

关键设计参数对摆线桨气动性能影响

唐继伟, 胡 峪, 宋笔锋
(西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

摘 要: 以西北工业大学自行研制的摆线桨飞行器为研究对象,对简化的二维摆线桨模型进行了非定常数值模拟。在数值模拟模块中,桨叶的公转及俯仰振荡运动采用弹簧近似光滑模型和局部重划模型相结合的动网格技术来处理。重点研究了关键设计参数对摆线桨气动性能的影响,结果表明:随着桨叶数的增加,悬停气动效率提高;随着翼型厚度增加,推力变大,气动功耗减小;桨叶俯仰轴位置位于桨叶弦向中部位置时的功率载荷最大,悬停气动效率最高;随着最大俯仰角增大,气动功耗逐渐增加,悬停气动效率降低;当桨叶上、下半周最大俯仰角之和一定时,采用上半周最大俯仰角小的设置时,推力和气动功耗较大,悬停气动效率也更高。

关 键 词: 气动性能; 摆线桨; 关键设计参数; 非定常; 动网格

中图分类号: V211.3

文献标志码: A

Influence of key design parameters on aerodynamics performance of cycloidal propeller

TANG Ji-wei, HU Yu, SONG Bi-feng

(School of Aeronautics,
Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: The two-dimensional cycloidal propeller model was simplified from a cycloidal propeller aircraft developed by Northwestern Polytechnical University. The dynamic mesh method of spring-based smoothing and local remeshing was adopted to achieve blades' rotating and pitching movement in the unsteady numerical simulation. The influence of the key design parameters on aerodynamics performance of cycloidal propeller was researched. The result shows that, the aerodynamics efficiency of hovering status is found higher with the increase of blade number; when the airfoil thickness increases, the thrust level is higher while the aerodynamics power is lower; the aerodynamics efficiency of hovering status and power loading reach highest when the pitching axis is located at middle chord length of blade; when the maximum pitching angle is higher, the aerodynamics power becomes larger and aerodynamics efficiency of hovering status is lower; and when the sum of maximum pitching angle at top position and maximum pitching angle at bottom position is constant, the thrust, aerodynamics power and aerodynamics efficiency of hovering status are higher if the maximum pitching angle at top position is small.

Key words: aerodynamics performance; cycloidal propeller; key design parameters; unsteady; dynamic mesh

摆线桨是一种新型推力装置,通常由两个以上桨叶组成,桨叶展向同旋转轴轴向平行,桨叶在

绕摆线桨转轴公转的同时还绕自身沿展向的俯仰轴作周期性俯仰振荡运动^[1]。悬停状态下,桨叶的

运动轨迹为圆周;而在前飞状态下,桨叶的运动轨迹为摆线,故名摆线桨^[2].摆线桨具有安静、高效和推力大小及方向可在垂直于旋转轴平面内进行瞬时调节的优点,因此可作为新型垂直起降飞行器、高空长航时无人机和高空飞艇等诸多领域的推进系统和升力装置^[3],应用潜力极强,近年来已成为国外航空领域的研究热点,但国内相关研究很少.

摆线桨桨叶运动规律为绕圆周的周期性俯仰振荡,桨叶剖面迎角按照近似正弦规律变化,这导致了很强的非定常流动状态,产生非定常动态升力;而桨叶俯仰振荡产生的非定常流场也会对其他桨叶的气动性能产生较大的影响.这使得摆线桨流场十分复杂,为摆线桨气动性能研究带来了一定的困难.

摆线桨的气动性能对于其在飞行器上的应用范围和前景有很大的影响,是一个十分值得研究的课题.摆线桨设计参数主要包括:桨叶数,桨叶弦长,展弦比,桨叶实度,翼型厚度,桨叶俯仰轴位置和桨叶在上、下半周的俯仰振荡幅度等.近年来国外虽然已经开展了一些研究工作,通过试验手段研究这些设计参数对摆线桨气动性能的影响,得到了一些结论^[4-12].但由于摆线桨转动时力的波动性会带来振动问题,桨叶支架、传动系统和控制机构对推力与气动功耗具有影响,以及测量设备精度不足、试验平台不够完善等原因,准确测量摆线桨气动力和气动功耗仍是目前摆线桨试验中的难点,不同文献中出现的某些试验结论不同甚至相反.例如,首尔大学摆线桨静拉力试验^[11]表明,三叶桨的悬停气动效率最高,而马里兰大学试验^[9]却表明随着桨叶数增加,摆线桨悬停气动效率不断提高;另外, HU 等^[2]通过试验发现,在低雷诺数下,采用薄翼型的摆线桨的悬停气动效率较高,这与文献^[9]的试验结论相反.可以看到,目前对摆线桨设计参数对气动性能的影响尚缺乏系统深入的分析,因此有必要对其进行进一步研究.

本文采用计算流体力学(CFD)方法,通过对简化的二维摆线桨模型进行非定常数值模拟,重点研究了桨叶数、翼型厚度、桨叶俯仰轴位置、桨叶最大俯仰角和上、下半周最大俯仰角对称性设置等关键设计参数对摆线桨气动性能的影响,为摆线桨气动性能研究和摆线桨飞行器设计提供一定参考.

1 理论分析

1.1 摆线桨桨叶运动规律

图1为摆线桨桨叶(下文简称桨叶)随方位角的运动轨迹示意图.

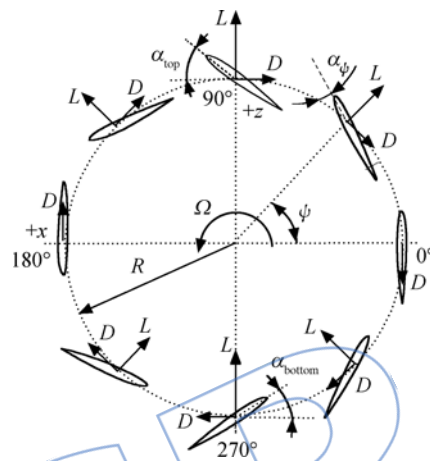


图1 桨叶随方位角的运动轨迹

Fig. 1 Trajectory of blade varying with azimuth

如图1所示, R 为桨叶公转半径, 摆线桨以角速度 Ω 绕逆时针方向旋转, 桨叶切向速度大小为 $R\omega$, L 为桨叶法向力; D 为桨叶切向力. 桨叶运动到方位角 ψ 时, 桨叶切向速度与桨叶翼型弦线之间的夹角为俯仰角 α_ψ . 在方位角 $\psi=0^\circ, 180^\circ$ 时, 俯仰角 α_ψ 最小, 近似为 0° ; 在方位角 $\psi=90^\circ, 270^\circ$ 时, α_{top} 和 α_{bottom} 分别为桨叶在上、下半周的最大俯仰角.

桨叶俯仰运动通常采用四连杆机构控制, 桨叶俯仰角变化规律的计算公式可参见文献^[13]. 图2为俯仰角 α_ψ 随方位角 ψ 的变化曲线, 呈近似正弦曲线.

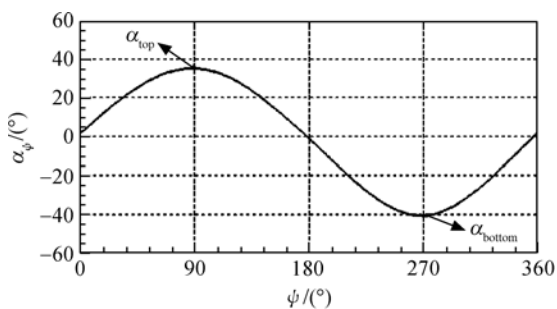


图2 桨叶俯仰角随方位角的变化

Fig. 2 Blade pitching angle varying with azimuth

1.2 摆线桨推力与悬停气动效率定义

参考图1, 摆线桨在转动一个周期 T 内竖直

方向产生的平均推力为

$$\bar{F}_z = \frac{1}{T} \int_0^T F_z(t) dt \quad (1)$$

水平方向平均推力为

$$\bar{F}_x = \frac{1}{T} \int_0^T F_x(t) dt \quad (2)$$

总的平均推力为

$$\bar{F} = \sqrt{(\bar{F}_x)^2 + (\bar{F}_z)^2} \quad (3)$$

平均气动功耗为

$$\bar{P} = \bar{M} \cdot \Omega \quad (4)$$

式中 F_x 为摆线桨瞬时水平推力; F_z 为摆线桨瞬时竖直推力; $\bar{M}$ 为摆线桨瞬时扭矩. 摆线桨投影面积 S 为

$$S = 2 \cdot R \cdot l \quad (5)$$

其中 l 为桨叶展长. 悬停状态下, 采用动量理论分析摆线桨的悬停气动性能^[1], 将其悬停气动效率 η_0 定义为

$$\eta_0 = \frac{F_P \cdot \sqrt{D_1}}{\sqrt{2\rho}} \quad (6)$$

摆线桨的桨盘载荷为

$$D_1 = \frac{\bar{F}}{S} \quad (7)$$

功率载荷为

$$F_P = \frac{\bar{P}}{\bar{F}} \quad (8)$$

式中 ρ 为无穷远处来流密度. 在相同摆线桨投影面积 S 、相同桨盘载荷 D_1 时, 功率载荷 F_P 大的悬停气动效率高.

2 计算方法

使用计算流体力学软件 Fluent 中的非定常数值模拟模块, 利用有限体积法对不可压 Navier-Stokes 方程进行空间离散, 并采用分离算法隐式求解各控制方程^[14]. 梯度插值采用 Green-Gauss node-based 方法; 非定常时间推进采用双时间法^[15].

2.1 控制方程

对于不可压缩流动湍流问题, 其运动控制方程为^[16]

$$\frac{\partial u_i}{\partial x_i} = 0 \quad (9)$$

$$\frac{\partial u_i}{\partial t} + u_j \frac{\partial u_i}{\partial x_j} = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\nu + \eta) \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \right] \quad (10)$$

式中 u_i ($i=1, 2$) 为流体运动速度; x_i ($i=1, 2$) 为空间坐标; t 为时间; p 为流体压强; ν 为运动黏度; $\eta = c_\mu k^2 \epsilon$ 为湍流黏度, c_μ 为常数, k 为湍流动能, ϵ 为湍流动能耗散率.

2.2 湍流模型

选取两方程切应力输运 (shear stress transport, SST) $k-\omega$ 模型^[17] 为湍流模型. 该模型在靠近壁面的附面层内采用 $k-\omega$ 湍流模型, 能够模拟有较大分离的流动; 而在远离附面层的流场中, 则采用 $k-\epsilon$ 湍流模型, 克服 $k-\omega$ 模型对自由来流条件比较敏感的缺陷, 提高模型的稳定性. 该湍流模型能够很好地模拟中等分离流动, 特别是在逆压梯度较大的流场模拟中表现出色. 其控制方程为

$$\frac{\partial k}{\partial t} + u_i \frac{\partial k}{\partial x_i} = \frac{1}{\rho} P_k - \beta' k \omega + \frac{1}{\rho} \frac{\partial}{\partial x_i} \left[(\mu_t + \sigma_k \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_i} \right] \quad (11)$$

$$\frac{\partial \omega}{\partial t} + u_i \frac{\partial \omega}{\partial x_i} = \frac{1}{\rho} P_\omega - \beta \omega^2 + \frac{1}{\rho} \frac{\partial}{\partial x_i} \left[(\mu_t + \sigma_\omega \mu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_i} \right] \quad (12)$$

公式中各参数定义见文献^[18].

2.3 网格系统

计算区域为圆域, 其直径为 12 倍摆线桨半径, 分为外流场、桨叶旋转区域和内流场 3 部分. 其中, 桨叶旋转区域的流场变化剧烈, 计算中网格会有较大变形, 为了提高计算精度, 在此区域采用非结构化网格; 同时, 为了减少流场的数值耗散, 更好地捕捉流动特征, 在桨叶表面附近布置了边界层网格. 内流场和外流场均采用相对较疏的结构网格. 图 3 是 4 桨叶摆线桨二维计算模型初始网格示意图. 桨叶旋转区域采用非结构化网格, 是桨叶运动区域, 而内域和外域均为静止域, 采用结构化网格, 外域的网格边界半径等于 15 倍摆线桨半径. 定义运动区域和静止域重合处为交接面 (interface) 用以传递计算信息. 初始网格中各桨叶俯仰角均为 0° . 计算中未考虑桨轴对流场的影响.

2.4 动网格技术

桨叶绕桨轴旋转过程中还绕自身俯仰轴做俯仰振荡运动, 桨叶位置不断变化, 俯仰角大小也随方位角改变而改变, 从而导致数值模拟过程中出现网格变形, 带来很强的非定常效应, 本文采用 Fluent 软件中的弹簧近似光滑 (spring-based smoothing) 模型和局部重划 (local remeshing) 模

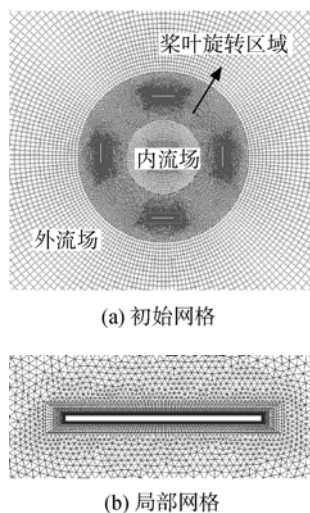


图3 摆线桨初始网格

Fig. 3 Initial grid of cycloidal propeller

型相结合的网格自适应方法,利用动网格技术解决桨叶刚体运动和网格变形问题,保证了桨叶运动时的网格质量;而桨叶的运动规律通过用户自定义函数(UDF)定义。

同时,为了增加计算稳定性和计算精度,对桨叶运动采取以下策略设定:在摆线桨开始转动的一个周期内,摆线桨仅作公转运动,且转速匀速增加,由于网格调整和局部重构,桨叶旋转区域的网格自动加密,运动一个周期后再加入桨叶的俯仰振荡运动,进行非定常计算。图4为摆线桨运动两

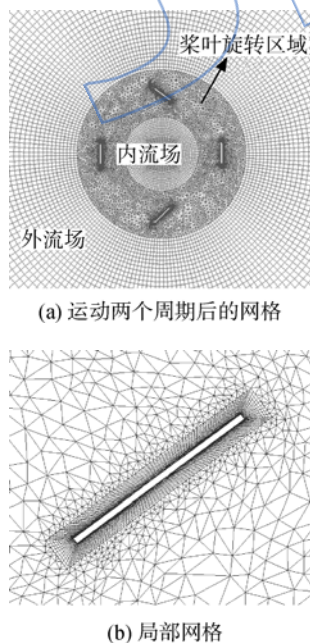


图4 摆线桨运动两个周期后的网格

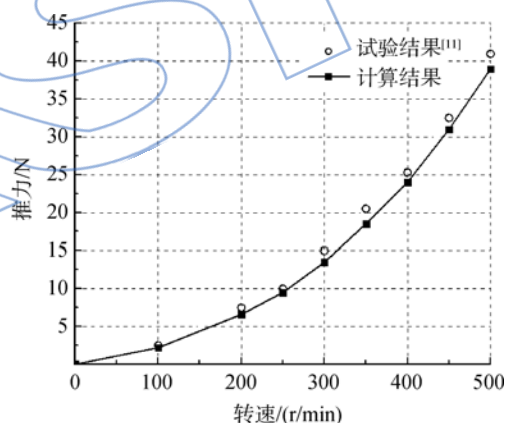
Fig. 4 Grid of cycloidal propeller when it moves after two revolutions

个周期后的网格,此时桨叶运动规律与真实运动规律一致。

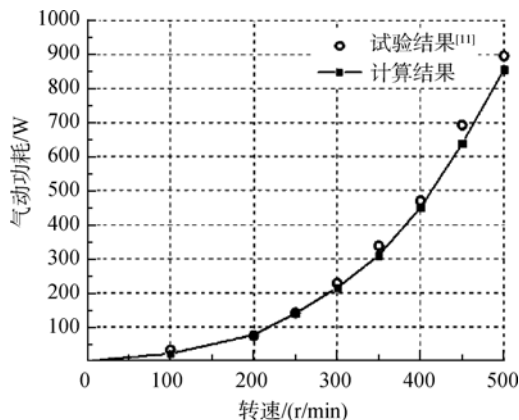
3 算例验证

为了验证本文计算方法的可行性,以首尔大学摆线桨静拉力试验^[11]为例进行计算。该试验中摆线桨的设计参数为:6桨叶,桨叶采用NACA 0012翼型,半径和桨叶展长均为0.8 m,弦长为0.15 m,转速为0~500 r/min,对应雷诺数为0~ 2×10^5 。桨叶在上半周的最大俯仰角 $\alpha_{\text{top}} = 25^\circ$,在下半周的最大俯仰角 $\alpha_{\text{bottom}} = 45^\circ$ 。

不同转速下摆线桨的推力和气动功耗计算值与文献中试验数据的比较如图5所示。从图5中可以看到,虽然本文采用的是二维数值模拟方法,忽略了三维数值模拟方法中计入的展向效应,但计算结果与试验结果吻合较好,表明其用于本文分析设计参数对摆线桨气动性能的影响是合适的。



(a) 不同转速下推力计算结果与试验结果对比



(b) 不同转速下气动功耗计算结果与试验结果对比

图5 计算结果与文献[11]试验结果对比

Fig. 5 Comparison between calculation result and experimental results in Ref. [11]

值得说明的是,为了尽量排除支架对摆线桨推力的影响,以及传动系统 and 控制机构对气动功耗测定的影响,得到摆线桨的真实推力和气动功耗,文献[11]中首先测试了摆线桨在转动时总的推力和气动功耗,再在卸掉桨叶的状态下测得支架、传动和控制机构等的推力和气动功耗,两者相减得到摆线桨的推力和气动功耗。但是,由于去除桨叶后,电动机几乎处于空载状态下运行,传动系统、控制机构等的机械损耗与安装桨叶后的负载状态不同,从而导致测得的气动功耗与真实气动功耗之间仍有一定误差,而这有可能使得本文二维数值计算结果与文献[11]中给出的试验结果的误差小于真实误差,吻合得更好。

4 计算结果与分析

基于以上有效性验证,研究模型选取西北工业大学自行研制的摆线桨飞行器原理样机上采用的摆线桨,该摆线桨构型参数如表1。

表1 摆线桨构型参数

Table 1 Configuration parameters of cycloidal propeller

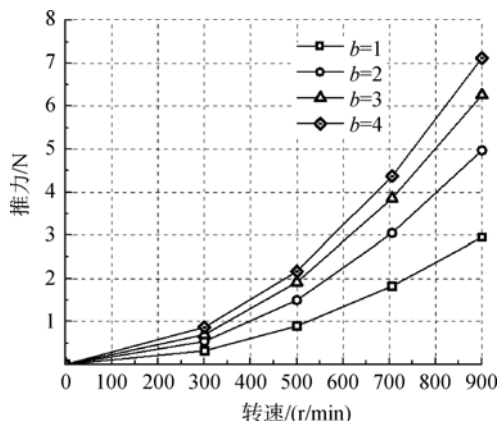
参数	数值及说明	参数	数值及说明
b	4	R/m	0.18
l/m	0.27	桨叶外形	矩形
c/m	0.07	$(\delta_p/c)/\%$	50
桨翼翼型	薄板	$\alpha_{op}/(^{\circ})$	35
h/mm	2	$\alpha_{bottom}/(^{\circ})$	40

表中 b 为桨叶数; l 为桨叶展长; c 为桨叶弦长; h 为翼形厚度; δ_p 为桨叶俯仰轴距前缘距离。摆线桨的工作转速为 $300 \sim 900 \text{ r/min}$, 对应的雷诺数范围为 $(2.5 \sim 7.5) \times 10^4$ 。下面研究桨叶数、翼型厚度、桨叶俯仰轴位置、最大俯仰角和上、下半周最大俯仰角对称性设置这5个关键设计参数对摆线桨气动性能的影响。所有算例中摆线桨的半径、桨叶弦长和展长尺寸均与表1相同。

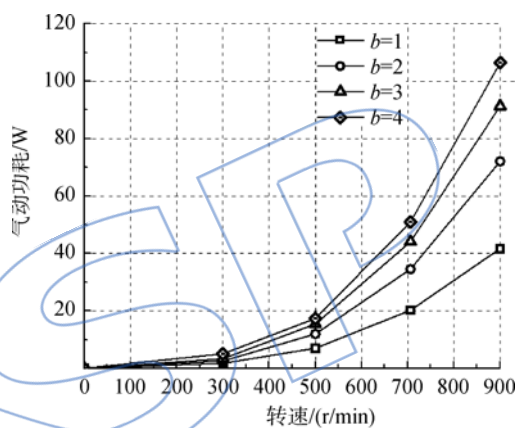
4.1 桨叶数对气动性能的影响

桨叶数 b 的范围为 $1 \sim 4$, 其余计算参数均与表1相同, 研究了安装不同桨叶数时摆线桨的推力特性。图6为推力、气动功耗随转速变化, 功率载荷随桨盘载荷的变化曲线。

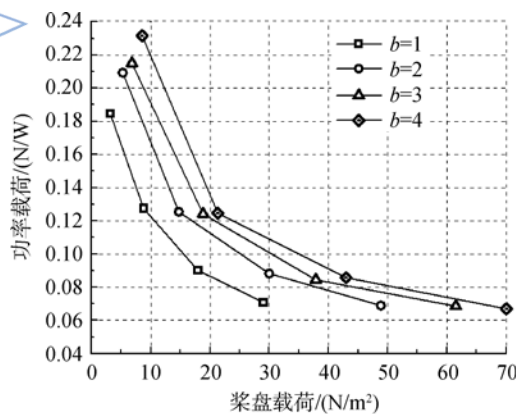
从图6中可以看到, 摆线桨推力和气动功耗均随着桨叶数的增加而逐渐增大, 且增大的幅度越来越小; 相同桨盘载荷下, 功率载荷随着桨叶数的增加而增加, 意味着相同气动功耗情况下可以



(a) 推力随转速变化曲线



(b) 气动功耗随转速变化曲线



(c) 功率载荷随桨盘载荷变化曲线

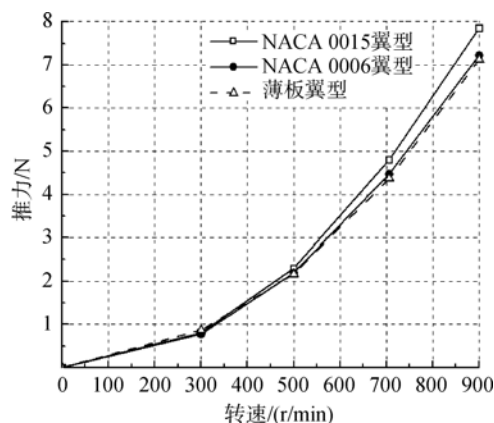
图6 气动性能随桨叶数变化曲线

Fig. 6 Curves of aerodynamics performance varying with different blade numbers

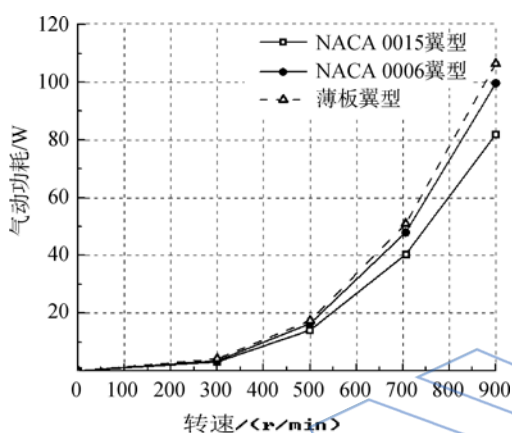
产生更大的推力, 即悬停气动效率增加。

4.2 翼型厚度对气动性能的影响

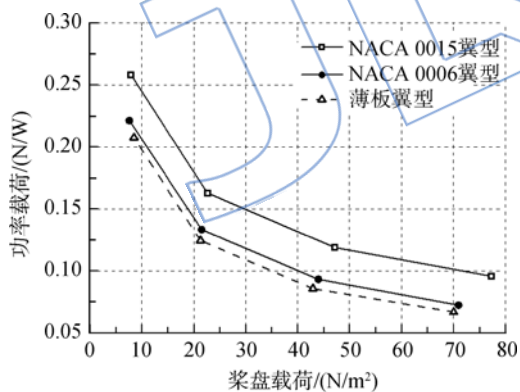
选取薄板、NACA 0006 和 NACA 0015 三种不同厚度翼型, 其余参数与表1相同, 研究了采用不同翼型厚度的桨叶时摆线桨的推力特性。图7为推力和气动功耗随转速变化、功率载荷随桨盘载荷变化曲线。



(a) 推力随转速变化曲线



(b) 气动功耗随转速变化曲线



(c) 功率载荷随桨盘载荷变化曲线

图7 气动性能随翼型厚度变化曲线

Fig. 7 Curves of aerodynamics performance varying with different airfoil thickness

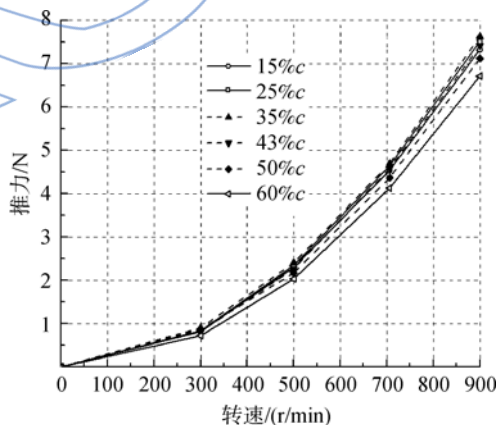
从图7中可以看到,对于推力而言,采用薄板和NACA 0006两种翼型的摆线桨推力差别不大,而采用NACA 0015翼型的摆线桨推力要明显大于其他两种翼型,且随着转速增加大得越来越多;3种翼型中,采用薄板翼型的摆线桨气动功耗最大,采用NACA 0015翼型的摆线桨气动功耗明显要小于其他两种翼型,且随着转速增加小

得越来越明显;相同桨盘载荷下,NACA 0006翼型比薄板翼型的功率载荷略高,而NACA 0015翼型的功率载荷远高于其他两种翼型,悬停气动效率最高.可以看出,随着翼型厚度增加,摆线桨推力增加,气动功耗减小,悬停气动效率增加.

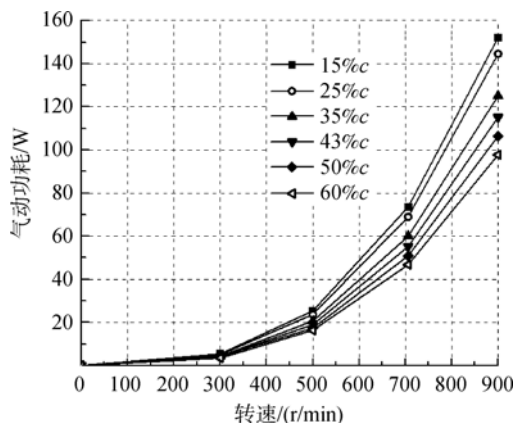
4.3 桨叶俯仰轴位置对气动性能的影响

桨叶做俯仰振荡运动的俯仰轴在弦向上的位置对桨叶弯度效应有很大影响,使得相对来流速度和有效迎角发生改变^[11].为了研究桨叶俯仰轴位置对摆线桨气动性能的影响,选取俯仰轴距离桨叶前缘15%*c*,25%*c*,35%*c*,43%*c*,50%*c*和60%*c*位置进行计算,其余参数与表1相同,得到摆线桨推力特性曲线如图8(a)所示.

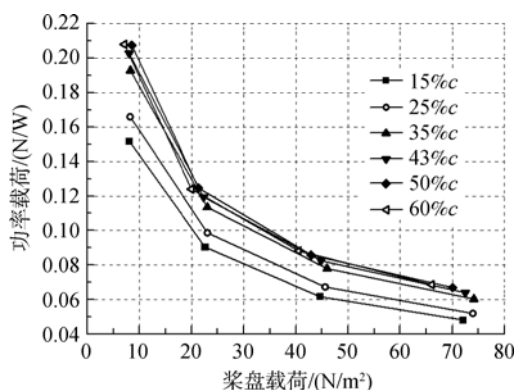
从图8中可以看到,俯仰轴距离桨叶前缘35%*c*位置处时摆线桨的推力最大,而在60%*c*处的推力最小;随着俯仰轴位置由桨叶前缘向后缘移动,气动功耗明显减小;总体上来看,气动功耗减小速度明显大于推力的增加速度,因此,从图8(c)也可以看到,随着俯仰轴位置由桨叶前缘向后缘移动,相同桨盘载荷下的功率载荷有所增加,



(a) 推力随转速变化曲线



(b) 气动功耗随转速变化曲线



(c) 功率载荷随桨盘载荷变化曲线

图8 气动性能随俯仰轴位置变化曲线

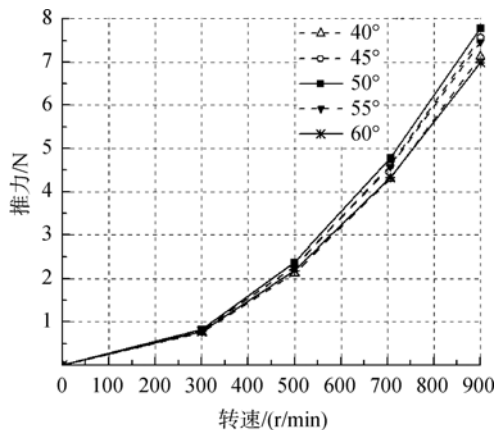
Fig. 8 Curves of aerodynamics performance varying with different pitching axis locations

悬停气动效率提高, 桨叶俯仰轴约位于桨叶弦向中部位置时的功率载荷最大, 悬停气动效率最高.

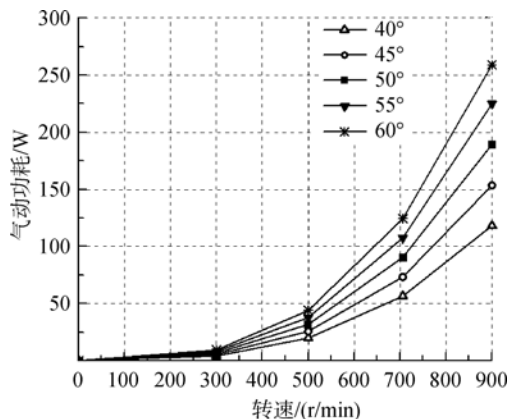
4.4 最大俯仰角对气动性能的影响

摆线桨转动时桨叶之间会有极强的尾迹干扰, 桨叶会受到很强的下洗影响, 使得桨叶的有效迎角比俯仰角小很多. 为了研究桨叶俯仰振荡运动振幅对摆线桨气动性能的影响, 选取桨叶在上、下半周最大俯仰角 α_{top} 和 α_{bottom} 均为 $40^\circ, 45^\circ, 50^\circ, 55^\circ$ 和 60° 时进行计算, 其余参数与表1相同, 得到摆线桨推力特性曲线如图9(a)所示.

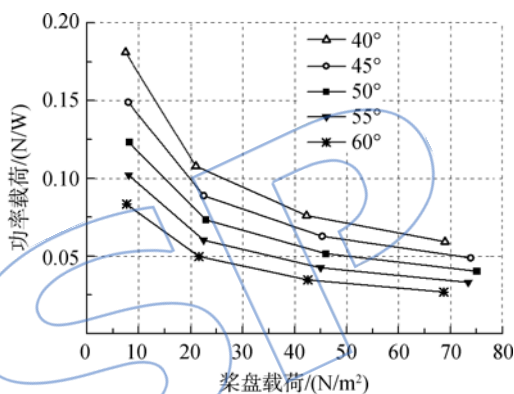
从图9可以看出, 在5个不同最大俯仰角下, 最大俯仰角为 50° 时摆线桨产生的推力最大; 随着最大俯仰角增大, 气动功耗逐渐增加; 相同桨盘载荷下, 功率载荷随着桨叶最大俯仰角增加而减小, 即采用小的最大俯仰角时, 摆线桨的悬停气动效率较高.



(a) 推力随转速变化曲线



(b) 气动功耗随转速变化曲线



(c) 功率载荷随桨盘载荷变化曲线

图9 气动性能随最大俯仰角变化曲线

Fig. 9 Curves of aerodynamics performance varying with different maximum pitching angle

4.5 最大俯仰角对称性设置对气动性能的影响

本节研究上、下半周最大俯仰角对称性设置, 即上、下半周最大俯仰角之和一定时, 最大俯仰角设置对摆线桨气动性能的影响. 算例中上、下半周最大俯仰角之和均为 70° , 取值组合如表2, 其余参数与表1相同.

表2 最大俯仰角对称性设置

Table 2 Set up of asymmetry of maximum pitching angle

最大俯仰角	数值				
$\alpha_{top}/(^{\circ})$	25	30	35	40	45
$\alpha_{bottom}/(^{\circ})$	45	40	35	30	25

计算得到的摆线桨推力特性曲线如图10(a)所示.

从图10中可以看到, 上、下半周最大俯仰角之和一定时, 采用上半周最大俯仰角小、下半周最大俯仰角大的设置时摆线桨的推力大, 气动功耗大, 悬停气动效率也高.

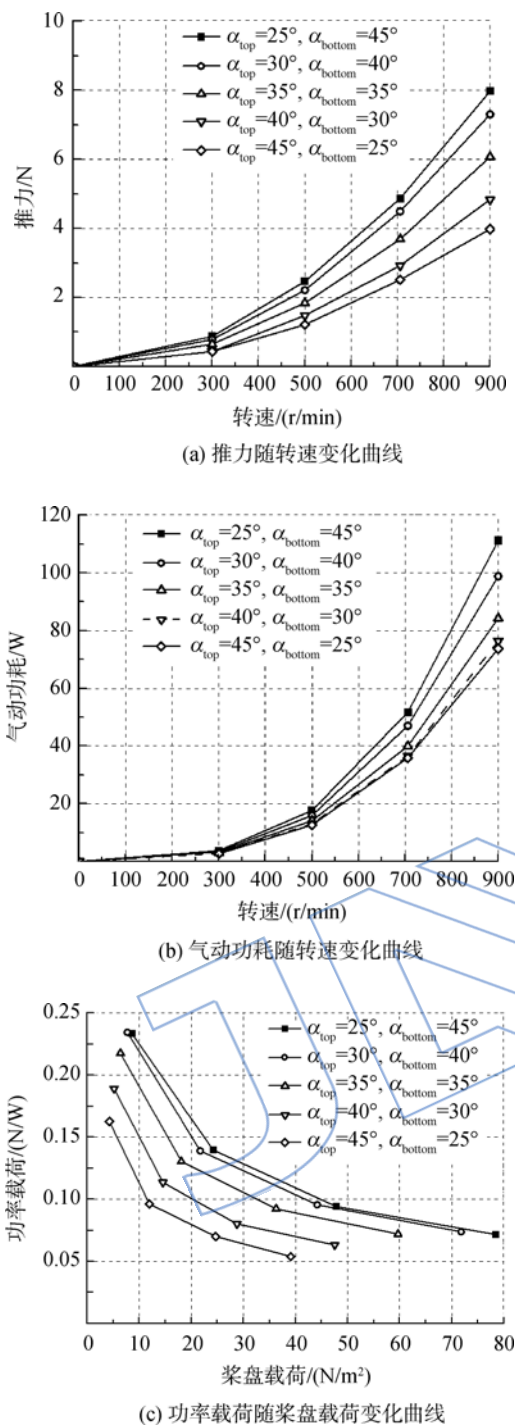


图10 气动性能随最大俯仰角对称性设置变化曲线
Fig. 10 Curves of aerodynamics performance varying with different asymmetric maximum pitching angle

5 结论

本文基于动网格技术对摆线桨在悬停状态下的气动性能进行了二维非定常数值模拟,研究了关键设计参数对摆线桨推力特性的影响,主要有以下结论:

1) 随着桨叶数的增加,摆线桨推力和气动功

耗均逐渐增大,且增大的幅度越来越小;相同桨盘载荷时的功率载荷增加,即悬停气动效率提高。

2) 随着翼型厚度增加,摆线桨推力变大,气动功耗减小,相同桨盘载荷下的功率载荷增加,具有较高的悬停气动效率。

3) 桨叶俯仰轴位置位于桨叶弦向中部位置时悬停气动效率最高。

4) 摆线桨推力随着最大俯仰角增加先增大后减小;而随着最大俯仰角增大,悬停气动效率降低。

5) 当桨叶上、下半周最大俯仰角之和一定时,采用上半周最大俯仰角小、下半周最大俯仰角大的设置时,摆线桨的推力和气动功耗较大,悬停气动效率也更高。

6) 二维数值模拟结果与三维数值模拟结果可能存在一定差异,三维效应对上述结论的影响需采用三维数值模拟方法或试验手段进一步研究。

参考文献:

- [1] Benedict M, Ramasamy M, Chopra I. Performance of acycloidal rotor concept for micro-air-vehicle applications[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2010, 55(2): 1-14.
- [2] HU Yu, Lim K B, HU Wenrong. The research on the performance of cyclo gyro[R]. AIAA-2006-7704, 2006.
- [3] Siegel S, Seidel J, Cohen K. A cycloidal propeller using dynamic lift[R]. AIAA-2007-4232, 2007.
- [4] Sirohi J, Parsons E, Chopra I. Hover performance of a cycloidal rotor for a micro air vehicle[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2007, 52(3): 263-279.
- [5] Nozaki H, Sekiguchi Y, Matsuuchi K. Research and development on cycloidal propellers for airships[R]. AIAA-2009-2850, 2009.
- [6] Benedict M, Sirohi J, Chopra I. Design and testing of a cycloidal-rotor MAV[C]//Proceedings of the International Specialists' Meeting on Unmanned Rotorcraft, Chandler, US: Curran Associates, 2007: 404-410.
- [7] Benedict M, Chopra I, Ramasamy M, et al. Experimental investigation of the cycloidal-rotor concept for a hovering micro air vehicle[C]//Proceedings of the 64th Annual Forum of the American Helicopter Society, Montreal, Canada: Curran Associates, 2008: 2571-2580.
- [8] Benedict M, Ramasamy M, Chopra I, et al. Experiments on the optimization of the MAV-scale cycloidal rotor characteristics towards improving their aerodynamic performance [C]//Proceedings of the International Specialists' Meeting on Unmanned Rotorcraft, Scottsdale, US: Curran Associates, 2009: 545-546.
- [9] Jarugumilli T, Benedict M, Chopra I. Experimental optimization and performance analysis of a MAV scale cycloidal

- rotor[R]. AIAA-2011-821, 2011.
- [10] Benedict M, Jarugumilli T, Chopra I. Design and development of a hover-capable cyclocopter MAV[C]//Proceedings of the 65th Annual National Froum of the American Helicopter Society. Grapevine, US: Curran Associates, 2009:27-29.
- [11] Kim S J, Yun C Y, Kim D, et al. Design and performance tests of cycloidal propulsion systems[R]. AIAA-2003-1786, 2003.
- [12] In S H, Seung Y M, Choong H L, et al. Experimental investigation of VTOL UAV cyclocopter with four rotors[R]. AIAA-2007-2247, 2007.
- [13] McNabb M L. Development of a cycloidal propulsion computer model and comparison with experiment[D]. Mississippi: Mississippi State University, 2001.
- [14] 杨茵, 李栋, 张振辉. 微型扑翼飞行器非定常运动对平尾的影响[J]. 航空学报, 2012, 33(10): 1827-1833.
YANG Yin, LI Dong, ZHANG Zhenhui. Influences of flapping wing micro aerial vehicle unsteady motion on horizontal tail[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2012, 33(10): 1827-1833. (in Chinese)
- [15] Jameson A. An assessment of dual-time stepping, time spectral and artificial compressibility based numerical algorithms for unsteady flow with applications to flapping wings[R]. AIAA-2009-4273, 2009.
- [16] 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)
- [17] 张强, 杨永. 绕翼型低雷诺数流动的数值分析研究[J]. 空气动力学学报, 2006, 24(4): 482-486.
ZHANG Qiang, YANG Yong. Numerical analysis of low-Reynolds-number flow over airfoil[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2006, 24(4): 482-486. (in Chinese)
- [18] Menter F R, Rumsey C. Assessment of two-equation turbulence models for transonic flows[R]. AIAA 94-2343, 1994.