

## 柔性翼微型飞行器流固耦合数值模拟

孟令兵 昂海松 肖天航

(南京航空航天大学航空宇航学院,南京,210016)

**摘要:**根据分区耦合原理,提出了一种计算流体力学(Computational fluid dynamics, CFD)/计算结构力学(Computational structural dynamics, CSD)的流固耦合计算方法。结构有限元模型基于完全拉格朗日(Total Lagrange, T. L.)格式求解结构几何非线性。气动计算基于有限体积离散的任意拉格朗日-欧拉(Arbitrary Lagrangian-Eulerian, ALE)N-S 方程。通过交替数字二叉树(Alternating digital tree, ADT)搜索技术识别两套网格系统之间的宿主-受体关系,采用常体积转换(Constant volume transformation, CVT)和反距离权重(Inverse distance weighting, IDW)法完成网格系统间的数据交换,使用 Delaunay 图映射法来处理网格移动。将自编的非线性结构有限元程序和接口程序与南航微型飞行器中心的 3D<sup>2</sup> MUFS 流体计算程序相连接,应用于柔性翼微型飞行器的气动计算中。数值计算结果与实验数据吻合良好,验证了该流固耦合计算方法和程序的可靠性和可行性。

**关键词:**流固耦合;微型飞行器;平板壳单元;常体积转换;反距离权重

中图分类号:V211.47

文献标志码:A

文章编号:1005-2615(2013)05-0621-07

## Numerical Simulation of Fluid-Structure Interaction for Flexible Wing MAV

Meng Lingbing, Ang Haisong, Xiao Tianhang

(College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

**Abstract:** A computational fluid dynamics (CFD)/computational structural dynamics (CSD) coupling methodology based on partitioned coupling is presented for fluid-structure interaction. Geometric non-linearity of the finite element model is calculated base on the total Lagrange (T. L.) scheme. Arbitrary Lagrangian-Eulerian (ALE) N-S equations based on the finite volume method are used for flow field calculation. The donor-receptor relation between two sets of grid system is identified by alternating digital tree (ADT). The methods of constant volume transformation (CVT) and inverse distance weighting (IDW) are used for data exchange between the two sets of grids. Flow with moving boundaries is dealt with Delaunay graph mapping method. The code for nonlinear structural finite element and data exchange is developed and used to connect with the code of flow solver 3D<sup>2</sup> MUFS which has been developed in the MAV center of NUAA. It is applied to the aerodynamic computation of micro air vehicles (MAV). An excellent agreement is found between the numerical results and the experimental data. It confirms that the approach and code for fluid-structure interaction analysis are reliable and feasible.

**Key words:** fluid-structure interaction; micro air vehicles; flat shell element; constant volume transformation(CVT); inverse distance weighting(IDW)

微型飞行器(Micro air vehicles, MAV)因其方便携带、使用灵活、效费比高等诸多优势,在军事和民用方面有着广阔的应用前景。微型飞行器也有自身的局限性。由于微型飞行器具有低雷诺

数气动特性,其机翼表面的层流附面层很难维持,气流不易稳定,从而导致失速迎角小和抗阵风性能差。目前国内外通常采用柔性机翼设计来降低阵风对微型飞行器飞行的不利影响。国内外学者对

此做了大量研究<sup>[1-5]</sup>。Florida 大学在 2000 年开展了一系列针对柔性翼微型飞行器的风洞实验,并发现适当的外形布局和结构设计能明显改善刚性机翼的缺点。柔性翼微型飞行器能够通过改变外形来延迟失速的发生,从而提高飞行稳定性。Stanford 等<sup>[6]</sup>通过计算流体力学(Computational fluid dynamics, CFD)的方法求出机翼表面的压力分布,并将其作为外载荷插值到模型网格节点上,从而计算出机翼的形变。经过一次流固耦合计算,把结构变形单向反馈到流场计算中,没有后续的流场-结构场间反复迭代,这种方法相当于单向耦合。但实际飞行情况下,机翼的柔性变形会诱导附加的气动力,附加的气动力作用于结构又使得机翼产生新的附加变形,进而产生新的气动力。在结构变形较大时,这种方法不能满足计算精度。

本文提出一种双向流固耦合方法用于柔性翼微型飞行器的气动分析。流场计算基于有限体积离散任意拉格朗日欧拉(Arbitrary Lagrangian-Eulerian, ALE)N-S 方程。结构计算基于完全拉格朗日(Total Lagrange, T. L.)格式求解切线刚度矩阵。界面插值采用反距离权重(Inverse distance weighting, IDW)法将机翼表面气动力插值到结构网格节点上。求出结构变形后,采用常体积转换(Constant volume transformation, CVT)法将结构位移插值到流场上,重构流场边界。流场内部使用 Delaunay 图映射方法完成网格的移动变形。采用交替数字二叉树搜索技术(Alternating digital tree, ADT)确定每一个受体节点的宿主单元,实现耦合边界气动力和结构位移的传递。将此方法应用于柔性翼微型飞行器气动计算中,并与实验结果进行对比和分析。

## 1 非定常 N-S 方程及求解

ALE 格式的非定常可压缩 N-S 方程<sup>[7-8]</sup>为

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega(t)} \mathbf{W} dv + \oint_{\partial\Omega(t)} (\mathbf{F}(\mathbf{W}) - \mathbf{v}_{gn} \mathbf{W}) ds = \oint_{\partial\Omega(t)} \mathbf{F}_v ds \quad (1)$$

式中: $\mathbf{W}$  为守恒量; $\mathbf{F}(\mathbf{W})$  和  $\mathbf{F}_v$  分别为无黏和黏性矢量通量; $\mathbf{v}_{gn}$  为法向运动速度。具体表达式如下

$$\mathbf{W} = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho e \end{bmatrix} \quad \mathbf{F} - \mathbf{v}_{gn} \mathbf{W} = \begin{bmatrix} \rho(\theta - \nu_{gn}) \\ \rho u(\theta - \nu_{gn}) + n_x p \\ \rho v(\theta - \nu_{gn}) + n_y p \\ \rho w(\theta - \nu_{gn}) + n_z p \\ \rho h(\theta - \nu_{gn}) + \nu_{gn} p \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{F}_v = \begin{bmatrix} 0 \\ T_x \\ T_y \\ T_z \\ uT_x + vT_y + wT_z - Q_n \end{bmatrix} \quad (2)$$

式(1)中时间离散采用二阶向后欧拉格式,空间离散采用二阶迎风格式,离散后的方程使用无矩阵计算的隐式 LU-SGS 法求解,并用 S-A 湍流模型来封闭雷诺平均 N-S 方程。

## 2 结构非线性方程及求解

膜单元节点通常有 2 个自由度( $u, v$ )或 3 个自由度( $u, v, \theta_z$ ),而空间梁单元每个节点有 6 个自由度( $u, v, w, \theta_x, \theta_y, \theta_z$ )。膜单元与三维梁单元直接连接时,由于节点自由度的不匹配,会在交界处产生位移的不连续现象,从而导致刚度矩阵出现奇异问题。平板壳单元由板单元和膜单元组合而成。早期的平板壳单元每个节点只有 5 个自由度,后来随着含面内转动自由度的膜单元的诞生,其节点自由度扩展到 6 个( $u, v, w, \theta_x, \theta_y, \theta_z$ )。膜结构作为一种只能抗拉的软壳体,可用降低抗弯刚度的平板壳单元近似模拟。在有限元分析中,壳单元与空间梁单元的组合可以避免膜单元与空间梁单元相连时的刚度矩阵奇异问题。

### 2.1 壳单元模型

四节点四边形等参平板壳单元模型由 Allman 膜单元和 Mindlin 板单元组合而成,如图 1 所示。单元每个节点含有 3 个平移自由度和 3 个旋转自由度,单元位移向量表示为

$$\mathbf{q}^e = [q_1 \quad q_2 \quad q_3 \quad q_4]^T \quad (3)$$

其中

$$\mathbf{q}_i = [u_i \quad v_i \quad w_i \quad \theta_{xi} \quad \theta_{yi} \quad \theta_{zi}]^T \quad i = 1, 2, 3, 4 \quad (4)$$

对于板壳结构,厚度方向的法向应力应变可以忽略( $\sigma_z = 0, \epsilon_z = 0$ ),平板壳单元中面的 Green 应变为

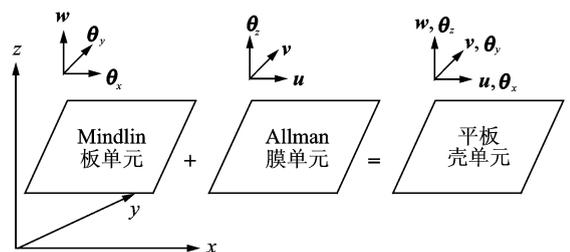


图 1 平板壳单元模型

$$\boldsymbol{\varepsilon} = [\boldsymbol{\varepsilon}_x \quad \boldsymbol{\varepsilon}_y \quad \boldsymbol{\gamma}_{xy} \quad \boldsymbol{\chi}_x \quad \boldsymbol{\chi}_y \quad \boldsymbol{\chi}_{xy} \quad \boldsymbol{\gamma}_{xz} \quad \boldsymbol{\gamma}_{yz}]^T = \boldsymbol{\varepsilon}_0 + \boldsymbol{\varepsilon}_l \quad (5)$$

$\boldsymbol{\varepsilon}_0$  为线性应变,  $\boldsymbol{\varepsilon}_l$  为非线性应变。表达式如下

$$\begin{cases} \boldsymbol{\varepsilon}_0 = [u_{,x} & v_{,y} & u_{,y} + v_{,x} & -\theta_{x,x} & -\theta_{y,y} \\ & -(\theta_{x,y} + \theta_{y,x}) & w_{,x} - \theta_x & w_{,y} - \theta_y]^\top \\ \boldsymbol{\varepsilon}_l = [0.5w_{,x}^2 & 0.5w_{,y}^2 & w_{,x}w_{,y} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0]^\top \end{cases} \quad (6)$$

单元线性和非线性应变矩阵如下

$$\begin{cases} \mathbf{B}_0 = [\mathbf{B}_{01} & \mathbf{B}_{02} & \mathbf{B}_{03} & \mathbf{B}_{04}] \\ \mathbf{B}_l = [\mathbf{B}_{l1} & \mathbf{B}_{l2} & \mathbf{B}_{l3} & \mathbf{B}_{l4}] \end{cases} \quad (7)$$

$$\mathbf{B}_{0i} = \begin{bmatrix} N_{i,x}^0 & 0 & 0 & 0 & 0 & N_{ui,x} \\ 0 & N_{i,y}^0 & 0 & 0 & 0 & N_{vi,y} \\ N_{i,y}^0 & N_{i,x}^0 & 0 & 0 & 0 & N_{ui,y} + N_{v,x} \\ 0 & 0 & 0 & N_{i,x}^0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & N_{i,y}^0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & N_{i,y}^0 & N_{i,x}^0 & 0 \\ 0 & 0 & N_{i,x}^0 & N_i^0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & N_{i,y}^0 & 0 & N_i^0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{B}_{li} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & w_{,x}N_{i,x}^0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & w_{,y}N_{i,y}^0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & w_{,y}N_{i,x}^0 + w_{,x}N_{i,y}^0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (8)$$

根据物理方程,可得到壳元弹性矩阵

$$\mathbf{D} = \frac{Et}{(1-\mu^2)} \begin{bmatrix} 1 & \mu & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \mu & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1-\mu}{2} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{t^2}{12} & \frac{\mu t^2}{12} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{\mu t^2}{12} & \frac{t^2}{12} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{(1-\mu)t^2}{24} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{5(1-\mu)}{12} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{5(1-\mu)}{12} \end{bmatrix} \quad (9)$$

Green 应变、弹性矩阵  $\mathbf{D}$  等变量的定义是建立在单元局部坐标系下的, 组装总体刚度矩阵之前, 需要把单元局部坐标系下的刚度矩阵转换到整体坐标系下。由于平板壳单元是由板单元和膜单元组合而成, 所以可以通过降低式(9)中第 4~6 行元素对应的抗弯刚度即可使得该壳单元“软化”, 从而使其能模拟膜结构。

### 2.2 梁单元模型

空间梁单元节点位移单元位移向量为

$$\mathbf{q}^e = [u_i \quad v_i \quad w_i \quad \theta_{xi} \quad \theta_{yi} \quad \theta_{zi} \quad u_j \quad v_j \quad w_j \quad \theta_{xj} \quad \theta_{yj} \quad \theta_{zj}]^\top \quad (10)$$

单元位移模式

$$\begin{cases} \mathbf{u} = a_0 + a_1 x \\ \mathbf{v} = b_0 + b_1 x + b_2 x^2 + b_3 x^3 \\ \mathbf{w} = c_0 + c_1 x + c_2 x^2 + c_3 x^3 \\ \theta = d_0 + d_1 x \end{cases} \quad (11)$$

单元应变

$$\begin{cases} \boldsymbol{\varepsilon} \\ \boldsymbol{\gamma} \end{cases} = \begin{cases} \left\{ \frac{\partial u}{\partial x} - y \frac{\partial^2 v}{\partial x^2} - z \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} \right\} + \\ \left\{ \rho \frac{\partial \theta}{\partial x} \right\} \end{cases} + \begin{cases} \left\{ \frac{1}{2} \left( \left( \frac{\partial V}{\partial x} \right)^2 + \left( \frac{\partial W}{\partial x} \right)^2 \right) \right\} \\ 0 \end{cases} \quad (12)$$

式(12)中第一项是线性项目, 第二项是非线性项。根据几何方程可以推导出梁单元线性和非线性应变矩阵  $\mathbf{B}_0, \mathbf{B}_l$ , 具体见文献[9]。梁单元与壳单元组合模拟时, 加强筋通常有一定高度, 梁单元节点与壳单元节点之间有一定距离, 梁壳刚度矩阵直接叠加会产生误差, 为了消除这个偏差, 先求出偏心梁的刚度矩阵, 再与壳元刚度矩阵叠加。

### 2.3 几何非线性求解

完全拉格朗日格式的切线刚度表达式如下

$$\mathbf{K}_T = \mathbf{K}_0 + \mathbf{K}_\sigma + \mathbf{K}_L \quad (13)$$

其中

$$\begin{aligned} \mathbf{K}_0 &= \int_{-1}^1 \int_{-1}^1 \mathbf{B}_0^\top \mathbf{D} \mathbf{B}_0 |J| d\xi d\eta \\ \mathbf{K}_L &= \int_{-1}^1 \int_{-1}^1 (\mathbf{B}_0^\top \mathbf{D} \mathbf{B}_l + \mathbf{B}_l^\top \mathbf{D} \mathbf{B}_0 + \mathbf{B}_l^\top \mathbf{D} \mathbf{B}_l) |J| d\xi d\eta \\ \mathbf{K}_\sigma &= \int_{-1}^1 \int_{-1}^1 \mathbf{G}^\top \mathbf{N} \mathbf{G} |J| d\xi d\eta \end{aligned} \quad (14)$$

式中:  $|J|$  为坐标变换的雅克比行列式;  $\xi$  和  $\eta$  为中面自然坐标。其他参数如下

$$\mathbf{N} = \begin{bmatrix} \sigma_x & \tau_{xy} \\ \tau_{yx} & \sigma_y \end{bmatrix} \quad \mathbf{G} = [\mathbf{G}_1 \quad \mathbf{G}_2 \quad \mathbf{G}_3 \quad \mathbf{G}_4] \quad (15)$$

$$\mathbf{G}_i = \begin{bmatrix} 0 & 0 & N_{i,x}^0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & N_{i,y}^0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (16)$$

为了避免计算薄壳结构时发生剪切自锁问题,采用减缩积分方法来计算单元刚度矩阵。采用增量法和迭代法相结合的混合法求解非线性方程组。载荷以增量的形式逐级加载到结构上,并将上一增量步的不平衡力加入到下一步的载荷增量中,从而避免了计算中“漂移”现象,在最后一增量步中,采用修正的 Newton-Raphson 法求解。这种方法兼具增量法计算速度快和迭代法计算精度高的优点。线性方程组的求解采用高斯消法。为了压缩刚度矩阵所占空间,采用稀疏矩阵存储方法。边界约束条件处理采用置大数法。

## 2.4 收敛准则

由于载荷是以力的形式加载的,故而采用残余力的 2 范数控制收敛,表达式如下

$$\|\mathbf{R}\|_2 \leq \alpha_q \|\mathbf{F}\|_2 \quad (17)$$

式中: $\mathbf{R}$  为残余力向量; $\mathbf{F}$  为外载荷向量; $\alpha_q$  为失衡力容许误差,一般取  $0.1\% \leq \alpha_q \leq 5\%$ 。

## 3 耦合界面数据插值方法

本文采用分区耦合的方法。流场初始化后进行 CFD 计算,把计算得到的气动力通过局部插值的方法传递到结构边界上,然后通过积分的方法将气动力转换成结构节点上的外载荷力,经过计算结构力学 (Computational structural dynamics, CSD) 得到结构的位移。结构位移通过局部插值的方法传递给流场,重构流场边界并移动内部网格。随着时间的推移,重复以上步骤。两套网格系统之间的数据通过耦合边界循环传递。一般情况下流体网格要比结构网格密得多,由此产生两套网格界面间的不匹配问题。采用局部插值法完成两套网格之间的双向数据传递,需要事先确定两者之间的隶属关系。每个受体节点都需找到与之对应的宿主单元。

### 3.1 确定流固耦合界面网格之间的关系

如图 2 所示,节点  $P_1$  和  $P_2$  分别是受体网格的两个受体节点,任意四边形  $abcd$  为宿主单元。首先建立宿主单元的长方体盒子,盒子的顶点由该宿主单元节点坐标的最大值和最小值决定。由于节点  $P_2$  的位置处于盒子内,所以是该宿主单元的

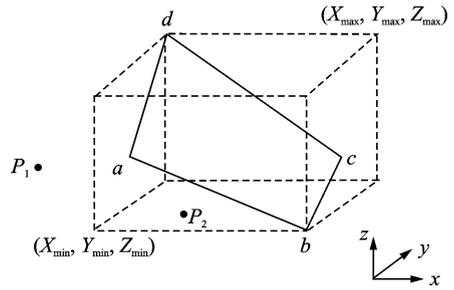


图 2 宿主单元与受体节点关系

受体节点,而节点  $P_1$  不是。用交替数字二叉树搜索技术统计被包含在每个宿主单元盒子内的受体节点编号。如果一个受体节点被包含在多个宿主单元盒子里,则计算该受体节点到每个宿主单元形心的距离,并选择距离最近的那个单元作为最终唯一的宿主单元。通过上述方法,可以确定两套网格之间的宿主-受体关系。

### 3.2 流固界面数据交换方法

针对力和位移的物理属性不同,分别采用两种插值策略来处理流固界面的数据传递。

#### (1) 气动力向结构边界插值

经过 CFD 计算得到流场网格节点的气动力。此时的受体为结构网格节点,宿主为流场网格面。采用反距离权重法来完成气动力的插值,如图 3 所示,点  $s$  为结构边界节点,其宿主面的 3 个节点分别为点  $f_1, f_2$  和  $f_3$ 。插值策略如下

$$F_s = \sum_i^3 \left( F_i \frac{1}{l_{si}} / \sum_i^3 \left( \frac{1}{l_{si}} \right) \right) \quad i=1,2,3 \quad (18)$$

式中: $F_s$  为结构节点  $s$  处的集中力; $F_i$  为流体节点  $i$  处的气动力; $l_{si}$  为结构节点  $s$  到流体节点  $i$  的距离。

#### (2) 结构位移向流体边界插值

经过有限元方法计算得到结构节点的位移。此时受体为气动节点,宿主为结构单元面。采用常体积转换法来重构流场边界,其原理是气动节点投影在结构三角形单元内的相对坐标在整个计算中始终保持不变,受体节点和宿主单元面所组成的四

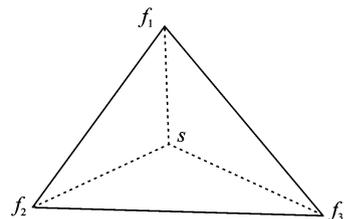


图 3 反距离权重法

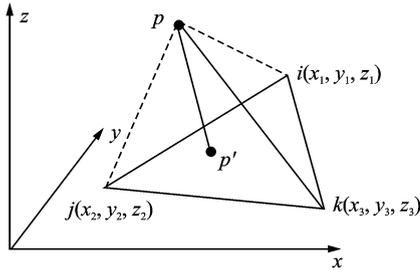


图 4 常体积转换法

面体体积守恒。如图 4 所示,在  $t_0$  初始时刻已知宿主单元的 3 个节点为  $i(x_1, y_1, z_1)$ ,  $j(x_2, y_2, z_2)$ ,  $k(x_3, y_3, z_3)$ 。某气动点  $p(x_4, y_4, z_4)$ , 在宿主单元中的投影为点  $p'(x_p, y_p, z_p)$ 。

宿主单元所在面的方程如下

$$\begin{cases} x = \alpha x_1 + \beta x_2 + \gamma x_3 \\ y = \alpha y_1 + \beta y_2 + \gamma y_3 \\ z = \alpha z_1 + \beta z_2 + \gamma z_3 \end{cases} \quad (19)$$

其中  $\alpha + \beta + \gamma = 1$ , 该平面法向量  $s(l, m, n)$

$$\begin{vmatrix} i & j & k \\ x_2 - x_1 & y_2 - y_1 & z_2 - z_1 \\ x_3 - x_1 & y_3 - y_1 & z_3 - z_1 \end{vmatrix} = li + mj + nk \quad (20)$$

气动点和宿主单元组成的四面体体积为

$$V_0 = \frac{1}{6} (l(x_4 - x_1) + m(y_4 - y_1) + n(z_4 - z_1)) \quad (21)$$

气动点与投影点组成的直线方程为

$$\begin{cases} x = x_4 - vl \\ y = x_4 - vm \\ z = z_4 - vn \end{cases} \quad (22)$$

式中  $l, m, n$  由式(20)求出。点  $p'$  为直线  $pp'$  与宿主面的交点, 联立方程(19)和(22), 得

$$\begin{cases} \alpha x_1 + \beta x_2 + \gamma x_3 + vl = x_4 \\ \alpha y_1 + \beta y_2 + \gamma y_3 + vm = y_4 \\ \alpha z_1 + \beta z_2 + \gamma z_3 + vn = z_4 \\ \alpha + \beta + \gamma = 1 \end{cases} \quad (23)$$

式(23)可求出  $\alpha, \beta, \gamma$  和  $v$  的值。在  $t_0 + \Delta t$  时刻, 结构单元发生变形, 已知变形后的宿主三角形单元节点坐标分别为  $(x'_1, y'_1, z'_1)$ ,  $(x'_2, y'_2, z'_2)$ ,  $(x'_3, y'_3, z'_3)$ , 宿主面法向量  $s'(l', m', n')$  由式(20)得出。利用体积守恒和投影点在三角单元的相对坐标保持不变原理得到

$$\begin{cases} x'_4 = \alpha x'_1 + \beta x'_2 + \gamma x'_3 + v'l' \\ y'_4 = \alpha y'_1 + \beta y'_2 + \gamma y'_3 + v'm' \\ z'_4 = \alpha z'_1 + \beta z'_2 + \gamma z'_3 + v'n' \\ V_0 = \frac{1}{6} (l'(x'_4 - x'_1) + m'(y'_4 - y'_1) + n'(z'_4 - z'_1)) \end{cases} \quad (24)$$

通过式(24)可得出  $t_0 + \Delta t$  时刻气动点的新位置坐标  $(x'_4, y'_4, z'_4)$ , 从而得到流场的新边界。常体积转换法只与网格局部信息有关, 可处理较复杂的大变形问题, 具有计算速度快和精度高的优点。本文采用 Delaunay 图映射方法处理动网格。选取一定数量的流场边界点, 通过 Delaunay 三角剖分算法生成背景图。流场边界变形后, 通过流体节点在背景图单元中相对位置不变原理, 映射出新的流体节点位置坐标。采用这种方法处理网格动态变形无需迭代计算, 网格生成速度快, 效率高且稳定性好。

### 3.3 流固耦合计算流程

流固耦合计算流程图如图 5 所示。

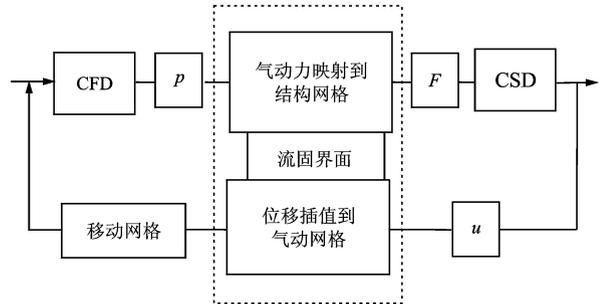


图 5 流固耦合流程

## 4 数值算例

### 4.1 悬臂梁计算

悬臂梁模型长 0.1 m, 宽 0.01 m, 厚 0.005 m, 杨氏模量 72 GPa, 泊松比 0.33, 采用  $20 \times 2$  的平板壳网格。悬臂梁的一边固定, 另一边中点处沿厚度方向施加集中载荷  $F$ 。如表 1 所示, 计算结果与精确解吻合良好, 验证了本文平板壳单元消除了剪切自锁现象。

表 1 悬臂梁挠度对比

载荷	$F=1\ 000\ \text{N}$	$F=1\ 500\ \text{N}$	$F=2\ 000\ \text{N}$
本文程序/m	0.036 8	0.047 9	0.055 3
精确解/m	0.037 7	0.049 3	0.057 2

### 4.2 AGARD445.6 机翼计算

AGARD445.6 机翼是国际上通用的检验

跨音速颤振计算的标准模型。该机翼采用 NACA65A004 翼型,机翼展长 762 mm,根弦长 558.8 mm,1/4 弦线后掠角为  $45^\circ$ ,展弦比 1.644 0,根梢比 0.659 2。时间步长设置为 0.000 2 s,分别求解 AGARD445.6 机翼在  $\alpha=0$ ,马赫数为 0.499,0.678,0.901,0.960,1.072,1.141 时的颤振速度,并与实验相比较,如图 6 所示。计算结果显示颤振速度在跨音速区存在“凹坑”现象,与实验值吻合良好,验证了本文数据插值方法在流固耦合计算中能够保持力、力矩和能量的守恒。

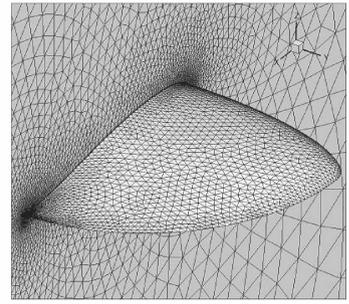


图7 柔性翼微型飞行器气动网格

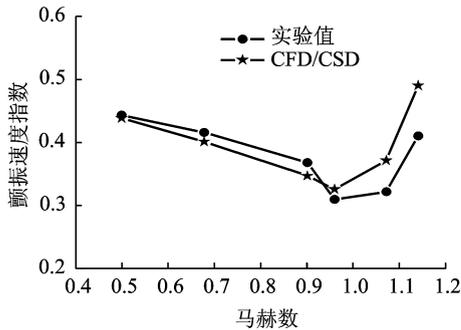


图6 AGARD445.6 机翼的颤振速度边界

### 4.3 柔性翼微型飞行器计算

柔性翼微型飞行器受尺寸所限,为了追求大机翼面积和小展弦比,通常采用无尾飞翼式布局。与常规布局相比,无尾飞翼式布局有着更高的升阻比和有效载荷系数。本文柔性薄翼微型飞行器模型采用的平面形状为齐莫曼形,翼型为 S5010。齐莫曼形由两个共轴的椭圆在 1/4 弦线处接合而成,机翼面积  $51\ 800\text{ mm}^2$ ,平均气动弦长 172 mm,翼展 300 mm,根弦长 217 mm,展弦比 1.75。柔性翼的碳纤维骨架用空间梁单元模拟,PVC 薄膜蒙皮用等参四节点平板壳单元模拟。流场计算采用四面体非结构网格,如图 7 所示。空气密度  $1.23\text{ kg/m}^3$ ,空气黏性系数  $1.5 \times 10^{-5}\text{ m}^2/\text{s}$ ,分别用单向耦合和双向耦合方法计算迎角为  $0 \sim 22^\circ$ ,雷诺数为 90 000 时的升力  $C_l$  和阻力  $C_d$  系数,并与实验<sup>[10]</sup>相比较,如图 8,9 所示。单向耦合认为流场和结构场的关系是单向的,即结构的变形影响流场压力分布,而新的流场气动力对机翼不再产生新的影响。在较大迎角下,由于柔性翼飞行器结构变形较大,忽略后续迭代会带来较大误差。双向耦合<sup>[11-13]</sup>考虑了流场-结构场间的反复影响,计算数值更接近柔性翼实验结果。

## 5 结束语

结合非线性有限元理论和非线性气动计算以

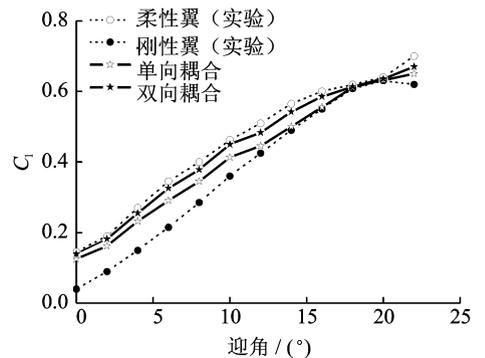


图8 升力系数-迎角角曲线图( $Re=90\ 000$ )

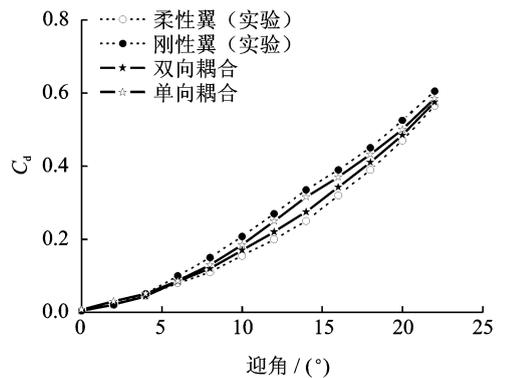


图9 阻力系数-迎角曲线图( $Re=90\ 000$ )

及耦合边界数据传递方法和动网格技术,本文给出了一套基于 CFD/CSD 的流固耦合数值模拟方法。通过 C++ 编程,开发了一套非线性结构有限元程序和耦合接口程序,并与本实验室的流体计算程序 3D<sup>2</sup>MUFS 相连接,应用于柔性翼微型飞行器的气动分析中,取得了精确的结果,验证了文中方法的正确性,对提高微型飞行器失速迎角和抗阵风能力的研究具有指导意义。

### 参考文献:

- [1] Ferguson L, Aulisa E, Seshaiyer P, et al. Computa-

- tional modeling of highly flexible membrane wings in micro air vehicles[R]. AIAA 2006-1661, 2006.
- [2] Jaiman R K, Jiao X. Conservative load transfer along curved fluid-solid interface with non-matching meshes [J]. *Journal of Computational Physics*, 2006, 218 (1):372-397.
- [3] Lian Yongsheng, Shyy W, Viieru D, et al. Membrane wing aerodynamics for micro air vehicle [J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2003, 39 (6): 425-465.
- [4] Lian Yongsheng, Shyy W. Three-dimensional fluid-structure interactions of a membrane wing for micro air vehicle applications[R]. AIAA 2003-1726, 2003.
- [5] 史志伟,张传鸿,刘志强. 齐莫曼翼与反齐莫曼翼空间流场测量对比分析[J]. *实验流体力学*, 2009, 23(3): 20-24.
- Shi Zhiwei, Zhang Chuanhong, Liu Zhiqiang. The comparison of PIV measurement results of Zimmerman and inverse Zimmerman wings [J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2009, 23(3): 20-24.
- [6] Stanford B, Ifju P, Shyy W, et al. A numerical and experimental investigation of flexible micro air vehicle wing deformation[R]. AIAA 2006-440, 2006.
- [7] 肖天航. 低雷诺数非定常流场的数值方法及其在微型飞行器上的应用[D]. 南京:南京航空航天大学, 2009.
- Xiao Tianhang. A numerical method for unsteady low Reynolds number flows and application to micro air vehicles [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2009.
- [8] Xiao Tianhang, Ang Haisong. A preconditioned dual time stepping procedure coupled with matrix-free LU-SGS scheme for unsteady low speed viscous flows with moving objects [J]. *International Journal of Computational Fluid Dynamics*, 2007, 21 (3): 165-173.
- [9] 刘光栋,王解君,何放龙. 空间梁单元的几何非线性刚度矩阵的分解形式[J]. *湖南大学学报*, 1992; 19(1): 60-71.
- Liu Guangdong, Wang Jiejun, He Fanglong. Resolved for mulation of geometrieal nonlinear stiffness matrix for three dimensional beam element[J]. *Journal of Hunan University*, 1992, 19(1):60-71.
- [10] 张福星,朱荣,周兆英. 柔性翼微型飞行器气动特性的实验研究[J]. *航空学报*, 2008, 29(6): 1440-1446.
- Zhang Fuxing, Zhu Rong, Zhou Zhaoying. Experiment research on aerodynamics of flexible wing MAV [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2008, 29(6): 1440 -1446.
- [11] 尹维龙,田东奎. 可变后缘弯度机翼柔性蒙皮的变形特性分析[J]. *南京航空航天大学学报*, 2012, 44(4): 493-496.
- Yin Weilong, Tian Dongkui. Deformation of flexible skin for variable trailing-edge camber wing [J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2012, 44(4):493-496.
- [12] 王世山,刘泽远,杜亚平,等. 双向间接耦合有限元法预估电力电缆载流量[J]. *南京航空航天大学学报*, 2010, 42(2):133-139.
- Wang Shishan, Liu Zeyuan, Du Yaping, et al. Bidirectional indirect coupled finite element method for estimating campacity of power cable [J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2010, 42(2):133-139.
- [13] 程涵,余莉,李胜全. 基于 ALE 的降落伞充气过程数值仿真[J]. *南京航空航天大学学报*, 2012, 44(3): 290-293.
- Chen Han, Yu Li, Li Shengquan. Numerical simulation of parachute inflation process based on ALE [J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2012, 44(3):290-293.

