

昆虫拍动翅的非定常变形对其气动力的影响

杜 刚¹, 孙 茂²

(1. 北京航空航天大学 发动机数值仿真中心, 北京 100083;

2. 北京航空航天大学 流体所, 北京 100083

(周哲玮推荐)

摘要: 通过在动态变形网格上求解 N-S 方程的方法, 研究了昆虫拍动翅的非定常变形对其气动力的影响。其中, 拍动翅的扭转变形对气动力影响很小, 拱形变形则会产生显著的影响, 扭转和拱形组合变形的效果与拱形变形单独的效果基本相同。在 6% 拱形和 20 度扭转组合变形的情况下 (此为对大量昆虫观察所得到的典型值), 相对于无变形平板翅, 升力增加了 10~20%, 升阻比增加了约 10%。翅膀的变形可增大最大升力系数; 同时, 可减小飞行的能耗, 例如, 对于做悬停飞行的熊蜂, 其翅膀的动态变形(6% 拱形和 20 度扭转组合变形)使其飞行中的能耗比无变形情况降低了约 16%。

关键词: 昆虫; 翅膀变形; 非定常空气动力; 计算流体力学

中图分类号: O355 **文献标识码:** A

引 言

近年来, 关于昆虫翅在拍动中产生非定常气动力的研究取得了很多进展。Dickinson 和 Gtz^[1]对快速启动大攻角翼型的气动力进行了测量(Reynolds 数从 75 到 225, 果蝇翅拍动时的 Reynolds 数范围), 结果表明, 高升力来源于不失速机制即前缘涡(LEV)不脱落。翼型快速启动后, 高达 2 的升力系数在 2~3 倍弦长的运动范围内得以保持, 但接下来, 升力系数由于前缘涡的脱落而降低。Ellington 等人^[2]发现前缘涡在鹰蛾(*manduca sexta*)翅的整个拍动过程(包括上拍过程和下拍过程)中均不脱落, Wilmott 等人^[3]通过对模型鹰蛾翅的实验研究证实了这一结果。通过对涡产生的流体动量的分析表明^[2], 前缘涡能够产生足以支持昆虫重量的升力, 这一高升力机制被称为不失速机制。Liu 等人^[4]及 Sun 和 Tang^[5]通过计算流体力学分析进一步证实了不失速机制。通过上述及很多其他研究(如参考文献[5-14]), 人们对昆虫翅膀产生高升力的机理有了更深的理解。

在上述研究中, 人们均采用了刚性翅模型。然而大量的观测显示, 昆虫翅在拍动中会产生显著的变形。Ellington^[8]使用高速摄影机对十多种昆虫(包括蝇、蚊子、蜜蜂、甲虫和蛾子等)翅膀的运动进行了广泛的研究。他发现, 在整个拍动中翅膀都产生了一定的拱形变形; 在拍动的中段, 翅根截面的迎角最大, 同时迎角沿展向朝翼尖逐渐减小, 即翅膀发生了展向扭转。Ennos^[11]和 Dudley^[12]也发现了相似的现象, 他们估算拱形变形约为弦长的百分之几, 扭转变形为

收稿日期: 2007-04-17; 修订日期: 2008-04-17

作者简介: 杜刚(1974), 男, 四川省邻水人, 博士(联系人, E-mail: dugang@buaa.edu.cn).

10 左右 最近, Wang 等人^[13]对蜻蜓翅膀的变形进行了测量, 他们发现拱形变形约为弦长的 8%, 翅膀的外部 80% 翼展范围内, 扭转变形为 25° Ennos^[14] 解释了昆虫翅膀产生扭转和拱形变形的机理 在他提出的模型翅膀里, 前缘为一截面为 V 字形的翅脉结构, 从其上成一定角度伸展出一系列较小的翅脉(见图 1a) 前缘处截面呈 V 字形的翅脉结构有很强的抗弯曲能力, 但是抗扭转能力较弱 当前缘翅脉发生扭转的时候, 其上伸展着的较小翅脉也将发生扭转和相对运动 这些变形和相对运动的综合效果是使整个翅膀发生拱形变形和扭转(见图 1b) Ennos 和 Wootton^[15] 观察到某些昆虫的翅膀沿着其上的一条斜线上产生弯曲, 从而在翅膀的远端造成了拱形变形(参考文献[16] 上详细解释了为何这一弯曲会导致拱形变形

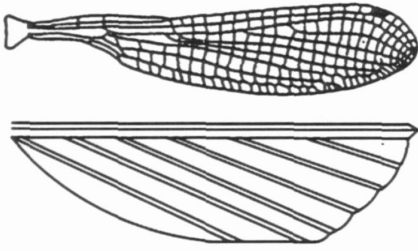


图 1a 蜻蛉(*pyrrhosoma nymphula*) 翅及模型结构示意图

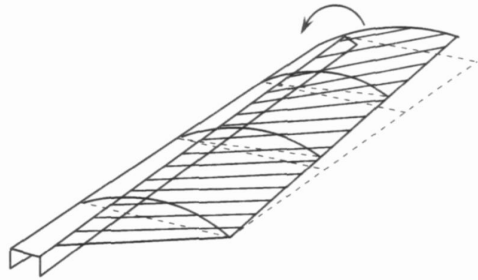


图 1b 模型翅变形示意图 (根据 Ennos 的文献[14] 绘制)

在昆虫翅膀的拍动运动中这些变形(拱形和扭转)将会对空气动力和力矩产生怎样的影响呢? 人们对定常条件下拱形变形的效果已经进行了一些研究 Vogel^[17]在风洞中测量了平板和拱形的模型果蝇翅的空气动力 Dudley 和 Ellington^[18]对熊蜂翅作了相似的研究 他们发现拱形变形能增大升力系数和升阻比 据我们所知, 对于做拍动运动的昆虫翅膀, 尚未见到关于拱形和扭转变形影响的研究 本文中, 我们将使用在动态变形网格上求解 N-S 方程的方法, 对拍动中有非定常扭转和拱形变形的昆虫翅的空气动力特性进行研究

1 计算方法

1.1 控制方程, 几何守恒律及数值求解过程

本文研究中求解的控制方程为三维非定常不可压 N-S 方程 为了进行数值求解, 通过如下时间相关的转换将其从惯性系 $Oxyz$ 转换到曲线坐标系 (ξ, η, ζ, t) :

$$\xi = \xi(x, y, z, t), \quad \eta = \eta(x, y, z, t), \quad \zeta = \zeta(x, y, z, t), \quad t = t \tag{1}$$

转换所得方程组写成守恒形式如下:

$$-\frac{\partial A}{\partial \xi} + \frac{\partial B}{\partial \eta} + \frac{\partial C}{\partial \zeta} = 0, \tag{2}$$

$$-\frac{\partial \hat{q}}{\partial \xi} + \frac{\partial (\hat{e} - \hat{e}^*)}{\partial \eta} + \frac{\partial (\hat{f} - \hat{f}^*)}{\partial \zeta} + \frac{\partial (\hat{g} - \hat{g}^*)}{\partial t} = h_{GCL}, \tag{3}$$

其中 J 为转换的 Jacobi 行列式, h_{GCL} 为几何守恒律(GCL)项, 在使用运动/变形网格进行计算时需要考虑^[19] 另外,

$$A = \rho(xu + yv + zw), \quad B = \rho(xu + yv + zw), \quad C = \rho(xu + yv + zw),$$

$$\hat{q} = \frac{1}{J} [u, v, w]^T,$$

其中坐标转换的度量系数表示为 $g_{ij} / x = x_i$, 余类推; \hat{e}, \hat{f} 等项的详细表达式参见文献[20] 和

[21], h_{GCL} 定义为

$$h_{GCL} = q \left[-\left(\frac{1}{J}\right) + \left(\frac{1}{J}\right) + \left(\frac{1}{J}\right) + \left(\frac{1}{J}\right) \right], \quad (4)$$

对于此项的推导和讨论如下

通过使用偏导数的链式法则,我们将惯性系 O_{xyz} 中的 N-S 方程转换到曲线坐标系(, ,) 中,得到如下表达式:

$$\begin{aligned} & -\hat{q}_+ - (\hat{e} - \hat{e})_+ - (\hat{f} - \hat{f})_+ - (\hat{g} - \hat{g})_+ = \\ & q \left[\frac{J^{-1}}{J} + \left(\frac{1}{J}\right) + \left(\frac{1}{J}\right) + \left(\frac{1}{J}\right) \right] + \\ & \left(e - \frac{1}{Re} e \right) \left[\left(\frac{x}{J}\right) + \left(\frac{x}{J}\right) + \left(\frac{x}{J}\right) \right] + \\ & \left(f - \frac{1}{Re} f \right) \left[\left(\frac{y}{J}\right) + \left(\frac{y}{J}\right) + \left(\frac{y}{J}\right) \right] + \\ & \left(g - \frac{1}{Re} g \right) \left[\left(\frac{z}{J}\right) + \left(\frac{z}{J}\right) + \left(\frac{z}{J}\right) \right], \end{aligned} \quad (5)$$

做解析运算,方程(5)右端的4项可以消掉;但是当对此4项中的时间和空间导数进行离散化时,会引起一些困难。如果转换度量系数采用如下守恒形式,最后3项用中心差分离散时可以消掉^[19]:

$$x/J = (yz) - (yz), \quad x/J = (yz) - (yz), \quad x/J = (yz) - (yz), \quad (6)$$

但是由于第1项是时间和空间的混合导数,用中心差分离散时不能消去。令第1项为0而得的方程被称为几何守恒律^[19]。考虑几何守恒律最直接的方法就是将其包含在离散的控制方程中^[22],方程(3)就是这样处理的

我们用基于人工压缩方法^[20-21]的算法求解方程(2)和(3)动量方程(方程(3)中的物理时间导数使用二阶三点后差格式进行离散。为了求解时间离散的动量方程,得到新时间步速度散度为0的流场,在方程中引入了一个虚拟时间步。同时,将压力与人工压缩常数的比值对虚拟时间求导,并将这一导数引入到连续方程中。对所得到的方程组在虚拟时间步上迭代求解,当速度的散度趋近为0时,便得到了新时间步的流场解。注意其中的GCL项在每个虚拟时间步上采用了显式处理。动量方程中粘性通量的导数项用二阶中心差分离散。而其中的对流通量导数项则使用了基于通量差分分裂技术的迎风差分离散。这一求解不可压N-S方程的方法的详细介绍可以参见 Kwak 和 Rogers 等人^[20-21]的文章。在本文的计算中,内点处使用了三阶迎风差分,与边界点相邻的点则使用了二阶迎风差分

对于远场边界条件,在入流边界处,速度分量等于自由流的相应值,压力则由内点插值得到。在出流边界处,压力等于自由流的静压,而速度由内点插值得到。在翅膀表面,使用了固壁和无滑移边界条件,壁面压力则通过法向动量方程由内点得到

1.2 变形网格方法

在所有的网格变形方法中,超限代数插值法(TFI)广泛用于气动弹性研究中。它是一种用于在每一时间步生成或更新网格的简单代数方法。这种方法的主要思想是用直线沿物体表面的法向方向连接不同表面,同时保持变形前整个曲线沿节点的弧长分布不变,简单讲,就是把变形产生的位移线性地分布。这种方法对于较小和简单的变形效果较好,但是对于复杂和较

大的变形,此方法产生的网格的质量则较差^[22] Morton 等人^[22]发展了一种改进版本的 TFI 方法,对上述缺点有所改善

在本文的研究中,翅膀外形并不复杂,但是变形较大,因而,我们采用了一种结合 TFI^[22]方法和求解 Poisson 方程的变形网格方法 这一方法基本过程如下,先用 Hilgenstock^[23]提出的求解 Poisson 方程的方法产生一个无变形的网格作为初始网格,在网格变形的每一个时间里,首先用 TFI 方法生成一个初步变形的网格,然后用 Poisson 方程求解器将其迭代改进 因为网格变形是按每一时间步逐渐进行的,TFI 生成的初步变形网格与 Poisson 方程求解所得的改进网格相对变化较小,所以每一步生成网格的速度较快 这样,每一时间步都能得到质量很好的变形网格了

2 结果和讨论

2.1 算法验证

在开始研究流场的物理特性之前,有必要对求解器进行验证 我们将从两个方面进行验证;一是对动态变形网格方法的验证,我们对同一拍动翅膀的流场用变形网格方法和刚性网格方法进行计算,比较其差别;二是对作周向转动的熊蜂翅膀的流场进行计算,然后与 Ushenwood 和 Ellington 等人^[7]通过实验测得的数据进行比较

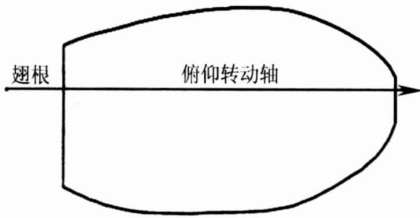


图 2a 模型翅平面形状

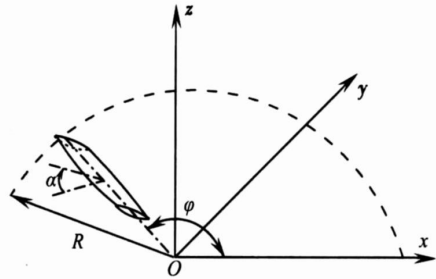
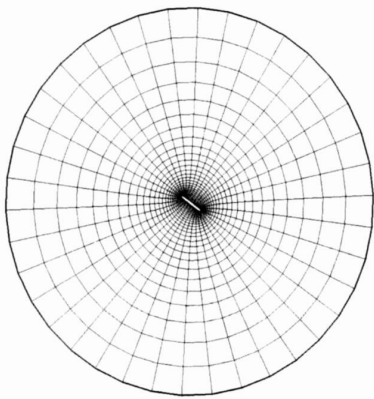
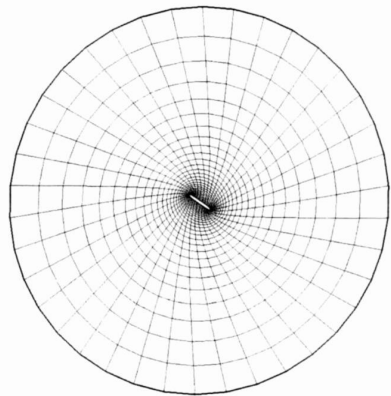


图 2b 翅膀拍动运动及参考坐标系示意图



(a) 刚性无变形网格,与翅膀一起运动



(b) 外边界固定的变形网格

图 3 刚性网格与变形网格局部特征比较

在第一个验证中,对作拍动运动的模型果蝇翅膀(见图 2a 的流场通过两种方法进行了模拟 在刚性网格法中,固连在翅膀上的网格随着翅膀一起运动,网格点之间的相对位置保持不

变;而在变形网格方法中,远场边界保持不动,内表面边界则随翅膀一起运动,这样,流场中的网格就会不断地变形,以适应内外边界相对位置的变化。计算中使用的拍动运动模式与 Wu 和 Sun^[24]文章中所用的相同(见后文)。对于刚性网格,其大小为 $109 \times 80 \times 78$,分别表示网格的周向、径向和展向的网格点数,远场边界在距翅膀表面 20 倍弦长处(此长度的选择参见以前的研究工作,如参考文献[24]),这一长度已经足够远。对于变形网格,远场边界选在了 30 倍弦长处,这是因为远场边界固定不动,而内边界相对运动较大,这一长度可以保证流场网格不发生严重的扭曲。变形网格的周向网格点数与刚性网格相同,但是径向和展向网格点分别增加到了 90 和 120,以保证与刚性网格相同的网格密度。图 3 对比了两种网格的局部特征。图 4 对比了两种计算方法所计算的一个周期内的空气动力系数曲线。和预想的情况一致,两种方法的计算结果吻合得很好。

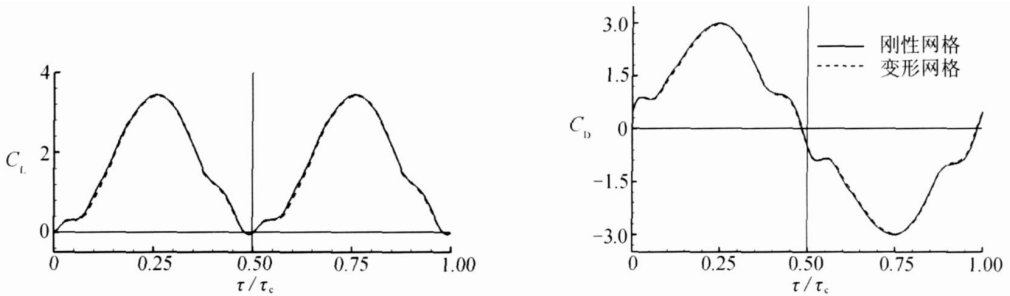


图 4 使用刚性网格和变形网格方法计算的升力系数 C_L 及阻力系数 C_D 在一个周期内变化情况的对比(其中 τ_c 为拍动周期)

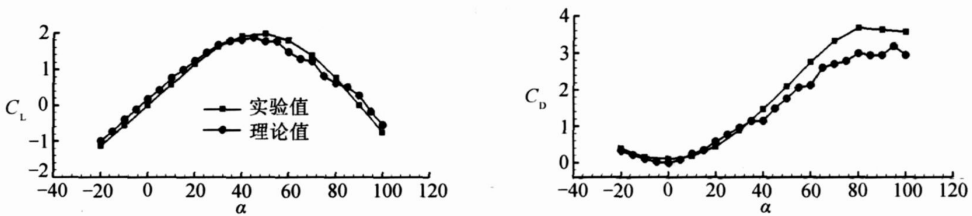


图 5 作周向转动运动的模型翅的升力和阻力系数的计算值与实验测量值对比

在第二个验证中,我们按照 Usherwood 和 Ellington^[7]的实验设置,使用变形网格方法(外边界固定不动,内边界随翅膀从 0° 转动到 120°)计算了作周向转动运动的模型翅膀上的空气动力。为了与实验数据比较,升力系数取翅膀开始转动后从 60° 转动到 120° 之间的平均值。图 5 比较了计算和实验的升力系数。在实验的整个迎角范围内(从 -20° 到 100°),计算的升力系数与实验所得的升力系数吻合得很好。而阻力系数 C_D 在迎角 α 小于 60° 范围内也吻合得很好。

上述的过程很好地验证了变形网格方法的正确性和可靠性。

2.2 翅膀的拍动运动与变形

本文研究中所使用的模型翅膀形状与果蝇翅膀相同(见图 2a)。翅膀的横截面为一 3% 厚度的平板,前缘和后缘为半圆形。翅膀的面积二阶矩半径 r_2 为 $0.6R$,此处 R 表示翅膀的长度。 $Oxyz$ 为一惯性坐标系(见图 2b),其原点在翅膀的根部, x 和 y 形成了水平面(其中 x 指向翅膀后部),而 z 轴在垂直方向。

首先,我们对无变形翅膀(刚性平板翅膀)的拍动运动进行描述。基于可用的昆虫自由飞

测量数据^[8], 昆虫翅膀的拍动运动可作如下近似: 翅膀绕 z 轴(见图 2b 的周向转动称为平动, 在上拍和下拍转换过程中翅膀的俯仰运动称为转动) 翅膀的 r_2 处由于平动而产生的速度称为平动速度(u_1), 其变化规律可用简谐函数近似表示:

$$u_1^+ = 0.5 \sin(2\pi t/c), \quad (7)$$

其中 u_1^+ 为无量纲平动速度, 定义为 $u_1^+ = u_1/U$ (U 为一次拍动中的平均平动速度, 取为参考速度, 可由拍动幅角 α 、拍动频率 n 和 r_2 求得: $U = 2\pi nr_2$), t 为无量纲时间, 定义为 $t = tU/c$ (t 为物理时间), c 为无量纲周期, 用 $\dot{\theta}$ 表示周向转动角速度, 定义为 $\dot{\theta} = \dot{\theta} r_2$ 翅膀迎角用 θ 表示, 在每次拍动的中段迎角都保持不变, 在上下拍动的转换处, 翅膀翻转, 迎角改变, 拍动中段迎角由 θ_m 表示, 在上下拍的平动中此迎角不变, 在本文的研究中我们假设上下拍平动中的 θ_m 相等, 在上拍和下拍转换过程中, θ 随时间变化, 其角速度 $\dot{\theta}$ 的变化规律如下:

$$\dot{\theta}^+ = 0.5 \dot{\theta}_0 \left\{ 1 - \cos[2\pi(\theta - \theta_r)/\theta_r] \right\}, \quad \theta_r = \theta_r + \theta_r, \quad (8)$$

其中无量纲角速度定义为 $\dot{\theta}^+ = \dot{\theta}/U$, $\dot{\theta}_0$ 为一常数, θ_r 表示转动开始时的无量纲时间, θ_r 为转动所用的无量纲时间, 在时间间隔 θ_r 内, 翅膀的迎角从 $\theta = \theta_m$ 转动到 $\theta = 180 - \theta_m$, 因而, 当 θ_m 和 θ_r 确定后, $\dot{\theta}_0$ 便可以确定了, 在下次翻转时, 翅膀的迎角从 $\theta = 180 - \theta_m$ 转动到 $\theta = \theta_m$, 方程(8)的右端项则改变正负, 基于实验测量的飞行数据^[8], θ_r 约为 $0.2c$. 实验测量数据也表明, 通常情况下, 翅膀的转动采用对称模式, 也就是说, 翅膀的转动过程一半在拍动的末端进行, 另一半在下次拍动的开始阶段进行(这样, θ_r 便可由 θ_r 的大小来确定).

接下来, 我们对翅膀的变形过程作一描述. 根据 Ellington^[8] 和 Ennos^[11] 等人的观测, 对于蝇、蜂、蛾及许多其他昆虫, 在一般情况下, 翅膀的扭转和拱形变形会随时间变化. 在拍动的中段, 这两种变形基本保持不变, 而在上下拍动的转换阶段, 变形从一个方向逐渐变化到相反方向. 他们还观测到翅膀截面的迎角从根部到尖部沿展向近似于线性变化, 即发生线性扭转. 在大量观测数据的基础上, 本文的研究中对翅膀的变形过程作如下假设: 扭转变形采用沿展向线性变化的规律, 这样扭转变形就可以用扭转角 $\omega(t)$ 来确定了(扭转角定义为翅根与翅尖迎角的差值). 对于拱形变形, 我们用 NACA 四位数翼型的中弧线方程来确定:

$$\begin{cases} y_c = \frac{m}{p^2}(2px - x^2), & \text{最大纵坐标位置以前,} \\ y_c = \frac{m}{(1-p)^2}[(1-2p) + 2px - x^2], & \text{最大纵坐标位置以后,} \end{cases} \quad (9)$$

其中 x 是中弧线上一点的无量纲横坐标(用弦长作参考量), y_c 为其无量纲纵坐标, m 为中弧线上最大无量纲纵坐标, p 为最大无量纲纵坐标所对应的弦向位置. 在本文研究中, 我们取 $p = 0.5$, 即最大无量纲纵坐标位于弦线中部, 这样, 拱形变形便可由 $m(t)$ 确定. 为了方便起见, 我们引入无量纲参数 \hat{S} 来表示一个拍动周期中的时间: $\hat{S} = 0$ 为下拍开始的时刻, $\hat{S} = 1$ 为接下来的上拍结束的时刻. 表示变形的参数 $A_{tw}(t)$ 和 $m(t)$ 由如下公式给出:

$$\begin{cases} A_{tw}(t) = A_{tw,0}, & 0.1 < \hat{S} < 0.4, \\ A_{tw}(t) = A_{tw,0}[1 - 2(\hat{S} - 0.4)/0.2], & 0.4 < \hat{S} < 0.6; \\ m(t) = m_0, & 0.1 < \hat{S} < 0.4, \\ m(t) = m_0[1 - 2(\hat{S} - 0.4)/0.2], & 0.4 < \hat{S} < 0.6, \end{cases} \quad (10)$$

其中常数 $A_{tw,0}$ 和 m_0 分别表示拍动运动中段翅膀的扭转和拱形变形的最大值. 方程(10)和

(11) 给出了变形参数 $A_w(t)$ 和 $m(t)$ 在下拍运动中段($\hat{S} = 0.1 \sim 0.4$) 及下拍到上拍转换阶段($\hat{S} = 0.4 \sim 0.6$) 的变化规律; $A_w(t)$ 和 $m(t)$ 在上拍的中段及上拍到下拍转换阶段的变化规律与前述规律相同, 只是变形的方向相反¹ 上述翅膀变形的规律是基于对蝇、蜂、蛾及许多其他昆虫的大量观测结果^[8, 11] 而得到的¹ 对于一些参考文献, 如文献[8]和[11]中没有研究的昆虫, 其翅膀在上下拍动的中段也可能存在非定常变形, 这些情况需要进一步研究¹

升力系数 C_L 定义为 $L/(0.5\rho U^2 S)$ (L 表示升力, S 表示翅膀面积, ρ 为流体密度); 阻力系数 C_D 定义类似¹ 在无量纲 N-S 方程组里面, 唯一需要给定的参数是 Reynolds 数 (其定义为 $Re = Uc/M = 2.5nr_2c/M$ 其中 M 为运动粘性系数) ¹ 在翅膀运动方程中 (方程 (7) 和 (8)), S_c 和 A_m 需要给定¹ 注意到 S_c 与 \hat{S} 通过公式 $S_c = 2.5\#(r_2/R)(R/c)$ 联系起来 (其中 R 、 r_2/R 和 R/c 已知)¹ 因而, 在计算平板无变形翅膀的空气动力系数时, Re 、 \hat{S} 和 A_m 需要给定¹ 对于翅膀有变形的情况, 除 Re 、 \hat{S} 和 A_m 外, 还需要给出扭转和拱形变形的参数, 即 $A_{tw,0}$ 和 m_0 ¹ 在本文的研究中, 拍动幅角 \hat{S} 的值取一典型值, $\hat{S} = 150b$; 中段迎角 A_m 的范围取在 $24b \sim 56b$ 之间, Reynolds 数考虑了两个典型的值, $Re = 200$ 和 4000

2.3 拱形变形和扭转变形对拍动翅膀的空气动力性能的影响

为了分析翅膀变形的效果, 我们先分别研究了拱形变形和扭转变形单独的影响, 然后研究了这两种变形组合起来的情况¹ 首先, 我们研究了拱形变形的效果¹ 图 6 给出了翅膀有不同拱形变形 ($m_0 = 0 \sim 0.14$) 情况下一个拍动周期内升力系数 C_L 和阻力系数 C_D 的变化曲

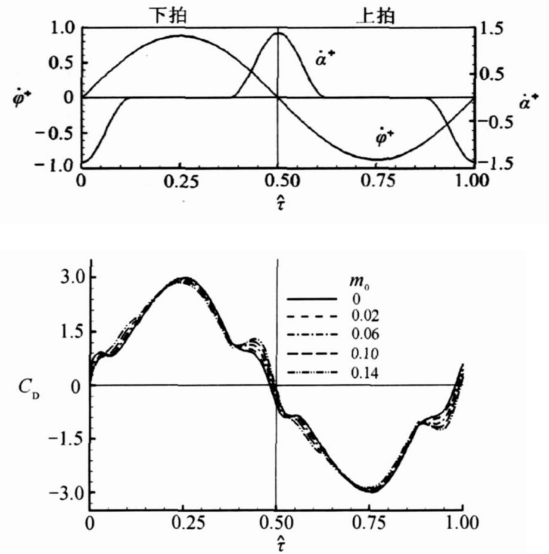


图 6 翅膀有不同拱形变形 ($m_0 = 0 \sim 0.14$) 情况下一个拍动周期内升力系数 C_L 和阻力系数 C_D 的变化曲线 ($Re = 200, A_m = 40b$)

线, 其中 Reynolds 数 $Re = 200$, 拍动中段迎角 $A_m = 40b$ ¹ 拱形变形为 0 (即平板翅膀, $m_0 = 0$) 的计算结果也在此图中给出作为对比 (所有的计算均使用了密度为 $109 @ 90 @ 120$ 的网格; 我们所做的网格密度测试表明, 这一网格密度对本文的研究已经足够¹ 计算结果表明, 拱形变形增大了拍动中段的升力系数 C_L , 而对于阻力系数 C_D 则影响较小, 但在翅膀翻转阶段 (例如 $\hat{S} = 0.4 \sim 0.6$), 拱形变形对阻力系数 C_D 的影响则大于升力系数 C_L ¹ 应注意到, 在翻转阶段, 翅膀的运动速度很小, 较大的阻力系数的变化应该来自于翅膀的非定常变形, 也就是说, 由于拱形变形的速率较大, 使翅膀截面的中部产生了一个大的速度而增大了阻力¹

在表 1 中给出了一个周期的平均升力系数 C_L 和阻力系数 C_D ¹ 当拱形变形小于 10% 时, 平均升力系数 C_L 随着拱形变形的增大而增大, 而当拱形变形大于 10% 后, 随着拱形变形的增

大平均升力系数 C_L 的增加量变得很小 1 平均阻力系数 C_D 也随着拱形变形的增加而增大, 但是增大量小于升力系数的增加, 也就是说, 拱形变形增大了翅膀的升阻比 1 例如, 在拱形变形 10% ($m_0 = 0.1$) 时, 对比平板翅膀, 平均升力系数 C_L 增加了 15%, 而升阻比增加了 12% 1

表 1 翅膀在不同变形情况下的平均升力、阻力系数及升阻比 ($A_m = 40b$)

变形情况	$Re = 200$			$Re = 4000$		
	C_L	C_D	C_L/C_D	C_L	C_D	C_L/C_D
无变形	1.63	1.66	0.98	1.85	1.59	1.16
$m_0 = 0.02$ $A_{tw,0} = 0b$	1.70 (4%)	1.66 (0%)	1.02 (4%)			
$m_0 = 0.06$ $A_{tw,0} = 0b$	1.81 (11%)	1.68 (1%)	1.08 (10%)	2.12 (15%)	1.62 (2%)	1.31 (13%)
$m_0 = 0.10$ $A_{tw,0} = 0b$	1.87 (15%)	1.70 (2%)	1.10 (12%)	2.23 (20%)	1.62 (2%)	1.38 (19%)
$m_0 = 0.14$ $A_{tw,0} = 0b$	1.88 (15%)	1.72 (4%)	1.09 (11%)			
$m_0 = 0.00$, $A_{tw,0} = 20b$	1.62 (-0.6%)	1.68 (1%)	0.96 (-2%)	1.81 (-2%)	1.60 (0.6%)	1.13 (-2%)
$m_0 = 0.06$, $A_{tw,0} = 20b$	1.79 (10%)	1.68 (1%)	1.07 (9%)	2.11 (14%)	1.63 (2%)	1.29 (11%)

注 括号中的数字为对比无变形翅膀相应量的增大率 1

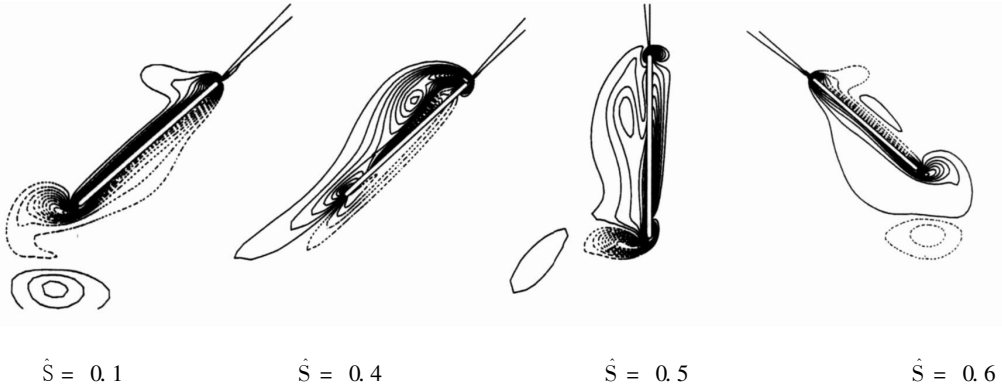


图 7 无变形翅膀一个周期内不同时刻 50% 展长处翅膀截面附近的等涡量线图 ($Re = 200$; $A_m = 40b$)

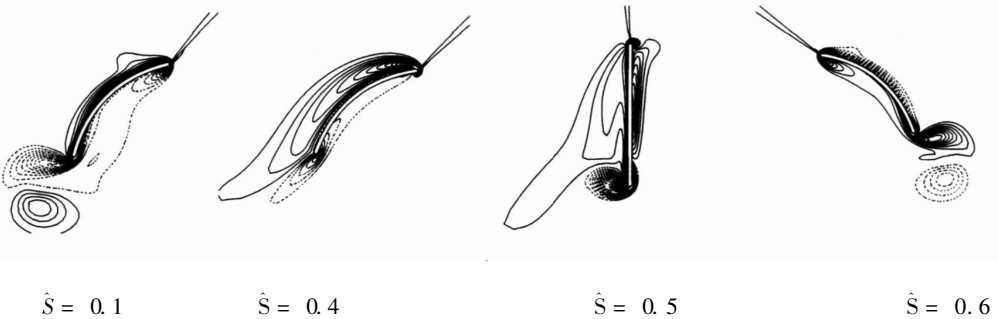


图 8 10% ($m_0 = 0.10$) 拱形变形翅膀一个周期内不同时刻 50% 展长处翅膀截面附近的等涡量线图 ($Re = 200$; $A_m = 40b$)

拱形变形能够增大空气动力的原因比较明显, 因为拱形变形增加了翼型上下表面的不对称性(类似于有效攻角增大的效果 1 图 7 和图 8 给出了一个周期内不同时刻 50% 展长处翅膀截面附近的等涡量线图, 图 7 为平板无变形翅膀的情况, 图 8 为拱形变形 10% 的情况 1 对于图 7 中无变形平板翅膀的情况, 与以前研究^[5,24]的结果相同 1 可以看到, 在一次拍动内前缘涡

LEV 都不脱落, 大的升力系数 C_L 和阻力系数 C_D 来自于不失速机制¹ 而在拱形变形的情形, 前缘涡 LEV 也在一次拍动内保持不脱落, 不同的是, 前缘涡 LEV 的形状由于翅膀的拱形变形(见图 8 而产生)产生了扭曲¹

接下来, 我们对扭转变形的效果进行了研究¹ 对于线性扭转变形的翅膀, 当其展向 r_2 处截面的迎角为 0 时, 其拍动时升力系数约为 0.1 因而, 在对比扭转变形翅膀与无变形平板翅膀的空气动力性能时, 沿展向 r_2 处截面的迎角被作为扭转变形翅膀的迎角¹ 图 9 给出了扭转变形 20b 翅膀在一个拍动周期内升力系数 C_L 和阻力系数 C_D 的变化曲线, 计算中 Reynolds 数 $Re = 200$, 拍动中段迎角 $A_m = 40^\circ$ (平板无变形翅膀的结果也包含在图中作为对比)¹ 表 1 中给出了扭转变形情况下的平均升力系数¹ 可以看到, 扭转变形对于升力系数 C_L 和平均升力系数 C_L 的影响很小, 但会使阻力系数 C_D 和平均阻力系数 C_D 有轻微的增加¹

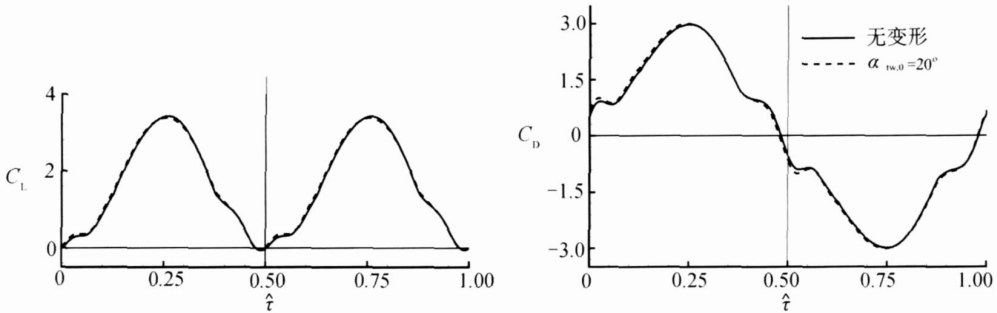


图 9 无变形和扭转变形 20b 翅膀在一个拍动周期内升力系数 C_L 和阻力系数 C_D 的变化曲线 ($Re = 200$, $A_m = 40^\circ$)

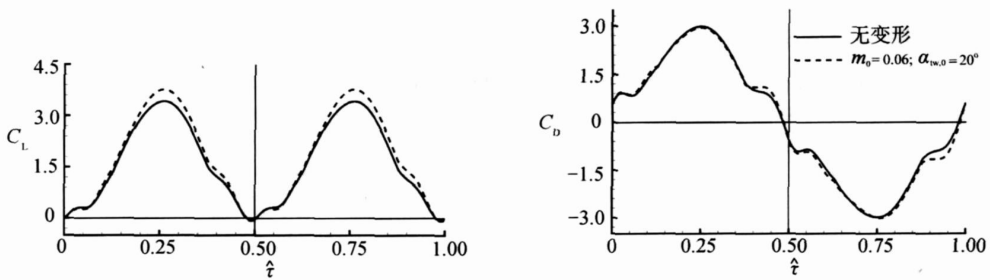


图 10 无变形和拱形变形 6% 扭转变形 20b 翅膀在一个拍动周期内升力系数 C_L 和阻力系数 C_D 的变化曲线 ($Re = 200$, $A_m = 40^\circ$)

最后, 我们研究了同时有拱形变形和扭转变形的情况¹ 图 10 给出了一个周期内 C_L 和 C_D 随时间变化的曲线, 相应的条件为, 6% 的拱形变形和 20b 的扭转变形, Reynolds 数 $Re = 200$, 拍动中段的迎角为 $A_m = 40^\circ$ ¹ 表 1 给出了平均升力系数 C_L 和平均阻力系数 C_D ¹ 上述结果与仅考虑拱形变形的结果基本相同¹ 这也再次说明了扭转变形对气动力的影响很小¹

在上述的工作中, 我们在 Reynolds 数 $Re = 200$ 和拍动中段迎角 $A_m = 40^\circ$ 的情况下, 对翅膀变形对其空气动力及绕流的影响作了详细的研究¹ 实测的飞行数据(如文献[8] 表明, 大多数昆虫飞行时 Reynolds 数 Re 的范围为 100 到数千, 翅膀拍动的中段迎角 A_m 大约为 35° 左右¹ 为了考察 Reynolds 数 Re 的影响, 我们计算了 Reynolds 数 $Re = 4000$ 时变形和不变形翅膀的流

场 1 表 1 给出了平均升力系数 C_L 和平均阻力系数 C_D 的计算结果 1 在 Reynolds 数 $Re = 4\ 000$ 时, 由于拱形变形造成的平均升力系数和升阻比的增加要大于 Reynolds 数 $Re = 200$ 时的增量 (例如, 在 Reynolds 数 $Re = 200$ 时, 由 10% 拱形变形造成平均升力系数 C_L 和升阻比 C_L/C_D 的增加分别为 15% 和 12%; 而在 Reynolds 数 $Re = 4\ 000$ 时, 这两个系数的增加分别为 20% 和 19% 1 可以合理推测, 拱形变形对附着流动的影响显然应该大于对分离流动的影响 1 在较高 Reynolds 数的情况, 前缘涡 LEV 更加紧凑和集中, 翅膀上表面的涡层也更薄(参见图 11 1 流场的这种特征解释了平均升力系数 C_L 和升阻比 C_L/C_D 为何在较高的 Reynolds 数下增量更大 1

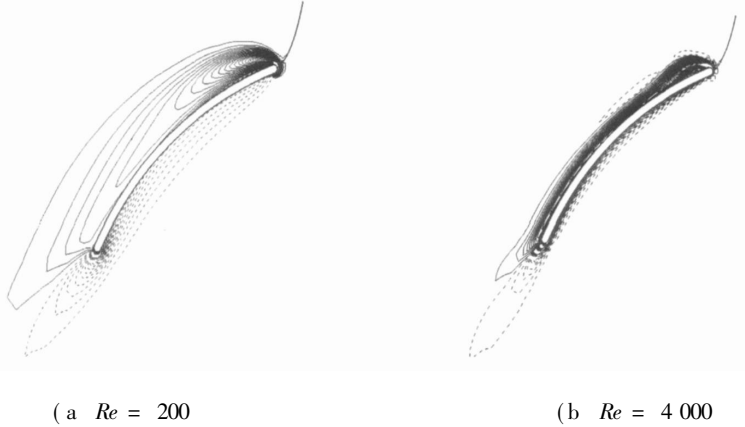


图 11 $Re = 200$ 和 $4\ 000$ 时拱形变形翅膀 ($m_0 = 0.06$) 在拍动中间时刻 ($\hat{S} = 0.25$) 的等涡量线分布对比

对于拍动中段迎角 A_m 的影响, 显然在迎角较大时, 拱形变形对平均升力系数 C_L 和平均阻力系数 C_D 的影响会变小 1 为了证实这一推测, 我们计算了另外 4 个不同的拍动中段迎角(56 b, 48 b, 32 b 和 24 b) 的情况 1 表 2 给出了平均升力系数 C_L 和平均阻力系数 C_D 的计算结果 1 可以看出, 拍动中段迎角 A_m 越大, 由于拱形变形造成的平均升力和阻力系数的增加越小 1

表 2 有无变形翅膀在不同拍动中段迎角 A_m 时的平均升力系数 C_L 、平均阻力系数 C_D 及升阻比 ($Re = 200$)

A_m	无变形			$A_{w,0} = 20b$ & $m_0 = 0.06$		
	C_L	C_D	C_L/C_D	C_L	C_D	C_L/C_D
24b	0.91	0.82	1.11	1.08 (19%)	0.90 (10%)	1.20 (8%)
32b	1.29	1.16	1.11	1.48 (15%)	1.21 (4%)	1.22 (10%)
40b	1.63	1.66	0.98	1.79 (10%)	1.68 (1%)	1.07 (9%)
48b	1.77	2.22	0.80	1.96 (11%)	2.25 (2%)	0.87 (9%)
56b	1.80	2.83	0.64	1.95 (8%)	2.86 (1%)	0.68 (7%)

注 括号中的数字为对比无变形翅膀相应量的增大率 1

2.4 翅膀变形对昆虫飞行性能影响的一些讨论

在以前人们对昆虫飞行中翅膀的空气动力产生机理及能耗的研究中, 均使用了刚性平板翅膀模型(例如参考文献[25- 26]) 1 如前所述, 如果翅膀在拍动中发生了拱形和扭转变形, 将会产生比无变形翅膀更大的升力和升阻比 1 这意味着翅膀的变形将会影响翅膀所能产生的最大空气动力系数, 同时对昆虫飞行的能耗也产生影响 1

最大空气动力系数是由高的迎角(约为 $A_m \approx 50b$; 见表 2) 造成的, 它对于昆虫飞行的控

制, 飞行的载荷等有重要的影响。1 翅膀的变形在拍动中段迎角 A_m 较高的时候对气动力的产生影响相对较小, 但是仍然很可观。1 从表 2 中可以看到, 在 Reynolds 数 $Re = 200$, 翅膀有 6% 拱形变形和 20 b 扭转变形情况下, 最大升力系数能够比无变形翅膀增大 8%。1 在更高的 Reynolds 数和变形的情形, 增量会更大。

对于平衡飞行状态, 与平板无变形翅膀相比, 翅膀有拱形和扭转变形的昆虫可以在拍动中段迎角 A_m 较小时就获得足以平衡其体重的升力, 另外, 翅膀的升阻比也更小; 这两个因素都可以减少昆虫飞行时的能耗。1 这里, 作为一个例子, 我们选取了熊蜂的悬停飞行, 考察了其翅膀的变形如何影响其飞行中的能耗。

与参考文献[26]相同, 熊蜂的飞行数据取自于 Dudley 和 Ellington 等人^[18]的实验测量值; 熊蜂的质量 (m) 为 175 mg, 翅膀长度 (R) 为 13.2 mm, 两个翅膀的总面积 (S_t) 为 106 mm^2 , 平均弦长 c 为 4.01 mm, 翅膀面积的二阶矩半径与翅膀长度的比值为 $r_2/R = 0.554$, 拍动频率 n 为 155 Hz, 拍动幅角 β 为 116 b, 拍动平面的倾角为 0.1。基于上述的测量数据, 我们可以算出平衡昆虫体重所需要的升力系数 $C_{L,w}$, 其计算公式为 $C_{L,w} = mg / (0.5 Q U^2 S_t) = 1.25$ (其中, $U = 2.5 n r_2$ 表示 r_2 处的平均线速度, Q 为流体的密度); Reynolds 数为 $Re = Uc/M = 1326$ 。1 如前文所述, 计算空气动力系数所需要的无量纲参数为 Reynolds 数 Re 、拍动幅角 β 和拍动中段迎角 A_m 。1 β 和 Re 已经由测得的飞行数据求出。1 在本文的研究中, 拍动中段迎角 A_m 通过升力和体重平衡的条件确定。1 确定 A_m 的过程为: 先给出一个 A_m 的估算值, 然后据此求解流动方程从而得到相应的平均升力系数 C_L ; 然后比较 C_L 和平衡所需升力系数 $C_{L,w}$, 如果两者不等, 则调整 A_m , 然后重新计算与之相应的升力系数, 这一过程一直重复直到 C_L 和 $C_{L,w}$ 之间的相对差值小于 0.01。1 在 A_m 确定之后, 产生足以平衡昆虫体重的升力系数所需要的能耗就可以按与参考文献[26]相同的方法计算出来。

计算结果为, 对于无变形的平板翅膀, A_m 为 25 b, 相应的空气动力比功率 (P_a , 单位质量的空气动力功率) 为 50 W/kg。1 对于变形翅膀(基于参考文献[8]), 我们取拱形变形 6% 和扭转变形 20 b), A_m 为 20 b, 相应的比功率 P_a 为 42 W/kg。1 这些结果表明, 由于翅膀的变形, 熊蜂在较小的迎角下便能作悬停飞行, 比无变形翅膀节省了 16% 的能耗。

3 结 论

翅膀的扭转变形对其气动力影响很小, 但是拱形变形则会产生显著的影响; 扭转和拱形组合变形的效果与拱形变形单独的效果基本相同; 在 6% 拱形和 20 b 扭转组合变形的情况下(这一值是对大量昆虫观察所得到的典型值, 相对于无变形平板翅膀, 升力增加了 10~20%, 升阻比增加了约 10%)。1 翅膀的变形可增大最大升力系数; 同时, 可减小飞行的能耗, 例如, 对于做悬停飞行的熊蜂, 其翅膀的动态变形(6% 拱形和 20 b 扭转组合变形)使其飞行中的能耗比无变形情况降低了约 16%。

致谢 本研究受到北京航空航天大学/凡舟0青年科学基金的资助(20070404), 作者深致谢意。

[参 考 文 献]

- [1] Dickinson M H, Gtz K G. Unsteady aerodynamic performance of model wings at low Reynolds numbers[J]. J Exp Biol, 1993, 174(1): 45-64.

- [2] Ellington C P, Van den Berg C, Willmott A P. Leading edge vortices in insect flight[J]. *Nature*, 1996, 384(6610) : 626-630.
- [3] Willmott A P, Ellington C P, Thomas A R. Flow visualization and unsteady aerodynamics in the flight of the hawkmoth, *Manduca sexta*[J]. *Philos Trans Roy Soc Lond, Ser B*, 1997, 352(1351) : 303-316.
- [4] Liu H, Ellington C P, Kawachi K, et al. A computational fluid dynamic study of hawkmoth hovering [J]. *J Exp Biol*, 1998, 201(4) : 461-477.
- [5] Sun M, Tang J. Unsteady aerodynamic force generation by a model fruit fly wing in flapping motion [J]. *J Exp Biol*, 2002, 205(1) : 55-70.
- [6] Dickinson M H, Lehman F O, Sane S P. Wing rotation and the aerodynamic basis of insect flight[J]. *Science*, 1999, 284(5422) : 1954-1960.
- [7] Usherwood J R, Ellington C P. The aerodynamics of revolving wings : Propeller force coefficients from mayfly to quail[J]. *J Exp Biol*, 2002, 205(11) : 1565-1576.
- [8] Ellington C P. The aerodynamics of hovering insect flight : Kinematics[J]. *Philos Trans Roy Soc Lond, Ser B*, 1984, 305(1122) : 41-78.
- [9] Ellington C P. The aerodynamics of hovering insect flight : Aerodynamic mechanisms[J]. *Philos Trans Roy Soc Lond, Ser B*, 1984, 305(1122) : 79-113.
- [10] Ellington C P. The aerodynamics of hovering insect flight : Lift and power requirements[J]. *Philos Trans Roy Soc Lond, Ser B*, 1984, 305(1122) : 145-181.
- [11] Ennos A R. The kinematics and aerodynamics of the free flight of some Diptera[J]. *J Exp Biol*, 1989, 142(1) : 49-85.
- [12] Dudley R. The mechanics of forward flight in insects[D]. Ph D thesis. Cambridge: Cambridge University, 1987.
- [13] Wang H, Zeng L J, Yin C Y. Measuring the body position, attitude and wing deformation of a free-flight dragonfly by combining a comb fringe pattern with sign points on the wing[J]. *Meas Sci Tech*, 2002, 13(6) : 903-908.
- [14] Ennos A R. The importance of torsion in the design of insect wings[J]. *J Exp Biol*, 1988, 140(1) : 137-160.
- [15] Ennos A R, Wootton R J. Functional wing morphology and aerodynamics of *Panorpa germanica* (insecta: Mecoptera) [J]. *J Exp Biol*, 1989, 143(1) : 267-284.
- [16] Wootton R J, Herbert R C, Yong P G, et al. Approaches to the structural modeling of insect wings [J]. *Philos Trans Roy Soc Lond, Ser B*, 2003, 358(1437) : 1577-1587.
- [17] Vogel S. Flight in *Drosophila* : Aerodynamic characteristics of fly wings and wing models[J]. *J Exp Biol*, 1966, 44(3) : 567-578.
- [18] Dudley R, Ellington C P. Mechanics of forward flight in bumblebees : Quasi-steady lift and power requirements[J]. *J Exp Biol*, 1990, 148(1) : 53-88.
- [19] Thomas P D, Lombard C K. Geometric conservation law and its application to flow computations on moving grids[J]. *AIAA J*, 1979, 17(10) : 1030-1037.
- [20] Rogers S E, Kwak D. Upwind differencing scheme for the time-accurate incompressible Navier-Stokes equations[J]. *AIAA J*, 1990, 28(2) : 253-262.
- [21] Rogers S E, Kwak D, Kiris C. Steady and unsteady solutions of the incompressible Navier-Stokes equations[J]. *AIAA J*, 1991, 29(4) : 603-610.
- [22] Morton S A, Melville R B, Visbal M R. Accuracy and coupling issues of aeroelastic Navier-Stokes solutions on deforming meshes[J]. *J Aircraft*, 1998, 35(5) : 798-805.
- [23] Hilgenstock A. A fast method for the elliptic generation of three dimensional grid with full boundary

- et al, Eds. Numerical Grid Generation in CFM. 88[C]. 1988, Swansea UK: Pineridge Press Ltd, 137-146.
- [24] Wu J H, Sun M. Unsteady aerodynamic forces of a flapping wing[J]. J Exp Biol, 2004, 207(7 : 1137-1150.
- [25] Fry S N, Sayaman R, Dickinson M H. The aerodynamics of hovering flight in Drosophila[J]. J Exp Biol, 2005, 208(12 : 2303-2318.
- [26] Wu J H, Sun M. Unsteady aerodynamic forces and power requirements of a bumblebee in forward flight[J]. Acta Mech Sinica, 2005, 21(3 : 207-217.

E f f e c t s o f U n s t e a d y D e f o r m a t i o n o f a F l a p p i n g W i n g
o n I t s A e r o d y n a m i c F o r c e s

D U G a n g¹, S U N M a o²

(1. Aeroengine Numerical Simulation Research Center ,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, P. R. China ;
2. Institute of Fluid Mechanics, Beijing University
of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, P. R. China

Abstract: The effects of unsteady deformation of a flapping model insect wing on its aerodynamic force production were studied by solving the Navier-Stokes equations on a dynamically deforming grid. Aerodynamic forces on the flapping wing are little affected by considerable twist, but are affected by camber deformation; the effect of combined camber and twist deformation is similar to that of camber deformation. With a deformation of 6% camber and 20 degrees twist (typical values observed for wings of many insects), lift is increased by 10~ 20% and lift-to-drag ratio by around 10% compared with the case of rigid flat-plate wing. As a result, the deformation can increase the maximum lift coefficient of an insect, and can decrease its power requirement of flight, e. g., for a hovering bumblebee with dynamically deforming wings (6% camber and 20 degrees twist), aerodynamic power required is decreased by about 16% compared with the case of rigid wings.

Key words: insects; wing deformation; unsteady aerodynamic forces; computational fluid dynamics