

跨声速静气动弹性结构响应分析

陈志敏, 徐敏, 陈士橐

(西北工业大学 航空学院, 陕西 西安 710072)

摘要:采用动态网格生成和 CVT 数字插值技术构成了 CFD/CSD 耦合计算数据交换界面, 结构运动方程采用有限元求解, 气动载荷求解则用非定常 N-S 方程的双时间有限体积推进, 外时间为物理时间, 与结构运动方程同步迭代, 松耦合求解了机翼受气动载荷作用的静气动弹性。最后得到了机翼在 $M_\infty = 0.8395$, $\alpha = 5.06^\circ$ 的 CFD/CSD 耦合计算的收敛值。详细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: 这种松耦合方法求解非线性气动弹性问题是可行的。

关键词: 动态网格; 机翼; CFD/CSD

中图分类号: V21 **文献标识码:** A **文章编号:** 1009-3516(2005)01-0001-04

准确预测静气动弹性结构响应特性是飞机设计中的一个技术难点。它关系到准确确定飞行器的操纵性、安定性的空气动力数据、飞行器的空气动力载荷数据、保证飞行范围内不出现发散和确定机翼的型架外形等一系列复杂的设计问题。

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。对主动柔性机翼(AFW)^[1-2]和主动气动弹性机翼(AAW)^[3]方案研究中可以看到, 人们对于利用气动弹性力在减少机翼重量、实现滚转控制、分减载荷和减少阻力显得越来越有兴趣。而这些研究将给确定结构的静气动弹性响应提出了更高的要求。因此, 机翼的结构特性对飞行器的整体动力学特性的影响意义深远。

目前工程上进行飞机的静气动弹性计算一般都采用线性的准静气动弹性运动方程^[4]。而随着先进的亚音速运输机和军用飞机在跨音速区域里的飞行, 确定介于空气动力载荷和弹性力之间的耦合作用变得越来越重要。由于气动弹性的作用对这类飞行器的设计产生巨大影响, 对于这些气动-结构的相互作用计算预测在飞行工程中有着很大的需求。因此, 为了在跨音速区域里进行静气动弹性分析, 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才能更好地分析飞机的气动力在跨音速域内的非线性特征^[5]。

1 动态网格生成

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。有两种方法可以做到这一点: (i) 重新生成一个新的完整的 CFD 外部网格; (ii) 变形已有的 CFD 网格。

由于(i)在计算中, 每一时间步重新生成计算网格过于费时, 本文采用第二种方法^[6]。当内边界的网格点在不同时间步长内发生位移时, 将引起它周围网格点的位移, 为了插值出其它各点的位移, 我们以内边界

收稿日期: 2004-09-16

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(10272090)

作者简介: 陈志敏(1953-), 男, 山东泰安人, 副教授, 主要从事空气动力学、飞行力学、流固耦合研究;

徐敏(1956-), 女, 江苏徐州人, 教授, 主要从事空气动力学、飞行力学、流固耦合研究;

陈士橐(1920-), 男, 浙江东阳人, 教授, 工程院院士, 主要从事飞行器动力学与控制研究。

即 $j=1$ 上的点为参考点,按如下方法设计计算。每一个网格点 $(x'_{i,j,k}, y'_{i,j,k}, z'_{i,j,k})$ 所对应的公式如下:

$$S_{i,j,k} = \begin{cases} \sum_{t=2}^k \sqrt{(x_{i,j,t} - x_{i,j,t-1})^2 + (y_{i,j,t} - y_{i,j,t-1})^2 + (z_{i,j,t} - z_{i,j,t-1})^2} & k > 1 \\ 0 & k = 1 \end{cases} \quad (1)$$

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

$$x'_{i,j,k} = b_{i,j,k} x_{i,j,k} + (1 - b_{i,j,k}) x_{i,j,k}^{\text{ref}}; y'_{i,j,k} = b_{i,j,k} y_{i,j,k} + (1 - b_{i,j,k}) y_{i,j,k}^{\text{ref}}; z'_{i,j,k} = b_{i,j,k} z_{i,j,k} + (1 - b_{i,j,k}) z_{i,j,k}^{\text{ref}} \quad (3)$$

$k=1$ 表示物面, $k=k_{\max}$ 表示外边界; $x_{i,j,k}^{\text{ref}}, y_{i,j,k}^{\text{ref}}, z_{i,j,k}^{\text{ref}}$ 分别是 $x_{i,j,k}, y_{i,j,k}, z_{i,j,k}$ 绕 z 轴逆时针旋转 θ 角的旋转变形。

2 结构弹性运动方程

现代航空航天结构设计的目标是为了产生一个安全的结构,同时也是为了优化结构和减轻重量。特别是对于高超声速飞行器,这个目标是为了在保证结构能承受空气动力或热动力载荷的情况下来减少结构的重量。通过理解结构的几何非线性特性,可以设计更轻的结构,在变形超过它们几何线性范围外时,而它们的材料仍在线性特性范围内^[7]。

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

$$M\ddot{x}(t) + C\dot{x}(t) + Kx(t) = F(t) \quad (4)$$

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; \ddot{x}, \dot{x}, x 分别是物体运动的加速度、速度和位移。方程(4)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求解得到物体时间域动态响应分析。

3 非定常气动力的 N - S 方程

在惯性坐标系 (x, y, z) 下,非定常积分形式的 Navier - Stokes 方程可写为^[7]

$$\int_{\Omega(t)} U d\Omega + \int_{S(t)} F \cdot dS = \frac{1}{Re} \int_{S(t)} F^V \cdot dS \quad (5)$$

式中: Ω 是运动控制体积; $S(t)$ 是运动控制体积的表面积。 U, F 和 F^V 分别表示无粘和粘性矢量通量。

完全气体的状态方程:

$$P = (\gamma - 1)\rho[E - 0.5(u^2 + v^2 + w^2)] \quad (6)$$

式中: P 为压强; ρ 为密度; E 为内能和动能之和; γ 为比热比; u, v, w 为速度分量。

4 双时间推进技术

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。对应于伪时间项的“子迭代”过程主要实现从第 n 层到 $n+1$ 层的推进,因此“子迭代”过程的收敛值即为第 $n+1$ 层之值。从另一方面也可以这样说,如果对伪时间项的处理能使得流场从第 n 层时间精确地推进到第 $n+1$ 层,则控制方程中附加的伪时间项将趋于零。所以在“子迭代”收敛的情况下,控制方程中附加的伪时间项不会影响所研究的物理问题。

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

$$V_{i,j,k} \frac{dU_{i,j,k}}{d\tau} + V_{i,j,k} \frac{3U_{i,j,k}^{n+1} - 3U_{i,j,k}^n + U_{i,j,k}^{n-1}}{2\Delta t} + Q_{i,j,k}^{n+1} = \frac{1}{Re} Q_{i,j,k}^n \quad (7)$$

其双时间推进格式为

$$(L + D)D^{-1}(D + U)\Delta U^m = - \frac{3U_{i,j,k}^m - 4U_{i,j,k}^n + U_{i,j,k}^{n-1}}{2} - \Delta t R_{i,j,k}^m \quad (8)$$

式中: $L = -\alpha(A_{i-1,j,k}^+ + B_{i,j-1,k}^+ + C_{i,j,k-1}^+)$; $D = [\frac{3}{2} + \alpha(r_A + r_B + r_c)]I$; $U = \alpha(A_{i+1,j,k}^- + B_{i,j+1,k}^- + C_{i,j,k+1}^-)$ 。

5 耦合计算边界信息处理

CFD 和 CSD 程序间的边界信息是由数据转换界面程序完成。界面程序包括力的转换和网格转换。为了得到静气动弹性求解需要两种转换。在机翼的 CFD 网格上的载荷必须转换到 CSD 网格节点上的力,并且机翼 CSD 节点上的位移必须插值到 CFD 网格点上^[8-9]。

从非线性计算流体动力学计算的外部作用分布力,被转换到梁有限元的结点上。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学力。局部力在 x, y, z 方向分别表示阻力 (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。

本文采用文献[7]提出的体积守恒插值方法。对每一个气动网格点 $a(t)$, 首先要找出离它最近的三角形单元,其顶点用 $s_i(t), s_j(t), s_k(t)$ 来表示,随时间的推移,它们有如下关系式:

$$a(t) = \alpha s_i(t) + \beta s_j(t) + \gamma s_k(t) + v(t) [(s_j(t) - s_i(t)) \times (s_k(t) - s_i(t))] \tag{9}$$

式中: α, β, γ 是常数,且满足 $\alpha + \beta + \gamma = 1$, “ \times ”表示矢量积。

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;气动点位于结构三角单元的下方时 V 为负值。其中 V 的表达式为 $V = (N(l, m, n) \cdot (a_i(t) - s_{i1}(t))) / 6$ 。

6 算例和分析

机翼的气动弹性耦合步骤为:首先运用 CFD 计算得到机翼稳态收敛解,将该稳态解的空气动力载荷转换到 CSD 网格节点上,计算 CSD 程序得到机翼的结构位移,将 CSD 节点上的位移转换到空气动力表面的 CFD 网格点上,变形 CFD 网格计算 CFD 程序,重复以上步骤直到满足预选的收敛标准。

采用本文方法对一机翼模型进行静气动弹性计算。CFD 计算网格为 $100 \times 50 \times 50$ 的 C-H 型网格(图 1),CSD 计算用网格为 20×11 (图 2),计算状态为:马赫数 $M_\infty = 0.8395$,攻角 $\alpha = 5.06$ 度。

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 5 显示了刚性和柔性机翼(收敛值)的沿着展向的面升力系数。图 6 显示了柔性和刚性机翼沿展向 65% 处翼剖面的压力分布 C_p 。图 5 和图 6 可看出,由于机翼的柔性效应,激波位置向后移动,剖面升力系数减小。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 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 轴扭转角度随时间迭代变化的历程。从图中明显看出,机翼在受到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。

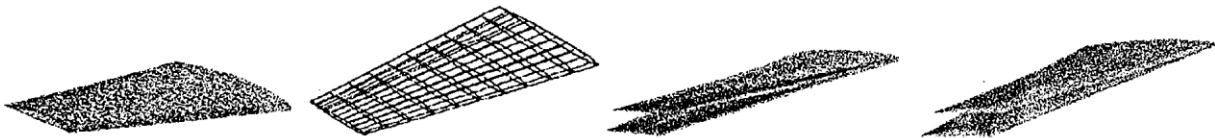


图 1 刚性机翼气动网格 图 2 刚性机翼结构网格 图 3 机翼压力云图 图 4 机翼马赫数云图

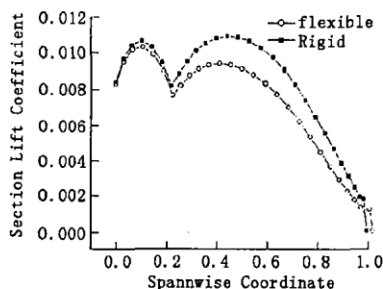


图 5 机翼剖面升力系数

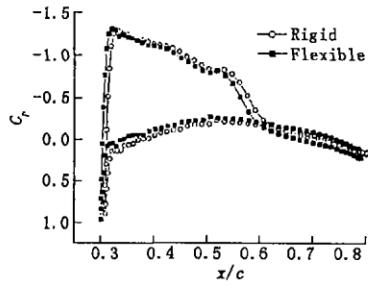


图 6 机翼压力分布($z/c = 0.69$)

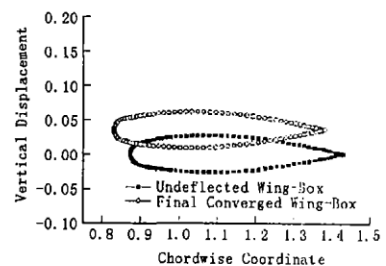


图 7 机翼翼梢剖面位移

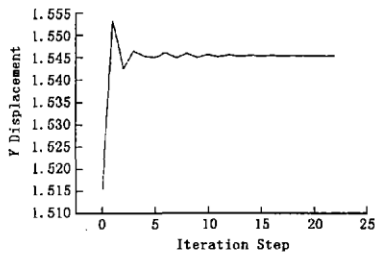


图 8 机翼翼梢后缘点法向位移

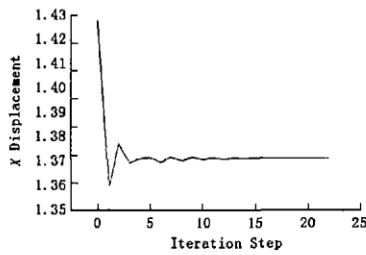


图 9 机翼翼梢后缘点 X 向位移

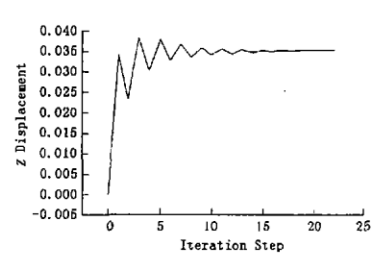


图 10 机翼翼梢后缘点 Z 向位移

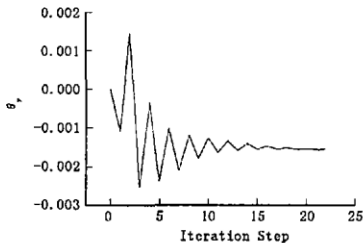


图 11 机翼翼梢后缘点绕 Y 轴旋转角

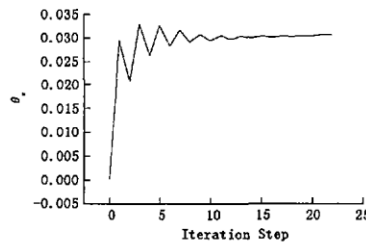


图 12 机翼翼梢后缘点绕 X 轴旋转角

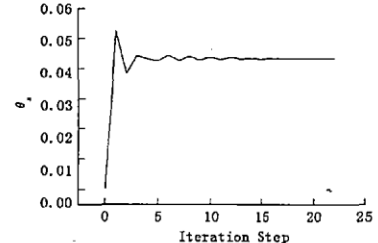


图 13 机翼翼梢后缘点绕 Z 轴旋转角

7 结论

本文采用结构动力学方程和 N-S 方程耦合推进的时域求解计算机翼的静气动弹性特性。获得了机翼结构在受气动载荷作用时的弯曲和扭转变形情况,揭示了机翼结构的静气动弹性过程是一振动过程,提示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分析稳定性问题。

参考文献:

- [1] Miller G D. Active Flexible Wing (AFW) Technology [R]. AFWAL - TR - 87 - 3096, 1987.
- [2] Boyd P, Cole S R, Miller G D. A Summary of The Active Flexible Wing Program [R]. AIAA Paper 92 - 2080, 1992.
- [3] Andersen G, Forster E, Kolonay R, et al. Multiple Control Surface Utilization in Active Aeroelastic Wing Technology [J]. Journal of Aircraft, 1997, 34 (4): 285 - 290.
- [4] 管 德. 飞机气动弹性力学手册 [M]. 北京: 航空工业出版社, 1994.
- [5] 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 - 38.
- [6] 史忠军, 徐 敏, 陈士槽. 动网格生成技术 [J]. 空军工程大学学报(自然科学版), 2003, 4 (1): 61 - 64.
- [7] 徐 敏, 陈士槽. CFD/CSD 耦合计算研究 [J]. 应用力学学报, 2004, 21 (2): 33 - 36.
- [8] 徐 敏, 史忠军, 陈士槽. 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): 259 - 262.
- [9] Xu min, Chen Zhimin, Chen Gang, et al. Study coupling Interface Mapping For Numerical Nonlinear Aeroelasticity [A]. 中俄气动结构强度学术会议, 俄罗斯, 2003.

(编辑: 姚树峰)

An Analysis of Structure Response for Transonic Static Aeroelasticity

CHEN Zhi - min, XU Min, CHEN Shi - lu

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

Abstract: A dynamic meshes and CVT interpolated technology are developed to generate interface mapping for CFD/CSD coupling procedure. Computational structural dynamics (CSD) are modeled using finite element equations. Solving aerodynamic force employs Navier - Stokes discretized based cell - centered finite volume framework with dual - time technology. An aeroelastic coupling procedure will perform with loosing coupling CFD/CSD at the same physics time step. Finally, the CFD / CSD coupling computational convergence solution is obtained for a swept wing at $M_\infty = 0.8395$, $\alpha = 5.06^\circ$, using the developed nonlinear aeroelastic methodology. History of response of the structure and aerodynamic characteristic with time is analyzed. The study shows the developed CFD / CSD coupling procedure is able to compute nonlinear aeroelastic analysis.

Key words: dynamic mesh; wing; CFD/CSD