# 基于线性自抗扰控制器的燃气流量可调发生器 压强控制算法研究<sup>\*</sup>

刘源翔1, 聂聆聪2, 张 皎1, 杨 旭1

(1. 北京理工大学 宇航学院,北京 100081; 2. 中国航天科工集团 三十一研究所,北京 100074)

摘 要:为了提高对燃气发生器燃气流量的控制效果,建立了一种压强闭环控制系统。分析了此系统的工作原理,并建立系统的动态模型。针对系统模型的特性,设计线性自抗扰控制器对其进行控制。由于扩张状态观测器的存在,线性自抗扰控制器在一个较大的范围内很好地补偿了系统参数波动对输出的影响,提高了系统的响应速度与控制精度。在不同工况与干扰下仿真结果表明,相对于传统控制器,线性自抗扰控制器缩短了30%的调节时间,降低了约50%的干扰输出,具有更好的动态特性。

关键字: 燃气发生器; 压强控制; 动态模型; 扩张状态观测器; 线性自抗扰控制
中图分类号: V433 文献标识码: A 文章编号:1001-4055 (2015) 12-1768-06
DOI: 10.13675/j. cnki. tjjs. 2015. 12. 002

## **Research on Pressure Control Algorithm of a Flow Adjustable Gas Generator Based on linear Active Disturbance Rejection Control**

LIU Yuan-xiang<sup>1</sup>, NIE Ling-cong<sup>2</sup>, ZHANG Jiao<sup>1</sup>, YANG Xu<sup>1</sup>

School of Aerospace Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China;
 The 31st Research Institute of CASIC, Beijing 100074, China)

Abstract: In order to improve effects of gas generator flow regulation, a pressure closed loop control system was built. The working principle was analyzed, and the dynamic model of the system was established. According to the characteristics of the system model, linear active disturbance rejection controller (LADRC) was designed to control it. Because of the extended state observer, LADRC can compensate the effect caused by parameter fluctuation on the output well in a larger range. It improves the speed of response and the control accuracy. Simulation results in different working conditions show that LADRC shortens 30% adjustment time, and reduces about 50% output caused by interference. It has better dynamic characteristics than the traditional controller.

**Key words:** Gas generator; Pressure control; Dynamic model; Extended state observer; Linear active disturbance rejection control (LADRC)

## 1 引 言

整体式固体火箭冲压发动机属于组合式发动机,具有冲压发动机和火箭发动机的优点,由于其能满足现代导弹提出的体积小、质量轻、速度快、射程远和机动性好等要求,引起了各军事强国的兴趣<sup>[1-4]</sup>。

通常固体火箭冲压发动机燃气发生器的燃料流量是 不变的,仅在固定飞行高度或较小变化范围内具有 优势。而在低空能够提供正常推力的固定燃料流量 的发动机,在高空条件下,其所消耗的燃料将远远大 于实际需要,导致比冲急剧下降,影响导弹的正常飞 行。而现在对新一代空空导弹提出的增大飞行空

<sup>\*</sup> 收稿日期: 2014-06-23; 修订日期: 2014-11-03。 作者简介: 刘源翔(1986—),男,博士生,研究领域为燃气发生器流量控制。E-mail: liuxiangningxiang@126.com

域,扩大速度范围,适应多弹道飞行的任务要求<sup>[5]</sup>。 为使固体火箭冲压发动机满足这些需要,就必须寻 求有效控制燃料流量的途径。

目前,采用燃速对压力敏感的推进剂,利用机械 阀门改变燃气发生器喷喉面积来控制燃气发生器内 压强,进而控制燃气流量的方法是较为理想的选 择。这种设计方案被认为是目前最有效的但也是最 困难的燃气流量调节方法<sup>[6]</sup>。美国、俄罗斯、德国、加 拿大等国针对固体火箭冲压发动机燃气流量调节技 术展开了大量的研究<sup>[7~9]</sup>。其中欧洲导弹公司 MBDA 研制的"Meteor"导弹流量调节达到了11段,而俄罗 斯的 R-77M 也达到了9段调节<sup>[10]</sup>。我国也对此项技 术积极开展工作<sup>[11]</sup>,包括对流量调节阀形状的讨论 与设计<sup>[12,13]</sup>、流量调节系统的建模以及动态特性的分 析等<sup>[14~16]</sup>。但在导弹飞行过程中,燃气流量无法用 传感器对其进行测量,难以对流量实现直接控制,普 遍采用对燃烧室内压强控制的方法以达到对燃气流 量的调节。

由于燃气发生器本身具有强非线性和时变性, 压力闭环控制算法设计比较困难。传统的PID控制 方法在某个平衡位置设计的控制参数在长时间工作 时或不同工作点进行控制时可能产生较大的超调, 这是由于系统的强非线性及时变性造成的。PID控 制算法不能自适应的调节控制参数。流星导弹的固 体火箭冲压发动机燃气发生器压力闭环控制采用了 带前馈自适应PID控制算法<sup>[17]</sup>。其中PID控制器根 据当前压强与自由容积选择适当控制参数,对误差 压强进行计算。同时将目标压强进行反推计算作为 预估值引入控制器中,与PID控制器的计算值叠加后 作为控制量对燃气发生器进行控制。但此方法中 PID参数的选择规律,前馈反推计算公式的得到需要 大量的试验数据的积累,成本较高。

自抗扰控制采用扩张状态观测器将系统中无法 建模部分以及各种扰动的"总和"作为一种扩张状态 观测出来,对系统进行实时估计与及时的补偿<sup>[18]</sup>。 使得在对具有一类非线性,时变性系统的控制上具 有较强的鲁棒性。本文分析可调燃气发生器压力闭 环控制特点,引入线性自抗扰控制算法,在以减少超 调量的目的下计算出控制器参数,提升了系统的稳 定性,加快了响应速度,在长时间工作以及不同工况 下仍具有较好的动态效果。

#### 2 压强控制系统的动态建模

流量可调燃气发生器控制系统基本结构框图如 图1所示,由燃气发生器,流量调节执行机构(包括电 机以及减速器),压力传感器,压强控制器以及角度 控制器组成。控制器根据压力控制信号以反馈信 号,经过一系列控制算法得出角度指令,将其作为角 度控制回路的输入,从而调节挡板的转角,控制喉道 的开度,达到控制燃烧室压强的目的。

流量调节执行机构与角度闭环控制器,角度传 感器构成执行机构角度闭环子系统。此子系统实际 上为一个角度伺服控制系统,其动态特性仅受到负 载力矩的影响。在电机的可用转矩足够的情况下, 可将执行机构模型简化为一个一阶惯性环节<sup>[19]</sup>

$$\frac{\theta(s)}{\theta_r(s)} = \frac{k_{\theta}}{T_{\theta}s + 1} \tag{1}$$

式中 $\theta_r$ 为期望转角, $\theta$ 为执行机构转角, $k_a$ 为比例系数, $T_a$ 为时间常数。

执行机构转角位置和当前喉道面积之间的关系 经过线性化后可以表示为

$$\frac{A_{i}(s)}{\theta(s)} = -k_{w} \tag{2}$$

式中 kw 为线性化后喉道面积与转角的转换 系数。

在实际过程中由于高温燃气对喉道挡板的烧蚀,不完全燃烧物体在喉道处沉积,以及执行机构中的机械空程的存在,式(2)中的比例系数 kw 会在一个小的范围内波动。

燃气发生器是端面燃烧的固体火箭发动机,在 不考虑起始燃烧状态、燃烧室初温以及压强分布等 非主要因素的影响,燃烧室压强可以近似为零维压 强,其内部动态满足下面的公式<sup>[20]</sup>



Fig. 1 Schematic diagram of flow adjustable gas generator

$$\frac{\mathrm{d}p_{\mathrm{c}}}{\mathrm{d}t} = \frac{\Gamma^2 C^{*2}}{V_g} (\rho_{\mathrm{p}} A_{\mathrm{b}} \alpha p_{\mathrm{c}}^n - \frac{p_{\mathrm{c}} A_{\mathrm{t}}}{C^*})$$
(3)

 $\frac{\mathrm{d}V_{\mathrm{g}}}{\mathrm{d}t} = A_{\mathrm{b}} \alpha p_{\mathrm{c}}^{n} \tag{4}$ 

$$q = \frac{p_{\rm c}A_{\rm t}}{C^*} \tag{5}$$

式中 $\rho_{p}$ 为推进剂密度; $A_{b}$ 为燃烧药柱面积; $\alpha$ 为燃速系数; $A_{i}$ 为当前燃气发生器喉道面积;C为推 进剂特征速度;n为燃速压强指数; $p_{e}$ 为当前燃烧室 内压强; $\Gamma$ 为比热比函数; $V_{g}$ 为燃气发生器内的自由 容积。

为了研究方便,通常将式(3)进行在某平衡点位 置进行小偏离线性化,得到燃烧室压强与喉道面积 之间的线性化模型

$$\frac{p_{\rm c}(s)}{A_{\rm t}(s)} = -\frac{k_{\rm pc}}{T_{\rm pc}s+1} \tag{6}$$

式中

$$T_{\rm pc} = \frac{V_g}{\Gamma^2 C^* (A_{\rm t0} - \rho_{\rm p} A_{\rm b} \alpha n p_{\rm c0}^{-n-1} C^*)}$$
$$k_{\rm pc} = \frac{A_{\rm t0}}{A_{\rm t0} - \rho_{\rm p} A_{\rm b} \alpha n p_{\rm c0}^{-n-1} C^*}$$

从式(6)中看出,系统模型中存在三个变化量: 当前燃气自由容积 $V_g$ ,当前喉道面积 $A_{10}$ 以及当前燃 烧室压强 $p_{e0}$ 。线性化后燃气发生器动态系统的时 间常数 $T_{pe}$ 和压强增益 $k_{pe}$ 随着这三个变量的变化而 改变。而根据文献[21],其中自由容积 $V_g$ 的变化对 系统参数的影响最大。时间常数 $T_{pe}$ 随燃气自由容 积的增大而增大,系统的响应时间也响应增大。

综合式(1),(2),(6),令 *K*=*k*<sub>pe</sub>*k*<sub>b</sub>*k*<sub>w</sub>,燃气发生器 及其位置闭环子系统总体模型为

$$G(s) = \frac{K}{T_{\rm pc} T_{\theta} s^2 + (T_{\rm pc} + T_{\theta})s + 1}$$
(7)

由于计算后  $T_{pc}T_{\theta}$ 很小,可以将其近似为零,并令  $T=T_{pc}+T_{\theta}$ ,则式(7)变为

$$G(s) = \frac{K}{Ts+1}$$
 K>0, T>0 (8)

从式(8)中看出燃气发生器以及执行机构的动态工作过程总体模型可近似为时间常数,增益存在 摄动的一阶系统。

## 3 自抗扰控制器的设计

反馈控制的目的是通过负反馈来抑制和消除各 种扰动对系统输出的影响。如果系统中存在干扰, 并对系统的运行产生影响,则在系统的输出状态中 肯定会带有这种信息,从而有可能通过对输入输出 信息进行比较分析,估计出干扰对系统的作用,采用 补偿的办法来消除其影响。

自抗扰控制器把系统未建模动态和各种外部干扰的综合作用当作是一个新的特殊状态一即"扩张状态",通过反馈的方式观测这个扩张状态,并及时地进行补偿来消除影响。一方面能够有效地抑制了外界的干扰,另一方面也减弱了对模型的依赖,从而增强了系统的鲁棒性。它所依赖的仅仅是控制对象的阶次,以及输入输出的信号范围。

根据第2节的分析中可知,燃气发生器压强控制 系统为增益和时间常数摄动的一阶系统,因此可以 考虑采用线性自抗扰控制方法对其进行控制。

燃气发生器动态模型式(8)可以转换为

$$\dot{p}_{\rm c} = \frac{K}{T} \theta_{\rm r} - \frac{1}{T} p_{\rm c} \tag{9}$$

引入调节参数 b, b>0, 并令 x<sub>2</sub>为系统的未知量, 则式(9)可写为

$$\dot{p}_{\rm c} = b\theta_{\rm r} + x_2 \tag{10}$$

式中

$$x_2 = (\frac{K}{T} - b)\theta_r - \frac{1}{T}p_c$$

记  $\dot{x}_2 = w$ ,  $x_1 = p_e$ ,  $u = \theta_e$ , 则可得到系统的状态及输出方程

$$\begin{cases} \dot{x}_{1} = x_{2} + bu \\ \dot{x}_{2} = w \\ p_{c} = x_{1} \end{cases}$$
(11)

式中w被看成是系统扰动项。

由于状态 $x_1$ ,即燃气发生器内压强能通过传感器 直接测量,因此只需要对扰动项 $x_2$ 进行观测。令  $\bar{y}=\dot{x}_1-bu$ ,并将其看作系统输出,得到系统降阶后的 状态方程与输出方程

$$\begin{cases} \dot{x}_2 = w \\ \bar{y} = x_2 \end{cases}$$
(12)

对式(12)构造线性扩张状态观测器

$$\dot{z}_2 = \omega(x_2 - z_2), \omega > 0 \tag{13}$$

将式(12)中的第二式代入式(13)中,得到

$$\dot{z}_2 = -\omega z_2 + \omega \dot{x}_1 - \omega b u \tag{14}$$

式中z2表示对内外扰动总和的估计,b和ω为扩 张状态观测器的可调参数,分别称为扩张状态观测 器的增益和带宽。性能良好的扩张状态观测器可以 使z2很好的跟踪系统的总扰动和x2。

在这种情况下,设计比例控制器为

$$u = \frac{k_{\rm p}(p_{\rm cr} - p_{\rm c}) - z_2}{b}$$
(15)

结合式(11)~(15),得到流量可调燃气发生器 压强调节系统的线性自抗扰控制等效结构图,如 图 2。



Fig. 2 Structure of LADRC

根据图2可以得到控制系统的闭环传递函数

$$G_{\rm L}(s) = \frac{Kk_{\rm p}(s+\omega)}{bTs^2 + (b+K\omega+Kk_{\rm p})s+Kk_{\rm p}\omega} \qquad (16)$$

在实际工作过程中,燃气发生器燃烧室内压强 的变化会对燃气流量造成一定的波动,进而对后面 发动机的工作状态造成较大的影响,甚至会导致发 动机的熄火以及进气道的喘震。因此在调节的过程 中,应使燃烧室压强能够平稳的达到目标值,尽量不 要出现超调。

为了避免压强在调节过程中出现超调,针对式 (16)闭环传递函数,控制器参数的选择需要满足下 列条件之一<sup>[22]</sup>:

条件1:当0<ω≤1/T 时

$$b > 0, k_p > 0 \tag{17}$$

条件2:当ω>1/T 时

$$0 < b \leq \frac{K\omega}{T\omega - 1}, k_{\rm p} > 0 \tag{18}$$

条件3:当ω>1/T 时

$$\begin{cases} b > \frac{K\omega}{T\omega - 1} \\ 0 < k_{p} < \frac{(2T\omega - 1)b - K\omega - 2\sqrt{\Delta}}{K} \end{cases}$$
(19)

式中 $\Delta$ = $T\omega b(T\omega b-b-K\omega)_{\circ}$ 

当估计到压强系统的时间常数T,增益K后,可 以根据上述条件对线性自抗扰控制器参数进行选择。

#### 4 系统仿真及动态性能分析

假定线性化后执行机构时间常数以及增益分别 为 $k_0=3$ , $T_0=0.1$ ;喉道面积与转角的转换系数 $k_w=2.5\times 10^{-5}m^2/deg$ ;推进剂参数: $C^*=750$ ,n=0.5, $A_b=2.8\times 10^{-2}m^2$ ,  $\alpha=6\times 10^{-6}$ , $\Gamma=1.1$ , $\rho_p=1600$ kg/m<sup>3</sup>。经过计算后整个燃 气发生器压强系统初始状态的时间常数以及增益为 T=0.247,K=2.84。

由于燃气发生器时间常数*T*与自由容积基本上 为正比关系,并且在燃烧过程中自由容积不断增长, 时间常数也会不断变大。因此在对ω的选择中,需要 使得ω>1/*T*,同时为了保证线性观测器对系统的观测 能力,考虑选择ω=18。根据第3节中的参数选择条 件,得到控制参数*b*,*k*<sub>p</sub>的可行二维区域如图3。



Fig. 3 Viable 2D region of b,  $k_{\rm p}$ 

图 3 中阴影部分为控制参数的可行区域,在此区域中选择控制参数 b=2, k<sub>p</sub>=5 对系统进行控制。并与传统 PID 控制进行比较,其中 PID 控制器中的各个参数根据压强控制系统初始状态进行设计。仿真对象模型采用由式(3)~(5)建立的系统非线性模型,系统参数会随着燃烧的进行产生一定的变化。输入波形采用占空比为 50%,周期为 20s 的方波信号,仿真持续时间 100s。

图 4 与图 5 为不同工况状态,分别采用线性自抗 扰控制器以及传统 PID 控制器作用下,燃烧室压强随 控制信号的变化曲线(为了方便计算与比较,图中的 控制指令以及反馈压强均进行归一化处理,为无纲 量参数)。

图 4 为期望压强在 0.1~0.5 变化时燃烧室压强 变化曲线。从图中看出,在开始阶段,两种控制器控 制的压强基本上都能跟随上控制信号的变化。在调 节时间上,采用线性自抗扰控制器控制的压强闭环 系统的响应时间较快,并且系统的上升时间与下降 时间基本保持在 2s 左右。采用 PID 控制器的压强上 升响应时间约为 3s,而在下降阶段,由于燃气发生器 的非线性,下降阶段跟上升阶段时系统增益变化较 大,调节时间则达到了 6s,甚至更长。随着燃烧的进 行,燃气发生器内自由容积增大,时间常数也随之改 变,在 70s 之后,采用传统控制器控制的压强开始出 现了超调,当工作时间到 90s时,超调更加明显,超调 量达到了 6%。由于线性扩张状态观测器的存在,自 抗扰控制器在一个较大的范围内很好的补偿系统参数波动对输出的影响,燃烧室压强在整个工作时间 段内没有出现超调。



Fig. 4 Response of pressure when reference pressure is  $0.1 \sim 0.5$ 

图 5 为期望压强在 0.4~0.8 变化时燃烧室压强 变化曲线。在图中,第一个控制波形时,两种控制器 控制下压强的动态响应基本上一致。但是采用传统 PID 控制器的压强系统在 30s时的上升段已经出现了 5%超调,在 40s时的下降段也有超调的迹象。到达 60s时压强下降段的波动也变得比较明显,超调量为 7.5%,而在 80s时超调量则达到了 10%。可以看出, 随着燃烧的进行,自由容积的增大,这种超调有增大 的趋势。采用线性自抗扰控制器的压强控制系统, 调节时间几乎与采用传统控制器的相等,在整个压 强调节过程中对目标信号的跟踪性能良好,并没有 出现超调。



Fig. 5 Response of pressure when reference pressure is  $0.4 \sim 0.8$ 

为了对比线性自抗扰与传统控制器对外界抗干扰的抑制能力,采用目标压强为0.1~0.5的输入信号,5s时控制信号从0.1变为0.5,当进行到10s时在角度输出端叠加一个2°的阶跃干扰,同时在16s时再叠加一个-2°的阶跃干扰,模拟在实际情况下燃气中不完全燃烧物体在喉道处沉积所引起的堵塞,以及高温对挡板的烧蚀对喉道面积的影响。得到压强响应曲线如图6。

图 6 中,在 10s时,2°的阶跃干扰对采用 PID 控制器的系统造成了 35%的压强超调,控制器使用了 2s 使系统回到稳定状态。采用线性自抗扰控制器的系统的超调量为 13%,调节时间约为 1s。

在16s时,-2°的阶跃干扰使得采用PID控制器的 系统出现23.6%的压强超调,调节时间有些变长,约 为2.2s。采用线性自抗扰控制器的系统超调亮为 11.2%,调节时间也几乎为1s。

可以看出,线性自抗扰控制器对燃气发生器压 强控制系统的外界干扰也有很好的抑制和调节 能力。



Fig. 6 Response of pressure under disturbance

### 5 结 论

(1)整个燃气发生器压强控制系统建模之后近 (1)一个参数摄动的一阶惯性系统。

(2)针对其系统特性设计的线性自抗扰控制器 能够很好实现对压强的无超调控制。相对传统控制器,在低压强工况下,系统上升段调节时间减小了 30%,下降段则减小了60%,有效的提高了系统的响 应速度。在长时间,高压强工况的情况下,很好的抑 制了系统参数波动对输出量的影响,使系统在工作 过程中保持在一种无超调量调节。

(3)线性自抗扰控制器使得燃气发生器外部干 扰在输出端造成的影响降低了55%~65%,对这种影 响的调节时间也缩短了约50%。

因为考虑燃气流量的在动态调节中的变化,以 后需要根据流量调节的特点对控制方法进行改进与 完善。

#### 参考文献:

- [1] 王世光,蒋太飞,田义宏.飞航导弹固体火箭发动机 进展[J].飞航导弹,2006,(6):47-50.
- [2] Hans-L Besser. History of Ducted Rocket Development at Bayern-Chemie[R]. AIAA 2008-5261.
- [3] 闫大庆,徐丹丹. 国外固体火箭技术的近期进展[J].

中国航天,2009,(7):32-37.

- [4] 张家骅, 胡顺楠, 顾炎武, 等. 整体式固体火箭冲压发动机研制[J]. 推进技术, 1998, 19 (2):9-13.
  (ZHANG Jia-hua, HU Shun-nan, GU Yan-wu, et al. Development of Integral Solid Rocket-Ramjet Engine
  [J]. Journal of Propulsion Technology, 1998, 19(2): 9-13.)
- Juntao Chang, Bin Li, Wen Bao. Thrust Control System Design of Ducted Rockets [R]. Acta Astrinautica, 2011, 69: 86-95.
- [6] 马立坤,夏智勋,胡建新.阀门作动速度对流量可调 固体火箭冲压发动机动态响应特性的影响[J].导弹 与航天运载技术,2012,318(2):8-13.
- [7] Wikerson F S, Lucas J T. Variable Flow Solid Propellant Gas Generator for Missile Control Systems [R]. AIAA 81-1464.
- [8] Miller W H, Burkes W M JR, Mcclendon S E. Design Approaches for Variable Flow Ducted Rocket[R]. AIAA 81-1489.
- [9] Christoph Bauer, Francois Davenne, Norman Hopfe. Modeling of a Throttleable Ducted Rocket Propulsion System[R]. AIAA 2011-5610.
- [10] 李泽勇.固冲发动机组合喷管流量调节及推力矢量 技术研究[D].长沙:国防科学技术大学,2007.
- [11] 顾炎武.整体式固体火箭冲压发动机飞行试验[J].推进技术,2008,29(1):75-78.(GU Yan-wu. Flight Test Investigation for an Integarated Ducted Rocket [J]. Journal of Propulsion Technology, 2008, 29(1):75-78.)
- [12] 候晓静, 莫 展. 固冲发动机燃气流量调节阀设计与 调节特性研究[J]. 弹箭与制导学报, 2011, 31(2): 123-126.
- [13] 兰飞强, 王丽娟, 程 翔, 等. 一种固冲发动机用流

量调节装置设计[J]. 弹箭与制导学报, 2012, 3(12).

- [14] 鲍 文,牛文玉,陈林泉,等.固体火箭冲压发动机 燃气流量调节特性[J].推进技术,2007,28(4):433-436. (BAO Wen, NIU Wen-yu, CHEN Lin-quan, et al. Regulating Property of the Flow in a Solid Ducted Rocket[J]. Journal of Propulsion Technology, 2007,28 (4):433-436.)
- [15] 聂聆聪,姚晓先.固体火箭冲压发动机燃气发生器的 最优流量控制算法研究[C].敦煌:2011年中国宇航 学会固体火箭推进暨航天第三专业信息网学术交流 会,2011:665-673.
- [16] 鲍 文, 牛文玉, 陈林泉, 等. 固体火箭冲压发动机 燃气发生器及燃气流量调节阀建模及仿真[J]. 固体 火箭技术, 2008, 31(6):569-574.
- [17] Pinto P C, Kurth G. Robust Propulsion Control in all Flight Stages of a Throtteable Ducted Rocket[R]. AIAA 2011-5611.
- [18] 韩京清. 自抗扰控制技术[M]. 北京:国防工业出版 社, 2013.
- [19] 蒋海波,崔新艺.无刷直流电机模糊控制系统的建模 与仿真[J].西安交通大学学报,2005:1116-1120.
- [20] 聂聆聪,刘志明,刘源翔.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 Ling-cong, LIU Zhi-ming, LIU Yuan-xiang. Pressure Close Loop Fuzzy Control Method of a Flow Adjustable Gas Generator [J]. Journal of Propulsion Technology, 2013, 34(4):551-556.)
- [21] 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):43-46.
- [22] 杨瑞光.线性自抗扰控制的若干问题研究[D].天津: 南开大学,2011.

(编辑:朱立影)