



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 101821887 B

(45) 授权公告日 2013.08.14

(21) 申请号 200880111388.5

(51) Int. Cl.

(22) 申请日 2008.11.18

H01M 8/04(2006.01)

(30) 优先权数据

(56) 对比文件

102007060428.0 2007.12.14 DE

US 3964930 A, 1976.06.22,

61/013,670 2007.12.14 US

CN 1242611 A, 2000.01.26,

(85) PCT申请进入国家阶段日

WO 2005/112156 A2, 2005.11.24,

2010.04.13

JP 2001-349681 A, 2001.12.21,

(86) PCT申请的申请数据

US 2005/0022550 A1, 2005.02.03,

PCT/EP2008/009735 2008.11.18

审查员 王鹏

(87) PCT申请的公布数据

WO2009/077048 DE 2009.06.25

(73) 专利权人 空中客车营运有限公司

地址 德国汉堡

(72) 发明人 托比亚斯·沙伊贝特

(74) 专利代理机构 北京集佳知识产权代理有限

公司 11227

代理人 顾晋伟 王春伟

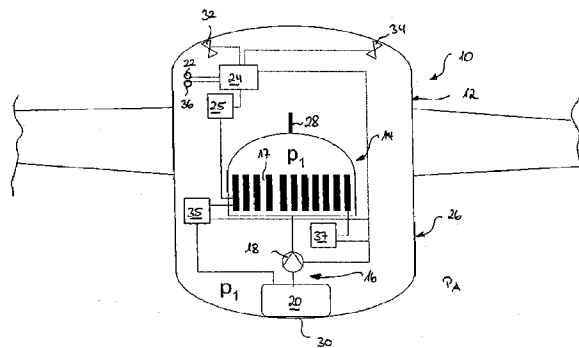
权利要求书2页 说明书12页 附图3页

(54) 发明名称

蒸发冷却的燃料电池系统以及运行蒸发冷却的燃料电池系统的方法

(57) 摘要

一种燃料电池系统(10),包括燃料电池(14)和蒸发冷却系统(16),所述蒸发冷却系统(16)与燃料电池(14)热接触,使得燃料电池(14)运行期间由燃料电池(14)所产生的热量通过冷却介质的蒸发来吸收并且使得所述热从燃料电池(14)中除去。燃料电池系统(10)还包括检测蒸发冷却系统(16)中压力的设备(22)。控制单元(24)设计为依靠从检测蒸发冷却系统(16)中压力的设备(22)向控制单元(24)提供的信号控制燃料电池(14)的运行温度,使得蒸发冷却系统(16)中的冷却介质通过燃料电池(14)运行期间由燃料电池(14)所产生的热量而从液态物质转化为气态物质。



1. 一种具有一个或更多个至少部分地设置在航空器的不加压部分中的部件的航空器燃料电池系统 (10), 所述系统包括:

- 燃料电池 (14),

- 蒸发冷却系统 (16), 所述蒸发冷却系统 (16) 与所述燃料电池 (14) 热接触, 其中在所述燃料电池 (14) 运行期间由所述燃料电池 (14) 产生的热量通过冷却介质的蒸发而吸收并且从所述燃料电池 (14) 中排出;

- 用于感测所述蒸发冷却系统 (16) 中压力的装置 (22); 和

- 控制单元 (24), 所述控制单元 (24) 依靠从感测所述蒸发冷却系统 (16) 中压力的所述装置 (22) 向所述控制单元 (24) 提供的信号来调节所述燃料电池 (14) 的运行温度以遵循冷却介质的蒸发曲线的依赖于压力的蒸发, 其中所述冷却介质在所述航空器的上升和下降期间都能够在所述冷却介质的湿蒸气区中实现蒸发。

2. 根据权利要求 1 所述的航空器燃料电池系统, 其特征在于适于在所述燃料电池 (14) 中产生期望压力的燃料电池运行压力产生系统 (25)、以及用于控制所述燃料电池运行压力产生系统 (25) 的控制单元 (24)。

3. 根据权利要求 2 所述的航空器燃料电池系统, 其特征在于用于控制所述燃料电池运行压力产生系统 (25) 的所述控制单元 (24) 适于控制所述燃料电池运行压力产生系统 (25), 使得在所述燃料电池 (14) 中产生防止通常以液体形式存在于所述燃料电池 (14) 中的物质和 / 或物质混合物不必要蒸发的压力。

4. 根据权利要求 2 所述的航空器燃料电池系统, 其特征在于用于控制所述燃料电池运行压力产生系统 (25) 的所述控制单元 (24) 适于依靠所述燃料电池 (14) 的运行温度和 / 或依靠感测所述蒸发冷却系统 (16) 中压力的所述装置 (22) 的信号, 来控制所述燃料电池 (14) 中的压力。

5. 根据权利要求 1 所述的航空器燃料电池系统, 其特征在于所述蒸发冷却系统 (16) 包括用于冷凝为了冷却所述燃料电池 (14) 而在所述燃料电池 (14) 运行期间蒸发的冷却介质的冷凝器 (26)。

6. 根据权利要求 5 所述的航空器燃料电池系统, 其特征在于所述冷凝器 (26) 为外壳冷却器的形式。

7. 根据权利要求 1 所述的航空器燃料电池系统, 其特征在于用于利用储存在所述冷却介质中的热量的至少一种装置 (42)。

8. 根据权利要求 7 所述的航空器燃料电池系统, 其特征在于用于利用储存在所述冷却介质中的热量的所述装置 (42) 为蒸气加热装置、水脱盐装置或者航空器的除冰装置。

9. 根据权利要求 1 所述的航空器燃料电池系统, 其特征在于用于将所述冷却介质排出到环境中的装置 (32, 34)。

10. 一种运行具有一个或更多个至少部分地设置在航空器的不加压部分中的部件的航空器燃料电池系统 (10) 的方法, 所述航空器燃料电池系统 (10) 包括燃料电池 (14) 和蒸发冷却系统 (16), 所述蒸发冷却系统 (16) 与所述燃料电池 (14) 热接触, 其中在所述燃料电池 (14) 运行期间由所述燃料电池 (14) 产生的热量通过冷却介质的蒸发而吸收并且从所述燃料电池 (14) 中排出,

所述方法包括以下步骤:

- 借助于压力传感装置 (22) 感测所述蒸发冷却系统 (16) 中的压力, 和

- 借助于控制单元 (24) 依靠从所述压力传感装置 (22) 向所述控制单元 (24) 提供的信号来调节所述燃料电池 (14) 的运行温度以遵循冷却介质的蒸发曲线的依赖于压力的蒸发, 其中所述冷却介质在所述航空器的上升和下降期间都能够在所述冷却介质的湿蒸气区中实现蒸发。

11. 根据权利要求 10 所述的方法, 其特征在于借助于燃料电池运行压力产生系统 (25) 在所述燃料电池 (14) 中产生期望的压力。

12. 根据权利要求 11 所述的方法, 其特征在于所述燃料电池运行压力产生系统 (25) 借助于用于控制所述燃料电池运行压力产生系统 (25) 的控制单元 (24) 来控制, 以在所述燃料电池 (14) 中产生防止通常以液体形式存在于所述燃料电池 (14) 中的物质和 / 或物质混合物不必要蒸发的压力。

13. 根据权利要求 10 所述的方法, 其特征在于用于控制所述燃料电池运行压力产生系统 (25) 的所述控制单元 (24) 依靠所述燃料电池 (14) 的运行温度和 / 或依靠所述压力传感装置 (22) 的信号, 来控制所述燃料电池 (14) 中的压力。

14. 根据权利要求 10 所述的方法, 其特征在于为了冷却所述燃料电池 (14) 而在所述燃料电池 (14) 运行期间蒸发的所述冷却介质在冷凝器 (26) 中冷凝。

15. 根据权利要求 14 所述的方法, 其特征在于所述冷却介质是通过外壳冷却器形式的冷凝器 (26) 冷凝的。

16. 根据权利要求 10 所述的方法, 其特征在于将储存于所述冷却介质中的热量提供给用于利用所述热量的至少一种装置 (42)。

17. 根据权利要求 16 所述的方法, 其特征在于将储存于所述冷却介质中的热量提供给用于利用所述热量的装置 (42), 所述装置为蒸气加热装置、水脱盐装置或者航空器的除冰装置的形式。

18. 根据权利要求 10 所述的方法, 其特征在于将所述冷却介质排出到环境中。

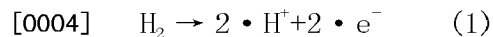
19. 一种航空器, 包括根据权利要求 1 所述的航空器燃料电池系统 (10)。

## 蒸发冷却的燃料电池系统以及运行蒸发冷却的燃料电池系统的方法

[0001] 本发明涉及一种蒸发冷却的燃料电池系统以及一种运行蒸发冷却的燃料电池系统的方法。

[0002] 燃料电池系统能够低排放和高效率地产生电力。为此,目前正在努力将燃料电池系统应用于各种移动应用中,例如在机动车工程、海运或者航空中用于产生电能。例如在航空器中,可以想到由燃料电池系统来取代由主发动机或者辅助涡轮驱动的目前用作机载电源的发电机。此外,燃料电池系统还可以用于航空器的应急电源,并且取代迄今还在使用的冲压式空气涡轮(RAT)。

[0003] 燃料电池通常包括阴极区和阳极区,所述阳极区通过电解质与阴极区分离。当燃料电池运行时,向燃料电池的阳极侧提供燃料例如氢气,并且向燃料电池的阴极侧提供含氧的氧化剂例如空气。在聚合物电解质膜(PEM)燃料电池中,氢分子在存在于阳极区的阳极催化剂处根据例如式(1)进行反应,



[0005] 而且,通过形成带正电的氢离子,由此将电子传送到电极。

[0006] 在阳极区形成的 $\text{H}^+$ 离子然后通过电解质扩散到阴极,在那里,在存在于阴极区的阴极催化剂处,它们与提供给阴极的氧气和经由外电路供应至阴极的电子根据式(2)进行反应,



[0008] 以形成水。

[0009] 除了产生电能之外,燃料电池在运行中时,还产生热能,必须借助于冷却系统将热能从燃料电池中除去以防止燃料电池过热。在移动应用的情形中,通常在燃料电池运行期间所产生的热能的仅仅一部分能够被供到系统内或者外部散热器中以进一步使用,通常由燃料电池产生的反应热的至少一部分必须排放到环境中。在航空器中所用的例如用于机载电源的燃料电池必须设计为能够满足对于电能的大量需求。然而,在产生电能方面具有高容量的燃料电池也产生大量的热能,因此具有高的冷却需求。

[0010] 原则上,可以用多种方式来冷却在航空器上使用的燃料电池。例如,能够使用液体冷却,其中使用液体作为冷却介质,以吸收由燃料电池所产生的反应热。根据式(3)来粗略计算液体冷却系统的冷却能力

$$[0011] \quad \dot{Q}_F = \dot{m}_F \cdot c_{pF} \cdot \Delta T_F \quad (3)$$

[0012] 其中 $\dot{Q}_F$ 是冷却液的吸热量, $\dot{m}_F$ 是质量流量, $c_{pF}$ 是冷却液的热容, $\Delta T_F$ 是冷却液出口温度和冷却液进口温度之间的温差。

[0013] 由式(3)显见,其中在回路中输送冷却液的有效液体冷却,需要将通过吸收来自燃料电池的热量而被加热的冷却液再次降温 $\Delta T_F$ ,然后它才可以再次有效吸收来自燃料电池的废热。为了使冷却液降温 $\Delta T_F$ ,可以将冷却液供给至例如热交换器,其中在冷却液中储存的热能被转移至另一冷却介质例如环境空气。作为用液体冷却燃料电池接着用环境空

气使冷却液再次冷却的一个替代方案,也可以想到直接用环境空气来冷却燃料电池。

[0014] 不管环境空气冷却系统是用于燃料电池的直接环境空气冷却还是仅仅用来使液体冷却系统的冷却液再次冷却,根据式(4)来粗略计算环境空气冷却系统的冷却能力

$$[0015] \quad \dot{Q}_L = \dot{m}_L \cdot c_{pL} \cdot \Delta T_L \quad (4)$$

[0016] 其中 $\dot{Q}_L$ 是冷却空气的吸热量, $\dot{m}_L$ 是冷却空气的质量流量, $c_{pL}$ 是冷却空气的热容, $\Delta T_L$ 是冷却空气出口温度和环境空气温度之间的温差。

[0017] 式(4)清楚表明,冷却空气出口温度和环境空气温度之间的温差 $\Delta T_L$ 越小,则环境空气冷却的冷却能力就越小。在冷却低温 PEM 燃料电池的情况下,该燃料电池的运行温度通常为约 60 ~ 110°C,输出最好为约 60 ~ 90°C,因此存在如下问题:最高相当于燃料电池的运行温度的冷却空气出口温度和环境空气温度之间的温差 $\Delta T_L$ 较小,因此冷却系统的冷却能力相应较小。因此,需要大的热交换表面来用于充分地将热量从 PEM 燃料电池中移至环境。用于 PEM 燃料电池的液体和/或空气冷却系统因此必须具有大的体积和较大的重量,这对于在移动应用中使用、尤其在航空中使用是非常不利的。而且,冷却航空器上所用的 PEM 燃料电池所需的冷空气必须从航空器环境吸入,接着吸收由燃料电池所产生的反应热,返回到航空器环境中。然而,空气的吸进和其排入航空器环境都导致空气阻力增加,这不利于航空器的有效飞行操作。

[0018] 和上述冷却能力基本上依赖于冷却介质温度和环境空气温度之差的冷却系统形成对比,根据式(5),蒸发冷却系统的冷却能力,

$$[0019] \quad \dot{Q}_V = \dot{m}_V \cdot c_{pL} \cdot \Delta h_V \quad (5)$$

[0020] 由蒸发冷却系统中所用的冷却介质的蒸发焓 $\Delta h_V$ 决定, $\dot{Q}_V$ 是冷却介质从液态物质转化为气态物质的吸热量, $\dot{m}_V$ 是待从液态物质转化为气态物质的冷却介质的质量流量。

[0021] 蒸发之后,在蒸发冷却系统的回路中输送的冷却介质确实必须通过冷凝转化回液态物质。然而,冷却介质不必被冷却到温度低于通过蒸发冷却系统冷却的燃料电池的运行温度。而且,与上述液体冷却和空气冷却系统相比,蒸发冷却系统具有如下优点:诸如水的常规冷却介质的状态变化需要的能量比冷却介质在液态下能够吸收的能量大得多。因此,与冷却能力相当的空气冷却系统相比,蒸发冷却系统可以在显著更小的冷却介质质量流量下运行。

[0022] 例如,由 DE 199 35 719 A1 获知一种用于冷却燃料电池的蒸发冷却系统。在 DE 199 35 719 A1 中所述的冷却系统中,冷却介质例如水通过布置在燃料电池堆的阳极供气室和阳极废气室中的冷却管输送。冷却介质随着流经冷却管而蒸发,由此吸收最高达 90% 的通过热辐射从燃料电池排放的热量。

[0023] 本发明涉及的目的是提供尤其适用于航空器中的蒸发冷却燃料电池系统。另外,本发明还涉及的目的是提供一种运行这种蒸发冷却燃料电池系统的方法。

[0024] 该目的通过具有权利要求 1 所述特征的燃料电池系统和通过具有权利要求 11 所述特征的用于运行燃料电池系统的方法来实现。

[0025] 根据本发明的燃料电池系统包括燃料电池,优选 MW 级输出的燃料电池,文中术语“燃料电池”不仅是指单电池,而且还指包括多个燃料电池的燃料电池堆。燃料电池优选为

PEM 燃料电池,其阳极区与氢源连接,其阴极侧提供有含氧氧化性物质,优选空气。优选为氢气的待提供给燃料电池的阳极区的燃料可以储存在与根据本发明的燃料电池系统一体化的燃料罐中。作为替代方案或者除此之外,根据本发明的燃料电池系统可以包括燃料产生装置,用于产生待提供给燃料电池的阳极区的燃料。燃料电池的阴极侧可以与压缩机的压力侧相连。压缩机可以是具有组合空气和蒸气入口的压缩机。

[0026] 燃料电池可以是低温 PEM 燃料电池或者高温 PEM 燃料电池、包含具有无机材料的复合电解质的 PEM 燃料电池、聚苯并咪唑 PEM 燃料电池或者聚全氟磺酸 PEM 燃料电池。当运行时,燃料电池除了产生电能之外,还产生热能,必须将该热能从燃料电池中除去以防止燃料电池过热。

[0027] 因此,根据本发明的燃料电池系统还包括与燃料电池热接触的蒸发冷却系统,使得在燃料电池运行期间由燃料电池产生的热量通过冷却介质的蒸发被吸收并且从燃料电池中排出。如上所解释的那样,由于将冷却介质从液态物质转化为气态物质需要高的蒸发焓,所以蒸发冷却系统的特征在于高吸热量以及因此而具有的优异冷却能力。因此,与具有类似吸热量的空气或液体冷却系统相比,根据本发明的燃料电池系统的蒸发冷却系统可以使用显著更低的冷却介质质量流量来运行,而且设计紧凑、重量较小。此外,当根据本发明的燃料电池系统用于航空器上时,蒸发冷却系统具有低的能量损失,不会导致任何另外的空气阻力,并且在运行负载峰值期间,能够可靠并自动地为燃料电池提供冷却能力。最后,在根据本发明的燃料电池系统的蒸发冷却系统中可以实现高的系统动力学,这是因为蒸发时冷却介质的膨胀使得能够将冷却介质从与燃料电池热接触的蒸发冷却系统区域迅速地除去。

[0028] 根据本发明的燃料电池系统的蒸发冷却系统可以实现为设计为与燃料电池分开的系统。然而,优选蒸发冷却系统至少部分地集成到燃料电池的组件中,并且包括,例如形成于燃料电池或者燃料电池堆的双极板、隔板、盖板和 / 或侧隔板中的冷却通道。作为替代方案或者除此之外,蒸发冷却系统的冷却通道也可以在燃料电池的阳极供气室、阴极供气室、阳极废气室和 / 或阴极废气室中延伸。冷却介质流经蒸发冷却系统的冷却通道,其中冷却介质通过吸收由燃料电池在运行期间产生的热量从液态物质转化为气态物质。例如,水可以用作冷却介质,当它流经蒸发冷却系统的冷却通道时通过泡核沸腾而蒸发。

[0029] 根据本发明的燃料电池系统还包括用于感测蒸发冷却系统中(即其中冷却介质由液态物质转化为气态物质的蒸发冷却系统的部件中)的压力的装置。如果蒸发冷却系统(即其中冷却介质由液态物质转化为气态物质的蒸发冷却系统的一个或者多个部件)与蒸发冷却系统的环境连接,则压力传感装置可以适于和布置为使得它感测蒸发冷却系统和 / 或燃料电池的环境中的环境压力。例如压力传感器可以用作压力传感装置。压力传感装置向例如实现为电子控制单元的控制单元提供作为蒸发冷却系统中压力特性的信号。

[0030] 依靠从用于感测蒸发冷却系统中压力的装置提供给控制单元的信号,根据本发明的燃料电池系统的控制单元适于控制燃料电池的运行温度,使得蒸发冷却系统的冷却介质通过燃料电池在燃料电池的运行期间产生的热量从液态物质转化为气态物质。换言之,控制单元适于根据蒸发冷却系统(即其中冷却介质被蒸发的蒸发冷却系统的部件)中的压力来控制燃料电池的运行温度,使得总能确保由燃料电池在燃料电池运行期间所产生的热量足以将蒸发冷却系统的冷却介质由液态物质转化为气态物质。结果,总能确保蒸发冷却系

统的适合功能。在根据本发明的燃料电池系统中,冷却介质在吸收燃料电池产生的热量后的温度仅仅低于燃料电池的运行温度,使得实现高的传热,并且由此实现蒸发冷却系统特别好的冷却能力。而且,冷却介质物质状态的基本等温变化使得蒸发冷却系统能够稳定运行。

[0031] 诸如水的一般冷却介质的蒸发温度随着压力降低而下降。例如,水在相当于海平面大气压(1.0132巴)下的蒸发温度为 $100^{\circ}\text{C}$ 。与之相比,在0.1992巴的压力下,如同存在于12192m(40000英尺)的高度,即商业航空器的巡航高度,水的蒸发温度仅为 $60^{\circ}\text{C}$ 。因此,如果根据本发明的燃料电池的蒸发冷却系统使用水作为冷却介质进行运行的话,则在蒸发冷却系统中的压力相当于海平面大气压的情况下,必须将燃料电池的运行温度选择得如此之高,使得由燃料电池在运行期间产生的热量足以将蒸发冷却系统中的冷却介质加热到超过 $100^{\circ}\text{C}$ ,由此提供蒸发冷却系统的适合功能。另一方面,如果蒸发冷却系统中的压力仅为0.1992巴,那么燃料电池可以以较低的运行温度来运行,这是因为由燃料电池在运行期间产生的热量仅仅必须足以将冷却介质加热到 $60^{\circ}\text{C}$ 即可。

[0032] 当在约 $60\sim 90^{\circ}\text{C}$ 的运行温度运行时,低温PEM燃料电池获得其最佳输出。如果在根据本发明的燃料电池系统中,借助于压力传感装置确定在蒸发冷却系统中例如由于比海平面大气压低的环境压力而存在十分低的压力,那么控制单元可以将燃料电池的运行温度降低到这种程度,使得获得燃料电池的最佳输出,但是在运行期间由燃料电池所产生的热量仍然足以将蒸发冷却系统中的冷却介质由液态物质转化为气态物质,由此确保蒸发冷却系统的适合功能。

[0033] 在飞行中,航空器主要处于其中环境压力低于海平面大气压的环境中。该事实可以以特别有利的方式用于在航空器上使用的根据本发明的燃料电池系统中,来保持燃料电池的运行温度低于 $100^{\circ}\text{C}$ ,但是对于燃料电池的大多数运行时间,尽可能地保持在约 $60\sim 90^{\circ}\text{C}$ 的最佳运行温度范围内。这仅需要将蒸发冷却系统(即其中冷却介质被蒸发的蒸发冷却系统的部件)设置在航空器的不加压区域中并且与环境大气相连,使得航空器环境中较低的环境压力存在于蒸发冷却系统的这些部件中。

[0034] 例如,只要航空器处于恒定的巡航高度,控制单元就可以将用于航空器上的根据本发明的燃料电池系统的燃料电池的运行温度保持在恒定的温度下,尽可能地保持在燃料电池的最佳运行温度范围内。另一方面,当航空器上升时,控制单元可以依照下降的环境压力而降低燃料电池的运行温度,反之,当航空器下降时,可以依照升高的环境压力而提高燃料电池的运行温度。

[0035] 如果使用水作为根据本发明的燃料电池系统的蒸发冷却系统中的冷却介质,则当航空器处于约12192m(40000英尺)的恒定巡航高度时,控制单元可以将燃料电池的运行温度保持在例如约 $60^{\circ}\text{C}$ 。当航空器从约海平面的起始位置上升直至达到巡航高度时,控制单元可以例如依照下降的环境压力在上升期间将燃料电池的运行温度从约 $100^{\circ}\text{C}$ 连续地降低到约 $60^{\circ}\text{C}$ 。另一方面,当航空器从巡航高度下降到约海平面的着陆位置时,控制单元可以依照升高的环境压力将燃料电池的运行温度从约 $60^{\circ}\text{C}$ 连续地升高到约 $100^{\circ}\text{C}$ 。

[0036] 在根据本发明的燃料电池系统的一个优选实施方案中,依照从用于感测蒸发冷却系统中压力的装置提供给控制单元的信号,控制单元适于控制燃料电池的运行温度,使得在冷却介质的湿蒸气区中实现蒸发冷却系统中的冷却介质通过燃料电池运行期间由燃料

电池产生的热量的蒸发。此处“湿蒸气”理解为其中沸腾液体和饱和蒸气保持平衡状态的体系。

[0037] 如果在根据本发明的燃料电池系统的蒸发冷却系统中所用的冷却介质的蒸发在冷却介质的湿蒸气区中实现,则在冷却介质蒸发期间,液态物质中沸腾的冷却介质与冷却介质的饱和蒸气保持平衡状态。只要冷却介质在蒸发期间被加热到其依赖于压力的蒸发温度,就是这种情形。因而,控制装置优选控制燃料电池的运行温度,使得蒸发冷却系统中的冷却介质被加热到相当于冷却介质的依赖于压力的蒸发温度的温度。例如,燃料电池可以在比蒸发冷却系统的冷却介质的依赖于压力的蒸发温度高 0 ~ 5°C、优选 1 ~ 3°C 的运行温度下运行。

[0038] 根据本发明的燃料电池系统优选还包括燃料电池运行压力产生系统,其适于在燃料电池(即其中不存在蒸发冷却系统的一体化冷却通道的燃料电池的部件)中产生期望的压力。根据本发明的燃料电池系统的燃料电池运行压力产生系统可以例如集成到燃料电池系统的介质供给系统中,并且包括向燃料电池的阴极区提供氧化剂的压缩机,和/或包括相应的用于向燃料电池的阳极区提供燃料的输送装置。不管燃料电池环境中环境压力如何,也不管蒸发冷却系统中的压力如何,燃料电池运行压力产生系统用来使燃料电池运行压力达到期望水平,或者将其保持在期望水平。

[0039] 燃料电池运行压力产生系统可以适于在燃料电池中产生低于或者高于燃料电池环境中环境压力和/或蒸发冷却系统中压力的压力。此外,根据本发明的燃料电池系统可以包括,例如实现为电子控制单元的控制单元,用于控制燃料电池运行压力产生系统。用于控制燃料电池运行压力产生系统的控制单元可以是单独的控制单元。然而,作为其替代方案,用于控制燃料电池运行压力产生系统的控制单元也可以集成到用于控制燃料电池的运行温度的控制单元中。

[0040] 如上面所解释的那样,在根据本发明的燃料电池系统中,燃料电池的运行温度总是依赖于蒸发冷却系统中的压力控制,使得蒸发冷却系统中的冷却介质被燃料电池运行期间由燃料电池所产生的热量从液态物质转化为气态物质。然而,在相对的高运行温度情况下,出现通常以液体形式存在于燃料电池中(即,例如阳极区、阴极区、将阳极区与阴极区隔开的膜区域、阳极气体管线或者阴极气体管线中)的诸如水的物质和/或物质混合物蒸发的的问题。

[0041] 为了防止在燃料电池运行期间通常以液体形式存在于燃料电池中的物质和/或物质混合物的不希望的蒸发,用于控制燃料电池运行压力产生系统的控制单元可以适于控制燃料电池运行压力产生系统,使得在燃料电池中产生防止通常以液体形式存在于燃料电池中的物质和/或物质混合物的不必要蒸发的压力。

[0042] 用于控制燃料电池运行压力产生系统的控制单元可以依照燃料电池的运行温度适于控制燃料电池的运行压力。控制单元作为控制燃料电池运行压力产生系统的控制变量而使用的燃料电池的运行温度可以由控制燃料电池的运行温度的控制单元提供的燃料电池设定运行温度,或者可以是例如借助于温度传感器测量的燃料电池运行温度。然而,作为替代方案或者除此之外,控制燃料电池运行压力产生系统的控制单元也可以适于基于从用于感测蒸发冷却系统中压力的装置向它提供的信号来控制燃料电池的运行压力。例如,基于作为蒸发冷却系统中压力特性的压力传感装置,用于控制燃料电池运行压力产



生系统的控制单元可以计算燃料电池的设定运行温度,并且用它作为确定燃料电池中适当的设定运行压力的控制变量。

[0043] 如果在根据本发明的燃料电池系统的蒸发冷却系统中使用水作为环境友好的冷却介质,则在蒸发冷却系统中的压力大致相当于海平面大气压的情况下,例如实现为 PEM 燃料电池的燃料电池优选在约 100 ~ 105°C 的运行温度运行。那么,用于控制燃料电池运行压力产生系统的控制单元优选如此控制燃料电池运行压力产生系统,使得在燃料电池中产生的压力高于海平面大气压,例如为 2 巴。在 2 巴的压力下,水的蒸发温度为 120.23°C,使得在燃料电池的运行温度下在燃料电池中(例如在阳极区、阴极区、将阳极区与阴极区隔开的膜区域、阳极气体管线或者阴极气体管线中)存在的水的蒸发得到可靠地防止。

[0044] 如上面所解释的那样,通过在根据本发明的燃料电池系统的蒸发冷却系统中发生的蒸发过程可以将大量的热从燃料电池中排出。通过蒸发冷却系统从燃料电池中排出的热量必须然后排放到环境中或者以供进一步使用。传热过程可以由式(6)来描述:

$$[0045] \quad \dot{Q} = k \cdot A \cdot \Delta t_{m \log} \quad (6)$$

[0046] 其中 $\dot{Q}$ 是传递的热,k是传热系数,A是传热面, $\Delta t_{m \log}$ 是温度梯度。传热系数k根据式(7)来计算:

$$[0047] \quad 1/k = 1/\alpha_{out} + s/\lambda + 1/\alpha_{in} \quad (7)$$

[0048] 其中s是壁厚, $\lambda$ 是导热系数, $\alpha$ 是传热系数。

[0049] 传热系数 $\alpha$ 被认为是传热过程中影响待传递的热输出 $\dot{Q}$ 的主要变量。在冷凝过程情况下获得大的传热系数 $\alpha$ 。根据本发明的燃料电池系统的蒸发冷却系统因此优选包括冷凝器,用于冷凝在燃料电池运行期间蒸发的冷却介质来冷却燃料电池。在如此设计的蒸发冷却系统的情形中,吸收燃料电池的反应热是通过蒸发实现的,然而排放燃料电池的反应热是通过冷凝过程来实现的。由于方式类似于蒸发过程的冷凝过程消耗的能量远远高于例如液体形式的冷却介质能够吸收的能量,因此具有冷凝器的蒸发冷却系统特别有效地运行。

[0050] 具有冷凝器的蒸发冷却系统的另一优点在于,它可以作为循环系统来运行,其中在冷凝器中冷凝的冷却介质以液态物质返回燃料电池中,在那里它可以再次蒸发以冷却燃料电池。然而,优选地,在具有冷凝器的蒸发冷却系统中,燃料电池冷却功能与冷却介质回收功能分离,使得即使冷凝器发生故障,也能够确保燃料电池的足够冷却。为了确保为蒸发冷却系统充分提供冷却介质,根据本发明的燃料电池系统可以包括用于将燃料电池运行期间产生的水提供到蒸发冷却系统中的装置。

[0051] 借助于蒸发冷却系统从燃料电池中排出的热量可以排放到环境。当所产生的热在相当低的温度水平例如 60°C 时,这尤为适当。

[0052] 能够将根据本发明的燃料电池系统的燃料电池产生的废热有效地排出到环境的冷凝器,例如可以以外壳冷却器的形式来实现。外壳冷却器可以例如由其内侧朝向燃料电池系统的壁来构成,接收施加的蒸气冷却介质并且作为蒸气冷凝器运行。另一方面,构成外壳冷却器(其外侧朝向外界)的壁的外侧作为周围空气加热装置运行。实现为外壳冷却器的冷凝器尤其适用于航空器上使用的根据本发明的燃料电池系统中。外壳冷却器然后可以由例如航空器外壳的一部分构成,在其内侧上接收为了冷却燃料电池而施加的在燃料电池

运行期间蒸发的冷却介质。

[0053] 如果一部分航空器外壳用作外壳冷却器,则可以容易地产生大的传热面,并且不需要额外组件。这在重量方面产生相当大的优势。而且,例如,由航空器外壳的一部分构成的外壳冷却器的特征为高的冷却能力,并且由于不存在管道所以能够在重量方面获得额外优点。而且,借助于外壳冷却器排出热产生的噪音小,并且不需要任何人的气团运动,在航空器上使用的根据本发明的燃料电池系统的情况下,所述大的气团运动能够导致不希望额外的空气阻力。最后,避免了顶舱(loft)的干扰。

[0054] 作为替代方案或者除了在运行期间由根据本发明的燃料电池系统的燃料电池产生的反应热排出环境中之外,由燃料电池产生的反应热还可以回收和利用。为此,根据本发明的燃料电池系统可以包括至少一种装置来利用储存在冷却介质中的热量。利用储存在冷却介质中的热量可以直接或间接地进行。例如,可以将气态的冷却介质直接提供给利用储存在冷却介质中的热量的装置。然而,在该过程中从蒸发冷却系统中排放的冷却介质必须输送回蒸发冷却系统以确保燃料电池的适当冷却。

[0055] 作为替代方案或者除此之外,也可以想到仅仅将冷却介质中所储存的热量传递到利用该热量的装置。为此,例如可以将气态的冷却介质通过热交换器输送,所述热交换器与利用储存于冷却介质中热量的装置热接触。此外,在蒸发冷却系统中提供的冷凝器可以这样来实现和/或设置,使得当冷却介质在冷凝器中冷凝时释放的热量被传递到利用储存于冷却介质中热量的装置。

[0056] 利用储存于冷却介质中的热量的装置可以是加热装置,优选实现为蒸气加热装置,其利用储存于冷却介质中的热量用于加热目的。然而,作为其替代方案,利用储存于冷却介质中的热量的装置也可以是水脱盐装置,用于从海水获得饮用水。在提供用于航空器中的根据本发明的燃料电池系统中,利用储存于冷却介质中的热量的装置优选是航空器的除冰装置。

[0057] 最后,可以想到在用于将水和/或水蒸气提供到航空器的废气流中的装置中利用在蒸发冷却系统中用作冷却介质的水。由此可以减少航空器发动机的污染物排放。

[0058] 根据本发明的燃料电池系统的一个优选实施方案还包括用于将冷却介质排出到环境的设备。优选地,如果储存于冷却介质中的热量不能够被排出到环境或者利用至足够程度的话,则用于将冷却介质移除到环境中的这种装置适于将气态的冷却介质排出到环境。即使当例如由于高的外界温度或者平稳的条件,使得更加难以排出储存于冷却介质中的热量时,用于将冷却介质排出到环境的装置例如可以以出口阀的形式来实现,并确保根据本发明的燃料电池系统的可靠运行。

[0059] 在一种运行根据本发明的燃料电池系统的方法中,所述燃料电池系统包括燃料电池和蒸发冷却系统,该蒸发冷却系统与燃料电池热接触,使得燃料电池运行期间由燃料电池产生的热量通过冷却介质的蒸发来吸收并且从燃料电池中排出,借助于适当的压力传感装置来检测蒸发冷却系统中的压力。借助于控制单元依照压力传感装置向控制单元提供的信号来控制燃料电池的运行温度。燃料电池运行温度的控制以这种方式实现,使得蒸发冷却系统中的冷却介质通过燃料电池运行期间由燃料电池产生的热量从液态物质转化为气态物质。

[0060] 优选地,依靠压力传感装置向控制单元提供的信号,控制燃料电池的运行温度,使

得在冷却介质的湿蒸气区中实现蒸发冷却系统中的冷却介质通过燃料电池运行期间由燃料电池产生的热量的蒸发。

[0061] 在根据本发明的用于运行燃料电池系统方法的一个优选实施方案中,借助于燃料电池运行压力产生系统在燃料电池中产生期望的压力。例如,借助于燃料电池运行压力产生系统,在燃料电池的阳极区、阴极区、将阳极区与阴极区隔开的膜区域、阳极气体管线或者阴极气体管线中产生期望的压力。

[0062] 借助于控制燃料电池运行压力产生系统的控制单元,可以控制燃料电池运行压力产生系统,以便在燃料电池中产生这样的压力,在该压力下防止了通常以液体形式存在于燃料电池中的物质和 / 或物质混合物的不必要的蒸发。

[0063] 优选地,用于控制燃料电池运行压力产生系统的控制单元依靠燃料电池的运行温度和 / 或依靠用于感测蒸发冷却系统中压力的压力传感装置的信号,来控制燃料电池中的压力。

[0064] 在燃料电池运行期间为了冷却燃料电池而蒸发的冷却介质可以在冷凝器中被冷凝。优选地,通过以外壳冷却器的形式实现的冷凝器来冷凝冷却介质。

[0065] 作为替代方案或者除此之外,也可以将储存于冷却介质中的热量供给至少一种利用该热量的装置。例如,可以将储存于冷却介质中的热量供给实现形式为蒸气加热装置、水脱盐装置或者航空器的除冰装置的利用该热量的装置。

[0066] 此外,还可以以液体或蒸气的形式将在蒸发冷却系统中用作冷却介质的水供到航空器的废气流中。

[0067] 优选地,如果需要的话,即不可能适当排出或利用储存于冷却介质中的热量时,将冷却介质排出到环境。

[0068] 根据本发明的燃料电池系统特别适合用作航空器尤其是飞机中的基于燃料电池的能量供给单元。例如,燃料电池系统可以用作辅助动力装置 (APU) 或冲压空气涡轮 (RAT) 的替代方案,或者作为机翼防冰系统 (WAIS) 的能量供给系统。为了满足航空器中电力需求,可能要求燃料电池系统能够产生 1MW 的电力。根据本发明的燃料电池系统的蒸发冷却系统尽管其重量低且设计紧凑,但是能够提供足够的冷却能力来冷却高功率燃料电池。而且,冷却系统能够自主运行,不依赖于其它航空器系统,例如航空器空调装置。根据本发明的燃料电池系统因此可以用于航空器上,例如作为自主紧急电力供应单元。

[0069] 在装备有根据本发明的燃料电池系统的航空器中,燃料电池系统或者至少其中冷却介质被蒸发的蒸发冷却系统的部件,优选设置在航空器的不加压区。航空器中这种区域位于例如主要结构 / 机身外壳 (机腹整流器) 和机尾部分中。

[0070] 现在参考示意性附图来更加全面地解释根据本发明的燃料电池系统的三个优选示范性实施方案,附图中

[0071] 图 1 示出燃料电池系统的第一实施方案的示意图,

[0072] 图 2 示出燃料电池系统的第二实施方案的示意图,和

[0073] 图 3 示出燃料电池系统的第三实施方案的示意图。

[0074] 图 1 示出燃料电池系统 10,其设置在机腹整流器 12 中,即在航空器的不加压区中。燃料电池系统 10 包括实现为燃料电池堆形式的燃料电池 14。燃料电池 14 实现为运行温度为 60 ~ 110°C 的低温 PEM 燃料电池。燃料电池 14 的最佳运行温度范围为 60 ~ 90°C。

[0075] 为燃料电池 14 提供的蒸发冷却系统 16 包括冷却通道 17,其在燃料电池 14 的双极板(图 1 中没有更详细地表示)中实现。用作冷却介质的水在燃料电池 14 运行期间流过冷却通道 17。借助于泵 18,将液态的水从冷却介质槽 20 供给到冷却通道 17。

[0076] 在机腹整流器 12 中还设置了压力传感器 22。压力传感器 22 测量机腹整流器 12 内部中的压力,该压力相当于蒸发冷却系统 16 中的压力,即在冷却通道 17 中的压力。如前所述,机腹整流器 12 属于航空器的不加压区,因此由压力传感器 22 所测定的存在于机腹整流器 12 内部中的压力  $p_1$  基本上相当于航空器环境中的周围压力  $p_A$ 。当航空器飞行时,特别是当航空器处于其巡航高度时,该压力明显小于海平面大气压。

[0077] 向电子控制单元 24 提供由压力传感器 22 发出的信号,该信号为机腹整流器 12 内部中周围压力的特性。以压力传感器 22 的信号为基础,电子控制单元 24 控制燃料电池 14 的运行温度,使得当水流经在燃料电池 14 的双极板中实现的冷却通道 17 时,由液态物质转化为气态物质。流经冷却通道 17 的水的蒸发导致由燃料电池 14 在运行期间产生的反应热被用作冷却介质的水吸收。

[0078] 特别地,依靠压力传感器 22 向控制单元 24 所提供的信号,电子控制单元 24 控制燃料电池 14 的运行温度,使得在湿蒸气区中实现了蒸发冷却系统 16 中流经冷却通道 17 的水通过燃料电池运行期间产生的反应热的蒸发。控制单元 24 总是控制燃料电池 14 的运行温度,使得燃料电池 14 的运行温度比冷却介质水的依赖于压力的蒸发温度高约  $0 \sim 5^\circ\text{C}$ 。

[0079] 依靠航空器的飞行高度和机腹整流器 12 中的所得压力,通过控制单元 24 如此控制燃料电池 14 的运行温度,使得总是遵循冷却介质水的依赖于压力的蒸发曲线。表 1 给出依赖于航空器飞行高度的冷却介质水的沸腾或蒸发温度以及沸腾或蒸发压力的相应值。

[0080] 表 1:依赖于航空器飞行高度的冷却介质水的沸腾温度和沸腾压力(北半球,  $45^\circ\text{N}$ , 七月)

[0081]

沸腾温度 [ $^\circ\text{C}$ ]	沸腾压力 [巴]	飞行高度 [m]
59	0.1901	12497(41000 英尺)
60	0.1992	12192(40000 英尺)
70	0.3116	9144(30000 英尺)
80	0.4736	6096(20000 英尺)
90	0.7011	3048(10000 英尺)
100	1.0132	0
120.23	2	-

[0082] 表 1 清楚地表明,当航空器处于巡航高度时,燃料电池 14 可以在约  $60^\circ\text{C}$  的运行温度下运行。当航空器上升和下降时,燃料电池 14 的运行温度通过控制单元 24 连续适应于

变化的周围压力。换言之,使得燃料电池 14 的运行温度遵循冷却介质水的依赖于压力的蒸发曲线,使得蒸发冷却系统 16 的冷却通道 17 中的冷却介质水在航空器上升和下降期间都能够在湿蒸气区中实现蒸发。结果,总能确保流经蒸发冷却系统 16 的冷却通道 17 的冷却介质的适当蒸发。

[0083] 表 1 表明燃料电池 14 在其大部分的运行时间中可以在 60 ~ 90°C 的最佳运行温度范围下运行。只有当航空器在低于 3048m(10000 英尺)的高度或者在地面上飞行时,燃料电池 14 才需要较高的运行温度。

[0084] 为了防止通常以液体形式存在于燃料电池 14 中(即例如在阳极区、阴极区、将阳极区与阴极区隔开的膜区域、阳极气体管线或者阴极气体管线中)的水的不必要的蒸发,控制单元 24 控制与燃料电池 14 的介质供给系统一体化的燃料电池运行压力产生系统 25,使得在燃料电池 14 中产生这样的运行压力,在该运行压力下,防止了存在于燃料电池中的液体水的不必要的蒸发。示于图 1 中的低温 PEM 燃料电池 14 是在 2 巴的运行压力下运行的。在 2 巴的压力下,水的蒸发温度为 120.23°C,使得在燃料电池 14 的整个运行温度范围内,可靠地防止了存在于燃料电池 14 中的液体水的蒸发。

[0085] 示于图 1 的燃料电池系统 10 还包括:以外壳冷却器形式实现的冷凝器 26。冷凝器 26 用来使在燃料电池 14 运行期间为了冷却燃料电池 14 而蒸发的水恢复至液态。冷凝器 26 由航空器外壳在机腹整流器 12 的区域中构建,所述航空器外壳由钛合金、铝合金、纤维-塑料复合材料或者玻璃-纤维强化的铝构成。当流经蒸发冷却系统 16 的冷却通道时蒸发的水通过蒸气输出管线 28 从冷却通道出现,分布在机腹整流器 12 的内部并且传送至航空器外壳的内表面,而无需提供管道。水蒸气在航空器外壳的内表面上冷凝,并且通过航空器的外壳的外表面将由此释放的冷凝热排放至环境。

[0086] 如果燃料电池 14 产生例如 1MW 的电力,那么在燃料电池 14 运行期间需要每秒蒸发 0.5 升水,以将来自燃料电池 14 的反应热的适当移除。水蒸气经由蒸气输出线 28,通过机腹整流器 12 的内部,到达航空器外壳的内表面,在那里冷凝。因此,在燃料电池 14 运行期间,在航空器外壳的内表面上每秒流下约 0.5 升冷凝水。

[0087] 将航空器外壳的内表面上流下的冷凝水收集在冷凝水收集区 30 中。冷凝水收集区 30 位于构成冷凝器 26 的航空器外壳部分的靠近底部的区域中,使得可以利用重力来收集冷凝水。借助于泵 18,将冷凝水从冷凝水收集区 30 输送到冷却介质槽 20 中或者直接返回在燃料电池 14 的双极板中实现的冷却通道 17 中。由此产生闭合的冷却介质回路。

[0088] 显然,必须使设置在机腹整流器 12 内部中的组件免受湿气。然而,由于在燃料电池 14 运行期间,经由蒸气输出线 28 将至少约 60°C 的水蒸气连续供到机腹整流器 12 的内部,所以在飞行期间不需要保护设置在机腹整流器 12 内部中的组件免受冰和寒冷。机腹整流器 12 可以实现为容纳燃料电池系统 10 的室。由蒸发冷却系统 16 产生的水蒸气可以用于该室的通风和/或惰性化。

[0089] 为确保即使由于周围温度高或者在平稳条件的情况下使得更加难以经由冷凝器 26 来适当地排出储存于冷却介质水中的燃料电池反应热时,燃料电池系统 10 也能够可靠运行,燃料电池系统 10 还包括用于将冷却介质水排出到环境的装置,其实现为两个蒸气出口阀 32、34 的形式。蒸气出口阀 32、34 借助于电子控制单元 24 来开动。为此,控制单元 24 接收来自压力传感器 22 和/或来自温度传感器 36 的信号,所述温度传感器 36 用于测量机

腹整流器 12 内部的温度。如果压力传感器 22 和 / 或温度传感器 36 显示机腹整流器 12 中的压力和 / 或温度超过了预定临界最大值, 则通过电子控制单元 24 打开蒸气出口阀 32、34, 使得可以将经由蒸气输出线 28 输送到机腹整流器 12 内部中的水蒸气以及由此在水蒸气中储存的热能, 从机腹整流器 12 的内部排出到环境中。

[0090] 为了确保蒸发冷却系统 16 即使在冷凝器 26 发生故障或者将冷却介质排出到环境中之后的情形下的适当功能, 必须进行规定, 将冷却介质供给到蒸发冷却系统 16 中, 即供到冷却介质槽 20 或冷却通道 17 中, 这与流经冷却通道 17 时蒸发的冷却介质的冷凝无关。为此, 燃料电池系统 10 具有工艺用水脱除装置 35, 其用来接收燃料电池运行期间产生的水并且将其供到蒸发冷却系统 16 的冷却介质槽 20 中。

[0091] 最后, 燃料电池系统 10 具有储存系统 37, 用于储存燃料电池 14 运行期间产生的电能。储存系统 37 用来将燃料电池 14 产生的额外能量进行中间储存, 而且如果需要的话, 将其输送到通过燃料电池系统 10 供应电能的航空器上的负载。储存系统 37 可以包括例如超级电容器或者多个超级电容器。

[0092] 原则上, 机腹整流器 12 也可以实现为压力容器。在这种情况下, 机腹整流器 12 内部的压力  $p_1$  也可以高于周围压力  $p_A$ 。由于冷却介质蒸气是可压缩的, 所以机腹整流器 12 的内部然后也可以用作储存容器用于吸收载荷波动。而且, 在机腹整流器 12 中的压力  $p_1$  通过泵 18、通过燃料电池 14 的热输入、以及蒸气出口阀 32、34 的相应控制而发生特定变化的情况下, 由于热传递依赖于压力, 所以可能影响机腹整流器壁的内表面上的热传递强度。然而, 将机腹整流器 12 设计为压力容器必须需要机腹整流器壁的相应强化, 因此导致重量的不期望的增加。

[0093] 示于图 2 的燃料电池系统 10 与根据图 1 的燃料电池系统的区别之处在于: 燃料电池 14 实现为高温 PEM 燃料电池而不是低温 PEM 燃料电池。根据图 2 的高温 PEM 燃料电池 14 通常在比示于图 1 中的低温 PEM 燃料电池 14 高的运行温度 (最高 200°C) 下运行。

[0094] 而且, 在与蒸发冷却系统 16 的冷却通道 17 连接的蒸气输出线 28 中设置阀 40, 阀 40 在其闭合位置限定了包括蒸发冷却系统 16 的冷却通道 17 的压力区。该压力区可以设计为使得它可以经受数巴的过压。因此, 借助于泵 18, 可以在包括蒸发冷却系统 16 的冷却通道 17 的压力区中产生比机腹整流器 12 中压力  $p_1$  更高的压力  $p_2$ 。可以提供压力传感器 (图 2 中未示出) 来测量该压力区中的压力。

[0095] 在图 2 所示的燃料电池系统中, 在蒸发冷却系统 16 的冷却通道 17 中的压力相当于低的周围压力  $p_A$  时, 由于在低压下冷却介质较低的蒸发温度和高温 PEM 燃料电池 14 的较高运行温度之间的差异大, 所以在蒸发冷却系统 16 的冷却通道 17 中可能出现材料的超热以及因此的过热和材料的损坏。为防止这种情况, 借助于泵 18, 特别提高蒸发冷却系统 16 的冷却通道 17 中的压力, 以提高冷却介质的蒸发温度, 在高温 PEM 燃料电池 14 的运行温度下实现冷却介质的最佳沸腾行为。

[0096] 依靠蒸发冷却系统 16 的冷却通道 17 中的压力, 控制单元 24 可以控制燃料电池 14 的运行温度, 使得在湿蒸气区中通过燃料电池 14 运行期间产生的反应热实现流经冷却通道的水的蒸发。然而, 作为一个替代方案, 控制单元 24 也可以使用燃料电池 14 的运行温度作为控制变量, 并且依靠燃料电池 14 的运行温度来控制蒸发冷却系统 16 的冷却通道 17 中的压力, 使得在湿蒸气区中通过燃料电池 14 运行期间产生的反应热实现流经冷却通道

的水的蒸发。示于图 2 中的燃料电池系统的运行可以与周围压力  $p_A$  无关,并且因此与航空器的飞行高度无关。而且,蒸发冷却系统 16 的冷却通道 17 中的压力变化使得能够控制冷却通道 17 中的热传递。泵 18、燃料电池 14 运行期间产生的反应热、阀 40 以及蒸气输出阀 32、34 之间的相互作用是通过控制单元 24 依靠气象学确定的和操作影响变量(如飞行高度、机上电力系统的负载要求、储存系统 37 的负载状态等)来控制的。在其他方面,在图 2 中所示的燃料电池系统 10 的结构和功能相当于根据图 1 设置的结构和功能。

[0097] 图 3 中所说明的燃料电池系统 10 与图 2 所示结构的区别在于:燃料电池系统 10 不仅包括用于将燃料电池反应热排出到环境的冷凝器 26,还包括以除冰装置形式实现的装置 42,用来利用储存于冷却介质水中的热量。除冰装置包括两个蒸气线 44、46,其从蒸气输出线 28 分叉,而且通过其从蒸发冷却系统 16 的冷却通道 17 中出来的水蒸气可以被带走并且输送到航空器的待除冰区。

[0098] 当水蒸气流过蒸气线 44、46 时,向航空器的待除冰区释放储存于蒸气中的热能,并随后仍然以气态或以液态返回机腹整流器 12 的内部中。将压力控制阀 48、50、52、54 设置在蒸气线 44、46 中用来控制蒸气线 44、46 中的期望压力。依靠蒸发冷却系统 16 的冷却通道 17 中的期望压力  $p_2$  和蒸气线 44、46 中的期望压力  $p_3$ ,对压力控制阀 48、50、52、54 进行控制。然而,蒸气线 44、46 中的压力  $p_3$  不能够超过蒸发冷却系统 16 的冷却通道 17 中的压力  $p_2$ 。蒸气线 44、46 中的压力变化使得能够控制蒸气线 44、46 中的热传递。泵 18、燃料电池 14 运行期间产生的反应热、阀 40、压力控制阀 48、50、52、54 以及蒸气输出阀 32、34 之间的相互作用由控制单元 24 依靠气象学确定的和操作影响变量(例如飞行高度、机上电力系统的负载要求、储存系统 37 的负载状态等)来控制,并且,如果需要的话,指定优先对主体结构进行除冰。

[0099] 而且,图 3 中所说明的燃料电池系统 10 包括两个供给装置 56,用于将水蒸气供到两个航空器发动机 58 的废气流中。可以通过例如文丘里管使水蒸气吸到航空器发动机 58 的废气流中。向航空器发动机 58 的废气流中提供水蒸气可以减少发动机 58 的污染物排放。在其它方面,在图 3 中所示的燃料电池系统 10 的结构和功能相当于根据图 2 的设置的结构和功能。

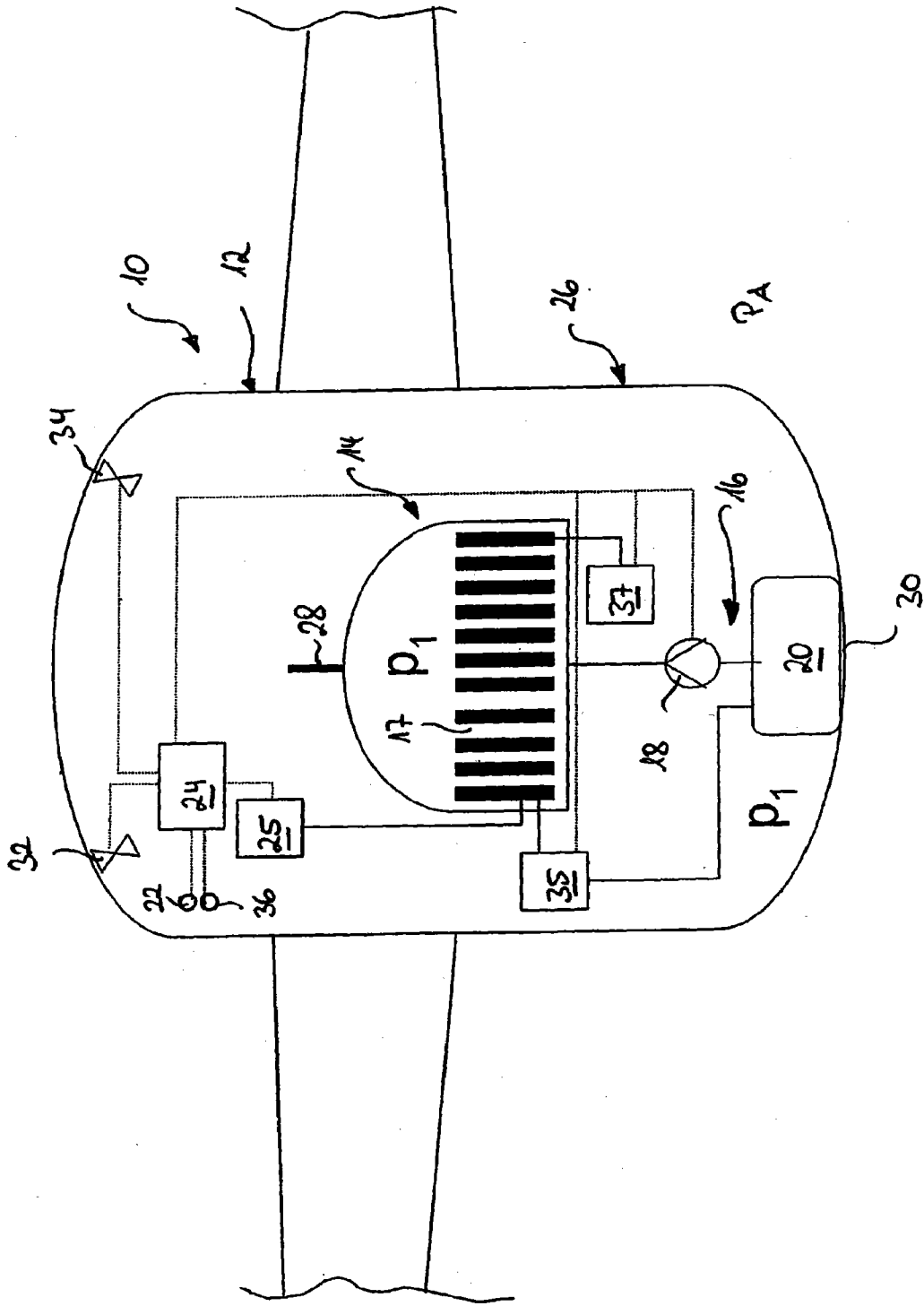


图 1



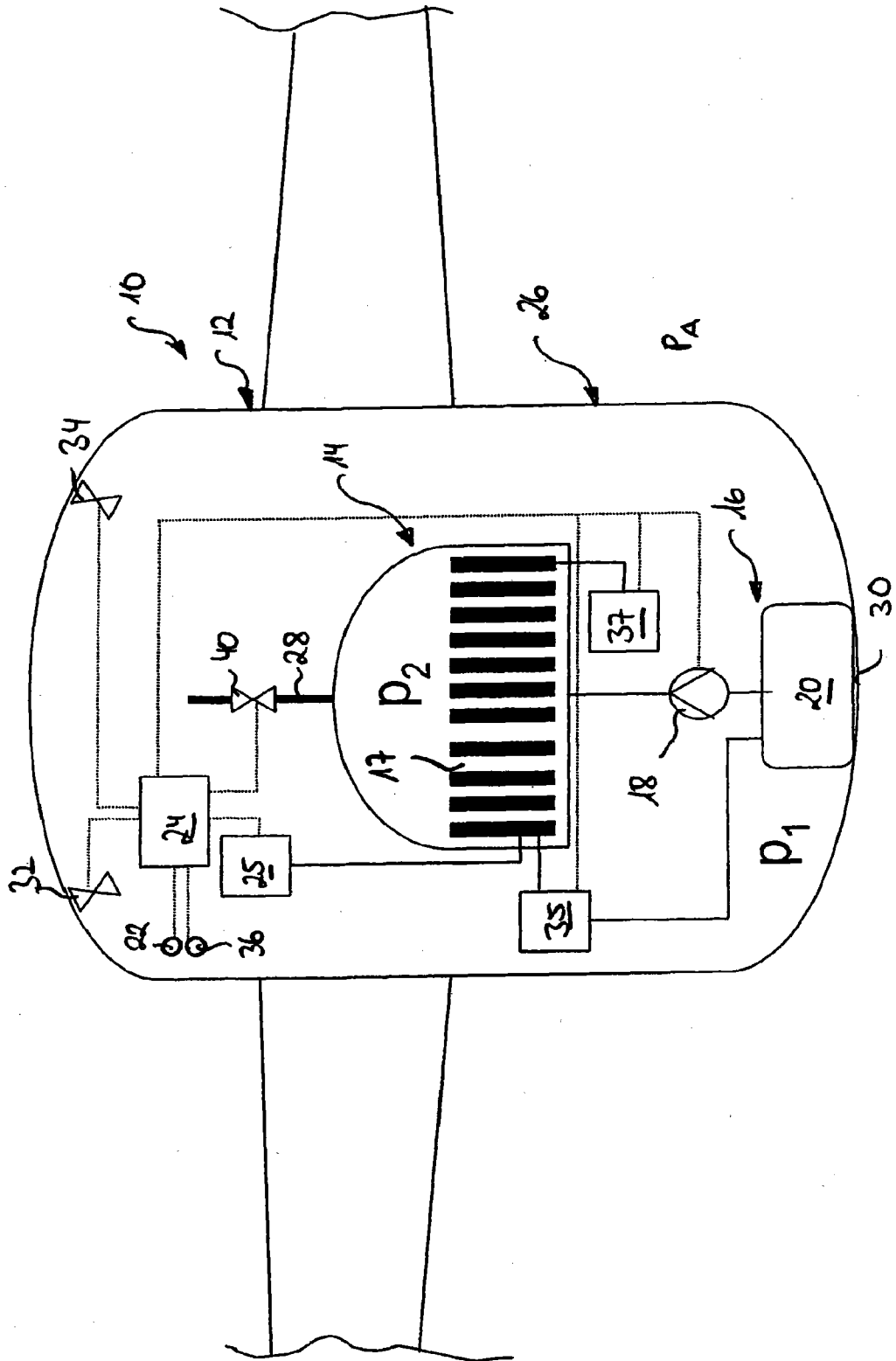


图 2

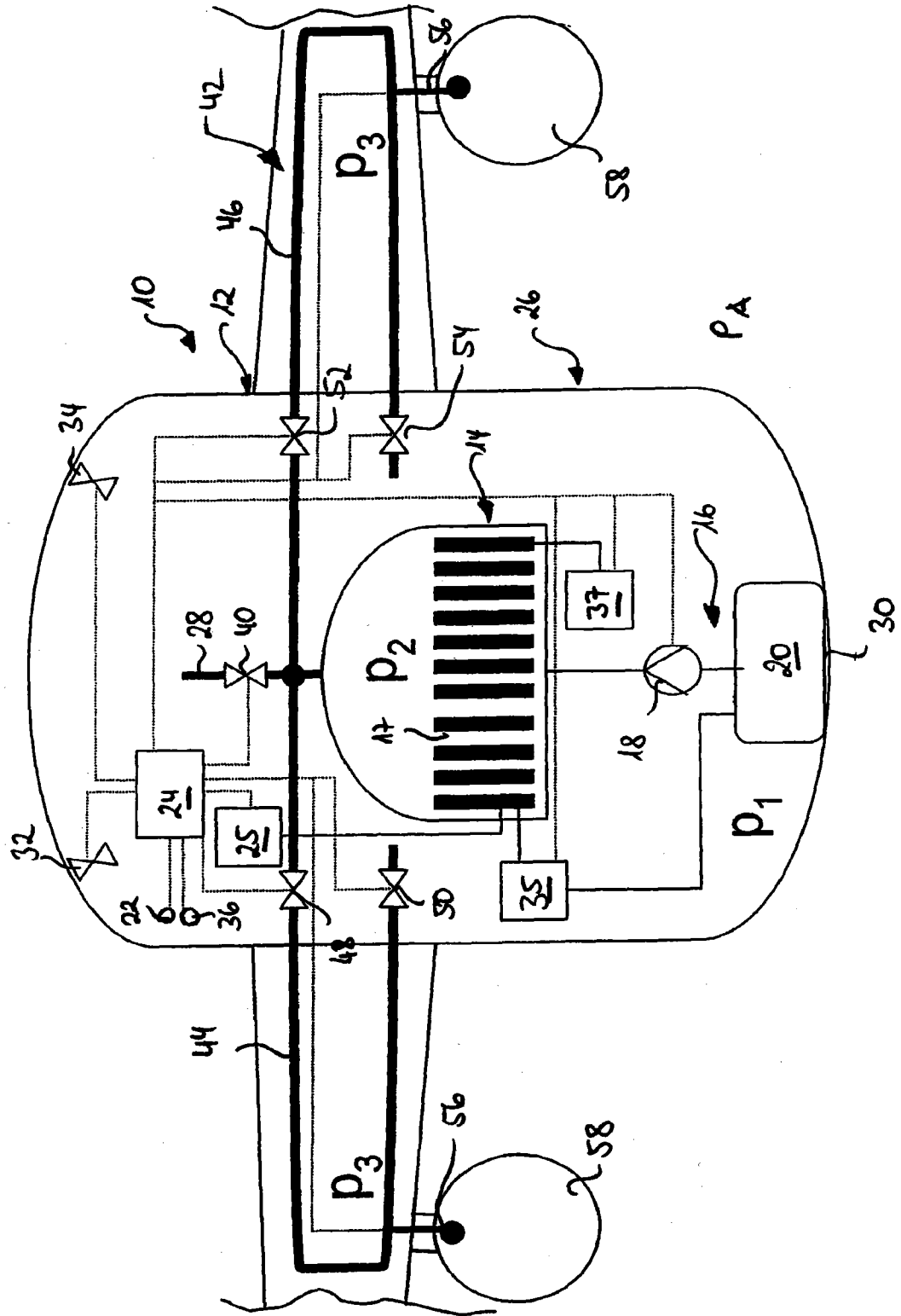


图 3