

基于强噪声抑制算法的高空舱飞行环境模拟自抗扰控制

张和洪^{1,2}, 但志宏³, 王 信³, 钱秋朦³, 李传健^{1,2*}

(1. 福州大学 计算机与大数据学院, 福州 350108; 2. 福州大学 先进技术创新研究院, 福州 350108; 3. 中国航发四川燃气涡轮研究院, 四川 绵阳 621000)

摘要: 高空舱飞行环境模拟系统测量信号会不可避免地受到强随机噪声的干扰, 影响系统环境参数的过渡态模拟品质, 而传统跟踪微分器算法在滤波光滑性与相位品质之间难以实现有效平衡。基于二阶离散积分串联型系统, 引入状态转移时间判据构建离散时间最优控制综合函数, 并结合相位提前机制, 提出了一种新型的跟踪微分器算法, 用于实时处理系统反馈测量信号。针对过渡态试验中存在的强内外总扰动, 以新型跟踪微分器算法为基础, 策划了自抗扰控制框架与策略。仿真结果表明, 相较于传统算法, 强噪声抑制跟踪微分器算法的信号跟踪误差和微分提取误差分别降低了63.15%和63.94%; 相较于传统自抗扰控制器, 基于新型跟踪微分器算法的自抗扰控制器使系统控制压力与设定值的偏差降低了21.88%, 阀门摆动量减少了69.7%。研究成果具有良好的工程应用价值, 为航空发动机过渡态试验的顺利开展提供了有力保障。

关键词: 跟踪微分器; 飞行环境模拟; 自抗扰控制; 信号滤波; 环境压力控制; 高空舱

中图分类号: V261.7 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-2620(2026)01-0029-12

DOI: 10.3724/j.GTER.20250081

Altitude simulation test cell flight environment simulation via noise suppression based active disturbance rejection control

ZHANG Hehong^{1, 2}, DAN Zhihong³, WANG Xin³, QIAN Qiumeng³, LI Chuanjian^{1, 2*}

(1. College of Computer and Data Science, Fuzhou University, Fuzhou 350108, China;

2. Advanced Technology Innovation Research Institute, Fuzhou University, Fuzhou 350108, China;

3. AECC Sichuan Gas Turbine Establishment, Mianyang 621000, China)

Abstract: Sensor signals in the altitude simulation test cell flight environment simulation system are inevitably affected by strong random noise, which significantly impacts the quality of environmental parameter transient state simulation. Classical tracking differentiator (TD) algorithms struggle to effectively balance filtering performance and phase quality. Based on a second-order discrete integral cascade system, a new TD algorithm was proposed by introducing a state transition time criterion to construct a discrete-time optimal control function, along with a phase advance method to process the system pressure feedback signals in real time. To address the strong internal and external total disturbances presented in transitional tests, an active disturbance rejection control (ADRC) scheme and strategy via the proposed TD were further designed. Numerical simulation results show that the proposed TD can reduce signal tracking error and differentiation extraction error by 63.15% and 63.94%, respectively, compared to that of classical

收稿日期: 2025-02-12

基金项目: 基础加强重点项目(JWKT-2001-2022-0002)

作者简介: 张和洪(1989-), 男, 福建福州人, 教授, 博士, 研究方向为自抗扰控制及其在飞行环境模拟控制系统中的应用。

通信作者: 李传健, 男, 博士研究生, 研究方向为自抗扰控制跟踪微分器理论与应用。E-mail: chuanjian.li@qq.com

引用格式: 张和洪, 但志宏, 王 信, 等. 基于强噪声抑制算法的高空舱飞行环境模拟自抗扰控制[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2026, 39(1): 29-40. ZHANG Hehong, DAN Zhihong, WANG Xin, et al. Altitude simulation test cell flight environment simulation via noise suppression based active disturbance rejection control[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2026, 39(1): 29-40.

algorithms. Compared to the existing ADRC methods, the proposed method reduces the deviation between the actual controlled pressure and the setpoint by 21.88% and decreases valve oscillation by 69.7%. Under conditions of strong measurement noise, the method efficiently estimates total system disturbances and achieves precise pressure tracking control, demonstrating strong engineering application value and providing robust support for the successful execution of aero-engine transitional tests.

Key words: tracking differentiator; flight environment simulation; active disturbance rejection control; signal filtering; environment pressure control; altitude simulation test cell

0 引言

高空舱飞行环境模拟系统是航空发动机地面测试的核心设施,其主要功能为通过精确调控发动机所处环境的压力、温度等重要环境变量,模拟创造贴近实际飞行条件的环境^[1]。其中,飞行环境压力是表征发动机飞行马赫数和高度特征的关键参数。相较于其他子系统,环境压力模拟的精度对试验结果的可靠性至关重要。然而,飞行环境模拟系统的结构复杂、规模庞大,涉及多种流-热-固耦合物理过程,表现出高度的不确定性、显著的非线性以及变量间的强耦合特性。此外,反馈通道中存在大量测量噪声,这种噪声会贯穿整个系统控制链路,对压力控制精度产生显著影响。一方面,测量噪声直接影响系统的反馈信号质量,使得控制精度难以进一步提升;另一方面,测量噪声干扰会引发控制量的非期望摆动,导致执行机构频繁调节,加剧系统磨损并降低系统可靠性。在发动机执行过渡态试验任务时,测量噪声的干扰效应尤为突出,不仅削弱了系统对压力变化的快速响应能力,还可能引发控制系统的振荡甚至不稳定。上述问题严重影响了试验的可靠性,对飞行环境模拟系统的控制精度、稳定性和鲁棒性提出了更高要求。因此,针对飞行环境模拟系统中反馈信号的强噪声抑制问题进行优化,是提升环境压力控制系统性能的关键。

针对高空舱飞行环境模拟系统的控制问题,国内外学者开展了广泛研究。MONTGOMERY^[2-4]、LUPPOLD^[5]等通过试验环境联合仿真建模等方法提高了发动机高空舱测试与评估的可靠性。WEISSER^[6]、BIERKAMP^[7]等通过建立准确闭环模型和采用硬件在环仿真等方法,设计并验证了前馈控制等方法,提升了系统的综合控制能力。高空舱飞行环境压力控制系统历经多次迭代,在比例积分微分(Proportional integral derivative, PID)控制的基础上,引入了基于模型的前馈控制,形成了“反馈+前馈”的复合控制方法^[8],有效改善了过渡态进气

压力控制品质。在实际工程中,由于前馈控制方法依赖于发动机工况信息,仅能完成部分试验环节特定控制目标的优化,通用性不足。为进一步提高控制系统在强不确定性干扰下的综合控制品质,钱秋朦^[9-10]等设计了用于过渡态试验的自抗扰控制(Active disturbance rejection control, ADRC)算法。

ADRC的核心思想为将系统扰动和建模不确定性统一为总扰动,通过扩张状态观测器(Extended state observer, ESO)实时估计总扰动,并在其作用前进行补偿抵消,从而实现对扰动的主动抑制^[11-13]。这一方法弱化了对被控对象精确数学模型的依赖,仅需掌握被控对象的阶次信息和系统增益的大致范围即可完成设计,因此在控制工程实践中得到了广泛应用^[14-16]。然而,在实际工程应用时,尤其是在飞行环境模拟系统中,反馈信号中往往存在强测量噪声。AHMAD和ALI^[17]深入分析了测量噪声对ADRC性能的影响,指出测量噪声会严重干扰ESO的观测精度并限制带宽参数的提高,导致系统状态和总扰动估计结果偏离实际值,显著降低ADRC的控制性能。当强噪声信号直接输入ESO时,噪声会在观测过程中被放大,导致状态估计和扰动观测结果被噪声淹没,难以形成有效的控制律。此外,测量噪声会引发一系列非期望的控制行为。噪声干扰会导致控制量剧烈摆动,不仅使系统的控制性能恶化,还会引起执行机构的频繁调节,加剧机械部件的磨损,降低系统的可靠性。因此,针对飞行环境模拟系统进气压力控制中存在的强噪声问题,优化ADRC控制架构中对反馈信号的滤波处理,成为提升控制系统性能与实现工程应用的关键。

在ADRC框架中,跟踪微分器(Tracking differentiator, TD)算法为反馈通道信号的滤波提供了一种有效手段。针对TD算法的控制综合函数构造及参数选择等问题,研究人员从理论和应用层面开展了大量研究。LEVANT^[18-19]基于超螺旋算法提出了一种滑模微分器,该算法具有结构简单、响应

速度快、对外界噪声干扰和参数摄动鲁棒性较强的优点。然而,滑模控制本质上是一种变结构控制方法,其切换函数会引发颤振问题,导致难以实现对输入信号的平滑跟踪和有效滤波,不利于工程实际应用。为解决上述问题,王新华等^[20-21]设计了一种全程快速的TD算法,使系统在远离平衡点或接近平衡点的情况下均能快速趋于平衡,同时避免了切换函数的使用,从而消除了颤振问题。同时,在实际工程应用中,信号跟踪和微分提取的快速性始终是关键的性能指标,而时间最优控制方法为快速跟踪提供了强有力的理论指导。随着现代工程中先进计算机控制设备的广泛应用,基于时间最优控制,尤其是其离散形式的TD设计,逐渐成为研究的热点之一。孙彪和孙秀霞^[22]提出了基于离散时间最速控制综合函数Fhan的TD算法。该算法能够实现基本无超调的信号跟踪,但其在跟踪速度和滤波性能方面表现一般。谢云德和龙志强^[23]针对控制综合函数的线性区域边界特性,引入辅助线,提出了一种边界特征线和特征点可灵活调整的TD算法,并将其应用于磁悬浮列车的测速定位。该方法避免了根号计算的复杂性,但其特征点和特征线的选取对工程经验的依赖性较高。ZHANG等^[24-26]在离散时间最优控制的基础上,进一步优化了边界层函数,对TD算法进行了推广研究,构建了一系列新型跟踪微分器算法,并提出了基于Fhan的TD算法的收敛性分析及参数调节的经验法则。

传统TD算法难以平衡滤波性能与相位品质。本文针对压力反馈信号中的测量噪声干扰及滤波滞

后问题,提出一种新型TD算法并改进ADRC方法,将其应用于飞行环境模拟系统的进气压力控制环节。基于二阶系统的最优控制理论,构造新型离散时间最优控制函数DTC,避免超调和抖振;结合相位提前方法,改进TD算法并基于其设计ADRC方法。该方法能够显著提高ESO带宽利用效率和扰动估计精度,同时提升系统控制品质并减少控制量摆动,具有良好的工程实用性。

1 系统分析

飞行环境模拟系统结构复杂,包含众多非线性环节。为研究系统的核心设备与信号特性,首先需推导调节阀、发动机和进气容腔的数学模型,构建系统综合模型,并以此为基础搭建进气环境压力模拟系统仿真平台,具体方法见参考文献[27-29];然后,基于实际试验数据,分析进气压力信号的频域特征和噪声特性,为后续控制算法的设计和验证提供依据。

1.1 进气环境压力模拟系统核心设备模型

图1为进气环境压力模拟系统的示意图。如图所示,系统控制器通过反馈信号监测前室(进气容腔)压力,形成调节阀开度控制信号。调节阀依据开度信号调节进入容腔的流量,从而控制进气容腔压力。系统的核心设备模型主要包括调节阀、发动机和进气容腔。

(1) 调节阀模型

首先考虑流量特性。经过调节阀进入气体容腔的流量除了受阀门结构本身影响外,还受限于调节

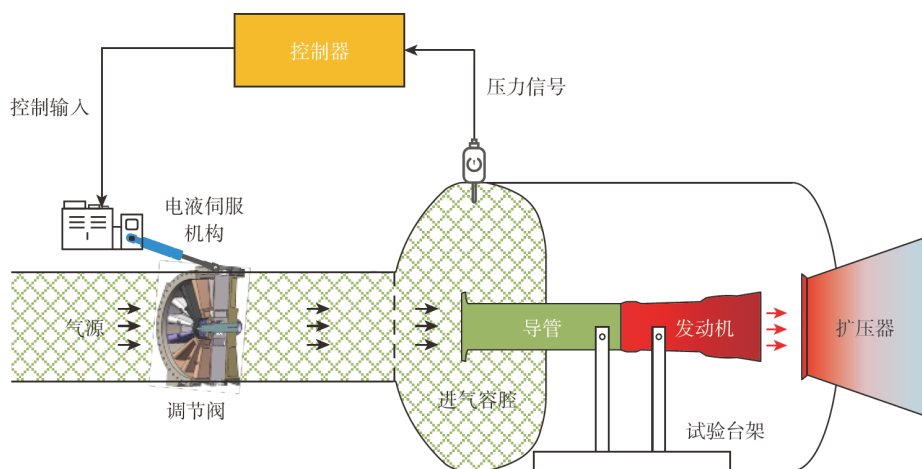


图1 进气环境压力模拟系统

Fig.1 Intake environment pressure simulation system

阀的开度 θ_v 、调节阀前压力 p_1 及调节阀后压力 p 。通过模型辨识,可得到流量系数 φ 关于开度 θ_v 和压力 $r_p = p_1/p$ 的函数:

$$\varphi = f_{\varphi}(\theta_v, r_p) \quad (1)$$

需要说明的是,阀后管道与进气容腔连通,压力差可忽略。在仿真平台中, φ 通过对 θ_v 和 r_p 查表得到。

然后考虑运动特性。在液压系统下的调节阀运动特性实质上是一个三阶系统,但经过系统辨识和调节阀开度内环控制,调节阀开度可简化为一阶惯性环节^[8]:

$$\dot{\theta}_v = -\frac{1}{T_{\theta}}\theta_v + \frac{K_{\theta}}{T_{\theta}}u \quad (2)$$

式中: K_{θ} 为比例系数; T_{θ} 为时间常数; u 为控制量。 K_{θ} 和 T_{θ} 存在小范围的不确定性。

综合流量特性和运动特性,得到经调节阀流入进气容腔的流量:

$$Q_{in} = \varphi\theta_v\sqrt{2\rho\Delta p} \quad (3)$$

式中: ρ 为介质密度; $\Delta p = p_1 - p$,为阀前阀后压差。

(2) 发动机模型

发动机为系统的负载,也是进气环境压力模拟系统扰动的主要来源。通过对发动机进行数据辨识,可得到发动机吸气流量 Q_{out} 与飞行高度 H 以及飞行马赫数 Ma 的函数关系:

$$Q_{out} = f_{eng}(H, Ma, A_{pla}) \quad (4)$$

式中: A_{pla} 为油门杆角度。

(3) 进气容腔模型

进气容腔为单进单出的容腔。根据热力学定律将气体状态方程、内部储能方程和热力学方程联立^[29],最终得到进气容腔压力变化模型:

$$\begin{aligned} \frac{dp}{dt} = & \frac{R}{V} \left(T - \frac{h_a - RT}{c_p - R} \right) (Q_{in} - Q_{out}) + \\ & \frac{R}{V} (h_{a,in}Q_{in} - h_{a,out}Q_{out}) \frac{1}{c_p - R} \end{aligned} \quad (5)$$

式中: R 为气体常数; V 为进气容腔容积; T 、 h_a 和 c_p 分别为容腔内的温度、比焓和比定压热容; $h_{a,in}$ 和 $h_{a,out}$ 分别为流入和流出气体比焓。

(4) 系统综合模型

结合上述调节阀、发动机和进气容腔模型,定义系统状态为

$$\dot{\chi}(t) = \begin{bmatrix} \dot{\chi}_1 \\ \dot{\chi}_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{dp}{dt} \\ \frac{d^2p}{dt^2} \end{bmatrix} \quad (6)$$

则进气环境压力模拟系统可建模为一个受扰的二阶系统,如式(7)所示,其中 y 为系统输出。

$$\begin{aligned} \dot{\chi}(t) &= f(\chi(t), u(t)) + D \\ y(t) &= x_1(t) \end{aligned} \quad (7)$$

$$f = \begin{bmatrix} \frac{R}{V} \left(T - \frac{h_{a,in} - RT}{c_p - R} + \frac{h_{a,in}}{c_p - R} \right) \chi_2 \\ -\varphi\theta \left(\frac{1}{T_{\theta}}\theta_v + \frac{K_{\theta}}{T_{\theta}}u \right) \sqrt{2\rho(p_1 - \chi_1)} \end{bmatrix} \quad (8)$$

$$D = \begin{bmatrix} 0 \\ \frac{R}{V} \left(T - \frac{h_{a,out} - RT}{c_p - R} + \frac{h_{a,out}}{c_p - R} \right) \dot{f}_{eng} \end{bmatrix} \quad (9)$$

进气环境压力模拟系统的目标为,根据给定的发动机过渡态试验任务,在输出压力信号含有噪声的情况下实现对进气环境压力的快速跟踪模拟,同时尽可能抑制执行器(即调节阀)接收到的控制量摆动。

1.2 压力传感器信号特性分析

压力传感器信号的频率与噪声特性对于强噪声抑制算法设计至关重要。为此,研究探讨了发动机实际过渡态试验任务中的进气压力传感器信号数据;并利用统计学方法和希尔伯特-黄变换,分别分析了采集数据的频域特征和噪声特性。在实际工程应用中,受底层控制硬件系统存储条件的约束,进气压力控制系统中可用压力信号采样频率为50 Hz。图2示出了噪声强度和分布统计结果,图3为表征频域特征的希尔伯特谱图。由图2可以看出,噪声强度在时间上是均匀的且大小满足高斯分布,计算得到信噪比约为39.00 dB,噪声均值为0.003 kPa,接近0,可认为是一种高斯白噪声。进气压力信号的频率和噪声特性如表1所示。而从图3可以看出,在试验过程中进气压力会受到扰动源剧烈干扰,出现特定频率范围内的谐波信号。特别是在过渡态试验中,即650 s左右,谐波频率集中在0.3~0.4 Hz。上述结果体现了实际工程中进气压力控制系统的压力信号特征,为后续验证所提出的跟踪微分器与相应的自抗扰控制算法的性能提供了依据。

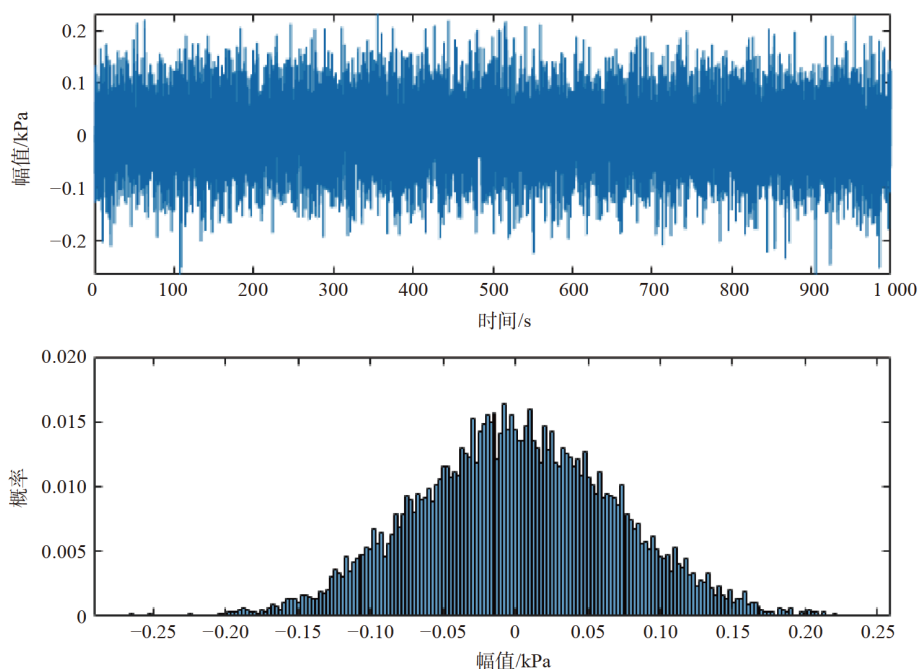


图2 进气压力信号噪声强度和分布统计

Fig.2 Noise intensity and statistics analysis of intake pressure signal

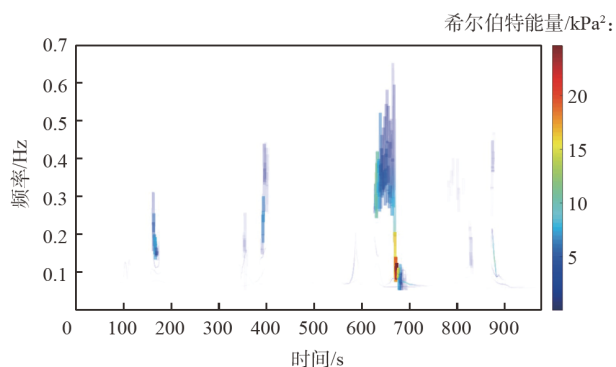


图3 进气压力信号希尔伯特谱

Fig.3 Hilbert spectrum of intake pressure signal

表1 进气压力信号特征

Table 1 Characteristics of intake pressure signal

谐波频率/Hz	噪声强度/kPa	信噪比/dB	噪声均值/kPa
0.3	0.063 8	39.07	0.003

2 算法设计

2.1 跟踪微分器设计

步骤1:考虑一个采样时间为 h 的二阶离散时间系统,其形式为

$$\mathbf{x}(k+1) = \mathbf{A}\mathbf{x}(k) + \mathbf{B}u(k) \quad (10)$$

式中:

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} 1 & h \\ 0 & 1 \end{bmatrix}, \mathbf{B} = \begin{bmatrix} 0 \\ h \end{bmatrix}, \mathbf{x} = \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \end{bmatrix} \quad (11)$$

根据时间最优控制理论,在约束 $u \leq r$ 的条件下,将系统在最短时间内驱动到原点的控制输入为Bang-bang控制:

$$u(k) = \begin{cases} -r, & x_1(k) + \frac{1}{2r}x_2(k)|x_2(k)| > 0 \\ r, & x_1(k) + \frac{1}{2r}x_2(k)|x_2(k)| < 0 \end{cases} \quad (12)$$

相平面上的点在Bang-bang控制的驱动下回到原点的轨迹是一条折线,如图4所示。由于控制量的突变类似于开关行为,因此该曲线也被称为开关曲线。当系统状态达到定义的切换曲线

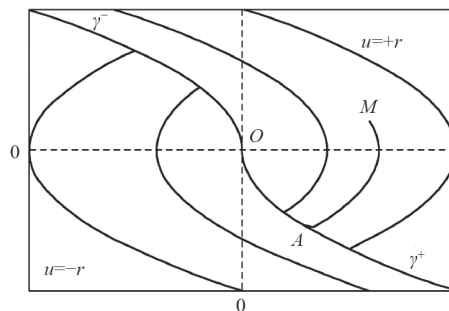


图4 Bang-bang控制下的状态转移曲线

Fig.4 Curve of states transiting under Bang-bang control

$\Gamma = x_1(k) + \frac{1}{2r}x_2(k)|x_2(k)|$ 时,会触发输入控制的符号切换,即控制输入符号会瞬间反转,这在连续系统中很容易实现。然而,在目前广泛使用计算机进行控制的离散时间实现中,状态可能会在单个采样时间内穿过切换曲线或收敛到原点,导致系统出现振荡行为。为避免这种振荡,可通过采样时间与两个关键判据的关系来调整控制输入。 t_1 为任意初始状态 $M(x_{10}, x_{20})$ 返回切换曲线 Γ 所需的时间; t_2 为已经位于切换曲线 Γ 上的状态到达原点所需的时间。通过使用上述两个判据来修改控制策略,调整控制输入,以确保稳定性并防止由直接离散化可能引起的振荡。 t_1 和 t_2 的推导可以通过逐步模拟系统状态经开关曲线回到原点的过程得到。

对于任何时刻,任意不在开关曲线上的点 $M(x_1, x_2)$,其回到开关曲线上时的坐标应为 $M_1\left(x_{10}/2 + x_{20}^2/4, -\sqrt{x_{10} + x_{20}^2/2}\right)$ 。因此对应的时间判据为

$$t_1 = s \frac{x_2}{r} + \sqrt{s \frac{x_1}{r} + \frac{1}{2} \frac{x_2^2}{r^2}} \quad (13)$$

而对于位于切换曲线 Γ 上的点 $M(x_1, x_2)$,在受到大小为 r 的驱动力时,回到原点的时间仅为 x_2 的绝对值与 r 的比值:

$$t_2 = \frac{|x_2|}{r} \quad (14)$$

至此,得到了对于改进离散时间最优控制函数至关重要的两个时间判据。下一步,将根据两个时间判据精准计算在状态转移时的控制量,以构造新型离散时间最优控制综合函数。

步骤2:系统离散化和构造临界状态控制量。对于连续型积分串联型系统,采用步长为 h 的等步长法进行离散化,得到二阶离散积分串联型系统

$$\begin{cases} x_1(k+1) = x_1(k) + x_2(k)h \\ x_2(k+1) = x_2(k) + u(k)h, |u(k)| \leq r \end{cases} \quad (15)$$

为使系统状态刚好转移到开关曲线或者原点上,可以分两步讨论。

在系统状态到达开关曲线之前,使用时间变量 t_1 作为判据。当 $t_1 < h$ (即到达开关曲线的时间小于一个步长)时,为确保系统状态恰好到达开关曲线上,可通过调整控制量 u_1 实现这一目标。 u_1 的表达

形式为

$$u_1 = g_1(x_1, x_2, h, r, s) \quad (16)$$

式中: $g_1(x_1, x_2, h, r, s)$ 为非线性函数,较大的 x_1 或 x_2 会导致更显著的调整量,以快速驱动状态向开关曲线靠近。而当 x_1 和 x_2 较小时,调整幅度接近线性,以获得更好的平滑性。

当系统状态到达开关曲线后,在系统状态转移到原点之前,使用时间变量 t_2 作为判据。当 $t_2 < h$ (即到达原点的时间小于一个步长)时,为确保系统状态恰好到达原点,可以通过调整控制量 u_2 实现这一目标。 u_2 的表达形式为

$$u_2 = g_2(x_2, h, r, s) \quad (17)$$

与 g_1 不同, g_2 的线性特性使其调整更为直接,其值主要取决于状态变量 x_2 的大小。

综合 t_1 、 t_2 、 u_1 和 u_2 ,得到离散时间最优控制综合函数:

$$\text{DTC}(k) = \begin{cases} -s, & h \leq t_1, \Gamma \neq 0 \\ g_1(x_1, x_2, h, r, s), & h > t_1, \Gamma \neq 0 \\ -s, & h \leq t_2, \Gamma = 0 \\ g_2(x_2, h, r, s), & h > t_2, \Gamma = 0 \end{cases} \quad (18)$$

在此基础上,利用微分信号对跟踪信号的变化趋势进行预报,同时修改系统离散化方式,形成相位提前(Phase advancing, PA)机制,最终形成基于PA机制的DTC-PA跟踪微分器,其结构如图5所示。

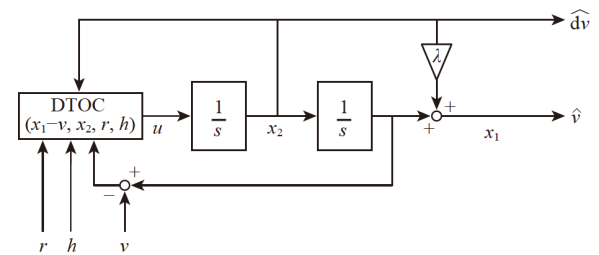


图5 DTC-PA跟踪微分器结构

Fig.5 Structure of DTC-PA TD

2.2 控制器设计

在过渡态试验任务中,进气压力控制系统为二阶系统,如式(6)所示。针对该系统可构造如式(19)所示的扩张状态观测器^[30]。此观测器为三阶积分串联型系统,前两阶的估计值为二阶系统状态,第三阶为扩充状态,可认为是对系统总扰动的估计。

$$\begin{cases} \dot{z}_1 = z_1 + \beta_1 \varepsilon \\ \dot{z}_2 = z_2 + \beta_2 \varepsilon + b_0 u \\ \dot{z}_3 = z_3 + \beta_3 \varepsilon \\ \hat{y} = z_1 \end{cases} \quad (19)$$

式中: $\varepsilon = \hat{y} - y$; β_1 、 β_2 和 β_3 为观测器系统增益; b_0 为系统增益。

通过扰动估计值 z_3 和引入控制中间变量 u_0 ,对控制输入进行改造,即 $u = -z_3 / b_0 + u_0$ 。忽略扰动估计值 z_3 与实际扰动 ψ 之间的估计误差,则被控对象可以被改造为积分串联系统:

$$\ddot{y} = \psi - z_3 + u_0 \approx u_0 \quad (20)$$

上述积分串联系统可用PD控制器实现镇定:

$$u_0 = w_c^2(r_p - z_1) - 2w_c z_2 \quad (21)$$

式中: r_p 为设定压力; w_c 为引入的控制器带宽,引入 w_c 将闭环系统的两个极点配置在 $-w_c$ 处。

为降低测量噪声干扰,使用较大的观测器带宽以提升ESO的估计效果;同时降低用于补偿的扰动估计“毛刺”,以减小有害的控制量摆动,在反馈信号 y 输入到ESO之前使用DTOC-PA TD进行滤波处理;最终得到基于DTOC-PA TD的ADRC进气压力控制系统,如图6所示。图中,DTOC-PA的输入信号为压力传感器,输出为经过滤波的信号。

3 数值仿真实验

为说明DTOC-PA TD的有效性,开展数值仿真实验,对比分析不同跟踪微分器对受到噪声污染的信号的处理能力。

在过渡态试验中,进气压力会受到外部扰动源剧烈干扰,出现特定频率范围内的谐波信号。对

DTOC-PA TD输入典型压力信号,同时作为对比,对常用的惯性环节并联微分器和Fhan TD开展了相同实验。采用的平台为MATLAB R2020a, $h=0.02$ s。根据反馈压力信号分析结果,考虑 $v(t) = 75 + A\cos(2\pi ft) + n(t)$ 的输入谐波信号,其理想微分信号为 $dv(t)$ 。其中,信号幅值 $A=3$ kPa,信号频率 $f=0.3$ Hz, $n(t)$ 代表强度为0.07 kPa的高斯白噪声,仿真使用的谐波频率和噪声强度均与前文系统反馈信号分析得到的特征基本一致。Fhan TD和DTOC-PA TD的参数均取 $r=15, c=3$ 。所有跟踪微分器的给定初值均为 $x_{10} = 75 + A, x_{20} = 0$ 。图7为对信号 $v(t)$ 的跟踪效果,图8为对 $v(t)$ 微分的提取效果。此外,算法的滤波和微分提取性能还可采用平均绝对误差(Mean absolute error, MAE, 量符号为 δ_{MAE})进行定量描述,如式(22)所示。计算得到的各个跟踪微分器的误差如表2所示。

$$\delta_{MAE, x} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n |\hat{x}(i) - x(i)| \quad (22)$$

式中: $\hat{x}$ 为不同的跟踪微分器对真实值 x 的估计; n 为进行估计的总步数。

从图7、图8可以看出,相较于另外两种跟踪微分器,DTOC-PA TD的跟踪滤波和微分提取性能更佳;且输出信号更平滑,同时相位滞后更小。由表2还可进一步看出,在输入信号被噪声污染时,DTOC-PA TD的跟踪滤波和微分提取的MAE更小。相较于Fhan TD跟踪微分器,DTOC-PA TD的信号跟踪和微分提取误差分别降低了63.15%和63.94%。这主要归功于DTOC函数的设计,使状态在转移时不发生抖振,同时相位提前机s制能够有效减少滞后,进一步提升了滤波与微分提取性能。

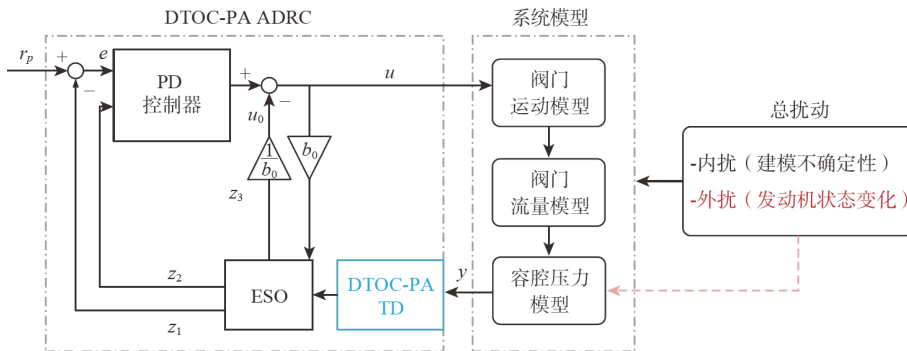


图6 基于DTOC-PA TD的ADRC进气压力控制系统

Fig.6 ADRC intake pressure control system based on DTOC-PA TD

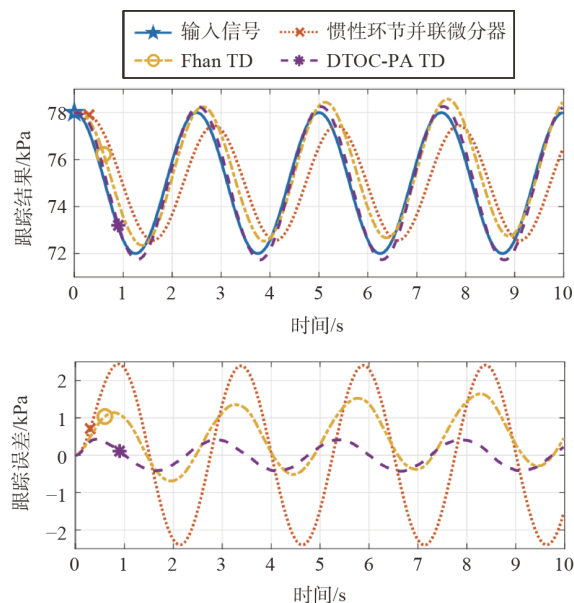


图7 不同跟踪微分器的跟踪效果和跟踪误差
Fig.7 Tracking results and errors of different tracking differentiators

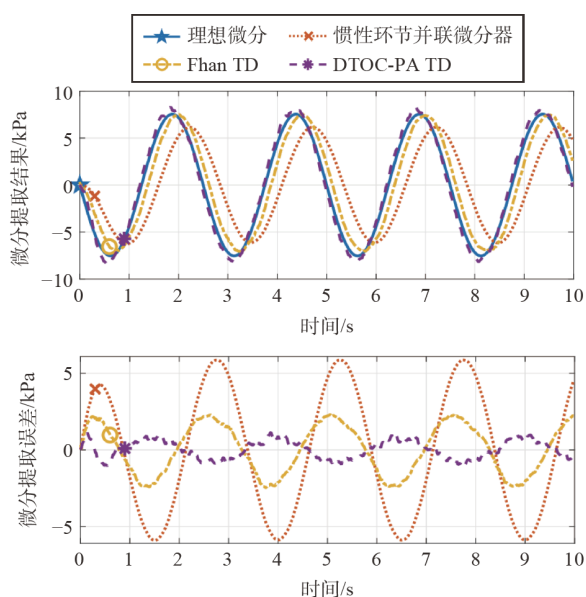


图8 不同跟踪微分器的微分提取效果和提取误差
Fig.8 Differential extraction results and errors of different tracking differentiators

表2 滤波跟踪和微分提取的平均绝对误差
Table 2 MAE of filter tracking and derivatives extraction

跟踪微分器	$\delta_{MAE,v}$	$\delta_{MAE,dv}$
惯性环节并联微分器	1.447 3	3.500 4
Fhan TD	0.688 9	1.465 6
DTOC-PA TD	0.254 2	0.528 4

4 进气环境压力模拟系统数字仿真

在MATLAB R2020a平台上,对3种控制器开展进气系统压力的控制数字仿真实验,分别是:未经TD滤波的ADRC(LADRC)控制器、基于Fhan TD的ADRC(Fhan TD+ADRC)控制器和基于DTOC-PA TD的ADRC(DTOC-PA TD+ADRC)控制器。对比分析仿真结果以达到如下目标:①对比3种ADRC控制器在发动机飞行马赫数变化时的控制效果,以验证控制器在压力给定值变化下的动态跟踪能力;②重点分析研判3种控制器在过渡态试验中的控制效果,以验证提出的控制器对过渡态试验任务的适用性。基于以上验证目的,设定了两种试验工况:

(1) 30 s时,压力设定值在10 s内从75 kPa降至65 kPa;60 s时,压力设定值在10 s内从65 kPa升至75 kPa。此种工况代表发动机的飞行马赫数发生改变,在实际工程中表现为压力设定值发生改变,主要考验系统对设定值发生改变的动态跟踪能力。

(2) 80 s时,发动机的流量扰动在5 s内从20 kg/s升至90 kg/s;100 s时,发动机的流量扰动在5 s内从90 kg/s降至20 kg/s。此种工况代表发动机油门杆快速动作,在实际工程中表现为发动机流量迅速变化,主要考验系统对外界剧烈扰动的抗扰能力。

基于上述两种试验工况的仿真能够测试并验证所提方法对参考信号的跟踪能力和对外界扰动的抵抗能力。两种试验工况下的油门杆位置、飞行马赫数、发动机流量和进气压力设定值变化曲线如图9所示。

反馈信号受到强度为0.07 kPa的随机噪声干扰时,信噪比约为39 dB,与前文进气压力信号噪声分析结果一致。图10~图12分别为进气压力控制曲线、ESO对系统状态和扰动的估计结果以及调节阀开度曲线。表3示出了不同TD控制方案的性能。

表中 $\delta_{MAE,p}$ 为压力设定值和被控压力值之间的MAE,表示控制系统的稳态控制精度; δ_{MSE,z_1} 、 δ_{MAE,z_2} 、 δ_{MAE,z_3} 分别为ESO观测结果 z_1 、 z_2 、 z_3 与系统状态 x_1 、 x_2 和扰动 ψ 之间的MAE,表示控制系统的状态估计精度; $\bar{u}$ 为平均摆动量(式(23)),代表控制量与阀门实际开度之间的差距, $\bar{u}$ 越大阀门需要的动作量亦越大,本质为控制量与阀门实际开度之间的

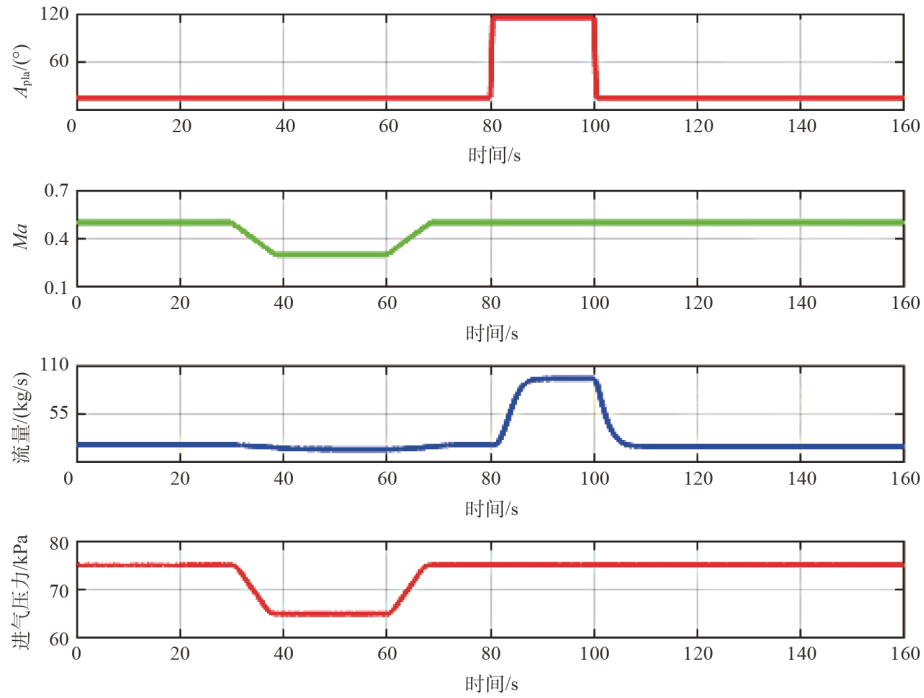


图9 试验任务剖面

Fig.9 Test mission profiles

MAE;最大偏差 $e_{\max}$ 为进气压力相对设定值的最大偏差,表示控制系统的动态控制品质。

$$\tilde{u} = \frac{\sum_{k=1}^N |u(k) - \theta(k)|}{N} \quad (23)$$

式中: k 为仿真时间步; N 为仿真总步长。

由图10和表3可以看出,相较于LADRC和Fhan

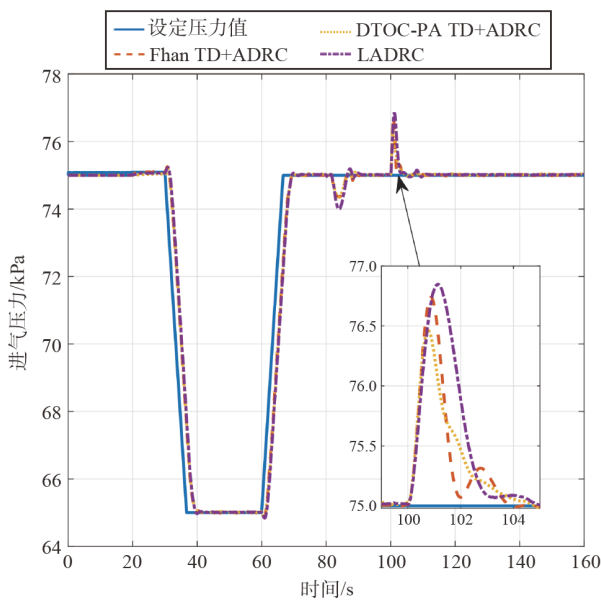


图10 进气压力控制结果

Fig.10 Intake pressure control results

TD+ADRC,DTOC-PA TD+ADRC能够在过渡态试验中有效减少被控进气压力偏离值并减少调节时间,说明提出的自抗扰控制方法可以有效提升进气压力控制系统的追踪能力。与Fhan TD+ADRC控制器相比,DTOC-PA TD+ADRC控制器的被控压力与设定值偏离降低了21.88%。原因在于,DTOC-PA TD滤波性能更为优异,有利于扩大观测器带宽范围和提升估计准确度,同时估计的“毛刺”更少,如图11所示。飞行环境模拟系统的执行机构为大型调节阀,控制输入的高频大幅度摆动会导致调节阀在液压驱动下往复运动,引起液压系统密封失效和调节阀机械结构磨损,严重影响控制精度和设备寿命。由图12和表3可以看出,基于DTOC-PA TD+ADRC控制器的控制信号最为平滑,控制量摆动大幅降低,相较于Fhan TD+ADRC控制器的阀门摆动量降低了69.7%,有利于减少阀门磨损、延长阀门寿命和提高试验结果的可靠性与准确度。

5 结论

针对飞行环境模拟系统进气压力控制环节过渡态试验的实际需求,提出了基于二阶积分串联系统优化离散时间最优控制函数与相位补偿的DTOC-PA TD方法,并设计了相应的自抗扰控制系统。主

表3 不同控制方案控制性能比较
Table 3 Comparison of control performance for different control schemes

控制器	$\delta_{MAE,p}$	δ_{MAE,z_1}	δ_{MAE,z_2}	δ_{MAE,z_3}	$\tilde{u}$	$e_{\max}$
LADRC	0.429 8	0.873 4	1.446 8	29.647 8	9.324 7	1.898 2
Fhan TD+ADRC	0.234 4	0.728 5	0.884 7	18.253 0	1.283 0	1.772 2
DTOC-PA TD+ADRC	0.142 2	0.509 1	0.315 9	3.398 4	0.388 2	1.482 9

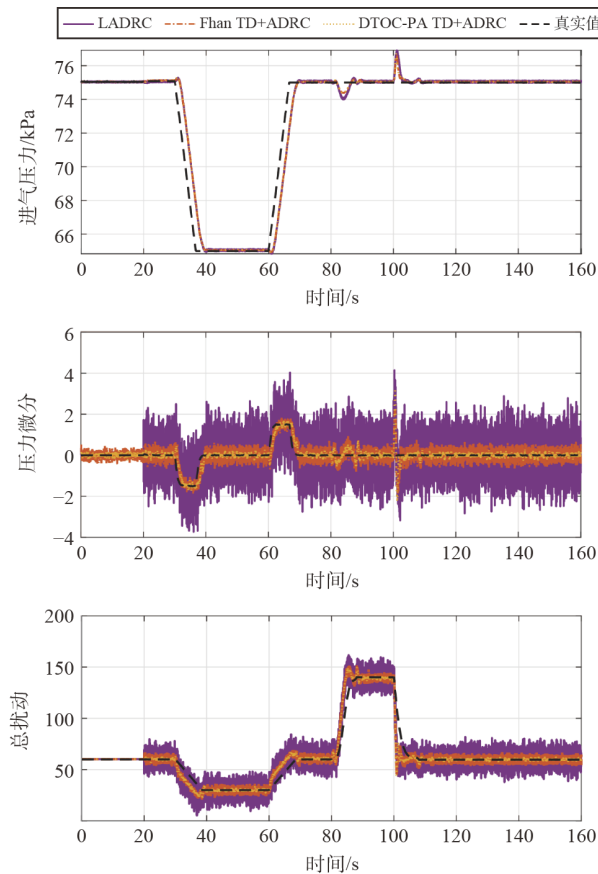


图11 扩张状态观测器估计结果
Fig.11 ESO estimation results

要结论如下：

(1) DTOC-PA TD方法结合了优异的滤波与相位补偿特性,能够在强噪声环境下快速、准确地抑制噪声并提取微分信号,具有良好的工程应用前景。

(2) 基于DTOC-PA的自抗扰控制系统有效降低了ESO中噪声的影响,提升了状态估计精度和控制稳定性,显著减少了控制量摆动。相较于Fhan TD+ADRC控制器,DTOC-PA TD+ADRC控制器的被控压力与设定值偏离降低了21.88%,阀门摆动量降低了69.7%。

(3) 针对该方法在实际工程中的应用和推广,考虑到复杂系统的多样性和实际应用的挑战,后续

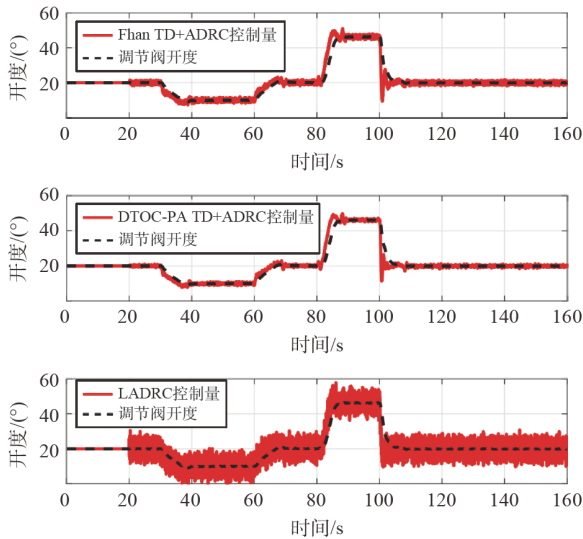


图12 调节阀开度信号
Fig.12 Valve opening signal

将结合半物理仿真和实际试验,进一步验证和优化方法的适用性,为在更多复杂系统中的应用提供支持。

参考文献：

[1] 侯敏杰,田金虎,刘 涛. 航空发动机高空模拟试验[M]. 北京:科学出版社,2021:41-44.
HOU Minjie,TIAN Jinhu,LIU Tao. Aero-engine altitude test simulation[M]. Beijing:Science Press,2021: 41-44. (in Chinese)

[2] MONTGOMERY P A,BURDETTE R,WILHITE L,et al. Modernization of a turbine engine test facility utilizing a real-time facility model and simulation[R]. ASME 2001-GT-0573,2001.

[3] MONTGOMERY P A,BURDETTE R,KRUPP B,et al. A real-time turbine engine facility model and simulation for test operations modernization and integration[R]. ASME 2000-GT-0576,2000.

[4] DAVIS M,MONTGOMERY P. A flight simulation vision for aeropropulsion altitude ground test facilities [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power,2005,127(1):8-17.

- [5] LUPPOLD R H, MEISNER R, NORTON J M. Design and evaluation of an auto-tuning control system for an altitude test facility[R]. ASME 99-GT-061, 1999.
- [6] WEISSER M, BOLK S, STAUDACHER S. Hardware-in-the-loop-simulation of a feedforward multivariable controller for the altitude test facility at the University of Stuttgart[C]//Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2013. Stuttgart, Germany: 2013.
- [7] BIERKAMP J, KOCKE S. Influence of ATF dynamics and controls on jet engine performance[R]. ASME GT2007-27586, 2007.
- [8] 但志宏, 张松, 钱秋朦, 等. 基于前馈反馈复合控制策略的高空舱高精度电液伺服控制技术[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2019, 32(6): 1-5.
DAN Zhihong, ZHANG Song, QIAN Qiumeng, et al. High precision electro-hydraulic control in altitude test facility based on feedforward-feedback compound strategy[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2019, 32(6): 1-5. (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, 34(10): 2271-2279.
QIAN Qiumeng, DAN Zhihong, ZHANG Song, et al. Linear active disturbance rejection control method for intake pressure control in aero-engine transient test[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(10): 2271-2279. (in Chinese)
- [10] 但志宏, 张松, 张和洪, 等. 高空舱飞行高度模拟串级LADRC鲁棒控制技术[J]. 航空动力学报, 2024, 39(4): 284-293.
DAN Zhihong, ZHANG Song, ZHANG Hehong, et al. Robust cascade LADRC technology for flight altitude simulation of high altitude cell[J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(4): 284-293. (in Chinese)
- [11] 韩京清. 自抗扰控制技术: 估计补偿不确定因素的控制技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 2008.
HAN Jingqing. Active disturbance rejection control technique: the technique for estimating and compensating the uncertainties[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2008. (in Chinese)
- [12] 韩京清. 自抗扰控制器及其应用[J]. 控制与决策, 1998, 13(1): 19-23.
HAN Jingqing. An auto disturbances rejection controller and its application[J]. Control and Decision, 1998, 13(1): 19-23. (in Chinese)
- [13] HAN Jingqing. From PID to active disturbance rejection control[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2009, 56(3): 900-906.
- [14] 王信, 钟华贵, 但志宏, 等. 一种小型弹用发动机空中起动环境模拟试验主动抗扰控制方法[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2021, 34(3): 32-36.
WANG Xin, ZHONG Huagui, DAN Zhihong, et al. An active disturbance rejection control method for air starting environment simulation test of small missile engine[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2021, 34(3): 32-36. (in Chinese)
- [15] 闫明, 王家兴, 李贺琦, 等. 基于离线网络/在线辨识的舰载机自抗扰控制[J]. 航空学报, 2025, 46(13): 167-185.
YAN Ming, WANG Jiaying, LI Heqi, et al. Active disturbance rejection control of carrier-based aircraft based on offline network/online identification[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2025, 46(13): 167-185. (in Chinese)
- [16] XIA Wentao, LONG Zhiqiang, DOU Fengshan. Disturbance rejection control using a novel velocity fusion estimation method for levitation control systems[J]. IEEE Access, 2020, 8: 173092-173102.
- [17] AHMAD S, ALI A. On active disturbance rejection control in presence of measurement noise[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2022, 69(11): 11600-11610.
- [18] LEVANT A. Robust exact differentiation via sliding mode technique[J]. Automatica, 1998, 34(3): 379-384.
- [19] LEVANT A. Higher-order sliding modes, differentiation and output-feedback control[J]. International Journal of Control, 2003, 76(9-10): 924-941.
- [20] 王新华, 陈增强, 袁著祉. 全程快速非线性跟踪-微分器[J]. 控制理论与应用, 2003, 20(6): 876-879.
WANG Xinhua, CHEN Zengqiang, YUAN Zhuzhi. Nonlinear tracking-differentiator with high speed in whole course[J]. Control Theory and Applications, 2003, 20(6): 876-878. (in Chinese)
- [21] WANG Xinhua, CHEN Zengqiang, YANG Geng. Finite-time-convergent differentiator based on singular perturbation technique[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2007, 52(9): 1731-1737.
- [22] 孙彪, 孙秀霞. 离散系统最速控制综合函数[J]. 控制与决策, 2010, 25(3): 473-477.
SUN Biao, SUN Xiuxia. Optimal control synthesis function of discrete-time system[J]. Control and Decision, 2010, 25(3): 473-477. (in Chinese)
- [23] 谢云德, 龙志强. 高精度快速非线性离散跟踪微分器[J]. 控制理论与应用, 2009, 26(2): 127-132.
XIE Yunde, LONG Zhiqiang. A high speed nonlinear discrete tracking differentiator with high precision[J]. Control Theory and Applications, 2009, 26(2): 127-132. (in Chinese)

- [24] ZHANG Hehong, XIE Yunde, XIAO Gaoxi, et al. A simple discrete-time tracking differentiator and its application to speed and position detection system for a maglev train[J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2019, 27(4): 1728–1734.
- [25] ZHANG Hehong, XIE Yunde, SHE Longhua, et al. High-precision tracking differentiator via generalized discrete-time optimal control[J]. ISA Transactions, 2019, 95: 144–151.
- [26] ZHANG Hehong, XIAO Gaoxi, YU Xinghuo, et al. On convergence performance of discrete-time optimal control based tracking differentiator[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2021, 68(4): 3359–3369.
- [27] 裴希同, 张楼悦, 王 曦, 等. 高空台进排气模拟仿真系统设计与应用[J]. 航空动力学报, 2022, 37(10): 2074–2089.
- PEI Xitong, ZHANG Louyue, WANG Xi, et al. Design and application of intake and exhaust simulation system for altitude ground test facilities[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(10): 2074–2089. (in Chinese)
- [28] 裴希同, 朱美印, 张 松, 等. 一种特种阀流量特性计算的经验公式迭代方法[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2016, 29(5): 35–39.
- PEI Xitong, ZHU Meiyin, ZHANG Song, et al. An iterative method of empirical formula for the calculation of special valve flow characteristics[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2016, 29(5): 35–39. (in Chinese)
- [29] 但志宏, 张 松, 白克强, 等. 基于扩张状态观测器的高空台进气环境模拟控制技术研究[J]. 推进技术, 2021, 42(9): 2119–2128.
- DAN Zhihong, ZHANG Song, BAI Keqiang, et al. Air intake environment simulation of altitude test facility control based on extended state observer[J]. Journal of Propulsion Technology, 2021, 42(9): 2119–2128. (in Chinese)
- [30] GAO Zhiqiang. Scaling and bandwidth-parameterization based controller tuning[C]//Proceedings of the 2003 American Control Conference. Denver, USA: 2003.