

## SST ロケット実験機の遷移計測にむけて

徳川直子、吉田憲司、高木正平（宇宙航空研究開発機構）

## Technical Investigation of Transition Measurement on NEXST-1

N. Tokugawa, K. Yoshida, S. Takagi  
Japan Aerospace Exploration Agency

Measurement system of supersonic boundary-layer transition for the SST experimental airplane (NEXST-1) is evaluated for successful capture of transition signature prior to the flight test. Output levels of hot-film sensors and unsteady pressure transducers at the flight test are estimated on the basis of experimental results obtained in ground facilities and are found to be significantly above electric noise level in transitional state. Estimation shows that transition point with the maximum values of shear-stress and pressure fluctuations in the chordwise direction is inferred to be detectable.

Key Words: Transition Measurement, Flight test, Hot-film, Dynamic-pressure transducer

## 1. はじめに

次世代の超音速輸送機 (Supersonic Transport) に対しては経済性と環境適合性の向上が要求される。そこで宇宙航空研究開発機構では CFD 技術を駆使した逆問題設計技術により自然層流翼を設計し、無推力の小型実験機 (ロケット実験機) を用いた飛行試験でその実験的検証を行う。この飛行試験では主翼境界層の遷移位置検出が最も重要な課題となるため[1-3]、著者らは風洞試験および飛行試験に基づき計測技術の確立を図ってきた[4-6]。しかし超音速飛行試験は国内で初めての試みであり、飛行回数も非常に少ないため、遷移計測を成功させるには、地上で可能な限りの技術検討を行う必要がある。本報告ではロケット実験機の飛行試験において主翼および前胴境界層の遷移位置を検出するために、これまで行ってきた技術検討の中で風洞試験結果から得られた知見と飛行試験時の出力の予測について報告する。

## 2. 実験機の遷移計測システム

遷移位置の検出には、相補的な4つの手法、すなわちホットフィルム、非定常圧力センサー、熱電対およびプレストン管を用いる[7]。遷移位置検出に最も高い精度が期待されるホットフィルム (以下 HF と略記; DANTEC 製 55R45 同等品) のセンサー部分は  $0.1\text{mm} \times 1.4\text{mm}$  の Nickel 箔線で、シグナル・コンディショナー#1 (定温度型風速計) によってセンサー温度が  $220^\circ\text{C}$  となるよう加熱される。HF と同様に非定常計測が行える非定常圧力センサー (以下 DP と略記) は、差圧式半導体ストレインゲージ型センサー (Kulite 製 XB44-093) で、シグナル・コンディショナー#2 (圧力アンプ) に接続される。シグナル・コンディショナー#1 および#2 の出力は 100Hz 以下の DC 成分と 10Hz 以上 10kHz 以下の AC 成分に分離され、それぞれ信号処理器#1 および#2 によって PCM 化された後、データレコーダ#1 (12bit, 250Hz サンプリング) および#2 (10bit, 20kHz サンプリング) に記録される。なお、AC 成分はそれぞれ 20 倍

(HF) および 100 倍 (DP) のゲインで増幅される。

## 3. 風洞試験で得られた知見

これまでに行ってきた風洞試験結果[4,5]から得られた知見を以下にまとめる。

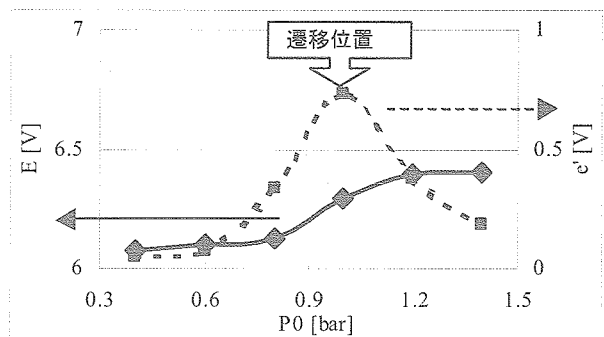


図1. 1つの HF センサーの出力 (風洞総圧  $P_0$  変化)

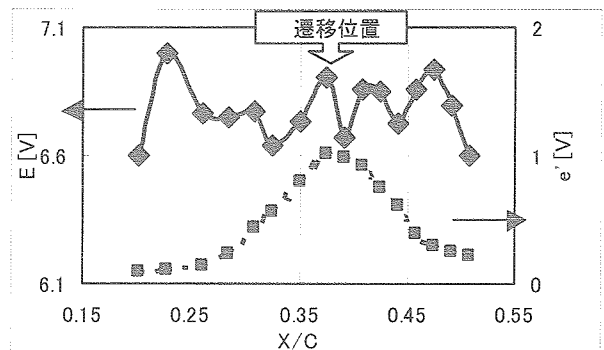


図2. 複数の HF センサーの出力 (翼弦位置  $x/c$  変化)

- ① HF の AC 出力の RMS 値  $e'$  は層流領域で小さく、遷移領域で極大を取った後、乱流領域では層流領域よりは大きい値に漸近する (図1)。対応する波形から、この RMS 値の変化は層流境界層中に乱流塊が発生する頻度の増加に対応すると考えられる。このとき RMS 値が極大となる位置を遷移点と定義すると、他の計測手法との比較が容易となる。

- ② 流れ方向に分布した複数の HF の AC 出力  $e'$  も①と同じように変化する。センサー毎の差違は小さいため、較正することなく、RMS 値が極大となる位置を遷移位置と定義することができる (図 2)。
- ③ HF の DC 出力  $E$  は、層流から乱流へむかって増加する (図 1)。しかし、流れ方向に分布した複数の HF の DC 出力  $E$  は、センサー毎の差違が大きいため較正なしに遷移位置を検出することは困難である (図 2)。
- ④ DP の AC 出力も①や②で示した HF の AC 出力と同様に変化する。従って RMS 値が極大を取る位置を遷移点として検出可能である。ただし DP と HF では波形が異なり、DP の瞬間波形には HF のようなスパイク信号は現れない。
- ⑤ DP の DC 出力は、静圧に他ならない。従って遷移位置の検出には大きな役割は果たさない。

#### 4. 飛行試験における出力値の推測

飛行試験における遷移計測に対する技術検討として、最も重要なのは出力値を推測し、ノイズレベルに対する許容値を決定することである。その詳細を以下に述べる。

##### (1) HF の AC 出力

飛行試験の環境を出来るだけ再現したのは、 $M=2.0$  において実装するセンサーとシグナル・コンディショナーを用いた前胴模型 (23.4%スケール) の遷移試験結果 (●) であるが、点数が非常に少ないので  $M=1.2$  の結果 (□) も併せてプロットした (図 3)。さらに全機模型 (23.3%スケール) の主翼境界層遷移を、 $M=2.0$  においてマルチ HF センサーを用いて計測した結果 (◆) も併せてプロットした。ここで図 3 の横軸は特定の物理量に対応していないことに注意しておく。その理由は、もともとの風洞試験では、それぞれの目的に応じて迎角や風洞総圧、計測位置など別々の物理量を変化させているために、一つの物理量に整理できないのである。ここでは、それぞれが最もよく重なるよう縮尺を調節した。

ところで、層流領域の出力変動の大きさは気流乱れの影響を受けることから、上空の静止大気中では下がると思われる。AEDC10° 円錐を用いた飛行試験の結果 [8] によると、上空の静圧変動は我々の風洞の約 1/2 であることから、層流状態の HF 出力変動の大きさは風洞試験結果の約 1/2 となる可能性がある。一方、それ以外の領域でも空力加熱によって感度が低下し出力が下がることが推測される。温度感度と剪断応力に対する感度を正確に知るには、較正を行わなければわからないが、較正が非常に煩雑であることから、ここでは較正を行わない。温度感度は、最も小さくてゼロ、最も大きくて剪断応力感度と同程度とすると、乱流および遷移領域の出力変動も 1/2 程度まで小さくなる可能性がある。これらの影響を加味すると、飛行試験時の出力は、図 3 に示す上限と下限の範囲内に収まると推測される。

推測された出力を現状のノイズレベル

( $3.5-5.1mV_{rms}$ ) と比較すると、ノイズレベルは層流状態における出力の下限よりも高いが、乱流および遷移領域における出力よりも十分低いため、遷移位置の検出には問題ないと思われる。

##### (2) DP の AC 出力

DP に対しても HF と同様に  $M=2.0$  と  $M=1.2$  の実装センサー試験結果をあわせて比較した。そして層流領域の出力変動の大きさが、HF と同様に気流乱れの影響で上空では 1/2 程度に下がる可能性を加味した。DP の AC 出力  $p'$  も HF と同様に幅をもった範囲となることが推測される。

DP についても、現状のノイズレベル ( $40-55mV_{rms}$ ) は層流状態における出力の下限よりも高いが、乱流および遷移領域における出力よりも十分低いため、遷移位置の検出には問題ないと思われる。ただし DP については基準となる風洞試験結果が非常に少ないため、再試験を行い予測の確度と高めることが望まれる。

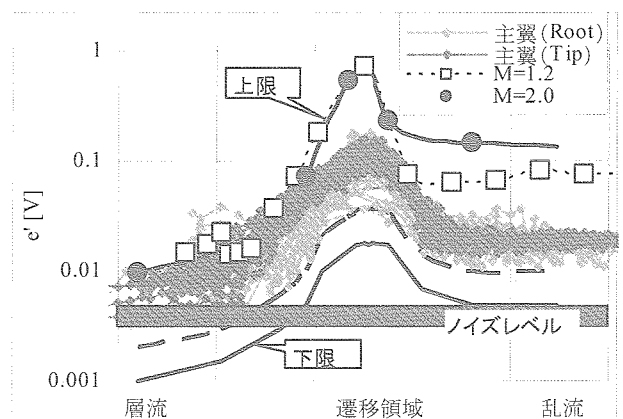


図 3. HF の AC 出力の推測

#### 5. まとめ

本報告ではロケット実験機の飛行試験において主翼および前胴境界層の遷移位置を検出するために、これまで行ってきた風洞試験結果および技術検討について報告した。

飛行試験における遷移計測に対する技術検討として、ノイズレベルの許容値を決定するために出力値の推測を行った。その結果現状のノイズレベルが保たれれば、遷移位置の検出は可能と思われる。

#### 参考文献

- [1] 坂田：ながれ 18(1999), pp.276-280.
- [2] 吉田：ながれ 18(1999), pp.287-290.
- [3] 岩宮, 高木, 松島：ながれ 18(1999), pp.291-294.
- [4] 徳川, 高木, 西沢, 杉浦：NAL-SP47(2000), pp.1-4.
- [5] H. Sugiura, K. Yoshida, N. Tokugawa, S. Takagi, A. Nishizawa, J. of Aircraft, 39(2002), pp.996-1002.
- [6] 徳川, 高木, 西沢：日本航空宇宙学会論文集, 50(2002), pp.380-384.
- [7] 高木：ながれ 18(1999), pp.298-301.
- [8] N. S. Dougherty, D. F. Fisher：AIAA paper 80-1054(1980).