

单自由度扑翼模型脱落涡及其 升力机制的实验研究

鲍 锋, 杨 琪, 何 意

(厦门大学 物理与机电工程学院, 福建 厦门 361005)

摘 要: 采用色流实验与 particle image velocimetry (PIV) 测量相结合的方法, 对单自由度扑翼模型所产生的脱落涡进行实验研究, 得到以下结论: ①在扑翼上扑或下扑的过程中, 前后缘处产生连续的牛角形涡环, 且脱落涡均存在展向运动。②翼翅表面脱落涡的交替产生, 使得翼翅上下表面交替产生不对称分布的压力差。③研究对象产生升力的条件是攻角与来流速度均不为零。④扑翼上扑和下扑过程中, 脱落涡环量最大值均出现在单行程的 3/5 处。⑤脱落涡环量与扑动速度成正比。⑥相比上扑过程, 下扑过程中翼翅对流场做功更多, 在一个扑动周期内, 这多余的能量转换为扑翼升力。

关 键 词: 扑翼机; 脱落涡; 升力机制; 环量; PIV 测量

中图分类号: V211

文献标志码: A

Experimental investigation on shedding vortex and lift mechanism of flapping wing model with single degree of freedom

BAO Feng, YANG Qi, HE Yi

(School of Physics, Mechanical and Electrical Engineering,
Xiamen University, Xiamen Fujian 361005, China)

Abstract: Based on flow visualization experiment and particle image velocimetry (PIV) measurement, the shedding vortex of flapping wing model with single degree of freedom was studied experimentally and several conclusions were obtained as follow. (1) A horn-shape shedding vortex with a wingspan-direction movement is generated around the leading edge as well as the trailing edge during flapping. (2) The shedding vortex leads to alternative pressure differences with unequal scalar on both sides of the flapping wing. (3) Both attack angle and inflow speed are not zero, which are essential factors to the lift generation of study object. (4) The maximum circulation of the shedding vortex appears at about 3/5 of the upward flapping journey, as well as the downward flapping journey. (5) The circulation of the shedding vortex is proportional to the flapping speed. (6) The flapping wing generates more work during the downward flapping journey, as compared with the upward flapping journey, resulting in the generation of lift within a whole flapping cycle.

Key words: ornithopter; shedding vortex; lift mechanism; circulation;
PIV measurement

扑翼(flapping wing)飞行是一种模仿鸟类或昆虫飞行的新型飞行方式, 基于这种仿生学原理设计制造的飞行机器人被称为“机械鸟”或“人工

昆虫”, 是一种 20 世纪末发展起来的新概念飞行器。与固定翼和旋翼飞行器相比, 扑翼飞行器具有将举升、悬停和推进功能集成于一体的优点, 可以

用很小的能量进行长距离飞行,同时具有很强的机动性和灵活性,更适于执行侦察任务。

1973年 Weis-Fogh^[1]以黄蜂飞行运动为研究内容进行了升力机制的探究,并认为 clap and fling 机制(或 Weis-Fogh 机制)为黄蜂等昆虫类产生升力的原因。1993年 Delaurier 等^[2-3]计算了扑翼具有扑动及俯仰运动下的平均升力、推力和输入功率。1995年 Smith^[4]计算了飞蛾翅膀在气动力和惯性力作用下翼翅的各阶弯曲和扭转振型,并发现了柔性翼与刚性翼的区别。1996年 Vest 等^[5]研究了鸽子翼翅扭转与变形的非定常空气动力学问题。1996—1997年 Smith^[6-8]计算昆虫柔性翼翅的气动力;同年,Ellington 等^[9]发现了扇板所产生的前缘涡可以产生很大的升力。1999年 Jones 等^[10]通过比较单扑翼和前后组合扑翼,研究了各自非定常流场、推力和功率的差别。Tuncer 等^[11-13]研究了扑翼的动态失速(颤振)。1999年 Shyy 等^[14]研究了低雷诺数情况下柔性翼的空气动力学问题。

虽然国内不少高等院校和科研机构起步相对较晚,但也已开始展开这方面的研究工作,以缩短与国外的差距。1999年清华大学的曾理江等^[15]对不同昆虫飞行机理进行了深入的研究,并发现了与 Ellington 同样的研究结果。2001—2002年北京航空航天大学的兰世隆等^[16-17]采用 N-S 方程模拟的方法对昆虫飞行机理进行研究,验证前缘涡产生平动升力的机理。2003年南京航空航天大学曾锐、昂海松^[18]对鸟类扑翼飞行机理进行了深入研究,设计了变速-折叠翼模型,通过计算平均升力系数,认为较刚性翼,变速-折叠翼模型升力系数有明显增加。西北工业大学在实验验证方面做了大量工作,并在昆虫和鸟类飞行机理研究的基础上着手研制微型扑翼飞行器。2006年东南大学王姝歆等^[19]建立了柔性翅模型并进行了分析和实验研究,验证了柔性翅在提高气动效率和飞行稳定性方面的作用。此外,北京大学、安徽工业大学和厦门大学也对昆虫飞行的非定常空气动力学问题进行了有关探讨^[20]。

基于扑翼飞行机理与非定常气动特性的研究,国内外对扑翼机设计与制造的例子也越来越多。具有代表性的如日本东京大学的“人工昆虫”、美国加州大学的“微机械飞行昆虫(MFI)”、美国加利福尼亚理工学院的“微蝙蝠(Microbat)”、加拿大多伦多大学的微型扑翼飞行器“Mentor”、英国剑桥大学的火星探测飞行器“Entomopter”,而

最近德国 Festo 公司所研制的“Smartbird”有了突破性的进展。我国首架可控制飞行扑翼机为南京航空航天大学研制^[21],西北工业大学目前也研制了微柔性翼飞行器。

综合分析国内外目前的研究成果以及正在进行的研究,总结出目前微型扑翼飞行器发展过程中所要解决的技术难点有:低雷诺数条件下扑翼飞行的空气动力学机理问题;突风等复杂环境下的抗干扰问题;动力与能源问题;飞行控制、导航、通讯等问题;系统集成与优化设计技术。

低雷诺数条件下扑翼飞行的空气动力学机理研究,可以帮助扑翼研究者对扑翼飞行机理进行深入认识,有助于为扑翼设计提供参考依据。可见,此项研究有着非常重要的作用。现有的机理性研究有旋转力/Kramer 效应、前缘涡/延时失速、虚质量效应/附加质量效应、尾流捕捉/翅膀尾流交互作用、“合拢-剥开”机制。由于本文实验所用扑翼为刚性翼,且运动方式为单自由度扑动,与前缘涡/延时失速的相关结论有相似性,如扑翼升力取决于前缘涡,前后缘涡存在展向运动等。

本文对低雷诺数条件下扑翼飞行脱落涡的形成与发展进行定性色流实验,对其空气动力学机理问题进行定量 PIV 研究。

1 实验设备与模型系统

1.1 实验设备

本实验的流动显示和流场测量工作均在厦门大学流体与 PIV 实验室(FMPL)的多功能流体力学实验平台上完成。该平台的主要设备包含4个部分:循环水槽、PIV 测速系统、拖车及六分量测力天平。

循环水槽为水平回流开放式,测试段截面尺寸为 500 mm×500 mm,测试段长度为 3 000 mm。实验采用的环流水泵由数字变频仪调节,水流速度调节范围为 0~0.3 m/s,分辨率为 0.001 m/s。循环水槽整体布局如图 1 所示。

1.2 实验模型系统

实验模型系统主要由模型主体、翼翅(wing)、电动机(motor)、电动机调速器(pulse width modulation switch, PWM switch)、电源(power source, PS)组成,可实现扑动幅度 Φ 、扑动速度 $\bar{\omega}$ 和攻角 α 的调节,如图 2 所示。

模型主体由不锈钢加工制成,并在其表面喷有黑色哑光漆,防止激光反射。翼翅外形为 1/4



图1 多功能循环水槽

Fig.1 Multifunctional circulating water channel



图2 实验模型及其控制系统

Fig.2 Experiment model and its control system

圆,半径为 100 mm,展弦比 λ 为 2.55. 实验雷诺数 Re 为 3000~24000.

2 实验结果及分析

2.1 扑翼脱落涡结构分析

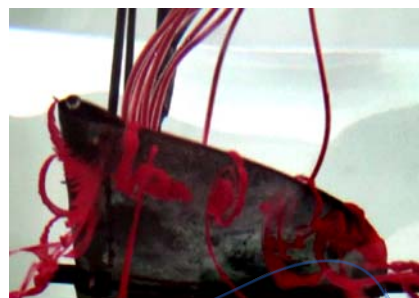
为了观察扑翼前后缘脱落涡的形成与发展情况,本文首先针对前后缘的脱落涡进行色流实验,图3为来流速度为零、翼翅上扑过程中,下翼面脱落涡的发展情况,图3(a)为上扑起始位置.由图3(a)、图3(b)、图3(c)和图3(d)可以看出,翼翅上扑过程中,下翼面前后缘处产生了连续的牛角形涡环,并且前后缘脱落涡均存在展向运动,最终汇合于前缘翼尖处.

为了进一步分析在攻角与来流速度都不为零时的脱落涡结构,本文将扑翼运动的一个周期划分为8个阶段,针对后缘切面脱落涡进行PIV分析,测量所采用的激光截面位置如图4所示.

PIV图像尺寸为1632像素 $\times$ 1200像素,对应实际尺寸为200 mm $\times$ 145 mm,设置PIV软件互相关分析的查问域(interrogation area)大小为



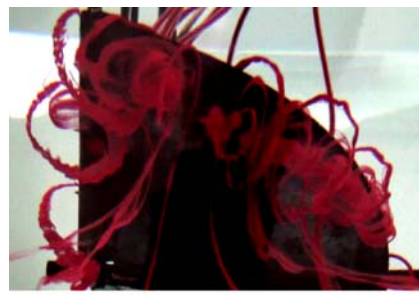
(a)



(b)



(c)



(d)

图3 下翼面涡形成

Fig.3 Vortex formation on lower surface of wing

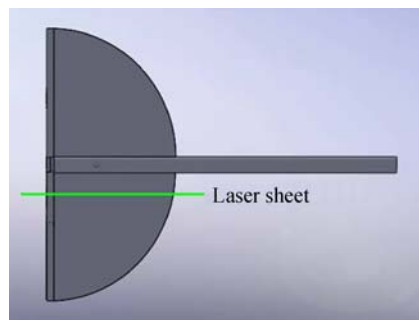


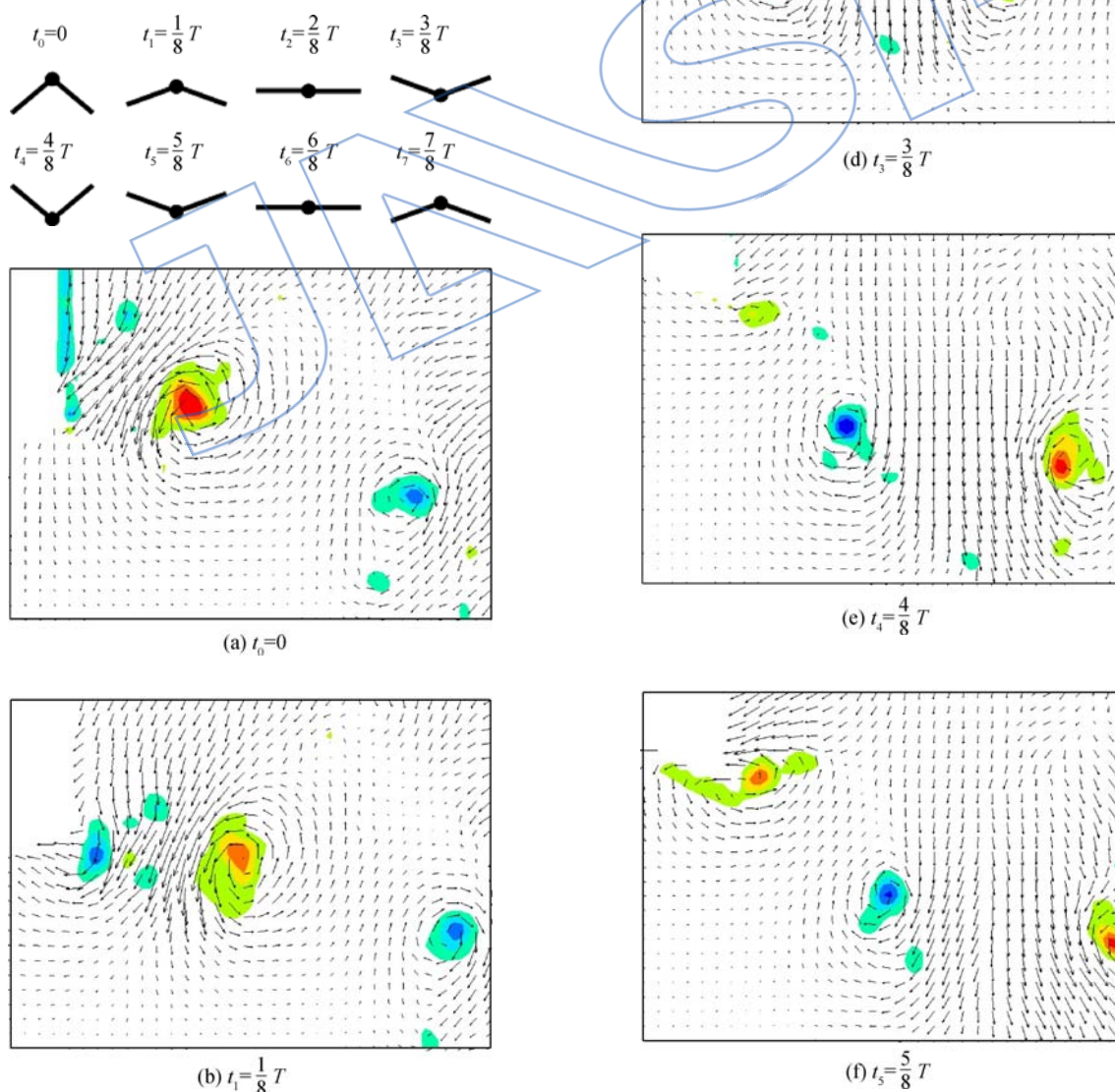
图4 测量截面位置

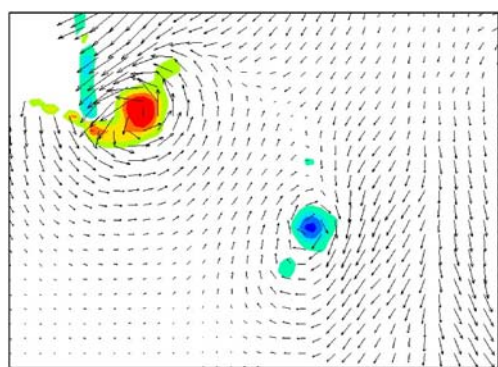
Fig.4 Position of measuring section

32 像素 $\times$ 32 像素,横、纵重叠(overlap)比例均为 25%,对翼翅遮挡的流场通过图片掩模(mask)的方式去掉,PIV 互相关分析(cross correlation)得到速度矢量场分布 $\mathbf{V}$,对速度矢量场 $\mathbf{V}$ 做旋度计算得到涡量场 ω ,最后采用 Tecplot 软件对流场速度矢量场及涡量场分布进行叠加展示。

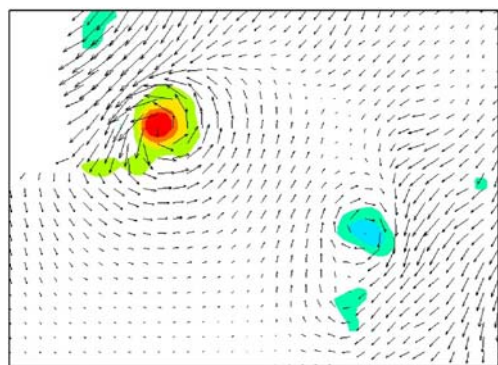
在来流速度 v 为 120 mm/s,攻角 α 为 24° ,扑动幅度 Φ 为 40° ,扑动速度 $\bar{\omega}$ 为 29.75 r/min(对应电动机调速器刻度)时,脱落涡在一个扑动周期 T 的发展如图 5 所示。其中, $t_0 \sim t_1 \sim t_2 \sim t_3 \sim t_4$ 为上扑过程, $t_4 \sim t_5 \sim t_6 \sim t_7 \sim t_0$ 为下扑过程。

翼翅在上扑过程中,其后缘下表面产生顺时针旋转的脱落涡,而且脱落涡涡核处的涡量在这一过程中呈现不断增长的趋势,翼翅到达上扑极点时,涡核涡量最大。翼翅在下扑过程中,在其后缘上表面产生逆时针旋转的脱落涡,而且在翼翅到达下扑极点时,脱落涡涡核涡量最大。





(g) $t_6 = \frac{6}{8} T$



(h) $t_7 = \frac{7}{8} T$

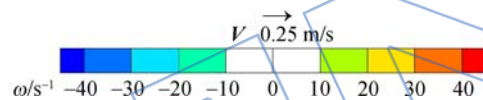


图 5 后缘脱落涡速度矢量场与涡量场分布

($v = 120 \text{ mm/s}$, $\alpha = 24^\circ$, $\Phi = \pm 40^\circ$, $\bar{\omega} = 29.75 \text{ r/min}$)

Fig. 5 Velocity field and vorticity field of trailing

shedding vortex ($v = 120 \text{ mm/s}$, $\alpha = 24^\circ$,

$\Phi = \pm 40^\circ$, $\bar{\omega} = 29.75 \text{ r/min}$)

同时,翼翅上扑和下扑过程中所产生的脱落涡的涡量存在一定的差异,这一差异在 t_7 时刻表现最为明显,下扑脱落涡的涡量最大值比上扑脱落涡涡量最大值高出 120%。翼翅表面脱落涡的交替产生,使得翼翅上下表面产生压力差,而脱落涡涡量的差异导致上扑和下扑过程中压力差分布不对称,因而在一个扑动周期内形成升力。

2.2 扑翼产生升力分析

分析扑翼下扑过程中后缘处的速度场,假定扑翼相对静止,如图 6 所示。 V_{flap} 表示流体相对翼翅扑动时的速度, v 表示来流的速度, V_{ver} 表示流体垂直翼面方向的合速度, V_{hor} 表示流体平行翼面方向的合速度。在不同的扑动方向、攻角和来流速度的参数匹配下,对 V_{ver} 和 V_{hor} 进行理论分析,详见表 1。

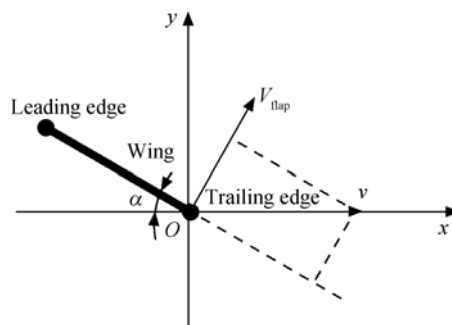


图 6 流体相对翼翅的瞬时速度分布

Fig. 6 Distribution of instantaneous velocity of fluid relative flapping wing

表 1 翼翅速度分布研究表

Table 1 Velocity distribution study table of flapping wing

v	α	扑动方向	V_{ver}	V_{hor}
0	0	上扑	V_{flap}	0
0	0	下扑	V_{flap}	0
0	非 0	上扑	V_{flap}	0
0	非 0	下扑	V_{flap}	0
非 0	0	上扑	V_{flap}	v
非 0	0	下扑	V_{flap}	v
非 0	非 0	上扑	$v \cdot \sin \alpha - V_{\text{flap}}$	$v \cdot \cos \alpha$
非 0	非 0	下扑	$v \cdot \sin \alpha + V_{\text{flap}}$	$v \cdot \cos \alpha$

当攻角与来流速度均不为零的情况下, v 会在垂直翼面方向及平行翼面方向上形成 2 个分量,而 V_{ver} 是影响脱落涡能量的量, V_{hor} 是影响脱落涡运动方向及其脱落速度的量,这也就意味着在一个周期内,上扑与下扑过程中 V_{ver} 大小不一致时,就会存在脱落涡的能量差,从而产生图 5 中上下翼面后缘脱落涡的结构大小差异,因而产生了升力。

根据表 1 所示可以很清楚地看到,如果想要在一个上扑与下扑周期过程中 V_{ver} 不一致,那么只有在攻角与来流速度均不为零时才会出现这样的情况。所以本文认为,对于该单自由度扑动的刚性翼翅,其产生升力的条件是攻角和来流速度均不为零。

2.3 数据统计与分析

对脱落涡的环量 Γ 进行统计分析。环量为速度矢量场 $\mathbf{V}$ 沿闭合曲线 C 的曲线积分,也可以转换为涡量场 $\boldsymbol{\omega}$ 对曲面 Σ 的曲面积分。

$$\Gamma = \oint_C \mathbf{V} d\mathbf{s} = \oint_C (V_x dx + V_y dy) = \iint_{\Sigma} \left(\frac{\partial V_y}{\partial x} - \frac{\partial V_x}{\partial y} \right) dS = \iint_{\Sigma} \omega dS \quad (1)$$

根据式(1),本文对涡量场数据进行积分统计.为了简化工作量,所选区域均采用矩形区域,所选区域的边界条件为涡量标量值小于涡心涡量最大值的0.005倍.由于每个离散的涡量值对应的计算域面积为 15.4 mm^2 ,故统计得到的涡量值之和,均需要乘以 15.4 mm^2 .

图7和图8分别为上扑与下扑过程中,不同扑动速度 $\bar{\omega}$ 下,脱落涡的环量随采样图片张数 N (可理解为采样时间)的发展趋势,对应的来流速度 $v=120 \text{ mm/s}$,攻角 $\alpha=24^\circ$,扑动幅度 $\Phi=\pm 30^\circ$.蓝色线为 $\bar{\omega}=29.75 \text{ r/min}$ 环量及其拟合线,红色线为 $\bar{\omega}=38.25 \text{ r/min}$ 环量及其拟合线,绿色线为 $\bar{\omega}=46.75 \text{ r/min}$ 环量及其拟合线.

由图7看出,随着采样图片张数的不断增加,

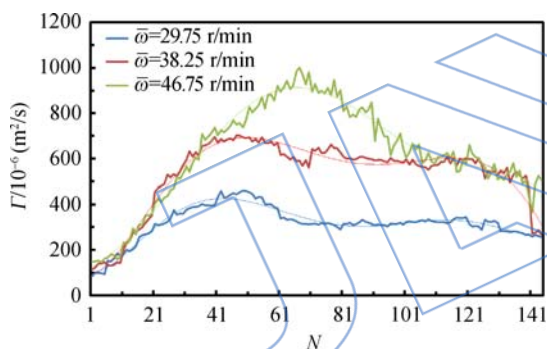


图7 上扑时环量发展趋势图

Fig. 7 Development trend chart of circulation during upward flapping journey

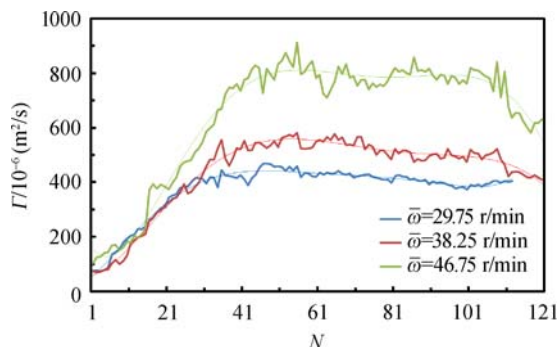


图8 下扑时环量发展趋势图

Fig. 8 Development trend chart of circulation during downward flapping journey

环量发展的整体趋势是先快速上升,然后缓慢下降,并且当扑动速度比较大时,环量较大.通过拟合曲线可以判断在 $\bar{\omega}$ 分别为29.75,38.25,46.75 r/min时,环量最大值位置所对应的采样图片张数分别为43,49,65,扑动至极点处的采样图片张数分别为79,81,94,按比例来算,环量最大值出现在上扑过程中的3/5处.

由图8看出,环量发展趋势与上扑时大致相同.环量先快速上升,然后缓慢下降.同理,通过拟合曲线可以判断出环量最大值出现在下扑过程中的3/5处.

图9所示为攻角 $\alpha=24^\circ$ 时, $\Phi=\pm 20^\circ$, $v=60 \text{ mm/s}$; $\Phi=\pm 30^\circ$, $v=90 \text{ mm/s}$ 和 $\Phi=\pm 40^\circ$, $v=120 \text{ mm/s}$ 三种不同扑动幅度、来流速度的参数匹配下,翼翅扑动过程中上扑极点与下扑极点脱落涡的环量随扑动速度的变化曲线图.通过曲线发现,随着扑动速度的增加,无论是上扑脱落涡的环量还是下扑脱落涡的环量,基本上都是增加的.而在同样的扑动幅度与来流速度条件下,下扑极点脱落涡的环量高于上扑极点脱落涡的环量.

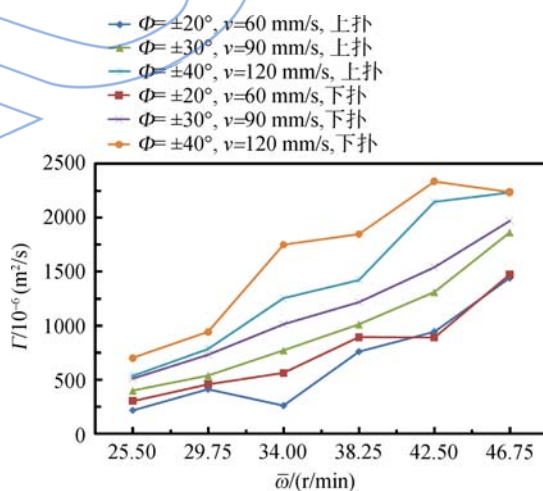


图9 扑动极点环量比较

Fig. 9 Maximum circulation comparison during flapping

图10所示为攻角 $\alpha=24^\circ$ 时,不同扑动幅度 Φ 和来流速度 v 条件下,下扑过程与上扑过程的环量差值 $\Delta\Gamma$ 随扑动速度 $\bar{\omega}$ 的分布曲线.环量差值体现了扑翼一个周期内升力的大小.可以观察到,下扑环量与上扑环量的差值基本上均大于零,说明翼翅在下扑过程中对流场做了更多的功,在一个扑动周期内,这部分能量转换为扑翼升力.

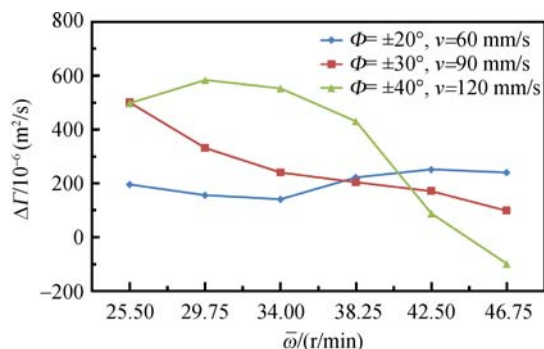


图10 脱落涡下扑与上扑的环量差值

Fig. 10 Circulation difference value between upward and downward flapping journey of shedding vortex

3 结 论

通过上述分析可以得出如下结论:

- 1) 在扑翼不断扑动的过程中,前后缘处产生了连续的牛角形涡环,且脱落涡均存在展向运动。
- 2) 翼翅表面脱落涡的交替产生,使得翼翅上下表面产生交替变化的压力差,而且压力差分布不对称。
- 3) 对于本文所研究的单自由度扑动的刚性翼翅,其产生升力的条件是攻角与来流速度均不为零。
- 4) 扑翼上扑和下扑过程中,环量最大值均出现在单行程的 3/5 处。
- 5) 随着扑动速度的增加,脱落涡的环量基本上都是增加的。
- 6) 相比上扑过程,扑翼在下扑过程中对流场做功更多,在一个扑动周期内,这多余的能量转换为扑翼升力。

参考文献:

- [1] Weis-Fogh T. Quick estimates of flight fitness in hovering animals, including novel mechanism for lift production[J]. Journal of Experimental Biology, 1973, 59(1): 169-230.
- [2] Delaurier J D. An aerodynamic model for flapping-wing flight[J]. Aeronautical Journal, 1993, 97(964): 125-130.
- [3] Delaurier J D, Harris J M. A study of mechanical flapping-wing flight [J]. Aeronautical Journal, 1993, 97 (968): 277-286.
- [4] Smith M J C. The effects of flexibility on the aerodynamics of moth wings: towards the development of flapping-wing technology[R]. AIAA 95-0743, 1995.
- [5] Vest M S, Katz J. Unsteady aerodynamic model of flapping wings[J]. AIAA Journal, 1996, 34(7): 1435-1440.
- [6] Smith M J C. Reinstating inquiry into mechanized flapping-wing flight-realizing the integrity of the ornithopter[R]. AIAA 97-0533, 1997.
- [7] Smith M J C. Leading-edge effects with moth wing aerodynamics: towards the development of flapping-wing technology[R]. AIAA 96-2511, 1996.
- [8] Smith M J C. Trajectory control of flapping wings: towards the development of flapping-wing technology[R]. AIAA 96-4035, 1996.
- [9] Ellington C P, Berg C V D, Willmott A P, et al. Leading edge vortices in insect flight [J]. Nature, 1996, 384: 626-630.
- [10] Jones K D, Platzer M F. An experimental and numerical investigation flapping-wing propulsion [R]. AIAA 99-0995, 1999.
- [11] Tuncer I H, Walz R, Platzer M F. A computational study on the dynamic stall of a flapping airfoil[R]. AIAA 98-2519, 1998.
- [12] Tuncer I H, Joseph C S L, Platzer M F. A computational study of flow entrainment over a stationary/flapping airfoil combination-intandem[R]. AIAA 98-0109, 1998.
- [13] Tuncer I H, Platzer M F. A computational study of flow separation characteristics and wake profiles behind a flapping airfoil[R]. AIAA 99-0648, 1999.
- [14] Shyy W, Berg M, Ljungqvist D. Flapping and flexible wings for biological and micro vehicles [J]. Progress in Aerospace Sciences, 1999, 35(5): 455-505.
- [15] 曾理江, 宋德强, 郝群. 昆虫运动机理的研究[J]. 光学技术, 1999(6): 18-22.
- [16] ZENG Lijiang, SONG Deqiang, HAO Qun. Mechanism on the wing kinematics of insects[J]. Optical Technique, 1999 (6): 18-22. (in Chinese)
- [17] 兰世隆, 孙茂. 模型昆虫翼作非定常运动时的气动力特征 [J]. 力学学报, 2001, 33(2): 173-182.
- [18] LAN Shilong, SUN Mao. Aerodynamic properties of a wing performing unsteady rotational motions[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2001, 33 (2): 173-182. (in Chinese)
- [19] 孙茂, 吴江浩. 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.
- [20] SUN Mao, WU Jianghao. 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. (in Chinese)
- [21] 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, 35(1): 6-12.
- [22] ZENG Rui, ANG Haisong. Aerodynamic computation of flapping-wing simulating bird wings[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2003, 35(1): 6-12. (in Chinese)
- [23] 王姝歆, 周建华, 颜景平, 等. 微小型仿生飞行机器人柔性翅的仿生设计与实验研究[J]. 实验流体力学, 2006, 20 (1): 75-79.
- [24] WANG Shuxin, ZHOU Jianhua, YAN Jingping, et al.

- Bionic design and experiment on flexible wings of a bionic flying micro-robot[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2006, 20(1): 75-79. (in Chinese)
- [20] 端义霞, 周骥平, 朱兴龙. 仿生扑翼飞行机理的分析研究与技术发展[J]. 徐州工程学院学报, 2007, 22(4): 27-32.
DUAN Yixia, ZHOU Jiping, ZHU Xinglong. Study and analysis of the flight mechanism of bionic flapping-wing and the development of correlative techniques[J]. Journal of Xuzhou Institute of Technology, 2007, 22(4): 27-32. (in Chinese)
- [21] 朱宝. 扑翼飞行机理和仿生扑翼结构的研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2010.
ZHU Bao. Research on flapping-wing flight mechanism and bionic flapping-wing mechanism[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010. (in Chinese)

JALSP