

并行处理方法在液体火箭发动机三维数值模拟中的应用*

赵文涛 王正华 刘仲 杨晓东

(国防科技大学并行与分布处理国家重点实验室 长沙 410073)

摘要 本文采用预测校正的 MacCormack 格式对液体火箭发动机内的复杂三维流场进行了数值模拟,并在 PVM 的微机网络机群环境下实现了并行计算。从测试结果可以看出,并行与分布处理技术在液体火箭发动机复杂内流场的数值模拟方面能发挥重要作用。

关键词 并行处理, PVM, 三维数值模拟, 火箭发动机

分类号 V434

Three Dimensional Numerical Simulation in Liquid Rocket Engine with the Method of Parallel Processing Technique

Zhao Wentao Wang Zhenghua Liu Zhong

(National Laboratory for Parallel & Distributed Processing, NUDT, Changsha, 410073)

Abstract The complex three dimensional flow field in liquid rocket engine is simulated with the method of predictive and corrective MacCormack scheme, and the parallel computation is carried out under the PVM circumstance which is made up of network of microcomputer. The results show that parallel and distributed method can play an important role on the numerical simulation in liquid rocket engine.

Key words parallel processing, PVM, three numerical simulation, rocket engine.

并行与分布处理技术可使并行计算机系统获得很高的性能,同时为解决大型科学与工程计算和大规模数据处理问题提供了强大的工具。研究火箭发动机稳态燃烧和不稳定燃烧现象需要从理论、实践和数值模拟这三个方面进行探索,早期的工作侧重于理论和实践这两方面的研究,随着计算机速度的不断提高,数值模拟方面的工作越来越多,同时也变得越来越重要,但得到一个可用的模拟结果的时间很长。例如美国 ARICC-3D 分析模型是火箭发动机喷注器和燃烧室三维计算模型,该模型考虑了雾化模型、液滴碎裂、超临界蒸发、通用边界条件、氢氧反应动力学、三维流动、湍流燃烧模型、液滴碰撞等子模型,在 CRAY 机上的一个算例需要 680 (h)^[4]。从预测和实用的角度看,这样长的数值模拟时间仍然满足不了工程实用的要求,而并行与分布处理技术则可以缓解直至最终解决这个困难。

1 控制方程

柱坐标系下的三维守恒型控制方程如下:

$$\frac{\partial \rho \Phi}{\partial t} + \frac{1}{r} \frac{\partial \rho v_r \Phi}{\partial r} + \frac{1}{r} \frac{\partial \rho v_\theta \Phi}{\partial \theta} + \frac{1}{r} \frac{\partial \rho v_z \Phi}{\partial z} = S_\Phi \quad (1)$$

$$\Phi = [1 \ v_r \ v_\theta \ v_z \ e]^T \quad (2)$$

上两式中 ρ 、 v_z 、 v_r 、 v_θ 以及 e 分别是密度、轴向、径向和切向的速度以及总能量; S_Φ 是由压力项和粘性项组成的源项。

坐标变换后的控制方程为:

$$\frac{\partial \rho \Phi}{\partial t} + \frac{1}{rJ} \frac{\partial \rho \Phi r}{\partial \xi} + \frac{1}{rJ} \frac{\partial \rho \Phi \theta}{\partial \eta} + \frac{1}{rJ} \frac{\partial \rho \Phi z}{\partial \zeta} = S_\Phi \quad (3)$$

* 1998年10月19日收稿

第一作者: 赵文涛, 男, 1969年生, 博士后

$$\bar{v}_r = J(r\xi_r v_r + \xi_{\theta} v_{\theta} + r\xi_z v_z) \quad (4)$$

$$\bar{v}_{\theta} = J(r\eta_r v_r + \eta_{\theta} v_{\theta} + r\eta_z v_z) \quad (5)$$

$$\bar{v}_z = J(r\zeta_r v_r + \zeta_{\theta} v_{\theta} + r\zeta_z v_z) \quad (6)$$

$$J = r\xi(\theta_{rz}\xi - z\eta\theta_z) + \theta_z(z\eta r\xi - r\eta z\zeta) + z\xi(r\eta\theta_z - \theta_{rz}\zeta) \quad (7)$$

2 数值方法

计算流体动力学和计算燃烧学中有多种数值模拟方法,例如 SIMPLE、TVD、MacCormack 格式等,这些数值方法在处理工程计算问题时都显示了各自的优越性。MacCormack 格式具有空间和时间二阶精度,这种格式具有形式简洁、编程方便的特点,且自提出来以后不断地改进和发展着,例如文献[5]介绍了空间和时间均为四阶精度的 Compact MacCormack 格式。本文采用预测校正的 MacCormack 格式对液体火箭发动机内的复杂三维流场进行了数值模拟。

3 并行计算环境

本文所做的数值模拟是在 8 台 Pentium 586 微机机群上进行的。单机的配置为:内存 64M,硬盘 2.5G,主频 166M。微机由传输速率为 10M 以太网连接;Hub 为 12 端口;操作系统为 Linux。在这样的并行虚拟机环境下,应用程序由分布在 PVM 上的多个子进程构成,每个进程负责一定的计算和任务,各子进程通过消息传递的方式来交换所需的数据。

4 计算结果及分析

在 PVM 环境下采用主从式的编程方法对显式 MacCormack 格式来说,计算域内的数据交换如下图 1 所示:

图 1 说明的是当计算域被分为四等份时,即总的计算量被均匀地分配到四台机器上时数据的传输情况。由图可以看出只有物理上相邻的计算域之间才交换数据,并且由预测校正步的 MacCormack 格式可看出相邻计算域之间只交换两层数据,在 PVM 环境下用消息传递进行数据交换可以实现这种显格式的算法,并且并行处理后的算法所交换的数据量少。

图 2 是发动机纵剖面的网格划分图,网格是微分方程法



图 1 计算域内的数据交换

Fig. 1 Data exchanges

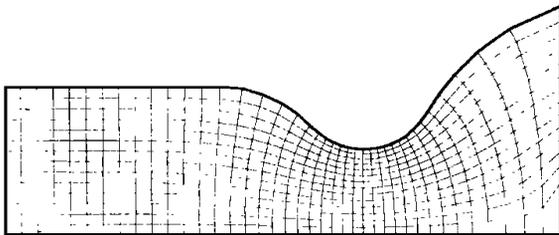


图 2 剖面网格

Fig. 2 Grid along longitudinal section plane

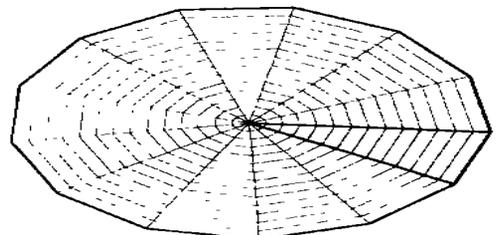


图 3 截面网格

Fig. 3 Grid of cross plane

所生成的,由图可以看出在喷管收敛段和扩张段网格线是与壁面正交的;图 3 是发动机横截面的网格划分图,周向网格线与径向网格线是相互垂直的。

图 4、5、6 是由串行和 2、4、6、8 机并行计算所得的火箭发动机内部流场的径向、切向和轴向的速度分布图。由于由单机和多机计算所得的结果相同,所以这三张图中计算所得的结果都用同一条曲线来表示。由上述三图可以看出,在发动机圆柱段这一区间内是亚音速不可压流,轴向和径向速度基

本保持不变,而在收敛段和扩张段,流场经历亚音速、跨音速和超音速,径向和轴向速度变化剧烈,而对于切向速度在燃烧室内无旋转流场存在,故其值基本为零。

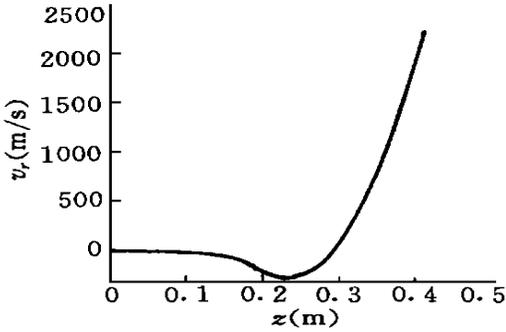


图4 径向速度分布

Fig. 4 Radial velocity

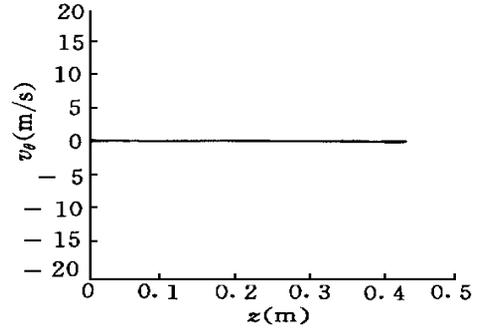


图5 切向速度分布

Fig. 5 Transverse velocity

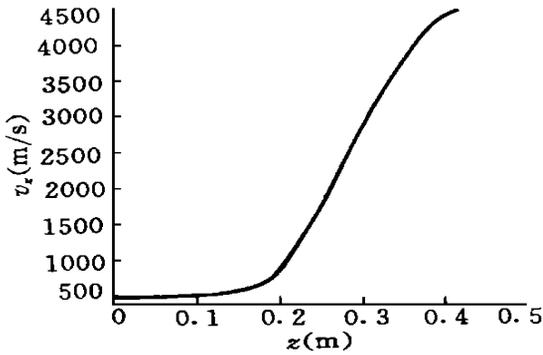


图6 轴向速度分布

Fig. 6 Longitudinal velocity

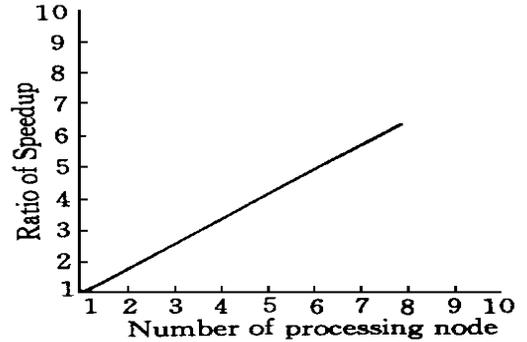


图7 并行加速比

Fig. 7 Speedup ratio of calculation

图7是单机和多机并行计算所测得的加速比,由图可以看出,对于本文所采用的数值模拟方法,在2、4、6、8微机所连接的PVM环境下,所测得的加速比分别为1.76、3.27、4.74和6.32,并行计算的效率比较高。由此可以看出,对于火箭发动机内部复杂流场的大规模数值模拟问题,本文的工作可使运行时间大大减少。

5 结论

通过以上的分析和讨论,可以看出对于火箭发动机内复杂流场的数值模拟问题,并行与分布处理技术可以大大缩短程序运行的时间,提高计算效率,这为进一步用数值模拟方法来研究稳态燃烧、非定常问题以及燃烧稳定性机理等的大规模计算问题提供了强有力的计算工具。

参考文献

- 1 孙家昶等. 网络并行计算与分布式编程环境. 北京: 科学出版社, 1996
- 2 Harje D T. Liquid Propellant Rocket Combustion Instability, NASA SP- 194, 1972
- 3 Yang, Vigor, Anderson W. Liquid Rocket Engine Combustion Instability. Progress in Astronautics and Aeronautics, 1995
- 4 Liang P, Ungewitter R. Multi-Phase Simulation of Coaxial Injector Combustion. AIAA 92- 034, 1992
- 5 Carpenter M H, Kamath H. Three-Dimensional Extensions to the Spark Combustion Code. NASP CP- 5029, 1988