

DOI:10.16356/j.1005-2615.2019.03.012

电动轻型飞机电推进系统选型与参数匹配

刘福佳^{1,2} 杨凤田^{1,2} 刘远强^{1,2} 李东辉^{1,2}

(1. 沈阳飞机设计研究所, 沈阳, 110035; 2. 辽宁通用航空研究院, 沈阳, 110136)

摘要: 电动飞机为实现彻底的绿色航空提供了一条光明的技术途径, 作为电动飞机动力和能量的来源, 电推进系统的参数匹配对电动飞机环保、节能和高效起到关键作用。首先, 本文对电动轻型飞机电推进系统进行了简要概述, 并分析了其组成部分的特点。其次, 结合目前电动轻型飞机电推进系统的特点, 给出了电推进系统选型与参数匹配的设计过程。然后, 根据电推进系统各组成部分的特点, 提出了一套电推进系统选型与参数匹配的方法, 包括螺旋桨的选型与参数匹配、电动机的选型与参数匹配、控制器的选型与参数匹配、电池组的选型与参数匹配, 该方法可以为电推进系统的优化设计提供依据。最后, 以 RX1E 电动轻型飞机为例对此方法进行了验证, 匹配结果满足设计要求, 说明了此方法的可行性。

关键词: 电推进系统; 电动飞机; 蓄电池; 选型; 参数匹配

中图分类号: V237

文献标志码: A

文章编号: 1005-2615(2019)03-0350-07

Type Selection and Parameter Matching of Electric Light Aircraft Propulsion System

LIU Fujia^{1,2}, YANG Fengtian^{1,2}, LIU Yuanqiang^{1,2}, LI Donghui^{1,2}

(1. Shenyang Aircraft Design Institute, Shenyang, 110035, China; 2. Liaoning General Aviation Academy, Shenyang, 110136, China)

Abstract: Electric aircraft provides a bright technical way to achieve completely green aviation. The electric propulsion system is the power and energy source of electric aircraft. Therefore, a parameter matching of the electric propulsion system plays a key role on the environmental protection, energy-reservation and high efficiency of electric aircraft. First, a brief overview of the electric propulsion system is completed, and the characteristics of its components are analyzed. Secondly, combining the characteristics of the electric propulsion system of the current electric light aircrafts, the design process of type selection and parameter matching of the propulsion system is discussed. Then, according to the characteristics of components of the electric propulsion system, a method of type selection and parameter matching of electric light aircraft propulsion system is put forward, including type selection and parameter matching of the propeller, type selection and parameter matching of the motor, type selection and parameter matching of the controller, type selection and parameter matching of the battery pack. The method can provide the basis for optimization design of the electric propulsion system. Finally, the method is verified with the RX1E electric light aircraft, and the matching results meet the design requirements, which illustrates the feasibility of the method.

Key words: electric propulsion system; electric aircraft; storage battery; type selection; parameter matching

传统的燃油飞机对环境的影响主要有 3 个方面: (1) 机场附近的噪声污染; (2) 由于飞机排放造

收稿日期: 2017-12-25; 修订日期: 2018-04-12

通信作者: 刘福佳, 男, 博士研究生, E-mail: 718880677@qq.com。

引用格式: 刘福佳, 杨凤田, 刘远强, 等. 电动轻型飞机电推进系统选型与参数匹配[J]. 南京航空航天大学学报, 2019, 51(3): 350-356. LIU Fujia, YANG Fengtian, LIU Yuanqiang, et al. Type Selection and Parameter Matching of Electric Light[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2019, 51(3): 350-356.

成的空气质量下降;(3)飞机向大气排放的二氧化碳等温室气体对区域和全球气候造成的影响^[1]。另外,地球的石油资源也是有限的,再过40~50年,石油资源也将枯竭^[2]。因此,如何缓解和解决飞机对环境的影响以及对石油资源的依赖成为了必须考虑的问题。电推进系统具有高效率、零污染、结构简单和易维护等优点^[3],用于代替活塞发动机动力系统作为飞机的动力来源,将有效地解决环境污染问题及能源危机问题,是飞机动力系统的一个重要发展方向。

电动飞机与燃油飞机相比,具有轻质量、较大的功重比、高效率、低噪音、高可靠性和安全性、低运营成本、无污染等优点。电动飞机分为太阳能电动飞机、蓄电池电动飞机(主要是锂电池电动飞机)和燃料电池电动飞机^[4-6]。目前有人电动飞机受电推进系统性能所限主要为能耗较低的2座及以下的低档简易型航空器,包括动力伞、动力三角翼、动力滑翔机、超轻型飞机和轻型运动飞机等^[7],具体型号包括ElectraFlyer Trike,ESA,E430,eSpyder,Cessna 172, Elektra One, APEV Pouchelec, Cri-Cri, E-Fan, e-Genius, Taurus G4和RX1E等^[8]。对于有人电动飞机来说,续航能力是决定其在市场上能否有应用空间的决定性因素,而电动飞机的续航能力与电推进系统效率成正比,因而对电推进系统进行良好的参数匹配提高电推进系统效率,对增加电动飞机的续航能力有重要意义。

本文主要对蓄电池电动飞机进行研究,根据其电推进系统的特点,结合飞行动力学计算结果,提出了电动轻型飞机的电推进系统选型与参数匹配的方法,该方法可为电动轻型飞机电推进系统的设计提供依据。

1 电推进系统概述

电推进系统为飞机提供能源和用于克服阻力使飞机飞行的动力,主要由电池组、电动机、控制器和螺旋桨等组成。其中,电池组将化学能转换为电能,为飞机提供和所需的能量;电动机将电能转换为机械能,并由控制器控制满足不同飞行状态所需的输出功率;螺旋桨为飞机提供飞行的动力。电动飞机的电推进系统组成见图1。

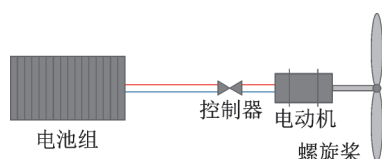


图1 电动飞机的电推进系统

Fig.1 Electric light aircraft propulsion system

1.1 电池组

能量密度较高的电池有3类:锂离子电池、空气电池和石墨烯电池^[8]。锂离子电池按电解液可分为液态锂离子电池和聚合物锂离子电池(简称锂聚电池),目前锂聚电池在电动飞机上应用广泛,其理论能量密度大于 $300 \text{ W}\cdot\text{h}/\text{kg}$,安全使用的能量密度介于 $100\sim 200 \text{ W}\cdot\text{h}/\text{kg}$ ^[3,8];空气电池主要包括锌空气电池、锂空气电池、铝空气电池和镁铝空气电池等,这些电池能量密度在 $300 \text{ W}\cdot\text{h}/\text{kg}$ 以上,存在近期在电动飞机上应用的可行性;石墨烯电池号称“充电1 min续航1 000千米”,尽管理论能量密度高,但目前其应用前景尚存在争论,在飞机上的应用有待论证^[8]。

1.2 电动机

目前安装在电动飞机上的电动机主要为有刷和无刷永磁直流电动机。无刷电动机具有高效率、易控制、维护方便、可靠性高、体积小和质量轻等优点^[9]。

1.3 控制器

无刷电动机工作需要由控制器进行控制^[10]。控制器的功能为:(1)将直流电源转化为无刷电动机工作的低压交流电;(2)对无刷电动机起调速作用。

1.4 螺旋桨

螺旋桨分为变距螺旋桨和定距螺旋桨^[11]。由于电动飞机任务单一、飞行速度跨度小,而且变距螺旋桨成本较大、结构较为复杂,因此,定距螺旋桨是电动飞机主要研究对象。

2 电推进系统选型与参数匹配设计过程

电推进系统选型与参数匹配的过程见图2。电推进系统选型与参数匹配具体过程如下:(1)根据飞机设计要求,计算飞机不同飞行状态下所需的最大功率;(2)以巡航状态下飞机所需的功率选择效率最高的螺旋桨,且满足飞机最大功率的要求,并确定不同飞行状态下螺旋桨的效率;(3)根据飞机最大功率需求,选取一组电动机,再根据螺旋桨设计转速下所需的功率,计算此状态下不同电动机的效率,选择效率最高的电动机;(4)根据电动机最大电流,选择控制器;(5)根据电动机所需的最大电流和飞行任务所需电池的容量,选取一组单体电池,然后不同的单体电池的额定电压求出所需电池数量,最后选择质量最轻的电池组;(6)根据所选产品得到对应的工作效率,验证匹配结果是否满足飞机设计要求,若不满足则需重新选型与参数确定。

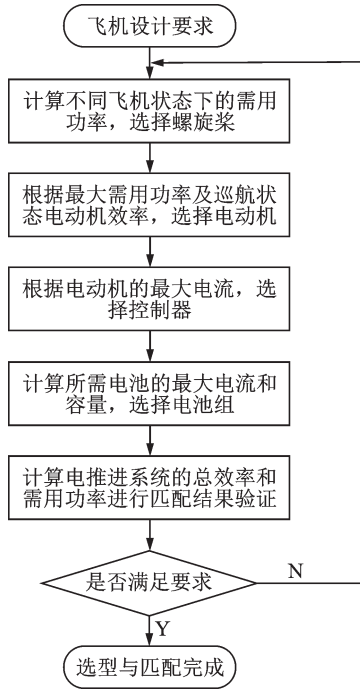


图 2 电推进系统选型与参数匹配流程图

Fig. 2 Flow chart of type selection and parameter matching of electric propulsion system

3 电推进系统选型与参数匹配设计方法

3.1 螺旋桨的选型与参数匹配

对于电动飞机, 续航时间是其设计的关键性能指标, 所以以巡航状态作为定距螺旋桨的设计点。螺旋桨的选型与参数匹配的流程图见图 3。

3.1.1 巡航状态下需用功率的确定

飞机巡航飞行时, 升力等于重力, 阻力等于推力, 因此需用功率可表示为^[11-12]

$$P_{vc} = \frac{W_{TO} \cdot g}{(L/D)_{vc}} \cdot V_c \quad (1)$$

式中: P_{vc} 为飞机巡航时所需的功率; W_{TO} 为飞机起飞总质量; g 为重力加速度; V_c 为飞机巡航速度; $(L/D)_{vc}$ 为飞机巡航时的升阻比。

通过对需用功率的计算, 选择一组与需用功率接近的螺旋桨。

3.1.2 螺旋桨转速和功率的确定

根据选择的一组螺旋桨, 就可以确定螺旋桨的直径、翼型、螺距和桨叶数, 选择螺旋桨最佳效率下的转速, 根据螺旋桨功率计算公式求出螺旋桨可用功率^[13]为

$$P_p = \frac{Q_p \cdot n_p \cdot 2\pi}{60} \quad (2)$$

式中: P_p 为螺旋桨可用功率; Q_p 为螺旋桨最佳效率下的扭矩; n_p 为螺旋桨最佳效率下的转速。

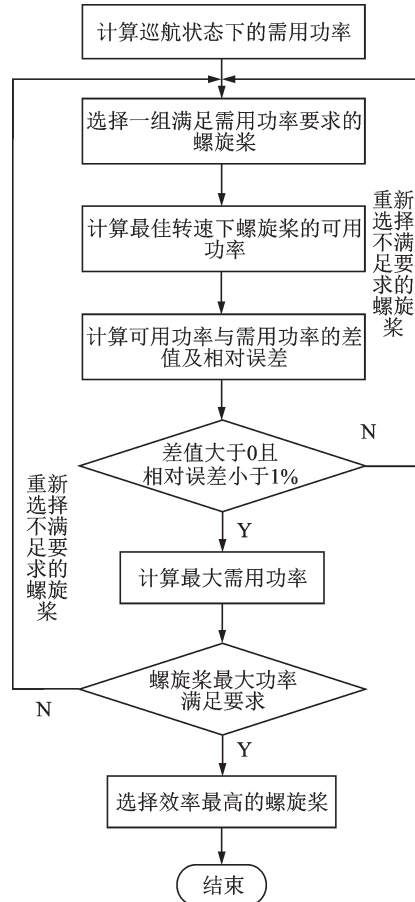


图 3 螺旋桨的选型与参数匹配的流程图

Fig. 3 Flow chart of type selection and parameter matching of propeller

通过对螺旋桨可用功率的计算, 并与飞机巡航时的需用功率进行比较, 判断其是否满足要求且相对误差小于 1%, 若不满足要求, 重新选择一组螺旋桨。

3.1.3 最大需用功率的确定

(1) 最大平飞速度对应的功率需求

最大平飞速度时, 飞机所受到的空气阻力与推力/拉力相等, 最大平飞需求功率为

$$P_{p, v_{max}} = \frac{W_{TO} \cdot g}{(L/D)_{v_{max}}} \cdot V_{max} \quad (3)$$

式中: $P_{p, v_{max}}$ 为最大平飞速度时所需的功率; $(L/D)_{v_{max}}$ 为最大平飞速度时的升阻比; V_{max} 为最大平飞速度。

(2) 爬升时间对应的功率需求

爬升阶段, 此过程包括起飞阶段的爬升过程, 并看作爬升角不变且以某一平均速度爬升的匀速过程, 因此所需的功率可表示为

$$t_{cl} = \frac{H}{\sin \alpha \cdot v_{cl}} \quad (4)$$

$$P_{P,cl} = \frac{W_{TO} \cdot g \cdot v_{cl} \cdot \cos\alpha}{3.6 \cdot (L/D)_{cl}} + \frac{W_{TO} \cdot g \cdot v_{cl} \cdot \sin\alpha}{3.6} \quad (5)$$

式中: t_{cl} 为爬升阶段所消耗的时间; $P_{P,cl}$ 为爬升阶段所消耗的平均功率; α 为爬升角; $(L/D)_{cl}$ 为爬升阶段飞机升阻比; H 为巡航高度; v_{cl} 为爬升阶段平均速度。

(3) 起飞滑跑距离对应的功率需求

起飞滑跑阶段,此过程近似看作匀加速过程,且最终速度为 v_{ld} ,因此起飞滑跑距离和所需功率可表示为

$$S_{TOR} = \frac{(v_{ld})^2}{2 \cdot a} \quad (6)$$

$$P_2 = W_{TO} \cdot a \cdot (v_{cl}/3.6) + W_{TO} \cdot f \cdot g \cdot (v_{ld}/3.6) + \frac{\rho \cdot (v_{ld}/3.6)^3 \cdot S \cdot (C_{x,TO} - f \cdot C_{y,TO})}{2} \quad (7)$$

式中: a 为起飞滑跑阶段的加速度; S_{TOR} 为起飞滑跑距离; $P_{P,TO}$ 为起飞滑跑阶段所消耗的平均功率; v_{ld} 为飞机离地速度; f 为地面摩擦系数; ρ 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; $C_{y,TO}$ 为起飞滑跑阶段升力系数。

螺旋桨的最大功率应该同时满足飞机对最大平飞速度、爬升时间及起飞滑跑距离的要求,对于不满足要求的螺旋桨,需重新选择。

对于定距螺旋桨,其效率是主要性能指标,因此选择多个满足要求的螺旋桨后,对其在飞机巡航状态下的效率进行比较,选择效率最高的螺旋桨。

3.1.4 螺旋桨效率与前进比的关系

对于效率相接近的螺旋桨,可观察螺旋桨效率与前进比关系曲线峰值的过度情况进行选择。图4为效率随前进比变化曲线^[14],其关系式为

$$\eta_{prop} = J \cdot \frac{C_T}{C_P} \quad (8)$$

式中: J 为螺旋桨前进比, C_T 为拉力系数, C_P 为功率系数。

从图4中可以看出其中一条曲线可以在较宽的前进比范围内保持较高效率,即曲线峰值过渡平滑;而另一条曲线则过渡较为尖锐,这说明当它工作在最大效率时,可能轻微的气流扰动和变化就能使该螺旋桨效率下降。所以对于效率相接近的螺旋桨,峰值过渡平缓的是更优的选择。

3.2 电动机的选型与参数匹配

电动机的选型与参数匹配的流程图见图5。

3.2.1 电动机最大功率的确定

电动机最大功率应该满足电动飞机所需的最大功率需求,但不应选择功率过大的电动机,因为

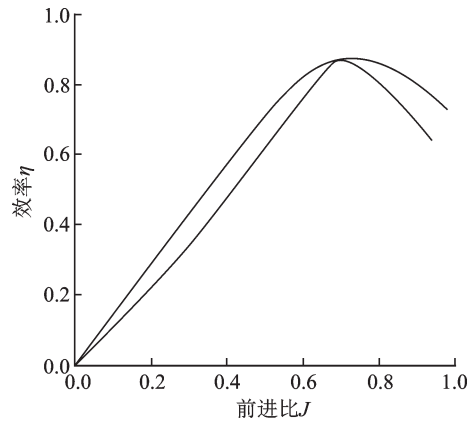


图4 螺旋桨效率曲线示意图

Fig.4 Diagram of propeller efficiency curve

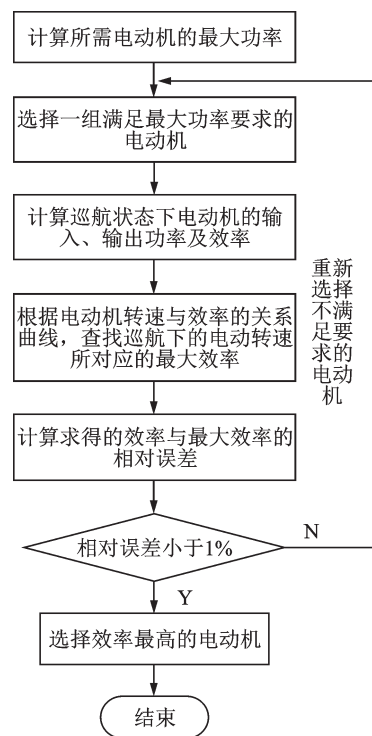


图5 电动机的选型与参数匹配的流程图

Fig.5 Flow chart of type selection and parameter matching of motor

电动机的体积和质量将随之增大。电动机输出的最大功率应满足

$$P_{Mmax} = \frac{P_{max}}{\eta_{Pmax}} \quad (9)$$

式中: P_{Mmax} 为所需电动机的最大功率; P_{max} 为最大需用功率,取 $P_{\dot{P},vmax}$, $P_{P,cl}$ 和 $P_{P,TO}$ 中最大者; η_{Pmax} 为最大需用功率状态下的螺旋桨效率。

将计算出的功率值作为初步选择电动机最大功率的指标,这样选取一组满足最大功率需求的电动机。

3.2.2 巡航状态电动机输入与输出功率的确定

由于电动飞机的续航能力是其设计的最关键性能指标,因此所选择的电动机必须保证飞机在巡

航状态时电动机能在高效率区附近工作。在巡航状态下,飞机所需电动机输出的功率为

$$P_{M_{vc}} = \frac{P_{vc}}{\eta_{P_{vc}}} \quad (10)$$

式中: $P_{M_{vc}}$ 为飞机巡航时所需电动机的功率; $\eta_{P_{vc}}$ 为飞机巡航时螺旋桨的效率。

电动机的基本性能参数包括电压参数 K_V 、扭矩常数 K_T 、内阻 R_M 和空载电流 I_0 等,因此可得巡航状态下电动机的输入电流为

$$I_{vc} = \frac{Q_{M_{vc}} + K_T \cdot I_0}{K_T} \quad (11)$$

式中: I_{vc} 为巡航状态下电动机的输入电流; $Q_{M_{vc}}$ 为巡航状态下电动机的扭矩。

巡航状态下电动机的输入工作电压为

$$U_{vc} = I_{vc} \cdot R_M + \frac{n_M}{K_V} \quad (12)$$

式中: U_{vc} 为巡航状态下电动机的输入电压; n_M 为巡航状态下电动机的转速。

巡航状态下,电动机的输入功率(也是电池的输出)为

$$P_{B_{vc}} = U_{vc} \cdot I_{vc} \quad (13)$$

式中: $P_{B_{vc}}$ 为巡航状态下电动机的输入功率。

3.2.3 巡航状态电动机效率的确定

巡航状态下电动机的效率为

$$\eta_{M_{vc}} = \frac{P_{M_{vc}}}{P_{B_{vc}}} \quad (14)$$

根据电动机的转速和效率的关系曲线,查找巡航状态下的电机转速所对应的最大效率,若求得的效率与此效率的相对误差小于1%,则满足要求,进入下一阶段,否则重新选取电动机。

多台满足要求的电动机中,挑选效率最大的电动机作为选择方案。

3.3 控制器的选型与参数匹配

控制器是用来对电动机进行控制的,它的主要参数是所能承受的最大电流,因此在选择控制器时,其最大电流要满足电动机的要求。控制器的最大电流要选择大于电动机峰值电流,对于最大电流与电动机峰值电流相差不大的控制器,工作过程中会出现严重的发热现象,严重时会导致控制器烧毁;对于最大电流较为充裕的控制器,工作过程中发热小,性能稳定,但电流越大的控制器质量相应也越大,对于电动飞机而言等于增加了飞机的额外质量,因此在选择过程中要综合考虑。

3.4 电池的选型与参数匹配

依据飞机要求的任务剖面进行电池的选型设计,为飞机提供最佳的能源系统,因此电池性能的好坏直接影响着飞机的性能。电池的选型与参数

匹配流程图如图6所示。

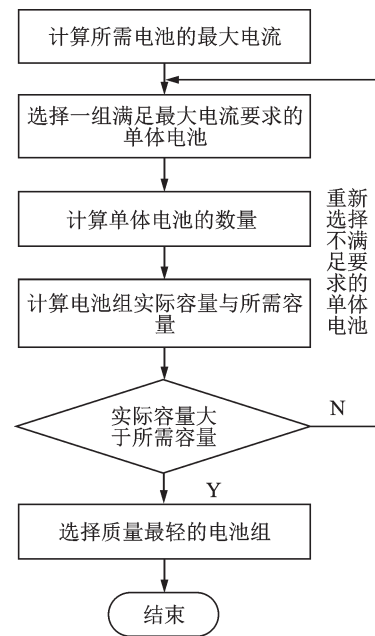


图6 电池的选型与参数匹配流程图

Fig. 6 Flow chart of type selection and parameter matching of battery

3.4.1 电池组最大功率与电流的确定

经过计算确定了电动机的最大功率,此时不考虑飞机上其他用电设备所需功率。则所需电池组的最大功率为

$$P_{B_{max}} = \frac{P_{M_{max}}}{\eta_{M_{max}} \cdot \eta_{C_{max}}} \quad (15)$$

式中: $P_{B_{max}}$ 为所需电池组的最大功率; $\eta_{M_{max}}$ 为最大需用功率状态下的电动机效率; $\eta_{C_{max}}$ 为最大需用功率状态下的控制器效率。

在电池组选型时,要求电池组的电压要满足驱动电机电压变化的要求。由于不考虑电动飞机上其他用电设备的能量损耗,所以要求电池组的总电压与电动机的额定电压近似相等。则电池的最大输出电流为

$$I_{max} = \frac{P_{B_{max}}}{V_M} \quad (16)$$

式中: I_{max} 为电池的最大输出电流; V_M 为电动机的额定电压。

通过对电池最大电流的计算,选取一组满足这个条件的单体电池。

3.4.2 单体电池数量的确定

单体电压正常范围一般为2.5~3.6 V,设 V_0 为选取的一组单体电池的额定电压,则所需单体的数量为

$$n = \frac{V_B}{V_0} \approx \frac{V_M}{V_0} \quad (17)$$

式中: n 为所需单体电池的数量,取值为大于计算

结果的最小整数; V_B 为飞机需求的电池组电压。

3.4.3 电池组容量的确定

(1) 电池组实际容量的确定

通过对电池数量的计算,结合单体电池的容量,可得电池组的实际容量为

$$C_{\text{pra}} = n \cdot C_{\text{cell_pra}} \quad (18)$$

式中: C_{pra} 为电池组的实际容量; $C_{\text{cell_pra}}$ 为单体电池的实际容量。

(2) 所需电池组的容量确定

电池能量指标是表征电池性能的最重要参数,计算电池组能量的公式为

$$E_B = \frac{U_B \cdot C_{\text{req}}}{1\,000} \quad (19)$$

式中: E_B 为电池组能量; U_B 为电池组电压; C_{req} 为

所需电池组的容量。

对于电动飞机,续航能力由电池组的能量决定,电池组的能量可根据飞机任务剖面进行确定,飞机任务剖面^[15]的具体参数见表1。

所以,整个飞行过程中所需的总能量为

$$E = E_1 + E_2 + E_3 + E_4 + E_5 + E_6 + E_7 + E_8 \quad (20)$$

式中: E 为所需电池的总能量; E_8 为电池剩余能量。

电池组电压按照电动机的额定电压取值,则根据式(19)可得所需的电池组容量为

$$C_{\text{req}} = \frac{1\,000 \cdot E_B}{V_M} \quad (21)$$

若电池组的实际容量大于需求容量,则可进行下一阶段的设计,否则重新选择单体电池。

表1 不同任务段所需的电池能量

Tab.1 Battery energy of different task segments

飞行剖面任务段	飞行时间/h	需用功率/kW	电推进系统效率 (除电池外)	所需能量/(kW·h)
电动机启动暖机	t_1	P_1	η_1	$E_1 = P_1 \cdot t_1 / \eta_1$
滑行	t_2	P_2	η_2	$E_2 = P_2 \cdot t_2 / \eta_2$
起飞	t_3	P_3	η_3	$E_3 = P_3 \cdot t_3 / \eta_3$
爬升	t_4	P_4	η_4	$E_4 = P_4 \cdot t_4 / \eta_4$
巡航	t_5	P_5	η_5	$E_5 = P_5 \cdot t_5 / \eta_5$
下降	t_6	P_6	η_6	$E_6 = P_6 \cdot t_6 / \eta_6$
着陆滑行停车	t_7	P_7	η_7	$E_7 = P_7 \cdot t_7 / \eta_7$

3.4.4 电池的电压和质量确定

根据计算出的单体电池的数量和所选的单体电池的电压,计算出电池组的实际电压为

$$V_B = n \cdot V_{\text{cell}} \quad (22)$$

式中: V_{cell} 为单体电池电压。

根据计算出的单体电池的数量和所选的单体电池的质量,计算出电池组的总质量为

$$W_B = n \cdot W_{\text{cell}} \quad (23)$$

式中: W_B 为电池组的质量; W_{cell} 为单体电池的质量。

比较不同单体组成的电池组的质量,质量轻的作为电推进系统的能量源。

3.5 匹配结果的验证

3.5.1 电推进系统效率的验证

选取飞机巡航状态下电推进系统各部件的效率,整个系统的效率为

$$\eta_{\text{total}} = \eta_{\text{p_vc}} \cdot \eta_{\text{m_vc}} \cdot \eta_{\text{c_vc}} \cdot \eta_{\text{b_vc}} \quad (24)$$

式中: η_{total} 为电推进系统的总效率; $\eta_{\text{p_vc}}$ 为巡航状态下螺旋桨效率; $\eta_{\text{m_vc}}$ 为巡航状态下电动机效率; $\eta_{\text{c_vc}}$ 为巡航状态下控制器效率; $\eta_{\text{b_vc}}$ 为巡航状态下电池的效率。

若整个系统的效率大于85%,则电推进系统

选型与参数匹配的结果良好可以应用,否则重新进行选型与参数匹配。

3.5.2 需用功率的验证

电推进系统最大功率满足起飞和爬升状态所需的最大功率需求,最大可持续功率满足巡航状态最大功率需求。

若电推进系统的匹配结果不满足需用功率的要求,则需重新进行选型与参数匹配。

3.5.3 续航时间的验证

若整个系统的效率大于85%,但续航时间不满足设计要求,那么需重新选择单体电池或在满足电动机电压和最大起飞质量的情况下,增加单体电池数量。

利用本文的方法对某型电动轻型运动飞机完成了电推进系统的选型与参数匹配,该飞机所需最大功率为36 kW,最大可持续功率为27 kW,所选电动机最大功率为40 kW,最大可持续功率为30 kW,满足性能要求,电推进系统的效率达到85%,并且续航时间可持续90 min,满足设计要求的60 min,通过飞机的飞行试验验证了按本文提出的方法设计出来的电推进系统能够满足飞机的设计和性能指标要求,利用本文的方法进行的电推进

系统的选型与参数匹配在此飞机上得到良好的应用。

4 结 论

本文根据电动飞机推进系统的特点,结合飞行动力学理论计算结果,提出了一套电动轻型飞机的电推进系统选型与参数匹配的方法,并得出了以下结论:

(1)运用本文提供的方法进行电动机选型时,需要保证所选的电动机转矩特性要好,在起飞或爬升时具有高转矩,最大平飞时具有低转矩,并且巡航转速效率要大,且在接近此转速范围内要保持较高运行效率。

(2)本文介绍的轻型飞机电推进系统选型与参数匹配的方法不仅是一种适用于轻型电动飞机初步概念设计阶段的快速、有效的方法,同时也适用于小型电动无人机初步概念设计阶段的电推进系统的选型与参数匹配。

(3)电动飞机不仅顺应了环境友好、高效节能的发展大趋势,是绿色航空发展的主要方向,而且电动飞机能够有力地推动相关技术的发展,因此应该大力发展电动飞机。

参考文献:

- [1] SALAM A, EUNUS Z I. An overview on recent green aviation technologies [J]. *Journal of Modern Science and Technology*, 2013, 1(1): 61-75.
- [2] 胡信国, 阎智刚, 章宁琳, 等. 国外电动车电池的发展近况[J]. *电池*, 2001, 31(3): 138-141.
HU Xinguo, YAN Zhigang, ZHANG Ninglin, et al. Recent development of overseas batteries used for electric vehicles[J]. *Battery Bimonthly*, 2001, 31(3): 138-141.
- [3] 赵长辉, 卢黎波, 陈立玮, 等. 飞机的动力系统技术概述[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.
- [4] AKATAS D. General aviation electric-power aircraft feasibility: AIAA-2012-1040 [R]. [S.l]: AIAA, 2012.
- [5] TADD I. Electric flight: Reality or dream?[J]. *Light Aviation*, 2010(6): 20-24.
- [6] JEREMY F. Electric motor & power source selection for small aircraft propulsion [D]. Indiana, US: Purdue University, 2011.
- [7] 赵长辉, 陈立玮, 卢黎波, 等. 电动飞机技术进展[J]. *科技导报*, 2012, 30(12): 62-70.
ZHAO Changhui, CHEN Liwei, LU Libo, et al. Advances in electric aircraft technology [J]. *Science & Technology Review*, 2012, 30(12): 62-70.
- [8] 黄俊, 杨凤田. 新能源电动飞机发展与挑战[J]. *航空学报*, 2016, 37(1): 57-68.
HUANG Jun, YANG Fengtian. Development and challenges of electric aircraft with new energies [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2016, 37(1): 57-68.
- [9] 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): 2642-2647.
KANG Guiwen, HU Yu, LI Yadong, et al. Parameters matching of ultralight electric aircraft propulsion system [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2013, 28(12): 2642-2647.
- [10] 李伟. 螺旋桨驱动用无刷直流电机系统研究[D]. 西安:西北工业大学, 2008.
LI Wei. Research on brushless DC motor system which is used to drive propeller [D]. Xi'an: North western Polytechnical University, 2008.
- [11] YOUNG B. Propeller performance analysis for small computers [D]. Dame: Dame Notre University of Notre, 1984.
- [12] 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.
LIU Peiqing. Air propeller theory and its application [M]. Beijing: Beihang University Press, 2006.
- [13] CHARLES N A, ROBERT H L. Design of optimum propellers[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1994, 10(5): 676-682.
- [14] 成鑫. 小型电动无人机关键问题及总体设计方法研究[D]. 西安:西北工业大学, 2009.
CHENG Xin. Research on key issues of electric powered UAV and its design methodology [D]. Xi'an: North Western Polytechnical University, 2009.
- [15] 顾诵芬, 解思适. 飞机总体设计[M]. 北京:北京航空航天大学出版社, 2001.
Gu Songfen, Xie Sishi. *Airplane design* [M]. Beijing: Beihang University Press, 2001.

(编辑:陈珺)