

文章编号: 1000-8055(2005)01-0022-07

微型扑翼飞行器的气动建模分析与试验

刘 岚¹, 方宗德¹, 侯 宇¹, 傅卫平², 吴立言¹

(1 西北工业大学 机电学院, 陕西 西安 710072;

2 西安理工大学 机械与精密仪器工程学院, 陕西 西安 710048)

摘要: 用计算流体力学的数值模拟方法研究了微扑翼飞行器的扑翼飞行的非定常空气动力学问题。在对昆虫扑翼飞行运动的仿生模拟基础上, 对实际可飞的微扑翼飞行器的扑翼运动建立了三维翼型的运动学与空气动力学模型。利用任意拉格朗日欧拉(ALE)有限元方法求解出N-S方程的数值解, 证明简单扑翼布局所提供的升力足以克服微扑翼飞行器本身的重力使其飞行。在此基础上, 分别计算并分析了拍动幅值、俯仰幅度以及扑翼频率等各种扑翼参数对升力的影响。最后, 探索性的扑翼风洞试验与飞行试验结果在一定程度上验证了文中计算方法的可行性。

关键词: 航空、航天推进系统; 微扑翼飞行器; 仿生; 计算流体力学; 风洞试验

中图分类号: V 211

文献标识码: A

Aerodynamic Modeling and Analysis of Flapping-Wing MAV

LIU Lan¹, FANG Zong-de¹, HOU Yu¹,

FU Weiping², WU Li-yan¹

(1 School of Mechatronic Engineering,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2 School of Mechanical and Instrumental Engineering,

Xi'an University of Technology, Xi'an 710048, China)

Abstract: The unsteady aerodynamics associated with flapping flight of flapping-wing Micro Air-Vehicles (MAVs) was studied using computational fluid dynamics. A three-dimensional flapping wing model was established for the MAV, which mimicked biological locomotion, such as insect flight. The Arbitrary Lagrangian Eulerian (ALE) finite element method with ANSYS/CFD was used to solve the Navier-Stokes equations numerically. The solution proves that the leading-edge vortices could generate enough lift to support a typical flapping MAV. Based on the bionics aerodynamic model, the variations of different parameters such as flapping amplitude, pitching amplitude and flapping frequency of the MAV were studied. Finally, exploratory flapping wing wind-tunnel test and flight test prove, in certain degree, the feasibility of the method presented. The modeling method, as well as the conclusions is suitable for the design and analysis of flapping-wing MAVs.

Key words: aerospace propulsion system; flapping-wing micro air vehicles; biomimetic; computational fluid dynamics; wind-tunnel trial

收稿日期: 2004-01-16; **修订日期:** 2004-05-26

基金项目: 国防基础科研资助项目(K1800060109); 西北工业大学博士创新基金资助项目(M016103)

作者简介: 刘岚(1974-), 男(土家族), 湖南人, 西北工业大学博士生, 主要从事微型扑翼飞行器基础技术研究

近年来, 微型飞行器(Micro air vehicle, 缩写 MAV)的研究越来越引起人们的重视。由于其体积小、重量轻、机动性强、隐身性好、成本低、便于组成分布式作战系统等特点, 在军事和民用领域有十分重要而广泛的应用前景, 能完成许多其它飞行器所无法执行的任务。MAV 若用常规气动布局, 会有低雷诺数下不能产生足够的升力以平衡重量, 无法提供控制所需要的力等问题。而与 MAV 雷诺数相当的鸟或昆虫却是飞行的佼佼者, 因此, 模仿鸟或昆虫飞行方式的微扑翼飞行器(Flapping-wing MAV)将是 MAV 进一步发展的必然选择。与固定翼和旋翼飞行器相比, 微小扑翼飞行器的主要特点是将举升、悬停和推进功能集于一个扑翼系统, 具有较强的机动灵活性; 可以用很小的能量进行长距离飞行, 更适于在长时间无能源补充及远距离条件下执行任务; 可以在很低雷诺数条件下飞行, 比固定翼和旋翼 MAV 更适于微型化。根据仿生学和空气动力学研究结果可以预见的是, 在翼展小于 15 cm 时, 扑翼飞行比固定翼和旋翼飞行更具优势^[1]。

扑翼飞行的机理完全不同于传统的固定翼和旋翼飞行, 相比较起来要复杂得多, 人们对这一领域的认识目前还很不完善。现在国内外对扑翼飞行的研究多是从生物流体力学或仿生学的角度对鸟和昆虫的飞行机理进行研究, 这方面已有了许多工作。

1973 年 Weis-Fogh^[2]在对黄蜂的飞翔运动研究的基础之上, 提出了一种产生升力的振翅拍击和挥摆急动(clap and fling)机构, 并论述了这种机构产生瞬时升力的机理。Ellington^[3]采用活的吊飞昆虫进行流场显示实验, 其结果表明: 昆虫向下拍翅过程中, 在翅的前缘将产生一个涡, 被称为前缘涡(the leading eadge vortex)。由于这个涡的存在, 导致翅面的上方产生一个低压区, 因而昆虫获得升力。Dickinson^[4]对果蝇的自动拍击模型的流场显示和气动力的测量研究也表明了这一点。由于近几年来计算流体力学的飞速发展, 数值模拟逐渐成为流体力学研究的另一重要手段。孙茂^[5~7]等人用 Navier-Stokes 方程数值解和涡动力学理论, 研究了模型昆虫翼作非定常运动时气动力特性, 解释了昆虫飞行产生高升力的三个机制(不失速机制, 拍动初期的快速加速运动, 拍动后期的快速上仰运动)。昂海松^[8]等人通过非定常涡格法的计算, 分析了仿鸟复合振动的扑翼气动特性。

虽然目前在对昆虫和鸟的飞行机理研究方面取得了一些进展, 但是由于 MAV 的尺寸很小, 在实际制作扑翼 MAV 时要完全实现昆虫或鸟的扑翼动作是非常困难的一件事, 因此本文作者在设计 MAV 的扑翼机构时, 在模拟昆虫飞行的基础上简化了扑翼动作。为了使简化的扑翼模型也能有效地产生足够的升力和推力, 就有必要对此进行数值分析与试验研究。本文在对昆虫飞行的仿生模拟基础上, 拟对实际的扑翼 MAV 进行三维气动建模, 计算其在低雷诺数下扑翼运动的非定常空气动力学问题, 并以此来指导扑翼 MAV 的研制。本文作者通过理论分析与大量低雷诺数风洞实验, 总结了一套简单的微小扑翼飞行器气动布局设计方案, 并且据此设计制作出了几种能够自由飞行的扑翼 MAV。

1 扑翼模型的数学描述

图 1 所示的是西北工业大学目前正在研制的仿生微型扑翼飞行器, 该扑翼 MAV 的翅膀模仿小鸟与昆虫的扑翼动作并进行了简化, 有两个自由度——拍打与俯仰, 如图 2 所示。

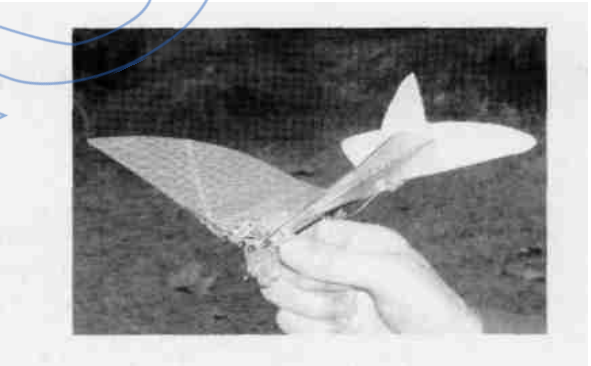


图 1 西北工业大学研制的扑翼 MAV
Fig. 1 Battery powered flapping wing MAV

图 2 中, 机身沿 z 轴方向, 翅膀的后缘固定在机身上, 两个翅膀所在平面的交线(翅膀中线)与机身的倾角为 β 。翅膀的前缘在扑翼机构的作用下以机身作为轴上下拍动, α 表示翅膀前缘在 XOY 平面上的拍动(转动)角。由于翅膀后缘固定在机身上, 此时 β 角也会因为翅膀前缘的运动而在 YOZ 平面内变化, 这使得翅膀产生轻微的俯仰运动。

翅膀拍动角 α 与俯仰角 β 可由如下方程组给出:

$$\alpha(t) = \alpha_0 + \frac{A_0}{2} (\cos \omega t) \tag{1}$$

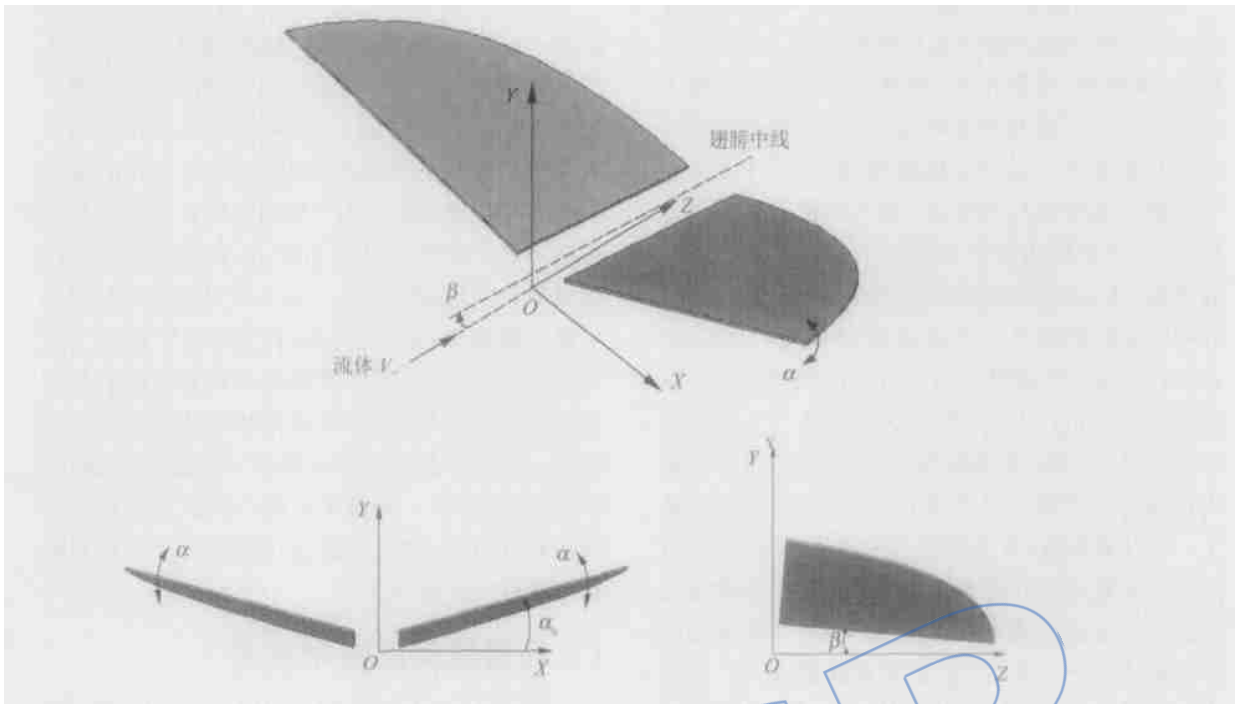


图 2 扑翼运动模型图

Fig 2 Sketches of the reference frames and wing motion

$$\beta(t) = \beta_0 + \frac{B_0}{2} (\cos \omega t) \quad (2)$$

式中: ω 为扑翼频率, A_0 为拍动角幅值, α_0 为拍动初始角, B_0 为俯仰角幅值, β_0 为翅膀与机身的初始倾角。

2 N-S 方程及计算方法

在惯性系 $XOYZ$ 中 N-S 方程的无量纲形式如下:

$$\frac{\partial u}{\partial X} + \frac{\partial v}{\partial Y} + \frac{\partial w}{\partial Z} = 0 \quad (3)$$

$$\frac{\partial u}{\partial \tau} + u \frac{\partial u}{\partial X} + v \frac{\partial u}{\partial Y} + w \frac{\partial u}{\partial Z} = - \frac{\partial P}{\partial X} + \frac{1}{Re} \left(\frac{\partial^2 u}{\partial X^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial Y^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial Z^2} \right) \quad (4)$$

$$\frac{\partial v}{\partial \tau} + u \frac{\partial v}{\partial X} + v \frac{\partial v}{\partial Y} + w \frac{\partial v}{\partial Z} = - \frac{\partial P}{\partial Y} + \frac{1}{Re} \left(\frac{\partial^2 v}{\partial X^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial Y^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial Z^2} \right) \quad (5)$$

$$\frac{\partial w}{\partial \tau} + u \frac{\partial w}{\partial X} + v \frac{\partial w}{\partial Y} + w \frac{\partial w}{\partial Z} = - \frac{\partial P}{\partial Z} + \frac{1}{Re} \left(\frac{\partial^2 w}{\partial X^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial Y^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial Z^2} \right) \quad (6)$$

式中, u, v 和 w 是无量纲速度的 3 个分量, 是无量纲的压力。在无量纲化中, 参考速度、长度和时间分别取为 U, c , 和 c/U 。 U 是翅膀相对空气的在一次拍动周期中的速度平均值, c 是弦长。 Re 是雷诺数, 定义:

$$R = cU/\nu \quad (7)$$

式中: ν 是流体运动粘性系数。

初始时, 假定飞行器静止, 在 $t=0$ 时刻开始起飞, 因此流场满足初条件:

$$V=0 = V_\infty = u_\infty i + v_\infty j + w_\infty k \quad (8)$$

式中: V 为无穷远处来流速度, 如果扑翼 MAV 原地悬停或处于吊飞状态, 则此速度为零; 如果扑翼 MAV 处于前飞的状态, 此速度与飞行器的飞行速度相反。 i, j 和 k 是坐标系 $OXYZ$ 的单位向量。

在翅膀的表面上, 满足无滑移壁面条件:

$$V_C = j_{wing} \quad (9)$$

式中: C 为翅面的边界曲面, V_{wing} 为翅面上边界点的瞬时速度。

在无穷远处, 流场满足:

$$V(x,y,z) \rightarrow \infty = V_{\infty} \tag{10}$$

方程(3)~ (10)即是在惯性系 $OXYZ$ 中此问题所满足的流体运动方程组。原则上, 只要求解该方程组, 即可解决此问题。由于内边界(即翅面的边界)是随着翅的拍动而不断变化的, 直接求解方程组进行数值模拟将十分困难。对于这种大范围移动边界(或者接触面)问题, 本文采用 ANSYS/CFD 中的任意拉格朗日 - 欧拉 (Arbitrary Lagrangian Eulerian 缩写 ALE) 有限元法来求解, ALE 兼顾了欧拉法和拉格朗日法的优点, 单元网格点独立于流体的运动, 即可象拉格朗日网格一样追踪运动的边界面, 又可如欧拉网格一样处理复杂流体运动。

求解 N-S 方程后, 得到流场中每个时间步上各网格点的速度和压力。翅膀的气动力是由翅表面的粘性剪切力和压力组成, 积分每一时间步翅表面的压力和粘性力, 即可得到该时间步的气动力。气动力沿 Y 轴和 Z 轴的分量就是飞行器所获得的升力 L 和阻力 D 。升力系数 C_L 和阻力系数 C_D 由下式确定:

$$C_L = \frac{L}{0.5\rho_{air}U^2S} \tag{11}$$

$$C_D = \frac{D}{0.5\rho_{air}U^2S} \tag{12}$$

式中: ρ_{air} 为空气密度, S 为特征面积。

3 计算结果与分析

3.1 计算方法验证

为验证本文方法与程序, 用本文方法计算出 NACA 0012 矩形直机翼随攻角变化时所产生的升力系数与阻力系数变化曲线, 并与国外的试验结果作对比。空气密度与粘性系数分别为 $\rho_{air}=1.225 \times 10^{-3} \text{ g/cm}^3$, $\nu=1.0 \text{ m}^2/\text{s}$, 攻角从 0 到 90 变化。计算结果如图 3(a) 所示。

图 3(b) 引自参考文献[4]中 Dickinson 论文的试验结果。

图 3 中横坐标表示攻角, 单位为 ($^\circ$), 纵坐标为升力系数和阻力系数。比较试验和计算的结果可以发现: 数值计算的升力和阻力系数的变化趋势与试验所得到的结果基本吻合, 但稍小于实验的结果。这可能是由于试验和数值计算所采用的模型的几何外形不是十分一致。

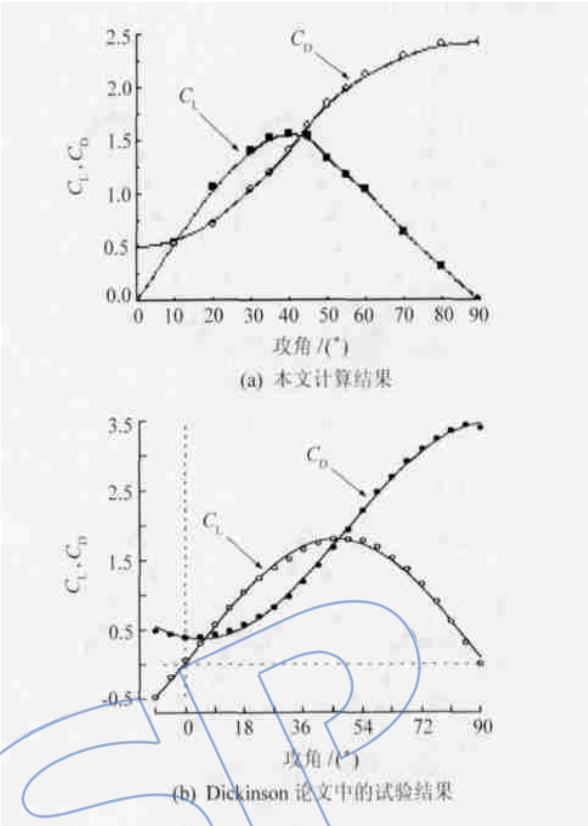


图 3 翅上的升力和阻力系数随攻角的变化

Fig. 3 Wing lift and wing drag per unit span versus time of insect hovering flight

3.2 对实际扑翼 MAV 前进飞行的计算

3.2.1 升、阻力的计算

计算中取的参数基于实际制作的扑翼 MAV 数据, 翅膀翼展 200 mm, 翅膀根部弦长 70 mm, 单个翅膀为 1/4 椭圆形, 面积 10 cm², 扑翼频率 $f=10 \text{ Hz}$, 拍打幅值 $A_0=\pi/3$, 初始拍打角 $\alpha_0=\pi/12$, 翅膀与机身的初始倾角 $\beta_0=\pi/18$ 。空气密度与粘性系数分别为 $\rho_{air}=1.225 \times 10^{-3} \text{ g/cm}^3$, $\nu=1.0 \text{ cm}^2/\text{s}$ 。前飞时的速度 $V_{\infty}=5 \text{ m/s}$ 。此时 $Re=2500$ 。

数值求解趋于稳定后的升力与阻力随时间的变化曲线如图 4 所示。

图 4 中横坐标表示为无量纲时间 t/T (周期数), 纵坐标为单位翼展上的升力和阻力, 单位为 N。在一个周期内, 单位翼展上的升力的瞬时峰值 $L_{max}=1.07 \text{ N}$, 其平均升力 $\bar{L}=0.38 \text{ N}$ 。按照该扑翼 MAV 重 15 g 计算, 扑翼所提供的升力瞬时峰值为 109.2 g, 是 MAV 模型的 7.2 倍, 平均升力为 38.7 g, 是 MAV 模型的 2.5 倍。很明显, 扑翼运动所提供的升力足以克服该微扑翼飞行器本身

的重力使其飞行。

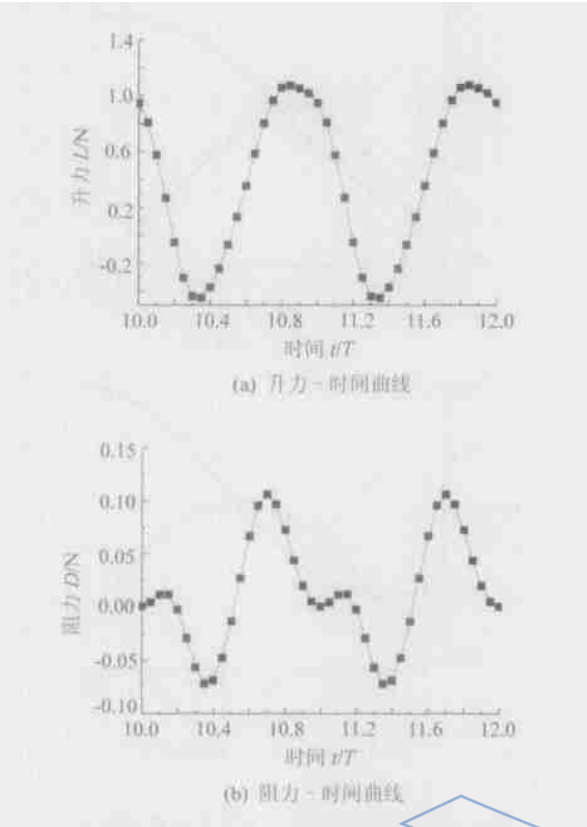


图 4 MAV 升力和阻力随时间变化曲线

Fig 4 W ing lift and w ing drag per unit span versus time of MAV flapping flight

3 2 2 各参数对扑翼飞行的影响

在实际研制扑翼MAV 过程中,发现某些扑翼参数的改变会对扑翼飞行的性能产生很大的影响.本文试通过改变扑翼运动的两个主要参数(拍打幅值与拍打频率)来计算不同的算例,以便对此做出简单的比较分析。

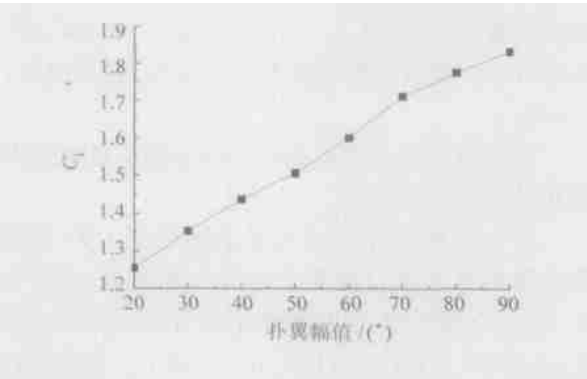


图 5 MAV 扑翼幅值不同时平均升力系数比较

Fig 5 W ing lift coefficient versus different flapping amplitude

图 5、图 6 分别为计算模型在其他参数均不

变的情况下,通过改变扑翼角度的幅值(20~ 90 °变化),计算出来的平均升力系数和阻力系数变化曲线.图 7、图 8 分别为上述计算模型在其他参数均不变的情况下,通过改变扑翼频率的大小(2~ 15 Hz),计算出来的平均升力系数和阻力系数变化曲线。

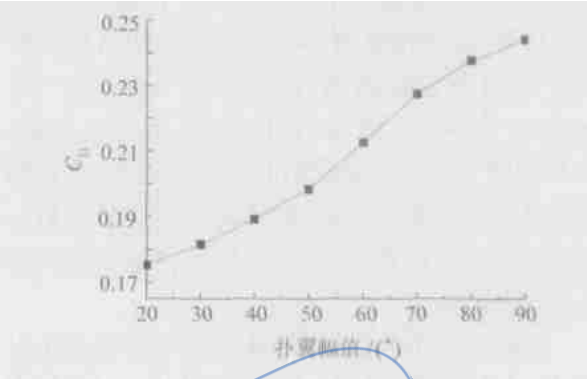


图 6 MAV 扑翼幅值不同时平均阻力系数比较
Fig 6 W ing drag coefficient versus different flapping amplitude

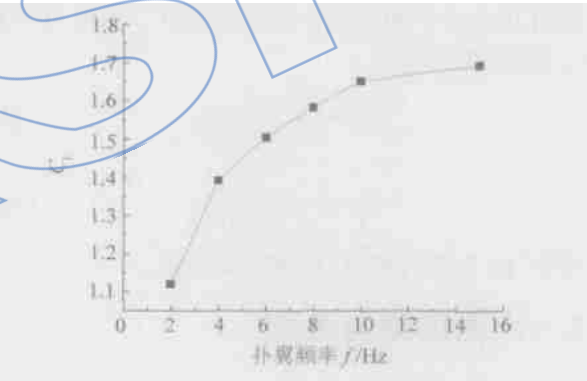


图 7 MAV 扑翼频率不同时平均升力系数比较
Fig 7 W ing lift coefficient versus different flapping frequency

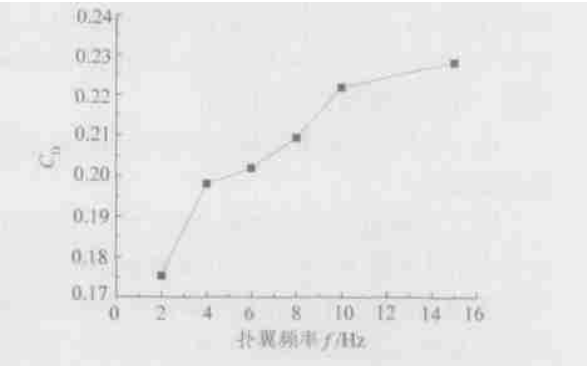


图 8 MAV 扑翼频率不同时平均阻力系数比较
Fig 8 W ing drag coefficient versus different flapping frequency

由图 5~ 图 8 可以看出, 扑翼频率与扑翼幅值的大小对扑翼的升力影响很大。扑翼幅值越大, 升力越大, 扑翼频率越高, 升力越大, 而且变化明显。在比较小时, 升力的变化比较敏感。当扑翼频率增大到一定值时, 无量纲化的平均升力趋于近似恒定的值。

4 风洞试验与扑翼样机试飞

4.1 扑翼飞行器探索性风洞试验

为了进一步验证本文的计算方法, 同时为了给微型扑翼飞行器的研制提供总体、气动设计参考, 我们在低湍流度低雷诺数风洞中对微扑翼飞行器样机进行了风洞试验。由于微型扑翼机试验技术复杂, 要求风洞流场品质高, 特别要求低湍流度、低雷诺数, 以及高精度的测试设备和非常规的测试方法, 因此风洞试验有一定局限性, 只可提供部分参考。

风洞试验段口径 $0.4\text{ m} \times 1.0\text{ m}$, 最低稳定风速 5 m/s , 雷诺数 $Re = 2\,000$, 湍流度 0.02% 。扑翼样机模型重量 20 g , 机翼面积 114 cm^2 , $1/4$ 椭圆平板机翼, 翼展 220 mm , 根部翼弦 70 mm 。图 9 所示为风速为零时, 试验测出的扑翼周期的阻力、升力、侧力曲线。从图 5 可以看出瞬时升力达 150 g , 是试验样机模型重量的 7.5 倍。由于此时没有前飞速度, 所以测出的升力基本上上下对称变化。

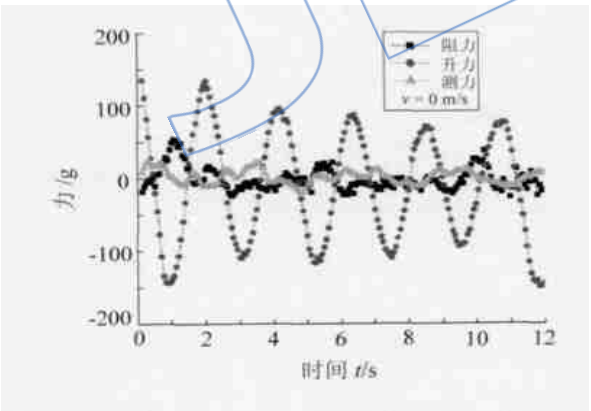


图 9 风洞试验中内力随时间的变化

Fig 9 Wing lift and wing drag versus time during one cycle in wind tunnel trial

风洞试验所获得的初步试验数据表明扑翼在一个周期内的升力瞬时值可达到模型重量的 $7\sim 10$ 倍, 平均升力是模型重量的 $2\sim 3$ 倍。可以看出文中的计算结果与风洞试验数据非常接近。这在一定程度上验证了本文计算方法的可行性。



图 10 飞行中的微型扑翼飞行器

Fig 10 The flying flapping MAV

4.2 扑翼飞行器飞行试验

通过理论分析与低速低湍流风洞实验, 作者探索了微小扑翼飞行器的飞行机理, 总结了一套微小扑翼飞行器气动布局设计方案, 并在此基础上设计制作出了可以飞行的微型扑翼飞行器。该扑翼 MAV 采用聚合物锂电池和微型电动机驱动, 碳纤维机架, 全机重量约 15 g , 翼展 200 mm , 扑翼频率 $15\sim 20\text{ Hz}$, 受电池容量限制, 可自由飞行 $10\sim 21\text{ s}$ 。图 10 为该样机自由飞行时的照片。

5 结 论

本文在对昆虫飞行的仿生模拟基础上, 对实际可飞的扑翼 MAV 进行三维气动建模, 采用 ALE 有限元方法计算低雷诺数下扑翼运动的非定常空气动力学问题, 分析了改变扑翼的参数对 MAV 飞行性能的影响。数值分析与试验的结果都表明扑翼 MAV 没有必要完全模拟昆虫复杂的扑翼动作与机制, 简化的扑翼模型同样可以使得 MAV 扑翼飞行。本文的结论与作者实际的扑翼 MAV 研制经验很吻合, 同时对扑翼 MAV 的进一步研制提供了一定的参考依据。

本文为了简化计算, 计算中均假设翅膀是刚性的, 实际上无论是仿生昆虫的翅膀还是自己制作的扑翼 MAV 机翼, 在拍动中变形都比较显著, 因此有必要研究翅膀与流体的耦合作用对扑翼气动力的影响。本文作者将继续给出耦合作用的研究结果。

参考文献

[1] McMichael J M, Francis M S Micro Air Vehicles-Toward a New Dimension in Flight[R]. US DARPA/TTO Report, 1997.

- [2] Weis-Fogh T. Quick Estimates of Flight Fitness in Hovering Animals, Including Novel Mechanism for Lift Production[J]. *Journal of Experimental Biology*, 1973, 59: 169~230
- [3] Ellington C P, Van den Berg C. Leading-Edge Vortices in Insect Flight[J]. *Nature*, 1996, 384: 626~630
- [4] Dickson M H. Wing Rotation and the Aerodynamic Basis of Insect Flight[J]. *Science*, 1999, 284: 1954~1960
- [5] Sun M, Tang J. Unsteady Aerodynamic Force Generation by a Model Fruit Fly Wing in Flapping Motion[J]. *Journal of Experimental Biology*, 2002, 205: 55~70
- [6] 兰世隆, 孙茂. 模型昆虫翼作非定常运动时的气动力特性[J]. *力学学报*, 2001, 33(2): 173~182
- LAN Shi-long, SUN Mao. Aerodynamic Properties of a Wing Performing Unsteady Rotational Motions[J]. *Acta Mechanica Sinica*, 2001, 33(2): 173~182
- [7] 孙茂. 昆虫飞行的高升力机理[J]. *力学进展*, 2002, 32(3): 425~434
- SUN Mao. Unsteady Lift Mechanisms in Insect Flight[J]. *Advances in Mechanics*, 2002, 32(3): 425~434
- [8] 曾锐, 昂海松. 仿鸟复合振动的扑翼气动分析[J]. *南京航空航天大学学报*, 2003, 35(1): 6~12
- ZENG Rui, ANG Hai-song. Aerodynamic Computation of Flapping-Wing Simulating Bird Wings[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2003, 35(1): 6~12