

Design and Simulation Performance on Land for General Aircraft Oil-Electric Hybrid System

Jusheng Mao, Yun Wang, Jian Zong

School of Aircraft Engineering, Nanchang Hangkong University, Nanchang Jiangxi
Email: 542725306@qq.com

Received: Jun. 9th, 2016; accepted: Jun. 27th, 2016; published: Jun. 30th, 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

In this paper, a hybrid electric power system is designed on the basis of a certain type of general aircraft, and the practicability and superiority of the system are verified by MATLAB software. According to the kinematics formula, using MATLAB software programming respectively on the prototype and the hybrid system aircraft take-off distance, land travel energy consumption, land travel distance of performance is simulated and analyzed. The results show that the use of the power system of hybrid electric aircraft is better than the performance of the prototype.

Keywords

Petrol-Electric Hybrid System, MATLAB, General Aircraft, Hybrid Power

通用飞机油电混合动力系统设计 与陆上性能仿真

毛鞠盛, 王云, 宗剑

南昌航空大学飞行器工程学院, 江西 南昌
Email: 542725306@qq.com

收稿日期: 2016年6月9日; 录用日期: 2016年6月27日; 发布日期: 2016年6月30日

摘要

本文在某型通用飞机的基础上设计了一个油电混合动力系统，并用MATLAB软件模拟验证该系统的实用性及优越性。根据运动学公式，使用MATLAB软件编程分别对原型机和该混合动力系统飞机的起飞距离、陆上行驶能量消耗、陆上行驶路程等性能进行模拟分析。结果表明，使用该动力系统的油电混合动力飞机，在上述各项性能中均优于原型机。

关键词

油电动力系统, MATLAB, 通用航空, 混合动力

1. 引言

目前，活塞式航空发动机技术已趋于成熟，在环境和能源问题上很在再取得较大的改进[1]。而电动飞机却恰恰相反，具有环保的油电，但是由于电池技术发展缓慢，能量密度不高，很慢满足飞机队动力系统功重比的要求，因此还不能大规模应用。由于在汽车行业[2]，混合动力汽车在一方面融合了传统汽车成熟的技术和现有的工业基础，另一方面融合了电动汽车低油耗和低排放的特点，有效降低污染，并能节省燃油消耗，达到改善环境和节约能源的目的。所以，以电机作为辅助动力，活塞式发动机作为主动力源的混合动力飞机出现了。

2. 油电混合动力系统设计

该飞机动力装置为一台 100 hp 的 Rotax 公司生产的 912ULS 四冲程活塞发动机。本设计就是研究一个适合的油电混合动力系统，取代 912ULS 发动机，从而达到节能减排的目的。本次设计的混合动力系统框架图如图 1 所示，主要部件为发动机、蓄电池、电动机、离合器以及螺旋桨。电动机和车轮相连，发动机和螺旋桨相连。电机可作为单独动力驱动车轮行进。

3. 发动机、电机和电池的选择

3.1. 发动机的选择

在本文设计的混合动力系统中，活塞发动机依然是主动力源，发动机的选择需要考虑多方面的因素。其中最重要的是能够单独提供飞机巡航所需要的功率，且所选择的活塞发动机质量要求尽可能小。飞机平飞时的发动机功率计算公式[3]：

$$P_{eng} = \frac{G \cdot V_{pf, \min}}{\eta \cdot K} \quad (1)$$

式中， η 为螺旋桨效率， K 为最大升阻比， $V_{pf, \min}$ 为最小平飞速度。计算得所需最小功率为 31.79 Hp，则本文所选的发动机的功率需大于 31.79 Hp。对比各种现有发动机性能、质量与应用环境，最终选择 81 Hp 的 ROTAX912-A 发动机。

3.2. 电机的选择

电机在滑跑起飞阶段时提供辅助动力，功率则需满足：

$$P_e + P_{mo} \geq P_{阻} \quad (2)$$

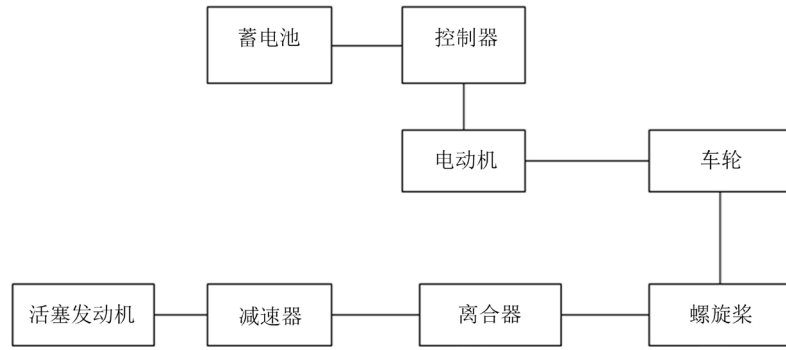


Figure 1. The frame of oil-electric hybrid system

图 1. 油电混合动力框架图

式中， P_e 为活塞发动机功率， P_{mo} 为电动机功率， $P_{阻}$ 为滑跑时阻力所做的功。

$$P_{阻} = f_{阻} \cdot v_s \quad (3)$$

$$f_{阻} = \mu mg + \frac{1}{2} \rho v_s^2 c \cdot C_d \quad (4)$$

将数值代入计算得， $P_{mo} = 11 \text{ kW}$ 。综合考虑电机外形尺寸、功率等因素，本次设计选用电机为斯洛文尼亚的 EMRAX207 电机，该电机最大持续功率为 30 kW。

3.3. 电池的选择

根据此次动力系统的设计要求，电机在起飞滑跑时，提供辅助动力。且在陆上行驶时，提供全部或者部分动力。在飞机爬升和平飞时，电机不参与工作。所以电池储存的能量只需满足在起飞滑跑和陆上行驶消耗即可。起飞滑跑阶段，为了缩短滑跑距离，动力系统必须以最大功率滑跑，此时电机和发动机均在其各自的最大功率状态下，电池容量可按照公式计算：

$$Q = \frac{P_{\max} \cdot t_{qf} + P_{mo, \max} \cdot t_{xs}}{80\% \eta_{mo}} \quad (5)$$

式中， $P_{mo, \max}$ 为电机最大持续功率， t_{qf} 和 t_{xs} 分别为起飞滑跑时间和陆上行驶时间， η_{mo} 为电效率。为了不影响电池寿命，电池内不许保证有 20% 的剩余电量，因此在公式计算中加入了除以 80%。设定陆上由电机驱动行驶的时间为 2 小时，由该公式计算得出的电量为 460 Ah，电池可以从生产厂家订购，参数为 60 V，460 Ah，重量约为 40 KG。

4. 混合动力飞机滑跑起飞距离模拟

本文以飞机最大起飞的重量 $G = m \cdot g = 550 \times 9.8 = 5390 \text{ N}$ 进行计算。飞机所受的空气阻力为 F_D ，地面摩擦力为 F_f ，升力为 F_L [3] [4]。

$$F_D = C_D \frac{1}{2} \rho v^2 S \quad (6)$$

$$F_f = f(G - F_f) \quad (7)$$

$$F_L = C_L \frac{1}{2} \rho v^2 S \quad (8)$$

C_D 为阻力系数， C_L 为升力系数。本文所得升、阻系数可由红嘴鸥飞机阻力极曲线查得。

螺旋桨可用 F_T 拉力为：

$$F_0 = 7.38 \times 9.8 \times (N \cdot D)^{\frac{2}{3}} \left(\frac{\rho}{\rho_0} \right)^{\frac{1}{3}} \quad (9)$$

$$F_T = 0.9 \cdot F_0 \quad (10)$$

式中, N 为动力装置功率, D 为螺旋桨直径。

当海拔过高引气空气稀薄, 活塞发动机缸内燃烧过程因此而受到抑制, 根据经验公式(11), 可以求出在不同海拔和不同温度下较为接近的发动机实际功率。

$$N_H = \left(1.11 \frac{P_H}{P_0} \sqrt{\frac{T_H}{T_0}} - 0.11 \right) N_0 \quad (11)$$

式中, N 为发动机功率, P 、 T 分别为实际压强和气温, 下标“0”和“H”分别表示为发动机处于海平面和实际工作高度 H 处。

在海拔 6000 米以下, 海拔高度与大气密度有密切关系, 可以按照如下公式求得实际飞行高度下的大气密度:

$$\frac{\rho}{\rho_0} = \left(1 - 2.25577 \times 10^{-5} H \right)^{4.25588} \quad (12)$$

$$\rho_0 = 1.225 \text{ kg/m}^3$$

飞机在跑道滑跑起飞时的平均阻力为:

$$(F_D + F_f) = \frac{1}{2} G \left(f + \frac{1}{K_{ld}} \right) \quad (13)$$

式中 $f = 0.02 - 0.05$, K_{ld} 为飞机离地瞬间的升阻比。根据动力学公式, 飞机在跑道滑跑起飞时的平均加速度为:

$$a = \frac{[F_T - (F_D + F_f)]}{m} \quad (14)$$

所以, 可得飞机起飞滑跑距离为:

$$L = \frac{V_{ld}^2}{2a} \quad (15)$$

式中, V_{ld} 为飞机滑跑起飞时瞬时速度。根据以上公式运用 MATLAB 软件, 对原型机和混合动力飞机的起飞滑跑距离进行编程计算可以得到不同机场海拔高度时的滑跑距离, 如图 2 所示。

5. 混合动力飞机陆上行驶性能模拟

假定飞机在 $\mu = 0.02 - 0.05$ 的水泥公路, 且天气环境对飞机的行驶状态无影响, 行驶时由于速度的不同, 所需功率也会不同, 电池消耗电量和发动机的耗油量也随之不同。

在陆上行驶时, 功率计算公式为,

$$P = f_{\text{阻}} \cdot V_{\text{行}} \quad (16)$$

$$f_{\text{阻}} = \mu mg + \frac{1}{2} \rho V_{\text{行}}^2 c \cdot C_d \quad (17)$$

式中, $f_{\text{阻}}$ 为陆上行驶时的阻力, $V_{\text{行}}$ 为陆上行驶时的速度。设定发动机功率转化为螺旋桨功率的效率 70%。

由螺旋桨单独驱动飞机行进和由螺旋桨和电机共同提供动力驱动飞机行进时所能提供的速度模拟结果如图 3 所示。

由于行驶时由于速度的不同，所需功率也会不同，电池消耗电量和发动机的耗油量也随之不同。根据燃油消耗量计算公式[5]，

$$B = \frac{b \times P}{d} \times 10^{-3} \quad (18)$$

式中， B 为燃油消耗量， b 为燃油消耗率， P 为输出功率， d 为燃油比重。在起飞过程中，功率 P 为最大

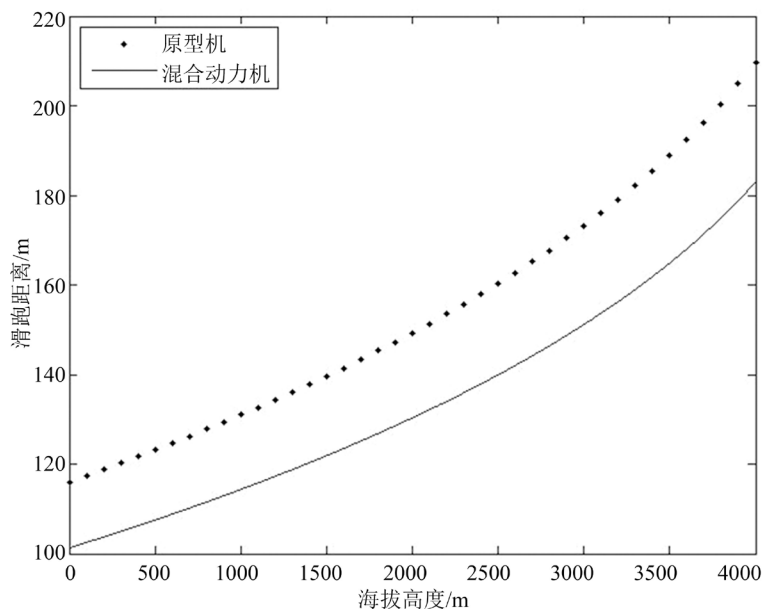


Figure 2. The plane taxi distance of difference altitude

图 2. 不同海拔高度下的滑跑距离

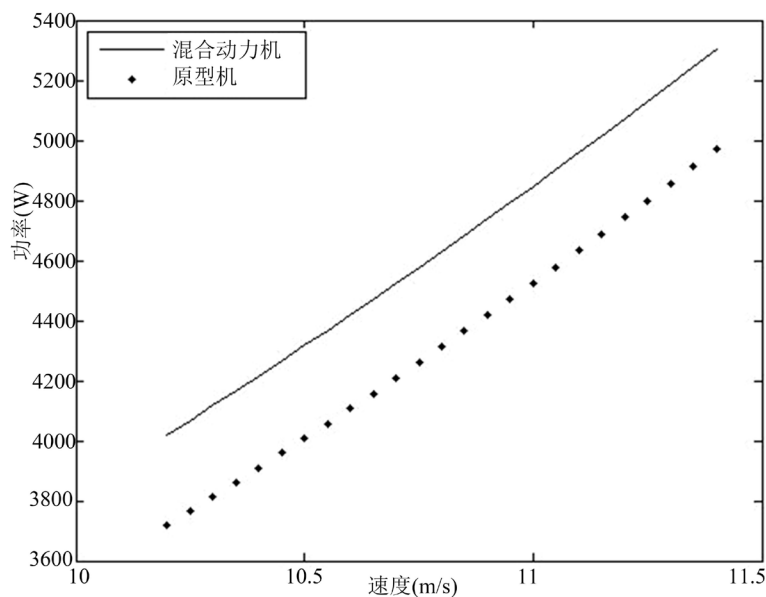


Figure 3. The power in difference speeds

图 3. 不同速度下的功率

功率。当飞机由螺旋桨驱动，在陆上行驶时，功率为，

$$P = f_{\text{阻}} \cdot V_{\text{陆}} \tag{16}$$

$$f_{\text{阻}} = \mu mg + \frac{1}{2} \rho V_{\text{陆}}^2 c \cdot C_d \tag{17}$$

式中， $f_{\text{阻}}$ 为陆上行驶时的阻力， $V_{\text{陆}}$ 为陆上行驶时的速度。

由螺旋桨牵引飞机在陆上行驶总路程计算公式：

$$S_U = V \cdot t_1 \tag{19}$$

$$t_1 = \frac{Q}{B_1} \tag{20}$$

式中， Q 为油箱总量。本文只是针对动力系统进行改装，并未变油箱大小。

由螺旋桨和电机共同驱动飞机在陆上行驶总路程计算公式：

$$S = S_A + S_p \tag{21}$$

$$S_A = V \cdot t_2 \tag{22}$$

$$t_2 = \frac{Q}{B_2} \tag{23}$$

在陆上行驶的过程中，由 ROTAX 912ULS 活塞发动机作为动力源，由螺旋桨牵引飞机行进；与由 ROTAX 912-A 活塞发动机与电机同时作为动力源，共同驱动飞机行进的路程计算如图 4 所示。

当在陆上行驶过程中，由于油量消耗而释放出来的能量为：

$$Q_{mo} = m \cdot q \tag{24}$$

式中， m 为质量， q 为单位热值。 Q_{mo} 为燃油完全燃烧释放的热量。

当在陆上行驶过程中，电机所消耗的能量为：

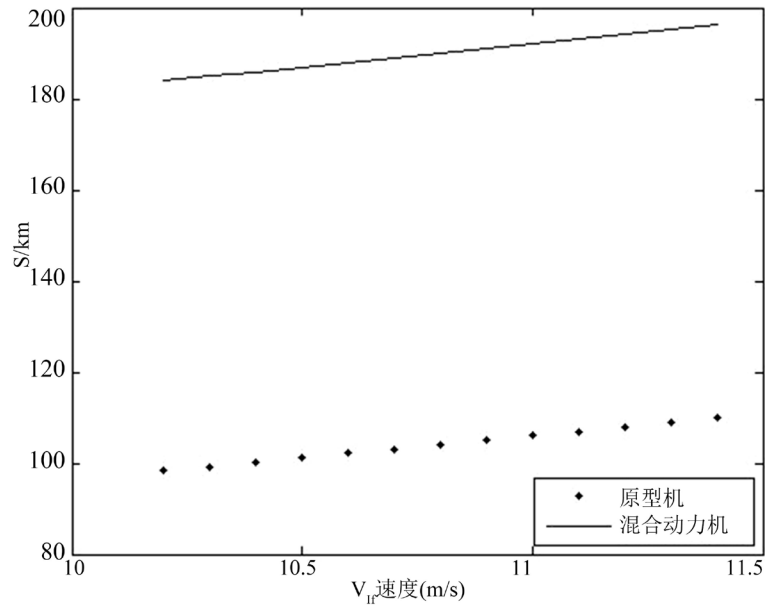


Figure 4. The total distance in difference speeds
图 4. 不同速度下的总路程

$$Q_{eng} = P \cdot t \quad (25)$$

式中， P 为发动机实际功率， t 为发动机实际功率的工作时间。

当单独由电机提供动力，飞机在陆上行驶时的功率为：

$$P = f_{阻} \cdot V_{lf} \quad (16)$$

$$f_{阻} = \mu mg + \frac{1}{2} \rho V_{lf}^2 c \cdot C_d \quad (17)$$

单独由螺旋桨提供动力在陆上行驶，与单独由电机提供动力在陆上行驶时，不同速度状态下能量消耗与路程的关系模拟结果如图 5 所示。

理想状态下，飞机陆上性能模拟结果如表 1 所示。

6. 结论

从上述模拟结果得出，在飞机载重不变的情况下，飞机的起飞滑跑距离缩短了 12.5%。陆上行驶最

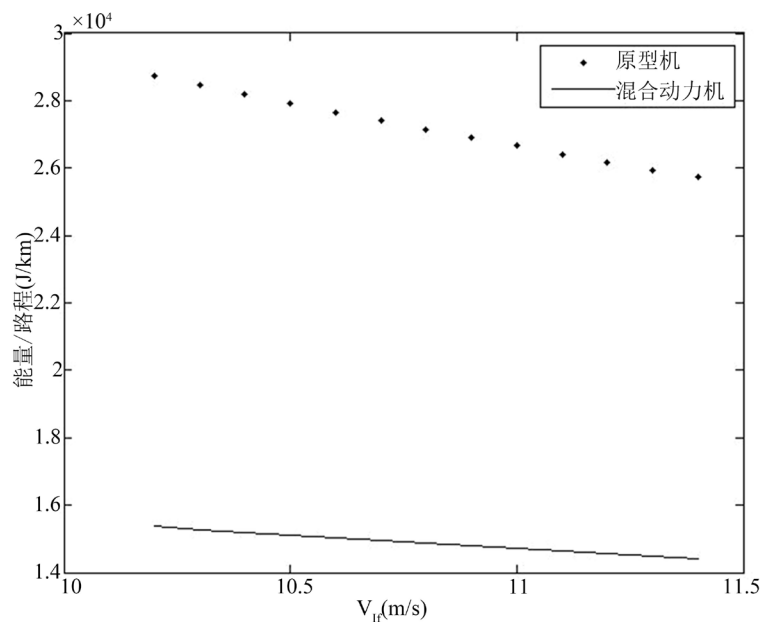


Figure 5. The relationship between energy consumption with distance in difference speeds

图 5. 不同速度下能量消耗与路程的关系

Table 1. Simulation results contrast

表 1. 模拟结果对比

	原型机	混合动力机
起飞滑跑距离/m	128	112
陆上行驶最大功率/kw	51.45	53.28
空重/kg	280	321.6
有效载荷/kg	270	220
最大起飞重量/kg	550	550
陆上行驶总路程/km	110	196

大功率虽然相差不大，但是在相同的燃油消耗量的前提下，陆上行驶总路程增大了 78.1%。虽然有效载荷略微减小，但是对机场跑道长度要求下降了。并且可由电机单独驱动在陆上行驶，消耗较少的能量，行驶更大的路程。通过模拟结果，本次设计的混合动力飞机与原型机相比，起飞滑跑距离短，能源消耗少。适用于飞行训练、旅游观光，且节能减排。

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] 康桂文, 孙振祥. 通用飞机油电混合动力系统设计与性能仿真[J]. 沈阳航空航天大学学报, 2015, 32(2): 23-27.
- [2] 曹政策, 等. 混合动力电动公交车动力系统的研制[D]: [硕士学位论文]. 武汉: 武汉理工大学, 2004: 3.
- [3] 朱蔡良才, 郑汝海, 种小雷, 邵斌, 王何巍. 高原机场起飞着陆滑跑距离测试与分析[J]. 空军工程大学学报(自然科学版), 2000, 1(2): 4-7.
- [4] 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(12): 2641-2647.
- [5] 方振平. 飞机飞行动力学[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2008: 18-31.

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>