

ナビエ・ストークス方程式による尾翼回りの流れの解析

越岡 康弘* 加茂 圭介* 天野 完一**

Navier-Stokes Analysis of Transonic Transport Aircraft Empennage

by

Yasuhiro KOSHIOKA, Keisuke KAMO
Fuji Heavy Industries, Ltd.

Kanichi AMANO
Japan Aircraft Development Corporation

ABSTRACT

Flow field simulations over transonic transport aircraft empennage were carried out based on three-dimensional Navier-Stokes equations. The computations were done for the flow fields of various Mach numbers and angles of attack to investigate the variation of the lift curve slope with Mach number at low angle of attack, and the variation of the lift coefficient with angle of attack at low Mach number. The values of lift curve slope obtained by the computations show good agreement with those by experiments. While the difference between computations and experiments looks a little large about lift coefficient versus angle of attack.

1. はじめに

ポテンシャル流解析が航空機設計の場に採り入れられるようになってすでに久しい。近年の計算機の長足の進歩に呼応するように、計算空気力学の研究もめざましい進歩をとげ、ナビエ・ストークス方程式による計算も比較的単純な形状をもつ物体回りについては、短時間のうちに行うことができるところまできている。

航空機設計の場で尾翼を考えると、主翼の設計が設計点での性能を最良とすることに主眼が置かれるのに対し、尾翼は広い迎角範囲、広いMach数範囲で好ましい空力特性(素直な舵効き)を示すこと

に重点を置いて設計される。そこでは従来行われてきたポテンシャル流解析や非粘性流解析では伺い知ることのできなかつた、衝撃波と境界層の干渉による剝離現象や大迎角域における大規模な剝離等、ナビエ・ストークス方程式による計算によって初めて計算可能となる現象が重要な要因となる。

今回の計算は、低迎角域における揚力傾斜のMach数に対する変化、低Mach数域における揚力の大迎角特性に注目し、富士重工業にて設計した尾翼について行った。なお本研究は、日本航空機開発協会よりの受注作業の一環として計算流体力学研究所において行われた。

2. 計算法

用いられた計算コードは、大林、藤井¹⁾らによっ

* 富士重工業株式会社

** 日本航空機開発協会

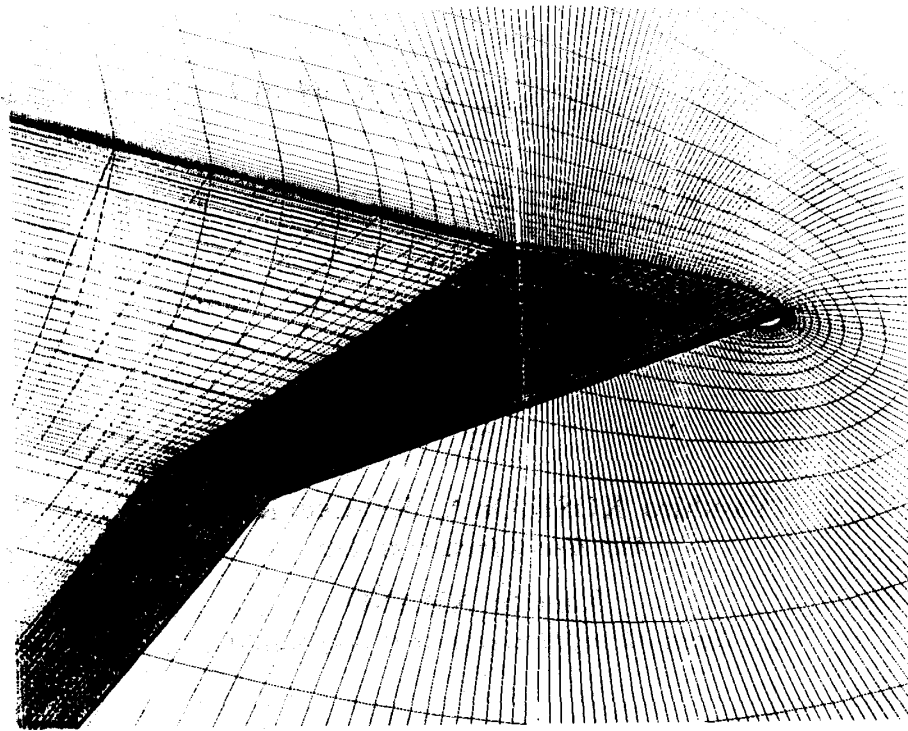


図1 計算に用いた格子 (201 × 51 × 42)

て開発された 3次元ナビエ・ストークスコード (LANS3D) であり, Baldwin-Lomax の乱流モデルを用いてレイノルズ平均ナビエ・ストークス方程式を時間発展法によって解くものである。時間発展には演算量の少ない LU-ADI 法を, 衝撃波捕獲には精度の良い 2次 + 4次 の人工粘性を採用するなどの工夫がなされている。

3. 計算格子

計算に用いた格子を図1に示す。計算格子は風洞模型を定義している数値データをもとに社内で作製したもので, 翼回りにC型のトポロジーをもち, 後流を含めて翼回りに201点, 翼スパン方向に51点, ラジアル方向に42点の計算点を配してある。

4. 風洞試験

風洞試験は模型胴体にT字型尾翼を取り付け, 胴体下方よりプレート支持して行った。流れの尾翼MACによるRe数は, $M=0.8$ のとき 1.7×10^6 である。風試により6分力データとオイルフローパターンを取得した。

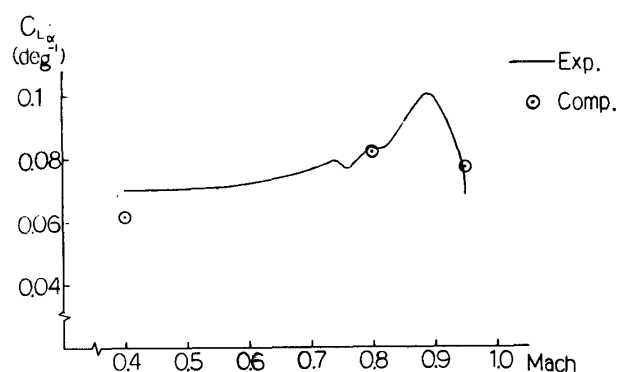


図2 揚力傾斜特性 ($Re = 1.7 \times 10^6$)

5. 風試結果との対応

図2に揚力傾斜とMach数の関係を示す。計算と風試結果の一致は良好である。図3に $M=0.95$, 迎角 -2° , $Re = 1.7 \times 10^6$ における計算による等圧力線図と風試によるオイルフローパターンを, 図4にこのときの計算結果を処理したパーティクルパスを示す。これらの図は, 計算が翼端に生じた強い衝撃波によって引き起こされた剝離をよく獲えていることを示している。

図5に, $M=0.4, 0.8, 0.95$, $Re = 1.7 \times 10^6$

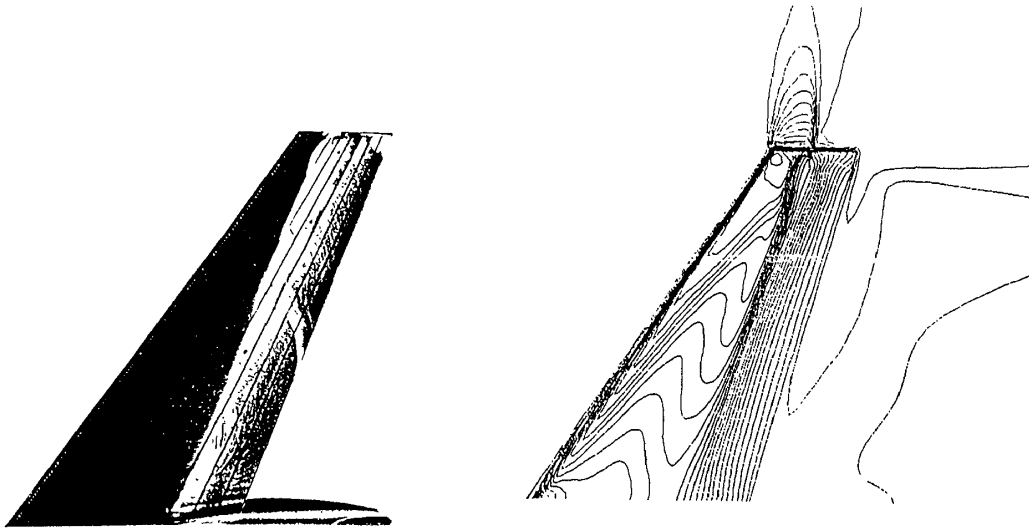


図3 オイルフローと等圧力線の比較
 ($M = 0.95$, $Re = 1.7 \times 10^7$, $\alpha = -2^\circ$)

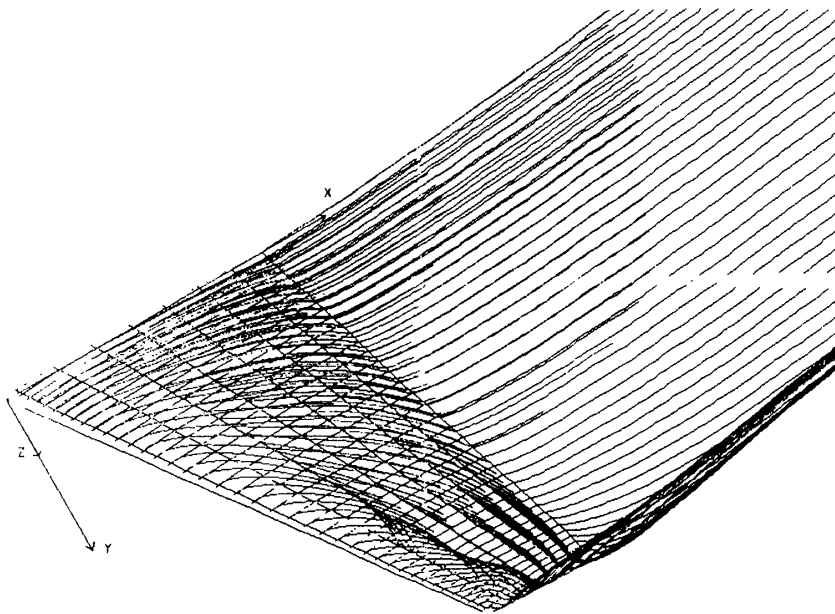


図4 パーティクルパス (Lower Surface)
 ($M = 0.95$, $Re = 1.7 \times 10^7$, $\alpha = -2^\circ$)

における迎角 -2° のときの計算による尾翼下面及び空間の等圧力線図を示す。これらの図より, Mach数の増加にともない, しだいに強い衝撃波が翼端に形成されてゆく様子がわかる。

図6に $M = 0.15$, $Re = 0.7 \times 10^6$ における揚力と迎角の関係を示す。揚力傾斜に関しては図2に示したように風試と計算の一致は良好であるが, 計算の方が高い迎角まで揚力を保ちつづけ, 大きな最大揚力係数を与えてしまうことが判る。図7に $M =$

0.15 , $Re = 0.7 \times 10^6$ における迎角 -15° , -20° , -25° のときの計算結果の空間等圧力線図を示す。これらの図は尾翼後流に大きな渦が存在し, これによって高い迎角まで流れが翼に沿って流れていることを示している。実際の流れでは翼後流の激しい乱流拡散により, この様な構造は安定に存在することはないと考えられるが, 今回計算に用いた格子は翼表面から遠ざかるにつれて急速に疎となり, 大きな構造の渦が乱流モデルで拡散されることなく残ってし

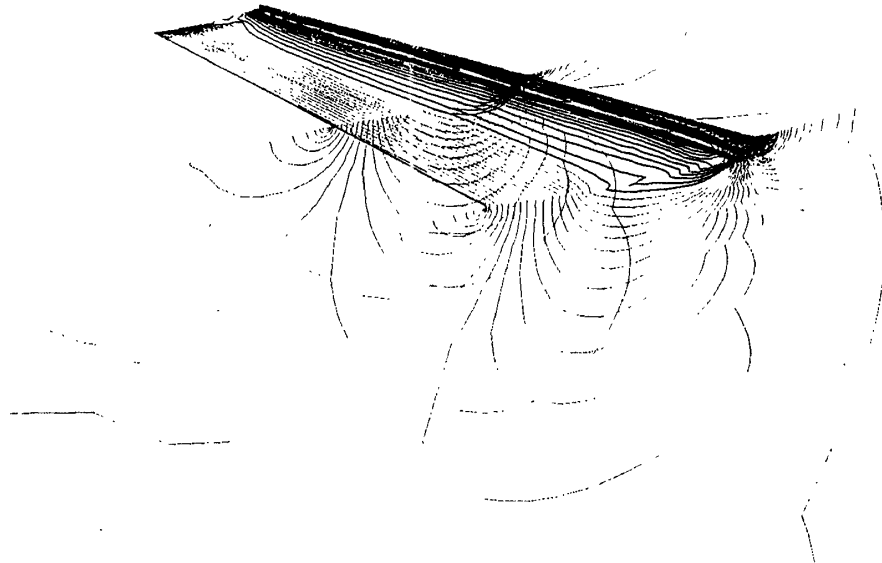


図 5 a) 空間圧力分布 ($M = 0.4$, $Re = 1.7 \times 10^7$, $\alpha = -2^\circ$) (Lower Surface)

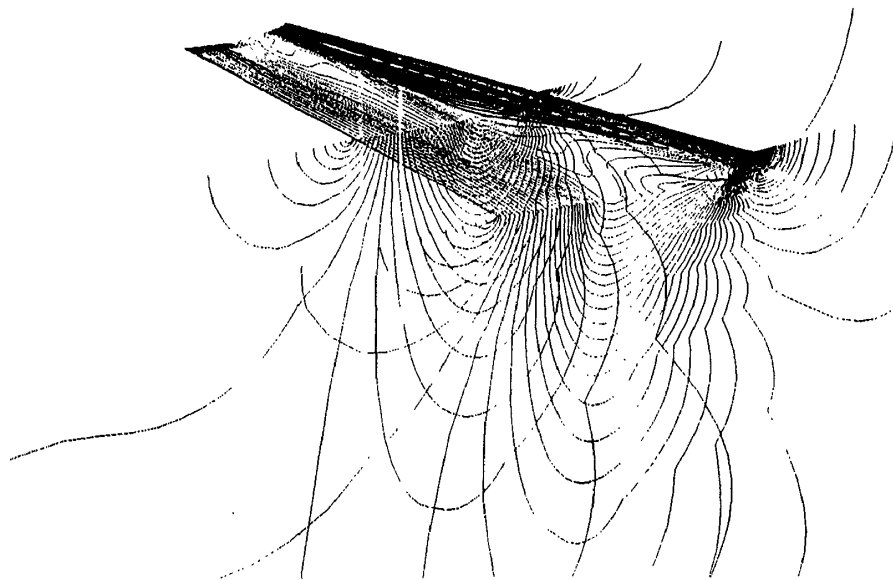


図 5 b) 空間圧力分布 ($M = 0.8$, $Re = 1.7 \times 10^7$, $\alpha = -2^\circ$) (Lower Surface)

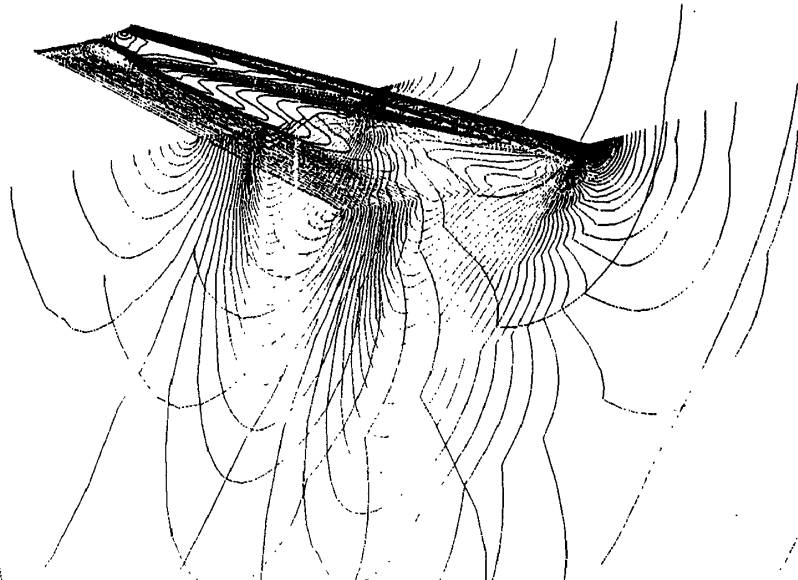


図 5 c) 空間圧力分布 ($M = 0.95$, $Re = 1.7 \times 10^7$, $\alpha = -2^\circ$) (Lower Surface)

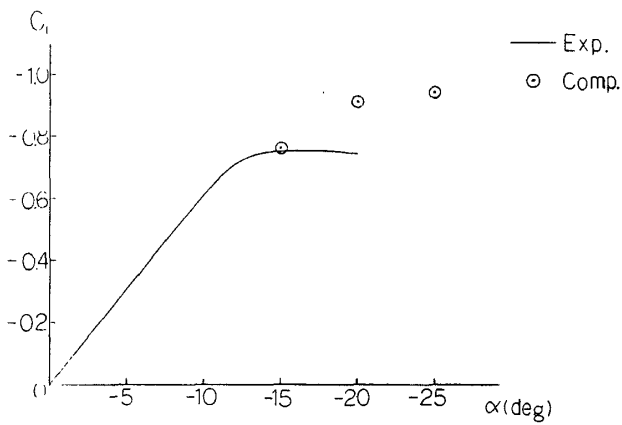


図6 揚力特性 ($M = 0.15$, $Re = 0.7 \times 10^6$)

まったためと考えられる。

6. ま と め

現段階でのナビエ・ストークス方程式による解析によれば、局所的な剝離を含む流れ場に関しては航空機設計上十分有意義な情報を得ることができることが確認された。しかし大域的な剝離領域を含む流れ場に関しては、計算格子、乱流モデル等の制約から信頼に足る計算を行うことは未だ困難であることが判った。これらの制約のなかで大規模な剝離を含

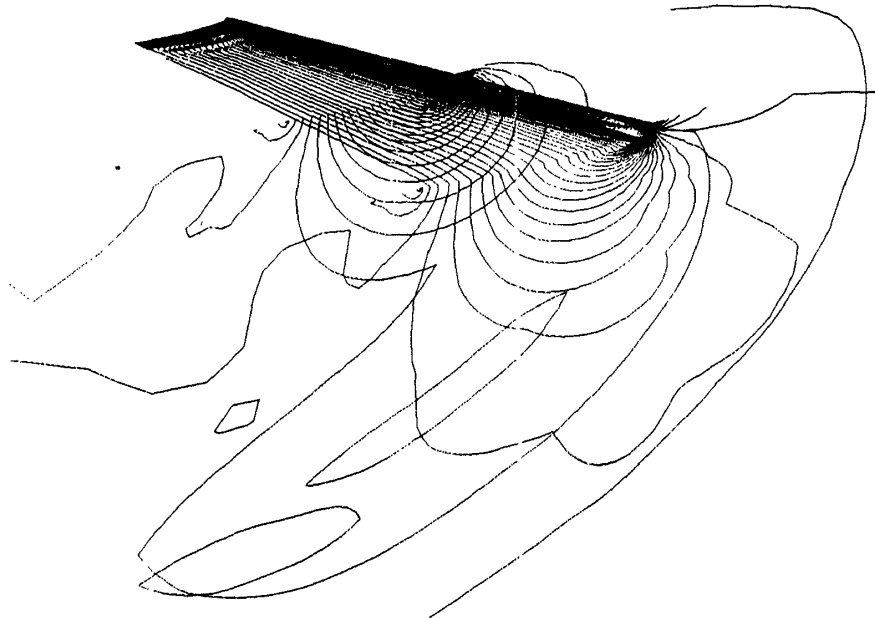


図7 a) 空間圧力分布 ($M = 0.15$, $Re = 0.7 \times 10^7$, $\alpha = -15^\circ$) (Lower Surface)

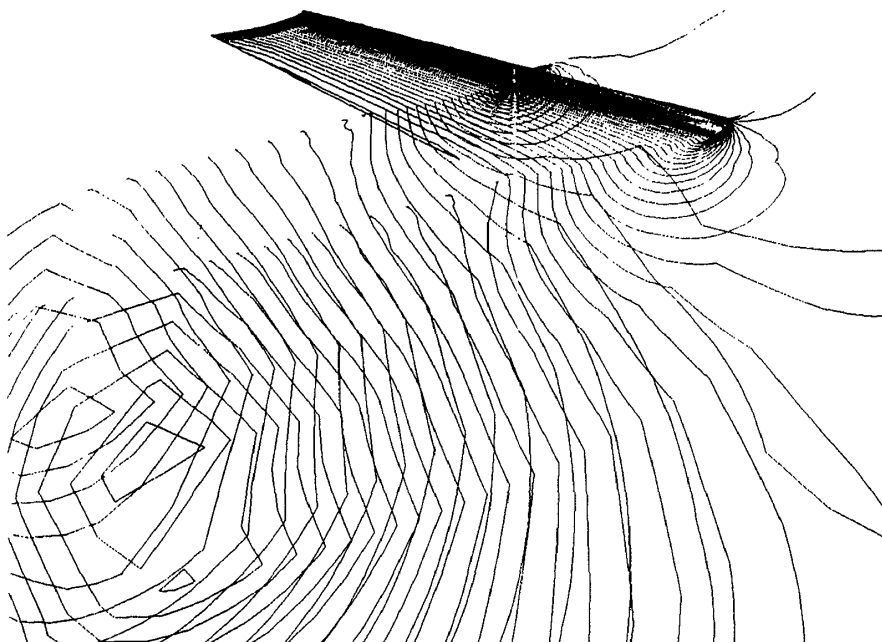


図7 b) 空間圧力分布 ($M = 0.15$, $Re = 0.7 \times 10^7$, $\alpha = -20^\circ$) (Lower Surface)

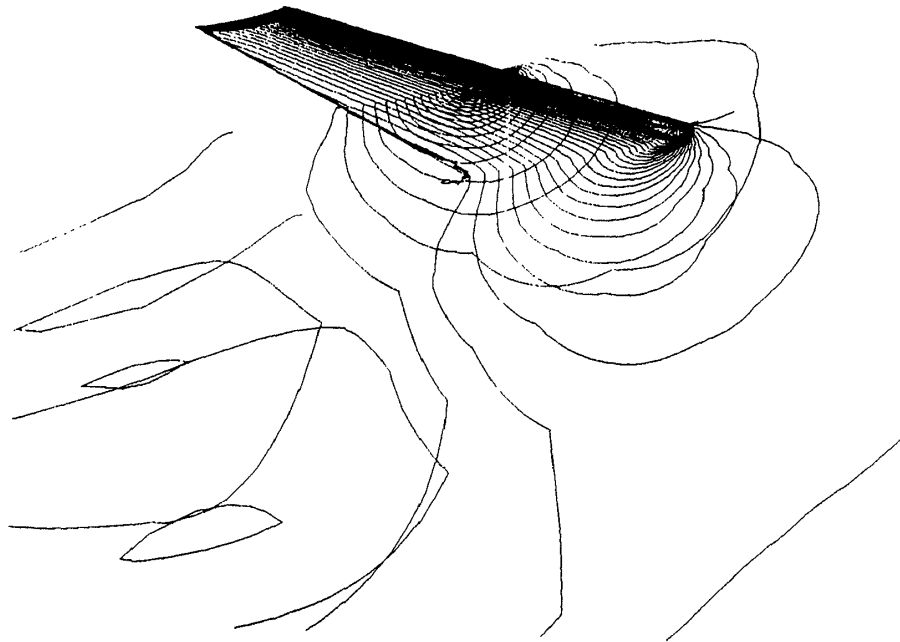


図7 c)空間圧力分布 ($M = 0.15$, $Re = 0.7 \times 10^7$, $\alpha = -25^\circ$) (Lower Surface)

む流れ場の計算を如何に正確に行うかが今後の課題である。

参 考 文 献

- 1) 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.