https://doi.org/10.1051/jnwpu/20254350926

分布式电推进飞机动力能源系统状态预测及输电拓扑方法研究

孙三亚[1,2], 邵壮[1,2], 周洲[1,2], 王俊杰[1,2], 谢宇航[1,2], 宫镁沙[1,2]

(1.西北工业大学 航空学院, 陕西 西安 710072; 2.飞行器基础布局全国重点实验室(西安), 陕西 西安 710072)

摘 要:针对 eVTOL/eSTOL 等分布式电推进飞机在垂直/短距起降及过渡飞行等高负荷工况下功率需求剧烈波动、动力能源系统状态预测精度不足及输电系统损耗显著的问题,提出了一种适用于复杂工况的高精度动力能源系统状态预测方法。根据推进单元各部件能量流动和效率分析,建立了完整飞行剖面下推进系统需用功率计算模型。基于等效电路模型(ECM)建立了无人机能源系统状态预测模型,并采用 PSO 辨识模型参数。针对某项目 eSTOL 无人机的动力能源系统设计了 3 种输电拓扑方案,建立输电系统模型将功率计算模型和能源状态预测模型耦合,通过仿真评估各方案性能。结果表明,"能源分布-线缆全分"方案与传统方案相比在降低输电系统质量的同时,最大电压和功率损失分别减少了 41.67%和 42.5%,系统效率最高,并且 DP 模型在动态响应和瞬态特性捕捉方面具有显著优势,适用于功率需求剧烈变化的复杂工况。

关 键 词:eVTOL/eSTOL;状态预测;等效电路模型;输电拓扑方案

中图分类号:V228 **文献标志码**:A **文章编号**:1000-2758(2025)05-0926-10

电动垂直/短距起降飞行器(eVTOL/eSTOL)凭借灵活起降、高效环保等特点,在城市空中交通(UAM)、紧急救援和物流运输等应用场景中展现出巨大优势,成为低空经济领域最具潜力的赛道,吸引了广泛的投资与研究关注[1-3]。

与传统飞行器相比,eVTOL/eSTOL 采用分布式电推进技术,在垂直起降和过渡飞行等工况下,功率需求波动剧烈,电流激增;同时,多推进单元结构使得输电系统线缆布局复杂冗长,导致显著的电压和功率损失,易使工作状态预测失真[4]。因此,实现复杂工况下动力能源系统状态预测,优化系统输电拓扑方案减少损耗成为该类飞行器设计的关键。

目前,eVTOL 主要采用高能量密度锂电池作为能量来源[5]。针对锂电池的建模方法主要包括等效电路模型(ECM)、电化学模型(EM)和机器学习模型等[6]。其中 ECM 具有简洁结构、较高效率和良好精度等优势广泛应用于电池管理与能源系统仿真[7]。Tekin 等[8]对 Rint、PNGV、Thevenin 和 DP 等 ECM 模型的性能进行了比较,验证了 DP 模型在静态和动态工况下的优越性。彭纪昌等[9]提出一种变参数 Thevenin 模型,通过引入时间因子扩展参数变化维度,实现电池状态的精确表征。高原等[10]结合 DP 模型、可变参数与温升效应,提出适用于高倍率工况的锂电池模型,有效提升预测精度。

围绕动力能源系统建模,强宣凯等[11]针对大型 eVTOL 开展动力学、混合推进系统和动力电池建模,实现任务剖面下的状态评估,Shi 等[12]建立了多旋翼电动无人机的动力能源系统模型,以评估推进性能。张茂权等[13]构建了固定翼电动无人机推进系统模型,实现航程和航时估算。这些研究主要集中在无人机整体性能的分析评估,往往只关心能量消耗,采用恒压或 Shepherd 锂电池简单模型,忽略输电系统影响,缺乏对动力能源系统各部件电压电流等工作状态的预测以及输电拓扑方案优化。

收稿日期:2024-12-13

基金项目:特色学科基础研究项目(G2022WD)与航空科学基金(2024Z006053001)资助

作者简介:孙三亚(2002—),硕士研究生

通信作者:邵壮(1987—),副研究员

e-mail:shaozhuang233@ nwpu.edu.cn

为解决上述问题,本文分析推进单元各部件的能量流动和效率,结合等效电路电池模型,提出了一种适用于复杂工况的高精度动力能源系统工作状态预测方法,并以此为基础,对某 eSTOL 无人机的动力能源系统在典型飞行剖面下的状态进行预测,对其输电拓扑方案优化设计,有效降低电压和功率损失,优化系统整体效率。

1　推进系统状态计算模型

1.1　飞行动力学计算模型

分布式电推进无人机的功率需求计算只考虑整个飞行剖面稳定工况下各部件的能量传递过程,因此将无人机视为质点模型。根据无人机飞行时的受力情况以及升力阻力计算公式可知:

$$T\sin(\varphi+\alpha)+L-mg\cos\gamma=0 \tag{1}$$

$$T\cos(\varphi+\alpha)-D-mg\sin\gamma=m\dot{V} \tag{2}$$

$$L=0.5\rho V^2 S_{\mathrm{w}} C_L \tag{3}$$

$$D=0.5\rho V^2 S_{\mathrm{w}} C_D \tag{4}$$

式中:T 为推进系统产生的推力;L 为升力;D 为气动阻力;m 为无人机总质量;V 为飞机飞行速度;φ 是发动机安装角;α 为迎角;γ 为航迹倾角;ρ 为某一时刻飞行高度下对应的空气密度;S_{w} 为机翼面积;C_L 和 C_D 为无人机的升力系数和阻力系数,计算公式为:

$$C_L=C_{L_0}+\alpha\cdot C_{L_\alpha} \tag{5}$$

$$C_D=C_{D_0}+k\cdot C_L^2 \tag{6}$$

式中,参数均由机翼的翼型、形状、横截面积等因素决定,当无人机对象确定后,即可获得对应参数值。无人机的运动学方程为:

$$V=\int\dot{V}(t)\,\mathrm{d}t \tag{7}$$

$$x=\int V(t)\cos\gamma\,\mathrm{d}t \tag{8}$$

$$h=\int V(t)\sin\gamma\,\mathrm{d}t \tag{9}$$

式中,x 为飞行距离,h 为飞行高度,根据气压 - 位势高度公式、对流层密度变化理论,空气密度 ρ 的计算公式为

$$\rho=\frac{101.325\left(1-0.006\,5\dfrac{h}{T+273.1}\right)^{5.256\,1}}{0.286\,9\times(T+273.1)} \tag{10}$$

在给定无人机飞行剖面后,联立(1)~(10)式即可求解无人机的飞行高度、飞行速度、飞行距离以及推力需求。在整个飞行过程中,大部分时间无人机处于定常状态,此时推力需求和飞行速度的表达式为:

$$T=mg\frac{E\sin\gamma+\cos\gamma}{E\cos(\varphi+\alpha)+\sin(\varphi+\alpha)} \tag{11}$$

$$V=\sqrt{\frac{2(mg\cos\gamma-T\sin(\varphi+\alpha))}{\rho S C_L}} \tag{12}$$

式中,E 为无人机的升阻比,此时无人机的输出功率为

$$P_A=TV \tag{13}$$

1.2　推进系统分部件效率分析

假定某分布式电推进无人机共有 n 套电机螺旋桨组成的动力装置提供推力,其中第 i 套螺旋桨输出的推力为 T_{P}^i,输出功率为 $P_{\mathrm{P,out}}^i$,总推力即为无人机在各个飞行剖面下的推力需求,总功率即为无人机的输出功率,则有

$$T=\sum_{i=1}^{n}T_{\mathrm{P}}^i \tag{14}$$

$$P_{\mathrm{P,out}}^i=T_{\mathrm{P}}^i V \tag{15}$$

$$P_{\mathrm{A}}=\sum_{i=1}^{n}P_{\mathrm{P,out}}^i \tag{16}$$

螺旋桨使用叶素理论和动量理论进行建模[14],可通过以下经验公式来计算其推力、扭矩和功率。

$$T_{\mathrm{P}}^i=C_{\mathrm{T}}^i\rho\left(\frac{N^i}{60}\right)^2(D^i)^4 \tag{17}$$

$$Q_{\mathrm{P}}^i=C_{\mathrm{Q}}^i\rho\left(\frac{N^i}{60}\right)^2(D^i)^5 \tag{18}$$

$$P_{\mathrm{P,in}}^i=C_{\mathrm{P}}^i\rho\left(\frac{N^i}{60}\right)^3(D^i)^5 \tag{19}$$

式中:Q_{P}^i 和 $P_{\mathrm{P,in}}^i$ 分别是第 i 套螺旋桨产生的扭矩和输入功率;C_{T}^i 是螺旋桨的拉力系数;C_{Q}^i 是螺旋桨扭矩系数;C_{P}^i 是螺旋桨输入功率系数;N^i 是螺旋桨转速(单位:r/min);D^i 是螺旋桨直径。

本文旨在分析无人机在整个飞行过程中的能量消耗并估算航程和航时。因此,忽略转速的动态调节过程,即电机的转速和扭矩始终等于螺旋桨的转速和扭矩,电机的输出功率等于螺旋桨的输入功率。电机功率、扭矩和转速之间的数学关系为

$$P_{\mathrm{P,in}}^i=P_{\mathrm{m,out}}^i=\frac{N^i Q_{\mathrm{P}}^i}{9.55} \tag{20}$$

式中,$P_{\mathrm{m,out}}^i$ 为电机输出功率,联立(18)~(20)式求得

$$C_{\mathrm{P}}^i=2\pi C_{\mathrm{Q}}^i \tag{21}$$

流经螺旋桨的气流速度是影响推力大小的重要

因素,在动态来流条件下,来流速度(飞机飞行速度)会改变螺旋桨叶片的攻角,进而影响推力。不同的螺旋桨转速和来流速度组合对攻角的影响不同,因此采用前进比 J 的概念来表征推力和功率随来流速度的变化。

$$J = \frac{V}{\left(\frac{N}{60}\right)D} \tag{22}$$

本文通过机载试验获得螺旋桨地面状态的动态性能曲线,并利用试验数据得到螺旋桨的推力系数和功率系数与前进比的关系为:

$$C_{\mathrm{T}}^{i} = F_{C_{\mathrm{T}}^{i}}(N^{i}, V) = \sum_{l=0}^{2} a_{l}(J^{i})^{l} \tag{23}$$

$$C_{\mathrm{P}}^{i} = F_{C_{\mathrm{P}}^{i}}(N^{i}, V) = \sum_{l=0}^{2} b_{l}(J^{i})^{l} \tag{24}$$

联立(15)式、(17)式及(19)式可得螺旋桨效率为

$$\eta_{\mathrm{P}}^{i} = F_{\eta_{\mathrm{P}}^{i}}(J) = F_{\eta_{\mathrm{P}}^{i}}(N^{i}, V) = \frac{P_{\mathrm{P,out}}^{i}}{P_{\mathrm{P,in}}^{i}} = \frac{C_{\mathrm{T}}^{i} J^{i}}{C_{\mathrm{P}}^{i}} \tag{25}$$

由(23)~(25)式可知,螺旋桨效率仅由前进比决定。联立(17)及(23)式得

$$T_{\mathrm{P}}^{i} = F_{T_{\mathrm{P}}^{i}}(N^{i}, V) \tag{26}$$

在给定的飞行剖面下,由 1.1 节计算出推力和速度后,此时螺旋桨转速为

$$N^{i} = F_{N^{i}}(T_{P}^{i}, V) = F_{T_{\mathrm{P}}^{i}}^{-1}(T_{\mathrm{P}}^{i}, V) \tag{27}$$

得到螺旋桨转速后,代入(18)~(25)式即可求解螺旋桨的输出功率、输入功率、扭矩、效率。

分布式电推进无人机常采用无刷直流电机(BLDC 电机)驱动螺旋桨,其主要组成部分为定子、转子、霍尔传感器。根据等效电路和电机理论[15]

$$U_{\mathrm{m}}^{i} = \frac{N^{i}}{K_{\mathrm{V}}^{i}} + I_{\mathrm{m}}^{i} R_{\mathrm{m}}^{i} \tag{28}$$

$$I_{\mathrm{m}}^{i} = \frac{Q_{\mathrm{P}}^{i}}{K_{\mathrm{T}}^{i}} + I_{m0}^{i} \tag{29}$$

$$K_{\mathrm{T}}^{i} = \frac{9.55}{K_{\mathrm{V}}^{i}} \tag{30}$$

式中:U_{m}^{i} 和 I_{m}^{i} 分别是第 i 套电机的输入电压和输入电流;K_{V}^{i} 是电机转速常数(单位:(r·min^{-1})/V);R_{m}^{i} 是电机内阻;K_{T}^{i} 是电机扭矩常数(单位:N·m/A);I_{m0}^{i} 是电机空载电流,当电机型号确定后,上述参数均可由制造商官网提供的数据获取。电机的输入功率为

$$P_{\mathrm{m,in}}^{i} = U_{\mathrm{m}}^{i} I_{\mathrm{m}}^{i} = \frac{N^{i}(Q_{\mathrm{P}}^{i} + K_{\mathrm{T}}^{i} I_{\mathrm{m0}}^{i})}{9.55} + \left(\frac{Q_{\mathrm{P}}^{i}}{K_{\mathrm{T}}^{i}} + I_{\mathrm{m0}}^{i}\right)^{2} R_{\mathrm{m}}^{i} \tag{31}$$

根据输入功率和输出功率关系,结合(18)式、(20)~(21)式、(24)式、(31)式可得电机效率为

$$\eta_{\mathrm{m}}^{i} = \frac{P_{\mathrm{m,out}}^{i}}{P_{\mathrm{m,in}}^{i}} = F_{\eta_{\mathrm{m}}^{i}}(N^{i}, V) \tag{32}$$

电调通过调节电机输入的电压和电流,能够有效控制转速和输出功率。电调的能量损耗主要包含电阻损耗、开关损耗、散热损耗。为了简化模型,本文假定电调效率 η_{e}^{i} 为 0.95[16]。

联立(15)、(25)、(27)、(32)式得,第 i 套推进系统的需用功率以及所有推进系统总功率为

$$P_{\mathrm{tot}}^{i} = \frac{P_{\mathrm{P,out}}^{i}}{\eta_{\mathrm{tot}}^{i}} = \frac{T_{\mathrm{P}}^{i} V}{\eta_{\mathrm{P}}^{i} \eta_{\mathrm{m}}^{i} \eta_{\mathrm{e}}^{i}} = F_{P_{\mathrm{tot}}^{i}}(T_{\mathrm{P}}^{i}, V) \tag{33}$$

$$P_{\mathrm{sys}} = \sum_{i=1}^{n} P_{\mathrm{tot}}^{i} \tag{34}$$

由 1.1 节可知,在给定飞行剖面下,计算出无人机此时的推力需求和速度,即可实现无人机推进系统功率的求解。

1.3 推进系统状态求解模型验证

本文使用无自由来流速度下的台架测力试验数据与模型计算数据进行对比,从而对模型准确性进行验证。此时螺旋桨的效率为 0,推进系统的效率以及需用功率可改写为

$$\eta_{\mathrm{tot}}^{i} = \eta_{\mathrm{m}}^{i} \eta_{\mathrm{e}}^{i} \tag{35}$$

$$P_{\mathrm{tot}}^{i} = \frac{P_{\mathrm{P,in}}^{i}}{\eta_{\mathrm{tot}}^{i}} \tag{36}$$

试验对象和模型仿真对象为:Platinum Pro 60A V4 电调、双天 ECO2814C 电机、APC10×7 螺旋桨,其对应参数如表 1 所示,台架测力试验通过改变电调的油门信号指令来控制电机转速,因此以螺旋桨转速作为输入,推进系统所需功率、效率、推力作为输出进行对比验证。

表 1 试验对象参数

仿真参数	取值	仿真参数	取值
ρ/(kg·m^{-3})	1.158	K_{V0}	900
C_{M}	0.008 9	R_{m}/Ω	0.029 6
I_{m0}/A	1.8	U_{m0}/V	10
D/m	0.254 0	V/(m·s^{-1})	0
C_{T}	0.129 8		

图 1 为推进系统需用功率和效率的仿真与试验数据对比，结果表明模型具有较高的精度和可靠性。从需用功率（见图 1a））来看，仿真数据与试验数据在整个转速范围内高度一致，曲线变化趋势完全吻合，偏差极小，验证了模型对推进系统功率需求的预测能力。效率对比结果（见图 1b））显示，仿真与试验数据在效率变化趋势上高度一致，偏差较小且分布均匀，模型在效率预测中的适用性良好。综上，模型在推进系统主要性能参数的预测上表现出较高的准确性和一致性。

图 2 展示了仿真与试验数据的误差分布，并进行了量化分析。功率、推力及效率的误差均控制在 2.5%以内，且在低转速和高转速条件下误差分布均匀。试验结果表明模型不仅具有较高的整体准确性，还在不同工况下保持稳定的预测性能。

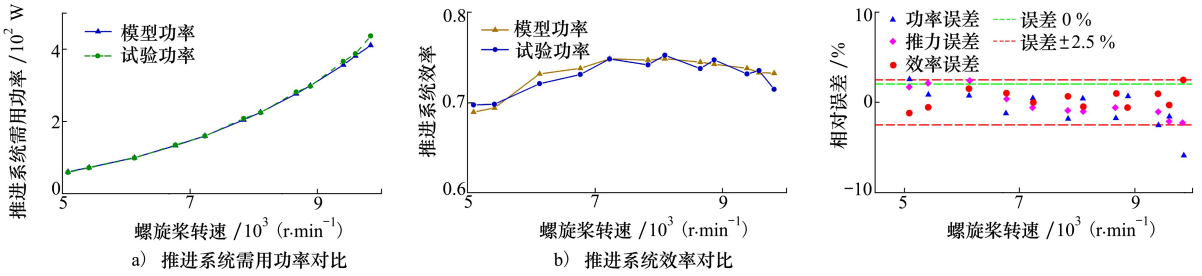


图 1　推进系统模型仿真与试验数据对比　　图 2　仿真结果与试验数据误差分布

2　能源系统状态预测模型

2.1　等效电路模型

1）Rint 模型

Rint 模型由电压源和欧姆内阻串联组成，不考虑极化现象，模型方程为

$$U_{\mathrm{bat}} = U_{\mathrm{OC}} - I_{\mathrm{bat}} R_0 \tag{37}$$

式中：U_{bat} 是电池端电压；U_{OC} 是电池开路电压；I_{bat} 是电池放电电流；R_0 是电池欧姆内阻。

2）Thevenin 模型

Thevenin 模型是通过将一组电阻和电容元件并联形成的 RC 环节串联于 Rint 模型而得到的，主要用于描述欧姆损失和浓差极化效应。其数学表达式为

$$U_{\mathrm{bat}} = U_{\mathrm{OC}} - I_{\mathrm{bat}} R_0 - U_{\mathrm{cp}} \tag{38}$$

$$U_{\mathrm{cp}} = R_{\mathrm{cp}} I_{\mathrm{bat}} \left(1 - \mathrm{e}^{-\frac{t}{\tau_{\mathrm{cp}}}}\right) + U_{\mathrm{cp}}(0)\,\mathrm{e}^{-\frac{t}{\tau_{\mathrm{cp}}}} \tag{39}$$

式中：U_{cp} 为浓差极化电压；R_{cp} 为浓差极化电阻；τ_{cp} 为浓差时间常数，其值等于 C_{cp} 与 R_{cp} 的乘积；$U_{\mathrm{cp}}(0)$ 为 0 时刻浓差极化电容 C_{cp} 的储能电压。

3）PNGV 模型

PNGV 模型在 Thevenin 模型的基础上额外串联一个表面电容，以更准确地描述电池开路电压随负载电流变化的动态特性。模型方程为：

$$U_{\mathrm{bat}} = U_{\mathrm{OC}} - I_{\mathrm{bat}} R_0 - U_{\mathrm{cp}} - U_b \tag{40}$$

$$\begin{cases} U_{\mathrm{cp}} = R_{\mathrm{cp}} I_{\mathrm{bat}} \left(1 - \mathrm{e}^{-\frac{t}{\tau_{\mathrm{cp}}}}\right) + U_{\mathrm{cp}}(0)\,\mathrm{e}^{-\frac{t}{\tau_{\mathrm{cp}}}} \\ U_{\mathrm{b}} = C_{\mathrm{b}} \int I_{\mathrm{bat}}(t)\,\mathrm{d}t \end{cases} \tag{41}$$

式中：C_{b} 为表面电容；U_{b} 为表面电容两端电压。

4）DP 模型

DP 模型，即二阶 RC 模型，通过在 Thevenin 模型的基础上引入第二个 RC 环节，反映电池放电过程中的电化学极化和浓度差极化现象。这一改进在确保计算复杂度可接受的前提下，显著提升了模型的准确性，其数学表达式为

$$U_{\mathrm{bat}} = U_{\mathrm{OC}} - I_{\mathrm{bat}} R_0 - U_{\mathrm{ap}} - U_{\mathrm{cp}} \tag{42}$$

$$\begin{cases} U_{\mathrm{cp}} = R_{\mathrm{cp}} I_{\mathrm{bat}} \left(1 - \mathrm{e}^{-\frac{t}{\tau_{\mathrm{cp}}}}\right) + U_{\mathrm{cp}}(0)\,\mathrm{e}^{-\frac{t}{\tau_{\mathrm{cp}}}} \\ U_{\mathrm{ap}} = R_{\mathrm{ap}} I_{\mathrm{bat}} \left(1 - \mathrm{e}^{-\frac{t}{\tau_{\mathrm{ap}}}}\right) + U_{\mathrm{ap}}(0)\,\mathrm{e}^{-\frac{t}{\tau_{\mathrm{ap}}}} \end{cases} \tag{43}$$

式中：U_{ap} 为电化学极化电压；R_{ap} 为电化学极化电阻；τ_{ap} 为电化学时间常数，其值等于 C_{ap} 与 R_{ap} 的乘积；$U_{\mathrm{ap}}(0)$ 为 0 时刻电化学极化电容 C_{ap} 的储能电压。

电池的荷电状态（S_{OC}）用于衡量电池剩余电量，通常表示为其额定容量的百分比。放电深度（D_{OD}）则表示电池已放出的电量占比，两者关系如（44）式所示。

$$S_{\mathrm{OC}} + D_{\mathrm{OD}} = 1 \tag{44}$$

对于锂离子电池的 S_{OC} 估计，常见的方法包括

开路电压法、安时积分法、基于神经网络的预测方法以及扩展卡尔曼滤波估计算法等。综合考虑计算成本和精度,本文选择采用安时积分法进行 S_{OC} 建模,其计算表达式为

$$S_{OC}(t) = 1 - D_{OD}(t) = 1 - \frac{Q(t)}{C} = 1 - \frac{\int I_{bat}(t)\,dt}{C} \tag{45}$$

式中:Q 为电池已经放出的电量;C 为电池的额定容量。

2.2 模型参数辨识

等效电路电池所需辨识的参数如表 2 所示。本文以 Zye 固态 6S LiPo 电池(由 6 节 3.7 V 的锂电池串联而成,标称电压 22.2 V,最高电压 25.2 V,电池容量 10 Ah)为研究对象,说明如何获取 DP 模型初始参数集,其余电池模型初始参数集原理相同。

表 2 电池模型参数集

模型类型	初始参数集
Rint	$[U_{OC}, R_0]$
Thevenin	$[U_{OC}, R_0, R_{cp}, C_{cp}]$
PNGV	$[U_{OC}, R_0, R_{cp}, C_{cp}, C_b]$
DP	$[U_{OC}, R_0, R_{cp}, C_{cp}, R_{ap}, C_{ap}]$

开路电压 U_{OC} 是指锂电池在非充放电状态下,未连接外部电路或负载,经过长时间静置后测得的正负极间电压。该电压与电池的 S_{OC} 之间存在 n 阶多项式或指数关系。在电池间歇放电实验中,当电池停止放电时,端电压会出现突变,经过一段时间后电压趋于稳定,此时的电压值即为开路电压[17]。记录每次放电阶段后电压回弹稳定时的端电压,结合 S_{OC} 数据,得到 S_{OC} 与开路电压之间的函数关系为

$$U_{OC} = f(S_{OC}) = \sum_{i=0}^{7} a_i S_{OC}^i \tag{46}$$

在电池放电的起始或终止瞬间,由于欧姆内阻上的电压突变,端电压会发生急剧变化。而由于电路模型中 2 个 RC 环节的极化电容无法瞬间放电,端电压的瞬态变化不受极化电容影响。因此选取放电起始和终止瞬间的 2 个电压突变量的平均值来计算欧姆内阻 R_0。

$$R_0 = \frac{(U_{T_1} - U_{T_2}) + (U_{T_4} - U_{T_3})}{2I_b} \tag{47}$$

式中:$U_{T_1}, U_{T_2}, U_{T_3}, U_{T_4}$ 为各时刻电池端电压;I_b 为间歇放电时的放电电流,其余间歇放电阶段的计算同理。在间歇放电停止后,电路系统的输出特性表现为零输入响应,端电压因电池内部的化学反应而动态变化。通过测量电池在停止充放电后的电压变化,可推导模型中的极化电阻与极化电容。在 T_4 至 T_5 时间段内的电压变化被视为零输入电压响应,其端电压解析表达式如(48) 式所示,构成极化参数辨识的理论依据。

$$U_{bat}(t) = U_{OC} - U_{ap(0^+)} e^{-\frac{t}{\tau_{ap}}} - U_{cp(0^+)} e^{-\frac{t}{\tau_{cp}}} \tag{48}$$

为实现对极化电阻和极化电容的精确辨识,本文采用粒子群算法(PSO)进行优化求解。在辨识过程中,PSO 将待辨识的 4 个极化参数作为粒子的位置向量 $\boldsymbol{x} = [R_{cp}, C_{cp}, R_{ap}, C_{ap}]$,通过优化评价函数(fitness function)的值来更新粒子最佳位置从而逼近最优解。评价函数采用对称平均绝对百分比误差(SMAPE),其表达式为

$$F_F = \frac{100\%}{n} \sum_{i=1}^{n} \left(\frac{|U_{bat}^i - U_{bat,m}^i|}{(|U_{bat}^i| + |U_{bat,m}^i|)/2} \right) \tag{49}$$

式中:n 为观测点数量;U_{bat} 为电池端电压试验值;$U_{bat,m}$ 为电池端电压模型值,采用(48) 式计算。

2.3 模型预测结果对比分析

本文在 Simulink 环境中分别对 Rint 模型、Thevenin 模型和 DP 模型进行了建模与仿真。由于 PNGV 模型具有较高的复杂度、较大的计算量以及较低的通用性,本文未对其进一步研究。

为了验证各模型在不同工况下的适用性,选取 1 倍率和 3 倍率的试验数据与模型仿真结果进行对比,通过对比试验数据与模型输出的电压曲线评估预测精度。试验中,电池初始电压为 25 V,截止电压为18 V,工作电压区间为 7 V。为更全面评估模型在该电压范围内的精度,本文采用归一化误差指标,即将绝对误差与电压区间的比值作为评价标准。图 3 和表 3 展示了 3 种模型在不同倍率条件下与试验数据的对比结果及误差分析。分析不同倍率工况下的整体表现,Rint 模型在 1 倍率和 3 倍率放电倍率下均表现出较大的误差(1 倍率条件下平均绝对误差为 0.335 1,3 倍率条件下为 0.453 5),其归一化误差和均方根误差均显著高于其他 2 种模型。这表明,Rint 模型尽管结构简单计算成本低,但其对复杂电化学特性的刻画能力有限,尤其是在电池内部阻抗动态变化显著的工况下难以准确预测电压变化。

相比之下,Thevenin 模型与 DP 模型在 2 种放

电倍率下均显示出较高的预测精度。具体而言,Thevenin 模型在 1 倍率下平均绝对误差为 0.135 0,3 倍率下降至 0.073 4,表现出良好的适应性。特别是在恒流放电工况下,Thevenin 模型能够有效捕捉电池内部的动态变化特性。然而,DP 模型凭借其额外的 RC 网络,进一步增强了对瞬态响应的捕捉能力。在 1 倍率和 3 倍率下,DP 模型的误差指标均略优于 Thevenin 模型,在 3 倍率下,其平均绝对误差仅为 0.071 1,均方根误差为 0.084 5,均为 3 种模型中最优。

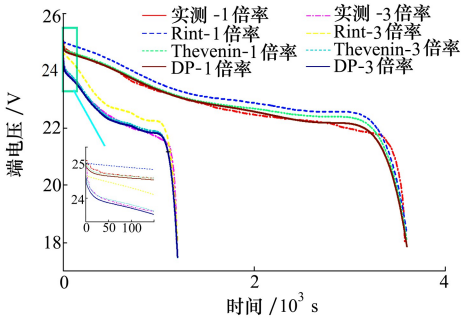


图 3　锂电池模型仿真结果对比

表 3　3 种模型在不同放电工况下误差对比

模型类型	放电工况	平均绝对误差	归一化误差/%	均方根误差
Rint	1 倍率	0.335 1	4.8	0.343 8
Thevenin	1 倍率	0.135 0	1.9	0.160 2
DP	1 倍率	0.059 6	0.85	0.078 1
Rint	3 倍率	0.453 5	6.5	0.460 6
Thevenin	3 倍率	0.073 4	1.05	0.089 7
DP	3 倍率	0.071 1	1.01	0.084 5

3　动力能源系统输电拓扑方案设计与仿真研究

3.1　输电拓扑方案设计与输电系统建模

eVTOL 和 eSTOL 等分布式电推进无人机的动力能源系统输电拓扑方案设计中,设计对象主要是能源系统的分布位置和输电线缆布线方案,设计优化目标是减少输电线路造成的压降和功率损耗以及自身质量[18]。图 4 是某项目设计的 eSTOL 无人机,其中能源系统由 4 块 6S 电池并联组成,每块电池标称电压为 22.2 V,容量为 5 000 mAh。推进系统分为 4 组,每组包含 2 台 MAD 4006KV560 电机和 APC12×8 螺旋桨。本文以该无人机为研究对象,提出 3 种输电拓扑方案:能源集中-线缆总分、能源集中-线缆全分、能源分布-线缆全分。

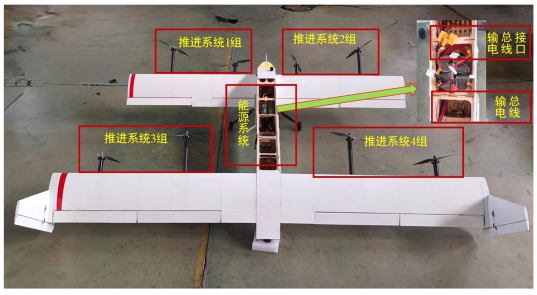


图 4　eSTOL 无人机对象

“能源集中-线缆总分”(A 方案)的输电系统由 2 套电力总线、8 条电力分支线以及 2 套 XT90 接口组成。电池输出电流首先通过总线输送至 XT90 接口,并在此处进行电流分流。分流后的电流经过分支线分别传递至多个推进单元,为各个推进系统提供所需的电力支持。

“能源集中-线缆全分”(B 方案)的输电拓扑结构与“线缆总分”方案相比,其输电系统直接由 8 条电力分支线组成。在该方案中,电池输出电流通过端口进行分流,分流后的电流通过分支线分别传递至各个推进单元。

“能源分布-线缆全分”(C 方案)的输电拓扑方案通过将原有的 6S4P 电池组改为 2 组 6S2P 电池组,保证电池质心不发生改变的同时实现电池的分布式布局。2 组锂电池分开放置,并通过 1 组分支线连接,以确保电池状态的一致性。

本文忽略输电线缆的趋肤效应、电感效应和温度效应,将其简化为纯电阻模型。在线缆纯电阻假设下,其内阻和质量计算公式为:

$$R_{\mathrm{b}}^{i}=\frac{\rho_{\mathrm{b}}L_{\mathrm{b}}^{i}}{K_{\mathrm{b}}S_{\mathrm{b}}} \tag{50}$$

$$R_{\mathrm{d}}^{j}=\frac{\rho_{\mathrm{d}}L_{\mathrm{d}}^{j}}{K_{\mathrm{d}}S_{\mathrm{d}}} \tag{51}$$

$$m_{\mathrm{b}}^{i}=\rho_{\mathrm{mb}}L_{\mathrm{b}}^{i}S_{\mathrm{b}} \tag{52}$$

$$m_{\mathrm{d}}^{i}=\rho_{\mathrm{md}}L_{\mathrm{d}}^{j}S_{\mathrm{d}} \tag{53}$$

式中:R_{b}^{i} 为第 i 组电力总线的电阻;S_{b} 为电力总线的截面积;K_{b} 为电力总线的有效导电面积占比;ρ_{b} 为电力总线的电阻率;ρ_{mb} 为电力总线的密度;R_{d}^{j} 为第 j

个推进单元对应的电力支线电阻;S_d 为电力支线截面积;K_d 为有效导电面积占比;ρ_d 为电力支线电阻率;ρ_{md} 为支线密度,状态支线与电力支线参数一致。输电系统中电流满足

$$pI_{bat} = \sum_{j=1}^{8} I_d^j \tag{54}$$

式中:I_d^j 为第 j 套推进系统的输入电流;p 为锂电池组中电池并联个数,对于线缆总分方案,第 i 组电力总线的电流为

$$I_b^i = \sum_{j=4i-3}^{4i} I_d^j \tag{55}$$

因此输电线缆带来的电压损失和功率损耗为

$$U_{line}^j = I_b^i R_b^i + I_d^j R_d^j \tag{56}$$

$$P_{line} = \sum_{i=1}^{2} (I_b^i)^2 R_b^i + \sum_{j=1}^{8} (I_d^j)^2 R_d^j \tag{57}$$

单个推进单元的输入功率为

$$P_{tot}^j = (U_{bat} - U_{line}^j) I_d^j \tag{58}$$

式中,单个推进单元的输入功率等于(33)式中计算出的需用功率。

3.2 典型飞行剖面下仿真对比研究

图 5 是该 eSTOL 无人机在典型任务需求下的飞行剖面。整个飞行过程中动力能源、系统的状态预测流程如图 6 所示。本文假设分布式动力不参与姿态操纵,即 8 个推进单元的推力需求相同,仿真初始参数如表 4 所示。

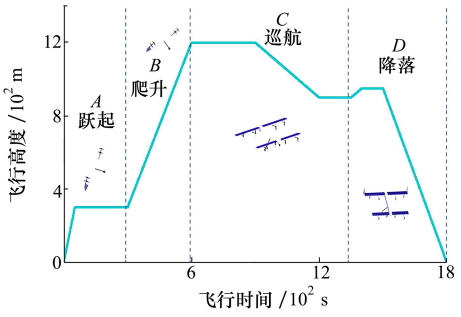


图 5 eSTOL 典型工况飞行剖面

表 4 动力能源系统仿真初始参数

分系统	参数	数值
无人机总体模型	起飞质量/kg	9
	巡航速度/(m·s^{-1})	15
	设计巡航升阻比	12
	翼展/m	2.6
螺旋桨	直径/m	0.304 8
电机	转速常数/(r·min^{-1}·V^{-1})	560
	空载电流/A	1.57
	相间内阻	0.08
电调	效率	0.95
能源系统	并联个数	4
	额定电压/V	22.2
	电池容量/Ah	0.5

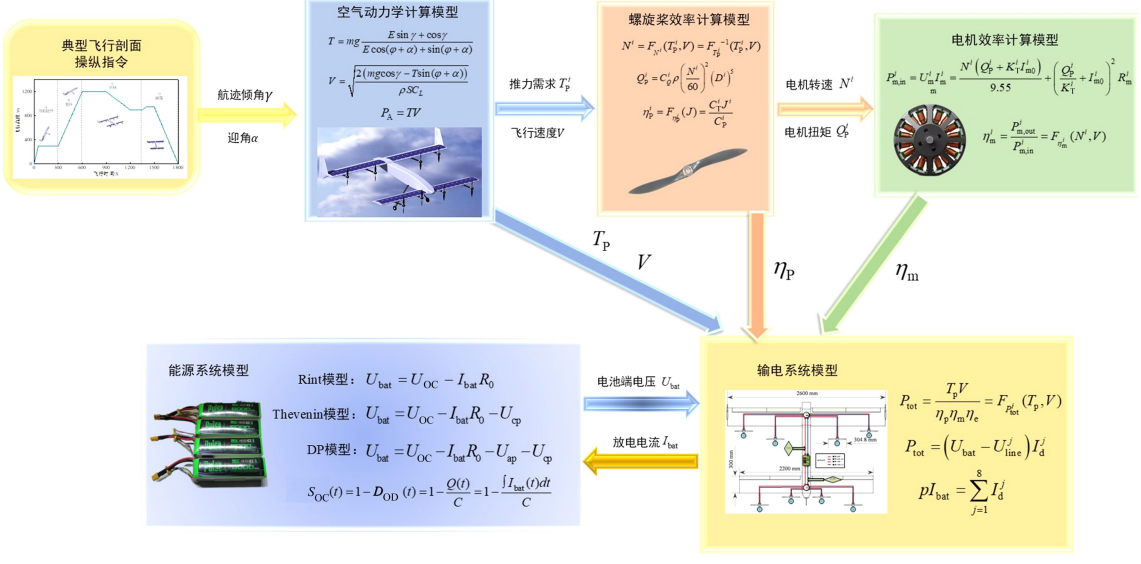
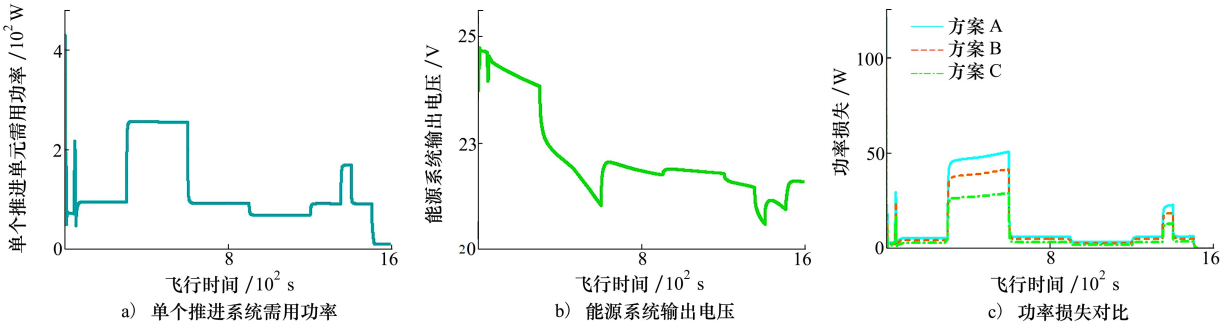


图 6 动力能源系统状态仿真计算流程

图 7a）展示了单个推进单元功率需求随飞行时间的变化趋势。在飞行剖面内，推进系统功率需求因飞行阶段的变化而剧烈波动。跃升和爬升阶段功率需求显著增加，分别达到 420 W 和 250 W；随后在巡航阶段迅速下降并趋于平稳，而降落阶段功率逐渐减小。

图 7b）展示了能源系统输出电压随飞行时间的变化规律。受电池持续放电的影响，输出电压整体呈下降趋势，尤其在跃升和爬升阶段表现出高倍率放电导致的显著电压下降。

图 7c）对比了 3 种方案的功率损耗，方案 C 在跃升和爬升阶段表现出明显优势，最大功率损耗分别为 69 W 和 28 W，较方案 A 分别减少 42.5% 和 41.6%，较方案 B 减少 29.5% 和 30%。在其余阶段，由于电流需求较低，各方案的功率损耗差异不显著。



a）单个推进系统需用功率　　b）能源系统输出电压　　c）功率损失对比

图 7　动力能源系统状态仿真结果对比

图 8 对比了方案 C 下不同电池模型的能源系统端电压变化。在爬升阶段，由于功率需求急剧变化，不同模型端电压表现出明显差异。Rint 模型无法准确捕捉瞬态工况下的电池动态特性，Thevenin 模型和 DP 模型通过引入 RC 网络显著提升了对动态变化的适应能力，其中 DP 模型表现尤为优异。DP 模型更适合复杂工况下的电池动态特性分析，特别是在频繁功率变化条件下展现出明显优势。

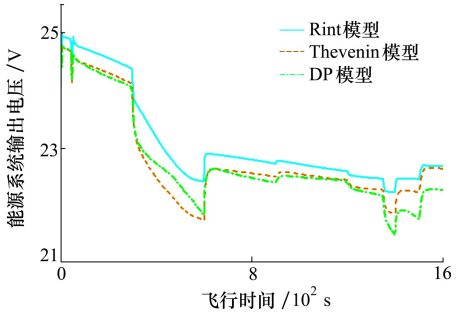


图 8　不同电池模型端电压对比

4　结　论

本文以 eVTOL/eSTOL 等分布式电推进无人机为对象，对其动力能源系统进行建模仿真及输电拓扑设计研究，主要结论有：

1）通过对推进系统各部件建模及能量流动分析，搭建了系统状态求解模型，试验结果表明模型求解功率、推力和效率等参数误差均小于 2.5%。

2）基于 ECM 建立无人机能源系统状态预测模型，采用 PSO 算法辨识初始参数集，并在不同倍率工况下与实际放电数据对比，结果表明：Rint 模型因结构简单导致动态特性刻画不足；Thevenin 模型兼顾预测精度与模型复杂度并具有一定的动态响应能力；DP 模型精度高，捕捉瞬态响应能力强，适用于 eVTOL/eSTOL 等功率需求剧烈变化的复杂工况。

3）提出“能源集中-线缆总分”、“能源集中-线缆全分”和“能源分布-线缆全分”3 种动力能源系统输电拓扑方案，通过建立输电系统模型将推进系统计算模型和能源系统状态预测模型进行耦合，实现了典型飞行剖面下 3 种方案对应的动力能源系统状态预测以及评估。仿真结果表明能源分布方案在降低输电系统质量的同时，显著减少电压损耗和功率损失，优化系统效率。

本文研究结果为分布式电推进无人机能源动力系统的设计与性能评估提供了理论支撑，并较好地预测了系统在典型飞行剖面下的响应特性。后续工作将进一步扩展至更多复杂飞行剖面与多任务场景的仿真评估，并结合飞行试验验证，以更全面地检验和优化本文方法在实际工程中的适用性与准确性。

参考文献:

[1] PARK J, JEONG T, YEE K. Refined air-cooled battery sizing process for conceptual design of eVTOL aircraft[J]. Applied Energy, 2025, 377: 124567

[2] 邓景辉. 电动垂直起降飞行器的技术现状与发展[J]. 航空学报, 2024, 45(5): 55-77
DENG Jinghui. Technical status and development of electric vertical take-off and landing aircraft[J]. Acta Aeronautica Astronautica Sinica, 2024, 45(5): 55-77 (in Chinese)

[3] 陈起旭, 王群京, 钱喆, 等. 小型全电/混动飞机技术路线与动力系统综述[J]. 中国电机工程学报, 2024, 44(12): 4966-4986
CHEN Qixu, WANG Qunjing, QIAN Zhe, et al. Review of technology roadmap and power systems for small fully electric/hybrid electric aircraft[J]. Proceedings of the CSEE, 2024, 44(12): 4966-4986 (in Chinese)

[4] 王鹏, 王晓聪, 肖女娥, 等. 基于证据理论和区间分析的 eVTOL 热失控安全性分析[J]. 西北工业大学学报, 2024, 42(3): 558-566
WANG Peng, WANG Xiaocong, XIAO Nü'e, et al. Safety analysis of thermal runaway in evtol based on evidence theory and interval analysis[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2024, 42(3): 558-566 (in Chinese)

[5] 丁水汀, 丁硕, 孙爽, 等. 复合翼 eVTOL 电池需求及对动力总成安全性的影响[J]. 推进技术, 2024, 45(3): 212-226
DING Shuiting, DING Shuo, SUN Shuang, et al. Battery requirements and their impact on powertrain safety for hybrid-wing eVTOL[J]. Journal of Propulsion Technology, 2024, 45(3): 212-226 (in Chinese)

[6] 刘征宇, 黎盼春, 朱诚诚, 等. 基于组合模型的锂电池参数辨识和电池荷电状态在线联合估计[J]. 中国机械工程, 2020, 31(10): 1162-1168
LIU Zhengyu, LI Panchun, ZHU Chengcheng, et al. Parameter identification and online joint estimation of state of charge for lithium batteries based on combined models[J]. China Mechanical Engineering, 2020, 31(10): 1162-1168 (in Chinese)

[7] 代云腾, 彭乔, 刘天琪, 等. 适应高电流倍率工况的锂离子电池等效电路模型[J]. 储能科学与技术, 2023, 12(11): 3528-3537
DAI Yunteng, PENG Qiao, LIU Tianqi, et al. Equivalent circuit model of lithium-ion battery adapted to high current rate conditions[J]. Energy Storage Science and Technology, 2023, 12(11): 3528-3537 (in Chinese)

[8] TEKIN M, KARAMANGIL M Í. Comparative analysis of equivalent circuit battery models for electric vehicle battery management systems[J]. Journal of Energy Storage, 2024, 86: 111327

[9] 彭纪昌, 刘凯龙, 孟锦豪, 等. 基于变参数结构的锂离子电池建模方法[J]. 机械工程学报, 2024, 60(14): 298-305
PENG Jichang, LIU Kailong, MENG Jinhao, et al. Lithium-ion battery modeling method based on variable parameter structure [J]. Journal of Mechanical Engineering, 2024, 60(14): 298-305 (in Chinese)

[10] 高原, 黄荣杰, 秦东晨, 等. 高倍率工况下锂离子电池的建模[J]. 电池, 2021, 51(6): 563-567
GAO Yuan, HUANG Rongjie, QIN Dongchen, et al. Modeling of lithium-ion batteries under high-rate conditions[J]. Battery, 2021, 51(6): 563-567 (in Chinese)

[11] 强宣凯, 朱海涛, 李炜烽, 等. 混合动力飞行汽车建模与性能仿真分析[J]. 航空科学技术, 2024, 35(1): 75-83
QIANG Xuankai, ZHU Haitiao, LI Weifeng, et al. Modeling and performance simulation analysis of hybrid flying cars[J]. Aeronautical Science and Technology, 2024, 35(1): 75-83 (in Chinese)

[12] SHI D, DAI X, ZHANG X, et al. A practical performance evaluation method for electric multicopters[J]. IEEE/ASME Trans on Mechatronics, 2017, 22(3): 1337-1348

[13] 张茂权, 陈海昕. 小型电动无人机航程航时估算模型[J]. 航空学报, 2021, 42(3): 104-112
ZHANG Maoquan, CHEN Haixin. Estimated model of range and endurance of small electric UAVs[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(3): 104-112 (in Chinese)

[14] 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 (in Chinese)

[15] MINGKAI W, ZHANG S, DIEPOLDER J, et al. Battery package design optimization for small electric aircraft[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2020, 33(11): 2864-2876

[16] GUR O, ROSEN A. Optimizing electric propulsion systems for unmanned aerial vehicles[J]. Journal of Aircraft, 2009, 46(4): 1340-1353

[17] 吴小慧, 张兴敢. 锂电池二阶 RC 等效电路模型参数辨识[J]. 南京大学学报, 2020, 56(5): 754-761
WU Xiaohui, ZHANG Xinggan. Parameter identification for second-order RC equivalent circuit model of lithium batteries[J]. Journal of Nanjing University, 2020, 56(5): 754-761 (in Chinese)

[18] 孙三亚, 邵壮, 周洲, 等. 面向 eVTOL/eSTOL 的分布式动力能源系统高精度建模与仿真[J]. 航空学报, 2025, 46(15): 87-107
SUN Sanya, SHAO Zhuang, ZHOU Zhou, et al. High-precision modeling and simulation of distributed propulsion energy systems for eVTOL/eSTOL[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2025, 46(15): 87-107 (in Chinese)

Study on state prediction and topology methods of power transmission for distributed electric propulsion aircraft

SUN Sanya[1,2], SHAO Zhuang[1,2], ZHOU Zhou[1,2], WANG Junjie[1,2], XIE Yuhang[1,2], GONG Mosha[1,2]

(1.School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;
2.National Key Laboratory of Aircraft Configuration Design, Xi'an 710072, China)

Abstract: To address the challenges of severe power demand fluctuations insufficient state prediction accuracy of the power and energy system and significant losses in the transmission system under high-load scenarios such as vertical/short takeoff and landing (eVTOL/eSTOL) and transition flights, a high-precision state prediction method suitable for complex scenarios is proposed. A required power calculation model for propulsion system across complete flight profile is firstly established based on the energy flow and efficiency analysis of propulsion components. Then, a state prediction model for UAV energy systems is developed by using an equivalent circuit model (ECM) with model parameters identified through PSO. Finally, three transmission topology schemes are designed for the power and energy system of a specific eSTOL UAV. The transmission system model couples the power calculation model and the energy state prediction model and the performance of each scheme is evaluated through simulations. Results show that the "Energy Distribution-Full Cable Distribution" scheme reduces the maximum voltage and power losses by 41.67% and 42.5% respectively while improving transmission efficiency compared to traditional schemes. The DP model demonstrates the significant advantages in the dynamic response and transient characteristics making it suitable for complex scenarios with drastic power demand changes.

Keywords: eVTOL/eSTOL; state prediction; equivalent circuit model; power transmission topology scheme

引用格式: *孙三亚, 邵壮, 周洲, 等. 分布式电推进飞机动力能源系统状态预测及输电拓扑方法研究[J]. 西北工业大学学报, 2025, 43(5): 926-935*
SUN Sanya, SHAO Zhuang, ZHOU Zhou, et al. Study on state prediction and topology methods of power transmission for distributed electric propulsion aircraft[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2025, 43(5): 926-935 (in Chinese)