

## 遷音速翼型の風洞試験と計算の対応

宮川 淳一\* 廣瀬 直喜\*\*

The Comparison of the Transonic Airfoil Calculation by NSFOIL  
With the Wind Tunnel Test Data at High Reynolds NumberJunichi MIYAKAWA  
Mitsubishi Heavy Industries Co., Ltd.Naoki HIROSE  
National Aerospace Laboratory

## ABSTRACT

Over the past decade, the progress in computational aerodynamics has been so tremendous that it can be said that designers in aircraft industries have obtained a tool for aerodynamics analysis other than wind tunnel test, which had been their only tool since the invention of the aircraft.

The new technology has become an even more efficient design tool with the development of computer aided design systems for interactive processing.

All of the practical aerodynamics codes, however, are inviscid or boundary-layer-corrected programs which are accurate enough for analyzing attached flows but not for separated flows.

Severe design trade off for recent high performance aircraft has necessitated accurate numerical analysis of viscous separated flows.

NSFOIL, the high Reynolds number transonic airfoil analysis code developed at NAL, is expected to be a good candidate for this difficult task. This paper presents the NSFOIL computation of the transonic flow past a supercritical airfoil, along with a comparison with the experiment to show the effectiveness of the new code.

## 1. はじめに

最近の計算空気力学の進歩は、計算機の発達と相俟って、航空機設計の現場にも大きな変化をもたらしてきた。特に、微小擾乱、フルポテンシャルの遷音速空力計算コードは、従来、風洞試験に空力解析

の多くを頼ってきた技術者に、空力計算という新たな解析手段を与えた。二次元から三次元へと拡張されたこれらの手法は、現在では、谷岡<sup>1)</sup>が述べた様に、空力解析システムとして組み上げられ、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。

しかしながら、河野<sup>2)</sup>が指摘するように、上記の空力計算は、主に非粘性計算、乃至は粘性効果を境界層補正という形で考慮したものであるため、航空

---

\* 三菱重工業株式会社  
\*\* 航空宇宙技術研究所

機的设计点付近の剥離の少ない領域では優れた精度を持つものの、運用限界に近い剥離の大きい領域では信頼性に乏しく、こうした領域での性能検討には、未だ風洞試験に多くを依存しているのが現状である。一方、最近の航空機の高性能化は、ますます厳しい設計点性能と運用限界特性とのトレード・オフを要求しており、莫大な風洞試験時間を大巾に削減する決め手として、信頼性の高い粘性流計算法が待望されている。

しかるに、筆者の一人<sup>3)</sup>が開発した高 $R_e$ 数遷音速流翼型解析プログラムNSFOIL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ソフトウェアとして有望視されている。ここでは、NSFOILの有効性を確認するため、代表的な遷音

速翼型を対象として、高 $R_e$ 数二次元風洞試験との対応を検討し、今後の詳細なNSFOILの適用範囲確認の第1ステップとする。

## 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。

解析計算に先立って、翼型幾何形状から翼型格子形成法コードAFMESH<sup>4)</sup>によって、図2に示すC型物体適合座標を生成する。格子点の数は $125 \times 51$ である。解析精度を上げるために容易に格子点を増やすことは、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

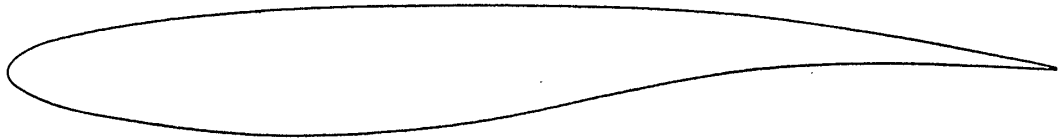


図1 遷音速翼型

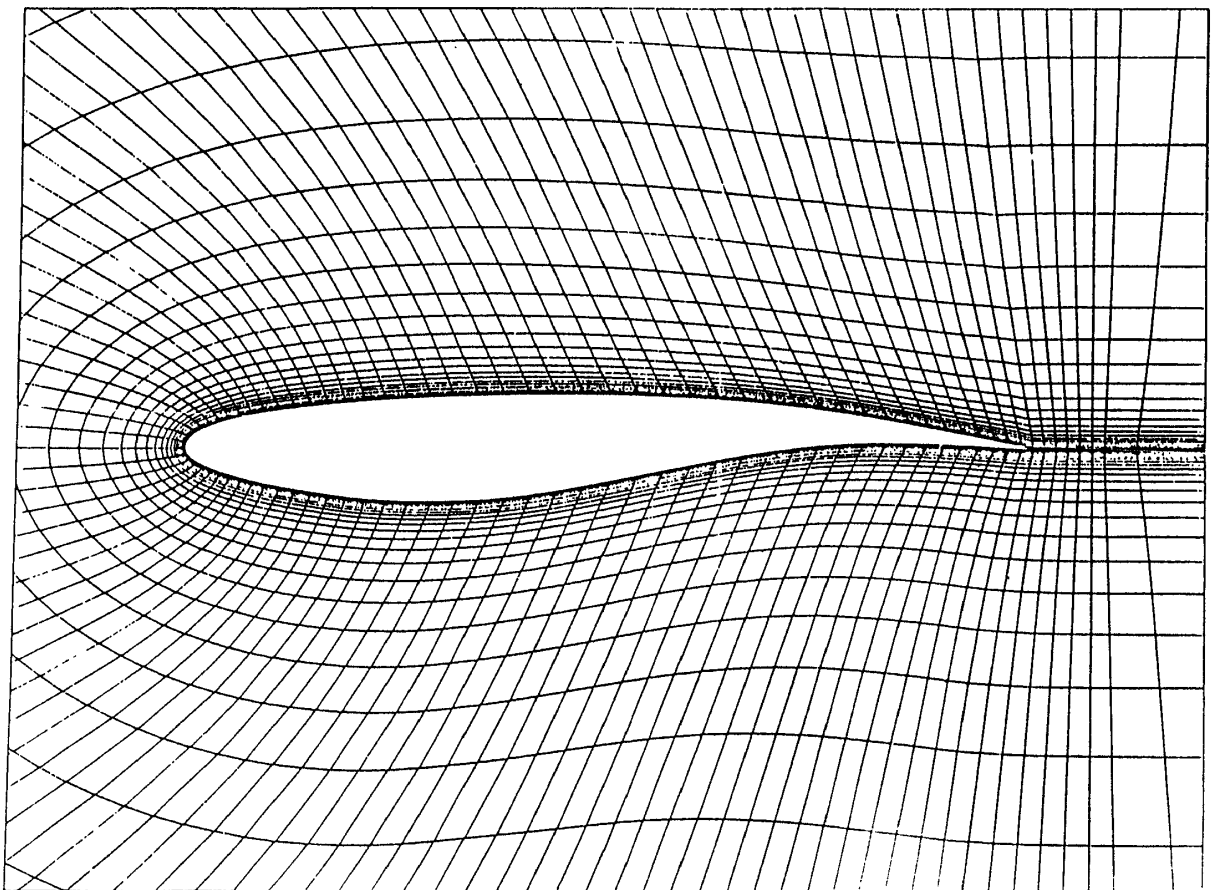


図2 翼型格子

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の格子点数を定めた。

計算条件は  $Re = 23 \times 10^6$ ,  $M = 0.775$  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輸送機に合わせたものであり、マッハ数はこの

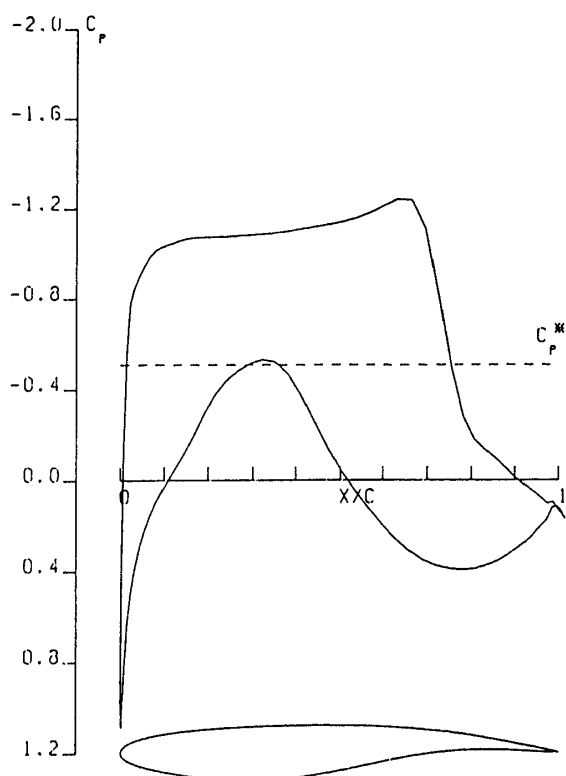


図3 圧力分布

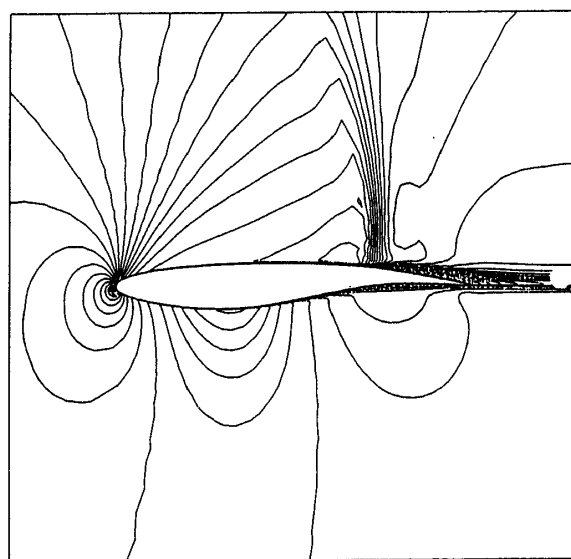


図4 等マッハ線分布

翼型の設計点に近い風試ケースに合わせてある。レイノルズ数、マッハ数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することは、必要な風洞試験も含めて、第2ステップとして考えており、次の発表の機会に譲ることとする。

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している。以下はいずれも迎角 $2^\circ$ における代表的な出力例である。図3は圧力分布図であり、やゝ強い衝撃波が存在する流れ場であることを示している。図4の等マッハ線分布図では、衝撃波の後方で境界層が急速に厚くなっている様子が示されている。図5は速度ベクトル図で、圧力分布では解らない小さな剥離が生じていることを示している。

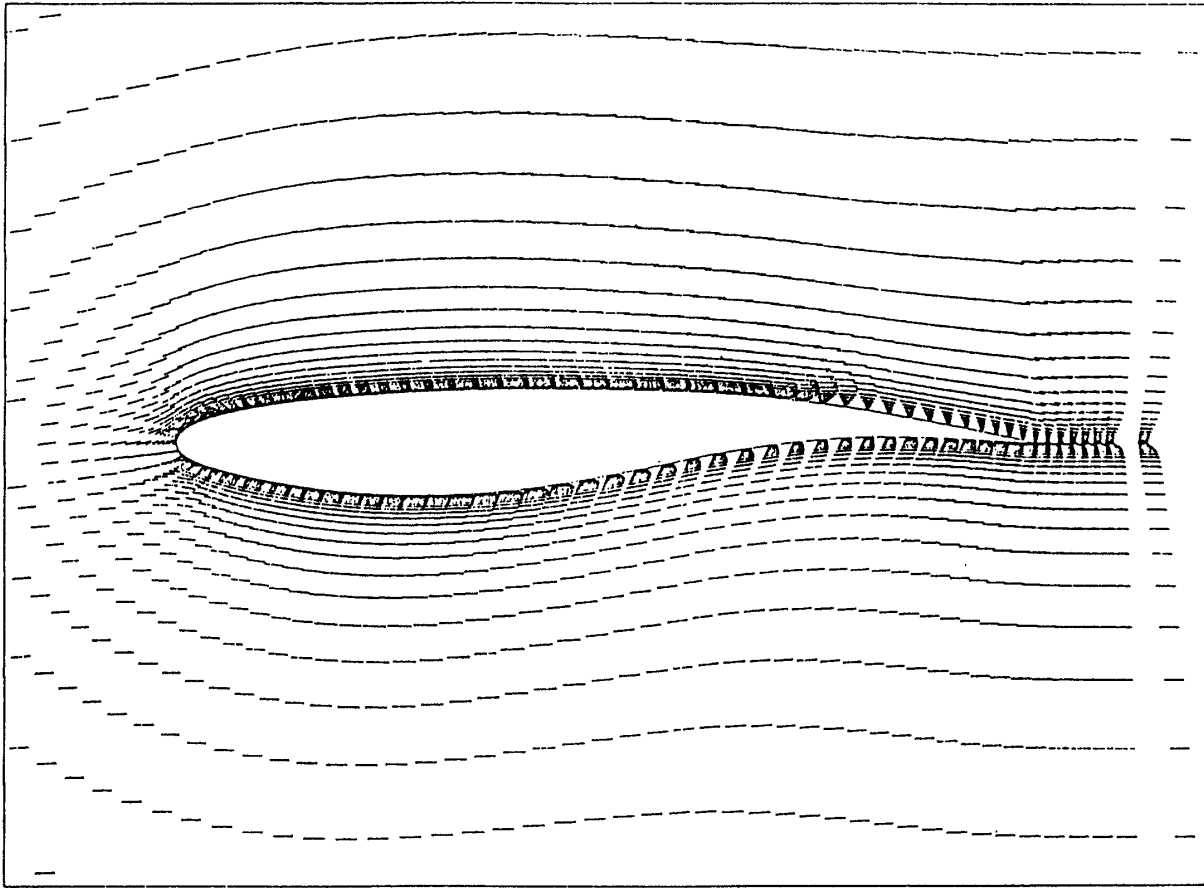
一般に、風洞試験に比べて空力計算は多くの情報量を提供するが、NSFOILは、境界層内、後流の速度プロファイル等一段とアウトプットが多い。現在の出力形態を実用上の要求に応じて、今後更に改良を加えていく予定である。

### 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6に風試概要図を示す。供試体は翼弦長 250 mm, 翼幅 300 mmである。試験条件は、 $Re = 23 \times 10^6$ ,  $M = 0.775$  で、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となっている。計測項目は次のとおりである。

- (1) 翼面上圧力分布；供試体上下面の約50点の圧力孔を設け、風洞外部のスキヤニ・バルブで計測している。圧力孔は翼幅方向中央に位置している。
- (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、中央の値を採用している。
- (3) シュリーレン写真；模型取付部の左右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



MSOUTPUT

図5 速度ベクトル

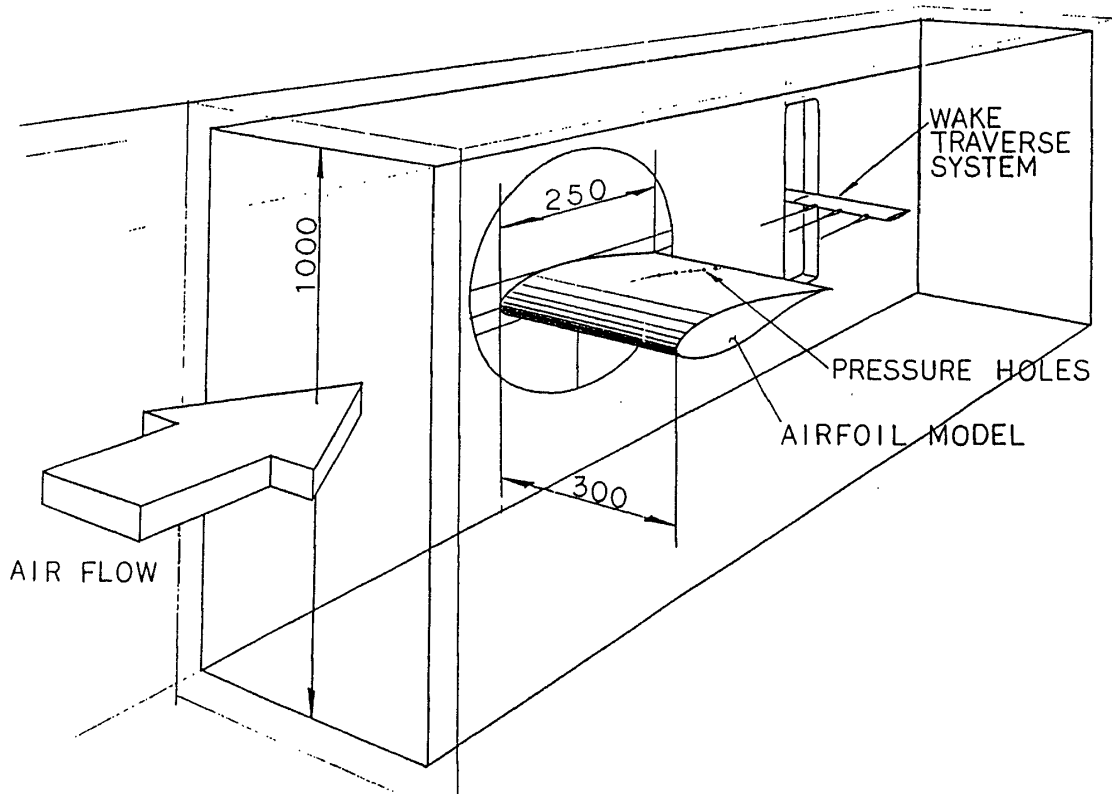


図6 SCHEMATICS OF WING TUNNEL TEST

試終了後直ちに翼型三分力の形で整理されプロットアウトされる。

4. 風洞試験と計算の対応

風洞試験と計算の対応について述べる前に、予め記しておきたいのは、いずれの解析手段も離散的な点について試験又は計算したものであるということ

である。これについては、今後、計算点を増やしていくに従って、揚力係数を合わせて圧力分布を比較する等の、詳細な検討を行なう予定である。

初めに翼型三分力についての対応を検討する。図7に揚力係数の対応を示す。一見すると、計算と風試はあまり良くない様に思えるが、ここではむしろ、 $C_{l_{max}}$  が良く一致していることに注目したい。これ

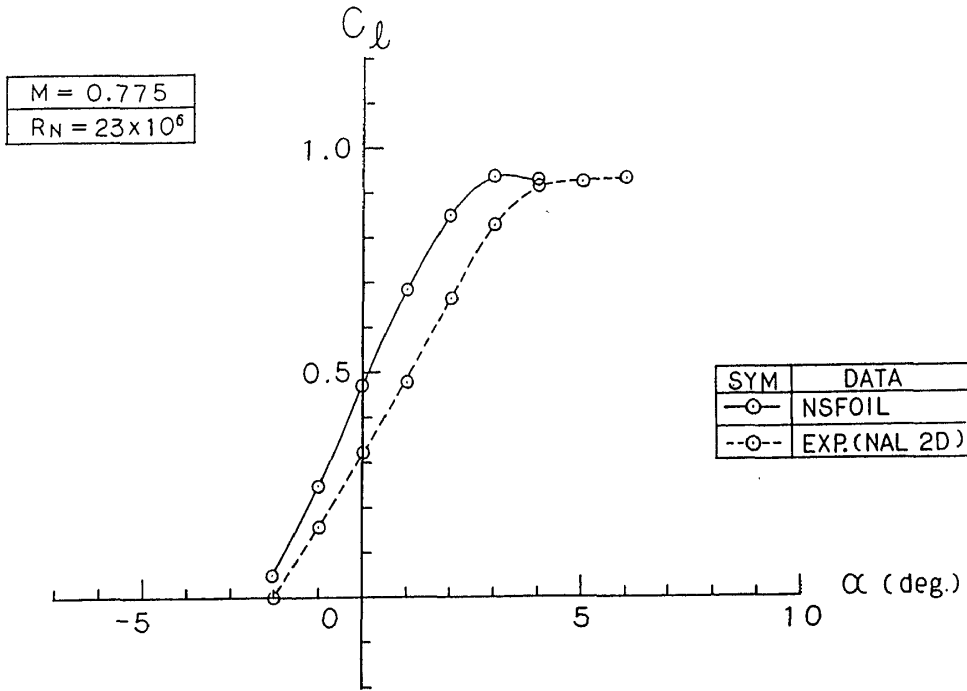


図7 LIFT CURVE

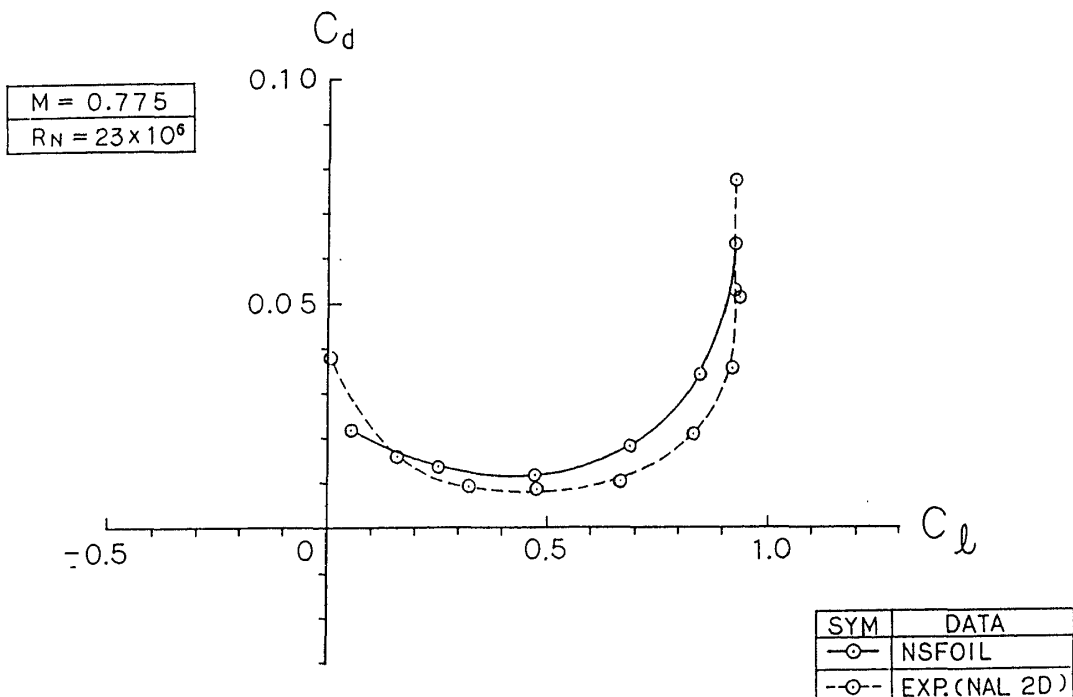


図8 DRAG POLAR

は従来の非粘性計算法では全く期待できないことである。図8にDRAG POLARを示す。低揚力の一部を除いては、全体の形状は良く合っている。ただし、最小抵抗係数の分だけ計算が上ヘシフトした形になっており、抵抗係数の絶対値を推算することはやはり難しいと言える。図9にピッチング・モーメントを示す。やはり形状は良く合っており、特に失

速に伴って翼型後半の揚力が減少することによる「頭上げ」の様子が計算で出ていることを指摘したい。

さて、揚力係数の対応(図7)に関して、風試データの壁修正を考慮してみた。図10に沢田<sup>5)</sup>らによる風洞壁修正効果を示す。翼型は本検討とは異なるが、同じスーパークリティカル系のものである。こ

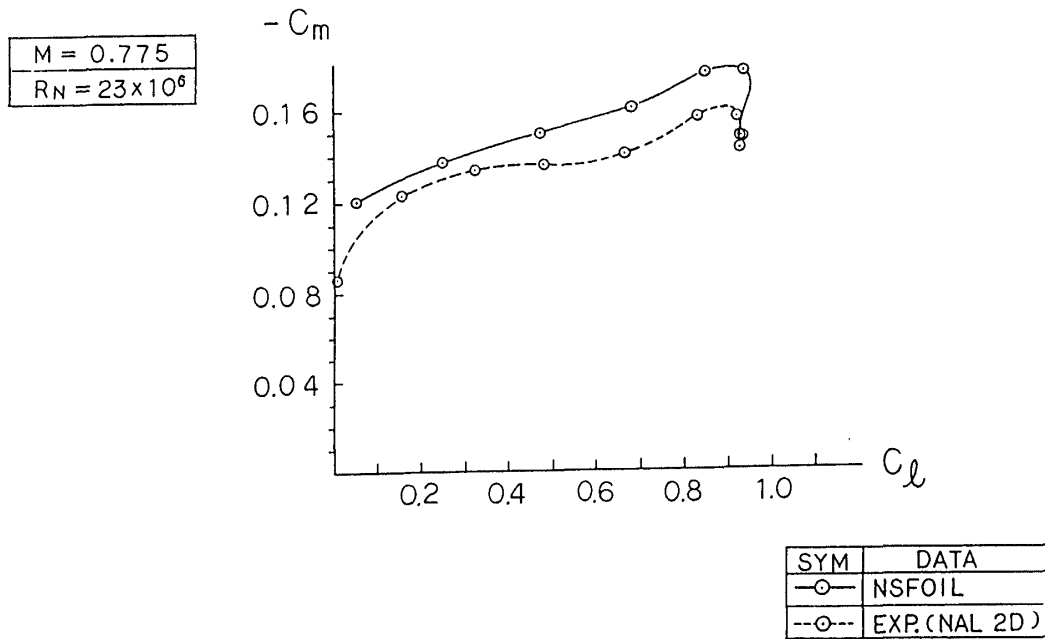


図9 PITCHING MOMENT

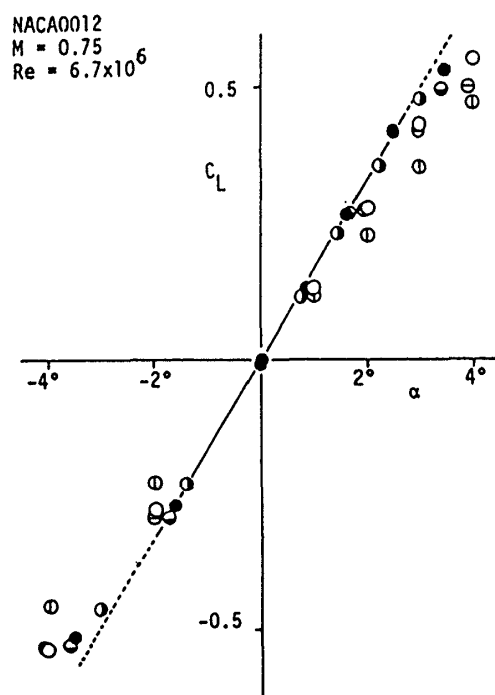


図10 風洞壁修正効果

の修正方法は、風洞壁の静圧を流れ方向に詳細に測定して、一様流中での空力性能を推定したものであるが、これと図7とを見比べてみると、風試と計算の対応も一概に悪いとは言えなくなる。もちろん、図7の差異が全て風洞壁効果であるとは思えないが、

今後の研究課題として非常に興味深いものである。

図11~13は圧力分布の対応である。風試と計算で、揚力係数がほぼ一致した点で圧力分布を比較できたのは、図7で解るように、両者が迎角で約1°ずれていたという幸運によるものである。図11は、 $M_{DD}$ を

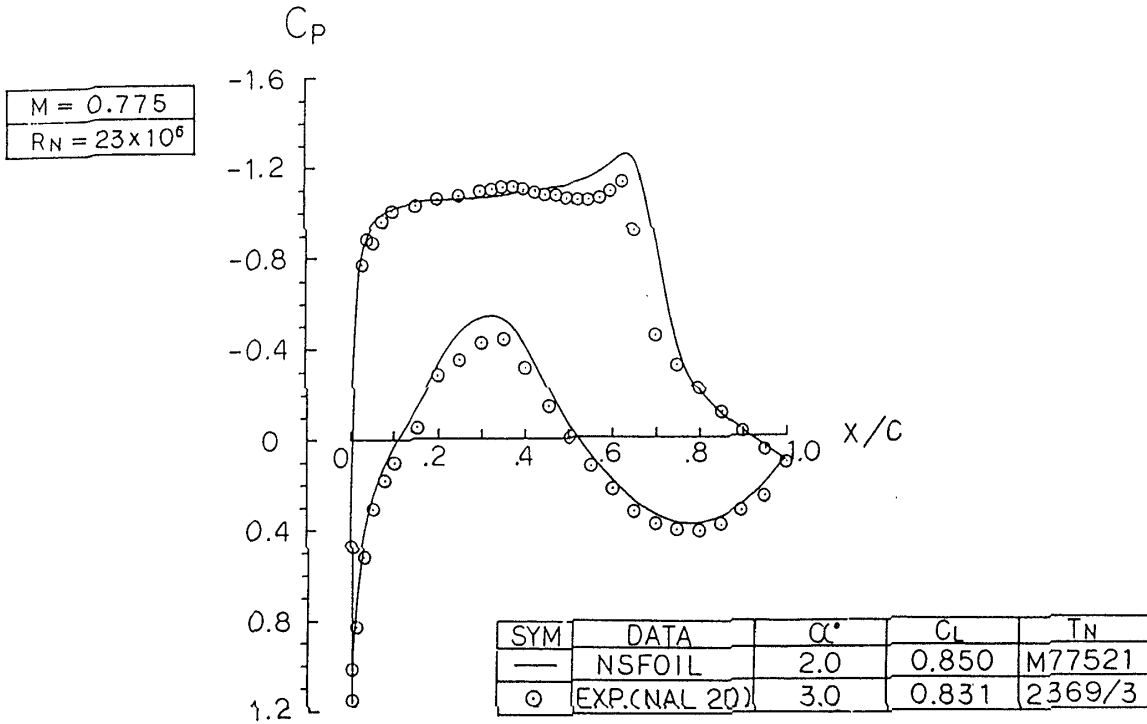


図11 PRESSURE DISTRIBUTION

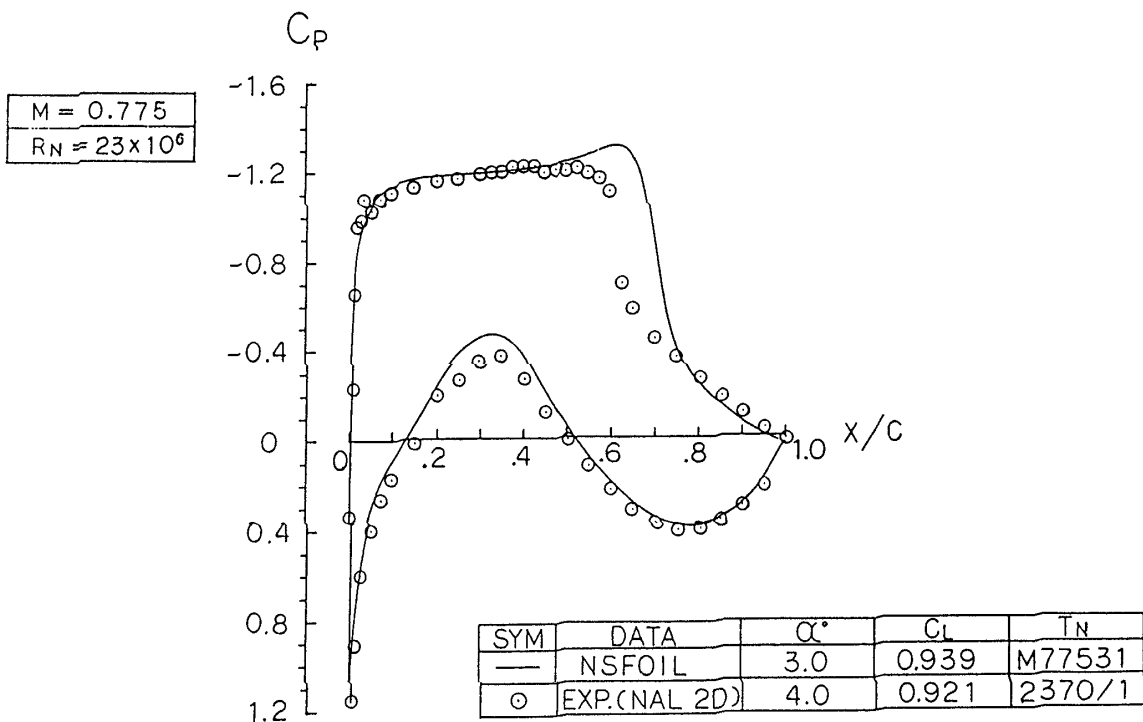


図12 PRESSURE DISTRIBUTION

過ぎて  $M_{LD}$  に近い点における圧力分布であるが、風試がやゝ揚力が小さいことを考慮すれば、一致は極めて良好である。図12は、バフエット境界を既に少し越えた点における対応であるが、一致は良好で、特に後縁付近は非常に良く合っている。衝撃波位置はやゝずれてきているが、揚力を合わせれば一致は

改善すると考えられる。図13は、バフエットを越えた点で、既に通常の飛行領域の外側であるが、ここでも衝撃波後方を除いては、一致は大きくは崩れていない。

翼型の遷音速領域での代表的運用限界特性として、バフエット境界があるが、その対応を図14に示す。

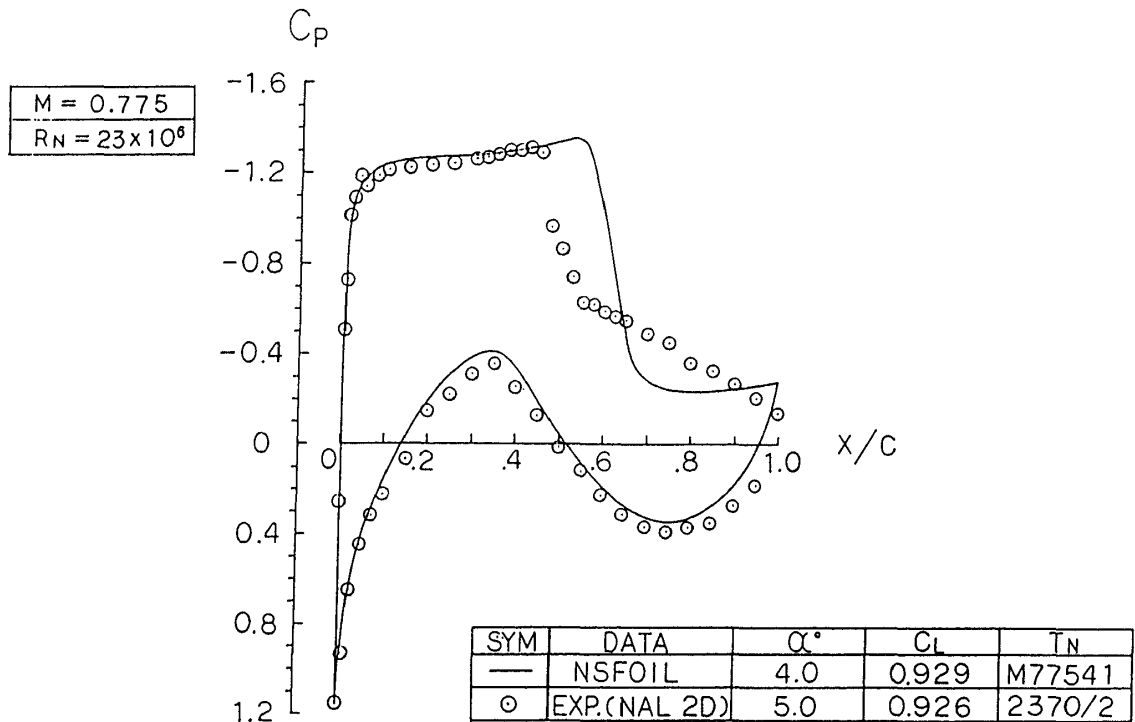


図13 PRESSURE DISTRIBUTION

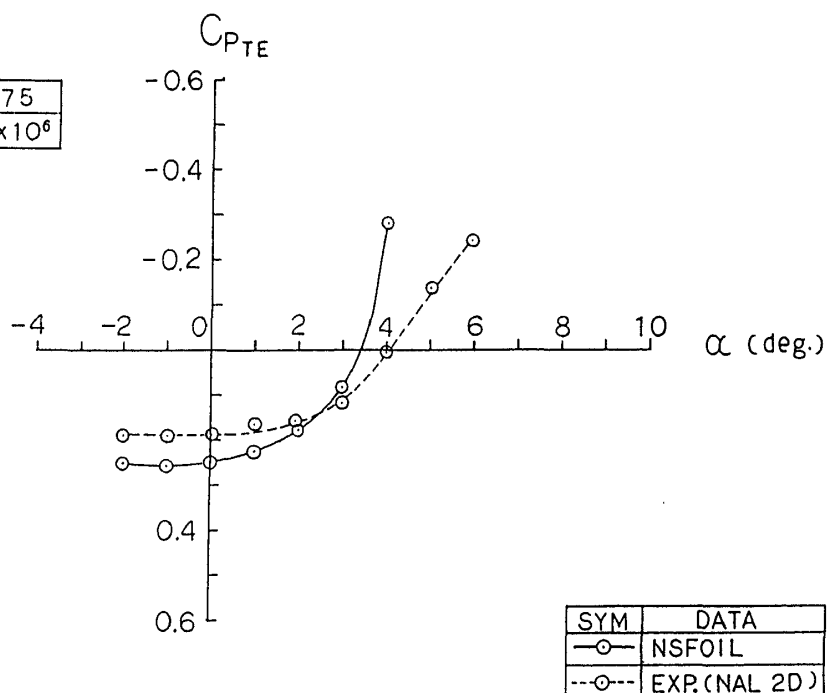


図14 T TRAILING EDGE PRESSURE



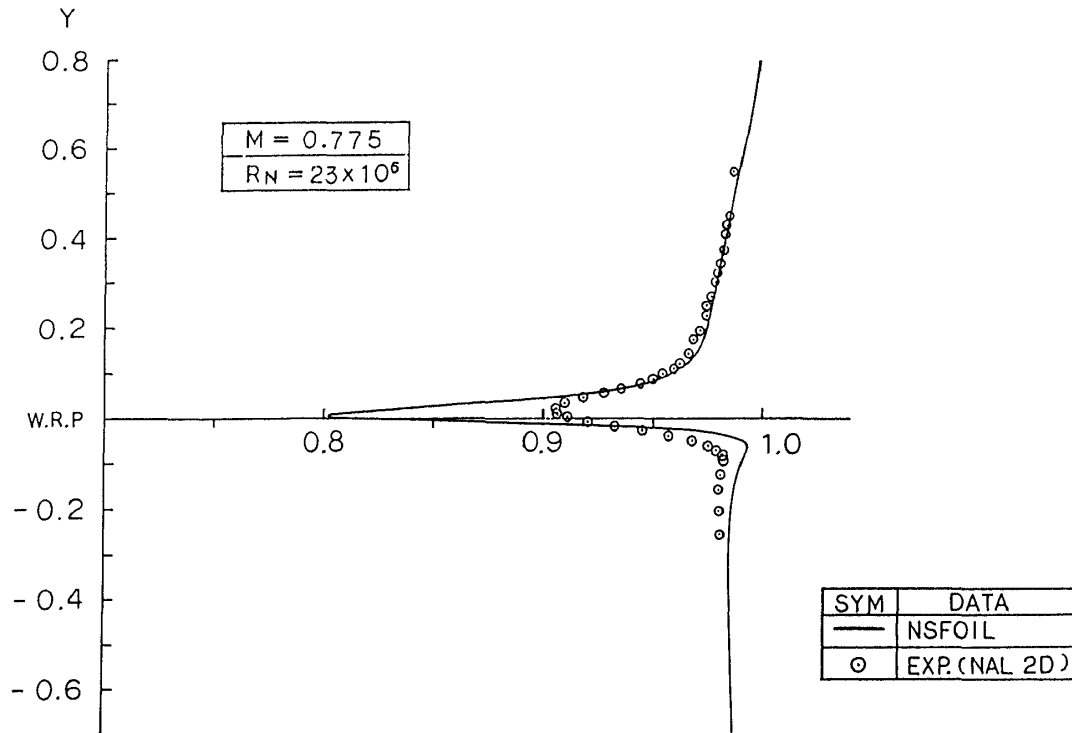


図15 WAKE PROFILE  $U/U_\infty$

通常，風洞試験では，バフエット開始はバフエット・ゲージで計測されるが，今回は，これと対応する後縁圧力係数の立ち上がり点を用いた。マッハ数一点だけではあるが，風試と良く一致しており，従来の空力計算法では期待できない運用限界特性の推定に極めて有望であることが解る。

図15に後流分布を示す。速度分布の上面部分は極めて良好に一致しており，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，計算が風試よりも粘性による効果を大きく推定している。この理由については，今後の検討を要するが，現在考えられるのは，乱流モデルのスイッチングである。境界層内の乱流モデルはBALDWIN-LOMAXを用いており，後縁部分では境界層型から後流型に切り換えなくてはならないが，急激な変化は数値的不安定を誘起するため緩和して切り換えている。このスイッチングを改良することは，後流分布の対応を改善し，ひいては図8の抵抗推定精度を向上させるものとして今後の研究課題としたい。

### 5. まとめ

代表的な遷音速翼型を対象として，高 $Re$ 数遷音速流翼型解析プログラムNSFOILによる解析を行ない，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，従来の計算法では対応できない翼型の衝撃波剝離による非線形性を推定する手法として，非常に有望であることが確かめられた。今回は，マッハ数，レイノルズ数各一点における対応検討であるため，今後更に計算点を増やして，風試と対応し，適用範囲を確認していく予定である。一方，風試としても，計算とより詳細なデータの対応を検討するために，風洞壁修正効果あるいは境界層内速度分布の計測等を今後検討していく必要がある。

NSFOILを航空機設計へ実用化していくためには，ハードウェアを含めた計算時間の短縮が今後の課題である。

## 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（航技研特別資料SP-1），1983年11月．
- 2) 河野；航空機開発における計算空気力学，同上，（1983）91．
- 3) 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，（1983），404．
- 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の開発，日本航空宇宙学会第13期年会講演会講演集，（1982），158．
- 5) 沢田，榑原，佐藤，神田；航技研二次元風洞壁干渉評価，日本航空宇宙学会第15期年会講演会，（1984），140．