

文章编号: 1000-4750(2013)05-0013-06

# 柔性扑翼气动性能的数值研究

周超英, 朱建阳, 汪超, 谢鹏

(哈尔滨工业大学深圳研究生院, 深圳 518055)

**摘 要:** 国内外对扑翼飞行的气动特性进行了大量研究, 这些研究大多基于简谐扑动的刚性翼, 然而大量观察发现鸟或昆虫飞行时, 翅膀存在明显的柔性变形, 这种变形对其气动性能具有显著的影响。该文针对一简化的二维柔性扑翼模型, 采用数值求解 N-S 方程并耦合扑翼柔性变形方程的计算方法, 研究了扑翼柔性变形对其气动性能的影响。结果显示扑翼的柔性变形改变了扑翼周围的涡结构, 从而影响扑翼的气动性能; 适当的柔性变形能延迟前缘涡的脱落, 从而有效地改善扑翼的推进效率, 但同时减弱了扑翼在低雷诺数环境中产生高升力的尾迹捕捉机制。

**关键词:** 柔性变形; 气动性能; 前缘涡; 推进效率; 尾迹捕捉机制

中图分类号: V211.3 文献标志码: A doi: 10.6052/j.issn.1000-4750.2012.01.0028

## NUMERICAL STUDY ON THE EFFECT OF FLEXIBILITY OF A FLAPPING WING ON ITS AERODYNAMIC PERFORMANCE

ZHOU Chao-ying, ZHU Jian-yang, WANG Chao, XIE Peng

(Shenzhen Graduate School, Harbin Institute of Technology, Shenzhen 518055, China)

**Abstract:** It is clear that the flexible deformation of a flapping wing has strong influences on its aerodynamic performance. However, most of previous numerical studies focus on rigid flapping wings. In this paper, a numerical study on the effect of flexible deformation of a flapping wing on its aerodynamic performance is conducted. A simplified two-dimensional flexible flapping wing model is used. The fluid-structure interaction flow is simulated by solving the N-S equation using the finite volume method coupled with a solver to determine the deformation of the flapping wing with a finite element method. The results show that the flexible deformation of the flapping wing changes the vortex structure around the flapping wing significantly. Appropriate deformation can delay the shedding of the leading edge vortex, and hence improve the propulsive efficiency of the flapping wing, but the wake capture mechanism that leads to high lift force under low Reynolds number is weakened.

**Key words:** flexibility deformation; aerodynamic performance; leading edge vortex; propulsive efficiency; wake capture mechanism

昆虫或鸟在飞行时, 翅膀存在明显的柔性变形, 这种变形是其用来克服低雷诺数飞行时气动局限性的主要方式之一<sup>[1]</sup>, 研究扑翼柔性变形对其气动性能的影响对微型扑翼飞行器的设计具有重要的指导意义, 近年来这方面的研究已取得显著

进步。

Wootton<sup>[2]</sup>通过对昆虫翅膀结构的研究, 发现昆虫翼面上没有肌肉和神经, 翼面仅通过翅脉和翅根相连, 所以昆虫对翼的主动控制相对较少, 主要产生被动变形。然而在 Combes 和 Daniel<sup>[3]</sup>将鹰蛾的

收稿日期: 2012-01-11; 修改日期: 2012-06-04

基金项目: 哈尔滨工业大学自然科学创新基金项目(HIT.NSRIF.2010122)

通讯作者: 朱建阳(1981—), 男, 浙江人, 博士生, 主要从事仿生扑翼的机理研究(E-mail: zhujianyang02@163.com).

作者简介: 周超英(1959—), 女, 湖北人, 教授, 博士, 博导, 主要从事扑翼飞行器扑动机理及样机制作的研究(E-mail: cyzhou@hit.edu.cn);

汪超(1985—), 男, 安徽人, 博士生, 从事扑翼飞行器气动机理, 风力机等气动特性数值研究(E-mail: cwang1117@gamil.com);

谢鹏(1983—), 男, 安徽人, 博士生, 从事流动诱发振动, 多相流数值计算研究(E-mail: nuerxp@gmail.com).

翅膀放在空气和氦气环境中进行的实时观测中发现在两种环境中翅膀的变形基本相同,由此认为气动力对翅膀变形影响较小,而惯性力是导致翅膀变形的决定因素。Hamamoto<sup>[4]</sup>等用数值方法分析了蜻蜓翼悬停时其变形与周围流体的相互作用,通过计算简谐扑动刚性扑翼、简谐扑动柔性扑翼及以柔性翼翼尖运动轨迹为扑动轨迹的刚性扑翼三种不同扑动模型,发现柔性扑翼的气动力和消耗的能量与以柔性翼翼尖轨迹为扑动轨迹的刚性扑翼所产生的基本相同,由此他们认为柔性变形对扑翼气动性能具有较小的影响。Zhao<sup>[5]</sup>等实验研究了弦向变形对扑翼气动性能的影响,发现当扑翼攻角较小时,与刚性扑翼比较柔性扑翼一般产生较小的气动力,且升阻比减小,因此认为在攻角较小条件下柔性变形使扑翼气动性能恶化;而 Aono<sup>[6]</sup>等的数值和实验研究表明柔性翼的变形能改变扑翼有效攻角,当有效攻角变大时,扑翼产生的气动力增加,因此适当地调整扑翼的柔性度可改善扑翼的气动性能。曾锐<sup>[7]</sup>等在大量观察鸟类飞行的基础上建立了鸟柔性扑翼的扑动模型,利用该模型进行计算发现适当的柔性变形能大大改善扑翼的气动性能。Miao 和 Ho<sup>[8]</sup>通过求解 N-S 方程研究了一维扑动扑翼柔性变形对气动性能的影响,认为扑翼柔性变形能改善扑翼的气动性能,并分析了推进效率最高时的扑翼柔性度。

扑翼柔性变形与周围流场相互作用对扑翼气动性能带来的影响及其影响规律尚不完全清楚,许多结论之间还存在着争议,有待进一步研究。在数值研究方面,柔性变形的研究有待于流固耦合计算方法的进步发展。本文采用流固弱耦合方法,把流场计算程序与扑翼柔性变形的有限元计算程序结合起来,从而有效地模拟流体与固体之间的相互作用,研究柔性变形对扑翼气动性能的影响。

## 1 扑翼模型

根据 Jongerius 和 Lentink<sup>[9]</sup>对蜻蜓翅膀的分析,发现翅脉主要集中在翅膀的前缘,前缘刚度较大,在扑动过程中产生较小的变形,翅膀弦向力学特性和悬臂梁相类似,即在前缘端部挠度和位移均为零,翼翅在此不产生变形。由此可以将二维扑翼看作一悬臂梁,从而根据悬臂梁理论计算扑翼的变形。为了简化问题,只考虑扑翼的一维扑动,扑翼模型及扑动方式如图 1 所示。扑翼弦向截面形状为矩形,厚度  $e=0.02c$ ,  $c$  为弦长;扑翼前缘的扑动位

移  $h(t)$  由下式描述:

$$h(t) = h_0 \cos(2\pi ft) \quad (1)$$

式中:  $h_0$  为扑动幅值;  $f$  为扑动频率。

扑翼变形需通过结构和流体耦合求解而确定,图 1 中  $s(t)$  为扑翼后缘端部变形位移。

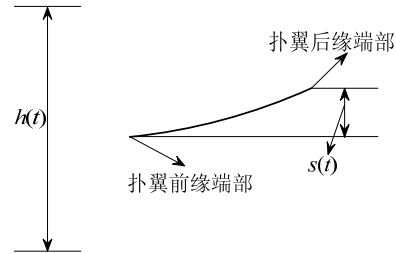


图 1 扑翼运动示意图

Fig.1 The schematic of wing motion

## 2 计算参数定义

扑翼的流场特性主要由 2 个参数决定,分别为雷诺数  $Re=u_\infty c/\nu$  和缩减频率  $K=2\pi fc/u_\infty$ , 其中  $u_\infty$  为来流速度,  $\nu$  为流体的运动粘性系数。

扑翼的变形主要由质量比和频率比决定,由以下式子描述:

$$m^* = \frac{\rho_s e}{\rho c} \quad (2)$$

$$\lambda = f_s / f = (3.516 / 2\pi c^2) \sqrt{EI / \rho_s A} / f \quad (3)$$

式中:  $\rho$  为流体密度;  $\rho_s$  为扑翼质量密度;  $f_s$  为固有频率;  $E$  为弹性模量;  $I$  为截面惯性矩;  $A$  为扑翼展向截面面积。

推力系数和升力系数分别定义为:

$$C_T = \frac{F_T}{0.5\rho u_\infty^2 c} \quad (4)$$

$$C_L = \frac{F_L}{0.5\rho u_\infty^2 c} \quad (5)$$

式中,  $F_T$  和  $F_L$  分别为推力和升力。扑翼运动所消耗的能量定义为:

$$P(t) = -F_L \frac{dh(t)}{dt} \quad (6)$$

其无量纲形式即能耗系数为:

$$C_p = \frac{P(t)}{0.5\rho u_\infty^3 c} \quad (7)$$

一维扑动扑翼的气动性能主要由推进效率来表征,其定义由下式给出:

$$\eta = \frac{\overline{C_T}}{\overline{C_p}} \quad (8)$$

式中,  $\overline{C_T}$ 、 $\overline{C_p}$  分别为一个扑动周期内推力系数和

能耗系数的时均值。

### 3 数值方法

柔性扑翼的变形与周围流体的相互作用通过流固弱耦合方法进行模拟，流场的求解和翼翼的变形分别采用了有限体积法和有限元法。

#### 3.1 流场求解

考虑低雷诺数流动，取  $Re=1000$ ，因此假设流体流动为层流，其控制方程为：

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \text{div}(\rho \bar{V}) = 0 \quad (9)$$

$$\frac{d}{dt} \int_V \rho \phi dV + \int_{\partial V} \rho \phi \bar{V} \cdot dA = \int_{\partial V} \Gamma \nabla \phi \cdot dA + \int_V S_\phi dV \quad (10)$$

式中： $\bar{V}$  为速度向量； $\Gamma$  为耗散系数； $S_\phi$  为源项； $\partial V$  为控制体积  $V$  的边界； $dA$  为边界面积矢量； $\phi$  为流动变量。对流项和扩散项采用二阶迎风格式进行离散，压力和速度耦合采用 SIMPLEC 算法。控制方程的求解利用了计算流体力学软件 Fluent6.3 求解器。计算区域及边界条件如图 2 所示，左边界和上下边界采用速度入口边界条件，右边界为压力出口边界条件。对扑翼的运动及变形的模拟通过嵌入编写的 UDF 程序来完成。

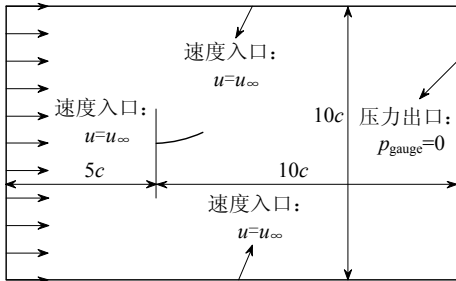


图 2 计算区域示意图

Fig.2 The schematic of computational domain

#### 3.2 扑翼变形求解

扑翼的变形采用有限单元法进行求解，在此将二维扑翼视为悬臂梁，其运动控制方程可由下式描述：

$$[k]\{d\} + [m]\{\ddot{d}\} = [F] \quad (11)$$

式中： $[k]$  为扑翼刚度矩阵； $[m]$  为质量矩阵； $[F]$  为气动载荷矩阵； $\{d\}$  为位移矩阵。式(11)离散后可表示为：

$$\sum_{i=1}^n [F]_i = \sum_{i=1}^n [k]_i \{d\}_i + \sum_{i=1}^n [m]_i \{\ddot{d}\}_i \quad (12)$$

式中， $i$  为单元标号。求解运动控制方程式(12)，对时间导数项采用了具有二阶精度的纽马克法近似；

结合边界条件和初始条件，控制方程式(12)得以求解，从而得到每个时间步的位移和力响应。

#### 3.3 扑翼和流体耦合

扑翼和流体之间的相互作用采用了弱耦合求解方法，即在每一时间步长内，分别计算流体流动和扑翼变形，在流固界面处进行数据交换，界面处要求满足力平衡和位移平衡条件。由流场计算获得的气动力为扑翼变形计算的输入条件，而扑翼变形及抖动又影响流场计算，从而将扑翼的变形与流体流动耦合在一起，有效地考虑了流固相互作用。具体流程图，如图 3 所示。

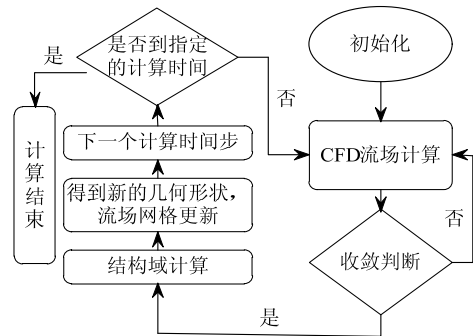


图 3 流固耦合计算流程图

Fig.3 Computation flow chart of fluid structure interaction

### 4 方法验证

流动诱发弹性板振动是一经典的流固耦合计算模型，已经有许多文献对此进行了研究<sup>[10-12]</sup>，在此也用这个经典模型来验证数值方法的正确性和有效性。参照文献[10]，取雷诺数为 333，流体密度为  $1.18 \times 10^{-3} \text{kg/m}^3$ ，动力粘性系数为  $1.82 \times 10^{-4} \text{N} \cdot \text{s/m}^2$ ，弹性板密度为  $0.1 \text{kg/m}^3$ ，弹性模量为  $2.5 \times 10^6 \text{N/m}^2$ 。在此给出利用本文数值方法计算得到的弹性板后缘端部变形位移随时间变化曲线，并和文献[10]的结果进行了对比，如图 4 所示。从图 4

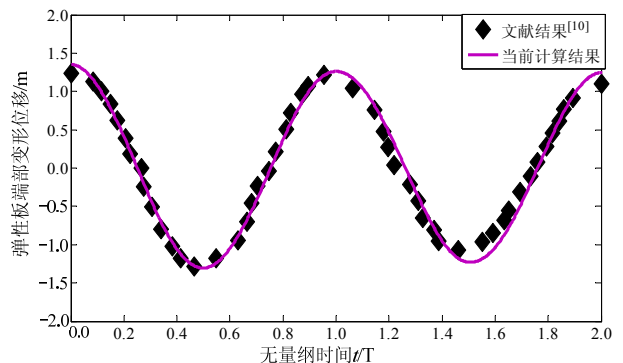


图 4 弹性板后缘端部变形位移随时间的变化曲线

Fig.4 Time variation of end edge tip deformation of an elastic plate

可以看出本文的计算结果和文献[10]的结果基本吻合。

### 5 计算结果及分析

为研究柔性扑翼的气动特性，就频率比 $\lambda=0.5$ 、1.0、1.2、1.5、1.8、2.0、 $+\infty$ 这7种不同柔性程度的扑翼，分析了柔性变形对扑翼气动力、涡结构及推进效率的影响，其中 $\lambda=+\infty$ 表示刚性扑翼。质量比 $m^*=5$ ，缩减频率 $K=3.14$ ，扑动幅值 $h_0=0.4c$ ，扑翼密度 $\rho_s=306.25\text{kg/m}^3$ 。

图5给出了不同柔性扑翼后缘端部变形位移时程曲线的计算结果，其为经10个扑动周期计算后形成的收敛并稳定的周期性位移时程曲线，下面的计算数据均取自第12个计算周期的值。

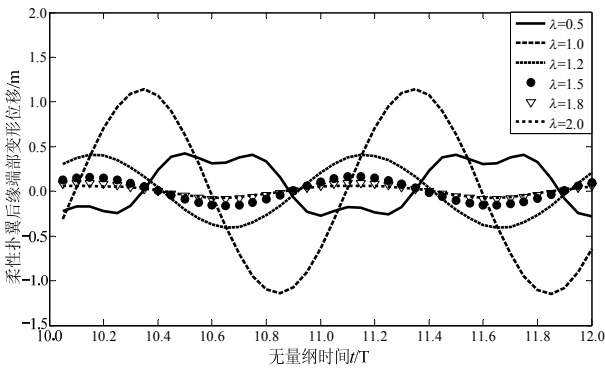


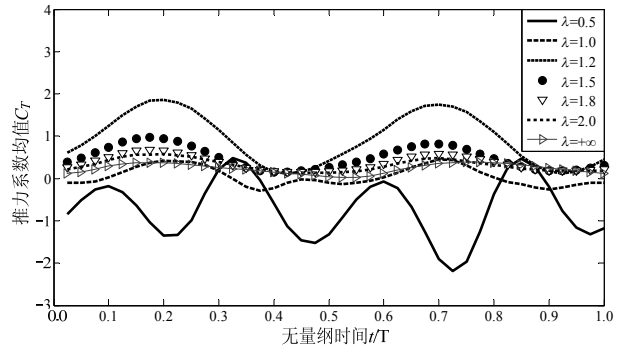
图5 柔性扑翼后缘端部变形位移时程曲线

Fig.5 Time variation of displacement at wing trailing edge for different  $\lambda$

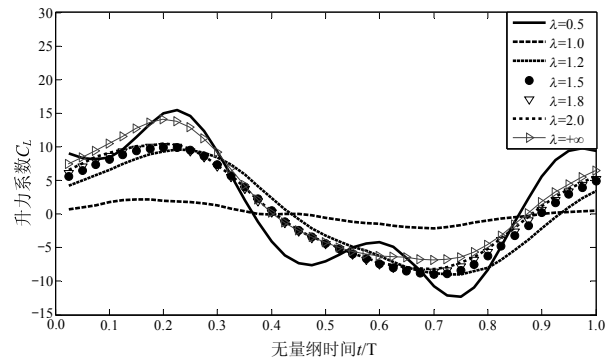
图6为一个扑动周期内不同柔性扑翼和刚性扑翼的气动力系数时程曲线。从图6可以看出柔性变形使扑翼的推力发生显著变化，当 $\lambda \geq 1.2$ 时，柔性扑翼产生的推力幅值均大于刚性扑翼，而当 $\lambda \leq 1.0$ 时，柔性扑翼则产生较大的阻力幅值。此外柔性变形使扑翼的升力系数的幅值也发生显著变化， $\lambda \geq 1.0$ 时，柔性扑翼产生的升力幅值均小于刚性扑翼，而当 $\lambda < 1.0$ 时，柔性扑翼则产生较大的升力幅值。

图7给出了气动力系数的扑动周期时均值随频率比的变化规律。由图7(a)可见推力系数时均值随频率比的增加先增大后减少，在 $\lambda=1.2$ 时达到一个最大值，并且当 $\lambda \geq 1.2$ 时，柔性扑翼均大于刚性扑翼。通常在有来流条件下，扑翼在零攻角一维扑动时，扑翼产生的升力系数时均值应趋于零，而图7(b)显示除了 $\lambda=1.0$ 、1.2的柔性扑翼外，其他扑翼产生的升力系数时均值均大于零，这是由于在低雷诺数环境中扑翼的非定常效应引起的，其具体原因将在

以下扑翼周围涡结构中讨论。



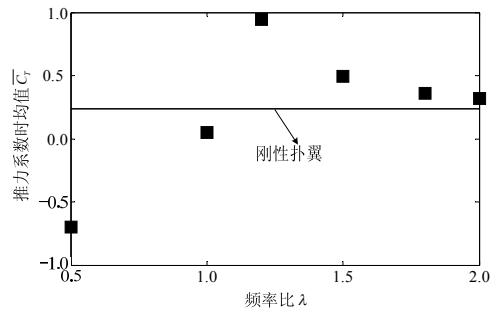
(a) 推力系数



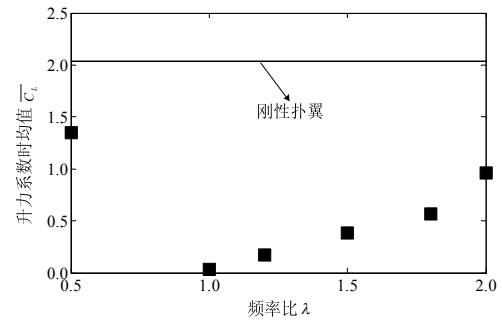
(b) 升力系数

图6 不同柔性扑翼的气动力系数时程曲线

Fig.6 Time variation of aerodynamic force coefficient for different  $\lambda$



(a) 推力系数时均值



(b) 升力系数时均值

图7 气动力系数时均值随 $\lambda$ 变化图

Fig.7 Variation of average aerodynamic force coefficient with  $\lambda$

通常一维扑动扑翼的气动性能由推进效率来表征,图8给出了推进效率随频率比的变化图。由图8可见推进效率随频率比的变化趋势和推力系数时均值相同,即随频率比的增加先增大后减少,在 $\lambda=1.2$ 时达到一个最大值,约为刚性扑翼的3.6倍;当 $\lambda \geq 1$ 时柔性扑翼的推进效率均大于刚性扑翼的值。

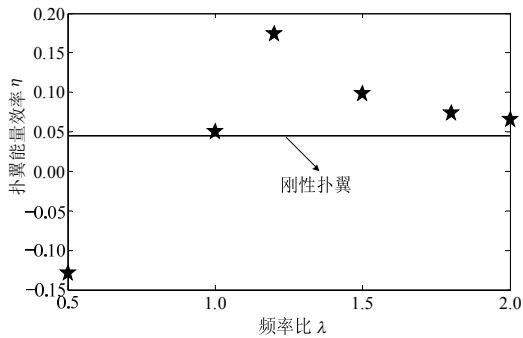


图8 扑翼能量效率随频率比变化图

Fig.8 Variation of energy efficiency coefficient with  $\lambda$

为分析柔性变形影响扑翼气动性能的原因,图9给出了刚性扑翼和 $\lambda=1.2$ 柔性扑翼在一个扑动周期内压差和粘性力产生的推力系数时程曲线。由图9可见,相对于刚性扑翼,柔性变形使粘性力产生的推力减少,而压差产生的推力显著增加。

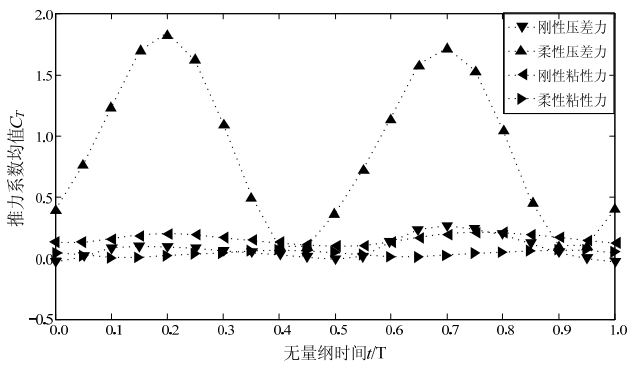
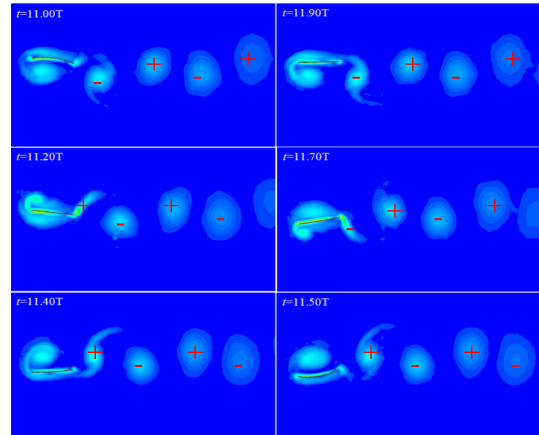


图9 压差力和粘性力产生的推力系数曲线

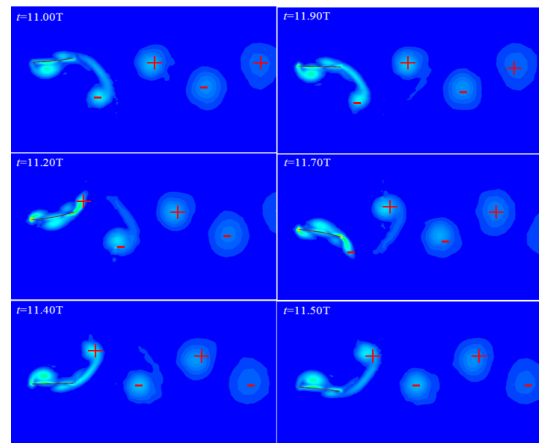
Fig.9 Time variations of thrust force coefficient generated by pressure and viscous force

图10给出了3种不同柔性度的扑翼在一个扑动周期内的涡量图,这3种具有代表性的扑翼是: $\lambda=0.5$ 的柔性扑翼(其推进效率为最小见图8), $\lambda=1.2$ 的柔性扑翼(其推进效率为最大见图8)和 $\lambda=+\infty$ 的刚性扑翼。由图10可见柔性变形能显著地影响扑翼尾涡结构,当 $\lambda=0.5$ 时,扑翼的尾流是类似于圆柱绕流的卡门涡街(见图10(a)),这时扑翼在一个扑动周期内产生的推力均值为负值;而当 $\lambda=1.2$ 时,扑翼尾流出现了与刚性扑翼尾涡类似的逆卡门涡街(见图10(b)和图10(c)),这时推力均值为正值,且涡

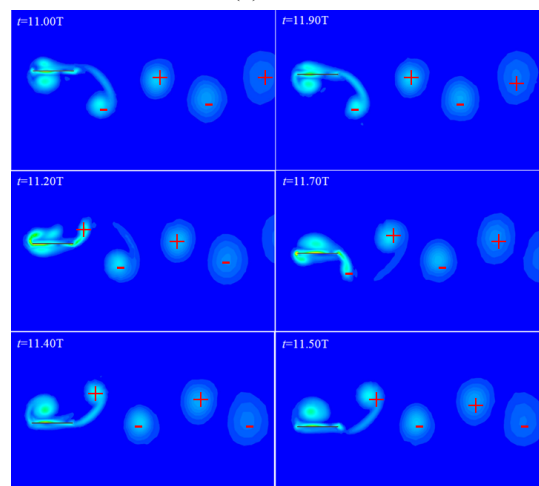
街的纵向间距大于刚性扑翼的逆卡门涡街。进一步分析发现逆卡门涡街的纵向距离越大,扑翼的推进效率越高,如图8所示,具有较大涡街纵向间距的 $\lambda=1.2$ 扑翼其推进效率大于刚性扑翼的推进效率,这与Young<sup>[13]</sup>的结论相一致。



(a)  $\lambda=0.5$



(b)  $\lambda=1.2$



(c) 刚性扑翼

(+表示逆时针涡;-表示顺时针涡)

图10 3种不同柔性扑翼的涡量图

Fig.10 vortices contours of three different flexibility wings for (a)  $\lambda=0.5$ , (b)  $\lambda=1.2$  and (c) rigid wing

此外柔性变形对扑翼表面附近的涡结构也产生显著影响。由图 10(a)和图 10(c)可以看出,  $\lambda=0.5$  的柔性扑翼和刚性扑翼具有相似的表面涡结构, 即下扑阶段脱落的前缘涡被扑翼在上扑阶段捕捉到, 而上扑阶段脱落的前缘涡被扑翼在下一个扑动周期的下扑阶段捕捉到。这与 Dickinson<sup>[14]</sup>等在果蝇机器翅悬停实验中所观察到的现象一致, 他们称其为昆虫产生高升力的尾迹捕捉机制, 这一机制是一维扑动扑翼在零攻角能产生正升力系数时均值的原因。而当  $\lambda=1.2$  时, 柔性变形延迟了扑翼前缘涡的脱落, 从而使扑翼的推进性能得到改善。从图 10(b)中可以发现扑翼在下扑或上扑过程中产生的前缘涡一直紧贴在翼型表面, 且下扑阶段产生的涡在上扑过程中沿着扑翼表面移至尾流形成尾流涡街的上涡旋, 而上扑阶段产生的涡在下扑过程中沿着扑翼表面流到尾流形成尾流涡街的下涡旋, 这将使扑翼在上下扑动过程中表面涡量分布对称, 从而使扑翼产生的升力系数时均值趋于零, 这表明柔性变形减弱了扑翼产生高升力的尾迹捕捉机制。

## 6 结论

扑翼的柔性对其气动性能有明显的影响, 本文采用把流场计算与扑翼柔性变形有限元计算相结合从而有效地实现流体与固体之间相耦合的数值方法, 通过对 7 种不同柔性扑翼的气动力、推进效率和涡结构的分析, 研究了柔性变形对一维扑动扑翼气动性能的影响。得到以下结论: 适当柔性变形能延迟前缘涡的脱落, 从而改善扑翼的推进性能, 但同时减弱了尾迹捕捉机制, 从而使升力系数时均值趋于零。

### 参考文献:

- [1] Mueller T J. Fixed and flapping wing dynamics for MAV applications [C]. AIAA Progress in Astron and Aeron, Massachusetts: AIAA Press, 2001:195.
- [2] Wootton R J. Support and deformability in insect wings [J]. Journal of Zoology, London, 1981, 193: 447—468.
- [3] Combes S A, Daniel T L. Into thin air: Contributions of aerodynamic and inertial-elastic forces to wing bending in the hawkmoth *Manduca sexta* [J]. The Journal of Experimental Biology, 2003, 206: 2999—3006.
- [4] Hamamoto M, Ohta Y, Hara K, Hisada T. Application of fluid-structure interaction analysis to flapping flight of insects with deformable wings [J]. Advanced Robotics, 2007, 21: 1—21.
- [5] Zhao L, Huang Q F, Deng X Y, Sane S. The effect of chord-wise flexibility on the aerodynamic force generation of flapping wings: Experimental studies [C]. IEEE International Conference on Robotics and Automation, 2009: 4207—4212.
- [6] Aono H, Chimakurthi S K, Wu P, Sällström E, Stanford B K, Carlos E S, Ifju P, Ukeiley L, Shyy W. A computational and experimental study of flexible flapping wing aerodynamics [C]. 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Massachusetts: AIAA Press, 2010: 1—22.
- [7] 曾锐, 昂海松, 梅源, 季健. 扑翼柔性对其气动性能的影响[J]. 计算力学学报, 2005, 22(6): 750—754.  
Zeng Rui, Ang Haisong, Mei Yuan, Ji Jian. Flexibility of flapping wing and its effect on aerodynamic characteristic [J]. Chinese Journal of Computational Mechanics, 2005, 22(6): 750—754. (in Chinese)
- [8] Miao J M, Ho M H. Effect of flexure on aerodynamic propulsive efficiency of flapping flexible airfoil [J]. Journal of Fluids and Structures, 2006, 22: 401—419.
- [9] Jongerius S R, Lentink D. Structural analysis of a dragonfly wing [J]. Experimental Mechanics, 2010, 50: 1323—1334.
- [10] Wall W A, Ramm E. Fluid-structure interaction based upon a stabilized (ALE) finite element method [J]. Computational Mechanics New Trends and Applications, 1998, 16: 1—20.
- [11] Walhorn E, Hübner B, Dinkler D. Space-time finite elements for fluid-structure interaction [J]. Proceedings in Applied Mathematics and Mechanics (PAMM), 2002, 1(1): 81—82.
- [12] Hübner B, Walhorn E, Dinkler D. A monolithic approach to fluid-structure interaction using space-time finite elements [J]. Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, 2004, 193: 2087—2104.
- [13] Young J. Numerical simulation of the unsteady aerodynamics of flapping airfoils [D]. Randwick: University of New South Wales Australian Defence Force Academy, 2005: 104.
- [14] Dickinson M H, Lehmann F O, Sane S P. Wing rotation and the aerodynamic basis of insect flight [J]. Science, 1999, 284: 954—960.