

文章编号:1000-8055(2013)12-2641-07

超轻型电动飞机电动力系统的参数匹配

康桂文^{1,2}, 胡 雨³, 李亚东², 姜文辉^{1,2}

(1. 沈阳航空航天大学 通用航空重点实验室, 沈阳 110136;

2. 辽宁通用航空研究院, 沈阳 110136;

3. 沈阳航空航天大学 航空航天工程学部, 沈阳 110136)

摘 要: 结合某型超轻型电动飞机的设计参数, 阐述了电动力系统的布局、系统参数匹配的原则和步骤. 提出了电动力系统参数匹配和性能验证的方法. 从动力性、经济性、系统质量的角度验证了该系统的可行性. 参考飞机的最大平飞速度为 175.5 km/h, 大于设计要求的最大平飞速度 170 km/h, 满足动力性能要求. 电动力系统的运行费用为 6.8 元/h, 是相近功率活塞发动机运行费用的 1/8. 与 3 种电动飞机相比, 参考机型的功质比仍比较高, 达 0.0842 kW/kg, 为可接受值.

关 键 词: 超轻型飞机; 电动力系统; 参数匹配; 性能验证; 电动飞机

中图分类号: V237

文献标志码: A

Parameters matching of ultralight electric aircraft propulsion system

KANG Gui-wen^{1,2}, HU Yu³, LI Ya-dong², JIANG Wen-hui^{1,2}

(1. Key Laboratory of General Aviation,

Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China;

2. Liaoning General Aviation Academy, Shenyang 110136, China;

3. Faculty of Aerospace Engineering,

Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China)

Abstract: Combined with a certain ultralight electric aircraft's design parameters, the layout of aircraft electric propulsion system, the principles and steps of the parameter matching of electric propulsion system were presented. The methods of parameter matching and performance verification of electric propulsion system were put forward. The feasibility of the system was verified from the mass of propulsion system, dynamics and economics. The maximum level flight speed of the reference aircraft is 175.5 km/h, greater than the maximum level flight speed of 170 km/h, which is design requirement, in compliance with the requirement of dynamic performance. The operation cost of electric propulsion system is RMB 6.8 yuan/h that is close to the 1/8 of the operation cost of piston engine with similar power. Compared with three electric aircrafts, the reference aircraft's power to mass ratio is still high up to 0.0842 kW/kg, which is acceptable.

Key words: ultralight aircraft; electric propulsion system; parameter matching; performance verification; electric air craft

飞机电动力系统是一种新型航空动力技术. 系统中, 电池给电动机输入电能, 为飞机提供飞行

的能量, 电动机带动螺旋桨转动, 为飞机提供拉力. 与传统的内燃机动力相比, 电动力系统具有污

收稿日期: 2012-11-05

网络出版地址: <http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20131111.1602.001.html>

作者简介: 康桂文(1972—), 男, 辽宁义县人, 副教授, 博士, 主要从事活塞式航空发动机设计理论及方法研究.

染小、噪声低、能量利用率高、结构简单、易于维护、可靠性高、热辐射小、运行经济性好等优点,是通用航空技术的发展方向之一^[1-8]。

自1883年Tissandier首次用电力作为飞机驱动装置以来,电动飞机的发展从未停止过。近年来,电动飞机逐渐成为通用飞机研究的热门,已有Pipstrel, Lange Antares 20E等几款电动有人飞机批量生产。我国在电动有人飞机方面起步较晚,近几年刚开始进入研制阶段。因受电池能量密度的制约,电动力系统从理论变成具有较高性能并能可靠运行的实际系统难度很大,先进的系统集成优化技术显得十分必要。然而,电动力系统集成优化技术的核心在于系统中各部件的参数匹配^[9-11]。良好的参数匹配不仅可以提高系统的效率,增强能量的有效利用,而且对飞机的动力性和经济性有重要意义^[12]。

本文根据飞机动力学计算结果,提出了某型超轻型电动飞机的电动力系统参数匹配的方法并从动力性和经济性角度验证了其性能。该参数匹配和性能验证方法也可为电动力系统集成优化提

供依据。

1 电动力系统布局

超轻型电动飞机电动力系统主要由螺旋桨、电动机、控制器、锂电池组、电源管理系统(BMS)、显示仪表、油门等部分组成。锂电池组供给能量,其输出电压经控制器调制后输入电动机,电动机旋转驱动螺旋桨转动,产生的拉力用以驱动飞机产生前进动力。为保证系统安全,锂电池组与电动机控制器之间安装一个主电源开关,只有在运行状态时闭合此开关。

电池组的电源管理系统及控制器的辅助电源供电由24V锂电池组直接提供。BMS及控制器中的重要信息经控制器局域网络(CAN)总线输出到显示仪表,为飞行员提供参考。飞行员通过油门操纵装置将信息输入电动机控制器,从而改变电动机的转速,以适应不同的飞行状态。在锂电池组与电动机控制器之间还接入接触器与主控开关,以实现主电源的连通与切断。超轻型电动飞机动力系统组成如图1所示。

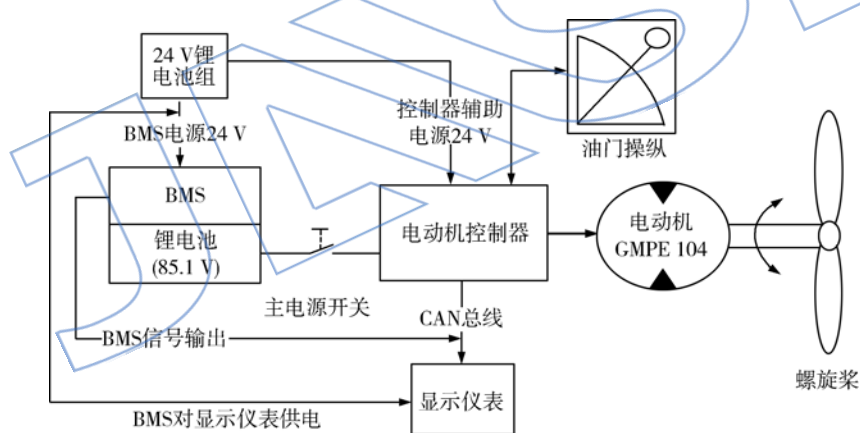


图1 超轻型电动飞机电动力系统组成

Fig. 1 Propulsion system components of ultralight electric aircraft

电动机、螺旋桨和锂电池组为该电动力系统的核心部件,本文主要对三者的参数匹配进行讨论和分析。考虑到飞机操纵系统和航电系统用电量较少,电压较低,由一组24V,200W锂电池单独供电,不与电动力系统共用动力电池。

2 参数匹配的初始条件和要求

该电动力系统参数匹配的初始条件为飞机总体设计参数要求。此要求是参考相似飞机设计参数结合该飞机设计要求,并严格依照“适航条例”所提出的^[13-14]。飞机总体设计参数要求如表1所示。

表1 飞机总体设计参数要求

Table 1 Parameters demands of overall design aircraft

参数	数值
最大起飞质量/kg	285
机翼面积/m ²	6.32
最大平飞速度/(km/h)	170
巡航速度/(km/h)	100
起飞滑跑距离/m	167
爬升率/(m/s)	2.5
下滑率/(m/s)	1.5
最大飞行高度/m	3000

电动力系统参数匹配的要求依据飞机飞行剖面各状态所需功率和能量. 其功率和能量可以根据飞机总体设计参数要求进行飞行动力学计算.

假设:爬升阶段为定常上升,上升角为 6° ;巡航阶段为定常平飞,高度为 1000 m,速度为 100 km/h;下滑阶段为定常下滑,下滑角为 3° . 经过工程估算,得出飞机飞行剖面各飞行状态对应的电动机输出功率,如图 2 所示.

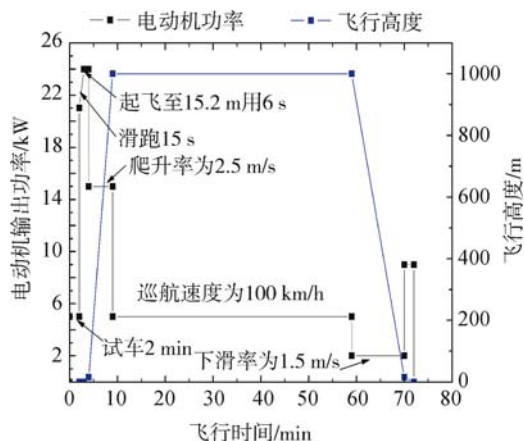


图 2 各飞行状态对应的电动机输出功率

Fig. 2 Motor output power of each flight state

3 参数匹配的原则和步骤

在超轻型电动飞机设计过程中,要求电动力系统满足各飞行状态下的最大拉力和续航时间的要求. 电动力系统参数匹配原则为:针对设计机型、目标工况,在保证动力性的前提下,以电动力系统总质量最小为设计目标. 实际参数匹配过程中,电动力系统各部件都采用现有产品,设计变量为有限个数的离散值,可以直接搜索满足要求的最优值和各部件配置.

参数匹配的步骤为:根据飞机总体设计的技术要求,先计算飞机飞行剖面各状态所需的功率和能量. 由各状态所需功率确定电动机的功率、扭矩、转速和工作电压等参数及其控制器参数. 然后根据电动机转速和扭矩,来确定螺旋桨的转速、直径等参数. 最后由飞行剖面总能量、电动机峰值功率、控制器允许最大输入电压等确定电池电容量、电压、节数.

此时,参数确定后匹配还未完成,应根据所选产品得到对应的工作效率,验证参数匹配的结果. 若匹配结果不满足各状态功率和能量要求,需进一步迭代,重新确定参数.

图 3 较为直观地说明了动力系统参数匹配的步骤.

步骤.

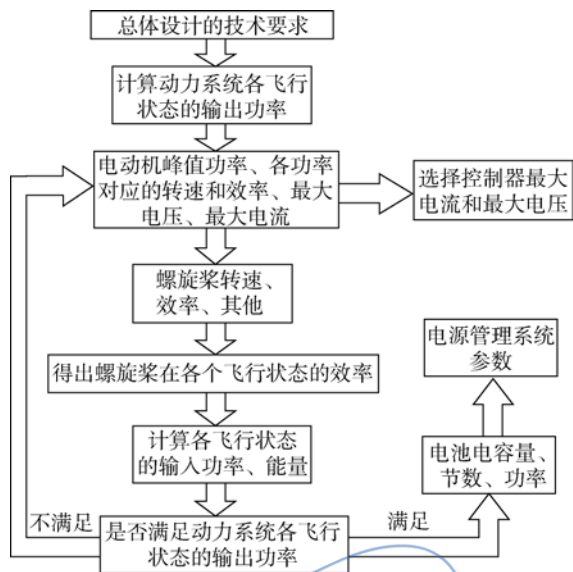


图 3 电动力系统参数匹配的步骤

Fig. 3 Steps of propulsion system parameter matching

4 参数匹配的方法

4.1 电动机参数的选择

电动机是飞机的动力来源,其功率的选择关系到飞机的动力性能. 正确选择电动机功率十分必要,如果选得过小,则电动机经常在过载状态下运行,会缩短电动机使用寿命甚至导致飞机无法起飞;相反,如果选得太大,电动机经常在低负载状态下运行,效率降低,其结果是电动机自身质量过大,飞行所需电量加大,电池等部件也随之质量变大. 通常,各个飞行剖面中,起飞状态所需功率最高,因此从保证飞机的起飞功率来初步选择电动机应有的峰值功率. 式(1)为起飞状态所需功率的计算式

$$\begin{cases} a = \frac{V_{\text{levelflight}}^2 - V_{\text{liftoff}}^2}{2S_s} \\ Q = \frac{1}{2} \rho V_{\text{levelflight}}^2 S C_d \\ F = Q + G \sin \theta + Ma \end{cases} \quad (1)$$

式中 ρ 为某一海拔高度的空气密度, a 为起飞的加速度, $V_{\text{levelflight}}$ 为平飞速度, V_{liftoff} 为离地速度, S_s 为飞机离地至平飞状态的距离, S 为机翼面积, Q 为飞机气动阻力, C_d 为阻力系数, F 为起飞时所需拉力, θ 为飞机上升角, G 为飞机重力.

起飞状态所需最大功率为

$$P_{\text{takeoff}} = F V_{\text{liftoff}} = 541.99 \times 23.93 = 12.97 \text{ (kW)}$$

电动机的输出功率为

$$P_m = \frac{P_{\text{takeoff}}}{\eta_m \eta_p \eta_c} = \frac{12.97}{0.9 \times 0.65 \times 0.95} = 23.4 \text{ (kW)}$$

其中 η_m 为电动机效率; η_p 为螺旋桨效率; η_c 为控制器效率. 因此, 选择峰值功率为 24 kW 的电动机较为适合.

4.2 螺旋桨参数的选择

4.2.1 电动机与螺旋桨的匹配

电动机和螺旋桨之间的良好匹配决定螺旋桨最终的输出功率. 电动机和螺旋桨有较好的匹配指的是电动机和螺旋桨同时都在较高的效率下运行. 这意味着在满足推进功率要求的前提下, 两者在同一转速下都处于高效率下运行^[15]. 图4可以更为直观地表现这一点(Ω 为转速).

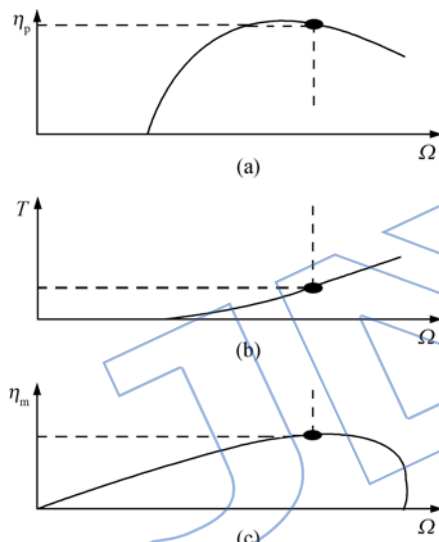


图4 电动机与螺旋桨的良好匹配

Fig. 4 Good matching of motor and propeller

在螺旋桨设计中不仅要力求螺旋桨的最大效率点高, 同时要使螺旋桨效率曲线在最高点附近尽量平坦. 因为在实际飞行中由于飞行状态的不同, 很难保证飞机始终保持在螺旋桨的设计点上飞行, 如果偏离设计点较多, 螺旋桨的效率会大幅度下降. 飞机巡航状态下的飞行时间最长, 所需能量占总能量的比例最大, 因此螺旋桨匹配设计一般在巡航状态下设计即螺旋桨转速与电动机转速相等, 螺旋桨的输入功率等于电动机的输出功率.

4.2.2 螺旋桨直径的选择

电动力系统最终向飞机输出的拉力 T 和功率 P 就是螺旋桨的动拉力 T_p 和功率 P_p , 可见螺旋桨参数的选择至关重要. 从螺旋桨的拉力公式

(2)和功率公式(3)可以知道, 影响螺旋桨性能的参数有空气密度 ρ , 空气速度 V , 螺旋桨直径 R , 拉力系数 C_t , 功率系数 C_p , 转速 Ω , 雷诺数 Re 和前进比 λ .

$$T_p = \frac{1}{2} \rho (\Omega R)^2 \pi R^2 C_t = \frac{1}{2} \rho V^2 \pi R^2 \frac{C_t(\lambda, Re)}{\lambda^2} \quad (2)$$

$$P_p = \frac{1}{2} \rho (\Omega R)^2 \pi R^3 C_p = \frac{1}{2} \rho V^2 \pi R^3 \frac{C_p(\lambda, Re)}{\lambda^2} \quad (3)$$

其中前进比

$$\lambda = \frac{V}{\Omega R} \quad (4)$$

由式(2)、式(3)和式(4)可知, 螺旋桨的直径直接影响螺旋桨的性能.

螺旋桨直径计算公式如下:

$$D = k_d \left[\frac{P}{V \Delta \Omega^2} \right]^{0.25} \quad (5)$$

式中 k_d 为直径系数, 取为 106.45; Ω 取为 1400 r/min; V 取为 100 km/h; Δ 为空气相对密度, 取为 1.

经计算, $D=1.447$ m, 选择螺旋桨的直径为 1.4 m.

4.3 电池组参数的选择

4.3.1 电池组能量的选择

电池组能量指标是体现电池组价值的最重要参数, 由飞机的飞行剖面来决定电池组能量的大小, 需要对飞行剖面总能量进行计算(见表2).

表2 电动机输出功率和电池组能量

Table 2 Motor output power and battery packs energy

飞行剖面	电动机输出功率/kW	时间	电量/(kW·h)
试车	5	2 min	0.17
起飞滑跑	21	15 s	0.09
起飞	24	6 s	0.04
爬升	15	6 min 34 s	164
巡航	5	50 min	4.17
下滑	2	11 min 6 s	0.37
着陆	9	10 s	0.25
所需总电量		约 70 min	6.73
附加 20% 余量			约 8.42

注: 实际飞机起飞是加速状态, 着陆是减速状态, 电动机输出功率都是变化的, 但所用时间极短. 为简化计算, 代入各自输出功率最大值求出所需能量.

超轻型电动飞机电池组的总电量为飞行剖面各状态所需电量之和. 可见, 飞机的续航时间越长, 需要电池组电量越大. 另外, 从安全角度考虑, 电池组的电量应留有 20% 的余量, 所以所需的电池组总电量约为 $8.42 \text{ kW} \cdot \text{h}$.

4.3.2 电池组电压的选择

在确定电池组电压时, 要求电池组的电压小于电动机控制器所允许的最大输入电压, 与电动机的峰值电压相一致且满足电动机电压变化的要求, 并且考虑飞机上电动附件的功率消耗, 所以在电池组电压的选择上要略大于电动机的峰值电压. 以免因电池组电压过早的欠压而影响飞机的续航时间. 综上所述, 电池组的电压应大于 72 V , 小于 90 V .

4.3.3 电池组输出功率的选择

电池组的输出功率分为最大可持续功率、最大功率、峰值功率. 分别对应电池组电压与最大可持续电流、最大电流、峰值电流的乘积. 巡航状态下, 电池组的输出功率需小于最大可持续功率; 爬升状态下, 电池组的输出功率需小于最大功率; 起飞状态下, 电池组的输出功率需小于峰值功率. 本文所选锂电池组参数如表 3 所示.

表 3 锂电池组参数

Table 3 Lithium battery packs parameters

参数	数值
电压/V	85.1
最大可持续功率/kW	8.51
最大功率/kW	25.5
峰值功率/kW	42.6
电量/(kW · h)	8.51
能量密度/(W · h/kg)	168

5 匹配结果的分析

5.1 动力性分析

该超轻型电动飞机电力系统选择的电动机是 Electravia 公司的 GMPE 104 型号电动机, 电池组选择的是 Kokam 公司的 SLPB70460330 型号锂电池组.

电动机和电池组的峰值功率、最大功率、最大可持续功率需分别满足起飞、爬升、巡航状态下的最大功率要求. 另外, 电池组在峰值功率和最大功率状态下, 均有持续时间的限制, 其持续时间必须

大于起飞和爬升的时间. 如表 4 可知, 电动机和电池组的匹配结果满足设计要求.

表 4 选型后的电动机与电池组的匹配结果

Table 4 Matching result of motor and battery packs after selection

	峰值功率	最大功率	最大可持续功率
所需电动机 输出功率/kW	24	15	5
电动机功率/kW	26(30 s)	19(10 min)	16.5
电池组功率/kW	42.6(10 s)	25.5(10 min)	8.51
是否满足	满足	满足	满足

该超轻型电动飞机的螺旋桨为自主设计, 直径为 1.4 m , 效率可达 83.98% . 螺旋桨可用拉力和飞机平飞需用拉力的计算如式(6)、式(7)所示.

螺旋桨可用拉力为

$$\begin{cases} T_0 = 7.38(ND)^{\frac{2}{3}} \left[\frac{\rho}{\rho_0} \right]^{\frac{1}{3}} \\ T_p = T_0 \left[1.0 - 0.106V \sqrt{\frac{\Omega D}{10^7 \times N \frac{\rho}{\rho_0}}} \right] \end{cases} \quad (6)$$

飞机平飞需用拉力为

$$T_a = \frac{W}{K} \quad (7)$$

式中 ρ_0 为海平面的空气密度, T_0 为螺旋桨静拉力, T_p 为螺旋桨动拉力即螺旋桨可用拉力, T_a 为飞机平飞需用拉力, W 为飞机总质量, K 为飞机平飞时的升阻比.

图 5 为拉力曲线图, 表示螺旋桨可用拉力、飞机需用拉力与飞机平飞速度的关系. 在拉力曲线

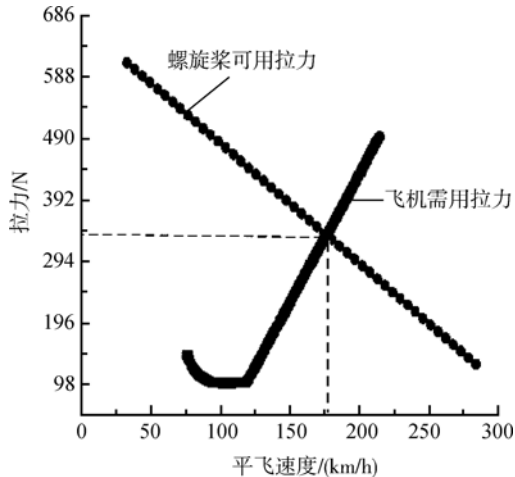


图 5 拉力曲线

Fig. 5 Thrust curves

图上,螺旋桨可用拉力与飞机需用拉力的交点对应于最大平飞速度 $V_{\text{levelflight-max}}$, 我们可得 $V_{\text{levelflight-max}} = 175.5 \text{ km/h}$. 此时可用拉力与需用拉力均为 340.06 N . 该系统的最大平飞速度 $V_{\text{levelflight-max}} = 175.5 \text{ km/h}$ 大于设计要求的最大平飞速度 170 km/h . 可见,电动机与螺旋桨匹配良好,满足动力性能要求.

5.2 经济性分析

目前,我国谷时电价为 $0.36 \text{ 元}/(\text{kW} \cdot \text{h})$,该超轻型飞机一次起落所需电量为 $8.42 \text{ kW} \cdot \text{h}$,运行费用仅需 3 元 . 我们以功率相近的 Meggitt wae 342 发动机为参照物,对比一下电动力系统和活塞发动机在额定功率下运行 1 h 的费用. 97 号 汽油油价为 $7.98 \text{ 元}/\text{L}$,Meggitt wae 342 发动机在额定功率下燃油消耗率为 $0.4866 \text{ kg}/\text{kW}$. 电动力系统需用电量为 $19 \text{ kW} \cdot \text{h}$,Meggitt wae 342 发动机需用油量为 6.8 L . 电动力系统的运行费用为 6.8 元 ,Meggitt wae 342 发动机的运行费用为 54.3 元 ,两者相差约 8 倍 . 可见,在运行的经济性方面,与油动飞机相比,电动飞机占有绝对的优势.

5.3 质量分析

飞机整体性能与各个系统的质量息息相关,必须细化电动力系统各部件的质量. 根据选型结果,对电动力系统的质量进行了统计,结果见表 5.

表 5 电动力系统的质量

Table 5 Mass of electric propulsion system

分系统名称	名称(机构、部件)	质量/kg
电动机控制器	电动机、减速器	15
	控制器	1.8
	连接电缆	0.8
锂电池	电池组及包装	51.65
	BMS	4
	连接电缆	0.4
螺旋桨及安装	螺旋桨	2.5
	桨罩及连接	1
	控制锂电池组	6
控制电路	接触器	0.5
	油门操纵	0.5
	控制电路	0.5
未预见质量		2
总质量		86.65

对比国外 3 种电动飞机的质量参数,见表 6.

表 6 电动飞机质量参数对比

Table 6 Comparison of electric aircraft mass parameters

机型	最大起飞 质量/kg	发动机 功率/kW	功质比/ (kW/kg)
Lange 20E	660	42.5	0.0644
Taurus	544	29.8	0.0548
Electrolight 2	315	19.4	0.0616
参考机型	285	24	0.0842

从表 5 中不难发现,电动力系统的质量大部分来源于锂电池组. 锂电池组的能量密度对电动力系统的性能起着至关重要的影响. 如表 6 所示,与表中 3 种机型对比,参考机型的功质比较高. 考虑现阶段锂电池组的技术水平,此质量为可接受值. 随着电池组技术的发展,锂电池组可以满足飞机更高的性能要求.

6 结 论

通过超轻型电动飞机电动力系统参数匹配设计和性能验证,得出下列主要结论:

1) 在目前相应的锂电池组技术基础上,可以设计出性能良好的超轻型电动飞机,随着锂电池组技术的发展,飞机的续航时间将大大增加,发展前景也会更好.

2) 参数匹配设计不仅可为电动力系统集成优化提供依据,也能为下一步系统的性能仿真提供参考. 本文介绍的电动力系统参数匹配方法是一种适合超轻型电动飞机电动力系统初步设计的有效方法.

3) 电动力系统的参数匹配中的初始条件需考虑飞机总体设计,飞行各状态的功率和能量也需根据飞机的气动参数进行计算.

参考文献:

- [1] Jeremy F. Electric motor & power source selection for small aircraft propulsion[D]. Indiana, US: Purdue University, 2011.
- [2] Kolja S. Performance assessment of part-electric general aviation aircraft[D]. Hamburg, Germany: Hamburg University, 2006.
- [3] Hiserote R M. Analysis of hybrid-electric propulsion system designs for small unmanned aircraft systems[R]. AIAA 2010-6687, 2010.
- [4] Rotramel T A. Optimization of hybrid-electric propulsion

- systems for small remotely-piloted aircraft[D]. Hobson, US: Air Force Institute of Technology, 2011.
- [5] Mark D M. Electric propulsion enabled advanced air vehicles[EB/OL]. [2012-11-5]. [Http://cafefoundation.org/vz/pdf_EAS/2008/mark.moore.eas.2008.pdf](http://cafefoundation.org/vz/pdf_EAS/2008/mark.moore.eas.2008.pdf).
- [6] Giulio R. Enfica-FC: design, realization and flight test of all electric 2-seat aircraft powered by fuel cells[R]. International Council of Aeronautical Sciences Paper 2010-1. 6. 4, 2010.
- [7] Dale A, Lawrence K M. Efficiency analysis for long-duration electric mavs[R]. AIAA-2005-7090, 2005.
- [8] 赵坚行. 民用航空发动机污染排放及低污染燃烧技术发展趋势[J]. 航空动力学报, 2008, 23(6): 986-996.
ZHAO Jiangxing. Pollutant emission and development of low-emission combustion technology for civil aero engine [J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(6): 986-996. (in Chinese)
- [9] 赵长辉, 卢黎波, 陈立伟, 等. 飞机的电动力系统技术概述[J]. 航空工程进展, 2011, 2(4): 449-458.
ZHAO Changhui, LU Libo, CHEN Liwei, et al. Overview of electric propulsion system technology for aircraft[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2011, 2(4): 449-458. (in Chinese)
- [10] 梁冰, 王和平, 袁昌盛. 小型电动无人机动力系统设计及优化[J]. 航空计算技术, 2010, 40(6): 78-80.
LIANG Bing, WANG Heping, YUAN Changsheng. Design and optimization of power system for electric small unmanned aerial vehicles[J]. Aeronautical Computing Technique, 2010, 40(6): 78-80. (in Chinese)
- [11] 刘斌, 马晓平, 王和平. 小型电动无人机总体参数设计方法研究[J]. 西北工业大学学报, 2005, 23(3): 396-400.
LIU Bin, MA Xiaoping, WANG Heping. Design analysis methodology for electric-power mini-uav [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2005, 23(3): 396-400. (in Chinese)
- [12] 马泽孟. DF-1 轻型飞机气动及性能估算[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2010.
MA Zemeng. Aerodynamic calculation and performance estimation for DF-1 light aircraft [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010. (in Chinese)
- [13] 顾诵芬. 飞机总体设计[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2001.
- [14] 中国民用航空局. 初级类航空器适航标准: 超轻型飞机[EB/OL]. [2012-01-01]. [Http://www.caac.gov.cn](http://www.caac.gov.cn).
- [15] 刘沛清. 空气螺旋桨理论及其应用[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2006.