

摆线桨非定常动态失速的三维效应

曾嘉楠, 朱清华, 申遂愿, 陈建炜, 王 坤, 丁正原
(南京航空航天大学 航空学院 直升机旋翼动力学国家级重点实验室, 南京 210016)

摘 要: 对摆线桨三维全尺寸模型进行了非定常数值模拟。验证了两种嵌套网格方法的可靠性与适用性, 针对二维/三维情况下摆线桨非定常涡流动特性及诱导分离特性开展了数值分析, 重点研究了展向气动力随方位角的分布与全局流场的诱导速度分布, 并分析了尾迹捕捉精度与涡量耗散特征。结果表明: 受摆线桨切向速度、展向诱导速度等三维效应影响, 两种计算结果的瞬态气动力极值差值达到 44%。三维动态失速涡的产生、脱落与再附明显弱于二维翼型情况, 这对于摆线桨非定常气动特性有较大影响。

关 键 词: 运动嵌套网格; 三维非定常效应; 气动特性; 摆线桨流场; 动态失速

中图分类号: V211.3 **文献标志码:** A

Three-dimensional effect of unsteady dynamic stall of cycloidal propeller

ZENG Jianan, ZHU Qinhua, SHEN Suiyuan,
CHEN Jianwei, WANG Kun, DING Zhengyuan
(National Key Laboratory of Science and Technology on Rotorcraft Aeromechanics,
College of Aerospace Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The reliability and applicability of two overset mesh methods were verified. Then numerical analysis of the unsteady vortex flow and induced separation characteristics of cycloidal propeller in the two-/three-dimensional cases was carried out, laying the foundation for studying the distribution of spanwise aerodynamics with azimuth and the induced velocity distribution of the global flow field, meanwhile the wake capture accuracy and vorticity dissipation characteristics were also analyzed. Results showed that, under the influence of three-dimensional effects such as tangential velocity and spanwise induced velocity of cycloidal propeller, the difference of transient aerodynamic extremum between the two calculation results reached 44%. The generation, shedding and reattachment of three-dimensional dynamic stall vortices were obviously weaker than two-dimensional airfoil, yielding a great impact on the unsteady aerodynamic characteristics of cycloidal propeller.

Key words: moving overset mesh; three-dimensional unsteady effect; aerodynamic characteristics; cycloidal propeller flow field; dynamic stall

摆线桨是一种推进装置,其跨度平行于旋转轴,垂直于飞行方向。桨叶俯仰角在每次旋转中经历周期性变化,会引起很强烈的非定常流动现象。在悬停过程中,桨叶的运动轨迹是一个圆,在前飞状态下是一条摆线^[1]。通过改变桨叶俯仰幅值与俯仰相位角,推力的大小和方向可以瞬时变化。摆线桨具有二维全向矢量推进特性与低转速噪声小等优点,应用潜力很强。根据试验与数值模拟,在设计得当的情况下,摆线桨的悬停效率高于常规旋翼^[2],这使得摆线桨逐渐成为国内外航空领域的研究热点。近年来,国内外许多学者对摆线桨进行了相关的试验和计算研究。Jarugumilli 等^[3-4]比较了二维数值模拟方法与实验结果的误差,并通过 PIV (particle image velocimetry) 对摆线桨的前飞流动机理进行了简单分析。唐继伟等^[5-8]通过对二维简化模型进行数值研究,讨论了悬停状态下摆线桨的推力特性、桨叶气动力及二维流场等非定常气动特性,指出摆线桨转动过程中尾流会发生偏转,从而产生侧向力,但是没有对偏转机理进行解释。Benedict、Mcelreath、Kellen 等^[9-13]通过风洞试验与二维数值计算方法研究了流动曲率效应对摆线桨前飞气动性能的影响,结果表明桨叶间的非定常相互作用会显著影响摆线桨的气动效率。胡裕等^[14-16]基于滑移网格方法对二维与三维计算模型的误差进行了分析,进一步地通过三维半尺寸模型研究了展弦比和尖梢比对摆线桨气动性能的影响。Walther^[17]通过对桨叶的瞬时气动力的测量与 PIV 流场测量,对超低雷诺数(18000 以下)的摆线桨非定常气动机理进行研究。Kan^[18]对摆线桨展向气动力分布进行了研究,并给出摆线桨等值涡量计算结果,但是计算结果精度不高,并未得出展向气动力分布的明显趋势。

目前,针对摆线桨的研究大多基于二维计算方法对摆线桨进行参数影响的分析,针对摆线桨三维非定常动态气动特性的研究较少。虽然二维和三维计算模型得到的时均气动力比较接近,但是两种流动机理却大相径庭,因此通过二维计算模型讨论摆线桨非定常流动机理是不完全正确的。二维计算模型只能对摆线桨几何设计参数进行研究,无法对桨叶形状等参数进行研究,因此,对摆线桨三维非定常失速特性影响机理的研究对提高摆线桨的悬停效率有重要意义。

本文旨在发展一种适用于摆线桨的高精度动态嵌套网格方法,通过摆线桨非定常气动力、动态

失速涡流动以及诱导速度分布情况的研究,获得摆线桨动态失速特性与二维翼型的差异,进而分析了悬停状态下三维效应对摆线桨动态失速特性的影响,进一步的为摆线桨的气动性能研究和气动优化提供一定技术参考。

1 数值计算方法

1.1 计算模型

采用有限体积法对不可压 Navier-Stokes 方程进行离散,非定常不可压问题的运动控制方程为

$$\begin{aligned} \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} &= 0 \\ \rho \frac{du}{dt} &= S_{M_x} - \frac{\partial p}{\partial x} + \mu \left(\frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial z^2} \right) \\ \rho \frac{dv}{dt} &= S_{M_y} - \frac{\partial p}{\partial y} + \mu \left(\frac{\partial^2 v}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial z^2} \right) \\ \rho \frac{dw}{dt} &= S_{M_z} - \frac{\partial p}{\partial z} + \mu \left(\frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial z^2} \right) \end{aligned} \quad (1)$$

式中的参数定义见参考文献[16]。采用基于有限体积法在网格单元上对控制方程进行空间离散,求解器采用 Pulliam 和 Chaussee 提出的隐式近似因式分解方法的对角线形式,采用 3 阶 MUSCL (monotonic upstream-centered scheme for conservation laws) 格式和 Roe 通量差分裂和 Koren 限制器计算无黏项,黏性项采用 2 阶中心差分。选取两方程切应力输运 SST (shear stress transport) $k-\omega$ 模型为湍流模型,对于瞬态模拟,采用 2 阶隐式双时间推进格式。桨叶表面边界取无滑移边界条件,远场取基于 Riemann 不变量的远场边界条件。

1.2 动态嵌套网格

按照流场的特点采用二维结构嵌套网格方法^[16]将流场划分为两个部分:①绕翼型的贴体 O 型网格,②笛卡儿背景网格,为了比较准确地捕捉摆线桨内部流动特性,在背景网格的桨叶旋转区域进行加密,该处的网格间距为 $0.02c$,背景网格边界长宽均为 $500R$ (c 为弦长, r 为桨叶公转半径)。使用 Hole-map 方法确定网格嵌套关系,同时结合 Inverse-map 方法^[19]提高计算效率,以具有 4 片桨叶的摆线桨为例,图 1 给出了本文使用的二维嵌套网格系统,图中 Φ 表示方位角。

经过网格独立性验证后,对于三维网格,笛卡儿背景网格节点数为 $190 \times 130 \times 126$,分别对应 X 、 Y 、 Z 方向;每片桨叶网格节点数为 $141 \times 35 \times$

31,分别对应桨叶周向、法向和展向;总网格量约为 370 万。计算中在桨叶运动区域进行了加密,加密区的网格尺寸约为 0.05*c*。图 2 给出了三维运动嵌套网格示意图,从图中可见,两片桨叶贴体网格部分区域发生了重叠,但是从细节图中可知桨叶实体部分并无网格穿过,满足流场通过的条件。

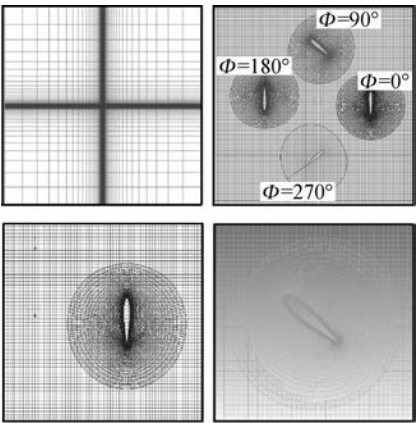


图 1 二维嵌套网格系统示意图

Fig. 1 Schematic diagram of two-dimensional overset mesh system

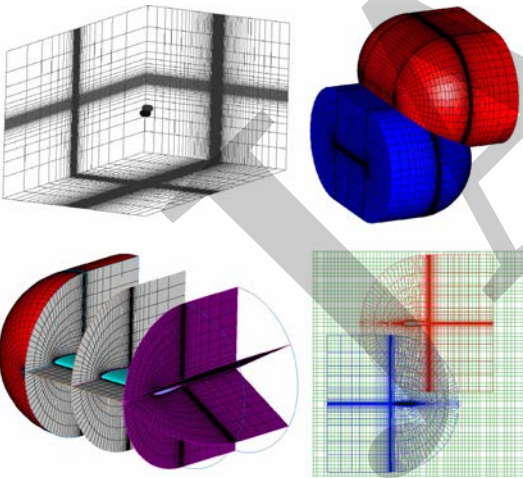


图 2 三维嵌套网格系统示意图

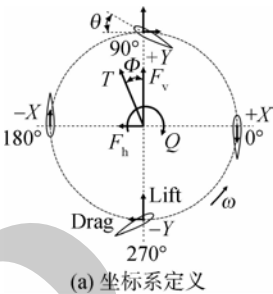
Fig. 2 Schematic diagram of three-dimensional overset mesh system

2 坐标系定义

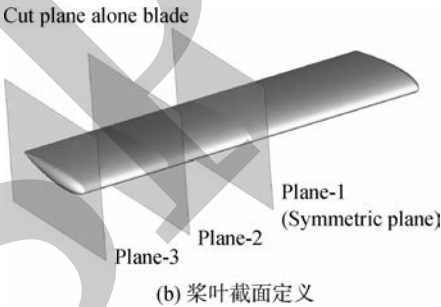
在本文中使用的摆线桨坐标系如图 3 所示。*r* 为桨叶公转半径,桨叶以角速度 ω 绕轴线沿逆时针方向转动,切向速度为 ωr ,定义前行桨叶位于后行桨叶上方时的来流方向为正。每个桨叶的方位角 Φ 从 *X* 轴正向开始的逆时针方向上开始计算,桨叶切向速度与桨叶翼型弦线之间的夹角为俯仰角 θ ,桨叶俯仰运动用正弦函数表示

$$\theta(\Phi) = \left(\frac{\theta_{\text{top}} + \theta_{\text{bot}}}{2} \right) \cdot \sin \Phi + \frac{\theta_{\text{top}} - \theta_{\text{bot}}}{2} \quad (2)$$

摆线桨升力 F_v 定义为+*Y* 方向(垂直于自由流)产生的净气动力,即垂向力; F_b 推进力表示为在−*X* 方向上的净气动力,即侧向力;*T* 为摆线桨合力;*Q* 为扭矩。



(a) 坐标系定义



(b) 桨叶截面定义

图 3 摆线桨参考坐标系

Fig. 3 Reference coordinate system for cycloidal propeller

本文使用的摆线桨主要参数如表 1 所示。 N_b 为桨叶数量,*b* 为展长,*c* 为弦长, θ 为最大俯仰角, L_p/c 为俯仰位置与弦长的比值。

表 1 摆线桨几何参数

Table 1 Configuration parameters of cycloidal propeller

参数	数值及详情
N_b	2
b/mm	160
c/mm	50
r/mm	67.2
$\theta/(^{\circ})$	35
L_p/c	0.25
翼型	NACA 0015

3 结果与讨论

3.1 算例验证

本文以马里兰大学小型摆线桨试验为例^[3]进行计算方法的可靠性验证,图 4 为验证结果,可以看出,三维数值模拟结果比二维计算结果更准确,

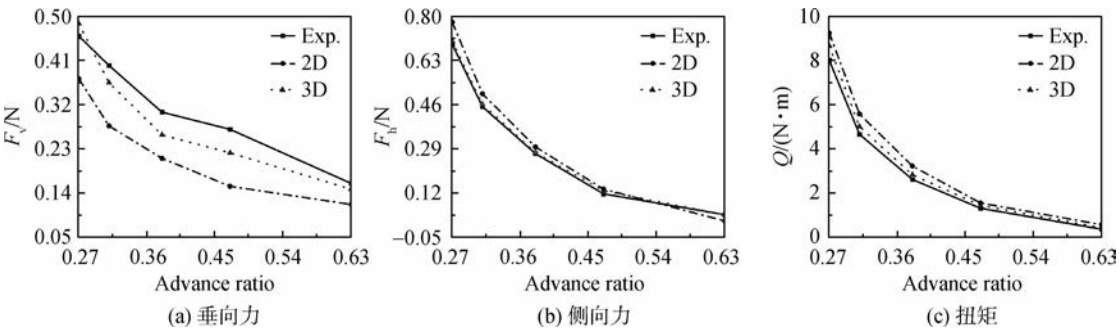


图 4 前飞状态下时均气动力验证结果对比

Fig. 4 Comparison of time-averaged aerodynamic force verification results in forward flight

与试验结果吻合较好，特别是前飞的侧向力计算结果，这一点在 Kan^[18]与胡峪^[15]的研究中也有体现。算例验证表明本文所使用的三维计算模型可用于摆线桨悬停状态下的气动分析。

3.2 摆线桨气动特性

从图 5 中可以看出，二维与三维摆线桨计算结果的瞬时气动力幅值差别较大，峰值所处方位角也存在一定相位差，但俯仰趋势保持一致。随着方位角的变化，二维侧向力峰值大于三维计算结果，二维垂向力峰值小于三维计算结果。三维垂/侧向力、力矩系数的波动规律更接近正弦规律。另外可以看出，三维计算结果的合力大于二维气动力，这说明在相同的俯仰情况下，二维非定

常流动机理与三维情况并不完全相同。

图 6 显示了二维与三维桨叶气动力随方位角变化结果，图中 3D-1、3D-2、3D-3 分别对应图 3 的 Plane 1、Plane 2、Plane 3。从图中可以看出，不同截面气动力的区别主要集中在 $60^\circ \sim 120^\circ$ 方位角内的区域；对称截面的桨叶垂/侧向力峰值明显大于 25% 截面，气动功耗趋势亦同，峰值方位角位置没有明显变化；在靠近桨尖的位置，桨叶的垂/侧向力略小于 25% 截面处，垂向力相较于 25% 截面处在 $0^\circ \sim 200^\circ$ 方位角内整体左偏，在 $200^\circ \sim 360^\circ$ 方位角内整体右偏，侧向力变化趋势正好相反。受摆线桨三维效应影响，桨叶表面的动态失速涡强度更小，从而使得涡脱落后桨叶剖面垂向

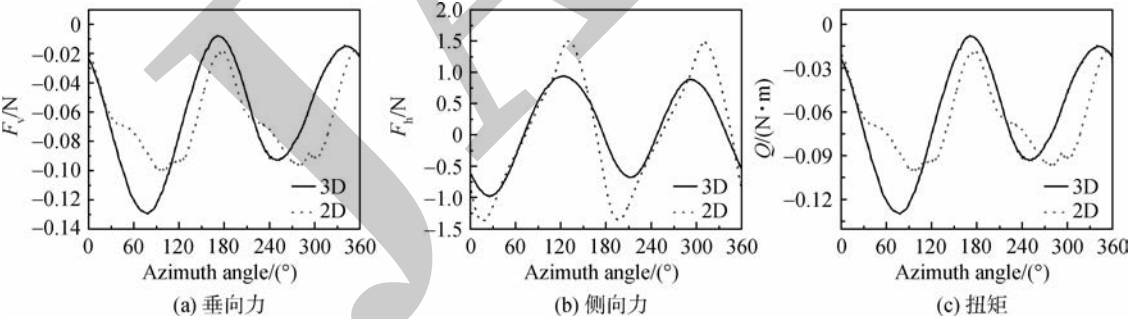


图 5 二维与三维气动力随方位角变化的对比

Fig. 5 Comparison of variation of two-dimensional and three-dimensional aerodynamic forces with azimuth change

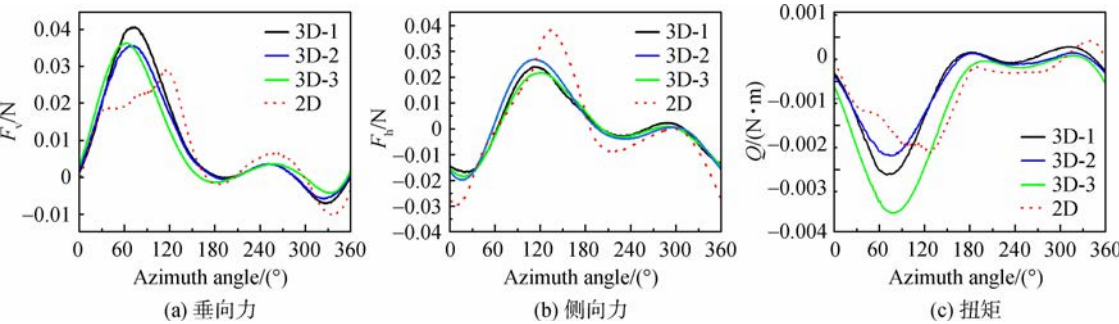


图 6 不同剖面下桨叶气动力与二维桨叶计算结果的对比

Fig. 6 Comparisons of aerodynamic force and two-dimensional computations of propeller blades at different profiles

力相较于对应二维计算结果更为平滑。

对于振荡翼型,非定常气动力可以通过绘制相对于俯仰角的瞬时气动力来表示。然而,由于摆线桨桨叶在旋转过程中所经历的相对流速在幅度和方向上都在不断变化,因此摆线桨桨叶的非定常空气动力学分析要复杂得多。另一种方法是绘制桨叶法向力系数 C_n 和切向力系数 C_t 随桨叶俯仰角的^[7]变化曲线, C_n 和 C_t 定义为

$$C_n(\psi) = \frac{F_n(\psi)}{\frac{1}{2}\rho(\omega \cdot r)^2 bc}$$

(3)

$$C_t(\psi) = \frac{F_t(\psi)}{\frac{1}{2}\rho(\omega \cdot r)^2 bc}$$

(4)

其中 ψ 为桨叶相位角。

桨叶切向力与法向力定义为

$$F_n(\psi) = F_h(\psi) \cdot \sin \psi - F_v(\psi) \cdot \cos \psi$$

$$F_t(\psi) = F_h(\psi) \cdot \cos \psi - F_v(\psi) \cdot \sin \psi$$

图 7 给出的不同桨叶剖面的气动力曲线与二

维计算对比图,在不同的桨叶剖面,法向力系数 C_n 与切向力系数 C_t 都是明显的滞后环,上行桨叶与下行桨叶在同样的俯仰角下气动力差别很大,这体现了摆线桨具有强烈的非定常气动特性^[20]。对于法向力与切向力,二维与三维计算结果的差别主要体现在峰值大小与峰值所处方位角位置,整体趋势保持一致;在三维计算结果中,从翼中到翼梢,翼型切向力曲线左半周逐渐下移,翼型法向力曲线左半周不断上移。

3.3 摆线桨动态失速特性三维效应影响

图 8 给出了桨叶在不同方位角二维与三维涡量图对比。可以看出,二维翼型表面的动态失速涡强度更大,非定常动态失速涡的对流引起翼型法向力系数的额外增量,受摆线桨三维效应影响,在靠近桨尖的截面动态失速涡的强度明显更小。

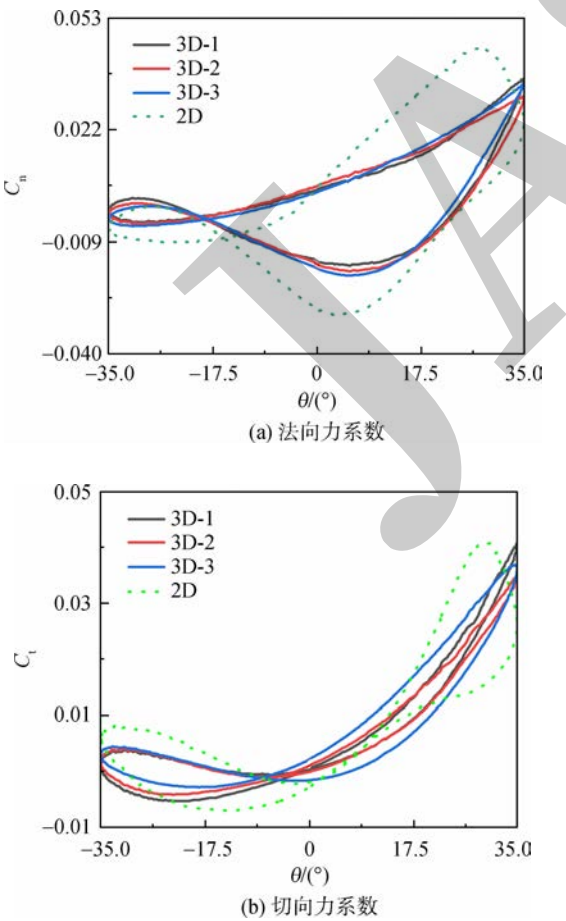
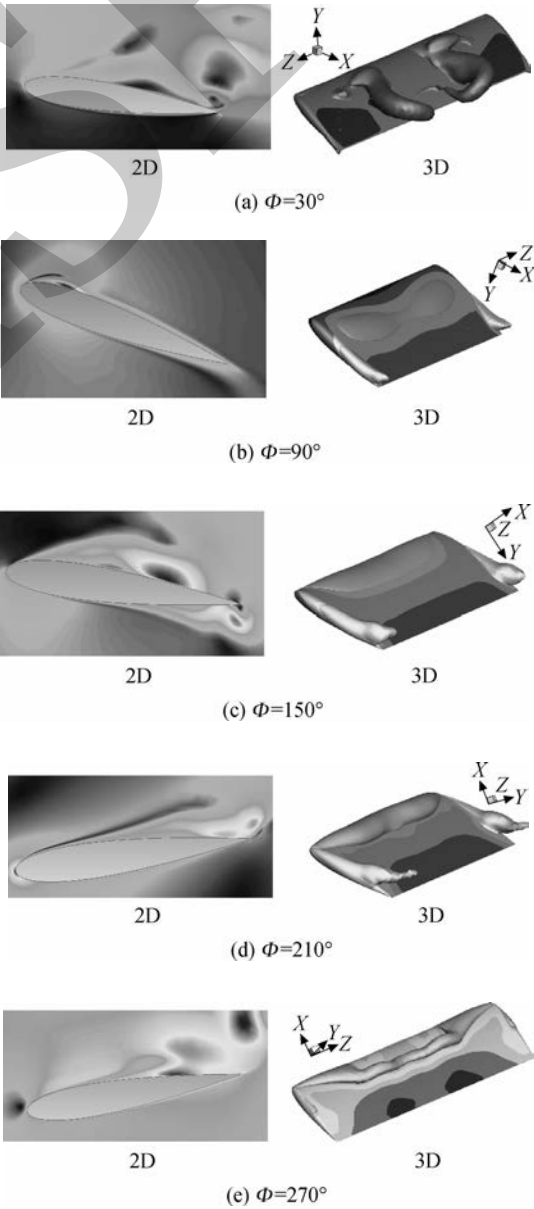


图 7 桨叶法向力系数与切向力系数随俯仰角变化

Fig. 7 Variation of normal force coefficient and tangent force coefficient of propeller blade with pitch angle



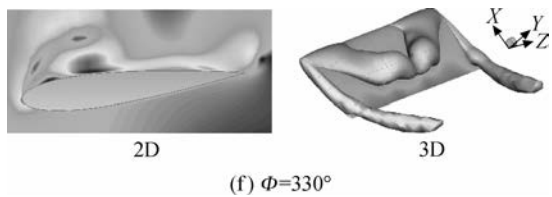


图 8 不同方位角时桨叶与对应二维翼型涡量云图对比
Fig. 8 Comparison of vorticity contour between propeller blade and corresponding two-dimensional airfoil at different azimuth angles

总体而言,展向诱导速度与动态失速涡的干扰削弱了三维动态失速涡强度^[21],这对于摆线桨非定常气动特性有较大影响。

图 9 给出了不同方位角下桨叶展向位置 Z/b (由展长 b 无量纲化) 气动力分布。可以看出,展向气动力分布并不平均,这表明桨叶表面展向流动对摆线桨气动性能有很大的影响,在一个上仰周期中,桨叶的升力不断增加,30°方位角处展向升力分布存在明显的两个波谷,随着上仰角度的不断增加,双波谷逐渐消失,桨叶中段升力逐渐变大,在 30°方位角处展向升力分布最大值位于翼型对称截面处,参照上图(涡量图)可以看出,前缘“w”型涡的不断脱落与再附是导致展向分布不断变化的原因,尾缘翼梢涡的存在使得桨叶气动力在翼梢两端始终存在一个峰值。

图 10 给出了不同高度 H 截面处垂向诱导速度 u (由桨尖速度 v_{tip} 无量纲化) 分布情况,从图中可以看出,在 $H=0.8r$ 的截面处的诱导速度较小,诱导速度峰值绝对值处于桨叶下行区,随着高度的降低,诱导速度峰值仍处于下行区,且峰值不断增加,在图中可以清晰地看到反流区存在与桨叶下行区,随着高度的降低由一个波峰逐渐分化为两个较小的波峰。

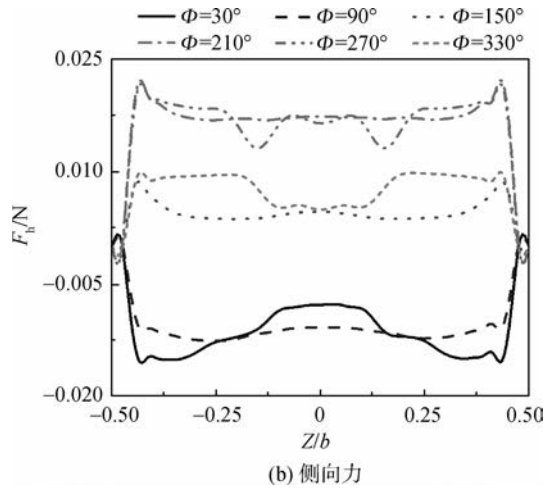
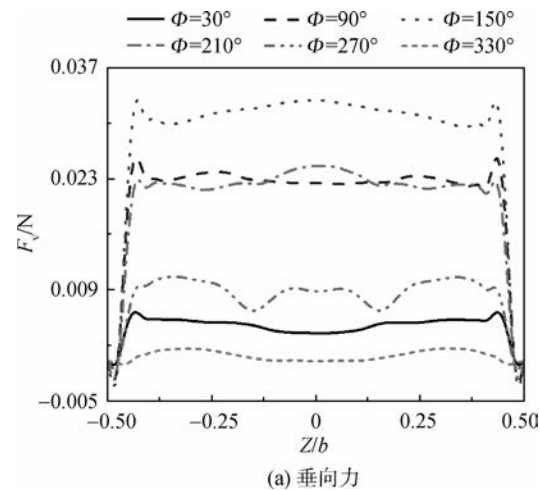


图 9 不同方位角桨叶气动力展向分布
Fig. 9 Aerodynamic force spanwise distribution of propeller blades with different azimuth directions

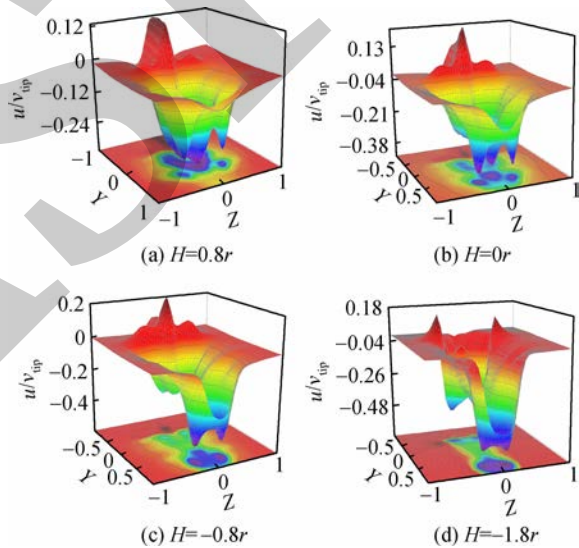


图 10 垂向诱导速度随高度的变化
Fig. 10 Variation of vertical induced velocity with height

从图 11 中可以看出,下行桨叶侧($\Phi=0^\circ \sim 180^\circ$)的侧向诱导速度 v (由桨尖速度 v_{tip} 无量纲化) 正值减小了桨叶有效迎角(AOA),桨叶的切向速度与侧向诱导速度量级相当,所以桨叶有效迎角仍为正值,能够产生 $-Y$ 方向的侧向力。

从图 12 中可以看出,展向诱导速度 w (由桨尖速度 v_{tip} 无量纲化) 显示出高度的对称性,随着截面高度的降低,上行桨叶侧的展向诱导速度逐渐减小,下行桨叶侧的诱导速度不断增加,这导致了桨叶表面流动的周期性变化。

图 13 给出了二维与三维展向 Z/b (由展长 b 无量纲化) 无量纲诱导速度 u/v (由桨尖速度 v_{tip}

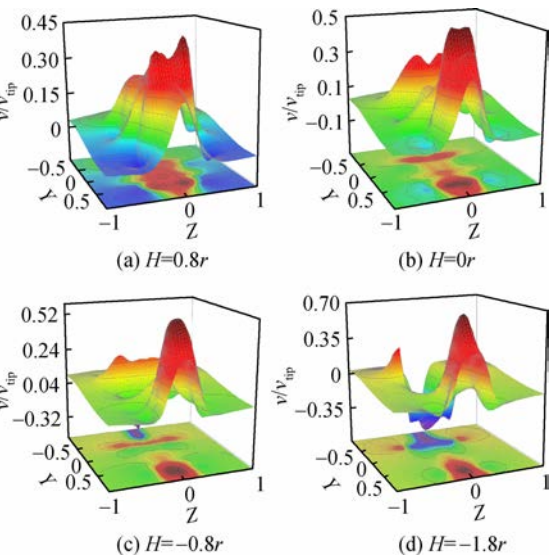


图 11 侧向诱导速度随高度的变化

Fig. 11 Variation of horizontal induced velocity with height

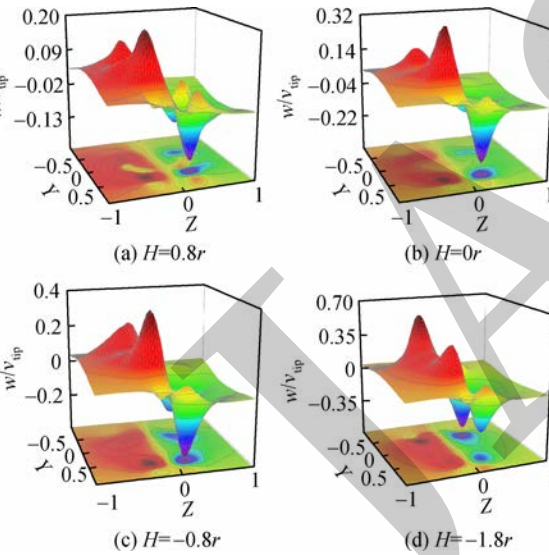
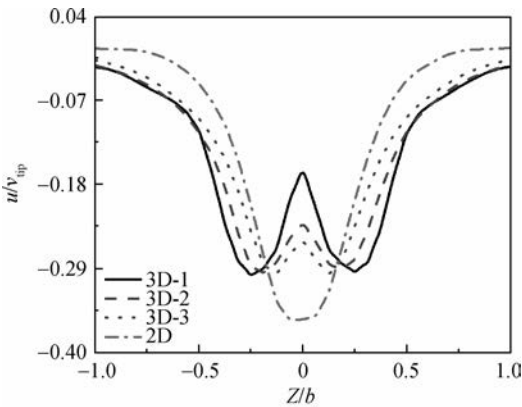
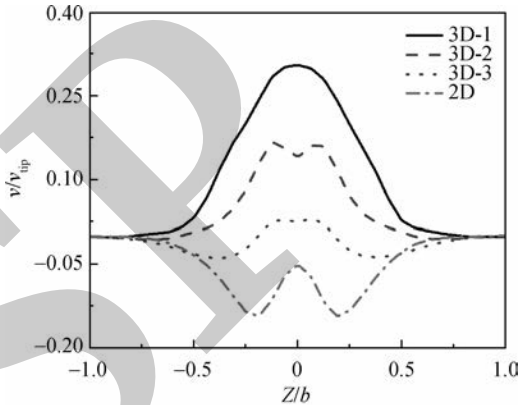


图 12 展向诱导速度随高度的变化

Fig. 12 Variation of directional induction velocity with height



(a) 垂向诱导速度

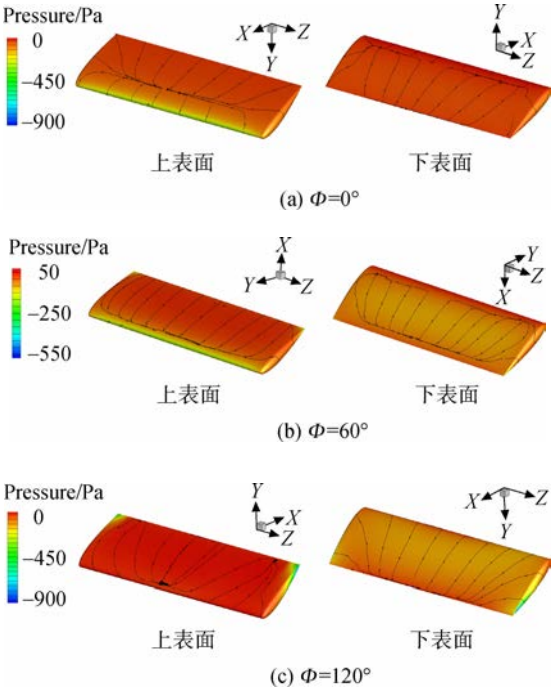


(b) 侧向诱导速度

图 13 诱导速度展向分布

Fig. 13 Distribution of induced velocity

能导致前缘附近发生气流分离并产生前缘脱落涡;在 240°方位角处,桨叶表面负压中心相对 180°方位角处向后缘移动,并且负压梯度减小,对



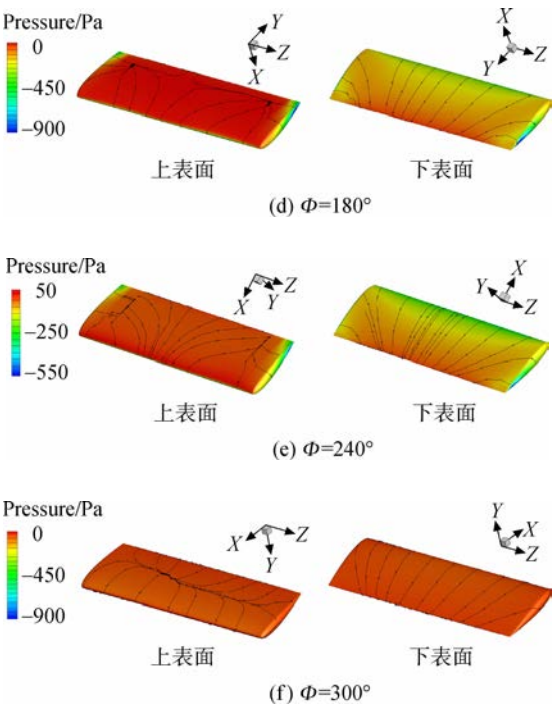


图 14 桨叶内外表面压力云图与流线图
Fig. 14 Pressure contour and streamline map on the inner and outer surface of propeller blades

应涡量图可以看出,表面负压的变化是由于前缘“w”型涡的不断脱落与再附,进一步导致气流分离和动态失速现象的出现。从流线图可以看出,桨叶表面存在明显的展向流动,翼型表面的展向流动是由于旋转区内部流场存在展向诱导速度分量。正是三维展向、弦向流动和诱导速度的叠加,使得二维与三维的气动力系数计算结果有一定差别。

图 15(a)给出了嵌套网格 CFD 方法计算 4 圈后的摆线桨尾迹空间涡量 $q=0.001$ 等值面图,涡系的收缩畸变是摆线桨悬停流场的重要特征,准确捕捉该畸变对摆线桨气动分析具有重要意义。可以看出,受下方尾迹的诱导作用,桨尖涡在离开桨叶后迅速收缩。随着寿命角的增大,收缩运动逐渐减缓,由于数值耗散^[22]的缘故,正下方区域的桨尖涡出现非规则畸变,桨尖涡在两圈后已经耗散到非常小的量级。说明仍需要增加背景网格域内的网格数量才能捕捉到较好的尾迹形状。

从图 15(b)可以看出气流流经摆线桨桨盘后会呈现出明显的收缩绕流特性。由于上行桨叶下洗流撞击下行桨叶表面,进而气流转向展向流动形成了明显的卷起涡对,随着下行桨叶的运动,卷起涡脱离下行桨叶表面,并且与前行桨叶的桨尖涡进一步发生了相互诱导作用。从图中可以看

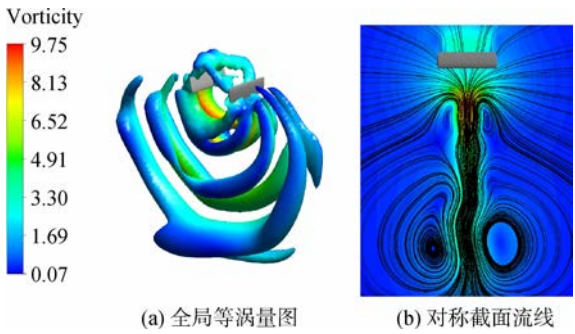


图 15 全局流场特征
Fig. 15 Global flow field characteristics

出,随着涡对之间的相互诱导,逐渐在摆线桨下侧形成了两个聚合涡对,并在该过程中不断耗散,从而在尾迹区域形成了较为紊乱的干扰流场。

4 结 论

- 1) 两种计算方法都能很好地计算摆线桨时均垂向力和功率,但是二维时均侧向力的计算结果劣于三维方法,两种计算结果的瞬态气动力差距较大,三维计算结果垂/侧向力、力矩系数的波动规律更接近正弦规律。
- 2) 受桨叶诱导速度、展向流动和大迎角俯仰运动等三维效应的综合影响,桨叶上的动态失速涡的产生明显滞后于等效状态的翼型情况,并且动态失速涡的强度也明显更弱,越靠近桨尖的截面动态失速涡强度越大。
- 3) 摆线桨具有强非定常特性,主要体现于桨叶中段的“w”型涡的脱落与再附、诱导速度分布不均和桨涡干扰,这三者的共同影响导致了桨叶展向升力分布随方位角变化的不断变化。
- 4) 三维计算结果与二维计算结果有一定偏差,利用二维计算方法讨论摆线桨的流动机理是不够恰当的。考虑到计算效率,仍可以使用二维计算方法对摆线桨进行参数分析。

参考文献:

[1] JARUGUMILLI T. An experimental investigation of a micro air vehicle-scale cycloidal rotor in forward flight[D]. City of College Park; University of Maryland, 2013.

[2] LIND H A, JARUGUMILLI T, BENEDICT M, et al. Flow field studies on a micro-air-vehicle-scale cycloidal rotor in forward flight[J]. Experiments in Fluids, 2014, 55 (12): 1-17.

[3] JARUGUMILLI T, LIND H A, BENEDICT M, et al. Experimental and computational flow field studies of a MAV-scale cycloidal rotor in forward flight[R]. Phoenix, Arizona, the 69th Annual Forum, 2013.

- [4] JARUGUMILLI T, PÁSCOA J, XISTO C. 3D effects in cyclorotor propulsion systems[R]. Houston, Texas; the ASME International Mechanical Engineering Congress and Exposition, 2015.
- [5] 唐继伟, 胡裕, 宋笔锋. 关键设计参数对摆线桨气动性能影响[J]. 航空动力学报, 2015, 30(2): 297-305.
TANG Jiwei, HU Yu, SONG Bifeng. Influence of key design parameters on aerodynamics performance of cycloidal propeller[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(2): 297-305. (in Chinese)
- [6] 唐继伟, 胡裕, 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): 677-684.
TANG Jiwei, HU Yu, SONG Bifeng. Research progress of cycloidal propeller aerodynamic performance[J]. Journal of Aerodynamics, 2013, 31(5): 677-684. (in Chinese)
- [7] 唐继伟, 胡裕, 宋笔锋. 摆线桨非定常气动特性研究[J]. 航空学报, 2014, 35(7): 1882-1892.
TANG Jiwei, HU Yu, SONG Bifeng. Study on unsteady aerodynamic characteristics of cycloidal propeller[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(7): 1882-1892. (in Chinese)
- [8] TANG J W, HU Y, SONG B F. Unsteady aerodynamic optimization of airfoil for cycloidal propellers based on surrogate model[J]. Journal of Aircraft, 2017, 54(4): 1241-1256.
- [9] BENEDICT M, JARUGUMILLI T, CHOPRA I. Effects of asymmetric blade-pitching kinematics on forward-flight performance of a micro-air-vehicle-scale cycloidal-rotor[J]. Journal of Aircraft, 2016, 53(5): 1567-1572.
- [10] BENEDICT M, JARUGUMILLI T, LAKSHMINARAYAN V. Effect of flow curvature on forward flight performance of a micro-air-vehicle-scale cycloidal-rotor[J]. AIAA Journal, 2014, 52(6): 1159-1169.
- [11] BENEDICT M, JARUGUMILLI T, CHOPRA I. Experimental optimization of MAV-scale cycloidal rotor performance[R]. San Francisco; the 56th America Helicopter Society(AHS) Aeromechanics Specialists Conference, 2011.
- [12] MCELREATH J, BENEDICT M, TICHENOR N. Tip vortex measurements on a cycloidal rotor blade at ultralow reynolds numbers[R]. Fort Worth, Texas; the America Helicopter Society(AHS) International 74th Annual Forum and Technology Display, 2018.
- [13] KELLEN A, BENEDICT M. Effect of rotor geometry on UAV-scale cycloidal rotor hover performance[R]. Phoenix, Arizona; the America Helicopter Society(AHS) International 74th Annual Forum and Technology Display, 2018.
- [14] HU Y, ZHANG H L, WANG G Q. Two dimensional and three-dimensional numerical simulation of cycloidal propellers in hovering status[R]. San Diego, California; the 54th AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2016.
- [15] HU Y. Investigation of unsteady aerodynamics effects in cycloidal rotor using RANS solver[J]. The Aeronautical Journal, 2016, 120: 956-970.
- [16] HU Y, FU X F, ZHANG H L, et al. Effects of blade aspect ratio and taper ratio on hovering performance of cycloidal rotor with large blade pitching amplitude[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2019, 32(5): 1121-1135.
- [17] WALTHER C. Fundamental understanding of the unsteady aerodynamics of cycloidal rotors in hover at ultra-low Reynolds numbers[D]. Calgary, Texas; Texas A&M University, 2017.
- [18] KAN Y. Aerodynamic analysis of an MAV-scale cycloidal rotor system using a structured overset rans solver[D]. City of College Park; University of Maryland, 2010.
- [19] 王博, 徐国华, 招启军. 翼型对旋翼悬停气动性能影响的 CFD 模拟分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2012, 44(4): 479-484.
WANG Bo, XU Guohua, ZHAO Qijun. CFD simulation of airfoil effect on hovering rotor aerodynamic performance[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012, 44(4): 479-484. (in Chinese)
- [20] SIEGEL S, SEIDEL J, COHEN K, et al. A cycloidal propeller using dynamic lift[R]. Miami; the 37th AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit, 2007.
- [21] 赵国庆, 刘绍辉, 李军府, 等. 旋翼非定常动态失速的三维效应分析[J]. 航空动力学报, 2018, 33(6): 1484-1491.
ZHAO Gijun, LIU Shaohui, LI Junfu, et al. Three-dimensional effect analysis of unsteady dynamic stall of rotor[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(6): 1484-1491. (in Chinese)
- [22] WEI P, SHI Y J, XU G H. Coupled euler-lagrange method for complicated rotor flow field[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2013, 34(7): 1538-1547.

(编辑:王碧珺)