

文章编号:1674-8190(2018)04-577-08

低雷诺数螺旋桨滑流对机翼气动特性的影响研究

孙凯军,包晓翔,付义伟

(中国航空气动力技术研究院 彩虹无人机科技有限公司,北京 100074)

摘要: 深入研究低雷诺数滑流对机翼的影响,能够推进临近空间低速流动机理性研究,提供可靠的气动参数。参考某太阳能无人机,建立单螺旋桨计算模型,采用两叶螺旋桨,通过ICEM网格软件生成具有两个计算域的高质量结构网格,应用滑移网格边界条件,对模型进行数值模拟;分析低雷诺数螺旋桨滑流的发展和机翼在滑流作用下的非定常气动特性,研究不同螺旋桨位置对机翼气动特性的影响,计算结果表明螺旋桨滑流会很大程度地改变机翼表面压力分布和沿翼展的升力分布,对机翼升阻特性有显著影响,同时螺旋桨滑流可以抑制机翼表面层流分离泡的产生。

关键词: 低雷诺数;螺旋桨滑流;滑移网格;N-S方程;非定常数值模拟;层流分离泡

中图分类号: V211.3

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2018.04.016

Low Reynolds Number Propeller Slipstream Interference with Wing Aerodynamic Characteristics

Sun Kaijun, Bao Xiaoxiang, Fu Yiwei

(Cai Hong Unmanned Aerial Vehicle Technology Co., Ltd., China Academy of Aerospace Aerodynamics, Beijing 100074, China)

Abstract: Detailed research for wing aerodynamic characteristics of propeller slipstream at low Reynolds number could contribute the mechanism study of low speed near space flow, and provide reliable aerodynamic results. The geometric model of single propeller with two-bladed is referred to a solar-powered UAV. High-quality structured grid is generated by ICEM software with two computational domains. Also, the grid application compatible boundary conditions employ sliding mesh method. The development of propeller slipstream and unsteady aerodynamic characteristics of wing at low Reynolds number propeller slipstream are analyzed. Furthermore, the wing aerodynamic characteristics at different propeller positions are studied. The results indicate that the propeller slipstream can significant change the distribution of the surface pressure of the wing and the lift distribution along wingspan and affect the lift and drag characteristics of the wing. Meanwhile, the laminar separation bubble may be considerable restrained by the propeller slipstream.

Key words: low Reynolds number; propeller slipstream; sliding mesh; Navier-Stokes equations; unsteady CFD simulations; laminar separation bubble

0 引言

随着科学理论、工程设计与制造技术的不断发展,超长的滞空能力成为现代无人机发展的一个重

要方向,此类飞行器以太阳能无人机为典型代表,其在总体上的首要设计目标是提高飞行器的巡航高度及实现飞行器的超长滞空目标,并以这两项性能为基础,实现包括侦察、通信、科研、预警等在内的诸多军用、民用用途。螺旋桨推进系统^[1]由于其高效率、重量轻、高空稀薄空气条件下具备长期运行可靠等特点,作为太阳能无人机的主要推进装置。

收稿日期:2018-01-15; 修回日期:2018-03-06

通信作者:付义伟,9063821@qq.com

螺旋桨对飞机的干扰^[2-4]主要表现在螺旋桨滑流对机翼气动特性的影响,这种影响通常是非常显著的。从20世纪30年代开始,国外飞机设计师就开始了理论与试验研究,R. J. Kind等^[5-8]采用风洞试验研究不同螺旋桨转速对低雷诺数机翼气动特性的影响,通过流场显示技术观测机翼表面转捩的情况。国内,龚晓亮等^[9]、夏贞锋等^[10]和白方兵^[11]采用激励盘理论、多参考系方法对螺旋桨滑流进行数值模拟。目前,风洞试验方法成本高、试验周期长,而激励盘理论、多参考系方法是定常方法,很难准确地捕捉复杂桨尖涡等流动现象。

太阳能无人机具有大展弦比的平直机翼,在机翼前缘放置多个螺旋桨。本文从太阳能无人机中截取出一部分机翼,采用滑移网格非定常方法研究低雷诺数螺旋桨对机翼气动特性的影响,主要包括螺旋桨位置影响和滑流对机翼表面流动分离特性的影响。

1 控制方程和数值方法

积分形式的三维雷诺平均 N-S 方程可以写成如下守恒形式:

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_V \mathbf{Q} dV + \oint_{\partial V} (\mathbf{F}_c - \mathbf{F}_v) \cdot \mathbf{n} dS = 0 \quad (1)$$

式中: $\mathbf{Q} = [\rho, \rho u, \rho v, \rho w, \rho e]^T$ 为守恒变量; ∂V 为某一固定区域 V 的边界; \mathbf{n} 为边界的外法向矢量; \mathbf{F}_c 为对流矢通量, \mathbf{F}_v 为粘性矢通量。

采用有限体积法求解上述控制方程,时间推进采用 LU-SGS 隐式格式。本文采用转捩计算,转捩预测方法采用 $\gamma-Re_{\theta}$ 转捩模型^[12]。物面边界条件采用无滑移绝热壁面条件。

2 数值模拟验证

2.1 滑移网格技术

滑移网格^[13]是在动参考系模型和混合面法的基础上发展起来的,通常用于风车、转子、螺旋桨等运动的仿真研究,是模拟多运动参考系最精确的方法,也是计算量最大的方法。

滑移网格可以实现网格的平移运动和旋转运动。滑移网格可以计算有相对运动的多个计算区域,每两个计算域之间的交界面必须保证相对运动

能顺利进行。各区域网格之间的交界面进行信息传递,从而实现非定常计算。滑动网格不仅可以计算旋转和静止区域共存问题,还可以计算以不同角速度共轴旋转区域问题以及不同平移速度的滑块问题等。如果模拟单个螺旋桨滑流对机翼气动特性的影响,首先将计算域划分为两个部分:一个为包围螺旋桨的旋转运动区域,另一个为包围机翼的静止区域。交界面以螺旋桨转轴中心对称,将旋转部分的非定常信息传递到静止区域。

网格区域之间沿交界面做相对运动。滑动网格模型允许相邻网格间发生相对运动,而且网格界面上的节点无需对齐,即网格交界面是非正则的。在使用滑动网格模型时,计算网格界面上的通量需要考虑到相邻网格间的相对运动以及由运动形成的重叠区域的变化过程。

2.2 算例验证

采用滑移网格技术对某太阳能无人机低雷诺数螺旋桨^[14]进行数值模拟研究,外形如图1(a)所示,螺旋桨表面网格如图1(b)所示,网格单元数量约为550万。算例一:螺旋桨飞行高度 $H = 10$ km,来流速度 $V = 14$ m/s,设计点雷诺数 $Re = 2.6 \times 10^5$ 。算例二:螺旋桨飞行高度 $H = 15$ km,来流速度 $V = 20$ m/s,设计点雷诺数 $Re = 1.8 \times 10^5$ 。螺旋桨地面试验通过采用某高速水动力实验室的高精度拖车试验台来完成。计算结果与试验结果对比如图2~图3所示。

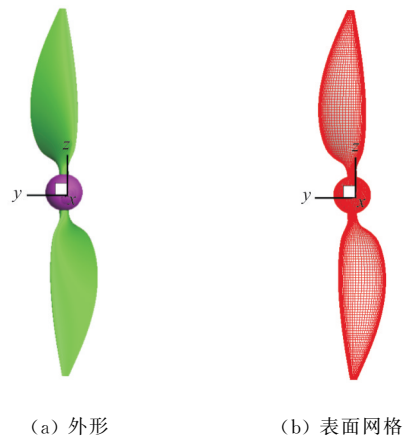
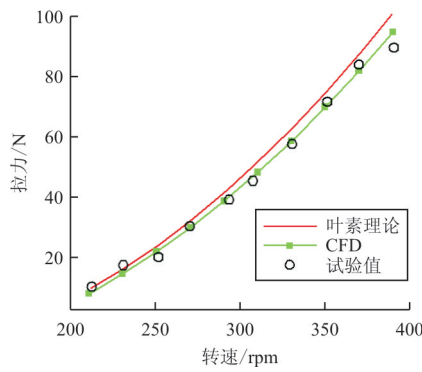
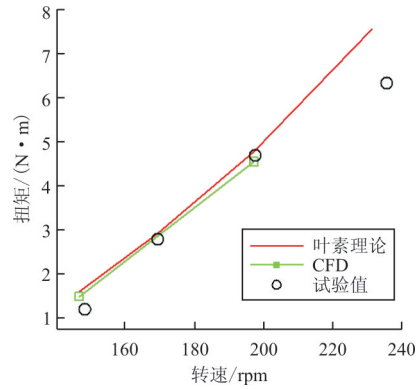


图1 外形及网格示意图

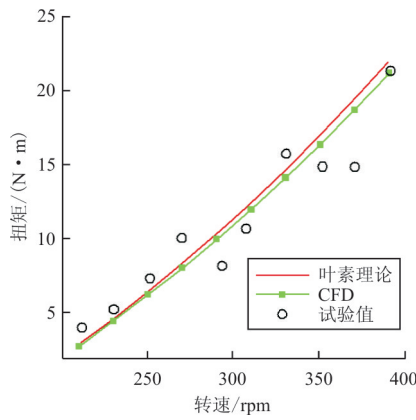
Fig. 1 Geometry and grid



(a) 拉力随转速变化关系



(b) 扭矩随转速变化关系



(b) 扭矩随转速变化关系

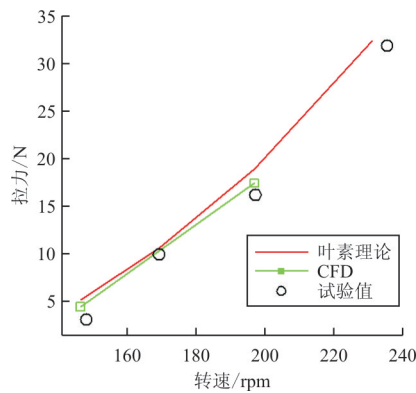
图 3 $H=15\text{ km}$ 螺旋桨计算与试验对比

Fig. 3 Comparison of numerical simulation and test at $H=15\text{ km}$

从图 2~图 3 可以看出:滑移网格方法计算得到的拉力与扭矩结果与地面试验结果对比吻合很好。

以上算例验证表明本文采用的滑移网格技术计算结果合理可信,可以用来模拟低雷诺数螺旋桨的真实气体效应。

图 2 $H=10\text{ km}$ 螺旋桨计算与试验对比
Fig. 2 Comparison of numerical simulation and test at $H=10\text{ km}$



(a) 拉力随转速变化关系

3 滑流效应计算结果与分析

3.1 计算模型

参考太阳能无人机的特性,建立大展弦比机翼模型,机翼翼型选择 FX63-137。螺旋桨外形如图 1 所示,桨径 2 m,是高空低雷诺数螺旋桨,设计雷诺数约为 12 万,远低于常规桨叶雷诺数。螺旋桨初始位置距机翼前缘 1.1 m,垂直安装距离为 -0.12 m,无安装角。文中采用的模型参数如下:机翼弦长为 2.6 m,机翼展长为 10 m,机翼安装角为 4° ,螺旋桨个数为 1,螺旋桨位置为机翼 50% 展长。

模型示意图如图 4 所示,螺旋桨的旋转方向为顺时针方向。

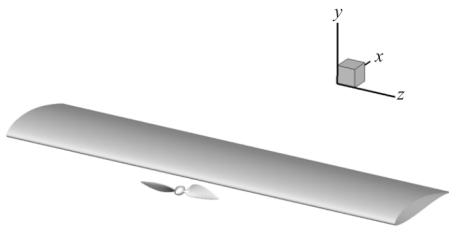


图4 单个螺旋桨机翼模型

Fig. 4 Wing model with a single propeller

3.2 网格划分

本文采用多块结构化网格,物面附近采用O型网格,远离物面采用H型网格。物面附近附面层内的O型网格用来保证物面的正交性和网格密度。本文网格通过ICEM商用网格软件生成,网格示意图如图5所示。

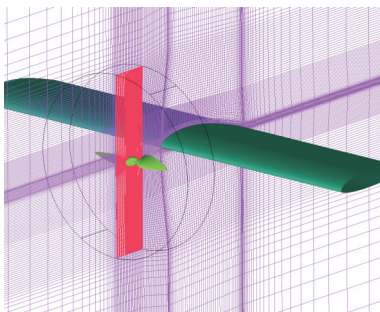


图5 网格示意图

Fig. 5 Schematic diagram of Grid

从图5可以看出:计算域分为两个,螺旋桨外部圆盘区域为旋转计算域,其余部分为静止计算域。圆盘旋转轴与螺旋桨旋转轴保持一致,从而保证网格滑移的顺利进行。

在网格生成中,模型表面曲率较大的部位进行网格加密,在螺旋桨计算域及螺旋桨后面的圆柱形滑流区域布置非常小的网格单元,来计算滑流对机翼的影响,并且在机翼和螺旋桨表面各布置33层附面层网格进行粘性计算。

3.3 计算状态

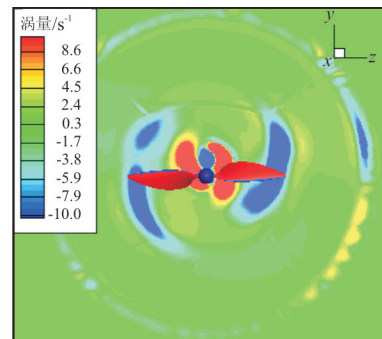
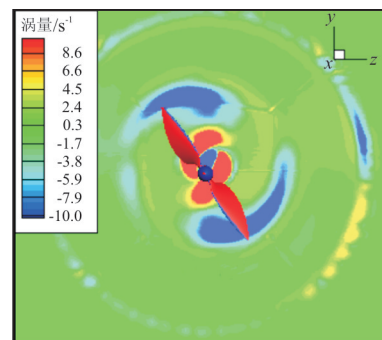
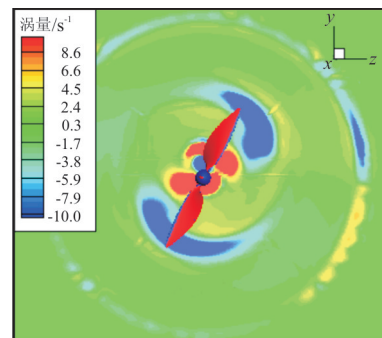
假定初始螺旋桨位置 $(0,0,0)$,则选取 x 轴方向三个螺旋桨位置 $(-200,0,0)$, $(0,0,0)$, $(200,0,0)$;选取 y 轴方向三个螺旋桨位置 $(0,-200,0)$, $(0,0,0)$, $(0,200,0)$ 。上述螺旋桨位置,单位为mm。

计算状态: $H=20\text{ km}$, $V=30\text{ m/s}$, $\alpha=0^\circ$, $\beta=0^\circ$,螺旋桨转速 $n=1\ 300\text{ rpm}$ 。

基本参数:平均气动弦长 $b_A=2.6\text{ m}$,参考面积 $S=26\text{ m}^2$,翼展 $l=10\text{ m}$ 。

3.4 数值结果与分析

本文计算螺旋桨转速为 $1\ 300\text{ r/min}$,采用滑移网格进行非定常数值模拟,螺旋桨(螺旋桨在原始位置)旋转 0° 、 60° 、 120° 和 180° 时的机翼前缘涡量如图6(a)所示,螺旋桨旋转 150° 时机翼涡量分布如图6(b)所示,可以看出:涡量随桨叶旋转角度的不同而变化,而且涡量在桨叶后方呈螺旋形分布。

(a1) $\theta=0$ (a2) $\theta=60^\circ$ (a3) $\theta=120^\circ$

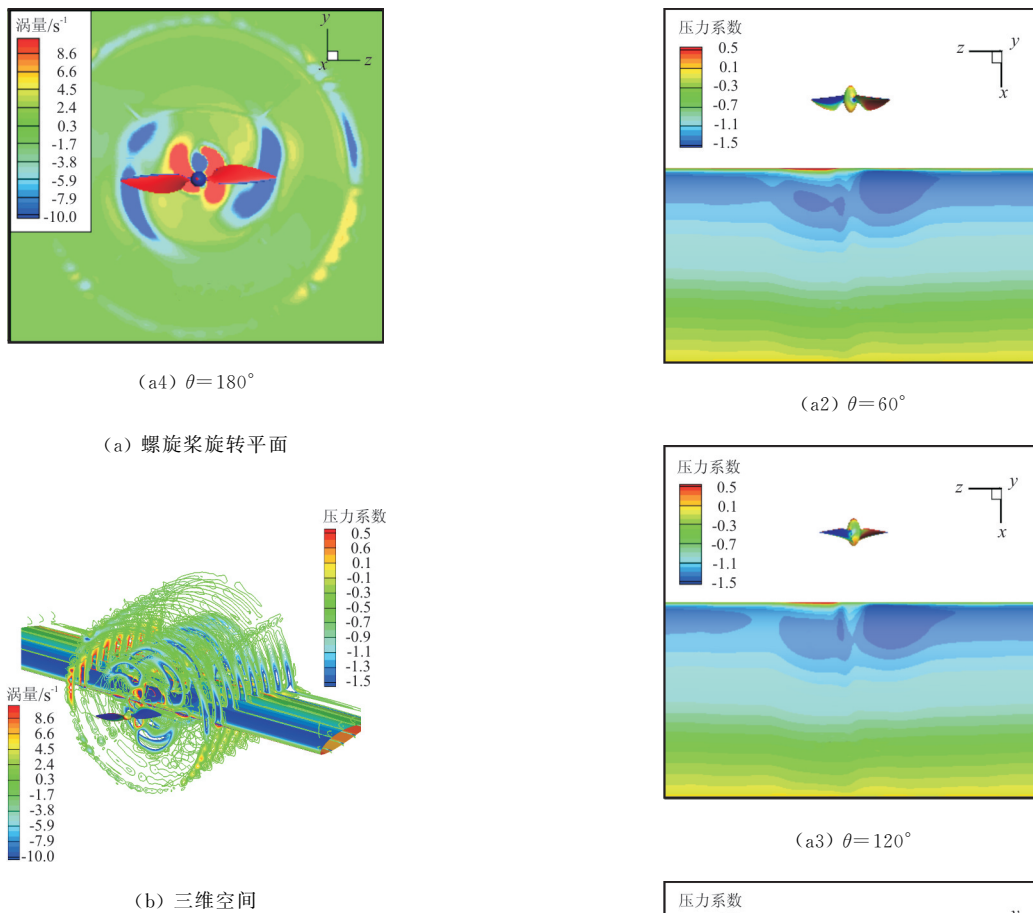
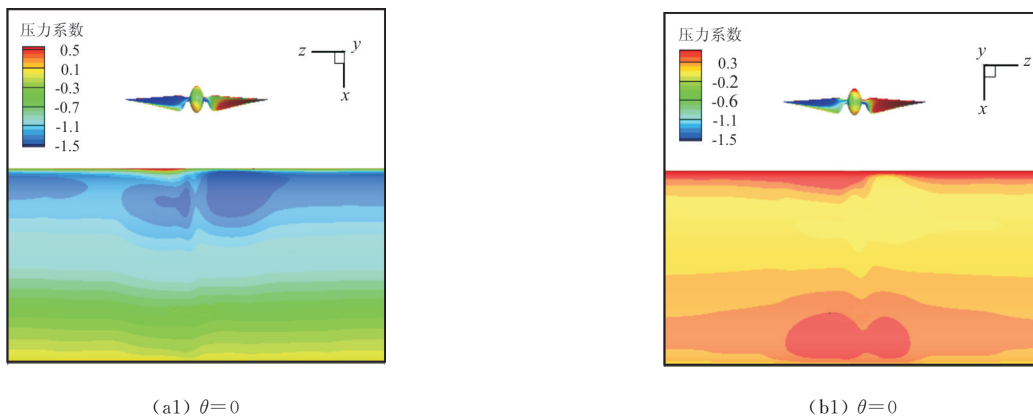


图 6 螺旋桨旋转不同角度时涡量分布图

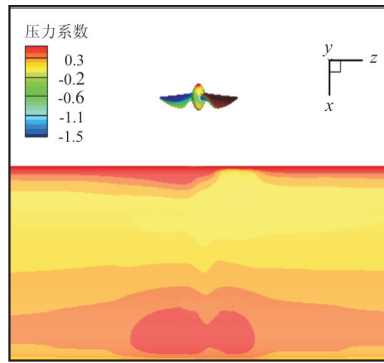
Fig. 6 Vorticity distribution of propeller at different angles

螺旋桨(螺旋桨在原始位置)旋转 0° 、 60° 、 120° 和 180° 时的机翼上下表面压力分布图如图 7 所示, 可以看出:螺旋桨旋转不同角度时,滑流效应达到机翼时造成的压力分布变化也是不同的。

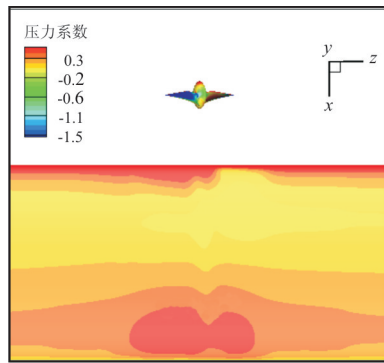
螺旋桨 x 方向位置对机翼气动特性的影响结果如表 1 所示,螺旋桨 y 方向位置对机翼气动特性的影响如表 2 所示。



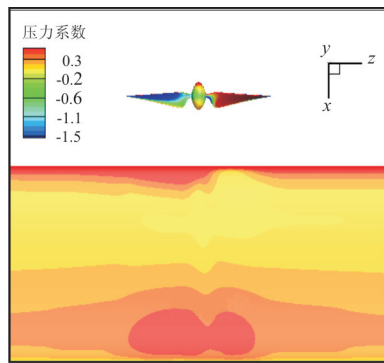
(a) 机翼上表面



(b2) $\theta=60^\circ$



(b3) $\theta=120^\circ$



(b4) $\theta=180^\circ$

(b) 机翼下表面

图 7 螺旋桨旋转不同角度时压力分布图

Fig. 7 Pressure distribution of wing at different angles

表 1 螺旋桨 x 方向不同位置滑流结果

Table 1 The results of propeller slipstream with different locations at x -direction

螺旋桨位置	C_L	C_D	K	$\Delta C_L/\%$	$\Delta C_D/\%$
无螺旋桨	1.134 00	0.017 92	63.28	0.000	0.000
$x=-200$ mm	1.186 23	0.021 61	54.88	4.606	20.603
$x=0$ mm	1.186 31	0.022 49	52.75	4.613	25.495
$x=200$ mm	1.188 93	0.023 97	49.60	4.844	33.751

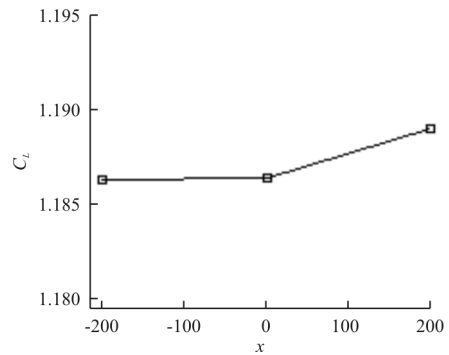
表 2 螺旋桨 y 方向不同位置滑流结果

Table 2 The results of propeller slipstream with different locations at y -direction

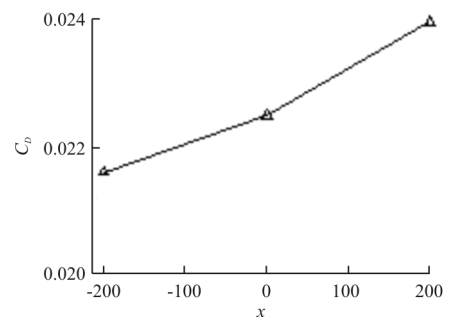
螺旋桨位置	C_L	C_D	K	$\Delta C_L/\%$	$\Delta C_D/\%$
无螺旋桨	1.134 00	0.017 92	63.28	0.000	0.000
$y=-200$ mm	1.179 45	0.023 13	50.99	4.008	29.072
$y=0$ mm	1.186 31	0.022 49	52.75	4.613	25.495
$y=200$ mm	1.193 18	0.022 15	53.86	5.218	23.605

从表 1~表 2 可以看出:螺旋桨滑流情况下升力系数有较小的提升,阻力系数增加较大,升阻比下降明显。

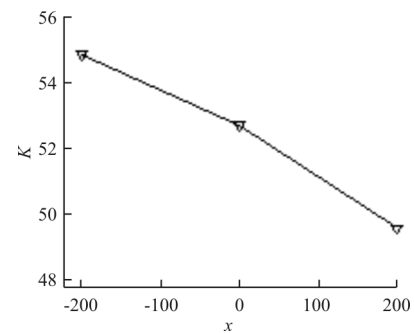
螺旋桨 x 方向位置对机翼气动特性的影响如图 8(a)所示,螺旋桨 y 方向位置对机翼气动特性的影响如图 8(b)所示。



(a1) 升力系数



(a2) 阻力系数



(a3) 升阻比

(a) x 轴

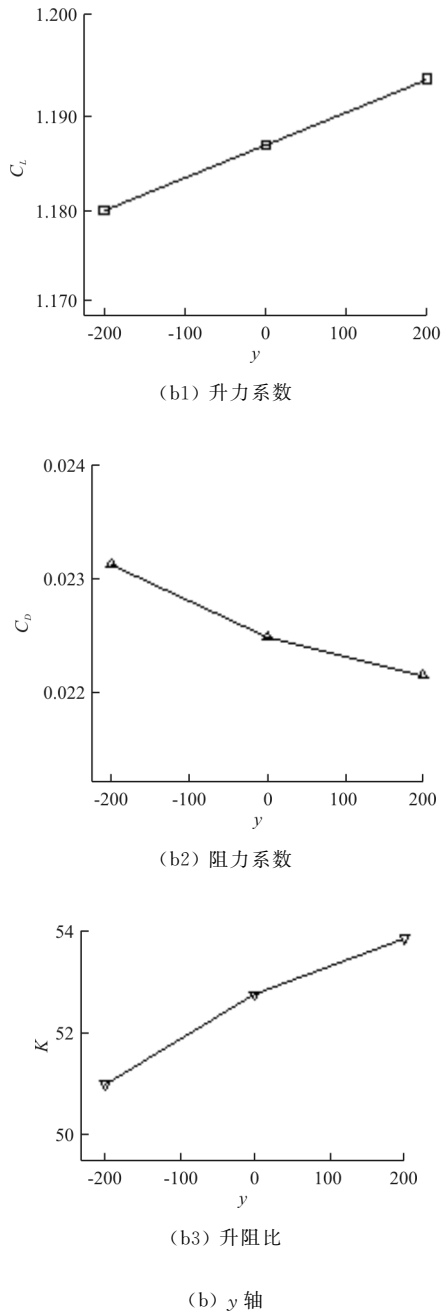


图 8 螺旋桨距机翼前缘的位置变化对气动特性的影响

Fig. 8 Wing aerodynamic characteristics at different locations of propeller

从 8(a)可以看出:随着螺旋桨距机翼前缘越近,升力系数逐渐增加,但是增量较小,同时阻力系数增加较大,总体升阻比下降明显。螺旋桨距机翼前缘越近,螺旋桨滑流效应增强,同时螺旋桨与机翼的干扰也越大,导致阻力系数增加明显,升阻比下降。

从 8(b)可以看出:随着螺旋桨位置往上移动,

升力系数逐渐增大,阻力系数逐渐减小,总体升阻比明显增加。随着螺旋桨位置往上移动,机翼上表面的滑流加速效果增强,导致机翼上下表面的压力差增大,从而提高了升力系数,而且螺旋桨位置上移会减少桨叶与机翼之间的干扰,从而减少阻力系数,升阻比增大。

从表 1 和表 2 可以看出:有螺旋桨滑流以后整体升阻比都是下降的,因为螺旋桨滑流虽然有增升效果,但是阻力系数增加的更多,总体升阻比下降。

层流分离泡^[15]是翼型低雷诺数流动中广泛存在的现象。低雷诺数情况下层流边界层在逆压梯度的作用下产生分离离开物面,层流流动在空间发生转换演化成为湍流,将外层高能量的气流引入边界层从而产生再附,形成层流分离泡,如图 9 所示。由于层流分离泡的存在造成光滑机翼低雷诺数气动特性急剧变坏,升力系数快速下降,阻力系数迅速增大,最大升阻比急剧下降。

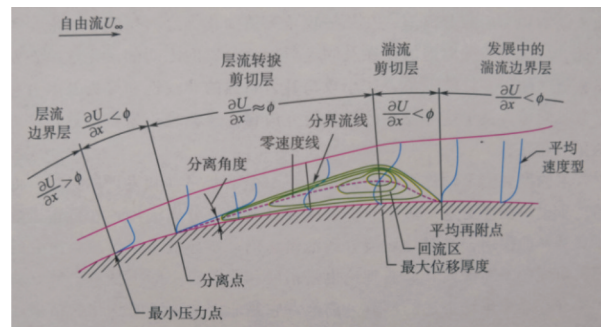
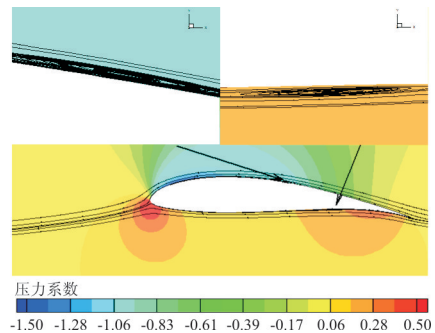


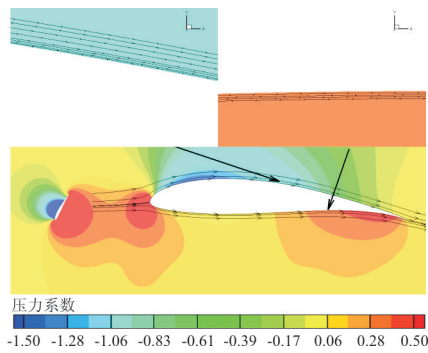
图 9 低雷诺数层流分离泡结构示意图

Fig. 9 Construction of laminar separation bubble at low Reynolds number

本文机翼表面雷诺数为 4.8×10^5 , 雷诺数较低,有无螺旋桨滑流状态下机翼表面流线图如图 10 所示。



(a) 单独机翼无螺旋桨滑流



(b) 机翼带螺旋桨滑流

图10 有无螺旋桨滑流状态下机翼表面流线图

Fig. 10 Streamline on wing surface with or without propeller slipstream

从图10(a)可以看出:在翼型上表面中段和下表面后段出现层流分离泡。但是,从图10(b)可以看出:机翼表面层流分离泡消失了,说明螺旋桨滑流可以抑制层流分离泡的产生。

4 结 论

(1) 螺旋桨直径范围内,滑流会很大程度地改变机翼表面压力分布和沿翼展的升力分布,并且螺旋桨距机翼前缘的相对位置有很大关系。

(2) 在螺旋桨滑流影响下,机翼升力系数、阻力系数会有明显增加,并且阻力系数增加更明显,总体升阻比下降。随着螺旋桨位置距机翼前缘越近(x 正方向),升力系数增加很小,阻力系数逐渐增加,总的升阻比逐渐减小。随着螺旋桨位置往上移动(y 正方向),升力系数逐渐增大,阻力系数逐渐减小,总体升阻比逐渐增加。

(3) 雷诺数较低的情况下,机翼表面会产生层流分离泡,而螺旋桨滑流可以抑制机翼表面层流分离泡的产生。

参考文献

- [1] 刘沛清. 空气螺旋桨理论及其应用[M]. 北京:北京航空航天大学出版社, 2006.
Liu Peiqing. Theory and application of air propeller[M]. Beijing: Beihang University Press, 2006. (in Chinese)
- [2] Arena A V, Mueller T J. Laminar separation, transition, and turbulent reattachment near the leading edge of airfoils[J]. AIAA Journal, 1980, 18(7): 747-753.
- [3] Witkowski D P, Lee A K H, Sullivan J P. Aerodynamic interaction between propellers and wings[J]. Journal of Aircraft, 1989, 26(9): 829-836.
- [4] Bakhitan N M, Babinsky H, Thomas A L R, et al. The low reynolds number aerodynamics of leading edge flaps[C] // The 45th AIAA Aerospace Science Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, 8-11 January 2007.
- [5] Thompson G, Bruinjtjes R T, Brown B G. Inter comparison of in-flight icing algorithms[J]. Weather and Forecasting, 1997, 12: 878-889.
- [6] Kind R J, Potapczuk M G. Experimental and computational simulation of in-flight icing phenomena[J]. Progress in Aerospace Science, 1998, 34: 275-345.
- [7] Renooij M, Slinger land R. Propeller slipstream and wing-fuselage interference effects on three-axis stability and control[R]. AIAA-2004-0214, 2004.
- [8] Fumiyasu Makino. Propeller slipstream interference with wing aerodynamic characteristics of mars airplane at low reynolds number[J]. AIAA-2014-0744, 2014.
- [9] 龚晓亮, 杨永, 夏贞锋. 螺旋桨滑流与机翼气动干扰数值模拟研究[J]. 航空计算技术, 2012, 32(1): 76-79.
Gong Xiaoliang, Yang Yong, Xia Zhenfeng. Unsteady simulation method and actuator disk theory in numerical simulations of propeller's interference on wing[J]. Aeronautical Computing Technique, 2012, 32(1): 76-79. (in Chinese)
- [10] 夏贞锋, 罗淞, 杨永. 基于激励盘理论的螺旋桨滑流数值模拟研究[J]. 空气动力学报, 2012, 30(2): 0258-1825.
Xia Zhenfeng, Luo Song, Yang Yong. Numerical simulation of propeller slipstream flows using actuator disk theory[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2012, 30(2): 0258-1825. (in Chinese)
- [11] 白方兵. 螺旋桨/机翼气动干扰的数值模拟研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2014.
Bai Fangbing. Numerical study on aerodynamic interaction of propeller and wing[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014. (in Chinese)
- [12] Menter F R, Langtry R B, Likki S R, et al. A correlation-based transition model using local variables-Part I: Model formulation[J]. ASME Journal of Turbo-machinery, 2006, 128(3): 413-422.
- [13] 程晓亮, 李杰. 螺旋桨滑流对机翼气动特性影响的方法研究[J]. 科学技术与工程, 2011, 11(14): 3229-3235.
Cheng Xiaoliang, Li Jie. Unsteady computational method for the propeller/wing interaction[J]. Science Technology and Engineering, 2011, 11(14): 3229-3235. (in Chinese)
- [14] Catalano F M. On the effects of an installed propeller slipstream on wing aerodynamic characteristics[J]. Acta Polytechnica, 2004, 44(3): 8-14.

50-54. (in Chinese)

- [8] 索双富, 邢敏杰, 薛庆, 等. W形金属密封环轴向刚度影响因素研究[J]. 润滑与密封, 2016, 41(2): 15-17.
Suo Shuangfu, Xing Minjie, Xue Qing, et al. Research on effect factors of axial stiffness of metallic W-ring[J]. Lubrication and Sealing, 2016, 41(2): 15-17. (in Chinese)
- [9] 崔晓杰. 金属密封技术的研究进展及密封机理分析[J]. 石油机械, 2011, 39(增刊1): 102-105, 108.
Cui Xiaojie. Metal sealing technology research progress and sealing mechanism analysis[J]. China Petroleum Machinery, 2011, 39(S1): 102-105, 108. (in Chinese)

(上接第 584 页)

- [15] 李锋, 白鹏. 飞行器低雷诺数空气动力学[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2017.
Li Feng, Bai Peng. Aerodynamics of aircraft at low Reynolds number [M]. Beijing: China Astronautic Publishing House, 2017. (in Chinese)

作者简介:

孙凯军(1986—),男,硕士,工程师。主要研究方向:飞行器气

作者简介:

陈京名(1991—),男,硕士研究生。主要研究方向:航空密封与润滑。

王云(1966—),男,博士,教授。主要研究方向:宇航推进理论。

李齐飞(1988—),男,硕士,高级工程师。主要研究方向:航空发动机密封设计、试验。

力宁(1967—),男,硕士,高级工程师。主要研究方向:航空发动机密封设计、试验。

(编辑:马文静)

作者简介:

(编辑:赵毓梅)

(上接第 602 页)

- [11] Alemi-Ardakani M, Milani A S, Yannacopoulos S. A rapid approach for predication and discrete lay-up optimization of glass fiber/polypropylene composite laminates under impact [J]. International Journal of Impact Engineering, 2015 (84): 134-144.
- [12] 黄博生, 商和财, 彭亚萍. 碳/玻混杂纤维的混杂效应及其受力性能研究[J]. 高科技纤维与应用, 2005, 30(6): 39-41.
Huang Bosheng, Shang Hecai, Peng Yaping. Study on the hybrid effect of fibers and the load-carrying capacity of concrete component wrapped with HFRP[J]. Hi-Tech Fiber & Application, 2005, 30(6): 39-41. (in Chinese)
- [13] Reddy P R S, Reddy T S, Madhu V, et al. Behavior of E-glass composite laminates under ballistic impact[J]. Materials and Design, 2015, 84: 79-86.
- [14] Jia Xin, Huang Zhengxiang, Zu Xudong, et al. Effect of mesoscale and multiscale modeling on the performance of

动布局设计、螺旋桨设计。

包晓翔(1990—),男,硕士,工程师。主要研究方向:飞行器气动布局设计。

付义伟(1980—),男,硕士,高级工程师。主要研究方向:飞行器气动布局设计。

Kevlar woven fabric subjected to ballistic impact: a numerical study[J]. Applied Composite Materials, 2013, 20(6): 1195-1214.

作者简介:

陈战辉(1977—),男,博士研究生。主要研究方向:飞行器复合材料结构设计。

万小鹏(1962—),男,博士,教授,博导。主要研究方向:飞行器结构设计等。

王文智(1984—),男,博士,副教授。主要研究方向:复合材料结构设计等。

李沛城(1987—),男,博士研究生。主要研究方向:飞行器复合材料结构设计。

(编辑:马文静)

(上接第 610 页)

methods of composite scarf repair for primary-load bearing structures[J]. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 2016, 88: 27-38.

作者简介:

刘星(1990—),男,硕士,助教。主要研究方向:飞行器设计和结构的力学性能测试技术。

刘斌(1986—),男,博士,助理研究员。主要研究方向:复合

材料胶接及胶接修理。

卢智先(1959—),男,高级实验师。主要研究方向:材料力学性能试验技术、疲劳与断裂。

赵桐(1989—),男,硕士,工程师。主要研究方向:高能束流加工技术。

(编辑:赵毓梅)