

液体火箭发动机有无隔板的热态解数值模拟*

国防科技大学 赵文涛**

国防科工委指挥技术学院 聂万胜 庄逢辰

【摘要】 用数值方法模拟了液体火箭发动机燃烧室内有无隔板两种情况的热态解。气相控制方程用欧拉坐标系下的 Navier-Stokes 方程组描述,液相控制方程在 Lagrangian 坐标系下进行描述。分析对比了两种情况下燃烧室内各个流场参数值,验证了隔板体的数值处理方法对求解热态解的有效性。

主题词: 数值模拟 液体推进剂火箭发动机 燃烧室

分类号: V434

1 引言

液体火箭发动机燃烧室内的燃烧过程存在着剧烈的物理和化学变化^[1,2]。当燃烧室内装有隔板时^[3,4],燃烧室头部的边界条件变得较为复杂,混合气体的流动形式也发生显著的变化。在对发动机燃烧室进行切向高频不稳定性分析时,通常采用等价的矩形燃烧室来模拟真实发动机燃烧室,这样就可以比较方便地分析隔板对切向高频振荡的抑制作用。本文采用计算流体力学方法来模拟有无隔板两种情况燃烧室内部的热态流场,气相控制方程组用 Navier-Stokes 方程组描述,液滴的运动方程在 lagrangian 坐标系下表示。燃烧模型采用蒸发控制模型^[5,6],重点讨论有无隔板两种情况下边界条件的具体提法。数值方法采用预测校正步的 MacCormack 格式^[7,8]。

2 控制方程组、计算方法与边界条件

气相用带有化学反应源项的 Reynolds 时均的 Navier-Stokes 方程来描述。气相包括燃料、氧化剂和燃烧产物 3 种组份。在进行数值模拟时,氧化剂和燃料的组份方程也一并联立求解。用矢量表示的二维控制方程组写成以下形式:

$$\partial Q / \partial t + \partial E / \partial x + \partial F / \partial y = H \quad (1)$$

式中: Q 是原始变量的矢量, E 、 F 是表示守恒形式的矢量, H 为源项, $H = H_1 + H_2$ 。 H_1 和 H_2 代表气相和液相的源项, H_1 是由于截面积的变化而带来的源项, H_2 是在进行两相分析时引进的源项,包括由于液滴蒸发、液滴运动阻力项和燃烧热而带来的质量、动量和能量的变化。

1996 年 2 月收稿, 1996 年 6 月收到修改稿。 * 本文系国家 863 高技术预研资助项目(编号: 92- 2- 1)

** 湖南长沙国防科技大学航天技术系 410073

在 Lagrangian 坐标系下表示的液滴运动方程表示如下:

$$du_p/dt = (3/8)(\rho_g/\rho_p)(C_D/r_p)|u - u_p|(u - u_p) \quad (2)$$

$$dv_p/dt = (3/8)(\rho_g/\rho_p)(C_D/r_p)|v - v_p|(v - v_p) \quad (3)$$

液滴运动阻力系数为: $C_D = \begin{cases} 24/Re_p[1 + (1/6)Re_p^{2/3}] & Re_p < 1000 \\ 0.44 & Re_p \geq 1000 \end{cases}$, Re_p 为液滴雷诺数。

液滴蒸发速率 $\dot{m}_{vp} = 2\pi\rho D r_p N u \ln[(1 - Y_{\infty})/(1 - Y_s)]$, $dr_p/dt = \dot{m}_{vp}/4\pi\rho_p D r_p^2$

采用 MacCormack 格式:

预测步:

$$Q_{i,j}^{n+1} = Q_{i,j}^n - (\Delta t/\Delta x)(E_{i+1,j}^n - E_{i,j}^n) - (\Delta t/\Delta y)(F_{i,j+1}^n - F_{i,j}^n) + \Delta t H_{i,j}^n + S_{i,j}^n$$

校正步:

$$Q_{i,j}^{n+1} = \frac{1}{2} \left[Q_{i,j}^n + Q_{i,j}^{n+1} - \frac{\Delta t}{\Delta x}(E_{i,j}^{n+1} - E_{i-1,j}^{n+1}) - \frac{\Delta t}{\Delta y}(F_{i,j}^{n+1} - F_{i,j-1}^{n+1}) + \Delta t H_{i,j}^{n+1} + S_{i,j}^{n+1} \right]$$

有无隔板的入口边界条件、出口边界条件以及上下表面的边界条件均相同。

入口条件: 给定流量即密度 ρ 、入口速度 $u, v = 0$; 其它流场参数的法向梯度为零。

出口条件: 各变量的法向导数为零。

上下表面的边界条件: 速度为零, 即 $u = 0, v = 0$; 其它各变量的法向导数为零。

当燃烧室喷注面板装配有隔板时, 隔板体的边界条件是隔板面上的速度为零, 即 $u = 0, v = 0$, 其它参数的法向导数为零, 即 $\partial\rho/\partial y = \partial\rho/\partial z = \partial T/\partial y = \partial u/\partial y = \partial v/\partial y = \partial\omega/\partial y = 0$ 。

3 计算结果及讨论

表 1 是给定入口氢气和液氧的总流量为 30 kg/s, 混合比分别为 4、5、6 三种情况, 对于有隔板和无隔板的热态解算例。进行热态解模拟时, 由表可看出, 当发动机燃烧室内有隔板时, 计算达到收敛所需的迭代步数较多, 这是由于燃烧室内加入隔板后的边界条件较为复杂, 在隔板体上的速度分量为零, 流场参数的分布较无隔板的流场参数复杂, 所以对有隔板的情况计算收敛的速度较慢。

表 1 不同流量和混合比时计算收敛所需迭代步数

入口总流量: 30 kg/s 氢气入口流量: 6 kg/s ($O/F = 4$) 5 kg/s ($O/F = 5$) 4.28 kg/s ($O/F = 6$)	有隔板	混合比(O/F)	4	5	6
		收敛迭代步数	1450	1560	1380
	无隔板	混合比(O/F)	4	5	6
		收敛迭代步数	1420	1480	1270

从无隔板和有隔板两种计算域可看出有隔板时计算域较为复杂。

图 1 为有隔板和无隔板的燃烧室压力图, 在燃烧室圆柱段的压力, 沿 x 轴方向略有下降; 对于有无隔板两种情况, 在相同的入口条件下, 喷管出口处的压力值相等, 而在燃烧室圆柱段压力值略有不同, 这是由于当燃烧室头部加入隔板后, 计算域内的隔板占有一个网格厚度而引起的, 有无隔板的燃烧室头部压力值相差较小, 当隔板厚度越小时, 这种差别越小。

图 2 为有隔板和无隔板的燃烧室温度图, 由图可看出有隔板和无隔板的燃烧室内部温度值基本一致, 只是在燃烧室出口略有差别。在燃烧段液氧不断地蒸发并迅速地燃烧, 使得燃烧

室内部的温度很快从 200 K 左右升高到将近 2500 K, 当液氧蒸发燃烧完毕后, 燃烧室内部的温度趋于平稳值, 燃气通过拉瓦尔喷管时, 温度又逐渐下降。

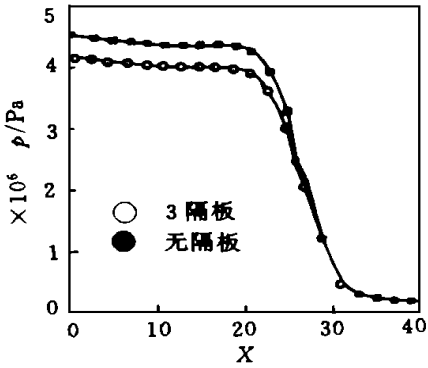


图 1 有无隔板时的压力图

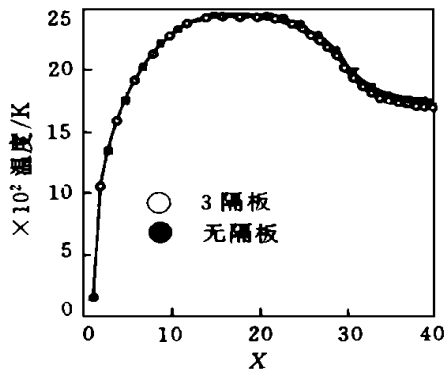


图 2 有无隔板时的燃烧产物温度图

图 3 为有隔板和无隔板的燃烧室内部水蒸气图, 当氢气和液氧喷入有无隔板的液体火箭发动机燃烧室时, 开始燃烧产物水蒸气的密度为零, 随着液氧的蒸发和燃烧, 燃烧产物水蒸气的密度迅速上升, 直到液氧蒸发完毕, 而后水蒸气由燃烧室末端喷入喷管, 发生剧烈的膨胀, 密度迅速下降。在相同的入口条件下, 对于有和无隔板的燃烧室出口处, 水蒸气的密度略有不同。

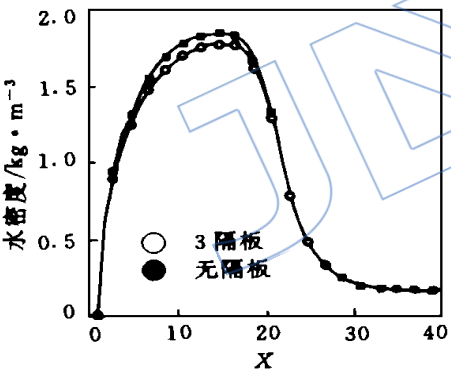


图 3 有无隔板时的燃烧产物密度变化

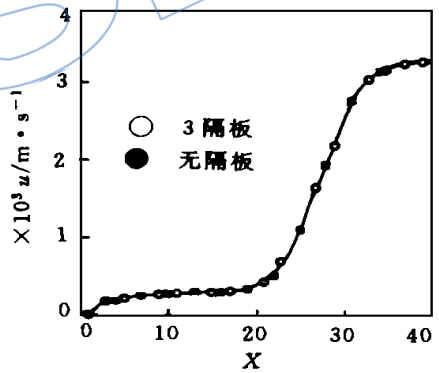


图 4 有无隔板时的燃烧产物速度图

图 4 为有隔板和无隔板的燃烧室内部速度图, 从燃烧室喷注面一直到喷管出口, 有隔板和无隔板的燃烧室内部燃气经历了亚音速、跨音速和超音速 3 个阶段; 从图中可看出在圆柱段和喷管收敛段, 燃气的速度基本上一致, 而在喷管出口处的速度略有不同, 但差别很小。

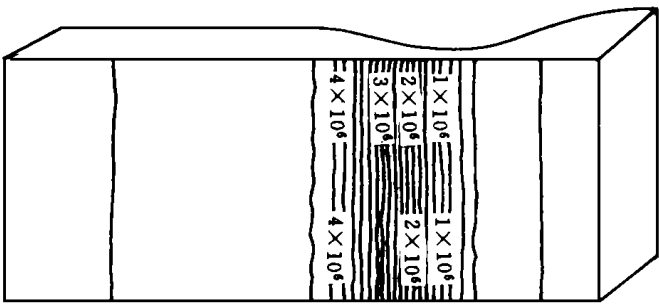


图 5 无隔板热态解时压力等值线图(单位: Pa)

图 5 是无隔板热态解时压力等值

线图。由于燃烧室内进行的是稳态燃烧过程,并且在整个喷注面上液雾是均匀喷进的,这就使得整个流场内压力沿每个截面相等。

图 6 是有隔板热态解时压力等值线图。燃烧室头部均匀地布置了 3 块隔板,每个隔板腔内喷入的流量相等,隔板在数值计算时处理为刚性壁。由图可看出当燃烧室内发生稳态燃烧时,每个横截面上压力基本相等。如果发生高频不稳定燃烧现象,这时喷雾的运动轨迹就会杂乱无章,压力等值线图就会比较复杂,这一部分工作正在进展之中。

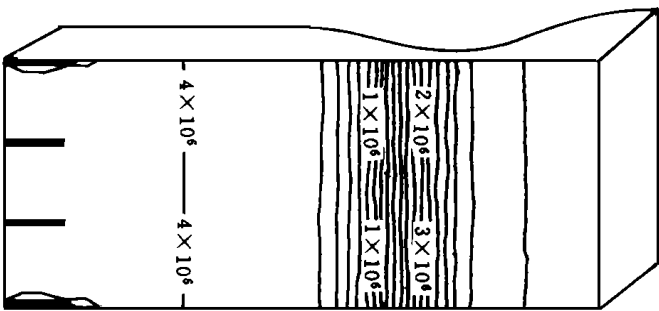


图 6 有隔板热态解时压力等值线图(单位: Pa)

4 结 论

当燃烧室内装有隔板,在进行数值模拟热态流场时,边界条件比较复杂,计算达到收敛所需的时间较无隔板的情况长一些;在相同的条件下,即入口氢气和液氧的流量都相等,燃烧室几何尺寸相同,数值模拟出来的热态解对于有隔板和无隔板两种情况,温度和混气速度基本一致,而压力和水蒸气的密度略有不同,造成差别的原因主要是隔板在数值处理时占据了一个横向方向的网格厚度。为了更精确地模拟有隔板和无隔板情况下燃烧室内的热态流场,更复杂的喷雾模型还需加以考虑。

参 考 文 献

- 1 Liang P Y. Liquid Rocket Combustor Computer Code Development. NASA-CP2372, 1984: 696-716
- 2 Przekwas A K, Singhal A K, Tam L T. Rocket Injector Anomalies Study. NASA CR 174702, 1984
- 3 Kim Y, Chen C. Prediction of High Frequency Combustion Instability in Liquid Propellant Rocket Engines. AIAA-92-3763, 1992
- 4 Du Bois I, Habiallah M. Numerical Simulation of High-Frequency Instability in an Oxygen/Hydrogen Rocket Engine. AIAA 1991: 91-1860
- 5 Grenda J, Venkateswaran S, Merkle C. Liquid Rocket Combustion Instability Analysis by CFD Methods. AIAA, 1991: 91-2085
- 6 Jeng S M, Litchford R J. Nonlinear Analysis of Longitudinal Mode Liquid Propellant Rocket Combustion Instability. AIAA-91-1985, AIAA/sae/asm/asee, 27th Joint Propulsion Conference, June 24-27, 1991, Sacramento, CA
- 7 Uenishi K, Rogers R C, Northam G B. Three Dimension Computations of Transverse Hydrogen Jet Combustion in a Supersonic Airstream. AIAA-87-0089
- 8 MacCormack R W. Current Status of Numerical Solutions of the Navier-Stokes Equations. AIAA-85-0032, Reno, NV, 1985

(责任编辑 杨再荣)

Key Words Afterburners Airfilm cooling Heat transfer

NUMERICAL CALCULATION OF FLOWFIELD INSIDE A SMALL ENGINE ANNULAR REVERSE- FLOW COMBUSTOR

Li Gaiqi and Lai Shouchang

(*Nanhua Powerplant Research Institute, Zhuzhou 412002*)

Yan Chuanjun

(*7th Dept. Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072*)

ABSTRACT

Calculations of flow field with fuel injection and heat release inside an annular reverse- flow combustor of a small aeroengine have been performed with a 3- D elliptic turbulent reacting thermo- aerodynamic software. In the program the turbulence is simulated by the $k-\epsilon$ two- equations model, the combustion after vaporization is determined by a two- step chemical reaction model, the reaction rate is calculated with Arrhenius and eddy breakup model. The SIMPLE algorithm is used to solve the finite- difference equations. The complex boundary conditions are treated particularly. Predictions of gas temperature, velocity, and fuel/air ratio show that a strong vortex emerges in the primary zone of liner; the velocity circumferential distributions have a similarity; the combustor performance is satisfactory due to favourable matching between velocity and fuel/air ratio distributions. The small circumferential velocities contribute to a reasonable velocity distribution at turbine stator.

Key Words Combustion chambers Flow fields Numerical simulation

NUMERICAL SIMULATION OF HOT FLOW IN LIQUID ROCKET ENGINE COMBUSTOR WITH AND WITHOUT BAFFLE

Zhao Wentao, Nie Wansheng, Zhuang Fengchen

(*Aerospace Technology Dept. University of Defense Technology, Shangsha 410073*)

ABSTRACT

The hot flow fields in liquid rocket engine combustion chamber with and without baffles are simulated numerically. The gas governing equations are described by Navier- Stokes equations in the Euler coordinates. The liquid governing equations are represented in the Lagrangian coordinates. The droplet moving tracks in the hot solutions of the two cases are investigated. The flowfield parameters of the combustion chamber are compared between the two hot solutions. It is proved that the numerical treatment of the baffle is valid.

Key Words Combustion chambers Liquid propellant rockets Numerical simulation

FUZZY HYPER- BODY NEURAL NETWORK AND ITS APPLICATION TO ROCKET ENGINE FAULT ISOLATION

Huang Minchao, Wu Jianjun, Chen Qizhi

(*Aerospace Technology Dept. University of Defense Technology, Shangsha 410073*)

ABSTRACT

A neural network twice classifier is provided which utilizes fuzzy sets as fault patterns of a liquid propellant rocket engine. Each fuzzy set is an aggregate of fuzzy hyperbodies. A fuzzy hyper- body is an n - dimensional hyper- sphere defined by a radius and a center with a corresponding membership function at first learning of fuzzy neural network and a part of the hyper- sphere defined by an included angle, a center and a direction vector at second learning. The training isolation accuracy of the twice learning algorithm