

H₂ 引燃雾化煤油超燃混合的数值研究^{*}

岳朋涛¹, 张梦萍², 徐胜利¹

(1. 中国科学技术大学 力学和机械工程系, 安徽 合肥 230026; 2. 中国科学技术大学 数学系, 安徽 合肥 230026)

摘 要: 为研究 H₂ 引燃的煤油超燃混合问题, 采用流体模型描述两相流动, 气相反应系统的全 N-S 方程迎风 TVD 格式求解, 液相扩散的 Euler 方程用 NND 格式求解, 化学反应源项采用点隐处理, 对单喷嘴喷 H₂ 超声速燃烧、H₂ 引燃的煤油超燃混合问题进行了数值研究。获得了压力、密度、温度和组元浓度场的分布。结果表明: 与单喷嘴喷 H₂ 相比, 下游喷嘴 H₂ 的射流穿透深度和扩散范围增大, 燃烧区也变大; 虽然煤油穿透深度大, 但其扩散较 H₂ 差, 且下游出现无煤油区。

关键词: 超声速燃烧; 氢; 高能燃料; 煤油; 化学反应流; 两相流; 数值模拟

中图分类号: V235.11 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2001) 06-0500-05

Numerical investigation on mixing of atomized kerosene in supersonic flow with H₂ pilot flame

YUE Peng-tao¹, ZHANG Meng-ping², XU Sheng-li¹

(1. Dept. of Modern Mechanics, Univ. of Science and Technology of China, Hefei 230026, China;

2. Dept. of Mathematics, Univ. of Science and Technology of China, Hefei 230026, China)

Abstract: The mixing of atomized kerosene injected into a supersonic flow with hydrogen pilot flame was investigated numerically. Two-phase flow. Upwind TVD scheme was used to solve the full Navier-Stokes equations for multi-species reactive system. Eulerian equations for liquid phase were solved by NND scheme. A point implicit approach was used to deal with the source term produced by gas phase chemical reactions. The phase interaction ODE equations were solved by second order Runge-Kutta approach. The distributions of pressure, species density, temperature, and nominal density of kerosene were obtained. The results show that hydrogen injected from the injector downstream has a better penetration and enlarges the combustion region. The penetration of kerosene is much higher than that of hydrogen. But kerosene is less spread, and there exists a droplet free region downstream the injector.

Key words: Supersonic combustion; Hydrogen; High energy fuel; Kerosene; Reacting flow; Two phase flow; Numerical simulation

1 引 言

为解决煤油超燃着火延迟期长的问题, 人们研究了(1)喷射敏化剂^[1], 如硅甲烷等。(2)采用双燃烧室(dual combustor)^[2]。(3)采用 H₂ 或高温富油燃气作引导火焰引燃煤油燃烧^[3,4]。(4)预热煤油, 将催化裂解后的气态碳氢燃料(如 CH₄, C₂H₄ 等)喷入燃烧室, 以消除煤油射流的破碎和雾化所需的时间。目前, 尽

管 H₂ 引燃煤油超燃的实验研究已取得较大进展^[5], 但是, 相关的理论研究较少且进展缓慢。本文目的是计及 H₂/空气的化学反应, 首次对雾化煤油在超声速燃烧室中的扩散混合进行数值研究, 并与不考虑 H₂/空气反应的结果情况相比较^[6]。作为起步性研究, 本文暂忽略煤油射流柱的破碎、雾化过程, 认为喷嘴处煤油已雾化为给定尺寸分布的液滴群, 以指定的速度喷入燃烧室。其中, H₂/空气的化学反应采用基元反

^{*} 收稿日期: 2001-04-18; 修订日期: 2001-06-06。基金项目: 国家自然科学基金 (19882005) 和中国科学院创新课题 (KJ CX2-L01) 资助项目。

作者简介: 岳朋涛 (1976—), 男, 博士生。研究领域为超声速燃烧和气相爆炸的实验和数值研究。

应描述,煤油液滴群的扩散用双流体模型描述。

2 控制方程和定解条件

2.1 控制方程

液相基本假设:不计液相分压和液滴破碎;忽略气液两相间的质量传输;不计液滴所占体积且认为液滴为球形,液滴比热容恒定,内部温度均匀分布;忽略液滴间的相互作用。认为煤油在喷口处已雾化,采用双流体模型描述两相流动,用有限速率的基元化学反应描述气相燃料的超声速燃烧。在直角坐标系中,包含 ns 个气相组元的两相混合/气相化学反应流动的控制方程,在曲线坐标系 (τ, ξ, η, ζ) 中,描述形式为^[6]

$$\frac{\partial U_g}{\partial \tau} + \frac{\partial F_g}{\partial \xi} + \frac{\partial G_g}{\partial \eta} + \frac{\partial H_g}{\partial \zeta} = \left| \frac{\partial F_{g,v}}{\partial \xi} + \frac{\partial G_{g,v}}{\partial \eta} + \frac{\partial H_{g,v}}{\partial \zeta} \right| + \frac{1}{J}(S + H_g) \quad (1)$$

$$\frac{\partial U_l}{\partial \tau} + \frac{\partial F_l}{\partial \xi} + \frac{\partial G_l}{\partial \eta} + \frac{\partial H_l}{\partial \zeta} = \frac{1}{J}H_l \quad (2)$$

S 为化学反应源项: $S(S_1, S_2, \dots, S_{ns}, 0, 0, 0, 0)^T$ 。

2.2 热力学参数

认为多组元气相混合物遵守理想气体状态方程,并满足局部热力学平衡假设,即

$$p = R_u T \sum_{i=1}^{ns} \frac{\rho}{W_i} \quad (3)$$

单位质量 i 组元的静焓为

$$h_i = \int_{T_{ref}}^T c_{pi} dT + h_{fi}^0 \quad (4)$$

i 组元单位质量静焓和定压比热容可由多项式拟合给出,拟合系数可由 JANAF 表查得^[7]。

2.3 化学反应模型

包含 ns 组元的 NR 个基元反应可写成

$$\sum_{i=1}^{ns} v'_{ij} M_i = \sum_{i=1}^{ns} v''_{ij} M_i \quad (j = 1, \dots, NR) \quad (5)$$

v'_{ij}, v''_{ij} 为 i 组元在 j 反应中反应物和生成物的化学计算比系数。由质量作用定律,可得 i 组元质量生成率:

$$S_i = W_i \sum_{j=1}^{NR} (v''_{ij} - v'_{ij}) (k_{fj} \prod_{l=1}^{ns} n_l^{v'_{lj}} - k_{bj} \prod_{l=1}^{ns} n_l^{v''_{lj}}) \quad (i = 1, \dots, ns) \quad (6)$$

其中, S_i 为单位体积 i 组元的质量生成率。 k_{fj}, k_{bj} 分别为第 j 步反应中正、逆反应的速率常数。 W_i 为第 i

组元的摩尔质量。本文采用文献[8]的 11 组元、23 反应模型描述 H₂/空气的化学反应(燃烧)机理。

2.4 相间的相互作用

液滴和气相间的作用项包括阻力和传热,具体为

$$F = \rho \cdot \frac{\pi d^2}{8m_1} \cdot \rho (V - V_l) |V - V_l| \cdot C_D,$$

$$q_l = \frac{WC_p}{Pr} \frac{\pi d \rho}{m_1} (T - T_l) Nu$$

有关液滴在超声速气流中的实验研究较少,本文采用文献[8]的 C_D 和 Nu , 将滑移雷诺数 Re_l 作推广。

$$Re_l = \frac{\rho_g \sqrt{(u - u_l)^2 + (v - v_l)^2 + (w - w_l)^2} d}{\mu},$$

$$C_D = 0.48 + 28 Re_l^{-0.85}, Nu = 2.0 + 0.6 Pr^{\frac{1}{3}} Re_l^{\frac{1}{2}}.$$

2.5 定解条件

(1) 初始条件: 初场赋空气来流值。

(2) 边界条件: 入口处给定来流条件, $Ma_\infty = 4$, $T_\infty = 1300$ K, $p_\infty = 0.101$ MPa。出口采用外推给出。喷嘴处,燃料(H₂ 或煤油)自 1[#]、2[#] 喷嘴喷出,喷嘴处给定液相和气相参数。具体地,对于 H₂: $Ma_j = 1.0$, $T_j = 700$ K, $p_j = 8$ MPa; 对于煤油: $V_{jet} = 100$ MPa, $T_j = 700$ K, $\rho_j = 5$ kg/m³ (名义密度), $d = 25$ μ m (液滴直径)。沿壁面,对于气相,速度取无滑移、温度取绝热条件、组分密度取完全非催化条件,压力法向梯度取 0; 对于液相,速度取粘滞条件,名义密度的法向梯度取 0, 温度取绝热条件。

3 数值方法

气相化学反应采用点隐处理,对流项和扩散项均采用显式格式。对方程(1),有

$$\left| I - \Delta t \left| \frac{\partial S}{\partial U_g} \right|^n \right| (U_g^{n+1} - U_g^n) = \Delta t [J(-CONV^n + VISC^n) + S^n] \quad (7)$$

其中, $\frac{\partial S}{\partial U_g}$ 是化学反应源项的 Jacobian 矩阵。

$$CONV^n = \left| \frac{\partial F_g}{\partial \xi} + \frac{\partial G_g}{\partial \eta} + \frac{\partial H_g}{\partial \zeta} \right|^n,$$

$$VISC^n = \left| \frac{\partial F_{g,v}}{\partial \xi} + \frac{\partial G_{g,v}}{\partial \eta} + \frac{\partial H_{g,v}}{\partial \zeta} \right|^n$$

其中: $CONV$ 是对流项,为较好捕捉超声速气流中的激波,采用 2 阶迎风 TVD 格式^[9], $VISC$ 为扩散项,采用 2 阶中心差分。

液相方程为退化的双曲方程,选用二阶 NND 格式,见文献[6]。

描述相间作用项的常微分方程: $\frac{dU_g}{dt} = H_g, \frac{dU_l}{dt} = H_l$ 采用 2 阶 Runge-Kutta 法求解。

4 计算结果和讨论

计算域如图 1 所示, 直筒形燃烧室尺寸为 0.07 m

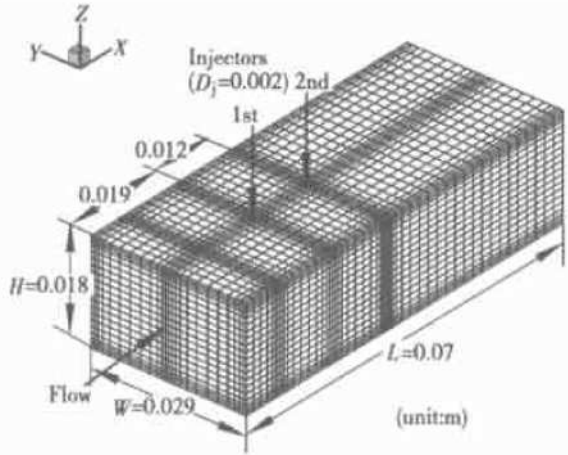


Fig. 1 Grids of computational domain (101 × 49 × 41)

× 0.029 m × 0.018 m (长 × 宽 × 高), 喷嘴直径为 2 mm。计算网格采用代数方法生成, 分别向壁面和喷嘴处加密。本程序采用加 I₂ 空气射流边界的实验结果进行验证, 具体见文献[6]。

4.1 算例一: H₂ 横向喷射超燃的模拟

本算例, H₂ 自喷嘴 1 (单喷嘴) 喷入燃烧室, 喷嘴 2 关闭。要说明的是: 下文中无化学反应均指文献[6]的计算结果。图 2 给出了不同 x-z 截面压力等值线的分布。图 2 表明: H₂ 射流所产生的三维弓形激波并在燃烧室下壁面反射。该激波在 H₂ 射流根部较

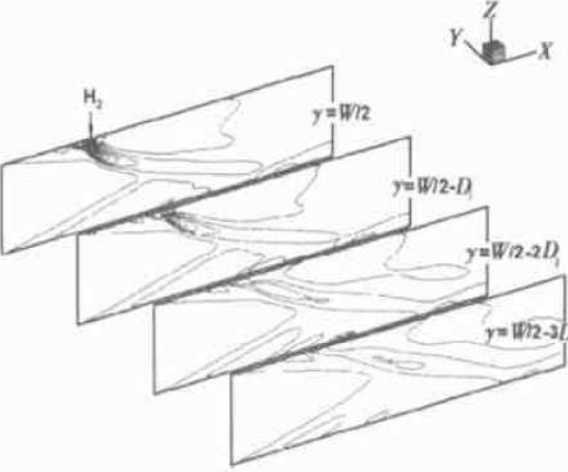


Fig. 2 Pressure contours

强, 当离开喷嘴距离变大, 激波强度下降较快。图给出了不同 y-z 截面温度等值线的分布。图 3 表明:

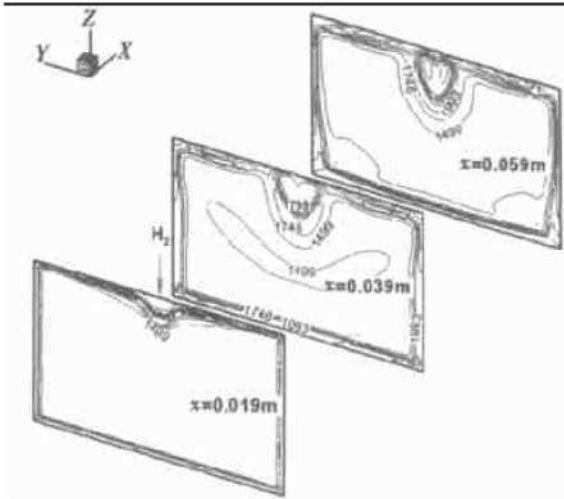


Fig. 3 Temperature contours

H₂ 占优的柱状区域中温度较低。由于假定壁面是绝热的, 因此, 边界层内的气流温度较高。与无反应相比, 燃烧造成火焰面附近的温度明显升高。图 4 给出了 H₂ 质量分数等值线的分布。与无反应相比, 化学反应对 H₂ 质量分数的分布影响不大。考虑化学反应后, 局部区域内 H₂ 的质量分数反而稍有上升, 原因是周围反应消耗了 O₂, 使得 O₂ 无法扩散到该区域。出口截面 H₂ 的质量分数分布表明: 仍有相当部分的 H₂ 未完全反应, 原因是由于来流马赫数较大, H₂/空气混合物的驻留时间短, 造成 H₂ 的燃烧效率不高。图 5 给出了 O₂ 的质量分数等值线分布, 与无反应相比, 两者结果相差很大。在 H₂ 占优的柱状区域内, 几乎没有 O₂, 这符合扩散火焰的规律, 即氧化剂和燃料主要分布在火焰面的不同侧面。组元 OH 是 H₂/O₂ 反应中的重要中间产物, 它的活性较高, 对燃烧速率影响较大, 可以用来标志火焰面的位置。在超声速燃烧流诊断中, 主要是利用平面激光诱导荧光 (PLIF) 测量 OH 浓度场的分布, 从而确定燃烧区。

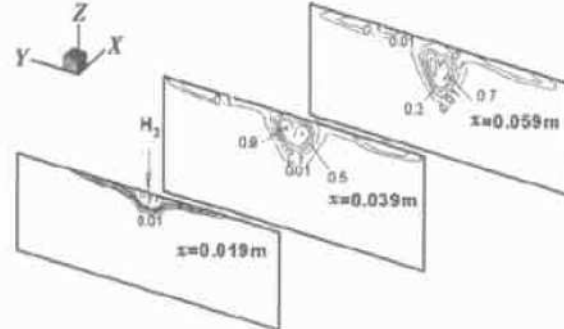


Fig. 4 Mass fraction contours of H₂

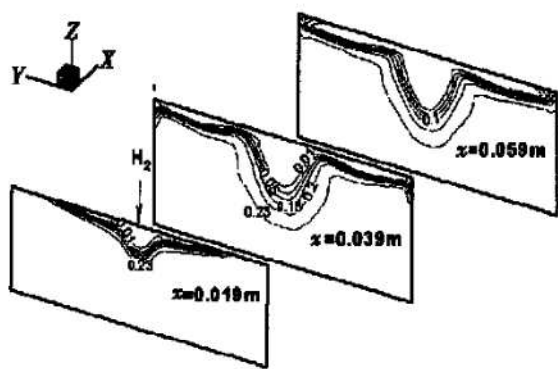
Fig. 5 Mass fraction contours of O_2

图 6 给出了 OH 的质量分数等值线的分布。图 6 表明: 化学反应主要发生在包围流向涡对的环状区域和上壁面的边界层内。在包围涡对的环状区域中, H_2 和 O_2 充分地进行了分子量级的混合, 加上静温 1 300 K 的来流所提供的适宜温度, 导致了化学反应的顺利进行; 在边界层内, 气流较高的温度和较低的速度也有利于 H_2 和 O_2 的充分混合和燃烧。因此, 这两个区域内化学反应进行得较为剧烈。组分 H_2O 是化学反应的最终产物, 其生成量的多少说明了化学反应进展的程度。图 7 给出了 H_2O 的质量分数等值线的分布。图 7 表明: H_2O 主要分布在火焰面附近, 并向

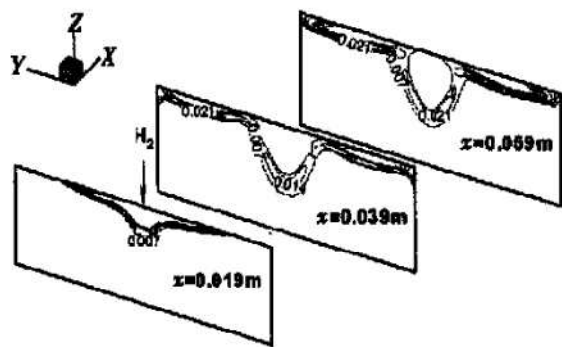
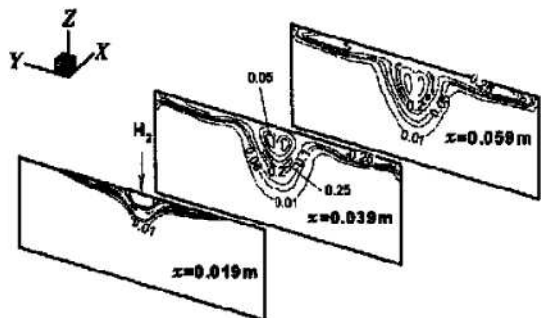


Fig. 6 Mass fraction contours of OH

Fig. 7 Mass fraction contours of H_2O

两侧扩散。还需指出的是: 本文条件下, 温度的峰值虽然约为 3 000 K, 但只是在很小区域的温度会大于 2 500 K。因此, 化学反应中与 N_2 相关的组分 N , NO 仅限于很小的区域, 且对应的浓度也很小。

4.2 算例二: H_2 引燃煤油超声速混合的数值模拟

本算例中, H_2 分别自喷嘴 1, 2 喷出, 煤油仅从喷嘴 2 喷出。如前所述: 认为 H_2 和空气发生化学反应 (燃烧), 暂忽略煤油的蒸发、燃烧。图 8 给出了压力等值线的分布, 与图 2 的单喷结果相比, 图中 H_2 射流激波明显变强。图 9 给出了 H_2 质量分数等值线的分布, 与图 7 相比, 由于喷入 H_2 的流量加倍, H_2 可扩散到更大的范围。因此, 火焰面的范围也变大, 燃烧室中有更多的 H_2O 生成。

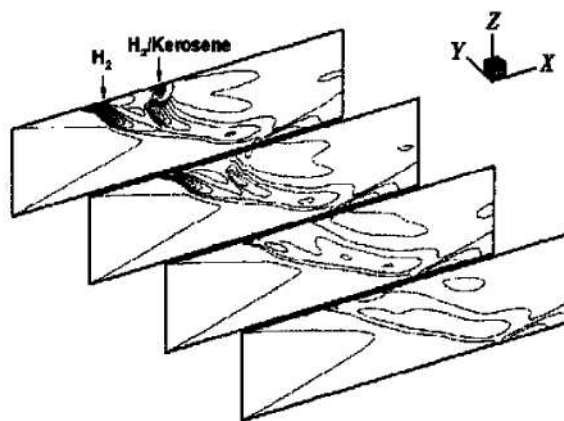


Fig. 8 Pressure contours

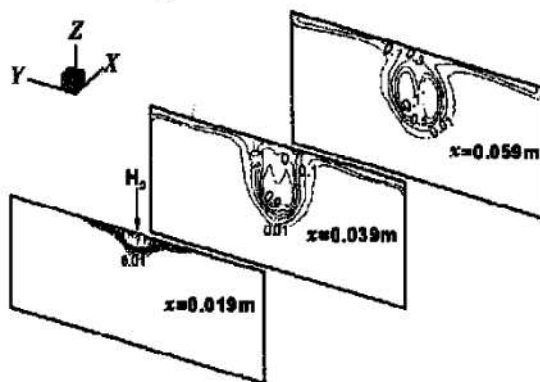
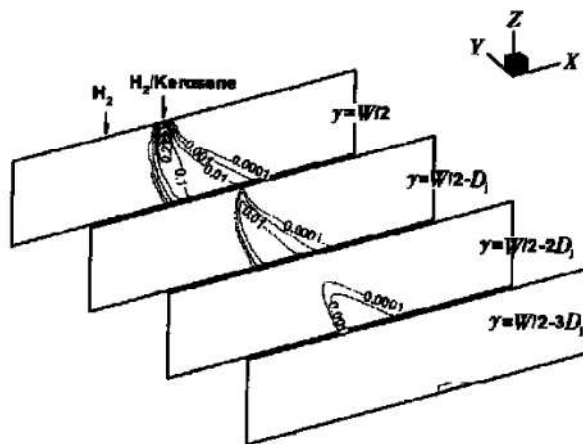
Fig. 9 Mass fraction contours of H_2

图 10 给出了煤油的密度等值线分布。由于单个液滴质量远大于单个气体分子的质量 (以直径 25 μm 的液滴为例, 质量比量级约为 $10^{15} \sim 10^{16}$, 因此, 煤油的惯性也远大于 H_2 分子的惯性。再加上超声速气流的速度较快, 因此, 与 H_2 相比, 液相煤油难以在横向形成良好的扩散。与气体分子相比, 由于液滴的质量大, 其惯性也大。即使喷口处液滴的喷射

速度较 H_2 低, 其射流仍可以达到满意的穿透深度, 图 10 的结果与物理分析一致。要说明的是: 由于描述液相流动的方程为退化的双曲型方程, 以 x 方向为例, 其特征速度均为 u_1 , 而气相的特征速度为 u ,



$u \pm a$ 。这就是说: 对气相, 扰动波可以沿各个方向传播, 但对于液相, 扰动只能沿液滴运动方向传播。与无反应相比, 化学反应对煤油的穿透深度影响不大。

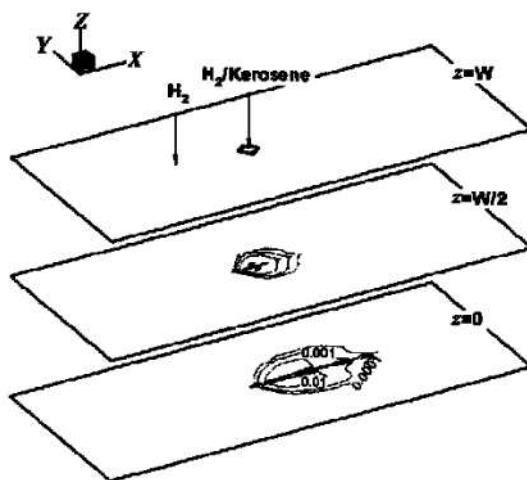


Fig. 10 Contours of kerosene density

5 结 论

(1) 对 H_2 单喷嘴喷射, 有无化学反应对流场波系影响不大, 但有化学反应时, 火焰面处的温度明显升高, 火焰面附近 H_2 和 O_2 的分布会变化。

(2) 喷嘴 2 喷 H_2 和煤油时, 和单喷嘴喷 H_2 相比, 喷嘴 2 的 H_2 穿透深度明显增大, H_2 扩散和燃烧区域变大。煤油的穿透深度较 H_2 大, 已达下壁面, 但扩散较 H_2 差, 其射流柱下游出现无煤油液滴区。

参考文献:

- [1] Fletcher E A, Doxsch R, Allen H. Combustion of highly reactive fuel in a supersonic airstream[J]. Investigation, 1960, 30(4): 337~ 344.
- [2] Billig F S, Waltrup P J, Stockbridge R D. The integral rocket, dual combustion ramjet: A new propulsion concept[J]. J Spacecraft and Rockets, 1980, 17(5): 416~ 422.
- [3] Owens M, Segal C. Combustion of kerosene in a supersonic air-stream thermal efficiency of selected injection configurations

[R]. AIAA96-3140.

- [4] 孙英英, 司徒明, 王 春, 等. 高温富油燃气作引导火焰的煤油超燃料研究[J]. 推进技术, 2001, 22(2).
- [5] Yu Gang Li Jiann-guo, Zhang X Y, et al. Investigation on combustion characteristic of kerosene-hydrogen dual fuel in a supersonic combustor[R]. AIAA2000-3620.
- [6] 徐胜利, 岳朋涛, 韩肇元. 具有 H_2 引燃的 CH_4 、煤油超声速混合的三维数值研究[J]. 应用数学和力学, 2001, 22(4): 411~ 419.
- [7] Gordon S McBride B J. Computer program for calculation of complex chemical equilibrium compositions, rocket performance, incident and reflected shocks and chapman-jouguet detonations[R]. NASA SP-273, 1971.
- [8] Kee R J, Rupley F M, Miller J A. Chemkin II: a fortran chemical kinetics package for the analysis of gasphase chemical kinetics[R]. SAND 89-8009B.
- [9] Igra O, Ber-Dor G. Dusty shock waves[J]. Applied Mechanics Rev, 1988, 41(11): 379~ 437.

(编辑: 盛汉泉)