

雷诺数对扑翼获能特性的影响

张来超¹, 黄典贵^{1,2}

(1. 上海理工大学能源与动力工程学院, 上海 200093; 2. 上海市动力工程多相流动与传热重点实验室, 上海 200093)

摘 要: 采用团队自行研发的计算流体力学软件UCFD, 研究雷诺数、无量纲频率和俯仰幅值对于扑翼获能特性的影响, 分析翼型附近的流场以及涡结构的生成与发展过程, 探究扑翼的获能机理。结果表明: 随着雷诺数的增加, 获能效率增大, 高效工况区也增大, 但当 $Re > 5 \times 10^4$ 时, 获能效率趋于稳定。此外, 不同雷诺数下高效工况的获能机理并不相同, 对于低雷诺数, 主要是翼型合理利用大尺度前缘涡; 对于高雷诺数, 则是利用较高的升沉力做功能力; 对于中等雷诺数, 以上2种高效机理均存在, 且2种高效工况对应的效率相近。

关键词: 扑翼获能; 前缘涡; 雷诺数; 无量纲频率; 俯仰幅值

中图分类号: TK89

文献标识码: A

0 引 言

受仿生学启发, 近年来国内外很多学者越来越关注一种新型获能方式——扑翼获能(图1)。该装置与传统风能或水流能获能装置相比, 具有结构简单、环境友好和易于加工等优点^[1], 此外, 合适的设计参数下, 甚至可获得与水平轴风力机相当的效率。因此, 扑翼获能在将来可作为一种有效的能源获取方式应对日益严峻的能源紧缺问题。

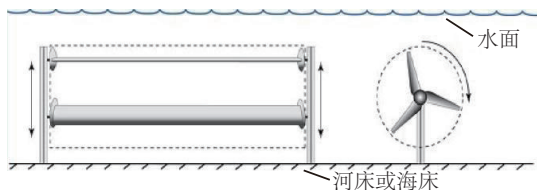


图1 扑翼获能装置与传统旋转叶轮式获能装置的对比图

Fig. 1 Front view of rectangular extraction plane of oscillating hydrofoils turbine compared to classical rotor blade design

1981年, McKinney等^[2]以实验方式对扑翼获能进行了研究, 证明扑动的翼型在一定条件下能够从流体中获取能量。Simpson等^[3]认为若在翼型运动至最大升沉位置时, 诱发的前缘涡发生脱落, 则可获得较高的效率。此外, 扑动频率等参数会影响前

缘脱落涡与翼型的相互作用。文献[4]指出, 前缘涡与翼型之间的相互作用以及涡的发展情况等对于获能也具有较大影响。Kinsey等^[5]在低雷诺数下 ($Re=1.1 \times 10^3$) 进行非稳态二维数值模拟, 结果表明: 扑翼诱发合适的前缘涡能保证升沉力对翼型始终做正功, 这种情况下可获得较高的效率。

对于单翼型扑翼获能装置, Simpson等^[6]通过水槽拖曳实验得到的最高效率为 $(43 \pm 3)\%$, 采用NACA0012翼型, 雷诺数 $Re=1.38 \times 10^4$, 展弦比 $AR=7.9$ 。Kinsey等^[7]也通过实验研究扑翼获能的效率, 其雷诺数 $Re=5 \times 10^5$, 展弦比 $AR=7$, 在所研究的参数范围内, 单翼型扑翼装置的最高效率为30%。此外, 文献[7]还对串联布置的扑翼获能装置进行了实验研究, 发现若下游的翼型可合理利用上游翼型产生的脱落涡, 则能够提高系统的整体效率, 最高效率可达40%。

对于不同 Re 下扑翼获能的研究, Kinsey等指出, 当 Re 从 5×10^2 增大至 10^4 时, 效率可从32.7%提高至36.4%, 且在较高雷诺数下 ($Re=5 \times 10^5$), 高效工况时的流场结构与低雷诺数下 ($Re=1.1 \times 10^3$) 有所不同^[8]。

扑翼获能的概念来源于仿生学, 目前已开展的

收稿日期: 2016-01-22

基金项目: 国家自然科学基金(51536006); 上海市科委科研计划(17060502300)

通信作者: 黄典贵(1963—), 男, 博士、教授、博士生导师, 主要从事空气动力学、计算流体力学和叶轮机械气动热力学等方面的研究。
dghuang@usst.edu.cn

研究主要也是针对低雷诺数(10^3 量级),而对于高雷诺数下的研究相对较少。实际的扑翼获能装置一般是在高雷诺数下工作的,为研究雷诺数对扑翼获能特性的影响,以供设计实际扑翼获能装置时做参考,本文研究不同雷诺数下扑翼获能的特点,并分析翼型附近的流场结构以及涡的生成与发展过程。

1 计算模型

本文将扑翼运动简化为升沉运动与俯仰运动的复合运动,如图 2 所示^[1],俯仰轴位置 x_p 设为距离前缘点 $1/3$ 倍弦长处,其中升沉与俯仰为简谐运动,运动方程为:

$$h(t) = h_0 \cos(2\pi ft) \quad (1)$$

$$\theta(t) = \theta_0 \sin(2\pi ft) \quad (2)$$

式中, $h(t)$ ——翼型在垂直方向的位移, m; h_0 ——升沉幅值,表示垂直方向最大位移的绝对值, m; f ——翼型扑动的频率, Hz; t ——时间, s; $\theta(t)$ ——俯仰角度,表示翼型弦线方向与来流方向的夹角, ($^\circ$); θ_0 ——俯仰幅值,表示最大俯仰角度, ($^\circ$)。

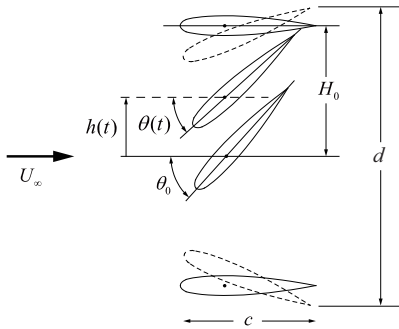


图2 扑翼的简化运动模型

Fig. 2 Simplified motion of oscillating airfoil

升沉力对翼型的功率 $P_y(t)$ 与俯仰力矩对翼型的功率 $P_\theta(t)$ 定义为:

$$P_y(t) = F_y(t)V_y(t) \quad (3)$$

$$P_\theta(t) = M(t)\omega(t) \quad (4)$$

式中, F_y ——升沉力, N; $V_y(t)$ ——翼型的垂直分速度, m/s; $M(t)$ ——俯仰力矩, Nm; $\omega(t)$ ——翼型的角速度, rad/s;

$P_y(t)$ 与 $P_\theta(t)$ 之和即为流体对翼型的总功率。参考文献[1],定义时均总功率系数 \bar{C}_p 为:

$$\begin{aligned} \bar{C}_p &= \bar{C}_{p_y} + \bar{C}_{p_\theta} \\ &= \int_0^1 (C_{p_y} + C_{p_\theta}) d(t/T) \\ &= \int_0^1 (C_y \frac{V_y}{U_\infty} + C_M \frac{\omega c}{U_\infty}) d(t/T) \end{aligned} \quad (5)$$

式中, C_y ——升沉力系数, $C_y = F_y / (0.5\rho c U_\infty^2)$, 其中, ρ 为密度 (kg/m^3); C_M ——俯仰力矩系数, $C_M = M / (0.5\rho c U_\infty^2)$; c ——弦长, m; U_∞ ——来流速度, m/s; T ——扑动周期, s。

若翼型从流体中获能,则 $\bar{C}_p > 0$;若翼型对流体做功,即耗能时, $\bar{C}_p < 0$ 。定义获能效率 η 为:

$$\eta = \frac{\bar{P}}{0.5\rho U_\infty^3 d} = \bar{C}_p \frac{c}{d} \quad (6)$$

式中, d ——尾缘的扫略高度, m。

无量纲频率定义为:

$$f^* = \frac{fc}{U_\infty} \quad (7)$$

2 数值方法

2.1 计算方法与网格

采用课题组开发的通用计算流体力学软件 UCFD^[9],对扑翼获能进行数值模拟。采用 O 型结构网格,翼型弦长为 c ,计算域半径为 $37c$ (图 3)。进出口边界条件分别为 inflow 和 outflow,翼型表面设置为无滑移壁面,计算时间步长取^[5]:

$$\Delta t = \min \left\{ \frac{T}{2000}; \frac{c/\|V\|}{100} \right\} \quad (8)$$

2.2 网格无关性与时间关性验证

为保证计算的准确性,对算例分别进行网格无关性与时间无关性的验证。采用 S-A 湍流模型,以对称翼型 NACA0015 为研究对象,取 $Re=5 \times 10^5$, $f^*=0.18$, $\theta_0=75^\circ$, $h_0/c=1$, $x_p/c=1/3$ 。

首先,设置时间步长为 $T/4000$,分别采用 3 套不同的网格(网格数分别为 24960、55552、124800)进行数值模拟;其次,采用网格数为 55552 的网格,在不同时间步长($dt=T/2000$, $T/4000$, $T/8000$)下进行模拟。计算结果及各系数对比如表 1 和图 4 所示。从效率来看,网格数为 55552、时间步长为 $T/4000$ 的结果与网格数为 55552、时间步长为 $T/8000$ 以及网格数为 124800、时间步长为 $T/4000$ 两种情况下的相对误差分别为 0.18% 和 1.90%,误

差较小。因此,本文后续的数值模拟都采用网格数为 55552 的网格,时间步长取 $T/4000$ 。

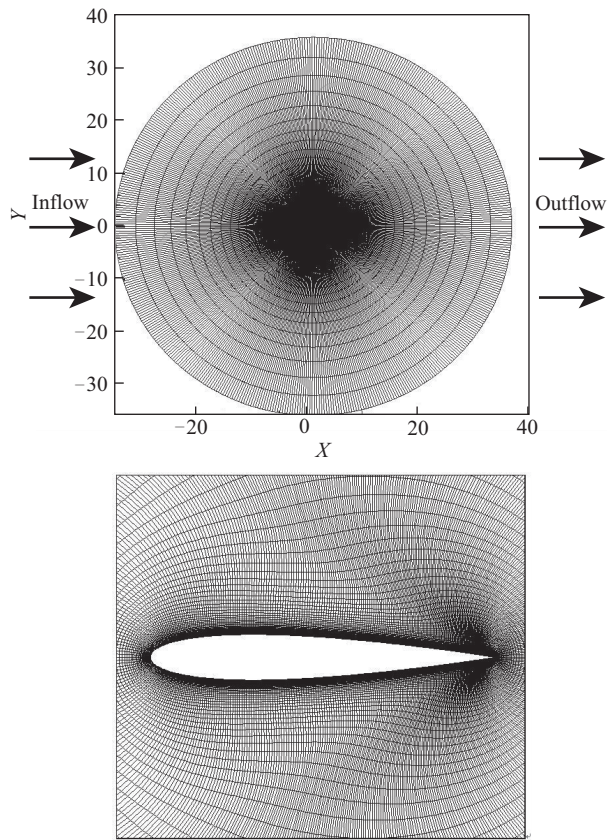


图3 计算网格

Fig. 3 Grid details

表1 网格无关性与时间无关性验证的结果

Table 1 Results of sensitivity of grid and time space

网格数	时间步长	\bar{C}_{p_i}	\bar{C}_{p_o}	$\eta/\%$
24960	$T/4000$	1.4633	0.4795	38.58
55552	$T/2000$	1.4825	0.5001	38.53
55552	$T/4000$	1.4964	0.4970	39.19
55552	$T/8000$	1.4958	0.4982	39.12
124800	$T/4000$	1.5211	0.5022	39.95

2.3 实验验证

参考 2008 年 Simpson 的水槽拖曳实验结果^[6], 对本文数值方法进行可靠性验证。其采用 NACA0012 翼型,各参数(折算为本文定义值)为:无量纲频率 $f^*=0.1626$, 升沉幅值 $h_0=1.23c$, 俯仰幅值 $\theta_0=85.9^\circ$, 雷诺数 $Re=13800$, 展弦比 $AR=7.9$ 。

本文以完全气体为工质,选择 S-A 湍流模型,采用 O 型结构网格对实验做二维数值模拟,为保

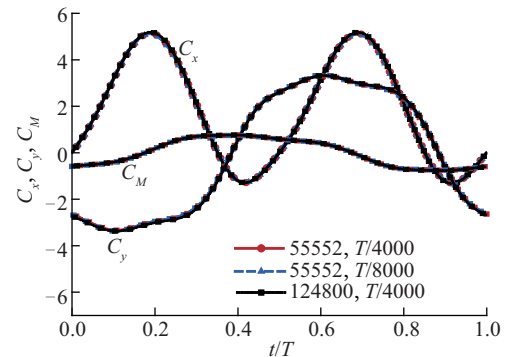


图4 不同网格和不同时间步长时, C_x 、 C_y 和 C_M (相对于弦线上距前缘点 $1/3c$ 处) 的对比

Fig. 4 Variation of C_x , C_y and pitching moment C_M (at $1/3c$) over one periodic cycle using different grids and time steps.

证结果与实验具有可比性,参数设置满足了相似准则^[10]。对于升沉力系数 C_y ,数值计算结果与实验值的比较如图 5 所示。由于采用了二维数值模拟,忽略了实验中叶片的三维特性,且使用的 RANS 计算方法难以获得较为精细复杂的非定常流场结构,因而导致模拟值较实验值存在一定偏差,但总体而言,就这类非定常复杂流动问题,本文得到的结果与实验结果的吻合度相当好,可认为所采用的计算方法、计算网格可靠,计算结果可信。

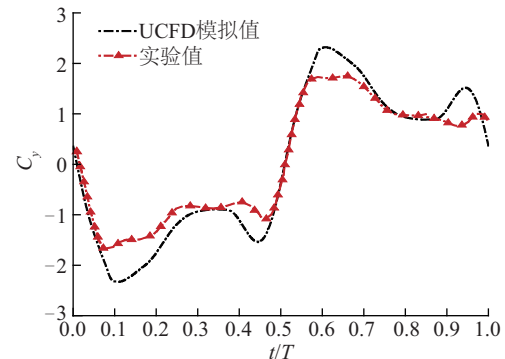


图5 UCFD 计算的升沉力系数曲线与实验值的比较

Fig. 5 Comparison of vertical lift force between UCFD numerical result and experimental data

3 计算与分析

后续的数值模拟均以 NACA0015 翼型为研究对象,设置马赫数 $Ma=0.1035$ 、升沉幅值 $h_0=c$ 和旋转轴位置 $x_p/c=1/3$ 。

3.1 各参数对获能效率的影响

为研究不同参数对于扑翼获能的影响,在不同

Re 数下,分别改变无量纲频率 f^* 与俯仰幅值 θ_0 进行数值模拟,如图 6 所示。可看出,俯仰幅值 θ_0 一定时,随着无量纲频率 f^* 的增大,效率先增后减; f^* 一定时,随着 θ_0 的增大,效率也是先增后减。此外,运动参数 f^* 和 θ_0 一定时,随着 Re 的增大扑翼获能的效率是增大的。

图 6a 中, $\theta_0=80^\circ$ 时,对于 $Re=10^3$ 与 $Re=10^4$,当 $f^*\approx 0.15$ 时,可获最高效率;对于 $Re=5\times 10^6$,当 $f^*=0.18$ 时,可获得最高效率;而对于 $Re=5\times 10^5$,当 $f^*=0.12$ 与 0.18 时,均可获得较高的效率,且 2 个效率极大值相近。各雷诺数下的高效机理将在 3.2 节中作详细介绍。

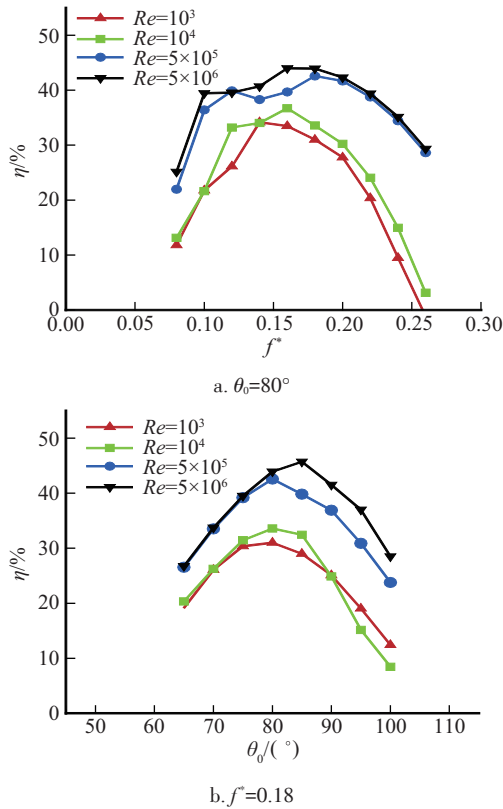


图 6 不同运动参数对效率 η 的影响

Fig. 6 Effects of motion parameters on efficiency η at different Re

为系统研究 Re 数对扑翼获能的影响,分别绘制了 $Re=10^3$ 、 10^4 、 5×10^5 、 5×10^6 时所对应的效率等值线云图(图 7),其中横坐标为无量纲频率 f^* ,纵坐标为俯仰幅值 θ_0 。总体而言,参数相同时,高 Re 数下的效率更高。此外,低 Re 数以及高 Re 数下只有一个高效工况区,且高雷诺数下的高效区明显较大。而对于中等 Re 数($Re=5\times 10^5$),则存在 2 个高效工况

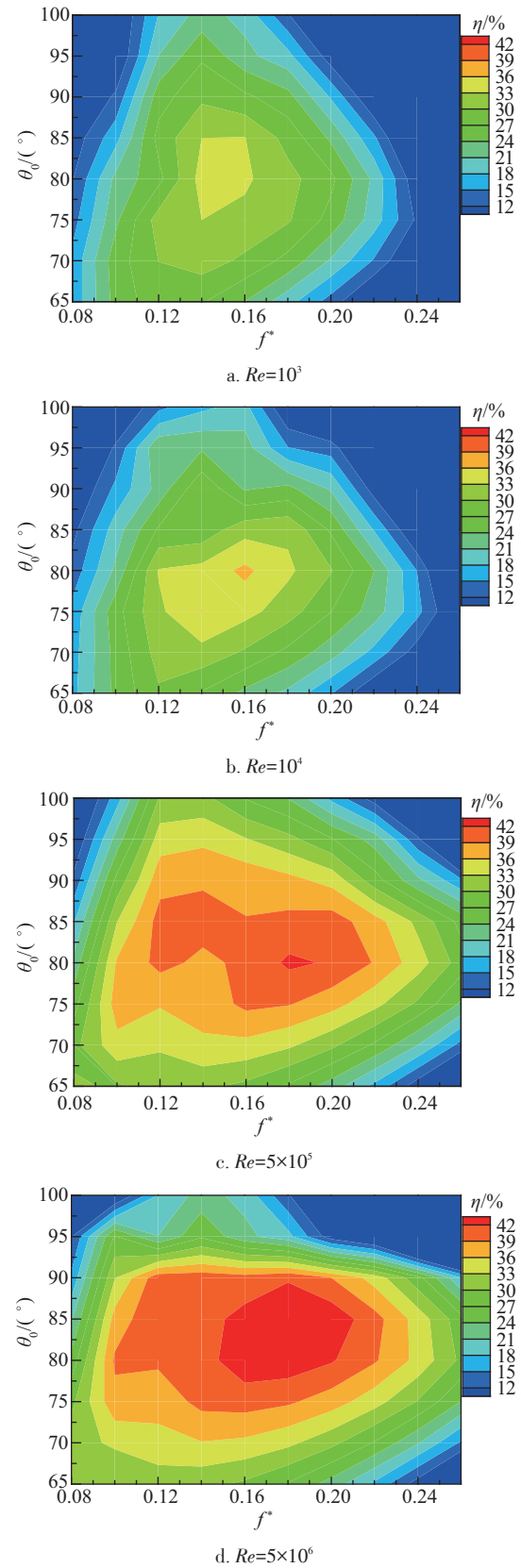


图 7 不同 Re 时的效率云图

Fig. 7 Contour map of efficiency η associated to different Re

区,分别为参数区域: $f^*=0.12\sim 0.14$, $\theta_0=80^\circ\sim 88^\circ$ 和 $f^*=0.15\sim 0.22$, $\theta_0=75^\circ\sim 85^\circ$,且2组区域内的效率相近。

表2给出了上述数值模拟结果中,不同雷诺数下扑翼获能装置的最大效率以及对应的运动参数。

表2 不同雷诺数下扑翼获能装置的最大效率对比

Table 2 Comparison of the maximum efficiency at different Re

Re	最佳运动参数	$\eta_{\max}/\%$
10^3	$f^*=0.14, \theta_0=80^\circ$	34.17
10^4	$f^*=0.16, \theta_0=80^\circ$	36.72
5×10^5	$f^*=0.18, \theta_0=80^\circ$	42.59
5×10^6	$f^*=0.18, \theta_0=85^\circ$	45.73

总体而言,随着 Re 的增大,效率逐渐增大,但当 Re 数大于 5×10^6 时,随着 Re 的增大,效率不再增大,稳定在一个定值(图8)。对于实际应用的扑翼获能装置,当来流一定时,若运动参数相同,则大尺寸翼型的获能效率高于小尺寸翼型,但是当尺寸足够大时(折算后的 $Re>5\times 10^6$),增大翼型的尺寸并不能明显增大扑翼获能的效率。

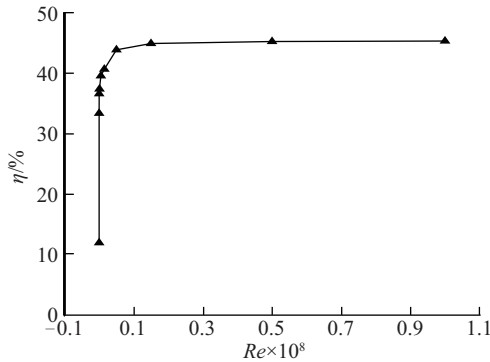


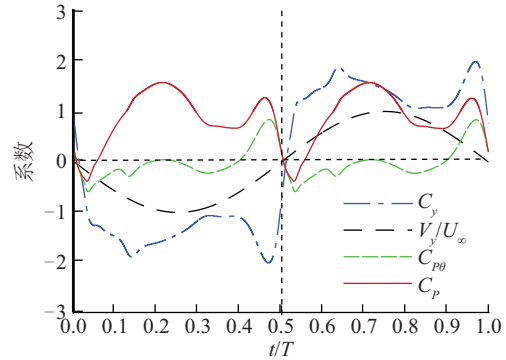
图8 Re 对效率 η 的影响($f^*=0.16, \theta_0=80^\circ$)

Fig. 8 The effect of Reynolds number on efficiency η

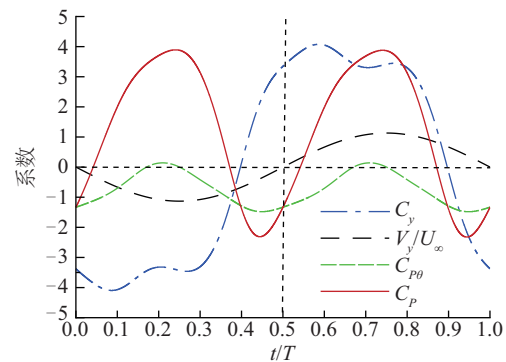
3.2 扑翼获能高效工况的机理分析

为进一步分析不同 Re 下扑翼的获能机理有何不同,分别对低 $Re(Re=10^3)$ 下, $f^*=0.16, \theta_0=80^\circ$,以及高 $Re(Re=5\times 10^6)$ 下, $f^*=0.18, \theta_0=85^\circ$ 这2个效率较高的工况进行分析。由图9可以看出, $Re=10^3$ 时,升沉力系数 C_y 存在2个峰值,第二个峰值使得 C_y 变向推迟,从而 C_y 与无量纲升沉速度 V_y/U_∞ 有较好的同步性(几乎保持同向,同时向下或者同时向上),升沉力大部分时间对翼型做正功,因而能够获得较高的效率。对于 $Re=5\times 10^6$, C_y 与 V_y/U_∞ 的同步性较差,且俯仰力矩所做负功更大,但是由于 C_y 的绝

对值明显高于低 Re 工况,升沉力做功较大,所以高雷诺数时获得了比低 Re 时更高的效率。



a. $Re=10^3$

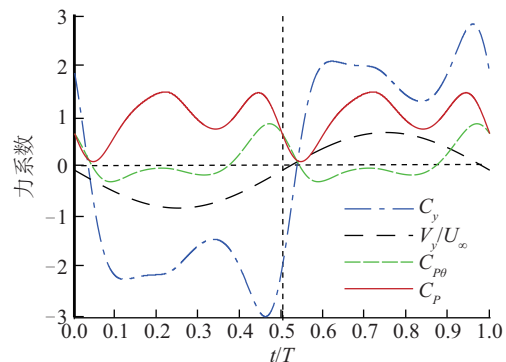


b. $Re=5\times 10^6$

图9 低 $Re(Re=10^3)$ 与高 $Re(Re=5\times 10^6)$ 下,高效工况下的 C_y 、 V_y/U_∞ 、 C_{p0} 和 C_p 曲线

Fig. 9 Time evolution of C_y , V_y/U_∞ , C_{p0} and C_p at low $Re(Re=10^3)$ and high $Re(Re=5\times 10^6)$

对于中等雷诺数($Re=5\times 10^5$),存在2个高效率工况区(图6),分别取这2个区域中的一组工况点进行分析($f^*=0.12, \theta_0=85^\circ$ 和 $f^*=0.16, \theta_0=80^\circ$)。如图10所示, $f^*=0.12, \theta_0=85^\circ$ 时,其高效机理与低 Re 的高效机理相似;而 $f^*=0.16, \theta_0=80^\circ$ 时,则与高 Re 的相似。



a. $f^*=0.12, \theta_0=85^\circ$

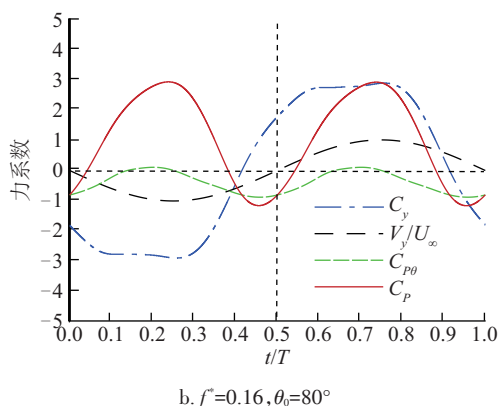


图 10 $Re=5 \times 10^5$ 时, 2 种高效工况下 C_y 、 V_y/U_∞ 、 C_{p0} 和 C_p 曲线对比

Fig. 10 Time evolution of C_y , V_y/U_∞ , C_{p0} and C_p of optimal cases at $Re=5 \times 10^5$

为揭示产生 2 种高效率机制的物理机理, 图 11

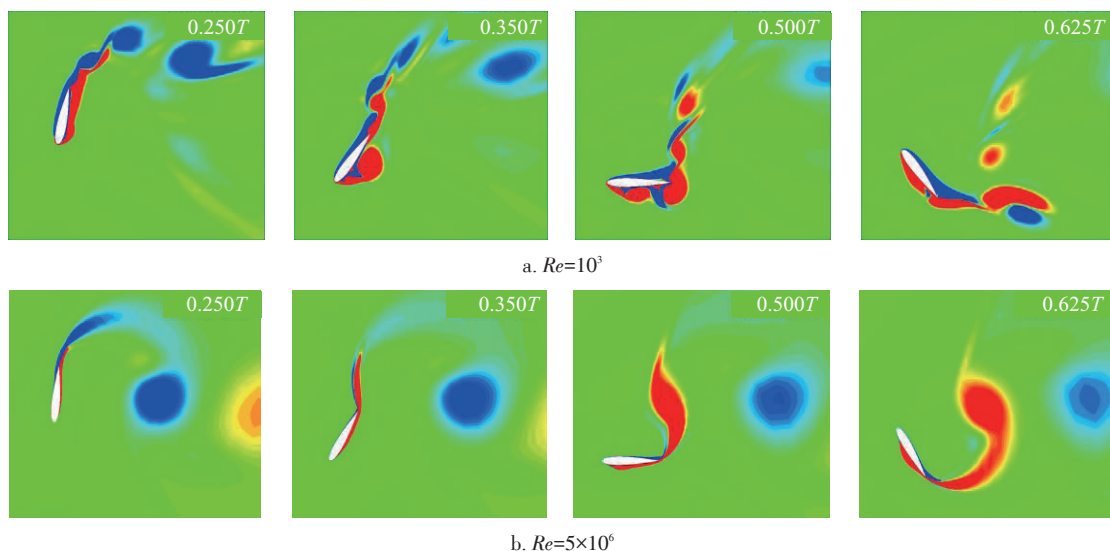
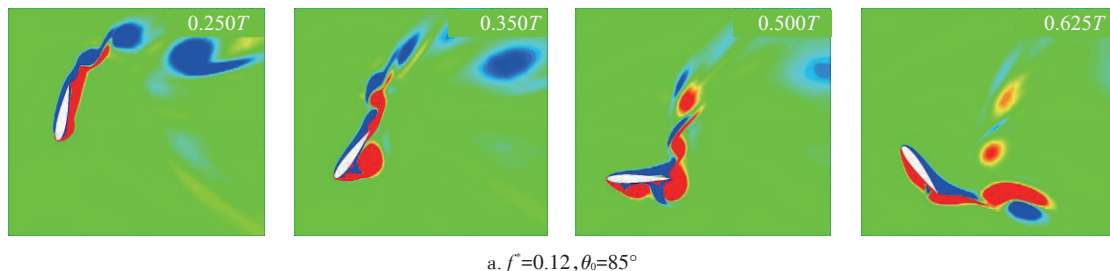


图 11 不同 Re 下, 高效工况时不同时刻涡量云图对比

Fig. 11 Comparison of vorticity fields at different Reynolds number

对于中等 Re , 2 种高效工况下对应的流场涡结构分别与低 Re 及高 Re 下相似。如图 12 所示, $f^*=0.12$, $\theta_0=85^\circ$ 时, 其流场结构与低 Re 下的高效工况相似, 均会诱发大尺度分离涡并很快脱落, 但在翼型



分别给出了上述 $Re=10^3$ ($f^*=0.16$, $\theta_0=80^\circ$) 和 $Re=5 \times 10^6$ ($f^*=0.18$, $\theta_0=85^\circ$) 2 种工况下对应的涡量云图, 可看出, 对于 $Re=10^3$, $0.25T$ 时 (即翼型运动至平衡位置处, 此时攻角最大), 会诱发大尺度前缘涡, 并沿着翼型下表面滚动而后脱落, 但随着翼型运动至最低点附近 ($0.50T$), 由于翼型的扑动, 前缘涡会重新附着于翼型尾缘, 之后随着翼型向上运动, 此前缘涡很快脱落。值得注意的是, 有大尺度前缘涡生成的工况下, 若前缘涡在翼型运动至最高点或最低点时脱落, 则往往能够获能较高的效率。对于 $Re=5 \times 10^6$, 所诱发的前缘涡尺度较小, 且一直附着在翼型表面, 升沉力系数 C_y 与无量纲升沉速度 V_y/U_∞ 的同步性较差, 但是如之前介绍, 由于此时 C_y 的绝对值明显高于低 Re 工况, 所以高 Re 数时获得了比低 Re 时更高的效率。

运动至最低点附近时重新附着于尾缘, 之后随翼型向上运动而很快脱落; 而 $f^*=0.16$, $\theta_0=80^\circ$ 时, 则与高 Re 下的高效工况相似, 所诱发的前缘涡尺度较小, 且脱落较晚。

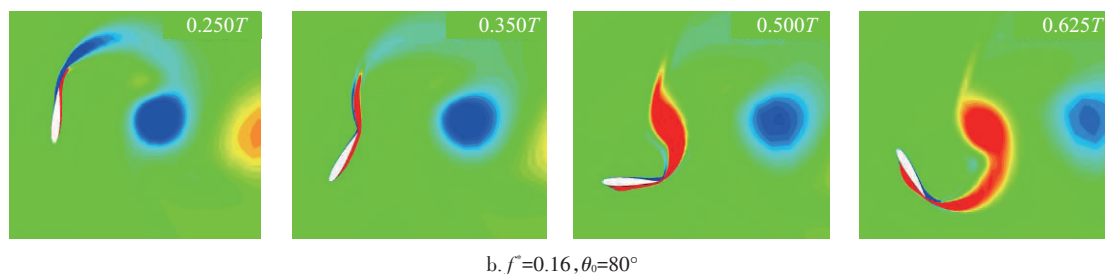


图12 $Re=5\times 10^5$ 时,2种高效率工况的不同时刻涡量对比

Fig. 12 Comparison of vorticity fields between two optimal cases at $Re=5\times 10^5$

4 结 论

1)无量纲频率 f^* 一定时,随着俯仰幅值 θ_0 的增大,扑翼获能效率先增后减;俯仰幅值 θ_0 一定时,随着无量纲频率 f^* 的增大,效率总体上也是先增后减。

2)随着雷诺数 Re 的增大,扑翼获能的效率提高,但当 $Re>5\times 10^6$ 时,雷诺数的影响很小,获能效率也趋于定值。

3)对于低雷诺数($Re\leq 10^4$)和高雷诺数($Re\geq 5\times 10^6$),均只有一个高效工况区,但其获能机理不同。低雷诺数下,获能效高时主要是因为利用了合适的前缘脱落涡;高雷诺数下,则主要利用了翼型受到的高升沉力。对于中等雷诺数($Re=5\times 10^5$),2种高效获能机理均存在,因而具有2个高效区,且2个高效区的效率相近。

[参考文献]

- [1] Kinsey T, Dumas G. Computational fluid dynamics analysis of a hydrokinetic turbine based on oscillating hydrofoils[J]. Journal of Fluids Engineering, 2012, 134(2): 021104.
- [2] McKinney W, DeLaurier J. Wingmill: An oscillating-wing windmill[J]. Journal of Energy, 1981, 5(2): 109—115.
- [3] Simpson B J, Licht S, Hover F S, et al. Energy extraction through flapping foil[A]. ASME, International Conference on Offshore Mechanics and Arctic Engineering[C], Estoril, Portugal, 2008, 389—395.
- [4] Young J, Ashraf M A. Numerical simulation of fully passive flapping foil power generation[J]. AIAA Journal, 2013, 51(11): 2727—2739.
- [5] Kinsey T, Dumas G. Parametric study of an oscillating airfoil in a power-extraction regime[J]. AIAA Journal, 2008, 46(6): 1318—1330.
- [6] Simpson B J, Hover F S, Triantafyllou M S. Experiments in direct energy extraction through flapping foils[A]. Proceedings of the Eighteenth International Offshore and Polar Engineering Conference[C], Vancouver, 2008.
- [7] Kinsey T, Dumas G, Lalande G, et al. Prototype testing of a hydrokinetic turbine based on oscillating hydrofoils[J]. Renewable Energy, 2011, 36(6): 1710—1718.
- [8] Kinsey T, Dumas G. Optimal operating parameters for an oscillating foil turbine at Reynolds number 500,000[J]. AIAA Journal, 2014, 52(9): 1885—1895.
- [9] 黄典贵. 一个通用统一的流体力学计算软件及其考核[J]. 工程热物理学报, 2012, 33(10): 1699—1702.
- [9] Huang D G. A common unified computational fluid dynamic software and its validation[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2012, 33(10): 1699—1702.
- [10] 韩伟, 孙晓晶. 扑翼不同的运动方式对其获能影响的数值模拟[J]. 上海大学学报: 自然科学版, 2015, 21(4): 432—443.
- [10] Han Wei, Sun Xiaojing. Numerical simulation on energy acquisition of flapping airfoil with different forms of movement[J]. Journal of Shanghai University: Natural Science, 2015, 21(4): 432—443.

EFFECTS OF REYNOLDS NUMBER ON OSCILLATING-AIRFOIL POWER GENERATOR

Zhang Laichao¹, Huang Diangui^{1,2}

(1. School of Energy and Power Engineering, University of Shanghai for Science and Technology, Shanghai 200093, China;

2. Shanghai Key Laboratory of Multiphase Flow and Heat Transfer in Power Engineering, Shanghai 200093, China)

Abstract: An in-house computational fluid dynamics code (UCFD) was used to do some research about the effects of Reynolds number, nondimensional frequency and pitch amplitude on energy extraction performance of the oscillating-airfoil power generator. Flow field near the airfoil and the development of the vortex were also been studied. The results showed that with the increase of Reynolds number, the efficiency is increased, and the optimal parameter region is also enlarged, however, the efficiency and optimal parameter region will no longer increase when $Re > 5 \times 10^6$. In addition, the energy extraction performance of optimal cases is different at different Reynolds number. For low Reynolds number, large scale vortexes are utilized fully by the airfoil. For high Reynolds number, high power capability of heave force is used. For moderate Reynolds number, both the two situations above are likely to occur under specific parameters, and the efficiency of the two situations are equal roughly.

Keywords: oscillating-airfoil power generator; leading edge vortex; Reynolds number; nondimensional frequency; pitching amplitude