

液氢/液氧火箭发动机喷雾燃烧 过程三维数值模拟^{*}

刘卫东 王振国 周 进

(国防科技大学航天技术系, 长沙, 410073)

摘 要: 用三维湍流 N-S 方程及拟流体模型描述液体火箭发动机内部喷雾两相燃烧流动过程, 两相之间的质量交换采用蒸发模型计算, 气相化学反应速率采用 Arrhenius 公式计算。采用 SIMPLER 与 IPSA 算法求解两相控制方程并对氢氧发动机燃烧流动过程进行了三维数值分析, 得到了发动机推力室内燃气参数的详细分布情况。结果表明对氢氧发动机而言, 蒸发过程非常快, 推进剂混合过程是燃烧过程的决定因素。

主题词: 氢氧发动机, 两相燃烧, 燃烧化学动力学, 燃烧物理学, 数值仿真

分类号: V434.14

THREE-DIMENSIONAL NUMERICAL SIMULATION ON SPRAY COMBUSTION IN A LOX-HYDROGEN ENGINE

Liu Weidong Wang Zhenguo Zhou Jin

(Dept. of Aerospace Technology, National Univ. of Defence Technology, Changsha, 410073)

Abstract: Three-dimensional Navier-Stokes equations and two-phase fluid model which considered the liquid propellant spray as continuous phase were employed to describe the gas/liquid turbulent flow in the thrust chamber of liquid rocket engine. The mass transfer between the two phases was calculated by the droplet evaporation model and the chemical reaction rate was given by the Arrhenius model. The equations were solved using SIMPLER and IPSA algorithm with the detail distribution of gas parameters obtained. The results show that the oxygen evaporates very fast and the decisive factor of the combustion rate is the mixing process of the propellants. .

Subject terms: Hydrogen oxygen engine, Two phase combustion, Combustion chemical kinetics, Combustion physics, Numerical simulation

1 引 言

氢氧发动机以其能量转换效率高、燃烧无污染等优点而受到人们重视。但是氢氧发动机研制的技术要求高, 研制周期长, 如果能够发展、研制可靠而实用的数值模拟程序, 在计算机上实现热试车, 其意义将十分重大。本文针对氢氧发动机的燃烧过程, 发展建立了三维数值计算模型, 并对发动机工作过程进行仿真计算, 显示了计算模型的合理性和可行性。

^{*} 收稿日期: 1998-02-28, 修回日期: 1998-08-21, 本课题系国家自然科学基金资助项目, 编号 59406009

2 燃烧过程的物理模型

2.1 气液两相流动模型

液氢在冷却通道内受热进入喷注器头部时,已成为气态,而氧组元仍然以液体状态喷入燃烧室。本文采用拟流体模型来描述液氧喷雾行为,故需求解液相守恒方程。求解的两相控制方程通用式为^[1]:

$$\frac{\alpha \rho_k \phi_k}{\alpha_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} (r_k \rho_k u_j^k \phi_k) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(r_k \Gamma_{\phi} \frac{\partial \phi_k}{\partial x_j} \right) + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\phi_k D_{\phi,k} \frac{\partial r_k}{\partial x_j} \right) + S_{\phi,k} + S_{m,\phi,k} + S_{c,\phi,k}$$

式中: $\phi = u_i, v_i, w_i, h_i, r_i, Y_{fu}, Y_{ox}, k, \epsilon, p_l$, 下标 $k=1, 2$ 分别表示气液两相, 总共 15 个变量方程。方程前两项是时间导数项和对流项, 后两项是扩散项和相扩散项。 $S_{\phi,k}, S_{m,\phi,k}, S_{c,\phi,k}$ 分别是剩余源项、两相作用源项和化学反应源项。此外, 还有一些辅助方程。

假定液相为不可压, 其压力与气相一致, 密度为常量, 气相密度由状态方程求解。需要注意的是, 用静焓 $h=c_p T$ 作能量方程求解变量, 比用总焓 $H=c_p T + (u^2 + v^2 + w^2)$ 计算更稳定。因为在计算有燃烧反应的流动过程中, 燃气温度可能较低而速度较大, 如由总焓计算温度, 则可能导致温度出现负值, 使计算发散。

2.2 液滴蒸发模型

应用液滴高压蒸发理论^[2]计算液氧蒸发速率。模型假定液滴在强迫对流的惰性介质中蒸发, 过程是球对称进行的, 液滴内部物理状态均匀, 边界层厚度可以用折算薄膜理论来考虑。

$$\text{液滴蒸发速率: } \dot{m}_v = \frac{2\pi\rho D r_s Nu_m^0}{AB} \ln \frac{1 - BY_{v,\infty}}{1 - BY_{v,s}}$$

$$\text{液滴半径变化: } \frac{dr_s}{dt} = - \left(\frac{\dot{m}_v}{4\pi r_s^2 \rho_l} + \frac{r_s}{3\rho_l} \frac{d\rho_l}{dT} \frac{dT_l}{dt} \right)$$

$$\text{液滴升温速率: } \frac{dT_s}{dt} = \frac{1.5\lambda Nu_T C}{\rho_l c_{p,l} r_s^2} \left[\frac{T_\infty - T_s}{e^c - 1} - \frac{\Delta H_v}{Ac_{p,v} + (A-1)c_{p,e,s}/\rho_{v,s}} \right]$$

式中: $A=1+\frac{4\pi r_s^2 \rho_{v,s}}{\dot{m}_v} \frac{dr_s}{dt}$, $B=1+\frac{\rho_{e,s}}{\rho_{v,s}} \left(1 - \frac{1}{A} \right)$, $c=\dot{m}_v [Ac_{p,v} + (A-1)\frac{\rho_{e,s}}{\rho_{v,s}} c_{p,e}]/2\pi\lambda r_s Nu_T^0$ 。 $\rho_{v,s}, \rho_{e,s}$ 分别表示液滴表面蒸汽密度和环境气体密度; $c_{p,v}, c_{p,e}$ 分别是液滴蒸汽和环境气体的定压比热容; T_s, T_∞ 分别是液滴、燃气温度, λ 是气体导热系数; ΔH 是液滴相变潜热。此外, 在高压情况下, 理想气体状态方程需要进行修正, 模型采用了 $R-K$ 双参数方程。根据界面上的汽液热力平衡条件, 应用 Antoine 方程计算液滴表面蒸汽压^[3], 进而得到液滴表面蒸汽相对质量浓度。

2.3 湍流模型

发动机内部处于剧烈的湍流状态, 数值计算中采用了湍流 $k-\epsilon$ 模型, 模型方程为:

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho k u_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\frac{\mu_{\text{eff}}}{\sigma_k} \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + G_k - \rho \epsilon$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho \epsilon) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho \epsilon u_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\frac{\mu_{\text{eff}}}{\sigma_\epsilon} \frac{\partial \epsilon}{\partial x_j} \right) + C_1 \frac{\epsilon}{k} - G_k - C_2 \frac{\rho \epsilon^2}{k}$$

其中: $C_1, C_2, C_\mu, \sigma_k, \sigma_\epsilon$ 为湍流模型常数, G_k 为湍流动能生成项。

2.4 燃烧反应模型

基于对大量实验现象的观察和抽象, Spalding 提出了旋涡破碎模型 (Eddy-Break-Up), 简

称 EBU 模型。他归纳出湍流燃烧速率的计算公式: $R_{fu,EBU} = C_{EBU} \rho g^{\frac{1}{2}} \epsilon / k$, 式中: C_R 是模型常数, 通常取 $C_R = 0.35 \sim 0.4$, Khalil 通过计算优化^[4], 认为取 1.07 为好。 g 是燃料质量分数的脉动均方值 $g = \overline{Y'_{fu}{}^2}$, 有几种计算方法。本文采用 Magnussen 提出的代数关系式^[5]来计算:

$$g = \min\left(Y_{fu}, \frac{Y_{ox}}{B}, \frac{Y_{pr}}{1+B}\right)$$

式中: Y_{fu} , Y_{ox} , Y_{pr} 分别是燃料、氧化剂、燃烧产物的质量分数。 B 是化学反应当量比。在整个燃烧区域可能存在湍流混合剧烈而温度并不高的区域。在这些区域化学反应速率相对较小, 是控制整个燃烧过程的决定因素, 燃烧速率按 Arrhenius 公式计算:

$$R_{fu,Arr} = C_A \bar{\rho}^2 \bar{Y}_{fu} \bar{Y}_{ox} \exp\left(-\frac{E}{RT}\right)$$

对氢氧反应, 式中 $C_A = 2.4 \times 10^9$, $E/R = 800$ 。实际过程的燃烧速率公式则由下式计算:

$$R_{fu} = \min(|R_{fu,EBU}|, |R_{fu,Arr}|)$$

2.5 物性参数模型

根据文献 [6] 提供的氢、氧、水蒸汽物性参数计算, 从计算结果看, 其准确性是很好的。

(1) 氢、氧、水蒸气的质量定压热容随温度变化式:

$$C/R = a_1 + a_2 T + a_3 T^2 + a_4 T^3 + a_5 T^4$$

(2) 液氧密度、蒸发潜热随温度变化式:

$$\rho_l = 1.2 \times 10^4 T_l^{-0.507} (\text{kg/m}^3); \quad Q_l = 280.84 \times \left(1.0 - \frac{T_l}{T_{cr}}\right)^{0.31518} (\text{J/kg} \cdot \text{K})$$

式中: T_l 为液氧温度, 液氧临界温度 $T_{cr} = 154\text{K}$ 。

3 数值计算方法

3.1 计算网格

发动机燃烧室是圆柱体, 喷管收敛段与扩张段采用了双圆弧设计。发动机的喷注面布置了六圈共 84 个同轴离心式喷嘴, 一个点火孔, 两个测压孔。数值计算区域为 1/4 个燃烧室空间, 应用 TTM 方法在子午面上生成二维贴体网格, 再沿轴向旋转一周, 形成三维贴体网格。考虑到喷注面附近燃烧反应剧烈, 网格在此区域进行加密。三维网格数为 $60 \times 45 \times 30$ 。

3.2 控制方程离散

控制方程的离散及求解方法, 采用 SIMPLER 方法处理。控制通用形式离散后得到的代数方程为:

$$\phi_P = \frac{a_E \phi_E + a_W \phi_W + a_N \phi_N + a_S \phi_S + a_H \phi_H + a_L \phi_L + a_T \phi_T + s_b + S_\phi}{a_E + a_W + a_N + a_S + a_H + a_L + a_T + a_P}$$

式中的系数计算形式如下:

$$a_E = \max(0, d_e - \alpha |m_e|) + \max(0, -m_e) + \max(0, -D_e)$$

$$a_W = \max(0, d_w - \alpha |m_w|) + \max(0, +m_w) + \max(0, -D_w)$$

$$a_N = \max(0, d_n - \alpha |m_n|) + \max(0, -m_n) + \max(0, -D_n)$$

$$a_S = \max(0, d_s - \alpha |m_s|) + \max(0, -m_s) + \max(0, -D_s)$$

$$a_H = \max(0, d_h - \alpha|m_h|) + \max(0, -m_h) + \max(0, -D_h)$$

$$a_L = \max(0, d_l - \alpha|m_l|) + \max(0, -m_l) + \max(0, -D_l)$$

$$a_P = a_E + a_W + a_N + a_S + a_H + a_L + a_T + S_P$$

$$a_T = \frac{r_{ip}\rho_{ip}Vol_p}{\delta t}$$

式中 α 是差分格式开关, 本文计算采用混合格式, 即 $\alpha=1/2$ 。式中 d 代表扩散系数, m 是控制容积边界流通量, D 是相间扩散系数。

3.3 源项线性化与边界条件

计算中对液氧蒸发而导致的两相质量、动量、能量交换源项, 经过线性化而直接加入控制方程, 可以改善计算稳定性。源项线性化处理方法如下^[7]:

$$S_{m,\phi} = C_P V_{gr} (V_P - \phi_P)$$

式中: C_P , V_P 是线性化系数, ϕ_P 是变量在网格点 P 处的值, V_{gr} 是网格控制容积体积。源项线性化的关键就是如何确定系数 C_P , V_P 。给定一适当 C_P 值后, 就可得到另一系数:

$$V_P = S_m / C_P V_{gr} + \phi_P$$

计算中给定的边界条件有:

入口: 给定氢气流量、温度、速度分量: $u_1=v_1=0$, w_1 应用数值边界条件给定。

给定液氧流量、温度、速度分量: $u_2=v_2=0$, $w_2=15$ m/s

出口: 由于喷管出口燃气膨胀达到超音速, 所有变量采用数值边界条件外推。

壁面: 绝热、无渗透、无滑移壁面。对称面: 所有变量的梯度等于零。

4 计算分析

计算得到的火箭发动机推力室内部燃气压力、温度、组分等参数分布如图 1~6 所示。图 1 是 $Y-Z$ 平面上压力等值线, 燃烧室压力是 3.9 MPa, 但在喷嘴附近有局部高压, 主要是喷嘴呈现出比较明显的射流特性。图 2 是不同 $X-Y$ 面上燃气静焓分布图。图 3 是 $X-Z$ 平面上燃气温度分布, 由图看温度分布直到喷管喉部才变得较均匀, 说明混合过程对燃烧十分重要。

图 4 是氧组分质量分数在 $X-Y$ 面分布, 由图可知, 氧组元在很短的区域内就燃烧完了, 并呈现射流火焰特性。图 5 是燃烧产物质量浓度分布, 由于氢氧推进剂混合是富燃料的, 燃烧产物最终的质量分数为 0.98, 这与热力计算结果非常接近。图 6 是液氧体积分数分布, 由图可知液氧蒸发非常快, 与图 4 相比, 气态氧组分存在的区域要比液氧大得多, 这说明发动机燃烧室内化学反应过程决定燃烧速率。

5 结 论

通过本文对液氢/液氧发动机燃烧过程仿真计算表明, 推力室头部喷嘴布置对发动机燃烧过程有重要影响。计算结果展示了燃烧室内燃气速度、温度、推进剂组分等参数分布的各个侧面。对氢氧发动机, 液氧蒸发非常快, 化学反应是燃烧过程快慢的决定因素。

(下转第 28 页)

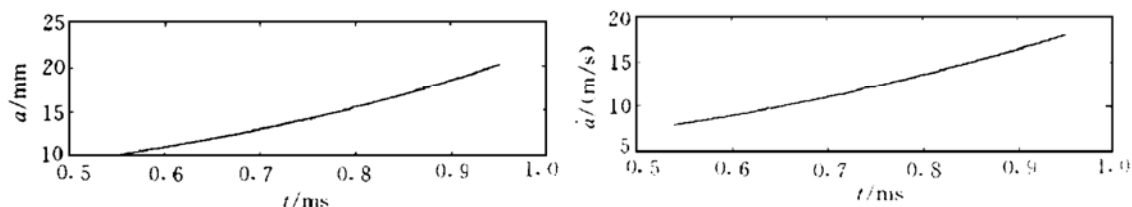


Fig. 4 The visco-plastic zone versus time at the crack tip and the visco-plastic region along the new surface of the growth crack

增压,这就为裂纹的后续扩展和 DDT 过程的生产提供了动力。

(2) 裂纹尖端粘弹塑性屈服区随时间增大和粘弹塑性屈服带的形成为裂纹燃烧断裂失稳扩展诱导 DDT 过程提供了物质基础。

(3) 裂纹燃烧断裂耦合至少存在两种模式:流场的热力与固相的变形扩展之间的耦合,固相的塑性变形对燃烧性能的影响。

参 考 文 献

- 1 韩小云,周建平. 固体推进剂裂纹对流燃烧和扩展的研究分析. 推进技术, 1997, 18 (6)
- 2 韩小云,周建平. 固体药柱燃烧断裂边界—维流场特性. 推进技术, 1998, 19 (5)
- 3 叶万举,常显奇,曹泰岳. 固体火箭发动机工作过程理论基础. 长沙:国防科技大学出版社, 1985.
- 4 Graham G A C, Sabin G C W. 涉时间相依区域问题的线粘弹性理论对应性原理. 陈振韬译. 见:湘潭大学自然科学学报编辑部编. 湘潭大学自然科学学报粘弹性断裂译文集(下),湘潭:湘潭大学自然科学学报编辑部, 1983: 136~150
- 5 范天佑. 断裂力学基础. 南京:江苏科学技术出版社, 1978.
- 6 Anderson T L. Fracture mechanics-fundamentals and applications. CRC Press. Inc. 1991.

(上接第 22 页)

参 考 文 献

- 1 Spalding D B. Numerical computation of multi-phase flows. N82-23510
- 2 庄逢辰. 液体火箭发动机喷雾燃烧理论、模型及应用. 长沙:国防科技大学出版社, 1995.
- 3 童敬山,李敬编. 流体热物理性质的计算. 北京:清华大学出版社, 1982.
- 4 Khalil E E 著. 燃烧室与工业炉的模拟. 陈熙,周晓青译. 北京:科学出版社, 1987.
- 5 Magnussen B F, Hjerager B H. On mathematical modelling of turbulent combustion with special on soot formation and combustion. 16th International Symposium on Combustion, 1986.
- 6 Bommie J M. Thermodynamic properties 6000K for 210 substances involving the first 18 elements. NASA SP-3001
- 7 Patankar S V 著. 传热与流体流动的数值计算. 张政译. 北京:科学出版社, 1984.