

基于混合网格 Navier-Stokes 方程的 并行隐式计算方法研究

郑冠男¹ 邓守春¹ 韩同来² 杨国伟¹

(中国科学院力学研究所高温气体动力学重点实验室 100190 北京)¹ (西北工业大学能源与动力学院 710068 西安)²

摘要: 针对结构网格很难处理复杂外形和非结构网格无法计算具有边界层的粘性流动的缺点, 发展了基于混合网格格点的隐式算法, 成功地解决了在工程应用中难于处理的复杂外形粘性流场计算和效率问题。同时针对大规模的工程问题, 发展了基于 MPI 通信技术的染色分层通讯并行计算方法。其中空间离散采用基于 Roe 格式发展的三阶迎风 HLLEW (Harten-Lax-Van Leer-Einfeldt-Wada) 或 AUSM 格式, 湍流模型采用 $k-\omega$ 两方程湍流模型, 时间推进考虑到 LU-SGS 并行等效较困难则采用基于 DP-LUR (Data-Parallel Lower-Upper Relaxation) 格式的隐式算法, 计算 CFL 数可取到 10^5 量级, 从 2 个到 128 个 CPU 的并行加速效率都保持在 90% 以上, 大大提高了计算效率。算例对标模 M6 机翼模型流场进行计算, 验证了方法的可靠性; 然后对标模 DLR-F6 翼身组合体进行混合网格粘性与无粘计算结果进行比较, 进一步验证混合网格方法; 最后计算了 DLR-WBNP 外挂发动机翼身组合体模型, 准确模拟了外挂和超临界机翼的相互干扰流动问题, 采用 4 CPU 16 CORE 到 24 CPU 96 CORE, 2000 步计算时间都不超过 3 小时。为民机跨声速气动弹性分析的计算效率提升提供了基本的数值模拟工具。

关键词: 混合网格; $k-\omega$ 两方程湍流模型; DP-LUR 隐式方法; MPI; 染色分层通讯
中图分类号: V211.3 **文献标识码:** A

1 引言

随着航空航天工业及计算流体力学 (CFD) 的迅猛发展, 需要数值模拟的流动外形越来越复杂, 基于结构网格所发展的程序由于网格生成困难, 很难用于非常复杂的流场计算。虽然非结构网格在处理复杂外形能力方面有很大的优势, 但很难处理具有湍流边界层的复杂外形粘性流动问题。对于三维非结构网格模拟边界层流动, 需要浪费大量的网格, 大大增加了计算时间。而三维混合网格, 在边界层内采用各向异性的三棱柱和六面体网格, 既模拟了边界层流动又节约了网格数量; 同时边界层外的网格仍然采用四面体网格, 可以做到与远场的快

速过渡, 边界层内的三棱柱和六面体网格与四面体网格的过渡则采用金字塔网格。混合网格的空间离散仍然采用基于节点中心的有限体积方法。此外, 由于一般遇到的实际工程问题外形都比较复杂, 对于细节模拟要求高, 通常计算工作量巨大, 所以需要发展基于隐式算法的大规模并行计算方法。

上世纪末, 国外学者就利用非结构网格的重新排序发展了基于非结构网格的 LU-SGS 隐式算法^[1], 国内研究者也研究过非结构网格的二维 LU-SGS 隐式算法^[2]。但 LU-SGS 隐式算法由于迭代过程分前后扫描步, 边界数据需要频繁同步, 并不是特别适合于大规模的并行计算。对此本文主要是在文献[3-5]的基础上发展基于格点的三维混合网格的 DP-LUR 隐式方法, 将用于结构网格的 HLLEW 格式^[6]和

来稿日期: 2010-09-20

修回日期: 2011-02-24

第一作者简介: 郑冠男, 男, 1983 年生, 中国科学院力学研究所高温气体动力学重点实验室, 博士生; 研究方向——计算流体力学、气动颤振。
E-mail: zhengguannan@imech.ac.cn

AUSM 格式^[7]推广应用于混合网格的空间离散, 并采用比较成熟的 $k-\omega$ 两方程湍流模型^[8], 目的是模拟带湍流边界层的复杂跨声速流场。为了将计算时间尽量压缩在可以接受的范围内, 本文采用基于 MPI (Multi Point Interface) 信息传递^[9] 的大规模并行程序设计方法及染色分层通信技术, 将串行混合网格计算程序发展到并程序, 并通过三个标准算例验算了并行效率的有效性。

2 空间离散方法及湍流模型

可压缩流 Navier-Stokes 方程写成积分形式为

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} \mathbf{Q} dV + \int_{\partial\Omega} \mathbf{F}(\mathbf{Q}) \cdot \mathbf{n} dS = 0 \quad (1)$$

其中: $\mathbf{Q} = [\rho, \rho u, \rho v, \rho w, e, \rho k, \rho \omega]^T$ 为守恒流动变量; $\mathbf{F}(\mathbf{Q}) = \mathbf{F}_c(\mathbf{Q}) - \mathbf{F}_v(\mathbf{Q})$; $\mathbf{F}_c(\mathbf{Q})$ 为对流通量; $\mathbf{F}_v(\mathbf{Q})$ 为粘性通量; \mathbf{n} 为单元体积 Ω 的边界 $\partial\Omega$ 的外法向单位矢量。

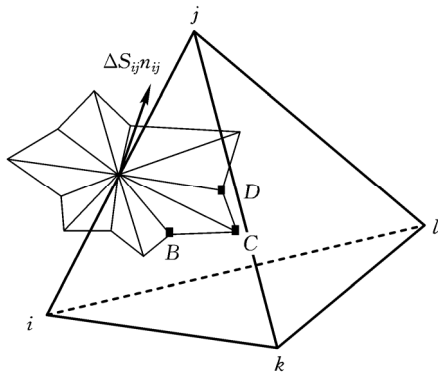


图1 控制体界面示意图

采用基于网格格点的有限体积方法, 格点 i 的控制体是由所有与格点 i 相邻格点连线中点、相邻多面体中心及面心连接组成的多面体, 不同格心的控制体的面数可以相同或不同, 格点 i 与其邻点 j 连线对应的面记为 $j(i)$, 如图1所示。其中: C 为四面体中心; B 、 D 分别为三角形 ijl 和 ijk 的面心。 ΔS_{ij} 为 $j(i)$ 面的面积(由许多三角形组成)。式(1)在格心 i 所在控制体写成求和形式为

$$V_i \frac{\partial Q_i}{\partial t} = - \sum_{j(i)} \Delta S_{ij} h(Q_{ij}^L, Q_{ij}^R, n_{ij}) \quad (2)$$

其中: V_i 是控制体 i 体积; Q_{ij}^L 和 Q_{ij}^R 表示控制面 ij 左右两侧的物理量; n_{ij} 为控制面 ij 法向矢量; h 为控制面通量运算符。

本文使用的空间离散 HLLEW 格式是在迎风 Roe 格式基础上发展起来的, 其格式与 Roe 格式具有同样的形式, 即

$$\mathbf{E}_{i+1/2} = \frac{1}{2} [\mathbf{E}_i + \mathbf{E}_{i+1} - R \tilde{\Lambda} L (Q_R - Q_L)] \quad (3)$$

唯一不同点是 Roe 格式中 $\tilde{\Lambda}$ 对角线上的值取为雅可比矩阵特征值的绝对值, 而 HLLEW 格式中的 $\tilde{\Lambda}$ 取为特征值对角矩阵与单位矩阵组合表达式, 具体见文献[6]。该格式保持了 Roe 格式的优点, 克服了 Roe 格式的在流动界断处的缺点。AUSM 格式的构造详见文献[7]。

在结构网格中, 基于左右相邻两层网络的原始变量, 通过高阶插值来提高空间离散格式的计算精度。但在混合网格中, 第二个相邻网格点无法确定, 只能通过改为所有相邻格点的加权平均插值来提高空间离散格式的精度。即

$$q(\mathbf{r}) = q_i + \Psi_i \Delta q_i (r_i - r_j) / 2, (0 \leq \Psi_i \leq 1) \quad (4)$$

其中: Δq_i 为格点 i 与周围格点原始变量梯度的体积平均; Ψ_i 用 Venkatakrisnan 限制器计算^[10]。

文献[4-5]对比研究发现: $k-\omega$ 两方程湍流模型对于跨声速计算具有较好的适应性; 与其它湍流模型相比, 无需计算网格节点到物面的距离, 适合于气动弹性问题的计算, $k-\omega$ 两方程湍流模型的具体方程构造详见文献[8]。

3 LU-SGS 和 DP-LUR 隐式方法

将方程式(2)表示成隐式时间离散格式为

$$V_i \frac{Q_i^{n+1} - Q_i^n}{\Delta t} = - \sum_{j(i)} \Delta S_{ij} h^{n+1}(Q_{ij}^L, Q_{ij}^R, n_{ij}) \quad (5)$$

令

$$h_{ij}^{n+1} = h_{ij}^n + A_i^+ \Delta Q_i + A_j^- \Delta Q_j \quad (6)$$

将其带入方程式(5), 可得

$$\left(\frac{V_i}{\Delta t} I + \sum_{j(i)} \Delta S_{ij} A_i^+ \right) \Delta Q_i + \sum_{j(i)} \Delta S_{ij} A_j^- \Delta Q_j = - \sum_{j(i)} \Delta S_{ij} h_{ij}^n \quad (7)$$

$$\text{令: } D = \frac{V_i}{\Delta t} I + \sum_{j(i)} \Delta S_{ij} A_i^+; \quad R_i = - \sum_{j(i)} \Delta S_{ij} h_{ij}^n$$

并将上式第二项中 $j(i)$ 进行重构, 分为 $j(i) \in L(i)$ 和 $j(i) \in U(i)$ 两组, 式(7)可改为

$$D \Delta Q_i + \sum_{j(i) \in L(i)} \Delta S_{ij} A_j^- \Delta Q_j + \sum_{j(i) \in U(i)} \Delta S_{ij} A_j^- \Delta Q_j = R_i \quad (8)$$

上式写为 LU-SGS 分解的形式, 即

$$\Delta Q_i^* = D^{-1} (R_i - \sum_{j(i) \in L(i)} \Delta S_{ij} A_j^- \Delta Q_j^*) \quad (9)$$

$$\Delta Q_i = \Delta Q_i^* - D^{-1} \sum_{j(i) \in U(i)} \Delta S_{ij} A_j^- \Delta Q_j \quad (10)$$

因为 LU-SGS 方法需要通过整个网格区域的相

关性来提高收敛效率, 但对于大规模并行计算来讲, 需要将整个区域切分为若干份, 这将无法提供准确的相关信息, 所以造成 LU-SGS 方法在大规模并行计算中效率并不高。同时不同的分区方法得到的收敛过程也不一致, 会对过程相关的非正常计算造成不可预测的结果, 故需要发展更利于并行计算的 DP-LUR 方法。

DP-LUR 方法只需要在 LU-SGS 方法的基础上做少许改动, 规避 LU-SGS 方法里迭代时用到的与全局相关的 L 和 U 矩阵就可以实现 DP-LUR 方法, 将式(9)和式(10)改为如下形式

$$\Delta Q_i^{(0)} = D^{-1} R_i \quad (11)$$

$$\Delta Q_i^{(k)} = D^{-1} (R_i - \sum_{j(i)} \Delta S_{ij} A_j \Delta Q_j^{(k-1)}) \quad (12)$$

$$\Delta Q_i = \Delta Q_i^{(k_{\max})} \quad (13)$$

其中 k_{\max} 取不同的数可以有不同的加速效率。文献[3]中验证了不同的取值对加速效率的影响, 本文取为 4, 可以得到较为理想的收敛效率。

4 并行计算方法的实现

并行计算方法主要包括并行分区方法和并行实现技术。本文工作的并行实现是基于 MPI 消息传递方法的网格分区并行方法, 故并行分区方法和并行实现都是在此基础上发展的。

MPI 消息传递方法有别于共享内存型并行方法, 适用于大规模的分布式并行计算机的并行计算, 但同时又依赖于通信技术和通信效率。所以在相同计算环境的条件下, 如果能够使信息传递量尽量少, 则可以很好地提高并行效率; 而信息的传递量很大部分依赖于整体计算域的并行分区。目前在并行分区方法中, 文献[11]发展的多级 k 路超图分区方法是一种比较理想的分区方法, 得到了广泛应用。如图 2 所示, 多级 k 路分区方法的主要思路为: 首先将一个很大规模的网格拓扑系统看成一个无向图, 通过将相邻的点进行凝聚, 不断地缩小图的规模, 在得到一个基本能够接受的凝聚图之后, 再使用最少 k 路法对凝聚图进行等负载分割; 对分割好的凝聚图通过反凝聚过程返回到初始的无向图, 最后通过局部精化的过程得到最终的分区图。通过多级 k 路分区法得到的分区图可以既保证尽量少的被切割边, 同时保证了各分区的负载均衡。本文工作是采用 pmetis 开源核心代码, 通过编写混合网格和 pmetis 的前后接口程序实现混合网格的并行分

区[11]。经测试证, 多级 k 路分区法实分区的计算负载和通讯负载都基本达到了最优状态。

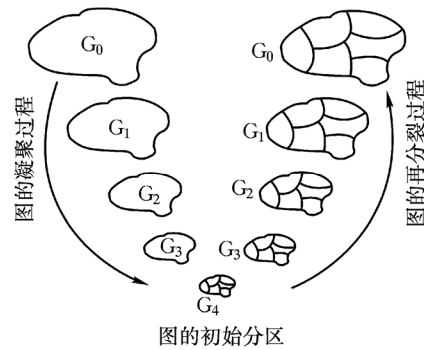


图 2 多级 k 路超图分区方法示意图

程序的并行是通过 MPI 信息传递实现的, 对于大规模的并行计算来讲, 提高通信效率减少通信拥堵现象是提高并行效率的最有效的手段。由文献[9]可知, 一般提高并行效率的办法是采用非堵塞通信的方式, 但是由于非堵塞通信方式进行流场计算时, 关心的是哪些部分已经通信结束哪些部分需要等待, 人为地增加了编程困难; 同时虽然非堵塞通信不占用 CPU 计算时间可以提高效率, 但非堵塞通信方式通信序列是由系统随机完成的, 当有比较大规模的节点参加并行计算时, 可能造成同时大量的节点与某一节点进行连接通信, 使通信信道效率下降, 不能最好地发挥通信网络效率, 故本文工作中的并行方法主要通过分区的块与块之间进行染色分层来实现通信。

在并行分区 CFD 计算的过程中, 控制体单元需要知道相邻控制体的物理量。如果该控制体的所有相邻控制体都在同一分区内部则, 需要的值可以很容易的得到; 如果该控制体的某些相邻控制体不在该分区内, 则所要用到的物理量需要从相邻控制体所在的分区获得。如果计算的过程中需要随时从相邻分区获得数据, 实现起来会存在很大的困难; 即使能够实现, 实现的通信代价也会相当大。所以本文工作中在每一个分区的边界位置都设置了一层虚拟网格, 保存与本分区节点相邻的控制体信息, 考虑到尽量减少通信开销, 只在每一时间步迭代完成时进行必要的的数据交换, 迭代过程中只使用上一步保存的数据。虽然该方法可能造成某些快速收敛的数值迭代方法无法使用, 但却是一种目前消息通信模式下比较好的并行计算解决方案, 同时也能保证整体串行计算和分区并行计算的结果一致。

染色分层通信技术实现的主要思想为: 将每一个计算进程所包含的计算分区看成一个节点(如图 3 所示), 图中的 ABCDEFGH 8 个节点可以看作某一个任务的混合网格被分成 8 个区域用 8 个进程同时进行运算; 假设每一对需要交互通信的节点之间存在一个虚拟的边, 这样整个计算域的通信网络可以

看成一个无向图，在图3中每有一条边说明存在一次相互的通信需求。图3中一共有8个节点，18个边，其中每个节点最多相邻的边是5条，最少的是3条。如果所有的节点都与主节点通信交换数据，则必然会造成主节点通信负载加剧，如果随机通信则可能造成信息拥堵。故本文通过对这个无向图的每条边进行染色，染色时要求通过使用最少的颜色保证每一个节点的所有的边的颜色都不相同。图3中每一种不同线型的边表示一种不同的颜色，图中一共含有5种不同的线型。程序在进行通信时，将所有的通信按照染色使用到的总颜色种类 n 分为 n 层，每层通信时只使采用该层颜色染色的边的两端节点进行两两通信，遍历完 n 层颜色之后所有的通信也即为完成。这样的通信方式的优点是，不需要每个节点跟主节点通信，同时每一时刻每个节点最多只与一个节点有通信关系，减少了拥堵的可能；而分层遍历的最少颜色策略方式也尽量节约了总的通信时间，最大限度的利用了通信网络，节约了计算时间。图3中的通信虽然存在8个节点，单个节点最多需要通信5次，但总通信也仅需要5次，充分说明了该通信方法对通信时间的合理利用。同时并行计算时，分区数目越多该方法越具有优势。本文验证的某一算例中，将约1300万混合网格分为84个分区进行计算，为了并行计算负载的均衡，每个分区都与10到16个分区相邻；利用本文方法一共染色为21层，即为只要进行21次通信就能满足了所有节点之间的通信需求，大大提高了并行通信效率。

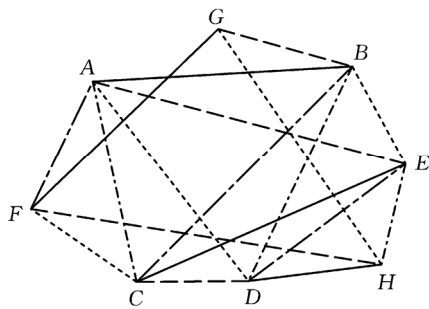


图3 染色分层通信技术实现原理图

为了验证本文所发展方法的并行计算效率，对一套850万的混合网格进行不同数目CPU并行计算加速效率的对比(如图4所示)。其中：图4(a)为使用两方程湍流模型并行计算程序运行一步所需要计算时间，而图4(b)为不同数目CPU时的加速效率。图4(a)中白色柱条为每计算一步在不同CPU并行情况下单个CPU需要运行的时间，深色柱条为不同CPU数并行时计算一步参与运算的CPU总时间；图4(b)中柱形图则为不同CPU数并行时，单CPU运行所需要时间除以多CPU并行所需要时间得到的加速效率百分比，图4(b)中的数据直接乘以当前

CPU数目得到的则得到并行加速比图4(c)。由此可以看出：在相同的计算环境下，并行计算的加速效率相当的高，从2个CPU到128个CPU的并行加速效率都基本保持在90%以上。随着CPU数目的变化加速效率的波动则是由pmetis并行分区时的各CPU负载均衡性的变化引起的。目前比较流行的商业软件Fluent在对混合网格进行计算，当CPU数目达到8时，加速效率已经小于70%^[12]；而国内同行使用MPI通信库提供的非阻塞通信方式实现的混合网格并行计算效率要好于商业软件，在8个CPU时还能保持90%的加速比^[13]，但也略低于本文方法。同时从本文的并行加速效率的验证可以看出，在所处理问题达到一定规模时，本文方法的并行加速效率仍然很高，说明所发展的方法能够用于处理大规模并行计算。

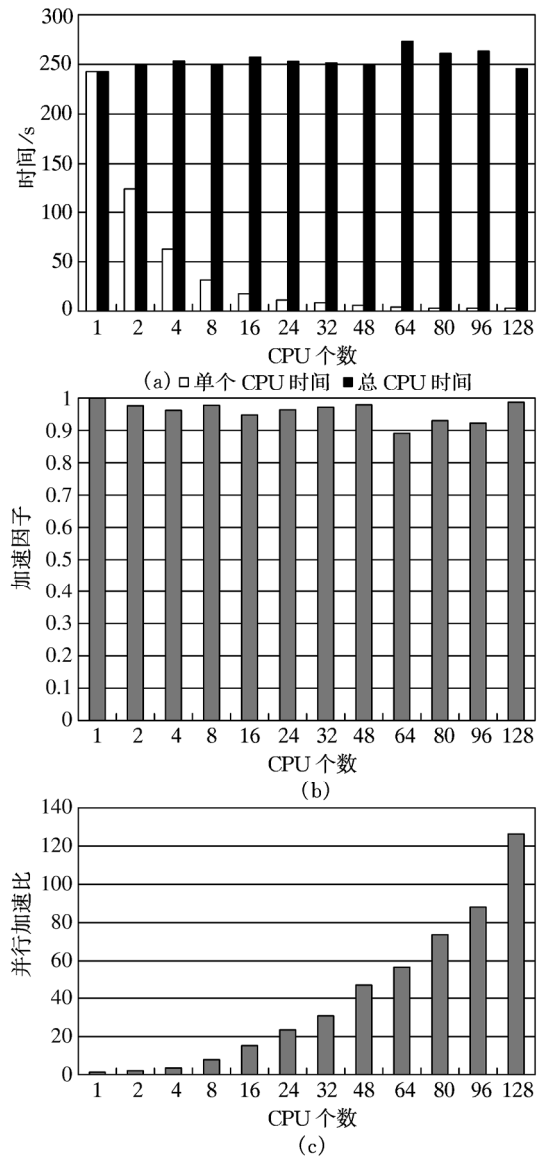


图4 并行计算时间与并行加速效率

5 计算实例及分析

为了验证本文的方法, 首先计算了标模 M6 机翼, 然后分别计算了 AIAA 的两个标模 DLR-F6 和 DLR-WBNP, 用于验证程序的正确性, 并研究民机翼吊发动机与超临界机翼的相互干扰效应。

5.1 标模 M6 机翼

为了对比验证非结构网格和混合网格的计算效果, 分别生成了 M6 机翼的非结构网格和混合网格(如图 5 所示)。非结构网格由翼面附近的密网格和远场区域的稀网格两部分组成; 混合网格则由上下翼面的六面体网格、翼尖的三棱柱网格、边界层外的四面体网格、过渡区使用的金字塔网格组成。非结构网格在机翼前缘和翼面激波附近加密网格, 对事先不知道激波位置的流动, 可以先用粗网格试算, 大体知道激波位置后再进行网格加密计算。计算中 CFL 数取为 40000, 与显式方法比较, CFL 数可以成万倍的增大。本文以均匀流场作为初场, 计算 2000 步左右就能得到稳定的流场, 大大地提高了计算效率, 残差收敛过程如图 7 所示。本混合网格算例采用 4 个 CPU16 个核心并行计算, 2000 步仅需要 3 小时左右。

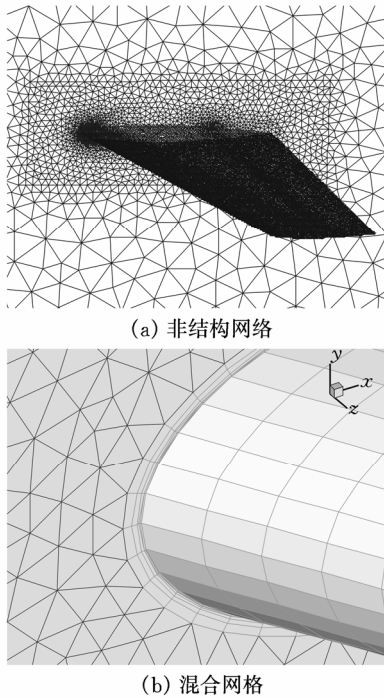


图5 M6 机翼标模计算非结构网格和混合格网

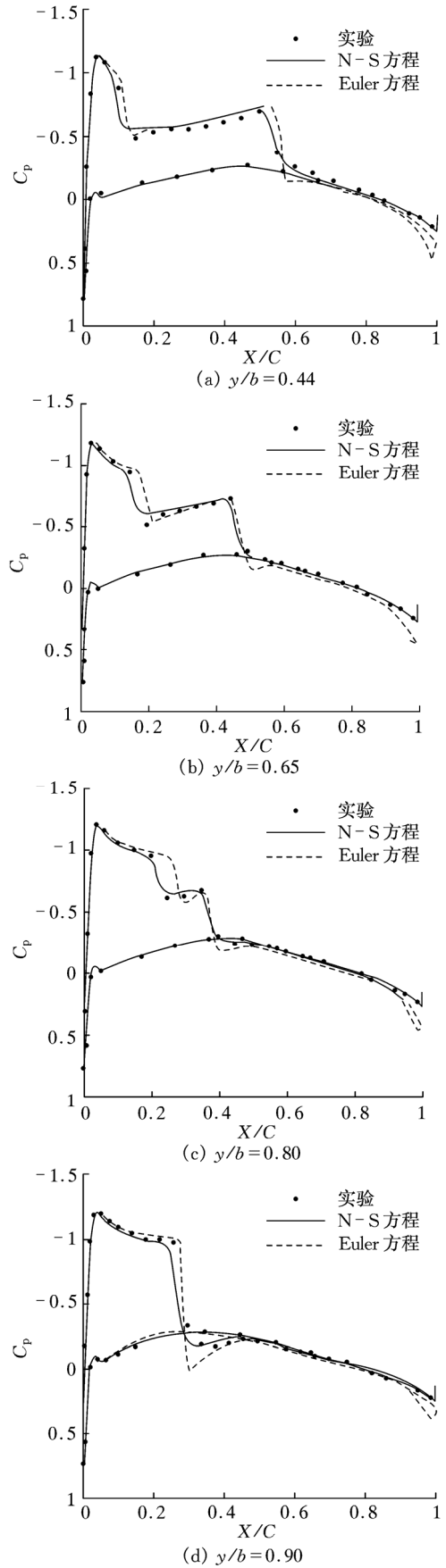


图6 计算和实验截面压力分布比较($M_\infty = 0.839, \alpha = 3.08^\circ$)

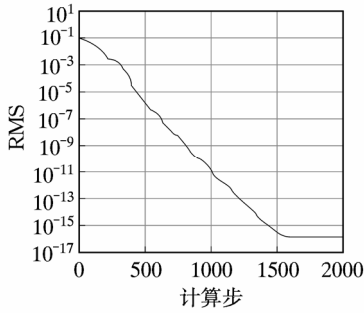


图7 M6 计算过程残差收敛曲线

计算条件取为：马赫数 $M_\infty = 0.839$ ；攻角 $\alpha = 3.08^\circ$ 。图6分别给出机翼展向44%、65%、80%、90%截面位置的压强系数分布比较。可以看出：两种计算方法所得结果与实验结果基本吻合；在激波位置的捕捉和波后流动的模拟上，基于混合网格的N-S方程结果要好于非结构网格。所以本文的混合网格N-S方程计算方法是可靠的。

5.2 DLR-F6 翼身组合体模型

DLR-F6 模型外形包括机身和机翼，因为该模型是2th AIAA Drag Prediction Workshop 选中的标模，所以选用 AIAA 官方提供的一套中等规模的网格，体单元约有 800 万左右，由三棱柱和四面体单元组成(如图8所示)。计算工况选为：来流马赫数 0.7533；攻角 0.49 度。图9 分别给出机翼展向各截面位置的压强系数分布比较。本算例采用 20 个 CPU80 个核心进行计算，2000 步约需要 2 小时左右。

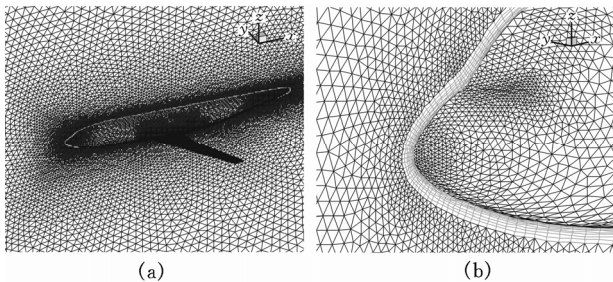


图8 DLR-F6 翼身组合体模型计算网格

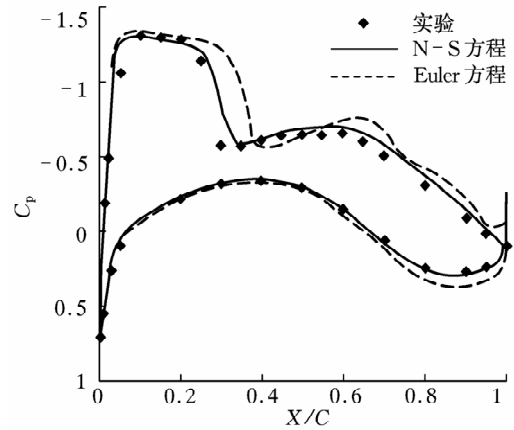


图9(b) $y/b=0.331$

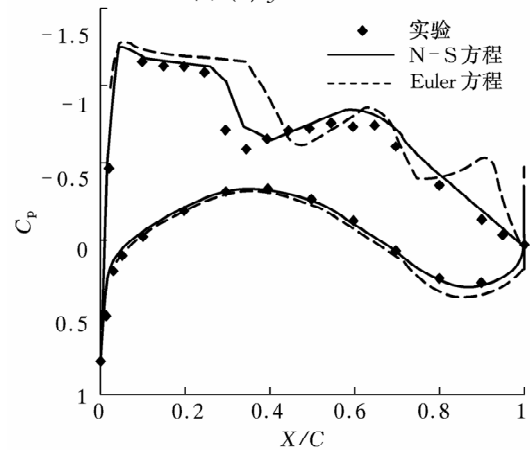


图9(c) $y/b=0.411$

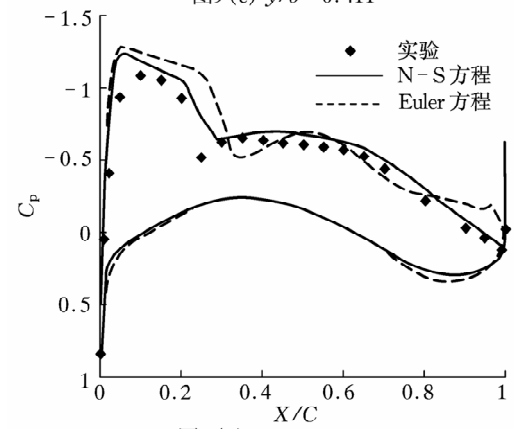


图9(d) $y/b=0.847$

图9 F6 模型计算和实验截面压强分布比较 ($M_\infty = 0.7533, \alpha = 0.49^\circ$)

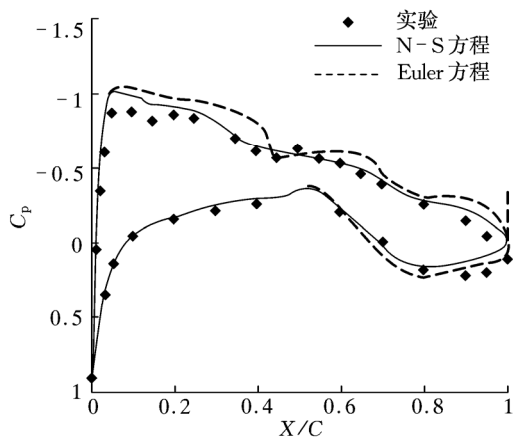


图9(a) $y/b=0.150$

上述计算是采用同一套网格分别使用 EULER 方程解算器和 N-S 方程解算器。图9中：实线表示 N-S 方程方法所求得的压强系数分布曲线；虚线为 EULER 方程方法所求得的压强系数分布曲线；点线则为实验结果。由此可以看出：对于这种包含超临界机翼的民机翼身组合体跨声速的数值模拟来讲，EULER 方程已经不能得到与实验相一致的结果，无论是下表面后缘的压强还是上表面激波位置均有大的差别；而基于混合网格的 N-S 方程求解方法则

可以准确模拟下表面的流动,上表面的压力分布也比 EULER 方程模拟结果准确,至于上表面仍然与实验存在一些差距,这与表面网格的数量不足有关。图 10 则显示了模拟得到的表面压力系数云图。

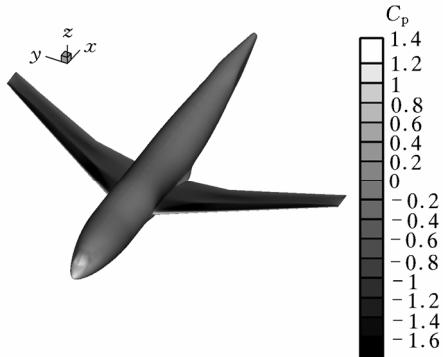


图 10 DLR-F6 翼身组合体表面压力系数云图

5.3 DLR-WBNP 带外挂发动机翼身组合体模型

DLR-WBNP 模型外形包括机身、机翼、挂架、发动机短舱,所用混合网格是根据 AIAA 官方提供的外形数据使用商业软件生成,体单元约有 900 万左右,由三棱柱和四面体单元组成(如图 11 所示)。其中仅放大显示了短舱部位,其余部分和上节所用网格类似。本算例用 24 个 CPU96 个核心进行并行计算,2000 步同样约需要 2 小时左右。

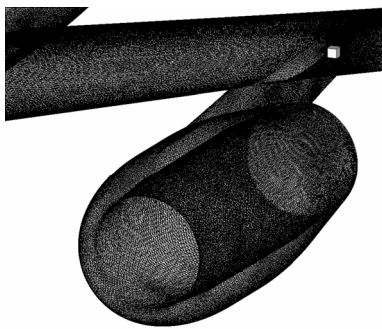


图 11 DLR-WBN 模型短舱部位网格图

本模型计算工况选为:来流马赫数 0.7533;攻角 1.003 度。图 12 分别给出机翼展向各截面位置的的压力系数分布比较,分别为实验结果和 Navier-Stokes 方程方法计算结果。由此可以看出:本文方法在准确模拟了机翼上表面的跨声速粘性流动的同时,还准确地模拟出了发动机短舱对机翼下表面的干扰效应。说明本文所发展的方法能够准确计算复杂外形的流动问题,是一个较为成功的工程计算方法,能够在工程实践中得到很好的运用。

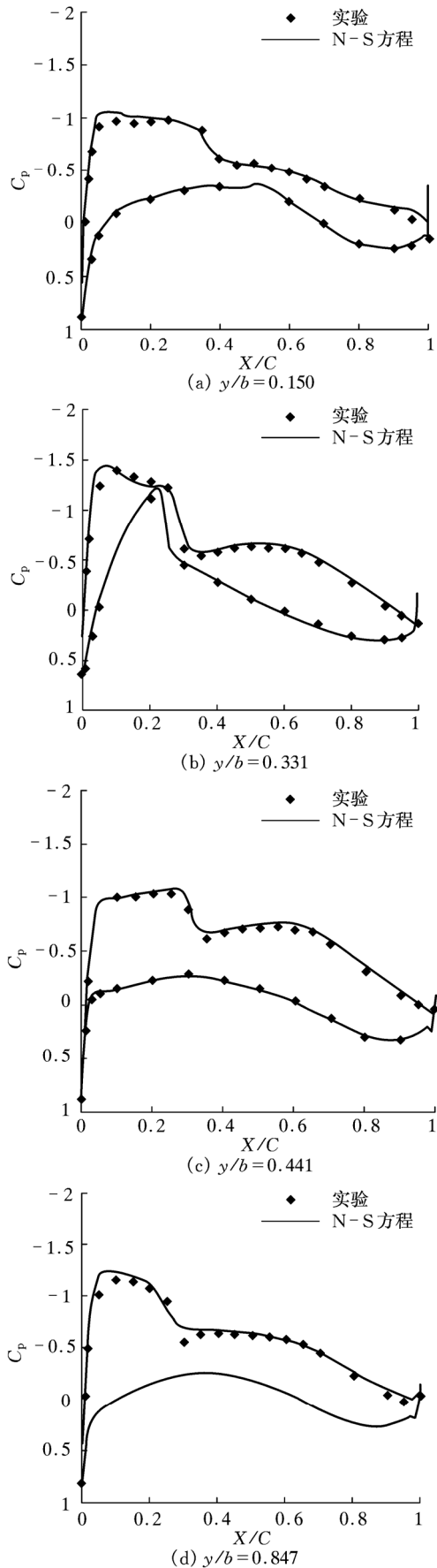


图 12 WBNP 模型计算和实验截面压力分布比较 ($M_\infty = 0.7533, \alpha = 1.003^\circ$)

6 结束语

本文发展了基于格点三维混合网格隐式并行方法,提出了一种全新高效的染色并行分层通信方法,实现了复杂外形粘性流动的数值模拟,为解决工程实际问题奠定了基础。通过标模、非结构与混合网格以及 EULER 方程与 Navier-Stokes 方程计算的比较验证了所发展方法的可靠性,对翼身组合体跨声速流动的数值模拟反映了 EULER 方程在处理临界外形流动的不足和 Navier-Stokes 方程的优越性;而对带发动机短舱的翼身组合体的数值模拟则体现了混合网格方法在处理复杂外形粘性流动的优势。对并行计算效率的研究验证了 DP-LUR 隐式方法结合分层通讯的 MPI 并行计算方法能够极大地提高数值计算的效率;当问题的网格规模控制在 1000 万以内时,采用 128 个计算核心 2 个小时以内基本都能达到收敛。本文方法为进一步开展流固耦合问题的研究提供了可靠高效的 CFD 分析工具。

参 考 文 献

- [1] Sharov D, Nakahashi K. Reordering of hybrid unstructured grids for lower-upper symmetric Gauss-Seidal computations[J]. AIAA Journal, 1998, 36(3): 484-486.
- [2] 赵松原, 黄明格. 非结构网格中 LU-SGS 隐式算法的非平衡性影响[J]. 空气动力学学报, 2004, 22(4): 470-474.
- [3] Michael J Wright, Graham V Candler, Marco Prampolini. Data-parallel lower-upper relaxation method for the Navier-Stokes equations[J]. AIAA Journal, 1996, 34(7) : 1371-1377.
- [4] 代民果. 有限体积迎风高格式及基于非结构混合网格的复杂流动数值模拟[D]. 北京: 中国科学院力学研究所, 2008.
- [5] 荆江, 代民果, 杨国伟. 基于混合网格的复杂外形 Navier-Stokes 方程数值模拟[J]. 气体物理理论与应用, 2008, 9(3): 275-279.
- [6] Obayashi S, Guruswamy G P. Convergence acceleration of an aeroelastic Navier-Stokes solver[J]. AIAA Journal, 1994, 33(6): 1134-1141.
- [7] Liou Meng-Sing, Christopher J, Steffen J R. A new flux splitting scheme[J]. Journal of Computational Physics, 1993, 107: 23-39.
- [8] Wilcox D C. Turbulence modelling for CFD[R]// 5354 Palm Drive. La Canada, Calif: DCW Industries, 1993.
- [9] 都志辉. 高性能计算并行编程技术-MPI 并行程序设计[M]. 北京: 清华大学出版社, 2001.
- [10] Venkatakrishnan V. On the accuracy of limiters and convergence to steady-state solutions [C]//The 31st Aerospace Sciences Meeting & Exhibit. Reno NV, 1993: 93 088 01 - 93 0880 10.
- [11] Karypis G, Kumar V. Multilevel k-way hypergraph partitioning [R]//Technical Report TR 98-036. Department of Computer Science, University of Minnesota, 1998.
- [12] 邵波, 毛国勇, 张武. 基于 Fluent 的全机数值模拟及并行计算[J]. 计算机工程与设计, 2006, 27(17): 3178-3180.
- [13] 夏健, 伍贻兆. 基于混合网格的三维 Navier-Stokes 方程并行算法[J]. 航空学报, 2005, 26(3): 290-293.

An implicit parallel computing method based on the Navier-Stokes equations with hybrid grids

Zheng Guannan¹ Deng Shouchun¹ Han Tonglai² Yang Guowei¹

(Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Science, 100190, Beijing, China)¹

(School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, 710068, Xi'an, China)²

Abstract: To overcome the disadvantages that the complex shapes are difficult to generate the structured grid and the unstructured grid could not resolve the wall boundary layers for viscous flows, an implicit parallel computing method based on the Navier-Stokes equations with hybrid grids is studied. Parallel computing method based on coloration and packet communication using MPI is developed to solve the engineering problems with high computational cost. In the spatial discretization, the HLLW (Harten-Lax-Van Leer-Einfeldt-Wada) and AUSM schemes are applied, and $k-\omega$ two equations turbulence models are used for the simulation of turbulent flows. The implicit time-marching method using DP-LUR (Data-Parallel Lower-Upper-Relaxation) is considered to improve the parallel computation. The three standard examples, containing the M6 model wing, the DLR-F6 wing-body combination and the DLR-WBNP wing-body combination, are simulated to validate the developed code through the comparisons of inviscid and viscous numerical results and wind tunnel experiments. The developed method can be used for the investigation of transonic computational aeroelasticity with high efficiency.

Keywords: hybrid grid, $k-\omega$ two equations turbulence models, DP-LUR implicit time method, MPI, coloration and packet communication.

Random response characteristics of dissipation structures with viscous and viscoelastic dampers

Li Chuangdi Ge Xinguang Lu Yunjun

(Department of Civil Engineering, Guangxi Institute of Technology, 545006, Liuzhou, China)

Abstract: By employing integral constitutive relations of dampers, the dynamic integro-differential earthquake response equation of SDOF dissipation structure with supporting brace and viscous and viscoelastic dampers in series is firstly established; By using stochastic averaging method, the analytical solutions of transient joint probability density function for structural amplitude and phase, for structural displacement and velocity are derived, the analytical solutions of transient mean-square values of structural displacement and velocity are established and the analytical solutions of structural amplitude dynamic reliability and arbitrary-order moments of amplitude first-passage time are obtained. The analytical formulas of the foregoing various random response characteristics for SDOF dissipation structure with supporting brace and generalized Maxwell model dampers and generalized differential model dampers in series are given, so the complete analytical solutions of the foregoing various random response characteristics for SDOF dissipation structure with supporting brace and arbitrary linear viscous and viscoelastic dampers in series are achieved.

Keywords: viscous and viscoelastic dampers, brace, stochastic averaging method, random response characteristics, seismic retrofitting structure.