

当地 DFD 方法在扑翼流动数值模拟中的应用

刘冠冕^{1,2}, 周春华^{*1}, 艾俊强³

(1. 南京航空航天大学 空气动力学系, 南京 210016; 2. 中航通用飞机设计研究院, 珠海 519040;
3. 中国航空工业集团第一飞机设计研究院, 西安 710089)

摘要:应用当地 DFD(Domain-Free Discretization)方法对包含复杂运动边界的扑翼流场进行了数值模拟。该方法通过壁面法线方向的外插确定外部相关点上的流动变量值,同时强加相应的边界条件。应用这种方法,动边界流动的模拟可以在固定网格上实现,无需为了跟随物体的运动而在每个时间步上对网格进行实时更新。对三种拍动模式的双翅流场进行了数值模拟,升、阻力系数时间历程的计算结果与参考文献的实验数据吻合很好,验证了当地 DFD 方法处理复杂动边界问题的可靠性。最后,数值模拟了完整昆虫模型的扑翼流场,并详细分析了涡系结构和飞行机理。

关键词:边界非协调方法;动边界问题;扑翼流动;边界嵌入方法;非定常流动

中图分类号:V211.3;O35 **文献标志码:**A **doi:**10.7511/jslx201306011

1 引言

传统的边界协调方法在模拟运动边界问题时需要在每个时间步上通过网格处理来跟随物体的运动,导致计算时间增大;同时,网格间数据的插值传递会引入额外的误差,影响计算精度。近年来,边界非协调方法因其在处理复杂动边界流动问题上具备的独特优势而倍受关注。此类方法可在固定网格上求解动边界问题,无需进行网格更新和数据传递,非常适合于复杂运动边界绕流的模拟。

边界非协调方法可以大致分为两类:Cut-cell 方法和 IBM(Immersed Boundary Method)方法。Cut-cell 方法^[1]通过网格切割来重构物面附近的单元,实现网格与固体边界协调。但该方法在模拟复杂外形绕流时会产生体积极小的不规则切割单元,对解的精度和收敛性都有影响。IBM 方法最初是 Peskin^[2]在 1972 年提出的。该方法通过动量方程的附加力源项,来体现固壁的无滑移效应;其固有特点是附加力分布于物面边界附近的某些网格点上,往往导致流固交界面的抹平。后来出现了多种改进的 IBM 方法^[3,4],克服了这个缺点,能较好地还原尖锐界面的作用。

DFD 方法属于边界非协调方法,最早由舒昌等^[5]提出。该方法基于偏微分方程解可外延的原理,控制方程的离散形式可与解域外的网格点相关。外部相关点上的函数值通过边界附近解的近似形式确定。原始的 DFD 方法中,解的近似形式建立在包含两个边界点的整个网格线上,这种处理方式不适用于复杂域。为使方法具有一般性,周春华和舒昌等^[6]构建了当地 DFD 方法;解的近似形式基于边界条件和简化动量方程,建立在当地边界法线上。该方法已成功应用于类鱼体自推进游动的数值模拟^[7]。

M. H. Dickinson 等^[8,9]通过机械蝇(Robotfly)实验进行了经典的扑翼流场研究,给出了升阻力特性和涡系结构等大量结果。H. Liu^[10]应用重叠网格技术,A. Gilmanov 等^[4]应用 HCIB(Hybrid Cartesian Immersed Boundary)方法进行了数值计算,验证了 M. H. Dickinson 的部分实验结果。M. Sun 等^[11]应用重叠网格方法计算了蜻蜓飞行流场,对气动力机理、能耗和气动干扰等进行了研究。

本文将文献[6,12]的当地 DFD 方法应用于扑翼流场的数值模拟,并对计算结果进行详细讨论。

2 控制方程及离散

本文研究的扑翼流场为不可压层流且忽略质量力作用,其控制方程为等密度、等粘性系数的无量纲三维 Navier-Stokes 方程:

$$\mathbf{I}^m \cdot \partial \mathbf{w} / \partial t + \partial \mathbf{f}_i / \partial x_i = \partial \mathbf{g}_i / \partial x_i, \quad i = 1, 2, 3 \quad (1)$$

收稿日期:2012-07-10;修改稿收到日期:2012-09-26.
基金项目:国家自然科学基金(11072113);江苏高校优势学科建设工程资助项目。
作者简介:刘冠冕(1986-),男,硕士,助理工程师;
周春华*(1965-),男,博士,教授
(E-mail: chzhou@nuaa.edu.cn).

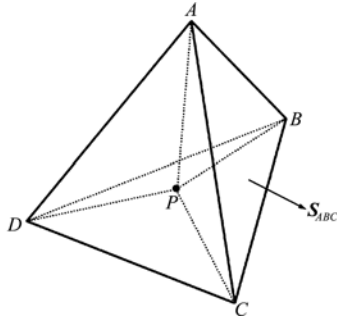


图1 点 P 的影响域及外法向有向面积
Fig.1 Influence domain of point P and directed area of a tetrahedron face

式中 $w = (p, u_1, u_2, u_3)^T$ 为流动变量矢, f_i 和 g_i 分别为对流量矢和粘性通量矢, $I^m = \text{diag}(0 \ 1 \ 1 \ 1)$ 为用于消除连续方程中压强时间导数项的对角矩阵。

采用 Galerkin 有限体积空间近似^[6,12], 式(1)可离散为

$$I^m \cdot \Omega_p (\partial w_p / \partial t) = \sum_{e=1}^N \frac{1}{3} (\mathbf{F}^A + \mathbf{F}^B + \mathbf{F}^C) \cdot \mathbf{S}_{ABC} - \sum_{e=1}^N \frac{4}{3} \mathbf{G}^e \cdot \mathbf{S}_{ABC} \quad (2)$$

式中, 求和对所有含点 P 的单元进行(这些单元构成点 P 的影响域, 如图 1 所示), N 为影响域中单元数目, Ω_p 为影响域中单元体积之和, \mathbf{S}_{ABC} 为点 P 对面三角形 ABC 的外法向有向面积, \mathbf{F}^A 、 \mathbf{F}^B 和 \mathbf{F}^C 分别为顶点 A、B、C 上的对流量张量, \mathbf{G}^e 为单元常值的粘性通量张量。

方程(2)的时间推进采用双时间步格式进行。为消除不可压缩情形下的不稳定性和对流项的中心格式离散引起的奇偶不关联性, 分别引入含人工压缩的预处理矩阵和人工耗散项, 具体方法详见文献[6]。

3 物面边界条件的嵌入

根据上节阐述的空间离散, 解域内每个网格点上流动变量的计算相关于那些以单元边与该点相连的点上的流动变量。对与壁面边界相交的边, 内部端点为计算节点, 外部端点为其相关点。所有这类靠近壁面的内部计算点至少有一个解域外的相关点。如图 2 所示, A、B、C 三点皆为 P 点的外部相关点。如何确定外部相关点上的流动变量值是问题的关键所在。

当地 DFD 方法中, 外部相关点的流动变量值是通过沿物面法向由流场内部向外插值获得的^[6]。为此, 必须构建一些流场内部的辅助点来进行外插, 这些辅助点称为虚拟点。显然, 虚拟点在相应

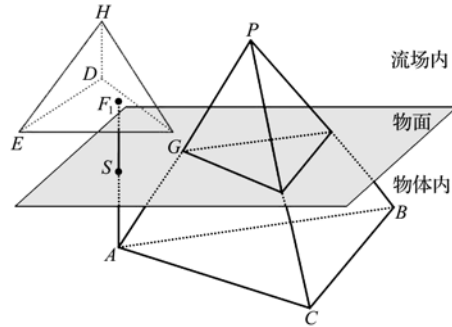


图2 外部相关点 A 的虚拟点 F₁ 及其宿主单元 DEGH
Fig.2 Fittitious point F₁ of a given exterior dependent point A and its host tetrahedron DEGH

的外部相关点到物面的外法线上, 且不一定是网格点。对于某个给定的外部相关点(如图 2 中的 A 点), 取其关于物面的镜像点作为虚拟点的第一候选点。如图 2 所示, 当镜像点的宿主单元的 4 个顶点都在流场内部时, 则确定其为虚拟点。通过宿主单元上的线性内插即可获得虚拟点 F₁ 的流动变量值。

如图 3 所示, 镜像点 F₁ 的宿主单元 DEGH 的顶点不全在流场内。此时, F₁ 上的流动变量值无法由宿主单元上的插值获得, F₁ 不能作为虚拟点。本文采用一种简单方法处理这种情形。如图 3 所示, 朝流场内部延长法线, 找到第一个与其相交且顶点均在流场内部的四面体的一个三角形面; 将法线与该面的交点 F₂ 作为虚拟点。这种情况下, 虚拟点的流动变量可以通过三角形 DEG 上的线性内插获得。

在每个物理时间步上, 应用虚拟点上的变量值, 外部相关点上的流动变量获得更新; 在此过程中, 物面边界条件将被嵌入。基于物面无滑移条件, 通过沿法线的线性外插可获得外部相关点 A 的速度为

$$u_i^A = (|FA|V_i^S - |SA|u_i^F) / |FS|, \quad i = 1, 2, 3 \quad (3)$$

式中 u_i^A 为 A 上的速度分量, V_i^S 为法线与物面交点 S 处已知的物体运动速度分量, u_i^F 为虚拟点 F 上的速度分量, 绝对值表示两点之间的距离。

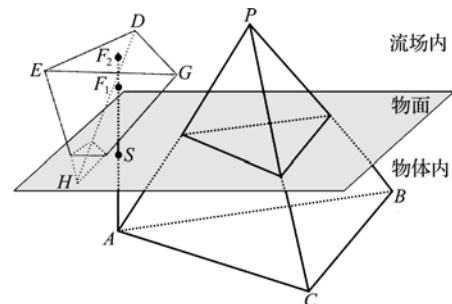


图3 外部相关点 A 的虚拟点 F₂
Fig.3 Fittitious point F₂ of the exterior dependent point A

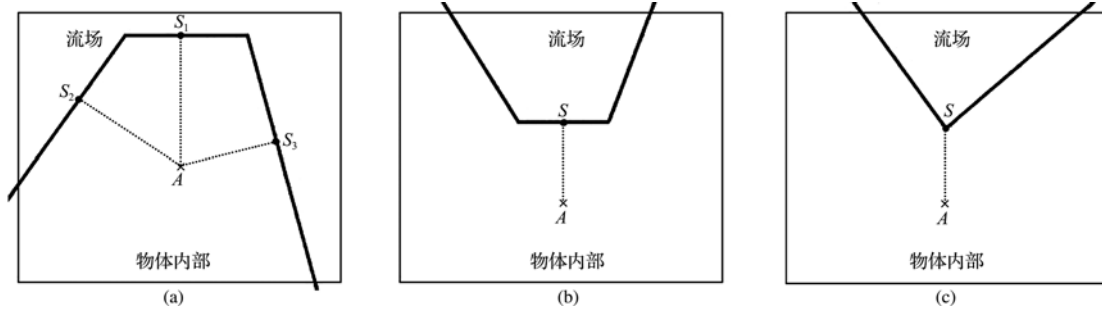


图4 通过外部相关点的物面法线的确定

Fig. 4 Determination of normal line of body surface that passes through the exterior dependent point

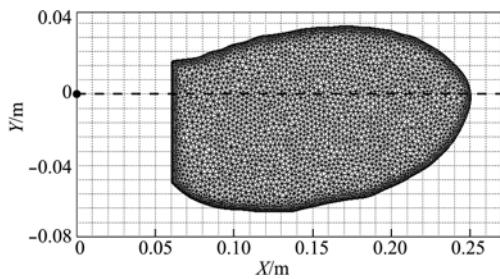


图5 果蝇翅膀模型(Dickinson 教授提供)和表面网格
Fig. 5 The robotic insect wing (provided by Prof. Dickinson) and triangular mesh of the surface

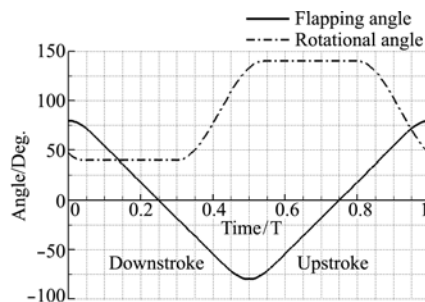


图6 翅膀的扑动规律
Fig. 6 Movements of the flapping wing

外部相关点 A 上的压强值,可以通过物面法向的动量方程求得。由于物面附近的速度近似为线性分布,法向动量方程简化为

$$(D\mathbf{u}/Dt) \cdot \mathbf{n} = -(\partial p/\partial n) \quad (4)$$

进一步,应用无滑移边界条件并对压强法向导数进行差分近似可得

$$p_A = p_F + |FA| (d\mathbf{V}/dt)_S \cdot \mathbf{n} \quad (5)$$

式中 \mathbf{V} 为物体运动速度矢量, p_A 和 p_F 分别为外部相关点和虚拟点上的压强。

外部相关点上的流动变量是通过物面法向插值获得的。物面法向的确定会影响计算结果的准确性。简单起见,以二维情形讨论法向的确定。二维情形下,一般用有限条线段近似物体的曲线边界。

对于外凸物面边界,如图 4(a)所示,外部相关点至少存在一条物面单元的垂线,并且满足其垂足在单元内部。当出现多条垂线时,取最短的垂线作为外部相关点插值的法线。对于内凹物面边界,外部相关点最多存在一条物面法线(如图 4(b)所示)。当找不到物面法线时(如图 4(c)所示),直接将外部相关点和最近的物面节点的连线近似作为法线。

4 昆虫悬飞流场的数值模拟

本文的数值试验是由两部分组成:双翅(wing-wing)模型和翅身(wing-body)模型。前者模拟

Dickinson 等^[8]的机械蝇扑翼实验,以验证当地 DFD 方法计算复杂动边界绕流的可靠性。后者在双翅基础上加入身体模型,并修改翅膀根部轮廓来完善果蝇几何模型,以得到更为真实的扑翼流场。

4.1 双翅模型

Dickinson 等^[8]在一个 $1\text{ m} \times 1\text{ m} \times 2\text{ m}$ 的矩形容器中进行了双翅拍动实验。翅的平面形状如图 5 所示(表面已进行网格离散),转动轴约在平均弦长的 36%处,翅厚度为 3.2 mm。为了保证与实际果蝇具有相似的雷诺数, $Re = 136$ (基于翼尖最大速度和平均几何弦长),拍动频率 f 设定为 0.145 Hz。

昆虫的振翅过程可以分解为三种运动:拍动、转动和抬升。悬停时,拍动平面是水平的,翅膀前后拍动,产生的平均气动力垂直向上,与重力平衡。转动是翅膀绕自身轴的运动,根据转动和拍动的相位差,可以分为超前模式、对称模式和滞后模式。抬升是翅膀转轴偏离拍动平面的运动。Dickinson 的实验没有考虑角度变化较小的抬升运动。超前模式下(超前量 $8\%T$, T 为拍动周期)扑翼角度的变化曲线如图 6 所示。振翅过程的描述详见文献^[14]。

考虑到昆虫悬停飞行时尾迹基本集中在扑翼扫掠的区域,因此计算前对该区域网格进行加密。流场网格约有 578 万单元、97 万节点,物面附近的网格尺度为翅厚度的 1.12 倍。远场的尺寸与实验

容器的大小一致,四周垂直壁面采用无滑移边界条件,上下壁面为无反射边界条件。翅膀模型左右对称,运动规律也相同,采用对称方式进行计算以节省计算时间。无量纲的物理时间步长取 $T/1000$ 。

首先进行超前模式的计算。Dickinson^[8]给出的平均升力系数实验值为 1.74,本文计算结果为 1.775,两者相差 2.0%。图 7 给出了阻力系数和升力系数随时间变化的曲线。本文计算的升阻力系数趋势和 Dickinson 的实验结果以及 Liu 基于嵌套网格的计算结果^[10]都吻合较好,只在部分区域存在小量的差别。考虑到实验中拍动和转动均存在 $\pm 4.5^\circ$ 的误差,而 Liu 的计算模型及运动拟合规律与实验也有一定差异,因此这样的差别是可以接受的。需要说明的是,文中出现的气动力均为拍动平

面坐标系下的值。

在每个半周期的前期和末期,阻力和升力都存在 2 个峰值。关于第一个峰值,目前存在一定争议。Dickinson 等认为这是由“尾迹捕获”机制造成的,而 Sun 等提出这是由“快速加速”机制引起的^[11]。第二个峰值普遍认为由“转动环量”机制(又称“快速上仰”机制)引起的,这是由于翅膀快速转动产生了额外的环量,从而增加了气动力。

昆虫很大程度上通过改变运动模式来获得不同的升力和推力以进行各种机动飞行。本文进一步计算了对称和滞后模式(滞后量为 $8\%T$)。

图 8 和图 9 给出了两种模式下的阻力系数和升力系数随时间变化的计算结果及与实验结果的比较,两者吻合很好。进一步的时均计算表明,扑

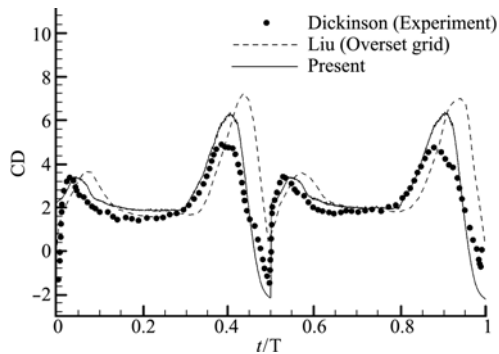


图 7 超前模式下升、阻力系数随时间的变化
Fig. 7 Time history of lift and drag coefficients (advanced)

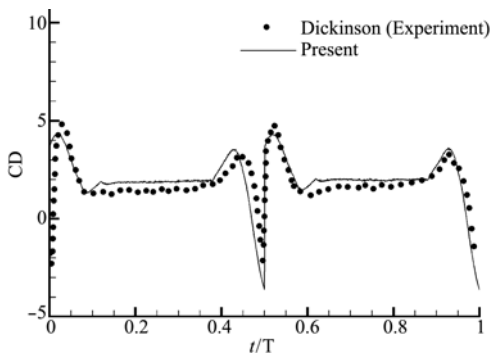
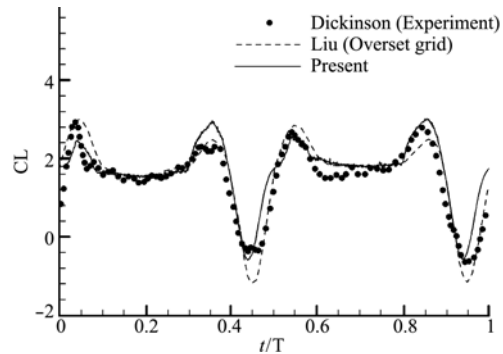


图 8 对称模式下升、阻力系数随时间的变化
Fig. 8 Time history of lift and drag coefficients (symmetrical)

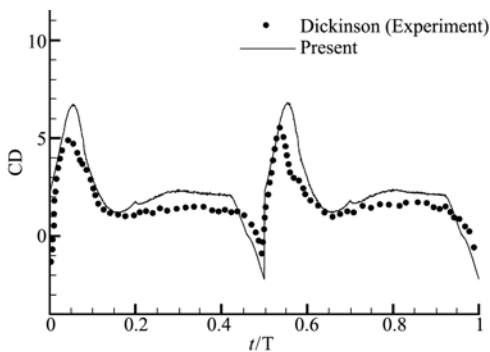
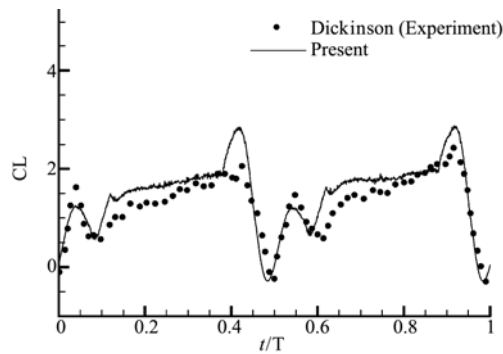


图 9 滞后模式下升、阻力系数随时间的变化
Fig. 9 Time history of lift and drag coefficients (delayed)

动模式从超前到滞后的过程中,翅的平均阻力系数基本维持为零,而平均升力系数减小。这说明扑翼悬飞过程中上升或下降的运动并不依赖于改变飞行姿态或相对空气速度,通过改变扑动模式即可实现。

4.2 翅身模型

为模拟更为真实的果蝇扑翼流场,本文在双翅的基础上加入身体,并修改翅膀根部轮廓来完善果蝇几何模型。通过果蝇平面图^[10]直接复原获得三维身体模型,翅的运动规律采用 4.1 中的超前模式。

图 10 给出了惯性坐标系下翅、身及整体的升、阻力系数随时间的变化。惯性系下阻力在前半周期为负值,表明产生的是阻力;后半周期为正值,产生推力。果蝇悬停的气动力主要由翅提供。

昆虫翅膀在扑动过程中基本都处在大迎角状态,如此往复运动会产生极为复杂的非稳态涡。图 11 显示了果蝇悬停时前拍过程中涡系的变化。

A 为扑动起始瞬间。伴随着翅的下俯和前拍,下表面的压强高于上表面,压力差使气流绕过翅膀四周流向上表面,于是在翅膀的前缘、翅尖和后缘均产生漩涡。由于仰角有减小的趋势,前缘涡 LEV (Leading-Edge Vortex) 的强度尚不及翅尖涡 WTV (Wing-Tip Vortex) 和后缘涡 TEV (Trailing-Edge Vortex)。此刻的流场仍有较多前一周残留的漩涡,主要集中在身体两侧。A 到 B 的过程中,拍动加速,前缘涡不断被注入新的能量,逐渐得到加强。前缘涡和翅尖涡连为一体,在翅膀前缘和翅尖出现较大面积的负压区。B 到 D 的阶段翅膀仅有拍动无转动,迎角保持不变。前缘涡的强度稍有减小,但仍然较强。翅尖拖出的涡系能量较高,能在流场中存在较长时间,而后缘涡则不明显。这些涡系造成上表面的低压区,保持了拍动过程中的高升力。翅膀大概从 D 时刻开始上仰,在 E 时刻达到接近垂直的位置,这一过程中前缘涡的强度

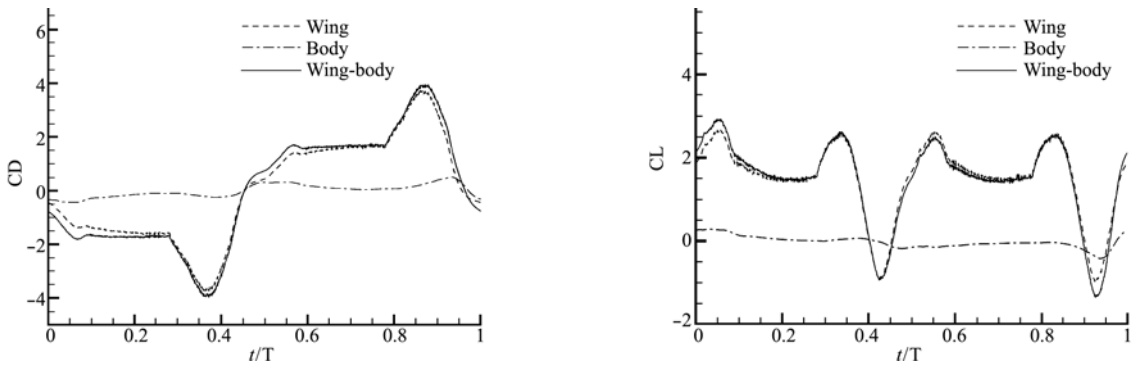


图 10 翅、身和整体的升阻力系数随时间的变化
Fig. 10 Time history of lift and drag coefficients for wing, body and wing-body combination

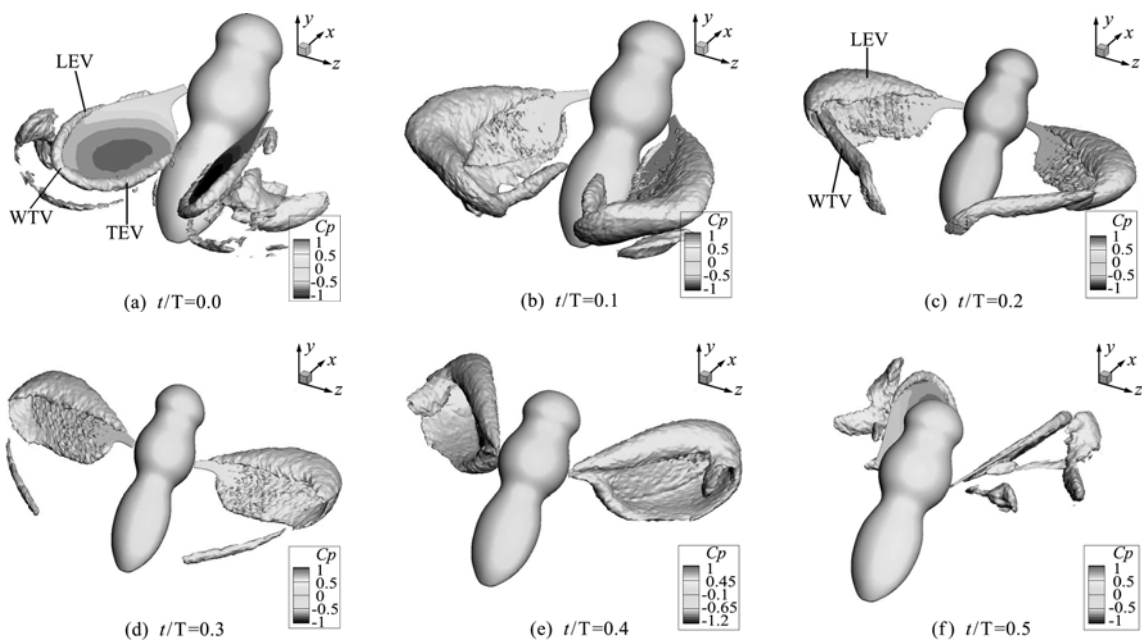


图 11 前半周期内的涡量等值面(大小为 10)和表面压强(Cp)的演变过程
Fig. 11 Evolving of contours of vorticity (=10) and surface-pressure during the first half period

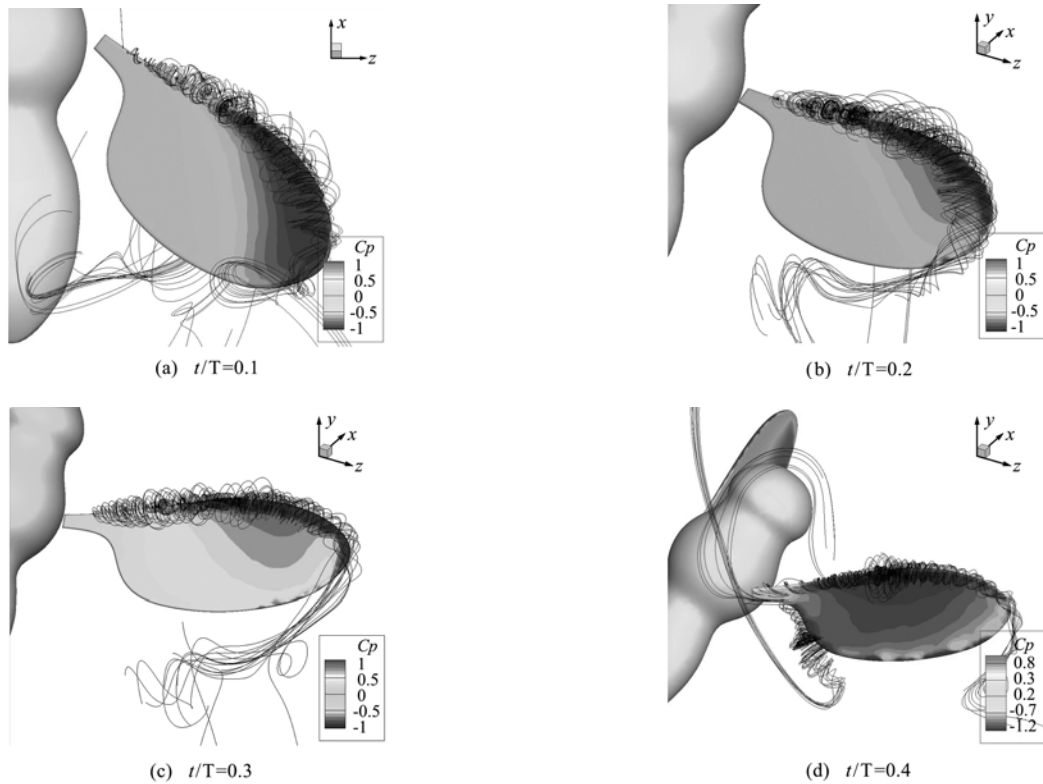


图 12 前拍翅膀表面压强 (C_p) 云图和空间流线
Fig. 12 Surface-pressure contours and streamlines in space (forward flapping)

再次增大,翅尖涡的强度也有所增加,并可见明显的后缘涡和翅根涡。此时,翅膀上表面形成很大的负压区,气动力再一次达到峰值。E时刻之后翅膀开始减速拍动,继续上仰直至出现负仰角,非稳态涡开始脱落。在F时刻,前拍阶段结束,涡系结构和A时刻相似。后拍和前拍的流场变化比较相近,涡系发展呈周期性变化。图11同时显示了果蝇表面的压强云图, C_p 是以翅尖最大拍动速度为参考速度的压强系数,由于部分时刻的压强分布不易看出,如图12所示。

从图12的空间流线亦能清晰地看出,前缘涡在拍动过程中一直不脱落,这正充分体现了“失速延迟”机制^[15]。图中前缘涡与翅尖涡相连,翅膀表面的低压区与中心涡核的位置基本一致。不同昆虫的前缘涡不脱落机理存在差异。Birch和Dickinson^[9]在机械蝇实验的基础上,为翅膀外围加装了用以阻碍翅尖涡的圆柱面,结果前缘涡的强度增大了14%,气动力相应增加了8%。据此,研究者认为,翅尖涡的下洗是前缘涡稳定的主要因素,这种效应降低了翅膀的有效迎角,抑制前缘涡强度过高。综上所述,前缘涡的出现大大提高了昆虫的升力,而前缘涡的稳定对于维持昆虫的高升力具有重要意义。

5 结论

本文将当地DFD方法进一步应用于复杂三维运动边界问题的求解,数值模拟了果蝇悬停飞行的流场,并对气动力、涡系结构和高升力机制进行了分析。计算结果与实验数据以及其他数值方法的结果的对比,验证了该方法的可靠性。当地DFD方法模拟动边界流动时无需在每个时间步上对网格进行处理,提高了计算效率和精度,在生物流体力学和微型飞行器设计等方面具有一定的应用前景。

致谢: 本文研究中所用的果蝇翅膀模型由M. H. Dickinson教授提供,作者在此表示衷心感谢。

参考文献(References):

- [1] Marella S, Krishnan S, Liu H, et al. Sharp interface Cartesian grid method I: An easily implemented technique for 3D moving boundary computations [J]. *Journal of Computational Physics*, 2005, **210** (1): 1-31.
- [2] Peskin C S. Flow patterns around heart valves: a numerical method [J]. *Journal of Computational Physics*, 1972, **10** (2): 252-271.

- [3] Goldstein D, Hadler R, Sirovich L. Modeling a no-slip flow boundary with an external force field[J]. *Journal of Computational Physics*, 1993, **105**(2):354-366.
- [4] Gilmanov A, Sotiropoulos F. A hybrid Cartesian immersed boundary method for simulating flows with 3D, geometrically complex, moving bodies [J]. *Journal of Computational Physics*, 2005, **207**(2):457-492.
- [5] Shu C, Fan L F. A new discretization method and its application to solve incompressible Navier-Stokes equations [J]. *Computational Mechanics*, 2001, **27**(4):292-301.
- [6] Zhou C H, Shu C. A local domain-free discretization method for simulation of incompressible flows over moving bodies[J]. *International Journal for Numerical Methods in Fluids*, 2011, **66**(2):162-182.
- [7] Zhou C H, Shu C. Simulation of self-propelled anguilliform swimming by local domain-free discretization method [J]. *International Journal for Numerical Methods in Fluids*, 2012, **69**(12):1891-1906.
- [8] Michael H Dickinson, Fritz-Olaf Lehmann, Sanjay P Sane. Wing rotation and the aerodynamic basis of insect flight [J]. *Science*, 1999, **284**(5422):1954-1960.
- [9] James M Birch, Michael H Dickinson. Spanwise flow and the attachment of the leading-edge vortex on insect wings[J]. *Nature*, 2001, **412**(6848):729-733.
- [10] Liu H. Integrated modeling of insect flight: from morphology, kinematics to aerodynamics [J]. *Journal of Computational Physics*, 2009, **228**(2):439-459.
- [11] Sun M, Lan S L. A computational study of the aerodynamic forces and power requirements of dragonfly (*aeschna juncea*) hovering [J]. *Journal of Experimental Biology*, 2004, **207**(11):1887-1901.
- [12] 温 庆, 当地DFD方法及其在不可压粘性流数值模拟中的应用 [D]. 南京航空航天大学, 2009. (WEN Qing. A Local Domain-Free Discretization Method and Its Application to Numerical Simulations of Incompressible Viscous Flows [D]. Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009. (in Chinese))
- [13] Mavriplis D J, Jameson A. Multigrid solution of the Navier-Stokes equations on triangular meshes [J]. *AIAA Journal*, 1990, **28**(8):1415-1425.
- [14] 刘冠冕. 基于DFD的扑翼流场数值模拟研究 [D]. 南京航空航天大学, 2012. (LIU Guan-mian. Numerical Simulation of Flapping-Wing Flow Field Using the DFD Method [D]. Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012. (in Chinese))
- [15] Ellington C P, Coen van den Berg, Willmott A P, et al. Leading edge vortices in insect flight [J]. *Nature*, 1996, **384**(6610):626-630.

Application of local domain-free discretization method to simulate flapping-wing flows

LIU Guan-mian^{1,2}, ZHOU Chun-hua^{*1}, AI Jun-qiang³

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

2. R&D Institute of China Aviation Industry General Aircraft Co., Ltd., Zhuhai 519040, China;

3. The First Aircraft Institute, Aviation Industry Corporation of China, Xi'an 710089, China)

Abstract: In this paper, the local domain-free discretization (DFD) method was applied to simulate flapping-wing flows. The flow variables at an exterior dependent point are evaluated by extrapolation along the wall normal direction, and the boundary conditions are imposed at the same time. Using this method, moving-boundary flows can be simulated on a fixed grid, and at each time step there is no need to update the grid to follow the motion of a body. We simulated flows over a wing-wing model of three flapping modes. The computed results of the time history of lift and drag coefficients agree well with experiment data in the literature and verify the reliability of the local DFD method for complex moving-boundary problems. Finally, a flow around wing-body combination was simulated, and vortex structures and flight mechanisms were analyzed in detail.

Key words: non-boundary-conforming method; moving-boundary problem; flapping-wing flow; immersed boundary method; unsteady flow