

电动无人机动力系统优化设计及航时评估

王 刚, 胡 峪, 宋笔锋, 谭 唱

(西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

摘 要: 为提高电动无人机续航性能, 针对动力系统进行了优化设计, 并提出了相应的航时评估方法. 首先采用涡流理论优化设计了小型螺旋桨, 再通过实验测试优化选取了与螺旋桨高效率匹配的电动机. 同时, 考虑到锂离子电池放电倍率及电压降低对放电时间的影响, 建立了恒功率条件下电池放电时间计算模型. 最后, 根据优化得到的动力系统和电池计算模型, 推导出有弯度机翼的电动无人机航时公式. 某电动飞翼布局无人机飞行试验结果显示, 优化得到的动力系统具有较高的效率, 测试得到的无人机续航时间与评估得到的理论值误差为12%, 在允许误差范围内吻合较好.

关 键 词: 电动无人机; 动力系统; 航时; 锂离子电池; 放电倍率; 优化设计

中图分类号: V221

文献标志码: A

Optimal design and endurance estimation of propulsion system for electric-powered unmanned aerial vehicle

WANG Gang, HU Yu, SONG Bi-feng, TAN Chang

(School of Aeronautics,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: For small electric-powered unmanned aerial vehicles (EPUAV), endurance performance largely depends on propulsion system. To improve EPUAV endurance, the electric-powered propulsion system was designed optimally. Meanwhile EPUAV endurance formula was presented. Based on vortex theory, a small screw propeller was designed optimally using genetic algorithm. A series of predicted motors were tested by dynamometer in order to match the optimized screw propeller effectively. The influences of discharged rating and voltage drop for lithium-ion battery were considered. Then a math model of battery discharge time was deduced while the battery output power was kept as constant. According to the optimal propulsion system and battery model, the EPUAV endurance formula was presented for cambered wing. Flight tests of a flying wing EPUAV indicate that optimized propulsion system operates more effectively after an optimal design. There exists approximately 12% error between flight tests and theoretical estimation. Within permissible error, good agreements have been obtained.

Key words: electric-powered unmanned aerial vehicle (EPUAV); propulsion system; endurance; lithium-ion battery; discharged rating; optimal design

小型无人机在情报、监控、侦查、目标搜索、环境监测以及地质勘查等诸多军民领域有着广泛应

用^[1-2]. 考虑到便携性、低噪声、环保以及安全性等问题, 大部分小型无人机采用电动推进系统, 而电

收稿日期: 2014-03-14

基金项目: 中国空间技术研究院基金(CAST20090106)

作者简介: 王刚(1988—), 男, 陕西宝鸡人, 博士生, 主要从事无人机总体设计.

通讯作者: 胡峪(1974—), 男, 四川温江人, 副教授, 博士, 主要从事微小型飞行器总体设计的研究. E-mail: huyu1974@nwpu.edu.cn

池能量密度(大约为 $185 \text{ W} \cdot \text{h/kg}$)远低于燃油能量密度(大约为 $12.2 \text{ kW} \cdot \text{h/kg}$)^[3],导致电动无人机续航性能不足.由于电动推进系统对此类无人机的航时影响较大,因此如何设计高效的电动推进系统是提升此类无人机航时的关键.此外不同于油机^[4],电动无人机在整个任务段质量保持不变,电池放电电压在放电时不断降低,而电池放电时间与放电倍率、功率以及电压等因素有关,因此如何准确评估电动无人机航时需要进一步深入研究.

既有的研究中常采用一阶电动机计算模型对电动机性能进行评估^[5-8],该计算方法简便,在飞机初始设计中能够很快确定电动机性能,以优化选取电动机来高效地匹配螺旋桨.但是,由于电动机工作电压范围较大,计算所采用的数据大多是额定状态下得到的,因此该计算模型与实际状态存在一定误差.对于电动无人机航时的评估,以往的研究或者没有考虑聚合物锂离子电池放电倍率对放电时间的影响^[9-11],或者没有考虑电池有效容量变化对压降系数的影响^[12-13].

本文以一架电动飞翼布局无人机为研究对象,从无人机任务要求出发,结合理论计算与实验测试,提出一套电动推进系统优化设计方法.在给定无人机所需功率条件下,考虑了锂离子电池放电倍率以及电压降低对电池放电时间的影响,并详细给出了电池压降系数的计算,从而建立了电池放电时间计算模型.根据优化得到的电动推进系统与电池计算模型,推导出有弯度机翼的电动无人机航时公式.最后,通过某电动飞翼布局无人机外场试飞,对提出的设计方法和计算模型进行了验证.

1 动力系统优化设计

无人机电动推进系统主要包括电子调速器、电动机、减速器(可选)以及螺旋桨.尽管使用减速器可以使电动机与螺旋桨匹配得更好,但也降低了机构可靠性和动力系统的效率.因此,本文选取电动机直驱螺旋桨的传动方式.

1.1 螺旋桨优化设计

利用涡流理论设计螺旋桨,螺旋桨径向流动产生的动量损失由普朗特方程评估,该理论在计算螺旋桨前进比 $0.3 \sim 0.9$ 时有较高的精度^[14-15].翼型采用气动效率较高且后缘易于加工的 E224 翼型^[16].利用遗传算法,以巡航状态(飞行速度 $U = 16 \text{ m/s}$,所需拉力 $T_{\text{std}} = 2.0 \text{ N}$)效率 η_p 最高为目标对螺旋桨进行优化设计.同时螺旋桨要满足

起飞时所需最大拉力 $T_{\text{max}} \geq 16 \text{ N}$,为高效匹配无刷电动机所需较高转速 $N_d \geq 4000 \text{ r/min}$ 等约束.为避免螺旋桨优化过程中出现的非合理外形,本文采用贝塞尔三次样条线来描述桨叶弦长分布 $c(x)$ 与扭转角分布 $\beta(y)$

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

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

上式中 c_0, β_0 代表样条线起点, c_3, β_3 代表样条线终点, c_1, β_1 以及 c_2, β_2 代表中间的控制点, x, y 在 $[0, 1]$ 之间变化.

优化设计变量 $\mathbf{X}$ 包括:①桨径 d ; ②弦长分布参数 c_0, c_1, c_2, c_3 ; ③扭转角分布参数 $\beta_0, \beta_1, \beta_2, \beta_3$.

优化计算模型记为

$$\begin{aligned} \min \quad & f(\mathbf{X}) = -\eta_p \\ \text{s. t.} \quad & g(\mathbf{X}) = 0 \quad h(\mathbf{X}) \leq 0 \end{aligned} \quad (3)$$

利用罚函数法^[17]将原有的约束优化问题转换为无约束优化问题,则新的目标函数记为 $\tilde{f}(\mathbf{X})$

$$\tilde{f}(\mathbf{X}) = f(\mathbf{X}) + \sum_i w_i \cdot G[g_i(\mathbf{X})] + \sum_i \varphi_i \cdot H[h_i(\mathbf{X})] \quad (4)$$

$$G[g_i(\mathbf{X})] = |g_i(\mathbf{X})|$$

$$H[h_i(\mathbf{X})] = \begin{cases} 0 & h_i(\mathbf{X}) \leq 0 \\ |h_i(\mathbf{X})| & h_i(\mathbf{X}) \geq 0 \end{cases} \quad (5)$$

$$g(\mathbf{X}) = T - T_{\text{std}} \quad h_1(\mathbf{X}) = 16 - T_{\text{max}}$$

$$h_2(\mathbf{X}) = (4000 - N_d)10^{-2} \quad (6)$$

上式中 w_i 和 φ_i 为权重系数,表示各自变量对目标函数 $\tilde{f}(\mathbf{X})$ 的贡献度,均为正值.考虑到巡航状态的重要性,取 $w_1 = 0.5, \varphi_1 = 0.1, \varphi_2 = 0.25$.遗传算法优化迭代收敛结果如图 1 所示.

螺旋桨优化结果为 $d = 0.3048 \text{ m}$, $N_d = 4046 \text{ r/min}$, $T = 2.01 \text{ N}$, $T_{\text{max}} = 16.2 \text{ N}$, $\eta_p = 81.95\%$.扭转角和弦长分布如表 1 所示.

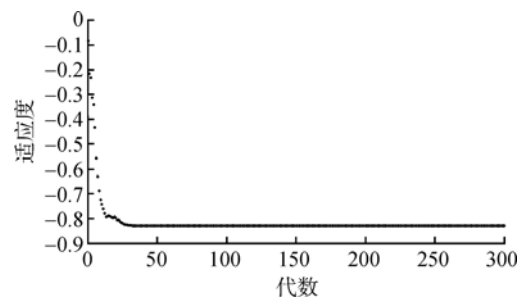


图1 遗传算法迭代收敛结果

Fig. 1 Iteration results of genetic algorithm

表1 优化的螺旋桨几何参数

Table 1 Geometric parameters of optimized propeller

参数	展向位置									
	0.1	0.2	0.3	0.4	0.5	0.6	0.7	0.8	0.9	1.0
弦长/mm	15.1	19.6	22.9	24.6	24.9	23.8	21.3	17.3	11.9	5.2
扭转角/(°)	55.32	47.12	40.10	33.93	28.63	24.18	20.60	17.87	16.01	15.12

拉力和效率与转速的关系如图2所示. 与同类型尺寸螺旋桨风洞试验数据对比^[18-19], 本文的优化结果是合理可信的. 优化得到的小型螺旋桨CATIA模型和实物如图3所示.

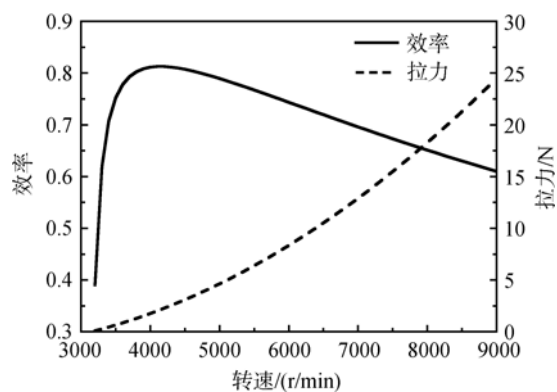


图2 优化的螺旋桨效率和拉力曲线图

Fig. 2 Efficiency and thrust of optimized propeller

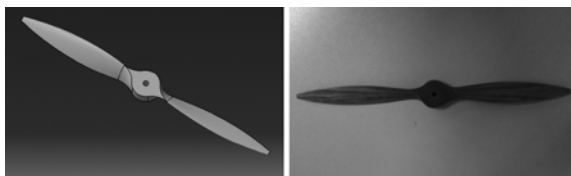


图3 螺旋桨CAD模型和加工实物

Fig. 3 CAD and machining model of propeller

1.2 电动机优化选取

为了使电动机和螺旋桨在无人机任务段内高效率匹配, 对小型外转子无刷电动机进行优化选取, 具体过程为:

首先, 预选一组不同 K_v 的最大输出功率在 300~800 W 的电动机, 以满足飞机起飞时所需最大功率.

其次, 针对预选的电动机, 利用 1 阶电动机计算模型^[20], 绘制不同电压条件下电动机扭矩关于转速的曲线图, 结合螺旋桨扭矩关于转速曲线图, 在设计转速下对电动机进行初步选取.

最后, 利用电动机测控机, 在不同油门状态

下, 测试初选电动机的性能, 结合螺旋桨特性曲线以选取最优电动机.

测试结果显示, 最大输出功率为 550 W, $K_v=830$ (r/min)/V 的电动机与优化得到的螺旋桨在飞机巡航状态具有最高的效率值. 如图4和图5为不同油门状态下, 该电动机扭矩和效率关于转速的特性曲线. 对图4进行线性插值, 可确定螺旋桨在设计转速 N_d 下, 螺旋桨扭矩和电动机扭矩相等时对应的油门为 24%. 再对图5进行线性插值, 得到此状态下电动机的真实工作效率为 84%. 以上结果显示螺旋桨和电动机均能工作在较高的效率值.

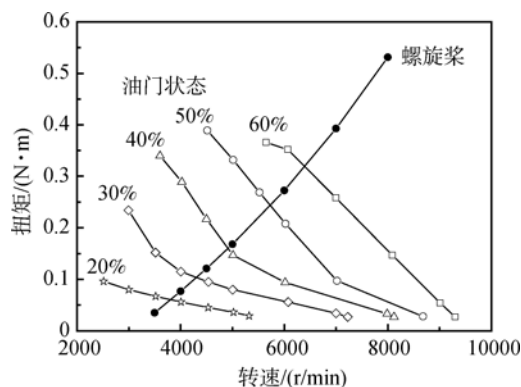


图4 电动机和螺旋桨扭矩特性

Fig. 4 Torque characteristic of motor and propeller

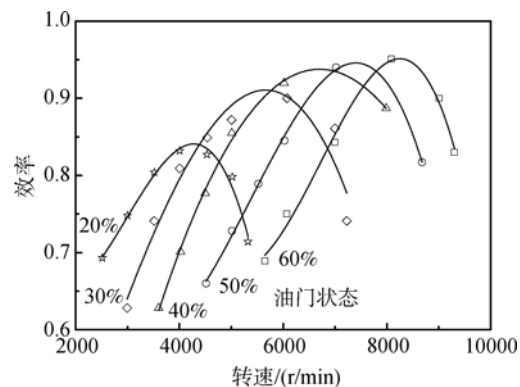


图5 电动机效率特性

Fig. 5 Efficiency characteristic of motor

2 电池计算模型

聚合物锂离子电池的实际容量取决于实际的放电倍率,倘若放电倍率不同,则电池有效容量会有所不同,该现象称为 Peukert 效应,可通过 Peukert 公式进行描述^[21]

$$i^n t = \text{const} \quad (7)$$

上式中 i 为放电电流, n 为 Peukert 常数,取值范围在 1~2 之间,对于锂离子电池常取为 1.3, t 为放电时间. 对式(7)变形得到有效放电电流 I_{eff} 与实际放电电流 I 和额定放电电流 I_{rated} 的关系^[22]

$$I_{\text{eff}} = I \left(\frac{I}{I_{\text{rated}}} \right)^{n-1} \quad (8)$$

令 Δt 为指定任意微小时间间隔,有效放电容量 C_{eff} 可表示为

$$C_{\text{eff}} = \sum (I_{\text{eff}} \Delta t) \quad (9)$$

由额定电池容量 C_{rated} 和有效电池容量 C_{eff} 可得剩余电池容量 C_{rem}

$$C_{\text{rem}} = C_{\text{rated}} - C_{\text{eff}} \quad (10)$$

锂离子电池在放电过程中电压会逐渐降低. 实验及其他研究表明^[12],在小电流放电条件下,电压 V 与放电容量 C 存在着近似于线性的关系

$$V = V_0 - kC \quad (11)$$

其中 V_0 为初始放电电压, k 为压降系数表示为

$$k = (V_0 - V_{\text{end}}) / C_{\text{true}} \quad (12)$$

$$C_{\text{true}} = \sum I \Delta t \quad (13)$$

式(12)中 C_{true} 为真实电池容量, V_{end} 为终止电压. 若电压 V 接近 V_{end} (满足指定误差 ϵ_1), 则直接输出 C_{true} .

为维持无人机工作状态下的所需功率 P_{req} , 此时所需电流 I

$$I = \frac{P_{\text{req}}}{V} \quad (14)$$

将由式(11)~式(14)得到的电流 I 代入式(8)~式(10),当剩余电池容量 C_{rem} 满足指定误差 ϵ_2 时,输出 C_{true} , 否则返回式(11)重新进行迭代. 在计算压降系数 k 时由于事先无法确定 C_{true} 的值,因此本文采用迭代法计算 k , 计算流程如图 6 所示. 初次迭代时可令 $k = (V_0 - V_{\text{end}}) / C_{\text{rated}}$, 当迭代前后 k 值满足指定误差 ϵ_3 时,表明电池放电完成,输出放电时间 t :

$$t = \sum \Delta t \quad (15)$$

实验结果显示^[21-22],锂离子电池在“完全放电”一段时间后电压会出现回升. 此时它仍能以同

样的放电倍率进行放电,特别是针对高放电倍率放电情况,电压恢复更为明显. 然而,对于飞行过程中的电动无人机来说,此时恢复的电池容量是没有意义的,因此不必考虑残余容量. 整个计算流程图如图 6 所示,电池放电时间可表示为所需功率 P_{req} 和额定电池容量 C_{rated} 的函数关系

$$t = f(P_{\text{req}}, C_{\text{rated}}) \quad (16)$$

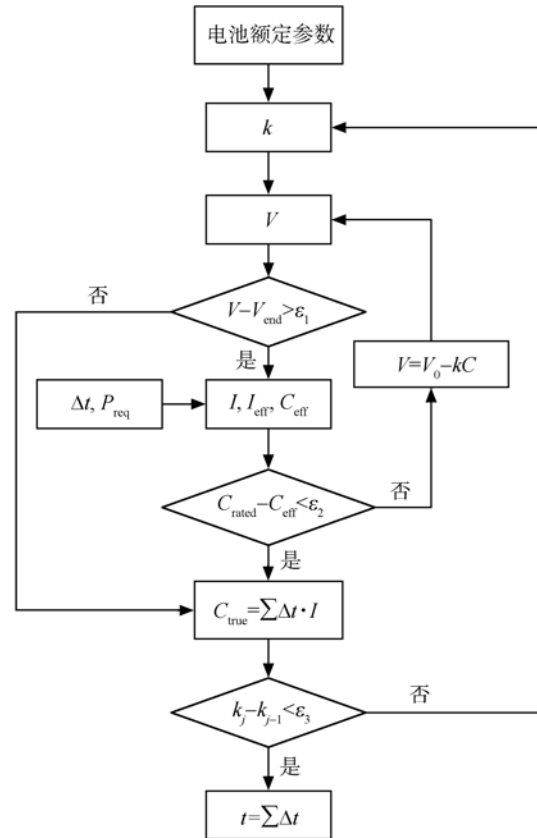


图6 电池放电时间计算流程图

Fig. 6 Flow chart of battery discharged time

为验证电池放电时间计算模型的精确性,采用 Itech8816 系列电子负载对锂离子电池进行放电实验测试. 实验采用三节串联的聚合物锂离子电池组,室温为 25°,对 3 A·h 电池输出功率 P 为 50, 100, 200, 400 W 进行测试,电池终止电压 V_{end} 为 9.0 V, 测试结果如图 7 所示. 随着放电功率的增加,电池的真实容量 C_{true} 明显减小,并且在小功率放电条件下,电池电压随着实际容量的变化更趋于线性.

理论计算和实验结果对比如表 2 所示. 该表显示实际容量和放电时间均保持在 5% 的误差范围内. 对 2.2, 4, 6 A·h 以及 8 A·h 电池测试后得到类似的结果.

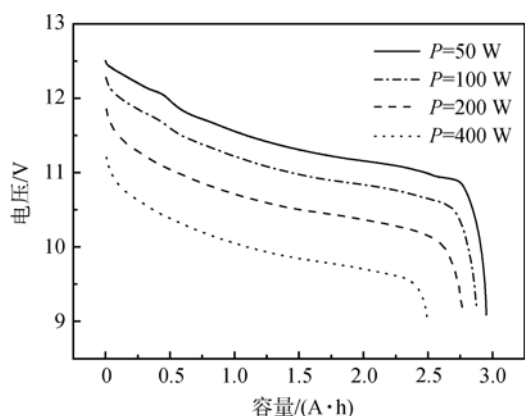


图7 3 A·h 锂离子电池恒功率放电测试

Fig. 7 Discharged time tests of 3 A·h lithium battery

表2 恒功率放电实验与理论计算结果对比

Table 2 Discharged time between tests and theory

参数		P/W			
		50	100	200	400
$C_{true}/$ (A·h)	实验值	2.953 1	2.880 8	2.778 0	2.493 8
	理论值	2.997 2	2.795 1	2.686 0	2.380 8
	误差/%	1.49	2.97	3.31	4.53
t/s	实验值	2427	1160	565	241
	理论值	2456	1136	541	230
	误差/%	1.19	2.07	4.25	4.56

3 航时公式

通常飞机极曲线并非对称的抛物线,由于机翼存在弯度因此更加准确的公式表达为^[4]

$$C_d = C_{d0} - C_{d1} C_l + C_{d2} C_l^2 \quad (17)$$

式中 C_{d0} 为废阻力系数, C_{d1} 和 C_{d2} 为诱导阻力系数, C_l 为升力系数。

巡航时无人机所需功率 P_{req} 为

$$P_{req} = DU = 0.5\rho U^3 S(C_{d0} - C_{d1} C_l + C_{d2} C_l^2) \quad (18)$$

式中 D 为阻力, U 为飞行速度, ρ 为空气密度, S 为机翼面积。

稳定飞行时,根据

$$C_l = 2W/(\rho U^2 S) \quad (19)$$

可得

$$P_{req} = 0.5\rho U^3 S C_{d0} - C_{d1} WU + 2C_{d2} W^2/(\rho U S) \quad (20)$$

式中 W 为飞机质量。

对于推进系统,效率 η 存在

$$\eta = \eta_e \eta_m \eta_p \quad (21)$$

上式中 η_e 为电子调速器效率,常取为 0.85^[23]; η_m 为电动机效率; η_p 为螺旋桨效率。

考虑到飞控板功率消耗 P_{fc} ,一般为 5 W. 将式(20)和式(21)代入式(16)中,可得无人机航时 E

$$E = \frac{f\left(\frac{0.5\rho U^3 S C_{d0} - C_{d1} WU + 2C_{d2} W^2/(\rho U S)}{\eta_e \eta_m \eta_p} + P_{fc}, C_{rated}\right)}{\quad} \quad (22)$$

对于最小功率情况,则有 $dP_{req}/dU=0$, 此时最小功率所对应的飞行速度 U_{mp}

$$U_{mp} = \left[\frac{C_{d1} + \sqrt{C_{d1}^2 + 12C_{d0}C_{d2}}}{C_{d0}} \frac{W}{3\rho S} \right]^{\frac{1}{2}} \quad (23)$$

将式(23)代入式(18),得到所需最小功率 $(P_{req})_{min}$, 再将 $(P_{req})_{min}$ 代入式(22)中的可得无人机最大航时 E_{max} 。

4 算例

本文以某电动飞翼布局无人机为验证机,对优化得到的动力系统和航时计算公式进行验证。该飞翼布局无人机采用正弯度翼型,通过螺旋桨推力线偏移增加零升俯仰力矩,利用螺旋桨矢量推力配平纵向力矩,以此来缓解飞翼布局飞机稳定性和飞行性能之间的矛盾,进而改善无人机性能^[24]。螺旋桨动力配平的引入,还能在飞翼布局无人机上布置更大的襟翼面积,从而增加最大升力系数,提高翼载荷,增大展弦比,改善无人机起降性能和续航性能。无人机三视图和试飞如图8所示。

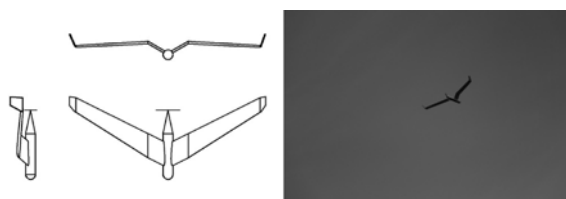


图8 无人机三视图和外场试飞

Fig. 8 Three views and flight tests of UAV

该无人机除电池外的全机质量为 2.15 kg,翼展为 1.97 m,参考面积为 0.39 m²,尖削比为 0.6,后掠角为 23°,外段翼下反为 4°,内段翼上反为 30°,机翼几何扭转角为 -3°,推力线下移为 120 mm. 试飞得到无人机废阻力系数 $C_{d0}=0.021$,诱导阻力系数 $C_{d1}=0.039$, $C_{d2}=0.09$ 。

将无人机参数与试飞得到的阻力系数代入式(22)计算无人机航时,结果如图9所示。当装载

8 A·h 电池容量时,无人机航时达到 122 min. 而同类级别无人机航时分布在 60~100 min 范围^[1], 可以反映出经过优化的动力系统具有较高的效率值. 此外,根据图 9 理论计算与飞行试验对比,误差保持在 12% 左右,考虑到起飞前调试飞机消耗了部分电量,实际飞行时外场存在阵风导致功耗增加,以及实际航迹与理论存在偏差等因素,可见建立的电动无人机航时公式具有较好的精度. 另外,由于计算模型计入了放电倍率的影响,因此电池容量增加并未增加航时误差. 相反地,误差范围随着电池容量增加有递减趋势.

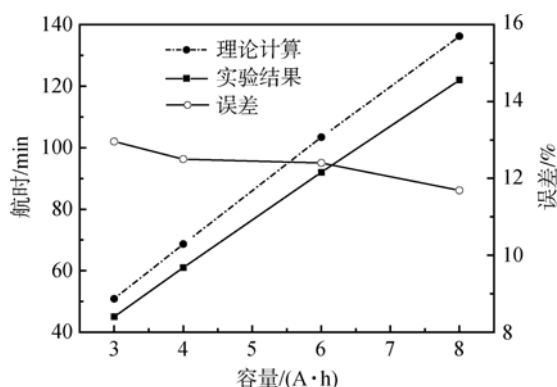


图9 理论航时与试飞结果对比

Fig. 9 Comparison between theory and tests of endurance

为了探究放电倍率对航时的影响,对 Peukert 常数 $n=1$ 以及 $n=1.3$ 进行分析. 在研究过程中,设定无人机外形尺寸、质量、动力系统效率等总体参数不变,以取消其对计算结果的影响. 如图 10 所示,为不同电池容量下,无人机飞行速度与航时的关系. 图 10 可知,由于 Peukert 效应,电池容量增加会引起最佳航速的增加. 并且,Peukert 常数对小功率状态影响较大,以 8 A·h 容量为例,

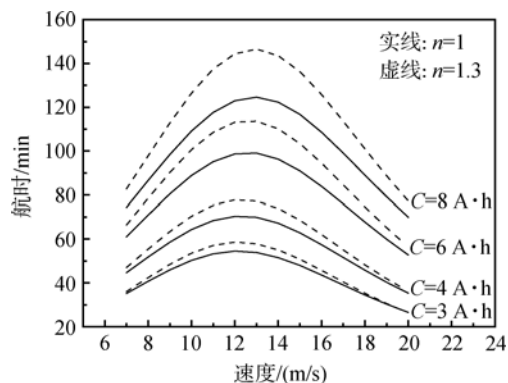


图10 飞行速度与航时的关系

Fig. 10 Endurance versus velocity

较小功率状态下 ($U=13$ m/s) Peukert 效应使得航时增加 17.6%, 较大功率状态下 ($U=20$ m/s) 航时增加 10.4%. 此外,当电池容量由 3 A·h 增加到 8 A·h 时,Peukert 常数引起的航时增量由 6.2% 增加到 17.6%, 因此较高的额定放电倍率使得 Peukert 常数对无人机航时影响愈为显著.

5 结 论

本文通过理论计算与实验测试,提出了一套动力系统优化设计方法,建立了锂离子电池恒功率放电时间计算模型. 根据优化得到的动力系统和电池放电时间计算模型,推导出电动无人机航时公式. 参数分析结果表明,Peukert 效应对动力系统在小功率状态下影响较大;愈高的电池额定放电倍率使得 Peukert 效应对无人机航时影响愈为显著.

某电动飞翼布局无人机外场试飞结果显示,优化得到的动力系统效率较高,建立的电动无人机航时公式具有较高的精度. 本文所运用的无人机动力系统设计及航时评估可以为电动无人机设计和性能评估提供一定的参考和指导.

参考文献:

- [1] Christiansen R S. Design of an autopilot for small unmanned aerial vehicles[D]. Provo: Brigham Young University, 2004.
- [2] Jon N O, Bowman W J. Flight testing small, electric powered unmanned aerial vehicles[R]. AIAA-2005-7654, 2005.
- [3] Michael J L, Julio C, Mark A M. Small UAV research and evolution in long endurance electric powered vehicles[R]. AIAA-2007-2730, 2007.
- [4] Mustafa C, Aydan C. Optimum range and endurance of a piston propeller aircraft with cambered wing[J]. Journal of Aircraft, 2005, 42(1): 212-217.
- [5] Dale A L, Kamran M. Efficiency analysis for long-duration electric MAVs[R]. AIAA-2005-7090, 2005.
- [6] Ohad G, Aviv R. Optimizing electric propulsion systems for unmanned aerial vehicles[J]. Journal of Aircraft, 2009, 46(4): 1340-1353.
- [7] 陈军, 杨树兴, 莫雳. 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)
- [8] 梁冰, 王和平, 袁昌盛. 小型电动无人机动力系统设计和优化[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 un-

- manned aerial vehicle[J]. *Aeronautical Computing Technique*, 2010, 40(6): 78-80. (in Chinese)
- [9] 刘恒, 朱荣, 叶雄英, 等. 微型飞行器航时优化[J]. *航空学报*, 2008, 29(1): 80-84.
- LIU Hen, ZHU Rong, YE Xiongying, et al. Endurance optimization for micro air vehicles[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2008, 29(1): 80-94. (in Chinese)
- [10] 刘斌, 马晓平, 王和平, 等. 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, et al. Design analysis methodology for electric-powered mini-UAV[J]. *Journal of Northwestern Polytechnical University*, 2005, 23(3): 396-400. (in Chinese)
- [11] Retana E R, Rodrigue-Cortes H. Basic small fixed wing aircraft sizing optimizing endurance[R]. Mexico City: 4th Annual IEEE Conference, 2007.
- [12] Lance W T. Range and endurance estimates for battery-powered aircraft[J]. *Journal of Aircraft*, 2011, 48(2): 703-707.
- [13] Giulio A. Maximum range for battery-powered aircraft[J]. *Journal of Aircraft*, 2013, 50(1): 304-307.
- [14] Blake A M, Thomas H B. Validation of vortex propeller theory for UAV design with uncertainty analysis [R]. AIAA-2008-406, 2008.
- [15] Charles N A, Robert H L. Design of optimum propellers [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1994, 10(5): 676-682.
- [16] Sullivan J P, Bryan R, Phil S. Proplet propeller design/build/test final report[D]. Lafayette: Purdue University, 2005.
- [17] Ohad G, Aviv R. Optimization of propeller based propulsion system[J]. *Journal of Aircraft*, 2013, 46(1): 95-106.
- [18] Monal P M. Propeller performance measurement for low Reynolds number unmanned aerial vehicle applications [D]. Wichita: Wichita State University, 2004.
- [19] Michael O L, Cale Z. Analytical-experimental comparison for small electric unmanned air vehicle propellers [R]. AIAA-2008-7345, 2008.
- [20] Jones J L, Flynn A M. Mobile robots-inspiration to implementation[M]. Wellesley: A K Peter Limited, 1999.
- [21] SUN Yuhua, Jou H L, Wu J C. Multilevel Peukert equations based residual capacity estimation method for lead-acid battery [R]. Piscataway: IEEE International Conference on Sustainable Energy Technologies, 2008.
- [22] Dennis D, Suleiman A S. Acritical review of using the Peukert equation for determining the remaining capacity of lead-acid and lithium-ion batteries [J]. *Journal of Power Sources*, 2006, 155(2): 395-400.
- [23] Wagner N, Boland S, Taylor S. Powertrain design for hand-launchable long endurance unmanned aerial vehicles [R]. AIAA-2011-6047, 2011.
- [24] WANG Gang, HU Yu, SONG Bifeng. Improving performance of flying wing UAV with propeller thrust involved trimming the pitching moment [R]. AIAA-2013-4421, 2013.

(编辑: 秦理曼)