

# 湍流、喷雾模型对氢氧火箭发动机 燃烧仿真的影响

程钰锋, 聂万胜, 丰松江  
(装备学院, 北京 101416)

**摘 要:** 基于完善的压力隐式算子分裂 (PISO) 算法, 通过改变  $k-\varepsilon$  两方程湍流模型和喷雾模型, 对氢氧火箭发动机不稳定燃烧进行数值仿真。比较理论分析和数值仿真的结果得出, 在二维情况下, 液滴碰撞模型和 TAB 液滴破碎模型不适于模拟氢氧火箭发动机不稳定燃烧; TVB 液滴破碎模型与  $k-\varepsilon$  两方程湍流模型的组合情况能够捕捉到燃烧室中的压力振荡, 但不能体现出振荡频率; 而采用 Realizable  $k-\varepsilon$  湍流模型不考虑液滴雾化模型时不但能够捕捉燃烧室内压力振荡情况, 还能够很好地得出振荡频率的分布情况。

**关键词:** 氢氧火箭发动机; 不稳定燃烧; 数值仿真

**中图分类号:** V434-34      **文献标识码:** A      **文章编号:** 1672-9374 (2011) 06-0020-06

## Effects of turbulent and spray models on combustion process simulation of LOX/GH<sub>2</sub> rocket engine

CHENG Yu-feng, NIE Wan-sheng, FENG Song-jiang

(Academy of Equipment, Beijing 101416, China)

**Abstract:** Based on the improved PISO algorithm, the numerical simulation for the combustion instability of a LOX/GH<sub>2</sub> rocket engine was conducted by changing the turbulent and spray models of  $k-\varepsilon$  equations. The compared results of the theoretical analysis and numerical simulation show that in the two-dimensional situation, both droplet collision model and TAB droplet breakup model are not suitable for the numerical simulation of LOX/GH<sub>2</sub> combustion instability; the pressure oscillation in the combustion chamber can be simulated by combining the TVB droplet breakup model with the turbulent models of  $k-\varepsilon$  equations, but the oscillation frequency can not be simulated; if the turbulent models of Realizable  $k-\varepsilon$  equations are adopted without consideration of the droplet spray models, both the pressure oscillation in the combustion chamber and the distribution of the oscillation frequency can be simulated.

**Keywords:** LOX/GH<sub>2</sub> rocket engine; combustion instability; numerical simulation

收稿日期: 2011-08-13; 修回日期: 2011-10-19

基金项目: 国家自然科学基金(50576105)

作者简介: 程钰锋 (1985—), 男, 博士研究生, 研究领域为先进流动及燃烧控制技术

## 0 引言

氢氧火箭发动机的许多优点如无毒无污染, 高比冲等, 使其应用前景非常广泛。虽然氢氧燃烧化学反应过程相对简单, 燃烧稳定性较好, 但其中一些不稳定机理仍然没有被完全理解。试验方法能够有效地反映发动机燃烧过程的实际情况, 但其周期长且费用高。如果能够采用先进的数值计算方法, 在计算机上进行热试车模拟, 必将缩短研制周期, 节省大量经费。

早在 1968 年, Priem 和 Guentert 就通过数值积分求解守恒方程来处理液体火箭燃烧不稳定问题。随着计算流体力学 (CFD) 的发展, 许多学者都对燃烧问题进行了数值研究。我国庄逢辰院士和他的同事们对液体发动机的喷雾燃烧进行了较为系统的研究, 并与同事们一起论证了 PISO 算法适用于仿真氢氧火箭发动机不稳定燃烧。

本文主要考虑了  $k-\varepsilon$  两方程湍流模型和喷雾模型对氢氧火箭发动机不稳定燃烧仿真结果的影响, 通过理论分析和试验数据比较, 得出了较合理的、能够捕捉氢氧火箭发动机不稳定燃烧过程中压力振荡的计算模型。

## 1 计算模型

采用等价环形燃烧室代替实际发动机进行燃烧过程的仿真研究, 考虑 EBU 湍流燃烧模型和一步化学反应模型。

### 1.1 控制方程

气相用带有化学反应源项和蒸发源项的 Reynolds 时均二维 N-S 方程组来描述:

$$\frac{\partial \mathbf{Q}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{E}}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial y} = \mathbf{H} \quad (1)$$

式中:  $\mathbf{Q}$  是原始变量的矢量;  $\mathbf{E}$  和  $\mathbf{F}$  是组合变量的矢量;  $\mathbf{H}$  是源项。 $\mathbf{Q}$ 、 $\mathbf{E}$ 、 $\mathbf{F}$  和  $\mathbf{H}$  的表达式详见文献 [7]。

液相用 Lagrangian 坐标系下液滴运动方程来描述, 其矢量表示形式为:

$$\frac{d\mathbf{V}_p}{dt} = \frac{3}{8} \frac{\rho_g}{\rho_p} \frac{C_D}{r_p} |\mathbf{V} - \mathbf{V}_p| (\mathbf{V} - \mathbf{V}_p) \quad (2)$$

式中:  $C_D$  为液滴阻力系数;  $r_p$  为液滴半径;  $\mathbf{V}$ 、 $\mathbf{V}_p$  分别为气相和液滴的速度矢量。详见文献 [8]。

用完善的压力隐式算子分裂 PISO (the extended pressure-implicit of splitting operator algorithm) 算法求解上述控制方程, 提高了计算的精度和稳定性, 文献 [6] 已验证了 PISO 算法能很好地模拟燃烧室内不稳定燃烧现象。

### 1.2 湍流模型

#### 1.2.1 标准 $k-\varepsilon$ 模型

在关于湍动能  $k$  的方程的基础上, 再引入一个关于湍动耗散率  $\varepsilon$  的方程, 便成了两方程  $k-\varepsilon$  模型, 称为标准  $k-\varepsilon$  模型, 由 Launder and Spalding 1972 年提出, 标准  $k-\varepsilon$  湍流模型的输运方程如下:

$$\frac{\partial (\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial (\rho k u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k + G_b - \rho \varepsilon - Y_M + S_k \quad (3)$$

$$\frac{\partial (\rho \varepsilon)}{\partial t} + \frac{\partial (\rho \varepsilon u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] + C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} (G_k + C_{3\varepsilon} G_b) - C_{2\varepsilon} \rho \frac{\varepsilon^2}{k} + S_\varepsilon \quad (4)$$

#### 1.2.2 RNG $k-\varepsilon$ 模型

标准  $k-\varepsilon$  模型中假设粘度系数为各向同性的标量, 而实际湍流是各向异性的张量, 所以它存在一定的缺陷。针对标准  $k-\varepsilon$  模型的缺陷, Yakhot 和 Orzag 对其进行了改造, 提出 RNG  $k-\varepsilon$  模型, 使得该模型可以更好地模拟应变率及流线弯曲程度较大的流动。其输运方程如下:

$$\frac{\partial (\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial (\rho k u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \alpha_k \mu_{\text{eff}} \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k - \rho \varepsilon \quad (5)$$

$$\frac{\partial (\rho \varepsilon)}{\partial t} + \frac{\partial (\rho \varepsilon u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \alpha_\varepsilon \mu_{\text{eff}} \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] + C_{1\varepsilon}^* \frac{\varepsilon}{k} G_k - C_{2\varepsilon} \rho \frac{\varepsilon^2}{k} \quad (6)$$

#### 1.2.3 Realizable $k-\varepsilon$ 模型

T. H. Shit 和 W. W. Liou 等提出了 Realizable  $k-\varepsilon$  模型, 改变湍动粘度公式和  $\varepsilon$  方程, 使得模

型能够更好地体现能量转换。其输运方程如下:

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho k u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k - \rho \varepsilon \quad (7)$$

$$\frac{\partial(\rho \varepsilon)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \varepsilon u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \left( \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] + \rho C_1 E \varepsilon - \rho C_2 \frac{\varepsilon^2}{k + \sqrt{v \varepsilon}} \quad (8)$$

### 1.3 雾化模型

#### 1.3.1 液滴碰撞模型

本文所考虑的是 O'Rourke 提出的统计性质的液滴碰撞和聚合模型。两个液滴组 (分别用  $L$  和  $S$  表示, 假设  $L$  组有  $l$  个液滴,  $S$  组有  $s$  个液滴, 且  $l$  大于  $s$ )。  $L$  组和  $S$  组发生碰撞的概率服从泊松分布) 发生碰撞后有两种情况: 合并和反弹。决定碰撞结果的临界值计算公式如下:

$$P_{\text{coal}} = (r_L + r_s) \sqrt{\min \left[ \frac{2.4f}{We}, 1.0 \right]} \quad (9)$$

式中:  $f = r^3 - 2.4r^2 + 2.7r$ ,  $r = r_L/r_s$ ;  $We = \rho_d(u_L - u_s)^2 d_s / \sigma$ 。

实际碰撞参数  $P = (r_L + r_s) \sqrt{Y}$ , 其中  $Y$  为平均偏差, 当  $P < P_{\text{coal}}$  时, 液滴合并, 否则反弹。若碰撞后反弹, 则  $L$  组和  $S$  组中各有  $s$  个液滴参加碰撞, 但  $L$  组有  $l-s$  个液滴未受影响, 参加碰撞后的液滴速度为:

$$u' = \frac{[m_1 u_1 + m_2 u_2 + m_2 (u_1 - u_2)]}{m_1 + m_2} \left( \frac{\sqrt{R} - \sqrt{P_{\text{coal}}}}{r_L + r_s - \sqrt{P_{\text{coal}}}} \right) \quad (10)$$

若碰撞后合并则新液滴直径和速度分别为:

$$r' = \left( r_L^3 + \frac{s}{l} r_s^3 \right)^{1/3}, \quad v' = \frac{m_L u_L l + m_S u_S s}{m_L l + m_S s}$$

#### 1.3.2 TVB 液滴破碎模型

TVB 液滴破碎模型是 Taylor 根据振荡和变形与弹簧/质量系统之间的相似性提出来的, 表面张力类似于弹簧的恢复力, 气动力类似于作用在质量系统上的外力, 液体的黏性力相当于阻尼力。其方程如下:

$$\ddot{Y} = \frac{C_F \rho_g u^2}{C_b \rho_l r^2} - \frac{C_K \sigma}{\rho_l r^3} Y - \frac{C_d \mu_l}{\rho_l r^2} \dot{Y} \quad (11)$$

各个参数的意义及计算公式见文献 [13], 其中常数设置为:  $C_F = 0.3$ ,  $C_K = 8$ ,  $C_d = 5$ ,  $C_b = 0.5$ 。TAB 模型认为, 只有当  $Y$  大于 1 时才会发生液滴的破碎。

采用不同的湍流模型与雾化模型的组合形式, 研究湍流模型与雾化模型对氢氧火箭发动机燃烧不稳定性仿真结果的影响。湍流模型和雾化模型的组合安排如表 1 所示。

表 1 不同算例中计算模型安排表

Tab. 1 Arrangement of models in different calculation examples

	喷雾模型			
	碰撞和破碎	碰撞	破碎	没有碰撞和破碎模型
标准	case1	case1-1	case1-2	case1-3
重正化群	case2	case2-1	case2-2	case2-3
旋流修正	case3	case3-1	case3-2	case3-3

## 2 网格与边界条件

计算网格及喷嘴结构如图 1 所示。喷注器结构二维等效简化后, 喷注面上有 10 组喷射单元, 每组喷射单元采用双组元同轴直流式喷嘴结构。中心为液氧入口, 两侧为气氢入口。

为保证网格的正交性及便于控制疏密, 采用

TTM 方法生成结构网格。在喷嘴附近、喉部区域进行网格加密处理。计算中压力振荡的监测点 P 的位置如图 1 中黑点所示。

文中所用算例入口参数设置为: 混合比 5.31、喷射氢温 120 K、喷射氧温 100 K、氢流量为 21.7 kg/s、氧流量为 115 kg/s、氢喷前压力为 87.5 atm、氢喷嘴压降为 34 atm。每个液氧喷嘴入口每个时间步长向燃烧室喷入一组初速度和初温

相同而粒径随机分布的液氧液滴, 液滴尺寸分布服从 Rosin-Rammler 模型, 氧液滴平均直径为  $d_o$ 。

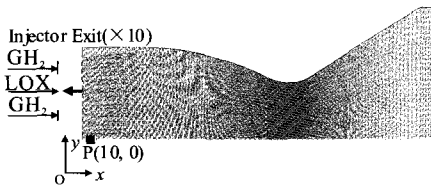


图 1 计算网格及喷嘴结构  
Fig. 1 Calculation grid and structure of the nozzle

气氢喷嘴入口给定气氢的质量流量、温度及压强。出口取外插值边界条件, 即所有变量值通过向外插值求得; 壁面取无滑移条件; 轴对称边界上径向速度为零, 其余变量径向梯度为零。

液滴直径分布采用 Rosin-Rammler 分布模型时, 氧液滴初始平均直径设为  $10\text{ }\mu\text{m}$ 。

3 燃烧稳定性的理论分析

燃烧室内发生高频不稳定燃烧时, 经常伴有燃气的振荡现象, 科研人员在研究高频不稳定燃烧时, 常以燃烧室内压力、温度和速度等参数的周期性振荡为研究对象。但即使在正常燃烧的情况下, 液体推进剂的燃烧也不是完全均匀和平稳的, 但稳态燃烧与不稳定燃烧之间存在本质上的差别: ①发生不稳定燃烧时, 燃烧室压力振荡具有明显的周期性, 且不同位置的振荡有一定的联系, 振荡能量集中在某几个固有频率的振荡上, 而稳态燃烧时, 各位置的振荡互不关联, 振荡能量散布, 其脉动的总效应趋于零; ②发生不稳定燃烧时, 压力振荡幅值较大, 通常在平均压力的 5% 以上, 稳态燃烧随机扰动幅值较小; ③不稳定燃烧, 特别是高频不稳定燃烧, 对发动机具有破坏性, 而稳态燃烧的噪声不会对发动机的工作带来严重影响。

1) 燃烧稳定性的判断

美国 Jobh P. Wanbainen 等人通过大量的试车数据, 总结出了氢氧火箭发动机燃烧不稳定性的判别关系式:

$$W_{ref} = \left[ \frac{2g\Delta p_H}{\rho_H} \right]^{1/2} \rho_o D_o^{1.25} \left( \frac{1}{O/F} \right)^{1/2} \tag{12}$$

式中:  $\Delta p_H$  和  $\rho_H$  为氢喷嘴压降和氢喷射密度;  $D_o$  和  $\rho_o$  为氧喷嘴直径和液氧喷射密度; O/F 为混合比;  $g$  为重力转换因子。

文献 [7] 对式 (12) 中单位统一化后, 得到当  $W_{ref} < 31.4$  时, 燃烧是不稳定的, 否则燃烧是稳定的。

若氢喷射密度取  $15.40\text{ kg/m}^3$ , 液氧喷射密度  $1\text{ }140\text{ kg/m}^3$ ,  $g$  取 9.8, 由式 (12) 计算得本文的  $W_{ref}$  约等于 15, 小于 31.4。所以, 本文算例的燃烧过程是不稳定的。

2) 高频振荡频率分析

当发生高频不稳定燃烧时, 其振荡频率往往与燃烧室内声学振荡的固有频率相近。因此, 可根据燃烧室的声学特性计算各振型的频率及振幅分布规律。

由圆柱形燃烧室内的波动方程出发, 可推导出各种声振型的固有频率:

$$f_{mnq} = \frac{\omega}{2\pi} = \frac{c}{2} \sqrt{\left( \frac{\alpha_{mn}}{r_c} \right)^2 + \left( \frac{q}{L_c} \right)^2} \tag{13}$$

上式中下标  $m, n$  及  $q$  分别表示切向、径向、纵向振型的阶数;  $c$  为燃烧室声速;  $L_c$  和  $r_c$  分别表示燃烧室长度和直径;  $\alpha_{mn}$  是  $m$  阶贝塞尔函数  $J_m$  对  $r$  的倒数的解, 其值如表 2。

表 2  $\alpha_{mn}$  值

Tab. 2 Value of  $\alpha_{mn}$

$m \backslash n$	0	1	2	3
0	0	1.121 97	2.233 1	3.238 3
1	0.586 1	1.697 0	2.714 0	3.726 1
2	0.972 2	2.134 6	3.173 4	4.192 3
3	1.337 3	2.551 3	3.611 5	4.192 8

表 3 燃烧室内固有频率

Tab.3 Natural frequency in combustion chamber

纵向		径向		切向
$f_{001}$	$f_{002}$	$f_{010}$	$f_{100}$	$f_{300}$
2 559 Hz	5 112 Hz	5 333 Hz	2 563 Hz	4 252 Hz

纵向振型: 令  $m$  和  $n$  为 0, 代入固有频率公式得纵向振型:

$$f_{00q} = \frac{c}{2} \frac{q}{L_c} \quad (14)$$

径向振型: 令  $m$  和  $q$  为 0, 代入固有频率公式得径向振型:

$$f_{0n0} = \frac{c}{2} \frac{\alpha_{0n}}{r_c} \quad (15)$$

切向振型: 令  $n$  和  $q$  为 0, 代入固有频率公式得切向振型:

$$f_{m00} = \frac{c}{2} \frac{\alpha_{m0}}{r_c} \quad (16)$$

根据声速计算公式  $c = \sqrt{\gamma RT}$ ;  $\gamma$  为比热比;  $R$  为气体常数;  $T$  为温度, 可得内声速约为 1500 m/s。燃烧室等效长度  $L_c$  约为 293.0 mm, 直径  $r_c$  为 171.5 mm, 令  $m$ ,  $n$  和  $q$  分别为 0, 1 和 2 计算所得燃烧室内固有频率见表 3。

## 4 计算结果分析

图 2 是各算例中压力监测点的压力振荡图。由图可见, 采用不同的湍流模型和雾化模型时, 燃烧室内压力分布不相同。case1, case2 和 case3 中监测点的压力的平均值和振幅都很大, 不符合实际情况。case1-1, case3-1, case1-3 和 case2-3 中监测点压力随时间的振荡幅值很小, 没有超过 5% 的起伏变化, 所以这些算例没有捕捉到燃烧室内的压力振荡现象。case1-2, case2-2, case3-2 和 case3-3 四个算例中监测点压力随时间的变化表现为持续的、有规律的振荡, 说明这些算例能够捕捉燃烧室内压力振荡情况。下面通过分析压力振荡频率, 进一步分析不同算例对压力振荡情况的模拟能力。

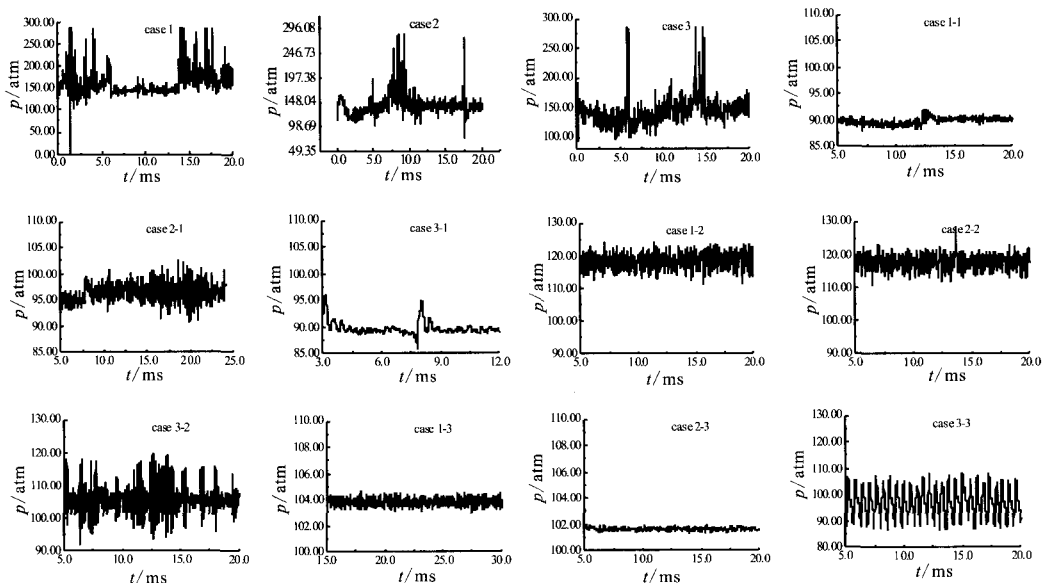


图 2 压力振荡随时间的变化图

Fig. 2 Variation of pressure oscillation with time

图 3 是上述不稳定燃烧四个算例的压力脉动幅值相对变化及其频率分析图。由图可见, case1-2, case2-2, case3-2 三个算例中所用的计算模型能够捕捉到燃烧室中的压力振荡, 但不能很好地体现出振荡频率; 而 case3-3 中压力振荡情况和频率都能够得到很好地体现, 计算得出压力脉动相对振幅约为  $\pm 9\%$ , 振荡主频为 1 755 Hz

和 3 509 Hz。将 case3-3 计算结果与理论分析对比可知, 所发生的压力振荡可能是一阶和二阶切向振荡, 而仿真所得振荡频率小于理论分析值的原因可能有: ①计算燃烧室固有频率时内声速被设定为一个常数; ②仿真所得振荡频率是不稳定燃烧过程中的主要频率, 燃烧室内可能还存在纵向和径向振荡, 但不是不稳定燃烧的主要原因。

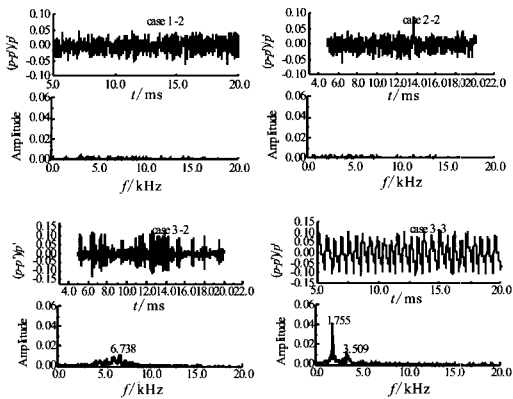


图3 case1-2, case2-2, case3-2及case3-3的压力振荡及频率分析图

Fig. 3 Pressure oscillation and frequency analysis for case1-2, case2-2, case3-2 and case3-3

综上所述,只考虑TVB液滴破碎模型的三种情况能够捕捉到燃烧室中的压力振荡,但不能体现出振荡频率,而采用Realizable  $k-\varepsilon$  湍流模型不考虑液滴碰撞模型和TVB液滴破碎模型时不但能够捕捉燃烧室内压力振荡情况,还能够很好的得出振荡频率的分布情况。

## 5 结论

本文对氢氧火箭发动机不稳定燃烧过程进行数值仿真,分析比较了湍流模型和雾化模型对仿真结果的影响。结果表明:只考虑TVB液滴破碎模型的三种情况能够捕捉到燃烧室中的压力振荡,但不能体现出振荡频率;而采用Realizable  $k-\varepsilon$  湍流模型而不考虑液滴碰撞模型和TVB液滴破碎模型时,不但能够捕捉燃烧室内压力振荡情况,还能够很好地得出振荡频率的分布情况。

### 参考文献:

[1] 朱森元. 氢氧火箭发动机及其低温技术[M]. 1版. 北京: 国防工业出版社, 1995.

[2] PRIEM R J, HABIBAKLLAH D C. Combustion instability limits determined by a nonlinear theory and a one-dimensional model, NASA-CR-920 [R]. [S. l.]: NASA, 1968.

[3] GREND J, VENKATESWARAN S, MERKLE C L. Analysis of liquid rocket instabilities using a computational tested [C] // Twenty-fifth Symposium on Combustion(Irvine, CA). Pittsburgh PA: Combustion Inst, 1994: 1619~1625.

[4] GROHENS R, LAVERGNE G, DUFOUR E, et al. An innovative numerical method for global performance prediction of ramjet combustion chamber, AIAA 2000-3345[R]. USA: AIAA, 2000.

[5] 庄逢辰. 液体火箭发动机喷雾燃烧的理论、模型及应用[M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 1995.

[6] LIU Wei-dong, WANG Zheng-guo, ZHOU Jin, et al. Numerical simulation of unsteady flow in liquid propellant rocket engine with PISO algorithm, AIAA 96-3124[R]. USA: AIAA, 2000.

[7] 庄逢辰, 赵文涛, 刘卫东, 等. 液体火箭发动机燃烧稳定性CFD分析[J]. 燃烧科学与技术, 2001, 7(1): 16~20.

[8] 程钰锋, 聂万胜, 丰松江. 氢喷射温度对氢氧火箭发动机燃烧稳定性的影响[J]. 火箭推进, 2009, 35(1): 27~30.

[9] LAUNDER B E, SPALDING D B. Lectures in mathematical models of turbulence [M]. London: Academic Press, 1972.

[10] YAKHOT V, ORZAG S A. Renormalization group analysis of turbulence: basic theory[J]. Scient Comput, 1986 (1): 3~11.

[11] SHIH T H, LIOU W W, SHABBAR A, et al. A new eddy viscosity model for high Reynolds number turbulent flows[J]. Comput Fluids, 1995, 24(3): 227~238.

[12] OROURKE P J. Collective drop effect on vaporizing liquid spray[D]. Princeton Univ. Princeton, 1981.

[13] OROURKE P J, AMSDEN A A. The TAB method for numerical calculation of spray droplet breakup [R/OL]. [1987-11-02]. <http://www.adsabs.harvard.edu>.

[14] 刘国球. 液体火箭发动机原理[M]. 北京: 中国宇航出版社, 1993.

[15] WANHAINEN J P, FEILER C E, MORGAN C J. Effect of chamber pressure, flow per element, and contraction ratio on acoustic-mode instability in hydrogen-oxygen rocket, NASA TN D-4733[R]. [S. l.]: NASA Lewis Research Center, 1968.

[16] RICHARD T J, SREVEN G P, ERIC W L. Thermodynamic properties of cryogenic fluids[M]. New York: Plenum Press, 1997.

(编辑: 陈红霞)