

DOI:10.16356/j.1005-2615.2024.05.009

## 航空用 SOFC 与锂电池混合动力系统优化设计

张业鹏, 梁凤丽, 毛军逵, 蒋新勇

(南京航空航天大学能源与动力学院, 南京 210016)

**摘要:** 为了满足航空领域飞机飞行过程中的变负载需求, 并获得飞机全飞行过程中的高效能量供给方案, 本文搭建了直接氨固体氧化物燃料电池(Solid oxide fuel cells, SOFC)-锂电池混合动力系统架构, 采用基于规则的能量分配策略, 开展了典型飞行任务中系统参数的匹配方法和海拔高度对混动系统性能的影响, 以及典型飞行包线中混合动力系统的效率和功重比等参数的影响研究。结果表明: 以 BAe.146 四发涡扇短程运输机的飞行为例, 系统净发电效率为 53.32%, 功重比为 0.491 3 kW/kg, 且 SOFC 系统输出功率和发电效率随着海拔上升而下降。这表明直接氨 SOFC-锂电池混合动力系统能够满足不同飞行阶段的能量需求, 也为混合动力系统在不同飞行高度下的优化设计提供了重要依据。

**关键词:** 航空动力; SOFC-锂电池; 混合动力系统; 能量分配策略; 系统效率; 功重比

**中图分类号:** V231.9 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-2615(2024)05-0862-14

## Optimization Design of SOFC and Lithium Battery Hybrid Power System for Aviation

ZHANG Yepeng, LIANG Fengli, MAO Junkui, JIANG Xinyong

(College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016, China)

**Abstract:** To meet the varying load demands and improve the efficiency of the power system during aircraft flights in the aviation field, a hybrid power system architecture combining direct ammonia solid oxide fuel cells (SOFCs) and lithium batteries is established. A rule-based energy distribution strategy is adopted for the comparative analysis of parameters such as efficiency and power-to-mass ratio of the hybrid system within the typical flight envelope. The aim is to find an optimal energy supply scheme for the entire flight process of the aircraft. In the case of the BAe.146, a four-engine turboprop short-range transport aircraft, a net power generation efficiency of 53.32% and a power-to-mass ratio of 0.491 3 kW/kg are achieved. Furthermore, it has been found that the output power and power generation efficiency of the SOFC system decrease with increasing altitude. These results indicate that the direct ammonia SOFC-lithium battery hybrid power system is capable of meeting the energy demands of different flight phases and holds promising application prospects in the aviation field.

**Key words:** aviation power; SOFC-lithium battery; hybrid power system; energy allocation strategy; system efficiency; power-to-mass ratio

**基金项目:** 国防科技“一七三”计划基金-重点项目(2021-JCJQ-JJ-0339); 先进航空动力创新工作站基金(HK-CX2022-01-002); 中国航空发动机集团产学研合作项目(HFZL2022CX032); 航空科学基金(20230040052004)。

**收稿日期:** 2024-07-09; **修订日期:** 2024-09-01

**通信作者:** 梁凤丽, 女, 副教授, E-mail: fengli0912@nuaa.edu.cn。

**引用格式:** 张业鹏, 梁凤丽, 毛军逵, 等. 航空用 SOFC 与锂电池混合动力系统优化设计[J]. 南京航空航天大学学报, 2024, 56(5): 862-875. ZHANG Yepeng, LIANG Fengli, MAO Junkui, et al. Optimization design of SOFC and lithium battery hybrid power system for aviation[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2024, 56(5): 862-875.

能源是人类社会发展必不可少的物质基础,然而当前社会各行各业的发展仍然主要依靠于煤、石油和天然气等传统化石能源,这就使得能源枯竭和环境污染等问题日益加重。航空业同样面临节能减排的迫切要求,据国际能源署(International Energy Agency, IEA)报道,全球航空业的 $\text{CO}_2$ 排放量在过去的20年内迅速上升,航空业的排放量约占整个运输业排放量的12%,且以每年4.4%的速率增长<sup>[1]</sup>,发展低碳绿色航空动力迫在眉睫。燃料电池因其高效率、零排放等优势,成为绿色航空动力的重要发展方向之一<sup>[2]</sup>。固体氧化物燃料电池(Solid oxide fuel cell, SOFC)是第三代燃料电池,其尾气温度达到873~1 273 K,可以通过电热循环的方式提升能量转换率达到80%以上。然而,SOFC系统在实际使用中仍有着输出性能偏软和动态响应缓慢的缺点,为实现最佳的发电效率,燃料电池内部的电化学反应需要特定的参数组合,而飞行任务下的能量需求多变,致使燃料电池电能输出无法同负载的多变性相匹配。将燃料电池和其他动力(如锂离子电池、燃气涡轮等)相结合组成混合动力系统,可以有效实现多种能源动力系统的优势互补,为航空动力系统绿色低碳化发展提供了新的解决思路。

但是,由于SOFC混合发电系统中包含了多个能量源,因此解决外部负载变化时多个能量源在不同工况下的协同发电问题已成为目前的研究热点<sup>[3]</sup>。典型的混合动力系统的分配方法主要包括基于规则的能量分配方法和基于优化的能量分配方法<sup>[4]</sup>等。前者根据预先设计好的规则,根据系统运行状态和负载状态匹配相应的规则操作,进而做出响应获取各能量源对应的参考功率需求<sup>[5]</sup>。在航空动力领域, Motapon等<sup>[6]</sup>基于规则的能量分配策略对多电飞机应急电源系统进行能量管理,但是该系统的外部负载为应急系统并且全程工作时长为30 min。刘莉等<sup>[7]</sup>设计太阳能-燃料电池-锂电池混合动力系统,并基于规则制定了混合动力系统的7种不同工作模式,使得系统的航时达到纯锂电池动力系统和纯燃料电池动力系统的5.5倍和1.2倍,但是没有对多能量源的供求进行优化,导致飞行过程中出现能量剩余浪费的现象。荆戈<sup>[8]</sup>从飞机的总体设计概念入手,以E20-FC氢能飞机为设计目标,设计出飞机的整体布局和推动系统的空间位置进行方案设计,但缺乏对系统各部件的重量分析和系统的总体功重比研究和在实际飞行过程中的可行性分析。综上所述,关于SOFC混合动力系统多源能量分配在变负载条件下仍存在优化不足的问题,大多尚未考虑系统在实际应用过程中外部环境变化对其动态性能的影响,且没有考虑在实际

应用中SOFC系统电堆存在动态响应速度较慢的问题,因此关于SOFC混合动力系统在实际应用中仍存在局限性。

本研究选用SOFC-锂电池混合动力系统,建立了混合动力系统仿真模型。为了提高系统的动态响应速率、整体性能以及能量利用率,尤其是综合考虑高空飞行外部环境变化的影响,分析了关键参数对燃料电池混动系统性能和功重比的影响,同时采用基于规则的能量分配策略,对具体典型飞行包线中飞行性能进行分析,获得有利于飞机全飞行过程的能量供给方案,并对典型飞行包线的混合动力系统进行能量匹配优化,为氢燃料SOFC-锂电池混合动力系统在航空领域的设计和应用提供技术支持。

## 1 SOFC-锂电池混合动力系统架构

考虑到氢燃料可以直接在电堆内部分解,并通过SOFC可以将化学能转变为电能的特性,本文所采用的SOFC-锂电池混合动力系统方案在参考之前研究<sup>[9-11]</sup>的基础上简化了系统架构。飞机主动力系统主要包括空压机、换热器、旁通阀、SOFC电堆、燃烧室、锂电池以及能量管理系统。燃料首先从燃料储存罐出来后部分通过旁通阀进入燃烧室中,在燃烧室中与电堆尾气进行混合燃烧,产生的高温高压气体通过热交换器对进入电堆前的空气与燃料进行预热。预热后的气体直接进入电堆中进行反应,电堆产生的电能满足外部负载需求。锂电池作为第二能量源,与SOFC系统处于并联关系。在低负载需求时,SOFC电堆产生的电能有一部分用于给锂电池充电;在高负载需求时,SOFC与锂电池共同放电来满足负载需求。SOFC-锂电池混合动力系统架构如图1所示。图1中(1)~(12)指各个工况点。

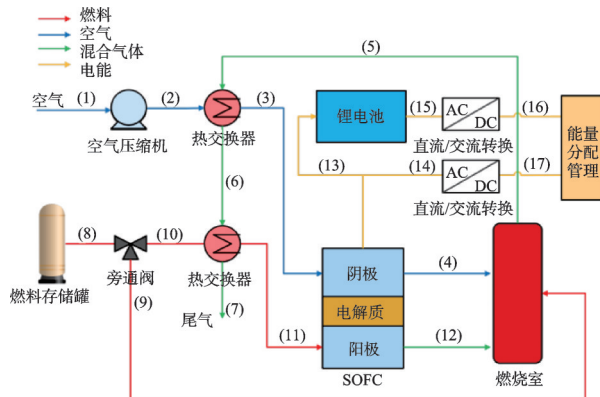


图1 SOFC-锂电池混合动力系统架构

Fig.1 Hybrid power system architecture of SOFC-lithium battery

## 2 氨 SOFC-锂电池混合动力系统建模

本文基于 MATLAB/Simulink 软件平台,根据质量守恒、能量守恒和电化学反应等,参考前期的工作<sup>[9]</sup>,主要包括 SOFC、压气机、换热器、燃烧室以及锂电池等部件模型,建立 SOFC-锂电池混合动力系统数学模型。

### 2.1 飞行任务需求功率计算

在典型的飞行包线中,全飞行过程主要包括滑行前进、爬升、巡航、下降和着落等多个不同功率需求阶段,典型飞机任务剖面如图2所示。

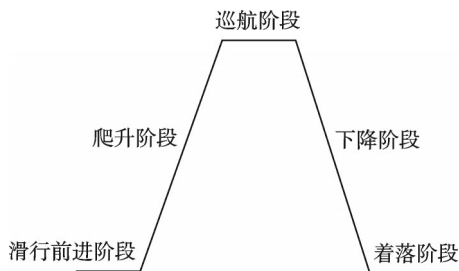


图2 典型飞行任务剖面简化图

Fig.2 Simplified diagram of typical flight mission profile

第一阶段为滑行前进阶段,该阶段可以近似看作飞机的匀加速运动。在此阶段,飞机需要克服滚动阻力并逐渐增加速度直至达到起飞速度。该阶段功率需求根据式(1)所得,即

$$P_{LOF} = W_{TO}a(v_{cl}/3.6) + W_{TO}fg(v_{cl}/3.6) + \frac{\rho(v_{cl}/3.6)^3 S(C_{x,TO} - fC_{y,TO})}{2} \quad (1)$$

式中: $P_{LOF}$ 为起飞滑跑阶段平均功率; $a$ 为起飞滑跑阶段的加速度; $W_{TO}$ 为飞机起飞重量; $v_{cl}$ 为飞机离地速度; $v_{cl}$ 为飞机爬升阶段平均速度; $f$ 为地面摩擦因数; $g$ 为重力加速度; $\rho$ 为空气密度; $S$ 为机翼面积; $C_{x,TO}$ 为起飞滑跑阶段飞机阻力系数; $C_{y,TO}$ 为起飞滑跑阶段飞机升力系数。

第二阶段为爬升阶段,该阶段可以近似看作定长上升。在此过程中,飞机需要克服重力并保持一个稳定的上升速度,功率需求为

$$P_{cl} = \frac{W_{TO}gv_{cl}\cos\alpha}{3.6L_{cl}} + \frac{W_{TO}gv_{cl}\sin\alpha}{3.6} \quad (2)$$

式中: $P_{cl}$ 为爬升阶段平均功率; $\alpha$ 为爬升角; $L_{cl}$ 为爬升阶段飞机升阻比。

第三阶段为巡航阶段,该阶段巡航阶段可以近似看作飞机处于功率需求稳定的平衡状态,巡航阶段根据飞机平衡状态通过式(3)计算巡航阶段飞机功率,即

$$P_{vc} = \frac{W_{TO}g}{L_{vc}}v_c \quad (3)$$

式中: $P_{vc}$ 为飞机巡航阶段平均功率; $v_c$ 为飞机巡航速度; $L_{vc}$ 为巡航阶段飞机升阻比。

第四阶段为下降阶段,如爬升阶段相似,该过程可以近似看作在下降角保持不变的条件下,以某一平均速度的匀速运动,功率需求为

$$P_{ld} = \frac{W_{TO}gv_{ld}\cos\beta}{3.6L_{ld}} - \frac{W_{TO}gv_{ld}\sin\beta}{3.6} \quad (4)$$

式中: $P_{ld}$ 为下降阶段平均功率; $\beta$ 为下降角; $L_{ld}$ 为下降阶段飞机升阻比。

第五阶段为着落阶段,该阶段飞机发动机处于慢车状态,不消耗能量。

通过式(1~4)<sup>[12]</sup>,可以根据具体飞行包线计算出全飞行过程中飞机的动态功率需求,并通过合理的能量分配策略由 SOFC 与锂电池提供所需功率。

### 2.2 外部环境模型

地球外层的大气层厚度约在 1 000 km 以上。典型飞行包线的最高飞行高度能达到约 9 km,而整个大气层随着高度的变化,对应的大气压力、温度和空气密度等均同步发生变化<sup>[13-14]</sup>。在国际标准大气(International standard atmosphere, ISA)的模型中,假设空气为理想气体,飞机在不同飞行阶段对应的环境压力、温度和空气密度随高度的变化为<sup>[15]</sup>

$$T = T_0 - 6.5 \times \frac{h}{1000} \quad (5)$$

式中: $h$ 为海拔高度; $T_0$ 为海平面的空气温度。

$$p = p_0 - \left(1 - \left(0.0065 \frac{h}{T_0}\right)^{5.2561}\right) \quad (6)$$

式中 $p_0$ 为海平面上的空气压力。

$$\rho = \rho_0 \left(\frac{T}{T_0}\right)^{\frac{gM}{RL} - 1} \quad (7)$$

式中: $\rho$ 为海平面处的空气密度; $g$ 为重力加速度; $M$ 为空气的平均摩尔质量; $R$ 为通用气体常数; $L$ 为温度递减率。

### 2.3 直接氨 SOFC 模型

相比以碳氢气体为燃料的 SOFC,直接以氨为燃料的 SOFC 在性能和环境友好性方面具有显著优势。此外,由于氨的分解为吸热反应,所需热量可由 SOFC 的电化学反应放热提供,因此无需在电堆前进行大量的重整反应。氨气可直接通过换热器预热后进入电堆阳极;空气则经由空压机加压并通过换热器加热后进入电堆阴极。SOFC 阳极和阴极的反应过程及相应的氨燃料消耗量可以参考文献[10]的研究。同样地,SOFC 的输出电压、电堆功率等建模计算公式也可参考文献[10]。



## 2.4 锂电池建模

锂电池的正负极内部都是微型空隙结构,其充放电过程可以描述为:在放电阶段,锂离子从多孔的负极脱离,通过电解质向正极不断移动;在充电阶段,电流作用下,正极首先产生锂离子,再通过电解质移动到负极,然后与负极的碳材料结合。本文选用锂电池二阶容阻等效电路模型来搭建锂电池模型,所使用的状态方程与输出方程,以及荷电状态(State of charge, SOC)参考文献[16]。

此外为了保持锂电池的健康运行,本文引用电池健康状态(State of health, SOH)作为判断锂电池使用寿命的重要参数,在 SOH 值低于 80% 的情况下,锂电池不能正常工作,需要更换。目前对 SOH 的描述方式最为普遍的形式为电池容量定义法,如式(7)所示,即电池最大容量与电池额定容量的比值,具体公式为

$$\text{SOH} = \frac{Q_{\max}}{Q_{\text{rated}}} \times 100\% \quad (8)$$

式中:  $Q_{\max}$  为电池最大容量;  $Q_{\text{rated}}$  为电池额定容量。

## 2.5 系统其他部件建模

SOFC-锂电池混合动力系统中其他主要部件建模如表 1 所示<sup>[17]</sup>。表 1 公式中各变量含义参见文献[17]。

表 1 系统其他部件建模公式<sup>[17]</sup>

Table 1 Modeling formulas for other components of system<sup>[17]</sup>

部件	公式	公式序号
空压机	$p_{\text{cp}} = W_{\text{air}} \left( \frac{c_{p,a} T_2}{\eta_{\text{is}}} \left( \beta^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right) \right)$	(9)
	$T_2 = T_1 \left( 1 + \frac{\beta^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{\eta_{\text{is}}} \right)$	(10)
换热器	$Q_{\text{PR}} = n_1 C_{p1} \Delta T_1 = n_2 C_{p2} \Delta T_2$	(11)
燃烧室	$T = \frac{m_a C_{p,a} T_{\text{in}} + m_f (\text{LHV}_f \eta_b + h_f)}{m_g C_{p,g}}$	(12)
	$P_{\text{out}} = P_{\text{in}} \times \delta_b$	(13)

## 2.6 系统整体质量建模

为了研究混合动力系统的性能以及在航空领域的实用性,本文计算系统的热效率和功重比,系统的热效率为

$$\eta = \frac{W_{\text{net}}}{Q_{\text{in}}} \times 100\% \quad (14)$$

$$W_{\text{net}} = W_{\text{FC, stack}} + W_{\text{Li}} - W_{\text{ac}} \quad (15)$$

$$Q_{\text{in}} = n_{\text{NH}_3} \cdot \text{LHV}_{\text{NH}_3} \quad (16)$$

式中:  $W_{\text{net}}$  为系统输出电功率;  $Q_{\text{in}}$  为系统输入总能量;  $W_{\text{Li}}$  为锂电池输出电功率;  $W_{\text{ac}}$  为空气压气机功率;  $n_{\text{NH}_3}$  为氨气的摩尔流量;  $\text{LHV}_{\text{NH}_3}$  为氨气的热值。

本文通过表 2<sup>[18-21]</sup>来建立该系统各部件的质量模型。表 2 公式中各变量含义参见文献[18-21]。

表 2 SOFC-锂电池混合系统各部件的质量模型<sup>[18-21]</sup>

Table 2 Mass models of components in SOFC-lithium battery hybrid system<sup>[18-21]</sup>

部件	公式	公式序号
压气机	$m_{\text{comp}} = 1.5887 \times p^{(-0.305)}$	(17)
换热器	$m_{\text{HX}} = m_{\text{A,HX}} + m_{\text{F,HX}}$	(18)
	$m_{\text{A,HX}} = -1.84 \times \xi_{\text{HX}} + 37.1$	
	$m_{\text{F,HX}} = -1.84 \times \xi_{\text{HX}} + 16.3$	
SOFC 电堆	$m_{\text{cell}} = p_{\text{cell}} / 0.263$	(19)
	(2030 年预测值)	
发电机	$m_{\text{generator}} = p_{\text{cell}} / 11.56$	(20)
燃烧室	$m_{\text{comb}} = 10.6 + (m - 0.1) \times 26.7$	(21)
泵	$m_{\text{pump}} = 5$	(22)
其他部件	$m_{\text{other}} = 0.1 \times m_{\text{total}}$	(23)

DA-SOFC 系统的功重比可以表示为

$$Y = \frac{W_{\text{net}}}{m_{\text{total}}} \quad (24)$$

## 2.7 模型验证

### 2.7.1 SOFC 系统模型验证

为了验证本文燃料电池模块仿真计算模型的准确性,将计算所得结果与文献[22]的实验数据进行对比分析。基于本文所建立的直接氨 SOFC 仿真模型,在温度为 1 073 K,燃料利用率为 0.85,工作压力为 101 kPa 条件下,输入文献中对应的相对参数,对比结果如图 3 所示。图中红色曲线为仿真数据,黑色曲线为文献[22]的实验数据。

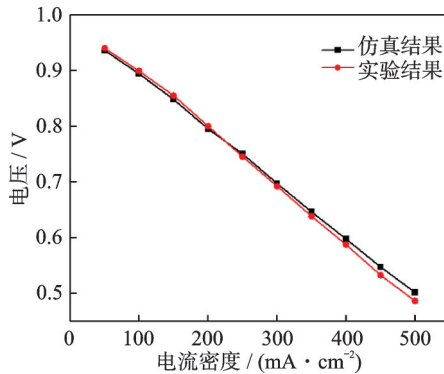


图 3 燃料电池电堆的伏安特性图

Fig.3 Volt-ampere characteristic diagram of fuel cell stack

可以看出,在给定的温度和压力等条件下,模拟出的 SOFC 电堆伏安特性曲线与实验数据高度吻合,误差不超过 2.1%,说明本文所建立的 SOFC 模型具有较好的准确性。

### 2.7.2 锂电池系统模型验证

为了验证模型的准确与否,分别采用恒流放电工况、脉冲放电工况和对仿真模型的准确性进行验证分析。

### (1) 恒流放电验证分析

根据文献[23]实验数据,锂电池模型以1 C恒定电流放电时,模型输出电压以及锂电池实际电压的结果如图4所示。电池模型的仿真电压与实际电压的误差为0~0.063 V。

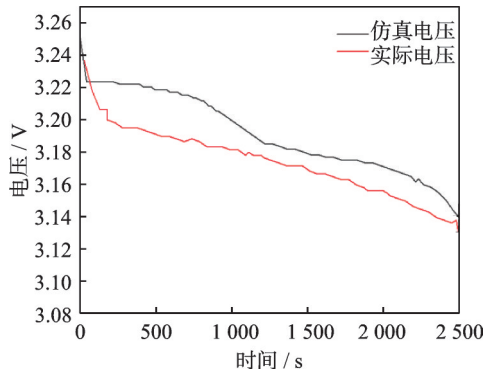


图4 恒流放电电压仿真曲线

Fig.4 Simulation curves of constant current discharge voltage

### (2) 脉冲放电验证分析

脉冲放电验证主要是截取1个周期内的实验数据<sup>[23]</sup>进行验证,在给定的初始参数下(SOC=0.9,电流信号=1.35 A等)进行模型仿真验证,得到脉冲放电的仿真结果如图5所示。可见,在脉冲放电过程中,电池模型电压误差波动范围较小,并随着放电时间增加逐渐趋于平缓,总体上本文建立的混合动力系统模型满足研究所需的精度;同时,脉冲放电静置过程中,由于电池的回弹电压特性使得模型的仿真值逐渐趋近实际值。

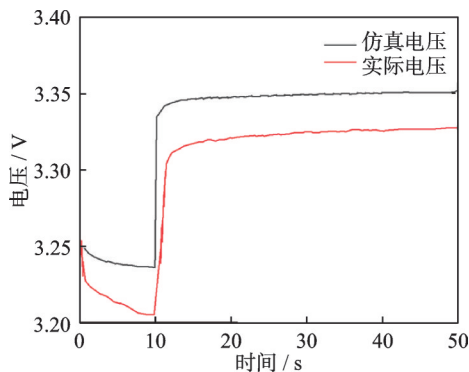


图5 脉冲放电电压特性曲线图

Fig.5 Characteristic curves of pulse discharge voltage

## 3 SOFC-锂电池混合动力系统能量分配策略

如文献[16]中能量分配策略描述,在实际飞行过程中,由于系统包含SOFC和锂电池2个能量源,需要制定有效的能量管理策略,通过功率跟踪实现对SOFC和锂电池各自功率的实时高效控制,并最大化利用两者相互之间耦合的优势。本文基

于SOFC系统和锂电池的输出特性,设计了一种基于规则的实时能量分配策略,实现了对各自功率分配的跟踪控制。

为了更好地检测当前功率的变化,并根据外部负载的变化直接分配SOFC系统和锂电池的参考功率以满足负载需求,设计出基于规则的能量分配策略。该策略以当前时刻的负载 $P_{load}(t)$ 、下一时刻的负载 $P_{load}(t+1)$ 、SOFC系统输出功率 $P_{SOFC}(t)$ 、锂电池输出功率 $P_{bat}(t)$ 和锂电池的荷电状态SOC为输入参数,计算SOFC系统和锂电池下一时刻的输出功率 $P_{SOFC}(t+1)$ 和 $P_{bat}(t+1)$ ,然后通过如图6所示的负载能量分配方法,分配SOFC系统和锂电池下一时刻的输出功率。

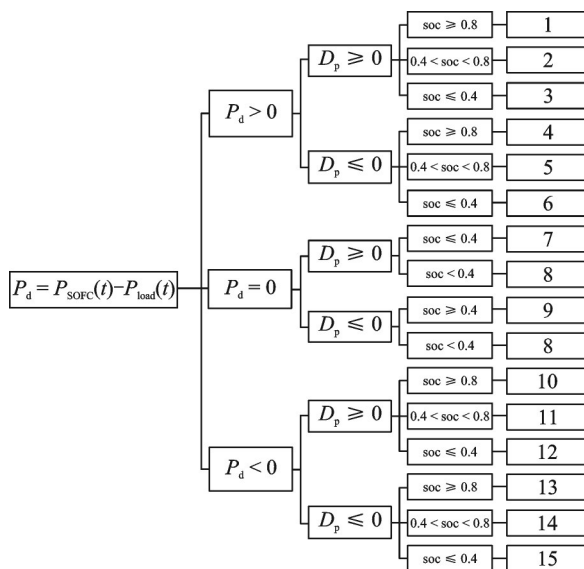


图6 基于规则的负载能量分配图

Fig.6 Rule-based load energy distribution diagram

图6中 $P_d$ 表示当前时刻SOFC系统与外部负载所需功率的差值, $D_p$ 表示负载预测变化值。具体公式为

$$P_d = P_{SOFC}(t) - P_{load}(t) \quad (25)$$

$$P_{load}(t+1) = P_{SOFC}(t+1) + P_{bat}(t+1) \quad (26)$$

$$D_p = P_{load}(t+1) - P_{load}(t) \quad (27)$$

本文设计的基于规则的能量分配策略包含以下原则:在SOFC-锂电池混合系统中,SOFC系统作为主能源负责提供功率,而锂电池作为辅助能源用于吸收多余能量或补充功率以满足负载需求。具体操作流程如下:

(1)正常运行。SOFC系统作为主要的能源提供电力,锂电池作为辅助能源,确保系统能够满足负载需求。

(2)多余功率管理。如果SOFC系统输出功率高于外部负载需求,多余的功率将用于给锂电池充电;如果锂电池充满(即SOC值达到0.8),则减小

SOFC 系统的输出功率,避免充电过度。

(3)功率不足管理。如果 SOFC 系统输出功率低于外部负载需求,首先通过锂电池补充负载需求;如果锂电池的输出功率仍不足以满足负载需求,则提高 SOFC 系统的输出功率。

(4)SOC 管理。为了确保锂电池的健康运行,将锂电池的 SOC 控制在 0.4~0.8;如果 SOC 高于 0.8,停止对锂电池进行充电;如果 SOC 低于 0.4,停止从锂电池放电。

这种管理策略能够确保 SOFC-锂电池混合系

统的高效运行,同时延长锂电池的使用寿命。

根据图 6 的分配策略,给出了 15 个不同的操作模式,具体操作条件如表 3 所示。这些规则在 MATLAB/Simulink 中通过 IF-THEN 函数的形式表现出来,通过输入的条件进行分析和切换,首先将 SOFC 系统输出功率与外部负载需求功率进行比较,再根据预测负载变化值判断外部负载下一时刻的波动,最后通过锂电池荷电状态 SOC 来判断锂电池是否需要充放电,最后根据表 3 中的具体操作方式对下一时刻的 SOFC 系统和锂电池输出功率进行控制调整。

表 3 能量分配策略具体操作模式

Table 3 Specific operation modes of energy distribution strategy

操作模式	工况	具体操作
1	$P_{\text{SOFC}}(t+1)=P_{\text{SOFC}}(t)$	$P_{\text{bat}}(t+1)=0$
2	$P_{\text{SOFC}}(t+1)=P_{\text{SOFC}}(t)$	$P_{\text{bat}}(t+1)=- P_{\text{d}} $
3	$P_{\text{SOFC}}(t+1)=P_{\text{SOFC}}(t)$	$P_{\text{bat}}(t+1)=- P_{\text{d}} $
4	$P_{\text{SOFC}}(t+1)=P_{\text{load}}(t)$	$P_{\text{bat}}(t+1)=0$
5	$P_{\text{SOFC}}(t+1)=P_{\text{SOFC}}(t)$	$P_{\text{bat}}(t+1)=- P_{\text{d}} $
6	$P_{\text{SOFC}}(t+1)=P_{\text{SOFC}}(t)$	$P_{\text{bat}}(t+1)=- P_{\text{d}} $
7	$P_{\text{SOFC}}(t+1)=P_{\text{SOFC}}(t)+2 D_{\text{p}} $	$P_{\text{SOFC}}(t+1)=- D_{\text{p}} $
8	$P_{\text{SOFC}}(t+1)=P_{\text{SOFC}}(t)$	$P_{\text{bat}}(t+1)=0$
9	$P_{\text{SOFC}}(t+1)=P_{\text{SOFC}}(t)$	$P_{\text{SOFC}}(t+1)=- D_{\text{p}} $
10	$P_{\text{SOFC}}(t+1)=P_{\text{SOFC}}(t)$	$P_{\text{SOFC}}(t+1)= P_{\text{d}} + D_{\text{p}} $
11	$P_{\text{SOFC}}(t+1)=P_{\text{SOFC}}(t)$	$P_{\text{SOFC}}(t+1)= P_{\text{d}} + D_{\text{p}} $
12	$P_{\text{SOFC}}(t+1)=P_{\text{load}}(t)$	$P_{\text{bat}}(t+1)=0$
13	$P_{\text{SOFC}}(t+1)=P_{\text{SOFC}}(t)$	$P_{\text{bat}}(t+1)= P_{\text{d}} $
14	$P_{\text{SOFC}}(t+1)=P_{\text{SOFC}}(t)$	$P_{\text{bat}}(t+1)= P_{\text{d}} $
15	$P_{\text{SOFC}}(t+1)=P_{\text{load}}(t)$	$P_{\text{bat}}(t+1)=0$

4 结果与分析

4.1 SOFC-锂电池混合系统参数设计

本文以文献[24]中使用的数据进行性能设计,确定了 SOFC 动力部件的运行参数,具体如表 4 所示。

表 4 SOFC 动力部件的运行参数

Table 4 Operating parameters of SOFC power components

组件	参数	值
SOFC <sup>[9]</sup>	电池数量	1 152
	单电池有效面积/cm <sup>2</sup>	834
压气机 <sup>[9]</sup>	压比	2.9
	等熵效率	0.82
燃烧室	绝热效率	0.98
锂电池	初始 SOC 值	0.54
	电池数量	50
其他参数	空气流量/(mol·s <sup>-1</sup> )	20.21
	氨气流量/(mol·s <sup>-1</sup> )	1.186
	燃料通入 SOFC 的比例	0.9
	NH3 的低位热值/(kJ·mol <sup>-1</sup> )	316

4.2 额定工况性能分析

在 SOFC 系统的数学模型已经完全搭建好的前提下,对所建动态模型在稳态条件下的运行进行

验证,具体计算结果如表 5 所示。仿真结果显示该动态系统模型符合燃料电池工作的热力学原理与电化学原理,并且与文献[24]中针对 SOFC 的运行参数有很好的 consistency,因此进一步验证了该模型的有效性。

为了进一步验证该系统在飞行负载下的输出性能,需选取特定工况下的飞机飞行功率需求作为

表 5 各工况点状态参数

Table 5 State parameters at each operating condition point

工况点	温度/K	压力/kPa	摩尔流量/(mol·s <sup>-1</sup> )
1	298.15	101.3	20.110 0
2	422.90	293.8	20.110 0
3	1 192.00	288.0	20.211 0
4	1 288.00	279.3	19.570 0
5	1 339.00	270.9	21.690 0
6	1 191.00	285.0	21.690 0
7	914.00	105.1	21.690 0
8	298.15	293.8	1.186 0
9	298.15	293.8	1.067 0
10	298.15	293.8	0.118 6
11	1 003.00	288.0	1.067 0
12	1 288.00	105.1	21.690 0

负载。根据文献[25],飞机功率最大输出为近地面起飞后的爬升阶段,最大功率需求能够达到210 kW,飞行高度达到124 m,飞机飞行速度较低,马赫数为0.2~0.25,并且随着高度的上升,大气温度与压力也随之下降,大气温度降低至254.8 K,大气压力降低至44.39 kPa。因此选用此阶段作为负载需求,总时间1 500 s。

计算所得混合动力系统性能参数如表6所示。计算得出,该混合动力系统的热效率达到62.12%,功重比达到0.599 5 kW/kg,因此,SOFC-锂电池混合动力系统在航空领域有着较大的发展前景。

表6 SOFC-锂电池混合动力系统计算结果

Table 6 Calculation results of SOFC-lithium battery hybrid power system

部件	参数	数值
SOFC	燃料流量/(mol·s <sup>-1</sup> )	1.026
	单电池工作电压/V	0.933
锂电池	工作电流/A	219.2
	输出功率/kW	201.4
	工作电流/A	0.056 4
	工作电压/V	165.6
	SOC值	0.521 5
系统	输出功率/kW	9.341
	总功率/kW	210.8
	热效率	0.621 2
	功重比/(kW·kg <sup>-1</sup> )	0.599 5

#### 4.3 变工况性能分析

根据上文所述系统外部环境参数随高空变化的计算公式,得出空气压力、空气温度和空气密度随高度的变化图,如图7~9所示。可以看出,随着高度的升高,外部环境空气温度、空气压力和空气密度逐渐降低。当环境高度有海平面0上升至10 000 m时,空气温度从288.15 K下降至223.1 K;空气压力从101 325 Pa下降至97 457.491 12 Pa;空气密度从1.225 kg/m<sup>3</sup>下降至0.413 kg/m<sup>3</sup>。随着外部环境参数的改变,SOFC系统性能参数也会有所影响。

图10展示了不同电流密度下SOFC电压随飞行高度变化的曲线。结果表明,随着海拔高度增

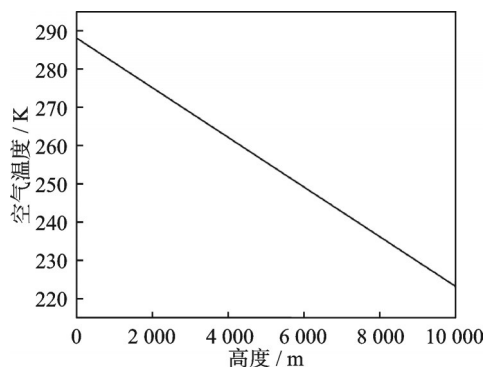


图7 空气温度随高度变化图

Fig.7 Variation of air temperature with altitude

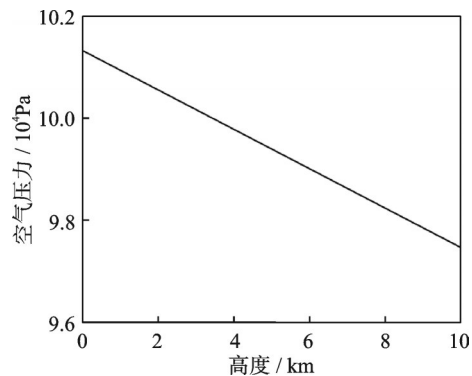


图8 空气压力随高度变化图

Fig.8 Variation of air pressure with altitude

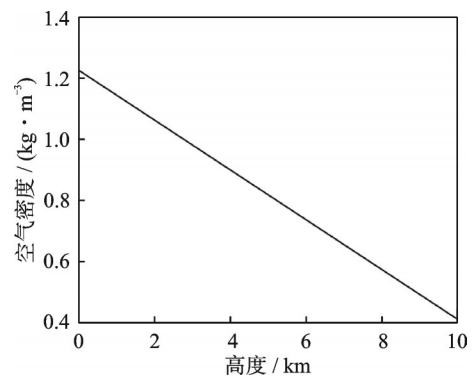


图9 空气密度随高度变化图

Fig.9 Variation of air density with altitude

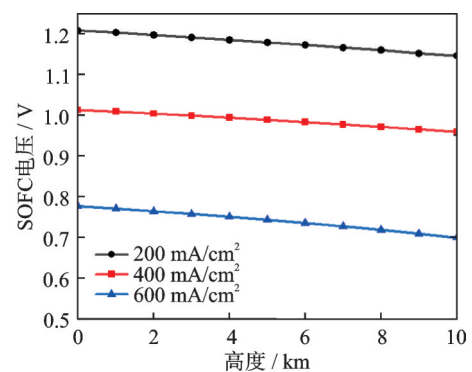


图10 不同电流密度下SOFC输出电压随高度的变化图

Fig.10 Variation of SOFC output voltage with altitude at different current densities

加,SOFC输出电压略有下降,从海平面变化到1 000 m时,电压波动范围在0.05 V以内。但是电流密度对于电压影响较大,随着电流密度的降低,电压呈增大趋势。例如,在600 mA/cm<sup>2</sup>时,平均电压0.736 V,而在200 mA/cm<sup>2</sup>时,平均电压为1.169 V。在同一高度下,电流密度增加导致SOFC输出电压降低。这是因为随着高度上升,外部压力和温度下降,能斯特方程表明电池开路电压下降。此外,电流密度增加加快了电化学反应速率和燃料消耗,导致催化层气体浓度下降,浓差极化



增强,电池电压降低。

图 11 展示了 3 个不同电流密度下,混动系统输出功率随飞行高度变化趋势。结果表明,随着高度增加,系统输出功率呈下降趋势,尤其是在较高的电流密度下更为显著。在 600 mA/cm<sup>2</sup> 电流下,系统输出功率在 0~10 000 m 下降 19.469 kW,衰减率为 8.65%;在 200 mA/cm<sup>2</sup> 电流下,输出功率下降 2.212 kW,衰减率为 2.16%。这是因为高度上升导致空气密度降低,空压机功率上升,系统耗功增加。

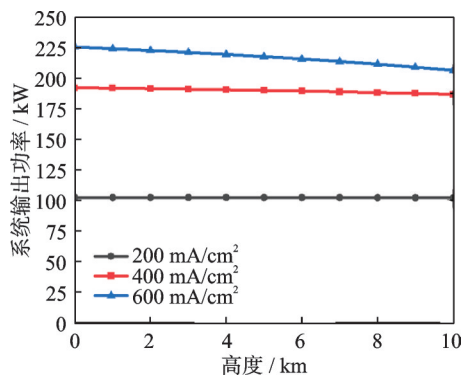


图 11 不同电流密度下系统输出功率随高度的变化图  
Fig.11 Variation of system output power with altitude at different current densities

图 12 为不同电流密度下混动系统效率随飞行高度的变化趋势。从图中可以看出,SOFC-锂电池混合动力系统在固定电流密度下随着飞行高度的上升,总效率在逐渐下降。在电流密度为 600 mA/cm<sup>2</sup> 时,系统效率下降了 5.9%;在电流密度为 200 mA/cm<sup>2</sup> 时,系统效率下降了 0.2%。在高电流密度时下降幅度较大,低电流密度时效率变化不大,说明该系统在低电流密度下放电时受外部环境参数变化(温度、压力和氧分压等)影响较小。

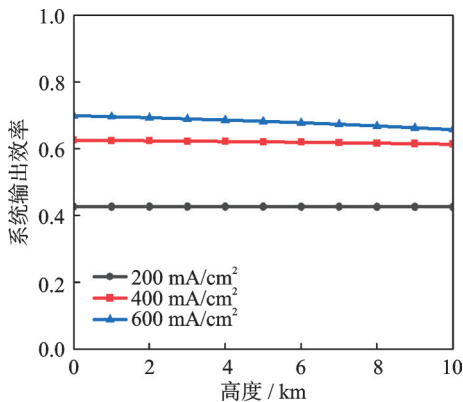


图 12 不同电流密度下系统总效率随高度的变化图  
Fig.12 Variation of total system efficiency with altitude at different current densities

图 13 展示了不同高度下,混动系统中 SOFC 部件的输出电压随电流密度的变化趋势。从图中可以看出,在相同的飞行高度,随着电流密度的增加,电压也随之下降,SOFC 的输出电压呈现出典型的电池放电曲线变化关系。在保持电流密度不变的情况下,随着高度密度的增加,电压略微降低,为 0.02~0.04 V。由此可以推断,在高空飞行过程中,需要适当调节优化电堆的电流密度,以确保 SOFC 具有最佳的输出的性能。

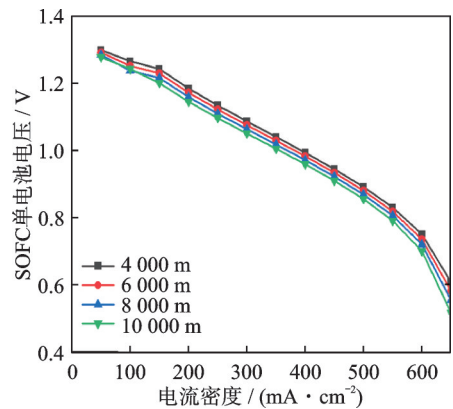


图 13 不同高度下 SOFC 输出电压随电流密度的变化图  
Fig.13 Variation of SOFC output voltage with current density at different altitudes

不同高度下混动系统输出功率随电流密度的变化情况如图 14 所示。从图中可以看出,系统输出功率随着电流密度的增大呈先增大后减小的趋势,这与燃料电池工作原理相符合。在相同电流密度下,系统输出功率随着高度的上升而下降。根据不同高度下电流的最佳电流密度,可以更好地对实际飞行过程中的能量进行分配,使得混合动力系统的性能与效率得到上升。

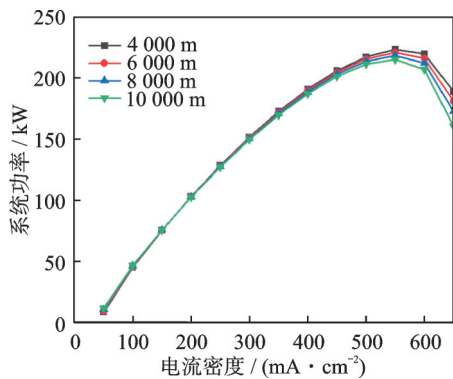


图 14 不同高度下系统输出功率随电流密度的变化图  
Fig.14 Variation of system output power with current density at different altitudes

图 15 显示了不同高度下混动系统总效率随电流密度变化的情况。从图中可以观察到,随着电流密度的增加,系统输出功率先增加后减少;在相同



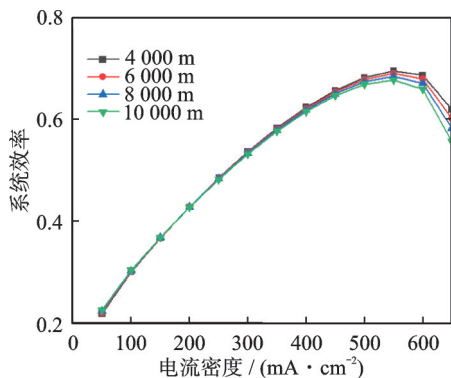


图15 不同高度下系统总效率随电流密度的变化图

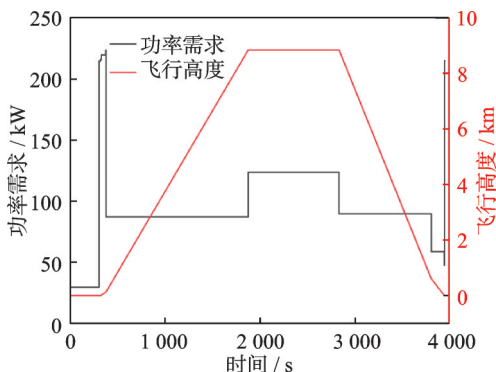
Fig.15 Variation of total system efficiency with current density at different altitudes

电流密度下,随着高度的增加,系统输出功率呈下降趋势,这与系统输出功率随电流密度变化的趋势一致。在不同高度下,系统存在一个最佳电流密度,此电流密度可使系统效率达到最大值。当高度为4000 m时,系统的最大效率为0.644;而在高度为10000 m时,系统的最大效率为0.631。

## 5 混合动力系统场景应用

### 5.1 典型飞行包线系统应用

为了使所研究系统架构能够很好地运用在航空领域来满足实际飞机飞行过程中的负载需求,本节根据上文所描述的典型飞行包线飞行任务需求、系统建模以及能量分配策略,模拟真实飞机飞行过程中的负载变化。因此本节选取由英国宇航公司研制生产的BAe.146四发涡扇式短程运输机全飞行包线作为负载需求,具体飞行包线如图16所示<sup>[26]</sup>。全程飞行时长为4000 s,主要由滑行前进、起飞、爬升1、爬升2、爬升3、持续爬升、巡航、下降、盘旋和着陆10个阶段组成,每个阶段的功率需求也各不相同。其中功率需求最大的为爬升3阶段,为223.482 kW;功率需求最小的为滑行前进阶段,为28.97 kW。

图16 BAe.146全过程飞行包线及负载需求图<sup>[26]</sup>Fig.16 BAe.146 full-process flight envelope and load demand diagram<sup>[26]</sup>

根据飞行任务需求和混合动力系统能量分配策略,对SOFC和锂电池进行能量跟踪和分配,保证两种能量源处于动态平衡状态,系统仿真结果如图17所示。

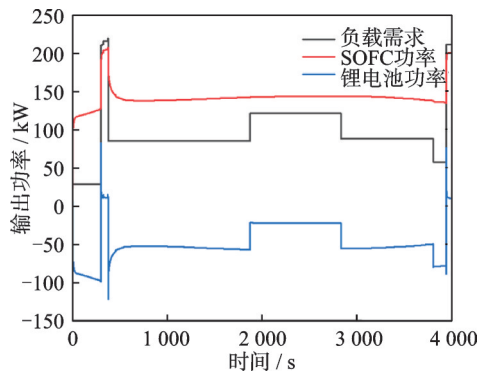


图17 SOFC-锂电池混合动力系统功率变化

Fig.17 Power variation of SOFC-lithium battery hybrid power system

由图17可以看出,在全飞行过程中,SOFC作为主动力装置负责提供大部分负载功率,锂电池作为储能装置对负载发生变化时进行功率补充,并通过充放电维持动态平衡。在飞机处于如巡航阶段的低工况飞行过程中,SOFC作为主要能量源来提供飞机飞行所需要的动力,同时锂电池SOC低于0.8,SOFC多余的功率则对锂电池进行充电。在飞机处于如爬升或落地阶段的高工况飞行过程中,SOFC的功率不能及时提升以满足负载的变化,此时锂电池作为储能装置进行对外放电,提供负载所需要的功率值。此外,在负载发生变化时,SOFC无法及时调整功率,锂电池的功率迅速变化来满足负载变化的需要。整体飞行过程中SOFC功率在100~210 kW内波动,几乎可以覆盖整个负载功率曲线。锂电池的功率主要在-130~20 kW内波动,以补充SOFC功率与外部负载之间的差值。

图18为锂电池在飞行过程中SOC值的变化情况,可以看出SOC值呈现出增长的趋势,这表示在飞行过程中,SOFC输出功率几乎大于负载需求功率,而在200~400 s时,SOC值呈现下降趋势,此时飞行过程处于爬升阶段,功率需求显著增加,SOFC功率无法满足负载变化,锂电池通过放电来对缺少的功率进行补充,导致SOC值的降低。

图19为锂电池在飞行过程中SOH值得变化情况,可以看出在外部负载需求下,锂电池SOH值一直保持在0.8以上,因此在全飞行过程中锂电池能够保持健康状态,可始终工作。

图20为SOFC的燃料流量变化,在飞行过程中,SOFC燃料流量在0.1~1.1 mol/s的范围内波动,可以看出,SOFC燃料流量的变化幅度不大,这

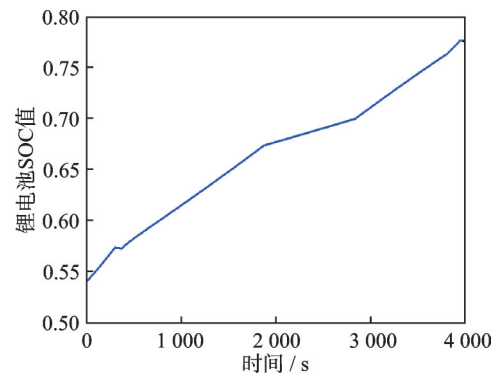


图 18 锂电池 SOC 输出变化图

Fig.18 Variation of lithium battery SOC output

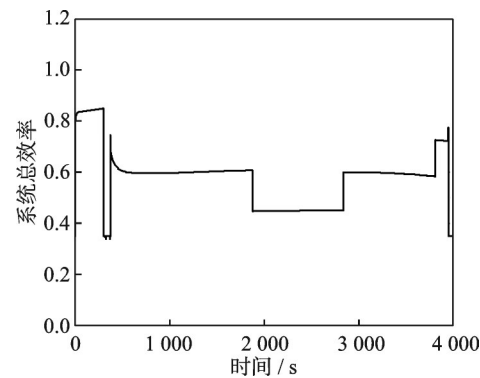


图 21 系统总效率变化图

Fig.21 Variation of total system efficiency

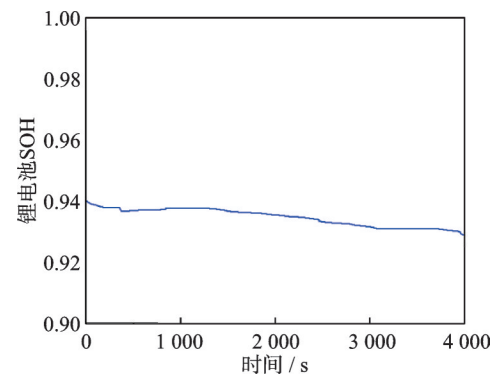


图 19 锂电池 SOH 输出变化图

Fig.19 Variation of lithium battery SOH output

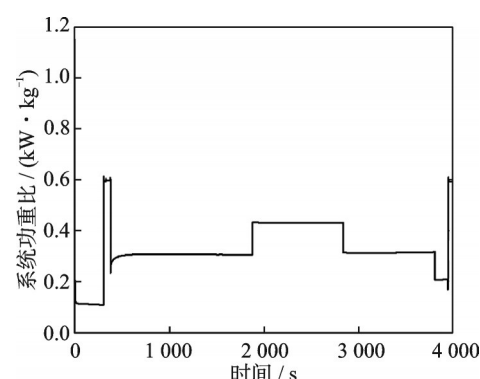


图 22 系统功重比变化图

Fig.22 Variation of power-mass ratio of system

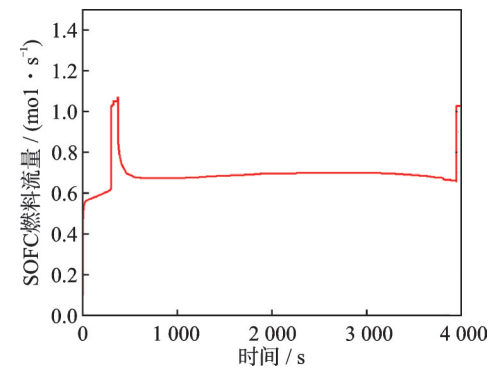


图 20 SOFC 燃料流量输出变化图

Fig.20 Variation of SOFC fuel flow output

是由于 SOFC 电堆产生的功率主要由电堆电流决定,同时氢燃料在电堆内部反应转换率为 99.855%,几乎完全反应生成氢气与氮气,产生的氢气流量能够很好地满足 SOFC 在飞行过程中的正常工作。

图 21 与图 22 为 SOFC-锂电池混动系统的总效率与功重比变化情况,系统总效率在 0.14~0.65 范围内波动;系统功重比在 0.1~0.6 kW/kg 范围内波动。可以发现系统的总效率变化趋势与外部负载变化趋势相反,这是因为在高负载需求的条件下,SOFC 需要较大的燃料流量,同时空气流量也发生变化,空压机的耗功增加。而在低负载需求条

件下,SOFC 只需要控制在低燃料流量条件下运行,调整 SOFC 的电流来满足负载需求。在爬升阶段,系统总效率降低到最低值 0.35。系统功重比的变化趋势与系统总输出功率相似,在爬升阶段显著上升,达到最大值 0.602 kW/kg。

本文选取全飞行过程中处于高负载需求(爬升)和低负载需求(巡航)时的工况参数,具体数据如表 7 所示。根据两种不同状态的输出参数可以发现,在高负载状态下,SOFC 需要更多的燃料流量,以保证有更充足的氢气量进行发电来满足负载需求。锂电池 SOC 值的变化也表明在高负载状态

表 7 在飞机高负载与低负载需求(爬坡与巡航)时各参数值

Table 7 Parameter values during high and low load demands (climbing and cruising) of aircraft

负载需求/kW	212	85
燃料流量/(mol·s <sup>-1</sup> )	1.032	0.686
空气流量/(mol·s <sup>-1</sup> )	11.059	7.350
锂电池 SOC 值	0.704	0.651
SOFC 输出功率/kW	200.889	140.994
锂电池输出功率/kW	11.114	-55.475
系统总效率/%	0.350	0.605
系统功重比/(kW·kg <sup>-1</sup> )	0.594	0.306

下,锂电池需要对外放电来满足外部负载需求;在低负载状态下,锂电池则可以通过SOFC产生的剩余电量来进行充电。

## 5.2 针对固定飞行包线系统优化

根据5.1节描述的SOFC-锂电池混合动力系统在具体飞行包线中的应用可以发现,该动力系统能够很好地满足飞行过程中飞行负载的需要。但是在该飞行包线过程中,存在着SOFC系统性能过剩的现象,系统的最大输出功率远大于负载所需要的最大功率,导致系统的功重比明显下降,提高了系统的使用成本。同时,BAe.146四发涡扇式短程运输机为短距离载人运输机,正常载客量为82~93人,满载航程为1 796 km,飞行路线不会发生较大变化,有着固定的飞行任务。为此,针对BAe.146四发涡扇式短程运输机的飞行包线,对SOFC-锂电池混合动力系统针对该具体飞行包线进行优化设计。

为了提高系统的功重比,需要对SOFC系统和锂电池系统的性能参数进行调整,针对爬升、持续爬升和巡航3个阶段,功率需求分别为210、85和121 kW,持续时间为70、1 500和960 s,制定以下优化步骤,流程为图23所示。

(1)根据飞行包线负载需求,调整SOFC系统和锂电池系统的最大输出功率,使系统最大输出功率满足负载最大功率。

(2)规定在爬升阶段,SOFC系统与锂电池共同发电提供功率,系统能量密度为 $a_1$ ;在持续爬升阶段,SOFC系统发电满足负载需求,同时为锂电池充电,系统能量密度为 $a_2$ ;在巡航阶段,SOFC系统与锂电池共同发电提供功率,系统能量密度 $a_3$ 。

(3)在全飞行过程中,巡航阶段锂电池的能量密度由持续爬升阶段中SOFC系统对锂电池充电的能量密度提供;在爬升阶段,锂电池电能低于巡航阶段锂电池能量密度,得出 $a_1 \leq a_2 \leq a_3$ 。

(4)通过不等式得出SOFC系统最大输出功率与锂电池最大充放电功率。

(5)通过改变SOFC系统电池数量和单电池电堆有效表面积来改变SOFC系统最大输出功率,具体公式为

$$P_{FC, stack} = N_{FC} \times j \times A_a \times V_c \quad (28)$$

式中: $P_{FC, stack}$ 为电堆输出功率; $N_{FC}$ 为电池数量; $j$ 为电流密度; $A_a$ 为单电池电堆有效表面积; $V_c$ 为电池电压。

(6)通过式(28)改变锂电池系统电池数量改变锂电池系统最大输出功率,具体公式为

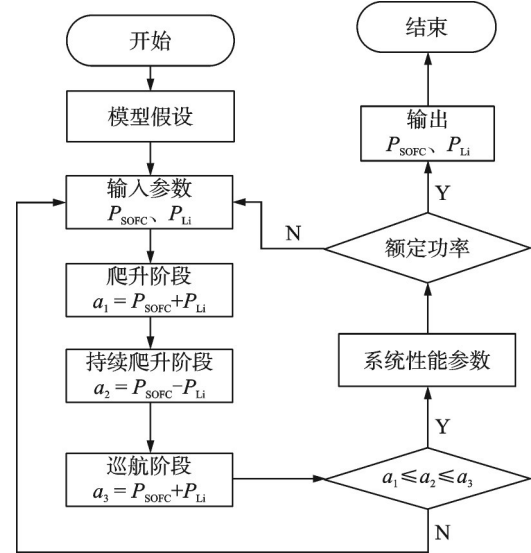


图23 系统优化流程图

Fig.23 Flowchart of system optimization process

$$P_{bat} = N_L \times U_L \times I_L \quad (29)$$

式中: $P_{bat}$ 为锂电池输出功率; $N_L$ 为电池数量; $U_L$ 为电池电压; $I_L$ 为电池电流。

根据上述优化方法得出BAe.146四发涡扇式短程运输机的飞行包线后,进一步得出SOFC系统最大输出功率为99.049 kW,锂电池最大充放电功率为117.787 kW;并对SOFC系统与锂电池系统进行结构优化,在MATLAB/Simulink仿真平台进行优化验证,系统仿真结果如图24所示。

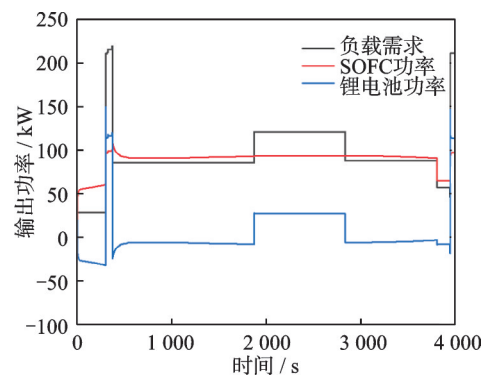


图24 优化条件下SOFC-锂电池混合动力系统功率变化

Fig.24 Power variation of SOFC-lithium battery hybrid power system based on optimization

由图24可以看出,在全飞行过程中,SOFC仍然作为主动力装置负责提供大部分负载功率,锂电池作为储能装置对负载发生变化时进行功率补充,以及通过充放电维持动态平衡。在飞机处于爬升飞行过程中,SOFC系统与锂电池系统共同放电来满足负载的高功率需求;在飞机处于持续爬升阶段,SOFC系统输出功率可以在满足负载需求的同时,为锂电池进行充电,以便于保证在下一阶段中



锂电池放电提供足够的电能;在飞机处于巡航阶段时,锂电池与SOFC系统共同发电满足负载需求。

图25与图26显示了优化后SOFC-锂电池混合动力系统的总效率与功重比变化情况,系统总效率在0.14~0.65范围内波动;系统功重比在0.18~0.95 kW/kg范围内波动。可以发现系统的总效率变化与优化前的效率相近,这是因为系统的效率与燃料流量和系统功率相关。在负载保持一致的条件下,系统功率保持不变,而SOFC系统结构参数的改变不影响系统的燃料流量,因此系统的总效率几乎不变。优化后,系统的功重比增大,在爬升阶段系统功重比达到0.95 kW/kg;在持续爬升阶段达到0.402 kW/kg;在巡航阶段达到0.563 kW/kg。相比较优化前的系统,功重比提高57.8%、30.9%和30.3%。全飞行过程中平均功重比达到0.491 3 kW/kg,与优化前的系统提高了40.53%,系统的功重比得到有效提升。这是由于在外部负载不变的基础上,通过在功率输出不变的前提下改变系统的结构参数来减少重量,从而使系统的功重比得到明显提升。

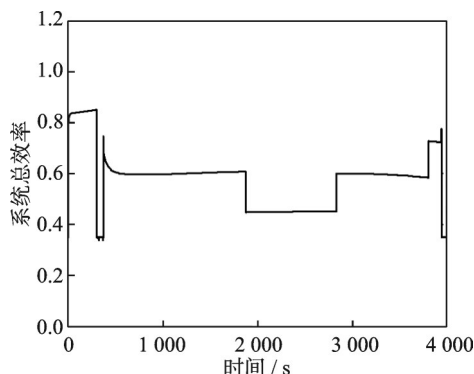


图25 基于优化条件的系统总效率变化图

Fig.25 Variation of total system efficiency based on optimization

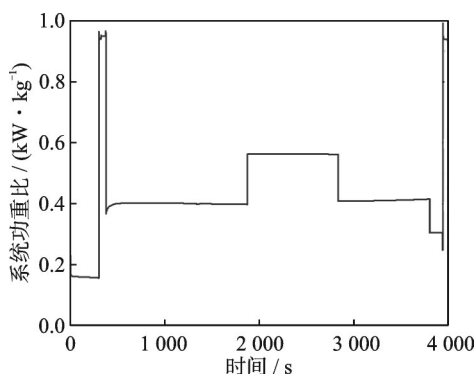


图26 基于优化条件的系统功重比变化图

Fig.26 Variation of system power-to-mass ratio based on optimization

## 6 结 论

在系统能够很好地满足飞机飞行任务需求的基础上,评估高温SOFC与锂电池混合动力系统的全生命周期显得尤为重要。评估高温SOFC与锂电池混合动力系统的全生命周期,需从材料提取、制造、使用、报废与回收等阶段系统分析其环境与资源的影响。在材料提取阶段,SOFC依赖于钕稳定氧化锆等稀有氧化物陶瓷材料,锂电池则主要依赖于锂、钴和镍等关键金属,这些材料的开采过程伴随着高能耗,同时对水资源消耗、土壤污染等生态系统带来显著影响。在制造过程中,SOFC生产涉及复杂的高温烧结与精密加工工艺,这些工艺通常伴有较高的能源消耗和氮氧化物等大气污染物的排放。相比之下,锂电池的制造涉及电解液处理和电池组装,产生挥发性有机化合物(Volatile organic compounds, VOCs)及废水,且其制造能耗高度依赖电力,若电力主要来源于化石燃料,将导致较大的碳足迹。在使用阶段,SOFC在高温操作下展现出优异的能量转换效率,并可通过利用余热进一步提升系统效率。然而,SOFC的启动时间较长,且对负载变化的响应不如锂电池灵活,这限制了其在动态工况下的适应性。相比之下,锂电池提供了较高的功率密度和快速响应能力,但其寿命受限,且随着循环次数的增加会出现性能衰减。在报废与回收阶段,SOFC中使用的稀有金属和陶瓷材料回收难度较大,面临高成本与技术挑战;锂电池的回收技术相对成熟,但仍会产生废酸、废液等污染物,回收率也需进一步提升。总体而言,SOFC与锂电池的混合动力系统在全生命周期内展现出较好的能源利用效率,但在材料获取和制造阶段的高能耗与环境污染,以及报废回收的技术复杂性,仍需通过材料技术的改进、制造工艺的优化以及回收流程的提升来实现更加可持续的应用。

本文针对SOFC-锂电池混合动力系统,开展了针对航空领域高空工况下的能量管理策略设计与性能分析,通过基于MATLAB/Simulink软件数值仿真分析得到以下结论:

(1)针对SOFC-锂电池混合动力系统在航空领域的应用,建立大气环境随海拔高度变化的数学模型以及具体飞行包线功率匹配方法,分析海拔高度对电池性能的影响规律,并根据具体飞行任务对燃料电池和锂电池进行动态调度。

(2)针对混合动力系统多能量源的能量匹配问题,提出基于规则的能量管理策略,通过改变电池燃料流量和锂电池电流对系统输出功率进行动态反馈与控制。



(3)采用具体飞机飞行包线对该混合动力系统进行参数分析,获得全飞行过程中的效率与功重比变化,对SOFC-锂电池混合动力系统在航空领域的实际运用具有一定的参考价值。

(4)基于具体飞机飞行包线对该混合动力系统进行结构优化设计,将SOFC系统最大输出功率和锂电池最大充放电功率与系统外部负载需求相匹配,通过改变系统的结构参数减少系统重量,系统功重比得到有效提升。

#### 参考文献:

- [1] KROYAN Y, WOJCIESZYK M, KAARIO O, et al. Modeling the impact of sustainable aviation fuel properties on end-use performance and emissions in aircraft jet engines[J]. *Energy*, 2022, 255: 124470.
- [2] 梁凤丽, 闻冉冉, 毛军逵, 等. PEMFC 流道结构研究现状及发展趋势[J]. *南京航空航天大学学报*, 2021, 53(4): 477-503.  
LIANG Fengli, WEN Ranran, MAO Junkui, et al. Status and development trend of PEMFC flow channel structure[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2021, 53(4): 477-503.
- [3] 宋清超, 陈家伟, 蔡坤城, 等. 多电飞机用燃料电池-蓄电池-超级电容混合供电系统的高可靠动态功率分配技术[J]. *电工技术学报*, 2022, 37(2): 445-458.  
SONG Qingchao, CHEN Jiawei, CAI Kuncheng, et al. High-reliability dynamic power distribution technology of hybrid power supply system for more electric aircraft using fuel cell-battery-supercapacitor[J]. *Transactions of China Electrotechnical Society*, 2022, 37(2): 445-458.
- [4] BARTOLUCCI L, CORDINER S, MULONE V, et al. Hybrid renewable energy systems: Influence of short-term forecasting on model predictive control performance[J]. *Energy*, 2019, 172: 997-1004.
- [5] HAJIZADEH A, GOLKAR M A. Fuzzy neural control of a hybrid fuel cell/battery distributed power generation system[J]. *IET Renewable Power Generation*, 2009, 3(4): 402-410.
- [6] MOTAPON S N, DESSAINT L A, AL-HADDAD K. A comparative study of energy management schemes for a fuel-cell hybrid emergency power system of more-electric aircraft[J]. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 2014, 61(3): 1320-1334.
- [7] 刘莉, 杜孟尧, 张晓辉, 等. 太阳能/氢能无人机总体设计与能源管理策略研究[J]. *航空学报*, 2016, 37(1): 133-162.  
LIU Li, DU Mengyao, ZHANG Xiaohui, et al. Research on overall design and energy management strategy of solar/hydrogen UAV[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2016, 37(1): 133-162.
- [8] 荆戈. 燃料电池轻型飞机概念设计研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2017.  
JING Ge. A study on conceptual design of fuel-cell powered electrical light aircraft[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2017.
- [9] 胡焦英, 毛军逵, 贺振宗. 基于航空煤油重整的SOFC-GT混合动力系统性能[J]. *航空动力学报*, 2020, 35(2): 325-336.  
HU Jiaoying, MAO Junkui, HE Zhenzong. Performance of SOFC-GT hybrid power system based on aviation kerosene reforming[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2020, 35(2): 325-336.
- [10] 徐乐根, 毛军逵, 梁凤丽, 等. 直接氨SOFC-GT混合动力系统性能及航空应用[J]. *航空动力学报*, 2024, 39(4): 170-184.  
XU Legen, MAO Junkui, LIANG Fengli, et al. Performance and aviation applications of direct ammonia SOFC-GT hybrid power system[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2024, 39(4): 170-184.
- [11] 梁凤丽, 陈昭亿, 张业鹏, 等. 多种燃料供给的燃料电池混合电推进技术[J]. *航空动力*, 2023(5): 74-78.  
LIANG Fengli, CHEN Zhaoyi, ZHANG Yepeng, et al. Hybrid electric propulsion technology with multiple fuel supplies for fuel cells[J]. *Aerospace Power*, 2023(5): 74-78.
- [12] 王宇, 伍庭佳, 李湘, 等. 氢电-锂电通勤飞机分布式推进系统匹配设计[J]. *中国机械工程*, 2024(35): 27-35.  
WANG Yu, WU Tingjia, LI Xiang, et al. Matching design of distributed propulsion system for hydrogen-lithium batteries powered commuter aircrafts[J]. *Chinese Journal of Mechanical Engineering*, 2024(35): 27-35.
- [13] CORREA G, BORELLO F, SANTARELLI M. Sensitivity analysis of temperature uncertainty in an aircraft PEM fuel cell[J]. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2011, 36(22): 14745-14758.
- [14] 白海霞, 万忠民. 燃料电池系统热力学性能分析及多目标优化研究[D]. 岳阳: 湖南理工学院, 2018.  
BAI Haixia, WAN Zhongmin. Thermodynamic performance analysis and multi-objective optimization of fuel cell system[D]. Yueyang: Hunan Institute of Science and Technology, 2018.
- [15] CAVCAR M. The international standard atmosphere (ISA)[D]. Anadolu Turkey: Anadolu University, 2000.
- [16] 郝家琪, 吴小娟. SOFC/锂电池混合发电系统能量管理[D]. 成都: 电子科技大学, 2020.  
HAO Jiaqi, WU Xiaojuan. Energy management of solid oxide fuel cell/lithium battery hybrid power system

- [D]. Chengdu: University of Electronic Science and Technology, 2020.
- [17] GUO F, QIN J, JI Z, et al. Performance analysis of a turbofan engine integrated with solid oxide fuel cells based on Al-H<sub>2</sub>O hydrogen production for more electric long-endurance UAVs[J]. *Energy Conversion and Management*, 2021, 235(5): 113999.1-113999.16.
- [18] JI Z, QIN J, CHENG K, et al. Design and performance of a compact air-breathing jet hybrid-electric engine coupled with solid oxide fuel cells[J]. *Frontiers in Energy Research*, 2021, 144(3): 613205.1-613205.14.
- [19] JI Z, ROKNI M M, QIN J, et al. Energy and configuration management strategy for battery/fuel cell/jet engine hybrid propulsion and power systems on air craft [J]. *Energy Conversion and Management*, 2020, 225(11): 113393.1-113393.16.
- [20] CIRIGLIANO D, FRISCH A M, LIU F, et al. Diesel, spark-ignition, and turboprop engines for long-duration unmanned air flights[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2018, 34(4): 878-892.
- [21] TORNABENE R, WANG X, STEFFEN JR C J, et al. Development of parametric mass and volume models for an aerospace SOFC/gas turbine hybrid system [C]//Proceedings of Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air. Reno-Tahoe: NASA, 2005: 135-144.
- [22] LUO Y, LIAO S, CHEN S, et al. Optimized coupling of ammonia decomposition and electrochemical oxidation in a tubular direct ammonia solid oxide fuel cell for high-efficiency power generation[J]. *Applied Energy*, 2022, 307(2): 118158.1-118158.14.
- [23] 赵佳美. 基于二阶 EKF 的锂离子电池 SOC 估计的建模与仿真[D]. 西安: 西安科技大学, 2018.
- ZHAO Jiamei. Modeling and simulation of SOC estimation for lithium-ion battery based on second-order EKF[D]. Xi'an: Xi'an University of Science and Technology, 2018.
- [24] 吴小娟. 固体氧化物燃料电池/微型燃气轮机混合发电系统的建模与控制[D]. 上海: 上海交通大学, 2009.
- WU Xiaojuan. Modeling and control of SOFC/micro gas turbine hybrid power generation system[D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2009.
- [25] COLLINS J M, MCLARTY D. All-electric commercial aviation with solid oxide fuel cell-gas turbine-battery hybrids[J]. *Applied Energy*, 2020, 265(1): 114787.1-114787.9.
- [26] DAGGETT D, EELMAN S, KRISTIANSSON G. Fuel cell APU[C]//Proceedings of AIAA International Air and Space Symposium and Exposition: The Next 100 Years. Dayton: AIAA, 2003: 266.

(编辑:刘彦东)