国防科技大学学报
JOURNAL OF NATIONAL UNIVERSITY OF DEFENSE TECHNOLOGY
第18卷第3期 1996年9月 Vol. 18 No. 3

# 预燃室内气氢气氧射流燃烧过程数值分析*

王振国 周 进 鄢小清 刘卫东

(国防科技大学航天技术系 长沙 410073)

**摘 要** 建立了液体火箭发动机预燃室内气氢气氧射流燃烧过程的数学模型，包括燃烧过程控制守恒方程、湍流流动方程和湍流燃烧模型，以及求解控制方程所需的辅助关系式；给出了模拟射流燃烧过程的数值方法。对于给定的预燃室结构型式和尺寸，研究了喷嘴构型和氧的喷射方式对化学反应流场和燃烧性能的影响规律。结果表明，喷嘴构型和氧的喷射方式对流动过程和燃烧性能都有影响，且喷嘴结构的影响较为明显。

**关键词** 液体火箭发动机预燃室，射流燃烧，数值分析，喷嘴

**分类号** V434.13

# Numerical Analysis of Combustion Processes of Hydrogen and Oxygen Jet in the Liquid Rocket Engine Preburner

Wang Zhenguo Zhou jin Yang Xiaoqing Liu Weidong

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

**Abstract** In this paper, a comprehensive numerical model is presented for simulating combustion process of gas hydrogen and oxygen jet flow in the liquid propellant rocket engine preburner, including the governing equations of combustion processes, k-ε turbulence model, EBU turbulence combustion model and auxiliary formula of thermodynamic properties. With this model, numerical simulation of the effect of the injector configuration and the jet mode of gas oxygen on the flow, mixing and combustion processes was performed. The numerical results show that the injector configuration and the jet mode of gas oxygen have a significant effect on flow field and combustion performance.

**Key words** liquid rocket engine, preburner, jet flow combustion, numerical analysis, injector.

* 1995年8月23日收稿

## 1 数学模型

柱坐标系下稳态二维轴对称湍流化学反应流动的控制方程通用形式为：

$$\frac{\partial}{\partial x}(\beta u\Phi)+\frac{1}{r}\frac{\partial}{\partial r}(r\beta u\Phi)=\frac{\partial}{\partial x}(\Gamma_\Phi\frac{\partial\Phi}{\partial x})+\frac{1}{r}\frac{\partial}{\partial r}(r\Gamma_\Phi\frac{\partial\Phi}{\partial r})+S_\Phi \qquad (1)$$

这里，$\beta$ 是燃烧产物的等效密度，$u$ 和 $v$ 分别是气相流场轴向平均速度和径向平均速度；$\Gamma_\Phi$ 代表有效交换系数(在动量方程中代表有效粘性系数)，$S_\Phi$ 代表源项；$\Phi$ 代表通用守恒变量，$\Phi$ 取不同的表达形式，方程(1)便代表着不同的守恒方程。表 1 为控制方程一览表。

**表 1 控制方程一览表：**

| EQUATION | $\Phi$ | $\beta$ | $\Gamma_\Phi$ | $S_\Phi$ |
|---|---|---|---|---|
| continuity | 1 | $\rho$ | 0 | 0 |
| Axial x-momentum | $u$ | $\rho$ | $\mu_{eff}$ | $-\frac{\partial P}{\partial x}+\frac{\partial}{\partial x}(\mu_{eff}\frac{\partial u}{\partial x})+\frac{1}{r}\frac{\partial}{\partial r}(r\mu_{eff}\frac{\partial v}{\partial x})-\frac{2}{3}\frac{\partial}{\partial x}(\mu_{eff}\nabla\cdot\vec{U}+\rho k)$ |
| Radial r-momentum | $u$ | $\rho$ | $\mu_{eff}$ | $-\frac{\partial P}{\partial x}+\frac{\partial}{\partial x}(\mu_{eff}\frac{\partial u}{\partial r})+\frac{1}{r}\frac{\partial}{\partial x}(r\mu_{eff}\frac{\partial v}{\partial r})-\frac{2\mu_{eff}}{r^2}v-\frac{2}{3}\frac{\partial}{\partial x}(\mu_{eff}\nabla\cdot\vec{U}+\rho k)$ |
| Turbulence energy k | $k$ | $\rho$ | $\frac{\mu_{eff}}{\sigma_k}$ | $G_K-\rho\varepsilon+\frac{\mu_t}{\rho^2}(\frac{\partial\rho}{\partial x}\cdot\frac{\partial P}{\partial x}+\frac{1}{r^2}\frac{\partial r\rho}{\partial r}\cdot\frac{\partial rP}{\partial r})$ |
| Dissipation rate $\varepsilon$ | $\varepsilon$ | $\rho$ | $\frac{\mu_{eff}}{\sigma_\varepsilon}$ | $(G_1G_K-C_2\rho\varepsilon)\frac{\varepsilon}{k}+C_1\frac{\varepsilon}{k}\frac{\mu_t}{\rho^2}(\frac{\partial\rho}{\partial x}\cdot\frac{\partial P}{\partial x}+\frac{1}{r^2}\frac{\partial r\rho}{\partial r}\cdot\frac{\partial rP}{\partial r})+\rho\varepsilon\nabla\cdot\vec{U}$ |
| Enthalpy | $H$ | $\rho$ | $\frac{\mu_{eff}}{\sigma_h}$ | $a(R_X+R_Y-2E)$ |
| $H_2$ mass fraction | $Y_{H_2}$ | $\rho$ | $\frac{\mu_{eff}}{\sigma_f}$ | $R_{f.g}$ |
| $O_2$ mass fraction | $Y_{O_2}$ | $\rho$ | $\frac{\mu_{eff}}{\sigma_{ox}}$ | $r_0R_{f.g}$ |
| $H_2O$ mass fraction | $Y_{H_2O}$ | $\rho$ | $\frac{\mu_{eff}}{\sigma_{pr}}$ | $(1+r_0)R_{f.g}$ |
| X-radiation flux | $R_X$ | 0 | $\frac{1}{a+s}$ | $a(R_X-2E)+\frac{s}{2}(R_X-R_Y)$ |
| R-radiation flux | $R_Y$ | 0 | $\frac{1}{b+s}$ | $a(R_Y-2E)+\frac{s}{2}(R_Y-E_X)$ |

$$G_K = \mu_t\{2[(\frac{\partial u}{\partial x})^2 + \frac{\partial v}{\partial r})^2 + \frac{v}{r})^2] + [\frac{\partial u}{\partial r} + \frac{\partial v}{\partial x}]^2 + [r\frac{\partial}{\partial r}(\frac{w}{r})]^2 + [\frac{\partial w}{\partial x}]^2\} - \frac{2}{3}\mu_t[\frac{1}{r}\frac{\partial}{\partial r}(rv) + \frac{\partial u}{\partial z}]^2$$

### 1.2 燃烧模型

湍流燃烧模型采用 Spalding 的旋涡破碎模型(EBU)[2]，化学反应速率为：

$$R_{fu,EBU} = -C_R\rho g^{1/2}\varepsilon/k \tag{2}$$

这里 $C_R$ 为常数。Khalil 通过采用计算机的优化处理给出 $C_R$ 等于 1.07[4]；$g$ 代表浓度脉动量的当地均方根，Magnussen 建议使用下面的代数表达式[3]：

$$g^{1/2} = \min(Y_{fu}, \frac{Y_{ox}}{r_0}, \frac{BY_{pr}}{1+r_0}) \tag{3}$$

这里 $B=4.5$，是一个经验常数，$r_0$ 为氧化剂与燃料的理论化学当量比。

在本文研究的湍流燃烧系统中，喷嘴附近的区域流动速度梯度较大，但混和气的温度不高，不可能有剧烈的化学反应发生，显然在类似这样的区域，式(2)不可能给出合理的燃烧速率。为克服 EBU 模型的这一弱点，引入一个以平均参数表示 Arrhenius 类型的燃烧速率公式，对于双分子反应系统的 Arrhenius 表达式为：

$$R_{fu} = -AM_{fu}(\frac{\rho Y_{fu}}{M_{fu}})^{\alpha}(\frac{\rho Y_{ox}}{M_{ox}})^{\beta}\exp(-E/RT) \tag{4}$$

这里，$A$ 为反应速率常数，$E$ 为活化能，$R$ 为气体常数，$M_{fu}$和 $M_{ox}$为燃料和氧化剂的分子量，$\alpha$ 和 $\beta$ 是反应级数。对于实际的湍流反应流，其反应速度为式(2)和式(4)两式的较小者，即

$$R_{f,g} = -\min[|R_{fu}|, |R_{fu,EBU}|] \tag{5}$$

### 1.3 辅助公式

燃气密度采用完全气体状态方程计算，层流粘性用苏士兰公式[5]计算，即：

$$\mu_{l_i} = \mu_{l_{i0}}(T/T_0)^{n_i},\ \mu_l = \sum Y_i\mu_{l_i} \tag{6}$$

式中，$\mu_{l_{i0}}$是第 $i$ 种组分在 $T_0$ 温度时的粘性系数，$n_i$ 为幂指数，$u_{l_{i0}}$和 $n_i$ 对于不同的组分有不同的数值。湍流流动的有效粘性等于层流粘性和湍流粘性之和，因此

$$\mu_{eff} = \mu_l + \mu_t \tag{7}$$

混和气的定压比热采用如下的计算式[6]：

$$\frac{C_{p_i}}{R} = a_1 + a_2T + a_3T^2 + a_4T^3 + a_5T^4,\ C_p = \sum Y_iC_{p_i} \tag{8}$$

燃气温度由滞止焓的定义直接得出：

$$T = \left[H - \sum Y_jH_j - \frac{1}{2}(u^2 + v^2 + w^2\right]/C_p \tag{9}$$

## 2 数值方法

计算区域如图 1 所示，是由一个喷嘴和一个圆柱形燃烧室组成。喷嘴是同轴式的，中心是氧射流流道，侧面圆环为氢射流流道。氧射流考虑了直流喷射和旋流喷射两种模式；喷嘴结构考虑了中心氧流道有缩进量和没有缩进量两种型式。计算时采用矩形交错网格，

并且轴向和径向局部区域进行了简单拉伸，网格单元数为 43×19。

采用控制容积法离散控制方程。在交错网格系统中，标量是在网格交点上被定义的，而矢量分量则定义在网格交点连线的中心。因此，标量和矢量差分方程分别在各自的控制容积上得到。本文在推导差分方程时采用混合差分格式。用 SIMPLE 方法求解流场，为加快收敛，采用交替方向、逐线扫描的 TDMA 法求解代数方程组。入口速度采用均匀分布，入口压力由入口密度和入口温度隐含给定。表 2 给出了入口参数。

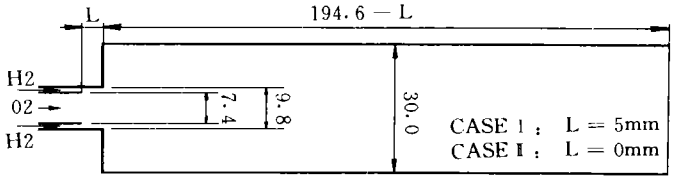


图 1

**表 2　流场入口参数**

| 入口参数 | | CASE Ⅰ | | CASE Ⅱ | |
|---|---|---|---|---|---|
| | | 无旋 1 | 有旋 2 | 无旋 1 | 有旋 2 |
| 轴向速度 $u$ (m/s) | 氧流道 | 50.0 | 50.0 | 50.0 | 50.0 |
| | 氢流道 | 225.7 | 225.7 | 225.7 | 225.7 |
| 径向速度 $v$ (m/s) | 氧流道 | 0.0 | 0.0 | 0.0 | 0.0 |
| | 氢流道 | 0.0 | 0.0 | 0.0 | 0.0 |
| 周向速度 $w$ (m/s) | 氧流道 | 0.0 | 10.0 | 0.0 | 10.0 |
| | 氢流道 | 0.0 | 0.0 | 0.0 | 0.0 |
| 温度 T(K) | 氧通道 | 90.0 | 90.0 | 90.0 | 90.0 |
| | 氢通道 | 150.0 | 150.0 | 150.0 | 150.0 |
| 组分浓度 | 氧通道 | $Y_{O_2}=1.0$, | $Y_{H_2}=1.0$, | $Y_{O_2}=1.0$, | $Y_{H_2}=1.0$, |
| | 氢通道 | $Y_{O_2}=0.0$ | $Y_{H_2}=1.0$ | $Y_{O_2}=0.0$ | $Y_{H_2}=1.0$ |

入口总焓：$H = C_pT + \sum Y_jH_j + \frac{1}{2}(u^2 + v^2 + w^2)$

上边界(固体边界)条件为：流动采用无滑移条件，能量为绝热条件，其它标量采用不可渗透边界条件。轴对称面上的边界条件为：径向速度为零，所有其它变量的径向梯度等于零。出口边界条件为：采用局部抛物化处理，采用零阶外推的方法确定第 $NI$ 网格结点上的值，但出口轴向速度需要用总的质量守恒方程来校正。

## 3　计算结果与分析

图 2 是四个不同轴向位置 $X$ 截面径向温度分布曲线。当 $X=9.868$mm 时，四种工况的径向温度分布曲线是非常相似的，图中曲线几乎完全重合了。在靠近壁面的大部分区域内 CASE Ⅰ的温度都要高于 CASE Ⅱ的温度。当 $X=73.65$mm 时，CASE Ⅰ的温度高于 CASE Ⅱ的温度，且分布更宽些。CASE Ⅰ−2、CASE Ⅱ−2 的温度最大值向壁面移动，但其靠近壁面的温度没有变化。当 $X=140.25$mm 时，四种工况的径向温度分布规律与前面的分布类似，只是分布更宽，更平滑些。这是可以预料到的，随着反应的不断进行，在对流、导热与热辐射的共同作用下，其温度分布必然趋于均匀。当 $X=193.6$mm

时，四种工况的径向温度分布曲线在大部分区域喷嘴有缩进量时的径向温度分布，都要明显地高于没有缩进量的情况，CASE Ⅱ－1 最低，这表明温度分布除了受喷嘴结构型的影响以外，射流喷射方式也是有影响的。

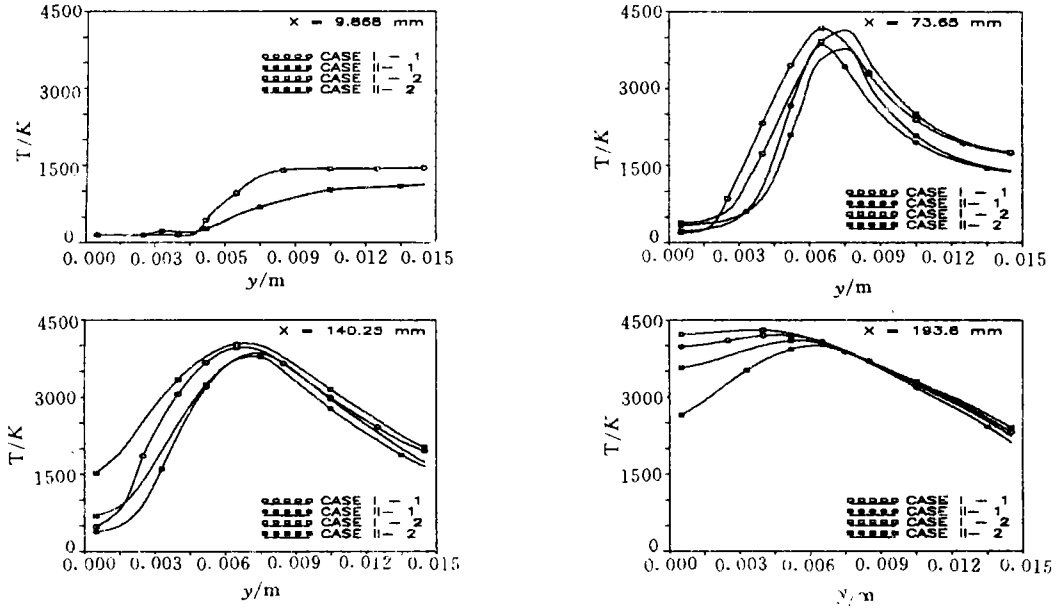



图 2　不同轴向位置 $X$ 上的径向温度分布

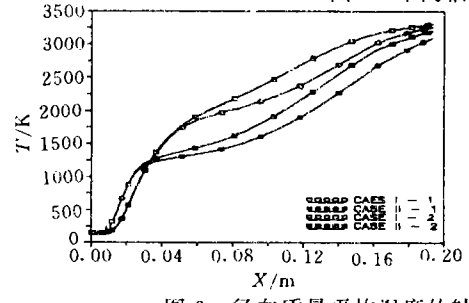



图 3　径向质量平均温度的轴向分布

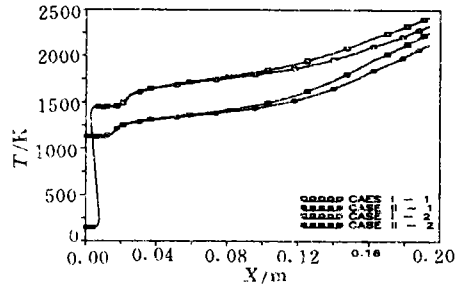



图 4　壁面温度分布曲线

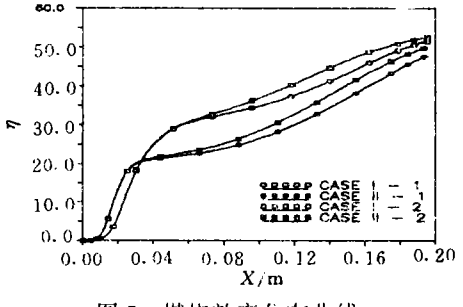



图 5　燃烧效率分布曲线

图 3 表示四种工况下径向温度的质量平均值沿轴向的分布曲线，它们实际上是代表着四种工况下推进剂所含化学能转换为热能的程度。

由图可见，CASE Ⅰ－2 的能量转换速度最快，CASE Ⅱ－1 最低，从曲线上可以很明确的看到喷嘴构型、射流喷射方式对平均轴向温度分布的影响。

图 4 代表四种工况的壁面温度曲线，可以看到 CASE Ⅰ的壁面温度明显高于 CASE Ⅱ的壁面温度，说明喷嘴结构型式对壁面温度分布的显著影响。氧的喷射方式对壁面温度分布影响可以分为两个部分考虑，靠近左壁喷注面，CASE Ⅰ－1 与 CASE Ⅰ－2 或 CASE Ⅱ－1 与 CASE Ⅱ－2 的壁面温度分布相差不多；但在靠近出口截面时，两者的的分布差别是很明显的。从热防护的角度来考虑问题，方案 CASE Ⅱ－1 较为理想，但它的效率是最低的。图 5 代表四种工况的燃烧效率沿轴向的分布。从图中可以看到，喷嘴构型和氧的喷射方式对燃烧效率都有较大的影响，尤以喷嘴结构的影响最为显著，从提高燃烧效率的角度来看，CASE Ⅰ－2 是最佳的方案。

## 4 结束语

喷嘴构型和氧的喷射方式对流场和燃烧性能都有影响，其中尤以喷嘴的结构型式影响最为明显。燃烧室内的化学反应区具有明显的扩散火焰的特征，但由于考虑了有限反应速率，故氧化剂和燃料的质量分数有一共存区。喷嘴氧通道有缩进量时将有利于提高燃烧效率，因此 CASE Ⅰ的燃烧效率明显高于 CASE Ⅱ的燃烧效率。壁面温度分布曲线表明 CASE Ⅰ的 $T_w$ 高于 CASE Ⅱ的 $T_w$，如果从壁面冷却的观点来看，CASE Ⅱ－1 最为有利，但此时的效率最低；如果从提高燃烧效率的角度来考虑，则方案 CASE Ⅰ－2 最好，但此时壁面的温度较高，对热防护不利。因此，在保证燃烧室结构安全性的前提下，使燃烧室有较高的燃烧效率，需要认真选择喷嘴的结构型式和推进剂的喷射方式。这里面肯定存在一个最佳方案，需要采用优化的方法确定。

## 参考文献


1 王振国．液体火箭发动机燃烧室内部工作过程数值模拟：[学位论文]．长沙：国防科技大学，1993

2 Spalding D B. Concentration Fluctuations in a Round Turbulent Free Jet. Chem. Eng. Sci, 1971, 26: 95～107

3 Magnussen B F, Hjertager B M. On Mathematical Modeling of Turbulent Combustion With Special Emphasis On Soot Formation and Combustion. 16th Symposium (International) on Combustion, 1976

4 Khalil E E. 燃烧室与工业炉的模拟. 北京：科学出版社，1987

5 童景山，李敬．流体热物理性质的计算. 北京：清华大学出版社，1982

6 McBride B J. Thermodynamic Properties to 6000K for 210 Substances Involving the First 18 Elements. NASA SP--3001


（责任编辑　石少平）