

固体推进剂瞬态燃烧模型 及其在液体喷射熄火研究中的应用*

西北工业大学 殷金其** 王克秀 吴心平

【摘要】 本文提出了一种固体推进剂瞬态燃烧模型。它考虑了凝相分布化学反应和辐射热流的深层吸收。以及燃面上的能量损失;在气相发展了空间分布厚火焰模型以求得有蒸汽掺混情况下的火焰热反馈。运用该模型能统一揭示快速降压、降热辐射和液体喷射等多种外界扰动下,推进剂的瞬变燃烧行为和熄火所需的临界参数。对液体喷射工况下进行的理论预示与实验结果相一致。

关键词: 推进剂 瞬态燃烧 固体火箭发动机 液体喷射熄火

1 前言

固体火箭发动机液体喷射熄火是包括推进剂瞬态燃烧、内弹道、射流沸腾换热和液滴蒸发等耦合作用的复杂瞬变过程。在液体喷射熄火的理论预示中,由于现有研究^[1~2]均采用了随燃烧室压强而变化的准稳态燃速,因而难以得到熄火临界参数(如喷射压降和熄火液量等)。因此建立一种适合于液体喷射工况的固体推进剂瞬态燃烧模型就成为液体喷射熄火理论研究的关键之一。多年来,人们对推进剂瞬态燃烧进行了深入的研究。提出了多种理论模型^[3~8],然而它们均针对压强或外加辐射热流瞬变的条件,不适用于液体喷射熄火的瞬变过程。本文以空间分布厚火焰模型^[7]为基础,对之作发展,建立了适用于液体喷射熄火过程的固体推进剂瞬态燃烧模型,并且该模型仍具有描述压强和外热辐射瞬变时推进剂燃速变化的能力。

2 理论模型

由液体喷射熄火物理模型^[9]可知,喷射液体在气相及燃面上的蒸发吸热导致推进剂燃速及燃烧室压强和燃气温度交替下降,使燃烧稳态转变成瞬态。因此,液体喷射作用下的瞬态燃烧模型将考虑下列事实:(1)液滴蒸发导致火焰温度和压强下降,使火焰反馈热流减小;(2)射流在燃面上的沸腾吸热,破坏了能量平衡,使燃面温度下降,燃速减低;(3)气相温度下降,使之对燃面的辐射热流下降,这在含铝推进剂中尤其如此。同时,众所周知,推进剂燃烧过程存在分布的凝相化学反应,产生一定的热贡献;且凝相及气相导热系数和比热等参数也随温度而变化。为了对上述过程模型化。建立如图 1 所示的坐标系,作如下假设:(1)凝相和气相是一维的;(2)物性参数随温度变化;(3)凝相存在分布化学反应,反应速率为 $\alpha(T)$;(4)燃面上为一步不可逆分解过程,可用随温度而变化的分解定律来表示;(5)燃气与蒸汽为完全气体,层流低速无粘流动,蒸汽不参与化学反应;不计外加辐射热流对气相的作用;(6)由于气相特征时间比凝

相的要小得多,可认为气相变化过程是准稳态的。

采用下列特征量:凝相特征时间 $t_c = \alpha_{s,ref} / r_{ref}^2$;
距离 $x_c = \alpha_{s,ref} / r_{ref}$; $Q_{ref} = \rho_{c,ref} r_{ref} c_{c,ref} (T_{s,ref} - T_o)$; $Q_{ref} = c_{c,ref} (T_{s,ref} - T_o)$ 。引入无量纲量: $\tau = t / t_c$, $X = x / x_c$, $\Theta = (T - T_o) / (T_{s,ref} - T_o)$, $F = I / Q_{ref}$,

$Q_L = q_l / Q_{ref}$, $H_i = q_i / Q_{ref}$ ($i = c, s, g$), $R = r(t) / r_{ref}$,

$P = p(t) / p_{co}$, $C(\Theta) = c(T) / c_{c,ref}$, $K(\Theta) = k(T) / k_{c,ref}$ 。其中 α

为热扩散系数, c 为比热, k 为导热系数, I 为辐射

热流, p 为压强, p_{co} 为喷液时刻燃烧室压强, q_l 为

热损失, q_i 为放热量, r 为燃速, t 为时间, T 为温

度, T_o 为环境温度, x 为坐标, ρ 为密度; 下标 c 凝相, s 燃面, g 气相, ref 稳态状态参考量。据此可推得下列固体推进剂瞬态燃烧过程的控制方程组。

2.1 凝相区

凝相能量方程

$$C_{\alpha(\Theta)} \left[\frac{\partial \Theta}{\partial \tau} + R \frac{\partial \Theta}{\partial X} \right] = \frac{\partial}{\partial X} \left[K_{\alpha(\Theta)} \frac{\partial \Theta}{\partial X} \right] + N_i F f(X, \lambda) + H_c \epsilon(\Theta) \quad (1)$$

$$\Theta(X, \tau = 0) = \text{稳态温度分布 } \Theta(X), \quad \Theta(X \rightarrow -\infty, \tau = 0)$$

燃面能量平衡方程

$$\left[K_{\alpha(\Theta)} \frac{\partial \Theta}{\partial X} \right]_{c,s} = \left[K_{\alpha(\Theta)} \frac{\partial \Theta}{\partial X} \right]_{g,s} + RH_s - Q_L + (1 - N_i)(1 - Y_\lambda)F \quad (2)$$

(1) 式右边第 2、3 项为辐射热流在凝相的吸收和分布化学反应的贡献, $\epsilon(\Theta)$ 为反应速率。(2) 式中 Q_L 为燃面上的能量损失, 可是射流沸腾换热, 或是辐射换热; 最后一项为辐射热流, 可是外部施加, 也可是高温燃气对燃面的净辐射热。(2) 式中 N_i 透明系数, Y_λ 为燃面反射率。(1) 式中

$f(X, \lambda)$ 由 Bear 定律给出^[10]。 $H_s = \left[q_{s,ref} + c_g(T_{s,ref} - T_s) - \int_{T_s}^{T_{s,ref}} c_c(T) dT \right] / Q_{ref}$ 。

燃面上分解定律

$$R = \begin{cases} P^{n_s} \exp\{1 - (E_s / R_u T_{s,ref}) [1 / (Y_s - 1)]\} & Y_s \geq Y_k \\ P^{n_s} [(Y_s - Y_m) / (1 - Y_m)]^w & Y_m \leq Y_s < Y_k \\ 0 & Y_s < Y_m \end{cases} \quad (3)$$

式中 E_s 为活化能, R_u 为通用气体常数, $Y = T / T_{s,ref}$, n_s 和 w 为对应的指数。

2.2 气相区

由假设 6, 从燃面($X = 0$)至火焰面($X = X_f$)积分能量方程得无量纲火焰反馈热流为:

$$q_{g,s} = \left[K_{\alpha(\Theta)} \frac{\partial \Theta}{\partial X} \right]_{g,s} \approx \int_0^{X_f} H_g \epsilon_g \frac{\rho_g}{\rho_c} \exp\left[-\frac{C_g}{K_g} R X\right] dX \quad (4)$$

根据 MTS 模型^[6], 采用如下气相反应特征时间参数 $\tau_g' = \tau_g (C_g / K_g) (\rho_c / \rho_g)$, 其中 τ_g 为气相中的停留时间, $\tau_g = X_f / u_g = (X_f / R) (\rho_g / \rho_c)$, 因此得火焰高度 $X_f = \tau_g' R K_g / C_g$, τ_g' 受推进剂物性、化学动力学及扩散混合参数的影响, 与燃气温度和压强有密切关系, 对双基或复合推进剂具有不同的形式^[10]。

由于气相化学反应极其复杂, 本文不仔细研究气相微观反应动力学。引入空间分布厚火焰模型^[7], 得气相反应速率:

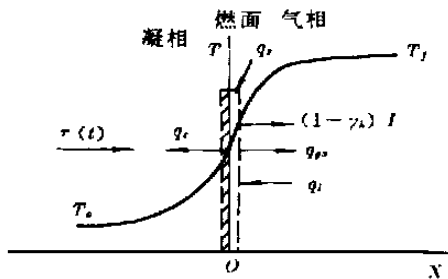


图 1 燃烧物理模型及燃面上能量平衡

$$\epsilon_g \frac{\rho_g}{\rho_c} = \begin{cases} M(\tau) \{ \beta + [(1 - \beta) / \alpha] (X / X_f) \} & 0 \leq X \leq \alpha X_f \\ M(\tau) [(1 - X / X_f) / (1 - \alpha)]^\gamma & \alpha X_f < X \leq X_f \end{cases} \quad (5)$$

式中 $M(\tau)$ 为化学反应速率最大值, α, β, γ 为模型参数, 且 $0 \leq \alpha(P) \leq 1, 0 \leq \beta(P) \leq 1, \gamma(P) \geq 0$ 。由于火焰区随压强的变化是连续的, 因而 $\gamma(P)$ 是一个连续变量, 而不像文献[7]中假设 $\gamma(P)$ 为正整数。据此推导得到的反馈热流关系式将更切合实际。

由在 $0 \sim X_f$ 区间内反应掉的反应物与燃面上质量流相等得:

$$M(\tau) = \frac{R(\tau)}{X_f(\tau)} \frac{\gamma + 1}{1 + \alpha \beta (\gamma + 1) + \gamma - 1} / 2 \quad (6)$$

将(6)式代入(4)式积分得无量纲火焰反馈热流:

$$q_{g,s} = H_g M(\tau) \frac{K_g}{R C_g} \left[\beta + \frac{K_g}{R C_g} \frac{1 - \beta}{\alpha X_f} - \exp \left[- \frac{C_g}{K_g} R \alpha X_f \right] - \frac{K_g}{R C_g} \frac{1 - \beta}{\alpha X_f} \exp \left[- \frac{C_g}{K_g} R \alpha X_f \right] \right] + H_g M(\tau) \int_{\alpha X_f}^{X_f} \frac{(1 - X / X_f)^\gamma}{1 - \alpha} \exp \left[- \frac{C_g}{K_g} R X \right] dX \quad (7)$$

式中 γ 为整数时, 可简化得 DeLuca 模型的反馈热流关系式^[7]。该气相火焰模型在 $\alpha = \gamma = 0, \beta = 1$ 时, 恢复为 KTSS 模型^[4], 而在 $\alpha = 1, \beta = 0$ 时, 引进 δ 函数可恢复为 Culick 模型^[5]。在推进剂燃烧过程中, 火焰紧贴燃面, 即 $\alpha \approx 0, \beta \approx 1$ 。这样问题就大大简化。模型中就只有 $\gamma(P)$ 需要确定, 它可由稳态情况下测量(或计算)得到的 X_f 随压强的变化数据通过辨识的方法求得^[7]。

上述模型, 在(1)式右边 $\epsilon_{\alpha\theta}$ 和气相特性时间参数 τ_c 分别采用双基或复合推进剂(含铝或不含铝)的对应表达式后^[10], 则可用来描述不同种类推进剂的瞬态燃烧特性。如令(2)式右边 $Q_L = 0, F = 0$, 则可以用来描述纯粹由快速降压引起的瞬态燃烧过程。如令 $Q_L = 0, P(\tau)$ 为常数, F 随时间变化, 则可描述纯粹由辐射热流作用产生的瞬态燃烧。在液体喷射熄火过程中, $P(\tau), F(\tau), Q_L$ 都对瞬态燃烧产生作用。下文将分别给出理论计算结果。

2.3 驱动函数

为了闭合上述理论模型, 还应给出驱动函数, 即外部扰动随时间的变化规律。本文在讨论纯粹快速降压和降辐射热流对燃烧过程的影响时, 采用实验研究中常见的指数衰减函数, 即:

$$P(\tau) = (P_0 - P_{01}) \exp(-A_p \tau) + P_{01} \quad (8)$$

$$F(\tau) = F_0 \exp(-A_r \tau) \quad (9)$$

通过改变(8)式中 A_p 和 P_{01} , 可以研究降压速率和降压深度的作用; 改变(9)式中 F_0 和 A_r , 可以研究初始辐射流和热流下降率对瞬态燃烧的影响。在液体喷射条件下, 无法给出驱动函数简单表达式, 它必须在一定的喷射降压 Δp (喷射液体压强与喷射时刻燃烧室压强之差) 下, 通过固体火箭发动机液体喷射熄火模型的耦合计算得到^[10]。

至此, 已得到了固体推进剂瞬态燃烧过程的控制方程。由于凝相能量方程具有非定常、非线性特征, 且含有对流和扩散及源项, 无法得到解析解, 需要数值求解。

3 模型求解及熄火临界参数

对(1)式按 Crank-Nicholson 方法离散化, 对非线项和源项作线性化处理, 得到一组三角方程。将驱动函数、热反馈模型与之耦合迭代, 就得到瞬态过程中, 凝相温度分布和燃面温度及燃速随外界扰动的变化规律; 在液体喷射条件下, 可得到燃烧室压强随 Δp 的变化规律。从而获得熄火所需临界参数。本文分别得到了对应的结果。推进剂物化参数取自文献[6]。

3.1 压强变化的作用

图 2 示出了不同降压速率 A_p 和环境压强 P_{01} 对瞬态燃烧过程的影响。由图可见, 随着 A_p 的下降, 瞬态燃面温度 θ (或燃速) 的变化逐渐缓慢。当 A_p 低于某较小值时(图中曲线 3, $A_p = 0.5$), 已不能实现熄火。也就是说, 在环境压强 $P_{01} = 0.015$ (对应 $p_{01} = 0.1\text{MPa}$), 存在一个熄火临界降压速率。而环境压强不同时, 也会产生不同的结果。图中曲线 2、4, $A_p = 1$, 而 P_{01} 分别为 0.015 和 0.15 (对应 $p_{01} = 1\text{MPa}$), 前者能实现熄火, 后者则不能。因此, 降压熄火过程中, 降压速率和降压深度对熄火极限有着重要的作用。上述结果与文献[6、8]是一致的。

3.2 辐射热流变化的作用

图 3 是 $N_r = 1$ 时, 不同辐射热流下降率对熄火过程的影响。可见, 初始热流相同时($F_0 = 1$), 热流下降率 A_r 存在一个临界值 $A_{r,c}$ 。当 $A_r > A_{r,c}$ 时, 才能熄火。而 A_r 相同时, 不同 F_0 也

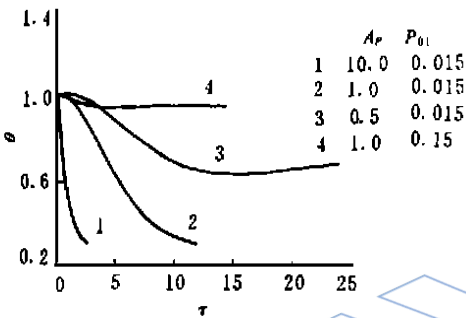


图 2 降压率及降压深度对瞬态燃面温度的作用
($\alpha = 0, \beta = \gamma = 1$)

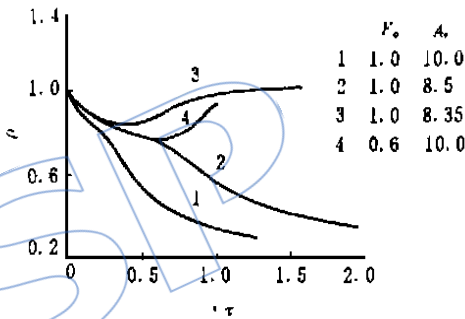


图 3 热流变化率及初始热流对燃面温度的作用
($\alpha = 0, \beta = \gamma = 1$)

会产生不同的结果(如图中曲线 1、4)。初始热流越大, 推进剂凝相受到的热流扰动量将增强, 因而使熄火更易。由此可见, 与降压熄火相似, 熄火过程受初始热流及其下降率的作用。

3.3 液体喷射的作用

在固体火箭发动机液体喷射瞬态燃烧过程中, Δp 作为外界扰动的直接特征量, 对瞬态燃烧产生重要的影响。图 4 示出了不同 Δp 产生的无量纲燃烧室压强 P 随时间的变化。当 Δp 很大 (12.8MPa) 时, 产生熄火, 且降压率很高; 随着 Δp 的下降, P 下降率逐渐变缓(如 $\Delta p = 7.5\text{MPa}$)。 Δp 继续下降, $P-t$ 曲线出现平台; 当 Δp 降至某一值时便不能实现熄火。上述 Δp 变化导致的不同 $P-t$ 曲线与实验试车曲线相一致^[10]。可见, 对于给定的推进剂和初始燃烧室压强, 液体喷射瞬变燃烧过程中确实存在一个临界喷射压降 Δp_{cr} , 只有当 $\Delta p > \Delta p_{cr}$ 时, 才能实现熄火。值得说明的是对应 Δp_{cr} 和熄火时间, 也相应确定了一个临界熄火液量。也就是说, 液体喷射作用下熄火与否将与 Δp 和一定的喷射液量有关。本文通过改变 p_c 和 Δp 进行数值实

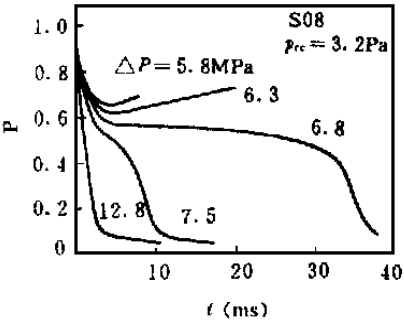


图 4 喷射压降对燃烧室压强变化的作用

验,理论预示了两种含铝丁羟复合推进剂(S08, 18.5% Al; S06, 16% Al)在液体喷射熄火时所需的 Δp_{cr} 。理论预示和实验结果示于图5、6中。可见预示结果与实验结果吻合较好。从图5、6中还可见,随

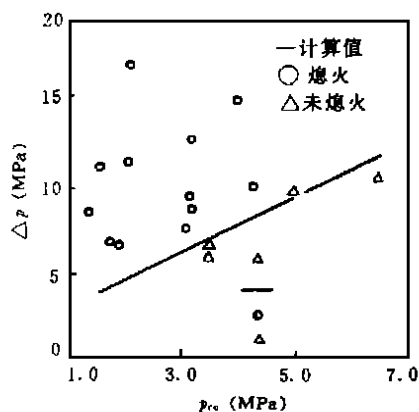


图5 临界喷射压降(S08推进剂)

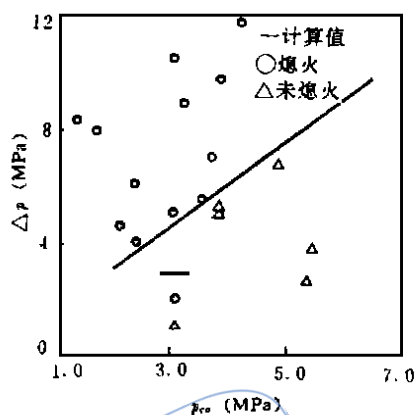


图6 临界喷射压降(S06推进剂)

着推进剂能量的升高(S08推进剂的能量高于S06),熄火所需的临界喷射压降也升高。

4 结 论

本文提出的固体推进剂瞬态燃烧模型,能统一揭示在快速降压、降热辐射和液体喷射等多种外界扰动下推进剂的瞬态燃烧规律,得到熄火所需的临界参数。理论计算结果指出,推进剂的瞬态燃烧能否达到熄火,不仅与扰动量的变化率(降压速率、辐射热流下降率、喷射压降等)直接有关,而且还依赖于扰动量的变化强度(压强下降深度、初始辐射热流、喷液量等)。在液体喷射工况下,对两种含铝丁羟复合推进剂熄火所需的临界喷射压降进行的理论预示结果与实验结果相一致。理论和实验结果都指出临界喷射压降随推进剂能量的升高而增加。

参 考 文 献

- 1 Trowbridge J C, Matthews D R, Lawrence W J. Fluid Extinguishment of Composite Solid Propellant. AIAA-70-641
- 2 Leining R B. Liquid Quench Concept Development for a High Energy Solid Propellant Rocket Motor. AIAA-70-642
- 3 Coates R L. An Analysis of a Simplified Laminar Flame Theory for Solid Propellant Combustion. J Com Sci and Tech, 1971, 4: 1
- 4 Krier H, et al. Nonsteady Burning Phenomena of Solid Propellants: Theory and Experiments. AIAA J, 1968, 6(2): 278
- 5 Culick F E C. Nonlinear Analysis of Solid Rocket Combustion Instability. Astronautics Acta, 1969, 14(2): 171
- 6 Merkle C L, et al. Extinguishment of Solid Propellant by Depressurization; Effect of Propellant Parameters. AIAA-69-176
- 7 De Luca L, Riva G, Bruno C, et al. Modeling of Spacewise Thick Flames. IAF-86-196
- 8 Suhas H S, Bose T K. A Mathematical Model to Predict Transient Burning Rate and Pressure Decay Rates for Extinction of Composite Propellants. Combustion and Flame, 1977, 28: 145
- 9 殷金其, 吴心平, 张宝庆, 苏广寿, 王克秀. 液体喷射作用下固体推进剂熄火研究. 宇航学报, 1992, (1): 68
- 10 殷金其. 固体火箭发动机液体喷射熄火研究: [博士学位论文]. 西安: 西北工业大学, 1991

be conveniently carried out. The contact stresses on different contact lines of a pair of aeronautical helical gears acted by dynamic and static loads of the gear system are calculated. The calculated results show, the present method and the corresponding microcomputer programs are fast and reliable in calculation as compared with those by Aeronautical Standard of China HB/Z84, 2-84.

A TRANSIENT BURNING MODEL OF SOLID PROPELLANTS AND ITS APPLICATION TO LIQUID QUENCH OF ROCKET MOTOR

Yin Jinqi, Wang Kexiu, Wu Xinping

(Northwestern Polytechnical University)

ABSTRACT

A transient burning model of solid propellants is proposed, in which the distributed reactions and deep absorption of external radiation are considered in the condensed phase. The heat loss due to boiling heat transfer induced by liquid jet impinged on burning surface is taken into consideration in the energy balance equation on the burning surface. A space-wise thick flame model is developed to obtain the flame heat feedback under the conditions that the decreasing of chamber pressure and gas-phase temperatures is caused by liquid injection and evaporation of liquid drops in gas phase, which is described by a submodel for internal ballistics of rocket motor during liquid quench. The model can be used to describe the transient burning behaviors of solid propellants under the influence of external disturbances, such as rapid depressurization, deradiation or liquid injection, and to obtain the critical values required for extinction of solid propellants. The results from theoretical prediction indicate that whether the transient burning comes into extinction is not only dependent on the variation rate of the external disturbance, but also on the variation amplitude of the disturbance. The critical values of liquid injection pressure drops for extinction of two kinds of aluminized ammonium perchlorate-hydroxyterminated polybutadiene propellants (16%Al and 18.5%Al) were obtained by experiments. The predicted results obtained from the transient burning model are in good agreement with the experimental data. The critical value of liquid injection pressure drop increases with increasing propellant energy and chamber pressure.

DETERMINATION OF LIQUID QUANTITY REQUIRED FOR LIQUID QUENCH OF SOLID ROCKET MOTOR

Yin Jinqi, Wang Kexiu, Wu Xinping

(Northwestern Polytechnical University)

ABSTRACT

The liquid quantity required (LQR) for liquid quench of solid rocket motor was determined with the use of a theoretical model developed by the authors. LQR increases with propellant energy and decreases as the evaporation heat of liquid and the liquid pressure drop (the difference between injection pressure of liquid and chamber pressure) increase. The effects of the chamber pressure and burning rate pressure exponent of propellant on LQR merge into the effect of mass burning rate of propellant. Then LQR increases with increasing mass burning rate. The theoretical results are in good agreement with experimental data.