

文章编号:1000-8055(2011)01-0148-06

螺旋桨非定常滑流数值模拟

许和勇, 叶正寅

(西北工业大学 航空学院 翼型叶栅空气动力学国防科技重点实验室, 西安 710072)

摘 要: 运用非结构动态嵌套网格技术,通过求解三维非定常 Euler 方程,对螺旋桨飞机的螺旋桨滑流进行了真实数值模拟. 动态嵌套网格方法通过建立运动区子域网格来模拟螺旋桨的旋转运动,静止的机身包含在静止区网格中,有效解决了螺旋桨滑流模拟中的相对运动问题. 采用双时间方法求解控制方程,在每一个物理时间步上运用经典四步 Runge-Kutta 方法进行迭代计算,得出非定常流场. 计算了螺旋桨飞机的螺旋桨拉力系数以及不同工况下的非定常流场,对滑流的影响进行了分析,并和相关实验数据进行了对比,结果比较一致.

关 键 词: 嵌套网格; 螺旋桨滑流; Euler 方程; 非定常流场; 数值模拟

中图分类号: V211

文献标识码: A

Numerical simulation of unsteady propeller slipstream

XU He-yong, YE Zheng-yin

(National Key Laboratory of Science and Technology on Aerodynamic Design and Research,
School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Numerical simulation of three-dimensional unsteady Euler equations was conducted to investigate the unsteady propeller slipstream based on the unstructured dynamic overset grids. The rotational movement of the propeller was simulated by establishing a rotational subzone, and the airframe was contained in the stationary subzone. The method of overset grids was suitable to simulation of relative movement between the propeller and airframe. The control equations were solved by using the dual-time method and standard explicit four-stage Runge-Kutta method. The unsteady flow fields of different flight conditions were calculated and the effect of propeller slipstream was analyzed. Some calculated results were compared with experimental data, showing good agreement with each other.

Key words: overset grids; propeller slipstream; Euler equations; unsteady flow; numerical simulation

在螺旋桨飞机设计中,预测螺旋桨滑流对飞机气动特性的影响一直是空气动力学研究中的难点之一,主要是由于高速旋转的螺旋桨后方的非定常气流异常复杂. 螺旋桨滑流与飞机的相互干扰对飞机的气动布局有很大影响,干扰影响中最主要的是螺旋桨滑流对其扫过的部件的影响,对于一般的螺旋桨飞机来讲主要体现在对机翼的影

响上.

随着计算技术和计算机水平的不断提高,计算流体动力学(CFD)得到了很大的发展,人们开始使用 CFD 的方法来对螺旋桨的滑流进行数值模拟,常用的方法是基于动量理论的作用盘/激励盘模型^[1-4],螺旋桨被近似为一个假想的无厚度作用盘(actuator disk),气流在流经该盘时,会产生

收稿日期:2009-11-30; 修订日期:2010-03-08

基金项目:博士后科学基金; 重点实验室基金(9140C42010210ZS51)

作者简介:许和勇(1980—),男,安徽肥东人,博士后,主要从事计算流体力学研究.

一个压强的跳跃. 该模型的优点是简单、计算量小, 但其缺点也是十分明显的: 不能考虑桨叶的几何参数与螺旋桨拉力间的关系, 无法提供螺旋桨上的细节问题, 也无法模拟螺旋桨的非定常效应.

为了能够真实模拟螺旋桨转动时的非定常效应, 本文基于非结构动态嵌套网格技术, 以非定常欧拉方程作为控制方程, 运用双时间推进方法, 对螺旋桨飞机非定常滑流进行了数值模拟.

1 计算模型和网格生成

计算采用的螺旋桨飞机模型由一个构型较为简单的机身和一个三桨叶的螺旋桨构成, 如图1所示. 为了准确描述螺旋桨飞机的复杂外形, 且方便生成计算网格, 本文采用了四面体非结构网格方法. 由于螺旋桨相对机身作高速旋转, 而机身静止不动, 所以本文采用动态嵌套网格方法来实现螺旋桨的旋转模拟, 将整体的非结构网格分成两个相互重叠的子域网格(如图2), 分别为包含螺

旋桨的运动区子域(如图3)和包含机身的静止区子域(如图4), 在动态嵌套过程中, 两个子域的网格之间始终保持一定的重叠区域, 该嵌套网格的具体实现方法可参考文献[5-6].

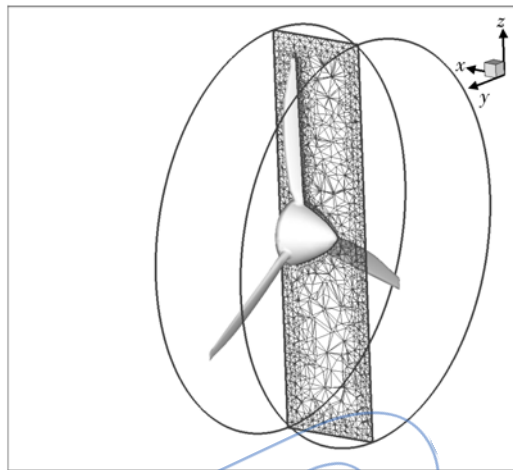


图3 运动区子域网格切片图

Fig. 3 Mesh slice of the rotational subzone

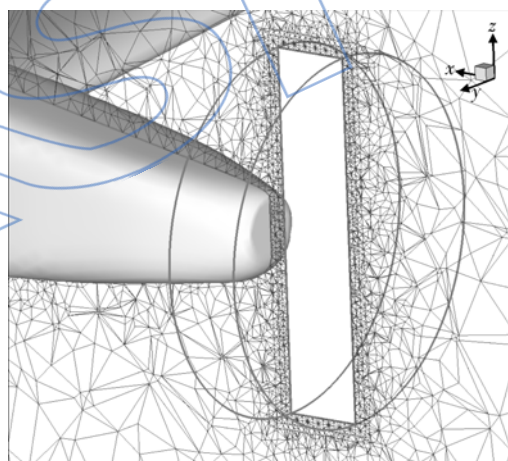


图4 静止区子域网格切片图

Fig. 4 Mesh slice of the stationary subzone

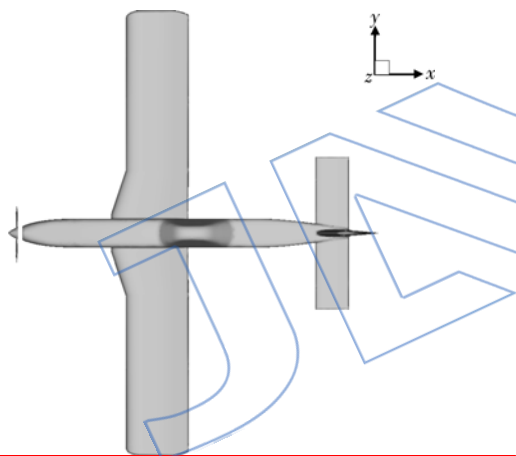


图1 计算模型图

Fig. 1 Configuration of the calculation model

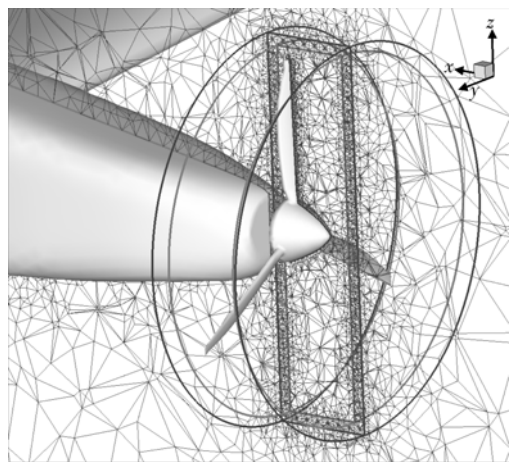


图2 嵌套子域网格切片重叠显示图

Fig. 2 Mesh slice of all subzones overlapping

2 数值求解方法

2.1 控制方程

本文采用有限体积法^[7]离散基于任意拉格朗日欧拉方法^[8](ALE)描述的三维可压缩非定常Euler方程. 在运动的网格单元上, 守恒型积分形式的Euler方程^[9]为

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

这里 $\mathbf{Q} = [\rho, \rho u, \rho v, \rho w, e_0]^T$, $\mathbf{F}(\mathbf{Q})$ 为无黏通量项. Ω 为控制体, $\partial\Omega$ 表示控制体单元的边界, dV 是体积微元, $\mathbf{n}$ 是控制体边界外法向单位向量, dS 是

面积微元; ρ, u, v, w, e_0 分别表示流体的密度、 x, y 和 z 轴方向的流体速度和单位质量流体的总能。

2.2 时间推进

采用双时间方法^[10-11]来对上述控制方程进行物理时间推进,使桨叶的位置与物理时间对应,在桨叶每一个方位角处采用隐式时间推进,具体如下:

$$\frac{d}{d\tau}(Q_i^{n+1}V_i^{n+1}) + R^*(Q_i^{n+1}) = 0 \quad (2)$$

$$R^*(Q_i^{n+1}) =$$

$$\frac{3Q_i^{n+1}V_i^{n+1} - 4Q_i^nV_i^n + Q_i^{n-1}V_i^{n-1}}{2\Delta t} + R(Q_i^{n+1}) \quad (3)$$

其中 τ 代表伪时间, V_i^n 为网格单元的体积, $R^*(Q_i^{n+1})$ 为非定常残值。

在每一个物理时间上,采用显式四步 Runge-Kutta 迭代格式^[12]

$$W^{(0)} = (W^*)^n$$

$$W^{(i)} = W^{(0)} - \alpha_i \Delta \tau R^*(W^{(i-1)}) \quad i = 1, 2, 3, 4$$

$$(W^*)^{n+1} = W^{(4)} \quad (4)$$

式中 α_i 是由满足稳定性要求得到的一组参数,本文分别取 $1/4, 1/3, 1/2$ 和 1 。

3 计算结果与分析

3.1 螺旋桨拉力系数的计算

定义拉力系数 T_c 如下:

$$T_c = T / \frac{1}{2} \rho v^2 s \quad (5)$$

式中 T 为螺旋桨产生的拉力, v 为来流速度, ρ 为空气密度, s 为机翼的面积。对桨尖马赫数为 $0.30, 0.49, 0.70, 0.76$ 的四个状态进行计算,来流速度均为 30 m/s ,迎角为 0° ,螺旋桨旋转方向的(时间)步长为 5° 。图5给出了计算结果与实验结果的对比情况。可见,相同桨尖马赫数下的计算值比实验值略微偏大,两者在整体趋势上吻合较好。

3.2 滑流影响的计算

为了对滑流影响进行对比分析,分别对两个状态进行计算:①对不带螺旋桨的单独机身进行计算,计算状态为:来流速度 $v=30 \text{ m/s}$,迎角 0° ;②对带螺旋桨的全机非定常流场进行计算,螺旋桨的桨尖马赫数为 0.49 ,其他状态同①。非定常计算时,螺旋桨旋转方向的(时间)步长为 5° 。

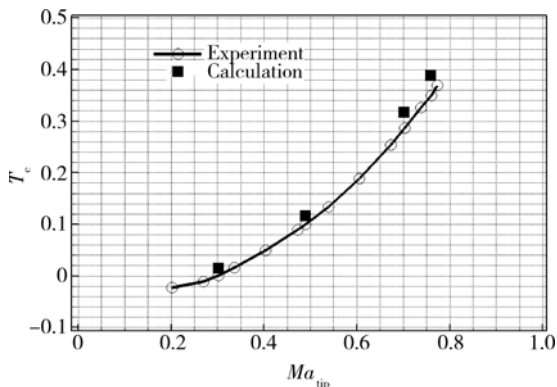


图5 螺旋桨拉力系数计算值和实验值对比

Fig. 5 Comparison of the thrust coefficients

图6(a)为机翼上的5个截面位置图,图6(b)~(f)给出了该5个截面上带桨和不带桨两种情况下的表面压力系数曲线的对比情况,其中带桨状态的压力系数曲线是时间平均值。可以发现:①由于螺旋桨滑流的加速气流效应,带桨状态下的机翼翼型剖面压力系数曲线所围的面积变大,亦即升力增加,螺旋桨的旋转除了提供飞机前进所需的拉力之外,还使得机翼的升力增大;②剖面3~剖面5之间的机翼为平直机翼,但对比图6(d)~(f)可以发现翼型剖面升力逐渐减小,体现了机翼流场的三维效应,即越靠近翼梢升力越小;③剖面1~剖面3之间的机翼升力受到螺旋桨滑流的影响较大,越靠近机身,受到滑流影响越大,剖面4以后的机翼升力受到滑流影响越来越小。

3.3 不同螺旋桨工况下的计算分析

分别对单独机身以及桨尖马赫数为 $0.49, 0.70, 0.76$ 三个带螺旋桨状态进行了计算,来流的速度均为 30 m/s ,迎角为 0° ,计算所得到的机身升力系数与实验测量值之间的对比情况如图7所示。可见,计算值比实验值略微偏大,机身的升力随着螺旋桨拉力系数的增加而增大,说明螺旋桨的拉力系数增加使得滑流速度增加,加快了机翼周围气流的速度,进而增大了机翼升力。

图8给出了不同螺旋桨拉力下的同一时刻表面无量纲压力云图,图8(a)为不带螺旋桨的定常状态,其表面压力分布基本对称;图8(b)~(d)存在螺旋桨的滑流影响,由于螺旋桨沿着逆时针方向(参考驾驶员的位置)旋转,滑流也带有逆时针旋转的趋势,使得左侧机翼的上表面压力大于右侧机翼,所以也使得飞机有向左旋转的滚转力矩;4张图中云图的最大和最小显示值相同,所以可以通过颜色深浅发现,螺旋桨的桨尖马赫数越大,

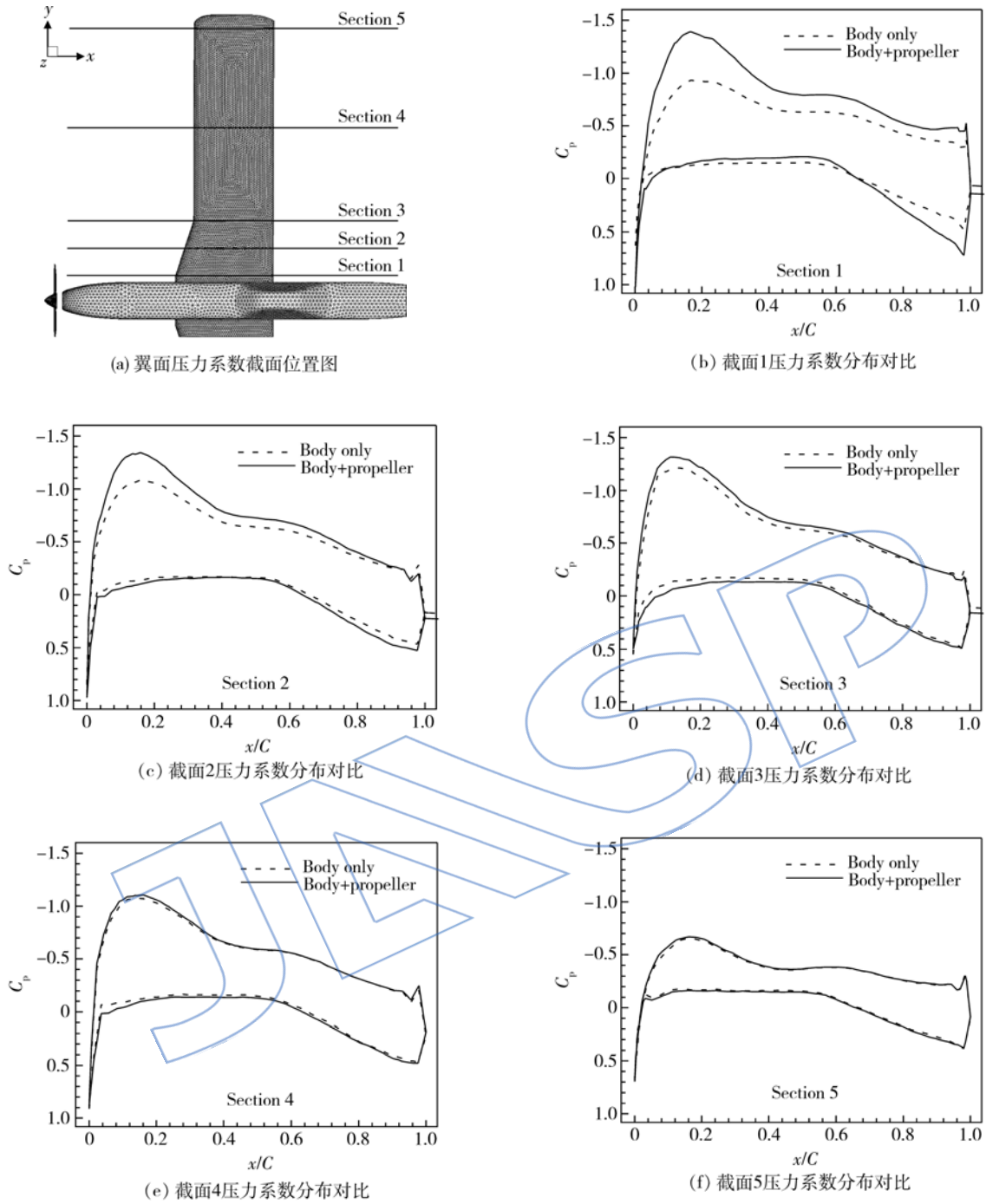


图 6 机翼截面压力系数分布对比情况

Fig. 6 Pressure coefficient distributions on different sections

滑流速度越大,在机翼上表面产生的低压区范围也越大。

图 9 给出了不同螺旋桨拉力下的同一时刻机身中垂面上水平无量纲速度分布云图,图 9(a)为不带螺旋桨的定常状态,图 9(b)~(d)中螺旋桨的桨尖马赫数依次增加。表 1 给出了云图速度值的极值对比情况,可以看出,滑流速度的极小值从 0.004 增大到 0.006,极大值从 0.124 增大到

0.176,均随着桨尖马赫数的增加而增大。

表 1 气流水平无量纲速度极值对比情况

Table 1 Comparison of the streamwise velocity values

	无桨状态	Ma_{tip}		
		0.49	0.7	0.76
速度极小值	0.006	0.004	0.005	0.006
速度极大值	0.110	0.124	0.165	0.176

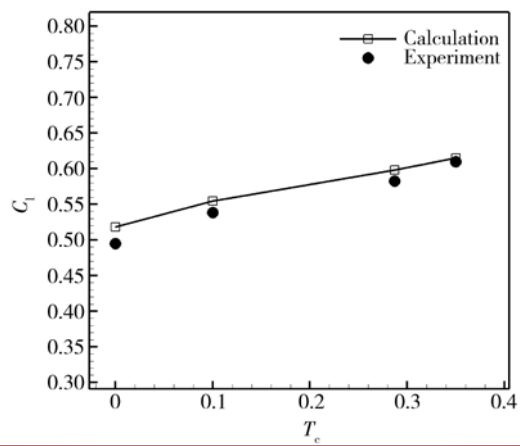
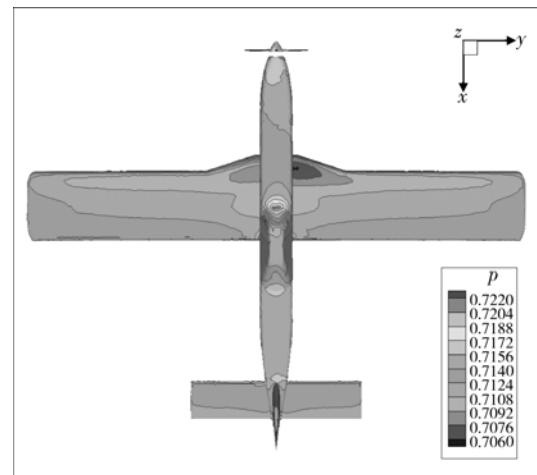
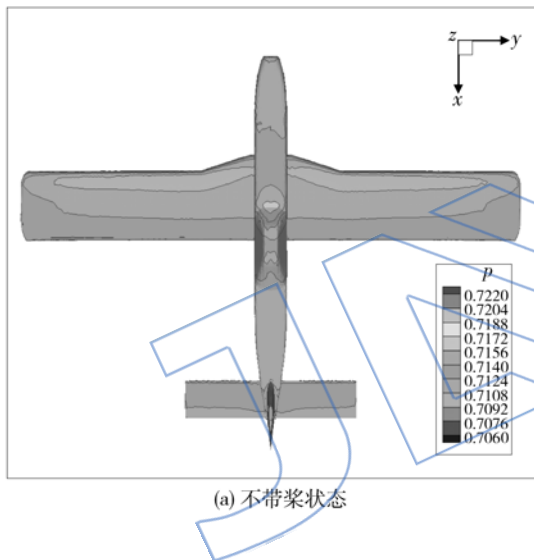


图7 飞机升力系数随螺旋桨拉力系数的变化曲线

Fig.7 Lift coefficient of the plane

(c) $Ma_{tip}=0.70$ 

(a) 不带桨状态

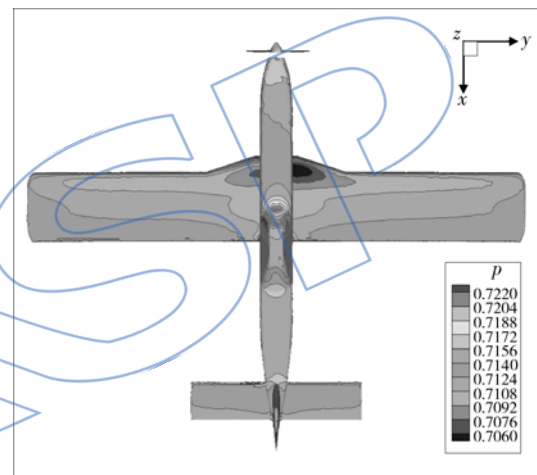
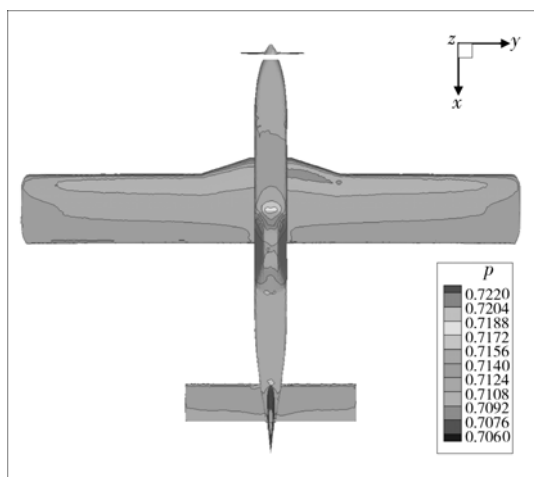
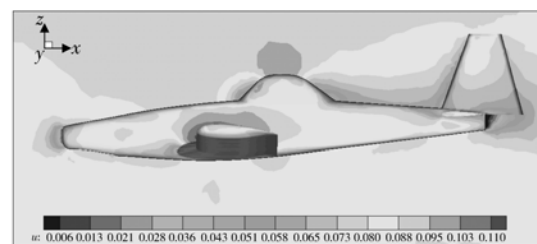
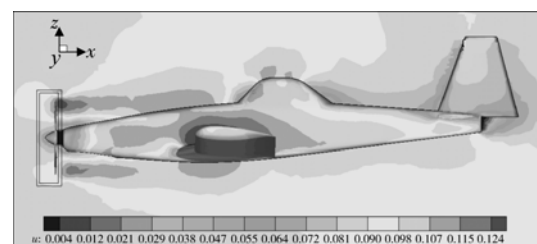
(d) $Ma_{tip}=0.76$

图8 不同螺旋桨拉力下的飞机表面无量纲压力云图

Fig.8 Pressure distributions of different cases

(b) $Ma_{tip}=0.49$ 

(a) 不带桨状态

(b) $Ma_{tip}=0.49$

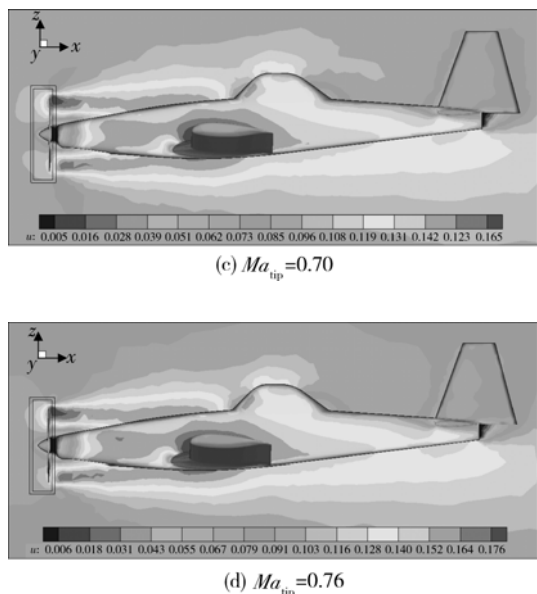


图9 机身中垂面上的水平方向无量纲速度云图

Fig. 9 Streamwise velocity contour of the symmetric plane

4 结 论

本文运用基于非结构网格的动态嵌套网格方法对螺旋桨滑流进行了数值模拟,得出以下结论:

1) 螺旋桨拉力系数随螺旋桨的转速增加而增大,当桨尖马赫数由 0.30 增加到 0.76 时,拉力系数由 0.02 增大至 0.39.

2) 相同的来流条件下,与不带螺旋桨时的状态相比,螺旋桨滑流使得机翼上的压力分布发生改变,机翼产生的升力更大一些.

3) 相同的来流条件下,螺旋桨的转速越大,即螺旋桨的拉力系数越大,则滑流的速度越大,机翼产生的升力也越大.

4) 螺旋桨的转动效应使得空间流线发生明显偏转,滑流区域内的机翼表面压力呈不对称分布.

参考文献:

[1] Whitfield D L, Jameson A. Three-dimensional Euler equation simulation of propeller-wing interaction in transonic

flow[R]. AIAA Paper 83-0286, 1983.

- [2] Zori L A J, Rajagopalan R G. Navier-Stokes calculations of rotor-airframe interaction in forward flight[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1995, 40(2): 57-67.
- [3] Lee B J, Kwon O J. Predicting aerodynamic rotor-fuselage interactions by using unstructured meshes[J]. Tran. Japan Soc. Aero. Space Sci., 2002, 44(146): 208-216.
- [4] Chiffin M S, Berry J D. Helicopter fuselage aerodynamics under a rotor by Navier-Stokes simulation[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1997, 42(3): 235-243.
- [5] 许和勇,叶正寅,王刚,等. 聚合多重网格法在旋翼前飞流场计算中的应用[J]. 航空动力学报, 2007, 22(2): 251-256.
- XU Heyong, YE Zhengyin, WANG Gang, et al. Application of agglomeration multigrid method in calculation of rotor forward flight flow[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(2): 251-256. (in Chinese)
- [6] 许和勇,叶正寅,王刚,等. 基于非结构嵌套网格的旋翼前飞流场计算[J]. 西北工业大学学报, 2006, 24(6): 763-767.
- XU Heyong, YE Zhengyin, WANG Gang, et al. Improving numerical simulation of rotor forward flight flow field with unstructured dynamic overset grids[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2006, 24(6): 763-767. (in Chinese)
- [7] Spiegel S C, Stefanski D L, Luo H. A cell-centered finite volume method for chemically reacting flows on hybrid grids[R]. AIAA Paper 2010-1083, 2010.
- [8] Gleize V, Pape A L. Low Mach number preconditioning for unsteady flow in general ALE formulation[R]. AIAA Paper 2006-687, 2006.
- [9] Lin C Q, Pahlke K. Numerical solution of Euler equations for aerofoils in arbitrary unsteady motion[J]. The Aeronautical Journal, 1994, 98(976): 207-214.
- [10] Jameson A. Time dependent calculations using multi-grid, with applications to unsteady flows past airfoils and wings [R]. AIAA Paper 91-1596, 1991.
- [11] Venkateswaran S, Merkle C L. Dual time-stepping and preconditioning for unsteady computations[R]. AIAA Paper 95-0078, 1995.
- [12] Jameson A, Schmidt W, Turkel E. Numerical solutions of the Euler equations by finite volume methods using Runge-Kutta time stepping scheme[R]. AIAA Paper 81-1259, 1981.