

小型高速機主翼圧力分布の数値シミュレーションと 飛行試験の比較

宮川 淳一* 高梨 進**

Comparative Study on Wing Pressure Distribution of High Speed Jet Airplane between Numerical Simulation and Flight Test

by

Junichi MIYAKAWA
Mitsubishi Heavy Industries
Susumu TAKANASHI
National Aerospace Laboratory

ABSTRACT

Computational aerodynamics has evolved to be a practical design tool comparable to wind tunnel testing, and it has played an important role in actual aircraft design stages. There have been intensive works already done for code validation to support the accuracy of the computation. This paper adds another effort to those works by discussing the code accuracy based upon comparison between numerical simulation and actual flight test, which has never been done before.

1. はじめに

航空機設計の現場において、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、既に大幅に取り入れられている。例えば、最近の民間機の主翼空力設計では、計算空力技術を用いて空力性能がレイノルズ数効果を含めて極限まで追及され、風洞試験は絞り込まれた候補形状の確認手段として使われる設計プロセスとなっている。こうした傾向は、計算機の演算速度と記憶容量の向上が見込まれる将来では、一層顕著となると予想される。しかしながら、計算空力技術がその信頼性を一

層増して、航空機設計手段として真に風洞試験を代替する手段となるためには、設計の厳しい眼で見た計算精度検証が残された大きな課題である。精度検証はこれまでも数多くの研究例が発表されてはいるが、いずれも風洞試験との比較で論じられたものである¹⁾。航空機設計の対象が、当然のことながら風洞試験ではなく実機であることから、計算空力技術の精度検証は最終的には、実機飛行試験との比較対応で論じられるべきものである。この論文では、こうした観点から、小型高速機を対象にして、主翼面上の圧力分布について数値シミュレーションで得られた結果を飛行試験で計測されたデータと比較して、これまであまり行われなかった実機開発の立場から数値シミュレーショ

* 三菱重工業株式会社

** 航空宇宙技術研究所

ンの精度検証を試みる。

2. 計算概要

解析の対象とした機体は遷音速で巡航する小型高速機で、スーパークリティカル系の主翼とリアマウントのエンジンを擁している。今回の計算は翼胴形状を対象に行った。まず、翼胴形状まわりに筆者の一人が開発した三次元計算格子生成コードを用いてグリッドを生成した。計算格子を図1に示す。グリッドのトポロジーは、流れ方向には主翼周りにC型、スパン方向及び胴体周りにはO型となっている。計算格子の数は各々の方向に、 $199 \times 60 \times 61$ で合計728,340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が実施されている。実機形状は複雑な三次元曲面であり、特にこの機体では翼胴フィレットが抵抗減少を狙った滑らかに変化する曲面形状をしているが、三菱重工所有の三次元曲面定義ソフトと前記の三次元計算格子生成コードを統合して用いることによって、実機形状に忠実な計算格子を生成することができた。図2に翼胴フィレット付近の計算網目の拡大図を示す。計算格子生成の詳細については、筆者の一人の報告を参照されたい²⁾。

上記計算格子をもとに、三次元ナビエ・ストークス・コード(LANS3D)により流れ場の数値解析を行った。これは、乱流モデルを用いた時間平均のナビエ・ストークス計算であり、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、藤井らの報告を参照されたい³⁾。

計算条件は、レイノルズ数 1.36×10^7 、マッハ数0.60, 0.70, 0.75の3ケースである。レイノルズ数は実機飛行試験の高度30,000フィートのマッハ数0.75に合わせたものである。これらの飛行条件は巡航条件とは異なり、一部衝撃波をも含む流れであるため、計算にとってはより難しい条件となっている。これまでこうした計算と試験の比較は行われてきたが、いずれもレイノルズ数が一桁低い風洞試験との比較であった。計算で設定した迎

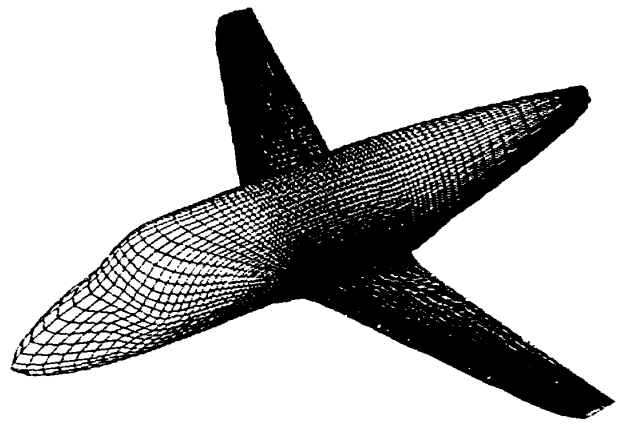


図1 計算網目

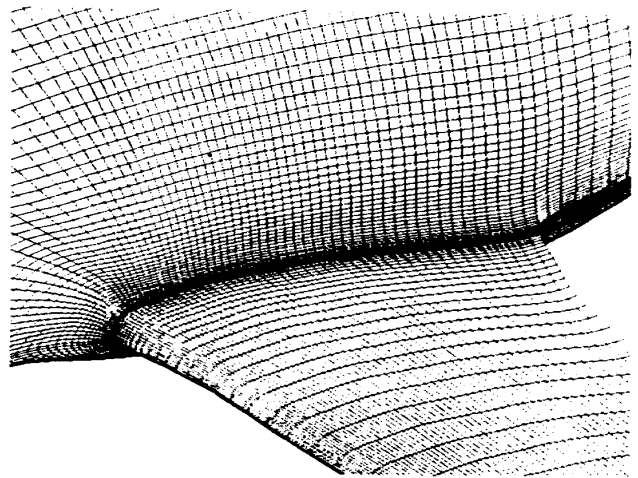


図2 翼胴フィレット付近の計算網目拡大図

角は、飛行試験でセンサーによって計測された角度をそのまま用いている。

計算結果は、三菱重工所有の三次元ナビエ・ストークス・ポストプロセス・ソフトウェアにより、圧力係数、摩擦係数の積分による縦三分力計算、主要な断面での圧力分布表示、更には三分力カラーグラフィックスによる流線表示を行った。こうした三分力カラーグラフィックス表示が迅速にできることは、計算結果の収束性や妥当性の検討だけでなく、空力設計のプロセスで要求される流れ場の物理的理解にもきわめて重要な技術である。

3. 飛行試験との比較

計算結果を別途飛行試験で取得した主翼面上の圧力分布と比較した。

はじめに、亜音速の飛行条件(マッハ数0.60)において内翼から外翼に向かっての各断面圧力分

布比較を図3に示す。定性的な一致は良好で、特に外翼では前縁のピーク、圧力回復のカーブ、下面の圧力レベルの全てにわたって定量的な一致も良好である。翼幅方向55%位置の下面に見られる不一致は、飛行試験の実機形状でここにフラップ前縁の窪みがあるためであり、計算精度上の問題ではない。また内翼2断面の前縁ピークが捉えられていないのは、主にグリッド密度のためと考えられ、低速におけるこうしたピークを解析するためにはより多くのグリッドを必要とする。

次に、高亜音速の飛行条件(マッハ数0.70)での比較を図4に示す。外翼での一致は亜音速のケースと同様に良好であり、特に翼幅方向55%位置では、前方衝撃波の位置と強さが正確に捉えられており、本計算法の有効性を実証している。内翼における上面圧力分布が異なるのは、この主翼部分の直後にエンジンナセルがあるためである。計算は翼胴形状でナセルを含まないため、この飛行条件で流れをブロックしているエンジンナセルの影響をシミュレートできず、従ってナセルがある場合に比べて実際以上に加速した上面圧力になっている。この試験と計算の圧力差は、別途計測した風洞試験でのナセル有り無しの圧力差とほぼ同等であり、将来エンジンナセルを含めた計算を実施すれば、この差は克服できると考えられる。

最後に遷音速の飛行条件(マッハ数0.75)での比較を図5に示す。外翼での一致は前2ケースとほぼ同様であるが、翼幅方向55%位置では前方衝撃波の位置に差が見られる。遷音速領域では衝撃波の位置は僅かな迎角の差によっても大きく変化するため、本計算では飛行試験のセンサー出力をそのまま用いている迎角を見直すか、又は試験条件での翼の弾性変形を考慮する必要があると考えられる。内翼の圧力分布の差については既に述べたとおりである。

今回の目的は飛行試験との比較であるが、前述のとおり別途風洞試験も実施していたため、計算条件のレイノルズ数を風洞試験に合わせて 1.50×10^6 として、計算と風洞試験との比較も行った。マッハ数0.75での比較を図6に示す。外翼の一致は定量的にも極めて良好であり、飛行試験との比

較で見られたものと同様である。また内翼についても、比較対象とした風洞試験はナセル無しのケースであるため、飛行試験との比較で見られたナセルによる上面の圧力差も無く、空力設計での実用上も満足出来るものとなっている。

風洞試験と飛行試験ではレイノルズ数が一桁異なっており、従来の風洞試験を用いた空力設計では 10^6 におけるデータで 10^7 における性能を推定していた。本計算で得られたレイノルズ数効果を図7に示す。下面では全くレイノルズ数効果が見られないが、上面ではレイノルズ数効果は衝撃波の後退として現れている。文献等で記述されているレイノルズ数効果は、遷音速では衝撃波の後退として現れるとされており⁴⁾、今回得られた計算解析結果は定性的には合っていると考えられる。ただし、本計算法で得られるレイノルズ数効果の定量的評価には、更に検証例を増やしていく必要がある。

4. ま と め

小型高速機を対象にして、主翼面上の圧力分布について数値シミュレーションで得られた結果を飛行試験で計測されたデータと比較して、実機開発の立場から数値シミュレーションの精度検証を行った。

その結果、数値シミュレーションは実機の主翼表面上の圧力分布について、亜音速から遷音速の領域まで精度良く推算できることが確認された。今後の課題としては、ナセル等のパワー効果も含めた計算が必要であること及びレイノルズ数効果の定量的検証が必要であることが挙げられるが、実機の飛行条件を推算する数値シミュレーションの有効性は今回の検討でも十分に明らかとなっており、高レイノルズ数が容易に実現できる意味では風洞試験を上回る機能を備えていることが確認された。

なお本作業のうち計算については富士通の松島紀佐さん、メイトックの佐藤求氏、三菱重工の清水美帆さんらの努力によって行われたものである。また、計算プログラム³⁾は藤井孝蔵氏(現宇宙研)らによって航技研において開発されたものを使わ

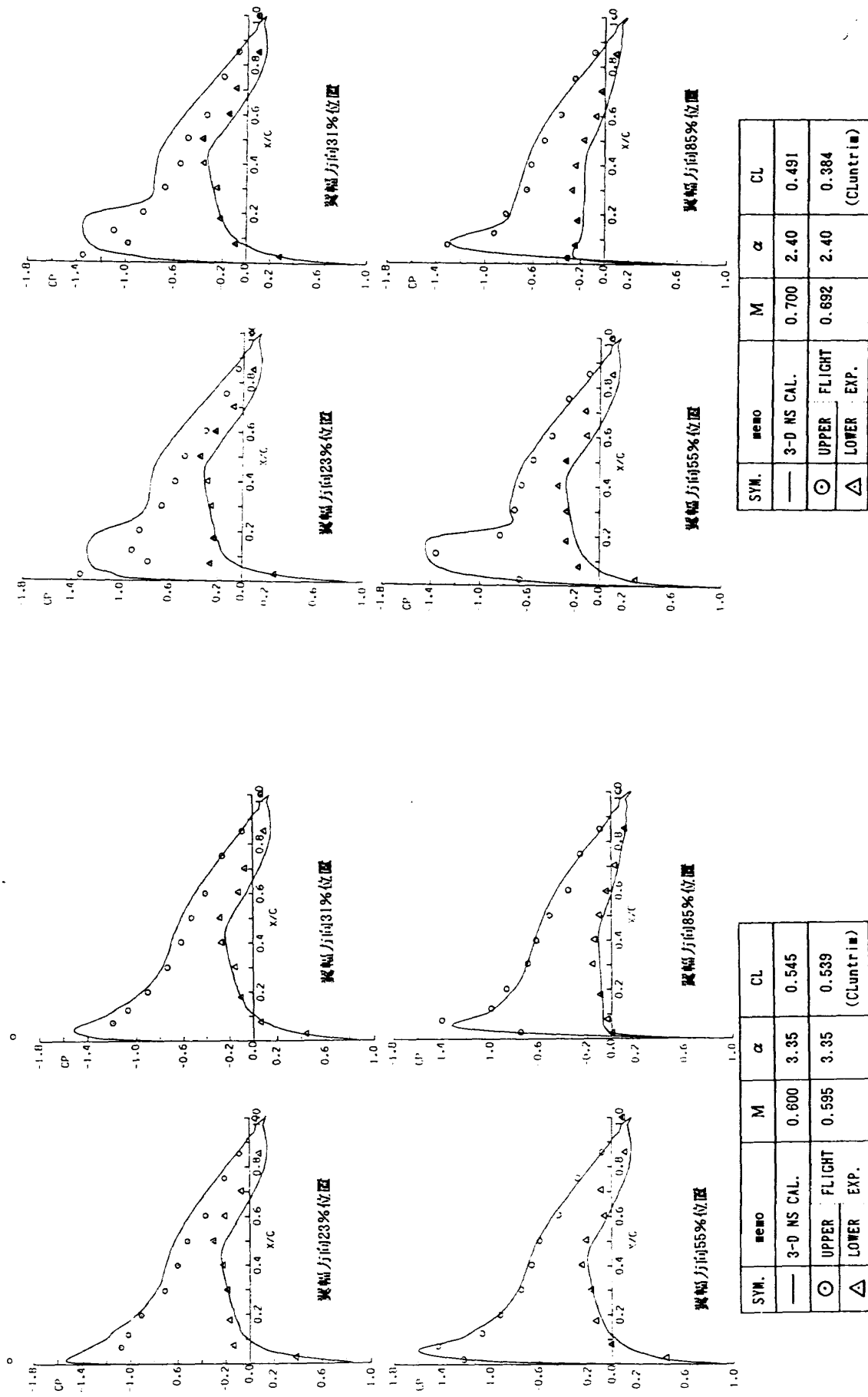


図3 計算と飛行試験との圧力分布比較 ($M=0.60$)

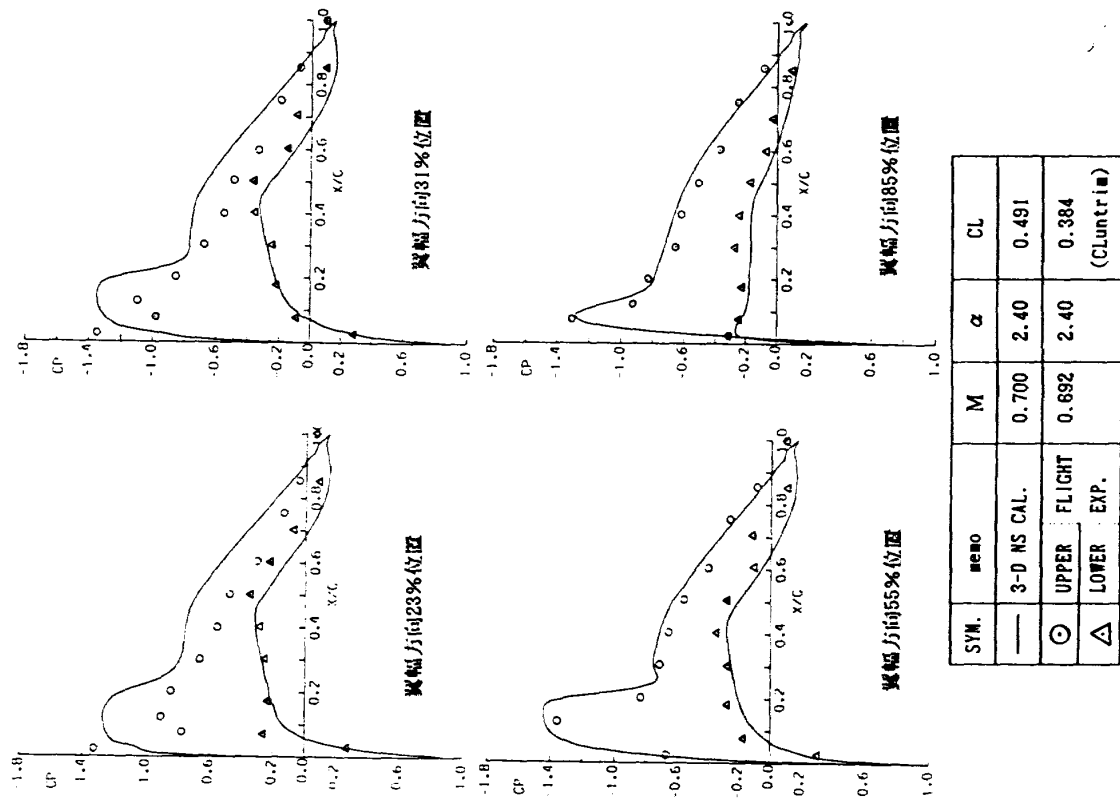


図4 計算と飛行試験との圧力分布比較 ($M=0.70$)

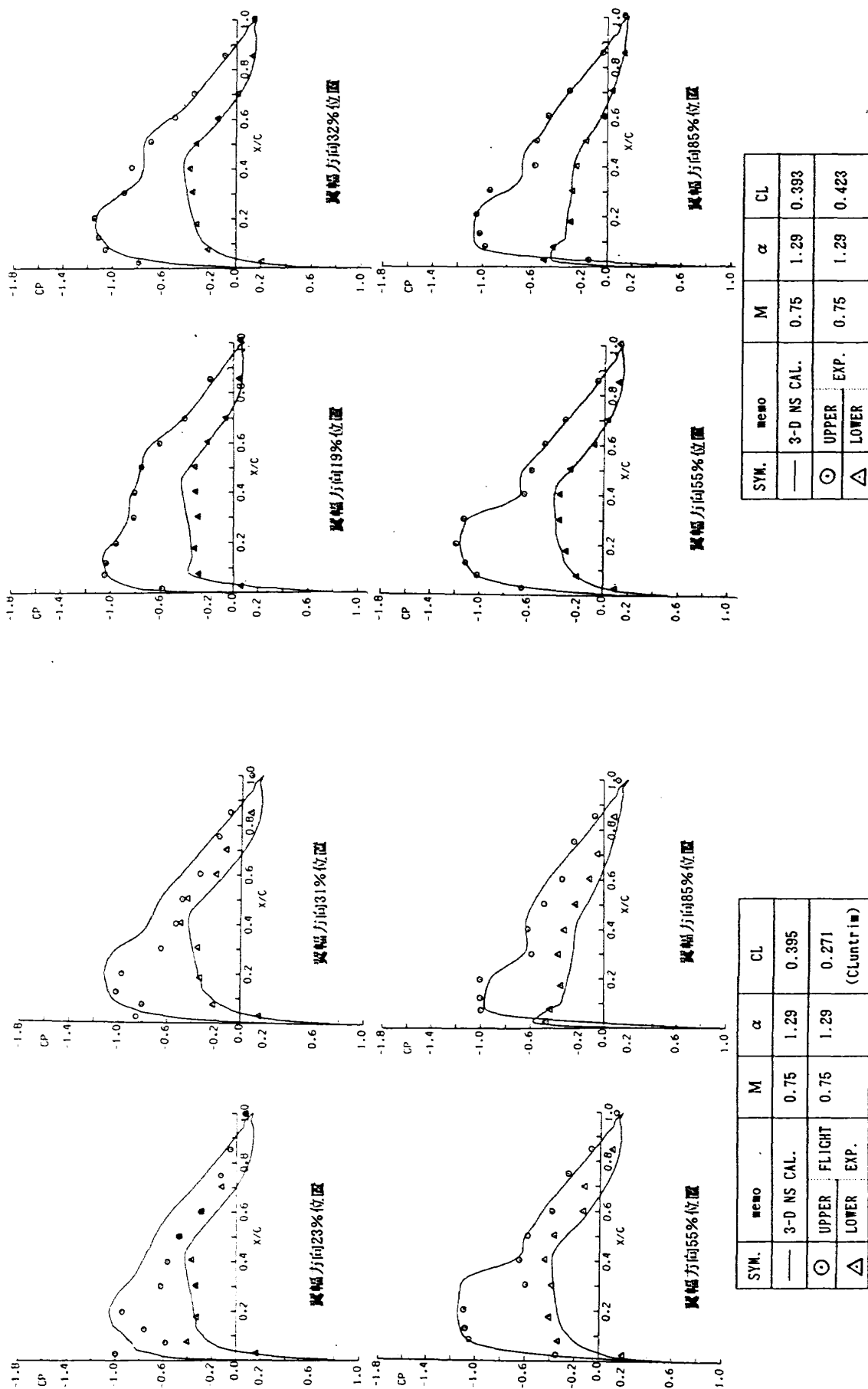


図5 計算と飛行試験との圧力分布比較 (M=0.75)

図6 計算と風洞試験との圧力分布比較 (M0.75)

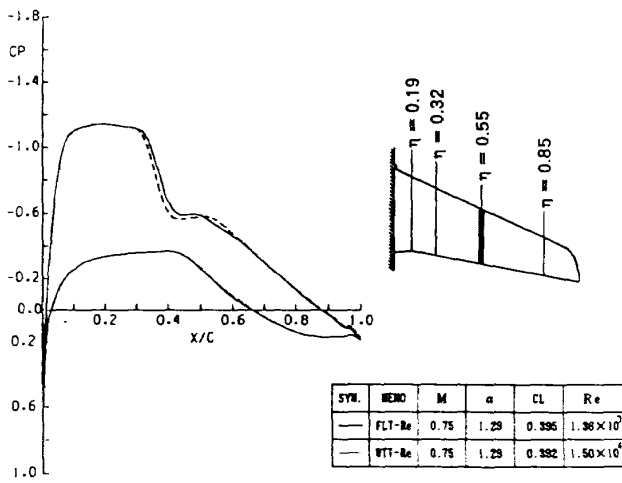


図7 圧力分布におけるレイノルズ数効果

せていただいたので、ここに謝意を表する。

5. 参考文献

- 1) 宮川, 高梨, 藤井, 天野: 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論文集, NAL SP-7, (1986)
- 2) 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)
- 3) 藤井, 高梨, 大林: 全機形態周りのナビエ・ストークス方程式による解析に向けて—翼胴結合体周りの数値計算—, 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)
- 4) A. James Blackwell Jr.: Experimental Testing at Transonic Speed, Progress in Astronautics and Aeronautics, Volume 81, (1982).