



(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 108292762 A

(43)申请公布日 2018.07.17

(21)申请号 201680038700.7

(22)申请日 2016.06.28

(30)优先权数据

62/185894 2015.06.29 US

(85)PCT国际申请进入国家阶段日

2017.12.29

(86)PCT国际申请的申请数据

PCT/EP2016/065025 2016.06.28

(87)PCT国际申请的公布数据

WO2017/001411 EN 2017.01.05

(71)申请人 通用电气航空系统有限公司

地址 英国格洛斯特郡

(72)发明人 C.J.霍尔西

(74)专利代理机构 中国专利代理(香港)有限公司 72001

代理人 郭帆扬 李强

(51)Int.Cl.

H01M 8/04014(2016.01)

H01M 8/065(2016.01)

B64D 41/00(2006.01)

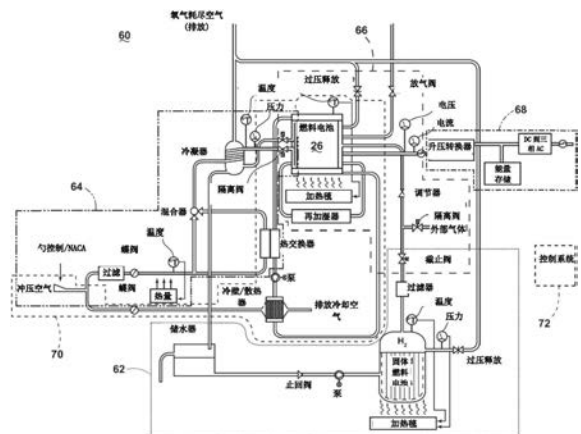
权利要求书2页 说明书12页 附图8页

(54)发明名称

用于飞机的燃料电池应急电源系统

(57)摘要

一种用于产生应急电力的方法和系统(60)，该系统包括：氢存储系统(62)，其被配置成供应氢气；空气输送系统(64)，其被配置成在预定温度下供应空气；以及燃料电池系统(66)，其与氢存储系统和空气输送系统联接，并且被配置成在涉及所述氢气和所述空气在所述预定温度下的化学反应的功率输出下发电。



1. 一种在飞行器上的应急电源系统,包括:
氢存储系统,其被配置成供应氢气;
冲压空气进气口;
空气输送系统,其被配置成以预定温度从所述冲压空气进气口供应空气;和
燃料电池系统,其与所述氢存储系统和所述空气输送系统联接并且被配置成在涉及所述氢气和所述空气在所述预定温度下的化学反应的功率输出下发电。
2. 根据权利要求1所述的应急电源系统,还包括控制系统,所述控制系统被配置成响应于接收到对紧急电力的需求而控制所述氢存储系统和所述空气输送系统,使得所述燃料电池系统在所述功率输出处产生与对紧急电力的需求相称的功率。
3. 根据权利要求1或2所述的应急电源系统,其中,所述氢存储系统包括储氢固体。
4. 根据权利要求3所述的应急电源系统,其中,所述储氢固体被配置成通过化学反应从所述储氢固体释放氢气。
5. 根据权利要求4所述的应急电源系统,其中,所述储氢固体被配置成通过由水引发的化学反应释放氢气。
6. 根据权利要求5所述的应急电源系统,其中,所述燃料电池系统产生水作为发电的副产物,并且所述水与所述储氢固体流体联接以引发所述化学反应。
7. 根据前述任何一个权利要求所述的应急电源系统,其中,所述空气输送系统包括热交换器,所述热交换器被配置成将在所述冲压空气进气处接收的空气加热到所述预定温度。
8. 根据权利要求7所述的应急电源系统,其中,所述燃料电池系统产生热量作为发电的副产物,并且所述热量与所述热交换器热联接。
9. 根据前述任何一个权利要求所述的应急电源系统,还包括热管理系统和散热器,所述热管理系统具有与所述燃料电池系统热联接的冷却剂回路。
10. 根据权利要求9所述的应急电源系统,其中,所述散热器与空气输送系统流体联接,使得在所述冲压空气进气口处接收的空气从所述散热器移除热量以冷却所述冷却剂回路。
11. 根据前述任何一个权利要求所述的应急电源系统,还包括电气转换器系统,所述电气转换器系统与所述功率输出电联接并且被配置成将在所述功率输出处接收到的功率转换为预定飞行器功率特性。
12. 根据权利要求11所述的应急电源系统,其中,所述电气转换器系统包括能量存储单元。
13. 一种飞行器,包括:
氢存储系统,其被配置成供应氢气;
空气输送系统,其具有冲压空气进气口,所述冲压空气进气口暴露于所述飞行器外部的气流并被配置成供应预定温度的空气;和
燃料电池应急电源系统,其与所述氢存储系统和所述空气输送系统联接并且被配置成在涉及所述氢气和所述空气在所述预定温度下的化学反应的功率输出下发电。
14. 根据权利要求13所述的飞行器,还包括控制系统,所述控制系统被配置成响应于接收到对紧急电力的需求而控制所述氢存储系统和所述空气输送系统,使得所述燃料电池应急电源系统在所述功率输出处产生与对紧急电力的需求相称的功率。

15. 根据权利要求13或14所述的飞行器,其中,所述氢存储系统包括储氢固体。

16. 根据权利要求13至15所述的飞行器,其中,所述空气输送系统包括热交换器,所述热交换器被配置成将在所述冲压空气进气处接收的空气加热到所述预定温度。

17. 根据权利要求16所述的飞行器,其中,所述燃料电池应急电源系统产生热量作为发电的副产物,并且所述热量与所述热交换器热联接。

18. 一种操作用于飞行器的燃料电池系统的方法,所述方法包括:

由控制系统接收指示对应急电力的需求的需求信号;和

响应于接收到所述需求信号,由所述控制系统控制:

引发向燃料电池系统的氢气供应;

引发在冲压空气进口处接收的air的供应并对在所述冲压空气进口处接收的所述空气加温,并将加温的空气提供到所述燃料电池系统;和

由所述燃料电池系统在来自所述氢气供应和所述空气供应的功率输出下产生功率供应,其中,所产生的功率供应与所述需求信号成比例。

19. 根据权利要求18所述的方法,其中,所述引发氢气的供应还包括错开在加压容器中的化学反应的所述引发以将所述氢气的压力保持在6巴和15巴之间。

20. 根据权利要求18或19所述的方法,还包括响应于停止接收所述需求信号而停止氢气的所述供应和空气的所述供应。

用于飞机的燃料电池应急电源系统

[0001] 相关申请的交叉引用

[0002] 本申请要求2015年6月29日提交的美国临时专利申请第62/185894号的权益,该专利申请全文以引用方式并入本文中。

技术领域

[0003] 本发明涉及燃料电池应急电源系统。

[0004] 发明背景

[0005] 氢可以是用于通过在发动机中燃烧或通过化学反应(例如在燃料电池中)将化学能转化为电能的方式产生可消耗能量的燃料。在前述示例中,氢燃料通常以气态供应。为了在这样的系统中长时间产生可消耗能量,大量的氢气和因此大量的势能(potential energy)可被储存以供消耗。

[0006] 燃料电池系统可以被用来为诸如飞行器的交通工具提供或补充电能系统。除了在各种飞行阶段(例如,起飞、巡航、降落)期间为系统供电之外,燃料电池系统还可以被配置成在短时间内或在紧急情况下为一组电气系统提供临时电能。

发明内容

[0007] 在一个方面,一种应急电源系统包括:氢存储系统,其被配置成供应氢气;冲压空气进气口;空气输送系统,其被配置成在预定温度下从冲压空气进气口供应空气;以及燃料电池系统,其与氢存储系统和空气输送系统联接,并且被配置成在涉及所述氢气和所述空气在所述预定温度下的化学反应的功率输出下发电。

[0008] 在另一方面,一种飞行器包括:氢存储系统,其被配置成供应氢气;空气输送系统,其具有暴露于飞行器外部的空气流的冲压空气进气口,并且被配置成供应预定温度的空气;以及燃料电池应急电源系统,其与氢存储系统和空气输送系统联接,并且被配置成在涉及所述氢气和所述空气在所述预定温度下的化学反应的功率输出下发电。

[0009] 在又一方面,一种操作用于飞行器的燃料电池应急电源系统的方法,该方法包括:通过控制系统接收指示对应急电力的需求的需求信号;以及响应于接收所述需求信号,通过控制系统控制:启动向燃料电池系统的氢气的供应;启动在冲压空气进气口处接收的氢气的供应并对在冲压空气进口处接收的空气加温,并且将加温的空气提供到燃料电池系统;以及由燃料电池系统在从氢气供应源和空气供应源输出的功率下产生功率供应,其中所产生的功率供应与需求信号成比例。

[0010] 技术方案1.一种在飞行器上的应急电源系统,包括:

[0011] 氢存储系统,其被配置成供应氢气;

[0012] 冲压空气进气口;

[0013] 空气输送系统,其被配置成以预定温度从所述冲压空气进气口供应空气;和

[0014] 燃料电池系统,其与所述氢存储系统和所述空气输送系统联接并且被配置成在涉及所述氢气和所述空气在所述预定温度下的化学反应的功率输出下发电。

[0015] 技术方案2.根据技术方案1所述的应急电源系统,还包括控制系统,所述控制系统被配置成响应于接收到对紧急电力的需求而控制所述氢存储系统和所述空气输送系统,使得所述燃料电池系统在所述功率输出处产生与对紧急电力的需求相称的功率。

[0016] 技术方案3.根据技术方案1或2所述的应急电源系统,其中,所述氢存储系统包括储氢固体。

[0017] 技术方案4.根据技术方案3所述的应急电源系统,其中,所述储氢固体被配置成通过化学反应从所述储氢固体释放氢气。

[0018] 技术方案5.根据技术方案4所述的应急电源系统,其中,所述储氢固体被配置成通过由水引发的化学反应释放氢气。

[0019] 技术方案6.根据技术方案5所述的应急电源系统,其中,所述燃料电池系统产生水作为发电的副产物,并且所述水与所述储氢固体流体联接以引发所述化学反应。

[0020] 技术方案7.根据前述任何一个技术方案所述的应急电源系统,其中,所述空气输送系统包括热交换器,所述热交换器被配置成将在所述冲压空气进气处接收的空气加热到所述预定温度。

[0021] 技术方案8.根据技术方案7所述的应急电源系统,其中,所述燃料电池系统产生热量作为发电的副产物,并且所述热量与所述热交换器热联接。

[0022] 技术方案9.根据前述任何一个技术方案所述的应急电源系统,还包括热管理系统和散热器,所述热管理系统具有与所述燃料电池系统热联接的冷却剂回路。

[0023] 技术方案10.根据技术方案9所述的应急电源系统,其中,所述散热器与空气输送系统流体联接,使得在所述冲压空气进气口处接收的空气从所述散热器移除热量以冷却所述冷却剂回路。

[0024] 技术方案11.根据前述任何一个技术方案所述的应急电源系统,还包括电气转换器系统,所述电气转换器系统与所述功率输出电联接并且被配置成将在所述功率输出处接收到的功率转换为预定飞行器功率特性。

[0025] 技术方案12.根据技术方案11所述的应急电源系统,其中,所述电气转换器系统包括能量存储单元。

[0026] 技术方案13.一种飞行器,包括:

[0027] 氢存储系统,其被配置成供应氢气;

[0028] 空气输送系统,其具有冲压空气进气口,所述冲压空气进气口暴露于所述飞行器外部的气流并被配置成供应预定温度的空气;和

[0029] 燃料电池应急电源系统,其与所述氢存储系统和所述空气输送系统联接并且被配置成在涉及所述氢气和所述空气在所述预定温度下的化学反应的功率输出下发电。

[0030] 技术方案14.根据技术方案13所述的飞行器,还包括控制系统,所述控制系统被配置成响应于接收到对紧急电力的需求而控制所述氢存储系统和所述空气输送系统,使得所述燃料电池应急电源系统在所述功率输出处产生与对紧急电力的需求相称的功率。

[0031] 技术方案15.根据技术方案13或14所述的飞行器,其中,所述氢存储系统包括储氢固体。

[0032] 技术方案16.根据技术方案13至15所述的飞行器,其中,所述空气输送系统包括热交换器,所述热交换器被配置成将在所述冲压空气进气处接收的空气加热到所述预定温

度。

[0033] 技术方案17.根据技术方案16所述的飞行器,其中,所述燃料电池应急电源系统产生热量作为发电的副产物,并且所述热量与所述热交换器热联接。

[0034] 技术方案18.一种操作用于飞行器的燃料电池系统的方法,所述方法包括:

[0035] 由控制系统接收指示对应应急电力的需求的需求信号;和

[0036] 响应于接收到所述需求信号,由所述控制系统控制:

[0037] 引发向燃料电池系统的氢气供应;

[0038] 引发在冲压空气进口处接收的空气中的供应并对在所述冲压空气进口处接收的所述空气加温,并将加温的空气提供到所述燃料电池系统;和

[0039] 由所述燃料电池系统在来自所述氢气供应和所述空气供应的功率输出下产生功率供应,其中,所产生的功率供应与所述需求信号成比例。

[0040] 技术方案19.根据技术方案18所述的方法,其中,所述引发氢气的供应还包括错开在加压容器中的化学反应的所述引发以将所述氢气的压力保持在6巴和15巴之间。

[0041] 技术方案20.根据技术方案18或19所述的方法,还包括响应于停止接收所述需求信号而停止氢气的所述供应和空气的所述供应。

附图说明

[0042] 在附图中:

[0043] 图1示出了根据本说明书所述的各个方面的飞行器和配电系统的俯视示意图。

[0044] 图2示出了根据本说明书所述的各个方面的燃料电池的操作的示意图。

[0045] 图3示出了根据本说明书所述的各个方面的燃料电池应急电源系统(FCEPS)的示意图。

[0046] 图4示出了根据本说明书所述的各个方面的图3的FCEPS的氢存储系统的示意图。

[0047] 图5示出了根据本说明书所述的各个方面的图3的FCEPS的空气输送系统的示意图。

[0048] 图6示出了根据本说明书所述的各个方面的图3的FCEPS的燃料电池系统的示意图。

[0049] 图7示出了根据本说明书所述的各个方面的图3的FCEPS的电气转换器系统的示意图。

[0050] 图8示出了根据本说明书所述的各个方面的图3的FCEPS的热管理系统的示意图。

具体实施方式

[0051] 本发明可以在使用燃料电池系统的任何环境中实现,以为例如在诸如飞行器的交通工具上的现有电源系统提供补充功率或替代功率。如本说明书所用,补充功率可以包括与现有功率源(例如,发电机或电池系统)同时向一组电气系统提供电力。同样如本说明书所用,用于现有电源系统的替代功率可以包括向相同或不同组的电气系统提供电力,以代替或替代不再供应电力的供电系统,例如在电源系统失效情况下或在应急操作中。另外,虽然描述了飞行器,但是本公开的实施例同样适用于陆地或海基交通工具。

[0052] 这种燃料电池系统的一个非限制性示例可以包括使用氢气作为燃料来产生可消

耗能量的环境,例如通过将化学能量通过化学反应转换成电能。

[0053] 如上所述,燃料电池应急电源系统(FCEPS)是燃料电池系统,该系统将质子交换膜(PEM)燃料电池、诸如固态氢储存系统的氢存储系统、空气输送系统、功率转换器和热管理系统与整体控制系统一起使用,以在应急操作期间发电。它们一起复制了在飞行器上使用的冲压空气涡轮系统(RAT)所提供的功能,并且可以补充RAT系统提供的功率,或者可以用来代替RAT系统。

[0054] 氢存储系统包括安全壳和支撑基础设施,其在相对较低的压力(小于10巴)下从惰性源提供氢气以用于在燃料电池中消耗。通过由至少两个独立的控制机制触发的化学反应,氢从源材料释放。氢气可以以与燃料电池负载需求相匹配的受控速率或以恒定的速率产生,该速率将提供足够的氢气以用于最大的燃料电池负载需求,其中过量的氢气用空气或耗尽的空气稀释并排放到机外。

[0055] PEM燃料电池可以被配置成通过氢气和氧气的反应提供直流(DC)电力。空气输送系统例如从冲压空气源提供燃料电池所需的氧化剂,所述冲压空气源可进一步被改变以用于燃料电池。改变燃料电池的冲压空气源可以包括在被燃料电池接收之前调整、调节或修改空气压力、温度和流率。功率转换器系统可以提供产生的电力以匹配或被改变至匹配飞行器应急电源要求。飞行器应急电源要求的一些非限制性示例可以包括28V DC、115V AC、230V AC、270V DC、或正或负270V DC电源中的一个或组合。热管理系统可以被配置成从燃料电池系统回收热量或多余的热量,并且在需要时将热量传递到冲压空气以升高空气温度。整体控制系统为启动和正常运行的子系统提供控制,同时还向飞行器系统提供内置测试(BIT)和系统健康报告。

[0056] 为了理解,参考图1和图2提供根据本公开的实施例的飞行器功率系统和燃料电池操作的简要说明。

[0057] 如图1中所示,飞行器10示出有至少一个燃气涡轮发动机(示出为左发动机系统12和右发动机系统14)。或者,电力系统可具有更少或额外的发动机系统。左发动机系统12和右发动机系统14可以是基本相同的,并且还可以包括至少一个电机,例如发电机18。所示的飞行器还包括一组耗电部件或电负载20,例如,致动器负载、飞行关键负载和非飞行关键负载。电负载20经由配电系统例如母线22与至少一个发电机18电联接。在飞行器10中,操作的左发动机系统12和右发动机系统14提供机械能,该机械能可以经由转轴提取,以向发电机18提供驱动力。发电机18又将所产生的电力提供给母线22,母线22将电力输送到电负载20以用于负载操作。

[0058] 飞行器10或功率系统可以包括用于向电负载20提供电力的附加功率源,并且可以包括应急功率源16、冲压空气涡轮系统、启动器/发电机、电池、超级电容器等。飞行器10、应急功率源16、发动机12、14、发电机18、电负载20和母线22的描述仅被提供为一个非限制性示例性的示意性飞行器10配置,并不旨在将本公开的实施例限制到任何特定的飞行器10或操作环境。应当理解,虽然本发明的一个实施例被显示在飞行器环境中,但是本发明不限于此,并且一般地适用于非飞行器应用中的电力系统,例如其他移动应用和非移动工业、商业和住宅应用。

[0059] 另外,虽然已经用飞行器的相对位置(例如,飞行器10的头部或驾驶舱附近的应急功率源16)示出了各种部件,但是本公开的实施例不限于此,并且部件不受限于它们的示意

性描绘。例如,应急功率源16可以位于飞行器10的机翼、尾部或者更靠近飞行器机身的后部。可以设想到附加的飞行器配置。

[0060] 图2示出了根据本说明书所述的各个方面的显示为燃料电池系统24的应急功率源16的操作的示例性配置。燃料电池系统24包括燃料电池26,燃料电池26包括由电解质32隔开的阳极28(燃料电池26的正极侧)和阴极30(燃料电池26的负极侧),电解质32允许带正电的氢离子33在阳极28和阴极30之间移动。燃料电池26可以包括与阳极28和阴极30电联接的电压输出34,以提供在阳极28和阴极30之间产生的电流或电力。电压输出34可以例如为由代表性的单个负载20示出的一个或多个电负载20供电。

[0061] 燃料电池系统24附加包括氢存储系统36,氢存储系统36包括与燃料电池26的阳极28连通的一组氢存储单元47,使得氢存储系统36可以将氢气38提供到阳极28。氢存储单元47可以被配置成独立于其他单元47或与其同时提供氢气38,如基于燃料电池系统24的氢气38需要或需求所设计的那样。氢存储系统36可以可选地包括控制器模块37,其被配置为控制存储系统36的操作或该组氢存储单元47的操作,这将在下面进一步解释。燃料电池系统24还可以包括配置成向燃料电池26的阴极30提供氧气42的氧气源40以及用于从燃料电池26的阴极30去除水46的出水口44。虽然描绘了氧气源40,但是可以包括其他氧气源,例如环境空气。

[0062] 燃料电池系统24可以可选地包括以虚线轮廓示出的中间氢气存储单元39,其被配置成存储由氢存储系统36或氢存储单元47提供的氢气38或过量的氢气38。可以包括燃料电池系统24的这样的配置:其中氢气38仅通过可选的中间氢气存储单元39供应到阳极28。中间氢气存储单元39的一个非限制性示例可以包括加压储存罐。

[0063] 阳极28或阴极30还可以包括一种或多种催化剂,其引起、促使或促进氢气38发生氧化反应以产生氢离子33和电子。离子33然后可以穿过电解质32,同时电子被吸引到电压输出34或电负载20。在这个意义上,燃料电池26可以产生直流电(DC)。在阴极30处,氢离子33、电子和氧气42形成通过出水口44从燃料电池26去除的水46。

[0064] 阳极28和阴极30可以选自具有电位差的各种导电材料并且被配置为产生上述化学反应。特定的阳极28或阴极30材料与本发明没有密切关系。另外,电解质32可以选自配置用于燃料电池26操作的各种电解质材料,包括但不限于质子交换膜型燃料电池(PEM燃料电池或PEMFC)或固体氧化物型燃料电池。另外,虽然燃料电池26被示意性地示出为具有一个阳极28、一个阴极30和一个电解质32的单个“电池”,但是本公开的实施例可以设想为其中各个电池被“堆叠”或串联放置以形成配置为满足特定操作要求的所需的电压输出34。例如,应急功率源16可能需要以270V DC输送DC电力。可以设想附加的或替代的功率操作要求,其中例如多个堆叠的燃料电池26可以并联配置以提供额外的电流。此外,虽然图示实施例描述了DC电压燃料电池系统24,但是本公开的实施例同样适用于配置为例如通过逆变器系统(未示出)提供交流(AC)电压输出的燃料电池系统24。

[0065] 图3示出了根据本公开的实施例的燃料电池应急电源系统(FCEPS)60的更详细的示意图。FCEPS 60可以包括氢存储系统62、空气输送系统64、包括燃料电池26的燃料电池系统66、电气转换器系统68和热管理系统70以及整体控制系统72。上述系统62、64、66、68、70、72的组可以包括与其它系统重叠的元件或方面,因此本公开的实施例可以包括用于提高效率的冗余、重复或组合的元件。为了清楚理解,将分别解释系统62、64、66、68、70、72。

[0066] 图4示出了根据本公开的实施例的氢存储系统62的一个示例。氢存储系统62可以包括压力容器74,该压力容器74被配置成将具有氢气的容器74的加压内部76与周围环境流体隔离。压力容器74还可以包括:第一输出78,其与内部76流体联接并且被配置成为内部76提供选择性的卸压;以及第二输出80,其与内部76流体联接并且被配置成将来自氢存储系统62的氢气提供或输送到燃料电池系统66。

[0067] 氢存储系统62可以可选地包括控制系统72,其可以被配置成控制FCEPS 60的操作,这将在下面进一步解释。虽然控制系统72描述为氢存储系统62的一部分,但是FCEPS 60的实施例可以包括远离氢存储系统62或与氢存储系统62分开或者从FCEPS 60的任何系统中分散的控制系统72。控制系统72示意性地示出为联接到部件,但不旨在将其配置、位置或接近度限制到任何特定FCEPS 60部件。

[0068] 输出80可以通过例如由控制系统72可通信地控制的截止阀84选择性地控制或者选择性地将氢气供应到燃料电池系统66。过压释放阀82可以串联联接到第一输出78并且可以被配置成当压力达到设定点或预定压力极限时自动打开。

[0069] 氢存储系统62示出为包括附加的可选部件,包括位于第二输出80处的过滤器86,该过滤器86被配置成从氢气中过滤来自压力容器74的污染物或杂质。附加的可选部件可以包括配置为在压力容器74内释放或产生氢气的元件。例如,虽然容器74被描述为具有氢气,但是本公开的实施例可以包括使用氢存储固体,例如一组固体燃料电池88,其位于压力容器74之内或之外并且被配置为响应于化学反应而释放氢气。

[0070] 化学反应的非限制性示例可以包括由水或热量引发或维持的反应,该水由与压力容器74的内部76流体联接的可选的储水器90供应,该热量通过诸如加热毯92的可选的加热元件供应到压力容器74。水的供应可以通过例如由控制系统72可通信地联接的止回阀94或泵96选择性地控制,并且热量的供应可以通过例如与控制系统72可通信地联接的加热毯92选择性地控制。储水器90的非限制性示例可以包括由燃料电池系统66反应提供的水、使用来自飞行器冲压空气的冷空气或其他飞行器空气系统的冷空气冷凝的水、或机载供水源。

[0071] 加热毯92可以由飞行器的单独功率源(例如电池)、由FCEPS 60产生的电力供电,或者通过由另一个飞行器系统产生的热量来操作。氢存储系统62的实施例还可以包括用于该组固体燃料电池88的混合或搅动部件以及一组传感器,例如压力或温度传感器98,其被配置为感测或测量存储系统62的相应压力和温度值。传感器98可以被配置成将感测值或测量值提供给控制系统72,并且控制系统可以被配置成响应于传感器98的值而操作阀84、94、泵96或加热毯92。

[0072] 氢存储系统被配置成例如在低压下、在配置成以最大输出供应燃料电池系统66的流率下产生、供应或提供氢气。在这个意义上,本公开的实施例可以包括引发或维持受控制的化学反应以在前述流率下产生氢气。产生的超出燃料电池系统66的需求的氢气可以可选地存储在该系统内,存储在中间存储系统(未示出)中,或者例如通过第一输出78和过压释放阀82排放到环境。

[0073] 氢存储系统62可以包括单次使用或单射装置(single shot device),其能够或被配置成供应预定量的氢气或预定流率的氢气以满足应急电源系统的功率和部署需求。例如,控制系统72可以被配置成错开氢存储系统62的化学反应的引发,以将氢气或容器74的压力维持在6巴和15巴之间。在另一个示例性实施例中,氢存储系统62可以包括具有氢气源

例如储氢固体的插入式盒。在该示例中,源可以使用一次,直到消失、耗尽或完全化学反应或部分使用。一旦源被完全或部分使用,源就可以被移除并替换成新源。另外,控制系统72可以被配置成使得压力和温度传感器98可以用于周期性地测量氢存储系统62的操作条件以确保没有来自存储材料的氢气泄漏。

[0074] 如上所述,氢存储系统62可以包括在容器74的内部76中的一组固体燃料电池88,其中固体燃料电池88可以在控制系统72命令时释放氢气。氢气从燃料电池组或电池88的子组的释放将继续直到反应完成。可以使用多个固体燃料电池88来最小化由反应产生的氢所需的安全壳(containment),或者使单位重量或单位体积的储氢量最大化。多个固体燃料电池系统62可能需要较小的储氢压力容器74,因为氢气可以单独从电池88释放。在该实施例中,固体燃料电池88的组或子组的尺寸或者氢气的受控释放可以被配置、设计或者与氢存储系统62的正常或预定的操作压力或容器74压力匹配。

[0075] 在固体燃料电池88的实施例中,当化学反应开始时,氢从电池88释放,并且化学反应被允许完成。本公开的实施例可以包括诸如通过控制系统72的附加的控制器或控制机构,例如可以通过限制诸如水的反应物的供应或者通过限制或抑制热量的供应来限制由反应释放的氢的量。本公开的另外的实施例可以包括经由化学反应从一组固体燃料电池88中释放氢,其中化学反应在没有额外的热量的情况下发生(例如,其中可选的加热毯92可能是不必要的)。

[0076] 该组固体燃料电池88的一个示例可以包括储氢固体,例如金属氢化物、氢化锂或硼氢化锂。另外,本说明书所述的化学反应可以包括通过催化剂或通过使储氢固体材料去稳定化的化学加速。

[0077] 如本说明书所解释的,FCEPS 60的控制系统72可以被配置成控制氢存储系统62的操作以及附加系统的操作。控制系统72可以基于例如接收到指示对氢气的需求或应急电力或补充电力的需求的需求信号来控制这些操作。需求信号可以源自飞行器系统,指示请求由FCEPS 60产生的应急或补充量的电力,例如在应急操作期间。在这样的示例中,响应于接收到需求信号,控制系统72可以控制氢存储系统62中的前述化学反应的引发,如本说明书所解释的。

[0078] 另外,需求信号的实施例可以包括提供对氢气或电力的需求的二进制指示的信号,并且控制系统72可以操作具有用于根据预定简档、预定设计或操作特性控制FCEPS 60的操作的可执行指令集的计算机程序的一部分,如上所述。燃料电池26然后可以从释放的氢气发电。

[0079] 具有可执行指令集的计算机程序可以作为控制系统72的一部分被包括在机器可读介质中以便携带或具有存储在其上的机器可执行指令或数据结构或者可由控制系统72访问。这样的机器可读介质可以是任何可用介质,其可由通用或专用计算机或带有处理器的其它机器访问。通常,这样的计算机程序可以包括例程、程序、对象、组件、数据结构等,其具有执行特定任务或实现特定抽象数据类型的技术效果。机器可执行指令、相关联数据结构和程序表示如本说明书所公开的用于执行信息交换的程序代码的示例。

[0080] 或者,可以设想需求信号的实施例,其中需求信号还可以包括对氢气或电力的需求的定量要素,例如高需求、中等需求或低需求。需求信号的定量要素可以进一步与例如用于补充功率的不同操作分布(例如,少量的补充功率相对于大量的补充功率)相关。氢气需

求的定量要素可以具有操作不同计算机程序或者修改计算机程序的执行以适应特定需求的技术效果。

[0081] 图5示出了FCEPS 60的空气输送系统64的一个示例实施例。如图所示,空气输送系统可以包括:进气口100,其例如被配置成在飞行器飞行时接收冲击空气,加热源,例如热交换器102或加热器104;以及流体联接器112,其被配置成将在进气口100处接收的空气输送、提供或供应到燃料电池26的阴极30。空气输送系统64可以包括可选部件,例如,用于过滤来自进气口100接收的空气中的污染物等的进气过滤器106或冷凝器108,冷凝器108被配置成冷凝来自离开燃料电池26的阴极30的温热的氧耗尽空气的水。

[0082] 空气输送系统64可以被配置成向燃料电池26提供在预定温度下或预定温度范围内的空气(被称为燃料电池氧化剂)以确保燃料电池26的操作。在进气口100处接收或吸入的空气可以在飞行操作期间从飞行器的外部发出,其可以包括温度低至-80摄氏度的空气。在一个示例性配置中,燃料电池26可能需要温度高于4摄氏度的空气。

[0083] 空气输送系统64可以通过热交换器102、加热器104或其组合来加热在进气口100处接收的空气,以将进气温度升高到用于燃料电池26操作的至少预定温度,例如4摄氏度。根据需要,加热器104可以与控制系统72可通信地联接并由控制系统72控制。另外,控制系统72可以与温度传感器98可通信地联接,该温度传感器98被配置为感测或测量例如在进气口100处或其附近接收到空气输送系统64中的空气的温度,并且可以响应于感测或测量的温度来操作加热器104。如上所述,加热器104可以由飞行器的单独功率源(例如电池)、由FCEPS 60产生的电力供电,或者通过由另一个飞行器系统产生的热量来操作。另外,热交换器102可以包括由另一个发热源或热源提供的热量。热交换器102热源可以包括飞行器上的任何发热源或FCEPS 60的另一个发热源。

[0084] 在进气口100处接收的空气可以被过滤器106过滤,并且经过加热器104或热交换器102中的至少一个以将空气加温到预定温度或预定温度范围。如图所示,可选的混合器阀110可以被配置成混合由进气口100接收的空气、由加热器104加温的空气或由热交换器102加温的空气以确保进入燃料电池26的空气处于预定的温度范围处或之内。在该示例中,例如响应于由进气口100附近的温度传感器感测的温度,混合器阀110可以由控制系统72可控制地操作。

[0085] 加温的空气(例如,在4摄氏度)从混合器阀110下游输送到冷凝器108,其中空气流可以被配置成经由管道112包围冷凝器容器114。加温的空气仍然足够冷以充当冷凝器容器114的冷却源,然后将加温的空气输送到燃料电池26的阴极30。在燃料电池26操作之后,湿热的氧气耗尽空气(由燃料电池26操作加热并且具有水46的空气,如上所述)从阴极30被输送到冷凝器容器114,在冷凝器容器114中水通过冷凝器管道112从湿热的氧气耗尽空气中冷凝。冷凝器108可以被配置成在出水口116处收集冷凝水,出水口116可以例如被配置成向储水器90供水。换句话说,冷凝器108使用较冷的空气来操作以冷凝或回收由燃料电池26输出的水蒸汽,并且回收的水可以贡献于化学反应所使用的水以从氢存储系统62中释放氢气。额外的干热氧气耗尽空气可以另外通过排气输出118从冷凝器容器114排出。由于该空气是氧气耗尽的,它可以用来稀释任何氢气排气。

[0086] 空气输送系统64可以可选地包括例如位于冷凝器管道112下游的附加的温度和压力传感器98,以确保燃料电池26的阴极30达到预定的空气压力和空气温度。传感器98可以

与控制系统72可通信地联接,控制系统72可以响应于传感器98信号进一步控制FCEPS 60的操作。另外,一组可选的阀可以与控制系统72可通信地且可控地联接以控制空气输送系统64中的空气的输送。可选的阀可以包括位于进气口100下游或加热元件102、104上游的蝶阀120,以及定位在燃料电池26上游和下游的隔离阀122。

[0087] 在FCEPS 60的操作启动期间,需要较少体积的燃料氧化剂或进气,并且启动进气将通过例如从在飞行器电气系统中使用的机载电池供应给加热器104的电力来加热。在FCEPS 60的正常操作期间,燃料电池26可以提供操作加热器104所需的电力,当系统处于正常操作模式时,这些电力将由燃料电池应急电源系统的多余电力再充电。或者,在正常操作模式期间,由燃料电池26或氢存储系统62或化学反应耗散的热量可以用来通过热交换器102加热进入的空气,并且如果需要,加热器104可以补充进气的加热。本公开的实施例可以包括这样的配置,其中可以达到燃料电池26的最大输出功率所需的峰值速率输送空气,或者例如可以由控制系统72来控制空气以满足燃料电池26的所需功率。

[0088] 图6示出了结合了FCEPS 60的各个方面的图2的燃料电池系统的更详细的示意图。如图所示,燃料电池系统66包括具有阳极28和阴极30的燃料电池26。阴极30进一步与空气输入124和氧气耗尽空气输出126联接,从而将燃料电池系统66与空气输送系统64联接。阳极28还可以包括氢气供应源输入128,将燃料电池系统66与氢存储器系统62联接。燃料电池26还包括功率输出130,功率输出130被配置成将由燃料电池26操作产生的功率输送到电气转换器系统68。功率输出130可以可选地包括传感器98,例如电压传感器或电流传感器,其还可以向控制系统72提供感测或测量的电压或电流信号。

[0089] 如本说明书所解释的,诸如PEM燃料电池的燃料电池26被配置为通过在阳极28处使用催化剂(其非限制性示例可以包括铂,其允许分裂在足够低的温度下发生)将氢气分裂成质子和电子来操作。电子提供通过电路并经由功率输出130离开燃料电池的电流,并且质子穿过膜,横跨水合电解质32,然后在阴极30处与电子和氧气结合以形成水。燃料电池26的操作还可以作为发电的副产物提供热量。

[0090] PEM燃料电池26的化学反应可以包括但不限于如下所示的反应:

[0091] 阳极: $\text{H}_2 \rightarrow \text{H}^+ + 2\text{e}^-$

[0092] 阴极: $1/2\text{O}_2 + 2\text{H}^+ + 2\text{e}^- \rightarrow \text{H}_2\text{O}$

[0093] 总体: $1/2\text{O}_2 + 2\text{H}^+ + 2\text{e}^- \rightarrow \text{H}_2\text{O}$

[0094] 燃料电池26的温度或化学反应操作的温度可以在4摄氏度和65摄氏度之间。这些极限可能是膜和由反应产生的水中的水分子的结果。在低于4摄氏度的温度下,存在水结冰的风险,而在高于65摄氏度的温度下,当水分子开始过度振动时,水合电解质32的效率下降。过度的振动会阻碍质子流动。在高于100摄氏度的温度下,由于水分子的蒸发,电解质32变干。本公开所包括的替代燃料电池系统66可以被配置成通过例如增加燃料电池26内的压力而在高于65摄氏度的温度下操作。

[0095] FCEPS 60的燃料电池系统66可以被配置成使得系统66不是为了长寿命而设计的。例如,在一个非限制性示例中,操作寿命可以被配置成包括200小时的最小值。不是为了长寿命设计的燃料电池系统66可以允许更高水平的氢杂质和非优化的氢气使用,并导致显著更简单的燃料电池系统设计。

[0096] 附加的可选部件示出为包括在燃料电池系统66中,其包括具有冷却剂入口132和

冷却剂出口134的冷却系统。冷却剂入口132和出口134可以包括冷却回路,该冷却回路被包括在燃料电池26中并且被配置成去除在发电操作期间由燃料电池26产生的热量。为了便于理解,没有示出完整的冷却回路或冷却系统。冷却剂入口132和出口134还可以联接到用于提供热量的附加的系统或加热元件,例如空气输送系统64的热交换器102。

[0097] 燃料电池系统66可以附加包括可选的截止阀84或调节阀136,其与控制系统72可通信地联接并且可由控制系统72控制,并且被配置为调节氢气向燃料电池26的阳极28的供应。燃料电池26还可以包括过压释放阀82,并且可以被配置成当压力达到设定点或预定压力极限时自动打开。燃料电池26可以附加包括放气(purge)阀138,放气阀138与控制系统72可通信地联接并且可由控制系统72控制,并且被配置成在需要时从燃料电池26放出氢气。在本公开的另一个实施例中,燃料电池系统66可以包括再加湿器140以向阴极30提供额外的水合作用,以减轻由空气输送系统64在阴极30处接收的潜在的干燥空气的影响。在本公开的又一个实施例中,燃料电池系统66可以包括加热器或加热毯92,其用于准备系统以在寒冷条件下部署。加热毯92可以例如在整个飞行过程中提供非常低的热量输出,并且可以由飞行器的单独功率源(例如,电池)供电,或者通过由另一个飞行器系统产生的热量来操作。

[0098] 图7示出了电气转换器系统68,其被配置成将燃料电池系统66的电功率输出130转换成期望的电气输出,例如由飞行器或应急电源系统使用的功率输出。电气转换器系统68可以包括升压转换器140,升压转换器140被配置为接收燃料电池系统66的电功率输出130,并且将具有大于输入电压的电压的输出提供给例如用于为飞行器的电气系统供电的DC功率总线。

[0099] 如图所示,替代的电气转换器系统68可以包括将来自升压转换器140的DC功率供应到能量存储单元142或一组存储单元142或直流到交流(DC-AC)转换器144,其被配置成将DC输出转换为AC输出,并且在AC功率输出146处为飞行器或其他电气系统供应功率。DC到AC转换器144可以被配置成在例如115V AC、230V AC或者三相AC功率下以预定电压来转换和供应功率。如图所示,根据需要,DC到AC转换器144可以与控制系统72可通信地联接并由控制系统72控制以在AC功率输出146处产生功率。

[0100] 能量存储单元142可以被配置成迎合或考虑燃料电池系统66的延时以响应于变化的负载需求而改变发电量。能量存储单元142可以包括可再充电电池、超级电容器或其组或组合,具体取决于电力系统的总体阶跃响应和期望动态。

[0101] 图8示出了FCEPS 60的热管理系统70。热管理系统70可以包括冷却系统或冷却剂回路150(通过环箭头示出),冷却系统或冷却剂回路150包括燃料电池26的冷却剂输入132和冷却剂出口134。冷却系统或冷却剂回路150还可以包括热交换器102、冷壁或散热器148以及配置成泵送冷却剂通过回路150的泵96。散热器148可以与流体路径热联接,该流体路径被配置为允许空气(诸如在进气口100处接收的空气),使得空气与散热器148相互作用以冷却穿过散热器148和冷却剂回路150的冷却剂。热管理系统70可以包括附加部件,例如蝶阀120,其可以与控制系统72可通信地联接并且可由控制系统72控制,以调节提供给散热器148的空气的量。另外,泵可以与控制系统72可通信地联接并且可由控制系统72控制。

[0102] 如图所示,冷却剂回路150可以由冷却剂路径限定,其中冷却剂可以通过泵96从散热器148泵送到燃料电池26,在燃料电池26处,冷却剂吸收并去除由燃料电池26产生的热

量。离开燃料电池26的冷却剂接着可以被泵送到热交换器102,在热交换器102处,冷却剂可以为空气输送系统64加温空气并且返回到散热器148,在那里冷却剂被冷却以供进一步使用。虽然未示出,但是冷却剂回路150可以被延伸或引导以冷却附加的系统,包括但不限于电气转换器系统68或氢存储系统62。或者,可以包括次级冷却剂回路。

[0103] 本说明书公开的实施例提供了用于从飞行器的燃料电池系统发电的方法和设备。技术效果在于,根据本说明书所述的设计考虑和操作特性,上述实施例能够实现受控的氢气释放和通过燃料电池从氢气产生电力。在上述实施例中可以实现的一个优点在于,上述实施例具有优异的氢存储能力,而没有在高压下储存气态氢的安全顾虑。氢存储系统的固体氢存储使氢存储系统的势能最小化,消除了高压储存时危险的氢气泄漏,并保证了储存的氢气的长寿命。储存的氢气的长寿命导致用于维持整个系统的维护操作更少。

[0104] 另外,因为本公开的上述实施例在低压下操作,所以不需要高压氢基础设施,从而降低了制造和认证成本。因此,按需供应氢气的能力有助于更安全的处理、更低的压力系统和多种控制化学反应的方法,确保了低压环境。

[0105] 上述实施例的另一个优点在于,个体化的氢存储单元连同单元的选择性控制导致氢存储系统可以针对所供应的氢气的量而缩放 (be scaled),从而提供尺寸和重量的效率以适合需求。另外,本说明书所述的储氢固体具有高的氢存储能力,提供高重量的储存氢,以及较低的系统总重量。在另一个优点中,不可逆或不可再充电的储氢固体可以单独替换,如本说明书所述。在设计飞行器部件时,要解决的重要因素是尺寸、重量和可靠性。上述的氢存储系统导致重量更轻、尺寸更小、性能更高、系统可靠性更高。固态氢气的稳定储存降低了维护需求,并将导致更低的产品成本和更低的运营成本。

[0106] 上述实施例的又一个优点在于,燃料电池系统设计缓解了对常规的RAT应急电源系统所需的昂贵和耗时的维护的需求。另外,系统可以使用内置测试定期测试。此外,燃料电池系统可以在比常规RAT系统更高的高度操作,例如,在紧急操作期间,如果一个或多个飞行器发动机失效,这将增加可允许的滑行时间。除了在比RAT系统更高的高度上操作之外,该系统可以在比常规RAT更低的高度和更低的速度下操作。在较低的高度和较低的速度下操作的能力允许增加在飞行器必须完成着陆之前的时间,包括增加放弃着陆的机会,或者在推力仍然可用的情况下复飞并重新着陆。

[0107] 上述实施例的又一个优点在于,与需要叶片暴露于气流以发电的常规RAT系统的部署相比,该系统在紧急情况期间减少了飞行器上的阻力。减少的阻力进一步增加了滑翔时间和飞行器的稳定性。

[0108] 上述实施例的又一个优点在于,如果紧急情况或紧急状态消除,则系统可以被关闭或禁用。在这种情况下,这样飞行器就有可能继续飞行到原始目的地。该结果与常规RAT系统形成对比,常规系统一旦部署就不能收回,因此,由于阻力增加和高度降低,飞行器不能继续到原始目的地。

[0109] 上述实施例的又一个优点在于,在移动部件非常少且能够运行内置测试 (BIT) 以在调度或启用之前完全测试系统的情况下,上述系统的可靠性和可维护性将会高于常规RAT系统。改善的可靠性和可维护性将减少飞行器停止服务以进行定期系统维护所花费的时间量。另外,在整个部署期间,在各种高度和空气速度下,可以保持完整的燃料电池系统性能,直到储存的氢燃料供应耗尽,这进一步提高了可靠性和可维护性。

[0110] 上述实施例的又一个优点在于,燃料电池系统和氢存储系统的模块化特性使得FCEPS能够分布在机体周围。另外,该系统可以用作通常需要安装额外的发电机的特殊任务的附加功率源,从而减少飞行器的总重量。此外,与其他燃料电池应急电源系统相比,氢存储系统的插入式盒系统或固体燃料电池使得能够在使用或部分使用时容易地替换燃料源。另外,如果需要的话,燃料电池系统可以停止并重新启动,这导致改善的操作条件可变性。飞行过程中重量和尺寸的减小与竞争优势相关。

[0111] 至于尚未描述的方面,各种实施例的不同特征和结构可以根据需要与其它结合使用。一个特征不能在所有实施例中示出并非意图被理解为它不能这样,而是为了简化描述。例如,来自FCEPS的氧耗尽的废气或排气可以用来稀释由氢存储系统产生的过量氢,或在从飞行器中清除氢气之前稀释从燃料电池系统排出的氢气。

[0112] 因此,不同实施例的各种特征可根据需要混合和匹配来形成新的实施例,而不论新的实施例是否被明确地描述。此外,虽然已描述“一组”各种元件,但应了解,“一组”可包括任何数目的相应元件,包括仅一个元件。本发明涵盖本文所描述的特征的所有组合或排列。

[0113] 本书面描述使用实例来公开本发明,包括最优模式,并且还使所属领域的技术人员能够实施本发明,包括制造和使用任何装置或系统以及执行任何并入的方法。本发明的可获专利的范围由权利要求书界定,并且可以包括所属领域的技术人员所想到的其它实例。如果此类其它实例具有与所附权利要求的字面语言没有不同的结构元件,或者如果它们包括与所附权利要求的字面语言无实质差别的等同结构元件,那么此类其它实例意图在所附权利要求的范围内。

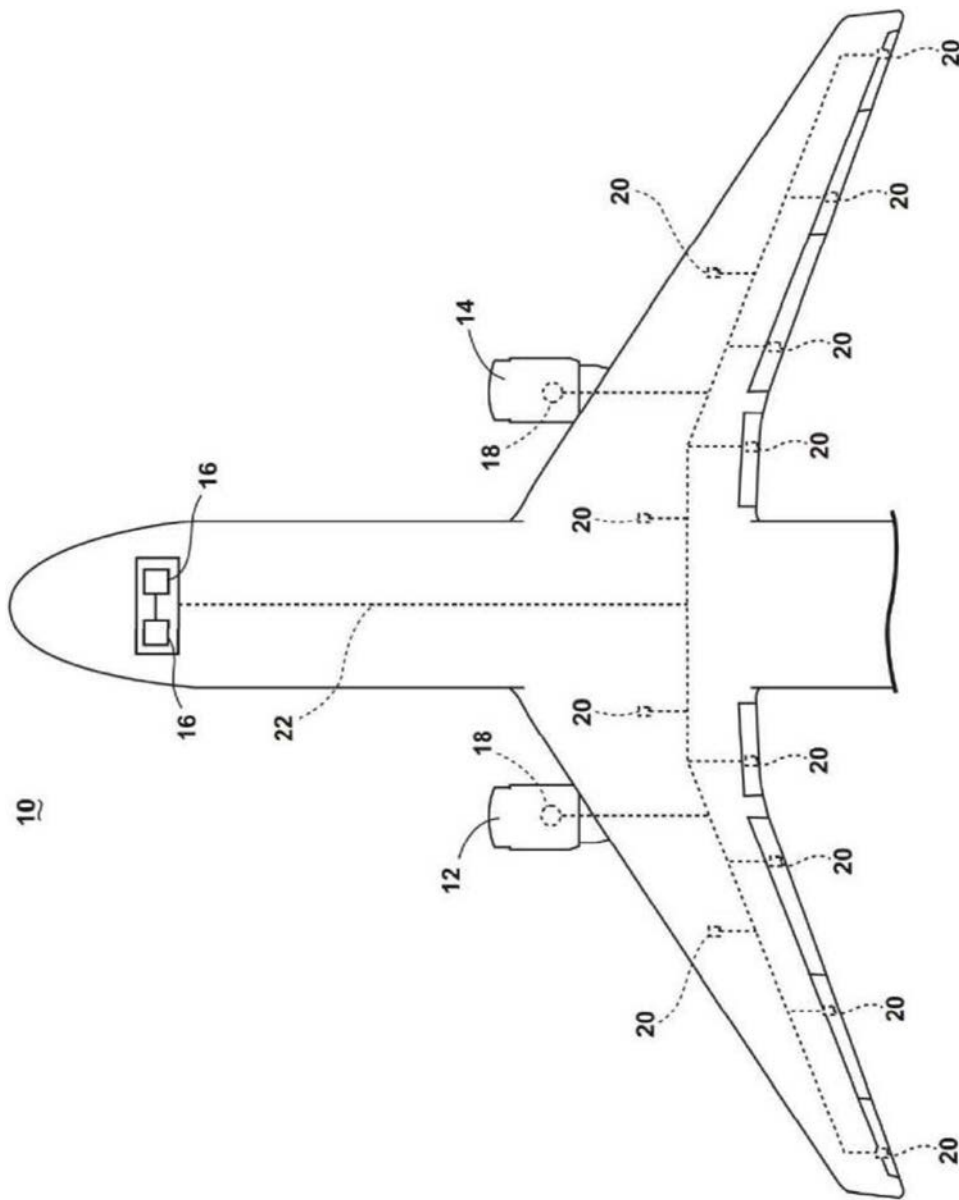


图1

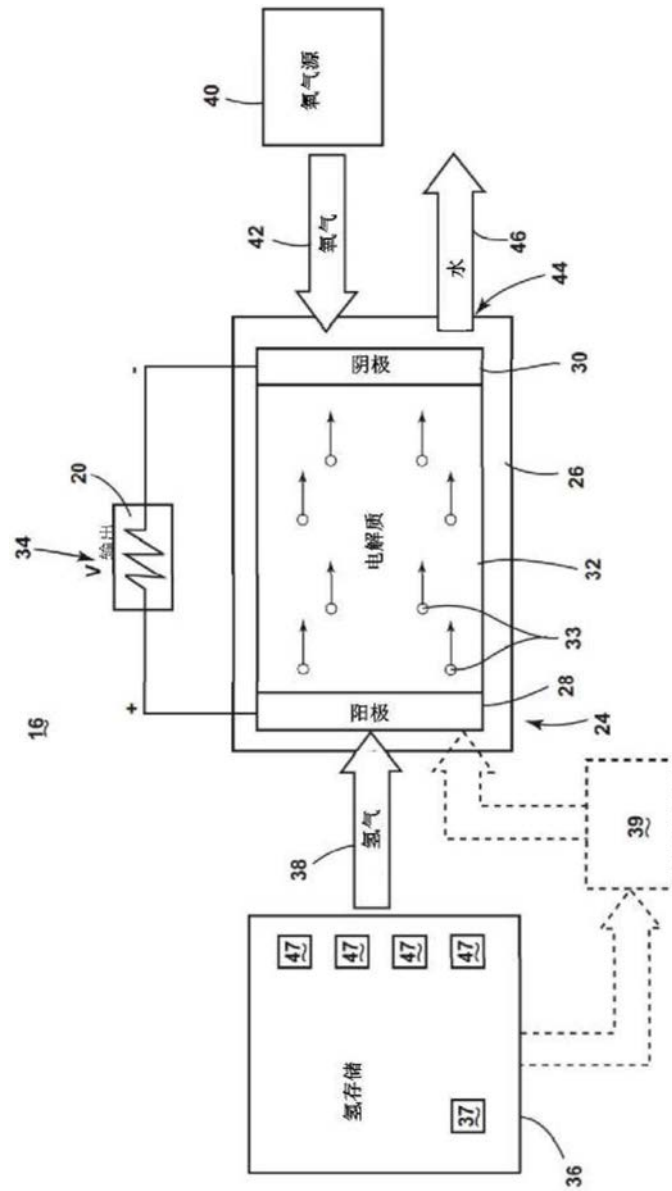


图2

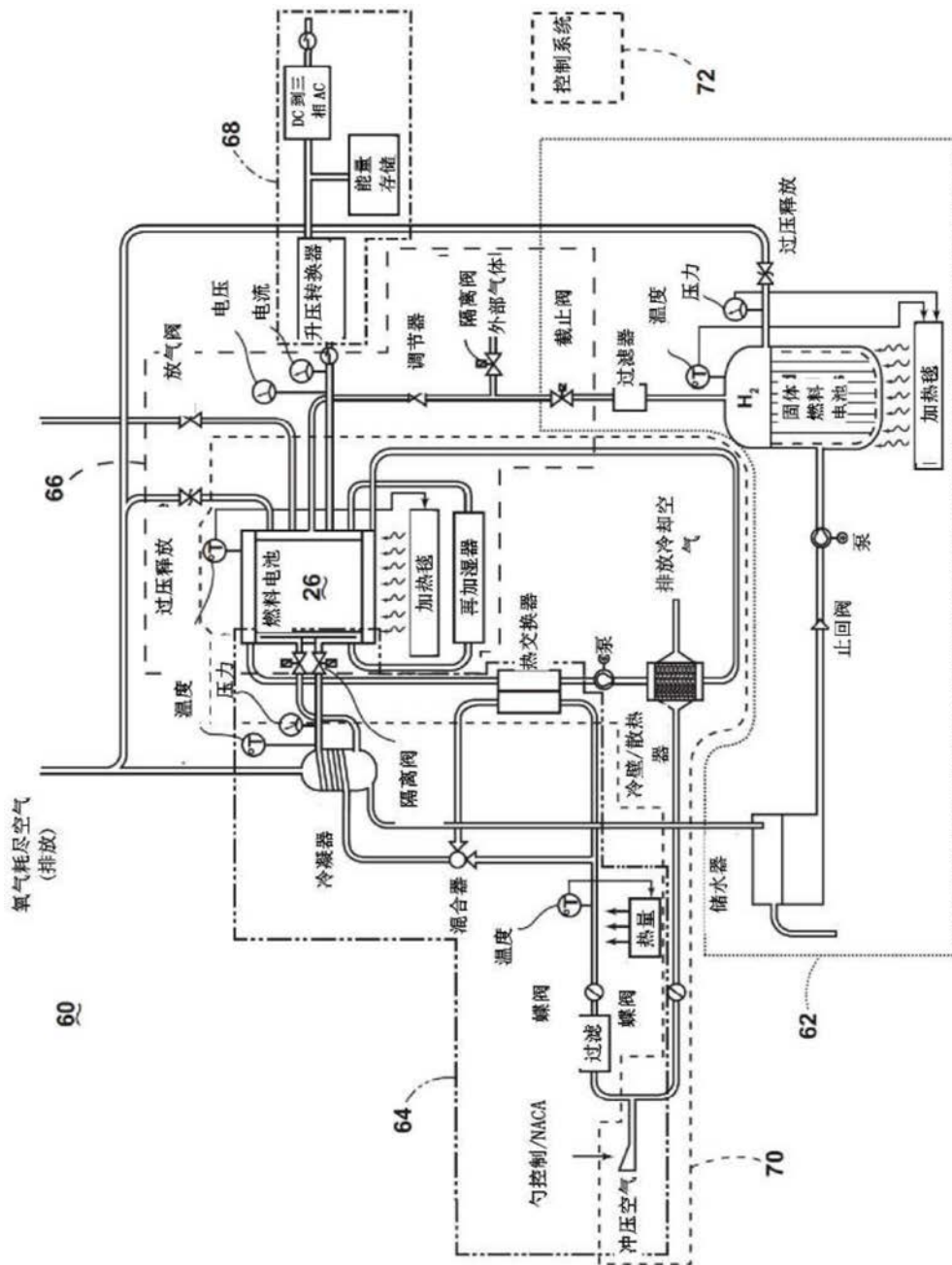


图3

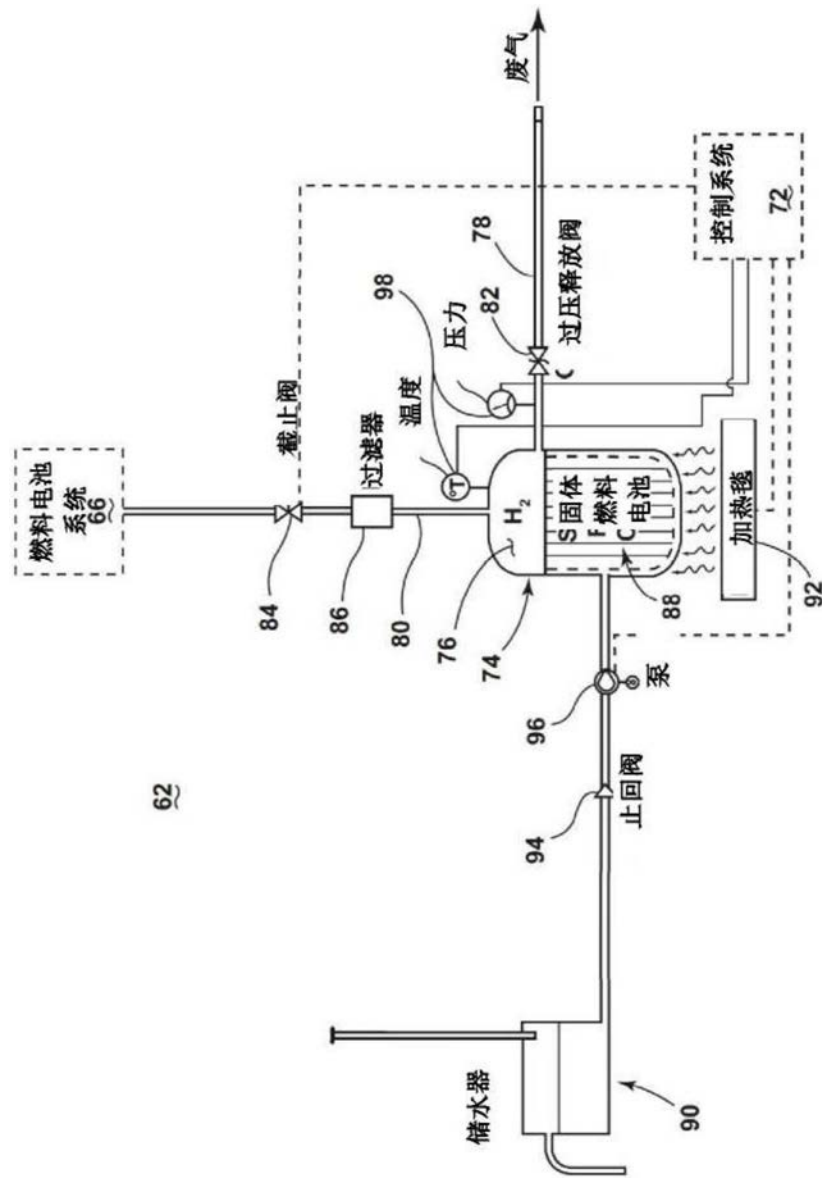


图4

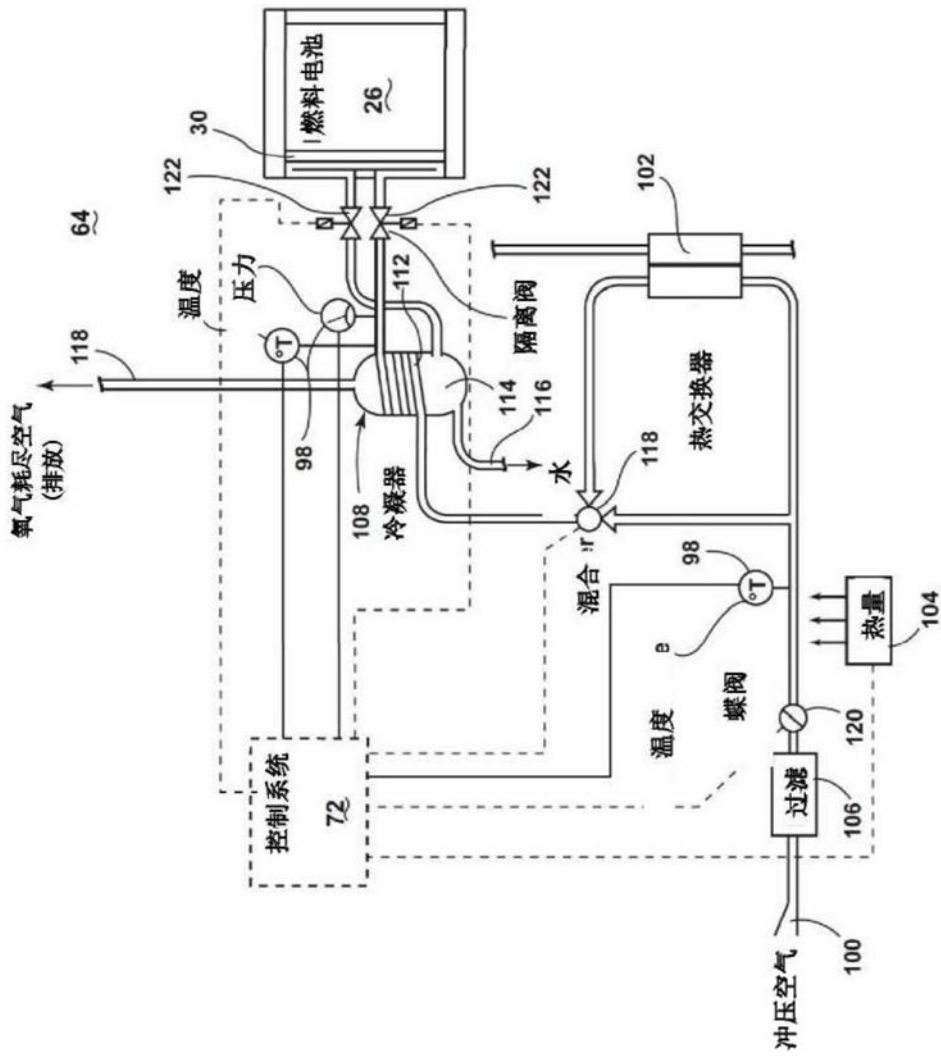


图5

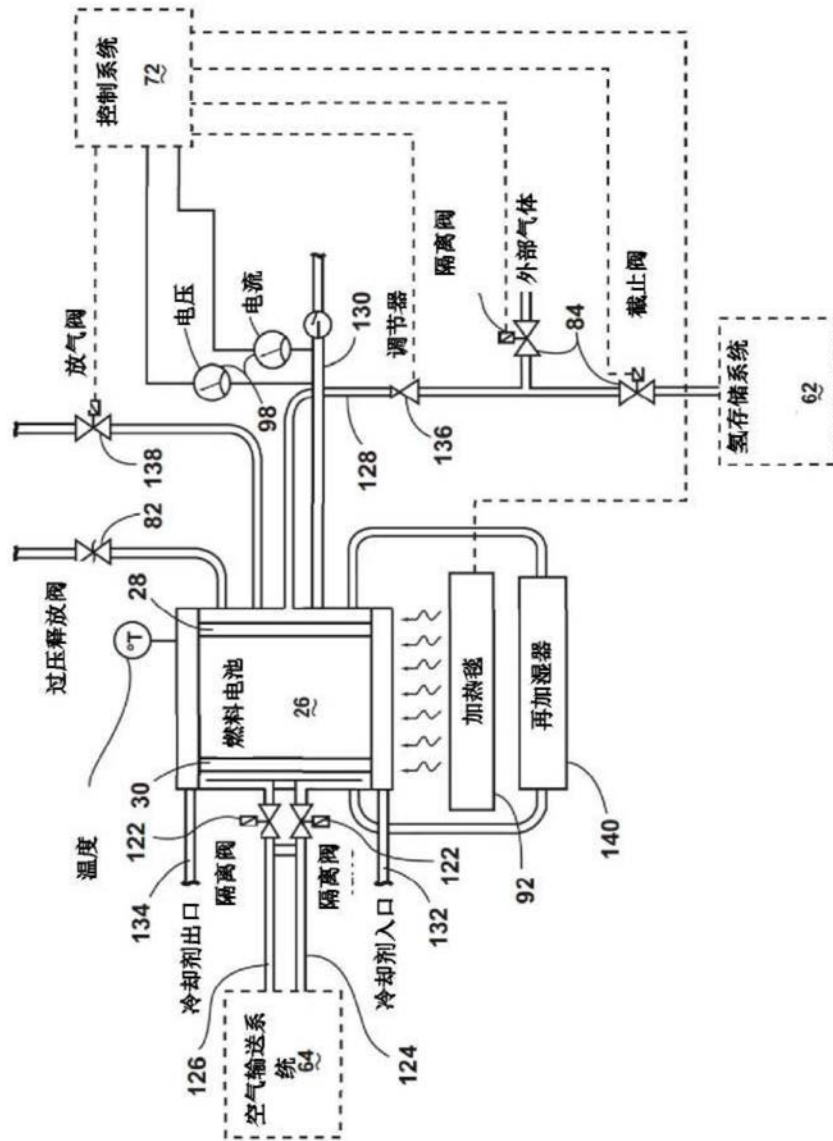


图6

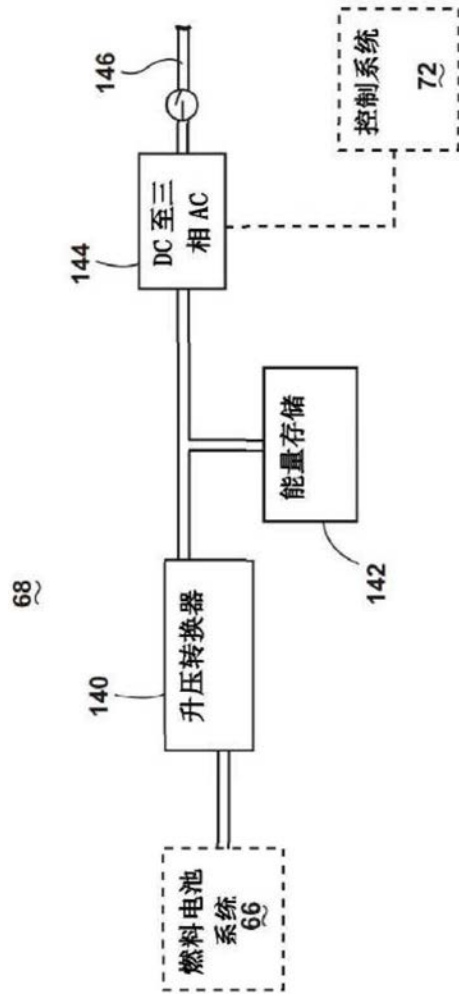


图7

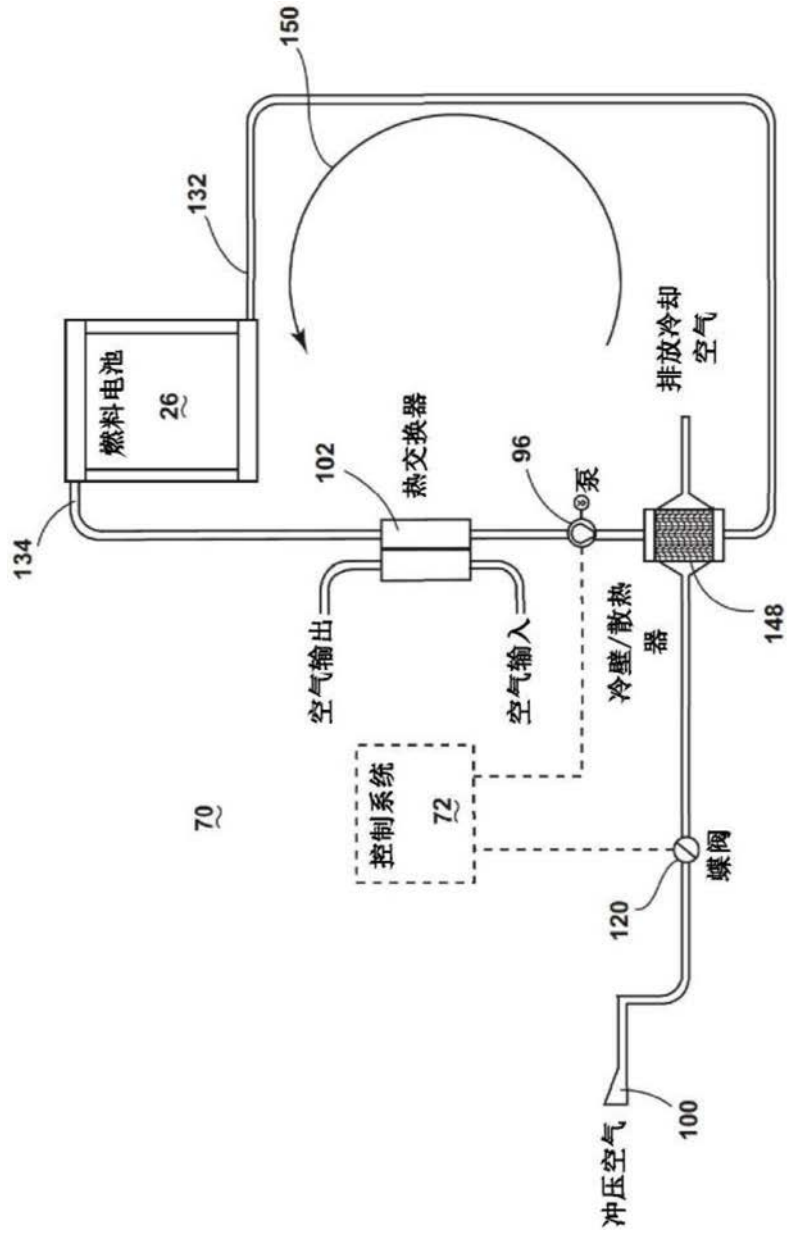


图8