

文章编号: 1000-8055(2009)09-2069-09

基于非结构网格的气动弹性数值方法研究

郑 赟

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院 航空发动机数值仿真研究中心, 北京 100191)

摘 要: 基于非结构网格和网格变形技术,研究了耦合求解流体和弹性结构体互相作用问题的数值方法. 气动弹性模型采用了耦合求解可压缩雷诺平均的 Navier-Stokes 方程和线性结构动力学方程的方法. 为了能处理在复杂几何域内的问题,采用了基于混合单元的非结构网格有限体积方法. 开发的方法在二维翼型简谐振动进行了验证并应用于 A GARD 445.6 翼型颤振边界的数值模拟.

关 键 词: 气动弹性; 颤振; 变形网格; 非定常流动

中图分类号: V211.47

文献标识码: A

Computational aeroelasticity with an unstructured grid method

ZHENG Yun

(Aeroengine Numerical Simulation Research Center, School of Jet and Propulsion,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: A computational aeroelasticity method based on unstructured grids was developed to study fluid/structure interaction problems. The aerodynamic model was used for solving the compressible Reynolds average Navier-Stokes equation on moving grids. A nodal-centered finite volume method with mixing unstructured grids was adopted to handle the complex fluid/structure problems. The structure vibration was modeled by a linear model. The structure deformation due to the aerodynamic loading was approximated by solving the structure dynamic equation and projected to the aerodynamic domain by grid deformation method. This method was validated by solving a harmonic pitching airfoil and used for numerically simulating the flutter boundary of the A GARD 445.6 wing.

Key words: aeroelasticity; flutter; deforming grid; unsteady flow

气动弹性问题几乎伴随着航空飞行器的全过程,这是由于飞行器和流体气动力耦合作用产生的气动弹性效应对航空飞行器的结构安全性和系统稳定性起着重要的作用^[1]. 随着现代新型高速飞行器的大柔性、起飞重量大和气动特性要求高等需求,设计部门常需要对飞行器的气动弹性特性做出更为准确的数值模拟^[2]. 传统的气动弹性分析方法大多采用低阶线化的非定常气动力模型,如 NASTRAN 和 ZAERO 等商业程序,这种方法的优点是计算效率较高,而且在亚声速段计

算精度也比较高;其主要缺点是不能考虑跨声速和超声速时结构变形引起的激波位置的变化,也不能模拟结构的非线性影响和也结构体在非定常气动力作用下的响应过程. 采用流固耦合的计算方法,即耦合求解非定常气动力和结构体的瞬态变形的办法,有望大幅提高数值模拟的精度,特别是在非线性影响较强的跨声速区域. 这主要是由于采用流固耦合方法能更准确的反映流体流动和结构体振动及其耦合的物理过程^[2-3],它不但可以考虑由于结构变形引起的气动力变化的非线性问

收稿日期: 2008-07-29; 修订日期: 2009-04-03

基金项目: 凡舟基金(20070405)

作者简介: 郑赟(1971-),男,陕西眉县人,讲师,博士,主要从事专业研究方向: 计算流体力学.

题;而且在耦合了非线性结构动力学模型后还可以处理结构体大变形、几何非线性、材料非线性等复杂情况。

目前大多数采用时域流固耦合方法求解气动弹性问题的方法可分为两类:强耦合法和弱耦合法。由于需要在单一计算域同时求解流体和结构动力方程,采用强耦合的方法对计算资源的需求很高;目前应用较多的方法大多是采用弱耦合的方法,即在气动计算域求解非定常气动力模型,然后以气动力为边界条件求解结构体表面变形,二者反复迭代直到收敛。对于翼型颤振类的问题,采用这种弱耦合的方法较为成功的 CFD (computational fluid dynamics) 程序如 CAP-TSD (computational aeroelasticity program-transonic small disturbance)^[3], CFL3DAE (computational fluids laboratory three-dimensional aeroelastic method)^[4]和 ENS3DAE (Euler/Navier Stokes three-dimensional aeroelastic method)。CAP-TSD 采用了基于小扰动方程的气动模拟,虽然计算速度较快,但适用范围较窄。CFL3DAE 和 ENS3DAE 方法均采用了多块的结构化网格方法,计算速度较快,精度也较高,但对复杂几何形状的结构体建模比较困难,生成高质量计算网格也较为耗时。这类弱耦合方法的共同特点是采用了非线性的气动力模型和线性振动模型耦合,重点在于捕获由于小幅结构变形和非定常气动力耦合引起的非线性效应,如跨声速翼型颤振类的问题。在气动弹性力学方面,国内如徐敏^[5],叶正寅^[6],杨国伟^[7]等已经做了许多开创性的研究工作。

非结构网格方法,特别是基于混合单元的非结构网格方法在处理复杂几何域内的流动问题表现出了极大的优势^[8]。这主要是由于采用混合网格一方面保留了非结构网格在处理复杂几何结构的灵活性,又可以在近壁区采用类似于结构网格的边界层网格,生成高质量的计算网格(四边形,三棱柱,六面体),从而提高了计算精度,也节省了计算时间^[8]。

本文采用了非结构混合网格的离散方法,应用时域流固耦合的计算方法数值模拟了气动力/结构体相互作用的问题,开发了一套快速、易用和准确的流固耦合仿真系统;并探讨了流固耦合方法求解气动弹性的几个重要问题:①在气动域基于动网格的高阶快速非定常流动的数值模拟方法;②CFD 网格的动态变形技术;③颤振点的识别方法。应用本文开发程序对 AGARD 445.6 翼

型颤振边界进行了预测并和实验值进行了对比,证明了该仿真系统的简洁高效和高精度等特点。

1 气动模型及数值方法

1.1 流体控制方程

对于本文关心的在动网格下的流固耦合问题,在任意拉格朗日-欧拉系(ALE)下的非定常可压缩 Navier-Stokes 方程可写为

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} \rho d\Omega + \oint_{\partial\Omega} (\mathbf{F} - \mathbf{w} \cdot \mathbf{q}) \cdot \mathbf{n} dA = \int_{\Omega} \mathbf{S} d\Omega \quad (1)$$

其中 $\Omega(t)$, $\partial\Omega(t)$ 和 $\mathbf{n}$ 是运动控制体的体积、表面积和表面外法向。 $\mathbf{q}$ 是守恒型流体状态向量, $\mathbf{F}$ 代表了对流和耗散通量项, $\mathbf{w}$ 是运动控制体表面的网格速度, $\mathbf{S}$ 为其他彻体力对守恒型方程的贡献。为了对复杂的湍流流动进行数值模拟,本文采用了 Spalart-Allmaras 的一方程湍流模型。湍流模型的控制方程的求解是在主流方程求解完成后分别进行推进求解,以最大限度兼容未来可能引入的其他更为复杂的湍流模型。

1.2 空间离散技术

传统意义上的非结构网格指的是三角形(二维)和四面体(三维)。但这种离散方法的缺点是在模拟黏性流动时,特别是高雷诺数湍流流动时壁面附近网格畸形较大,网格质量较差,难以保证计算精度甚至影响到计算收敛性。为了最大限度的保留非结构网格方法处理复杂几何结构附近流动的灵活性,本文采用了非结构混合网格的方法,如图1所示的二维下的三角形和四边形的混合网格。在三维时,可接受的网格单元为四面体、三棱柱、五面体和六面体。采用这种方法的优势在于可在壁面附近的黏性区域采用四边形和多面体以生成高质量的贴体、高拉伸比的局部网格,在黏性影响较小的远场则可采用三角形或四面体单元以快

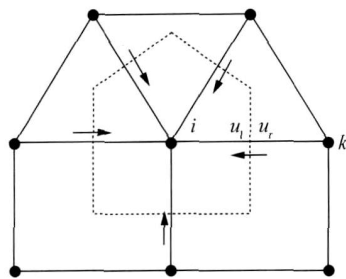


图1 二维非结构混合网格控制体示意图

Fig.1 Two-dimensional control volume with hybrid grid

速的过渡到较粗的网格,以节省计算资源.相对于基于单元中心的有限体积方法,节点中心的有限体积方法更适合这种混合网格用于进行通量计算,如图 1 所示的虚线部分即为包容节点 i 的控制体.

1.3 时间推进格式

在进行非定常流动计算时,本文的方法采用了基于 Jameson 等人提出的双时间步方法;在每个物理时间步进行 5~15 次虚拟时间步的牛顿子迭代以消除时间离散误差.在每一时间步,方程 (1) 可简化为

$$\frac{\partial}{\partial t}(Q \cdot V) = R \quad (2)$$

采用隐式方法的离散方程可表述为

$$\left[\left(\frac{V^n}{\Delta \tau} + \frac{V^n \phi_{n+1}}{\Delta t} \right) I - \frac{\partial R^m}{\partial Q} \right] \Delta Q^m = R^m - \frac{1}{\Delta t} \left[V^n \phi_{n+1} (Q^m - Q^n) + V^{n-1} \phi_n (Q^{n-1} - Q^n) + \dots \right] \quad (3)$$

其中 n 和 m 代表物理和虚拟时间步; Δt 和 $\Delta \tau$ 分别为物理和虚拟时间步长; $\frac{\partial R^m}{\partial Q}$ 为通量的雅可比矩阵; V 为运动变形的控制体的体积; ϕ 为时间精确项的系数 $\left(\sum \phi = 0 \right)$. 表 1 列出了本程序采用的各阶时间精度格式,其中 1 阶格式仅用在求解较难的超声速流动的初始阶段,以得到稳定的初场. 1 阶和 2 阶格式是无条件稳定,3 阶格式则是有条件稳定^[9],本文所有计算均采用了 2 阶或 3 阶精度的时间格式.

表 1 时间后差格式系数
Table 1 Backward difference scheme

精度	ϕ_{n+1}	ϕ_n	ϕ_{n-1}	ϕ_{n-2}
1 阶	1	- 1	0	0
2 阶	1.5	- 2	1/2	0
3 阶	11/6	- 3	3/2	- 1/3

方程 (3) 所表述的线性系统采用了高斯-赛德尔迭代以达到在每个物理时间步内的定常解.为了加快收敛速度,方程 (3) 中雅可比矩阵 $\frac{\partial R^m}{\partial Q}$ 包含了准确的隐式边界条件处理、对流项、耗散项和方程右端源项的 1 阶雅可比.其中不仅考虑了本单元流体状态量 (Q) 对通量 (R) 的贡献,而且也考虑了其邻近单元对该单元的贡献.

1.4 基于变形网格的动网格技术

在求解气动/结构耦合类问题时,由于结构体表面外形随时间变化,所以需要重新生成气动计算的网格或对现有网格进行变形以保证计算的正常进行.由于网格需在每一个物理时间步进行调整,通常情况下重新生成网格不可能也不必要.常用的处理方法是使用某种网格变形技术对上一时间步的网格进行微调以适应物面的变形.目前常用的基于非结构网格的变形网格技术有弹簧法、改进弹簧法和线弹性方程法.

如图 2 所示,弹簧法常将计算网格的边视为有一定刚性的弹簧,当某点发生变形后,通过求解每个节点的静态平衡方程

$$\sum_i^N k_{i,j} (x_i - x_j) = 0 \quad (4)$$

即可得到其余点的变形量.这种方法的主要缺点是在变形较大时失效. Bottasso^[10] 等人提出了一种改进弹簧法:节点球法以解决这类问题,但同时计算量和存储要求也有提高.另一种方法就是视这个计算网格为一个弹性体,用求解线弹性方程组的方法得到未知点的变形量.这类方法计算量大,存储要求高,但可保证网格的有效性.本文在计算简单网格,即二维仅有三角形单元,三维仅有四面体时采用求解线弹性方程组法的方法,在复杂的混合网格时使用弹簧法进行动态网格变形.弹簧法和线弹性方程组法的控制方程组均使用 GMRES (generalized minimum residual) 方法求解.

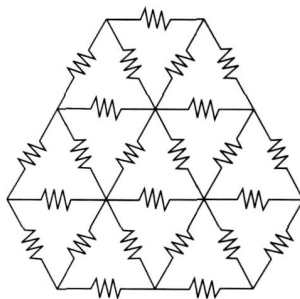


图 2 弹簧法示意图

Fig. 2 Spring method

2 结构动力模型及数值方法

2.1 结构动力学方程

结构动力学方程是描述结构体在气动力作用下的变形的控制方程.对于本文关心的小幅振动

问题,结构振动可以用线性叠加前几阶自然模态得到^[3].对结构体的每个模态,其动力学方程可写为^[3,11-13]

$$\ddot{X}^j + 2\xi\omega\dot{X}^j + \omega^2 X^j = \frac{\rho_\infty V_\infty^2}{2} \int C_p(t) h(j) \cdot dS \quad (5)$$

式中 X 和右端项是对应于 j 阶模态的模态位移和模态力; $h(j)$ 为 j 阶模态的质量归一化振型; ξ 和 ω 是对应 j 阶模态的阻尼和频率; $\rho_\infty V_\infty^2/2$ 和 C_p 分别是来流的动压头和固体表面的压力系数.对于小幅振动,结构体表面某点的位移向量 Z 可写为前几阶模态位移的线性叠加

$$Z = \sum_j^N X^j h(j) \quad (6)$$

2.2 结构动力学方程求解方法

对于每个模态,结构动力方程(5)可转换为1阶线性微分方程

$$\dot{q}^j = Aq^j + Bu^j, \quad q^j = \begin{bmatrix} X^j \\ \dot{X}^j \end{bmatrix} \quad (7)$$

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -k/m^j & -d^j/m^j \end{bmatrix}, \quad B = \begin{bmatrix} 0 \\ 1/m^j \end{bmatrix} \quad (8)$$

其中 k, m 和 d 分别为 j 阶模态对应的刚性系数,等效质量和阻尼系数; u 为模态力.该方程可采用2阶精度的预报/校正方法进行时间推进法进行求解^[6].在得到每阶模态的模态位移后,用公式(6)进行线性叠加即可得到结构体表面每一点的变形量.

3 气动/结构耦合求解方法

由于在大多数情况下进行有限元分析所采用的网格和结构体表面的气动计算的网格并不相同,所以在计算前需将每阶振动振型插值到气动网格上^[14].

在每个物理时间步,流场的气动参数和结构体的运动需要进行耦合的迭代求解.图3所示为耦合求解流程图.首先 $n+1$ 时间步的气动场/结构场初始值设为 n 时间步的结果.然后计算在结构体表面每点的气动力.然后在结构体表面每点求解方程(5)和(6)以得到每点的变形量.以结构体表面点的变形量作为边界条件,用1.4所述方法进行网格变形处理,得到流体网格每点的坐标和网格运动速度 w .最后在新网格下求解气动力方程以得到更新的气动场.一般来说在每个物理时间步需进行数步牛顿子迭代以降低线性误差.

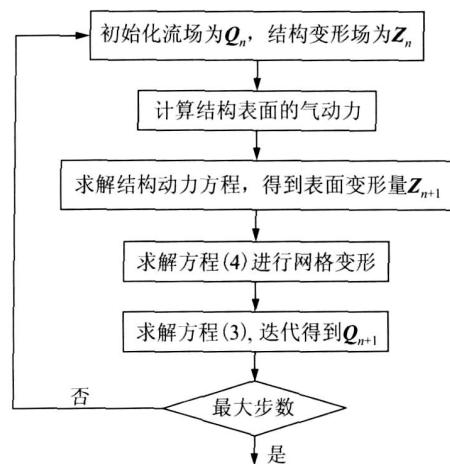


图3 气动/结构耦合求解流程图

Fig. 3 Flow chart of fluid/structure interaction

4 颤振边界的识别方法

在用时域方法进行颤振分析时,一个重要的问题是如何判定颤振边界.一个简单的方法是能量法,即通过计算流体和结构体之间的能量交换,如果结构体从流体中吸收能量,则其振动振幅会不断增加,可以认为不稳定,反之则稳定.但这种方法仅适用于当结构体的振动用单一模态描述时.而翼型的颤振问题一般是由两个以上的模态耦合作用引起的.当结构振动由多模态描述时,一个常用的方法是基于傅立叶分析的移动块法,最小二乘曲线拟合法和自回归移动平均法.这类方法的原理是通过时域计算产生的响应进行分析,计算出各阶模态的频率和总阻尼,如果某阶振型的阻尼为负则可认为该振动不稳定;只有当某振动的所有模态的阻尼大于零时,该振动才是稳定的.本文采用了文献[15]提出的移动窗口方法,它的优点是计算效率高,适合于集成到本文提出的流固耦合的计算方法中,在进行流固耦合计算的每一时间步对指定几点(一般位于翼尖附近)的响应进行分析,从而阻尼系数以判定是否稳定.

5 算例研究

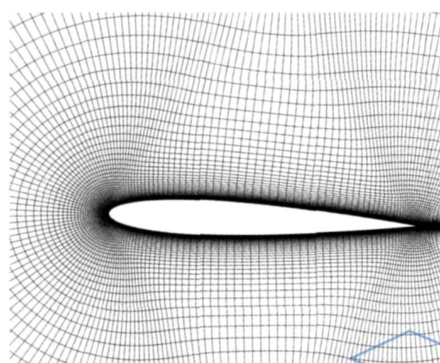
本文模拟了一个二维翼型的简谐振动的流固耦合的算例和一个三维翼型颤振边界预测的算例,并和实验值进行了对比,以验证本文发展的方法的可靠性和准确性.

5.1 简谐振动的 NACA0012 非定常流动

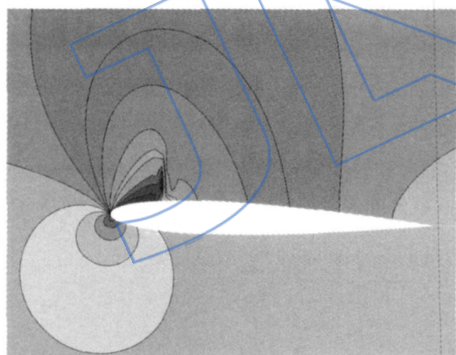
为了验证本文开发的气动/结构耦合计算方法和变形网格的技术的准确性,本文模拟了 $Ma_\infty = 0.6$, 攻角为 4.86° , $Re = 4.8 \times 10^6$ 时, NACA0012

翼型绕其 $1/4$ 弦长处做简谐振动的算例. 翼型的摆动频率为 50.32 Hz , 摆动振幅为 2.44° . 本文采用了将一个二维结构化网格 (257×129) 沿第三维方向延伸一个弦长得到的三维六面体网格. 以下所有计算都是采用全三维的计算方法.

和通常采用的计算网格做整体刚体运动不同, 本文采用了翼型做刚体运动, 远场边界固定, 内场网格由动态变形网格实现. 图 4(a) 为某瞬时 ($\alpha = 5.95^\circ$) 变形后的计算网格, 图 4(b) 为瞬时 ($\alpha = 5.95^\circ$) 压力分布云图, 由于采用了基于距离的变刚度系数的弹簧法进行网格变形, 变形后的网格质量与原网格接近.



(a) 某瞬时 ($\alpha = 5.95^\circ$) 变形后的计算网格



(b) 某瞬时 ($\alpha = 5.95^\circ$) 压力分布云图

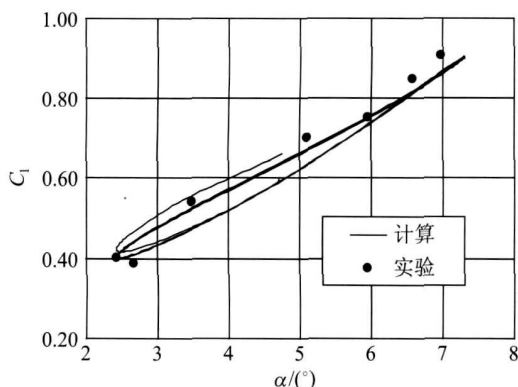
图 4 瞬时计算网格和压力分布

Fig. 4 Transient grid and pressure distribution

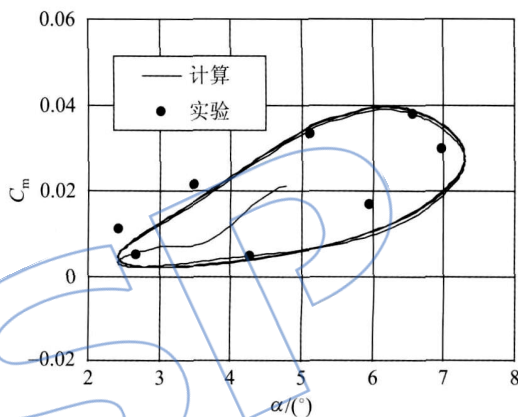
图 5 为计算的升力系数和扭矩系数随攻角变化和实验值的比较, 由图 5(a), (b) 可以看出采用了动态变形网格方法的耦合计算方法较好的捕获了非定常的迟滞现象, 和实验结果符合较好.

5.2 AGARD 445.6 翼型颤振边界的数值模拟

1963 年美国宇航局在 AGARD 445.6 翼型上进行了一系列亚声和跨声速时气动弹性特性的实验^[16-17], 目的是增进对颤振现象理解并为气动弹性分析程序提供验证算例. 该翼型是基于



(a) 升力系数 (C_L) 随攻角 (α) 的变化



(b) 扭矩系数 (C_m) 随攻角 (α) 的变化

图 5 升力系数和扭矩系数随攻角的变化

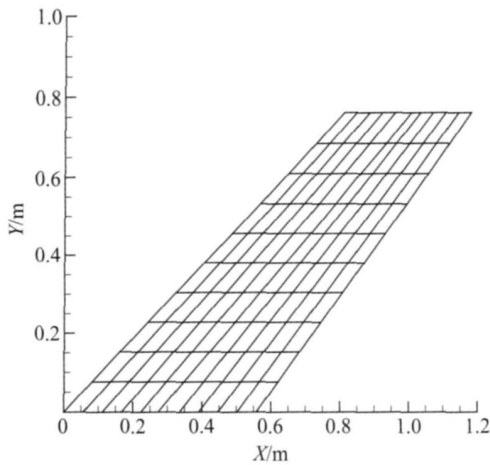
Fig. 5 C_L and C_m against angle of attack

NACA 65A004 翼型并后掠 45° . 详细的几何参数及实验参数请参考文献[16]. 由于提供了大量详尽的实验数据, 该算例被广泛的应用于气动弹性计算程序的校核^[11-13].

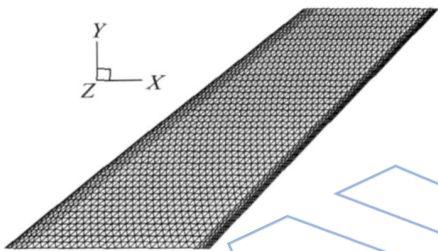
5.2.1 结构模型及模态数据

本文计算的模型是文献[12]中 0.762 m (2.5 英尺) 弱化的系列翼型, 在实验中该翼型固定在风洞的侧壁上, 其弹性模量为 $3.24 \times 10^9\text{ Pa}$, 泊松比为 0.3 , 质量为 1.8628 kg . 本文采用了商业有限元软件 NASTRAN 对该翼型的模态进行了计算. 翼型采用了 200 个壳元来模拟, 单元厚度和质量是由翼型几何数据和材料属性计算得到, 并在翼型根部给定约束; 计算中采用了 NASTRAN 的 SOL103 模块并在调整材料弹性模量到 $3.15106 \times 10^9\text{ Pa}$ 时和文献[13]中 Yates 等人的计算得到前 5 阶频率和振型基本相同. 由于在该计算中翼面被分为 21×11 的结构计算网格, 如图 6(a) 所示, 而气动计算的表面网格, 如图 6(b) 所示, 则有 3288 个节点. 为了减小插值误差, 本文采用了薄面样条 (TPS) 的插值方法^[14]. 插值后气

动表面网格上的各阶模态如图 7 所示. 由于采用高精度的插值方法, 各阶模态在气动网格上比较光滑, 比较符合文献[12]中给出的结果.

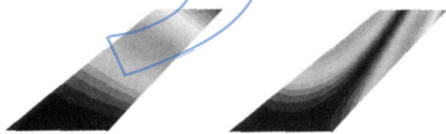


(a) 翼型的结构网络



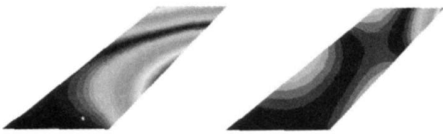
(b) 翼面的气动计算网络

图 6 结构网格和翼面的气动计算网络
Fig. 6 Structure grid and surface grid of the wing



(a) $f=9.61$ Hz

(b) $f=38.16$ Hz



(c) $f=48.35$ Hz

(d) $f=91.54$ Hz



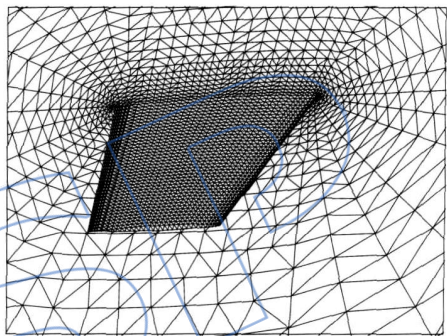
(e) $f=118.11$ Hz

图 7 插值后各阶模态(翼面法向变形量)

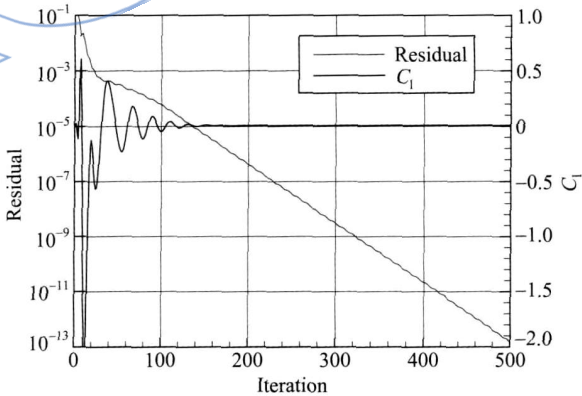
Fig. 7 Interpolated mode shape
(norm displacement)

5. 2. 2 计算网格和定常计算

由于颤振边界需对一定范围马赫数在不同动压头下进行大量非定常气动力和结构振动的耦合计算, 以找出每个马赫数下颤振点所对应的颤振速度. 为了减少计算时间, 本文采用了较疏的四面体网格, 如图 8(a) 所示 (23 048 节点, 110 489 个四面体); 而且所有定常及非定常计算均忽略了黏性影响. 图 8(b) 是定常计算的 $Ma_\infty = 0.901$, 攻角为 0 时升力和残差收敛图, 计算中 CFL (courant-friedrichs-Lewy) 数由 1~200 线性增长. 由于采用了精确的雅可比矩阵和高效的隐式迭代算法, 计算收敛很快.



(a) 计算网络



(b) 定常计算的升力和残差收敛图

图 8 计算网格及定常计算收敛史

Fig. 8 Computational grid and convergence history

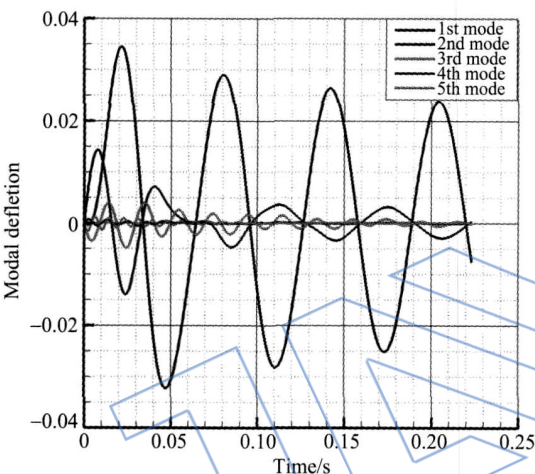
5. 2. 3 流固耦合计算

流固耦合的非定常计算是以收敛的定常流动解和翼型平衡位置为初始值, 求解在不同动压头下翼型及其周围流体在小幅扰动下翼型振动的响应. 其中结构动力方程的初始值取为偏离平衡位置小幅的位移或振动速度, 在以下计算中均给第一阶模态一个初始的扰动模态速度 (0.001). 参考实验相关文献, 本文计算中各阶模态的机械阻尼均取为 0.02.

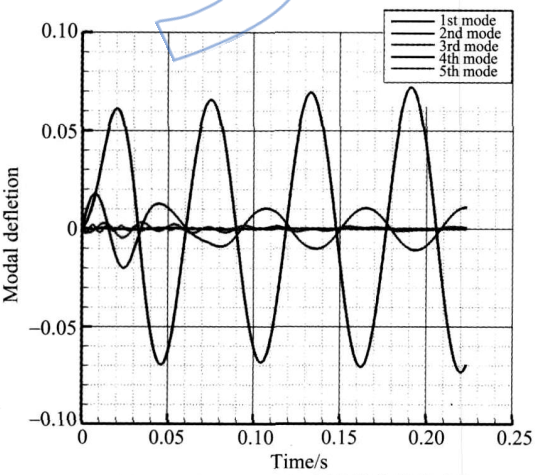
颤振边界的判定是根据结构体是否从气流中吸收能量从而产生发散的动态响应.图 9(a)所示是 A GARD 445.6 翼型在 $Ma_\infty = 0.901$, $V_f = 0.321$ 时计算包含的所有 5 阶模态的位移响应,其中 V_f 为颤振速度

$$V_f = U_\infty / b \omega_1 \sqrt{\mu} \tag{9}$$

其中 ω_1 为翼型第一扭转模态的圆周频率; μ 为质量比; b 为翼根部的半弦长.在此工况下,由于气动力的阻尼作用,对初始的振动随时间的推进而衰减,翼型在此工况下是稳定的.图 9(b)所示在相同马赫数下, $V_f = 0.346$ 时 1~5 阶模态的位移响应.可以看出翼型的初始扰动振动由于气动力的作用而放大,从而振动将最终发散.在某一马赫



(a) $Ma_\infty=0.8$, $V_f=0.321$ 时 5 阶模态位移响应



(b) $Ma_\infty=0.8$, $V_f=0.346$ 时 5 阶模态位移响应

图 9 $Ma_\infty = 0.8$, $V_f = 0.321$ 和 $V_f = 0.346$ 时 5 阶模态位移响应

Fig. 9 Response of modal displacement of 5 modes at $Ma_\infty = 0.8$, $V_f = 0.321$ and $V_f = 0.346$

数下的颤振点是通过一系列 V_f 下的非定常耦合计算,用相邻的几组不稳定、稳定 V_f 值插值得到的.

图 10 为 $Ma_\infty = 0.901$, $V_f = 0.38$ 时的计算结果,由于 V_f 远小于颤振点的颤振速度 0.48,各阶模态的响应均随时间迅速衰减,所以该系统是稳定的.可以注意到,各阶模态在初始的几个循环均按该模态的自然自然频率振动,随时间推进,1 阶模态频率增高,2 阶模态的振动频率减小,其频率趋同.

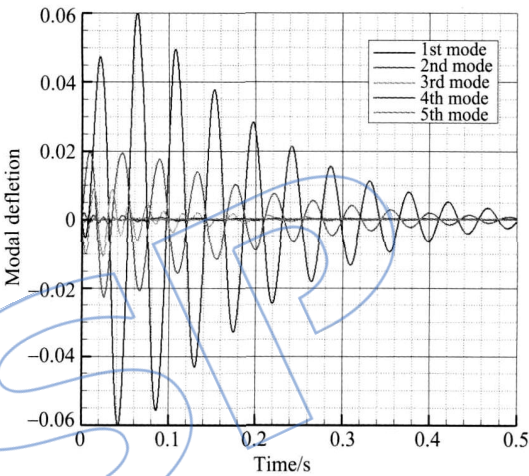


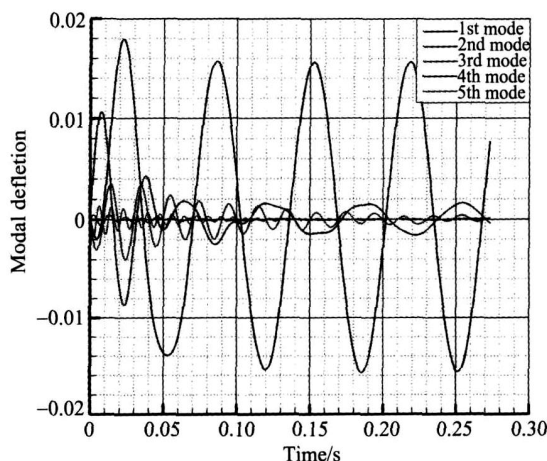
图 10 $Ma_\infty = 0.4$, $V_f = 0.38$ 时 5 阶模态的位移响应

Fig. 10 Response of modal displacement of 5 modes at $Ma_\infty = 0.901$, $V_f = 0.3395$

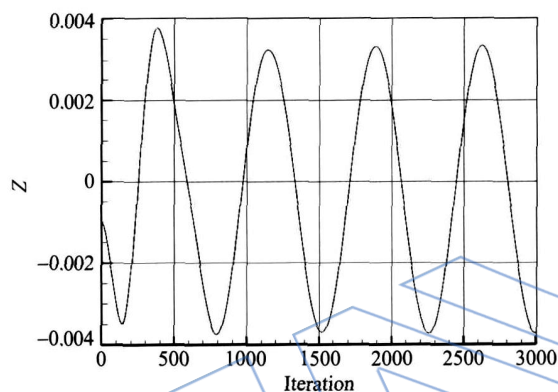
图 11(a) 为 $Ma_\infty = 0.901$, $V_f = 0.3395$ 时各阶模态的位移响应,由于很接近颤振点,1 阶和 2 阶模态振幅均随时间小幅增加,其余模态均迅速衰减,该颤振是由于 1 阶(第一弯曲)和 2 阶模态(第一扭转)的耦合作用引起的.图 11(b) 为翼尖某点振动图,该点的振动也呈缓慢增长趋势.

为了简化计算,采用在每个马赫数下变动压头 $\left(\frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2\right)$ 的方法,以达到模拟不同颤振速度的目的.为了准确的逼近颤振边界,在实验颤振点附近用最少 8 个动压头进行耦合计算.图 12 为在进行了 12 个马赫数下非定常计算得到的 A GARD 445.6 翼型在零度攻角时的颤振边界.当流动为亚声时,即 $Ma_\infty \leq 0.8$ 时,虽然计算忽略了黏性影响,数值模拟结果和实验值符合的比较好.在跨声速区 ($Ma_\infty \geq 0.8$),由于不能模拟激波和边界层的相互作用的影响,计算结果和实验值有一定的差距,但也基本反映了跨声速凹台效应.这反映了在进行跨声速时,激波和边界层干扰

对流固耦合的非定常计算有非常重要的影响。



(a) $Ma_\infty=0.901$, $V_f=0.3395$ 时5阶模态位移响应



(b) 翼尖某点振动图

图 11 $Ma_\infty=0.901$, $V_f=0.3395$ 时的位移响应

Fig. 11 Response of modal displacement at $Ma_\infty=0.901$, $V_f=0.3395$

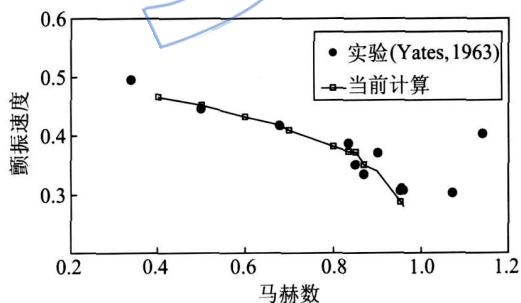


图 12 AGARD 445.6 翼型在零攻角时的颤振边界

Fig. 12 Flutter boundary of AGARD 445.6 at zero angle of attack

6 结 论

应用了时域气动弹性的计算的方法,开发了基于混合网格有限体积法的气动弹性数值模拟计算程序,采用了全隐式的时间推进、3阶空间离散格式和动态变形网格技术。由于采用了基于混合

网格的非结构网格技术,该方法可应用到实际工程中的复杂几何结构内的气动弹性问题的数值模拟。相对于常规的非定常流动的数值计算,本文开发的弱耦合非定常计算方法对计算量增加不大,可用于研究较为复杂的气动和结构相互作用问题。

致谢:

感谢凡舟基金(20070405)对该研究的资助。

参考文献:

- [1] Bisplinghoff R L, Ashley H, Halfman R L. Aeroelasticity [M]. 2nd Print. Cambridge, United States: Addison-Wesley Publishing Company, 1957: 7-9.
- [2] 邢景棠,周盛,崔尔杰. 流固耦合力学概述[J]. 力学进展, 1997, 27(1): 21-38.
XING Jingtang, ZHOU Sheng, CUI Erjie. Review of fluid/structure interaction[J]. Advance in Mechanics, 1997, 27(1): 21-38. (in Chinese)
- [3] Batina J T. Unsteady transonic algorithm improvements for realistic aircraft configurations [J]. Journal of Aircraft, 1989, 26(2): 131-139.
- [4] Krist S L, Biedron R T, Rumsey C L. CFL 3-D user's manual [R]. Version 5.0. NASA/TM-1998-208444, June 1998.
- [5] 徐敏,安效民,陈士槽. CFD/CSD 耦合仿真系统设计[C]// 第九届全国空气弹性学术交流会论文. 成都:中国空气动力学会, 2005.
XU Min, AN Xiaoming, CHEN Shilu. Design of a CFD/CSD coupling simulation system [C]// The 9th National Aeroelasticity Conference. Chengdu: Chinese Aerodynamics Research Society, 2005. (in Chinese)
- [6] 叶正寅,杨炳渊. 利用 N-S 方程模拟机翼气动弹性的一种计算方法[J]. 计算物理, 2001, 18(5): 397-401.
YE Zhengyin, YANG Bingyuan. A method to simulate the aeroelastic problem based on Navier-Stokes equation [J]. Chinese Journal of Computational Physics, 2001, 18(5): 397-401. (in Chinese)
- [7] 郭迪龙,杨国伟,康宏琳,等. 三角翼受迫俯仰滚转耦合运动的气动特性研究[J]. 空气动力学学报, 2007, 25(1): 66-69.
GUO Dilong, YANG Guowei, KANG Honglin, et al. Study of aerodynamics characteristics of coupled-force pitching and rolling of a delta wing [J]. Acta Aerodynamic Sinica, 2007, 25(1): 66-69. (in Chinese)
- [8] Zheng Y, He L. Multigrid upwind Euler/ Navier-Stokes computation on adaptive unstructured meshes [J]. Journal of Royal Aeronautics, 2002, 105: 173-183.
- [9] Biedron R T, Vatsa V N, Atkins H L. Simulation of unsteady flows using an unstructured Navier-Stokes solver on moving and stationary grids[R]. AIAA 2005-5093, 2005.
- [10] Acikgoz N, Bottasso C L. A new mesh deformation tech-

- nique for simplicial and non-Simplicial meshes [R]. AIAA 2006-885, 2006.
- [11] Liu F, Cai J, Zhu Y. Calculation of wing flutter by a coupled fluid-structure method [J]. Journal of Aircraft, 2001, 38(2): 334-342.
- [12] Chen X, Zha G G, Yang M T. Numerical simulation of 3-D wing flutter with fully coupled fluid-structural interaction[R]. AIAA Paper 2006-0697, 2006.
- [13] Cunningham H J, Batina J T, Bennett R M. Modern wing flutter analysis by computational fluid dynamics methods [R]. NASA Technical Memorandum 100531, 1988.
- [14] Smith M J, Cesbik C E S, Moran K J. Evaluation of computational algorithm to interface CFD and CSD methodologies[R]. AIAA-96-1400-CP, 1996.
- [15] McNamara J J, Friedmann P P. Flutter-boundary identification for time-domain computational aeroelasticity [J]. AIAA Journal, 2007, 45(7): 1546-1555.
- [16] Yate E C. A GARD standard aero elastic configurations for dynamic response, candidate configuration: I—Wing 445. 6 [R]. NASA Technical Memorandum 100492, August 1987.
- [17] Yate E C, Norman S L, Foughner J T. Measured and calculated subsonic and transonic flutter characteristics of a 45° sweptback wing platform in air and Freon-12 in the Langley transonic dynamics tunnel[R]. NASA TN D-1616, March 1963.