

基于冷热电一体化的舱外航天服生命保障系统性能

周 航¹, 李运泽¹, 王胜男¹, 周国栋²

(1. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191;

2. 中国航天员科研训练中心 人因工程国家级重点实验室, 北京 100094)

摘 要: 基于质子交换膜燃料电池(PEMFC)和热驱制冷, 提出一种舱外航天服生命保障系统冷热电一体化方案。在分别建立金属储氢装置、PEMFC、热驱制冷系统和辐射散热器数学模型的基础上, 利用冷热电一体化的热力学分析理论和方法进行了典型案例的计算, 并重点分析了核心构件热驱制冷装置的参数对舱外航天服生命保障系统性能的影响。与传统的冷热电分产舱外航天服生命保障系统比较, 该系统仅消耗 84.6 g 氢气, 且不需要向空间排放工质, 能源利用率高达 85.29%, 在工质消耗与能源利用率上有较大的优势。

关 键 词: 航天服; 冷热电一体化; 质子交换膜燃料电池(PEMFC); 热驱制冷; 辐射散热

中图分类号: V19

文献标志码: A

Performance of extravehicular spacesuit life-support system based on cooling-heat-power integration

ZHOU Hang¹, LI Yun-ze¹, WANG Sheng-nan¹, ZHOU Guo-dong²

(1. School of Astronautic Science and Engineering,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics University, Beijing 100191, China;

2. National Key Laboratory Human Factors Engineering,

Astronaut Research and Training Center of China, Beijing 100094, China)

Abstract: Based on the study of proton exchange membrane fuel cell (PEMFC) and heat driven cooling technologies, an extravehicular spacesuit life-support system resulting from cooling-heat-power integration was presented. A typical case was calculated using the thermodynamic analysis theories and cooling-heat-power integration methods on the basis of mathematics of metal hydrogen storage, PEMFC, heat driven cooling system and radiation cooling device. The influence of the core components on the performance of the integration system was deeply analyzed. Compared with the typical spacesuit life-supported system based on cool, heat, power systems separated from each other, this system only consumes 84.6 g of hydrogen without loss of working materials, and the energy efficiency is as high as 85.29%. This combined system has a greater advantage in the loss of working materials and energy efficiency.

Key words: spacesuit; cool-heat-power integration;

proton exchange membrane fuel cell (PEMFC); heat driven cooling;

radiation cooling

收稿日期: 2013-01-08

基金项目: 中国航天员科研训练中心人因工程国防科技重点实验室开放基金(HF2011-K-05)

作者简介: 周航(1990—), 男, 山东潍坊人, 硕士生, 主要从事航天器热控制研究。

随着航空航天技术的发展,航天员的出舱活动变得越来越频繁.生活保障系统是维系航天员在近地轨道出舱、月球表面行走等舱外活动的客观需求和必要保障措施,高效、可靠、低工质消耗和低实现代偿的冷源、电源、热源及水源技术是航天服生活保障系统实现其环境控制和生命保障功能的关键技术环节.

为保证航天员的热舒适性,各国的航天机构特别是美国、前苏联先后研发了多种舱外航天服的热控方法.其他在研究中的舱外航天服冷源包括:动态开式膜分离器、辐射器、金属氢化物热泵、冰(石蜡)蓄冷,以及相变储热/辐射器混合式冷源等.舱外航天服电源包括:燃料电池、光纤电池等^[1-3].这些冷源和电源原理虽有所不同,但与目前广泛使用的水升华器作冷源,二次电池作电源的方案都有一个共同点:采用冷源、电源分开设计的方案,没有进行冷热电一体化设计,这在客观上限制了系统综合性能的提高.

利用冷热电一体化设计理论和方法不但可以在功能上集成航天服生活保障系统的环境控制与

能源供给功能,而且可以大幅度减小航天服环境控制生活保障系统体积和质量、减少舱外活动所需要携带的消耗性物质的种类和数量,从而达到降低航天员出舱活动体力负荷、增大其舱外活动范围的技术目的.

1 冷热电一体化系统方案思路

图 1 简单地表示了本文所提出的舱外航天服生活保障系统冷热电一体化方案流程.

首先,利用金属储氢装置为 PEMFC 提供氢气,同时利用其潜在的制冷能力为人体及生活保障系统电子设备提供一定的冷量;然后,PEMFC 作为航天服的电源,通过其氢氧反应生成水并产生电力;最后,发电反应同时也产生一定的“废热”,利用 PEMFC 的“废热”驱动热驱制冷装置,为航天服提供另一部分冷量.

另外,采用一体化系统后系统的能源利用率提高,总排热需求随之减少,加上排热温度经过热驱制冷装置的热泵效应后随之提高,航天服内热量可以通过辐射散热的方式最终排放到空间中去.

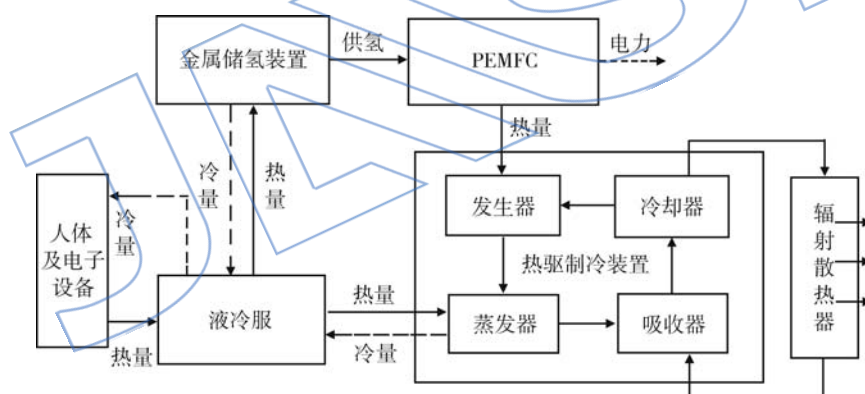


图 1 冷热电一体化系统简化示意图

Fig. 1 Simplified diagram of cool-heat-electricity integrated system

2 冷热电一体化系统评价

2.1 冷热电一体化系统热电分析

2.1.1 热分析

冷热电一体化系统所需的冷量来自金属储氢装置及热驱制冷装置两部分,总的制冷功率为

$$Q = Q_c + Q_0 \quad (1)$$

式中 Q_c 为金属储氢装置制冷功率(W), Q_0 为热驱制冷装置制冷功率(W). 本文选用的储氢金属合金为 $\text{Ti}_{0.99}\text{Zr}_{0.01}\text{V}_{0.43}\text{Fe}_{0.09}\text{Cr}_{0.05}\text{Mn}_{1.5}$ ^[4], 这种金属合金可以在低温下平稳地释放氢气,且放氢焓

变大,有效含氢量高,金属储氢装置的制冷功率为

$$Q_c = q_{\text{H}_2} \Delta H \quad (2)$$

式中 q_{H_2} 为氢气质量流量; ΔH 为金属氢化物的放氢反应过程中的焓变.

热驱制冷是直接利用热能驱动,以消耗热能为补偿将热量从低温物体转移到环境中去. 本文中热驱制冷装置采用溴化锂吸收式制冷机,热源为 PEMFC 发电反应产生的“废热”,为使分析简化,假定 PEMFC 发电产生的“废热”能够全部被驱动热驱制冷系统利用,忽略系统各组件中的漏热、压力不足等问题,即 $Q_g = Q_h$, Q_g 和 Q_h 分别表示发生器和 PEMFC 的热负荷. 热驱制冷装置在

实现制冷的循环过程中进行了两个循环,即制冷剂循环和溶液循环,如图2所示。

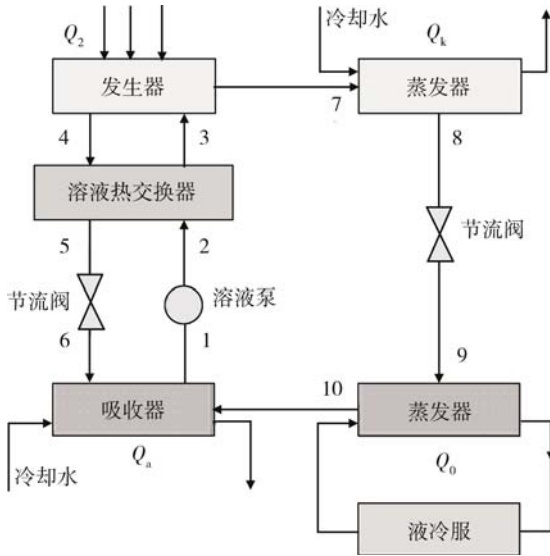


图2 热驱制冷装置流程节点示意图

Fig. 2 Diagram of heat driven cooling device

热驱制冷装置各部分的热负荷计算可由热力学第一定律得到^[5-7]

$$\begin{aligned} Q_g &= q_{\text{vapor}}[(\tilde{a}-1)h_4 - \tilde{a}h_3 + h_7] \\ Q_k &= q_{\text{vapor}}(h_7 - h_8) \\ Q_0 &= q_{\text{vapor}}(h_{10} - h_9) \\ Q_a &= q_{\text{vapor}}[h_{10} + (\tilde{a}-1)h_6 - \tilde{a}h_2] \\ Q_{\text{ex}} &= q_{\text{vapor}}(h_3 - h_2) \end{aligned} \quad (3)$$

式中下标 g, k, 0, a, ex 分别表示发生器、冷凝器、蒸发器、吸收器和溶液热交换器, q_{vapor} 为循环水蒸气的质量流量, h 为各状态点的焓值, $\tilde{a}$ 为溴化锂溶液循环倍率。

$$\tilde{a} = \frac{w_s}{w_s - w_w} \quad (4)$$

式中 w_s, w_w 分别为由发生器引出的浓溴化锂溶液的质量分数和由吸收器引出的稀溴化锂溶液的质量分数。为了防止出现结晶现象, 浓溶液的质量分数不宜取得过高, 通常在 59%~63% 之间, 浓、稀溶液的质量分数差成为放气范围, 通常在 3%~5% 之间, 因此取浓、稀溶液质量分数分别为 59%, 56%。

系统通过辐射散热器将热量排出航天服, 整体需向空间排放的热量 Q_{rad} 为

$$Q_{\text{rad}} = Q_0 + Q_h = Q_k + Q_a \quad (5)$$

2.1.2 电分析

以氢气为燃料的 PEMFC 技术是目前世界上最成熟的一种能将氢气与空气中的氧气化合成纯净水并释放出电能的技术, 具有能量密度高、供电

时间长、供电质量高、启动快速、工作温度较低(为 343.15~373.15 K)、移动便利等重要优点^[8-10]。

PEMFC 输出的电功率、热功率为

$$P_e = AiV_c \quad (6)$$

$$Q_h = iA(h_{H_2} + 0.5h_{O_2} - h_{H_2O})/2F - AiV_c \quad (7)$$

式中 i 为 PEMFC 的电流密度; V_c 为 PEMFC 的单体电压; A 为 PEMFC 的活化面积, $h_{H_2}, h_{O_2}, h_{H_2O}$ 分别为氢气、氧气和水的比焓; F 为法拉第常数, 取 96450 C/mol。其中, PEMFC 发电产生液态水^[10]的情况下, 单体电压可由下式计算:

$$\begin{aligned} V_c &= E_{\text{st}} + \frac{\Delta S_{\text{st}}}{2F}(T_c - 25) + \\ &\frac{R(T_c - 273.15)}{2F} \ln \left[\left(\frac{p_{H_2}}{p_0} \right) \left(\frac{p_{O_2}}{p_0} \right)^{0.5} \right] - E_{\text{loss}} \end{aligned} \quad (8)$$

式中 E_{st} 为 PEMFC 标准电极电动势, 取 1.229 V; ΔS_{st} 为标准摩尔熵, 取 163.15 J/(mol·K), T_c 为 PEMFC 工作温度(K); R 为气体常数, 取 8.248 J/(kg·K); p_0 为标准大气压, p_{H_2}, p_{O_2} 分别为 PEMFC 中氢气和氧气分压; E_{loss} 为 PEMFC 不可逆电压损失

$$E_{\text{loss}} = B_1 i + B_2 \ln(i/i_0) + B_3 \exp(B_4 i) \quad (9)$$

其中 $i_0 = 100 \text{ mA/cm}^2$, $B_1 = 2.45 \times 10^{-4} \text{ k}\Omega \cdot \text{cm}^2$, $B_2 = 0.03 \text{ V}$, $B_3 = 2.11 \times 10^{-5} \text{ V}$, $B_4 = 8 \times 10^{-3} \text{ cm}^2/\text{mA}$ 。

2.2 冷热电一体化系统总质量分析

航天服一体化生活保障系统包括 PEMFC、金属储氢装置、储氧装置、热驱制冷装置、辐射散热器, 计算系统总质量时, 暂不考虑各部件之间连接设备, 采用各部件质量相加的方式, 因此, 系统的总质量为

$$m_{\text{total}} = m_{\text{pemfc}} + m_{\text{metal}} + m_{O_2} + m_{\text{heat-driven}} + m_{\text{radio}} \quad (10)$$

式中 $m_{\text{total}}, m_{\text{pemfc}}, m_{\text{metal}}, m_{O_2}, m_{\text{heat-driven}}, m_{\text{radio}}$ 分别为系统、PEMFC、金属储氢装置、储氧装置、热驱制冷装置、辐射散热器的质量。

2.2.1 PEMFC 质量

PEMFC 的质量为

$$m_{\text{pemfc}} = A \cdot \gamma_{\text{pemfc}} \quad (11)$$

式中 γ_{pemfc} 为 PEMFC 的质量系数, 取 $\gamma_{\text{pemfc}} = 10 \text{ kg/m}^2$ 。

2.2.2 金属储氢装置质量

金属储氢装置^[11-12]的质量包括金属氢化物质

量 m_{mhx} 和换热板质量 m_{ex} 两部分.

$$m_{\text{metal}} = m_{\text{mhx}} + m_{\text{ex}} \quad (12)$$

$$m_{\text{mhx}} = q_{\text{H}_2} \cdot t / \omega_{\text{wt}} \quad (13)$$

$$m_{\text{ex}} = -Q_c \ln(1 - \eta) / (rK\Delta T_f) \quad (14)$$

其中 q_{H_2} 为 PEMFC 所需的氢气质量流量, ω_{wt} 为储氢合金有效吸氢质量分数, 对于储氢合金 $\text{Ti}_{0.99}\text{Zr}_{0.01}\text{V}_{0.43}\text{Fe}_{0.09}\text{Cr}_{0.05}\text{Mn}_{1.5}$, $\omega_{\text{wt}} = 1.2\%$, η 为储氢冷却器换热效能系数; r 为单位换热面积的换热板质量, 取 $r = 0.2 \text{ m}^2/\text{kg}$, K 为换热板与冷却水间表面传热系数, 取 $200 \sim 400 \text{ W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K})$; ΔT_f 为冷却水出入口温度差.

2.2.3 储氧装置^[13]质量

$$m_{\text{O}_2} = q_{\text{O}_2} \cdot t \cdot \chi \quad (15)$$

其中 q_{O_2} 为航天服连续工作时, PEMFC 发电需要消耗的氧气质量流量, t 为出舱时间(h), χ 为含单位质量氧气时储氧装置的质量, 取 $\chi = 3.17$.

2.2.4 热驱制冷装置质量

热驱制冷装置的质量为

$$m_{\text{heat-driven}} = Q_0 \alpha \quad (16)$$

其中 α 为热驱制冷系统平均制冷功率质量密度,

取 $\alpha = \frac{1}{350} \text{ kg/W}$.

2.2.5 辐射散热器^[14]质量

$$m_{\text{radio}} = A_{\text{rad}} \gamma_{\text{rad}} \quad (17)$$

其中 γ_{rad} 为辐射散热器的质量密度, 取 $\gamma_{\text{rad}} = 10 \text{ kg/m}^2$, A_{rad} 为辐射散热器散热面积, 由波尔兹曼辐射定律可得

$$A_{\text{rad}} = \frac{Q_{\text{rad}}}{\epsilon \sigma \eta_{\text{rad}} (T_{\text{rad}}^4 - T_s^4)} \quad (18)$$

式中 η_{rad} 为辐射器辐射散热效率, ϵ 为辐射散热器表面辐射率, 取 $\epsilon = 0.82$; σ 为斯特番-波尔兹曼常数, 取 $5.67 \times 10^{-8} \text{ W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K}^4)$; T_s 为辐射空间环境温度, 取 $T_s = 227 \text{ K}$; T_{rad} 为辐射散热器平均辐射散热温度(K), 其值由辐射散热循环水的出入口温度 T_w , T_{w2} 决定, 即

$$T_{\text{rad}} = \frac{T_{w2} - T_w}{\ln(T_{w2}/T_w)} \quad (19)$$

2.3 冷热电一体化系统能源利用率

根据热力学第一定律, 航天服生命保障系统冷热电一体化方案热力评价准则^[15] 计算公式如下:

$$\xi = (P_{\text{ele}} + Q_{\text{cool}}) / (G_f H_f) \times 100\% \quad (20)$$

式中 P_{ele} 为系统的输出电功率, 即 PEMFC 的输出电功率, Q_{cool} 为热驱制冷装置的制冷功率 Q_0

(Q_0 在热驱制冷装置中是热负荷, 在冷热电一体化系统中是制冷功率), G_f 和 H_f 分别为 PEMFC 燃料的消耗量和低位热值, 计算得到系统的能源利用率.

3 结果与讨论

舱外航天服所需的制冷功率为 350 W , 所需电功率为 250 W , 冷却水入口温度为 293.15 K , 出口温度为 298.15 K , 出舱时间为 5 h , 其他各部件的计算参数如表 1 所示.

表 1 一体化系统计算参数表

Table 1 Parameters for computation of integrated system

装置	参数类型	参数值
PEM-FC	PEMFC 工作温度/K	358.15
	氢气分压/ 10^5 Pa	1
	氧气分压/ 10^5 Pa	1
	单体活化面积/ cm^2	25
	PEMFC 电流密度/ (A/cm^2)	0.4
储氢合金	储氢合金类型	$\text{Ti}_{0.99}\text{Zr}_{0.01}\text{V}_{0.43}\text{Fe}_{0.09}\text{Cr}_{0.05}\text{Mn}_{1.5}$
	放氢温度/K	252.15
热驱制冷	溴化锂浓/(稀)溶液质量分数/%	59(56)
	溶液热交换器换热效能系数	0.7
	蒸发器换热效能系数	0.5
	液冷却剂水入口温度/K	293.15
	液冷却剂水出口温度/K	298.15
辐射散热	辐射散热器表面辐射率	0.82
	辐射散热器质量密度/ (kg/m^2)	10
	辐射空间环境温度/K	227

3.1 计算流程

计算流程如图 3 所示. 第一, 设定 PEMFC 的单体片数 n , 计算 PEMFC 的输出电功率和热功率; 第二, 根据电功率计算 PEMFC 所需的氢气质量流量, 得到金属储氢装置的制冷功率, 根据 PEMFC 的热功率, 计算热驱制冷装置的制冷功率; 第三, 判断总的制冷功率 $Q_0 + Q_c \geq 350 \text{ W}$, 否则增加 PEMFC 单体片数, 重复上述计算, 直到满足制冷功率要求位置; 第四, 判断电功率是否满足 $P_e \geq 250 \text{ W}$, 若满足制电要求, 多余的电量存储到蓄电池中, 若不满足, 利用蓄电池补充不足的电量; 第五, 计算系统各组件质量和能源利用率.

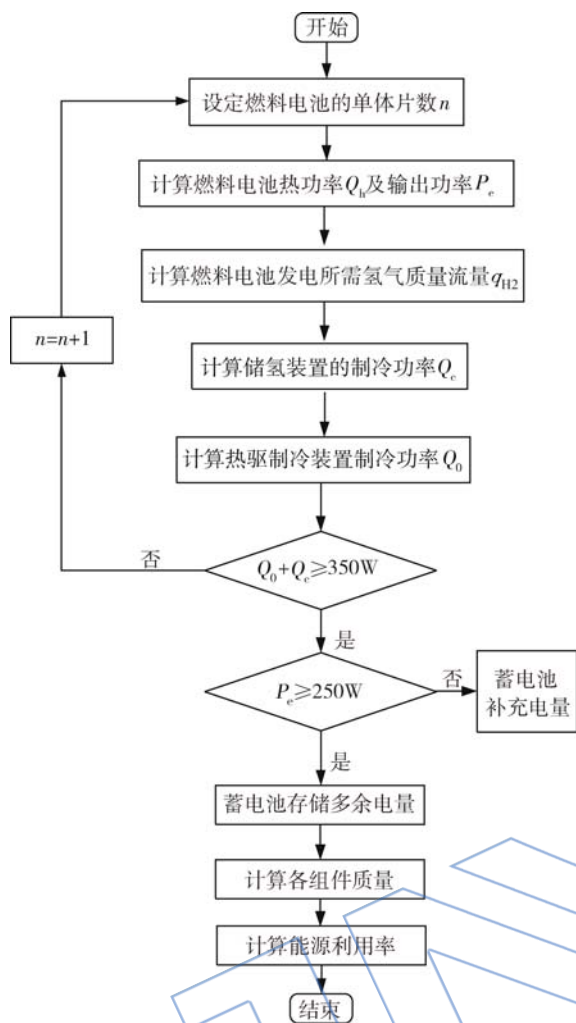


图 3 计算流程图

Fig. 3 Flow diagram of computation

3.2 结果分析

计算结果如表 2 所示。

表 2 一体化系统计算结果

Table 2 Computational results of integrated system

编号	参数	数值
1	PEMFC 的发电效率/%	42.31
2	PEMFC 的单体片数 n	44
3	单体电压/V	0.659
4	发电所需的氢气质量流量/ 10^{-3} (g/s)	4.7
5	发电所需氢气的制冷功率/W	60.09
6	PEMFC 的热功率/W	354.93
7	PEMFC 的输出功率/W	285.02
8	热驱制冷装置的制冷功率/W	289.95
9	辐射散热器的散热温度/K	335.09
10	辐射散热器的散热功率密度/(W/m ²)	463.78
11	辐射散热器的散热面积/m ²	1.39
12	能源利用率/%	85.29

续表

编号	参数	数值
13	PEMFC 质量/kg	1.08
14	热驱制冷装置质量/kg	0.83
15	辐射散热器质量/kg	13.90
16	金属储氢装置质量/kg	7.21
17	储氧装置质量/kg	2.15
18	系统总质量/kg	25.17

3.2.1 热电结果分析

相比于航天服冷却水的出口温度为 298.15 K,辐射散热器的散热温度为 335.09 K,热驱制冷装置的热泵效应十分明显;热驱制冷装置的制冷功率为 289.95 W,储氢装置的制冷功率为 60.09 W,大部分的制冷功率来自热驱制冷装置。

输出电功率为 285.02 W,高出目标功率 35.02 W,PEMFC 的发电效率为 42.31%,能够满足航天服的发电需要。PEMFC 的单体片数为 44 片,单体电压为 0.659 V,最大工作电压可以达到 29 V,因此可以合理地安排 PEMFC 单体片间的串并联,使输出的电压与电流满足航天服的需要。

3.2.2 质量结果分析

系统的总质量主要为辐射散热器和金属储氢装置的质量,两者占了总质量的 90%左右。

3.2.3 能源利用率分析

舱外航天服生命保障系统冷热电一体化方案中,系统的能源利用率高达 85.29%。

对于传统航天服生命保障系统^[16],主要的消耗物质为水,水升华器为航天员 EVA 提供 5 h 350 W 制冷功率,需要消耗水的质量约为 2.585 kg,且这部分水最终要排放到空间中。而本文所提出的航天服冷热电一体化生命保障系统中需要消耗的物质为氢气。航天员 EVA 工作 5 h,参与反应的氢气质量约为 84.6 g,同时全部生成水,没有工质损耗,能源利用率达到了 85.29%。可见,在物质消耗方面,尤其是长时间出舱活动时,航天服冷热电一体化生命保障系统比传统生命保障系统有明显的优势。随着未来空间探测任务的复杂化,出舱时间越来越长以及新材料新工艺技术的进步,航天服冷热电一体化生命保障系统优势将会越来越明显。

3.3 热驱制冷对冷热电一体化系统的影响分析

表 3 是热驱制冷装置各组件的热负荷,从表

中可以看出:第一,热负荷最大的为发生器,其次为吸收器,因此,在设计热驱制冷装置时,应该将这两部分作为重要设计对象;第二,该热驱制冷装置的 COP(性能系数)可以达到 0.82,制冷效率非常高。

表 3 热驱制冷装置计算结果

Table 3 Computational result of heat driven cooling device

参数	数值
蒸发器热负荷/W	289.952
冷凝器热负荷/W	285.939
吸收器热负荷/W	352.328
发生器热负荷/W	354.930
溶液热交换器热负荷/W	88.937
循环倍率	19.7
COP	0.82

图 4 所示的是航天服系统的能源利用率(ξ)和系统质量随热驱制冷发生器温度的变化曲线,从中可以看出,随着热驱制冷装置发生器温度的升高,能源利用率和总质量都会降低。分析认为,设定输出电功率为 285.02 W,制冷功率为 350 W 时,系统生成的热电并不匹配,且输出电功率高于所需电功率。随着 PEMFC 工作温度的上升,即热驱制冷装置发生器温度上升,一方面,PEMFC 的发电效率降低,热电分配更加均匀,因此所需的氢气质量流量会相应的减小,金属储氢装置的质量减少,热驱制冷装置的热泵效应也明显变大,因此辐射温度升高,辐射面积减小,辐射散热器的质量也相应减少;另一方面,热驱制冷装置发生器温度上升,使得热驱制冷装置的 COP 增大,并且 PEMFC 的热功率增大,使得制冷效率增大,但是

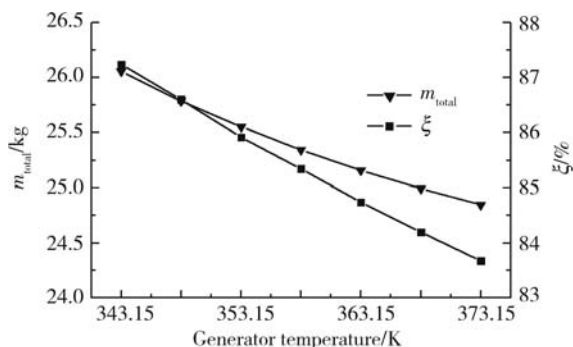


图 4 能源利用率和系统总质量随热驱制冷发生器温度变化关系

Fig. 4 Variation of energy efficiency and system total mass with generator temperature

由于发电效率的降低,使得整体的能源利用率随着 PEMFC 的工作温度的升高而降低。

图 5 所示的是航天服系统的能源利用率和总质量随热驱制冷装置蒸发器效能系数的变化曲线。从图中可以看出,随着蒸发器效能系数的增大,能源利用率增大,而系统的总质量减少。分析认为,随着蒸发器效能系数的增大,蒸发器的工作温度会相应减小,使热驱制冷装置的 COP 变大,在舱外航天服所需的制冷功率不变的情况下,发生器所需的热功率较少,一方面,PEMFC 所需的氢气质量流量相应地减少,使得金属储氢装置的质量减少,系统总质量减少;另一方面,热电的匹配度增加,使能源利用率增大。

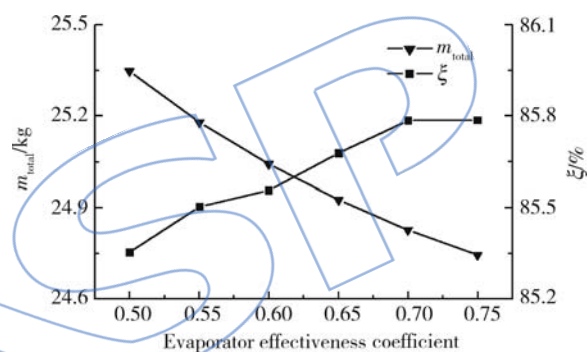


图 5 能源利用率和系统总质量随蒸发器效能系数的变化曲线

Fig. 5 Variation of energy efficiency and system total mass with evaporator effectiveness coefficient

图 6 所示的是航天服系统的能源利用率和总质量随热驱制冷装置的循环倍率的变化曲线。循环倍率的定义见式(4),通过改变浓溶液的质量分数来改变循环倍率的大小。从图中可以看出随着循环倍率的增大系统的能源利用率减小,系统的总质量增大。分析认为,热驱制冷装置的 COP 随着循环倍率的增大而减小,在舱外航天服所需的制冷功率不变的情况下,发生器所需的热功率增加,因此 PEMFC 所需的氢气质量流量相应的增加,使得金属储氢装置的质量增大,系统总质量增大,能源利用率相应地减小。

图 7 所示的是航天服系统的能源利用率和总质量随热驱制冷装置溶液热交换器效能系数(RES)的变化曲线。从图中可以看出,随着溶液热交换器换热效能的增大,系统的能源利用率增大,系统的总质量减少。分析认为,热驱制冷装置的 COP 随着溶液热交换器效能系数的增大而增大,在舱外航天服所需的制冷功率不变的情况下,发

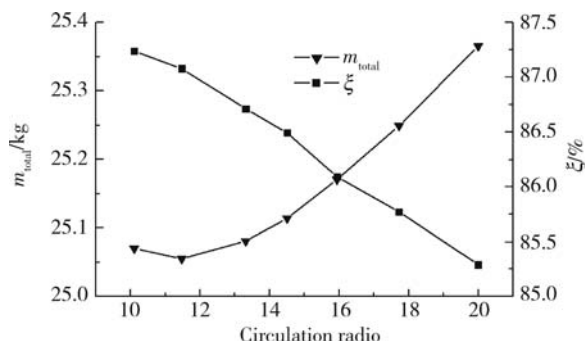


图6 能源利用率和系统总质量随循环倍率的变化曲线

Fig. 6 Variation curves of energy efficiency and system total mass with circulation ratio

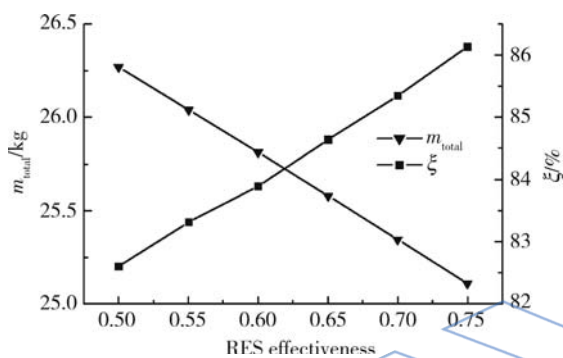


图7 能源利用率和系统总质量随溶液热交换器效能系数的变化曲线

Fig. 7 Variation curves of energy efficiency and system total mass with RES effectiveness

生器所需的热功率较少,因此 PEMFC 所需的氢气质量流量相应的减少,使得金属储氢装置的质量减少,系统总质量减少,能源利用率增大。

4 结 论

通过对冷热电一体化航天服生活保障系统的研究,可以得出以下3点结论:

1) 航天服生活保障系统的冷热电一体化方案在物质消耗上比传统方案有明显的优势。

2) 系统的总质量随着热驱制冷装置循环倍率的降低,溶液热交换器效能系数的增大而增大,能源利用率则相反,为了减少质量、提高能源利用率,应该对热驱制冷装置进行优化。

3) 在航天服生活保障系统的各部件中,辐射散热器和金属储氢装置所占比重较大,可以通过改进这两部分来减少系统的总质量。

通过案例分析可以看出,冷热电一体化系统与传统冷、电分产系统相比,在质量上优势较不明显,其中金属储氢装置和辐射散热器的质量占较

大比重,但两者均有很大优化空间,例如,电致显色材料^[17]等新型材料的使用可以使辐射散热器的单位质量从 10 kg/m^2 减小到 4.9 kg/m^2 。金属储氢装置的研究也有很大进步,因此舱外航天服生活保障系统冷电联储方案在物质消耗量上较传统分产方案的优势将会越来越明显。此外,相比传统的水升华器冷源航天服,该航天服没有工质的多余排放,可再生能力强,并且能源利用率理论值在 80% 以上。与传统的冷热电分产舱外航天服生活保障系统比较,该一体化系统在工质消耗、能源利用率上有较大的优势,随着未来空间探测任务的复杂化以及出舱时间的增长,该系统的优势将越来越明显,具有重要的学术研究价值和工程应用前景。

参考文献:

- [1] 吴志强,沈力平,袁修干. 舱外航天服热控系统研究进展[J]. 航天医学与医学工程,1999,12(4):303-307.
WU Zhiqiang, SHEN Liping, YUAN Xiugan. Research progress of thermal control system for extravehicular activity spacesuit[J]. Space Medicine and Medical Engineering, 1999, 12(4): 303-307. (in Chinese)
- [2] 丰茂龙,黄家荣,范含林,等. 美国舱外航天服热控技术研究进展[J]. 载人航天,2011(3):36-41.
FENG Maolong, HUANG Jiarong, FAN Hanlin. Development of thermal control technology of extravehicular spacesuit of the U. S. [J]. Manned Spaceflight, 2011(3): 36-41. (in Chinese)
- [3] Houy D, Steinshnider J, Davies T L. Fuel cell/Li-ion battery hybrid power system for the advanced space suit[C]// Proceeding of the 3rd International Energy Conversion Engineering Conference. San Francisco: AIAA, 2005: 121-126.
- [4] 汪琼华,汤建华,胡国新. 金属氢化物放氢过程数值分析[J]. 工程热物理学报,2006,27(6):1023-1025.
WANG Qionghua, TANG Jianhua, HU Guoxin. Mathematical model and numerical analysis for desorption in metal hydride bed[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2006, 27(6): 1023-1025. (in Chinese)
- [5] Drost M K, Friedrich M. Miniature heat pumps for portable and distributed space conditioning applications[C]// Proceedings of the 32nd Intersociety Energy Conversion Engineering Conference. New Orleans: IEEE, 1997: 1271-1274.
- [6] Joan C B. Performance analysis of combined micro-gas turbines and gas fired water/LiBr absorption chillers with post-combustion[J]. Applied Thermal Engineering, 2005, 25(1): 657-665.
- [7] Dexter P F, Haskin W L. Analysis of heat pump augmented systems for spacecraft thermal control[C]// Proceed-

- ings of AIAA 19th Thermo-physics Conference. Colorado: AIAA, 1984: 25-28.
- [8] Larminie J, Dicks A. Fuel cell systems explained[M]. 2nd ed. West Sussex: Wiley, 2003.
- [9] Barbir F, Molter T, Dalton L. Efficiency and weight trade-off analysis of regenerative fuel cells as energy storage for aerospace applications[J]. International Journal of Hydrogen Energy, 2005, 30(4): 351-357.
- [10] Sharifi Asl S M, Rowshanzamir S, Eikani M H. Modeling and simulation of the steady-state and dynamic behavior of a PEM fuel cell[J]. Energy, 2010, 35(4): 1633-1646.
- [11] Sakintuna B, Lamari-Darkrim F, Hirscher M. Metal hydride materials for solid hydrogen storage[J]. International Journal of Hydrogen Energy, 2007, 32(9): 1121-1140.
- [12] Para J, Linder M, Laurien E, et al. Dynamic model and experimental results of a thermally driven metal hydride cooling system[J]. International Journal of Hydrogen Energy, 2009, 34(7): 3173-3184.
- [13] Alptekin G, Copeland R, Dubovik M, et al. A lightweight EVA emergency system[R]. SAE Technical Paper, 2004-01-2264, 2004.
- [14] Scaringe R P, Buckman J A, Grzyll L R. Heat-pump-augmented spacecraft heat-rejection systems[J]. Spacecraft, 1990, 27(3): 318-323.
- [15] 杨承, 杨泽亮, 蔡睿贤. 基于全工况性能的冷热电联产系统效率指标比较[J]. 中国电机工程学报, 2008, 28(2): 8-13. YANG Cheng, YANG Zeliang, CAI Ruixian. Comparison of CCHP efficiencies based on off-design characteristics [J]. Proceedings of the CSEE, 2008, 28(2): 8-13. (in Chinese)
- [16] Metts J G, Klaus D M. First-order feasibility analysis of a space suit radiator concept based on estimation of water mass sublimation using Apollo mission data[J]. Advances in Space Research, 2012, 49(1): 204-212.
- [17] Granqvist C G. Handbook of inorganic electro-chromic materials[M]. Amsterdam: Elsevier, 1995.