

文章编号:1000-6893(2005)02-0173-06

## 仿生微扑翼飞行器机构动态分析与工程设计方法

侯宇<sup>1</sup>, 方宗德<sup>1</sup>, 刘岚<sup>1</sup>, 傅卫平<sup>2</sup>

(1. 西北工业大学 机电学院, 陕西 西安 710072)

(2. 西安理工大学 机电学院, 陕西 西安 710048)

### Dynamic Analysis and Engineering Design of Biomimetic Flapping-wing Micro Air Vehicles

HOU Yu<sup>1</sup>, FANG Zong-de<sup>1</sup>, LIU Lan<sup>1</sup>, FU Wei-ping<sup>2</sup>

(1. Department of Mechanical Engineering, Northwestern Polytechnical University, Xi an 710072, China)

(2. Department of Mechanical Engineering, Xi an University of Technology, Xi an 710048, China)

**摘要:**以工程应用为背景,从全局的角度提出了一种仿生微扑翼飞行器的动态分析与设计方法。在对鸟类的飞行参数进行统计分析的基础之上,拟合出扑翼飞行的仿生学公式,并据此进行了微扑翼飞行器的仿生学初步设计。根据仿生学结果设计了飞行器的传动布局、动力方案以及总体结构,并按照运动学分析、气动力学分析及动力学分析相结合的动态分析方法研究了微扑翼飞行器的动态特性。在动态分析的基础上进行了飞行参数的优化设计,使得微扑翼飞行器达到性能最佳。样机制作及风洞试验结果证明了这种方法的有效性与可行性。所得研究结论对微扑翼飞行器的设计、制作和应用提供了一定的理论依据。

**关键词:**微扑翼飞行器;仿生学;动态分析;参数优化

**中图分类号:**V276 **文献标识码:**A

**Abstract:** Flapping-wing micro air vehicles (FMAV) are new conceptual air vehicles that mimic the flying modes of birds and insects. A new dynamic analysis and design method for FMAV is proposed in the background of engineering application. Based on statistics and analysis of flying parameters of birds, the biomimetic formulas are brought forth and original FMAV design is carried out. According to the biomimetic results, the transmission layout, power scheme and total structure of FMAV are designed, and the dynamic properties of FMAV are studied by dynamic analysis method that includes kinematic, aerodynamic and structure dynamic analysis. Then the parameter optimization design is proceeded following dynamic analysis to reach the optimum performance of FMAV. Airplane prototype and wind tunnel experiments verify the effectivity and feasibility of this method. The results of research are helpful to the design, fabrication and application of FMAV.

**Key words:** flapping-wing micro air vehicle; biomimetic; dynamic analysis; parameter optimization

微扑翼飞行器(Flapping-wing micro air vehicles, FMAV)是一种模仿鸟类或昆虫飞行的新概念飞行器。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,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的采用扑翼飞行方式,这就给了我们一个启迪,同时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<sup>[1]</sup>。

目前关于微扑翼飞行器的研究大都集中于理论研究<sup>[2~6]</sup>或实际制作<sup>[7,8]</sup>方面,而没有从全局的角度来研究其设计思路与设计方法。本文依据仿生学、空气动力学、机构运动学与动力学的基本原

理,提出了一个适用于微扑翼飞行器的工程设计方法,其总体思路为:仿生学初步设计 总体结构设计 动态特性分析 飞行参数优化 样机制作与试验。

### 1 微扑翼飞行器的仿生设计

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设计微扑翼飞行器时的原始依据。

在几何相似性假设的前提下,可以通过量纲分析把与飞行有关的不同物理量联系起来。例如对于匀速水平飞行,鸟的重量 $W$ 、升力 $L$ 和质量 $m$ 可以表达为关于特征长度的关系式<sup>[5]</sup>

$$W = L = mg \quad l^3 \quad (1)$$

类似地,翼面积可表达为

$$S \quad l^2 \quad (2)$$

而翼载 $W/S$ 则为

收稿日期:2004-03-22 修订日期:2004-07-31

基金项目:国防基础研究基金(K1800060109)资助项目

$$W/S \quad l \quad (3)$$

若把翼展  $b$  作为特征长度,则由式(1)可得到翼展  $b$  与质量  $m$  的关系

$$b \quad m^{1/3} \cong m^{0.33} \quad (4)$$

同理,根据其物理意义,翼面积、扑翼频率等飞行参数与质量之间的关系都可以近似表达为

$$C = am^b \quad (5)$$

对上式两端取对数可得

$$\ln C = \ln a + b \ln m \quad (6)$$

令  $y = \ln C$ ,  $a_0 = \ln a$ ,  $a_1 = b$ ,  $x = \ln m$ ,上式即可转化为一个线性表达式

$$y = a_0 + a_1 x \quad (7)$$

其中: $a_0$  和  $a_1$  为待求量。

本文收集了从质量 0.006kg,翼展 0.155m 的戴菊莺,到质量 8.5kg,翼展 3.4m 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,所求得的  $a_0$  和  $a_1$  回代入公式(5),即可得出各参数与质量  $m$  仿生学公式如下:

$$\begin{aligned} \text{翼展 } b &= 1.237 m^{0.368} \\ \text{翼面积 } S &= 0.164 m^{0.667} \\ \text{展弦比 } AR &= 9.339 m^{0.069} \\ \text{扑翼频率 } f &= 3.991 m^{-0.202} \\ \text{阻力系数 } C_d &= 0.027 m^{-0.034} \\ \text{最小功率速度 } V_{\min,p} &= 8.704 m^{0.158} \\ \text{最小阻力速度 } V_{\min,d} &= 11.591 m^{0.158} \\ \text{飞行功率输出 } P_{ly} &= 45.21 m^{0.728} \\ \text{最大功率输出 } P_{\max} &= 84.388 m^{0.734} \end{aligned} \quad (8)$$

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。

根据鸟类飞行仿生学统计公式,微扑翼飞行器的质量  $m$  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, $m$  的最小可能取值约为 16g。其中,微型电动机 5.3g,电池 3.2g,传动机构 3.5g,机体 1.5g,机翼 1.5g,尾翼 1.0g。

由以上的仿生学公式,可以初步设计微扑翼飞行器的各参数为:全翼展  $b = 0.27\text{m}$ ,翼面积  $S = 1.04 \times 10^{-2} \text{m}^2$ ,展弦比  $R_A = 7.02$ ,扑翼频率  $f$

$= 9.2 \text{Hz}$ ,最小功率速度  $V_{\min,p} = 4.53 \text{m/s}$ 。

## 2 微扑翼飞行器的结构设计

在对微扑翼飞行器进行仿生学初步设计的基础上,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 1 所示为初步设计的微扑翼飞行器三维模型。

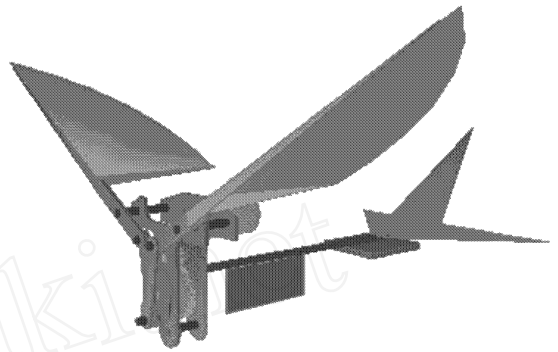


图 1 微扑翼飞行器模型

Fig. 1 Design model of FMAV

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 2 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。

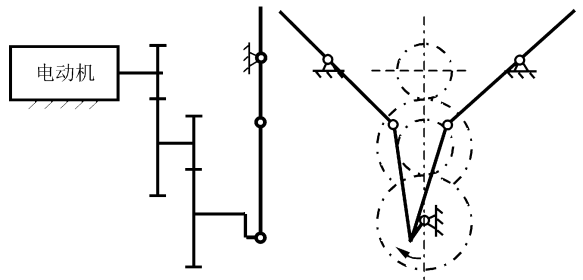


图 2 扑翼机构简图

Fig. 2 Flapping mechanism

传动机构的具体参数如齿轮传动比,连杆机构各杆长尺寸以及翼展、翼面积等可以根据前面的仿生学设计结果来选定。同时直流电动机的特性也是设计时必须综合考虑的因素。

## 3 微扑翼飞行器的动态分析

在上节扑翼传动机构设计的基础上,进行扑翼运动的动态分析,计算出实际飞行过程中扑翼所产生的升力与推力,为进一步的参数优化设计做好准备。

首先由扑翼传动机构各参数,经过运动学分析得出扑翼的角度及角速度随时间的变化规律(由于未考虑负载,此处的电动机转速只是额定电压下的名义值,可根据后续的气动分析对转速进行逐次修正,使之逼近真实值);接着采用近似解析法或数值方法进行气动力分析,求出扑翼的气动力及气动力矩;在此基础上构造出扑翼的动力学方程,求出扑翼在驱动力矩及气动阻力矩作用下实际的扑翼运动规律;比较运动分析和动力分析所得的扑翼平均角速度  $\omega_1$  与  $\omega_2$ ,由于  $\omega_1$  的得出未考虑气动阻力,因此会大于  $\omega_2$ ,可以通过减小电动机的初始转速  $n_0$  来减小  $\omega_1$ ,增大驱动力矩(由于在额定电压下,直流电动机基本为恒功率输出,转速与扭矩成反比关系),使得计算出的  $\omega_1$  与  $\omega_2$  相互逼近。重复以上步骤,直至达到预定的收敛精度  $|\omega_1 - \omega_2| < \epsilon$ ,此时的扑翼角速度即为考虑驱动力矩、气动阻力矩以及惯性力作用下的实际角速度,而对应的扑翼升力与阻力即为实际产生的气动力。整个分析流程如图 3 所示。

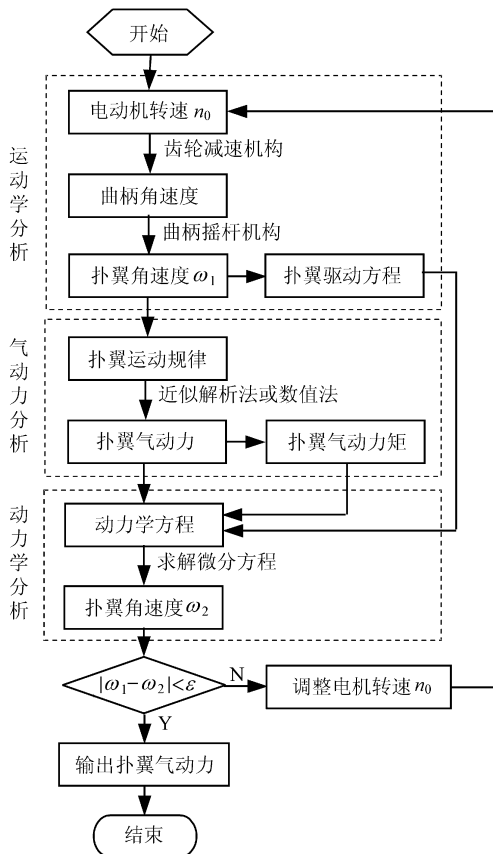


图 3 微扑翼飞行器动态分析流程图

Fig. 3 Flow chart of FMAV dynamic analysis

### 3.1 运动学分析

首先计算出在一定的电动机转速下所对应的扑翼角度和角速度随时间的变化规律,在此基础

上计算出作用在扑翼上的驱动力矩随时间的变化规律(假设电机输出功率为恒定值  $P_0$ )。

当电机转速为  $n_0$  时,其对应的角速度为  $\omega_m$ ,经过传动比为  $i = 12$  的两级齿轮减速机构后,曲柄的角速度为  $\omega_{crank} = \omega_m / 12$ 。

图 4 所示为由图 2 转换坐标系而得到的铰链四杆机构运动简图,其中  $\theta_1, \theta_2, \theta_3$  以及  $\dot{\theta}_1, \dot{\theta}_2, \dot{\theta}_3$  分别为曲柄、连杆以及摇杆所对应的角位移与角速度。

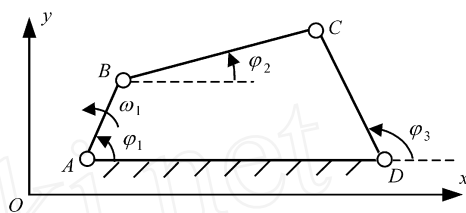


图 4 扑翼铰链四杆机构运动简图

Fig. 4 Four bar flapping mechanism analysis

由曲柄摇杆机构的运动学分析可得摇杆 CD 的角位移及角速度随时间的变化规律为

$$\theta_3(t) = 2 \arctan \frac{A + M \sqrt{A^2 + B^2 - C^2}}{B - C}$$

$$\dot{\theta}_3(t) = \frac{(l_{AD}/l_{DC}) \sin \theta_1 + \sin(\theta_1 - \theta_3)}{(l_{AD}/l_{AB}) \sin \theta_3 + \sin(\theta_1 - \theta_3)} \cdot \dot{\theta}_1 \quad (9)$$

式中:  $A = -l_{AB} \sin \theta_1$ ;  $B = l_{AD}/l_{AB} - \cos \theta_1$ ;  $C = (l_{AD}^2 + l_{DC}^2 + l_{AB}^2 - l_{BC}^2)/(2l_{AB}l_{DC}) - l_{AD} \cos \theta_1/l_{DC}$ 。

因为两边的机翼与摇杆 CD 固连,因此扑翼角度即为  $\theta_3$ 。有时为了改变扑翼的上下角度差,在安装时会使扑翼与摇杆有一个倾斜角  $\theta_0$ ,此时的扑翼角度即为  $\theta_3 + \theta_0$ 。

由实际测试知传动机构的效率约为 0.9,则作用在机翼上的驱动力矩为  $M_{wing} = 0.9 P_0 / \dot{\theta}_3$ 。

### 3.2 气动力分析

到目前为止,对于低雷诺数下的扑翼飞行气动力特性尚未有一个全面而精确的分析方法,由于涉及到非定常空气动力学、柔性翅翼的几何形状变化、可变的多孔柔性表面以及快速的自适应系统等,使得关于扑翼飞行气动力特性的研究比起固定翼飞行要复杂得多。在满足工程应用的前提下,本文拟采用近似解析法来研究扑翼飞行的气动力特性。

在仿生学的基础上可以得到微扑翼飞行器的气动力学简化模型如图 5 所示。OXYZ 为固定于地面的绝对坐标系;  $O_1 X_1 Y_1 Z_1$  为固连在飞行器

质心  $O_1$  处的运动坐标系,其各轴始终与绝对坐标系各轴平行;  $X_2$  轴与扑翼飞行器的拍打轴重合,其与  $X_1$  轴之间的夹角为  $\gamma$ ,由两翼各翼型截面气动中心处的连线组成的拍打平面与拍打轴垂直。

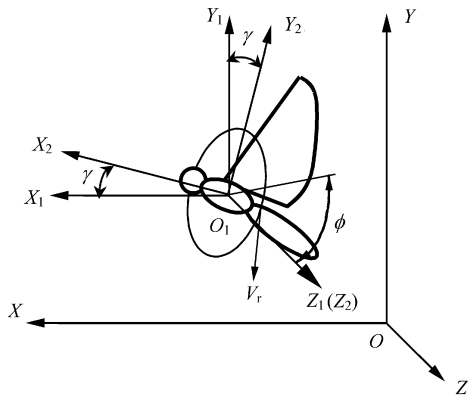


图5 微扑翼飞行器简化模型坐标系  
Fig.5 Coordinates of FMAV model

首先进行如下假设:(1)由于机身所产生的升力和轮廓阻力比起机翼的气动力来要小得多,同时为简化模型,计算时不考虑机身影响;(2)两翼围绕一个固定轴(拍打轴)上下扑动,同时各翼型截面可以绕相应的气动中心作俯仰运动。两翼在作拍打和俯仰运动的同时,可以产生弯曲和扭转变形。

沿翼展方向把机翼划分为一个个翼单元来进行研究,其翼型截面图如图6所示。考虑机翼的弯曲变形与扭转变形时,则距离拍打轴为  $r$  处的翼单元绕拍打轴的拍打角及绕旋转轴的扭转角分别为

$$\begin{cases} \phi(r, t) = \phi_0 + \phi_1(r) \sin(\omega t + \phi) \\ \psi(r, t) = \psi_0 + \psi_1(r) \sin(\omega t + \psi) \end{cases} \quad (10)$$

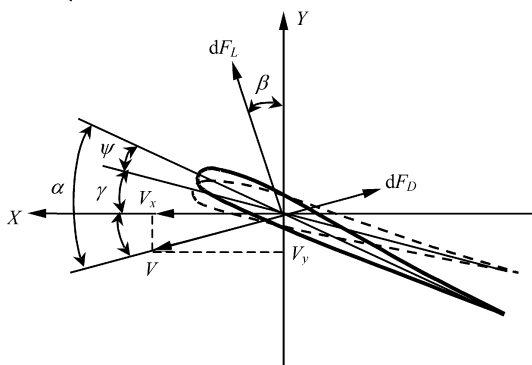


图6 翼型截面图  
Fig.6 Airfoil section

由式(10)扑翼的运动规律,距拍打轴为  $r$  处的翼型气动中心处的速度  $V_r$  为

$$V_r(r, t) = r \frac{\partial \phi}{\partial t} = r \dot{\phi}_1(r) \cos(\omega t + \phi) \quad (11)$$

$V_r$  在  $XYZ$  轴的投影  $V_{rx}, V_{ry}$  和  $V_{rz}$  分别为

$$\begin{aligned} V_{rx} &= V_r \cos \phi \sin \gamma \\ V_{ry} &= -V_r \cos \phi \cos \gamma \\ V_{rz} &= V_r \sin \phi \end{aligned} \quad (12)$$

飞行器质心在任意时刻的飞行速度沿  $X、Y$  轴的分量分别为  $\dot{x}$  和  $\dot{y}$ ,则翼的气动中心处的绝对速度  $V$  及其与  $X$  轴的夹角  $\theta$  为

$$\begin{aligned} V &= \sqrt{V_x^2 + V_y^2} \\ \theta &= \arctan(V_y/V_x) \end{aligned} \quad (13)$$

其中  $V_x$  和  $V_y$  是  $V$  在  $X、Y$  轴的分量,分别为

$$\begin{aligned} V_x &= \dot{x} + V_{rx} \\ V_y &= \dot{y} + V_{ry} \end{aligned} \quad (14)$$

由图6,若翼型截面在某个时刻的扭转角为  $\psi$  (虚线所示为初始位置,实线为扭转后的位置),则此时翼型在气动中心处的攻角  $\beta$  为

$$\beta = \theta + \psi \quad (15)$$

由于翼的拍动而作用在单位长度机翼上的气动力为

$$\begin{aligned} dF_L(t, r) &= \frac{1}{2} C_L(\beta) \rho c(r) V^2(t, r) dr \\ dF_D(t, r) &= \frac{1}{2} C_D(\beta) \rho c(r) V^2(t, r) dr \end{aligned} \quad (16)$$

式中:  $dF_L$  和  $dF_D$  分别为作用在翼单元上的升力和阻力;  $\rho$  是空气密度;  $c$  是机翼的弦长;  $V$  为翅膀相对于气流的速度;  $C_L$  和  $C_D$  为无量纲的升力与阻力系数,可以表达为攻角  $\beta$  的函数。此处根据文献[3],从试验得来的结果中拟合出升力系数和阻力系数计算的公式:

$$\left. \begin{aligned} C_L &= 0.225 + 1.58 \sin(2.13\beta - 7.20) \\ C_D &= 1.92 - 1.55 \cos(2.04\beta - 9.82) \end{aligned} \right\} \quad (17)$$

由于旋转循环的作用而施加在单位长度机翼上的气动力为

$$dF_N(t, r) = C_{rot} \omega^2 c^2(r) V(t, r) dr \quad (18)$$

式中:  $C_{rot} = (3/4 - x_0)$  是旋转力系数,基本与攻角大小无关;  $x_0$  是机翼旋转轴距前缘的无量纲长度;  $\omega$  是机翼相对于转轴的角速度。这是一个纯法向力,其作用方向垂直于翼型轮廓。

将  $dF_L, dF_D$  以及  $dF_N$  分别投影到  $X、Y$  轴,沿机翼长度对上述力积分,并假设满足叠加原理,可得总的升力  $L$  和阻力  $D$  分别为

$$L(t) = \int_0^{b/2} \{dF_L(t, r) \cos(\theta + \alpha) + dF_N(t, r) \cos(\theta + \beta)\} \\ D(t) = \int_0^{b/2} \{dF_L(t, r) \sin(\theta + \alpha) - dF_D(t, r) \cos(\theta + \beta) - dF_N(t, r) \sin(\theta + \beta)\} \quad (19)$$

同理,每个翼单元合力乘以距离翼根处的距离 $r$ ,并沿翼展方向积分可得出机翼所受到的瞬时气动阻力矩 $M_{aero}$ 。

需要说明的是,采用近似解析法计算速度快,便于迅速估算扑翼气动力,确定设计范围,但计算精度相对较低;采用计算流体力学(CFD)的数值模拟方法精度较高,但计算耗时。实际设计中可用解析法进行快速估算,然后用数值法进行验证。

### 3.3 动力学分析

从前面的运动分析以及气动力分析,可以得到扑翼驱动力矩 $M_{wing}$ 以及气动阻力矩 $M_{aero}$ ,从而可构造出扑翼的动力学方程如下

$$I_{wing} \ddot{\theta} + M_{aero} = M_{wing} \quad (20)$$

其中 $I_{wing}$ 为机翼的转动惯量,其计算公式为

$$I_{wing} = \sum_{i=1}^n m_i r_i^2 \quad (21)$$

求解此微分方程,可得出受到空气阻力时扑翼角度随时间的变化规律。

## 4 微扑翼飞行器的参数优化

在上述动态分析方法的基础上,可以通过调整飞行器各参数使升力达到最大值,即进行优化设计以达到性能最优。

飞行器的优化设计变量包括齿轮减速比 $i$ 、铰链四杆机构各杆长尺寸、扑翼翼展 $b$ 、翼面积 $S$ (展弦比 $R_A$ )、扑翼固定迎角 $\alpha$ 等,而以升力 $L$ 作为其目标函数。其数学模型为

$$L = f(i, b, S, \alpha, l_{AB}, l_{BC}, l_{CD}, l_{AD}) \quad (22)$$

在满足约束条件

$$i > 0, b > 0, S > 0, \alpha > 0$$

$$l_{AB} = \min(l_{AB}, l_{BC}, l_{CD}, l_{AD})$$

$$l_{AB} + l_{AD} < l_{BC} + l_{CD}$$

时的最大值。前面仿生设计所得参数作为优化设计的初值。

经过参数优化可得微扑翼飞行器各参数为: $b=0.23\text{m}$ ,  $S=0.8 \times 10^{-2}\text{m}^2$ ,  $R_A=4$ ,  $f=12\text{Hz}$ ,  $\alpha=10^\circ$ ,  $i=12$  比较这些参数与前面仿生设计得出的参数,发现翼展、翼面积有所减小,频率加快,而展弦比有较明显的差距。

## 5 样机制作及试验

在以上仿生设计、动态分析以及参数优化的基础上,可制作出微扑翼飞行器样机如图7所示。该扑翼 MAV 采用聚合物锂电池和微型直流电动机驱动,碳纤维机架,聚酯薄膜柔性机翼,全机重量约16.5g,翼展230mm,扑翼频率10.5Hz,可自由飞行15~21s。加装微型遥控设备的飞行器样机正在调试阶段。

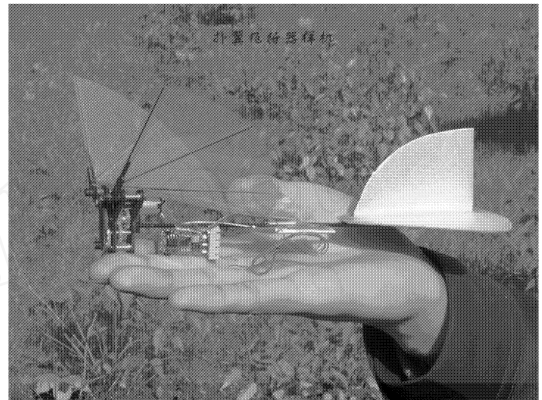


图7 微扑翼飞行器样机

Fig. 7 FMAV prototype

样机在西北工业大学低湍流度风洞中进行了风洞试验,试验风速为 $2\text{m/s} \sim 5\text{m/s}$ ,雷诺数约为2625(风速 $5\text{m/s}$ 时),试验所测出的扑翼频率以及升力稍小于计算结果,分析可能主要是由于计算时忽略了机翼的轮廓阻力以及诱导阻力所引起的误差。

此外还在小型烟风洞中进行了流场试验,观察了扑翼拍动过程中流场的扰动情况,如图8所示。

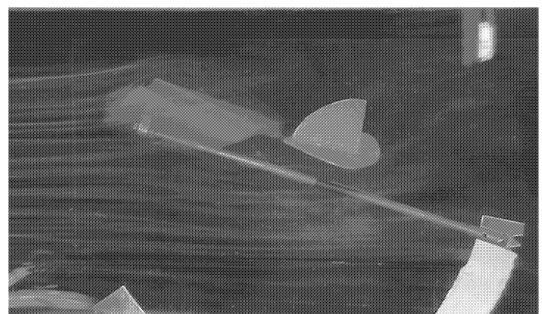


图8 烟风洞流场试验

Fig. 8 Smoke wind tunnel experiment

## 6 结论

微扑翼飞行器是一种新概念的飞行器,在应用技术上它超出了传统的飞机设计和气动力的研

究范畴,是一个全新的多学科研究领域。本文针对仿鸟微扑翼飞行器,提出了一个仿生学初步设计 动态分析 参数优化 制作与试验的研究思路。通过理论计算与试验结果,证明了这种方法的有效性与可行性,从而为微扑翼飞行器提供了一个总体的工程设计方法。

### 参 考 文 献

- [1] Micheal 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 Berg C. Leading-edge vortices in insect flight[J]. Nature, 1996, 384(12):19-26.
- [3] Dickonson M H. Wing rotation and the aerodynamic basis of insect flight[J]. Science, 1999, 284(6):1954-1960.
- [4] 孙茂. 昆虫飞行的高升力机理[J]. 力学进展, 2002, 32(3):425-434.  
Sun M. Unsteady lift mechanisms in insect flight[J]. Advances in Mechanics, 2002, 32(3):425-434. (in Chinese)
- [5] 吴江浩,孙茂. 微型飞行器的仿生流体力学——昆虫前飞时的气动力和能耗[J]. 航空学报, 2002, 23(5):385-393.

- Wu J H, Sun M. Biomimetic aerodynamics of micro-air vehicles—aerodynamic force and power requirements in forward flight of insect[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2002, 23(5):385-393.
- [6] Wei S, Berg M, Ljungqvist D. Flapping and flexible wings for biological and micro air vehicles[R]. Progress in Aerospace Sciences, 1999, 35:455-505.
- [7] Shimoyama I, Miura H, Suzuki K. Insect-like micro robots with external skeletons[J]. IEEE Control Systems magazine, 1993, 13(2):37-41.
- [8] Pornsin-Sirirak T N, Lee S W, Nassef H, et al. MEMS wing technology for a battery-powered ornithopter [A]. Proceedings of 13th IEEE Annual International Conference on MEMS 2000[C]. Miyazaki, Japan, 2000. 799-804.

#### 作者简介:

侯宇(1975-) 男,陕西岐山人,西北工业大学博士研究生。主要研究方向为微小扑翼飞行器飞行力学及其控制原理研究,基于MEMS技术的微驱动机构研究等。地址:(710072)西安市西北工业大学324信箱,电话:029-88493958, E-mail: fly\_houyu@163.com

(责任编辑:刘振国)

### 学术会议 征 文

## 机械动力传输专业委员会第十二届学术讨论会征文通知

中国航空学会机械动力传输专业委员会拟于2005年9月召开第十二届学术讨论会议,会议将由300厂(长沙航空工业中南传动机械厂)承办。现将征会议征文有关事项通知如下:

### 一、征文范围

- (1) 国内、外航空机械动力传输专业发展方向与发展动态;
- (2) 21世纪航空机械动力传输专业先进技术;  
先进结构总体、强度、零部件、系统设计分析方法、分析软件;先进材料、工艺;先进试验、测试方法、故障诊断技术及其设备;先进维护、使用方法与经验。
- (3) 航空动力传输专业领域最新研究成果,主要包括:  
典型结构、强度、加工,齿轮、轴、轴承、联轴节、离合器、机匣;润滑系统、摩擦与磨损、密封;试验、故障诊断和状态监控、计算机仿真、外场使用和维护。
- (4) 航空动力传输专业技术改造与进步;
- (5) 航空动力传输专业技术与民用技术发展相结合。

### 二、征文要求

- (1) 观点明确,数据准确,文字简练,图表清晰,凡已在公开刊物或全国性学术会议上发表过的论文不在征文之列;
- (2) 论文不得超过6000字(含图表和参考文献),并附带200字左右的摘要和软盘;
- (3) 寄交的论文恕不退还,作者自留底稿。寄交论文时请注明作者姓名、职务、详细通信地址和联系电话。
- (4) 2005年7月20日截稿,8月中旬完成审稿,质量优秀的论文将推荐在《航空动力学报》上发表。

### 三、联系方式

地址:湖南长沙521信箱科技办 邮编:410200  
联系人:高建平、张钟早、龙长和 联系电话:0731-8170728,8170626  
传真:0731-8170312 电子邮件:Zhangzhongzao@vip.sina.com