

高レイノルズ数遷音速流翼型解析法の検証と実験との対応

廣瀬直喜* 河合伸坦*
小口慶子* 小寺智一**

Validation and Comparison with Experiment of a High Reynolds
Number Transonic Flow Airfoil Analysis Code NSFOIL

Naoki HIROSE, Nobuhiro KAWAI,
Keiko OGUCHI and Tomokazu KODERA
National Aerospace Laboratory

1. まえがき

近年、薄層近似Navier-Stokes方程式 (TLNSと略) を陰的近似因子分解法 (IAF法)¹⁾ によって解く解法が様々な高レイノルズ数流解析に適用を試みられるようになった。J. Steger²⁾ は遷音速翼型解析への適用に途を開いた。航技研では、著者の一人³⁾ が同法の境界条件の扱い、アルゴリズムの改良、ベクトル処理化などの研究を行ない、解法の安定化に努力してきた。一方、別の著者の一人⁴⁾ は、粘性解析に適する翼型格子形成法 AFMESH を開発した。

現在の遷音速流解析法は、研究論文としては完成しているものでも、実際的な流れの条件での解析を行なおうとすると、発散したり、物理的に信頼しがたい解を与えることも多く、さらに実験との対応において、必ずしも良い結果を与えない。このため、空力設計への実用化の立場からは、きわめて不十分であることが、前回のシンポジウムでも指摘されている^{5)~8)}。我々は、TLNS コードの開発において、その実用化をはかり、指摘に答えるべく努力をそそいできた。その結果、研究コードに計算空気力学上の種々の技術を加え、前述の格子形成法と組合せて利用することにより、遷音速翼粘性解析を容易に行え

る段階に至った。本解法「NSFOIL」は研究コードではあるが、遷音速流のみならず、低速流、超音速流、高揚力、失速、剝離、非定常流、層流、鈍い物体 (円柱等) など様々な流れ場の解析が可能であることが研究の結果、明らかになった。本報告では、その一部分について、その概要を報告する。なお、解法の理論部分、実用翼への適用の成果については、本シンポジウム別報告^{9, 10)} にゆずる。

2. 基本コードの特性検証

風洞に各々特有の特性があるように、同一解法のコードでも、境界条件設定法、格子網、アルゴリズム、プログラム表現、使用計算機、コンパイラの違いにより、コード毎にその出す答は千差万別である。未成熟な研究段階にある NS コードでは、この現象は著しい。以下には、NSFOIL で、NACA 0012 翼型、 $M_\infty = 0.75$, $\alpha = 0^\circ, 2^\circ$, $R_N = 1 \times 10^6$ の計算を行なって求めたコードの特性を示す。図 1 は翼近くの格子分布で、境界層厚さ方向最小格子巾 $\Delta r_{\min} = 1 \times 10^{-5}$ 、格子点数 133×49 とした。格子数は、境界層内を十分表現出来るとともに、衝撃波や剝離渦を含む外部非粘性流領域をも十分カバーするものでなければならない。遠方境界の位置は、遷音速流では十分遠方に置かないと、風洞壁干渉と同様、影響が著しいので注意を要する。図 2 は、遠方境界位置 Y_{\max} の揚力 $C_{L,T}$ への効果を示す。 Y_{\max} は、外周の

* 航空宇宙技術研究所

** 航空宇宙技術研究所研修生

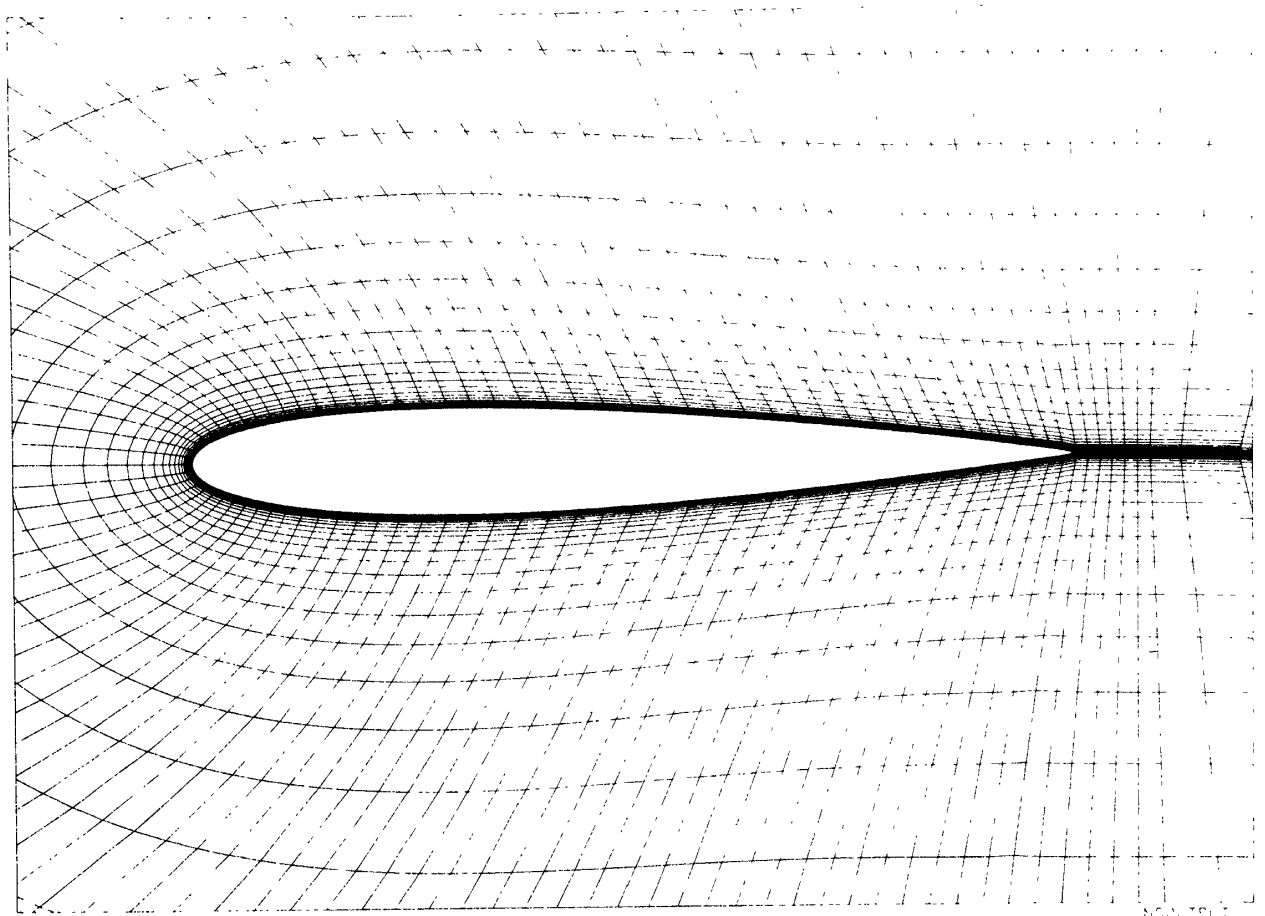


図1 翼近くの格子網

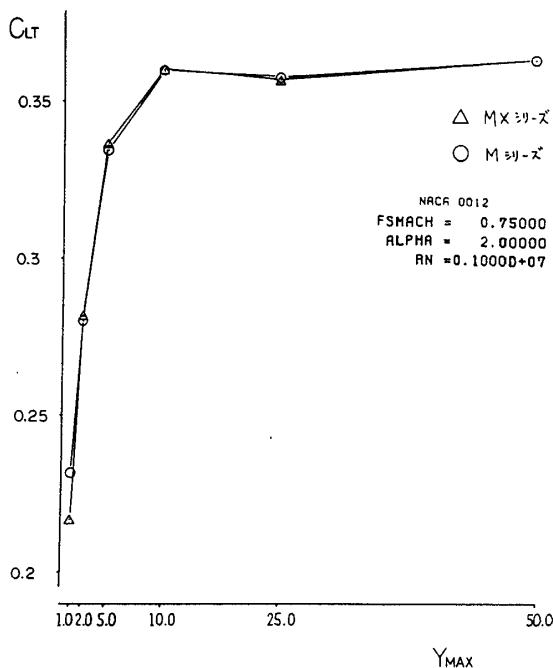


図2 遠方境界位置の揚力への効果

格子をのぞくことで変化させ、各計算領域内の格子分布や他の条件は一切、同一とした。Y_{MAX} ≥ 10ではC_{L,T}も圧力分布も実用上、同一だが、Y_{MAX} < 10

ではC_{L,T}を不当に低く見積る危険がある。定常解を得るに要す時間は、物理的な経過時間から決まるので、Y_{MAX}小ほど有利である。そこで、以後は、Y_{MAX} = 10、格子点数 133 × 49、収束ステップ数 n = 5000 を目安として計算を行なうことにした。

陰解法である本コードでは、時間ステップ Δt は任意で、CFL条件の 10³倍以上でも安定に計算出来る。しかし、計算の初期には翼境界での付着条件が、きつく、解は発散しやすい。筆者らは、Δt をステップ数 n の双曲線正接関数の形で与えることで、常に安定な解を得られるようにした。すなわち、

$$\Delta t_n = \min \left[\frac{\Delta t_s}{2} (1+r) \left\{ \tanh \left[\frac{\ln r}{2} \left(\frac{n}{n_h} - 1 \right) \right] + 1 \right\}, \Delta t_f \right] \quad (1)$$

ただし、 $r = \Delta t_f / \Delta t_s$

$$n_h = n_2 \left\{ \frac{\ln(1+r)}{\ln 2} - 1 \right\}$$

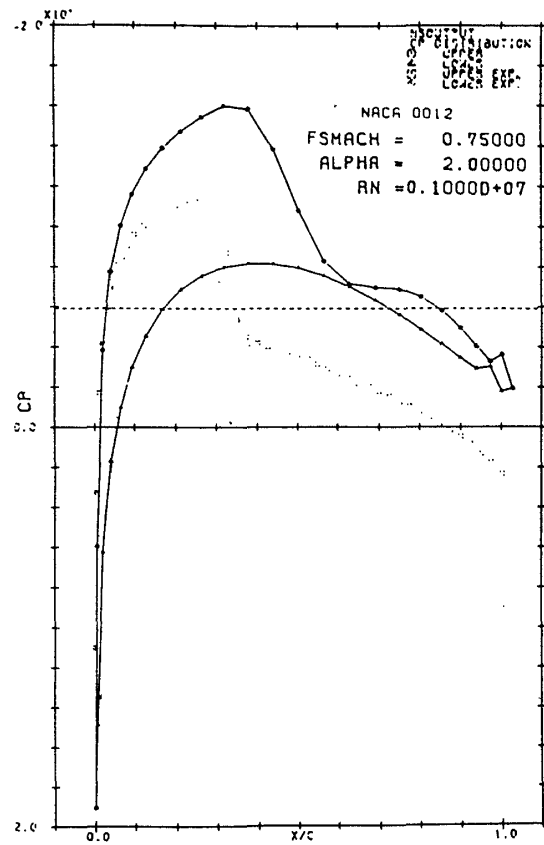
Δt_s : 初期 Δt

Δt_f : 最終 Δt

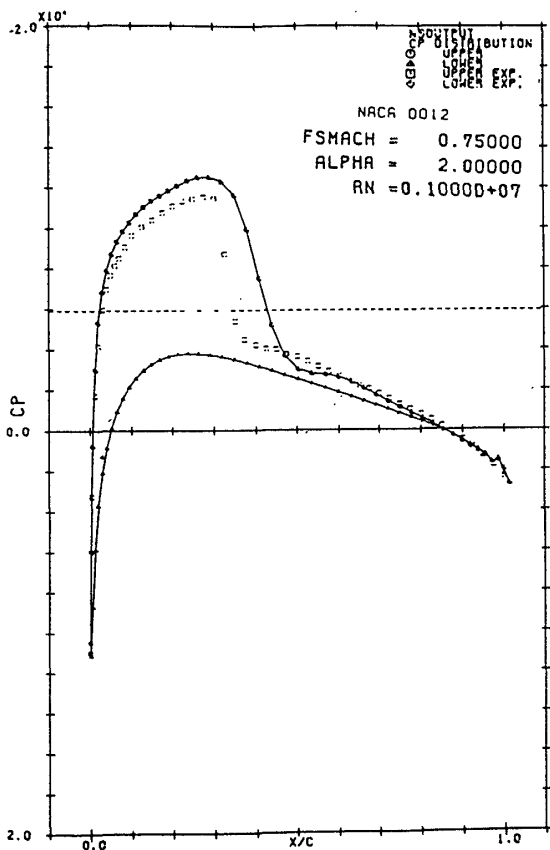
$n_2 : \Delta t_n = 2 \Delta t_s$ となる n

通常, $\Delta t_s = 2^{-18}$, $\Delta t_f = 2^{-6}$ とする。 Δt_s は Courant 数 < 1 となるように, Δt_f は流体運動の非定常時間スケール, 格子の大きさ等を考慮してきめる。重要なのは, Δt の増加法よりも, Δt を Δt_f に近づける点である。(1)の採用により, 任意の翼の任意の M_∞ , α に対しても, 収束状況をみながら計算を進めるという研究コード的な手間から開放され, 以下の解析が可能となったと言ってよいであろう。もし, 解が発散したら, Δt_f を $1/2$ に減らしてやり直せばよい。定常解の高収束化には, さらに局所時間増進法を併用するのが望ましいが, ここでは将来の課題としておく。

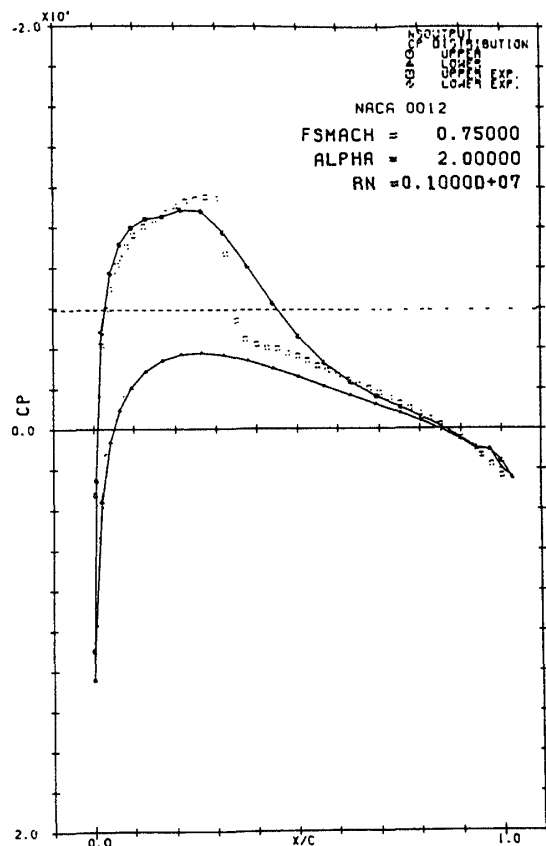
図3には格子点数の影響を C_p 分布で示す。(a)は標準, (b)は ξ , η 方向に格子を半減, (c)は ξ 方向のみ半減した場合である。(b)は衝撃波巾が著しく拡がり, その後方圧力の回復が正しくなく, 流れは剥離してしまう。(c)では, 衝撃波巾が拡がるものの, その位置, 圧力分布は(a)に近い。しかし, C_f 分布は異なっ



(b) 点数半減時



(a) 標準格子



(c) ξ 方向半減時

図3 格子点数の影響

表1 薄層/完全NS, 中心/上流差分の影響

case	MX 3M	MX 3MP	MX 3MQ	MX 3MR
NSFULL	0	0	1	1
IUPWND	1	0	0	1
C_L	0.359892	0.359349	0.359921	0.360426
$C_{L,F}$	0.000090	0.000085	0.000088	0.000091
$C_{L,T}$	0.359982	0.359434	0.360009	0.360517
C_D	0.011846	0.011725	0.011737	0.011854
$C_{D,F}$	0.009031	0.009112	0.009082	0.009015
$C_{D,T}$	0.020876	0.020837	0.020819	0.020869
C_{MQC}	0.005998	0.006327	0.006219	0.005908
C_{MPQC}	-0.000030	-0.000025	-0.000026	-0.000031
C_{MTQC}	0.005968	0.006302	0.006193	0.005877
C_L/C_D	17.243661	17.249945	17.292663	17.275327
C_{ppeak}	-1.24267	-1.29870	-1.29927	-1.24298

た結果を与える。図中の口印は航技研二次元風洞による壁修正しない生データである。風試では $C_{L\alpha}$ は低いので、 α 一定の比較としては、良い方と考えられる。これらから、格子点数や $\Delta\eta_{min}$ への注意が、空力解析ツールとしては必要なことがわかる。

TLNSと完全NSの差については議論のあるところだが、表1では、衝撃波前方の上流差分評価(IUPWND=0:中心差分, 1:上流差分)とともにその影響をマクロな空力特性として示す。計算例では衝撃波も強くなく、剥離もほとんど無いこともあり、これらの影響は無視出来る大きさといえよう。一方、前縁から乱流境界層とした場合(IVIS=3)と、自然遷移とした場合(IVIS=4)では、 $R_N=1\times 10^6$ では遷移が翼中央部の衝撃波位置で起こるため、空力特性への効果は表2に示すように強い。遷移点までの層流 C_f 分布を松野の境界層解析法BLAY¹¹⁾の結果と比較すると、図4に示すように解法が異なるにもかかわらず、よい一致を示す。BLAYでは剥離点下流の解析は困難だが、本解法の結果は、衝撃波の足もとで剥離胞が出来て遷移し、再付着することを示す。遷移点位置は、運動量厚によるレイノルズ数 R_θ による遷移点予測の半実験式¹²⁾とよく一致した。

表2 乱流遷移効果の評価

case	MX 3M	MX 3MS
IVIS	3	4
$C_{L,T}$	0.359982	0.377873
C_D	0.011846	0.010919
$C_{D,F}$	0.009031	0.006844
$C_{D,T}$	0.020876	0.017763
C_{MTQC}	0.005968	0.004324
C_L/C_D	17.243661	21.272839
C_{ppeak}	-1.24267	-1.26635

C_D に対する R_N 数効果は、 $N-S$ 解析によってはじめて得られるべき情報である。ここでは、IVIS=3で $R_N=0.5\sim 100\times 10^6$ の範囲で解析を行ない、 C_D を求めた。図5に二次元風試と比較して示す。 R_N 増加により C_D が減少する傾向と、 $\alpha=0^\circ$, $R_N=10^7$ 前後での値は良いものがある。また、 $\alpha=2^\circ$ では $R_N=5\times 10^6$ と 1×10^7 の間で衝撃波剥離胞が消える。これらから、 R_N 数効果は本法で定性的にはつかめると言える。低 R_N 数では完全乱流近似により C_D は高くなりすぎる他、 $\alpha=2^\circ$ で高めなのは風洞壁干渉の影響

もある。 C_D 評価は表面積分で行なうが衝撃波巾や後縁厚みの評価への影響、乱流モデルの適否などもあり、 C_D の定量的予測には不十分な点が多いことを本結果は示している。

3. 遷音速翼型の解析

コード特性を指針として、数種の遷音速翼型について解析を試みた。格子点数はどれも 125×51 、そのうち翼上に93点とし、遠方境界は x, y 方向とも ± 12 とした。 $\Delta \eta_{\min}$ は 1×10^{-5} とした。図6は、Garabedian-KornのGK-75-06-12翼に対する $M_\infty = 0.75$, $\alpha = 0.8^\circ$, $R_N = 1.3 \times 10^7$, IVIS=4での収束解の圧力分布と等マッハ線図を示す。 C_L は設計点($M=0.75, C_L=0.63$)に近い0.62で、無衝撃波圧力分布が得られた。境界層は $x=0.03$ で遷移し、後縁まで剝離はない。境界層発達の様子は等マッハ線図の後縁近くでの等高線の集中によって認められる。

NSFOILでは、ポテンシャル解法と異なり、 C_L を指定した解析は出来ないから、無衝撃波点の α をあらかじめ求める必要がある。そのためには α の数点について解析し、 $C_L \sim \alpha$ 特性を得ねばならない。そのような非効率を避けるため、遷音速微小擾乱コードTSFOILで、あらかじめ $C_L \sim \alpha$ 特性を予測し、NSFOILが設計 C_L を与える $\alpha = 0.8^\circ$ を推算した。この予測法は有効であることも、本結果から示され

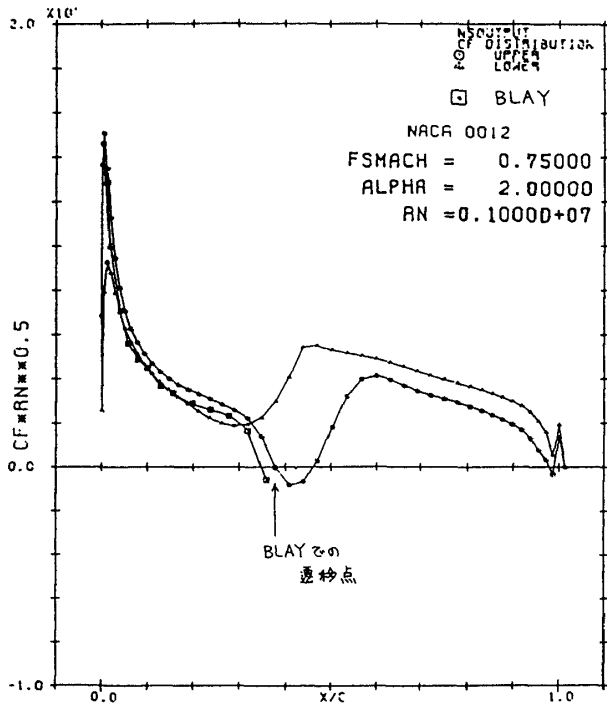


図4 C_f 分布の比較

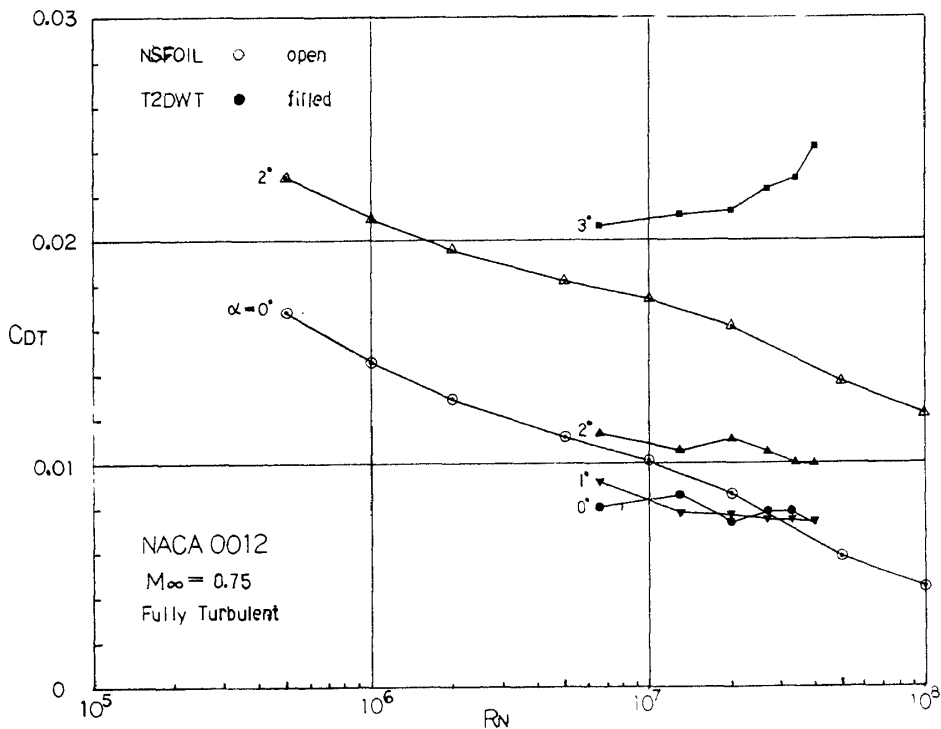
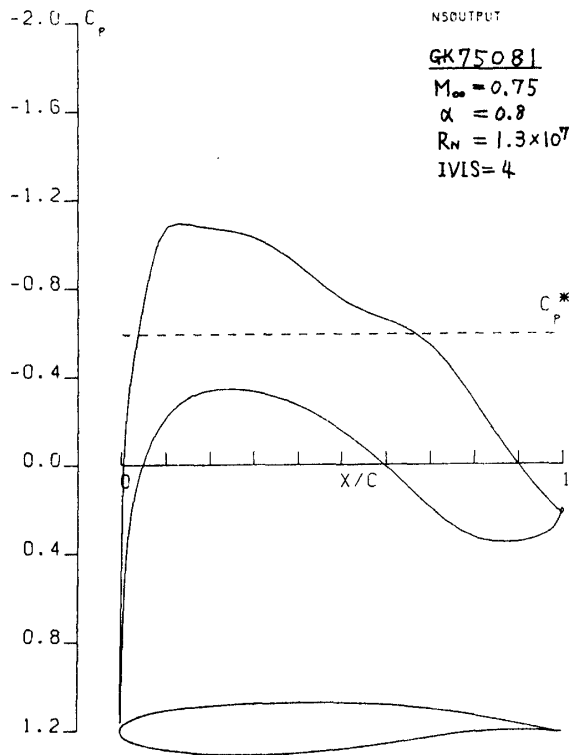


図5 C_D に対するレイノルズ数効果

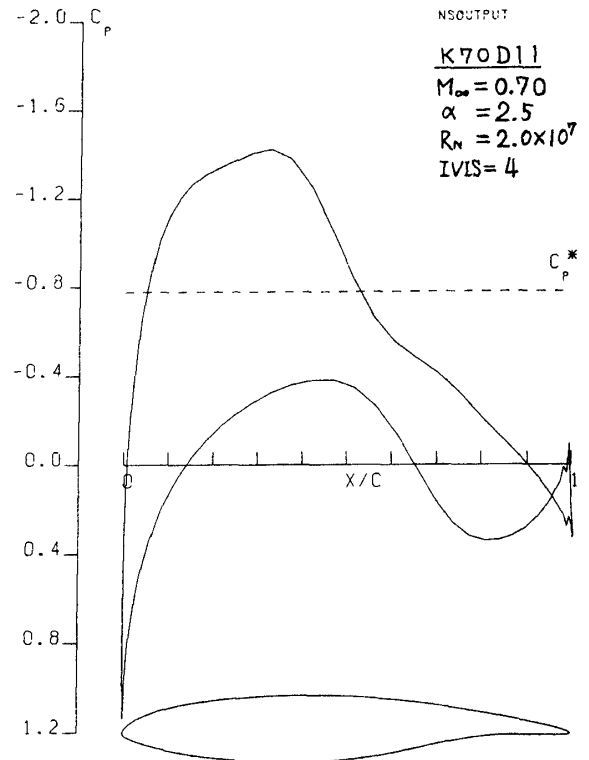
た。ちなみに、NSFOILでの計算は1ケース約2時間(FACOM M-380, OPT(3), 倍精度計算)かかるのに対し、TSFOILは10秒以下である。

図7は航技研で遷音速翼型開発の一環として試験した翼型のひとつK-研究翼¹³⁾の例で、計算条件は、 $M_\infty=0.70$, $\alpha=2.5^\circ$, $R_N=2.0 \times 10^7$, $IVIS=4$ 。 $C_L=0.73$ で強い衝撃波が翼中央部に発生するが、

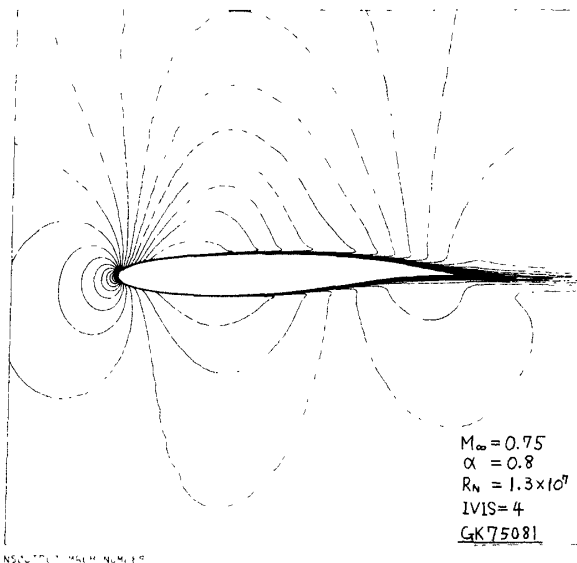
流れ方向格子分布がこの付近では粗いため、数値上のなまりが著しい。この翼は前縁半径が小さく、前縁近くの格子を細かくする必要があり、翼上93点では必ずしも十分ではなかった。後縁近くの圧力分布はポテンシャル解析や実験では必ずしも正確に求めるのが困難であったが、本法では可能であることがわかる。



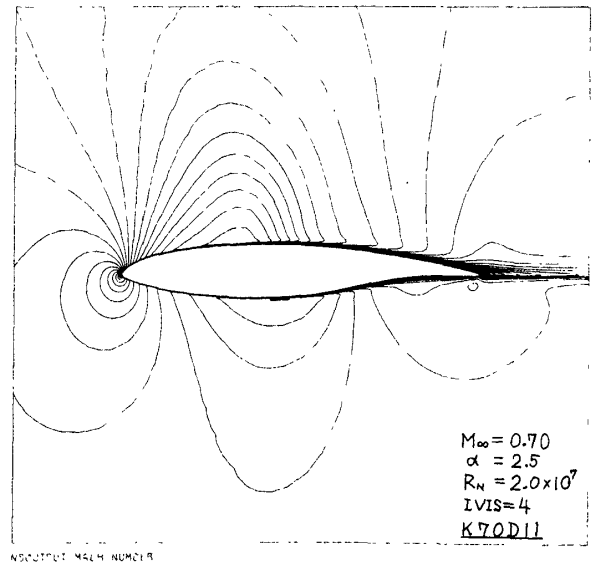
(a) 圧力分布



(a) 圧力分布



(b) 等マッハ線図



(b) 等マッハ線図

図6 GK-75-06-12翼の解析

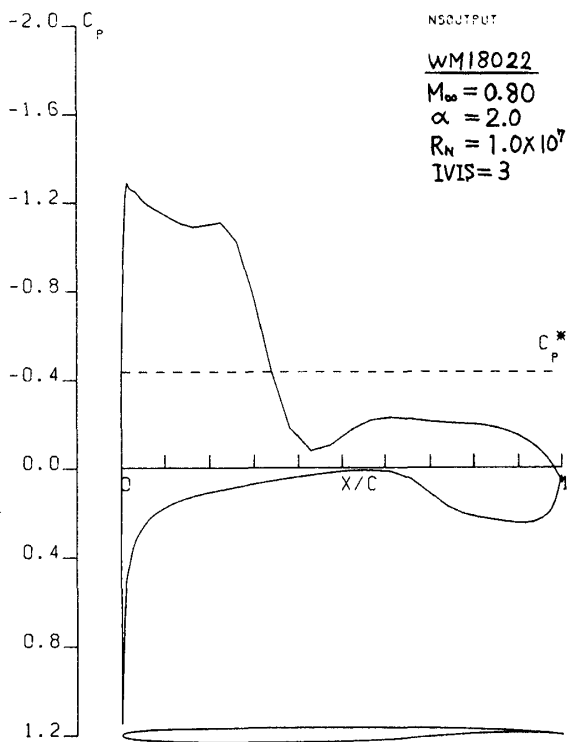
図7 K-研究翼の解析

図8はWhitcomb翼型の一変形で、計算条件は、 $M_\infty=0.80$, $\alpha=2.0^\circ$, $R_N=1.0 \times 10^7$, $IVIS=3$ 。 $C_L=0.60$ で、薄板に近い、この種の翼では格子分布に注意しなければならない。

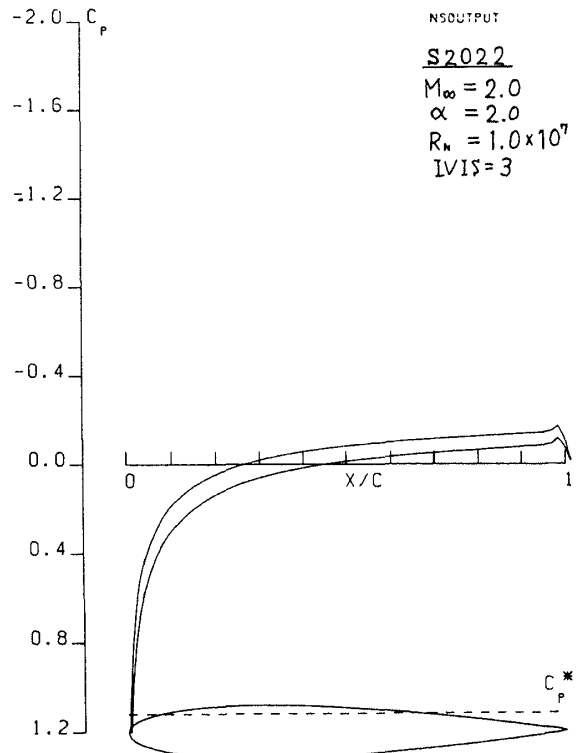
図9はNACA0012で、超音速特性を求めた例である。計算条件は、 $M_\infty=2.0$, $\alpha=2.0^\circ$, $R_N=1.0 \times 10^7$, $IVIS=3$ とした。圧力分布は超音速流特有の形を

示しており、マッハ数分布では、前縁前方の離脱衝撃波、後縁のテイル斜め衝撃波が認められる。しかし、格子網の形状と、解法の性質に帰因する衝撃波の鋭どさの欠除はさげがたい。

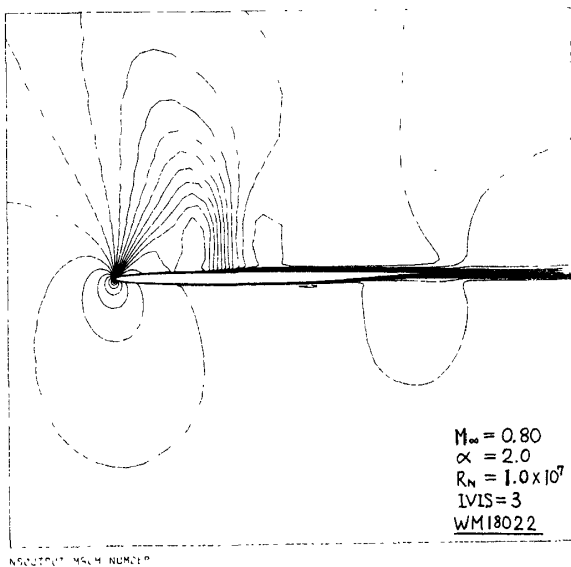
これらの結果から、任意の遷音速翼型の解析が、比較的容易に行なえるとの見通しが得られた。しかし、数値解が得られることと、その値を空力特性値



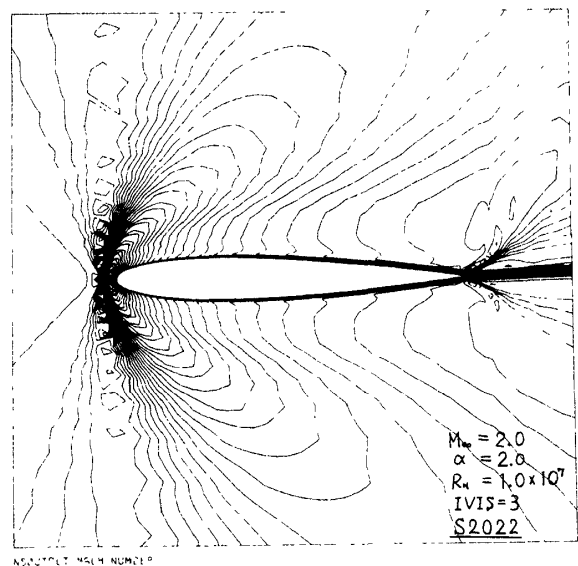
(a) 圧力分布



(a) 圧力分布



(b) 等マッハ線図



(b) 等マッハ線図

図8 WM1 - 翼の解析

図9 0012翼の超音速流解析

として使えることとは異なる。この点については、さらに多くの検証が必要である。

4. 可能性の追求

NSFOILは解法の性質上、きわめて低い R_N 数やマッハ数の流れへの適用が困難な点をのぞけば、き

わめて適応性が豊かである。ここでは、応用例のいくつかを紹介する。

図10は乗用自動車形状の2次元断面内流れを、AFMESHで作った格子網で解析した例である。計算条件は実車走行時に相当する $M_\infty=0.131$, $\alpha=0^\circ$, $R_N=1.43 \times 10^7$, $IVIS=4$ で行なった。後部での非定常剥離の様子が得られた。ワゴン車形状の計算では後部肩からの剥離があらわれ、 C_D が異なること

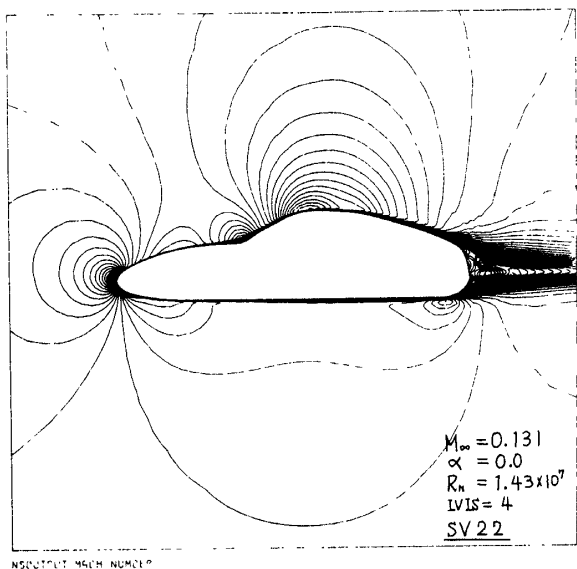
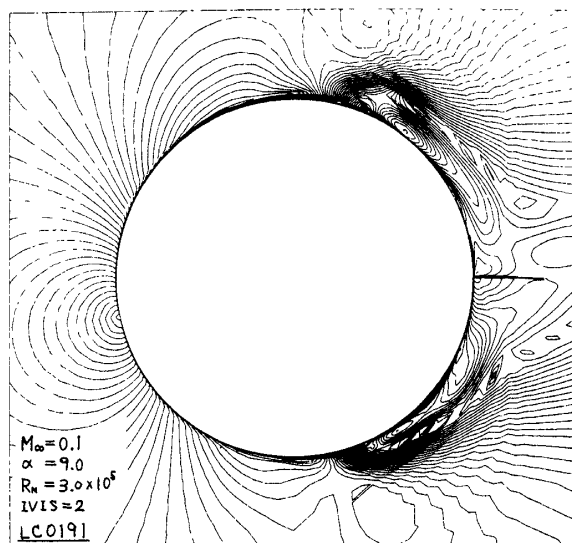
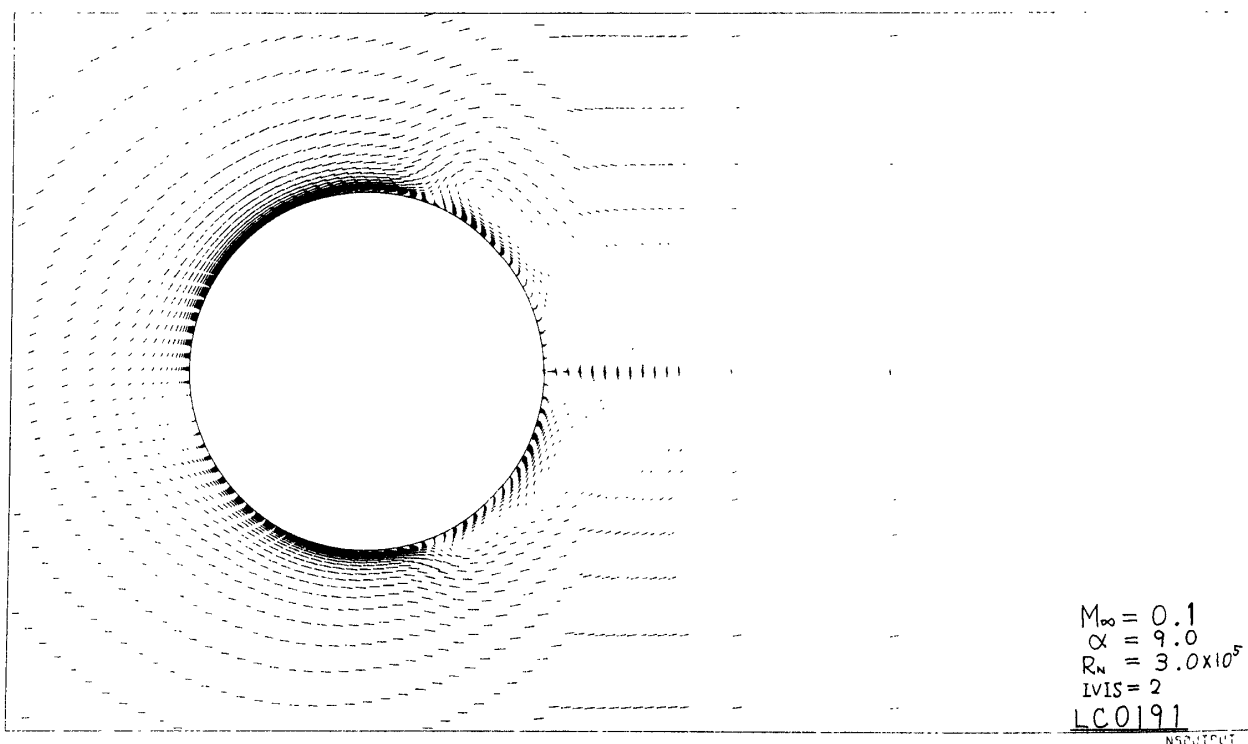


図10 自動車形状の流れ解析
(等マッハ線図)



(a) 等マッハ線図



(b) 速度ベクトル図

図11 円柱をすぎる層流解析

が示された。この種の解析では、格子数、完全NS/TLNSの差、乱法モデル評価法によって解が著しく影響を受けることがわかり、今後の課題を残している。

図11は円柱まわりの層流解析例で、 $M_\infty=0.10$ 、 $R_N=3.0 \times 10^5$ とした。非対称解を求めるため、 $\alpha=9^\circ$ とした結果、揚力のある非定常な流れ場を得た。乱流遷移法 (IVIS=4) との間で、剝離点位置、 C_L 、

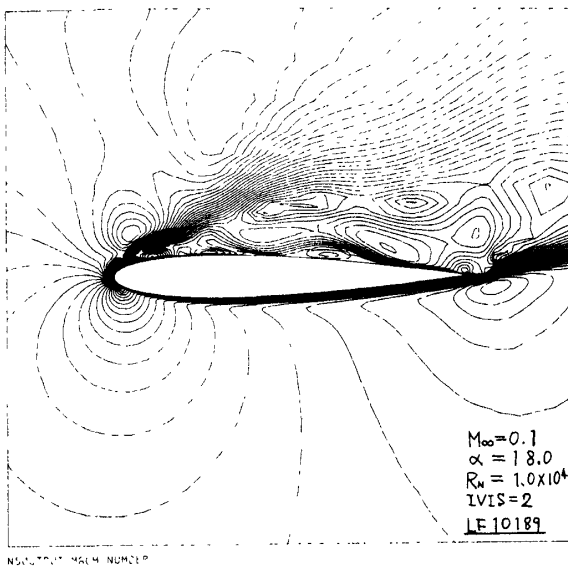
C_D のちがいが得られた。今後、よく知られた円柱の遷移に伴う R_N 数効果についての解析を予定している。

図12はNACA0012の層流大迎角解析例である。 $M_\infty=0.10$ 、 $\alpha=18^\circ$ 、 $R_N=1 \times 10^4$ の条件で計算を行った。このような低 R_N 数では、最小格子巾 Δr_{\min} は層流境界層に適した大きさに、粗くしてある。流れは前縁剝離しており、非定常な渦の発生、放出が図から認められる。放出された渦の様子は、格子網の粗さによる人工拡散が著しく、必ずしもよいとは考えられないものの、前縁剝離の現象自体は、十分にとらえているのではないかと考えられる。

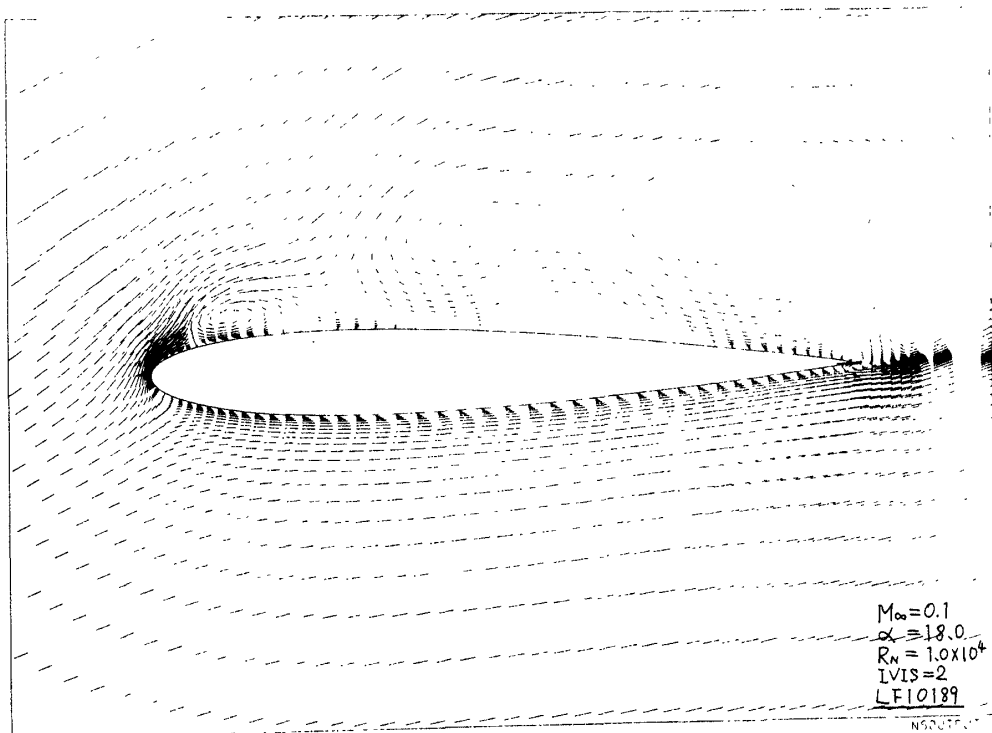
5. むすび

高 R_N 数遷音速翼型解析法NSFOILについて、ツールとしての指針を明らかにするとともに、翼型はじめ、任意形状の粘性解析が任意のマッハ数、 R_N 数、迎角で容易に出来ることを計算例によって示した。また二次元風洞との対応について、その一部を明らかにした。

今後、さらに本解法を改良し、定量的にも、より高度な解析を可能とするには、いくつかの未解決な



(a) 等マッハ線図



(b) 速度ベクトル図

図12 低速大迎角剝離層流

課題がある。それらの中には、

1. 解適応格子のような衝撃波，剝離渦などへの格子網の調整
2. 衝撃波・境界層干渉の高精度な評価
3. 後縁剝離域の高精度な評価
4. バフエットの定量的評価
5. これらの評価に適正な乱流モデルの採用
6. 風洞壁干渉の評価と，それを考慮した実験との対応
7. 対応実験における高品質な境界層特性の提示
8. スーパーコンピュータの導入

等があげられよう。

参 考 文 献

- 1) Beam R.M. & Warming, R.F., AIAA J., 16, 393-402 (1978).
- 2) Steger, J.L., AIAA J., 16, 686, (1978).
- 3) 河合，廣瀬；第21回飛行機シンポジウム講演集 404-407, (1983).
- 4) 廣瀬，河合；日本航空宇宙学会第13期年会講演会講演集，158-161, (1982).
- 5) 河野；航空機計算空気力学シンポジウム論文集，航技研SP-1, 91-100, (1983).
- 6) 谷岡；同上，141-156, (1983).
- 7) 田中，廣瀬；同上，157-168, (1983).
- 8) 奥村，城之内，沢田；同上，169-186, (1983).
- 9) 河合，廣瀬；第二回航空機計算空気力学シンポジウム論文集（航技研特別資料SP-3 予定）.
- 10) 宮川，廣瀬；同上，(1984).
- 11) Matsuo, K., AIAA Paper 81-1020 (1981).
- 12) Cebeci, T. & Smith, A.M.O., Analysis of Turbulent Boundary Layers, Academic Press (1974).
- 13) 神谷，西；航技研報告 TR 掲載予定 (1984).