

三角翼大迎角不可压粘流的数值模拟

朱自强 贾剑波

(北京航空航天大学流体所, 北京 100083)

摘要 研究了人工压缩法拟压缩性系数 β 的选取, 采用函数形式的 β 有效地加速了收敛过程. 采用求解不可压 N-S 方程, 对三角翼大迎角绕流进行了数值模拟, 得到了与实验吻合很好的结果. 分析和讨论了大迎角旋涡流动的复杂物理现象.

关键词 人工压缩性法, 大迎角分离流, N-S 方程数值模拟

引言

现代战斗机要求具有高机动性、大迎角非线性气动以及过失速机动性能^[1]. 三角翼是研究现代战斗机气动布局中一种基本机翼形状. 但尖前缘三角翼的低速大迎角流动是一个旋涡为主体的流动, 包含着十分复杂的流动现象, 流动机理和其对气动特性的影响规律尚有待于深入研究. 为了与低速实验研究相结合来深入探讨大迎角分离流的特性, 直接求解不可压 N-S 方程是十分必要的. 求解方法有流函数涡量法, MAC 方法, SIMPLE 方法以及人工压缩性方法等. 人工压缩性方法的主要优点在于, 引入拟压缩项后, 使主控方程变为拟压缩方程组, 可以使用发展比较成熟的可压流求解方法, 计算方便, 效率较高. 拟压缩系数 β 的选取对使用人工压缩性法是十分重要的, 本文对此作了分析和讨论, 提出了一种函数形式的 β , 数值试验表明它能有效地加速收敛. 本文对三角翼大迎角的绕流进行了数值模拟, 讨论了大迎角旋涡流动的主要复杂流动现象.

1 数值计算方法

1.1 人工压缩性方法

在不可压流动中压强信息瞬间传遍全域, 即不可压流中音速为无限大, 这是不可压流与可压缩流的一个本质上的区别. 在不可压流的 N-S 方程组中有速度的时间偏导数, 却不出现压强的时间偏导数. 因此若采用时间推进法, 在推进过程中可直接解出速度 u_i 的变化, 却无法同时给出与连续方程相容的压强 p 的变化, 因而无法使用现有的较成熟的各种可压缩时间推进法. 为了克服这一困难, 可采用人工压缩性方法^[2,3], 在连续方程中引入人工压缩项, 即连续方程可写成

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} = -\beta \frac{\partial u_i}{\partial x_i} \quad (1)$$

其中 β 为人工压缩性系数. 方程 (1) 在未达到定常状态时无物理意义, 只是在渐近收敛的情况下满足不可压连续方程.

只要 $\beta > 0$, 由于 $\frac{1}{\beta} \frac{\partial \rho}{\partial t}$ 项的加入, 使不可压 N-S 方程组的类型发生了变化, 一般称之为拟压缩性 N-S 方程组, 相当于引入了双曲波特性. 这种波以有限波速在流场中传播, 不断

扫描和修正压力场,使压强和速度可同步推进求解。可以证明^[3],采用适当方法进行时间推进求解时,只要 $\beta > 0$, 随着时间的推进拟压缩流渐近于不可压流, 即当趋近定态解时人工压缩性的影响趋于零, 得到了定常状态的不可压解。

拟压缩性控制方程中引入了有限压力波速, 波速的大小取决于 β 值。选择过大的 β 值使求解困难, 因计算的刚性程度随 β 的增大而提高^[4]; 选择过小的 β 值则压强的局部扰动上游影响将基本消失, 从而使方程组与亚音速流不相容。因此选择适当的 β 值对于人工压缩性方法是非常重要的。经过分析^[3], 对于湍流流动可以获得 β 的取值范围为

$$\left(1 + \frac{L}{Re_T} \right) - 1 \leq \beta \leq 0 \left(\frac{1}{\Delta T} \right) \tag{2}$$

其中 L 为特征长度, Re_T 是湍流雷诺数, ΔT 是时间步长。 β 的取值不同对于实际计算时的收敛过程有较大的影响, 一般取 $1 \sim 10^{[5]}$ 。为了更好地加速收敛, 在数值试验基础上本文提出在满足条件 (2) 下的如下函数形式的 β

$$\beta(t) = b_0 + b_1 e^{bt} \tag{3}$$

其中 b_0, b_1, b 为待定系数。本文取 $b = 0.001, b_0 = 4, b_1 = 2$ 。

图1给出了 β 对速度散度残差收敛过程的影响, 可见函数形式的 β 具有较好的收敛结果, 对于压强或速度残差也具有同样快速收敛效果。

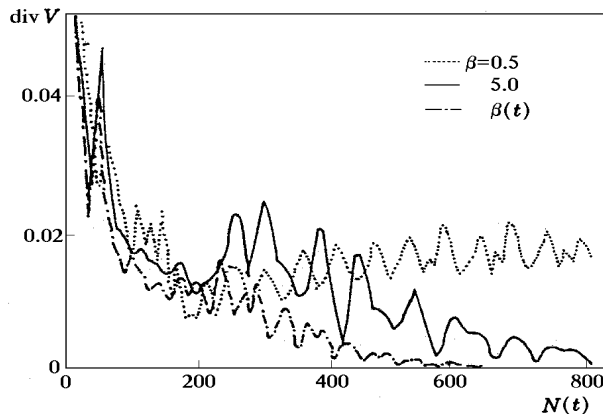


图1 β 对速度散度残差下降过程的影响

Fig. 1 Influence of β on convergence

1. 2 数值求解方法

本文采用简单、使用方便的代数湍流模型 (Baldwin-Lomax 模型)^[6], 求解了雷诺平均的拟压缩 N-S 方程组。将在物理坐标系中的此方程组变换至一般曲线坐标系 (ξ, η, ζ, τ) 中去, 并对它进行时间中值的平均和空间离散, 可以得到一组对角化处理后的块三角矩阵方程组^[3], 并采用 Beam-Warming 近似隐式因子分解格式来求解此方程组。为使计算稳定, 分别引入二阶与四阶人工粘性项。为提高收敛后解对不可压定常流解的逼近程度, 在推进过程中逐步减小人工粘性系数 ϵ 。参考文献^[7]的作法, 本文对人工粘性系数的控制采用如下规律

$$\epsilon = \epsilon_0 e^{-\alpha(t-t_0)} \tag{4}$$

其中, $\epsilon_0 = 1.0, \alpha = 0.008 \sim 0.05$

边界条件包括: 在物面上满足无滑移条件, 压强值采用零法向梯度的办法, 对称平面上满足反射条件, 在入流的远场边界取自由来流条件, 出流边界处压强值为自由来流值, 速度采用线性外插

2 计算结果和讨论

采用方法简单、计算速度快的代数方法生成70°三角翼的三维H-O型计算网格, 半场的网格数为61×65×51. 对三角翼进行了低速中等到大迎角绕流数值计算, 模拟了三角翼前缘分离涡及涡破裂的主要特征, 分析了N-S方程解与Euler方程解对旋涡流动产生的差异, 并进行了计算结果与实验结果的对比

2.1 三角翼前缘分离涡流动特性

绕尖前缘大后掠的三角翼流动, 当迎角达到一定值时, 其迎风面上的边界层流动已不能绕过尖前缘, 从而产生前缘分离形成自由剪切层, 剪切层卷曲形成涡核, 周围旋转流体被吸入并加强其旋涡强度沿轴向往下游流动, 从而形成一个稳定的螺旋形的前缘分离涡. 图2表示了 $\alpha = 24^\circ, Re = 0.828 \times 10^6$ 时, 在 $X/C = 0.5$ 截面上的速度矢量图, 可以看到机翼上方的前缘分离涡, 同时还可以看到, 在机翼前缘附近前缘涡与前缘之间的逆压梯度, 使物面上边界层可以再一次产生分离流动, 而形成二次分离涡. 二次分离涡会对壁面诱导产生低压区, 从而使壁面压强分布形成两个峰值, 其中第一个是由二次涡引起的, 第二个是前缘分离主涡引起的. 图3给出了 $\alpha = 30^\circ, X/C = 0.5$ 处压强沿展向变化的曲线, 图中明显地表示出此流动特点, 由于二次分离涡是由粘性影响造成的, 因此尽管Euler方程能捕捉尖前缘三角翼流场的主要特征, 但却无法描述二次分离现象.

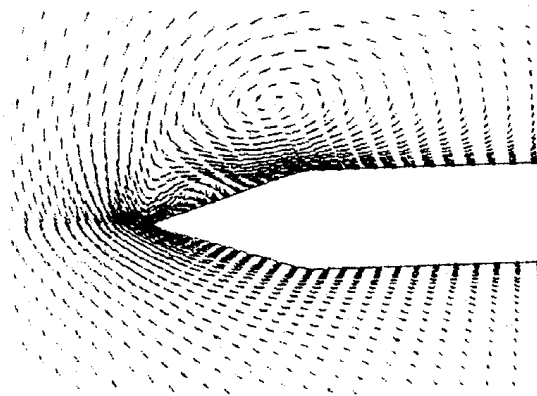


图2 70°三角翼截面上的速度矢量图
 $X/C = 0.5, \alpha = 24^\circ, Re = 8.28 \times 10^5$
 Fig. 2 Velocity vector around a delta wing

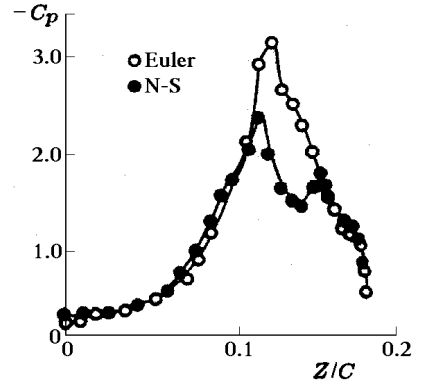


图3 C_p 沿展向的变化
 $X/C = 0.5, \alpha = 30^\circ, Re = 8.28 \times 10^5$
 Fig. 3 Comparison of pressure distribution

2.2 前缘分离涡破裂现象

当迎角增大至某一定值时, 在空间某些位置上前缘分离涡的结构发生突然的变化, 即由原先紧密绕卷成的旋涡结构突然变成一种比较松散的更扩散性的旋涡结构, 其中各种流动参数的梯度变化更缓和, 一般称之为涡破裂现象. 表征涡破裂的特征之一是涡核内轴向速度急骤变小, 形成驻点和局部倒流, 以及涡核的突然扩张. 随着轴向速度的减小, 压强

迅速恢复 由于涡破裂, 分离涡对翼表面诱导产生的低压及其峰值也将大幅度减小 一旦涡破裂发生, 破裂点位置将随迎角的增大而迅速前移, 使升力曲线发生变化, 数值将明显地减小 图4给出了 $\alpha=30^\circ$ 时涡核内轴向速度的变化规律, 在 $X/C=0.6$ 附近发生破裂时轴向速度迅速减小, 甚至出现负值, 表明倒流的存在 图5给出了 $X/C=0.8$ 时压强系数沿展向的分布, 由图可见迎角从 $18^\circ \sim 24^\circ$ 范围内分离涡是稳定的, 且由于涡强加强, 诱导的吸力峰值增大, 但在 $\alpha=30^\circ$ 时吸力峰值开始大幅度下降, 表明涡破裂现象发生 涡破裂的迎角与位置与试验结果^[8]是相吻合的

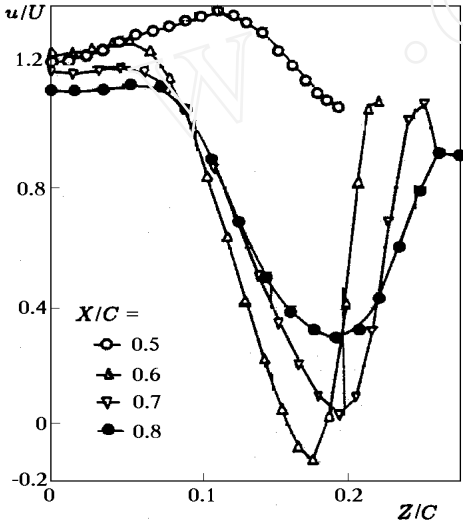


图4 不同弦向位置处轴向速度的分布
 $\alpha=30^\circ; Re=8.28 \times 10^5$

Fig. 4 Axial velocity distribution along the spanwise direction

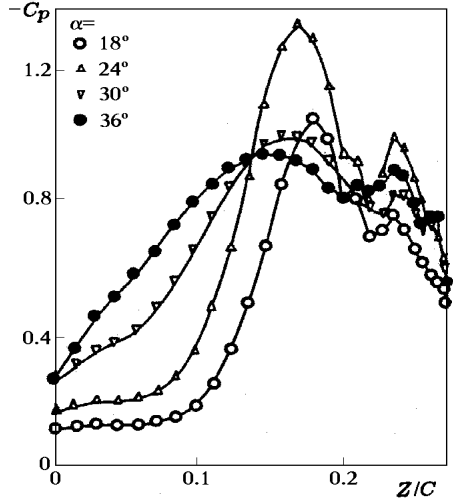


图5 不同迎角下沿展向 C_p 变化的比较
 $X/C=0.8, Re=8.28 \times 10^5$

Fig. 5 Comparison of pressure distribution

2.3 数值计算与试验结果的比较

图6给出了70°三角翼当 α 为 30° 时计算的压强分布和试验结果^[8]的比较 图7给出了计算和试验的升力系数 C_y 随 α 的变化曲线, 表明两者吻合较好

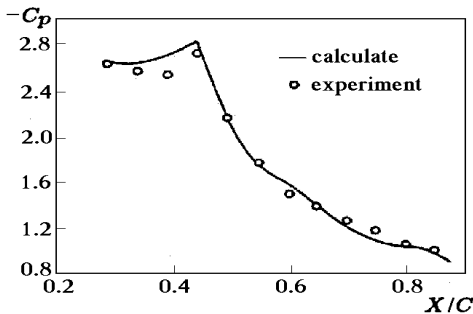


图6 C_p 计算与实验值的比较
 $Z/C=0.6, Re=8.28 \times 10^5, \alpha=30^\circ$

Fig. 6 Comparison of calculated pressure distribution with experimental data

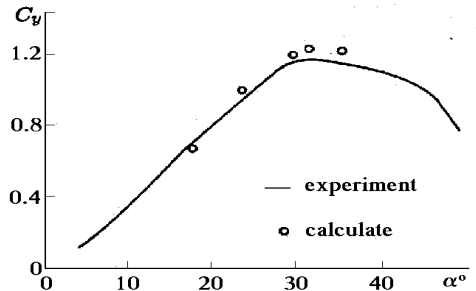


图7 C_y 计算与实验值随 α 的变化

Fig. 7 Comparison of calculated coefficient of lift with experimental data

3 结 论

采用人工压缩性法求解不可压 N-S 方程的方法, 对尖前缘三角翼大迎角的绕流进行了数值模拟, 提出了一种拟压缩性系数 β 的函数形式表达式, 有效地加速了数值计算的收敛过程. 求解 N-S 方程的数值模拟方法可以描述三角翼前缘分离涡流动的各种特性, 可以描述前缘分离主涡和二次分离涡的流动特征, 可以较准确地预测到涡破裂发生的迎角和位置. 数值计算和试验结果吻合较好, 表明本文的方法是深入研究三角翼大迎角分离流动的一种有效工具.

参 考 文 献

- 1 朱自强, 陈炳永, 李津. 现代飞机设计中的空气动力学. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1995
- 2 Chorin A.J. A numerical method for solving incompressible viscous flow problem. *J. Comput Phys* 1967, 2 (1): 12 ~ 26
- 3 Kwak D, Chang J.C.L., Shanks S.P.A. Three dimensional incompressible N-S flow solver using primitive variables. *AIAA J*, 1986, 24: 390~ 396
- 4 Steger J., Kutler P. Implicit finite-difference procedures for the computation of vortex wakes. *AIAA J*, 1977, 15: 581~ 590
- 5 Rogers S.E., Kwak D., Kiris C. Steady and unsteady solutions of the incompressible Navier-Stokes equations. *AIAA J*, 1991, 29: 603~ 610
- 6 Baldwin B.S., Lomax H. Thin layer approximation and algebraic model for separated turbulent flows. *AIAA* 78-257, 1978
- 7 Rogers S.E., Kwak D. On the accuracy of the pseudocompressibility method in solving the incompressible N-S equations. *AIAA* 85-1689, 1985
- 8 唐敏中等. 低速动态大迎角气动特性试验研究. 中国航空科技文献 HJB931224, 1993

NUMERICAL SIMULATION OF INCOMPRESSIBLE VISCOUS FLOW OVER A DELTA WING AT HIGH ANGLE OF ATTACK

Zhu Ziqiang Jia Jianbo

(Beijing University of Aeronautics & Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract The choice of the pseudo-compressibility parameter β is investigated and a function form of β which accelerates the convergence effectively is presented. The numerical simulation of vortical flow about a 70° delta wing is made by solving the incompressible Navier-Stokes equations. The agreement of calculated results with the experimental data is favourable. The physical aspects of vortical flow of the delta wing at high angles of attack are analysed.

Key words method of pseudo-compressibility, separated flow, high angle of attack, numerical simulation of N-S equation