

液体火箭发动机推力室粘性流场 数值模拟和实验验证*

费继友¹, 俞炳丰¹, 张 杰¹, 夏学礼², 高 强¹

(1. 西安交通大学 能源与动力工程学院, 陕西 西安 710049; 2. 第二炮兵工程学院, 陕西 西安 710025)

摘 要: 运用耦合点隐式方法的 MacCormack 两步差分格式结合 $k-\varepsilon$ 湍流模型求解肼类燃料发动机推力室中的粘性化学反应流动。化学反应采用 17 种组分, 12 个主要反应的有限速率的化学反应模型, 得到了流动参数在推力室中的分布情况。其结果同理论分析的相一致, 最后用实验验证了用数值模拟方法的正确性, 研究结果对发动机的设计、性能和理论研究具有重要的实际意义和参考价值。

关键词: 液体推进剂火箭发动机; 流动分布; 数值仿真; 推力燃烧室; 纳维尔-斯托克斯方程

中图分类号: V434.1 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2003) 04-0292-04

Numerical simulation and experimental validation for viscous flow field in rocket engine chamber

FEI Ji-you¹, YU Bing-feng¹, ZHANG Jie¹, XIA Xue-li², GAO Qiang¹

(1. Coll. of Energy and Power Engineering, Xi'an Jiaotong Univ., Xi'an 710049, China;

2. The Second Artillery Engineering Coll., Xi'an 710025, China)

Abstract: To solve the viscous chemical reacting flow governing equations in the species of hydrazine fuel rocket engine thrust chamber, MacCormack two-step difference scheme with coupled-implicit method combined with the $k-\varepsilon$ turbulence model is applied. In chemical reaction model, there are 17 species and 12 limit speed chemical reactions. The results agree well with the theoretical analysis. Finally, numerical simulation is validated by experiment. The results are useful and important to the design, performance improvement and theoretical exploration for rocket motor.

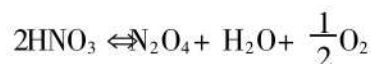
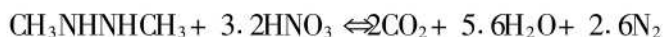
Key words: Liquid propellant rocket engine; Flow distribution; Numerical simulation; Thrust chamber; Navier-Stokes equation

1 引 言

推进剂在火箭发动机推力室中的燃烧是一个非常复杂的过程, 了解推力室内各种流场分布情况, 对推力室的设计有着十分重要的意义, 而这些在实际的试车中又难得到。为了模拟这一过程, 必须考虑其中的化学反应、粘性流动和湍流流动等现象。本文运用了耦合点隐式方法的 MacCormack 两步差分格式求解 Navier-Stokes 方程, 化学反应采用 17 种组分、12 个主要反应的有限速率模型和 $k-\varepsilon$ 湍流模型, 得到了流动参数在推力室中的分布情况, 结果得到了实验验证。

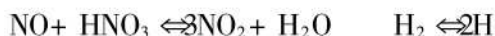
2 燃烧室化学动力模型

对肼类燃料发动机, 采用 17 种组分 12 个主要的基元反应, 其反应式有



* 收稿日期: 2002-06-01; 修订日期: 2003-01-20。

作者简介: 费继友 (1964—), 男, 博士生, 研究领域为火箭发动机的数值模拟, 信号处理, 控制技术。



化学反应采用有限速率的化学反应模型(Finite-Rate Model), 化学反应的影响主要体现在源项中, 对于一个由 N 种化学组分组成并发生 J 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为

$$\sum_{i=1}^N v'_{i,k} M_i \xrightleftharpoons[K_{b,k}]{K_{f,k}} \sum_{i=1}^N v''_{i,k} M_i \quad k = 1, 2, 3, \dots, J$$

由方程可得第 i' 种组分在第 K 个方程中单位时间内的生成率或破坏率为

$$R'_{i,k} = \Gamma(v''_{i,k} - v'_{i,k}) \cdot$$

$$(K_{f,k} \prod_{j=1}^N [C_j]^{\eta'_{j,k}} - K_{b,k} \prod_{j=1}^N [C_j]^{\eta''_{j,k}})$$

第 i' 种组分的生成率为

$$R'_{i'} = M_{i'} \sum_{k=1}^{N_R} R'_{i,k}$$

式中 N , $v'_{i,k}$, $v''_{i,k}$, M_i , $K_{f,k}$, $K_{b,k}$, C_j , $\eta'_{j,k}$, $\eta''_{j,k}$ 的含义和计算见文献[1]。

3 控制方程

组分质量守恒方程与气相流动控制方程构成含有化学反应的控制方程。

3.1 组分质量守恒方程

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho m_i) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i m_i) = - \frac{\partial}{\partial x_i} J_{i,i} + R_i + S_i$$

式中 m_i 为组分 i' 的当地质量分数, S_i 是离散相的存在而产生的源项。

$$J_{i,i} = - \rho [D_{i,m} + \mu_i / Sc_i] \partial m_i / \partial x_i$$

式中 Sc_i 为湍流施密特数, μ_i / Sc_i 缺省值为 0.7。

3.2 气相流动控制方程

忽略了彻体力、热辐射、认为燃烧室为一绝热体系, 轴对称、可压缩流二维控制方程

$$\partial U / \partial t + \partial F / \partial x + \partial G / \partial r = R$$

式中

$$U = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho E \end{bmatrix}_r \quad F = \begin{bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p - \tau_{xx} \\ \rho u v - \tau_{xr} \\ (\rho E + p)u - u\tau_{xx} - v\tau_{xr} + q_x \end{bmatrix}_r$$

$$G = \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho u v - \tau_{xr} \\ \rho v^2 + p - \tau_{rr} \\ (\rho E + p)v - u\tau_{xr} - v\tau_{rr} + q_r \end{bmatrix}_r$$

$$R = \begin{bmatrix} S_m \\ F_x \\ - \rho(w^2/r) + \tau_{\theta\theta} + F_r \\ S_k \end{bmatrix}$$

$$\tau_{xx} = 2\mu \frac{\partial u}{\partial x} - \frac{2}{3}\mu(\Delta \cdot v) \quad \tau_{rr} = 2\mu \frac{\partial v}{\partial r} - \frac{2}{3}\mu(\Delta \cdot v)$$

$$\tau_{\theta\theta} = 2\mu \frac{v}{r} - \frac{2}{3}\mu(\Delta \cdot v) \quad \tau_{xr} = \tau_{rx} = \mu \left| \frac{\partial u}{\partial r} + \frac{\partial v}{\partial x} \right|$$

$$q_x = -k_{\text{eff}} \frac{\partial T}{\partial x} - \sum_j h_j J_j' \quad q_r = -k_{\text{eff}} \frac{\partial T}{\partial r} - \sum_j h_j J_j'$$

式中 S_m 为连续相的质量增加, 喷管中为零, w 为涡速, p 为静压, μ 为粘度, k_{eff} , E , h_j , J_j' , S_k 见文献[2, 3]。

3.3 湍流模型

流体在燃烧室中的流动十分复杂, 为充分模拟此过程, 采用工程上常用的二阶封闭模型, k - ϵ 湍流模型^[2]

$$\rho \frac{Dk}{Dt} = \frac{\partial}{\partial x_i} (\alpha_k \mu_{\text{eff}} \frac{\partial k}{\partial x_i}) + G_k + G_b - \rho \epsilon - Y_M$$

$$\rho(D\epsilon/Dt) = \partial/\partial x_i (\alpha_\epsilon \mu_{\text{eff}} (\partial \epsilon / \partial x_i)) +$$

$$C_{1,\epsilon} \frac{\epsilon}{k} (G_k + C_{3,\epsilon} G_b) - C_{2,\epsilon} \rho \frac{\epsilon^2}{k} - R$$

$$Pr_1 = 0.85, C_{1,\epsilon} = 1.42, C_{2,\epsilon} = 1.68, C_{3,\epsilon} = \tanh \left| \frac{v}{u} \right|$$

G_k , G_b , Y_M 计算方法见文献[2], 燃烧室中 Y_M 为零。

4 边界条件

固体壁面边界条件采用无滑移、不可渗透、绝热条件; 近壁边界条件采用壁面函数; 对称轴边界条件满足通量为零, 径向速度为零; 出口边界参数采用局部抛物化外推得到; 入口边界条件每一个喷嘴由一组线性直径大小一定的按一定角度分布的射流组成, 给定射流的组分, 每股射流的直径、流量、温度以及喷射角度; 初场的给定, 流动参数初场为一轴对称粘性流场, 组分初场用燃烧室入口推进剂质量分数作为组分初场。

5 数值模拟结果分析

5.1 推力室的网格化分和差分格式

数值模拟是用 FLUENT5 软件完成的, 网格生成应用了 Gambit 软件贴体坐标交错网格对推力室进行了网格划分。在喷注面附近、固体近壁附近和喉管附近加密了网格。本文运用了耦合点隐式方法的 Mac-Cormack 两步差分格式求解 Navier-Stokes 方程。

5.2 结果分析

5.2.1 燃烧室流场分布

(1) 图 1~4 所示的是燃烧室流场的分布情况, 从

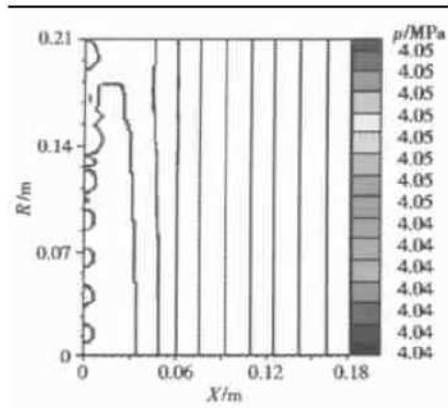


Fig. 1 Pressure contour

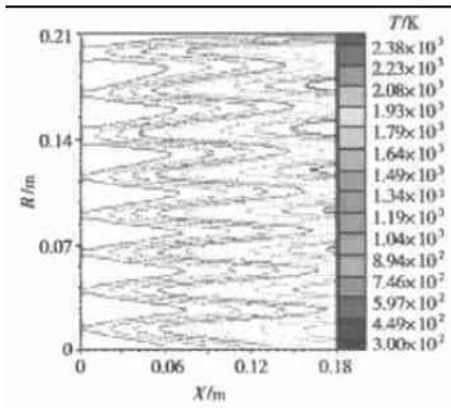


Fig. 2 Temperature contour

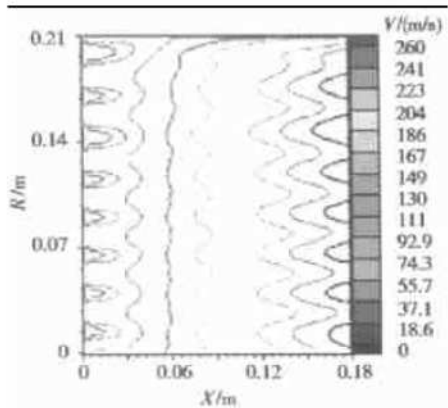


Fig. 3 Velocity contour

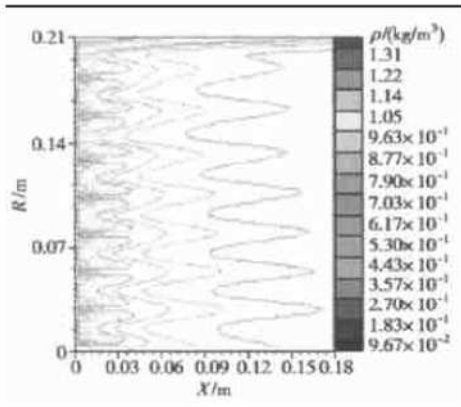


Fig. 4 Consistency contour

图中可以看到压力、速度和密度在离开喷嘴不远处很快变得均匀,特别是压力等值线分布,以近似垂直于内壁面的等面向前平移。故在要求不太严格的情况下,可以认为燃烧室内参数分布是一维分布的。

(2) 沿轴线方向压力、密度逐渐减小,速度与温度逐步增加,表明燃烧室前后的参数并不是一成不变的。但由于其变化量非常小,故可近似地认为燃烧室内是零维分布的,为零维内弹道计算提供了依据。

(3) 由图 4 的密度分布可知燃烧室内沿轴线方向,密度逐渐减小。这是由于化学反应的存在,大分子

物质减少,小分子物质大量的生成,从而导致其平均密度逐渐减小。

5.2.2 喷管流场的分析

(1) 图 5,图 6 是喷管内外压力场和温度场的变化情况,可以看出燃气在喷管出口膨胀后迅速压缩形成激波,由于背压大的原因形成多个压力间断面,这同在地面试车时观察到喷管出口燃气形成了激波,并发出爆裂声现象相一致。

(2) 图 7~ 10 看出,在喷管内沿轴线从前向后由于压力差的存在及喷管型面的作用,压力、温度、密度逐渐减小,速度增大,这同拉瓦尔喷管的作用一致,反映了气流在喷管内的流动规律。

(3) 气流与壁面存在摩擦,流动参数(压力、速度、温度等)的分布变得不均匀,因此,在喷管内的同一截面上,靠近壁面的温度、压力高于靠近轴线的温度、压力。图 7~ 12 说明了这种现象。

(4) 由图 5,图 6 的压力、温度等值线图可以看出等值线在喷管喉部的分布密度明显高于其它部分,说明参数在喷管喉部的梯度最大,变化最为剧烈,其工作条件最恶劣,因而在喷管的设计过程中喉衬的设计是非常重要的。

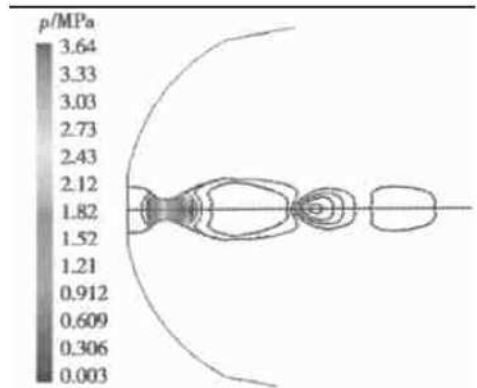


Fig. 5 Static pressure contour for nozzle

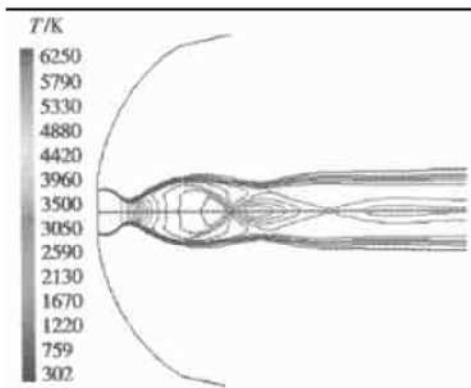


Fig. 6 Static temperature contour for nozzle

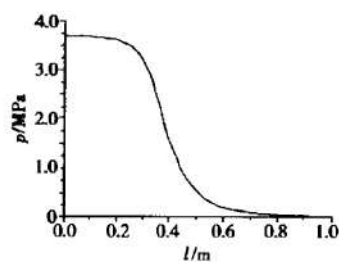


Fig. 7 Distribution of pressure along the axis

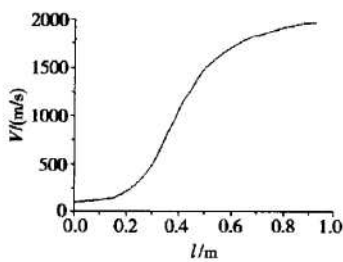


Fig. 8 Distribution of velocity along the axis

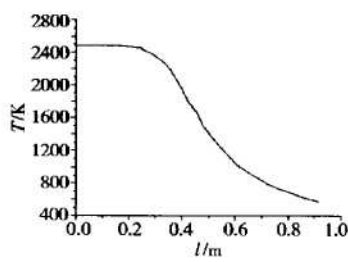


Fig. 9 Distribution of temperature along the axis

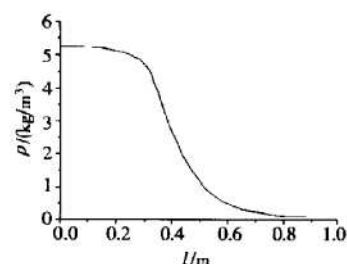


Fig. 10 Distribution of density along the axis

5.2.3 数值模拟与试验结果

发动机的启动段和关机段的推力变化和燃烧室压力变化,最能反应火箭发动机的性能参数,本文用两次试车启动和关机参数与模拟值进行了比较。试验时的大气压 0.09MPa, 温度 303K, 马赫数 0.3。

(1) 图 11~ 14 可见模拟值和实验值之间吻合的

非常好,定性上反映的规律一致,定量上分散性很小。说明数值模拟的数学模型是正确的。

(2) 模拟值比测试值偏低,但不影响用数值模拟的方法来分析实验不能测试的参数变化规律,该结果对火箭发动机的设计、研究、理论计算都具有参考价值和实际意义。

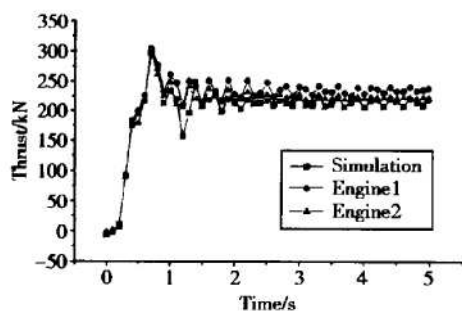


Fig. 11 Thrust curves of the starting

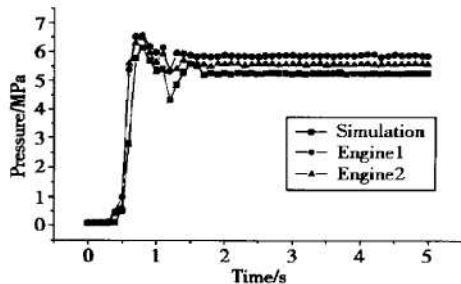


Fig. 12 Combustion pressure curve of starting

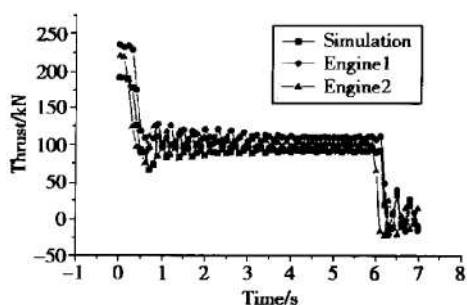


Fig. 13 Thrust curve of stopping

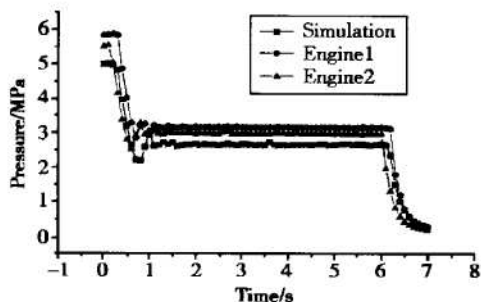


Fig. 14 Combustion pressure curve of stopping

6 结论

(1) 数值模拟选用的数学模型反应了火箭发动机推力室内、外流场的分布情况,采用数值模拟的方法分析推力室性能参数分布的规律是切实可行的。

(2) 数值模拟的喷管外激波流场结果能够充分解释实验所观察到的现象。

(3) 数值模拟值虽然比测试值偏低,但不影响用数值模拟的方法来分析实验不能测试的参数变化规律,该结果对火箭发动机的设计、研究、理论计算具有参考价值和实际意义。

参考文献:

- [1] Imai S, Eberhardt S. A diagonal implicit scheme for computing flow with finite-rate chemistry[R]. *AIAA* 90-1597.
- [2] Choudhury D. Introduction to the renormalization group method and turbulence modeling[R]. *Fluent Inc. Technical Memorandum TM-107*, 1993.
- [3] Magnussen B F, Hjertager B H. On mathematical models of turbulent combustion with special emphasis on soot formation and combustion[C]. *In 16th Symp. (Int'l.) on Combustion*. The Combustion Institute, 1976.

(编辑:王居信)