

文章编号:1000-8055(2011)05-0991-06

高温高压超声速气液两相流场数值模拟

芮守祯¹, 邢玉明¹, 梁 材²

(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 713 研究所, 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高温高压超声速燃气中横向喷雾的气液两相流进行了数值模拟研究, 气相采用 RK(Runge-Kutta)-AUSM+(advection upstream splitting method+) 格式求解 Navier-Stokes 方程, 液相应用颗粒轨道模型, 两相之间的耦合通过在气相各守恒方程中添加源项来实现. 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和能量输出的影响, 为燃气-蒸汽发射动力装置的设计优化和能量调节技术提供了理论依据.

关 键 词: 超声速; 喷雾; 蒸发; 两相流; 数值模拟

中图分类号: V211.1⁺7

文献标志码: A

Numerical simulation of gas-liquid two-phase flow in high temperature and high pressure supersonic cross flow

RUI Shou-zhen¹, XING Yu-ming¹, LIANG Cai²

(1. School of Aeronautics Science and Engineering,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. The 713th Research Institute,
China Shipbuilding Industry Corporation, Zhengzhou 450015, China)

Abstract: An Euler-Lagrange method was used to describe gas-liquid two-phase flow in high temperature and high pressure supersonic cross flow of gas-steam launching system. The gas phase flow field was simulated by solving the Navier-Stokes equations using RK (Runge-Kutta)-AUSM+ (advection upstream splitting method+) scheme. A particle trajectory model was used to represent the liquid phase. The source terms were added to the gas phase conservation equations to simulate the coupling of two-phase. Several applications were calculated to analyze the droplet evaporation and the influence on gas flow field and energy output. The conclusions are useful to design and optimize the gas-steam launching system and energy regulation.

Key words: supersonic; spray; evaporation; two-phase flow; numerical simulation

符号表

A	截面积	c_p	比定压热容
B	质量传输数	d	喷水孔径
c	比热容	d_k	液滴直径

收稿日期:2010-07-02; 修订日期:2010-08-25

作者简介:芮守祯(1981—),男,江西德兴人,博士生,主要研究方向为计算流体力学及气液两相流. E-mail:rui314@126.com

$\hat{\mathbf{F}}, \hat{\mathbf{G}}$	数值通量
k	湍动能
Le	路易斯数
m	质量
$\dot{m}$	质量变化率
Nu	努塞尔数
N	颗粒数总通量
n_k	颗粒数密度
Δp	喷水压差
q_e	液滴蒸发热
r	水气质量比
S_p	源项
T	温度

下标

e	轨道离开气相单元值
f	参考温度下物性参数
i	轨道进入气相单元值

$\hat{Q}$	守恒变量
Q_h	汽化潜热
Q_k	对流换热
t	时间
u, v	速度
Y_{fs}	液滴表面质量分数
ξ, η	坐标变换系数
λ	导热系数
ρ	密度
τ_{rk}	弛豫时间
ω	比耗散率
ΔV	网格单元体积

k	颗粒相
n	法向分量
v	黏性项

在燃气-蒸汽发射动力装置的冷却器中,水射流横向喷入固体火箭燃气发生器产生的高温高压超声速燃气中,对燃气进行冷却,水雾化蒸发形成水蒸气,燃气与蒸汽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。冷却水的雾化和蒸发对发射动力装置的流场有重要影响,国内外有关燃气-蒸汽发射动力装置内的雾化蒸发及气液两相流的数值模拟研究较少,仅有一些利用经验方法或零维计算的研究^[1-2]。在发动机燃烧室等研究领域与喷雾蒸发相关的研究主要集中在亚声速流动中^[3-5],有关超声速气流中横向喷雾蒸发的研究以实验研究为主,理论研究较少^[6-9]。本文将对不喷水的单相流场和喷水的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

气相采用一般曲线坐标系下的守恒型二维 Navier-Stokes(N-S)方程描述

$$\frac{\partial \hat{Q}}{\partial t} + \frac{\partial(\hat{\mathbf{F}} - \hat{\mathbf{F}}_v)}{\partial \xi} + \frac{\partial(\hat{\mathbf{G}} - \hat{\mathbf{G}}_v)}{\partial \eta} = \mathbf{S}_p \quad (1)$$

其中 $\mathbf{S}_p = [S_m \quad S_u \quad S_v \quad S_h]^T$, S_m, S_u, S_v, S_h 分别是液相作用于气相的质量、动量(u, v 方向)和能量源项^[10]。

$$S_m = \sum_{k,c} \sum_{j,c} N_{k,j} (m_{ki} - m_{ke}) / \Delta V \quad (2)$$

$$S_u = \sum_{k,c} \sum_{j,c} N_{k,j} (m_{ki} u_{ki} - m_{ke} u_{ke}) / \Delta V \quad (3)$$

$$S_v = \sum_{k,c} \sum_{j,c} N_{k,j} (m_{ki} v_{ki} - m_{ke} v_{ke}) / \Delta V \quad (4)$$

$$S_h = \sum_{k,c} \sum_{j,c} N_{k,j} [-Q_k + c_p T (m_{ki} - m_{ke})] / \Delta V \quad (5)$$

其中 $\sum_{k,c}$ 表示对轨道穿过该气相单元的全部尺寸组求和, $\sum_{j,c}$ 表示对同一尺寸组的不同初始位置或不同初始方向求和, $N_{k,j}$ 表示沿第 j 条轨道上 k 组颗粒数的总通量, $N_{k,j}$ 沿轨道守恒。

超声速气流中具有强烈的湍流运动,湍流模型采用 Wilcox 提出的 $k-\omega$ 两方程模型。

1.2 颗粒相模型

雾化模型应用 Wu 等人的修正式^[11],此修正式把液滴直径与喷口湍流状态关联起来,适用于单相流平口喷嘴。颗粒尺寸分布应用 Rosin-Rammler 分布,液滴颗粒按初始尺寸分布分组,各组互不影响。超声速气流中激波附近具有较大的压力梯度,对液滴的运动会产生影响,但本文中雾化液滴在喷水管中运动,喷水管内的压力梯度较小,故此处可忽略超声速气流中压力梯度的影响。

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^[10]

连续方程

$$N_k = \int_A n_k v_{kn} dA = \text{const} \quad (6)$$

动量方程

$$\frac{d v_{ki}}{dt} = (v_i - v_{ki})/\tau_{rk} - (v_i - v_{ki})\dot{m}_k/m_k \quad (7)$$

能量方程

$$\frac{dT_k}{dt} = [Q_k - Q_h - \dot{m}_k(c_p T - c_k T_k)]/(m_k c_k) \quad (8)$$

在 $Le = 1$ 的情况下,预热和稳定蒸发阶段的质量变化率相同,并由此得到液滴直径的变化方程

$$\dot{m}_k = \pi d_k \frac{\lambda_f}{c_{pf}} Nu \ln(1+B) \quad (9)$$

$$\frac{d(d_k^2)}{dt} = -\frac{4Nu\lambda_f}{\rho_k c_{pf}} \ln(1+B) \quad (10)$$

轨道方程

$$\frac{dx_{ki}}{dt} = v_{ki} \quad (11)$$

预热蒸发阶段 $B = Y_{fs}/(1 - Y_{fs})$, 稳定蒸发阶段 $B = c_{pf}(T - T_k)/q_e$.

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他参考物性参数遵守 1/3 定律. 水蒸气黏性、比热容、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 Navier-Stokes(N-S)方程中,考虑超声速气流的可压缩性,无黏通量采用 AUSM+(advection upstream splitting method+)格式离散,黏性通量采用中心差分格式,时间格式采用四步 Runge-Kutta(R-K)法.

AUSM+格式将无黏通量分裂为对流项和压力项,再利用马赫数分裂函数和压力分裂函数计算界面马赫数和界面压力,具有较高的激波分辨率. 具体的数值格式和函数见参考文献[12]. 在计算单元界面的数值通量时,利用 MUSCL(monotonic upstream-centered scheme for conservation laws)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^[13].

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 Δt 时间内用 R-K 法解颗

粒动量方程得到颗粒速度,求出颗粒速度后,利用线性近似求得颗粒轨道,颗粒温度及直径可积分求出.

颗粒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

本文对某燃气-蒸汽发射动力装置实验台的两相流场进行了数值计算,主流为高温高压超声速气流,燃气总温为 2857 K,总压为 10 MPa,马赫数为 1.62;冷却水垂直喷入主流,温度为 300 K,水气质量比 r 在 0.5~2.0 之间,喷水压差 Δp 在 1~4 MPa 之间,喷水孔径 d 为 0.5~2.0 mm,分成四排均布于喷水管入口附近,液滴雾化颗粒分为五组,每组的颗粒数根据水气质量比、喷水孔径和喷水压差不同在 $10^{10} \sim 10^{13}$ 范围内. 模型几何尺寸及计算网格如图 1 所示,从左至右的三段分别为导流管、喷管和喷水管.

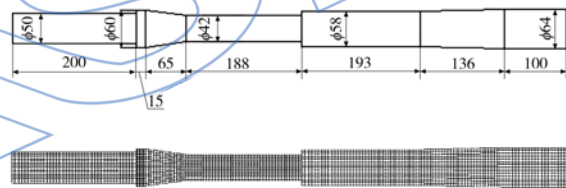


图1 模型尺寸及计算网格(单位:mm)

Fig. 1 Model dimension and calculation grid (unit:mm)

图 2 所示为不喷水时的气相马赫数云图,其中图 2(a)为超声速气流在喷管前产生一道弓形激波,逐渐向上游移动到导流管内未达到稳定时的情况. 图 2(b)是激波到达入口之后的稳定流场的马赫数云图. 从图中可见,流场稳定后导流管中的气流为亚声速,经过喷管后在喉部达到声速,进入喷水管后,突扩为超声速气流.

图 3(a)和(b)为不喷水和喷水($r=1$)时的气相温度分布. 由图可知,导流管内温度最高,喷水管内温度最低,喷水对上流场的温度没有影响,喷水之后喷水管内的温度下降,由于气相速度较大,冷却水垂直喷入流场后,在气相速度影响下,运动方向迅速改变,贴近壁面向下游流动,渗透深度较小,液滴轨迹如图 4 所示,蒸发主要在靠近壁面的地方发生,因此壁面附近温度下降较大.

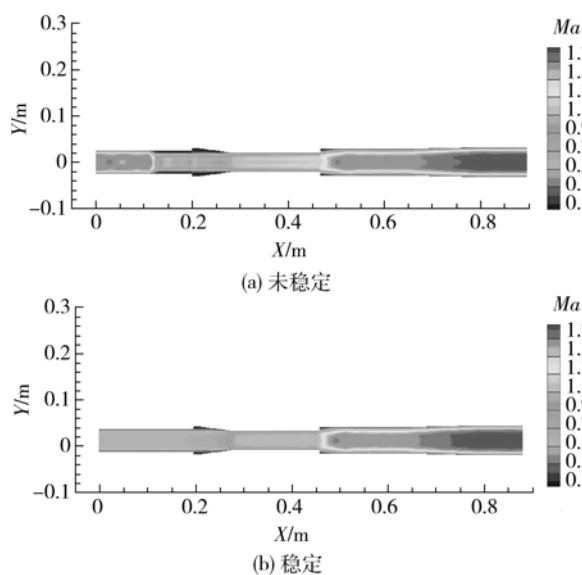


图2 不喷水时气相马赫数云图

Fig. 2 Contours of gas phase Mach number without spray

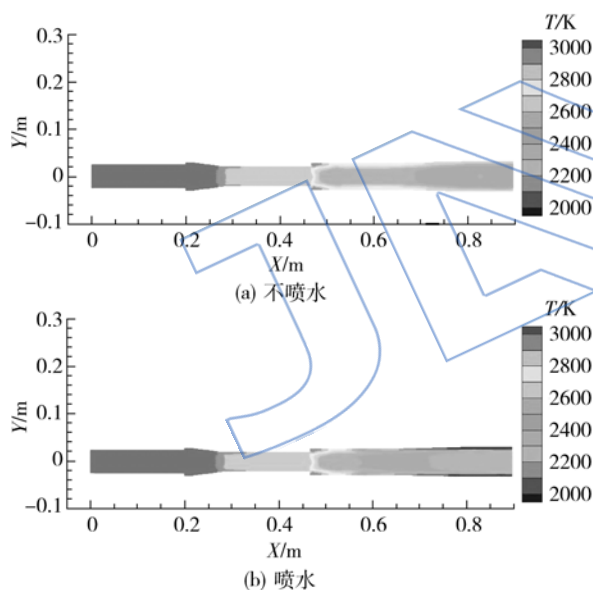


图3 气相流场温度分布

Fig. 3 Temperature distribution of gas phase flow field

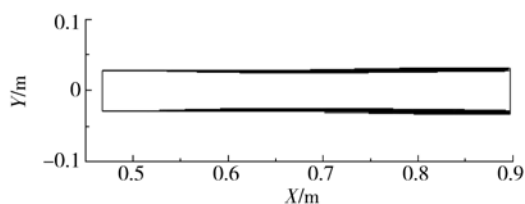


图4 冷却器中的液滴轨迹

Fig. 4 Droplet trajectories in the cooler

图5为 $r=1$ 时不同喷水孔径、喷水压差以及不喷水状态下冷却器出口压力与温度的变化。从图中可以看出,不喷水时的出口压力与温度均为最高,此时输出能量最大,喷水之后出口压力与温度均有不同程度的下降。喷水孔径大或喷水压差小,出口压力与温度低,这是由于孔径大或压差小导致液滴雾化的直径较大,蒸发时间长。

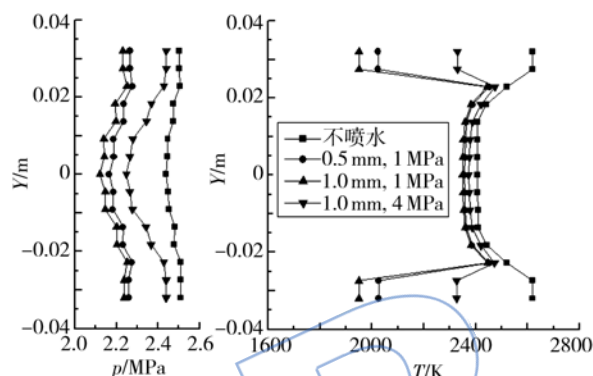


图5 冷却器出口压力与温度的变化

Fig. 5 Pressure and temperature variation at the outlet of cooler

图6为 $r=1$ 时不同喷水孔径及喷水压差对液滴直径和温度变化的影响。从图中可以看出,喷水孔径大或喷水压差越小,液滴直径减小得越慢,液滴升温也越慢,蒸发时间越长。

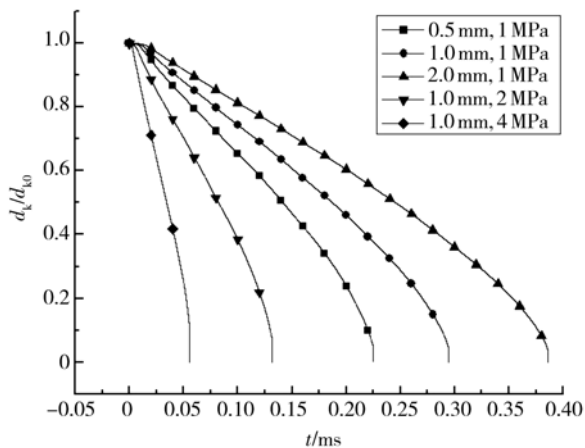
图7为水气质量比变化时液滴温度的变化。从图中可以看出,由于喷水孔径和喷水压差相同,喷雾后的液滴尺寸也相同,因此液滴在初始加热阶段,升温过程不受喷水量的影响。而在喷水量较大的情况下,气相温度下降较多,导致液滴达到的平衡温度也出现下降。

图8为水气质量比变化时冷却器出口压力与温度的变化。从图中可以看出,在增大喷水量的情况下,出口压力和温度均会减小。当水气质量比成倍增加时,气相压力的下降并不成倍增加,降压的效果逐渐减小,如表1所示。

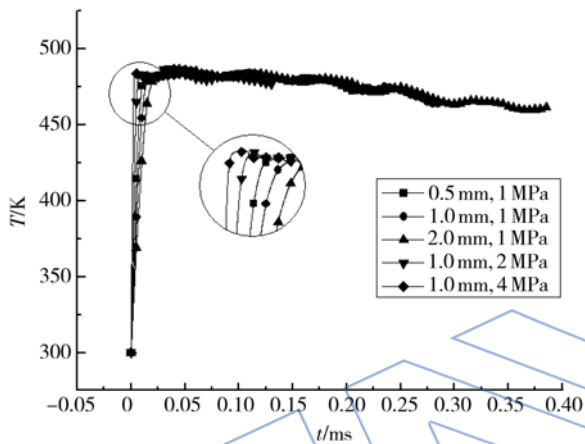
表1 不同水气质量比时压力的下降比率

Table 1 Pressure drop rate of different water gas mass ratios

水气质量比	压力下降比率/%
0.5	7.94
1.0	11.49
2.0	14.99



(a) 直径变化



(b) 温度变化

图6 不同状态下液滴直径和温度的变化

Fig. 6 Droplet diameter and temperature variation of different conditions

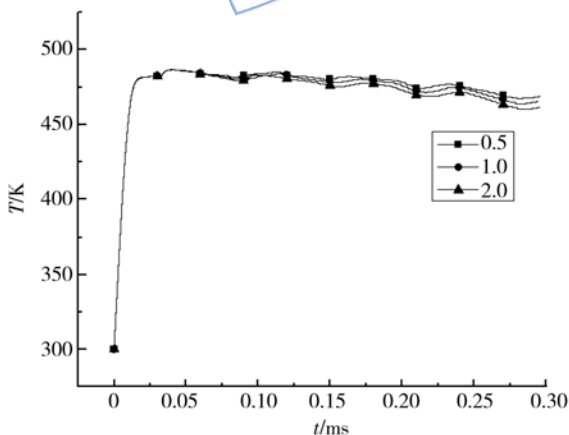


图7 不同水气质量比时液滴温度的变化

Fig. 7 Droplet temperature variation of different water gas mass ratios

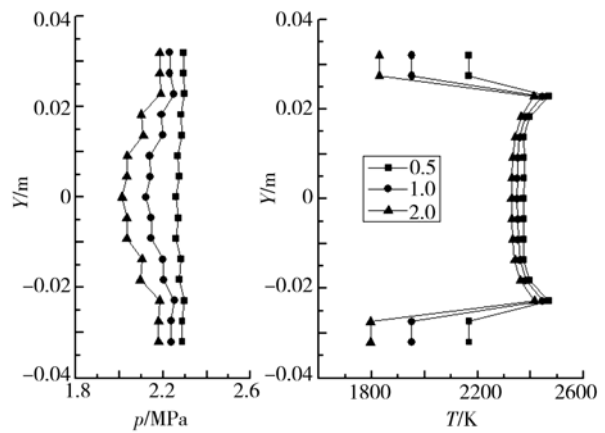


图8 不同水气质量比时冷却器出口压力与温度的变化

Fig. 8 Pressure and temperature variation of different water gas mass ratios at the outlet of cooler

3 结论

本文对燃气-蒸汽发射动力装置实验台内高温高压超声速气液两相流场进行了数值模拟,对横向气流中射流雾化,雾化液滴在高温高压超声速气体环境中的蒸发过程以及对气相的影响进行了研究,建立了数学模型并进行了数值模拟计算和分析,得出以下结论:

1) 系统内各部分的压强和温度分布呈现明显不同的特征,对发射动力装置的结构设计和热设计有重要参考意义.在冷却器内喷水,雾化液滴的轨迹贴近壁面,使壁面附近温度明显下降,能够达到较好的冷却效果.

2) 增大喷水孔径或减小喷水压差能够降低蒸发速度,减小输出能量.水气质量比越大,输出能量越小,但随着水气质量比的增加,输出能量减小的比例下降.

本文的数值模拟方法和结果可以为燃气-蒸汽发射动力装置的设计优化以及能量调节提供参考.

参考文献:

- [1] 余浩章,聂万胜.燃气蒸汽式弹射的改进模型与仿真[J].指挥技术学院学报,2001,12(3):89-92.
YU Haozhang, NIE Wansheng. Modified model and simulation of gas-steam launch[J]. Journal of Institute of Command and Technology, 2001, 12(3): 89-92. (in Chinese)
- [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.

- RUI Shouzhen, XING Yuming. Comparative studies of interior ballistic performance among several missile eject power systems[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2009, 35(6): 766-770. (in Chinese)
- [3] Sadiki A, Chrigui M, Janicka J, et al. Modeling and simulation of effects of turbulence on vaporization, mixing and combustion of liquid-fuel sprays[J]. Flow, Turbulence and Combustion, 2005, 75(1-4): 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 cross-flow[C]// The 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. 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(3): 424-435.
- [6] Yu G, Li J G, Zhao Z, et al. Investigation of vaporized kerosene injection in a supersonic model combustor[C]// The 12th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies. Norfolk, Virginia, USA: AIAA, 2003: 1-8.
- [7] Balasubramanyam M S, Chen C P, Trinh H P. Evaporating spray in supersonic streams including turbulence effects [C]// The 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, Nevada, USA: AIAA, 2006: 1-12.
- [8] 刘静, 王辽, 张佳, 等. 超声速气流中横向射流雾化实验和数值模拟[J]. 航空动力学报, 2008, 23(4): 724-729.
- LIU Jing, WANG Liao, ZHANG Jia, et al. Experimental and numerical simulation of atomization of liquid jet in supersonic crossflow[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(4): 724-729. (in Chinese)
- [9] Venkattraman A, Alexeenko A A. Simulations and measurements of gas-droplet flows in supersonic jets expanding into vacuum[C]// The 41st AIAA Thermophysics Conference. San Antonio, Texas, USA: AIAA, 2009: 1-15.
- [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: 1-296.
- [11] Wu P K, Tseng L K, Faeth G M. Primary breakup in gas/liquid mixing layers for turbulent liquids[J]. Atomization and Sprays, 1992, 2: 295-317.
- [12] Liou M S. Progress towards an improved CFD method: AUSM+ [R]. AIAA Paper 95-1701, 1995.
- [13] 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: 1-269.