

具有动态和输入不确定性的航空发动机自抗扰控制



王伟,赵哲

中国民航大学, 天津 300300

摘要:加速过程中,动态和输入不确定性会给航空发动机控制系统造成不同程度的性能冲击。为改善控制系统性能,本文利用自抗扰控制方法补偿动态和输入不确定性造成的不良影响,采用麻雀搜索算法整定自抗扰控制器参数,以某型涡扇发动机为研究对象,基于 Matlab/Simulink 开展仿真分析。仿真结果表明,自抗扰控制器可以较好地抑制系统中的动态和输入不确定性造成的不良影响,能够实现对高压转子转速的准确快速跟踪,无稳态误差,超调量不超过 0.07%,动态调节时间为 2.5s,燃油流量变化较平滑,几乎无大幅值振荡。

关键词: 动态和输入不确定性; 航空发动机; 自抗扰控制; 麻雀搜索算法; 加速控制

中图分类号: V271.4

文献标识码: A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2023.07.005

航空发动机是十分复杂的气动热力学系统,具有工作状态恶劣、运行范围广和非线性强等特征^[1]。在全飞行包线内,发动机飞行状态和飞行条件不断改变,航空发动机会受到多种外部干扰和内部不确定性的影响,内部不确定性主要包括动态不确定性和输入不确定性。在过渡过程中,这些不确定性短时间内会发生剧烈变化^[2],导致航空发动机模型失配,控制系统性能衰退。严重时,可危及过渡态控制性能,引发转子转速超转、压气机喘振、燃烧室超压、涡轮前温度超温等安全性问题。因此,开展抑制动态和输入不确定性控制方法进行过渡态控制的研究具有重大意义。

针对动态和输入不确定性问题,贾廷纲^[3]提出一种基于状态观测器的滑模控制器处理方法,仿真结果表明了此种方法的有效性,但在控制过程中,滑模控制可能会引发抖振现象,影响系统稳定性。G. Tao^[4]提出自适应控制方法,处理输入不确定性,但是通常要求输入矩阵受制于强假设条件,对于工程应用有一定的障碍。Zhang Long^[5]提出一种基于非二次 Lyapunov 函数的改进型鲁棒模型参考自适应控制方法,处理发动机模型参数和结构的变化,采用的分散控制方法具有一定的局限性。A. K.

Chakrabarty^[6]利用鲁棒模型参考自适应控制方法来处理状态矩阵、输入矩阵、输出矩阵的不确定性,但该方法仅适用于线性系统。Lin Jiashuai^[2]利用多变量自适应控制方法来处理航空发动机中存在的动态和输入不确定性,仿真结果显示,此种方法具有较强的鲁棒性和抗干扰能力,但是控制输入量会出现不同程度的波动。近年来,由韩京清^[7]研究员提出的自抗扰控制(ADRC),由于其不依赖于被控对象精确数学模型,能对系统的内部不确定性以及外部干扰进行实时估计并补偿,在航空发动机抗干扰领域受到了不少学者的青睐。张海波^[8]将自抗扰控制应用到涡轴发动机转速控制中,通过加入自抗扰控制来抑制扭矩变化对涡轴发动机的不利影响。钱秋朦^[9]将自抗扰控制器用于过渡态试验进气压力的控制以处理进气流畸变的干扰。Chen Jiajie^[10]利用自抗扰控制器对航空发动机巡航工况下存在的干扰进行抑制,保证了巡航工况下控制系统的性能。

虽然自抗扰控制器结构简单,但需要整定的控制器参数较多。为简化控制器参数整定工作,一般可借助于智能优化算法进行参数整定。鸟群优化算法^[11]、灰狼算法^[12]、自适应遗传算法^[13]、DQN 算法^[14]在自抗扰控制器参数整定方

收稿日期: 2023-02-28; 退修日期: 2023-04-10; 录用日期: 2023-05-09

基金项目: 科技部国家重点研发计划项目(2022YFC3002502)

引用格式: Wang Wei, Zhao Zhe. Active Disturbance rejection controll for aeroengine with dynamic and input uncertainty[J]. Aeronautical Science & Technology, 2023, 34(07): 36-42. 王伟, 赵哲. 具有动态和输入不确定性的航空发动机自抗扰控制[J]. 航空科学技术, 2023, 34(07): 36-42.

面均有应用,但这些智能算法存在算法复杂、收敛速度慢的缺陷。麻雀搜索算法(SSA)是薛建凯^[15]提出的一种新型群智能优化算法,主要模拟麻雀觅食行为和反捕食行为进行参数寻优,具有全局寻优能力强、收敛速度快及算法结构简单的特点,在参数寻优方面得到了广泛的应用^[16-18]。

本文采用自抗扰控制方法来抑制动态和输入不确定性对控制系统造成的不良影响,实现对高压转子转速的准确快速跟踪。

1 动态和输入不确定性分析

为分析航空发动机加速过程中存在动态和输入不确定性,基于T-MATS平台进行仿真。 $t=6\text{s}$ 时,对油门杆施加阶跃指令,使航空发动机从慢车状态加速至最大起飞状态,如图1所示,供油规律如图2所示。在加速过程中,高低压转子转速可近似反映航空发动机的气动热力过程,且便于测量,可选取高低压转子转速 N_h 、 N_l 作为状态变量,燃油流量 w_f 作为控制变量。基于T-MATS仿真平台可得到整个加速过程中的状态量 N_h 、 N_l ,控制输入量 w_f ,状态量导数 $\dot{N}_l$ 、 $\dot{N}_h$ 。为细化加速过程,对加速过程进行分段处理。加速过程中,高压转子转速变化最为剧烈,能够近似反映加速过程中的气动热力过程,可基于高压转子加速度进行加速阶段划分。以高压转子加速度局部极值点或者高压转子加速度前后状态变化率较大的点作为划分依据,进行加速阶段划分。可将整个加速过程划分为4个加速阶段,划分结果如图3所示。

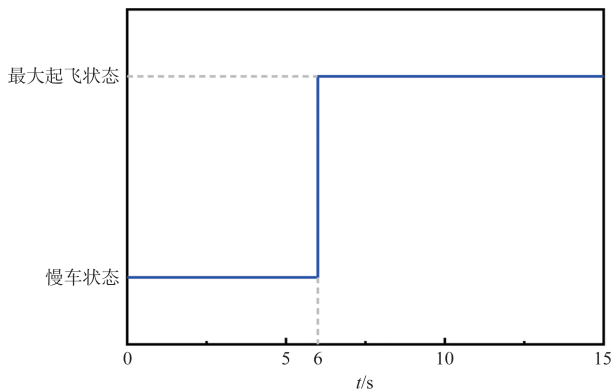


图1 加速过程

Fig.1 Acceleration process

不同加速阶段,状态变量 N_l 、 N_h ,控制变量 w_f 与状态变量导数 $\dot{N}_l$ 、 $\dot{N}_h$ 之间具有较强的相关性,建立航空发动机动态方程,研究加速过程中动态方程系数变化趋势时,多采用

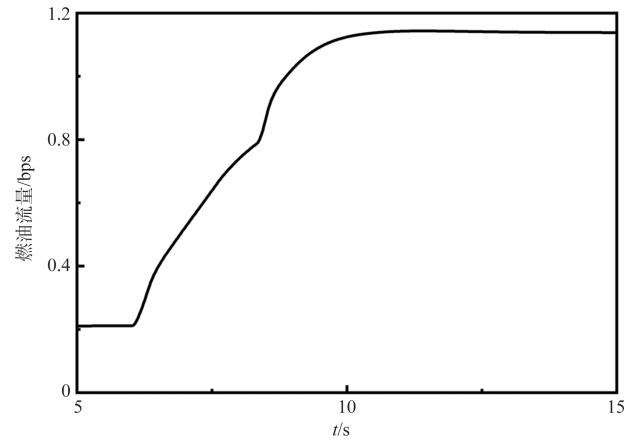


图2 供油规律曲线

Fig.2 Curve of the oil supply law

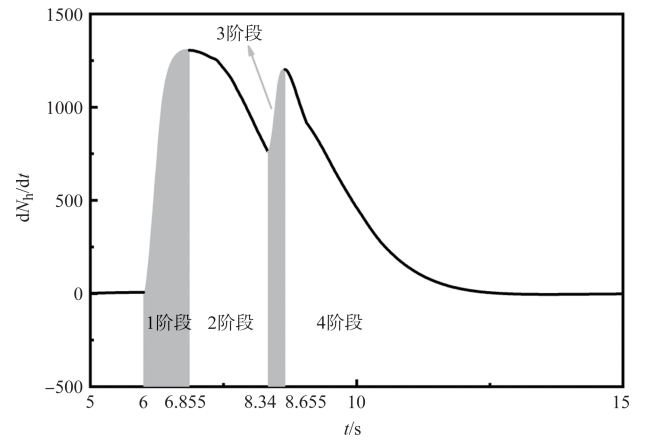


图3 加速阶段划分

Fig.3 Division of acceleration phase

拟合回归方法进行分析,多元回归方法是拟合多变量数学关系的一种经典方法,但当变量之间具有较强相关性时,会给模型的稳定性和精度带来消极影响。偏最小二乘方法在处理多重相关性方面具有很大优势^[19],可以消除共线性的影响。因此,本文利用偏最小二乘法拟合不同加速阶段航空发动机动态方程。

假设加速过程中,航空发动机动态方程如式(1)所示

$$\begin{bmatrix} \dot{N}_l \\ \dot{N}_h \end{bmatrix} = A_l \begin{bmatrix} N_l \\ N_h \end{bmatrix} + B_l [w_f] + W_l \quad (1)$$

式中, $A_l = \begin{bmatrix} a_3 & a_2 \\ b_3 & b_2 \end{bmatrix}$ 表示航空发动机状态矩阵系数, $B_l =$

$\begin{bmatrix} a_1 \\ b_1 \end{bmatrix}$ 为航空发动机控制矩阵系数, $W_l = \begin{bmatrix} a_0 \\ b_0 \end{bmatrix}$ 为常数系数矩阵。

式(1)展开后如式(2)所示

$$\dot{N}_l = a_3 N_l + a_2 N_h + a_1 w_f + a_0 \quad (2)$$

$$\dot{N}_h = b_3 N_l + b_2 N_h + b_1 w_f + b_0$$

采用偏最小二乘方法拟合回归加速过程航空发动机动态方程时,不同加速阶段矩阵系数变化趋势如图4、图5所示。

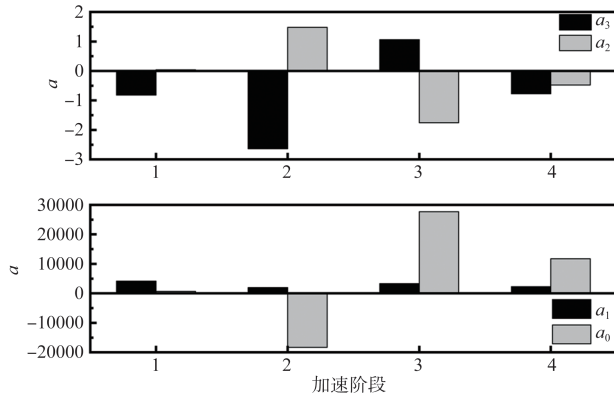


图4 矩阵系数 a 的变化趋势

Fig.4 Trend of matrix coefficients a

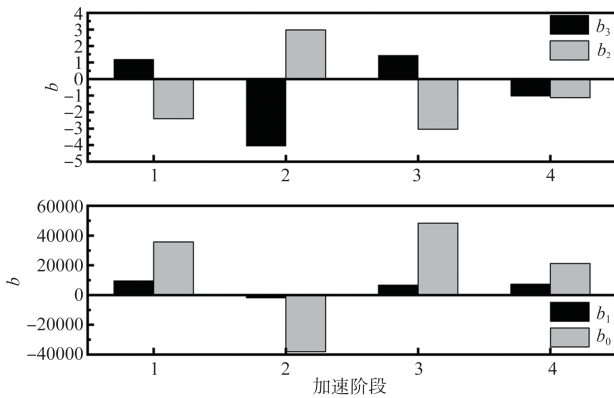


图5 矩阵系数 b 的变化趋势

Fig.5 Trend of matrix coefficients b

图4表示不同加速阶段 $\dot{N}_l$ 与状态量、控制量之间的系数关系,图5表示不同加速阶段 $\dot{N}_h$ 与状态量、控制量之间的系数关系。图4、图5表明,不同加速阶段,航空发动机矩阵系数均不相同,整个加速过程中,矩阵系数时变,发生不同程度波动,引起动态和输入不确定性。在短时间内,矩阵系数发生大幅值波动,导致动态和输入不确定性剧烈变化。

引起动态和输入不确定性的主要原因为加速过程中,航空发动机系统的动态改变,导致动态方程变化,引起矩阵系数改变,产生动态和输入不确定性。在加速过程中,矩阵系数的大幅值波动会导致动态和输入不确定性剧烈变化,造成航空发动机模型失配。传统方法一般通过设计多个定点控制器进行增益调度实现加速控制,但会引入控制器切

换扰动,增加控制结构的复杂性。为解决上述问题,本文提出用自抗扰控制器来实现航空发动机加速控制,它直接将加速过程中发动机的系统动态看作总扰动,利用扩张状态观测器进行扰动实时补偿,进而抑制系统动态引起的动态和输入不确定性造成的不良影响,避免高压转子转速出现大幅值波动。

2 控制算法设计

2.1 自抗扰控制器结构及原理

自抗扰控制器主要由跟踪微分器、扩张状态观测器、非线性组合控制律三部分组成。其工作原理如图6所示。

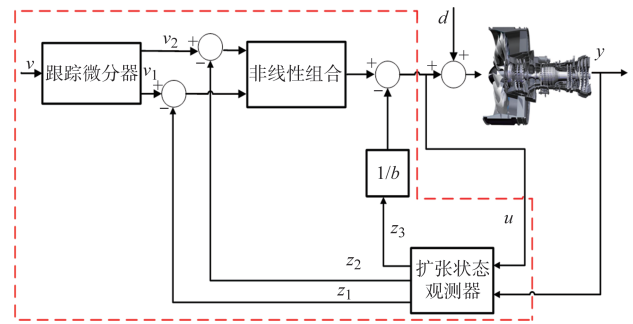


图6 自抗扰控制工作原理图

Fig.6 Working principle diagram of ADRC

跟踪微分器为系统输入信号安排过渡过程,得到光滑的输入信号以及输入信号的微分信号。跟踪微分器离散形式如式(3)所示^[6]

$$\begin{cases} v_1(k+1) = v_1(k) + hv_2(k) \\ v_2(k+1) = v_2(k) + hfst[v_1(k) - v_0, v_2(k), r, h_0] \end{cases} \quad (3)$$

式中, v_0 为输入信号, v_1 、 v_2 分别为输入信号的跟踪信号以及输入信号的微分信号, r 为跟踪因子, h_0 为滤波因子。

扩张状态观测器可实时跟踪系统状态,不仅能得到系统的状态信息,还能估计对象模型中内扰和外扰的实时作用量,并将总扰动的实时作用量补偿到控制器中。扩张状态观测器离散形式如式(4)所示

$$\begin{aligned} z_1(k+1) &= z_1(k) + hz_2(k) - \beta_{01}e_1 \\ z_2(k+1) &= z_2(k) + hz_3(k) - \beta_{02}fal(e_1, \alpha_1, \delta) + bu_k \\ z_3(k+1) &= z_3(k) - hf\beta_{03}fal(e_2, \alpha_2, \delta) \end{aligned} \quad (4)$$

非线性组合控制律把跟踪微分器产生的跟踪信号和微分信号与扩张状态观测器估计的系统状态通过非线性函数进行适当组合,作为被控对象的控制输入量。非线性组合控制律形式如式(5)所示

$$\begin{aligned} u_0 &= \beta_{01} \text{fal}(e_1, \alpha_1, \delta) + \beta_{02} \text{fal}(e_2, \alpha_2, \delta) \\ u(k) &= u_0 - z_3(k)/b \end{aligned} \quad (5)$$

自抗扰控制器结构简单,但需要整定的控制器参数较多。扩张状态观测器增益 β_{01} 、 β_{02} 、 β_{03} ,非线性组合控制律中增益 β_{01} 、 β_{02} 和控制补偿增益 b 都需要进行整定。为简化控制器参数

整定工作,一般借助于智能优化算法进行参数整定。

2.2 控制器参数优化

通过研究航空发动机控制中的智能优化算法,引入麻雀搜索算法进行自抗扰控制器参数整定。麻雀搜索算法优化整定参数流程如图7所示。

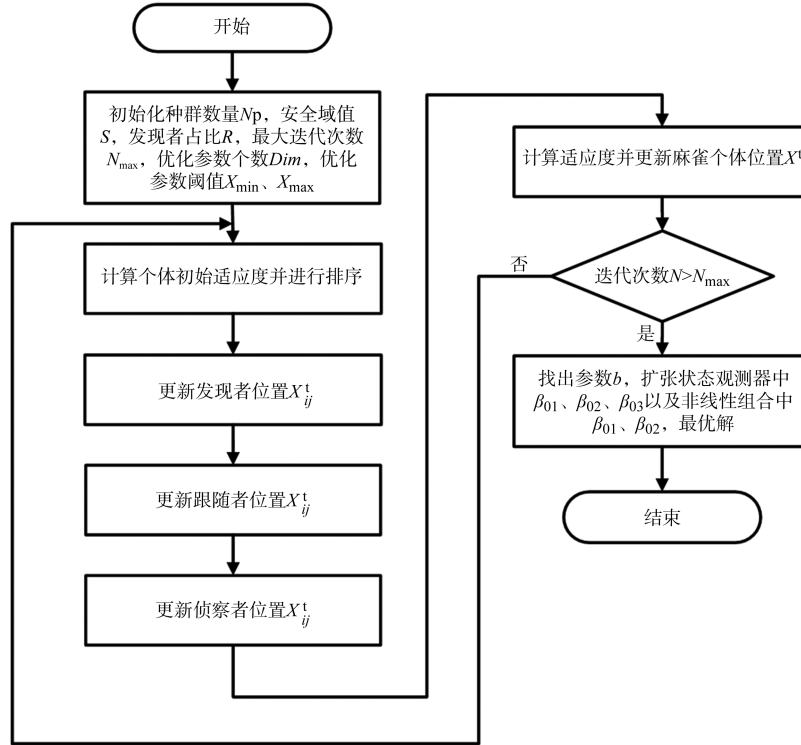


图7 麻雀搜索算法流程

Fig.7 Flowchart of sparrow search algorithm

图7中,发现者、跟随者、侦察者为整个麻雀种群的三大组成部分。发现者负责搜寻食物,同时为跟随者和侦察者提供觅食的方向以及范围。跟随者根据发现者提供的信息进行觅食。当觅食环境中存在麻雀捕食者时,侦察者会发出警戒信号,进而发现者相应地更新位置。安全阈值与发现者的位置更新相关,若警戒信号小于安全阈值,表示当前觅食环境中没有麻雀捕食者存在,发现者可进行全局搜索食物,如果警戒信号大于安全阈值,整个麻雀种群都会跟随发现者另外寻找觅食地点。

3 仿真分析

在加速过程中,高压转子转速变化最为剧烈,能近似反映航空发动机的气动载荷和热载荷的变化,因此,本文设计自抗扰控制器时仅考虑高压转子转速的动态特性,可将被控对象航空发动机模型近似简化为式(6)

$$\begin{cases} \dot{N}_h = N_h^{\text{dot}} \\ \ddot{N}_h = f[\dot{N}_h, N_h, w(t)] + bu \end{cases} \quad (6)$$

式中, $f[\dot{N}_h, N_h, w(t)]$ 表示航空发动机的系统动态,可看作加速过程中系统的总扰动, u 表示ADRC控制器输出燃油流量 w_f 。

在 $t=6\text{s}$ 时,对航空发动机施加 $\Delta N_h = 4373\text{r/min}$ 的阶跃指令,使 N_h 从 17031r/min 增至 21404r/min ,航空发动机从地面慢车状态加速至最大状态。设计自抗扰控制器进行加速控制。选用优化算法优化自抗扰控制器参数,优化参数为6个,分别为扩张状态观测器增益 β_{01} 、 β_{02} 、 β_{03} ,非线性组合中的增益 β_{01} 、 β_{02} 和控制补偿增益 b 。基于Matlab/Simulink仿真平台,利用试凑法,确定优化参数上下界依次为 $X_{\max}=[1500, 20000, 30000, 0.001, 0.009, 30000]$, $X_{\min}=[1000, 10000, 20000, 0.0001, 0.003, 20000]$ 。种群数 $N_p=30$,发现者占比0.3,预警

者占比0.2,安全阈值为0.7,最大迭代次数为100。

为验证麻雀搜索算法的求解性能,本节选用经典优化算法遗传算法与麻雀搜索算法进行对比,其中定义适应度函数进行定量比较,适应度函数如式(7)所示,迭代收敛曲线如图8所示。

$$J(i)=\sum_{i=1}^{15000}(0.999|e(i)|+0.001u(i)^2) \tag{7}$$

式中, $e(i)$ 为反馈误差, $u(i)$ 表示控制输入,15000表示采样次数。

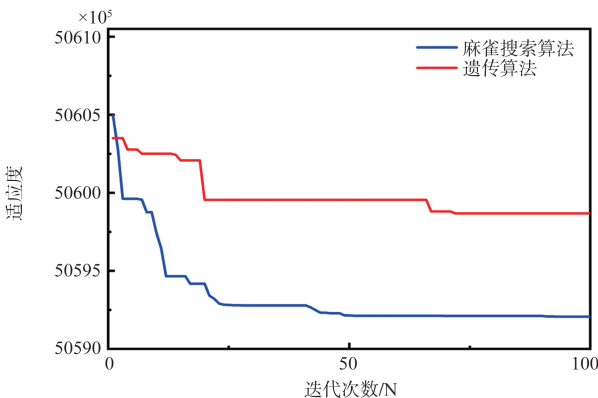


图8 迭代收敛曲线

Fig.8 Curve of iteration convergence

图8表明,采用麻雀搜索算法和经典遗传算法优化自抗扰控制器参数时,在优化初始条件一致的情况下,麻雀搜索算法收敛速度更快。采用麻雀搜索算法优化后的ADRC控制器参数见表1。

表1 ADRC控制器参数

Table 1 The parameter of ADRC controller

跟踪微分器	r	4000	扩张状态观测器	β_{01}	1368.08
	h_0	0.001		β_{02}	19409.13
非线性组合控制律	a_1	0.75		β_{03}	20632.03
	a_2	1.50		a_1	0.5
	β_{01}	0.001		a_2	0.25
	β_{02}	0.003		δ	0.002
	δ	0.002		b	28021.86

在加速过程中,燃油流量变化趋势如图9所示。图9表明,快速进入加速过程时,燃油流量变化较为平滑,无大幅值振荡,确保加速过程发动机状态平滑切换。图10表示加速过程中高压转子转速的跟踪结果。图10表明,在加速过程存在动态和输入不确定性时,ADRC控制器能够实现对高压转子转速准确快速跟踪,超调量为0.07%,加速调节时间为2.5s,无稳态误差存在。

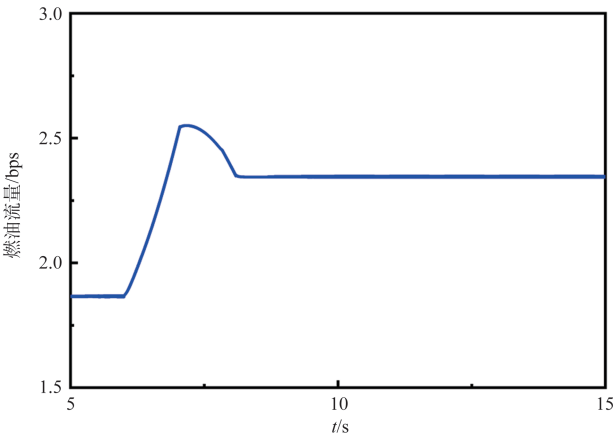


图9 燃油流量变化趋势

Fig.9 Trend of fuel flow

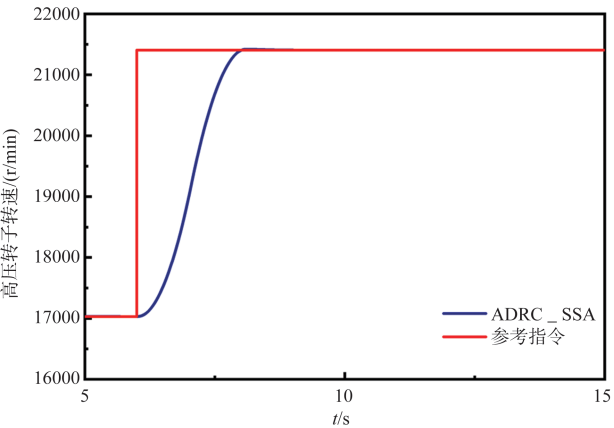


图10 高压转子转速跟踪效果

Fig.10 Tracking effect of high pressure rotor speed

4 结论

本文针对航空发动机加速过程中存在的动态和输入不确定性,设计自抗扰控制器进行过渡态控制,基于麻雀搜索算法优化整定自抗扰控制器参数,得到以下结论:本文设计的控制器将加速过程中航空发动机的系统动态看作总扰动,利用扩张状态观测器进行扰动补偿,抑制了系统动态引起的动态和输入不确定性造成的不良影响,实现了高压转子转速的准确快速跟踪,超调量不超过0.07%,动态调节时间为2.5s,无稳态误差存在,燃油流量几乎无大幅值振荡,过渡过程状态切换比较平滑。

AST

参考文献

[1] 齐义文,曹峥,崔建国.航空发动机安全保护控制研究综述[J].航空科学技术,2017,28(8):1-6.
Qi Yiwen, Cao Zheng, Cui Jianguo. Aeroengine safety

- protection and control research review[J]. Aeronautical Science & Technology, 2017,28(8):1-6.(in Chinese)
- [2] Liu Jiashuai, Wang Xi, Zhu Meiyin, et al. Multivariable adaptive control method for turbofan engine with dynamic and input uncertainties[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2021 (7): 143.
- [3] 贾廷纲, 牛玉刚, 夏康. 不确定输入时滞系统的滑模输出反馈控制[J]. 信息与控制, 2011, 40(6):809-812,834.
- Jia Tinggang, Niu Yugang, Xia Kang. Sliding mode output feedback control for uncertain input-delay systems[J]. Information and Control, 2011,40 (6) : 809-812 ,834.(in Chinese)
- [4] Tao G. Adaptive control design and analysis[M]. U. S.: John Wiley & Sons, 2003.
- [5] Zhang L, Li H, Han X B. Novel e-modification robust adaptive control for aeroengine[J]. Computational Modernization, 2012 (7): 72-74.
- [6] Chakrabarty A K, Bhattacharya S. Lyapunov based two-stage robust model reference adaptive controller for linear plants with time varying bounded uncertainties[J]. IFAC-Papers Online, 2016, 49(1): 213-218.
- [7] 韩京清. 自抗扰控制技术[J]. 前沿科学, 2007, 1(1): 24-31.
- Han Jingqing. Active disturbance rejection control technology [J]. Frontier Science, 2007, 1(1): 24-31.(in Chinese)
- [8] 张海波, 孙健国, 孙立国. 一种涡轴发动机转速抗扰控制器设计及应用[J]. 航空动力学报, 2010, 25(4):943-950.
- Zhang Haibo, Sun Jianguo, Sun Ligu. Design and application of a turboshaft engine speed disturbance rejection controller[J]. Journal of Aero Aerospace Power, 2010, 25(4): 943-950. (in Chinese)
- [9] 钱秋朦, 但志宏, 张松, 等. 航空发动机过渡态试验进气压力线性自抗扰控制方法[J]. 航空动力学报, 2019(10):2271-2279.
- Qian Qiumeng, Dan Zhihong, Zhang Song, et al. Linear active disturbance rejection control method for intake pressure in aeroengine transient test[J]. Journal of Aerospace Power, 2019 (10):2271-2279.(in Chinese)
- [10] Chen J, Wang J, Liu Y, et al. Design and verification of aeroengine rotor speed controller based on U-LADRC[J]. Mathematical Problems in Engineering, 2020(7):1-12.
- [11] Chai L, Guo Q, Liu H, et al. Linear active disturbance rejection control for double-pendulum overhead cranes[J]. IEEE Access, 2021, 9: 52225-52237.
- [12] Zhao F J, Du X, Ma Y H, et al. Optimization and control for variable cycle engine based on grey wolf algorithm[J]. IFAC-Papers Online, 2021, 54(10): 465-470.
- [13] 何金阳, 卓超, 杜建邦, 等. 基于自适应遗传算法旋转惯导自抗扰控制器参数整定方法: 北京, CN112748657A[P]. 2021-05-04.
- He Jinyang, Zhuo Chao, Du Jianbang, et al. Based on the adaptive genetic algorithm, the parameter tuning method of the rotating inertial navigation active disturbance rejection controller: Beijing, CN112748657A[P]. 2021-05-04. (in Chinese)
- [14] 陶金, 郑月敏, 孙青林. 自抗扰控制器自适应参数整定方法及装置: 天津, CN113919217A[P]. 2022-01-11.
- Tao Jin, Zheng Yuemin, Sun Qinglin. Adaptive parameter tuning method and device of active disturbance rejection controller: Tianjin, CN113919217A[P]. 2022-01-11.(in Chinese)
- [15] Xue J, Shen B. A novel swarm intelligence optimization approach: sparrow search algorithm[J]. Systems Science & Control Engineering, 2020, 8(1): 22-34.
- [16] Tuerxun W, Chang X, Hongyu G, et al. Fault diagnosis of wind turbines based on a support vector machine optimized by the sparrow search algorithm[J]. IEEE Access, 2021, 9: 69307-69315.
- [17] 戈一航, 杨光永, 徐天奇, 等. 基于 SSA 优化 PID 在移动机器人路径跟踪中的研究[J]. 国外电子测量技术, 2021(9):40.
- Ge Yihang, Yang Guangyong, Xu Tianqi, et al. Research on path tracking of mobile robot based on SSA optimized PID[J]. Foreign Electronic Measurement Technology, 2021(9): 40. (in Chinese)
- [18] 李建宏. 基于智能优化算法的 BP 神经网络图像复原[D]. 成都: 西华大学, 2021.
- Li Jianhong. BP neural network image restoration based on intelligent optimization algorithm[D]. Chengdu: Xihua University, 2021.(in Chinese)
- [19] 涂龙威. 考虑相关性与多维输出的结构全局敏感性分析方法研究[D]. 长沙: 湖南大学, 2018.
- Tu Longwei. Research on structural global sensitivity analysis method considering correlation and multi-dimensional output [D]. Changsha: Hunan University, 2018.(in Chinese)

Active Disturbance Rejection Control for Aeroengine with Dynamic and Input Uncertainty

Wang Wei, Zhao Zhe

Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China

Abstract: During the acceleration process, dynamic and input uncertainty will cause varying degrees of performance impact on aeroengine control system. In order to improve the performance of the control system, this paper uses the active disturbance rejection control method to compensate the adverse effects caused by dynamic and input uncertainty, and uses the sparrow search algorithm to tune the parameters of the active disturbance rejection controller. Taking a turbofan engine as the research object, the simulation analysis is carried out based on Matlab / Simulink. The simulation results show that the active disturbance rejection controller can better suppress the adverse effects caused by the dynamic and input uncertainty in the system, and can achieve accurate and fast tracking of the high pressure rotor speed without steady-state error, and overshoot does not exceed 0.07%. The dynamic adjustment time is 2.5s, and the fuel flow change is smooth, while there is almost no large oscillation.

Key Words: dynamic and input uncertainty; aeroengine; active disturbance rejection control; sparrow search algorithm; acceleration control

Received: 2023-02-28; **Revised:** 2023-04-10; **Accepted:** 2023-05-09

Foundation item: National Key R&D Program Project of the Ministry of Science and Technology(2022YFC3002502)