

# PVM 平台下三维超声速钝头体底部流场的 并行数值模拟及其拓扑分析\*

杨晓辉 王正华 刘 仲

(国防科技大学并行与分布处理国家重点实验室 长沙 410073)

王承尧

(国防科技大学航天技术系 长沙 410073)

**摘 要** 用拼接法划分网格,并运用基于消息传递的并行软件平台 PVM 分配计算任务,实现了较大规模的三维超声速钝头体底部流场的并行数值模拟。结果表明,底部压强特性与实验符合较好,流场的拓扑结构合理。

**关键词** PVM 平台, 底部流, 拼接网格, 拓扑分析

**分类号** V211.41

## The Parallel Numerical Simulation of 3-D Supersonic Blunt Body Base Flow in PVM and Flow's Topology Analysis

Yang Xiaohui Wang Zhenghua Liu Zhong

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

Wang Chengyao

(Department of Aerospace Technology, NUDT, Changsha, 410073)

**Abstract** This paper uses patched grid method to divide grids and parallel software platform PVM based on message-passing to distribute computational task. The large scale parallel numerical simulations of 3-D supersonic blunt body base flow are accomplished. The results show that the pressure characteristics in base are coincident with experimental results and base flow's topological configurations are reasonable.

**Key words** PVM platform, base flow, patched grid, topological analysis

导弹、子母弹、飞船等超声速飞行时,其底部出现异常复杂的流动现象。除了膨胀波、激波外,还有复杂的旋涡运动。典型的超声速底部流场结构<sup>[1]</sup>为:超声速来流在底部拐角处分离,在尾部形成自由剪切层;流动在底部拐角处经过一道膨胀波后,在下游又经过一道再压缩激波,使流动会合向后流去,发展为尾迹流;在再压缩激波的上游形成一再附点;底部区域形成低压的回流区。底部流动研究的重点往往就是这一回流区,因为它直接影响到飞行器的空气动力特性。当底部有支杆时,底部流场的拓扑结构和压强特性也将随之改变。如何定性、定量地了解和利用底部丰富的流场性质,优化飞行器结构,具有重要价值,因为在某些飞行马赫数下,作用在超声速飞行器底部的压强可能提供了飞行器总阻力的一半以上。目前,底部压强数据的来源主要还是依靠风洞实验,而实验除了耗费较大外,实验时支杆的存在又增加了底部阻力等估算的困难,因此,数值模拟底部流场日益得到人们的重视。但数值模拟分离涡的形成及其发展过程非常困难,表现在:①分离涡是大尺度的非稳定结构,④涡面总是

\* 九五国防预研和国家 863 项目资助  
1998 年 5 月 20 日收稿  
第一作者:杨晓辉,男,1968 年生,博士

倾向于扩展蔓延开来, (四)现有的数值计算方法大多是从一维问题出发推广到多维, 而分离涡只出现在二维或三维的物理问题中。所有这些对差分格式、网格、湍流模型等都提出了很高要求。本文采用精度较高的 O-C TVD 格式<sup>[2]</sup>离散三维 Navier-Stokes 方程, 用拼接网格法<sup>[3]</sup>划分全流场网格, 以保证拐角处网格质量, 采用修正的 B-L 湍流模型<sup>[4]</sup>。底部流场本身的复杂性, 使得网格密度必须达到一定程度才能分辨出流场细节, 因此计算规模很大, 必须采用并行计算。本文运用基于消息传递的并行软件平台 PVM, 将拼接在一起的各个网格分配给网络中的各处理机, 协同完成较大规模的三维超声速钝头体底部流场的并行数值计算, 有效地缩短了程序运行的墙上时间。

### 1 网格拼接策略、并行模式及并行程序模块化

采用图 1 所示的网格拼接策略。图中  $NX$  表示  $x$  向子网格数,  $NY$  表示  $y$  向子网格数, 总子网格数  $N = NX \times NY$ 。第  $n$  个子网格定义为:  $n = i + (j - 1) \times NX$ ,  $i, j$  分别为该子网格在  $x$  和  $y$  方向的序号。

已知  $n$ , 可反算出  $i, j: j = \text{int}((n - 1) / NX) + 1$ ,  $\text{int}$  表示取整;  $i = n - (j - 1) \times NX$ 。

PVM (Parallel Virtual Machine) 把一组使用 UNIX 操作系统的计算机构成的异构/同构网络环境, 虚拟成单个的并行计算机, 组成一个支持消息传递方式计算的并行计算资源。用户利用

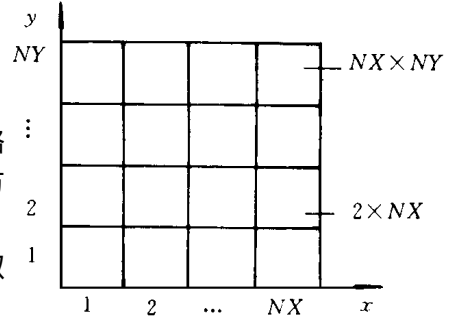


图 1 网格拼接策略示意图

这些资源创建子进程, 控制进程, 传递消息等。按照图 1 所示的网格拼接策略, 并为充分利用网络上某些机器的特殊能力 (如计算速度、内存等), 本文采用 Master/Slave 并行模式, 用户为特定任务的运行指定具体的宿主机。一个 Master 程序创建并控制几个执行具体计算的 Slave 程序。对 Navier-Stokes 方程的求解而言, Slave 程序执行某子网格的计算、将该子网格的边界信息发送给相邻子网格、从相邻子网格接收边界信息、进行 I/O 操作以及与 Master 程序通信等。本文针对这些功能将 Slave 程序划分成五个模块: 变量定义模块, 数值计算模块, 边界处理模块, 通信模块和 I/O 模块。模块化设计使并行程序具有如下优点:<sup>[1]</sup> ① 增加计算规模或处理机台数只需改变头文件里很少量的数据, 程序不必进行任何改动; ④ 改变数值方法或边界条件处理, 只需在相应的模块中进行, 便于调试; (四) 通讯方式或内容的改变局限在通讯模块内部, 且对外透明, 方便了用户; ¼ 改变软件或硬件环境, 只需改变 I/O 操作的少量代码。这些优点增强了并行计算软件的可移植性和可扩性。

### 2 自治系统的临界点理论

数值结果是否正确需要一定的判据。拓扑分析方法近年来正成为分离流定性分析的有力工具。

对于满足 Navier-Stokes 方程的定常流, 速度场  $u(x)$  处处有界并解析, 相应的迹线方程为

$$dx/dt = u(x) \tag{1}$$

该方程右边不是  $t$  的函数, 这种系统为自治系统。若该系统中某一点  $u = 0$ , 则 (1) 在该点有解  $x(t) = x_0$ , 它不描述一条曲线而只描述一个点, 即临界点。若一条闭迹线的内部没有其它闭迹线, 则为极限环。

在二维情况下, (1) 的局部线性化系统为

$$\frac{dx}{dt} = ax + by, \frac{dy}{dt} = cx + dy, \tag{2}$$

(2) 的特征方程为  $\lambda^2 - p\lambda + q = 0$ , 其中  $p = \lambda_1 + \lambda_2 = a + d, q = \lambda_1\lambda_2 = ad - bc$ 。根据  $p, q$  和判别式  $\Delta = p^2 - 4q$  的符号, 可推断出特征值  $\lambda_1, \lambda_2$  的性质, 并由此得出 (2) 的各种临界点的行为<sup>[5]</sup>, 如鞍点、结点、焦点、星形或拐折结点等及其稳定性。为定性考察粘性分离流, 需考察整个流场中临界点的数目及其连接方式。

仍考察二维自治系统 (2), 设  $P = ax + by, Q = cx + dy$ 。令  $C$  为一条不经过系统的临界点的简单闭曲线, 让动点  $M$  沿  $C$  逆时针运动一周, 则  $M$  处的矢量  $(P, Q)$  会转过  $j$  圈,  $j$  称为闭曲线  $C$  关于矢量

场 $(P, Q)$  的旋转度, 它可表示为

$$j = \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} c d(\tan^{-1} \frac{Q}{P}) = \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} c \frac{PdQ - QdP}{P^2 + Q^2} \quad (3)$$

我们称该旋转度为某临界点的指数, 它是临界点的重要拓扑性质。将原点放在临界点。作原点为心,  $\delta$  为半径的圆, 令  $x = \delta \cos\theta, y = \delta \sin\theta$ , (2) 代入 (3) 得

$$j = \frac{ad - bc}{2\pi} \int_0^{2\pi} \frac{d\theta}{(a \cos\theta + b \sin\theta)^2 + (c \cos\theta + d \sin\theta)^2} \quad (4)$$

积分的结果为

$$j = \frac{q}{q}, q = ad - bc \quad (5)$$

根据对临界点行为的分析, 结点、焦点和极限环的指数是 1, 鞍点的指数为 -1。

在二维曲面上, 连续矢量场的全部临界点指数之和是有一定规律的。由于指数和是一种拓扑性质, 人们只需研究典型曲面上矢量场的指数和。与这些曲面分别拓扑同胚的其它曲面上矢量场的指数和也应具有同样的规律。记  $N$  和  $S$  分别为拓扑结点和鞍点的总数。临界点在截面上表现为半临界点  $N$  和  $S$ , 指数分别为  $1/2$  和  $-1/2$ 。结果发现, 对于二维单连通闭曲面, 有

$$(N + \frac{1}{2} N) - (S + \frac{1}{2} S) = -1 \quad (6)$$

若物面延伸到上下游无穷远, 则在其垂直截面上有

$$(N + \frac{1}{2} N) - (S + \frac{1}{2} S) = 0 \quad (7)$$

(6) 和 (7) 对于判断二维单连通闭曲面流场的拓扑性质具有重要意义。

### 3 钝头体三维超声速带支杆底部流场的并行计算及流场的拓扑分析

一般来说, 飞行器的横截面和纵截面都可被分解为独立的单连通闭曲面, 有时物面延伸到上下游无穷远处, 如带无穷长支杆的底部流, 因此流场的拓扑规律 (6) 和 (7) 对于定性分析三维流场具有十分重要的意义。下面以钝头体三维超声速带支杆底部流场为例进行分析。

来流条件:  $M = 3.0, \alpha = 10^\circ$  弹体总网格数:  $80 \times 41 \times 41$ , 底部总网格数:  $120 \times 100 \times 41$ , 网格总数 60 多万。隐式计算时, 单处理器的存储容量和计算能力已无法胜任, 况且, 随计算需要, 网格数还可能增加一个量级, 因此, 并行处理已十分必要。本文所进行的弹体计算由一台微机完成, 底部计算由三台微机完成, 以达到负载均衡。四机的加速比约为 3.8。设  $R$  为底部半径,  $X$  为  $x$  方向坐标, 底部处以  $X_D$  表示。分析底部单连通的二维横截面上流线: 图 2 为  $(X - X_D)/R = 1.0$  处横截面的流线图; 图 3 为  $(X - X_D)/R = 2.0$  处横截面的流线图; 图 4 为  $(X - X_D)/R = 3.0$  处横截面的流线图。它们的拓扑结构为

$$\text{图 2, } N = 4, N = 0, S = 3, S = 4, (N + \frac{1}{2} N) - (S + \frac{1}{2} S) = -1;$$

$$\text{图 3, } N = 4, N = 0, S = 3, S = 4, (N + \frac{1}{2} N) - (S + \frac{1}{2} S) = -1;$$

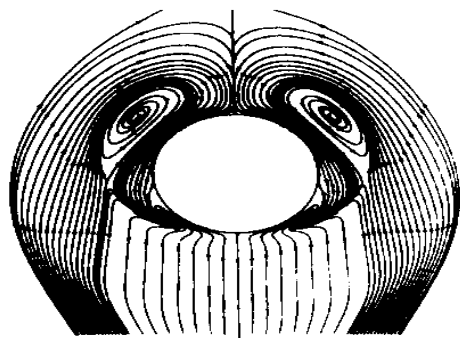
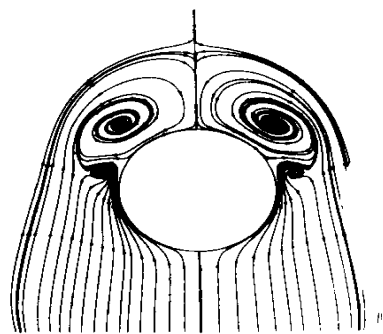
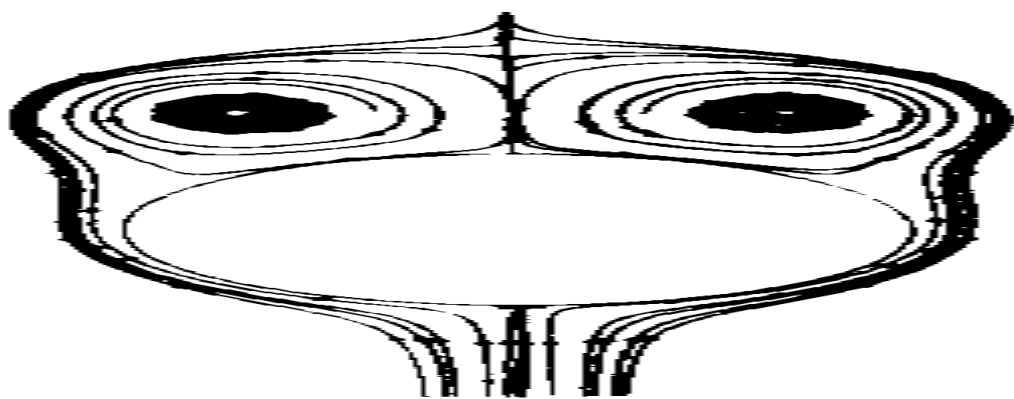
$$\text{图 4, } N = 2, N = 0, S = 1, S = 4, (N + \frac{1}{2} N) - (S + \frac{1}{2} S) = -1.$$

因此, 根据上面的拓扑判断准则 (6), 流场的拓扑结构是正确的。图 3、图 4 和图 5 中的每一个节点都是一个极限环, 并且外面的流线向里转, 里面的流线向外转, 这与张涵信超声速流场中极限环的判断准则<sup>[6]</sup>是相符的, 因此, 极限环都是稳定的。底部支杆横截面上涡系的发展为: 随着离底部台阶处距离的增加, 四个稳定的极限环合并成两个稳定的极限环。

### 4 底部压强特性研究

做导弹风洞试验时, 底部支杆的存在对底部压强特性到底有多大影响, 是一个很重要的研究课题。在这方面, 数值计算显示出了它的优点。本文通过大量的算例, 发现了如下规律:

(1) 在支杆相同的情况下, 随  $M$  增加, 底阻系数减小;

图2  $(X - X_D)/R = 1.0$  处横截面的流线图图3  $(X - X_D)/R = 2.0$  处横截面的流线图图4  $(X - X_D)/R = 3.0$  处横截面的流线及拓扑图

- (2)  $M$  相同时, 相同攻角下, 支杆直径越大, 底阻系数越小, 无支杆时达最大;
- (3) 底部支杆直径基本不影响波阻力;
- (4) 马赫数越小, 底阻在整个阻力中所占的比例越大;
- (5) 相同马赫数下, 有攻角时的底阻系数比无攻角时大。

上面的规律与实验完全吻合。因此, 数值计算对定量了解底部支杆对气动特性的影响程度, 从而对实验结果进行可靠的修正, 具有一定的参考价值。

## 参考文献

- 1 杨晓辉. 二维/三维超声速飞行器底部复杂流场的并行数值模拟研究: [博士学位论文]. 国防科技大学, 1997
- 2 Chakravarthy S R, Osher O. A new Class of High Accuracy TVD Schemes for Hyperbolic Conservation Laws. AIAA Paper 85-0363, 1985
- 3 Rai M M. A Relaxation Approach to Patched-Grid Calculations with the Euler Equations. J. compt. Phys, 1986, 66 (1): 99 ~ 131
- 4 杨晓辉, 王承尧. 一种求解飞行器廓线间断处超声速复杂流场的方法. 国防科技大学学报, 1997 (3): 61 ~ 64
- 5 吴介之, 马晖扬, 周明德. 涡动力学引论. 北京: 高等教育出版社, 1993
- 6 贺国宏, 张涵信, 高树椿. 带座舱飞船高超音速粘性绕流的分离形态及流场结构分析. 空气动力学学报, 1996 (3): 253 ~ 264