

文章编号: 1674-8190(2024)04-056-08

垂直起降固定翼无人机混合动力系统参数匹配

任旭东¹, 邓涛^{1,2,3}, 杜童¹, 董鑫¹, 居婷^{1,2,3}

(1. 重庆交通大学 航空学院, 重庆 400074)

(2. 绿色航空能源动力重庆市重点实验室, 重庆 400074)

(3. 重庆交通大学 绿色航空技术研究院, 重庆 400074)

摘要: 燃料电池无人机因其效率高、排放无污染、能量密度高等优点, 成为绿色航空研究的热点。燃料电池混合动力系统参数匹配对无人机经济、环保和效率有重要影响。某垂直起降固定翼无人机采用燃料电池+锂离子电池混合动力系统, 根据技术指标, 对该无人机动力系统各部件进行选型。首先设计燃料电池混合动力系统拓扑结构, 对混合动力系统中燃料电池、锂电池、无刷直流电机、螺旋桨、单向 DC/DC 变换器进行参数匹配; 然后根据任务剖面创建负载功率, 最后运用有限状态机能量管理控制策略, 对混合动力系统进行 MATLAB/Simulink 仿真分析。结果表明: 所设计的燃料电池混合动力系统能很好地满足飞行负载需求和飞行过程中的工况变化, 实现了零排放飞行。

关键词: 垂直起降固定翼无人机; 混合动力系统; 参数匹配; 能量管理

中图分类号: V275.2

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2024.04.07

VTOL fixed-wing UAV hybrid system parameter matching

REN Xudong¹, DENG Tao^{1,2,3}, DU Tong¹, DONG Xin¹, JU Ting^{1,2,3}

(1. School of Aeronautics, Chongqing Jiaotong University, Chongqing 400074, China)

(2. Chongqing Key Laboratory of Green Aviation Energy and Power, Chongqing 400074, China)

(3. The Green Aerotechnics Research Institute, Chongqing Jiaotong University, Chongqing 400074, China)

Abstract: Fuel cell UAVs have become a research hotspot in green aviation because of their high efficiency, pollution-free emissions and high energy density. Parameter matching of fuel cell hybrid system has an important impact on the economy, environmental protection and efficiency of UAVs. In this study, a vertical take-off and landing (VTOL) fixed-wing UAV is used as a hybrid system of fuel cell + lithium-ion battery. According to the technical indicators, the components of the UAV power system are selected. Firstly, the topology of fuel cell hybrid system is designed, and the parameters of fuel cell, lithium battery, brushless DC motor, propeller and unidirectional DC/DC converter in the hybrid system are matched. Then, the load power is created according to the task profile, and finally the MATLAB/Simulink simulation analysis of the hybrid system is carried out using the finite state machine energy management control strategy. The results show that the designed fuel cell hybrid system can meet the flight load requirements, meet the changes of working conditions during flight, and achieve zero-emission flight.

Key words: VTOL fixed-wing UAV; hybrid system; parameter matching; energy management

收稿日期: 2023-06-25; **修回日期:** 2023-10-15

基金项目: 国家自然科学基金(52275051); 重庆交通大学自然科学类揭榜挂帅项目(XJ2023000701)

重庆市自然科学基金(CSTB2022NSCQ-LZX0068)

通信作者: 邓涛(1982-), 男, 博士, 教授。E-mail: d82t722@cqjtu.edu.cn

引用格式: 任旭东, 邓涛, 杜童, 等. 垂直起降固定翼无人机混合动力系统参数匹配[J]. 航空工程进展, 2024, 15(4): 56-63.

REN Xudong, DENG Tao, DU Tong, et al. VTOL fixed-wing UAV hybrid system parameter matching[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2024, 15(4): 56-63. (in Chinese)

0 引言

碳达峰、碳中和背景下,推动绿色低碳技术的发展成为重要方向。在民用航空领域,碳排放量占全球碳排放量的2.5%~4.0%^[1],为了实现减少飞机排放,NASA N+3概念的目标是到2025年将飞机燃油消耗减少60%^[2]。在无人机中,垂直起降固定翼无人机兼顾了多旋翼和固定翼的优点^[3],在动力系统上,其以电替代传统燃油成为趋势,但是锂电池无人机的续航较短,严重限制了无人机的使用。质子交换膜燃料电池因其高能量密度、零排放、转化效率高^[4]等优点成为了研究热点。然而质子交换膜燃料电池输出特性软^[5]、功率密度低,不能满足垂直起降固定翼无人机在飞行干扰、变换飞行姿态时所需的瞬时变化功率,通常需要配备锂电池、超级电容等具有高功率密度辅助电源,实现电源特性的互补^[6],不仅满足无人机在各个飞行工况下的功率需求,也增加了动力系统的稳定性^[7]。

国内外对无人机动力系统参数匹配进行了研究。康桂文等^[8]对一款超轻型电动固定翼飞机动力系统参数匹配分析,提出一种电动飞机参数匹配的流程和方法,增加了飞机的航程;李慧颖^[9]结合钻石CA20飞机的设计参数,提出了一种油电混合动力系统参数匹配的方法,增加了飞机的续航时间,并通过仿真计算和实验加以验证;宗建安等^[10]基于对通用混电航空飞机和电动固定翼垂直起降飞机尺寸初步确定方法的研究,提出了垂直起降固定翼飞行器混电混合推进系统的设计流程;Ngoc等^[11]通过制造商提供的各部件规格和试验数据,给出动力系统中各部件的关系并进行参数化,提出了一种电力推进系统尺寸的设计方法;刘媛媛^[12]针对一款纯电的垂直起降固定翼无人机进行了总体设计,其动力系统采用了两种驱动方式,并通过样机飞行试验验证了设计的合理性;Coelho^[13]对燃料电池无人机和锂电池无人机进行了对比研究,结果表明采用燃料电池无人机的续航时间是锂电池无人机的两倍。综上所述,飞机使用锂电池动力系统参数匹配研究相对成熟,但采用锂电池的飞机续航时间不理想。

本文结合燃料电池能量密度高的特性,对无人机采用燃料电池混合动力系统进行参数匹配。在文献[13]研究的基础上,确定垂直起降固定翼

无人机的混合动力系统构型,根据混合垂直起降固定翼无人机的技术参数,对燃料电池混合动力系统各个部件进行参数匹配选型;制定有限状态机(FSM)能量管理策略,利用MATLAB/Simulink软件对上述所选的混合动力系统部件参数匹配的有效性进行仿真分析,以期垂直起降固定翼无人机燃料电池混合动力系统参数匹配提供一种方案。

1 燃料电池混合动力系统构型

某型垂直起降固定翼无人机如图1所示,该机采用四个旋翼螺旋桨提供垂直起飞所需的拉力,一个推进螺旋桨提供无人机在固定翼模式下所需的推力,参数如表1所示。

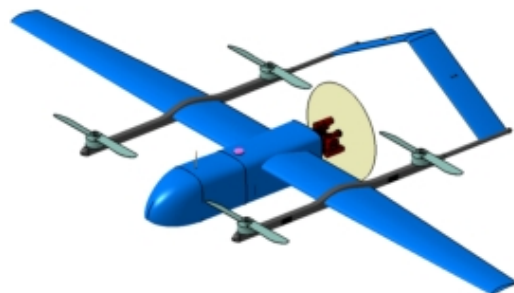


图1 垂直起降固定翼无人机
Fig.1 VTOL fixed-wing UAV

表1 垂直起降固定翼无人机技术参数
Table 1 Technical parameters of vertical take-off and landing fixed-wing UAV

参数	数值
最大起飞质量/kg	85
巡航速度/(m·s ⁻¹)	33.34
最大飞行速度/(m·s ⁻¹)	41.67
无刷直流电机数量/个	5
翼载荷/(kg·m ⁻²)	35.66
升阻比	12
垂直起飞加速度/(m·s ⁻²)	0.125

垂直起降固定翼无人机燃料电池混合动力系统采用并联结构。本文主要采用燃料电池+锂电池混合的动力系统,拓扑结构如图2所示。混合动力系统中燃料电池通过单向DC/DC变换器接入负载总线,提供无人机正常巡航时所需能量,在电池处于低荷电状态(State of Charge,简称SOC)值时为电池充电,防止锂电池过度放电,降低使用寿命;辅助电池锂电池直接接入负载总线,主要用在

所需功率突变和所需大功率的情况。

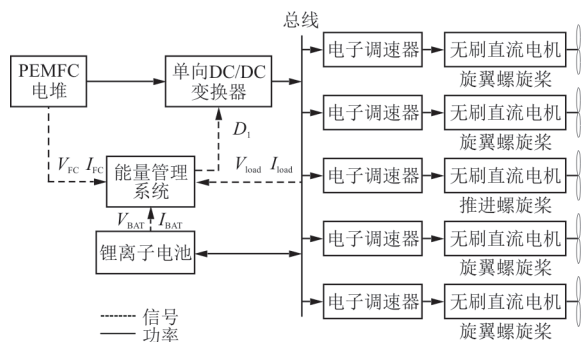


图2 燃料电池混合动力系统构型图

Fig. 2 Configuration diagram of a fuel cell hybrid system

2 燃料电池混合动力系统参数匹配

垂直起降固定翼无人机混合动力系统参数匹配是紧紧围绕着无人机的飞行剖面进行的。本文所涉及的无人机典型飞行剖面包括垂直起飞、爬升、悬停、巡航模式转换、水平巡航模式、垂直着陆。

2.1 无刷直流电机

对于垂直起降固定翼无人机螺旋桨一般选用固定螺距螺旋桨,本文选用二叶桨,二叶桨效率高、制造难度低。当垂直起降无人机悬停时,4个旋翼桨提供向上的拉力,则与重力的关系为

$$T = \frac{m_{\text{copter}}}{n_p} g \quad (1)$$

$$T_{\text{hover}} = a_{\text{safe}} T \quad (2)$$

式中: T 为单个旋翼螺旋桨悬停时产生的升力; n_p 为旋翼螺旋桨的数量; m_{copter} 为无人机最大起飞质量; g 取 9.81; T_{hover} 为单个旋翼螺旋桨悬停时产生的最大升力; a_{safe} 为安全裕度,取 1.6^[14]。可计算得出悬停时所需升力为 333.54 N。

根据设计技术要求,无人机在垂直上升时做匀加速运动,加速度为 0.125 m/s²,则:

$$T_1 = \frac{m_{\text{copter}}}{n_p} (g + a) \quad (3)$$

$$T_{\text{max}} = a_{\text{safe}} T_1 \quad (4)$$

式中: T_1 为单个旋翼螺旋桨在垂直上升时产生的升力; T_{max} 为单个旋翼螺旋桨在加速上升时产生的最大升力; a 为垂直上升时的加速度。计算可得所需升力为 337.79 N。

垂直起降固定翼无人机在垂直起飞阶段可近

似为四旋翼无人机起飞。由式(4)计算可知,单个旋翼螺旋桨无刷直流电机所产生的单个最大拉力为 34.4 kg,据此选择电机的型号。本文通过对无刷直流电机进行综合对比,选用 T-motor U15 II KV100 电机(其参数如表 2 所示),搭配 4 个 T-motor 40×13.1 螺旋桨(其质量为 237 g)作为旋翼螺旋桨,采用相同型号的无刷直流电机和螺旋桨用在固定翼模式下。

表 2 电机参数

Table 2 Motor parameters

参数	数值	参数	数值
电压/V	50	内阻/mΩ	20
空载电流/A	4.5	质量/g	1 740
KV	100	最大电流/A	171

注:KV 表示电压每升高 1V,转速增加的数值,用来描述电压与转速的关系。

电机和螺旋桨的总推进效率:

$$\eta_{mp}^t = \frac{1}{\left(\frac{\pi C_M D_p}{30 K_E C_T} \right)^2 R_m T + \frac{2\pi C_M}{D_p \sqrt{\rho C_T^3}} \sqrt{T}} \quad (5)$$

$$K_E = \frac{U_{m0} - I_{m0} R_m}{K_V U_{m0}} \quad (6)$$

式中: C_T 为拉力系数, C_M 为扭矩系数,由文献[15]所给值可计算出拉力系数为 0.099 6,扭矩系数为 0.005 4; K_E 为电机的一个特征参数; D_p 为螺旋桨直径; U_{m0} 为电机空载电流; R_m 为电机内阻; I_{m0} 为空载电流。

将值带入可得 0.044 9 N/W,即系统每输入 1 kW 的功率产生 44.9 N 的力,则垂直起飞所需的功率为

$$P_{\text{Load max}} = \frac{T_{\text{max}}}{\eta_{mp}^t} \quad (7)$$

带入可求得单个螺旋桨在加速上升时所需功率 7.52 kW,则无人机在垂直上升方向总共需要 30.09 kW 功率。

2.2 质子交换膜燃料电池

燃料电池分布式电推进系统中,质子交换膜燃料电池主要维持无人机长时间巡航所需要的能量并为锂电池充电。因此,垂直起降无人机在巡航过程中需用功率:

$$P_{VC} = \frac{m_{\text{copter}} g}{(L/D)_{V_c}} V_c \quad (8)$$

式中: P_{VC} 为飞机巡航时所需的功率; V_c 为无人机巡航速度; $(L/D)_{V_c}$ 为飞机在巡航时的升阻比。

考虑安全裕度1.6,得到无人机平飞时所需功率为3.71 kW。

垂直起降固定翼无人机在最大平飞时需用功率:

$$P_{VC\max} = \frac{m_{\text{copter}} g}{(L/D)_{V_{C\max}}} V_{C\max} \quad (9)$$

式中: $(L/D)_{V_{C\max}}$ 为最大平飞时的升阻比,取12; $V_{C\max}$ 为最大平飞速度。

考虑安全裕度1.6,得到最大平飞时所需功率为4.64 kW。

$$P_{fc} = \max(P_{VC}, P_{VC\max}) \quad (10)$$

综上可知,燃料电池的输出功率为4.64 kW,考虑到燃料电池在巡航阶段提供主要的能源,为了让燃料电池工作在效率较高点,本文选取额定功率4.8 kW的燃料电池,参数如表3所示。

表3 燃料电池参数
Table 3 Fuel cell parameters

参数	数值	参数	数值
额定功率/kW	4.8	最大电流/A	300
峰值功率/kW	10	运行温度/℃	-40~60

2.3 锂电池

锂电池具有较好的功率密度,主要用在无人机所需功率突增和大功率需求的情况下,故锂电池的最大功率应该满足:

$$P_{Li\max} \geq P_{Load\max} - P_{fc} \quad (11)$$

式中: $P_{Load\max}$ 为负载所需的最大功率; $P_{Li\max}$ 为锂电池最大功率。

经计算锂电池的最大功率为25.28 kW,考虑到垂直起降固定翼无人机在垂直起飞阶段燃料电池的负载响应慢,因此,这段时间需要锂电池提供短时最大功率,因此选取锂电池的峰值功率为30 kW。

锂电池SOC值在正常范围内,此时锂电池与燃料电池共同参与整个燃料电池混合动力系统的功率分配。此时需要对电池的容量进行计算,电池容量的大小会影响到整个动力系统的性能。但要想精准估计电池的容量比较困难,考虑到锂电池主要运行在功率突变和大功率需求下,因此对锂电池的容量进行如下估算:

根据垂直起降固定翼无人机设计需求,锂电

池主要工作在无人机起飞阶段、过渡阶段,这两个阶段的工作时间为60、100 s。

起飞阶段:

$$Q_1 = m_1 \cdot I_{\text{motor}} \cdot t_1 \quad (12)$$

式中: Q_1 为起飞时所需电池容量; m_1 为无刷直流电机的数量; I_{motor} 为此时电机最大电流; t_1 为起飞时间。

$$Q_1 = 4 \times 171 \times \frac{60}{3600} \times 1000 = 11400 \text{ mA} \cdot \text{h}$$

过渡阶段:

$$Q_2 = m_2 \cdot I_{\text{motor}} \cdot t_2 \quad (13)$$

式中: Q_2 为起飞时所需电池容量; m_2 为无刷直流电机的数量; I_{motor} 此时为电机最大电流; t_2 为起飞时间。

$$Q_2 = 5 \times 171 \times \frac{100}{3600} \times 1000 = 23750 \text{ mA} \cdot \text{h}$$

可知电池的容量 Q 应该满足如下关系:

$$Q > Q_1 + Q_2 \quad (14)$$

综合考虑锂电池峰值功率、最大输出电流后,选用2个格氏ACE 22000 mA·h 6S (S表示串联,P表示并联)25C (放电倍率,即该锂电池的最大放电电流是其容量的25倍)锂电池串联,在将2个串联的ACE锂电池并联使用,满电电压50 V,基本参数如表4所示。

表4 锂电池参数
Table 4 Lithium battery parameters

参数	数值	参数	数值
电压/V	50	数量	4
容量/(A·h)	44	单个电池质量/kg	2.325
串并联方式	2S2P		

2.4 DC/DC变换器

DC/DC变换器将燃料电池的输出电压升到总线电压,同时DC/DC的输入输出功率相等,故DC/DC变换器的功率应等于燃料电池的输出功率。考虑到安全使用需求,DC/DC的功率应该大于燃料电池的最大输出功率。DC/DC的参数如表5所示。

表5 DC/DC参数
Table 5 DC/DC parameters

参数	数值	参数	数值
电压/V	>50	功率/kW	16
电流/A	>300	效率/%	98

3 混合动力系统能量管理策略

为了验证本文参数匹配结果的有效性,对燃料电池混合动力系统采用有限状态机能量管理策略进行仿真分析。提出以下约束:

- 1) 无人机在飞行期间锂电池 SOC 值应保持在 60%~85% 以内;
- 2) 在起飞阶段锂电池短时间峰值放电,无人机巡航时燃料电池工作在额定功率附近;
- 3) 飞行时负载突然变化,突变所需功率由锂电池提供。

基于上述条件设计有限状态机能量管理策略,如图 3 所示。垂直起降固定翼无人机负载功率曲线如图 4 所示。

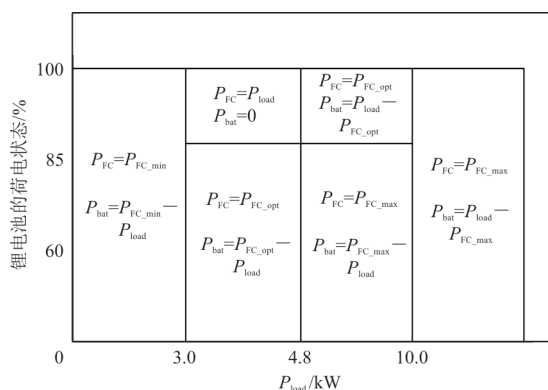


图 3 有限状态机控制策略

Fig. 3 Finite state machine control strategy

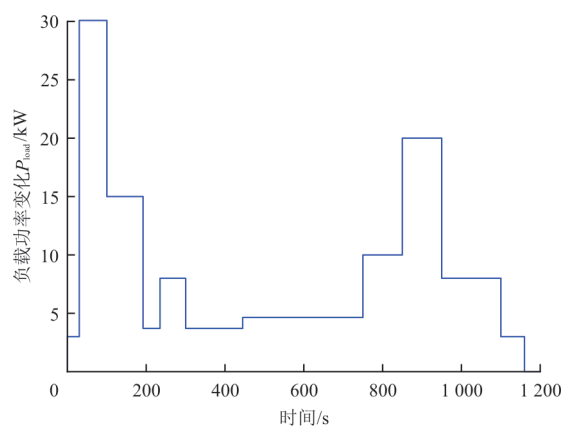


图 4 负载功率变化曲线

Fig. 4 Load power change curve

该负载功率曲线包含了垂直起降固定翼无人机在垂直起飞、巡航模式转换、水平巡航和所受突变负载的功率变化,能反映无人机在飞行时需求功率变化。

4 仿真建模与硬件在环实验

4.1 仿真分析

利用 Matlab/Simulink 对燃料电池混合动力系统进行仿真分析。该模型包括燃料电池模块、锂电池模块、单向 DC/DC 变换器、能量管理控制模块、负载模块,混合动力系统仿真建模如图 5 所示。

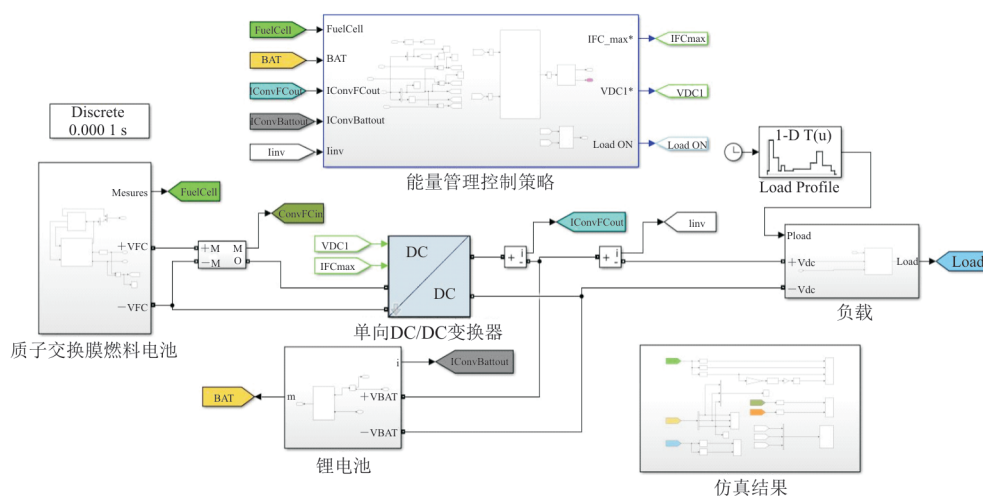


图 5 燃料电池混合动力系统仿真模型

Fig. 5 Fuel cell hybrid system simulation model

利用上文所给的负载功率需求对所计算的混合动力系统进行仿真。能量管理控制策略根据负载功率,在不同锂电池 SOC 的情况下对燃料电池

和锂电池输出功率进行分配,通过控制单向 DC/DC 变换器的占空比对燃料电池的输出功率进行调节。

4.2 硬件在环实验

对所搭建的燃料电池混合动力系统利用M2C控制器开发平台进行硬件在环实验。该平台选用飞思卡尔MPC5634M芯片和SNC为控制器的硬件。平台集成VCU(汽车整车控制器)、HCU(混

合动力系统的主控制器,负责动力总成)等功能,可根据实际情况选用相应控制器引脚。平台带有操作系统,采用“时间片+优先级”的方式对任务进行调度,按照功能把模型分成多个子模块,如图6所示。

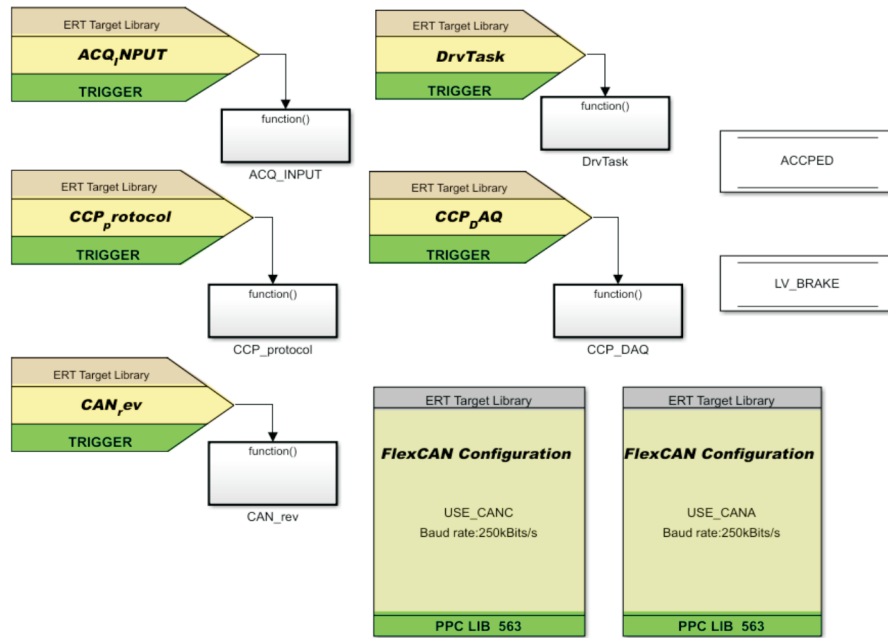


图6 M2C控制器开发平台子模块

Fig. 6 M2C controller development platform submodule

针对燃料电池混合动力系统设计HCU控制器,将其生成C代码,利用CodeWarrior编译器在嵌入式平台进行编译和下载。以SNC作为嵌入式平台控制硬件,实验平台如图7所示。

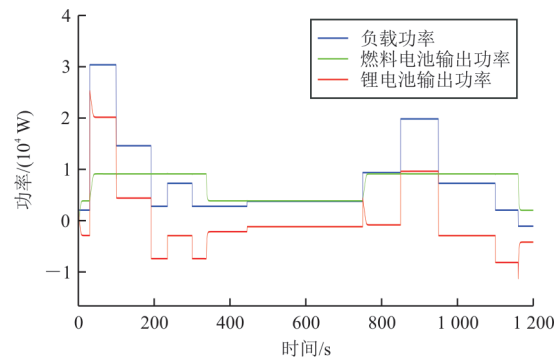


图7 硬件在环实验平台

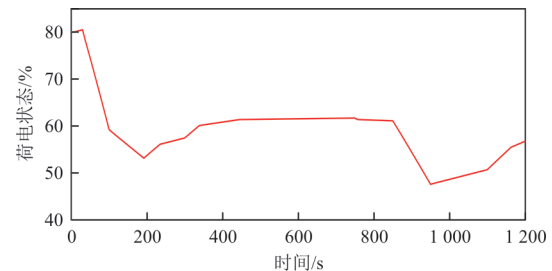
Fig. 7 Hardware-in-the-loop experimental platform

5 结果分析

仿真分析燃料电池混合动力系统在锂电池处于正常初始值下的功率变化情况,进一步证明本文参数匹配方法的合理性。当锂电池初始荷电状态在80%,仿真结果如图8所示。



(a) 功率分布



(b) 电池SOC变化曲线

图8 有限状态机能量管理策略仿真结果

Fig. 8 FSM energy management strategy simulation results

从图8可以看出:当混合动力系统启动时,由于燃料电池的负载响应速度慢,启动瞬间需要锂电池提供负载所需的功率,而后由燃料电池和锂电池共同为负载提供能量。当锂电池荷电状态低于60%时,燃料电池在满足负载功率的同时为锂电池充电。

以电池SOC和燃料电池功率输出为指标,对比硬件在环实验结果与仿真结果,如图9~图10所示。

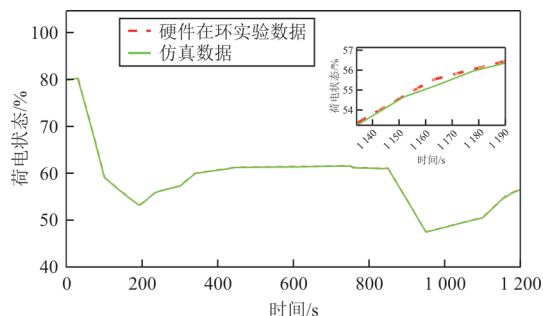


图9 SOC实验结果对比图

Fig. 9 Comparison chart of experimental results

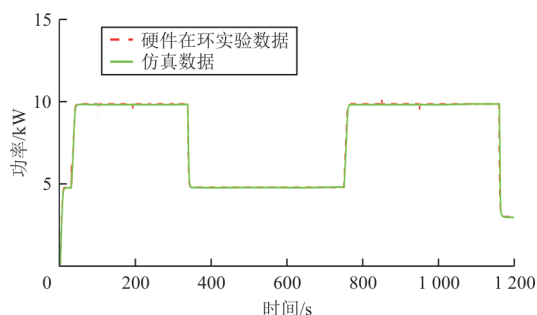


图10 燃料电池功率对比图

Fig. 10 Fuel cell power comparison chart

通过与硬件在环实验相对比可知,基于M2C开发的平台的实验结果与仿真结果具有较好的一致性。对无人机所需负载功率能保持较好的能量分配。

锂电池直接与总线电压相连,锂电池电流、电压的变化曲线如图11~图12所示。

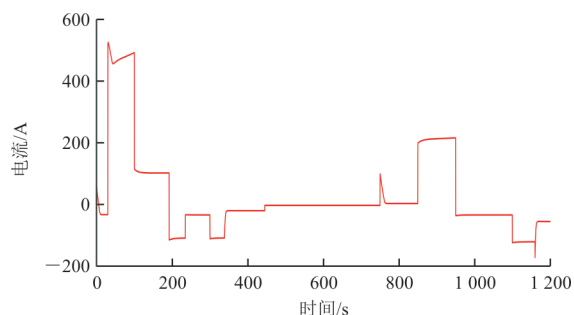


图11 锂电池电流变化

Fig. 11 Lithium battery current changes

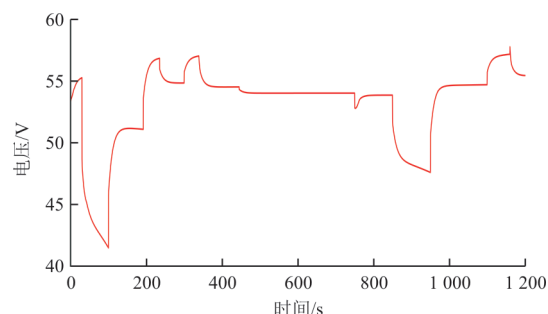


图12 锂电池电压变化

Fig. 12 Lithium battery voltage changes

从图11~图12可以看出:本文参数匹配所计算出的混合动力系统能很好地满足飞行需求,并满足负载功率的变换需求,功率跟踪效果较好;当飞机处在巡航阶段或者最大平飞阶段,燃料电池工作在最大效率点附近,提高了燃料电池的使用效率。仿真得出运用本文参数匹配方法计算的动力系统可以满足飞行剖面对功率的需求。

6 结 论

1) 无人机运用燃料电池混合动力系统成为一种新的发展方向。由于燃料电池具有较高的能量密度,与功率密度较高的能源混合使用,可以提高无人机的续航时间和飞行环境适应能力。

2) 混合动力系统参数匹配为燃料电池系统优化奠定基础,为下一步进行Matlab/Simulink仿真建模提供参数基础。本文提出的燃料电池动力系统匹配的方法是一种适合垂直起降固定翼无人机电力系统初步设计的有效方法。

3) 参数匹配需要考虑无人机飞行剖面 and 突变负载对功率的需求。

参 考 文 献

- [1] 何燎磊, 陈方. 基于模糊逻辑的飞机电推进系统能量管理策略研究[J]. 推进技术, 2023, 15(2): 1-12.
HE Liaolei, CHEN Fang. Research on energy management strategy of aircraft electric propulsion system based on fuzzy logic[J]. Propulsion Technology, 2023, 15(2): 1-12. (in Chinese)
- [2] NASA. NASA aeronautics strategic implementation plan 2023[J]. Airport Noise Report, 2023, 35(26): 1-64.
- [3] 王科雷, 周洲, 马悦文, 等. 垂直起降固定翼无人机技术发展及趋势分析[J]. 航空工程进展, 2022, 13(5): 1-13.
WANG Kelei, ZHOU Zhou, MA Yuewen, et al. Development and trend analysis of vertical takeoff and landing fixed wing UAV[J]. Advances in Aeronautical Science and Engi-

- neering, 2022, 13(5): 1-13. (in Chinese)
- [4] SWIDER L K, STROMAN R, PAGE G, et al. Hydrogen fuel cell propulsion for long endurance small UAVs[C]// AIAA Centennial of Naval Aviation Forum "100 Years of Achievement and Progress". Virginia Beach: AIAA, 2012: 1-22.
- [5] 魏添, 于蓬, 薛彬, 等. 质子交换膜燃料电池的建模、仿真及特性研究[J]. 农业装备与车辆工程, 2022, 60(6): 41-46.
WEI Tian, YU Peng, XUE Bin, et al. Modeling, simulation and characteristics of proton exchange membrane fuel cells[J]. Agricultural Equipment and Vehicle Engineering, 2022, 60(6): 41-46. (in Chinese)
- [6] SAVVARIS A, XIE Y, MALANDRAKIS K, et al. Development of a fuel cell hybrid-powered unmanned aerial vehicle[C]// 2016 24th Mediterranean Conference on Control and Automation. US: MED, 2016: 1242-1247.
- [7] SILAIMAN N, HANNAN M A, MOHAMED A, et al. A review on energy management system for fuel cell hybrid electric vehicle: issues and challenges [J]. Renewable and Sustainable Energy Reviews, 2015, 52: 802-814.
- [8] 康桂文, 胡雨, 李亚东, 等. 超轻型电动飞机动力系统的参数匹配[J]. 航空动力学报, 2013, 28(12): 2641-2647.
KANG Guiwen, HU Yu, LI Yadong, et al. Parameter matching of electric power system of ultralight electric aircraft [J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(12): 2641-2647. (in Chinese)
- [9] 李慧颖. 一种增程式混合动力飞机动力系统参数匹配研究[J]. 机械工程师, 2019(7): 88-90.
LI Huiying. Research on parameter matching of power system of a range extender hybrid aircraft[J]. Mechanical Engineering, 2019(7): 88-90. (in Chinese)
- [10] 宗建安, 朱炳杰, 侯中喜, 等. 固定翼垂直起降混电飞行器推进系统设计[J]. 航空学报, 2022, 43(5): 379-390.
ZONG Jian'an, ZHU Bingjie, HOU Zhongxi, et al. Design of propulsion system of fixed rotor vertical take-off and landing hybrid aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(5): 379-390. (in Chinese)
- [11] NGOC A V, DUY K D, TUAN L D. Electric propulsion system sizing methodology for an agriculture multicopter[J]. Aerospace Science and Technology, 2019, 90: 314-326.
- [12] 刘媛媛. 垂直起降固定翼无人机设计、控制与试验[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2018.
LIU Yuanyuan. Design, control and test of vertical take-off and landing fixed-wing UAV[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018. (in Chinese)
- [13] COELHO V. Design of a tactical eVTOL UAV with a hydrogen fuel cell[C]// 2022 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS). Dubrovnik, Croatia: ICAO, 2022: 94-103.
- [14] 顾文杰, 贺勇, 王成波, 等. 六旋翼农药喷洒无人机的结构设计[J]. 安徽农业科学, 2015, 43(31): 335-337.
GU Wenjie, HE Yong, WANG Chengbo, et al. Structural design of hexarotor pesticide spraying UAV[J]. Anhui Agricultural Sciences, 2015, 43(31): 335-337. (in Chinese)
- [15] DAI Xunhua, QUAN Quan, REN Jinrui, et al. Efficiency optimization and component selection for propulsion systems of electric multicopters[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2019, 14(60): 7800-7809.

(编辑:马文静)

(上接第49页)

- [16] 赵攀. 基于虚拟领航员的无人机编队与避障控制系统设计[D]. 成都: 电子科技大学, 2021.
ZHAO Pan. Design of UAV formation and obstacle avoidance control system based on virtual navigator[D]. Chengdu: University of Electronic Science and Technology of China, 2021. (in Chinese)
- [17] MUÑOZ J, LÓPEZ B, QUEVEDO F, et al. Multi UAV coverage path planning in urban environments[J]. Sensors, 2021, 21: 7365-7383.
- [18] WU E, SUN Y D, HUANG J Y, et al. Multi UAV cluster control method based on virtual core in improved artificial potential field[J]. IEEE Access, 2020, 8: 131647-131661.
- [19] ZHANG J L, YAN J Y, ZHANG P. Fixed-wing UAV formation control design with collision avoidance based on an improved artificial potential field[J]. IEEE Access, 2018, 6: 78342-78351.
- [20] LAWRENCE D A, FREW E W, PISANO W J. Lyapunov vector fields for autonomous unmanned aircraft flight control[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2008, 31(5): 1220-1229.
- [21] GONCALVES V M, PIMENTA L C A, MAIA C A, et al. Vector fields for robot navigation along time varying curves in n-dimensions[J]. IEEE Transactions on Robotics, 2010, 26(4): 647-659.

(编辑:马文静)