

文章编号: 1000-8055(2007)11-1838-08

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

昂海松, 曾 锐, 段文博, 史志伟
(南京航空航天大学 微型飞行器研究中心, 南京 210016)

摘 要: 为探讨柔性扑翼微型飞行器产生升力和推力的机理, 在研究考虑柔性大变形扑翼气动力计算方法基础上, 利用南京航空航天大学低速风洞进行了不同扑动频率、迎角、速度下微型扑翼升力、推力的变化和动态流场显示等风洞实验, 并与计算结果进行了比较分析, 为微型扑翼机的设计提供了的参考依据. 自行研制的微型柔性结构扑翼机成功地进行了飞行试验.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 微型飞行器; 扑翼机; 柔性扑翼; 风洞实验

中图分类号: V211.7

文献标识码: A

Aerodynamic experimental investigation for mechanism of lift and thrust of flexible flapping-wing MAV

ANG Hai song, ZENG Rui, DUAN Wen-bo, SHI Zhi-wei

(Research Center of Micro Air Vehicle,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: A new flapping-wing model of MAV (Micro Air Vehicle) with flexible structure was developed in order to explore mechanism of lift and thrust generation in flexible flapping-wing MAV. Wind tunnel test demonstrated the downstroke of the flapping-wing by utilizing laser instrument. Variation of the lift and thrust of flexible flapping-wing under conditions of different flap parameters such as flap frequency, angle of attach, flow speed and so on was investigated and compared with computed results. The research provides reference for design of flapping-wing MAV. The flight tests of the Flexible Flapping-wing MAV conducted in Research Center of MAV of NUAA were also successfully completed.

Key words: aerospace propulsion system; micro air vehicle (MAV); flapping-wings; flexible flapping-wing; wind tunnel experiment.

像鸟一样仅用一对扑翼就可以同时产生升力和推力而飞行, 一直是人们追求的梦想. 20 世纪 90 年代通过对微型扑翼飞行器的研究, 实现了扑翼飞行. 由于微型扑翼飞行器的特殊飞行方式和灵活的飞行特性, 引起了人们研究的广泛兴趣. 一些针对扑翼的非定常气动特性计算方法和初步的试验在国内外开展起来^[1-6].

以往的计算都基于简单的刚性翼的简谐扑动与转动模型, 而实际鸟、昆虫与目前成功试飞的微型扑翼飞行器的扑翼都是“柔性”的. 为此, 我们提出一种更接近鸟实际状态的柔性变形扑翼模型, 研究其设计参数与气动力的关系和相关试验研究.

收稿日期: 2006-06-24; 修订日期: 2007-07-05

作者简介: 昂海松(1947), 男, 安徽南陵人, 教授, 博士生导师, 主要从事飞行器设计技术研究.

1 柔性扑翼的扑动模型

通过对鸟、昆虫和扑翼飞行器实际飞行的观察, 扑翼在运动中伴随着结构上很大变形(图 1)。如果扑翼结构是“刚性”的, 单纯上下扑动无法实现飞行。而实验和飞行试验表明, 扑翼结构的柔性对升力和推力的产生, 起着非常重要的作用。



图 1 扑翼柔性变形示意图

Fig. 1 Deformation of flexible flapping wing

为此, 在对实际扑翼风洞试验测试结构变形的基础上, 提出以下新的扑翼柔性扑动模型

$$\begin{cases} \alpha = \alpha_0 + \alpha_{\max} \sin(\omega t + \phi_\alpha) + \theta_{\text{lex}}(x, y, t) \\ \beta = \beta_0 + \beta_{\max} \sin(\omega t + \phi_\beta) + \varphi_{\text{lex}}(x, y, t) \end{cases}$$
这里定义的弦向扭转函数 $\theta_{\text{lex}}(x, y, t)$ 和展向弯曲函数 $\varphi_{\text{lex}}(x, y, t)$, 分别表示弦向和展向的扑翼随扑动的非定常结构形状变化。

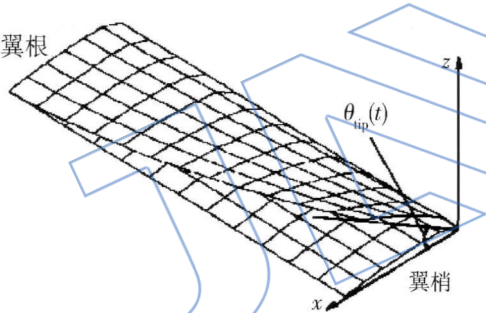


图 2 弦向柔性变形模型

Fig. 2 Model of chord deformation of flexible wing

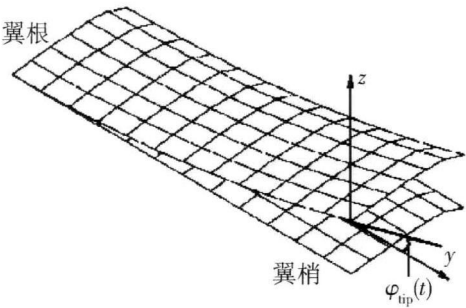


图 3 展向柔性变形模型

Fig. 3 Model of span deformation of flexible wing

弦向柔性变形, 扑翼受到气动扭转力矩作用时, 各剖面弦线沿弦向产生柔性变形(图 2)。从简单的力学分析假设本文给出扑翼扭转沿展向以抛

物线规律变化

$$\theta_{\text{lex}}(x, y, t) = \theta_{\max} \sin\left[\omega t + \phi_\theta - \frac{\pi}{2}\right] \left(\frac{x}{c}\right)^2 \left(\frac{y}{b}\right)^2$$

其中 b 为半展长, c 为弦长。

展向弯曲变形是由作用在扑翼上的气动弯矩引起的, 本文给出展向柔性变形的表达式(图 3)

$$\varphi_{\text{lex}}(x, y, t) = \varphi_{\max} \sin\left[\omega t + \phi_\varphi - \frac{\pi}{2}\right] \left(\frac{x}{c}\right)^2 \left(\frac{y}{b}\right)^2$$

对上述柔性扑翼模型, 研究了以改进的非定常涡格法为基础的气动计算方法^[34], 利用 Kelvin 定律任意时刻整个流场的环量之和为常数

$$\frac{d\Gamma}{dt} = \frac{d\Gamma_B}{dt} + \frac{d\Gamma_W}{dt} = 0$$

和非定常 Bernoulli 方程

$$\Delta p = p_l - p_n = \rho \left[\left(\frac{Q_l^2}{2} \right)_n - \left(\frac{Q_l^2}{2} \right)_l + \left(\frac{\partial \Phi}{\partial t} \right)_n - \left(\frac{\partial \Phi}{\partial t} \right)_l \right]$$

及 $\pm \frac{\partial \Phi}{\partial t} = \pm \frac{\partial \Gamma_i}{\partial t} \frac{1}{2}$

建立了柔性扑翼的非定常涡及压力分布的计算程序, 从理论上计算出各种扑动参数下的扑翼气动力, 分析了柔性扑翼产生升力和推力的机理。进一步开展试验研究, 同时也验证计算方法。

2 微型扑翼飞行器风洞实验的设计

由于扑翼气动力数值模拟方法理论上还不成熟, 所以实验方法就尤为重要。为了获得扑翼气动力的第一手资料, 在 2004 年~ 2006 年进行了多次微型扑翼飞行器模型的动态风洞实验。

2.1 实验模型的设计与研制

实验直接使用由南京航空航天大学微型飞行器中心自行研制的微型扑翼机, 即风洞试验模型也是在空中进行飞行试验的验证机, 完全 1: 1 真实模型(包括结构和驱动), 因此有更好的实用性和飞行试验可比性。

实验模型与试验机的设计: 此扑翼微型飞行器形状如图 4, 主翼面为矩形, 翼尖处为近似 1/4 圆形, 扑翼展长 34 cm。特征尺寸为小鸟大小(家燕展长约为 35~ 40 cm)。有 V 形和平尾+ 垂尾两种设计形式, 本试验模型使用为后者, 平尾与垂尾的后部分别设计有升降舵和方向舵。

从结构设计上, 扑翼设计为弹性复合材料骨架+ 柔性蒙皮结构, 可实现如鸟翅膀的展向上下

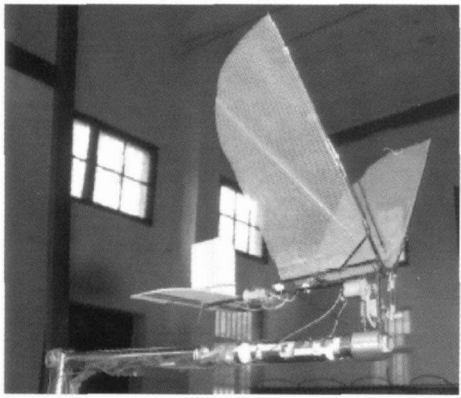


图 4 微型扑翼飞行器实验模型

Fig. 4 Test model of MAV with flapping wing

扑动和弦向柔性变形;就柔性薄膜蒙皮来说,更像“蝙蝠”或“昆虫”的翅膀结构. 驱动机构:设计为齿轮组和偏心轮曲轴机构. 动力与能源装置:动力采用微型无刷电动机,能源采用聚合物锂电池. 控制装置:机载设备设计为无线电遥控和微型电动伺服舵机控制系统,其中一路可控制电动机“油门”,扑动频率可通过改变微型电动机输入电流无级调节.

2.2 试验设施

微型扑翼飞行器的试验是由南京航空航天大学的低紊流度、低速开口回流风洞(试验段截面形状为圆形,半径 0.75 m.)进行的.由于微型扑翼飞行器体积小和气动力很小,要求天平体积小、并具有细微的力与力矩感受能力.为此南京航空航天大学微型飞行器研究中心研制了专门的精微六分量天平,具有微小量值测量精度(相对误差小于 $0.06 \times 10^{-2} \text{ N}$ 和 $0.2 \times 10^{-2} \text{ N} \cdot \text{cm}$ 力矩).

此外由于扑翼扑动频率高(通常 5~30 Hz),因此要求足够数量的采样点才能保证反映出扑翼非定常气动力的变化情况.本次试验采用的数据采集处理系统由高速数据采集卡、放大器、控制微机组成,该系统采样速度最高可达 20 000 点/秒,采集精度为全量程的 0.1%,具有良好的精度、动态跟随性和采集速度及处理、显示数据图形和存储等功能.

2.3 试验方案

扑翼飞行器风洞试验的试验方案和试验参数与固定翼飞行器有很大不同.首先选择开口风洞的理由之一是因为扑翼的垂直方向的气流大扰动会引起闭口风洞强烈的洞壁干扰.常规风洞试验最基本的“风速”参数在扑翼试验方案中却变成了“待定”的参数.这是因为扑翼飞行器在空中飞行

时,其飞行速度是由扑翼的机翼形状、扑动频率和姿态等所产生的推力大小决定的,不象固定翼飞行器(无论是喷气推进或螺旋桨推进)飞行速度主要取决于发动机“油门”大小.

试验参数

通过实际飞行试验,选择风洞试验风速参数为: 5~8 m/s,

试验迎角范围: $2.5^{\circ} \sim 7.5^{\circ}$,

扑动频率范围: 4~12 Hz.

当扑翼上下扑动时,不仅因展向翼杆的小弹性而产生较大的展向变形.更由于蒙皮采用完全柔性的薄膜结构,除前缘翼杆和翼根弦向杆有弹性支撑外,扑翼扑动时发生强烈的柔性变形(图 5).

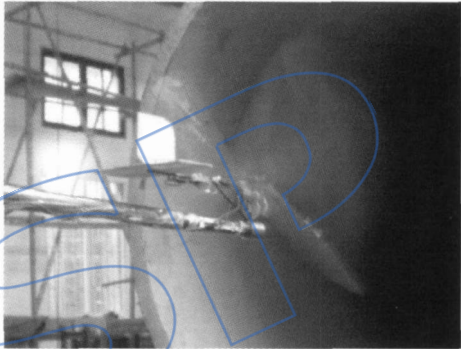


图 5 试验时扑动的扑翼模型

Fig. 5 Flapping of test MAV model

2.4 试验数据处理

为了获得扑翼足够的动态试验数据,对扑翼气动特性的试验数据采样,设置频率为 200 Hz 的采样密度,每个状态采样 4 s.

由于扑翼扑动时信号噪声较大,需要运用滤波处理所采集的信号.首先在测量时采用了 30 Hz 低通滤波器对信号进行初次硬件滤波.进一步运用 Matlab 进行了二次滤波,噪声基本被去除,载荷的基频信号得到了较好的还原.

3 试验结果及其分析

3.1 扑动频率的影响

扑动频率是影响扑翼气动力的最主要的因素之一,下面考察迎角为 7.5° 和来流速度为 5 m/s 时,扑动频率变化时扑翼气动力的变化情况,图 6 所示是升力 F_L 随不同频率 f 变化的情况,图 7 为推力 F_T 随不同频率变化的情况.

图 6(a) 为微型扑翼飞行器在一个半扑动周期内升力随着频率变化的三维“曲面”图.图 6(b) 为微型扑翼飞行器升力曲线的波峰、波谷值及其

“平均值”随着频率变化的二维曲线图. 从图中可以看出, 升力曲线的波峰值基本随频率呈线性增加, 波谷值基本随频率呈线性减小, 但波峰值的增长斜率更大, 平均升力为正值, 并基本上随频率呈小斜率增加的趋势.

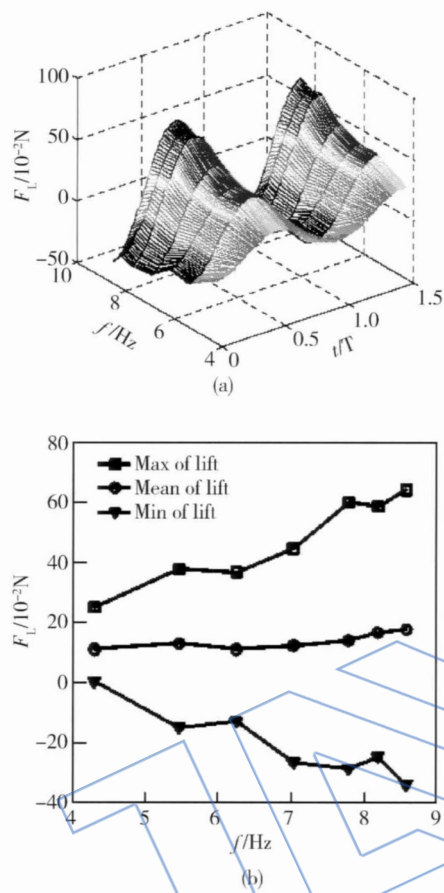


图 6 升力随频率的变化
Fig. 6 Lift change with frequency

图 7(a) 为微型扑翼飞行器在一个半扑动周期内推力随着频率变化的三维“曲面”图. 图 7(b) 为微型扑翼飞行器升力曲线的波峰、波谷值及其“平均值”随着频率变化的二维曲线图. 值得注意的是: 推力曲线的波峰值基本随频率呈线性增加速度很快, 波谷值随频率增大不是减小, 而是有所增加, 平均推力随频率呈明显增加的趋势.

这就说明在微型扑翼飞行器整个扑动周期内始终保持向前的推力, 机理上是扑翼柔性弦向扑动而产生尾流反作用推力, 并且推力随频率基本呈线性增加.

试验反映了增大扑翼扑动频率能同时有效地增大推力和升力, 其中推力增大的速率更大. 试验结果与数值计算的结果是一致的(见图 8).

3.2 扑翼迎角的影响

图 9 为微型扑翼飞行器试验升力曲线的波

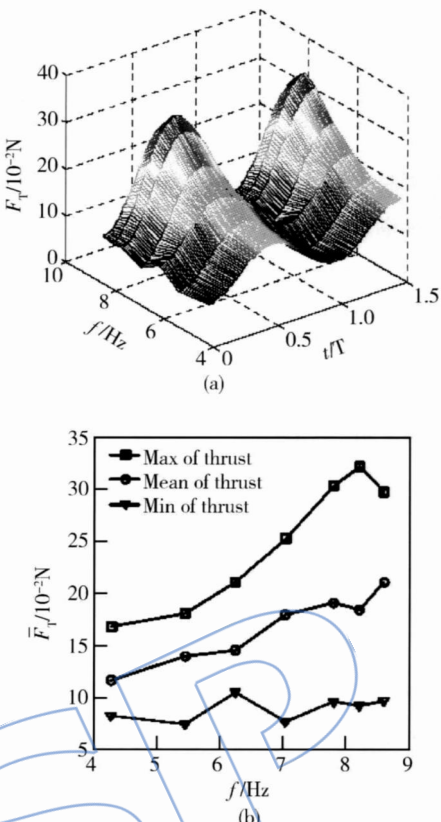


图 7 推力随频率的变化
Fig. 7 Thrust change with frequency

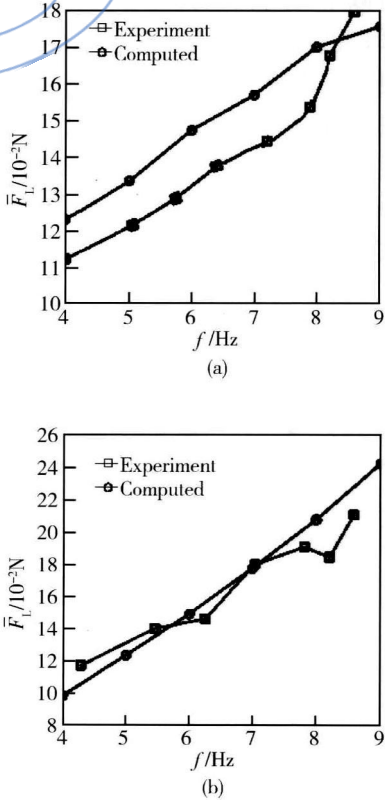


图 8 扑翼气动力随频率变化试验值和计算值的比较
Fig. 8 Comparison between test and calculation on aerodynamic force with frequency

峰、波谷值及其“平均值”随着迎角变化的曲线图。从图中可以看出,随着迎角的增大,升力有明显增大,波峰、波谷值变化的斜率基本相同。从这可以看到,迎角在在微型扑翼飞行器整个扑动过程中仍然起着增大升力的作用,但相对固定机翼升力线斜率较小。

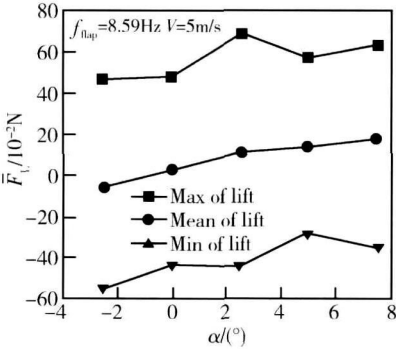


图 9 升力随迎角的变化

Fig 9 Lift change with angles of attach

图 10 图为微型扑翼飞行器试验推力曲线的波峰、波谷值及其“平均值”随着迎角变化的曲线图。从图中可以看出,随着迎角的增大,推力变化不大,波峰、波谷值在迎角 5° 之后没有明显变化,甚至有所减小。分析表明,随着迎角的增大,升力增大,同时升致阻力也增大,因此推力变化不大,在较大迎角下测试的“推力”(实际是扑翼推力与阻力矢量和)将减小。从机理上分析,推力的产生是扑翼柔性结构产生强烈变形“弦向扑动”而引起尾流反作用的结果。因此推力与扑动频率关系很大,而与迎角关系较小。

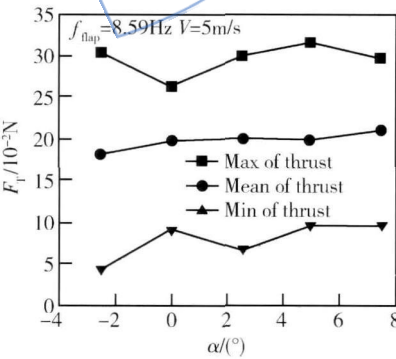


图 10 推力随迎角的变化

Fig 10 Thrust change with angles of attach

将试验结果与数值计算结果作比较,是一致的(见图 11)。

3.3 扑翼流速的影响

由于扑翼流速(飞行速度)取决于扑翼的推力和阻力,而扑翼推力又与扑动频率、扑动角和结构

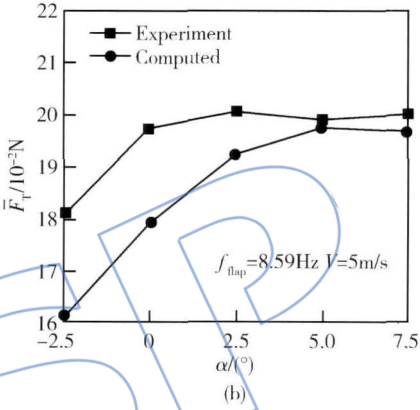
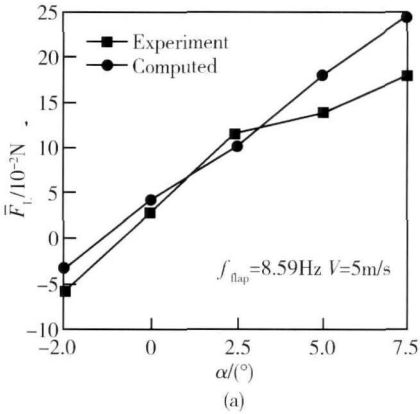


图 11 扑翼气动力随迎角变化试验值和计算值的比较
Fig. 11 Comparison between test and calculation on aerodynamic force with angles of attach

柔性等有关。因此,流速与扑动参数是相互制约的关系。这正是扑翼不同于固定翼飞行器特点之一,风洞试验不能随便取“流速”。下面给出的是迎角为 7.5° 和扑动频率为 6.25 Hz 时,两种来流速度,是由飞行试验测得的: 5 m/s 和 8 m/s。

图 12 图为微型扑翼飞行器在两种速度下一个半扑动周期升力变化的曲线图。从图中可以看出,来流速度大,升力有明显增大;反之,来流速度小升力减小,尤其波谷值有明显下降。

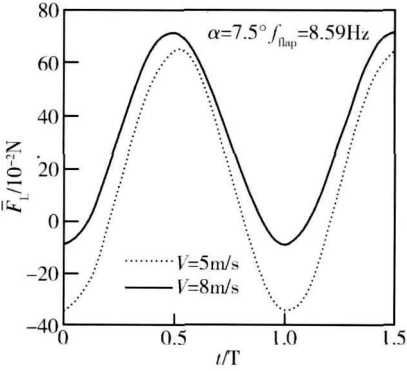


图 12 两种速度下扑翼升力随时间变化情况的对比
Fig. 12 Comparison between test and calculation on lift change with flow speed

图 13 为微型扑翼飞行器在两种速度下一个半扑动周期推力变化的曲线图。从图中可以看出推力变化正好与升力变化相反, 来流速度大, 推力有明显减小; 反之, 来流速度小推力增大。从扑翼机理上来看, 当来流速度增大, 由于扑翼向后扑动空气产生的反作用力减弱, 因此推力减小。这也正是扑翼气动原理的特殊现象。

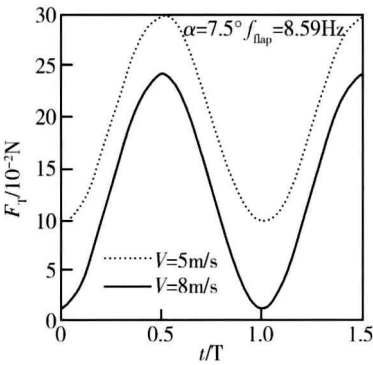


图 13 两种速度下扑翼推力随时间变化情况的对比

Fig. 13 Comparison between test and calculation on thrust change with flow speed

3.4 推力与升力之间的相位关系

由于微型扑翼飞行器是在一定频率下的周期运动, 扑翼推力和升力之间存在什么样的相位关系, 对研究扑翼飞行器的飞行机理和控制有着重要意义。通过试验得到以下的几个扑动周期下($f = 6.64\text{ Hz}$) 推力和升力随时间变化的曲线。

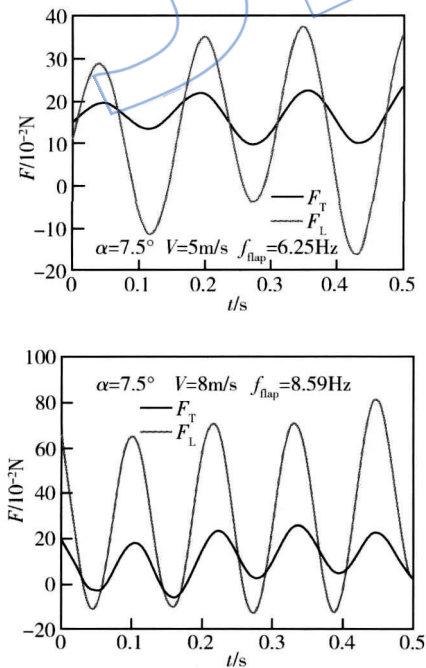


图 14 扑翼推力与升力曲线的相位关系

Fig. 14 Phase of thrust and lift of flapping wing

从图 14 两种速度下的试验曲线中可以看出, 推力和升力的相位基本上是同步的, 即同时达到最大和最小值。从试验可知, 推力、升力同时达到最大时, 气动合力也最大。试验和理论计算都显示, 在扑翼向下扑动经过水平位置时, 扑翼产生的气动合力最大, 这时也是推力和升力同时达到最大值。

3.5 流场显示试验

为了了解扑翼产生涡动力的机理, 还进行了流场显示的试验。试验时, 在扑翼前端放置一细管发烟装置, 通过激光发射器打出片状激光, 激光所在平面(如图 15)垂直于水平面, 通过扑翼水平位置时各展向的翼剖面, 就可以观察到流场流动的情况。

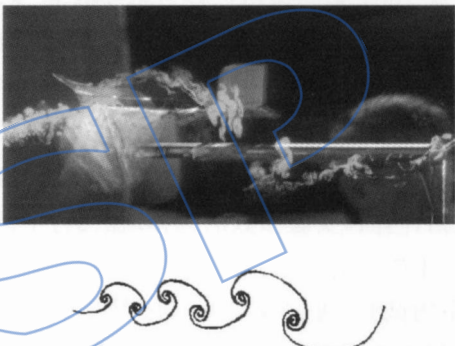


图 15 微型扑翼的尾涡流场

Fig. 15 Flow downstroke of flapping wing

图 15 流场显示实验在风速 5 m/s 、迎角为 0° 的状态下进行, 扑动频率从小到大连续变化以观察其对流场的影响。图 15 显示了扑翼尾涡的典型流场之一。从实验中发现, 扑翼上的气流基本上是从扑翼的后缘处脱离扑翼。随着扑翼的上下扑动, 扑翼后缘处脱离的尾涡如图所示, 宏观上基本呈一种正弦曲线形状, 每个周期拖出一个较完整的正弦波形。随着扑动频率的增大, 波峰值也相应增大, 而波长相应减小, 表明扑动频率的增大导致尾涡流场的非定常性增强。这一曲线还向前延伸到了扑翼前的位置, 说明扑动的影响非常强烈, 扑翼前的流场都受到了扰动。局部涡流呈现类似上下交替涡街的非定常涡系(与卡门涡街上下涡方向正好相反)。实验中, 还观察到扑动翼一个非常有趣的现象: 前缘涡流在扑翼表面的流动并不完全是贴体的, 气流流过扑翼前缘时, 在前缘处离开了扑翼表面, 产生了一个短暂的分离涡。但是气流并没有完全分离, 一定距离后又重新回到了扑翼表面, 然后从后缘处流出。

强烈的尾流对扑翼的反作用动能正是产生只有扑翼才特有的“推力”机理所在,把手放在扑翼的后面,可以明显感受到“疾风”的作用.强烈的尾流推力的产生正是由于扑翼弦向柔性变形“扑动”而引起的.

4 实际飞行试验

风洞实验使用的微型扑翼飞行器模型直接采用的是南京航空航天大学微型飞行器中心自行研制的微型扑翼空中飞行试验机之一.这样更便于的相互验证.

本试验微型扑翼飞行器控制方便,起飞是用手掷方式,飞行控制目前是无线电遥控,通过控制升降舵、方向舵和电动机来操纵微型扑翼飞行器飞行.从 2003 年起该机已经过数十次试飞,具有良好的飞行稳定性和机动灵活性,飞行转弯半径可以很小,在适当的控制下可以达到暂时的“零速度”悬停,目前连续飞行可达到 20 min(图 16).

飞行试验对计算和实验结果也作了相互验证,包括计算和实验参数的选择.在飞行中进行了扑翼产生的气动力与扑动参数、飞行速度、飞行姿态关系的试验.通过改变微型扑翼飞行器的姿态角、控制扑动频率来研究升力和推力的变化,验证了推力、升力与频率和迎角的变化特征.



图 16 微型扑翼飞行器飞行中

Fig. 16 Flying of flapping wing MAV

试验还模仿了蜂鸟可以在空中悬停的特点(图 17),改变调整频率和飞行姿态,最后也能实现微型扑翼飞行器在空中短暂的悬停.

分析其悬停机理,主要是实现扑翼法向力与轴向推力两者的垂直分力之和与重力平衡,同时实现扑翼法向力与轴向推力两者的水平分力之和与阻力平衡.

设推力 F_T 在飞行速度方向和垂直方向上的分量分别为 F_{T_1} 、 F_{L_1} ; 设扑翼产生的与来流成法向的升力为 F , 其在垂直方向上的分量为 F_{L_2} , 在



图 17 蜂鸟悬停中

Fig. 17 Hummingbird at hover

飞行速度方向上的分量(诱导阻力)为 F_{D_1} ; 如果扑翼微型飞行器的压差阻力和摩擦阻力为 F_{D_2} ; 因此要使扑翼微型飞行器能够悬停,则需满足以下两个方向上的受力平衡:

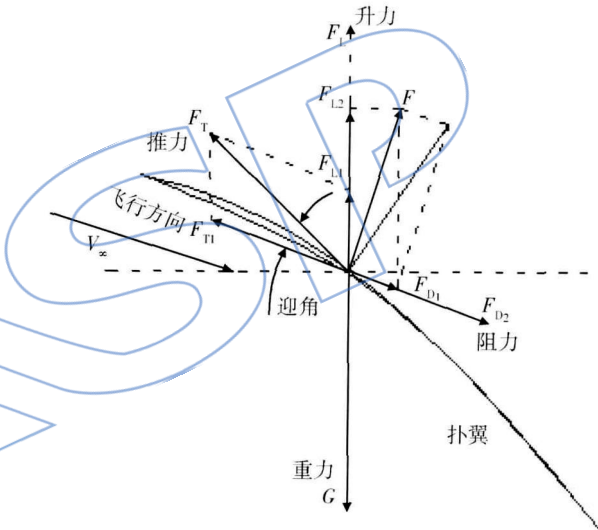


图 18 微型扑翼飞行器悬停力学分析

Fig. 18 Aerodynamic forces at hover of flapping wing MAV

(1) 垂直方向上 $G = F_{L_1} + F_{L_2}$

(重力等于绕流升力与推力分量之和)

(2) 飞行方向上 $F_{T_1} = F_{D_1} + F_{D_2}$

(推力分量等于诱导阻力、压差阻力和摩擦阻力之和)

设迎角为 α , 姿态角为 θ , 由图 18 容易推出:

$$F_{L_1} + F_{L_2} = F \cos(\theta - \alpha) + F_T \sin \alpha / \cos(\theta - \alpha)$$

$$F_{T_1} = F_T (\cos \alpha - \sin \alpha \tan \theta)$$

从上式可以看出, 要保证悬停时足够的升力和相应的推力, θ 值不能太小(否则会前飞), 也不能太大(否则升力不够).

通过多次飞行试验, 适当调整扑翼微型飞行器的动力(影响扑动频率和推力 F_T)和姿态俯仰角 θ , 实现了扑翼微型飞行器在空中的悬停(图 19).



图 19 微型扑翼飞行器悬停状态

Fig. 19 Hovering of flapping wing MAV

5 结 论

研究表明,目前的计算方法和实验能为微型扑翼飞行器设计提供初步的参考. 试验和计算都发现,微型扑翼与固定翼有许多不同的气动特性,特别是推力、升力的产生机理以及与结构柔性、扑动频率、迎角、大幅度的非定常流场、来流速度的关系. 同时,试验加深了对鸟与昆虫飞行机理的了解.

今后,将研究更准确的低雷诺数 CFD 方法进行微型扑翼飞行器流场的数值模拟; 将研究用更精确的动态测试实验手段进行微型扑翼飞行器风洞试验和飞行试验.

参考文献:

- [1] James M M, Michael S F. Micro air vehicles toward a new dimension in flight[R]. US DARPA/TTO Report, 1997.
- [2] Platzer M F, Jones K D, Lund T G. Experimental and computational investigation of flapping wing propulsion for micro air vehicles[R]. Symposium of Low Reynolds Number Vehicles, University of Notre Dame, Indiana: 2000.
- [3] 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, 5(1): 6-12.
ZENG Rui, ANG Haisong. Aerodynamic computation of flapping-wing simulating bird wings[J]. J. of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics. 2003, 5(1): 6-12.
- [4] 曾锐, 昂海松, 刘国涛. 柔性扑翼模型建立及其功率研究[J]. 中山大学学报, 2004, 43(3): 28-35.
ZENG Rui, ANG Haisong, LIU Guotao. The model and power of flexibel flapping wing, Acta Scientiarum Naturalium Universitatis Sunyatseni, 2004, 43(3): 28-35.
- [5] 白存儒, 钟诚文, 李为吉, 等. 微型扑翼机风洞试验探索性研究[J]. 流体力学实验与测量, 2003, 17: 77-80.
BAI Cunru, ZHONG Chengwen, LI Weiji, et al. The wind tunnel test of flapping wing MAV[J]. Experiment and Measure of Fluid Mechanics, 2003, 17: 77-80.
- [6] Mueller T J. Fixed and flapping wing aerodynamics for micro air vehicle applications[M]. [s. l.]: Published by the American Inseitute of Aeronautics and Astronautics Inc, 2002.