[19] 中华人民共和国国家知识产权局

[51] Int. Cl[7]
B64D 37/34
B01D 61/00

[12] 发明专利申请公开说明书

[21] 申请号 200510059199.6

[43] 公开日 2005 年 9 月 28 日

[11] 公开号 CN 1673034A

[22] 申请日 2005.3.24
[21] 申请号 200510059199.6
[30] 优先权
[32] 2004. 3.24 [33] US [31] 10/808151
[71] 申请人 联合工艺公司
地址 美国康涅狄格州
[72] 发明人 S·F·布拉特斯基 M·吉姆马拉
L·J·斯帕塔西尼 F·P·拉姆

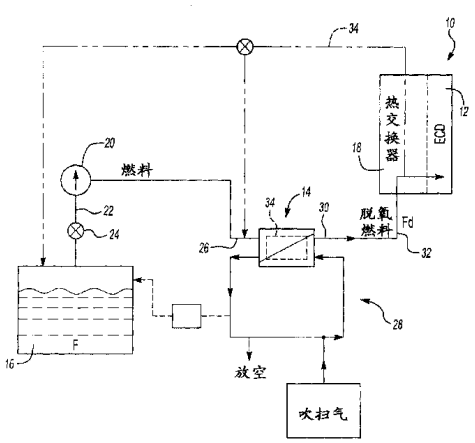
[74] 专利代理机构 中国专利代理(香港)有限公司
代理人 韦欣华 段晓玲

权利要求书 2 页 说明书 6 页 附图 4 页

[54] 发明名称 燃料脱氧系统

[57] 摘要

一种用于能量转化设备的燃料系统，包括带多孔膜的脱氧器系统。 脱氧器包括经多孔膜与燃料通道分隔的氧气接收通道。 毛细管力抵抗膜上的压差，防止燃料的任何泄漏，同时膜上的氧浓度差使燃料经多孔膜脱氧。



ISSN1008-4274

1. 一种燃料系统，包括:

燃料通道;

氧气接收通道; 和

连通所述燃料通道和所述氧气接收通道的可透氧多孔膜。

2. 如权利要求 1 中所述的燃料系统，其中所述可透氧多孔膜通常与所述燃料通道和所述氧气接收通道平行。

3. 如权利要求 1 中所述的燃料系统，其中所述可透氧多孔膜与所述燃料通道不垂直。

4. 如权利要求 1 中所述的燃料系统，其中所述氧气接收通道与穿过它的惰性气体相连通。

5. 如权利要求 1 中所述的燃料系统，其中所述燃料通道与穿过它的含溶解氧的液体燃料相连通，并且所述可透氧多孔膜可被操作以从燃料中分离溶解氧。

6. 如权利要求 1 中所述的燃料系统，其中所述可透氧多孔膜是非支撑型的。

7. 如权利要求 1 中所述的燃料系统，其中所述燃料通道以第一方向与液体燃料相连通，所述氧气接收通道以与第一方向相反的方向与气体相连通。

8. 如权利要求 1 中所述的燃料系统，进一步包含在所述可透氧多孔膜上的压差，所述压差低于燃料在所述可透氧多孔膜孔内的毛细管力。

9. 如权利要求 1 中所述的燃料系统，其中所述氧气接收通道包含吹扫气。

10. 如权利要求 1 中所述的燃料系统，其中所述氧气接收通道包含真空。

11. 一种燃料系统，包含:

燃料通道;

氧气接收通道; 和

连通所述燃料通道和所述氧气接收通道气体/燃料接触器。

12. 如权利要求 11 中所述的燃料系统，进一步包含与所述氧气接

收通道相连通的燃料冷凝器。

13. 如权利要求 11 中所述的燃料系统，进一步包含与所述氧气接收通道相连通的吹扫气贮槽。

14. 如权利要求 11 中所述的燃料系统，进一步包含与所述燃料通道和所述氧气接收通道相连通的第二气体/燃料接触器，所述第二气体/燃料接触器与所述气体/燃料接触器串联。

15. 如权利要求 14 中所述的燃料系统，其中所述第二气体/燃料接触器接收燃料，该燃料的燃料温度高于所述气体/燃料接触器的燃料温度。

16. 如权利要求 11 中所述的燃料系统，其中所述气体/燃料接触器包含与所述燃料通道和所述氧气接收通道相连通的非支撑型可透氧多孔膜。

17. 一种使燃料系统中的溶解氧量最小的方法，包含步骤：

（1）将可透氧多孔膜设置为毗连含溶解氧的液体燃料流；

（2）使吹扫气沿可透氧多孔膜流动以通过可透氧多孔膜提取氧气。

18. 如权利要求 17 中所述的方法，其中所述步骤（2）进一步包含步骤：

使气体以与液体燃料流相反的方向流动。

19. 如权利要求 17 中所述的方法，其中所述步骤（1）进一步包含步骤：

将可透氧多孔膜设置为不予所述燃料流垂直。

20. 如权利要求 17 中所述的方法，进一步包含步骤：

在可透氧多孔膜上保持压差，该压差低于燃料在可透氧多孔膜孔内的毛细管力。

21. 如权利要求 17 中所述的方法，进一步包含步骤：

在可透氧多孔膜上保持压差，该压差包括吹扫气侧的压力低于燃料侧的压力。

22. 如权利要求 17 中所述的方法，进一步包含步骤：

使吹扫气与可透氧多孔膜的下游燃料冷凝器相连通；并

使燃料从吹扫气中冷凝。

燃料脱氧系统

发明背景

本发明涉及通过脱氧使燃料稳定的方法，具体而言，涉及通过与氧气接收通道毗连的自支撑型多孔膜进行的脱氧。

喷气燃料经常作为各种飞行器系统的冷却剂用在飞行器中。烃类喷气燃料中溶解氧的存在或许是令人讨厌的，因为氧气支持生成不期望的副产物的氧化反应。空气在喷气燃料中的溶解产生约 70ppm 的氧浓度。当将充气燃料加热到 350^0F 与 850^0F 之间时，氧气引发燃料自由基反应生成沉淀物，通常称为“结焦”或“焦化”。结焦会损害燃料管线并会阻碍燃烧。这种沉淀物的形成会削弱燃料系统的正常功能，或者对期望的热交换功能，或者对燃料的注入效率。

各种常规的燃料脱氧技术目前用于燃料脱氧。典型地，降低氧浓度至 2ppm 就足以克服结焦问题。

一种用于飞行器的常规燃料稳定单元（FSU）通过在可透过氧的膜上形成氧压梯度来从喷气燃料中去除氧。尽管非常有效，但是由真空形成的压力梯度仅在膜的一侧。由于真空还在膜上引入机械力，因此需要将膜担载在多孔不锈钢底板上，这在制造上较为昂贵，并且会成为扩散障碍从而需要相应增加 FSU 的尺寸。该膜较薄（~2-5 微米）且缺乏机械完整性，因此需要多孔衬底。还需要机械泵和真空室来产生压力梯度，这进一步增加了 FSU 的尺寸和重量。

这种薄膜（2-5 微米）会有缺陷和针孔。于是燃料会渗过膜并在衬底中聚积，结果导致对脱氧的进一步抵抗。

因而，期望提供一种用于在廉价、尺寸和重量高效的体系中使烃类燃料脱氧的方法和系统，其免除了在较薄的膜上形成真空所需的较重机械。

发明概述

根据本发明，用于能量转化设备的燃料系统包括带有自支撑型多孔膜的脱氧系统。吹扫气(sweep gas)和/或真空在膜上保持氧气浓度差以使燃料脱氧。

在另一系统中，将燃料冷凝器结合在氮气排放流的下游以回收任何被吹扫气夹带的燃料。

在另一系统中，以多级除去氧气，当将燃料用作多个热交换子系统的冷却剂时，该多级在顺序升高的燃料温度下操作。

因此本发明提供一种用于在廉价、尺寸和重量高效的体系中使烃类燃料脱氧的方法和系统，其免除了在相对薄的膜上形成真空所需的相对重的机械。

附图简述

从下列对当前优选实施方式的详述中，本发明的各种特征和优点对于本领域的技术人员将变得清楚。带有详细说明的附图可简单描述如下：

图 1 是能量转化装置（ECD）及采用根据本发明的燃料脱氧器的辅助燃料系统的整体示意简图；

图 2 是脱氧器系统的简图；

图 3 是本发明脱氧器系统的简图中燃料通道与吹扫气通道之间的自支撑型可透氧多孔膜的透视图；

图 4 是压力沿脱氧器的长度分布的图示，描述燃料入口区域膜上的最大压力梯度；

图 5 是本发明脱氧器系统的框图；

图 6 是带燃料冷凝器子系统的脱氧器系统的框图；

图 7 是本发明的分段式脱氧器系统的框图。

优选实施方式的详述

图 1 表示用于能量转化设备(ECD)12 的燃料系统 10 的整体视图。脱氧器系统 14 从贮槽 16 接收液体燃料 F。燃料 F 通常是例如喷气燃料的烃类。ECD12 可以多种形式存在，其中在将燃料用于加工、燃烧或一些形式的能量释放的最终用途之前的某些时刻，如果溶解氧在燃料中以任何显著的程度存在，所述燃料获得了足以支持自氧化反应和结焦的热量。

ECD12 的一种形式是气体涡轮发动机，尤其是在高性能飞行器中的这种发动机。典型地，燃料也充当飞行器中一个或多个子系统的冷却剂，并且当在燃烧前将其传送到燃料注射器时，其无论如何已经被

加热了。

热交换部件 18 代表一种系统，燃料以热交换的关系穿过该系统。应当理解在更大的系统中热交换部件 18 可以直接伴随 ECD12 和/或分布在别处。热交换部件 18 可以可选地或附加地包含多个分布在整个系统中的热交换器。

如通常所理解的，贮存在贮槽 16 中的燃料 F 通常可能以饱和水平 70ppm 含有溶解氧。燃料泵 20 将燃料 F 从贮槽 16 中抽取出来。燃料泵 20 经燃料贮槽管道 22 和阀 24 与贮槽 16 连通并连到脱氧器系统 14 的燃料进口 26。由泵 20 施加的压力帮助燃料 F 经脱氧器系统 14 和燃料系统 10 其它部分的循环。当燃料穿过脱氧器系统 14 时，将氧气选择性地去除进吹扫气系统 28 中。

已脱氧的燃料 Fd 从脱氧系统 14 的燃料出口 30 经已脱氧燃料管道 32 流到热交换系统 18 及 ECD12，例如气体涡轮发动机的燃料注射器。可将部分已脱氧的燃料再循环到脱氧系统 14 和/或贮槽 16，如再循环管道 34 所示。应当理解尽管在图例实施方式中披露了特定的组件排布方式，但其它排布方式也可从该方法获益。

参照图 2，优选脱氧系统 14 包括气体/燃料接触器 34，该接触器在燃料通道 38 和氧气接收通道例如吹扫气通道 40 之间带有自支撑型可透氧多孔膜 36。优选吹扫气通道 40 含有氮气和/或其它惰性气体。应当理解通道可以是各种各样的形状和排布方式以提供压差，该压差在膜上保持氧浓度差以使燃料脱氧。优选燃料和吹扫气以相反的方向流动。本文中，U 是速度，C_{O2} 是燃料中的氧浓度，L 是通道/层的厚度，Z 是通道的长度，P 是压力。下标或上标 s 是指吹扫气，f 是指燃料，in 是指流入口，out 是指流出口，m 是指膜 36。

吹扫气（例如 N_2）在吹扫气通道 40 中的运动保持了在膜 36 上的浓度差（图 3）。穿过膜的氧流量与氧气在吹扫气中的扩散率成比例，给出如下：

$$j_{O_2}^{porous} = \frac{D_{O2}\varepsilon_m}{\tau L_m}\left(\frac{C_{O2}^f}{H_{fuel-N2}}\right)Zb. \qquad (1)$$

D_{O2} 是氧气在吹扫气中的扩散系数，C_{O2} 是氧浓度，L_m 是多孔膜的厚度，Z 是通道的长度，b 是通道的宽度，$H_{fuel-N2}$ 是燃料与吹扫气（N_2）

之间的热力学分配系数。下标 m 是指膜，上标 s 是指吹扫气，f 是指燃料。假定吹扫气中的氧浓度可以忽略。

然而，现有技术中氧流量与氧气在无孔膜中的扩散率（D_m）成比例。

$$j_{O_2}^{non-porous} = \frac{D_m}{L'_m}\left(\frac{C_{O2}^{f}}{H_{fuel-membrane}}\right)Zb. \quad (2)$$

其中，L'_m 是膜厚度，$H_{fuel-membrane}$ 是燃料与膜之间的热力学分配系数，在穿过膜的传送受到限制的情形下，脱氧性能的潜在提高为

$$\frac{\frac{D_{O2}\varepsilon_m}{\tau L_m H_{fuel-N2}}}{\frac{D_m}{L'_m H_{fuel-membrane}}} \sim 100. \quad (3)$$

氧气在膜中的扩散系数比氧气在吹扫气例如 N_2 中的扩散系数低 3 个数量级以上。然而本发明采用的多孔膜（图 3）其厚度比迄今所用的薄无孔膜的厚度高一个数量级。分配系数 $H_{fuel-N2}/H_{fuel-membrane}$ 通常小于 1，表明本发明用多孔膜对性能的改进。

参照图 3，膜 36 包括多个孔 42（示出一个）。氧气从燃料中去除的两条基本途径是：1）通过膜 36 吹扫气的界面；和 2）通过孔 42 内的燃料-吹扫气界面。通常，后者是最小反抗途径。

图 3 中，P 是压力。下标 s 是指吹扫气，f 是指燃料，in 是指流入口，out 是指流出口。C_{O2} 是燃料中的氧浓度。D_{O2} 是氧气在吹扫气中的扩散系数，L 是通道/层的厚度，Z 是通道的长度，b 是通道的宽度，H 热力学分配系数。

通过保持膜上的压差来防止燃料流过多孔膜 36 的孔 42，该压差低于燃料 F_c 在孔径为 r_p 的孔 42 中的毛细管力。该压差还在吹扫气侧提供压力，该压力低于燃料侧的压力以防止吹扫气鼓泡而经孔 42 进入燃料。

$$0 \le \Delta P \le \frac{2\sigma Cos\theta}{r_p} \quad (4)$$

在逆流设置中，多孔膜 36 上的最大压差在燃料进口处（图 4）。因此，确保膜最大孔 42 中燃料的凹凸面在进口的位置将能保证泄漏到

吹扫气中的燃料量最小。因此，

$$P_{f,in} - P_{s,out} \le \frac{2\sigma Cos\theta}{r_p} \qquad (5)$$

在室温下，煤油的表面张力 σ 为 25 达因/cm 或 0.025Nm^{-1}。接触角 θ 在 Teflon AF-2400 膜上对 JP-8 为~140^0，并且对于 1 微米的最大孔径 r_p，10kPa 的压差就能防止燃料泄漏到吹扫气中。通常，为获得改进性能的益处，燃料与多孔膜之间的接触角优选为非垂直的。最优选接触角 θ 大于 90^0。

参照图 5，脱氧器系统 14A 包括一个在燃料管道和吹扫气管道之间的气体/燃料接触器 34A。燃料与吹扫气并流或逆流。在气体/燃料接触器 34A 之后含较多量氧气的吹扫气经再循环鼓风机 44 和净化系统 48 清除了氧气，从而将纯氮从吹扫气贮槽 46 加入到吹扫气管道中以保持氧气以低浓度（C^s_{O2}）返回到气体/燃料接触器 34A 中。该系统中使氧气穿过膜的驱动力由下列方程式计算：

$$j_{O_2}^{porous} = \frac{D_{O2}\varepsilon_m}{\tau L_m}\left(\frac{C^f_{O2}}{H_{fuel-N2}} - C^s_{O2}\right)Zb \qquad (6)$$

参照图 6，脱氧系统 14B 包括在燃料管道和吹扫气管道之间的接触器 34B。在某些情形中，吹扫气会吸收漏出膜 36 的燃料。因此来自吹扫气管道的氮气排放流 48 在燃料冷凝系统 50 中冷凝以从吹扫气与氧气的气态混合物中分离燃料。然后使来自冷凝器系统 50 的已冷凝燃料返回到燃料贮槽 16，同时放空气态混合物。可选地或附加地，将来自燃料冷凝器系统 50 的气态混合物送到吹扫气贮槽 46。

参照图 7，脱氧系统 14C 包括多个在燃料管道和吹扫气管道之间的气体/燃料接触器 34C1、34C2...34Cn。当将燃料用作多个沿燃料管道的热交换部件 Q1、Q2...Qn 例如燃料-油热交换子系统的冷却剂时，优选在顺序升高的温度下操作气体/燃料接触器 34C1、34C2...34Cn。升高的燃料温度通过降低氧气在燃料中的溶解度（降低 $H_{fuel-N2}$）以及增大氧气在燃料/膜中的扩散系数（D_{O2}，D_m）从而为氧气的去除提供更高的驱动力和/或体积更小的系统，而使氧气的去除更为便利。

由于令人满意的热力学效应，该效应通常与燃料的操作温度成比

例，升高的燃料温度直接转化为气体-燃料接触器体积的减小。在多个热交换部件 Q1-Qn 加热的燃料使得多个串联的燃料-气体接触器 34C1、34C2...34Cn 能够更高地加热燃料而无结焦，因为燃料中的氧含量在每一级之末都被降低了。也就是说，尽管燃料温度在用于冷却之前的热交换部件之后较高，但较高温度的燃料在下一级只需要较小的燃料-气体接触器来获得大体相当的氧气减少量。因而当燃料流过燃料系统时，被逐渐递进地脱氧和升高温度。

尽管表示、描述和请求保护了特定的步骤顺序，但应当理解除非另有说明，否则可以以任意顺序实施、分解或组合这些步骤，并能从本发明中获益。

以上的描述是示例而非将其限定在所述范围内。在如上的教导下本发明的许多变形或改变也是可以的。本发明的优选实施方式已经被披露，但是，本领域的普通技术人员会认识到会有在本发明范围内的一些变形。因此将理解可以在所附权利要求的范围内实施本发明，除非另有特别说明。为此原因，应当研究以下权利要求以确定本发明的真实范围和内容。

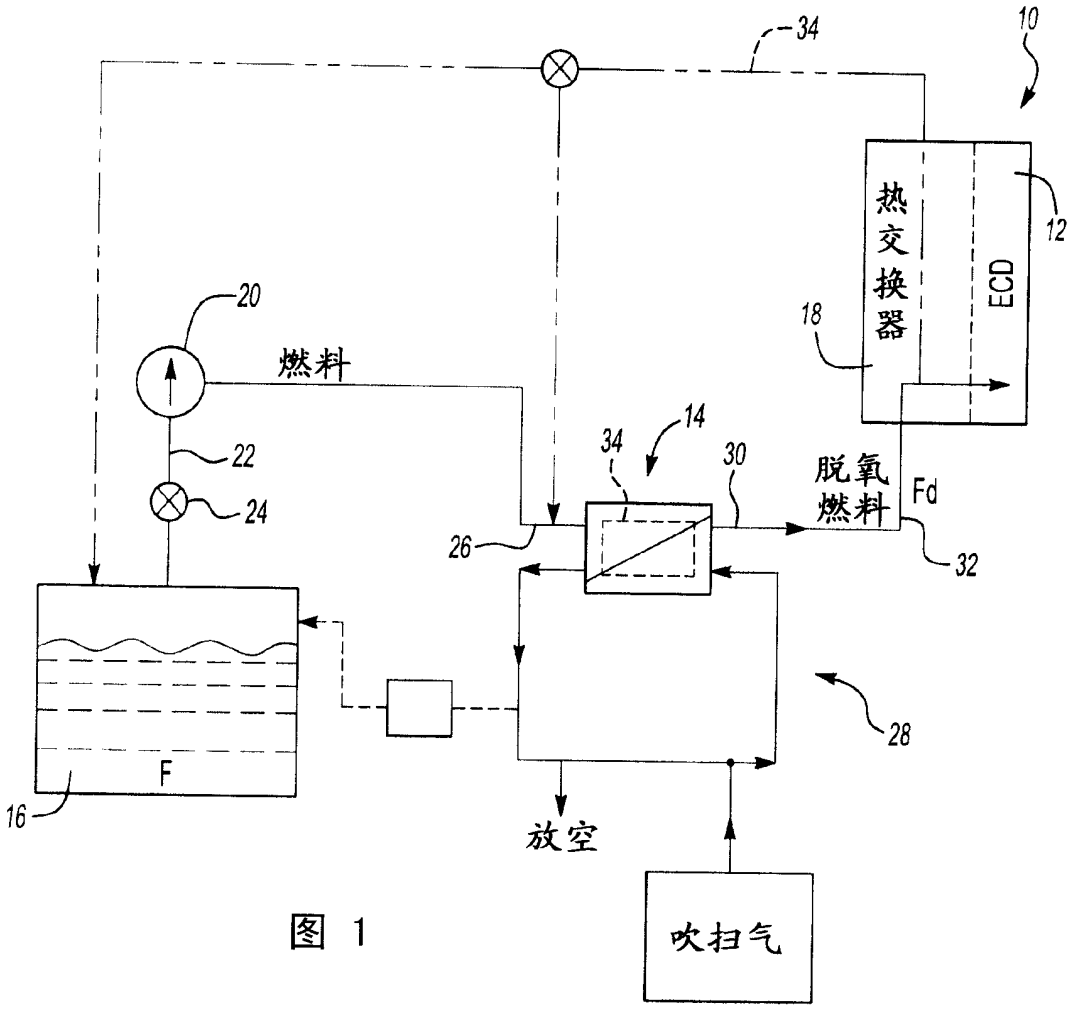

34
10
热交换器
ECD
12
18
20
燃料
22
24
14
34
30
脱氧燃料
Fd
32
26
28
F
16
放空
吹扫气

图 1

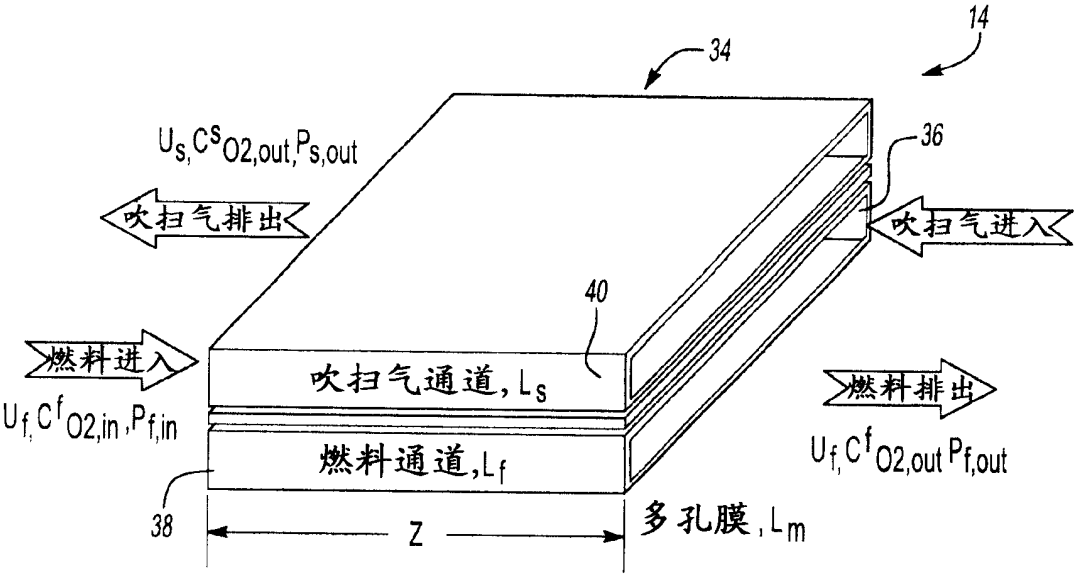

14
34
$U_s, C^s_{O2,out}, P_{s,out}$
36
吹扫气排出
吹扫气进入
40
燃料进入
$U_f, C^f_{O2,in}, P_{f,in}$
吹扫气通道, L_s
燃料排出
$U_f, C^f_{O2,out}, P_{f,out}$
燃料通道, L_f
38
Z
多孔膜, L_m

图 2

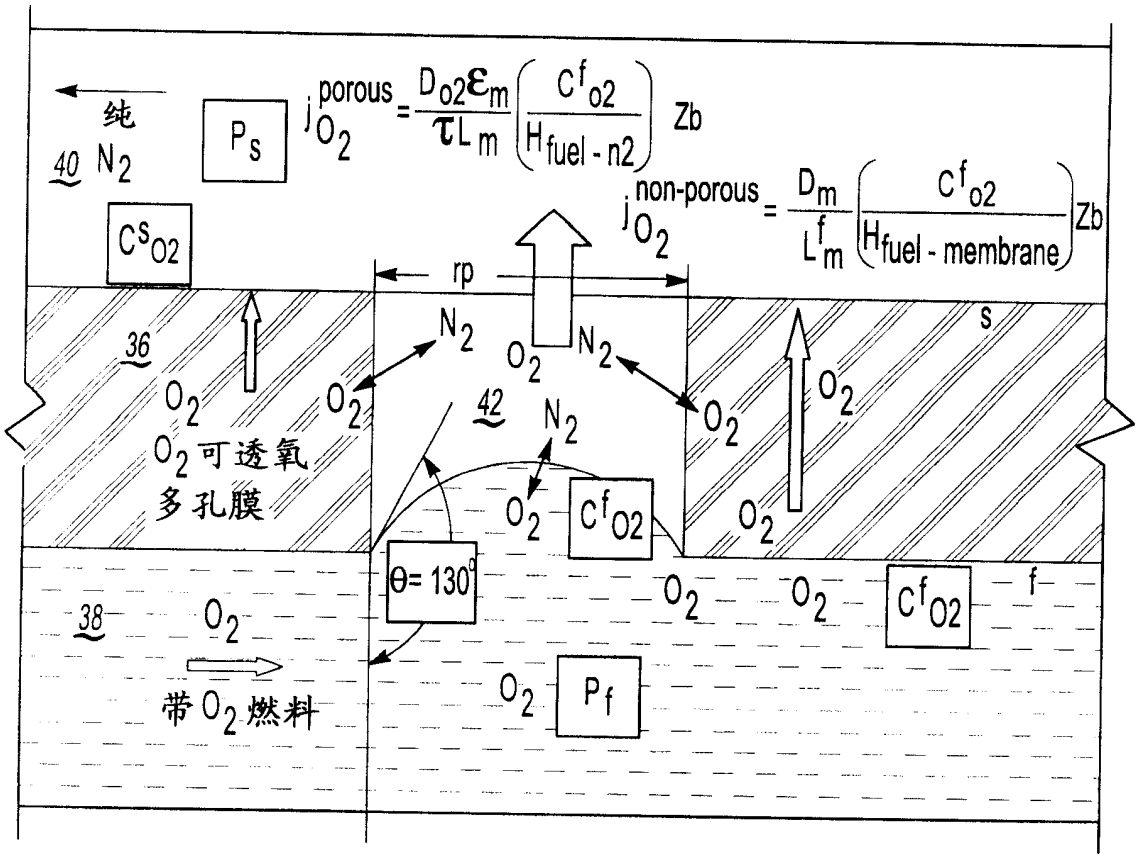

纯
40 N2
Ps
porous
jO2 = DO2εm/τLm (Cf O2 / HFuel - n2) Zb
non-porous
jO2 = Dm/Lf m (Cf O2 / HFuel - membrane) Zb
Cs O2
rp
36
O2
O2 可透氧
多孔膜
N2
O2
N2
O2
42
N2
O2
Cf O2
θ= 130°
38
O2
带 O2 燃料
O2
Pf
O2
O2
Cf O2
f
s
O2
O2

图 3

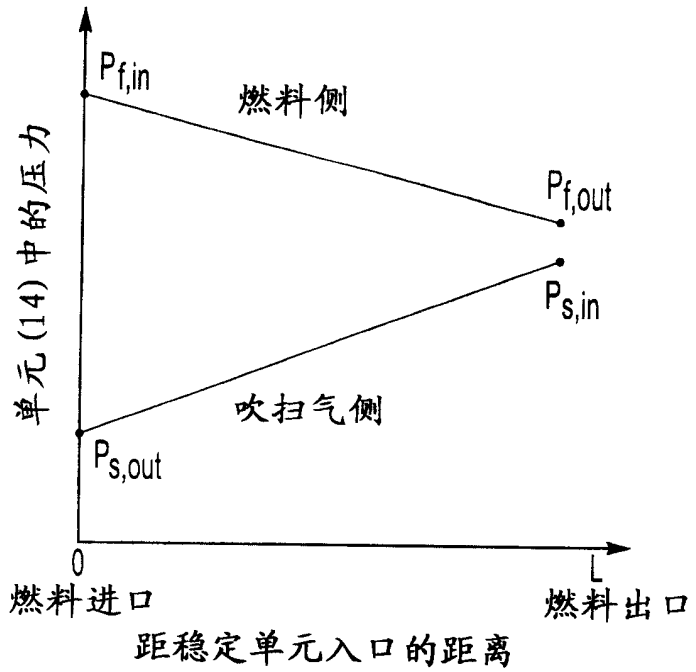

Pf,in
燃料侧
Pf,out
Ps,in
吹扫气侧
Ps,out
单元(14)中的压力
0
L
燃料进口
燃料出口
距稳定单元入口的距离

图 4

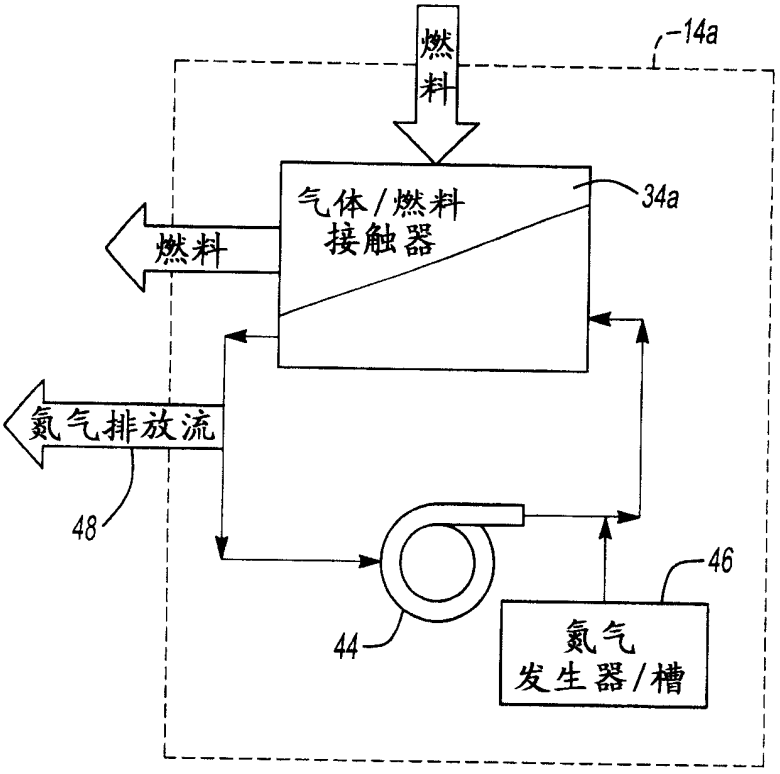

燃料
14a
气体/燃料接触器
34a
燃料
氮气排放流
48
44
46
氮气发生器/槽

图 5

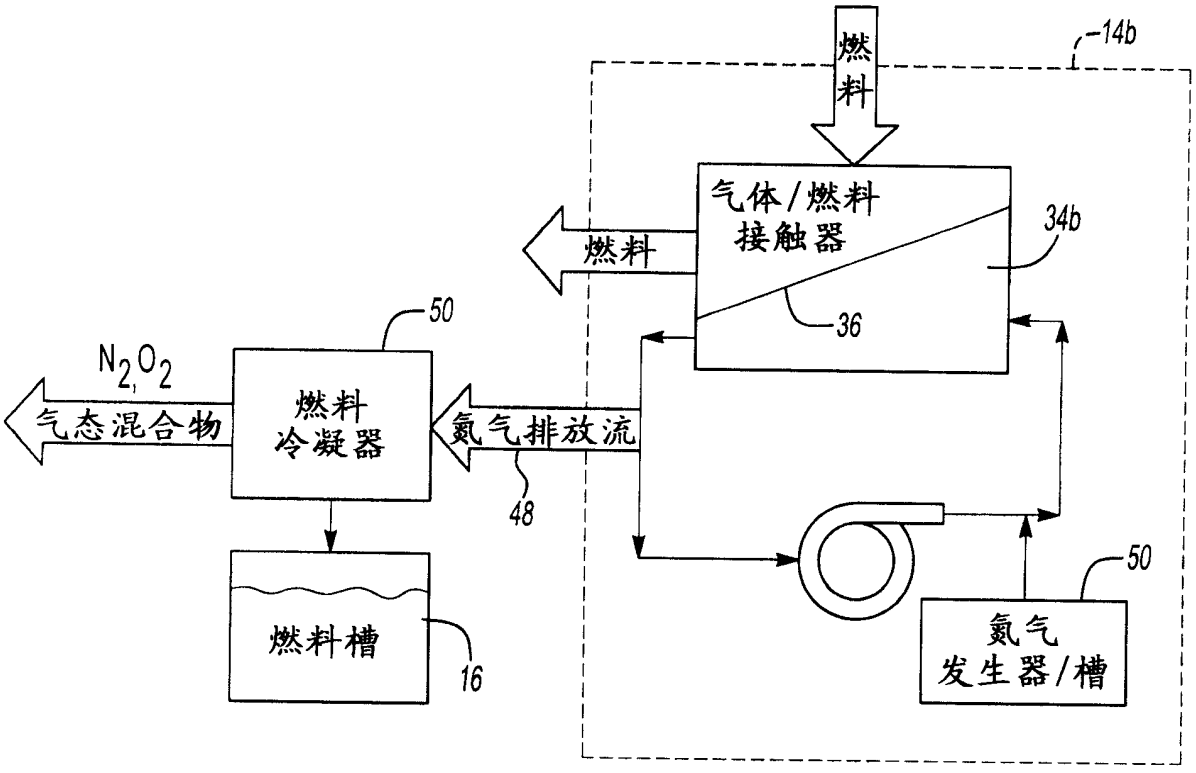

燃料
14b
气体/燃料接触器
34b
燃料
36
50
N_2O_2
气态混合物
燃料冷凝器
氮气排放流
48
燃料槽
16
50
氮气发生器/槽

图 6

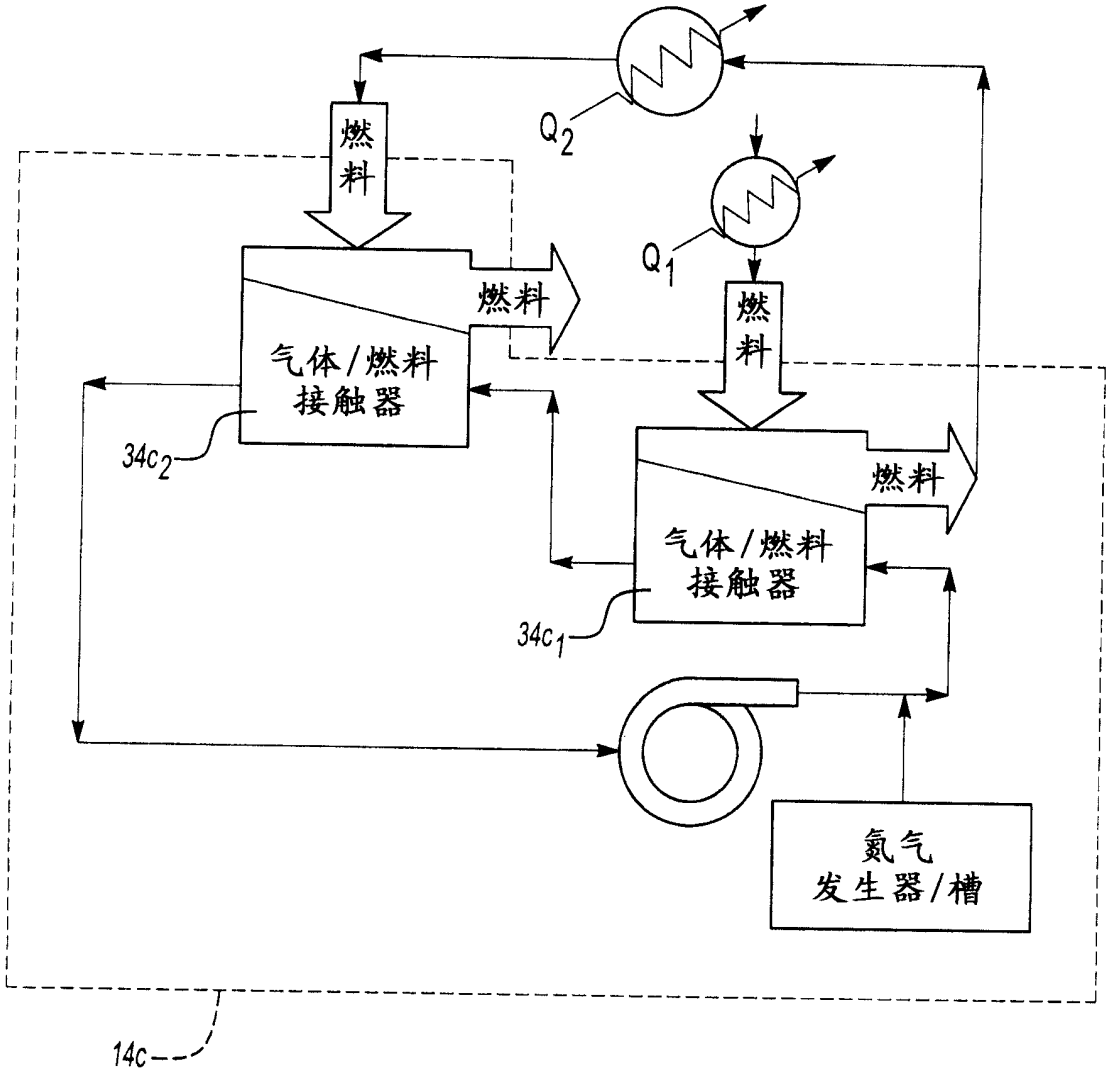


图 7