

采用斜坡凹槽稳焰器强化 H_2 超燃的数值研究^{*}

徐胜利¹, 岳朋涛¹, 张梦萍²

(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: 用迎风 TVD 格式求解三维多组分体系的全 N-S 方程, 化学反应源项采用点隐处理, H_2 和空气的超燃模型用 11 组分、23 步基元反应模型描述, 得到了凹槽燃烧室不同截面组元、当量比、压力、温度等值线和速度场的分布。计算结果表明: 凹槽稳焰器的回流区可提供高温自由基, 有助于超燃点火; 火焰在凹槽内和凹槽后斜坡的尾迹中驻定。结果对定量认识凹槽 H_2 超燃流场、设计高效率和优化结构的一体化凹槽有着重要意义。

关键词: 高能燃料; 氢; 超声速燃烧; 燃烧化学动力学; 反应流; 数值模拟

中图分类号: V211.3; O354.3 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2001) 06-0505-05

Numerical investigation on supersonic combustion of hydrogen enhanced by a cavity flame holder

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

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

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

Abstract: The purpose is to understand the flow field of hydrogen supersonic combustion enhanced by an inclined cavity flame holder. Upwind TVD scheme was used to solve three dimensional reacting system described by multi-component fully Navier-Stokes equations. The chemical source term was treated by an implicit approach. A chemistry model with 11 species, 23 elementary reaction steps was used to describe supersonic combustion of hydrogen. Contours of flow variables, such as pressure, temperature, equivalence ratio and species were demonstrated to show their distributions in the combustor. Velocity field demonstrates the size and position of recirculation zones. The results show that this inclined cavity can be as an igniter, as well as for flame stabilizing. Such information contribute to further understanding the flow field of hydrogen supersonic combustion, and are valuable for designing an high performance cavity flame holder in hydrogen fueled scramjet.

Key words: High energy fuel; Hydrogen; Supersonic combustion; Combustion chemical kinetics; Reacting flow; Numerical simulation

1 引 言

H_2 燃料超燃已得到了广泛的研究。分析表明: 混合和燃烧的强化技术是超燃研究急待解决的问题。Vinnogradov 等人^[1]在超燃研究中采用壁面凹槽的方法增强超声速燃烧点火、火焰驻定和混合及燃烧, 效果非常有效。后来, 研究者又提出了燃料喷射、混合强化和火焰稳定的一体化凹槽新概念^[2], 并用于 H_2

超燃^[3]和 H_2 引燃煤油超燃^[4]的实验研究。在国内, 对超声速混合及燃烧的强化技术也进行了大量的研究, 包括采用不同的喷射方法和设置斜坡、空腔、轴向涡等, 均取得了一定的成效^[5~8]。鉴于超燃凹槽的流动机理集中了流体力学和燃烧学的诸多难题, 例如: 凹槽中存在燃料喷射、湍流、激波、化学反应和回流区的相互作用; 对于煤油, 还存在由射流破碎、雾化导致

^{*} 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) 和中国科学院创新项目 (KJCX2-1-L01) 资助项目。

作者简介: 徐胜利 (1965—), 男, 博士, 教授, 研究领域为超声速燃烧、气相和两相爆轰。

的两相流动和两相燃烧。因此,本文对双喷嘴喷 H_2 的斜坡凹槽燃烧室超燃流场进行了三维数值研究,为利用凹槽强化 H_2 超燃的混合和燃烧提供新的思路。

2 控制方程

含化学反应(燃烧)的多组分系统可用 Navier-Stokes 方程描述,其直角坐标系下的形式为

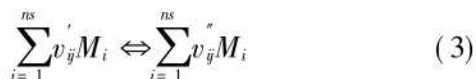
$$\frac{\partial \mathbf{U}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{E}}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial y} + \frac{\partial \mathbf{G}}{\partial z} = \frac{\partial \mathbf{E}_v}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{F}_v}{\partial y} + \frac{\partial \mathbf{G}_v}{\partial z} + \mathbf{S} \quad (1)$$

其中, $\mathbf{U}$ 为未知量矩阵, $\mathbf{E}$, $\mathbf{F}$, $\mathbf{G}$ 和 $\mathbf{E}_v$, $\mathbf{F}_v$, $\mathbf{G}_v$ 为对应的无粘和粘性矩阵。本文仅考虑层流。以燃烧室宽度、入口处气流参数为参考变量,对方程(1)无量纲化。为模拟边界层和喷嘴附近的流场,需进行坐标变换。取变换域(τ , ξ , η , ζ), 方程(1)变换后的无量纲形式为

$$\frac{\partial \mathbf{U}}{\partial \tau} + \frac{\partial \mathbf{E}}{\partial \xi} + \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial \eta} + \frac{\partial \mathbf{G}}{\partial \zeta} = \frac{1}{Re} \left[\frac{\partial \mathbf{E}_v}{\partial \xi} + \frac{\partial \mathbf{F}_v}{\partial \eta} + \frac{\partial \mathbf{G}_v}{\partial \zeta} \right] \quad (2)$$

3 化学反应模型与热力学参数

用基元反应模型描述 H_2 超燃的化学反应。对第 j 步可逆的基元反应,其表达式为



其中,正、逆反应的速率常数为 k_{fj} , k_{bj} 。由质量作用定律和 Arrhenius 定律,所有基元反应式中第 i 组元的生成或消耗速率为

$$\frac{d\rho}{dt} = W_i \sum_{j=1}^{NR} \left[v_{ji} - v_{ij} \right] \left[k_{fi} \prod_{l=1}^{ns} n_{li}^{v_{lj}} - k_{bi} \prod_{l=1}^{ns} n_{li}^{v_{li}} \right] \quad (4)$$

对 $H_2/O_2/N_2$ 系统,本文采用 11 组元(H , O , H_2O , OH , O_2 , H_2 , N_2 , N , NO , H_2O_2 , HO_2)、23 步反应模型,具体参考文献[9]。该反应模型考虑了不同第三体的效应。

认为 H_2 超燃化学反应流场满足局部热力学平衡、化学非平衡假设, c_{pi} 采用温度的四次多项式拟合。

$$\frac{c_{pi}}{R} = a_0 + a_1 T + a_2 T^2 + a_3 T^3 + a_4 T^4$$

$$\frac{h_i}{RT} = a_0 T + a_1 T^2 + a_2 T^3 + a_3 T^4 + a_4 T^5 + a_5$$

其中,常数 $a_0 \sim a_5$ 由 JANAF 表给出。

4 数值方法和边界条件

4.1 数值格式

为有效地捕捉流场中的激波,选择二阶迎风 TVD 格式^[10] 求解方程(2)。

$$\frac{\mathbf{U}^{n+1} - \mathbf{U}^n}{\Delta t} = - \left[\frac{\partial \mathbf{F}}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{G}}{\partial y} + \frac{\partial \mathbf{H}}{\partial z} \right]^n + \frac{1}{Re} \left[\frac{\partial \mathbf{F}_v}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{G}_v}{\partial y} + \frac{\partial \mathbf{H}_v}{\partial z} \right]^n + \mathbf{S}^{n+1} \quad (5)$$

令对流项和粘性项为 RHS , 即

$$RHS = \left[\frac{\partial \mathbf{F}}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{G}}{\partial y} + \frac{\partial \mathbf{H}}{\partial z} \right]^n + \left[\frac{\partial \mathbf{F}_v}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{G}_v}{\partial y} + \frac{\partial \mathbf{H}_v}{\partial z} \right]^n$$

采用全耦合方式求解方程(5)。

$$\left[I - \Delta t \left[\frac{\partial S}{\partial \mathbf{U}} \right]^n \right] \mathbf{U}^{n+1} = RHS \cdot \Delta t + \mathbf{S}^n \quad (6)$$

其中 $(\partial S / \partial \mathbf{U})^n$ 称为时间重整矩阵(time rescaling matrix)。

4.2 初、边值条件

初始条件:全场给定入口处气相来流参数,凹槽处流场初值由壁面向主流线性插值得到。

来流: $Ma_\infty = 4.0$, $p_0 = 0.1$ MPa, $T_0 = 1300$ K

喷嘴: $Ma_j = 1.0$, $p_j = 0.809$ MPa, $T_j = 700$ K。

边值条件:入口截面给定来流值,出口截面采用二阶外推。沿壁面,气体混合物的速度取无滑移条件,其压力和温度的法向梯度取为 0,组元密度的法向导数取为 0。两喷嘴可分别指定不同的喷射参数,本文指定相同的喷射参数。

5 计算结果和分析

5.1 网格生成

计算域和网格分布如图 1 所示。燃烧室为带有斜后坡(30°)凹槽通道。先由代数方法生成网格,再用求解 Laplace 方程的方法对网格进行校正。

对具有 H_2 引燃的燃料冷态混合流场,本文程序与文献[1]的计算结果符合很好^[14]。这也间接地验证了本文计算程序的正确性。

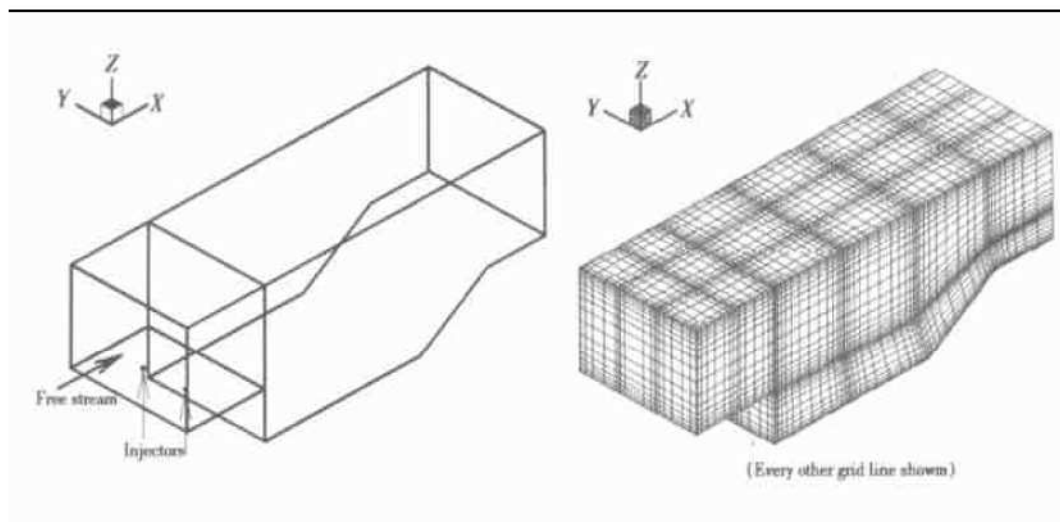


Fig. 1 Schematic of computational domain and grids($95 \times 43 \times 57$)

5.2 凹槽燃烧室流场的数值研究

图 2 给出了压力和温度场等值线的分布。图 2 (a) 表明: 凹槽后斜坡壁面形成的激波较强, 相对而言, H_2 射流柱和燃烧室入口无前缘壁面形成的激波较弱。图 2(b) 表明: 后斜坡形成的激波波后温度较高(局部达 3 000 K 以上), 由于壁面附近的气流速度较低。因此, 该区的气体混合物首先实现自点火。虽然凹槽前壁面和底面附近也存在回流区, 且气流速度

较低, 但 H_2 射流柱经过喷口和凹槽前壁面扇形区的膨胀, 导致回流区的温度偏低。燃烧过程应该是: 预混气在激波波后实现自点火后, 其高温自由基随着回流区被卷吸到凹槽内部, 随着回流区内气流温度的升高, 在凹槽内部形成再点火和湍流燃烧。图 3 给出了 H_2 和 O_2 的质量分数等值线分布。图 3 表明: H_2 在燃烧室的扩散范围非常有限, 基本上局限于凹槽附近。在 $x-z$ 平面, 过喷嘴纵向中截面的质量分数等值线分

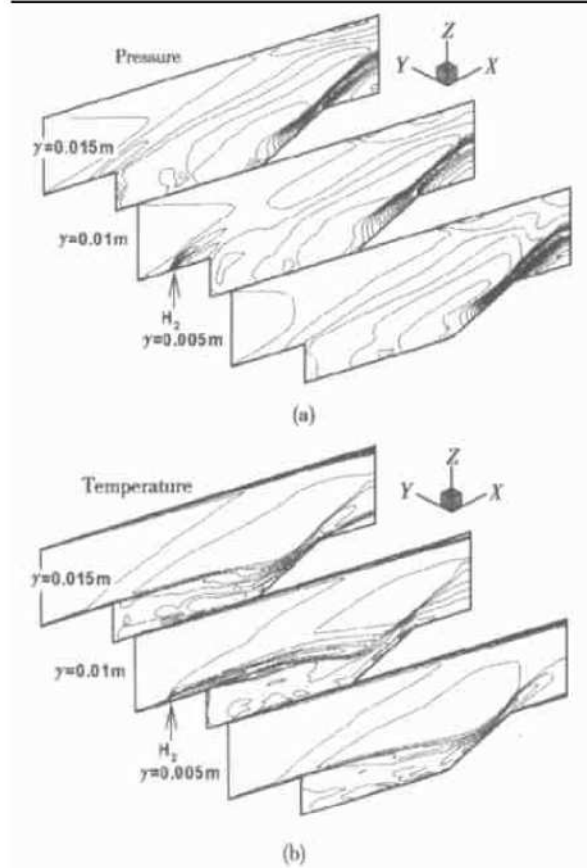


Fig. 2 Pressure and temperature contours
(a) Pressure; (b) Temperature

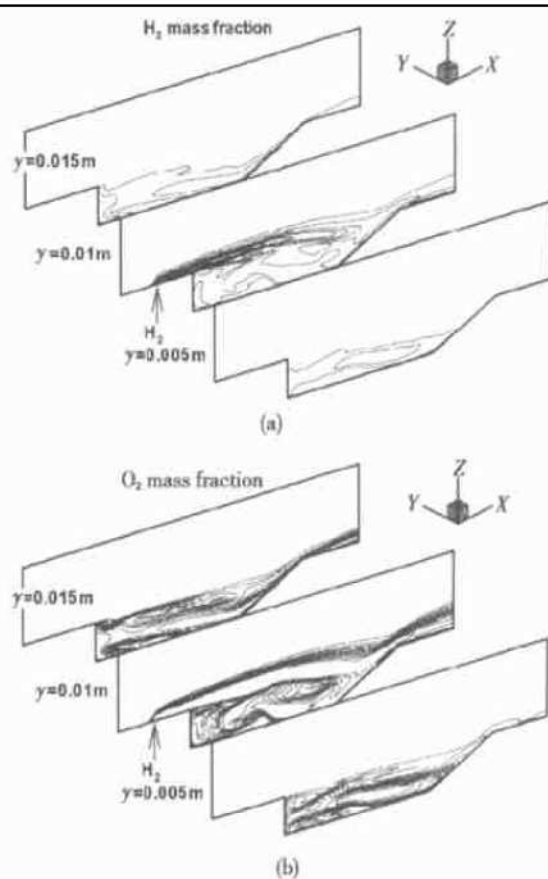


Fig. 3 Mass fraction contours of H_2 and O_2
(a) H_2 ; (b) O_2

布关于喷嘴中心也不对称的。凹槽前壁面为突扩通道,回流区将 O_2 卷吸到凹槽中,与该区域中的 H_2 进行充分的混合,为后续的燃烧作准备。计算结果还表明:速度场的分布中存在两个明显的回流区。凹槽中的回流区使得 H_2 和 O_2 有足够的时间充分混合,预混气在凹槽的驻留时间大于点火延时,有利于实现充分燃烧。该凹槽相当于开式凹槽,反应中的高温自由基(如 OH , H_2O_2 等)为 H_2 超燃提供点火源。

图 4 给出了 xz 不同截面 OH 和 H_2O 的质量百分数等值线分布。 OH 通常用于表明火焰面的位置。并和 PLIF 的实验测量结果做对比。图 4(a) 火焰面位置表明了后斜坡凹槽可以作为 H_2 超燃火焰稳定器,火焰面在凹槽内和后斜坡壁面的尾迹中驻定。在凹槽内部区域,火焰面形成了明显的折叠,产生丰富的自由基(特别是 OH , H_2O_2 等),为 H_2 点火和驻定火焰燃烧提供了引燃火焰。图 4(b) 清楚地表明了凹槽内燃料和空气的燃烧最充分。由于来流 Mach 数较大,燃烧区主要局限在凹槽内部和通道的下壁面附近。为了解其它自由基的分布,图 5 还给出了 H 和 O 质

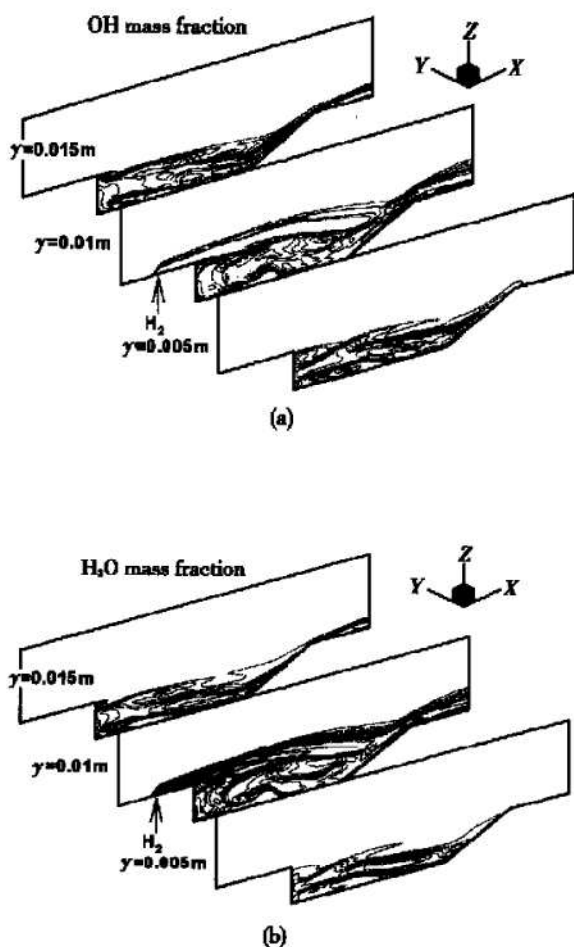


Fig. 4 Mass fraction contours of OH and H_2O

(a) OH ; (b) H_2O

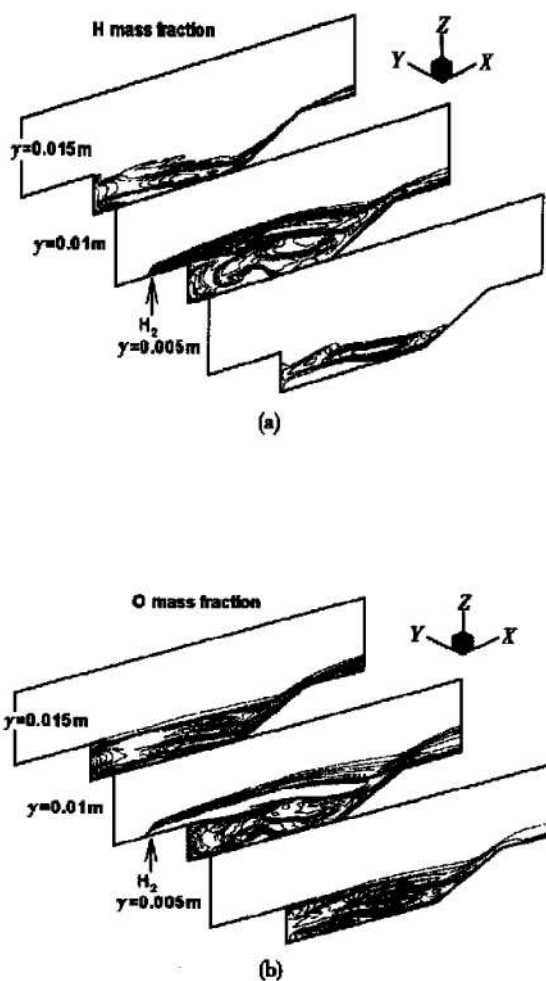


Fig. 5 Mass fraction contours of H and O

(a) H ; (b) O

量百分数等值线的分布。从图 5 看出:这两种组元质量百分数的分布较为接近。图 6 给出了 $y-z$ 平面 OH 质量分数和当量比等值线的分布。图 6(a) 给出的 OH 质量分数等值线分布显示了凹槽内火焰面的折叠情况。在该凹槽内,湍流燃烧相当剧烈。图 6(b) 给出了凹槽内当量比等值线的分布。当量比定义为 H_2/O_2 实际质量比与化学计量比条件下对应质量比的比值。若当地温度大于自点火温度时,当量比为 1 的区域是最适宜燃烧的区域。燃烧工程师关心的是图 2(b) 和图 4(a) 和图 6(a) 中 OH 的分布以及图 4(b) 中当量比的分布。还需说明的是:当其它条件不变,本文还对来流 Ma 为 2 的 H_2 燃料超燃进行了三维数值研究。结果表明: H_2 射流的穿透深度变大, H_2 和空气的混合、燃烧区域也变得更大,凹槽内的温度也变得更高。限于篇幅,本文未列出图线。

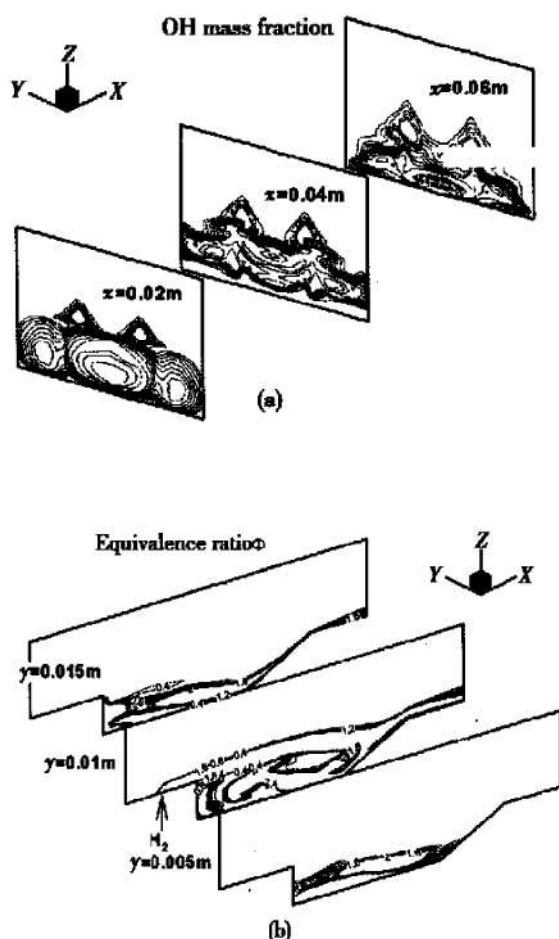


Fig. 6 Contours of OH mass fraction and equivalence ratio

(a) mass fraction of OH; (b) equivalence ratio

6 结 论

本文发展的方法和计算程序可用于凹槽强化 H_2 超燃流场的综合数值分析。初步的计算结果给出了双喷嘴喷 H_2 燃烧流场的详细信息, 表明了凹槽结构在 H_2 超燃中点火、稳焰的机理。下一步工作是: 针对不同喷嘴布置和喷 H_2 条件, 系统地开展典型凹槽结构燃烧室流场的数值研究, 以利用数值模拟的方法设计出结构优化的凹槽燃烧室。

参考文献:

- [1] Vinnogradov V A, Kobigsky S A, Petrov M D. Experimental investigation of kerosene fuel combustion in supersonic flow [J]. J. of Propulsion and Power, 1995, 11(1): 130~134 (also see AIAA 92-3429, 1992).
- [2] Tishkoff J M, Drummond J P, Edwards T, et al. Future direction of supersonic combustion research: Air Force/NASA workshop on supersonic combustion[R]. AIAA 97-1017.
- [3] Beir Yakar A, Hanson R K. Cavity flameholders for ignition and flame stabilization in scramjets: review and experimental study[R]. AIAA 98-3122.
- [4] Owens M, Segal C. Combustion of kerosene in a supersonic airstream thermal efficiency of selected injection configurations [R]. AIAA 96-3140.
- [5] 梁剑寒, 王正华, 王承尧. 斜坡增强混合的数值研究 [J]. 推进技术, 1999, 20(2).
- [6] 刘敬华, 凌文辉, 马祥辉, 等. 设置空腔的超声速燃烧室流场数值模拟 [J]. 推进技术, 2000, 21(2).
- [7] 陈坚强, 张涵信, 高树椿. 超声速气流中轴向涡强化混合及燃烧的数值研究 [J]. 推进技术, 1997, 18(5).
- [8] Yu Gang Li Jiar guo Zhang X Y, et al. Investigation on combustion characteristic of kerosene-hydrogen dual fuel in a supersonic combustor[R]. AIAA 2000-3620.
- [9] Kee R J, Rupley F M. CHEMKIN-II: a fortran chemical kinetics package for the analysis of gas-phase chemical kinetics [R]. SAND 89-89009, September, 1989.
- [10] Yee H C, Klopeer G H, Montagne J L. High resolution shock-capturing schemes for inviscid and viscous hypersonic flows[J]. 1990, J Comp Phys, 88, 31~61.
- [11] Uenishi K, Rogers R C. Three-dimensional computational of mixing of trasverse injector in a ducted supersonic airstream [R]. AIAA 86-1423.

(编辑: 盛汉泉)