

基于隐式嵌套重叠网格技术的阻力预测

徐嘉, 刘秋洪, 蔡晋生*, 屈崑

西北工业大学 航空学院, 陕西 西安 710072

摘要: 采用一种多层多块隐式嵌套重叠网格技术, 对美国国家航空航天局通用化研究模型(NASA-CRM)翼身平尾(WBT)组合体进行了数值模拟与分析。多层多块隐式嵌套重叠网格技术是结合多层多块嵌套重叠网格处理策略和隐式切割方法, 在建立重叠网格之间的流场信息传递关系时, 基于网格单元切割准则选择“最优”重叠单元而无需人工设定插值边界。对美国 AIAA 委员会召开的第 4 届阻力预测研讨会(DPW-4)提供的 CRM WBT 组合体生成 4 种不同密度的结构化多层多块嵌套重叠网格, 并采用计算流体力学(CFD)方法进行数值计算和阻力预测, 计算结果与 CFL3D 和 OVERFLOW 的结果进行了对比。数值模拟结果表明: 计算得到的压力分布和极曲线与 CFL3D 和 OVERFLOW 的结果几乎相同, 说明了隐式嵌套重叠网格技术的有效性, 同时也验证了流场求解方法与程序的可靠性。当迎角增大到 3° 左右时, 在机身与机翼、尾翼连接处出现明显的分离涡, 影响 CRM WBT 组合体的气动特性。在阻力预测方面, 增加网格密度能够提高阻力预测的精度。采用不同的湍流模型会导致升、阻力系数的计算结果存在一定的差异, 因此, 湍流模型的选择也是阻力预测需要考虑的因素。

关键词: 数值模拟; 阻力系数; 重叠网格; 多层多块嵌套策略; 隐式切割方法; 翼身平尾组合体

中图分类号: V211.4 **文献标识码:** A **文章编号:** 1000-6893(2013)02-0208-10

升、阻力特性是飞行器设计的一个十分重要的指标, 它影响着飞行器的诸多性能, 如飞行器起飞和着陆性能、巡航性能、机动性能以及飞行器的最大载荷等。一般情况下, 飞行器的升阻比提高 1%, 则其起飞重量可以增加 1% 或航程增加 1%, 对大型远程飞行器来说即可增加约 2 000 kg 起飞重量或增加约 280 km 航程。因此, 准确地预测升、阻力对飞行器的设计是十分必要的。

伴随计算机技术和计算流体力学(Computational Fluid Dynamic, CFD)的发展, 采用数值方法对飞行器阻力进行预测也逐渐成熟起来^[1], 但预测精度有待进一步的提高。因此, 美国 AIAA 应用空气动力学技术委员会组织“ AIAA CFD Drag Prediction Workshop”(DPW)会议评估

CFD 对阻力的预测精度^[2-3]。2009 年 6 月 AIAA 委员会召开了第 4 届阻力预测研讨会(DPW-4), 会议采用全新的通用化研究模型(Common Research Model, CRM), 主要考核 CFD 方法对整机阻力的预测以及增加平尾引起的阻力增量预测。会议共提交了 29 套计算结果, 使用了 16 种 CFD 程序和 5 种湍流模型, 统计结果^[4]表明: 阻力预测的标准偏差仍然在 10 counts(1 count = 0.000 1)左右; 基于非结构网格求解所得的阻力误差范围比结构化网格的更大。

结构化网格由于技术成熟、逻辑关系简单、流场计算精度和效率高以及边界处理能力强等优点而大量应用, 但结构化网格在确定各种复杂外形的空间拓扑关系时显得非常困难, 同时网格质量

收稿日期: 2012-07-31; 退修日期: 2012-08-23; 录用日期: 2012-09-10; 网络出版时间: 2012-10-18 08:45

网络出版地: www.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20121018.0845.005.html

基金项目: 国家自然科学基金(10972183)

* 通讯作者. Tel.: 029-88495381 E-mail: jcai@nwpu.edu.cn

引用格式: Xu J, Liu Q H, Cai J S, et al. Drag prediction based on overset grids with implicit hole cutting technique. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(2): 208-217. 徐嘉, 刘秋洪, 蔡晋生, 等. 基于隐式嵌套重叠网格技术的阻力预测. 航空学报, 2013, 34(2): 208-217.

也难以保证。高质量网格的设计与生成是 CFD 精确计算最主要的决定性因素之一,也是 CFD 工作中占用人工工作量最大的部分^[5],成为制约 CFD 工作效率的一个瓶颈问题。重叠网格技术是将复杂的流动区域分成多个几何边界比较简单的子区域,各子区域中的计算网格独立生成,彼此存在着重叠、嵌套或覆盖关系,流场信息通过插值在重叠区域进行匹配和耦合,降低了复杂外形网格设计的难度和时间,弥补了结构化网格对复杂外形适应能力差的缺点。传统重叠网格切割技术主要分为两步:①重叠网格“切割”,即基于初始边界单元对所有网格单元进行分类标识,明确区分计算单元、插值单元和非计算单元;②查找所有切割边界插值单元的贡献单元,以保证不同重叠网格之间正确地传递流场信息。传统重叠网格切割方法需要明确标识非计算单元和插值边界单元,不仅计算量大、容易造成网格孤点,而且多依赖于各种人机交互方式,难以实现重叠网格的自动切割^[6-7]。

本文针对 DPW-4 会议提供的 CRM 翼身平尾(WBT)组合模型,生成高质量的多层多块嵌套重叠网格,结合多层多块嵌套重叠网格处理策略和隐式切割方法^[8-9],实现网格的自动化切割;采用团队开发的大规模并行 CFD 程序对 CRM WBT 组合模型进行阻力预测和流场分析,并与 CFL3D 和 OVERFLOW 计算结果进行对比,验证本文计算结果的可靠性。

1 隐式嵌套重叠网格技术

重叠网格隐式切割方法是基于统一网格单元切割准则,采用严格对比的寻点过程替换传统重叠网格方法的重叠网格切割和贡献单元寻址步骤。该方法对重叠区域内的所有网格单元都进行对比,选择出基于单元切割准则的“最优”的重叠网格单元,同时重叠区域的所有网格单元都要寻找贡献单元以及单元中心在贡献单元中的位置。对某一重叠网格单元,若其贡献单元存在,则该单元为插值单元,选择“最优”贡献单元对其进行插值计算;若其贡献单元不存在,或与其贡献单元相比,该单元是“最优”单元,那么该单元不是插值单元,而是计算单元。

隐式切割方法将重叠网格切割和贡献单元寻

址过程统一起来,在很大程度上简化了重叠网格“切割”的概念。显然,隐式切割方法只需要区分计算单元和插值单元,也就是无需准确标识非计算单元,也不需要明确的切割边界。但对于飞行器这样复杂的结构,重叠网格隐式切割方法还存在一些问题需要解决,主要体现在:①复杂结构的网格系统往往由几百个网格块组成,导致在同一区域存在多块甚至几十块网格重叠现象,使得网格切割耗时较长;②现有隐式切割方法多采用网格尺度作为网格切割准则^[10-11],但在实际应用中,常常导致重叠区域网格切割结果出现孤点现象。

为了解决上述问题,结合多层多块嵌套重叠网格处理策略和基于物面距的重叠网格单元切割准则对隐式切割方法进行改进,发展出一种多层多块隐式嵌套重叠网格技术。先引入网格簇(Cluster)和网格层(Layer)的概念。将一个或者多个与邻近网格块具有匹配边界的网格块定义为簇,一个簇通常包括了复杂几何体的一个单元结构,当然也可以是任意一个包括一定流动区域的边界相互匹配的多块网格。一般来说,对于复杂外形几何体,其每一个单元结构都单独生成一个网格簇,那么不同的簇之间可能出现重叠。层由一个或几个重叠的网格簇组成。一般的网格系统分好几层网格,高层的所有网格点都落在低层网格点所决定的区域内,也就是说高层网格嵌套在低层网格内。具体的处理策略如图 1 所示。

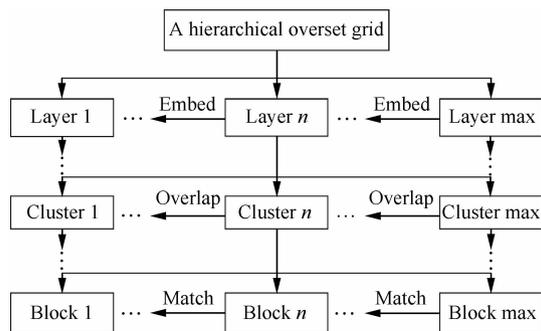


图 1 多层多块嵌套重叠网格处理策略

Fig. 1 Multi-layer multi-block overset grid strategy

重叠网格隐式切割是基于网格单元切割准则对重叠网格进行严格对比的寻点过程,本文将这个准则定义为网格密度。考虑到物面边界对流场的流动分布影响很大,因此本文将网格密度定义

为网格单元和物面边界之间的距离。对某网格簇,若存在物面边界,则其网格单元与物面之间的距离为网格密度;若不存在物面,根据多层多块嵌套重叠网格处理策略,该网格簇为背景网格,其网格切割仅发生嵌套切割而不存在重叠切割,因而无需定义网格密度。

基于上述多层多块嵌套重叠网格处理策略(见图 1)和网格密度定义,采用隐式切割方法对嵌套重叠网格进行切割,具体处理过程可以分为以下几个步骤:

步骤 1 将复杂几何外形的结构分解为一系列的单元结构,每个单元结构独立生成高质量的多块结构化网格簇;同时对整个结构生成一个或者多个直角坐标背景网格。保证网格单元覆盖整个计算流场和网格块的公共区域相互重叠。

步骤 2 各个网格簇按等级进行人为分层,使得高一层次的所有网格单元都落在低一层网格单元所决定的区域内,并计算各簇网格单元的密度。

步骤 3 按从高层到低层的顺序对重叠网格进行切割。对某一层重叠网格,先切割掉该层网格中和高层网格重叠的网格单元,然后基于网格密度大小的比较,对同层不同簇的重叠网格进行切割,网格密度最小者为计算单元,网格密度大者为插值单元。

步骤 4 为了便于显示流场计算结果,采用文献[10]中的方法并对落于非计算区域内的网格单元进行识别。

2 流场计算方法

积分形式的三维可压缩雷诺平均 Navier-Stokes 方程为

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_V \mathbf{W} dV + \iint_S \mathbf{F} \cdot \mathbf{n} dS = 0 \quad (1)$$

式中:变量 $\mathbf{W} = [\rho \quad \rho u \quad \rho v \quad \rho w \quad \rho E]^T$, ρ 为密度, u 、 v 和 w 分别为直角坐标系 x 轴、 y 轴和 z 轴方向的速度分量, E 为总能; \mathbf{F} 为对流量与扩散通量(基于理想气体模型,不考虑化学反应和重力效应); V 、 S 和 \mathbf{n} 分别为控制体单元体积、单元界面面积和单元界面法矢量。

采用有限体积法对控制方程进行离散求解,方程中的对流项采用 AUSMDV 格式^[12]进行离散, AUSMDV 格式是基于 AUSM (Advection

Upstream Splitting Method)格式修改得到,具有更好地捕捉静态激波的能力,而且有更高的计算效率,但在一定条件下会产生“粉刺”不稳定现象,所以在 AUSMDV 格式里加入熵修正。界面原始变量插值采用 MUSCL 方法,用 minmod 限制器抑制激波振荡,黏性项的离散格式为中心差分格式;采用隐式 LU-SGS (Lower-Upper Symmetry Gauss-Seidel)^[13]进行时间推进;湍流模型选用剪切应力输运 (SST) $k-\omega$ 模型^[14]和 Spalart-Allmaras 模型^[15];采用当地时间步长加速计算收敛。物面边界为绝热无滑移边界,远场边界为压力远场无反射边界。

在分布式并行环境下,采用单指令多数据流 (Single Instruction Multiple Date, SIMD) 并行模式实现分块并行,利用消息传递编程模型 (Message Passing Interface, MPI) 实现并行通讯。在求解流场之前,先对每个网格块的网格量进行分析,使得每个 CPU 尽可能的负载均衡,计算过程中每个网格块在 GPU 上独立计算,每完成一次迭代后通过 MPI 对各个网格块的虚拟单元进行数据交换,从而同步整个流场数值计算。

采用重叠网格进行流动计算时,所有的网格单元(包括固体内网格单元)都参与流场计算。每一步迭代完成后,计算网格单元更新流场信息,使得计算网格单元的守恒变量值为最新计算值;插值单元的流场信息由贡献单元采用三线性插值^[16]计算得到;固体内网格单元不更新流场信息,即保持流动计算的初始值。为提高计算效率,采用基于重叠网格的多级网格初始化流场加速方法:第一级粗网格采用无黏 Euler 方程进行流动计算,第二级粗网格采用层流 Navier-Stokes 方程求解,第三级密网格结合 Navier-Stokes 方程和湍流模型进行流动计算。

3 流场数值模拟与分析

3.1 CRM WBT 组合体模型与网格

DPW-4 会议采用的 NASA-CRM 模型^[4]是由波音公司的 Vassberg 等采用现代设计方法并结合 CFD 优化得到的一种亚声速运输机模型,设计巡航马赫数为 0.85。基于不同的研究目的可以有多种组合, DPW-4 会议对 CRM WBT 组合

体模型进行了研究,其几何模型如图 2 所示。

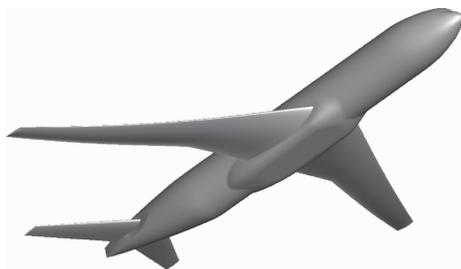
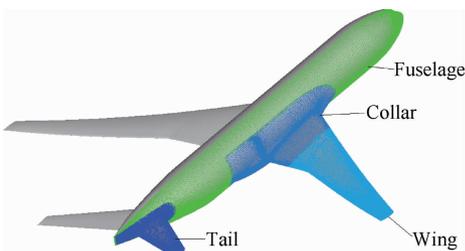


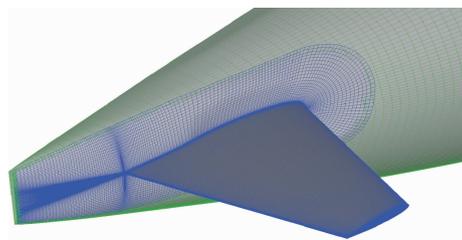
图 2 NASA-CRM WBT 组合体模型示意图

Fig. 2 Schematic of NASA-CRM WBT configuration model

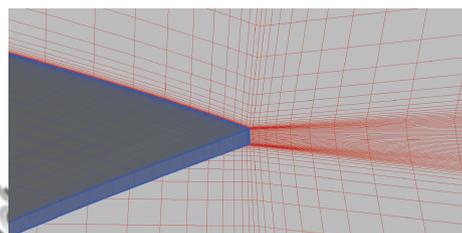
根据 CRM WBT 组合体模型的外形结构,采用第 1 节所述的多层多块隐式嵌套重叠网格技术,对飞机外流场区域进行生成分层分簇的结构化网格。第 1 层网格为远场背景网格簇,采用拉伸的直角网格,覆盖整个流场包括远场边界;第 3 层网格为 CRM WBT 组合体模型附近流场背景网格簇,网格结构同样是拉伸的直角网格,覆盖 CRM WBT 组合体模型附近流场;为了减少网格数量并保证远场背景网格和近场背景网格之间的分辨率,增加一层背景网格簇作为第 2 层网格;将 CRM WBT 组合体模型按机翼、机身和尾翼进行拆分,分别生成各部件的贴体与边界正交的结构化网格簇,网格按照部件的从属关系进行重叠作为第 4 层网格;第 5 层网格为翼身连接网格簇(本文定义为 Collar grid)。整个网格体系是由 7 个网格簇分为 5 层嵌套重叠而成,为了减少网格量,只生成半个 CRM WBT 组合体模型的结构化网格。中等嵌套重叠网格切割后的结果如图 3 所示,图 3(a)为 CRM WBT 组合体模型机身、机翼、尾翼和翼身交接处表面网格切割结果;图 3(b)为机身与尾翼交接处网格,清晰显示了机身表面的切割边界;图 3(c)为翼身交接处机翼尾缘的重叠网格。



(a) Overlapped grid for CRM WBT



(b) Overlapped grid for tail and body



(c) Overlapped grid near the wing-fuselage juncture

图 3 CRM WBT 组合体模型重叠网格全局与局部图

Fig. 3 Overset grid for CRM WBT configuration model whole and part

为了检验不同网格尺度对计算结果的影响,生成粗、中、密和超密 4 种 CRM WBT 组合体模型网格进行流场计算,网格具体信息如表 1 所示。

表 1 CRM WBT 组合体模型重叠网格数量统计表

Table 1 Summary of overset grid parameters for CRM WBT model

Family	Coarse	Medium	Fine	Exfine
Collar	560 511	816 639	2 412 879	3 152 791
Tail	1 146 422	1 770 614	2 990 470	4 208 694
Wing	2 536 240	4 207 136	7 510 752	11 277 048
Fuselage	930 700	1 171 100	2 919 708	3 997 500
First background	998 924	1 835 628	2 652 780	3 023 052
Second background	383 268	522 340	930 020	1 689 220
Third background	265 188	458 052	701 092	1 639 300
Total	6 821 253	10 781 509	20 117 701	28 987 605

3.2 CRM WBT 组合体模型流场特性

计算的来流马赫数 $Ma_\infty = 0.85$, 雷诺数 $Re = 5 \times 10^6$, 平尾安装角 $i_H = 0^\circ$ 。为了研究 CRM WBT 组合体模型的流场特性,本节进行数值模拟的算例有两个:①当升力系数 $C_L = 0.5$ 时,CRM WBT 组合体模型的机翼表面压力分布;②计算迎角 α 分别为 $0^\circ, 1.0^\circ, 1.5^\circ, 2.0^\circ, 2.5^\circ, 3.0^\circ$

和 4.0° 时, 升力系数、阻力系数 C_D 与力矩系数 C_m 随迎角的变化趋势。

图 4 为升力系数 $C_L=0.5$ 时, 采用中等网格的计算残差、升力系数和阻力系数收敛曲线, 图中的红色实线 (Res) 为计算残值收敛曲线, 蓝色 (Lift) 和绿色 (Drag) 实线分别为升力系数和阻力系数收敛曲线。如第 2 节计算方法所述, 不同级的网格采用不同的流动模型, 导致在不同级网格的流场信息传递过程中计算残值出现阶跃, 然后再随计算迭代逐渐减小, 最终计算残值下降 4 个量级左右达到收敛。采用这样的方法可以节省计算时间, 提高计算收敛的精度。由图 4 可以看到在迭代 8 000 步时, 升力与阻力基本上达到收敛。图 5 为升力系数 $C_L=0.5$ 、来流迎角 $\alpha=2.353^\circ$ 时的压力系数 C_p 分布云图, 图中清晰显示了机翼上表面的低压区与激波, 在机身头部以及尾翼前缘有明显的高压区分布, 造成较大的压差阻力。

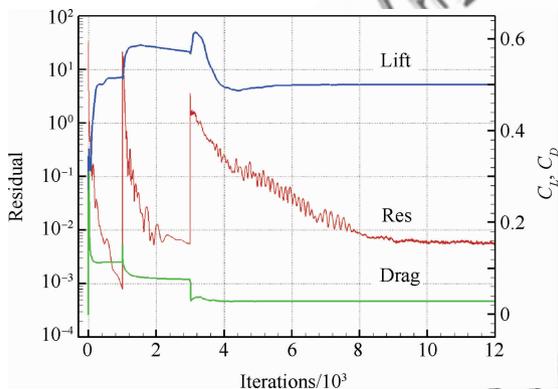


图 4 升力、阻力系数和残差计算收敛过程

Fig. 4 Lift, drag coefficient and residual convergence

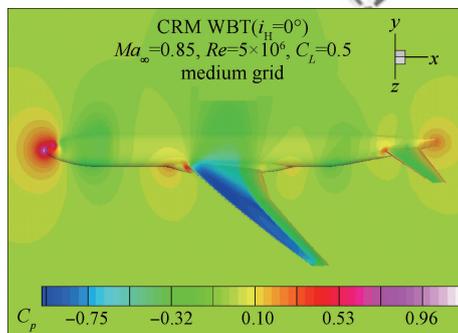


图 5 CRM WBT 组合体 ($i_H = 0^\circ$) 模型表面压力系数分布云图

Fig. 5 Surface pressure coefficient contour for CRM WBT ($i_H = 0^\circ$) configuration model

AIAA 阻力预测会议提供了多家单位的计算结果, 本文选取流动求解程序 CFL3D 和 OVERFLOW 的计算结果进行对比验证, CFL3D 是由美国 NASA 兰利研究中心开发的结构化网格求解程序, 该求解程序有多种湍流模型和成熟的计算加速方法。CFL3D 的计算结果由波音商用飞机研究所的 Ben 和 Edward^[17] 提供, 计算网格为多块结构化对接网格, 采用二阶迎风 Roe 格式和 SST $k-\omega$ 湍流模型, 用薄层黏性假设简化黏性通量计算。OVERFLOW 也是 NASA 开发的 CFD 流动求解程序, 与 CFL3D 求解程序不同的是, OVERFLOW 可以进行重叠网格的计算, Anthony 等^[17] 提供的 OVERFLOW 计算结果正是采用结构化重叠网格和 Spallart-Allmaras 湍流模型。图 6 为机翼展向截面位置 η 示意图, 从图中可以看到, η 为 0.283 和 0.727 分别处于翼根与翼尖位置, 具有一定的代表性。图 7 为本文计算压力分布与 CFL3D、OVERFLOW 的计算结果对比图, 图中红色实线、黑色虚线和蓝色点划线分别为 CFL3D、OVERFLOW 和本文计算结果, 可以看到, 机翼上表面出现一道激波 (如图 5 所示), 使得当 x/c 值分别为 0.5 和 0.6 时上表面压力系数迅速升高。从图 7 中还可以看到, 本文压力分布计算值与 CFL3D、OVERFLOW 的计算值相吻合, 但在分辨激波位置上存在差异, 这与网格尺度、方程对流项计算和湍流模型有关。当 $\eta=0.727$ 时即靠近翼尖附近, 本文压力分布值与 OVERFLOW 几乎相同, 激波位置都比 CFL3D 靠前。

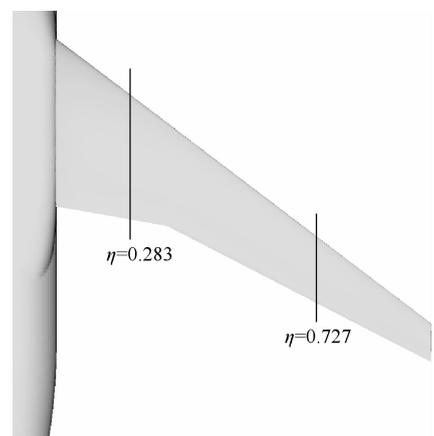


图 6 CRM 机翼压力截面位置示意图

Fig. 6 Pressure section positions for CRM wing

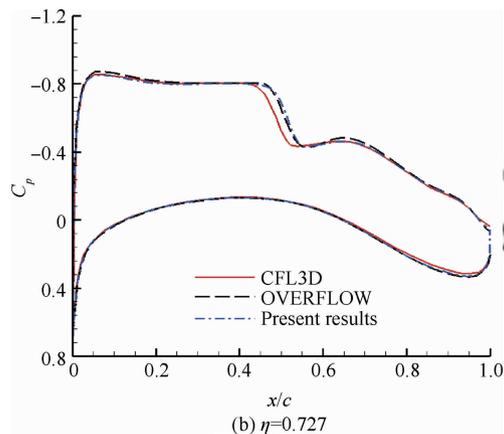
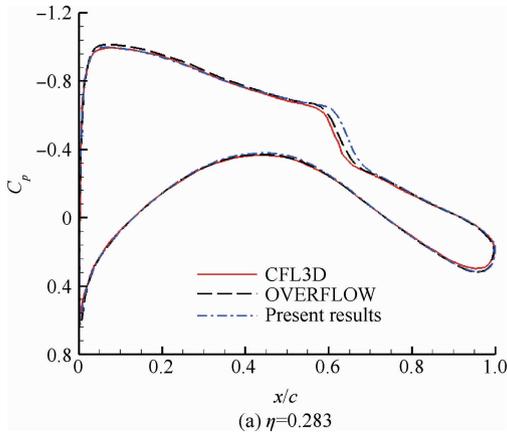


图7 表面压力系数分布对比图

Fig. 7 Comparison of surface pressure coefficient distribution

图8为CRM WBT组合体模型中等网格计算所得的极曲线图,其中:图8(b)为图8(a)中方框区域的放大图。由图8可以看出,本文计算结果与CFL3D和OVERFLOW的结果基本一致;CFL3D和OVERFLOW计算所得阻力比实验值略小,本文计算结果比实验值略大,但误差均不超过5 counts。

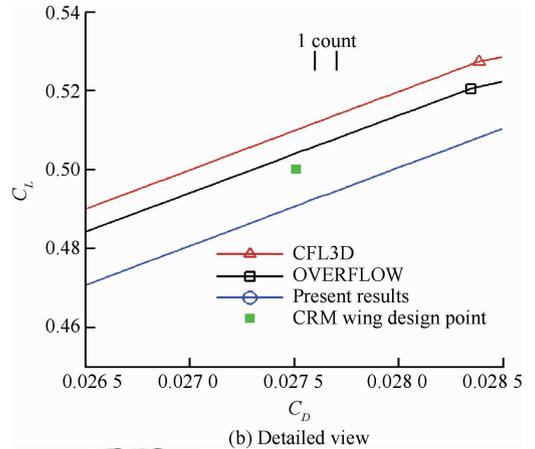
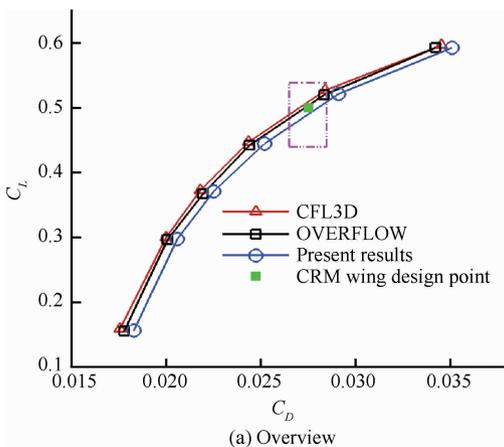
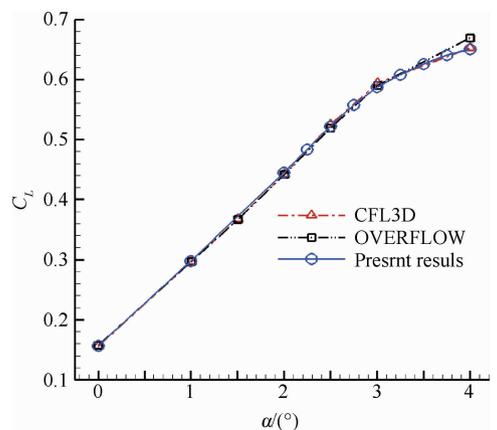


图8 CRM WBT组合体模型极曲线图

Fig. 8 Polar for CRM WBT configuration model

图9为CRM WBT组合体模型中等网格计算得到的升力系数随迎角的变化曲线,蓝色实线表示本文计算结果,红色点划线与黑色双点划线分别是CFL3D与OVERFLOW计算结果。从图9中的变化曲线可以看出,随来流迎角不断增大,CRM WBT组合体模型的升力系数值呈线性增长,当迎角增大到 3° 左右时,在机身与机翼、尾翼连接处出现明显的分离涡(如图10所示),影响CRM WBT组合体模型机翼与尾翼表面压力分布,所以升力系数曲线出现了非线性特征。本文的升力系数变化值与CFL3D和OVERFLOW基本吻合。图11为CRM WBT组合体模型中等网格计算得到的升力系数随力矩系数变化曲线图,在小迎角下计算结果与CFL3D和OVERFLOW的结果非常接近,在大迎角下与OVERFLOW的结果较为接近。

图9 CRM WBT组合体模型升力系数随迎角的变化曲线
Fig. 9 Lift coefficient vs angle of attack for CRM WBT configuration model

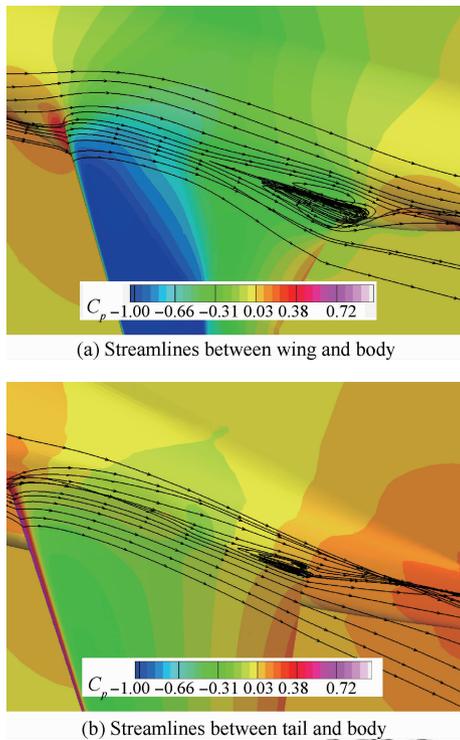


图 10 CRM WBT 组合体模型流场流线图

Fig. 10 Streamlines near surface wall for CRM WBT configuration model

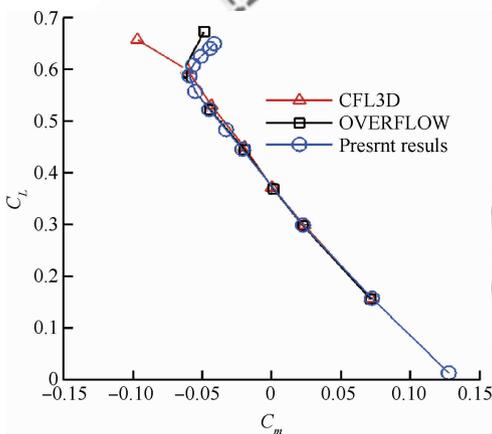


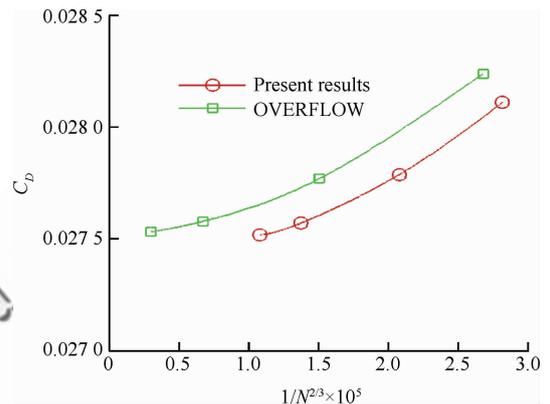
图 11 CRM WBT 组合体模型升力系数随俯仰力矩系数的变化曲线

Fig. 11 Lift coefficient vs pitching moment coefficient for CRM WBT configuration model

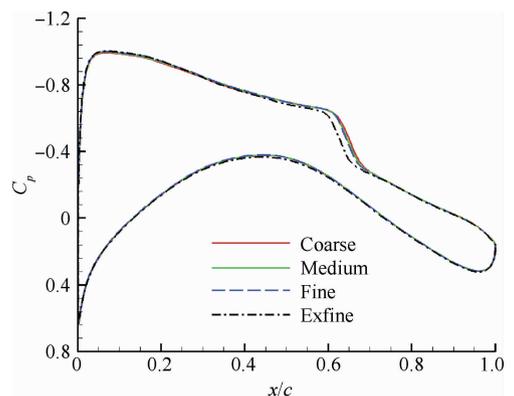
3.3 网格密度对 CRM WBT 组合体气动特性的影响

图 12 为本文计算得到的 CRM WBT 组合体模型网格收敛性曲线, 及其与 OVERFLOW 计算结果的比较, 其中 N 表示网格单元的数量。

DPW-4 采用 Richardson 外推法评估阻力系数是否达到所需要的精度, 为了方便结果显示, 将网格数量表示为 $1/N^{-2/3} \times 10^5$ 。计算结果表明: 随着网格密度的增加, 阻力系数的计算精度越来越高; 与 OVERFLOW 计算结果相比, 在相同网格密度下本文计算结果具有更高的收敛精度。

图 12 CRM WBT 组合体 ($i_H = 0^\circ$) 模型网格收敛性曲线 ($Ma_\infty = 0.85, Re = 5 \times 10^6, C_L = 0.5$)Fig. 12 Grid convergence curves for CRM WBT ($i_H = 0^\circ$), configuration model ($Ma_\infty = 0.85, Re = 5 \times 10^6, C_L = 0.5$)

为了考察网格密度对计算结果的影响, 对 4 种不同密度网格的计算结果进行对比。图 13 为 CRM 模型不同机翼截面上表面压力系数分布比较图。计算结果表明, 各种不同密度网格计算得到的压力分布基本相同, 主要不同的是激波位置与激波强度。超密网格预测的激波位置靠前且强度较大, 这与 DPW-4 参研机构的计算结果非常吻合^[4]。由此可见, 流动计算的精度与网格分辨率和网格质量直接相关, 必需合理设计高质量网格才能得到精确的预测结果。

(a) $\eta = 0.283$

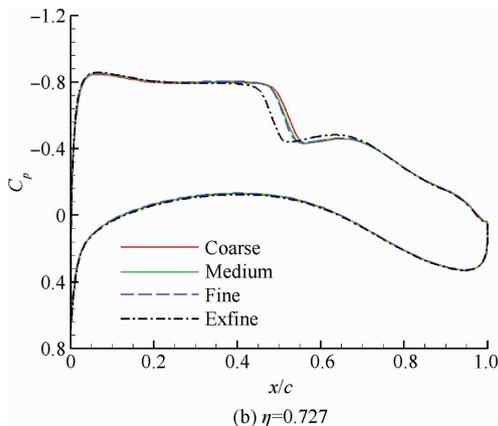


图 13 不同网格尺度 CRM 机翼截面压力分布

Fig. 13 Influence of various grid sizes on CRM wing surface pressure distributions

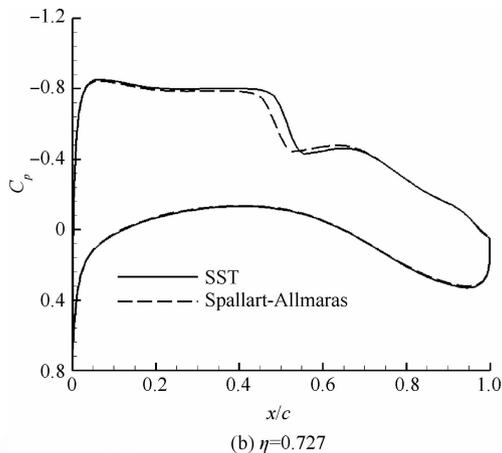


图 14 不同湍流模型 CRM 机翼截面压力分布

Fig. 14 Influence of various turbulence models on CRM wing surface pressure distributions

3.4 湍流模型对 CRM WBT 组合体气动特性的影响

不同的湍流模型影响激波的位置与分离涡的大小,为了研究湍流模型对 CRM WBT 组合体阻力的影响,分别选取 Spallart-Allmaras 和 SST $k-\omega$ 湍流模型对 CRM WBT 组合体模型进行数值模拟。计算来流马赫数 $Ma_\infty=0.85$,雷诺数 $Re=5 \times 10^6$,迎角 $\alpha=2.353^\circ$,采用相同的时间和空间离散格式,计算网格为中等密度的重叠网格。

图 14 为采用 Spallart-Allmaras 和 SST $k-\omega$ 湍流模型 CRM 机翼截面压力系数分布,图中实线为采用 SST $k-\omega$ 湍流模型计算得到的压力系数分布,虚线为采用 Spallart-Allmaras 湍流模型得到的压力系数分布。从图 14 中可以看到,在相同来流迎角下,采用 Spallart-Allmaras 和 SST $k-\omega$

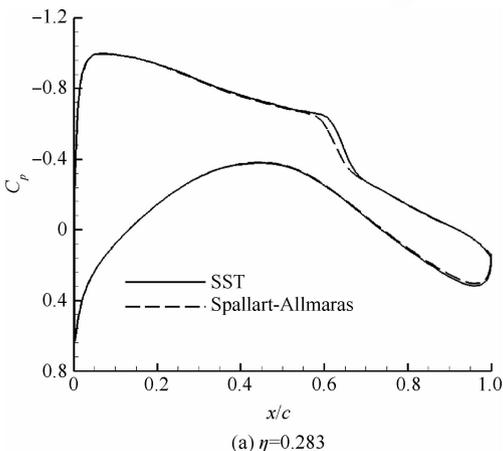
湍流模型几乎得到相同的压力系数分布,不同的地方在于激波位置,激波位置不同导致升、阻力值也存在差异,Spallart-Allmaras 湍流模型计算得到的升力系数比 SST $k-\omega$ 模型计算结果小了 0.012,阻力系数比 SST $k-\omega$ 模型计算的大了 0.000 7(采用 Spallart-Allmaras 湍流模型计算得到的升、阻力系数值分别为 0.487 和 0.028 6, SST $k-\omega$ 模型得到的升、阻力系数值分别为 0.499 和 0.027 9)。

4 结论

本文发展了一种多层多块隐式嵌套重叠网格技术,该技术不限制网格拓扑结构和重叠方式,在网格生成时需要指定嵌套重叠的层次,自动实现网格的隐式切割处理。采用这种网格技术,对 CRM WBT 组合体模型生成了多层多块结构化嵌套重叠网格,阻力预测和流场特性研究结果表明:

1) 对于复杂几何外形,多层多块隐式嵌套重叠网格技术可以快速地处理不同“簇”和不同“层”的嵌套重叠网格,极大地改善嵌套重叠网格切割的准确度。在处理分层多块重叠网格时,采用网格中心与物面之间的距离作为重叠网格单元切割准则,不仅有效提高了网格切割效率,还能避免孤点的出现。

2) 为了加速三维复杂外形的计算过程,采用基于重叠网格的多级网格方法初始化流场。在计算过程中,不同级的网格采用不同的流动模型可

(a) $\eta=0.283$

以加快流场迭代收敛过程。

3) 本文的计算结果与 CFL3D 和 OVERFLOW 计算结果进行对比,验证了隐式嵌套重叠网格技术与流场求解方法的有效性,同时也验证了计算程序的可靠性。从计算结果可以得到,随着来流迎角不断增大,CRM WBT 组合体的升力系数值呈线性增长;当迎角增大到 3° 左右时,在机身与机翼、尾翼连接处开始出现明显的分离涡,影响机翼与尾翼表面压力分布,使得升力系数随迎角变化曲线出现了非线性特征。

4) 4 种不同尺度网格计算得到的压力分布基本相同,主要差别是在激波位置与激波强度,超密网格预测的激波位置靠前且强度较大;不断增加计算网格密度,可以提高阻力系数的计算精度。

5) Spallart-Allmaras 和 SST $k-\omega$ 湍流模型在辨别激波位置上略有不同,导致升、阻力系数的计算结果存在一定差异,因此,湍流模型的选择也是阻力预测需要考虑的因素。

致谢

本文研究工作得到了中国工业与信息化部的资助和北京大学陈十一教授、刘锋教授的大力支持,特此致谢。

参考文献

- [1] van Dam C P. Recent experience with different methods of drag prediction. *Progress in Aerospace Sciences*, 1999, 35(8): 751-798.
- [2] Levy D W, Zickuhr T, Vassberg J, et al. Summary of data from the first AIAA CFD drag prediction workshop. AIAA-2002-841, 2002.
- [3] Lain K R, Vassberg J C, Wahls R A, et al. Summary of data from the second AIAA CFD drag prediction workshop. AIAA-2004-555, 2004.
- [4] Vassberg J C, Brodersen O P, Wahls R A, et al. Summary of the fourth AIAA CFD drag prediction workshop. AIAA-2010-4547, 2010.
- [5] Thompson J F, Weatherill N P. Aspects of numerical grid generation; current and art. AIAA-1993-3539, 1993.
- [6] Prewitt N C, Belk D M, Shyy W. Parallel computing of overset grids for aerodynamic problems with moving grids. *Progress in Aerospace Sciences*, 2000, 36(6): 117-172.
- [7] Yan C. The method and application for computational fluid dynamics. Beijing: Beihang University Press, 2006;

200-201. (in Chinese)

阎超. 计算流体力学方法及应用. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2006: 200-201.

- [8] Lee Y L, Baeder J D. Implicit hole cutting—a new approach to overset grid connectivity. AIAA-2003-4128, 2003.
- [9] Liao W, Cai J, Tsai H M. A multigrid overset grid flow solver with implicit hole cutting method. *Computer Methods in Applied Mechanics Engineering*, 2007, 196(9): 1701-1715.
- [10] Landmann B, Montagnac M. A highly automated parallel Chimera method for overset grids based on the implicit hole cutting technique. *International Journal for Numerical Methods in Fluids*, 2011, 66(6): 778-804.
- [11] Tian S L. The algorithm study on unstructured overset grid. Nanjing: College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008. (in Chinese)
田书玲. 基于非结构网格方法的重叠网格算法研究. 南京: 南京航空航天大学航空宇航学院, 2008.
- [12] Yasuhiro W, Meng S L. A flux splitting scheme with high-resolution and robustness for discontinuities. NASA Technical Memorandum 106452, Washington, D. C.: Microfiche, 1994.
- [13] Vos J B, Leyland P, van Kemenade, et al. NSMB handbook version 5.0. IMHEF-DGM-EPFL, 2003.
- [14] Menter F R. Zonal two-equation $k-\omega$ turbulence model for aerodynamic flows. AIAA-1993-2906, 1993.
- [15] Edwards J R, Chandra S. Comparison of eddy viscosity-transport turbulence models for three-dimensional, shock-separated flowfields. *AIAA Journal*, 1996, 34(4): 756-763.
- [16] Pan Y F. An auto-disposal technology of overlap grid method and its application on CFD. Changsha: College of Aerospace and Materials Engineering, National University of Defense Technology, 2005. (in Chinese)
庞宇飞. 重叠网格自动处理技术及其应用. 长沙: 国防科学技术大学航天与材料工程学院, 2005.
- [17] 4th CFD drag prediction workshop. URL: <http://aaac.larc.nass.gov/tsab/cfdlarc/aiaa-dpw/>, email: dpw@cessna.textron.com, June 2009.

作者简介:

徐嘉 男, 博士研究生。主要研究方向: 理论与计算流体力学。
E-mail: xj_gogox@sina.com

刘秋洪 男, 副教授。主要研究方向: 理论与计算流体力学, 噪声研究控制。

E-mail: qhliu@nwpu.edu.cn

蔡晋生 男, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 理论与计算流
© 航空学报编辑部 <http://hkxb.buaa.edu.cn>

体力学, 飞行器流动控制。

Tel: 029-88495381

E-mail: jcai@nwpu.edu.cn

屈崑 男, 副教授。主要研究方向: 理论与计算流体力学, 高超声速飞行器设计, 并行计算。

E-mail: 246313@qq.com

Drag Prediction Based on Overset Grids with Implicit Hole Cutting Technique

XU Jia, LIU Qihong, CAI Jinsheng^{*}, QU Kun

School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China

Abstract: A multi-layer multi-block overset grid technique is presented to accurately simulate the viscous flows around the wing-body-tail (WBT) configuration of a common NASA research model (CRM). Based on the hierarchical overset grid strategy and the implicit hole cutting algorithm, this technique selects the “best” cells located in the overlapped regions by the criterion of cell size, rather than by determining whether a computed cell is lying inside (hole cell) or outside (not a hole cell) of a specified region. Four types of grids are built for a CRM WBT configuration proposed in the fourth drag prediction workshop (DPW-4), and viscous flows around the configuration are analyzed by an in-house computational fluid dynamic (CFD) solver. The numerical results show that all the aerodynamic forces matched well with those of CFL3D and OVERFLOW, which demonstrates the accuracy and efficiency of the in-house CFD solver. When the angle of attack is larger than 3° , separation bubbles at the wing and tail trailing edge have some influence on the aerodynamic performance of the CRM WBT configuration. The overset grid density is used to study drag prediction, and computational drag is more accurate with larger sizes of grids. Because the two turbulence models present different predictions of the effect of lift-drag performance, selection of turbulence models is also worth considering on drag prediction.

Key words: numerical simulation; drag coefficient; overset grids; hierarchical grid system; implicit hole cutting; wing-body-tail configuration

Received: 2012-07-31; **Revised:** 2012-08-23; **Accepted:** 2012-09-10; **Published online:** 2012-10-18 08:45

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20121018.0845.005.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (10972183)

*** Corresponding author.** Tel.: 029-88495381 E-mail: jcai@nwpu.edu.cn