

小型电动垂直起降飞行器推进系统性能分析*

王波, 侯中喜, 汪文凯

(国防科技大学 航天科学与工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘要:小型电动垂直起降飞行器的悬停续航性能取决于推进系统的性能。基于电池、电机、电调的质量模型和螺旋桨的推力-功耗关系,利用电池的恒流放电模型建立了垂直起降飞行器的续航时间评估模型,分析了推进系统参数和有效载荷对飞行器续航性能的影响规律,研究结论可用于电动垂直起降飞行器的总体设计和推进系统选型。

关键词:电动推进系统;垂直起降飞行器;悬停续航时间;载荷能力

中图分类号:V212.13 **文献标志码:**A **文章编号:**1001-2486(2015)03-084-07

Performance analysis of propulsion system of miniature electric-powered vertical takeoff and landing air vehicles

WANG Bo, HOU Zhongxi, WANG Wenkai

(College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: The hover duration performances of miniature VTOL (Vertical Takeoff and Landing) air vehicles depend on the performance of propulsion system. Based on the mass models of battery, motor and ESC (Electronic Speed Controller), and the relationship between provided force and required power of propeller, the duration calculation model of vertical takeoff and landing air vehicles was established by using the battery constant-current discharge model. The influence of propulsion parameters and payload on vehicle duration is analyzed, which would be used for preliminary design of VTOL air vehicles and components selection of propulsion system.

Key words: electric propulsion system; vertical takeoff and landing air vehicle; hover duration; payload capacity

相对于固定翼飞行器而言,垂直起降(vertical takeoff and landing, VTOL)飞行器能够在自身动力系统的作用下完成垂直起降,不再依赖于跑道或者复杂的弹射、回收装置,适合在城市街区、前线阵地和灾害现场等复杂环境下执行各种飞行任务。独特的空中定点悬停能力,使得VTOL飞行器在空对地的搜索、侦查和监视等任务领域的优势十分明显。

微小型无人VTOL飞行器重量轻、体积小、成本低,使用和维护方便,安全性高,复杂空域中的任务执行能力突出,具有较好的市场需求和应用前景。2011年福岛核事故和2014年云南地震的现场勘察和救援过程中都使用了小型四轴VTOL飞行器;俄亥俄大学设计了搭载有激光雷达导引系统的四轴VTOL飞行器,可在没有惯性导航和卫星导航的情况下穿梭于城市街道^[1];美国航空航天局计划在金星和火星的探测活动中采用VTOL飞行器^[2]。

VTOL飞行器中,技术相对成熟,且适合进行小型化、无人化设计的主要是单轴或多轴直升机,以及尾坐式飞行器^[3]。基于重量、体积、成本和噪声等方面的约束,以及可行性、复杂性、安全性和模块化设计等方面的考虑,微小型VTOL飞行器常采用BEMP(Battery, Electronic speed control, Motor and Propeller)推进系统,该系统一般包括电池、电调、无刷直流电机和定距螺旋桨。和其他微小型飞行器一样,小型VTOL飞行器目前面临的主要问题之一是续航能力严重不足^[4]。一方面,与固定翼飞行器相比,此类飞行器的负载能力相对较小,除去有效载荷占掉的部分,有限的能源载荷难以支撑长时间的飞行;另一方面,这种依靠桨盘承载重量的飞行方式,其效率要明显低于翼载飞行,滞空状态下,相同重量情况下的能耗要高得多。为了简化分析过程,本文的续航和滞空专指悬停飞行。

随着储能电池技术的发展、电机的集成设计

* 收稿日期:2014-9-28

作者简介:王波(1985—),男,四川达州人,博士研究生,E-mail:bobwang@nudt.edu.cn;

侯中喜(通信作者),男,教授,博士,博士生导师,E-mail:cn_hzx@sina.com

与性能提升、高效率螺旋桨设计技术的发展, BEMP 推进系统的效率正在不断改善, 飞行器的续航能力也在不断提升。然而, BEMP 推进系统内各部件的可选择性较大, 各部件之间、BEMP 系统与飞行器平台之间的相互制约关系和匹配规律还不是很明晰, 推进系统的性能亟待提高。

文献[5]分析了电池参数对小型固定翼电动无人飞行特性的影响, 研究了该类飞行器总体参数确定方法; 文献[6]在直升机性能评估方法的基础上, 分析了电动推进系统参数对电动直升机性能的影响。文献[7]利用经验公式建立了电动推进系统的数学模型, 并通过实验对推力、功耗和电流的计算结果进行了验证, 但是没有对推进系统的参数影响规律进行分析。文献[8]统计分析了无刷直流电机的模型参数, 开展了固定翼电动无人飞行器推进系统的多学科优化设计, 在一定的约束条件下同步优化电机、电池和螺旋桨的参数以获得预期的性能指标, 对固定翼电动飞行器的推进系统设计有很好的指导意义; 然而这种直接优化不能明确地描述各部件、各参数之间的物理制约关系。文献[1]设计了四轴 VTOL 飞行器的 BEMP 推进系统, 重点针对各部件的功率损耗进行了建模, 得到了续航时间的评估方法并开展了试验; 虽然系统模型和设计结果的可信度均较高, 但参数的作用规律并不明显, 因此往往不能得到最佳的推进系统。

本文旨在分析 BEMP 各部件参数对续航性能的影响规律和参数的协调方法, 研究 BEMP 系统各部件之间的匹配问题, 重点分析电池放电能力对 VTOL 飞行器悬停性能的影响。

1 BEMP 推进系统的数学模型

1.1 电池模型

电池是 BEMP 推进系统中质量占比较大的一部分, 文献[8]针对 11 个不同生产厂商的 LiPo 电池(组)的统计结果显示, “质量 m_B - 能量 E_B ” 关系为:

$$E_B = 4.04 m_B^2 + 139m_B + \xi \quad (1)$$

其中 $\xi = 0.0155$ 。当 BEMP 推进系统采用不同厂商、类型的锂电池时, 该质量 - 能量统计规律可能会不尽相同。本文对小型无人机和航模常用的 LiPo 电池组 ($m_B < 2\text{kg}$) 进行了统计, 针对 AKE, Kokam 等公司 152 款电池“质量 - 能量”“质量 - 允许功率”的分析结果如图 1、图 2 所示。

从图 1 中可以得到电池“能量 - 质量”的变化规律:

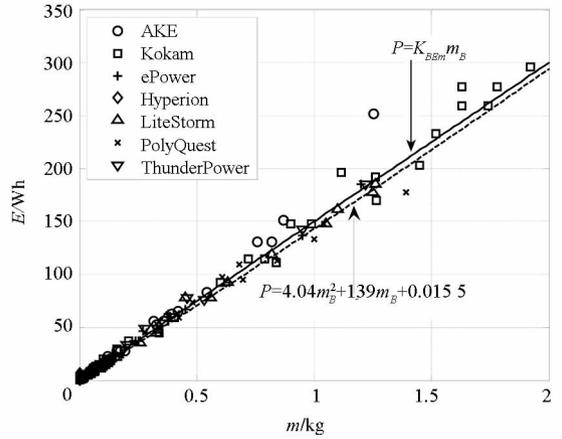


图 1 小型 LiPo 电池(组)能量密度

Fig. 1 Specific energy density of small LiPo batteries

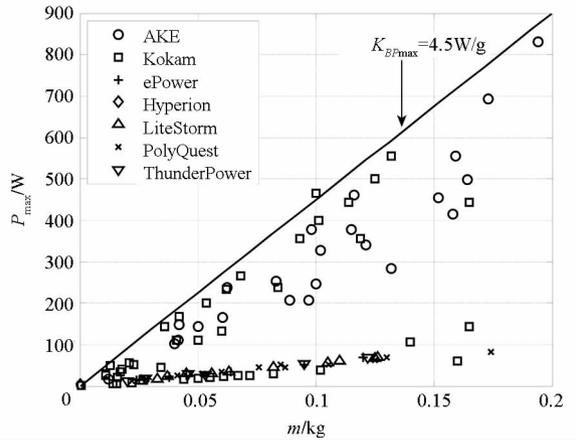


图 2 小型 LiPo 电池(组)的功率密度

Fig. 2 Specific power density of small LiPo batteries

$$E_B = K_{BEM} \cdot m_B \quad (2)$$

其中, K_{BEM} 为能量密度, 单位为 Wh/kg, 即单位质量电池(组)所具有的有效电能, 是衡量储能电池性能的重要指标之一。不同厂商、类型的锂电池, K_{BEM} 有差异; 但是当电池组的总能量 $E_B < 100\text{Wh}$ 时, 各电池组的能量密度差异相对较小。基于当前技术的平均水平, 本文保守取 $K_{BEM} = 150\text{Wh/kg}$ 。

由于功率密度并不是所有电池设计所追求的性能指标, 因此没有明确的统计规律, 然而每块电池的最大允许功率密度仍然受技术水平的限制。

从图 2 中可以发现, LiPo 电池(组)质量 m_B 与最大允许功率 P_{max} 之间的约束关系为:

$$K_{BPM} = \frac{UI}{m_B} \leq K_{BPmax} \quad (3)$$

其中, K_{BPM} 为电池的功率密度, U, I 分别为电池的端电压和最大允许持续工作电流, K_{BPmax} 为最大功率下的电池功率密度, 约等于 4.5W/g 。若电池组的节数为 n_{cell} , 则名义端电压为:

$$U_B = 3.7n_{\text{cell}} \quad (4)$$

而电池的容量为

$$E_B = C_B \cdot U_B \quad (5)$$

1.2 ESC 电子调速器

ESC 将电池的直流电压转换成三相交流电, 并通过调制信号的脉宽来改变相电压, 从而控制电机的转速。一般情况下, ESC 的质量在 BEMP 系统和整机中的占比均较小, 但对于小型甚至是微型飞行器而言, 这部分质量仍是不可忽略的。

分析发现, 电调质量主要取决于允许的最大持续工作电流, 同时也受生产工艺和厂商等因素的影响。统计 Scorpion, Hacker 和 JETI 三种总计 95 款电调, 结果显示, 其最大允许工作电流 I_{lim} 与质量 m_E 大致呈如图 3 所示线性关系。

当允许电流 $I_{\text{lim}} < 60\text{A}$ 时, $I_{\text{lim}} - m_E$ 的线性关系较明显。若定义电流系数 K_{Elm} (A/kg), 则有

$$I_{\text{lim}} = K_{Elm} \cdot m_E \quad (6)$$

而对于大电流电调, 各厂商之间、同一厂商的不同型号之间, 电调的质量特性差异均较大。本文暂且取电调质量模型 $K_{Elm} = 1 \times 10^3 \text{A/kg}$ 。

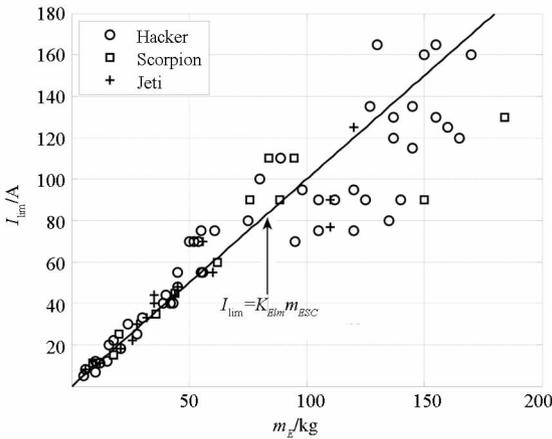


图 3 电调质量与允许电流之间的关系
Fig. 3 Relationship between the maximum permissible current and ESC

1.3 无刷直流电机模型

电机是 BEMP 系统中将电能转换成机械能的关键部件, 质量占比相对较大。无刷直流电机允许的最大持续输出功率与电机的质量/尺寸之间存在正比例线性关系^[8]:

$$P_{\text{out}} = K_{MPm} \cdot m_M \quad (7)$$

式中, K_{MPm} 为电机的功率密度。文献[8]将市面上的无刷直流电机分为高压大扭矩电机、高效率商用电机和小型高功率密度电机三类, 其分析认为 $110\text{W/kg} < K_{MPm} < 800\text{W/kg}$ 。由于小型无人机承载能力和运行功率较低, 所以大多采用效

率较高的第三类电机。市面上大多数的现货供应产品, 几乎都会标识 15s 或者 60s 最大运行功率, 而实际使用短则几分钟, 有时长达数十分钟。因此标识的最大持续功率只能作为选型的一个参考。

飞行器的设计过程中, 可将电机的功率密度作为设计变量。而在部件选型阶段, 则需要根据实际情况选择合适的电机型号。需要高转速还是大扭矩, 则需要结合电机的 K_V, K_T 值。

1.4 微型定距螺旋桨模型

对于待评估的 VTOL 飞行器, 若已知螺旋桨的桨叶数目 N_B 、桨叶直径 D 和桨毂直径 D_0 , 距离桨轴 r 处的叶素弦长 $b(r)$ 、叶素安装角 $\theta(r)$, 以及叶素翼型的升力系数 $C_L(\alpha, Re)$ 和阻力系数 $C_D(\alpha, Re)$, 则可利用动量叶素组合理论 (Blade Element Momentum Theory, BEMT) 求解特定转速 Ω 时的悬停推力 T 、转矩 M 和需用功耗 P 等参数。悬停工况下, 桨叶径向 r 处叶素微段 dr 的受力和气流速度如图 4 所示: V_a, V_t 分别为轴向和切向的诱导速度; W, V_i 分别为气流的相对速度和绝对速度; dT, dF 分别为轴向推力和切向阻力。

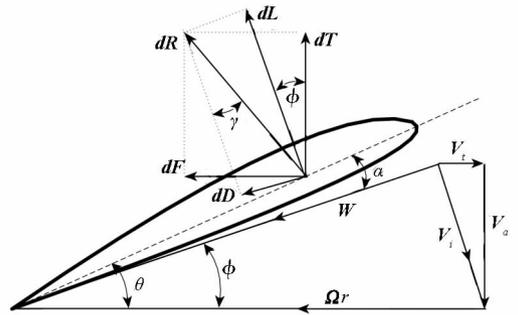


图 4 悬停工况下的叶素受力分析
Fig. 4 Force analysis of blade element under hover propeller condition

图 4 中, $\gamma = \arctan(C_D/C_L)$ 为阻升角; φ, α 分别为当地入流角和实际迎角, 且有

$$\begin{cases} \alpha(r) = \theta(r) - \varphi(r) \\ W = \sqrt{(\Omega r - V_t)^2 + V_a^2} \end{cases} \quad (8)$$

则可由动量理论和叶素理论分别得到作用在该叶素上的推、阻力为

$$\begin{cases} dT = \frac{2\pi r \rho dr V_a \cdot 2V_a}{N_B} = \frac{0.5\rho W^2 C_L b(r) dr}{\cos\gamma} \cos[\varphi(r) + \gamma] \\ dF = \frac{2\pi r \rho dr V_a \cdot 2V_t}{N_B} = \frac{0.5\rho W^2 C_L b(r) dr}{\cos\gamma} \sin[\varphi(r) + \gamma] \end{cases} \quad (9)$$

简化式(9)可得

$$\frac{C_L N_B b(r)}{8\pi r} = \frac{(\sin\varphi(r))^2 \cos\gamma}{\cos[\varphi(r) + \gamma]} \quad (10)$$

利用牛顿迭代法或者二分法求解式(10),得到入流角 $\varphi = \varphi(r)$,从而可以求得诱导速度值:

$$\begin{cases} V_a = \frac{2\pi n_s \tan\varphi}{1 + (\tan\varphi) \tan(\varphi + \gamma)} \\ V_i = V_a \tan(\varphi + \gamma) \end{cases} \quad (11)$$

然后通过积分可以得到螺旋桨的推力和功耗:

$$\begin{cases} T = 4\pi\rho \int_{D_0/2}^{D/2} r V_a^2 dr \\ P = 4\pi\rho\Omega \int_{D_0/2}^{D/2} r^2 V_a V_i dr \end{cases} \quad (12)$$

计算过程中,升力系数 $C_L(\alpha, Re)$ 和阻力系数 $C_D(\alpha, Re)$ 可通过翼型的气动数据表插值获得,但是计算相对烦琐。

为了简化计算流程,本文采用了升阻力的极曲线描述方式,并以 $r_0 = 3D/8$ 处叶素的弦长和雷诺数作为参考。小型定距螺旋桨大多采用 NACA-4412 翼型、Clark-Y 翼型,或者是两种翼型的改进型,其升阻力可近似描述为

$$\begin{cases} C_L = C_{L\alpha}(\alpha - \alpha_0) \\ C_D = C_{D0} + C_L^2 / \pi\lambda e \end{cases} \quad (13)$$

式中,升力线斜率 $C_{L\alpha} = 2\pi$,翼型的零升阻力和零升迎角 C_{D0}, α_0 需要根据桨叶和实际工况的雷诺数确定,而 $e = 1.78(1 - 0.045\lambda^{0.68}) - 0.64$ 为 Oswald 形状因子,其中 $\lambda = 0.5D/b(r_0)$ 。针对商用 Master Aircscrew 14 × 7 三叶定距螺旋桨(实验桨)开展计算,推力和功耗的估算结果与文献[9]中试验数据的对比如图 5、图 6 所示,两者吻合较好。

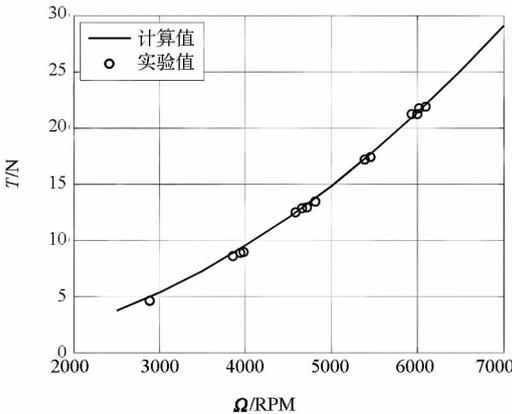


图5 实验桨的转速推力关系

Fig. 5 RPM-Force of the sample propeller

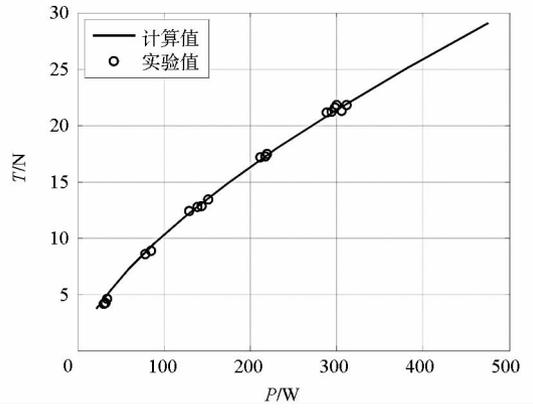


图6 实验桨的功耗推力关系

Fig. 6 Required power-Force of the sample propeller

2 推进对 VTOL 飞行器续航性能的影响

2.1 VTOL 飞行器的续航时间

VTOL 所用 BEMP 推进系统的质量模型:

$$m_{BEMP} = m_B + m_E + m_M + m_P \quad (14)$$

若机体的结构质量为 m_0 ,则悬停需用推力为

$$T = K_m \cdot (m_0 + m_{BEMP})g \quad (15)$$

其中, K_m 为悬停推力修正系数,考虑滑流的吹风增重和安全余量等因素,取 $K_m = 1.05$, g 为重力加速度。利用前文所述方法得到需用功率 P_{req} ,并使其满足电机和电池的功率约束、电调的电流约束:

$$\begin{cases} P_{req} \leq K_{MPm} m_M \leq \eta_E \eta_M \cdot K_{BPM} m_B \\ \frac{P_{req}}{3.7n_{cell}} \leq \frac{m_M}{K_{Elm}} \end{cases} \quad (16)$$

式中, η_E, η_M 分别为电调和电机的功率传递效率。求解过程中,近似认为电机和电调的效率为常值,即有电池的放电功率为

$$P_B = \frac{P_{act}}{\eta_E \cdot \eta_M} \quad (17)$$

式中 P_{act} 为实际功率。若不计电池的压降,利用电池的恒流放电模型,即可得到悬停滞空时间 t :

$$t = \frac{I_0^n t_0}{I_B^n} = C_0^n t_0^{1-n} \left(\frac{U_B}{P_B}\right)^n = t_0^{1-n} \left(\frac{E_B}{P_B}\right)^n \quad (18)$$

其中, C_0, I_0, t_0 分别为电池的标称容量、参考放电电流和与之对应的放电时间,一般商业锂电池的 $t_0 = 1h$ 。VTOL 飞行器续航时间的详细计算流程如图 7 所示,其中 $k_g = gK_m$ 。

2.2 电池尺寸对续航性能的影响

利用前文所述的方法,分析某小型电动 VTOL 无人机的续航性能并评估其载荷能力。该无人机采用 Master Aircscrew 14 × 7 三叶定距螺旋桨推进,不含 BEMP 推进系统和载荷的空重约

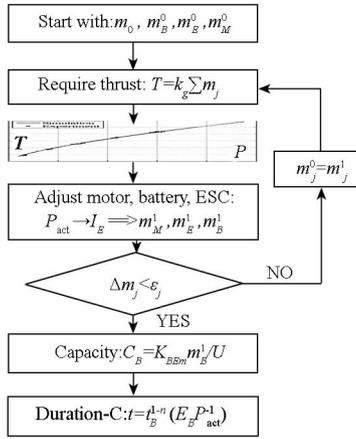


图 7 续航时间的计算流程

Fig. 7 Flow of duration estimation

1.4 kg。近似认为电机和电调的效率分别为常值 0.9, 0.95, 分别取电机的功率密度为 $K_{MPm} = 400\text{W/kg}, 800\text{W/kg}$, 电池容量对续航性能的影响如图 8、图 9 所示。

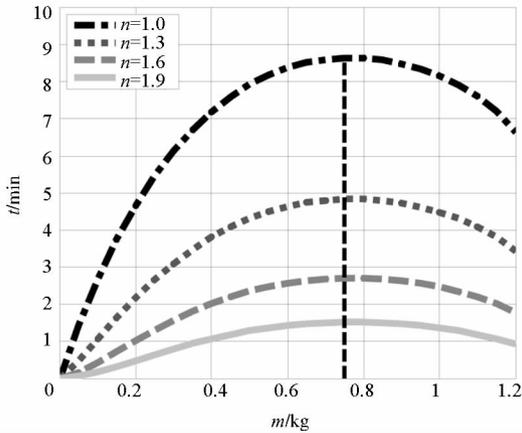


图 8 续航时间随电池尺寸的变化 ($K_{MPm} = 400\text{W/kg}$)

Fig. 8 Relation between duration and battery size ($K_{MPm} = 400\text{W/kg}$)

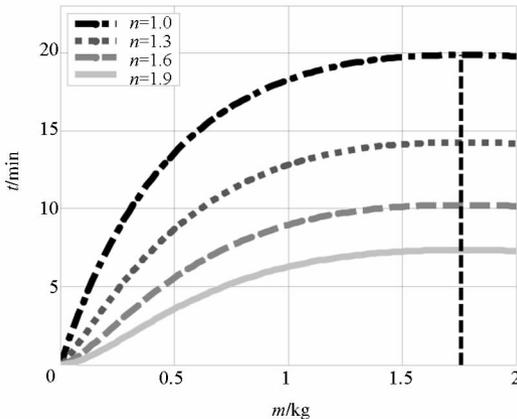


图 9 续航时间随电池尺寸的变化 ($K_{MPm} = 800\text{W/kg}$)

Fig. 9 Relation between duration and battery size ($K_{MPm} = 800\text{W/kg}$)

从图 8、图 9 中可以发现, 当增大电池的尺寸以增加电池容量时, 飞行器的续航时间先增大后减小, 最长续航时间对应的电池质量如图中虚线所示。究其原因, 电池尺寸增大必然导致 BEMP 系统重量增加, 从而需要更大的悬停功耗, 因此电机、电调的质量也会增加, 进一步增大了 BEMP 系统的重量; 由于推力 - 功率存在如图 6 所示的非线性关系, 功耗的快速增加导致了续航时间缩短。

电机的质量是影响续航性能的主要因素之一, 由式 (18) 可知, 当电机功率密度增大一倍时电机质量减半, 但可以使最大续航时间延长至原来的 2.34 倍。对于相同的电池容量, 不同的放电系数 n 对应的电池可用电量不同, 续航时间随着 n 增大而减小, 在最佳电池质量处差异尤为明显。与此同时, 随着 n 增大, 电池尺寸对续航时间的影响会愈加明显。

2.3 电池能量密度对续航性能的影响

由前文中电池质量对续航时间的影响规律知, 若电机功率密度和电池能量密度分别为 $K_{MPm} = 800\text{W/kg}$ 和 $K_{BE_m} = 150\text{Wh/kg}$ 时, 取最佳的电池质量 1.84kg 且电池完全放电 ($n = 1$) 的最长续航时间仅为 19.62min, 随着电池技术的进步 K_{BE_m} 会逐渐增大, 其对续航时间的影响如图 10 所示。

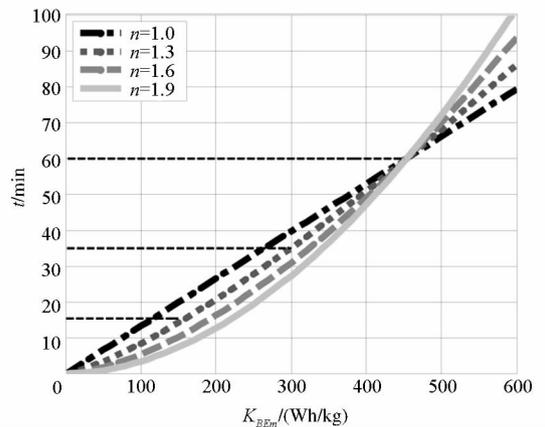


图 10 电池比能量对续航性能的影响

Fig. 10 Influences of battery specific energy on duration

对常见 $n = 1.3$ 的 LiPo 电池, 当电池的功率密度 $K_{BE_m} = 150\text{Wh/kg}, 300\text{Wh/kg}, 450\text{Wh/kg}$, 飞行器的续航时间分别为 15.45min, 34.98min, 58.91min。电池比能量越高, 续航时间的提升效果越显著。对于放电系数 n 越大的电池, 其提升效果比能量对续航能力提升更明显。当 $K_{BE_m}^0 = 454\text{Wh/kg}$ 时, 式 (18) 中的 $E_B / P_B = 1\text{h}$, 此时的续航时间 t 与放电系数 n 无关; 当 $K_{BE_m} > K_{BE_m}^0$ 时, 理论上 n 越大续航时间越长, 但实际上可能会受电

池放电能力的影响。

2.4 电机功率密度对续航性能的影响

当电机的功率密度为 $K_{MPm} = 400\text{W/kg}$ 时,最佳的电池质量为 0.76kg ,图8所示无人机的最长续航时间仅为 8.63min ,其主要原因是电池的功率密度太低。在相同的电池质量和能量密度条件下,增大电机功率密度,续航时间变化规律如图11所示。

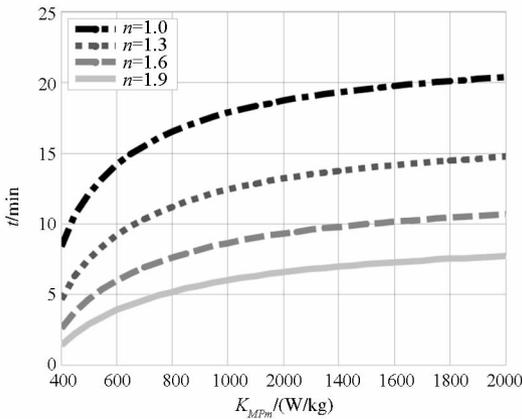


图11 电机比功率对续航性能的影响

Fig. 11 Influence of motor power density on duration

从图中不难发现,当电机功率密度较低时 ($K_{MPm} < 800\text{W/kg}$), K_{MPm} 增大对续航性能提升效果明显;然而,当 $K_{MPm} > 1400\text{W/kg}$ 时,增大 K_{MPm} 对续航性能影响不大。放电系数 n 越小的电池,电机功率密度的这种影响越显著。

3 VTOL 无人机的负载续航性能

以锂聚合物电池为例, $n = 1.3$,选择电机的功率密度为 $K_{MPm} = 800\text{W/kg}$ 时,最佳的电池质量为 1.84kg ,电池能量密度参照当前的一般技术水平 $K_{BEem} = 150\text{Wh/kg}$,分析该无人机的续航时间和带载荷续航性能。若无人机的有效载荷质量为 m_{PL} ,则有效载荷率 PL_P 为

$$PL_P = \frac{m_{PL}}{m_{PL} + m_0 + m_{BEMP}} \quad (19)$$

为了评估飞行器搭载有效载荷的续航性能,即载荷质量和续航时间的综合评价指标,分别设续航时间因子 PL_D 和续航功率因子 PL_{DP} ,其表达式为

$$\begin{cases} PL_D = t \cdot m_{PL} \\ PL_{DP} = 60 \frac{t \cdot m_{PL}}{P} \end{cases} \quad (20)$$

结果如图12、图13所示,当载荷质量从零逐渐增加到 5kg 的过程中,续航时间逐渐缩短;有

效载荷率、负载续航时间因子和负载续航功率因子均是先增大后减小, PL_P 在 4.2kg 处取最大值 0.31 , PL_D 和 PL_{DP} 分别在 1.95kg 和 0.98kg 处取最大值。

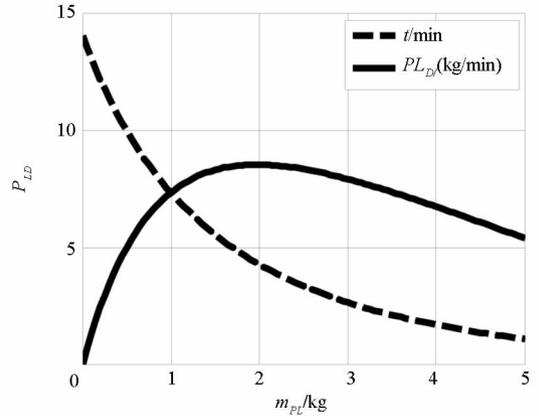


图12 载荷质量对续航时间和续航时间因子的影响

Fig. 12 Influences of payload mass on duration and PL_D

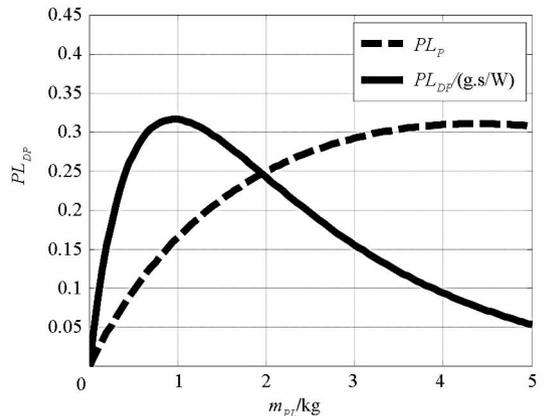


图13 载荷质量对有效载荷率和续航功率因子的影响

Fig. 13 Influences of payload mass on PL_P and PL_{DP}

由此可以发现,若不考虑续航的经济性(即功耗水平),搭载 2kg 左右的载荷可以获得最佳的负载续航性能;而考虑功耗的最佳负载续航工作点为 $m_{PL} \approx 1\text{kg}$ 。当载荷质量从零增加到 5kg 时,BEMP 系统运行时的功率接近 6kW ,对飞行器结构强度和 BEMP 系统的散热带来极大的挑战。因此,负载续航性能随载荷变化规律的使用必须结合实际约束。

4 结论

使用 BEMP 系统推进的 VTOL 飞行器,其续航性能是电池尺寸、能量密度、放电深度、电机功率密度和螺旋桨悬停效率等因素综合作用的结果。其中,电池的能量密度是影响续航时间的主要因素,而电机功率密度太小会严重制约飞行器的续航性能,且电池参数优化对续航性能的提升

受限于电机的功率密度。鉴于当前的技术水平,小型 VTOL 飞行器依靠桨盘承载重量的飞行方式,仅能支撑十几分钟的悬停飞行,很难在抢险救灾、火星探测等应用背景下完成长达数小时的飞行任务。因此,一方面需要提升 BEMP 的综合性能;另一方面需要改变 VTOL 飞行器的滞空方式,如设计兼具垂直起降和高效水平翼载飞行能力的混合模式飞行器。

参考文献 (References)

- [1] Stepaniak M J, Van Graas F, De Haag M U. Design of an electric propulsion system for a quadrotor UAV[J]. *Journal of Aircraft*, 2009, 46(3): 1050 - 1058.
- [2] Young L A. Vertical lift-not just for terrestrial flight [C]// *Proceedings of AHS/AIAA International Powered Lift Conference*, Arlington, 2000.
- [3] Bouabdallah S, Murrieri P, Siegwart R. Towards autonomous indoor micro VTOL[J]. *Autonomous Robots*, 2005, 18(2): 171 - 183.
- [4] Langelaan J W, Roy N. Enabling new missions for robotic aircraft[J]. *Science*, 2009, 326(5960): 1642 - 1644.
- [5] 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)
- [6] 聂资,陈铭. 电动直升机飞行性能计算和分析[J]. *北京航空航天大学学报*, 2012, 38(9): 1139 - 1143.
NIE Zi, CHEN Ming. Calculation and analysis of electric-powered helicopter flight performance [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2012, 38(9): 1139 - 1143. (in Chinese)
- [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] Gur O, Rosen A. Optimizing electric propulsion systems for unmanned aerial vehicles [J]. *Journal of Aircraft*. 2009, 46(4): 1340 - 1353.
- [9] Radhak A. An experimental investigation of ground effect on a quad tilt rotor in hover and low speed forward flight [D]. USA: University of Maryland, 2014.