

喷液式固体火箭发动机的稳定性

汪亮 胡乃合

(西北工业大学) (航空航天部42所)

摘 要: 提出了一种喷液式推力大小可控的固体火箭发动机方案。对反馈控制系统的各个环节建立了运动方程, 进而求得时变非线性系统在平衡点的常系数拟线性控制方程, 并确定了系统的平衡稳定边界方程和稳定准则。分析指出, 喷液式推力可控固体发动机和普通固体发动机在稳定性上有本质差别。小推力工况下发动机工作初期稳定性最差。喷注比或燃烧室自由容积越大, 稳定性越好, 压强指数在中 n 和高 n 值时有利于稳定。

主题词: 固液混合火箭发动机, 推力控制, 稳定性, 固体火箭发动机

STABILITY OF SOLID ROCKET MOTOR WITH SPRAY-LIQUID

Wang Liang

(Northwestern Polytechnical University)

Hu Naihe

(The 42st Research Institute)

Abstract: The solid rocket motor (SRM) with spray-liquid consists of control system, liquid oxidant (H_2O_2) extrusion system and SRM with varied section injector. At certain assumption dynamic equations have been set up for every link of the feedback control system. For time-varied nonlinear system, constant coefficient and quasi-linear governing equations at the equilibrium point have been obtained by zero dimension and linearization. By means of transfer function and parameter stability theory, equilibrium steady boundar equations and steady criteria have been determined and solved. Investigation indicates that thrust controllable SRM with spray-

本文1992年1月1日收到

liquid differs essentially from conventional SRM in stability. Injection ratio, pressure exponent (n) and tank pressure are main design parameters affecting stability. stability analysis should centre on initial phase of motor operation under the small thrust stage. Analysis shows that the larger injection ratio or free volume of combustion chamber is the better stability. And pressure exponent at middle or high n value is favourable to stability.

Keywords: Hybrid propellant rocket engine, Thrust control, Combustion stability, Solid rocket enging

1 引言

改善可控性, 对固体火箭发动机(下称SRM)的发展与应用具有广泛而深远的影响。如何在尽可能保持SRM结构简单、安全可靠和响应快的特点下随机控制发动机工作过程中推力的大小是航天用发动机研制人员感兴趣的课题之一。实现推力大小控制的方案很多, 近年来又重新引起研究人员高度重视的一种方案是喷液式SRM。对这种发动机, 传统的限于稳定工作状态与静态特性的研究已不能满足要求, 而工作过程动力学, 尤其是把SRM作为调节对象的研究愈来愈重要。考虑到在各种操纵作用与外部扰动下发动机应是稳定的, 本文将进行稳定性分析。尽管推力转换等过渡过程也有稳定性问题, 本文仅研究平衡状态下的稳定性, 且重点放在设计参数的稳定分析上。

2 物理模型

本文研究的喷液式SRM选用液体过氧化氢和普通的复合固体推进剂。整个发动机系统

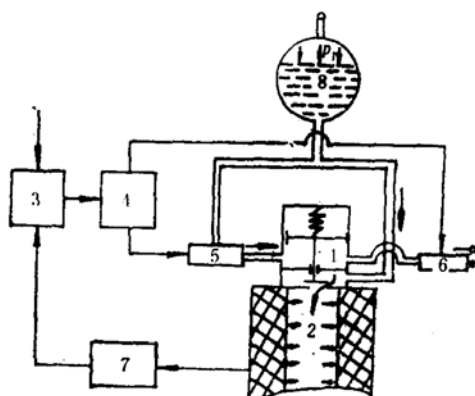


图1 喷液式推力可控SRM的系统示意图

包括三部分(图1): 装有变截面喷注器1的SRM2; 由运算放大器3, 控制电路4, 入、出口电磁阀5、6, 反馈回路7和变截面喷注器组成的控制系统; 包括恒压储箱8在内的挤压式液体氧化剂输送系统。若运算放大器给出正电压偏差信号, 控制电路即操纵入口电磁阀工作, 喷注器液压腔压强升高, 压缩弹簧使针阀抬升, 喷注器流通面积增大, 喷入SRM燃烧室的液体流量增加, 致使燃烧室压强提高, 推力加大。反之亦然。

3 控制方程

在一定的简化假设下, 可写出喷液式SRM反馈控制系统各元件的运动方程式。

(1) 运算放大器: 输出电压为控制电压与压力反馈电压之差, 即 $E(t) = V_c(t) - V_f(t)$ 。

(2) 控制电路：电磁阀有效脉冲工作系数为控制电路脉冲工作频率与有效脉冲宽度的乘积，而后者与偏差电压成正比。于是，

$$\eta(t) = fb(t) = fK_b E(t)$$

(3) 电磁阀：流量方程可表为，

$$Q(t) = K_Q E(t) [u(e)\sqrt{p_1 - p_h} + v(e)\sqrt{p_h}]$$

式中， p_1 与 p_h 分别为液体储箱与液压腔压强， K_Q 为取决于喷液密度 ρ_l 及电气特性的综合参数，开关量 $u(e)$ 与 $v(e)$ 的取值为0或1。例如， $E(t) > 0$ ，则 $u(e) = 1$ 、 $v(e) = 0$ ，对应入口阀工作。

(4) 喷注器：流量方程为 $m_i = \mu_i A_i \sqrt{2\rho_l(p_1 - p)}$ 。这里， μ_i 与 A_i 分别为喷注器的流量系数与流通面积， p 为燃烧室压强。

(5) 压强反馈：设反馈电压与燃烧室压强成正比，于是 $V_f = K_p p$

(6) 液压腔：变质量和变容积情况下，液压腔内压强的时间变化率为

$$dp_h/dt = \beta_e [Q/\rho_l A_h (h + \delta_0) - V_h/(h + \delta_0)] \quad (1)$$

$$V_h = dh/dt \quad (2)$$

式中， h 为针阀位移， V_h 为针阀速度， A_i 与 δ_0 分别为液压腔的横截面积与最小高度， β_e 为有效容积模数。

(7) 针阀：喷注器针阀的运动方程为，

$$m dV_h/dt + BV_h + Kh = A_c p + A_h p_h - Kh_0 \quad (3)$$

式中， m 、 K 、 h_0 分别为弹簧的质量、刚度和预压缩量， B 为流体阻尼系数， A_c 为受燃气作用的针阀面积。

(8) 燃烧室：其动力学方程涉及质、能量平衡和气体状态方程。整理后可得下述方程式：

$$\frac{dC_p}{dt} = \frac{1}{\rho V} (\rho_s r A_b + m_i) (C_{pc} - C_p) \quad (4)$$

$$\frac{dC_v}{dt} = \frac{1}{\rho V} (\rho_s r A_b + m_i) (C_{vc} - C_v) \quad (5)$$

$$\frac{dT}{dt} = \frac{RT}{C_v p V} [(\rho_s r A_b + m_i) (C_{pc} T_c - C_{vc} T) - \Gamma p A_t \sqrt{RT}] \quad (6)$$

$$\frac{dp}{dt} = \frac{RT}{V} [(\rho_s r A_b + m_i) \left(\frac{R_c}{R} + \frac{C_{pc} T_c - C_{vc} T}{C_v T} \right) \frac{\Gamma p A_t}{\sqrt{RT}} \gamma] \quad (7)$$

这里， T 、 ρ 、 C_p 、 C_v 、 γ 与 R 分别为燃气的温度、密度、定压和定容比热、比热比及气体常数， Γ 为比热比的组合参数，下标 c 表示由热力计算求得的燃烧室平均参数， V 为燃烧室自由容积， A_t 为喉部面积， A_b 、 ρ_s 与 r 分别为固体推进剂的燃面、密度与燃速。

(9) 燃面：固体推进剂燃烧表面的动力学方程涉及固相、燃面和气相的能量方程以及燃面的质量平衡方程。为方便，对时间、温度、压强、长度和燃速等参数分别采用下述无量纲量：

$$\bar{t} = t/\bar{t}$$

$$\theta' = (T' - T_\infty)/(T_s - T_\infty)$$

$$\tilde{p} = p/\bar{p} \quad \tilde{x} = (\bar{r}/\zeta_c)x \quad \tilde{r} = r/\bar{r}$$

式中, $\zeta_c = k_s/(C_s \rho_s)$, $\bar{t} = \zeta_c/\bar{r}^2$, 上标“—”与“~”分别表示相应参数的平衡值与无因次量, k_s 与 C_s 分别为固体推进剂的导热率与比热, T_s 为燃面温度。为了把偏微分方程转为常微分方程, 求解 $T_s(t)$ 的过程中选用积分法^[1]并假设固相动态温度分布由稳态温度分布与扰动温度分布叠加而成(图2)。即:

$$\theta'(\tilde{x}, \tilde{t}) = \bar{\theta}'(\tilde{x}) + z(\tilde{x}, \tilde{t})$$

分析得知, 为求 $z(\tilde{x}, \tilde{t})$, 只需求得 $Z_s[\equiv Z(\tilde{x}, \tilde{t})|_{\tilde{r}=0}]$ 。

令 $(Z_s^-)_{c,s} = \partial Z/\partial \tilde{x}|_{-}$, 它与 $\tilde{r}$ 、 Z_s 、 $\tilde{p}$ 和 $C_{p,s}$ 有关, 实质即为表面温度和压强的函数。经积分、整理, 最终得到下述燃烧表面温度控制方程:

$$\begin{aligned} -\frac{dZ_s}{d\tilde{t}} = & \left[\frac{2Z_s}{(Z_s^-)_{c,s}} - \frac{Z_s^2}{[(Z_s^-)_{c,s}]^2} \left(\frac{\partial (Z_s^-)_{c,s}}{\partial Z_s} + \frac{\partial (Z_s^-)_{c,s}}{\partial \tilde{r}} \cdot \frac{\partial \tilde{r}}{\partial Z_s} \right) \right]^{-1} \\ & \cdot \left\{ \frac{j+1}{j} \left[(Z_s^-)_{c,s} - \tilde{r}Z_s + (\tilde{r}-1)(e^{-\tilde{t}} - 1) \right] + \frac{Z_s^2}{[(Z_s^-)_{c,s}]^2} \right. \\ & \left. \cdot \left(\frac{\partial (Z_s^-)_{c,s}}{\partial \tilde{p}} + \frac{\partial (Z_s^-)_{c,s}}{\partial \tilde{r}} \frac{\partial \tilde{r}}{\partial \tilde{p}} + \frac{\partial (Z_s^-)_{c,s}}{\partial C_{p,s}} \frac{dC_{p,s}}{d\tilde{p}} \right) \frac{d\tilde{p}}{d\tilde{t}} \right\} \quad (8) \end{aligned}$$

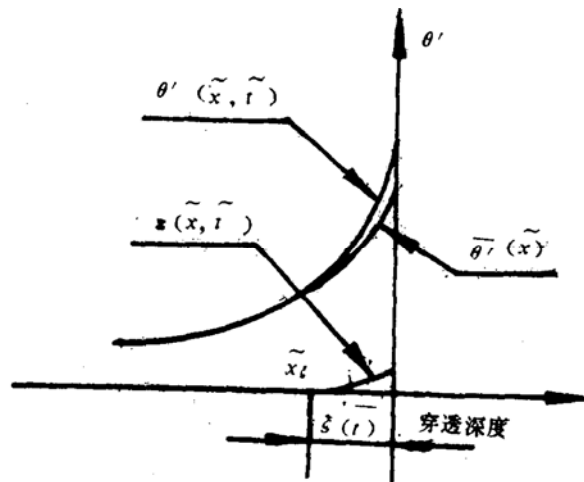


图2 固相动态温度分布的合成

式中, j 为表征扰动温度分布的多项式次数。

综上所述, 消去中间变量, 分析喷液式SRM稳定性用的控制方程组, 即由方程(1)~(8)所组成。

4 数值分析

4.1 控制方程的无因次与线性化

如同分析燃面环节一样, 进一步定义下述无因次量: $\tilde{p}_h = p_h/\bar{p}$ 、 $\tilde{h} = h/\bar{h}$ 、 $\tilde{V}_h = V_h/\bar{V}_h$ 、 $\tilde{C}_p = C_p/\bar{C}_v$ 、 $\tilde{C}_v = C_v/\bar{C}_v$ 和 $\tilde{V}_c = V_c/\bar{V}_c$, 把整个控制方程无因次化。又为了简化, 本文研究

平衡态附近小扰动情况下的稳定性。因此, 可将控制方程线性化。选取状态变量:

$$X = [\bar{p}_h, \bar{h}, \bar{V}_h, \bar{C}_p, \bar{C}_v, \theta, \bar{p}, Z_s]^T$$

方程 (1)~(8) 则依次变为:

$$dx_i/dt = \phi_i(X, \bar{V}_c) \quad (i = 1, 2, \dots, 8)$$

上述方程线性的形式为:

$$(\delta \dot{X}) = A(\delta X) + B(\delta \bar{V}_c)$$

式中,

$$A = \begin{bmatrix} \frac{\partial \phi_1}{\partial x_1} & \frac{\partial \phi_1}{\partial x_2} & \dots & \frac{\partial \phi_1}{\partial x_8} \\ \frac{\partial \phi_2}{\partial x_1} & \frac{\partial \phi_2}{\partial x_2} & \dots & \frac{\partial \phi_2}{\partial x_8} \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ \frac{\partial \phi_8}{\partial x_1} & \frac{\partial \phi_8}{\partial x_2} & \dots & \frac{\partial \phi_8}{\partial x_8} \end{bmatrix}, \quad B = \left[\frac{\partial \phi_1}{\partial \bar{V}_c} \quad \frac{\partial \phi_2}{\partial \bar{V}_c} \quad \dots \quad \frac{\partial \phi_8}{\partial \bar{V}_c} \right]^T$$

为方便, 仍用 X 表示 δX , $\bar{V}_c$ 表示 $\delta \bar{V}_c$, 则线性化后的控制方程为:

$$\dot{X} = AX + B\bar{V}_c \quad (9)$$

鉴于矩阵 A 和 B 的表达式较繁杂, 这里从略。

4.2 稳定边界方程和稳定准则

应用拉氏变换, 由控制方程 (9) 即可求得以燃烧室压强为输出变量以控制电压为输入变量的闭环传递函数 $\phi(s) = p(s)/V_c(s)$, 进而获得下述形式的反馈控制系统特征方程:

$$S^8 + a_1 S^7 + a_2 S^6 + \dots + a_8 = 0$$

其中, 系数 $a_i (i = 1, 2, \dots, 8)$ 为组合系数, 与针阀特性、燃烧室压强以及矩阵 A 的元素等因素有关。由自动控制原理可知, 线性控制系统的稳定边界方程为:

$$\begin{cases} a_n = 0 \\ \Delta_{n-1} = 0 \end{cases}, \text{ 也即 } \begin{cases} a_8 = 0 \\ a_1 a_2 a_3 a_4 a_5 a_6 a_7 = 0 \end{cases} \quad (10)$$

考虑到喷液式 SRM 的具体情况, 即使线性化方程也因出、入口电磁阀流量特性不同而仅为拟线性的, 加上实际系统扰动的随机性与任意性, 要求设计参数落入稳定域时, 不管小扰动向量如何, 实际的非线性系统都应稳定。换句话说, 本文求的是所谓绝对稳定域。因而, 采用下述较 (10) 式更为苛刻的稳定性判据:

$$a_8 > 0 \quad a_6 > 0 \quad a_4 > 0 \quad a_2 > 0$$

$$\Delta_7 = a_1 a_2 a_3 a_4 a_5 a_6 a_7 > 0$$

$$\Delta_5 = a_1 a_3 a_4 (a_2 a_5 - a_7) > 0$$

$$\Delta_3 = a_1 (a_2 a_3 + a_5 - a_1 a_4) - a_3^2 > 0$$

$$\Delta_1 = a_1 > 0$$

4.3 数值计算

除了上述方程外, 数值计算还涉及给定燃烧室压强下喷注比和燃气参数、SRM 性能参数, 针阀平衡态高度以及液压腔压强的计算。计算中把喷注比 l 、液体储箱压强 p_l 和燃速压强指数 n 定为稳定性分析的设计参数。借鉴文献 [2] 的研究结果, 氧化性液体喷注比宜小于

0.5, 故喷注比研究范围为0.01~0.50。参考液体火箭发动机喷嘴压降的统计数据($\Delta p_1 = 0.394 \sim 1.6 \text{ MPa}$)并考虑到保证系统正常工作所需的液体储箱最低压强 $p_{\min}$, p_1 的研究范围为 $p_{\min} \sim p + 1.6 \text{ MPa}$ 。至于压强指数的扫描范围则为0.1~0.9。用Fortran语言编写的计算程序包括热力计算结果文件以及四个子程序。该程序可求得稳定边界方程的根轨迹。在此基础上对参数域进行稳定性扫描, 以确定稳定域。

5 计算结果

本文研究的稳定边界系由三个设计参数(l , p_1 和 n)组成的三维曲面。为方便, 仅分析其不同截面(即二维平面)上的稳定域。

5.1 喷注比对稳定性的影响

从喷注比依次为0.0688、0.2648和0.4608的稳定边界可知, 稳定域有两个: 一是位于 $n = 0.37$ 附近的峰状域; 二是高 n 值的稳定域。而且, 喷注比增大, 稳定域也增大。这与文献[3]的报道相符。又如文献[4]对 $n = 2$ 的固体推进剂的研究表明, 通过喷液可使其稳定工作, 且当 $l < 0.33$, 系统不稳定; $l > 0.35$ 系统便稳定地工作。

5.2 燃速压强指数的影响

以 n 为参变量, 分析(p_1 , l)平面上的稳定边界可知: n 较小时, 稳定域很小。随 n 增大, 稳定域渐增。 n 约为0.366时, 稳定域最大。这时, 再增大 n , 稳定域又越来越小。当 n 约为0.473时, (p_1 , l)平面上的点均为不稳定点。这种情况一直保持至 n 值在0.68附近的区域。其后, 随 n 增大, 稳定域又逐渐扩大。而当 n 约大于、等于0.692时, 全域稳定。文献[2]实验用喷液式SRM采用的推进剂 n 值分别为0.276和0.69, 与上述分析一致。此外, 压强指数对调节性能有显著影响。同样推力比下, n 较大时, 所需喷注比较小。且推力比越大, 高 n 值越利于减小最大喷注比, 从而利于减轻整个系统的质量。

5.3 燃烧室自由容积的影响

计算表明, 随自由容积增大, 稳定域增大。这和文献[4]的研究结果相符。

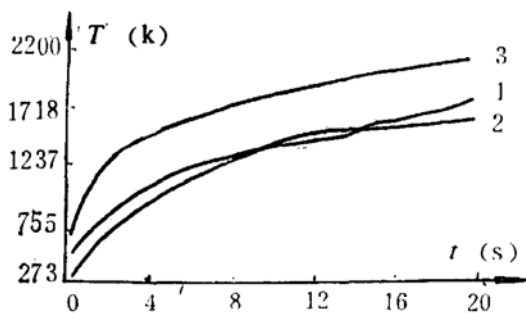
5.4 燃烧室压强的影响

针对 p 为5.5、6.0和6.5 MPa三种参数的计算结果表明, 每一压强下都有两个稳定域。左稳定域随压强提高而增大; 右稳定边界则略有左移, 也即稳定域稍有增大。总之, 提高燃烧室压强有利于提高系统稳定性。自然, 选择燃烧室压强时要综合考虑稳定性和系统的质量特性。

6 初步结论

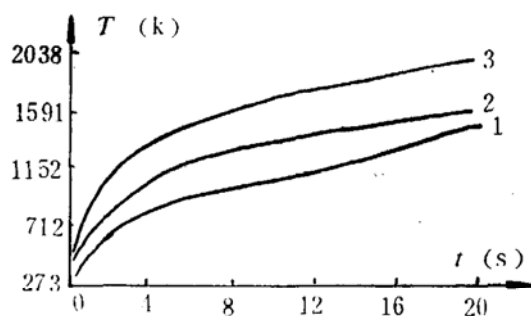
1) 喷液式推力可控SRM和常规的SRM在稳定性方面有本质的差别。喷液式SRM的工作过程更复杂, 设计参数对工况变化更敏感, 因而参数的稳定工作范围要窄得多。喷注比、压强指数和储箱压强是影响喷液式SRM稳定性的主要设计参数。为使这种发动机稳定地工作, 必须合理地选择这三种参数。此外, 燃烧室压强对稳定性也有一定的影响。实际的平衡稳定域应是理论计算求得的绝对稳定域中 $p_1 \geq p_{\max} + \Delta p_{l \min}$ 的部分。

(下转第50页)



($x_{ex} = 54\text{mm}$, $x_w = 2.4\text{mm}$)

图4 喷管壁内的温度随时间的变化



($x_{ex} = 36.5\text{mm}$, $x_w = 2.4\text{mm}$)

图5 喷管壁内的温度随时间的变化

参 考 文 献

- [1] Patankar S V, Spalding D B. Heat and Mass Transfer in Boundary Layers. 1st Ed. Morgan-Grampina, London, 1967
- [2] Patankar S V, Spalding D B. Heat and Mass Transfer in Boundary Layers. 2nd Ed. International Textbook Company Ltd., London, 1970
- [3] Crawford M E, Kays W M. STAN5—A Program for Numerical Computation of Two-Dimensional Internal/External Boundary Layer Flows. NASA CR-2742, 1976
- [4] 王应时. 轴对称二维定常可压缩流湍流边界层的计算. 固体火箭技术, 1988 (1)

(上接第37页)

2) 喷液式SRM稳定性分析的重点应放在小推力工况下发动机工作的初始阶段。因这时稳定性最差, 相应的设计参数稳定域最小。

3) 稳定性分析指出, 喷注比或自由容积越大, 稳定性越好。压强指数选用中 n 或高 n 值有利于稳定。此外, 由参数敏感性分析得知, 推进剂固相表面放热和反应活化温度对稳定性有显著影响, 其次是参考态固相表面温度。阻尼系数、固相温度扰动多项式次数和出、入口电磁阀不同流量特性对稳定性影响不大。

参 考 文 献

- [1] Luigi De Luca et al. The Dynamics of Solid Propellant Combustion. AD-A100043
- [2] Reichard M J P. Thrust Modulation in Solid Propellant Rockets. AIAA 74-1089
- [3] Bonin J et al. Thrust Magnitude and Restart Control of Solid Motors by Injection of Hypergolic Fluid. Journal of Spacecraft and Rockets, 1967(4)
- [4] Robert H S et al. Use of Fluid Injection to Regulate the Combustion Chamber Pressure for Unsteady Burning Solid Propellant Combustion. DLR-IB-456-77/4, 1977.7