

跨音速大迎角绕流的 Euler 方程数值模拟¹⁾

鄂 秦 杨国伟 李 杰

(西北工业大学空气动力研究所, 西安 710072)

摘要 采用保角变换与代数方法相结合, 生成全场统一的贴体、正交 O-H 型网格。采用有限体积法求解 Euler 方程, 模拟具有歼击机外形的全机及翼身组合体大迎角跨音速绕流。计算表明, 法向力系数、气动中心位置及压力分布的计算结果与实验结果吻合良好。

关键词 大迎角, 跨音速流, 网格生成

引 言

飞行器跨音速大迎角绕流流场的数值模拟, 一直是计算流体力学的一个重要和比较困难的研究领域。该领域研究的迅速发展必将为高性能飞行器的研制提供有力的数值模拟和分析的手段。

计算实践表明, 对复杂流场的数值模拟, 不仅需要准确、可靠、高效的流场计算方法, 而且还需要仔细构造高质量的网格才有可能最终获得高质量的流场计算结果。本文用有限体积法求解 Euler 方程, 采用保角变换与代数方法相结合, 生成具有歼击机外形全场统一的贴体、正交网格, 保证了流场计算的精度与效率。计算实践表明, 应用本方法求解 Euler 方程, 可获得比较准确的全机气动特性。

1 网格生成

对具有大后掠角机翼的歼击机外形, 网格拓扑结构采用 O-H 型比较适合, 即对垂直于机体轴的截面逐一生成 O 型网格。对机体轴向网格的光滑性及分布的合理性通过代数方法进行控制。由于全机各截面外形, 特别是包含机身、腹鳍、平尾、垂尾的截面外形变得十分复杂, 如何用保角变换方法, 生成这些复杂截面的贴体、正交网格即成为技术的关键。本文采用如下步骤生成贴体、正交、可控网格。

对横截面的边角点反复应用 Kaman-Treffitz 变换

$$\frac{Z_1 - 1}{Z_1 + 1} = \left(\frac{Z - h}{Z + h_1} \right)^\tau \quad (1)$$

其中 h 是 Z 平面边角点的复数坐标, h_1 是其共轭复数, τ 为边角外角。一般按 τ 由大到小的顺序做变换, 则可将 Z 平面上含多个边角点的封闭曲线变换到 Z_1 平面上近似椭圆的光滑曲线。

再将 Z_1 平面上的近似椭圆作变换

$$Z_1 = \frac{\sqrt{A^2 - B^2}}{2} \left(Z_2 + \frac{1}{Z_2} \right) \quad (2)$$

¹⁾国防科工委 85 空气动力学预先性研究及国家教委博士点基金资助课题

1995-03-19 收到第一稿, 1996-02-12 收到修改稿

变换到 Z_2 平面上的近似圆, 近似圆的半径为 $\rho = [(A+B)/(A-B)]^{1/2}$, 其中 A, B 为近似椭圆的长、短轴 最后利用 Theodorson 变换

$$Z_2 = Z_3 \exp \left[\sum_{n=0}^{\infty} C_n / Z_3^n \right] \quad (3)$$

C_n 为待定系统 (3) 式可展开成 Fourier 级数并通过迭代求解 计算表明, 此迭代计算收敛很快, 相对误差可达 10^{-5} , 此变换可将 Z_2 平面上的近似圆变换到 Z_3 平面上的真正的圆 在该圆外容易划分径向、周向网格, 反变换回去就得到了要生成的贴体正交网格 为了在物理空间有更为合理的网格分布, 应用文献 [1, 2] 的方法, 构造拟合函数对网格生成进行控制 图1给出采用本方法生成的 NASA TM X-3310 标模全机表面及部分空间网格, 图2给出五个典型截面的贴体正交网格 同样也生成了 NASA TND-712 翼身组合体网格 (图3).

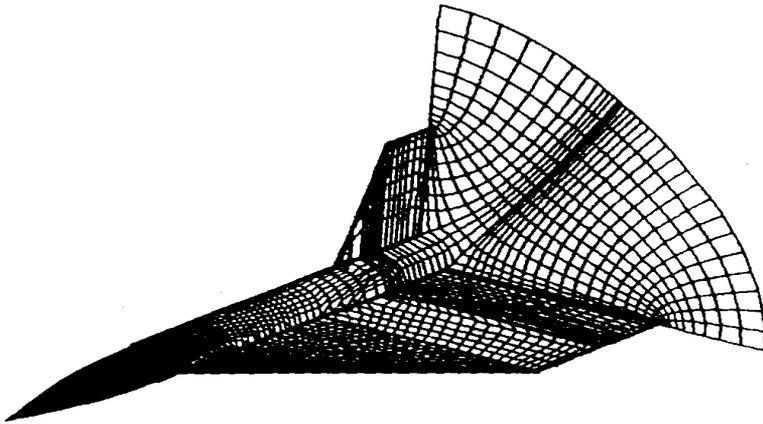


图1 NASA TM X-3310全机表面及部分空间网格

Fig. 1 NASA TM X-3310 aircraft surface and component spatial mesh

2 数值方法

1) 有限体积法方案及时间推进

三维非定常 Euler 方程, 空间离散后可写为如下形式

$$\frac{d}{dt} (V_{i,j,k} W_{i,j,k}) + D_{i,j,k} = 0 \quad (4)$$

其中 $V_{i,j,k}$ 为体积单元, $W_{i,j,k}$ 为解向量, $Q_{i,j,k}$ 为相应体积单元上的通量, 为保证数值稳定及捕获激波, 需加入人工耗散, (4) 式变为

$$\frac{d}{dt} (V_{i,j,k}) + Q_{i,j,k} - D_{i,j,k} = 0 \quad (5)$$

其中 $D_{i,j,k}$ 为人工耗散项, 上式还可为

$$\frac{dW}{dt} + R(W) = 0 \quad (6)$$

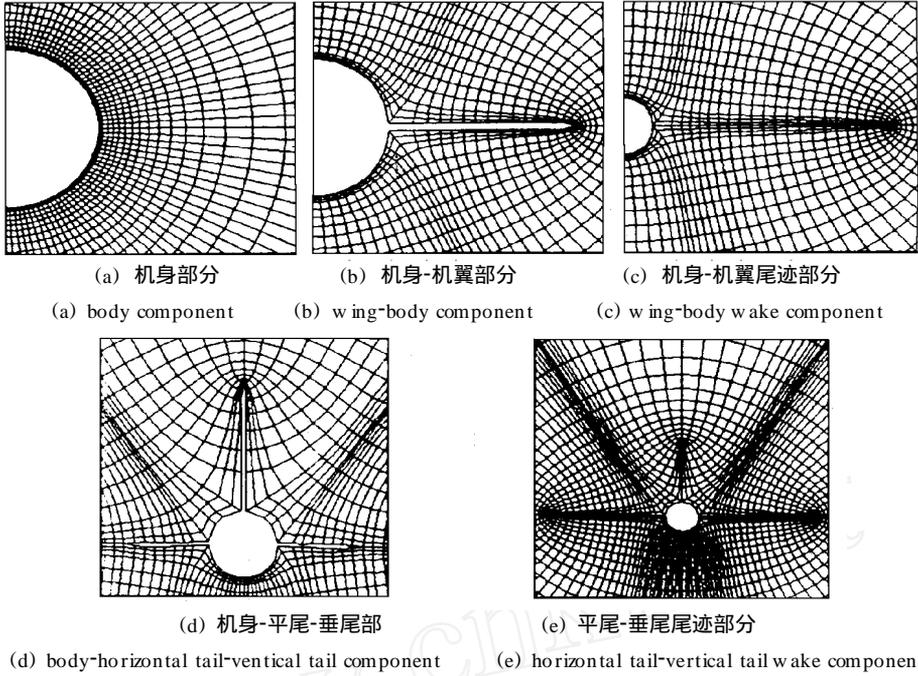


图2 飞机典型截面网格

Fig. 2 Typical cross-sectional mesh of aircraft

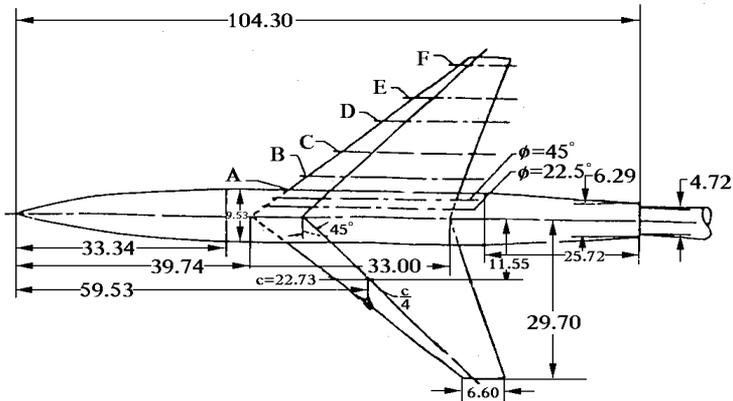


图3 NACA TND-712翼身组合体

Fig. 3 NACA TND-712 wing-body configuration

其中 $R(W) = \frac{1}{V_{i,j,k}} (Q_{i,j,k} - D_{i,j,k})$ 称为残值 (6) 式可采用多步格式求解, 通常用四步格式, 本文选用三步格式

$$\left. \begin{aligned} W^{(0)} &= W^n \\ W^{(1)} &= W^{(0)} - \alpha \Delta t R(W^{(0)}) \\ W^{(2)} &= W^{(0)} - \alpha \Delta t R(W^{(1)}) \\ L(W^{(3)} - W^{(0)}) &= -\alpha \Delta t R(W^{(2)}) \\ W^{(n+1)} &= W^{(2)} \end{aligned} \right\} \quad (7)$$

其中, $\alpha_1 = \alpha_2 = \frac{1}{2}$, $\alpha_3 = 1$, L 为三维隐式光滑算子

$$L = (1 - \epsilon \delta_x^2)(1 - \epsilon \delta_y^2)(1 - \epsilon \delta_z^2) \tag{8}$$

其中, δ^2 为二阶中心差分算子, ϵ 为光滑系数 与四步标准格式相比, 三步格式在每个时间步可少一次迭代及少一次残值光滑, 且由稳定性分析可看出所采用的三步格式比四步格式有较好的高频特性^[5]. 计算实践表明, 所采用的三步格式比四步格式节省机时 (5) 式中的人工耗散由二阶及四阶人工粘性项组成, 二阶人工粘性项主要是为了捕获激波, 并抑制激波前后的数值波动, 四阶粘性项主要是为消除全场数值解的振荡

2) 加速收敛的其它措施

除采用隐式残值光滑技术外, 还采用了当地时间步长、焓阻尼修正等加速收敛的措施, 收到了比较好的效果

3) 物面及远场边界条件

在远场边界, 应用特征线理论, 构造无反射边界条件 在物面边界, 应用法向通量为零的条件, 即在物面只需求出物面压力 P_n , P_n 可由场内外插得到

3 算 例

算例采用具有45°后掠角三角翼 NASA TM X-3310全机标模^[3]. 全场计算网格点数为 $81 \times 65 \times 23 = 121095$. 计算状态: $M = 0.9$, $\alpha = 2^\circ; 16.5^\circ; 29^\circ; 39^\circ$ 图4, 图5分别给出法向力系数 $C_N = F_N/qA_r$ 、气动力中心 X_{ac}/d 随迎角 α 的变化曲线及与实验^[3]的对比 其中 $d = 6.60 \text{ cm}$, 为机身底部直径, A_r 为机身底部面积, F_N 为法向力, X_{ac} 为从机身底部至气动中心的距离, q 为自由流速压, 从图中可看出, 计算结果与实验吻合良好. 图6给出 $M = 0.8$, $\alpha = 29^\circ$ 时全机表面等马赫数线图

由于文献 [3] 仅提供了测力结果, 为进行压力分布计算与实验的比较, 采用了 NASA TND-712翼身组合体标模, 计算马赫数 $M = 0.8$, 迎角 $\alpha = 19.7^\circ; 23.9^\circ$ 图7 (a), 图7 (b) 分别给出 $\alpha = 19.7^\circ$ 及 23.9° 时机翼上 D 截面 (图3) 计算压力分布与实验结果^[4] 的比较, 可看出吻合是很好的

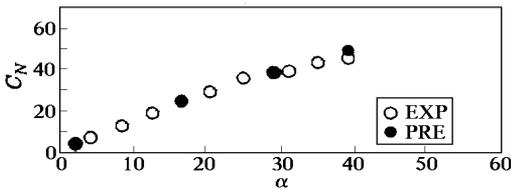


图4 C_N - α 曲线 ($M = 0.9$)

Fig. 4 C_N - α curve ($M = 0.9$)

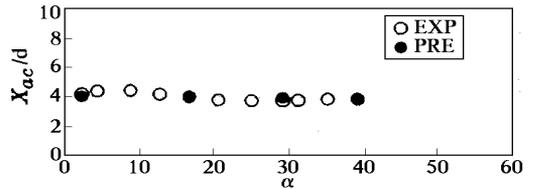


图5 X_{ac} - α 曲线 ($M = 0.9$)

Fig. 5 X_{ac} - α curve ($M = 0.9$)

本文提供了一个可用于全机跨音速大迎角绕流的 Euler 方程数值解方法 应用本方法所计算的跨音速大迎角全机及翼身组合体的总体气动特性及压力分布与实验结果吻合良好. 采用本方法, 计算稳定、可靠、计算效率高 对本算例达到收敛约需迭代400步, 在586微机上对全机绕流的计算约需6小时

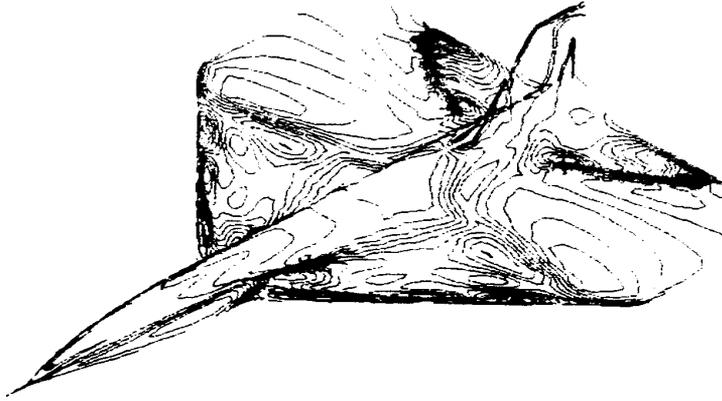


图6 飞机上表面等M 数图

Fig. 6 Iso-mach contours on upper surface of aircraft

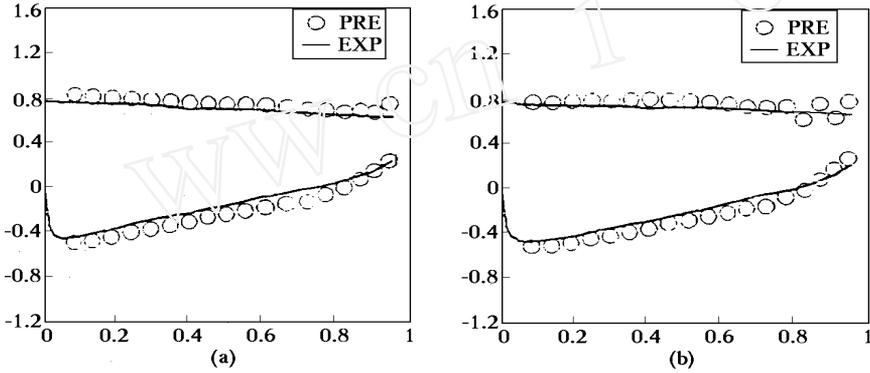


图7 机翼一截面的实验与计算压力分布

Fig. 7 Computed and experimental surface pressure distributions for a wing cross-section

参 考 文 献

- 1 李凤蔚, 鄂秦 二维网格生成技术及其应用 计算物理, 1993, 10 (2): 155~ 162
- 2 Li Fengwei Ein Beitrag Zur Berechnung der instationaeren, transsonischen, reibungsfreien Stroemung um ein Tragfluegel Profil [Dissertation]. Stuttgart Gemany: Stuttgart Universitaet, 1986. 1~ 155
- 3 Jorgensen LH, Nelson ER. Experimental aerodynamic characteristics for slender bodies with thin wings and tail at angles of attack 0° to 59° and mach numbers from 0.6 to 2.0 NASA TM X-3310, 1976. 1~ 34
- 4 Runckel JF, Edwin E. Lee Jr. 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 TN D-712, 1961. 1~ 93
- 5 李凤蔚, 鄂秦, 杨国伟 三角翼跨音速大迎角绕流 Euler 方程多重网格数值解法, 见: 全国计算流体力学会议组委会, 北京空气动力学研究所编 第七届全国计算流体力学会议论文集, 1994. 04. 25~ 30, 温州市: 324~ 328

NUMERICAL SOLUTION OF THE EULER EQUATIONS FOR THE TRANSONIC FLOW ABOUT THE COMPLETE AIRCRAFT AT HIGH ANGLES OF ATTACK

E Q in Yang Guowei Li Jie

(Northwestern Polytechnical University, Institute of Aerodynamics, 710072, China)

Abstract In this paper, the conformal mapping technique combined with the algebraic method is used, the unified body fitted orthogonal O-H mesh is generated. The Euler equations are solved by finite volume method, the transonic flow about the fighter-like aircraft and wing-body configuration at high angles of attack can be simulated. The results of the computations show good agreement with experimental normal force coefficients, aerodynamic center position and surface pressure distributions.

Key words high angles of attack, transonic flow, mesh generation