

The Design and Performance Analysis of Hybrid Dynamical System with Multil-Rotor UAV

Jian Zong, Yun Wang, Jusheng Mao

School of Aircraft Engineering, Nanchang Hangkong University, Nanchang Jiangxi
Email: hangkong1003@163.com

Received: Jun. 9th, 2016; accepted: Jun. 26th, 2016; published: Jun. 29th, 2016

Copyright © 2016 by authors and Hans Publishers Inc.

This work is licensed under the Creative Commons Attribution International License (CC BY).

<http://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>



Open Access

Abstract

According to multi-rotor unmanned aerial vehicle's disadvantages and the structure characteristic at the present, a hybrid dynamical system is being put forward for solving this relevant issue. Have designed and calculated with the hybrid dynamical system for multi-rotor unmanned aerial vehicle, and used the MATLAB/Simulink software to establish the hybrid dynamical system simulation model, there are some simulation and performance analysis for the hybrid dynamical system's design. The results show that the hybrid dynamical system has the lower fuel consumption characteristic than single two-cycle engine in the same condition that type and output power and the hybrid dynamical system have the high reliability and without artificial recharge advantages, it also can reduce the multi-rotor unmanned aerial vehicle depending on battery when it needs to fly longer and reduce the demand with two-cycle engine's reliability.

Keywords

Multi-Rotor Unmanned Aerial Vehicle, Hybrid Dynamical System, Simulation Model, Fuel Consumption Characteristic, Two-Cycle Engine, Reliability

多旋翼UAV混合动力系统设计与性能分析

宗剑, 王云, 毛鞠盛

南昌航空大学飞行器工程学院, 江西 南昌
Email: hangkong1003@163.com

收稿日期：2016年6月9日；录用日期：2016年6月26日；发布日期：2016年6月29日

摘要

根据多旋翼无人飞行器现存的缺点和结构特点，为其提出一种油电混合动力系统。对提出的多旋翼无人飞行器混合动力系统进行设计，并使用MATLAB/Simulink软件建立混合动力系统仿真模型，最后进行仿真和性能分析。结果显示该混合动力系统比单台同型二冲程发动机在输出功率相同情况下具备更低的耗油特性，设计的混合动力系统具有较高的可靠性和无须人工充电优点，能够减少多旋翼无人飞行器长航时对电池的依赖和降低对二冲程发动机较高的可靠性要求。

关键词

多旋翼无人飞行器，混合动力系统，仿真模型，耗油特性，二冲程发动机，可靠性

1. 引言

多旋翼无人飞行器(以下简称“多旋翼 UAV”)因其具有起飞不限场地、能够实现定点悬停、低速前进和后退及侧飞、机械结构简单、操纵简单和成本低廉等优点，目前已广泛应用于无人航拍、地质勘察与测绘、农业监控及农药喷洒、城市公安与消防等众多领域。但从实际使用来看，我国市场多旋翼 UAV 性能还存在明显的不足，主要表现在：空中续航时间短,如市场主流植保多旋翼 UAV 载药量为 15~30 公斤，续航时间只有 10~25 min，不仅电池充电时间长，作业能力底下，而且还具有可靠性差和坠机率高等缺点[1]。分析原因，多旋翼 UAV 性能表现不佳最为主要的原因是其动力系统技术发展受到了限制，直接原因是目前电池技术发展的制约和经济型微型油动发动机的可靠性比较低下。为了解决现有多旋翼 UAV 动力系统技术存在的难题，本文为多旋翼 UAV 提出一种混合动力系统，并对该混合动力系统进行设计和性能分析。

2. 多旋翼 UAV 混合动力系统

混合动力系统是指油动和电动通过某种方式组合在一起发挥某种优势性能的复合动力系统。目前，混合动力系统主要分为三类：串联式混合动力系统、并联式混合动力系统和混联式混合动力系统[2]。它们特点比较如表 1 所示。

混合动力系统安置在多旋翼 UAV 上，三种布置形式分别如图 1~3 所示。

依据目前多旋翼 UAV 所采用对称动力四周分散布置的结构特点，以及电动多旋翼 UAV 常因电池电量耗尽需对电池更换致使平凡增加多旋翼 UAV 起降次数而增加了坠机率、电池需要单独充电、电池航时短、以及油动 UAV 使用的二冲程活塞发动机耗油率高和可靠性低等缺点，结合三种混合动力特点，在目前的技术条件下，本多旋翼 UAV 混合动力系统设计采用混联式混合动力系统。该动力系统主要由一台发动机、减速传动装置、一台发电机、蓄电池、4 组电动机、稳压整流设备和其它附件组成,多旋翼 UAV 混联混合动力系统总体图如图 3 所示。

3. 多旋翼 UAV 混合动力系统的设计

3.1. 多旋翼 UAV 混合动力系统的设计要求

- 1) 降低二冲程发动机油耗，减少多旋翼 UAV 长航时对电池的依赖性。

Table 1. Three kinds of hybrid system characteristics compare
表 1. 三种混合动力系统特点比较

类型	串联式混合动力系统	并联式混合动力系统	混联式混合动力系统
特点	发动机只驱动发电机为电池和电动机驱动供电，而不与减速传动或驱动执行装置直接相连，其控制系统最简单，对发动机输出轴具有柔性。但系统降低了整个动力机械效率。	发动机和电动机通过机械耦合装置联接在驱动轴上，发电机不为电动机供电，整个系统具有一定的燃油经济性。但动力电池需要人工充电或补给燃料。	发动机不仅和电动机共同提供动力，而且发动机一部分功率驱动发电机为电池和电动机供电，电池可在电动机低功率情况下自动充满电，该动力燃油经济性较高，但对控制系统要求也较高，且比较复杂。

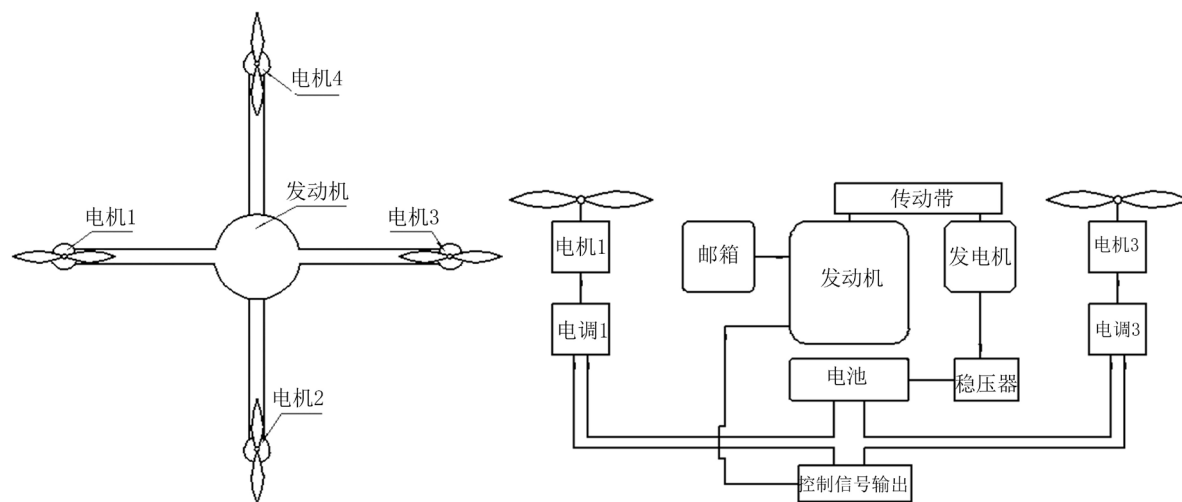


Figure 1. Overall picture of series connection hybrid dynamical system for multi-rotor UAV
图 1. 多旋翼 UAV 串联混合动力系统总体图

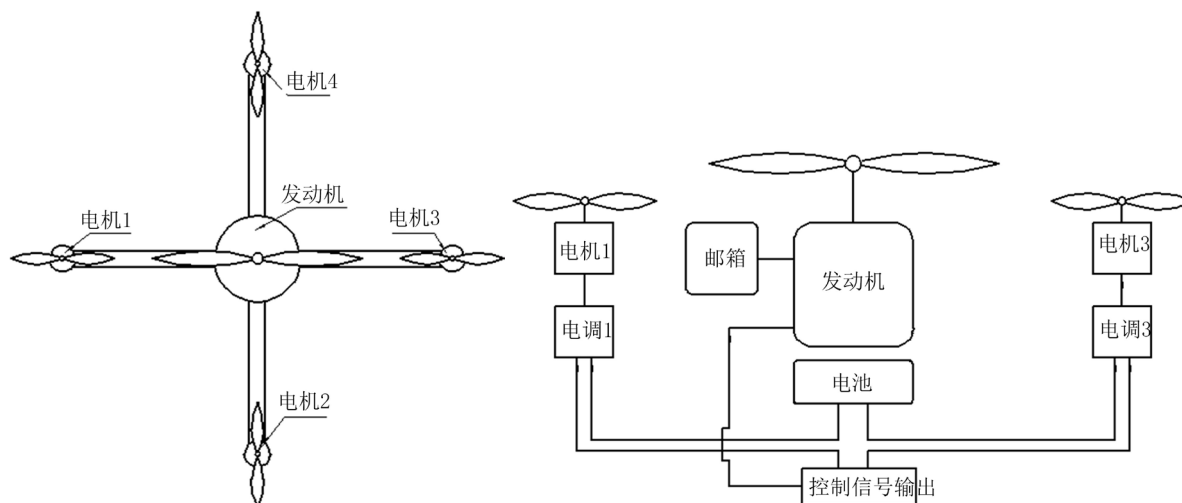


Figure 2. Overall picture of parallel connection hybrid dynamical system for multi-rotor UAV
图 2. 多旋翼 UAV 并联混合动力系统总体图

- 2) 不需要人工为电池充电。
- 3) 当该混合动力系统的发动机空中停车时，在一定时间范围内仅靠电动机提供的升力能够确保多旋翼 UAV 的安全着陆，提高多旋翼 UAV 发动机的可靠性和多旋翼 UAV 的抗坠毁能力。

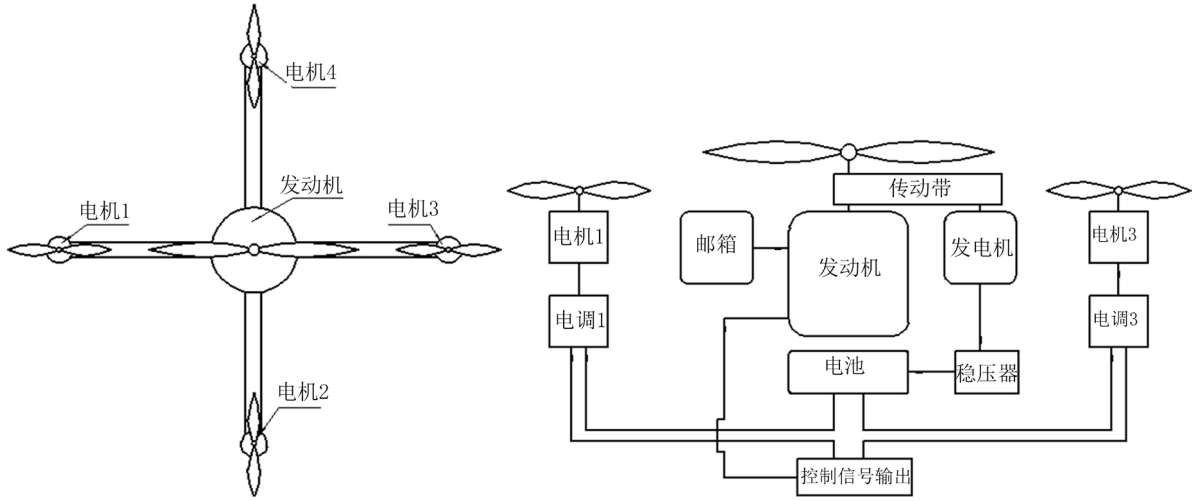


Figure 3. Overall picture of series parallel hybrid dynamical system for multi-rotor UAV

图 3. 多旋翼 UAV 混联混合动力系统总体图

3.2. 多旋翼 UAV 混合动力系统设计计算

为了简化计算过程, 不考虑稳压整流的能量损失, 假定为理想的稳压整流器; 不考虑电机电流控制器能量损失。采用模块法进行设计计算。

3.2.1. 发动机燃油消耗计算

发动机选用二冲程活塞汽油发动机, 发动机燃油消耗计算公式[3]:

$$B = \frac{b \times P}{d} \times 10^{-3}$$

式中, B 为燃油消耗量 cm^3/h , b 燃油消耗率 $\text{g}/\text{w} \cdot \text{h}$, P 为输出功率 w , d 为燃油比重 g/cm^3 。

3.2.2. 发电机和电动机模型

发电机选用星型连接绕组永磁发电机, 电动机选用星型连接绕组永磁电动机, 忽略发电机和电动机电刷影响, 则永磁发电机和电动机状态方程如下[4]:

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} i_a \\ i_b \\ i_c \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{L-M} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{L-M} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{L-M} \end{bmatrix} \left\{ \begin{bmatrix} e_a \\ e_b \\ e_c \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} R & 0 & 0 \\ 0 & R & 0 \\ 0 & 0 & R \end{bmatrix} \begin{bmatrix} i_a \\ i_b \\ i_c \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} u_a \\ u_b \\ u_c \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} u_n \\ u_n \\ u_n \end{bmatrix} \right\}$$

式中, R 为每相绕组电阻, M 为每相绕组间互感, L 为每相绕组自感, i_a 、 i_b 、 i_c 为每相绕组相电流, u_a 、 u_b 、 u_c 为每相绕组相电压, e_a 、 e_b 、 e_c 为每相绕组反电动势。模型作为电动机时输入量为相电压, 模型作为发电机时输入量为电机电压、角速度、位置角速度, 输出为电流。

3.2.3. 电池充电和放电模型

电池选用锂电池, 电池充放电模型采用安培计时法有[5]:

$$SOC = SOC_0 - it = SOC_0 - \frac{\int_{t_0}^{t_1} \eta idt}{Q}$$

式中, SOC_0 、 SOC 、 it 、 Q 和 η 分别表示电池初始状态电荷、剩余电荷量、电池电量变化、额定电量和充放电效率。

3.2.4. 减速传动系统

减速传动系统采用同步带减速传动, 带轮材料采用铝合金制作, 计算如下:

$$i_{12} = \frac{w_1}{w_2}$$

式中, w_1 和 w_2 分别为发动机和发电机角速度, rad/s。

4. 多旋翼 UAV 混合动力系统仿真

4.1. 混合动力系统参数选择

多旋翼 UAV 混合动力系统选择如下表 2 所示。

4.2. 基于 MATLAB/Simulink 对混合动力系统仿真模型的建立

采用 MATLAB/simulink 软件对所设计的多旋翼 UAV 混合动力系统建立如下仿真模型, 如图 4 所示。

4.3. 计算结果与分析

设定油箱容量为 550 cm^3 , 对建立的二冲程汽油活塞发动机 Simulink 模型进行仿真, 仿真结果如图 5 所示。

根据二冲程汽油活塞发动机仿真曲线可知, 该发动机高功率低油耗转速范围为 $8500\sim 10500 \text{ r/min}$, 取发动机转速为 9500 r/min 时, 其耗油量为 596.142 g/h , 输出轴功率为 1.701 KW , 功耗比为 2.853 W-h/g , 550 cm^3 燃油可以运行 40 min 。

选用 4 组大疆 E800350 KV 电动机和 2 对 1345 快拆桨进行组合, 驱动电源为 $5500 \text{ mAH } 6 \text{ S}$ 电池, 进行电动机输入功率和气动拉力输出测试实验, 实验测得结果如图 6 所示。

Table 2. Parameter list of multi-rotor UAV hybrid dynamical system

表 2. 多旋翼 UAV 混合动力系统参数列表

名称	相关性能参数
发动机	二冲程汽油活塞发动机 OS GT15HZ 14.95 cm^3 , $2.058 \text{ KW}/14000 \text{ rpm}$, 798 g
电动机	4 组 DJI E800 350KV 424 g 和 2 对 1345 快拆桨
蓄电池	5500 mAH , 45C , 6S , 847 g
发电机(含稳压整流)	额定发电功率 350 W , 580 g
传动系统	采用同步带传动, 效率为 0.96 , 传动比 1.5 , 带轮采用铝合金材料, 同步带、小同步带轮和大同步带轮, 120 g
油箱	油箱容量 550 cm^3 和附件, 干重 100 g , 油箱满油总重 501.5 g 汽油混合比重 0.73 g/cm^3
电调	4组无刷电调SkyWalker单个电流 30A 4个电调共 140 g
其余附件	固定螺钉、电线和接头, 200 g
动力总重量	3.6105 Kg (附燃油)
飞行器总重量	6.5 Kg 以内(包括负载和燃油)

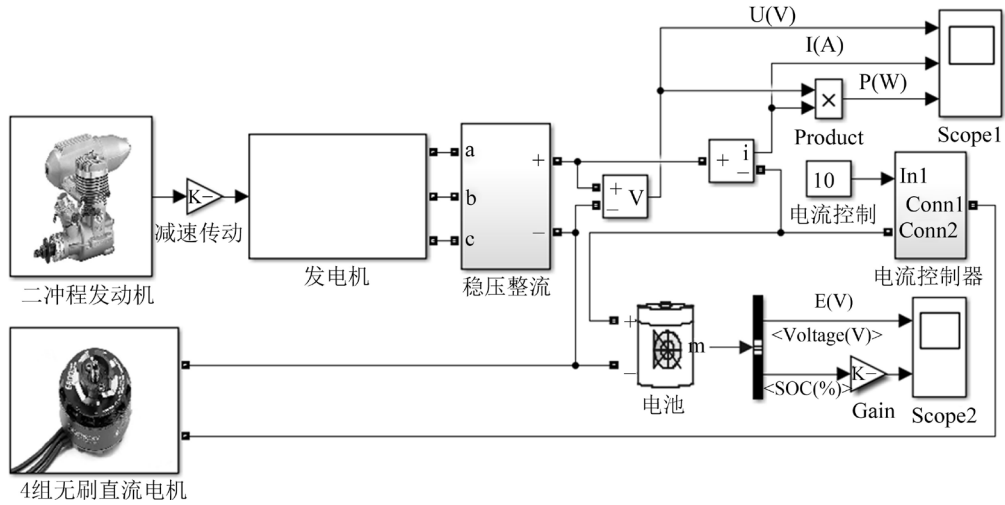


Figure 4. Simulation mode of hybrid dynamical system
图 4. 混合动力系统仿真模型

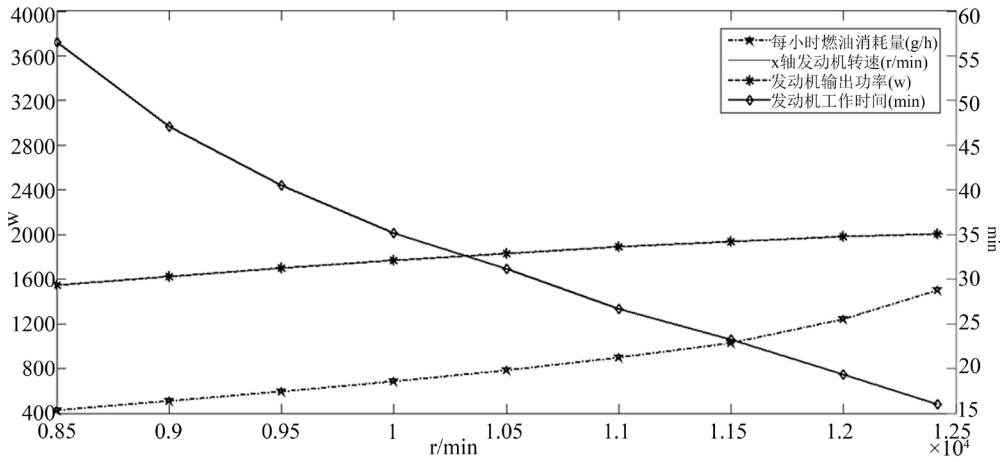


Figure 5. Performance simulation result of two-cycle gasoline engine
图 5. 二冲程汽油发动机性能仿真结果曲线

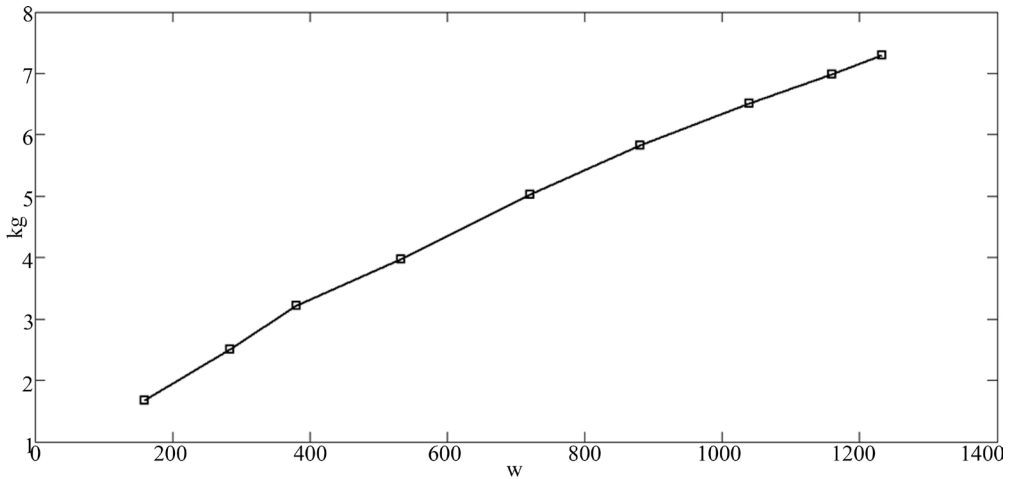


Figure 6. Test result of electric motor power input and pneumatic tension output
图 6. 电动机输入功率与气动拉力输出测试结果曲线

实验数据显示, 4 组 E800350 KV 电动机和 2 对 1345 快拆桨组合, 最大气动拉力为 7.210 Kg, 电流为 50.0 A, 电动机输入总功率为 1.232 KW, 350 W 发电机电功率可以为该 4 组电动机提供约为 3 Kg 以内的升力。

设定发动机转速为 9500 r/min, 此时发动机功耗比为 2.853 W·h/g, 经过传动比为 1.5 传动带减速传动, 传动带和发电机效率分别为 0.96 和 0.92, 输入发电机转轴转速约为 6333.3 r/min, 通过整流和稳压, 效率约为 0.93, 发电机共消耗发动机功率 400 W, 通过仿真计算出发电机发电性能参数曲线如图 7 所示。

从中可以得出, 发动机在功耗比为 2.853 W·h/g 情况下, 发电机输出电压为 22.211 V, 电流约为 14.786 A, 经整流和稳压输出功率约为 328.550 W, 基本满足该混合动力选取的 4 组电动机中低功率情况下的用电需求。

为了延长多旋翼 UAV 锂电池使用寿命, 设定每小块锂电池放电最低电压不得低于 2.75 V, 即 5500 mAh6 S 电池放电最低电压不得低于 16.5 V; 设定电池标准总电压为 22.2 V, 电池总容量为 5500 mAh, 放电电压不得低于 16.5 V, 对锂电池分别以恒流 5 A、10 A、20 A、40 A、50 A 进行放电仿真计算, 结果如图 8 所示。

仿真数据显示, 锂电池放电同时电池电压下降, 电池为 5 A 恒流放电, 放电时间超过 1 h, 但输出供

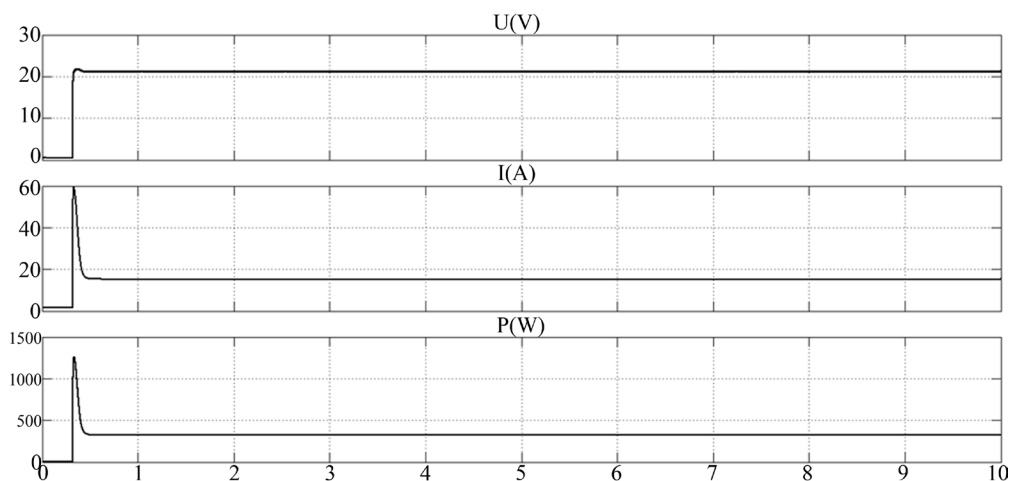


Figure 7. Simulation result of generator motor produce electricity after rectifier and voltage regulator
图 7. 经整流和稳压后发电机发电仿真参数结果曲线

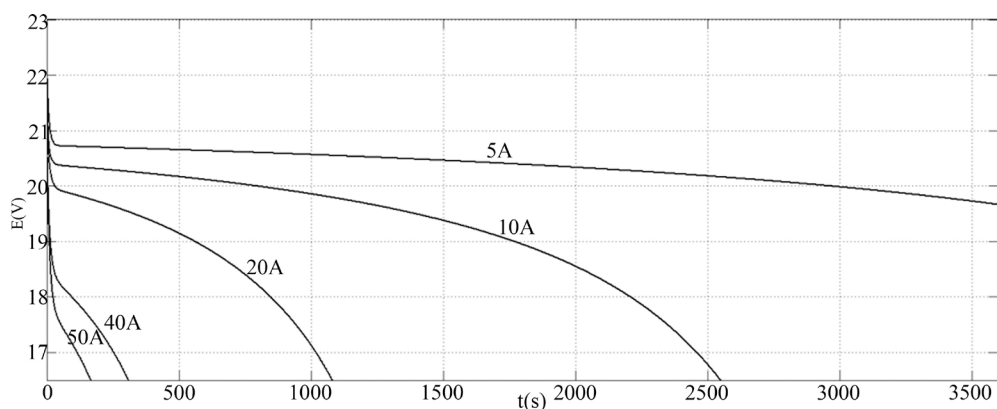


Figure 8. Simulation result of battery constant current discharge
图 8. 电池恒流放电仿真结果曲线

给 4 组电动机功率较小；10 A 恒流放电，时间为 42.21 min；40 A 恒流放电约为 5 min；50 A 放电时间过短，只有 2.8 min。当发动机空中停车时，电池满电情况下，在 6.5 Kg 多旋翼 UAV 设计的总重量范围内，电池可为电动机提供 2.8 min 50 A 电能，电动升力为 7.210 Kg，可有足够反应和操控时间控制使多旋翼 UAV 安全降落，提高多旋翼 UAV 抗坠毁率。

发动机转速设定为 9500 r/min 时，直流无刷电动机平均机械效率为 0.84，5500 mAH 6 S 电池对电动机组 10 A 额外供电，分别以单台二冲程活塞发动机和由该发动机组成的混合动力发动机进行模拟仿真，计算结果如图 9 所示。

仿真计算结果表明，在两种动力输出功率相同情况下，电池以 10 A 为电动机组额外供电的混合动力比单台同型二冲程活塞发动机功耗比平均提高 16.165%。

综合所述，所设计多旋翼 UAV 混合动力系统，发动机转速为 9500 r/min，二冲程活塞发动机输出总功率为 1.701 KW，耗油量为 596.142 g/h，活塞发动机功耗比为 2.853 W·h/g，其中 1.301 KW 驱动活塞发动机螺旋桨转动，400 W 驱动发电机发电，此时 550 cm³ 油箱可供该发动机工作约 40 min，通过减速传动发电机输入转速 6333.3 r/min，输出电压为 22.211 V，发电机发电输出电功率为 328.550 W。在电池不提供额外电能情况下，即 4 组电机输入功率可以达到 328.550 W，电动升力最大可达到 2.84 Kg。蓄电池在充满电能不充电情况下，额外为电动机组提供 10 A 电流，即 5500 mAH 6 S 电池可为电动机提供功率至少可达时间约为 43.3 min 功率在 165 W 以上的电功率，此时发动机和电池工作 40 min 电动机总输入功率可达 493.550 W 以上，混合动力总功率为 1.795 KW 以上，此时混合动力功耗比为 3.011 W·h/g，单独二冲程发动机在输出功率为 1.795 KW 时耗油量为 692.432 g/h，功耗比为 2.592 W·h/g，混合动力和单独二冲程发动机在相同输出功率 1.795 KW 情况下，混合动力比单独二冲程发动机功耗比提高 16.165%，整体提高燃油经济性。该混合动力短时间工作最大输出功率可达 2.890 KW。发动机空中停车情况下，多旋翼 UAV 总重量在设定范围内，5500 mAH 6 S 电池满电可以为电动机组提供约 2.8 min 50 A 电流，电动升力达 7.210 Kg，可为多旋翼 UAV 降落提供足够得反应和操纵时间，提高多旋翼 UAV 发动机的可靠性。飞行过程中当电动机输入功率低于 328.550 W 时，发电余功可为电池充电。

5. 结论

设计的多旋翼 UAV 混合动力具有以下特点：

- 1) 550 cm³ 油箱容量时，调节二冲程发动机转速为 9500 r/min 较低耗油率情况下，电池可提供额外

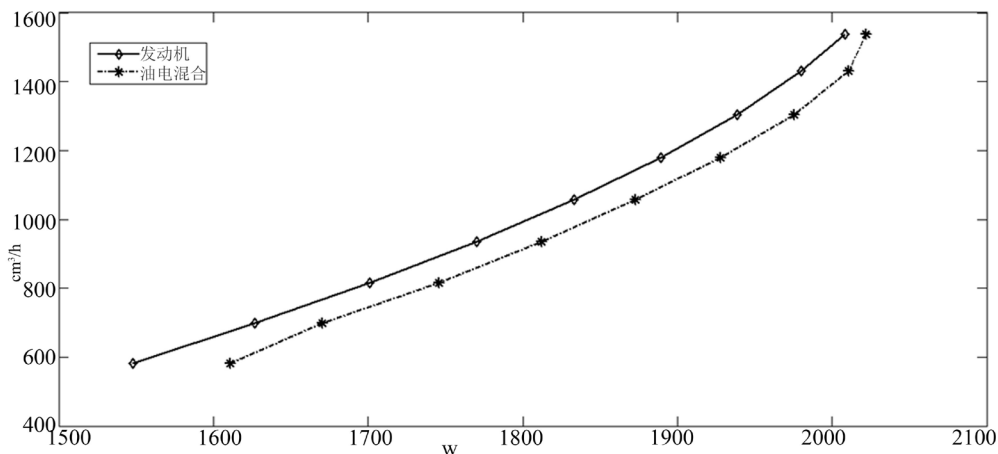


Figure 9. Simulation result of two kinds of engine's fuel consumption

图 9. 两种动力油耗仿真结果曲线

10 A 长航时低电流为电动机组供电, 此时混合动力总功率达到 1.795 KW, 混合动力燃油功耗比为 3.011 W·h/g, 等效同样二冲程发动机以相同输出功率工作功耗比为 2.592 W·h/g, 混合动力比单独二冲程发动机功耗比提高 16.165%, 即混合动力比单独二冲程发动机具有更低油耗特性, 降低长航时对电池的依赖性。

2) 发动机空中停车时, 电池满电可以为电机组提供约 2.8 min 50 A 电流, 可为多旋翼 UAV 降落提供反应和操纵降落时间, 提高发动机可靠性和飞行器的抗坠毁率。

3) 电动机输入功率小于发电机功率时, 余额功率可以为电池充电, 无须人工充电或补充电池燃料。

基金项目

国家自然科学基金《水空两栖飞行器动力推进系统及其关键技术研究》资助, 基金号: 51266012。

参考文献 (References)

- [1] 杨益军. 植保无人机飞入千亿市场蓝海可期[J]. 中国农药, 2015(12): 48-55.
- [2] Hung, J.Y. and Gonzalez, L.F. (2012) On Parallal Hybrid-Electic Propusion System for Unmanned Aerial Verial Vehicles. *Progress in Aerospace Science*, **51**, 1-17. <http://dx.doi.org/10.1016/j.paerosci.2011.12.001>
- [3] 周宝龙, 刘忠长, 高宗英. 内燃机学[M]. 北京: 机械工业出版社, 2010: 67-72.
- [4] 吴影生. 永磁无刷直流电机起动/发电系统研究[M]. 南京: 东南大学, 2004: 17-25.
- [5] 陈根, 程启明, 李明, 等. 电动汽车中锂电池两种建模方式的分析与比较[J]. 电源技术, 2014(11): 2051-2054.

再次投稿您将享受以下服务:

1. 投稿前咨询服务 (QQ、微信、邮箱皆可)
2. 为您匹配最合适的期刊
3. 24 小时以内解答您的所有疑问
4. 友好的在线投稿界面
5. 专业的同行评审
6. 知网检索
7. 全网络覆盖式推广您的研究

投稿请点击: <http://www.hanspub.org/Submission.aspx>