

电动固定翼无人机动力系统建模与优化设计

张航¹, 宋笔锋¹, 王海峰¹, 王耿²

(1. 西北工业大学 航空学院, 西安 710072;

2. 西北工业大学 无人系统技术研究院, 西安 710065)

摘 要: 为解决电动固定翼四旋翼复合布局无人机(eHAV)动力系统选择缺乏相应理论方法的问题,提出了一套动力系统的建模和优化设计方法。通过推质比计算提出了动力系统需求,利用螺旋桨和旋翼理论建立了螺旋桨的设计和性能计算模型,通过统计分析和1阶电动机模型建立了无刷直流电动机的计算模型,通过电动机与电池电压、电流之间的关系建立了电池选择方法,在经过电压修正的放电特性经验公式基础上建立了无人机航时计算方法。根据动力系统匹配方法,建立了动力系统优化设计流程。对某电动固定翼无人机动力系统进行了优化设计和选择,结果表明:所建螺旋桨和旋翼模型计算结果与CFD结果的误差在10%以内,电池放电模型与试验数据的拟合度在0.97以上,飞行测试结果表明所提方法选择的动力系统使得无人机航时测试值与设计值误差小于4%,证明了该方法有较高的准确性和可行性。

关键词: 电动固定翼无人机(eHAV); 动力系统建模; 系统效率; 动力系统选择; 动力系统优化设计中图分类号: V221 文献标志码: A

Modeling and optimal design of power system for electric fixed-wing quadrotor hybrid unmanned aerial vehicle

ZHANG Hang¹, SONG Bifeng¹, WANG Haifeng¹, WANG Geng²

(1. School of Aeronautics,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. Unmanned System Research Institute,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710065, China)

Abstract: A modeling and optimal design method of power system was proposed to solve the problem of lack in theoretical method for power system design and selection of electric fixed-wing quadrotor hybrid unmanned aerial vehicle (eHAV). The need of power system was proposed by calculating the thrust-to-mass ratio. The models of propeller design and performance calculation were established using propeller and rotor theories. The brushless permanent magnet DC electric motor was modeled using statistic method and first order motor model. The relations of voltage and current between motor and battery were used to establish the battery selection method. A fully empirical model for battery discharge characteristics with voltage correction was used to calculate the endurance of eHAV. The optimal design flow of power system was established based on the matching method. The power system of an eHAV was optimized and selected. The results showed that the errors between the proposed rotor and propeller models and CFD method were less than 10%, and the fitting

收稿日期:2018-09-04

作者简介:张航(1991—),男,博士生,主要从事无人机总体设计研究。

引用格式:张航,宋笔锋,王海峰,等. 电动固定翼无人机动力系统建模与优化设计[J]. 航空动力学报,2019,34(6):1311-1321.
ZHANG Hang, SONG Bifeng, WANG Haifeng, et al. Modeling and optimal design of power system for electric fixed-wing quadrotor hybrid unmanned aerial vehicle[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(6): 1311-1321.

degree between the discharge model and the experimental data was greater than 0.97. The flight test showed that the error of endurance between the flight test result and the design value was less than 4%, verifying the correction and feasibility of the method of power system modeling and optimal design.

Key words: electric fixed-wing quadrotor hybrid unmanned aerial vehicle (eHAV); modeling of power system; system efficiency; selection method of power system; optimal design of power system

电动固定翼四旋翼复合布局无人机(简称电动固定翼无人机),拥有四旋翼动力系统和固定翼动力系统两套相对独立的动力系统,通常采用四旋翼系统加装在固定翼机体上的布局形式。由于兼具固定翼无人机的长航时、大航程和多旋翼无人机的垂直起降、控制技术成熟等优点,同时独特的布局形式避免了倾转类等垂直起降无人机存在的气动干扰严重等缺点,成为当前最具应用潜力的垂直起降固定翼方案,在农林植保、电力巡检、地质测绘、防爆执法等领域的应用越来越广泛^[1-4]。电动动力系统由于其可靠性高、寿命长、操作简单、维护方便、安全环保等优势,在小型固定翼无人机上得到了广泛应用。

目前针对电动系统的研究主要集中在电动固定翼无人机推进系统的建模、匹配及优化设计方面,已形成很多较为成熟的理论成果^[5-11]。电动多旋翼动力系统的匹配设计相关的研究相对较少,多数在总结多旋翼桨、电动机、电调、电池等动力系统元件的简化模型和经验公式的基础上,提出了基于现有成品动力系统元件参数的多旋翼动力系统匹配方法^[12-13]。锂聚合物(LIPO)电池在电动无人机上的应用最为广泛,针对 LIPO 电池的研究主要集中在恒流/恒功率放电特性及其影响因素等方面,已有多种 LIPO 电池恒流/恒功率放电特性模型^[14-17]。对于电动固定翼无人机动力系统,目前多数参考固定翼和多旋翼已有的匹配方法独立进行,然后依据经验和反复的试验来确定满足要求的系统,动力系统的选择匹配缺乏相应的理论方法。同时,多数电动固定翼无人机两套动力系统共用一组 LIPO 电池,固定翼推进系统和四旋翼动力系统工作时功率差距很大,恒功率或恒电流的电池放电特性不能直接应用。

本文根据电动固定翼无人机动力系统的特点,提出了一种电动固定翼无人机动力系统建模和优化设计方法。根据电动固定翼无人机起飞质量、气动性能和任务需求建立动力系统推质比计算模型。根据螺旋桨理论分别建立旋翼桨和固定

翼桨的设计和性能计算模型。通过统计分析当前常用电动机的参数,结合 1 阶电动机模型建立电动机的计算模型。根据电动机需用电压、电流和航时要求,确定电池电压、容量范围,以动力系统总效率为目标,利用全局优化算法对无人机桨和电动机进行优化设计,最终确定最佳的系统组合。最后建立所选电池的放电特性曲线模型和无人机航时计算方法。利用本文方法对某电动固定翼无人机动力系统进行设计选择,通过试飞测试验证所选动力系统的合理性,进而验证所提方法准确性和可行性。

1 动力系统特点分析

电动固定翼无人机任务剖面主要分为垂直起降、过渡转换和水平飞行三个阶段。垂直起降阶段只有四旋翼动力系统启动,过渡转换阶段固定翼推进动力系统启动并逐渐增大电动机转速用以无人机的水平加速,四旋翼动力系统维持无人机的姿态稳定且电动机转速逐渐降低,当无人机水平速度达到巡航速度时,四旋翼电动机彻底关闭,进入水平飞行阶段。

根据电动固定翼无人机任务剖面的分析可知,垂直起降阶段和水平飞行阶段电动固定翼无人机两套动力系统的工作阶段相互独立,在过渡阶段两套动力系统同时工作,通常过渡阶段时间很短。如图 1 所示,为了防止旋翼和推进桨的转动受到干扰,在设计过程中电动机系统通常布置较为分散,旋翼和固定翼桨盘范围不发生重叠,同时为了避免机体结构对螺旋桨的升力造成干扰,旋翼桨盘圆柱面所在范围通常与机翼等机体结构不发生重叠。电动固定翼无人机的设计方法、布局形式以及动力系统控制方式保证了旋翼-推进桨的干扰以及旋翼-机体结构的干扰很小,可以忽略不计。因此,电动固定翼无人机的动力系统设计中,可将旋翼动力系统和固定翼动力系统视为相对独立的两套系统。因为无人机通常采用一组电池系统,旋翼动力系统和固定翼动力系统

功耗的差异会导致电池放电特性发生很大变化,因此在对电池放电特性建模时需要考虑输出功率变化的影响。

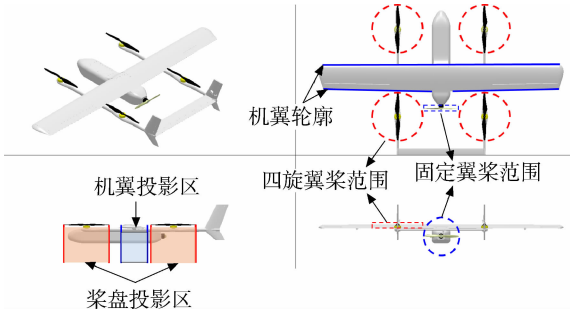


图 1 电动固定翼无人机布局示意图
Fig. 1 Diagram of eHAV layout

2 动力系统建模

2.1 电动固定翼无人机推质比

根据电动固定翼无人机动力系统特点分析,电动固定翼无人机四旋翼动力系统和固定翼推进系统的推质比分别由垂直起降和平飞阶段的要求确定。

2.1.1 四旋翼系统推质比

四旋翼系统需用拉力与电动固定翼无人机起飞质量、机体阻力、抗风和机动性要求等有关,其推质比可由下式确定:

$$\frac{T_q}{m} = \left[g + \frac{\frac{1}{2}\rho V_v^2 C_{dv}}{\frac{m}{S_{ref}}} \left(\frac{S_{tot}}{S_{ref}} \right) \right] (1 + \Delta) \quad (1)$$

式中 $\frac{T_q}{m}$ 为四旋翼系统总推质比; V_v 为设计垂直起飞速度; C_{dv} 为垂直起降阶段机体阻力系数,等效于有限面积平板阻力系数,可取 1.5; S_{tot}/S_{ref} 为全机投影面积与机翼参考面积之比; $\frac{m}{S_{ref}}$ 为固定翼机体设计翼载荷; g 为重力加速度; ρ 为空气密度; Δ 为剩余推力系数,正常飞行(无扰动和机动)时取 0,考虑垂直起降阶段机动及抗风要求计算最大需用推质比可取 0.5。

起飞质量

$$m = m_s + m_d + m_p + m_r + m_c + m_b \quad (2)$$

式中 m_s 为结构质量, m_d 为机载设备质量, m_p 为载荷质量, m_r 、 m_c 分别为旋翼和固定翼动力系统质量(其中电子调速器和桨的质量可取为电动机质量的 15%), m_b 为电池质量。

2.1.2 固定翼推力系统推质比

由于电动固定翼无人机的垂直起降特性,固定翼动力系统主要考虑巡航状态和最大飞行速度状态的推质比需求。

无人机失速速度^[18]

$$V_s = \sqrt{\frac{mg}{0.5\rho S_{req} C_{l,max}}} \quad (3)$$

式中 $C_{l,max}$ 为无人机最大升力系数。

设计无人机巡航速度

$$V_c = 1.4 V_s \quad (4)$$

设计无人机最大飞行速度

$$V_{c,max} = 2 V_{stall} \quad (5)$$

巡航状态推质比

$$\frac{T_c}{m} = \frac{g}{(L/D)_c} \quad (6)$$

最大飞行速度情况下推质比

$$\frac{T_{c,max}}{m} = \frac{0.5\rho V_{c,max}^2 C_d}{m/S_{req}} \quad (7)$$

式中 C_d 为无人机巡航阻力系数。

2.2 螺旋桨设计和计算模型

利用片条理论设计螺旋桨,基于普朗特桨尖损失公式对其进行修正^[19]。翼型采用常用的 Clark-Y 系列翼型^[9]。利用 3 阶贝塞尔曲线描述螺旋桨径向桨叶弦长分布 $\alpha(x)$ 和扭转角分布 $\beta(y)$

$$c(x) = (1-x)^3 c_0 + 3x(1-x)^2 c_1 + 3x^2(1-x)c_2 + x^3 c_3 \quad (8)$$

$$\beta(y) = (1-y)^3 \beta_0 + 3y(1-y)^2 \beta_1 + 3y^2(1-y)\beta_2 + y^3 \beta_3 \quad (9)$$

式中 x 、 y 在 $[0,1]$ 之间变化, c_0 、 β_0 表示样条线起点, c_3 、 β_3 表示样条线终点, c_1 、 β_1 和 c_2 、 β_2 表示中间的控制点。

2.2.1 推进桨性能计算模型

根据设计结果,推进桨拉力系数 C_t 、转矩系数 C_m 、功率系数 C_p 和前进比 λ 由下式计算^[19]

$$C_t = \frac{T_p}{\rho(\omega_p/2\pi)^2 D_p^4} \quad (10)$$

$$C_m = \frac{M_p}{\rho(\omega_p/2\pi)^2 D_p^5} \quad (11)$$

$$C_p = \frac{P_p}{\rho(\omega_p/2\pi)^3 D_p^5} \quad (12)$$

$$\lambda = \frac{V_c}{(\omega_p/2\pi) D_p} \quad (13)$$

则推进桨效率可表示为

$$\eta_p = \frac{C_t \lambda}{C_p} \quad (14)$$

式中 T_p 、 M_p 、 P_p 分别为螺旋桨拉力、转矩和消耗功率, ω_p 为螺旋桨转速(单位: rad), D_p 为螺旋桨直径, V_c 为螺旋桨前进速度。

2.2.2 旋翼桨性能计算模型

四旋翼桨气动性能可由旋翼空气动力学来计算^[20]。根据旋翼动量理论,旋翼桨拉力 T_r 和输出功率 P_r 可写为

$$T_r = 2\rho\pi R_r^2(V_v + v_i)v_i \quad (15)$$

$$P_r = 2\rho\pi R_r^2(V_v + v_i)^2 v_i \quad (16)$$

式中 R_r 为旋翼半径, V_v 为旋翼垂直上升速度, v_i 为旋翼桨盘诱导速度。以 $\rho\pi R_r^2(\omega_r R_r)^2$ 对 T_r 无量纲化, 令 $\bar{V}_v = V_v/(\omega_r R_r)$ 、 $\bar{v}_i = v_i/(\omega_r R_r)$ 可得旋翼拉力系数

$$C_{tr} = 2(\bar{V}_v + \bar{v}_i)\bar{v}_i \quad (17)$$

此时桨盘诱导速度可表示为

$$\bar{v}_i = -\frac{\bar{V}_v}{2} + \sqrt{\left(\frac{\bar{V}_v}{2}\right)^2 + \frac{C_{tr}}{2}} \quad (18)$$

垂直上升阶段旋翼效率表示为

$$\eta_r = \frac{P_r}{M_r \omega_r} \quad (19)$$

式中 ω_r 为旋翼转速(单位: rad), M_r 为旋翼转矩。

悬停情况下的旋翼效率可用悬停效率来表示。根据旋翼叶素理论, 引入旋翼实度

$$\sigma_r = \frac{N_b c_r}{\pi R_r} \quad (20)$$

则旋翼功率系数可近似写为

$$C_{pr} = \lambda_r C_{tr} + \frac{\sigma_r C_{d0}}{8} \quad (21)$$

式中 C_{d0} 为桨叶翼型零升阻力系数, 等式右边第一项为旋翼诱导功率, 第二项为旋翼型阻功率。

悬停情况下, 旋翼入流比

$$\lambda_r = \sqrt{\frac{C_{tr}}{2}} \quad (22)$$

则悬停效率可在动量理论的基础上, 利用修正因子 κ (通常取 1.15) 修正得到

$$\eta_{r0} = \frac{C_{tr}^{3/2}/\sqrt{2}}{\kappa C_{tr}^{3/2}/\sqrt{2} + \sigma_r C_{d0}/8} \quad (23)$$

2.3 无刷直流电动机模型

2.3.1 电动机主要参数统计关系模型

当前小型无人机常用的电动机为无刷直流电动机, 相关产品标注的主要参数有质量、转速常数 (K_v 值)、峰值功率、最大巡航功率、内阻、空载电流等, 这些参数也是影响无刷直流电动机性能的

主要参数。为了探究以上参数之间的关系, 本文对 T-motor(老虎)、Dualsky(双天)、Sunnysky(朗宇)、Eagle Owl(珠海枭鹰)4 个国内最常见电动机厂家的 472 个电动机产品的参数进行了统计分析。

无刷直流电动机峰值功率与其质量有关^[21]。两者的统计关系如图 2 所示, 其中 motor 为固定翼电动机, rotor 为旋翼电动机。

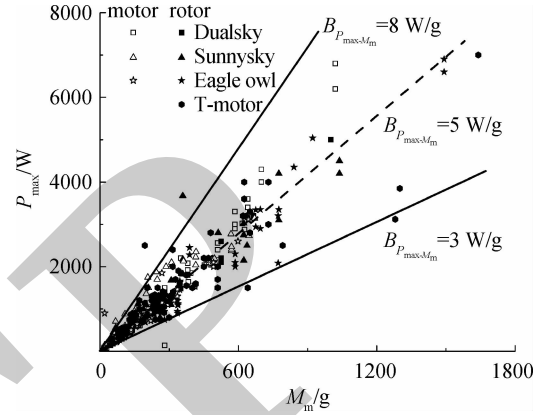


图2 电动机最大输出功率与质量的关系

Fig. 2 Motor maximum output power as a function of motor mass

根据统计结果可知, 电动机峰值功率 P_{max} 与其质量 M_m 近似呈正比关系, 且旋翼电动机和固定翼电动机的参数关系基本一致, 其关系式可写为

$$P_{max} = B_{P_{max}-M_m} M_m \quad (24)$$

式中 $B_{P_{max}-M_m}$ 为峰值功率-质量系数, 根据统计结果可知其取值范围为

$$3 \text{ W/g} \leq B_{P_{max}-M_m} \leq 8 \text{ W/g} \quad (25)$$

$B_{P_{max}-M_m}$ 参数的大小因电动机厂家而异, 同一厂家也会因制造技术、设计理念和生产方法等不同而有很大差异^[9], 本文在后续计算中取其中间典型值 $B_{P_{max}-M_m} = 5 \text{ W/g}$ 。

电动机峰值功率与最大巡航功率统计数据如图 3 所示。由图可知电动机峰值功率 P_{max} 与最大巡航功率 $P_{m, max}$ 之间的关系可用下式表示

$$P_{max} = 1.9 P_{m, max} \quad (26)$$

电动机转速常数 (K_v 值) 与转矩常数成反比关系, 转矩常数与电动机的磁链和磁路相关: 电动机越大, 磁链和转矩常数越大^[9]。因此, 电动机 K_v 值随着质量的增大而减小, 两者之间的统计关系如图 4 所示。

图 4 统计结果显示固定翼和旋翼电动机的 K_v 值-质量关系趋势一致, 范围有差别。两者可

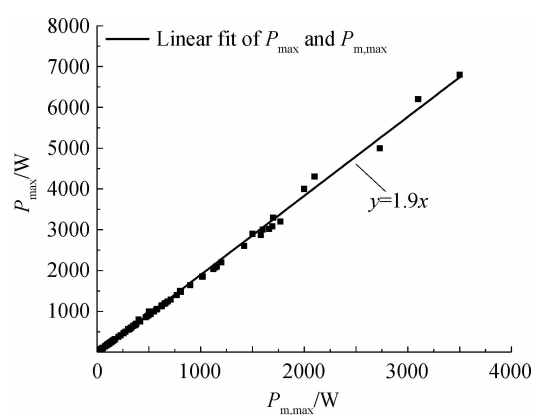


图 3 电动机最大输出功率与巡航功率的关系
Fig. 3 Motor maximum output power as a function of cruise output power

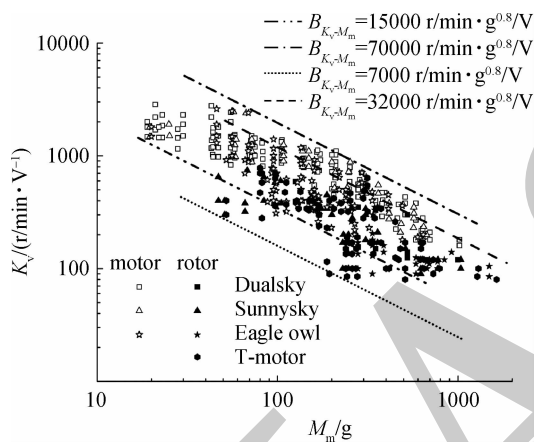


图 4 电动机 K_v 值与质量的关系
Fig. 4 Motor speed constant K_v as a function of motor mass

建立如下关系式:

$$K_v = \frac{B_{K_v-M_m}}{M_m^{0.8}} \quad (27)$$

式中 $B_{K_v-M_m}$ 为 K_v 值-质量系数。根据统计结果固定翼电动机 $B_{K_v-M_m}$ 取值范围为

$$15\,000 \leq B_{K_v-M_m} \leq 70\,000 \quad (28)$$

旋翼电动机 $B_{K_v-M_m}$ 取值范围为

$$7\,000 \leq B_{K_v-M_m} \leq 32\,000 \quad (29)$$

电动机内阻与其 K_v 值之间的统计关系如图 5 所示。

根据统计可知电动机内阻 R_0 随着 K_v 值的增大 有减小的趋势,两者的统计关系可近似表示为

$$R_0 = \frac{B_{R_0-K_v}}{K_v^{0.2}} \quad (30)$$

式中 $B_{R_0-K_v}$ 为内阻- K_v 值系数,其取值范围为

$$0.03 \leq B_{R_0-K_v} \leq 1.5 \quad (31)$$

电动机空载电流与内阻的统计关系如图 6

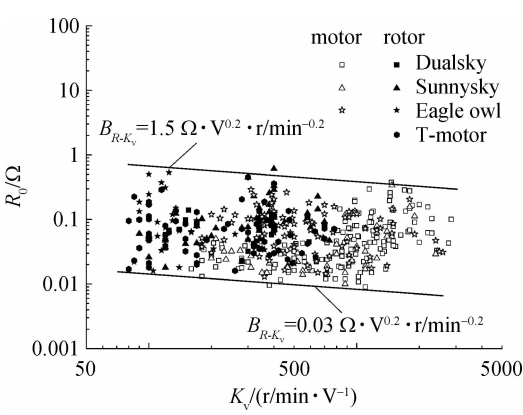


图 5 电动机内阻与 K_v 值的关系
Fig. 5 Motor internal resistance as a function of speed constant K_v

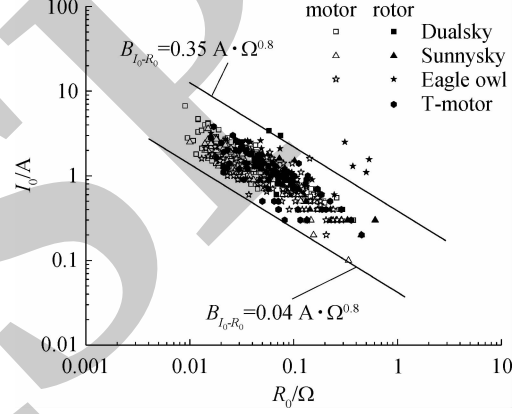


图 6 电动机空载电流与内阻的关系
Fig. 6 Motor no-load current as a function of internal resistance

所示。

根据统计结果可用下式表示电动机空载电流 I_0 和内阻 R_0 的关系

$$I_0 = \frac{B_{I_0-R_0}}{R_0^{0.8}} \quad (32)$$

式中 $B_{I_0-R_0}$ 为空载电流-内阻系数 ($A \cdot \Omega^{0.8}$),其取值范围

$$0.04 \leq B_{I_0-R_0} \leq 0.35 \quad (33)$$

2.3.2 电动机性能计算模型

现有研究常采用 1 阶电动机模型评估直流无刷电动机性能^[6,10,22]。根据 1 阶电动机模型,电动机电压

$$U_m = I_m R_0 + E_{emf} \quad (34)$$

式中 I_m 为电动机电流。电动机反电动势

$$E_{emf} = K_e \omega_m \quad (35)$$

式中 ω_m 为电动机转速(单位:rad), K_e 为反电动势常数。

电动机转矩

$$T_m = K_t(I_m - I_0) \quad (36)$$

式中 K_t 为电动机转矩常数。

电动机 K_v 值

$$K_v = \frac{30\omega_m}{\pi E_{cmf}} \quad (37)$$

电动机转矩常数和转速常数之间满足^[13]

$$K_t K_v = \frac{30}{\pi} \quad (38)$$

电动机的输入功率

$$P_{in} = U_m I_m \quad (39)$$

输出功率

$$P_{out} = T_m \omega_m \quad (40)$$

则电动机效率可表示为

$$\eta_m = \frac{P_{out}}{P_{in}} = \frac{T_m \omega_m}{U_m I_m} = \left(1 - \frac{I_0}{I_m}\right) \left(1 - \frac{I_m R_0}{U_m}\right) \quad (41)$$

2.4 电池模型

无人机电池的电压、电流与电动机的电压、电流分别满足以下关系^[13]

$$U_b = \frac{U_m}{\tau} \quad (42)$$

$$I_b = \frac{\tau I_m}{\eta_d} \quad (43)$$

式中 τ 为油门量, U_b 为电池输出电压, I_b 为电池放电电流, η_d 为电调效率。

则电动固定翼无人机需用电池容量可用下式估算:

$$C_{req} \geq \frac{4\tau_r I_{rn} t_{vtol} + \tau_c I_{cn} t_c}{\eta_d \eta_b} \quad (44)$$

式中 I_m 、 I_{cn} 分别为正常飞行时旋翼和固定翼电动机电流, τ_r 、 τ_c 分别为正常飞行时旋翼和固定翼电动机油门量, η_b 为电池实际可用容量系数(通常取 0.8), t_{vtol} 、 t_c 分别为设计垂直起降时间和巡航时间。

如图 7 所示, 对格氏 3S~6S LIPO 电池进行统计分析可知电池质量与其容量近似成线性关系

$$M_b = 0.1155C_b + 0.0473 \quad (45)$$

式中 C_b 为单块电池额定容量。

LIPO 电池放电特性具有高度的非线性, 精确的放电特性分析需要大量准确的实验数据^[14-15]。本文采用 Shapherd 经验公式^[23]来描述电池放电特性曲线

$$U_b = E_b - K \left(\frac{C_b}{C_b - I_b t} \right) I_b - R I_b + A \exp \left(-\frac{B}{C_b} I_b t \right) \quad (46)$$

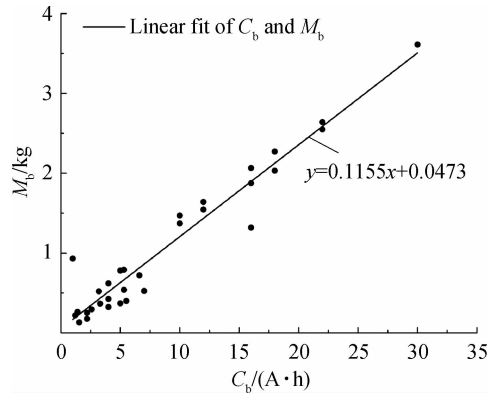


图 7 电池质量与容量的关系

Fig. 7 Battery weight as a function of capacity

式中 E_b 为初始放电电压, t 为电池放电时间, A 、 B 、 K 、 R 为未知参数。

变电流放电情况下, 可将放电过程等效为多个恒流放电时间段的累加。设 $u(t)$ 为阶梯函数, 则 $[0, t]$ 时间段内的电流可用 N 步阶梯函数近似

$$i(t) \approx \sum_{k=0}^{N-1} I_k [u(t - t_k) - u(t - t_{k+1})] \quad (47)$$

电池输出功率或电流变化很大的情况下, 由于电池内阻的存在, 在输出功率或电流发生大的变化后电池电压需要予以修正

$$E_b(t_k) = U_b(t_{k-1}) + I_{k-1} R_{k-1} \quad (48)$$

式中 R_{k-1} 为 $k-1$ 时刻的电池内阻。

根据少量测试数据, 拟合确定以上电池放电特性曲线公式中的未知参数, 利用插值等方法得到任意放电电流下的电池放电特性曲线。根据动力系统优化设计得到电动固定翼无人机垂直起降需用功率和巡航需用功率, 利用阶梯函数得到任意时间段内的放电电流, 插值法得到对应的放电特性, 在转换阶段利用式(48)对电池电压予以修正, 则可通过计算电池从满电到达截止电压的时间对无人机航时进行评估, 该计算过程可表示为

$$E = f(P_{rin}, P_{cin}, P_d, U_b(t), E_b(t_k), U_{end}, t_{vtol}) \quad (49)$$

式中 E 为无人机航时, P_{rin} 、 P_{cin} 、 P_d 分别为正常飞行时旋翼动力系统、固定翼动力系统消耗功率和机载设备功率。

3 动力系统优化设计流程

动力系统匹配中, 螺旋桨和无刷直流电动机之间的匹配实质是两者力矩关系的匹配, 在额定情况下电动机驱动力矩与螺旋桨气动力矩相等, 对应的转速为螺旋桨和电动机的额定转速。两者

的匹配选择主要有两种方法:①根据要求设计或选择螺旋桨,确定螺旋桨额定工作点下的转速和力矩,以此为输入条件优化设计或选择电动机;②根据已知电动机的额定转速和力矩,优化设计或选择螺旋桨^[24]。当前电子调速器兼容性较好,选择电子调速器的最大容许电流不小于电动机最大工作电流即可实现两者的较好匹配。电动固定翼无人机电池的选择需要根据续航以及电动机所需电压来确定。

根据上述第①种螺旋桨和电动机之间的匹配方法,利用上文中建立的动力系统优化设计模型,以动力系统总效率为目标,利用全局优化算法对桨和电动机进行优化设计,最终确定最佳的系统组合。最后建立所选电池的放电特性曲线,利用上文提出无人机航时评估方法计算航时。具体的电动固定翼无人机动力系统优化设计流程如图 8 所示。

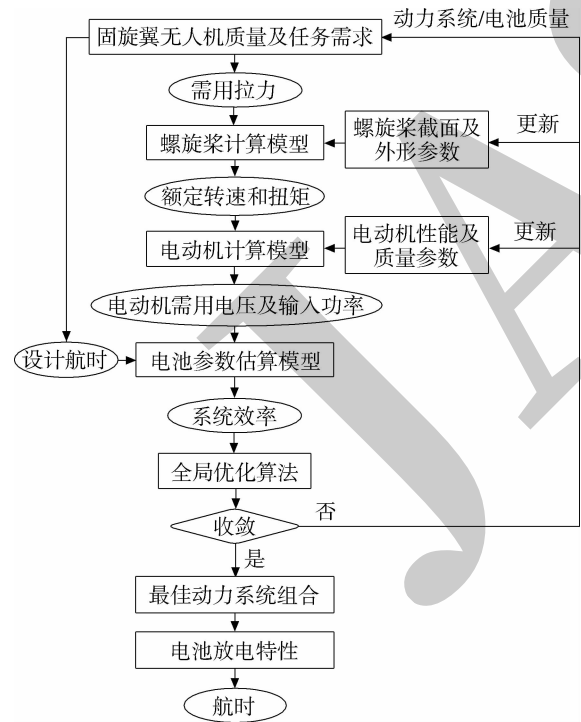


图 8 电动固定翼无人机动力系统设计优化流程

Fig. 8 Optimization design process of the eHAV power system

动力系统总效率由螺旋桨效率、电动机效率和电调效率的乘积组成。对于电动固定翼无人机,两套动力系统相对独立,因此可分别进行优化设计,同时根据耗电量的多少取不同权重将问题设置为单目标优化问题。为了确保所选电池电压能够满足电动机需用电压,又不至过大而导致电

池质量过大,可使电动机最大需用电压不大于电池额定电压,同时约束电池最大需用电压不小于电池额定电压值的 80%。为了预留一定的动力余量,正常飞行时固定翼和旋翼电动机的油门量均不大于 70%。同时,根据式(26)设定电动机峰值输出功率不小于最大巡航功率的 1.9 倍,以保证所选电动机输出功率能满足要求。

根据以上分析,结合提出的电动固定翼无人机动力系统优化设计流程,建立如下优化计算模型:

$$\min f(\mathbf{X}) = -(\eta_r \eta_{mr} \eta_d \cdot \omega_1 + \eta_p \eta_{mc} \eta_d \cdot \omega_2) \quad (50)$$

$$\begin{aligned} \text{s. t. } & g_1(\mathbf{X}) = U_{m, \max} - U_{bn} \leq 0 \\ & g_2(\mathbf{X}) = 0.8U_{bn} - U_{m, \max} \leq 0 \\ & g_3(\mathbf{X}) = \frac{U_{mn}}{U_{bn}} - 0.7 \leq 0 \\ & g_4(\mathbf{X}) = 1.9P_{m, \max} - P_{\max} \leq 0 \end{aligned} \quad (51)$$

式中 ω_1 、 ω_2 为权重系数, η_{mr} 、 η_{mc} 分别为旋翼电动机和固定翼电动机的效率, $U_{m, \max}$ 为电动机的最大需用电压, U_{bn} 为电池额定电压, U_{mn} 正常飞行条件下电动机需用电压。固定翼和旋翼电动机均需满足约束。

设计变量 $\mathbf{X}$ 包括:①推进桨直径 D_p , 桨叶剖面弦长分布参数 c_{p1} 、 c_{p2} 、 c_{p3} 、 c_{p4} 和扭转角分布参数 β_{p1} 、 β_{p2} 、 β_{p3} 、 β_{p4} ;②旋翼桨直径 D_r , 桨叶剖面弦长分布参数 c_{r1} 、 c_{r2} 、 c_{r3} 、 c_{r4} 和扭转角分布参数 β_{r1} 、 β_{r2} 、 β_{r3} 、 β_{r4} ;③推进电动机的 K_v 值 K_{vc} , 系数 $B_{cK_v-M_m}$ 、 $B_{cR_0-K_v}$ 、 $B_{cl_0-R_0}$;④旋翼电动机的 K_v 值 K_{vr} , 系数 $B_{rK_v-M_m}$ 、 $B_{rR_0-K_v}$ 、 $B_{rl_0-R_0}$ 。

4 算 例

本文利用上述方法对某双尾撑电动固定翼无人机的动力系统进行选择和试飞测试,验证所建动力系统模型的准确性和提出的优化设计方法的可行性。该电动固定翼无人机参数如表 1 所示,整机示意图及试飞图如图 9 所示。

利用罚函数法将式(50)~式(51)建立的约束优化设计问题转换为无约束优化问题,则新的目标函数记为

$$F(\mathbf{X}) = f(\mathbf{X}) + \sum_i \varphi_i \cdot G[g_i(\mathbf{X})] \quad (52)$$

$$G[g_i(\mathbf{X})] = \begin{cases} 0 & g_i(\mathbf{X}) \leq 0 \\ g_i(\mathbf{X}) & g_i(\mathbf{X}) > 0 \end{cases} \quad (53)$$

式中 φ_i 为权重系数,表示各自变量对目标函数 $F(\mathbf{X})$ 的贡献程度。由于电动固定翼无人机垂直起降时间远小于巡航时间,因此取原目标函数中

的权重系数 $\omega_1=0.2, \omega_2=0.8$ 。固定翼电动机和旋翼电动机均需满足约束,因此约束实际个数为 8 个,本文取 $\varphi_i=0.125, i=1,2,\cdots,8$,取电调效率 $\eta_d=0.95^{[10]}$ 。

表 1 电动固旋翼无人机参数
Table 1 Parameters of eHAV

参数	数值
结构质量 W_s/kg	10
设备质量 W_d/kg	2
载重 W_p/kg	5
机翼参考面积 $S_{\text{ref}}/\text{m}^2$	1.6
全机投影面积 $S_{\text{tot}}/\text{m}^2$	3.2
垂直起降时间 $t_{\text{vtol}}/\text{min}$	3
续航时间 t_c/min	≥ 60
升阻比 $(L/D)_c$	7
最大升力系数 $C_{l,\text{max}}$	1.3
巡航升阻比 C_d	0.09

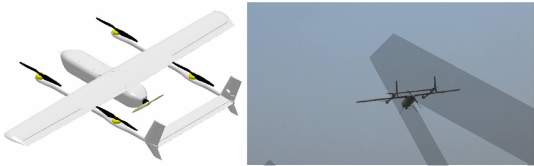


图 9 电动固旋翼无人机示意图及试飞图
Fig. 9 Configuration and flight tests of the eHAV

将以上电动固旋翼无人机参数代入上文中建立的动力系统模型,各自变量取值范围如表 2 所示,利用遗传算法计算式(52)优化模型,迭代收敛结果如图 10 所示。

表 2 自变量取值范围
Table 2 Range of variables

参数	下边界	上边界
$[D_r, D_p]$	$[28, 20]$	$[32, 26]$
$[c_{r1}, c_{r2}, c_{r3}, c_{r4}]$	$[35, 4, 7, 3]$	$[39, 8, 11, 7]$
$[\beta_{r1}, \beta_{r2}, \beta_{r3}, \beta_{r4}]$	$[19, 110, 44, 23]$	$[23, 114, 48, 27]$
$[c_{p1}, c_{p2}, c_{p3}, c_{p4}]$	$[50, 13, 10, 5]$	$[54, 17, 14, 9]$
$[\beta_{p1}, \beta_{p2}, \beta_{p3}, \beta_{p4}]$	$[28, 48, 53, 11]$	$[32, 52, 57, 15]$
$[K_{vr}, K_{vc}]$	$[80, 100]$	$[300, 400]$
$[B_{rK_v-M_m}, B_{cK_v-M_m}]$	$[7\,000, 15\,000]$	$[32\,000, 70\,000]$
$[B_{rI_0-R_0}, B_{cI_0-R_0}]$	$[0.04, 0.04]$	$[0.35, 0.35]$
$[B_{rR_0-K_v}, B_{cR_0-K_v}]$	$[0.03, 0.03]$	$[1.5, 1.5]$

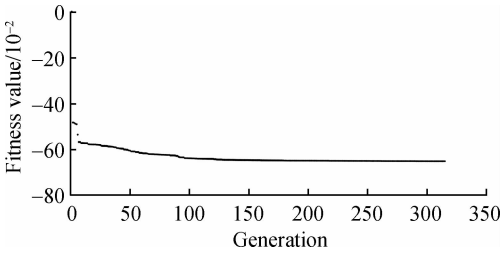


图 10 遗传算法迭代收敛结果
Fig. 10 Iteration results of genetic algorithm

优化结果为额定状态下旋翼以 2 m/s 上升时效率 $\eta_r=82.6\%$,电动机效率 $\eta_{mr}=90.3\%$,固定翼桨效率 $\eta_p=78.1\%$,电动机效率 $\eta_{mc}=90.5\%$ 。桨和电动机参数优化结果分别见表 3、表 4 和表 5。

根据优化结果绘制螺旋桨和旋翼桨三维模型,利用 CFD 方法分别在来流速度为 2 m/s 和 22 m/s 状态下计算其气动参数,CFD 计算网格如图 11 所示。本文所建螺旋桨模型计算得到的螺旋桨和旋翼桨气动参数与 CFD 计算结果对比如图 12 所示。

由对比结果可知,在额定工作点附近本文所建模型计算螺旋桨和旋翼桨气动参数结果与 CFD 计算结果最大误差均在 10% 以内。考虑到本文所用的螺旋桨片条理论与 CFD 计算过程中雷诺数 Re 等参数设置以及计算模型的简化等差异,以上计算误差在可接受范围内,表明本文所建螺旋桨和旋翼模型相对准确。

根据优化结果,在现有产品中选择参数接近的桨和电动机。本文通过对比选择最终确定珠海泉鹰模型公司的 X100 电动机和 $0.762\text{ m}\times 0.2413\text{ m}(30\text{ in}\times 9.5\text{ in})$ 桨作为旋翼动力组合,上海双天模型公司的 GA6000.8 电动机和 $0.6096\text{ m}\times 0.3048\text{ m}(24\text{ in}\times 12\text{ in})$ 桨作为固定翼动力组合。所选电动机参数如表 5 所示。

表 3 优化的螺旋桨分布参数
Table 3 Distributed parameters of optimized propeller

参数	数值
$[D_r, D_p]$	$[30, 24]$
$[c_{r1}, c_{r2}, c_{r3}, c_{r4}]$	$[37.71, 6.32, 9.21, 5.41]$
$[\beta_{r1}, \beta_{r2}, \beta_{r3}, \beta_{r4}]$	$[21.34, 112.43, 46.80, 25.67]$
$[c_{p1}, c_{p2}, c_{p3}, c_{p4}]$	$[52.34, 15.69, 12.40, 7.65]$
$[\beta_{p1}, \beta_{p2}, \beta_{p3}, \beta_{p4}]$	$[30.67, 50.26, 55.57, 13.13]$

表 4 优化的螺旋桨几何参数

Table 4 Geometric parameters of optimized propeller

参数		站位(各截面距离桨叶根部的展向相对位置)								
		0.2	0.3	0.4	0.5	0.6	0.7	0.8	0.9	1.0
固定翼	弦长/mm	41.9	41.8	43.9	45.2	43.7	40.1	34.6	26.3	14.5
	扭转角/(°)	34.1	27.5	22.1	18.0	14.5	12.2	10.6	8.6	7.8
	直径/m	0.6096(24 in)								
旋翼	弦长/mm	58.8	69.7	68.3	62.9	56.9	50.0	42.3	34.5	26.3
	扭转角/(°)	22.7	17.3	13.9	11.4	9.6	8.3	6.9	5.9	5.5
	直径/m	0.762(30 in)								

表 5 优化和选择的电动机参数

Table 5 Parameters of optimized motor and selected motor

电动机类型(型号)		参数								
		K_v	$B_{K_v-M_m}$	$B_{I_0-R_0}$	$B_{R_0-K_v}$	R_0/Ω	I_0/A	M_m/kg	U_{max}/V	I_n/A
优化结果	固定翼	165	53716.96	0.040	0.042	0.015	1.15	1.39	44.0	45.0
	旋翼	120	22962.48	0.040	0.065	0.025	0.77	0.71	38.1	35.1
选择结果	GA6000.8	180	45936	0.0655	0.037	0.013	2.3	1.09	44.0	
	X100	115	23485	0.0914	0.085	0.047	1.2	0.772	44.0	

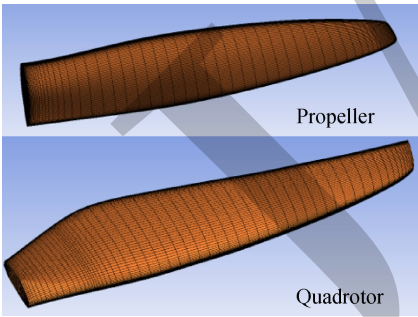
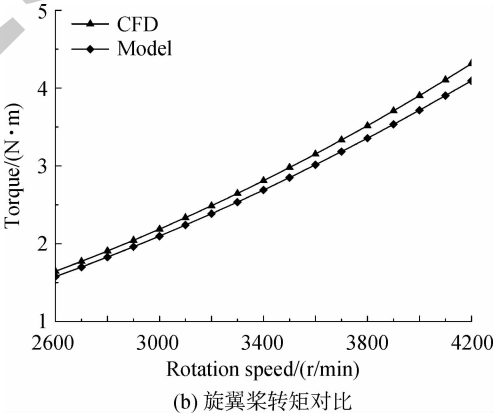
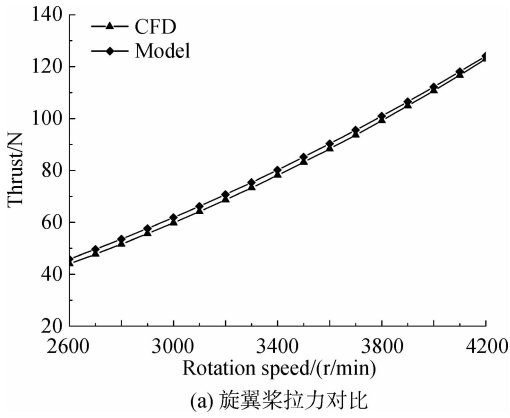


图 11 推进桨和旋翼网格图

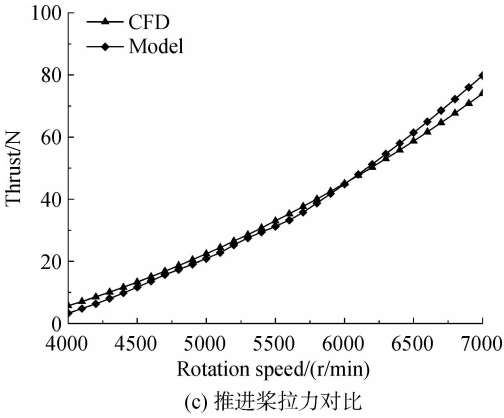
Fig. 11 Grid picture of quadrotor and propeller



(b) 旋翼桨转矩对比



(a) 旋翼桨拉力对比



(c) 推进桨拉力对比

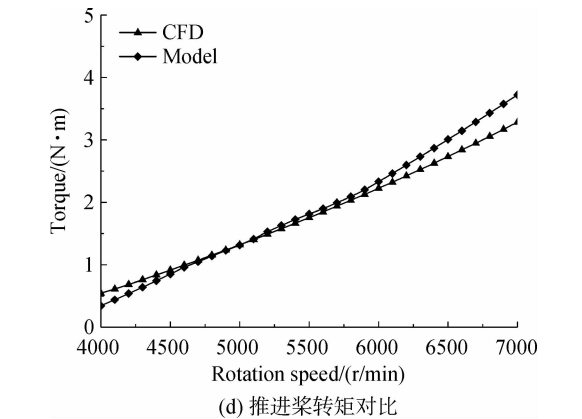


图 12 CFD 结果与模型结果对比
Fig. 12 Comparison of CFD results and model results

通过以上优化结果和所选电动机最大需用电压,可选 LIPO 电池电压为 44.4 V。设计正常飞行状态下旋翼和固定翼油门量均为 $\tau=60\%$,将各参数代入式(44)可得 $C_{\text{req}} \geq 41 \text{ A} \cdot \text{h}$ 。通过对比选择最终确定选用 4 块格氏 6S 22 000 mA $\cdot$ h 电池,采用两两串联后再并联的安装方式,组成整体为 12S 44 A $\cdot$ h 的电池组。利用官方给出的电池实验数据,拟合确定电池放电模型式(46)中的未知参数取值及拟合度如表 6 所示。

表 6 电池放电模型参数及拟合度
Table 6 Battery discharge model parameters and the fitting degree

参数	放电电流/A			
	10	60	80	105
A	0.6792	0.6689	0.5075	0.4955
B	1.4012	1.4092	2.2944	2.3798
K	0.0683	0.0137	0.0085	0.0053
R	0.00014	0.00007	0.00004	0.00005
R ²	0.9776	0.9760	0.9927	0.9948

电池放电特性拟合曲线与测试数据曲线对比如图 13 所示。拟合度 R^2 的值及对比图表明利用式(46)在可以较准确地表示电池到达截止电压前的放电特性。

取电池组截止电压为 42 V(单块电池 21 V),利用式(49)表示的航时评估方法可以计算得到无人机航时。通过实际的飞行测试,得到无人机飞行性能参数值和设计值对比见表 7。

由对比结果可知利用本文提出的电动固旋翼无人机动力系统建模与优化设计方法得到的算例无人机动力系统组合,可以很好地满足设计要求。

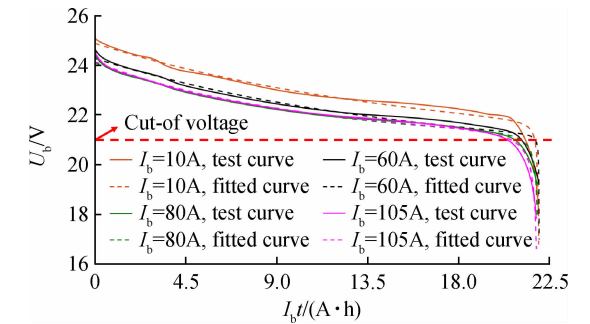


图 13 电池放电特性的拟合曲线与试验曲线对比
Fig. 13 Comparison between the fitted curve and the test curve of battery discharge characteristic

表 7 飞行性能参数的测试值与设计值
Table 7 Test values and design values of the flight performance parameters

性能参数	设计指标	测试值
失速速度 $V_s/(\text{m/s})$	16	17
巡航速度 $V_c/(\text{m/s})$	22	22
最大飞行速度 $V_{c,\text{max}}/(\text{m/s})$	32	30
垂直起降推质比 $(T/W)_{\text{vtols}}$		0.6
巡航推质比 $(T/W)_{\text{fw}}$		0.5
垂直起降油门量 $\tau_r/\%$	60	60
巡航油门量 $\tau_c/\%$	60	55
巡航时间 t_c/min	68.4	66

5 结 论

本文基于电动固旋翼无人机动力系统的特点,提出了一套动力系统的建模和优化设计方法。通过对电动固旋翼无人机垂直起降和巡航推质比建模提出动力系统需求,利用螺旋桨设计理论和效率计算方法建立了旋翼和推进桨的设计计算模型,通过统计分析和 1 阶电动机模型建立了无刷直流电动机的计算模型,通过电动机需用电压、电流与电池电压、电流之间的关系建立了电池选择方法,考虑电池内阻在输出功率/电流发生大的变化时对电池电压的影响,在已有放电特性经验公式的基础上予以电压修正,建立了无人机航时评估方法。根据动力系统匹配方法,以动力系统效率为目标建立优化设计模型,通过优化设计确定了最佳动力系统和电池组合,最后完成了航时评估。

利用本文所提方法对某双尾撑电动固旋翼无人机动力系统进行优化设计,根据设计结果选择

最佳动力系统组合,飞行测试结果表明所选动力系统可以很好地满足设计要求,证明了本文所提动力系统的建模和优化设计方法具有较高的准确性和可行性,可以为电动固旋翼无人机的动力系统设计 and 选择提供一定的参考和指导。

参考文献:

- [1] ÇAKICI F, LEBLEBICIOGLU M K. Analysis of a UAV that can hover and fly level[R]. Hong Kong:2016 International Conference on Frontiers of Sensors Technologies, 2016.
- [2] GÜÇLÜ A, ARIKAN B K, KURTULUS D F. Attitude and altitude stabilization of fixed wing VTOL unmanned air vehicle[R]. AIAA-2016-3378, 2016.
- [3] DEWI P T, HADI G S, MUHAMMAD R K, et al. Design of separate lift and thrust hybrid unmanned aerial vehicle [J]. The Journal of Instrumentation, Automation and Systems, 2015, 2(2): 45-51.
- [4] 赵长辉, 杨五兵, 李波, 等. 固定翼四旋翼复合飞行器[C]//2014(第五届)中国无人机大会论文集. 北京:航空工业出版社, 2014:39-44.
- [5] 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. Parameters matching of ultralight electric aircraft propulsion system [J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(12): 2641-2647. (in Chinese)
- [6] 王刚, 胡峪, 宋笔锋, 等. 电动无人机动力系统优化设计及航时评估[J]. 航空动力学报, 2015, 30(8): 1834-1840.
- WANG Gang, HU Yu, SONG Bifeng, et al. Optimal design and endurance estimation of propulsion system for electric-powered unmanned aerial vehicle[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(8): 1834-1840. (in Chinese)
- [7] MCDONALD R A. Electric propulsion modeling for conceptual aircraft design[R]. AIAA 2014-0536, 2014.
- [8] CORRIGAN E K, ALTMAN A. Survey of small unmanned aerial vehicle electric propulsion system [R]. AIAA 2008-179, 2008.
- [9] GUR O, ROSEN A. Optimizing electric propulsion systems for unmanned aerial vehicles[J]. Journal of Aircraft, 2009, 46(4): 1340-1353.
- [10] LAWRENCE D A, MOHSENI K. Efficiency analysis for long duration electric MAVs[R]. AIAA 2005-7090, 2005.
- [11] 陈军, 杨树兴, 莫冀. 电动无人机动力系统建模与实验[J]. 航空动力学报, 2009, 24(6): 1339-1344.
- CHEN Jun, YANG Shuxing, MO Li. Modeling and experimental analysis of UAV electric propulsion system[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(6): 1339-1344. (in Chinese)
- [12] MAGNUSSEN Ø, HOVLAND G, OTTESTAD M. Multicopter UAV design optimization[C]//IEEE/ASME 10th International Conference on Mechatronic and Embedded Systems and Applications. Ancona: IEEE, 2014: 1-6.
- [13] 全权. 多旋翼飞行器设计与控制[M]. 北京: 电子工业出版社, 2018.
- [14] CHEN Ming, RINCON-MORA G A. Accurate electrical battery model capable of predicting runtime and I - V performance[J]. IEEE Transactions on Energy Conversion, 2006, 21(2): 504-511.
- [15] 卢杰祥. 锂离子电池特性建模与 SOC 估算研究[D]. 广州: 华南理工大学, 2012.
- LU Jiexiang. Research on the performance model and prediction of state-of-charge for Li-ion battery[D]. Guangzhou: South China University of Technology, 2012. (in Chinese)
- [16] NG W, DATTA A. Development of models for electrochemical power and sizing of electric-VTOL aircraft[R]. Florida: 2018 AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2018.
- [17] FULLER M E. A battery model for constant-power discharge including rate effects[J]. Energy Conversion & Management, 2014, 88: 199-205.
- [18] RAYMER D P. Aircraft design: a conceptual approach, 4th edition[M]. Reston: AIAA Education Series, 1992.
- [19] 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.
- [20] 曹义华. 现代直升机旋翼空气动力学[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2015.
- [21] HANSELMAN D. Brushless permanent-magnet motor design[M]. Orono: McGraw-Hill, 2003.
- [22] 王刚. 一种螺旋桨动力配平的小型电动无尾无人机研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2016.
- WANG Gang. A research on a small electric-powered tailless UAV using propeller thrust trimming [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2016. (in Chinese)
- [23] SHEPHERD C M. Design of primary and secondary cells II: an equation describing battery discharge[J]. Journal of the Electrochemical Society, 1965, 112(7): 657-664.
- [24] 陈声麒. 飞艇推进系统参数优化匹配与验证方法研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2015.
- CHEN Shengqi. Parameters optimization matching and verification study of high efficiency propeller propulsion system of high altitude airship[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2015. (in Chinese)

(编辑: 李岩梅、张 雪)