

# 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<sup>\*</sup>

但志宏<sup>1,2</sup>, 张松<sup>1,2</sup>, 白克强<sup>3</sup>, 钱秋朦<sup>2</sup>, 裴希同<sup>1,2</sup>, 王信<sup>2</sup>

(1. 中国航发四川燃气涡轮研究院 高空模拟技术重点实验室, 四川 绵阳 621703;

2. 中国航发四川燃气涡轮研究院, 四川 绵阳 621703;

3. 西南科技大学 信息工程学院, 四川 绵阳 621010)

**摘要:** 针对航空发动机高空台推力瞬变等过渡态试验对进气环境模拟控制系统所提出的强抗扰性、强鲁棒性的迫切需求, 设计了一种基于扩张状态观测器(ESO)的高空台进气环境模拟主动抗扰控制技术方法。首先分析了现有高空台过渡态环境模拟的技术特点和高品质控制指标难于实现的原因; 其次设计线性自抗扰控制器(LADRC)和一体化并行控制器(IPC); 最后通过仿真对高空台进气环境模拟主动抗扰控制方法进行了验证。结果表明, 应用基于扩张状态观测器的主动抗扰控制技术, 能够大幅提高发动机过渡态试验中进气环境模拟的动态响应速度、控制精度和抗扰动能力。

**关键词:** 高空试验台; 进气环境模拟; 过渡态试验; 扩张状态观测器; 线性自抗扰控制器; 一体化并行控制器

中图分类号: TP278

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2021) 09-2119-10

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.190810

## Air Intake Environment Simulation of Altitude Test Facility Control Based on Extended State Observer

DAN Zhi-hong<sup>1,2</sup>, ZHANG Song<sup>1,2</sup>, BAI Ke-qiang<sup>3</sup>, QIAN Qiu-meng<sup>2</sup>, PEI Xi-tong<sup>1,2</sup>, WANG Xin<sup>2</sup>

(1. Science and Technology on Altitude Simulation Laboratory, AECC Sichuan Gas Turbine Establishment,

Mianyang 621703, China; 2. AECC Sichuan Gas Turbine Establishment, Mianyang 621703, China;

3. School of Information Engineering, Southwest University of Science and Technology, Mianyang 621010, China)

**Abstract:** Aiming at the urgent requirements for the strong immunity and robustness proposed by the transient state tests of aero-engine high-altitude test facility thrust transients for the intake environment simulation control system, an active disturbance rejection control algorithm based on the extended state observer (ESO) for the simulation of the intake environment of high altitude test facility is designed. Firstly, the technical characteristics of the existing high-altitude test facility transient state environment simulation and the reasons why the high quality control indicators are difficult to achieve were analyzed. Then, the linear active disturbance rejection controller (LADRC) and the integrated parallel controller (IPC) were designed. Finally, the active disturbance rejection control is realized in the simulation environment. The results show that the active disturbance rejection

\* 收稿日期: 2019-11-24; 修订日期: 2020-01-21。

基金项目: 四川省科技计划项目(2019YJ0292); 中国航发自主创新专项资金(SHYS-2019-0004)。

作者简介: 但志宏, 硕士, 研究员, 研究领域为航空发动机高空模拟技术。

通讯作者: 张松, 博士, 研究员, 研究领域为航空发动机高空模拟技术。

引用格式: 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 Zhi-hong, ZHANG Song, BAI Ke-qiang, 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.)

control technology based on extended state observer can greatly improve the dynamic response speed, control accuracy and anti-disturbance ability of intake environment simulation in engine transient test, and has strong versatility. This work laid the foundation for subsequent practical engineering applications.

**Key words:** High altitude test facility; Intake environment simulation; Transient test; Extended state observer; Linear active disturbance rejection control; Integrated parallel controller

## 1 引言

航空发动机在高空模拟试车台(简称高空台)开展推力瞬变、惯性起动、遭遇加减速等过渡态试验与研究,是高空模拟试验必不可少的组成部分<sup>[1]</sup>。该类试验首先通过环境模拟控制系统建立稳定的飞行高度、飞行马赫数工作条件,然后快速改变发动机油门操纵杆位置(移动时间 $\leq 1.0\text{s}$ )使发动机由一种工作状态过渡到另一种工作状态,试验过程通常仅持续数秒,其间发动机空气流量变化十分剧烈(最大变化量220%,最大变化速率 $20\text{kg/s}^2$ )。由于环境模拟系统的控制精度会对发动机过渡态性能/特性的准确评估产生显著影响,因此控制系统设计必须保证在发动机快推/拉油门杆以及发动机加速/减速到目标功率状态等一系列短时大负荷扰动冲击下,始终具有良好的动态品质和稳定性。即响应快、超调小、调节时间短等。较为理想的过渡态试验环境模拟控制品质是:调节时间与发动机状态变化时间基本同步、无振荡、进气压力最大瞬时波动量 $\leq 3\%$ 。同时,由于不同型号发动机的过渡态特性不同,甚至存在显著差异,而高空台同一套环境模拟控制系统要满足不同被试发动机不同工作包线范围内的环境模拟需求,就对环境模拟控制系统的强抗扰性、强鲁棒性、快速响应性和通用性提出了十分苛刻的要求。

高空台进气控制系统负责建立发动机试验空中工作环境的进气压力条件,由于发动机过渡态考核试验具有时间短、扰动冲击大、扰动源特性模型难以准确获取等显著特点,导致现阶段控制品质提升瓶颈问题尤为突出。针对该技术难题,国外高空台进气系统开展了大量过渡态控制方法研究。美国学者Luppold等<sup>[2]</sup>针对大涵道比涡扇发动机高空模拟试验开展了参数自整定控制技术研究,提升了控制系统的抗扰动能力和过渡态试验调节水平。美国AEDC在TOMIP、PC&S等项目支持下, Montgomery等<sup>[3]</sup>在大量设备建模与仿真的基础上,成功开展了增益调度、阀门分级调节、自适应控制等工程应用研究,其研究成果显著提升了发动机进气试验系统的控制水平<sup>[4-6]</sup>。德国Stuttgart大学构建了环境模拟系统数字仿真及

硬件回路仿真系统,开展了进气系统组合控制以及前馈控制技术研究,大幅提高了控制系统过渡态调节性能<sup>[7-9]</sup>。目前国内进气系统过渡态控制主要采用了基于模型的前馈+反馈的经典控制模式<sup>[10]</sup>,并结合模糊控制<sup>[11]</sup>等方法,使进气系统在过渡态试验中的控制品质得到了改善。但在实际过程中,由于高空台环境模拟系统存在大量的“模型不确定性”和“未建模动态”,致使现阶段的主动抗扰技术只能完成控制品质的局部优化且通用性不足。另外对于那些难以建模且无法测量,但同时又被控对象有着显著影响的扰动环节,基于模型的经典主动抗扰方法将无法发挥作用。上述因素严重制约了高空台过渡态试验进气系统控制品质的有效提升。

与传统欧美航空强国相比,我国航空发动机过渡态试验环境模拟的抗扰能力、动态响应速度及控制精度等方面还存在一定差距,为加快先进航空发动机的试验研制进程,迫切需要开展相关控制技术研究以提升环境模拟过渡态控制品质。考虑发动机过渡态试验中具有受扰特性强、扰动源特性不一、模型不确定性大等显著特点,如何有效地解决环境模拟系统中存在的强扰动以及不确定性,是目前发动机过渡态试验环境模拟控制领域的技术难点和关键问题。基于扩张状态观测器的主动抗扰控制技术(ADRC)由中国控制领域著名学者韩京清率先提出,其核心思想是把系统的未建模动态信息和未知扰动作用均归结为对系统的总扰动,并通过扩张状态观测器对总扰动进行估计并形成相应的控制量,在扰动尚未影响到被控量之前把造成误差的因素(扰动)消除掉,从而形成一种不依赖于模型的主动抗扰技术<sup>[12-16]</sup>。秉承ADRC技术的核心思想,美国克利夫兰州立大学高志强教授提出了基于线性扩张状态观测器(LESO)的线性主动抗扰控制技术(LADRC),LADRC的突出优点是以线性形式实现扩张状态观测器和控制律,并将控制参数以控制器带宽和观测器带宽进行表达,大幅缩减整定参数的同时极大地促进了ADRC的工程应用和发展<sup>[17-19]</sup>。因此,本文针对如何有效提升进气控制系统的控制品质问题,研究一种基于扩张状态观测器的高空台进气环境模拟主

动抗扰控制技术,并结合大量仿真实验结果验证此方法的可行性和有效性。本文研究的主要创新点在于提出了一种基于扩张状态观测器(ESO)的高空台过渡态试验环境模拟主动抗扰控制技术,可为后续发动机过渡态试验环境模拟多变量控制、动态解耦控制等复杂控制技术研究提供技术支撑。

## 2 主要设备特性模型简述

### 2.1 管道容腔模型

高空台环境模拟进气系统容腔结构简图如图1所示。

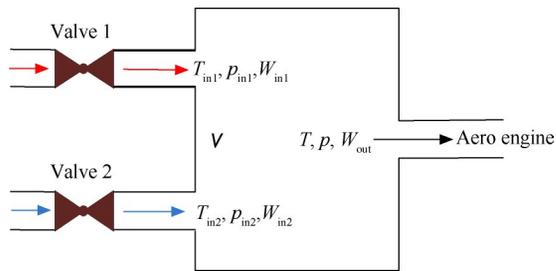


Fig. 1 Cavity structure diagram of air intake system

该容腔可视为两路进气和一路排气,第一路是温度为  $T_{in1}$  的高温热气流,第二路是温度为  $T_{in2}$  的低温柔气流,分别由1号、2号调节阀来控制,容腔内温度及压力的微分方程<sup>[20]</sup>为

$$\frac{dT}{dt} = \frac{RT}{Vp(c_p - R)} \left[ - (h_{out} - RT)(W_{in1} + W_{in2} - W_{out}) + (h_{in1}W_{in1} + h_{in2}W_{in2} - h_{out}W_{out}) + \dot{Q} \right] \quad (1)$$

$$\frac{dp}{dt} = \frac{R}{V} \left[ \left( T - \frac{h_{out} - RT}{c_p - R} \right) (W_{in1} + W_{in2} - W_{out}) \right] + \frac{R}{V(c_p - R)} \left[ (h_{in1}W_{in1} + h_{in2}W_{in2} - h_{out}W_{out}) + \dot{Q} \right] \quad (2)$$

式中  $T$  为容腔温度,  $p$  为容腔压力,  $V$  为容腔容

积,  $W_{in1}$  为第一路进气流量,  $W_{in2}$  为第二路进气流量,  $W_{out}$  为排气流量,  $h_{in1}$  为第一路进气的焓,  $h_{in2}$  为第二路进气的焓,  $h_{out}$  为排气的焓,  $c_p$  为气体的定压比热容,  $\dot{Q}$  为单位时间内容腔与外界交换的热量,  $R$  为气体常数。

### 2.2 调节阀流量模型

进气调节阀为DN2000大型轮盘式特种流量调节阀。根据文献[21]可知,调节阀的理论流量计算式为

$$Q_m = \left[ \frac{u^2}{1 - u^2 m^2 p_r^{\frac{2}{k}}} \cdot \frac{k \cdot p_r^{\frac{2}{k}}}{k - 1} \left( 1 - p_r^{\frac{k-1}{k}} \right) \right]^{1/2} \times A_0 \sqrt{2\rho_1 p_1} \quad (3)$$

式中  $p_1$  为阀前压力,  $p_r$  为阀后压力与阀前压力之比,  $\rho_1$  为气体密度,  $k$  为气体绝热指数,  $A_0$  为调节阀等效截面积,  $u$  为流束收缩系数, 等于流束收缩最小截面积与节流孔截面积之比;  $m$  为节流孔截面积与管道截面积之比,  $Q_m$  为质量流量。

令流量计算式(3)第一个根号项为  $\varphi$  (定义为流量系数), 得到简化流量模型

$$Q_m = \varphi A_0 \sqrt{2\rho_1 p_1} \quad (4)$$

### 2.3 调节阀位置闭环控制模型

调节阀位置控制模型的组成与典型电液伺服位置式控制系统<sup>[22-23]</sup>类似。由液压缸位置给定信号  $x_{set}$  到液压缸活塞杆的输出位置  $x_p$  的传递函数框图如图2所示。

图2中,  $Q_0$  为电液伺服阀的空载流量;  $\Delta I$  为电液伺服阀的控制电流;  $K_q$  为电液伺服阀的流量增益;  $\omega_{sv}$  为电液伺服阀固有频率;  $\xi_{sv}$  为电液伺服阀阻尼比;  $F_L$  为外负载力;  $K_{ce}$  为总流量-压力系数;  $\omega_h$  为阀控液压缸固有频率;  $\xi_h$  为阀控液压缸液压阻尼比;  $V_t$  为液压缸容积;  $A_p$  为液压缸截面积;  $\beta_e$  为液压油体积弹性模量。

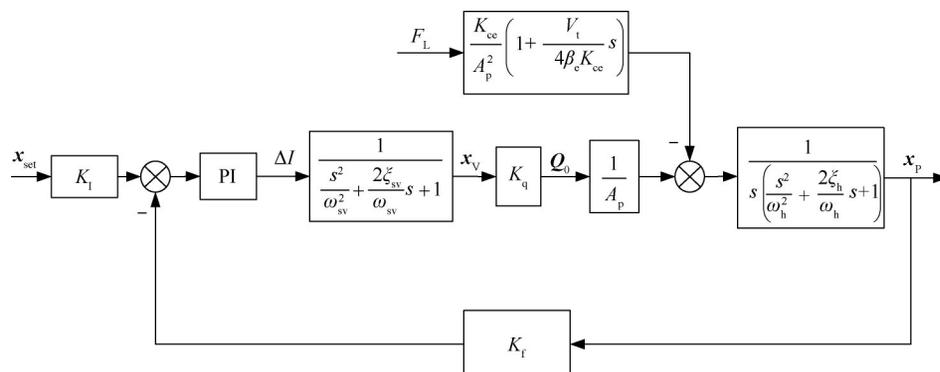


Fig. 2 Valve position closed-loop control transfer function block diagram

### 2.4 设备模型仿真实例

以调节阀流量特性模型和进气系统容腔压力模型为例,分别给出了具体仿真计算实例。调节阀流量特性模型仿真曲线如图3所示,40kg/s气流阶跃作用下进气压力仿真曲线如图4所示。图3中, $W_a$ 为调节阀流量变化值;图4中, $p$ 为进气压力值。

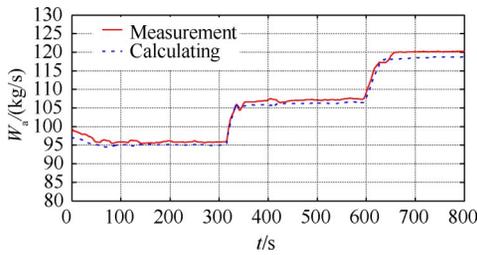


Fig. 3 Simulation curve of flow characteristic model of regulating

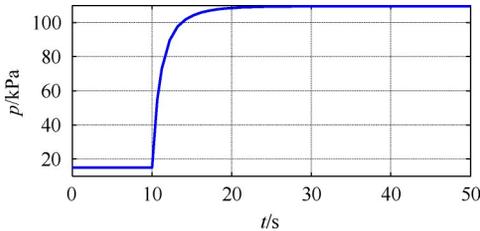


Fig. 4 Simulation curve of intake pressure under step action of 40kg/s air flow

## 3 基于扩张状态观测器的进气压力线性自抗扰(LADRC)控制方法

### 3.1 基于LADRC的进气压力主动抗扰控制方案

高空台进气系统控制品质能力提升的关键,是如何在大误差出现前把造成误差的各种扰动实时估计出来,并结合恰当的控制量将扰动对被控量的影响迅速消除掉,从而形成一种通用的主动抗扰控制方法。据此构建的基于LADRC的进气系统压力控制结构简图如图5所示。

该控制结构的核心思想之一是把影响被控量的总扰动(内扰和外扰之和)通过扩张状态观测器(LE-SO)实时估计出来,然后通过特殊的状态反馈机制将原有不确定系统动态改造成理想的积分串联系统(图5内红色虚线框内所示),这将大大简化控制器的设计难度。该控制结构的核心思想之二在于:影响被控量的扰动通常在相位关系上要超前被控量很多,所以扰动如果能成功估计出来,那么就可以用控制量将其即时消去,其赋予LADRC天然的预测性和抗扰性。在发动机典型大流量过渡态试验中,发动机的快速流量变化扰动是影响进气压力控制品质的主要因素,首先LESO实时准确观测被控压力( $z_1$ )、压力微分信号( $z_2$ )以及总扰动( $z_3$ ),进一步LADRC在完成受控对象动态改造的同时可实现相位超前的控制机制,这是LADRC能够大幅提高控制品质的本质原因。

### 3.2 被控对象模型

本文仅针对进气压力开展基于单调节阀的LADRC控制方法研究,如图1所示,令 $W_{in2} = 0, W_{in1} = Q_m$ 。在进行发动机过渡态试验时,进气温度可认为近似不变( $T \approx \text{Const}$ ),并且假定气流与金属管壁之间已达到热平衡(即 $\dot{Q} \approx 0$ ),上述假设与试验实际工况条件基本相符。由此,图5中的被控对象模型可以进一步展开,如图6所示。

图6中, $\theta_r$ 为调节阀期望角度(即控制量 $u$ ), $\theta$ 为调节阀实际角度, $A_0$ 为调节阀节流面积, $Q_m$ 为阀门流量, $W_{out}$ 为发动机流量, $p$ 为容腔压力(即输出 $y$ ), $G_1(s)$ 表示调节阀位置控制闭环传递函数, $G_2(s)$ 表示调节阀节流面积传递函数, $G_3(s)$ 表示调节阀流量传递函数, $G_4(s)$ 表示容腔压力传递函数。

调节阀位置闭环控制模型本质上是一个三阶系统,后续经工程技术改进和试验数据模型辨识,可将调节阀位置闭环控制模型简化为一阶小惯性环

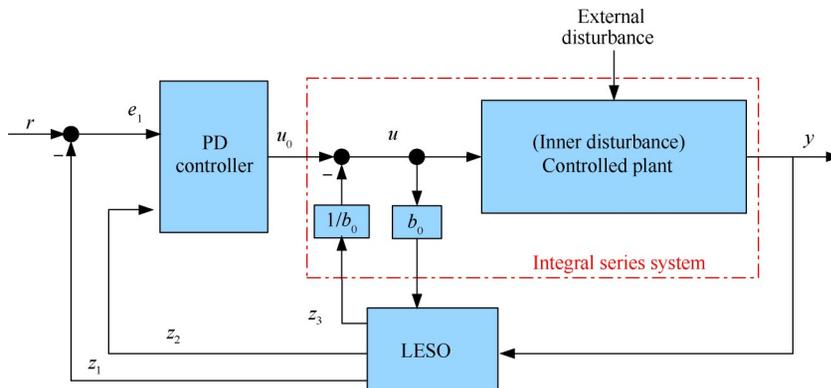


Fig. 5 Schematic of intake pressure control system based on LADRC

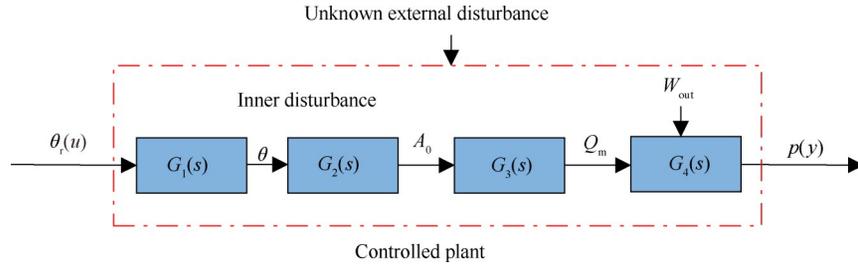


Fig. 6 Schematic diagram of controlled plant

节,即

$$\frac{\theta(s)}{\theta_r(s)} = G_1(s) = \frac{K_\theta}{T_\theta s + 1} \quad (5)$$

式中  $K_\theta$  为比例系数,  $T_\theta$  为时间常数。调节阀位置闭环控制模型虽然忽略了高阶动态项,但经工程实验验证,该简化模型符合实际系统特点,满足工程应用要求。

调节阀角度  $\theta$  与调节阀等效截面积  $A_0$  有如下线性关系

$$\frac{A_0(s)}{\theta(s)} = G_2(s) = k_a \quad (6)$$

式中  $k_a$  为线性转换系数。实际过程中由于调节阀流窗口加工误差和机械间隙,会使比例系数  $k_a$  存在小范围波动。调节阀等效截面积和调节阀流量之间的关系可以由式(4)得到。

$$\frac{Q_m(s)}{A_0(s)} = G_3(s) = \varphi \sqrt{2\rho_1 p_1} \quad (7)$$

空气流量测量误差、调节阀漏气等因素会给调节阀流量模型精度带来一定程度的影响。由  $T \approx \text{Const}, \dot{\Omega} \approx 0$  和微分方程(2),有

$$\frac{dp}{dt} = \frac{R}{V} \left[ \left( T - \frac{h_{out} - RT}{c_p - R} \right) (Q_m - W_{out}) + \frac{R}{V(c_p - R)} (h_{in1} Q_m - h_{out} W_{out}) \right] \quad (8)$$

上式中发动机简化模型  $W_{out}$  可以表示为

$$\begin{cases} W_{out} = \frac{p\sqrt{288 \times 15}}{101325\sqrt{T}} \cdot W_{abs}(n_{c1}) \\ n_{c1} = f(H, Ma, n) \end{cases} \quad (9)$$

式中  $W_{abs}$  为发动机换算空气流量,  $n_{c1}$  是发动机风扇换算转速,  $p$  为发动机进气压力,  $T$  为发动机进气温度,  $H$  为飞行高度,  $Ma$  为飞行马赫数,  $n$  为发动机风扇转速。该模型只是一种近似表达,存在较大的模型不确定性,同时也是本技术研究针对的主要扰动因素。

由此可以得到调节阀流量与容腔压力的传递函数

$$\frac{p(s)}{Q_m(s)} = G_4(s) = \frac{k_Q}{s + k_w} = \frac{k_1}{T_1 s + 1} \quad (10)$$

式中  $k_1 = k_Q/k_w$  为比例系数表达式,  $T_1 = 1/k_w$  为时间常数表达式,其中

$$k_w = \frac{R}{V} \left( T - \frac{h_{out} - RT}{c_p - R} + \frac{h_{out}}{c_p - R} \right) \cdot \frac{\sqrt{288 \times 15}}{101325\sqrt{T}} \cdot W_{abs}(n_{c1})$$

$$k_Q = \frac{R}{V} \left( T - \frac{h_{out} - RT}{c_p - R} + \frac{h_{in}}{c_p - R} \right)$$

联立式(5)~(7)和式(10)可得,被控对象的输入输出传递函数为

$$\frac{p(s)}{\theta_r(s)} = G_1(s)G_2(s)G_3(s)G_4(s) \quad (11)$$

记  $p = y, \theta_r = u$ , 引入外部未知干扰  $w$ , 则被控对象模型为如下二阶微分方程

$$\ddot{y} = -a_1 \dot{y} - a_2 y + w + bu \quad (12)$$

式中  $u$  为控制输入量,  $y$  为被控压力,  $w$  为外部未知扰动,  $a_1, a_2$  为模型参数,  $b$  为控制输入增益。其中

$$a_1 = \frac{1}{T_\theta} + \frac{R}{V} \left( T - \frac{h_{out} - RT}{c_p - R} + \frac{h_{out}}{c_p - R} \right) \cdot \frac{\sqrt{288 \times 15}}{101325\sqrt{T}} \cdot W_{abs}(n_{c1})$$

$$a_2 = \frac{R}{VT_\theta} \left( T - \frac{h_{out} - RT}{c_p - R} + \frac{h_{out}}{c_p - R} \right) \cdot \frac{\sqrt{288 \times 15}}{101325\sqrt{T}} \cdot W_{abs}(n_{c1})$$

$$b = \varphi \sqrt{2\rho_1 p_1} \frac{k_a \cdot K_\theta R}{T_\theta V} \left( T - \frac{h_{out} - RT}{c_p - R} + \frac{h_{in}}{c_p - R} \right)$$

由于LADRC控制设计所依赖的仅仅是被控对象的阶次以及输入输出的信号范围(模型不确定性和忽略高阶项的影响可以整体归结于总扰动中),而对模型的准确程度依赖性很小。由式(12)可知,将被控对象简化为二阶模型,满足实际工程要求,以该简化模型作为LADRC的设计依据是合理有效的。

### 3.3 二阶LADRC控制基本原理

为表征高空台进气系统被控对象模型(12)不确定性,假设 $a_1, a_2$ 完全未知, $b$ 部分已知,且有 $b \approx b_0$ 。设 $f(y, \dot{y}, w, t) = -a_1 \dot{y} - a_2 y + w + (b - b_0)u$ 为系统总扰动,它是内部扰动(系统模型不确定性及控制输入增益不确定性)和外部未知扰动之和,则有

$$\ddot{y} = f(y, \dot{y}, w, t) + b_0 u \quad (13)$$

若将总扰动 $f(y, \dot{y}, w, t)$ 扩张成一个新的状态变量 $x_3$ ,则系统(13)的状态方程可以表示为

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = x_3 + b_0 u \\ \dot{x}_3 = h \\ y = x_1 \end{cases} \quad (14)$$

式(14)中, $x_1, x_2, x_3$ 是系统状态变量,分别表征被控压力、被控压力的微分以及系统总扰动。对系统建立线性扩张状态观测器(LESO)<sup>[24]</sup>,则有

$$\begin{cases} \dot{z}_1 = z_2 - \beta_1(z_1 - y), \\ \dot{z}_2 = z_3 - \beta_2(z_1 - y) + b_0 u \\ \dot{z}_3 = -\beta_3(z_1 - y) \end{cases} \quad (15)$$

只要观测器增益 $\beta_1, \beta_2, \beta_3$ 选取合适,则LESO就能够实现对系统各个状态变量的实时估计,即有 $z_1 \rightarrow y, z_2 \rightarrow \dot{y}, z_3 \rightarrow f(y, \dot{y}, w, t)$ 。令

$$u = \frac{-z_3 + u_0}{b_0} \quad (16)$$

如果总扰动 $f(y, \dot{y}, w, t)$ 估计得很成功,则可以忽略 $z_3 \rightarrow f(y, \dot{y}, w, t)$ 的估计误差。于是,系统(13)可以简化成积分串联系统,即

$$\dot{y} = (f(y, \dot{y}, w, t) - z_3) + u_0 \approx u_0 \quad (17)$$

对于被动态改造的积分串联系统(17),设计比例微分(PD)控制器

$$u_0 = k_p(r_{\text{set}} - z_1) - k_d z_2 \quad (18)$$

式中 $r_{\text{set}}$ 为压力设定值, $k_p, k_d$ 分别是控制器比例增益和微分增益。由式(17),(18)建立控制系统闭环传递函数为

$$G_{\text{cl}}(s) = \frac{k_p}{s^2 + k_d s + k_p} \quad (19)$$

线性自抗扰控制器(LADRC)的基本架构由上述线性扩张状态观测器式(15)、系统动态改造后的积分串联系统式(17)以及PD控制器式(18)共同组成。LADRC技术的关键是能否实时有效的观测出系统的总扰动,并将原被控系统动态改造成为简单积分串联系统的过程,因此LESO是LADRC技术的核心和动力。

由二阶被控对象(14)与线性扩张状态观测器(15)可得误差方程为

$$\dot{e} = A_e e + E h \quad (20)$$

式中

$$A_e = \begin{bmatrix} -\beta_1 & 1 & 0 \\ -\beta_2 & 0 & 1 \\ -\beta_3 & 0 & 0 \end{bmatrix}, E = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix}, e = \begin{bmatrix} e_1 \\ e_2 \\ e_3 \end{bmatrix}$$

$$e_i = x_i - z_i, i = 1, 2, 3$$

由式(20)可以获得线性扩张状态观测器(LESO)的特征多项式为

$$\lambda(s) = |sI - A_e| = \begin{vmatrix} s + \beta_1 & -1 & 0 \\ \beta_2 & s & -1 \\ \beta_3 & 0 & s \end{vmatrix} = s^3 + \beta_1 s^2 + \beta_2 s + \beta_3 \quad (21)$$

当特征多项式(21)的根全部在S域的左半平面时,LESO是BIBO稳定的<sup>[25]</sup>,因此观测器增益 $\beta_1, \beta_2, \beta_3$ 可以通过极点配置的方法获取,定义LESO的观测器带宽为 $\omega_0$ ,将式(21)的全部极点均配置在 $-\omega_0$ 处,即 $\lambda(s) = (s + \omega_0)^3$ ,则有

$$\beta_1 = 3\omega_0, \beta_2 = 3\omega_0^2, \beta_3 = \omega_0^3 \quad (22)$$

同理,定义PD控制器带宽为 $\omega_c$ ,将闭环系统(19)特征方程的全部极点均配置在 $-\omega_c$ 处,即 $D(s) = s^2 + k_d s + k_p = (s + \omega_c)^2$ ,则有

$$k_p = \omega_c^2, k_d = 2\omega_c \quad (23)$$

式(22),(23)表明在实际调参过程中,仅需调整观测器带宽 $\omega_0$ 和控制器带宽 $\omega_c$ 即可对状态观测器的观测速度以及控制器参数进行快速整定,这就大大简化了LADRC的参数调整过程,并且能够保证控制系统稳定,关于线性LADRC的整体稳定性分析可以参考文献[25]。

### 3.4 线性自抗扰控制仿真及效果

#### (1) 仿真目的

在仿真环境下以典型发动机过渡态试验任务为背景,分别采用PID和LADRC控制器对进气压力进行控制,对比PID和LADRC在同一试验任务条件下进气压力的最大瞬时波动量、调节时间、响应速度等控制性能指标,验证控制系统在发动机大状态变化下的快速性、稳定性和抗扰能力。

#### (2) LADRC控制器参数整定步骤及结果

LADRC参数整定步骤:一、根据被控对象模型式(12)初步确定控制增益 $b_0$ ;二、选取参数 $\omega_c, \omega_0$ 初值, $\omega_c$ 取较小值并保持不变,逐步增大 $\omega_0$ 直至满足状态跟踪要求。三、逐渐增大 $\omega_c$ ,当系统输出波动时减小 $\omega_0$ ,然后再逐渐增大 $\omega_c$ ,依此循环调节,直到达到控制

要求。四、参数整定过程中,控制过程如果出现较大幅值振荡时可适当调整 $b_0$ 。控制器参数整定结果: $\omega_c=3.5, \omega_0=35, b_0=2.5$ 。在后续控制仿真中, $\omega_c, \omega_0, b_0$ 均保持不变。

### (3) 典型发动机过渡态试验仿真过程描述

仿真过程以典型发动机推力瞬变试验任务为例,试验任务流程安排如图7所示。仿真试验中进气温度固定不变,2号调节阀(Valve 2)全关,1号调节阀(Valve 1)为主调节阀。控制系统的主要任务是在发动机快推/拉油门杆做大状态加速/减速过程中尽可能保持进气压力值不变。图7自上而下依次为给定发动机油门杆角度、马赫数、发动机空气流量变化及进气压力设定值。该段试验任务包含3个子阶段,各子阶段具体描述如下:

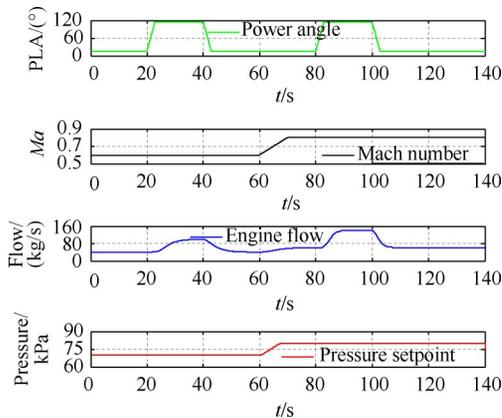


Fig. 7 Typical engine thrust transient test task flow diagram

子阶段1(0~60s):进气压力设定值维持70kPa不变,目标飞行马赫数为0.6。通过快速移动发动机油门杆位置(移动时间 $\leq 1.0s$ ),完成被试发动机在慢车 $\leftrightarrow$ 最大空中工作状态间的推力瞬变试验,过程中发动机空气流量变化为40~100kg/s(空气流量整体变化时间 $\leq 7s$ ,最大流量变化速率约为 $15kg/s^2$ )。

子阶段2(60~80s):进气压力设定值在8s内由70kPa升高到80kPa,使发动机高空进气环境模拟工况发生改变(飞行马赫数由0.6变为0.8,发动机空气流量由40kg/s变为60kg/s)。

子阶段3(80~160s):进气压力设定值维持80kPa不变,目标飞行马赫数为0.8。通过快速移动发动机油门杆位置(移动时间 $\leq 1.0s$ ),完成被试发动机在慢车 $\leftrightarrow$ 最大空中工作状态间的推力瞬变试验,过程中发动机空气流量变化为60~140kg/s(空气流量整体变化时间 $\leq 8s$ ,最大流量变化速率约为 $20kg/s^2$ )。

该推力瞬变试验流程基本模拟了最具代表性的

最大空气流量变化范围和最大空气流量变化速率(且发动机最大 $\rightarrow$ 慢车时流量变化更为剧烈),过程中进气控制系统受扰程度很高。

### (4) 控制仿真结果对比分析

典型发动机推力瞬变试验任务控制仿真过程中,PID和LADRC的仿真控制效果对比见图8,控制过程中的动态误差对比见图9。

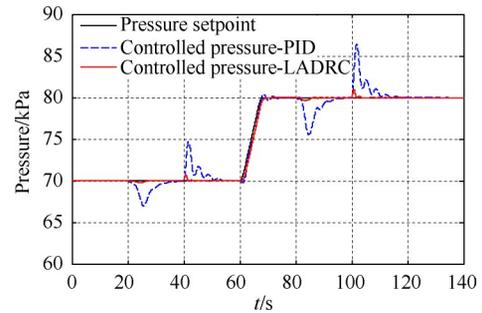


Fig. 8 Control effect comparison diagram of PID and LADRC

#### (a) 子阶段1(0~60s)控制效果对比

PID控制下被控压力的最大瞬时波动值为4.72kPa(最大瞬时波动量6.74%),调节时间为18.6s,被控压力在收敛至目标值的过程中出现了明显振荡现象。LADRC控制下被控压力的最大瞬时波动值为0.72kPa(最大瞬时波动量1.0%),调节时间为6.2s,被控压力能够快速收敛且全过程平稳稳定。

#### (b) 子阶段2(60~80s)控制效果对比

PID控制下的最大超调量为1.3kPa,而LADRC控制下则无任何超调现象,且展现出了很好的目标值跟踪性能和稳定性。

#### (c) 子阶段3(80~160s)控制效果对比

PID控制下被控压力的最大瞬时波动值为6.43kPa(最大瞬时波动量8.03%),调节时间为19.5s。LADRC控制下被控压力的最大瞬时波动值为0.92kPa(最大瞬时波动量1.15%),调节时间为6.8s。被控压力在收敛至目标值的控制过程对比与子阶段1相同。

图10为线性扩张状态观测器(LESO)对受控系统内部状态的估计效果,可以看出LESO可以准确实时估计出进气压力 $z_1$ ,进气压力微分 $z_2$ 以及总扰动 $z_3$ 。作为LADRC的核心元件,LESO良好的状态估计性能是有效提升进气环境模拟系统动态控制品质的重要前提和基础。

在响应速度性能对比方面,图11进一步对比了在相同油门杆快速操纵试验工况下LADRC与PID控

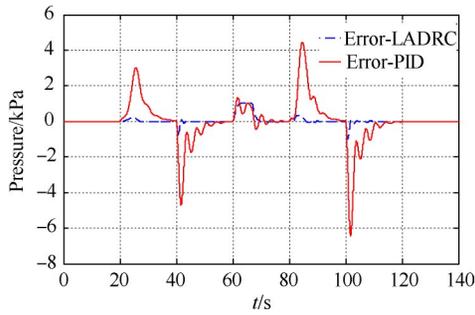


Fig. 9 Dynamic error comparison diagram of PID and LADRC

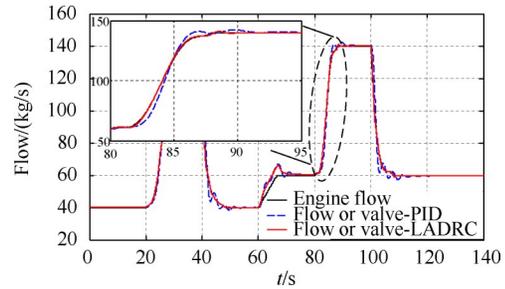


Fig. 11 Comparison of phase relationship between LADRC and PID

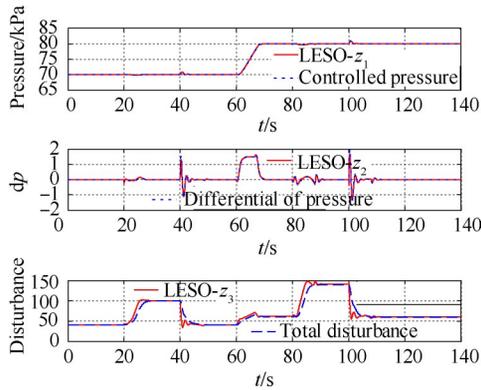


Fig. 10 LESO state estimation results

制量(即调节阀流量)的相位超前/滞后关系。

从80~95s局部放大的调节阀跟踪发动机流量变化的仿真效果图中,可以清晰地看到LADRC的控制手段在相位上远超前于一般“基于误差”而设计的PID控制器。LADRC控制过程中调节阀流量变化动态(控制量)几乎可以无误差地跟踪发动机流量变化动态(扰动量),这也是为什么LADRC能够实时观测扰动并大幅度提升发动机过渡态试验中进气压力控制品质的根本原因。

综合上述仿真分析结果,表明进行LADRC控制技术改进后使控制系统的快速性、鲁棒稳定性、抗扰

动性能均得到了大幅改善,取得了较为理想的控制效果,即调节时间与发动机状态变化时间同步,无振荡,进气压力最大瞬时波动量 $\leq 1.5\%$ 。

### 3.5 一体化并行控制器设计与仿真验证

一体化并行控制(Integrated parallel control)设计是环境模拟系统需要面对的工程实际问题。设计一体化并行控制器的突出优点在于:(1)可以根据不同的试验任务特点选择不同的控制模式,增加了控制方式的灵活性。(2)在LADRC初期工程调试阶段一旦出现控制失效问题,则可以快速无扰动切换至现有控制器,从而有效保证试验安全。本文以LADRC与PID一体化并行控制器设计为例说明其主要思想。

LADRC与PID一体化并行工作结构简图如图12所示,该新型控制结构在PID控制器的基础上引入了LADRC,从而形成双控制器的组合控制模式。一体化并行工作机制要求LADRC能够与PID实时并行工作,并可通过人工切换的方式选择哪种控制器处于当前工作状态。显然,双控制器间的无扰动切换<sup>[26]</sup>是保证系统始终处于安全高效工作状态的重要技术指标,正确的无扰动切换技术不仅能够实现控制指令的平稳过渡,还能够避免对执行机构和试验状态带来的扰动和冲击。

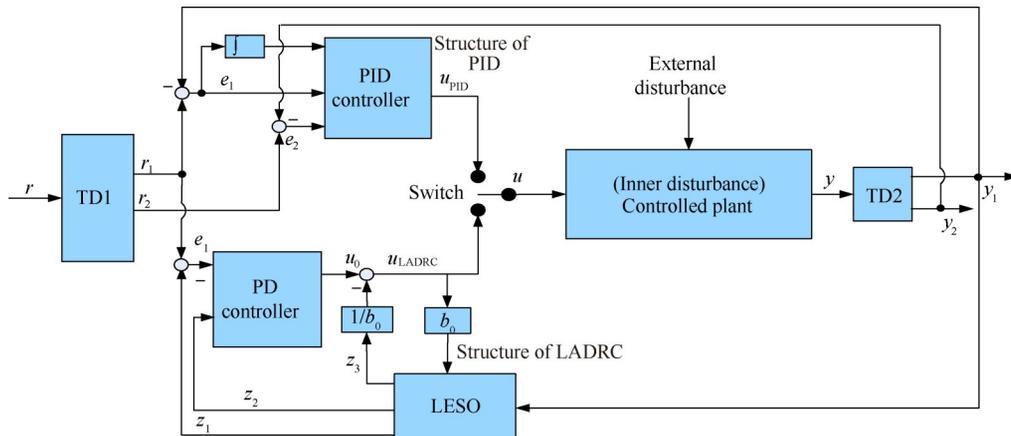


Fig. 12 Structure diagram of integrated parallel control of LADRC and PID

### 3.5.1 LADRC与PID一体化并行工作技术特点

#### (1) 系统量测噪声处理和安排过渡过程

通过跟踪微分器(TD1和TD2)对传感器以及系统内部存在的量测噪声进行滤波处理,安排出设定值/被控压力的过渡过程值及满足工程实际应用的设定值/被控压力的动态微分信号。

#### (2) LADRC与PID并行工作功能

可通过台面开关人工选择PID,LADRC处于当前工作状态。当系统处于开环手动控制或PID工作状态时,LADRC主动跟随PID的控制输出,并依据式  $z(k) = [y(k), 0, -b_0u(k-1)]^T$  连续刷新LESO的观测状态  $z = [z_1 z_2 z_3]^T$ ;在处于LADRC工作状态时,PID主动跟随LADRC的控制输出,并实时刷新PID中的积分项。该无扰切换方法可保证稳态工况下被控信号和控制指令均不会发生跳变。

#### (3) 不同控制模式下的手/自动无扰切换功能

无论当前控制器处于PID还是LADRC控制模式,均可在当前控制器的控制模式下实现开环手动/闭环自动控制模式间的无扰切换。

### 3.5.2 LADRC与PID一体化并行仿真验证

作如下仿真规划:(1)仿真初始控制模式处于手动,进气压力设定值保持75kPa。(2)10s时刻控制模式由手动切换至LADRC,20s时刻进气压力设定值由75kPa变为65kPa。(3)50s时刻控制模式由LADRC切换至PID,60s时刻进气压力设定值由65kPa变为75kPa。(4)90s时刻控制模式由PID切换至LADRC,100s时刻进气压力设定值由75kPa变为65kPa。(5)130s时刻控制模式由LADRC切换至手动。

三种控制模式间无扰切换仿真效果见图13。仿真结果表明,手动/PID/LADRC切换过程中始终能够保证控制信号的平稳过渡、光滑无跳变,未给执行机构和试验状态带来任何扰动冲击,从而证明了一体化并行控制器的设计有效性和工作可靠性,为后续实际工程应用奠定了坚实基础。

## 4 结论

通过大量仿真试验验证了控制效果,得出如下结论:

(1)相比于常规PID控制器,LADRC显著提升了控制系统的动态响应速度,大幅缩小了系统的调节时间和动态偏差,同时LADRC参数整定简单且通用性更强。仿真结果表明:LADRC的控制手段在相位上远远超前于一般“基于误差”而设计的PID控制器,动态调节时间缩短了2.8倍以上,进气压力最大瞬时

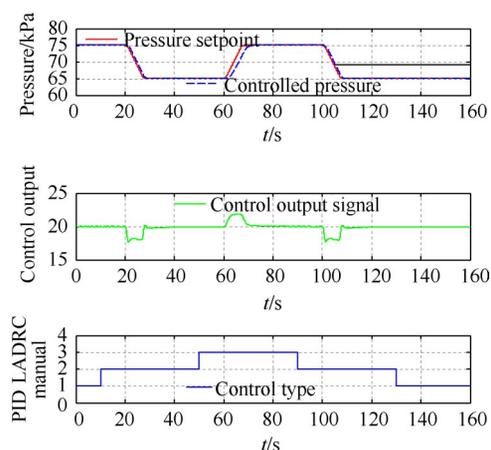


Fig. 13 Simulation results of integrated parallel control of LADRC and PID

波动量不超过1.5%。这对于航空发动机高空过渡态性能/特性的准确评估具有重要意义。

(2)从试验安全和工程实际应用角度出发设计的PID/LADRC一体化并行控制器,能够实现手动/PID/LADRC三种控制模式间的无扰动切换,从而保证了模式切换过程中控制过程的平稳过渡且不会对试验状态带来扰动和冲击,对LADRC能够顺利进入后续工程调试阶段起到了很好的促进作用。

(3)LADRC主动抗扰控制思想完全符合高空台进气环境模拟控制系统的工程实际需求。扩张状态观测器可以准确辨识出作用于被控对象的“总扰动”,LADRC能够对系统中一系列不确定未知扰动进行预估和补偿,从而形成了适用于高空台不完全依赖模型的通用抗扰控制方法。该技术对于存在有大量“模型不确定性”和“未建模动态”的高空台实际系统,具有显著的工程实用价值和良好的应用前景。

**致谢:**感谢四川省科技计划项目和中国航发自主创新专项资金的资助。

## 参考文献

- [1] 侯敏杰. 高空模拟试验技术[M]. 北京:航空工业出版社, 2014.
- [2] 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.
- [3] 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.
- [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): 21-31.
- [ 5 ] Garrard D, Seely J, Abel L. An Analysis of Alternatives to Provide a Varying Mach Number Test Capability at AP-TU[C]. *Canberra: 14th AIAA/AHI Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, 2006.
- [ 6 ] Garrard G D. Hypersonic Test Capabilities at AEDC's Aerodynamic and Propulsion Test Unit [R]. *AIAA 2015-1784*.
- [ 7 ] Schmidt K J, Merten R, Menrath M, et al. Adaption of the Stuttgart University Altitude Test Facility for BR700 Core Demonstrator Engine Tests[R]. *ASME 98-GT-556*.
- [ 8 ] Bierkamp J, Staudacher S, Fiola R. Influence of ATF Dynamics and Controls on Jet Engine Performance [R]. *ASME GT 2007-27586*.
- [ 9 ] Weisser M, Bolk S, Staudacher S. Hard-In-The-Loop-Simulation of a Feed Forward Multivariable Controller for the Altitude Test Facility at the University of Stuttgart [C]. *Stuttgart: Deutscher Luftund Raumfahrt Kongress*, 2013.
- [10] 但志宏, 侯敏杰, 张 松, 等. 大流量航空发动机高空模拟进气压力智能与复合控制技术[J]. *燃气涡轮试验与研究*, 2011, 24(2): 13-17.
- [11] 赵 涌, 侯敏杰, 张 松, 等. 航空发动机高空模拟试验排气环境压力模糊控制技术研究[J]. *燃气涡轮试验与研究*, 2010, 23(3): 14-16.
- [12] HAN J Q. From PID to Active Disturbance Rejection Control[J]. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 2009, 56(3): 900-906.
- [13] 黄 一, 薛文超. 自抗扰控制: 思想、应用及理论分析 [J]. *系统科学与数学*, 2012, 32(10): 1287-1307.
- [14] 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.
- [15] 韩京清. 从PID技术到“自抗扰控制”技术[J]. *控制工程*, 2002, 9(3): 13-18.
- [16] 韩京清. 自抗扰控制技术[J]. *前沿科学*, 2007, 1(1): 24-31.
- [17] 高志强. 自抗扰思想探究[J]. *控制理论与应用*, 2013, 30(12): 1498-1510.
- [18] Gao Z Q. Scaling and Bandwidth Parameterization Based Controller Tuning[C]. *Denver: American Control Conference*, 2003.
- [19] Gao Z Q. Active Disturbance Rejection Control: A Paradigm Shift in Feedback Control System Design [C]. *Minneapolis: American Control Conference*, 2006.
- [20] 朱美印, 张 松, 但志宏, 等. 高空台飞行环境模拟 $\mu$ 综合控制设计[J]. *航空动力学报*, 2017, 32(12): 3039-3048.
- [21] 裴希同, 朱美印, 张 松, 等. 一种特种阀流量特性计算的公式迭代方法[J]. *燃气涡轮试验与研究*, 2016, 29(5): 35-39.
- [22] 李洪人. 液压控制系统[M]. 北京: 国防工业出版社, 1981.
- [23] 裴希同, 张 松, 但志宏, 等. 高空台飞行环境模拟系统数字建模与仿真研究[J]. *推进技术*, 2019, 40(5): 1144-1152. (PEI Xi-tong, ZHANG Song, DAN Zhi-hong, et al. Study on Digital Modeling and Simulation of Altitude Test Facility Flight Environment Simulation System [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2019, 40(5): 1144-1152.)
- [24] 袁 东, 马晓军, 曾庆含, 等. 二阶系统线性自抗扰控制器频带特性与参数配置研究[J]. *控制理论与应用*, 2013, 30(12): 1630-1640.
- [25] 陈增强, 孙明玮, 杨瑞光. 线性自抗扰控制器的稳定性研究[J]. *自动化学报*, 2013, 39(5): 574-580.
- [26] Herbst G. Practical Active Disturbance Rejection Control: Bumpless Transfer, Rate Limitation and Incremental Algorithm[J]. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 2015, 63(3): 1754-1762.

(编辑: 史亚红)