

固体推进剂药柱裂缝燃烧研究

北京航空航天大学 李 ** 裴海涛

【摘要】 静态点火条件下, 在复合推进剂和双基推进剂裂缝燃烧实验的基础上, 建立了一个综合静态点火模型。其中包括对流换热效应、气相热传导效应、热辐射效应、侵蚀燃烧效应和声振腔的影响。数值求解后得到许多参数的变化规律, 可以预估裂缝燃烧的基本特征及其影响因素。文中就火焰传播速度与实验结果比较, 吻合较好。此模型既可用于双基推进剂的裂缝燃烧研究, 又可用于复合推进剂, 具有较广泛的适用性。

一、理论模型

物理模型 根据实验结果揭示的两个基本的裂缝燃烧特征现象: (1) 火焰传播在裂缝中的分布极不均匀, 火焰传播速度在裂缝的后段速度增长率很大; (2) 相对应的压强上升率也很大, 提出如下裂缝燃烧的物理模型, 如图 1、2 所示。

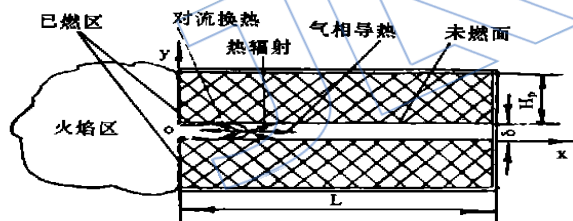


图 1 坐标示意和火焰传播图

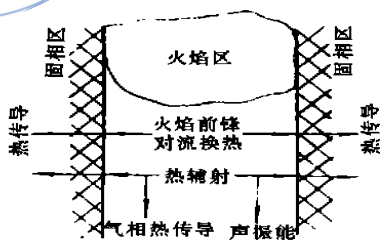


图 2 裂缝燃烧物理模型

当外界能量激励 (电压) 施加于点火电阻丝后, 电阻丝将电能转换为热能, 并对推进剂裂缝端部表面加热, 使该推进剂温度不断升高, 达到点火温度后, 裂缝入口被一个高温高压的火焰包围。通过对流换热、气相热传导、固相热传导和火焰区的热辐射等对推进剂裂缝里的燃面加热; 再考虑使燃速增大的侵蚀效应、声振能量增益和裂缝封闭端强化换热的环流效应等, 最后形成推进剂裂缝中燃烧条件^[1~4]。

二、控制方程

假设条件

1. 裂缝中气体流动为一维流动过程, 即假定裂缝通道中同一截面上的气流参数是均匀的。且认为气相是无粘性的, 忽略附面层的影响。

2. 气相反应区为准稳态, 即火焰的松弛时间小于压强变化的松弛时间, 也就是说, 火焰随燃烧室条件的变化而立刻调整其状态对应于新的燃烧室条件。

3. 忽略裂缝内燃面加质的轴向分量, 即认为该加质过程是沿着与燃面垂直的方向进行。

4. 火焰前锋的凸出部尺寸相对于裂缝宽度要小的多, 可认为火焰前锋是一个平面。

5. 裂缝在压强载荷作用下, 其形状和尺寸保持不变。

6. 推进剂裂缝里的气体产物遵守理想气体状态方程。

7. 假定燃烧室壳体是绝热的, 即不考虑壳体界面与燃气之间的热交换。

8. 假定推进剂是黑体, 辐射全被推进剂表面吸收, 并通过固相热传导传入推进剂深部。

9. 推进剂裂缝内表面的化学反应区非常薄, 假定反应区为一个平面, 且忽略其厚度。

10. 点火准则 $T \geq T_{ign}$

控制方程^[5] 坐标示意图如图 1 所示。 x 轴为裂缝长度方向, y 轴裂缝内表面的法线方向。气、固相界面位于 $y = 0$, $y = \delta$ 处。固相区为 $-h_p \leq y \leq 0$, $\delta \leq y \leq h_p$, 气相区为 $0 \leq y \leq \delta$ 。裂缝入口端位于 $x = 0$ 处, 裂缝顶端位于 $x = L$ 。

气相连续方程: $(\partial/\partial t)(\rho A_p) + (\partial/\partial x)(\rho A_p u) = r_b \rho_p \Pi_b$

气相动量方程: $(\partial/\partial t)(\rho u A_p) + \partial/\partial x(\rho u^2 A_p + p A_p) = p \partial A_p / \partial x$

气相能量方程: $(\partial/\partial t)(\rho A_p (u^2/2 + E)) + (\partial/\partial x)(\rho u A_p (u^2/2 + E)) = \rho_p r_b \Pi_b + (W A_p / L) - \bar{h}_d \Pi_b (T - T_{ps})$

式中燃面周长 $\Pi_b = \partial A_b / \partial x$, T_{ps} 为推进剂表面温度, W 为声能密度。

气相状态方程: $p = \rho R T$

固相内部能量方程: $\rho_p c_p (\partial T_p / \partial t) = k_p (\partial^2 T_p / \partial y^2)$

气、固相界面方程: $\partial T_p / \partial y = -\bar{h}_d / k_p (T - T_{pb}) - I_R \Phi_{-1} / k_p$

初始条件: $u(x, 0) = 0, p(x, 0) = P_i, T(x, 0) = T_i, T_p(y, 0) = T_i, T_{ps}(x, 0) = T_i$

边界条件 (1) 当燃气以亚音速流入裂缝时, $u(L, t) = 0, p(o, t) = p_c(t), T(o, t) = T_c(t)$; (2) 当燃气以亚音速流出裂缝时, $u(L, t) = 0, p(o, t) = p_c(t)$ 。(3) 当燃气以超音速流出裂缝时, $u(L, t) = 0$ 。

控制方程组中有关参数 (1) 有侵蚀条件下燃速公式^[6], 在理论计算中所用的燃速关系式是考虑侵蚀效应后的 L-R 公式: $r_b = r_{bc} + \alpha G^{0.8} L^{0.2} e^{-\beta G^{0.8} r_b / G}$, 式中: $r_{bc} = \alpha p^n$, 取 $\alpha = 6, \beta = 60$ 。(2) 气相导热作用甚小略之。(3) 热辐射参数。假设火焰前锋为一平面 A , 推进剂裂缝燃面微元面 dA_2 与 A_1 位置关系为等高度、90° 角, 故由 A_1 面辐射到 dA_2 面的辐射热流为^[7] $q = Q / dA_2 = I_R A_1 \Phi_{-2} / dA_2 = I_R \Phi_{-1}$, 式中 $I_R = \sigma T_f^4$, T_f 为火焰温度。

$$\Phi_{-1} = \frac{1}{\pi} \left[\operatorname{tg}^{-1} \frac{1}{x_2^2} + \frac{x_2}{2} \ln \frac{x_1^2(x_1^2 + x_2^2 + 1)}{(x_2^2 + 1)(x_1^2 + x_2^2)} - \frac{x_2}{x_1^2 + x_2^2} \operatorname{tg}^{-1} \frac{1}{\frac{x_1^2}{x_1^2 + x_2^2}} \right]$$

$\Phi_{-2} = dA_2 \Phi_{-1} / A_1$, $X_1 = \delta / b_p$, $X_2 = x / b_p$, 式中 b_p 为裂缝宽度, δ 为裂缝高度。

(4) 对流换热系数 h_d : $\bar{h}_d = A_o Pr^{-0.6} c_p (\rho u / k)^{0.8} V_k T_{af} (x dn)^{-0.1}$, 式中 V_k 为粘性温度系数; $V_k = 8.699 \times 10^{-1} M_w^{0.5}$, M_w 为燃气平均分子量; $T_{af} = (T + T_{ps}) / 2$, dn 为水力学直径, $ds = 4A_p / \pi$; A_o 为修正系数。(5) 有关声振过程的参数^[6]: 在单位时间、单位燃面上由于推进剂燃面的响应而释放给声振系统的能量。 $W = 1 / 2 \Delta P^2 (\overline{m} / \rho P) R_b^{(r)}$, 式中 $R_b^{(r)}$ 为压强耦合响应函数的实部, 在计算中取最大值。

$$R_{bmet}^{(r)} = \frac{nB}{(2/1 + \frac{nB}{A}) + B - 1} \quad , \quad A = \frac{E_s}{R/\bar{T}_{ps}} \left(1 - \frac{T_i}{T_{ps}} \right) \quad , \quad B = \frac{2c_pRT_f^2}{c_p(T_{ps} - T_i)E_g}$$

式中 E_s 为固相反应活化能, E_g 为气相反应活化能。

表 1 计算数据

参 数	单 位	双基推进剂	复合推进剂
E_s	KJ/ Kmol	8043. 3	24985. 55
E_g	KJ/ Kmol	4563. 58	5904. 13
c_p	KJ/ kg · K	0. 84	0. 90
R	kg · cm/ kg · K	3702. 23	3547. 3
n		0. 405	0. 417
T_i	K	293	293
T_f	K	2266. 4	3180
T_{ign}	K	773	573
ρ_D	g/ cm ³	1. 589	1. 75
a	cm/ s/ [g/ cm ²] ⁿ	0. 1008	0. 1776
k		1. 254	1. 225
K_p	KJ/ m · s · k	$0. 209 \times 10^{-3}$	$0. 27 \times 10^{-3}$
M_w	g/ mol	22. 9	23. 9
σ	Cal/ s · cm ² · k ²		$1. 3541 \times 10^{-12}$
A_o			0. 029

三、计算结果和分析

将计算结果中主要参数如压强、温度、燃气流速和火焰传播速度的变化规律整理成曲线如图 3~8 所示。

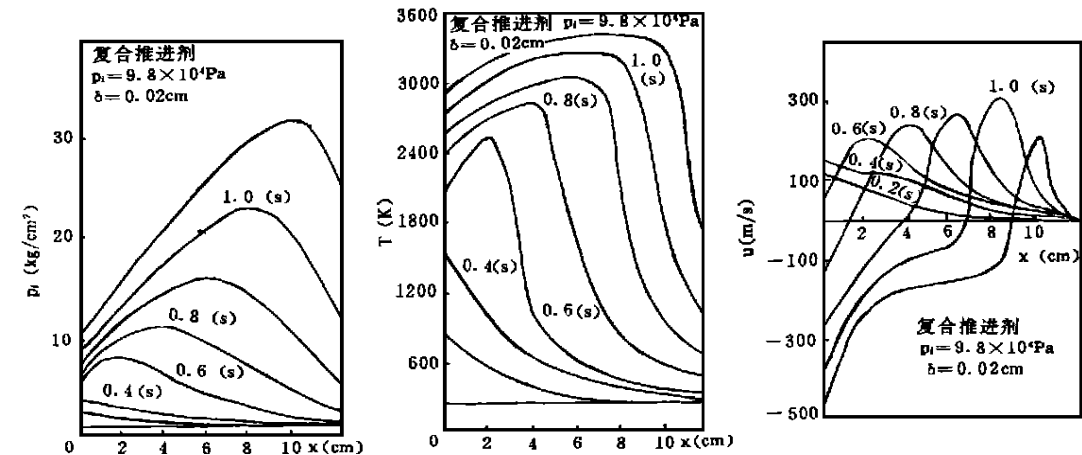


图 3 压强分布曲线

图 4 温度分布曲线

图 5 燃气速度分布曲线

1. 压强的分布规律 针对复合推进剂、裂缝高度 $\delta = 0.02\text{cm}$ 、初始环境压强 $p_i = 9.8 \times 10^4\text{Pa}$ ，计算裂缝中压强 p ，结果整理成不同时刻压强在裂缝长度上的分布曲线如图 3 所示。

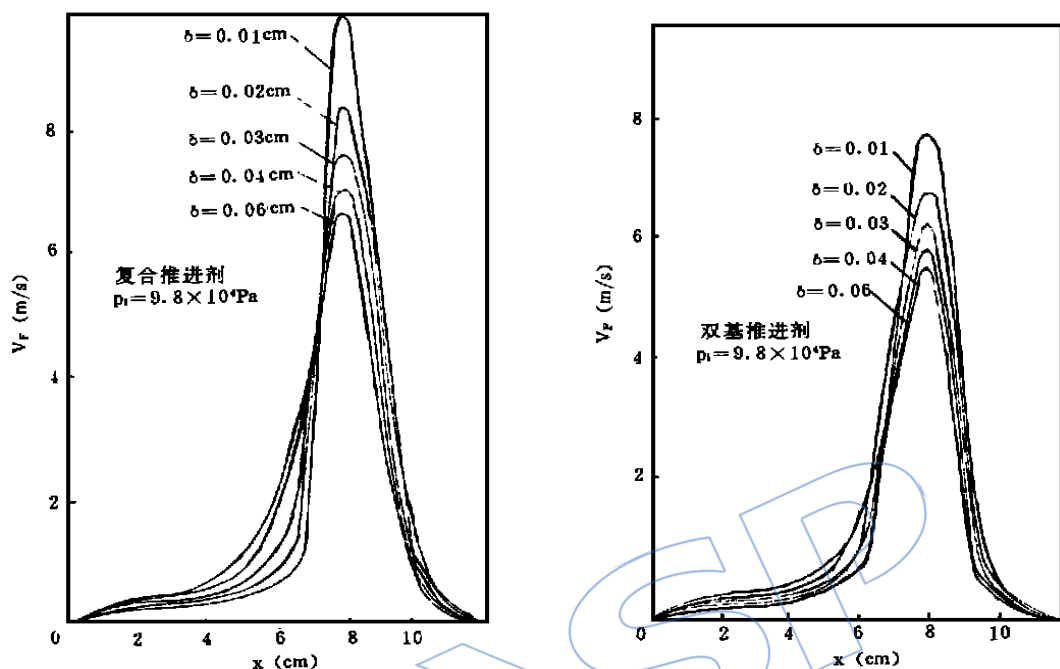


图 6 不同裂缝高度下 $V_F \sim x$ 曲线分布

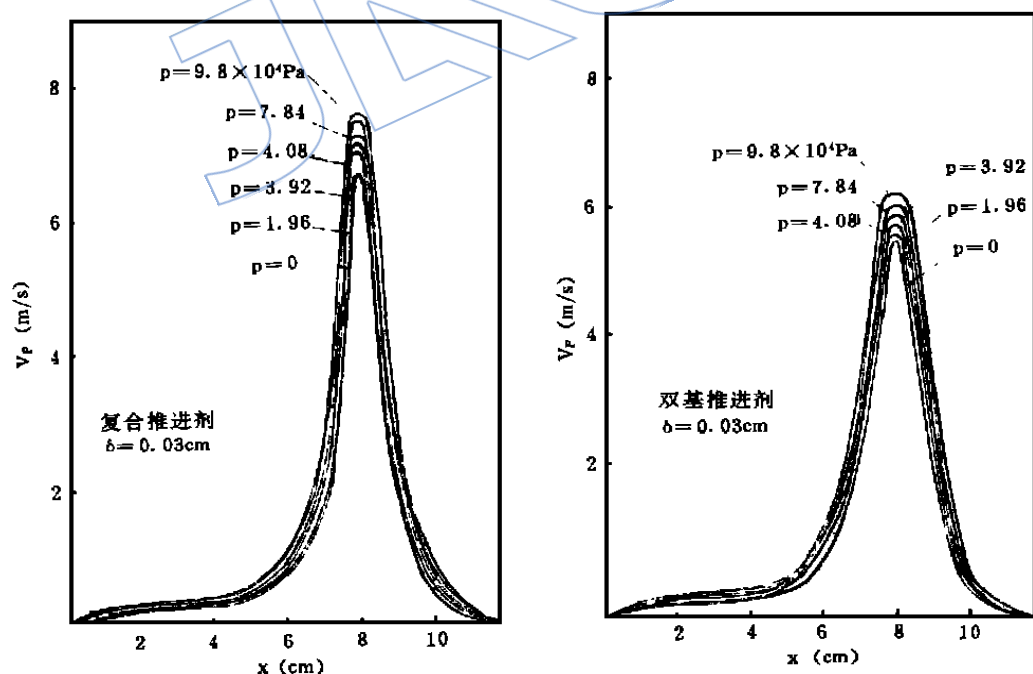


图 7 不同初压下 V_p 与 x 曲线分布

曲线表明约在 0.4 秒以后压强在裂缝长度上不同时刻的分布都出现一个最大值，这就意味着燃气流动将会发生双向流动的特点，且在 $2/3$ 裂缝长度附近出现一个最高压强值。由于

压强特殊规律, 将会造成燃速沿裂缝长度上分布的不均匀性。

2. 温度分布规律 针对复合推进剂、裂缝高度 $\delta=0.02\text{cm}$ 、初始环境 $P_i=9.8\times10^4\text{Pa}$, 计算裂缝中温度, 结果整理成不同时刻温度在裂缝长度上的分布曲线如图 4 所示。

曲线表明裂缝进口段温度上升率小, 中段以后温度上升明显地加大, 会造成中后段各点几乎同时点燃的条件。

3. 燃气流动规律 针对复合药、裂缝高度 $\delta=0.02\text{cm}$ 、环境压强 $P_i=9.8\times10^4\text{Pa}$, 计算裂缝中燃气流动, 结果整理成不同时刻燃气流速在裂缝长度上的分布曲线见图 5。

曲线表明大约在 0.4 秒以内燃气流动方向是以流入裂缝为主, 在 0.8 秒以前流动出现多向复杂流动, 再以后就以流出裂缝的燃气流动为主了。

4. 火焰传播速度 初始环境压强 $P_i=9.8\times10^4\text{Pa}$, 针对不同推进剂, 分别改变裂缝高度 $\delta=0.01, 0.02, 0.03, 0.04, 0.06\text{cm}$, 计算火焰传播速度 V_F 沿裂缝长度的分布规律如图 6。

曲线表明两种推进剂裂缝中的火焰传播速度具有相似的变化规律, 而裂缝高度对火焰传播速度影响很大, 是一个最敏感的几何参量。火焰传播速度约在 $2/3$ 处裂缝长度处出现极大值, 且火焰传播速度的上升率也很大, 这正好说明推进剂裂缝燃烧的特殊性。

裂缝高度 $\delta=0.03\text{cm}$, 针对两种不同推进剂, 改变初始环境压强 $P_i=0.0, 1.96, 3.92, 4.08, 7.84, 9.8\times10^4\text{Pa}$, 计算火焰传播速度沿裂缝长度上的分布规律如图 7 所示。

计算结果显示出相似的曲线形状, 说明初始环境压强不能改变火焰传播速度的分布规律, 只能影响数值大小。计算结果与实验结果相比较, 选取相同条件下的火焰传播速度的实验数据为例, 如图 8 所示。图 8 表明两条曲线所示的规律吻合较好, 说明本文所建立的理论模型基本正确。能够反映推进剂裂缝燃烧的规律。

结论 通过推进剂裂缝燃烧的理论研究得出以下两点结论: (1) 理论计算所得到的在推进剂裂缝中的火焰传播速度的分布规律与实验获得的分布规律基本吻合, 综合说明本文中提出的理论模型可以用于推进剂裂缝燃烧的研究。(2) 从推进剂裂缝燃烧各参数的变化规律可以说明裂缝燃烧的特点: 即燃烧容积小、压强和温度梯度大、火焰传播速度快、燃气流动速度快、热交换率大等。

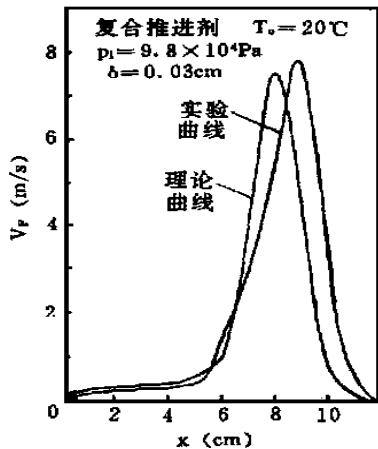


图 8 火焰传播曲线

参 考 文 献

[1] Mantzaras J., Moreci J. and Kuo K. K., "Different Modes of Crack Propagation in Burning Propellant", AIAA 85-1176.
[2] Kuo K. K., Chen A. T., Davis T. R., "Convective Burning in Propellant Crack", AIAA 16-6, 1978.
[3] Kuo K. K., Kumar M., Kovacic S. M., "Combustion Processes in Solid Propellant Cracks", AD-A 128, 796.
[4] Kumar M., Kuo K. K., "Effect of Deformation on Flame Spreading and Combustion in Propellant Cracks", AIAA Journal Vol. 19, No. 12, 1980.
[5] 李宜敏、张中钦、赵元修, "固体火箭发动机原理", 国防工业出版社。
[6] 李宜敏、吴心平, "固体火箭发动机燃烧及推进剂", 航空专业教材编审组。
[7] 李, "双基型药柱表面裂纹中火焰传播和燃烧", 北航科预报告。

(责任编辑 杨再荣)

FULL-LENGTH PAPERS

AN INVESTIGATION ON LASER ATTENUATION THROUGH SOLID PROPELLANT FLAMES

Zhang Ping and Xu Rongfu
(*Beijing Institute of Technology*)

ABSTRACT

Attenuation experiments are introduced with the emphasis on a YAG pulse laser system with wave length of $1.06\mu\text{m}$. The experiments include two parts: first, the measurement of laser signal attenuation through the flames above the burning propellant strands in a strand burner in order to compare the relative attenuation characteristics of different propellants; second, the measurement of laser signal attenuation through exhaust plume of a scaling-down single chamber-dual thrust solid propellant rocket motor in its sustain period. The experiments demonstrate that an obvious difference in the relative attenuation (from 2.6% to 12.7%) exist among the various propellants (DB, PS, HTPB and CMDB propellant) at same measuring conditions; the Al content in propellant formulation is a major factor of the attenuation; and the attenuation of the scaling-down motor plume (35.7%) is more severe than at of the propellant strand flame because of the longer path and the higher concentration of particles in the plume.

RESEARCH ON CRACK COMBUSTIONS OF PROPELLANT GRAINS

Li Lu and Pei Haitao
(*Beijing University of Aeronautics and Astronautics*)

ABSTRACT

On the basis of experimental study of crack combustion of both composite and double-base grains a comprehensive static igniting model has been established, which considers heat convection, heat conduction, heat radiation, erosive burning effect and the influence of acoustic oscillation chamber. Two sets of partial differential governing equations have been derived. As a result of their numerical solution variations of many principal parameters have been obtained such as the flame spreading velocity, the pressure distribution, the temperature distribution and the hot-gas velocity distribution. The essential behaviours of propellant crack combustion could be easily predicted. For example, the flame predicted spreading velocity is proved in quite good agreement with the experimental data. This model is possessed of extensive applicability not only for the double-base propellant but also for the composite propellant.

OPTIMAL DESIGN OF COMBINED STRUCTURE OF NOZZLE CONIC SUPPORT AND CASE JOINT OF SOLID ROCKET MOTOR

Jiang Hua, He Zixin, Chen Ruxun
(*Shaanxi Power Machinery Research Institute*)

ABSTRACT

The optimal design of the combined structure of nozzle conic support and case joint is completed by means of a mixed method of optimality criterion method and mathematic programming method. A valuable method and helpful conclusions are supplied for decreasing structural mass and optimizing shape of nozzle support. Calculation of practical examples shows that the multi-conic support is better than single-conic one especially a short shell near the flange is approximate to cylindrical shell which can decrease the stress peak efficiently. The thicknesses of the shells and the flange, the thickness and the width of the case joint are decreased magnificently, therefore the overall mass of the structure is cut down by 16.35%.