

# 非线性高频振荡燃烧的研究\*

赵文涛 周进

(国防科技大学航天技术系 长沙 410073)

聂万胜 庄逢辰

(国防科工委指挥技术学院 北京 101407)

**摘要** 用数值模拟的方法研究了液体火箭发动机高频振荡燃烧的形成和发展过程。气相控制方程用欧拉坐标系下的 Navier-Stokes 方程组描述,液相控制方程在 Lagrangian 坐标系下描述,并采用高压蒸发燃烧模型。从计算的结果可以看出,当燃烧室内发生高频振荡燃烧时,在喷注面附近和燃烧室收敛段这两个区域内压力的波动幅度较大;通过对压力、混合气体温度及速度在振荡燃烧情况下的比较,得出了振荡燃烧发生时发动机内部两相流场的脉动频率与燃烧室固有频率相耦合的结论。

**关键词** 非线性, 燃烧, 高频振荡, 液体火箭发动机

**分类号** V434

## Study on Nonlinear High Frequency Acoustic Oscillation Combustion

Zhao Wentao Zhou Jin

(Department of Astronautics Technology, NUDT, Changsha, 410073)

Nie Wansheng Zhuang Fengchen

(Institute of Command Technology COSTIND, Beijing, 101407)

**Abstract** The forming and developing processes of high frequency acoustic combustion are studied with the method of computational modeling in this paper. The gas governing equations are described under the Euler coordinate, and the liquid phase governing equations are described under the Lagrangian coordinate. The high pressure combustion model is adopted. It is observed that the pressure oscillations near chamber head and convergence is greater than others when there is high frequency combustion instability in the chamber. After comparing the pressure, the temperature and velocity of the mixed gas under the condition of unstable combustion, the conclusion is drawn that the oscillation frequencies in two phase flow and combustor are the same when acoustic combustion occurs.

**Key words** nonlinear, combustion, high frequency acoustic oscillation, liquid rocket engine

喷雾燃烧过程在液体火箭发动机高频不稳定燃烧现象中起着激励源的作用<sup>[1,2]</sup>,雾化、蒸发和燃烧模型在研究稳态燃烧和不稳定燃烧过程中都在不断完善和发展。表1给出了几种喷雾模型计算平均直径的关系式:

\* 1996年12月11日收稿  
第一作者: 赵文涛,男,1969年生,博士后

表1 雾化模型计算平均滴径关系式

Model	Mean droptime correlation
Ingebo <sup>[3]</sup>	$d = 0.123 D_1 \left[ \frac{\rho \rho^2 D_1^2 u_{rel}^2}{\rho_1 \sigma \mu_1} \right]^{-0.44}$
Mayer <sup>[4]</sup>	$d = 9\pi \sqrt[3]{16 B \left[ \frac{\mu_1 \sigma^{\frac{1}{2}}}{\rho u_{rel} \sqrt{\rho_1}} \right]^{\frac{2}{3}}}$
Nurick <sup>[5]</sup>	$d = 3.3 \times 10^{-5} \left[ \frac{\mu_1^{0.61}}{(u - u_1)^{1.4}} \right] \left[ \frac{D_1}{D_2} \right]$

由上表可以看出,影响喷雾滴径的因素很多,而滴径的扰动是压力和速度扰动的函数:

$$\frac{d'}{d} = \alpha_d \frac{p'}{p} + \beta_d \frac{u'}{u} \quad (1)$$

上式的系数在表2中列出:

表2 雾化模型计算平均滴径关系式

Model	$\alpha_d$	$\beta_d$
Ingebo <sup>[3]</sup>	$-\frac{1.32}{\gamma}$	$-0.88 \frac{\bar{u}}{u_{rel}}$
Mayer <sup>[4]</sup>	$-\frac{2}{3\gamma}$	$-\frac{4}{3} \frac{\bar{u}}{u_{rel}}$
Nurick <sup>[5]</sup>	0	$-1.4 \frac{\bar{u}}{u_{rel}}$

液滴蒸发速率和加热量也有如下关系:

$$\frac{\dot{m}'_{vap}}{\dot{m}_{vap}} = \alpha_v \frac{p'}{p} + \beta_v \frac{u'}{u} + \delta_v \frac{T'_{-1}}{T_{-1}} \quad (2)$$

$$\frac{q'_v}{q_v} = \alpha_q \frac{p'}{p} + \beta_q \frac{u'}{u} + \delta_q \frac{T'_{-1}}{T_{-1}} \quad (3)$$

式中的系数可参考文献[6]。由以上各式可以看出,当燃烧室内发生不稳定燃烧时,影响喷雾湍流燃烧的影响因素很多。

## 1 控制方程组

气相用带有化学反应源项的 Reynolds 时均的 Navier-Stokes 方程组来描述。用矢量表示的二维控制方程组写成以下形式:

$$\frac{\partial \mathbf{Q}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{E}}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial y} = \mathbf{H} \quad (4)$$

上式中  $\mathbf{Q}$  是原始变量的矢量,  $\mathbf{E}$ 、 $\mathbf{F}$  是表示守恒形式的矢量,  $\mathbf{H}$  是源项, 这些项的表达式如下:

$$\mathbf{Q} = \begin{bmatrix} \rho b \\ \rho u b \\ \rho v b \\ \rho e b \\ \rho i b \\ \rho k b \\ \rho \epsilon b \end{bmatrix} \quad \mathbf{E} = \begin{bmatrix} \rho u b \\ (\rho u^2 + p)b - \tau_{xx} b \\ \rho u v b - \tau_{xy} b \\ (\rho e + p)u b - (u\tau_{xx} + v\tau_{xy})b - q_x b \\ \rho u b - f_x b \\ \rho u k b - r_x b \\ \rho u \epsilon b - s_x b \end{bmatrix} \quad \mathbf{F} = \begin{bmatrix} \rho v b \\ \rho u v b - \tau_{xy} b \\ (\rho v^2 + p)b - \tau_{yy} b \\ (\rho e + p)v b - (u\tau_{xy} + v\tau_{yy})b - q_y b \\ \rho v b - f_y b \\ \rho v k b - r_y b \\ \rho v \epsilon b - s_y b \end{bmatrix}$$

混合气体的定压比热容  $c_p = \sum c_{pY} Y_i$ , 总能量的表达式为  $e = \frac{RT'}{\gamma - 1} + \frac{u^2 + v^2}{2}$ 。  $\mathbf{H}$  是由横截面积的

变化以及喷雾蒸发和燃烧而引入的源项。

## 2 高压蒸发模型

### 2.1 液滴蒸发速度 $\dot{m}_{\text{vap}}$ 的计算公式

$$\dot{m}_{\text{vap}} = \frac{2\pi\rho D r_p N_{\text{um}}^0}{AB} \ln \left[ \frac{1 - BY_{v,\infty}}{1 - BY_{v,i}} \right] \quad (5)$$

上式中  $A = 1 + \frac{4\pi r_p^2 \rho_v}{m_{\text{vap}}} \frac{\partial r_p}{\partial t}$ ,  $B = 1 + \frac{\rho_v}{\rho_v} \left( 1 - \frac{1}{A} \right)$

### 2.2 液滴温度的计算公式

$$\frac{dT_p}{dt} = \frac{1.5\lambda N_{\text{um}}^0 z}{\rho_p c_{p,p} r_p^2} \left\{ \frac{T_\infty - T_p}{e^z - 1} - \frac{\Delta H_v}{Ac_{p,v} + c_{p,v}(A-1)\rho_{v,i}/\rho_{v,i}} \right\} \quad (6)$$

上式中  $z = \dot{m}_{\text{vap}} [Ac_{p,v} + (A-1)c_{p,v}\rho_{v,i}/\rho_{v,i}] / (2\pi\lambda r_p N_{\text{um}}^0)$ 。

## 3 数值计算方法

预测步：

$$Q_{i,j}^{n+1} = Q_{i,j}^n - \frac{\Delta t}{\Delta x} (E_{i+1,j}^n - E_{i,j}^n) - \frac{\Delta t}{\Delta y} (F_{i,j+1}^n - F_{i,j}^n) + \Delta t H_{i,j}^n + S_{i,j}^n \quad (7)$$

校正步：

$$Q_{i,j}^{n+1} = \frac{1}{2} [Q_{i,j}^n + Q_{i,j}^{n+1} - \frac{\Delta t}{\Delta x} (E_{i,j}^{n+1} - E_{i-1,j}^{n+1}) - \frac{\Delta t}{\Delta y} (F_{i,j}^{n+1} - F_{i,j-1}^{n+1}) + \Delta t H_{i,j}^{n+1} + S_{i,j}^{n+1}] \quad (8)$$

## 4 不稳定燃烧模型

不稳定燃烧模型采用 Priem<sup>[6]</sup> 提出的压力敏感模型。该模型类似于 Crocco<sup>[6]</sup> 的敏感燃烧时滞模型。Priem 用下面两式表示压力脉动对燃烧的响应情况：

$$\rho u' = \alpha \frac{\bar{\rho} u_i}{\bar{\rho}} p' + \beta \frac{\bar{\rho} u_i L}{\bar{\rho} a_r} \frac{\partial p'}{\partial t} \quad (9)$$

$$\dot{m}' = \alpha \frac{\bar{m}}{\bar{\rho}} p' + \beta \frac{\bar{m} L}{\bar{\rho} a_r} \frac{\partial p'}{\partial t} \quad (10)$$

(9) 式表示单位入口面积上质量生成率的变化，(10) 式表示单位体积内质量源项的变化量。

## 5 不稳定燃烧现象的数值模拟与分析

图 1 (a) 和图 1 (b) 是在一个振荡周期内发动机全流场的压力扰动沿轴向的变化规律。当燃烧室内发生高频振荡燃烧时，由于声波传播的时间与压力振荡周期属于同一个量级，所以在整个流场内压力变化幅度沿轴向很不均匀，特别是从喷注面到喉部之间流场性质为亚音速，并存在剧烈的化学反应，这就导致流场参数变化快，从而引起压力的变化幅度较超音速段剧烈。对于一次纵向振型，由图可以看出，在喷注面处为压力波腹，压力的变化幅度在峰值之间；同样在喷管收敛段入口到喉部之间也是压力波峰和波谷区域。从理论上讲，在燃烧室中部为压力波节，压力的扰动为零，但由于燃烧室内还存在着高次纵向振型，所以燃烧室中部的压力扰动不为零，而波动的幅度显然没有燃烧室头部和喷管收敛段入口到喉部之间的压力波动幅度大。

图 2 和图 3 是燃烧室内发生高频自激振荡燃烧时混合气体的温度和速度随时间的变化图。由图可以看到在 5~10ms 之间温度和速度的扰动按指数规律增长，然后维持高频、高幅值的振荡，这个现象与自激振荡的规律相符。

图 4 和图 5 分别是 15~17ms 之间压力与混气温度、压力与混气速度的脉动图。燃烧室中气液两相

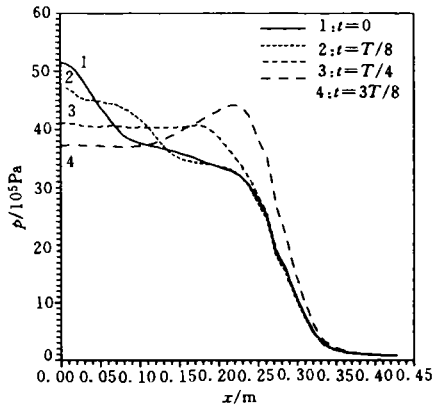


图 1 (a) 压力脉动沿轴向距离的变化图

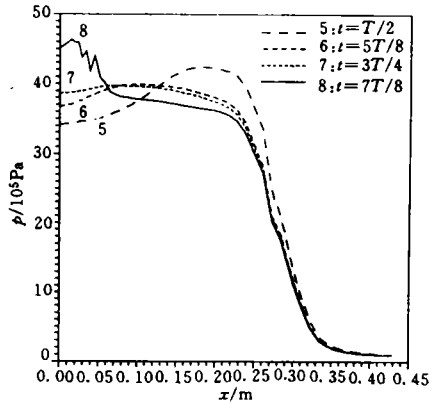


图 1 (b) 压力脉动沿轴向距离的变化图

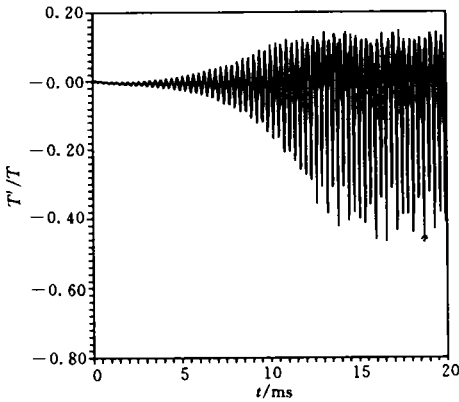


图 2 燃烧室内温度的变化图

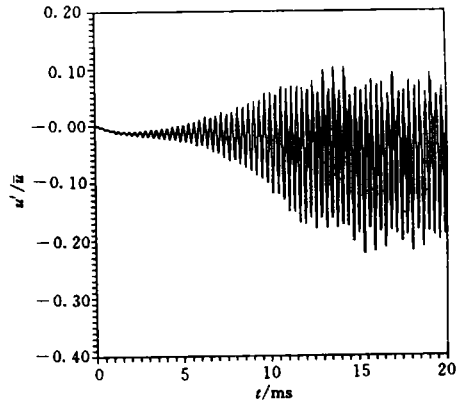


图 3 燃烧室内混气速度的变化图

燃烧过程与流体流动之间存在着强烈的非线性耦合关系，压力、温度和速度之间的振荡周期都相同，而相位差略有不同。由图可以看出，由于燃烧室内壁面阻尼、颗粒阻尼以及喷管阻尼等抑制振荡燃烧过程的发展，最终使压力、温度、速度以及其它各种流场参数维持有限幅度的振荡。

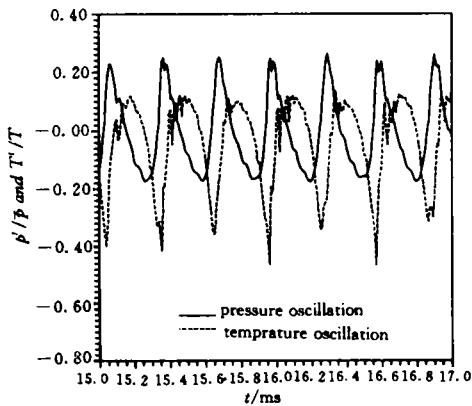


图 4 压力和温度的相对变化图

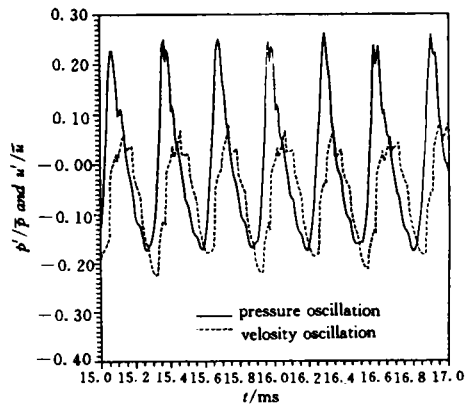


图 5 压力和混气速度的相对变化图

### 6 结论

液体火箭发动机高频振荡燃烧是非常复杂的过程，从推进剂的喷射、雾化、混合、蒸发到最终燃烧以及两相混合物的动量、质量和能量的交换，这些中间过程都对燃烧的稳定性起着重要的作用。本文通过对不稳定燃烧模型的研究，分析了高频不稳定燃烧的形成及发展过程，研究了压力波动在亚音速、跨音速直到超音速流场内的分布情况，并观察了一个周期内压力波的传播情况，同时还比较了混

合气体的温度、速度与压力振荡波的相位和频率关系，分析了不稳定燃烧现象发生时流场参数的变化规律，得出了火箭发动机燃烧室内振荡燃烧发生时两相流场的脉动频率与燃烧室固有频率相耦合的结论。

## 参考文献

- 1 Jeng S M and Litchford R J. Nonlinear Analysis of Longitudinal Mode Liquid Propellant Rocket Combustion Instability. AIAA-91-1985
- 2 Bhatia R and Sirignano W A. One-Dimensional Analysis of Liquid Fueled Combustion Instability. J. Propulsion and Power, 1991, 7 (6): 953
- 3 Ingebo E D. Droplet Size Correlation for Cryogenic Liquid-Jet Atomization. NASA TM-102432, 1990
- 4 Mayer E. Theory of Atomization in High Velocity Gas Streams. ARS Journal, 1961, 31 (12): 1783-1785
- 5 Nurick W M. A Review of Shear Coaxial Element Atomization. W. J. Shafer Assoc., Memo No. 082, Los Angeles, CA, 1992
- 6 Vigor Yang and Anderson W. Liquid Rocket Engine Combustion Instability. Progress in Astronautics and Aeronautics, 1995, 169