

文章编号: 1000-8055(2007)08-1315-05

微型扑翼飞行器的升力风洞试验

刘 岚, 方宗德, 张西金
(西北工业大学 机电学院, 西安 710072)

摘 要: 针对微型扑翼飞行器在专门的低雷诺数试验风洞中进行了扑翼的升力风洞试验, 测试出了微型扑翼飞行器在正常飞行以及向上爬升状态时的升力特性曲线, 并且探讨了扑翼频率、飞行速度以及扑翼的迎角对扑翼飞行升力的影响, 在此基础上, 还分析了扑翼升力的组成部分以及相互关系. 实验结果为微型扑翼飞行器总体、气动的进一步设计提供了依据.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 扑翼; 微型飞行器; 仿生; 风洞试验; 升力

中图分类号: V211

文献标识码: A

Experimental study of flapping-wing MAV in wind tunnel

LIU Lan, FANG Zong-de, ZHANG Xi-jin
(School of Mechatronic, Northwestern Polytechnical
University, Xi'an 710072, China)

Abstract: The lift wind tunnel tests were conducted for the manufactured flapping-wing MAV (Micro Air Vehicles) in a low Reynolds number wind tunnel of NPU (Northwestern Polytechnical University). And, the lift characteristic curves of MAV in normal flight and climbing state were measured. Also, the influence of flapping frequency, wind velocity and angle of attack on aerodynamic characteristics was investigated. Based on the wind tunnel test, the composition of flapping lift and their relations were discussed. The test result provide a reference for the design of flapping-wing MAV.

Key words: aerospace propulsion system; flapping-wing; micro air vehicles; bionic; wind tunnel test; lift

微型扑翼飞行器 (Flapping-wing Micro Air Vehicles) 是一种模仿鸟类或昆虫飞行的新概念飞行器. 微型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, 可以用很小的能量进行长距离飞行, 同时具有较强的机动性. 自然界的飞行生物无一例外采用扑翼飞行方式. 根据仿生学和空气动力学研究结果可以预见的是, 对于翼展小于 15cm 的微型飞行器, 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. 虽然国内外对昆虫的扑翼飞行原理在数值分析方法上有一些研究^[2-3], 但是扑翼空气动力学并没有像固定翼空气动力学那样形成完整成熟的理论体系. 在试验方面, 研究者设计了多种放大模型或仿真模型来模拟昆虫翅膀的运动, 或者测量分析悬停时翅膀上产生的升力, 或者进行烟流试验定性研究飞行机理^[4-6]. 然而近年来国内外设计制作的能成功飞行的几种微型扑翼飞行器都与上述理论模型和试验模型有较大差异^[7-8], 这是由于微型飞行器的尺寸很小, 从微型机械设计和传动效率的角度看, 在实际制作

收稿日期: 2006-07-31; 修订日期: 2007-01-28

基金项目: 国家自然科学基金(50575183); 西北工业大学博士创新基金(M016103); 博士点基金(20050699022)

作者简介: 刘 岚(1974-), 男, 土家族, 湖南张家界人, 博士生, 主要从事微型扑翼飞行器基础技术研究

微型扑翼飞行器时要完全实现昆虫与鸟的扑翼动作(拍动、扭转、挥摆、折叠等)是非常困难的一件事,因此有必要在模拟昆虫与鸟类飞行的基础上简化扑翼动作。

本文作者利用仿生学原理设计制作出了能够飞行的微型扑翼飞行器,为了研究微型扑翼飞行器在正常飞行以及向上爬升状态时的升力特性,本文对该实际可飞的微型扑翼飞行器在专门的低雷诺数试验风洞中进行了扑翼的升力特性测试试验,并且探讨了扑翼频率、飞行速度以及扑翼的迎角对扑翼飞行升力的影响,并以此来指导微型扑翼飞行器的研制。

1 扑翼模型的设计

1.1 扑翼机构的设计

扑翼飞行与其他飞行方式不同之处就在于在它靠机翼的上下扑动来产生升力和推力,因此设计出高效可靠的扑翼驱动机构就显得尤为重要,同时也是飞行器总体结构设计的关键环节。本设计采用微型直流电动机—两级齿轮减速—曲柄摇杆机构—扑翼的传动方案,如图1所示。其优点是结构简单紧凑,传动高效可靠,更重要的是重量很轻。

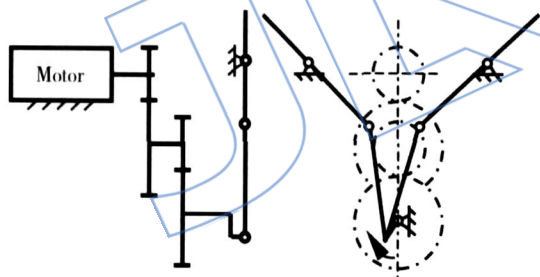


图1 扑翼机构简图

Fig. 1 Flapping mechanism

1.2 扑翼的仿生设计

鸟类和昆虫经过上千万年的进化,拥有了非常出色的飞行能力,其飞行方式与原理可以作为我们设计微型扑翼飞行器时的原始依据。对某个特定动物群或许多不同物种来说,把不同参数通过量纲分析联系起来非常便于理解问题。在几何相似性假设的前提下,通过尺度的缩放与比例换算(量纲分析),可以预测某一个参数(如翼展)随另一参数(如质量)的变化,这对于微型扑翼飞行器的设计非常有用。从文献^[8]我们可以得知,鸟类的翼展、翼面积、扑翼频率等扑翼飞行参数 C 均

可近似表示为质量 m 的幂函数:

$$C = am^b \quad (1)$$

其中 a, b 是由经验(即数据拟合)确定的常数。

本文收集了从质量 0.006 kg, 翼展 0.155 m 的戴菊莺, 到质量 8.5 kg, 翼展 3.4 m 的漂泊信天翁, 共 68 种不同鸟类的飞行参数, 采用最小二乘法对其结构参数、运动参数以及动力参数进行数据拟合, 即可得出各参数与质量 m 的仿生学公式如下:

$$\text{翼展 } B = 1.237m^{0.368} \quad (2)$$

$$\text{翼面积 } S = 0.164m^{0.667} \quad (3)$$

$$\text{展弦比 } \lambda = 8.56m^{0.06} \quad (4)$$

$$\text{扑翼频率 } f = 3.98m^{-0.27} \quad (5)$$

上面得到的仿生学公式只是一种统计意义上的近似公式, 与实际鸟类或微型扑翼飞行器不可能完全吻合, 其目的只是用来确定各飞行参数设计的大致范围。

根据飞行仿生学统计公式, 微型扑翼飞行器的质量 m 是设计其它飞行参数的基本参变量。一般来说, m 应该包括机体、机翼、传动、动力、能源等部分的质量以及传感、控制、通讯等有效负载。理论上希望除去有效负载的微型扑翼飞行器自身质量越小越好, 但实际上 m 的设计范围受到现有设计、工艺、材料以及能源动力水平的制约。考虑到目前的实际情况, m 取值约为 19 g。其中, 微型电动机 5.3 g, 电池 3.2 g, 传动机构 3.5 g, 遥控芯片 3.0 g, 机体 1.5 g, 机翼 1.5 g, 尾翼 1.0 g。

由以上的仿生学公式, 可以初步设计微型扑翼飞行器的各参数为: 全翼展 $B = 0.3 \text{ m}$, 翼面积 $S = 1.2 \times 10^{-2} \text{ m}^2$, 展弦比 $\lambda = 6.7$, 扑翼频率 $f = 11.6 \text{ Hz}$ 。

在对微型扑翼飞行器进行仿生学初步设计的基础上, 我们可以设计飞行器的扑翼形式、传动布局、动力方案以及总体结构等, 如图2所示为初步设计的微型扑翼飞行器模型。

2 试验测试系统

2.1 低雷诺数风洞

微型扑翼飞行器的雷诺数范围一般在 1 000 ~ 100 000 之间, 在这一范围内的流动非常复杂, 常规的风洞和测试设备不能进行风洞试验研究, 原因是其最低稳定风速太高, 雷诺数太大, 湍流度

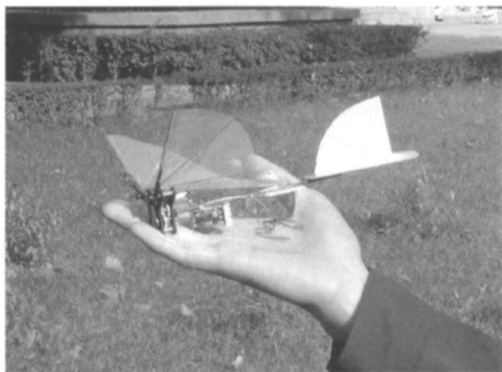


图 2 微型扑翼飞行器模型

Fig. 2 Model of flapping-wing MAV

太高,而且常规测试设备也不适应。

我们的试验在经过改造的西北工业大学低湍流度风洞中进行.其风洞参数为:试验段截面口径 $0.4 \times 1.0 \text{ m}$,湍流度 $0.02\% \sim 0.3\%$,低速风速范围 $2 \sim 5 \text{ m/s}$ 。

2.2 测力平台

扑翼飞行器模型吊装在风洞试验段,其迎角可调.飞行器上端安装压力传感器,通过数据采集卡的接口与计算机相连,对扑翼过程产生的力进行实时测量与记录.测力装置采用 CRAS 振动及动态信号采集分析系统,型号为 AZ216R.传感器量程 200 g ,分辨率 0.05 g ,采样频率 500 Hz .图 3 为扑翼模型在风洞中的安装姿态。

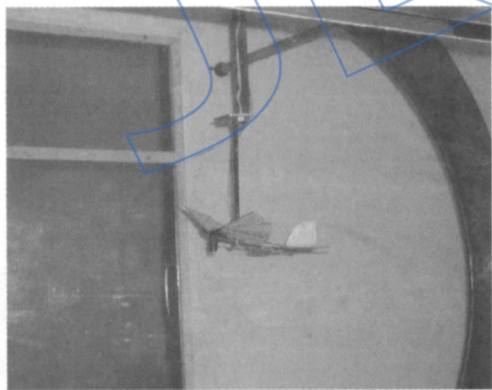


图 3 扑翼模型在风洞中的安装姿态

Fig. 3 Position fixing of flapping-wing MAV in wind tunnel

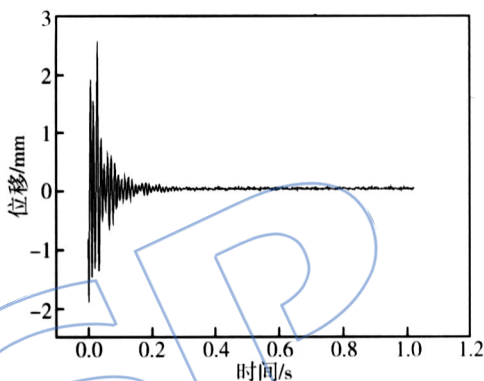
3 试验结果与分析

3.1 固有频率测试与升力的提取

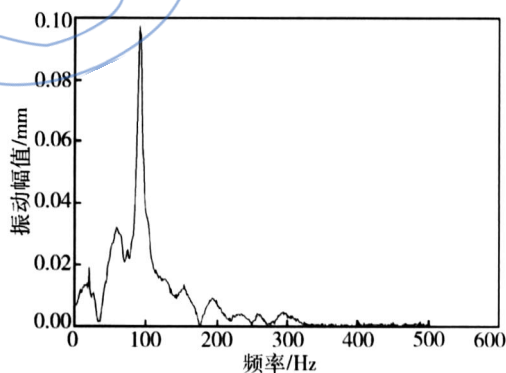
扑翼产生的周期激励力引起测力系统的强迫振动,为了求得扑翼产生的周期激励力,应首先确定测力系统的动态特性,然后根据受激励后的动态响应来反求扑翼产生的周期激励力.参考文

献^[6],将测力系统简化为有阻尼的质量—弹簧—阻尼系统,由测力系统的单位冲击响应可求得当量系统的固有频率和阻尼比。

测试得到系统的冲击振动位移曲线如图 4 所示,经过 FFT 变换后即可求得测力系统的固有频率为 91.8 Hz .由于振动为衰减的简谐振动,可知阻尼比 $\zeta < 1$,根据此时当量系统振动的通解形式,将自由振动时测得的数据进行拟合可以得到阻尼比 $\zeta = 0.16$,同时当量无阻尼系统的固有频率为 93.0 Hz 。



(a) 冲击响应-时间曲线



(b) FFT 频谱图

图 4 系统单位冲击响应曲线

Fig. 4 System displacement versus time under impact

试验时扑翼频率控制在 $3 \sim 10 \text{ Hz}$,扑翼产生的周期激励频率与之一致.由于固有频率与扑翼频率相差较大,因此可以使用滤波的方法消除共振激励的影响.同时观察我们所有的测试信号发现,在频域图上出现的主要频率峰值除了激励频率与固有频率外,还有一处 50 Hz 的频率峰值比较明显,分析认为这是电流频率对测试信号的影响.因为此频率比激励频率大很多,所以我们用低通滤波方法来滤掉电流的干扰信号。

经过测试及滤波处理得到的升力—时间响应曲线如图 5 所示.该曲线的扑翼参数为:迎角 10° ,风速 3 m/s ,扑翼频率 8.3 Hz .此时平均升力为 11 。

05 g.

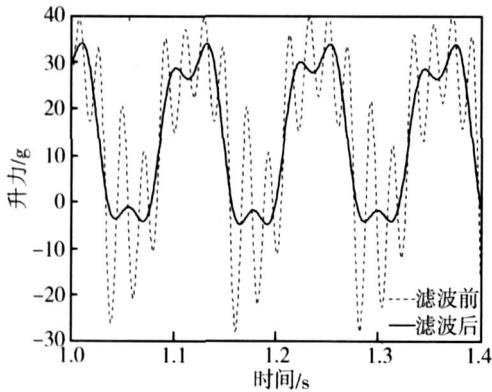


图 5 升力随时间的周期变化

Fig. 5 Lift versus time during flapping cycles

3.2 扑翼参数对升力影响

试验目的在于测试扑翼模型在不同迎角、不同风速、不同频率下扑动时气动力的变化与差异. 图 6~图 9 分别为试验模型在其他参数均不变的情况下,通过改变模型迎角(0~30°变化),测试出来的平均升力在不同风速下随扑翼频率的变化曲线.各图中 v 表示风速.

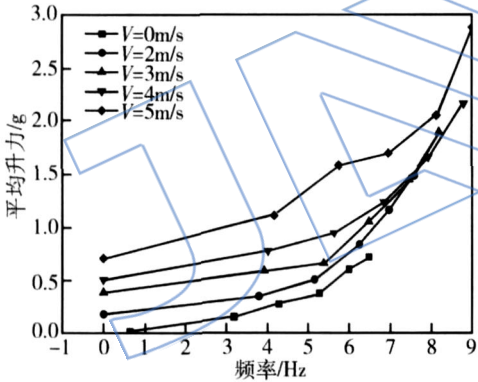


图 6 迎角为 0 时平均升力比较

Fig. 6 Average lift versus frequency when attack angle is 0°

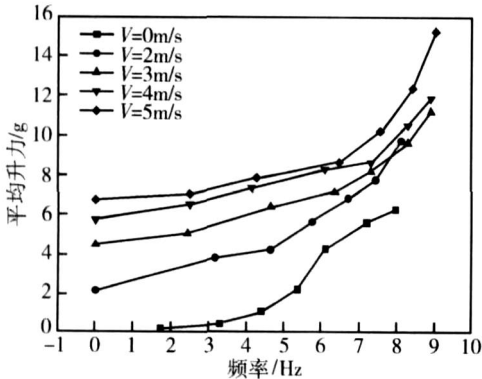


图 7 迎角为 10 时平均升力比较

Fig. 7 Average lift versus frequency when attack angle is 10°

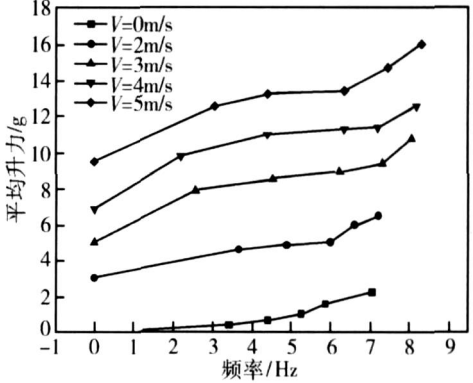


图 8 迎角为 20 时平均升力比较

Fig. 8 Average lift versus frequency when attack angle is 20°

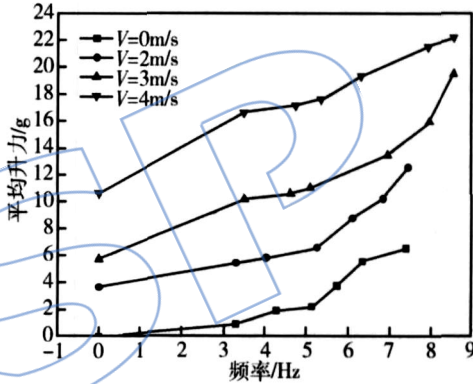


图 9 迎角为 30 时平均升力比较

Fig. 9 Average lift versus frequency when attack angle is 30°

由图 6~图 9 可以看出,扑翼频率与扑翼迎角的大小对扑翼的升力影响很大.随着扑翼频率或者扑翼迎角的增加,扑翼升力均有增大的趋势,而且变化明显.综合四个图分析可得知对扑翼飞行来说,升力包含两种方式:扑动升力与翼型升力.从图上看,无论在何种风速与迎角下,翅膀拍动时与静止时的升力差异明显,说明扑翼本身能产生升力,即扑动升力.同时迎角与风速的变化也明显改变升力,说明在扑翼飞行器在扑翼所产生推力的作用下前飞时,由于扑翼本身具有一定的翼型和迎角,因此还会有一定的翼型升力.

进一步分析,在迎角比较小时,相对于风速变化对升力的影响来说,扑翼频率的变化对升力的影响较大,而且扑翼频率越高升力增加越快,也就是说在较高扑翼频率下扑动升力所占比例大,如图 6、图 7 所示;而随着迎角的增加,风速对升力的影响会增大,即翼型升力所占比例会增高,如图 8、图 9 所示.

需要说明的是,文中的迎角是指机身与来流

方向的夹角,而机翼与机身之间存在一个安装角(如图 2 扑翼模型中所示),虽为平板翼型,但是机翼在机身迎角为 0 扑翼频率为 0 时仍然存在一定攻角,所以在来流的影响下仍能产生一定的升力。

4 结 论

微型扑翼飞行器的尺度小、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。虽然仿生学的研究给扑翼式微型飞行器的设计提供了依据,扑翼的非定常机制也逐渐被人们所认识,但仍有待完善,微型扑翼飞行器的设计研究工作也尚无成熟理论和借鉴的经验,因此对微型扑翼的试验研究尤为重要。

本文总结了一套简单的微小扑翼飞行器设计方案,设计制作出了能够飞行的微型扑翼飞行器。针对该微型扑翼飞行器在专门的低雷诺数试验风洞中进行了扑翼的升力风洞试验,测试出了微型扑翼飞行器在正常飞行(小迎角)以及向上爬升(大迎角)时的升力特性曲线,并且探讨了扑翼频率、飞行速度以及扑翼的迎角对扑翼飞行升力的影响,同时还分析了扑翼升力的组成部分以及相互关系,为进一步设计扑翼式微型飞行器提供了依据。

参考文献:

- [1] McMicheal J M, Francis M S. Micro air vehicles-toward a new dimension in flight[R]. US DARPA/ TTO Report, 1997.
- [2] Ellington C P, Van den Berg C. Leading-edge vortices in insect flight[J]. Nature, 1996, 384: 626-630.
- [3] 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.
- [4] Dickonson M H. Wing rotation and the aerodynamic basis of insect flight[J]. Science, 1999, 284: 1954-1960.
- [5] Metin S. Piezoelectrically actuated four-bar mechanism with two flexible links for micromechanical flying insect thorax[J]. IEEE/ ASME Transactions on Mechatronics, 2003, 8(1): 26-36.
- [6] 宗光华,贾明,毕树生,等. 扑翼式微型飞行器的升力测量与分析[J]. 机械工程学报,2005,41(8): 120-124.
- ZONG Guanghua, JIA Ming, BI Shusheng, et al. Measurement and analysis of lift of micro air robot with flapping wings[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2005, 41(8): 120-124.
- [7] Pornsin-Sirirak T N, Lee S W, Nassef H, et al. MEMS wing technology for a battery-powered ornithopter[C] // Proceedings of 13th IEEE Annual International Conference on MEMS 2000, Miyazaki, Japan: [n. s.], 2000, 799-804.
- [8] 刘岚,方宗德,侯宇,等. 微型扑翼飞行器的尺度律研究与仿生设计[J]. 中国机械工程,2005,16(18): 1613-1617.
- LIU Lan, FANG Zongde, HOU Yu, et al. Bionic design and scaling laws for flapping-wing MAVs[J]. China Mechanical Engineering, 2005, 16(18): 1613-1617.
- [1] McMicheal J M, Francis M S. Micro air vehicles-toward a