

中尾雅弘, 竹中啓三\*

## Numerical Simulation on 2D Airfoil Stall Prediction using Algebraic Turbulence Model

by

Masahiro Nakao and Keizo Takenaka

## ABSTRACT

This paper presents the applications of Navier-Stokes code with an algebraic turbulence to 2D airfoil stall prediction. Three kind of airfoils have been calculated and the comparison between numerical results and experimental data show good agreements in the region of low angle of attack. Overestimation of stall angle and maximum lift has observed in case of full turbulence condition, however, the overestimation can be overcome by setting transition points appropriately. In this paper the effect of transition point on separation type and stall angle is investigated and the results show the ability of algebraic turbulence model to predict airfoil stall.

## 1. 緒言

翼の失速特性を推算することは、CFD にとっては、従来からの課題であったが、乱流モデルの問題があり、精度よい推算は困難との見方が一般的であった。実際、筆者は以前、計算空力シンポジウムでも、2次元の翼型解析と風洞試験との比較結果の発表を行ったが、失速特性については、あまり良い一致が得られなかった[1]。今回、ワークショップに参加するにあたり、各種の乱流モデルに対しての計算結果が紹介されることになると思われるが、本発表に関しては、Baldwin-Lomax 代数モデルを用いた解析により、どの程度失速特性が推定できるかを中心に結果を紹介する。

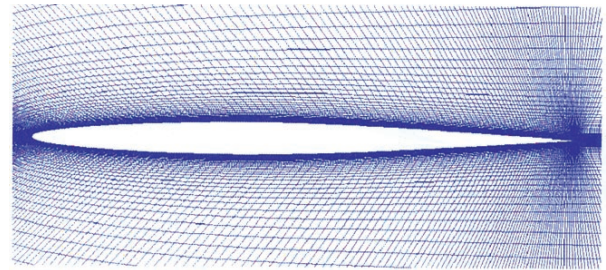


図1 計算格子例 (NACA64A-006)

## 2. 数値解析手法

## 2.1 計算格子

計算格子例を図1に示す。格子生成法は、トランスファイナイトを用いた代数的方法である。各翼型とも、最小格子幅  $1.0 \times 10^{-5}$ 、また、遠方境界の大きさは翼弦長の20倍である。格子点数は  $439 \times 98$  で約43,000点である。

## 2.2 流れ場解析手法

基礎方程式には2次元圧縮性 Full Navier-Stokes 方程式を用い、有限差分法により空間を離散化した。非粘性流束の評価には、AUSM-DV法を用いた。その高次精度化には、MUSCL手法<sup>(2)</sup>を採用した。時間積分法には、LU-ADI陰解法<sup>(3)</sup>を適用している。収束加速法としては、局所時間刻み幅法を使用した。乱流モデルは代数モデルとして代表的なBaldwin-Lomaxモデルを用いている。遷移判定は、全場乱流および、遷移点固定で計算を行った。

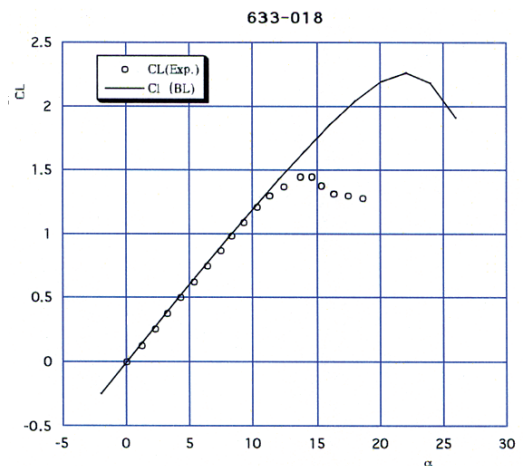
## 3. 計算結果及び検討

## 3.1 計算条件

計算条件は、各ケースとも一様流マッハ数  $M_\infty = 0.2$ 、Reynolds数(代表長は翼弦長  $C$ )  $Re = 5.8 \times 10^6$ である。

## 3.2 計算結果

図2.1~2.3に各翼の揚力特性を示す。各翼型の失速特性はNACA63<sub>1</sub>-012が前縁失速型、NACA63<sub>3</sub>-018が後縁失速型、NACA64<sub>A</sub>-006が薄翼失速型である。計算の初期では、全場乱流として計算を実施したが、どの翼型とも低迎角で剥

図2.1 揚力特性の比較 (NACA63<sub>3</sub>-018)

\*1 三菱重工業(株)

離の生じない線型領域では、風試結果[4]と非常によく一致している。一方、最大揚力については、NACA64A-006 は概ね実験値に近い値となったが、他の2種類の翼型においては、最大揚力も失速角も実験値に比べて増大した結果となってしまった。代数型の乱流モデルは、一般に実際よりも剥離しにくいといわれているが、本結果もその傾向を示しているといえる。NACA64A-006 に関しては、薄翼型の失速特性を有する翼型であるが、失速より低い迎角で、前縁近傍でショートバブルが発生するため、図 2.2 の実験値に示すように揚力が非線形になる傾向があるが、計算では失速までほぼ線形のままである。これでは、薄翼の失速特性を模擬できていないとは言えない。ただ、前縁からの急激な剥離を起こす現象についてはある程度模擬できている。図 2.1 に示すように後縁剥離型については、最大揚力係数や失速迎角は大きくなるが、剥離後の特徴である緩やかな揚力の現象は捕らえられている。一方、図 2.3 に示す前縁失速型については、失速まで捕らえられていない（これ以上高迎角では計算が発散）。

### 3. 3 圧力分布の比較

各翼型に対して失速前の圧力分布を試験結果と比較した。図 3.1~3.3 に示す。図 3.1 は NACA63<sub>1</sub>-012 に対して迎角 8° で比較したものである。この迎角では、まだ失速が起っていないため、圧力分布は良い一致を示していることがわかる。図 3.2 では NACA64<sub>A</sub>-006 の圧力分布の比較を示している。迎角は 4° である。この図でも計算値は実験値のするどいピークを良くとらえており、非常に良い一致を示していることがわかる。図 3.3 は同様に NACA63<sub>3</sub>-018 に対して迎角 12° での比較を示している。これも全般的には良い一致を示しているが、後縁付近をみると実験値は後縁近傍での圧力が低下しており、後縁剥離が始まっていることを示しているが、計算値ではそれがとらえられていないことがわかる。これは、図 2.1 の揚力特性をみてもわかり、実験値は迎角 12° 付近から揚力がやや低下しているが、計算結果は線形のまま揚力が増加している。

### 3. 4 失速特性のシミュレーション

全场乱流での計算結果を前項までに述べたが、この状態での代数モデルでは、薄翼剥離の翼型に対する前縁からの急激な剥離以外は翼型の失速特性を模擬できていないことがわかった。しかしながら、図 2.1 をみると失速迎角や、最大揚力係数の値を除けば、後縁剥離の特徴である失速後の緩やかな揚力の低下を再現できていることがわかる。後縁剥離の様子をみるために図 4.1 と 4.2 に流線を示す。この図は NACA63<sub>3</sub>-018 における迎角 22° と 24° の流線で、22° では後縁から少しずつ剥離が始まっている様子が見える。さらに 24° では後縁での剥離が前縁方向に広がっており、後縁剥離型の失速特性については、定性的な剥離の様子は捕らえられていると考えられる。定量的な揚力や失速迎角が異なる点については、以下でさらに検討する。

### 3. 5 遷移点の効果 (後縁失速型)

3. 1 では、全场乱流で計算を行ったが、ここでは、遷移点を固定して計算を行った。まず、後縁失速型の翼型に対して検討を行う。図 5.1 に NACA63<sub>3</sub>-018 に対して遷移点を変えて計算を行った揚力特性の結果を示す。遷移点は前縁からコード長の 5% と 3% の位置にそれぞれ設定して計算を行った。図 2.1 の全场乱流の結果と比べると失速迎角、最大揚力係数とも実験値に近付いていることがわかる。特に遷移点を 3% としたケースでは、最大揚力係数は実験値に非常に近い値となっていることがわかる。ただし、失速特

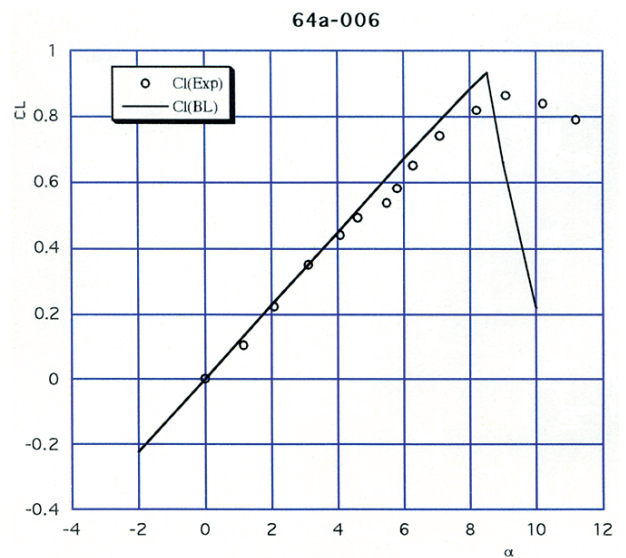


図 2.2 揚力特性の比較 (NACA64A-006)

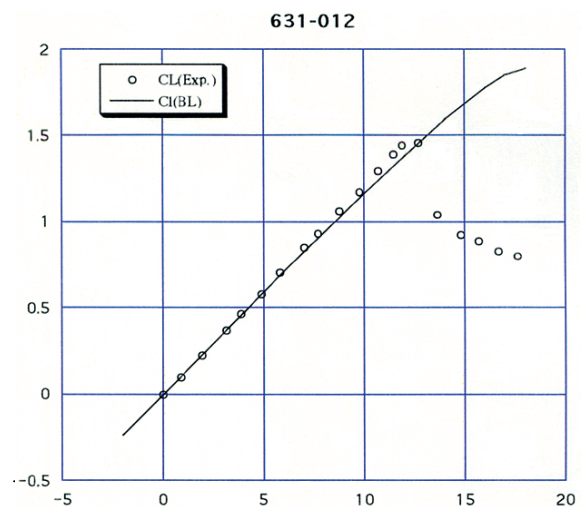


図 2.3 揚力特性の比較 (NACA63<sub>1</sub>-012)

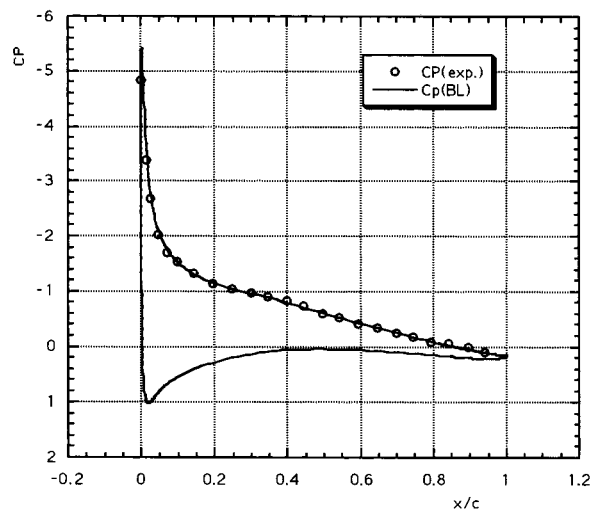


図 3.1 圧力分布の比較 (NACA63<sub>1</sub>-012)

性は変わっており、失速後は急激に揚力が低下し、前縁失速のような振る舞いをしている。このような計算結果の振る舞いの原因を調べるため、失速迎角付近での流線を比較してみた。まず、遷移点を5%とした時の迎角  $12^\circ$  および  $14^\circ$  の場合の流線を図 5.2 および図 5.3 に示す。この図をみると迎角  $12^\circ$  で、前縁バブルが発生していることがわかる。さらに迎角を  $14^\circ$  にあげると前縁から急激に剥離を起こしている。このことより、遷移点を5%に固定した場合は、全場乱流に比べて失速が、早く始まり実験値に近い値となっているが、実際は前縁の層流域が広がったことで、層流剥離を起こし、それが後縁まで伝わって失速するという薄翼タイプの失速特性に変わってしまったことがわかる。

次に遷移点を3%にした場合については、図 5.1 に示すように最大揚力としては良い一致を示していることがわかる。図 5.4 に迎角  $14^\circ$  での圧力分布を示す。図には全場乱流と遷移点を3%に固定した結果を重ね描きしているが、実験データと比較すると後縁における剥離の状態は3%に遷移点を固定しても十分模擬できていない。ただし、前縁近傍の圧力分布の比較では、図 5.5 に示すように遷移点を固定したことにより、全場乱流の結果と比べ前縁部分のピークが低下しており、より実験値に近付いていることがわかる。

これらのことより遷移点を固定することで、失速特性が実験値に近付いていく理由としては、前縁部分の層流域における前縁ピークの低下が、翼全体の揚力を低下し、後縁での剥離を促進する効果があるためと考えられるが、その検証については、さらに多種の翼型での解析と実験結果の比較が必要になると考えられる。

3. 6 遷移点の効果 (薄翼失速型)

薄翼型失速の特徴を持つ NACA64<sub>A</sub>-006 に対しても遷移点の効果を見るため、遷移点を5%に固定して計算を行った。その結果を図 6.1 に示す。全場乱流の結果と比較すると遷移点を固定した場合は、失速は迎角  $7^\circ$  で起きてしまい、実験値よりさらに低い迎角での失速となってしまった。揚力特性だけをみると遷移点固定した効果は良い方向には出ていないが、定性的な流れ場に対して検討を行うため流線を描いてみた。図 6.2、6.3 に迎角  $5^\circ$  および  $6^\circ$  での流線を示す。全場乱流の場合は、この翼型の特徴である前縁でのショートバブルの発生が捕らえられなかったが、遷移点を設定した場合の迎角  $5^\circ$  では前縁から剥離渦が発生し、再付着している様子が捕らえられている。さらに迎角を  $6^\circ$  にするとこの剥離渦はさらに後方に伸びていることが分かる。このように定性的にショートバブルが捕らえられているにも関わらず揚力特性が実験値と異なっている原因について検討するため、迎角  $6^\circ$  における圧力分布を実験データと比較した。図 6.4 に圧力分布の比較図を示す。この図で、前縁での圧力分布を比較すると、全場乱流では得られなかったショートバブルが遷移点を設定することで、定性的に得られていることがわかる。しかしながら、定量的には実験データと比べて前縁での圧力分布にずれが生じており、計算結果の方はより後方までバブルが伸びているようにみえる。また、この迎角で遷移点をさらに前方に移動させても(3%)、圧力分布の様子は変化しなかった(図 6.5)。次に遷移点5%の計算結果の迎角  $5^\circ$  のケースと試験結果  $6^\circ$  のケースで圧力分布を比較したものを図 6.6 に示す。前縁の圧力値が比較的良く一致していることがわかる。これらのことから、薄翼失速の場合、遷移点を前縁近傍に固定することで、前縁のショートバブルを定性的に再現することは可能であるが、定量的に失速特性をあわすためには、再付着領域等が一致する必要があり、遷移位置の設定とともに迎

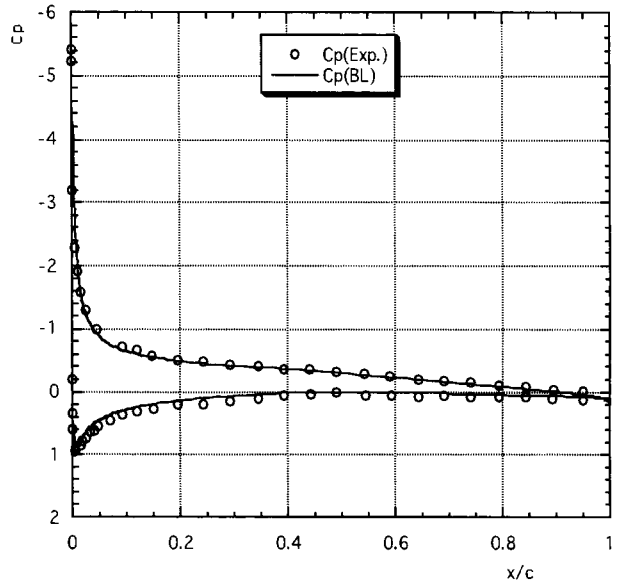


図 32 圧力分布の比較 (NACA64A<sub>3</sub>-006) ( $\alpha = 4^\circ$ )

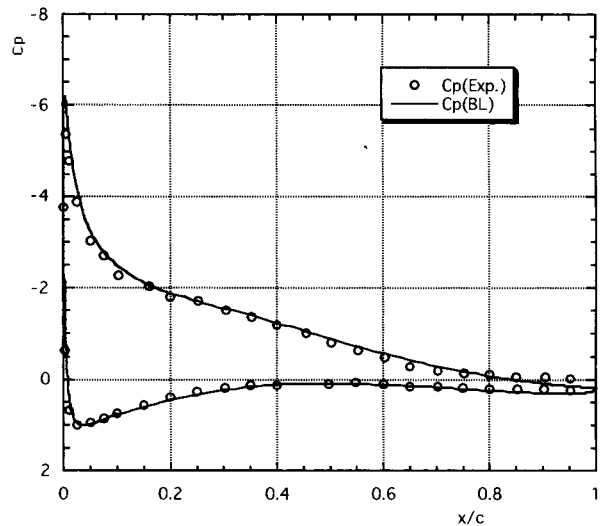


図 3.3 圧力分布の比較 (NACA633-018) ( $\alpha = 12^\circ$ )

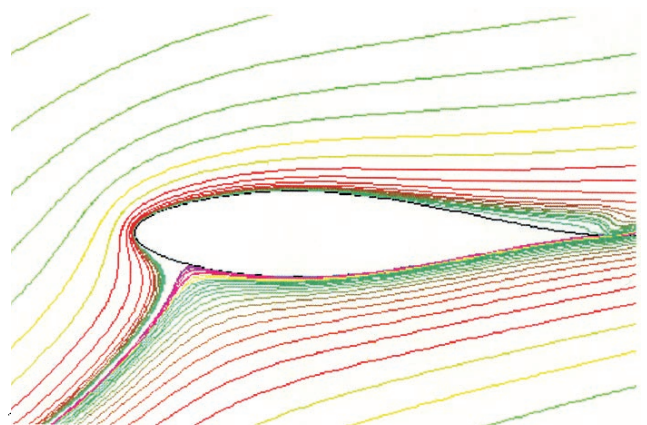


図 4.1 流線 (NACA633-018  $\alpha = 22^\circ$ )



角に対する補正等が必要になるものと思われる。

以上代数モデルを用いた失速特性の推算精度については、以前から否定的に見られていたが、遷移点を操作することである程度定性的に剥離を捕らえられる可能性があることがわかった。ただし、予め失速特性や遷移点位置が不明な場合の推定を行うためには、多くの種類の翼型に対して計算を行いデータベースと構築していく必要がある。さらにプログラム間での違いに対しても統一的な検証ケースを設けることでより精度の高い推算ツールへと発展させることが必要と考える。

4. 結言

乱流モデルとして代数モデルの Baldwin-Lomax モデルを用いて2次元圧縮性粘性計算を実施した。全場乱流、遷移点固定で計算を行った結果以下のようなことがわかった。

- (1) 遷移点を固定せずに全場乱流として計算した場合、薄翼失速型の最大揚力については概ね実験値と近い値となったが、前縁失速型、後縁失速型の場合は全般的に実験値より最大揚力を大きめに見積もり傾向があった。
- (2) 遷移点を固定した場合、後縁失速型に対しては、全場乱流の計算と比較すると最大揚力が低下することがわかった。
- (3) 後縁失速型に対して遷移点の位置を変えた計算では、遷移点を後方に持っていくと前縁にショートバブルが発生し、失速特性が前縁剥離あるいは薄翼剥離型に変化してしまうことがわかった。
- (4) 遷移点を適切に設定することで、後縁剥離型の失速特性を良い精度で再現できることがわかった。
- (5) 失速特性が不明な翼型に対して遷移点をどこにもってくればよいかという基準については、今後さらに多種の翼型に対して計算を行いデータベースを構築する必要があると思われる。

参考文献

- (1) 足立他, 航空宇宙技術研究所特別資料 SP-19 (1992) .
- (2) Wada, Y. and Liou, M., "A Flux Splitting Scheme With High-Resolution and Robustness for Discontinuities," NASA TM106452 1994.
- (3) Obayashi, S., Matsushima, K., Fujii, K. and Kuwahara, K., "Improvements in Efficiency and Reliability for Navier-Stokes Computations Using the LU-ADI Factorization Algorithm," AIAA Paper 86-338, Jan., 1986.

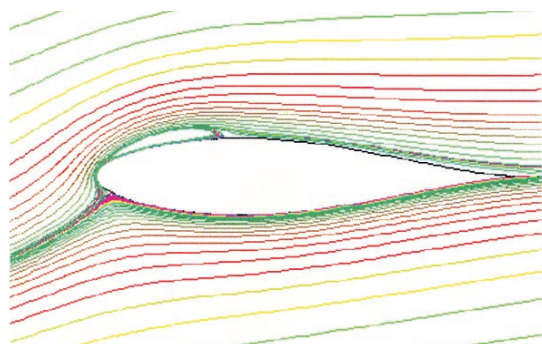


図 5.2 流線 (NACA63<sub>3</sub>-018) 迎角 12°

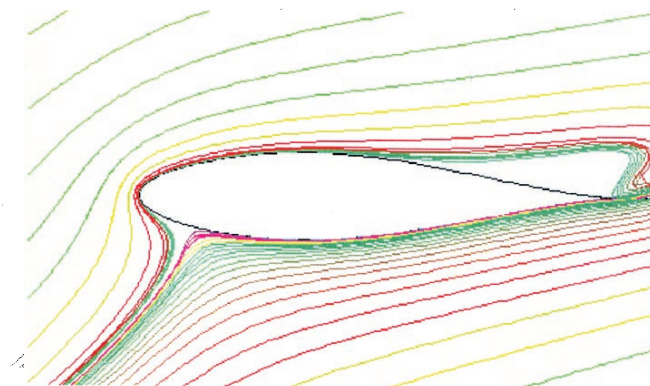


図 4.2 流線 (NACA633-018  $\alpha=24^\circ$ )

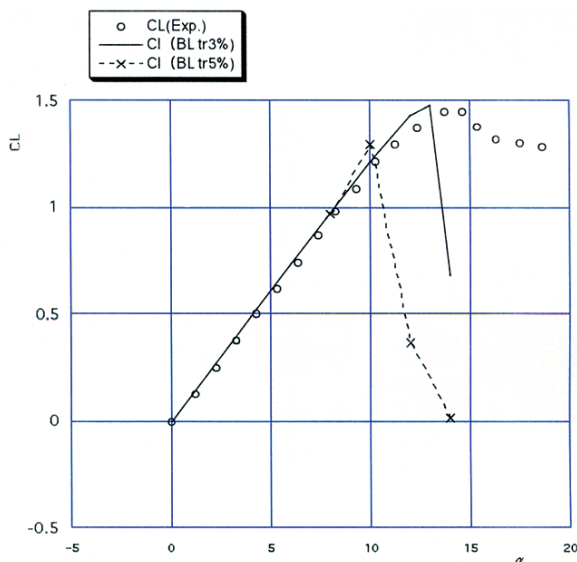


図 5.1 遷移点の効果 (NACA633-018) ??

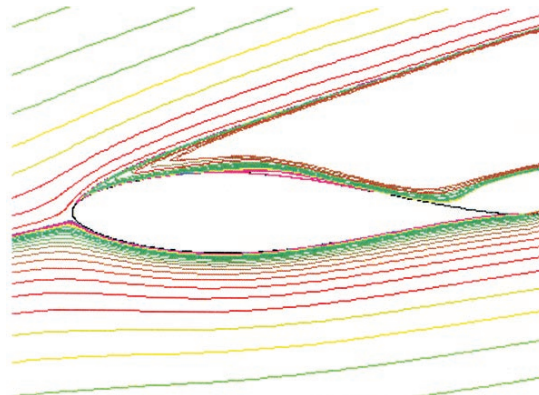


図 5.3 流線 (NACA63<sub>3</sub>-018) 迎角 14°

(4) 山名正雄, 中口博, 飛行機設計論, 養賢堂版, pp148-156.

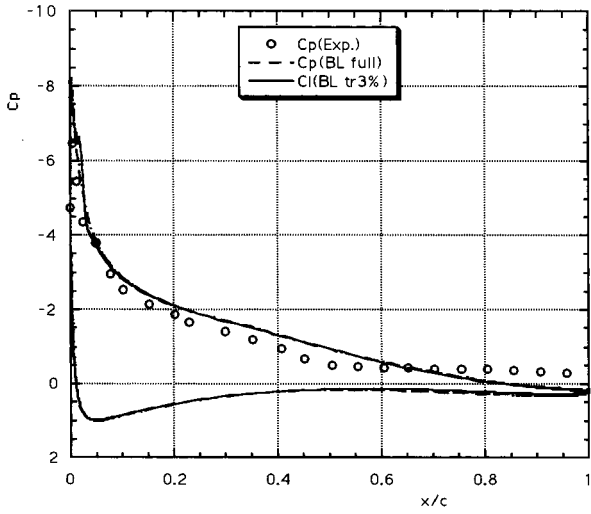


図 5.4 圧力分布の比較 (NACA63<sub>3</sub>-018)  
( $\alpha = 14^\circ$ )

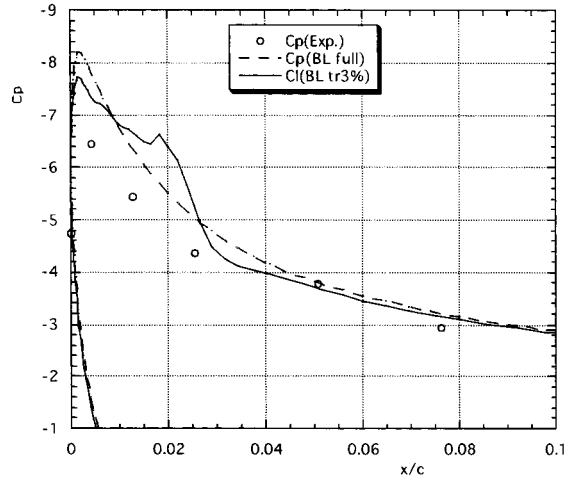


図 5.5 圧力分布の比較 (NACA63<sub>3</sub>-018)  
(前縁部拡大  $\alpha = 14^\circ$ )

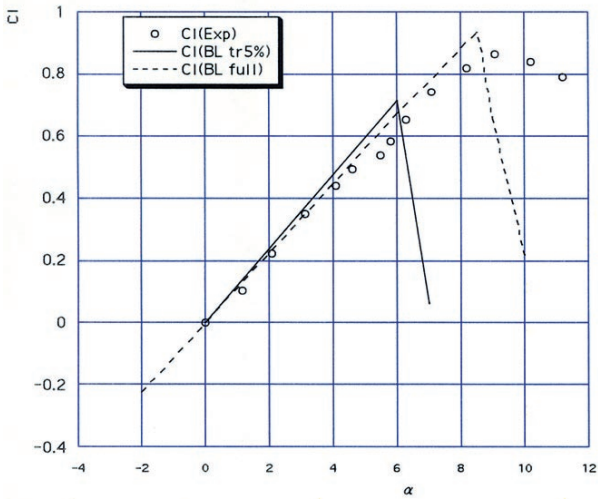


図 6.1 遷移点の効果 (NACA64<sub>A</sub>-006)

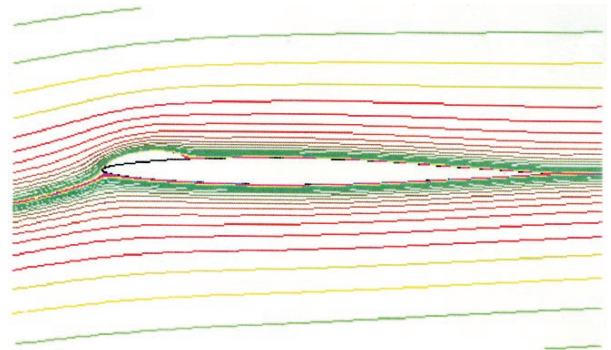


図 6.2 流線 (NACA64<sub>A</sub>-006) 迎角  $5^\circ$

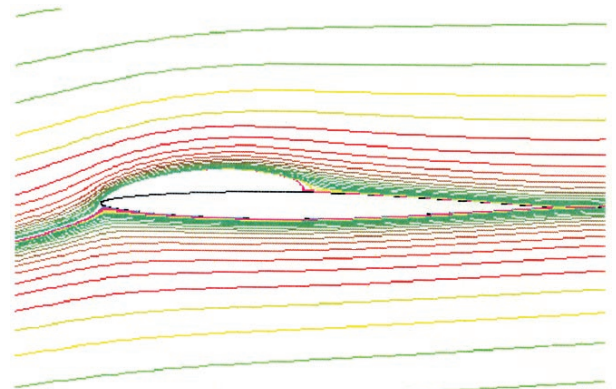


図 6.3 流線 (NACA64<sub>A</sub>-006) 迎角  $6^\circ$

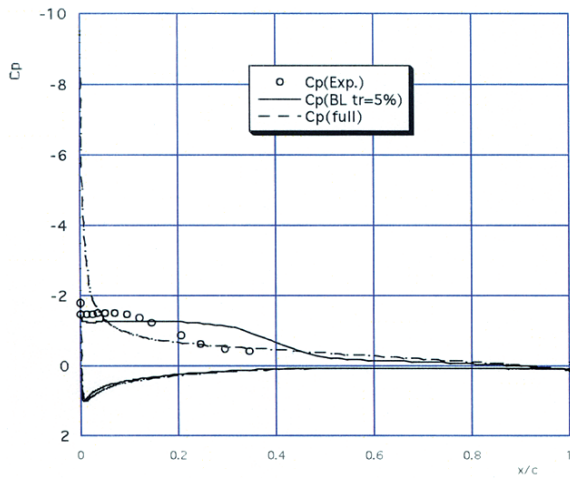


図 6.4 圧力分布の比較 (NACA64<sub>A</sub>-006)  
( $\alpha = 6^\circ$ )

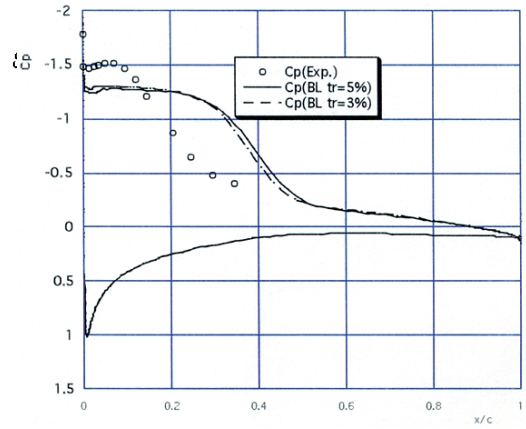


図 6.5 圧力分布の比較 (NACA64<sub>A</sub>-006)  
( $\alpha = 6^\circ$ )

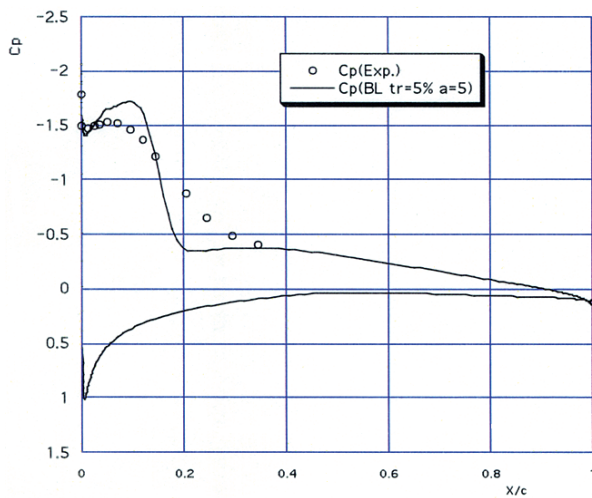


図 6.6 圧力分布の比較 (NACA64<sub>A</sub>-006)  
(試験  $\alpha = 6^\circ$ 、計算  $5^\circ$ )