非線形性を考慮した流れの不安定性予測

伊澤 精一郎， 堀川 敏，茂田 正哉， 福西 祐（東北大工）

Prediction of flow instability including a nolinear effect

S. Izawa, M. S. Horikawa, Shigeta and Y. Fukunishi

Dept. of Mech. Eng., Tohoku University

ABSTRACT

The flow instability is evaluated by solving the 3D NS equation against a one-dimensional flow field on the wall using a spectral method. The results on the stability of a flat-plate boundary layer including the pressure gradient agree well with the linear stability theory. The effect of wall curvature on the flow instability is also discussed. The transition point on a wing is estimated based on this method.

Key Words : flow instability, prediction, nonlinear effect

1. はじめに

境界層の正確な遷移点を予測することは，航空機の空力性能を向上させる上で必要不可欠である．遷移予測法の 1 つに線形安定論をもとにした e^N 法があるが，複雑な処理が不要で原理が極めてシンプルでありながら，非線形性が十分に弱い領域であればよい結果を与えるので，設計現場では遷移点の判断指標として未だに用いられている．しかし，遷移点の判断基準に用いられる N 値は，単に中立安定点とその下流の点の振幅の対数比を表すにすぎず，多分に経験的な側面が強い．

これに対して，本研究の目的は，固有モード以外のモードも含めた局所的な撹乱の非線形成長までも扱えるような，線形安定性解析の代替となりうる解析手法を探り，経験的な要因を極力排除した遷移点の予測手法を提案することにある．これまでの研究により，平板境界層の中立安定曲線とよく一致した解析結果が得られている [1]．本稿では，まず境界層の速度分布が平板境界層の不安定性に及ぼす影響について調べ，次いで壁面曲率と流れの不安定性の関係についても検討した．さらに，これらの結果をもとに，翼面上に発達する境界層の遷移点の予測を試みた

2. 解析方法

本研究では，非線形項を含む 3 次元 Navier-Stokes 方程式を解いて局所的な撹乱の成長率を算出し，境界層の遷移点を予測する．ただし，図 1 のように計算対象を物理空間の 1 次元領域に限定することで計算負荷の軽減を図りつつ，他の 2 方向にも波数空間で 8 ないし 2 のモード数を許した計算をしている．壁面垂直方向には排除厚さ δ^* の 25 倍とし，計算格子点数は 16×128×4 点である．本研究では撹乱は圧力勾配の影響は受けないものとしている．基本流の速度分布としては，Blasius 分布と Pohlhausen の近似解の 2 つを与え，初期摂動は T-S 波型の速度変動を導入した．

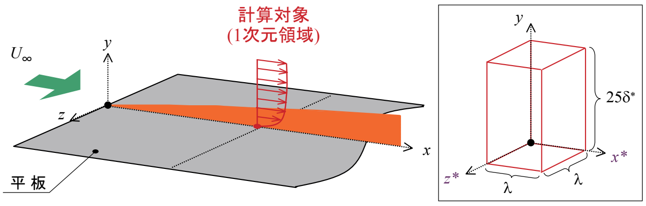

図 1 計算領域

不安定性の評価は次の手順で行った．基本流に擾乱を重畳させて 1 タイムステップだけ成長させ，変動成分のみを抽出してもとの基本流へ戻すという操作を繰り返しながら波動を成長させる．そして，擾乱のエネルギーが時間とともに増加する場合を不安定，減少する場合を安定，変わらない場合を中立安定と判定した．

3. 結果と考察

図 2 と図 3 は，Blasius 及び Polhausen の速度分布を与えた場合の結果である．Polhausen の分布は，この場合形状係数 Λ をゼロとしているので，Blasius 分布を 4 次式で近似したものになっている．Blasius の結果は理論曲線とよく一致していることがわかるが，Polhausen にすると低 Re 数で若干の相違が見られた．また，Polhausen の分布で形状係数 Λ の値を変えながら撹乱の成長率を調べたところ，いずれの波数においても，Λ が減少，すなわち順圧力勾配型から逆圧力勾配型へ速度分布が変化すると，撹乱が成長しやすくなる傾向が見られた．このように逆圧力勾配下で臨界 Re 数が低下する現象は，線形安定理論 [2] と定性的には一致した．

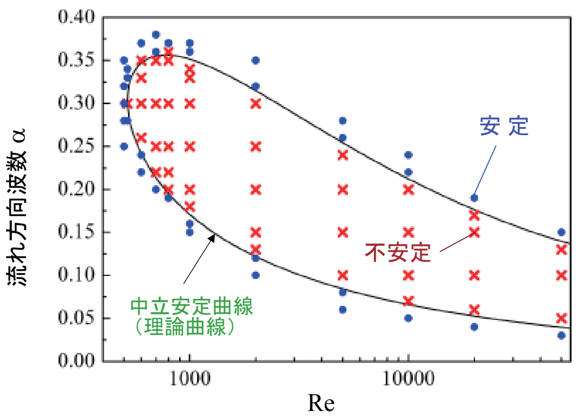

図 2 Blasius 分布の不安定性

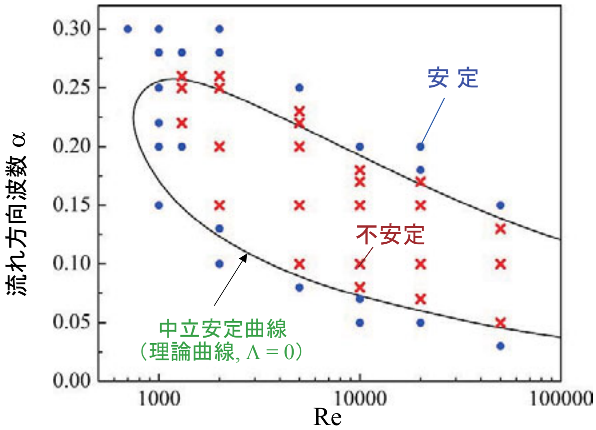

図 3 Polhausen 分布 (Λ = 0) の不安定性

続いて，曲面に沿った流れの不安定性について調べてた．この計算では，回転座標系で記述された 3 次元非圧縮性 Navier-Stokes 方程式を支配方程式として，コリオリ力と遠心力の影響を考慮した．対象とするのは曲面に沿って流れる平行流とし，基本流の速度分布が Blasius 分布となるように与えた．その結果，凹面の場合は平板境界層に比べ臨界 Re 数が低下し，凸面の場合は臨界 Re 数に変化は見られないものの，中立安定曲線自体が高波数側へと移動するという結果が得られた．この点については，さらに検証を進める予定である．

最後に，以上の結果を踏まえ，基本流の速度分布の影響と壁面曲率の影響を考慮しつつ，2 次元翼境界層の遷移点予測を試みた．対象とする翼型は NACA0015 の対称翼で，迎え角は 0 度，後退角も 0 度に設定した．不安定性の評価に必要な平均速度場のデータは，予め差分法によって計算しておいたものを用いた．翼弦長 C を代表長さとする Re 数は，8.00×10^5 と 1.05×10^6 の 2 通りである．計算領域はこれまでと同様に物理空間では 1 次元領域であり，位相空間に拡張した 3 次元空間の中で速度の変動成分だけを取り出しては元の速度分布に重畳するという操作を繰り返す．ただし，評価点は流れ方向へ適宜移動させる必要があるため，この計算においては不

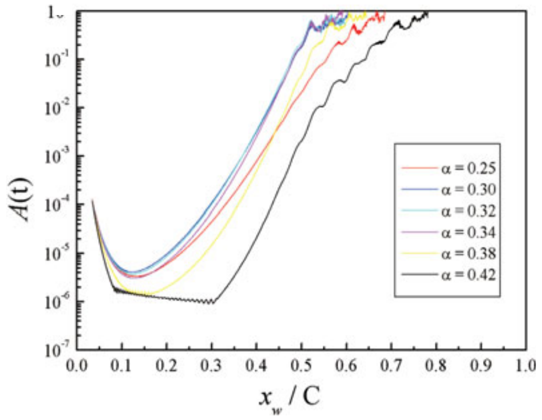

図 4 撹乱の最大振幅の時間変化 ($Re = 1.05\times10^6$)

安定波動の位相速度を境界層外縁速度の 39%と仮定し，翼面にそって伝播する撹乱が次の格子点に到達したタイミングで評価点を下流側に移動させて基本流の速度分布を更新するという方法で，撹乱の成長を追いかけた．

図 4 はその結果の一例である．順圧力勾配の領域では撹乱の振幅は減衰し，逆圧力勾配の領域に達すると増加に転じることがわかる．また，翼前縁からある距離流下すると，撹乱の波数によらず振幅の成長が頭打ちとなった．そこでこの地点をもって，遷移位置と判断することとした．その結果，各 Re 数における遷移点は，$x_w/C=0.60\sim0.52$ となって，徳川らの実験結果 [3] (0.65~0.60) と同様に，Re 数が高くなるにつれて早く遷移する結果となり，定性的な一致が得られた．これは e^N 法の N 値に換算すると，それぞれ 12~13 と 14~17 に相当し，予想した遷移位置が実験よりも上流側になっている．

4. まとめ

流れの不安定性を予測する方法として 1 次元評価手法を提案し，その検証を行うとともに，翼面上の境界層の遷移点予測を試みた．平板境界層の速度分布が変わると不安定波動の成長率も変化した．また，凹面では臨界レイノルズ数が低下し，凸面では中立安定曲線が高波数側へシフトする傾向が見られた．さらに，翼面上の遷移点を予測してみたところ，実験結果と比較的近いが少し上流の点を予測するという結果が得られた．

参考文献

1) 佐々木 和也, 茂田 正哉, 伊澤 精一郎, 福西 祐，スペクトル法による境界層の不安定モードの解析, 日本機械学会年次大会講演論文集 Vol.2, pp.401-402, (2006).

2) H. Schlichting, K. Gersten, Boundary Layer Theory, Springer.

3) 徳川 直子, 高木 正平, 跡部 隆, 井門 敦志, 小濱 泰昭, 二次元翼境界層の自然遷移に対する外乱の影響, ながれ Vol.22 No.6, pp.485-497, (2003).