

圧縮性境界層の遷移と気流変動

徳川直子(宇宙航空研究開発機構)

Compressible Boundary-Layer Transition and Free-Stream Turbulence

Naoko Tokugawa
Japan Aerospace Exploration Agency

Free-stream pressure fluctuation is measured systematically in four transonic or supersonic wind tunnels by use of identical measurement system. It is the first step to construct the database of external disturbances and transition location of compressible boundary layer, which will improve the prediction of transition location depending on environment conditions.

Key Words: Boundary-layer transition, Prediction, Free-stream turbulence

1. はじめに

航空機開発において、摩擦抵抗を含む抵抗値の予測は重要な課題であり、境界層の層流-乱流遷移位置の予測は不可欠である。近年、遷移予測数値計算コードの高精度化により、圧縮性境界層においても、遷移位置を決定するための重要な指標である擾乱の空間増幅率 N の値を局所的に求めることは可能となってきている[1]。しかし、遷移位置における N の値は気流乱れや模型の表面粗さに依存し、その依存性が不明なため、風洞実験による数値計算結果の検証には不確定さが残る。もし気流乱れと遷移位置、もしくはその位置における N の値との関係がわかれれば、遷移予測の精度は大幅に向かう。そこで本研究では、まず統一した方法で高速風洞の気流乱れを評価し、遷・超音速境界層の遷移予測に有効な実験的なデータベースを提供することを目的とする。また、2つの風洞で同一機首模型境界層の遷移を計測することによって圧縮性境界層の遷移に対する気流乱れの影響を調べることを試みた。

2. 気流乱れ計測

気流乱れ計測は、AEDC による系統的な高速気流の評価にならって実施した。すなわち、AEDC 標準模型[2]に準拠した頂角 10° の円錐模型のトップライン上に圧力センサー(Kulite 製 XCS-062)をフラッシュマウントし、計測された静圧変動 p' を動圧 ($\rho U^2/2$) で無次元化した C_{prms} で評価した。しかしセンサー位置は、レイノルズ数の高い風洞条件でも層流がとらえられるよう、AEDC 模型より大幅に上流側である先端からの距離 $X=170\text{mm}$ の位置に設置した。計測系の差違が生じないよう、模型だけではなく電源やデータ取得装置なども各風洞で同一のものを使用した。特にアンプはノイズを最低にするためにも、模型内部に内蔵した。

気流乱れ計測を実施した風洞は、宇宙航空研究開発機構所有の $2\text{m} \times 2\text{m}$ 遷音速風洞(以下 TWT1 と略記)、 $0.8\text{m} \times 0.45\text{m}$ 高 Re 数遷音速風洞(TWT2)、 $1\text{m} \times 1\text{m}$ 超音速風洞(SWT1)および富士重工業株式会社所有の高速風洞(FHI; $0.6\text{m} \times 0.6\text{m}$)の4つである。TWT1 は回流式で、本試験で使用した第3カートは遷音速風洞において比較的気流乱れが小さいと言われる多溝壁である。TWT2 と SWT1 は吹き出し式風洞で、TWT2 は TWT1 第3カートと同じく多溝壁である。FHI は真空吸

い込み式風洞で、測定部上流に調圧弁を持たないため比較的低乱れと言われている。試験を実施したマッハ数 M およびセンサー位置に基づくレイノルズ数 R_x 範囲を表1にまとめる。

表 1

	TWT1	TWT2	SWT1	FHI
M	0.7-1.4	0.2-0.8	1.4, 2.0	2.0
$R_x [\times 10^6]$	1.2-2.8	1.4-6.0	4.1-4.9	2.1

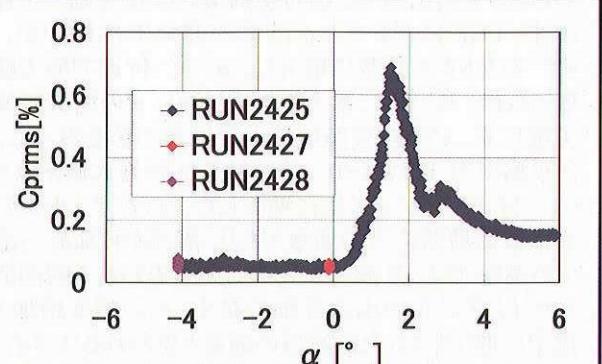


図 1 FHIにおいて計測された C_{prms} ($M=2$)。

FHIにおいて迎角 α を変化させて計測された C_{prms} を図1に示す。迎角 α を増加するに従い C_{prms} が極大値を取った後やや高い値に漸近しており、典型的な遷移過程を示した[3]。この過程は線形安定論に基づく予測[1]と典型的に一致する。風洞の気流乱れを評価する層流状態は、 $-4^\circ < \alpha < 0^\circ$ の範囲で達成され、その値は迎角に依らず 0.04%程度であった。

$\alpha=4^\circ$ と 0° の C_{prms} を、マッハ数に対してプロットし直した(図2)。どちらの迎角においても、 M も C_{prms} も等しいので2つの点は重なっている。

他の風洞について FHI と同様に計測した結果を、図2にまとめる。TWT1 では FHI と同様に $\alpha=0^\circ$ において層流を捉えていた。その静圧変動はレイノルズ数にはあまり依存せず、主にマッハ数 M に依存した。最も低い $M=0.9$ において C_{prms} は 0.4%程度であったが、 $M=0.7$ では最大 1.4%に達した。SWT1 では、 $\alpha=0^\circ$ では層流を捉えることができなかった。その理由は、レイノルズ数が高く遷移位置が上流側へ移動したためと考えられる。

そこで層流となる $\alpha = -4^\circ$ の $C_{prms} \sim 0.4\%$ を採用した。なお、図 2 には乱流の C_{prms} も参考値としてプロットした。TWT2においては、試験を行った全ての実験条件において境界層は乱流であった。乱流となった理由として、低レイノルズ数条件においては風洞の調圧弁開度が低く乱れを発生させるため、高レイノルズ数条件においてはレイノルズ数が高いためであると推測される。4 つ風洞から得られた結果を比較すると、マッハ数が小さいほど静圧変動が大きい傾向にあるが、その発生原因は風洞によって異なることからマッハ数と静圧変動について一般的な規則性はないと思われる。

3. 機首模型境界層の遷移計測

風洞の気流乱れが境界層遷移に及ぼす影響を調べるために SWT1 および FHI において機首形状模型境界層の遷移過程を比較した。用いた模型は SST ロケット実験機の機首形状をしており、実験機に搭載するのと同じ 4 種類の遷移センサー[4, 5]がフラッシュマウントされている。本報告では模型先端からの距離 $X=250\text{mm}$ に設置したホットフィルムのみに着目した。なお、ホットフィルムは実験機に搭載するシグナルコンディショナー#1(定温度型風速計)によって駆動された。

図 3 に円錐のトップラインにおいて観測されたホットフィルムの平均出力 E 、出力変動 e' および変動の尖度を示す。FHIにおいて、 e' は負の迎角では低いが、 $\alpha = 2^\circ$ あたりから急激に増大し、 $\alpha = 3^\circ$ 付近で極大値を取った後、高い値に漸近した(図 3a)。 e' の増加領域で尖度は正、 e' の減衰領域で尖度は負の値を取った。また平均出力 E は $\alpha < 0^\circ$ では低く、 e' が極大値を取る $\alpha = 3^\circ$ 付近でステップ状に増大した。ホットフィルムの出力は壁面剪断応力の関数であり、層流から乱流へ遷移する過程では、乱流スポットの通過と思われる瞬間的なスパイク状の正の出力変動の発生、その頻度増加、乱流中に取り残された層流域の通過と思われるスパイク状の負の出力変動の発生、その頻度減少が観測されることがわかっている[4, 5]。FHI で観測された E , e' および尖度の変化は、これらの遷移過程に対応している。

それに対し、SWT1において観測されたホットフィルム出力の変化は、FHIにおける結果とは大きく異なっていた(図 3b)。すなわち、 e' は負の迎角において極大をとり、同じ迎角において E は極小値を取った。そして尖度は e' の減少領域だけでなく増加領域においても負であった。上述した通り、ホットフィルムの出力において尖度が負であるということは、境界層が乱流に近い遷移状態にあることを示している。従って、 $\alpha = -3^\circ$ 近傍でも境界層は乱流で、 $\alpha = -1.5^\circ$ 近傍で一旦層流化(逆遷移)し始めるがさらに迎角を大きくすると再び乱流へ再遷移していると解釈される。SWT1においては FHI に比べ、遷移が早まっていることがわかった。トップライン以外においても遷移の促進が観測された。SWT1において遷移が早まった原因として、気流乱れが大きいことがあげられる。一方 SWT1 ではレイノルズ数も 2 倍以上高いため(表1)、遷移レイノルズ数は等しくても遷移位置が上流へ移動したことが考えられる。これら二つの原因の影響を分離することは、本実験結果からは出来ない。両者を

分離し評価するには Rx に対する遷移情報の取得か、気流乱れの制御を行う必要があると思われる。

4.まとめ

4つの高速風洞において静圧変動を系統的に評価した。今後評価する風洞を追加しデータベースを構築するとともに、遷移データとの比較から気流乱れと遷移位置の関係を明らかにしていくことが課題である。

参考文献

- [1] Y. Ueda, et. al.; ICAS 2004-2.8.2, 2004.
- [2] N. S. Dougherty & D. F. Fisher: AIAA paper 80-1054, 1980.
- [3] 大桑他: NAL SP-56, 2002, pp.53-56.
- [4] 高木:ながれ 18, 1999, pp.298-301.
- [5] 徳川 : JAXA SP-04-002, 2005 , pp. 31-32.

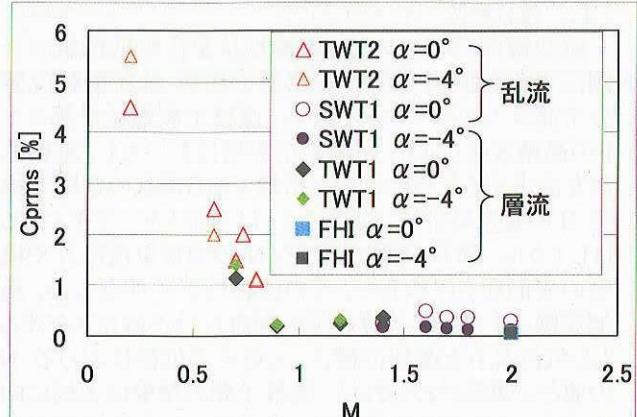


図 2 各風洞の気流乱れ

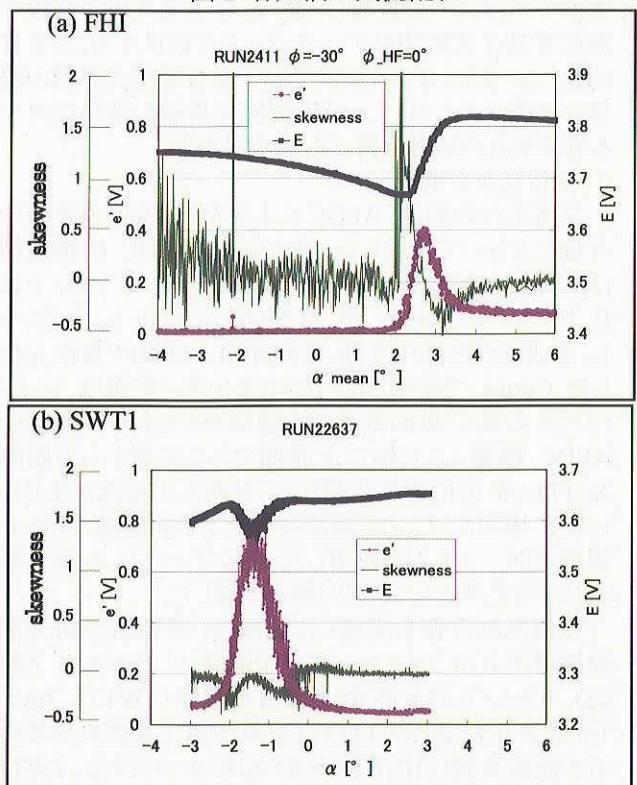


図 3 ホットフィルムによって計測された
機首模型トップライン境界層の遷移過程