

# 超声速飞行器流场的并行数值计算及效率分析\*

范晓樯,李桦,李晓宇,贾地

(国防科技大学 航天与材料工程学院,湖南长沙 410073)

**摘要** :基于有限体积方法、TVD 差分格式和显式 Runge-Kutta 迭代方法的框架,针对超声速/高超声速飞行器绕流流场,在超级并行计算机上完成了 2~64 个 CPU 并行数值计算工作。通过测试程序在超级计算机上的并行效率,并将并行程序应用于航天飞机绕流流场计算,检验了计算程序进行大规模并行计算的性能。结果表明,在负载均衡的条件下,程序在该超级并行计算机上达到了不同程度的超线性加速比,并行效率最高达到了 126%,远远高于微机 Cluster 并行平台上的结果,适合复杂流场的大规模并行计算。

**关键词** :数值模拟;并行计算;高超声速;流场

中图分类号 :V211 文献标识码 :A

## Parallel Numerical Simulation and Efficiency Analysis of the Flow Field of Supersonic Vehicle

FAN Xiao-qiang, LI Hua, LI Xiao-yu, JIA Di

(College of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China)

**Abstract** :Based on the finite volume method (FVM), OC-TVD scheme and Runge-Kutta method, parallel numerical simulation of the flow field around the hypersonic/supersonic vehicle was performed on a super computer. The parallel computation efficiency was tested with the CPU nodes varied from 2 to 64. The program was tested for its parallel efficiency on the super computer and was applied to the calculation of the flow field around space shuttle. In this way, the large-scale parallel calculating capacity of the program was examined. The results indicate that, given that the load is balanced, the parallel computation on the super computer reaches super-linear speedup. The maximum efficiency ratio reaches 126%, which is far larger than the value on PC cluster parallel platform.

**Key words** :numerical simulation; parallel computation; hypersonic; flow field

超级计算机是实现高性能计算、解决大型工程/科学问题的硬件基础,其性能的提高得益于器件技术、体系结构及互联技术的不断创新与进步<sup>[1]</sup>,也是气象、核模拟、生物信息科学、计算流体力学(CFD)等重要科学领域对高性能计算机的迫切要求所造成的必然结果。

现代计算流体力学所要解决的问题越来越复杂,对计算能力的要求与日俱增,正是这种迫切需求促使 CFD 超级计算成为应用十分成功的领域之一。目前,有关 CFD 大规模并行数值计算的研究工作主要集中在两个方面:一方面是应用并行手段研究复杂流动现象<sup>[2-4]</sup>,很多有关湍流的直接数值模拟和大涡模拟均采用了并行计算手段;另一方面是采用大规模并行手段解决工程应用问题<sup>[5-7]</sup>。例如,文献[5]在 SGI Origin 2000 共享内存超级计算机上采用 512 个 CPU 完成了 YAV-8B 鹞式战斗机地面垂直起飞非定常过程的数值模拟,网格量达到了 360 万;文献[6]在超级计算机上应用 128~4096 个 CPU 完成了双模态冲压发动机燃烧室流场(网格量约 312 万)的大规模并行计算,加速比与 CPU 数基本成线性关系。

本文在国防科技大学高性能计算中心的超级计算机上开展了超声速飞行器绕流流场的大规模并行数值仿真工作,测试了将并行计算程序移植于 MPP 机上的并行效率,通过与作者在文献[8]中基于通用“Cluster”系统的并行计算结果的对比,分析了超级计算机上 CFD 计算的效率优势。

### 1 并行计算软硬件环境

国防科技大学高性能计算中心的超级计算机系统采用先进的模块化、可扩展的并行多处理机体系结构,采用高带宽、低延迟的内部互连网,具有与高性能计算相协调的访存、通信和输入输出能力。其软

\* 收稿日期:2006-01-09  
基金项目:国家 863 高技术计划资助项目  
作者简介:范晓樯(1977-),男,博士生。

件系统采用 Open MP FORTRAN 并行编译器, 并程序开发环境采用了 MPI 消息传递库。

## 2 流场数值并行计算方法

流场数值计算采用了有限体积方法离散完全 N-S 方程, 对无粘项选用具有二阶精度的 OC-TVD 格式, 对粘性项采取二阶中心差分格式。为了实现高效率的并行计算, 采用了针对流场区域的分区并行模式<sup>[8]</sup>。

## 3 并行计算结果与分析

### 3.1 流场计算并行效率分析

流场的区域分解算法具有相当好的并行特性, 数据通信只发生在区域边界, 数据交换量较小, 而且在计算之前就能够确定每个 CPU 的计算量, 当流场区域较为简单时, 很容易将流场划分为计算规模一致的多个区域, 保证计算过程中的负载平衡。为了网格划分方便, 选用了轴对称弹头绕流流场作为并行计算对象, 计算网格及区域划分模式如图 1 所示。图中仅给出了流场 8 个分区的划分情况, 对于其它分区的划分均采用类似方法, 将流场划分成  $2^n$  个子区域分配给相应数目的 CPU 运算。为了测试计算程序在多个 CPU 上的并行计算效率和加速比, 分别完成了两组不同规模计算量的负载平衡加速比测试算例。

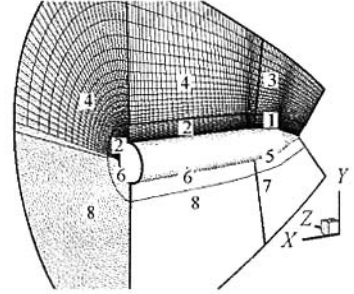


图 1 计算流场区域及网格分区方法

Fig.1 Computation region & grid separation method

#### 算例 1 大规模计算量负载平衡算例

该算例计算网格量为 200 万 ( $I \times J \times K = 225 \times 101 \times 91$ )。表 1 给出的是网格划分情况和计算程序在并行计算机上测试得到的并行计算时间比较。为了确保计算时间测试准确可靠, 对每一组计算进行了多次测试, 从表中可以看出 CPU 使用数量低于 32 时, 多次测试的计算时间是十分接近的, 即使 CPU 使用数量达到 64 时, 四次测试得到的计算时间也比较接近。这说明计算平台处于稳定运行状态, 测试得到的计算时间是可信的。表 2 给出了通过并行计算时间换算得到的并行加速比和并行效率随 CPU 数变化情况。由于串行程序结构与并行程序存在差异, 将串行程序计算时间与并行程序的结果相比较是不合适的。因此, 为了方便比较, 在表 2 中加速比和并行效率换算中以 2 CPU 计算时间为参考量, 假设 2 CPU 并行计算的加速比为 2.0。从表 2 可以看到不同 CPU 数的计算都达到了超线性加速, 即并行效率均大于 100%。

表 1 算例 1 测试的不同计算 CPU 数下的并行计算时间

Tab.1 Wall time of the parallel computation (case 1)

Zone number/ CPU number	Grid ( $I \times J \times K$ )	Wall time of the parallel computation( s/100step )				
		Test results		Average time		
2	113 × 101 × 91	1455.4	1455.5		1455.5	
4	113 × 101 × 46	686.4	686.3	686.9	686.9	686.6
8	113 × 51 × 46	334.8	334.8	335.0	335.4	335.0
16	113 × 51 × 24	158.0	157.6	159.0	157.6	158.1
32	57 × 51 × 24	75.9	75.9	75.9	76.0	75.9
64	57 × 26 × 24	39.4	41.3	39.5	42.2	40.6

表 2 算例 1 并行计算加速比和并行效率

Tab.2 Speedup ratio and parallel computing efficiency (case 1)

CPU number	2	4	8	16	32	64
Speedup ratio	2.0	4.2	8.7	18.4	38.4	71.7
efficiency	100%	106%	109%	115%	120%	112%

分析认为出现以上现象的原因有二(1)流场计算的区域分解并行策略通讯量小,计算时间与通讯时间相比比重很大,因此通讯延迟现象不明显(2)由于流场计算的内存开销十分庞大,当计算网格量很大时,对于相同网格量规模的流场,参与计算的CPU数越少,则CPU作数值运算时Cache命中率越低,导致单CPU条件下计算效率下降。这两方面原因的共同作用使得对于具有相同计算规模的流场,参与计算的CPU数较多时,计算效率反而较高。

#### 算例2:小规模计算量负载平衡算例

该算例计算网格量为22万( $I \times J \times K = 91 \times 35 \times 69$ )。表3给出的是该算例测试得到的并行计算时间比较及换算得到的并行加速比和并行效率随CPU数变化的情况。结果表明,当计算网格规模减小后,不同CPU数的并行计算仍然达到了超线性加速。比较表2的数据还可以看到当计算量降低90%时,同样CPU数的并行计算效率均有所增加。这说明前面提到的Cache命中率降低的情形在小规模计算量条件下也是存在的,因此对20万的网格量和16个CPU的并行规模而言,并行的粒度仍然偏大,进一步降低计算规模(粒度)可以继续提高并行效率。需要指出的是,就目前计算机水平和流场计算规模而言,算例2中将网格量为20万的流场区域划分为16个CPU计算的粒度已经比较合理,没必要为了追求高的并行效率而无谓地减小并行粒度。

表3 算例2并行计算加速比和并行效率

Tab.3 Speedup ratio and paralmel computing efficiency (case 2)

Zone number/CPU number	Grid( $I \times J \times K$ )	Wall time(s/100step)	Speedup ratio	Efficiency
2	46 × 35 × 69	138.4	2.0	100%
4	46 × 35 × 35	59.8	4.6	116%
8	46 × 18 × 35	29.3	9.4	118%
16	46 × 18 × 18	13.7	20.2	126%

在文献[8]中,作者应用相同的并行程序及分区模式在由Pentium 4微处理器构建的通用Cluster平台上作了并行计算,结果表明当参与计算的CPU数目为8时并行效率为85%(总网格量为25万)。相比之下该超级计算机优越的并行计算性能和先进的体系结构得到了体现,对于工程应用范畴的CFD计算而言,采用超级计算机是十分具有吸引力的。

### 3.2 流场并行计算结果分析

图2给出的是在并行计算平台上完成的超声速导弹外流场的并行(上半部分)与串行(下半部分)数值计算结果压强等值线对比(算例2),其计算网格量为22万( $I \times J \times K = 91 \times 35 \times 69$ )。从压强等值线结果来看,等值线穿越区域边界没有间断,多分区并行计算结果与串行相比较几乎没有差异,说明计算程序处理流场区域边界数据交换的手段是正确的,并行计算结果可信。

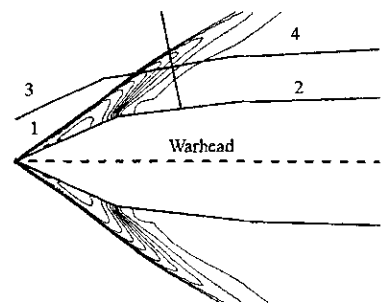


图2 压强等值线结果对比

Fig.2 Comparison of pressure contour

## 4 航天飞机复杂流场并行计算

实现复杂流场的大规模并行计算是在超级计算机上开

展CFD研究的重要目标之一。由于流场几何复杂,网格划分时必须考虑区域分割和壁面网格加密等问题,过程十分繁琐;另外,由于子区网格的拼接关系复杂,并行程序在处理区域间数据交换关系时面临着十分繁杂的任务,因此实现复杂流场并行计算的关键是流场网格划分与边界信息的自动判读。为了解决这一问题,并行程序利用了Gridgen 14提供的网格文件接口标准。通过读入其导出的子区间网格拼接关系信息文件,实现子区域的物理边界类型与区域边界的自动判读,从而实现了并行程序中对边界条件的自动处理功能。当网格中出现极极点时,程序实现通用处理比较困难,因此本文生成的网格不含有极点等拓扑结构。某航天飞机构型绕流流场59个分区表面网格如图3所示,整个流场区域的网格量为293万。图4给出的是为避免头部出现极极点而采用的网格划分方式。由于没有计算航天飞机的偏航

气动特性,因而只选取了以纵向剖面为对称面的整个流场区域的 $1/2$ (图中作了镜像处理)。图5给出了并行计算得到的航天飞机背部和腹部壁面上的压强分布,图6给出的是航天飞机纵向对称面上马赫数等值线分布情况。计算结果表明选取的网格量基本满足航天飞机复杂几何飞行器的常规气动力和流场结构计算需要,并程序对多子区域的网格处理能力、流场计算能力能够满足将CFD用于常规工程计算的要求。

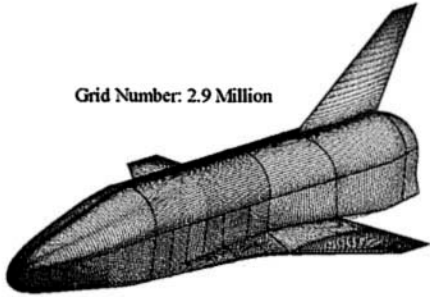


图3 航天飞机表面网格(59 zones)  
Fig.3 Surface grid of the shuttle

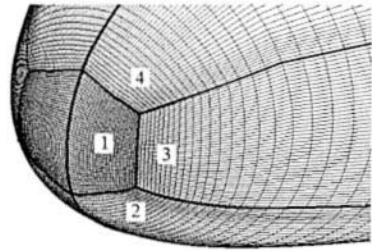


图4 头部网格划分方式  
Fig.4 Grid separation method at nose

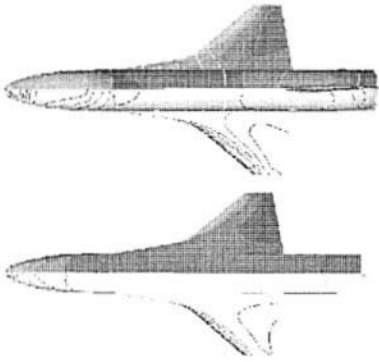


图5 航天飞机壁面上的压强分布  
Fig.5 Surface pressure distribution

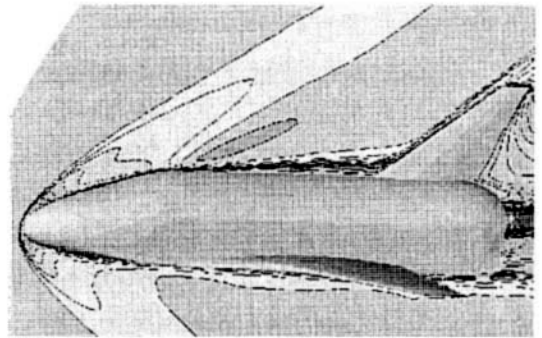


图6 航天飞机纵向对称面上马赫数等值线  
Fig.6 Mach contour in the symmetry plane

## 5 结论

(1)所建立的区域分解并行数值模拟方法能够很好地求解复杂外形飞行器绕流流场,激波穿越区域边界无错位现象,能够保证通量守恒,适合复杂流场大规模并行计算;

(2)并程序能够很好地应用于超级并行计算平台,参与计算的CPU数目前已达到64个,并且原则上可以无限制扩展;

(3)从2~64个CPU的计算情况来看,并行效率最高达到了126%,达到了超线性加速,表明超级计算机具有十分优越的并行计算性能和先进的体系结构。

## 参考文献:

- [1] 车永刚,柳佳,王正华,等. 超级计算机体系结构及应用情况[J]. 计算机工程与科学, 2003, 25(6): 97-100.
- [2] Olejniezak D J, Candler G V. Numerical Testing of a Data-parallel LU Relaxation Method for Compressible DNS[R]. AIAA 97-2133, 1997.
- [3] Bartel T J, Plimpton S J. DSMC Simulation of Rarefied Gas Dynamics on a Large Hypercube Supercomputer[R]. AIAA 92-2860, 1992.
- [4] McDaniel K S, Cannon S M, Smith C E. LES Software Performance and Validation on a Linux Beowulf Cluster[R]. AIAA 2002-4291, 2002.
- [5] Chaderjian N M, Panya S A. Parametric Time-dependent Navier-Stokes Computations for a YAV-8B Harrier in Ground Effect[R]. AIAA 2002-0950, 2002.
- [6] 郑忠华. 双模态冲压发动机燃烧室流场的大规模并行计算及试验验证[D]. 长沙:国防科技大学学位论文, 2004.
- [7] Hao H, Yu S T J. Three-dimensional Simulation of Transverse Injection in a Supersonic Flow by the CESE Method[R]. AIAA 2003-0375, 2003.
- [8] 范晓楠,李桦,李晓宇,等. 高超声速乘波飞行器三维流场的并行数值模拟[J]. 国防科技大学学报, 2003, 25(2): 5-8.



