

遷音速機の数値シミュレーションと風洞試験の対応

宮川 淳一* 高梨 進**
 藤井 孝蔵** 天野 完一***

Numerical Simulation of Transonic
 Aircraft in Comparison to Wind Tunnel Test

by

Junichi MIYAKAWA
Mitsubishi Heavy Industries, Ltd.

Susumu TAKANASHI, Kozo FUJII
National Aerospace Laboratory

Kanichi AMANO
Japan Aircraft Development Corporation

ABSTRACT

Computational aerodynamics has evolved to the point where it has become a practical design tool comparable to wind tunnel testing and has played an important role in actual aircraft design stages. The Navier-Stokes code, however, is still restricted to two-dimensional applications, which have been repeatedly validated in this symposium.

The three-dimensional application, which is a real challenge for the Navier-Stokes code, is discussed in this paper for the first time. If this three-dimensional application could be perfected, it would be a big step toward the final target of complete aircraft analysis by numerical simulation.

1. はじめに

航空機設計の現場においても、計算空気力学は風洞試験に匹敵する設計解析手段として、既に大幅に採り入れられている。中でも遷音速フルポテンシャル計算等の非粘性計算は、会話処理化され¹⁾ 実用設計ツールとして空力設計作業において重要な役割を果たしている。一方、スーパーコンピュータと共に長足の進歩を遂げた粘性計算(ナビア・ストークス

・コード)については、二次元計算のレベルでは、当シンポジウムで既にその有効性が確認されており^{2,3)} プリプロセス/ポストプロセスも整備されて、実用段階に達している。

しかしながら、将来、風洞試験を代替する新技術とされている計算空気力学がその期待に応えるためには、三次元計算が本当の試金石であり、全機形状の解析が最終目標である。しかるに、筆者の一人が開発した三次元ナビア・ストークス・コード(LANS 3D)は、三次元計算を世界で最初に実用的時間内で可能とした⁴⁾。また航空機の実機形状を扱う際には、計算格子生成が重要なキーポイントとなるが、筆者

* 三菱重工(株)

** 航空宇宙技術研究所

*** 日本航空機開発協会

のもう一人が開発した計算格子生成コードは、複雑な実機形状まわりの実用的な格子生成を可能とした⁵⁾。今回、これら二つのコードを遷音速輸送機に適用して、世界で最初に翼胴まわりの三次元ナビア・ストークス計算を行ない、更に、同じ翼胴形状で遷音速風洞試験を行なって、計算結果と対応してその有効性を調べたので、その成果を発表する。なお、計算は富士通のVP400、風試は航技研 2 m 遷音速風洞を用いて行なった。

2. 計算概要

解析の対象とした遷音速翼胴形状を図 1 に示す。次期民間輸送機を旨とした機体で、スーパークリティカル系の主翼と ATP のエンジンを擁し、150 人乗りで高度 31,000 FT、マッハ数 0.80 の巡航を狙った実機形状である。今回の計算は翼胴形状を対称に行なった。

まず、この翼胴まわりに前記の計算格子生成プログラムを用いてグリッドを生成した。グリッドのトポロジーは流れ方向には主翼まわりに C 型、スパン方向には O 型、そして胴体まわりに O 型となっている。計算格子の数は各々の方向に、 $151 \times 62 \times 74$ で合計 692,788 点である。図 1 の計算格子は一点置きに表示したもので、実際はより密な格子で計算を行なっている。主翼形状は当然のこと、翼胴フィレットの微妙な形状まで忠実に数値表示されている。計算格子生成の詳細については高梨らの報告⁵⁾

を参照されたい。

上記の計算格子をもとに、三次元ナビア・ストークス・コード (LANS3D) により流れ場の数値解析を行なった。これは乱流モデルを用いた時間平均ナビア・ストークス・コードであり、計算時間短縮のための LU-ADI 法の導入、精度向上のための新しい数値粘性の採用などの改良により、実用コードに相応しいものとなっている。計算法の詳細については、藤井らの資料⁴⁾を参照されたい。

計算条件は、 $Re = 9.62 \times 10^5$ 、 $M = 0.82$ 、 $\alpha = 0.0^\circ, 1.25^\circ, 2.18^\circ, 4^\circ, 6^\circ$ の 5 ケースである。レイノルズ数は、風洞試験レイノルズ数に合わせ、マッハ数はこの主翼の抵抗発散マッハ数に合わせた。迎角は遷音速での非線形性を捉えるため必要最小限の範囲と点数である。

計算結果は、三次元ナビア・ストークス・ポストプロセス・ソフトウェアにより、積分による縦三分力計算、必要な断面での圧力分布表示、更には三次元カラーグラフィックスによる三次元表示を行なった。一般に空力計算は、風洞試験に比べて莫大なデータ量を提供するため、計算結果を設計者にとって意味あるデータとして提示するポストプロセスは、流れ場計算と設計作業のインターフェイスとして、それ自体が計算空気力学の重要な研究分野となってきた。特に、こうした複雑な流れ場を扱う三次元計算には、三次元カラーグラフィックスは必要不可欠のツールである。

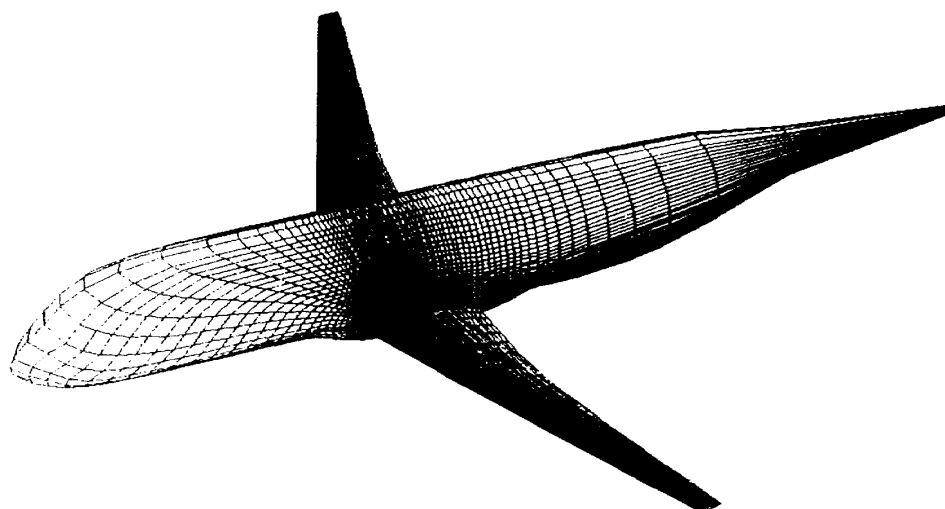


図 1 遷音速翼胴形状

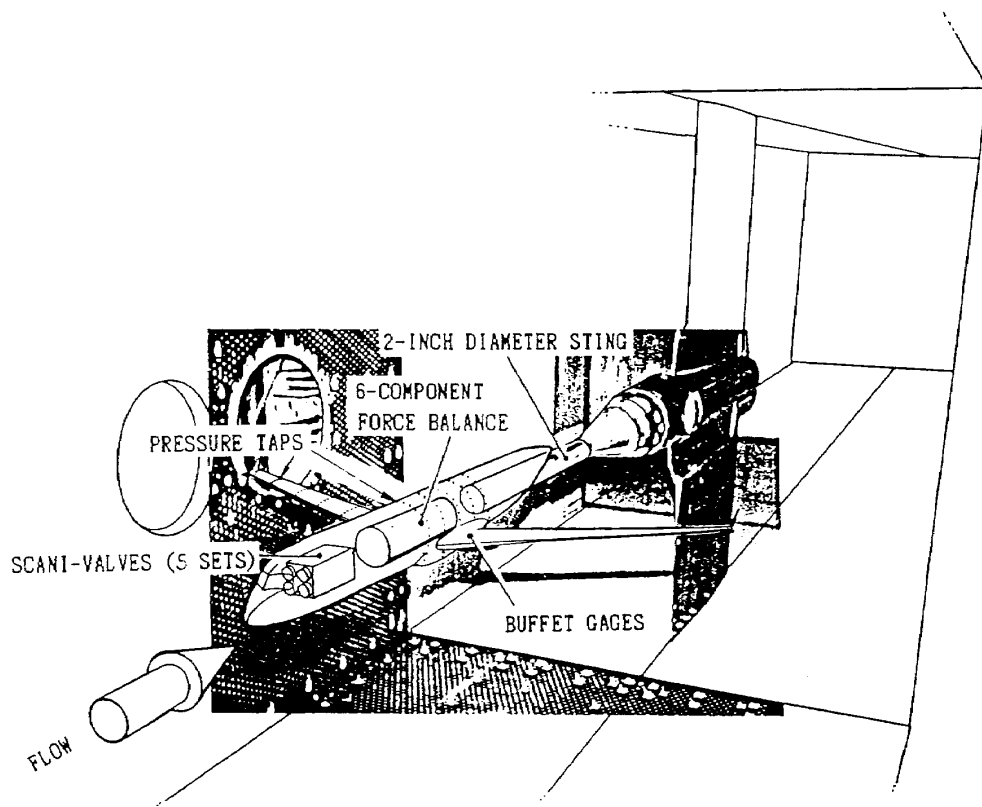


図2 風試概要図

3. 風試概要

風洞試験は航空宇宙技術研究所の2 m遷音速風洞にて行なった。図2に風試概要図を示す。供試体は2.63%スケールモデルで翼幅は954mm、形状は計算と同様の翼胴形態で後方よりステーイング支持されている。風洞の計測筒断面は2 m×2 m、風洞壁は多孔壁である。計測項目は次のとおりである。

(1) 全機六分力

模型に内蔵した歪ゲージを用いた六分力天秤で、模型にかかる空気力を全機六分力として計測した。

(2) 主翼面上圧力分布

主翼面上にスパン方向に8列、全部で225点の圧力孔を設け、これも模型に内蔵した5台のスキヤニバルブによって圧力計測を行なった。

(3) 胴体面上圧力分布

胴体面上に、流れ方向に9断面、円周方向に8列、合計60点の圧力孔を設け、上記と同様にスキヤニバルブによって圧力計測を行なった。

(4) バフエット

機体の運用限界の1つであるバフエット境界を計測するため、主翼付根に貼付した歪ゲージでバフエット強さを計測した。

この風洞試験は、遷音速輸送機を開発する際の主翼空力設計で行なわれる典型的な風試形態で、数値シミュレーションでこれを一部代替することは、開発コストと開発期間の大幅な削減に直結し、更には、パラメトリック・スタディが容易になることで、より高性能の主翼を設計することが可能となる。

4. 風洞試験と計算の対応

初めに、全機三分力についての対応を検討する。図3に揚力特性を示す。計算の迎角は、風洞壁干渉等を考慮して 1.2° 移動している。計算と風試の一致は良好であり、遷音速における衝撃波剥離による非線形性がナビア・ストークス・コードによって良く捉えられている。比較して示したとおり、従来の非粘性計算では、こうした非線形性は推定できない。図4に抵抗特性を示す。

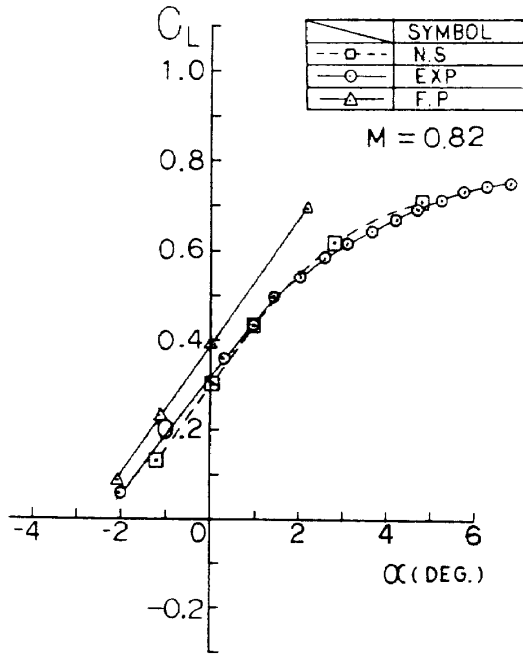


図3 揚力特性

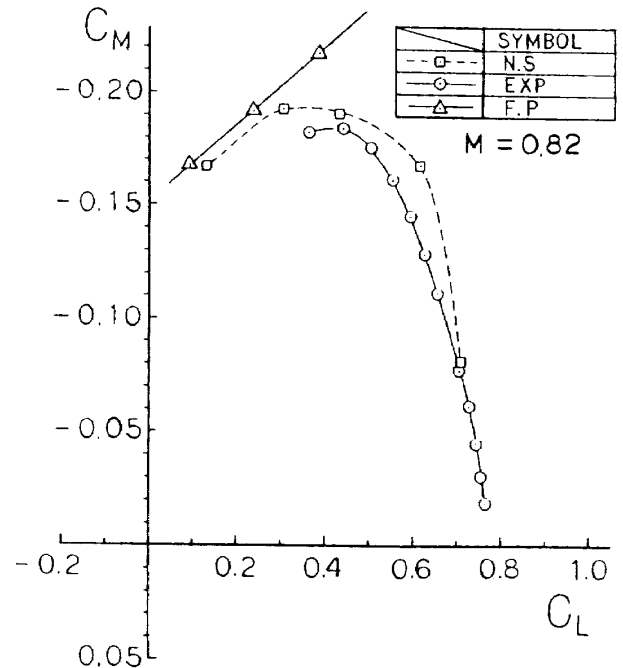


図5 ピッチング・モーメント特性

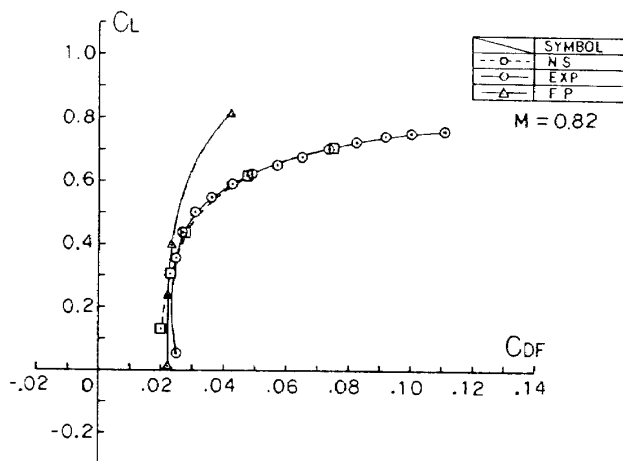
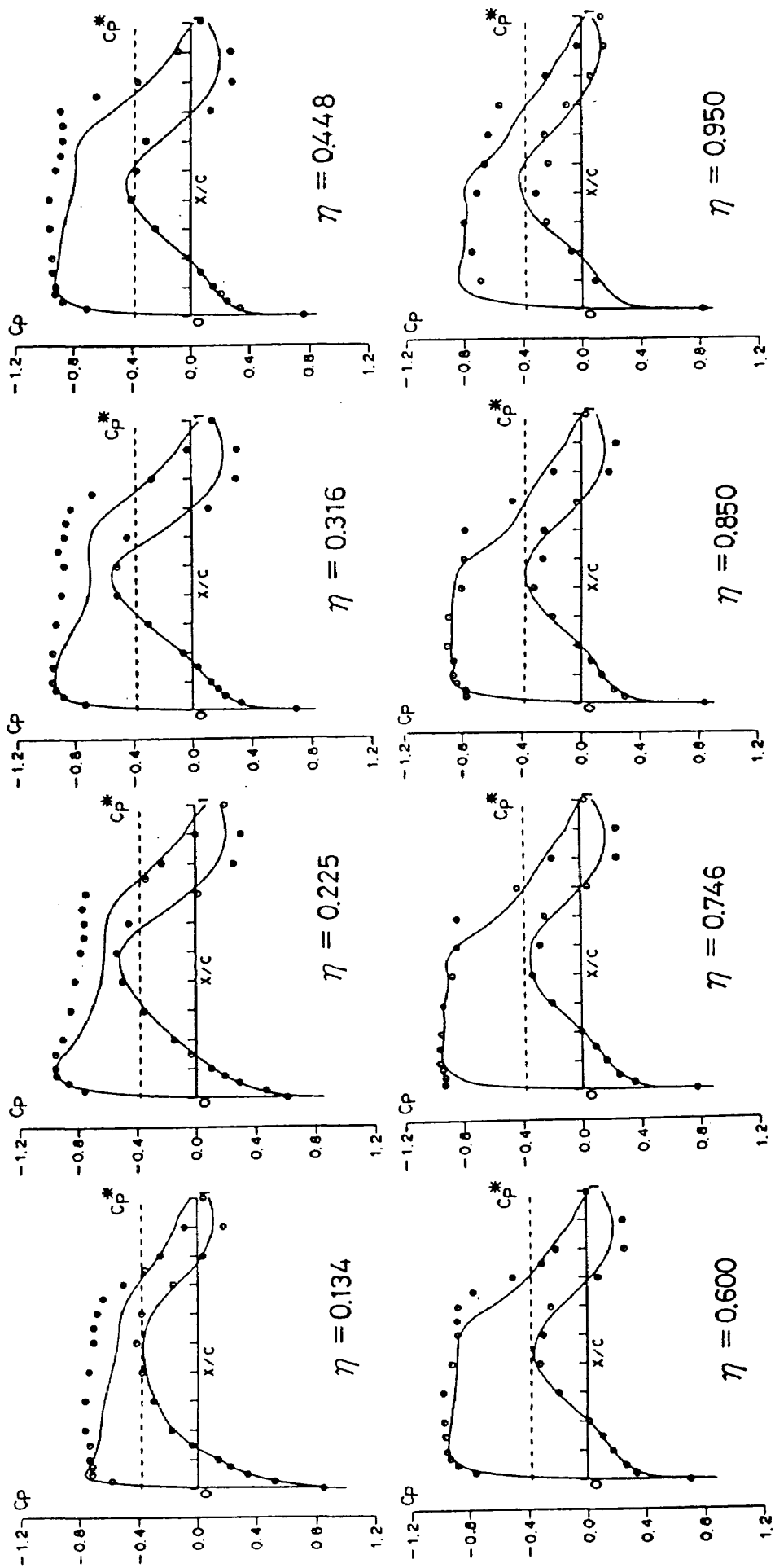


図4 抵抗特性

スティング干渉等を考慮して計算と風試で零揚力抵抗を合わせている。DRAG POLARの全体の形状は良く一致しており、抵抗についても、大きな剝離を含む領域まで、遷音速特性が精度良く推算されている。図5にピッチング・モーメント特性を示す。計算と風試の一致はやはり良好で、特に衝撃波剝離による失速に伴って主翼後方の揚力が減少することによる「頭上げ」が計算で推定されている。従来の非粘性計算では、これが不可能であることは揚力特性等と同様である。

次に主翼面上圧力分布の対応を検討する。風試で

計測した8断面全てに関する計算と風試の比較を、非線形領域の3迎角について図6, 7, 8に示す。図6の迎角2.18°のケースでは、翼中央の各断面における対応は非常に良好である。翼端部に向かっての一致も大きく、悪化はしていない。翼根部で、風試で現われている衝撃波が計算で捉えられていないのは、計算の安定性のため数値粘性を若干強くしたためで、今後の検討課題として残されている。図7の迎角4°のケースでも、翼中央における一致は極めて良好で、衝撃波の位置、強さ、更に剝離後の圧力レベルまで精度良く推定されている。この迎角は実機のバフェット境界にはほぼ相当する点で、これによってナビア・ストークス・コードがこうした設計点外の領域で充分有効であることが確認された。前のケースと異なり、翼端部で計算が圧力レベルを過大に評価しているのは、風試模型の変形によるものと考えられる。すなわち、風試模型は本来非常に剛に作ってあるが、今回の主翼の様に高アスペクト比(11.82)では荷重が増加するに従って主翼の曲げ変形が発生し、それによる翼端の変形が無視できなくなっている。図8の迎角6°のケースでは、その傾向が更に顕著となっている。また翼中央における一致が、このケースでは悪化している。これは計算と風試で衝撃波直前の境界層の性質の差とも考えられ



	NOTE	M	C _L	α
EXP	⊙	0.820	0.552	2.01°
N.S	—	0.820	0.435	2.18°

図6 主翼面上圧力分布(ケース1)

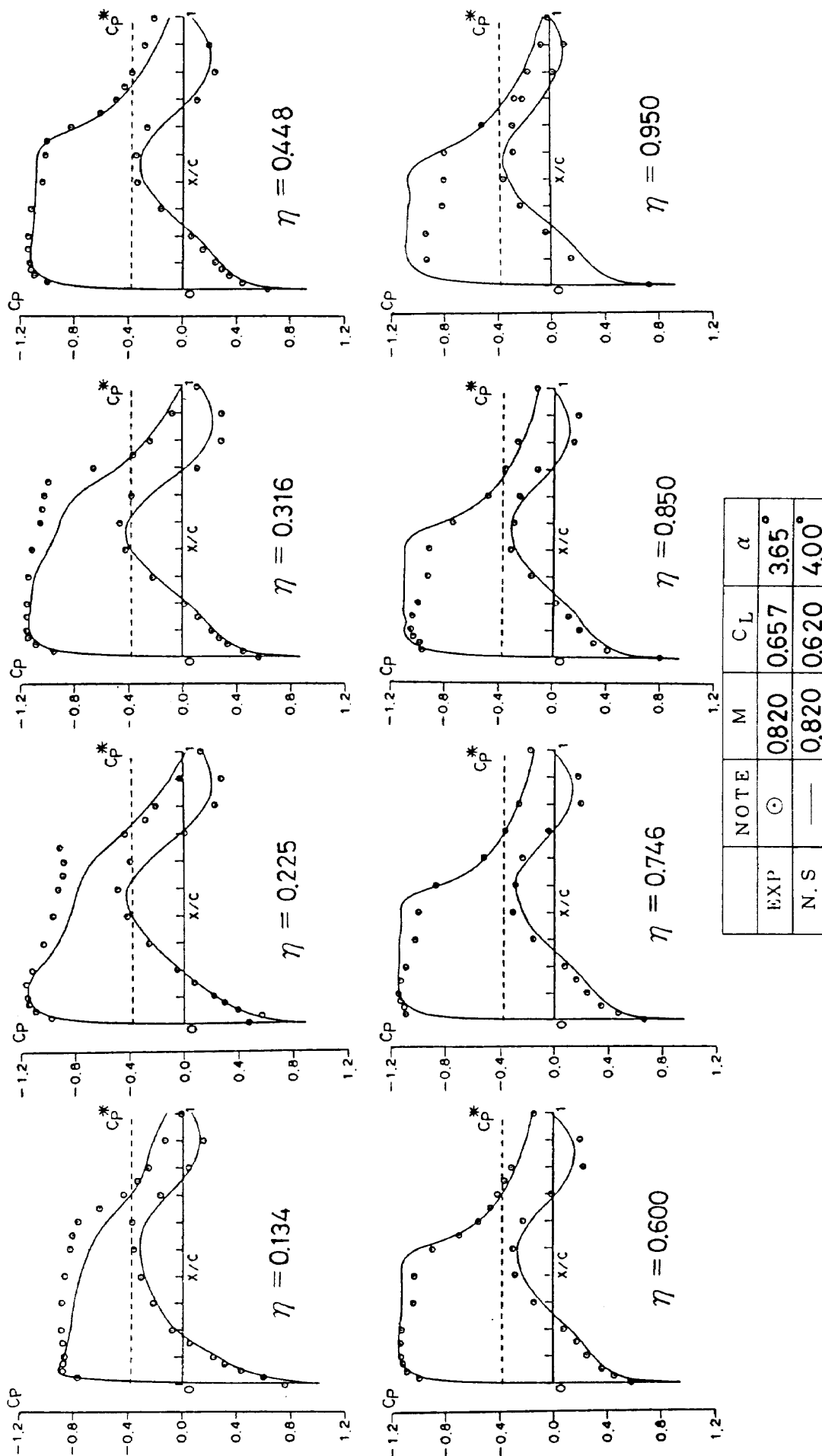


図7 主翼面上圧力分布(ケース2)

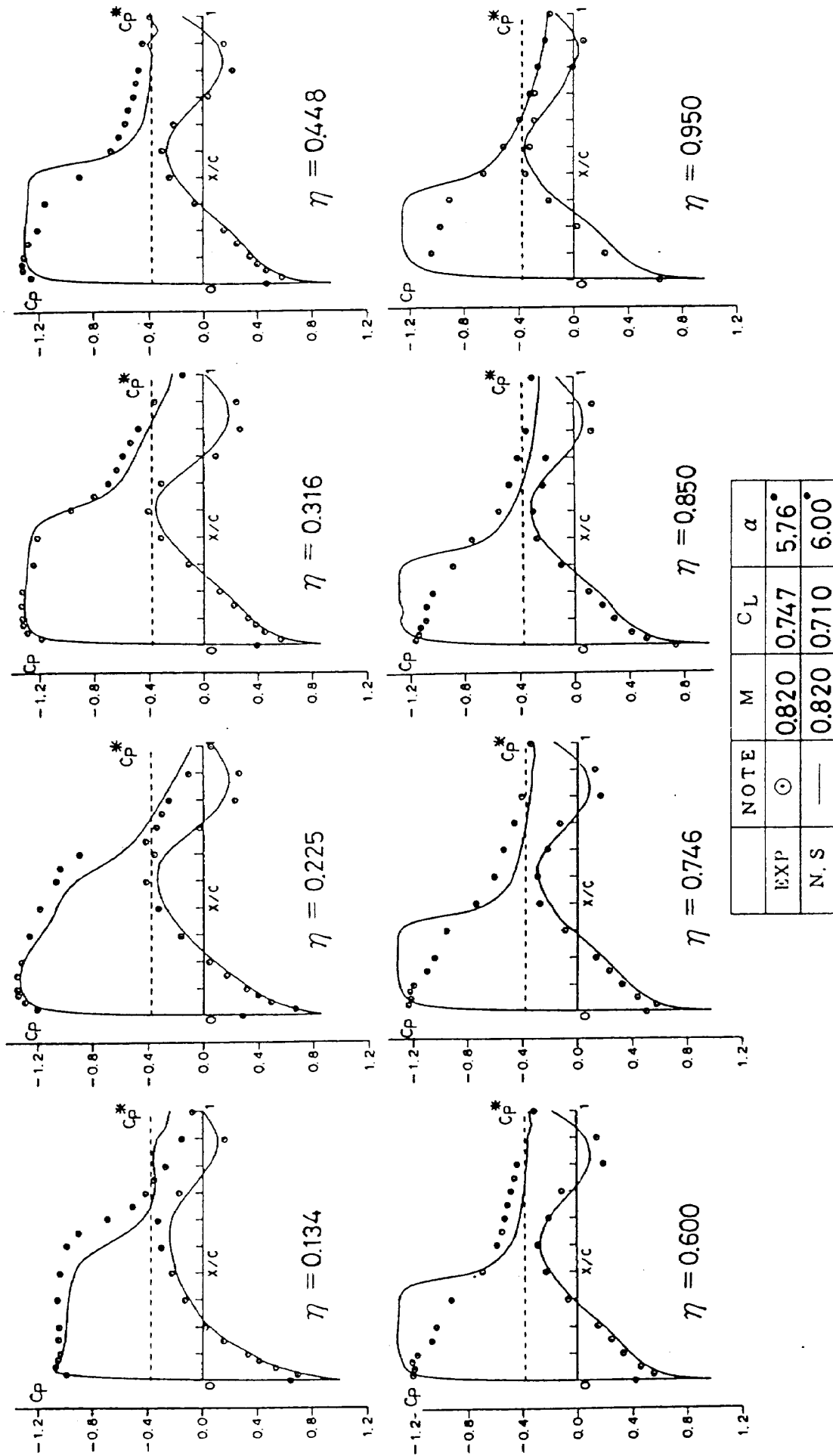


図8 主翼面上圧力分布(ケース3)

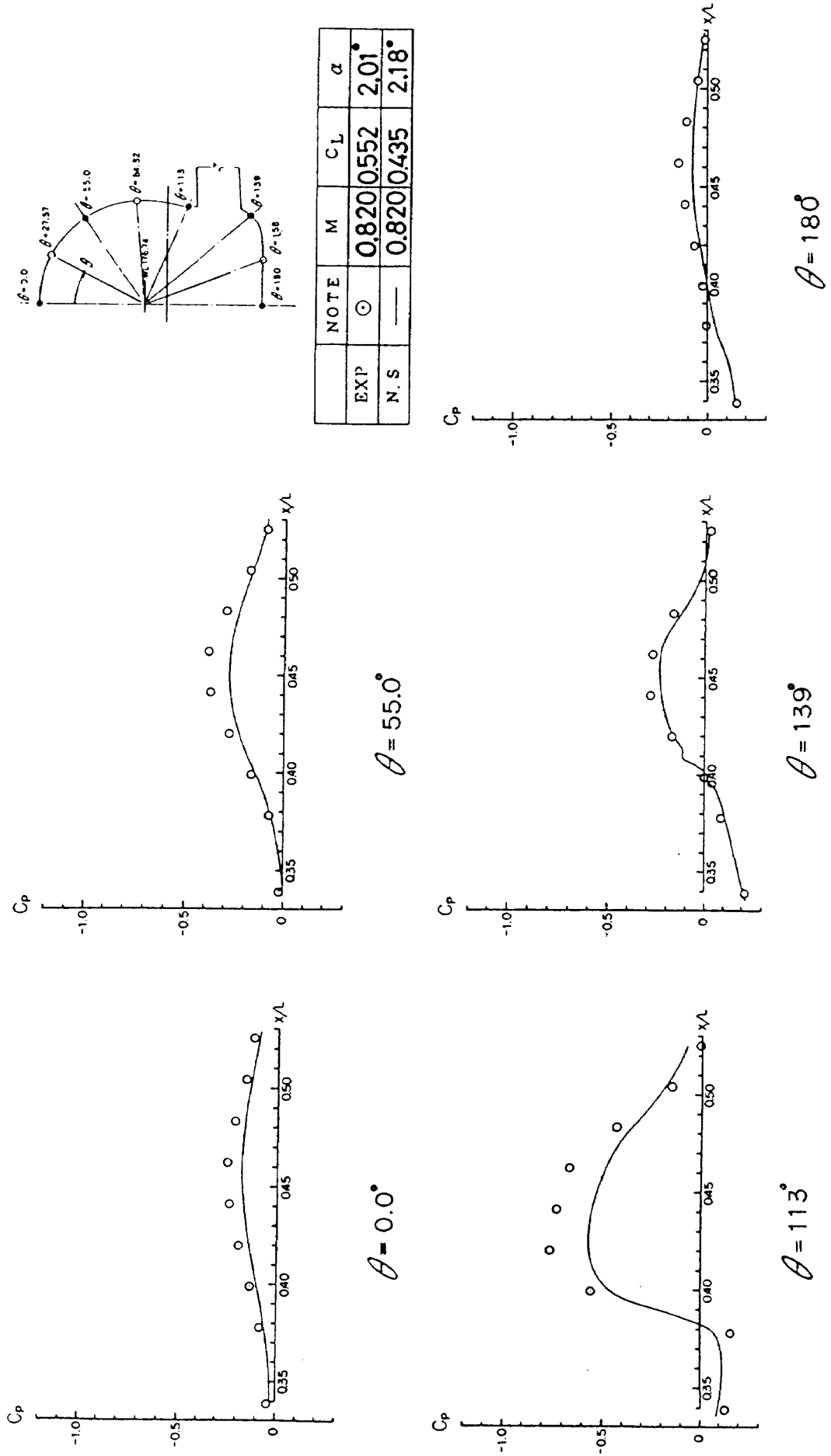


図9 胴体面上圧力分布(流れ方向-ケース1)

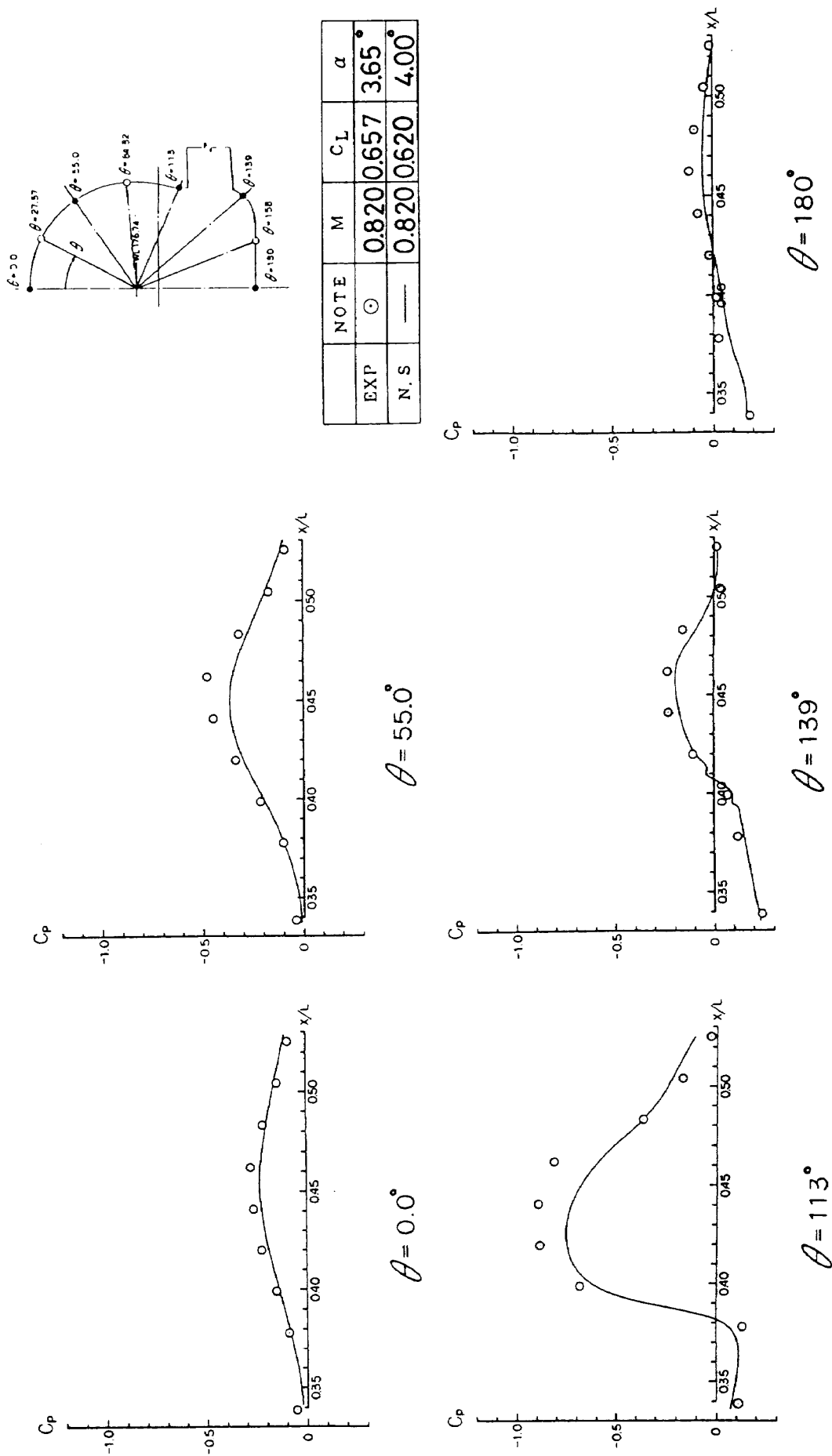


図10 胴体面上圧力分布（流れ方向←ケース2）

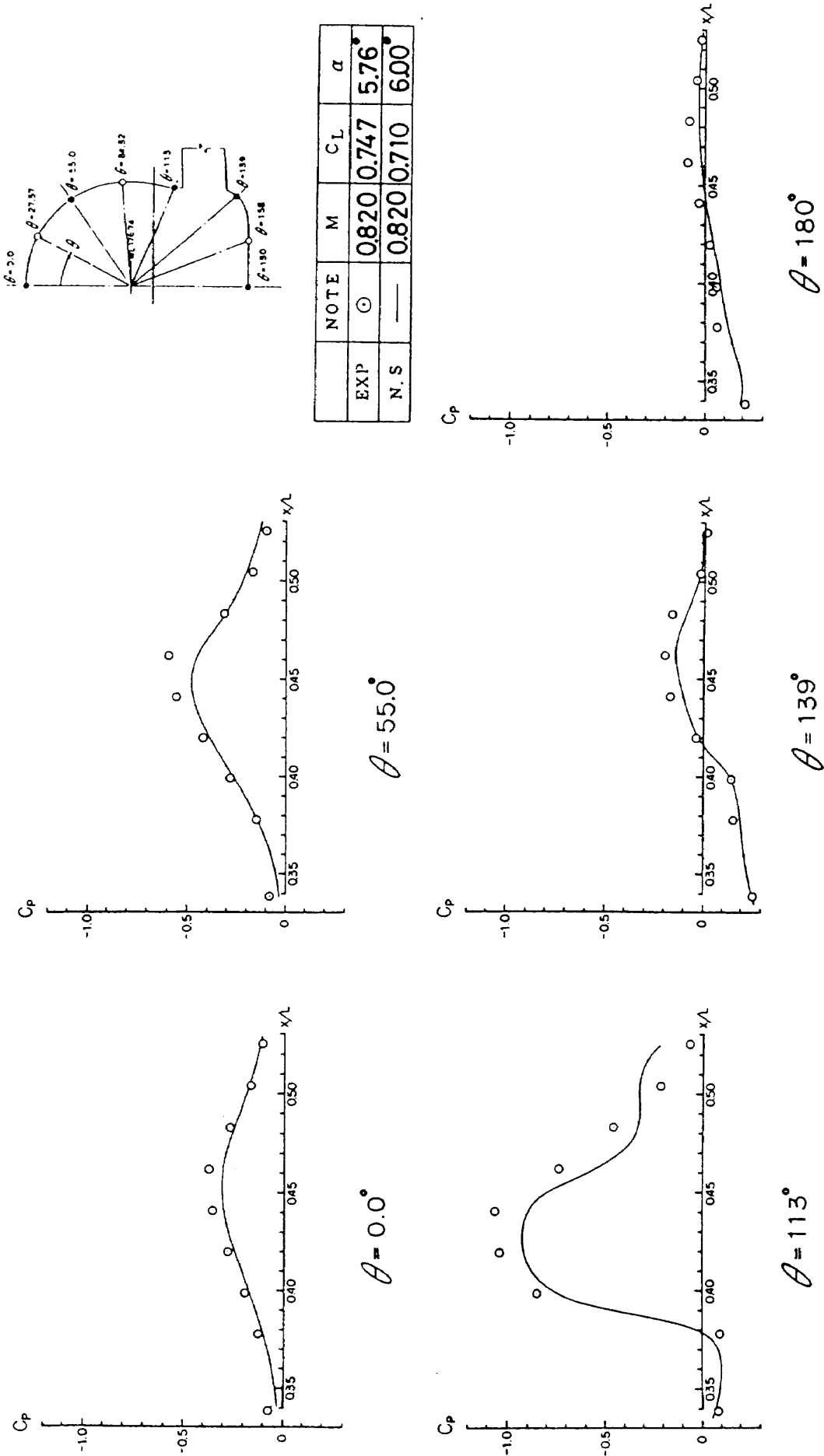


図11 胴体面上圧力分布(流れ方向—ケース3)

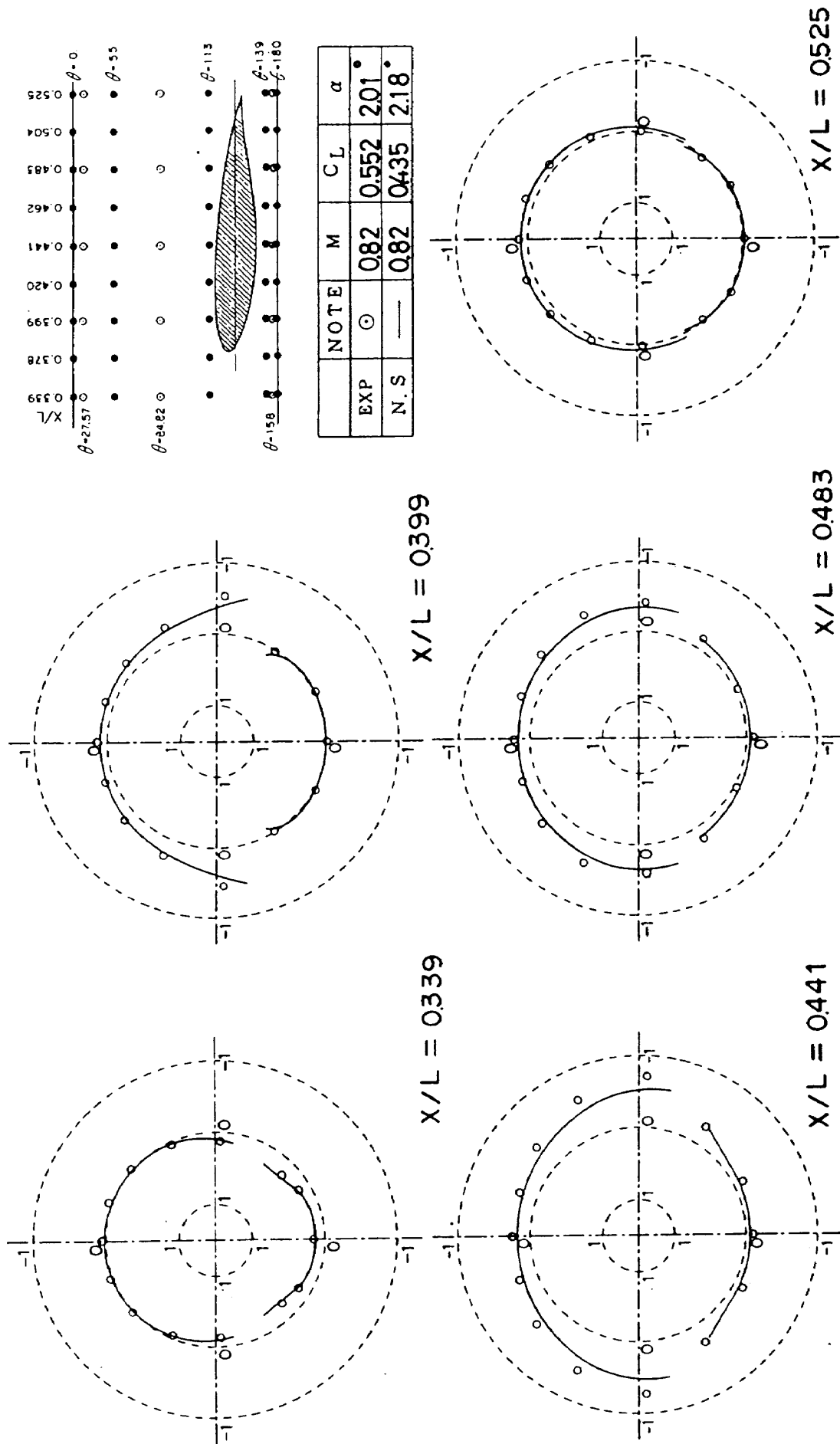


図12 胴体面上圧力分布(円周方向-ケース1)

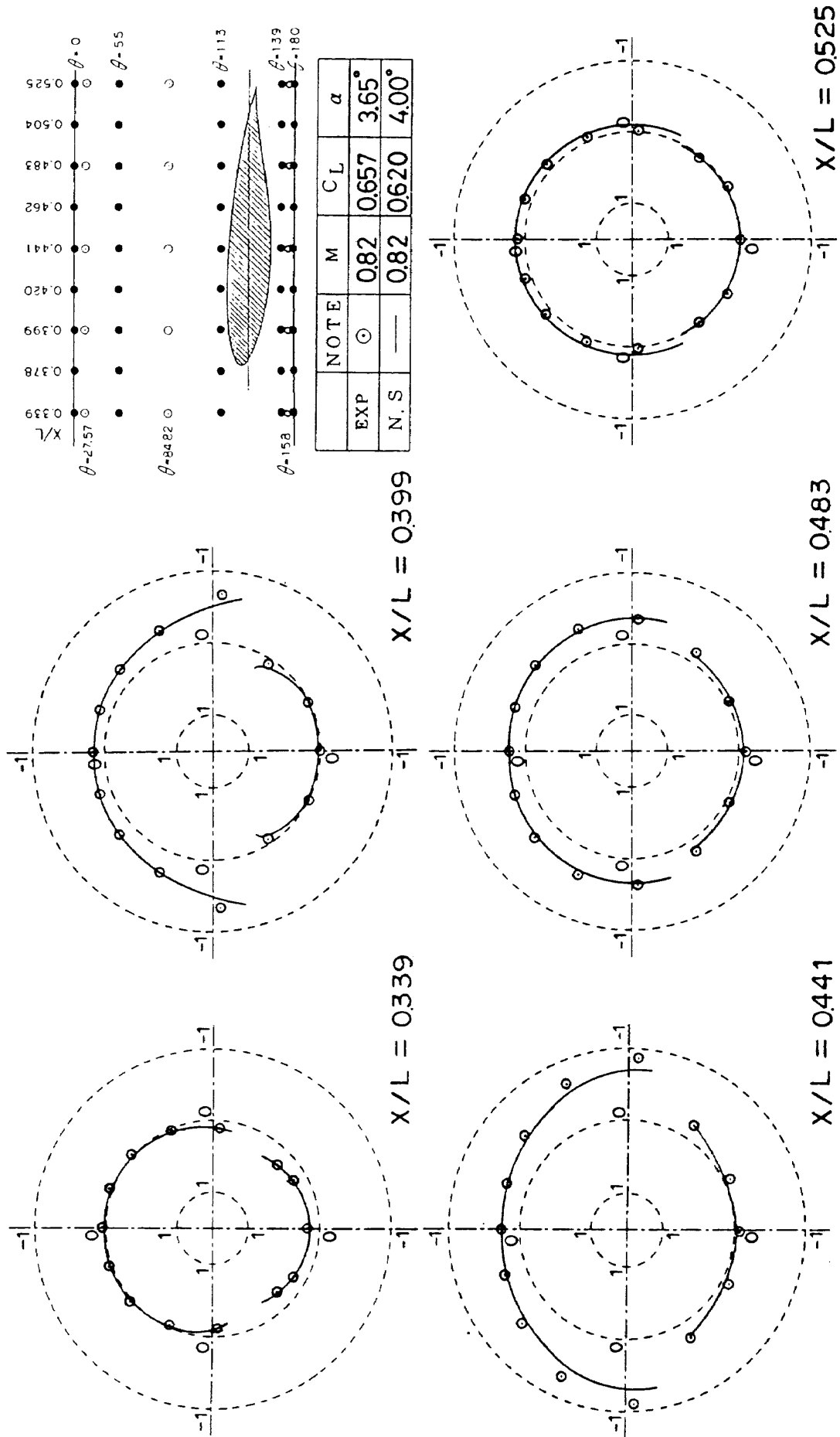


図13 胴体面上圧力分布(円周方向-ケース2)

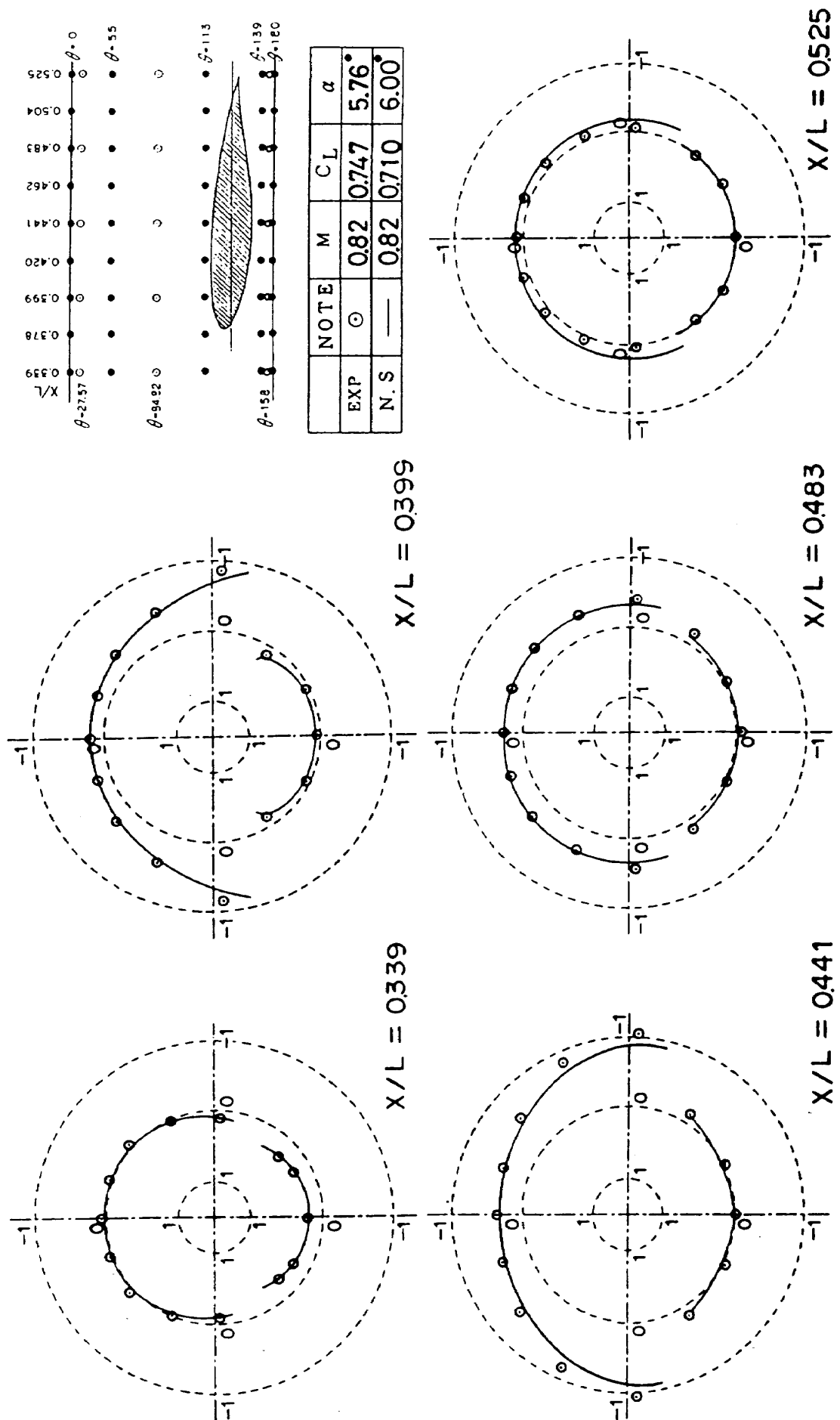
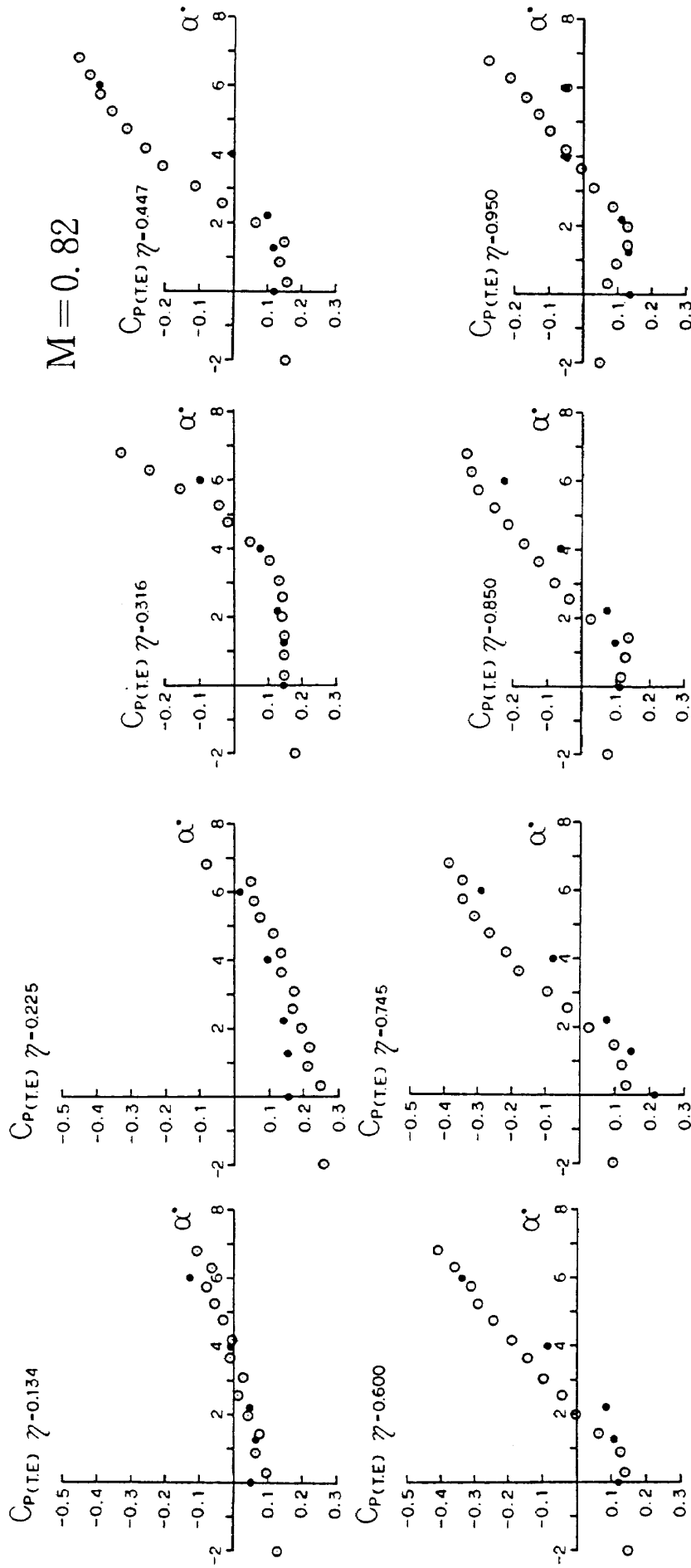


図14 胴体面上圧力分布 (円周方向—ケース3)



NOTE	
●	EXP
○	NS

図15 後縁圧力係数比較

るが、今後詳しい検討の必要がある。

次に胴体面上圧力分布の対応を検討する。主翼面上と同じ3迎角について、流れ方向の圧力分布の比較を図9, 10, 11に、円周方向の比較を図12, 13, 14に示す。図11の迎角6°のケースで代表的に見られる通り、流れ方向の圧力分布も計算と風試の一致は良好で、胴体面上の流れ場も計算で良く捉えられている。翼胴結合部での圧力レベルには差があるが、これは主翼の翼根部での差異で説明したと同様の理由によるものと考えられる。円周方向の圧力分布についても、図14の迎角6°のケースで代表的に見られる通り、計算と風試の一致は良好で、主翼の影響によって胴体でも揚力を発生していることが良く判る。もちろん、圧力場が得られているのは、こうして比較した点だけではなく、風洞試験と違って数値シミュレーションでは、流れ場を一旦解いてしまえば、何時でも任意の点で必要な物理量を引き出すことができるため、構造・装備等の他の航空機設計の分野への迅速な対応も可能である。

次にバフエット境界の対応を検討する。風試では既述の通りバフエット・ゲージの計測を行なっているが、このバフエット発生と主翼上の剝離、具体的には後縁の圧力上昇とは相関があることが知られている。図15に後縁圧力係数の風試と計算の対応を、図16にバフエット境界の対応を示す。主翼の重要な設計点外特性であるバフエットが計算で精度良く推定されており、翼胴形態については、数値シミュレーションが主翼空力特性を解析する上で、風洞試

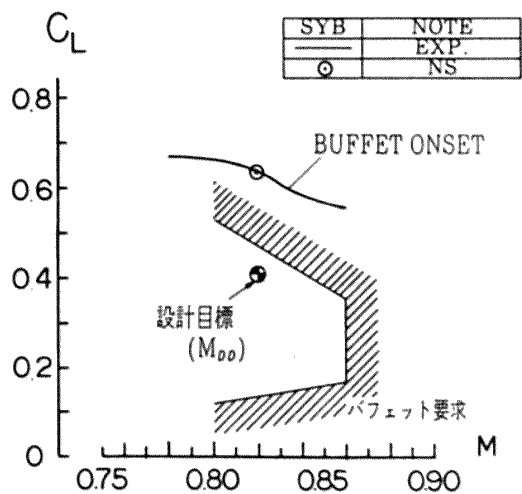
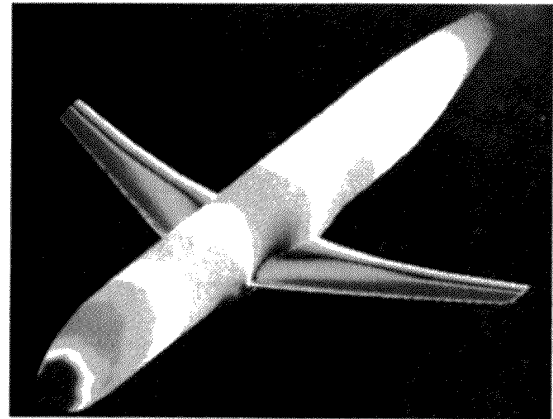
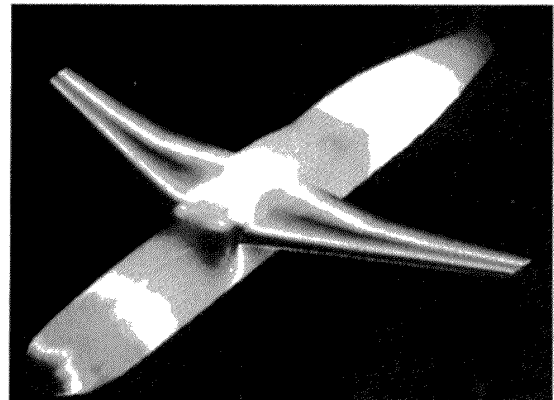


図16 バフエット境界比較

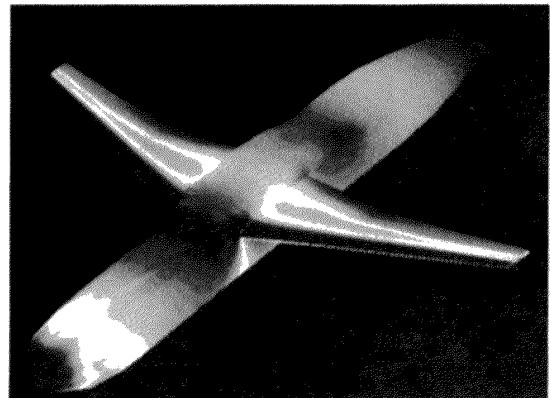


上面

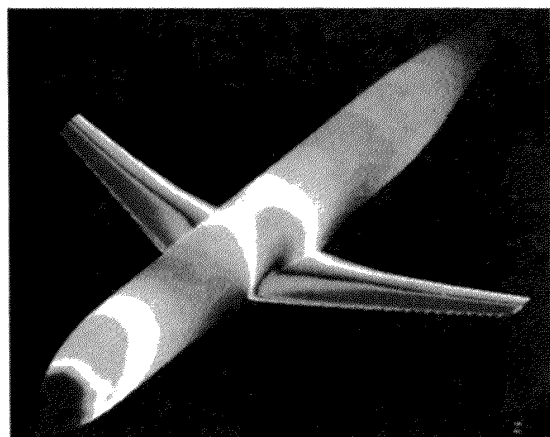


下面

図17 圧力分布(ケース1)



上面



下面

図18 圧力分布(ケース2)

験と同等の機能を持つことが確かめられた。

最後に三次元カラーグラフィックスによる計算結果の圧力分布表示を既述の同様の3ケースについて図17, 18, 19に示す。圧力分布等のグラフでは判らない三次元の流れ場が一目瞭然である。例えば上面の衝撃波が強さを増すに従って後退角を失ない、その後方で圧力回復が遅れている様子、また胴体面上で主翼の影響が及ぶ範囲、更には翼胴フィレットにより流れが変化している様子等、風試では得難い流れ場の情報が表示されている。

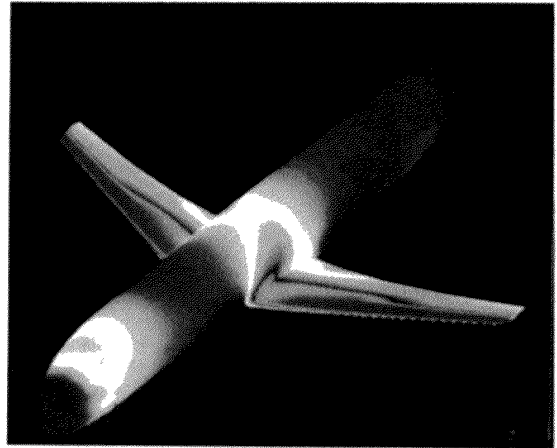
5. ま と め

代表的な遷音速輸送機の翼胴形態を対象として、三次元ナビエ・ストークス・コードと計算格子生成コードを適用して数値シミュレーションによる解析を行ない、遷音速風洞試験との対応を検討した。

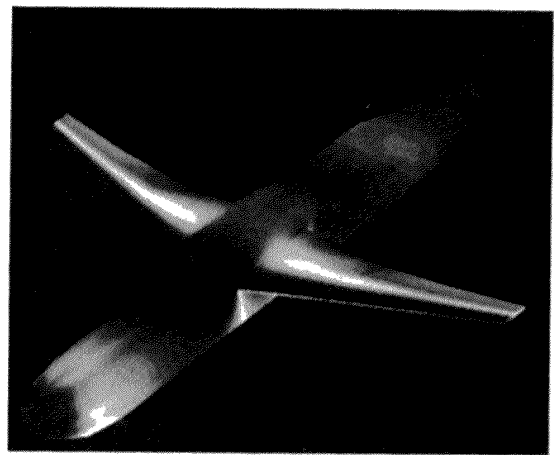
その結果、この数値シミュレーションは、従来の計算法では推定不可能であった遷音速の衝撃波剝離による非線形性を精度良く推定可能であることが確かめられた。今回は、マッハ数、レイノルズ数各一点における対応検討であるため、今後適用範囲の確認をする必要はあるが、計算手法の有効性は今回の検討でも充分明らかとなっており、全機形状の解析を最終目標に、尾翼を含めた翼胴尾形状が次のステップである。このステップが実用時間内で計算可能となり、航空機開発の風洞試験の多くを数値シミュレーションが代替する日も、近い。

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，NAL SP-1，141 (1983)
- 2) 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，NAL SP-3，245 (1984)
- 3) 宮川，廣瀬，河合：遷音速翼型のエルロン効きの風洞試験と計算の対応，航空機計算空気力学シンポジウム論文集，NAL SP-5，235 (1985)
- 4) 藤井，高梨，大林：全機形態回わりのナビエ・ストークス方程式による解析にむけて，-翼胴結合体回わりの数値計算-，第4回航空機計算空気力学シンポジウム論文集，NAL SP-7，(1986)
- 5) 高梨，伊沢：解析的方法による航空機全機周りの計算格子生成，第4回航空機計算空気力学シンポジウム論文集，NAL SP-7 (1986)



上面



下面

図19 圧力分布(ケース3)

第4回航空機計算空気力学シンポジウム運営委員

- 委員長 和田 勇 (空気力学第1部)
- 委員 ◎井上 建二 (空気力学第1部)
- 柳沢 三憲 (空気力学第1部)
- 海老原 正夫 (空気力学第2部)
- 広瀬 直喜 (空気力学第2部)
- 磯貝 紘二 (機体第1部)
- 西村 英明 (原動機部)
- 田村 敦宏 (航空機公害研究グループ)
- 重見 仁 (新型航空機研究グループ)
- ◎西 武徳 (新型航空機研究グループ)
- 高橋 匡康 (計算センター)
- 小川 哲 (計算センター)
- 岩宮 敏幸 (計算センター)
- 石垣 博 (角田支所)

◎印 幹事