

面向轻量化的航空混合动力系统 能量管理方法研究

于鹤扬¹, 姚轩宇², 徐金纯², 满运堃², 刘金字¹, 林平¹

(1. 大连理工大学 控制科学与工程学院, 辽宁 大连 116024;

2. 中国航空发动机研究院, 北京 100000)

摘要: 面向轻量化与高可靠需求, 开展航空混合动力系统的能量管理研究; 构建“放电直通+充电隔离”电源拓扑, 围绕荷电状态设计多工况功率分配与模式切换策略, 实现发电机与蓄电池的动态协同供能; 在滑跑、并联供能与受控回充三类典型工况下, 给出发电端与电池端的多种控制实现路径, 包括功率-电流双闭环、电流单环、恒流充电与恒压充电等; 建立整机模型与约束条件, 完成滑跑、起飞、爬升与巡航等工况的统一仿真评估; 结果表明, 所提方法在保持安全边界与荷电状态稳定的同时, 有效抑制母线电压波动, 降低功率器件应力, 并具有良好的轻量化潜力。

关键词: 航空混合动力系统; 能量管理; 荷电状态; 放电直通+充电隔离拓扑; 仿真验证

Research on the Lightweight-Oriented Energy Management Method for Aircraft Hybrid Power Systems

YU Heyang¹, YAO Xuanyu², XU Jinchun², MAN Yunkun², LIU Jinyu¹, LIN Ping¹

(1. School of Control Science and Engineering, Dalian University of Technology, Dalian 116024, China;

2. China Aviation Engine Research Institute, Beijing 100000, China)

Abstract: To meet the lightweight and high-reliability requirements of hybrid power systems, research on the energy management for hybrid-electric aircraft is conducted, with a “direct discharge+isolated charge” power topology constructed. Based on the state of charge (SOC), a multi-mode power allocation and mode switching strategy is designed, enabling the dynamic coordination between the generator and the battery. For three representative operating modes: taxiing, parallel power supply, and controlled charging, several controllers are realized for the power generation side and the battery side, including power-current dual-loop, current-only control, constant-current charging, and constant-voltage charging. A full system model with constraints is presented to achieve unified simulations for taxi, take-off, climb, and cruise scenarios. Results indicate that the proposed approach maintains the stabilities of the safety boundary and SoC while effectively suppressing the fluctuation of DC-bus voltages, reducing the stress of power devices, and offering a lightweight potential.

Keywords: hybrid electric aircraft; energy management; SOC; discharging pass-through and charging isolation topology; simulation verification

0 引言

随着航空运输需求的持续增长, 传统燃油动力飞机在能效、排放及噪声控制方面面临严峻挑战。预计未来

20 年全球航空运输量仍将攀升, 航空业二氧化碳排放总量呈上升趋势。在碳中和目标和绿色航空战略的推动下, 研发高效、环保的航空推进技术已成为研究热点^[1-2]。混合动力推进系统通过引入电池等储能单元,

收稿日期:2025-09-08; 修回日期:2025-10-25。

基金项目:国家自然科学基金项目(62203085);大连理工大学引进人才项目(DUT25RC(3)023);基础研究稳定支持项目(03ZC1023001)。

作者简介:于鹤扬(1999-),男,博士研究生。

通讯作者:林平(1991-),男,博士,副教授,博士生导师。

引用格式:于鹤扬,姚轩宇,徐金纯,等. 面向轻量化的航空混合动力系统能量管理方法研究[J]. 计算机测量与控制, 2026, 34(8):224-231.

可在起飞与爬升等高功率阶段提供辅助功率, 降低发动机一发电机负荷及瞬态压力; 在巡航阶段则优化功率分配以提升燃油效率, 为未来全电或氢能飞机技术演进提供可行路径^[3-5]。然而, 该系统存在工况频繁切换、负载波动大及储能功率密度受限等问题, 如何在全飞行包线内实现发电机与电池的高效协同供能, 并保持母线电压与电池荷电状态 (SoC, state of charge) 安全, 是系统设计与控制策略的核心难点^[6-8]。

国内在航空混合动力领域整体仍处于起步与加速并进阶段, 科研院所与高校围绕基础理论、系统构型与平台适配持续推进, 逐步形成适用于不同任务与尺度的混动方案。相关研究在关键技术瓶颈识别、混联系统方案设计、推进链路优化与性能评估、以及燃料电池与混合推进应用潜力等方面给出了系统性认识与工程可行性证据, 体现出从原理验证向系统级集成的过渡趋势^[9-13]。

在能量管理方面, 普遍以供需平衡与安全边界为基本约束, 结合设备状态的实时监测对能源单元进行动态功率分配, 以在多工况下兼顾能效、可靠性与母线稳定。方法体系主要分为规则驱动与优化驱动两类, 各自围绕不同的工程诉求与实现条件展开。规则驱动方法依托阈值、滞回与阶段逻辑, 在滑跑、起飞、爬升、巡航等阶段实现清晰的模式切换; 其中, 确定性规则强调条件一动作映射的可解释与可验证, 模糊规则通过模糊推理提升对不确定性与参数漂移的适应能力, 具有实现简便、算力开销低与对模型失配较为鲁棒等特点, 因而在航空应用中得到广泛采用^[14-18]。

优化驱动方法通过建立系统与约束的数学表述, 在更宽飞行包线内在线 (或滚动) 求解功率分配以争取全局或准全局性能, 但对模型精度、先验预测与计算资源依赖较强; 在复杂工况与严苛约束下易因预测误差与约束保守化导致 SoC 控制精度下降或实时实现复杂度升高^[19-20]。综合来看, 尽管规则驱动方法欠缺严格意义的全局最优性, 但在高实时性与高稳定性诉求的航空场景中更具工程匹配度。在实践中, 常将优化方法用于离线标定或参数整定, 以增强规则集的综合性能。

另一方面, “放电直通+充电隔离”拓扑在放电侧减少能量变换级数、在充电侧隔离双向耦合, 具有降低链路损耗、缓解器件应力并兼顾轻量化的潜力。相较传统依赖双向变换的方案, 该特性更契合严苛飞行包线下的效率一可靠性要求。然而, 公开研究仍以传统架构的结构描述与单环节评估为主, 围绕“拓扑一能量管理协同”的系统级分析相对不足; 尤其是在滑跑、起飞、爬升与巡航等代表性工况下, 关于母线稳定、SoC 稳定、器件应力与轻量化集成的一体化评估仍显不足。基于此, 结合“放电直通+充电隔离”拓扑与某型在研混合动力飞机, 提出一种以 SoC 滞回控制为核心的多工况

能量管理策略: 在滑跑、起飞、爬升、巡航与下降/着陆等阶段动态分配发电机与电池功率, 实现高倍率低损耗放电与受控安全充电, 并在母线电压稳定性与 SoC 控制方面获得良好表现。为验证策略有效性, 设计多种发电机与电池端口控制方案组合, 基于 Matlab/Simulink 构建覆盖全飞行包线的仿真模型, 并辅以敏感性与边界工况测试, 对母线电压、SoC 控制与动态响应等指标进行系统评估。

1 系统架构与能量管理逻辑设计

本章详细阐述航空混合动力系统的拓扑架构与能量流动特性, 在此基础上提出基于飞行包线的多工况自适应能量管理策略。该策略通过协调发电机与蓄电池组的工作模式, 实现系统高效稳定运行, 同时保障关键设备的安全工作边界。

1.1 系统架构

本文采用的某型在研混合动力飞机动力系统单线结构如图 1 所示。涡轴发动机直接驱动永磁同步发电机, 三相电压源型 PWM 整流稳压后接入 280 V 直流母线, 构成系统主能量通路; 涡轴一发电机按连续 40 kW 功率限值配置, 涵道风扇峰值功率 55 kW。为覆盖峰值缺口与快速过渡, 电池在 1 C 短时放电条件下提供约 $280\text{ V}\times70\text{ A}\approx19.6\text{ kW}$ 的补能, 使峰值阶段在不抬高发电机连续等级的前提下获得所需裕度。磷酸铁锂电池组作为辅助源, 名义容量 70 Ah, 额定电流为连续放电 0.5 C ($\approx35\text{ A}$)、短时放电 1 C ($\approx70\text{ A}$)、连续充电 0.1~0.2 C ($\approx7\sim14\text{ A}$), 通过独立电能接口 (放电直通/充电隔离) 与母线耦合: 放电时直挂母线以减少变换级数与瞬态压降, 充电时经单向 DC-DC 受控回充, 从而在巡航等稳态由发电机承担基载、在起飞/爬升等瞬态由电池削峰填谷。负载侧由变频电机驱动涵道风扇, 其功率需求随飞行阶段呈阶跃或斜坡变化。

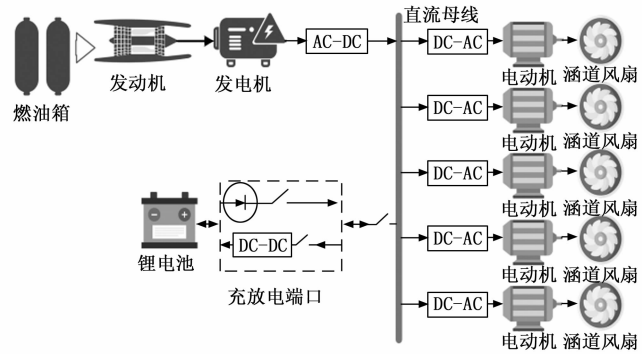


图 1 航空混合动力系统单线结构

针对航空场景“放电倍率高、充电倍率低”的典型特征, 电池端口采用“放电直通+充电隔离”的拓扑:

1) 放电直通: 在大电流放电阶段, 电池经等效导

通阻抗 $\leq 5 \text{ m}\Omega$ 的 SiC MOSFET 直接挂接母线, 减少能量变换级数与导通压降, 降低线路损耗并减轻器件重量;

2) 小电流充电时, 切换至单向 DC-DC, 从母线受控取电。额定功率为 2.0 kW, 支持 2.5 kW 短时过载; 效率 $\geq 96\%$, 体积功率密度不低于 1 kW/L (以 2 kW 额定计)。

拓扑在满足重量约束的同时实现充/放电通道物理解耦: 放电侧强调低损耗与瞬态支撑, 充电侧强调受控回充与母线干扰隔离, 为后续能量管理算法的精细化设计提供了基础。

1.2 能量管理逻辑设计

为与所建模型的规格和参数保持一致, 本文以 1.1 节给出的母线、电机/发电机与电池约束为设计依据, 构建面向滑跑、并联供能与受控回充 3 种情形的 SoC 驱动能量管理逻辑。相关阈值与状态切换规则均按规格对齐 (标称电压、功率限值、倍率与 SoC 窗口), 由中心控制器下发表征性的开关/参考指令, 使发电机与电池在满足安全边界的前提下实现高效协同、避免过度充放电, 并对负载波动进行吸收与补偿:

1) 滑跑阶段: 电池被充电至 80% 及以上投入使用, 当负载功率 P_f 小于发电机许用功率 P_{g_max} 时, 由发电机单独供能, 电池接口关闭, SoC 维持初始高位。

2) 并联供能 (放电直通): P_f 跃升至 P_{g_max} 以上, 中心控制器将闭合电池放电通路, 实现“发电机+电池”并联供能; 放电过程仅受 SoC 下限约束, 即使后续遇到突发情况例如 P_f 低于 P_{g_max} , 亦持续放电至 $\text{SoC} \leq 30\%$ 为止。达到下限后, 关闭放电直通, 转入受控回充。

3) 受控回充 (充电隔离): 当 $\text{SoC} \leq 30\%$ 时, 启动单向 DC-DC 按恒功率方式回充 (1.0~1.5 kW), 回充过程仅受 SoC 上限约束, 不因飞行阶段或 P_f 变化而中断; 当 $\text{SoC} \geq 80\%$ 时停止充电, 直至飞机降落结束此次航程。以上三状态在 $\text{SoC} \in [30, 80]$ 的滞回区间内往复。

值得注意的是, 本文 SoC 滞回区间设置为 30%~80% 的依据在于兼顾寿命、安全与功率匹配的工程折中: 一方面, 磷酸铁锂在低 SoC 深度放电与高 SoC 长时间停留时更易触发副反应与容量衰减, 30% 下限与 80% 上限可规避 0%~20% 与 80%~100% 的寿命敏感区, 降低热-电应力与保护动作触发概率; 另一方面, 中段 SoC 的等效内阻与倍率能力更稳定, 可在起飞/爬升等瞬态提供所需的 1 C 短时放电裕度, 同时在巡航阶段保留 0.1~0.2 C 受控回充的吸收空间, 避免高位回充导致母线抬升与充电效率下降; 此外, 结合发电机连

续功率限值与涵道风扇峰值需求的匹配关系, 30% 下限保证峰值与过渡段的放电裕度, 80% 上限限制高位停留时间并便于在任务周期内完成回充, 从而实现对寿命、稳定性与功率平衡的综合约束。

2 设备层级控制方案设计

设备的运行状态由中心控制器下发决策信号后, 依然需要为发电端口和电池端口定制控制方案, 接下来将针对滑跑工况、电池放电、电池充电 3 种工况, 探讨发电机端口和电池端口可能采取的控制方案。

2.1 滑跑工况

在滑跑阶段, 电池接口处于断开状态, 母线电压由发电机-PWM 整流器独立建立。为兼顾稳压精度与动态响应, 整流器采用电压+电流双闭环控制。以三相电压源型 PWM 整流器的同步旋转坐标系模型为基础, 忽略开关高频谐波并采用基波等效, 电流内环采用 dq 独立 PI 加前馈解耦与单位功率因数策略, 可得:

$$\begin{cases} u_d = -\left(K_{ip} + \frac{K_{il}}{s}\right)(i_{d_ref} - i_d) + \omega L i_q + e_d \\ u_q = -\left(K_{ip} + \frac{K_{il}}{s}\right)(i_{q_ref} - i_q) - \omega L i_d + e_q \\ i_{q_ref} = 0 \end{cases} \quad (1)$$

其中: e_d 、 e_q 为发电机侧等效电势, ω 为电角频率, u_d 、 u_q 为整流器输出调制电压, L 为交流侧等效电感, i_d 、 i_q 为 d 、 q 轴电流, K_{ip} 、 K_{il} 为电流内环的比例积分系数, i_{d_ref} 为 d 轴电压参考值。

电压外环以整流器输出侧电压 V_g 为被控量、 i_{d_ref} 为控制量:

$$i_{d_ref} = \left(K_{pv} + \frac{K_{iv}}{s}\right)(V_{g_ref} - V_g) \quad (2)$$

其中: K_{iv} 、 K_{iv} 为电压外环的比例积分系数, V_{g_ref} 为电压外环的参考电压。

为在基础电压闭环之外进一步提升稳态精度与低频扰动抑制能力, 设置二次补偿环节。当系统由发电机单独供电时, 该环节对母线电压偏差进行缓慢校正, 消除静态误差并抑制低频起伏, 使母线电压能够稳定且准确地维持在设定值 V_{nom} 。二次补偿输出发电机电压参考量 V_{g_ref} , 其表达式为:

$$V_{g_ref} = V_{nom} + \left(K_p + \frac{K_i}{s}\right)(V_{nom} - V_{bus}) \quad (3)$$

其中: V_{nom} 、 V_{bus} 、 K_p 、 K_i 分别为 PWM 整流器电压电流双闭环控制的额定母线电压 (该系统中取 280 V)、直流母线电压、母线电压补偿二次补偿的比例系数、以及母线电压补偿二次补偿的积分系数。通过该补偿, 母线在单源供电场景下仍能可靠跟踪 V_{nom} , 并在低频扰动作用下保持稳定。此外, 上述式中的 PI 参数采用带宽法^[21]整定。

2.2 电池放电

由前节分析可知, 当负载功率 P_f 跃升至发电机额定上限 P_{g_max} 以上时, 中心控制器闭合电池放电通路, 系统转入“发电机-电池”联合供电模式。此时电池经低阻抗开关直接并接于母线, 可近似视为理想电压源, 其输出电流由系统功率平衡被动确定; 发电机作为主动调节单元, 通过实时调配自身输出以维持电池放电电流在 66 A (其中 66 A 为结合项目平台、任务剖面与寿命窗口确定的标定值, 后续可按不同平台与工况在同一策略框架下调整)。

针对发电机端口, 本文提出两种控制方案, 并给出相应的参考值整定方法:

1) 功率外环+电流内环 (方案 A1):

此时发电机端口启用功率-电流双闭环控制: 外环为功率环, 实时比较发电机当前输出功率与设定值, 并将差值经由 PI 控制器转换为 d 轴电流参考指令, 确保发电机恒功率运行、避免超载; 内环为电流环, 在毫秒级时间内将该电流指令转化为开关管导通信号, 实现功率的快速、精确跟踪。 q 轴电流参考值仍设为零, 以维持单位功率因数运行。为使电池组在直连母线的非受控情况下依然能够以 66 A 电流放电, 设计功率外环的参考功率 P_{g_ref1} 为:

$$P_{g_ref1} = P_f - 66 \times V_{bus} \quad (4)$$

2) 电流单环控制 (方案 A2):

该情况下, 发电机端口仅采用电流单环控制, 通过直接给定 d 轴电流的参考值, 调节发电机的出力, q 轴电流参考值仍设为零, 以维持单位功率因数运行。根据功率守恒原理, 交流侧的瞬时功率与直流侧的功率相等。在同步旋转坐标系下, 交流侧的瞬时功率可以表示为:

$$P_{ac} = \frac{3}{2}(e_d i_d + e_q i_q) \quad (5)$$

并联供能阶段按单位功率因数控制 $i_q \approx 0$, 得:

$$P_{ac} = \frac{3}{2}e_d i_d \quad (6)$$

忽略变换器损耗的一阶影响时, 交流侧有功功率与直流侧功率近似守恒:

$$P_{dc} = \frac{3}{2}e_d i_d = V_{bus} i_{g_out} \quad (7)$$

由于此时发电机与电池共同为负载供电, 因此可得出如下功率平衡:

$$P_{dc} + V_{bus} i_{bat} = P_f \quad (8)$$

即:

$$\frac{3}{2}e_d i_d + V_{bus} i_{bat} = P_f \quad (9)$$

其中: P_{ac} 、 P_{dc} 、 i_{g_out} 、 i_{bat} 分别为交流侧瞬时功率、直流侧瞬时功率、PWM 整流器直流侧电流、电池

放电电流。

易得可以通过调节 PWM 整流器的 d 轴电流, 可以间接使电池工作在设定的放电电流, 以电池放电电流 66 A 为例, d 轴电流的参考值 i_{d_ref} 可以设计为:

$$i_{d_ref} = \frac{2(P_f - 66 \times V_{bus})}{3e_d} \quad (10)$$

2.3 电池充电

当飞机转入巡航或降落阶段, 负载功率 P_f 已回落至发电机额定上限 P_{g_max} 之内, 中心控制器下达指令: 单向 DC-DC 充电器启动, 以 1~1.5 kW 的恒定功率为电池补能; 同时, 放电支路 MOSFET 关断, 电池与母线间的直连接口完全断开。在此工况下, 电池端口不再钳位母线, 可依据充电需求灵活配置控制策略: 既可将视为可控电流源, 由充电器电流环精准调节充电电流, 由发电机端口负责建立母线电压; 亦可视为受控电压源, 采用电压-电流双闭环, 在建立母线电压的条件下通过发电机对功率需求的主动响应实现恒功率充电。具体如下:

1) 电池端口作为电流源 (方案 B1)

在此模式下, 直接设定 DC-DC 变换器母线侧电流参考值 I_{dc_ref} , 将其与实测母线侧电流 I_{dc} 作差后送入 PI 调节器, 实时生成占空比驱动功率开关管, 实现充电电流的精准控制; 同时, 发电机侧维持“电压外环+电流内环”, 持续稳压并随动补偿系统功率缺额, 确保母线电压恒定。DC-DC 变换器母线侧电流参考值可以设计为:

$$I_{dc_ref} = \frac{1500}{V_{bus}} \quad (11)$$

2) 电池端口作为电压源 (方案 B2)

在此模式下, DC-DC 变换器以母线额定电压为基准, 与实时采样值作差后经 PI 调节器生成电感电流参考, 再由电流内环形成占空比信号驱动功率开关, 实现稳压与功率缺额的快速补偿; 同时, 发电机侧采用“功率外环+ d 轴电流内环”, 主动承担高于负载需求的功率, 经功率平衡将盈余能量注入电池, 完成充电。设计功率外环的参考功率 P_{g_ref2} 为:

$$P_{g_ref2} = P_f + I_{set} V_{bus} \quad (12)$$

考虑到电路损耗, 为使电池能够在预设范围内充电, 设定电流 I_{set} 取为 10 A。

3 仿真分析

如前文所述, 本文的能量管理采取规则驱动方式: 由中心控制器根据工况判据进入“滑跑独供、电池放电、电池充电”3 种状态之后, 发电端口与电池端口在工程上存在多种常见的控制实现路径。为便于复现与工程迁移, 分别给出两类代表性实现: A 类针对发电端口——A1 采用“功率外环+电流内环”的结构, 便于对

接既有功率管理接口；A2 采用“电流单环”，结构更简洁、对测量与参数识别的依赖较低。B 类针对电池端口——B1 将 DC-DC 作为电流源使用，便于精确约束回充电流；B2 以母线额定电压为基准等效为电压源，便于与母线电压控制配合并快速补偿功率差额。4 种组合并非为了寻找唯一“最优解”，而是用于说明：在统一任务剖面与评价口径下，规则驱动的状态决策与端口控制实现是可解耦的，且不同实现路径在母线稳定性、SoC 约束满足与实现难度方面具备各自适用性。为便于工程选型，文中同时给出 4 种实现路径的系统级对比，并在后文基于统一指标给出推荐组合。

依托 Matlab/Simulink 构建仿真模型并进行统一验证：DC-DC 变换器采用开关级模型，PWM 整流器在 dq 坐标系下按电压源型模型实现；能量管理为三状态监督控制（滑跑独供、并联放电、受控回充），使用 Stateflow 搭建；电机拖动涵道风扇按恒功率负载等效。仿真采用离散求解，步长 $10\ \mu\text{s}$ ，控制器采样与调制同步。

负载功率按图 2 的任务剖面给定（含滑跑、起飞、巡航/降落），电池投运前充至 $\text{SoC} = 80\%$ ，发电机连续功率限值为 $40\ \text{kW}$ 。为便于观察 SoC 演化并降低计算量，仿真区间取 $30\ \text{s}$ ，且将电池名义容量按比例缩容为 $15\ \text{Ah}$ （仅加速 SoC 变化，不改变瞬态电压/电流特性及控制律）；其余设备规格与阈值与第 1.1 节与第 2 节保持一致，不再赘述。

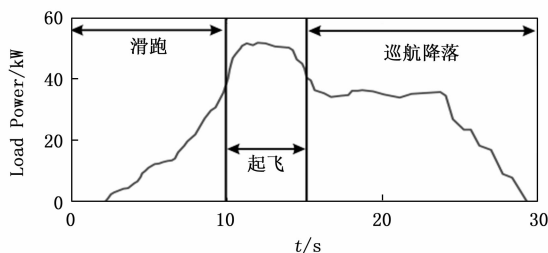


图 2 负载功率曲线

3.1 案例一：方案 A1+B1

首先采用方案 A1+B1 的组合进行仿真验证，即在电池放电阶段，发电机采用“功率外环+电流内环”控制策略，而在电池充电阶段，电池端口则采用电流源控制模式，发电机端口则切换至“电压外环+电流内环”的控制策略。这一组合旨在评估能量管理的效果及控制方案的整体性能。

图 3 (a) 展示了在该方案下电池端口和发电机端口的电流变化情况。可以观察到，在飞机滑跑阶段，由于负载功率未超过发电机的额定功率限制，电池并未接入系统，发电机独立承担了稳压和供电任务。随着飞机进入起飞阶段，负载功率迅速增加至超过 $40\ \text{kW}$ ，此时

电池放电支路被激活，通过发电机主动承担部分负载功率，间接实现了电池的被动放电。从图中可以看出，电池在此阶段以接近恒定的电流放电，约为 $70\ \text{A}$ ，且在设定值 10% 的误差范围内保持稳定。

当达到放电终止条件后，电池转为充电状态，发电机则负责支撑系统的电压，而电池则工作在电流源模式，等效于可调节负载，功率约为 $1.4\ \text{kW}$ 。图 3 (b) 显示了电池的 SOC，可以看出，所设计的能量管理方案能够有效地将电池 SOC 维持在安全的 $30\% \sim 80\%$ 内。

图 3 (c) 展示了该方案下的母线电压变化情况。结果表明，在大部分运行时段内，方案 A1+B1 都能够确保母线电压稳定在额定值附近。然而，当系统从放电状态切换至充电状态的瞬间，母线电压出现了较大的波动，约为 $35\ \text{V}$ ，超出了额定值的 12% 。

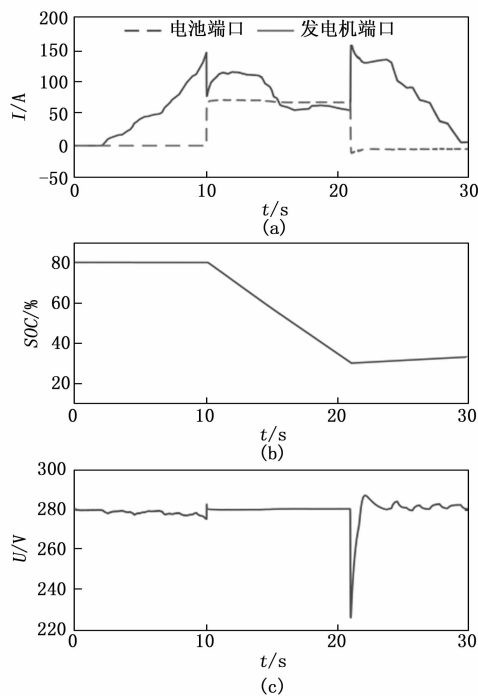


图 3 方案 A1+B1 的仿真结果

3.2 案例二：方案 A1+B2

方案 A1+B2 即在电池放电阶段，发电机采用“功率外环+电流内环”控制策略，而在电池充电阶段，电池端口则采用电压源控制模式，发电机端口则切换至“功率外环+电流内环”控制策略。这一组合旨在评估能量管理的效果及控制方案的整体性能。

图 4 (a) 给出电池端口与发电机端口的电流轨迹。滑跑阶段负载功率低于发电机额定容量，电池保持离线，发电机独立实现母线稳压与全功率供给；起飞瞬间负载跃升至 $40\ \text{kW}$ 以上，电池支路经毫秒级切入，以 $67 \sim 70\ \text{A}$ 被动放电，电流偏差控制在设定值 $\pm 10\%$ 以内。

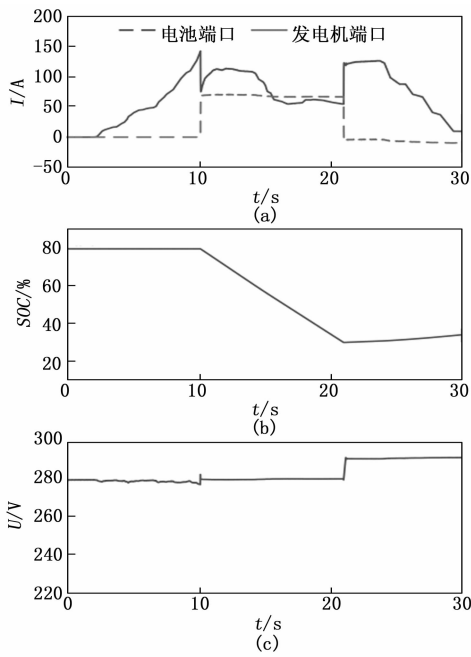


图 4 方案 A1+B2 的仿真结果

当达到放电终止条件后, 电池转为充电状态, 工作在电压源模式, 实现稳压调控。发电机通过主动承担高于负载的功率对电池进行充电, 充电功率由 1.1 kW 逐渐升高至 2 kW。图 4 (b) 显示了电池的 SOC, 可以看出, 所设计的能量管理方案能够有效地将电池 SOC 维持在安全的 30%~80% 的范围内。图 4 (c) 呈现母线电压全周期波形。稳态阶段, 方案 A1+B2 将母线电压约束于额定值 $\pm 1\%$ 区间; 放电-充电切换瞬态产生 12 V 阶跃扰动, 约占额定值 4%。

3.3 案例三: 方案 A2+B1

方案 A2+B1 即在电池放电阶段, 发电机采用“单电流环控制策略, 而在电池充电阶段, 电池端口则采用电流源控制模式, 发电机端口则切换至“电压外环+电流内环”的控制策略。

图 5 (a) 所示的电流轨迹表明: 滑跑阶段负载功率低于发电机额定容量, 电池保持离线, 发电机独立稳压并承担全部负载; 起飞瞬间负载跃升至 40 kW 以上, 电池支路于毫秒级切入, 以 67~70 A 恒流被动放电, 放电控制与 A1 方案类似, 电流偏差 $\leq \pm 10\%$ 。

放电终止后, 系统转入充电工况: 发电机切换为恒压源以稳定母线, 电池以电流源模式吸收功率 1.6 kW, 等效为可控负载。图 5 (b) 表明, 能量管理闭环将 SOC 严格限制于 30%~80% 安全区间。图 5 (c) 给出母线电压全周期波形: 稳态阶段电压偏离额定值不超过 $\pm 1\%$; 放电-充电切换瞬间出现 25 V 阶跃扰动, 幅值约为额定值的 8%。

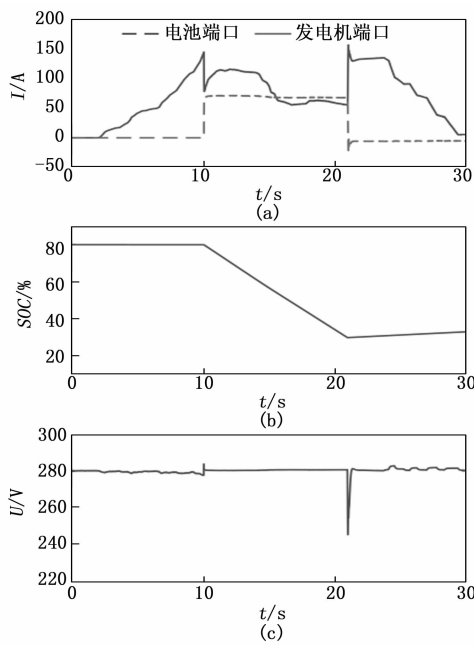


图 5 方案 A2+B1 的仿真结果

3.4 案例四: 方案 A2+B2

方案 A2+B2 即在电池放电阶段, 发电机采用“单电流环控制策略, 而在电池充电阶段, 电池端口则采用电压源控制模式, 发电机端口则切换至“功率外环+电流内环”的控制策略。

图 6 (a) 所示电流轨迹表明: 滑跑阶段负载功率低于发电机额定容量, 电池保持离线, 发电机独立稳压并承担全部负载; 起飞瞬间负载跃升至 40 kW 以上, 电池支路于毫秒级切入, 以 67~70 A 恒流被动放电, 放电控制与 A1 方案类似, 电流偏差 $\leq \pm 10\%$ 。

放电终止后, 电池立即转入电压源模式, 主动承担母线稳压任务; 发电机输出功率在负载需求基础上富余 1.1 kW→2 kW 递增, 向电池恒功率充电。图 6 (b) 显示, 能量管理闭环将 SOC 全程约束于 30%~80% 安全区间。图 6 (c) 给出的母线电压全周期波形表明: 稳态阶段偏差 $\leq$ 额定值 $\pm 1\%$; 放电-充电切换瞬态仅出现 11 V 波动。

3.5 案例五: 不同负载波动强度

为了验证系统在不同负载波动强度下的性能, 本案例进一步模拟了如图 7 所示的负载曲线。以虚线为前文所述的基线负载, 在起飞段与若干斜坡段对阶跃幅度和斜坡速率分别施加缩放, 得到实线所示的扰动负载。可以看到, 实线相较基线在上升区斜率更小, 下降区斜率更大、起飞峰值略有抬升, 而巡航平台段存在小幅偏移, 用以模拟“更陡的功率爬升/回落与更大的瞬时跃升, 此外, 在起飞过程中模拟了负载功率突减的情形。除负载信号外, 模型、器件参数与能量管理阈值保持不

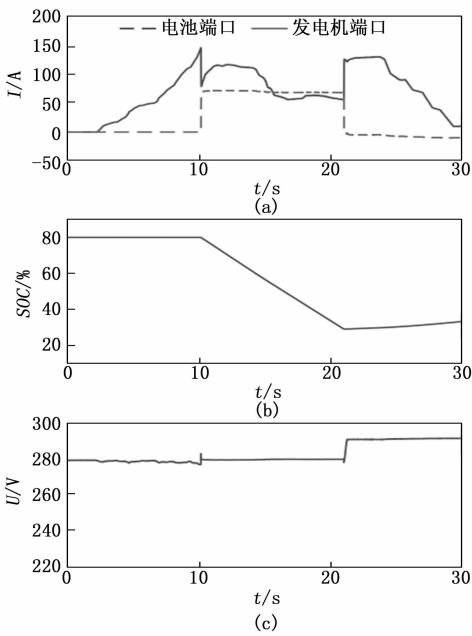


图 6 方案 A2+B2 的仿真结果

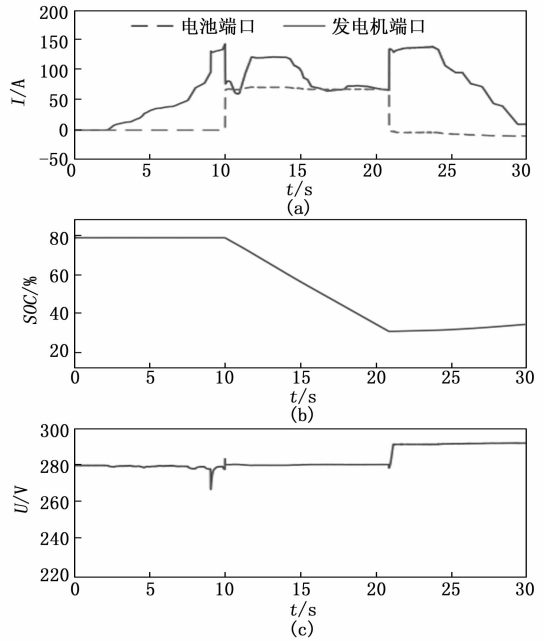


图 8 不同负载波动强度下的仿真结果

变, 并采用 A2+B2 的端口控制方案;

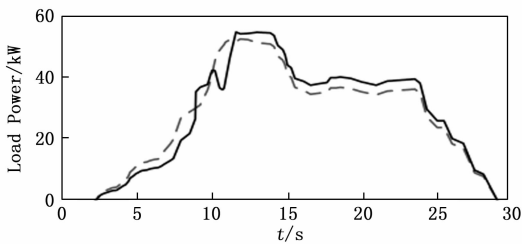


图 7 不同负载波动程度下的负载曲线

图 8 给出的结果表明: 在滑跑阶段, 负载未触及发电机连续功率上限, 电池保持离线, 由发电机单源稳压并承担全部供电; 进入起飞后, 负载跨越 40 kW 判据, 电池端口接入并以 68~70 A 恒流参与供电, 电流偏差控制在 $\pm 10\%$ 内, 即便出现瞬时功率回落也按 SoC 下限规则持续放电至终止; 随后系统无缝转入回充与稳压协同, 电池切换为电压源等效承担母线稳压, 发电机在满足负载的同时提供约 1.1~2.2 kW 的富余功率完成电池补能; 在全程运行中, SoC 被稳定约束在 30%~80% 区间内, 母线电压稳态误差不超过额定值的 $\pm 1\%$, 放电—充电切换时的电压扰动约 13 V, 整体动态与稳态表现均保持可控。

4 结束语

围绕航空混合动力系统的运行特性, 构建了面向全飞行包线的多工况自适应能量管理方法: 依托“放电直通+充电隔离”拓扑与以 SoC 为核心的规则驱动监督控制, 在滑跑、起飞、爬升、巡航与下降/着陆等阶段分别按功率导向、电流导向与电压导向设计多组控制方

案, 实现发电机—电池的动态协同与高倍率、低损耗放电及受控、安全充电。系统级仿真与统一评价口径表明, 该方法在工况切换期间有效抑制母线电压波动, SoC 全程保持在 30%~80% 的安全区间, 动态响应与器件应力控制表现良好; 不同方案在稳压性能、充放电品质与瞬态特性上存在取舍, 其中 A2+B2 在母线电压稳定性与切换瞬态方面更为稳健, 适用于对电压扰动敏感的航空场景。研究结果为规则驱动策略与“放电直通、充电隔离”拓扑的协同设计与工程应用提供了可复用思路。后续工作将围绕非线性负载与飞控耦合的场景化建模、台架/HIL 实证、阈值离线标定—在线自适应整定、面向 SoH 的寿命友好型调度以及故障诊断与降额协同控制等方向展开, 以进一步提升系统鲁棒性与可确证性。此外, 本文未开展跨范式的直接数值对比, 而采用“同一规则框架下的多实现路径 (A1/A2×B1/B2)”与“负载扰动变量”的等口径评估; 未来将引入代表性的模糊/预测策略并给出算力与实现复杂度的量化比较。

参考文献:

- [1] 康 乐, 冉千禧, 毛军逵, 等. 混合动力推进系统与飞机数字化设计现状与展望 [J]. 推进技术, 2024, 45 (3): 89-105.
- [2] JANSEN R, BOWMAN C, JANKOVSKY A, et al. Overview of NASA electrified aircraft propulsion (EAP) research for large subsonic transports [C] // 53rd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 2017: 4701.
- [3] 许绩辉, 王 克. 中国民航业中长期碳排放预测与技术减

- 排潜力分析 [J]. 中国环境科学, 2022, 42 (7): 3412 - 3424.
- [4] DAE KIM H, FELDER J, TONG M, et al. Turboelectric distributed propulsion benefits on the N3-X vehicle [J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology: An International Journal, 2014, 86 (6): 558 - 561.
- [5] KRATZ J L, THOMAS G L. Dynamic analysis of the STARC-ABL propulsion system [C] //AIAA Propulsion and Energy 2019 Forum, 2019: 4182.
- [6] 陈佳杰, 陈新民, 方菁菁, 等. 大推力并联混合动力涡扇发动机全航程综合能量管理策略设计及验证 [J]. 推进技术, 2024, 45 (10): 6 - 20.
- [7] WILLIAMSON M. Air power the rise of electric aircraft [J]. Engineering & Technology, 2014, 9 (10): 77 - 79.
- [8] DROP N. Airbus'electrically powered aircraft as an answer to the European union's low-carbon policy [J]. Transport Economics and Logistics, 2019, 81: 81 - 89.
- [9] 杨凤田, 范振伟, 项松, 等. 中国电动飞机技术创新与实践 [J]. 航空学报, 2021, 42 (3): 624619.
- [10] 康桂文, 孙振祥. 通用飞机油电混合动力系统设计与性能仿真 [J]. 沈阳航空航天大学学报, 2015, 32 (2): 24 - 27.
- [11] 陈刚, 贾玉红, 马东立, 等. 垂直起降固定翼无人机串联混电系统优化设计 [J]. 北京航空航天大学学报, 2021, 47 (4): 742 - 753.
- [12] 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.
- [13] 秦江, 姬志行, 郭发福, 等. 航空用燃料电池及混合电推进系统发展综述 [J]. 推进技术, 2022, 43 (7): 210164.
- [14] 刘小涵, 刘希军, 高丽霞, 等. 混合动力植保无人机能量管理策略 [J]. 电源技术, 2019, 43 (6): 1034 - 1038.
- [15] 刘莉, 杜孟尧, 张晓辉, 等. 太阳能/氢能无人机总体设计与能源管理策略研究 [J]. 航空学报, 2016, 37 (1): 144 - 162.
- [16] HUNG J, GONZALEZ L. On parallel hybrid-electric propulsion system for unmanned aerial vehicles [J]. Progress in Aerospace Sciences, 2012, 51: 1 - 17.
- [17] XIE Y, SAVVARIS A, TSOURDOS A. Fuzzy logic based equivalent consumption optimization of a hybrid electric propulsion system for unmanned aerial vehicles [J]. Aerospace Science and Technology, 2019, 85: 13 - 23.
- [18] 回彦年, 董伟, 柴建云. 基于模糊逻辑的混合动力飞机能量管理策略研究 [J]. 推进技术, 2025, 46 (2): 21 - 29.
- [19] PENTA M, FEDELE E, MANRIQUE C, et al. Analysis of an equivalent consumption minimization strategy for a fuel cell electric aircraft [C] //2024 IEEE International Conference on Electrical Systems for Aircraft, Railway, Ship Propulsion and Road Vehicles & International Transportation Electrification Conference (ESARS - ITEC). IEEE, 2024: 1 - 8.
- [20] JIA C, QIAO W, CUI J, et al. Adaptive model-predictive-control-based real-time energy management of fuel cell hybrid electric vehicles [J]. IEEE Transactions on Power Electronics, 2022, 38 (2): 2681 - 2694.
- [21] ZHOU D, BLAABJERG F. Bandwidth oriented proportional-integral controller design for back-to-back power converters in DFIG wind turbine system [J]. IET Renewable Power Generation, 2017, 11 (7): 941 - 951.
- [22] 43 (5): 122 - 127.
- [20] 李红科, 王庆春, 余顺园. 基于 Verilog HDL 的异步 FIFO 设计 [J]. 电子设计工程, 2021, 29 (19): 107 - 111.
- [21] 王鹏飞, 宋言明, 王永千, 等. 光纤布拉格光栅解调系统的光谱数据高速传送方法 [J]. 电子测量与仪器学报, 2021, 35 (10): 65 - 71.
- [22] 诸俊辉, 刘一清. 基于 ZYNQ 的千兆以太网数据包处理架构 [J]. 电子设计工程, 2020, 28 (10): 102 - 107.
- [23] KELLER J. Mercury to provide DRFM for electronic warfare (EW) on unmanned targets [J]. Military & Aerospace Electronics, 2024, 35 (2): 2.
- [24] CHEN X, LIU Y, WANG C. DRFM-based jamming signal recognition method guided by target detection [J]. Procedia Computer Science, 2023, 221: 1013 - 1020.

(上接第 215 页)

- [15] 任俊宇, 俞宁宁, 周成伟, 等. DroneRFb-DIR: 用于非合作无人机个体识别的射频信号数据集 [J]. 电子与信息学报, 2025, 47 (3): 573 - 581.
- [16] 李彬, 徐怡杭, 罗杰. 采用残差神经网络的无人机遥控信号识别监测算法 [J]. 西安交通大学学报, 2021, 55 (12): 146 - 154.
- [17] 任晓昱, 林瑞奇, 邓云开, 等. 基于模态分解的地基雷达慢速弱目标检测方法 [J]. 系统工程与电子技术, 2025, 47 (1): 70 - 80.
- [18] XIN F, WANG Y, SUN J, et al. Adaptable waveform design for radar and jammer for multi-target using game theoretic strategies [J]. EURASIP Journal on Advances in Signal Processing, 2022, 2022 (1): 1 - 25.
- [19] 李建翔, 李北国, 杨玉华, 等. FPGA 跨时钟域的数据传输纠错协议优化方法 [J]. 探测与控制学报, 2021,