

希薄気体数値風洞 VI. デルタ翼

古 浦 勝 久* 金 松 恵 美** 高 平 幹 成***

Rarefied Gas Numerical Wind Tunnel VI. Delta Wing

by

Katsuhisa KOURA
National Aerospace Laboratory
Emi KANEMATSU
Fujitsu Limited
Mikinari TAKAHIRA
Daiko Limited

ABSTRACT

The "rarefied gas numerical wind tunnel" constructed on the National Aerospace Laboratory Numerical Simulator System with the universal code described using the null-collision direct-simulation Monte Carlo method is used for the simulation of rarefied gas flows around a flat-plate delta wing at a large angle of attack. Some flowfield properties shown by computer graphics are presented.

1. 希薄気体数値風洞

希薄大気飛行物体の空力特性を求めるための「希薄気体数値風洞」を航空宇宙技術研究所の数値シミュレータ・システム上に構築すべく開発研究を進めている。希薄気流中での三次元全機シミュレーションは、直接シミュレーション・モンテカルロ (DSMC) 法によってのみ可能であり、計算時間及び衝突セル当たりの平均分子数の下限 $\langle \Delta N \rangle_{min}$ が小さい Null-Collision (NC) DSMC 法 ($\langle \Delta N \rangle_{min} \sim 1$)¹⁻³⁾ を用いる。計算領域、衝突セル及びデータセル形状は直方体形状を汎用的に用い、計算領域境界での境界条件は、物体上流及び上下・左右境界では一様流近似を、物体下流境界では流れ方向への変化を無視する近似を行う。空力特性を求めるための物体表面セルは衝突セル形状とは独立に物

体形状に適した形に分割する。物体表面での気体分子の反射条件は鏡面反射と拡散反射の混合型を、気体分子間の弾性衝突はエネルギー依存型剛体球モデルを仮定する。実在気体効果の取り込みも考慮中である。

2. 疑似乱数

「希薄気体数値風洞」においては数値シミュレータ・システムに組み込まれている混合合同法による区間 (0, 1) の疑似一様乱数を用いる。合同法乱数は多次元分布において結晶構造を持つことが知られているが、図 1 に一様乱数 R_i (RANU2) の二次元分布 (R_i, R_{i+1}) の結晶構造を示す。この結晶構造がシミュレーション結果に悪影響を及ぼすことは並進速度分布緩和¹⁾ においてすでに経験済みであるが、三次元希薄流シミュレーション結果にも悪影響が見られ、シャフル形の混合合同法を用いる必要があることがわかった。図 2 に示すようにシャフル形一様乱数 (RANU3) の二次元分布 (R_i, R_{i+1}) には結晶構造は見られない。

* 航空宇宙技術研究所

** 富士通株式会社

*** 大興電子通信株式会社

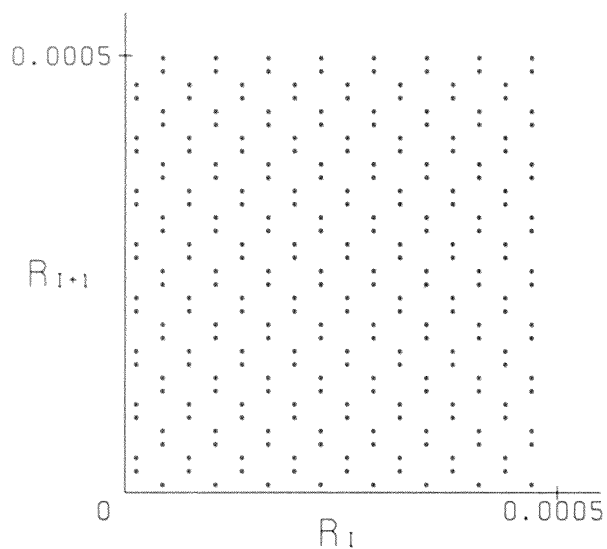


図1 RANU2の二次元分布における結晶構造

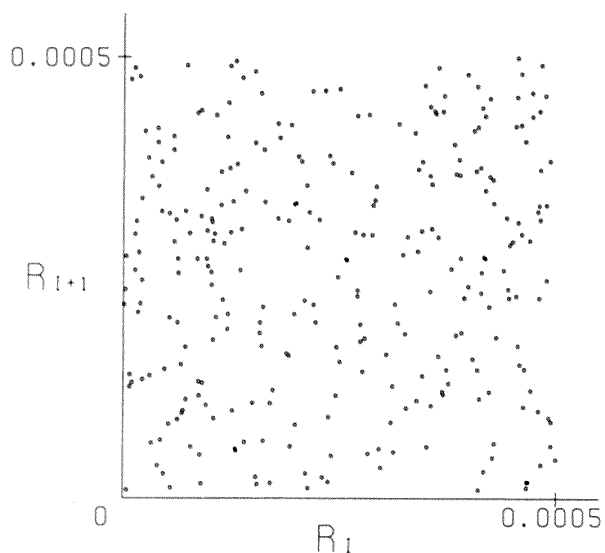


図2 RANU3の二次元分布

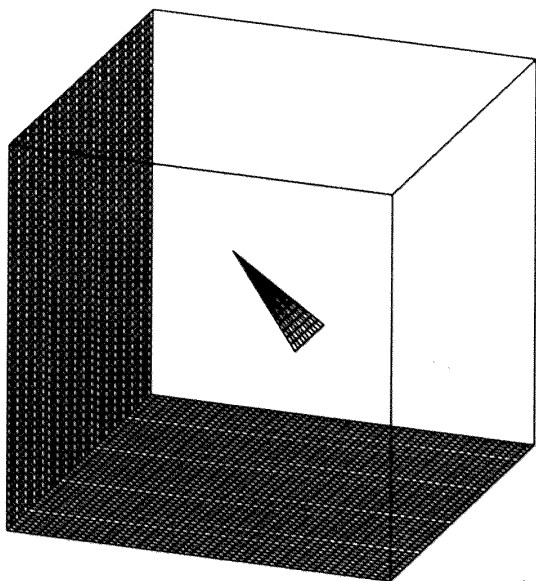


図3 衝突（データ）セルと物体表面セル

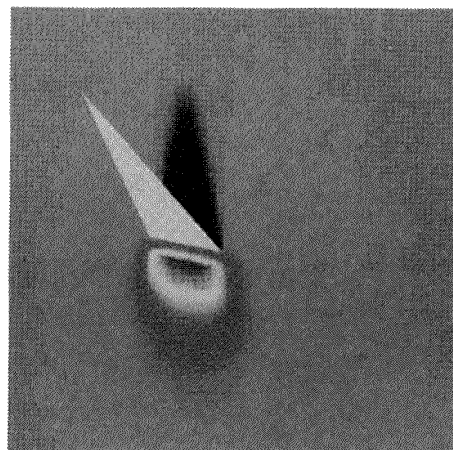


図4(a) 密度分布; $Kn_{\infty} = 5$

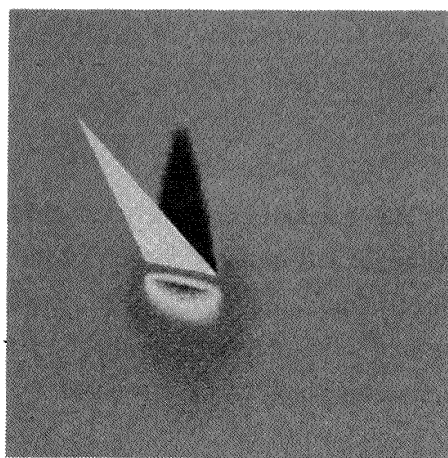


図4(b) 密度分布; $Kn_{\infty} = 0.5$

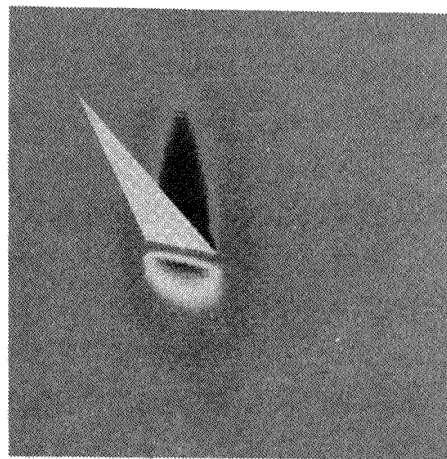


図4(c) 密度分布; $Kn_{\infty} = 0.05$

3. デルタ翼

「希薄気体数値風洞」の三次元希薄流への適用例として、後退角 70° の平板デルタ翼がクヌーセン数 $Kn_{\infty} = 5, 0.5$, 及び 0.05 の希薄気流中を迎角 $\alpha = 45^\circ$, 速度比 $S_{\infty} = 10$ で飛行する場合のシミュレーションを行った。衝突（データ）セルと物体表面セルを図3に示す。図4～6に示したカラー

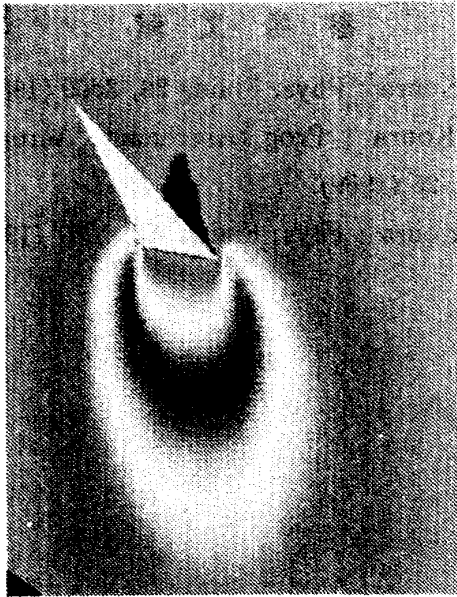


図 5 (a) 温度分布 ; $Kn_{\infty} = 5$

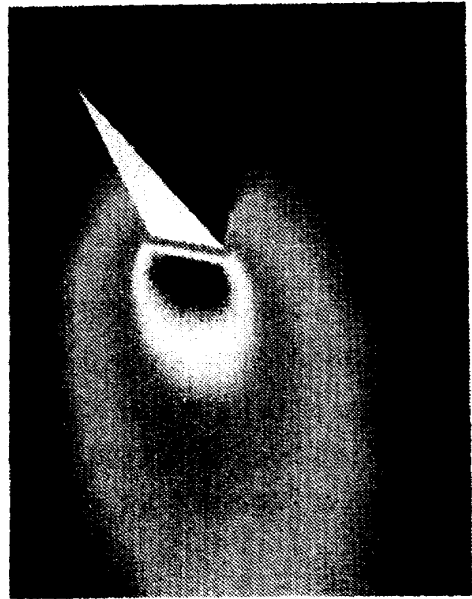


図 6 (a) 圧力分布 ; $Kn_{\infty} = 5$

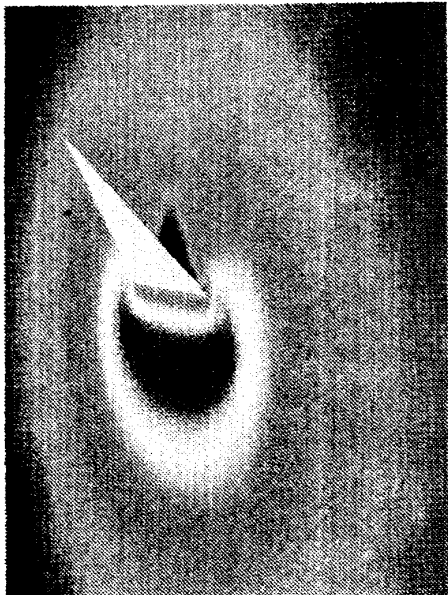


図 5 (b) 温度分布 ; $Kn_{\infty} = 0.5$

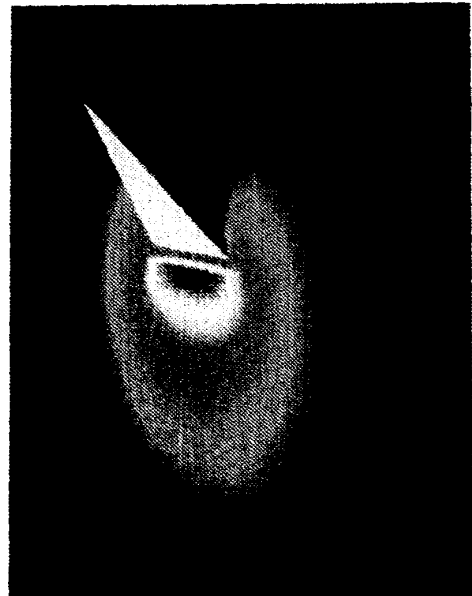


図 6 (b) 圧力分布 ; $Kn_{\infty} = 0.5$



図 5 (c) 温度分布 ; $Kn_{\infty} = 0.05$

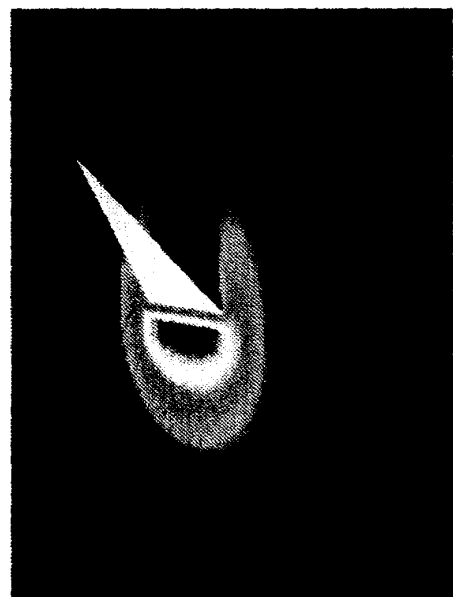


図 6 (c) 圧力分布 ; $Kn_{\infty} = 0.05$

表示はおのおの翼後縁近傍での一様流に垂直な面内の密度分布，温度分布，及び圧力分布である。クヌーセン数の減少（高度の減少）とともに物体擾乱領域が縮少していく様子が見られる。

謝 辞

本シミュレーション結果は航空宇宙技術研究所数理解析部の制作によるアニメーション「Monte Carlo Simulation of Delta Wing」に収録されている。アニメーション及び本論文図の作成に協力された藤野敦志氏に感謝の意を表したい。

参 考 文 献

- 1) K. Koura : Phys. Fluids **29**, 3509 (1986).
- 2) K. Koura : Prog. Astronaut. Aeronaut. **117**, 25 (1989).
- 3) K. Koura : Phys. Fluids A**2**, 1287 (1990).