再热器环240,其向系统空气流提供附加冷却和处理。进入再热器环240的空气可连续地穿过再热器或再热器单元242、冷凝器244和水分离器246。再热器242便于最初冷却进入再热器环240的的空气的间接换热。冷凝器244显著地冷凝空气流内的水分;水分离器246抽取冷凝的水分,使得离开分离器的空气显著地干燥并且没有水分。

[0046] 在可选实施例中,再热器242包括多个分离的入口248,250和出口252,254。例如,某些再热器242实施例包括上游入口248和分离的下游入口250,以及上游出口252和分离的下游出口254。空气可在于上游出口252处离开之前最初在上游入口248处进入再热器242。上游出口252在流体流中定位在下游入口250之前。结果,离开上游出口252的空气在再次在下游出口254处离开再热器242之前引导到下游入口250中。在上游入口248与上游出口252之间经过的空气由在下游入口250与下游出口254之间经过的隔离的交叉流空气冷却。相比之下,在下游入口250与下游出口254之间经过的空气在从再热器环240出去之前由上游流动路径间接地再热。

[0047] 在离开再热器环240之后,空气可引导至第一冷却涡轮208和/或第二冷却回路256。在一些实施例中,穿过第一冷却涡轮208的空气可在进入第二冷却回路256之前膨胀。在附加或备选实施例中,第二旁通线266可提供成围绕第一冷却涡轮208选择性地引导空气并且将其引导到第二冷却回路256中。在又一个附加或备选实施例中,周围调节器线267可提供成将空气流的一部分从第一冷却涡轮208选择性地引导至周围环境。

[0048] 第二冷却回路256可包括在第一冷却涡轮208与第二冷却涡轮210之间流体连通的一个或更多个线。可选实施例还可包括第一冷却回路238的一个或更多个部分。例如,第一冷却回路238和第二冷却回路256的示例性实施例包括再热器环240的冷凝器244。此类实施例的冷凝器244包括多个分离的入口258,262和出口260,264。第一经过入口258和第一经过出口260定位成在再热器单元242的上游出口252与下游入口250之间流体连通。冷凝器244的第二经过入口262和第二经过出口264在第一冷却涡轮208与第二冷却涡轮210之间流体连通。

[0049] 第二冷却涡轮210可构造成将附加膨胀提供至流动穿过其的空气。出口导管268可选择性地将系统空气流通过座舱线269引导到飞行器座舱中,或者通过驱出线271引导至周围环境。出口导管268可包括出口导管120的全部或一部分。在一些实施例中,调节旁通线270可将附加空气流从压缩机出口231提供至出口导管268。在此类实施例中,调节空气可在从离开第二冷却涡轮210的空气略微升高的温度下进入出口导管268。调节空气与涡轮空气的平衡可根据座舱内的期望空气流温度选择。

[0050] 如上文提到的,马达-发电机212设置在主轴214上,与压缩机206和动力涡轮204可操作连接。电动机-发电机212可构造成交替地供应(即,生成)至主轴214的原动力输入和至飞行器的电功率输出。如所示,电动机-发电机212与动力涡轮204、压缩机206和冷却涡轮208,210基本上同轴。在某些实施例中,电动机-发电机212可沿轴向定位在第一冷却涡轮208与第二冷却涡轮210之间。有利地,该定位可允许电动机-发电机212保持显著较低的操作温度。在备选实施例中,电动机-发电机212可沿主轴214定位在冷却涡轮208,210的前方或后方。

[0051] 一个或更多个储能装置272(例如,电池、电容器等)可电连接于电动机-发电机212。在使用期间,电流可在电动机-发电机212与储能装置272之间选择性地传递。电动机-发电机212的示例性实施例包括绕着主轴214缠绕的电磁绕组(未示出)。在使用期间,电流可输送至电磁绕组,感生磁场,该磁场继而生成主轴214处的旋转原动力。当单独的原动力(即,源自电动机-发电机212外的原动力)供应至主轴214时,在绕组的径向内侧的磁场可生成或感生穿过电磁绕组的输出电流。电流可进一步传递至储能装置272作为电功率输出。此外或作为备选,电流可作为电功率输出传递至飞行器发动机100。在飞行器发动机100处,电功率输出可用于激励发动机旋转,并且开始发动机100自身的操作。可选地,电动机-发电机212与储能装置之间和/或电动机-发电机212与飞行器发动机100之间的电连通可由控制器(见图1)调整。

[0052] 如上文提到的,包括控制器201的IPTMS200可构造成具有多个预定操作模式。示例性操作模式可包括一个或更多个空气调节模式和一个或更多个辅助动力模式。大体上,(多个)空气调节模式将在将空气流输送至座舱或飞行器的另一部分之前冷却穿过系统的空气流。在进入座舱之前,空气调节模式用于激励空气流穿过压缩机206以及第一冷却涡轮208和第二冷却涡轮210中的至少一种,如上文所述。

[0053] 空气调节模式可包括飞行中的空气调节模式和/或停放的空气调节模式。飞行中的空气调节模式可构造成在飞行器发动机100操作时(例如,在飞行期间)冷却和/或加压到飞行器座舱中的空气流,而停放的空气调节模式可构造成在飞行器发动机100不操作时(例如,当燃烧器104不生成燃烧排出气体时)冷却和/或加压到飞行器座舱中的空气流。

[0054] 在飞行中的空气调节模式的示例性实施例中,APU202的空气流和旋转激励力主要来自飞行器发动机100的放出空气供应。例如,第一空气流可从中压发动机放出线238引导至压缩机206,由此激励压缩机206和主轴214旋转。如上文所述,在离开第二冷却涡轮210到飞行器的座舱线269和/或座舱部分中之前,从压缩机206离开的第一空气流的至少一部分可在其引导穿过系统200时冷却。

[0055] 在停放的空气调节模式的示例性实施例中,包括初始顺序。作为初始顺序的部分,电功率从储能装置272引导至电动机-发电机212,由此激励主轴214的旋转。旋转可产生横

跨压缩机206和动力涡轮204的压差,以分别生成第一空气流和第二空气流。可进一步包括燃烧顺序,其中焚烧器224点燃并且燃烧空气流或流添加至第二空气流。燃烧顺序可继续将燃料供给至焚烧器224,由此保持主轴214的旋转,并且同时维持第一空气流和第二空气流。

[0056] 辅助功率模式与空气调节模式的差别在于,其用于主要生成或感生电动机-发电机212处的电功率输出(至少对于一些时刻而言)。在主轴214旋转时,电功率输出可在电动机-发电机212处感生,如上文所述。辅助功率模式可包括一个或更多个飞行中辅助功率模式、停放辅助功率模式和/或起动机功率模式。大体上,(多个)飞行中辅助功率模式可构造成在飞行器发动机100操作时(例如,在飞行期间)供应电功率输出,而停放辅助功率模式和起动机功率模式可构造成在飞行器发动机100不操作时(例如,在焚烧器104不生成燃烧排出气体时)供应电功率输出。

[0057] 在示例性第一飞行中辅助功率模式中,空气流和APU202的旋转激励力可至少部分地由来自飞行器发动机100的放出空气供应。例如,第一空气流可从高压发动机放出线218引导至压缩机206,由此激励压缩机206和主轴214旋转。主轴214的旋转可从电动机-发电机212感生电功率输出,如上文所述。

[0058] 在附加或备选示例性第二飞行中辅助功率模式中,第一空气流可从周围空气线234吸入压缩机206中。从压缩机206离开的第一空气流的至少一部分可引导穿过第一旁通线236作为第二空气流的部分,如上文所述。模式还可包括在燃烧顺序中点燃焚烧器224,以及将燃烧空气流或流提供至第二空气流以旋转地激励动力涡轮204。在此类实施例中,主轴214的旋转从电动机-发电机212感生电功率输出,如上文所述。有利地,此类实施例可提供电功率至飞行器,而不将发动机空气流的一部分吸离发动机100。

[0059] 示例性停放辅助功率模式可包括类似于上文所述的那些的初始顺序和燃烧顺序。具体而言,辅助功率模式可包括停放初始顺序,其将电功率从储能装置272引导至电动机-发电机212,由此激励主轴214的旋转。在初始顺序之后,可包括燃烧顺序,用于点燃焚烧器224,并且提供燃烧空气流或流以旋转地激励动力涡轮204。停放的辅助功率模式还可包括在电动机-发电机212处感生电功率输出,以及将电功率输出的至少一部分从电动机-发电机212引导至储能装置272。

[0060] 示例性起动机功率模式可与上文所述的停放辅助功率模式实施例大致相同。然而,起动机功率模式可包括一个或更多个附加顺序。例如,起动机功率模式可包括将电功率输出从电动机-发电机212暂时地引导至飞行器发动机100。在到达飞行器发动机100时,电功率输出可开始(即,启动)发动机100经由适合的起动机机构的操作。

[0061] 设想出的是,上文所述的空气调节和辅助功率模式是非排他的。可提供附加或备选的 mode。一个或更多个操作模式还可组合成附加地或备选地冷却至座舱线269的空气流,同时将功率输出供应至飞行器的另一个部分。

[0062] 转到图3,提供了根据本公开的示例性实施例的用于操作集成的功率和热管理系统的方法。如所示,该方法可包括开始用于系统的操作模式的步骤310。模式可选自一个或更多个操作模式选项。例如,操作模式可选自上文所述的(多个)空气调节模式、(多个)辅助功率模式或它们的组合中的一个或更多个。

[0063] 方法300中还包括步骤320:根据预定操作模式激励动力涡轮204、压缩机206、第一冷却涡轮208、第二冷却涡轮210和马达-发电机绕着主轴214共同旋转。如所示,该方法还包

括引导第一空气流穿过压缩机206的步骤330,以及激励第二空气流穿过动力涡轮204的步骤340。

[0064] 在一些实施例中,预定操作模式包括空气调节模式,其中方法300还包括将第一空气流的至少一部分从压缩机206引导穿过再热器环240,由此冷却第一空气流的部分。空气调节模式还可包括在第一空气流引导到飞行器的座舱线269和座舱部分中之前将第一空气流的部分引导穿过第一冷却涡轮208或第二冷却涡轮210中的至少一种。可选地,空气调节模式为停放空气调节模式,其还包括容许电功率从储能装置272经过至电动机-发电机212,点燃动力涡轮204上游的焚烧器224,以及引导燃烧空气流穿过动力涡轮204。在动力涡轮204达到预定转速或激励转矩时,电功率和电流可约束于电动机-发电机212与储能装置272之间。空气调节模式还可包括上文叙述的步骤中的一个或更多个。

[0065] 在附加或备选实施例中,预定操作模式包括辅助功率模式,便于在电动机-发电机212处的电功率输出。此外,电功率输出可选择性地传递至发动机100和/或储能装置272。如上文所述,发动机100处的电功率输出可随后生成至发动机轴的原动力输入,并且/或者将附加电功率供应至飞行器(例如,作为用于飞行器中的一个或更多个电子附件的电功率源)。如上文所述,在主轴214在电动机-发电机212中旋转时,电功率输出可通过电动机-发电机212感生。电动机-发电机212的初始顺序或引导至压缩机206的放出空气可在共同旋转开始(例如,步骤320)期间提供。辅助功率模式可包括停放的辅助模式,其包括将第一空气流的部分从压缩机206引导至动力涡轮204和第二空气流。在此类实施例中,停放的辅助模式还可包括点燃动力涡轮204上游的焚烧器224,以及将燃烧空气流引导穿过动力涡轮204。辅助功率模式还可包括上文叙述的步骤中的一个或更多个。

[0066] 该书面的描述使用实例以公开本发明(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并且执行任何并入的方法)。本发明的可专利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实例。如果这些其它实例包括不与权利要求的字面语言不同的结构元件,或者如果这些其它实例包括与权利要求的字面语言无显著差别的等同结构元件,则这些其它实例意图在权利要求的范围内。

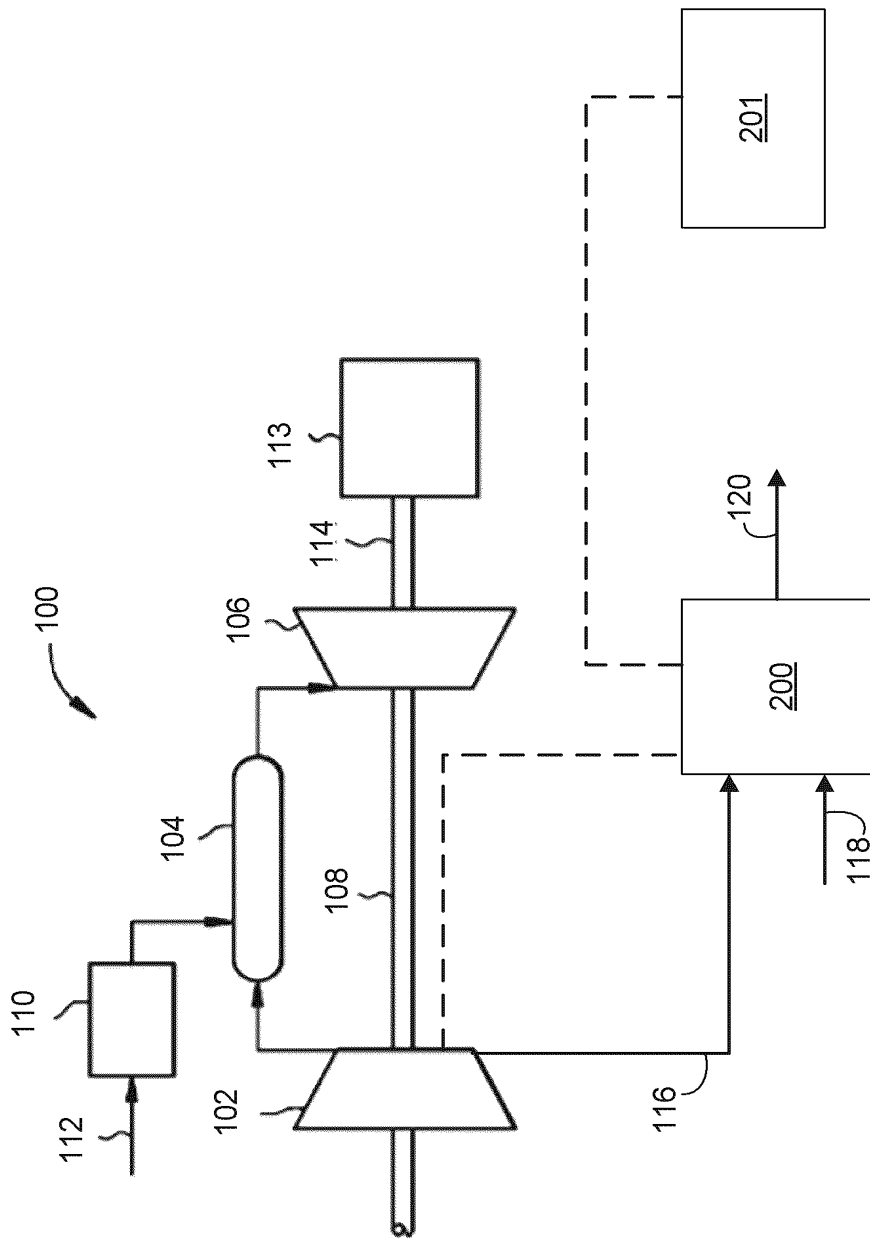


图 1

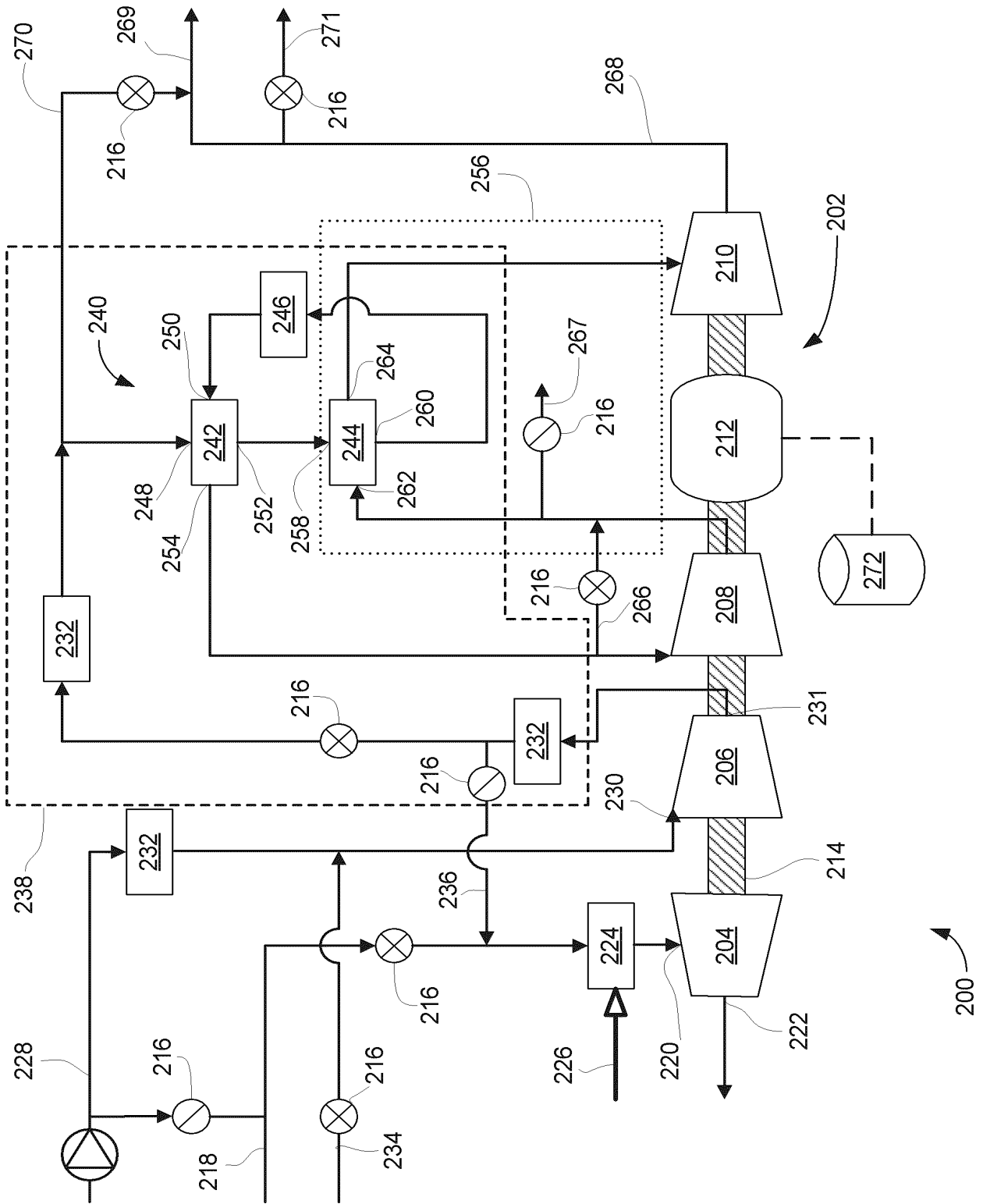


图2

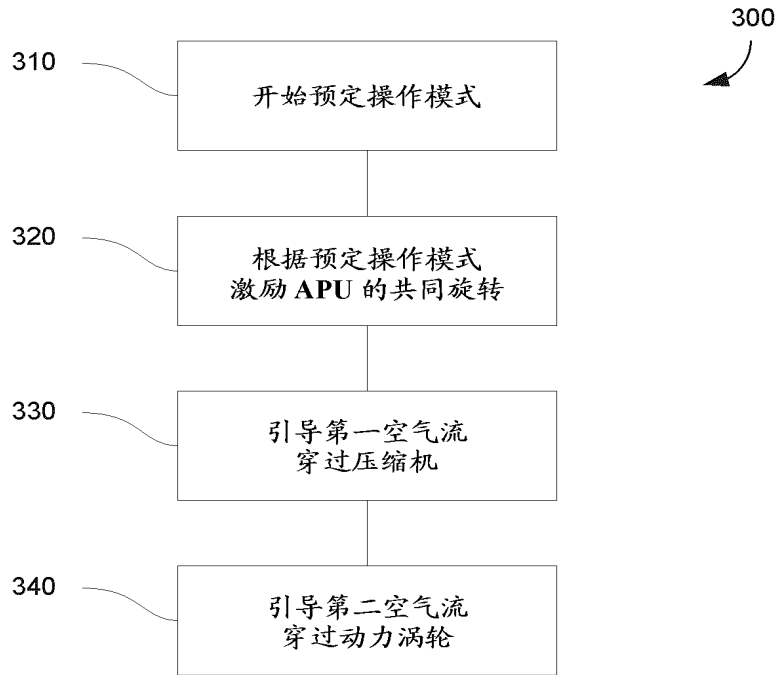


图 3