

## 水组分对高超声速冲压发动机性能的影响

李卫强<sup>1,2</sup>, 宋文艳<sup>1</sup>

(1. 西北工业大学动力与能源学院, 陕西西安 710072; 2. 徐州空军学院, 江苏徐州 221000)

摘要: 对在高超声速冲压发动机燃烧实验研究中, 使用燃烧式加热器得到高焓、高压、高超音速气流时, 实验介质中带入的水组分进行了模拟计算。初步研究表明, 污染物中的水组分对超燃冲压发动机性能有较明显影响, 水组分对于超燃冲压发动机性能的最终影响决定于气流的初始条件。

关键词: 高超音速; 冲压发动机; 污染; 性能; 水组分

中图分类号: V23 文献标识码: A 文章编号: 1009-3516(2006)05-0010-03

## 1 研究方法

### 1.1 流场计算的基本方程

在实际燃烧室中, 气流流动大都是湍流流动, 所有物理量都是空间和时间的随机变但是湍流流动仍遵循连续介质一般运动规律, 并具有一定规律的统计学特征, 其瞬时量仍满足粘性流体运动方程, 描述燃烧流场各瞬时量的微分方程为: 连续方程  $\partial\rho/\partial t + \partial(\rho u_j)/\partial x_j = 0$ ; 动量方程  $\partial(\rho u_i)/\partial t + \partial(\rho u_i u_j)/\partial x_j = -\partial p/\partial x_i + \partial[\mu(\partial u_i/\partial x_j + \partial u_j/\partial x_i) - 2\delta_{ij}(\mu\partial u_i/\partial x_j)/3]/\partial x_j$ ; 组分方程  $\partial(\rho Y_s)/\partial t + \partial(\rho u_j Y_s)/\partial x_j = \partial[\mu(\partial Y_s/\partial x_j)/Sc]/\partial x_j - R_s$ ; 能量方程  $\partial(\rho C_p T)/\partial t + \partial(\rho u_j C_p T)/\partial x_j = \partial[\mu\lambda(\partial C_p T/\partial x_j)/P_r]/\partial x_j + R_s Q_s$ 。各式中  $R_s$  为组分的化学反应生成率,  $Q_s$  为反应热。

### 1.2 湍流模型

文中选择标准  $k-\varepsilon$  模型, 主要是基于湍流动能和扩散率。 $k-\varepsilon$  模型假定流场完全是湍流, 分子之间的粘性可以忽略, 因而它只对完全是湍流的流场有效。湍流动能  $k$  和扩散率  $\varepsilon$  可由下面的方程推导出来。

$$\partial(\rho k)/\partial t + \partial(\rho k u_j)/\partial x_j = \partial[(\mu + \mu_t/\sigma_k)\partial k/\partial x_j]/\partial x_j + G_k + G_b - \rho\varepsilon - Y_M + S_k$$

$$\partial(\rho\varepsilon)/\partial t + \partial(\rho\varepsilon u_j)/\partial x_j = \partial[(\mu + \mu/\sigma_\varepsilon)\partial\varepsilon/\partial x_j]/\partial x_j + C_{1\varepsilon}\varepsilon(G_k + C_{3\varepsilon}G_b)/k - C_{2\varepsilon}\rho\varepsilon^2/k + S_\varepsilon$$

具体来说, 它把涡粘系数和湍流动能及湍流动能耗散联系在一起:  $\mu_t = \rho C_\mu k^2/\varepsilon$ 。模型常数如下:  $C_\mu = 0.09, C_{1\varepsilon} = 1.44, C_{2\varepsilon} = 1.92, \delta_k = 1.0, \delta_\varepsilon = 1.3$ 。

### 1.3 有限速率化学反应模型

有限速率模型使用 ARRHENIUS 公式计算化学源项, 忽略湍流脉动的影响。这一模型对于层流火焰是准确的, 但在湍流火焰中化学动力学的高度非线性, 这一模型一般不精确。对于化学反应相对缓慢, 湍流脉动较小的燃烧, 如超音速火焰是可以接受的。

## 2 实验数值模拟

### 2.1 水组分的计算

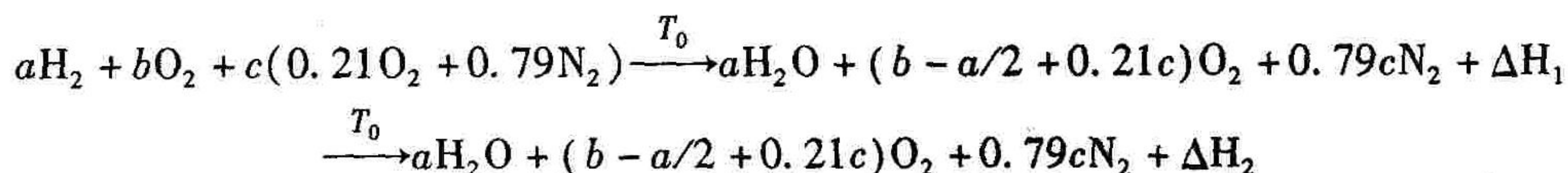
对于氢氧加热器进口高温气流中所含水组分的计算, 计算原理如下:

加热器采用氢气燃烧加热富氧空气的方法产生高温高压的气体, 其工作原理可以用以下化学反应方程式表达。

收稿日期: 2005-12-12

基金项目: 航空基础科学基金资助项目(00C531)

作者简介: 李卫强(1977-), 男, 陕西渭南人, 讲师, 博士生, 主要从事热能工程研究



根据能量守恒和燃气的氧气组分要求,可列出以下方程组: $\Delta H_1 + \Delta H_2 = 0$ ;  $(b + 0.21c - a/2)/(a/2 + b + c) = 0.21$ ;  $a + b + c = 1$ 。

根据要求的总温,查热力学函数表得出相应的  $\Delta H_1$  和  $\Delta H_2$ ,解以上封闭方程组,即可得出  $a$ 、 $b$ 、 $c$  的值和燃烧后的化学组分,得到加热器所对应各种状态的热力学参数。

### 2.2 计算边界条件

本文计算中,选取自由来流空气的  $M$  数分别为 4、6;与之相对应的隔离段进口处  $M$  数为 2、2.5;进气道段的总压恢复系数分别为 0.6、0.3。在整个流动过程中,近似认为总温守恒。进口处的总温分别为 880 K、1650 K;进口处来流压力分别为 750 923、290 636;进口处水组分分别为 0.044 8、0.127。氢的喷射位置位于隔离进口下游 175 mm 处。燃料喷注缝宽均为 0.3 mm。

## 3 结果分析与结论

### 3.1 冷流实验结果与数值计算结果对比

为了验证数值计算结果的正确性,对构型进行了相同条件下的冷流实验。冷流数值模拟结果同冷流实验数据进行对比,见图 1。由于冷流所获得的实验数据有限,在这里仅给出壁面压力的对比效果图。从图中可以看出实验值和计算值在图中有比较好的吻合,这说明下面进行数值计算分析具有一定的参考意义。

### 3.2 氢作燃料、 $M=4$ 条件下,理想纯净空气同使用加热器后含水组分的空气对比

氢作燃料,在  $M=4$  的来流条件下,图 2 中,三角标号的曲线为纯净空气时的燃烧室下壁面压力,而方框标号的则为污染加热情况下燃烧室下壁面压力。在整个燃烧室流场中,下壁面的压力占绝对优势的是纯净空气燃烧的情况,但在着火燃烧后的小段距离内,含水组分气流的壁压要高于纯净空气时的理想情况。这说明氢气燃烧时,在来流速度为  $M=4$  条件下,有水组分污染燃烧时,下壁面压力略高于纯净空气理想条件。对比效率分布图 3,可以看出在效率分布图中,含有水组分的气流的燃烧效率要高于纯净空气的理想条件。这表明水组分在存在较低  $M$  数来流条件下,对于燃烧效率的提高是有益的。观察静温分布图 4,在来流气流  $M=4$ ,含水组分的气流在燃烧室中燃烧后,使燃烧室内的峰值温度有了一定的提高。这说明在  $M=4$  的气流条件下,有水组分时,促进了燃烧,提高了燃烧效率,燃烧室内的峰值压力和峰值温度较纯净空气要高一些。

对比相同来流条件下纯净空气和使用加热器后含水组分空气情况, $M$  数、水组分分布趋势接近。

### 3.3 氢作燃料、 $M=6$ 条件下,理想纯净空气同加热后含水组分的空气对比

对比燃烧室下壁面压力分布,从图 5 可以看出,纯净空气燃烧后燃烧室壁面压力明显高于使用加热器后含有水组分的空气燃烧后燃烧室壁面压力,产生此种情况说明,水组分的存在,降低了燃烧室下壁面压力。由图 6,可以看出,相同的来流条件下,纯净空气的燃烧效率要高于水组分污染的气流。此图的燃烧效率可能与真实的实验值会有一些的差异,但从其所反映的效率变化趋势来看,水组污染对气流的有效率燃烧的确有着一定的负面影响。再由图 7 可以观察到,相同的来流条件下,由于水组分的存在,致使气流燃烧后,燃烧室内峰值温度有了一定程度的降低。此种情况的产生,主要是由于对于较高的气流  $M$  数,水组分的存在能增大含水组分气流的比热容,抑制了峰值温度、峰值压力的提高。对比相同来流条件下,纯净空气和使用加热器后含水组分的气流  $M$  数、水组分分布图。从图中可以看出, $M$  数、水组分的分布比较类似。

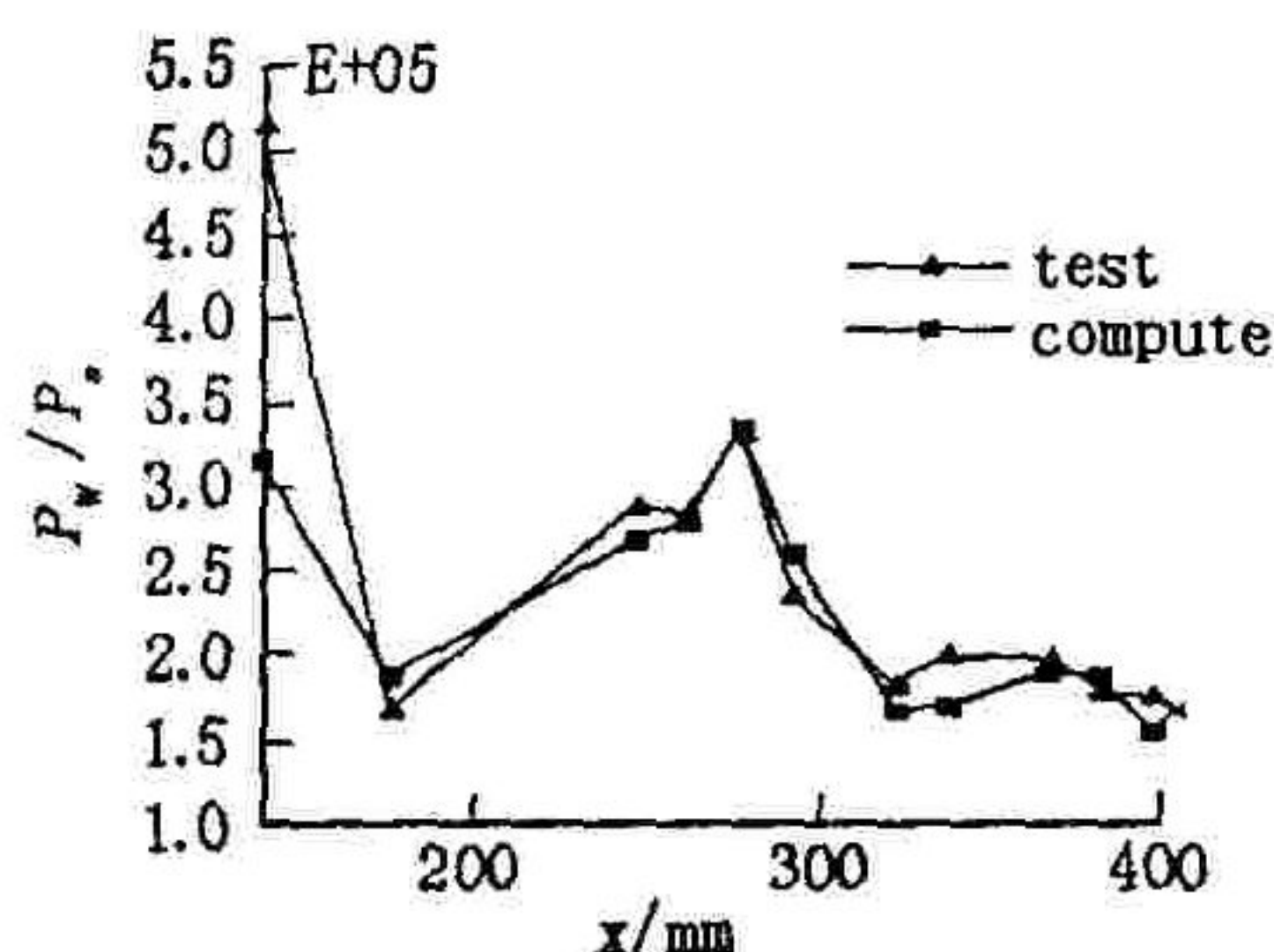


图1 冷流实验与数值计算对比

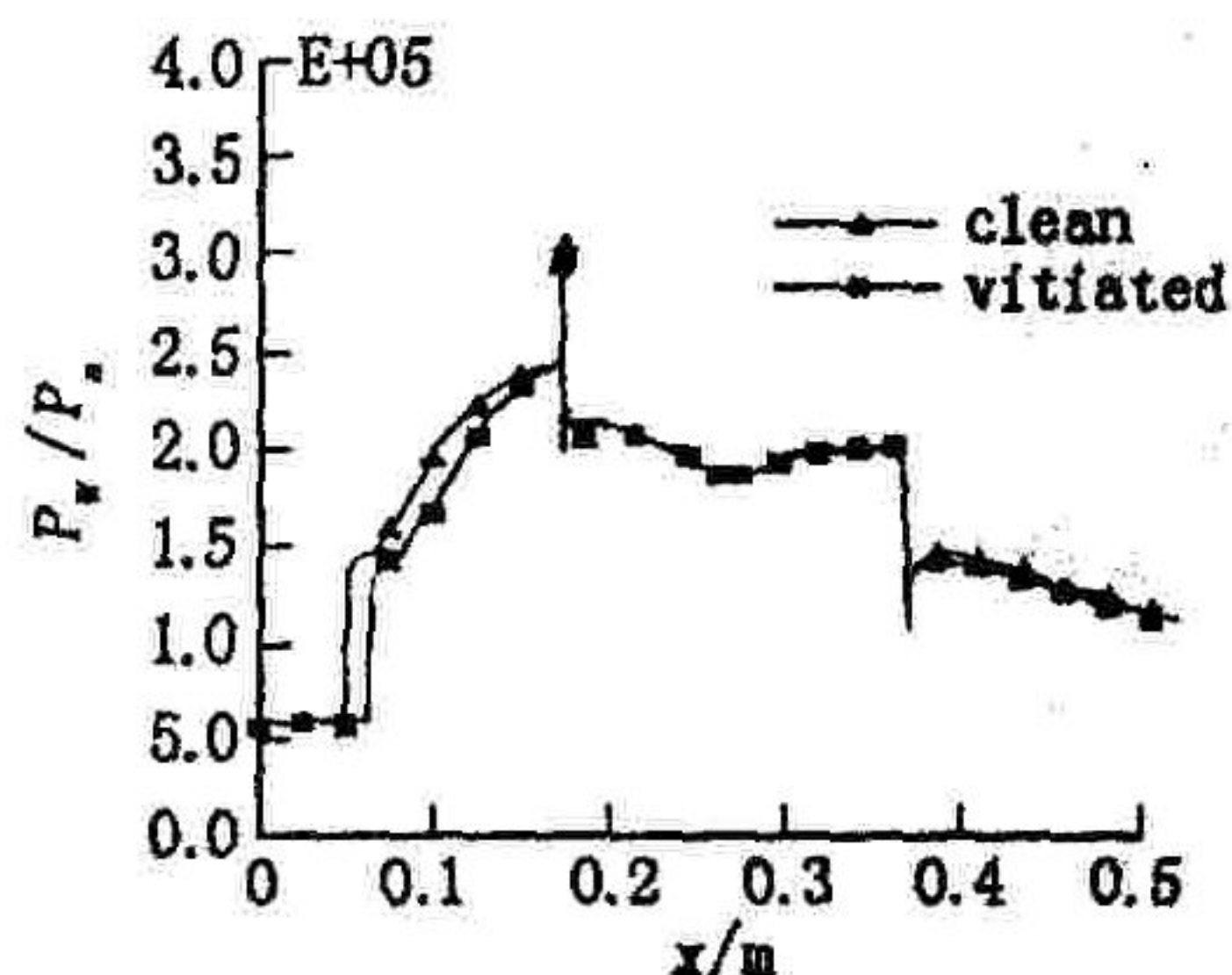


图2  $M=4$  时下壁面压力对比

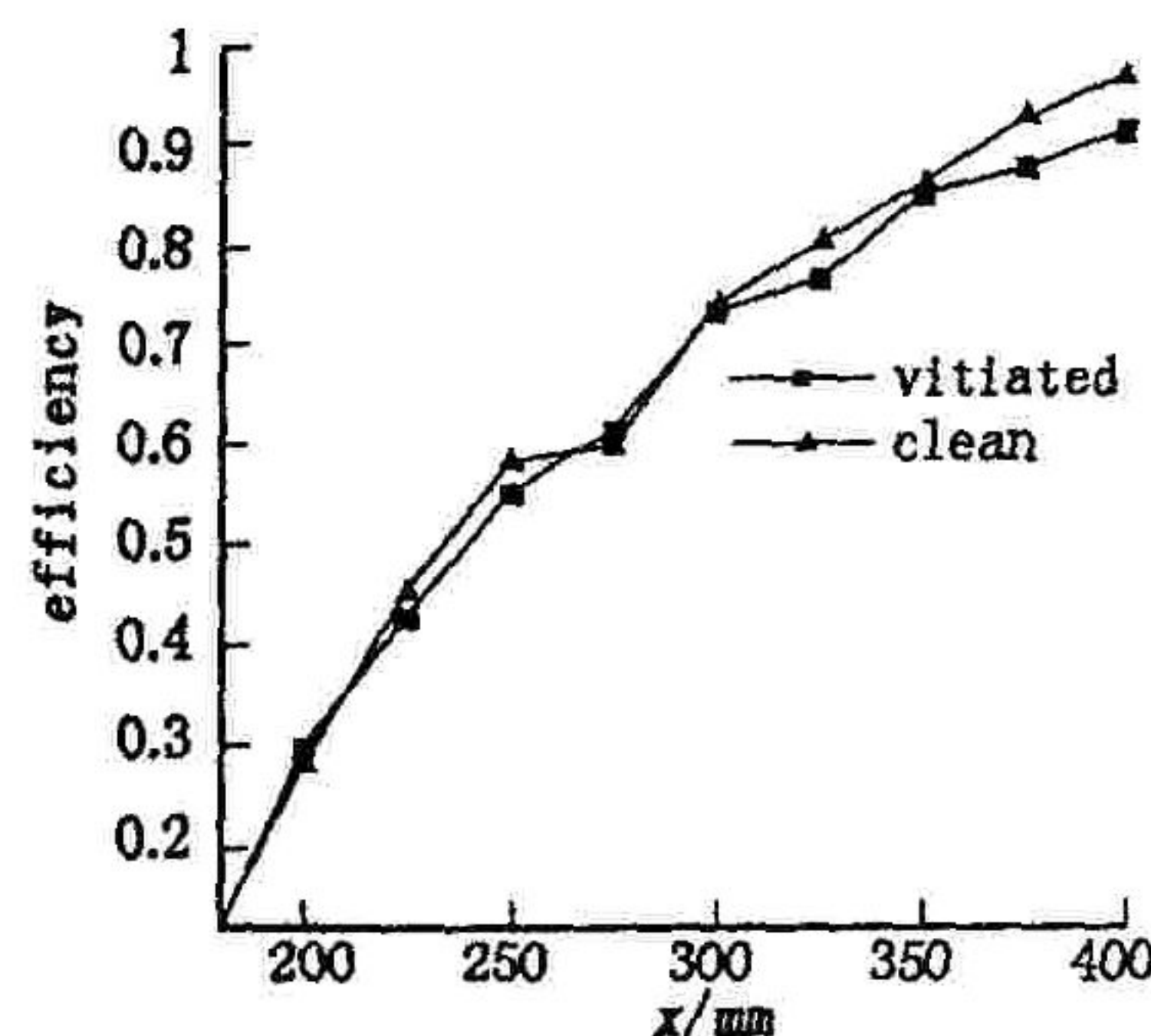
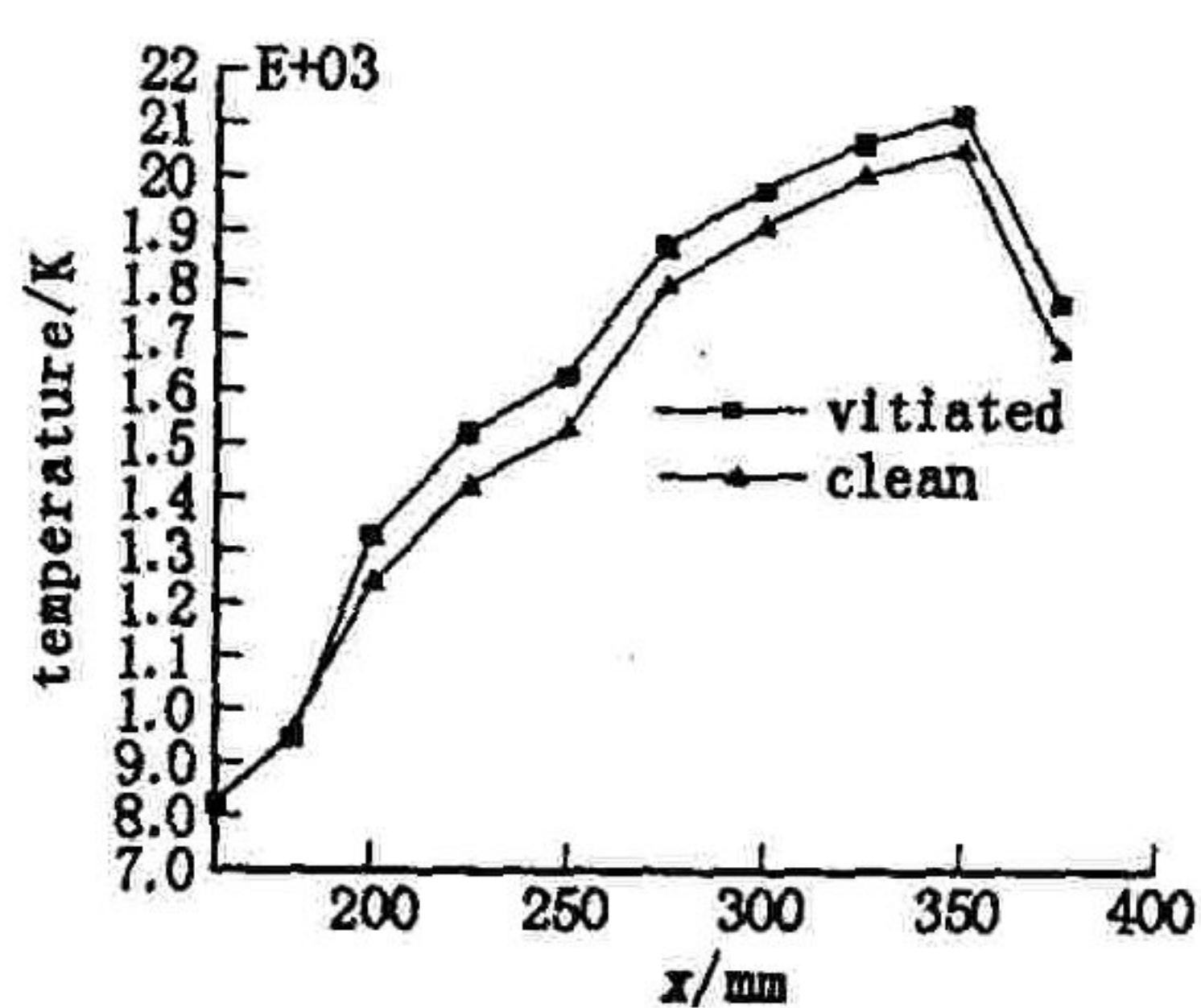
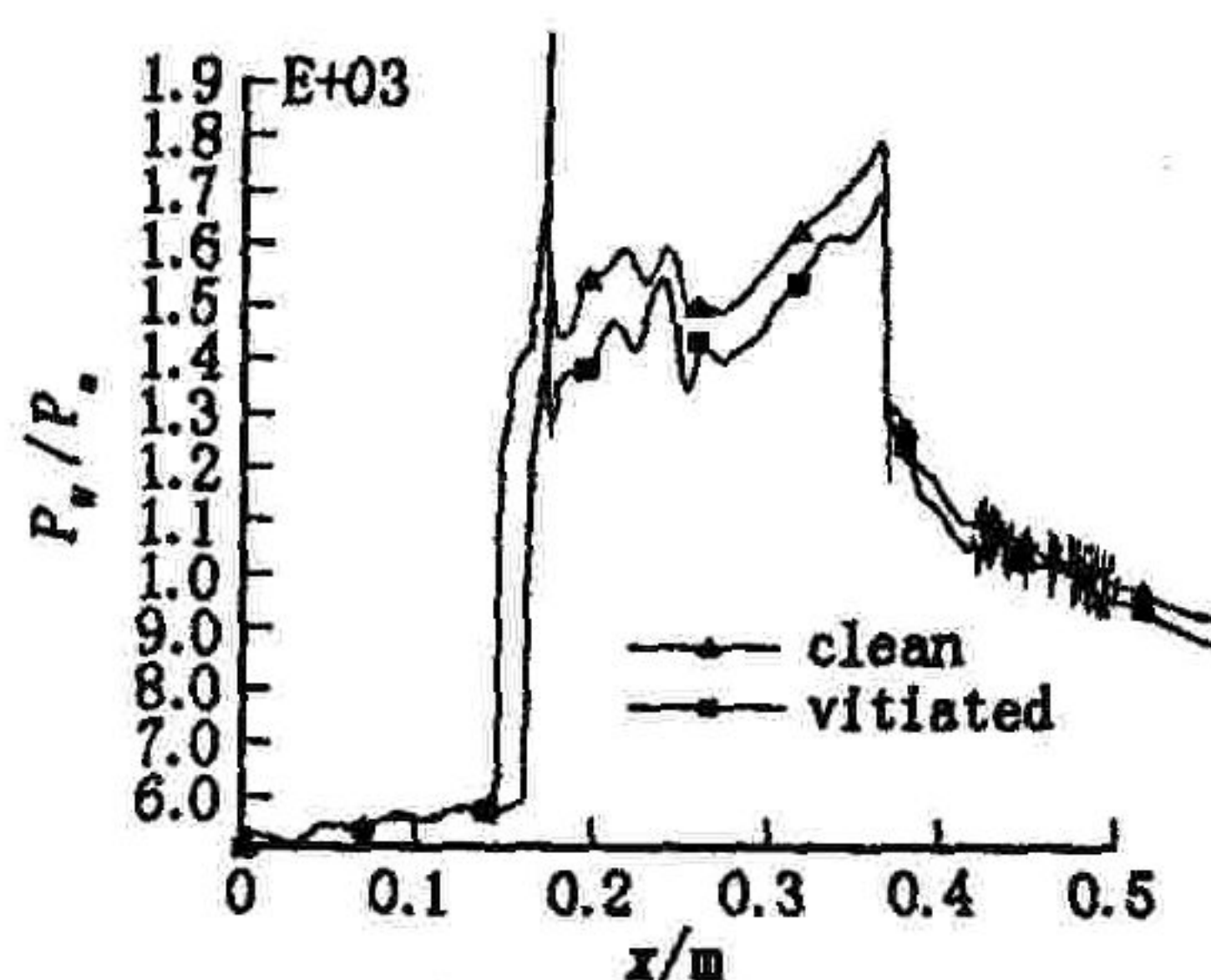
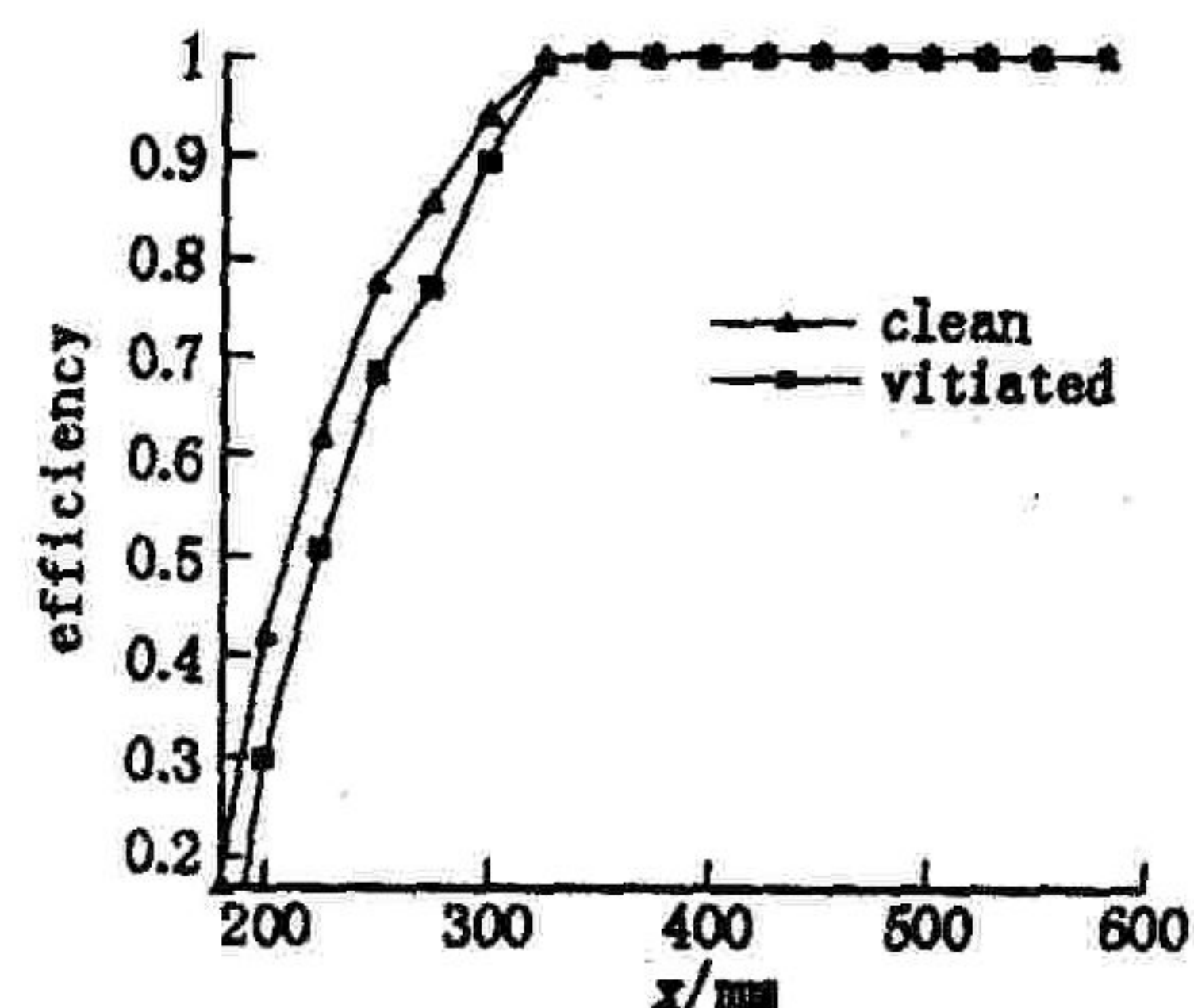


图3  $M=4$  时效率对比

图4  $M=4$  时静温对比图5  $M=6$  时下壁面压力对比图6  $M=6$  时效率对比

### 3.4 结论

1) 水组分对于超音速室内燃烧峰值压力、温度有着很重要的影响。在使用氢作为燃料的情况下,气流速度为  $M=4$  和  $M=6$  的情况下,燃烧室内壁面压力、温度、效率变化趋势不同。在  $M=4$  数时,水组分的存在使燃烧室内的峰值静压、峰值静温略有提高,效率增强;在  $M=6$  数时,水组分的存在使燃烧室内的峰值静压、峰值静温降低,效率减弱。

2) 在给定来流条件下,水组分的存在能有利于燃烧室内火焰传播,改善燃烧,增强火焰的稳定性,但水组分的存在又使燃烧室内的峰值压力、峰值温度降低。所以水组分对于超燃冲压发动机燃烧性能的影响是多方面的。水组分对于超燃冲压发动机性能的最终影响取决于初始的气流条件。

3) 水组分对于燃烧室内燃烧影响是与当地压力、温度、 $M$  数有着紧密的关系。在仅有  $M$  数不同来流条件下, $M$  数越高,水组分对于燃烧的影响越不利。

### 参考文献:

- [1] Erickson W D, Klish G E. Analytical Chemical Kinetic Study of the Effect of Carbon and Water Vapor on Hydrogen - Air Constant - Pressure Combustion[R]. NASA TN D - 5768.
- [2] Carson G T. Analytical Chemical Kinetic Investigation of the Effects of Oxygen, Hydrogen, and Hydroxyl Radicals on Hydrogen - Air Combustion[R]. NASA TN D - 7769.
- [3] Nucci L M. Engineering Analyses and Design Calculation of NASA - Langley Research Center Hydrogen - Air - Vitrated Heater With Oxygen Replenishment[R]. NASA CR - 132381.
- [4] Pellett G L, Bruno C, Chinitz W. Review of Air Vitiation Effects on Scramjet Ignition and Flameholding Combustion Processes [R]. AIAA - 2002 - 3880.
- [5] Powell E S. A Review of Test Medium Contamination Effects on Test article Combustion Processes[R]. AIAA - 980557.
- [6] Tirres C, Braqdley M. Aflow quality analysis for future hypersonic vehicle testing[R]. AIAA - 2002 - 2706.
- [7] Mitani T. Scramjet Engine Testing in Mach 6 Vitrated Air[R]. AIAA - 96 - 4555.
- [8] Evan J S, Schexnayder C J. Influence of Chemical Kinetics and Unmixedness on Burning in Supersonic Hydrogen Flames[J]. AIAA J, 1980, 18(2): 188 - 193.
- [9] 刘陵, 张榛, 刘敬华. 污染对氢/空气燃烧影响的化学动力分析[J]. 推进技术, 1991, (3): 1 - 9.

(编辑: 姚树峰)

The Effect of Mass Vapor in Gas on Performance of Scramjet

LI Wei - qiang<sup>1,2</sup>, SONG Wen - yan<sup>1</sup>

(1. School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an, Shaanxi 710072, China; 2. Xuzhou Air Force College of PLA, Xuzhou, Jiangsu 221000, China)

Abstract: The development of hypersonic aircraft is one important aspect of aeronautics and astronautics in 21st century. The scramjet, the engine of hypersonic aircraft, is a key apparatus. In this paper, the laminar finite - rate and turbulence model are applied and the reaction model of seven components and eight equations, which Morred presented is accepted. The effect of non - equilibrium chemical reaction is considered. When combustion heating equipment is used in the experiment of scramjet, the mass of vapor produced by test medium is investigated through numerical simulation. The investigation shows that the vapor in contaminants has an obvious effect on the performance of scramjet, the last effect of mass of vapor in gas on the performance of scramjet is decided by the initial condition of the flow.

Key words: hypersonic; scramjet; contamination; performance; mass of vapor