

桨叶翼型弯度对摆线桨悬停状态的气动性能影响

钱悦, 黄典贵

(上海理工大学 能源与动力工程学院, 上海 200093)

摘 要: 以悬停状态下的摆线桨为研究对象,利用数值模拟方法,分别研究了桨叶相对弯度 X 和最大弯度位置 Y 对摆线桨气动性能的影响。结果表明:与桨叶为对称翼型的摆线桨相比,当桨叶具有一定弯度且最大弯度位置适中时,摆线桨气动性能得到很大的提升。当桨叶相对弯度 X 为 $4\%C$ (C 为翼型弦长)、最大弯度位置 Y 距离前缘 $40\%C \sim 50\%C$ 时,摆线桨升力和气动功耗比较低,悬停效率最高,整体气动性能更好。

关键词: 摆线桨; 悬停; 相对弯度; 最大弯度位置; 气动性能

中图分类号: V211

文献标志码: A

Effect of blade camber on aerodynamic performance of cycloidal propeller under hovering status

QIAN Yue, HUANG Diangui

(School of Energy and Power Engineering,

University of Shanghai for Science and Technology, Shanghai 200093, China)

Abstract: A series of cycloidal propellers were studied numerically under hovering status. The effects of the blade relative camber X and the location of the maximum camber Y of the blade on the aerodynamic performance of cycloidal propeller were studied respectively. The results indicated that compared with the cycloidal rotors with the blades of symmetrical airfoils, the aerodynamic performance of cycloidal propeller was improved greatly under the moderate camber and appropriate location of the maximum camber of the blade chord. When the relative camber X was $4\%C$ (C was chord length) and the location of the maximum camber Y was at $40\%C \sim 50\%C$ from the leading edge, the lift and power of the cycloidal propeller were relatively lower, the hovering efficiency was higher than other conditions, and the overall aerodynamic performance was better.

Key words: cycloidal propeller; hovering; relative camber;

location of the maximum camber; aerodynamic performance

摆线桨是一种通过桨叶旋转产生推力的旋转翼推力装置^[1],通常由 2~6 个桨叶组成,桨叶展向与旋转轴平行,桨叶在绕摆线桨旋转轴进行公

转的同时,还绕其铰链作周期性俯仰振荡运动。桨叶俯仰运动由一个偏心圆盘控制,通过调节偏心圆盘的偏心距和偏心角来改变桨叶俯仰运动,

收稿日期:2016-11-27

基金项目:国家自然科学基金(51536006);上海市科委科研计划项目(17060502300);上海市科委基地建设项目(13DZ2260900)

作者简介:钱悦(1989—),女,硕士生,主要从事动力机械工程方面的研究。

引用格式:钱悦,黄典贵. 桨叶翼型弯度对摆线桨悬停状态的气动性能影响[J]. 航空动力学报,2018,33(6):1500-1509. QIAN Yue, HUANG Diangui. Effect of blade camber on aerodynamic performance of cycloidal propeller under hovering status[J]. Journal of Aerospace Power,2018,33(6):1500-1509.

从而改变摆线桨合力的大小和方向, 实现任意方向的实时调节, 与传统螺旋桨和旋翼系统相比, 摆线桨在机动性能方面有很大优势^[2]。Jarugumilli 等^[3]对优化设计后的摆线桨进行静拉力试验, 并与桨盘面积相近的微型旋翼进行比较, 发现在相同桨盘载荷时, 摆线桨的功率载荷比微型旋翼高很多。唐继伟、杜帆、Hu 等^[4-6]也进行了相关研究, 并研制出摆线桨飞行器原理样机, 成功实现了可控飞行。Andrews 等^[7]设计了一个安装有两个摆线桨的飞行器, 通过优化使飞行器总质量减少到 60 g, 是目前实现稳定悬停质量最小的飞行器。因此, 摆线桨在未来垂直起降飞行器、舰船和飞艇等诸多领域具有非常广阔的应用前景。

Hwang、Kim 等^[8-9]利用数值模拟和试验方法对摆线桨进行了研究, 对摆线桨的最大俯仰角、桨叶数、弦长、旋转半径等设计参数进行分析, 得到了摆线桨在悬停状态下的流场和气动力的周期性特征, 并观察到下洗流在摆线桨内部没有出现弯曲现象, 但穿过摆线桨的尾流与竖直方向有 10°~20°的偏角。Parsons、Sirohi 等^[10-11]对直径和展长都是 15 cm 的小型摆线桨进行了试验研究, 并提出了一个摆线桨气动力计算模型, 可用于预测摆线桨的推力和气动功耗, 将得到的预测结果与试验结果进行对比, 发现竖直方向的力与试验结果吻合较好, 但水平方向的力和气动功耗都有较大的误差。Leger 等^[12]提出了一个基于半经验方法的数学模型, 可对摆线桨的推力和功耗进行预测, 且预测结果与试验结果吻合得较好, 在摆线桨的初期设计阶段, 可用于辅助分析摆线桨的推力和功耗。Iosilevskii 等^[13-14]采用自己开发的计算程序对摆线桨气动性能进行了数值模拟, 发现摆线桨流场两侧出现了较大的成对卷曲涡。Benedict 等^[2, 15-17]也进行了相关研究, 并完成了摆线桨在悬停状态下的粒子成像(PIV)试验, 观察到摆线桨桨叶受到很强的下洗速度冲力, 认为这是桨叶振幅较大却并未失速的原因, 同时也观察到穿过摆线桨的尾流出现弯曲, 导致侧向力产生, 指出这是摆线桨转动带来的 Magnus^[18]效应。

综上, 关于摆线桨的研究目前主要集中在气动性能和运动机理方面, 摆线桨桨叶所采用的翼型大多为无弯度的对称翼型, 然而, 众所周知, 弯度对单个翼型气动性能的提升具有显著的效果, 若桨叶采用有弯度的翼型, 是否能提高摆线桨的气动性能还未可知, 因此本文以悬停状态下的摆线桨为研究对象, 利用数值模拟的方法, 分别研究

了桨叶翼型相对弯度 X 和最大弯度位置 Y 对摆线桨气动性能的影响。

1 计算模型

图 1 为悬停状态下摆线桨桨叶随方位角的运动轨迹。悬停无风状态下, 来流风速为零, 摆线桨以角速度 Ω 绕旋转轴旋转, 同时绕其自身铰链作俯仰振荡运动, φ 为桨叶方位角, L 为桨叶法向力; D 为桨叶切向力。桨叶切向速度与桨叶翼型弦线之间的夹角为俯仰角 θ 。桨叶俯仰运动通常采用四连杆机构控制, 桨叶运动到任意方位角 φ 时, 都会有一个俯仰角 θ 与之对应, 如图 2 所示。通常, 在一个周期内桨叶俯仰角随方位角的变化关系近似正弦曲线^[19]。摆线桨桨叶在方位角 $\varphi=90^\circ, 270^\circ$ 时, 俯仰角 θ 达到最大值; 桨叶在方位角 $\varphi=0^\circ, 180^\circ$ 时, 俯仰角 θ 接近零。桨叶俯仰角变化规律的详细计算方法可参考文献[9]。通过调整运动参数, 可改变桨叶受到的竖直方向上的力

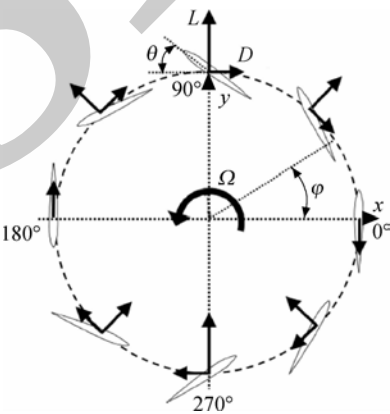


图 1 桨叶俯仰角随方位角的运动轨迹
Fig. 1 Trajectory of blade pitch angle variation with azimuth

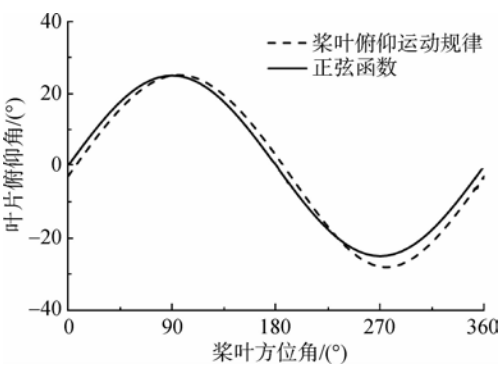


图 2 桨叶俯仰角随方位角的变化规律
Fig. 2 Blade pitch angle variation with azimuth

和水平方向上力的大小,从而调整摆线桨的合力大小和方向。对于悬停状态,这个合力实际上就是升力,也就是说,将运动参数调整到桨叶水平方向受力为零,只有竖直方向上受力的状态时,才可实现悬停。

悬停状态下,摆线桨在一个周期 T 内竖直方向的平均受力 $\bar{F}_y$,即升力

$$\bar{F}_y = \frac{1}{T} \int_0^T F_y(t) dt \tag{1}$$

水平方向的平均受力 $\bar{F}_x$

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

总平均受力 $\bar{F}$

$$\bar{F} = \sqrt{(\bar{F}_y)^2 + (\bar{F}_x)^2} \tag{3}$$

平均气动功耗 $\bar{P}$

$$\bar{P} = \bar{M}\Omega \tag{4}$$

式中 F_y 为摆线桨竖直方向(y 方向)的瞬时受力; F_x 为摆线桨水平方向(x 方向)的瞬时受力; $\bar{M}$ 为摆线桨平均扭矩。

在悬停状态下,用动量理论分析摆线桨的气动性能^[2],将悬停效率 η 定义为

$$\eta = \frac{F_P \sqrt{F_{\text{disk}}}}{\sqrt{2\rho}} \tag{5}$$

其中 ρ 为无穷远处来流密度, F_{disk} 为摆线桨的桨盘载荷

$$F_{\text{disk}} = \frac{\bar{F}}{A} \tag{6}$$

F_P 为功率载荷

$$F_P = \frac{\bar{P}}{\bar{F}} \tag{7}$$

摆线桨的投影面积 A 为

$$A = 2Rl \tag{8}$$

其中 l 为桨叶展长, R 为摆线桨旋转半径。

2 数值方法

本文利用计算流体力学软件进行摆线桨气动性能的数值模拟,利用有限体积法对不可压 Navier-Stokes 方程进行空间离散,非定常时间推进方法采用双时间步推进^[20];选取基于单元体 (Green-Gauss cell based) 方法进行插值;对流项采用二阶迎风格式;黏性项采用一阶迎风格式;湍流模型选用 SST (shear stress transport) $k-\omega$ 模型^[21];计算域边界条件设置:入口边界条件设为速度入口,出口边界条件设为压力出口,桨叶翼型边界条件设为无滑移壁面;取时间步长为 $T/400$,

计算迭代总步数为 4000 步,约 8 个周期左右计算收敛,流场达到稳定状态。

本文所采用的网格拓扑结构如图 3 所示。计算域分为三个区域:A 为外流场静止域,B 为旋转域,E 为桨叶区域。桨叶区域 E 随旋转域 B 进行旋转的同时还进行俯仰运动,俯仰运动规律通过 FLUENT 软件用户自定义函数 (user defined function,UDF) 实现。不同域之间设为交界面,采用滑移网格技术处理。

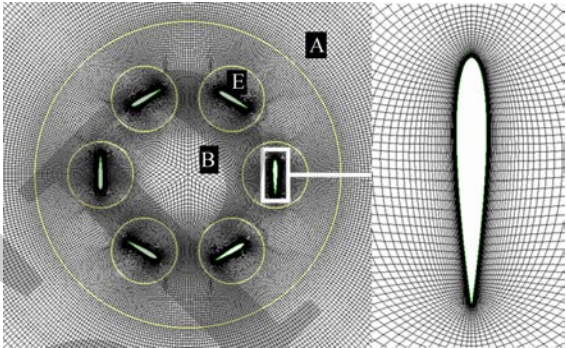
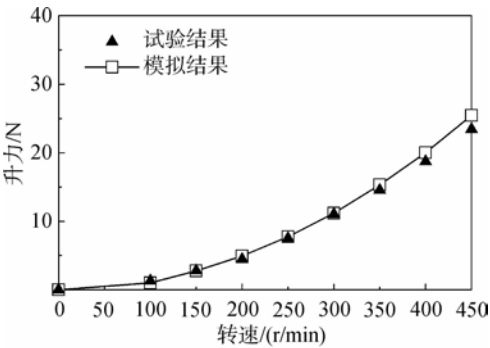


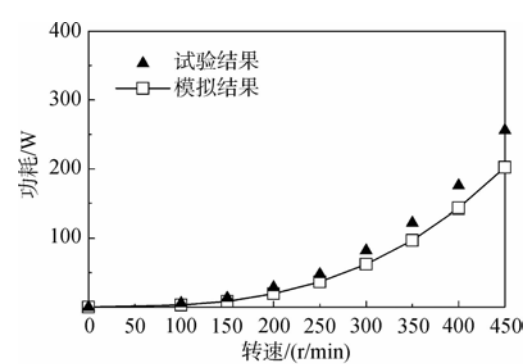
图 3 摆线桨数值模拟网格
Fig. 3 Grid system of cycloidal propeller used for numerical simulation

3 模型验证

为了验证数值模拟的可靠性与准确性,本文采用文献[9]中摆线桨静拉力试验结果进行模拟验证,该试验中摆线桨主要设计参数如下:翼型采用 NACA0012,桨叶个数为 6,叶片最大俯仰角为 20° ,摆线桨旋转半径为 0.4 m,弦长为 0.15 m,转速范围为 $0 \sim 450$ r/min。在悬停状态下,对摆线桨进行二维数值模拟,得到不同转速下摆线桨升力和气动功耗的模拟结果,与试验结果的对比如图 4 所示。从图可以看出,随着转速增加,升力和功耗也相应提高,模拟结果与试验结果基本吻合,



(a) 不同转速下升力的计算结果与试验结果对比



(b) 不同转速下功耗的计算结果与试验结果对比

图 4 不同转速下升力与功耗的计算结果与试验结果对比
Fig. 4 Comparison of lift and power between experiment and numerical simulation results at different rotation speeds

整体趋势一致,表明本文所采用的网格和用户自定义函数(UDF)是可靠的。

4 计算结果及分析

基于以上算例验证,本文后续研究均采用图 3 所示的网格拓扑结构,摆线桨桨叶运动规律通过自定义 UDF 实现。摆线桨主要设计参数为:桨叶个数为 6,叶片最大俯仰角为 20°,俯仰轴位置为 0.433C,摆线桨旋转半径 $R=0.4\text{ m}$,弦长 $C=0.15\text{ m}$,转速为 400 r/min,翼型采用 NACA 四位数字翼型。主要考察桨叶相对弯度以及最大弯度位置对摆线桨气动性能的影响。

悬停状态下,以对称翼型 NACA0014 作为摆线桨桨叶原始翼型,改变桨叶最大弯度所在位置以及相对弯度,对 5 个相对弯度 $X(2\%C、3\%C、4\%C、5\%C$ 和 $6\%C)$ 和 6 个最大弯度位置 Y

($30\%C、40\%C、50\%C、60\%C、70\%C$ 和 $80\%C$),共 30 组参数进行数值模拟,翼型图如表 1 所示。

图 5(a)是不同相对弯度下,摆线桨升力随最大弯度位置的变化曲线。图中虚线表示摆线桨桨叶采用对称翼型,即相对弯度为 0 的模拟结果。可以看出,相对弯度越小,升力越大,对称翼型的升力最大;在相对弯度一定时,随着桨叶最大弯度位置向尾缘移动,升力呈下降趋势,且降幅逐渐增大。

图 5(b)是不同相对弯度下,桨盘载荷随最大弯度位置的变化曲线,与图 5(a)趋势一致,即随着相对弯度增大,桨盘载荷越来越小;在相对弯度一定时,随着桨叶最大弯度位置向尾缘移动,桨盘载荷呈下降趋势,且降幅逐渐增大。

图 5(c)是不同相对弯度下,功耗随最大弯度位置的变化曲线。可以看出,对称翼型的功耗最大,随着相对弯度增大,功耗越来越小;在相对弯度 $X\leq 4\%C$ 时,随着桨叶最大弯度位置向尾缘移动,摆线桨功耗呈下降趋势,但当相对弯度 $X>4\%C$ 时,随着桨叶最大弯度位置向尾缘移动,摆线桨功耗呈先下降,再上升的趋势。与桨叶为对称翼型的摆线桨相比,桨叶相对弯度的增加能有效降低摆线桨的气动功耗,且桨叶相对弯度 $X=6\%C$ 、最大弯度位置 $Y=70\%C$ 时,摆线桨气动功耗降幅最大。

图 5(d)是不同相对弯度下,功率载荷随最大弯度位置的变化曲线。从图可以看出,功率载荷呈现相似的变化规律,即随着桨叶最大弯度位置向尾缘移动,功率载荷总体趋势是先增大后减小。对称翼型时,功率载荷最低,相对弯度 $X=2\%C$ 时,功率载荷曲线较为平缓,随着相对弯度增加,

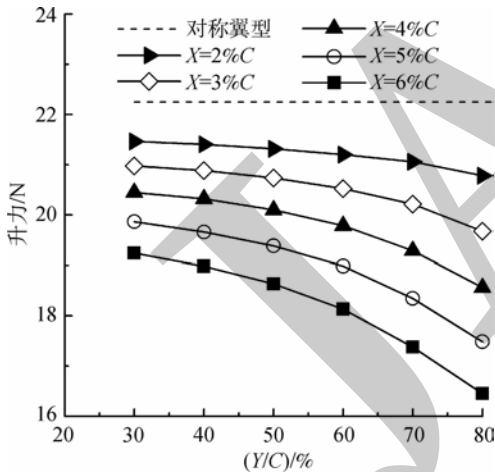
表 1 摆线桨桨叶翼型图
Table 1 Cycloidal propeller blade airfoils

Y	X				
	2%C	3%C	4%C	5%C	6%C
30%C					
40%C					
50%C					
60%C					
70%C					
80%C					

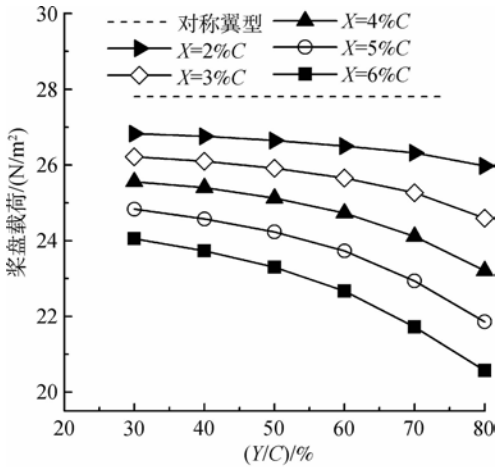
功率载荷高值区逐渐变窄拉高,相对弯度 $X=5\%C$ 时,功率载荷最大,当相对弯度 $X=6\%C$ 时,功率载荷的高值区最窄,但最高值小于相对弯度 $X=5\%C$ 时的最高值。

悬停效率是评价摆线桨在悬停状态下气动性能的重要指标,如图 5(e)。从图可以看出,对称翼型的悬停效率为 59.3%,相对弯度一定时,随着最大弯度位置向尾缘靠近,悬停效率呈现出先增大,后减小的趋势,存在一个最佳的相对弯度位置,使得悬停效率最高,最佳的相对弯度位置均位于 $Y=40\%C\sim 50\%C$ 区间。随着相对弯度增加,摆线桨悬停效率高值区逐渐变窄。与桨叶为对称翼型的摆线桨相比,增加桨叶相对弯度,大多数工况下悬停效率都有所提高,且桨叶相对弯度 $X=4\%C$ 且最大弯度位置 $Y=40\%C$ 时,摆线桨的悬停效率最高。当相对弯度 $X>4\%C$ 时,最高悬停效率下降。

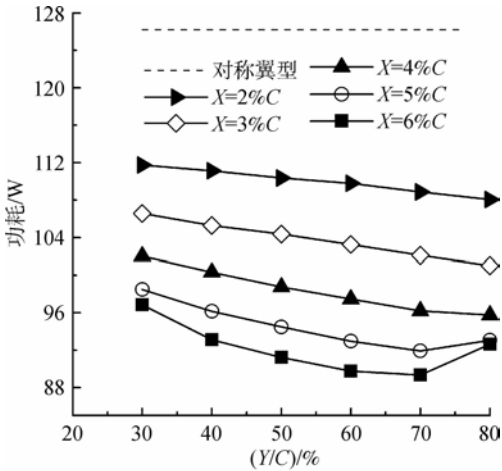
图 6(a)是最大弯度位置一定时,摆线桨升力随相对弯度的变化规律。可以看出,在最大弯度



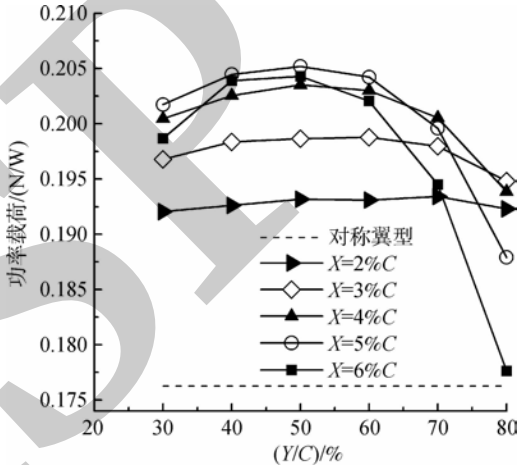
(a) 升力随最大弯度位置的变化曲线



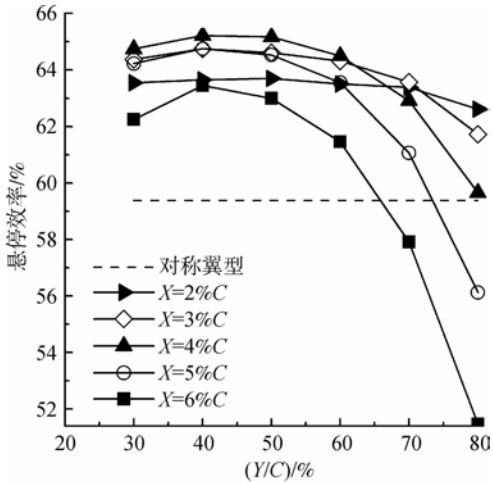
(b) 桨盘载荷随最大弯度位置的变化曲线



(c) 功耗随最大弯度位置的变化曲线



(d) 功率载荷随最大弯度位置的变化曲线



(e) 悬停效率随最大弯度位置的变化曲线

图 5 摆线桨气动特性参数随最大弯度位置的变化曲线
Fig. 5 Curves of aerodynamic characteristic parameters of cycloidal propeller variation with the location of the maximum camber

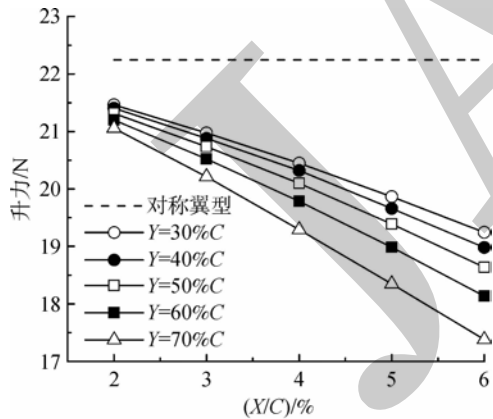
位置一定时,随着相对弯度的增大,升力线性下降。摆线桨桨盘载荷的变化趋势与升力一致,如图 6(b)所示,即随相对弯度的增加,桨盘载荷逐

渐减小。

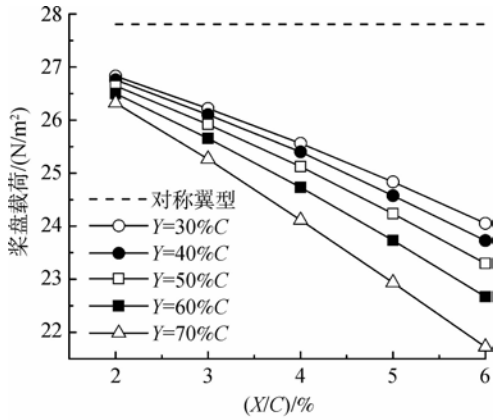
图 6(c)是最大弯度位置一定时,功耗随相对弯度的变化曲线。可以看出,随着相对弯度增大,气动功耗减小,且减幅逐渐变小。

图 6(d)是最大弯度位置一定时,摆线桨功率载荷随相对弯度变化曲线。可以看出,最大弯度位置一定时,随着相对弯度的增加,摆线桨功率载荷呈先增大后减小的趋势。最大弯度位置 $Y=30\%C\sim 60\%C$ 时,摆线桨功率载荷均在相对弯度 $X=5\%C$ 时达到最大值;最大弯度位置 $Y=70\%C$ 时,功率载荷在相对弯度 $X=4\%C$ 时达到最大值。最大弯度位置 $Y=40\%C\sim 50\%C$ 时,摆线桨整体功率载荷最大。

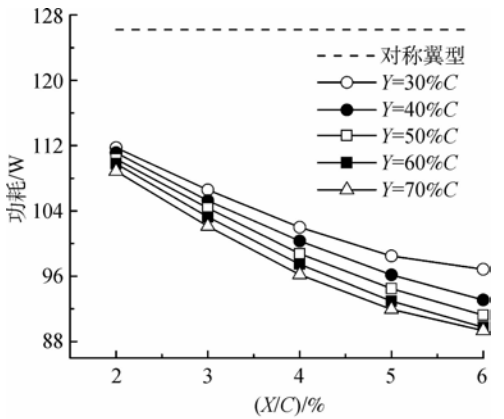
图 6(e)是最大弯度位置一定时,悬停效率随相对弯度的变化曲线。可以看出,最大弯度位置一定时,随着相对弯度增加,摆线桨悬停效率均呈现先升高后降低的规律,存在一个最佳的相对弯度,使得悬停效率最高。最大弯度位置 $Y=30\%C\sim 60\%C$ 时,摆线桨悬停效率均在相对弯度 $X=4\%C$ 时达到最大值;最大弯度位置 $Y=70\%C$ 时,摆线桨悬停效率在相对弯度 $X=3\%C$ 时达到最大值。桨叶最大弯度位置 $Y=40\%C$ 且



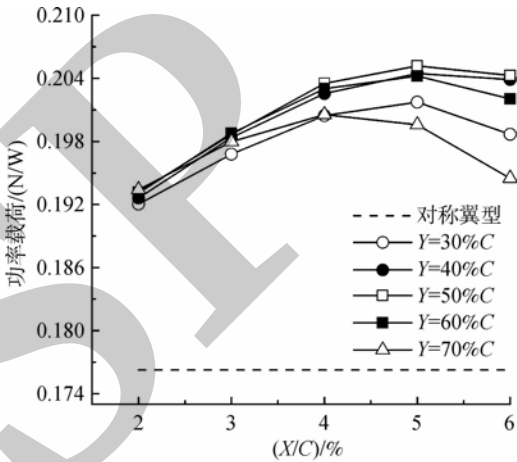
(a) 升力随相对弯度的变化曲线



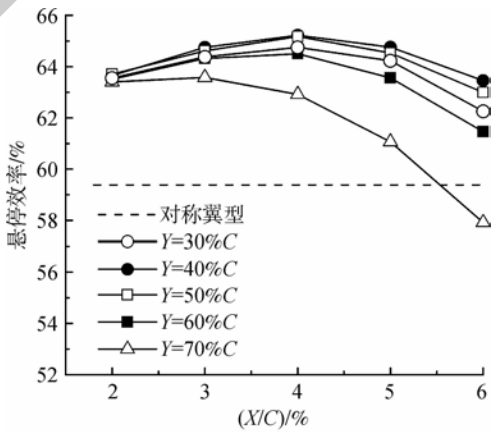
(b) 桨盘载荷随相对弯度的变化曲线



(c) 功耗随相对弯度的变化曲线



(d) 功率载荷随相对弯度的变化曲线



(e) 悬停效率随相对弯度的变化曲线

图 6 摆线桨气动特性参数随相对弯度的变化曲线
Fig. 6 Curves of aerodynamic characteristic parameters of cycloidal propeller variation with the relative camber

相对弯度 $X=4\%C$ 时,摆线桨悬停效率最高。

为进一步分析桨叶弯度对摆线桨气动特性的影响,现选取桨叶为对称翼型、桨叶为相对弯度 $X=4\%C$ 且最大弯度位置 $Y=40\%C$ 和桨叶为相对弯度 $X=6\%C$ 且最大弯度位置 $Y=80\%C$ 的三种桨叶翼型的摆线桨进行分析。

图 7 是三种不同桨叶翼型的摆线桨某单一桨叶在转动一周过程中水平方向瞬时受力、竖直方向瞬时受力和功耗随方位角的变化曲线。实线是桨叶为对称翼型的摆线桨参数曲线,短划线是桨叶为相对弯度 $X=4\%C$ 且最大弯度位置 $Y=40\%C$ 的摆线桨参数曲线,点虚线是桨叶为相对弯度 $X=6\%C$ 且最大弯度位置 $Y=80\%C$ 的摆线桨参数曲线,图中三条横线是对应上述三种桨叶翼型各参数在一个周期内的均值。图 7(a) 是桨叶水平方向受力随方位角的变化曲线,可以看出,三种不同桨叶翼型的水平方向受力变化趋势一致。在方位角为 $0^{\circ}\sim 90^{\circ}$ 区间,对称翼型桨叶水平方向受力为负,但当桨叶具有一定的弯度后,水平方向受力都有一定的提高,甚至出现正值;在方位角为 $90^{\circ}\sim 270^{\circ}$ 区间,对称翼型水平方向受力最高,当桨叶具有一定的弯度时,水平方向受力都有较大的降低,且桨叶相对弯度 $X=6\%C$ 、最大弯度位置 $Y=80\%C$ 时,水平方向受力降幅最大。当桨叶位于在方位角 $270^{\circ}\sim 360^{\circ}$ 区间,对称翼型水平方向受力最低,当桨叶具有一定的弯度时,水平方向受力略有提高,但仍为负值。虽然三种桨叶翼型水平方向受力随方位角变化略有不同,但在一个周期内,三种不同桨叶翼型在水平方向的合力几乎为零,因此,整个摆线桨在水平方向的合

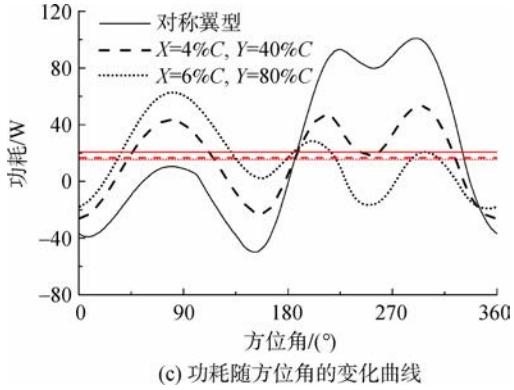


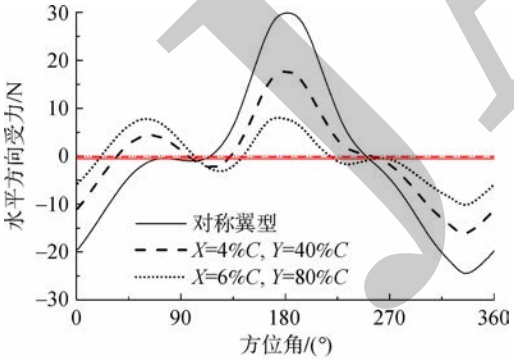
图 7 摆线桨单一桨叶在转动一周过程中水平方向受力、竖直方向受力和功耗随方位角的变化曲线

Fig. 7 Curves of vertical force, vertical force and power of cycloidal propeller one blade variation with azimuth during one revolution

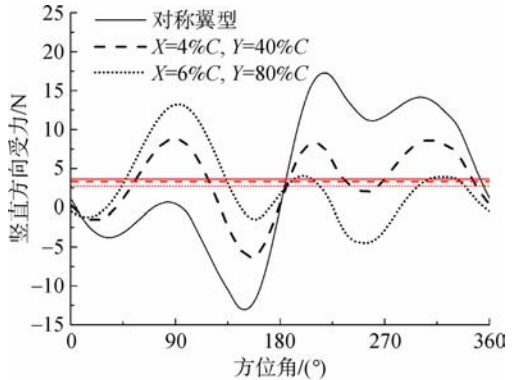
力也接近零,进而保证了摆线桨处于悬停状态。

图 7(b) 是竖直方向受力随方位角的变化曲线,可以看出,三种不同桨叶翼型的竖直方向受力变化趋势一致。在方位角 $0^{\circ}\sim 180^{\circ}$ 区间,对称翼型竖直方向受力为负值,当桨叶具有一定的弯度后,竖直方向受力均有大幅提高,甚至出现较大的正值,但功耗也相应提高(如图 7(c)),桨叶相对弯度 $X=6\%C$ 且最大弯度位置 $Y=80\%C$ 时,竖直方向受力和功耗的增幅最大;当桨叶位于方位角 $180^{\circ}\sim 360^{\circ}$ 区间,对称翼型竖直方向受力大部分为正值,当桨叶具有一定的弯度后,竖直方向受力都有较大的降低,甚至出现负值,功耗也大幅下降(如图 7(c))。可见,桨叶功耗的变化趋势与竖直方向受力一致。

图 8 是三种不同桨叶翼型的摆线桨压力云图。从图 8(a) 可以看出,当桨叶为对称翼型时,摆线桨内部存在一个较大的负压区,该负压区是由桨叶运动和桨叶间相互干扰所致,同时该负压区又反过来影响每个桨叶附近的压力场。当对称翼型桨叶位于旋转运动的上半周时,翼型内外两侧均为负压,且下侧负压区更大,因此,在竖直方向上,桨叶产生向下的力;而在桨叶运动的下半周,翼型内侧仍为负压,外侧为正压,所以产生向上的力,由于桨叶处于旋转运动的下半周,翼型内外压差更大,产生向上的力也更大,因此,在竖直方向上,摆线桨合力为竖直向上的正值,这也是摆线桨产生升力的主要原因。值得注意的是,在方位角为 150° 和 210° 的两个桨叶,其内侧负压区相通,桨叶间存在很强的相互干扰作用,桨叶内外两侧压差更大,这也解释了图 7(b) 中桨叶在 180° 方



(a) 水平方向受力随方位角变化曲线



(b) 竖直方向受力随方位角变化曲线

位角附近竖直方向受力出现两个峰值的原因。

图 8(b)是桨叶相对弯度 $X=4\%C$ 且最大弯度位置 $Y=40\%C$ 的摆线桨压力云图,与图 8(a)所示的桨叶为对称翼型的摆线桨相比,图 8(b)中的摆线桨内部负压区明显减小,桨叶间的相互干扰作用也有所消减,在桨叶运动的上半周,桨叶内侧负压明显减小,甚至消失,因此产生较大的竖直向上的力;在桨叶运动的下半周,内外压差有所减小,因此竖直方向受力减小。

图 8(c)中桨叶相对弯度 $X=6\%C$ 且最大弯度位置 $Y=80\%C$ 的摆线桨内部负压区更小,几乎消失,桨叶间的相互干扰很弱。在桨叶运动的上半周,桨叶内侧负压区进一步减小,甚至在方位

角为 90° 时,桨叶内侧近尾缘处出现正压,所以桨叶翼型两侧压差也有较大的增加,从而产生较大的竖直向上的力;但在桨叶运动的下半周,桨叶内外压差却进一步减小,桨叶竖直方向受力大幅降低,甚至为负(如图 7(b)所示),虽然功耗也有所减小,但竖直方向受力却有大幅下降,最终导致摆线桨整体的气动性能下降。因此,桨叶相对弯度 $X=4\%C$ 且最大弯度位置 $Y=40\%C$ 的摆线桨压力场分布更优,可将桨叶的升力和功耗维持在一个相对合理的水平,使得摆线桨整体的悬停效率更高,气动性能更好(如图 5(e)所示)。

图 9 是三种不同桨叶翼型的摆线桨速度云图和流线图。从图可以看出,三种不同桨叶翼型的

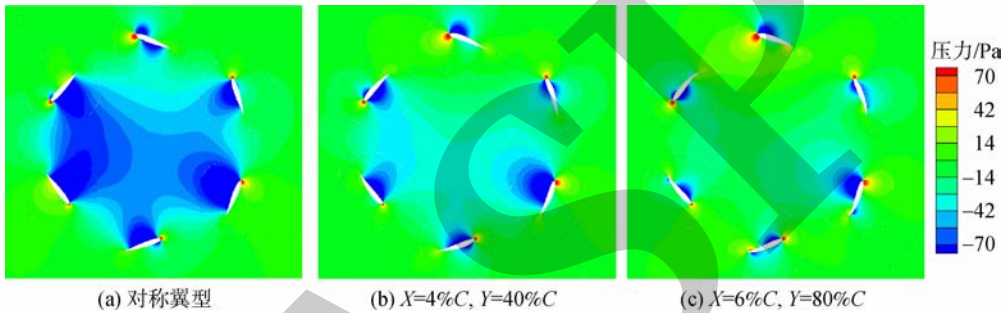


图 8 三种不同摆线桨桨叶翼型的摆线桨压力云图
Fig. 8 Contours of pressure of three different blades of cycloidal propeller

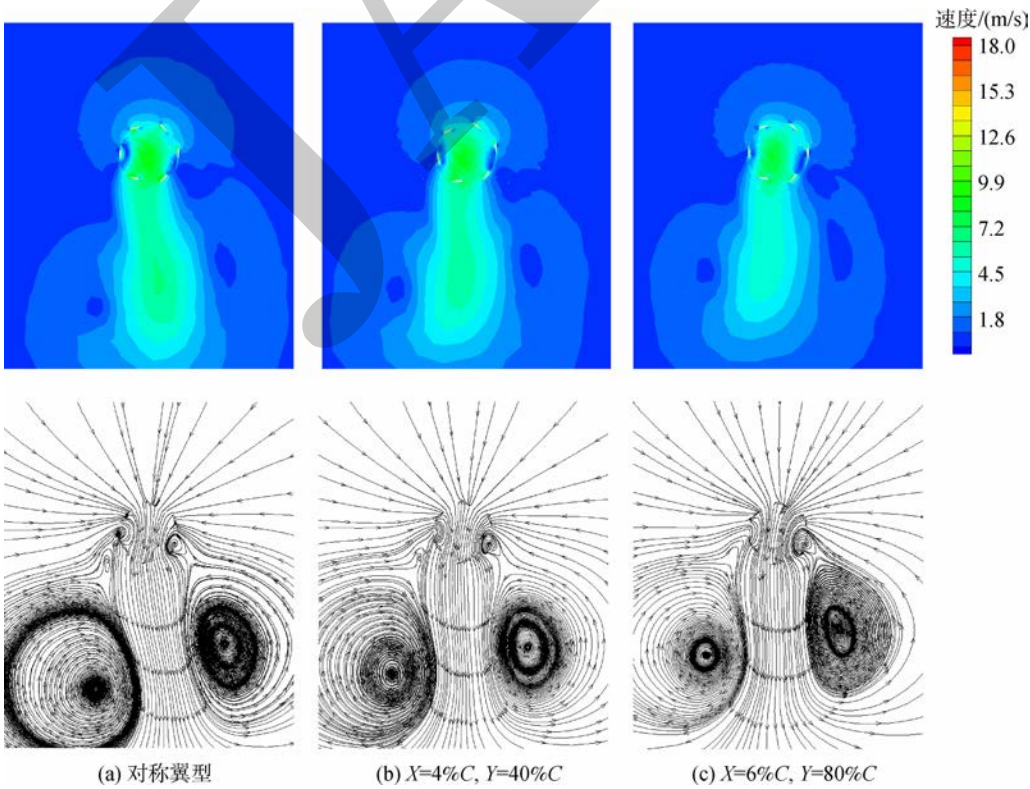


图 9 三种不同桨摆线桨桨叶翼型的摆线桨速度云图和流线图

Fig. 9 Contours of velocity and streamlines of three different blades of cycloidal propeller

摆线桨均受到很强的下洗速度冲力,形成下洗流,且穿过摆线桨的尾流出现了一定的偏角。在方位角为 0° 和 180° 附近,始终存在分离泡的产生和脱落,在摆线桨尾流下游汇集并形成较大的成对卷曲的分离泡。但在图9(b)($X=4\%C, Y=40\%C$)和图9(c)($X=6\%C, Y=80\%C$)所示两种翼型工况下,穿过摆线桨的尾流与竖直方向的偏角明显变小。由于桨叶翼型具有一定的弯度,使得左侧(方位角为 0° 附近)和右侧(方位角为 180° 附近)耗散出去的分离泡大小和强度发生变化,从而影响了摆线桨外部分离泡的强度和位置,导致穿过摆线桨的尾流偏角发生改变。

5 结 论

本文以对称翼型作为摆线桨桨叶原始翼型,仅改变桨叶的相对弯度及最大弯度位置,对其在悬停状态下进行了二维数值模拟,并对其流场进行了分析,得出结论如下:

1) 与桨叶为对称翼型的摆线桨相比,当桨叶翼型具有一定的弯度时,升力和桨盘载荷都降低。相对弯度越大,升力和桨盘载荷越小;最大弯度位置越靠近尾缘,升力和桨盘载荷也越小。

2) 与桨叶为对称翼型的摆线桨相比,当桨叶翼型具有一定的弯度时,功耗明显降低。相对弯度越大,功耗越小;最大弯度位置越靠近尾缘,功耗也越小,但弯度过大($5\%C, 6\%C$)时,功耗变化趋势则随最大弯度位置的增大先降低后升高。

3) 当桨叶翼型具有一定的弯度时,其功率载荷比桨叶为对称翼型的摆线桨要高。随着相对弯度增大,功率载荷先增大后减小;随着最大弯度位置向尾缘靠近,功率载荷变化趋势也是先增大后减小。

4) 与桨叶为对称翼型的摆线桨相比,当桨叶翼型具有一定的弯度时,大多数工况下摆线桨悬停效率都有显著提高。随着相对弯度增大,悬停效率先增大后减小;随着最大弯度位置向尾缘靠近,悬停效率也是先增大后减小的趋势。当桨叶相对弯度 X 为 $4\%C$ 且最大弯度位置 Y 为 $40\%C\sim 50\%C$ 时,摆线桨悬停效率最高,整体气动性能更好。

本文仅考虑了相对弯度及最大弯度位置对摆线桨气动性能的影响,未考虑其他因素的影响,提高摆线桨气动性能仍需综合考虑其他影响因素。

参考文献:

[1] YUN C Y. A new vertical take-off and landing aircraft

with cycloidal blades system; cyclocopter[D]. Seoul: Seoul National University, 2004.

- [2] BENEDICT M, RAMASAMY M, CHOPRA I, et al. Performance of a cycloidal rotor concept for micro air vehicle applications[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2010, 55(2): 22002. 1-22002. 14.
- [3] JARUGUMILLI T, BENEDICT M, CHOPRA I. Experimental optimization and performance analysis of a MAV scale cycloidal rotor[R]. AIAA-2011-821, 2011.
- [4] 唐继伟, 胡峪, 宋笔锋. 摆线桨气动性能研究进展[J]. 空气动力学学报, 2013, 31(5): 676-684.
TANG Jiwei, HU Yu, SONG Bifeng. Advances in the aerodynamics research of cycloidal propeller[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2013, 31(5): 676-684. (in Chinese)
- [5] 杜帆, 胡峪. 滚翼机滚转阶跃响应分析[J]. 飞行力学, 2014, 32(2): 118-121.
DU Fan, HU Yu. Analysis of roll step-input response of a cyclogyro[J]. Flight Dynamics, 2014, 32(2): 118-121. (in Chinese)
- [6] HU Yu, LIM K B, HU Wenrong. The research on the performance of cyclogyro[R]. AIAA-2006-7704, 2006.
- [7] ANDREWS G, SHRESTHA E, CHOPRA I. Design and fabrication of a meso-scale aircraft using a cycloidal rotor propulsion system[R]. AIAA-2016-0141, 2016.
- [8] HWANG I S, MIN S Y, KIM M K, et al. Multidisciplinary optimal design of cyclocopter blade system[R]. AIAA-2005-2287, 2005.
- [9] KIM S J, YUN C Y, KIM D, et al. Design and performance tests of cycloidal propulsion systems[R]. AIAA-2003-1786, 2003.
- [10] PARSONS E S. Investigation and characterization of a cycloidal rotor for application to a micro-air vehicle[D]. Washington DC: University of Maryland, 2005.
- [11] 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.
- [12] LEGER J A, PÁSCOA J C, XISTO C M. Analytical modeling of a cyclorotor in hovering state[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers; Part G Journal of Aerospace Engineering, 2015, 229(12): 2163-2177.
- [13] IOSILEVSKII G, LEVY Y. Experimental and numerical study of cyclogiro aerodynamics[J]. AIAA Journal, 2006, 44(12): 2866-2870.
- [14] IOSILEVSKII G, LEVY Y. Aerodynamics of the cyclogiro[R]. AIAA-2003-3473, 2003.
- [15] BENEDICT M, JARUGUMILLI T, LAKSHMINARAYAN V, et al. Effect of flow curvature on forward flight performance of a micro-air-vehicle-scale cycloidal-rotor[J]. AIAA Journal, 2014, 52(6): 1159-1169.
- [16] BENEDICT M, JARUGUMILLI T, CHOPRA I. Effect of rotor geometry and blade kinematics on cycloidal rotor hover performance[J]. Journal of Aircraft, 2013, 50(5): 1340-1352.

[17]

BENEDICT M, RAMASAMY M, CHOPRA I. Improving the aerodynamic performance of micro-air-vehicle-scale cycloidal rotor; an experimental approach[J]. Journal of Aircraft, 2010, 47(4):1117-1125.

[18]

SEIFERT J. A review of the Magnus effect in aeronautics [J]. Progress in Aerospace Sciences, 2012, 55(5):17-45.

[19]

MCNABB M L. Development of a cycloidal propulsion computer model and comparison with experiment [D]. Starkville, US: Mississippi State University, 2001.

[20]

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.

[21]

杨金广, 吴虎. 双方程 $\kappa\text{-}\omega$ SST 湍流模型的显式耦合求解及其在叶轮机械中的应用[J]. 航空学报, 2014, 35(1): 116-124.

YANG Jinguang, WU Hu. Explicit coupled solution of two-equation $\kappa\text{-}\omega$ SST turbulence model and its application in turbomachinery flow simulation[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(1):116-124. (in Chinese)

(编辑: 陈越)