

基于背景网格的混合网格变形方法*

郑冠男, 杨国伟

(中国科学院力学研究所高温气体动力学重点实验室, 北京 100190)

摘要: 混合网格已广泛应用于复杂外形的粘性流动模拟, 能否将其推广应用于气动弹性研究, 混合网格的变形方法成为主要问题。发展了一种混合网格变形方法, 即生成一套非结构四面体背景网格, 采用弹簧网络法进行背景网格变形, 在背景网格与流场计算的CFD网格之间建立一种快速的代数插值方法, 获得流场计算的混合网格变形。由于背景网格仅用于网格变形, 不参与流场计算, 物面网格可以与流场计算网格不一致, 大大减少网格数量, 提高弹簧网络法的变形能力和计算效率, 进而提升流场计算混合网格的变形能力和计算效率。对于复杂外形流场网格和背景网格在物面的不一致可能造成的覆盖不完全问题, 提出了同时生成覆盖流体域和固体域的多套非结构背景网格的方法, 保证复杂外形计算时混合网格的高质量变形。由于背景网格采用全三维的线弹簧加扭转弹簧的动网格变形方法, 大大提高了大变形的网格变形能力。首先以M6机翼的非结构和混合网格变形为例, 与已有方法比较, 验证本文方法的有效性; 其次运用于三维转动、平动、弯曲变形等典型工况, 说明方法对大变形的实用性; 最后运用于气动弹性标模和机翼带外挂导弹的复杂外形的颤振特性计算, 说明其处理复杂工程问题的能力。

关键词: 动网格方法; 背景网格; 弹簧网络法; 代数插值; 气动弹性

中图分类号: V211.3; V215.3 文献标识码: A 文章编号: 1004-4523(2011)05-0473-09

引言

动网格技术在包括流/固耦合力学、地球科学、航天科学以及环境科学等众多领域有着广泛的应用。在航天科学中的火箭多级分离, 在建筑学中的高楼和桥梁的阵风响应, 以及环境科学中污染物的扩散研究等都用到动网格技术。一般情况下, 在确定的计算域范围内, 由于捕捉数据信号或者内部边界的变化需要重新生成体网格时都需要运用到动网格技术。在飞行器计算气动弹性研究领域, 动网格技术更是必不可少的工具。

上世纪80年代末, Batina提出了线性弹簧模型^[1], 假想非结构四面体网格中的每一条边都是线性弹簧, 其弹性系数与该边长度的平方呈反比关系。当计算域中某个边界由于外界作用产生一定的变形时, 变形效应通过弹簧传递到整个计算域, 通过迭代, 使计算域中变形后的网格质量尽量优化。这一方法得到了广泛的运用, 但是该方法在变形较大时容易导致四面体网格出现交错, 产生负体积现象。Anderson提出了局部网格重构方法^[2], 在变形过程中局部网格质量变差时, 进行挖洞和局部网格重构, 但局部重构网格的流场需要重新插值, 降低了计算精

度。Murayama在Batina提出的弹簧系数计算公式中增加了与四面体高度平方呈反比项^[3], 提高了抵抗扭转变形的能力。Farhat针对二维非结构网格^[4], 发展了扭转弹簧模型, 即假设三角形网格每一个夹角都存在一个扭转弹簧, 弹簧系数与夹角正弦平方呈反比, 该方法可以避免变形过程中负体积的出现。Clarence进一步严格推导了三维四面体非结构网格线性和扭转弹簧网络模型^[5], 给出了通用的非结构网格变形方法, 其缺点是网格变形计算效率低。为提高网格变形的计算效率, Xueqiang Liu基于非结构网格生成过程的Delaunay分割图^[6], 提出了一种不同于弹簧网络法的快速动网格变形方法。该方法不仅变形效率高, 还适合于混合网格变形, 但复杂外形的Delaunay分割图不易获得。Lefrancois在此基础上优化了二维空间问题的代数插值方法^[7], 在不增加背景网格复杂度的情况下可以有效提高网格变形效率, 但该方法仍然需要依赖Delaunay分割图。同时国内的周璇等人则研究了基于非结构背景网格的动网格方法^[8], 该方法能够有效避免需要生成Delaunay分割图和网格变形质量不高的问题, 但该方法会出现流场域网格和背景网格在物面上不一致造成覆盖不完全的问题。

目前, 混合网格已在复杂外形的粘性流动模拟

得到了广泛应用。即在物面附近引入三棱柱、六面体网格用于模拟边界层粘性流动,无粘部分由非结构四面体网格离散,使用金字塔单元过渡,保证边界层网格与非结构网格的一致性。但由于混合网格中边界层网格的高度各向异性,不同于简单的四面体单元,弹簧网络法仍难以直接推广应用于混合网格的网格变形。混合网格变形技术成为其推广应用于气动弹性研究的瓶颈问题。

本文提出了一种基于非结构背景网格的动网格变形方法,该方法适用于三维复杂外形非结构网格和混合网格变形,且能大大提高网格变形能力和计算效率。其基本思路是,首先生成一套或多套比较稀疏的非结构四面体网格作为背景网格,背景网格不参与流场计算,仅用于网格变形,采用文献[5]推导的考虑扭转弹簧的三维弹簧网络方法进行背景网格变形,提高网格变形能力;在背景网格和流场计算网格之间建立一种快速代数插值方法,将背景网格的变形量插值到流场计算网格上,获得变形后的流场计算网格,由于将变形网格和流场计算网格分离,且网格数呈量级减少,因此,该方法不但提高了变形效率,具有更好的适应性,同时适合于流场计算的非结构和混合网格变形。为了进一步降低背景网格变形的计算量,可以在物面上生成远少于流场计算的物面背景网格;而对于物面上网格的不一致可能造成的背景网格对流场计算网格覆盖不完全的问题可以通过在固体域也生成背景网格的方式解决,只需要保证流体域背景网格和固体域背景网格在物面上的一致就可以保证背景网格对流场计算网格的全覆盖。

1 弹簧网络变形方法

文献[5]对三维非结构四面体网格的通用弹簧网络变形方法有详细描述,为了本文的完整性,这里只做简要概述。

假设非结构四面体背景网格的空间单元结构如图1所示,图中 A, B, C 和 D 为四面体单元的4个顶点, AB 等线段为连接各顶点的边,假设各边为具有一定弹性系数的弹簧,而线段 AB 和面 BCD 之间的夹角为具有一定弹性系数的扭转弹簧,边界处的网格变形量即通过这些弹簧受力进行传递。图2中,假设 i 点为网格的任意顶点,与之相邻的点为 j 点,则定义 ij 两点间的线段的弹性系数为 $k_{ij} = 1/l_{ij}^2$,扭转弹簧的弹性系数则与线面角 θ, ϕ, φ 相关。假设 i 点的原始坐标为 (x_i, y_i, z_i) , i 点的坐标变化量为 $(\Delta x_i,$

$\Delta y_i, \Delta z_i)$,相邻 j 点的原始坐标位置为 (x_j, y_j, z_j) , j 点的坐标变化量为 $(\Delta x_j, \Delta y_j, \Delta z_j)$,则根据弹簧受力平衡原则可以得到控制方程,再遍历所有网格顶点得到整个网格变形的控制方程组。

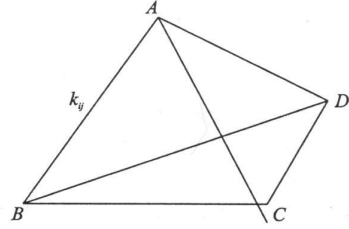


图1 四面体网格单元示意图

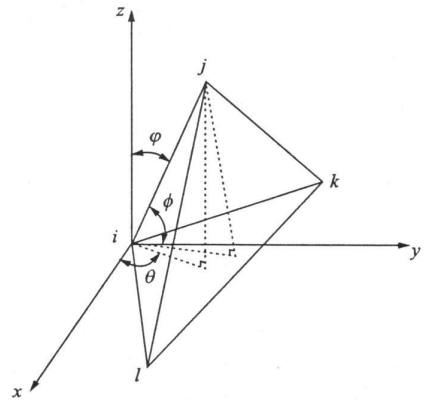


图2 扭转弹簧模型三维结构示意图

线性弹簧受力和扭转弹簧受力表达式如式(1)、(2)所示,式中的 ϕ_{ijk} 表示线段 ij 与平面 ikl 构成的线面角。具体推导过程详见文献[5]。在建立空间各节点受力基础上,将式(1)和(2)所求得的 xyz 三方向受力分别进行求和,根据变形后网格节点的弹簧受力平衡原理,令每一个网格节点在3个方向的受力都等于0,建立网格变形的椭圆型控制方程,对于 n 个空间点能够得到 $3n$ 个方程,对应 $3n$ 个位移未知量。将边界已知位移条件当作初边值条件代入,剔除相关多余方程之后,借助于Bi-CGSTAB方法快速求解控制方程组得到空间每个节点位移。

$$\mathbf{F}_{\text{linear}}^{ij} = [\mathbf{R}_{\text{linear}}^{ijT} C_{\text{linear}}^{ij} \mathbf{R}_{\text{linear}}^{ij}] \mathbf{q}^{ij} \quad (1)$$

$$\mathbf{F}_{\text{torsion}}^{ijkl} = [\mathbf{R}_{\text{torsion}}^{ijklT} C_{\text{torsion}}^{ijkl} \mathbf{R}_{\text{torsion}}^{ijkl}] \mathbf{q}^{ijkl} \quad (2)$$

其中 $C_{\text{linear}}^{ij} = \frac{1}{l_{ij}^2}$, $C_{\text{torsion}}^{ijkl} = \frac{1}{\sin^2 \phi}$,

$$\mathbf{q}^{ij} = [\Delta x_i \quad \Delta y_i \quad \Delta z_i \quad \Delta x_j \quad \Delta y_j \quad \Delta z_j]^T,$$

$$\mathbf{q}^{ijkl} = [\Delta x_i \quad \Delta y_i \quad \Delta z_i \quad \Delta x_j \quad \Delta y_j \quad \Delta z_j$$

$$\Delta x_k \quad \Delta y_k \quad \Delta z_k \quad \Delta x_l \quad \Delta y_l \quad \Delta z_l]^T,$$

$$R_{linear}^{ij} = [-\cos\theta\sin\varphi, -\sin\theta\sin\varphi, -\cos\varphi, \cos\theta\sin\varphi, \sin\theta\sin\varphi, \cos\varphi]^T$$

$$R_{torsion}^{ijkl} = \begin{bmatrix} \frac{\partial\phi_{kl}}{\partial x_i} & \frac{\partial\phi_{kl}}{\partial y_i} & \frac{\partial\phi_{kl}}{\partial z_i} & \frac{\partial\phi_{kl}}{\partial x_j} & \frac{\partial\phi_{kl}}{\partial y_j} & \frac{\partial\phi_{kl}}{\partial z_j} \\ \frac{\partial\phi_{kl}}{\partial x_k} & \frac{\partial\phi_{kl}}{\partial y_k} & \frac{\partial\phi_{kl}}{\partial z_k} & \frac{\partial\phi_{kl}}{\partial x_l} & \frac{\partial\phi_{kl}}{\partial y_l} & \frac{\partial\phi_{kl}}{\partial z_l} \end{bmatrix}^T$$

2 基于背景网格变形的插值方法

利用上节介绍的弹簧网络网格变形方法, 确定了背景网格节点的位移量后, 应考虑如何构造代数插值方法将其插值到 CFD 网格节点。先用二维翼型为例给出插值原理, 如图 3 是一套由三角形组成二维翼型的非结构网格。取同样的远场边界和一致的物面网格点, 构造图 4 所示的简单背景网格, 该背景网格也是由三角形单元组成, 且不存在空间节点, 当计算域的物面边界发生运动时, 背景网格中的每一节点的位移量根据边界运动条件已知。将背景网格和非结构网格进行重叠得到图 5, 可以看到非结构网格中除了边界节点之外的每一个网格节点都在某一个背景网格三角形单元内部。假设三角形单元内部任何位置的点都是随该三角形单元的变形而一起运动, 则该内部点在 X, Y 方向的位移值可以由三角形 3 个顶点的位移值加权得到, 这样就可以通过背景网格的变形情况通过代数插值快速地得到非结构网格中各节点的位移。代数插值的方式采用面积加权, 如图 6 所示, 点 D 在三角形 ABC 内部, 点 A, B, C 的位移值分别为 $(\Delta x_A \ \Delta y_A)$, $(\Delta x_B \ \Delta y_B)$, $(\Delta x_C \ \Delta y_C)$, 则点 D 的位移 $(\Delta x_D \ \Delta y_D)$ 可由公式 (3) 得到, 其中 S 为三角形面积。对于三维问题, 权值用对应的四面体体积替换即可, 示意图见图 7, 公式如式 (4) 所示。对于三维空间的体积加权插值方法具有一阶的插值精度, 而流场网格变形质量主要由背景网格的分布质量和变形质量控制。对于本文所发展的方法的计算精度与其他方法的对比将通过本文第 3 节的具体算例分析给出。

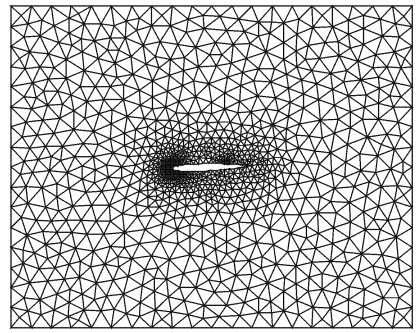


图 3 二维非结构网格

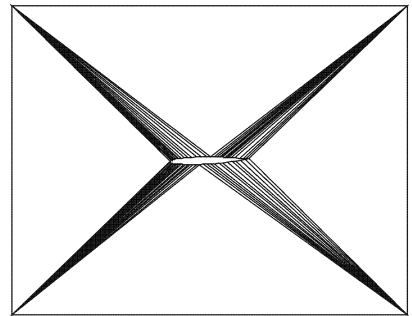


图 4 简单背景网格

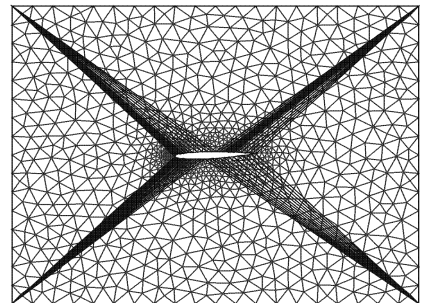


图 5 背景网格和非结构网格重叠图

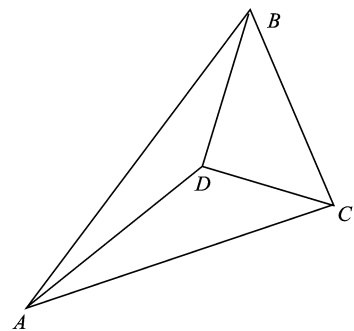


图 6 三角形单元内部代数插值示意图

$$\begin{cases} \Delta x_D = \frac{(\Delta x_A S_{BCD} + \Delta x_B S_{ADC} + \Delta x_C S_{ABD})}{S_{ABC}} \\ \Delta y_D = \frac{(\Delta y_A S_{BCD} + \Delta y_B S_{ADC} + \Delta y_C S_{ABD})}{S_{ABC}} \end{cases} \quad (3)$$

$$\begin{cases} \Delta x_P = \frac{(\Delta x_i V_{Pjkl} + \Delta x_j V_{iPlk} + \Delta x_k V_{ijPl} + \Delta x_l V_{ijkP})}{V_{ijkl}} \\ \Delta y_P = \frac{(\Delta y_i V_{Pjkl} + \Delta y_j V_{iPlk} + \Delta y_k V_{ijPl} + \Delta y_l V_{ijkP})}{V_{ijkl}} \end{cases} \quad (4)$$

对于复杂的实际工程问题, 这样简单的背景网格很难得到, 但可以生成一套比较稀疏的非结构网

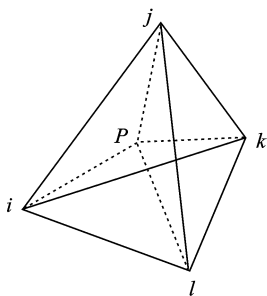


图7 四面体单元内部代数插值示意图

格作为背景网格,如图8的粗线稀疏网格,这时背景网格包含空间内部节点,可以采用弹簧网络法进行网格变形,由于背景网格数量少,可以大幅度提高网格变形能力和变形效率。这里采用的二维非结构背景网格含有3 385个三角形单元,1 795个节点,其中182个属于物面节点,32个为远场节点;计算所使用的混合网格含有53 366个三角形单元和45 628个四边形单元,73 903个节点,其中939个属于物面节点,192个属于远场节点。背景网格数量相对于流场计算网格数量低近两个量级,可以有效地提高网格变形计算效率。

另外,众所周知,流场计算网格数量取决于物面布置的网格数量,如果背景网格的物面网格与流场的物面网格一致,势必造成背景网格数量巨大,降低背景网格的变形效率。因此,只有取相对于流场物面网格数量较稀的背景物面网格,才能保证变形效率的大幅度提高。这样,对如图9(a)的凸物面问题,流场附面层内的各向异性网格节点均在流场区域背景网格的某一三角形单元内,代数插值属内插,可以保证变形量的插值精度。但对如图9(b)的翼型后缘下表面为凹物面,部分物面附近流场网格节点位于流场区域背景网格区域之外,只能进行外插,难以保证变形量的插值精度。文中提出了在流体域和固体域同时生成非结构背景网格的网格变形处理方法。如图9所示,即在物面内的固体区域亦生成一套固体域背景网格,该套背景网格的物面节点与流体域背景网格的物面节点完全一致重合,同时所有的空间节点也同样随着物面变形一起变形,这样就能保证流场网格的所有节点总是流体域或固体域的背景网格的某一网格单元的内点,保证流场网格变形插值的准确性。一般来说,对于单个物体的网格变形问题,需要生成两套背景网格,分别是物体的流场域背景网格和固体域背景网格。如果计算域中含有多个相互独立的物体时,则需要生成多套背景网格,针对

N 个物体的问题时,需要生成一个流场域背景网格,和 N 套固体域背景网格,故一共需生成 $N+1$ 套背景网格就能满足计算的要求。由于先生成流体域背景网格,再依次在指定封闭区域内生成固体域背景网格,只要保证固体域和流体域的非结构背景网格在物面上一致即能保证所有背景网格不存在交叉的问题。

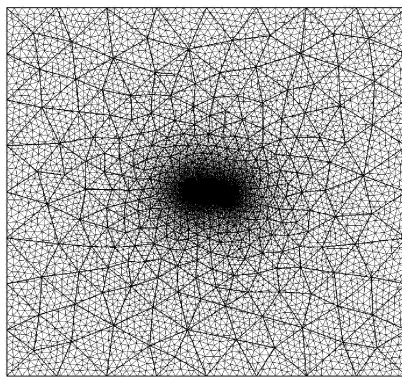


图8 非结构背景网格示意图

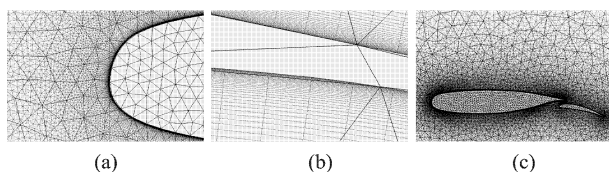


图9 考虑物面内外都覆盖的非结构背景网格

背景网格物面节点的分布方式和数量选择由所分析的具体的问题的性质决定。对于刚体的运动问题,物面网格的选取可以布置得稀一些,只需要根据物面外形的走势在关键部位选取若干节点就可以满足要求,例如分析一个正六面体刚性物体在流体中的运动问题时,只需要在8个顶点选取8个节点就能很好地满足网格变形的精度需求。而对于大展弦比机翼的静气动弹性数值分析时,根据结构柔度阵提供的节点数目选取1 000个左右的表面节点就能基本满足计算精度的要求,但在这些节点选取时要尽量按照沿展向方向均匀分布的截面选取。颤振数值分析时所要求的物面节点数较静弹性分析时要多,因为基于模态法的颤振分析一般采用前若干阶模态数据,所选取的物面节点最少要保证能够模拟最高阶的模态振型,所以本文工作中一般选取2 000到5 000左右的物面节点,在颤振数值分析中背景网格的物面节点数目相对于通常的十几万的流体计算物面节点数目仍然是低一两个量级的。其他柔性体的变形问题中的非结构背景网格选取基本上与以上

所述类似。

3 网格变形方法比较

因为弹簧网络方法不能很好地处理混合网格变形问题,所以为了对比几种方法的变形能力,本文以M6机翼标模为例,生成一套如图10所示的非结构四面体网格,该非结构网格具有17 884 641个四面体单元、348 148个计算节点,其中物面节点38 596个,对称面节点1 892个,远场节点3 215个。

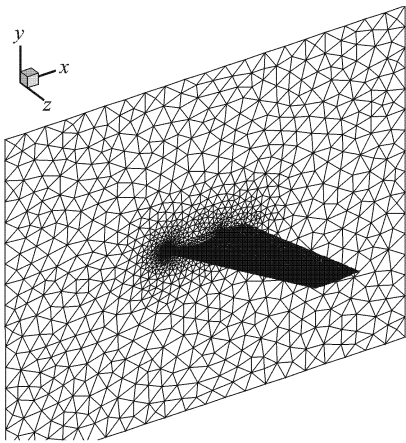


图10 M6标模非结构网格

假设远场边界固定,机翼绕翼根剖面前缘点且垂直对称面的轴线作俯仰运动,分别用下述3种方法进行网格变形:(1)Clarence的线性+扭转弹簧网络法^[5],(2)不包含流场域点的简单背景网格变形+插值方法^[6],(3)非结构四面体背景网格变形+插值方法。第一种方法直接对生成的网格进行变形,后两种方法在背景网格变形的基础上通过插值得到计算网格的变形。方法2的背景网格直接由物面点和保证不交错的最优远场点之间连接得到,同时需要在每一计算步对Delaunay背景网格进行拓扑质量检查,当物面发生变形后如果可能的最优点发生了变化则需要背景网格重构;方法3的背景网格由流体域和固体域的非结构网格组成,其中流体域背景网格含57 892个四面体单元、4 853个节点,其中物面节点783个,远场节点138个,对称面节点92个,固体域背景网格含12 337个四面体单元,同样含有783个物面节点。为对比3种方法的变形能力和效率,由初始网格的拓扑关系进行网格变形直至出现负体积网格为止;通过3种方法处理网格变形所能达到的最大机翼转角以及在相同转角情况下网格质量的对比,比较不同方法的网格变形能力,另外,给

出这3种方法迭代相同步数所需的时间,比较网格变形效率。

图11分别给出当转角达到10°、25°和40°时,3种方法得到的对称面网格局部放大图,可以看出,方法1,即直接线性+扭转弹簧网络方法得到的网格质量较好,基本保持了三角形单元的近正三角形性质;方法2,即简单背景网格+插值方法得到的网格质量在局部区域畸变严重;方法3,即非结构背景网格+插值方法得到网格质量基本与直接线性+扭转弹簧网络方法一致,说明该方法不降低网格变形质量。进一步增加机翼转角,3种方法分别在113.4°、83.1°和120.4°出现负体积单元。图12给出第三种方法当模型转角达到60°和90°时的对称面网格,由此说明,本文发展的方法具有更强的网格变形能力。

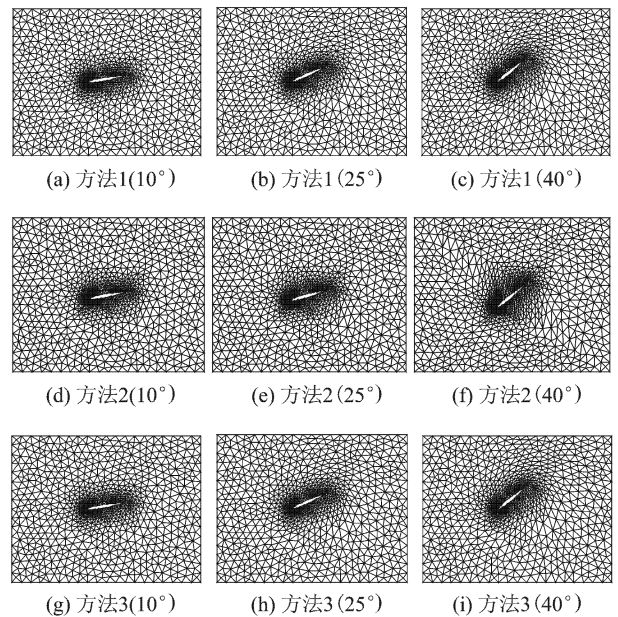


图11 机翼转10°、25°和40°时对称面的网格对比图

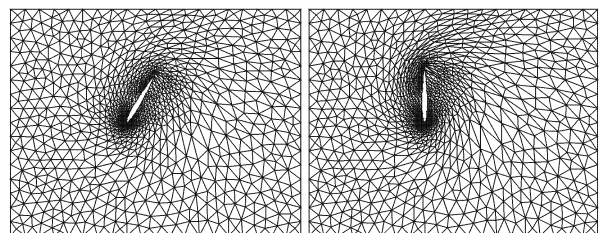


图12 采用非结构背景网格动网格方法60°和90°时对称面网格图

进一步在图10的M6非结构网格的基础上生成一套混合网格,且取同一套背景网格,用以比较本文所发展的方法对混合网格的变形能力和效率。

与非结构流场计算网格变形方法类似,只要在

背景网格变形向流场网格节点插值过程中,将混合网格中的三棱柱单元、六面体单元及金字塔单元的顶点等同于四面体单元的顶点变形即可。表 1 给出了后两种方法对混合网格的变形能力和效率比较,其中同时取计算 600 步所用的物理时间以对比计算效率。混合网格比非结构网格数量增加约一倍,变形时间仅增加 1 min,因此网格变形时间完全取决于背景网格变形的时间消耗。对方法 2,因为背景网格没有内节点,无需弹簧网络法的迭代计算,网格变形时间由插值方法所需时间决定,因此具有很高的效率,但该方法变形能力弱,尤其对各项异性严重的混合网格,机翼转角 6.7 即出现负体积网格单元。另外,对复杂外形,无法得到简单背景网格,因此该方法不适合用于复杂外形动边界问题分析。

表 1 不同动网格方法的变形能力和计算效率对比

网格类型	线性+扭转弹簧	简单背景网格+	非结构背景网格+插值	节点数
最大变形量 / (°)	113.4	83.1	120.4	348, 148
混合网格	x	6.7	82.2	690, 415
计算时间 (变形 600 步)	28 h	2 min	31 min	348, 148
混合网格	x	3 min	32 min	690, 415

前面通过一个三维机翼绕固定轴转动的非结构和混合网格变形问题,对比了 3 种不同方法的变形能力和计算效率。接下来针对物体平动和弯曲这两种情况,验证本文所发展的方法对于混合网格变形的适用性。

计算域中的物体平动问题时,选取的物理模型是一个边长为 1 的立方体在边长为 8 的立方体计算域中的平动运动,平动物体和计算域的中心位置都位于坐标(0.0, 0.0, 0.0)处,为了便于更加直观地观察混合网格的变形质量,计算时采用了半模模型的网格,对称面在 $z = 0.0$ 处,初始状态的混合网格和背景网格如图 13 所示,图中黑色网格线为对称面网格,黑底白色网格线为立方体表面网格。在该算例中,计算域混合网格共含有 59 095 个空间节点, 36 000 个六面体单元, 1 200 个金字塔单元和 85 962 个四面体单元;非结构背景网格含有 1 796 个空间节点和 8 195 个空间四面体单元。为了研究所发展方法对于物体平动的适用性,本文将立方体沿计算域对称面内的对角线平移,当立方体中心位置从坐标(0.0, 0.0, 0.0)处平移至坐标(2.3, 2.3, 0.0)处时计

算域混合网格和非结构背景网格如图 14 所示。物面附近附面层内的结构网格没有发生太大的变形,而被挤压和拉伸的则是远离物面的非结构网格部分。说明本文发展的方法能够较好的处理三维混合网格的平动大变形问题。

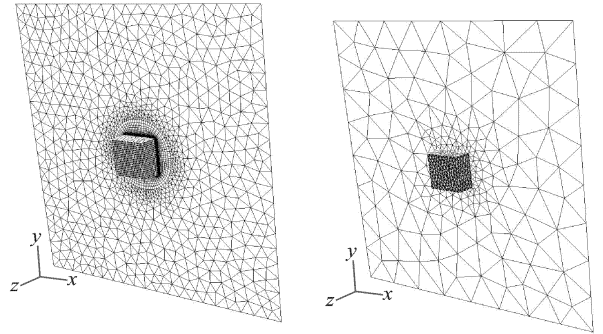


图 13 立方体模型的混合网格和背景网格

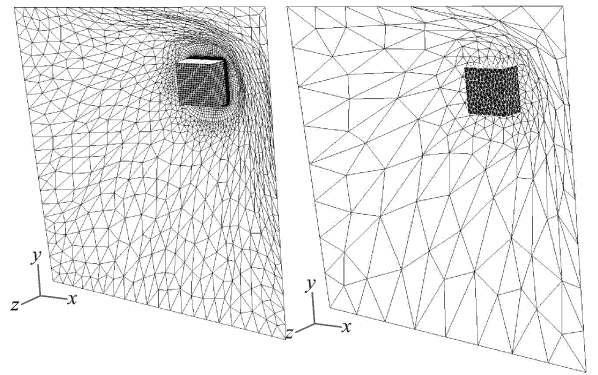


图 14 立方体模型平移到 $x = 2.3, y = 2.3$ 时对称面网格图

进一步选取带翼尖小翼的机翼翼面弯曲研究本文所发展方法对弯曲变形的适用性。对于该模型,本文在机翼表面生成三角形非结构网格,在物面附近空间生成三棱柱粘性层网格,其他空间区域生成非结构四面体网格,生成好的混合网格如图 15 所示,图中展示了物面网格和对称面网格。在该算例中,混合网格含有 690 415 个空间节点, 1 115 670 个三棱柱单元, 2 112 个金字塔单元以及 639 679 个四面体单元;背景网格含有 8 392 个空间节点和 47 965 个四面体单元。在本算例中,将机翼的表面随 z 轴坐标进行抛物线弯曲变形,即机翼根部变形量为 0,变形量一阶导数也为 0,机翼翼尖末梢变形量最大。当翼尖变形量达到 2.5 m 时,整个机翼的变形后网格如图 16 所示,图中分别展示了机翼的原始位置、变形后位置以及 $z = 10.0$ mm 截面的网格随物面一起变形的

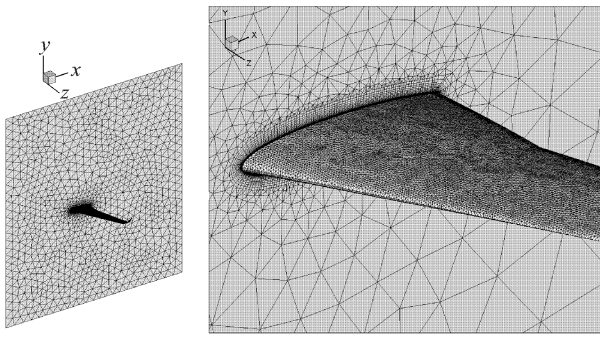
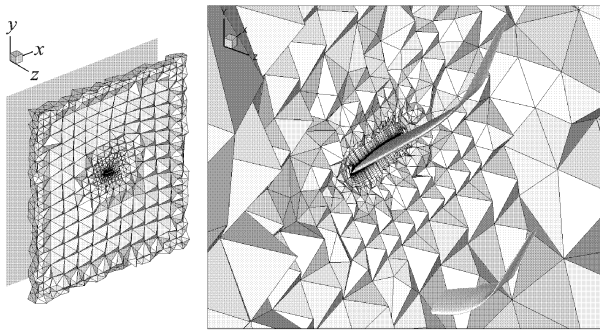


图15 ARJ21机翼模型的混合网格

图16 ARJ21机翼模型翼尖上弯2.5 m后 $z=10.0$ m截面网格图

情况。从图中可以看出,虽然机翼的整体变形量已经较大,但是物面附近的附面层三棱柱网格仍然具有很高的网格质量。该算例说明本文发展的方法能够较好的处理三维混合网格的弯曲大变形问题。

4 气动弹性计算验证和复杂外形运用实例

计算所用的445.6标模的外形以及混合网格如图17所示,翼型表面四边形单元数为47 561个,三角形单元数为653个,空间六面体单元数为1 046 342个,三棱柱单元数为14 366个,四面体单元数为1 356 234个,金子塔单元数为47 561,空间节点总数为1 384 770。由于本文在处理远场边界条件时采用了无反射边界条件,故远场距离仅为特征长度的3到5倍已能满足计算所要求的精度。流场域背景网格物面三角形单元数目为7 402,远场三角形单元数目为364,对称面三角形单元数目为1 366,空间四面体单元数目为64 195,空间节点数目为13 044;固体域背景网格同样含有7 402个物面三角形单元,同时空间含有15 307个四面体单元和3 158

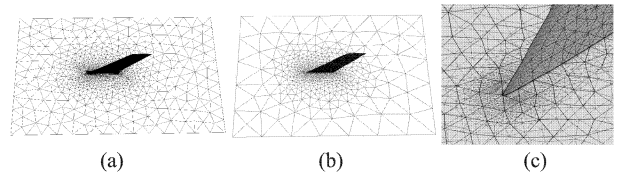


图17 标模445.6翼型计算用混合网格和背景网格

个节点。

本文对文献[9]实验所提到的Weakened模型所对应的各个马赫数进行了模拟计算。由于文献[9]中已经提供了所有的实验得到的颤振边界对应的来流速度、密度以及马赫数值,故本文工作只需要取定来流马赫数和速度,在实验值附近改变来流密度值就可以验证本文方法与实验值的误差。这里仅给出具有代表性的两个马赫数0.499和0.96颤振计算结果。0.499代表了典型的亚声速流动,而0.96则代表典型的跨声速流动;马赫数等于0.499时本文计算得到的颤振边界密度与实验所得边界密度误差为2.53%,马赫数等于0.96时所得颤振边界密度误差为0.41%。计算结果说明本文方法能用于气动弹性的计算,同时对跨声速和亚声速颤振边界预测具有较高的计算精度。图18为本文计算所得的马赫数为0.96时各阶模态广义位移随时间变化曲线,图18(a),18(b)和18(c)分别为不同来流密度时广义位移随时间变化曲线,18(d)则为3个不同来流密度的一阶模态广义位移随时间变化曲线对比图,从图中可以看出本文计算结果与实验值0.000 123 slugs/cu ft符合很好。

以机翼+翼尖挂弹的颤振特性分析为例,如图19所示,验证非结构背景网格+插值方法用于复杂外形气动弹性计算的可行性,该套混合网格含56 343个物面三角形单元,远场3 722个三角形单元,物面附近附面层内含有507 087个三棱柱单元,空间含有2 257 312个四面体单元,共计873 368个空间节点;流场域非结构背景网格含有5 738个物面三角形单元和106 329个空间四面体单元,固体域非结构背景网格同样含有5 738个物面三角形单元,以及25 178个空间四面体单元。图20给出马赫数0.8,海平面飞行,广义刚度分别为原刚度15%和16%时,前六阶结构模态的广义位移随时间变化历程。变刚度系数为15%时,第四、五模态发散。变刚度系数为16%时,第四阶模态的广义位移呈等幅振荡状态。这一算例证实了本文发展的网格变形方法能用于复杂外形气动弹性计算。

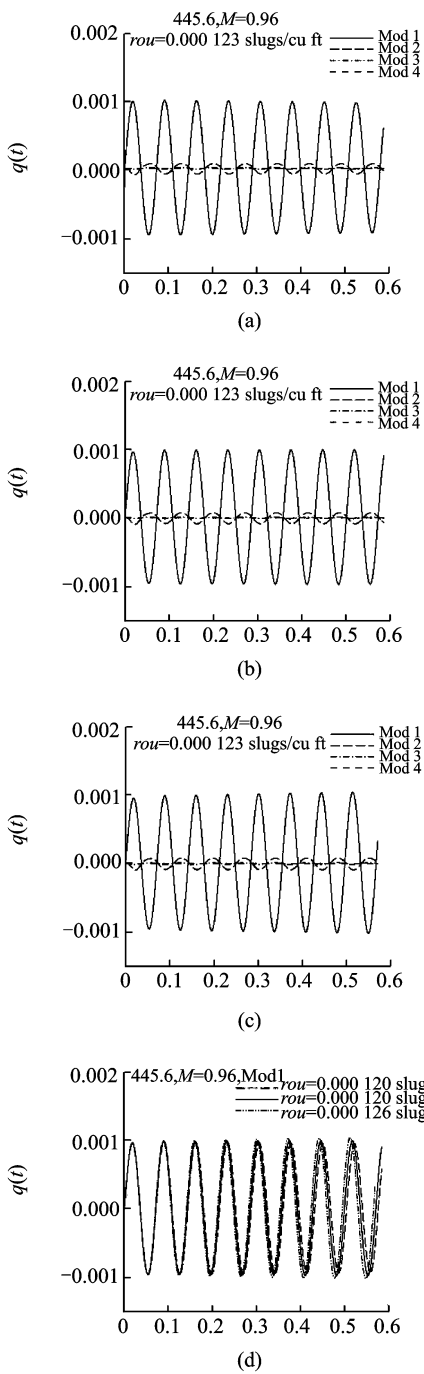


图18 $M = 0.96$ 时广义位移时间历程

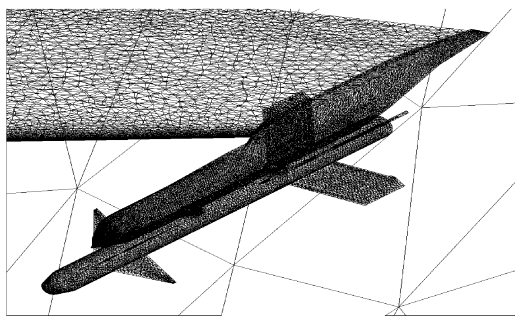


图19 机翼+翼尖挂弹物面网格

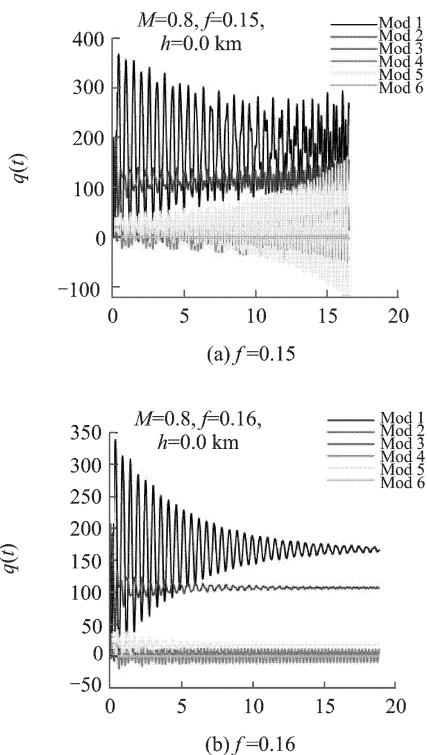


图20 $M = 0.8$ 时广义位移时间历程

5 结论

针对传统弹簧网络法变形效率低和不适合于混合网格变形的缺点,提出了一种同时包含流体域和固体域的非结构背景网格+插值方法的网格变形新方法,该方法不仅适用于复杂外形的非结构网格变形,还适合于混合网格变形,且能大大提高网格变形的计算效率。通过不同变形类型的算例的验证,该方法不但适用于基于刚体平动、转动的混合网格大变形,同样适用于物体弯曲造成的混合网格大变形。同时通过标模445.6的跨声速气动颤振计算并与实验结果对比,验证了本文所发展的动网格方法能用于气动弹性计算;通过机翼+翼尖挂弹模型的跨声速气动颤振的计算说明本文所发展的方法可以用于复杂外形混合网格气动弹性数值计算,为气动颤振数值计算的工程应用提供了一种快速准确高效的混合网格变形方法。该方法也存在背景网格物面点如何最优分布,既可以提高计算速度又能保证计算精度的问题,目前主要依靠个人经验,缺乏客观的定量判据,这是下一步研究的重点。

参考文献:

[1] Batma J T. Unsteady euler airfoil solutions using un-

structured dynamic meshes[A]. 27th AIAA Aerospace Sciences Meeting[C]. AIAA Paper 89-0115, January, 1989.

- [2] Anderson W K. Aerodynamic design optimization on unstructured grids with a continuous adjoint Formulation[A]. 35th AIAA Aerospace Sciences Meeting[C]. AIAA Paper 97-0643, January, 1997.
- [3] Murayama M, Nakahashi K. Unstructured dynamic mesh for large movement and deformation[A]. 40th AIAA Aerospace Sciences Meeting[C]. AIAA Paper 2002-0122, January, 2002.
- [4] Farhat C, Degand C, Koobus B, et al. Torsional springs for two-dimensional dynamic unstructured fluid meshes[J]. *Comput. Methods Appl. Mech. Engrg.*, 1998, 163: 231—245.
- [5] Clarence O E Burg. A robust unstructured grid move-

ment strategy using three-dimensional torsional springs[A]. 42th AIAA Aerospace Sciences Meeting[C]. AIAA Paper 2004-2529, January, 2004.

- [6] Xueqiang Liu, Ning Qin, Hao Xia. Fast dynamic grid deformation based on Delaunay graph mapping [J]. *Journal of Computational Physics*, 2006, 211: 405—423.
- [7] Lefrancois E. A simple mesh deformation technique for fluid-structure interaction based on a submesh approach[J]. *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, 2008, 75: 1 085—1 101.
- [8] 周璇, 李水乡, 陈斌. 非结构动网格生成的弹簧-插值联合方法[J]. *航空学报*, 2010, 31(7), 1 389—1 395.
- [9] Carson Yates E. AGARD Standard Aeroelastic Configurations for Dynamic Response I-Wing 445. 6[R]. AGARD Report No. 765, July, 1988.

Hybrid grid deformation method based on background grid

ZHENG Guan-nan, YANG Guo-wei

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

Abstract: Hybrid grid was widely used for the simulation of viscous flows with complex configurations. Hybrid grid deformation method becomes a major difficulty if hybrid grid can be applied for aeroelastic analysis. In this paper, a new mesh deformation method was developed, namely, an unstructured tetrahedral background grid was firstly generated, whose deformation was completed with the traditional spring network method including the torsion springs. Then a fast algebraic interpolation method between the background and the flow field grids was constructed to get the hybrid grid deformation. Because the background grid was only used for grid deformation, the number of the background grid could be decreased largely and its consuming time can be reduced largely. The deformation capability and efficiency of hybrid grid would also be improved. For the inconsistent of the object plane grids about the hybrid grid and background grid, the more than one background grid were generated, they have the same object plane grid and could cover the fluid domain and the solid domain. The method is firstly validated by the comparison with other methods. Then the method is applied for the three typical large deformation cases. Finally, the aeroelastic calculations for the standard wing AGARD 445.6 and a wing with external store were given to show the availability of the developed hybrid grid deformation method.

Key words: moving mesh method; background grid; spring network method; algebraic interpolation; aeroelasticity

作者简介: 郑冠男(1983-),男,博士研究生。电话:(010)82544007,13910183048;E-mail:zhengguannan@imech.ac.cn