

全機形態回りの流れの  
ナビエ・ストークス方程式による解析にむけて  
その1 — 翼胴結合体回りの流れの数値計算 —

藤井孝蔵\* 高梨進\* 大林茂\*\*

Navier-Stokes Simulation of Transonic Transportation  
Aircraft Configurations I.

— Flow-field simulation over wing-fuselage combinations —

by

Kozo FUJII, Susumu TAKANASHI  
*National Aerospace Laboratory*

Shigeru OBAYASHI  
*University of Tokyo*

ABSTRACT

Viscous transonic flow-field simulations over wing-fuselage combinations were carried out using three-dimensional 'Reynolds averaged' Navier-Stokes equations. The LU-ADI factorization scheme which has been developed and improved by the present authors was used for this study with an implementation of new nonlinear smoothing terms.

The computations were done for a practical wing-fuselage combination called "W-18", which was designed for the transonic transportation aircraft. The computed results reveal the effect of the existence of the fuselage near the junction of wing and fuselage. Each computation currently requires several hours of computer time, which is, however, quite reasonable when considering the number of grid points to be used for this study. The results indicate that the application of the present Navier-Stokes solution code to the complete aircraft geometries is quite promising.

概 要

3次元圧縮性レイノルズ平均ナビエ・ストークス方程式を用いて実用遷音速輸送機に関する翼胴結合体回りの流れのシミュレーションを行なった。計算には著者の1人によって開発されたLU-ADI法が

用いられ、新たに非線形の数値粘性項が付加された。

物体形状は"W-18"と呼ばれる遷音速輸送機開発のためにデザインされた主翼を付けた翼胴結合とし設計点付近でいくつかの迎角に対して数値計算がおこなわれた。計算結果は翼根付近の流れに与える胴体の影響を明らかにし、特に比較的高迎角時に興味深い剝離流れが生じていることが示された。得られた圧力分布は翼面上のみならず胴体上も実験とよい一致を示し、計算コードの実用性が確認された。

\* 航空宇宙技術研究所 空気力学第2部

\*\* 東京大学大学院

このように複雑な流れの精度よい解析を行なうためにはナビエ・ストークス方程式の利用が不可欠であるとさえいえる。計算時間はスーパーコンピュータを用いても1ケース5, 6時間であったが, 全機回りの流れの解析にむけてさらなる計算効率の向上が進行中である。

## 1. はじめに

近年開発された遷音速輸送機(ボーイング757, 767, エアバス310等)の設計にはすでに計算流体力学(CFD)が多くの貢献をしている<sup>1)</sup>。利用された方程式は主に遷音速ポテンシャル方程式であり, 研究という意味でのCFDとしてはすでに古いタイプのもので“流れ”を現わす近似レベルとしては劣っている。更に高度な意味でCFDが実際の航空機設計に寄与するためには, より現実的な流れの予測手段が要求され, それを“Cost-effective”に満足しうるのは乱流モデルを用いたレイノルズ平均ナビエ・ストークス方程式である。そして近年のスーパーコンピュータの進歩を考えると次世代の航空機設計には実際にポテンシャル方程式にとってかわるであろうと予想される。本報告では輸送機形態回りの解析の第一段階として実用遷音速輸送機に関する翼胴結合体回りの流れのシミュレーションをナビエ・スト

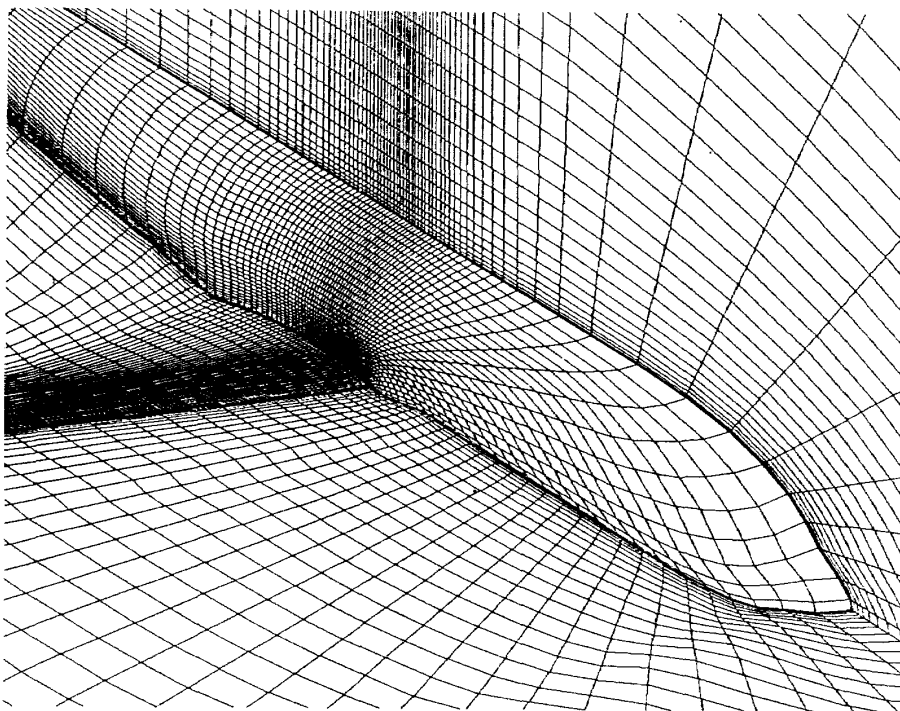
ークス方程式を用いて行なった結果について述べる。

## 2. 定式化

基礎方程式は3次元レイノルズ平均ナビエ・ストークス方程式で“thin-layer”近似を用いたものとする。ただし, 今回の計算では翼だけでなく胴体上の粘性層をも評価する必要があるため2方向に対する微分項が含まれている。詳細は参考文献2をみていただきたい。計算手法はLU-ADI法で, これについては既に参考文献2, 3, 4, 5等に記されている。今回の計算では2次元の計算で成功を収めた非線形の人工粘性項がためされた。例えば $\xi$ -方向の陽的粘性項は次のようにかける。

$$h \nabla_{\xi} (\sigma J_{j+\frac{1}{2}}^{-1}) \left[ (I - \phi_{j+\frac{1}{2}}) \varepsilon_2 \Delta_{\xi} \hat{J} \hat{U} - \phi_{j+\frac{1}{2}} \varepsilon_4 \Delta_{\xi} \nabla_{\xi} \Delta_{\xi} \hat{J} \hat{U} \right] \quad (1)$$

$\hat{U}$ は未知ベクトル,  $\sigma$ は対応するヤコビアン行列のスペクトル半径,  $\Delta$ ,  $\nabla$ は各々差分演算子を示す。また,  $\varepsilon_2$ ,  $\varepsilon_4$ は各々2次, 4次の係数で例えば $\varepsilon_2 = 0.02$ ,  $\varepsilon_4 = 0.02$ 程度がナビエ・ストークス計算に適した値である。 $\phi$ は高次TVD風上差分の制限関数に対応するもので局所的な未知物理量の変化によって決まる。ヤコビアン行列の絶対値をスペクトル半径で近似しているため第2項のように大域的な4



第1図 格子分布拡大図(格子点151×62×74)

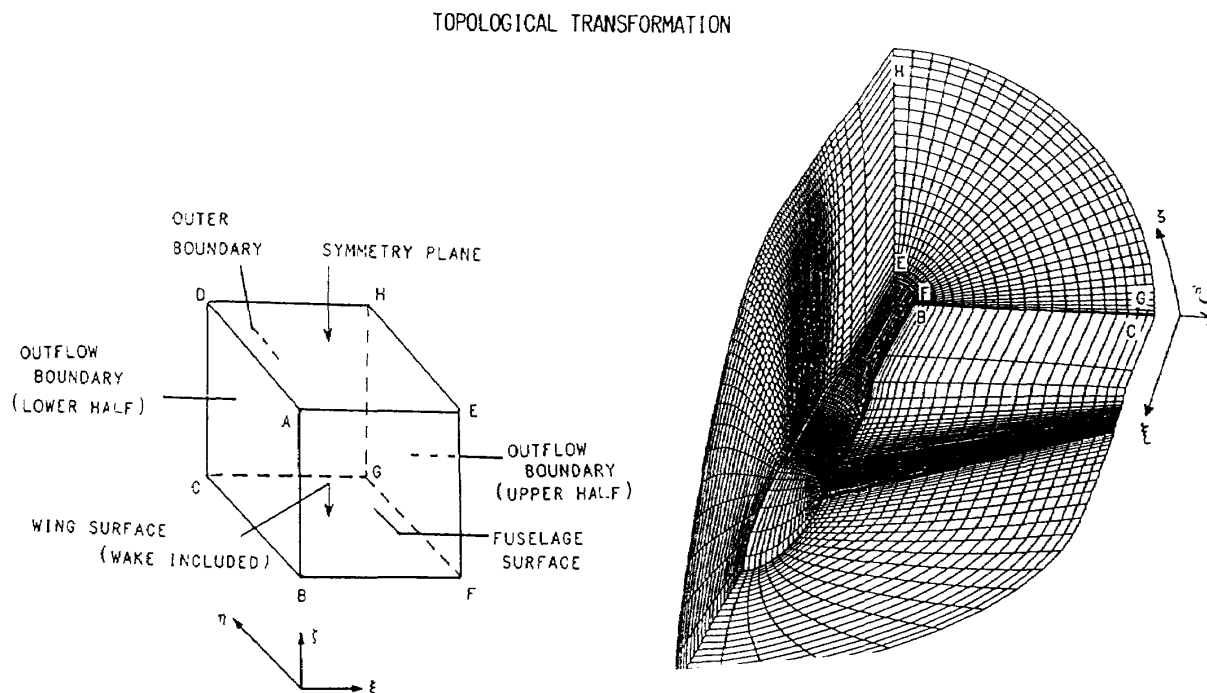
次の粘性項が必要になる。陰的には $\phi = 1$ とした4次のみ付け加えられる。

このような2次4次の非線形の人工粘性項はPuliamらによって提案された圧力による2次4次の非線形の人工粘性項と類似した形となっている。ここに示された人工粘性項の利点は2次元計算について文献3に既に示した。ただし $\phi$ は各方程式ごとに

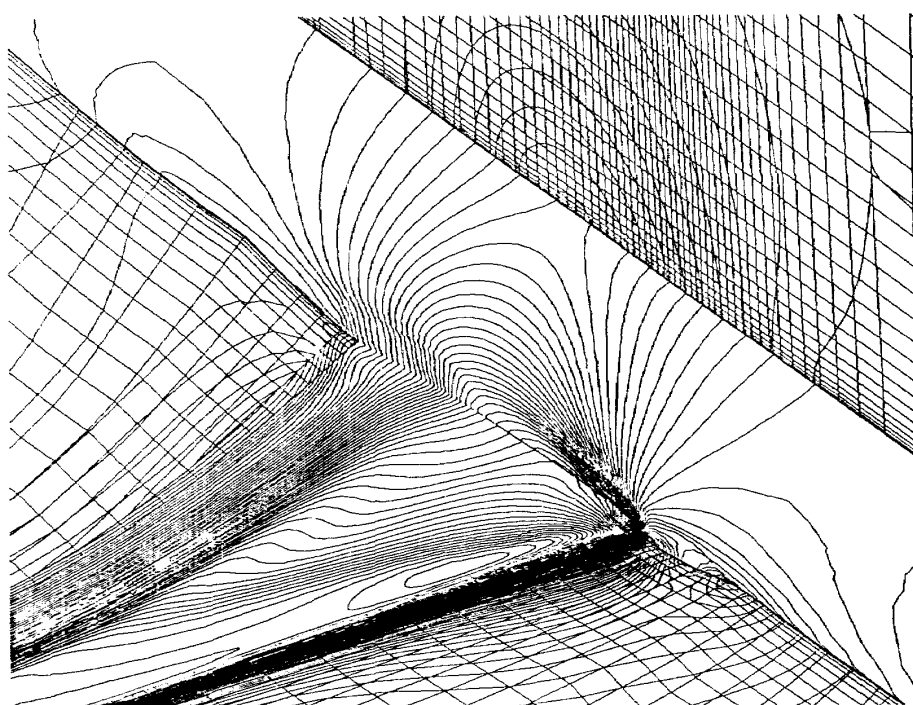
決める必要がありそれだけ多く演算量が要求される。

### 3. 計算結果

第1図は上半分の計算領域における格子分布の拡大図である。計算格子は翼まわりに後流を含めて151点、スパン方向に62点、胴体にそって74点であるがグラフィック端末の容量の制限から後者2つ



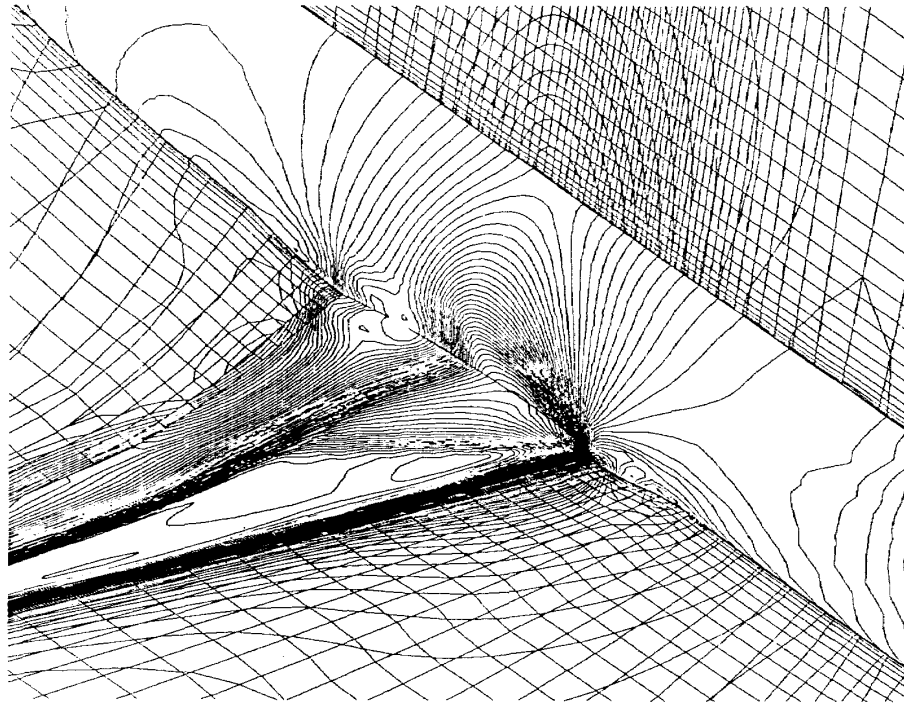
第2図 計算領域と物理領域



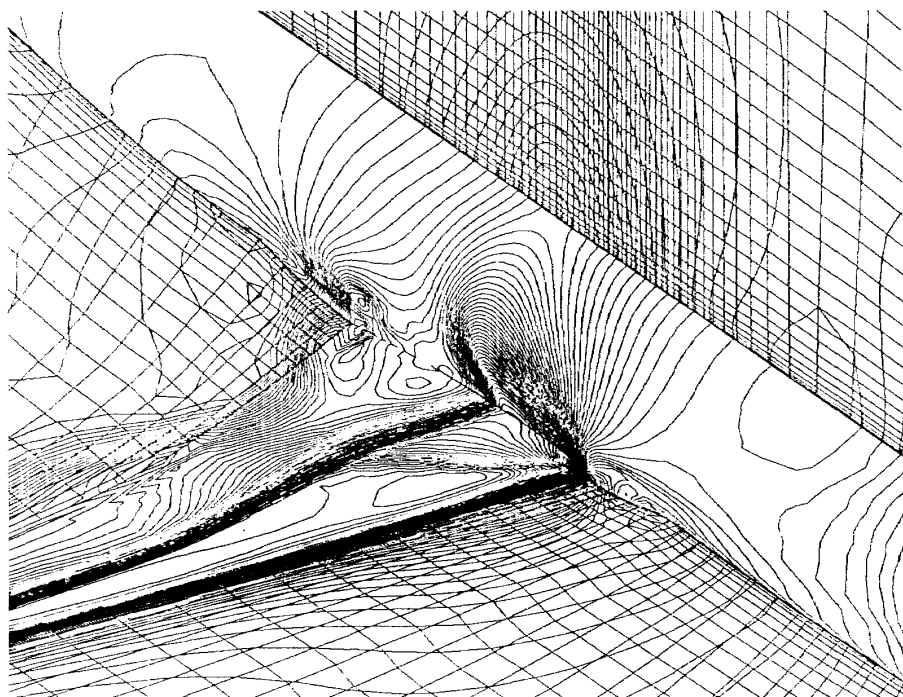
第3図 a) 圧力等高線図 ( $M_\infty = 0.82$ ,  $Re = 1.67 \times 10^6$ ,  $\alpha = 2.18^\circ$ )

の方向については1点おきにプロットしてある。トポロジーは翼周りにC-Oとなっており、物理領域と計算領域の対応は第2図に示されている。格子形成の詳細は高梨らの報告(文献6)を参照されたい。計算は、一様流マッハ数を0.82に固定し、5つの迎角について行なわれた。計算には富士通のVP400スーパーコンピュータが用いられ1ケースあたり約

5から6時間が必要であった。第3図a) - c)は各々対応する3つの迎角(2.18度, 4.00度, 6.00度)に対する翼胴結合部付近の圧力等高線を描いたもので、翼上面、胴体上半分、及び対称面を含む格子面上の値をプロットしている。翼根付近では翼弦方向に2つの圧縮波が存在しており、それらが合体して翼スパン方向中央部から翼端にかけて強い衝撃波を



第3図 b) 圧力等高線図 ( $M_\infty = 0.82$ ,  $Re = 1.67 \times 10^6$ ,  $\alpha = 4.00^\circ$ )

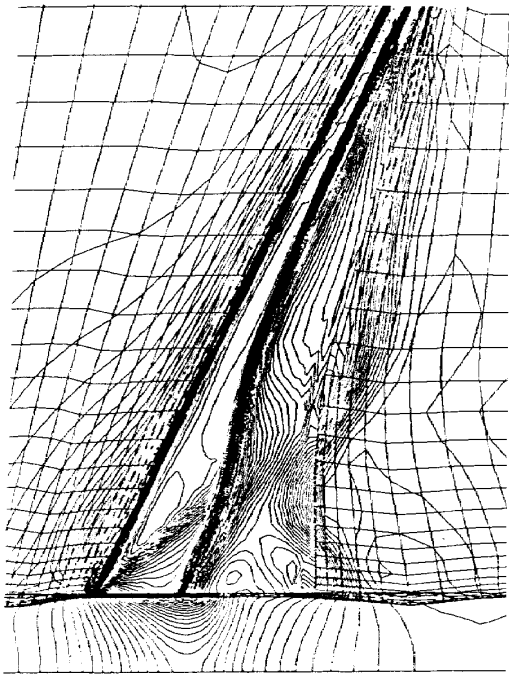


第3図 c) 圧力等高線図 ( $M_\infty = 0.82$ ,  $Re = 1.67 \times 10^6$ ,  $\alpha = 6.00^\circ$ )

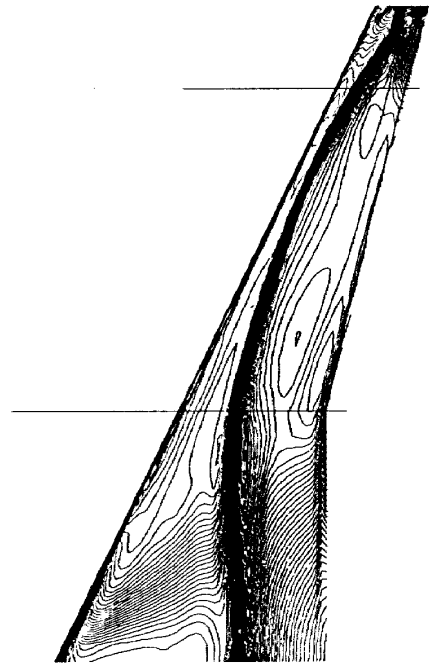
形成している。3つのケースを比べると迎角があがるにつれて合体の位置が翼根に近づきより強い衝撃波が形成されてくるのがわかる。同時に衝撃波後方の流れが3次元になる。これらの事実は単独翼の場合と同じであるが、b)、及びc)図において翼根

後縁付近に胴体の存在による剥離パターンを見ることができる。

胴体の影響を更に調べる為にc)の等高線を上から見た図を第4図a)に示す。比較のため単独翼の場合の翼上の等高線をb)に示す。翼形状はa)および

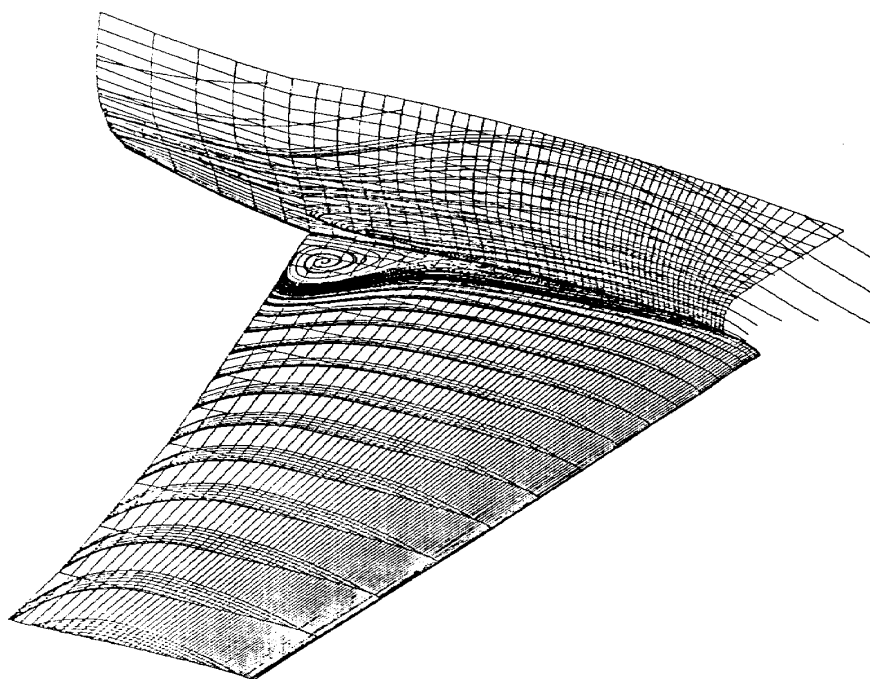


a) 翼胴結合 (W-18 :  $M_\infty = 0.82$ ,  
 $Re = 1.67 \times 10^6$ ,  $\alpha = 6.00^\circ$ )



b) 単独翼 (W-14 :  $M_\infty = 0.82$ ,  
 $Re = 2 \times 10^6$ ,  $\alpha = 7.5^\circ$ )

第4図 単独翼と翼胴結合体との圧力等高線の比較

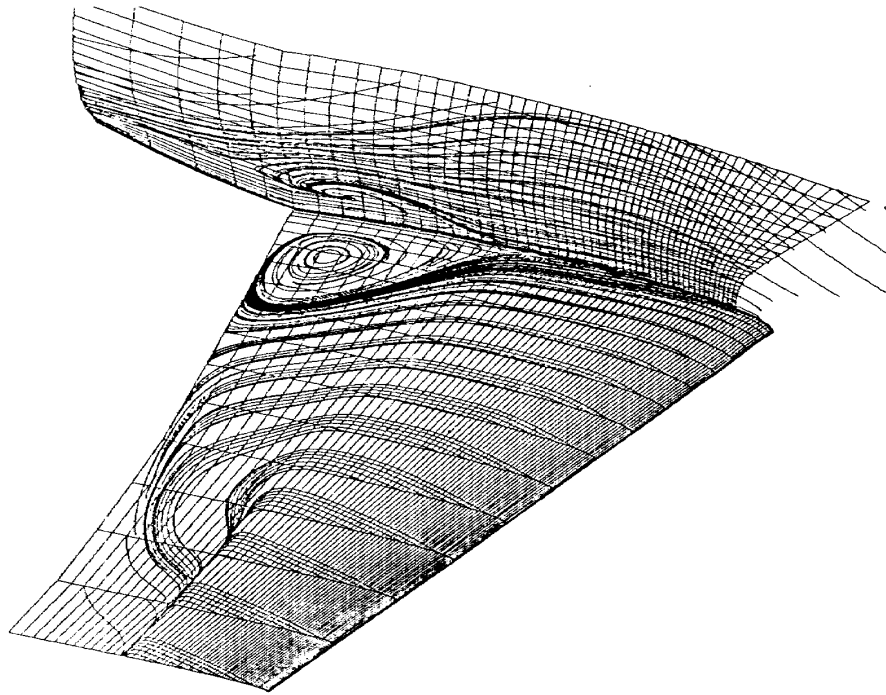


第5図 a) 計算による表面流線 ( $M_\infty = 0.82$ ,  $Re = 1.67 \times 10^6$ ,  $\alpha = 2.18^\circ$ )

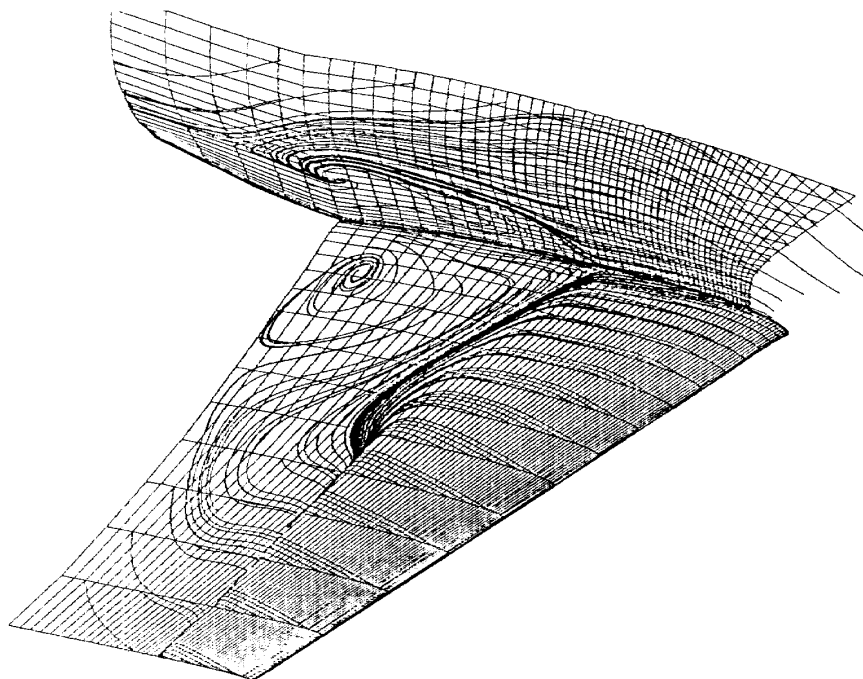
b)の場合で異なっているが、圧力等高線の様子は似通ったものとなることが予想され、定性的に胴体の影響を議論することが可能と思われる。単独翼の場合は、翼根で流れの対称性を仮定しており、従って衝撃波は対称面に垂直に交わる。これに対し、翼胴結合の場合は後述のように後部でデルタ状の3次元剥離を生じており、それによって衝撃波が

前方に曲げられている。従って、この程度の迎角範囲で翼根付近の流れを正しく捉えるには胴体を含んだ粘性流計算が不可欠と言える。

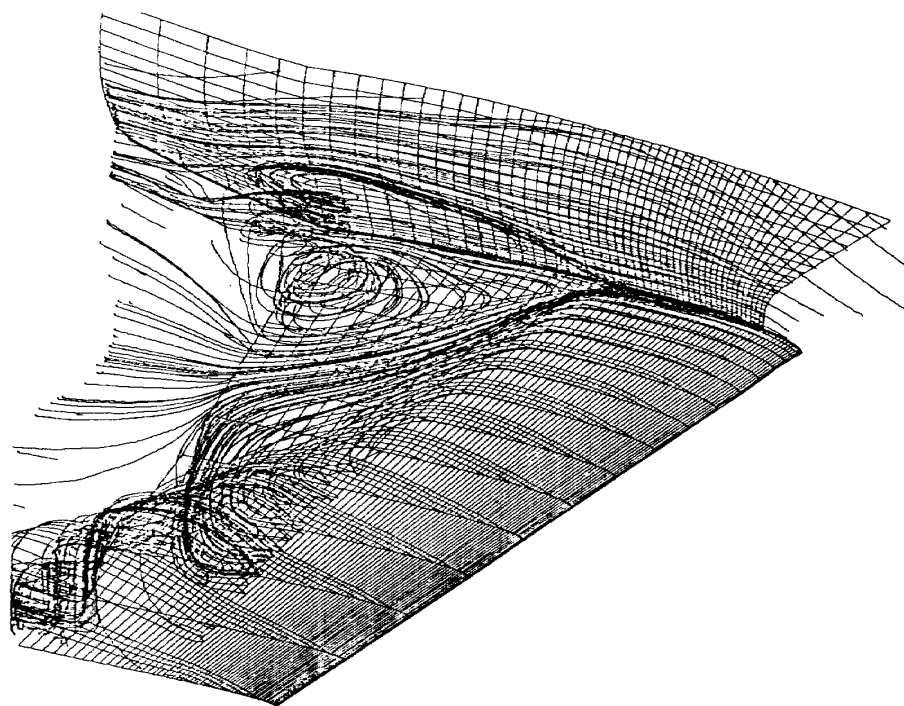
第3図 a) - c) に対応する計算によるオイルフロー図を第5図 a) - c) に示す。a) においては付根付近に小さな剥離を生じているだけであるが、b) の迎角になると剥離域が広がり、同時に翼中央部に衝撃



第5図 b) 計算による表面流線 ( $M_\infty = 0.82$ ,  $Re = 1.67 \times 10^6$ ,  $\alpha = 4.00^\circ$ )



第5図 c) 計算による表面流線 ( $M_\infty = 0.82$ ,  $Re = 1.67 \times 10^6$ ,  $\alpha = 6.00^\circ$ )



第6図 計算によるパーティクルパス ( $M_\infty=0.82$ ,  $Re=1.67 \times 10^6$ ,  $\alpha=6.00^\circ$ )

波による剥離を見ることができる。c)の迎角では両者が干渉し始め、より複雑な剥離の様相を呈する。白黒では立体的な流れの様子を理解することが難しいが、このケースについて所謂パーティクルパスを描いてみると、デルタ状の剥離域の中に翼面から胴体にアーチ状にのびた渦を観測することができる(第6図参照)。

例えば、このケースの迎角はバフエット限界を超えており、流れの非定常性が問われる。計算は時間方向に1次精度であるが、定常解が得られている。一方実験では流れの非定常性が観測されている。バフエットは空気力と機体の構造がカップルして生ずる現象であり、本計算のような剛体模型にたいする流れの計算では捉えることができない。通常、このような数値解は流れのなかの定常成分に対応すると考えられ、従って例えばスキューバルブで得られた圧力分布と比較される。尚、実験データとの対応についてはさらに宮川らの報告(文献5)を参照されたい。

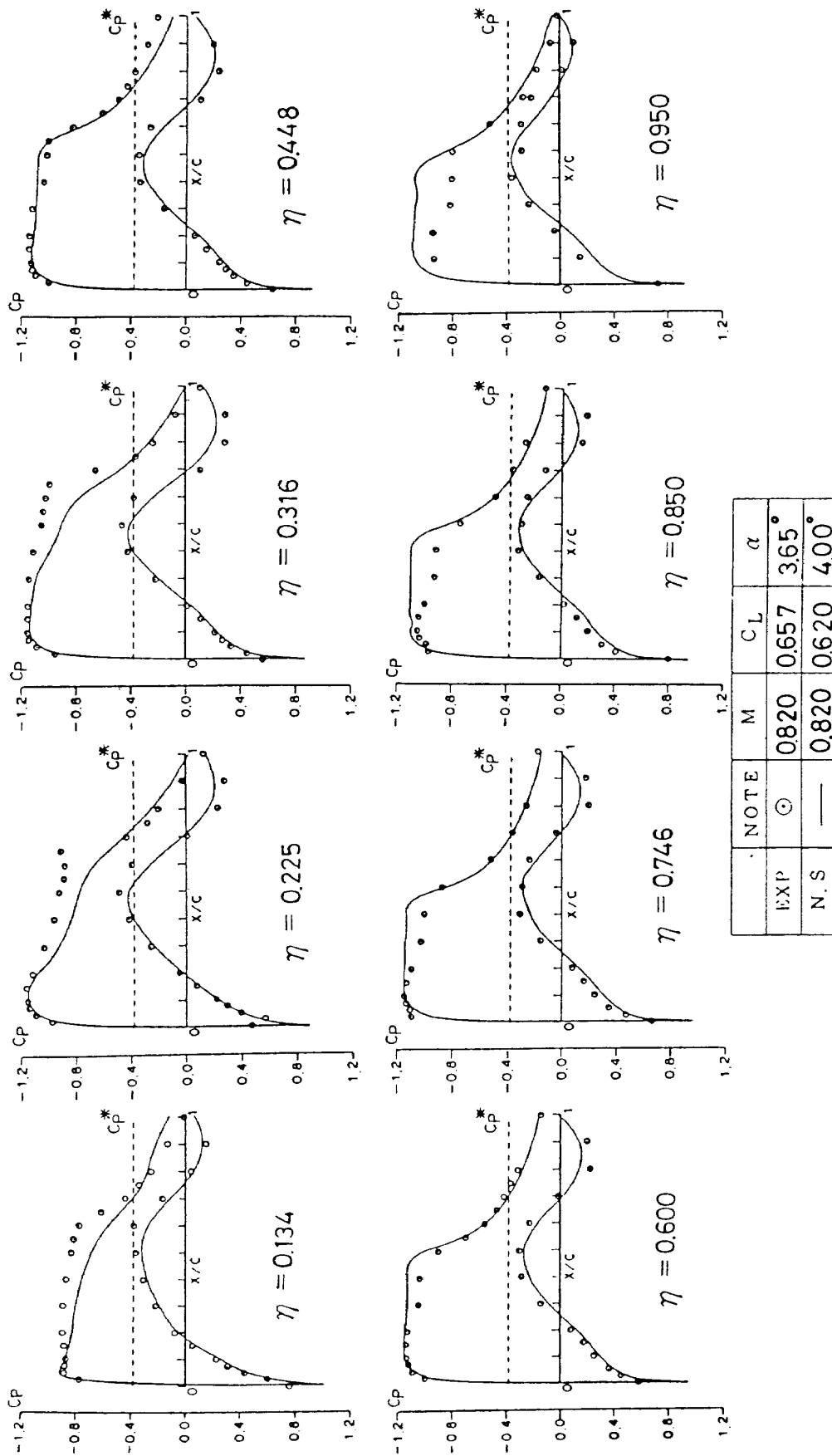
上記b)のケースにたいして翼面上、および胴体上の圧力分布を実験値と比較して第7図a), b)に示す。全体として一致は満足すべきものと言える。

## 謝 辞

今回の計算は、YXX計画に関連して行なわれたものである。形状データ及び結果の処理の一部について日本航空機開発協会並びに三菱重工株式会社のお世話になった。結果の可視化については東京大学大学院の白山晋氏の開発したソフトを、計算の実行に関しては富士通株式会社のVP400スーパーコンピュータを利用して頂いた事を記して感謝の意を表するものである。

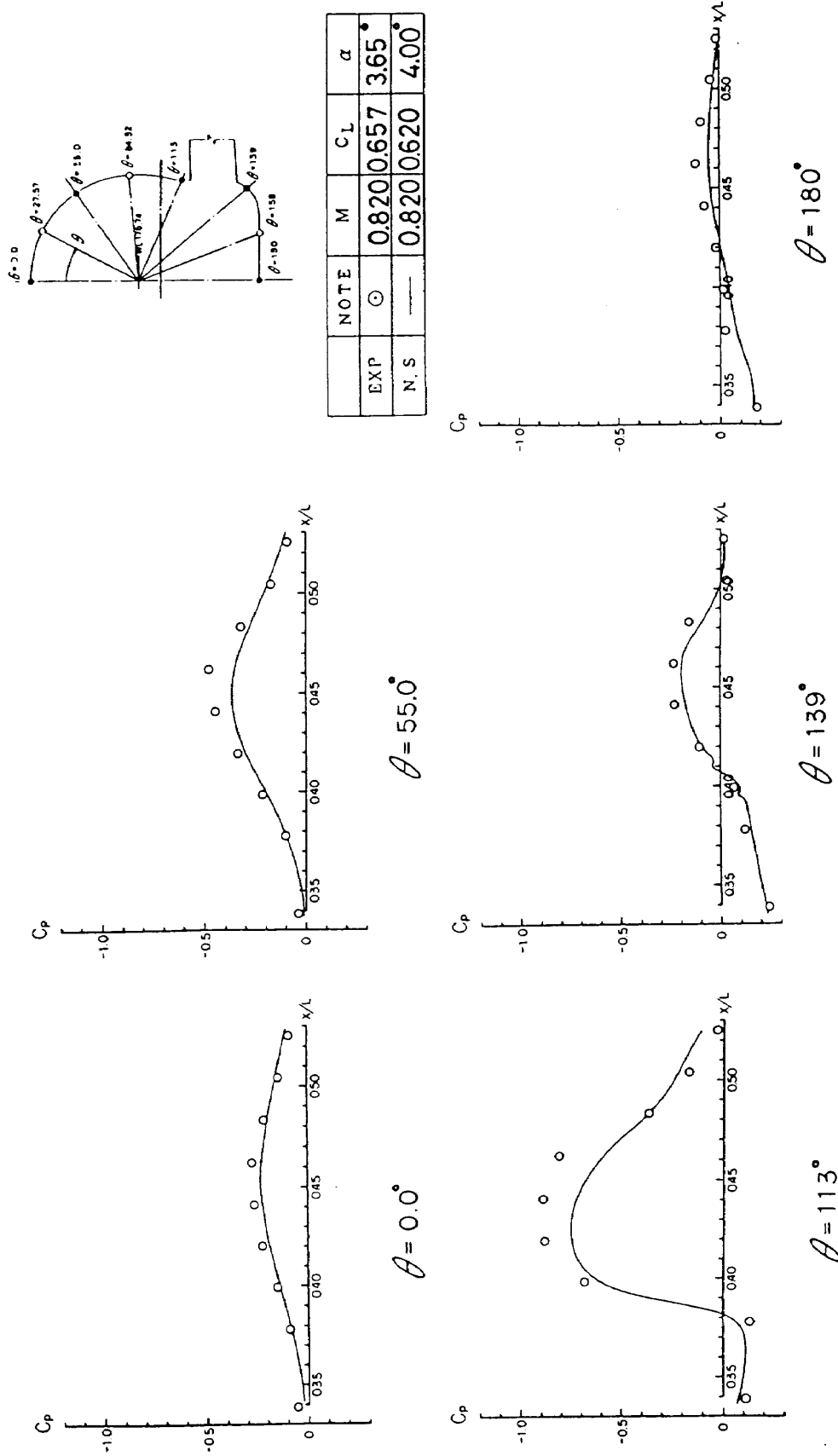
## 参 考 文 献

- 1) Rubbert, P.E.: The Emergence of Advanced Computational Methods in the Aerodynamic Design of Commercial Transport Aircraft, Preprint of the International Symposium on Computational Fluid Dynamics - Tokyo, Tokyo, Japan, Sept. 1985.
- 2) 藤井孝蔵, 吉田正廣, 大林 茂: 3次元ナビエ・ストークス方程式による遷音速流れの数値計算, 航空宇宙技術研究所特別資料SP-5, 1985年11月, pp.159-166.



第 7 図 a) 翼面上の圧力分布 ( $M_\infty = 0.82$ ,  $Re = 1.67 \times 10^6$ ,  $\alpha = 4.00^\circ$ )





第7図 b)胴体面上の圧力分布 ( $M_\infty = 0.82$ ,  $Re = 1.67 \times 10^6$ ,  $\alpha = 4.00^\circ$ )

- 3) Obayashi, S., Matsushima, K., Fujii, K. and Kuwahara, K.: Improvements in Efficiency and Reliability for Navier-Stokes Computations Using LU-ADI Factorization Algorithm, AIAA Paper 86-0338, January 1986.
- 4) Fujii, K. and Obayashi, S.: Practical Applications of New LU-ADI Scheme for the Three-Dimensional Navier-Stokes Computation of Transonic Flows, AIAA Paper 86-513, January 1986.
- 5) Fujii, K. and Obayashi, S.: Navier-Stokes Simulation of Transonic Flow over Wing-Fuselage Combinations, AIAA Paper 86-1831, June 1986.
- 6) 高梨 進, 伊沢隆男: "航空機まわりの計算格子網の生成", 第16回流体力学講演会講演集, 1984.
- 7) 宮川淳一, 高梨 進, 藤井孝蔵: "遷音速機の数値シミュレーションと風洞試験の対応", 第4回航空機計算空気力学シンポジウム講演集, 航空宇宙技術研究所特別資料SP-7, 1986.