

文章编号: 1000-0887(2001) 04-0411-09

具有 H₂ 引燃的 CH₄、煤油超声速混合的三维数值研究

徐胜利, 岳朋涛, 韩肇元

(中国科学技术大学 力学和机械工程系, 合肥 230026)

(李家春推荐)

摘要: 用双流体模型和分区算法, 气相多组分 N_S 方程和液相 Euler 方程分别用迎风 TVD 格式和 NND 格式进行数值求解, 相间相互作用项方程用二阶 Runge_Kutta 法求解 并首次对 H₂ 引燃的 CH₄ 和煤油横向喷射、混合问题进行了数值研究 结果表明: 与喷射加碘空气的 PLIF 结果相比, 本文和实验结果符合得很好 对直通道, 后面喷嘴的穿透深度大, 煤油较气态燃料的穿透深度大, 但难以被卷吸到喷嘴前的回流区内, 流场出现无煤油区 H₂ 和 CH₄ 均可扩散到回流区内, CH₄ 和煤油引燃机理不同 对后台阶直通道, 存在两个回流区, H₂ 可扩散到这两个回流区, 但 CH₄ 只能被卷吸到其喷嘴前的回流区 后台阶直通道增强混合的效果和引燃点火的可操作性更好

关键词: 碳氢燃料; 超声速流; 超声速燃烧; 数值计算

中图分类号: O354.3; O359; V211.3 文献标识码: A

符号说明

c^i 质量分数;	Pr_l 层流 Prandtl 数;
c_x^i, c_y^i, c_z^i c^i 的梯度沿 x, y, z 的分量;	Pr_t 湍流 Prandtl 数;
C_p 定压比热;	q 气体热流;
c_D 阻力系数;	q_x, q_y, q_z q 沿 x, y, z 方向分量;
d 单个液滴直径;	Q_r 喷射动压比;
D 总扩散系数;	Re 滑移雷诺数;
E 单位体积总能;	T 温度;
F 相间阻力;	U_l, E_l, F_l, G_l x, y, z 方向的液体流动向量;
f_x, f_y, f_z F 沿 x, y, z 方向分量;	U_g, E_g, F_g, G_g x, y, z 方向的气体流动向量;
H_g, H_l 气体和液体无量纲作用项;	u, v, w 向量 V 沿 x, y, z 方向的分量;
Le Lewis 数 ($Le = 1$);	t, x, y, z 时间和直角坐标系;
m 单个液滴质量;	ρ^i 组分密度;
ns 气体组分数;	气相总密度;
Nu Nusselt 数;	粘性系数;
Pr Prandtl 数;	τ, η, ξ 变换域中时间和坐标;

收稿日期: 1999_02_26; 修订日期: 2000_11_20

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(19882005); 863 高技术青年基金资助项目(863_2_99_9)

作者简介: 徐胜利(1965), 男, 安徽人, 副教授, 博士, 发表论文 22 篇.

时间和空间步长

l 液相, 层流;

上脚标

t 湍流;

 i 第 i 组分 x, y, z 对 x, y, z 求导或表示 x, y, z 方向;

下脚标

 i, j, k 节点数

g 气相;

引言

对中等飞行马赫数 ($Ma = 5 \sim 8$) 的飞行器, 采用碳氢燃料超燃冲压是极具优越性的方案^[1,2] 例如, 甲烷易液化、安全性好、燃烧热值较高, 煤油为液态、不需液化、易贮存、射流的穿透深度大 因此, 近年在继续重视氢气超燃机理研究的同时, 对碳氢燃料(特别是甲烷和煤油)的超声速燃烧机理及应用关键技术给予了相当的重视^[3,4] 但碳氢超燃也存在以下困难: (1) 着火延迟期长; (2) 煤油还存在破碎和雾化过程, 给燃烧和混合增加了困难; (3) 点火困难 超燃油气混合物速度快、驻留时间短(ms量级)、对流换热快 上述马赫数范围内, 气流静温无法使油气混合物自燃, 存在点火困难 目前研究的点火源有^[5]: (1) 等离子体点火器; (2) 设置 H_2 引燃火焰(pilot flame) 后者是解决碳氢燃料超燃着火延迟期长和点火困难的一项新技术, 国外已实现该点火方式^[6], 但混合机理尚不清楚 本文针对直通道和后台阶两种燃烧室, 研究具有 H_2 引燃条件下 CH_4 和煤油的喷射混合情况, 因迄今还没有很好描述射流在超声速气流中破碎、雾化和液滴群分布与燃烧的物理模型^[7,8] 为使问题简化, 本文暂忽略破碎和雾化过程, 采用双流体模型和高精度的 TVD、NND 格式分别对气、液相三维控制方程进行差分求解, 描述相间作用项的常微分方程用预估、校正的二阶 Runge_Kutta 法求解 目的是探索 H_2 引燃条件下 H_2 、 CH_4 和煤油的超声速混合机理, 为相关实验和进一步的燃烧模拟提供基础

1 控制方程

不考虑化学反应(燃烧), 不计液相分压和液滴破碎; 忽略气液相间的质量传输; 不计液滴所占体积且认为液滴为球形; 液滴比热恒定, 内部温度均匀分布; 忽略液滴间的相互作用; 采用双流体模型 直角坐标系下, 包含多组分气、液两相流动, 可用如下控制方程描述:

气相:

$$\frac{U_g}{t} + \frac{E_g}{x} + \frac{F_g}{y} + \frac{G_g}{z} = \frac{E_{g,v}}{x} + \frac{F_{g,v}}{y} + \frac{G_{g,v}}{z} + H_g; \quad (1)$$

液相:

$$\frac{U_l}{t} + \frac{E_l}{x} + \frac{F_l}{y} + \frac{G_l}{z} = H_l; \quad (2)$$

其中

$$\begin{aligned} U_g &= (\quad^1, \quad^2, \quad, \quad^{ns}, u, v, w, E)^T, \\ E_g &= (\quad^1 u, \quad^2 u, \quad, \quad^{ns} u, u^2 + p, uv, vw, u(E + p))^T, \\ F_g &= (\quad^1 v, \quad^2 v, \quad, \quad^{ns} v, vu, v^2 + p, vw, v(E + p))^T, \\ G_g &= (\quad^1 w, \quad^2 w, \quad, \quad^{ns} w, wu, wv, w^2 + p, w(E + p))^T, \\ E_{g,v} &= (Dc_x^1, Dc_x^2, \quad, Dc_x^{ns}, xx, xy, xz, u_{xx} + v_{xy} + w_{xz} + q_x)^T, \\ F_{g,v} &= (Dc_y^1, Dc_y^2, \quad, Dc_y^{ns}, yx, yy, yz, u_{yx} + v_{yy} + w_{yz} + q_y)^T, \\ G_{g,v} &= (Dc_z^1, Dc_z^2, \quad, Dc_z^{ns}, zx, zy, zz, u_{zx} + v_{zy} + w_{zz} + q_z)^T, \end{aligned}$$

$$H_g = -H_l = - (0, 0, 0, f_x, f_y, f_z, uf_x + vf_y + wf_z + q_1)^T,$$

脚标 g、l 分别表示气相和液相 n_s 为组分数 c^i 、 c^i 、 q_1 分别为组分密度、质量分数、气相总密度和相间传热, c_x^i 、 c_y^i 、 c_z^i 分别是 c^i 的梯度沿 x 、 y 、 z 的分量 D 、 E 为总扩散系数和单位体积总能 其他为通常意义的物理量 矩阵 U_l 、 E_l 、 F_l 、 G_l 分别对应 U_g 、 E_g 、 F_g 、 G_g , 只是不计液相分压 f_x 、 f_y 、 f_z 分别为相间阻力 F 沿 x 、 y 、 z 方向分量 F 和热流 q 的表达式为:

$$\begin{cases} q_x = C_p \left(\frac{1}{Pr_l} + \frac{1}{Pr_t} \right) \frac{T}{x} + \sum_{i=1}^{ns} DC_{pi} T \frac{c^i}{x}, \\ q_y = C_p \left(\frac{1}{Pr_l} + \frac{1}{Pr_t} \right) \frac{T}{y} + \sum_{i=1}^{ns} DC_{pi} T \frac{c^i}{y}, \\ q_z = C_p \left(\frac{1}{Pr_l} + \frac{1}{Pr_t} \right) \frac{T}{z} + \sum_{i=1}^{ns} DC_{pi} T \frac{c^i}{z}, \end{cases} \quad D = \frac{1}{Pr_l} + \frac{1}{Pr_t} \quad (Le = 1),$$

$$F = \frac{1}{8m} \frac{d^2}{g} (V_g - V_l) |V_g - V_l| C_D, \quad q_1 = \frac{C_p}{Pr} \frac{d}{m} (T_g - T_l) Nu,$$

其中 d 、 m 为单个液滴直径、质量, C_D 、 Re 为阻力系数、滑移雷诺数 $Pr = Pr_t + Pr_l$ Pr_l 和 Pr_t 分别为层流和湍流 Prandtl 数, 分别取 0.72 和 0.9 本文仅考虑层流 有关液滴在超声速气流中运动的实验研究较少, 采用文献[9] 的 C_D 、 Nu

$$C_D = 0.48 + 28Re^{-0.85}, \quad Nu = 2.0 + 0.6Pr^{1/3} Re^{1/2},$$

$$Re = \frac{1}{g} \sqrt{(u_g - u_l)^2 + (v_g - v_l)^2 + (w_g - w_l)^2} d$$

取变换域 (ξ, η, ζ) , 方程(1)、(2) 变换后的形式为:

$$\text{气相} \quad \frac{U_g}{\xi} + \frac{E_g}{\eta} + \frac{F_g}{\zeta} + \frac{G_g}{\xi\eta\zeta} = \frac{E_{g,v}}{\xi} + \frac{F_{g,v}}{\eta} + \frac{G_{g,v}}{\zeta} + H_g; \quad (3)$$

$$\text{液相} \quad \frac{U_l}{\xi} + \frac{E_l}{\eta} + \frac{F_l}{\zeta} + \frac{G_l}{\xi\eta\zeta} = H_l \quad (4)$$

以燃烧室长度、入口处气相参数和喷口处液相名义密度为无量纲参数, 对方程(3)、(4) 无量纲化, 无量纲后相间作用项 H_g 、 H_l 的形式略有差异

2 数值方法和边界条件

2.1 数值格式

因流场存在激波, 选择二阶迎风 TVD 格式求解气相方程(3)

$$\begin{aligned} U_{g,i,j,k}^{n+1} = & U_{g,i,j,k}^n - \frac{\Delta t}{\Delta x} [(E_{g,i+1/2,j,k}^n - E_{g,i-1/2,j,k}^n) + (R_{i+1/2,j,k}^n - R_{i-1/2,j,k}^n) \\ & - \frac{\Delta t}{\Delta y} [(F_{g,i,j+1/2,k}^n - F_{g,i,j-1/2,k}^n) + (R_{i,j+1/2,k}^n - R_{i,j-1/2,k}^n) \\ & - \frac{\Delta t}{\Delta z} [(G_{g,i,j,k+1/2}^n - G_{g,i,j,k-1/2}^n) + (R_{i,j,k+1/2}^n - R_{i,j,k-1/2}^n) \\ & + \frac{\Delta t}{\Delta x} (E_{g,v,i+1/2,j,k}^n - E_{g,v,i-1/2,j,k}^n) + \\ & - \frac{\Delta t}{\Delta y} (F_{g,v,i,j+1/2,k}^n - F_{g,v,i,j-1/2,k}^n) + \frac{\Delta t}{\Delta z} (G_{g,v,i,j,k+1/2}^n - G_{g,v,i,j,k-1/2}^n) \end{aligned}$$

的求法见文献[10], 采用全耦合方式求解

液相方程(4) 为退化的双曲方程, 选用二阶 NND 格式^[11]

预估步:

$$U_{l,i,j,k}^* = U_{l,i,j,k}^n - \frac{\Delta t}{\Delta x} (H_{l,i+1/2,j,k}^{(1)n} - H_{l,i-1/2,j,k}^{(1)n}) - \frac{\Delta t}{\Delta y} (H_{l,i,j+1/2,k}^{(2)n} - H_{l,i,j-1/2,k}^{(2)n}) -$$

$$-(H_{l,i,j,k+1/2}^{(3)n} - H_{l,i,j,k-1/2}^{(3)n});$$

校正步:

$$U_{l,i,j,k}^{n+1} = \frac{1}{2} \left\{ U_{l,i,j,k}^n + U_{l,i,j,k}^* - (H_{l,i+1/2,j,k}^{(1)*} - H_{l,i-1/2,j,k}^{(1)*}) - \right. \\ \left. - (H_{l,i,j+1/2,k}^{(2)*} - H_{l,i,j-1/2,k}^{(2)*}) - (H_{l,i,j,k+1/2}^{(3)*} - H_{l,i,j,k-1/2}^{(3)*}) \right\}$$

相间耦合项方程 $dU_g/dt = H_g$ 和 $dU_l/dt = H_l$, 用预估、校正的二阶 Runge-Kutta 法求解

2.2 初、边值条件

初值条件: 对直通道燃烧室, 全流场给定入口处气相来流参数; 对后台阶直通道燃烧室, 初场采用无喷射的二维定常结果

边值条件: 入口截面给定来流值, 出口截面采用二阶外推 壁面处气、液相均取无滑移速度条件 两喷口可分别指定不同参数, 本文指定相同的参数 对煤油, 本文在喷口处采用有相间滑移参数

3 计算结果和分析

3.1 程序校核

为检验计算程序, 对文献[12]的实验条件进行了数值计算, 并与文献[13]的计算结果进行了对比 限于篇幅, 本文主要给出组分的质量分数等值线分布, 以了解燃料(包括加碘空气)在超声速气流中的混合情况 除图4用表2的参数外, 其它均用表1的参数 计算物理域、网格分布如图1所示 表1喷射压力为81 kPa和137 kPa, 对应的动压比 Q_r 分别为0.53和0.90 文献[12]利用PLIF测量了喷射加碘空气在 x_z 平面的穿透边界和 x_y 平面的扩散边界(对应质量分数约为1%), 这些精确和定量的实验结果对校核和改进本文计算程序是极其有用的 输出结果的位置和实验是对应的

表1 实验参数条件

	喷射气体	来流
Ma 数	1.0	2.06
静温 T/K	240	170
静压 p/kPa	81 和 137	36

表2 计算参数

	喷射气体	来流
Ma 数	1.0	2.5
静温 T/K	208	1000
静压 p/kPa	37	12.2

图2(a)表明: 对直筒形燃烧室, 当 $Q_r = 0.53, 0.90$, 在中心对称面上($y = 0.5W$), 本文得到的穿透深度和实验值在趋势上完全相符, 但计算值略高 例如, 当 $Q_r = 0.53$, 本文大部分实验点落在5%线上, 只有少数点落在1%线上, 而文献[13]的部分实验点落在1%的线上, 部分实验点落在计算边界外 当 $Q_r = 0.90$, 本文和文献[13]结果相近, 即大部分实验点落在1%~5%之间的线上, 但在喷嘴附近和远离喷嘴下游, 个别实验点甚至落在20%线上, 本文略微高地预测了射流的穿透深度 图2(b)表明: 对 $Q_r = 0.53, 0.90$, 在喷嘴附近, 本文和实验值符合得相当好, 文献[13]则略低估了射流的横向扩散范围 在远离喷嘴下游, 本文和文献[13]都低估了射流的横向扩散范围 图3(a)表明: 对后台阶直通道燃烧室, 两喷嘴间个别实验点落在1%~20%的线之间, 其他实验点都落在1%的线上, 而文献[13]过高估计了射流的穿透深度, 大部分实验点落在20%~50%的线上 图3(b)表明: 本文和实验结果符合得相当

好,但文献[13] 过低地估计了射流的横向扩散范围

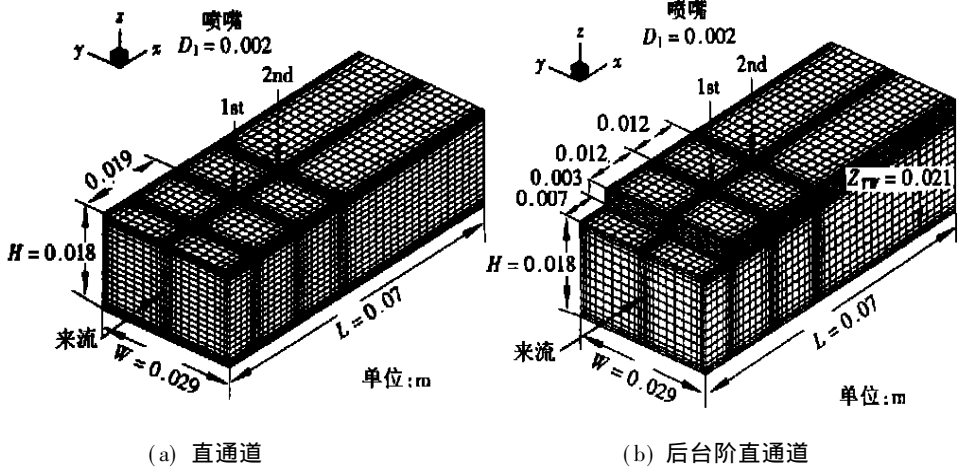
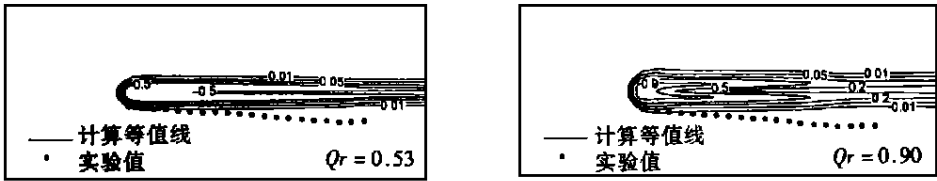


图1 计算的物理域和计算网格(隔点输出)



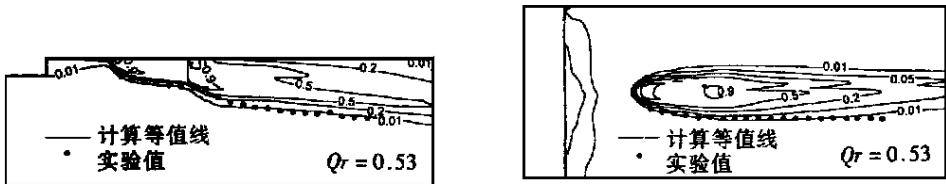
(a) x_z 平面射流穿透深度($y = 0.5W$)



(b) x_y 平面射流扩散($Z = H - D_1$)

图2 本文和实验结果比较(直通道, 喷嘴1喷射)

总之,与文献[13]采用的两步 MacCormack 格式相比,本文采用二阶迎风 TVD 格式,得到的质量分数等值线光滑、激波阵面无波动,但本文未采用湍流模型 对于后台阶双喷嘴喷射,本文和实验结果符合得相当好,结果优于文献[13] 对于直通道内单喷嘴喷射,本文和文献[13]结果相近,横向扩散边界的计算值和实验值还存在一定的差别 在此基础上,应用本文方法和程序,对具有 H₂ 引燃的碳氢燃料在超声速气流中喷射、混合问题进行了数值模拟



(a) x_z 平面射流穿透深度($y = 0.5W$)

(b) x_y 平面射流扩散($Z = Z_{TW} - D_1$)

图3 本文和实验结果比较(后台阶直通道, 双喷嘴)

3.2 具有 H₂ 引燃的 CH₄ 喷射

图4 表明:对后台阶直通道,存在回流区 1(后台阶和喷嘴 1 间)和回流区 2(喷嘴 1、2 间)

H_2 可扩散到回流区 1、2 及喷嘴下游, 但 CH_4 只能扩散到回流区 2 及喷嘴下游 H_2 点火发生在回流区 1 H_2 引燃 CH_4 发生在回流区 2 和上壁面附近区域, 此区域内的 H_2 首先发生化学反应, 引发 CH_4 发生化学反应, 从而缩短 CH_4 的着火延迟期 图 4(a)、(b) 表明: 因喷嘴 1(喷 H_2) 对气流的阻挡作用, 自喷嘴 2 喷出的 CH_4 在 xz 平面的穿透深度较 H_2 高 离开中截面 ($y = 0.5W$) 的距离越远, H_2 和 CH_4 的穿透深度越小 由于物性的差别, CH_4 在 xy 平面的横向扩散范围较 H_2 小(图 4(c)、(d)) 离开上壁面距离越远, H_2 和 CH_4 的横向扩散范围变得越小 由于边界层的作用, 上壁面处 ($z = Z_{TW}$) 充满了 H_2 和 CH_4 图 5 给出了直通通道内的 H_2 、 CH_4 的喷射、混合结果 比较图 4 和图 5, 可看出: 对于直通通道燃烧室, H_2 的分布主要集中在直通通道上壁面附近及喷嘴下游区域, 在 xz 平面的穿透深度较大, 在 xy 平面的扩散范围较小 CH_4 在 xz 平面的分布和 H_2 类似, 但在上壁面分布与 H_2 存在差别, 主要是因为来流温度较低, 边界层未能得到很好模拟 喷嘴 1 前的回流区 1 和喷嘴 1、2 间回流区 2 的范围远小于图 4 若喷嘴 2 改为喷 H_2 , 则 CH_4 和 H_2 在 xy 平面的穿透深度差别不大, 原因是: 其它条件相同时, 虽然 H_2 的分子质量小, 但声速大, 对应的喷射速度也高 限于篇幅, 不再给出图线

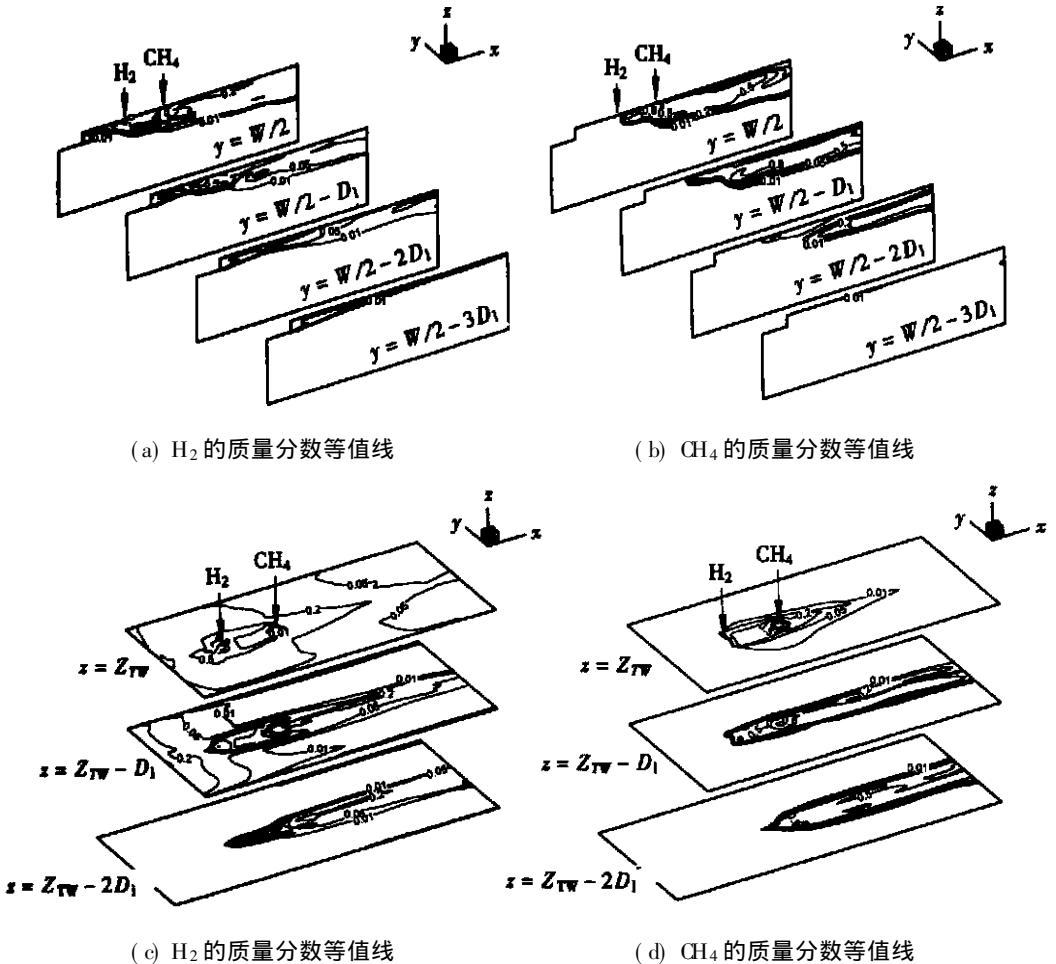
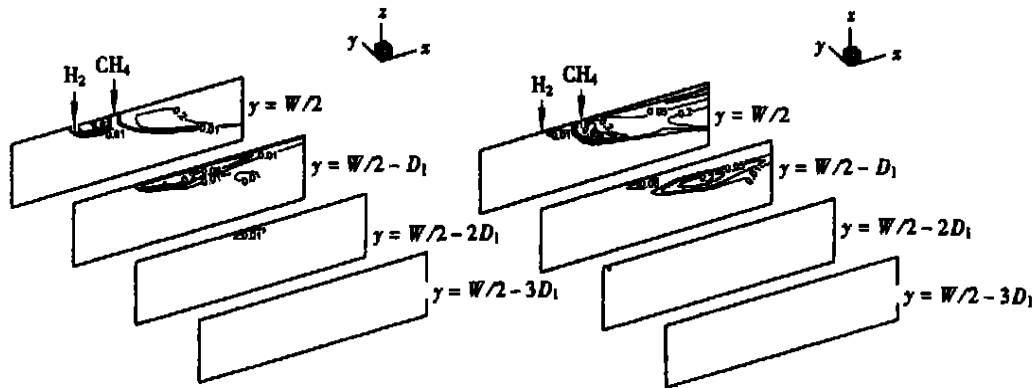
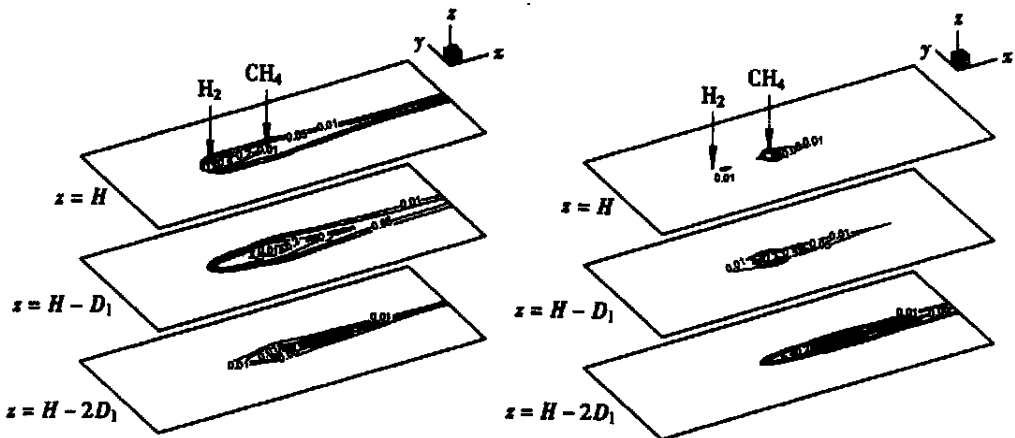


图 4 CH_4 的质量分数等值线(后台阶直通通道, 双喷嘴)



(a) H₂ 的质量分数等值线

(b) CH₄ 的质量分数等值线



(c) H₂ 的质量分数等值线

(d) CH₄ 的质量分数等值线

图5 H₂、CH₄的质量分数等值线(直通道, 双喷嘴)

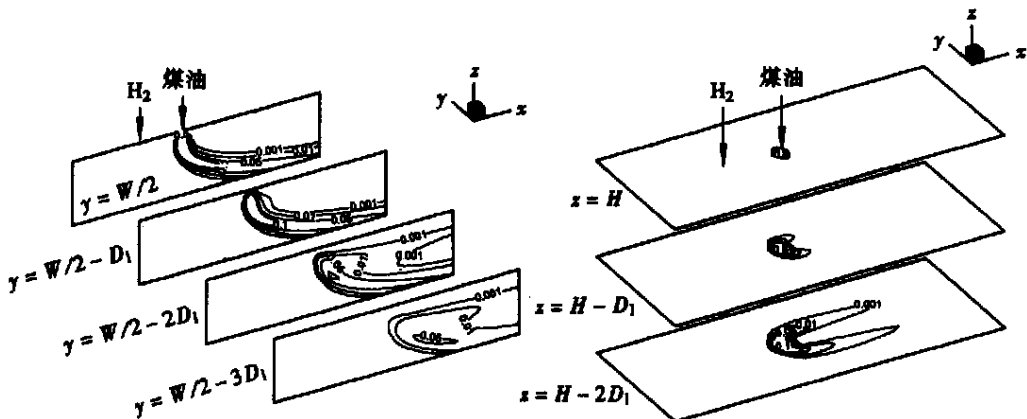


图6 煤油的无量纲液相密度等值线(直通道, H₂ 引燃)

3.3 具有 H₂ 引燃的煤油喷射

若喷嘴 2 改喷雾化煤油(煤油液滴和空气的混合物, 液滴直径为 10 μm, 喷射速度为 50 m/s), 则 H₂ 的分布基本上不受影响, 与图 5(a)、(c) 相似。与图 4、图 5 相比, 图 6 表明: 本文条

件下,煤油射流在 $x-y$ 平面的穿透深度较 H_2 、 CH_4 大得多,但煤油扩散较气态燃料差。喷嘴下游壁面附近的区域存在无煤油区,煤油也未被卷吸到回流区 2 内(两喷嘴间),原因是煤油液滴较气体分子的惯性大。煤油和 CH_4 的引燃机理不同。对煤油而言, H_2 在喷嘴间的回流区 2 内着火、燃烧,含活性自由基的高温燃气将在喷嘴下游引燃煤油/空气混合物。进一步的计算还表明:喷口处的喷射压力对煤油的扩散影响不大,相间滑移速度有助于煤油的扩散、混合,煤油扩散主要取决于液滴直径,液滴直径越小,扩散效果越好,但穿透深度也越小。

要说明的是:上述计算中,将空气作为 N_2 、 O_2 混合物和将空气作为单种组分得到的计算结果是相同的。等压线结果表明:对于直通道燃烧室,小孔喷射为真实三维问题,其回流区大小和射流激波的强度较二维情况小得多。对于后台阶通道,因膨胀波和尾迹的存在,流场波系更为复杂。限于篇幅,此处不能展开讨论。

4 结 论

(1) 本文首次研究了包含多组分气、液相复杂超声速喷射、混合问题。用迎风 TVD 格式对气相多组分守恒方程采用全耦合方式求解,将预估、校正 NND 格式推广应用到液相退化方程的求解。得到的数值结果基本合理,本文方法是可行的,对于碳氢燃料超燃机理的研究也是重要的。

(2) 对具有 H_2 引燃的直通道,第二喷嘴射流的穿透深度大。针对 H_2 、 CH_4 和煤油三种燃料, H_2 、 CH_4 充满了两喷嘴间的回流区,因物性的差别, CH_4 扩散较 H_2 差,煤油的穿透深度大,但煤油难以被卷吸到回流区内。在喷嘴下游壁面附近为无煤油区。此条件下, CH_4 和煤油的引燃机理不同。

(3) 对后台阶直通道,在后台阶和喷嘴 1、两喷嘴间存在回流区 1 和回流区 2。 H_2 可扩散进入回流区 1、2, CH_4 只能进入回流区 2。 H_2 的点火发生在回流区 1, CH_4 的引燃发生在回流区 2。后台阶通道较直通道混合效果和引燃点火可靠性更好。

改变喷口、来流参数和液滴直径,本文可模拟一类具有 H_2 引燃的碳氢燃料超燃喷射、混合问题。采用合理的湍流模型和开展化学反应(燃烧)模拟正在进展中。

[参 考 文 献]

- [1] Kay I W, Peschke W J, Guile R N. Hydrocarbon_fueled ramjet combustor investigation[A]. AIAA Paper, 90_2337, 1990.
- [2] Waltrup P J. Liquid fueled supersonic combustion ramjets. A research prospective of the past, present and future[A]. AIAA Paper. 86_0158, 1986.
- [3] Andrews E H, Trexler C A, Emami S. Tests of a fixed_geometry inlet_combustor configuration hydrocarbon_fueled, dual_mode scramjet[A]. AIAA Paper, 94_2817, 1994.
- [4] Billig F S. Supersonic combustion ramjet technology missile[J]. J Propulsion and Power, 1995, 11(1): 1139-1146.
- [5] Narayanan A K, Damadaran K A. Experimental studies on piloted supersonic combustion using the petal nozzle[J]. J Propulsion and Power, 1997, 13(1): 142-148.
- [6] Vinnogradov V A, Kobigsky S A, Petrov M D. Experimental investigation of kerosene fuel combustion in supersonic flow[J]. J Propulsion and Power, 1995, 11(1): 130-134.
- [7] Schetz J A, Kush E A, Joshi P B. Wave phenomena in liquid jet breakup in a supersonic cross_flow[J]. AIAA J, 1980, 18(7): 774-778.
- [8] Less D M, Schetz J A. Transient behavior of liquid jets injected normal to a high velocity gas stream

AIAA J, 1986, 24(12): 1979) 1986.

- [9] Igra O, Ben_Dor G. Dusty shock waves[J]. Applied Mechanics Rev, 1988, 41(11): 397) 437.
- [10] Yee H C, Klopper G H, Montagne J L. High_resolution shock_capturing schemes for inviscid and viscous hypersonic flows[J]. J Comp Phys, 1990, 88: 31) 66.
- [11] 张涵信, 黎作武. 高超声速层流尾迹的数值模拟[J]. 力学学报, 1992, 24(4): 389) 399.
- [12] McDaniel J C, Graves J, Jr. A laser_induced fluorescence visualization study of transverse, sonic fuel injection in a non_reacting supersonic combustor[A]. AIAA Paper, 86_0507, 1986.
- [13] Uenishi K, Rogers R C. Three_dimensional computational of mixing of transverse injector in a ducted supersonic airstream[A]. AIAA Paper, 86_1423, 1986.

N u m e r i c a l S t u d i e s o n t h e M i x i n g o f C H 4 a n d K e r o s e n e
I n j e c t e d I n t o a S u p e r s o n i c F l o w
W i t h H 2 P i l o t I n j e c t i o n

XU Sheng_li, YUE Peng_tao, HAN Zhao_yuan
(Department of Modern Mechanics, University of Science and
Technology of China, Hefei 230026, P R China)

Abstract: Two fluid model and divisional computation techniques were used. The multi-species gas fully N-S equations were solved by upwind TVD scheme. Liquid phase equations were solved by NND scheme. The phases_interaction ODE equations were solved by 2nd Runge_Kutta approach. The favorable agreement is obtained between computational results and PLIF experimental results of iodized air injected into a supersonic flow. Then, the numerical studies were carried out on the mixing of CH₄ and kerosene injected into a supersonic flow with H₂ pilot injection. The results indicate that the penetration of kerosene approaches maximum when it is injected from the second injector. But the kerosene is less diffused compared with the gas fuels. The droplet free region appears in the flow field. The mixing mechanism of CH₄ with H₂ pilot injection is different from that of kerosene. In the staged duct, H₂ can be entrained into both recirculation zones produced by the step and injectors. But CH₄ can only be carried into the recirculation between the injectors. Therefore, initiations of H₂ and CH₄ can occur in those regions. The staged duct is better in enhancing mixing and initiation with H₂ pilot flame.

Key words: hydrocarbon fuels; supersonic flow; supersonic combustion; numerical simulation