锂离子电池动态特性对倾转式eVTOL 飞行性能的影响^{*}

马劲韬1,张曙光1,王明凯2

(1. 北京航空航天大学 交通科学与工程学院,北京 100191;2. 北京理工大学 宇航学院,北京 100081)

摘 要:为准确分析倾转式电动垂直起降飞行器(eVTOL)飞行剖面的变化和锂离子电池的动态特性对飞行性能的影响,结合锂离子电池等主要部件特性建立电动系统模型,提出考虑电池动态特性的 eVTOL飞行器性能计算方法,并应用所提出的性能方法对锂离子电池动态特性的影响进行分析,提炼 eVTOL飞行器对电能的需求规律。示例飞行器性能仿真表明,锂离子电池动态特性对动力系统功率产生 影响,使悬停垂降时电池输出功率密度仅为垂起悬停阶段的78%;同时影响巡航性能,使巡航末段单位 能耗航时和航程相比于起始段减少16%和17%。

关键词:倾转式; eVTOL飞行器;飞行性能评估; 电池动态特性; 电能需求规律 中图分类号: V231.1 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2024) 03-2211029-10 DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 2211029

1 引 言

随着清洁能源技术和智能技术的发展,而且城市交通面临更大压力,NASA提出城市空中交通(UAM,Urban Air Mobility)概念^[1-3],旨在依托环境友好型飞行器通过在空中运送人员或货物以缓解路基交通拥挤和环境污染等问题。UAM是先进空中交通(AAM,Advanced Air Mobility)的重要组成部分^[1],AAM的愿景是利用新型航空工具开发全新人员及货物运输系统。作为AAM/UAM的潜在解决方案,电动垂直起降(eVTOL, electric Vertical Takeoff and Landing)飞行器持续受到关注。

eVTOL飞行器包括多旋翼、复合翼以及倾转式 等多种构型,在这之中倾转式 eVTOL飞行器同时具 备垂直起降能力和长途飞行能力,具有更高的性能 优势^[4-5]。倾转式 eVTOL飞行器采用电动系统作为 推进来源,并装备较复杂的倾转机构,使其具有新的 特性^[6-8]。因此,需要针对倾转式 eVTOL飞行器特点 评估飞行性能。其中,对性能评估影响大的新特点 为电动系统部件具有动态特性但整机质量不变,以 及其飞行任务具有多样性。

电池的动态特性为随着电池消耗容量的增加, 其输出电压和功率逐渐降低,从而对电动飞机飞行 性能产生消极影响^[9]。不同电池的放电行为可以通 过经验模型或者物理模型进行近似^[10-11], Tremblay^[12] 使用等效电路建模的方法建立了锂离子电池的数学 模型,通过试验验证模型可以准确模拟电池的动态 特性。目前对eVTOL飞行器的航程航时估算的研 究,主要通过建立简化的电动系统模型基于准静态 假设得到性能计算方法。如 Dündar 等^[13]建立简单的 锂聚合物电池模型求解飞行器巡航时电池性能。 Balli^[14]使用统计方法得到电机质量与电机输出功率 的拟合关系式。唐伟等[15]提出了一种基于图示法的 电动系统参数确定方法。Armutcuoglu等^[16]使用经验 公式计算飞行器动力系统拉力。Kadhiresan等^[17]对 电动飞机通过螺旋桨试验数据得到前飞流入比与悬 停流入比的拟合关系式从而估算巡航消耗功率。另 外,倾转式 eVTOL 飞行器在爬升阶段和巡航阶段的飞 行方式与电动固定翼飞机相同,可以直接借鉴,如基于 电动飞机飞行状态采用更加简洁的航程航时计算方

作者简介:马劲韬,硕士,工程师,研究领域为飞行器飞行动力学及总体设计。
通讯作者:张曙光,博士,教授,研究领域为飞行力学、飞行控制、飞行安全性。E-mail: gnahz@buaa.edu.cn
引用格式:马劲韬,张曙光,王明凯. 锂离子电池动态特性对倾转式 eVTOL 飞行性能的影响[J]. 推进技术, 2024, 45(3):
2211029. (MA J T, ZHANG S G, WANG M K. Effects of dynamic characteristics of lithium-ion battery on flight performance of tilting eVTOL aircraft[J]. Journal of Propulsion Technology, 2024, 45(3): 2211029.)

^{*} 收稿日期: 2022-11-10;修订日期: 2023-09-28。

法^[18-19],利用参数匹配获得巡航段电动系统提供功率 进而确定航程和航时^[20-21]。电池压降的动态特性是 锂离子电池放电过程中的固有属性,Wang等^[22]尝试 应用最优控制,通过优化电池组拓扑结构,降低电池 动态特性对电动飞机爬升和巡航性能的影响。上述 文献对于飞行器的性能研究主要采用了简化模型。

鉴于目前锂离子电池动力普遍存在"里程焦虑" 问题,如果能够建立较为准确的飞行性能预测模型, 将有助于通过优化设计提升飞行器性能。本文从建 立准确动力系统性能模型人手,考虑锂离子电池的 动态特性,基于部件试验获得模型数据,在此基础上 针对倾转式 eVTOL飞行器任务剖面,建立三种飞行 模式下不同飞行阶段性能参数分析方法,并结合算 例提炼电池动态特性对飞行性能的影响特征。进一 步可以为飞行器优化设计或其它应用场景提供较为 准确的模型和性能特性基础。

2 考虑部件特性的电动系统模型

eVTOL飞行器所用电动系统主要由电池组、电机、螺旋桨组成。现分别建立各部件模型。

2.1 电池和电池组模型

对于以锂离子电池组为能源的 eVTOL 飞行性能 评估,忽略电池粒不一致性和环境温度的影响,采用 等效电路模型描述电池电压与负载电流之间的关 系,电池的输出电压为

$$U_{\rm B} = U_{\rm OC} - U_{\rm P} - I_{\rm B} R_{\rm B} \tag{1}$$

式中 $U_{\rm B}$ 为电池电压, $R_{\rm B}$ 为电池内阻, $I_{\rm B}$ 为电池负载电流, $U_{\rm oc}$ 为电池开路电压, $U_{\rm P}$ 为极化电压。基于实验测试^[22]以及Tremblay^[12]的电池模型, $U_{\rm oc}$ 和 $U_{\rm P}$ 可表示为

$$U_{\rm oc} = c_1 \ln \left(\alpha_{\rm soc} \right) + e^{-c_2 \alpha_{\rm soc}} + c_3 \alpha_{\rm soc}^3 + c_4$$

$$U_{\rm p} = K \frac{Q_{\rm max} \left(Q_{\rm B} + I_{\rm B} \right)}{Q_{\rm max} - Q_{\rm B}} - A \exp \left(-BQ_{\rm B} \right)$$
(2)

式中 Q_{max} 为电池最大电量,K为极化常数,A为指数区 振幅,B为指数区时间倒数, c_i ($i = 1 \sim 4$)为开路电压系 数。 α_{soc} 为电池荷电状态(State of Charge, SOC),可表 示为 $\alpha_{\text{soc}} = 1 - Q_B/Q_{\text{max}}, Q_B$ 为电池消耗容量,可表示 为 $Q_B = \int I_B dt/3600$ 。

电池组由所需数量的锂离子电池拓扑形成,常用的两种基本拓扑结构为"并联-串联"结构和"串联-并联"结构。为了减少单节电池损坏时的容量损失,可采用"并联-串联"结构^[23]。基于锂离子电池模型得到电池组输出功率表达式为

$$P_{\rm BP} = N_{\rm S} N_{\rm P} U_{\rm B} I_{\rm B} \tag{3}$$

N_s,N_p为电池串并联节数。

2.2 电机模型

永磁无刷直流电机具有快速、可控、可靠以及效 率高等优势^[24]。无刷直流电机通过调节电枢电压来 控制电机转速,调节电枢电流大小来改变电机电磁 转矩。基于物理原理建立无刷直流电机的等效电路 模型用于性能分析,等效电路如图1所示^[25], $L_{\rm M}$ 为电 枢电感, $E_{\rm a}$ 为电枢反电动势。忽略电感大小和开关 器件的过渡过程,根据等效电路得到电机电压 $U_{\rm M}$ 和 输出扭矩 $M_{\rm M}$ 表达式,即

$$U_{\rm M} = \frac{n}{K_{\rm V}} + I_{\rm M} R_{\rm M}$$

$$M_{\rm M} = K_{\rm T} (I_{\rm M} - I_{\rm M0})$$

$$(4)$$

式中n为电机转速, $I_{\rm M}$ 为电机电流, $R_{\rm M}$ 为电机内阻, $K_{\rm T}$ 为电机转矩常数, $I_{\rm M0}$ 为电机空载电流。



图1 电机等效电路图

2.3 螺旋桨模型

开放式螺旋桨相比于涵道螺旋桨消耗能量较低,并且结构简单不会带来额外设计要求^[16],因此大 多数 eVTOL飞行器采用开放式螺旋桨。使用无量纲 数拉力系数 C_r和功率系数 C_p计算螺旋桨产生的拉力 和消耗功率,即

$$T_{s} = \rho C_{T} n^{2} D_{R}^{4}$$

$$P_{cons} = \rho C_{P} n^{3} D_{R}^{5}$$

$$(5)$$

式中 ρ 为空气密度, $D_{\rm R}$ 为螺旋桨直径,n为螺旋桨转速,电机和螺旋桨采用直连形式连接,因此二者稳态转速相同, $C_{\rm T}$ 和 $C_{\rm P}$ 与螺旋桨前进比 λ 相关,定义为

$$\lambda = \frac{v}{nD_{\rm R}} \tag{6}$$

式中v为来流速度。

图2为某型螺旋桨无量纲系数随前进比变化曲线^[26]。

3 性能参数分析方法

倾转式 eVTOL 飞行器兼具多旋翼飞行器和固定 翼飞行器的飞行特性,典型任务剖面如图3所示。

eVTOL飞行器可按飞行方式不同划分为多旋翼 模式、固定翼模式及其转换模式。不论具体构型如 何,都在多旋翼模式下垂直起飞、垂直降落和悬停;





倾转式 eVTOL 要利用高效气动性能节省能量,可在固定翼模式下爬升、巡航和下降;在多旋翼和固定翼之间的过渡中,期望以加减速平飞方式完成倾转转换,飞行性能分析以平飞方式作为倾转转换的基准任务。

倾转式 eVTOL 飞行器飞行剖面复杂,需要在传 统飞行器性能分析基础上进行扩展。本文根据飞行 任务剖面识别主要性能参数见表1,本节将根据主要 飞行剖面运动特点和上节的电动系统模型,推导性能 参数计算方法,有关参数计算公式编号亦列于表1。

模式	阶段	性能参数	公式号
多旋翼模式		最大垂起速度 v _{VT, max}	(8)
	垂起	电机输出电流 I _{M, VT}	(9)
		电机输出电压 U _{M, VT}	(9)
		电池组输出电流 I _{BP, VT}	(10)
	悬停	品质因数 a _{FM}	(13)
		电池组输出电流 I _{BP, Hov}	(10)
	垂降	垂降诱导速度 v _{VL, in}	(14)
		螺旋桨消耗功率P _{con, VL}	(15)
转换	倾转	螺旋桨拉力 $T_{\rm Tr}$	(17)
模式		螺旋桨转速 n _{Tr}	(19)
固定翼模式	爬升	电池组输出电流 I _{BP, Cl}	(11)
		航程 R _{Cr}	(22)
	巡航	航时 t _{Cr}	(22)
		电池组输出电流 I _{BP, Cr}	(10)

表1 识别的倾转式 eVTOL 主要性能参数

3.1 多旋翼模式

3.1.1 垂起性能

根据飞行器质点动力学方程^[27]得到倾转式 eV-

TOL飞行器垂直起飞时所需拉力为

$$T_{\rm VT,R} = mg + \frac{1}{2} \rho v_{\rm VT}^2 S_{\rm eq} C_{\rm D,VT}$$
(7)

式中 v_{vT} 为垂起速度,m为飞行器质量, ρ 为大气密度, S_{eq} 为飞机等效投影面积, $C_{D,VT}$ 为垂起阻力系数。当 动力系统提供最大拉力 $T_{VT,max}$ 时飞行器垂起速度最 大,将 $T_{VT,max}$ 代入式(7)得到最大垂起速度为

$$v_{\rm VT,max} = \sqrt{\frac{2(T_{\rm VT,max} - mg)}{\rho S_{\rm eq} C_{\rm D,VT}}}$$
(8)

垂起时飞行器所需功率由电动系统提供,将第*i* 个螺旋桨转速*n*_{vT,i}代入式(5)中得到螺旋桨消耗功率 *P*_{con, vT,i},结合式(4)得到每个电机输出扭矩、电流和电 压为

$$M_{M,VT,i} = \frac{P_{con,VT,i}}{n_{VT,i}}$$

$$I_{M,VT,i} = \frac{M_{M,VT,i}}{K_{T}} + I_{M0}$$

$$U_{M,VT,i} = \frac{n_{VT,i}}{K_{V}} - \left(\frac{M_{M,VT,i}}{K_{T}} + I_{M0}\right)R_{M}$$
(9)

由上式结合式(3)得到电池组输出功率和电流为

$$P_{\rm BP,VT} = \sum_{i=1}^{N_{\rm B}} I_{\rm M,VT,i} U_{\rm M,VT,i}$$

$$I_{\rm BP,VT} = N_{\rm s} \frac{\sqrt{b_{\rm I}^2 - 4a_{\rm I}c_{\rm I}} - b_{\rm I}}{2a_{\rm I}}$$
(10)

式中N_R为螺旋桨总数,其它符号含义如下

$$a_{I} = -\left(R_{B} + K\frac{Q_{max}Q_{B}}{Q_{max} - Q_{B}}\right)$$

$$b_{I} = U_{OC} - K\frac{Q_{max}Q_{B}}{Q_{max} - Q_{B}} + A\exp\left(-BQ_{B}\right)$$

$$c_{I} = -\frac{P_{BP,VT}}{N_{S}N_{P}}$$

3.1.2 悬停性能

通常使用品质因数(Figure of merit, FM)来评价 悬停性能优良程度,其中 α_{FM} 为螺旋桨理想消耗功率 与实际消耗功率的比值^[26]。

悬停时螺旋桨提供的拉力与飞行器重力相等, 根据动量理论得到螺旋桨理想消耗功率为^[26]

$$P_{\rm con,Hov,i}^{\rm id} = \sqrt{\frac{2\left(mg\right)^3}{N_{\rm R}^3\rho\pi D_{{\rm R},i}^2}}$$
(11)

悬停时螺旋桨转速为

$$n_{\text{Hov},i} = \sqrt{\frac{mg}{N_{\text{R}}\rho C_{\text{T}} D_{\text{R},i}^4}}$$
(12)

代入式(5)得到单个螺旋桨实际消耗功率 $P_{con, Hov, i}^{ac}$ 品质因数的求解公式为

$$\alpha_{\rm FM} = \frac{P_{\rm con,Hov,i}^{\rm id}}{P_{\rm con,Hov,i}^{\rm ac}}$$
(13)

悬停时由于电池动态特性的存在需要电池电流 不断改变以保持输出功率不变从而与重力平衡。将 转速 n_{Hov,i},消耗功率 P^{ac}_{con,Hov,i}以及不同悬停时刻的电 池消耗容量代入式(9)和(10)即可得到不同悬停时 刻电池组电流。

3.1.3 垂降性能

受结构要求和着陆质量要求的约束, eVTOL飞 行器下降速度 v_{vL}需维持较低范围,此时螺旋桨工作 在涡环状态下,即下降速度小于悬停诱导速度的两 倍。此时前述基于连续尾迹状态所建立的螺旋桨模 型不再适用,需要依靠半经验公式对垂直下降过程 中螺旋桨消耗功率进行计算。

忽略垂直下降过程中飞行器气动阻力,则所有 螺旋桨产生的总拉力近似等于重力,此时利用经验 公式对垂直下降诱导速度v_{vLin},进行估算^[28],可知

$$v_{VL, h, i} = \sqrt{\frac{2mg}{N_{R}\rho\pi D_{R}^{2}}}$$

$$v_{VL, in, i} = \begin{pmatrix} 1 - 1.125x - 1.372x^{2} \\ -1.178x^{3} - 0.655x^{4} \end{pmatrix} v_{VL, h, i}$$
(14)

式中 $v_{VL,h,i}$ 为悬停诱导速度, $x = -v_{VL}/v_{VL,h,i}$ 。

综上,每个螺旋桨键盘处气流速度为 $(v_{VL,in,i} - v_{VL})$, 与螺旋桨拉力 mg/N_{ν} 相乘得到每个螺旋桨消耗功为

$$P_{\text{con,VL},i} = \frac{mg}{N_{\text{R}}} \left(v_{\text{VL},\text{in},i} - v_{\text{VL}} \right)$$
(15)

3.2 转换模式

倾转式 eVTOL 飞行器在转换模式下进行倾转飞 行,通过倾转机翼或旋翼保持平飞加减速运动。在转 换模式下,eVTOL飞行器不断改变气动外形,相关气 动参数(C_L 为升力系数、 C_n 为阻力系数、 C_m 为俯仰力 矩系数)不仅与气动角有关,还受到倾转角e的影 响,即

$$\left.\begin{array}{l}C_{\mathrm{L,Tr}} = C_{\mathrm{L}}(\alpha,\varepsilon)\\C_{\mathrm{D,Tr}} = C_{\mathrm{D}}(\alpha,\varepsilon)\\C_{\mathrm{m,Tr}} = C_{\mathrm{m}}(\alpha,\varepsilon)\end{array}\right\} \tag{16}$$

根据具体的 eVTOL 飞行器构型,可以有多种倾转策略,如图4所示某倾转机翼构型的三种典型倾转策略,其中差别在于倾转角随前飞速度的期望变化趋势,根据不同的倾转目标如倾转时间更短、耗能更少等选择合适的倾转策略。在性能评估中,假定倾转过程能够保持近似水平飞行。



为了保持平飞, eVTOL飞行器在倾转时由螺旋 桨通过差动保持受力平衡和力矩平衡, 此时飞行器 受力方程为

$$Ax = b \tag{17}$$

$$\boldsymbol{A} = \begin{bmatrix} l_{x,1} \sin \varepsilon_{j} + l_{z,1} \cos \varepsilon_{j} & \sin (\alpha + \varepsilon_{j}) \\ \vdots & \vdots \\ l_{x,N_{R}} \sin \varepsilon_{j} + l_{z,N_{R}} \cos \varepsilon_{j} & \sin (\alpha + \varepsilon_{j}) \end{bmatrix}^{\mathrm{T}}$$
$$\boldsymbol{b} = \begin{bmatrix} -\frac{\rho v_{\mathrm{Tr}}^{2} S \dot{c}}{2} C_{\mathrm{m,Tr}} \\ mg - \frac{\rho v_{\mathrm{Tr}}^{2} S}{2} C_{\mathrm{L,Tr}} \end{bmatrix}$$
$$\boldsymbol{x} = \begin{bmatrix} T_{\mathrm{Tr,1}} \\ \vdots \\ T_{\mathrm{Tr,N_{R}}} \end{bmatrix}$$

式中 ε_{j} 为倾转策略规定的不同速度下的倾转角, α 为 倾转过程中的迎角, v_{Tr} 为倾转飞行速度, $l_{x,i}$ 为体轴系 x轴方向螺旋桨距飞行器重心距离, $l_{x,i}$ 为体轴系z轴 方向螺旋桨距飞行器重心距离, \dot{c} 为机翼平均气动弦 长,S为机翼面积。利用伪逆方法对式(17)求解,得 到飞行器满足力矩平衡和纵向力平衡下的螺旋桨拉 力 $\left[T_{Tral}, \dots, T_{Trada}\right]^{T}$ 。

螺旋桨拉力系数随前进比*C*_π-λ的变化近似呈二 次曲线关系(见图 5),即

$$C_{\rm T} = c_{\rm t1} \lambda^2 + c_{\rm t2} \lambda + c_{\rm t3} \tag{18}$$

则每个螺旋桨转速为

$$n_{\mathrm{Tr},i} = \frac{\sqrt{b_{\mathrm{n}}^2 - 4a_{\mathrm{n}}c_{\mathrm{n}}} - b_{\mathrm{n}}}{2a_{\mathrm{n}}}$$
(19)

式中

$$\left. \begin{array}{l} a_{\rm n} = c_{\rm t3} \rho D_{\rm R,i}^{4} \\ b_{\rm n} = c_{\rm t2} \rho D_{\rm R,i}^{3} v_{\rm Tr} \\ c_{\rm n} = c_{\rm t1} \rho D_{\rm R,i}^{2} v_{\rm Tr}^{2} - T_{\rm Tr,i} \end{array} \right\}$$

2211029-4



3.3 固定翼模式

3.3.1 爬升性能

eVTOL飞行器在固定翼模式下与电动固定翼飞 机飞行方式相同。设eVTOL飞行器爬升时各螺旋桨 转速相同,由式(18)和式(5)得到单个螺旋桨拉力和 消耗功率为

$$T_{CLi} = \rho \left(c_{11} v_{C1}^2 D_{R,i}^2 + c_{12} v_{C1} D_{R,i}^3 n_{C1} + c_{13} D_{R,i}^4 n_{C1}^2 \right)$$

$$P_{con CLi} = \rho C_{PC1} n_{C1}^3 D_{R,i}^5$$
(20)

式中 v_{Cl} 为爬升速度, n_{Cl} 为爬升时螺旋桨转速, C_{P,Cl} 为爬升时螺旋桨功率系数。将爬升时螺旋桨转速 n_{Cl}、消耗功率 P_{eon,Cl,i} 以及不同时刻的电池消耗容 量代入式(9)和(10)即可得到爬升过程中电池组 电流。

3.3.2 巡航性能

eVTOL飞行器巡航性能分析受到放电动态特性 影响很大,电池电流在巡航过程中不断变化。为保 证计算准确性的同时兼顾快速性,本文对巡航性能 的求解采用离散化处理。

设巡航开始时电池消耗容量为 $Q_{B,Cr,ini}$,规定电池 消耗容量达到 $Q_{B,Cr,end}$ 巡航结束,将巡航段电池消耗 容量范围按 ΔQ_B 划分为 N_{Q_B} 个节点。巡航时飞行器在 每个节点保持等速平飞,当在第j个节点飞行速度为 $v_{Cr,i}$ 时单个螺旋桨提供拉力为

$$T_{\mathrm{Cr},ij} = \frac{D_{\mathrm{Fix}j}}{N_{\mathrm{R}}} \tag{21}$$

D_{Fix.j}为节点对应飞行器阻力。通过式(19)和式 (5)得到单个螺旋桨转速 n_{Cr.i.j}和消耗功率 P_{con.Cr.i.j},进 而由式(9)和式(10)得到每个节点电池组电流 I_{BP.Cr.j}。 在电池消耗容量内的巡航时间和航程为

$$t_{\rm Cr} = \sum_{j=1}^{N_{q_{\rm B}}} \frac{3\ 600N_{\rm S}}{I_{\rm BP,Cr,j}} \Delta Q_{\rm B} \\ R_{\rm Cr} = \sum_{j=1}^{N_{q_{\rm B}}} \frac{3\ 600N_{\rm S}v_{\rm Cr,j}}{I_{\rm BP,Cr,j}} \Delta Q_{\rm B}$$
(22)

由式可知,每个节点 I_{BP.Cr.};最小时,航时最大(久

航路线);每个节点 *I*_{BP, Cr, j}/*v*_{Cr, j}最小时, 航程最大(远航路线)。

4 电池动态特性影响分析

应用性能分析方法计算算例性能参数,根据计算结果定量分析电池动态特性对eVTOL性能的影响,总结eVTOL飞行器对电能的需求规律。

4.1 eVTOL示例飞行器

如图 6 所示为某型倾转机翼 eVTOL 飞行器,包括 三排倾转机翼,倾转机翼上安装有六个螺旋桨。为 提高能源利用率,中部两个螺旋桨在倾转阶段飞行 器达到一定速度后停止运转。算例飞行器电动系统 使用开放式螺旋桨、无刷直流电机和锂离子电池。 飞行器及其部件参数如表2所示。



图6 某型eVTOL飞行器

表2 飞机相关参数

部件名称	参数	数值
	飞机质量/kg	2 300
甘加会粉	翼展/m	12
茎呱参数	机翼面积/m ²	13.3
	平均气动弦长/m	1.11
	电池容量/Ah	3.3
	电池恒压/V	3.6
古 沖 知	电池最大电流/A	13
电池组	电池最小电流/A	2
	并联电池数目	144
	串联电池数目	229
	$K_{\rm V}$ 值/(rpm/V)	2.8
电机	$K_{\rm T}$ 值/(Nm/A)	3.41
	电机电阻/Ω	0.03
螺旋桨	前部直径/m	2.9
	中部直径/m	3.2
	后部直径/m	2.9
	最大转速/(r/min)	2 100

4.2 电动力参数

通过部件级试验对所建立的电池等效电路模型、电机等效电路模型以及螺旋桨模型进行验证,并

2024 年

根据试验结果辨识得到模型参数。

使用电池测试设备(图7)和电机-螺旋桨测试平 台(图8)对松下NCR18650锂离子、EMRAX188永磁 同步电机和T-MotorNS18螺旋桨进行试验。测量电 池恒流放电时输出电压、电机和螺旋桨达到稳定转 速时电机电流和电机消耗功率以及螺旋桨拉力和消 耗功率。所有试验均在20℃室温下进行,试验结果 辨识得到的电动系统模型相关参数如表3所示,试验 结果与模型计算结果对比如图9~图11所示,可得所 建立模型能够校准确描述部件性能。



图7 电池测试设备



图8 电机-螺旋桨测试平台

通过电池试验和模型计算结果可以看出锂离子 电池动态特性的具体表现,将锂离子电池放电曲线 按斜率大小分为指数区、标称区和骤降区,应避免电 池消耗容量超过 Q_{B,nom}而使锂离子电池在骤降区放 电,造成电压骤降现象。

4.3 动态特性对电池组电流的影响

通过第3节提出的性能计算方法对示例飞行器的性能进行计算,得到不同飞行阶段的电池组电压和电池组电流,如图12和图13所示。可以看出电池 组输出功率近似为定值时,电池组电压均随着飞行的进行不断降低。由表4中数据可得,示例飞行器在 巡航阶段起止电池组电流的相对差值较大,超过了 20%;垂起、垂降以及悬停等阶段电池组电流每飞行 分钟平均差值显著,在悬停阶段电池组电流每分钟 增长超过3.5%。

在电池电压存在动态特性的情况下调节电池组

表3 电动系统模型参数				
立77 /1+	参数	符号	单位	辨识
中仰				结果
		c_1	-	0.581
	开路	c_2	-	6.569
	电压系数	c_3	-	0.109
		c_4	-	3.798
电池	电池	0	Ah	2 200
	最大容量	Q _{max}		3.300
	指数区振幅	A	V	0.086
	指数区时间倒数	В	Ah^{-1}	56.302
	极化常数	Κ	Ω	0.010
	电池电阻	$R_{\rm B}$	Ω	0.030
电机	$K_{\rm V}$ 值	$K_{\rm V}$	rpm/V	2.800
	转矩常数	K_{T}	V/rpm	3.300
	电机电阻	$R_{\rm M}$	Ω	0.030
邮选收	拉力系数	C_{T}	-	0.071 3
埰灰朱	功率系数	$C_{\rm P}$	-	0.038 9





图10 电机试验和模型计算结果



电流以满足不同飞行阶段螺旋桨扭矩需求,并使电 池输出功率始终在最大功率约束下,因此在求解电

表4 电池组起止电流对比

飞行 阶段	飞行时 间/min	起始电池 组电流/A	终止电池 组电流/A	相对 差值/%	每分钟平 均差值/%
垂起	1.67	1 465.10	1 540.50	5.15	3.08
巡航	85.17	196.57	236.42	20.27	0.23
悬停	0.50	1 978.50	2 014.67	1.83	3.67
垂降	1.67	1 190.41	1 250.99	5.09	3.05

池组电流时需在不同飞行阶段按照飞行时间对其进 行修正。

4.4 动态特性对电池最大功率密度的影响

锂离子电池当电流达到最大值时输出功率最 大,并且电池最大输出功率与电池消耗容量相关^[9]。 本文使用最大功率密度描述电池输出功率的能力, 图 14为示例 eVTOL飞行器在典型任务剖面下的电池 最大功率密度。随着任务的进行,电池最大功率密 度逐渐下降。表5列举了不同飞行阶段电池平均功 率密度。由表5中数据可知,悬停阶段的电池平均功 率密度仅为垂起阶段电池平均功率密度的78%,为巡 航阶段平均功率密度的87%。根据电池动态特性,当 电池以最大电流放电,电池电压随着电池消耗容量 的增加而降低,导致输出功率不断降低。通常将电 池最大功率密度作为悬停性能的约束条件,因此在 估算悬停性能时需要在标称电池功率密度的基础上 乘以0.8~0.9,予以修正电池功率密度。



图14 典型任务剖面下电池最大功率密度

表5 不同飞行阶段平均功率密度

飞行阶段	平均功率密度/(W/kg)
垂起	737.06
倾转	726.69
爬升	722.64
巡航	659.08
悬停	579.68
垂降	557.98

4.5 动态特性对航程、航时的影响

图15为示例飞行器单位电池消耗容量航程增量

和航时增量随巡航段电池消耗容量变化曲线。飞行 器巡航时电池消耗容量不断增加,但单位电池消耗 容量下航程增量和航时增量均在下降,其中巡航终 止航时增量相比于起始航时增量减少16%,终止航程 增量相比于起始航程增量减小17%。

巡航阶段中,电池动态特性使电池电流逐渐升高,导致单位消耗容量下放电时间缩短,使得航时增量和航程增量减少。由此可得电池动态特性对 eV-TOL飞行器的航时和航程带来消极影响,当对航时和航程进行估算时,应根据消耗容量大小对结果进行修正。



4.6 动态特性对巡航终止容量的影响

根据锂离子电池放电曲线分析,应避免电池在 骤降区工作,因此设置巡航终止电池消耗容量 Q_{B.Crend},以保留电池容量使电池在悬停、垂降以及备 用飞行等飞行阶段中在标称区运行。

表 6 为算例 eVTOL 飞行器在不同巡航终止容量 下的航时和航程,可得飞行器的最久航时和最远航 程均随着巡航终止容量的增大而增大。图 16 为飞行 器在不同巡航终止容量下的悬停阶段电池组电流, 当巡航终止容量与总容量的比值超过 0.8 时,由于电 池动态特性的存在,悬停阶段电池组电流将超过最 大允许电流。综上,考虑到电池动态特性的影响,应 设置巡航终止容量为总容量的0.8左右,以使航时和 航程维持在较高水平且悬停阶段电池组电流处在安 全区间。

表6 不同巡航终止容量下航程和航时对比

终止容量占比	最久航时/min	最远航程/km	
0.75	84.29	230.34	
0.80	88.11	240.23	
0.85	95.63	259.66	



5 结 论

本文通过研究,得到如下结论:

(1)建立了基于试验数据的Tremblay电池模型, 根据电池拓扑结构,得到考虑放电动态特性电池组 模型。结合电机的等效电路模型以及螺旋桨模型, 形成对电动力系统电压、电流以及功率、扭矩、拉力 等的描述。所建立模型在获得部件试验数据基础 上,可以得到较准确的预测精度。

(2)根据倾转式 eVTOL 的飞行特点,识别了垂 直、固定翼巡航以及倾转过渡飞行的主要性能参数, 扩展了传统性能方法,为 eVTOL 飞行器性能分析提 供了准确的模型基础。

(3)针对示例 eVTOL 飞行器,通过部件试验获得 电动力模型参数,进一步研究电池动态特性影响下 各飞行阶段的性能特性。结果表明,由于电池动态 特性的存在,电池组电压不断降低,为了输出功率恒 定,巡航起止电池组电流相对差值超过20%,悬停阶 段电池组电流每分钟增长超过3.5%;当电池达到最 大电流放电,输出功率将不断降低,悬停垂降时电池 输出功率密度仅为垂起悬停阶段的78%。随电量消 耗,单位能量消耗获得的航程和航时不断减少,其中 巡航末端单位能耗航时和航程相比于起始段减少 16%和17%。 本文研究表明,电池动态特性会对电池组电流、 电池最大功率密度、航程和航时以及巡航终止容量 产生影响,在进行性能估算时应结合电池动态特性 的影响对结果进行一定修正。

本文建模方法和示例飞行器性能特性,可以为 飞行器优化设计或其它应用场景提供基础。

参考文献

- [1] NASA. UAM vision concept of operations UAM maturity level (UML) [EB/OL]. (2021-02-22) [2022-07-08]. https://ntrs.nasa.gov/citations/20210010443.
- [2] BRADFORD S. UAM concept of operations [R]. Washington: FAA Office of NextGen, 2020.
- [3] PATTERSON M D, ANTCLIFF K R, KOHLMAN L W. A proposed approach to studying urban air mobility missions including an initial exploration of mission requirements[C]. Arizona: AHS International 74th Annual Forum & Technology Display, 2018.
- [4] ALESSANDRO B, ENRICO C. Electric VTOL configurations comparison[J]. Aerospace, 2019, 6(3).
- [5] BACCHINI A. Electric VTOL preliminary design and wind tunnel tests[D]. Torino: Politecnico di Torino, 2020.
- [6] 李开省. 电动飞机技术的发展研究[J]. 航空科学技术, 2019, 30(1): 1-7.
- [7] 许震宇,周 华,杨志刚.电动力轻型飞机的研制 [J]. 航空科学技术,2007(6):26-30.
- [8] MOORE M D. NASA puffin electric tailsitter VTOL concept[R]. AIAA 2010–9345.
- [9] 马劲韬.电动力动态特性对电动飞机性能估算的影响 分析[D].北京:北京航空航天大学,2020.
- [10] AGARWAL V. Development and validation of a battery model useful for discharging and charging power control and lifetime estimation[J]. IEEE Transactions on Energy Conversion, 2010, 25(3).
- [11] RAKHMATOV D N, VRUDHULA S. An analytical high-level battery model for use in energy management of portable electronic systems[C]. San Jose: IEEE/ACM International Conference on Computer Aided Design, 2001.
- [12] TREMBLAY O. Experimental validation of a battery dynamic model for EV applications[J]. World Electric Vehicle Journal, 2009, 3(2): 289-298.
- [13] DÜNDAR Ö, BILICI M, ÜNLER T. Design and performance analyses of a fixed wing battery VTOL UAV [J].
 Engineering Science and Technology, an International Journal, 2020, 23(5): 1182-1193.

- [14] BALLI M E. eVTOL aircraft conceptual design and optimization[D]. Milan: Polytechnic University of Milan, 2020.
- [15] 唐 伟,宋笔锋,曹 煜,等.微小型电动垂直起降
 无人机总体设计方法及特殊参数影响[J].航空学报,
 2017,38(10).
- [16] ARMUTCUOGLU O, KAVSAOGLU M S, TEKINALP O. Tilt duct vertical takeoff and landing uninhabited aerial vehicle concept design study [J]. Journal of Aircraft, 2004, 41(2): 215-223.
- [17] KADHIRESAN A R, DUFFY M J. Conceptual design and mission analysis for eVTOL urban air mobility flight vehicle configurations [C]. Texas: AIAA Aviation Forum, 2019.
- [18] TRAUB L W. Range and endurance estimates for battery-powered aircraft[J]. Journal of Aircraft, 2011, 48 (2): 703-707.
- [19] 沈立顶. 轻型电动载人飞行器航程与航时计算方法研 究[J]. 西北工业大学学报, 2015, 33(4): 553-559.
- [20] 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.
- [21] 李亚东,张子军,杨凤田,等.某型电动飞机起飞爬 升性能分析及飞行试验[J].科学技术与工程,2019, 19(35):364-369.
- [22] WANG M K, SAULO O D L, ZHANG S G, et al. Desensitized optimal control of electric aircraft subject to electrical-thermal constraints [J]. IEEE Transactions on Transportation Electrification, 2022, 8 (4) : 4190-4204.
- [23] WANG M K, ZHANG S G, JOHANNES D, et al. Battery package design optimization for small electric aircraft
 [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2020, 33 (11): 2864-2876.
- [24] JEREMY F. Electric motor & power source selection for small aircraft propulsion [D]. West Lafayette: Purdue University, 2011.
- [25] 全 权. 多旋翼飞行器设计与控制[M]. 北京: 电子 工业出版社, 2018.
- [26] 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.
- [27] 方振平,陈万春,张曙光. 航空飞行器飞行动力学 [M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2005.
- [28] WANG B, HOU Z X, LIU Z W, et al. Preliminary design of a small unmanned battery powered tailsitter [J]. International Journal of Aerospace Engineering, 2016, 2016: 1-11.

(编辑:白 鹭)

Effects of dynamic characteristics of lithium-ion battery on flight performance of tilting eVTOL aircraft

MA Jintao¹, ZHANG Shuguang¹, WANG Mingkai²

School of Transportation Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China;
 School of Astronautics, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China)

Abstract: To accurately analyze the changes in the flight profile and the impact of the dynamic characteristics of lithium-ion batteries on flight performance of the tilt electric vertical takeoff and landing vehicle (eV-TOL), an electric system model based on the characteristics of main components such as lithium-ion batteries was established, and a performance calculation method for eVTOL aircraft considering the dynamic characteristics of the battery was proposed. The influence of the dynamic characteristics of lithium-ion batteries was analyzed, and the electricity demand law of eVTOL aircraft was summarized. The performance simulation of an example aircraft shows that the dynamic characteristics of lithium-ion batteries have an impact on the power of the power system, resulting in that a battery output power density during hover descent is only 78% of that during the hover phase, simultaneously affecting cruise performance, resulting in a reduction of 16% and 17% in unit energy consumption and range in the final stage of cruise compared to the initial stage.

Key words: Tilting; eVTOL aircraft; Flight performance evaluation; Battery dynamic characteristics; Power demand law