

基于 CFD/CSD 方法的蜻蜓柔性翼气动特性分析

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: 给出了一种基于计算流体力学/计算结构力学(CFD/CSD)的双向流固耦合方法. 通过交替数字二叉树(ADT)搜索技术识别流固网格之间的宿主-受体关系. 采用局部插值算法完成两套网格系统之间的数据交换, 并使用 Delaunay 图映射方法来完成气动网格的移动. 将自编的非线性结构有限元程序、接口程序与南京航空航天大学(NUAA)微型飞行器中心的流体计算程序 3D2MUFS 相连接, 应用于蜻蜓柔性翼拍动飞行的气动计算中. 计算结果表明: 柔性变形使得蜻蜓翼的时均举力系数从 0.31 提高到 0.53, 时均推力系数从 0.07 提高到 0.13, 证实了柔性变形能改善扑翼的气动性能.

关 键 词: 流固耦合; 蜻蜓; 柔性翼; 平板壳单元; 扑翼

中图分类号: V211.47

文献标志码: A

Analysis of aerodynamic characteristics of flexible wing of dragonfly based on CFD/CSD method

MENG Ling-bing, ANG Hai-song, XIAO Tian-hang

(College of Aerospace Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: A methodology of fluid-structure bi-directional interaction based on computational fluid dynamics/computational structure dynamics (CFD/CSD) was presented. The donor-receptor relationship between two sets of grid system was identified by alternating digital tree (ADT). The local interpolation methods were used for data exchange between these two sets of grids. Flow with moving boundaries was dealt with by Delaunay graph mapping method. The code for nonlinear structural finite element and information transfer was developed and used to connect with the code of flow solver 3D2MUFS developed in the Micro Air Vehicle Center of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics (NUAA). It was applied to the aerodynamic computation of dragonfly flapping flight with flexible wing. Results show that the time-averaged vertical force coefficient of the dragonfly wing increases from 0.31 to 0.53, and the time-averaged thrust coefficient increases from 0.07 to 0.13 by flexible deformation. This confirms that the flexible deformation can improve the aerodynamic performance of flapping wing.

Key words: fluid-structure interaction; dragonfly; flexible wing; flat shell element; flapping wing

昆虫飞行时通过快速扑翼的方式产生足够的推力和升力, 克服低雷诺数的气动局限性, 实现高

稳定性、高机动性、低能耗的飞行. 昆虫的飞行机理被微型飞行器的设计所借鉴, 因而受到学者

收稿日期: 2013-06-03

基金项目: 江苏高校优势学科建设工程; 国家自然科学基金(11002072);

高等学校博士学科点专项科研基金(新教师类)(20103218120001)

作者简介: 孟令兵(1983—), 男, 河南信阳人, 博士生, 主要从事流固耦合、结构强度计算研究.

们^[1-4]的广泛关注. 目前对扑翼的气动特性研究大都是假设其为刚性翼, 而实际上它在挥拍过程中受气动力和惯性力的共同作用会发生弦向和展向的柔性变形. Dudley^[5]认为扑翼的柔性变形对昆虫飞行的可操纵性有重要意义. Mueller^[6]认为柔性变形和扑翼方式是昆虫提高飞行性能的主要手段. 曾锐等^[7]设定柔性扑翼在一个周期内各阶段的形状变化, 计算扑翼的气动特性, 结果发现扑翼的柔性变形对推力和升力都有着较大的影响. 徐一村等^[8]使用 Euler 方程计算柔性翼的气动力, 采用有限元法计算扑翼在气动载荷下的结构变形, 并把这种变形回带到流场计算中. 计算结果证实了柔性翼在拍动的极限位置能产生瞬时的负推力. 以上对扑翼的研究只考虑了静态变形对流场的影响, 事实上昆虫翼的变形是动态的. 徐明等^[9]考虑了动态柔性变形的影响, 用改进的面元法计算了二维蜻蜓翼模型的气动特性, 与刚体模型相比较发现柔性变形能提高蜻蜓翼的升力和推力, 降低气动功率. 余春锦等^[10]用改进的涡格法分析了扑翼瞬时形状速度对升力和推力的影响. 鲍麟^[11]对蜻蜓翼在往复拍动下的结构动态变形响应进行数值模拟, 并与简化的气动估算方法相结合, 对扑翼的流固耦合计算进行了初步尝试. 上述方法都是简单地将结构变形反馈到流场计算中, 流固耦合插值计算只循环了一次, 没有后续流场-结构场的反复迭代. 目前还很少见到关于扑翼双向流固耦合的文献.

为了更接近蜻蜓拍动飞行的真实情况, 本文给出一种基于 CFD/CSD 的双向流固耦合方法, 用于计算蜻蜓拍动飞行的气动特性. 流场计算基于有限体积离散任意拉格朗日欧拉 N-S 方程. 结构有限元计算基于完全拉格朗日 (T. L.) 格式求解几何非线性. 采用局部插值算法完成界面的数据交换, 并使用 Delaunay 图映射方法完成流场网格的变形.

1 非定常 N-S 方程及求解

Arbitrary-Lagrangian-Eulerian (ALE) 格式的非定常可压缩 N-S 方程为^[12-13]

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega(t)} \mathbf{W} dV + \oint_{\partial\Omega(t)} [\mathbf{F}(\mathbf{W}) - u_{gn} \mathbf{W}] ds = \oint_{\partial\Omega(t)} \mathbf{F}_v ds \quad (1)$$

其中 $\mathbf{W}$ 为守恒量, $\mathbf{F}(\mathbf{W})$ 和 $\mathbf{F}_v$ 分别为无黏和黏性矢通量, u_{gn} 为法向运动速度, 具体表达式

如下:

$$\mathbf{W} = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho e \end{bmatrix}$$

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

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

上式各变量物理意义见文献^[12]. 式(1)中时间离散采用 2 阶向后欧拉格式, 空间离散采用 2 阶迎风格式, 离散后的方程使用无矩阵计算的隐式 LU-SGS (lower-upper symmetric Gauss-Seidel) 法迭代求解.

2 结构非线性方程及求解

2.1 壳单元模型

蜻蜓翼是典型的薄壳结构, 本文采用四节点四边形等参平板壳单元模型. 该壳单元模型由 Allman 膜单元和 Mindlin 板单元组合而成. 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

$$\mathbf{q}^e = [\mathbf{q}_1 \quad \mathbf{q}_2 \quad \mathbf{q}_3 \quad \mathbf{q}_4]^T \quad (3)$$

其中

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

平板壳单元中面的 Green 应变为

$$\boldsymbol{\varepsilon} = [\varepsilon_x \quad \varepsilon_y \quad \gamma_{xy} \quad \chi_x \quad \chi_y \quad \chi_{xy} \quad \gamma_{xz} \quad \gamma_{yz}]^T = \boldsymbol{\varepsilon}_0 + \boldsymbol{\varepsilon}_1 \quad (5)$$

其中 $\boldsymbol{\varepsilon}_0$ 为线性应变, $\boldsymbol{\varepsilon}_1$ 为非线性应变, 表达式如下:

$$\boldsymbol{\varepsilon}_0 = \begin{bmatrix} u_{,x} & v_{,y} & u_{,y} + v_{,x} & -\theta_{x,x} \\ -\theta_{y,y} & -(\theta_{x,y} + \theta_{y,x}) & w_{,x} - \theta_x & w_{,y} - \theta_y \end{bmatrix}^T$$

$$\boldsymbol{\varepsilon}_1 = [0.5w_{,x}^2 \quad 0.5w_{,y}^2 \quad w_{,x}w_{,y} \quad 0 \quad 0 \quad 0 \quad 0 \quad 0]^T \quad (6)$$

单元线性应变矩阵和单元非线性应变矩阵如下:

$$\begin{cases} \mathbf{B}_0 = [\mathbf{B}_{01} & \mathbf{B}_{02} & \mathbf{B}_{03} & \mathbf{B}_{04}] \\ \mathbf{B}_1 = [\mathbf{B}_{11} & \mathbf{B}_{12} & \mathbf{B}_{13} & \mathbf{B}_{14}] \end{cases} \quad (7)$$

上式参数具体见文献[14].

2.2 几何非线性求解

蜻蜓翼的挥拍运动是小变形大位移问题,需要考虑几何非线性.采用 T. L. 格式计算单元的切线刚度

$$\mathbf{K}_t = \mathbf{K}_0 + \mathbf{K}_\sigma + \mathbf{K}_l \quad (8)$$

其中

$$\begin{aligned} \mathbf{K}_0 &= \int_{-1}^1 \int_{-1}^1 \mathbf{B}_0^T \mathbf{D} \mathbf{B}_0 |\mathbf{J}| d\xi d\eta \\ \mathbf{K}_l &= \int_{-1}^1 \int_{-1}^1 (\mathbf{B}_0^T \mathbf{D} \mathbf{B}_1 + \mathbf{B}_1^T \mathbf{D} \mathbf{B}_0 + \\ &\quad \mathbf{B}_1^T \mathbf{D} \mathbf{B}_1) |\mathbf{J}| d\xi d\eta \\ \mathbf{K}_\sigma &= \int_{-1}^1 \int_{-1}^1 \mathbf{G}^T \mathbf{N} \mathbf{G} |\mathbf{J}| d\xi d\eta \end{aligned} \quad (9)$$

式中 $|\mathbf{J}|$ 为坐标变换的雅克比行列式, ξ, η 为中面自然坐标,其他参数见文献[14].应变矩阵中变量是建立在单元局部坐标系下的,因此需要确定每个单元的局部坐标系.如图 1, $O'XYZ$ 为整体坐标系,点 1,2,3,4 为四边形等参平板壳单元的 4 个节点.设定节点 1 为单元局部坐标原点 O ,则局部坐标定义如下:

$$\begin{aligned} \mathbf{x} &= \frac{\mathbf{r}_{12}}{\|\mathbf{r}_{12}\|} \\ \mathbf{z} &= \frac{\mathbf{r}_{12} \times \mathbf{r}_{14}}{\|\mathbf{r}_{12} \times \mathbf{r}_{14}\|} \\ \mathbf{y} &= \mathbf{z} \times \mathbf{x} \end{aligned} \quad (10)$$

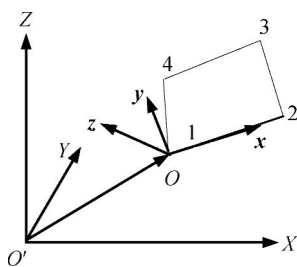


图1 平板壳单元的整体坐标系与局部坐标系

Fig.1 Global coordinates system and local coordinates system of flat shell element

整体刚度矩阵的计算需要经历 2 次转轴:
①计算单元刚度矩阵时,需要将各节点坐标从整体坐标系转换到局部坐标系下;②组装总体刚度矩阵之前,需要把局部坐标系下的刚度矩阵转换到整体坐标系下.

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的计算速度快和迭代法计算精度高的优点.

2.3 结构动力学求解

结构动力学方程如下:

$$\mathbf{M}\ddot{\mathbf{q}}(t) + \mathbf{C}\dot{\mathbf{q}}(t) + \mathbf{K}\mathbf{q}(t) = \mathbf{F}(t) \quad (11)$$

其中 $\mathbf{M}$ 为质量矩阵, $\mathbf{C}$ 为阻尼矩阵, $\mathbf{K}$ 为刚度矩阵, $\mathbf{F}(t)$ 为结构外载荷, $\mathbf{q}(t)$ 为 t 时刻节点的位移向量.结构动力学方程采用 Newmark 法求解.

3 界面插值

流固域之间的数据传递是流固耦合计算的重要环节.流场计算需要结构域提供运动边界,结构的求解也需要流场域提供外载荷.界面插值在 CFD/CSD 耦合计算中充当着桥梁的角色.一般情况下流体网格要比结构网格密得多,由此会产生两套网格节点的不匹配问题.本文采用局部插值方法完成两套网格之间的双向数据传递.

3.1 宿主-受体网格关系的确定

局部插值方法需要确定两套网格节点之间的隶属关系.本文把需要获取数据的节点称为受体节点,把提供数据信息的单元称为宿主单元.每个受体节点都必须确定与之对应的唯一的宿主单元.搜索宿主单元时为了提高搜索效率,采用交替数字二叉树搜索算法.为了缩小搜索范围,建立宿主单元网格的空间区域.区域的边界由全部宿主单元节点的最大和最小坐标决定.计算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-受体网格关系.

3.2 流固界面数据交换方法

针对力、位移/坐标、速度和加速度的物理属性不同,分别采用两种插值策略来处理流固界面的数据传递.

1) 流场数据向结构场插值

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.采用反距离权重法来完成气动力的插值,如图 2 所示.点 s' 为结构网格节点,点 F_1, F_2 和 F_3 分别为

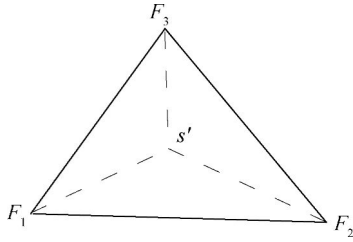


图 2 反距离权重法

Fig. 2 Inverse distance weighting method

流体单元(宿主单元)的 3 个节点,插值策略如下:

$$F_s = \sum_{i=1}^3 \left[F_i \frac{1}{l_{s'i}} / \sum_{i=1}^3 \left(\frac{1}{l_{s'i}} \right) \right] \quad i = 1, 2, 3 \quad (12)$$

其中 F_s 为结构网格节点 s' 所受的外力, F_i 为流体网格节点所对应的气动力, $l_{s'i}$ 为结构网格节点 s' 到流体网格节点的距离。

2) 结构场数据向流场边界插值

经过有限元计算得到结构网格节点的位移/坐标、速度和加速度。此时受体为气动节点,宿主为结构单元。本文采用常体积转换法来完成结构坐标向流场边界的插值。常体积转换法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面体体积守恒。如图 3 所示,对于任意一个气动节点 $d(t)$,其对应的宿主单元节点分别为 $s_i(t)$, $s_j(t)$, $s_k(t)$ 。四面体的体积

$$V(t) = \frac{1}{6} [s_j(t) - s_i(t)] \times [s_k(t) - s_i(t)] \cdot [d(t) - s_i(t)] \quad (13)$$

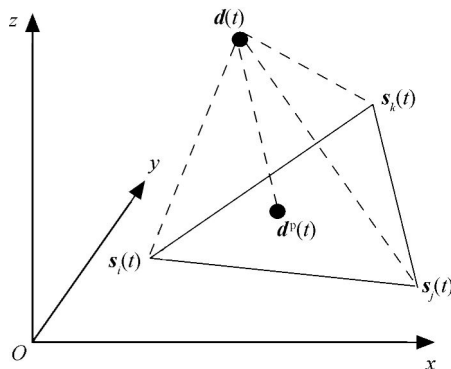


图 3 常体积转换法

Fig. 3 Constant volume transformation method

随着时间的推移,满足如下关系:

$$d(t) = \alpha s_i(t) + \beta s_j(t) + \gamma s_k(t) + v(t) \{ [s_j(t) - s_i(t)] \times [s_k(t) - s_i(t)] \} \quad (14)$$

其中 $v(t)$ 的值通过保证由气动节点和结构单元所

组成的四面体体积守恒得出。 α, β, γ 的值由式 (15) 确定,并在整个计算过程中保持不变。

$$\begin{cases} d^p(0) = \alpha s_i(0) + \beta s_j(0) + \gamma s_k(0) \\ \alpha + \beta + \gamma = 1 \end{cases} \quad (15)$$

其中 $d^p(0)$ 为初始时刻气动节点 $d(0)$ 在结构单元面上的投影点。将 α, β, γ 和 $v(t)$ 代入式 (14) 即可得到 t 时刻气动节点的位置。

常体积转换法只与网格局部信息有关,与结构模态无关,具有计算速度快和精度高的优点。为了考虑结构的动态响应对流场的影响,需要把结构的速度和加速度传递给流场边界。本文采用式 (12) 中的插值方法完成速度和加速度的数据传递。流场边界的移动不可避免地需要动网格技术。本文采用 Delaunay 图映射方法处理动网格。流固耦合的流程如图 4,图中 F 为结构外载荷; $q, \dot{q}, \ddot{q}$ 分别为位移、速度、加速度。具体步骤:①读入流场网格和结构网格,搜索并确定两套网格节点对应的宿主单元。计算并存储所有流场网格节点与宿主单元之间的参数。②流场初始化。在流场边界上选取适当数量的边界点,通过 Delaunay 三角化生成背景图。搜索每个流场网格节点的背景图单元,记下流场网格节点在背景图单元中的体积比。计算流固耦合界面处流场网格节点气动力,并通过反距离权重法将其插值到结构网格上,作为结构网格的外载荷。③非线性结构动力学计算得到结构网格节点位移/新坐标、速度、加速度。通过常体积转换法插值出流场的新边界,并采用反距离权重法将速度和加速度插值到流场耦合界面上。根据流场的新边界移动 Delaunay 图,通过体积比系数保持不变定位出流场网格节点的新坐标,从而完成流场网格的移动。④进入下一时间步。

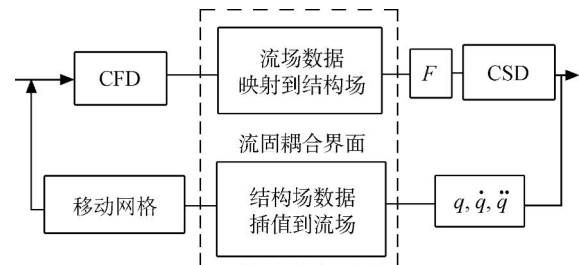


图 4 流固耦合流程

Fig. 4 Flow diagram of fluid-structure interaction

4 数值算例

本文采用文献[9]中提供的蜻蜓翼模型,如图 5。蜻蜓翼展长为 $b=47.7 \text{ mm}$,平均气动弦长 $c=$

9.8 mm, 面积为 469 mm². 以蜻蜓翼弦向为 X 轴, 展向为 Y 轴, 垂直于翼面为 Z 轴, 建立右手坐标系. 根据蜻蜓翼各部分的翅脉和厚度, 将模型分为 3 个不同的材料区域^[11]. 各区对应的材料属性和厚度见表 1.

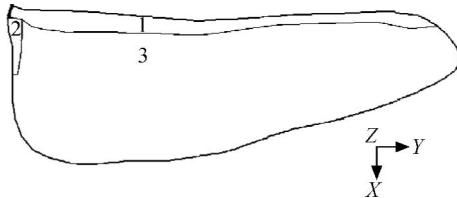


图5 蜻蜓翼模型

Fig. 5 Dragonfly wing model

表1 蜻蜓翼材料参数

Table 1 Material parameters of dragonfly wing

分区	弹性模量 E/GPa	泊松比 μ	厚度/ mm	密度 ρ / (kg/m ³)
1 区	17	0.49	0.2	1200
2 区	12	0.49	0.06	1200
3 区	2	0.49	0.025	1200

蜻蜓翼有限元模型选用 3.1 章节中的平板壳单元, 如图 6 所示. 翼根处施加绕 X 轴的挥拍角位移和绕 Y 轴的转角位移.

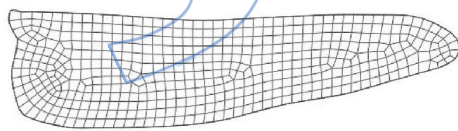


图6 蜻蜓翼有限元模型

Fig. 6 Finite element model of dragonfly wing

流场计算选用非结构网格, 如图 7. 时间步长为 10⁻⁶ s. 前飞状态下, Re=1918, 来流速度 U_∞=

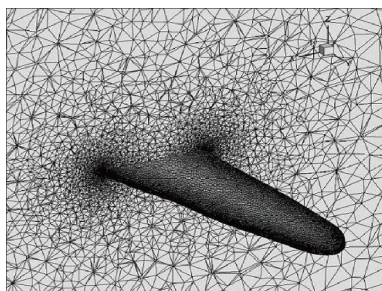


图7 蜻蜓翼流场网格

Fig. 7 Fluid field grids of dragonfly wing

1.24 m/s, 空气密度 $\rho_{\infty}=1.225 \text{ kg/m}^3$, 挥拍频率 $f=36 \text{ Hz}$, 前进比 $J_s = U_{\infty}/(4\Phi_0 bf) = 0.3$, 最大挥拍角度 $\Phi_0=34.5^\circ$.

蜻蜓的拍动飞行由两部分组成: 绕弦向(X 轴)的挥拍运动和绕展向(Y 轴)的扭转运动. 翼根处的挥拍角度变化采用余弦模式

$$\Phi(t) = \Phi_0 \cos(\omega t + \pi) \quad (16)$$

其中 $\omega = 2\pi f$ 为蜻蜓翼的挥拍角频率.

蜻蜓翼一个挥拍周期时间为 T. 在 $t/T \in [0.2, 0.3]$ 的上拍过程中, 攻角保持为固定值 $\alpha_d = 36^\circ$. 当 $t/T=0.3$ 时开始翻转, 延续时间为 $\Delta\tau_r = 0.4$. 而在 $t/T \in [0.7, 0.8]$ 的下拍过程中, 攻角保持固定值 $\alpha_u = 22^\circ$. 当 $t/T=0.8$ 时开始翻转, 延续时间为 $\Delta\tau_r = 0.4$. 上拍时翻转角速度

$$\dot{\theta}(\tau) = 0.5\dot{\theta}_0 \{1 - \cos[2\pi(\tau - \tau_d)/\Delta\tau_r]\} \quad (17)$$

其中 $\tau = t/T$, $\tau_d \leq \tau \leq \tau_d + \Delta\tau_r$, $\tau_d = 0.3$, $\tau_u = 0.8$, $\dot{\theta}_0 = (\pi - \alpha_u - \alpha_d)/(\Delta\tau_r T)$. 此处, τ_d 为上拍过程中蜻蜓翼攻角开始减小的时刻, τ_u 为下拍过程中蜻蜓翼攻角开始增加的时刻.

下拍时翻转角速度与此类似. 图 8 为一个挥拍周期内蜻蜓翼的挥拍角度和攻角随时间变化曲线.

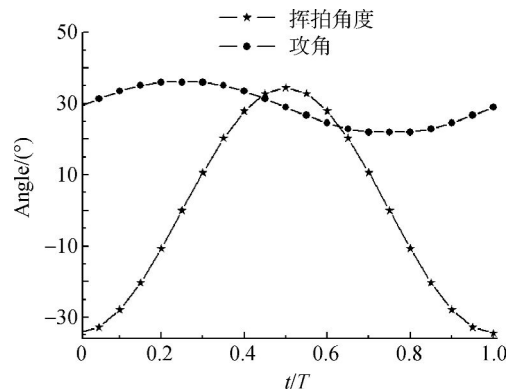


图8 挥拍角度和攻角随时间变化

Fig. 8 Flapping angle and attack angle versus time

升力系数 C_l 、阻力系数 C_d 为

$$\begin{aligned} C_l &= F_z / \left[\frac{1}{2} \rho U_0^2 S_{\text{ref}} \right] \\ C_d &= F_x / \left[\frac{1}{2} \rho U_0^2 S_{\text{ref}} \right] \end{aligned} \quad (18)$$

其中 U_0 为挥拍运动的平均速度; F_x , F_z 分别是 X 和 Z 方向的气动力, S_{ref} 为参考面积. 由于蜻蜓是在倾斜平面内拍动双翼的, 挥拍平面与前进方向存在一定的夹角. 气动计算所得的升力垂直于

拍动平面,阻力在拍动平面内并垂直于展向.这种在局部坐标系下计算得到的升力和阻力需要转换成整体坐标系下的举力和推力.相应的,举力系数 C_v 和推力系数 C_t 如下:

$$\begin{aligned} C_v &= C_l \cos \beta + C_d \cos \varphi \sin \phi \\ C_t &= C_l \sin \beta + C_d \cos \varphi \cos \phi \end{aligned} \quad (19)$$

其中挥拍平面与水平面的夹角 $\phi = 52^\circ$.

以水平位置为参照面,计算蜻蜓翼挥拍运动中翼尖位移随时间变化曲线,如图 9.从图中可以看出,由于考虑了柔性变形,蜻蜓柔性翼的最大翼尖位移要比蜻蜓刚性翼的大.蜻蜓柔性翼的翼尖位移-时间曲线比蜻蜓刚性翼有一定延迟.

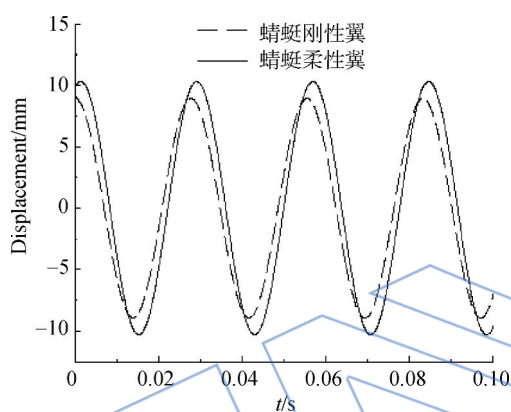


图 9 翼尖位移随时间变化

Fig. 9 Displacement of wing tip versus time

图 10 和图 11 分别给出了蜻蜓翼在一个挥拍周期内的举力系数和推力系数随时间的变化曲线.结果显示,柔性变形使得蜻蜓翼在 $t/T \in [0.35, 0.5]$ 的上拍过程和 $t/T \in [0.65, 1.0]$ 的下拍过程中,举力系数有显著的增加.蜻蜓柔性翼的推力系数只在上拍过程中有明显的增加,而在下拍过程中基本保持不变.结构的柔性变形使得

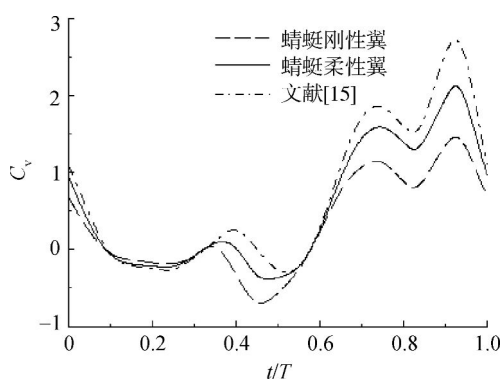


图 10 举力系数随时间变化

Fig. 10 Vertical force coefficient versus time

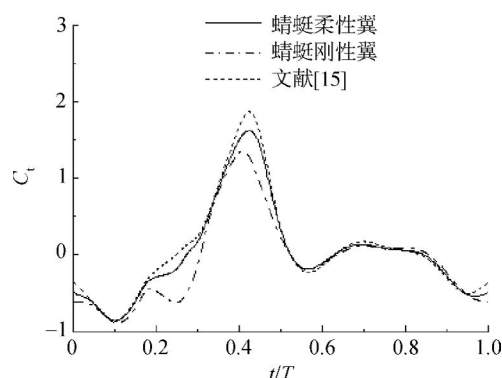


图 11 推力系数随时间变化

Fig. 11 Thrust coefficient versus time

上翼面前缘涡更长时间地附着,时均推力系数从 0.07 提高到 0.13,时均举力系数从 0.31 提高到 0.53.本文计算结果与文献[15]吻合良好.结果显示蜻蜓翼的柔性变形有利于改善扑翼的气动性能.

5 结 论

在前人研究的基础上,结合非线性有限元理论和非定常气动计算理论以及数据插值方法和动网格技术,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接口程序,并与南京航空航天大学微型飞行器中心的流体计算程序 3D2MUFS 相连接,应用于蜻蜓翼前飞的气动计算中,取得了满意的结果.计算发现蜻蜓翼的柔性变形能显著地降低飞行阻力,增大推力.证实了 Mueller 关于昆虫通过柔性变形效应来提高飞行性能的预言,对微型扑翼飞行器的设计具有一定的参考价值.

参考文献:

- [1] 张云飞,叶正寅.考虑弹性转轴的扑翼三维气动数值计算[J].航空动力学报,2008,23(10):1892-1895.
ZHANG Yunfei, YE Zhengyin. Three-dimensional Navier-Stokes simulation of flapping wing with pitching elasticity[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(10): 1892-1895. (in Chinese)
- [2] Liu H, Kawachi K. A numerical study of insect flight[J]. Journal of Computational Physics, 1998, 146(1): 124-156.
- [3] Rayner J M V. A new approach to animal flight mechanics[J]. Journal of Experimental Biology, 1979, 80: 17-54.
- [4] Okamoto M, Yasuda K. Aerodynamic characteristics of the wing and body of a dragonfly[J]. Journal of Experimental Biology, 1996, 199: 281-294.
- [5] Dudley R. Unsteady aerodynamics[J]. Science, 1999, 284(5422): 1937-1938.
- [6] Mueller T J. Fixed and flapping wing dynamics for micro

- air vehicle applications[M]. Reston, US: AIAA Press, 2001.
- [7] 曾锐, 昂海松, 梅源. 扑翼柔性及其对气动特性的影响[J]. 计算力学学报, 2005, 26(6): 750-754.
- ZENG Rui, ANG Haisong, MEI Yuan. Flexibility of flapping wing and its effect on aerodynamic characteristic[J]. Chinese Journal of Computational Mechanics, 2005, 26(6): 750-754. (in Chinese)
- [8] 徐一村, 毕树生, 宗光华. 扑翼飞行器柔性翼的动力分析与实验[J]. 航空动力学报, 2008, 23(10): 1892-1895.
- XU Yicun, BI Shusheng, ZONG Guanghua. Thrust analysis and experimental study of the flexible wings of a flapping-wings aircraft[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(10): 1892-1895. (in Chinese)
- [9] 徐明, 余永亮, 鲍麟. 蜻蜓拍翼前飞中模型翼动态柔性变形的气动效应研究[J]. 中国科学院研究生院学报, 2006, 23(6): 729-735.
- XU Ming, YU Yongliang, BAO Lin. Theoretical modeling study on the aerodynamic effects of dragonfly flexible wing in forward flapping flight[J]. Journal of the Graduate School of the Chinese Academy of Sciences, 2006, 23(6): 729-735. (in Chinese)
- [10] 余春锦, 昂海松, 陈青. 适合于柔性结构扑翼飞行器的空间非定常涡格法[J]. 南京航空航天大学学报, 2008, 40(4): 451-455.
- YU Chunjin, ANG Haisong, CHEN Qing. Three dimensional unsteady vortex lattice method for flexible structure flapping-wing aerial vehicle[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008, 40(4): 451-455. (in Chinese)
- [11] 鲍麟. 昆虫翼柔性变形的力学效应研究[D]. 北京: 中国科学院, 2007.
- BAO Lin. The mechanics of flexibility effects of insect wing in flapping[D]. Beijing: Chinese Academy of Sciences, 2007. (in Chinese)
- [12] 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 and Astronautics, 2009. (in Chinese)
- [13] 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.
- [14] 朱菊芬, 郑罡. 带旋转自由度 C^0 类任意四边形板(壳)单元[J]. 计算力学学报, 2000, 17(3): 287-292, 300.
- ZHU Jufen, ZHENG Gang. A new 4-node C^0 quadrilateral plate/shell element with drilling degree of freedom[J]. Chinese Journal of Computational Mechanics, 2000, 17(3): 287-292, 300. (in Chinese)
- [15] Wang J K, Sun M. A computational study of the aerodynamics and forewing-hindwing interaction of a model dragonfly in forward flight[J]. Journal of Experimental Biology, 2005, 208: 3785-3804.