

遷音速翼型のエルロン効きの風洞試験と計算の対応

宮 川 淳 一* 廣 瀬 直 喜** 河 合 伸 坦**

Transonic Aileron Computation in Comparison

to Wind Tunnel Test

by

Junichi MIYAKAWA, Naoki HIROSE and Nobuhiro KAWAI

ABSTRACT

The progress of computational aerodynamics over the past decade has been so tremendous, partly pushed by the rapid advance in computer hardware, that aircraft designers have obtained an alternative tool for aerodynamic analysis comparable to wind tunnel testing. The Navier-Stokes computation, which has been used successfully in research recently, is also likely to become a practical tool for analyzing viscous flows.

NSFOIL, the high Reynolds number transonic airfoil analysis code developed at NAL, has been verified by comparing it with the results of high Reynolds number wind tunnel tests at NAL.

This paper presents the NSFOIL computation of the transonic airfoil with aileron, following the clean airfoil result presented at the previous symposium in 1984. To show the effectiveness of this new code, the comparison of numerical results with the experiments is also presented in this paper.

1. はじめに

こゝ10年著しい進歩を遂げた計算空気力学は、計算機ハードウェアの目覚ましい発達にも後押しされて、航空機設計の現場においても大幅に採り入れられてきている。中でも、非粘性計算である遷音速微小擾乱及びフルポテンシャル方程式に基く空力計算コードは、谷岡⁽¹⁾が述べた様に、既に実用段階に達しており、風洞試験に匹敵する設計解析手段として空力設計作業において重要な役割を果たすまでに至っている。

最近特に研究が進んでいるナビア・ストークス計

算コードも、粘性をも含めた高精度の計算空力技術として、航空機設計にとって必要不可欠のツールとなることは明らかであり、更には、将来、風洞試験を代替する新技術となる可能性を秘めていることも多くの人が認めるところである。

しかるに、筆者のうちの二人が開発した Re 数遷音速流翼型解析プログラム NSFOIL⁽²⁾ は、失速・バフエット等の運用限界特性を解析する精度ある粘性流計算ナビア・ストークス・ソフトウェアとして有望視されており、その有効性は第2回の当シンポジウムで発表したとおりである。⁽³⁾ 昨年の発表では、NSFOIL の遷音速翼型(クリーン)への適用、及びその風洞試験との対応検討を行なって、遷音速領域における主に迎角に対する非線形性推定の有効性を示したが、今年度は、NSFOIL の適用範囲確認

* 三菱重工業株式会社

** 航空宇宙技術研究所

の第2ステップとして、遷音速翼型のエルロン形態について計算を行なった。計算結果は、昨年と同様、航技研遷音速二次元風洞における風試結果との対応検討を行なって、主にマッハ数及びエルロン舵角に対する非線形性推定の有効性を調べた。

2. 計算概要

解析の対象とした遷音速翼型を図1に示す。スーパークリティカル系の翼型で、翼厚比は12%、リアローディング・タイプの高性能遷音速翼型である。エルロン・ヒンジラインは75%弦長位置、エルロン弦長は原翼の25%である。エルロン舵角は 0° 、 -5° 、 -10° （後縁下げ）について解析を行なった。

解析計算に先立って、翼型幾何形状をもとに、翼型格子形成法コードAFMESH⁽⁴⁾によって図2に示すC型物体適合座標を生成する。異なる舵角については、各々別の計算格子を生成するが、格子点の数はいずれも 125×51 である。計算精度を上げるために格子点の数を増やすことは、そのまま計算時間の増大につながるため、最小限の格子点を有効に配分することが実用上のキーポイントとなる。ここでは、無限遠方境界条件を与えるのに適切な計算領域であ

ること、境界層内に十分な数の格子点があること、等を計算時間と共に考慮して上記格子点数を定めた。

計算条件は、 $Re = 1.25 \times 10^7$ 、 $\alpha = 0.0^\circ$ で行なった。レイノルズ数は、この種の翼型を適用する代表的な遷音速機のエルロン弦長及び設計点の高度、マッハ数に合わせた。迎角は代表点として 0° を選び、マッハ数とエルロン舵角をパラメトリックに変化させて風洞試験との対応を検討した。

NSFOILのアウトプットは出力専用プログラムNSOUTPUTが整備されており、豊富な計算結果の情報を空力設計者に見やすい形に整理して出力するようになっている。出力の一例として図3に示したのは、 $M = 0.80$ 、 $\delta_a = -10^\circ$ の等マッハ数分布図である。衝撃波の後方で境界層が急速に厚くなっており、その更に後方には、かなり大きな剥離領域が存在することを示している。

一般に空力計算は、風洞試験に比べて多くの情報を提供するが、NSFOILは圧力分布、密度分布、境界層内速度プロファイル等、多様なアウトプットを備えて、大量のデータを、整理された図として提示することができる。

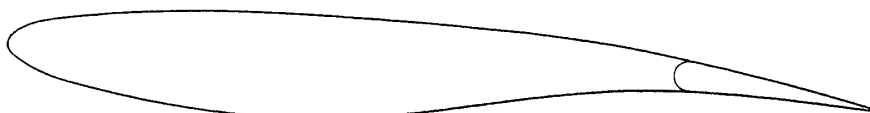


図1 エルロン付き遷音速翼型

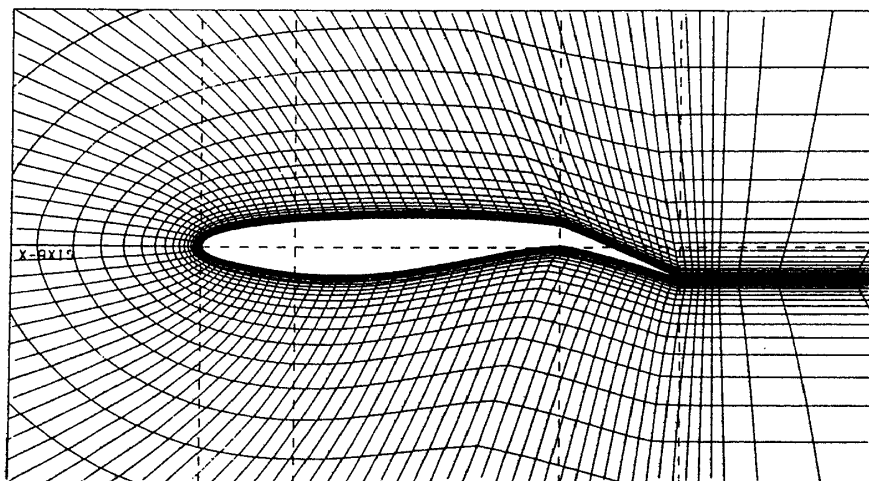


図2 翼型計算格子

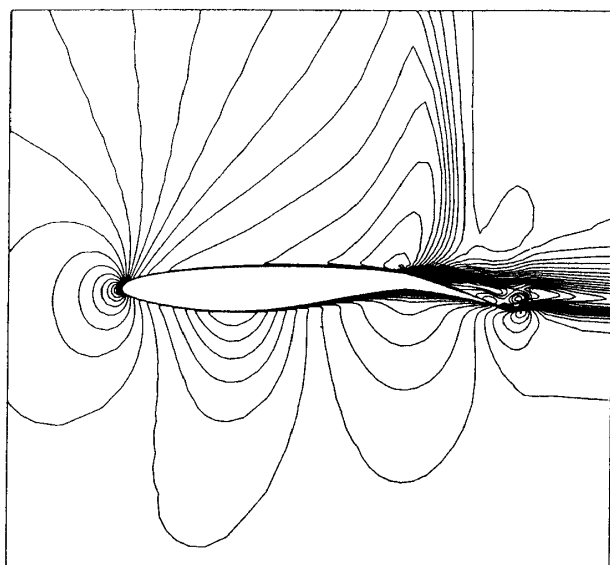


図3 等マッハ数分布図

3. 風試概要

風洞試験は航空宇宙技術研究所の遷音速二次元風洞にて行なった。図4に風試概要図を示す。供試体は翼弦長 250 mm, 翼幅 300 mm で、試験条件は計算ケースと同一である。風洞は吹出し式で、上下壁は開口比可変のスロット壁、側壁は固定壁である。計測項目は次のとおりである。

- (1) 翼面上圧力分布；供試体上下面に約60点の圧力孔を設け、風洞外部のスキヤニ・バルブにて

計測している。エルロン部分の圧力孔は、10点である。

- (2) 後流速度分布；供試体後方約 1.5 弦長に位置した駆動式後流測定装置によって、総圧・静圧を計測している。翼幅方向3点で計測しているが、データ処理には中央の値を採用している。

- (3) シュリーレン写真；計測筒左右壁のガラス窓を通して、カラー・シュリーレン写真を撮影している。

計測された圧力データはオンライン処理され、風試終了後直ちに翼型三分力の形で整理されてプロットアウトされる。

この風洞は実機レイノルズ数を実現する高圧風洞であるため、模型にかかる空気力も非常に大きなものとなるが、今回の試験では、エルロン舵角をとることによって特に大きな荷重となり、2トンを超える力がかかる形態もある。従って、舵角の異なるエルロン形態には各々に頑丈なセッティング・ピースが必要となり、模型の形態変更に多くの時間が費やされる。こうしたパラメトリック・スタディの難しい風洞試験は、何らかの計算検討による模型形態の絞り込みが必要な代表例である。

4. 風洞試験と計算の対応

初めに、翼型三分力についての対応を検討する。

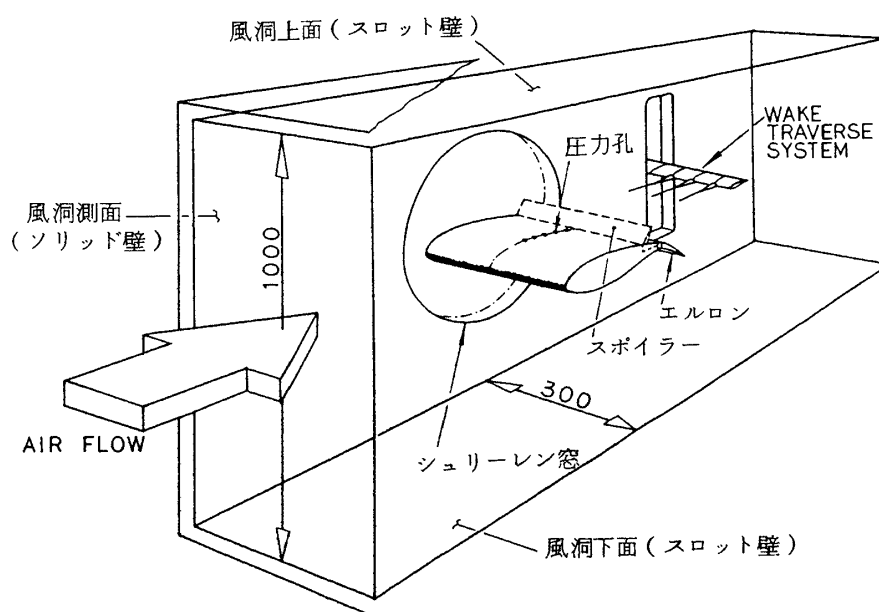


図4 風試概要図

図 5, 6 に揚力係数のマッハ数に対する変化を示す。 $(\delta_a = 0^\circ, -5^\circ)$ クリーンの形態では NSFOIL と風試データは良く一致しており、従来の非粘性流計算法 (FP+BL ; フルポテンシャルの境界層補正) では期待できないマッハ数に対する非線形性が計算によって推定されている。エルロン舵角 5° 形態では、NSFOIL と風試値で、揚力係数のレベルに差があるものの、非線形性が現われるマッハ数については両者は良く一致している。揚力係数の差については翼面上圧力分布比較の項で詳述する。図 7, 8 に抵抗係数のマッハ数に対する変化を示す。 $(\delta_a = 0^\circ, -5^\circ)$ いずれの形態でも NSFOIL の方がやゝ抵抗係数が大きいが、揚力係数の場合と同様、マッハ数に対す

る非線形性が精度良く推定されている。ただし、良く知られている様に、抵抗の発散は衝撃波の発生による圧力抵抗の増大であるため、衝撃波剥離による揚力発散とは異なり、従来の非粘性計算法でも抵抗発散マッハ数 (M_{DD}) はかなり精度良く推定することができる。NSFOIL と風試値の抵抗係数の差については、後流圧力分布比較の項で詳述する。図 9, 10 にピッチングモーメントのマッハ数に対する変化を示す。 $(\delta_a = 0^\circ, -5^\circ)$ ここでも揚力係数の場合と同様、係数の値そのものには若干の差があるが、マッハ数に対する非線形性が精度良く推定されており、従来の計算法に対する本質的な差異は明らかである。次に舵効きについての対応を検討する。図 11, 12

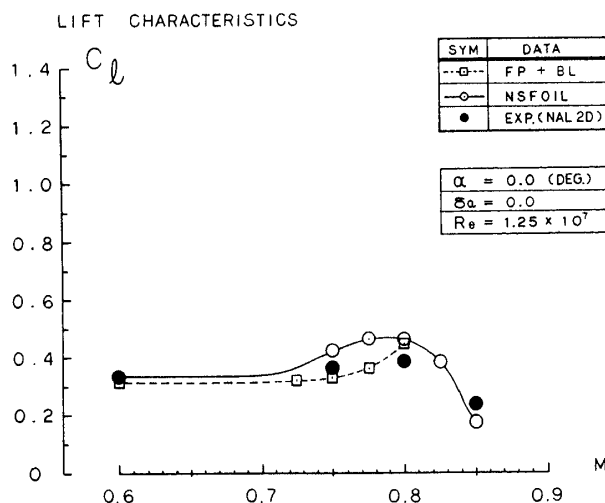


図 5 LIFT CHARACTERISTICS

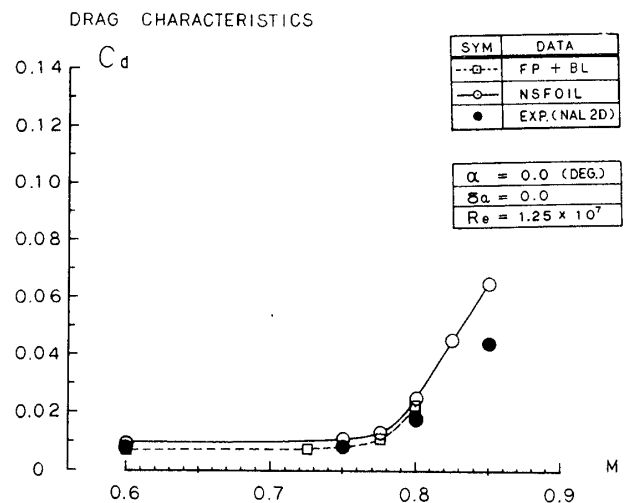


図 7 DRAG CHARACTERISTICS

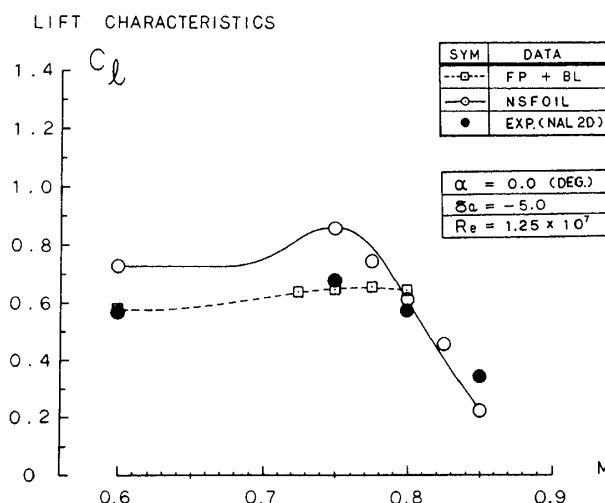


図 6 LIFT CHARACTERISTICS

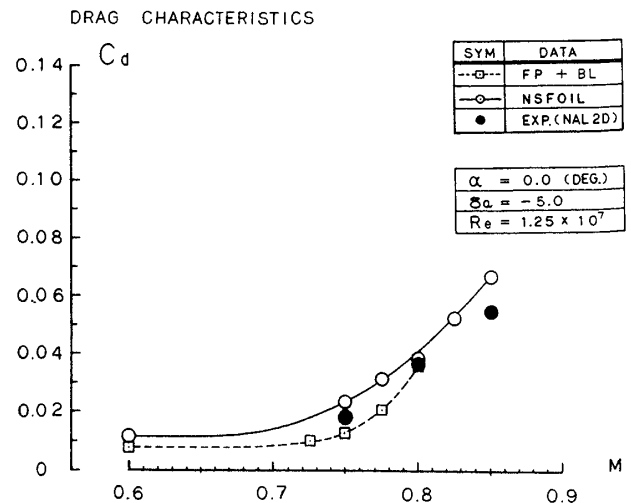


図 8 DRAG CHARACTERISTICS

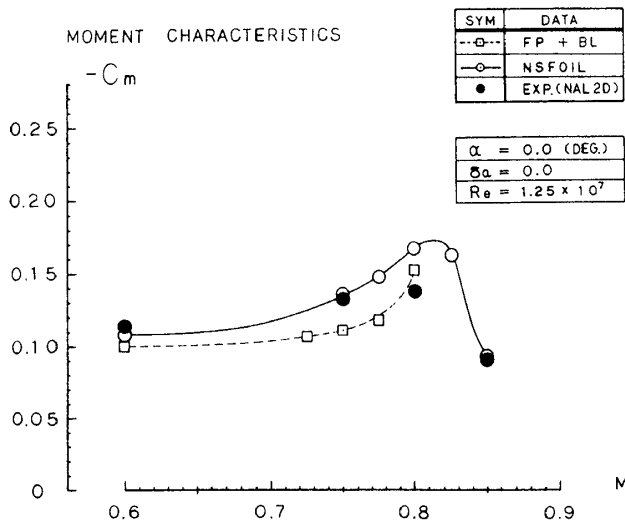


図9 MOMENT CHARACTERISTICS

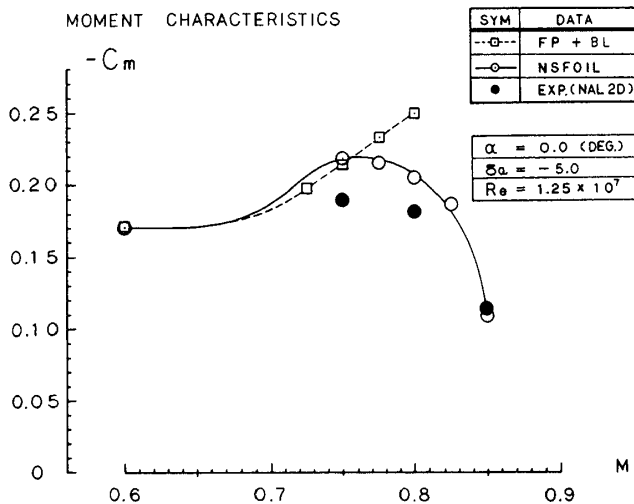


図10 MOMENT CHARACTERISTICS

に揚力係数の舵角に対する変化を示す。 $(M=0.75, 0.80)$ このチャートは、中央に舵角に対する線形領域、その両側に効きが減少する非線形領域が存在する長い逆S字カーブとなる。NSFOILは、遷音速領域におけるこうした舵角に対する非線形性も捉えている。この非線形性も従来の非粘性計算法では推定できなかったものである。図13にエルロン効きのマッハ数に対する変化を示す。これは前述の線形領域の傾きをマッハ数に対してプロットしたもので、航空機のエルロン効き（ローリングモーメント）の推算に用いる設計チャートである。NSFOILの有効性はここでも明らかである。

最後に圧力分布についての対応を検討する。図14, 15は翼面上圧力分布の対応である。 $(\delta a = -5^\circ, -10^\circ)$

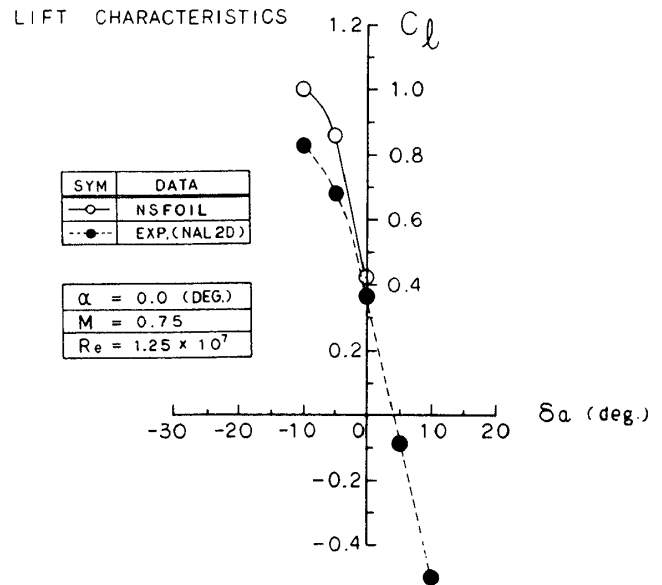


図11 LIFT CHARACTERISTICS

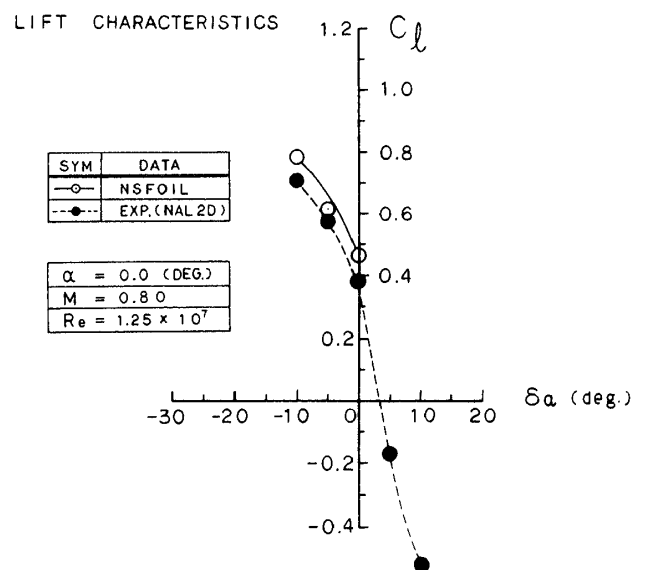


図12 LIFT CHARACTERISTICS

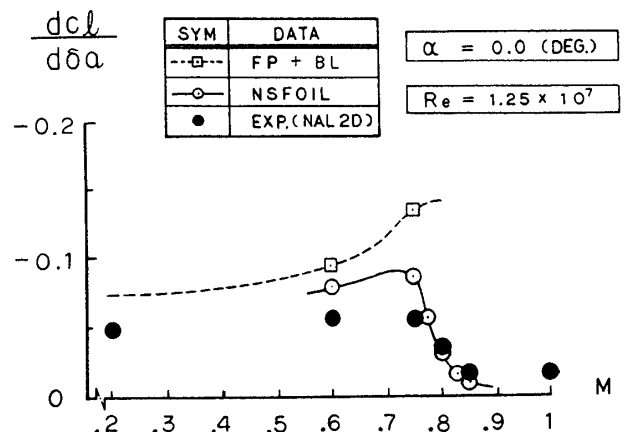


図13 エルロン効き

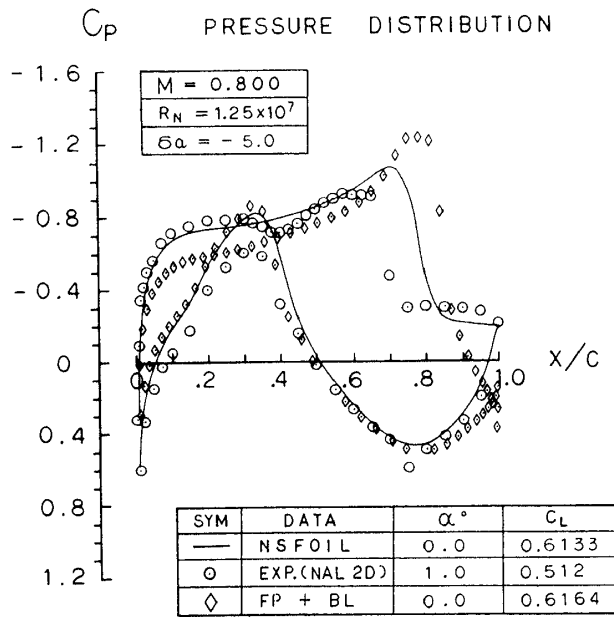


図 14 PRESSURE DISTRIBUTION

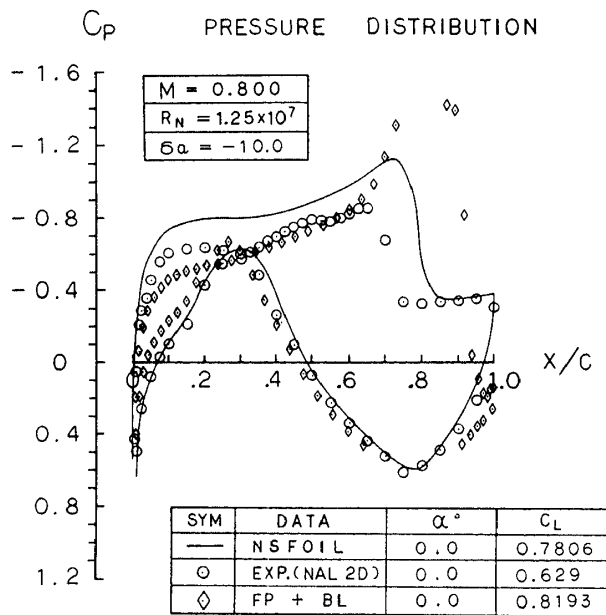


図 15 PRESSURE DISTRIBUTION

風試も計算も離散的なケースについて行なったもので、必ずしも同じ揚力で比較することはできないが、図14に示す様に、NSFOIL は従来の計算法とは異なり、剥離を含む流れについて後縁点の圧力まで精度良く解析することができる。衝撃波の位置の差は、既述の揚力及びモーメント係数の差の原因であるが、今後、これを解決するためには、GRID ADAPTATION の採用、乱流モデルの改良を行なう必要があると考えられる。エルロン舵角 10° の図15

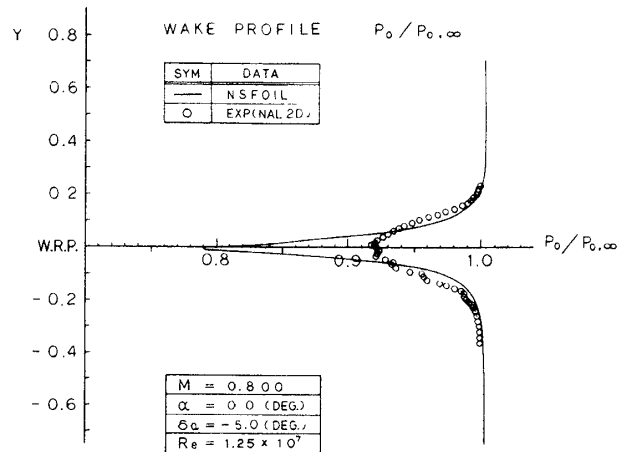


図 16 WAKE PROFILE

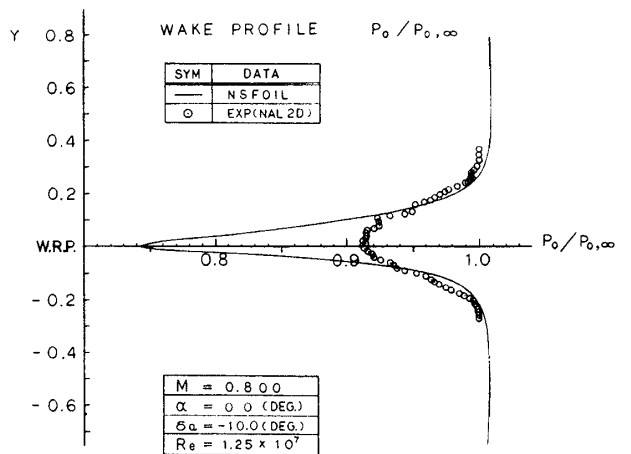


図 17 WAKE PROFILE

においても後縁点付近の圧力分布の一致は良好である。図16,17 に後流圧力分布の対応を示す。 $(\delta\alpha = -5^\circ, -10^\circ)$ 全体的な後流の位置と規模は実用的にはほぼ問題の無い推定精度と言えよう。ただし、後流中央部分ではNSFOIL が風試よりも粘性による効果を過大に推定している。これは既述の抵抗係数の差の原因であるが、今後、乱流モデルの境界層型から後流型へのスイッチングを改良することによって解決可能と考えられる。

5. まとめ

代表的な遷音速翼型にエルロンを装着した形態を対象として、高 Re 数遷音速流翼型解析プログラム NSFOILによる解析を行い、高 Re 数二次元風洞試験との対応を検討した。その結果、NSFOIL は、昨年度明らかにした迎角に対する非線形性に加えて、

やはり従来の計算法では対応できない遷音速領域におけるマッハ数に対する非線形性及び舵角に対する非線形性を推定する手法として非常に有効であることが確かめられた。

今後は、より多くの計算格子あるいはADAPTIVE GRIDを用いた計算解析を行なって精度向上を目指すと共に、風試としてもより詳細なデータの対応を検討するために多様な計測を追加していく必要がある。

参 考 文 献

- 1) 谷岡；主翼の空力設計について，航空機計算空気力学シンポジウム論文集，141,(1983)
- 2) 河合，廣瀬，伊沢；高 Re 数遷音速流翼型解析プログラムNSFOILの開発，第21回飛行機シンポジウム講演集 404,(1983)
- 3) 宮川，廣瀬；遷音速翼型の風洞試験と計算の対応，第2回航空機計算空気力学シンポジウム論文集，245,(1984)
- 4) 廣瀬，河合；遷音速翼型解析法のための格子形成コードAFMESH，日本航空宇宙学会第13期年会講演会講演集，158,(1982)

