

微型扑翼飞行器扑翼/尾翼气动干扰 的数值研究

王掩刚¹, 陈为雄¹, 邓双厚², 赵旭民¹

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072;

2. 代尔夫特理工大学 航空工程学院, 代尔夫特 荷兰, 2629HT)

摘 要: 以二维刚性约束条件下的微型扑翼飞行器模型为研究对象,在动网格技术基础上,应用非定常数值分析手段对比分析了单翼/纵列翼布局的气动性能,深入研究了纵列翼缩减频率、扑翼—尾翼无量纲水平间距、来流攻角对其气动性能的影响。结果表明:①纵列翼尾翼对扑翼产生正效应干扰,相对于单翼布局,扑翼—尾翼无量纲水平间距为0.5倍翼型弦长时的纵列翼布局的推力系数和推进效率分别增加28.7%和5.7%;②缩减频率是影响推力的关键参数,随着缩减频率的增加,脱落涡的强度增加,推力系数增大。对于单翼、纵列翼两种布局模式,当缩减频率在1.0附近时推进效率达到最优;③对于纵列翼布局,在扑翼—尾翼无量纲水平间距为1.1倍翼型弦长时推进效率达到峰值;④在 $0^{\circ}\sim 20^{\circ}$ 来流攻角变化范围内,随着来流攻角的增加,升力系数增加,推力系数减小,当来流攻角大于 9° 时,两种布局的推力均为负值。

关 键 词: 扑翼/尾翼气动干扰; 微型扑翼飞行器; 缩减频率; 无量纲水平间距; 来流攻角

中图分类号: V211

文献标志码: A

Numerical study of flapping wing/tail aerodynamic interaction for flapping wing micro air vehicle

WANG Yan-gang¹, CHEN Wei-xiong¹, DENG Shuang-hou², ZHAO Xu-min¹

(1. School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. Faculty of Aerospace Engineering,

Delft University of Technology, Delft 2629HT, Netherlands)

Abstract: Taking the two-dimensional rigid flapping wing micro air vehicles model as research object, the aerodynamic characteristics of both single wing and tandem wing configurations were numerically evaluated. The numerical analysis methodology was transient and based on the dynamic grid technology. Simulation was conducted on the influence of reduced frequency of tandem wing, flapping wing to tail dimensionless horizontal distance and angle of attack on the aerodynamic performance. Results show that: (1) The tail of tandem wing is beneficial to the overall aerodynamic performance. Compared with the single wing configuration, the thrust coefficient and propulsive efficiency of tandem wing configuration are increased by 28.7% and 5.7% when the flapping wing to tail dimensionless horizontal distance is half of the wing length, respectively. (2) Reduced frequency is the key parameter that significantly influences the thrust. The higher reduced frequency strengthens the vortex-shedding and then results in an increase in thrust coefficient. The propulsive efficiency of single

收稿日期:2013-09-16

基金项目:国家自然科学基金(51376150)

作者简介:王掩刚(1976—),男,陕西武功人,教授、博士生导师,博士,主要从事叶轮机械气动热力学及新型推力装置研究。

and tandem wings approaches maximal value when reduced frequency is about 1.0. (3) For the tandem wing configuration, the propulsive efficiency is optimized when the wing to tail flapping dimensionless horizontal distance is 1.1. (4) As the angle of attack increases from 0 degree to 20 degree, the lift coefficient increases and the thrust coefficient decreases. The flapping wing of the two configuration is predominated by drag at the moment angle of attack being 9 degree.

Key words: flapping wing/tail aerodynamic interaction; flapping wing micro air vehicle; reduced frequency; dimensionless horizontal distance; angle of attack

微型飞行器(micro air vehicle, MAV)概念由美国国防高级研究计划局(DARPA)最早提出^[1]. 空气动力学研究表明,对于主尺度为15 cm以下的微型飞行器,扑翼飞行方式比传统飞行方式的升阻比更高^[2-5].

在扑翼飞行器中,尾翼对其稳定的可控飞行至关重要,扑翼的周期性振荡运动产生的非定常流场对尾翼气动性能有重要影响,有关扑翼/尾翼气动干扰问题一直是制约扑翼飞行器可靠性和性能提升的瓶颈之一. 国内外对微型扑翼推进技术及机理开展了大量的研究工作,取得了许多定性和定量的成果,为微型扑翼飞行器的应用提供了有力的技术支撑. Ansari等^[6]研究了单翼不同几何尺寸、扑动频率、振幅以及俯仰旋转速度对气动性能的影响,并得出提高扑动频率和振幅以及俯仰旋转速度可有效改善气动性能. Groen^[7]和鲍锋等^[8]应用 particle image velocimetry (PIV) 测量手段,针对所设计的微型扑翼飞行器旋涡运动进行了细致的测量研究,研究指出:旋涡的交替生成使得扑翼表面产生非对称压力,从而产生升力,并指出了所研究的单翼飞行器升力与扑动速度的关系. Lehmann等^[9]从理论上初步分析了扑翼干涉所带来的气动收益. Tuncer等^[10-12]采用数值方法研究了扑翼的动态失速(颤振)、扑翼表面流动再附着及扑翼尾缘处的流动分离与尾迹性能. 张亚峰等^[13]进行了微型扑翼飞行器的低速风洞实验,研究了扑翼展弦比、刚度和弯度对扑翼推力性能的影响. 张兴伟等^[14]应用数值分析手段研究了扑翼柔性变形对悬停气动性能影响,指出了悬停时柔性变形对其气动性能的影响规律. Kaya等^[15-17]采用基于梯度的优化方法对并列翼的沉浮及俯仰拍打运动进行优化,以获得最优的推力或推进效率.

从掌握的资料来看,有关单翼的气动、结构以及流动机理已经进行了大量的研究工作,并且取得了可喜的研究进展. 纵列翼作为一种可行的扑

翼布局,在自然界广泛存在,有关纵列翼扑翼/尾翼气动干涉的非定常机制及其影响规律还有待进一步深入研究. 一般而言昆虫的扑动飞行是一个三维问题,在考虑展向尺度足够长以及无展向扭转变形的前提下,可忽略展向流影响从而将翼型简化成二维模型来研究其扑动的非定常效应^[18]. 本文通过将扑翼与平尾模型简化,以二维刚性约束条件下的 NACA 0012 翼型为研究对象,在动网格技术的基础上,应用非定常数值分析手段对比分析单翼/纵列翼布局的气动性能,开展平尾对整体扑动性能的影响研究;分析缩减频率、扑翼—尾翼水平无量纲距离和来流攻角对其气动性能的影响,为微型扑翼飞行器的气动设计提供技术参考.

1 数值方法

采用有限体积法离散不可压缩 Navier-Stokes(N-S)方程,用双时间方法对时间项进行离散,时间项选用隐式差分格式,对流项采用2阶迎风格式,黏性项采用2阶中心格式,梯度差值选用 Green-Gauss node-based 方法^[19]. 为了捕捉低雷诺数下的流动,本文湍流模型采用切应力输运(SST)模型,同时壁面附近布置延展比较高的附面层网格,以便于更好地捕捉附面层内的流动.

1.1 计算网格及边界条件

针对本文的动态非定常计算,计算网格采用弹簧近似光滑与局部网格重构模型相结合的技术,有效解决运动边界在大位移情况下导致网格质量下降、负网格等问题.

计算域由半圆边界(左侧)与矩形边界组成,计算模型水平放置且位于计算域中心. 图1给出了单翼模型动态网格拓扑及局部放大图. 扑翼边界附近采用带有附面层的结构化网格以保证计算精度,远场采用非结构三角形网格填充以保证弹簧运动网格执行的有效性. 远场边界大于10倍弦

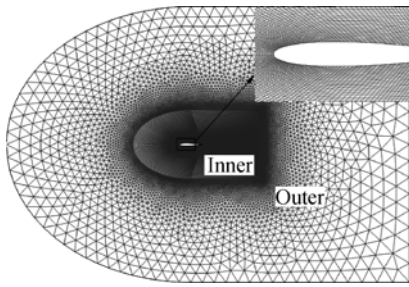


图 1 单翼模型动态网格拓扑及局部放大图

Fig. 1 Single wing model dynamic grid topology and its local amplification

长以保证远场参数不受扰动,翼型表面给定无滑移物面边界。

1.2 气动力计算方法

升力系数 C_l 、推力系数 C_t 、阻力系数 C_d 、功率系数 C_p 和推进效率 η 分别定义为

$$C_l = \frac{L}{0.5\rho U_{\text{ref}}^2 c_{\text{ref}}} \quad (1)$$

$$C_t = -C_d = -\frac{D}{0.5\rho U_{\text{ref}}^2 c_{\text{ref}}} \quad (2)$$

$$C_p = \frac{P}{0.5\rho U_{\text{ref}}^3 c_{\text{ref}}} \quad (3)$$

$$\eta = \frac{C_t}{C_p} \quad (4)$$

其中

$$P = L \cdot \frac{dH(t)}{dt} + M \cdot \frac{d\alpha(t)}{dt} \quad (5)$$

式中 L 为升力; D 为阻力; M 为力矩; P 为功率; ρ 为大气密度; U_{ref} 为参考速度,即来流速度; c_{ref} 为特征弦长;函数 $H(t)$ 为扑翼沉浮运动方程; $\alpha(t)$ 为扑翼俯仰运动方程。

1.3 算法验证

为了验证本文所述 CFD 计算方法中网格疏密和内迭代循环步数对求解精度的影响,选取文献[20]中 NACA 0014 翼型算例进行对比,翼型运动方程为

$$H(t) = -H_0 \cos(\omega t) \quad (6)$$

其中 $H_0 = 0.4 c_{\text{ref}}$, $\omega = 2\pi f$, f 为扑翼扑动的频率。

设定缩减频率

$$k = \frac{\omega c_{\text{ref}}}{U_{\text{ref}}} = 2.0 \quad (7)$$

在基于特征弦长的雷诺数为 10 000,内迭代循环步数为 20 的条件下,进行了 3 种不同密度网格的数值分析。表 1 给出了 3 种网格的基本参数。其次,以选定的网格密度(Mesh B)为基础,选取 3

种不同的内迭代循环步数即 20, 40, 80 分别进行计算,研究计算结果对内迭代循环步数的敏感性。

表 1 NACA 0014 网格基本参数

Table 1 Basic parameters of NACA 0014 grid

网格	网格总数	第 1 层附面层厚度
Mesh A	10 922	$0.0005 c_{\text{ref}}$
Mesh B	26 776	$0.0002 c_{\text{ref}}$
Mesh C	37 430	$0.0001 c_{\text{ref}}$

图 2 给出了内迭代循环步数为 20,不同网格密度条件下 NACA 0014 翼型阻力系数随无量纲时间 t' 的变化曲线,并与 Tuncer 等^[20] 计算结果作对比,同时给出了翼型运动曲线(flapping position)与气动参数的相位关系。从图中可以看出:3 种网格密度的计算结果与 Tuncer 等^[20] 公开的计算结果差别较小,仅在曲线的波峰和波谷位置有一定差异,随着网格密度的增加,阻力系数曲线的波峰、波谷变化不再明显,因此认为选取 Mesh B 已经足以捕捉到扑翼运动流场细节及其气动性能。

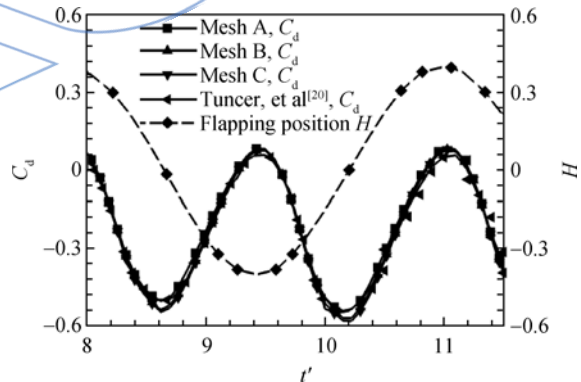


图 2 不同网格密度条件下阻力系数随时间变化的曲线

Fig. 2 Curves of drag coefficient varying with time at the different grid density

图 3 给出了以 Mesh B 为计算网格,选取不同内迭代循环步数所得的 NACA 0014 翼型阻力系数曲线,从图中可以看到:3 个内迭代循环步数所计算的翼型阻力系数曲线基本一致,这说明非定常动态问题的计算结果与内迭代循环步数无关。综合考虑计算效率和计算精度,下文中的计算均以 Mesh B 分布为基础,内迭代循环步数确定为 20 进行计算分析,以研究单翼/纵列翼布局的气动性能的一般性规律。

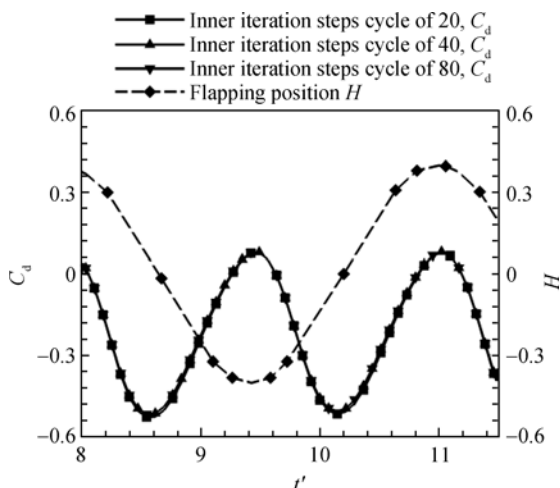


图3 内迭代循环步数对阻力系数计算结果的影响

Fig. 3 Influence of inner iteration steps cycle on calculation results of drag coefficient

2 扑翼/尾翼气动干扰数值分析

应用上述计算手段和研究方法对单翼/纵列翼布局的气动性能进行分析,探讨扑翼缩减频率对其推力性能的影响规律,研究纵列翼的扑翼/尾翼无量纲水平间距、来流攻角对其气动性能的影响,图4是两种不同布局一个周期(T)4个阶段示意图。

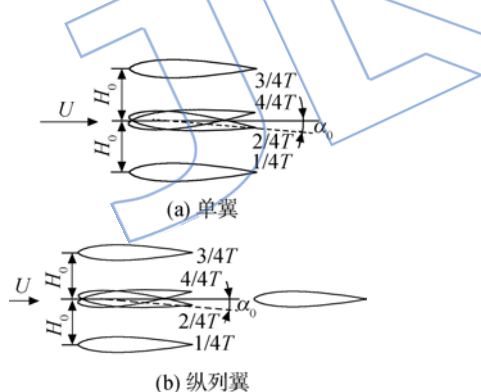


图4 单翼/纵列翼布局示意图

Fig. 4 Flapping diagram of single wing/tandem wing

其运动方程为

$$H(t) = H_0 \sin(\omega t) \quad (8)$$

$$\alpha(t) = \alpha_0 \sin(\omega t + \varphi) + \alpha_m \quad (9)$$

式中 $\alpha_0 = 5^\circ$, $\varphi = 90^\circ$, 来流攻角 $\alpha_m = 0^\circ$. 俯仰转动中心为扑翼距前缘 $1/4$ 弦长处。

2.1 纵列翼扑动流场分析

选取 $Re = 10\,000$, $k = 2.0$, 扑翼—尾翼无量纲水平间距 $\Delta d = 0.5 c_{ref}$, 来流攻角为 0° 时纵列翼模型进行数值分析,同时计算了相同雷诺数、缩减频

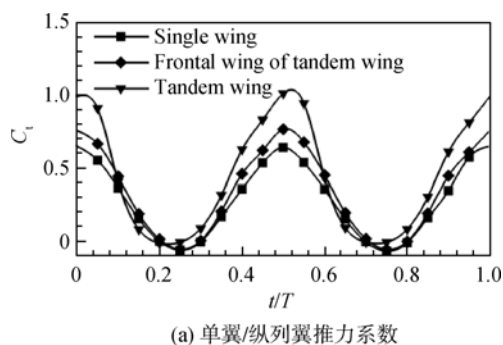
率和来流攻角条件下的单翼气动性能,以分析两种布局在气动性能方面的差异。表2给出了单翼/纵列翼的周期时均推力系数、时均功率系数和推进效率的对比。相对于单翼/纵列翼布局的时均推力系数 $\bar{C}_t$ 提高了 28.7%, 时均功率系数 $\bar{C}_p$ 相差不多,推进效率提高了 5.7%,这说明尾翼对扑翼有明显的干扰并且这种干扰是有利的。

表2 单翼/纵列翼各气动参数对比

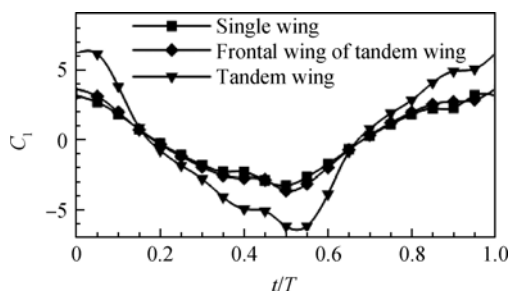
Table 2 Aerodynamic parameters comparison between single wing/tandem wing

布局	$\bar{C}_t$	$\bar{C}_p$	$\eta/\%$
单翼	0.293	1.138	25.8
纵列翼	0.377	1.195	31.5

为了研究纵列翼的前翼和尾翼对推力、升力贡献水平及其与单翼产生的升力和推力差异,有必要给出单翼、纵列翼的前翼以及纵列翼整体的推力和升力系数在一个周期内各时刻(t/T)的对比曲线,如图5所示。从推力系数的对比曲线(图5(a))来看:相比于单翼,纵列翼整体的推力系数峰值远大于单翼情况,纵列翼的前翼推力系数峰值与单翼基本相似;升力系数如图5(b)所示,也显示相同的结论,即纵列翼的前翼升力系数与单



(a) 单翼/纵列翼推力系数



(b) 单翼/纵列翼升力系数

图5 单翼/纵列翼性能对比

Fig. 5 Performance comparison of single wing/tandem wing

翼相似,但纵列翼整体升力系数峰值远大于单翼情况.基于上述分析,可以认为:在较小的扑翼—尾翼无量纲水平间距条件下,纵列翼布局的推力和升力系数大于单翼,纵列翼尾翼产生的附加推力和升力是其性能提高的根本原因.

图6给出了单翼/纵列翼布局半个扑动周期内的无量纲涡量云图.首先从单翼和纵列翼的前翼涡量云图来看:两者都经历了前缘涡的形成、壮大和脱落过程,伴随翼型表面压力差的生成从而产生升力,并且尾翼对纵列翼前翼流动结构影响不大.进一步观察纵列翼无量纲涡量云图可以发现:在一个周期内,由于前翼扑动过程中产生的垂直方向的诱导流动,部分涡核附着于尾翼并在其表面产生前缘涡,并随着旋涡的发展壮大产生附加推力从而使得纵列翼整体推进效率有所提高.如能合理地设计纵列翼前后的气动布局,充分利用前翼的诱导作用,可能会进一步提高纵列翼的推进效率.在纵列翼气动布局中,缩减频率、扑翼—尾翼无量纲水平间距以及来流攻角对其性能和流动结构有至关重要的影响,有必要分别对这3个因素给予专门研究,探索缩减频率和扑翼—尾翼无量纲水平间距对气动性能的影响规律,为优化设计微型扑翼飞行器气动布局性能提供指导.

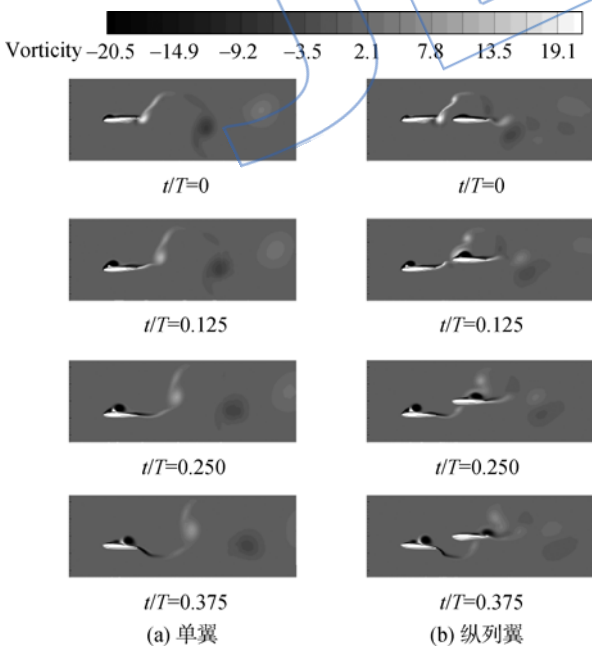


图6 单翼/纵列翼半个扑动周期内无量纲涡量云图
Fig. 6 Dimensionless vorticity contours in half flapping cycle of single wing/tandem wing

2.2 缩减频率的影响

在保持雷诺数 $Re=10\,000$ 不变的条件下,通过改变两种布局的翼型缩减频率($k=0\sim3.0$),以研究缩减频率对其气动性能的影响规律.

图7给出了单翼/纵列翼时均推力系数 $\bar{C}_t$ 、时均功率系数 $\bar{C}_p$ 和推进效率 η 随缩减频率变化的曲线对比图,可以发现:单翼与纵列翼两种布局的时均推力系数和时均功率系数随着缩减频率的增加呈现非线性增加的趋势,当 $k>0.5$ 时,两种翼型布局开始产生正推力.由于尾翼的干扰效应,当 $k>1.0$ 时,纵列翼的时均推力系数大于单翼布局,但两种布局的时均功率系数相差不大.从推进效率曲线来看,两者的推进效率呈现先增加后降低的趋势,当 k 在 1.0 附近时达到最优; $k>1.0$ 时,纵列翼推进效率大于单翼推进效率.对于纵列翼而言,当缩减频率较小时($k<1.0$),前翼无法产生脱落涡或涡的强度较弱,其对下游尾翼流动的诱导作用较弱,尾翼无法生成交替产生的脱落涡,此时尾翼表现为阻力,因此纵列翼总推力系数较单翼低;当 $k>1.0$ 时,脱落涡强度较大,前翼脱落

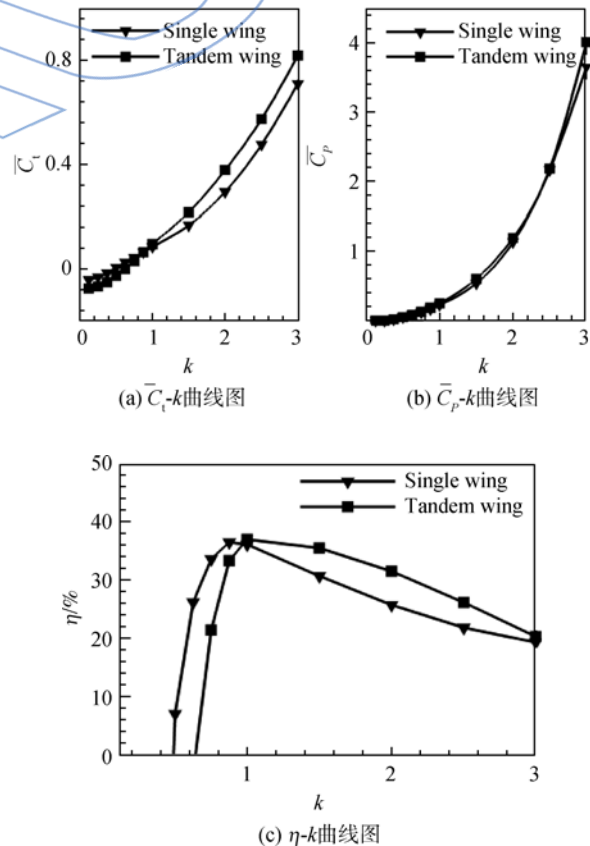


图7 缩减频率对时均气动性能的影响
Fig. 7 Influence of reduced frequency on time-average aerodynamic performance

涡对下游尾翼诱导作用增强,尾翼表面交替生成的脱落涡出现,从而产生附加推力.因此,纵列翼总推力系数较单翼高,推进效率也高.

图8给出了不同缩减频率下 $t/T=0.125$ 时刻两种布局下的涡量云图,可以发现:在 $k=0.375$ 时,两种布局的翼型表面均未生成交替出现的脱落涡,此时翼型不能生成有效升力和推力;随着缩减频率增加,两种布局的翼型表面生成交替出现的脱落涡,产生有效推力和升力,缩减频率越大,脱落涡强度越大,升力和推力越大.值得注意的是:随缩减频率增加,由于前翼的快速扑动导致部分脱落涡在垂直方向上被甩得较远,无法再附着于尾翼,这可能会导致一定的推力及升力损失.因此可以认为:合理调整尾翼与前翼的垂直距离,充分利用前翼扑动产生的脱落涡,可能会进一步提高推力和升力.

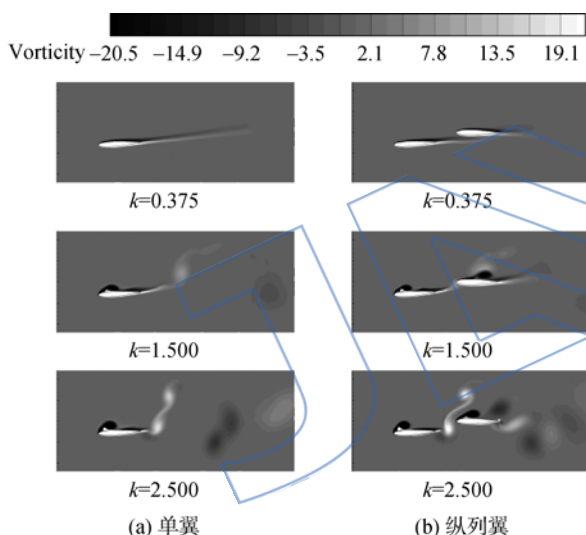


图8 两种布局不同缩减频率下 $t/T=0.125$ 时刻无量纲涡量云图

Fig. 8 Dimensionless vorticity contours of two kinds of configuration under different reduced frequencies at $t/T=0.125$

2.3 扑翼—尾翼无量纲水平间距的影响

设计7个 ($\Delta d/c_{\text{ref}} = 0.5 \sim 2.0$) 不同的扑翼—尾翼无量纲水平间距模型,对其进行详细的数值分析,其中 $Re=10\,000$, $k=2.0$,获取了不同扑翼—尾翼无量纲水平间距条件下纵列翼的气动性能.

图9给出了纵列翼布局的时均推力系数 $\bar{C}_t$ 和推进效率 η 随扑翼—尾翼无量纲水平间距的变化规律.从图中不难看出:纵列翼时均推力系数随着扑翼—尾翼无量纲水平间距的增加而减小.这

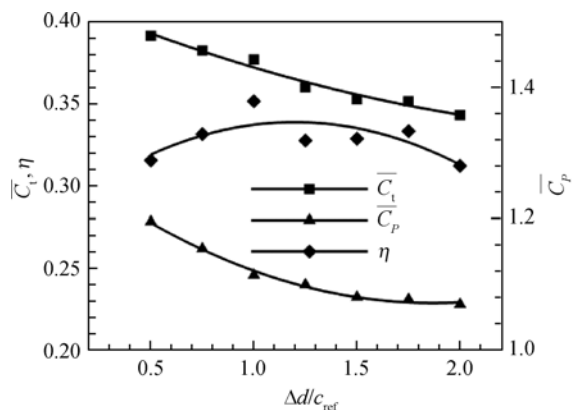


图9 扑翼—尾翼无量纲水平间距对时均气动性能的影响
Fig. 9 Influence of wing to tail dimensionless horizontal distance on time-averaged aerodynamic performance

是因为纵列翼的前翼在扑动过程中会产生垂直方向的诱导流动,扑翼—尾翼无量纲水平间距较小条件下其尾翼可以充分利用该流动,从而产生较大的附加推力,随着扑翼—尾翼无量纲水平间距增大,前翼的诱导效应减弱,后翼产生的附加推力减小导致推力系数减小.从图中所给的时均功率系数曲线来看,时均功率系数随着扑翼—尾翼无量纲水平间距的增加而降低.对比时均推力系数不难发现,当扑翼—尾翼无量纲水平间距小于1.1时,时均功率系数曲线的斜率比时均推力系数曲线的斜率偏大,这必然导致时均推进效率提高.随后,时均功率系数曲线的斜率小于时均推力系数曲线,从而导致推进效率下降,图中的推进效率曲线也可发现该现象:即随着扑翼—尾翼无量纲水平间距增加,推进效率呈现先上升后下降的趋势,当扑翼—尾翼无量纲水平间距 $\Delta d = 1.1 c_{\text{ref}}$ 时推进效率达到峰值,这是由于:当扑翼—尾翼无量纲水平间距较小时,前翼尾缘脱落涡还未充分发展即已作用于尾翼,导致推进效率较低;逐渐增加扑翼—尾翼无量纲水平间距,前翼尾缘脱落涡发展充分,此时推进效率最高;扑翼—尾翼无量纲水平间距继续增加,前翼脱落涡能量损失殆尽,尾翼无法从脱落涡中提取能量从而产生附加推力,因而推进效率较低.

2.4 来流攻角的影响

为对比分析来流攻角对两种不同布局气动性能的影响,应用上述方法研究了 $k=2.0$, $\Delta d = 0.5 c_{\text{ref}}$,来流攻角 α_m 在 $0^\circ \sim 20^\circ$ 范围内改变时,单翼和纵列翼的时均气动性能变化规律.

图10分别给出了来流攻角对两种布局的时均升力系数、时均推力系数影响曲线.从图中可以

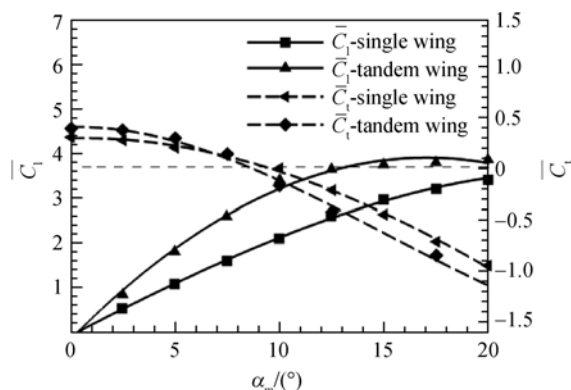


图10 来流攻角对时均气动性能的影响

Fig. 10 Influence of angle of attack on time-average aerodynamic performance

看出:随着来流攻角的增加,单翼扑动的升力呈不断增长趋势.对于纵列翼而言,当来流攻角为 17° 时,时均升力系数达到最大,随后该参数随着来流攻角增加呈现下降趋势.在来流攻角为 10° 左右,两种气动布局时均升力系数增长率相同(曲线斜率相同),说明在 10° 来流攻角以前尾翼气动干扰的正效应明显,随着来流攻角的增加,尾翼产生的正效应逐渐减弱.对于时均推力系数而言,随着来流攻角的增加,两种布局的时均推力系数呈现减小趋势,当来流攻角大于 9° 后,没有正推力产生(图中虚线以下);当来流攻角小于 7° 时纵列翼比单翼时均推力系数略高.

图11给出了来流攻角对两种布局的推进效率影响曲线,不难发现两种布局的推进效率均表现为:随着来流攻角的增加,推进效率降低,来流攻角小于 7° 时,纵列翼推进效率高于单翼,当来流攻角为 0° 时,纵列翼推进效率比单翼高 5.7% .

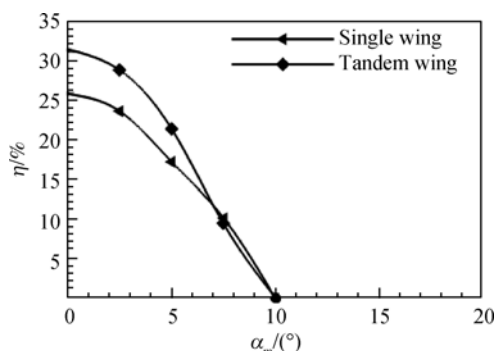


图11 来流攻角对推进效率的影响

Fig. 11 Influence of angle of attack on thrust efficiency

3 结论

本文对纵列翼布局进行了模拟研究,并与单

翼气动性能进行对比,研究结果表明:

1) 纵列翼的尾翼与扑翼有气动干扰,并且这种干扰是有利的.相对于单翼,其推力和推进效率都有效增高.

2) 缩减频率对推力的产生有着重要的作用,只有当缩减频率达到一定值才会有推力的产生.随着缩减频率的增加,脱落涡的强度增加,非定常性能明显.对于推进效率,在 $k=1.0$ 附近达到最优.

3) 随着扑翼—尾翼无量纲水平间距的增加,扑翼整体推力不断降低,但推进效率先上升,在 $\Delta d=1.1c_{ref}$ 处达到峰值,然后开始逐渐下降,并逐渐趋近于单翼扑动.

4) 来流攻角对升力产生异常重要,但来流攻角越大,推力却越小,推进效率也越小,当来流攻角大于 9° 时,推力为负值.

参考文献:

- [1] James M M, Michael S F. Micro air vehicles: toward a new dimension in flight [R]. Arlington County, Virginia: the Defense Advanced Research Projects Agency Tactical Technology Office, 1997.
- [2] 崔尔杰. 生物运动仿生力学与智能微型飞行器[J]. 力学与实践, 2004, 26(2): 1-8.
CUI Erjie. Biological motion bionic mechanics and smart MAV[J]. Mechanics and Practice, 2004, 26(2): 1-8. (in Chinese)
- [3] Pennycuik C J. Bird flight performance: a practical calculation manual[M]. New York: Oxford University Press, 1989.
- [4] Tennenen H. The simple science of flight: from insects to jumbo jets[M]. Boston, MA: Massachusetts Insititute of Technology Press, 1999.
- [5] Hall K C, Hall S R. Minimum induced power requirements for flapping flight[J]. Fluid Mechanics, 1996, 323: 285-315.
- [6] Ansari S A, Knowles K, Zbikowski R. Insectlike flapping wings in the hover: Part 1 effect of wing kinematics[J]. Journal of Aircraft, 45(6): 1945-1954.
- [7] Groen M. PIV measurements on the flapping wing MAV DelFly II: an aerodynamic and aeroelastic investigation into vortex development[D]. Delft, Netherlands: Delft University of Technology, 2010.
- [8] 鲍锋, 杨琪, 何意. 单自由度扑翼模型脱落涡及其升力机制的实验研究[J]. 航空动力学报, 2014, 29(5): 1091-1098.
BAO Feng, YANG Qi, HE Yi. Experimental investigation on the shedding vortex and lifting mechanism for a single-DOF flapping wing model[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(5): 1091-1098. (in Chinese)
- [9] Lehmann F O, Pick S. The aerodynamic benefit of wing-wing interaction depends on stroke trajectory in flapping

- insect wings[J]. *Journal of Experimental Biology*, 2007, 210(8):1362-1377.
- [10] Tuncer I H, Walz R, Platzer M F. A computational study on the dynamic stall of a flapping airfoil[R]. AIAA 98-2519, 1998.
- [11] Tuncer I H, Lai J C S, Platzer M F. A computational study of flow reattachment over a stationary/flapping airfoil combination in tandem[R]. AIAA 98-0109, 1998.
- [12] 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.
- [13] 张亚峰, 宋笔锋, 袁昌盛, 等. 微型扑翼飞行器推力特性试验[J]. *航空动力学报*, 2007, 22(12):2078-2082.
ZHANG Yafeng, SONG Bifeng, YUAN Changsheng, et al. Experimental investigation of propulsion characteristic of flapping-wing MAV[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2007, 22(12):2078-2082. (in Chinese)
- [14] 张兴伟, 周超英, 谢鹏. 扑翼柔性变形对悬停气动特性影响的数值研究[J]. *哈尔滨工业大学学报*, 2012, 44(1):115-119.
ZHANG Xingwei, ZHOU Chaoying, XIE Peng. Numerical research of effect of hovering aerodynamic characteristics on deformation of flapping wing[J]. *Journal of Harbin Institute of Technology*, 2012, 44(1):115-119. (in Chinese)
- [15] Kaya M, Tuncer I H, Jones K D, et al. Optimization of aeroelastic flapping motion of thin airfoils in a biplane configuration for maximum thrust[R]. AIAA 2007-4340, 2007.
- [16] Kaya M, Tuncer I H, Jones K D, et al. Optimization of flapping motion of airfoils in biplane configuration for maximum thrust and/or efficiency[R]. AIAA 2007-484, 2007.
- [17] Kaya M, Tuncer I H, Jones K D, et al. Optimization of flapping motion parameters for two airfoils in a biplane configuration[J]. *Journal of Aircraft*, 2009, 46(2):583-592.
- [18] Wang Z J, Birch J M, Dickinson M H. Unsteady forces and flows in low Reynolds number hovering flight; two-dimensional computations vs robotic wing experiments[J]. *Journal of Experimental Biology*, 2004, 207(3):449-460.
- [19] 张晓庆, 王志东, 张振山. 二维摆动翼仿生推进水动力性能研究[J]. *水动力学研究与进展*, 2006, 21(5):632-639.
ZHANG Xiaoqing, WANG Zhidong, ZHANG Zhenshan. Hydrodynamic study of bionic propulsion for 2-D flapping foil[J]. *Journal of Hydrodynamics*, 2006, 21(5):632-639. (in Chinese)
- [20] Tuncer I H, Kaya M. Thrust generation caused by flapping airfoils in a biplane configuration[J]. *Journal of Aircraft*, 2003, 40(3):509-515.