

# 准一维超音速气液两相流数值模拟

芮守祯<sup>1</sup> 邢玉明<sup>1</sup> 梁 材<sup>2</sup>

(1. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院 北京 100191;

2. 中国船舶重工集团公司第七一三研究所 河南 郑州 450015)

摘 要: 采用欧拉-拉格朗日方法对燃气-蒸汽发射动力装置内超音速燃气中的喷雾蒸发的气液两相流进行了准一维数值模拟研究,该方法考虑了面积变化、质量添加、蒸发效应、变物性等各种影响因素。针对不同的喷水孔径、喷水压差以及水气质量比进行了数值模拟计算,分析了各种条件下的液滴蒸发情况以及对气相流场的影响,为燃气-蒸汽发射动力装置的设计优化提供了一种快速有效的方法。

关 键 词: 准一维; 喷雾; 两相流; 蒸发

中图分类号: O359.1 文献标识码: A

## 引 言

燃气-蒸汽发射动力装置是通过在固体装药燃烧产生的高温高压燃气中喷水,对燃气进行冷却,并利用蒸发后的水蒸气与燃气的混合气体对外做功,提供发射动力。喷水冷却不仅能对发射筒内设备及导弹起到保护作用,而且能够通过改变喷水条件来调节发射装置的能量输出,扩大发射范围。在燃气-蒸汽发射动力装置的设计研制中,由于实弹射击试验费用昂贵,数值模拟技术成为重要的补充。冷却水的雾化和蒸发对发射动力装置的流场有重要影响,因此雾化蒸发及气液两相流的数值模拟尤为重要。国内外有关燃气-蒸汽发射动力装置的研究较少<sup>[1~2]</sup>,有关雾化蒸发的研究以低速流及实验为主<sup>[3~6]</sup>,在发动机燃烧室等研究领域的数值模拟中准一维的方法快速有效,应用广泛<sup>[7~9]</sup>,本研究将准一维的方法与气液两相流计算相结合应用于燃气-蒸汽发射动力装置的数值模拟中,对气液两相流场以及液滴的蒸发进行数值模拟研究。

## 1 数学模型

### 1.1 气相模型

气相采用准一维  $N-S$  方程描述,即:

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial(F - F_v)}{\partial x} = S \quad (1)$$

式中:

$$Q = \begin{pmatrix} \rho A \\ \rho u A \\ \rho e A \end{pmatrix}; \quad F = \begin{pmatrix} \rho u A \\ \rho u u A + p A \\ \rho h u A \end{pmatrix}$$
$$F_v = \begin{pmatrix} 0 \\ \tau_x A \\ u \tau_x A - q_x A \end{pmatrix}; \quad S = \begin{pmatrix} S_m A \\ p \frac{\partial A}{\partial x} + S_u A \\ S_h A \end{pmatrix}$$

$$\tau_x = \frac{4}{3} \mu \frac{\partial u}{\partial x}; \quad q_x = -k \frac{\partial T}{\partial x}$$

其中  $\rho, \mu, \epsilon, h, p, T, \mu, \tau_x, q_x, k$  分别为气相密度、速度、单位质量气体总能量、总焓、压强、温度、粘性系数、切应力、热流量和导热系数;  $A$  为截面积;  $S_m, S_u, S_h$  分别是液相作用于气相的质量、动量和能量源项,则:

$$S_m = N_k (m_{ki} - m_{ke})$$
$$S_u = N_k (m_{ki} u_{ki} - m_{ke} u_{ke})$$
$$S_h = N_k [ -Q_k + c_p T (m_{ki} - m_{ke}) ]$$

其中  $N_k$  表示颗粒数总通量;  $N_k$  沿轨道守恒;  $m_k$  表示单个液滴的质量; 下标  $i, e$  分别表示气相单元内轨道入口和出口处的值;  $Q_k$  为对流换热;  $c_p$  为气相定压比热。

### 1.2 颗粒相模型

液滴蒸发分为预热和稳定蒸发两个阶段,假设液滴颗粒为球形,只考虑阻力,液滴温度均匀,颗粒相在拉格朗日坐标系下的控制方程为<sup>[10]</sup>:

连续方程:

$$N_k = \int_A n_k v_{kn} dA = \text{cons } t \quad (2)$$

动量方程:

$$\frac{du_k}{dt} = (u - u_k) / \tau_{rk} - (u - u_k) \dot{m}_k / m_k \quad (3)$$

能量方程:

收稿日期:2010-08-19; 修订日期:2010-09-13

作者简介:芮守祯(1981-)男,江西德兴人,北京航空航天大学博士研究生。

$$\frac{dT_k}{dt} = [Q_k - Q_h - \dot{m}_k (c_p T - c_k T_k)] / (m_k c_k) \quad (4)$$

在  $Le = 1$  的情况下, 预热和稳定蒸发阶段的质量变化率相同, 即:

$$\dot{m}_k = \pi d_k \frac{\lambda_f}{c_{pf}} Nu \ln(1 + B)$$

由此得到液滴直径的变化方程:

$$\frac{d(d_k^2)}{dt} = -\frac{4Nu\lambda_f}{\rho_k c_{pf}} \ln(1 + B)$$

轨道方程:

$$\frac{dx_k}{dt} = u_k$$

式中:  $n_k$ —颗粒数密度;  $u_k$ —颗粒速度;  $\dot{m}_k$ —颗粒质量变化率;  $t$ —时间;  $\tau_{rk}$ —弛豫时间;  $\rho_k$ —颗粒材料密度;  $d_k$ —颗粒直径;  $\mu_f$ —颗粒表面参考粘性;  $c_d$ —颗粒阻力系数;  $Re_k$ —颗粒相对运动雷诺数;  $T_k$ —颗粒温度;  $Q_h$ —液滴汽化潜热;  $c_k$ —颗粒比热;  $Nu$ —努塞尔数;  $\lambda_f$ —颗粒表面参考导热系数;  $c_{pf}$ —颗粒表面参考比热;  $B$ —质量传输数, 预热蒸发阶段  $B = Y_{Fs} / (1 - Y_{Fs})$ ;  $Y_{Fs}$ —液滴表面质量分数; 稳定蒸发段  $B = c_{pf}(T - T_k) / q_e$ ,  $q_e$ —液滴蒸发热。

当液滴达到平衡温度后进入稳定蒸发阶段, 液滴温度保持不变。液滴表面参考温度及其它参考物性参数遵守 1/3 定律。水蒸气粘性、比热、导热系数随参考温度变化, 水蒸气密度随饱和蒸汽压变化。

### 1.3 数值解法

气相  $N-S$  方程中, 无粘通量采用 AUSM + 格式离散<sup>[11]</sup>, 粘性通量采用中心差分格式, 时间格式采用四步 Runge - Kutta 法。

AUSM + 格式将无粘通量分裂为对流项和压力项, 即:

$$\tilde{F} = u \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho e + p \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ p \\ 0 \end{bmatrix}$$

无粘通量在界面单元处的形式可表示为:

$$\tilde{F}_{i+1/2} = c_{i+1/2} Ma_{i+1/2} \Phi_{i+1/2} + \tilde{P}_{i+1/2}$$

单元界面马赫数分裂为:

$$Ma_{i+1/2} = M_i^+ + M_{i+1}^-; M_i^\pm = M_i^\pm (Ma_i)$$

其中马赫数分裂函数为:

$$M^\pm (Ma) = \begin{cases} \pm \frac{1}{4} (Ma \pm 1)^2 \pm \frac{1}{8} (Ma^2 - 1)^2 & (|Ma| \leq 1) \\ \frac{1}{2} (Ma \pm |Ma|) & (|Ma| > 1) \end{cases}$$

界面压力项可分裂为:

$$\tilde{P}_{i+1/2} = P_i^+ \tilde{P}_i + P_{i+1}^- \tilde{P}_{i+1}, P_i^\pm = P_i^\pm (Ma_i)$$

其中压力项分裂函数为:

$$P^\pm (Ma) =$$

$$\begin{cases} \frac{1}{4} (Ma \pm 1)^2 (2 \mp Ma) \pm \frac{3}{16} Ma (Ma^2 - 1)^2 & (|Ma| \leq 1) \\ \frac{1}{2} \frac{(Ma \pm |Ma|)}{Ma} & (|Ma| > 1) \end{cases}$$

在计算单元界面的数值通量时, 利用 MUSCL 插值方法, 用限制器计算出界面左右两边的原始变量代替网格点的变量, 即可提高计算精度<sup>[12]</sup>。

颗粒相在拉格朗日坐标系下应用颗粒轨道模型求解常微分方程, 在  $\Delta t$  时间内用 Runge - Kutta 法解颗粒动量方程, 或是用近似法求轨道解析式, 可得颗粒速度为:

$$u_{ke} = u - (u - u_{ki}) \exp\left(-\left(\frac{1}{\tau_{rk}} - \frac{m_k}{m_k}\right) \Delta t\right)$$

求出颗粒速度后, 颗粒轨道可用线性近似为:

$$x_{ke} = x_{ki} + \frac{\Delta t}{2} (u_{ki} + u_{ke})$$

液相对气相的影响通过单元网格内的源项作用在气相守恒方程中, 利用 PSIC (Particle Source in Cell) 方法耦合求解气液两相的控制方程。

## 2 计算结果及分析

对某燃气 - 蒸汽式弹射动力系统的两相流场进行了数值计算, 主流为高温高压超音速气流, 燃气总温 2857 K, 总压 10 MPa, 马赫数为 1.62; 冷却水垂直喷入主流, 温度为 300 K, 水汽质量比为 0.5 ~ 2, 喷水压差在 1 ~ 4 MPa 之间, 喷水孔径为 0.5 ~ 2 mm 之间。模型结构如图 1 所示, 从左至右依次为导流管、喷管和喷水管, 箭头处为喷水位置。

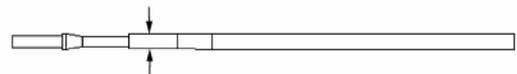


图 1 模型结构

超音速气流在喷管前产生一道激波, 并逐渐向上游移动, 最终到达导流管入口处。图 2 所示为不喷水时的轴向马赫数和压力分布。从图中可以看出导流管入口激波处马赫数骤降, 压力在激波后突然增大, 波后的气流为亚音速, 经过喷管加速后在喉部达到音速, 进入喷水管后, 突扩为超音速气流, 压力降至最低, 进入发射筒做功。

图 3 所示为水气质量比为 1 时, 喷水孔径和喷水压差变化对液滴直径、温度、速度及质量分数分布的影响, 从图 (a)、(b) 中可以看出, 喷水孔径大或喷水压差小, 液滴直径减小的越慢, 液滴升温也越慢, 蒸发时间越长, 甚至离开计算域时仍未蒸发完。由于气相条件及水气比相同, 所以液滴达到的饱和温度也基本相同。图 (c) 中, 喷水孔径大或喷水压差小时, 喷雾形成的液滴平均直径较大, 由于大液滴惯

性大, 随流性差, 造成液滴加速较慢, 初始阶段气液相速度差较大, 加速也较快, 随着液滴速度不断增大, 加速逐渐趋缓, 最后达到稳定, 但某些小液滴在还未到达稳定速度时就可能已经蒸发完了。从图 (d) 中也可以看出, 随着蒸发不断进行, 液滴的质量分数不断减少直至为零, 当喷水孔径较大或喷水压差较小时, 由于蒸发较慢, 液滴质量分数减少的也较慢。

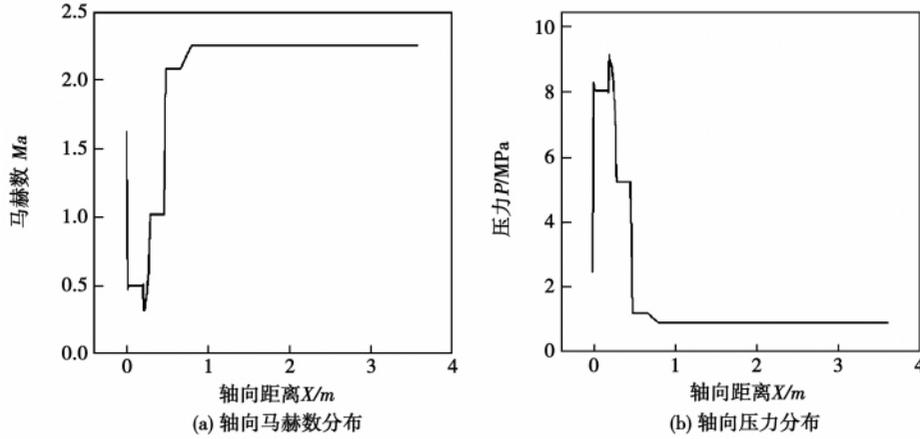


图 2 轴向马赫数与压力分布

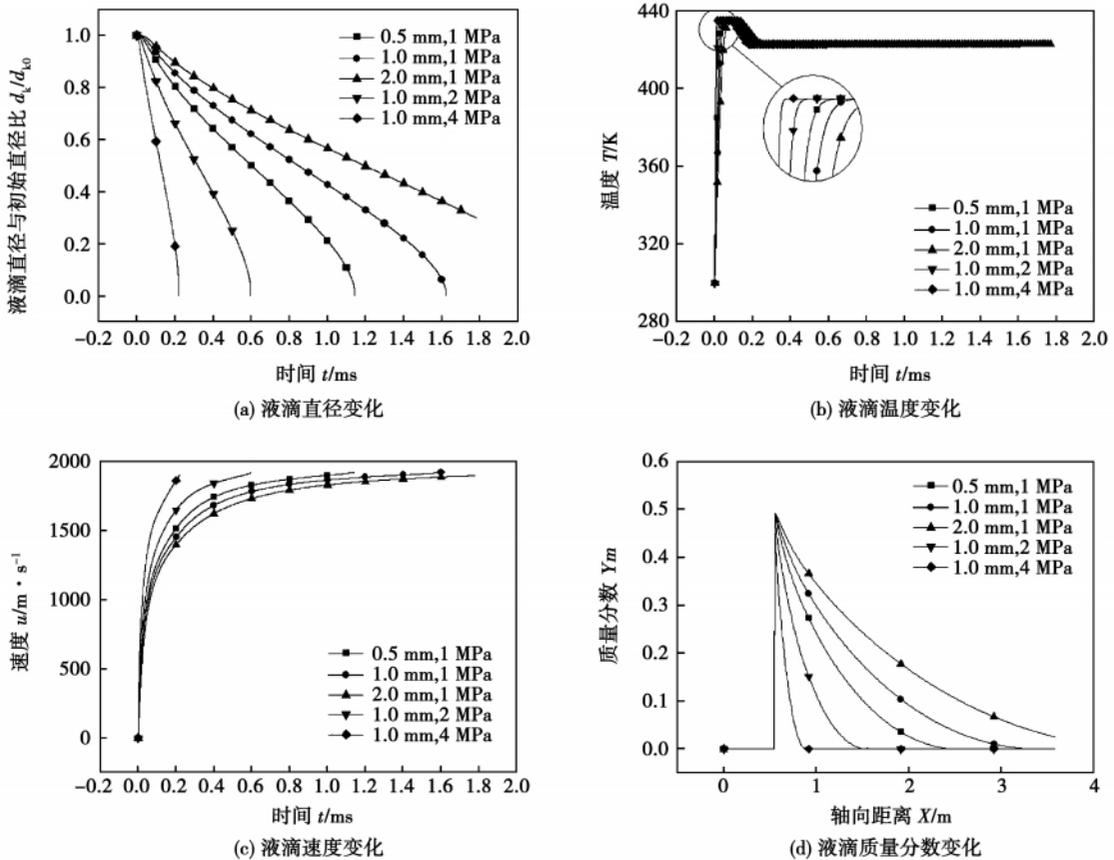


图 3 不同状态下液滴直径、温度、速度及质量分数变化

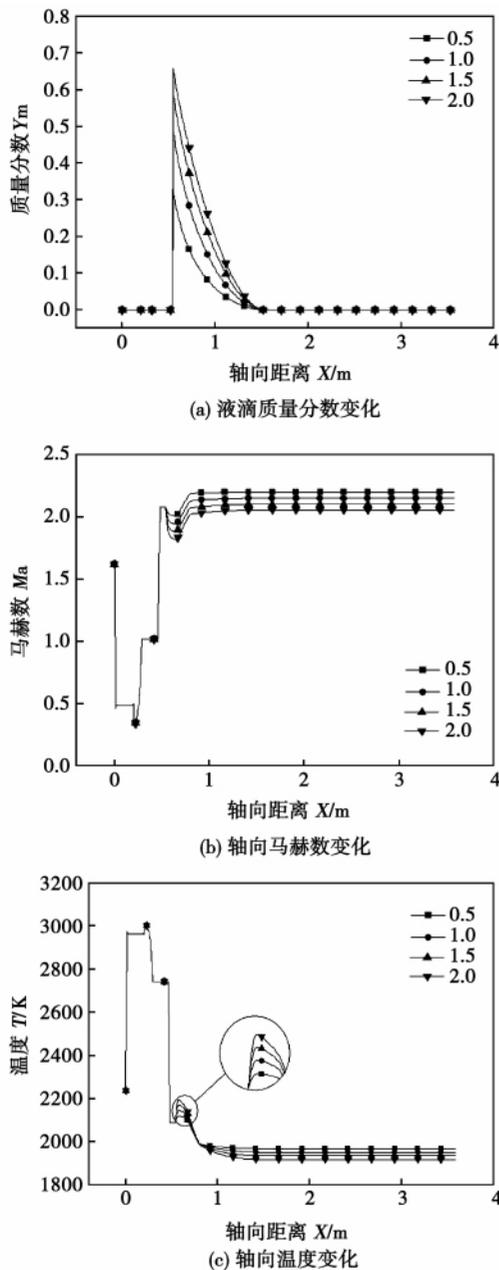


图 4 不同水气质量比时轴向液滴质量分数、马赫数及温度变化

图 4 为喷水孔径 1 mm, 压差 2 MPa, 水气质量比变化时的轴向参数变化, 由图( a) 所示液滴质量分数变化可知, 水气质量比越大, 即喷水量越大, 液滴所占质量分数也越大, 但由于喷水孔径和压差均相同, 喷水量的增加是通过增加喷水孔数实现的, 所以液滴蒸发情况相同, 只是液滴数有所增加。图( b) 所示为轴向马赫数变化, 由图可知, 水气质量比越大, 对气相速度影响就越大, 马赫数降低越明显, 但仍处于超音速状态。图( c) 中可以看出温度在喷管入口处达到峰值, 并在喷水管内降至最低, 温度跨

度较大。水气质量比变化时, 温度在喷水孔后由于马赫数下降而上升, 马赫数下降越大, 温度上升就越大, 但随着水滴的不断蒸发, 从气相吸收的热量逐渐增多, 气相温度出现明显降低, 显然水气质量比越大, 温度降低则越多。

### 3 结 论

(1) 系统内各部分的压强和温度分布呈现明显不同的特征, 对发射装置的结构设计和热设计有重要参考意义。

(2) 增大喷水孔径或减小喷水压差能够降低蒸发速度, 延长蒸发时间, 降低出口温度。增大水气质量比, 可以降低出口温度, 气相速度降低明显。

(3) 准一维数值模拟尚不能描述整个流场的细节, 但它的计算量及时间较二维计算大幅减少, 本方法可以为初步设计提供良好的参考, 为后续研究打下基础。

### 参考文献:

- [1] 赵世平, 鲍福廷. 燃气蒸汽式发射系统内弹道若干问题研究 [J]. 固体火箭技术, 2003, 26(3): 7-10.
- [2] 芮守祯, 邢玉明. 几种导弹弹射动力系统内弹道性能比较 [J]. 北京航空航天大学学报, 2009, 35(6): 766-770.
- [3] SADIKI A, CHRIGUI M. Modeling and simulation of effects of turbulence on vaporization, mixing and combustion of liquid-fuel sprays [J]. Flow Turbulence and Combustion, 2005, 75: 105-130.
- [4] BARATA J M M, MATOS H M M, SILVA A R R. Numerical simulation of an array of evaporating droplets through a crossflow // 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit [C]. Reno, Nevada, USA: AIAA, 2005. 1-17.
- [5] KOLAITIS D I, FOUNTI M A. A comparative study of numerical models for Eulerian-Lagrangian simulations of turbulent evaporating sprays [J]. International Journal of Heat and Fluid Flow, 2006, 27: 424-435.
- [6] YU G, LI J G, ZHAO Z. Investigation of vaporized kerosene injection in a supersonic model combustor // 12th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies [C]. USA: AIAA, 2003: 1-8.
- [7] FORDE M. Quasi-one-dimensional gas/particle nozzle flows with shock [J]. AIAA Journal, 1986, 24(7): 1196-1199.
- [8] 王 兰, 邢建文. 超燃冲压发动机内流性能的一维评估 [J]. 推进技术, 2008, 29(6): 641-645.
- [9] 白桥栋, 翁春生. 内弹道双一维两相流数值计算的 CE/SE 方法 [J]. 南京理工大学学报, 2006, 30(4): 508-516.
- [10] 周力行. 湍流两相流动与燃烧的数值模拟 [M]. 北京: 清华大学出版社, 1991.
- [11] LIU MENG SING. Progress towards an improved CFD method: AUSM+ [R]. AIAA 95-1701, 1995.
- [12] 阎 超. 计算流体力学方法及应用 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2006.

高负荷扩压串列转子的设计技术探讨 = **Exploratory Study of Design Technologies for High-load Pressure Diffusion Tandem Rotors** [刊 汉] WANG Peng , GAN Peng , ZOU Zheng-ping ( National Level Key Laboratory on Aeroengine Aerodynamics and Thermodynamics , College of Energy Source and Power Engineering , Beijing University of Aeronautics and Astronautics , Beijing , China , Post Code: 100191 ) , WANG Qiang ( China Aviation Power Machinery Research Institute , Zhuzhou , China , Post Code: 412002 ) //Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. -2011 26( 4) . -388 ~ 392

The authors have conducted an exploratory study of design technologies for high load tandem rotors. By combining the speed triangle analysis with the controllable diffusion blade profile reverse problem design technology , a design version for a two-dimensional high load tandem rotor was completed. The numerical calculation results show that the tandem rotor such designed has a superior aerodynamic performance and its efficiency can reach 91% . Furthermore , under the condition that the gas flow deflection angle is 50 degrees and the booster pressure ratio is 1.68 , there exists no separation flow , guaranteeing that its work-doing capacity reaches that of the original two-stage rotor.

**Key words:** tandem rotor , high-load pressure diffusion stage , reverse problem design , controllable diffusion blade profile

准一维超音速气液两相流数值模拟 = **Numerical Simulation of a Quasi-one-dimensional Supersonic Gas-liquid Two-phase Flow** [刊 汉] RUI Shou-zhen , XING Yu-ming ( College of Aeronautical Science and Engineering , Beijing University of Aeronautics and Astronautics , Beijing , China , Post Code: 100191 ) , LIANG Cai ( CSIC Zhengzhou No.713 Research Institute ,Zhengzhou ,China ,Post Code: 450015 ) //Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. -2011 26( 4) . -393 ~ 396

By using the Euler-Lagrange method , the authors conducted a quasi-one-dimensional numerical simulation study of the gas-liquid two-phase flow in the supersonic fuel gas during its spray evaporation inside a fuel gas-steam launching power plant. The method in question considered various influencing factors , including area change , mass addition , evaporation effect and variable physical properties etc. A numerical simulation calculation was performed at different water spray hole diameters , pressure differences and water-gas mass ratios. Furthermore , the liquid drop evaporation under various conditions and its influence on the gas phase flow field were analyzed , thus providing a quick and effective method for optimizing and designing a fuel-gas-steam launching power plant. **Key words:** quasi-one-dimension , spray , two-phase flow , evaporation

压缩空气蓄能系统热经济学分析 = **Thermo-economic Comparison of Compressed Air Energy Storage Systems** [刊 汉] LU Yuan-wei , LIU Guang-lin , MA Chong-fang , LU Peng-fei ( Education Ministry Key Laboratory on