

基于嵌入式仿真模型的固体火箭压强反馈系统半实物仿真

段鑫 牛禄 孙长宏 侯文国

(上海航天动力技术研究所, 上海, 201109)

摘 要: 为进行固体火箭发动机压强反馈控制系统闭环调试及实时仿真, 将真实的伺服调节系统接入仿真回路, 基于 Matlab 嵌入式代码生成技术, 将图形化的发动机模型编译生成仿真代码, 从而搭建起固体火箭发动机压强反馈控制系统半实物仿真平台。实现了嵌入式仿真系统在固体火箭发动机控制中的首次应用, 为压力闭环控制算法的研究提供调试、验证的平台, 降低了发动机试验成本。通过控制参数调试与系统仿真得出, 发动机在不同压强状态下的动态特性差异较大, 并受自由容积、燃速、压强指数等因素的影响。压强指数增大时系统稳态增益在不同压强下的变化增大, 且压强对喉部变化更加敏感, 从而当控制参数不变时可以改善压强调节品质。

关键词: 固体火箭发动机; 闭环控制; 嵌入式系统; 半实物仿真;

中图分类号: V433 文献标志码: A DOI: 10.19328/j.cnki.1006-1630.2019.00.000

Hardware-in-the-loop simulation of pressure feedback system of solid rocket based on embedded simulation model

DUAN Xin NIU Lu SUN ChangHong HOU WenGuo

(Shanghai Space Propulsion Technology Research Institute, Shanghai, 201109, China)

Abstract: In order to conduct closed-loop debugging and real-time simulation of pressure feedback control system of solid rocket motor, the real servo system is integrated into the simulation loop. Based on Matlab embedded code generation technology, the graphical model is compiled to generate simulation code, so as to build a HIL simulation platform of solid rocket motor pressure control system. The first application of the embedded simulation system in the control of solid rocket motor is realized, which provides a debugging and verification platform for the research of the pressure closed-loop control algorithm, and reduces the cost of engine test. Through control parameter debugging and system simulation, it is concluded that the dynamic characteristics of the motor vary greatly under different pressure conditions and are affected by factors such as free volume, combustion speed and pressure index. When the pressure index increases, the change of steady state gain of the system increases under different pressures, and the pressure is more sensitive to the change of throat, so the pressure adjustment quality can be improved when the control parameters remain unchanged.

Keywords: Solid Rocket Motor; Closed loop Control; Hardware in the Loop Simulation; Embedded system

为了实现固体火箭发动机推力压力精确的随控调节,在引入压力反馈后,针对闭环系统调节特性及控制算法的研究逐渐深入^[1-2]。流星导弹在发动机燃气发生器压力闭环控制中采用了前馈自适应 PID 控制算法,根据当前自由容积与压力状态选择合适的 PID 参数从而改善控制效果,刘源翔等人设计了线性自抗扰控制器,通过补偿系统参数波动对输出的影响,提高系统响应速度与控制精度。在闭环系统中由于控制输出量与燃烧室压强实时耦合,控制参数的整定与调试一般基于数学建模进行仿真^[3-4],而系统模型总是经过一系列假设简化后得到的,与实际系统的特性存在较大的差异。为此本文搭建了固体火箭发动机压强闭环控制半实物仿真平台,在上位机中利用图形化建模工具建立喉栓式发动机系统模型,编译生成嵌入式仿真代码,并下载到实时仿真机中,将真实的喉栓伺服调节机构接入仿真回路,从而进行压强反馈系统控制参数调试与动态特性实时仿真分析。

1 半实物仿真平台搭建

1.1 系统组成

(1)喉栓伺服调节系统

本文采用电动伺服调节机构,主要包括伺服驱动器、伺服电机及减速传动机构等。可编程伺服驱动器用以接收控制器发出的调节指令,并按照控制程序驱动伺服电机运动,进而由减速传动机构带动喉栓运动。

(2)喉栓式变推力发动机系统

半实物系统中发动机通过数字模型来代替。固体发动机压强与喉部面积的动态变化关系由零维内弹道方程确定^[5]:

$$\frac{V_{g0}}{\gamma^2 c^{*2}} \frac{dp_c}{dt} = (\rho_p - \rho_c) A_b a p_c^n - \frac{p_c A_t}{c^*} \quad (1)$$

其中 V_{g0} 、 p_c 分别表示燃烧室初始自由容积及压力, A_b 为燃面,推进剂密度 ρ_p 、速度系数 c^* 、燃速系数 a 、比热比 γ 、压强指数 n 均视为常数,引入相对变化量并进行拉氏变换后得到描述压强对喉部面积变化动态响应特性的小偏差线性化模型^[6]如下:

$$\frac{\bar{p}_c(s)}{\bar{A}_t(s)} = -\frac{K}{Ts+1} \quad (2)$$

$$K = \frac{\Gamma^2 c^* A_{t0}}{\Gamma^2 c^* (A_{t0} - c^* \rho_p A_b a n p_{c0}^{n-1}) + (n+1) A_b a p_{c0}^n} \quad (3)$$

$$T = \frac{V_{g0}}{\Gamma^2 c^* (A_{t0} - c^* \rho_p A_b a n p_{c0}^{n-1}) + (n+1) A_b a p_{c0}^n} \quad (4)$$

式中 Γ 为比热比函数, p_{c0} 、 A_{t0} 分别表示某一平衡状态下的燃烧室平衡压强与对应喉部面积,从上述模型可知压强-喉面响应系统可简化为时间常数 T 及增益系数 K 变化的一阶惯性系统。考虑到真实发动机的气动喉部和几何喉部存在差异,利用 CFD 动网格技术,计算得到喉栓在不同位置时的喷管燃气流量,进而反算出等效喉部面积。位移传感器实时采集喉栓位移并输入到仿真模型中,通过插值得到当前喉部面积,从而进行内弹道计算。

(3) 模拟负载系统

模拟负载系统模拟燃气对喉栓的气动力，主要包括直线式加载电机、控制器、上位机控制软件等。负载力随喉栓位移及燃烧室压强的变化通过 CFD 计算获得，如图 1。在控制器中通过对电机电流的闭环控制，使加载电机输出精确的负载力。

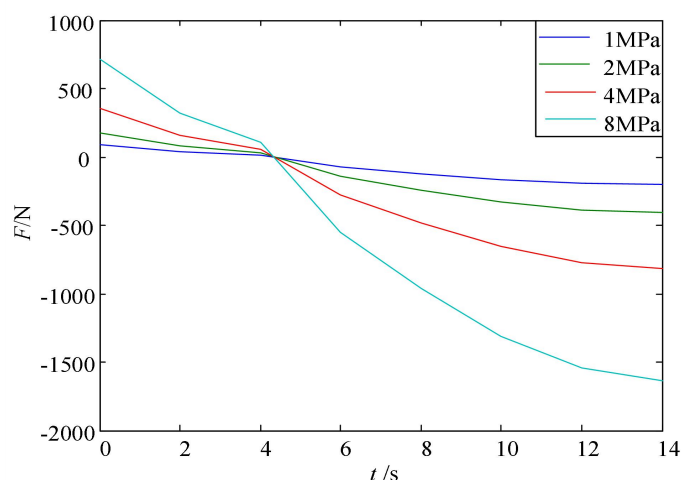


图 1. 喉栓气动负载力

Fig.1 Aerodynamic load of the pintle

(4) 半实物仿真机

通过在仿真机中运行喉栓式发动机系统模型来代替真实发动机，进而构成闭环仿真回路，本文采用 Links-Box 快速原型仿真机，具有 4 个 PCI 外设扩展插槽，可实现丰富的 I/O 扩展功能，并运行 VxWorks 实时操作系统，计算速度能够满足仿真需求。通过上位机中实时仿真软件能够对仿真系统进行实时监控、调试与试验数据处理。

1.2 系统搭建

半实物仿真系统结构如图 2 所示，上位机中建立的喉栓式发动机及控制器 Simulink 模型自动编译成嵌入式代码并下载到目标仿真机中运行，控制器输出的调节信号通过 DA 转换输出到伺服驱动器，驱动伺服电机进行喉栓位移调节，位移传感器采集喉栓位置并由 AD 转换模块输入到仿真系统中，实时求解燃烧室压力，根据与参考压力的偏差值继续调节喉栓位置。模拟负载系统根据当前燃烧室压强及喉栓位置输出相应的负载力并加载到喉栓传动机构上。

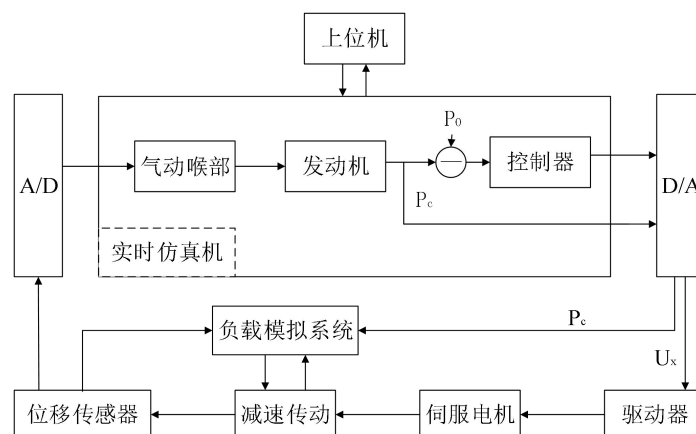


图 2. 仿真系统结构

Fig2.Structure of Simulation System

2 试验及结果分析

在半实物仿真平台基础上开展发动机压强闭环控制硬件在回路仿真试验,试验现场设备如图3所示。

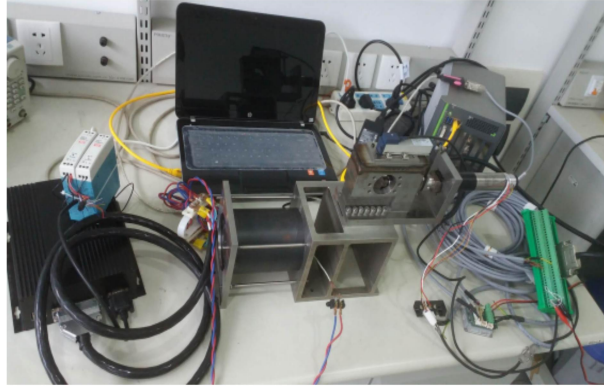


图 3. 试验设备

Fig.3 Test equipment

控制器采用简单的比例积分(PI)控制算法,分别在不同的参考压强范围及不同燃速下进行半实物仿真试验,推进剂性能参数如下: $c^*=1550\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$, $\rho_p=1750\text{kg}\cdot\text{m}^{-3}$, $\gamma=1.22$, $n=0.23$,采用端燃装药,燃面 A_b 保持不变,燃速系数分别为 $a_1=0.00033(\text{m}\cdot\text{s}^{-1}\cdot\text{Pa}^{-n})$ 及 $a_2=0.00039(\text{m}\cdot\text{s}^{-1}\cdot\text{Pa}^{-n})$,当参考压强信号为 $3\text{MPa}\sim 8\text{MPa}$ 之间变化的方波信号时,燃烧室压强闭环调节曲线如图4所示。

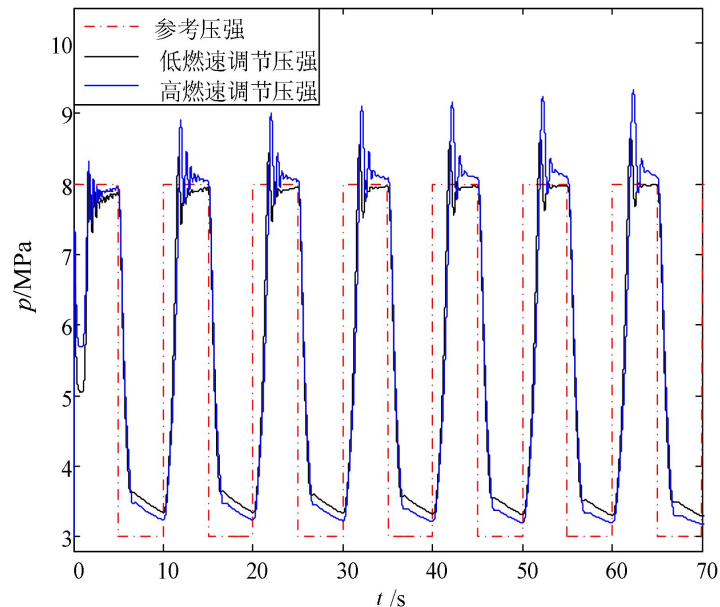


图 4. $3\text{MPa}\sim 8\text{MPa}$ 的压强调节曲线

Fig.4 pressure response curve between $3\text{MPa}\sim 8\text{MPa}$

参考压强在 3MPa 到 8MPa 之间阶跃变化时,发动机处于不同的工作状态,由调节曲线能

够看出，压强调节效果有很大差异。升压调节时压强有较大的超调与震荡，随着装药燃烧自由容积增大，超调量逐渐增大，压强震荡频率逐渐减小；而在降压调节时，当压强下降至 3.5MPa 时压强变化明显减慢，没有出现超调且存在较大静态误差。比较不同燃速系数下的调节效果，燃速较高时由于自由容积变化更快，导致正向超调更大，低燃速下升压调节时震荡衰减较快，平衡时静态误差较小，而降压调节时两种燃速下的变化规律相似，但高燃速装药静态误差较小，可见燃速对压强调节特性的影响主要表现在自由容积的变化速率上，且在不同工作压强下的调节响应特性存在较大差异。

图 4 所示的调节曲线高压时有较大超调，低压时有较大静态误差，在半实物仿真系统中通过调整控制参数改善压强调节效果，不同 PI 控制参数下的压强响应曲线如图 5 所示。可见在低压状态下增大 PI 控制参数能够实现比较理想的控制效果，系统无超调且静态误差很小，但是高压时的震荡与超调都非常剧烈，而 PI 参数较小时高压下的调节效果较好，但低压时的静差过大，压强在 4MPa 左右时就开始缓慢变化，由此说明控制参数固定的比例积分控制器在特定的发动机状态下能够实现较好的控制效果，而当发动机工作状态变化较大时则难以兼顾不同的工况。同时表明发动机工作压强是决定系统控制参量的重要因素，因此可在闭环调节时根据反馈压强选取合适的控制参数从而改善调节效果。

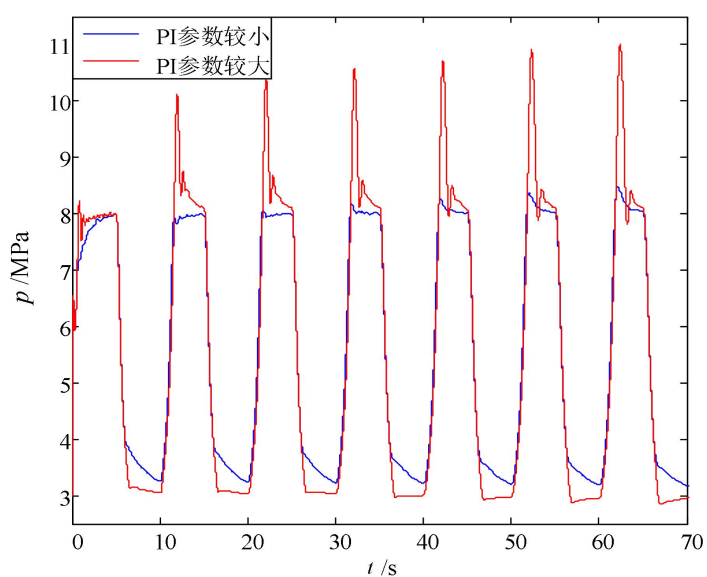


图 5. 不同控制参数下的压强调节曲线

Fig.5 pressure response curve in different control parameter

降低参考压强的变化范围，在 3MPa~5MPa 之间进行半实物调节试验，结果如图 6 所示。

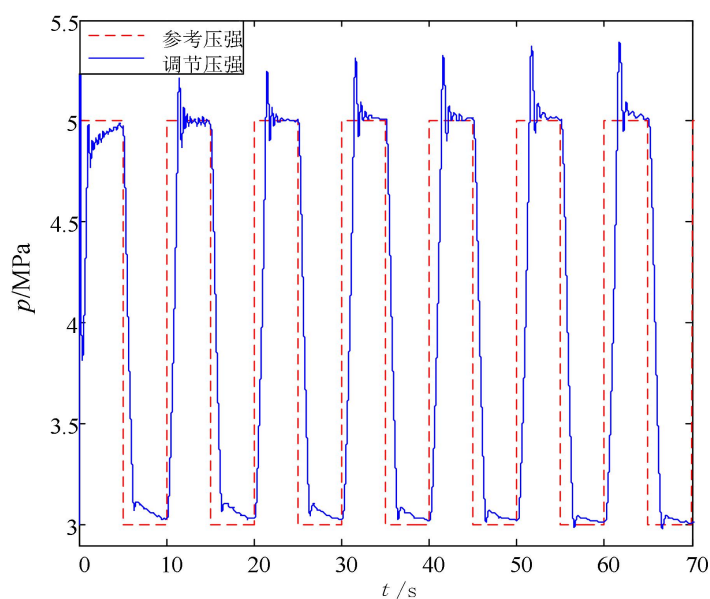


图 6. 3MPa~5MPa 的压强调节曲线

Fig.6 pressure response curve between 3MPa~5MPa

对比图 4 与图 6 可知,当调节压强范围减小时,高压时的超调与低压时的静态误差均减小,说明当参考压强在较小的范围内变化时,PI 控制算法能够在不同的压强状态下实现较好的调节效果,体现出 PI 控制良好的鲁棒性,而当高、低压相差较大时传统的 PI 控制算法则难以兼顾升压与降压时的调节效果。

为了分析调节过程中发动机系统参量的动态变化,按照发动机小偏差线性化模型,以参考压强 3MPa~5MPa 为例,分析压强调节过程中系统时间常数 T 及增益系数 K 的变化,分别如图 7 所示及图 8 所示。

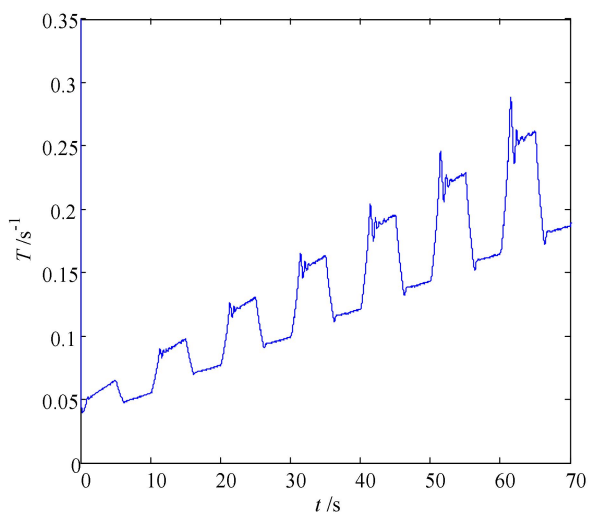


图 7. 发动机时间常数 T

Fig.7 Time Constant T

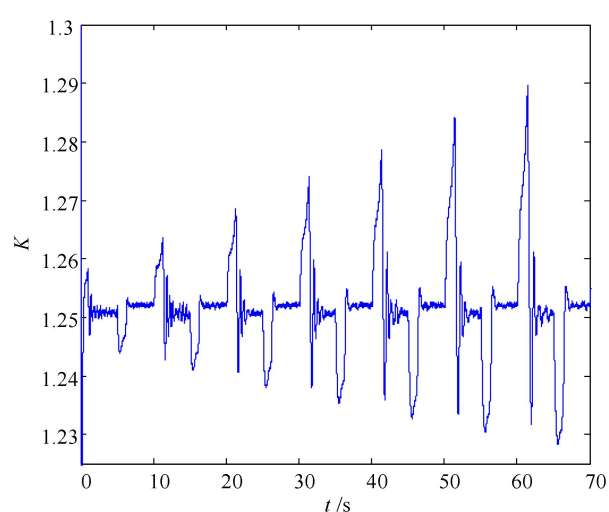


图 8. 发动机系统增益 K

Fig.8 Gain factor K

由图 7 可见在高压状态下系统时间常数 T 较大，低压时 T 减小，并随自由容积的增大而逐渐增大。图 8 中系统增益 K 在压强调节时存在波动，稳态时保持在 1.25 附近，随着自由容积增大波动量增加，使燃烧室压强表出现较大的超调与波动。当燃烧室压强升高时，增益系数 K 增大，因此升压调节时系统容易产生超调，减小 PI 控制参数使控制输入量减小，从而可以减小超调，降压调节时系统增益减小，因此不易出现超调。

推进剂压强指数对发动机压强调节特性有较大的影响，从式（5）中可见在稳态响应过程中，相同的喉部面积变化量下，增大压强指数可以扩大压强调节范围^[7]。

$$\frac{p_{c\max}}{p_{c\min}} = \left(\frac{A_{t\max}}{A_{t\min}} \right)^{\frac{1}{1-n}} \quad (5)$$

为分析压强指数对动态响应的影响，在保证燃速一定的条件下，压强指数分别设置为 0.2、0.4 及 0.6，参考压强为 3MPa~8MPa 进行半实物仿真试验，压强调节曲线如图 9 所示。

从图 9 可知，压强指数增大后系统对压强的变化更加敏感，系统响应速度加快，并且高压时的超调量与低压时的静态误差均有减小，可见增大压强指数能够明显改善压强调节的动态特性。在图 5 中当控制参数不变时高压超调量与低压静态误差总是相互矛盾的，而增大压强指数在 PI 参数不变时能够使超调量及静态误差均减小，扩大了 PI 控制算法的鲁棒适应范围，有利于提高压强调节的动态响应特性。

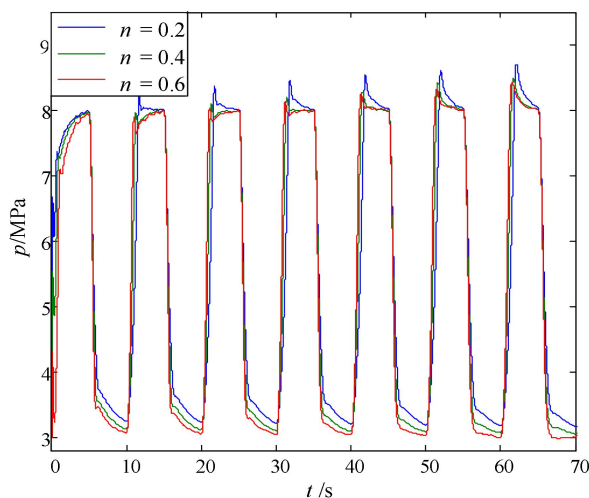


图 9. 不同压强指数的调节曲线

Fig.9 pressure response curve in different pressure exponent

为进一步分析压强状态及压强指数大小对发动机压强调节响应的影响，利用发动机压强喉面响应系统的小扰动模型，分析图 9 的调节过程中增益系数 K 的变化，结果如图 10。

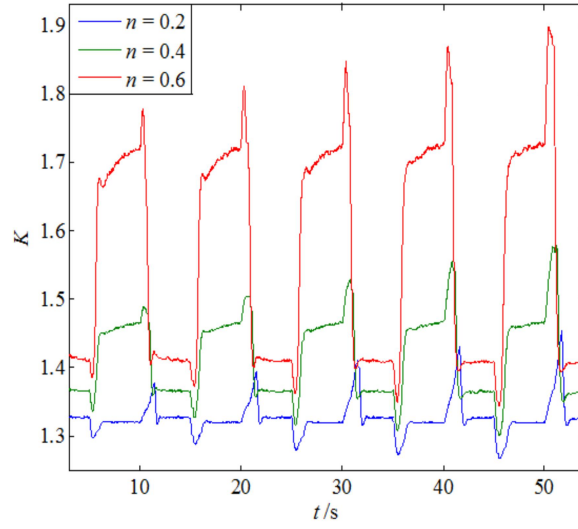


图 10. 不同压强指数的增益系数

Fig.10 Gain factor in different pressure exponent

可见系统增益随着压强指数 n 的增大而增大，并且在不同压强状态下的增益变化加大，当 n 增大时高压状态下系统稳态增益减小，从而使超调量减小，而在低压状态下系统增益变大，进而减小了低压静差，当 n 较小时稳态增益不变。当压强调节达到稳态时，将压强平衡公式

$$p_{c0} = \left(\frac{\rho_p A_b a c^*}{A_t} \right)^{\frac{1}{1-n}}$$

代入小扰动模型（3）中，得到稳态下的增益系数

$$K = \frac{\Gamma^2 c^{*2} \rho_p}{\Gamma^2 c^{*2} \rho_p (1-n) + (1+n) p_{c0}} \quad (6)$$

可见在推进剂参数一定的条件下，决定发动机稳态调节响应的主要因素为燃烧室压强，而推进剂压强指数决定了燃烧室压强的影响程度。由于

$$\Gamma^2 c^{*2} \rho_p \gg p_{c0}$$

当 n 较小时，式（6）的分母主要受到 $\Gamma^2 c^{*2} \rho_p$ 的影响， p_{c0} 的变化对系统增益的影响不大，因此 n 较小时稳态下的 K 几乎不变，随着 n 的增大， p_{c0} 的影响逐渐显著，高压时 K 减小，利于减小高压时的系统超调，低压时 K 增大，利于减小低压时的静态误差，从而在 PI 控制参数不变的条件下扩大了控制算法的适应范围。

然而对于固体火箭发动机，推进剂压强指数很难做到 0.6 以上，并且由于压强指数增大带来的稳定性问题等，提高压强调节品质还要从控制算法进行考虑。通过以上分析，发动机系统特性参数随时间及发动机工作状态变化表现出强烈的时变性及非线性，并且在不同燃速下具有不同的动态特性，因此传统的 PI 控制算法总是难以兼顾不同工作压强下的控制特性，在压强调节范围较大且控制精度要求较高时，应该采用控制参数随系统状态自整定的控制算法，以改善系统性能。

3 结论

本文基于 Simulink 图形化建模工具, 通过将图形化系统模型编译生成嵌入式仿真代码, 搭建起固体火箭发动机压强反馈控制系统的半实物仿真平台, 通过该半实物仿真系统能够实现压强闭环系统控制参数的调试与硬件在回路仿真测试, 使系统仿真结果的可信度大大提高。经过系统仿真表明该半实物系统运行可靠, 能够实现对压强闭环控制的调试与仿真试验。采用传统 PI 控制算法, 通过仿真测试得出以下主要结论:

(1) 固体火箭发动机是一个时变的非线性系统, 按照小偏差模型可简化为一阶系统, 燃烧室压强调节时系统增益系数有很大波动, 且随自由容积的增大波动加大, 导致调节超调量与震荡增加;

(2) 燃烧室压强是决定发动机动态特性的主要因素, 不同压强工况下的动态调节特性差别较大, 控制参数不变时升压调节时的超调与降压调节时的静态误差难以同时减小, 参考压强变化越大越难以兼顾不同压强状态下的调节效果;

(3) 装药燃速、压强指数对压强调节特性存在影响, 高燃速装药在高压状态下超调与静差均较大, 而低压状态下的调节静差较小。随着压强指数的增大, 燃烧室压强对喉部面积变化更加敏感, 提高压强指数能够减小系统超调与静态误差, 提高 PI 控制的鲁棒性, 利于压强调节。

4 参考文献

- [1] Pinto P C, Kurth G. Robust Propulsion Control in all Flight Stages of a Throttleable Ducted Rocket[R]. AIAA 2011-5611.
- [2] 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.
- [3] 刘源翔, 姚晓先, 聂聆聪, 宋晓东. 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.
- [4] 鲍文, 牛文玉, 陈林泉, 于达仁. 固体火箭冲压发动机燃气发生器及其燃气流量调节阀建模及仿真[J]. 固体火箭技术, 2008, 31 (6): 569-574.
- [5] 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, 2011: 256-258.
- [6] 刘源翔. 变流量整体式固体冲压发动机控制系统研究[D]. 北京: 北京理工大学, 2015.
- [7] 武渊, 何国强, 孙立刚. 喉栓式变推力固体火箭发动机内弹道调节特性[J]. 固体火箭技术, 2009, 32 (5): 511-513.

收稿日期: 2018-09-01; 修回日期: 2018-10-29

作者简介: 段鑫, 男, 硕士, 主要研究方向为变推力发动机控制。E-mail: 18362960780@163.com