

文章编号: 1000-6893(2006)01-0033-05

一种 CFD/CSD 耦合计算方法

徐 敏, 安效民, 陈士橹

(西北工业大学 航天学院, 陕西 西安 710072)

CFD/ CSD Coupling Numerical Computational Methodology

XU Min, AN Xiaomin, CHEN Shiru

(College of Astronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

摘 要: 针对柔性大展弦比机翼气动弹性分析和主动弹性机翼(AAW)设计发展了一种计算流体力学(CFD)和计算结构动力学(CSD)的耦合计算方法。其主要思想是采用在同一物理时间弱耦合求解 CFD/CSD 技术。气动力采用非定常 N-S 方程的双时间有限体积求解技术, 结构响应则采用有限元数值求解技术。CFD 和 CSD 耦合计算的边界信息(气动力和网格)由所设计的界面程序传输。网格信息传输采用守恒体积转换(CVT)方法将 CSD 计算结构响应位移插值到 CFD 网格点上。变形已有的 CFD 网格技术用以确定 CFD 的变形网格。以位移或载荷的迭代误差为判断耦合计算的收敛标准。最后得到了机翼在 $Ma=0.8395, \alpha=5.06^\circ$ 时 CFD/CSD 耦合计算的收敛值。针对计算结果分析了机翼受静气动弹性过程中结构响应和气动特性随时间变化的效应。初步研究结果表明: 这种弱耦合方法求解非线性气动弹性问题是可行的。

关键词: CFD/CSD; 气动弹性; 数据交换; 动网格; 跨声速

中图分类号: V211.47 **文献标识码:** A

Abstract: To model the nonlinear aeroelasticity of flexible high aspect ratio wings and design active aeroelastic wing (AAW), A CFD/CSD coupling numerical computational methodology is developed. In this study, an aeroelastic coupling procedure will perform with loosely coupling CFD/CSD at the same physics time step. Solving aerodynamic force employ Navier-Stokes discretized based cell-centered finite volume framework with LU-SSOR implicit time marching second order accurate scheme and dual time technology. Computational structural dynamics (CSD) are modeled using finite element equations. Matching the CFD grid displacements with the CSD or finite element model response maintains the accuracy in this loosely coupled approach. In the loosely coupled modular approach of two disciplines, boundary information between the CFD and CSD codes is exchanged through the developed codes' interface mappings. The CSD code calculates the response of the structure. The resulting outputs, the displacements, are interpolated to the CFD grid using a displacement mapping of conservation volume transform (CVT). The CFD code calculates the flow field about this new CFD grid. CFD/CSD coupling procedure is converged after judged by error of the deformed displacements on the CSD in the iteration. Finally, the CFD/CSD coupling computational convergence solution is obtained for a swept wing at $Ma=0.8395, \alpha=5.06^\circ$ using the developed nonlinear aeroelastic methodology. History of response of the structure and aerodynamic characteristic with time is analyzed. The study shows it is important that structural inertia force must consider on static aeroelastic analysis and the developed CFD/CSD coupling procedure is able to compute nonlinear aeroelastic analysis.

Key words: CFD/CSD; aeroelasticity; interface mapping; moving grids; transonic

随着材料技术、信息技术、控制技术以及航空航天技术自身的飞速发展, 未来的飞行器将具有大型、轻质、柔性、变参数的结构特点和高可靠性、高精度、高稳定性、高机动与强适应性的自主运行要求, 并需要在亚、跨、超、高超声速飞行条件下均具有良好的气动特性和操纵特性。最近, 对主动柔性机翼(AFW)^[1]、主动气动弹性机翼(AAW)^[2]和微型飞行器(MAV)^[3]方案中可以看到, 人们对于利

用气动弹性力机翼的柔性变形在减少机翼重量、实现滚转控制、分减载荷和减少阻力显得越来越有兴趣。

在实际中气动弹性应是非线性问题, 特别是跨声速区域, 叠加原理失效, 在大变形情况下, 模态叠加法原则上不可再用, 必须探讨全场求解耦合方程的途径^[4]。高精度的计算流体力学工具必须和高精度的计算结构力学工具结合使用, 应用适当的耦合方法对于精确解决这些问题是必要的。Miller^[5]利用流体-结构耦合预测通过补偿

减少 15% 的起飞重量,从而达到优化气动外形。因此,非定常气动力计算和固体力学中非线性有限元计算两系统的耦合技术是实现非线性气动弹性的发展方向。

求解气动弹性问题的耦合方法通常可以分为两种:强耦合和弱耦合,强耦合(单域)方法需要对 CFD 和 CSD 方程同时进行求解,即使得每一组方程的再形成成为必要。与结构相连的数字矩阵比与流场相连的数字矩阵相差很多数量级。因此,用单一的数值方法求解两个系统有一定的困难^[6,7]。弱耦合方法是模块化的形式。其耦合通过 CFD 网格点上的载荷转换到 CSD 节点上和 CSD 节点上的位移插值到 CFD 网格点上数据交换实现。在这种弱耦合方法中,CSD 和 CFD 网格位移可保持高精度。

Guruswamy^[8]通过在动网格上建立带有欧拉/纳维-斯托克斯方程模型的方法证明了弱耦合技术。Guruswamy 和 Byun^[9]提出了求解二维翼型的气动弹性的一种弱耦合方法。并证明了这种松耦合方法是有效和精确的。

本文主要介绍所发展的三维机翼的非线性气动弹性的一种弱耦合 CFD/CSD 计算技术,通过对一机翼的非线性静力气动弹性计算证明了该方法的可行性。研究的主要目的是基于应用 CFD 和 CSD 耦合的研究为气动弹性动力学计算能力的进一步发展和为机翼结构和气动特性的气动弹性优化设计打下基础。

1 结构和气动模型

(1) 非线性结构模型

结构动力学运动方程,无论是用平衡法或能量法导出,都是在时间域写出的,是时间变量和空间变量的偏微分方程

$$M\dot{x}(t) + Cx(t) + Kx(t) = F(t) \quad (1)$$

式中: M 是质量矩阵; C 是阻尼矩阵; K 是刚度矩阵; $F(t)$ 是物体承受的所有外力; \dot{x} , \dot{x} , x 分别是物体运动的加速度、速度和位移。

式(1)通过空间变量进行有限元离散和对时间变量实施有限差分离散化就可得到物体时间域动态响应分析。

(2) 非线性气动力

在跨音速区,因为混有亚音速和超音速气流产生的激波和激振附面层的重叠,产生了更高的非线性。为了精确捕捉这些非线性效应,求解空气动力学应用了 N-S 方程。

在惯性坐标系下,非定常积分形式的 N-S 方程可写为:

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega(t)} \bar{U} d\Omega + \int_{S(t)} \bar{F} \cdot dS = \frac{1}{Re} \int_{S(t)} \bar{F}_v \cdot dS \quad (2)$$

式中: \bar{U} 为单位体积质量、动量和动能组成的矢量; \bar{F} , \bar{F}_v 分别为无黏和有黏流通矢量; $\Omega(t)$ 是运动控制体积; $S(t)$ 是运动控制体积的表面积。

(3) 双时间推进

引入伪时间项是为了消除第 n 层到第 $n+1$ 层的时间推进误差。假设网格刚性地固联于物体一起运动,所以引入的伪时间项的离散方程可写为

$$V_{i,j,k} \frac{d\bar{U}_{i,j,k}}{d\tau} + V_{i,j,k} \frac{3\bar{U}_{i,j,k}^n - 4\bar{U}_{i,j,k}^{n+1} + \bar{U}_{i,j,k}^{n+2}}{2\Delta t} + \bar{Q}_{i,j,k}^{n+1} = \frac{1}{Re} \bar{Q}_{i,j,k}^n \quad (3)$$

式中: V 为单元体积; \bar{Q} 和 \bar{Q}_v 为有限体积中心离散后的无黏和有黏通量。

式(3)的双时间推进格式为

$$(L + D)D^{-1}(D + U)\Delta U^m = - \frac{3\bar{U}_{i,j,k}^m - 4\bar{U}_{i,j,k}^{m+1} + \bar{U}_{i,j,k}^{m+2}}{2} - \Delta t \bar{R}_{i,j,k}^m \quad (4)$$

式中: $L = -\alpha(A_{i-1,j,k}^+ + B_{i,j-1,k}^+ + C_{i,j,k-1})$

$$D = \left[\frac{3}{2} + \alpha(r_A + r_B + r_C) \right] I$$

$$U = \alpha(A_{i+1,j,k}^- + B_{i,j+1,k}^- + C_{i,j,k+1})$$

式中: A^\pm , B^\pm 和 C^\pm 分别是无黏通量 Jacobi 系数分裂后的矩阵。

2 CFD-CSD 数据交换方法

CFD 和 CSD 程序之间的边界信息包括力的转换和网格转换。

从非线性流体动力学计算的外部作用分布力,被转换到有限元的结点上。力和力矩需要分解到 X , Y , Z 方向来地描述结构上的空气动力即阻力 F_{drag} 、侧向力 F_{side} 和升力 F_{lift} 。

从 CSD 节点到 CFD 网格点的位移转换需要研究插值方法。插值方法应考虑精确性、光滑性、小变异、鲁棒性和外推,以及 CPU 存储量和 CPU 时间。目前,常采用的插值方法有:无限平板样条法;有限平板样条法;多重二次曲面-双调和法;薄板样条法;反函数同变量转换法;非均匀的 B 样条法。这 6 种方法各有其优缺点,但共同的缺点是不能很好的保形^[10]。

采用了一种体积守恒插值方法^[11,12]:对每一个气动网格点 $a(t)$,首先要在结构网格上找出离它最近的三角形单元,顶点用 $s_i(t)$, $s_j(t)$, $s_k(t)$ 表

示, 随时间的推移, 它们有如下关系式

$$a(t) = \alpha s_i(t) + \beta s_j(t) + \gamma s_k(t) + v(t)[(s_j(t) - s_i(t)) \times (s_k(t) - s_i(t))] \quad (5)$$

式中: α, β, γ 是常数, 且满足 $\alpha + \beta + \gamma = 1$ 。

在保持体积守恒时, 采用有向体积 V 。即当气动点位于结构三角单元的上方时 V 为正值。反之, V 为负值。其中 V 的表达式为

$$V = (N(l, m, n) \cdot (a_i(t) - s_{i1}(t))) / 6 \quad (6)$$

3 CFD/CSD 数值计算的收敛性

在弱耦合方法中, 假设由于受气动载荷机翼会弯曲和负向扭转, 使迎角变小, 压力也变小了。这些载荷再次用于 CSD 模块, 由于这个载荷比刚性载荷小, 机翼的扭转也变小了。这些变形再用于 CFD 网格中, 计算中迎角增加了, 载荷也随之增大了, 这个重复出现振荡。气动弹性求解收敛的振荡特性是耦合中某一特定值变化足够小。如果自由流速度比发射速度 v_d 小, 迭代计算将会收敛。

取机翼翼尖的法向位移为耦合计算特征量进行考核。

4 动网格设计

在松耦合方法中, 外部网格必须用在机翼表面上的偏差实现变形。有 2 种方法可以做到这一点: 重新生成 1 个新的完整的 CFD 外部网格和变形已有的 CFD 网格。

本研究采用第 2 种方法。当内边界的网格点在不同时间步长内发生位移时, 将引起它周围的网格点的位移, 为了插值出其它各点的位移。本文以内边界即 $k=1$ 上的点为参考点, 按如下方法计算。

每一个网格点用标号 $P_{i,j,k}$ 来表示, 其中 $k=1$ 表示物面, $k=k_{max}$ 表示外边界; 则三维动网格所对应的公式如下

当 $k > 1$ 时,

$$S_{i,j,k} = \sum_{t=2}^k$$

$$\frac{\sqrt{(x_{i,j,t} - x_{i,j,t-1})^2 + (y_{i,j,t} - y_{i,j,t-1})^2 + (z_{i,j,t} - z_{i,j,t-1})^2}}{\quad} \quad (9)$$

当 $k=1$ 时, $S_{i,j,k} = 0$

$$b_{i,j,k} = 3 \left[\frac{S_{i,j,k}}{S_{i,j,k_{max}}} \right]^2 - 2 \left[\frac{S_{i,j,k}}{S_{i,j,k_{max}}} \right]^3 \quad (10)$$

$$x'_{i,j,k} = b_{i,j,k} x_{i,j,k} + (1 - b_{i,j,k}) x_{i,j,k}^{ref}$$

$$y'_{i,j,k} = b_{i,j,k} y_{i,j,k} + (1 - b_{i,j,k}) y_{i,j,k}^{ref} \quad (11)$$

$$z'_{i,j,k} = b_{i,j,k} z_{i,j,k} + (1 - b_{i,j,k}) z_{i,j,k}^{ref}$$

$x_{i,j,k}^{ref}, y_{i,j,k}^{ref}, z_{i,j,k}^{ref}$ 为旋转变形量。

5 算例和分析

机翼的气动弹性松耦合步骤为: ①得到机翼稳态 CFD 解的一个中间的或者刚性稳态收敛值; ②计算在空气动力表面 CFD 网格点上的压力; ③将 CFD 网格点上的压力转换为 CSD 节点上; ④计算 CSD, 获得机翼的结构响应; ⑤将 CSD 节点上的结构响应位移转换到空气动力表面的 CFD 网格点上; ⑥变形整个 CFD 网格。重复 ①~⑥步直到满足预选的收敛标准。

以 M6 机翼为例进行了 CFD/CSD 耦合计算研究。CFD 计算用网格为 $100 \times 50 \times 50$ 的 C-H 型网格(图 1)。计算状态为: $Ma = 0.8395, \alpha = 5.06^\circ$, 采用有限体积离散求解。CSD 计算用网格为 20×11 (图 2), 采用三角壳元离散的有限元技术求解。由于该方法属初步探讨性研究, CSD 建模仅考虑了蒙皮。

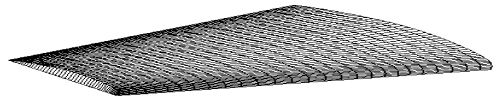


图 1 刚性机翼气动网格

Fig 1 Rigid wing CFD grid

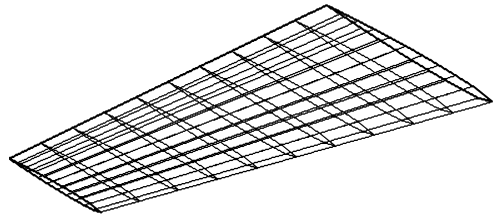


图 2 刚性机翼结构网格

Fig 2 Rigid wing CSD grid

图 3 和图 4 分别表示机翼柔性变形后和刚性机翼上表面的压力云图和马赫数云图。

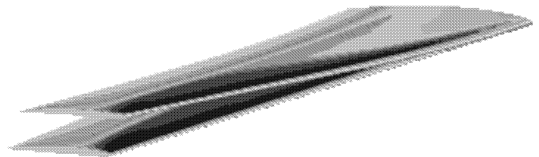


图 3 机翼压力云图

Fig 3 Pressure contour on the wing

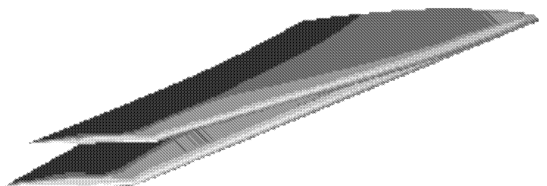


图 4 机翼马赫数云图

Fig 4 Mach number contour on the wing

图 5 显示了刚性和柔性机翼(收敛值)以及实验值沿展向的翼剖面升力系数。注意当考虑了柔性后升力稍有减小。在跨音速域内预测在载荷分布上的柔性作用的能力将会是非常重要的。设计者可用它在预设计阶段来帮助改进机翼的设计。

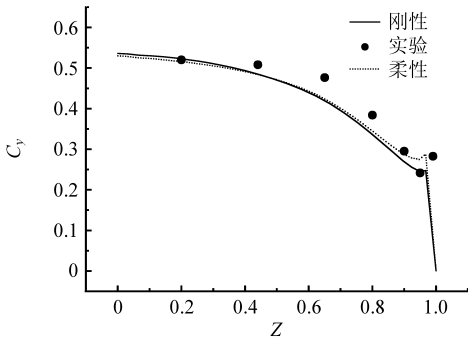


图 5 机翼剖面展向升力系数

Fig 5 Section lift coefficient along span

图 6 显示了柔性和刚性机翼沿展向 65% 处翼剖面的 C_p 分布。图 5 和图 6 可看出,由于机翼的柔性效应,激波位置向后移了。

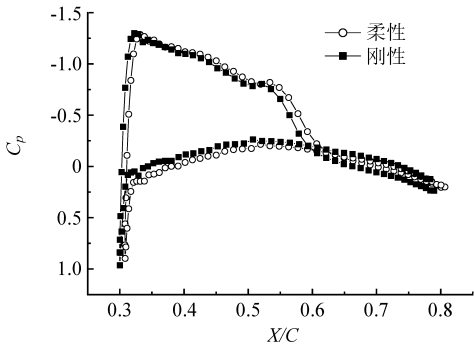


图 6 压力分布($Z/C = 0.69$)

Fig 6 Pressure distribution ($Z/C = 0.69$)

机翼翼梢未变形剖面与最终收敛状态剖面位置比较如图 7 所示。它说明了柔性机翼变形后不仅在 Y 方向有位移而且在 X 方向也存在较大的位移。

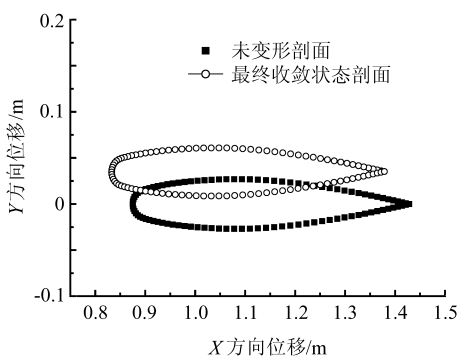


图 7 机翼翼梢剖面位移

Fig 7 Wing tip section displacements

图 8~ 图 13 分别表示翼梢剖面后缘点处 Y, X, Z 方向的位移和绕 Y, X, Z 轴扭转角度随时间变化的历程。图中可明显看出,机翼在静弹性变形的过程中,结构变形是振荡收敛的,并且结构的最大变形位置并不是收敛值。从另一角度看,机翼静弹性变形的过程是一个振动过程,这说明结构受气动力影响而发生变形的过程存在结构的惯性力作用。因此,机翼的静气动弹性变形过程应考虑运动结构的稳定性和飞行器的运动稳定性问题。

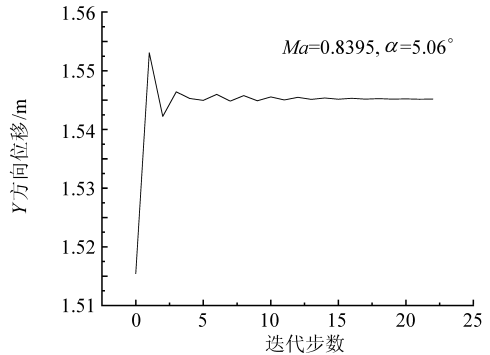


图 8 机翼翼梢后缘点法向位移

Fig 8 Trailing edge tip Y displacements

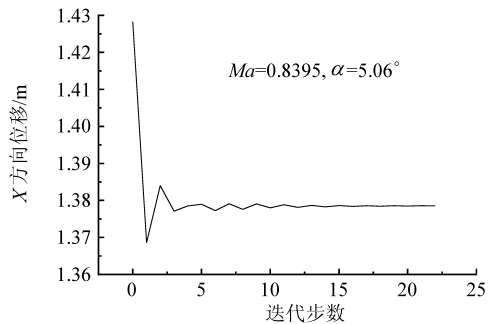


图 9 机翼翼梢后缘点 X 向位移

Fig 9 Trailing edge tip X displacements

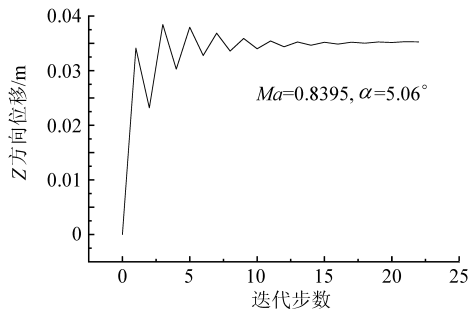


图 10 机翼翼梢后缘点 Z 向位移

Fig 10 Trailing edge tip Z displacements

今后的工作方向: (1) 寻求完整的机翼结构模型的气动弹性求解加快收敛的方法, 主要从初始条件考虑; (2) CFD/ CSD 通用数据交换界面设计; (3) 气动弹耦合计算技术; (4) 智能仿生机翼研究。

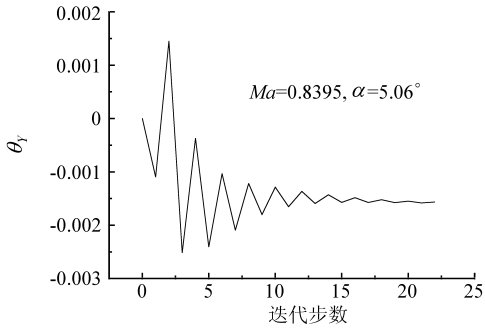


图 11 机翼翼梢后缘点绕 Y 轴旋转角

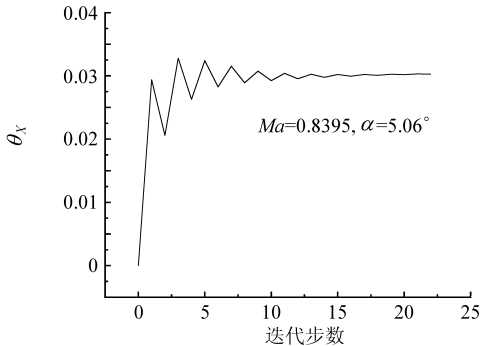
Fig 11 Trailing edge tip θ_Y around Y axis

图 12 机翼翼梢后缘点绕 X 轴旋转角

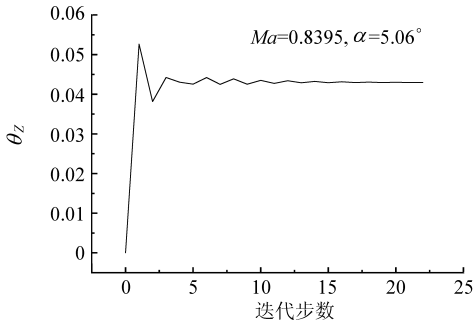
Fig 12 Trailing edge tip θ_X around X axis

图 13 机翼翼梢后缘点绕 Z 轴旋转角

Fig 13 Trailing edge tip θ_Z around Z axis

参 考 文 献

- [1] Yurkovich R. Optimum wing shape for an active flexible wing[R]. AIAA Paper 95-1220, 1995. 520-530.
- [2] Andersen G, Forster E, Kolonay R, *et al.* Multiple control surface utilization in active aeroelastic wing technology

[J]. Journal of Aircraft, 1997, 34(4): 552-557.

- [3] Shyy W, Berg M, Ljungqvist D. Flapping and flexible wings for biological and micro air vehicles[J]. Progress in Aerospace Sciences, 1999, 35: 455-505.
- [4] 邢景棠, 周盛, 崔尔杰. 流固耦合力学概述[J]. 力学进展, 1997, 27(1): 19-30.
- Xing J T, Zhou S, Cui E J. Fluid-structure coupling mechanics summarization. Advances in Mechanics, 1997, 27(1): 19-30. (in Chinese)
- [5] Miller G D. Active flexible wing (AFW) technology[R]. AFWAL-TR-87-3096, 1987.
- [6] Bendiksen O O. A new approach to computational aeroelasticity[R]. AIAA Paper 91-0939, 1991.
- [7] Felker F F. A new method for transonic static aeroelastic problems[R]. AIAA Paper 92-2123, 1992.
- [8] Guruswamy G P. Coupled finite difference/finite element approach for wing body aeroelasticity[R]. AIAA Paper 92-4680, 1992.
- [9] Guruswamy G P, Byun C. Fluid structural interactions using Navier Stokes flow equations coupled with shell finite element structure[R]. AIAA Paper 93-3087, 1993.
- [10] 徐敏, 史忠军, 陈士鲁. 一种流体结构耦合计算问题的网格数据交换方法[J]. 西北工业大学学报, 2003, 22(4): 532-535.
- Xu M, Shi Z J, Chen S L. A data exchange method for fluid-structure interaction problems[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2003, 22(4): 532-535. (in Chinese)
- [11] 徐敏, 陈士鲁. CFD/CSD 耦合计算研究[J]. 应用力学学报, 2004, 21(2): 33-36.
- Xu M, Chen S L. CFD/CSD coupling calculation research [J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2004, 21(2): 33-36. (in Chinese)
- [12] Xu M, Chen Z M, Chen G, *et al.* Study coupling interface mapping for numerical nonlinear aeroelasticity[A]. China and Russia Aerostructure Intensity Science Conference [C], 2003.

作者简介:

徐敏(1956-) 女, 江苏, 教授, 博士, 从事弹性飞行器动力学与控制 and 流固耦合方面的研究. 联系电话: 029-88494614, E-mail: CFD_CSD@163.com

(责任编辑: 刘振国)