

文章编号: 1000-8055(2008)10-1892-04

扑翼飞行器柔性翼的动力分析与实验

徐一村, 毕树生, 宗光华

(北京航空航天大学 机器人研究所, 北京 100191)

摘 要: 针对小型扑翼飞行器柔性翼的特点, 提出了一种利用欧拉方程结合有限元分析计算柔性扑翼上气动力的分析方法, 并进行了样机推力测量实验. 实验证明计算结果能很好地反映出扑动周期中不同时刻的推力特征. 该方法既可以得到宏观上的推力、扑动阻力, 又可以得到不同扑动参数下翼上各处的气动力分布, 为柔性扑翼的设计优化提供帮助.

关 键 词: 扑翼; 柔性; 欧拉方程; 推力

中图分类号: V211.3

文献标识码: A

Thrust analysis and experimental study of the flexible wings of a flapping wings aircraft

XU Yi-cun, BI Shu-sheng, ZONG Guang-hua

(Robotics Institute, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: A method of calculating the aerodynamic force on the flexible wing of mini flapping-wings was presented based on the Euler equation and finite element analysis. And the experiment was conducted to measure the thrust of a prototype. The results prove that the calculation can reflect the character of thrust during a flapping period. This method can gain not only the thrust and the flapping drag on the whole wing, and also the force map on different flapping characters. This is useful for the optimization design of the flexible flapping-wings.

Key words: flapping-wings; flexibility; Euler equation; thrust

柔性机翼的扑动是典型的流固耦合问题: 机翼在机构的驱动下在空气中扑动, 产生推力和升力, 同时又在气动力和惯性力共同作用下产生弯曲和扭转的变形, 进而影响其气动特性. 在已有的研究中, 柔性扑翼上的气动力通常用试验方法^[1-6]或通过网格计算^[7-9]获得. 试验方法能够宏观反应整个翼上的气动力和翼的形状及扑动方式间的关系, 但是不能得到翼上某个确定位置处的气动力大小, 这对于设计柔性扑翼而言是不够的. 而使用网格计算方法时由于不能预测柔性翼的实际变形情况, 难以得到准确的结果.

DeLaurier^[10]将根部扑动的翼面分为若干截

面, 认为每个截面上的气动力等效于无限展长做同样振动的翼截面上的气动力, 这就将根部扑动的三维问题简化为二维问题. 同时, 小型鸟类和扑翼飞行器的雷诺数较大, 在研究时可以忽略流体粘性影响, 做为无粘流动进行分析^[11-12]. 本文针对前述问题, 在此基础上提出了一种采用二维欧拉方程估算气动力, 并结合有限元方法计算变形, 进行迭代计算得到到柔性翼扑动推力的方法.

1 模 型

柔性翼的气动变形主要包括弯曲和扭转. 翼弯曲变形是由于翼梁的弯曲所致, 而翼的扭转变

收稿日期: 2007-09-24; 修订日期: 2007-12-11

基金项目: 国家“863”计划(20060104z2024)

作者简介: 徐一村(1979-), 男, 河南平顶山人, 博士生, 主要研究方向为柔性仿生扑翼推进机构.

形是翼梁的扭转和翼肋的弯曲共同作用的结果. 对于产生推力而言, 显然翼的扭转变形更为重要. 因此, 本文假设翼梁是刚性的, 在扑动中既不发生弯曲也不产生扭转, 机翼的扭转完全由翼肋的弯曲产生.

飞行器的飞行迎角为 α . 对于柔性扑翼, 其机翼的变形引起机翼某处的转角记为 α' , 则机翼某处的实际迎角

$$\alpha = \alpha_0 + \alpha' \quad (1)$$

其中 α 需要根据载荷计算出机翼变形确定.

以左翼为例, 以翼梁翼根处为原点, 展向为 x 方向, 竖直上方为 z 方向建立笛卡尔坐标系 (图 1). 此时 y 轴方向指向机尾.

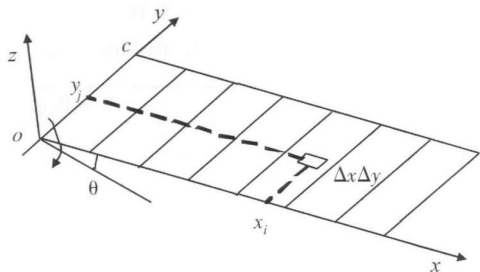


图 1 机翼坐标系

Fig. 1 Coordinate system of the wing

机翼扑动角度为 θ , 则机翼的扑动方程为

$$\theta = F_{\text{flap}}(t) \quad (2)$$

例如, 按正弦规律扑动方程为

$$\theta = \theta_0 + \theta_A \sin(2\pi f t) \quad (3)$$

其中为 θ_0 平均上反角, 即机翼扑动的中立位置; θ_A 为扑翼振幅, 等于扑动角度的一半; f 为扑动频率.

当不考虑机翼变形引起的附加速度时, 位于翼上 (x_i, y_i) 处的诱导速度和加速度分别为

$$W = \theta_A 2\pi f \cos(2\pi f t) x_i \quad (4)$$

$$\text{Acc} = -\theta_A 4\pi^2 f^2 \sin(2\pi f t) x_i \quad (5)$$

2 计算

欧拉方程的矢量形式

$$\frac{D\mathbf{V}}{Dt} = -\nabla p + \mathbf{B} \quad (6)$$

忽略体力, 则公式 (6) 变为

$$\frac{D\mathbf{V}}{Dt} = -\nabla p \quad (7)$$

以翼迎风面上处的控制体为例, 如图 2 所示, 此处面元面积为, 实际迎角为. 设来流速度为 U , 则在时间内, 进入此控制体的流体体积见公式 (8)

$$\Delta v = \Delta x \Delta y \cos \alpha (W - U \tan \alpha) \Delta t \quad (8)$$

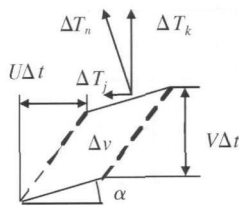


图 2 控制体体积

Fig. 2 Control volume

经过时间 Δt , 这部分流体方向变为沿翼面方向 (图 3).

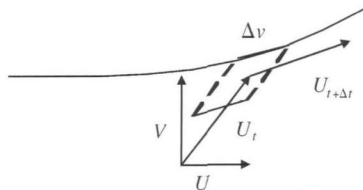


图 3 速度改变量

Fig. 3 Variation of velocity

其速度改变量为

$$\Delta V = \sqrt{W^2 + U^2} \sin \left[\arctan \left(\frac{W}{U} \right) - \alpha \right] \quad (9)$$

则 $\Delta x \Delta y$ 上的气动力大小为

$$\Delta T_n = \frac{\rho \Delta v \Delta V}{\Delta t} \quad (10)$$

其方向垂直于面元. 竖直方向的分量为扑动阻力, 水平方向的分量为推力, 分别为

$$\Delta T_k = \Delta T_n \cos \alpha \quad (11)$$

和

$$\Delta T_j = \Delta T_n \sin \alpha \quad (12)$$

整个翼上的瞬时推力

$$T_{tr} = \iint T_j dx dy \quad (13)$$

一个周期 T 内的平均推力

$$\overline{T_{tr}} = \frac{1}{T} \int_0^T T_{tr} dt \quad (14)$$

以上假定已经知道了柔性翼的变形, 根据翼面上各处转角计算出气动力. 而实际上翼的变形要根据气动力和惯性力计算得到. 实际计算中, 利用 Matlab6.5 编写主程序计算气动力, 并调用有限元分析软件 Ansys9.0 计算柔性翼形变, 通过数据文件传递每步的计算结果, 迭代计算得到最终结果. 计算流程如图 4.

3 实验

为了对该方法的有效性进行验证, 本文建立了扑翼飞行器样机并测量了推力, 并与相应的计

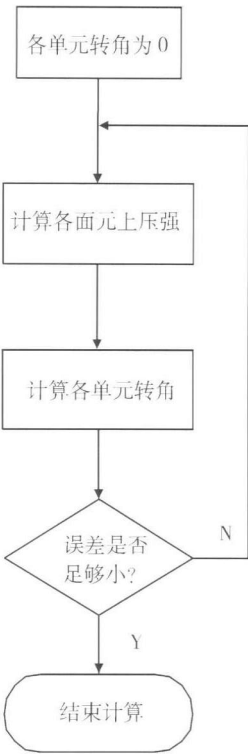


图 4 迭代流程
Fig. 4 Flow chart

算结果进行比较.实验装置如图 5 所示.平行四杆支架在固定扑翼飞行器样机的同时可以将沿机头方向的运动和力传递到力传感器上.与直线导轨相比,平行四杆支架运动灵活,测量误差小.

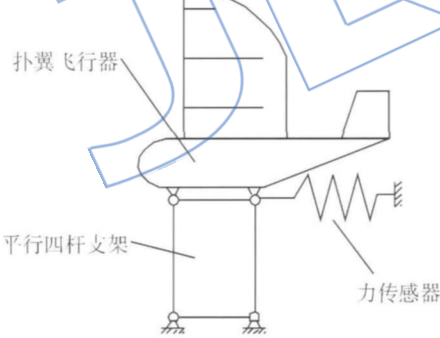


图 5 实验系统示意图
Fig. 5 Sketch of the experiment system

实验中使用的力传感器型号为 TEDEA-HUNTLEIGH 1004 全桥应变传感器.其输出的电信号经过放大电路放大,通过 NI Daqqad6016 数据采集器记录到计算机中上,经过数字滤波消除信号采集、放大过程中产生的干扰,得到推力值.

样机的柔性机翼为前缘梁平板翼型,采用碳纤维骨架贴聚酯薄膜结构(图 6).翼梁使用 $4 \times 1 \text{ mm}$ 碳纤维管,翼肋使用 1 mm 碳纤维棒.翼梁相对于翼肋有

较大的刚度,符合前述假设.机翼参数如表 1.

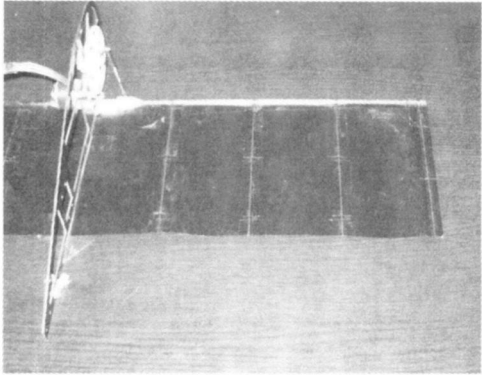


图 6 柔性翼结构图
Fig. 6 Structure of the flexible wing

表 1 样机柔性翼参数 Table 1 Parameters of the flexible wings	
参数	参数值
半翼展 $(b/2)/\text{mm}$	320
翼形状	矩形
弦长 c/mm	150
翼肋截面形状	圆形
翼肋截面半径 r/mm	0.5
翼肋弹性模量 E/GPa	45
翼肋泊松比 μ	0.3

其扑翼机构采用外转子无刷电机驱动的空间曲柄摇杆机构,根据机构构型计算,一个周期内的扑动角度、角速度和角加速度曲线如图 7 所示.

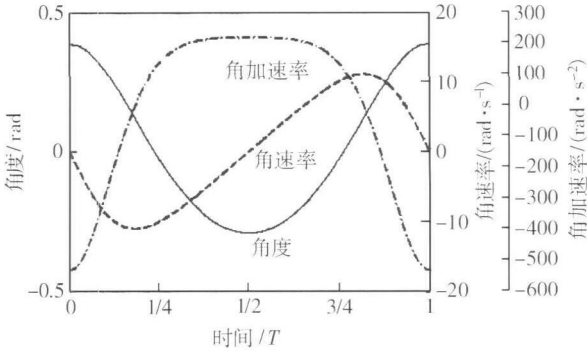


图 7 扑动曲线
Fig. 7 Flapping curves

采用与样机相同的参数进行计算,并与实验结果进行比较.在 $f = 5.4 \text{ Hz}$ 时,一个周期内的推力值如图 8 所示.

对比实验曲线和计算结果,可以看出:

- 1) 在一个扑动周期中有两个推力峰值,其位置略超前于扑动速度峰值的位置.这是由于扑动到极限位置翻转时翼在惯性力作用下提前形成了

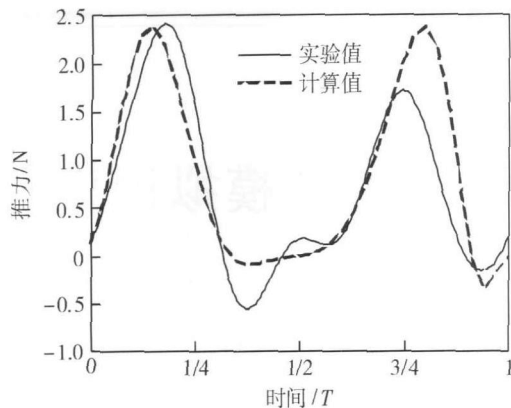


图 8 $f = 5.4 \text{ Hz}$ 时,一个扑动周期内的推力值

Fig. 8 Thrust at the frequency of 5.4 Hz

一个攻角,和气动力的作用相叠加形成了更大的攻角,从而产生了更大的瞬时推力。

2) 在扑动的上、下极限位置出现了瞬时的负推力。这时由于当扑动到接近极限位置时,诱导速度降低,而此时在惯性力的作用下,翼后缘的位置超过了前缘,形成了“负攻角”,因此产生了瞬时的负推力。计算结果很清晰的反映出了柔性扑翼的这个特点。

3) 在实验结果中,两个推力峰值有较大的差异,而计算结果中上扇和下扇过程推力完全相同。这是由于实验样机的动力学特性导致下扇过程中速度大于上扇过程,而计算中没有考虑样机动力学特性,因此两个速度峰值相等,产生推力也相等。

4 结 论

建立了柔性扑翼的模型,利用欧拉方程计算柔性扑翼上的气动力,采用有限元方法计算柔性翼的变形,通过迭代计算得到扑翼推力。建立实验样机,测量了不同扑动频率下的推力值,并与计算结果进行比较,表明:

1) 计算结果能很好地反映出一个扑动周期中不同时刻的推力特征。

2) 结合惯性力作用,柔性翼在扑动极限位置会产生瞬时“负推力”,解释了实验结果中瞬时负推力的产生原因。

采用这种方法,既可以得到宏观上的推力、扑

动阻力,为计算扑动功率、效率等提供依据;又可以得到不同扑动参数下翼上各处的气动力分布,为柔性翼的设计优化提供帮助。

参考文献:

- [1] Ellington C P. The aerodynamics of hovering insect flight. II. Morphological parameters [J]. Phil. Trans. R. Soc. Lond. B, 1984, 305: 17-40.
- [2] Rayner J M V. A new approach to animal flight mechanics [J]. Exp. Biol., 1979, 80: 17-54.
- [3] Blake R W. Hovering performance of a negatively buoyant fish [J]. Can. J. Zool., 1983, 61: 2629-2630.
- [4] Ellington C P. The aerodynamics of hovering insect flight. I. The quasi-steady analysis [J]. Phil. Trans. R. Soc. Lond. B, 1984, 305: 1-15.
- [5] Weis-Fogh T. Flapping flight and power in birds and insects, conventional and novel mechanisms [J]. Swimming and Flying in Nature, 1975, 12: 729-762.
- [6] 邵立民, 宋笔锋, 熊超, 等. 微型扑翼飞行器风洞试验初步研究[J]. 航空学报, 2007, 28(2): 275-280.
SHAO Limin, SONG Bifeng, XIONG Chao, et al. Experimental investigation of flapping-wing MAV in wind tunnel [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2007, 28(2): 275-280. (in Chinese)
- [7] Liu H, Ellington C P, Kawachi K, et al. A computational fluid dynamic study of hawkmoth hovering [J]. Exp. Biol., 1998, 201: 461-477.
- [8] 孙茂, 熊燕. 微型飞行器的仿生力学——蜜蜂悬停飞行的动稳定性研究[J]. 航空学报, 2005, 26(4): 385-391.
SUN Mao, XIONG Yan. Biomimetic mechanics of micro-air vehicles—Dynamic flight stability of a hovering honeybee [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2005, 26(4): 385-391. (in Chinese)
- [9] 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 Haisong. Aerodynamic computation of one flapping - Wing simulating bird wings [J]. Acta of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2003, 35(1): 6-12. (in Chinese)
- [10] DeLaurier J D. An aerodynamic model for flapping-wing flight [J]. Aeronaut., 1993, 97: 125-130.
- [11] Wu J H, Sun M. Unsteady aerodynamic forces of a flapping wing [J]. Exp. Biol., 2004, 207: 1413-1427.
- [12] Combes S A, Daniel T L. Shape, flapping and flexion: Wing and fin design for forward flight [J]. The Journal of Experimental Biology, 2001, 204: 2073-2085.