

扑翼式微型飞行器的升力测量与分析*

宗光华 贾 明 毕树生 徐一村

(北京航空航天大学机器人研究所 北京 100083)

摘要：昆虫通过高频扇翅可以产生很大的升力，相关的非定常空气动力学机理及理论逐渐被人们所认识。基于昆虫的仿生学设计了单个翅膀的扑翼机构，并利用自行设计的测力平台实现了对升力的测量。通过分析测力系统的动态特性及受激励后的响应，得到扑翼产生的周期升力。通过将试验数据与经验公式计算的结果进行比较，得到了升力与扑翼参数的关系，为进一步设计扑翼式微型飞行器提供了依据。

关键词：扑翼 升力 微型飞行器

中图分类号：TH112

0 前言

一直以来，人们都在积极地探索昆虫的飞行机理。昆虫具有高超的飞行技巧，如快速转弯、悬停飞行、飞行轨迹复杂多变等，此外，在不同的扇翅过程或在同一扇翅过程的不同阶段，昆虫能独自操控每只翅膀的扇翅角、翅攻角、背离角和翼尖轨迹等。不过，由于昆虫的质量小，扇翅频率高，因此对自由飞行的昆虫进行观察并对翅膀扇翅参数及升力进行精确测量十分困难。为解决这个问题，人们设计了多种放大模型或仿真模型^[1-3]来模拟昆虫翅膀的运动，以分析翅膀上产生的升力。

现有的经验公式^[1]是通过测量放大比例扑翼机构在液体中扇动翅膀时产生的升力总结出来的，在尺寸变小及在空气中应用时，经验公式是否需要修正应以试验数据作为依据，同样，数值分析方法^[3]的应用也需要试验进行验证。

在理解现有非定常升力机制的基础上，设计等比例的扑翼模型，在空气中进行了升力的测量，以此来分析与验证扑翼产生升力的机理，对于升力的提取，提出了将系统的振动响应数据进行拟合的方法，解决了动态测量升力的问题。

扑翼机构采用刚性四杆机构与柔性铰链^[4]的组合进行设计，基于欠驱动的概念，将一个电动机的旋转运动转换为翅膀的平扇与翻转运动，这样在实现大角度扇翅运动的同时，有效地减轻了质量、减小了摩擦，提高了能量转换率。

1 升力产生机制

昆虫不需要借助尾翼辅助，利用翅膀即可控制身体姿态进行稳定飞行。昆虫的翅膀没有翼型，通过其大攻角的扇动及适当的翻转就可以产生足够大的升力。

具体而言，昆虫产生升力的机制^[1]主要包括 4 种：相对分合(Clap and fling)、延迟脱落(Delayed stall)、翻转效应(Rotational effect)和尾迹干涉(Wake capture)。

(1) 相对分合机制中包含两种相对独立的过程：即相对分离与相对拍合，如图 1 所示。其中在相对分离过程中，两翅的中间区域迅速形成低压，周围空气进入其中产生旋涡；两个翅膀继续分离，而旋涡并不脱落。这样可得到较大的升力系数。多种昆虫及鸟类就是采用这种机制在起飞阶段快速获得较大升力的。

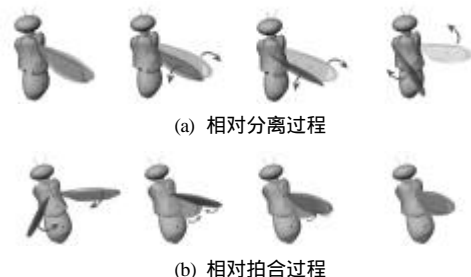


图 1 相对分离与相对拍合过程

(2) 延迟脱落指翅膀在平扇(含上扇和下扇)过程中，前缘旋涡形成后始终附着在翅的前缘而不脱落，这一附着旋涡会有效地增大升力系数，如图 2 所示。

* 国家自然科学基金(50275004)和“211”工程资助项目。20050107 收到初稿，20050404 收到修改稿



图 2 延迟脱落

翻转效应是指翅膀在平扇的同时还可绕翼展方向的轴线旋转。该过程发生在翅膀的上扇与下扇转换阶段。旋转方向不同以及旋转中心在翼弦上的位置不同，都会对升力产生不同影响，如图 3 所示。



图 3 翻转效应

尾迹干涉是指翅膀在上扇与下扇转换阶段，翅膀以相反方向遇到转变前扇翅过程所产生的空气流动，这种干涉会增加翅膀与空气之间的相对速度，给翅膀增加额外的动力，如图 4 所示。



图 4 尾迹干涉

以上 4 种升力机制为确定扑翼式微型飞行器的扑翼结构提供了重要的理论依据。通过分析可知，在扑翼结构中，翅膀具有 2 自由度的扑动是十分必要的：一是绕翼根的水平扇运动，二是翅膀自身沿翼展方向的翻转运动。平扇可以使翅膀充分利用延迟脱落机制产生升力，并在翅膀反扇的瞬间利用尾迹干涉产生额外的升力，翻转则可以产生翻转效应并使翅膀在上扇与下扇时都具有正的迎攻角，以产生较大的升力。

2 扑翼形式及扑翼参数的选择

昆虫的飞行雷诺数范围在 $10^{0.1} \sim 10^4$ 之间，体形较大的昆虫的飞行雷诺数较大，如蜻蜓^[4]在扇翅频率为 41.5 Hz 时雷诺数为 3.2×10^3 。雷诺数的大小对流场的形式及升阻比有很大影响，相应的空气动力学理论也差别很大，而与昆虫飞行相关的低雷诺数范围内的空气动力学理论仍不完善，所以现在扑翼式飞行器的研制也多以仿生为主要手段，并通过观察试验进行验证。虽然对昆虫飞行特性的研究已涉及几百种不同种类的昆虫，但最具有代表性的，一种是翼展很小的果蝇，一种是翼展较大的蜻蜓。

而仿照翼展较大的昆虫进行扑翼式微型飞行器的设计与升力试验都相对较容易实现。因此，仿照蜻蜓的飞行雷诺数，选择不同的翅膀参数及扇翅频率分别进行升力测量，翼展长取值范围为 40 ~ 90 mm，翼弦长固定为 20 mm，扇翅频率的范围为 6 ~ 11 Hz。使飞行雷诺数落在 $1.0 \times 10^3 \sim 4.3 \times 10^3$ 的范围内。

扇翅角 f 表示翅膀上扇或下扇时绕翼根转过的角度，迎攻角 α 表示翅膀的弦线与扇翅方向的夹角，扇翅角及迎攻角的变化对产生升力的多种机制之间的相互作用影响很大。为了获得较大的升力，将扑翼式微型飞行器的迎攻角取 45° ，扇翅角 90° 进行分析。

用 t_0 表示翻转起点相对于反扇点的时间差与扇翅周期的比值， Δt 表示翻转持续时间相对于扇翅周期的比值，分别取 $t_0 = -0.1$ ， $\Delta t = 0.1$ ，即为提前翻转形式(Advanced)，提前翻转形式会产生很强的尾迹干涉^[1]，在反扇时会有升力峰值。有利于提高升力。由此确定的扑翼形式如图 5 所示，图 5 中圆圈表示翅前缘。

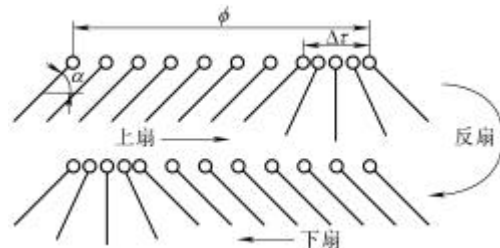


图 5 扑翼形式

3 升力测量试验

3.1 扑翼机构的设计

旋转电动机作为驱动件，利用曲柄摇杆机构将电动机的旋转运动转换为翅膀的往复平扇运动。为实现翅膀平扇与翻转的协调运动，同时减少传动件的数量与质量，在扑翼机构的设计过程中，基于欠驱动的原理，利用柔性铰链的被动变形来实现翅膀的翻转运动。在翅膀平扇阶段，通过气动力矩使柔性铰链发生转角变形，通过设计合理刚度分布的柔性铰链，使其产生的弯矩与气动力矩平衡，让翅膀保持稳定的迎攻角 α ，当翅膀到达翻转起点时，通过限位约束，使翅膀产生被动翻转。其原理如图 6 所示。

3.2 测力平台的搭建

测力装置选用 MARK-10 公司的数显测力仪，其型号为 BG-025，量程/分辨率为 100 g/0.05 g，采样频率为 65 次/s，通过 RS-232 接口与微机连接，

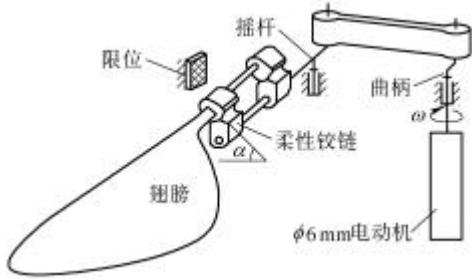


图 6 扑翼机构原理图

对扑翼过程中产生的力实时测量并且进行记录。为了得到较好的测量结果，设计了天平结构将扑翼机构模型与测力仪相连，通过设置预紧力使天平与测力仪的测力元件之间只有轴向拉伸力作用，测力原理如图 7 所示。 $O_1 A B O_2$ 组成平行四杆机构，扑翼机构连接在杆 $A B$ 上，始终保持竖直状态。

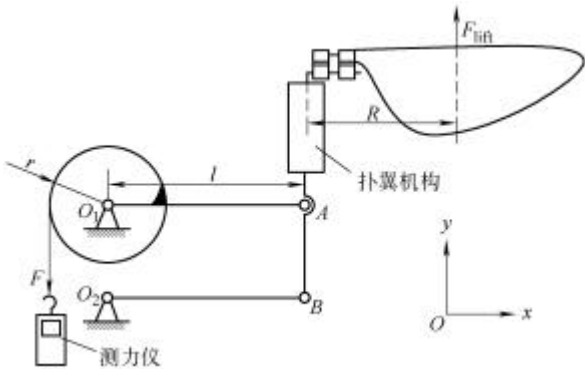


图 7 测力原理

翅膀绕 y 轴进行往复扇翅运动时，升力 F_{lift} 的作用点相对于转心在 x 方向与 z 方向上的距离随时间而变化，将升力平移到杆 $A B$ 上可以发现，产生的绕 z 轴的附加转矩由杆 $O_2 B$ 与杆 $O_1 A$ 的水平方向分力抵消，而绕 x 轴的附加转矩由机构本身的约束所抵消。对杆 $O_2 B$ 进行受力分析可知，当杆件转动范围很小时，杆件产生竖直方向上的分力近似为零。进一步对杆 $O_1 A$ 进行受力分析可知，升力由杆 $O_1 A$ 的竖直方向分力平衡，因此可以得出在静态平衡状态下，测力仪测得的力 F 与升力 F_{lift} 应满足的关系式为

$$F_{lift} = F \frac{l}{l} \quad (1)$$

由此可知，测量值只与升力的大小有关，而与升力的作用点无关，最终构造的测力平台如图 8 所示。

3.3 升力的提取

扑翼产生的周期激励力引起测力系统的强迫振动，为了求得扑翼产生的周期激励力，应首先确定测力系统的动态特性，然后根据受激励后的动态响应来反求扑翼产生的周期激励力。将测力系统简



图 8 测力平台

化为当量系统，如图 9 所示。

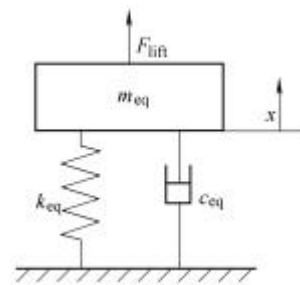


图 9 当量系统

由测力系统的单位冲击响应可求得当量系统的固有频率 ω_d 及阻尼比 ξ ，其振动位移曲线如图 10 所示。

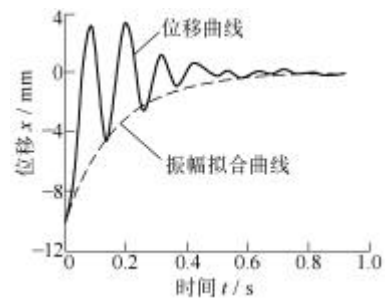


图 10 单位冲击响应曲线

此振动为衰减的简谐振动，所以可知阻尼比 $\xi < 1$ ，此时振动的通解形式为

$$x = A \exp(-\xi \omega_n t) \sin(\omega_d t + j) \quad (2)$$

式中 A 、 j 为初始条件所决定的实常数， ω_n 为当量无阻尼系统的固有频率。将自由振动时测得的数据进行拟合得到

$$x = 5.04 \exp(-5.8t) \sin(53.7t - 0.8\pi) \quad (3)$$

由此可得

$$\xi = 0.107 \quad \omega_n = 54.06 \text{ rad/s}$$

利用牛顿运动定律确定测力系统受激励作用下的运动方程为

$$m_{eq} \ddot{x} + c_{eq} \dot{x} + k_{eq} x = F_{lift}(t) \quad (4)$$

式中 m_{eq} ——等效质量

c_{eq} ——等效阻尼系数

k_{eq} ——等效刚度系数

F_{lift} ——作用于翅膀上的升力

测力系统测得模型稳定振动时的等效测量力为 $F_c = k_{eq}x$,其值由式(1)可以求出 ,代入运动方程 ,将运动方程改写为

$$\frac{1}{\omega_n^2} \ddot{x} + \frac{2x}{\omega_n} \dot{x} + F_c = F_{lift}(t) \tag{5}$$

将测量力随时间的函数展开为傅里叶级数 ,其形式如下

$$F_c(t) = a_0 + a_1 \cos \omega t + a_2 \cos 2\omega t + L + b_1 \sin \omega t + b_2 \sin 2\omega t + L \tag{6}$$

式中 a_0 、 a_n 、 b_n ($n=1,2,3,L$) 都是常数 ,由测得数据进行拟合 ,可求出这些常数。将其代入式(5) ,求得相应的惯性力与阻尼力 ,三者的合力即为扑翼产生的周期升力。

3.4 试验结果分析

图 11 所示为翼展长 90 mm ,扇翅频率 6.3 Hz ,模型稳定振动时的一个周期内的测量力数据及其拟合曲线 ,通过求解式(5) ,得到一个周期内升力随时间变化的曲线 ,如图 12 所示。

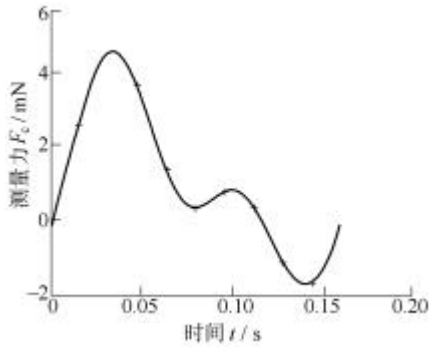


图 11 测量合力值与拟合曲线

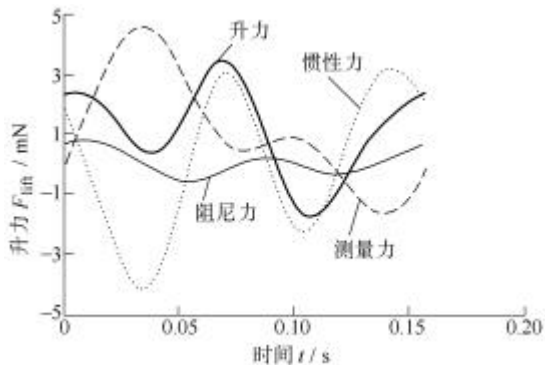


图 12 升力曲线

由升力曲线分析可知 ,一个扇翅周期内有两个升力值高峰 ,这种情况由定常空气动力学理论是不能解释的 ,其产生的效应为翅膀平扇后期的翻转效应及随后的尾迹干涉。随着尾迹干涉作用的消失 ,

升力逐渐下降 ,直到定常流动的建立 ,升力才逐渐升高直到下一次升力峰值。由于扇翅机构的不完全对称与系统的振动 ,造成上扇与下扇产生的升力曲线不一致 ,将升力随时间的函数积分 ,可以求得平均升力 \bar{F}_{lift} 为

$$\bar{F}_{lift} = \frac{\int_0^T F_{lift}(t) dt}{T} \tag{7}$$

式中 T ——扇翅周期

升力的经验计算公式^[1]为

$$\bar{F}_{lift} \approx \frac{r S v_\infty^2 \hat{r}_2^2(S)}{2} C(a) \tag{8}$$

式中 r ——空气密度

S ——翅膀的面积

v_∞ ——翼尖的速度

$\hat{r}_2^2(S)$ ——翅膀面积量纲一的二次矩

$C(a)$ ——升力系数 ,与翅攻角 a 关系为

$$C(a) = 0.225 + 1.58 \sin(2.13a - 0.13) \tag{9}$$

选择不同的扇翅频率及翅膀翼展分别进行升力测量 ,得到的平均升力与经验公式给出的结果对比如图 13、14 所示 ,图中点数据为测量值 ,曲线为经验公式的计算值。

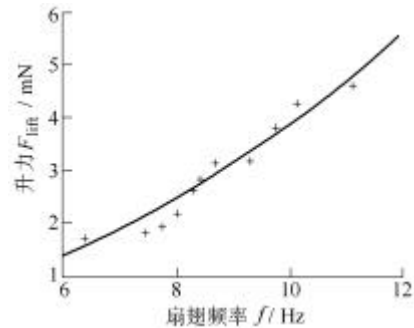


图 13 升力与扇翅频率关系曲线(翼展 90 mm)

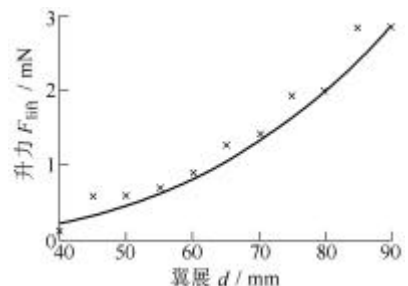


图 14 升力与翼展关系曲线(扇翅频率 8.5 Hz)

从平均升力随扇翅频率及翼展的变化规律可以看出 ,在试验选择的雷诺数范围内 ,平均升力与扇翅频率的平方及翼展的立方近似成正比 ,与经验公式给出的结果比较吻合。

4 结 论

扑翼式微型飞行器的构筑需要解决升力与本身质量的矛盾关系。由于扑翼式微型飞行器的尺度小、速度慢、飞行雷诺数低,对其进行升力分析时显然不能套用大尺度飞行器的定常空气动力学理论。不过,昆虫飞行仿生学的研究给扑翼式微型飞行器的设计提供了依据,相关的非定常机制已逐渐被人们所认识,但仍有待完善。通过分析可以将昆虫复杂的扑翼形式简化为 2 自由度的转动形式。具体由曲柄摇杆机构与柔性铰链组成全柔性扑翼机构。选择适当的扑翼参数,在测力平台上进行升力测量,通过将系统的振动响应数据进行拟合,然后反求运动方程的方法,解决了高频扇翅情况下的升力测量问题。通过对测量结果进行分析可知:在一定雷诺数范围内,大攻角的扇翅及翻转效应可产生较大的升力,增大扇翅频率及翼展均会有效地增加平均升力。基于这些对升力的分析,可以对扑翼式微型飞行器的升力及负载能力进行计算,以期对扑翼式微型飞行器整机的研制起到一定的指导作用。

参 考 文 献

- 1 Sane S P. The aerodynamics of flapping wings : [PhD dissertation]. Berkeley : University of California, 2001
- 2 Dickinson M H, Lehmann F O, Sane S P. Wing rotation and the aerodynamic basis of insect flight. *Science*, 1999, 284(6) : 1 954 ~ 1 960
- 3 Sun M, Du G. Lift and power requirements of hovering

insects flight. *Acta. Mech. Sinica.*, 2003, 19(5) : 458 ~ 469

- 4 Avadhanula S, Wood R J, Campolo D, et al. Dynamically tuned design of the MFI thorax. In : *IEEE Int. Conf. on Robotics and Automation*, Washington, DC, 2002 : 11 ~ 15

MEASUREMENT AND ANALYSIS OF LIFT OF MICRO AIR ROBOT WITH FLAPPING WINGS

Zong Guanghua Jia Ming Bi Shusheng Xu Yicun
(Robotics Institute, Beihang University,
Beijing 100083)

Abstract : Until recently, it has become clear that unsteady mechanism, including high frequency flapping, is necessary for insects to produce enough lift and to keep themselves aloft. Imitating insects, the flapping mechanism is designed, which converts the rotational motion of motor into the two-degree-of-freedom flapping motion of wings. The lift of flapping wings is measured by the force-measuring device. Instantaneous aerodynamic forces are calculated under a set of kinematic parameters. The study can be used as a preparation for the design of micro air robot with flapping wings.

Key words : Flapping wings Lift Micro air robot

作者简介:宗光华,男,1943 年出生,教授。主要研究方向为机器人机构学,机器人控制等。

E-mail : zonglab@buaa.edu.cn

贾明,男,1978 年出生,博士研究生。主要研究方向为机器人机构学。

E-mail : jiaming_2002@sohu.com