

5

Navier-Stokesコードによる遷音速翼解析の現状

廣瀬直喜* 河合伸垣*

遷音速翼解析の数値的解法は計算機の進歩に伴い過去20年間に急速な発展を遂げた。遷音速翼の流れに特徴的な現象は衝撃波の発生と境界層との干渉である。従来の翼解析では、非粘性ポテンシャル流れを差分法で求め、粘性効果については境界層方程式を解き排除厚効果を外の非粘性解析に反映させる事によって求めるが、それでは剥離を含む衝撃波との強い干渉場を解くのは困難であった。Navier-Stokes (N-S) 方程式を解く事が出来ればその困難は解決されると考えられた。

実用的な観点からN-S方程式を差分法で解くには、克服しなければならない幾つかの問題点がある。第一は計算時間と容量の問題、第二は乱流モデルや遷移の取扱い法である。前者は非粘性的な外部の流れを精度高く求めるのに多くの格子点が必要な上に、境界層の内部の分解能に、少なくとも粘性低層をカバーする細かな格子配分が不可欠である為である。衝撃波を捕らえるには時間依存差分法を利用し、十分時間が経過後の漸近的定常解を求めるが、時間刻み幅は差分法の安定条件によって制約され多くのステップ数を要する。幸い、解法の進展と最近のスーパー・コンピュータにより2次元解析が数分で可能となってきたが、3次元解析には未だ数時間を要し実用的とは言えない。

第二の乱流モデル、遷移の取扱い法は、より本質的な課題である。翼解析の対象となる流れは遷移を伴う高レイノルズ数の乱流であるから、通常、N-Sコードでは乱流モデルを取入れた、所謂、時間平均N-S方程式を解く。乱流モデルは一番簡単な渦粘性概念の代数モデルを使う物が多い。

境界層解法で使われるCebeci-Smithの2層モデルをN-S方程式に適用したBaldwin-Lomaxモデルが代表的である。B-Lモデルでは遷移は速度分布から求めた渦粘性係数が適当な値を越えたら遷移と看做すとしている。良く知られる様に、このモデルは本来穏やかな順圧力勾配の平衡境界層に適用される物であり、衝撃波との干渉場は勿論、遷音速翼の流れには自ら制約がある。遷移点の評価も実験との一致を任意の流れに対して得る事は無理である。実際、多くの解析の報告でも、境界層特性についての詳細な信頼度の高い解析結果はほとんど無いといって良いであろう。

2方程式モデル等の高次モデルでは実験との調整パラメータがあり、それらの値の決定を実験データ取得が容易な低速平衡境界層データに依存している為、B-Lモデルによる解析と差が無いばかりか悪い場合も多いのが現状である。

結局、一言で表わすと、現在のN-S解析のメリットは、衝撃波や剥離を伴う流れ場を、粘性層、非粘性層の区別を意識する事なく、全体を纏めて一つの差分法で扱う事が出来、その結果、排除厚効果や粘性抵抗の定性的な評価が“一応”可能であるという事である。もっとも、これ自体従来の解析から比べて究めて大きな進歩である。乱流モデルを使わない『直接N-S計算』は遷音速翼解析に関する限り、筆者には当分先まで実用化しないであろうと考えられるし、また、その必要も無いであろう。

我々はこの観点から、N-S解析法の実用化の為の研究：遷音速翼解析に適した計算法の研究、乱流モデルの実験とのチューンアップと遷移の判定法、層流翼制御の解析法等を進めている。詳細は文献1～3を参照されたい。ここでは解析結果

* 航空宇宙技術研究所

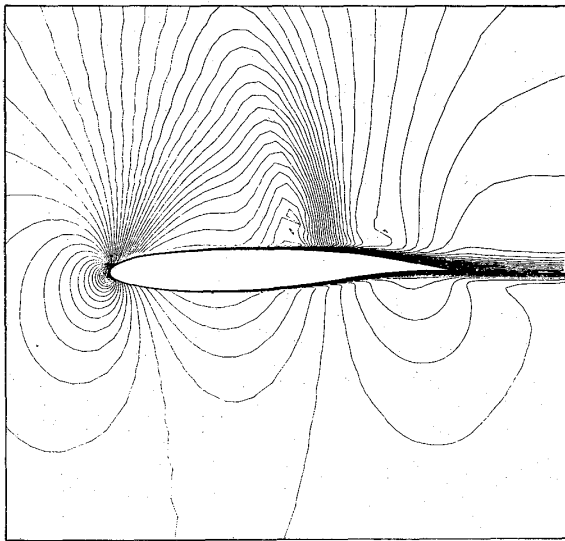


図1

の図を示す。図1はKorn翼の流れ場（等マッハ数線図, $M_\infty=0.75$, $\alpha=2^\circ$, $Re=13 \times 10^6$ ）で衝撃波と境界層がはっきり捕らえられている。図2は層流翼制御の解析結果で, NACA0012, $M_\infty=0.2$, $\alpha=4^\circ$, $Re=3 \times 10^6$ で吸込み有り, 無しの C_f 分布の比較である。層流翼制御の効果が得られる事が示され, 設計に用いる事が出来よう。

文 献

- 1) 河合伸坦, 廣瀬直喜, 「高レイノルズ数遷音速翼型解析プログラム NSFOIL の開発」, 航技研報告 TR-816. (1984)。
- 2) Hirose, N., Kawai, N. & Miyakawa, J.,

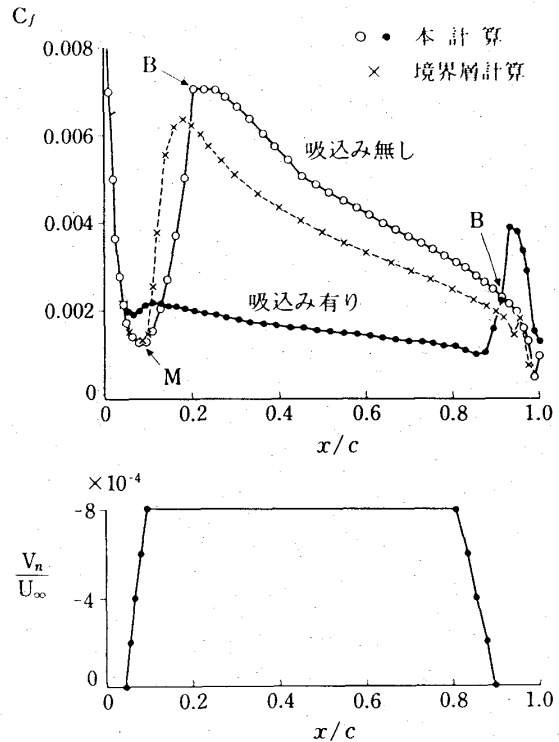


図2 摩擦係数分布と吸込み分布
NACA 0012 翼型, 上面,
 $M_\infty=0.2, \alpha=4^\circ, Re=3 \times 10^6$

Comparison of Transonic Airfoil Characteristics by Navier-Stokes Computation and by Wind Tunnel Test at High Reynolds Number, NAL TR-911T, (1986) .

- 3) 河合伸坦, 廣瀬直喜, 石田洋治, 「二次元翼の層流制御の Navier-Stokes 解析」, pp. 277-280, 航技研特別資料 SP-7, (1986)。