

C-H-O-N 体系液体火箭发动机喷管流场数值模拟*

蔡国飙¹, 马朝恺¹, 张化照²

(1. 北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083; 2. 北京宇航系统工程研究所, 北京 100076)

摘 要: 采用弱耦合点隐式方法的 MacCormack 格式对 C-H-O-N 体系的液体火箭发动机喷管内粘性流场进行了数值模拟, 采用了考虑化学反应和不考虑化学反应的两种模型, 其中化学动力学模型为 C-H-O-N 体系的 12 组分、14 反应有限速率的化学动力学模型。数值模拟得到了流场参数在喷管中的分布。结果表明, 数值模拟结果与理论分析一致, 为发动机的设计及试验提供了参考。

关键词: 液体推进剂火箭发动机; 发动机喷管; 喷管气流; 流动分布; 反应动力学; 数值仿真

中图分类号: V430 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2002) 05-0391-03

Numerical simulation of C-H-O-N system liquid rocket engine nozzle flow

CAI Guo-biao, MA Zhao-kai, ZHANG Hua-zhao

(1. School of Astronautics, Beijing Univ. of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;

2. Beijing Inst. of Space System Engineering, Beijing 100076, China)

Abstract: The viscous flow in the C-H-O-N system liquid rocket engine nozzle was simulated using loosely coupled pointed-implicit MacCormack scheme. The reacting model and non-reacting model were used in the simulation, and a 12-species, 14-steps finite-rate chemical reaction model was adopted in the C-H-O-N reacting model. The distributions of flow parameters in the nozzle were presented. Analysis of the results shows that the numerical simulation results are in accordance with the theoretical distributions of flow parameters in the nozzle. The numerical results provide reference for design and experiment of the rocket engine.

Key words: Liquid propellant rocket engine; Engine nozzle; Nozzle flow; Flow distribution; Reaction kinetics; Numerical simulation

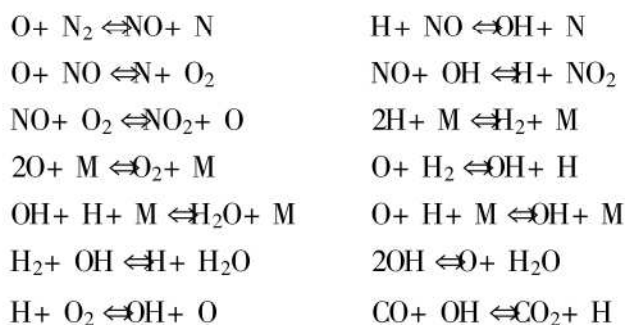
1 引 言

C-H-O-N 反应体系的双组元自燃推进剂火箭发动机喷管内流场的气相成分非常复杂, 流场流动中还有化学反应及湍流流动等现象, 本文采用求解雷诺平均的耦合有组分扩散方程的 Navier-Stokes 控制方程, 对发动机喷管内的粘性流动进行了数值模拟, 模拟时采用了考虑化学反应和不考虑化学反应的两种模型, 计算结果可为发动机的设计及试验提供参考依据。控制方程参见文献[1, 2]。

2 化学反应模型

C-H-O-N 反应体系选取了 12 组分、14 个基元反应的化学反应模型, 12 组分为: H_2O , OH , H_2 , O_2 , H , O ,

NO_2 , NO , N_2 , N , CO_2 , CO 。14 个基元反应为



其中前 13 个反应的正逆反应速度常数取自文献[3], 第 14 个反应的正逆反应速度常数取自文献[4]。

采用有限速率的化学动力学模型, 化学反应的影响主要体现在源项中。对于一个由 N_s 种化学组分构成并发生 JJ 个基元可逆反应的化学反应系统, 其反应方程式可以表示成

* 收稿日期: 2002-05-30; 修订日期: 2002-06-26。基金项目: 国家“八六三”基金资助项目。

作者简介: 蔡国飙 (1967—), 男, 教授, 研究领域为宇航推进与计算流体力学。

$$\sum_{i=1}^{N_s} \alpha_{ij} R_i \Leftrightarrow \sum_{i=1}^{N_s} \beta_{ij} R_i \quad j = 1, 2, \dots, JJ$$

式中的 α_{ij} 和 β_{ij} 分别是在第 j 个基元反应中处于等式两边的第 i 种组分前面的化学当量系数, 所以第 i 种组分的生成率为

$$W_i = \sum_{j=1}^{N_R} w_{ij} = M_i \sum_{j=1}^{JJ} (\beta_{ij} - \alpha_{ij}) \left| \frac{\rho}{M} \right|^L \cdot \left| K_i \prod_{i=1}^{N_s} \rho \frac{Y_i}{M_i}^{\alpha_{ij}} - K_{-j} \prod_{i=1}^{N_s} \rho \frac{Y_i}{M_i}^{\beta_{ij}} \right|$$

式中: N_R 为基元反应的总数目, L 是一常数, 其值取决于该反应中是否包含对反应有影响但又不实际发生化学变化的第三者(当反应中有第三者时 $L=1$, 反之 $L=0$); M 是平均分子量; 正逆反应的化学反应速率常数 K_i 和 K_{-j} 的值由下式求解:

$$K_j = A_j T^{B_j} \exp \left| - \frac{T_j}{T} \right|, \\ K_{-j} = K_j / K_{eq}$$

式中 A_j, B_j, T_j 均为常数, K_{eq} 为平衡常数。

3 数值方法

计算中采用 MacCormack 时间推进预报校正二步格式在计算平面求解方程。预报步和校正步分别采用向前差分 and 向后差分, 具体内容参见文献[1, 2]。

3.1 数值模拟迭代用初场

流动参数初场为一轴对称粘性流场, 组分初场用一维热力学计算结果。

3.2 边界条件

(1) 入口是亚声速边界, 取均匀来流条件, 所需物理量由燃烧室热力计算结果给出; (2) 壁面边界条件: 流动条件用无滑移条件, 换热条件用绝热条件, 其余的参数用一阶外推得到; (3) 对称轴边界条件: 径向速度为零, 其余参数均用一阶外推得到; (4) 出口边界: 超声速部分用二阶外推得到, 亚声速部分用一阶外推得到。

4 算例计算及结果分析

表 1 为某型发动机初始数据。在不考虑化学反应时, 对喷管粘性流场在其出口背压为 0.0 MPa 条件下进行了计算, 得出发动机喷管内的流场参数的分布, 图 1, 2 分别为温度、马赫数的等值线图。

Table 1 Calculation input parameters

Oxidizer	N ₂ O ₄
Fuel	UDMH
Oxidizer density/(kg/m ³)	1458.0
Fuel density/(kg/m ³)	796.0
Chamber pressure/MPa	6.9776
Chamber temperature/K	3354
Environment pressure/MPa	0.0

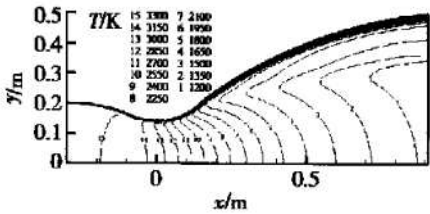


Fig. 1 Temperature contours

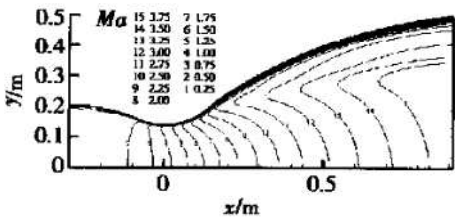


Fig. 2 Mach contours

考虑化学反应时, 采用 12 组分、14 个基元反应的模型对喷管粘性流场的计算结果见图 3~ 8。

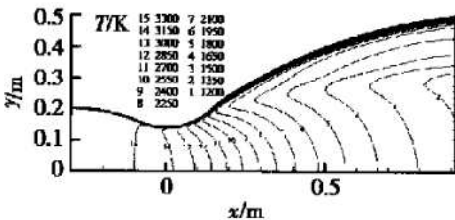


Fig. 3 Temperature contours

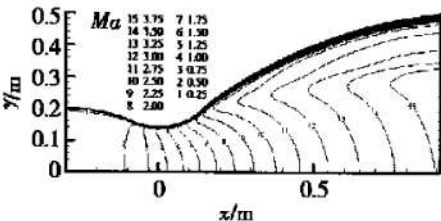


Fig. 4 Mach contours

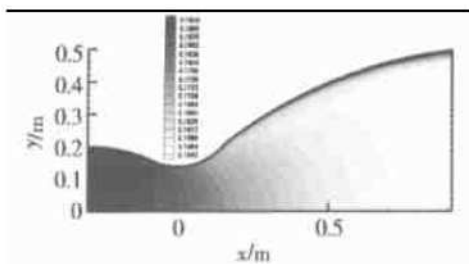


Fig. 5 Mass fraction distribution of CO

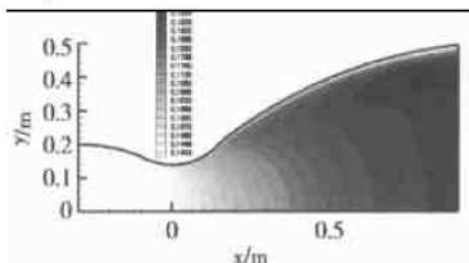
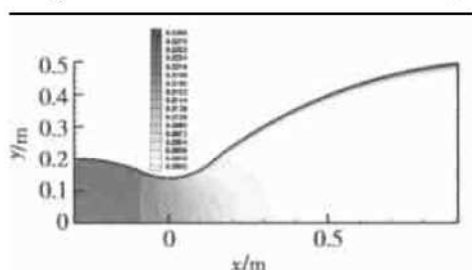
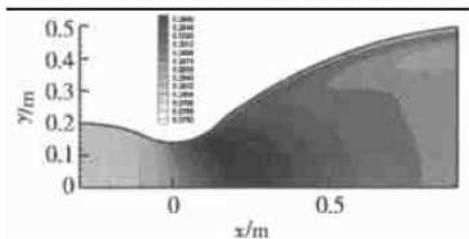
Fig. 6 Mass fraction distribution of CO₂

Fig. 7 Mass fraction distribution of OH

Fig. 8 Mass fraction distribution of H₂O

应用不考虑化学反应模型和考虑化学反应流动模型所得到的背压为 0.0 MPa 下的发动机性能对比, 发动机推力分别为 711.97 kN 和 718.75 kN; 发动机比冲分别为 2925.4 N·s/kg 和 3008.4 N·s/kg。可以看出:

(1) 考虑化学反应和不考虑化学反应的模型流动温度和马赫数的分布相似, 但具体分布则稍有不同。这是由于化学非平衡流模型中考虑了化学反应这一因素的影响。随着燃气的膨胀加速, 温度降低, 复合反应加强, 同不考虑化学反应的模型相比, 放出更多的热量, 使得喷管中的相同的位置上(尤其是在扩张段), 化学非平衡流模型模拟所得的温度、压力等均高于不考虑化学反应模型模拟所得的结果。

(2) 从图 5, 6 中可以看出, 沿喷管流向, 气体温度降低, 放热反应加强, CO₂ 的质量分数增加, CO 的质量分数相应减少; 在靠近壁面处, 温度较高, 吸热反应加强, CO₂ 浓度较小, CO 浓度较大。图 7 是 OH 的质量分数分布图。OH 质量分数随温度降低而减小, 同时在壁面附近高温区域, OH 质量分数较大。

对于 H₂O, 如果不考虑 CO 与 H₂-O₂ 系统的耦合, 随着温度的降低, 放热复合反应加强, H₂O 增多。但是, 即使 H₂O 的浓度仅为 0.002%, CO 也会与 H₂-O₂ 系统发生强烈的耦合^[5]。其中最主要的反应为: CO + OH $\rightleftharpoons$ CO₂ + H。所以生成 CO₂ 的过程需要消耗大量的 OH, 而 OH 浓度的减少使 H₂O 的分解反应加强, H₂O 的浓度下降。正是因为这种耦合, 出现了图 8 所示的情况: H₂O 的浓度随温度的降低, 先增大后减小。

(3) 采用化学动力学模型所得的发动机推力和比推力均高于采用不考虑化学反应模型的, 这是由于化学动力学模型中考虑了随着温度降低, 复合反应加强, 放出的热量较多, 所以其能量损失小。这一点与有关化学非平衡流模型和不考虑化学反应模型对发动机喷管流场进行数值模拟理论相符。

5 结 论

本文对某型号液体火箭发动机采用了冻结流和非平衡流模型的计算方法进行计算, 计算方法先进、计算结果可靠, 取得了很好的效果, 研究成果可直接用于工程设计, 并具有很好的推广应用价值。

参考文献:

- [1] 蔡国飙, 张化照, 庄逢甘. 氢氧发动机推力室化学反应流场计算[J]. 北京航空航天大学学报, 1998, 24(6).
- [2] Drummond J P, Rongers R C, Hussaini M Y. A Detailed numerical model of a supersonic reacting mixing layer[R]. AIAA 86-1427.
- [3] John S Evans, Charles J, Schexnayder Jr. Influence of chemical kinetics and unmixedness on burning in supersonic hydrogen flames[J]. AIAA Journal, 1980, 18(2).
- [4] 罗孝良, 戴元声编译. 化学反应速度常数手册[M]. 成都: 四川科学技术出版社, 1985.
- [5] Charles K Westbrook, Frederick L Dryer. Chemical kinetic modeling of hydrocarbon combustion[J]. Prog. Energy Combust. Sci., 1984, 10.

(编辑: 朱立影)