

文章编号:1000-8055(2011)04-0880-10

考虑弹性转轴的扑翼三维气动数值计算

张云飞, 叶正寅

(西北工业大学 航空学院

翼型、叶栅空气动力学国家级科技重点实验室, 西安 710072)

摘 要: 通过求解雷诺平均 Navier-Stokes 方程, 研究了同时具有扑动和俯仰运动的三维扑翼气动特性. 为了模拟扑翼的弹性特性, 在扑翼俯仰轴处设计了扭簧. 研究了扑翼平面形状、俯仰弹性轴与质心的相对位置、俯仰刚度变化等参数的影响. 结果表明: 俯仰角相对扑动角有一个大的相位超前量, 且刚度系数越大该超前量越大; 考虑了俯仰弹性特征后, 计算得到的平均阻力系数减小了 60% 左右, 且升力系数幅值和绕翼根力矩系数的幅值明显减小, 而这是判断微型飞行器能否平稳飞行的关键参数. 所以, 在设计扑翼飞行器时应当考虑其扑翼的俯仰弹性特性, 适当设计扑翼的俯仰刚度和俯仰轴的位置对扑翼的空气动力性能至关重要.

关 键 词: 扑翼; 微型飞行器; 俯仰弹性; 数值模拟; 扑翼运动模型

中图分类号: V211.3

文献标志码: A

Three-dimensional Navier-Stokes simulation of flapping wing with pitching elasticity

ZHANG Yun-fei, YE Zheng-yin

(National Key Laboratory of Science and Technology on Aerodynamic Design and Research, School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: The aerodynamic characteristics of a flapping wing with movements of flapping and pitching were investigated by solving unsteady Reynolds-averaged Navier-Stokes equations. A torque spring on pitch axis was used to simulate the pitching elasticity of bird wings. The influences of the platform of flapping wing, the location of gravity center relative to the pitch axis and the torque spring constant on aerodynamic performances were investigated. The results indicate that there would be a large leading phase between the movements of pitching and plunging. The larger spring constant means greater phase difference. After taking the pitching elasticity into consideration, the amplitude of the lift coefficient and that of bending moment at the root of the wing decreased, contributing much to the steady flight of micro air vehicles. Simultaneously the average drag coefficient was reduced by about 60%. Therefore the pitching stiffness and the location of the pitch axis affect the aerodynamic performance a lot and it's very important to consider the pitching elasticity in flapping wing design.

Key words: flapping wing; micro air vehicle; pitching elasticity; numerical simulation; flapping wing movement model

收稿日期: 2010-03-22; 修订日期: 2010-07-01

基金项目: 预先研究基金

作者简介: 张云飞(1986—), 男, 河南鄢陵人, 博士生, 主要从事计算流体及对于鸟类飞行机理和微型扑翼飞行器设计的研究工作.

E-mail: shanzhongke. zyf@163. com

微型飞行器是近年来国内外十分关注的发展方向. 由于空气动力学效率随尺寸的缩小越来越低, 扑翼成为一个必然的发展趋势. 经过近年来大量的研究工作人们认识到, 对鸟类扑翼认识越深入, 越能够设计出更加成功的微型飞行器.

鸟类扑动飞行时翅膀的四个主要运动特征为: 绕翼根的沉浮运动即扑动(flapping)、翅膀的俯仰运动(feathering)、外翼的弯折运动(spanning)和翅膀的前后挥动(lagging)^[1-2]. 在较早的研究工作中, Knoller 和 Betz^[3-4]首先解释了扑翼能同时产生升力和推力; 而后 Von Kármán 和 Burgers^[5]通过对卡门涡街的观察解释了推力和阻力的产生是由于卡门涡街的涡旋方向不同, 之后 Garrick^[6]使用 Theodorsen 的理论研究了翼型做简谐振动时的推力和推进效率. 近年来, 人们开始使用数值方法研究鸟类的飞行, 大部分数值研究集中在二维翼型的沉浮、俯仰以及叠加运动^[7-9]上, 近期逐渐有人开始了三维扑翼的研究, 如三维扑翼扑动^[10]、三维扑翼的扑动与俯仰的叠加运动^[11-12]以及三维扑翼的扑动与弯折的叠加运动^[13-14]. 从这些文献中能得出一些共性的认识: 机翼扑动(对应二维翼型沉浮运动)是形成推力的主要模式, 而且增加扑动频率能有效增加推力, 但这种运动模式对平均升力基本没有贡献; 俯仰是升力的主要来源. 对于扑动与俯仰的叠加运动, 是同时获得推力和升力的必然选择.

对鸟类飞行的数值模拟涉及到运动边界的问题, 综观所能见到的文献, 对运动边界的处理主要有以下几种方式. 第一种为非定常涡格法^[1], 这种方法计算效率高, 但与真实气动模型相差较远. 第二种为嵌套网格技术^[14], 这种技术打破了对于网格的拓扑限制, 可以方便地应用于有相对刚性运动的复杂外形物体, 但对于柔性变形的问题需要特别处理, 且不容易保证通量守恒, 存在一定的插值误差. 第三种为动网格技术^[15], 该技术分为刚性运动网格和变形运动网格. 刚性运动网格将网格固结在物面上随物体一起运动, 这种技术只能用于简单外形, 且对于边界条件要进行特殊处理. 变形运动网格则使用弹簧法等调整物体运动后网格点的位置, 这种技术对于运动幅度较大和运动方式较复杂的情形很难处理. 第四种为浸入边界法^[16-17], 将物体边界与流体的相互作用通过在流体运动方程中加体积力项来体现, 可以用于模拟存在复杂外形结构的流场的运动情况和处理各种

动边界问题. 但如何提高边界精度、如何更有效地解决体积误差问题及如何普遍推广到三维情形等是该方法遇到的主要问题. 第五种方法是在物体运动后重新生成计算网格^[10,13], 该方法简单易行, 但不太适于复杂外形. 在实际的求解中, 计算流体工作者经常综合使用以上五种方法中的几种^[18-19], 以实现真实问题的模拟. 本文采用第五种方法, 使用无限插值在每个时间步重新生成网格, 生成网格时间短, 且可保证网格质量.

在上述空气动力学认识规律的影响下, 已经研制出来的微型飞行器中^[20], 出于减少扑动装置复杂性和质量等缘故, 扑翼基本上只设计仅有扑动的动力驱动方式, 由扑动产生推力; 将机翼设计一个安装迎角获得克服质量所需的升力. 这种扑翼飞行器, 由于迎角几乎不变, 而扑动引起的迎角效应又是振荡的, 因此, 在已经研制出的扑翼微型飞行器的飞行过程中, 会出现很明显的上下抖动, 这种抖动会对侦查装置产生非常不利的影响, 而且浪费飞行器的能量. 近年来, 也有人通过设计柔性扑翼改善抖动问题, 但是大多数是单纯依靠实验, 缺乏理论上的认识. 本文从鸟类翅膀结构的特点分析出发, 建立了一个简化、实用的扑翼运动数学模型, 考虑机翼的扑动和俯仰运动, 并设计一种绕俯仰轴的扭簧来模拟结构的弹性特征, 在机翼做扑动时由于气动力、惯性力、重力和扭矩等的综合作用, 机翼将同时绕俯仰轴做被动俯仰运动, 达到减小抖动的效果, 从原理上解决微型扑翼飞行器的上下抖动问题.

1 数值计算方法

本文采用改进的无限插值理论生成绕模型翼的C型网格, 网格数为 $191 \times 75 \times 45$, 如图1、图2所示. 采用双时间方法^[13,17]求解非定常 Navier-Stokes(N-S)方程, 伪时间采用隐式方法以提高计算效率, 并采用预处理方法处理基本方程以便更适应低速流动计算. 为了更好地模拟分离流动, 湍流模型采用目前普遍认为较好的基于 $k-\omega$ 二方程模型的 shear-stress transport(SST)模型. 此外, 为了不同条件下的计算结果能够对比, 在计算不同振动形式和不同参数条件下, 数值模拟过程中采用相同的网格和人工黏度, 并且在物理时间推进时, 每步伪时间推进的最大残差保证下降到 10^{-5} 以下. 有了上述细节考虑, 保证了计算结果的可靠性.

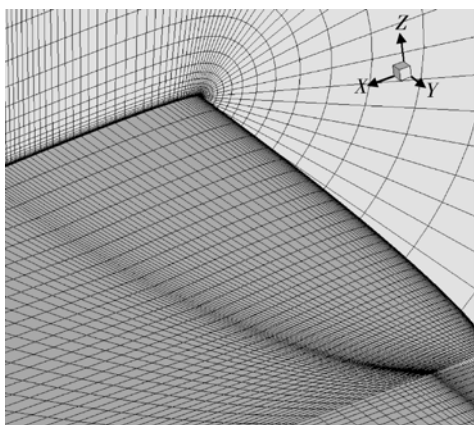


图1 椭圆翼表面网格分布
Fig.1 Elliptical wing surface grid

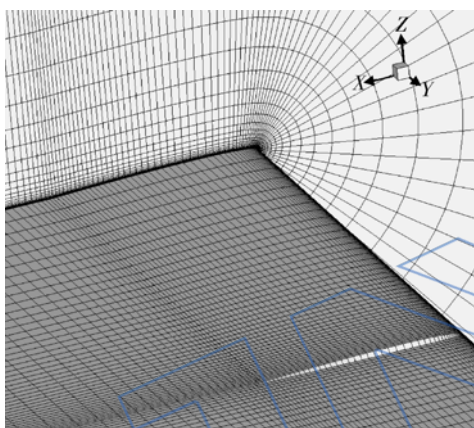


图2 矩形翼表面网格分布
Fig.2 Rectangular wing surface grid

2 方法验证

首先为了验证数值方法和程序的可靠性,本文先和实验数据进行了对比.验证算例为展弦比为4的NACA0012直机翼绕距前缘0.37弦长处的俯仰运动^[13],来流马赫数为0.10,来流雷诺数为750000.运动的数学表达式为

$$\alpha = \alpha_m + \alpha_0 \sin(\omega t)$$

$$\text{减缩频率 } k = \frac{\omega c}{2V_\infty}$$

本文中均按此式定义减缩频率. α_m 表示平均迎角, α_0 表示俯仰运动的迎角幅值, ω 为俯仰运动的圆频率.算例中,平均迎角为 0° ,俯仰运动迎角的幅值为 6.74° ,减缩频率为0.4.计算结果与实验的对比如图3、图4所示,图中显示计算结果与实验值吻合较好,这表明本文方法和程序是可靠的.

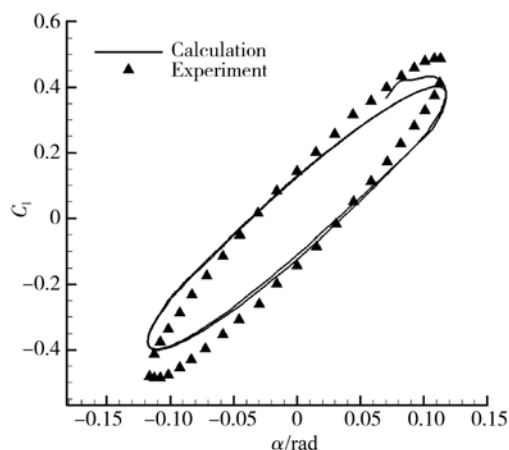


图3 NACA0012直机翼俯仰升力迟滞环
Fig.3 Lift coefficient versus angle of attack of NACA0012 rectangular wing

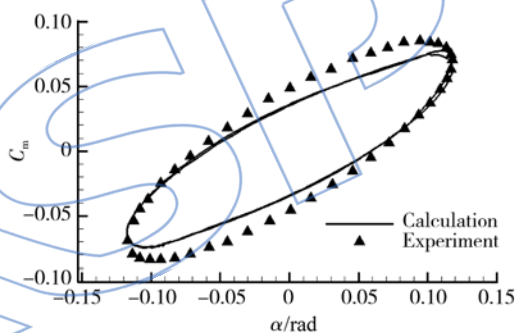


图4 NACA0012直机翼俯仰力矩迟滞环
Fig.4 Moment coefficient versus angle of attack of NACA0012 rectangular wing

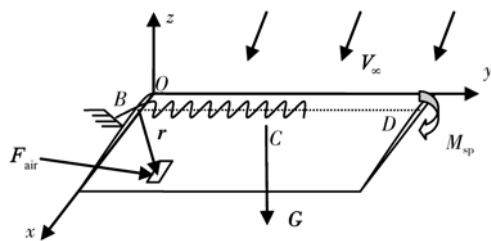


图5 扑翼简化模型示意图
Fig.5 Present paper's flapping model

3 扑动模型

一般情况下鸟翼扑动的主要特征为扑动、俯仰运动、外翼的弯折运动和前后挥动,每种特征都对鸟类的飞行性能起着重要的作用,而扑动是鸟类飞行最为明显的特征.为了能对鸟类翅膀运动特征中俯仰运动的作用进行详细研究,本文建立此简化模型,如图5所示,暂时只考虑模型翼的扑

动和俯仰运动. 为简单起见模型翼取为刚性, 在俯仰轴上用扭簧来模拟模型翼扭转刚度. 在扑动过程中俯仰轴做给定的沉浮运动, 而同时扑翼由于气动力、惯性力、重力和扭簧力矩的作用绕俯仰轴转动. 模型翼的绝对运动可以分解为模型翼随俯仰轴 BD 在垂直 x 轴的平面内对于翼根 B 旋转的牵连运动和模型翼绕俯仰轴 BD 旋转的相对运动.

翅膀的扑动位置用俯仰轴 BD 相对于平面 xOy 的角 θ 表示

$$\theta = \theta_{av} + \theta_{max} \sin(2kt + \varphi) \quad (1)$$

本文取 $\theta_{av} = 0$, $\theta_{max} = 10^\circ$, $\varphi = 0$, k 为在方法验证中定义的减缩频率.

模型翼对俯仰轴的俯仰运动位置用俯仰角 α 表示, 其由扑动时的气动力、惯性力、重力和扭簧刚度等来确定, 具体如下.

由对固定点的动量矩定理知

$$\frac{d\mathbf{L}_B}{dt} = \sum \mathbf{M}_B \quad (2)$$

式(2)中 $\mathbf{L}_B$ 为扑翼对 B 点的动量矩, $\mathbf{M}_B$ 为扑翼上所有作用力对 B 点的力矩.

向轴 BD 上投影得

$$\frac{dL_{BD}}{dt} = \sum M_{BD} = M_{air} + M_{sp} + M_G \quad (3)$$

式中 L_{BD} 为扑翼对轴 BD 的动量矩, M_{air} , M_{sp} , M_G 分别为气动力、扭簧和重力对轴 BD 的力矩. 对轴 BD 的动量矩及力矩均以抬头为正.

$$L_{BD} = J_{BD} \omega = J_{BD} \frac{d\alpha}{dt} \quad (4)$$

其中 J_{BD} 为模型翼对轴 BD 的转动惯量, ω 为模型翼相对于轴 BD 的角速度.

故

$$J_{BD} \frac{d^2 \alpha}{dt^2} = \iint_S (\mathbf{r} \times \mathbf{F}_{air}) \cdot \mathbf{e}_{BD} + (-k_s \alpha) + (\mathbf{r}_{BC} \times \mathbf{G}) \cdot \mathbf{e}_{BD} = - \sum (\mathbf{r} \times p_{ij} S_{ij} \mathbf{n}_{ij}) \cdot \mathbf{e}_{BD} + (-k_s \alpha) + (\mathbf{r}_{BC} \times \mathbf{G}) \cdot \mathbf{e}_{BD} \quad (5)$$

式中 S 为模型翼上下翼面的微元面集合, $\mathbf{r}$ 为从 B 点指向积分面微元的向量, $\mathbf{F}_{air}$ 为作用在积分面微元的气动力(因黏性力量级较小故本文仅取压力作为气动力), $\mathbf{e}_{BD}$ 为 BD 轴向上的单位矢量, k_s 为扭簧的刚度系数, $\mathbf{r}_{BC}$ 为从 B 指向质心 C 的向量, $\mathbf{G}$ 为模型翼的重力向量, $\mathbf{n}_{ij}$ 为翼面上网格面微元 S_{ij} 的单位外法向量, p_{ij} 为作用在 S_{ij} 上的气动压力.

将 $\frac{d^2 \alpha}{dt^2} = \frac{\alpha(t+\Delta t) - 2\alpha(t) + \alpha(t-\Delta t)}{\Delta t^2}$ 代

入式(5)并进行无量纲化后得

$$\alpha(t' + \Delta t') = 2\alpha(t') - \alpha(t' - \Delta t') - \frac{\sum (\mathbf{r}' \times p'_{ij} S'_{ij} \mathbf{n}_{ij}) \cdot \mathbf{e}_{BD} \Delta t'^2}{J'_{BD}} - \frac{k'_s \alpha(t') \Delta t'^2}{J'_{BD}} + \frac{(\mathbf{r}'_{BC} \times \mathbf{G}') \cdot \mathbf{e}_{BD} \Delta t'^2}{J'_{BD}} \quad (6)$$

式(6)中 $t' = \frac{t}{c/V_\infty}$, $\mathbf{r}' = \frac{\mathbf{r}}{c}$, $p'_{ij} = \frac{p_{ij}}{\rho_\infty V_\infty^2}$, $S'_{ij} = \frac{S_{ij}}{c^2}$, $k'_s = \frac{k_s}{\rho_\infty V_\infty^2 c^3}$, $J'_{BD} = \frac{J_{BD}}{\rho_\infty c^5}$, 分别表示相应的无量纲量.

4 计算结果与分析

4.1 扑翼形状对气动特性的影响

为研究模型翼形状对扑翼扑动过程所产生的气动力的影响, 本文先对比研究了相同面积的椭圆翼和矩形翼仅做扑动运动的情况. 椭圆翼所用椭圆长轴长 26 cm, 短轴长 5 cm, 考虑到椭圆翼尖在网格生成上有一定困难, 故在展向仅取 25 cm. 矩形翼的展长与椭圆翼相同, 两种模型翼均使用 NACA0004 翼型. 沉浮角的定义如上部分所示, 减缩频率 $k=0.314$, 参考长度为椭圆翼翼根弦长 $c=10$ cm, $Ma=0.044$, $Re=102\,688$. 计算得到的升力系数、阻力系数和绕翼根的力矩系数如图6~图8所示. 因为本文对扑翼的模拟采用的是数值方法, 所以这里的阻力系数实际为推力系数和阻力系数的和.

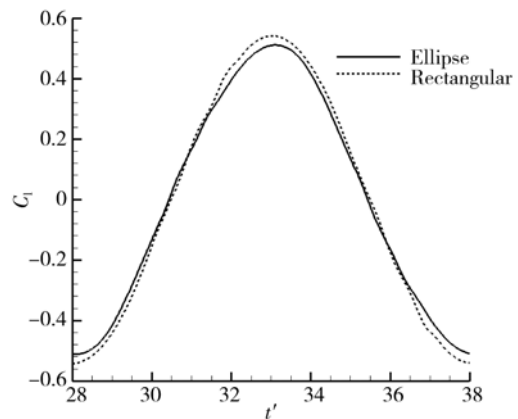


图6 矩形翼与椭圆翼扑动升力系数比较

Fig. 6 Lift coefficient comparisons of the two planforms

通过观察可以发现, 除了麻雀等采取间歇性飞行模式(bounding flight 或 intermittent flight)^[21]的鸟类外, 其他鸟类飞行时在一个扑动周期内其

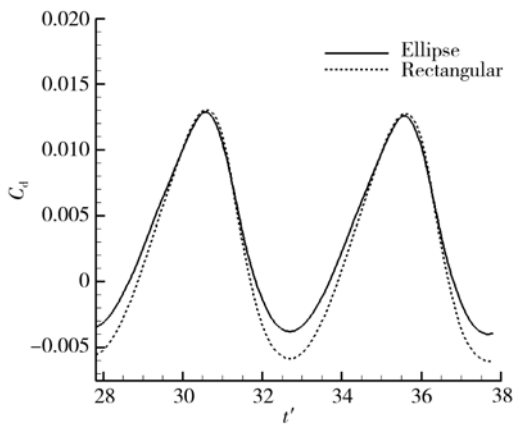


图7 矩形翼与椭圆翼扑动阻力系数比较

Fig. 7 Drag coefficient comparisons of the two planforms

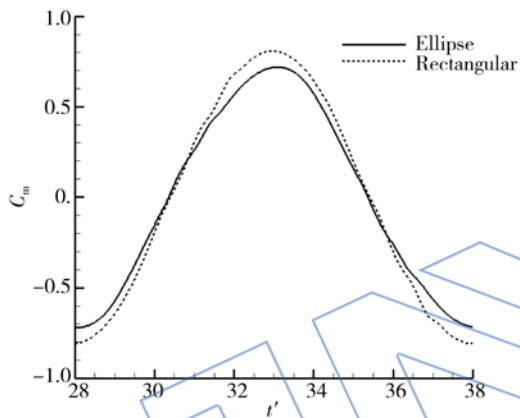


图8 矩形翼与椭圆翼绕翼根力矩系数比较

Fig. 8 Moment coefficient about wing root comparisons of the two planforms

身体基本上保持为一条直线,故需要在每一个扑动周期内升力系数幅值变化较小.由图可以看出,椭圆翼的升力系数幅值、阻力系数幅值和绕翼根的力矩系数幅值均比矩形翼要低,这点可以说明部分鸟类翅膀近似为椭圆^[22]的一部分作用是为了减小升阻力系数的幅值,从而减小扑动过程中身体的上下波动幅度;一部分作用是减小绕翼根的力矩系数幅值,从而减小扑动过程中能量耗损.因计算所使用机翼的对称性,矩形翼和椭圆翼在所给定的扑动模式下均未产生升力;又由于矩形翼靠近翼梢处面积比椭圆翼大,所以椭圆翼对推力的贡献没有矩形翼大.绕翼根的力矩系数的绝对值可以作为衡量鸟类飞行时能量耗损的一个参数,该绝对值越大则鸟类扑动时在翅膀上所施加的力矩就越大,耗费的能量也越大.一个周期内对翼根的力矩系数的曲线与力矩为零的水平线之间包围的面积越大能量耗损越大.由此可见矩形翼

的能量耗损要比椭圆翼大得多,这主要是由于相同面积时椭圆翼的面积大部分集中在翼根处的缘故.

由此可以看出,扑翼的形状对扑翼的气动特性以及能量的耗损量有着密切的关系,研究鸟类翅膀的形状也有着很大的现实意义.

4.2 简化扑动模型中刚度系数对气动特性的影响

由4.1节中的计算可知椭圆翼对气动特性有较好的影响,故现在使用上面的椭圆翼模型对公式(5)中所述的简化扑动模型进行了计算.俯仰轴为距翼根前缘1/4弦长处轴线.本部分讨论刚度系数对气动特性的影响,并假设重心位于俯仰轴轴线上.由相关文献^[23]设定 $J'_{BD} = 1.9$, $G' = 0.0979295$.

图9显示不同刚度系数时一个扑动周期内俯仰角的变化曲线.随着刚度系数的增加俯仰角幅值逐渐减小.可以猜想,当刚度系数趋于无穷大时俯仰角幅值将达到无穷小,此种情况即对应于没有俯仰运动的纯粹扑动情形.另外,俯仰角对于沉浮角有一个大的相位超前量 $\Delta\Phi$,且刚度系数越大超前量越大,如表1所示.相位超前量的定义与文献^[11,14]中相同.图10为不同刚度系数时一个周期内升力系数随时间的变化曲线.可见本文所使用的扑动简化模型均能使升力系数幅值较纯粹扑动降低,且在本文所计算的刚度系数范围内,刚度系数越大,幅值越大.这主要是由俯仰角对沉浮角的相位超前量所导致的.由图9可知,当沉浮角为零度且向上扑动时俯仰角为正值,正的俯仰角对升力有正面贡献,故而增加了向上扑动时的升力;而当沉浮角为零度且向下扑动时俯仰

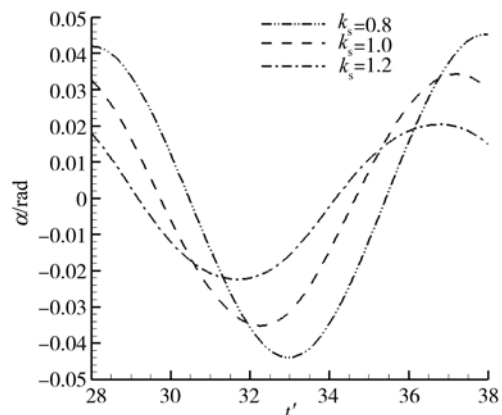


图9 不同刚度系数时俯仰角变化曲线

Fig. 9 Pitching angle curves for different spring constants

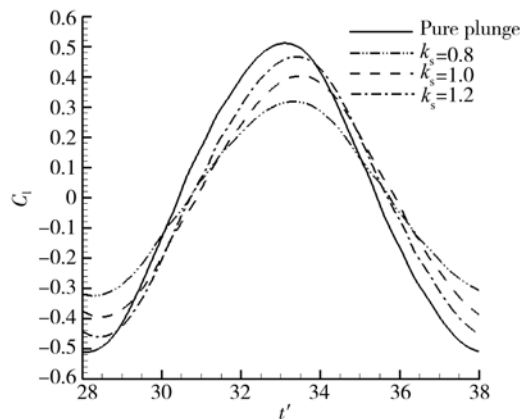


图10 不同刚度系数时升力系数变化曲线
Fig. 10 Lift coefficient curves for different spring constants

角为负值,负的俯仰角对升力有负面贡献,这样就减小了正的升力幅值.而刚度系数越大,则俯仰角的绝对值就越小,从而对升力幅值的影响就越小.随着刚度系数的增加,升力系数的曲线将逐渐趋近于纯粹扑动的曲线,而且当刚度系数大于1.2时升力系数的变化越来越小.因为本节所使用的扑动模式为正弦模式,平均攻角为零且重心位于俯仰轴上,故一个周期内的平均升力系数为零.图11为不同刚度系数时阻力系数随时间的变化曲线,表1给出了各刚度系数时一个周期内的平均阻力系数.从表1可以看出对所计算的刚度系数下阻力系数均比纯粹沉浮运动有明显的减小,刚度系数从低到高时减少量分别为65%,70%和49%,但幅值有所增加,这也是由于相位超前量引起的.在三个刚度系数中,随着刚度系数的增加阻力系数先减小后增加,这说明必然存在一个最佳的相位超前量使得阻力系数达到最小值.但是,从目前的文献[7]来看,使得阻力系数达到最小的相

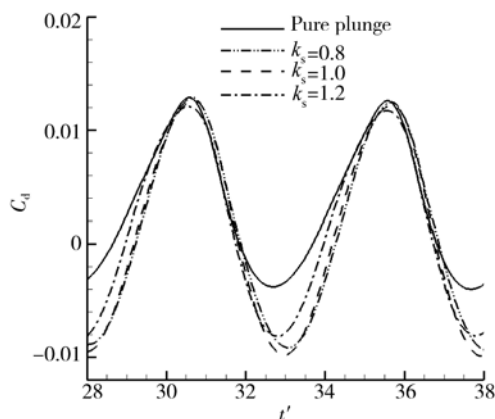


图11 不同刚度系数时阻力系数变化曲线
Fig. 11 Drag coefficient curves for different spring constants

位超前量尚未确定,而是与沉浮运动幅度、俯仰运动幅度、沉浮运动频率和俯仰运动频率有着密切关系.图12说明随着刚度系数的增加,绕翼根的力矩系数幅值也增加,但都比纯粹扑动时绕翼根力矩系数幅值小.

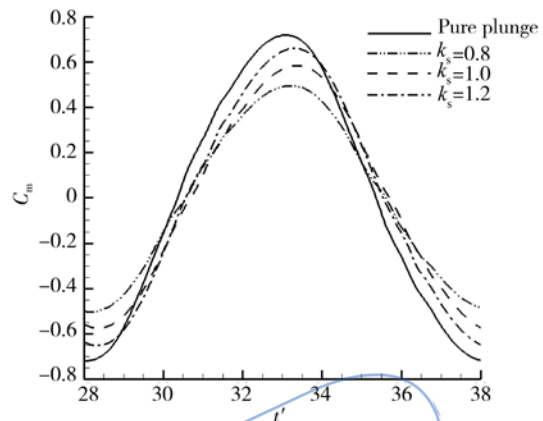


图12 不同刚度系数时绕翼根力矩系数曲线
Fig. 12 Moment coefficient curves about wing root for different spring constants

表1 不同刚度系数时俯仰角相对沉浮角的相位差及一个周期的平均阻力系数

Table 1 Leading phase and the average drag coefficient for different spring constants

刚度系数 k_s	相位差 $\Delta\Phi/(^{\circ})$	平均阻力系数 C_d
0.8	91.62	0.00122
1.0	118.9	0.00104
1.2	133.3	0.00177
∞		0.00351

从本节的计算可以发现,虽然所使用的简化模型是主动沉浮运动和被动俯仰运动的叠加,但只要俯仰运动对沉浮运动的相位超前量合适,就可以实现减小升力幅值、减小绕翼根力矩幅值和减小阻力的效果.鸟类在飞行时扑动为主动过程,而俯仰运动为翅膀的主动俯仰和羽毛的被动变形俯仰的叠加,它们在自然界长期的进化过程中必然“懂得”如何选择最佳的、最适应自己的相位超前量,以达到最佳的飞行性能.

图13~图18为刚度系数 $k_s = 0.8$ 时 $1/4$ 周期内不同时刻的流动情况.图13为时刻 $t=0T$ 对应于沉浮角为零且向上扑动的状态, T 为一个扑动周期所使用的无量纲时间,图中给出了四个展向站位的弦向截面的等压线.在扑翼上扑时扑翼的下翼面出现了低压的涡核,该涡核位置在0.56

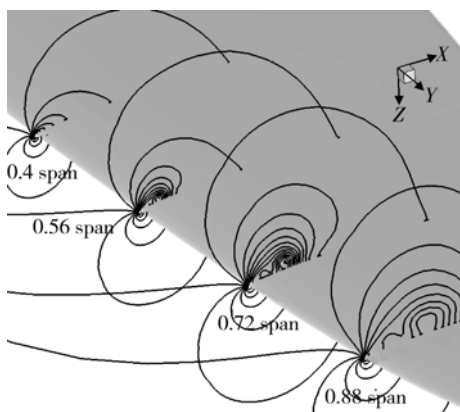


图 13 $t=0$ T 时沿弦向各截面等压线

Fig. 13 Iso-pressure lines at $t=0$ T on four different chord-wise planes

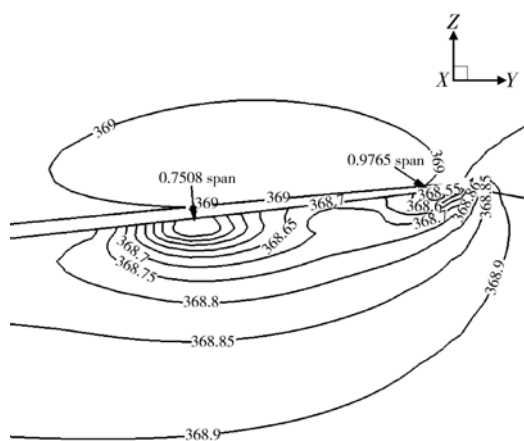


图 16 $t=0.10$ T 时 $\frac{1}{4}c$ 处的展向截面等压线

Fig. 16 Iso-pressure lines on the $0.25c$ span-wise plane at $t=0.10$ T

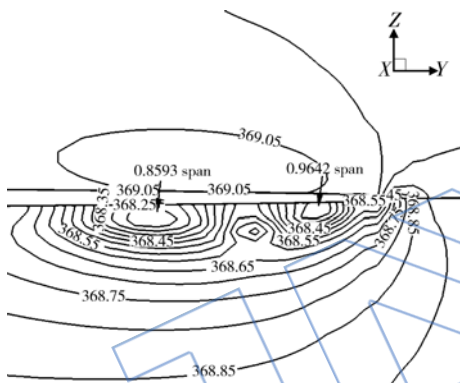


图 14 $t=0$ T 时 $\frac{1}{4}c$ 处的展向截面等压线

Fig. 14 Iso-pressure lines on the $0.25c$ span-wise plane at $t=0$ T

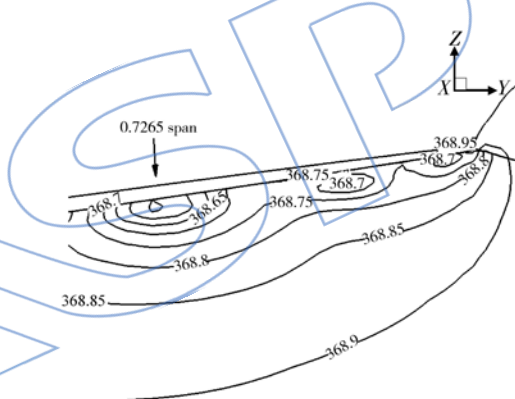


图 17 $t=0.148$ T 时 $\frac{1}{4}c$ 处的展向截面等压线

Fig. 17 Iso-pressure lines on the $0.25c$ span-wise plane at $t=0.148$ T

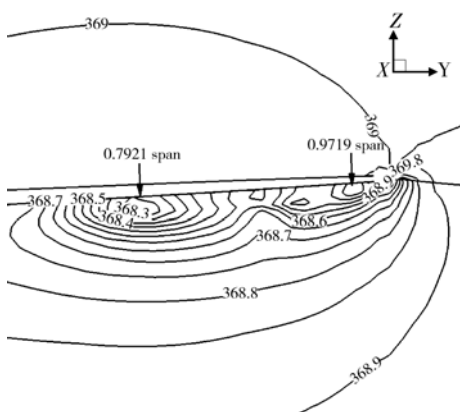


图 15 $t=0.048$ T 时 $\frac{1}{4}c$ 处的展向截面等压线

Fig. 15 Iso-pressure lines on the $0.25c$ span-wise plane at $t=0.048$ T

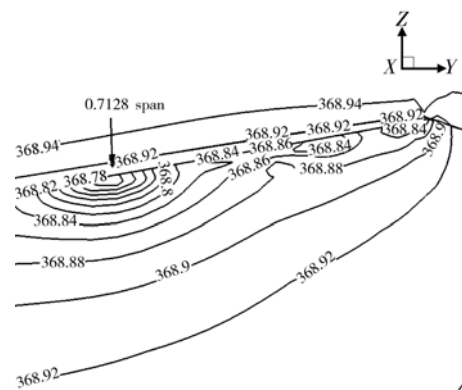


图 18 $t=0.20$ T 时 $\frac{1}{4}c$ 处的展向截面等压线

Fig. 18 Iso-pressure lines on the $0.25c$ span-wise plane at $t=0.20$ T

站位处横坐标约为 $0.08c$, 在 0.88 站位处横坐标约为 $0.25c$, c 为翼根弦长. 这说明在接近翼根的区域下翼面压力分布没有强烈的变化, 而接近翼尖处的压力分布的变化主要是由于非定常的扑动及扑翼的三维效应而引起的.

图 14~图 18 为扑翼向上扑动过程中距前缘 $1/4$ 弦长处展向截面等压线, 图中所给数值均为无量纲量, 无量纲方式在上面已给出. 在向上扑动时下翼面出现了低压区, 图中标出了较显著的低压区的位置. 可以看出, 在 $t=0T$ 时刻下翼面存在两个低压区, 且低压区的压力较低; 随着时间的增加, 靠近翼根的低压区向翼根处移动, 而靠近翼尖的低压区向翼尖移动, 且压力值开始回升; 在 $t=0.148T$ 时刻以后由于靠近翼尖的低压区过于接近翼尖, 故而该低压区分裂成两个不太显著的低压区. 在整个扑动过程中低压区集中在靠近翼尖的地方, 这也说明翼尖的非定常效应更加强烈.

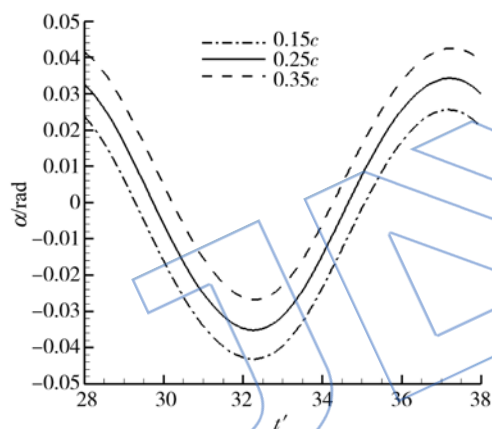


图 19 不同重心位置俯仰角比较

Fig. 19 Pitching angle comparisons for different gravity centers

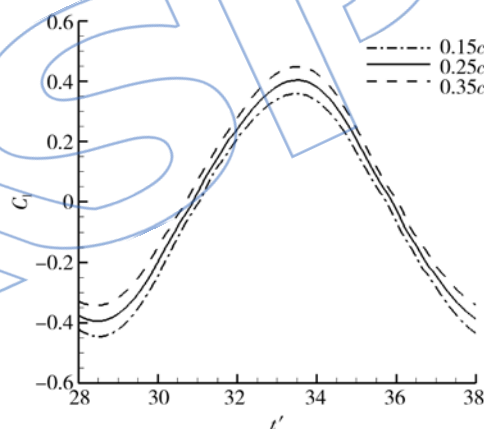


图 20 不同重心位置升力系数比较

Fig. 20 Lift coefficient comparisons for different gravity centers

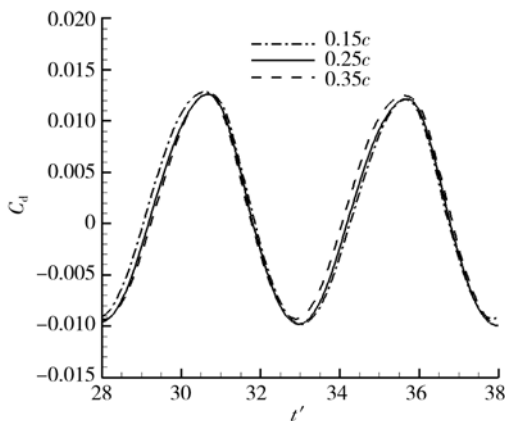


图 21 不同重心位置阻力系数比较

Fig. 21 Drag coefficient comparisons for different gravity centers

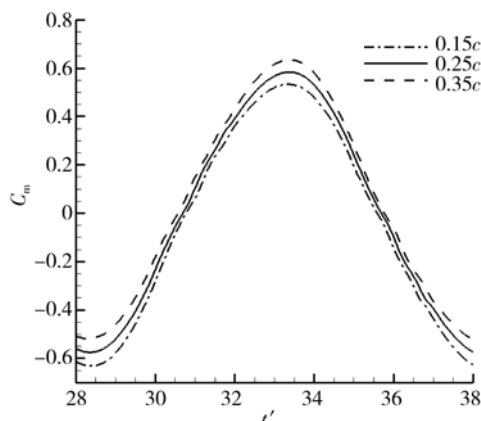


图 22 不同重心位置绕翼根力矩系数比较

Fig. 22 Moment about wing root comparisons for different gravity centers

4.3 不同重心位置对气动特性的影响

对于 $k_s=1.0$, 本文计算了不同重心位置对气动力系数的影响, 计算条件与 4.2 节中相同. 因为俯仰轴为距前缘 $1/4$ 弦长的轴线, 故对于重心在 $0.35c$ 的情形, 比 4.2 节中的情形增加了正的重力力矩, 对于重心在 $0.15c$ 的情形则比 4.2 节中的情形增加了负的重力力矩. 图 19 显示出三个不同重心位置俯仰角随时间的变化曲线. 对于重心在 $0.35c$ 和 $0.15c$ 的情形由于加入了重力力矩, 上扑和下扑的俯仰角变得不再对称. 相比之下三种情形的俯仰角曲线形状并没有什么变化, 只是进行了上下平移. 重心位置的变化导致了俯仰角的变化, 也就导致了升阻力系数的变化. 图 20, 21 和 22 分别示出了三种情况下升阻力系数和绕翼根力矩系数随时间的变化规律. 表 2 为在不同重心位置情形一个周期内平均升阻力系数.

表2 不同重心位置时一个周期的平均气动力系数

Table 2 Average lift and drag coefficients for different gravity centers

重心位置 X_{cg}	升力系数 C_l	阻力系数 C_d
0.15c	-0.04182	0.00128
0.25c	0	0.00104
0.35c	0.04101	0.00133

5 结 论

本文将扑翼刚轴简化为扭簧模型,建立了一种考虑主动扑动运动和被动俯仰运动的数学模型,俯仰角由非定常过程中的气动力、惯性力、重力和扭簧刚度确定.通过联立求解 N-S 方程组,利用数值模拟手段研究了扑翼形状、重心相对于俯仰轴位置和扭簧刚度系数等因素对扑翼气动特性的影响,得出以下结论:

1) 与矩形翼相比,椭圆翼能有效减小升力系数幅值和绕翼根力矩系数的幅值,但对推力没有正面贡献.

2) 相对纯粹扑动情形,本文所建立的扑翼运动模型能显著减小升力系数幅值和绕翼根力矩系数的幅值,可以减小平均阻力系数达 60% 左右.这是由于俯仰角对沉浮角的相位超前量而引起的.对于本文的扑翼模型,改变扭簧刚度系数就可以改变相位超前量.

3) 重心位于俯仰轴后能产生正的平均升力,反之则产生负的平均升力.相较于重心位于俯仰轴上的情形,重心不在俯仰轴上会增加平均阻力.

由以上结论可知,对于微型飞行器而言,选择椭圆形的扑翼平面形状能有效改善扑翼气动特性.本文所建立的扑动模型,一方面可以明显减小升力系数幅值,从而减小微型飞行器扑动过程中的上下颠簸;另一方面可以明显减小绕翼根力矩系数幅值,降低微型飞行器的能量消耗,降低对扑翼材料强度的要求;此外能显著降低平均阻力系数.只要对刚度系数的选择恰当,可以达到使平均阻力系数最小的目的.扑翼重心的位置对扑翼气动特性也有较大影响,重心最好位于俯仰轴后,这样可以增加平均升力系数.此结论对鸟类飞行机理的研究和微型飞行器的设计有着重要意义.

参考文献:

[1] 曾锐. 仿鸟微型扑翼飞行器的气动特性研究[D]. 南京:南

京航空航天大学,2004.

ZENG Rui. Aerodynamic characteristics of flapping-wing MAV simulating bird flight[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2004. (in Chinese)

[2] Azuma A. The biokinetics of flying and swimming[M]. The United States: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2006.

[3] Knoller R N. Die gesetze des luftwiderstandes[J]. Flug- und Motortechnik(Wien), 1909, 3(21): 1-7.

[4] Betz A. Ein beitrage zur erklärung dessegelfluge[J]. Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt, 1912, 3(1): 269-272.

[5] Von Kármán T, Burgers J M. General aerodynamic theory — perfect fluids[M]// Durand W F. Aerodynamic Theory: Volume II. Berlin: Julius Springer, 1934.

[6] Garrick I E. Propulsion of a flapping and oscillating airfoil[R]. The United States: NACA Report No. 567, 1936.

[7] Ashraf M A, Lai J C S, Young J. Numerical analysis of flapping wing aerodynamics[R]. Australia: 16th Australasian Fluid Mechanics Conference, 2007.

[8] Tuncer I S, Platzer M F. Computational study of flapping airfoil aerodynamics[J]. Journal of Aircraft, 2000, 37(3): 514-520.

[9] Young J, Lai J C S. Oscillation frequency and amplitude effects on the wake of a plunging airfoil[J]. AIAA Journal, 2004, 42(10): 2042-2052.

[10] 谢辉, 宋文萍, 宋笔锋. 微型扑翼绕流的 N-S 方程数值模拟[J]. 西北工业大学学报, 2008, 26(1): 104-109.

XIE Hui, SONG Wenping, SONG Bifeng. Numerical solution of Navier-Stokes equations for flow over a flapping wing[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2008, 26(1): 104-109. (in Chinese)

[11] Lin S Y, Hu J J. Numerical study of flapping wing[R]. AIAA 2003-3448, 2003.

[12] YANG Wenqing, SONG Bifeng, SONG Wenping. Numerical simulation of 3D flapping wing based on chimera method[R]. Alaska, American: The 26th International Congress of Aeronautic Sciences, 2008.

[13] 谢飞. 低马赫数非定常流动数值模拟及应用[D]. 西安: 西北工业大学, 2009.

XIE Fei. Numerical simulation and applications of unsteady flow in low Mach[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2009. (in Chinese)

[14] 杨文青. 基于重叠网格的扑翼飞行器绕流数值模拟研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2010.

YANG Wenqing. Numerical simulation of flowfield over flapping-wing micro air vehicle based on overset grids[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2010. (in Chinese)

[15] 宋书恒. 微型飞行器相关气动力特性的数值模拟[D]. 绵阳, 中国空气动力研究与发展中心, 2007.

SONG Shuheng. Numerical simulation of aerodynamic characteristics for micro air vehicles[D]. Mianyang: China

- Aerodynamics Research and Development Center, 2007. (in Chinese)
- [16] 宫兆新,鲁传敬,黄华雄. 浸入边界法及其应用[J]. 力学季刊, 2007, 28(3): 353-362.
- GONG Zhaoxin, LU Chuanjing, HUANG Huaxiong. Immersed boundary method and its application[J]. Chinese Quarterly of Mechanics, 2007, 28(3): 353-362. (in Chinese)
- [17] Bush B L, Baeder J D. Computational investigation of flapping-wing flight[R]. AIAA 2007-4209, 2007.
- [18] 肖天航, 昂海松, 周新春. 柔性扑翼非定常流场的数值计算方法[J]. 航空学报, 2009, 30(6): 990-999.
- XIAO Tianhang, ANG Haisong, ZHOU Xinchun. Numerical method for unsteady flows of flexible flapping-wings[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2009, 30(6): 990-999. (in Chinese)
- [19] Gopalakrishnan P, Tafti D K. A parallel boundary fitted dynamic mesh solver for applications to flapping flight[J]. Computers & Fluids, 2009, 38(8): 1592-1607.
- [20] 王利光. 微型扑翼飞行器动力系统设计与优化[D]. 西安: 西北工业大学, 2008.
- WANG Liguang. Design and optimization for the propulsion system of the flapping-wing micro air vehicle[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2008. (in Chinese)
- [21] Tobalske B W, Peacock W L, Dial K P. Kinematics of flap-bounding flight in the zebra finch over a wide range of speeds[J]. The Journal of Experimental Biology, 1999, 202(13): 1725-1739.
- [22] Thomas A L R, Taylor G K. Animal flight dynamics I: stability in gliding flight[J]. Journal of Theoretical Biology, 2001, 212(3): 399-424.
- [23] Van Den Berg C, Rayner J M V. The moment of inertia of bird wings and the inertial power requirement for flapping flight[J]. The Journal of Experimental Biology, 1995, 198(8): 1655-1664.