

境界層遷移に対する外乱の影響

徳川直子, 高木正平, 上田良稲(宇宙航空研究開発機構)

Influence of the External Disturbances on Boundary-Layer Transition

Naoko TOKUGAWA, Shohei TAKAGI, Yoshine UEDA
Japan Aerospace Exploration Agency

A series of experimental investigations have been carried out to examine the influence of free-stream turbulence and acoustic noise on laminar-to-turbulent transition in rectangular wing flow. The quantitative examination deduces an empirical relation between the total growth rate N for the transition prediction obtained from the e^N method and both residual vortical and non-vortical fluctuations. Also, we propose a modified relation, which takes account for both external fluctuations with effective contribution to transition.

Key Words: Transition prediction, e^N -method, Free-stream turbulence, Acoustic noise

1 序論

境界層の遷移位置は、残留乱れおよび騒音の大きさに依存して変化することが知られている。遷移位置の予測に、外乱の影響を定量的に反映させる試みとして、 e^N 法において予測指標である攪乱の空間増幅率 N 値と外乱の関係を定式化する試みが行われている¹⁾。著者らは、残留乱れと騒音の両者の影響を同時に評価されていないことに着目し、迎角および後退角を持たない二次元の NACA0015 翼境界層の遷移に対する式を提案した²⁾が、この関係式が他の翼型に対しても適用できるのかは不明である。一方、通常外乱の大きさは広い周波数帯域にわたるオーバーオール値で評価されるが、遷移を促進させる効果は周波数に依存すると推測される。予測精度を向上させるには、周波数に依存した遷移促進効果を反映した新たな外乱の実効的なレベルを提案することが有効であると期待される。そこで、本研究の目的は、第一に残留乱れおよび騒音と遷移位置における N 値の関係に対する関係式が他の翼断面をもつ二次元翼に対して適用できるのか調べることである。そして第二には、遷移予測精度を向上させる実効的な外乱レベルを提案することである。これら2つの目的を達成するために、自由流中で変動の特性が異なる3つの風洞においてNACA0012翼上に発達する境界層の遷移過程を計測した。用いた模型は、表面粗さを一定とするため、いずれの風洞でも同一とした。計測手法も、風洞ごとの差異を取り除くために統一した。

2 実験装置および方法

実験は、鉄道総合技術研究所の大型低騒音風洞(RTRI)、宇宙航空研究開発機構の6.5m×5.5m低速風洞(LWT1)および2m×2m低速風洞(LWT2)の3つの風洞において実施し²⁾、模型はC-FRP製の矩形翼型NACA0012(翼弦長 $C=1$ m, 翼幅 $S=1.95$ m)を用いた。遷移位置の検出には、赤外線カメラ、熱線流速計およびプレストン管を用いた。

3 遷移予測計算方法

境界層流についてはポテンシャル流を仮定し、今

井の等角写像法を用いて求めた圧力分布から、Kaups&Cebeciの境界層計算コード³⁾を用いて境界層内の速度分布を計算した。 N 値を算出するにあたり、宇宙航空研究開発機構総合技術研究本部において開発された e^N コード(LSTAB)⁴⁾を用いた。このコードは圧縮性線形安定論に基づいており、局所平行流の近似を採用している。また攪乱の増幅率は局所的に最大の増幅率を連ねる envelope 法を用いて算出した。

4 自然遷移における遷移位置と外乱の関係

3つの風洞で、一樣流速 $Q=15, 20, 25, 30$ m/sにおいて、 $A=0^\circ$, $\alpha=0^\circ$ に設置された場合に3つの計測手法によって決定した。なお計測手法による決定される遷移位置の差は非常に小さいことが既に確認されている⁵⁾。風洞毎の遷移位置を比較したところ、遷移位置が最も上流側となったのはLWT1で、最も下流側なのはRTRIであった。遷移予測コードLSTABを用いて計算された N 値曲線と、実験的に得られた遷移位置から遷移位置における N 値を求め、一樣流中に含まれる残留乱れ Tu および騒音レベル SPL ¹⁵⁾に対して三次元プロットした(図1)。 N が指数関数的に増幅する攪乱の増幅率を示していることから、攪乱の初期攪乱の振幅を決定する残留乱れ Tu の N に対する寄与は対数的であり、音圧の対数である SPL の N に対する寄与は線形的であると考えられる。遷移位置における N に対する残留乱れと騒音の影響を同時に評価するため、 $\ln(Tu)$ および SPL に対する N の変化を示す面を最小二乗近似で求めた。前述の通り、 N の値は $\ln(Tu)$ と SPL の変化に対して線形に応答すると予測されるので、三次元プロットにおいて平面を仮定した。その結果、 N と Tu および SPL の関係が $N=-2.01 \times \ln(Tu)-0.23 \times SPL+20.92$ と表されることがわかった(図1中格子斜面)。得られた関係式は、NACA0015に対して得られた式 $N=-1.32 \times \ln(Tu)-0.003 \times SPL+6.57$ ²⁾と同じ形式であった。しかし、 Tu と SPL 、それぞれに対する感度は異なることがわかった。その原因として、遷移を支配する不安定機構が異なることや表面粗度が翼模型に依っ

て異なることが挙げられる。NACA0015においては、翼前縁に近い順圧力勾配の領域で粘性型(Tollmien-Schlichting)不安定によって増幅を開始し、下流の逆圧力勾配領域に進むと変曲点型速度分布の影響を受けて急激に成長する。それに対しNACA0012では下流領域における逆圧力勾配が弱く、粘性型不安定による増幅領域が長い。圧力変動の受容過程は、表面粗度に強く依存することが知られており、SPLに対する感度も表面粗度に依存する可能性が高い。しかしそれぞれの表面粗度が不明であるため、その関連性を明確にすることはできなかった。

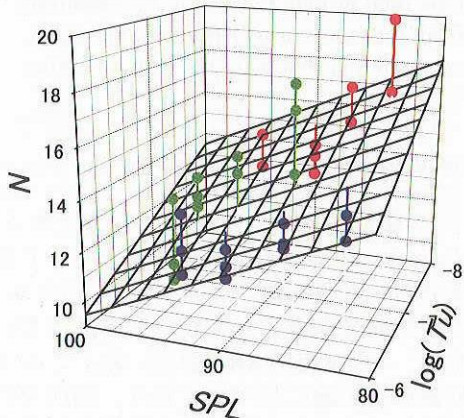


図1：二次元形態におけるN値と外乱の比較

表1 重み付け関数のパラメータ

case	中心周波数 f_0	幅 B	$[\sum\{(N-N_{fit,i})^2\} / \sum\{N_i^2\}]^{(1/2)}$
計測値	-	-	0.077
1	Q=15m/s:300Hz Q=20m/s:500Hz Q=25m/s:600Hz Q=30m/s:700Hz (流速に対応した基本不安定波の最大増幅周波数)	Q=15m/s: 1.99×10^{-6}	0.044
		Q=20m/s: 5.95×10^{-6}	
		Q=25m/s: 3.84×10^{-6}	
		Q=30m/s: 2.03×10^{-6}	
2		(流速に対応した最小二乗近似関数) case 1の1/2倍	0.032
3		case 1の2倍	0.060
4		1.99×10^{-5} (Q=15m/sに対応)	0.114
5		2.03×10^{-6} (Q=30m/sに対応)	0.112
6			0.083
7	10Hz	3.98×10^{-6}	0.073
8	10kHz		0.076

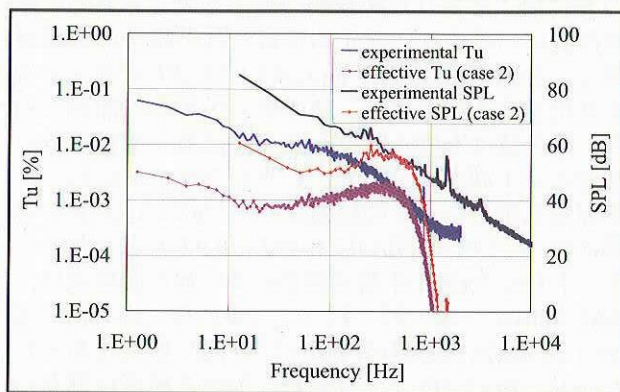


図2：重み付けした外乱のスペクトラム (LWT1 開度 80%; Q=20m/s)

5 実効的な外乱レベルの提案

実効的な外乱レベルを決定するための重み付け関数として、不安定攪乱の空間増幅率に関連した関数が妥当であると推測する。遷移に導く不安定攪乱を励起するには不安定波と同じ周波数の外乱が有効であることが知られているからである。空間増幅率は流れ方向に変化するが、その相対的な周波数依存性はほとんど変わらない。そこで、各流速において、 $X/C=0.4$ における増幅率分布を最大増幅率で規格化し、二次関数で最小二乗近似したものを、重み付けの基本的な関数(case1)とした。重み付け関数の中心周波数 f_0 および重み付け関数の広がり幅 B の2つをパラメータとすると、攪乱の振幅は空間増幅率の N の指数であるから、重み付け関数は、 $W(f) = \exp[-B \times (f - f_0)^2 + 1] / \exp[1]$ と記述される。 f_0 および B を変化させて8つの関数(表1)を定義し、それらの関数で重み付けしたスペクトラムを積分し、残留乱れおよび騒音レベルを求めた(図2)。次に、実効的な残留乱れおよび騒音レベルと、遷移位置における N 値の関係を調べた。実験的に得られた N 値と、最小二乗近似平面 N_{fit} の誤差が小さければ、予測精度が高くなることを意味する。重み付けを行っていない実測された外乱レベルと8種類の実効的外乱レベルについて、 N 値の誤差を調べた結果、 f_0 と B の選び方によっては N と N_{fit} の差 $(\sum\{(N - N_{fit,i})^2\} / \sum\{N_i^2\})^{(1/2)}$ が大きくなる場合と小さくなる場合があることがわかった(表1)。全体的な傾向として、基本不安定波の空間増幅率の周波数特性を反映するような重み付け関数によって決定された実効的な外乱レベルを導入することによって、予測精度が向上することがわかった。そして最も N と N_{fit} の差が小さかったのは、基本的な重み付け関数(case1)に対し広がり幅 B を $1/2$ とした関数(case2)であり、差は 0.077 から 0.032 に 60% 程度低減することがわかった。

6 結論

後退角と迎角を持たない NACA0012 矩形翼の自然遷移位置における空間増幅率 N と残留乱れ Tu および騒音レベル SPL との関係を調べた。その結果、それらの関係が NACA015 の場合と同様に $\ln(Tu)$ と SPL の一次関数で表されることを示した。しかし、 Tu あるいは SPL に対する感度は、翼型に依存することが示された。次に基本不安定波の増幅率に関連した重み付けをした実効的な外乱レベルを用いた場合、外乱レベルをオーバーオール値で評価するよりも予測精度が向上することがわかった。より汎用的に、またより遷移予測精度を向上させるために、外乱に対する感度を決定する要因あるいは規則性を解明し、任意の翼形状あるいは形態に対する値を決定すること、並びに実効的な外乱レベルの提案が今後の課題である。

引用文献

- 1) L. M. Mack : AGARD Conf. Proc. No.224 (1977) 1-1-1-22.
- 2) 徳川, 他 : ながれ 22 (2003) 485-497.
- 3) K. Kaups & T. Cebeci : J. Aircraft 14 (1977) 661-667.
- 4) K. Yoshida, et. al. : NAL-SP-31 (1996) 59-79.
- 5) 徳川, 他 : NAL-SP-54 (2002) 57-60.