

文章编号:1000-8055(2019)10-2271-09

doi:10.13224/j.cnki.jasp.2019.10.021

航空发动机过渡态试验进气压力 线性自抗扰控制方法

钱秋朦¹, 但志宏^{1,2}, 张松^{1,2}, 裴希同^{1,2}, 王信¹
(1. 中国航空发动机集团有限公司 四川燃气涡轮研究院, 四川 绵阳 621000;
2. 中国航空发动机集团有限公司
四川燃气涡轮研究院 高空模拟技术重点实验室, 四川 绵阳 621000)

摘 要: 航空发动机高空模拟试车台过渡态试验中进气控制系统受扰严重, 常规方法难以有效提升进气压力控制品质, 提出了一种基于线性自抗扰的进气压力控制方法。采用机理建模和系统辨识手段搭建高置信度进气仿真平台, 设计线性自抗扰控制器, 实现对发动机扰动影响的实时预估和补偿, 形成具有主动抗扰机制的进气压力控制方法。考虑实际使用中存在控制器手/自动及控制器间的切换问题, 设计实用型无扰切换方法。仿真环境下, 将该方法与比例积分微分(PID)进行对比, 结果显示进气压力最大偏离值由 7.69 kPa 缩小至 0.9 kPa, 且能够快速收敛趋于稳定, 表明了该方法无需发动机信息即可实现进气压力的有效控制, 通用性高, 抗扰性优, 能够大幅提升发动机过渡态试验中进气系统的调节品质。

关 键 词: 高空模拟试车台; 进气控制系统; 过渡态试验; 线性自抗扰; 无扰切换

中图分类号: V217; TP272 **文献标志码:** A

Linear active disturbance rejection control method for intake pressure control in aero-engine transient test

QIAN Qiumeng¹, DAN Zhihong^{1,2}, ZHANG Song^{1,2},
PEI Xitong^{1,2}, WANG Xin¹
(1. Sichuan Gas Turbine Establishment,
Aero Engine Corporation of China, Mianyang Sichuan 621000, China;
2. Science and Technology on Altitude Simulation Laboratory,
Sichuan Gas Turbine Establishment,
Aero Engine Corporation of China, Mianyang Sichuan 621000, China)

Abstract: When aero-engine received transient test in altitude test facility, the intake control system was abnormally affected and the quality of intake pressure control couldn't be improved by conventional control methods, so an intake pressure control method based on linear active disturbance rejection was proposed. The high-intensity intake control system simulation platform was built through mechanism simulation and system identification, and the linear active disturbance rejection law was designed to estimate and compensate engine disturbance in real-time manner. An intake pressure control method with active rejection

收稿日期: 2019-01-19
基金项目: 中国航发四川燃气涡轮研究院科研基金(SHYS-2019-0004)
作者简介: 钱秋朦(1988—), 男, 工程师, 硕士, 主要从事发动机高空模拟试验控制与仿真技术研究。
通信作者: 但志宏(1973—), 男, 研究员, 硕士, 主要从事发动机高空模拟试验控制与仿真技术研究。

引用格式: 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.

mechanism was formed. Meanwhile, considering the switching problem between manual and automatic control or between different control laws in actual use, an practical bumpless transfer method was designed. Simulation results compared with PID showed that the intake pressure can be quickly converged and stabilized, meanwhile, the maximum deviation was reduced from 7.69 kPa to 0.9 kPa. So this method achieves good control effect without engine information and can greatly improve intake pressure control quality in transient test.

Key words: altitude test facility; intake control system; transient test; linear active disturbance rejection; bumpless transfer

航空发动机过渡态试验是检验发动机操作性、机动性等指标的一项重要考核内容,包含遭遇起动、惯性起动、推力瞬变、加力通断等考核项目^[1-2]。该类试验具有任务时间短(全程数秒内完成)、油门杆移动速率快(不大于 0.5 s)、状态变化剧烈(空气流量最大变化量为 200%~250%、最大变化速率约为 15 kg/s)等显著特点,因此要求高空模拟试车台配套设施尤其是飞行环境模拟控制系统^[3]必须具备与发动机过渡态工作条件相匹配的快速、精确动态模拟能力。

进气控制系统是飞行环境模拟控制系统中发动机进口条件建立的唯一关键系统,该系统对气源供入的具有一定流量和温度的压缩空气进行调节,从而建立发动机进气条件。发动机过渡态考核试验时,系统受发动机及相应设备扰动程度极为严重,造成进气压力长时间偏离目标值,常规控制方法难以使进气压力控制品质得到有效提升。国外进气系统过渡态控制方法无一例外不以功能完备的硬件设施及实力雄厚的建模技术为支撑。美国阿诺德工程发展中心(AEDC)在“试车操作现代化、一体化项目”(TOMIP)中开展了高空台系统仿真建模工作,基于系统模型设计了压力速率控制、参考模型自适应等控制技术实现了进气压力的有效调节^[4]。美国国家航空咨询委员会(NACA)高空台为提升发动机过渡态性能评估能力,设计了一种特殊进气自动调节阀,该阀门直接提供发动机过渡态试验需求的最大流量,在过渡态过程中富余流量由该阀门排至试验舱内,以保持进口压力不变。德国斯图加特高空台建立了整个高空台的半物理仿真系统,基于仿真平台设计前馈控制器实现了发动机过渡态进气条件的快速模拟^[5]。目前国内进气系统过渡态控制主要采用前馈+反馈的经典控制模式,并在此基础衍生了如模糊控制^[6-9]等方法,一定程度上改善了发动机过渡态试验进气系统的抗扰动能力。而实际过程中,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,以一套控制方法来满足不同被试发动机不同工作包线范围内模拟要求,就对其强抗扰性、强鲁棒性、快速响应性、通用性及普适性提出了十分苛刻的要求。考虑发动机过渡态试验中进气控制系统具有受扰特性强、扰动源特性不一、扰动信息建模难度大等显著特点。显然,如何在误差出现前把造成误差的因素(发动机状态扰动和其它未知干扰)消除掉,形成一种通用的主动抗扰控制方法,是有效提升进气控制系统控制品质的核心问题。

自抗扰控制技术(ADRC)^[10-11]由韩京清提出,其核心思想是把系统的未建模动态和不确定未知扰动信息均归结为对系统的总扰动,进而利用扩张状态观测器对总扰动进行整体辨识并结合恰当的控制量予以补偿,从而大大降低扰动对被控量的影响,具有模型依赖性低、鲁棒性强、抗扰动特性优等技术优势。因此,ADRC 的主动控制思想非常符合进气控制系统的工程实际需求。非线性 ADRC 是自抗扰控制技术的一种通用架构,其扩张状态观测器以及控制律均采用了非线性的结构形式,但该方法结构复杂,一般形式下控制整定参数多达 12 个,且难以通过工程常用的频域分析确定稳定性边界,致使工程应用受到很大限制。为推进自抗扰控制技术的工程技术发展,线性自抗扰控制技术(LADRC)^[12-17]应运而生,它继承了 ADRC 的核心思想,将扩张状态观测器和控制律以线性形式实现,并引入频率尺度概念,将控制整定参数大幅缩减至 3 个,极大地促进了 ADRC 的工程应用和发展^[11]。大量实际工程应用已经证实,LADRC 对含有非线性动态、模型不确定性及外部扰动的多数实际系统,也能进行较好的扰动估计和补偿,其控制品质能够满足实际要求。另外,基于本技术研究所开展的大量仿真实验结果也已表明,尽管非线性 ADRC 控制效果会更好一些,但却需要以大量复杂且繁琐的调参过程为代价,这当然不符合进气控制系统对于易用性、灵活

性和便捷性的实际要求,而 LADRC 不仅能够满足进气控制系统对于控制品质的要求,还体现了参数整定简单、实现方便且通用性更强的特点。为此将 LADRC 应用于进气压力控制系统,对系统中一系列不确定未知扰动进行预估和补偿,形成一种不依赖对象模型的通用进气控制方法,有着很高的工程应用价值。同时也是我国高空台控制系统针对该方法的首次技术探索。本文研究 LADRC 在进气控制系统应用的相关性问题,其文章结构如下:第一章给出进气系统结构组成,并采用机理建模和系统辨识手段开展关键设备建模工作,搭建高置信度的进气仿真系统。第二章设计基于 LADRC 的进气压力控制方法,给出了控制器的结构和具体实现。针对 LADRC 在实际使用时存在控制器自身手动/自动控制模式及不同控制器间的切换问题,第三章设计实用型无扰切换方法。为验证基于 LADRC 进气压力控制方法设计的可行性,第四章在仿真环境下给出了 LADRC 与 PID 控制效果对比及无扰切换实施效果。最后在第五章给出了结论。

1 受控对象

1.1 被控对象结构

进气压力调节系统结构如图 1 所示。系统通过控制器调节阀门开度(气体流量),以弥补发动机需求的吸气流量,从而实现发动机进气容腔内压力的控制。发动机为系统中最为直接的扰动源,具有典型的强耦合、大时变等特性,尤其在发动机过渡态试验时,其吸气流量短时间内急剧变化,系统受其扰动程度更为严重,常规控制方法无法实现进气压力的有效调节。

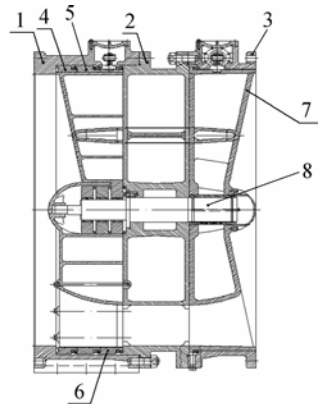
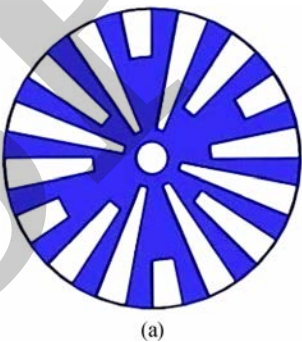
1.2 受控对象建模与分析

为建立整个进气系统仿真模型,采用部件建模方法,将系统受控对象划分为调节阀流量特性、调节阀运动特性、管道容腔特性、发动机等几大广

义模型。调节阀运动特性模型给出阀门的实时开度信息,并结合调节阀流量特性模型计算出流入进气容腔的气体质量流量,而流出进气容腔的气体质量流量由发动机模型决定。进气容腔内的被控压力及温度变化情况由管道容腔特性模型解算得到。

1.2.1 调节阀流量特性模型

进气系统调节阀为轮盘式特种流量调节阀,该阀门结构设计巧妙且复杂,由四个阀瓣(二阀瓣、四阀瓣、八阀瓣、无级盘)、16 个窗口组成,因此与常规调节阀相比在调节特性上差别较大,其结构如图 2 所示。该阀门通过二阀瓣、四阀瓣、八阀瓣的开关组合对总调节面积进行粗调,无级盘处于流通通道下游,实现实际调节面积无级精确调节。



1 壳体; 2 中间壳体; 3 后壳体; 4 二级阀瓣盘;
5 四级阀瓣盘; 6 八级阀瓣盘; 7 无级阀瓣盘;
8 主轴。

图 2 轮盘式调节阀结构

Fig. 2 Structure of disc type special control valve

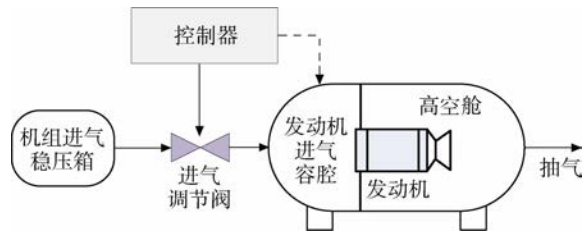


图 1 发动机进气控制系统结构

Fig. 1 Structure of engine intake control system

轮盘式调节阀是典型的节流元件,在特性建模时将空气介质流经调节阀的流动状态等效为可压缩流体流经孔板节流装置的情况,在假定绝热过程条件下利用流体力学和工程热力学等相关理论,计算流体介质流经调节阀的质量流量,构建轮盘式调节阀理论特性模型,如式(1)所示:

$$q_m = \left(\frac{u}{\sqrt{1-u^2n^2}} \right) \sqrt{\frac{1-u^2n^2}{1-u^2n^2\left(\frac{p_2}{p_1}\right)^{\frac{2}{\kappa}}}} \cdot \frac{1}{1-\frac{p_2}{p_1}} \cdot \frac{\kappa}{\kappa-1} \left(\frac{p_2}{p_1}\right)^{\frac{2}{\kappa}} \left[1 - \left(\frac{p_2}{p_1}\right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \right] A_0 \sqrt{2\rho_1 \Delta p} \tag{1}$$

式中 q_m 为流经调节阀的质量流量, u 为流束收缩系数, 为流束收缩最小截面积与节流孔截面积之比, n 为节流孔截面积与管道截面积之比, A_0 为节流孔面积, κ 为气体等熵指数, p_1 为阀前压力, p_2 为阀后压力, ρ_1 为介质密度, Δp 阀门前后压差。

令流量公式(1)的前两项为 φ , 并称之为流量系数。则得到简化的流量公式(2):

$$q_m = \varphi A_0 \sqrt{2\rho_1 p_1} \tag{2}$$

为进一步提升模型精度, 依托大量试验数据, 对轮盘式调节阀流量系数进行拟合和修正, 得到实际流量特性, 如图 3 所示。

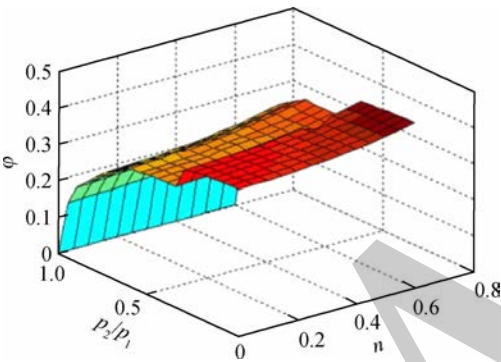


图 3 轮盘式调节阀流量特性曲面图
Fig. 3 Surface of disc type valve's flow characteristics

1.2.2 调节阀运动特性模型

调节阀的运动控制系统主要包括电液伺服阀、功率放大器、液压缸、液压站、位移传感器、传动机构、调节阀等硬件设备。其结构原理如图 4 所示。系统给出调节阀的开度控制指令, 并经过平面光波导(PLC)将给定开度信号转化为电流信号, 该电流信号与位移传感器测得调节阀实际开度的反馈电流信号作比较得到相应控制电流。控制电流信号经过 PID 控制器处理后输入到电液伺服阀以调节伺服阀阀芯开度, 从而控制流入液压缸的液压油流量来推动液压缸活塞杆运动, 最后活塞杆通过传动

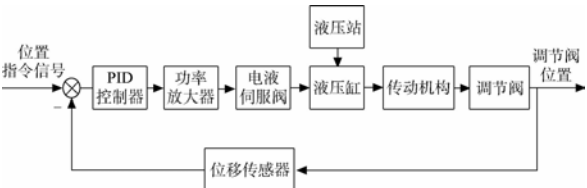


图 4 调节阀运动控制系统结构
Fig. 4 Structure of valve motion control system

机构驱动调节阀动作, 从而实现调节阀位置控制。

根据调节阀运动系统组成及工作原理, 利用 Matlab 搭建系统仿真模型。对仿真模型进行仿真验证, 得到调节阀实际开度与设定值之间的跟踪曲线, 如图 5 所示, 表明调节阀能够较好跟踪设定指令的变化。

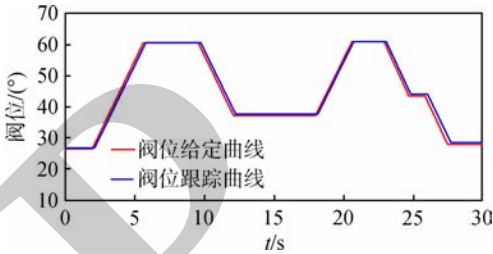


图 5 调节阀位置控制仿真曲线
Fig. 5 Simulation curves of valve position control

1.2.3 管道容腔特性模型

进气系统可认为是一进一出的容腔控制体, 其结构如图 6 所示。其中 $q_{m,in}$ 、 p_{in}^* 、 T_{in}^* 分别为流入容腔的气体流量、压力、温度, p^* 、 T^* 、 V 分别为容腔的压力、温度、体积, $q_{m,out}$ 为流出容腔的气体流量。

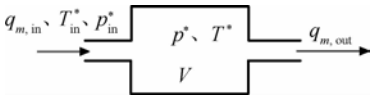


图 6 进气容腔结构
Fig. 6 Structure of intake cavity

根据热力学定律, 建立气体状态方程、管路流量连续性方程、内部储能方程和热力学方程, 得到该容腔的压力、温度变化模型如下:

$$\frac{1}{T^*} \cdot \frac{dp^*}{dt} - \frac{p^*}{T^{*2}} \cdot \frac{dT^*}{dt} = \frac{R}{V} \cdot \frac{dm}{dt} \tag{3}$$

$$\frac{dm}{dt} = q_{m,in} - q_{m,out} \tag{4}$$

$$U = m(h - RT^*) \tag{5}$$

$$\frac{dU}{dt} = h_{in}q_{m,in} - h_{out}q_{m,out} \tag{6}$$

联立式(3)~式(6)可以得到容腔压力、温度随时间的微分方程, 如式(7)和式(8)所示:

$$\frac{dT^*}{dt} = \frac{RT^*}{Vp^*} \cdot \frac{1}{(c_p - R)} [- (h - RT^*) \cdot (q_{m,in} - q_{m,out}) + (h_{in}q_{m,in} - h_{out}q_{m,out})] \tag{7}$$

$$\frac{dp^*}{dt} = \frac{R}{V} \left(T^* - \frac{h - RT^*}{c_p - R} \right) (q_{m,\text{in}} - q_{m,\text{out}}) + \frac{R}{V} \cdot \frac{1}{(c_p - R)} (h_{\text{in}} q_{m,\text{in}} - h_{\text{out}} q_{m,\text{out}}) \quad (8)$$

其中 m 、 U 、 h 、 c_p 分别为容腔内的气体质量、热力学能、比焓、比定压热容, R 为气体常数, h_{in} 、 h_{out} 分别为流入、流出的气体比焓。

图 7 为进气容腔压力和温度模型在 40 kg/s 输入气流阶跃作用、出口处于固定开度条件下的压力和温度仿真曲线。

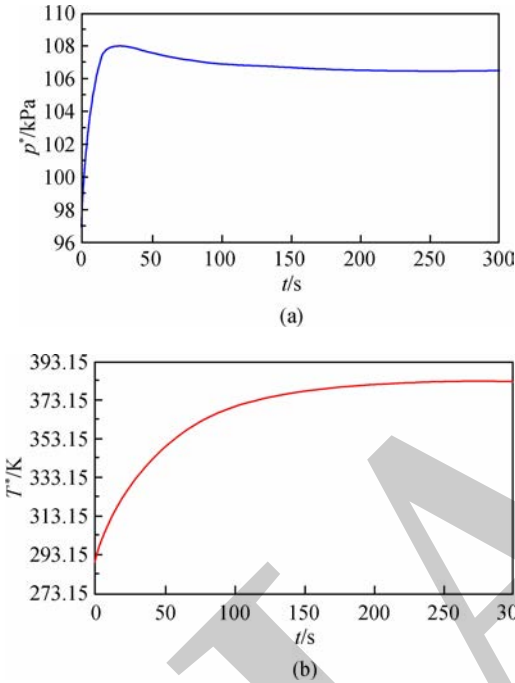


图 7 容腔内压力和温度仿真曲线

Fig. 7 Simulation curve of pressure and temperature in cavity

1.2.4 简易发动机模型

发动机为系统扰动源,由试验数据辨识得到。将发动机模型简化为进口吸气流量关于高度、马赫数、油门杆角度的函数关系,如式(9)所示。该模型中预设了发动机飞行任务,并依据飞行任务剖面自动给出整个飞行过程中发动机的吸气流量变化情况。

$$q_{\text{engine}} = f(H, Ma, A_{\text{pla}}) \quad (9)$$

式中 H 为高度, A_{pla} 为油门杆角度。

2 基于 LADRC 的进气压力控制方法设计

2.1 LADRC 控制器

LADRC 不依赖被控对象模型,是一种基于

扰动可观测并主动抑制、消除扰动的思想,主要包含三大部分:扩张状态观测器(LESO, linear extended state observer)、积分串联系统的形成、PD (proportion differentiation) 控制器的形成。其核心思想是通过 LESO 将非线性系统动态改造为积分串联型系统,并通过 PD 控制器进行控制。

2.1.1 通用二阶受控对象

以通用的二阶系统为例,如式(10)所示

$$\ddot{y} = f(y, \dot{y}, w, t) + b_0 u \quad (10)$$

其中 y 和 u 分别为输出和输入信号, w 是外部扰动, $f(y, \dot{y}, w, t)$ 为系统总扰动,包含系统内扰和外部扰动, b_0 为控制通道增益。

令 $x_1 = y, x_2 = \dot{y}, x_3 = f, h = \dot{f}$, 则其状态空间方程如式(11)所示。而扰动 f , 可通过状态观测器进行观测。

$$\begin{cases} \dot{x} = Ax + Bu + Eh \\ y = Cx \end{cases} \quad (11)$$

其中

$$\begin{aligned} x &= [x_1 \ x_2 \ x_3]^T \\ A &= \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad B = \begin{bmatrix} 0 \\ b_0 \\ 0 \end{bmatrix}, \quad E = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix}, \\ C &= [1 \ 0 \ 0]. \end{aligned}$$

2.1.2 扩张观测器的形成

针对被控对象模型(11),建立线性扩张状态观测器(LESO),如式(12)所示

$$\begin{cases} \dot{z} = Az + Bu + L(y - \hat{y}) \\ \hat{y} = Cz \end{cases} \quad (12)$$

其中 $z = [z_1 \ z_2 \ z_3]^T$ 为观测器状态。 $L = [\beta_1 \ \beta_2 \ \beta_3]^T$ 是观测器的增益向量。此处引入观测器带宽 ω_0 , 将观测器特征方程的三个极点都配置在 $-\omega_0$, 即 $\beta_1 = 3\omega_0, \beta_2 = 3\omega_0^2, \beta_3 = \omega_0^3$, 以简化参数调整。

2.1.3 积分串联系统的形成

加入扩张状态观测器,通过扩张观测器的状态 z_3 观测出系统总扰动。引入控制中间变量 u_0 , 对控制输出 u 进行重新改造

$$u = \frac{-z_3 + u_0}{b_0} \quad (13)$$

忽略 z_3 对扰动 f 的状态估计误差,则被控对象被改造为单位积分串联系统

$$\ddot{y} = (f - z_3) + u_0 \approx u_0 \quad (14)$$

2.1.4 PD 控制器的形成

对于改造得到的积分串联系统(式(14)),通

过简单的 PD 控制器即可实现有效控制。简单的 PD 控制器如下：

$$u_0 = k_p(r - z_1) - k_d z_2 \tag{15}$$

其中 r 是设定值。 k_p 、 k_d 分别为控制器比例和微分增益。引入控制器带宽 ω_c ，将闭环系统的两个极点都配置在 $-\omega_c$ 处，即 $k_p = \omega_c^2$ ， $k_d = 2\omega_c$ ，以简化参数调整。

2.2 基于 LADRC 的进气压力控制方法

引入 LADRC 控制器，将进气系统简化成积分串联系统，降低系统控制难度的同时能够有效提升系统抗扰动能力。基于 LADRC 的进

气压力控制系统结构如图 8 所示，控制器接收由容腔模型计算的实时仿真压力，并通过 LADRC 控制器形成相应的控制量。控制量作用于调节阀运动模型，驱动调节阀动作并给出阀门仿真开度，根据阀门开度结合调节阀流量特性模型解算得到流入容腔的气体质量流量。而发动机为一节流元件，直接从容腔将气体抽走，可视为影响系统压力稳定的最为直接的外部扰动。尤其在发动机过渡态试验时，发动机吸气流量短时间内大幅急剧变化，给系统带来极大的干扰。

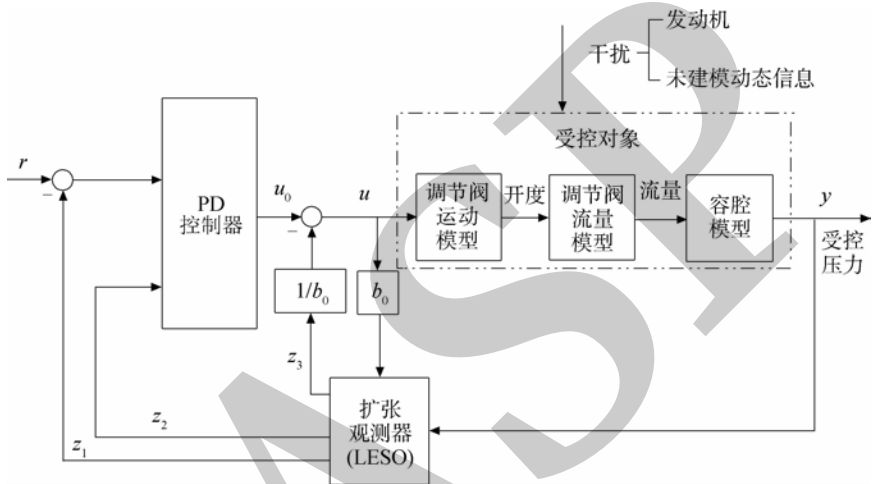


图 8 基于 LADRC 的进气压力控制系统结构
Fig. 8 Structure of intake pressure control based on LADRC

3 无扰切换方法设计

在实际使用中，除了 LADRC 自身控制性能要求，无扰切换^[18]也是该控制器能否有效运行的一个重要指标。当前进气系统的切换模式包括控制器自身手动/自动模式间切换和不同控制器间的切换，所设计的无扰切换方法要求在控制模式切换时实现控制信号的平稳过渡，以避免给系统带来的不必要的冲击和扰动。

3.1 无扰切换机理

在 LADRC 中，仅 LESO 的状态变量 $z = [z_1 \ z_2 \ z_3]^T$ 是依据自身前一时刻的数值迭代计算得到，而其它变量由系统当前时刻的输入、输出条件即可获取，与自身先前状态无任何关系。因此实现 LADRC 无扰切换的关键即保证 LESO 的 z_1 、 z_2 、 z_3 在模式切换时保持不变，其实现方式如式(16)所示。

$$z(k) = [y(k) \ 0 \ -b_0 u(k-1)]^T \tag{16}$$

其中 $y(k)$ 为当前时刻的被控量， $u(k-1)$ 为上一时刻的控制信号。

3.2 实现方法

以 LADRC 和 PID 控制器共同工作为例阐述 LADRC 自身手/自动控制模式及 LADRC 和 PID 控制器间无扰切换的具体实现：

- 1) LADRC 处于手动控制模式或者 PID 处于自动控制模式时，依据式(16)对 LADRC 的状态变量 z 进行实时计算，以该值作为控制器切换至 LADRC 自动控制的迭代初值，从而实现 LADRC 由手动转入自动控制模式或者由 PID 转入 LADRC 自动控制的无扰切换。
- 2) PID 处于手动控制模式或者 LADRC 处于自动控制模式时，PID 实时跟踪 LADRC 的控制输出，从而实现 PID 由手动转入自动控制模式或者由 LADRC 转入 PID 自动控制的无扰切换。
- 3) 在整个模式切换过程中，系统需处于稳定状态，即 $y \approx r$ 。

4 数值仿真及验证

4.1 控制实施效果分析

采用 LADRC 和 PID 控制器实现进气系统压力的控制,对比仿真结果以达到如下目的:①比 LADRC 和 PID 控制器在发动机飞行马赫数变化下的控制效果,以验证控制器在压力给定值变化下的动态跟踪能力;②重点对比 LADRC 和 PID 控制器在发动机过渡态下的控制效果,以验证控制器在受到强干扰时的鲁棒性和抗扰动性。

4.1.1 仿真过程描述

仿真过程以某型发动机的某一时段飞行任务剖面为例,如图 9 所示,该段飞行任务包含两个工况:①发动机油门杆不变、马赫数变化的发动机性能试验(0~80 s);②发动机油门杆变化、马赫数不变的过渡态试验(80~160 s)。图 9 从上到下依次为给出了发动机油门杆、飞行马赫数、吸气流量及进口压力的实时变化情况。

1) 工况 1:该过程中发动机油门杆始终处于慢车域。发动机飞行马赫数的变化通过调节进气压力来实现,即 7 s 内调节进气压力在 75~65 kPa 内变化以实现发动机马赫数在 0.5~0.3 间的变化。伴随马赫数的变化,发动机吸气流量也随之变化,变化范围为 60~30 kg/s。

2) 工况 2:该过程中发动机飞行马赫数保持不变。发动机油门杆 0.5 s 内在慢车~最大域间

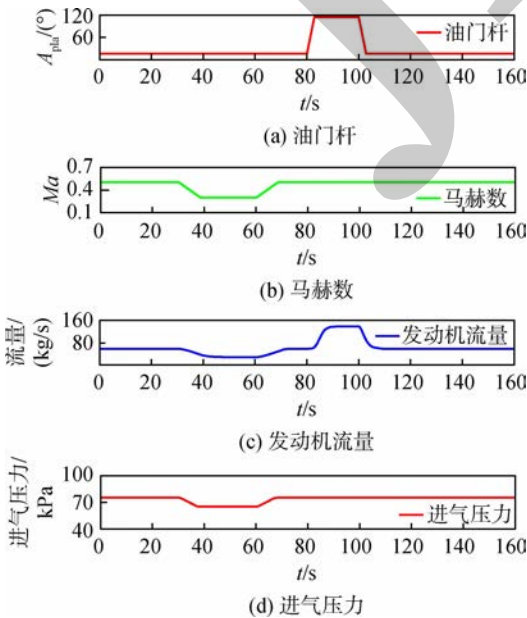


图 9 发动机飞行任务剖面
Fig. 9 Engine mission slope

快速动作,其吸气流量 5 s 内在 60~140 kg/s 内急剧变化,变化量 233%,变化率约为 16 kg/s,且拉杆时流量变化更为剧烈。该过程基本可表征当前进气系统所面临的最真实、最恶劣的受扰过程。

4.1.2 仿真结果分析

1) 压力给定值变化下的控制系动态跟踪能力对比

图 10 给出了 LADRC 及 PID 压力给定值变化下的控制效果。分析可知,PID 在压力给定值变化下的被控压力最大超调量为 1.1 kPa, LADRC 在给定值变化下的被控压力几乎无超调,且在压力给定值下的被控压力跟踪能力更强。结果表明 LADRC 大幅提升了控制器目标给定值下的动态调节品质。

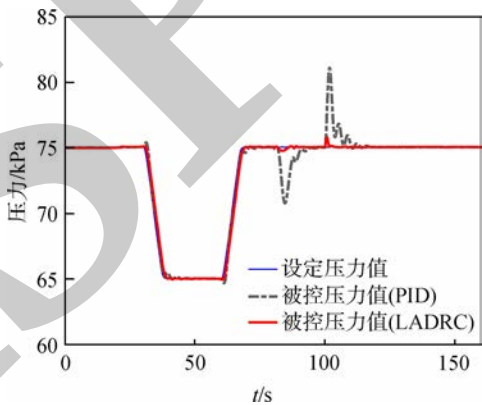


图 10 LADRC 与 PID 控制效果对比
Fig. 10 Control effect comparison between LADRC and PID

2) 发动机过渡态下的控制器抗扰能力对比
将 LADRC 应用于进气控制系统的主要目的是解决发动机过渡态试验中进气压力难于控制的问题,为此以目前面临最为严峻、最具挑战的试验工况进行验证。图 10 为 LADRC 及 PID 发动机过渡态试验下的系统抗扰能力控制效果,PID 控制器作用下被控压力的最大偏离值为 7.69 kPa, LADRC 控制器作用下被控压力的最大偏离值减小至 0.9 kPa,且收敛快速,结果表明采用 LADRC 控制器系统的抗扰能力得到大幅提升,满足了当前进气系统过渡态试验模拟要求。

图 11 给出了 LADRC 的 LESO 部分的实施效果, z_1 能够准确跟踪实际被控压力, z_2 可有效跟踪被控压力的微分信号, z_3 能够准确预测出系统的总扰动,从而证明了 LESO 的可靠性和有效性。

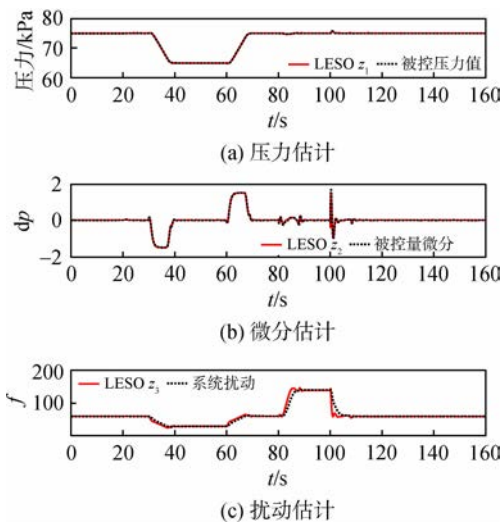


图 11 LESO 实施效果

Fig. 11 Implementation effect of LESO

4.2 无扰切换实施效果分析

为验证所设计无扰切换方法的应用效果,规划如下试验流程:初始时刻控制器处于手动控制模式;10 s 时控制器切入 LADRC 控制模式,并完成被控压力由 75~85 kPa 的自动调节任务;50 s 时控制器由 LADRC 切入 PID 控制模式,并完成被控压力由 85~75 kPa 的自动调节任务;90 s 时控制器由 PID 切入 LADRC 控制模式,并完成被控压力由 85~75 kPa 的自动调节任务;130 s 时控制器切入手动模式。实施效果如图 12 所示,整个切换过程中控制信号稳定平滑、无跳变,系统未受到任何切换扰动,表明了所设计无扰切换方法的可行性。图 12(c)中纵坐标 1 为手动控制模式,2 为 LADC 控制模式,3 为 PID 控制模式。

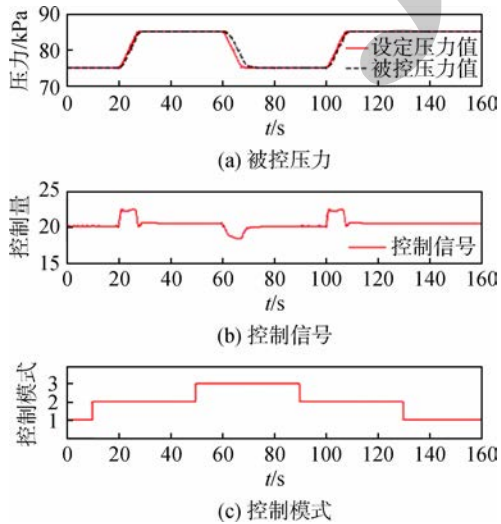


图 12 无扰切换实施效果

Fig. 12 Implementation effect of bumpless transfer

4.3 连续马赫数模拟实施效果

为验证基于 LADRC 进气压力控制方法的通用性,给出了连续马赫数变化的飞行任务剖面控制实施效果。该过程包含了发动机爬升、下降、巡航等状态下进气压力的实时模拟情况,整个过程均采用相同控制参数,实施效果如图 13 所示,结果显示被控压力跟踪误差小,表明了该方法的通用性和普适性。

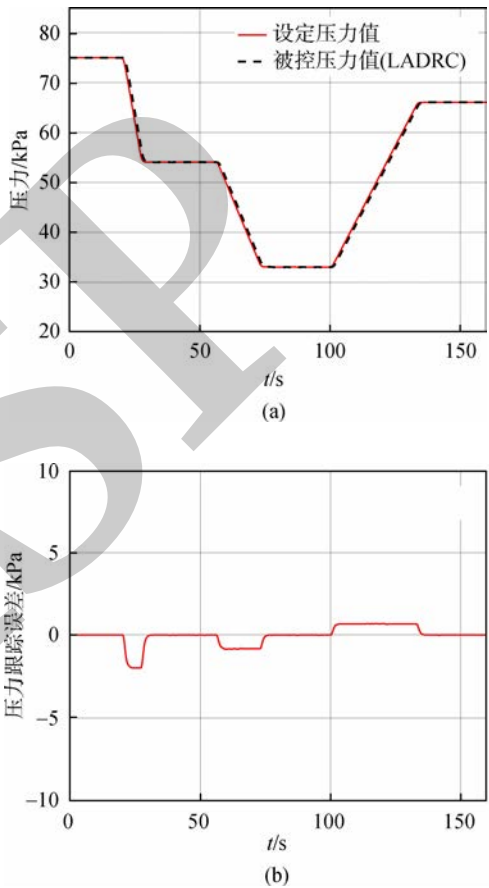


图 13 马赫数连续模拟实施效果

Fig. 13 Implementation effect of continuous Mach number simulation

5 结 论

航空发动机过渡态试验一直是发动机最具代表性的一项重要考核内容,具有难度高、风险大等特点。本文设计基于 LADRC 的进气压力控制方法,首先建立了高置信度的进气压力控制系统仿真模型;接着设计 LADRC 控制律,完成了控制算法的仿真验证;最后,针对 LADRC 在实际使用中存在的控制器手/自动切换及控制器间的切换问题,设计了实用型无扰切换方法。在仿真环境下对比了 LADRC 与常规 PID 控制效果,主要研究

结论如下:

- 1) 采用本文方法,可不依赖发动机自身信息即可实现过渡态试验中进气压力的有效调节,进气压力最大偏离值由 7.69kPa 缩小至 0.9kPa,且收敛快速,压力调节品质得到大幅改善。
- 2) 所设计的实用型无扰切换方法,能够实现控制模式切换过程中控制信号的平稳过渡,具有较强的工程实用价值。
- 3) 采用本文控制方法建立并模拟了某发动机连续马赫数变化的飞行任务剖面,验证了当前方法的通用性和普适性。
- 4) 本文研究工作可为该方法的后续实际工程应用奠定坚实的基础。

参考文献:

[1] CHAPPEL M A, MCKAMEY R S. Adjusting turbine engine transient performance for the effects of environmental variances[R]. AIAA 90-2501, 1990.

[2] 吴君凤,郭迎清. 发动机稳态与过渡态控制集成设计仿真验证[J]. 航空动力学报, 2013, 28(6): 1436-1440.

WU Junfeng, GUO Yingqing. Design and simulation of aero-engine steady-state and transient test facilities flight control integration[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(6): 1436-1440. (in Chinese)

[3] 侯敏杰. 高空模拟试验技术[M]. 北京: 航空工业出版社, 2014.

[4] LUPPOLD R H, MEISNER R, NORTON J M. Design and evaluation of an auto-tuning control system for an altitude test facility[R]. ASME Paper 99-GT-61, 1999.

[5] WEISSER M, BOLK S, STAUDACHER S. Hardware-in-the-loop simulation of a feedforward multivariable control for the altitude test facility at the university of Stuttgart [C]//Deutscher Luft-und Raumfahrtkongress, Stuttgart, Germany, Springer, 2013: 301179. 1-301179. 6.

[6] 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, 2010, 24(2): 13-17.

DAN Zhihong, HOU Minjie, ZHANG Song, et al. Research of inlet pressure intelligence and compound control technology on aero-engine altitude simulating tests[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2010, 24(2): 13-17. (in Chinese)

[7] 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.

ZHAO Yong, HOU Minjie, ZHANG Song, et al. Investigation of exhaust pressure fuzzy control technology in aero-engine altitude simulation test[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2010, 23(3): 14-16. (in Chinese)

[8] 朱美印,张松,但志宏,等. 高空台飞行环境模拟 μ 综合控

制设计[J]. 航空动力学报, 2017, 32(12): 3039-3048.

ZHU Meiyin, ZHANG Song, DAN Zhihong, et al. μ synthesis control design of altitude ground test facilities flight environment simulation volume[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(12): 3039-3048. (in Chinese)

[9] 彭生红,田金虎,刘冬根,等. 中等涵道比涡扇发动机高空压力畸变试验[J]. 航空动力学报, 2019, 34(6): 1273-1251.

PENG Shenghong, TIAN Jinhu, LIU Donggen, et al. Experiment on inlet total pressure distortion of middle-bypass ratio turbofan engine at high altitude[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(6): 1273-1251. (in Chinese)

[10] 韩京清. 自抗扰控制技术[J]. 前沿科学, 2007, 1(1): 24-31.

HAN Jingqing. Auto disturbances rejection control technique[J]. Frontier Science, 2007, 1(1): 24-31. (in Chinese)

[11] 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. Auto disturbances rejection[J]. Controller and Its Application, 1998, 13(1): 19-23. (in Chinese)

[12] GAO Z Q. Scaling and bandwidth-parameterization based controller tuning[C]//Proceedings of the 2003 American Control Conference, Denver, US: IEEE, 2003: 4989-4996.

[13] GAO Z Q. Active disturbance rejection control: a paradigm shift in feedback control system design[C]//American Control Conference, Minneapolis, US: IEEE, 2006: 2399-2405.

[14] 李杰,齐晓慧,万慧,等. 自抗扰控制:研究成果总结与展望[J]. 控制理论与应用, 2017, 34(3): 281-295.

LI Jie, QI Xiaohui, WAN Hui, et al. Active disturbance rejection control: theoretical results summary and future researches[J]. Control Theory and Applications, 2017, 34(3): 281-295. (in Chinese)

[15] 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 disturbance rejection rotor speed control method for turbo-shaft engines[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(4): 943-950. (in Chinese)

[16] 周蓉,韩文杰,谭文. 线性自抗扰控制的适用性及整定[J]. 控制理论与应用, 2018, 35(11): 1654-1662.

ZHOU Rong, HAN Wenjie, TAN Wen. On applicability and tuning of linear active disturbance rejection control[J]. Control Theory and Applications, 2018, 35(11): 1654-1662. (in Chinese)

[17] 王立新,刘福才,刘谦,等. 电液比例位置同步线性自抗扰控制[J]. 控制理论与应用, 2018, 35(11): 1618-1625.

WANG Lixin, LIU Fucui, LIU Qian, et al. Linear active disturbance rejection control for electro-hydraulic proportional position synchronous[J]. Control Theory and Applications, 2018, 35(11): 1618-1625. (in Chinese)

[18] GERNOT H. Practical active disturbance rejection control: bumpless transfer, rate limitation, and incremental algorithm[J]. Transactions on Industrial Electronics, 2016, 63(3): 1754-1762.