

DOI:10.16356/j.1005-2615.2025.04.004

基于纳什最优分布式预测控制的发动机能量管理

肖玲斐, 谭雨硕, 刘佩松, 胡峻源
(南京航空航天大学能源与动力学院, 南京 210016)

摘要: 针对多电飞机的推进系统和电力系统既相互关联又在一定程度上相互独立的情况, 提出一种基于纳什最优分布式预测控制的多电航空发动机能量管理算法。首先提出了一种多电航空发动机能量管理系统架构, 并对该系统各部分建模。其次针对该被控对象, 基于纳什最优理论, 提出了一种考虑交互变量的分布式预测控制算法。再次对该算法收敛性进行了分析与证明, 给出了收敛性条件。最后, 基于部件级模型的仿真实验表明, 该能量管理架构及基于纳什最优分布式预测控制算法响应迅速, 有良好的控制性能, 对航空发动机施加控制时调节时间小于 2 s, 且能保证直流母线电压在合适范围内, 能处理好变化的负载。

关键词: 多电航空发动机; 分布式模型预测控制; 能量管理; 纳什最优理论

中图分类号: TP273

文献标志码: A

文章编号: 1005-2615(2025)04-0620-10

Engine Energy Management Based on Nash Optimal Distributed Model Predictive Control

XIAO Lingfei, TAN Yushuo, LIU Peisong, HU Junyuan

(College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: In the context of the interconnection and partial independence of the propulsion and electric power systems of more electric aircraft, a more electric aircraft engine energy management algorithm based on Nash optimal distributed model predictive control is proposed. Initially, an architecture for the energy management system of more electric aircraft engines is introduced, and each part of the system is modeled. Subsequently, for the controlled object, a distributed predictive control algorithm considering interactive variables is proposed based on Nash optimal theory. Furthermore, the convergence of this algorithm is analyzed and proven, with convergence conditions provided. Simulation experiments based on component-level models demonstrate that the proposed energy management architecture, along with the Nash equilibria-based optimal distributed predictive control algorithm, exhibits rapid response and superior control performance. When applied to the aircraft engine control, the adjustment time is less than 2 s, and it ensures that the DC bus voltage remains within an appropriate range, effectively managing variable loads.

Key words: more electric aeroengine; distributed model predictive control; energy management; Nash optimal theory

多电航空发动机不仅是多电飞机(More electric aircraft, MEA)的推进装置, 也是多电飞机上大部分电能的来源, 电能通过安装在多电航空发动

机上的发电机获得^[1-2]。多电飞机对电能的需求不断增加, 发电机总功率增加, 因此发电机从发动机提取用于发电的机械功也随之增加。在这种情况下

基金项目: 国家自然科学基金(62373185)。

收稿日期: 2024-04-17; **修订日期:** 2024-12-27

通信作者: 肖玲斐, 女, 博士, 副教授, E-mail: lfxiao@nuaa.edu.cn。

引用格式: 肖玲斐, 谭雨硕, 刘佩松, 等. 肖玲斐, 谭雨硕, 刘佩松, 等. 基于纳什最优分布式预测控制的发动机能量管理[J]. 南京航空航天大学学报(自然科学版), 2025, 57(4): 620-629. XIAO Lingfei, TAN Yushuo, LIU Peisong, et al. engine energy management based on nash optimal distributed model predictive control[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics(Natural Science Edition), 2025, 57(4): 620-629.

下,发电机对于航空发动机而言可看作负载,随着这种负载的增大,对航空发动机正常工作的影响也逐渐增大^[3]。此外,多电发动机(More electric engine, MEE)中有众多电力负载,这些电力负载一方面造就了不断增加的电能需求,另一方面也会对电力系统造成影响,从而影响到多电航空发动机运行。

Hirst等^[4]在动力优化飞机(Power optimised aircraft, POA)计划框架内开展了多电航空发动机研究工作,对多电航空发动机的电力电子、发电和电驱动等部分进行了测试。Feehally^[5]研究了大型航空发动机与电力输出的机电相互作用,通过高保真建模分析了发动机-发电机系统的系统共振。Thirunavukarasu等^[6]评估了燃气轮机、电气及热力系统的动态耦合作用,并利用热管理系统管理电力系统中功率转换器产生的热量。Roberts等^[7]开发了多电飞机整体模型,用来研究多电飞机较大的电力和热负荷通过从发动机轴施加轴负荷的方式对多电航空发动机带来的影响。Behbahani等^[8]将基于节点的智能控制技术,应用于军机的集成推进/电力/热管理系统。Jiang等^[9]从系统层级出发,开展将飞机的推进系统和电力系统分离后,利用多层模型预测控制方法的研究。李楠等^[10]综合考虑了航空发动机、环控系统、液压系统、燃油系统等系统能量,提出了各子系统能量的合理分配与利用的能量管理方案。吕平^[11]搭建了包括发动机在内的整机能源系统架构,明确推进能、非推进能及外部热能等在飞行中的产生、传输、分配和消耗过程与方式。多电航空发动机集成了多个电气系统和组件,增加了系统的复杂性。能量管理系统架构的设计和实施需要更精确的控制算法。

模型预测控制(Model predictive control, MPC)问世于20世纪70年代,其原理可归结为:模型预测、滚动优化、反馈校正^[12-13]。从控制器结构可将预测控制分为集中式预测控制(Centralized model predictive control, CMPC)、分散式模型预测控制(Decentralized MPC, De-MPC)^[14]及分布式模型预测控制(Distributed MPC, DMPC)^[15]。DMPC结合了分布式控制和预测控制,以分布式的结构实现对多个相互耦合子系统的控制,因此同时具有分布式控制和预测控制算法的优点,受到了国内外专家学者的关注。Ahandani等^[16]提出了一种用于物理互联具有多子系统的大型系统预测控制方法。Dunham等^[17]针对多电发动机机械系统和电力系统采样率不同的问题,提出了一种使用交替方向乘子法(Alternating direction method of multipliers, ADMM)算法求解的分布式预测控制算法。Ma等^[18]针对子系统弱耦合的线性离散系统

集合,提出了一种非迭代鲁棒分布式预测控制算法。章豪等^[19]针对多无人机协同规避控制问题,提出了一种基于纳什最优的分布式预测控制算法,减少了求解过程中的计算量,缩短了优化控制的时间,改善了系统的实时性。多电飞机集成了多个电气系统和组件,增加了系统的复杂性,传统的CMPC难以有效应对,基于纳什最优的DMPC能够减少求解时间,提高系统的实时响应能力。因此,本文针对多电飞机,提出基于纳什最优分布式预测控制的能量管理架构。

1 多电发动机能量管理系统设计建模

为了对多电航空发动机能量进行管理,首先需要设计整体的框架,本文采用的多电航空发动机能量管理系统包括发动机、发电机及整流器、电力系统负载部分及对应的控制器,如图1所示。

分别使用了名为MPC-E(MPC-Engine)和MPC-P(MPC-Power)的预测控制器分别控制发电机和简化的发动机电力系统,两个预测控制器考虑了发动机与发电机间的耦合及交互,构成了分布式预测控制架构。从发动机提取的机械轴功通过同步发电机^[20]、无控整流器,转换为电力系统中的电能。此外,引入了蓄电池和功率随时间变化的恒功率负载,完善了系统架构。MPC-P除了控制发电整流部分外,还通过控制蓄电池充放电,控制其输出功率或储存电能。负载的引入使得本文所采用的多电航空发动机系统具有研究负载变化对整个系统影响的能力。

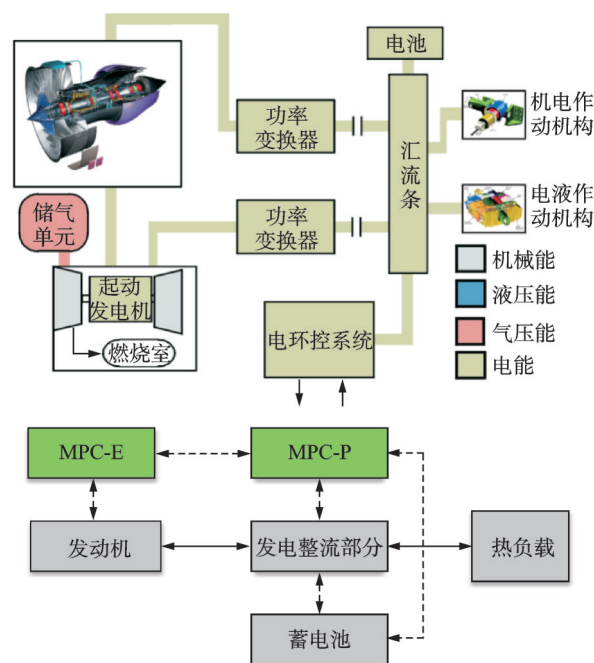


图1 多电航空发动机能量管理系统框架

Fig.1 Framework of energy management system for multi-electric aero-engine

1.1 航空发动机建模

以 Toolbox for the Modeling and Analysis of Thermodynamic Systems (T-MATS) 部件级模型作为被控发动机模型^[21]。为了将预测控制算法应用于该被控对象,需由航空发动机部件级模型获得应用于控制算法设计的线性化模型。本文从平衡流形理论^[22]出发,建立发动机平衡流形展开(Equilibrium manifold expansion, EME)模型。

以多电飞机中常见的双轴涡扇发动机为研究对象,在不考虑加力和几何不可调的情况下,选择主燃油流量 W_f 为发动机输入量,选择低压轴转速 n_L 、高压轴转速 n_H 为状态量和输出参数。在发动机平衡流形模型中,常选择低压轴转速或高压轴转速作为调度变量,选择低压轴转速 n_L 为调度变量,即

$$\theta = n_L \quad (1)$$

在选择好调度变量后,可得到航空发动机平衡流形展开模型为

$$\begin{cases} \begin{bmatrix} \dot{n}_L \\ \dot{n}_H \end{bmatrix} = A(\theta) \begin{bmatrix} n_L - n_{L,e}(\theta) \\ n_H - n_{H,e}(\theta) \end{bmatrix} + B(\theta)(W_f - W_{f,e}(\theta)) \\ \begin{bmatrix} n_L \\ n_H \end{bmatrix} = C(\theta) \begin{bmatrix} n_L - n_{L,e}(\theta) \\ n_H - n_{H,e}(\theta) \end{bmatrix} + D(\theta)(W_f - W_{f,e}(\theta)) + \begin{bmatrix} n_{L,e}(\theta) \\ n_{H,e}(\theta) \end{bmatrix} \\ \theta = n_L \end{cases} \quad (2)$$

式中: $A(\theta) = \begin{bmatrix} a_{11}(\theta) & a_{12}(\theta) \\ a_{21}(\theta) & a_{22}(\theta) \end{bmatrix}$, $B(\theta) = \begin{bmatrix} b_1(\theta) \\ b_2(\theta) \end{bmatrix}$, $C(\theta) = \begin{bmatrix} c_{11}(\theta) & c_{12}(\theta) \\ c_{21}(\theta) & c_{22}(\theta) \end{bmatrix}$ 和 $D(\theta) = \begin{bmatrix} d_1(\theta) \\ d_2(\theta) \end{bmatrix}$ 为调度化后的动态矩阵, $[n_{L,e} \ n_{H,e} \ W_{f,e}]$ 为系统平衡点。

在经过动静分离两步法建模后^[23-24],对建立的 EME 模型进行精度校核,其误差如图 2 所示。

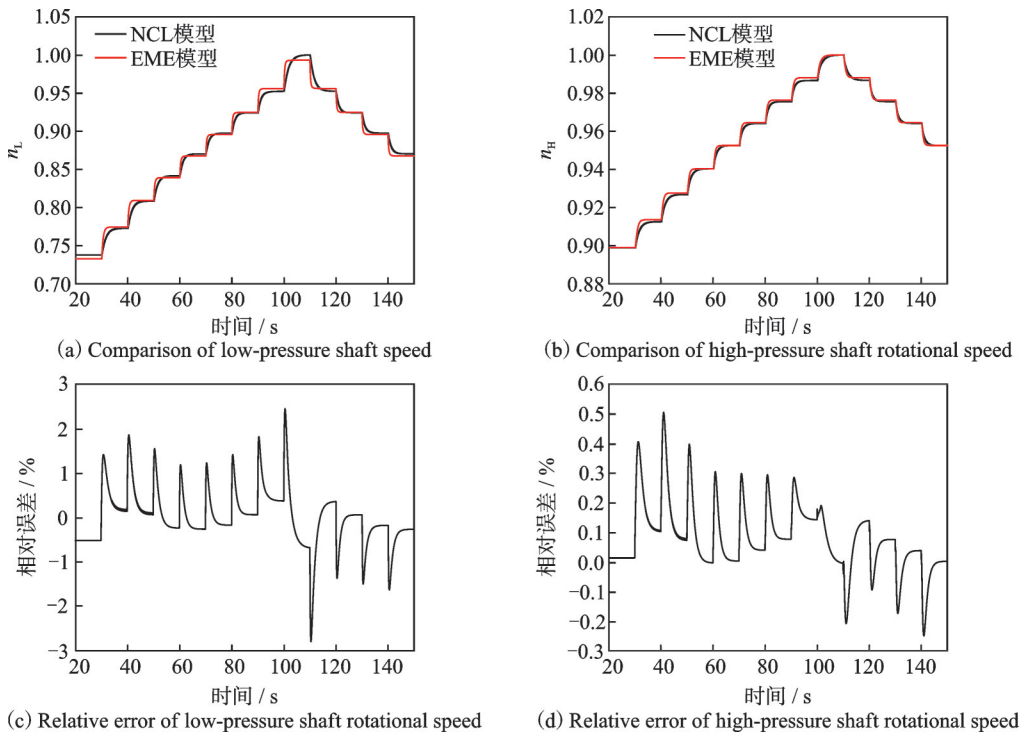


图2 部件级模型与平衡流形模型输出相对误差

Fig.2 Relative errors of outputs from the component-level model and the equilibrium flow model

由图 2 可知,经过动静两步法建立的 EME 模型相较于原本的非线性部件级模型有较高的精度,低压轴转速误差基本保持在 $\pm 2\%$ 以内,高压轴转速相对误差在 $\pm 0.5\%$ 以内。

因将整体的多电发动机系统看作是既相互独立又相互耦合的包括发动机部分和简化电力系统部分的两个子系统,因此为与简化电力系统部分区分,在原发动机状态方程下标加入 e 代表 engine,加入 p 代表电力系统,将发动机部分简写为

$$\begin{cases} x_{ea}(k+1) = A_{ea}x_{ea}(k) + B_{ea}\Delta u_e(k) \\ y_e(k) = C_{ea}x_{ea}(k) + D_e\Delta u_e(k) \end{cases} \quad (3)$$

式中: $x_{ea} = \begin{bmatrix} n_L \\ n_H \\ W_f \end{bmatrix}$, $A_{ea} = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & b_1 \\ a_{21} & a_{22} & b_2 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$, $B_{ea} = \begin{bmatrix} b_1 \\ b_2 \\ 1 \end{bmatrix}$, $\Delta u_e = \Delta W_f$, $y_e = \begin{bmatrix} n_L \\ n_H \end{bmatrix}$, $C_{ea} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}$, $D_e = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \end{bmatrix}$ 。

在低压轴(Low pressure shaft, LPS)和高压轴(High pressure shaft, HPS)均安装发电机,分别称为低压轴发电机(Low pressure shaft generator,

LPSG)和高压轴发电机(High pressure shaft generator, HPSG)。LPSG、HPSG与相应轴保持一致的转速,并回馈转矩到相应轴。LPSG与HPSG可单独工作提取发电功率,也可共同工作提取发电功率,其结构如图3所示。

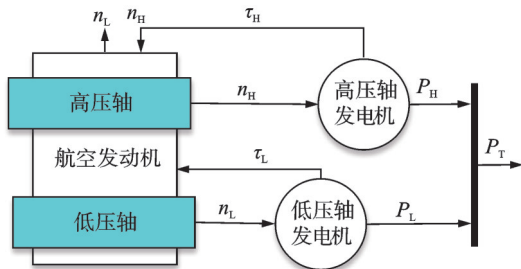


图3 带发电机的航空发动机系统

Fig.3 Aeroengine system with generator

发动机和发电机通过发动机轴转速和发电机转矩互相耦合交互,在式(3)基础上,增加了发动机与电力系统部分的交互变量及其影响矩阵,改写为

$$\begin{cases} x_{ea}(k+1) = A_{ea}x_{ea}(k) + B_{ea}\Delta u_e(k) + W_{ep}x_{ep}(k) \\ y_e(k) = C_{ea}x_{ea}(k) + D_e\Delta u_e(k) \end{cases} \quad (4)$$

式中: $W_{ep} = \begin{bmatrix} w_{11} & w_{12} \\ w_{21} & w_{22} \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$ 为通过系统辨识方法获得的交互变量的影响矩阵; $x_{ep} = [\tau_L \ \tau_H]^T$ 为电力系

统对发动机的交互变量,具体表现为施加在发动机高压轴和低压轴上的阻力转矩;其余符号意义与式(3)一致。

1.2 电力系统建模

发电机是连接多电航空发动机与电力系统的桥梁,其一方面是发动机所需带动的负载之一,另一方面是电力系统带动包括直流电机在内的多种电负载的电能源。所研究多电发动机对应的简化电力系统结构如图4所示。图4中LPSG与HPSG均为由同步发电机和无控整流器构成提供270 V直流的直流发电机,采用的同步发电机、无控整流器分别如图5、6所示。

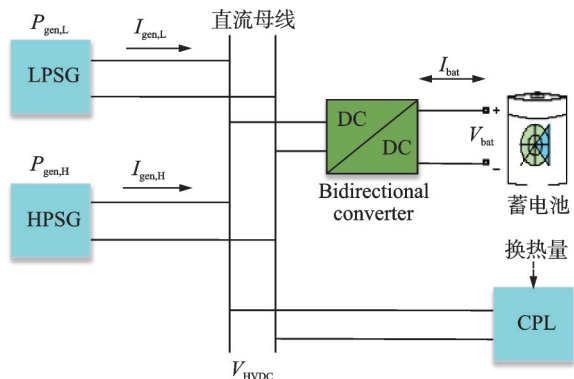


图4 简化电力系统结构

Fig.4 Simplifying the structure of the power system

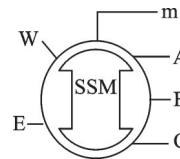


图5 同步发电机模型

Fig.5 Synchronous generator model

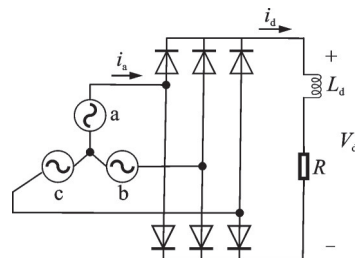


图6 三相桥式无控整流电路

Fig.6 Three-phase bridge uncontrolled rectifier circuit

为了应对电力系统负载的突变,引入了蓄电池模块及可将高压直流电转变为蓄电池工作电压和将蓄电池低电压转变成270 V高压直流电的双向DC/DC变压器。因电力负载常通过变换器进行电压等级变换,故可将变换器和负载等效成恒功率负载(Constant power load, CPL)^[25]。这样既可研究负载功率变化对系统影响,又能不被局限于某一特定种类的负载。为了研究电力负载的影响,通过DC/AC变换器连接了恒功率负载,并将每个时刻燃滑油热管理系统所需换热量设定为该时刻的恒功率负载大小。恒功率负载输出功率为

$$P_{CPL} = V_{CPL} \cdot I_{CPL} \quad (5)$$

式中: P_{CPL} 、 V_{CPL} 和 I_{CPL} 分别为恒功率负载的负载功率、负载电压和负载电流。恒功率负载输出特性如图7所示。

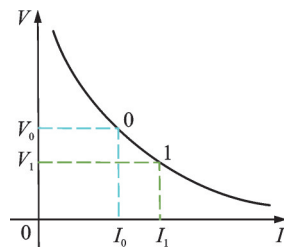


图7 恒功率负载输出特性

Fig.7 Output characteristics of constant power load

恒功率负载的电压和电流随时间变化,其恒功率的负载特性表现为图7中曲线上任意两点功率相同。以图7中0点和1点为例,表示为

$$V_0 I_0 = V_1 I_1 \quad (6)$$

所用蓄电池为锂离子电池,为了简化模型,基于MATLAB的电池模块,且选择放电模型如下

$$V_{bat} = E_0 - K \frac{Q_{max}}{Q_{max} - Q_t} i^* - K \frac{Q_{max}}{Q_{max} - Q_t} Q_t + A_b e^{-B_b \cdot it} \quad (7)$$

式中: V_{bat} 为蓄电池输出电压, E_0 为额定电压, K 为极化电阻, Q_{max} 为最大电池电容, Q_t 为已提取的电容, i^* 为低频电流动态, A_b 为指数电压, B_b 为指数电容。

选择状态量为 V_{bat} 、 $P_{\text{gen,L}}$ 、 $P_{\text{gen,H}}$, 被控量 I_{bat} 、 $I_{\text{gen,L}}$ 、 $I_{\text{gen,H}}$, 输出量 $P_{\text{gen,tot}}$ 、 P_{tot} , 可得

$$\begin{cases} \dot{x}_p = A_p x_p + B_p u_p + W_{pe} x_{pe} \\ y_p = C_p x_p + D_p u_p \end{cases} \quad (8)$$

式中: P_{tot} 表示整体功率, $A_p = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$, $B_p =$

$$\begin{bmatrix} \frac{KQ_i(i+Q)}{(Q-Q_t)^2} & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad W_{pe} = \begin{bmatrix} w_{11} & w_{12} \\ w_{21} & w_{22} \\ w_{31} & w_{32} \end{bmatrix}, \quad C_p =$$

$$\begin{bmatrix} 0 & 1 & 1 \\ I_{\text{bat}} & 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad D_p = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad x_p = \begin{bmatrix} V_{\text{bat}} \\ Q_{\text{gen,L}} \\ Q_{\text{gen,H}} \end{bmatrix}, \quad u_p =$$

$$\begin{bmatrix} I_{\text{bat}} \\ I_{\text{gen,L}} \\ I_{\text{gen,H}} \end{bmatrix}, \quad x_{pe} = \begin{bmatrix} n_L \\ n_H \end{bmatrix}, \quad y_p = \begin{bmatrix} Q_{\text{gen,tot}} \\ P_{\text{bat}} \end{bmatrix}.$$

将式(8)改写成与式(4)对应的离散方程, 有

$$\begin{cases} x_p(k+1) = A_p x_p(k) + B_p u_p(k) + W_{pe} x_{pe}(k) \\ y_p(k) = C_p x_p(k) + D_p u_p(k) \end{cases} \quad (9)$$

2 纳什最优分布式预测控制器设计

本文所设计整体控制结构如图8所示。图中, 黑色实线表示系统实际的连接, 黑色虚线表示传输的包括控制信号在内的各种通信信息。绿色方块表示控制器模块, 采用了MPC-E控制发动机子系统, 采用MPC-P输出 $I_{\text{gen,L}}$ 、 I_{bat} 、 $I_{\text{gen,H}}$ 这3个控制信号控制简化电力子系统, 其中 I_{bat} 用于通过控制双向DC/DC变换器, 达到控制电池输入输出功率的目的, $I_{\text{gen,L}}$ 、 $I_{\text{gen,H}}$ 信号给到底层的PI控制器, 再控制LP SG与HP SG提取功率发电。因采用的是无控制的整流器, 其输出直流电随发电机变化而变化, 故未针对整流器设计相应控制器。此外, 在分布式预测控制器求解时, 还需要知道参考指令、子系统状态信息、上一时刻控制量及发动机子系统和电力子系统间的交互信息, 这些信息对应图8中MPC-E和MPC-P处带输入箭头的虚线。

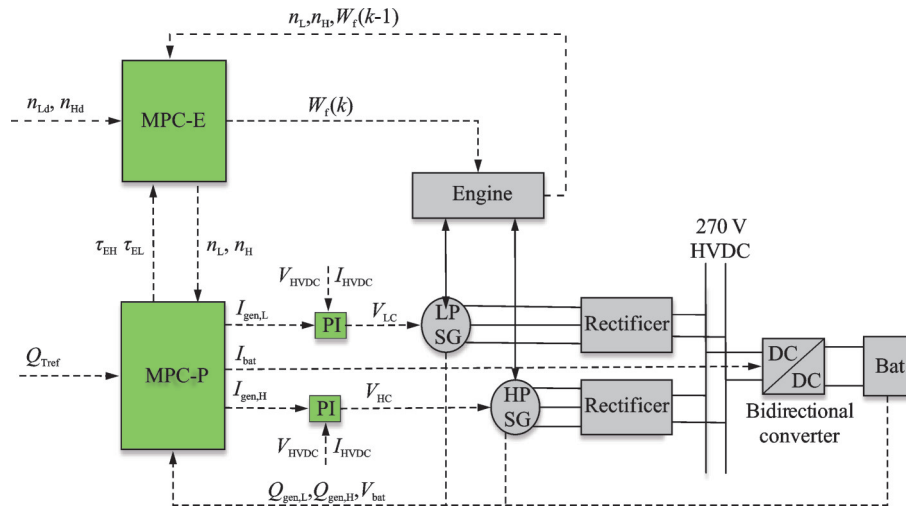


图8 纳什最优分布式预测控制器结构

Fig.8 Structure of Nash optimal distributed predictive controller

2.1 航空发动机控制

首先以航空发动机控制为例, 推导所用的基于

纳什最优考虑交互变量的分布式预测控制公式。系统的预测时域为 P , 控制时域为 M , 由式(4)递推如下

$$\begin{cases} y(k+1) = C_a x_a(k+1) + D \Delta u(k+1) = C_a A_a x_a(k) + C_a W_{epa} x_{epa}(k) + C_a B_a \Delta u(k) + D \Delta u(k+1) \\ y(k+2) = C_a x_a(k+2) + D \Delta u(k+2) = C_a A_a^2 x_a(k) + C_a A_a W_{epa} x_{epa}(k) + C_a W_{epa} x_{epa}(k+1) + C_a A_a B_a \Delta u(k) + C_a B_a \Delta u(k+1) + D \Delta u(k+2) \\ y(k+P) = C_a A_a^P x_a(k) + C_a A_a^{P-1} W_{epa} x_{epa}(k) + \dots + C_a W_{epa} x_{epa}(k+P-1) + C_a A_a^{P-1} B_a \Delta u(k) + C_a A_a^{P-2} B_a \Delta u(k+1) + \dots + C_a A_a^{P-(P-1)} B_a \Delta u(k+P-1) + D \Delta u(k+P) \end{cases} \quad (10)$$

因为在 k 时刻仅能知 $x_{\text{epa}}(k)$,不知道未来时刻交互变量的情况,为顺利进行优化求解,所以令

$$x_{\text{epa}}(k) = x_{\text{epa}}(k+1) = x_{\text{epa}}(k+P-1) \quad (11)$$

于是有

$$Y_e(k) = G_e x_e(k) + G_{\text{ep}} X_{\text{ep}}(k) + S_e \Delta U_e(k) \quad (12)$$

$$\text{式中: } Y_e = \begin{bmatrix} y_e(k+1) \\ y_e(k+2) \\ \vdots \\ y_e(k+P) \end{bmatrix}, G_e = \begin{bmatrix} C_a A_a^1 \\ C_a A_a^2 \\ \vdots \\ C_a A_a^P \end{bmatrix}, X_{\text{ep}}(k) =$$

$$\begin{bmatrix} x_{\text{ep}}(k) \\ x_{\text{ep}}(k) \\ \vdots \\ x_{\text{ep}}(k) \end{bmatrix}, \Delta U_e(k) = \begin{bmatrix} \Delta u_e(k) \\ \Delta u_e(k+1) \\ \vdots \\ \Delta u_e(k+M-1) \end{bmatrix}, G_{\text{ep}} =$$

$$\begin{bmatrix} C_a W_{\text{epa}} & & & \\ C_a A_a^1 W_{\text{epa}} & C_a W_{\text{epa}} & & \\ \vdots & \vdots & \ddots & \\ C_a A_a^{P-1} W_{\text{epa}} & C_a A_a^{P-2} W_{\text{epa}} & \cdots & C_a W_{\text{epa}} \end{bmatrix}, S_e =$$

$$\begin{bmatrix} C_a A_a^{1-1} B_a & & & \\ C_a A_a^{2-1} B_a & C_a A_a^{1-1} B_a & & \\ \vdots & \vdots & \ddots & \\ C_a A_a^{M-1} B_a & C_a A_a^{M-2} B_a & \cdots & C_a A_a^{1-1} B_a \\ \vdots & \vdots & & \vdots \\ C_a A_a^{P-1} B_a & C_a A_a^{P-2} B_a & \cdots & C_a A_a^{P-M} B_a \end{bmatrix} \circ$$

取目标函数为

$$J_e = (R_{\text{se}} - Y_e)^T Q_e (R_{\text{se}} - Y_e) + \Delta U_e^T R_e \Delta U_e \quad (13)$$

对于本文的发动机控制而言,求解式(13)即可获得发动机部分的最优解。而为了获得整体最优解,还需要对电力系统进行控制,并将根据纳什最优理论判断两部分的最优解是否收敛。

2.2 电力系统控制

由式(9)进行与发动机控制部分类似的推导,结果如下

$$Y_p(k) = G_p x_p(k) + G_{\text{pe}} X_{\text{pe}}(k) + S_p U_p(k) \quad (14)$$

$$\text{式中: } Y_p = \begin{bmatrix} y_p(k+1) \\ y_p(k+2) \\ \vdots \\ y_p(k+P) \end{bmatrix}, G_p = \begin{bmatrix} C_a A_a^1 \\ C_a A_a^2 \\ \vdots \\ C_a A_a^P \end{bmatrix},$$

$$X_{\text{pe}}(k) = \begin{bmatrix} x_{\text{pe}}(k) \\ x_{\text{pe}}(k) \\ \vdots \\ x_{\text{pe}}(k) \end{bmatrix}, \Delta U_p(k) = \begin{bmatrix} \Delta u_p(k) \\ \Delta u_p(k+1) \\ \vdots \\ \Delta u_p(k+M-1) \end{bmatrix},$$

$$G_{\text{pe}} = \begin{bmatrix} C_p W_{\text{pe}} & & & \\ C_p A_p^1 W_{\text{pe}} & C_p W_{\text{pe}} & & \\ \vdots & \vdots & \ddots & \\ C_p A_p^{P-1} W_{\text{pe}} & C_p A_p^{P-2} W_{\text{pe}} & \cdots & C_p W_{\text{pe}} \end{bmatrix},$$

$$S_p = \begin{bmatrix} C_p A_p^{1-1} B_p & & & \\ C_p A_p^{2-1} B_p & C_p A_p^{1-1} B_p & & \\ \vdots & \vdots & \ddots & \\ C_p A_p^{M-1} B_p & C_p A_p^{M-2} B_p & \cdots & C_p A_p^{1-1} B_p \\ \vdots & \vdots & & \vdots \\ C_p A_p^{P-1} B_p & C_p A_p^{P-2} B_p & \cdots & C_p A_p^{P-M} B_p \end{bmatrix} \circ$$

取目标函数为

$$J_p = (R_{\text{sp}} - Y_p)^T Q_p (R_{\text{sp}} - Y_p) + \Delta U_p^T R_p \Delta U_p \quad (15)$$

通过求解式(15)即可获得电力系统部分的最优解。

2.3 滚动求解

定义控制量估计初值为

$$u_{i,M}^l(k) = [u_i^l(k), u_i^l(k+1), \dots, u_i^l(k+M-1)] \quad (16)$$

$$i = 1, 2, \dots, N$$

定义收敛条件为对给定精度 ϵ_i ,有

$$\|\Delta u_{i,M}^{l+1}(k) - \Delta u_{i,M}^l(k)\| \leq \epsilon_i \quad (17)$$

所提分布式预测控制求解流程如图9所示。

图9中 k 时刻控制律为

$$u_i(k) = [I \quad \cdots \quad 0] u_{i,M}^*(k) \quad (18)$$

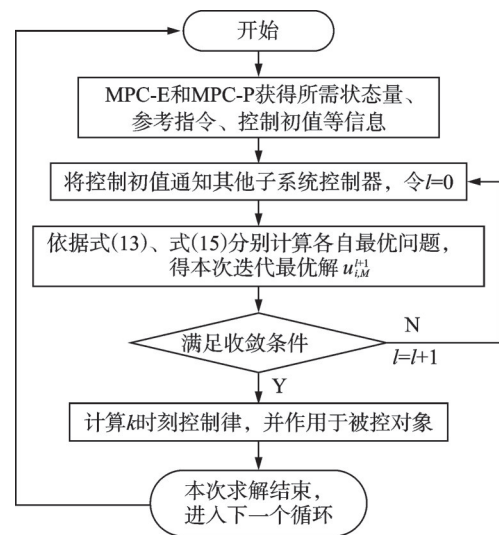


图9 滚动优化求解流程图

Fig.9 Flowchart of rolling optimization solution

2.4 基于纳什最优的分布式预测控制收敛性证明

因使用了两个预测控制器组成分布式预测控制结构,因此在实际控制时需要判断两个控制器是否均收敛,若均收敛,则设计的分布式预测控制才算最终收敛。因两个控制器收敛性证明是相似的,故以MPC-E的收敛性分析与证明为例,基于纳什最优性理论,描述收敛性分析与证明过程。用于设计控制器的航空发动机预测模型为式(12)、目标函数为式(13)、收敛性判断流程如图9所示。

令

$$E = R_{\text{se}} - G_e x_{\text{ee}} - G_{\text{ep}} X_{\text{ep}} \quad (19)$$

将式(19)代入式(13)并展开,得到

$$J_e = E^T Q_e E - E^T Q_e S_e \Delta U_e - \Delta U_e^T S_e^T Q_e E + \Delta U_e^T S_e^T Q_e S_e \Delta U_e + \Delta U_e^T R_e \Delta U_e \quad (20)$$

并对其求偏导,令

$$\frac{\partial J_e}{\partial \Delta U_e} = 0 \quad (21)$$

得到

$$\Delta U_e = (S_e^T Q_e S_e + R_e)^{-1} S_e^T Q_e R_{se} - (S_e^T Q_e S_e + R_e)^{-1} S_e^T Q_e (G_e x_e + G_{ep} X_{ep}) \quad (22)$$

因 $(S_e^T Q_e S_e + R_e)^{-1} S_e^T Q_e R_{se}$ 为常数,故若 $D_0 = (S_e^T Q_e S_e + R_e)^{-1} S_e^T Q_e (G_e x_e + G_{ep} X_{ep})$ 满足收敛条件,则该控制器收敛。

在纳什最优性理论中,将优化求解问题表述为

$$\begin{cases} \min_{\Delta u_{i,M}(k)} J_i | \Delta u_{j,M}^*(k) & j = 1, 2, \dots, N, j \neq i \\ \text{s.t. } Y_i(k) = f_i[Y_{i0}(k), \Delta u_{1,M}^*(k), \dots, \Delta u_{i-1,M}^*(k), \dots, \\ \Delta u_i(k), \Delta u_{i+1,M}^*(k), \dots, \Delta u_{n,M}^*(k)] \end{cases} \quad (23)$$

这样获得的最优解满足纳什最优性条件,即

$$J_i(\Delta u_{1,M}^*(k), \dots, \Delta u_{i,M}^*(k), \dots, \Delta u_{n,M}^*(k)) \leq J_i(\Delta u_{1,M}^*(k), \dots, \Delta u_{i,M}(k), \dots, \Delta u_{n,M}^*(k)) \quad (24)$$

依据式(23)和式(24)描述的纳什最优性理论、图9描述的求解流程,并由文献[19]知,收敛条件为

$$|\rho(D_0)| < 1 \quad (25)$$

式中 $\rho(D_0)$ 为 D_0 的谱半径。

同理,也可推导出 MPC-P 最优解的表达式。在控制过程中,通过通信告知 MPC-E 关于 MPC-P 收敛的情况,告知 MPC-P 关于 MPC-E 收敛的情况。将 MPC-E 和 MPC-P 在某时刻收敛分别定义为

$$\begin{cases} \text{judge.E}(k) = 1 \\ \text{judge.P}(k) = 1 \end{cases} \quad (26)$$

将 MPC-E 和 MPC-P 在某时刻不收敛分别定义为

$$\begin{cases} \text{judge.E}(k) = 0 \\ \text{judge.P}(k) = 0 \end{cases} \quad (27)$$

由式(26)和式(27)可看出, judge.E 与 judge.P 仅有 1 或 0 两种可能的取值,该取值与收敛性对应。

3 仿真与分析

为验证所提方案和控制算法的有效性和可行性,基于 MATLAB/Simulink 平台开展仿真实验研究。基于图 1、4 和图 8 在 Simulink 中搭建仿真平台如图 10 所示。

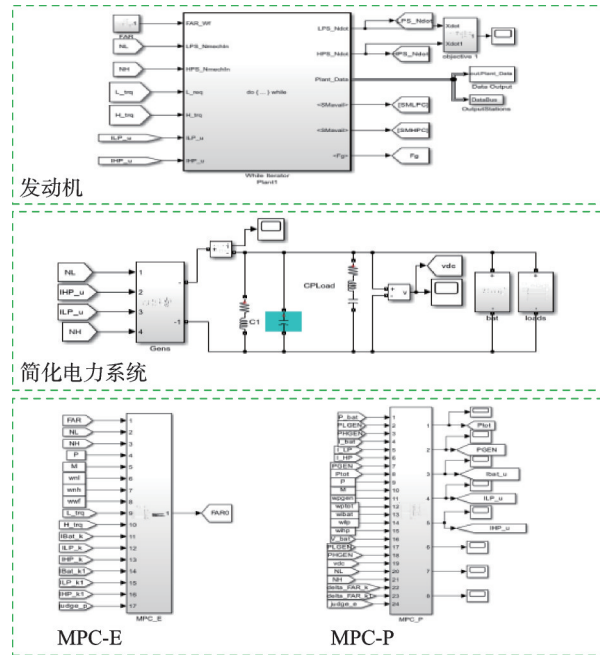


图 10 多电航空发动机分布式预测控制仿真图

Fig.10 Simulation diagram of distributed predictive control for multi-electric aero-engine

从整体而言,所搭建的仿真平台主要分为 4 个组成部分,分别是航空发动机、简化电力系统、MPC-E 控制器和 MPC-P 控制器。在简化电力系统中,将热管理系统所需功率设定为恒功率负载的功率,如图 11 所示。恒功率负载功率变化情况如图 12 所示。

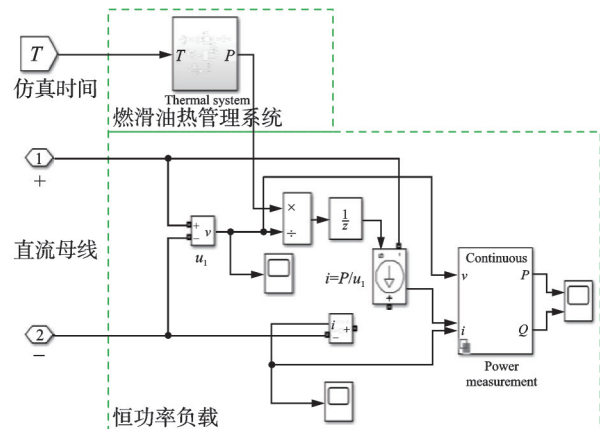


图 11 恒功率负载仿真图

Fig.11 Simulation diagram of constant power load

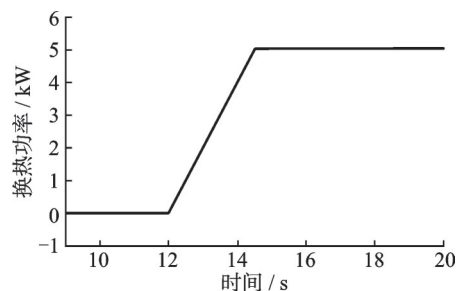


图 12 负载随时间变化情况

Fig.12 Variation of load with time

总仿真时长为 20 s,各时刻对应的仿真事件如表 1 所示。

表 1 仿真事件设置	
Table 1 Simulation event settings	
时间/s	事件
0	开环仿真开始
10	接入分布式预测控制器,将发电机、蓄电池连入
12	将负载以 CPL 形式加到直流母线
20	仿真结束

根据式(28)计算归一化转速为

$$n_{cor}=\frac{n\sqrt{T_d}}{n_d\sqrt{T}} \tag{28}$$

式中: n 为压气机或涡轮转速, n_d 为目标转速, T 为压气机或涡轮进口温度, T_d 为目标温度。

所提基于纳什最优考虑交互变量的分布式预测控制器参数如表 2 所示。

表 2 分布式预测控制器参数			
Table 2 Distributed predictive controller parameters			
参数名称	参数值	参数名称	参数值
预测时域 P	5	总电功率	10
		权重系数 $w_{P_{out}}$	10
控制时域 M	2	发电机功率	5
		权重系数 $w_{P_{gen}}$	5
低压轴转速	20	电池电流	1
		权重系数 $w_{I_{bat}}$	1
高压轴转速	1	发电机电流	1
		权重系数 $w_{I_{SG}}$	1
燃油流量	10	总仿真时长/s	20
权重系数 w_{w_f}			

采用基于纳什最优考虑交互变量多电航空发动机分布式预测控制算法与传统分散式预测控制算法对比,其仿真结果分别如图 13~18 所示。

图 13 与图 14 表示所提基于纳什最优考虑交互变量的分布式预测控制与传统分散式预测控制对参考转速的跟踪效果对比。可以看出,基于纳什最优的分布式预测控制算法对低压轴转速和高压轴转速均实现了无误差跟踪,而分散式预测控制算法存在一定稳态误差,具体为低压轴跟踪误差为

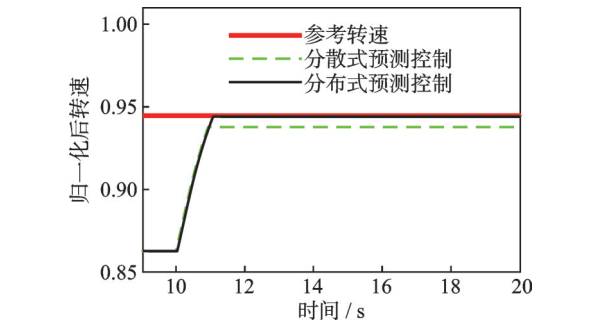


图 13 归一化低压轴转速

Fig.13 Normalized low-pressure shaft rotational speed

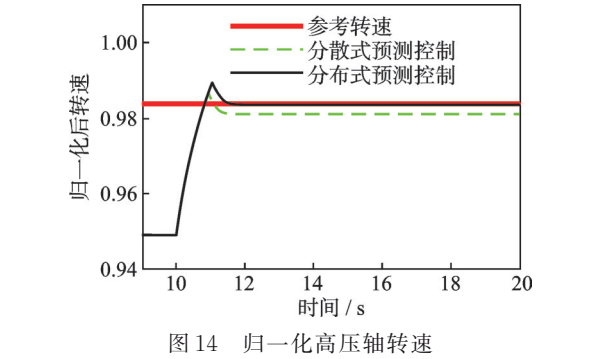


图 14 归一化高压轴转速

Fig.14 Normalized high-pressure shaft rotational speed

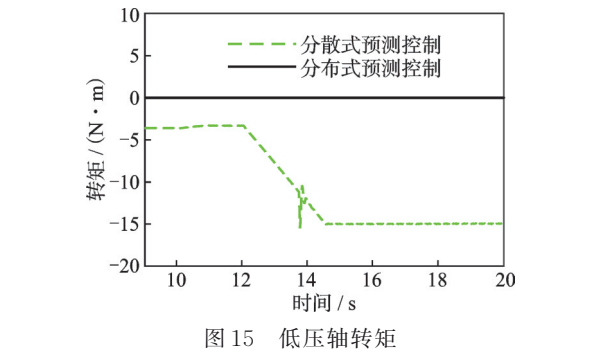


图 15 低压轴转矩

Fig.15 Low-pressure shaft torque

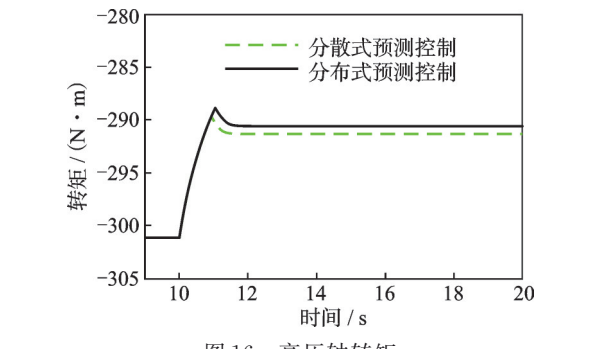


图 16 高压轴转矩

Fig.16 High-pressure shaft torque

0.74%、高压轴跟踪误差为 0.25%。两种方法跟踪所需时间均小于 1.5 s。

图 15 与图 16 分别表示两种方法下发电机对发动机低压轴和高压轴的阻力转矩变化情况,因其对于多电航空发动机运行是阻力转矩,因此均小于或等于 0。当为 0 时,表示该发电机不工作,因此也不会阻碍发动机轴转动;当小于 0 时,表示该发电机从对应发动机轴提取功率发电,造成了阻力转矩。由图可知,使用所提方法时,工作较稳定,而分散式预测控制在 13.75 s 附近存在一些波动。

图 17 表示两种方法下直流母线电压变化情况。由图 17 可知,采用本文的分布式预测控制算法时,因为考虑了交互变量,因此在 10 s 接入分布式预测控制器、蓄电池,发电机转速与发动机轴转速定义为相同时,母线电压突降至 242.6 V。该电压低于要求的直流母线电压范围。而分散式控制

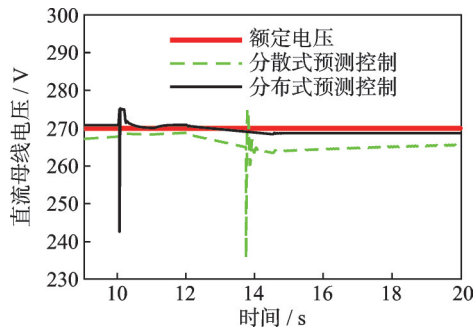


图 17 直流母线电压

Fig.17 Direct current bus voltage

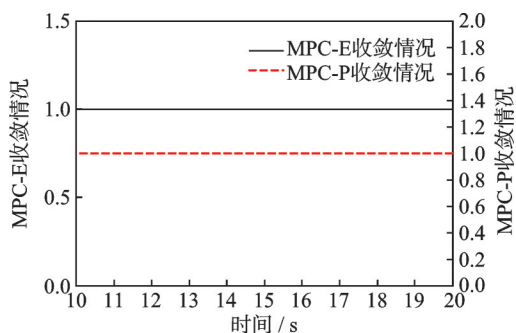


图 18 MPC-E和MPC-P收敛情况

Fig.18 Convergence of MPC-E and MPC-P

下,其电压最低 235.7 V,并且与 270 V 的额定电压偏差更大。

结合图 12 可知,负载功率逐渐增大时,因其为恒功率负载的负载电功率,故使得电力系统中变化的负载增大,在 12~14.4 s 时间范围内,采用本文方法和分散式预测控制下直流母线电压均出现了一定程度的下降,但本文的分布式预测控制下下降程度更小。该情况表明变化的电力系统负载会对电力系统造成一定影响,负载越大,影响程度越高。此外,两种方法均满足文献[26]中对应的 270 V 直流系统电压相关标准。

图 18 表示在该仿真中,所提方法的两个预测控制器 MPC-E 和 MPC-P 收敛情况。由图可知,在仿真过程中均收敛,因此图 9 中收敛性判定成立。

4 结 论

本文提出了一种基于纳什最优分布式预测控制的多电航空发动机能量管理算法,得到以下结论:

(1)提出了一种多电航空发动机能量管理架构,并对包括航空发动机、简化电力系统在内的系统各部分建模。

(2)针对被控对象,基于纳什最优理论,设计了一种考虑交互变量的分布式预测控制算法。对该算法收敛性进行了分析与证明,引出了收敛性条件。

(3)通过仿真实验验证了该能量管理架构与算

法的有效性。仿真结果表明,所提出的算法响应迅速,有良好的控制性能,对航空发动机施加控制时调节时间小于 2 s,且能保证直流母线电压在合适范围内,能处理好变化的负载。

多电航空发动机具有重要的应用价值,将多电航空发动机带动的多种负载简单考虑为发电机的阻力转矩,将电力系统负载简化为恒功率负载,后续可增加对更具体负载影响的研究。

参考文献:

- [1] 张卓然,李进才,韩建斌,等.多电飞机大功率高压直流起动发电机系统研究与实现[J].航空学报,2020,41(2):324-335.
ZHANG Zhuoran, LI Jincai, HAN Jianbin, et al. Research and implementation of high-power high-voltage DC brushless stator generator system for more electric aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(2): 324-335.
- [2] LISOVIN I G, ISMAGILOV F R, VAVILOV V E, et al. A review of critical technologies for making a more electric engine[J]. Journal of Machinery Manufacture and Reliability, 2023, 51(S1): 132-147.
- [3] 黄星.飞机自适应动力与热管理系统能效分析研究[D].南京:南京航空航天大学,2018.
HUANG Xing. Study of energy efficiency of adaptive power and thermal management system[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018.
- [4] HIRST M, MCLOUGHLIN A, NORMAN P J, et al. Demonstrating the more electric engine: A step towards the power optimised aircraft[J]. IET Electric Power Applications, 2011, 5(1): 3-13.
- [5] FEEHALLY T. Electro-mechanical interaction in gas turbine-generator systems for more-electric aircraft [D]. Manchester: University of Manchester, 2012.
- [6] THIRUNAVUKARASU E, FANG R, KHAN J A, et al. Evaluation of gas turbine engine dynamic interaction with electrical and thermal system[C]//Proceedings of Electric Ship Technologies Symposium.[S.l.]: IEEE, 2013.
- [7] ROBERTS R A, DECKER D D. Control architecture study focused on energy savings of an aircraft thermal management system[J]. Journal of Dynamic Systems Measurement & Control, 2013, 136(4): 41003.
- [8] BEHBAHANI A R, ROBERTS R A, CHANDOK A K. Intelligent nodal-based controls technologies for integrated propulsion energy/power/thermal management systems[C]//Proceedings of the 52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. [S.l.]: AIAA, 2016.
- [9] JIANG Z, BEHBAHANI A R. Multi-layer model predictive control for integrated power/propulsion sys-

- tems[C]//Proceedings of AIAA Propulsion and Energy 2020 Forum. [S.l.]: AIAA, 2020.
- [10] 李楠,江卓远. 某飞机综合热能管理系统初步研究[J]. 民用飞机设计与研究, 2013(2): 13-17.
LI Nan, JIANG Zhuoyuan. The preliminary research on integration thermal and energy management system for some aircraft[J]. Civil Aircraft Design & Research, 2013(2): 13-17.
- [11] 吕平. 机载能源综合管理系统仿真研究[D]. 大连:大连理工大学, 2018.
LYU Ping. Experimental study on the effects of mechanical vibration on heat transfer characteristics of tubular laminar flow[D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2018.
- [12] 沈强,赵泽阳,康泽禹,等. 航天器模型预测控制方法综述[J]. 南京航空航天大学学报, 2023, 55(6): 941-955.
SHEN Qiang, ZHAO Zeyang, KANG Zeyu, et al. Review on model predictive control in spacecraft[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2023, 55(6): 941-955.
- [13] 席裕庚,李德伟,林姝. 模型预测控制——现状与挑战[J]. 自动化学报, 2013, 39(3): 222-236.
XI Yugeng, LI Dewei, LIN Shu. Model predictive control —— Status and challenges[J]. Acta Automatica Sinica, 2013, 39(3): 222-236.
- [14] MARIA K, MARYAM M. Fault-tolerant model predictive sliding mode control with fixed-time attitude stabilization and vibration suppression of flexible spacecraft[J]. Aerospace Science and Technology, 2023, 139: 108381.
- [15] ZHANG J, ZHANG L, RAISSI T. A linear framework on the distributed model predictive control of positive systems[J]. Systems & Control Letters, 2020, 138: 104665.
- [16] AHANDANI M A, KHARRATI H, HASHEMZADEH F, et al. Decentralized switched model-based predictive control for distributed large-scale systems with topology switching[J]. Nonlinear Analysis: Hybrid Systems, 2020, 38: 100912.
- [17] DUNHAM W, HENCEY B, GIRARD A R, et al. Distributed model predictive control for more electric aircraft subsystems operating at multiple time scales[J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2020, 28(6): 2177-2190.
- [18] MA A, LIU K, ZHANG Q, et al. Distributed MPC for linear discrete-time systems with disturbances and coupled states[J]. Systems & Control Letters, 2020, 135: 104578.
- [19] 章豪,傅鸣毅,龚瑞. 基于分布式模型预测控制的多无人机协同规避控制技术[J]. 南京航空航天大学学报, 2017, 49(S1): 96-102.
ZHANG Hao, FU Mingyi, GONG Rui. Cooperative avoid control technology of multi-UAV based on distributed model predictive control algorithm[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2017, 49(S1): 96-102.
- [20] 全国旋转电机标委会发电机分技术委员会. 同步电机励磁系统 大、中型同步发电机励磁系统技术要求: GB/T 7409.3—2007[S]. 北京: 中国标准出版社, 2007.
Generator Sub-Technical Committee of National Technical Committee on Rotating Electrical Machines. Excitation systems for synchronous machines—Technical requirements for excitation systems of large and medium synchronous generators: GB/T 7409.3—2007[S]. Beijing: China Standards Press, 2007.
- [21] CHAPMAN J W, LAVELLE T, MAY R D, et al. Toolbox for the modeling and analysis of thermodynamic systems (T-MATS) user's guide[M]. [S.l.]: [s.n.], 2014.
- [22] 赵辉. 基于平衡流形展开模型的航空发动机非线性控制方法研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2011.
ZHAO Hui. Research on nonlinear control for aeroengines based on equilibrium manifold expansion model [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2011.
- [23] HU Weihong, LI Shuqing, SUN Jianguo. Real-time simulation model for a turbfan engine based on nonlinear system equilibrium manifold theory[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(1): 213-217.
- [24] 赵辉,牛军,姜云峰,等. 基于平衡流形模型的航空发动机线性建模方法[J]. 推进技术, 2011, 32(3): 377-382.
ZHAO Hui, NIU Jun, JIANG Yunfeng, et al. Linear modeling of aero engines based on equilibrium manifold model[J]. Journal of Propulsion Technology, 2011, 32(3): 377-382.
- [25] 张学,裴玮,邓卫,等. 含恒功率负载的交直流混联配电系统稳定性分析[J]. 中国电机工程学报, 2017, 37(19): 5572-5582.
ZHANG Xue, PEI Wei, DENG Wei, et al. Stability analysis of AC/DC hybrid distribution system with constant power loads[J]. Proceedings of the CSEE, 2017, 37(19): 5572-5582.
- [26] 中华人民共和国工业和信息化部. 民用飞机电源变换器通用规范: HB 8476—2015[S]. 北京: 中国航空综合技术研究所, 2016.
Aviation Industry Standard of the People's Republic of China. General specification for electric power converters of civil aircraft: HB 8476—2015[S]. Beijing: AVIC China Aero-polytechnology Establishment, 2016.