一种战斗机外形涡流场 Euler 方程数值模拟[1)]

张正科 朱自强 庄逢甘
(北京航空航天大学 宇航学院) (北京航空航天大学 飞行器设计与应用力学系)

摘 要 用三步显式格式时间推进求解物理空间曲线网格上有限体积离散的 Euler 方程, 数值模拟一种战斗机外形的涡流场. 计算的机翼表面压力分布与实验符合较好, 用 Euler 方程捕获到机翼前缘分离涡(主涡)及翼面上的二次分离涡. Euler 方程解中出现的二次涡可能是逆压梯度、尖锐边缘和人工粘性共同作用的结果, 它的流谱与实验定性符合.

关键词 战斗机; 涡流; Euler 运动方程; 有限体积法; 二次涡
分类号 V 211.3

人们在实验中观察到, 战斗机类飞行器涡流场的总体特性只微弱地依赖于 Reynolds 数. 这可能意味着这种流动可以用无粘方法模拟. 经典的线化势流或全速势方法都不容易处理有旋流动. 而 Euler 方程已相当广泛地应用于类三角翼外形涡流场的数值模拟. 计算实践都显现出 Euler 方程可以捕捉到尖锐前缘的分离和涡量生成、涡量集中而成的前缘涡, 以及所谓后缘涡. Euler 方程能捕获涡流场的总体特性、预估空气动力力和力矩的正确量级已基本形成共识, 这也是Euler 方程一直被用于战斗机全机外形总体气动特性估算的基本依据. 在国外, Euler 方程方法已成熟到随时期待着在更复杂的真实外形上应用的程度. 计算费用的降低已使 Euler 方程实际上可以应用于空气动力学设计环境[1]. 本文用 Euler 方程数值模拟一种典型战斗机外形的跨音速涡绕流场. 计算的机翼表面压力分布与实验符合较好. Euler 解中还出现二次涡, 这可能对 Euler 方程模型有些意义.

1 数值方法

根据所选外形的特点, 将流场的右半空间分成 3 块, 生成具有 O-O 型拓扑结构的分块网格(图 1)[2]. 用有限体积法在物理空间曲线网格上离散积分形式的非定常 Euler 方程, 并引入人工粘性项, 得到

$$\frac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}t}(V_{i,j,k}\boldsymbol{U}_{i,j,k}) + \boldsymbol{Q}_{i,j,k} - \boldsymbol{D}_{i,j,k} = 0 \quad (1)$$

式中 $V_{i,j,k}$是网格单元的体积; $\boldsymbol{U}_{i,j,k}$是网格单元中心守恒量 ρ, ρu, ρv, ρw, ρE 构成的列向量, ρ, u, v, w, E 分别为流体的密度、速度笛卡尔分量、单位质量总能; $\boldsymbol{Q}_{i,j,k}$是流出网格单元的净物理通量; $\boldsymbol{D}_{i,j,k}$为人工耗散通量.

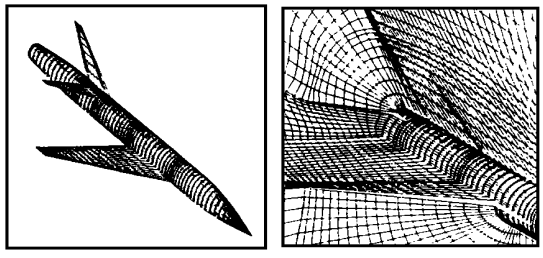


图 1 飞行器计算网格

采用一种 Runge-Kutta 型三步显式格式[3,4]对方程(1)进行时间推进:

$$\left.\begin{aligned}
&\boldsymbol{U}^{(0)} = \boldsymbol{U}^n\\
&\boldsymbol{U}^{(1)} = \boldsymbol{U}^{(0)} - \alpha_1 \cdot \Delta t \cdot \boldsymbol{R}^{(0)}\\
&\boldsymbol{U}^{(2)} = \boldsymbol{U}^{(0)} - \alpha_2 \cdot \Delta t \cdot \boldsymbol{R}^{(1)}\\
&L(\boldsymbol{U}^{(3)} - \boldsymbol{U}^{(0)}) = -\alpha_3 \cdot \Delta t \cdot \boldsymbol{R}^{(2)}\\
&\boldsymbol{U}^{n+1} = \boldsymbol{U}^{(3)} \quad D.
\end{aligned}\right\} \quad (2)$$

式中 $\alpha_1 = 1/4$ $\alpha_2 = 1/2$ $\alpha_3 = 1$

$$\boldsymbol{R}^{(m)}_{i,j,k} = (\boldsymbol{Q}^{(m)}_{i,j,k} - \boldsymbol{D}^{(0)}_{i,j,k})/V_{i,j,k} \quad m = 0, 1, 2$$

$$L = (1 - \varepsilon_i\delta_i^2)(1 - \varepsilon_j\delta_j^2)(1 - \varepsilon_k\delta_k^2)$$

$$\Delta t_{i,j,k} = \lambda V_{i,j,k}[6\max(q_{i,j,k}, c_{i,j,k})S_m]^{-1}$$

其中 $\boldsymbol{R}_{i,j,k}$为残值; L 为隐式残值光顺算子; δ_i^2, δ_j^2, δ_k^2 分别为 i, j, k 网格线方向的二阶中心差分算子; ε_i, ε_j, ε_k 是这 3 个方向的残值光顺参数; $\Delta t_{i,j,k}$是网格单元当地时间步长; λ 是格式的 Courant 数; q, c 是网格单元中心处的速度和音速;

收稿日期: 1996-09-02 第一作者 男 36 岁 副教授 100083 北京
1) 国家自然科学基金和博士后科学基金资助项目

S_m 是网格单元6个网格面中最大网格面的面积.

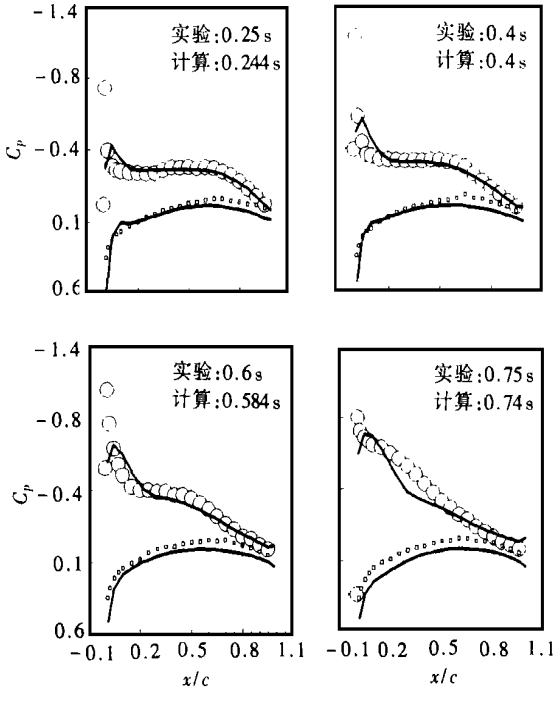
计算中还采用一种焓修正方法[4], 即用修正后的总焓 H^* 代替 Euler 方程中的总焓 H, 即

$$H^* = (1-\sigma)H + \sigma H_\infty \qquad (3)$$

式中 σ 称为焓修正因子, $0 \leqslant \sigma \leqslant 1$.

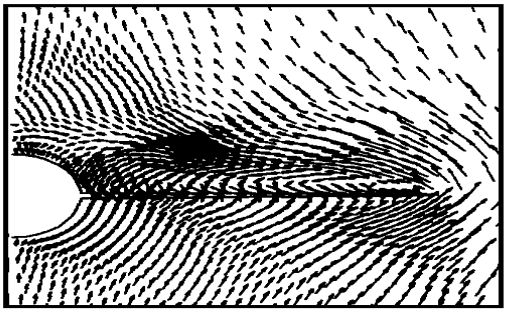
2 计算结果与分析

计算采用的外形是文献[5]所给翼身组合体的后机身加上1个平尾和立尾构成的. 机翼、平尾、立尾前后缘均后掠, 剖面形状均为 NACA 65A004 翼型. 计算在右半场进行, 半场网格数为 $79\times43\times37=125\,689$, 机身、机翼、平尾、立尾表面的网格数分别为 79×43, 17×19, 7×9, 11×9, 所选来流状态为 $Ma_\infty=0.9$, $\alpha=4.5°$, $8.4°$, $15.8°$, $24.1°$. 图2为 $\alpha=4.5°$ 计算的机翼表面压力分布与实验结果[5]的比较. 由图2可见, 计算与实验符合较好. 图3为计算的 $\alpha=4.5°$ 横向速度矢量分布. 可以看出, 在机身背风区和机翼上表面, 横向流动形成一定范围的回流区. 在平尾下方的拐角区出现一个小涡, 它在平尾下表面造成了一块负压区. $\alpha=8.4°$ 时这个小涡仍存在(图4), 其影响程度和 $\alpha=4.5°$ 相近. 在该迎角, 机翼上表面的回流区已形成一个涡(图4). 图5为 $\alpha=8.4°$ 计算的翼面压力分布与实验结果的比较. 计算在上翼面

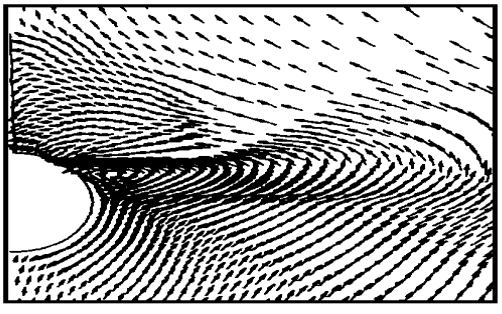


○上翼面实验结果; □下翼面实验结果;
——本文计算结果; s 为半翼展

图2 $Ma_\infty=0.9$, $\alpha=4.5°$ 机翼表面压力分布

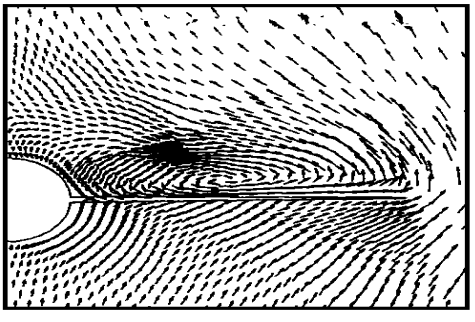


(a) 机翼后缘稍前

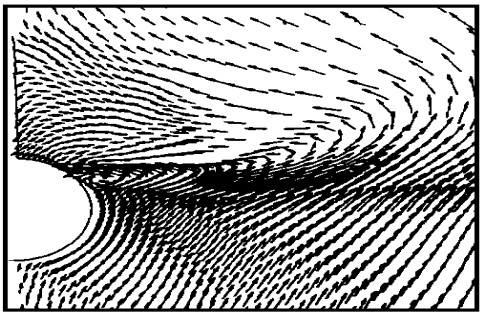


(b) 尾翼中弦

图3 $\alpha=4.5°$ 横向速度矢量分布



(a) 机翼后缘稍前

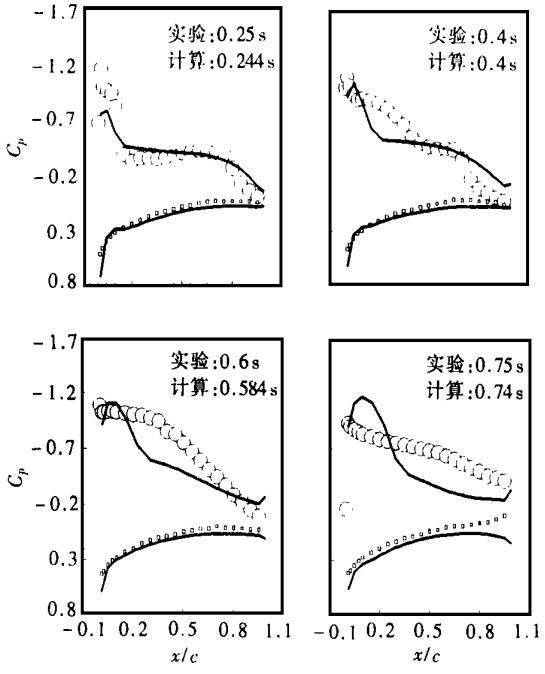


(b) 尾翼中弦

图4 $\alpha=8.4°$ 横向速度矢量分布

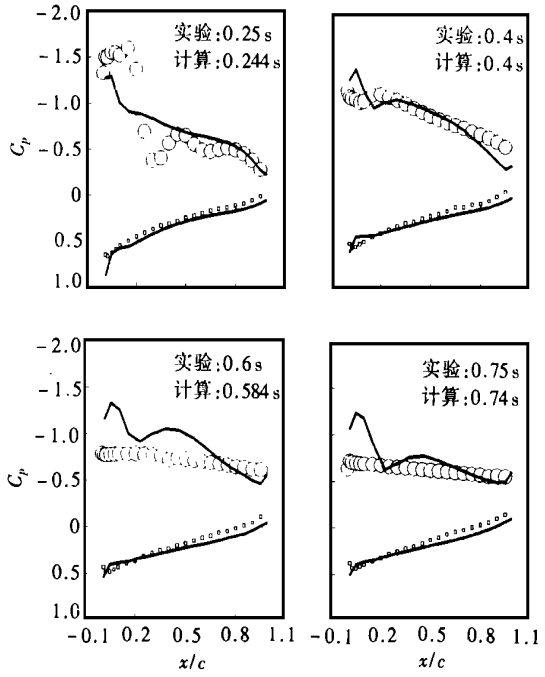
翼梢区与实验有偏差, 在内区偏差不大. 从实验的压力分布看, 机翼上表面翼梢区的附面层已发生分离, 这种分离是粘性引起的, 因而 Euler 方程不能很好地模拟. 在上翼面的内区, 前缘分离涡对压力分布的影响较大, 而 Euler 方程能较好地模拟这种尖锐边缘而非粘性引起的分离, 因而在内区

计算与实验偏差不大. α= 15. 8°时, 上翼面翼梢区附面层分离面积增大(向内区推进), 计算的压力分布在上翼面外区与实验偏差略大, 在内区偏差较小(图6), 其原因与α= 8. 4°相同. 此时机翼前缘脱体涡波及的范围也变大了(图 7). 在α= 24. 1°, 机翼上的主涡变得离翼面较远, 并在其下方出现一个反向旋转的二次涡(图 8). 由图可见, 二次分离在前缘略后就已出现. 由于分离和分离涡可以由粘性或不连续性(比如尖锐边缘)产



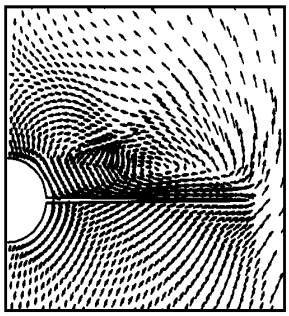
○上翼面实验结果; □下翼面实验结果;
——本文计算结果; s 为半翼展

图 5　Ma_∞= 0. 9, α= 8. 4° 机翼表面压力分布

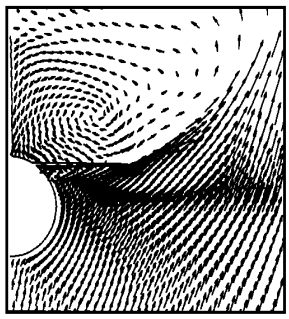


○上翼面实验结果; □下翼面实验结果;
——本文计算结果; s 为半翼展

图 6　Ma_∞= 0. 9, α= 15. 8° 机翼表面压力分布

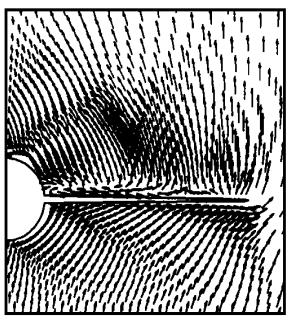


(a) 机翼后缘稍前

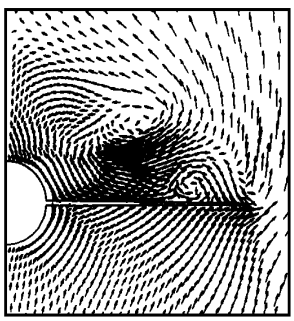


(b) 尾翼中弦

图 7　α= 15. 8° 横向速度矢量分布



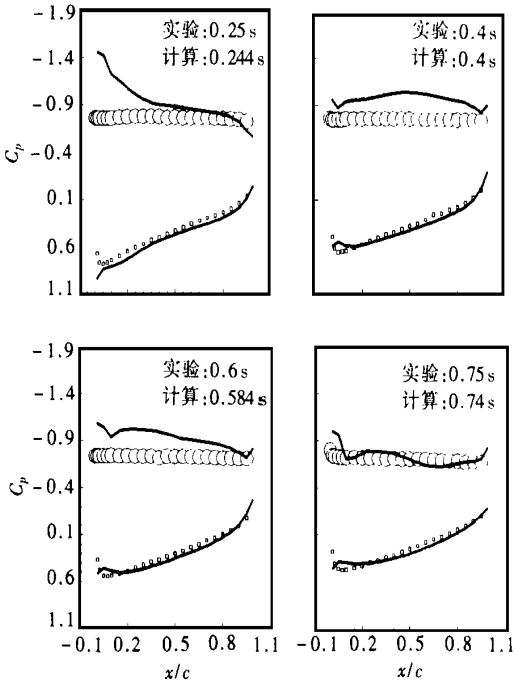
(a) 机翼前缘略后



(b) 机翼后缘稍前

图 8　α= 24. 1° 横向速度矢量分布

生,所以,Euler 解中的二次涡应是逆压梯度和尖锐边缘共同作用造成的. 由于计算中附加了人工粘性,也可能对二次涡的捕获起到了一定真实粘性的作用. 图 9 为 α= 24. 1°计算的翼面压力分布与实验结果的比较. 由图可见,二者符合较好. 实



○上翼面实验结果; □下翼面实验结果;
——本文计算结果; s 为半翼展

图 9 Ma_∞= 0. 9, α= 24. 1°机翼表面压力分布

验的压力分布说明该迎角上翼面附面层已全面分离,但由于 Euler 方程较好地模拟了前缘分离涡这一流动的主要特征,因而计算的压力分布与实验符合较好.

3 结 论

本文用 Euler 方程数值模拟一种战斗机外形的涡绕流场,计算的机翼表面压力分布与实验符合较好. Euler 解中出现二次涡,说明用 Euler 方程有可能捕获到逆压梯度和尖锐边缘共同作用造成的二次分离涡,其流谱与实验观察结果定性符合.

参 考 文 献

1 Berg J I van den, Hoeijmakers H W M, Brandsma F J. Numerical investigation into vortical flow about a delta-wing configuration up to incidences at which vortex breakdown occurs in experiment. AIAA 94- 0621, 1994

2 张正科. 多部件复杂飞行器分块网格生成及其大迎角绕流场 Euler 方程分区解. 博士后研究工作报告,北京航空航天大学飞行器设计与应用力学系, 1996

3 张正科. 翼身组合体跨音速大迎角欧拉方程多重网格数值解:[学位论文]. 西安:西北工业大学飞机系, 1994

4 蔡晋生,罗时钧. 贴体与边界正交网格及大迎角涡流计算. 空气动力学学报, 1993, 11(4): 451~ 455

5 Runckel J F, Lee Jr E E. Investigation at transonic speeds of the loading over a 45° sweptback wing having an aspect ratio of 3, a taper ratio of 0. 2, and NACA 65A004 airfoil sections. NASA TND- 712, 1961

Numerical Simulation of Vortical Flows over Fighter Configuration with Euler Equations

Zhang Zhengke

(Beijing University of Aeronautics and Astronautics, School of Astronautics)

Zhu Ziqiang Zhuang Fenggan

(Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Dept. of Flight Vehicle Design and Applied Mechanics)

Abstract A three-stage explicit scheme is used for time-stepping solutions of Euler equations discretized in physical curvilinear grid cell of finite volume simulating vortical flows over a generic fighter configuration. The predicted pressure distribution on wing surface is in good agreement with experiments. The primary vortex from leading edge of wing as well as the secondary vortex on upper wing surface is captured. The secondary vortex in the solution of Euler equations is attributed to the combined effect of adverse pressure gradient, sharp edge and artificial viscosity, and the flow picture of the secondary vortex is qualitatively similar to that of experimental observation.

Key words fighter; vortex flow; Euler motion equations; finite volume method; secondary vortex