

文章编号:1000-6893(2008)04-0817-06

一种新的动网格方法及其应用

刘学强¹, 李青², 柴建忠², N. Qin³

(1. 南京航空航天大学 空气动力学系, 江苏 南京 210016)

(2. 第一飞机设计研究院, 陕西 西安 710089)

(3. Sheffield University, Sheffield, S10 2TN, United Kingdom)

A New Dynamic Grid Algorithm and Its Application

Liu Xueqiang¹, Li Qing², Chai Jianzhong², N. Qin³

(1. Department of Aerodynamics, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

(2. The First Aircraft Institute of AVIC-I, Xi'an 710089, China)

(3. Sheffield University, Sheffield, S10 2TN, United Kingdom)

摘 要: 介绍了一种新型的动网格方法。该方法以 Delauney 图为基础进行整个网格的移动变形: 首先是生成满足 Delauney 特性的 Delauney 图; 然后把对网格移动的特性映射到 Delauney 图的移动上; 最后把网格点在 Delauney 图以映射的方式进行重新定位而得到新的网格点坐标, 从而得到移动后的网格。该方法不需要迭代, 因而效率高, 并且能适用于任意拓扑结构的网格。以翼身组合体的机翼颤振、翼身融合体的变体过程的非定常流动等为例来说明该方法的高效性及适用面广等特点。

关键词: 动网格; 非定常流动; 计算流体力学; 飞翼; Delauney 图

中图分类号: V211.3 **文献标识码:** A

Abstract: A new dynamic grid algorithm is proposed in this article. It is based on a Delauney map, out of which deformation is carried out. Firstly, the Delauney map is generated; secondly, the mapping coefficients are calculated and the deformation is done on the Delauney map; finally, the grid points are relocated on the deformed Delauney map, and the final dynamic grid is obtained. This dynamic algorithm is non-iterative, therefore it is highly efficient and it also offers cell topological flexibility. Several unsteady cases are computed to demonstrate its robustness, including a deformed wing-body combination and the unsteady flows during the deforming of the body of the flying-wing.

Key words: dynamic grid; unsteady flow; computational fluid dynamics; flying wing; Delauney map

动网格技术对包含物体变形及物体间的相对运动具有重要的意义。如气动弹性所引起的物体变形、在进行多目标优化设计过程中所对应的物体修形、飞机外挂物投放所引起的物体间的相对运动等, 在对这些问题进行数值模拟过程中需要随着时间的变化调整相应的网格去覆盖住计算区域。对此, 解决方法之一是采用重叠网格方法, 不过这仅仅对边界的刚性运动有效并且也不易保证格式的守恒性; 解决方法之二是在每一个计算时刻都重新生成网格, 不过这会带来算法上的复杂性, 同时也需要耗费较多的计算机资源。而实际上, 对于相当一部分的非定常流动, 只是涉及到一定程度的刚性或者柔性运动, 便无需采用重叠网

格, 也无需改变网格本身的拓扑结构; 如果只要通过初始网格的伸缩变形去覆盖住不同时刻的计算区域便可, 这就是解决方法之三, 即动网格方法。

对于动网格方法, 目前较为普遍的方法有两种, 一种是适合结构网格的超限插值方法 (TFI)^[1-3], 这种方法适合结构网格的网格移动, 该方法实际上是重新生成网格, 生成后的网格考虑了物面因为气动弹性、多目标优化等而引起的物面变形, 但整个网格的拓扑结构仍然能够得到保持。该方法适用于结构网格, 其缺点是动网格过程的工作量较大, 不能简单地推广到非结构网格中。另外一种方法是运用弹簧原理^[4-5], 把整个网格认为是一张达到平衡的弹簧, 通过求解椭圆型方程, 使得把因为物面变形而形成的对网格的扰动均匀到整个网格中, 重新定位网格点的坐标而得

到最终的动网格。该方法首先由 Batina 发展起来,经过 Farhat^[6],Blom^[7],Murayama^[8],Baker^[9]等的发展,该方法已被广泛地应用到气动弹性、多目标优化设计、外挂物投放等具体物理问题的解决过程中。该方法适合不同拓扑结构的网格,如非结构网格、混合网格等,其缺点是每次物体的变形移动都需要求解一次平衡方程,从而导致大量的迭代计算,因而该方法耗费的时间较长,同时,对于物面附近具有黏性附面层的网格,需要采用特殊处理以保证附面层网格在迭代过程中不被破坏,这将导致附加的额外工作量。

本文先介绍由作者发展的一种基于 Delauney 图的新动网格方法^[10],然后研究其在具体的工程实际中的应用。该方法把对网格的移动转移到 Delauney 图的移动上,所有的对网格的扰动都转嫁到对 Delauney 图移动变形操作上。最后通过映射得到移动后的网格。该方法通过映射,能保证网格移动(变形)前后的网格点分布密度、网格的拓扑结构得到保持,适合任意拓扑结构网格的移动变形。同时不需要迭代操作,因而效率高。以 NACA0012 翼型的混合网格为例说明该方法的步骤,并把该方法应用到了翼身组合体的机翼颤振、翼身融合体的变体过程,同时给出了基于该动网格方法上的非定常流动的数值模拟结果。

1 基于 Delauney 图的动网格方法介绍

该方法包含 4 个步骤:(1)生成以初始网格为基础的 Delauney 图;(2)网格点在 Delauney 图中的定位(建立映射关系);(3)对 Delauney 图进行变形、移动等操作;(4)通过前面得到的映射关系,在变形移动后的 Delauney 图中重新定位网格点,从而得到最终的动网格。为了直观地显示该方法的过程,以 NACA0012 翼型的混合网格变形为例说明该动网格方法的具体过程。初始网格如图 1 所示。

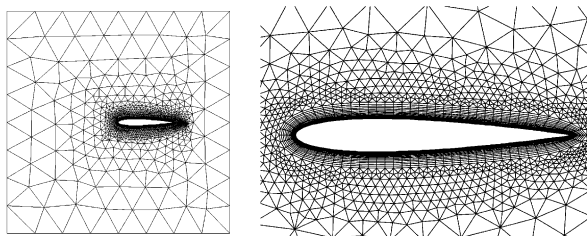


图 1 NACA0012 翼型混合网格图

Fig. 1 Display of hybrid meshes around NACA0012 airfoil

1.1 Delauney 图的生成

一般而言,计算域通常是包含物体边界及计算域边界。为了使得生成的 Delauney 图能够覆盖整个计算域,通常取具有典型性的边界点作为生成 Delauney 图的点。这些点需要具备能够描述网格变形或者移动的能力。为了通用化,一般把所有物面网格点都选取为 Delauney 图生成所需要的点,而远场通常只选取具有代表性的点。这样做的好处是在网格移动或者变形过程中,只需改变这些点的坐标位置就能达到描述这些变形过程的目的。对 NACA0012 翼型的网格而言,所选取的网格点如图 2(a)所示。Delauney 图的生成采用 Delauney 网格生成方法,使得生成的网格单元满足 Delauney 特性,而这些网格单元就作为 Delauney 图的基本元素,如图 2(b)所示。

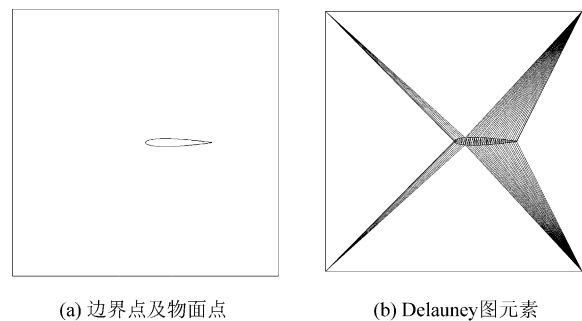


图 2 边界点及生成的 Delauney 图

Fig. 2 Constructed Delauney mapping elements using boundary points

1.2 网格点在 Delauney 图中的定位

网格点在 Delauney 图中的定位方法很多,但需要保证定位的唯一性和精确性。本文所选用的是线性插值方法。首先找出要定位的网格点所在的 Delauney 图中的具体元素,这个过程是一个搜寻过程,为了提高搜寻效率,采用了一种叫“Walk-through”的搜寻方法。当确定好具体的 Delauney 图元素后,以线性插值的方式确定网格点在该元素的具体位置。本文所采用的 Delauney 图的元素为三角形或者四面体元素,所以我们用该点在元素中对该元素单元的面积(体积)剖分的比率为定位系数,这些系数为非负状态。这些系数是唯一的,并且可以通过这些系数能唯一确定该网格点的坐标值。这些系数由式(1)求出。

$$\begin{aligned}
 e_1 &= \begin{vmatrix} x_P & y_P & z_P & 1 \\ x_B & y_B & z_B & 1 \\ x_C & y_C & z_C & 1 \\ x_D & y_D & z_D & 1 \end{vmatrix}; e_2 = \begin{vmatrix} x_A & y_A & z_A & 1 \\ x_P & y_P & z_P & 1 \\ x_C & y_C & z_C & 1 \\ x_D & y_D & z_D & 1 \end{vmatrix} \\
 e_3 &= \begin{vmatrix} x_A & y_A & z_A & 1 \\ x_B & y_B & z_B & 1 \\ x_P & y_P & z_P & 1 \\ x_D & y_D & z_D & 1 \end{vmatrix}; e_4 = \begin{vmatrix} x_A & y_A & z_A & 1 \\ x_B & y_B & z_B & 1 \\ x_C & y_C & z_C & 1 \\ x_P & y_P & z_P & 1 \end{vmatrix} \\
 &= \begin{vmatrix} x_A & y_A & z_A & 1 \\ x_B & y_B & z_B & 1 \\ x_C & y_C & z_C & 1 \\ x_D & y_D & z_D & 1 \end{vmatrix}
 \end{aligned} \tag{1}$$

1.3 Delauney 图的移动

从 1.1 节的步骤可知, Delauney 图实际上是由物面边界点及有选择性的外边界点所组成三角形或者四面体元素, 这些元素覆盖了整个计算域, 因而网格的移动可以通过代表物面的网格点的坐标值的变动来代表物体的具体运动, 即只需要改变物体表面网格点的坐标值来代替物体的真实运动。图 3 给出了网格移动前和移动后的 Delauney 图, 其中图 3(a) 为移动前的 Delauney 图, 图 3(b) 为移动后的 Delauney 图。

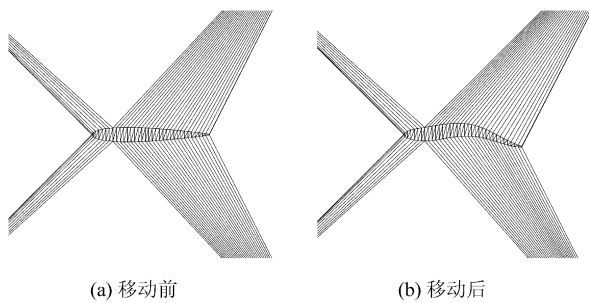


图 3 移动前后的图网格单元示意图

Fig. 3 Results of movement of mapping elements

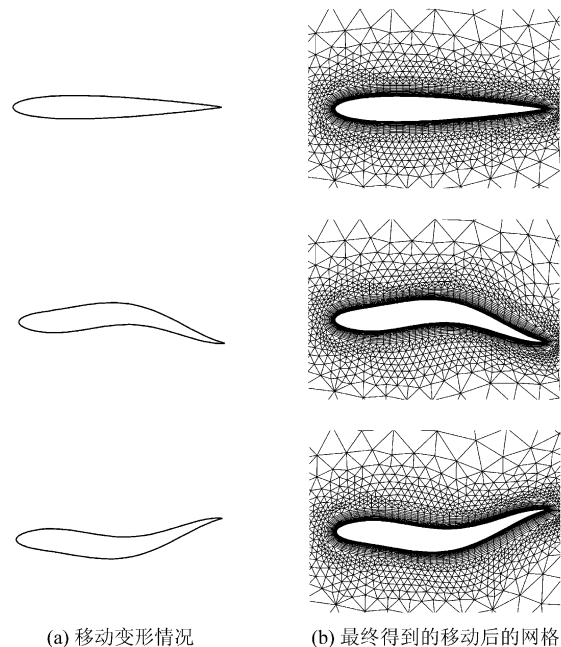
1.4 动网格点的定位

当 Delauney 图的移动完成后, 接下来的步骤就是得到移动后网格点的新坐标值。这时候需要 1.2 节中得到的系数, 以及 1.3 节中得到移动后 Delauney 图中单元节点坐标值。新的网格点坐

标值由式(2)求出:

$$\left. \begin{aligned}
 x'_P &= \frac{e_1 \cdot x'_A + e_2 \cdot x'_B + e_3 \cdot x'_C + e_4 \cdot x'_D}{e_1 + e_2 + e_3 + e_4} \\
 y'_P &= \frac{e_1 \cdot y'_A + e_2 \cdot y'_B + e_3 \cdot y'_C + e_4 \cdot y'_D}{e_1 + e_2 + e_3 + e_4} \\
 z'_P &= \frac{e_1 \cdot z'_A + e_2 \cdot z'_B + e_3 \cdot z'_C + e_4 \cdot z'_D}{e_1 + e_2 + e_3 + e_4}
 \end{aligned} \right\} \tag{2}$$

式中: (x'_P, y'_P, z'_P) 为网格移动后的新坐标值; (x'_i, y'_i, z'_i) ($i=A, B, C, D$) 为移动后 Delauney 图中单元节点坐标值; e_1, e_2, e_3, e_4 为前面计算得到的定位系数。图 4 给出了最后的动网格图, 其中图 3(a) 为物体变形情况, 图 3(b) 为最终的动网格。



(a) 移动变形情况

(b) 最终得到的移动后的网格

图 4 不同物面变形后得到的移动后的网格示意图
Fig. 4 Procedure of the deformation of mesh with different deformation for solid surfaces

从上面方法介绍过程中可以看到, 该动网格方法在网格移动过程中只需要网格点的坐标而不需要网格的拓扑结构, 因而适用于任何拓扑结构的网格。同时, 该方法也不修改网格点的分布情况, 因而特别适合具有特殊网格点分布的网格, 如黏性混合网格等。

2 算例

包括: 翼身组合体的机翼振动动网格过程、翼身融合体变体过程的非定常气动力计算。

2.1 翼身融合体的机翼振动

该外形采用的是翼身组合体外形的机翼振荡。机翼振荡幅度在翼尖处的最大振荡角度为

20°。为了说明该方法的高效性,弹簧原理的动网格技术也应用到该算例中。图5给出了这两种方法得到的动网格结果,图5(a)为原始网格图,图5(b)为用弹簧原理得到的最终动网格图,图5(c)为用本文方法得到的结果。

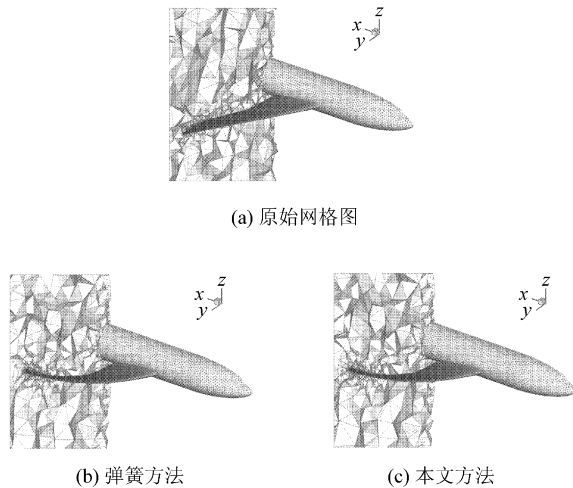


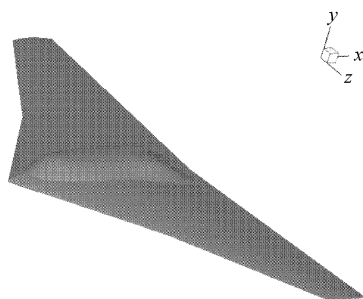
图5 不同动网格方法得到的变形网格图(弹簧方法及本文方法)

Fig. 5 Deformed mesh with different deformation methods (spring method and our method)

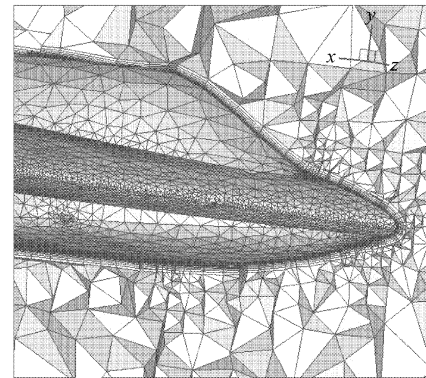
从图中可以看到,两种方法得到的网格质量无多大的差别,但是所需要的时间却相差很大,弹簧方法所耗费的CPU时间为312 s,而本文方法耗费的时间为30 s,能节省一个量级的时间,体现了本文方法的高效性。

2.2 飞翼布局变体过程的非定常流动数值模拟

所采用的模型为飞翼布局飞机模型,采用的是混合非结构网格。计算条件: $Ma=0.85$,迎角为 3° , $Re=2 \times 10^6$,变体过程为变后掠和机翼折叠过程。对于变后掠情况,后掠角度从 0° 到 60° ,耗费时间为30 s;对于机翼折叠过程,机翼从初始位置折叠到 60° ,耗费时间同样为30 s。



(a) 模型图



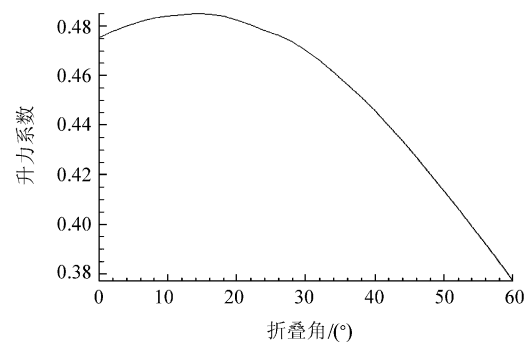
(b) 混合网格示意图

图6 飞翼式布局模型图及混合网格图

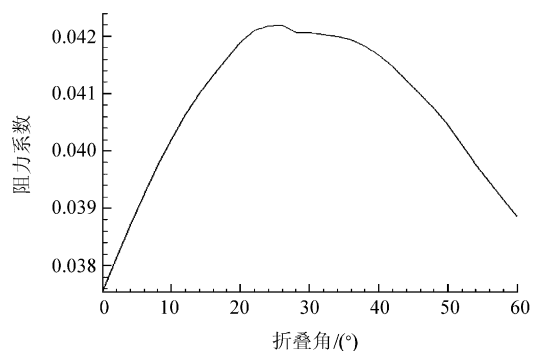
Fig. 6 Display of flying-wing with model and hybrid grids

图7、图8为机翼折叠过程中气动力变化过程。折叠方式为均匀向上折叠。从图中可以得到,机翼折叠过程中无论升力、阻力或者俯仰力矩都有较大的变化。因而在进行这种方式变体过程中其变体速度不能太大,以减小控制上的难度。

图9、图10为机翼后掠过程中气动力变化过程。后掠方式为均匀后掠。可以得到,机翼后掠过程中升力、阻力和俯仰力矩变化相对机翼折叠过程要小。但因为机翼后掠时所带来的重心及气动焦点的较大变化,同样对控制提出较高的要求。



(a) 升力系数



(b) 阻力系数

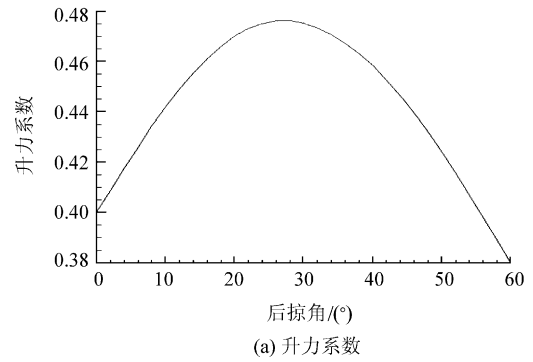
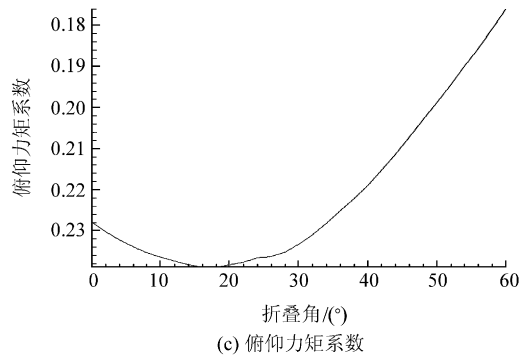


图 7 机翼折叠过程中气动参数变化图

Fig. 7 Display of aerodynamic coefficients during wing-folding

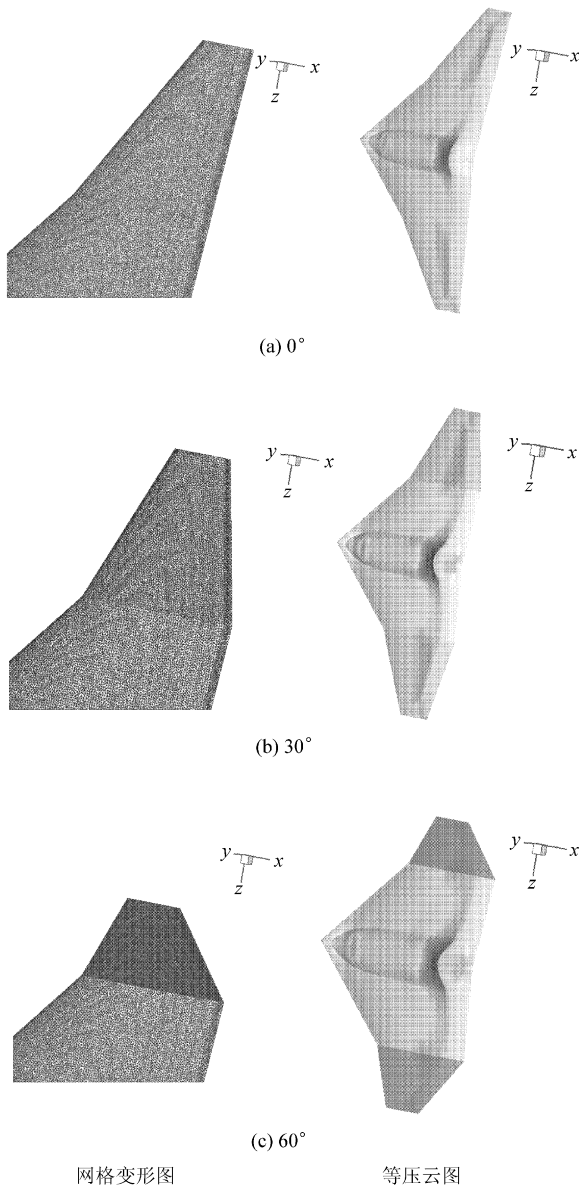


图 8 机翼折叠过程中表面压力云图及网格变化图

Fig. 8 Display of mesh and contours on surface during wing-folding

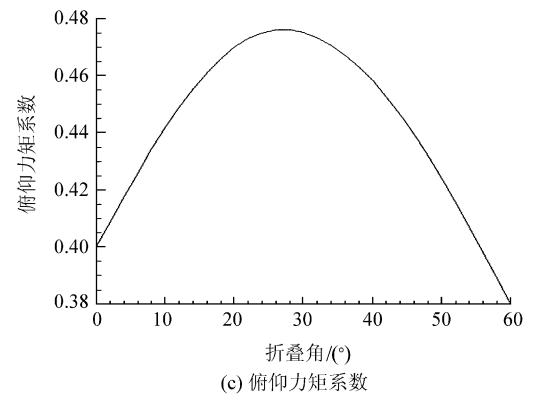
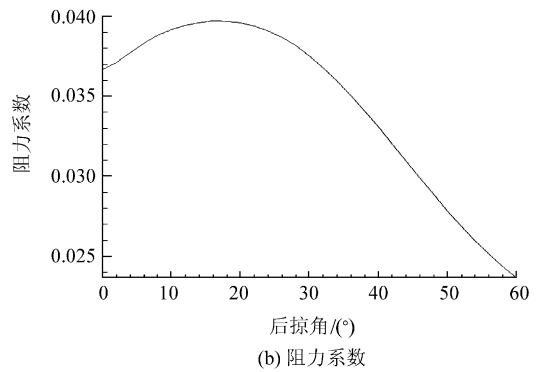
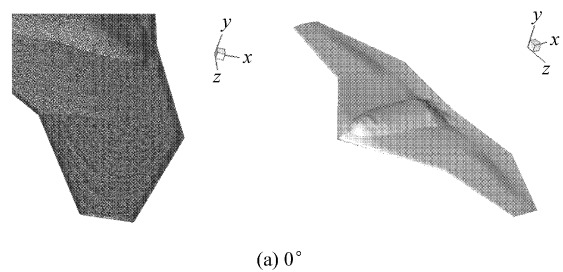


图 9 机翼后掠过程中气动参数变化图

Fig. 9 Display of aerodynamic coefficients during wing sweeping back

在机翼折叠和后掠的过程中可以看到,升力和阻力变化比较剧烈,同时因为俯仰力矩也有较大的变化,使得飞行器的气动焦点移动范围较大,因而需要通过调整迎角等措施来平衡飞行器,这给控制带来巨大的挑战。如何使得变体过程时间



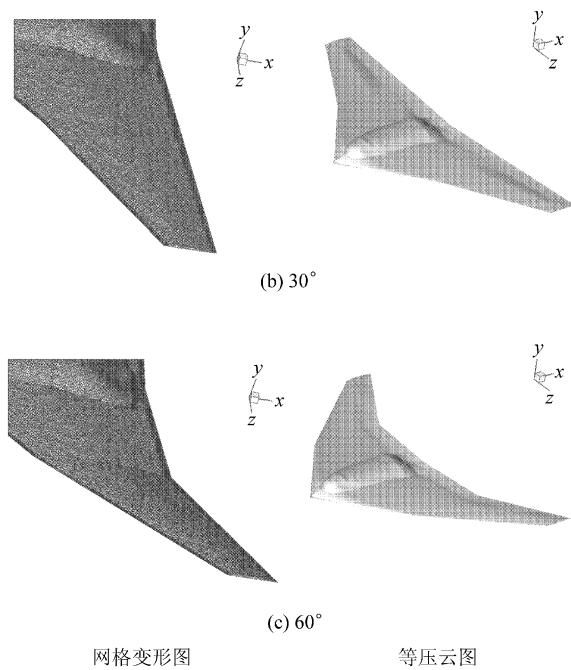


图 10 机翼后掠过程中表面压力云图及网格变化图
Fig. 10 Display of mesh and contours on surface during wing sweeping back

与控制时间相匹配是研究变体飞行器的一个关键技术之一。

3 结 论

介绍了基于 Delauney 图的动网格方法,该方法可以针对任何拓扑结构的网格,因而适用面广,同时因不需要迭代而有较高的效率。给出了这种方法的应用算例,并对计算结果进行了分析,得到了一些具有参考意义的结论。

该方法的后续发展是结合网格自适应技术(即网格加密技术和稀疏技术),对耦合多种运动的复杂非定常流动进行计算。

参 考 文 献

- [1] Byun C, Guruswamy G P. A parallel, multi-block, moving grid method for aeroelastic applications on full aircraft [R]. AIAA 98-4782, 1998.
- [2] Reuther J J. Aerodynamics shape optimization of complex aircraft configurations via an adjoint formulation [R]. AIAA 96-0094, 1996.
- [3] Jones W T, Samareh J A. A grid generation system for multi-disciplinary design optimization [R]. AIAA 95-1689, 1995.
- [4] Batina J T. Unsteady Euler algorithm with unstructured dynamic mesh for complex-aircraft aerodynamic analysis [J]. AIAA J, 1991, 29(3): 327-333.
- [5] Venkatakrisnan V. Implicit method for the computation of unsteady flows on unstructured grids [J]. Journal of Computational Physics, 1996, 127(2): 380-397.
- [6] Farhat C D. Torsional springs for two-dimensional dynamic unstructured fluid meshes [J]. Comput Methods Appl Mech Engrg, 1998, 163: 231-245.
- [7] Blom F J. Considerations on the spring analogy [J]. Int J Numer Meth Fluids, 2000, 32: 647-668.
- [8] Murayama M, Nakahashi K, Matsushima K. Unstructured dynamic mesh for large movement and deformation [R]. AIAA 2002-0122, 2002.
- [9] Baker T. Mesh deformation and reconstruction for time evolving domains [R]. AIAA 2001-2535, 2001.
- [10] Liu Xueqiang, Qin Ning, Xia Hao. Fast dynamic grid deformation based on Delauney graph mapping [J]. Journal of Computational Physics, 2006, 211(2): 405-423.

作者简介:

刘学强(1974—) 男,博士,副教授。主要研究方向:计算流体力学、高超音速空气动力学。

Tel: 025-84891004

E-mail: liuxq@nuaa.edu.cn

李青(1964—) 男,学士,研究员。主要研究方向:飞机总体设计及飞行器隐身。

Tel: 029-86833950

E-mail: lq5321@163.com

柴建忠(1974—) 男,学士,高级工程师。主要研究方向:飞机总体设计,飞行器隐身设计。

Tel: 029-86832366

E-mail: Jianzhongchai@126.com

N. Qin(1958—) 男,博士,英国 Sheffield 大学教授。主要研究方向:计算流体力学。

Tel: 0044-114-2227718

E-mail: n.qin@shef.ac.uk

(责任编辑:刘振国)