

# 变推力液体火箭发动机动态特性的状态空间分析

张 育 林

**提 要** 本文将状态空间分析方法运用于变推力液体火箭发动机系统的动态特性分析, 导出了一组描述所述变推力液体火箭发动机动态过程的状态方程。文中提出了求解该系统方程的一种有效的数值方法, 理论解与实验数据得到了满意的符合。做为变推力液体火箭发动机系统分析的初步结果, 在文中分析了几个重要的工作参数对所述发动机系统动态特性的影响。

## 一、引 言

随着航天事业的迅速发展, 对变推力液体火箭发动机提出了愈来愈迫切的要求。变推力液体火箭发动机是为航天器提供可控推力的动力装置, 它的动态特性是一个重要的理论和实践问题。由于其特殊的工作条件所决定, 对变推力液体火箭发动机的动态指标有很高的要求, 因而需要对其动态过程进行深入的分析, 以便为工程设计提供有益的指导。本文利用状态空间分析方法, 通过求解一组非线性状态方程来分析变推力液体火箭发动机的动态特性, 从系统的整体出发, 分析了几个重要的工作参数对发动机动态特性的影响。

## 二、发动机系统及工作原理

变推力发动机由推进剂供应系统, 推力室及控制系统组成(图1)。

发动机推进剂输送系统采用气体增压。发动机的喷注器采用可变截面的同心轴式环形喷注器, 氧化剂和燃烧剂的喷注通道截面积由一个以液压定位的针阀统一控制。控制系统的控制液由燃烧剂管路引出。

发动机的控制系统采用一种“可变增益电磁阀控制系统”<sup>[2]</sup>。控制系统将喷注器针阀作为控制对象。通过改变针阀位移来控制喷注器的推进剂组元流通面积, 使得流过喷注器的推进剂组元的流量发生变化, 从而改变燃烧室压力, 最终达到改变推力的目的。发动机的控制器由运算放大器, 脉冲振荡器, 电压控制延迟振荡器和电磁阀驱动电路组成(图1)。燃烧室压力作为反馈信号。控制器按照控制电压  $V_c$  和燃烧室压力反馈电压  $V_p$  的差值输出相应宽度的脉冲信号, 电路的脉冲工作频率是固定的, 出口电磁阀和

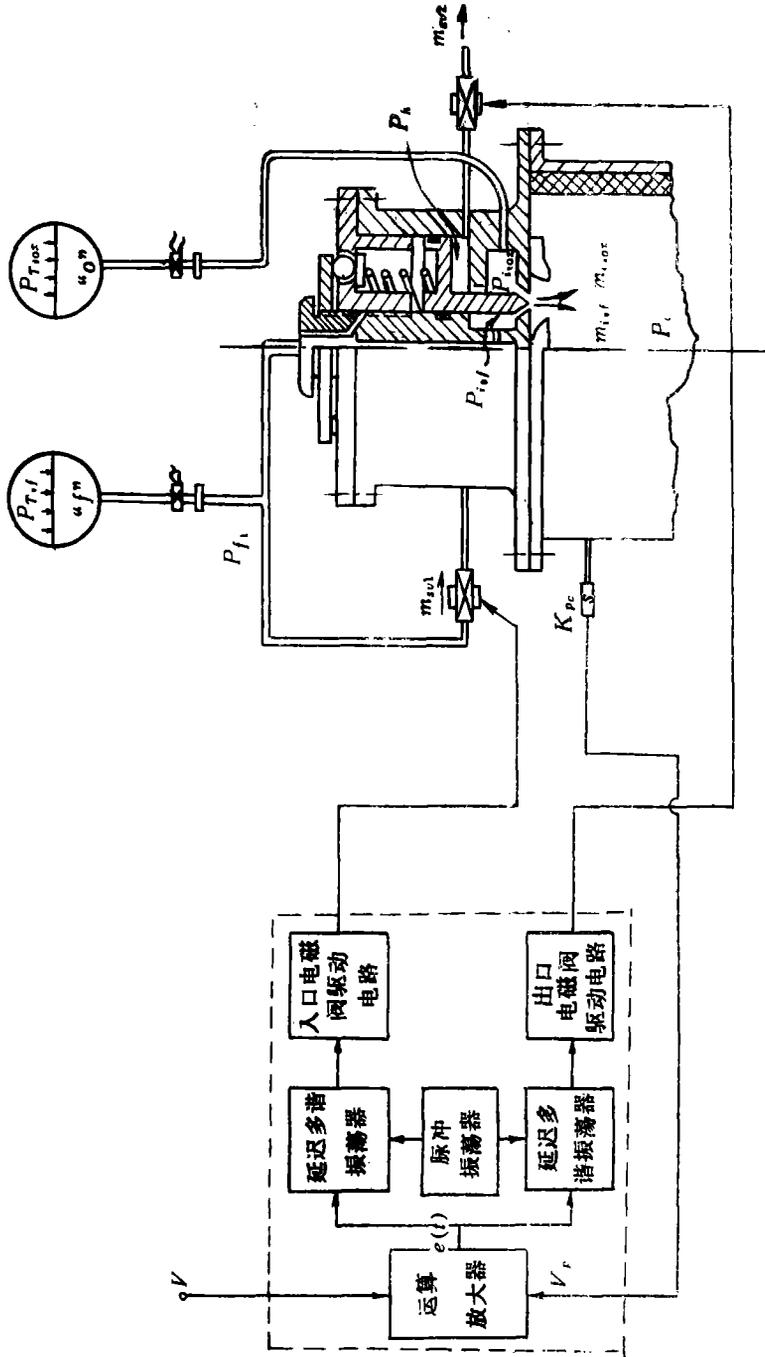


图 1 发动机系统工作原理图

入口电磁阀按照电路输出的信号脉冲工作,使针阀液压控制腔内的液体的压力  $P_h$  按照要求升降,从而实现合乎要求的推力控制。

### 三、发动机系统的数学模型

发动机系统各个部件的动态过程由一组方程式来描述。由此出发,可以导出用以描述发动机系统动态过程的状态方程。

#### 1. 燃烧室的数学模型

采用单时滞燃烧模型,且认为燃烧室内部的燃气均匀混合并服从理想气体定律,液滴所占体积忽略不计。

燃烧室中气体成份的组元比

$$K = \frac{m_{ox}}{m_f} \quad (1)$$

其中  $m_{ox}, m_f$  分别为燃烧室中氧化剂气体质量和燃烧剂气体质量。将上式对时间求微分,则有

$$\frac{dK}{dt} = K \left[ \frac{1+K}{K m_c} \frac{dm_{ox}}{dt} - \frac{1+K}{m_c} \frac{dm_f}{dt} \right] \quad (2)$$

其中,  $m_c = P_c V_c / R_c T_c$  为燃烧室中的气体质量。由质量守恒定律,可得

$$\frac{dm_{ox}}{dt} = \dot{m}_{i,ox}(t-\tau) - \frac{K}{1+K} \dot{m}_n \quad (3)$$

$$\frac{dm_f}{dt} = \dot{m}_{i,f}(t-\tau) - \frac{1}{1+K} \dot{m}_n \quad (4)$$

其中  $\dot{m}_n$  为喷管流量。由以上各式,则有

$$\frac{dK}{dt} = \frac{R_c T_c}{P_c V_c} (1+K) [\dot{m}_{i,ox}(t-\tau) - K \dot{m}_{i,f}(t-\tau)] \quad (5)$$

又由(3)、(4)式可以得到

$$\begin{aligned} \frac{dP_c}{dt} = & \frac{1}{V_c \left[ 1 - \frac{P_c}{R_c T_c} \frac{\partial R_c T_c}{\partial P_c} \right]} \left\{ \left[ R_c T_c + (1+K) \frac{\partial R_c T_c}{\partial K} \right] \dot{m}_{i,ox}(t-\tau) \right. \\ & \left. + \left[ R_c T_c - (1+K) K \frac{\partial R_c T_c}{\partial K} \right] \dot{m}_{i,f}(t-\tau) - \frac{R_c T_c P_c A_t}{c^*} \right\} \quad (6) \end{aligned}$$

式中  $P_c$  为燃烧室压力,  $\tau$  为燃烧室时滞,  $V_c$  为燃烧室容积。

#### 2. 针阀和弹簧系统的数学模型

针阀位移方程为

$$m_e \frac{d^2 h}{dt^2} = P_h \cdot A_h + F_f - K_s (h + h_0) + A_c P_{ts} \quad (7)$$

作用在针阀上的阻尼力包括流体阻力和干摩擦力

$$F_f = -b \cdot \frac{dh}{dt} - P_n f_d s gn \left( \frac{dh}{dt} \right) + P_n f_s \left[ 1 - s gn \left( \left| \frac{dh}{dt} \right| \right) \right] \cdot s gn \left( - \frac{d^2 h}{dt^2} \right)$$

作用在针阀上的流体静力近似认为等于燃烧室压力, 则有

$$P_{fs} = P_c$$

式中,  $h$  为针阀位移;  $b$  为流体阻尼系数;  $P_n$  为干摩擦面上的正压力;  $f_d, f_s$  分别为动摩擦系数和静摩擦系数;  $A_h$  为针阀液压腔作用面积;  $A_c$  为流体静力作用面积;  $m_e$  用来表示弹簧和针阀系统的等效质量。

### 3. 变截面喷注器流量方程

氧化剂和燃烧剂的质量流量分别为

$$\dot{m}_{i,ox} = \mu_{ox} A_{ox} [2\rho_{ox} (P_{i,ox} - P_c)]^{\frac{1}{2}} \quad (8)$$

$$\dot{m}_{i,f} = \mu_f A_f [2\rho_f (P_{i,f} - P_c)]^{\frac{1}{2}} \quad (9)$$

喷注器的流通面积由其结构参数和针阀开度确定

$$A_{ox} = \pi \sin \alpha_{ox} \left( D_{ox} - \frac{h}{2} \sin 2\alpha_{ox} \right) \cdot h$$

$$A_f = \pi \sin \alpha_f \left( D_f - \frac{h}{2} \sin 2\alpha_f \right) \cdot h$$

式中,  $D, a$  为喷注器结构参数。喷注器的流量系数由实验确定

$$\mu_{ox} = f(h, P_{i,ox})$$

$$\mu_f = f(h, P_{i,f})$$

### 4. 针阀液压控制腔的方程

$$\frac{dP_h}{dt} = \beta_c \left[ \frac{1}{\rho_f A_h (h + \delta_0)} (\dot{m}_{sv1} - \dot{m}_{sv2}) - \frac{1}{\delta_0 + h} \frac{dh}{dt} \right] \quad (10)$$

式中,  $\delta_0$  为液压控制腔初始容积的高度,  $\beta_c$  为有效容积模数。

### 5. 电磁阀流量方程

入口电磁阀和出口电磁阀的质量流量为

$$\dot{m}_{sv1} = \phi_1(t) \mu A [2\rho_f (P_{f1} - P_h)]^{\frac{1}{2}} \quad (11)$$

$$\dot{m}_{sv2} = \phi_2(t) \mu A [2\rho_f (P_{f2} - P_h)]^{\frac{1}{2}} \quad (12)$$

电磁阀流通面积

$$A = \pi \sin \alpha \left( d_s - \frac{1}{2} h_s \right) h_s$$

式中,  $\alpha, d_s, h_s$  为电磁阀结构参数;  $P_{f1}$  为入口电磁阀入口压力;  $P_a$  为外界压力;  $\phi_1(t), \phi_2(t)$  是控制电磁阀工作时间的函数。

### 6. 推进剂管路方程

采用集中参数方程来描述推进剂管路的动态过程

$$\frac{d\dot{m}_{ox}}{dt} = \frac{A_{ox}}{L_{ox}} [P_{T,ox} - P_{i,ox} - R_{nox} \dot{m}_{ox}^2] \quad (13)$$

$$\frac{d\dot{m}_f}{dt} = \frac{A_f}{L_f} [P_{T,f} - P_{f1} - R_{nf} \dot{m}_f^2] \quad (14)$$

$$\frac{d\dot{m}_{i,f}}{dt} = \frac{A_{f1}}{L_{f1}} [P_{f1} - P_{i,f} - R_{nf1} \dot{m}_{i,f}^2] \quad (15)$$

其中

$$\begin{aligned} \dot{m}_f &= \dot{m}_{i,f} + \dot{m}_{sv1} \\ P_{f1} &= \frac{L_f L_{f1}}{L_{f1} A_f + L_f A_{f1}} \left\{ \frac{A_f}{L_f} [P_{T,f} - R_{nf} (\dot{m}_{i,f} + \dot{m}_{sv1})^2] \right. \\ &\quad \left. + \frac{A_{f1}}{L_{f1}} [P_{i,f} + R_{nf1} \dot{m}_{i,f}^2] \right\} \end{aligned}$$

式中,  $A, L$  分别为管路的等效截面积和等效长度;  $P_T$  为贮箱压力;  $R_n$  为管路阻力系数。

## 7. 控制器的数学模型

误差电压

$$e(t) = V_c - K_{pc} \cdot P_c(t) \quad (16)$$

电路对误差电压采样延迟保持, 得到

$$e_n = V_c - K_{pc} \cdot P_c(nT_s)$$

电磁阀驱动电路输出的脉冲宽度为

$$T_{n1} = T_{01} + K_{b1} T_s \cdot e_n$$

$$T_{n2} = T_{02} - K_{b2} T_s \cdot e_n$$

电磁阀工作时间由电路的输出脉冲和电磁阀的开启和关闭时间确定

$$T_{a1} = nT_s + \tau_1 + \tau_{d1}$$

$$T_{a2} = nT_s + \tau_2 + \tau_{d2}$$

$$T_{b1} = T_{a1} + T_{n1}$$

$$T_{b2} = T_{a2} + T_{n2}$$

$$\phi_1(t) = \frac{1}{4} [1 + \text{sgn}(t - T_{a1})] [1 + \text{sgn}(T_{b1} - t)] \quad (17)$$

$$\phi_2(t) = \frac{1}{4} [1 + \text{sgn}(t - T_{a2})] [1 + \text{sgn}(T_{b2} - t)] \quad (18)$$

$$[n = 1, 2, \dots; nT_s \leq t < (n+1)T_s]$$

其中,  $V_c$  为控制电压;  $T_{01}, T_{02}$  为临界脉冲宽度的偏差值;  $T_s$  为电路脉冲工作周期;  $\tau_1$  为电磁阀电流上升时间;  $\tau_d$  为电磁阀阀芯运动时间;  $K_b$  为脉冲宽度调节系数。

## 四、发动机系统的状态方程及其数值求解

选取针阀位移  $h$ , 针阀运动速度  $v$ , 氧化剂喷注器流量  $\dot{m}_{i,ox}$ , 燃烧剂喷注器流量  $\dot{m}_{i,f}$ , 针阀液压控制腔压力  $P_h$ , 燃烧室气体组元比  $K$  及燃烧室压力  $P_c$  作为状态变量, 通过对第三节中的方程式进行一系列数学推导, 则可得到一组状态变量形式的系统方程。在这里, 也可选取其他变量作为状态变量, 但本文所选取的各变量对于分析该发动机系统的动态过程是比较方便的。

发动机系统的状态方程是一组非线性微分方程

$$\left\{ \begin{aligned} \frac{dh(t)}{dt} &= v(t) \\ \frac{dv(t)}{dt} &= \frac{1}{m_s} [A_h P_h(t) + A_c P_c(t) - b \cdot v(t) - K_s(h(t) + h_0) + F_{sd}(t)] \\ \frac{d\dot{m}_{i,ox}(t)}{dt} &= \frac{A_{ox}}{L_{ox}} \left[ P_{T,ox} - P_c(t) - \left( R_{n,ox} + \frac{1}{2\rho_{ox}[\mu A_i(t)]_{ox}^2} \right) \dot{m}_{i,ox}^2(t) \right] \\ \frac{d\dot{m}_{i,f}(t)}{dt} &= \frac{A_{f1}}{L_{f1}} \left[ P_{f1}(t) - P_c(t) - \left( R_{n,f1} + \frac{1}{2\rho_f[\mu A_i(t)]_f^2} \right) \dot{m}_{i,f}^2(t) \right] \\ \frac{dP_h(t)}{dt} &= \frac{\beta_c}{h(t) + \delta_0} \left[ \frac{1}{A_h \rho_f} (\dot{m}_{sv1}(t) + \dot{m}_{sv2}(t)) - v(t) \right] \\ \frac{dK(t)}{dt} &= \frac{R_c T_c(t)}{P_c(t) V_c} [1 + K(t)] [\dot{m}_{i,ox}(t - \tau) - K(t) \dot{m}_{i,f}(t - \tau)] \\ \frac{dP_c(t)}{dt} &= \frac{1}{V_c} \left[ 1 - \frac{P_c(t)}{R_c T_c(t)} f_1(t) \right] \left\{ [R_c T_c(t) + (1 + K(t)) \cdot f_2(t)] \dot{m}_{i,ox}(t - \tau) \right. \\ &\quad \left. + [R_c T_c(t) - (1 + K(t)) \cdot K(t) \cdot f_2(t)] \dot{m}_{i,f}(t - \tau) \right. \\ &\quad \left. - \frac{R_c T_c(t) \cdot P_c(t) \cdot A_t}{c^*(t)} \right\} \end{aligned} \right.$$

其中

$$F_{sd} = -P_n [f_d \cdot \text{sgn}(v) + f_s (1 - \text{sgn}|v|) \cdot \text{sgn}(-\dot{v})]$$

$$P_{f1} = \frac{L_f L_{f1}}{L_f A_{f1} + L_{f1} A_f} \left\{ \frac{A_f}{L_f} [P_{T,f} - R_{n,f} (\dot{m}_{i,f} + \dot{m}_{sv1})^2] \right. \\ \left. + \frac{A_{f1}}{L_{f1}} \left[ P_c + \left( R_{n,f1} + \frac{1}{2\rho_f(\mu A_i)_f^2} \right) \dot{m}_{i,f}^2 \right] \right\}$$

$$R_c T_c = f[P_c(t), K(t)]$$

$$f_1(t) = \frac{\partial R_c T_c}{\partial P_c} = f_1[P_c(t), K(t)]$$

$$f_2(t) = \frac{\partial R_c T_c}{\partial K} = f_2[P_c(t), K(t)]$$

$$c^*(t) = g[P_c(t), K(t)]$$

$$\dot{m}_{sv1} = \phi_1(t) \mu A_1 [2\rho_f(P_{f1} - P_h)]^{\frac{1}{2}}$$

$$\dot{m}_{sv2} = \phi_2(t) \mu A_2 [2\rho_f(P_h - P_o)]^{\frac{1}{2}}$$

$$\phi_1(t) = \frac{1}{4} [1 + \operatorname{sgn}(t - nT_s - \tau_1 - \tau_{d1})] [1 + \operatorname{sgn}(nT_s + \tau_1 + \tau_{d1} + T_{01} + K_{b1}T_s e_n - t)]$$

$$\phi_2(t) = \frac{1}{4} [1 + \operatorname{sgn}(t - nT_s - \tau_2 - \tau_{d2})] [1 + \operatorname{sgn}(nT_s + \tau_2 + \tau_{d2} + T_{02} - K_{b2}T_s e_n - t)]$$

$$e_n = V_c - K_{pc} \cdot P_c(nT_s)$$

$$(n = 1, 2, \dots; nT_s \leq t < (n+1)T_s)$$

记

$$\begin{pmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \\ x_4 \\ x_5 \\ x_6 \\ x_7 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} h \\ v \\ \dot{m}_{i,ox} \\ \dot{m}_{i,f} \\ P_h \\ K \\ P_c \end{pmatrix}$$

则可将以上状态方程写为矢量形式

$$\dot{\mathbf{X}}(t) = \mathbf{F}[\mathbf{X}(t), V_c]$$

其中,  $\mathbf{X} \in \mathbf{R}^7$ ,  $\mathbf{F}: \mathcal{D} \in \mathbf{R}^7 \rightarrow \mathbf{R}^7$

上述系统方程是一组非线性方程, 它的解析解是难以得到的, 最有效的方法是利用数值方法对其求解。本文作者利用FORTRAN语言编写的程序在DPS-6型电子计算机上完成了该方程组的数值求解工作。

在用数值方法求解该发动机系统的状态方程时, 数值稳定性是一个需要认真对待的问题。按照该发动机系统的工作过程的特点和计算精度的要求, 时间步长应取在 $10^{-4}$ 秒的量级上, 但若选用一般的显式差分格式, 则远不能满足数值计算的稳定性要求。在系统状态方程的求解过程中, 为了得到一组状态变量的响应曲线, 需要对状态方程迭代求解上万次, 因而, 如果为了满足稳定性的要求而选用隐格式来求解显然是不合适的。为了利用显式差分格式节省计算时间的优点又保证有良好的数值计算稳定性, 本文作者通过在欧拉显格式中引入“半隐式”项, 得到了如下形式的差分格式

$$\frac{\mathbf{X}^{n+1} - \mathbf{X}^n}{\Delta t} = \mathbf{F}(\mathbf{X}^{n+1}, \mathbf{X}^n, V_c)$$

经过变换则有

$$\mathbf{X}^{n+1} = \mathbf{G}(\Delta t, \mathbf{X}^n, V_c)$$

这样, 在计算方法的处理上同显式差分格式相同, 但却大大地改善了数值计算的稳定性。

计算结果表明, 当时间步长的选取使得

$$\Delta t < 5 \times 10^{-5} \text{ 秒}$$

时, 对于不同的  $\Delta t_1, \Delta t_2$ , 值, 由下式

$$\|\mathbf{X}_{\Delta t_1}^{n_1} - \mathbf{X}_{\Delta t_2}^{n_2}\| \quad (n_1 \cdot \Delta t_1 = n_2 \cdot \Delta t_2)$$

所定义的数值解误差可以忽略不计, 而这样所选取的时间步长同发动机系统状态方程的特点是相适应的。

由于该发动机系统的控制器是脉冲工作的, 加上对于系统的这一部分在数学描述上的近似处理, 发动机系统的状态方程中存在着不光滑函数和导数有间断的情况, 因而在方程的数值求解中选用欧拉差分格式是有利的。

## 五、数值计算结果及影响发动机动态特性的几个工作参数的分析

利用该发动机系统目前的工作参数和系统结构参数, 对系统的状态方程进行数值求解所得到的状态变量及部分输出量的响应曲线的一部分如图 2 所示。图 3, 图 4 分别给出了推力上升过程和下降过程中几个典型的控制电压变化档位上的响应时间及超调量的理论值及实验值。

状态方程的分析结果, 对于发动机系统的实验研制及理论分析均有重要帮助。作为变推力液体火箭发动机系统分析的初步工作, 不可能在本文中对发动机系统的动态特性进行全面分析。下面仅以燃烧室压力的响应曲线为例, 来分析影响发动机动态特性的几个重要的工作参数。

### 1. 脉冲宽度调节系数 $K_0$

脉冲宽度调节系数  $K_0$  是当 1 伏误差电压加到控制器时, 电路的输出脉冲宽度的有效值与电路的脉冲工作周期之比, 它反映了控制电路对误差电压的放大程度。图 5 给出了不同  $K_0$  值所对应的两个典型的控制电压变化档位上的响应时间和超调量的理论值。理论和实验均表明  $K_0$  是该发动机动态特性的最重要的调节参数。理论计算结果表明, 在所选的工作条件下, 当  $K_0 \geq 0.4$  时, 全部响应时间均在 50ms 以内, 超调量不超过 20%。

### 2. 电磁阀工作频率 $f$

电磁阀的工作频率也是控制电路对误差电压的采样频率, 它反应了控制器对燃烧室压力的跟踪情况。电磁阀工作频率  $f$  对响应特性的影响的理论结果见图 6。在一定范围

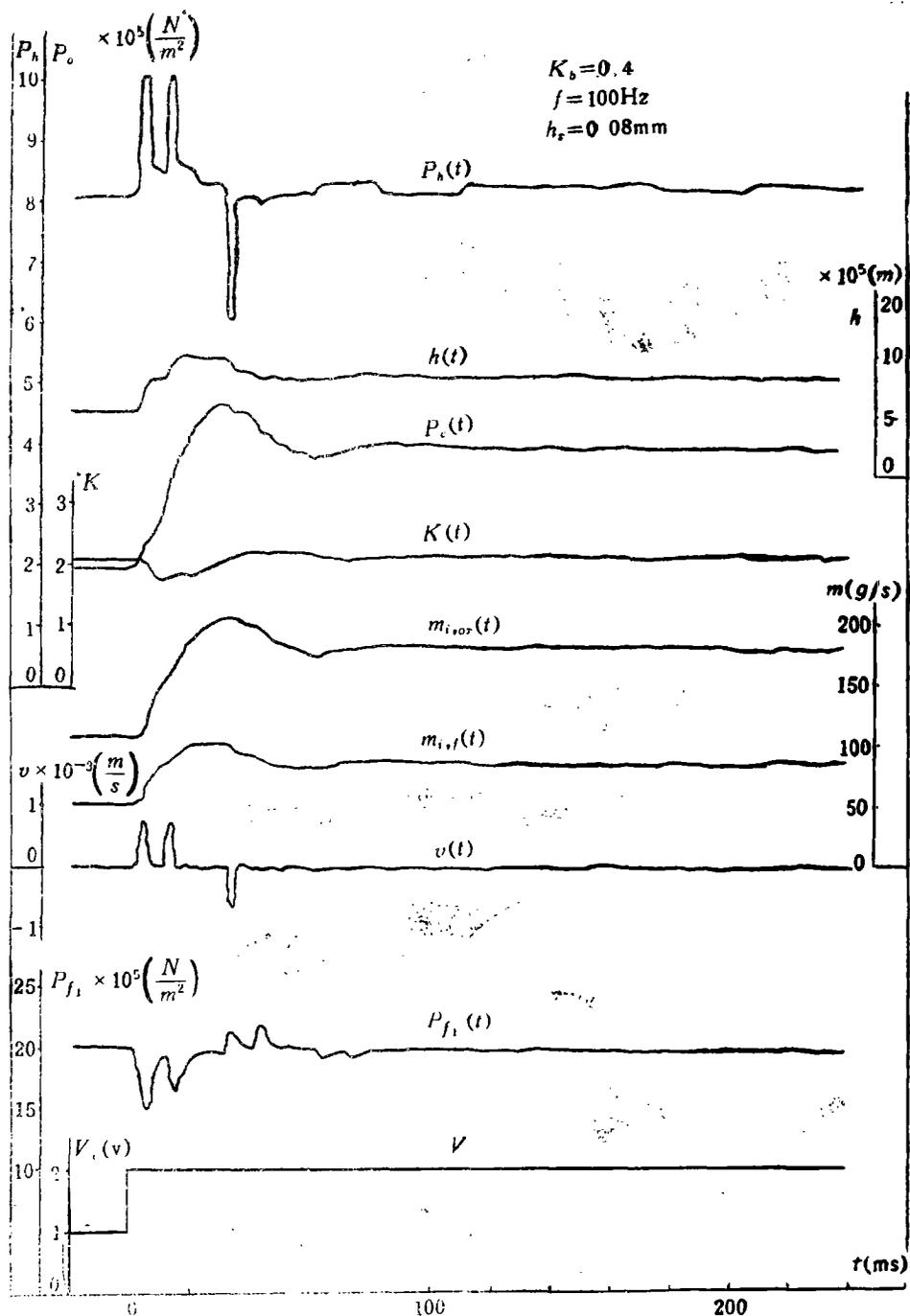
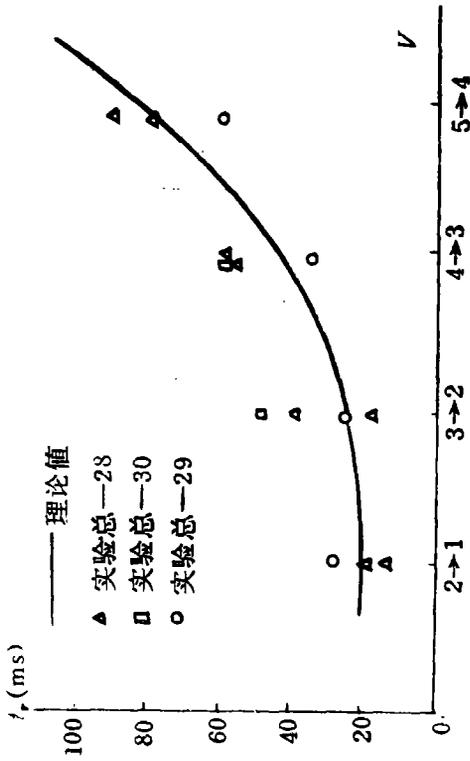
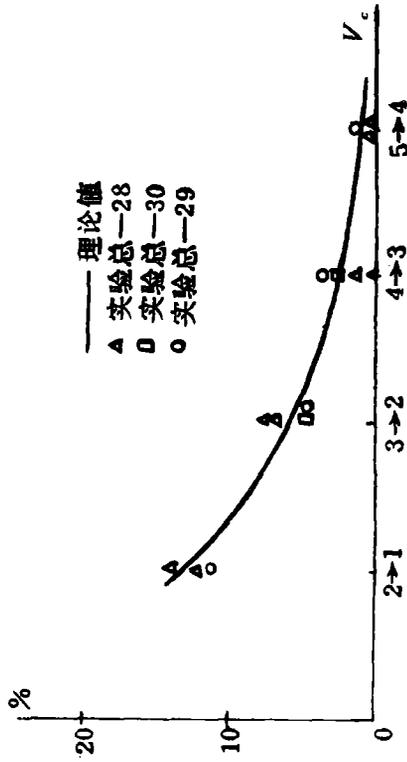


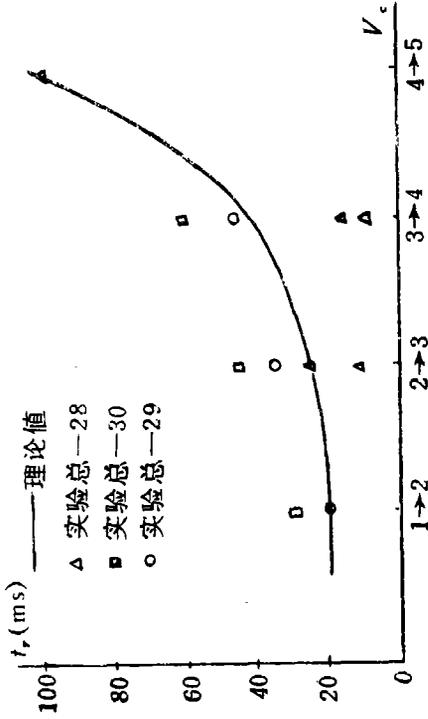
图 2 由状态方程解得的响应曲线的一部分



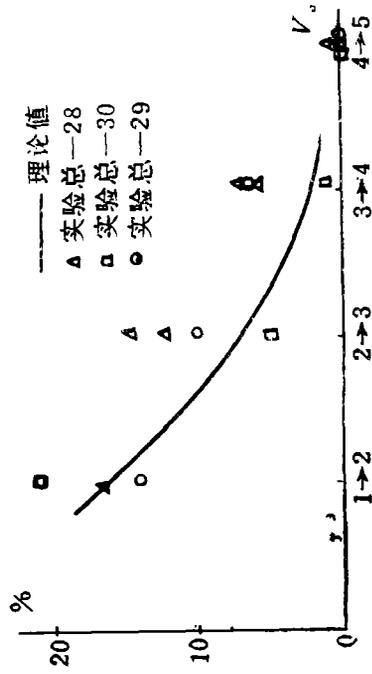
(a) 响应时间



(b) 超调量



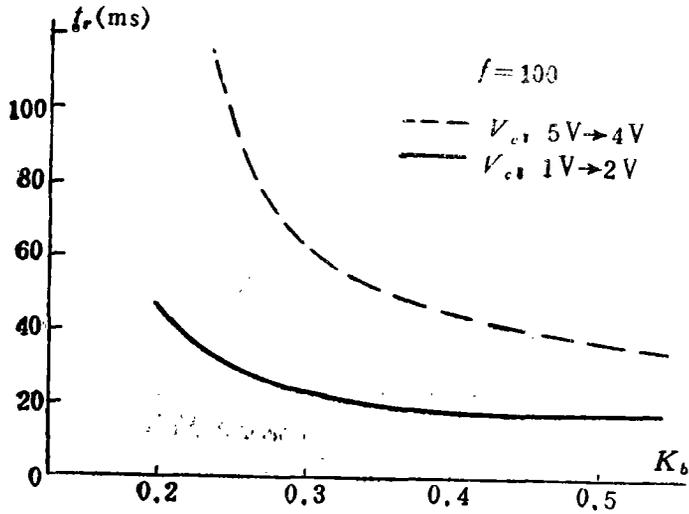
(a) 响应时间



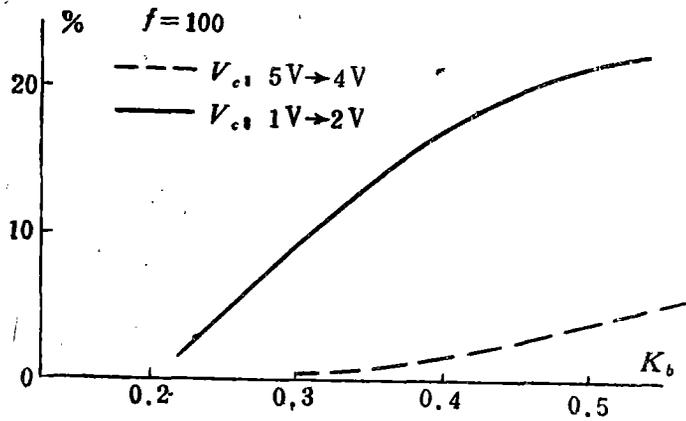
(b) 超调量

图 4 推力下降过程的响应特性

图 3 推力上升过程的响应特性



(a) 响应时间



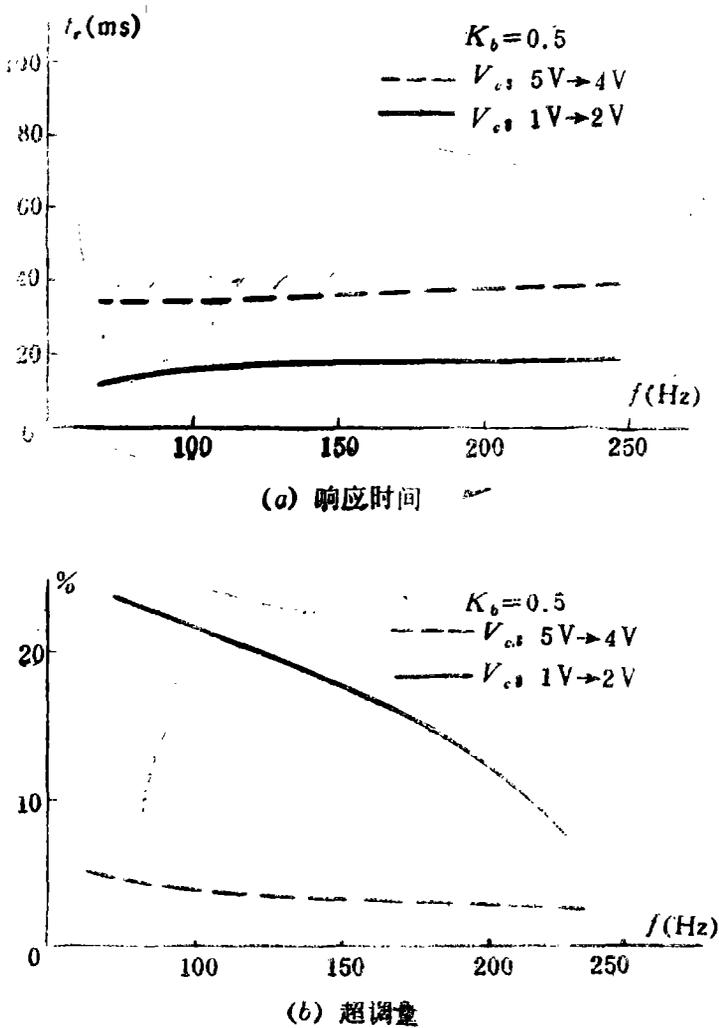
(b) 超调量

图 5  $K_b$ 对响应特性的影响

内增加  $f$  值, 能在响应时间变化不大的情况下较多地减少燃烧室压力的超调量。因而电磁阀工作频率也是一个重要的调节参数。对于本文所讨论的系统来说, 在现有的电磁阀响应特性水平的基础上进一步提高工作频率将是有利的。

### 3. 电磁阀临界工作点的偏差

电磁阀临界工作点的偏差是指控制电路在误差电压为零时输出的临界脉冲宽度与电磁阀临界打开所需时间之差。表 1 列出了控制电压由 1 伏上升到 2 伏和由 5 伏下降到 4 伏两个变化挡位上, 当出口阀和入口阀的临界工作点的偏差进行五种搭配时的响应时间、超调量及燃烧室压力的稳态值的计算结果。除了对响应时间有明显的影响外, 电磁

图 6  $f$  对响应特性的影响

阀临界工作点的偏差对控制精度有较大的影响。由表 1 可见, 0.1 伏的死区电压将使高工况的室压产生 2% 以上的误差, 而在低工况时将产生 5% 以上的误差, 这样实际上也就大大地损坏了燃烧室压力反馈控制系统控制精度高的优点。显然, 电磁阀工作点的偏差范围必须严格加以控制。

#### 4. 电磁阀开度 $h_e$

电磁阀开度对动态响应特性的影响的计算结果如表 2。电磁阀的开度, 孔径, 电磁阀两端控制液的压差及脉冲宽度调节系数联合作用的结果代表了控制系统的增益, 这些参数的作用是相似的, 但实际调节时以  $K_b$  最为方便。

#### 5. 弹簧刚度 $K_s$ 和弹簧预紧长度 $h_0$

弹簧刚度和弹簧预紧力对发动机动态过程的影响基本上相似。增加  $K_s$  或  $h_0$  的量值, 将使下降过程的响应时间减小, 超调量增大, 但对室压上升过程则有相反的影响。

响。具体结果见表3。调节 $K_c$ 值及 $h_0$ 值可以使室压上升过程与下降过程的对称性得到改善。在确定 $h_0$ 的值时,一定要与系统所能提供的入口电磁阀的入口压力匹配。

以上分析的仅是该发动机系统的几个工作参数对动态特性的影响,利用文中所述的状态空间分析方法对发动机系统动态特性的深入分析及参数的优化工作,作者将在另文中做出。

电磁阀临界工作点的偏差对发动机动态特性的影响

表 1

控制电压	入口电磁阀 $\Delta V_1^*$ (伏)	出口电磁阀 $\Delta V_2^{**}$ (伏)	响 应 时 间 (毫秒)	超 调 量 (%)	$\frac{\bar{P}_c}{\bar{P}_{cmax}}$
5 伏→4 伏	0.0	0.0	57	0.74	0.8001
	0.1	0.1	50	2.10	0.8006
	-0.1	-0.1	68	/	0.8139
	0.1	-0.1	68	0.46	0.8191
	-0.1	0.1	50	1.03	0.7804
1 伏→2 伏	0.0	0.0	20	11.75	0.4003
	0.1	0.1	20	16.62	0.4016
	-0.1	-0.1	22	1.46	0.4185
	0.1	-0.1	20	12.68	0.4197
	-0.1	0.1	22	11.02	0.3800

\*, \*\* $\Delta V$  表示电路输出的临界脉冲宽度与电磁阀临界打开时间之差所相当的误差电压的数值。 $\Delta V$  为负值时称其为控制系统的死区电压。

电磁阀开度对发动机动态特性的影响

表 2

电 磁 阀 开 度 (mm)	$V_c$ : 5 伏→4 伏		$V_c$ : 1 伏→2 伏	
	响应时间 (毫秒)	超 调 量 (%)	响应时间 (毫秒)	超 调 量 (%)
0.08	57	0.74	20	11.75
0.10	45	1.56	18	15.17

弹簧刚度和弹簧预紧长度对发动机动态特性的影响

表 3

弹 簧 刚 度 $K_s$ (N/mm)	弹 簧 预 紧 长 度 $h_0$ (mm)	控 制 电 压 的 变 化			
		5 伏 → 4 伏		1 伏 → 2 伏	
		响应时间 (毫秒)	超 调 量 (%)	响应时间 (毫秒)	超 调 量 (%)
200 × 9.801	0.450	57	0.74	20	11.75
250 × 9.801	0.450	48	1.59	22	8.42
200 × 9.801	0.513	54	1.06	22	10.35

## 六、结 论

1. 计算分析的结果表明, 利用状态空间方法来分析变推力液体火箭发动机系统的动态特性是一种有效的分析方法;

2. 在所述发动机系统中通过合理调节工作参数  $K_b$ ,  $f$ ,  $h_0$  及电磁阀临界工作点的偏差(死区电压)值, 将使响应时间, 超调量及压力控制精度得到进一步的改善。

本文得到了我的导师陈启智教授和陆政林讲师的细心指导与热情鼓励, 在此表示衷心的感谢。

## 参 考 文 献

- [1] 陈启智, 液体火箭发动机动力学, 哈尔滨工程学院1964年
- [2] 陈运钦, 用于双组元自燃推进剂变推力火箭发动机的可变增益电磁阀控制系统, 工学学报, 1979年第四期
- [3] Ye, B. V. olkov; L. G. Golovkov; T. A. Syritsyn, Liquid Rocket Engines, AD-743645
- [4] V. A. Makhin, V. F. Priskyakov, N. P. Belik, Dynamics of Liquid Rocket Engines, AD-719774
- [5] J. J. Rodden, R. J. Pouak, Servo Control of a Variable Thrust Rocket Engine, ARS Journal 1960.10.
- [6] J. W. Shaw, 50—pound Thrust Attitude-control Motors, AD-411336

# State-Space Analysis of the Dynamic Characteristics of a Variable Thrust Liquid Propellant Rocket Engine

Zhang Yu-Lin

## Abstract

This paper states the application of state-space method to the analysis of the dynamic characteristics of a variable thrust liquid propellant rocket engine and presents a set of state equations for describing the dynamic process of the engine. An efficient numerical method for solving these system equations is developed. The theoretical solutions agree well with the experimental data. The analysis leads to the following conclusion; the set coefficient of the impulse width, the working frequency of the solenoid valves and the deviation of the critical working points of these valves are important parameters for determining the dynamic response time and the control precision of this engine. The methods developed in this paper may be used effectively in the analysis of dynamic characteristics of variable thrust liquid propellant rocket engines.