

考虑充油量的飞机罐式加油车 燃油智能加注控制方法

朱桐斌¹, 林 刚², 陈 培²

(1. 交通运输部东海第一救助飞行队, 上海 200137;

2. 上海承飞航空特种设备有限公司, 上海 201613)

摘要: 由于飞机燃油消耗具有复杂动态特性, 在加油车燃油加注控制中难以动态优化充油量, 导致其燃油加注控制量与充油量的匹配性较低, 控制准确性不佳; 为此, 对考虑充油量的飞机罐式加油车燃油智能加注控制方法展开研究; 为更全面地捕捉飞机燃油消耗的复杂动态特性, 结合 LSTM 模型、CNN 模型、Transformer 模型实施飞机燃油消耗预测; 基于飞机燃油消耗预测结果, 结合飞机地面滑行所需的燃油量、飞往备降机场所需的燃油量、不可预期燃油量等动态计算飞机充油量; 为提高控制的准确性, 提高燃油加注控制量与充油量的匹配性, 由基于干扰观测器 (DOB) 的油量执行器复合控制器与双闭环控制器构成的飞机罐式加油车燃油加注控制器, 以计算的飞机充油量为输入, 通过燃油加注控制器实现飞机罐式加油车燃油智能加注控制; 测试结果表明, 设计方法的燃油加注控制量与飞机充油量的匹配性很高, 几乎完全重合; 燃油加注控制速度曲线平稳, 波动较小; 燃油管路系统压力曲线在初期有一定波动, 接下来几乎不再波动; 测试结果说明, 所设计方法整体燃油加注控制准确性良好, 具有较强的控制效果。

关键词: 飞机燃油消耗预测; 充油量; 飞机罐式加油车; 燃油加注控制; 干扰观测器; 双闭环控制器

Intelligent Fuel Injection Control Method for Aircraft Tank Refueling Vehicles Considering Fuel Filling Volume

ZHU Tongbin¹, LIN Gang², CHEN Pei²

(1. Eastsea First Rescue Flying Service Zip, Shanghai 200137, China;

2. Shanghai Chengfei Aviation Special Equipment Co., Ltd. Zip, Shanghai 201613, China)

Abstract: Due to the complex dynamic characteristics of aircraft fuel consumption, it is difficult to dynamically optimize the fuel filling amount of a refueling truck during fuel filling, resulting in low matching between fuel filling control amount and filling amount, with a poor control accuracy. Therefore, research is conducted on an intelligent fuel injection control method for aircraft tank refueling vehicles considering the fuel filling amount. To comprehensively capture the complex dynamic characteristics of aircraft fuel consumption, the prediction of aircraft fuel consumption is implemented by combining the LSTM model, CNN model, and Transformer model; Based on the predicted fuel consumption of the aircraft, the aircraft's fuel filling amount is dynamically calculated by combining the amount of fuel required for ground taxiing, alternate airport, and unexpected fuel. In order to improve the accuracy of control and enhance the matching between fuel injection control amount and fuel filling amount, an aircraft tank refueling vehicle fuel injection controller is composed of a fuel actuator composite controller based on disturbance observer (DOB) and a dual closed-loop controller. The calculated aircraft fuel filling amount is used as input to achieve the intelligent fuel injection control of the aircraft tank refueling vehicle through the fuel injection controller. The test results show that the fuel injection control amount of the designed method matches the aircraft fuel injection amount very well, almost completely overlapping; The fuel injection control speed is stable with a minimal fluctuation; The pressure curve of the fuel pipeline system fluctuates to a certain extent in the initial stage, and then hardly fluctuates again. The test results indicate that the designed method has a good overall fuel injection control accuracy and strong control effect.

收稿日期: 2025-03-24; 修回日期: 2025-05-12。

作者简介: 朱桐斌 (1979-), 男, 大学本科, 高级工程师。

引用格式: 朱桐斌, 林 刚, 陈 培. 考虑充油量的飞机罐式加油车燃油智能加注控制方法[J]. 计算机测量与控制, 2025, 33(10): 135-143.

Keywords: prediction of aircraft fuel consumption; fuel filling amount; aircraft tank refueling truck; fuel injection control; DOB; double closed-loop controller

0 引言

传统的飞机燃油加注过程主要依赖人工操作, 存在诸多不足。例如, 人工加注难以精确控制燃油量, 可能导致燃油浪费或不足, 影响飞机的飞行性能和续航能力^[1]。此外, 人工操作还易受环境、疲劳等因素干扰, 存在安全隐患。因此, 研究飞机罐式加油车燃油智能加注控制具有重要意义^[2]。一方面, 智能加注控制可以显著提高燃油加注的精确性和效率, 减少燃油浪费, 降低运营成本^[3]。另一方面, 智能控制技术的应用还可以提升加油过程的安全性和可靠性, 减少人为因素导致的安全事故。

针对燃油加注过程中的非线性、时变性等特点, 研究者们致力于开发各种智能控制算法, 以实现更加精确和自适应的燃油加注控制。文献 [4] 介绍了一种在特定位置约束条件下, 针对可控锥套实施的抗干扰控制策略。首要步骤是构建两个动力学模型: 一是涵盖加油机非稳态飞行及复杂风扰影响的软管模型, 二是可控锥套模型。接着, 在动态面控制的理论框架下, 采用一种新颖的坐标变换技巧来处理系统的耦合非线性特性。同时, 整合约束函数与障碍 Lyapunov 函数解决了位置约束中的初值超限问题, 并设计了干扰观测器来估算未知的综合性干扰。然而该方法未考虑于飞机燃油消耗的复杂动态特性, 导致其燃油加注控制准确性较差。文献 [5] 聚焦于 AMESim 平台上的主燃油控制系统研究, 旨在解析某航空发动机数控系统中主燃油控制的具体特性。为此, 该研究依据力平衡原理和流量连续性方程, 结合 AMESim 软件, 成功构建了主燃油计量、等压差控制、停车控制等模块及整个系统的仿真模型。然而 AMESim 软件虽然功能强大, 但在模拟特定航空发动机数控系统的复杂特性时, 存在无法完全捕捉所有动态特性的问题, 导致其燃油加注控制准确性较差。文献 [6] 为提升注油效率, 提出了一种基于改良灰狼优化 (IGWO) 算法的智能控制策略, 专门用于烧结机台车轮的注油量控制。该研究利用 Matlab 工具识别注油量控制系统的数学模型, 并搭建了基于 BP 神经网络的 PID 控制系统。为了加速灰狼算法的收敛, 研究引入了非线性收敛因子和动态权重, 通过 IGWO 算法优化 BP 神经网络的初始权重与阈值, 从而输出最优的 PID 控制参数。然而该方法虽然引入了非线性收敛因子和动态权重以加速灰狼算法的收敛, 但算法在实际应用面对复杂动态特性时可能仍受到初始条件、搜索空间大小等因素的影响, 导致收敛到非全局最优解, 无法有效优化充油量, 影响其燃油加注控制准确性。文献 [7] 探讨了

加/受油机在近距离对接阶段的气动扰动建模与对接控制设计。首先, 建立了包括大气紊流、受油机绕流、加油机尾流等因素的等效模型。随后, 针对近距离对接控制需求, 设计了一种结合超螺旋滑模观测器的自适应干扰抑制控制器。该控制器在基线动态逆控制的基础上, 外环引入二阶滑模干扰观测器补偿姿态扰动, 内环则通过角速率观测器与自适应项来抑制长期干扰。然而该方法难以动态优化充油量, 导致其燃油加注控制量与充油量的匹配性较低, 影响燃油加注控制准确性。

因此基于上述研究, 为提高燃油加注控制准确性, 设计考虑充油量的飞机罐式加油车燃油智能加注控制方法。所提方法结合 LSTM 模型、CNN 模型、Transformer 模型实施飞机燃油消耗预测, 以更全面地捕捉飞机燃油消耗的复杂动态特性, 为后续控制提供可靠的结果输入, 以提高控制的有效性; 基于飞机燃油消耗预测结果, 结合飞机地面滑行所需的燃油量、飞往备降机场所需的燃油量、不可预期燃油量等动态计算飞机充油量, 以实现充油量的动态优化, 提高控制效果。最后以计算的飞机充油量为输入, 由基于干扰观测器 (DOB) 的油量执行器复合控制器与双闭环控制器构成的飞机罐式加油车燃油加注控制器进行飞机罐式加油车燃油智能加注控制, 从而提高燃油加注控制量与充油量的匹配性, 实现精准的加注控制。

1 飞机罐式加油车燃油智能加注控制方法设计

为了能够更全面地捕捉飞机燃油消耗的复杂动态特性, 为后续充油量计算提供更可靠的数据支持, 以提高飞机罐式加油车燃油智能加注控制的有效性, 现结合 LSTM 模型、CNN 模型、Transformer 模型展开飞机燃油消耗预测, 并以此为基础, 结合飞机地面滑行所需的燃油量、飞往备降场所需的燃油量、不可预期燃油量等动态计算飞机充油量。然后结合基于干扰观测器 (DOB) 的油量执行器复合控制器与双闭环控制器构成飞机罐式加油车燃油加注控制器, 以计算的飞机充油量为输入, 实现飞机罐式加油车燃油智能加注控制。

1.1 飞机燃油消耗预测

飞机燃油消耗预测是一个典型的时空耦合动态建模问题, 其复杂性体现在 3 个方面: 一是飞行参数 (如高度、速度、发动机状态) 在三维空间中存在非线性关联; 二是燃油消耗在短时间尺度上可能呈现突变特性; 三是不同飞行阶段 (爬升—巡航—下降) 之间存在长期依赖关系。单一模型难以全面捕捉这些多维特征, 因此需要采用 CNN、LSTM 和 Transformer 的协同架构实现优势互补, 实现飞机燃油消耗预测。其中, CNN 模型

作为空间特征提取器, 其卷积核的局部感受野特性能够自动学习飞行参数间的空间拓扑关系, 为后续时序建模提供输入特征。LSTM 模型凭借其门控机制 (遗忘门、输入门、输出门) 以进行局部时序动态建模。遗忘门可以动态调整对历史状态的依赖程度, 输入门则巧妙融合 CNN 提取的当前空间特征与上一时刻隐状态, 实现时空特征的耦合, 精准捕捉阶段内的燃油消耗突变。Transformer 模型通过自注意力机制解决了传统时序模型的远距离依赖建模问题。其位置编码技术显式保留飞行阶段顺序信息, 确保巡航末期油耗能够正确影响下降阶段初始油量计算; 多头注意力层则并行挖掘不同子空间的长期模式。这种全局建模能力有效克服了 LSTM 在长序列预测中可能出现的记忆衰减问题。3 个模型的级联结构, 能够刻画高度动态的燃油—飞行参数耦合关系, 不仅具备纯 LSTM 模型缺少的空间特征感知能力, 还弥补了纯 Transformer 模型对局部突变敏感性不足的缺陷。

飞机燃油消耗预测模型由 5 部分构成, 分别为输入模块、空间依赖建模模块、局部时间依赖模块、全局时间依赖模块以及预测模块。其中输入模块的起飞爬升阶段输入数据如下式:

$$\psi_A = \{\psi_1, \psi_2, \psi_3, \psi_4, \psi_5, \psi_6, \psi_7, \psi_8\} \quad (1)$$

式中, ψ_1 为飞机全重, ψ_2 为标准气压高度, ψ_3 为马赫数, ψ_4 为大气总温, ψ_5 为纬度, ψ_6 为经度, ψ_7 为风速, ψ_8 为地速^[8]。

空中巡航阶段的输入数据如下式:

$$\psi_B = \{\psi_1, \psi_3, \psi_4, \psi_5, \psi_6, \psi_7, \psi_8\} \quad (2)$$

式中, ψ_9 为真航向。

下降进近阶段的输入数据如下式:

$$\psi_C = \{\psi_1, \psi_{10}, \psi_3, \psi_4, \psi_5, \psi_6, \psi_7, \psi_8\} \quad (3)$$

式中, ψ_{10} 为发动机尾气温度^[9]。

空间依赖建模模块的设计如下: 设计一个 CNN 模型作为空间依赖建模模块, 利用该 CNN 模型提取飞机燃油消耗预测空间依赖, 也就是保留和提取飞机燃油消耗主要空间特征。该 CNN 模型由两个卷积层与一个池化层组成, 其中第一个卷积层的输入为 ψ_A 、 ψ_B 或 ψ_C 。将卷积层的激活函数设为 Relu 函数, 并将卷积核数量设为 32, 核尺寸则设为 1。最后利用展平层将飞机燃油消耗预测空间多维特征转为飞机燃油消耗预测空间一维向量, 输出至下一模块。

局部时间依赖模块的设计如下: 使用 LSTM 单元捕捉飞机飞行数据不同时间段的飞机燃油消耗局部依赖特征, 对每一个时间步均保存一个隐状态。并在每一个时间步中将 CNN 模型的输出与上一步的隐藏状态作为共同输入, 进而获得当前时间步的飞机燃油消耗局部依赖特征输出。将 LSTM 的神经元数量设置为 32^[10]。其

中下一步的输入也就是当前输出可以用下式来表示:

$$\gamma_t = \zeta[\tilde{\omega}_\gamma \cdot (G_{t-1}, \alpha_t) + \nu_\gamma] \quad (4)$$

式中, ζ 为 sigmoid 激活函数, α_t 为空间依赖建模模块的输出, $\tilde{\omega}_\gamma$ 为权重矩阵, G_{t-1} 为上一步的隐状态; ν_γ 为偏置项。

全局时间依赖模块的设计如下: 通过 LSTM 单元能够对飞机飞行数据中的局部时间依赖实施建模。对于整个长期模式, 则利用 Transformer 模型实施全局时间依赖捕捉。然而由于 Transformer 模型自身并不具备序列中位置信息的捕捉能力, 因此需要通过实施输入的嵌入位置编码 (Positional Encoding) 来保留飞机燃油消耗预测中的序列位置信息^[11]。应用正弦与余弦函数的不同频率实现 LSTM 单元输出的嵌入位置编码, 如下式:

$$\text{Positional Encoding}(L, 2k) = \sin(L\gamma_{\max}/10000^{2k/c_m}) \quad (5)$$

$$\text{Positional Encoding}(L, 2k+1) = \cos(L\gamma_{\max}/10000^{2k/c_m}) \quad (6)$$

式中, L 为飞机燃油消耗预测中的序列位置; k 为维度; c_m 为模型的维度; $\gamma_{\max}$ 为 LSTM 单元输出的飞机燃油消耗局部依赖特征。

Transformer 模型的设计如下: 该模型首先通过时间自注意力机制使模型针对燃油消耗时间序列的每个时间点, 计算出与整个序列所有时间点的加权关联, 由此全面掌握飞机燃油消耗预测数据间的长远依赖性。接着采用多头注意力层, 通过组合多个自注意力操作获得输出向量, 如下式:

$$\text{MHA}(\boldsymbol{\eta}, \boldsymbol{\iota}, \boldsymbol{\mu}) = \text{Concat}(\boldsymbol{T}_1, \boldsymbol{T}_2, \dots, \boldsymbol{T}_h) \boldsymbol{\omega}^0 \quad (7)$$

式中, $\boldsymbol{\eta}$ 为查询向量矩阵, $\boldsymbol{\iota}$ 为键向量矩阵, $\boldsymbol{\mu}$ 为值向量矩阵, $\text{MHA}(\boldsymbol{\eta}, \boldsymbol{\iota}, \boldsymbol{\mu})$ 为 Transformer 模型的输出向量即模型对燃油消耗时间序列的全面理解和表示; Concat 为连接函数; $\boldsymbol{T}_h$ 为第 h 个头部注意力的输出向量; $\boldsymbol{\omega}^0$ 为输出向量的矩阵变换参数。

在 Transformer 架构中, 在多头注意力层后设置一个前馈神经网络 (FFN), 负责对飞机燃油消耗预测序列中的每个元素执行一致的操作。这个前馈神经网络由两个线性变换层构成, 在它们之间嵌入一个 ReLU 激活函数, 用以引入非线性因素^[12]。为了提升深层网络的训练效能和稳定性, 在每个这样的子层间实施了残差连接, 紧接着实施层归一化处理。其中残差连接有助于减轻梯度在深层网络中的衰减问题, 而层归一化则促进了飞机燃油消耗预测模型的正则化, 加速了训练进程并增强了模型的稳健性。经过这一系列处理, 最终获得 Transformer 层的输出即捕捉的飞机燃油消耗预测中的全局时间依赖。

预测模块的设计如下: 在这一模块中, Trans-

former层的输出被作为输入,传递给一个全连接层。这个全连接层采用线性激活函数,其功能是将从前层中习得的飞机燃油消耗预测的复杂特征映射到单一的飞机燃油消耗预测值上,输出飞机燃油消耗预测结果。为了生成用于训练的数据序列,采用滑动窗口技术,从原始飞机燃油消耗预测时间序列中抽取出一系列重叠的子序列。这些子序列随后被用作模型的输入,以产生相应的燃油消耗预测。通过这种方式,能够充分利用时间序列数据中的信息,并提升飞机燃油消耗预测的准确性。

则飞机燃油消耗预测模型训练描述如下:

1) 冻结 LSTM 和 Transformer 权重,仅训练 CNN 卷积核,使用均方误差(MSE)损失函数强制其提取空间特征,当均方误差达到最小后进入下一阶段。

2) 解冻全部参数,改用平滑 L1 损失(Huber 损失)平衡离群值影响。训练中观察到 LSTM 的梯度消失现象,以及 Transformer 模块不同位置编码下的 L1 损失,当损失达到最小时,结束训练。

利用设计的飞机燃油消耗预测模型分别实施飞机 3 个阶段的燃油消耗预测,获得最终的飞机燃油消耗预测结果 F_e ,如下式所示:

$$F_e = F_1 + F_2 + F_3 \quad (8)$$

式中, F_1 为飞机起飞爬升阶段的燃油消耗预测结果, F_2 为飞机空中巡航阶段的燃油消耗预测结果, F_3 为飞机下降进近阶段的燃油消耗预测结果^[13]。

1.2 飞机充油量计算

通过计算飞机地面滑行所需的燃油量、飞往备降场所需的燃油量、不可预期燃油量,结合最终的飞机燃油消耗预测结果 F_e 计算飞机充油量。

飞机油箱的容量是有限的,过满的油箱可能会增加飞行过程中的风险,因此需要计算飞机的充油量。具体计算流程如下:首先根据飞机型号和地面滑行距离估算飞机地面滑行所需的燃油量,计算公式如下:

$$F_r = t_r \times r_r \quad (9)$$

式中, t_r 为飞机在地面上滑行的时间, r_r 为飞机在地面上滑行时的平均燃油消耗率。其中飞机在地面上滑行的时间 t_r 的计算公式如下:

$$t_r = \frac{d_h}{v_h} \quad (10)$$

式中, d_h 为飞机在地面上的滑行距离, v_h 为飞机在地面滑行时的平均速度^[14]。

飞机在地面上滑行时的平均燃油消耗率 r_r 的计算公式如下:

$$r_r = \sum_{i=1}^n (F_{\text{eng},i} n \alpha_i) + C_a \quad (11)$$

式中, n 为飞机发动机数量, $F_{\text{eng},i}$ 为第 i 台发动机在慢车

推力状态下的燃油流量, α_i 为滑行工况修正系数,取值为 0.7, C_a 为辅助动力装置燃油消耗量。

根据备降机场的距离和飞机的燃油消耗率计算飞机因任何原因无法在预定机场降落时,飞往备降机场所需的燃油量。计算公式如下:

$$F_d = \left(\frac{S_0}{\zeta_r} \right) \times \chi \quad (12)$$

式中, S_0 为飞机沿着预定航线飞行的直线与备降机场之间的最大距离, ζ 为飞机的巡航速度, χ 为飞机备降燃油消耗率^[15]。其中 χ 计算公式为:

$$\chi = \frac{F_z}{t_c} \quad (13)$$

式中, F_z 为总备降燃油, t_c 为备降时间。

通过下式计算不可预期燃油量:

$$\begin{cases} F_c = F_e \times 5\% \\ F_c > F_{si} \end{cases} \quad (14)$$

式中, F_{si} 为飞机在目的地机场上空以特定高度(1 500 英尺)飞行一段时间的油量(15 分钟); F_c 为不可预期燃油量。

最后计算飞机的充油量,计算公式如下:

$$F_p = F_r + F_e + F_d + F_c + F_i + F_h \quad (15)$$

式中, F_i 为确保飞行安全,额外的增加燃油安全裕量; F_h 为根据天气情况、飞行中的潜在延误等因素综合考虑后额外携带的燃油量。

利用飞机充油量 F_p 实现飞机罐式加油车燃油智能加注控制。

1.3 飞机罐式加油车燃油加注控制

由基于干扰观测器(DOB)的油量执行器复合控制器与双闭环控制器构成的飞机罐式加油车燃油加注控制器,将飞机充油量 F_p 作为输入,实现飞机罐式加油车燃油加注控制。则飞机罐式加油车燃油加注控制原理如图 1 所示。

基于干扰观测器(DOB)的油量执行器复合控制器,以实现飞机罐式加油车燃油加注中的注油量自动控制。基于干扰观测器的复合控制器的设计如下:对于飞机罐式加油车燃油加注的油量执行器,由于其为一个非线性系统,其非线性主要源于阀门特性和液压耦合,而干扰来自动力系统与工况变化。因此,以非线性系统干扰观测器的设计原为依据实施油量执行器的干扰观测器设计,从而有效应对突发干扰下的控制误差,并抑制非线性导致的极限环振荡。首先构建油量执行器的数学模型:

$$\begin{cases} \dot{X}_1 = R_1(X) + Z_1(X)C + Z_1(X)\rho \\ \dot{X}_2 = R_2(X) + Z_2(X)C \\ Y = F_p \end{cases} \quad (16)$$

式中, $\dot{X}_1$ 为油量执行器中的油量变化率 X_1 的时间导数,

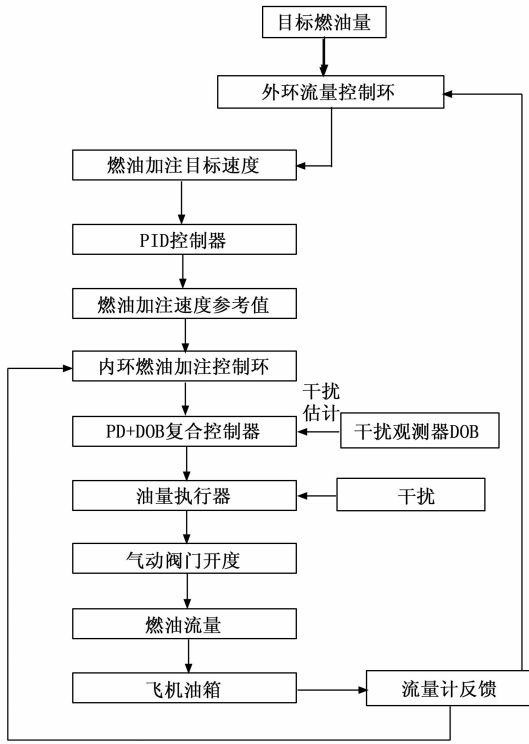


图 1 飞机罐式加油车燃油加注控制原理框图

$\dot{X}_2$ 为油泵转速 X_2 的时间导数, X 为油量执行器中的油量变化率 X_1 与油泵转速 X_2 这两个状态向量的集合, $R_1(X)$ 、 $R_2(X)$ 为油量执行器非线性特性对系统状态的影响函数, C 为控制输入, $Z_1(X)$ 、 $Z_2(X)$ 为油量执行器控制输入 C 对系统状态的影响函数, ρ 为未知干扰, Y 为油量执行器的输出^[16]。

为简化观测器的动态, 并使其更易于实现和调节, 选取线性函数 $Q(X)$ 构建油量执行器的干扰观测器, 其中线性函数 $Q(X)$ 的表达如下:

$$Q(X) = P_1 X_1 + P_2 X_2 \quad (17)$$

式中, P_1 、 P_2 为干扰观测器的增益参数。

构建的油量执行器的干扰观测器具体如下式:

$$\begin{cases} \hat{\rho} = \dot{\theta}_2 - P_1 \dot{X}_1 - P_2 \dot{X}_2 \\ \dot{\theta}_1 = -P_1 Y + P_1 R_1(X) + P_1 Z_1(X)C + \dot{Q}(X) + \hat{\rho} \\ \dot{\theta}_2 = -P_2 Y + P_2 R_2(X) + P_2 Z_2(X)C - \\ \quad \dot{Q}(X) \frac{R_2(X)}{R_1(X)} + \dot{\theta}_1 P_1 \frac{R_2(X)}{R_1(X)} \end{cases} \quad (18)$$

式中, θ_1 、 θ_2 为油量执行器干扰观测器的内部状态变量, 用于辅助估计干扰值; $\dot{Q}(X)$ 为线性函数 $Q(X)$ 的导数, 用于在干扰观测器中提供额外的动态信息; $\hat{\rho}$ 为未知干扰 ρ 的估计值的时间导数; $\hat{\rho}$ 为未知干扰 ρ 的估计值; $\dot{\theta}$ 为油量执行器干扰观测器的内部状态变量 θ_1 的时间导数; $\dot{\theta}_2$ 为油量执行器干扰观测器的内部状态变量 θ_2 的时间导数^[17]。

利用油量执行器的干扰观测器构建一个 PD+DOB 形式的复合控制器, 实现飞机罐式加油车燃油加注中的注油量自动控制。在无外部干扰条件下, 通过选择合适的控制增益, 基准的 PD 控制器能确保油量执行器的位置角度跟踪误差实现渐进稳定。一旦干扰出现, 控制器内置的干扰观测器会补偿油量执行器前馈路径中的扰动。故而, 基于干扰观测器的复合控制器能显著削弱干扰对油量执行器系统的作用, 使其实现精准的燃油加注量。该复合控制器的表达式具体如下:

$$\begin{aligned} \beta &= k_p(O_{X_1} - X_1) - k_d X_2 + \\ &\frac{\dot{\rho}}{\tau} - \frac{\lambda_{21} X_1 + \lambda_{22} X_2 + s_2}{\tau} + \frac{W}{\tau} X_2 \end{aligned} \quad (19)$$

式中, k_p 、 k_d 为控制增益; O_{X_1} 为飞机罐式加油车油量执行器系统的位置角度参考输入, 即期望的位置角度。通过实验测量不同燃油充油量下的油量执行器位置角度, 从而获得期待燃油充油量 F_p 下的位置角度; τ 、 λ_{21} 、 λ_{22} 、 s_2 为飞机罐式加油车油量执行器的动态特性参数; W 为飞机罐式加油车油量执行器的物理特性参数; β 为复合控制器的直接输出, 用于调整飞机罐式加油车油量执行器的状态 (如开启、关闭、调整流量等), 从而控制飞机燃油的加注量。

为确保油量执行器位置角度跟踪误差渐进收敛, 利用试凑法实施 PD+DOB 复合控制器的参数整定, 具体实现步骤描述如下:

1) 初始化参数。

(1) 比例增益 k_p : 取系统开环增益的 50%~80% (如油泵转速—流量传递函数增益为 2.0 时, 初始 $k_p = 1.0$;

(2) 微分增益 k_d : 取 $k_p \times T_d$, 其中 T_d 为系统主导时间常数。

2) 阶跃响应测试。

输入阶跃信号 (如目标油量从 0→1 000 L), 观察响应曲线:

(1) 超调过大: 增大 k_d 或减小 k_p ;

(2) 响应迟缓: 增大 k_p 或减小 k_d ;

(3) 振荡持续: 适当减小 k_p 和 k_d 。

3) 干扰抑制验证。

人为引入干扰 (如突然关闭旁路阀门), 验证 DOB 补偿效果。若残余误差 $> 5\%$, 需提高 DOB 增益 P_1 、 P_2 , 反之完成复合控制器的参数整定。

为更精确地控制加注到飞机油箱中的燃油量, 设计一种双闭环控制器, 通过调节飞机罐式加油车气动阀门开度来实现对加注速度的稳定控制。设计的双闭环控制器由两个闭环组成: 内环和外环。其中内环为燃油加注控制环, 负责快速响应并调节飞机罐式加油车燃油加注速度, 使其紧跟外环设定的燃油加注速度参考值。外环

为流量控制环,负责根据预设的目标速度,以及实际加注情况,调整内环的燃油加注速度参考值。

其中内环采用比例-积分-微分(PID)控制器,根据燃油加注误差生成内环控制信号,调整飞机罐式加油车气动阀门开度。其中燃油加注误差的计算公式如下:

$$e_v(t) = v_{\text{ref}}(t) - v_{\text{actual}}(t) \quad (20)$$

式中, $v_{\text{ref}}(t)$ 为飞机罐式加油车实际燃油加注速度(由流量计测量得出); $v_{\text{actual}}(t)$ 为外环设定的燃油加注速度参考值。

PID 控制器根据速度误差生成的内环控制信号具体如下式:

$$E(t) = K'_p e_v(t) + K'_I \int_0^t e_v(t) dt + K'_D \frac{de_v(t)}{dt} \quad (21)$$

式中, $E(t)$ 为该 PID 控制器的输出信号,即飞机罐式加油车气动阀门开度; K'_p 为该 PID 控制器的比例增益,决定了该控制器对燃油加注速度误差 $e_v(t)$ 的即时响应强度; K'_I 为该控制器的积分增益,通过累积燃油加注速度误差 $e_v(t)$ 来消除稳态误差; K'_D 为该控制器的微分增益,根据燃油加注速度误差 $e_v(t)$ 的变化率来预测未来的误差,从而实现超前控制; $\int_0^t e_v(t) dt$ 为飞机燃油加注速度误差从 $0 \sim t$ 时刻的积分值,表示飞机燃油加注速度误差 $e_v(t)$ 的累积效应; $\frac{de_v(t)}{dt}$ 为飞机燃油加注速度误差 $e_v(t)$ 关于时间的导数,即飞机燃油加注误差的变化率。

为确保燃油加注速度跟踪误差快速收敛,利用衰减振荡法实施 PID 控制器参数整定的参数整定。首先,进行系统辨识。通过阶跃响应获取模型参数,即延迟时间 τ 、时间常数 T 、稳态增益 K ;其次,根据辨识后的参数,实现参数整定,各参数整定的表达式如下:

$$K'_p = \frac{1.35}{K} \left(1 + \frac{0.18\tau}{T} \right) \quad (22)$$

$$K'_I = \frac{1}{2.5\tau + 0.5T} \quad (23)$$

$$K'_D = \frac{0.37\tau T}{T + 0.1\tau} \quad (24)$$

在流量控制环中,首先根据所需的燃油量 F_p 和加注时间要求,计算出预设的飞机燃油加注目标速度。接着将计算出的飞机燃油加注目标速度输入到外环控制器中。外环控制器通过读取流量计的反馈信号,获取当前的实际飞机燃油加注速度,并将实际加注速度与目标加注速度进行比较,计算出误差值,如下式所示:

$$e_v(t)^* = v_{\text{target}}(t) - v_{\text{actual}}(t) \quad (25)$$

式中, $v_{\text{target}}(t)$ 为预设的飞机燃油加注目标速度。

根据计算出的误差值,通过 PID 控制器调整外环的燃油加注速度参考值。

$$v_{\text{actual}}(t) = U_{\text{base}} +$$

$$K''_p e_v(t)^* + K''_I \int_0^t e_v(t)^* dt + K''_D \frac{de_v(t)^*}{dt} \quad (26)$$

式中, U_{base} 为基础飞机燃油加注速度参考值,是一个预设的常数,用于在没有误差时维持一定的飞机燃油加注速度; K''_p 为该控制器的比例增益,决定了该控制器对误差值 $e_v(t)^*$ 的即时响应强度; K''_I 为该控制器的积分增益,通过累积误差值 $e_v(t)^*$ 来消除飞机燃油加注中的稳态误差; K''_D 为该控制器的微分增益,根据误差值 $e_v(t)^*$ 的变化率来预测未来的误差; $\int_0^t e_v(t)^* dt$ 为误差值 $e_v(t)^*$ 从 0 到 t 时刻的积分值,表示误差的累积效应; $\frac{de_v(t)^*}{dt}$ 为误差值 $e_v(t)^*$ 关于时间的导数,即误差值的变化率。当实际飞机燃油加注速度低于目标速度时,误差值 $e_v(t)^*$ 为正,外环 PID 控制器的输出 $v_{\text{actual}}(t)$ 将大于基础加注速度参考值 U_{base} 。因为 $K''_p e_v(t)^*$ 为正,积分项和微分项也会贡献正值。因此,此时外环控制器能够增加内环的燃油加注速度参考值,以提高飞机燃油加注速度^[18]。实际飞机燃油加注速度低于目标速度时,误差值 $e_v(t)^*$ 为负,外环 PID 控制器的输出 $v_{\text{actual}}(t)$ 将小于基础加注速度参考值 U_{base} 。因为 $K''_p e_v(t)^*$ 为负,积分项和微分项也会贡献负值。因此,此时外环控制器能够减少内环的燃油加注速度参考值,以降低飞机燃油加注速度。

不断循环执行以上的外环和内环控制过程,直至所需的燃油量 F_p 加注完成。

2 实例测试

2.1 实验过程

对于设计的考虑充油量的飞机罐式加油车燃油智能加注控制方法,利用其实施某机场飞机罐式加油车的飞机燃油智能加注控制,测试其燃油加注控制性能。在测试中,将文献[4]中位置约束下软式自主空中加油的抗干扰控制方法、文献[5]中基于 AMESim 的主燃油控制系统以及文献[6]中基于 IGWO 的台车轮注油系统注油量控制方法作为对比测试方法,以获得详细的对比测试结果。在测试中首先利用设计的结合 LSTM 模型、CNN 模型、Transformer 模型的飞机燃油消耗预测模型实施实验机场的飞机燃油消耗预测。实验机场 20 架飞机的飞机全重、真航向、发动机尾气温度数据如表 1 所示。

在该步骤中,实验参数设置情况如表 2 所示。

实验机场 20 架飞机的飞机燃油消耗预测结果如表 3 所示。

表 1 二十架飞机的飞机全重、真航向、发动机尾气温度

飞机编号	机型	飞行任务类型	飞机全重/kg	真航向/(°)	发动机尾气温度/℃
1	Boeing 737-800	国内客运中程	78 500	235	520
2	Airbus A320neo	国际客运短程	82 300	300	545
3	Boeing 787-9	国际客运远程	75 600	270	510
4	Boeing 757-200F	全货运	80 100	195	530
5	Airbus A321-200	国内客运高密度	79 200	210	515
6	Boeing 777-300ER	国际客运超远程	84 000	315	550
7	Embraer E195-E2	支线客运	76 800	250	505
8	Airbus A330-200	国际货运	81 000	200	535
9	Boeing 737-700	国内客运短程	77 900	285	525
10	Airbus A350-900	国际客运超远程	83 500	330	560
11	Bombardier CRJ900	支线货运	68 200	185	490
12	Boeing 747-8F	全货运	84 700	350	575
13	Airbus A220-300	国内客运短程	69 800	240	500
14	Boeing 787-10	国际客运远程	81 200	290	540
15	Embraer E190-E2	支线客运	69 200	225	495
16	Airbus A319-100	国内客运短程	70 400	260	510
17	Boeing 767-300ER	国际货运	79 800	275	525
18	Embraer E190-E2	支线货运	68 200	185	490
19	Bombardier CRJ900	国内客运短程	71 000	220	505
20	Airbus A350-900	国际客运超远程	84 200	340	570

表 2 实验参数设置情况

序号	参数名称	设置值	序号	参数名称	设置值
1	初始学习率	0.001	6	FFN 内层维度	512
2	批量大小	64	7	滑动窗口大小	24 小时数据
3	训练轮次	100	8	滑动步长	1 小时数
4	Transformer 头数	8	9	正则化系数	0.000 1
5	优化器	Adam 优化器	10	损失函数	均方误差 (MSE)

表 3 实验机场二十架飞机的飞机燃油消耗预测结果 L

飞机编号	起飞爬升阶段 预测燃油消耗	空中巡航阶段 预测燃油消耗	下降进近阶段 预测燃油消耗	总预测燃油消耗
1	2 500	15 000	1 800	19 300
2	2 700	16 500	2 000	21 200
3	2 400	14 000	1 600	18 000
4	2 600	15 500	1 900	20 000
5	2 550	14 800	1 750	19 100
6	2 800	17 000	2 100	21 900
7	2 350	13 500	1 550	17 400
8	2 650	15 800	1 950	20 400
9	2 520	14 600	1 780	18 900
10	2 750	16 800	2 050	21 600
11	1 850	9 800	1 200	12 850
12	3 200	19 500	2 300	25 000
13	1 700	9 200	1 100	12 000
14	2 450	14 200	1 650	18 300
15	1 650	8 900	1 050	11 600
16	1 780	9 500	1 150	12 430
17	2 550	14 800	1 800	19 150
18	1 650	8 900	1 050	11 600
19	1 750	9 600	1 180	12 530
20	2 850	17 500	2 150	22 500

接着计算飞机地面滑行所需的燃油量、飞往备降机场所需的燃油量、不可预期燃油量，并结合上表的飞机燃油消耗预测结果计算飞机充油量。计算结果如表 4 所示。

表 4 飞机充油量计算结果 L

飞机编号	地面滑行所需燃油量	飞往备降机场所需燃油量	不可预期燃油量	燃油安全裕量	总充油量
1	300	300	500	1 930	24 030
2	350	350	600	2 120	26 470
3	300	300	450	1 800	22 350
4	320	320	550	2 000	25 070
5	310	310	500	1 910	24 020
6	360	360	650	2 190	27 400
7	290	290	400	1 740	21 630
8	330	330	575	2 040	25 545
9	305	305	475	1 890	23 570
10	355	355	625	2 160	27 090
11	220	220	385	1 285	15 960
12	380	380	750	2 500	31 010
13	200	200	360	1 200	14 960
14	310	310	550	1 830	22 890
15	195	195	350	1 160	14 400
16	210	210	370	1 243	15 463
17	300	300	525	1 915	23 890
18	195	195	350	1 160	14 400
19	215	215	375	1 253	15 573
20	370	370	700	2 250	28 020

最后利用设计的由基于干扰观测器（DOB）的油量执行器复合控制器与双闭环控制器构成的飞机罐式加油车燃油加注控制器实现实验机场二十架飞机的燃油加注控制。

实验参数设置情况如下：

- 1) PD 控制器参数整定方法：试凑法；
- 2) PID 控制器参数整定方法：衰减震荡法；
- 3) U_{base} ：10 L/s。

2.2 测试项目

测试设计方法的燃油加注控制准确性，具体测试项目包括燃油加注控制量与充油量的匹配性、燃油加注控制速度平稳性、燃油管路系统压力稳定性。

当燃油加注控制量能够精确匹配充油量需求时，可以显著提高燃油加注的效率。这意味着加油车能够在更短的时间内完成加油任务，减少等待时间。同时，燃油加注控制量越符合充油量，就越能确保驾驶安全性。如果加油量过多或过少，都可能对飞机的飞行性能产生不利影响。过多的燃油可能导致飞机超重，增加起飞和降落时的风险；而过少的燃油则可能影响飞机的续航能力和飞行稳定性。

平稳的燃油加注控制速度有助于确保加注量的准确

性。在飞机加油过程中,如果加注速度波动过大,可能会导致加注量难以精确控制,从而影响飞机的燃油系统和飞行性能。平稳的加注速度可以使得加油过程更加稳定,减少因速度变化而引起的加注误差,提高加注的准确性。同时平稳的加注速度可以减少对燃油系统的冲击和磨损,延长设备的使用寿命,并降低因加注不当而导致的安全隐患。

燃油管路系统压力稳定性越高,说明燃油能够以更加恒定的速率流入飞机油箱,可以提高加注精度。同时不稳定的压力可能会对飞机的燃油系统造成损害,如导致密封件损坏、管路破裂或泵故障等。保持压力稳定可以减少这些潜在风险,延长燃油系统的使用寿命。

2.3 测试结果与分析

在表 2 与最后一节的实验参数设置情况下,测试设计与 3 种对比方法的燃油加注控制量与飞机充油量的匹配性,测试结果如图 2 所示。

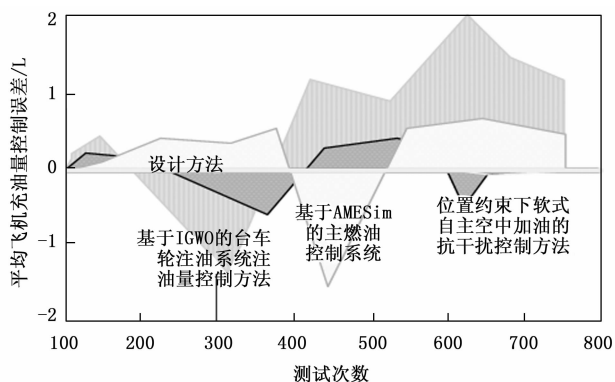


图 2 燃油加注控制量与飞机充油量的匹配性测试结果

从图中可以看出,设计方法的燃油加注控制量与飞机充油量的匹配性最高,几乎完全重合。这表明设计方法能够精确地根据飞机充油量的需求来控制燃油加注量,实现了高度的准确性。设计方法之所以在燃油加注控制量与飞机充油量的匹配性上表现最好,是因为它结合了 LSTM 模型、CNN 模型、Transformer 模型的优点,能够准确预测飞机在不同飞行阶段的燃油消耗,并据此精确计算飞机充油量。同时,基于干扰观测器 (DOB) 的油量执行器复合控制器与双闭环控制器的设计,确保了燃油加注控制量的精确性,从而实现了与飞机充油量的高度匹配。

在表 2 与最后一节的实验参数设置情况下,测试设计与 3 种对比方法的燃油加注控制速度平稳性测试结果如图 3 所示。

设计方法的燃油加注控制速度曲线最平稳,波动最小。这表明设计方法在控制燃油加注速度方面具有出色的稳定性,能够确保加注量的准确性。设计方法在燃油加注控制速度平稳性上表现最好,是因为它采

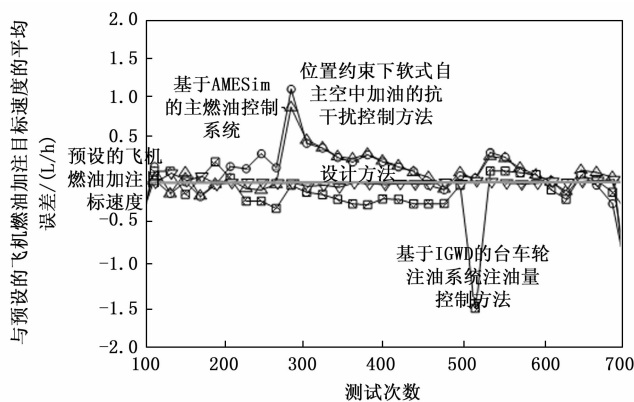


图 3 燃油加注控制速度平稳性测试结果

用了双闭环控制器设计,内环负责快速响应并调节燃油加注速度,外环则根据目标速度与实际加注情况调整内环的参考值。这种设计确保了燃油加注速度的平稳性,减少了因速度波动而引起的加注误差,提高了加注的准确性。

测试设计与 3 种对比方法的燃油管路系统压力稳定性测试结果如图 4 所示。

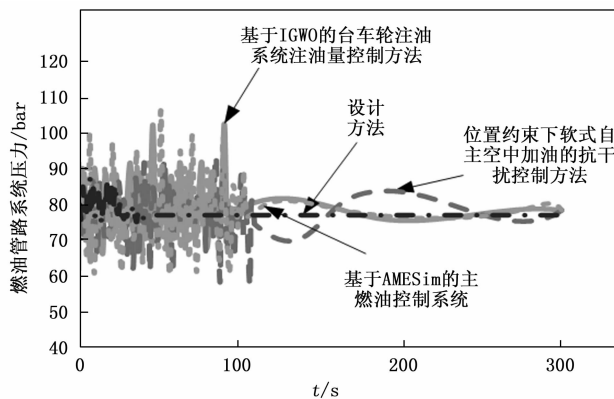


图 4 燃油管路系统压力稳定性测试结果

设计方法的燃油管路系统压力曲线在初期有一定波动,接下来进入非常稳定的阶段,几乎不再波动。相比 3 种对比方法,设计方法的表现最优越,这表明设计方法在控制燃油管路系统压力方面具有出色的稳定性,能够确保燃油以较为恒定的速率流入飞机油箱。设计方法在燃油管路系统压力稳定性上表现最好,是因为它采用了基于干扰观测器 (DOB) 的油量执行器复合控制器,能够准确估计并补偿未知干扰,从而确保燃油管路系统压力的稳定性。同时,双闭环控制器的设计也进一步提高了压力控制的精度和稳定性。

3 结束语

本研究提出了一种飞机罐式加油车燃油智能加注控制方法,该方法结合了 LSTM 模型、CNN 模型、Transformer 模型进行飞机燃油消耗预测,并据此计算

飞机充油量。为实现精确的燃油加注控制，结合基于干扰观测器 (DOB) 的油量执行器复合控制器与双闭环控制器。通过实例测试，验证了该方法在燃油加注控制量与飞机充油量的匹配性、燃油加注控制速度平稳性以及燃油管路系统压力稳定性方面的优越性。

参考文献：

[1] 杨 铨, 冯 伟, 邢龙辉, 等. 油液监测黏度传感器标定方法优化研究 [J]. 润滑与密封, 2024, 49 (5): 171 - 176.

[2] 薛 瑞, 郭柏利, 徐 慧, 等. 渤海某油田污水系统腐蚀研究与控制 [J]. 工业水处理, 2024, 44 (8): 187 - 191.

[3] 李兴坤, 王国晖, 卢紫旺, 等. 基于 IDP 的重型商用车自适应距离域预见性巡航控制策略 [J]. 汽车工程, 2024, 46 (8): 1346 - 1356.

[4] 宋梦实, 张 帆, 黄攀峰. 位置约束下软式自主空中加油的抗干扰控制 [J]. 航空学报, 2023, 44 (20): 76 - 89.

[5] 王小鹏, 马 静, 杨艺琨. 基于 AMESim 的主燃油控制系统仿真与频域分析 [J]. 液压与气动, 2023, 47 (10): 127 - 135.

[6] 李洪涛, 库 涛, 王二林, 等. 基于 IGWO 的台车轮注油系统注油量控制方法研究 [J]. 机床与液压, 2023, 51 (22): 67 - 71.

[7] 张 冬, 王世鹏, 施明健, 等. 一种空中自主加油扰动建模与自适应控制方法 [J]. 宇航学报, 2024, 45 (3): 433 - 442.

[8] 李德昌, 杨华龙, 宋 巍, 等. 考虑排放控制区和多时间窗的班轮运输加油与货运收益优化 [J]. 运筹与管理,

2023, 32 (4): 78 - 85.

[9] 黄舟杭, 张志浩, 韩钧羽, 等. 基于改进遗传算法的远程多点空中加油规划 [J]. 火力与指挥控制, 2024, 49 (6): 30 - 37.

[10] 娄宇轩, 倪艳光, 潘若鸣, 等. ISSA 算法在加油机器人动力学参数辨识中的应用 [J]. 机械设计与研究, 2024, 40 (1): 109 - 113.

[11] 沈谢林. 有载开关与在线净油装置闭锁控制设计 [J]. 变压器, 2023, 60 (1): 19 - 22.

[12] 武熠明, 徐明智, 幸贞雄, 等. YOLOv4 算法在加油站卸油人员离岗检测中的应用研究 [J]. 工业安全与环保, 2023, 49 (6): 11 - 14.

[13] 沈 青, 刘 鹏, 宫 敬, 等. 机场加油系统控制方案评价 [J]. 油气储运, 2024, 43 (9): 995 - 1001.

[14] 蔡云鹏, 任 斌, 王大勇, 等. 无人机自主空中加油会合编队控制方法 [J]. 电光与控制, 2023, 30 (11): 19 - 25.

[15] 朱春雷, 朱小平, 仪 凡, 等. 复杂油管路铸件内腔多余物的预防和控制 [J]. 铸造, 2023, 72 (7): 891 - 896.

[16] 赵振军, 谭兴宇, 史晓军, 等. 软式空中加油系统鞭甩现象多体动力学分析 [J]. 振动工程学报, 2024, 37 (4): 696 - 707.

[17] 王彦栋, 寇子明, 李腾宇. 矿井提升机天轮轴承润滑系统设计与应用研究 [J]. 煤炭工程, 2023, 55 (10): 17 - 22.

[18] 张桂臣, 高荣华, 张春昌, 等. 基于计算机视觉的船舶主机气缸润滑管理 [J]. 中国航海, 2024, 47 (2): 40 - 47.

(上接第 126 页)

[14] ZHENG Y, HUANG Z, TAO J, et al. Power system load frequency active disturbance rejection control via reinforcement learning-based memetic particle swarm optimization [J]. IEEE Access, 2021, 9: 116194 - 116206.

[15] BIAN B, WANG L. A GA-based parameters tuning method for active disturbance rejection control of hydraulic spherical motion actuator [C] // 2021 8th International Conference on Electrical and Electronics Engineering, 2021: 80 - 84.

[16] 苏文海, 姜继海, 刘庆和. 直驱式电液伺服转叶舵机退火蚁群寻优 PD 控制 [J]. 电机与控制学报, 2010, 14 (1): 102 - 106.

[17] WANG L, ZHAO D, ZHANG Z, et al. Linear active disturbance rejection control for hydraulic position servo system [C] // 2020 39th Chinese Control Conference (CCC), 2020: 2522 - 2527.

[18] ZHAO S, GAO Z. Modified active disturbance rejection control for time-delay systems [J]. ISA Trans, 2014,

53 (4): 882 - 888.

[19] 许家群, 王天琪, 贾普凡. 永磁同步电机准谐振自抗扰电流谐波抑制 [J]. 中国电机工程学报, 2023, 43 (6): 2450 - 2460.

[20] GUNBAEK S. Design of an intelligent npid controller based on genetic algorithm for disturbance rejection in single integrating process with time delay [J]. Journal of Marine Science and Engineering, 2020, 9 (1): 25.

[21] WANG L, ZHAO D, ZHANG Z, et al. Model-free linear active disturbance rejection output feedback control for electro-hydraulic proportional system with unknown dead-zone [J]. IET Control Theory & Applications, 2021 (16): 15.

[22] AWAD A, HAWASH A, ABDALHAQ B. A genetic algorithm (GA) and swarm-based binary decision diagram (BDD) reordering optimizer reinforced with recent operators [J]. IEEE Transactions on Evolutionary Computation, 2023, 27: 535 - 549.