

分布式混合电推进系统动态实时建模与控制

陈子言¹, 周楠², 严家桐¹, 姜彩虹², 周文祥¹

(1. 南京航空航天大学能源与动力学院, 南京 210016; 2. 中国航发沈阳发动机研究所, 沈阳 110066)

摘要: 为了对分布式混合电推进系统进行性能分析及控制方法研究, 建立了半涡电分布式推进(Turbo-electric distributed propulsion, TeDP)系统的动态实时模型。基于部件级建模方法搭建了涡扇发动机、涵道风扇以及电机等动态模型。采用分布式迭代的方式, 设计了一种基于功率平衡的半涡电分布式推进系统的实时计算方法以提高实时性。提出了一种基于增量式模糊逻辑的能量分配策略以保证主发动机与电系统的稳定安全运行。计算结果表明: 模型在主频为 2.1 GHz 的计算机上平均单步仿真耗时 0.126 ms, 初步验证了模型的实时性。所设计的能源分配策略能有效根据电池电流、荷电状态(State of charge, SOC)来调节低压轴提取功率, 保证电流不超限, 同时电池 SOC 处于健康范围。

关键词: 混合电推进; 分布式推进; 直接推力; 模糊逻辑控制; 能量管理策略

中图分类号: V237

文献标志码: A

文章编号: 1005-2615(2025)04-0702-11

Real-Time Dynamic Modeling and Control of Distributed Hybrid Electric Propulsion System

CHEN Ziyang¹, ZHOU Nan², YAN Jiatong¹, JIANG Caihong², ZHOU Wenxiang¹

(1. College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. AECC Shenyang Engine Research Institute, Shenyang 110066, China)

Abstract: To conduct performance analysis and control method research on distributed hybrid electric propulsion systems, a dynamic real-time model of partially turbo-electric distributed propulsion (TeDP) system is developed. Dynamic models of a turbofan engine, ducted fans, and motors are built based on component level modeling methods. A real-time calculation method for TeDP system based on power balance is designed using distributed iteration to improve real-time performance. An incremental fuzzy logic-based energy distribution strategy is proposed to ensure the stable and safe operation of the main engine and electrical system. Results indicate that the model's actual time consumption for single step simulation on a 2.1 GHz computer is 0.126 ms, preliminarily verifying its real-time performance. The designed energy distribution strategy effectively ensures that the battery's current limits are not exceeded and the state of charge(SOC) remains within a healthy range by adjusting low-pressure shaft extraction power.

Key words: hybrid electric propulsion; distributed propulsion; direct thrust; fuzzy logic control; energy management strategy

随着全球航空界绿色环保意识的不断增强, 为有效减少碳排放和污染物排放, 国际航空届正在积极推进绿色转型。尽管全电飞机具有零排放、低噪

声等显著优势, 但现有电池技术在能量密度、质量和充电速度等方面仍无法满足长航程和高载重飞行的需求。混合电推进系统作为一种传统飞行器

收稿日期: 2024-09-14; 修订日期: 2024-11-11

通信作者: 周文祥, 男, 教授, E-mail: zhouwx@nuaa.edu.cn。

引用格式: 陈子言, 周楠, 严家桐, 等. 分布式混合电推进系统动态实时建模与控制[J]. 南京航空航天大学学报(自然科学版), 2025, 57(4): 702-712. CHEN Ziyang, ZHOU Nan, YAN Jiatong, et al. Real-time dynamic modeling and control of distributed hybrid electric propulsion system[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics(Natural Science Edition), 2025, 57(4): 702-712.

向全电飞行器过渡的重要技术,展现出巨大的应用潜力。

与传统的机械式或喷气式推进系统相比,分布式电推进系统简化了输电线路的复杂布线,降低了冗余成本,便于维修并减轻了质量,有助于提升推进系统效率。分布式电推进飞行器通过改善核心机工作状态,提高飞行器气动效率,有效减少了飞行器的燃油消耗和污染物排放,符合未来绿色环保需求,是一种极具发展前景的推进型式^[1-2]。但是,由于驱动涵道风扇或螺旋桨的大功率电机具有非线性 and 恒功率的特点,其起动、突加、突卸等运行状态将给主发动机带来较大的瞬态功率冲击,并且电机在制动时产生能量回馈,对总线电压造成波动,影响系统供电品质,因此分布式推进系统中存在能源分配问题。而储能系统在电源系统中起着“削峰填谷”的作用。当负载发生变化时,储能系统需为负载提供或吸收额外功率,具有较强的大功率瞬时输出能力,可以为发动机功率提取提供瞬时功率补偿^[3]。

目前,对于混合电推进系统的总体性能分析,国内外学者已开展了大量的研究。Harmon 等^[4]完成了某小型无人机的并联式混合电推进系统概念设计以及控制器搭建,仿真结果表明,与传统四冲程内燃机动力系统相比,1小时的情报、监视、侦察(Intelligence, surveillance, reconnaissance, ISR)任务可节省燃油54%,3小时ISR任务可节省燃油22%。文献[5]通过对1个单座飞机进行了混合电推进系统设计,仿真分析比较了串联、并联、纯电动和纯燃油等构型的性能,结果表明60%混合度的并联系统性能最好,短程任务可以节省燃油23%,而混合度为46%的串联系统则可节省燃油19%。Liu 等^[6]对N3-X的推进系统性能进行了研究,结果表明:较低的涵道风扇压比具有更低的油耗和噪声水平,但降低了涵道风扇转速,难以弥补进气道压力损失。国内方面,江天牧等^[7]建立了一种涡轮混合电推进系统的总体性能仿真模型,并设计了节流稳态控制规律,以保证涡轮电推进系统不超温、不超转,且具有足够的喘振裕度。朱炳杰等^[8]针对100 kg级垂直起降飞行器开展了基于模糊逻辑控制的混合动力系统能源管理研究。陶智等^[9]针对基于绿色能源的分布式混合电推进系统性能进行了仿真研究,获得了电池能量分配系数、能量密度等参数对飞机航程的影响以及潜在的性能优化方向。李也^[10]提出了考虑多任务剖面功率需求且融合热管理系统的混合电推进系统初步总体设计方法,并基于该方法开展了分布式串联混合电推进系

统总体设计,通过模型仿真验证了其基本性能。杨明堂等^[11]根据GT-Power和MATLAB/Simulink联合搭建了串联式混合动力无人机系统,并设计了基于反向传播(Back propagation, BP)神经网络优化的自适应等效燃油最小消耗能量管理策略,有效提高了推进系统各工况下的系统经济性。

在混合电推进工程领域,美国Elroy Air公司研发的Chaparral C1于2023年11月12日首飞成功^[12],成为行业内第1架采用涡轮电分布式推进的垂直起降无人机,该机能够搭载136 kg货物,运输距离482 km,受到了美国军方、梅萨航空、Bristow、FedEx等机构的青睐。此外,由罗罗公司牵头,空客、赛峰和Daher联合研发的EcoPulse原型机,于2023年12月5日成功进行了首飞^[13],该机采用了由赛峰提供的燃气涡轮发动机和由空客提供的高能量密度电池组,电池组额定电压为800 V,峰值电功率达350 kW。罗罗公司专门为混合动力飞机开发的一种小型燃气涡轮发动机于2023年10月完成了首次试车^[14],该发动机可为涡轮发电系统提供500~1 200 kW可变功率,得益于采用的新型燃烧技术,该发动机排放超低。国内方面,由中国航发湖南动力机械研究所联合山河科技等机构研发的串联式混合电推进飞机于2022年3月实现了首飞^[15],这是国内首个基于燃气涡轮发动机的混合电推进系统飞行演示验证项目。

从以上成果分析来看,国内外大部分机构研究热点主要集中在混合电推进系统的构型设计、总体性能分析等方面,针对混合电推进系统实时动态模型的研究不多。而在基于模型的设计(Model-based design, MBD)流程中,高精度的实时动态模型是系统的核心部分,推动着设计、验证、实施和维护的各个阶段。因此,研究混合分布式电推进系统实时动态模型,对于后续模型基于控制的研究、电子控制器原理样机的研制等均具有重要意义。

涡轮电分布式推进(Turbo-electric distributed propulsion, TeDP)系统为混合电推进的一种实现方式,其通过低压涡轮轴连接发电机,将机械能转化为电能,结合锂电池等轻量化储能装置,为分布在机翼或机身上的多组推进装置提供电力。根据燃气涡轮发动机产生推力与否,进一步可将TeDP分为全涡轮电和半涡轮电^[16]。

本文所研究的TeDP为半涡轮电分布式推进系统,电推进系统从主发动机低压轴提取功率并发电,并联合电池组共同供电,整机推力由主发动机

尾喷管和电推进系统共同产生。本文在常规涡扇发动机部件级模型的基础上,增加涵道风扇、发电机、电动机和蓄电池等部件级模型,建立了一体化的 TeDP 实时动态模型,采用 BP 神经网络训练了主发动机和涵道风扇的推力估计器,用于直接推力控制。针对 TeDP 中的能源分配问题,本文提出了一种基于增量式模糊逻辑的低压轴功率提取控制策略,最后在桌面级仿真平台对 TeDP 模型的实时性进行仿真测试与验证。

1 半涡电分布式推进系统动态模型

1.1 半涡电分布式推进系统架构

本文所研究的半涡电分布式推进系统整体架构如图 1 所示,主要分为主发动机(Main engine)、电系统(Electrical system)和涵道风扇组这 3 大模块。主发动机为双轴混排加力涡扇发动机,主要包含进气道(Inlet)、风扇(Fan)、压气机(Compressor)、燃烧室(Combustor)、高压涡轮(High pressure turbine, HPT)、低压涡轮(Low pressure turbine, LPT)、混合室(Mixer)、加力燃烧室(Afterburner)、尾喷管(Nozzle)、高压轴(High pressure

shaft, HPS)、低压轴(Low pressure shaft, LPS)这几个关键部件。涵道风扇组由若干个电驱动涵道风扇组成,每个涵道风扇轴(Duct fan shaft, DFS)通过齿轮箱与对应的电机相连。电系统模块中包含了电动机(Motor)、发电机(Generator)、蓄电池(Batteries)、整流器(Rectifier)、逆变器(Inverter)以及直流总线(DC bus)。

本文中半涡电分布式推进系统^[17]的工作原理为:发电机从主发动机低压轴提取功率,产生的交流电经过整流器转化为直流电,这些直流电经直流总线运输至各个逆变器,转换为交流电后驱动电机,从而驱动涵道风扇运行。根据当前的发电与用电情况,决定电池的充放电状态,形成如图 2 和图 3 中所示的功率流。图 2 和图 3 从左到右依次展示了从低压涡轮提取功率到涵道风扇中的功率传递和相应的损失。分支宽度表示功率大小,功率的损失用红色的节点表示。图 2 中,发电机发电功率大于所有涵道风扇需求的电功率,因此直流总线上盈余的电功率会用于电池组的充电;反之,图 3 中电池放电,补充所有电机的需求电功率。

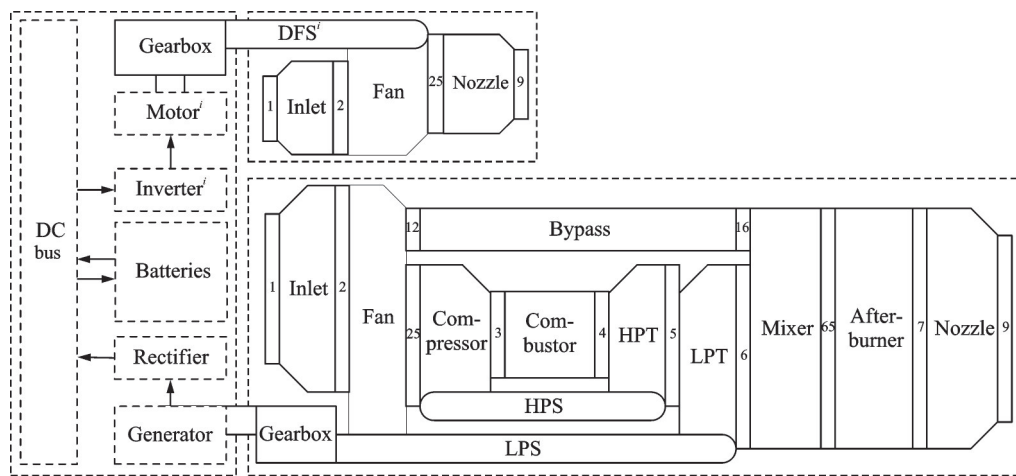


图 1 TeDP 系统架构

Fig.1 Architecture of TeDP system

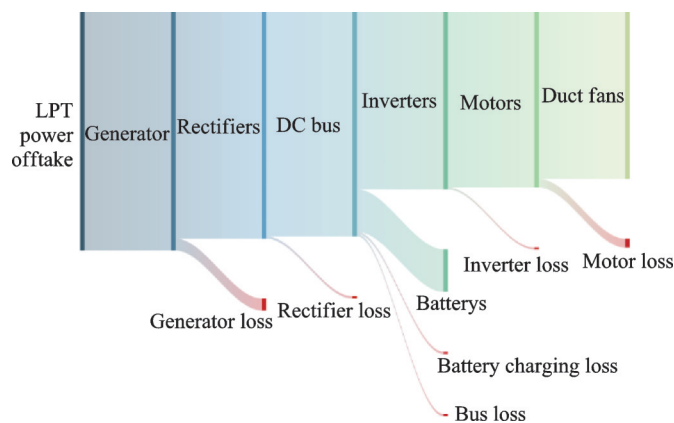


图 2 TeDP 功率流桑基图(充电过程)

Fig.2 Sankey diagram of TeDP power flow(battery charging)

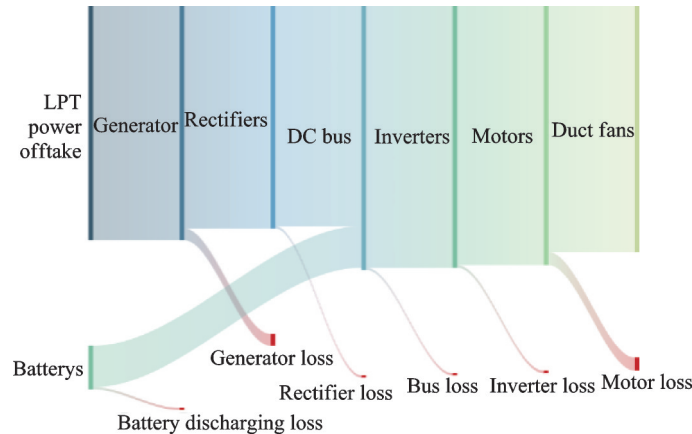


图3 TeDP功率流桑基图(放电过程)

Fig.3 Sankey diagram of TeDP power flow(battery discharging)

1.2 主发动机与涵道风扇模型

本文采用部件级建模方法^[18]对主发动机和涵道风扇进行建模。主发动机是一个具有强非线性特征且较为复杂的气动热力学系统,在建立其数学模型时,为简化建模过程,需做以下假设:

- (1) 忽略发动机燃烧延迟和部件热惯性的影响。
- (2) 忽略部件气体容积动力学效应,即认为同一时刻通过典型截面的气体满足流量连续条件。
- (3) 气体是完全气体,流动是一维定常的,且假定同一截面上的气体参数完全相同。
- (4) 采用变比热法计算,考虑油气比和温度对空气、燃气绝热指数和比热比的影响。
- (5) 考虑部件封严及涡轮部件冷却对发动机主流路气体温度的影响。
- (6) 假定进气道前方来流均匀,无温度和压力畸变,考虑进、排气压力损失。

主发动机迭代变量选取与平衡方程建立见文献[18]。需要注意的是,针对所建立的半涡电推进系统中的主发动机模型,需要在低压转子加速率的计算表达式中,加入提取功 P_{POT} 一项,如式(1)所示。

$$\frac{dn_1}{dt} = \frac{\eta_{\text{LPS}} P_{\text{LPT}} - P_{\text{Fan}} - \frac{P_{\text{POT}}}{\eta_{\text{gb}}}}{n_1 J_1 \left(\frac{2\pi}{60} \right)^2} \quad (1)$$

式中: η_{gb} 为主发动机低压轴与发动机之间齿轮箱的效率, η_{LPS} 为低压轴机械效率。主发动机部分设计参数如表1所示。

对于涵道风扇,选取了其进气道流量、涵道风扇 β 值^[19]作为迭代变量,平衡方程为涵道风扇进气道和进口流量连续,以及涵道风扇喷管进口流量连续。

表1 主发动机设计参数

Table 1 Design parameters of main engine	
参数	值
进口流量/(kg·s ⁻¹)	100
涵道比	0.8
风扇压比	4.0
风扇等熵效率	0.850
压气机压比	8.75
压气机等熵效率	0.860
高压涡轮落压比	3.5
高压涡轮等熵效率	0.860
低压涡轮落压比	3.2
低压涡轮等熵效率	0.900
燃油流量/(kg·s ⁻¹)	1.4

涵道风扇转子加速率计算由式(2)给出。

$$\frac{dn_{\text{df}}^i}{dt} = \frac{P_{\text{mot}}^i - P_{\text{df}}^i}{n_{\text{df}}^i J_{\text{df}} \left(\frac{2\pi}{60} \right)^2} \quad (2)$$

式中: n_{df}^i 为第 i 个涵道风扇轴的转速, P_{mot}^i 为第 i 个电机的输入功率, P_{df}^i 为第 i 个涵道风扇消耗功率, J_{df} 为单个涵道风扇转子转动惯量(假设所有涵道风扇参数相同)。涵道风扇部分设计参数如表2所示。

表2 涵道风扇设计参数

Table 2 Design parameters of duct fan	
参数	值
涵道风扇进口流量/(kg·s ⁻¹)	50
涵道风扇压比	1.21
涵道风扇等熵效率	0.860

1.3 电系统部件级模型

在电驱动飞行器领域,考虑到飞行器对电机最大功率、功率密度等参数的需求,通常采用永磁同步电机^[20]。近年来,又有新兴的无刷直流电机在

航空领域崭露头角。虽然各种电机在内部原理上有差别,但无论使用哪种类型的电机,系统性能分析和仿真的模型都是相同的,只要能描述其外在的电气和机械特性即可^[21]。本文在电系统的建模过程中,有如下假设:(1)从主发动机低压轴提取的轴功率可通过发电机电磁力矩进行调节;(2)假设电池组工作时温度恒定,忽略电池组自放电以及老化等带来的容量损失;(3)发电机和电机不考虑损失的旋转力矩;(4)总线电压无波动;(5)假设整流器、逆变器效率为恒定值。

电机的输出转矩为

$$\tau_{\text{mot}}^i = \frac{60P_{\text{df}}^i}{2\pi n_{\text{DFS}}^i g_r \eta_{\text{gbx}}} + J_{\text{mot}} \frac{d\omega_{\text{mot}}^i}{dt} \quad (3)$$

最大转矩限制为

$$\tau_{\text{mot}}^i \leq \tau_{\text{mot,max}}(\omega_{\text{mot}}^i) \quad (4)$$

第 i 个电机需求电功率为

$$P_{\text{mot}}^i = \frac{\tau_{\text{mot}}^i \cdot \omega_{\text{mot}}^i}{\eta_{\text{mot}}(\tau_{\text{mot}}^i, \omega_{\text{mot}}^i)} \quad (5)$$

电机需求电流为

$$I_{\text{mot}}^i = \frac{P_{\text{mot}}^i}{V_{\text{bus}}} \quad (6)$$

每个电机对应的逆变器消耗功率为

$$P_{\text{inv}}^i = \frac{P_{\text{mot}}^i}{\eta_{\text{inv}}} \quad (7)$$

式中: J_{mot} 为电机的转动惯量; τ_{mot}^i 为电机的输出力矩; ω_{mot}^i 为电机角速度; $\tau_{\text{mot,max}}$ 为电机最大物理转矩,与其转速有关,通过查表计算; η_{mot} 为电机的集总效率,通过查表计算; η_{inv} 为逆变器效率; V_{bus} 为高压直流总线的电压; P_{df}^i 为涵道风扇消耗功率; g_r 为电机轴到涵道风扇轴的传动比; n_{DFS}^i 为第 i 个涵道风扇的轴转速; η_{gbx} 为齿轮箱效率。

发电机轴输入的扭矩

$$\tau_{\text{gen}} = \frac{60P_{\text{POT}}}{2\pi n_1} \quad (8)$$

发电机输出电功率 P_{gen}

$$P_{\text{gen}} = \tau_{\text{gen}} \cdot \omega_{\text{gen}} \cdot \eta(\tau_{\text{gen}}, \omega) \quad (9)$$

产生电流 I_{gen}

$$I_{\text{gen}} = \frac{P_{\text{gen}}}{V_{\text{bus}}} \quad (10)$$

整流器输出功率

$$P_{\text{rec}} = \eta_{\text{rec}} P_{\text{gen}} \quad (11)$$

储能系统由电池组组成,参考混合动力汽车对输出电压、功率和能量容量的要求,电池组由若干电池串联、并联或串并联而成。本文使用如图 4 所示的一阶 RC 电路^[22]模拟在电池端观察到的电流和电压之间的关系。

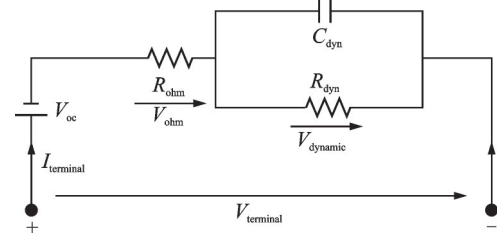


图 4 电池等效模型

Fig.4 Electrical circuit equivalent model of a battery

电池电流

$$I_{\text{bat}} = \frac{\eta_{\text{bus}}(\sum P_{\text{inv}}^i - P_{\text{rec}})}{V_{\text{bus}}} \quad (12)$$

电池系统的荷电状态(State of charge, SOC)

可以根据电池的容量、电流和充/放电效率来计算

$$\text{SOC} = \text{SOC}_0 + \frac{\int I_{\text{bat}} \cdot \eta_{\text{bat}}(\text{SOC}, \text{sgn}(I_{\text{bat}})) dt}{C_{\text{bat}} \cdot 3600} \quad (13)$$

式中: SOC_0 为电池荷电状态初值; η_{bat} 为电池的库仑效率,与当前 SOC 和电池正负有关,由插值表计算获得; sgn 为符号函数,用于判断电池充放电状态; C_{bat} 为电池最大容量,单位为 Ah; I_{bat} 为电池电流。

本文中电系统采用的部分参数^[17]如表 3 所示。

表 3 电系统部件参数

Table 3 Electrical system parameters

参数	值
V_{Bus}/V	800
η_{Bus}	0.99
η_{rec}	0.99
η_{inv}	0.99
C_{bat}/Ah	400

1.4 半涡电分布式推进系统实时计算方法

在对半涡电分布式推进系统进行仿真时,若同时考虑推进系统中所有部件,包括主发动机、涵道风扇组、电系统,整合其平衡方程进行迭代,会导致平衡方程个数过多,计算收敛难度增大,并且影响模型计算实时性。因此,本文采用分布式迭代的方法,如图 5 所示,在每个计算周期中,主发动机和各个涵道风扇进行单独迭代计算,同时,主发动机低压轴提取功率和涵道风扇需求轴功率也作为输入变量,参与到电系统的计算当中。主发动机、涵道风扇组、电系统三者之间在单个步长中可进行并行计算,从而加快计算速度。此外,该方法也符合模块化设计的思想,便于前期的独立设计与后续模型的快速迭代更新,降低推进系统整体设计的难度。

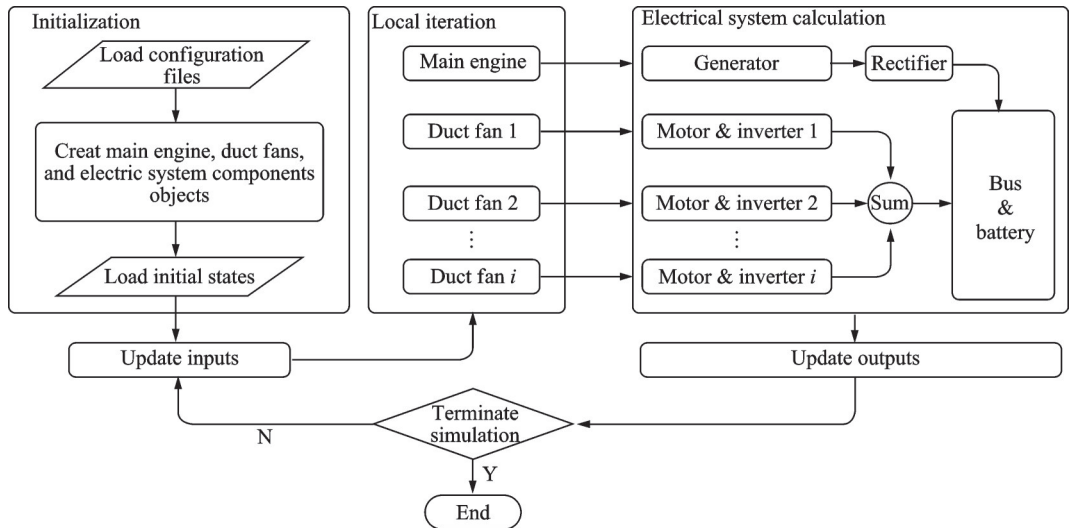


图 5 TeDP 仿真流程图

Fig.5 TeDP simulation flow chart

2 半涡电分布式推进系统控制方法

2.1 直接推力控制回路

本文所述直接推力控制(Direct thrust control, DTC)是指在飞行过程中,通过转速、温度和压力等可测参数将推力、耗油率等不可测参数估计出来,并将这些参数的估计值直接应用于控制器中反馈回路的一种控制方法^[23]。本文采用BP神经网络对主发动机和单个涵道风扇进行推力估计器设计。

针对半涡电分布式推进系统中主发动机低压

轴提取功率变化幅度较大的特点,本文主发动机推力估计器输入参数除了高度 H 、马赫数 Ma 、外涵出口总压 p_{16} 、主燃油流量 W_f 、加力燃油流量 W_{fab} 、发动机温比(Engine temperature ratio, ETR)、喉道总温 T_8 外^[24],还增加了低压折合转速 $\bar{n}_1$ 及低压轴提取功率相对值 $\bar{P}_{pot}$,以此更全面地去估计推力。对于涵道风扇推力估计器,本文选取了 H 、 Ma 、消耗电功率 P_{df}^i 、风扇出口总压 p_{125}^i 、风扇出口总温 T_{125}^i 、转速 n_{DFS}^i 作为输入参数。主发动机直接推力控制回路如图6所示,涵道风扇直接推力控制回路也与之类似。

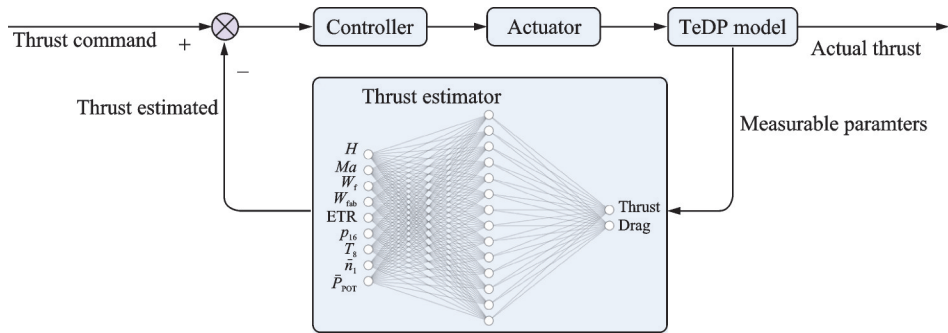


图 6 直接推力控制闭环仿真框图

Fig.6 DTC closed loop simulation

2.2 能源分配策略模糊控制器设计

模糊控制是模仿人类控制经验和知识的一种智能控制,模型控制理论在当前工业领域十分活跃,并且被证实混合电推进系统能源管理策略的设计方面也是可行的^[21]。

本文采用T-S模糊推理系统(Takagi-Sugeno fuzzy inference system, T-S FIS)作为控制器。与Mamdani FIS相比, T-S FIS更加适合多输入和单输出(Multi-input single-output, MISO)系统^[25],且具有较高计算效率,适用于实时性要求高的系统。

本文选择了3个参数作为能源分配策略中模糊控制器的输入,即电池荷电状态SOC、主发动机低压折合转速 $\bar{n}_1$ 、电池归一化充/放电电流 $\bar{I}$ 。模糊控制器输入参数的隶属度函数定义如图7所示。

在锂电池的使用过程中,应根据实际情况,合理地控制电池的充放电状态,避免电池过度充电或过度放电,以确保电池的性能和使用寿命。锂电池在正常情况下,电池SOC保持在30%~80%之间较为理想^[26],可在保证其性能的同时延长其使用寿命。因此,本文将电池目前SOC设置了低(L)、

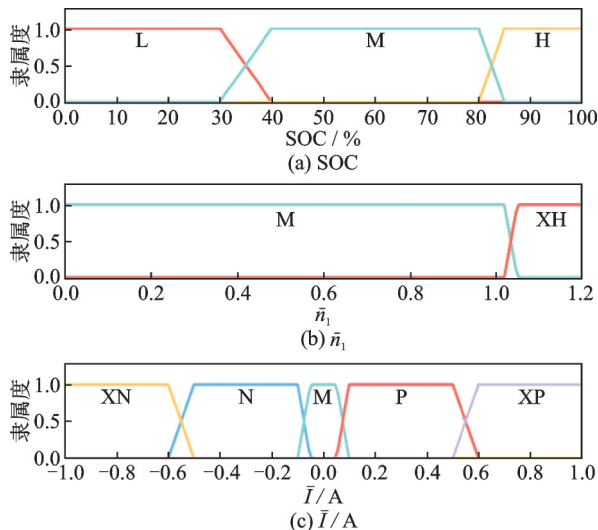


图7 输入参数隶属度函数

Fig.7 Membership functions of input parameters

中(M)、高(H)3个状态。

针对 $\bar{n}_1$, 设置了中间(M)、超高(XH)两个状态。当低压转子即将超限时, 可通过增加发电机电磁扭矩, 提高低压轴功率提取, 从而降低低压转子转速。本文设置的低压转子限制值为 $\bar{n}_{1,\max} = 1.05$ 。

电池的充/放电电流是根据发电量与用电量误差计算而来的, 因此也反映了系统目前能量的平衡状态。由于电池存在放电倍率限制, 将电池电流按照最大充/放电电流大小 $\bar{I}_{\max}$ 归一化。电池电流较小时 ($|\bar{I}| < 0.05\bar{I}_{\max}$), 视为正常波动; $0.1\bar{I}_{\max} < |\bar{I}| < 0.6\bar{I}_{\max}$ 时, 电池处于正常充放电状态。因此, 针对电池电流, 设置了较大负值(XN)、负值(N)、中间小值(M)、正值(P)、较大正值(XP)5个状态。

为了使低压轴提取功率变化连续, 波动幅度尽可能小, 本文将模糊逻辑控制器的输出设置为低压轴提取功率的增量 $\Delta\bar{P}_{\text{POT}}$ 为其设置3个状态, 分别为负值(N)、保持不变(Z)和正值(P), 并设置对应值。

不同电池 SOC 下, 模糊逻辑控制器输出的低压轴提取功率增量归一化如图8所示。在 $\bar{n}_1$ 超限

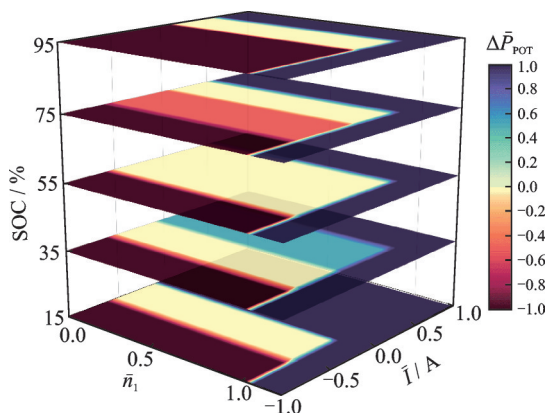
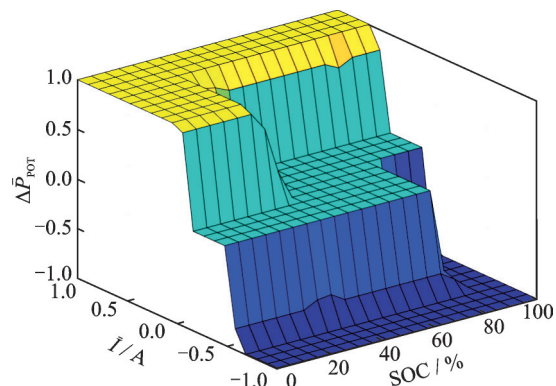


图8 不同SOC下的模糊逻辑控制器输出

Fig.8 Fuzzy logic controller outputs at different SOC

的情况下, 输出的功率提取量增量为最大正值, 即电系统将从主发动机低压轴提取更多的功率, 使得低压转速降低, 从而避免或抑制超转的发生。

在本文所提出的模糊逻辑规则集下, $\bar{n}_1 \leq \bar{n}_{\max}$ 时的响应曲面如图9所示。由图9可以看出, 当电池容量 SOC 处于 30%~80% 这一健康区间, 电池充放电电流不存在超限的趋势时, $\Delta\bar{P}_{\text{POT}}$ 为 0, 即主发动机将保持当前的低压轴提取功率不变。电池充放电电流大小适中时, 当 SOC 过高时, $\Delta\bar{P}_{\text{POT}}$ 为 -1, 即会降低主发动机低压轴提取功率, 以减小充电电流或增大放电电流, 从而使 SOC 保持在 80% 以下; 当 SOC 过低时, $\Delta\bar{P}_{\text{POT}}$ 为 1, 即会增加主发动机低压轴提取功率, 以增大充电电流或减小放电电流, 使 SOC 保持在 30% 以上。

图9 $\bar{n}_1 \leq \bar{n}_{\max}$ 时的模糊逻辑控制面Fig.9 Fuzzy logic controller outputs at $\bar{n}_1 \leq \bar{n}_{\max}$

总之, 该模糊逻辑控制所要实现的目标就是通过对主发动机低压轴提取功率的增量调节, 控制电池电流在充放电倍率限制以内, 同时保持电池 SOC 在健康范围内, 并具有一定的低压轴转子超限保护能力。

3 仿真结果与分析

3.1 电系统模型验证

根据文献[21]中提供的某型电机及锂电池的运行任务剖面与相关设计参数, 设置电机转速和扭矩的输入如图10(a,b)所示。电机模型需求电流计算值与该文献中的计算值对比如图10(c)所示。电池的输入电流如图11(a)所示。电池模型终端电压与电池 SOC 计算值与文献中的计算值对比如图11(b,c)所示。

可以看出, 电机需求电流的计算值与文献中提供的参考计算值能较好地吻合, 验证了本文中所建立的电机模型的有效性。电池的终端电压输出能较好地与文献中提供的参考计算值吻合, 而电池 SOC 的误差较大, 但基本趋势一致。可能原因是:

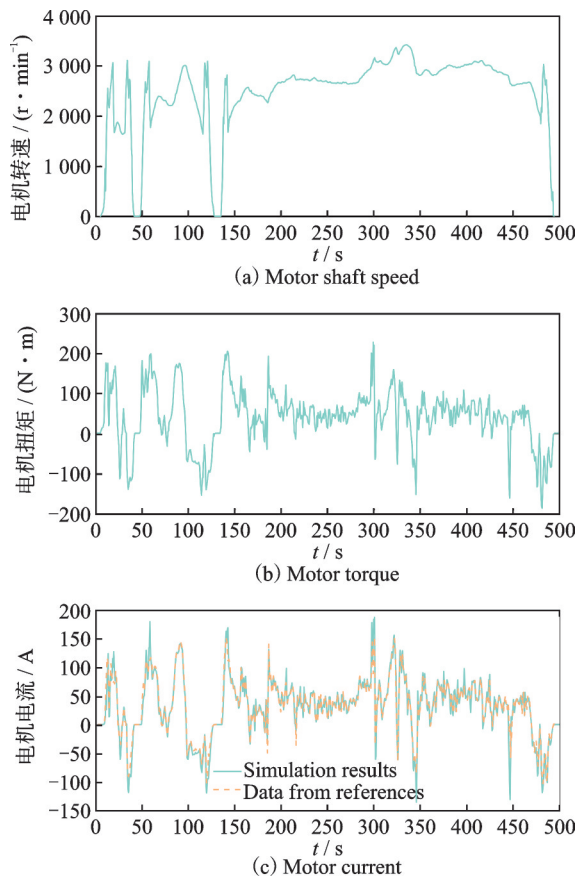


图10 电机模型仿真结果

Fig.10 Motor model simulation results

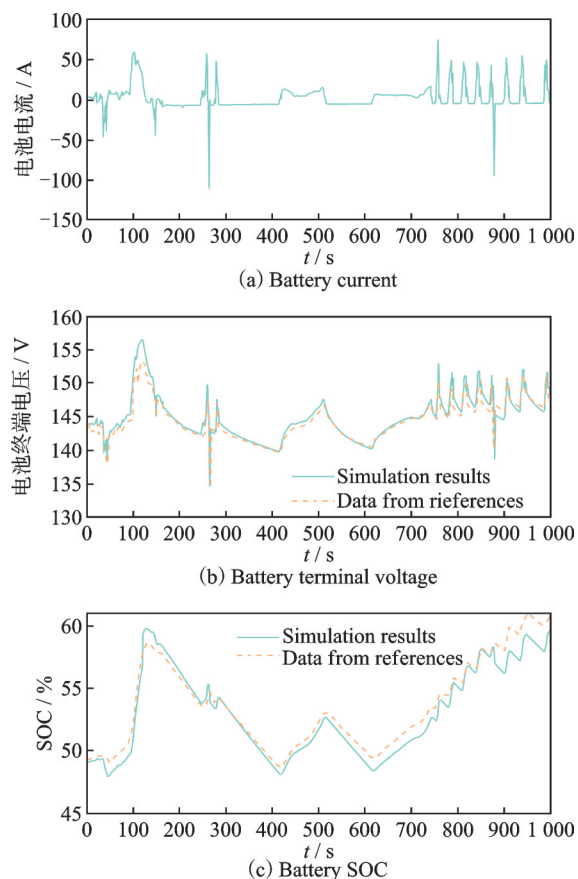


图11 电池模型仿真结果

Fig.11 Battery model simulation results

本文设置电流输入时,由于电流输入值波动剧烈,因此本文中用于验证电池模型的电流输入剖面并不能做到和文献中完全一致,而在SOC计算过程中又含有积分运算,因此输入设置的微小误差会导致SOC随着时间累积误差,致使SOC误差较大。

3.2 控制效果分析

储能装置(电池组)的引入,为电驱动涵道风扇提供了补充供能的一种途径,同时也可以防止主发动机由于涵道风扇消耗功率变化频繁导致状态波动,为主发动机工作状态保持稳定起到了一个缓冲的作用。本节中,在 $H=0\text{ m}$ 、 $Ma=0$ 的条件下,将推进系统模型中涵道风扇数量设置为两个,给定主发动机和两个涵道风扇的推力参考指令,其中1号涵道风扇和2号涵道风扇的推力参考指令保持一致,计算得到的结果如图12所示,其中推力、低压轴功率提取值已按照设计点进行了归一化处理。

图12(a,b)分别为主发动机和一号涵道风扇的推力跟踪情况,虚线为推力参考指令值,绿色实线为推力估计值,橙色实线为模型计算值,推力估计值和计算值之间的误差分别如图12(c,d)所示。其中,主发动机推力控制的最大误差不超过2%,涵道风扇推力控制的最大误差不超过1%。误差较大的情况集中在状态过渡过程中,系统达到稳态后,主发动机和涵道风扇推力估计值误差均在0.5%以内。

由于发动机模型仿真步长较小(25 ms),为了在有限的时间历程中充分体现出电池容量的明显变化,本文将前文电池模型的容量进行了大幅减小(由400 Ah缩减至4 Ah)。

图12(b)中,第5 s时大幅降低涵道风扇参考指令推力至设计点60%,消耗电功率也随之骤降,图12(h)中电池充电电流突增至最大电流限制的0.6倍,主发动机低压轴提取功率在经过控制器调节后迅速降低,从而将电池充电电流始终保持在放电倍率限制内。随后,电池处于小功率充电状态,直至12.5 s左右时,SOC高于健康范围(30%~80%),控制器进一步降低主发动机低压轴提取功率,在15 s时,电池电流回正,即处于放电状态。15~50 s,涵道风扇参考推力指令有3次阶跃增加,为了补充涵道风扇消耗电功率,电池的放电电流也有不同幅度的增加。后续推力参考指令无明显变化,电池一直处于放电状态,直至第70 s左右时,SOC跌至40%以下后,同样为了保持SOC在健康范围内,主发动机低压轴提取功率开始增加,SOC在第200 s左右时回升至80%,随后又继续降低,完成一次充放电循环。电池充放电状态也可由图12(i)中的功率关系图看出,电池功率为负,表示消耗功率,为充电状态。

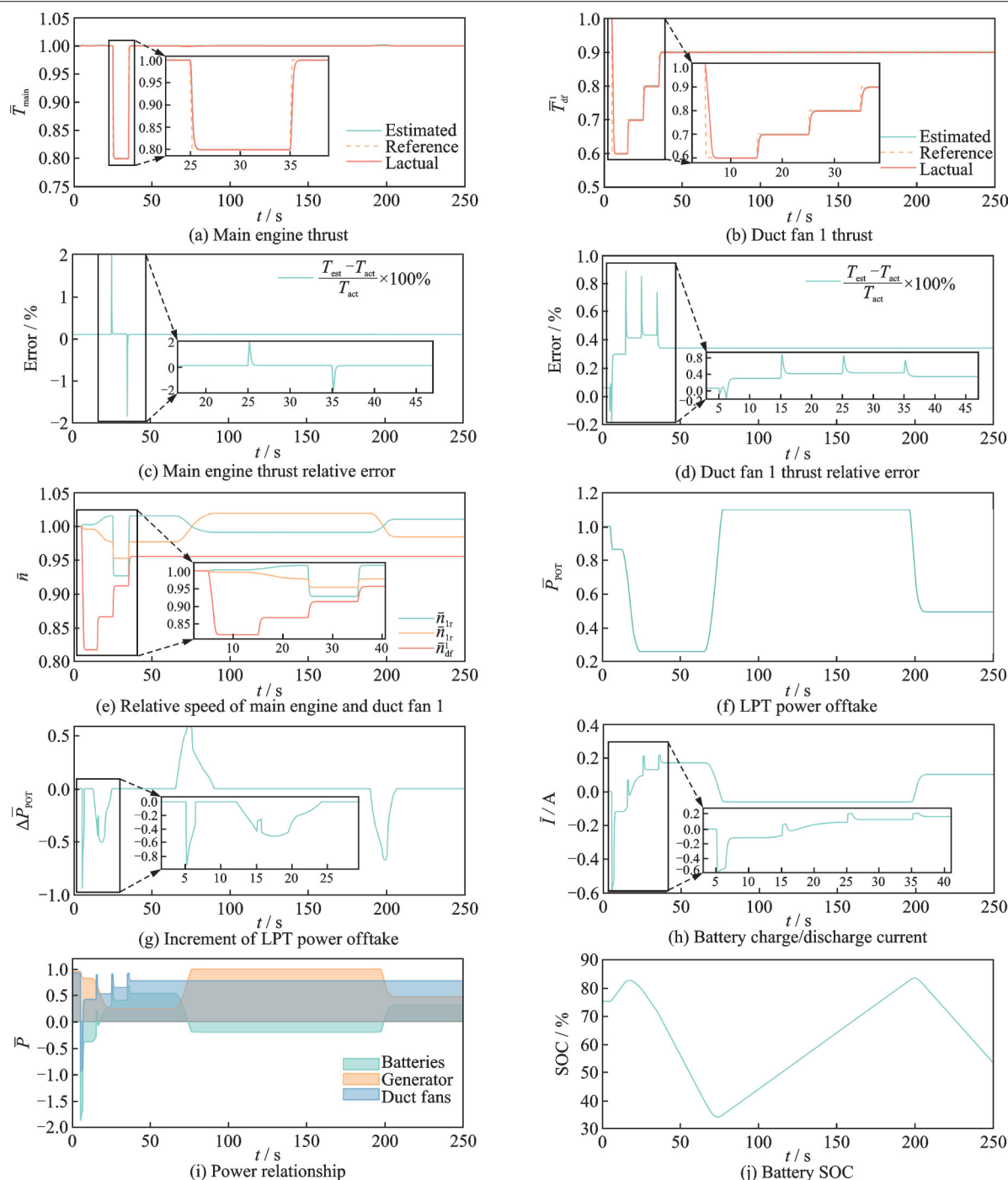


图 12 仿真结果

Fig.12 Simulation results

从图 12 可以看出,本文提出的基于增量式模糊逻辑控制的能量分配策略,能通过对主发动机低压轴提取功率的调节,将电池电流限制在其充放电倍率范围内,并保持电池组 SOC 始终在健康范围内。

3.3 模型实时性初步验证

在主频为 2.1 GHz 的计算机平台下,对 3.2 节中仿真过程的模型程序各个模块进行耗时统计,仿真步长为 25 ms,仿真总时间为 250 s,动态计算总次数为 10 001 次,结果如表 4 所示。经计算,本文所建立的半涡电分布式推进系统实时动态模型平均单步耗时仅为 0.126 ms。其中,采用部件级模型

表 4 各部件总耗时

Table 4 Total elapsed time of each component

部件	耗时/ms	比例/%
主发动机	701	55.6
1号涵道风扇	218	17.3
2号涵道风扇	216	17.1
发电机	25	2.0
整流器	2	0.2
直流总线	3	0.2
电池	55	4.4
逆变器	2	0.2
电机	41	3.3

的主发动机和涵道风扇计算耗时明显大于其他模块。为了进一步验证模型计算实时性,利用 Windows 系统下提供的一种高精度计时函数,即 QueryPerformanceCounter,对该仿真过程中主发动机和涵道风扇的耗时进行微秒级统计。主发动机部件级模型和涵道风扇部件级模型单步耗时统计结果分别如图 13 和 14 所示。主发动机部件级模型单步平均耗时为 0.037 ms,单步最大耗时不超过 0.250 ms;涵道风扇部件级模型单步平均耗时 0.010 ms,单步最大耗时不超过 0.080 ms。

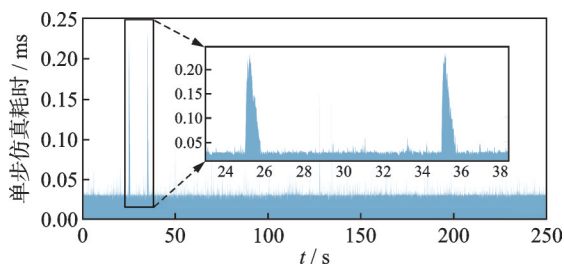


图 13 主发动机实时性能

Fig.13 Main engine real-time performance

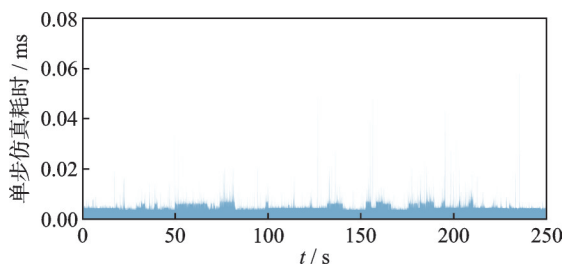


图 14 涵道风扇实时性能

Fig.14 Duct fan real-time performance

4 结 论

本文对半涡电分布式推进系统进行了建模与初步的控制方法研究,得到以下结论:

(1) 针对半涡电分布式推进系统,本文详细给出了其中电系统模块(发电机、电池、电机等)的建模方法,以及推进系统中提取功率传递路径,并结合相关文献数据,对电机模型和电池模型进行了有效性验证。

(2) 设计了一种基于增量式模糊逻辑控制的能量管理策略,该策略通过控制半涡电分布式推进系统中低压涡轮提取功率,保证了电池工作过程中 SOC 的范围稳定以及工作电流不超限,实现了对 TeDP 系统的能源有效管理,该方法具有易于设计、可解释性强的特点。

(3) 提出了一种基于功率平衡的半涡电分布式推进系统模型实时计算方法,在主频为 2.1 GHz 的计算机下进行了模型实时性仿真验证,结果表明,模型单步平均计算耗时仅为 0.126 ms,具有良

好的实时性。

本文仅针对半涡电分布式推进系统开展了实时模型建模、直接推力控制及能源分配策略研究,后续可围绕该推进系统耗油率、推进效率等展开控制规律的设计与优化,进一步完善模型及控制系统功能。

参 考 文 献:

- [1] 刘福佳,杨凤田,刘远强,等. 电动轻型飞机电推进系统选型与参数匹配[J]. 南京航空航天大学学报, 2019, 51(3): 350-356.
LIU Fujia, YANG Fengtian, LIU Yuanqiang, et al. Type selection and parameter matching of electric light [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2019, 51(3): 350-356.
- [2] 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): 6-23.
QIN Jiang, JI Zhixing, GUO Fafu, et al. Review of aviation fuel cell and hybrid electric propulsion systems [J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(7): 6-23.
- [3] 李逢兵. 含锂电池和超级电容混合储能系统的控制与优化研究[D]. 重庆: 重庆大学, 2015.
LI Fengbing. Control and optimization of hybrid energy storage systems containing lithium-ion batteries and super-capacitors[D]. Chongqing: Chongqing University, 2015.
- [4] HARMON F G, FRANK A A, CHATTOT J J. Conceptual design and simulation of a small hybrid-electric unmanned aerial vehicle[J]. Journal of Aircraft, 2006, 43(5): 1490-1498.
- [5] FRIEDRICH C, ROBERTSON P A. Design of hybrid-electric propulsion systems for light aircraft[C]//Proceedings of the 14th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference. [S.l.]: AIAA, 2014: 3008.
- [6] LIU C, DOULGERIS G, LASKARIDIS P, et al. Turboelectric distributed propulsion system modelling for hybrid-wing-body aircraft[C]//Proceedings of the 48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Atlanta, USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2012: 3700.
- [7] 江天牧,张晓博,王占学,等. 涡轮电推进系统建模及控制规律设计[J]. 推进技术, 2024, 45(1): 23-35.
JIANG Tianmu, ZHANG Xiaobo, WANG Zhanxue, et al. Modelling and control schedule design of turbo-electric propulsion system[J]. Journal of Propulsion Technology, 2024, 45(1): 23-35.
- [8] 朱炳杰,朱莹涛,李建奇. 混合电推进能源管理系统模糊逻辑控制[J]. 国防科技大学学报, 2023, 45(6): 32-39.

- ZHU Bingjie, ZHU Yingtao, LI Jianqi. Fuzzy logic control for hybrid electric propulsion energy management system[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2023, 45(6): 32-39.
- [9] 陶智, 余明星, 李海旺, 等. 基于绿色能源的分布式混合电推进系统性能分析[J]. 推进技术, 2024, 45(3): 106-115.
- TAO Zhi, YU Mingxing, LI Haiwang, et al. Performance analysis of distributed hybrid electric propulsion systems based on green energy sources[J]. Journal of Propulsion Technology, 2024, 45(3): 106-115.
- [10] 李也. 通用飞机混合电推进系统方案设计及性能分析[D]. 北京: 清华大学, 2019.
- LI Ye. Design and performance analysis of general aircraft hybrid electric propulsion system[D]. Beijing: Tsinghua University, 2019.
- [11] 杨明堂, 胡春明, 徐胤泽, 等. 多旋翼混合动力无人机自适应能量管理策略仿真[J]. 南京航空航天大学学报, 2023, 55(6): 1004-1015.
- YANG Mingtang, HU Chunming, XU Yinze, et al. Simulation of adaptive energy management strategy for multi-rotor hybrid UAVs[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2023, 55(6): 1004-1015.
- [12] Elroy Air. Elroy Air flew the world's first turbogenerator-hybrid electric vertical take-off and landing (hV-TOL) aircraft on November 12 at its test-flight facility in Byron[EB/OL]. (2023-11-16). <https://elroyair.com/company/news/press-releases/first-flight-hV-TOL-Chaparral>.
- [13] Airbus. The EcoPulse aircraft demonstrator makes first hybrid-electric flight[EB/OL]. (2023-12-04). <https://www.airbus.com/en/newsroom/press-releases/2023-12-the-ecopulse-aircraft-demonstrator-makes-first-hybrid-electric>.
- [14] Rolls-Royce. New Rolls-Royce engine for hybrid-electric flight completes successful first fuel burn[EB/OL]. (2023-09-27). <https://www.rolls-royce.com/country-sites/hungary-en/discover/2023/new-rr-engine-for-hybrid-electric-flight-completes-successful-first-fuel-burn.aspx>.
- [15] 湖南省工业和信息化厅. 我国首款油电混合动力通用飞机试飞成功[EB/OL]. (2022-03-14). https://gxt.hunan.gov.cn/gxt/xxgk_71033/gzdt/qyzx/202203/t20220314_22704377.html.
- [16] JANSEN R, BOWMAN C, JANKOVSKY A. Overview of NASA electrified aircraft propulsion (EAP) research for large subsonic transports[C]//Proceedings of the 53rd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Atlanta, USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2017.
- [17] GEMIN P, KUPISZEWSKI T, RADUN A, et al. Architecture, voltage, and components for a turboelectric distributed propulsion electric grid (AVC-TeDP): NASA/CR—2015-218713[R]. [S.l.]: NASA, 2015.
- [18] 孙健国, 李秋红, 杨刚, 等. 航空燃气涡轮发动机控制[M]. 2版. 北京: 上海交通大学出版社, 2014.
- SUN Jianguo, LI QiuHong, YANG Gang, et al. Aircraft gas turbine engine control[M]. 2nd ed. Beijing: Shanghai Jiao Tong University Press, 2014.
- [19] SEXTON W R. A method to control turbofan engine starting by varying compressor surge valve bleed[D]. Virginia: Virginia Polytechnic Institute and State University, 2001.
- [20] 李勇, 吴佳鑫, 马鹏程, 等. 飞行器用永磁电机系统的功率密度与需求展望[J]. 电机与控制学报, 2022, 26(2): 1-9.
- LI Yong, WU Jiaxin, MA Pengcheng, et al. Analysis of power density and prospects of future technology requirement of permanent magnet motors used in aircrafts[J]. Electric Machines and Control, 2022, 26(2): 1-9.
- [21] LIU W. Hybrid electric vehicle system modeling and control[M]. 2nd ed. Chichester, USA: Wiley, 2017.
- [22] 王顺利, 李小霞, 熊莉英. 锂电池等效电路建模与荷电状态估计[M]. 北京: 机械工业出版社, 2021.
- WANG Shunli, LI Xiaoxia, XIONG Liying. Equivalent circuit modeling and state-of-charge estimation of lithium-ion batteries[M]. Beijing: China Machine Press, 2021.
- [23] 李秋红, 李业波, 王前宇. 航空发动机直接推力控制[J]. 南京航空航天大学学报, 2010, 42(5): 557-561.
- LI QiuHong, LI Yebo, WANG Qianyu. Direct thrust control of aeroengine[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2010, 42(5): 557-561.
- [24] ZHAO Y P, SUN J G, WANG Q Y, et al. Thrust estimator design based on K-means clustering and reduced least squares support vector regression[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(5): 1177-1183.
- [25] TAKAGI T, SUGENO M. Fuzzy identification of systems and its applications to modeling and control[J]. IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics, 2024. DOI:10.1109/TSMC.1985.6313399.
- [26] XU B, OUDALOV A, ULBIG A. Modeling of lithium-ion battery degradation for cell life assessment[J]. IEEE Transactions on Smart Grid, 2018, 9(2): 1131-1140.