

CFD/CSD 紧耦合及新型动网格方法 在气动弹性模拟中的应用

陈龙*, 伍贻兆, 夏健

(南京航空航天大学 航空宇航学院, 南京 210016)

摘要: 研发出一套基于紧耦合的 CFD/CSD 耦合方法和程序。非定常流场求解采用混合网格有限体积方法, 时间离散采用基于 LU-SGS 隐式格式的双时间步长法。通过求解雷诺平均 Navier-Stokes 方程模拟了三维机翼的跨音速气动弹性现象。得到了其颤振边界, 与风洞实验结果吻合较好, 验证了方法和程序的有效性和实用意义。同时将 Delaunay 图映射弹簧原理混合动网格方法引入到气动弹性的计算中, 并对湍流模型对气动弹性计算的影响进行了研究。

关键词: 流固耦合; 气动弹性; 颤振; 动网格; 紧耦合

中图分类号: V211.3 **文献标志码:** A

1 引言

在过去的 10 年流固耦合 (Fluid Structure Interaction) 得到了迅速的发展, 尤其是以耦合计算流体力学 (CFD) 和计算结构力学 (CSD) 为基础的气动弹性问题模拟成为了研究的热点^[1-5]。CFD/CSD 耦合计算需要准确的非定常气动力的求解; 力和位移在 CFD 和 CSD 之间的插值转换技术; 结构动态响应的求解; 气动网格的高效变形等多种学科和技术的交叉综合。目前 CFD/CSD 耦合模型^[1]通常被归为全耦合、松耦合和紧耦合。尤其以松耦合和紧耦合应用的最广泛。松耦合以其模型简单、保证了 CFD 与 CSD 方法和程序的相对独立性, 不需要对其做较大修改的优点, 被广泛应用到 CFD/CSD 的耦合中。它的缺点也很明显, 积分时间的不同步使得流体和结构存在一个时间步长的延时 (lag), 这样就需要选择极小的时间步长才能保证耦合的精度。为了解决松耦合的问题, 紧耦合在每个时间步内对流场和结构进行多次的数据交换, 可以看做是引入了预估和校正迭代, 故消除了那一个时间步长的延时, 提高了耦合的时间精度。也因此能够在不影响数值模拟精度的情况下取得比松耦合更长的时间步长。

在非结构网格上的动网格方法使用最广泛的就是弹簧原理方法^[6], 由于需要迭代故降低了此方法的效率。刘学强等发展出一种基于 Delaunay 背景图的快速动网格方法^[7], 由于不需要迭代因而提高了效率, 并且改善了弹簧原理方法容易出现负体积的不足。本文对于 Delaunay 图映射方法进行了改进使之效率更高, 称之为 Delaunay 图映射弹簧原理混合动网格方法。

2 Navier-Stokes 方程及其求解

任意拉格朗日欧拉 (ALE) 形式的雷诺平均 Navier-Stokes (Reynolds-Averaged Navier-Stokes) 控制方程:

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} W d\Omega + \oint_{\partial\Omega} (F - G) dS = \int_{\Omega} Q d\Omega \quad (1)$$

式中 W, F 和 G 定义如下:

$$W = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho E \end{bmatrix}, \quad F = \begin{bmatrix} \rho V_r \\ \rho u V_r + n_x p \\ \rho v V_r + n_y p \\ \rho w V_r + n_z p \\ \rho H V_r + V_i p \end{bmatrix}$$
$$G = \begin{bmatrix} 0 \\ n_x \tau_{xx} + n_y \tau_{xy} + n_z \tau_{xz} \\ n_x \tau_{yx} + n_y \tau_{yy} + n_z \tau_{yz} \\ n_x \tau_{zx} + n_y \tau_{zy} + n_z \tau_{zz} \\ n_x \Theta_x + n_y \Theta_y + n_z \Theta_z \end{bmatrix} \quad (2)$$

收稿日期: 2009-08-05; 修改稿收到日期: 2010-12-05.

作者简介: 陈龙* (1983-), 男, 博士生

(E-mail: lchen@nuaa.edu.cn)

式中 $V_r = n_x u + n_y v + n_z w - V_t = V - V_t$, V_t 为控制体边界的网格速度。

采用基于非结构网格的有限体积法离散控制方程,时间离散采用非定常双时间步,虚拟时间步采用基于网格重排序技术的 LU-SGS 隐式迭代方法,在时间上达到二阶精度。空间离散采用格点格式,分别可以采用中心格式, HLLC 格式及 Roe 格式等计算控制体边界的通量。

LU-SGS 隐式方法结合双时间步长方法^[8]的描述如下方程。其中 n 表示第 n 个真实时间步, m 表示第 m 个虚拟时间步。

LU-SGS 向前扫略:

$$\Delta W^* = D^{-1} \left[RHS^m - \frac{1}{2} \sum_{j(i)} \Delta S(\Delta F^* - \rho_A \Delta W^*) \right] \quad (3)$$

LU-SGS 向后扫略:

$$\Delta W^m = \Delta W^* - \frac{1}{2} D^{-1} \sum_{j(i)} \Delta S(\Delta F^* - \rho_A \Delta W^m) \quad (4)$$

式中

$$D = \left\{ \frac{\Omega}{\Delta \tau} + \frac{3\Omega}{2\Delta t} + \frac{1}{2} \sum_{j(i)} \Delta S \rho_A \right\} I \quad (5)$$

$$RHS^m = - \sum_{j(i)} \Delta S(F^m(W) - G^m(W)) - \frac{3W^{n,m}\Omega^{n+1} - 4W^n\Omega^n + W^{n-1}\Omega^{n-1}}{2\Delta t} \quad (6)$$

在网格移动和变形过程中必须满足几何守恒率(GCL),即控制体体积满足以下方程:

$$\Omega^{m+1} = \frac{4}{3}\Omega^m - \frac{1}{3}\Omega^{m-1} + \frac{2}{3}\Delta t \sum V_t \Delta S \quad (7)$$

在封闭 RANS(Reynolds-averaged Navier-Stokes) 时湍流模型分别采用 Spalart-Allmaras 一方程模型^[9] 和 Menter's SST 两方程模型^[10]。

3 网格变形技术

采用基于 Delaunay 图映射的快速动网格技术^[7]。Delaunay 图映射方法是把对网格的移动转移到 Delaunay 图的移动上,所有的对网格的变形扰动都转嫁到对 Delaunay 图的变形操作上,最后通过映射关系得到移动后的网格。Delaunay 图映射方法不需要迭代操作,因而效率较高。当紧耦合计算时在每一个真实时间步内都需要多次进行网格的变形,故相对于使用最广泛的弹簧原理方法此方法可以一定程度上提高计算效率。Delaunay 图映射弹簧原理混合方法,是在 Delaunay 图映射的基础上,通过布置辅助点并按照一定的原则移动辅

助点,改善了限制其效率和变形的主要因素——Delaunay 图在变形过程中的交叉,增强了 Delaunay 图映射方法的适应性,减少了 Delaunay 图生成次数。

Delaunay 图映射弹簧原理混合方法主要包含 6 步:

- (1) 由一定原则确定一定数量的辅助点。
- (2) 以初始网格的适当边界点和第 1 步确定的辅助点为基础生成 Delaunay 图。
- (3) 在 Delaunay 图中定位初始网格点。计算体积比例系数,既确定映射关系。
- (4) 根据网格物面边界点的移动对 Delaunay 图进行移动和变形操作。
- (5) 根据弹簧原理移动辅助点的位置,消除 Delaunay 图交叉。

(6) 在确定 Delaunay 图没有交叉的情况下,通过第 2 步建立的映射关系,在变形移动后的 Delaunay 图中计算网格点的坐标,从而得到新的动网格。如果 Delaunay 图交叉则将大变形分解为两步较小的变形,返回第 2 步。

其中第 2、3、4、6 为原方法中的步骤。

4 结构动力方程

$$[M]\{\ddot{x}\} + [C]\{\dot{x}\} + [K]\{x\} = \{F(t)\} \quad (8)$$

$$\{x(x, t)\} = \sum_{i=1}^N q_i(t) \{\phi_i(x)\} \quad (9)$$

$$\ddot{q} + [\xi]\dot{q} + [\omega]q = \phi^T \{F\} \quad (10)$$

式中取 $[\xi] = \phi^T [C] \phi$, $[\omega] = \phi^T [K] \phi$ 。由于 $[\xi]$ 和 $[\omega]$ 均为对角阵,则可以将上式写为一组解耦的标量方程:

$$\ddot{q} + 2\xi_i \omega_i \dot{q} + \omega_i^2 q = Q_i \quad (i = 1, 2, \dots, N) \quad (11)$$

采用直接积分法中的 Newmark 方法来离散求解结构动力方程。

$$\{\dot{x}\}_{n+1} = \{\dot{x}\}_n + \Delta t [(1-\gamma)\{\ddot{x}\}_n + \gamma\{\ddot{x}\}_{n+1}] \quad (12)$$

$$\{x\}_{n+1} = \{x\}_n + \Delta t \{\dot{x}\}_n + \frac{\Delta t^2}{2} [(1-2\beta)\{\ddot{x}\}_n - 2\beta\{\ddot{x}\}_{n+1}] \quad (13)$$

取 Trapezoidal 条件 $\gamma = 1/2$ 和 $\beta = 1/4$ 时无条件稳定,此时为平均加速度法且具有二阶精度。需要注意的是为了得到较精确的结构动力响应,要求必须取得足够小的计算时间步长,一般应采用对结构动力响应有显著影响的最小周期的十分之一^[11]。

5 CFD/CSD 插值方法

采用无限平板样条法(IPS)^[12] 或常体积转换法(CVT)^[13] 求得插值矩阵 H 则有如下关系:

$$d_a = Hd_s, \quad F_s = H^T F_a \quad (14,15)$$

式中 d_a 为气动网格在边界上的位移, d_s 为结构网格在边界上的位移, F_a 为气动力, F_s 为结构受力。通过如上两个方程实现了力和位移在 CSD 和 CFD 之间的交换。

6 CFD/CSD 耦合过程

紧耦合需要在每个时间步内对流场与结构进行多次的数据交换。以双时间步长方法中的每个真实时间步为例, 计算流程如下。

- (1) 计算 $n+1$ 真实时刻的 m 虚拟时间步的气动力 $F_a^{n+1,m}$ 。
- (2) 将其动力插值到结构网格上为 $F_s^{n+1,m}$ 。
- (3) 求解结构方程得到结构网格上的广义位移和实际位移。
- (4) 将位移从结构网格插值到气动网格上。
- (5) 使用动网格技术将气动网格变形。
- (6) 进行一步虚拟时间迭代。
- (7) 若流体和结构不收敛则 $m+1$, 重复直到收敛 $n+1$ 。

流程图如图 1 所示, 当收敛时在真实时刻流场与结构是同步的。需要注意的是实际计算中为保证流场推进的准确性往往需要将流场迭代几步再与结构求解器交换数据, 此外发现当采用 RANS 时

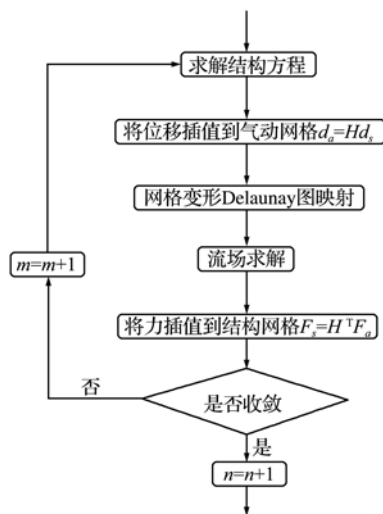


图 1 CFD/CSD 耦合流程图
Fig. 1 CFD/ CSD coupled solution

需要比采用 Euler 时迭代更多的伪时间步再与结构求解器交换数据。

7 计算结果和讨论

AGARD WING 445.6 测试算例, 是由美国国家航天局兰利研究中心在跨音速动态风洞中完成实验的^[14]。现被广泛应用于检验测试气动弹性模拟。AGARD 445.6 机翼四分之一弦线后掠角为 45°。展弦比是 1.65, 梢根比是 0.66, 展长 0.762 m, 根弦长 0.5587, 采用 NACA65A004 翼型。计算中取对结构动力响应有显著影响的前四阶模态, 即一阶弯曲, 一阶扭转和二阶弯曲, 二阶扭转。图 2 给出了该机翼前四阶模态固有频率和阵型。

计算网格采用非结构混和网格。如图 3 所示, 无粘网格为 567752 网格单元 100080 网格点, 如图 4 所示, 粘性网格为 1217035 网格单元 500715 网格点。粘性网格的 y^+ 约为 $O(1)$ 。

在 Delaunay 图映射弹簧原理混合方法的网格变形中需要对网格物面边界点、远场边界点及辅助点生成 Delaunay 三角形(三维为四面体), 图 5 给出了无粘网格变形过程中的三维 Delaunay 图。首先对 Delaunay 图映射在 AGARD 445.6 机翼粘性混合网格变形进行测试。如图 6 对该机翼抬起约 0.5 倍的展长。变形后的网格如图 7 所示。在变形过程中没有出现负体积, 并保持了由棱柱组成的粘性层的良好特性。此种幅度的变形完全可以满足在颤振计算中的结构变形要求。

为了检验 Delaunay 图映射变形和 IPS 和 CVT 插值的正确性, 本文考虑了静气动弹性问题。计算状态为 $M_\infty = 0.8$ 和 $\alpha = 1^\circ$ 。自由来流根据参考文献选取为来流速度 $U_\infty = 247.09$ m/s, 密度为 $\rho_\infty = 0.09411$ kg/m³。

静气动弹性的计算过程以定常状态的流场为基础, 取时间步长 $\Delta t = 0.005$ s 采用时间推进的方

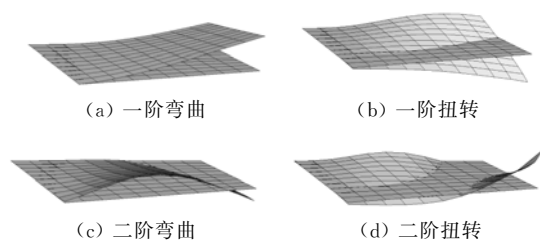


图 2 CSD 网格及模态阵型
Fig. 2 CSD grid and modal deflection

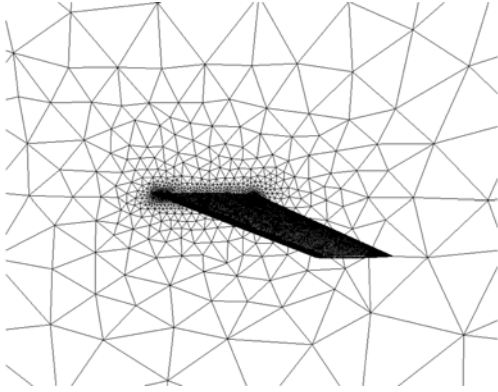


图 3 无粘网格
Fig. 3 Inviscid grid

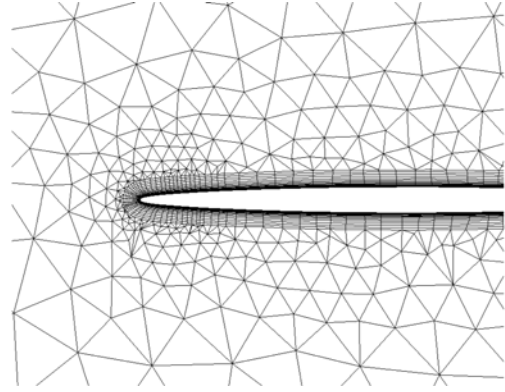


图 4 粘性网格对称面细节
Fig. 4 Viscous grid detail

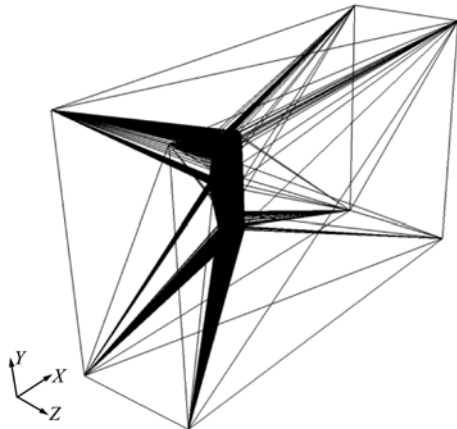


图 5 三维 Delaunay 图
Fig. 5 3D Delaunay map

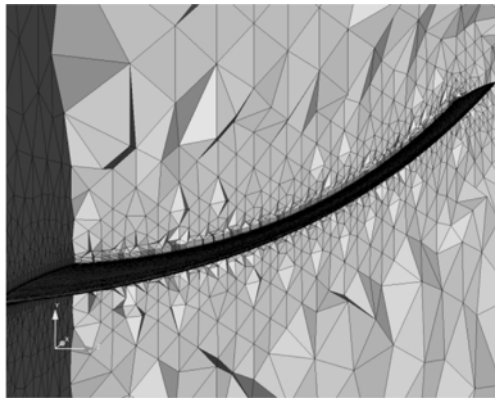


图 7 粘性网格变形
Fig. 7 Viscous grid deform

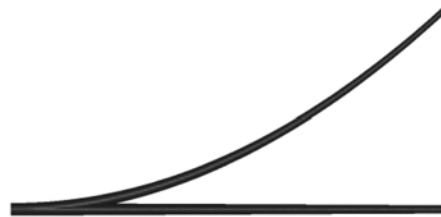


图 6 机翼变形前后
Fig. 6 Wing deform

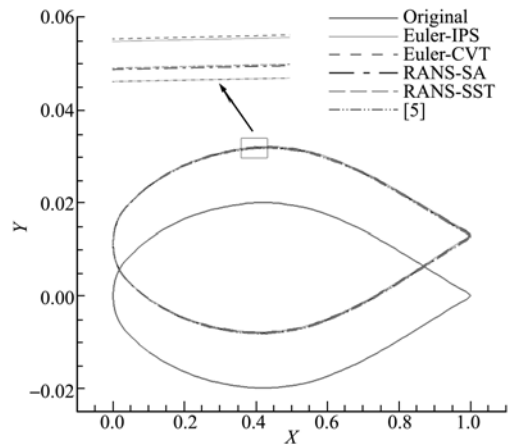


图 8 翼梢变形对比
Fig. 8 Wing tip deflected comparison

法模拟。计算过程中选取模态阻尼系数 $\xi_i = 0.99$ 系统处于过阻尼状态。因此只需要很少的时间步即可收敛。因为气动弹性的计算量巨大，为提高效率本文算例均采用中心格式。图 8 给出了在多种计算状态下翼梢变形与参考文献的结果比较。

颤振计算过程以定常状态的流场为基础，给予结构的第一阶模态一个初始速度，随后进行时域内的推进模拟。这个初始速度取 $\dot{q} = 2\pi f_1 q_1$ ，其中 q_1 为一个较小的广义位移，例如， $q_1 = 2 \times 10^{-2}$ 。需要注意的是当迎角不为零或非对称外形时则需要采

用静气动弹性平衡状态的流场为基础。时间步长选取为 $\Delta t = 0.001$ s。颤振计算需要比定常计算大的多的计算时间，尤其是使用 RANS 计算颤振往往需要数倍于 Euler 计算的网格单元数量，数十倍的计算时间。

以 $M_\infty = 0.960$ 为例，图 9 和图 10 分别给出 $V_f = 0.28, V_f = 0.27$ 时的广义位移的时间历程。为了显示方便只给出前两阶模态的广义位移。可以根据两个状态的动压计算出颤振边界的动压，从而得到此马赫数下的无量纲化的颤阵速度 $V_f = 0.273$ 。

在对各马赫数颤振边界的计算与实验值对比

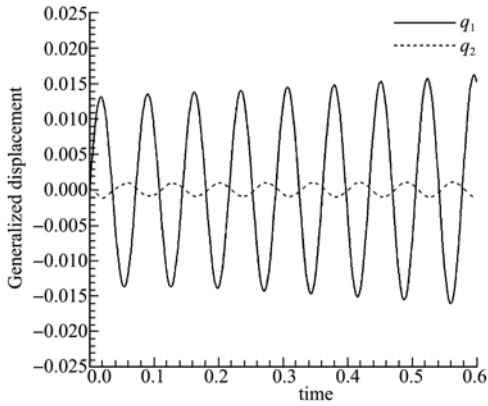


图 9 $V_f = 0.28$ 时的广义位移
Fig. 9 $V_f = 0.28$ Generalized displacement

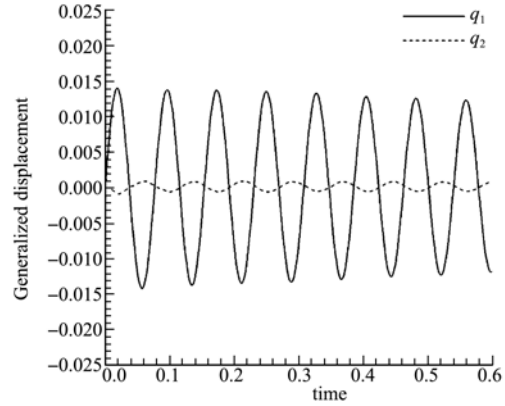


图 10 $V_f = 0.27$ 时的广义位移
Fig. 10 $V_f = 0.27$ Generalized displacement

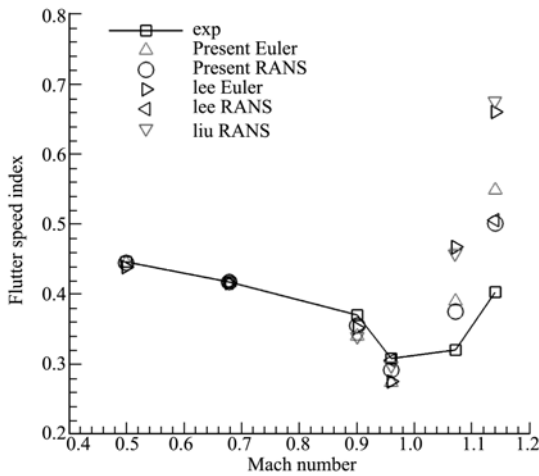


图 11 AGARD 445.6 颤振边界
Fig. 11 AGARD 445.6 flutter boundary

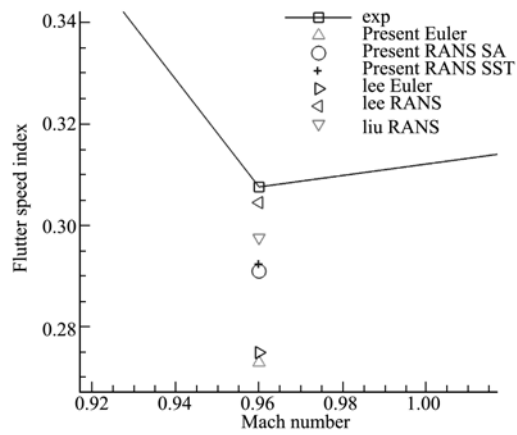


图 12 $M_\infty = 0.960$ 颤振边界
Fig. 12 $M_\infty = 0.960$ flutter boundary

的过程中表明,在亚音速 ($M_\infty = 0.499$ 和 $M_\infty = 0.678$) 时与实验结果符合的相当好,并且注意到在这两个马赫数时动压很小的改变就会带来广义位移时间历程的大幅变化。在 $M_\infty = 0.901$ 和 $M_\infty = 0.960$ 时计算得到的颤振速度都要比试验值低。在使用 RANS 时计算得到的颤振边界要比 Euler 得到的结果高一些,更加接近实验值。同时可以看到在对比 SA 和 SST 模型在无论是静气动弹性还是颤振的模拟中对于结果的影响较小。图 11 给出了 Euler 和 RANS-SA 结果与实验值和参考文献的对比。图 12 为 $M_\infty = 0.960$ 时 Euler、RANS-SA 和 RANS-SST 结果与实验值和参考文献的对比。

8 结 论

对于 AGARD 445.6 机翼马赫数从 0.499 到 1.141 多个状态的颤振边界计算中,准确地捕捉了颤振边界在跨音速段的凹坑并且与实验值吻合的较好。研究表明,在使用 RANS 计算得到的颤振边界要优于使用 Euler 计算得到的结果,这种优势在

跨音速和超声速段表现得尤为突出。对于今后处理复杂的问题具有一定的指导意义。

参考文献 (References):

- [1] Ramji Kamakoti, Wei Shyy, Fluid-structure interaction for aeroelastic applications[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2004, **40**: 535-558.
- [2] Lee-Rausch E, Batina J T. Wing Flutter Boundary Prediction Using Unsteady Euler Aerodynamic Method[R]. AIAA-1993-1433, 1993.
- [3] Lee-Rausch E, Batina J T. Wing Flutter Computations Using an Aerodynamic Model Based on the Navier-Stokes Equations[J]. *Journal of Aircraft*, 1996, **33**: 1139-1147.
- [4] Liu F, Sadeghi M, Yang S, Tsai H. Parallel computation of wing flutter with a coupled Navier-Stokes/CSD method[R]. AIAA-2003-1347, 2003.
- [5] Melville R B, Morton S A, Rizzetta D P. Implementation of a fully implicit aeroelastic Navier-Stokes Solver[R]. AIAA-1997-2039, 1997.
- [6] Frederic J. Blom Considerations on the spring analogy [J]. *Int. J. Numer. Meth. Fluids*, 2000, **32**: 647-668.

- [7] Xueqiang Liu, Ning Qin, Hao Xia. Fast dynamic grid deformation based on Delaunay graph mapping [J]. *Journal of Computational Physics*, 2006, **211**: 405-423.
- [8] Shun Takahashi, Ichie Monjugawa and Kazuhiro Nakahashi Unsteady Flow Computation around Moving Multiple Bodies Using Overset Unstructured Grids [R]. AIAA-2006-2839, 2006.
- [9] Spalart P R, Allmaras S R. A one-equation turbulence model for aerodynamics flows[R]. AIAA Paper, 1992:92-0439.
- [10] F R Menter. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications[J]. *AIAA Journal*, 1994, **32**(8):1598-1605.
- [11] Hughes Thomas J R. *The Finite Element Method-Linear Static and Dynamic Finite Element Analysis* [M]. Prentice-Hall, Inc., Englewood Cliffs, NJ, 1987.
- [12] Harder R L, Desmarais R N. Interpolation using surface splines[J]. *Journal of Aircraft*, 1972, **9**(2): 189-191.
- [13] Goua G S L, Badcock K J, Woodgate M A, Richards B E. Transformation Methods for the Time Marching Analysis of Flutter[R]. AIAA-2001-2457, 2001.
- [14] Yates E C J. AGARD Standard Aeroelastic Configurations for Dynamic Response, 1: Wing 445. 6 [R]. NASA TM 100492, 1987.

CFD/CSD closely coupled and new dynamic grid method in application of aeroelastic simulation

CHEN Long* , WU Yi-zhao, XIA Jian

(Institute of Aero. & Astro., Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The CFD/CSD coupling method and program based on closely coupling are developed. Hybrid grid finite volume method is used to solve unsteady flow fields, and the dual time stepping method based on LU-SGS implicit scheme is used in temporal discretization. 3D wing's aeroelastic phenomenon is simulated by solving Reynolds-averaged Navier-Stokes equations; the flutter boundary is calculated and agrees well with experimental data. The validity and practicality of this method and program are verified. Based on the Delaunay map and spring analogy, hybrid dynamic grid method is deployed to aeroelastic calculation; the effect of turbulence models in aeroelastic simulation is also studied.

Key words: fluid structure interaction, aeroelastic, flutter, dynamic grid, closely coupled

(上接第 802 页)

A novel sampling method with error estimation for the reduced basis method

ZHANG Zheng, HAN Xu* , JIANG Chao

(State Key Laboratory of Advanced Design and Manufacturing for Vehicle Body,
Hunan University, Changsha 410082, China)

Abstract: The vector-space approximation sampling method is proposed here for the reduced basis method in which the precision of solution is influenced by completeness of basis space. The method can enable the corresponding eigenvector obtained in every step to have the biggest angle with the space constructed by early sampling eigenvectors, and then it makes the constructed eigenvector basis space have the weakest correlation and thus be more complete. Furthermore, this method can bring on a prior eigenvalue error bound which can ensure the eigenvalue errors produced by the reduced basis methods to be limited in the previously set scopes. The numerical example demonstrates the validity of the proposed sampling method.

Key words: reduced basis method; dynamics; sampling method; eigenvalue error; transient response