

文章编号 : 1001 - 2486(2002)04 - 0005 - 04

液体火箭发动机非线性燃烧不稳定过程的并行仿真*

赵文涛¹, 庄逢辰², 聂万胜²

(1. 国防科技大学计算机学院, 湖南长沙 410073; 2. 总装备部装备指挥技术学院, 北京 101400)

摘要: 采用计算燃烧学方法对火箭发动机非线性燃烧不稳定工作过程进行了并行数值模拟。气相控制方程组用欧拉坐标系下的 Navier-Stokes 方程组描述, 液相控制方程组在 Lagrangian 坐标系下进行描述。气、液两相作用通过方程组的源项互相耦合。编制了串行和并行程序, 并在并行计算环境下进行了测试。从计算结果可以看出并行计算的效率较高。

关键词: 并行计算; 非线性燃烧过程; 液体火箭发动机

中图分类号: V434.13 **文献标识码:** A

Parallel Simulation Studies of Nonlinear Combustion Instabilities in Liquid Rocket Engine

ZHAO Wen-tao¹, ZHUANG Feng-chen², NIE Wan-sheng²

(1. College of Computer, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China; 2. Institute of Command and Technology of Equipment, Beijing 101400, China)

Abstract: The nonlinear combustion instability process in liquid rocket engine is simulated. The gas controlling Navier-Stokes equations are described under the Euler coordinate. The liquid phase controlling equations are described under the Lagrangian coordinate. The two phase influences of gas and liquid are through the sources of equations. The sequential and parallel codes are written, and the codes are tested in parallel virtual machine environment. The results show that the parallel computation efficiency is reasonably high.

Key words: parallel computation; nonlinear combustion process; liquid rocket engine

燃烧不稳定性问题几乎在每种火箭发动机的实验研制过程中都会遇到^[1~3]。为使火箭发动机能正常工作, 各国的科研工作者采用了各种阻振措施如隔板、声腔、声槽等, 并提出了成百上千种设计准则。由于燃烧室内的高压、高速和高温的特点, 描述复杂湍流两相燃烧过程的非线性偏微分方程组达到上百个, 这使得用数值模拟时的计算量非常大, 例如美国的 Rockwell International Inc. 编制的 ARICC (Advanced Rocket Injector and Combustion Code) 程序, 在 CRAY 巨型机上需要 680 小时才能算出一个可以分析复杂燃烧状态中的各种非线性因素相互作用的结果^[3]。本文在并行计算的环境下把一组计算机虚拟成单个的并行计算机, 内部流场的仿真过程分布在不同的计算机上进行计算, 从而使单个计算机上的计算量和计算时间减少, 使整个仿真过程的时间大大下降。

1 控制方程

气相方程组用带有化学反应源项的 Reynolds 时均的 Navier-Stokes 方程组来描述, 矢量形式的三维控制方程组如下:

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

式中 \mathbf{H} 是源项, \mathbf{Q} 、 \mathbf{E} 、 \mathbf{F} 和 \mathbf{G} 的表达式参见文献 [4]

由喷雾蒸发燃烧带来的源项以及由 $k - \epsilon$ 方程中源项共同组成的源项矢量为:

* 收稿日期: 2002 - 03 - 21

基金项目: 国家自然科学基金资助项目 (50176054)

作者简介: 赵文涛 (1969 -), 男, 副教授, 博士。

$$\mathbf{H} = \begin{bmatrix} \sum_k n_k \dot{m}_{vap, k} / dV \\ \sum_k (n_k \dot{m}_{vap, k} u_{p, k} - \frac{1}{6} \pi \rho_{p, k} d_{p, k}^3 n_k \frac{du_{p, k}}{dt}) / dV \\ \sum_k (n_k \dot{m}_{vap, k} v_{p, k} - \frac{1}{6} \pi \rho_{p, k} d_{p, k}^3 n_k \frac{dv_{p, k}}{dt}) / dV \\ \sum_k (n_k \dot{m}_{vap, k} w_{p, k} - \frac{1}{6} \pi \rho_{p, k} d_{p, k}^3 n_k \frac{dw_{p, k}}{dt}) / dV \\ S_{Y_i} \\ G_k - \rho \epsilon \\ \frac{\epsilon}{k} (C_1 G_k - C_2 \rho \epsilon) \end{bmatrix}$$

上式中 dV 是当地网格容积, $u_{p, k}$ 、 $v_{p, k}$ 、 $w_{p, k}$ 是液滴的速度分量, $d_{p, k}$ 是液滴的直径, n_k 是第 k 组液滴的数目, C_1 、 C_2 、 C_μ 是湍流模型中的经验常数。 G_k 为湍流动能生成项。 $\dot{m}_{vap, k}$ 表示第 k 组液滴的蒸发速度。 S_e 和 S_{Y_i} 表达式可参见文献 [4]。 气体状态方程为 $P = RT \sum_i \frac{\rho_i}{M_i}$, 其中 R 为混合气体常数, M_i 为第 i 组分的摩尔质量, ρ_i 为第 i 组分气体密度。

喷雾运动方程:

$$\frac{d\mathbf{v}_p}{dt} = \frac{3}{8} \frac{\rho}{\rho_p} \frac{C_D}{r_p} |\mathbf{v} - \mathbf{v}_p| (\mathbf{v} - \mathbf{v}_p) \quad (2)$$

燃烧模型采用氢氧化学反应模型, 在燃烧室入口处为气氢和液氧两相流, 并采用蒸发控制的燃烧模型。

2 不稳定燃烧模型

采用 Priem 的双参数不稳定燃烧模型, 其数学表达式如下:

$$\rho u_i' = \alpha_s \frac{\overline{\rho u_i}}{p'} + \beta_s \frac{\overline{\rho u_i} L \partial p'}{p a \partial t} \quad (3)$$

$$\dot{m}' = \alpha_v \frac{\overline{\dot{m}}}{p'} + \beta_v \frac{\overline{\dot{m}} L \partial p'}{p a \partial t} \quad (4)$$

上式中 $\rho u_i'$ 是单位面积上质量生成速率的脉动值, \dot{m}' 是单位体积内质量源项的脉动值。 \bar{p} 、 \bar{a} 和 L 分别代表稳态燃烧时的燃气压力、声速和燃烧室的长度, α_s 、 β_s 、 α_v 、 β_v 为给定的燃烧室状态的函数。

3 串、并行数值方法和并行计算环境

本文采用预测校正的 MacCormack 格式对液体火箭发动机内部喷雾两相燃烧的复杂多维流场进行了数值模拟。在并行计算环境下, 应用程序采用消息传递机制实现并行计算, 通过发送和接受消息, 应用程序的多个任务可以互相协作, 自发地解决火箭发动机内部复杂非线性燃烧稳定性问题。由于在燃烧室头部布置有几十个甚至上百个喷嘴, 推进剂从喷嘴被挤压到燃烧室后发生剧烈的物理和化学变化, 燃烧反应区内的温度可从几十 K 迅速升高到三千多 K, 所以这一区域的计算尤其复杂。将串行版本的程序并行化时, 要对燃烧室头部两相燃烧流场的喷雾运动进行各种可能的判断, 以确定某一喷雾粒子在哪一台处理机上。

如图 1 所示, 计算区域被均分为 8 部分, 分别由图所示的处理机进行计算。在图 1 中, 处理机 1 和 2 计算燃烧室入口处的流场, 处理机 1、2、3 和 4 的计算区域为两相燃烧流场, 而处理机 5、6、7 和 8 的计算区域为纯气相流场。在计算中要考虑喷雾粒子从第一台处理机进入, 有可能进入处理机 2、3、4 中的任何一个计算区域内。为了保证并行计算与串行计算的一致性, 必须考虑处理机之间粒

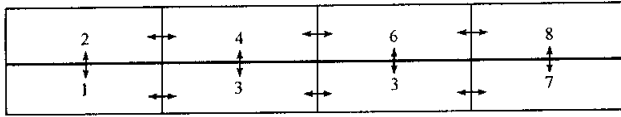


图1 计算区域内数据交换图

Fig.1 Data exchange in computational domain

子的信息交换问题。由于处理机 5 ~ 8 在所计算的区域没有喷雾的运动，数据的交换相对较简单。

本文所做的工作是针对发动机内部喷雾两相燃烧流场进行二维、三维数值模拟，在发动机喷注面附近的流场范围内，存在着气、液两相燃烧过程，而在喷管的收敛和扩张段基本上只存在混合气体流动。这样将串程序改为并程序时，对气相流场和喷雾流动所采用的数据传输方式不同。气相控制方程是在欧拉坐标系下描述的，将计算任务可以同时分布在四台微机上运行，相邻两机可以自发地交换数据；而对于在拉格朗日坐标系下描述的喷雾运动方程，喷雾的运动从喷注面入口处开始，随着时间的推进，首先计算完第一台微机所包含的流场，然后将与相邻的喷雾流场参数传递下去，以计算下面的喷雾流动，这样依次类推，就可以将喷雾运动模拟出来。

4 计算结果和讨论

图 2 和图 3 是二维和三维发动机内部热态流场的等温线纵剖面图，由图可以看出二维和三维模拟的结果一致，并且串、并行计算的结果完全相同。例如在燃烧室喷注面附近一个节点上串、并行计算所得的气相温度、密度和速度都为 1975.890K、1.422kg/m³ 和 160.046m/s，从图中还可以看出在喷注面附近温度的变化很剧烈，这与实际情况是相符的。

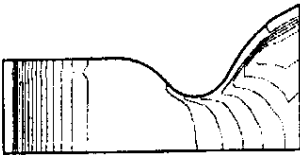


图2 发动机喷管二维等温线纵剖面图

Fig.2 Two dimension temperature profile in rocket nozzle

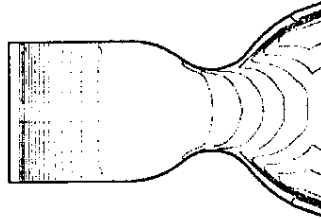


图3 发动机喷管三维等温线纵剖面图

Fig.3 Three dimension temperature profile in rocket nozzle

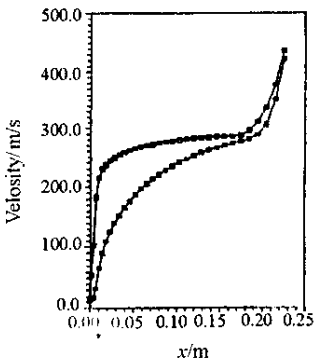


图4 液滴和气体运动速度图

Fig.4 Velocities of gas and droplet

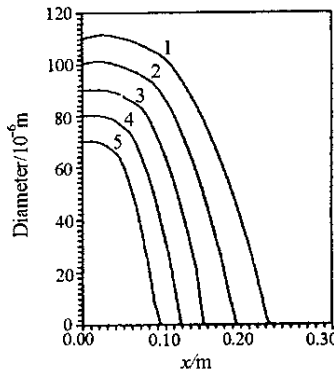


图5 喷雾蒸发燃烧过程

Fig.5 Evaporation and combustion processes of spray

图4是燃烧室内一组喷雾液滴和气体的速度图。由图可以看出,在喷注面附近,气体运动速度大于液滴的运动速度,随着液滴向燃烧室出口方向不断运动,气体带动液滴加速运动,直到液滴蒸发燃烧完毕,这时液滴的速度接近当地的混气速度。图5是喷雾燃烧过程沿发动机轴向的变化规律,由图可以看出五组液滴在喷入燃烧室后,其半径开始增大,然后迅速减小,这是由于开始时液滴的蒸发速率较小,液滴受膨胀使得半径增大的速度大于液滴蒸发使半径减小的速度。

针对本文所做算例在并行处理环境下进行的测试,在2、4、6和8台机上的加速比分别为1.711、3.315、5.424和7.202,串、并行计算的计算结果完全相同。

5 结论

编制了液体火箭发动机内部喷雾两相燃烧过程的二维和三维数值模拟程序,并将串行程序并行化。通过分析和讨论,可以得出以下结论:

(1) 可采用计算燃烧学的方法对液体火箭发动机非线性燃烧稳定性进行了数值模拟,并对计算结果进行分析。

(2) 双参数不稳定性燃烧模型反映了燃烧室内湍流燃烧机理,可以对燃烧室不稳定过程进行计算机仿真。

(3) 在对发动机内流场进行计算时,气相流场可以在不同的处理节点上自发地计算,而喷雾运动则需在喷注面处开始顺序地计算,这在某种程度上影响了并行计算效率。

(4) 在并行环境下对程序进行了测试,串行和并行程序计算的结果完全相同,并行处理可以大大提高计算效率。

参考文献:

- [1] Vigor Yang, Anderson W. Liquid Rocket Engine Combustion Instability [J]. Progress in Astronautics and Aeronautics, 1995, 169.
- [2] Larroche E, Habiballah M, Kuentamann P. Numerical analysis of liquid rocket combustion instability [C]. Preliminary 3D acoustic calculations, AIAA 2000-3497, 2000.
- [3] Liang P, Ungewitter R. Multi-Phase Simulation of Coaxial Injector Combustion [C]. AIAA 92-034, 1992.
- [4] Uenishi K. Three Dimensional Computations of Transverse Hydrogen Jet Combustion in a Supersonic Airstream [C]. AIAA 87-0089, 1987.

