

用改进非结构动网格方法模拟跨音速非定常绕流

王军利, 周 洲

(西北工业大学 航空学院, 陕西 西安 710072)

摘 要:对用于非结构动网格生成的弹簧近似方法进行了研究。通过采用顶点弹簧方法,分析研究了弹簧倔强系数的取值,同时通过引入防扭转、防挤压倔强系数和边界修正,对标准弹簧近似方法进行了改进。改进后的方法可以大大提高网格变形能力和网格质量。应用本文发展的非结构动网格生成方法并通过耦合求解基于 ALE(Arbitrary Lagrangian - Eulerian)描述的 Euler 方程,模拟了做谐和振动的矩形刚性机翼及大展弦比后掠机翼弯扭耦合振动跨音速非定常绕流,计算结果与参考文献提供的结果及实验结果吻合良好。

关键词:非结构动网格;弹簧近似;非定常流动;Euler 方程;大展弦比后掠机翼

DOI:10.3969/j.issn.1009-3516.2009.03.003

中图分类号: V211;O35 **文献标识码:** A **文章编号:**1009-3516(2009)03-0010-05

目前我国正在研制的新型飞机为了提高飞行性能减少起飞重量,飞机结构大量采用碳纤维复合材料,在机翼布局上普遍采用大展弦比或超大展弦比机翼来提高飞机的升阻比,这种机翼在跨音速飞行受到气动载荷时,往往会产生较大的气动弹性变形,比如颤振、抖振等,这些气动现象非常有害,对飞机的飞行安全构成极大的威胁。因此,现代飞机的设计必须对这些气动弹性不稳定现象进行计算和分析,非定常气动力计算的结果是对这些气动弹性不稳定现象计算分析的原始数据之一。

非定常流场计算中的网格生成方法一般有 2 种:刚性网格方法和变形网格方法。刚性网格方法虽然可以很好保持初始网格的正交性和光顺性,但是对于高频俯仰运动,数值格式会产生很大的耗散。因此,本文选用变形网格方法,并对其中的弹簧近似方法^[1-2]进行了改进,使弹簧近似方法在保持原有计算效率的前提下,网格变形能力和网格质量得到大大的提高。最后,将本文发展的非结构动网格生成方法与 ALE 形式的流场解算器耦合,求解做谐和振荡的矩形刚性机翼及大展弦比后掠机翼弯扭耦合的非定常气动力,并对计算结果进行了分析。

1 改进弹簧近似方法

标准的弹簧近似方法^[3]仅仅考虑了弹簧在直线方向的伸缩作用,在二维或三维时并不能保证避免网格边的互相交叉,而且处理相对大一些的边界运动和变形时,会产生体积为负的“无效”网格单元。为了防止产生这种“无效”网格单元,就必须在弹簧倔强系数中引入单元几何形状的变量。因此,在实际计算中我们对标准弹簧近似方法进行改进,成为式(1):

$$k_{\text{spring } ij} = 1/V_{\text{min}} l_{ij}^2 \quad (1)$$

式中 V_{min} 为拥有网格边 ij 的所有单元中体积最小的单元。当 $V_{\text{min}} \rightarrow 0$ 时, $k_{\text{spring } ij} \rightarrow \infty$ 。这样就保证了与网格边 ij 相对的所有单元中体积最小的单元不会成为体积为负的“无效”网格单元。

* 收稿日期:2008-11-09

基金项目:国防预研基金资助项目(9140A25010106HK03)

作者简介:王军利(1979-),男,陕西宝鸡人,博士生,主要从事飞行器总体设计、计算流体力学研究;

E-mail:wjl503@126.com

周 洲(1966-),女,湖南长沙人,教授,主要从事无人机总体、气动布局设计研究.

为了防止挤压已有的四面体单元^[4]及四面体中的三角形面元^[5],必须考虑挤压弹簧倔强系数,其具体公式为:

$$k_{\text{squash } ij} = \sum (1/\sin^2 \theta) \tag{2}$$

式中 θ 为网格边 ij 所对应的三角形内角以及网格边 ij 所对应的四面体单元所夹内角,见图 1。当 $\theta \rightarrow 0$ 或 $\theta \rightarrow \pi$ 时, $K_{\text{squash } ij} \rightarrow \infty$ 。这样就避免了挤压已有四面体的三角形面元。

此外,一些文献把采用弹簧近似方法调整网格点位置的方法与椭圆型结构网格生成方法进行比较后认为,此种方法也具有椭圆型方法的性质,即局部的扰动只在局部产生影响。计算也证明了这一点,最早出现网格变形失败的单元就是在运动边界附近。为减小这一性质的影响,必须使弹簧的倔强系数沿内边界到外边界的径向方向合理分布,因此我们引进弹簧倔强系数的径向分布系数 K_d ,称之为边界修正。

经过上述的改进和修正,最后得到总的弹簧系数为:

$$k_{ij} = k_d (k_{\text{spring } ij} + k_{\text{squash } ij}) \tag{3}$$

式中 $K_d = 1/d$, d 为计算区域内的点到物面的最小距离。改进后的方法与标准方法的对比结果见图 2,图 2(a)是标准方法的结果,NACA0012 翼型绕 1/4 弦点偏转 35°,尾部已经出现失败;图 2(b)是对同一问题使用改进后的方法,此时翼型偏转到 50°,网格质量仍然较好。

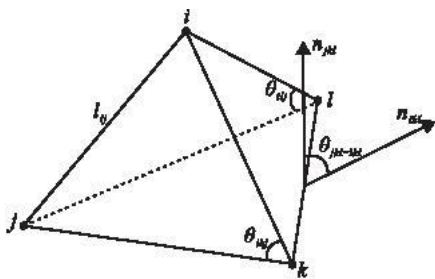
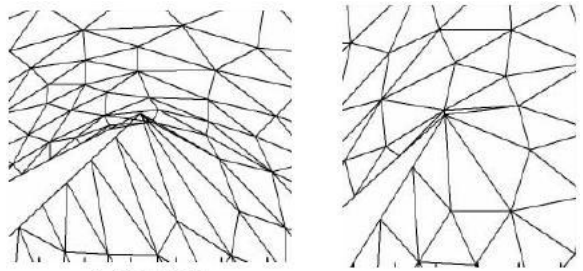


图1 网格单元中决定挤压弹簧倔强系数的 θ 角度

Fig.1 Determination of squashing spring coefficients at a tetrahedron



(a)标准方法

(b)改进方法

图2 两种方法的后缘局部网格对比

Fig.2 The comparison of trailing edge grids of two methods

2 动网格方法的应用

2.1 控制方程

ALE^[6]有限体积描述下的三维可压缩 Euler 方程可表示为如下的积分形式:

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} \mathbf{Q} dV + \int_{\partial\Omega} \mathbf{F}(\mathbf{Q}) \cdot \mathbf{n} dS = 0 \tag{4}$$

式中: Ω 是控制体; $\partial\Omega$ 是控制体边界; \mathbf{n} 为控制体边界外法向单位向量。守恒项和对流项分别为:

$$\mathbf{Q} = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ e \end{bmatrix}, \quad \mathbf{F}(\mathbf{Q}) \cdot \mathbf{n} = (\mathbf{U} \cdot \mathbf{n}) \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho e + p \end{bmatrix} + p \begin{bmatrix} 0 \\ n_x \\ n_y \\ n_z \\ a_i \end{bmatrix} \tag{5}$$

式中: ρ, u, v, w, e, p 分别为流体的密度, x, y 和 z 轴方向的流体速度,单位体积流体的总内能和压强; \mathbf{U} 为流体相对于网格的速度; \mathbf{a}_i 为网格运动的法向速度; n_x, n_y, n_z 是 \mathbf{n} 的 3 个分量。

$$\mathbf{U} = \{ (u - x_t), (v - y_t), (w - z_t) \}, \quad \mathbf{a}_i = x_i \mathbf{n}_x + y_i \mathbf{n}_y + z_i \mathbf{n}_z$$

x_i, y_i, z_i 分别是网格运动速度的 3 个分量。空间离散采用格心格式的有限体积法^[7],时间离散采用 Jameson^[8]提出的双时间方法^[9],几何守恒律及刚体动力学模型可参考文献[10]。

2.2 算例

2.2.1 无后掠刚性机翼谐和振动跨音速绕流

本文所计算的无后掠机翼剖面形状为 NACA64A010, 展弦比为 4, 转动轴定在 50% 的弦长位置处, 瞬间攻角 $\alpha(t)$ 的运动方程为: $\alpha(t) = \alpha_0 + \alpha_m \sin(\omega t)$, 式中: α_0 为平均攻角; α_m 为最大振幅攻角; ω 为振荡角速度, $\omega = 2kV_\infty / C$, 其中 k 为减缩角频率, V_∞ 为无穷远来流速度, C 为机翼根弦长。计算状态: $Ma = 0.80$, $\alpha_0 = 0^\circ$, $\alpha_m = 1^\circ$, $k = 0.135$, 为了得到稳定的周期解, 计算了 4 个周期。

图 3、图 4 分别给出了无后掠刚性机翼瞬间总升力系数 C_l 和瞬间总力矩系数 C_m (力矩作用点为 50% 弦长处) 随瞬间攻角变化的曲线, 图 5 给出了刚性机翼 50% 半展长处攻角达到正的最大振幅时压力系数等值线, 图 6 分别给出了无后掠刚性机翼第 4 个周期在展向位置 50%、76.6% 和 94% 的平均压力系数分布。

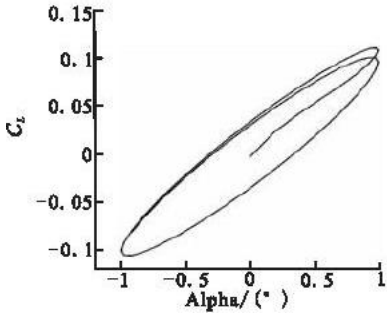


图 3 刚性机翼总升力系数
随瞬间攻角变化曲线

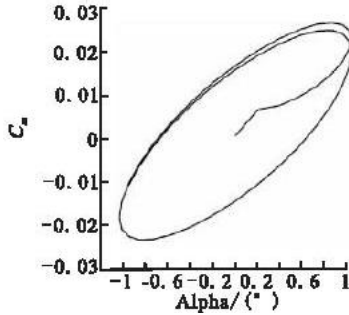


图 4 刚性机翼总力矩系数
随瞬间攻角变化曲线

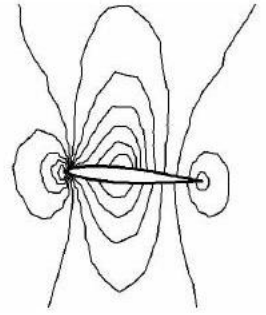
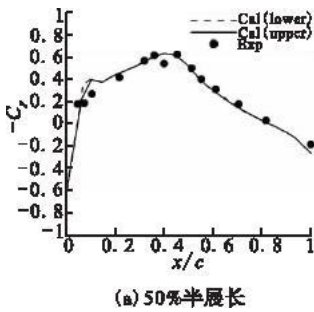


图 5 第 4 个周期刚性机翼 50% 半展
长处时 $t = T/4$ 压力系数等值线

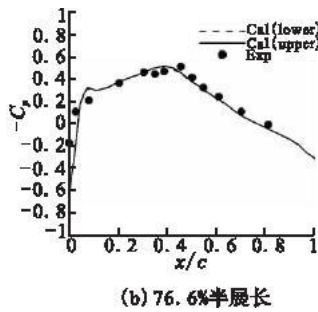
Fig.3 Variational curve of lift coefficient of rigid wing with instantaneous angle of attack

Fig.4 Variational curve of moment coefficient of rigid wing with instantaneous angle of attack

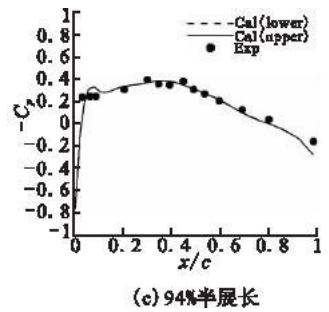
Fig.5 Pressure coefficient contours of rigid wing at 50% semi-span $t = T/4$ in the fourth period



(a) 50% 半展长



(b) 76.6% 半展长



(c) 94% 半展长

图 6 无后掠机翼在第 4 个周期 3 个典型展向剖面的平均压力系数分布

Fig.6 Distributions of unsteady average pressure coefficient of rigid wing at three typical span sections in the fourth period

2.2.2 大展弦比后掠机翼弯扭耦合跨音速非定常绕流

对某高空长航时无人机的大展弦比后掠机翼的弯扭耦合非定常绕流进行了计算, 大展弦比机翼的半展长为 10.787 9 m, 前缘后掠角为 27.505° , 展弦比为 8, 计算中机翼作简谐振动, 简谐振动由机翼刚轴沿展向的弯曲和机翼弦截面绕刚轴的扭转组成, 刚轴位于机翼 1/2 弦线处。弯曲和扭转的方程如下:

$$D_m = D_{m0} (y/b)^2$$

$$\alpha(t) = \alpha_0 + \alpha_m \sin(\omega t)$$

式中: y 为展向坐标; b 为机翼半展长; D_m 为机翼各弦截面弯曲振幅, D_{m0} 为机翼最大弯曲变形; α_0 为平均攻角, ω 为振荡角速度, 展向各弦截面攻角 $\alpha_m = \alpha_{m0} (y/b)^2$, α_{m0} 为机翼最大振幅攻角。计算状态: $Ma = 0.80$, $\alpha_0 = 0^\circ$, $\alpha_{m0} = 15^\circ$, $D_{m0} = 0.083$, $k = 0.135$, 为了得到稳定的周期解, 计算了 4 个周期。

图 7、图 8 分别给出了大展弦比后掠机翼在稳定振荡周期瞬间总升力系数 C_l 和瞬间总力矩系数 C_m (力矩作用点在 50% 根弦长处) 随瞬间攻角变化的曲线, 图 9 给出了大展弦比机翼 50% 半展长处弯曲和扭转变形达到正的最大振幅时压力系数等值线, 图 10 分别给出了大展弦比机翼在稳定振荡周期内 40%、60% 和 90% 3 个展向剖面在 $t = T/4$ 时刻的瞬时压力系数分布。

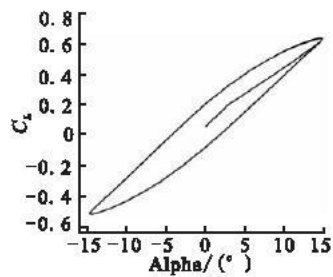


图7 总升力系数随瞬间攻角变化曲线

Fig.7 Variational curve of lift coefficient with instantaneous angle of attack

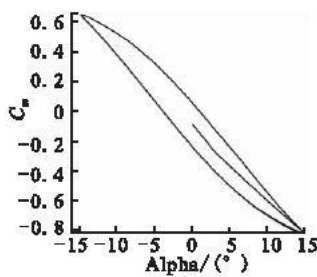


图8 总力矩系数随瞬间攻角变化曲线

Fig.8 Variational curve of moment coefficient with instantaneous angle of attack

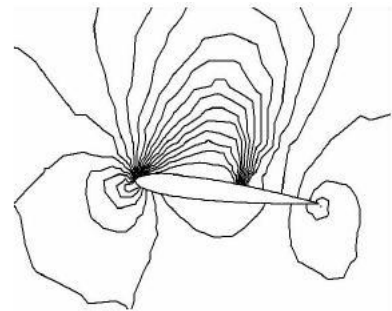
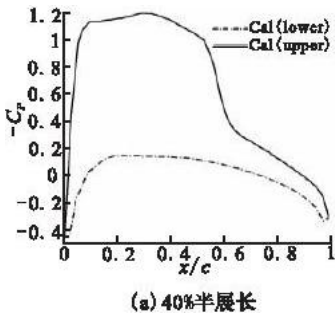
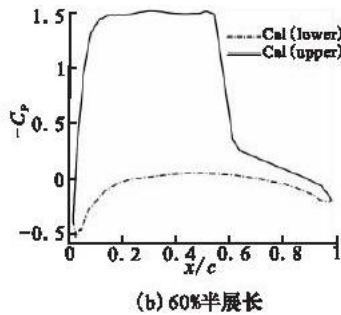


图9 第4个周期大展弦比机翼50%半展长处 $t = T/4$ 时压力系数等值线

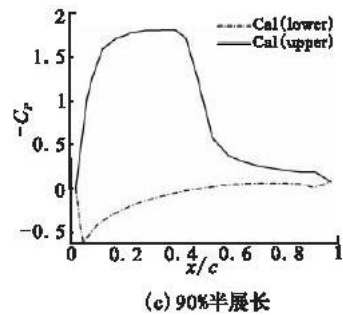
Fig.9 Pressure coefficient contours of high aspect ratio wing at 50% semi-span $t = T/4$ in the fourth period



(a) 40%半展长



(b) 60%半展长



(c) 90%半展长

图10 大展弦比机翼第4个周期内3个展向剖面在 $t = T/4$ 时刻的瞬时压力系数分布

Fig.10 Distributions of instantaneous pressure coefficient of high-aspect ratio wing at three span sections in the fourth period

2.3 结果分析

从图3、图4、图7和图8可以看出,由于非定常的迟滞效应,升力系数和力矩系数的非定常周期解均表现为明显的迟滞环现象。图6中刚性机翼在3个展向位置的平均压力系数分布与文献[11]的实验结果吻合较好,只是在弦向10%处出现了失真,估计是由于这个位置处的表明网格点分布不够密,不能很好地保型。同时上下翼面在相同展向站位处的计算值出现了一定的不对称,是由于非结构网格建模时,不能很好地保持机翼的对称性。从图10可以看出,大展弦比机翼的弯曲、扭转变形随机翼展向逐渐增大,机翼表面的压力分布沿展向也愈发明显。计算结果与实验结果吻合良好,说明本文所发展的基于弹簧近似的非结构动网格技术与有限体积格式流场解算器相结合,是一种求解大展弦比机翼跨音速非定常流场的有效方法。

3 结论

刚性机翼及大展弦比后掠机翼弯扭耦合跨音速非定常绕流算例的结果表明:①本文所发展的弹簧近似方法,在不降低计算效率的同时,可以大大提高网格的变形能力和网格质量,很好地解决了非结构动网格技术中关键的网格变形问题。②本文所发展的非结构动网格技术及适用于动网格的非定常有限体积解算器具有很高的精度和很强的适用性,对于大展弦比机翼弯扭耦合跨音速非定常流场的模拟是可行的,为以后研究大展弦比机翼气动弹性问题打下了良好的基础。

参考文献:

[1] Batina J T. Unsteady Euler Airfoil Solutions Using Unstructured Dynamic Meshes[R]. AIAA 89-0115.
 [2] Batina J T. Unsteady Euler Algorithm with Unstructured Dynamic Mesh for Complex - Aircraft Aerodynamic Analysis[J]. AIAA Journal, 1991, 29(3): 327-333.
 [3] Blom F J. Considerations on the Spring Analogy[J]. Int J Numer Meth Fluids, 2000, 32: 647-668.
 [4] Mitsuhiro Murayama, Kazuhiro Nakahashi, Kisa Matsushima. Unstructured Dynamic Mesh for Lager Movement and Deformation [R]. AIAA 2002-0122.

- [5] Mitsuhiro Murayama, Fumiya Togashi, Kisa Matsushima. Simulation of Aircraft Response to Control Surface Deflection Using Unstructured Dynamic Grids[R]. AIAA 2002 - 2940.
- [6] Baum J D, Luo H, hner R. A new ALE Adaptive Unstructured Methodology for the Simulation of Moving Bodies[R]. AIAA 94 - 0414.
- [7] Parikh P, Prizadeh S. Lohner R. A Package for 3D Unstructured Grid Generation, Finite Element Flow Solution and Flow Field Visualization[R]. NASA CR - 182090.
- [8] Jameson A. Time Dependent Calculation Using Multigrid with Applications to Unsteady Flows past Airfoils and Wings[R]. AIAA 91 - 1596.
- [9] 宋文萍, 杨 永, 乔志德. 用双时间推进法求解非定常 N - S 方程的有关问题讨论[J]. 西北工业大学学报, 2000, 18 (3): 433 - 437.
SONG Wenping, YANG Yong, QIAO Zhide. On the Solution of Unsteady Navier - Stokes Equations Using Dual - Time Stepping Method[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2000, 18(3): 433 - 437. (in Chinese)
- [10] 郭 正, 刘 君, 翟章华. 用非结构动网格方法模拟有相对运动的多体绕流[J]. 空气动力学学报, 2001, 19(3): 310 - 316.
GUO Zheng, LIU Jun, ZHAI Zhanghua. Simulation of Flows past Multi - body in Relative Motion with Dynamic Unstructured Method[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2001, 19(3): 310 - 316. (in Chinese).
- [11] Gaitonde A L. A Dual - time Method for the Solution of the Unsteady Euler Equations[J]. Aeronautical Journal, 1994, 98 (10): 283 - 291.

(编辑: 姚树峰, 徐敏)

Simulation of Transonic Unsteady Flow with Improved Unstructured Dynamic Grid Method

WANG Jun - li, ZHOU Zhou

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

Abstract: In this paper, spring analogy method for dynamic unstructured grids is studied. The stiffness of the springs in the modified vertex spring analogy is analyzed. The standard method is improved in consideration of preventing extrusion, torsion stiffness coefficient and the boundary effect. Applications of the improved spring analogy method to 3D - grids generation show that the new method greatly upgrades the deforming ability and the quality of the grids. Coupled with 3 - D ALE Euler solver this dynamic unstructured grid method is applied to simulating transonic unsteady flow about a rectangle rigid wing and a high - aspect ratio sweepback wing. The computation results are in good agreement with those of the literatures and experiments.

Keywords: unstructured dynamic grid; spring analogy; unsteady flow; Euler equation; high - aspect ratio sweepback wing