

# 主动变形扑翼飞行器的设计和风洞测力试验研究

段文博, 昂海松\*, 肖天航

南京航空航天大学 航空宇航学院, 江苏 南京 210016

**摘要:** 主动变形扑翼可以模仿鸟翼飞行时的复杂运动。为了了解主动变形扑翼飞行器的气动特性,在研究鸟类骨骼结构和翅膀及尾翼运动规律的基础上,设计并制造了一种基于机器人技术的主动变形扑翼飞行器;给出了主动变形扑翼飞行器的机构运动规律函数,并设计出机构运动控制系统;在低速风洞中对此飞行器进行了一系列测力试验,研究了主动变形扑翼的升力、推力特性,以及风速、扑动频率、扑动幅度、伸展相位等参数对升力和推力的影响,并与常规扑翼进行了对比分析。试验结果表明,较之常规扑翼,主动变形扑翼可以显著增加升力和增强对不同飞行状态的适应能力。

**关键词:** 主动变形; 扑翼; 扑翼飞行器; 仿鸟; 运动规律; 风洞试验; 气动特性

**中图分类号:** V211.7 **文献标识码:** A **文章编号:** 1000-6893(2013)03-0474-13

鸟的翅膀结构精巧,有多个自由度。鸟飞行时扑动规律复杂,翅膀不是单纯的上下扑动,除了由于气动力、惯性力作用产生的被动变形外,还伴随有显著的扭转、伸缩等主动变形。鸟做这些主动变形的目的是为了适应各种飞行状态的需要,产生最佳的气动效率,并控制飞行姿态。为了研究鸟类的身体结构、运动学和空气动力学,生物学家和航空学者做了很多关于鸟类的自由飞行风洞试验和运动规律捕捉试验<sup>[1-4]</sup>。仿鸟的扑翼飞行器也成为国内外航空界的一个研究热点,有很多关于扑翼飞行器气动特性的研究<sup>[5-8]</sup>。目前研究的扑翼飞行器大多数是机翼只能上下扑动,依靠柔性机翼在气动力和惯性力的作用下产生被动扭转变形,这些扑翼飞行器结构简单,易于制造和飞行控制,并且也有不错的飞行性能<sup>[5]</sup>。为了提高此类扑翼飞行器的升力,研究人员在机翼上安装一个使机翼中间可以上下弯折的单向关

节<sup>[9-10]</sup>,或者在翼面上放置单向活动叶片以模拟羽毛的作用<sup>[11]</sup>,这类扑翼飞行器被称为被动变形扑翼飞行器。虽然它们机翼的被动变形对提高升力起到了一定作用,但是它们的飞行方式和性能与真正的鸟类还有很大区别。

鉴于此,本文研究了鸟类的身体结构和翅膀及尾翼的运动规律,并在此基础上设计了一种机翼可以主动变形的仿鸟扑翼飞行器;研制了用于此飞行器的机构运动控制系统并设计了机构运动规律。主动变形扑翼飞行器的设计使用了机器人技术,可以由程序控制全机的8个活动关节一起协调运动,以模仿鸟类的飞行动作,在进行多状态试验时可以很方便地改变机翼和尾翼的运动规律,与用纯粹的机械结构模拟复杂运动的方法相比,极大地提高了试验效率,节约了试验成本。在低速风洞中对所研制的主动变形扑翼飞行器进行了一系列测力试验,根据试验结果分析出

收稿日期: 2012-03-20; 退修日期: 2012-04-11; 录用日期: 2012-12-07; 网络出版时间: 2012-12-25 08:47

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20121225.0847.001.html

基金项目: 国家自然科学基金(11002072); 高等学校博士学科点专项科研基金(20103218120001)

\* 通讯作者. Tel.: 025-84896205 E-mail: ahs@nuaa.edu.cn

引用格式: Duan W B, Ang H S, Xiao T H. Design and wind tunnel test of an active morphing wing ornithopter. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica. 2013, 34(3): 474-486. 段文博, 昂海松, 肖天航. 主动变形扑翼飞行器的设计和风洞测力试验研究. 航空学报, 2013, 34(3): 474-486.

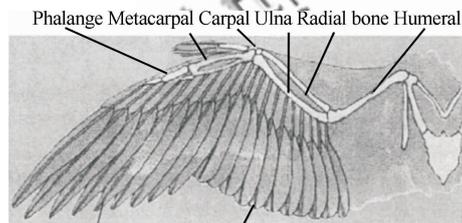
主动变形扑翼的气动特性与常规柔性扑翼的区别,并研究了主动变形扑翼升力和推力的主要影响因素。

## 1 主动变形扑翼飞行器的设计

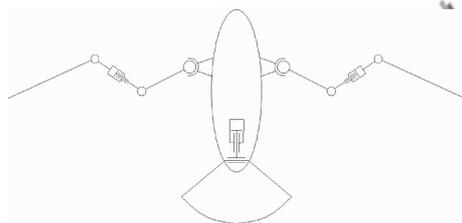
### 1.1 鸟类身体结构和飞行时翅膀及尾翼运动规律研究

鸟翼结构图如图 1(a)所示。鸟类翅膀骨骼可分为上臂、前臂和手 3 个部分。上臂由大而坚固的肱骨构成;前臂由尺骨和桡骨构成(尺骨较粗),在飞行中可以灵活地扭转;前肢的手部骨骼(腕骨、掌骨和指骨)愈合或消失<sup>[12]</sup>。

鸟的机构运动简图如图 1(b)所示:肩关节是一个球面副,有 3 个自由度;肘关节和腕关节各是一个转动副,各有 1 个自由度,肘关节和腕关节只能在机翼的平面内转动<sup>[12]</sup>;为了模拟前臂的扭转,把前臂分成 2 段,2 段之间用转动副连接,具有 1 个自由度;由此可知对于单个翅膀的骨骼,共有 6 个自由度。



(a) Skeleton of a bird's wing



(b) Mechanism kinematic diagram of a bird

图 1 鸟翼结构图和鸟的机构运动简图

Fig. 1 Skeleton of a bird's wing and mechanism kinematic diagram of a bird

在翅膀下扑时,鸟会固定它的前臂,同时沿着垂直于翅膀的轴线转动肩关节、肘关节和腕关节以伸展整个翅膀。在下扑结束时,鸟会快速地反向转动以上 3 个关节以收缩翅膀并且向后扭转前臂,来减小上扑时外端的初级飞羽的负升力,此时

由于前臂的扭转和腕关节的向后弯曲,会使腕关节看起来像是向下弯曲<sup>[1]</sup>,在快要到达上扑顶点的时候,鸟会再次快速伸展翅膀为下一次的下扑做准备。由于骨骼结构的原因,飞行中鸟类翅膀的前臂和掌骨是同步折叠和展开的<sup>[13]</sup>,也就是肘关节和腕关节是同步转动的。

### 1.2 主动变形扑翼飞行器的结构设计

本文参考游隼的翅膀结构设计主动变形扑翼,并尽可能以精简的机构实现主要的主动变形功能。

主动变形扑翼飞行器的机构运动简图如图 2 所示。翼展为 1.1 m,弦长为 0.2 m,每个机翼的“骨骼”分为 3 段:AB 段模拟肱骨,长度为 0.12 m,由碳纤维板材制成封闭结构,具有高的弯曲刚度和扭转刚度;BC 段模拟尺骨和桡骨,长度为 0.13 m,由碳纤维板切割成 4 根条状结构,具有比较高的弯曲刚度和比较低的扭转刚度,以模拟尺骨和桡骨在扑动过程中的扭转;CD 段模拟腕骨、掌骨、指骨到翼尖这一段,由弹性碳纤维管制成。对翅膀上的羽毛结构做了简化,把整个机翼的翼面相应的分成 3 段,每段翼面由碳纤维骨架和蒙在骨架上的一层涤纶纤维布组成,3 段翼面在机翼做伸缩运动时可以相互重叠,从而改变机翼面积。

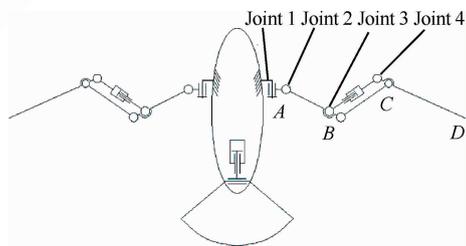


图 2 主动变形扑翼飞行器的机构运动简图

Fig. 2 Mechanism kinematic diagram of active morphing wing ornithopter

每个机翼上有 4 个关节,关节 1 使机翼可以上下扑动,关节 2、3、4 可以绕垂直于机翼平面的轴转动。关节 1 和关节 2 模拟肩关节,取消了肩关节的扭转。前臂的转动副处增加一个弹性约束,前臂的主动扭转改成被动扭转。在下扑的过程中,机翼伸展,CD 段气动力对 BC 段的力臂很小,力矩就小,此时 BC 段的扭转角度就小;上扑

时  $CD$  段向后弯曲,  $CD$  段气动力对  $BC$  段的力臂变大很多, 力矩就大,  $BC$  段此时的扭转角度就大, 这样就模拟了鸟翼的前臂在扑动过程中的扭转。关节 3 模拟肘关节, 关节 4 模拟腕关节, 鸟的肘关节和腕关节在翅膀收缩和伸展的时候是同步运动的<sup>[13]</sup>, 所以这里设计了一个平行四边形机构, 由  $BC$  段和连杆等组成,  $BC$  段和  $CD$  段可以同步收缩和伸展, 减少了 1 个自由度, 单个机翼的自由度减少到 3 个。尾翼部分有 2 个自由度, 可以上下摆动和扭转。

### 1.3 主动变形扑翼飞行器的机构运动规律设计

首先定义基础运动函数。在起飞和低速飞行时, 鸟会使用尾翼来辅助产生一些升力<sup>[14]</sup>, 此时尾翼的上下摆动和翅膀的扑动同步。这里定义函数  $g_1$ , 用于描述机翼关节 1 的转动和尾翼的上下摆动。

$$g_1(u_i^u, u_i^d, \omega, t) = (u_i^u - u_i^d) \frac{1 + \cos(\omega t - \pi)}{2} + u_i^d \quad (1)$$

函数  $g_2$  描述机翼的伸缩运动, 因为上臂的前后摆动同样会影响到机翼的伸缩, 因此关节 2 和关节 3<sup>[14]</sup> 的转动都用  $g_2$  描述。

$$g_2(u_j^u, u_j^d, \omega, t, \phi) =$$

$$\begin{cases} (u_j^u - u_j^d) \frac{1 - \cos(2\omega t)}{2} + u_j^d & 0 \leq \omega t \leq \frac{\pi}{2} \\ u_j^u & \frac{\pi}{2} < \omega t \leq \pi - \phi \\ (u_j^u - u_j^d) \frac{1 - \cos[2(\omega t + \phi) + \pi]}{2} + u_j^d & \pi - \phi < \omega t \leq \frac{3\pi}{2} - \phi \\ u_j^d & \frac{3\pi}{2} - \phi < \omega t \leq 2\pi \end{cases} \quad (2)$$

式中:  $u_i^u$  为关节 1 转动和尾翼摆动的上限位;  $u_i^d$  为关节 1 转动和尾翼摆动的下限位;  $u_j^u$  为关节 2、3 的转动上限位;  $u_j^d$  为关节 2、3 的转动下限位;  $\omega$  为转动角速率;  $t$  为时间;  $\phi$  为伸展相位。在对鸟类的观测中发现, 翅膀在上扑运动的起点开始收缩运动, 即上扑运动和收缩运动相位相同, 在快到达上扑顶点时, 翅膀开始伸展运动, 为下扑做准

备, 下扑开始后不久, 翅膀完全伸展, 一直到下扑结束。本文定义了伸展相位  $\phi$  这一变量, 其物理意义是: 翅膀的伸展运动比下扑运动提前的相位,  $\phi$  为  $0^\circ$  时, 在下扑的起点开始伸展, 即下扑运动和伸展运动同时开始;  $\phi$  为正值时, 在上扑没有结束时开始伸展, 即伸展运动比下扑运动提前开始。

对于扑动频率的定义为

$$f = \frac{\omega}{2\pi} \quad (3)$$

图 3 为两个基础运动函数的曲线, 本文把机翼扑动的最低点定义为一个扑动周期的起点。

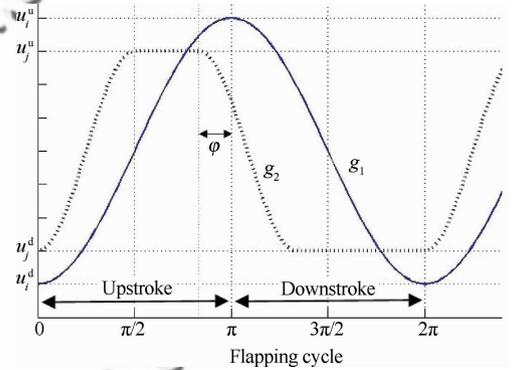


图 3 基础运动函数曲线图

Fig. 3 Curves generated by basic motion functions

添加扑动幅度  $x^f$ 、升降舵信号  $x^e$ 、副翼信号  $x^a$ 、方向舵信号  $x^r$  等参数, 其中  $x^f$  的取值范围为  $0 \sim 1$ ,  $x^e$ 、 $x^a$  和  $x^r$  的取值范围都为  $-1 \sim 1$ , 得出:

左机翼关节 1 的运动函数为

$$\alpha_1 = x^f(x^r + 1)g_1 \quad (4)$$

左机翼关节 2 的运动函数为

$$\beta_1 = (x^e + x^a)(u_2^u - u_2^d) + g_2 \quad (5)$$

左机翼关节 3 的运动函数为

$$\gamma_1 = x^a(u_3^u - u_3^d) + g_2 \quad (6)$$

右机翼关节 1 的运动函数为

$$\alpha_2 = x^f(1 - x^r)g_1 \quad (7)$$

右机翼关节 2 的运动函数为

$$\beta_2 = (x^e - x^a)(u_2^u - u_2^d) + g_2 \quad (8)$$

右机翼关节 3 的运动函数为

$$\gamma_2 = -x^a(u_3^u - u_3^d) + g_2 \quad (9)$$

增加升降舵信号  $x^e$  后得出尾翼上下摆动运动函数为

$$\delta = x^e(u_4^i - u_4^d) + g_1 \quad (10)$$

尾翼的扭转是和扑动无关的独立运动。

## 1.4 主动变形扑翼飞行器的机构运动控制系统设计

整个控制系统包括机载控制器(Airborne Controller)和地面控制器(Ground Controller)两个部分。机载控制器主要由微控制单元(Micro Control Unit, MCU)和信号隔离器(Signal Isolator)组成,MCU 型号为 ATmega168PA-AU,主频 20 MHz,程序用 C 语言编写。MCU 按照设计的运动规律和收到的操作指令实时计算出每个伺服器(Servo)的控制量,采用软件算法把控制量转换成 8 路 PWM 信号,经过信号隔离器驱动 8 个伺服器。地面控制器主要由 MCU、键盘(Keyboard)和液晶显示屏(LCD Monitor)组成,MCU 型号为 ATmega32A-AU,主频 16 MHz, MCU 接收键盘的输入指令,驱动液晶屏显示指令,并通过串口发送给机载控制器。控制系统框图如图 4 所示。

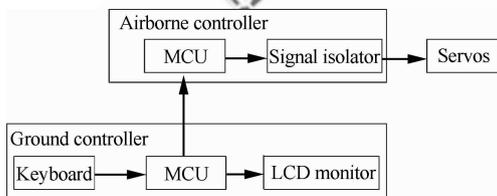


图 4 主动变形扑翼飞行器的机构运动控制系统框图

Fig. 4 Block diagram of active morphing wing ornithopter control system

机翼上下扑动所需要的功率和扭矩最大,选择 Hitech5995TG 钛合金齿轮伺服驱动器驱动关节 1,其最大工作电压为 6.0 V,最大扭矩为 3.057 6 N·m,空载转速为 0.15 s/60°,同时使用 2 个伺服驱动器驱动一侧机翼的扑动。驱动关节 2 和关节 3 的伺服器,要求转速快、质量轻,选择 Futaba S9650 驱动关节 2,质量为 0.026 kg,最大工作电压为 6.0 V,最大扭矩为 0.441 N·m,空载转速为 0.11 s/60°;选择 MKS DS95 驱动关节 3,质量为 0.021 kg,最大工作电压为 6.0 V,最大扭矩为 0.298 9 N·m,空载转速为 0.053 s/60°。尾翼的上下摆动和扭转也选择 Futaba S9650 来驱动。

## 2 风洞试验设备与试验方案

### 2.1 低速风洞与测量设备

风洞试验在南京航空航天大学的低速试验风洞中进行,其主要规格参数如表 1 所示。

表 1 试验风洞规格参数

Table 1 Specifications of wind tunnel

Test section parameters	Value
Length×Width×Height/m <sup>3</sup>	1.7×1.5×1.0
Maximum wind speed/(m·s <sup>-1</sup> )	35
Minimum stable wind speed/(m·s <sup>-1</sup> )	3
Turbulence/%	≤0.07
Airflow declination angle in pitch direction/(°)	≤0.5
Airflow declination angle in yaw direction/(°)	≤0.5

由于主动变形扑翼飞行器本身的尺寸小、速度低,其风洞试验中所产生的非定常气动力及气动力矩量值小,测量设备的量程、测量精度、准度较常规风洞试验都有更高的要求。因此试验采用南京航空航天大学微型飞行器研究中心研制的杆式六分量内式天平。该天平体积小,可以精确测量风洞试验中的微量气动力与气动力矩。该天平各测量元的量程及精度准度如表 2 所示。

表 2 风洞试验测量天平参数

Table 2 Measure parameters in wind tunnel testing

Items	X/N	Y/N	Z/N	M <sub>x</sub> / (N·m)	M <sub>y</sub> / (N·m)	M <sub>z</sub> / (N·m)
Maximum loads	3.316	9.8	4.9	0.176 4	0.303 8	0.470 4
Resolution error/%	1.058 4	1.225	0.966 3	0.664 4	0.948 6	0.541 9
Precision error/%	6.889 4	0.137 2	2.195 2	8.192 8	4.919 6	1.577 8

图 5 为主动变形扑翼飞行器在风洞中的试验照片。

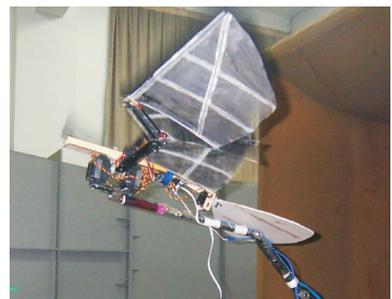


图 5 主动变形扑翼飞行器在风洞中的试验照片

Fig. 5 Photo of active morphing wing ornithopter in wind tunnel

## 2.2 风洞试验方案设计和试验数据处理

本文试验的目的是研究主动变形扑翼的升力和推力特性,和风速、扑动频率、扑动幅度和伸展相位等参数对气动特性的影响。主动变形扑翼飞行器的设计质量为 0.3 kg,其巡航飞行扑动频率由式(11) [15] 计算为 3.109 Hz,与同尺寸同质量的鸟类情况大致相同 [15-16],试验中分别对扑动频率为 2 Hz 和 3 Hz 的情况进行了研究。

$$f = 10.8 m^{1/3} g^{1/2} b^{-1} S^{-1/4} \rho^{-1/3} \quad (11)$$

试验中测得的“升力”实际上是升力和惯性力的合力,测得的“推力”实际上是推力、阻力和惯性力的合力,试验中每个状态连续采样时间为 4 s,每组动态试验前都安排一个状态的静态试验,用于在数据处理时扣除静态量。在动态试验过程中,由于扑翼运动时引起的振动、惯性力变化、非定常流动引起的结构振动以及电子设备信号噪声等造成测量数据的噪声较大,因此对测量数据需要进行处理。为了研究扑翼飞行器的气动力和扑动角度的关系,首先在数据采集时使用多周期的锁相采集技术,设计了零相位数字滤波处理程序;对处理后的多周期数据再进行相位平均处理,得到平均值,这里一般使用 4~6 个周期的数据。图 6 为原始测量数据滤波前后的曲线对比。

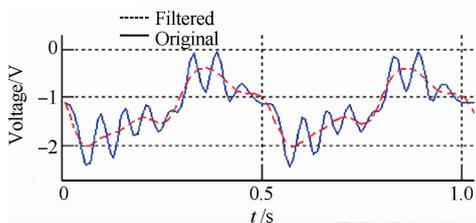


图 6 滤波前后的数据曲线

Fig. 6 Curves of filtered data and original data

## 3 试验结果与分析

### 3.1 主动变形扑翼和常规扑翼的惯性力和升力、推力随扑动角度的变化

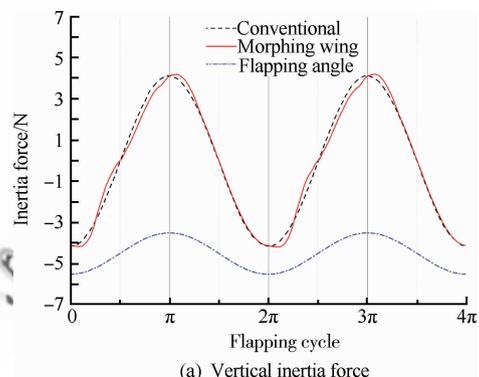
本文扑翼飞行器单侧机翼 AB 段质量为 0.073 4 kg,BC 段质量为 0.021 6 kg,CD 段质量为 0.018 7 kg,单侧机翼的蒙皮质量为 0.006 2 kg。

由于试验扑翼飞行器的尺寸限制,目前南京航空航天大学还没有可用于此飞行器的真空试验

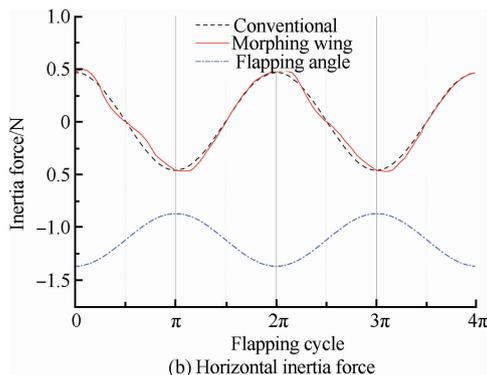
设备,所以在惯性力测量试验时拆掉机翼蒙皮只保留骨架,以最大程度地减小气动干扰,在机翼骨架的展向均匀分布总质量为 0.006 2 kg 的配重以模拟蒙皮的惯性力。

试验在无风状态下进行,天平安装角为  $6^\circ$ ,进行了主动变形扑翼和常规扑翼的对比试验。两种扑翼的扑动幅度均取最大值为  $x^f = 1.0$ ,扑动频率为 2 Hz;主动变形扑翼的伸缩幅度 ( $u_j^u - u_j^d$ ) 取最大值,伸展相位  $\phi = 50^\circ$ ;做常规扑翼试验时,还是使用同一个主动变形扑翼飞行器,只是修改控制程序把扑翼的关节 2、3、4 的伸缩运动取消,使扑翼在扑动中一直保持完全伸展的状态。

主动变形扑翼和常规扑翼的惯性力随扑动角度的变化如图 7 所示,试验时天平有  $6^\circ$  的安装角,竖直方向惯性力是扑动惯性力在竖直方向的分量。两种扑翼的竖直方向惯性力都呈余弦规律变化,正、负峰值的量值基本一致;常规扑翼扑动到



(a) Vertical inertia force



(b) Horizontal inertia force

图 7 主动变形扑翼和常规扑翼的惯性力随扑动角度的变化

Fig. 7 Variation of inertia force of active morphing flapping wing and conventional flapping wing with flapping angle

最低点时达到最小值,扑动到最高点时达到最大值;主动变形扑翼的垂直方向惯性力在上扑和下扑的过程中有明显的波动,而且正、负峰值的相位比常规扑翼有  $\pi/6$  左右的滞后,这是由于机翼的伸缩对惯性力产生的影响。

两种扑翼的水平方向惯性力量值比垂直方向小了很多,水平方向惯性力是机翼扑动惯性力在水平方向的分量,其变化规律与垂直方向惯性力的情况类似。

为了研究主动变形扑翼和常规扑翼的气动力区别,对风速为 4 m/s,扑动频率为 2 Hz,迎角为  $6^\circ$  时,主动变形扑翼和常规扑翼的升力、推力随扑动角度的变化情况做了对比研究,把试验测得的包含惯性力的升力、推力值减去图 7 的惯性力值,得出单纯的升力、推力,如图 8 所示。

从图 8 中可以看出,两种扑翼的升力和推力都呈现出很好的周期性。

从图 8(c) 中主动变形扑翼和常规扑翼的升力对比情况来看,两者的正峰值产生于下扑的后段,此时的扑动相位为  $7\pi/4$  左右;负峰值产生于上扑的后段,此时的扑动相位为  $3\pi/4$  左右。在下

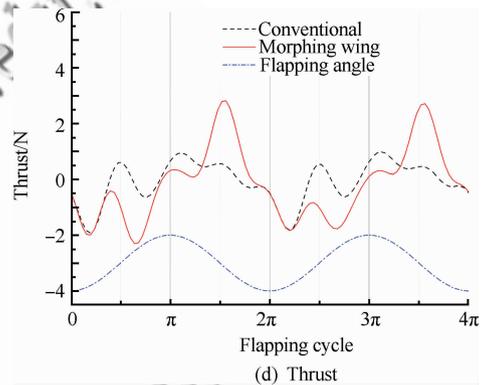
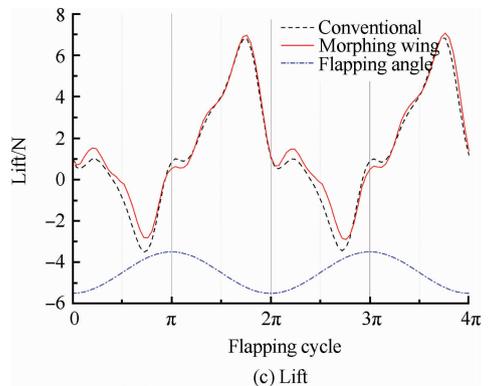
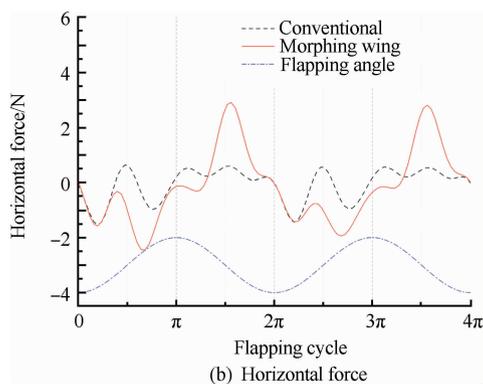
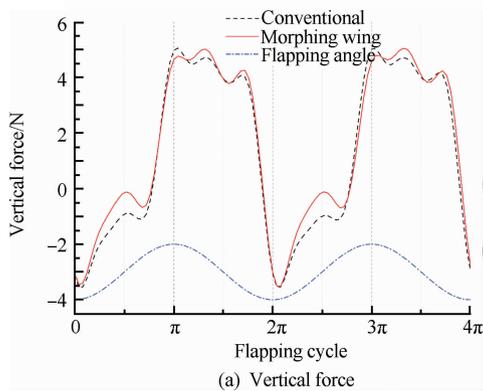


图 8 主动变形扑翼和常规扑翼的垂直力、水平力、升力和推力随扑动角度的变化

Fig. 8 Variation of vertical force, horizontal force, lift and thrust of active morphing flapping wing and conventional flapping wing with flapping angle

扑的初始阶段,由于主动变形扑翼还没有完全伸展开,此时的升力小于常规扑翼;随后的下扑过程中,两种扑翼都处于伸展状态,两者的升力情况基本没有差别;上扑的过程中,主动变形扑翼的升力则明显高于常规扑翼,原因是上扑时扑翼的主动收缩变形减小了面积,从而减小了负升力,这里明显体现了扑翼的主动变形对提高升力的作用。

从图 8(d) 中主动变形扑翼和常规扑翼的推力对比情况来看,主动变形扑翼的推力正峰值产生于下扑到中间位置附近,此时的扑动相位为  $3\pi/2$  左右;两种扑翼的负峰值都有两个,产生于上扑的过程中,分别为  $\pi/6$  和  $2\pi/3$  左右。在下扑的初始阶段,由于主动变形扑翼还没有完全伸展开,所以推力小于常规扑翼,当机翼完全展开后就产生了一个推力的正峰值,相比常规扑翼的推力



高出很多;上扑过程中,主动变形扑翼由于机翼收缩,所以第二个推力负峰值比常规扑翼低了很多,但是主动变形扑翼的收缩必然会使其能量消耗小于常规扑翼。

### 3.2 主动变形扑翼的升力、推力特性与常规扑翼的对比

首先对扑翼飞行器的全机阻力特性进行了研究,机翼完全伸展,试验在3个风速下进行,分别为:4 m/s、6 m/s、8 m/s。试验结果如图9所示,扑翼飞行器的阻力在3个风速下都随着迎角的增加而基本保持线性增加。试验时为了天平安装的可靠和方便,扑翼飞行器没有安装机体的整流外壳。

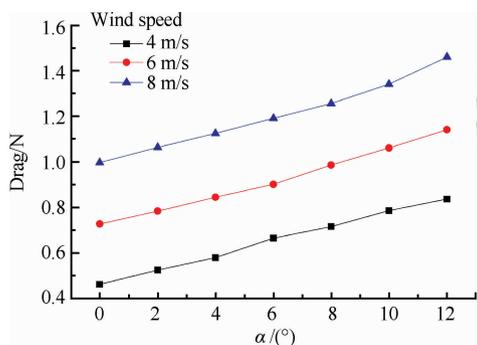
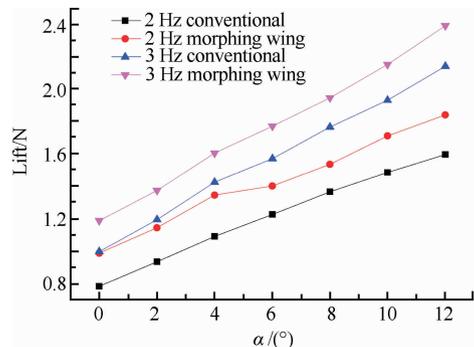


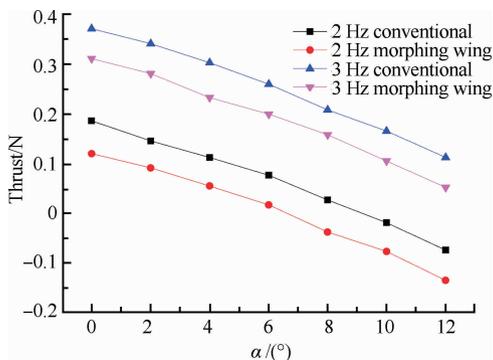
图9 不同风速下主动变形扑翼飞行器的阻力随迎角的变化

Fig. 9 Variation of drag of active morphing wing ornithopter with angle of attack at different wind speeds

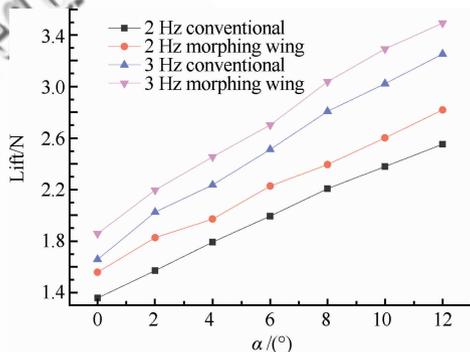
升力、推力特性的测力试验在3个风速下进行,分别为:4 m/s、6 m/s、8 m/s,在每个风速下进行主动变形扑翼和常规扑翼的对比试验如图10所示。两种扑翼的扑动幅度均取最大值为 $x^l = 1.0$ ,扑动频率分别为2 Hz、3 Hz;主动变形扑翼的伸缩幅度( $u_j^u - u_j^d$ )取最大值,伸展相位 $\phi = 50^\circ$ 。



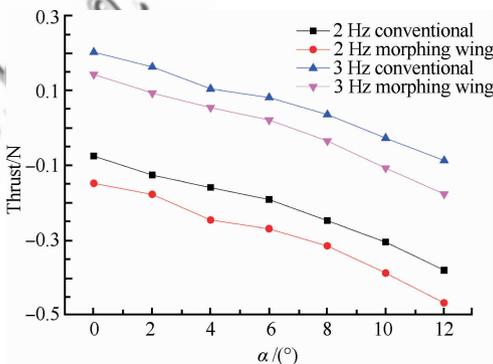
(a) Lift of the two wings when wind speed is 4 m/s



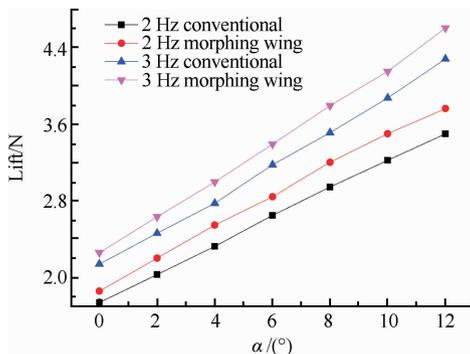
(b) Thrust of the two wings when wind speed is 4 m/s



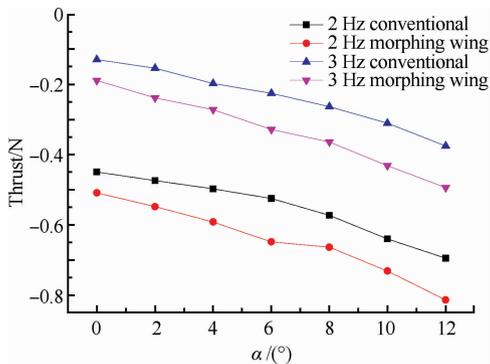
(c) Lift of the two wings when wind speed is 6 m/s



(d) Thrust of the two wings when wind speed is 6 m/s



(e) Lift of the two wings when wind speed is 8 m/s



(f) Thrust of the two wings when wind speed is 8 m/s

图 10 不同风速下主动变形扑翼和常规扑翼的升力和推力随迎角的变化

Fig. 10 Variation of lift and thrust of active morphing flapping wing and conventional flapping wing with angle of attack at different wind speeds

从图 10 中可以看出,3 个风速下两种扑翼的升力都随着迎角的增加保持线性增加,在迎角为  $12^\circ$  时也没有出现失速现象;推力则随着迎角的增加而减小。风速和迎角相同时主动变形扑翼的升力都比常规扑翼的大,差值都在  $0.2 \sim 0.3 \text{ N}$  左右;推力的情况则正好相反,主动变形扑翼的推力都比常规扑翼的小,差值都在  $0.07 \sim 0.10 \text{ N}$  左右。

由此可见,相同情况下,主动变形扑翼比常规扑翼的升力大,其升力系数也大,比较适用于起飞、降落和低速飞行阶段。常规扑翼则更适合高速飞行阶段,此时需要更大的推力,虽然其升力系数比较小,但是由于空速大,也可以产生足够的升力。在对鸟类飞行的观测中也发现,鸟翼的主动变形也是在起飞、降落和低速飞行阶段最大,随着飞行速度的增加鸟翼的主动变形逐渐减小,到了高速飞行阶段鸟翼的伸缩运动等主动变形已经变得不明显。

### 3.3 主动变形扑翼的升力和推力随风速的变化

主动变形扑翼的升力和推力随风速的变化,如图 11 所示。试验风速分别为  $4 \text{ m/s}$ 、 $6 \text{ m/s}$ 、 $8 \text{ m/s}$ ,主动变形扑翼的扑动幅度  $x^f = 1.0$ ,伸缩幅度  $(u_j^u - u_j^d)$  取最大值,伸展相位  $\phi = 50^\circ$ ,扑动频率分别为  $2 \text{ Hz}$ 、 $3 \text{ Hz}$ 。

从图 11 中可以看出,在相同的风速下,升力都随着迎角的增加而几乎线性增加;在相同迎角下,

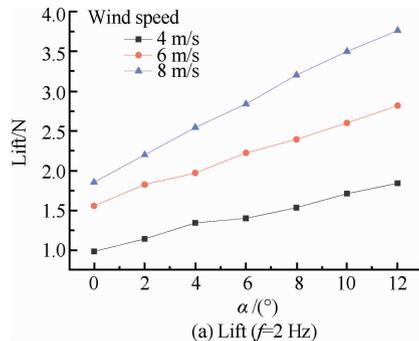
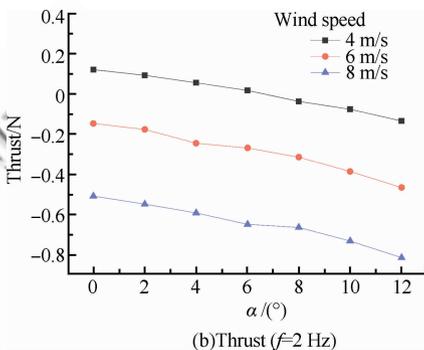
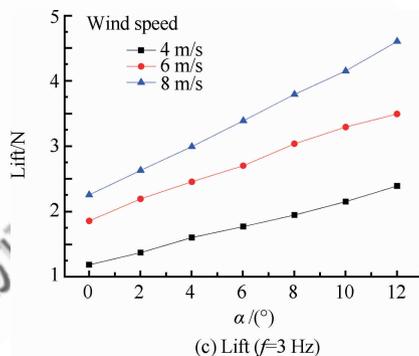
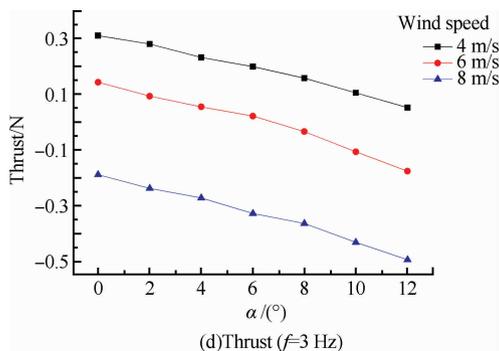
(a) Lift ( $f=2 \text{ Hz}$ )(b) Thrust ( $f=2 \text{ Hz}$ )(c) Lift ( $f=3 \text{ Hz}$ )(d) Thrust ( $f=3 \text{ Hz}$ )

图 11 主动变形扑翼的升力和推力随风速的变化

Fig. 11 Variation of lift and thrust of active morphing flapping wing with wind speeds

随着风速的增加,升力也是明显增加;图中 3 条升力曲线随着迎角增加而变得更加分开,升力线斜率随着风速的增加而变大,风速对升力的提升作用在

大迎角时更加明显。由此可见风速和迎角同样是升力增加的重要因素,和常规扑翼情况一样<sup>[5-7]</sup>。

在各个风速下,推力全部都随着迎角的增加而减小;3条推力曲线几乎平行,这点和升力不同;在各个迎角下,随着风速的增加,推力全部明显减小,其主要原因就是实际阻力随风速的增加而增加,这些都和预期的情况完全一致<sup>[16]</sup>。

在风速为4 m/s,扑动频率为2 Hz,迎角小于6°时推力大于0,此时升力为1.37 N左右;在风速为6 m/s,扑动频率为3 Hz,迎角小于7°时,推力也大于0,此时升力为2.84 N左右;而风速为8 m/s时,则得不到正推力。究其原因,是因为本文扑翼飞行器没有安装机体的整流外壳,伺服电机和控制器等都裸露在外,导致空气阻力比较大,如果在机体外加上一个整流外壳,可以减小阻力,从而提高总推力大于零时的风速和升力值。

### 3.4 主动变形扑翼的升力和推力随扑动频率的变化

主动变形扑翼的升力和推力随扑动频率的变化,如图12所示。试验风速分别为4 m/s、6 m/s,主动变形扑翼的扑动幅度取最大值 $x^f=1.0$ ,伸缩幅度 $(u_j^i - u_j^d)$ 也取最大值,伸展相位 $\phi=50^\circ$ ,扑动频率为0.5~3.0 Hz。

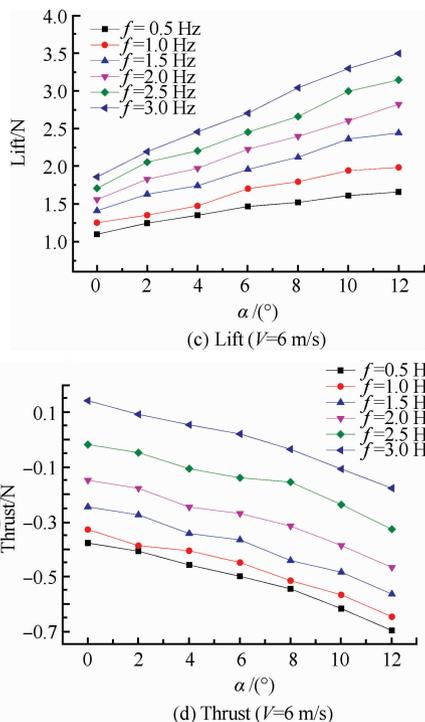
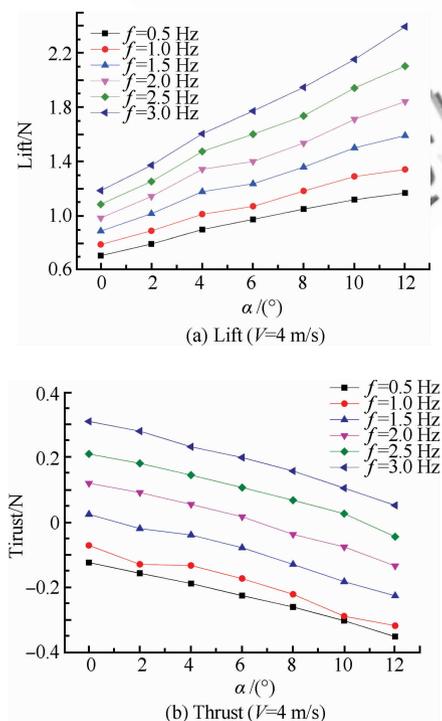


图12 主动变形扑翼的升力和推力随扑动频率的变化  
Fig. 12 Variation of lift and thrust of active morphing flapping wing with flapping frequency

从图12中可以看出,在6个扑动频率和2个风速下,升力都随着迎角的增加而线性增加;迎角相同时,升力都随着扑动频率的增加而显著增加;扑动频率对升力的提升作用在大迎角时更加明显,在图中表现为6条升力曲线随着迎角增大而变得更加分开,升力线斜率随着扑动频率的增加而变大。主动变形扑翼的升力-频率特性与常规扑翼完全不同,常规扑翼的升力基本不随扑动频率变化<sup>[6]</sup>。产生这种差别的原因是主动变形扑翼的主动变形使其上扑时负升力减小,所以机翼单纯扑动就可以产生升力;而常规扑翼无迎角时的单纯扑动并不能直接产生升力,随着扑动频率的增加,机翼下扑时产生的正升力显著增大,但机翼上扑时产生的负升力也同样增大,扑翼的平均升力随频率变化并不明显<sup>[6]</sup>。

主动变形扑翼的推力-频率特性则和常规扑翼的规律一致<sup>[16]</sup>,在各个扑动频率下,推力都随着迎角的增加而减小;在相同迎角下,推力随着频率的增加而显著增大。

### 3.5 主动变形扑翼的升力和推力随扑动幅度的变化

主动变形扑翼的升力和推力随扑动幅度的变  
© 航空学报编辑部 <http://hkxb.buaa.edu.cn>

化,如图 13 所示。试验风速分别为 4 m/s、6 m/s,主动变形扑翼的伸缩幅度( $u_j^u - u_j^d$ )取最大值,伸展相位  $\phi = 50^\circ$ ,扑动频率分别为 2 Hz、3 Hz,扑动幅度  $x^f = 0 \sim 1.0$ 。

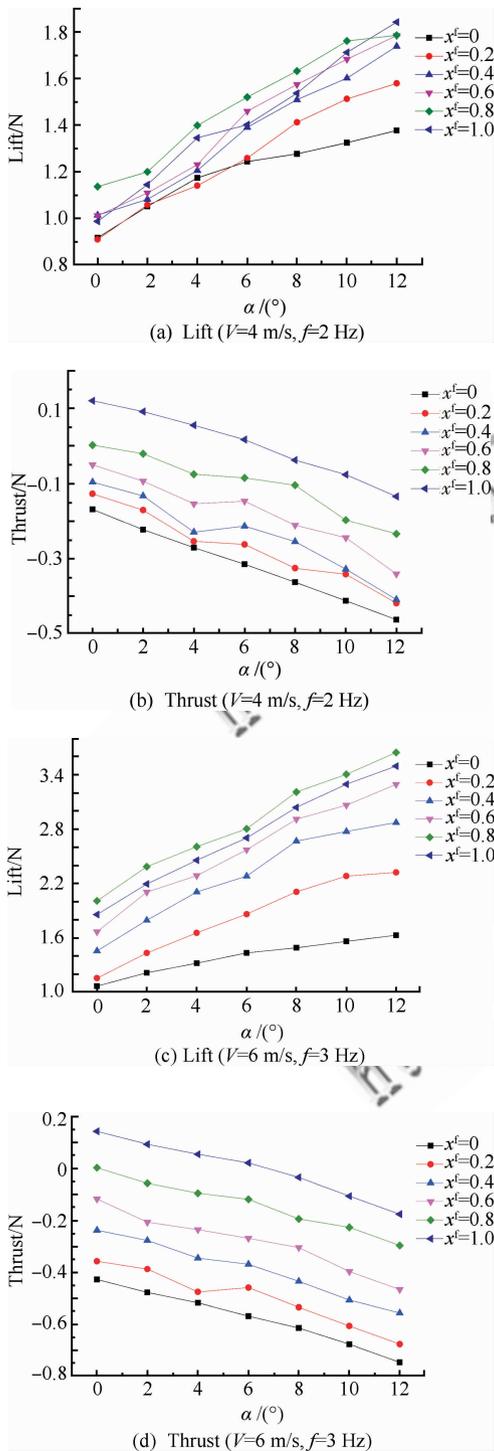


图 13 主动变形扑翼的升力和推力随扑动幅度的变化

Fig. 13 Variation of lift and thrust of active morphing flapping wing with flapping amplitude

从图 13 中可以看出,在各个相同的扑动幅度下,升力都随着迎角的增加而增加;在相同迎角下,升力先随着扑动幅度的增加而增加,在  $x^f = 0.8$  时达到最大值后又开始减小,这点在风速为 6 m/s、扑动频率为 3 Hz 时更加明显,由此可见对于增加升力来说,扑动幅度并不是越大越好。扑动幅度  $x^f = 0$ ,也就是机翼停止扑动时,迎角大于  $6^\circ$  以后升力线斜率明显开始变小,与机翼扑动的情况相比升力减小很多,再次说明了主动变形扑翼的单纯扑动就可以产生升力。

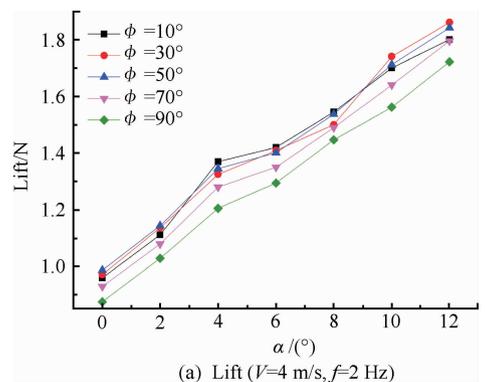
推力的情况和常规扑翼比较类似<sup>[17]</sup>。在相同的扑动频率下,推力都随着迎角的增大而减小;在同一迎角下,随着扑动幅度的增加,推力一直处于增加的状态,增大扑动幅度对增大推力的作用非常明显。

### 3.6 主动变形扑翼的升力和推力随伸展相位的变化

在对鸟的观测中发现,翅膀都是在上扑到最高点之前就开始伸展,在下扑的初始阶段完全展开,即伸展相位  $\phi$  肯定是正值,并且小于  $90^\circ$ ,而且还发现不同的鸟、同一种鸟不同飞行速度时  $\phi$  值都不相同。

主动变形扑翼的升力和推力随伸展相位的变化,如图 14 所示。试验风速分别为 4 m/s、6 m/s,主动变形扑翼的扑动幅度  $x^f = 1.0$ ,伸缩幅度( $u_j^u - u_j^d$ )取最大值,伸展相位  $\phi = 10^\circ \sim 90^\circ$ ,扑动频率分别为 2 Hz、3 Hz。

从图 14 中可以看出,在伸展相位相同时,升力都随着迎角的增加而几乎线性增加,在  $\phi = 10^\circ$ 、 $\phi = 30^\circ$ 、 $\phi = 50^\circ$  时,3 条升力曲线变化并不明显,它们由于测量噪声的影响而交织在一起;在  $\phi = 50^\circ \sim 90^\circ$  这一范围内,迎角相同时随着伸展相位的增加,升力明显在减小。



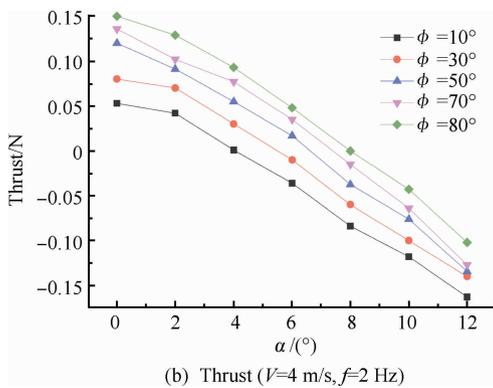
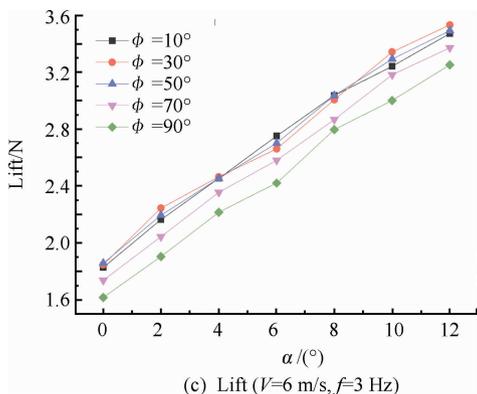
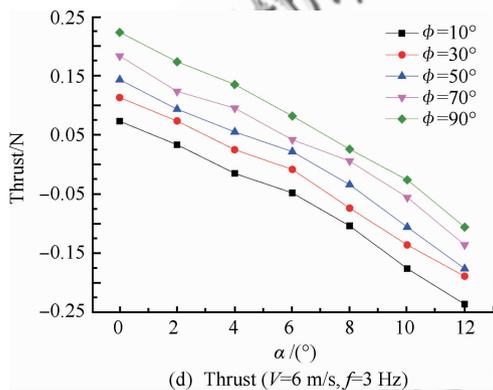
(b) Thrust ( $V=4$  m/s,  $f=2$  Hz)(c) Lift ( $V=6$  m/s,  $f=3$  Hz)(d) Thrust ( $V=6$  m/s,  $f=3$  Hz)

图 14 主动变形扑翼的升力和推力随伸展相位的变化

Fig. 14 Variation of lift and thrust of active morphing flapping wing with stretch phase

推力则呈现出不同的变化规律,在伸展相位相同时,推力都还是随着迎角的增加而减小;而迎角相同时,推力则随着伸展相位的增加而一直增加,虽然增加的数值不大,但是规律性非常明显。

综合升力和推力的情况,对于低速飞行来说,选择  $\phi=50^\circ$  是比较合适的,此时在保持最大升力的同时也能获得比较大的推力;对于  $\phi>50^\circ$  的情况则更适用于对推力需求更大的高速飞行。此伸展相位随风速的变化规律和对鸟类的观测中得到

的结论是一致的。

## 4 结论

本文在研究鸟类骨骼结构和翅膀及尾翼运动规律的基础上,设计并制造了一种基于机器人技术的主动变形扑翼飞行器;给出了主动变形扑翼飞行器的机构运动规律函数,设计了一套用于主动变形扑翼飞行器的机构运动控制系统;在低速风洞中对此飞行器进行了一系列测力试验,试验结果表明:

1) 与常规扑翼相比,主动变形扑翼在上扑阶段可以减小负升力,所以可以显著提高总升力,推力也会略有减小,但是其能耗也会相应减小;机翼的大主动变形适用于起飞、降落和低速飞行阶段,随着飞行速度的提高,应该减小机翼的主动变形以提高推力。

2) 在其余条件相同的情况下,升力随着迎角的增加而几乎线性增加,在迎角为  $12^\circ$  时也没有出现失速现象,推力则随着迎角的增加而减小。迎角相同时,随着风速的增加,升力也是明显增加;升力线斜率随着风速的增加而变大,风速对升力的提升作用在大迎角时更加明显;推力则随着风速的增加而明显减小。

3) 迎角相同时,升力随着扑动频率的增加而显著增加,而且扑动频率对升力的提升作用在大迎角时更加明显;推力随着扑动频率的增加而一直增大,增大扑动频率对增大推力的作用非常明显。

4) 迎角相同时,升力先随着扑动幅度的增加而增加,在  $x^f=0.8$  时达到最大值后又开始减小,对于增加升力来说,扑动幅度并不是越大越好;推力随着扑动幅度的增加,一直处于增加的状态,增大扑动幅度对增大推力的作用非常明显。

5) 在伸展相位  $\phi=10^\circ\sim 50^\circ$  时,伸展相位的变化对升力没有明显影响;在  $\phi=50^\circ\sim 90^\circ$  时,随着伸展相位的增加,升力明显减小;推力则随着伸展相位的增加而一直增加。对于低速飞行来说,选择  $\phi=50^\circ$  是比较合适的,对于  $\phi>50^\circ$  的情况则更适用于对推力需求更大的高速飞行。

## 参 考 文 献

- [1] King A S, McLelland J. Form and function in birds. London: Academic Press, 1996.  
© 航空学报编辑部 <http://hkxb.buaa.edu.cn>

- don; Academic Press, 1985.
- [2] Tobalske B W, Dial K P. Flight kinematics of blackbilled magpies and pigeons over a wide range of speeds. *Journal of Experimental Biology*, 1996, 199(2): 263-280.
- [3] Tobalske B W. Biomechanics of bird flight. *Journal of Experimental Biology*, 2007, 210(18): 3135-3146.
- [4] Norberg U M L, Winter Y. Wing beat kinematics of a nectar-feeding bat, *Glossophaga soricina*, flying at different flight speeds and Strouhal numbers. *Journal of Experimental Biology*, 2006, 209(19): 3887-3897.
- [5] Ang H S, Zeng R, Duan W B, et al. Aerodynamic experimental investigation for mechanism of lift and thrust of flexible flapping-wing MAV. *Journal of Aerospace Power*, 2007, 22(11): 1838-1845. (in Chinese)  
昂海松, 曾锐, 段文博, 等. 柔性扑翼微型飞行器升力和推力机理的风洞试验和飞行试验. *航空动力学报*, 2007, 22(11): 1838-1845.
- [6] Zhang Y F, Song B F, Yuan C S, et al. Lift characteristic of the flapping wing micro air vehicle. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2008, 26(4): 519-522. (in Chinese)  
张亚峰, 宋笔峰, 袁昌盛, 等. 微型扑翼飞行器升力特性研究. *空气动力学学报*, 2008, 26(4): 519-522.
- [7] Lin C S, Hwu C, Young W B. The thrust and lift of an ornithopter's membrane wings with simple flapping motion. *Aerospace Science and Technology*, 2006, 10(2): 111-119.
- [8] Balakumar B J, Chavez-Alarcon R, Shu F J. Lift, drag and flow-field measurements around a small ornithopter. Orlando: AIAA, 2011.
- [9] Billingsley D, Slipher G, Grauer J, et al. Testing of a passively morphing ornithopter wing. AIAA-2009-1828, 2009.
- [10] Mueller D, Gerdes J W, Gupta S K, et al. Incorporation of passive wing folding in flapping wing miniature air vehicles. ASME Mechanism and Robotics Conference, 2009.
- [11] Demetgul M, Pino W, Tansel L N. Morphing wing design for ornithopters. Miami: ECTC, 2008.
- [12] Li B. A preliminary study on the microstructure of bird primaries and their significance for flight. Harbin: Northeast Forestry University, 2008. (in Chinese)  
李冰. 鸟类初级飞羽微观结构与飞行性能相关性的初步研究. 哈尔滨: 东北林业大学, 2008.
- [13] Norberg U M. *Vertebrate flight*. New York: Springer-Verlag, 1990.
- [14] Wu J C, Popović Z. Realistic modeling of bird flight animations. *ACM Transactions on Graphics*, 2003, 22(3): 888-895.
- [15] Pennycuik C J. Predicting wingbeat frequency and wavelength of birds. *Journal of Experimental Biology*, 1990, 150(1): 171-185.
- [16] Pennycuik C J. Speeds and wingbeat frequencies of migrating birds compared with calculated benchmarks. *Journal of Experimental Biology*, 2001, 204(19): 3283-3294.
- [17] Shao L M, Song B F, Song W P. Experimental research of flapping-wing propulsion for micro air vehicles. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2009, 23(1): 1-6. (in Chinese)  
邵立民, 宋笔峰, 宋文萍. 微型扑翼的推进特性实验研究. *实验流体力学*, 2009, 23(1): 1-6.

#### 作者简介:

**段文博** 男, 博士研究生。主要研究方向: 飞行器设计, 空气动力学, 飞行力学。

E-mail: 262511995@qq.com

**昂海松** 男, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 飞行器总体设计, 微型飞行器等。

Tel: 025-84896205

E-mail: ahs@nuaa.edu.cn

**肖天航** 男, 副教授。主要研究方向: 气动设计、计算流体力学, 非定常空气动力学。

Tel: 025-84890119

E-mail: xthang@nuaa.edu.cn

# Design and Wind Tunnel Test of an Active Morphing Wing Ornithopter

DUAN Wenbo, ANG Haisong<sup>\*</sup>, XIAO Tianhang

*College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China*

**Abstract:** An active morphing flapping wing can mimic the complex movement of a flying bird's wings. In order to understand the aerodynamics of the active morphing wing ornithopter, the bird's bone structure as well as the laws of motion of its wing and tail are studied, and an active morphing wing ornithopter is designed and built based on robotics. The laws of motion of the ornithopter are presented, a control system is designed and built. Wind tunnel tests of the ornithopter are performed in a low-speed wind tunnel. The lift and thrust characteristics are studied. Furthermore, the influence of wind velocity, flapping frequency, amplitude and stretch phase on lift and thrust is investigated. A conventional flapping wing is tested for contrast. The test result shows that the active morphing wing can significantly increase the lift and enhance the ability of the ornithopter to adapt to various flight statuses.

**Key words:** active morphing; flapping wing; ornithopter; imitation of a bird; laws of motion; wind tunnel test; aerodynamic characteristic

<http://hkxb.buaa.edu.cn>  
<http://hkxb.buaa.edu.cn>

**Received:** 2012-03-20; **Revised:** 2012-04-11; **Accepted:** 2012-12-07; **Published online:** 2012-12-25 08:47

**URL:** [www.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20121225.0847.001.html](http://www.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20121225.0847.001.html)

**Foundation items:** National Natural Science Foundation of China (11002072); Specialized Research Fund for the Doctoral Program of Higher Education (20103218120001)

**\* Corresponding author.** Tel.: 025-84896205 E-mail: ahs@nuaa.edu.cn