

文章编号: 1000-8055(2023)02-0382-12

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20220320

非对称入流对“螺旋桨/机翼”系统气动特性的影响

张志涛, 谢长川, 黄坤慧, 杨 超

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 针对“螺旋桨/机翼”系统在复杂非对称入流情况下的非定常气动相互干扰问题, 采用混合结构-非结构滑移网格方法, 结合非定常雷诺平均 Navier-Stokes 方程, 研究了偏航角及入流条件(包括攻角和来流风速)对螺旋桨/机翼相互气动干扰和滑流流场的影响, 并与无滑流模型计算结果进行对比。结果显示: 在三维非对称入流的影响下, 偏航角从 0° 增加到 20° 时, 机翼升、阻力系数分别降低了 4.9% 和 10.64%, 但是螺旋桨的拉力系数和推进效率则大幅提升了 18.36% 和 7.26%, 非对称入流机翼升力系数曲线变化幅度为对称入流的 4 倍。在攻角不变, 改变偏航角时, 螺旋桨滑流增加了机翼俯仰力矩稳定性裕量。但是随着攻角的变化, 飞机纵向不稳定性逐渐增加, 在桨后气流的影响下, 两侧机翼上表面吸力峰均向左和向前移动, 上下表面的吸力峰值均明显增大。在不同的风速下, 有滑流影响的机翼升力特性相对无滑流影响的机翼增加量均在 20% 附近, 且不断增大。

关 键 词: 非对称入流; 螺旋桨/机翼; 非定常气动力; 滑移网格方法; 纵向稳定性

中图分类号: V211

文献标志码: A

Influence of propeller/wing system on aerodynamic performance at asymmetrical inflow

ZHANG Zhitao, XIE Changchuan, HUANG Kunhui, YANG Chao

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: In order to address the problem of the unsteady aerodynamic mutual interference of propeller/wing system in cases of complex asymmetrical inflow, the hybrid structured-unstructured sliding mesh method combined with the unsteady Reynolds-averaged Navier-Stokes equation was used. This approach assessed the influences of yawed angel and inflow conditions (e.g., angle of attack and freestream velocity) on mutual aerodynamic interference of the propeller/wing and the propeller slipstream, and compared with the calculation results of the no-slipstream model. The results revealed that under the influence of three-dimensional asymmetric inflow, the wing lift coefficient and drag coefficient fell by 4.9% and 10.64%, respectively, when the yawed angle increased from 0° to 20° . However, the thrust coefficient and propulsion efficiency of the propeller improved significantly by 18.36% and 7.26%. Additionally, the fluctuation range of the lift coefficient of the asymmetrical inflow was four times that of the symmetrical inflow condition. When the angle of attack remained constant and the yawed angle changed, the propeller slipstream enhanced the stability margin of the wing pitching moment. Unfortunately, with a fluctuating angle of attack, the longitudinal instability of the wing gradually increased. Meanwhile, under the influence of the airflow behind the propeller disk, the suction peaks on the upper surface of the wing on both sides of the nacelle moved leftward and forward, while the absolute

收稿日期: 2022-05-09

作者简介: 张志涛(1992—), 男, 博士生, 从事飞行器气动弹性力学研究。

通信作者: 谢长川(1976—), 男, 副研究员、博士生导师, 博士, 从事飞行器设计和飞行器气动弹性力学研究。E-mail: xiechangc@buaa.edu.cn

引用格式: 张志涛, 谢长川, 黄坤慧, 等. 非对称入流对“螺旋桨/机翼”系统气动特性的影响[J]. 航空动力学报, 2023, 38(2): 382-393. ZHANG Zhitao, XIE Changchuan, HUANG Kunhui, et al. Influence of propeller/wing system on aerodynamic performance at asymmetrical inflow[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(2): 382-393.

values of the peak on both the upper and lower surfaces increased considerably. With varying wing speed, the increase in wing lift performance with slipstream was around 20%, compared with the wing without the influence of slipstream. Besides, the lift performance continued to increase with wind speed.

Keywords: asymmetrical inflow; propeller/wing; unsteady aerodynamic; sliding mesh method; longitudinal stability

作为一种航空动力推进系统,螺旋桨以其低油耗、高效率的特点在航空发动机中占据着重要的地位,尤其随着绿色航空理念越来越广泛地被航空制造商所接受,降低飞行成本和提高燃油效率成为飞机设计过程中着重需要考虑的部分。螺旋桨飞机气动设计中不可忽视的是螺旋桨与升力面,如螺旋桨与机翼等之间的非定常相互气动干扰问题,螺旋桨滑流经过机翼时会改变机翼表面及附近流场特征^[1],导致飞行载荷问题^[2]和机翼振动现象^[3]突出,反过来,由于机翼的存在,螺旋桨滑流结构被破坏,螺旋桨气动特性^[4]和动力学特性^[5]都发生了改变。

Favier 等^[6]采用风洞试验和数值计算的方法得到了螺旋桨、吊舱和机翼之间的相互气动干扰,在螺旋桨的影响下机翼平均阻力大幅增加,前进比较小时,机翼诱导升力系数与干净机翼升力系数相比有所降低,力矩则几乎不变,而螺旋桨推力和功率系数则有明显提升,但是整个过程中来流攻角为 0° ,无法体现出非定常效应。Thom 等^[7]采用基于 CFD 的重叠网格法,对螺旋桨与机翼的非定常气动干扰进行了研究,机翼的升阻力在螺旋桨的旋转周期内发生显著的变化,但是他们仅将单独螺旋桨的尾涡作为非定常边界条件与机翼进行耦合,忽略了机翼对螺旋桨的反影响。Cole 等^[8]将机翼和螺旋桨等升力面统一为高阶自由尾涡方法生成,避免了在气动建模过程中使用其他经验方法,在一定攻角范围内,该方法对轻载螺旋桨和“螺旋桨/机翼”系统的推进效率、螺旋桨推力、扭矩和机翼升力系数计算较为准确,但是对阻力的预测不够成功。Wang 等^[9]设计了一种螺旋桨诱导增升双翼布局(propeller-aided lift-enhancing double wing),这种构型能够充分利用螺旋桨的吸力和加速效应,与无螺旋桨机翼相比,该构型机翼的升力增加了 2.33%,阻力减小了 4.64%。薛臣等^[10]基于面元法建立了螺旋桨-机翼气动干扰模型,该模型在预测受滑流影响后的机翼升阻比方面精度较好。

螺旋桨滑流同样对飞机的力矩特性和静稳定

性有一定的影响。当考虑攻角后,螺旋桨位于翼段的前后方均使翼段的低头力矩系数增加并呈现出周期性变化,但是翼段后方的螺旋桨对该力矩影响最小^[11]。在中小攻角范围内,与无滑流飞机相比,滑流对低平尾飞机的俯仰力矩特性影响较大,涡桨飞机会出现俯仰静不稳定现象,且不同的旋转方向对飞机的俯仰力矩影响不同^[12],应该通过降低平尾高度等方法改善俯仰力矩特性^[13-14]。

近年来,随着分布式螺旋桨(distributed propeller, DP)概念的兴起^[15-16],人们对 DP 与机翼之间相互气动干扰也展开了研究。国内主要以 CFD 仿真方法开展 DP 滑流与机翼干扰的气动特性研究,杨小川等^[17]基于动量盘方法对 4 种 DP 组合下的机翼滑流展开研究,所有组合工况均表明分布式滑流效应使得机翼升阻力变大,但是动量盘方法无法准确反映滑流流场特性。饶崇等^[18]则采用准定常的多参考系方法(MRF),对 DP 后方滑流速度场和机翼表面压力分布进行了重点研究,研究同样认为滑流增加了全机升阻力,同时还提高了失速范围,增加了低头力矩。国外对分布式螺旋桨飞机气动特性的研究主要集中在 NASA X-57^[19-20],一般采用 CFD 程序或面元法进行建模求解,考虑了螺旋桨数量、机翼构型和相对位置等的影响,与传统飞机相比,DP 构型滑流区域大,具有更优的升阻特性和更高的推进效率。

从上述的研究中可以看出,“常规螺旋桨/机翼”和“分布式螺旋桨/机翼”系统中的滑流对机翼气动特性影响非常明显,导致螺旋桨飞机气动设计过程中无法忽略滑流影响,但是当前国内外对单独螺旋桨、“螺旋桨/机翼”系统的气动影响仅限制在对称面内入流工况,很少考虑三维非对称飞行情况,如偏航入流耦合带攻角入流情况,研究此情况下的气动特性对螺旋桨飞机安全飞行是非常必要的。鉴于此,在前人研究的基础上,本文推广了“螺旋桨/机翼”系统非定常相互气动干扰的研究,以偏航角、来流攻角和来流速度为变量,开展了复杂非对称入流条件下的仿真计算,分析

了系统气动载荷、力矩特性和滑流场特征。将非对称入流工况结果与常规入流和无滑流工况进行对比,揭示了非对称入流和常规入流、有滑流和无滑流之间的差别和联系,为涡桨飞机气动设计和操纵控制提供指导。

1 数值计算方法

本文使用商业软件 ANSYS FLUENT 进行数值模拟研究,采用非定常 RANS 方程作为 CFD 仿真模拟的控制方程,其在惯性系下的基本积分形式为

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_{\Omega} \mathbf{Q} d\Omega + \iint_S \mathbf{F} \cdot \mathbf{n} dS = 0 \quad (1)$$

式中 $\mathbf{Q}$ 为守恒量, Ω 为控制体体积, $\mathbf{F}$ 表示通过 S 的无黏通量和黏性通量, $\mathbf{n}$ 为表面 S 的单位外法向矢量, S 是积分区域上的微元面积;对于旋转流而言,采用二阶精度 SST(shear-stress transport) $k-\omega$ 湍流模型^[10,17],远场和进口边界条件设置为速度入口,出口边界条件为压力出口,螺旋桨、短舱和机翼等物面设置为无滑移边界条件,如图 1 所示, D 为螺旋桨直径;采用用户自定义函数 DEFINE_ZONE_MOTION 控制螺旋桨旋转速度。为了保证螺旋桨滑流充分发展并覆盖螺旋桨短舱,计算时间达到 8 个螺旋桨旋转周期,时间步长设置为桨尖转动 1° 所对应的时间,共计 3 000 个时间步,每个时间步内最大迭代次数为 20。

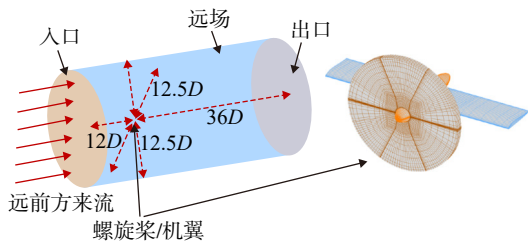


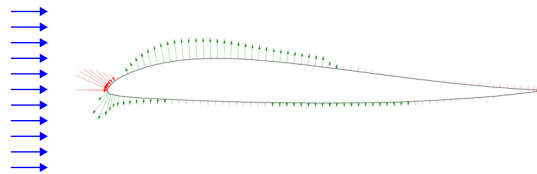
图 1 完整计算域及边界划分

Fig. 1 Whole computational domain and boundary division

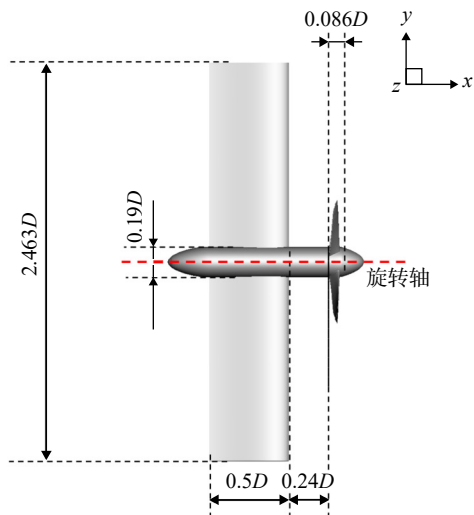
2 几何建模和网格生成

2.1 几何建模

研究对象“螺旋桨/机翼”系统包含某型 4 叶单独螺旋桨,旋转方向从前方看为顺时针旋转,一个贯穿机翼的梭形吊舱主要用于整流和安装螺旋桨,根据课题组已有飞行试验^[21],机翼翼型选择 EMX-07,翼型和完整构型的几何参数如图 2



(a) 机翼翼型 EMX-07



(b) “螺旋桨/机翼”系统几何布局

图 2 计算模型构型

Fig. 2 Sketch of the computational model configuration

所示。

2.2 网格生成

采用滑移网格方法进行数值仿真,该方法由内外两个计算域组成,分别为静止域和旋转域,两域则通过两个相同尺寸的交界面(interface in & interface out)进行通量数据传递,交界面表面网格尺寸不要求完全一致,但是为了提高计算精度,在划分网格时需尽量保持内外交界面网格尺寸相差不大。其中,外交界面(interface out)、梭型短舱和机翼共同处于完整计算域,属于滑移网格模型中的静止域,完整计算域为直径 25 倍螺旋桨直径的圆柱形区域,圆柱长 48 倍螺旋桨直径,“螺旋桨/机翼”系统位于距离入口 12 倍螺旋桨直径处,内部交界面包含螺旋桨在内,属于滑移网格模型中的旋转域,采用 ANSYS ICEM 进行网格划分,计算模型网格如图 3(a)、图 3(b)所示。如图 3(c)所示,在螺旋桨桨尖、桨根和前后缘表面做了适当的网格加密处理,用以捕捉构型和流动细节。如图 3(d)所示,自螺旋桨表面开始以 1.2 倍率生成 15 层棱柱型网格作为边界层,在此基础上向外生长出包含螺旋桨的四面体旋转域体网格。

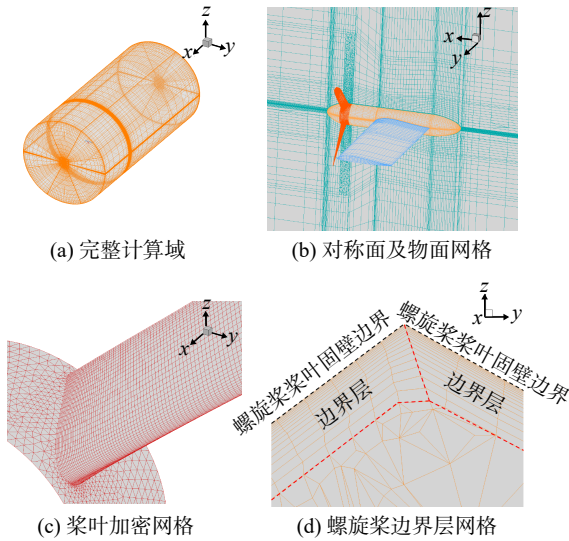


图 3 计算模型表面网格划分和混合网格示意图

Fig. 3 Surface grid of the computational model and the refined grid

2.3 网格无关性验证

本文生成了 4 种网格量的单独螺旋桨构型用于网格无关性分析, 网格量分别为 192 万、392 万、

562 万和 770 万, 记为 Grid-1、Grid-2、Grid-3 和 Grid-4。无关性验证计算工况为: 远前方来流速度为 30 m/s, 来流攻角为 6° , 偏航角为 0° , 螺旋桨转速为 4 926 r/min, 如表 1 所示。 T_{avg} 、 Q_{avg} 分别表示螺旋桨拉力和扭矩的时均值, L_{avg} 、 D_{avg} 分别表示机翼升力和阻力的时均值, Δ 则表示相对变化值, SST $k-\omega$ 模型对螺旋桨拉力、扭矩和机翼升力的仿真更为精确, 与标准 $k-\varepsilon$ 模型一样, SST $k-\omega$ 对机翼阻力的仿真也存在较大的误差, 4 套网格模型计算得到的螺旋桨拉力、扭矩和机翼升力时均值随着网格量的增加趋于相等, 以 Grid-2 为基准, 当网格量增加 43.36% 和 96.43%, 其拉力和扭矩时均值误差量均小于 1%, 而当网格量减少 51.02% 时, 计算结果相对量偏大。基于上述分析, 可以认为当网格量超过 392 万后, 网格数量与计算结果无太多关联性, 同时, 考虑到计算资源和时间成本, 采用 Grid-2 号网格划分策略作为最终仿真模型更为合理, 对应的机翼壁面第一层网格高度为 1×10^{-5} m, y^+ 值为 0.5。

表 1 单独螺旋桨网格无关性研究

Table 1 Grids-dependency study for the isolated rotating propeller

网格编号	T_{avg}	$\Delta T_{\text{avg}}/\%$	Q_{avg}	$\Delta Q_{\text{avg}}/\%$	L_{avg}	$\Delta L_{\text{avg}}/\%$	D_{avg}	$\Delta D_{\text{avg}}/\%$
Grid-1	28.33	3.85	2.47	5.56	52.42	0.87	7.47	9.69
Grid-2	29.42	0	2.34	0	51.97	0	6.81	0
Grid-3	29.42	0	2.32	0.85	51.93	0.08	6.48	4.85
Grid-4	27.41	0.03	2.32	0.85	51.92	0.10	6.40	6.02

3 结果分析与讨论

规定以机体坐标系为基准, OX 轴方向为梭型吊舱中心轴线, 指向前, OY 方向垂直于对称面, 指向右, OZ 方向由右手坐标系确定, 记攻角为 α , 偏航角为 β , 远前方来流与 XOZ 平面的夹角记为 α_1 , 与 YOZ 平面的夹角记为 β_1 , 如图 4 所示。于是如式(2)所示, 在给定入流攻角 α 和偏航角 β 后, 求出 X 、 Y 、 Z 轴的速度分量 V_x 、 V_y 和 V_z 就可计算“螺旋桨/机翼”系统的气动性能和滑流分布。全部算例在一台 128 核心, 512 GB 内存工作站上完成, 各工况计算均需约 20 h。下面对仿真结果进行详细分析。

$$V_x^2(1 + \tan^2 \alpha + \tan^2 \beta) = V_\infty^2 \quad (2)$$

式中 V_x 为桨后轴向速度, V_∞ 为远前方来流。

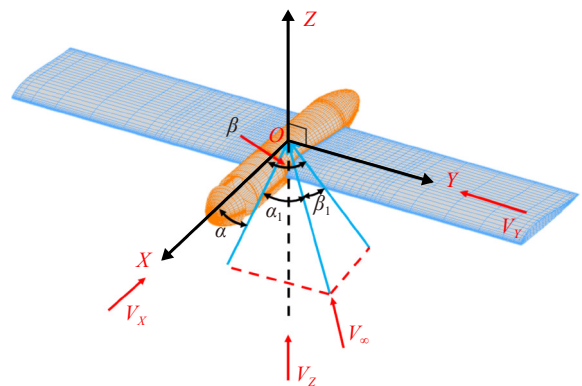


图 4 坐标系定义

Fig. 4 Definition of the applied coordinates system

3.1 偏航角的影响

对于带有偏航入流的飞行情况, 考虑 4 个偏航角度, 依次为 5° 、 10° 、 15° 和 20° , 来流攻角恒定为 3° , 来流速度为 30 m/s, 螺旋桨转速为 4 926

r/min。表 2 所示为 4 种飞行工况下的螺旋桨时均拉力系数 $C_{T_{avg}}$ 、功率系数 $C_{P_{avg}}$ 、推进效率 η 和机翼时均升、阻力系数 $C_{L_{avg}}$ 、 $C_{D_{avg}}$ 和不考虑偏航角时的气动特性对比,工况命名方式为 ASYM- α - β 。从表中看出螺旋桨时均气动特性随着偏航角的增大而逐渐增大,相较于无偏航角工况,ASYM-3-20 工况螺旋桨 $C_{T_{avg}}$ 、 $C_{P_{avg}}$ 和 η 大幅提升了 18.36%、10.32% 和 7.26%,这是由于桨后尾涡在机翼和侧风的作用下得到快速恢复,耗散减小。对机翼而言,升、阻系数在偏航角的影响下逐渐减小,尤其是在大角度时减小速率更大,这是因为随着偏航角的增加, OY 轴方向速度增加,而 OX 轴方向速度分量减小,导致升力随之减小,而随着角度的增加,正切函数斜率也不断增加,所以大角度时升力系数下降速率更大。

图 5(a)、图 5(b)给出了 ASYM-3-0 和 ASYM-3-20 两种工况时“螺旋桨/机翼”系统气动特性在一个完整旋转周期内的变化趋势,从图中可以看出是否为非对称入流不影响螺旋桨气动特性的周期性变化,但是在非对称入流情况下气动系数曲线变化更加剧烈,说明横侧方向的速度场对螺旋

表 2 “螺旋桨/机翼”系统时均气动特性随偏航角的变化

Table 2 Variation of time-averaged aerodynamic performance of propeller/wing system with yawed angle

工况	$C_{T_{avg}}$	$C_{P_{avg}}$	$\eta/\%$	$C_{L_{avg}}$	$C_{D_{avg}}$
ASYM-3-0	0.129 1	0.159 8	72.72	0.250 8	0.042 3
ASYM-3-5	0.130 7	0.161 1	73.05	0.252 7	0.042 2
ASYM-3-10	0.135 4	0.164 4	74.10	0.251 7	0.041 6
ASYM-3-15	0.142 9	0.169 7	75.78	0.247 0	0.040 2
ASYM-3-20	0.152 8	0.176 3	78.00	0.238 5	0.037 8

桨影响明显。图 5(c)、图 5(d)所示为对称入流和非对称入流在有滑流时机翼升力系数的对比情况(Pro-on 表示有滑流,Pro-off 表示无滑流,以下同),可以看出两种情况下有滑流的机翼升力均明显高于无滑流的机翼,这是因为有滑流工况产生了滑流,并且机翼处于滑流区内,加速了机翼表面流场向后流动,导致机翼升力增加,而无滑流情况时无滑流影响,且机翼此时为小攻角飞行状态,升力基本无变化。同时,升力系数曲线有 4 次周期性的波动,这是因为在一个旋转周期内,4 叶螺旋桨依次通过机翼前缘。对比图 5(c)、

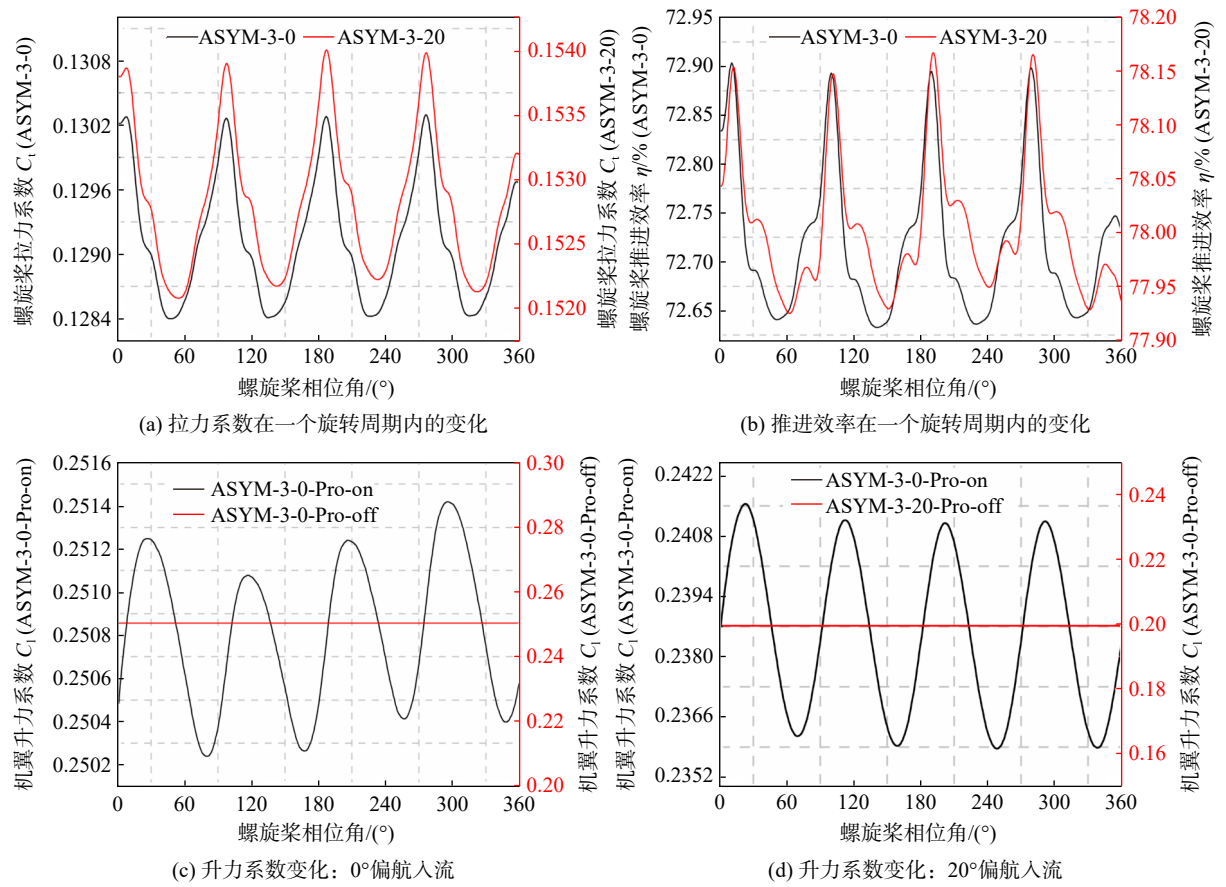


图 5 一个旋转周期内“螺旋桨/机翼”系统气动特性变化

Fig. 5 Aerodynamic performance of “propeller/wing” system during one revolution

图5(d)两图中有滑流工况可以发现非对称入流的升力系数曲线变化幅度大致为对称入流情况的5倍,说明飞机在进行横侧向运动时机翼的升阻特性变化异常剧烈,对飞机的稳定性和操纵性提出巨大挑战。

图6所示为机翼气动中心取矩时其俯仰力矩 M_y 、偏航力矩 M_z 和滚转力矩 M_x 随偏航角的变化趋势(图中呈现了偏航角 $0^\circ \sim 15^\circ$ 的情况, 20° 偏航角对结果无影响,仅在数值上存在差别),规

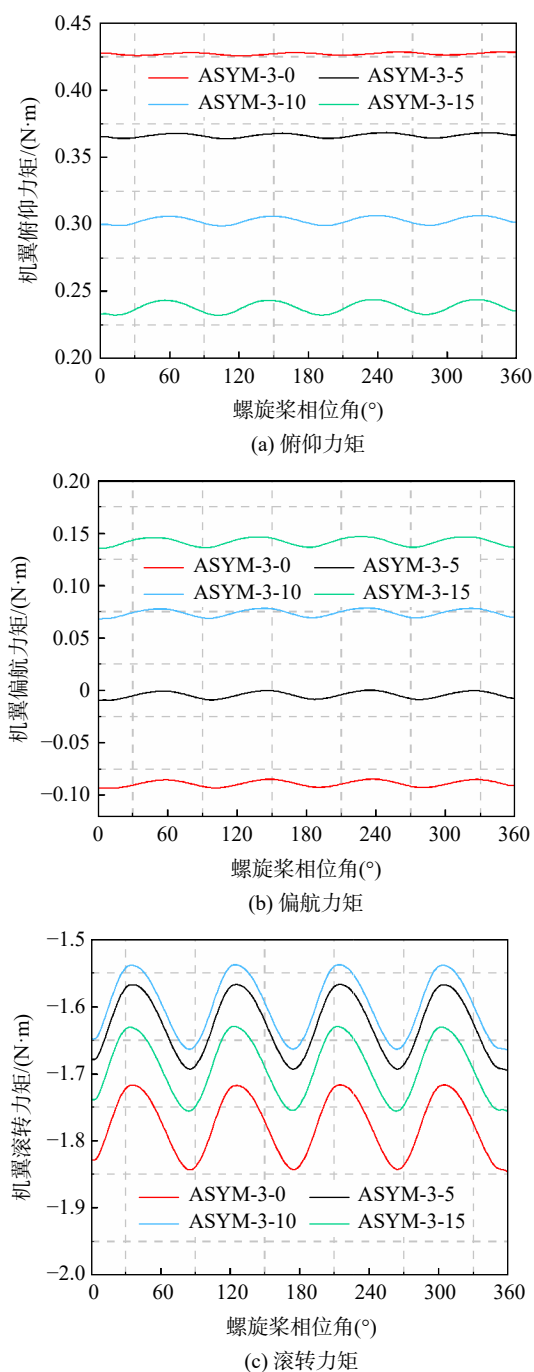


图6 非对称入流下的机翼力矩周期性变化

Fig. 6 Periodic change of wing moment at asymmetrical inflow

定使机翼抬头、右偏和右滚转的力矩为正。可以看出力矩特性曲线也呈现出明显的周期性变化规律,有滑流影响的飞机机翼俯仰力矩随着偏航角的增加在不断减小,表明飞机此时是纵向静稳定的,这对飞机的气动特性是一个利好的影响,而对于无滑流的情况,在 $0^\circ \sim 5^\circ$ 偏航角范围内,俯仰力矩斜率小于0,而当偏航角超过 5° 后,俯仰力矩斜率大于0,意味着在小偏航角时该模型依然保持纵向静稳定性,但是在偏航角时失去静稳定性。再结合表3来看,与无滑流影响相比,在 10° 偏航角以内,有滑流影响的俯仰力矩更大,而当偏航角超过 10° 后,有滑流影响的俯仰力矩逐渐与无滑流影响的俯仰力矩接近,最终小于无滑流情况。对于两个横航向力矩而言,偏航力矩较小,而滚转力矩较大,这符合一般情况下飞机横侧向力矩的特点。其中,偏航力矩随偏航角的增加逐渐由负值转为正值,即机翼左偏趋势转为右偏,而无滑流影响下的偏航力矩则始终保持使机翼右偏的状态,因为本文所采用的三维非对称入流是从Y轴的正方向吹向负方向,无滑流情况始终保持该方向,而当螺旋桨顺时针旋转时,会带动桨后气流顺时针方向旋转,一定程度上改变了偏向右侧的气流方向,因此有滑流情况下的偏航力矩会出现从负到正的现象。在偏航入流的影响下,无滑流影响下的滚转力矩均为大于0且随着偏航角的增大而增大,表现出横向静不稳定,但是在螺旋桨旋转气流的影响下,带动力飞行的“螺旋桨/机翼”系统滚转力矩均为负值,但是滚转力矩绝对值随着偏航角的增大先减小后增大,具有一定程度的横向静稳定性。

非对称入流螺旋桨滑流对机翼所示为非对称入流情况下的螺旋桨轴向速度诱导因子 f_a 和切向速度诱导因子 f_t ,分别按照下式计算:

$$\begin{cases} f_a = (V_x - V_\infty) / V_\infty \\ f_t = V_t / \omega r \end{cases} \quad (3)$$

表3 非对称入流的无滑流影响机翼力矩计算结果

Table 3 Result of wing moment without slipstream influence at asymmetrical inflow

工况	俯仰力矩/ (N·m)	偏航力矩/ (N·m)	滚转力矩/ (N·m)
ASYM-3-0	0.333	0.026	1.127
ASYM-3-5	0.293	0.062	1.347
ASYM-3-10	0.298	0.098	1.555
ASYM-3-15	0.313	0.138	1.685
ASYM-3-20	0.361	0.200	1.815

式中 V_t 为桨后切向速度, ω 为螺旋桨旋转速度, r 为任一点的径向位置。

图7所示为以螺旋桨中点为原点, 沿轴向 $X/R=0.3$ 和 $X/R=1.8$ 处的两个空间站位, 可研究桨后流场的滑流速度分布图和机翼对滑流的影响, R 为螺旋桨半径。图8给出了 ASYM-3-0、ASYM-3-10 和 ASYM-3-15 三种工况的轴向、切向速度平均诱导因子分布。由图8(a)、图8(c)可知轴向诱导因子沿径向均呈现出先增加后减小的趋势, 最大值分别出现在 $60\%R \sim 70\%R$ 和 $50\%R \sim 60\%R$ 范围内, 说明机翼对滑流的加速效应产生了迟滞

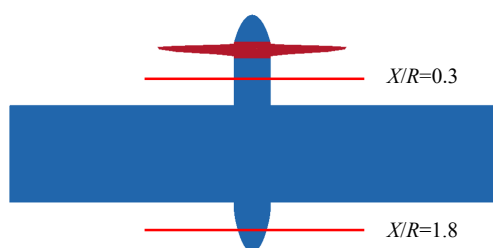
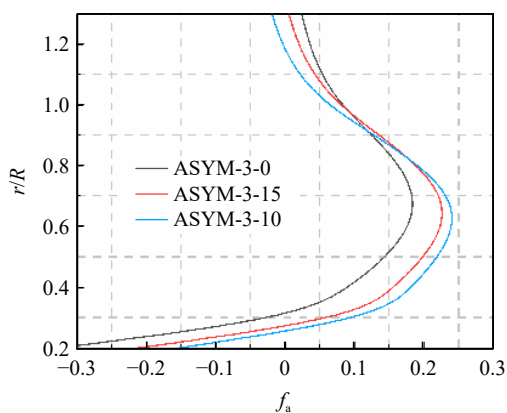
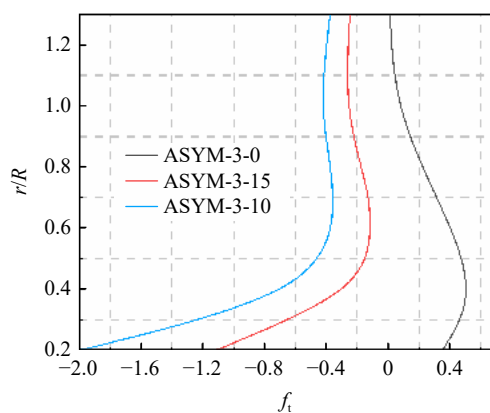


图7 轴向切片空间站位

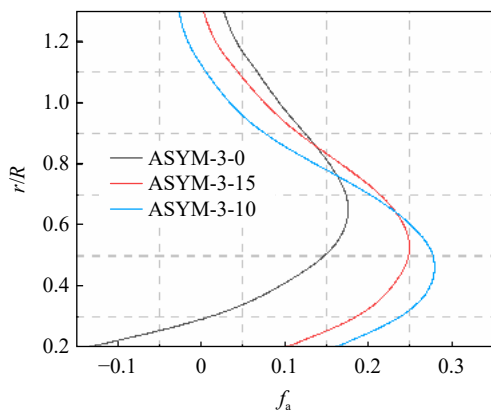
Fig. 7 Sketch of slices location on axial direction



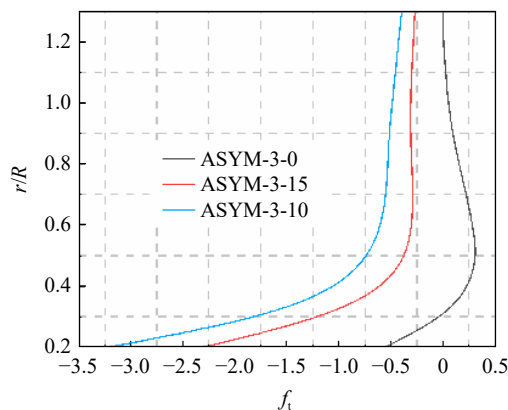
(a) $X/R=0.3$ 轴向诱导因子



(b) $X/R=0.3$ 切向诱导因子



(c) $X/R=1.8$ 轴向诱导因子



(d) $X/R=1.8$ 切向诱导因子

图8 不同偏航角下诱导因子沿径向分布曲线

Fig. 8 Radial distribution of induced factors at different yaw angle

作用, 导致机翼后方的轴向速度峰值逐渐靠向桨根。观察图8(b)、图8(d)可得无偏航影响的 ASYM-3-0 工况在机翼后方站位处在靠近 $0.2R \sim 0.3R$ 处出现负的切向诱导因子, 进一步说明机翼对流经其表面的滑流结构和方向产生了影响。而对于具有偏航角影响的 ASYM-3-10 和 ASYM-3-15 计算工况, 从一开始流经桨后的第一个空间站位处就能观察到负的切向诱导因子, 经过机翼的干扰后, 切向因子的负值范围加大, 此时螺旋桨滑流效应在偏航入流和机翼的干扰下有了一定程度的减弱。

3.2 攻角的影响

图9给出了保持 5° 偏航角不变, 不同攻角下 (0° 、 3° 、 6° 和 9°) 有无滑流对机翼升阻特性影响对比图, 计算工况为: 来流速度 30 m/s , 螺旋桨转速 4926 r/min 。整体而言, 机翼升力系数 C_l 和阻力系数 C_d 与攻角呈正相关性, 而升阻比 C_l/C_d 在 6° 攻角附近达到峰值后逐渐减小, 这与相关文献 [17] 中对称入流条件下机翼升阻特性随攻角变化的趋势相同, 在小迎角 (3°) 附近, 与无滑流机翼相比,

滑流影响下的机翼 C_l 、 C_d 分别增加了 20.10%、2.25%, 并且迎角越大, 机翼升、阻力系数相对无滑流机翼的增加量也越大, 意味着滑流影响越显著。与文献 [17] 不同的是, 非对称入流情况时, 有滑流影响的机翼升阻比高于无滑流机翼升阻比, 从图 9(a)、图 9(b) 可以看出有滑流机翼升力增量大于阻力增量, 导致机翼升阻比升高。

图 10 所示为沿机翼展向的 4 个空间站位和

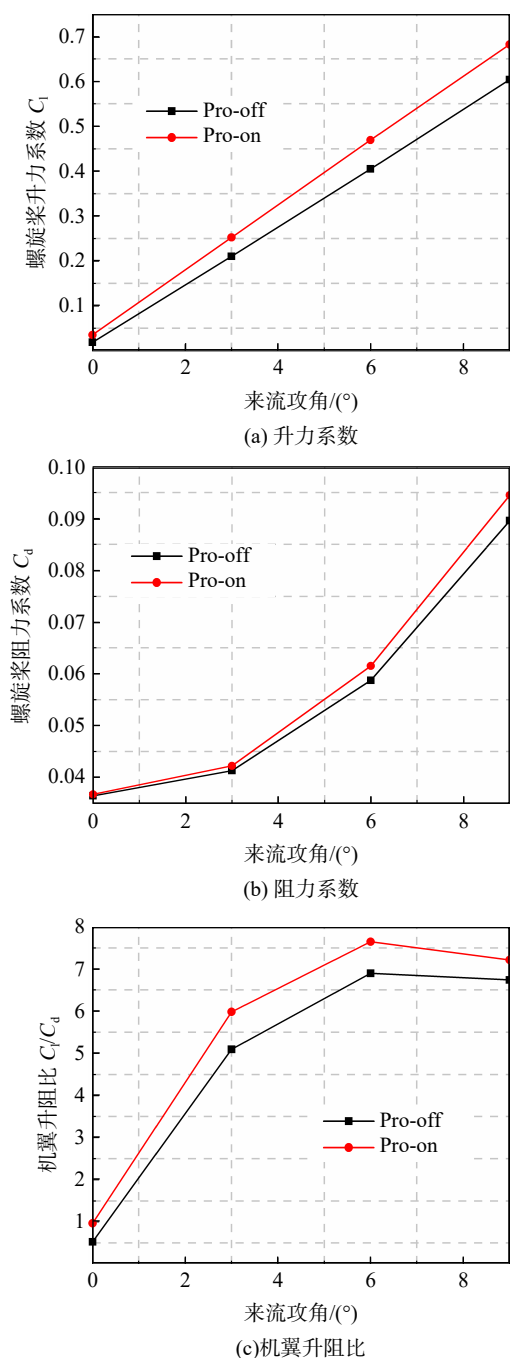
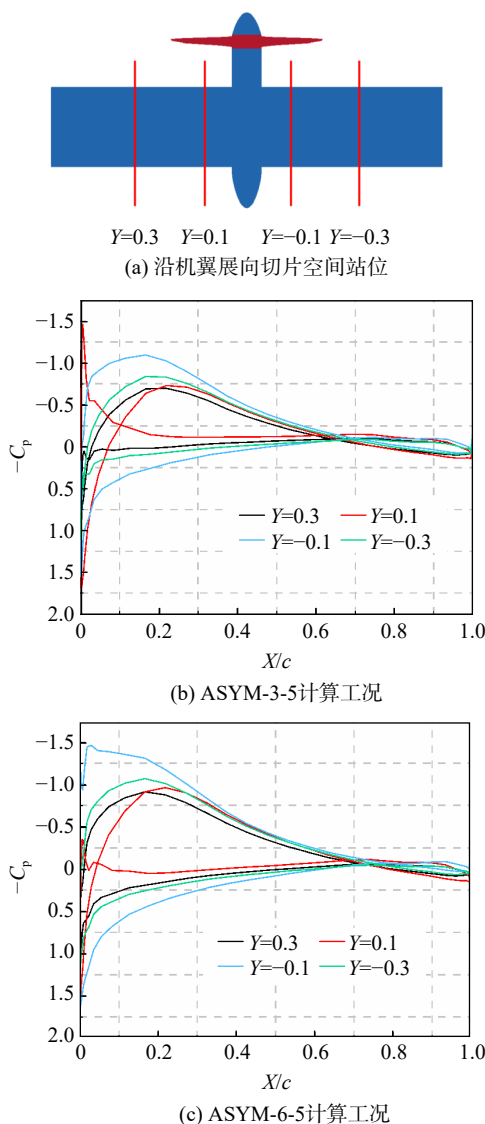
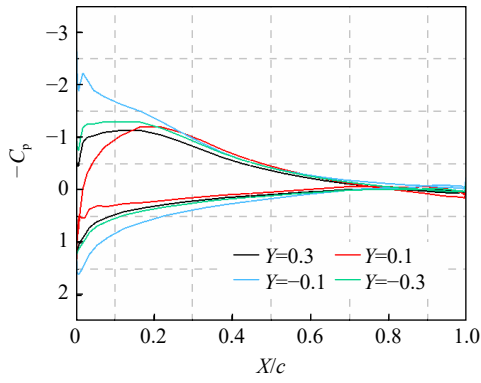


图 9 不同攻角下, 有/无螺旋桨滑流时机翼升阻特性的对比

Fig. 9 Comparison of wing aerodynamic coefficients with and without propeller slipstream at different angle of attack

3 个攻角下的各空间站位表面压力系数 C_p 分布情况, 其中 c 为弦长, X/c 为沿弦长的相对位置。各空间站位的压力分布曲线在不同攻角时表现出基本相同的变化趋势, 气流经过螺旋桨的旋转加速, 流经机翼表面的气流速度增加, 动压增大, 压力系数减小。对于空间站位 $Y=0.3$ 和 $Y=-0.3$, 在对称入流的情况下两者都处于滑流区外, 此时压力分布曲线应基本完全重合^[11], 但是在非对称入流的影响下, $Y=-0.3$ 处上下表面压力绝对值均明显大于 $Y=0.3$ 处的压力值绝对值, 而对于 $Y=0.1$ 和 $Y=-0.1$ 处的压力分布也有这种关系, 因此造成右机翼升力大于左机翼升力, 使得飞机整体产生向左滚转的力矩, 同时表 4 所示的滚转力矩为负, 也证明这个结论。随着攻角的增加, 螺旋桨对机翼表面流场的影响也不断增加, 在上下洗气流的影响下, 左右两侧机翼上表面吸力峰均向左和向前移动, 上下表面的吸力峰值均明显增大。





(d) ASYM-9-5计算工况

图 10 展向切片空间站位示意图和不同攻角下压力系数分布对比

Fig. 10 Sketch of slices location along the span direction and pressure coefficient distribution at different angle of attack

表 4 受螺旋桨滑流影响的机翼力矩

Table 4 Wing moments influenced by the propeller slipstream

工况	俯仰力矩/ (N·m)	偏航力矩/ (N·m)	滚转力矩/ (N·m)
ASYM-0-5	0.268	0.064	-1.709
ASYM-3-5	0.366	-0.004	-1.627
ASYM-6-5	0.432	-0.079	-1.484
ASYM-9-5	0.456	-0.144	-1.266

表 4 所示为该模型在不同攻角工况下计算得到的有滑流纵横向静稳定力矩,可以看出俯仰力矩与攻角的变化正相关,这就意味着在非对称入流条件下,起飞降落或者大攻角飞行时,飞机表现出纵向静不稳定,需要纵向操纵力矩进行补偿,说明螺旋桨滑流降低了俯仰静稳定裕量,对两个

表 5 不同风速下,有/无滑流对机翼升阻特性的对比

Table 5 Comparison of wing aerodynamic coefficients with and without propeller slipstream under different freestream velocity

工况	C_{lavg}	$\Delta C_{lavg}/\%$	C_{davg}	$\Delta C_{davg}/\%$	C_{lavg}/C_{davg}	$(\Delta C_{lavg}/C_{davg})/\%$
ASYM-3-10-20-Pro-on	0.252	18.96	0.043	4.88	5.886	15.23
ASYM-3-10-20-Pro-off	0.211		0.041		5.108	
ASYM-3-10-25-Pro-on	0.252	20.00	0.042	2.44	5.977	16.69
ASYM-3-10-25-Pro-off	0.210		0.041		5.122	
ASYM-3-10-30-Pro-on	0.252	21.74	0.042	2.44	6.013	19.09
ASYM-3-10-30-Pro-off	0.207		0.041		5.049	

定义一个螺旋桨叶相位角,规定一个初始桨叶,当该桨叶位于竖直正上方位置时记为 $\Phi=0^\circ$,该相位角沿顺时针旋转方向不断增大。图 11 所示的是远前方来流速度为 25 m/s, $Y=0$ 切面在不

同时刻,即桨叶处于不同相位角位置(30° 、 60° 、 90° 和 120°)时的切向速度和轴向速度分布云图,从图中看出随和桨叶旋转,切面上滑流流场分布周期性地重复从 $\Phi=30^\circ$ 到 $\Phi=120^\circ$ 的变化,即在该

3.3 来流风速的影响

在飞行过程中飞机还会面临速度不同三维入流的影响,以来流速度为 20、25 m/s 和 30 m/s 分别进行研究,对应的螺旋桨转速分别为 3 284、4 105 r/min 和 4 926 r/min,工况的命名方式为 ASYM- α - β - V_∞ 。当风速从 20 m/s 增加至 30 m/s 时,螺旋桨时均拉力系数、功率系数和推进效率分别增加了 0.59%、-0.24% 和 0.82%,说明在非对称入流情况下,来流速度越大,螺旋桨输出功率越小,滑流效应相对减弱。表 5 所示为 3 种工况下有/无滑流时机翼的升阻特性对比情况,以及相同工况下有滑流相对无滑流的机翼升阻特性提升值,相较于无滑流情况,在机翼受到滑流效应影响后,升阻特性得到了大幅提高,尤其是时均升力系数 C_{lavg} 增加约 20% 并且随着来流速度的增大,这个相对增量也逐渐增大。但是,3 种滑流工况影响下的机翼升阻特性系数随风速并无明显变化,没有体现出在不同风速下螺旋桨对机翼的影响,这主要是螺旋桨旋转速度也随着来流速度发生了变化,因此在后续的研究中应保持螺旋桨转速不变来分析来流速度的影响。

模型中桨叶每经过 90° , 螺旋桨叶尾流的通过为一个周期, 因此在螺旋桨转过 360° 后, 螺旋桨和

机翼的气动特性表现出 4 个周期性的波动, 如图 5 所示。当 $\phi=60^\circ$ 时, 桨叶前后速度分布明显

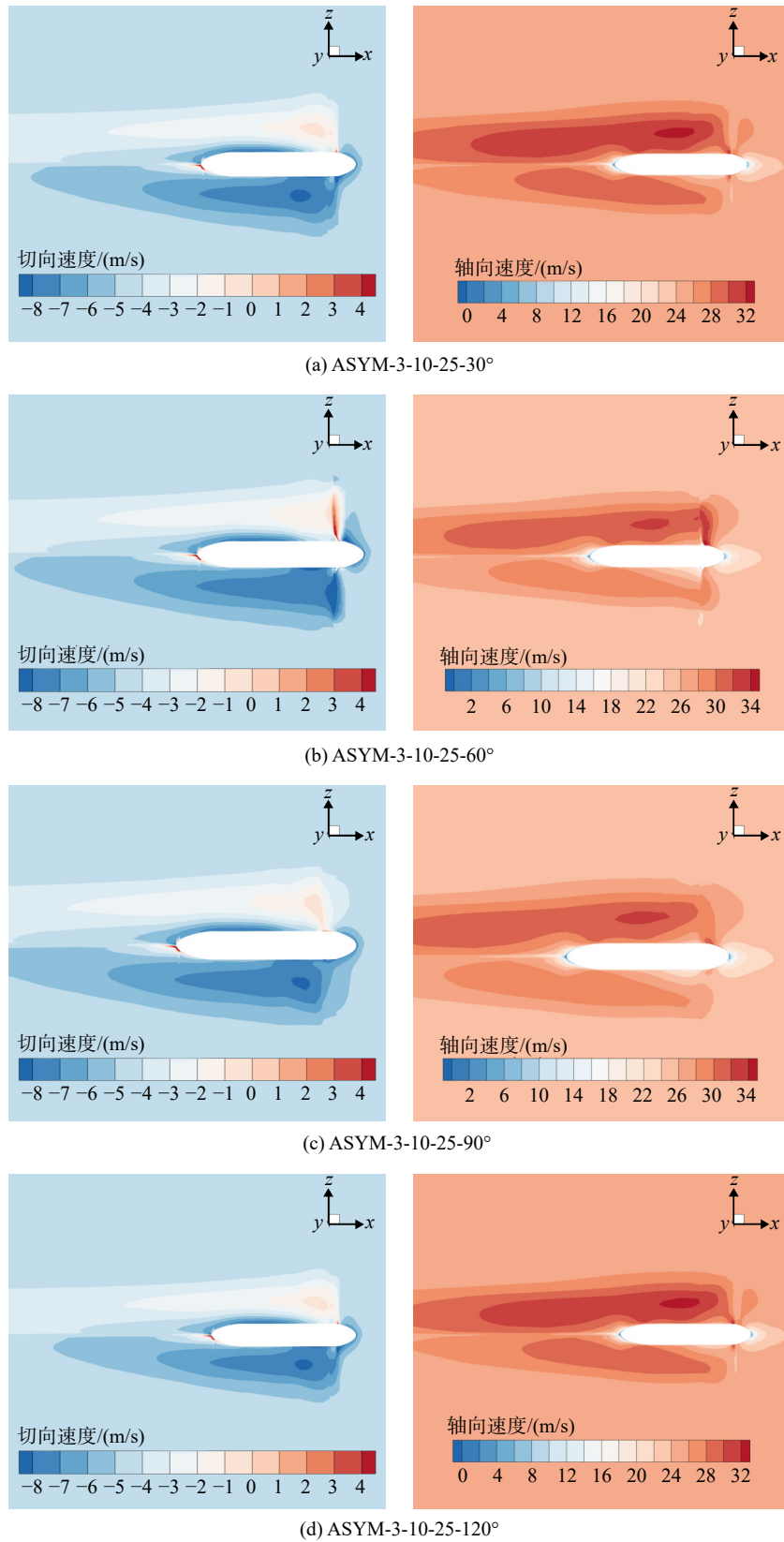


图 11 25 m/s 风速、不同桨叶相位角时桨后滑流区切向和轴向风速云图

Fig. 11 Contours of tangential and axial velocity distribution of propeller slipstream under freestream velocity of 25 m/s at different blade azimuth angles

大于其他相位角下的速度,经过对螺旋桨拉力数据分析后发现第 38 计算步时出现最大值,此时螺旋桨对应的相位角即在 60° 附近,螺旋桨受尾流影响最大,说明计算和流场分析是正确的,20 m/s 和 30 m/s 来流速度工况具有相同特征。除此之外,机翼-梭型吊舱上下两侧速度分布不对称,呈现出上大下小的分布规律和螺旋桨滑流加速效应,机翼上方有一个明显的速度增大区,因此机翼上下表面压差增大,产生了升力增加量,同时随着流场向远场发展,速度场强度逐渐减弱最终于远前方来流强度一致。

4 结 论

本文采用滑移网格方法,基于偏航角、来流攻角和来流速度等变量对“螺旋桨/机翼”系统在三维非对称入流条件下的非定常气动相互干扰和滑流流场特性进行数值仿真,得出以下结论:

1) 与对称入流相比,非对称入流提升了螺旋桨 C_t 、 η 等气动特性,但是机翼的 C_l 、 C_d 反而逐渐降低,这是由于在改变偏航角后 x 轴向入流速度不断减小,是导致升力降低的主要原因。螺旋桨和机翼气动特性曲线在一个旋转周期内均出现 4 次波动,这与桨叶数目有关。

2) 沿径向的最大轴向速度逐渐靠向桨根,而切向速度则在偏航角的影响下出现大范围的负值区,说明滑流的加速和旋转效应在机翼和偏航入流的作用下得到一定程度的减弱。与无滑流相比,随着攻角的增大,机翼 C_l 偏差量不断扩大,在 9° 攻角时升力提升了 17%,但是机翼 C_d 变化不大。

3) 来流从 20 m/s 增加至 30 m/s,螺旋桨 C_t 、 η 增加了 0.59% 和 0.82%,但是 C_p 出现了下降,说明在非对称入流情况下,来流速度越大,螺旋桨输出功率越小,滑流效应减弱。与无滑流影响的机翼升力系数相比,有滑流影响的机翼 C_l 提升了 20% 左右。在非对称入流的影响下,对称面内滑流速度不对称分布,导致机翼压力、气动力和力矩分布与对称入流相比有很大的不同。

4) 无滑流影响的机翼俯仰力矩和有滑流影响的机翼滚转力矩与偏航角没有呈现出单调变化关系,使得构型在上述两种飞行条件下是否具有纵横向静稳定性随着偏航角发生变化,这一特殊现象需要在其他构型上进一步验证,发生机理也需在进一步探讨。

参考文献:

- [1] 赵光银,姜裕标,王万波,等.螺旋桨滑流对简单襟翼吹气控制的影响[J].航空动力学报,2021,36(3): 530-542.
ZHAO Guangyin, JIANG Yubiao, WANG Wanbo, et al. Effect of propeller slipstream on blowing control of simple flap[J]. Journal of Aerospace Power, 2021, 36(3): 530-542. (in Chinese)
- [2] 马凯超,唐长红,张建叶,等.舰载螺旋桨运输机发动机短舱飞行载荷设计[J].西北工业大学学报,2020,38(6): 1249-1256.
MA Kaichao, TANG Changhong, ZHANG Jianye, et al. Flight load design of carrier-based propeller transport aircraft[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2020, 38(6): 1249-1256. (in Chinese)
- [3] WEIR D. Wing loads induced by a propeller wake[R]. AIAA-86-1967, 1986.
- [4] ALBA C, ELHAM A, GERMAN B J, et al. A surrogate-based multi-disciplinary design optimization framework modeling wing-propeller interaction[J]. Aerospace Science and Technology, 2018, 78: 721-733.
- [5] 陈兆林,杨智春,谷迎松.机翼对螺旋桨发动机旋转颤振的影响研究[J].航空学报,2016,37(11): 3351-3360.
CHEN Zhaolin, YANG Zhichun, GU Yingsong. Effect of wing on whirl flutter of propeller engine[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(11): 3351-3360. (in Chinese)
- [6] FAVIER D, MARESCA C, FRATELLO G. Experimental and numerical study of the propeller/fixed wing interaction[J]. Journal of Aircraft, 1991, 28(6): 365-373.
- [7] THOM A, DURAISAMY K. Computational investigation of unsteadiness in propeller wake-wing interactions[J]. Journal of Aircraft, 2013, 50(3): 985-988.
- [8] COLE J A, KREBS T, BARCELOS D, et al. Influence of propeller location, diameter, and rotation direction on aerodynamic efficiency[J]. Journal of Aircraft, 2021, 58(1): 63-71.
- [9] WANG H, GAN W, LI D. An investigation of the aerodynamic performance for a propeller-aided lift-enhancing double wing configuration[J]. Aerospace Science and Technology, 2020, 105: 105991.1-105991.14.
- [10] 薛臣,周洲,范中允,等.螺旋桨/机翼耦合下的目标螺旋桨滑流设计[J].航空动力学报,2021,36(1): 104-118.
XUE Chen, ZHOU Zhou, FAN Zhongyun, et al. Design of target propeller slipstream under propeller-wing interaction[J]. Journal of Aerospace Power, 2021, 36(1): 104-118. (in Chinese)
- [11] 乔宇航,马东立,李陟.螺旋桨/机翼相互干扰的非定常数值模拟[J].航空动力学报,2015,30(6): 1366-1373.
QIAO Yuhang, MA Dongli, LI Zhi. Unsteady numerical simulation of propeller/wing interaction[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(6): 1366-1373. (in Chinese)
- [12] 赵帅,段卓毅,李杰,等.螺旋桨旋转方向对飞机俯仰力矩特性对影响[J].航空学报,2020,41(8): 123619.1-123619.10.
ZHAO Shuai, DUAN Zhuoyi, LI Jie, et al. Effects of propeller rotation direction on pitching moment characteristics of aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(8): 123619.1-123619.10. (in Chinese)
- [13] 陈波,缪涛,马率,等.螺旋桨飞机俯仰力矩特性改进方法[J].航空学报,2019,40(4): 622341.1-622341.12.
CHEN Bo, MIU Tao, MA Shuai, et al. Methods for improving pitching moment characteristics of a propeller aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(4): 622341.1-622341.12.

12. (in Chinese)
- [14] 闫文成, 金华, 姜裕标, 等. 滑流对飞机俯仰静稳定裕量影响及平尾优化研究[J]. *实验流体力学*, 2021, 35(5): 75-80.
YAN Wencheng, JIN Hua, JIANG Yubiao, et al. Propeller slipstream effect on static margin of airplane and optimization of horizontal tail[J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2021, 35(5): 75-80. (in Chinese)
- [15] PATTERSON M D, GERMAN B J. Wing aerodynamic analysis incorporating one-way interaction with distributed propellers[R]. AIAA-2014-2852, 2014.
- [16] 黄俊. 分布式电推进飞机设计技术综述[J]. *航空学报*, 2021, 42(3): 624037.1-624037.17.
HUANG Jun. Survey on design technology of distributed electric propulsion aircraft[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2021, 42(3): 624037.1-624037.17. (in Chinese)
- [17] 杨小川, 王运涛, 孟德虹, 等. 不同分布式螺旋桨转向组合下的机翼滑流效应研究[J]. *空气动力学学报*, 2019, 37(1): 89-98.
YANG Xiaochuan, WANG Yuntao, MENG Dehong, et al. Study on wing slipstream effects of distributed propellers with different rotating directions[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2019, 37(1): 89-98. (in Chinese)
- [18] 饶崇, 张铁军, 魏闯, 等. 一种分布式电动飞机螺旋桨滑流影响机理[J]. *航空学报*, 2021, 42(增刊1): 726387.1-726387.11.
RAO Chong, ZHANG Tiejun, WEI Chuang, et al. Influence mechanism of propeller slipstream on wing of a distributed electric aircraft scheme[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2021, 42 (Suppl.1): 726387.1-726387.11. (in Chinese)
- [19] PATTERSON M D, DERLAGA J M, BORER N K. High-lift propeller system configuration selection for NASA's SCEPTOR distributed electric propulsion flight demonstrator[R]. AIAA-2016-3922, 2016.
- [20] BORER N K, DERLAGA J M, DEERE K A, et al. Comparison of aero-propulsive performance predictions for distributed propulsion configurations[R]. AIAA-2017-0209, 2017.
- [21] MENG Yang, AN Chao, XIE Changchuan, et al. Conceptual design and flight test of two wingtip-docked multi-body aircraft[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2022, 35(12): 144-155.

(编辑: 张 雪)