

固体火箭冲压发动机流量可调燃气发生器控制算法

周景亮¹, 陈 雄¹, 柴金宝², 李心怡¹, 李旭东¹, 周长省¹

(1. 南京理工大学 机械工程学院, 南京 210094;

2. 中国航天科工集团有限公司 湖北航天技术研究院总体设计所, 武汉 430040)

摘 要: 固体火箭冲压发动机流量调节系统具有很强的时变性和非线性,在调节的初期存在流量负调现象,且推进剂不完全燃烧产生的颗粒容易附着于喉道,这些因素都将对调节性能产生消极影响。为处理上述问题,设计线性自抗扰控制器(LADRC)。仿真试验表明,所设计的 LADRC 对比于比例-积分-微分控制器(PID)具有更好的响应速度、精度、流量负调抑制能力以及抗干扰能力,在低压力和高压力两种工况下的响应时间均不超过 1.5 s,超调量在 1.5% 以内;流量负调减小了 3~4 倍;对于干扰的反应时间在 0.4 s 左右,干扰的偏离值仅为 0.25 MPa,显著提高了燃气发生器的工作性能。

关 键 词: 固体火箭冲压发动机; 流量可调燃气发生器; 线性自抗扰控制器(LADRC); 线性扩张状态观测器; 跟踪微分器; 流量负调

中图分类号: V435⁺.5

文献标志码: A

Control algorithms for adjustable flow gas generator of ducted ramjet

ZHOU Jingliang¹, CHEN Xiong¹, CHAI Jinbao²,

LI Xinyi¹, LI Xudong¹, ZHOU Changsheng¹

(1. School of Mechanical Engineering,

Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China;

2. General Design Institute of Hubei Aerospace Technology Academy,

China Aerospace Science and Industry Corporation Limited, Wuhan 430040, China)

Abstract: The gas generator system with adjustable flow of ducted ramjet has strong time-varying and non-linearity. Anti-regulation of gas flow exists in the initial stage of regulation. And the in the gas generator system with adjustable flow of ducted ramjet has strong time-varying and non-linearity attributes. Anti-regulation of gas flow exists in the initial stage of regulation. And the incomplete combustion of propellant is easily adhered to throat. These factors will have a negative impact on the regulation performance. In order to solve this problem, the linear active disturbance rejection controller (LADRC) was designed. Simulation results showed that: compared with the proportion-integration-differentiation (PID) controller, the LADRC had better response speed, accuracy, flow anti-regulation suppression ability and anti-interference ability. The response time under low and high pressure conditions was less than 1.5 s, the overshoot was less than 1.5%, and the flow anti-regulation was reduced by 3—4

收稿日期:2019-11-17

基金项目:总装备部预先研究项目(404040301);国家自然科学基金(51606098);江苏省自然科学基金(BK20140772)

作者简介:周景亮(1994—),男,硕士生,主要从事固冲发动机燃气流量调节技术。

引用格式:周景亮,陈雄,柴金宝,等. 固体火箭冲压发动机流量可调燃气发生器控制算法[J]. 航空动力学报,2020,35(5):1109-1120. ZHOU Jingliang, CHEN Xiong, CHAI Jinbao, et al. Control algorithms for adjustable flow gas generator of ducted ramjet[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(5): 1109-1120.

times. The reaction time to interference was about 0.4 s, and the deviation value of interference was only 0.25 MPa, thus significantly improving the performance of gas generator.

Key words: ducted ramjet; adjustable flow gas generator;
linear active disturbance rejection controller (LADRC);
linear extended state observer; tracking differentiator;
flow anti-regulation

随着立体预警系统及反导系统的高速发展,未来战争中对于战术导弹的要求越来越高,具有流量可调燃气发生器的固体火箭冲压发动机(以下简称固冲发动机)因其优异的工作性能成为中远程中等超声速战术导弹最理想的高速巡航动力系统^[1-3]。

各国科研人员对具有流量可调燃气发生器的固冲发动机的研究取得了不俗的进展。德国超声速反舰导弹(anti-navires-supersonique)的动力装置采用滑环阀实现燃气流量调节,试验结果表明其燃气流量调节系统调节性能良好,调节比达到1:4.5^[4];俄罗斯的R-77M-PD空空导弹采用锥阀进行燃气流量调节,所得到的推力调节比为1:9^[5];美国GQM-163“丛林狼”超声速掠海飞行靶弹,采用的是柱塞式滑阀,该靶弹可掠海远程持续机动飞行,现已装配部队^[6];欧洲导弹集团研制的“流星”超视距中远程空空导弹的流量调节比超过10,其动力性能是现役空空导弹的3~6倍^[7];我国对于该技术的研究起步较晚,20世纪90年代中后期以来,航天科工集团第三研究院、中国航天科技集团有限公司航天动力技术研究院、中国空空导弹研究院、西北工业大学、北京航空航天大学、国防科技大学、南京理工大学等研究单位开始着手以空空导弹为背景下固冲发动机的研究工作,航天科工集团第三研究院曾对滑盘式燃气流量调节方案进行研究试验,其调节比可达到4.16,但仍与其他国家存在一定的差距,需要继续进行研究^[8]。

燃气发生器的控制模型具有强非线性、时变性的特性,使流量可调燃气发生器的控制算法设计较为困难。燃气流量在实验过程中不易测得,很难进行有效控制,因而普遍采用控制燃烧室内压力的方法来达到流量调节的目的^[9],现有的相关文献比较匮乏。何坤等^[10]对燃气发生器的线性模型进行模糊-比例-积分控制算法设计,提高了压力控制的响应速度,有效地减小了超调量,但对于非线性模型研究不足;聂聆聪等^[11]设计的压力闭环模糊算法可适应燃气发生器压力闭环控制

的大部分工况及长时间工作的情况;刘源翔等^[12]设计的前馈补偿自适应比例-积分-微分控制器(PID)控制策略,改善了流量调节系统的动态调节性能和稳定工作性能。但是以上文献均忽略了阶跃压力指令下过大起始误差使一般的控制器输出控制力太大导致喉部面积初始变化率过大,而压力变化速率小于喉面变化速率,两者变化速率的冲突将产生燃气流量负调的问题。虽然以上算法是针对压力所设计的算法,但是燃气发生器所产生的流量负调问题不可忽视。赵泽敏^[13]利用二阶模糊PID控制算法对流量负调的问题进行研究,但其未考虑诸如推进剂燃烧所产生的颗粒附着于阀门等外部干扰所带来的喉部面积消极变化产生的影响,忽略了系统的抗干扰能力。

韩京清教授提出的自抗扰控制(active disturbance rejection controller, ADRC)克服了大多数算法对于系统模型的依赖性^[14]。ADRC由跟踪微分器、扩张状态观测器(extended state observer, ESO)、非线性状态误差反馈控制率(non-linear state error feedback, NLSEF)三部分组成。跟踪微分器(TD)可安排闭环系统的过渡过程,在基本无超调的前提下实现指令的快速跟踪,以此解决超调与快速性的矛盾;ESO是ADRC的核心模块,用于将影响被控对象输出的扰动扩张成新的状态变量,且ESO对产生扰动的模型依赖程度低,无需测量便可观测扰动;NLSEF对ESO所观测出扰动的状态变量采用适当的方法进行补偿,达到消减扰动的目的。由于ADRC需整定的参数较多,在工程应用上实际很难简单快速的实现控制目标,文献[15]将ADRC的控制参数与频率相关联,设计了扩张状态观测器(LESO)和LSEF,两个控制器的带宽为各自唯一的变量,减少了需整定的参数,更适用于工程应用。

本文采用线性自抗扰控制器(LADRC)对流量可调燃气发生器进行压力闭环控制。采用最速离散TD安排过渡过程,使输入的阶跃压力指令变得柔和,在满足实际工作要求的条件下,牺牲一定的响应速度,降低喉部面积初始变化速度,抑制

流量负调;采用 LESO,将包含系统内扰和外扰的总和扰动扩张成一个新的状态变量;通过 LSEF,对扰动进行补偿,克服了因系统强时变性、非线性所导致的参数摄动和喉部面积消极变化导致控制性能不良的问题。仿真结果显示,所设计的 LADRC 能有效抑制流量负调,抗干扰能力强,控制精度高,具有很好的工程应用前景。

1 燃气发生器系统建模及特性分析

1.1 流量可调燃气发生器控制方法介绍

本文采用壅塞式流量调节方法,通过无刷直流电机伺服系统(BLDC)驱动滑盘阀改变燃气发生器喉部面积实现燃气流量闭环调节,具体控制过程如图 1 所示。图 1 中:压力传感器测得的燃气发生器实时压力 p 与目标压力 p_d 的差值送给本文所设计的控制器,控制器的输出 u 使无刷直流电机驱动滑盘阀转动相应的角度 θ ,使得燃气发生器的喉部面积变为 A_t ,实现所期望的控制效果, $\dot{m}$ 为喷管排出的燃气质量流率。

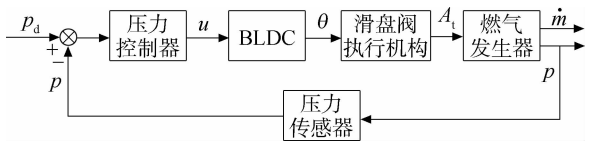


图 1 燃气流量调节系统控制流程

Fig. 1 Control process of gas flow control system

1.2 系统建模

燃气发生器为端面燃烧的固冲发动机,在文献[16]所作假设的前提下,满足零维内弹道微分方程

$$\frac{dp}{dt} = \frac{RT_r}{V_g} \left(\rho_p A_b \alpha p^n - \frac{p A_t}{C^*} - \rho A_b \alpha p^n \right) \quad (1)$$

式中 p 为燃烧室压力, V_g 为燃烧室空腔自由容积, A_b 与 A_t 分别为推进剂燃面面积和喉部面积, ρ_p 和 ρ 分别为推进剂密度和燃气平均密度, n 为燃速指数, α 为燃速系数, C^* 为推进剂特征速度, R 为气体常数, T_r 为滞止温度, t 为时间。

其他相关公式

$$\begin{cases} \dot{m} = \frac{p A_t}{C^*} \\ \dot{r} = \alpha p^n \\ V_g = V_0 + \int A_b \alpha p^n dt \end{cases} \quad (2)$$

式中 $\dot{r}$ 为推进剂燃烧速度。

本文设计的滑盘阀上有 4 个大小一致的拉瓦尔喷管,其中 1 个位于滑盘中心始终常开,其余 3

个沿中心孔周向分布,随着滑盘阀的转动,3 个周向拉瓦尔喷管喉部面积发生改变,以达到流量调节的目的。喉部面积示意图如图 2 所示,图中阴影部分为调节孔有效喉部面积。

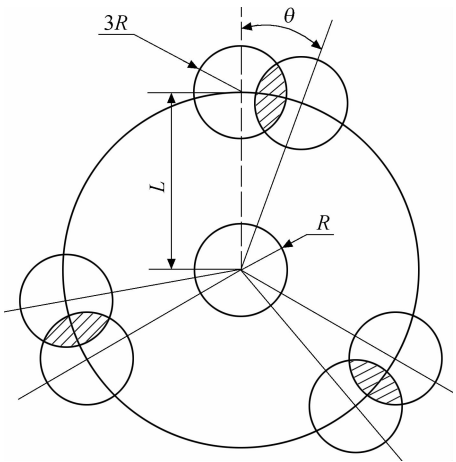


图 2 喉部面积示意图

Fig. 2 Schematic diagram of throat area

经数学计算,可得有效喉部面积公式为

$$A_t = A_{t1} + 3 \left\{ 2R^2 \arccos \left[\frac{L}{R} \sin \left(\frac{\theta}{2} \right) \right] - 2RL \sin \left(\frac{\theta}{2} \right) \sin \left[\arccos \left(\frac{L}{R} \sin \left(\frac{\theta}{2} \right) \right) \right] \right\} \quad (3)$$

式中 A_{t1} 为常开孔面积, R 为 3 个调节孔的喉面半径, L 为周向分布的中心圆半径, θ 为滑盘阀转动角度。 A_t 随 θ 变化如图 3。

由图 3 可以看出,当 θ 较小时, A_t 与 θ 满足关系式

$$\frac{dA_t}{d\theta} = k_\theta < 0$$

拉氏变换后得

$$\frac{A_t(s)}{\theta(s)} = k_\theta \quad (4)$$

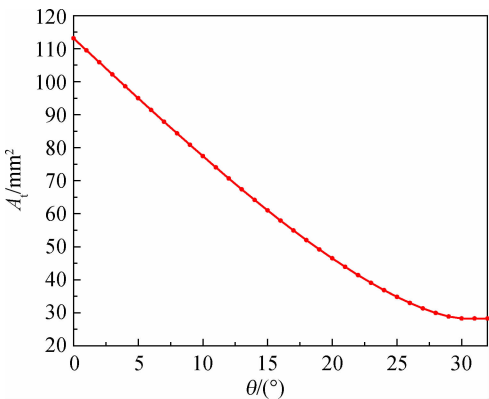


图 3 A_t 随 θ 的变化曲线

Fig. 3 Change curve between A_t and θ

本文所采用的电动机伺服系统输出的扭矩足以克服外部负载驱动滑盘阀转动,其角度响应速度快于燃烧室内压强和燃气流量的响应速度,但仍有一定的惯性延迟,可将电动机伺服系统的模型简化为惯性环节

$$\frac{\theta(s)}{\theta_r(s)} = \frac{i}{t_\theta s + 1} \tag{5}$$

式中 θ_r 为 BLDC 输出转角, i 为齿轮减速箱的减速比, t_θ 为时间常数。

$$k_1 = \frac{p_0 RT_r}{A_i RT_r + C^* (n + 1) A_b \alpha p_0^n - C^* RT_r n \rho_p A_b \alpha p_0^{n-1}} < 0$$
$$t_1 = \frac{C^* V_{g0}}{A_i RT_r + C^* (n + 1) A_b \alpha p_0^n - C^* RT_r n \rho_p A_b \alpha p_0^{n-1}}$$

联立式(4)~式(6)可得带执行机构的燃气发生器被控对象的传递函数

$$G(s) = \frac{k_1 k_\theta i}{t_1 t_\theta s^2 + (t_1 + t_\theta) s + 1} \tag{7}$$

对式(6)输入一个线性喉部面积变化信号,燃气发生器仿真参数如表 1 所示,得到压力响应曲线和系数 k_1 、 t_1 变化趋势如图 4(a)、图 4(b)所示。

表 1 燃气发生器仿真参数

Table 1 Simulation parameters of gas generator

参数	数值	参数	数值
$\alpha/10^{-6}$	6.27	n	0.5
$(RT_r)/10^5$	7.755	A_b/m^2	0.0186
$\rho_p/(\text{kg}/\text{m}^3)$	1800	$C^*/(\text{m}/\text{s})$	800
V_{g0}/m^3	0.0015		

从图 4(a)可以看出,当输入线性喉部面积变化率时,压力响应呈现明显的非线性趋势;从图 4(b)可以看出,在燃气发生器工作过程中,式(6)中传递函数的增益系数 k_1 和时间常数 t_1 均在变化,具有较强的时变性。经过上述分析可知,稳态工作点下得到的系统模型在发动机实际动态工作过程中其实是一个存在参数摄动的二阶系统,具有强时变性、非线性。

以上分析了燃气发生器压力的动态特性,为分析燃气发生器流量的动态特性,对式(2)中的流量公式进行两边求导得

$$\frac{d\dot{m}}{dt} = \frac{dp}{dt} \cdot \frac{A_t}{C^*} + \frac{dA_t}{dt} \cdot \frac{p}{C^*} \tag{8}$$

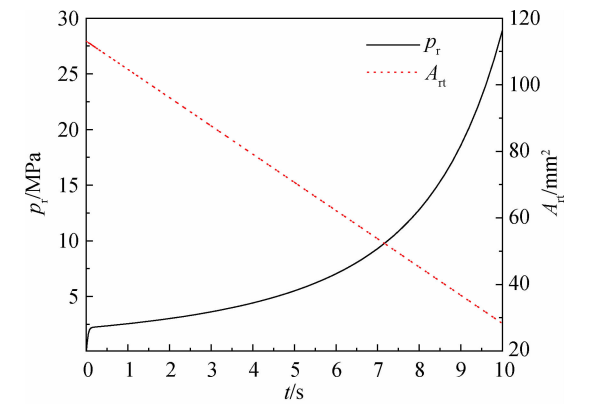
由于在流量调节的初始阶段,压力相对变化速度的绝对值小于喷管喉部面积相对变化速度的绝对值,即

1.3 系统特性分析

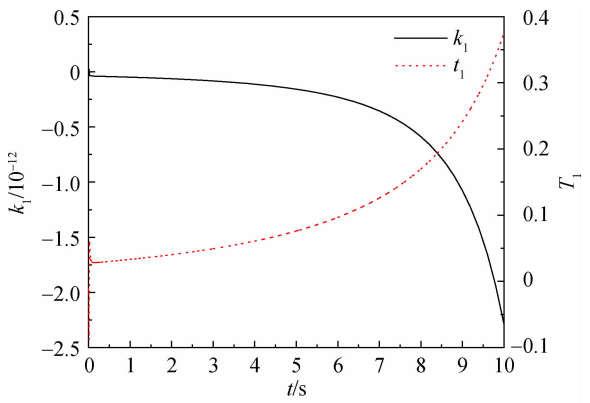
为方便分析燃气发生器系统特性,将式(1)在某稳态工作点(此时燃烧室内压力为 p_0 、自由容积位 V_{g0})处进行小偏差线性化处理并进行拉氏变换得到燃烧室压力与喉部面积的线性化关系:

$$\frac{p(s)}{A_t(s)} = \frac{k_1}{t_1 s + 1} \tag{6}$$

式中



(a) 压力随喉部面积变化曲线



(b) k_1 、 t_1 随时间变化曲线

图 4 燃气发生器仿真曲线

Fig. 4 Simulation curve of gas generator

$$\left| \frac{1}{p} \cdot \frac{dp}{dt} \right| < \left| \frac{1}{A_t} \cdot \frac{dA_t}{dt} \right| \Rightarrow$$
$$\left| \frac{A_t}{C^*} \cdot \frac{dp}{dt} \right| < \left| \frac{p}{C^*} \cdot \frac{dA_t}{dt} \right| \tag{9}$$

且因为在调节过程中燃气压力和喉部面积呈负相关,上述原因导致式(8)在初始调节过程中 $\frac{d\dot{m}}{dt}$ 与 $\frac{dA_t}{dt}$ 同号,流量沿着预期方向的反方向变化,产生流量负调,即当需要流量增大时,减小喉部面

积将使流量先减小再达到期望值,使得发动机的工作性能受到严重影响。文献[17]指出:喉部面积初始变化速度是影响流量负调的主要因素,且变化速度越快,响应时间越短,燃气负调量越大。

假设流量调节前燃气发生器处于稳定工作状态,且稳态压强满足

$$p = \left(\frac{A_t}{\rho_p A_b \alpha C^*} \right)^{\frac{1}{n-1}} \quad (10)$$

对上式求导可得调节阶段的压强变化率

$$\frac{dp}{dt} = \left[\frac{1}{n-1} \left(\frac{1}{\rho_p \alpha A_b C^*} \right)^{\frac{1}{n-1}} A_t^{\frac{2-n}{n-1}} \right] \cdot \frac{dA_t}{dt} \quad (11)$$

在调节的初始阶段式(11)大括号中的数值可近似为负常值。由式(11)可知,当调节过程中初始压力差过大时,将导致喉部面积初始变化速度过快。因而在满足工作要求的条件下,对阶跃压力指令安排过渡过程,间接减小喉部面积初始变化速度,可达到对流量负调的抑制作用。

2 LADRC 设计

自抗扰控制器涉及 3 个部分的设计问题:

①安排过渡过程;②扩张状态观测器的设计;③误差反馈设计^[18-20]。本文根据韩京清教授提出的分离性原理,按各部分各自的工程意义分成 3 个独立的部分进行 LADRC 设计。

2.1 最速离散 TD

事先安排过渡过程能够很好的处理系统超调与快速性之间的矛盾,同时避免稳态震荡^[21-24]。本文采用最速离散 TD 安排过渡过程并提取微分信号,使燃气发生器接收到的阶跃指令变得相对平缓,令燃气压力跟随其安排的指令,起到减小喉部面积初始变化速度,抑制流量负调的作用。

本文所设计的最速离散 TD 算法公式如下:

$$\begin{cases} j_1(k+1) = j_1(k) + hj_2(k) \\ j_2(k+1) = j_2(k) + hf_h \end{cases}$$

其中

$$\begin{cases} f_h = \text{fhan}[j_1(k) - v(k), j_2(k), \gamma, h_0] = \\ \begin{cases} \gamma \text{sign}(a) & |a| > d \\ \gamma \frac{a}{d} & |a| \leq d \end{cases} \\ a = \begin{cases} j_2 + \frac{(a_0 - d)}{2} \text{sign}(\phi) & |\phi| > d_0 \\ j_2 + \frac{\phi}{h_0} & |\phi| \leq d_0 \end{cases} \\ d = \gamma h_0, \quad d_0 = h_0 d, \quad \phi = j_1 + h_0 j_2 \\ a_0 = \sqrt{d^2 + 8\gamma |\phi|} \end{cases} \quad (12)$$

式中 γ 为速度因子, γ 越大则跟踪速度越快,过渡过程的时间越短; h_0 为滤波因子; h 为积分步长; $\text{fhan}()$ 函数为离散系统最速控制综合函数; $v(k)$ 为输入信号; $j_1(k)$ 为 TD 的输出; $j_2(k)$ 为 TD 提取的微分信号。

2.2 LESO

状态观测器是 LADRC 的核心部分,可根据测得的系统输入和输出来确定系统所有内部状态信息^[25-27]。LESO 利用状态观测器这一性能将作用于系统当中的总和扰动(内扰和外扰)扩张成一个新的状态变量,便可根据所获得的扰动信息设计合适的反馈控制率对扰动加以补偿。为了处理本文中燃气发生器时变性、非线性造成的系统内部扰动和推进剂燃烧后颗粒附着于滑盘阀造成喉部面积消极变化等外部扰动对于系统的影响,设计了 LESO 对总和扰动进行观测。

首先对式(7)在稳态工作点 p_0 下进行转换得

$$\ddot{p} = -\frac{t_1 + t_\theta}{t_1 t_\theta} \dot{p} - \frac{1}{t_1 t_\theta} p + \frac{k_1 k_\theta i}{t_1 t_\theta} \theta_r \quad (13)$$

引入控制增益 b_0 , 使式(13)变为

$$\ddot{p} = -\frac{t_1 + t_\theta}{t_1 t_\theta} \dot{p} - \frac{1}{t_1 t_\theta} p + \left(\frac{k_1 k_\theta i}{t_1 t_\theta} - b_0 \right) \theta_r + b_0 \theta_r \quad (14)$$

将系统中所有存在参数摄动的未知量设计为 x_3 , 则选取系统状态变量为

$$\begin{aligned} x_1 &= p \\ x_2 &= \frac{dp}{dt} \\ x_3 &= -\frac{t_1 + t_\theta}{t_1 t_\theta} \dot{p} - \frac{1}{t_1 t_\theta} p + \left(\frac{k_1 k_\theta i}{t_1 t_\theta} - b_0 \right) \theta_r \end{aligned}$$

从而得到燃气发生器系统连续状态方程

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = x_3 + b_0 u \\ \dot{x}_3 = f \\ y = x_1 \end{cases} \quad (15)$$

即

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}} = \mathbf{B}\mathbf{x} + \mathbf{C}u + \mathbf{E}f \\ y = \mathbf{D}\mathbf{x} \end{cases}$$

$$\text{式中 } \mathbf{x} = \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \end{bmatrix}, \mathbf{B} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \mathbf{C} = \begin{bmatrix} 0 \\ b_0 \\ 0 \end{bmatrix}, \mathbf{E} =$$

$$\begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix}, \mathbf{D} = [1 \quad 0 \quad 0], u = \theta_r \text{ 为系统输入, } f \text{ 为系}$$

统的扰动项。

为使下文设计的 LESO 能够在计算机中进行有效的运用,采用当前欧拉法对式(15)的连续状态方程离散化后得

$$\begin{cases} \boldsymbol{x}(k+1) = \boldsymbol{Q}\boldsymbol{x}(k) + \boldsymbol{W}\boldsymbol{u}(k) \\ \boldsymbol{y}(k) = \boldsymbol{H}\boldsymbol{x}(k) + \boldsymbol{M}\boldsymbol{u}(k) \end{cases} \quad (16)$$

式中 $\boldsymbol{Q} = \begin{bmatrix} 1 & h_1 & 0 \\ 0 & 1 & h_1 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \boldsymbol{W} = \begin{bmatrix} 0 \\ b_0 h_1 \\ 0 \end{bmatrix}, \boldsymbol{H} =$

$\begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \boldsymbol{M} = \begin{bmatrix} 0 \end{bmatrix}, h_1$ 为采样周期。

针对式(16)设计 LESO 得

$$\begin{cases} \boldsymbol{z}(k+1) = \boldsymbol{Q}_e \boldsymbol{z}(k) + \boldsymbol{W}_e \boldsymbol{u}_d(k) \\ \boldsymbol{y}_d(k) = \boldsymbol{H}_e \boldsymbol{z}(k) + \boldsymbol{M}_e \boldsymbol{u}_d(k) \end{cases} \quad (17)$$

其中 $\boldsymbol{z} \rightarrow \boldsymbol{x}, \boldsymbol{Q}_e = [\boldsymbol{Q} - \boldsymbol{Q}\boldsymbol{L}_c\boldsymbol{H}], \boldsymbol{W}_e = [\boldsymbol{W}\boldsymbol{Q}\boldsymbol{L}_c], \boldsymbol{H}_e = [\boldsymbol{I} - \boldsymbol{L}_c\boldsymbol{H}], \boldsymbol{M}_e = \begin{bmatrix} 0 & \boldsymbol{L}_c \end{bmatrix}$ 。 $\boldsymbol{u}_d(k) = [u(k) \quad y(k)]^T$ 为 LESO 的输入信号组合, $u(k)$ 为燃气发生器系统给 LESO 的输入信号, $y(k)$ 为燃气发生器的输出信号; $y_d(k)$ 为 LESO 的输出。根据高志强博士的研究,将观测器特征方程极点放在同一个位置 $\beta^{[28]}$,即

$$\lambda(z) = |z\boldsymbol{I} - \boldsymbol{Q}_e| = (z - \beta)^3$$

得观测器增益矩阵

$$\boldsymbol{L}_c = \begin{bmatrix} 1 - \beta^3 \\ (2 - 3\beta + \beta^3) \frac{1}{h_1} \\ (1 - \beta)^3 \frac{1}{h_1^2} \end{bmatrix}$$

则式(17)中所有的系数矩阵可得

$$\boldsymbol{Q}_e = \begin{bmatrix} 3\beta - 2 & h_1 & 0 \\ \frac{-3(1 - \beta)^2}{h_1} & 1 & h_1 \\ \frac{-(1 - \beta)^3}{h_1^2} & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{W}_e = \begin{bmatrix} 0 & 3 - 3\beta \\ b_0 h_1 & \frac{3(1 - \beta)^2}{h_1} \\ 0 & \frac{(1 - \beta)^3}{h_1^2} \end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{H}_e = \begin{bmatrix} \beta^3 & 0 & 0 \\ \frac{(-2 + 3\beta - \beta^3)}{h_1} & 1 & 0 \\ \frac{-(1 - \beta)^3}{h_1^2} & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{M}_e = \begin{bmatrix} 0 & 1 - \beta^3 \\ 0 & \frac{(-2 + 3\beta - \beta^3)}{h_1} \\ 0 & \frac{(1 - \beta)^3}{h_1^2} \end{bmatrix}$$

通过上述设计使 LESO 的参数整定仅与 h_1 、 β 有关,简化参数整定,适合工程应用。

2.3 LSEF

为补偿扰动对于燃气发生器系统的影响,本文设计的 LSEF 形式如下:

$$u_0 = k_{pe}(r_1 - p) - k_{de}(r_2 - z_2)$$

扰动补偿后 LSEF 的输出控制信号为

$$u = \frac{u_0 - z_3}{b_0} \quad (18)$$

式中 r_1 、 r_2 分别为 TD 安排过渡过程输出的指令 j_1 和提取的微分信号 j_2 , p 为传感器测得的压力信号, k_{pe} 与 k_{de} 为 LSEF 的增益系数。

综上所述,本文所设计的 LADRC 结构如图 5 所示,图中 e 为压力误差, e_c 为压力误差的微分。

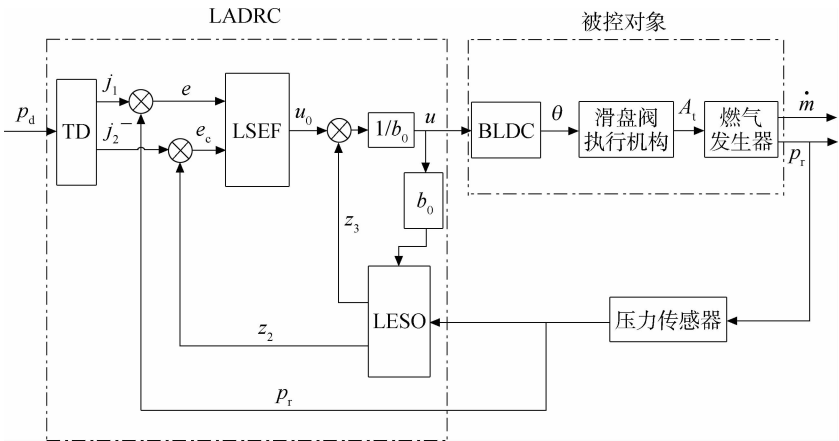


图 5 LADRC 控制流程

Fig. 5 Schematic diagram of LADRC

3 系统动态响应仿真分析

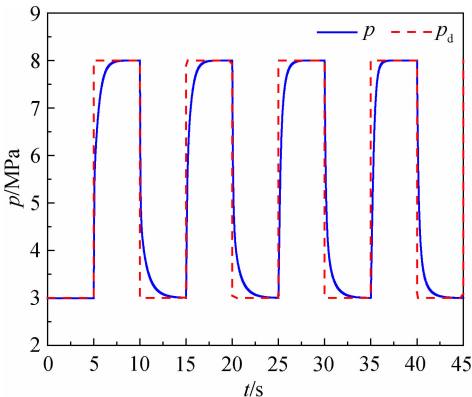
针对式(1)通过 Matlab/Simulink 建立燃气发生器的非线性模型,取平衡压力 p_0 作为设计工作点设计 LADRC;为满足式(4),取 $\theta = [-21^\circ, 21^\circ]$,压力可调节范围为 2.21~14.7 MPa。通过动态仿真分析该流量可调燃气发生器分别工作在低目标压力 (3~8 MPa) 和高目标压力 (8~13 MPa) 工况下所设计的 LADRC 的工作性能。为了分析方便,本文还将目前工程中常用的 PID 控制器作用于该燃气发生器进行动态仿真(以处于设计工作点时的式(7)为被控对象整定 PID 参数),将其与 LADRC 进行对比分析。LADRC 的相关参数见表 2,结合表 1 中的燃气发生器参数进行仿真。

表 2 LADRC 参数
Table 2 Parameters of LADRC

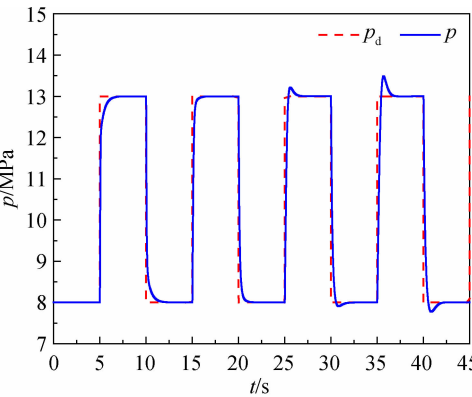
参数	数值
β	0.8869
k_{de}	-300
R/mm	3
T_θ/s	0.01
p_0/MPa	8
h	0.001
h_1	0.001
$k_{pe}/10^4$	1.2
L/mm	11.6
i	1/113

仿真结果如图 6~图 13 所示。其中图 6~图 7 为传统 PID 控制器作用下,燃气发生器系统在高、低目标压力下的压力响应和流量响应曲线。从图 6 中可知,PID 控制下燃气发生器处于低压力工况时基本能无超调达到目标压力,其中上升段的压力响应能在 2~3 s 内达到目标压力;下降段响应时间相对较长,在 4~5 s 之间,使系统的稳态工作时间大大减小,难以满足实际工作要求。处于高压力工况下时前 25 s 内能够无超调达到目标压力,在 35~40 s 时,开始出现超调现象,超调量达到 4.2%。究其原因:随着发动机的工作,燃烧室内的空腔自由容积不断变大,所以式(6)中的时间常数 t_1 在高压力工况下偏离设计工作点较严重(由图 4(b)亦可看出随着工作时间的推移, t_1

变化越来越快),而 PID 控制器是基于特定工作点下设计的参数,一旦设计完成,很难对系统因时变性、非线性造成的变化进行自适应控制,所以高压力工况后期因式(7)偏离设计工作点较远,此时的 PID 参数不再是最优控制参数,导致超调现象的出现。同理,当延长低压工况的工作时间时,其工作后期也将出现超调现象,低压工况超调现象滞后于高压工况的原因从式(2)中的第二个公式可看出:低压力工况下的推进剂燃烧慢于高压力工况下的燃烧速度,因而随着发动机的工作,燃烧室内的空腔自由容积变化速度相对来说较慢。



(a) 低压力响应曲线

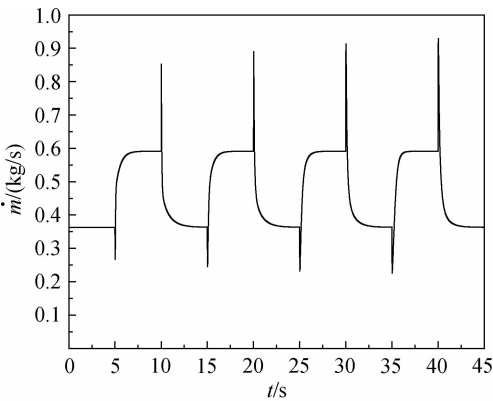


(b) 高压力响应

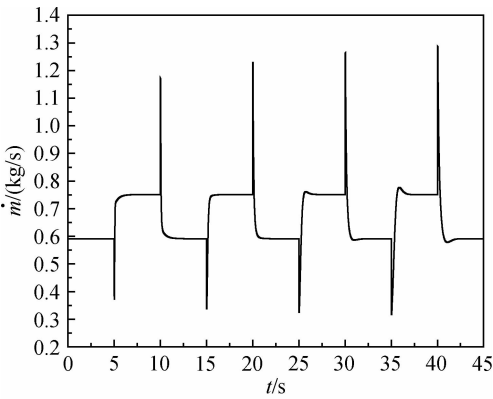
图 6 PID 控制下的动态压力响应

Fig. 6 Dynamic pressure response with PID controller

从图 7 的流量响应曲线可以看出,在给出信号指令之后,由于阶跃指令的变化率极快,导致流量响应出现巨大的负调量(本文未特殊说明,所述负调量均为相对负调量,即绝对负调量与初始流量的之比),在低压力工况下的最大负调量达到 58%,高压力工况下的最大负调量为 71%,巨大的负调量有可能造成固冲发动机进气道喘振或不启动等相关的消极影响。对比图 6 与图 7 可发现,压力响应曲线并未出现如流量响应曲线中的



(a) 低压下流量响应曲线



(b) 高压下流量响应曲线

图 7 PID 控制下的流量响应

Fig. 7 Dynamic flow response with PID controller

负调现象。其原因结合式(8)与式(11)可知:燃气流量变化速度受喉部面积变化速度和压力变化速度影响,且由于两者的变化差异必然出现流量负调现象。而燃烧室内压力变化仅受喉部面积变化速度影响,因而不存在调节过程中压力变化方向的改变,即不会出现压力负调现象。同时,阶跃压力指令导致调节的初始阶段 PID 控制器接收到的压力差过大,其输出的控制力使得喉部面积变化速度过快,出现巨大的流量负调,导致 PID 控制下的流量响应特性和压力响应特性之间的差异较大。

图 8~图 13 为本文设计的 LADRC 的仿真结果。最速离散 TD 的安排过渡过程是抑制流量负调的重要环节。要进行合理的安排过渡过程,其过渡时间的设计尤为重要,即 γ 值的选取。3 种 γ 值作用下的高压力工况安排过渡过程结果如图 8 所示。

所选取的 γ 值分别为 0.5×10^7 、 1.5×10^7 、 3×10^7 。从图 8 可看出,随着 γ 值越大,安排过渡过程时间越短,将导致喉部面积初始变化速度越快,压力与流量响应速度也相应变快,但也使燃气

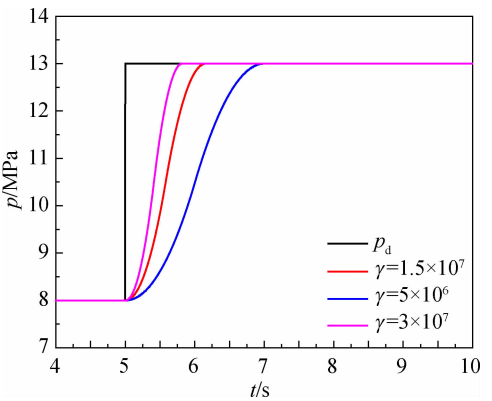
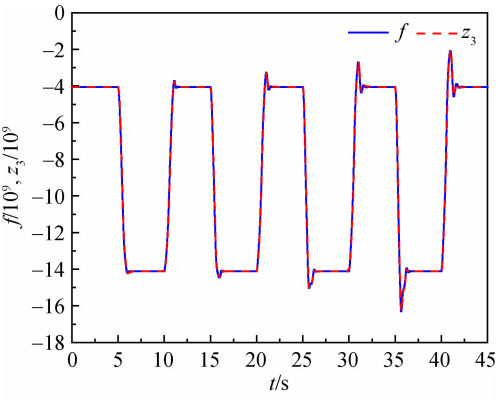


图 8 不同 γ 值下的安排过渡过程

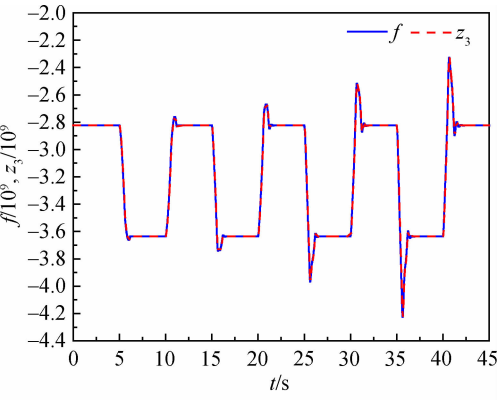
Fig. 8 Arranged transition process under different γ values

负调量变大。综合考虑响应速度与负调量,本文取 $\gamma = 1.5 \times 10^7$ 进行最速离散 TD 的设计。

LESO 是 LADRC 能够对系统扰动进行补偿的核心,因而有必要验证 LESO 对系统扰动的观测性能,其扰动观测效果如图 9。从图中可以看出,设计的 LESO 对扰动的观测输出 z_3 几乎与理论计算的系统扰动值 f 完全重合,很难看出区



(a) 低压下 LESO 的观测效果



(b) 高压下 LESO 的观测效果

图 9 LESO 的观测效果

Fig. 9 Observation effect of LESO

别,所以绘出图 10 两者的相对误差曲线。由图 10 可知,在低压工况下,LESO 的相对观测误差与高压工况相比稍大,为 10%,高压工况下的相对观测误差仅为 3%,能够很好地估计出系统的扰动,所以本文所设计的 LESO 能够满足系统工作要求。

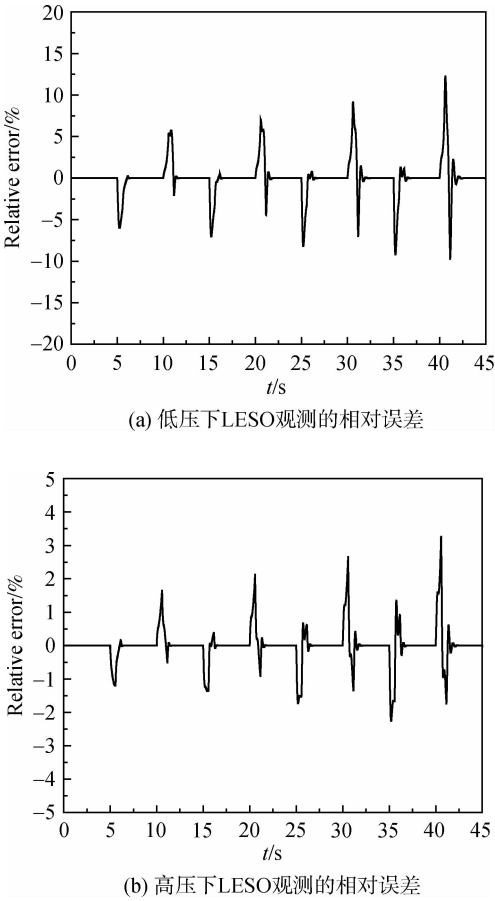


图 10 LESO 观测的相对误差

Fig. 10 Relative error of LESO observation

图 11、图 12 分别为 LADRC 对系统低压和高压两工况下的仿真结果。从两图中可以看出最速 TD 对阶跃指令 p_d 进行安排过渡过程之后,系统得到的压力指令变为 j_1 ,相比阶跃指令而言变化较为平缓,降低了初始压力误差,使得喉部面积初始变化速度减小;经过 LESO 对系统扰动观测之后,LSEF 反馈控制有效的补偿了系统非线性、时变性的特性作用于系统所产生的扰动,控制精度高,因而从图中传感器测得的系统输出压力 p 几乎和 j_1 完全重合。为了分析方便,分别作出低压和高压工况下的压力响应误差曲线。分析曲线得出:低压工况下,压力响应最大超调量为 0.2 MPa,高压工况下,压力响应最大超调量为 0.1 MPa;两工况下的压力响应均在 1.5 s 以内达到稳

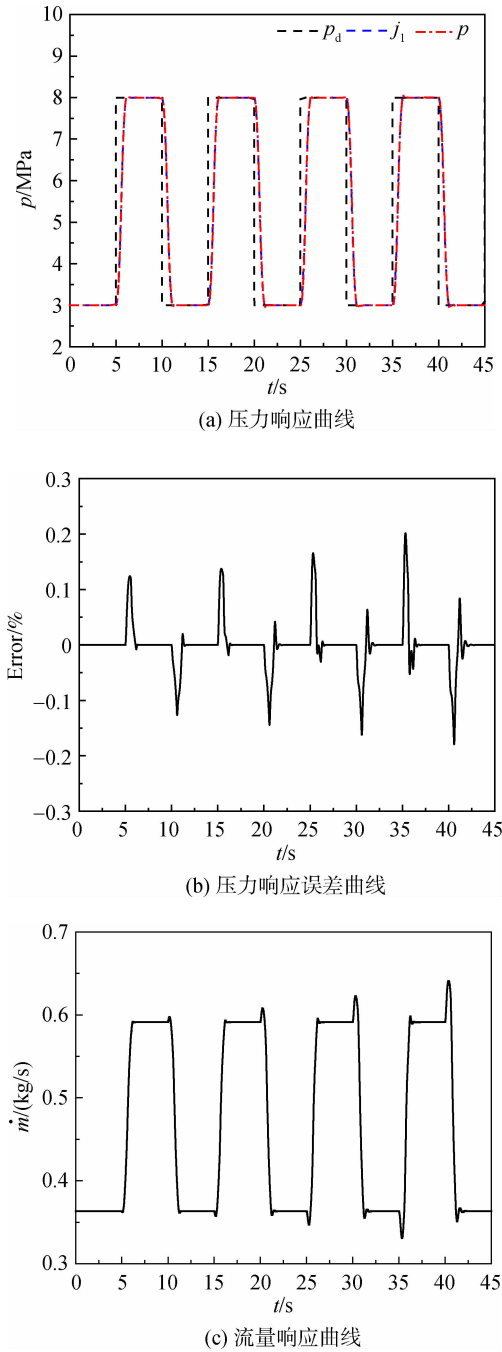


图 11 低压下 LADRC 的控制效果

Fig. 11 Dynamic response with LADRC at lower pressure

态,提高了系统的稳定工作时间。

接着分析两工况下的流量响应性能,低压工况下的最大流量负调为 8.1%,为 PID 控制器作用下的 1/4;高压工况下的最大流量负调为 14.6%,比之 PID 控制器作用下减小了 56.4%,大大的抑制了流量负调,提升了系统补燃室的燃烧效率,提高了固冲发动机的综合性能。

由于发动机点火之后,推进剂不完全燃烧产物很容易在喉道处堆积,对喉部面积产生消极作

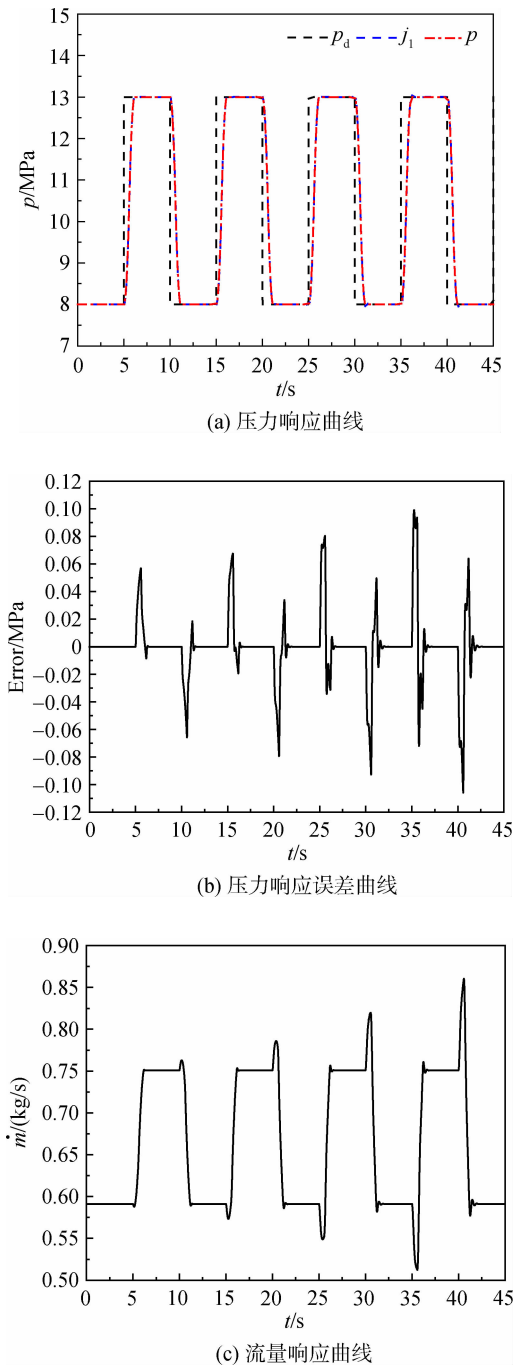


图 12 高压下 LADRC 的控制效果

Fig. 12 Dynamic response with LADRC at higher pressure

用。本文在发动机点火 10 s 后添加一个幅值 3° 的干扰信号作用于滑盘阀转角,模拟燃烧物沉积对于喉道的影响,验证设计的 LADRC 的抗干扰能力。仿真结果见图 13。

由图 13 中可知,当干扰发生时,PID 控制器作用下的压力响应偏离稳态 0.85 MPa,调整时间接近 2 s;LADRC 控制下的压力响应曲线偏离稳态 0.25 MPa,调整时间仅为 0.4 s,对于干扰的抑制能力是 PID 控制器的 3.4 倍,反应速度是 PID

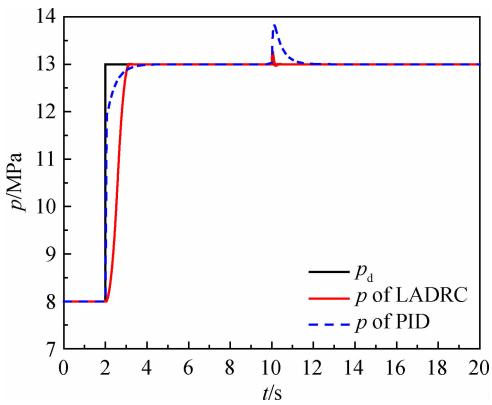


图 13 有干扰情况下的压力响应曲线

Fig. 13 Dynamic pressure response under disturbance

控制器的 5 倍,具有很强的干扰补偿能力。
综合以上仿真分析,本文所设计的 LADRC 能够很好的抑制流量负调,对于压力响应具有很高的控制精度和响应速度,能够提高系统的抗干扰能力,适用于固冲发动机流量可调燃气发生器的控制系统。

4 结 论

本文对固冲发动机流量可调燃气发生器的控制算法展开研究,得出以下结论:

- 1) 燃气发生器在工作过程中是一个存在参数摄动的二阶系统,具有较强的非线性、时变性;同时,喉部面积初始变化速度过快将导致燃气发生器产生很大的流量负调,对发动机有很大的危害。
- 2) 针对上述特性设计 LADRC,通过最速离散 TD 安排过渡过程,减缓喉部面积初始变化速度,相比 PID 控制器将流量负调减小了 3~4 倍;通过 LESO 观测系统因参数摄动导致的内部干扰,设计 LSEF 对系统扰动进行有效补偿,比之 PID 控制器,超调量降低 3.7 倍,响应时间减小 50%~64.3%。

- 3) LADRC 能够有效的观测出系统外部干扰并进行补偿。仿真试验表明:LADRC 对于外部干扰的抑制能力是 PID 控制器的 3.4 倍,调整时间是 PID 控制器的 1/5。

综合上述分析,本文所设计的 LADRC 能有效抑制固冲发动机流量可调燃气发生器流量负调,控制精度高,抗干扰能力强,具有很好的工程应用前景。

参考文献:

[1] FRY R S. A century of ramjet propulsion technology evo-

lution[J]. Journal of Propulsion and Power, 2004, 20(1): 27-58.

[2] 曹军伟,何国强,王希亮,等.空空导弹固体火箭冲压发动机设计参数优化[J].航空动力学报,2015,30(8):2018-2024.

CAO Junwei, HE Guoqiang, WANG Xiliang, et al. Parameter optimization design of air-ducted rocket for airborne missile[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(8): 2018-2024. (in Chinese)

[3] TOKUNAGA H, KOORI K, IKEGAMI Y, et al. Development of wide-range supersonic intake for variable flow ducted rocket engine[R]. AIAA-2009-5223, 2009.

[4] 何勇攀,陈玉春,于守志,等.固体火箭冲压发动机燃气发生器动态特性影响分析[J].航空动力学报,2017,32(1): 228-232.

HE Yongpan, CHEN Yuchun, YU Shouzhi, et al. Analysis on influence of dynamic characteristics of gas generator in solid propellant ducted rockets[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(1): 228-232. (in Chinese)

[5] 周建军.固体火箭冲压发动机燃气流量调节技术与实验研究[J].弹箭与制导学报,2005,25(4):558-560.

ZHOU Jianjun. Gas flow control technique of rocket ramjet[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2005, 25(4): 558-560. (in Chinese)

[6] MAYER A E H J, HALSWIJK W H C, KOMDUUR H J. A modular ducted rocket missile model for threat and performance assessment[R]. AIAA 2005-6013, 2005.

[7] BESSER H L, WEINREICH H L, KURTH G. Fit for mission-design tailoring aspects of throttleable ducted rocket propulsion systems[R]. AIAA 2008-5262, 2008.

[8] 李博,于新宇,谢侃,等.固体火箭发动机流体喉部推力矢量特性[J].航空动力学报,2016,31(12):2996-3003.

LI Bo, YU Xinyu, XIE Kan, et al. Thrust vectoring features about fluidic throat for solid rocket motor[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(12): 2996-3003. (in Chinese)

[9] 何坤.锥阀式燃气流量调节系统设计与实验研究[D].南京:南京理工大学,2017.

HE Kun. Design and experimental study of cone valve type gas flow regulating system[D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2017. (in Chinese)

[10] 何坤,陈雄,郑健,等.模糊PI控制算法在燃气发生器上的应用[J].推进技术,2017,38(8):1878-1884.

HE Kun, CHEN Xiong, ZHENG Jian, et al. Fuzzy PI control algorithm for gas generator[J]. Journal of Propulsion Technology, 2017, 38(8): 1878-1884. (in Chinese)

[11] 聂聆聪,刘志明,刘源祥.流量可调燃气发生器压力闭环模糊控制算法[J].推进技术,2013,34(4):551-556.

NIE Lingcong, LIU Zhiming, LIU Yuanxiang. Pressure close loop fuzzy control method of a flow adjustable gas generator[J]. Journal of Propulsion Technology, 2013, 34(4): 551-556. (in Chinese)

[12] 刘源翔,姚晓先,聂聆聪,等.一种流量可调燃气发生器压强控制算法的研究[J].固体火箭技术,2014,37(1):43-47.

LIU Yuanxiang, YAO Xiaoxian, NIE Lingcong, et al. Research on pressure control algorithm of flow adjustable gas generator[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2014, 37(1): 43-47. (in Chinese)

[13] 赵泽敏.固体火箭冲压发动机燃气流量调节控制系统研究[D].南京:南京理工大学,2014.

ZHAO Zemin. Research on gas flow control system of solid rocket ramjet[D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2014. (in Chinese)

[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] 朱斌.自抗扰控制入门[M].北京:北京航空航天大学出版社,2017.

[16] 武晓松,陈军,王栋.固体火箭发动机原理[M].北京:兵器工业出版社,2010:236-239.

[17] 马立坤.燃气流量可调固体火箭冲压发动机动态响应过程研究[D].长沙:国防科技大学,2011.

MA Likun. Investigation of the response process of variable flow ducted rocket[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2011. (in Chinese)

[18] 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)

[19] ALONGE F, CIRRINCIONE M, D'IPPOLITO F, et al. Robust active disturbance rejection control of induction motor systems based on additional sliding-mode component[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2017, 64(7): 5608-5621.

[20] TAN W, FU C. Linear active disturbance-rejection control: analysis and tuning via IMC[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2016, 63(4): 2350-2359.

[21] 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, SUO 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)

[22] 徐秋坪,常思江,王中原.自适应网格跟踪微分器设计[J].系统工程与电子技术,2018,40(6):1212-1220.

XU Qiuping, CHANG Sijiang, WANG Zhongyuan. Design of adaptive mesh tracking differentiator[J]. Systems Engineering and Electronics, 2018, 40(6): 1212-1220. (in Chinese)

[23] WEI Y H, HU Y S, SONG L, et al. Tracking differentiator based fractional order model reference adaptive control the $1 < \alpha < 2$ case[C]// Proceedings of the 53rd IEEE Annual Conference on Design and Control. Los Angeles, US;

IEEE,2014;6902-6907.

[24] WEI J X,GAO Z. Design and analysis on fractional-order tracking differentiator[C]//Proceedings of the 27th IEEE Chinese Control and Decision Conference. Qingdao:IEEE, 2015;6128-6132.

[25] 王建华,刘鲁华,王鹏,等. 带三维落角约束的寻的导弹制导与姿控系统设计[J]. 国防科技大学学报,2017,39(1): 30-39.

WANG Jianhua,LIU Luhua,WANG Peng,et al. Guidance and control system design for homing missiles with three dimensional impact angle constraints[J]. Journal of National University of Defense Technology,2017,39(1):30-39. (in Chinese)

[26] GUO B Z,ZHAO Z L. On the convergence of extended state observer for nonlinear systems with experimentation [J]. System and Control Letters,2011,60(6):420-430.

[27] 孙佃升,章跃进. 线性扩张状态观测器的改进及观测精度分析[J]. 国防科技大学学报,2017,39(6):111-117.

SUN Diansheng,ZHANG Yuejin. Improvement and observation accuracy analysis of linear extended state observer [J]. Journal of National University of Defense Technology,2017,39(6):111-117. (in Chinese)

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

(编辑:张 雪)