

非结构动网格分区并行计算方法*

程兴华, 刘巍, 张理论

(国防科技大学海洋科学与工程研究院, 湖南长沙 410073)

摘要:针对包含运动边界的非定常流动问题,基于弹簧近似法设计了一套非结构动网格分区并行计算流程,引入了METIS软件进行非结构网格二次剖分,研究了对接边界通信类型及其处理方法,基于消息传递并行编程模式实现了非结构动网格求解器的并行化。测试结果表明:该求解器具有较高的并行效率,网格变形模块对非结构动网格并行计算性能具有重要影响。

关键词:非结构网格;动网格;区域分解;并行计算

中图分类号: O35 **文献标志码:** A **文章编号:** 1001-2486(2017)01-081-05

Domain-decomposed parallel computation methods for unstructured dynamic mesh

CHENG Xinghua, LIU Wei, ZHANG Lilun

(Academy of Ocean Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: For parallel simulation of the unsteady flow field with moving boundary, a domain-decomposed computation procedure was designed based on the spring analogy method, and the METIS software was introduced to repartition the original grids. With the research of 1-to-1 interface communication styles and realization, the unstructured dynamic mesh solver was parallelized based on the message passing interface. The test shows that the solver has high parallel efficiency, and the module of mesh deforming has significant effect on the parallel performance.

Key words: unstructured mesh; dynamic mesh; domain decomposition; parallel computation

动网格技术是解决多体分离、流固耦合、可变形飞行器、机翼气动弹性振动和生物仿生流等包含运动边界的非定常流动问题的关键技术^[1-3]。非结构网格采用随机编码的数据结构,对网格形状和空间关联性要求比结构网格宽松得多,能够方便地生成复杂外形的网格,非常适合网格变形和运动,是当前计算流体力学(Computational Fluid Dynamics, CFD)研究的热门方向。

近年来,国内外对非结构动网格串行算法、非结构静止网格并行算法研究较多,而对非结构动网格并行算法的研究还不充分^[4-5]。非结构网格变形方法是非结构动网格并行算法的核心,分为虚拟结构法、偏微分方程法、代数法三类。代数法一般可以直接实现算法的并行化,如基于前缘法的并行算法^[6]、基于径向基函数的并行算法^[7],而虚拟结构法和偏微分方程法的直接并行化相对较难。Gopalakrishnan等^[8]提出先由弹簧法计算网格区域边界节点的变形,然后采用插值方法计算网格区域内部节点的位移,其中每个网

格区域的插值相互独立,不需要数据通信。提高网格变形能力及变形后的网格质量、减少网格重构次数并提高数值解精度是目前动网格研究的重点^[9]。

1 物理模型

1.1 控制方程

采用任意拉格朗日-欧拉有限体积法描述三维无量纲可压缩非定常雷诺平均 Navier-Stokes 方程。

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_V \mathbf{Q} d\sigma + \iint_S [F_c(\mathbf{Q}, \mathbf{x}_c) + F_v(\mathbf{Q})] \cdot \mathbf{n} ds = \mathbf{0} \quad (1)$$

其中, $\mathbf{Q} = [\rho, \rho u, \rho v, \rho w, pe]$ 为守恒变量, $e = \frac{p}{\rho(\gamma-1)} + \frac{1}{2}(u^2 + v^2 + w^2)$ 为单位质量流体总能, F_c 为包含有相对运动速度的对流通量, F_v 为黏性通量, $\mathbf{x}_c = [x_\tau, y_\tau, z_\tau]$ 表示物理空间坐标点 (x, y, z) 随计算空间变量 τ 的变化率。

* 收稿日期:2015-08-09

基金项目:国家自然科学基金资助项目(11272352)

作者简介:程兴华(1982—),男,四川广安人,助理研究员,博士,E-mail:chengxinghua@nudt.edu.cn

时间项离散采用具有二阶精度的四步 Runge-Kutta 法。为得到积分面通量的二阶近似,首先采用泰勒展开法由单元中心向积分面重构守恒变量,然后用 AUSM + 混合型迎风格式解决积分面上的 Riemann 问题;控制单元物理量梯度采用 Green 公式和 Venkatakrishnan 限制器计算。具体离散形式参考文献[10],这里不再赘述。

1.2 网格变形算法

弹簧近似方法由于其原理简单、易于实现、所需存储空间小,成为当前应用最为广泛的一种动网格方法,其稳定性及可靠性在实际应用中已经得到了很好的验证。采用顶点弹簧模型,将网格边看作弹簧,节点 i, j 间的弹簧张力为:

$$f_{ij} = K_{ij}(\mathbf{x}_j - \mathbf{x}_i) \quad (2)$$

其中: K_{ij} 为节点 i, j 间弹簧的劲度系数; $\mathbf{x}_i, \mathbf{x}_j$ 分别是节点 i, j 的位置矢量。节点 i 所受合力为:

$$\mathbf{f}_i = \sum_{j=1}^{N_i} \mathbf{f}_{ij} \quad (3)$$

初始网格确定以后,根据式(3)得到节点 i 的初始受力。网格移动后,假设网格点所受合力保持不变,得到网格点新坐标的 Jacobi 迭代格式。

$$\mathbf{x}_i^{k+1} = \frac{\sum_{j=1}^{N_i} K_{ij} \mathbf{x}_j^k - \mathbf{f}_i}{\sum_{j=1}^{N_i} K_{ij}} \quad (4)$$

2 并行方法

2.1 并行计算流程

CFD 并行计算普遍采用区域分解的数据并行策略,即将流场数据划分成与并行任务数相匹配的多个网格区域,每个并发任务映射到 CPU 核上的一个计算进程,每个进程负责其中一个网格区域的流场模拟^[11]。

采取基于标准非阻塞信息传递接口(Message Passing Interface, MPI)通信模式的分布式存储并行实现^[12],让不同的网格区域在多个进程上同时进行时间步的迭代求解计算,通过进程间的消息传递,对不同网格区域之间的边界数据进行交换。

非结构动网格分区并行计算流程如图 1 所示。各进程分别读取各自网格文件进行初始化,整个迭代求解过程均为数据并行区——各进程分别进行网格变形、求解流场、更新网格数据、计算残差,但在 7 处需要进行 MPI 通信,它们分别是:计算时间步长、更新弹簧劲度系数和节点受力、计算内点及对接边界点新坐标、更新边界虚拟单元位置、更新边界虚拟单元物理量、更新对接边界虚拟单元内的物理量梯度和计算残差。

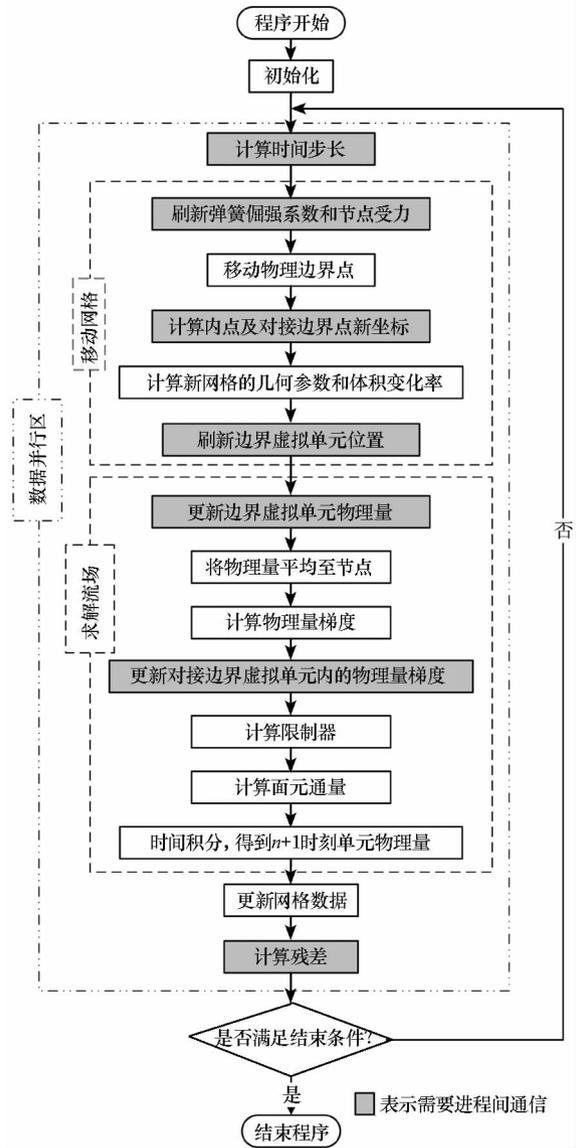


图 1 非结构动网格分区并行计算流程
Fig. 1 Process of domain-decomposed parallel computation for unstructured dynamic mesh

位置、更新边界虚拟单元物理量、更新对接边界虚拟单元内的物理量梯度和计算残差。

2.2 网格二次剖分方法

非结构网格的负载平衡当前使用较多的是基于图的多层划分方法,其中软件 METIS 发展较为成熟,已经广泛应用于 CFX、FLUENT 等 CFD 计算软件的预处理过程中^[13]。使用该软件进行负载平衡和任务划分。为了满足对接边界物理量和网格节点坐标通信的需要,在网格剖分完成以后,需要建立对接边界单元、边界面、边界节点的对应关系,并进行局部网格重排序。

2.3 对接边界处理方法

1) 对接边界节点求和。按照迭代式(4),网格点所受合力保持不变,网格节点新坐标 \mathbf{x}_i 是其周

围相连接的节点坐标 x_j 与弹簧劲度系数 K_{ij} 的函数。因此,组合变量 $\sum_{j=1}^{N_i} K_{ij} x_j^h$ 在本地计算完后,应在对接边界节点上进行叠加。此外,在更新本地劲度系数的时候,劲度系数 $\sum_{j=1}^{N_i} K_{ij}$ 和受力 f_i 同样需要在对接边界节点上叠加。

2) 对接边界节点平均。为了保持对接边界节点坐标的一致,防止在对接边界附近出现网格缝隙或重叠,需要在每次计算得到网格节点新坐标时进行相接网格点的新坐标平均。

3) 对接边界虚单元赋值。采用格心格式存储流场数据,网格点上的值需要由格心值加权平均得到。因此,采用内点格式计算对接边界节点物理量和重构内边界单元物理量时,需要虚单元的守恒变量及其梯度,这要求在流场求解过程中通信两次。

3 算例测试

3.1 测试平台

算例测试在一台基于 Intel Xeon CPU 的 Intel

服务器节点上进行,其软硬件配置信息见表 1。

表 1 Intel 服务器的软硬件配置

Tab. 1 Hardware and software of the Intel server

名称	配置
处理器	2 个英特尔 IVY Bridge 处理器,每个处理器含 12 核,主频 2.30 GHz
主存	DDR3 1333 MHz,128 GB
操作系统	红帽公司 Linux 服务器版 6.2
编译器	英特尔 ifort 编译器 13.0.0 版
消息通信库	英特尔消息传递接口库 5.0 版

3.2 层流平板边界层

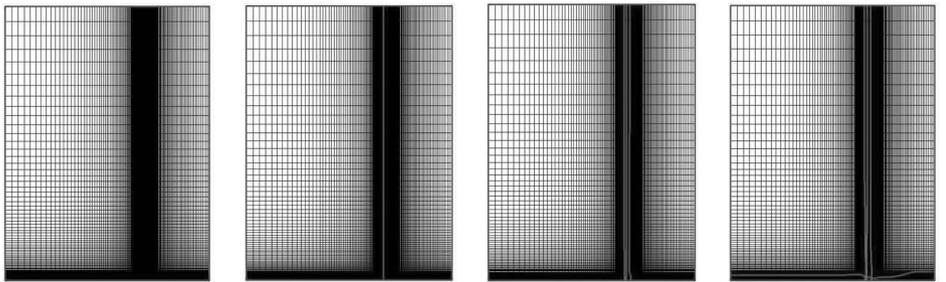
不可压平板层流边界层流动计算来流条件为 $Ma_\infty = 0.1, Re_\infty = 2.0 \times 10^5, T_\infty = 300 \text{ K}$ 。计算使用单位长度的平板,网格划分见表 2,全部采用四边形网格,法向第一层网格单元无量纲高度为 10^{-4} ,网格单元总数约为 5.2 万,每个并行区的网格量几乎完全一致。

表 2 平板边界层网格

Tab. 2 Mesh of flat-plate boundary layer

分区数	1	2	4	8
平均单元数	5.20×10^4	2.60×10^4	1.30×10^4	0.65×10^4
最大单元数	5.20×10^4	2.60×10^4	1.30×10^4	0.65×10^4
最小单元数	5.20×10^4	2.60×10^4	1.30×10^4	0.65×10^4

网格分区示意图



如图 2 所示,不可压层流平板边界层并行数值模拟所得流向速度剖面与 Blasius 理论解^[14]高度吻合,说明该并行化方法对通量、限制器等计算没有影响,能够很好地模拟稳态层流边界层内的黏性流动。

层流平板边界层并行模拟的性能见表 3。由于网格静止,时间步迭代不含网格变形,其加速比几乎等于求解流场的加速比,8 进程并行效率达到了 96.40%。MPI 通信时间占总时间的比例很小,随着并行分区数增加而变大,说明该并行通信模式是合理的。

3.3 NACA0012 翼型俯仰振荡

NACA0012 翼型绕 1/4 弦点做俯仰振荡是一个典型的非定常动边界绕流问题,翼型攻角为:

$$\alpha(t) = \alpha_0 + \alpha_m \sin(\omega t) \quad (5)$$

其中:平均攻角(初始攻角) $\alpha_0 = 0.016^\circ$; 振幅 $\alpha_m = 2.51^\circ$; 角频率 $\omega = 0.1628$; 无量纲时间 $t = \frac{\tilde{t} \cdot \tilde{u}_\infty}{c}$, \tilde{t} 是有量纲时间, \tilde{u}_∞ 是来流速度, \tilde{c} 为弦长。

网格划分见表 4,网格单元总数约为 3.0 万,分区并行负载平衡较好。

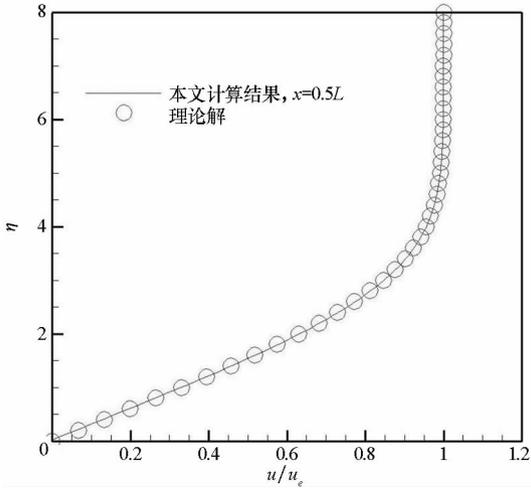


图 2 层流平板边界层流向速度剖面
Fig. 2 Flow-direction velocity profile of flat-plate laminar boundary layer

表 3 层流平板边界层并行模拟性能

Tab. 3 Parallel performance of flat-plate laminar boundary layer

	并行分区数			
	1	2	4	8
时间迭代加速比	1.00	1.96	3.88	7.71
求解流场加速比	1.00	1.97	3.93	7.76
MPI 通信时间比	0.00%	0.04%	0.13%	0.25%
并行效率	100%	97.84%	96.97%	96.40%

来流马赫数 $Ma_\infty = 0.755$, 雷诺数 $Re_\infty = 2.0 \times 10^6$ 。首先模拟了位于平均攻角时的定常绕流, 残差收敛达到 10 个量级以上, 计算所得压力分布如图 3 所示, 0.25 倍根弦位置的激波清晰。

表 4 NACA0012 翼型初始网格

Tab. 4 Initial mesh of NACA0012

分区数	1	2	4	8
平均单元数	3.00×10^4	1.50×10^4	0.75×10^4	0.38×10^4
最大单元数	3.00×10^4	1.50×10^4	0.76×10^4	0.38×10^4
最小单元数	3.00×10^4	1.49×10^4	0.74×10^4	0.37×10^4

网格分区示意图

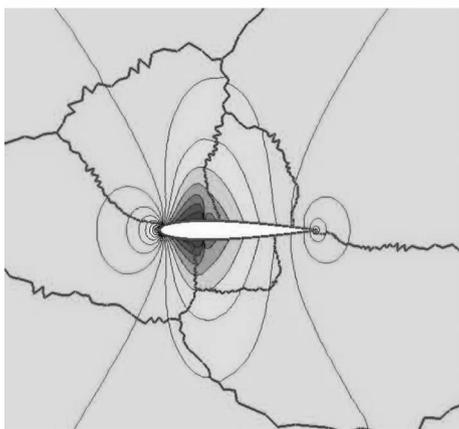
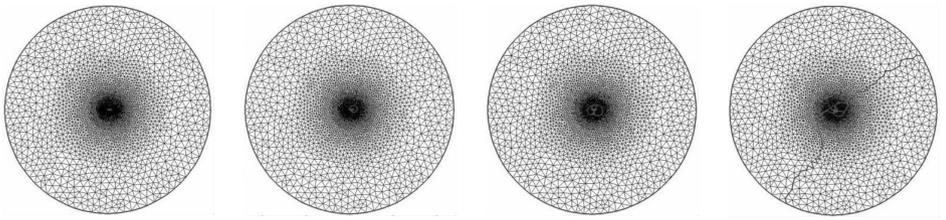


图 3 NACA0012 翼型定常压力分布 (8 区)
Fig. 3 Pressure distribution of NACA0012 steady flow (8 domains)

叠和缝隙, 网格变形与串行基本相同, 具有较好的适应能力。

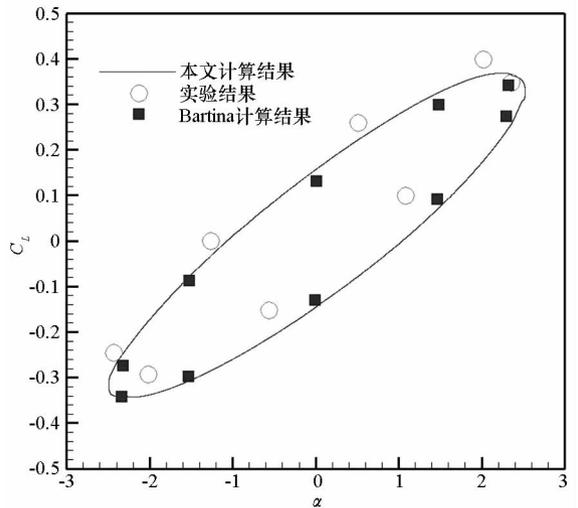


图 4 NACA0012 翼型俯仰振荡的升力系数
Fig. 4 Lift coefficient of NACA0012 oscillatory

在定常流场基础上进行了非定常计算, 所得升力系数如图 4 所示, 结果与 Batina^[15] 的计算结果吻合较好, 与实验结果稍有差异, 这与刘君^[10]、杨小亮^[16] 等的模拟结果一致。同时, 从网格变形上来看, 在俯仰振荡过程中, 分区并行没有出现网格重

NACA0012 翼型俯仰振荡并行模拟性能如表 5 所示, 求解流场的加速比未受网格运动影响, 并行

效率较高;但由于网格运动过程中需要多次通信,随着并行分区数的增加,对接边界数增多,网格变形加速比下降明显。因此,非结构动网格分区并行的加速性能主要受网格运动的影响,合理的网格运动模型对提高并行性能具有重要的作用。

表5 NACA0012 翼型俯仰振荡并行模拟性能

Tab.5 Parallel performance of NACA0012 oscillatory

	并行分区数			
	1	2	4	8
时间迭代加速比	1.00	1.92	3.83	7.76
求解流场加速比	1.00	1.92	3.88	7.93
网格变形加速比	1.00	1.89	3.75	5.75
通信时间比	0.00%	0.08%	0.16%	0.32%
并行效率	100%	96.1%	95.8%	97.0%

4 结论

本文针对有限体积法求解无量纲可压缩非定常雷诺平均 Navier-Stokes 方程的问题,设计了非结构动网格分区并行计算流程,引入了 METIS 软件进行网格二次剖分,分析了对接边界通信类型,通过两个不同类型的算例验证了开发的并行化程序具备较强的稳态/动网格层流模拟能力。并行性能分析表明:①METIS 软件能够很好地满足非结构网格二次剖分的负载平衡性要求;②设计的通信模式合理,计算流程具有较高的并行效率;③网格变形的加速比随着并行分区数增多而下降,网格变形模块对非结构动网格并行性能影响较大。

参考文献 (References)

- [1] Kamakoti R, Wei S. Moving grid computations for turbulent, aeroelastic flows [C]//Proceedings of the 33rd AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit, AIAA 2003 - 3719, 2003.
- [2] Shyy W, Lian Y S, Tang J, et al. Aerodynamic of low reynolds number flyers [M]. Cambridge, USA: University of Cambridge Press, 2008.
- [3] Wang Z J. Dissecting insect flight [J]. Annual Review of Fluid Mechanics, 2005, 37: 183 - 210.
- [4] 张军, 谭俊杰, 任登凤. 二维含动边界流场的并行计算[J]. 河海大学学报:自然科学版, 2007, 35 (4): 460 - 463.
ZHANG Jun, TAN Junjie, REN Dengfeng. Parallel computation of 2D flow fields with moving boundry [J]. Journal of Hehai University: Natural Sciences, 2007, 35 (4): 460 - 463. (in Chinese)
- [5] Tomaro R F, Witzeman W Z, Strang W Z. A solution on the F-18C for store separation simulation using Cobalt₆₀ [C]//Proceedings of the 37th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA 99 - 0122, 1999.
- [6] Gerhold T, Neumann J. The parallel mesh deformation of the DLR TAU-Code [J]. New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics VI, 2007, 96: 162 - 169.
- [7] Rendall T C S, Allen C B. Parallel efficient mesh motion using radial basis functions with application to multi-bladed rotors [J]. International Journal for Numerical Methods in Engineering, 2010, 81 (1): 89 - 105.
- [8] Gopalakrishnan P, Tafti D K. A parallel boundary fitted dynamic mesh solver for applications to flapping flight [J]. Computers & Fluids, 2009, 38 (8): 1592 - 1607.
- [9] 周璇, 李水乡, 孙树立, 等. 非结构网格变形方法研究进展[J]. 力学进展, 2011, 41 (5): 547 - 561.
ZHOU Xuan, LI Shuixiang, SUN Shuli, et al. Advances in the research on unstructured mesh deformation [J]. Advances in Mechanics, 2011, 41 (5): 547 - 561. (in Chinese)
- [10] 刘君, 白晓征, 郭正. 非结构动网格计算方法及其在包含运动界面的流场模拟中的应用[M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 2009.
LIU Jun, BAI Xiaozheng, GUO Zheng. Computation method of unstructured dynamic mesh and it's application in the flow fields simulation with moving boundary [M]. Changsha: National University of Defense Technology Press, 2009. (in Chinese)
- [11] 刘巍, 张理论, 王勇献, 等. 计算空气动力学并行编程基础[M]. 北京: 国防工业出版社, 2013.
LIU Wei, ZHANG Lilun, WANG Yongxian, et al. Foundations of computation aerodynamics parallel programming [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2013. (in Chinese)
- [12] Snir M, Otto S, Huss-Lederman S, et al. MPI: the complete reference [M]. London, UK: The MIT Press, 1996.
- [13] 刘鑫, 陆林生, 陈德训. 非结构网格并行计算预处理方法研究[J]. 计算机科学, 2012, 39(3): 303 - 311.
LIU Xin, LU Linsheng, CHEN Dexun. Research on pre-processing methods of unstructured grids [J]. Computer Science, 2012, 39(3): 303 - 311. (in Chinese)
- [14] 郭永怀. 边界层理论讲义[M]. 合肥: 中国科学技术大学出版社, 2008.
GUO Yonghuai. Handout of boundary layer theory [M]. Hefei: Press of University of Science and Technology of China, 2008. (in Chinese)
- [15] Batina J T. Unsteady Euler airfoil solution using unstructured dynamic meshes [J]. AIAA Journal, 2015, 28(8): 1381 - 1388.
- [16] 杨小亮. 飞行器多自由度耦合摇摆运动数值模拟研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2012.
YANG Xiaoliang. Numerical investigation of aircraft rock in multiple degree of freedom [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2012. (in Chinese)