

变推力液体火箭发动机脉宽采样数字控制*

冯 心 张育林 陈启智

(航天技术系)

摘 要 本文对变推力液体火箭发动机的脉宽采样数字控制系统进行了理论分析和实验研究。文中提出了此类控制系统的时宽输入模型,讨论了系统的稳定边界和无波纹响应条件,指出了影响动静态响应的关键因素及其与一般比例反馈控制的区别,并分析了发动机试车时动态特性随工况大幅变化的原因。

关键词 控制系统, 液体火箭发动机, 数字控制, 脉宽采样数字控制

分类号 V434.13

主要符号

A ——截面积, P ——压力, B ——阻尼系数, P_c^* ——室压指令, c^* ——特征速度, T ——采样周期, F ——力, V ——容腔体积, h ——容腔高度, x ——位移, K ——增益, 系数, β ——容积模数, m ——流量, η ——效率, b ——反馈, H ——容腔, u ——上腔, c ——燃烧室, o ——氧化剂, v ——文氏管, e ——等效, s ——电磁阀, 1——入口, f ——摩擦, 燃料, t ——喉部, 2——出口

电磁阀液压控制系统被广泛应用于变推力液体火箭发动机和航空推进伺服系统, 其结构见图1。文献[1]中介绍了它的工作原理和应用情况, 但有关该控制系统的诸多研究资料中都忽略了它的脉宽调制控制本质。对于这类输入信号不能从系统动态中分离出来, 本质上属非线性的脉宽采样控制系统, 目前一般采用等效面积原理将其变换成等效的脉冲幅值采样系统来进行分析^[2]。这种近似变换丧失了系统控制信号的本质特征, 难以正确反映比例反馈系数, 采样周期等对响应特性的影响。本文给出一种基于离散时间系统状态空间方法的解析分析方法, 并据此对该控制系统的稳定性、动态和稳态响应特性, 以及发动机地面试车中所遇到的动态问题进行分析研究。

1 系统模型

发动机控制系统如图2所示, 作为执行机构的液压作动器将作用在电磁阀上的开关

信号转换为作动器活塞的位移量 x , 发动机上的流量调节元件 (文氏管和流量定位喷注器) 由此位移量决定燃烧室压力 P_c 。由此可见, 发动机本身是一个常规幅值放大系统, 而作动器则是一个脉宽——幅值转换元件, 它是一个本质上强非线性的、反映该类控制系统本质特征的重要部件。因此本文将以作动器做为研究的主要对象, 而将发动机其它部件的模型尽量简化。大量的冷、热试验结果也表明, 发动机的响应快慢主要取决于作动器的位移响应。

不考虑作动器运动组件的质量的话, 作动器可用下述方程来描述:

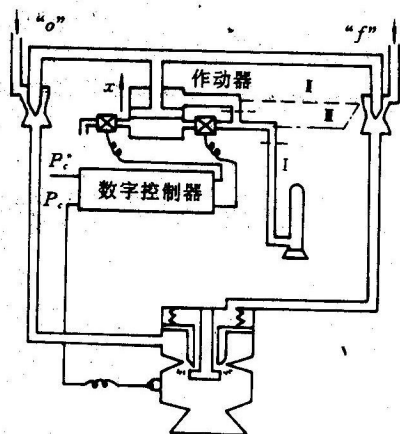


图1 变推力发动机控制系统

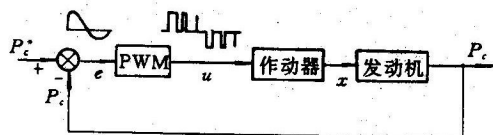


图2 控制系统方块图

$$\frac{\rho V}{\beta_c} \frac{dP_H(t)}{dt} + \rho A_H \frac{dx(t)}{dt} = \mu_c A_c \sqrt{2\rho \Delta P} u(t)$$

$$B_c \frac{dx(t)}{dt} = P_H(t) A_H + F_v - P_u A_u - F_f \quad (1)$$

$$u(t) = \begin{cases} \text{Sgn}[e(k)], & kT \leq t < kT + m(k) \\ 0, & kT + m(k) \leq t < (k+1)T \end{cases}$$

$$m(k) = K_b |e(k)| \leq T$$

基于上述理由, 不考虑燃烧室, 文氏管及管路的动态过程,

$$\dot{m}(t) = (K_f + K_o)x(t) \quad (2)$$

$$P_c(t) = \eta c^* \dot{m}(t) / A_c$$

写成状态空间形式

$$\dot{X}(t) = FX(t) + Gu(t) \quad (3)$$

$$P_c = CX(t)$$

式中

$$X(t) = [F_H(t) \quad x(t)]^T \quad G = [K_u \quad 0]$$

$$C = [0 \quad K_c]$$

$$F = \begin{bmatrix} -\omega_H & 0 \\ \omega_c & 0 \end{bmatrix}$$

$$F_H(t) = P_H(t) A_H + F_v - P_u A_u - F_f$$

$$\omega_H = A_H^2 \beta_e / B_e V \quad \omega_e = 1/B_e$$

$$K_u = \mu_i A_s \sqrt{2\rho\Delta P_s} \beta_e A_H / \rho V$$

$$K_c = \eta c^* (K_f + K_o) / A_s$$

式(3)中的 $u(t)$ 是(1)式中所定义的脉宽调制开关信号, 是强非线性且离散的, 必须进行特殊处理。将(3)式离散化^[3]:

$$X(k+1) = e^{FT} X(k) + e^{FT} \int_0^{m(k)} e^{-F\tau} G d\tau e(k) / |e(k)|$$

$$e^{Ft} = \begin{bmatrix} e^{\omega_H t} & 0 \\ \frac{\omega_e}{\omega_H} (1 - e^{-\omega_H t}) & 1 \end{bmatrix}$$

脉宽采样控制系统一般仅靠控制对象本身提供滤波, 因而有:

$$\omega_H m(k) \ll 1$$

$$e^{\omega_H m(k)} \approx 1 + \omega_H m(k)$$

$$v(k) = m(k)e(k) / |e(k)| = K_b e(k)$$

引入这样一个抽象的带符号的时宽信号作为系统输入, 对于离散时间系统来说不是无意义的, 恰恰是脉宽采样信号特征及其离散本质的反映, 且可获得系统的线性化模型和传递函数:

$$X(k+1) = AX(k) + Bv(k) \quad (4)$$

$$P_c(k) = CX(k)$$

$$H(Z) = P_c(Z)/V(Z) = C(ZI - A)^{-1}B$$

$$= \frac{K_u K_c \frac{\omega_e}{\omega_H} (1 - e^{-\omega_H T}) Z}{(Z - e^{\omega_H T})(Z - 1)} \quad (5)$$

2 控制系统分析

2.1 动态响应

由(4)式得系统的输出可控性矩阵:

$$[CB|CAB] = K_u K_c \frac{\omega_e}{\omega_H} (1 - e^{-\omega_H T}) [1 \quad 1 + e^{-\omega_H T}]$$

$$\text{rank}[CB|CAB] = 1 \quad (T \neq 0)$$

因此系统是输出完全可控的, 为减少响应时间应选择较小的 T 。但 $v(k)$ 是受约束的:

$$|v(k)| = m(k) = K_b |e(k)| \leq T \quad (6)$$

因此, 随着 T 的减少, 调节时间会远大于 $v(k)$ 无约束时的 $2T$ 。这时应相应增大系统开环增益, 方便的方法是增大电磁阀的等效流通面积 A_s 。但一味增大 A_s 会加长电磁阀的开关延迟 τ_0 和 τ_c , 显然应使 $T \geq \tau_0 + \tau_c$ 。

由于受式(6)的约束, 仅靠增大反馈比例系数 K_b 来调整响应是有限的。其实, 在脉宽采样控制中 K_b 只是影响一个采样周期里室压 P_c 爬升(或下降)的时间, 而电磁阀增益 K_c 则是影响室压调节的陡度。

因此, 获得快速响应的关键是提高电磁阀的流量增益和响应速度。

2.2 稳态误差

由图 2 知:

$$E(Z) = P_c^*(Z)/(1 + K_b H(Z))$$

对于阶跃输入指令: $P_c^*(Z) = 1/(1 - Z^{-1})$, 由终值定理得稳态误差为:

$$e_{ss}^* = \lim_{t \rightarrow \infty} e^*(t) = \lim_{k \rightarrow \infty} e(k) = \lim_{Z \rightarrow 1} [(1 - Z^{-1})E(Z)] = 0$$

可见, 发动机室压调节是无静差的, 这是因为作动器的积分作用。但是由于电磁阀死区 τ , 的存在, 当:

$$|P_c^*(k) - P_c(k)| = \tau/K_b$$

时, 室压的绝对误差是不能进一步被消除的。实验中发现当 $\tau \approx 4\text{ms}$ 时, 稳态误差超过 0.1MPa。上式亦说明, 尽管加大 K_b 对提高响应无明显效果, 却可有效提高调节精度。

2.3 稳定边界

对于比例反馈控制, 由式 (5) 可得闭环输入——输出方程为:

$$\begin{aligned} P_c(k+2) + (K(1 - e^{-\omega_H T}) - e^{-\omega_H T} - 1)P_c(k+1) + e^{-\omega_H T}P_c(k) \\ = K(1 - e^{-\omega_H T})P_c^*(k+1) \end{aligned} \quad (7)$$

式中 $K = K_b K_v K_c \frac{\omega_c}{\omega_H} = K_b K_v (1/\rho A_H) (K_f + K_o) (\eta c^*/A_i)$

为系统闭环总增益。系统的特征方程为:

$$Z^2 + (K(1 - e^{-\omega_H T}) - e^{-\omega_H T} - 1)Z + e^{-\omega_H T} = 0$$

根据 Jury 稳定性判据, 系统的稳定性条件为:

$$K < 2(1 + e^{-\omega_H T})/(1 - e^{-\omega_H T})$$

即系统总增益不应超过一定限度, 当 $T \gg 1/\omega_H$ 时稳定性条件趋于 $K < 2$, 与 T 无关。图 3 给出了稳定边界。

2.4 无波纹响应条件

即快速又平稳的推力调节是对变推力发动机的基本要求, 控制规律也应尽可能简单。对于输出反馈控制来说, 由式 (7) 可列出无波纹响应条件为:

$$\begin{cases} e^{-\omega_H T} = 0 \\ K(1 - e^{-\omega_H T}) - (1 + e^{-\omega_H T}) = 0 \end{cases}$$

一般情况下 $e^{-\omega_H T} \neq 0$, 所以仅靠输出反馈无法实现

无波纹响应。如果想法增大 ω_H ($= A_H^2 \beta_c / B_c V = A_H \beta_c / B_c h$), 即增大作动器活塞面积 A_H , 减小阻尼 B_c 和作动器下腔高度 h 的话, 选取 $T \gg 1/\omega_H$ 和 $K=1$ 可望获得无波纹响应。

3 动态试验研究

发动机动态试验在研制初期出现的主要问题是响应慢、精度差和响应特性随工况大幅变化。通过上述分析, 采用增大 A_i , 增加电磁阀开启电压以减少死区等办法后, 响应速度和精度有了普遍提高, 但高低工况及上升与下降之间的响应仍有较大差异。

在的分析中曾认为入、出口电磁阀两端压差恒定, 即 $\Delta P_{n1} = \Delta P_{n2} = \text{Const.}$ 实际上, 由

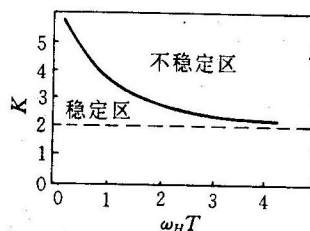


图 3 稳定性边界

作动器组件受力平衡关系:

$$P_H A_H - P_u A_u + (P_{o1} + P_{f1}) A_v = 0$$

得:

$$\begin{aligned} \Delta P_{s1} &= P_{s1} - P_H = P_{s1} - (P_u A_u - (P_{o1} + P_{f1}) A_v) / A_H \\ \Delta P_{s2} &= P_H - P_a = (P_u A_u - (P_{o1} + P_{f1}) A_v) / A_H - P_a \end{aligned} \tag{8}$$

由于目前试车台供应管路过长, P_{o1} 和 P_{f1} 随工况发生很大变化 (2~4MPa), 因而作为电磁阀增益一部分的 ΔP_{s1} , ΔP_{s2} 大幅变化, 从而导致响应随工况的大幅变化。

从 (8) 式中发现, 如果作动器上腔控制液从燃料文氏管前引入, 这时 $P_u = P_{f1}$, 可在一定程度上抵消 P_{o1} 和 P_{f1} 变化对 ΔP_{s1} 和 ΔP_{s2} 的影响, 获得较为均匀的高低工况响应。表 1 中所列三种控制液引入方案的计算结果和实验冷试结果都证实了这一点, 同时还表明: 对于上天飞行时所采用的方案 II, 如果管路过长会使得入口阀入口压力过大导致入口阀死区过大而影响正常启动。

值得指出的是, 室压测压管路中的残余气体对发动机低工况响应有恶劣影响。

经改进后的发动机动态试验响应曲线见图 4, 各工况响应时间由原来的 80~150ms 减少到 40ms 以内, 达到了设计要求。

表 1 不同控制液引入方案比较 (MPa)

P_c^*	P_{f1}	P_{o1}	方案 I		方案 II		方案 III	
			ΔP_{s1}	ΔP_{s2}	ΔP_{s1}	ΔP_{s2}	ΔP_{s1}	ΔP_{s2}
0.1	5.12	5.17	2.69	0.10	1.03	1.67	3.45	1.67
0.3	4.40	4.94	2.38	0.33	1.27	1.43	2.97	1.43
0.5	3.69	3.57	2.10	0.60	1.50	1.20	2.49	1.20
0.7	2.99	2.89	1.87	0.83	1.73	0.97	2.02	0.97
0.9	2.29	2.15	1.63	1.07	1.97	0.73	1.59	0.73

4 结 论

- (1) 文中给出的时宽输入模型可合理而准确地分析脉宽采样数字控制系统。
- (2) 电磁阀液压控制系统的瞬态和稳态响应特性主要取决于电磁阀的增益和开关速度。

(3) 反馈比例系数 K_s 对响应速度影响不大, 在稳定前提下提高 K_s 却可有效提高控制精度。

(4) 只有当 $T \gg 1/\omega_H$ 时才能获得输出反馈无波纹响应。

(5) 地面动态试验时响应随工况变化的主要原因是供应系统压力损失太大, 合理选择控制液引入方案可加以改善。

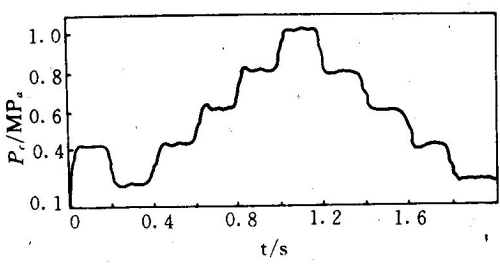


图 4 改进后的动态试验响应曲线

参 考 文 献

- 1 陈运钦. 工学学报. 1974, (4)
- 2 刘明俊. 数字控制系统原理——分析与设计. 国防科技大学出版社, 1990
- 3 Katsuhiko Ogata. Discrete-time Control systems. Prentice-Hall, Inc, 1987

Pulse Width Sampled—Data Control for Variable Thrust Liquid Rocket Engine

Feng Xin ZhangYulin Chen Qizhi
(Department of Aerospace Technology)

Abstract

A pulse width sampled—data control system for a variable thrust liquid rocket engine is studied both theoretically and experimentally. A time width input model is developed for such control systems. The stability boundary and the condition for deadbeat response are discussed. The key factors influencing the transient and steady—state response and the distinctions of this system compared with common output feedback control systems are stated. The causes of the response variation with thrust levels are also investigated.

Key words control system, liquid rocket engine, digital control, pulse width sampled—data control.