文章编号: 1001- 2486(2003) 02- 0005- 04

高超声速乘波飞行器三维流场的并行数值模拟*

范晓樯, 李 桦, 李晓宇, 田正雨
(国防科技大学航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘 要: 针对高超声速乘波飞行器三维绕流流场, 在基于 LINUX+ MPI 系统的分布式并行计算平台上, 并行求解了三维雷诺平均的 N- S 方程。并行数值方法采用的是有限体积方法(FVM) 、OC- TVD 差分格式、B- L 代数湍流模型及流场分区的并行方法。计算结果表明, 所采用的并行数值模拟方法能够求解包含强激波的流场, 激波穿越区域边界时无断层、错位等通量不守恒的现象。并行计算效率高, 8 个处理机计算时的并行加速比达到了 6. 8。

关键词: 并行计算; 高超声速; 乘波飞行器; 数值仿真
中图分类号: V211. 4 文献标识码: A

Parellel Numerical Simulation of the Three-dimensional Flow Field around the Hypersonic Waverider Shape Vehicle

FAN Xiao-qiang, LI Hua, LI Xiao-yu, TIAN Zheng-yu
(College of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: Based on the distributed parellel computing platform with the LINUX+ MPI parellel environment, a parellel numerical computing method with finite volume method(FVM), OC- TVD scheme, B- L turbulence model and domain decomposition method was developed to solve the 3- D compressible Reynolds- averaged N- S equations. This method was used to simulate the flow field of the hypersonic waverider shape vehicle. The numerical results indicate that the shock across the zone boundary is continuous and the parellel speedup ratio reachs 6. 8 when 8 cpu is in using.

Key words: parellel computation; hypersonic; waverider; numerical simulation

从目前计算流体力学(CFD) 的发展现状和工程设计要求来看, CFD 对计算机的计算速度和存储量的要求是相当高的。尽管计算机技术近二十年来有了突飞猛进的发展, 但是随着所研究问题复杂程度的逐渐增加和工程设计中对 CFD 的依赖性逐渐增强, 目前的计算机水平仍然满足不了计算流体力学的发展需求。要通过 CFD 的方法解决复杂的工程实际问题, 就目前计算机的发展状况而言, 还必须依赖于并行计算技术。

高性能并行计算技术在发展的初期就受到高度的重视[1]。目前, 它在科学研究、工程技术以及军事等方面的应用已经取得了巨大的成就。将高性能并行计算技术应用于计算流体力学[2~4]不但能够促进计算流体力学的不断发展, 而且还能反作用于高性能并行计算技术, 使其不断完善, 两者相辅相成。

在高超声速飞行器的设计中, 由于一体化的要求, 需要对整个飞行器甚至包含发动机进气管、燃烧室及尾喷管的气动特性作比较全面、细致的数值计算, 计算量相当巨大, 采用并行数值求解显得非常必要。本文的工作就是在高超声速飞行器设计一体化的要求下所开展的飞行器气动特性大规模并行数值计算的研究。

1 并行计算软硬件环境

目前的并行计算分为两类: 一类是基于大规模并行计算机的并行计算, 另一类是基于网络并行环境

* 收稿日期: 2002- 11- 20
基金项目: 国家 863 高技术项目资助
作者简介: 范晓樯(1977—) , 男, 博士生。

的并行计算。随着目前网络技术的发展,廉价建设基于网络的并行环境成为可能,并行计算技术逐渐走进了普通的实验室,相关的软件平台、并行技术和并行算法得到了充分的发展。

本文所做工作的硬件是基于网络的分布式微机并行平台。该分布式并行平台由四台 pentium4 双 CPU 微机组成,每台微机的内存容量为 1GB,CPU 频率为 1.7GHz,网络环境由 100Mbps 高速网卡和集线器组成,这样就构成了共 8 个 CPU(1.7GHz/CPU)和总共 4G 内存(SDRAM)的分布式并行计算硬件平台。

软件环境采用的是目前国际上较为流行的 MPI 网络并行编程环境。MPI 是目前最重要的并行编程工具,它具有移植性好、功能强大、效率高等特点,而且有多种不同的免费、高效、实用的实现版本,几乎所有的并行计算机厂商都提供对它的支持,这是其它的并行环境所无法比拟的。

2 流场并行计算方法

实现计算方法的并行有很多种方式,就流场的计算而言,实现较为简单且计算效率较高的一种方法是对流场区域的分区并行方法[4]。该方法的基本思想是:将一个三维流场区域分为多个计算区域,每个 CPU 计算其中的一个或多个区域,从总体上保证每个 CPU 的计算量相当,即负载平衡,在计算到区域边界时,区域之间进行数据信息的交换以保证计算的顺利进行。以上并行算法的计算过程如图 1 所示。对于目前计算流体力学常采用的时间相关法,在实际计算过程中,图中标出的串行部分所占的计算时间是相当少的,其中的并行计算部分占据了几乎所有的计算时间。这种并行算法的优点是在流场区域内部点的计算时,各 CPU 独立处理被分配到的计算区域内部网格点,并行度较高,只有在区域边界的计算时才需要通过网络交换数据。对于三维流场的计算,数据的交换仅仅发生在几个二维的区域边界上,数据交换量很少,因此并行效率较高。考虑到以上原因,本文采用这种并行算法对高超声速飞行器一体化设计的气动特性开展了数值模拟工作。

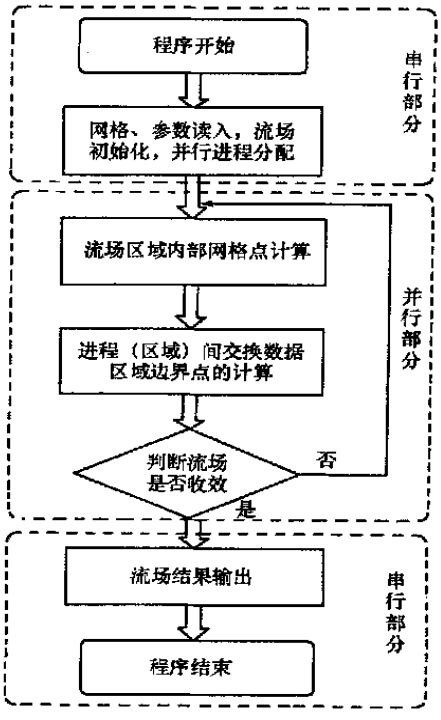


图 1 流场数值模拟并行计算流程图

Fig. 1 Parellel simulation flow chart

3 控制方程和数值方法

对于高超声速粘性绕流流场的计算,本文选取了雷诺平均的 N-S 方程作为控制方程,采用有限体积方法对其离散求解[5,6],以保证网格单元内通量的守恒性。为了提高流场激波的捕捉精度,对于无粘项选用了具有二阶精度的 OG-TVD 格式[5],对粘性项采取的是二阶中心差分格式。为了模拟湍流流动,采用了 B-L 代数湍流模型[7]。

流场外边界按照超声速流动的特点,流动入口给定流动参数,流动出口流动参数外推;壁面边界条件按照无滑移、绝热壁条件给定;为了保证流场信息交换的守恒性,在区域边界将网格向相邻区域延拓一层网格,通过流动参数的交换保证流通量守恒。

4 数值计算结果与分析

在分区计算中,如果不注意区域间流通量的守恒性,在遇到激波穿越区域边界时会发生激波的断层现象。为了验证并行程序区域间通量的守恒性和数据通信的正确性,本文首先对包含有激波反射现象的超声速二维直管流动进行了数值模拟。计算中采用了两种分区方式,即顺着流动方向和横截于流向分别分为两个计算区域,每个计算区域分别采用 1 个 CPU 计算,网格量一致(两种分区方式网格数量分别为 102×51 和 201×27)。计算结果如图 2 所示。

可以看出,无论是顺流向的区域划分还是横截流向的区域划分,激波穿越区域边界时均保持了很好

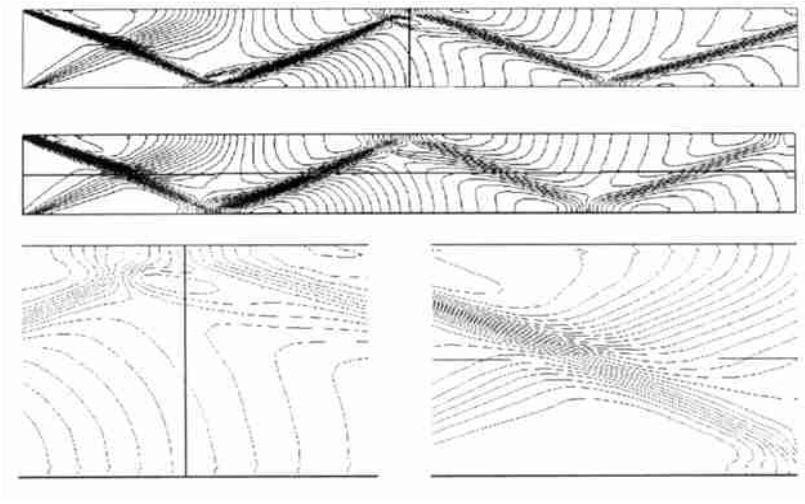


图 2 二分区直管道流场压强等值线及区域边界局部放大

Fig. 2 Pressure contours in a duct partitioned to 2 zones

的守恒性, 激波没有发生断层现象。因此, 本文所采用的并行数值方法对于含有激波流场的计算是可行的。

以上是 2CPU 两分区流场的算例。本文将上述并行数值方法应用于具有乘波外形的高超声速飞行器的流场计算中, 乘波飞行器绕流流场分为 8 个分区, 采用 8CPU 对流场进行并行数值模拟, 以检验并行算法的并行效率。

数值模拟所采用的乘波外形由锥形流近似解方法得到(如图 3, 具体设计方法参见文献[8]), 在没有侧滑角的情况下, 考虑到流场的对称性只需要计算整个流场的一半。计算中, 来流马赫数为 6, 名义攻角为 0°, 流场一共划分为 8 个子区域, 每一区域的网格均为 47 × 19× 36, 网格总量约为 25 万(如图 4 所示)。

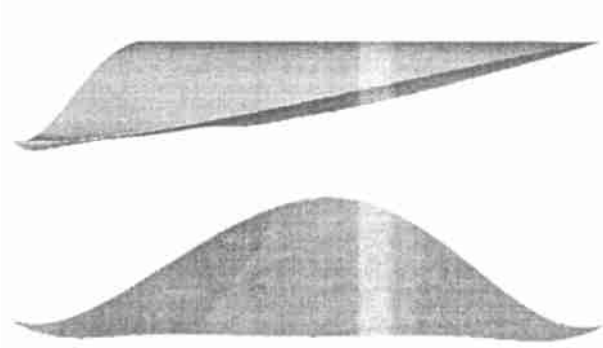


图 3 数值计算采用的乘波飞行器外形

Fig. 3 The waverider figuration used in numerical simulation

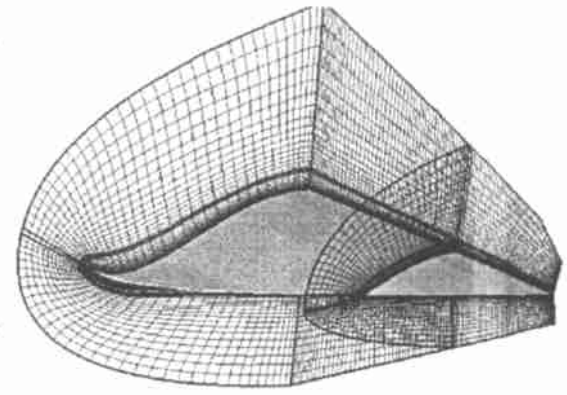


图 4 区域及网格划分

Fig. 4 Zones and meshes

图 5~ 7 给出了计算得到的压强等值线, 图 8 给出的是纵向对称面上的速度矢量。从图中可以看出, 采用锥形流近似解方法[8] 所设计的乘波飞行器在整个前缘产生的都是附体激波。在攻角为 0 度时, 飞行器上表面只产生十分微弱的激波, 下表面产生的附体激波几乎贴近飞行器前缘, 达到了“乘波”效果。在飞行器处于“乘波”状态飞行时, 飞行器下表面的气流基本不会经过飞行器前缘绕到上表面, 上下表面的气流被隔断, 能够产生很大的升阻比, 是目前高超声速飞行器设计的理想外形。另外, 还可以看出, 所采用的并行方法能够顺利求解三维绕流流场, 激波穿越区域边界时无间断现象, 能够保证流通量的守恒性。

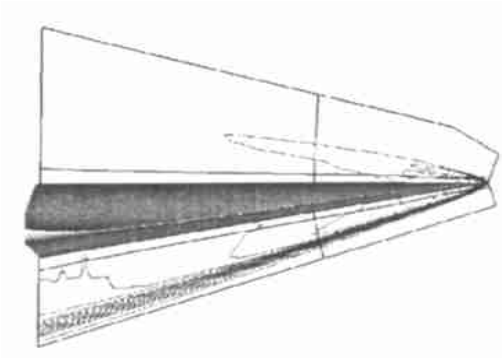


图 5 对称面处压强等值线
Fig. 5 Pressure contours in section plane of symmetry

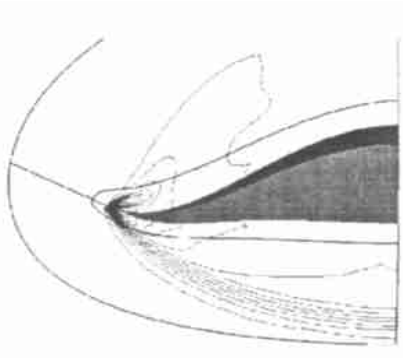


图 6 尾部横截面处压强等值线
Fig. 6 Pressure contours in cross section at the tail

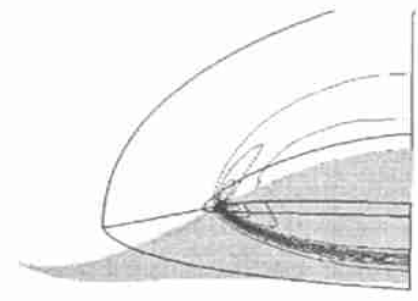


图 7 区域边界横截面处压强等值线
Fig. 7 Pressure contours in cross section at the zone boundary

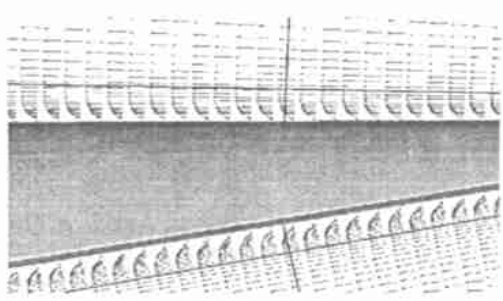


图 8 对称面上速度矢量
Fig. 8 Vectors in the symmetry plane

表 1 列出了在前述并行计算平台上测得的并行与串行计算的时间。从表中可以清楚地看到, 对于 8 分区流场的计算, 本文所采用的计算程序的加速比达到了 6. 8, 并行效率为 85% 。

表 1 计算程序并行效率
Tab. 1 Parellel computing efficiency of the program

	每 100 步耗时(s)	加速比	并行效率
1CPU 串行	308	1	–
8CPU 并行	45	6. 8	85%

5 结论

(1) 所建立的区域分解的并行数值模拟方法对于求解高超声速乘波飞行器绕流流场是可行的, 并行求解效率高, 激波穿越区域边界无错位现象, 流通量能够保证守恒。

(2) 采用锥形流近似解方法所设计的乘波飞行器能够在整个前缘都产生附体激波, 很好地满足了乘波飞行器的设计要求, 为高超声速飞行器一体化设计奠定了基础。

参 考 文 献:

[1] 都志辉. 高性能并行编程技术[M]. 北京: 清华大学出版社, 2001.
[2] 李育斌, 杨树池, 乔志德. 多块网格网络并行计算中的负载分配研究[J]. 空气动力学学报, 19(3), 2001.
[3] 吕晓斌, 等. 求解 EULER 方程的区域分解方法与并行算法[J]. 计算物理, 17(4), 2000.
[4] 李桦. 三维超声速/高超声速复杂流场分区多机并行数值计算与实验验证[D]. 长沙: 国防科技大学, 1996.
[5] Chakravarthy S L. High resolution formulations for the NS equations [R]. N89- 17824, 1989.
[6] 谢中强, 欧阳水吾. 粘性流场三维 NS 方程有限体积法数值解[J]. 空气动力学报, 14(4), 1996.
[7] Kral L D. Recent experience with different turbulence models applied to the calculation of flow over aircraft components [J]. Progress in Aerospace Sciences, 34: 481- 541, 1998.
[8] 李晓宇. 高超声速乘波构型初步设计与分析[D]. 长沙: 国防科技大学, 2002.