

遷音速後退翼に対する境界層効果の評価

小松浩司* 飯田栄治* 河村龍馬*
 廣瀬直喜** 松野謙一**

The Analysis of Practical Transonic Swept Wings
 with and without
 Boundary Layer Effects

Koji KOMATSU, Eiji IIDA and Ryuma KAWAMURA
 Nihon University

Naoki HIROSE and Kenichi MATSUNO
 National Aerospace Laboratory

ABSTRACT

A comparison of the result of numerical analysis with experimental data is made for the ONERA M-6 and the practical transonic wing model 720211. The Jameson-Caughey's transonic wing programs FLO22 and FLO27 are used.

The wing aerodynamic characteristics with viscous effect are evaluated by taking into account the boundary layer friction drag. This drag is calculated by using a three-dimensional compressible boundary layer program for wings, BLAY.

Finally, a viscous-inviscid interaction procedure for FLO27-BLAY is proposed, and a preliminary result is presented.

1. はじめに

我々は遷音速後退翼の遷音速完全ポテンシャル流解析コードによる検証数値実験を進めてきた。この解析に使用されたコードはJameson-Caugheyの完全ポテンシャル近似による三次元翼解析法, FLO22¹⁾とFLO27²⁾である。ここではFLO22とFLO27を用いて行った, 実用的な遷音速後退翼に対する系統的な検証計算結果について, 航技研での風試結果との対応を含めて報告するとともに非粘性・粘性干渉の扱いについても報告する。

2. 遷音速解析コード

FLO22とFLO27のもっとも特徴的な違いはFLO22が非粘性等エントロピー流方程式を用いた非保存の差分スキームを採用しているのに対し, FLO27はFLO22と同等な保存則表示として連続の式を用いている点である。つまりFLO27では保存スキームを用いて, 等エントロピー衝撃波に対する正しいジャンプ関係を差分表現している。またFLO22では壁付後退翼, 孤立偏揺翼の解析が可能なのに対して, FLO27ではそれに加え, 無限円筒胴付翼を扱うことができる。なお, ここで利用したコードは航技研でセンターシステム用に改良を加えた版である³⁾

* 日本大学理工学部

** 航空宇宙技術研究所

3. FLO22 と FLO27 による ONERA M-6 の解析

先づ、両コードの計算効率、解の特性の相違などを明らかにし、より正しい利用の指針とする目的で、一連の系統数値実験による検証を行った。検証計算は標準的な三次元遷音速翼として風試結果の発表されている ONERA M-6^{4), 5)} について代表的なマッハ数と迎角のスイープを行った。図 1 は ONERA M-

6 に対する $M_\infty = 0.84$ のときの各迎角でのスパン方向 C_l 及び C_d 分布を FLO 22 と FLO 27 について比較している。FLO 22 の計算結果は分布に数値的な振動がみとめられる。これは空力的な原因ではなく、FLO 22 の採用した格子網では翼上流れ方向の格子点数がスパン (z) 方向に必ずしも一定でなく、そのための数値計算誤差がジグザグに発生するためである。この点を除いては検証計算では結果として FLO 22 と FLO 27 の間の差異は小さく、風試との良好な一

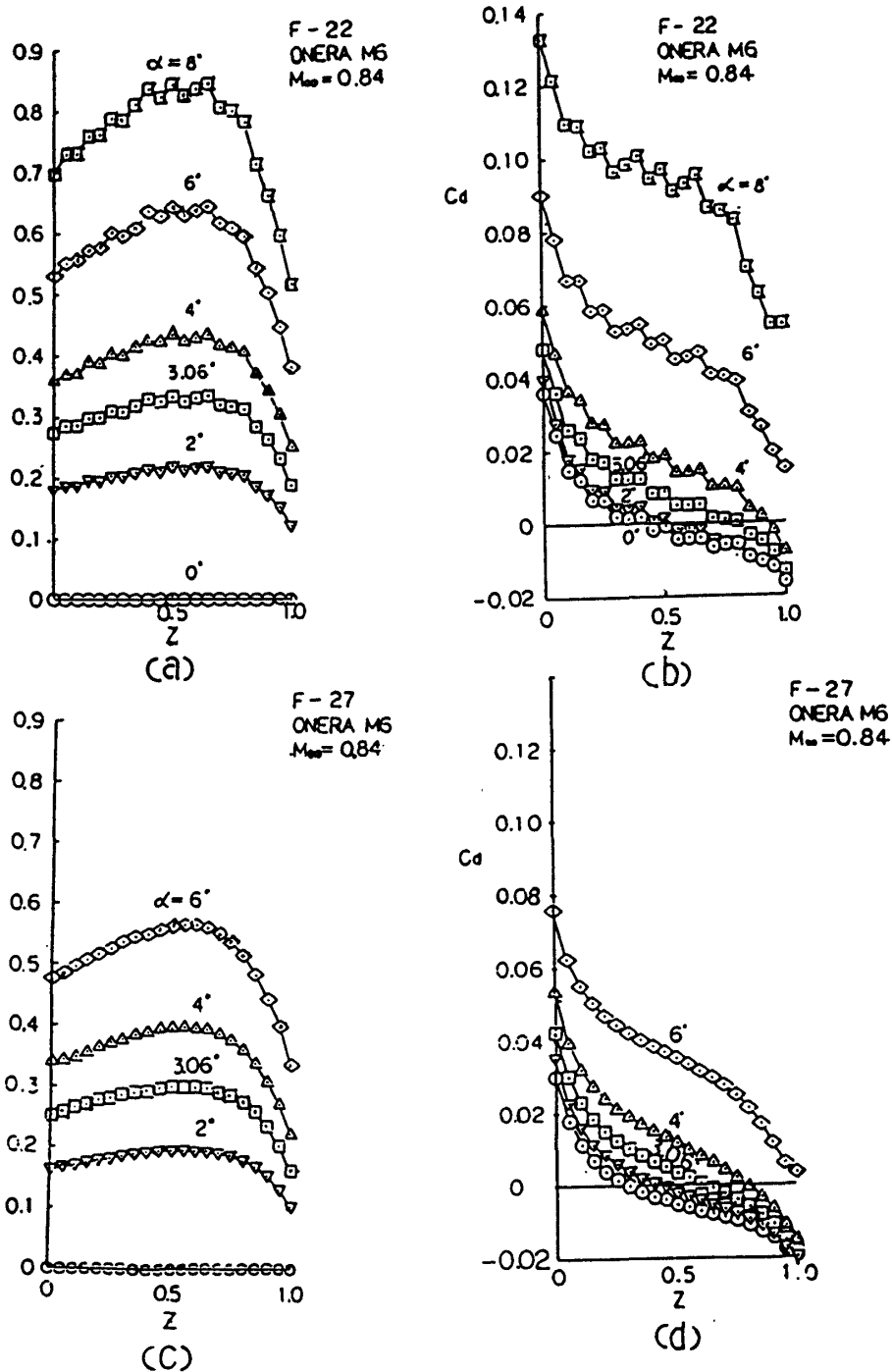


図 1 FLO 22, -27 による C_l, C_d 分布

致を得たものの、検証例も少なく、コード利用の実用のためには、より実際の翼形状での詳細な検証計算が必要である。

4. FLO27による遷音速後退翼の解析

そこで、次の検証計算の段階としてFLO27を用い、風洞試験結果のある航技研遷音速輸送機用後退翼720211翼⁶⁾について、詳細な検証計算を行った。720211翼は25%コードで後退角 22.5° 、アスペクト比6.9で設計マッハ数0.78、設計迎角 1.35° で $C_L=0.5$ をもつ。

先づ、緩和係数や反復回数の計算条件を決めるため、それらと収束状況の $C_L \approx 1.0$ のきびしい条件のもとで、 C_p 分布への影響をみて調べた。その結果、発散がルート部から発生すること、不足緩和 $\omega=0.8$ で $C_L \approx 1.0$ のきびしい条件でも収束することがわかった。また、 C_L のより低いところでは、100ステップで十分収束し、200~600ステップでも C_p 分布はほとんど変化のないことがわかったので、計算はすべて100ステップで打ち切ることにした。

風試は胴付形状で行なっており、胴効果を解析に反映させるため、翼平面形として3種類のタイプを考えた。Aタイプは、風試模型の翼部分のみよりなる平面形、Bタイプは、Aタイプの翼を胴中心まで

伸した延長翼平面形、Cタイプとして胴体相当円柱をA翼に取りつけた胴付平面形とする。ここでCタイプについては、さらに翼の胴への取り付け位置の効果をみるため、数種の翼胴形体について解析し、風洞模型の平面形での胴片巾の半径をもつ円柱真横に翼をおいた形状が、翼根近くでの圧力分布をはじめ、実験に最も近い効果を示したのでこれをCタイプとした。

これら3タイプの平面形に対し、マッハ数 $M_\infty 0.5 \sim 0.83$ 、迎角 $-3^\circ \sim 4^\circ$ の範囲で各70点のデータポイントを解析した。

図2に $M_\infty=0.60$ 、 $\alpha=0^\circ$ での圧力分布の結果を風試の結果とともに示す。このような低速、低揚力では、A、B、Cタイプで圧力分布に著しい差は認められない。次に設計点($M_\infty=0.78$ 、 $\alpha=1.35^\circ$ 、図3)や高マッハ数、高揚力時では、衝撃波強さ、位置に差があり、実験値に近いのはCタイプであった。迎角を実験と同一とした比較では、よく知られるように実験との一致がなかなか得がたいので、よく行われる方法として C_L を同一として C_p 分布を比較してみたのが図4である。すると、各タイプとも実験に近づくが、Cタイプがとくに良い結果を得ているのが図5の立体 C_p 分布図でよく示される。

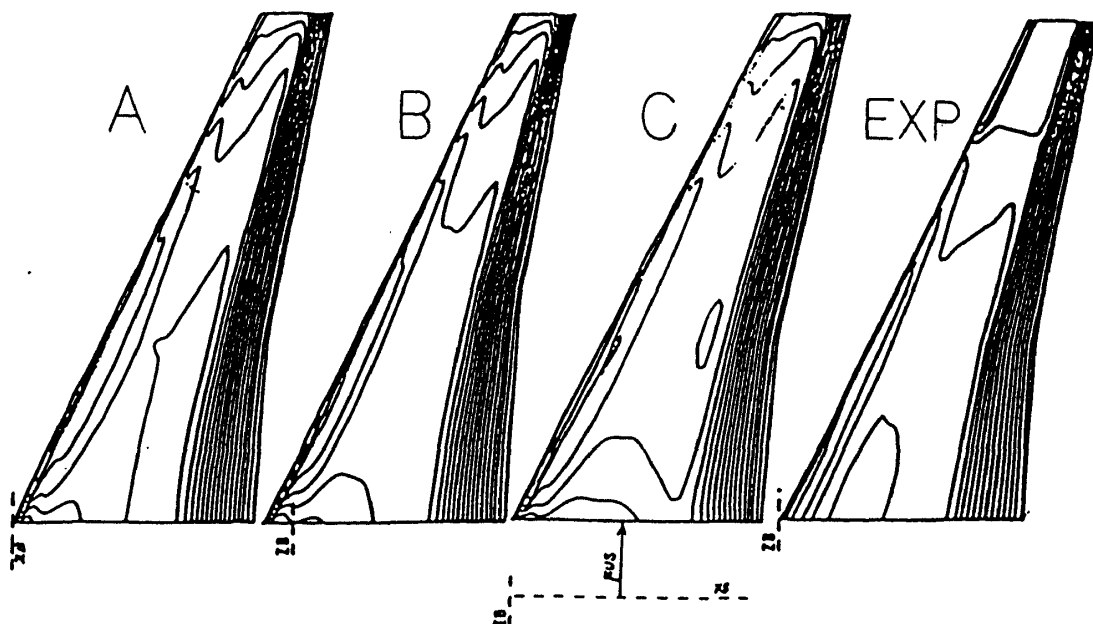


図2 $M_\infty=0.60$ 、 $\alpha=0.0^\circ$ における翼上面 C_p 等高線の比較

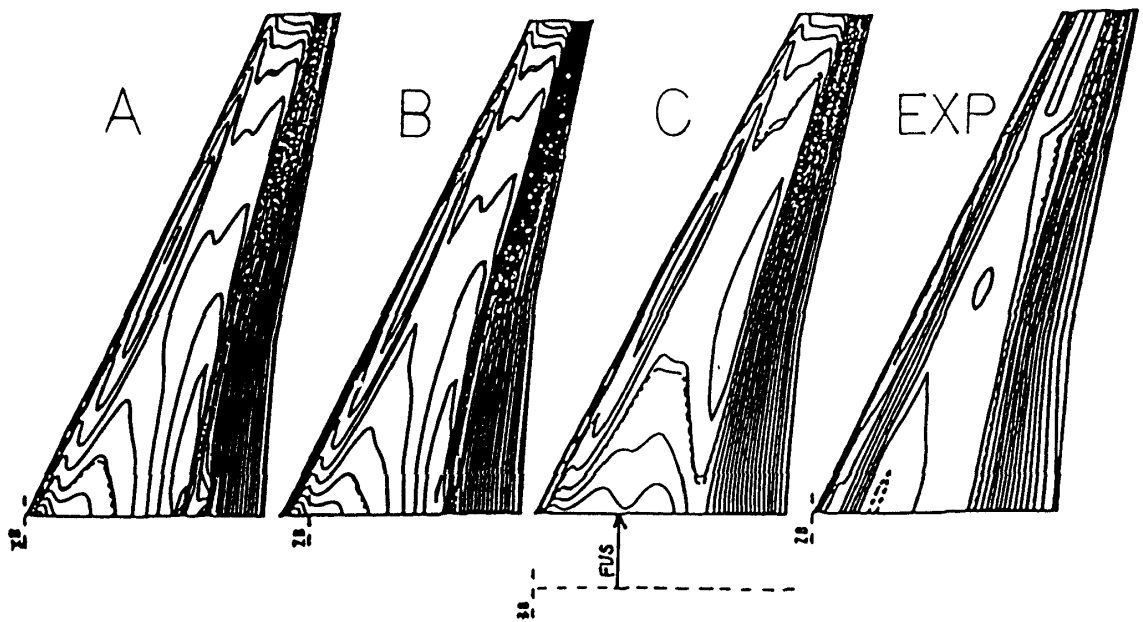


図3 デザインポイント ($M_\infty=0.78$, $\alpha=1.35^\circ$) における翼上面 C_p 等高線図の比較

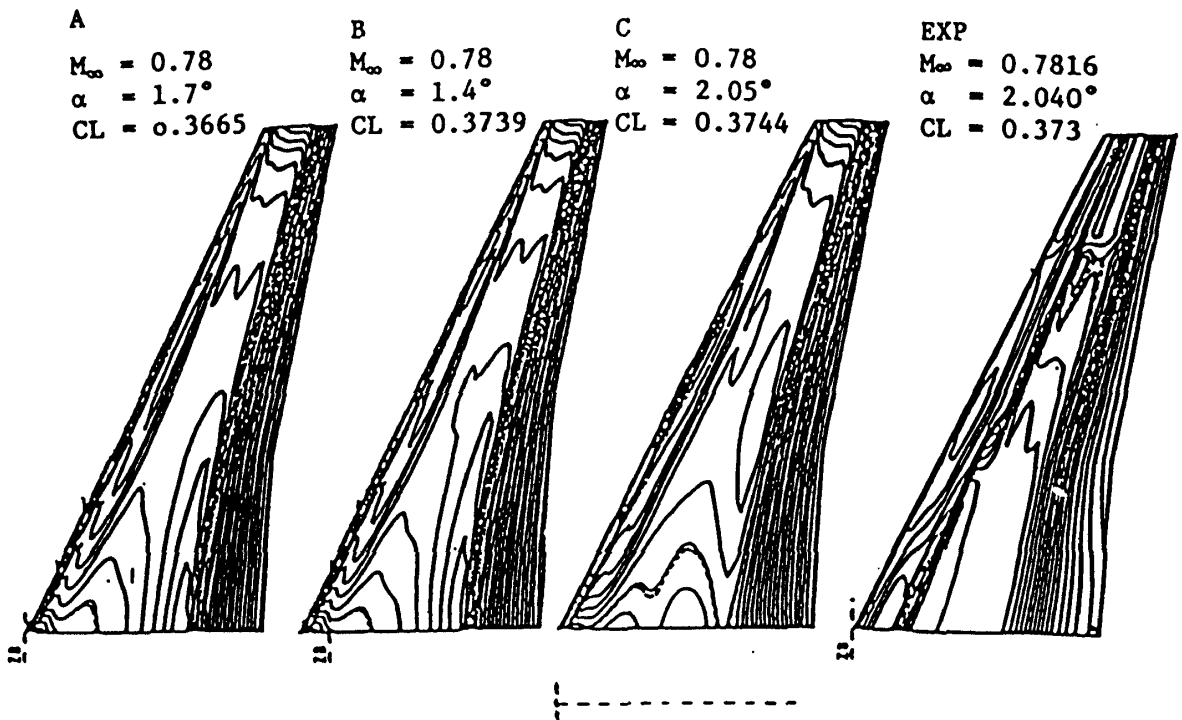


図4 $M_\infty=0.78$, $C_L=0.37$ なる迎角における翼上面 C_p 等高線図の比較

5. 摩擦抗力の評価

ところでこのような FLO27 で得られる非粘性結果は境界層効果を評価していない。そこで著者の一人の開発した遷音速翼境界層解析コード BLAY^{7),8)} を用いて、前記の FLO27 による 720211 翼に対する計算結果から摩擦抗力を算出し、非粘性計算によ

て得られる空力特性に摩擦抗力の評価を加えてみた。これはまた、BLAYの適用性を様々な流れの条件のもとでしらべ、そのデータを集積する目的もある。

摩擦抗力の算出は次のような手順で行った。先づ、BLAYの入力として、翼面上の C_p 分布を用い、次に、BLAYから出力されてくる摩擦応力係数 C_f の分布を積分して摩擦抗力を得る。このとき、BLAYが逆流

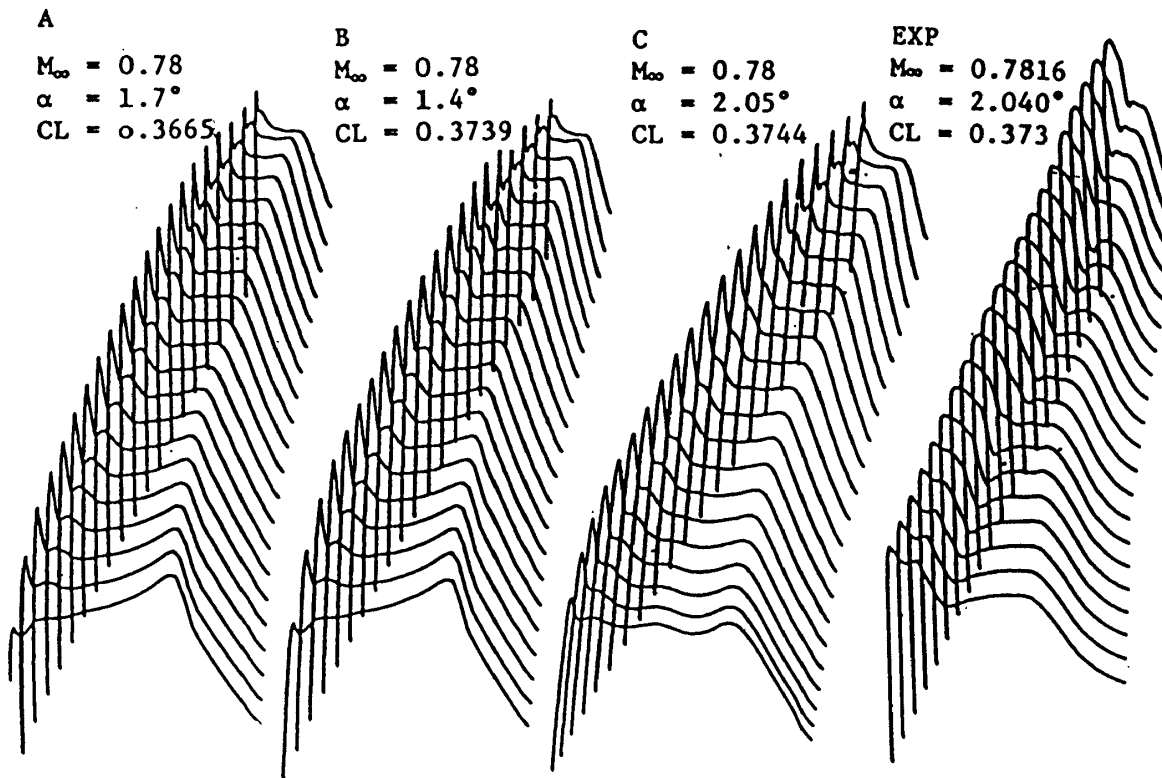


図5 $M_\infty=0.78$, $C_L=0.37$ なる迎角における翼上面立体 C_p 分布図の比較

を検出して計算を中止した後の C_f の分布はすべて零とおいた。又、遷移位置については、前縁から乱流であるとした。

図6, 7に迎角とマッハ数のスweepに対する非粘性の抗力係数 C_{DINV} と摩擦抗力係数 C_{DF} , そして両者の和 C_{DT} の関係を示す。摩擦抗力係数 C_{DF} はマッハ数, 迎角の影響がきわめて小さく, ほぼ一定の値をとることが認められる。

次に C_{DF} の変化にBLAYで検出された剥離の影響がみられるかを調べるために図6, 7に剥離点のコード方向%位置 X_{sep} を重ねて図8, 9に示す。上面と下面の X_{sep} の急激な変化に対応して C_{DF} もその値を変化させていることが認められる。このことから, BLAYが逆流を検出したあとの C_f の分布を零とおいても剥離の影響を定性的に C_{DF} に示しうることがわかる。ここで X_{sep} の変化に対して C_{DF} の変化が微小なのは, C_f 分布が前縁付近でピークをもつために前縁付近の摩擦抗力が大部分をしめるためであろう。また, X_{sep} の急激な変化は衝撃波の影響と考えられるが, その様子を見るために, 翼上の等圧線図にBLAYで検出された剥離位置(○印位置)を重ねて

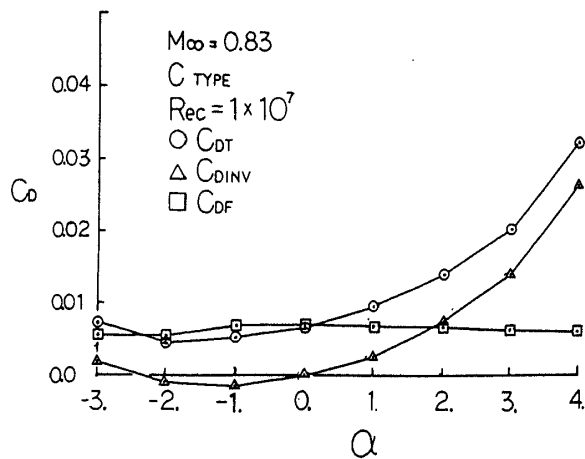


図6 迎角変化に対する各 C_D の比較

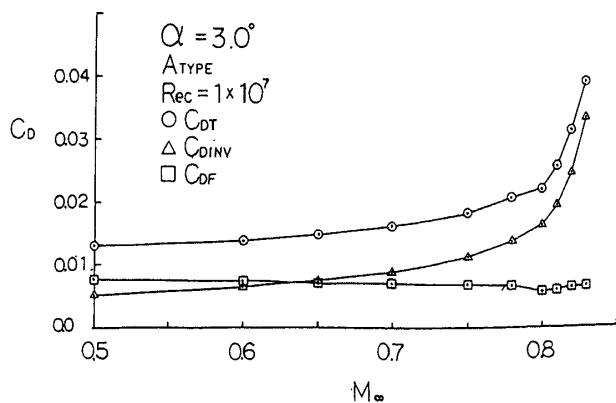


図7 マッハ数の推移に対する各 C_D の比較

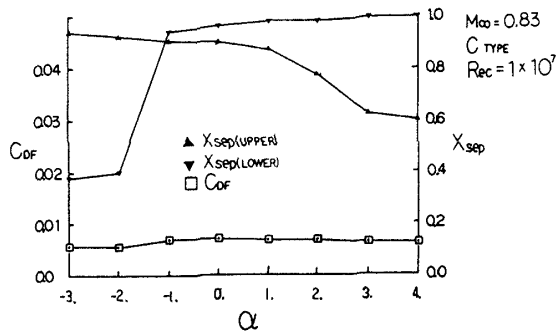


図8 迎角変化に対する C_{DF} と X_{SEP} の比較

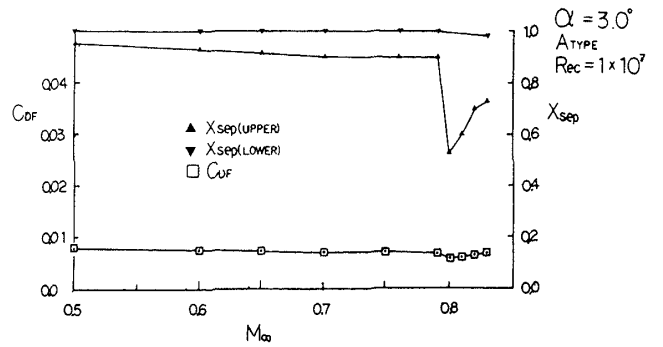


図9 マッハ数の推移に対する C_{DF} と X_{SEP} の比較

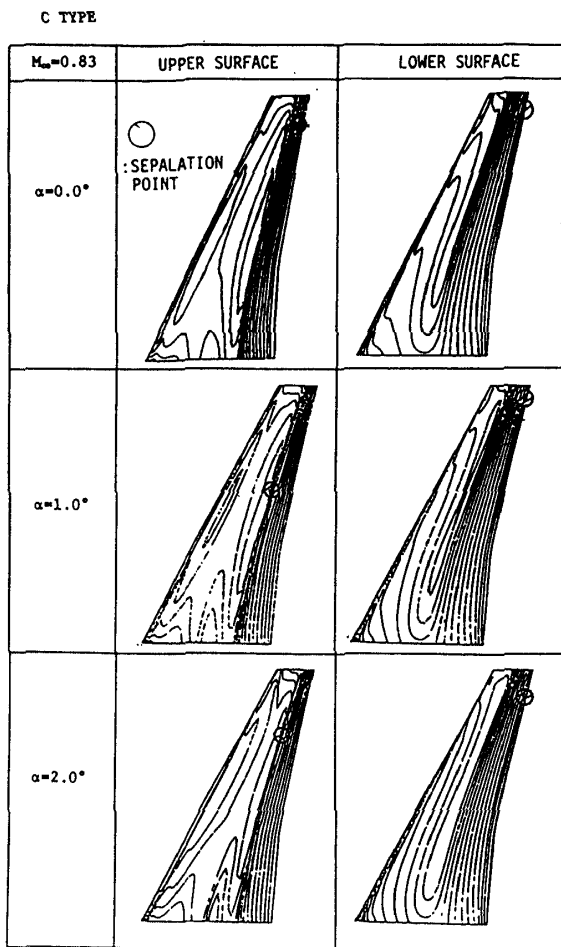


図10 C_p 等高線図と剝離位置(迎角スイープ)

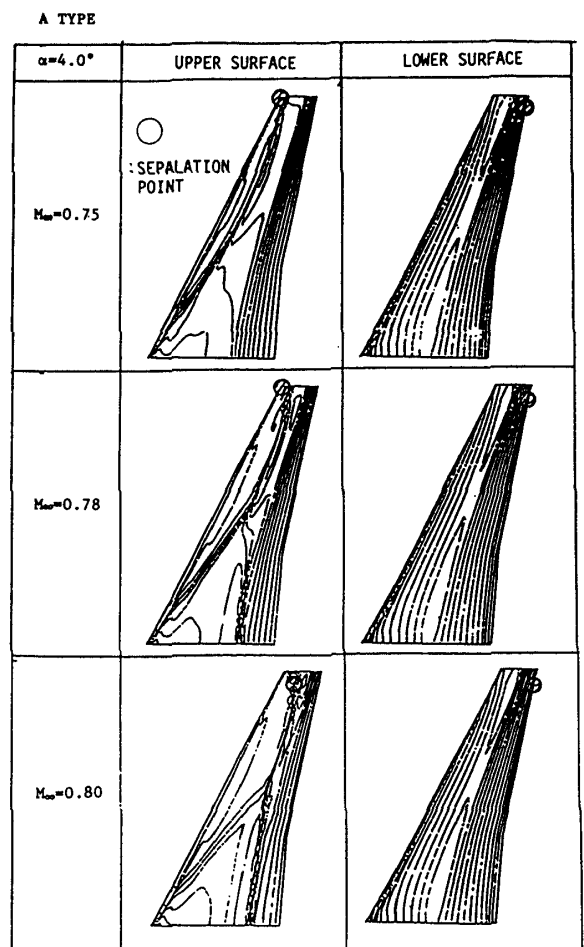


図11 C_p 等高線図と剝離位置(マッハ数スイープ)

図10, 11に示す。この図から剝離位置は衝撃波の位置に対応し、翼端近くで発生していることが認められる。

6. 粘性・非粘性干渉手法

前節の結果からわかるように、非粘性解析に対する境界層の影響は摩擦抗力だけでなく、むしろ排除

厚効果として C_L 、 C_D へ大きな影響をおよぼすことが考えられる。排除厚効果を非粘性流に取り入れる粘性・非粘性干渉解析を行うのには一般的に2つの方法がある。ひとつは境界層排除厚さ δ^* を翼面に重ね、翼厚分布を変化させて非粘性解析を行う方法であり、他のひとつは非粘性解析の翼面における境界条件を δ^* と等価な効果をもつ吹き出し速度分布 V_w で

置きかえる方法である。

後者は既に航技研において松野・石黒がBLAYと準/非保存スキームを用いた遷音速フルポテンシャル流解析コードAFPWING⁹⁾を用いて行った¹⁰⁾ここでは、前者、排除厚さを翼面に重ねる方法をBLAYとFLO27を用いて行うこととした。

予備的な干渉計算の結果としてONERA M-6翼について、衝撃波のない $M_\infty=0.84$, $\alpha=1.0^\circ$, $Re_c=0.67 \times 10^7$ での解析結果を示す。ここで、遷移位置については、前縁から乱流であるとした。FLO27とBLAYとの間の反復計算は、 δ^* に対して緩和係数 ω_δ を用いて、翼形状を修正して行った。 ω_δ は0.8, 反復回数は5とし、収束は δ^* 分布をみて判定した。図12にスパン位置0.5での δ^* 分布の反復による変化を示す。 δ^* 分布は後縁付近で値を変化させ、収束に向っていることがわかる。図13に同スパン位置での C_p 分布を非粘性計算と干渉計算について示す。干渉効果が、コード中央付近と後縁にあらわれている。また、 C_p 分布の変化により、ローカルな C_l の値

が、干渉計算では非粘性計算より低い値を示している。これらの結果から、ここで採用した干渉計算は有望なものが期待される。

7. むすび

本研究は遷音速における非粘性流解析をより高度なものとするために、境界層の非粘性流におよぼす影響を摩擦抗力と排除厚効果にわけて報告した。今後はより汎用性をもたせた干渉計算法を完成し、風試や非粘性結果とのより精密な比較を行う必要がある。また同じ境界層解析法を用いた、等価吹き出し法による干渉計算結果との比較も行う必要がある。最後に、CRAY-1版FLO27について様々な助言、協力をいただいたセンチュリ・リサーチセンタ 大竹崇夫氏に謝意を表します。

参考文献

- 1) Jameson, A., Caughey, D.A., Newman, P.A. & Davis, R.M.; A Brief Description of the Jameson-Caughey NYU Transonic Swept-Wing Computer Program-FLO22, NASA TMX-73996 (1976).
- 2) Jameson, A. & Caughey, D.A.; A Finite Volume Method for Transonic Potential Flow Calculations, AIAA-Paper 77-635 (1977).
- 3) 廣瀬, 末松, 大竹, 鷗田, 河村, 加藤, 高杉; 「FLO22, -27による三次元翼計算について(第一報)」, 第13回流体力学講演会講演集 p.166~169 (1981).
- 4) Monnerie, R.B. & Chapin, F.; Essais de tremblement ("buffeting") d'une aile en flèche en transsonique, Aéronautique Astronautique, No. 50-1975-1 (1975).
- 5) Schmitt, V. & Charpin, F.; Pressure Distribution on the ONERA-M6-WING at Transonic Mach Numbers, AGARD-AR-138, B1 (1979).
- 6) 神谷, 伊藤, 鈴木, 鈴木, 鈴木; 「後退翼の低超音速と高亜音速実験」, 第12回風洞研究会議前刷 (1974).

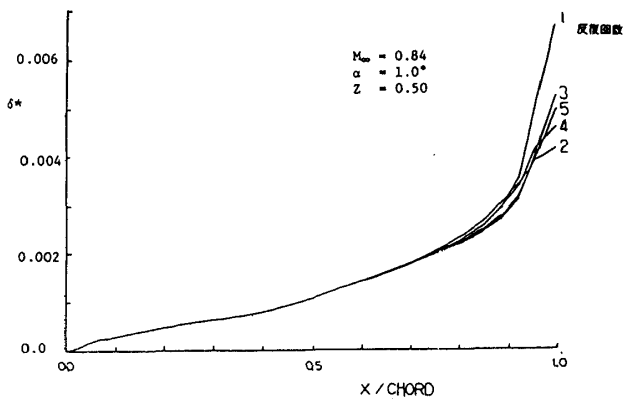


図12 δ^* 分布 (収束状況)

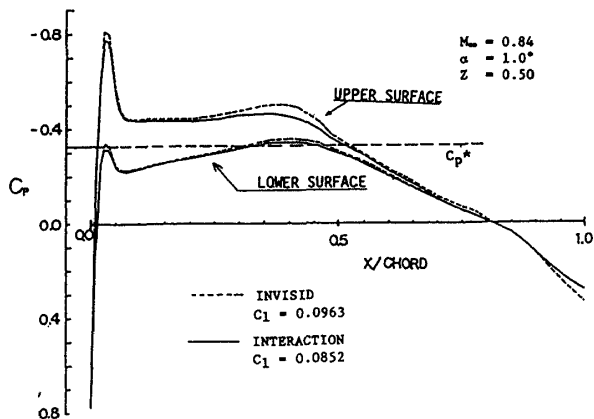


図13 C_p 分布比較

- 7) Matsuno, K.; A Vector-Oriented Finite Difference Scheme for Calculating Three-Dimensional Compressible Laminar and Turbulent Boundary Layer on Practical Wing Configurations, AIAA-paper, 81-1020 (1981).
- 8) 松野, 石黒; 「三次元境界層解析汎用プログラムBLAYとその応用」航技研特別資料 SP-1, p.207~218 (1983).
- 9) 石黒; 「遷音速翼まわり完全ポテンシャル流の数値解析」, 航技研報告 TR-731 (1982).
- 10) 松野, 石黒; 「遷音速三次元翼の非粘性・粘性干渉」, JSCFD, circular1, p38~40 (1983).