

No. 12

## 小型超音速実験機の遷移計測（速報）

徳川直子, 吉田憲司, 上田良稲（宇宙航空研究開発機構）

Prompt Report of Transition Detection of  
Experimental Supersonic Transport “NEXST-1”Naoko TOKUGAWA, Kenji YOSHIDA, Yoshine UEDA  
Japan Aerospace Exploration Agency

The experimental validation of natural laminar flow wing designed with the original CFD-based inverse design method is carried out by the flight test of an unmanned and scaled supersonic experimental airplane. It is the first challenge to apply the natural laminar flow wing concept to a supersonic vehicle. The concept of natural laminar flow wing is validated by measuring the surface pressure and the transition location. In this paper, the transition characteristics detected by the hot-film sensors and dynamic pressure transducers are briefly introduced. To classify the transition location objectively, a quantity, called “transition level”, is newly introduced. The transition location detected experimentally is in good agreement with numerically predicted location, and the natural laminar flow effect is confirmed at the design condition.

Keywords : Boundary Layer, Transition Measurements, Supersonic Transport, Natural Laminar Flow, Flight Test

## 1 はじめに

2005年10月10日,宇宙航空研究開発機構(JAXA)は小型超音速実験機“NEXST-1”(図1)の飛行実験に成功した[1-5].本飛行実験は,次世代の超音速旅客機開発を睨みJAXAで推進してきた「次世代超音速機技術の研究開発(National EXperimental Supersonic Transport)」プロジェクト[6,7]の一環で,CFDを用いた最適空力設計技術の飛行実証による確立を主目的としている.次世代超音速輸送機には,ソニックブームおよび離着陸時の騒音の低減や空力特性の向上など様々な課題が課せられているが,その中で最大なのは燃料消費量の削減である.そこで本プロジェクトでは,機体の抵抗を低減するため,胴体にはエアリアルールを,翼に対してアロー型平面形およびワープ翼と,そして自然層流翼[7-9]の概念を適用した.この自然層流翼は,独自に開発したCFD逆問題設計技術[10]を用いて,横流れ不安定とTollmien-Schlichting不安定の両者の増幅を抑制するよう設計されている.超音速輸送機のうち亜音速前縁の主翼に自然層流翼を適用したのは世界初の試みである.

逆問題設計法については,実験機全機模型を用いた超音速風洞試験で検証されている[11,12],風洞には固有の気流変動があることとレイノルズ数が低いため,実機に適用される自然層流翼の設計技術を検証するには飛行実験を実施する必要がある.そこでJAXAでは,小型の無人実験機を用いた飛行実験を実施した.空気を明確に計測するため,実験機は無推力のクリーン形態をとり,地上から固体ロケットによって打ち上げられた.高度約19kmで分離した後滑空し,マッハ数2の条件で空力性能や表面圧力などの技術データを取得した.データを取

得する試験フェーズは $\alpha$ -sweep試験フェーズとRe数-sweep試験フェーズの2つに大きく分類される[1-5]. $\alpha$ -sweep試験フェーズは,全機揚力係数 $C_L$ が指定した6種類の値をとるように迎角を制御する試験フェーズであり,設計点である $C_L=0.10$ は4番目に含まれる.他方のRe数-sweep試験フェーズは $C_L=0.10$ を保ちながらRe数が $\alpha$ -sweep試験フェーズの約3倍となる低空を降下することによって,Re数の増加による効果を調べる試験フェーズである.



図1 小型超音速実験機“NEXST-1”

超音速実験機“NEXST-1”,およびその飛行実験の詳細については,他[1-5]に譲り,本論文では飛行実験の最重要目的の一つである自然層流翼の実験的な検証結果を速報として報告する[13-15].遷移計測には4種類のセンサ



一が搭載されたが、本報告ではその中のホットフィルム・センサーおよび非定常圧力トランスデューサーを用いた結果について報告する。

## 2 遷移計測システム

小型超音速実験機では、遷移点を確実に検出するため、ホットフィルム (HF)、非定常圧力トランスデューサー (DP)、熱電対、プレストン管の4種類の計測方法を併用した。これらのセンサーは、主として左翼および左舷前胴に、お互いに補完できるように配置した [13-17]。

HF センサーは DANTEC 製 55R45 の特注形状であり、本実験機用に開発された定温度型風速計で、フィルム温度が  $220^{\circ}\text{C}$  となるように駆動した。打ち上げ中の急激な温度変化で切れることが無いよう、最高高度で実験機とロケットが分離する際にブリッジ電源が入るように設計した。また定温度型風速計の過熱を防止するため、ブリッジ電源は投入後5分で自動的に停止させた。DP センサーは半導体ストレインゲージ型の Kulite 製 XB44-093 で、0.7BAR の差圧タイプであり、このセンサーを駆動するアンプも本機用に開発された。

HF および DP の出力は 100Hz 以下の DC 出力成分と 10Hz 以上 10kHz 以下の AC 出力成分に分離された。HF の AC ゲインおよび DP の DC ゲインは、飛行実験を模擬した風洞実験結果に基づき、2004 年7月にそれぞれ60倍および140倍に変更された。なお、DP の AC ゲインは100倍である [20]。DC および AC 出力は、信号処理器によって Pulse Code Modulation された後データレコーダに記録された。DC 出力については、テレメーターを用いて地上へ送信された。得られた時系列データから、まず飛行試験の各イベントにあわせて瞬間波形を切り出し波形の特徴を調べた。また FFT 解析を行い、スペクトラムを求めた。そして波形の変化を統計的に評価するために 0.4 秒ごとの平均値、RMS 値、skewness、最大値および最小値を求めた。

HF および DP の計測システムについては、設計当初ノイズレベルが大きいこと、また AC 出力にオフセットがのる、圧力アンプに内蔵された電源が脆弱であるなどの不具合が多く発生したが、飛行実験までには全て改良された [15,16]。例えば、ノイズレベルは次節で述べるように、層流状態を正しく捉えるには不十分であるが本飛行実験の目的である遷移位置を検出するには十分なほど低減された。また AC のオフセットは、モニターした結果、飛行実験中ほとんど変化せず、遷移計測には影響を及ぼさなかった。

## 3 飛行実験結果

### 3.1 ホットフィルム・センサー

遷移位置を明らかにするために、まず、HF の DC 出力平均  $E_{\text{MEAN}}$  および AC 出力変動  $e'_{\text{RMS}}$  の時間変化について調べた (図2)。代表的なものとして分離から  $\alpha$ -sweep 試験フェーズまでの  $X/C=0.25$ ,  $Y/S=0.31$  のセンサー出力を示す。同図には  $\alpha$ -sweep による実験機の飛行条件がわかるように、揚力係数  $C_L$  の変化もあわせてプロットした。

リフトオフからの時刻  $T_{\text{LO}} \approx 71.7$  秒における実験機と

ロケットの分離と同時にブリッジ電源が投入され、 $E_{\text{MEAN}}$  は急激に増加した。その後徐々に増加するが、 $\alpha$ -sweep 試験フェーズ ( $T_{\text{LO}} \approx 105.2 \sim 131.5$  秒) における迎角の変化に合わせステップ状に変化していた。まず  $\alpha$ -sweep 試験フェーズが開始し  $C_L = -0.01$  になる時刻  $T_{\text{LO}} = 105$  秒で  $E_{\text{MEAN}}$  は急激に増加した。次に、 $\alpha$ -sweep の第3ステップ ( $C_L = 0.07$ ) から  $C_L = 0.10$  の第4ステップに移る  $T_{\text{LO}} = 118$  秒で急激に減少し、 $\alpha$ -sweep 試験フェーズに入る以前とほぼ同じ値に静定した。第4ステップから  $C_L = 0.14$  の第5ステップに移る  $T_{\text{LO}} = 123$  秒から緩やかに増加を開始し、第5ステップでは揚力係数  $C_L$  が静定すると、若干オーバーシュートし、第6ステップ ( $C_L = 0.17$ ) では、第1から第3ステップとほぼ同じ値に静定した。HF の DC 出力平均は層流では低く乱流では高いことが知られており、従って、第4ステップでは境界層は層流、第1～第3ステップおよび第6ステップでは乱流であり、第5ステップでは層流と乱流の中間の遷移状態であると思われる。

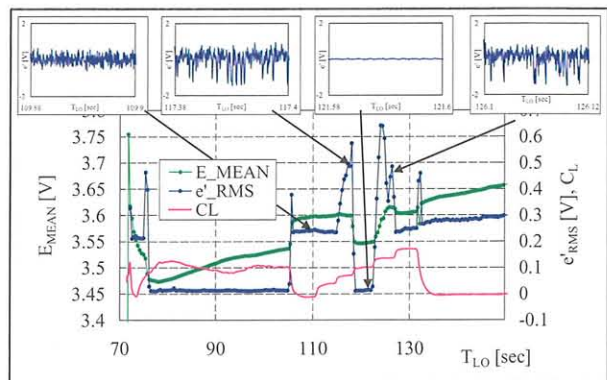


図2 HFのDC出力平均、AC出力変動および瞬間波形

次に、同図に示す AC 成分の出力変動  $e'_{\text{RMS}}$  の変化に着目する。その結果、DC 出力平均から層流と思われた  $\alpha$ -sweep の第4ステップに対応する  $T_{\text{LO}} = 119$  秒から  $T_{\text{LO}} = 122$  秒では出力変動は非常に小さい  $e'_{\text{RMS}} = 0.02\text{V}$  程度で安定しており、その前後の  $\alpha$ -sweep の第3ステップおよび  $\alpha$ -sweep の第5ステップで変動は非常に大きく、第1、第2および第6ステップではやや高い  $e'_{\text{RMS}} = 0.24\text{V}$  程度で安定していることがわかった。これらの変化は、風洞試験で観測された層流から乱流への変化によく一致しており [15]、第4ステップでは層流、第1、第2および第6ステップでは乱流、それらの中間である第3および第5ステップでは遷移状態にあると思われる。AC出力変動から推測される境界層の状態は、DC出力平均から推測される境界層の状態と定性的な傾向は一致した。しかし、各ステップの状態を厳密に比較すると、第3ステップでは不一致が見られた。すなわち DC出力平均からは乱流と思われるのに AC出力変動からは遷移状態であると推測された。

そこで、これまでに述べた DC 平均出力と AC 出力変動から推測される境界層の状態をさらに確認するために、瞬間波形およびスペクトラムを調べた (図2)。図から明らかのように、第1、第2および第6ステップ、また第



3および第5ステップの瞬間波形はそれぞれ非常によく似ていた。第1, 第2および第6ステップにおける瞬間波形は、ホワイトノイズ的であり、このような波形は境界層が乱流状態であることを示している。一方, 第3および第5ステップの瞬間波形には下向きスパイクが観測され, このような波形は, 境界層が乱流に近い遷移状態であることを示している[18,19]. そして第4ステップでは, 瞬間波形の振幅が非常に小さく, 境界層が層流状態であることを示している。結論として, 瞬間波形から理解される境界層の状態は, AC出力変動から推測される境界層の状態とよく一致することが確認された。

### 3.2 非定常圧力トランスデューサー

次に, 非定常圧力トランスデューサーのAC出力変動  $p'_{RMS}$  の変化について調べる。図3に前節で結果を示したHFセンサーのやや上流  $X/C=0.2$ ,  $Y/S=0.32$  に位置するDPセンサー出力を示す。図から明らかなように, 第4, 第5ステップで,  $p'_{RMS}=0.003\text{kPa}$  と非常に小さく層流状態であると思われる。それ以外の第1から第3および第6ステップでは  $p'_{RMS}=0.02\text{kPa}$  と大きい, 以下の理由で第2ステップおよび第3ステップで境界層は遷移状態, 第1および第6ステップでは乱流状態であると思われる。その理由は, 第2および第3ステップにおける出力変動は, 第1および第6ステップにおける値よりやや高く, また遷移のちょうど中間で観測される非常に大きなピークが第2ステップから第3ステップへ移る途中で観測されているからである。同様のピークは第5ステップから第6へ移る途中でも観測されている。

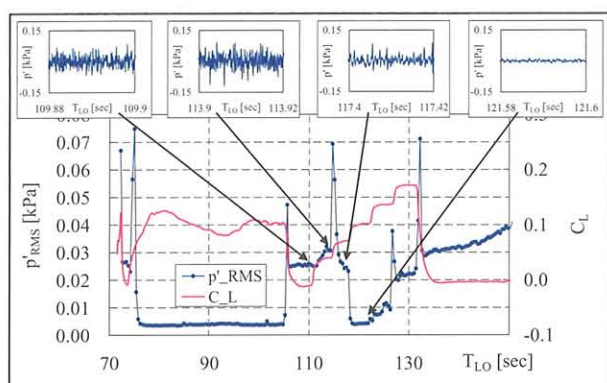


図3 DPのAC出力変動および瞬間波形

HFと同じように, AC出力変動から推測される境界層の状態を確認するために, 瞬間波形を調べた(図3)。図から明らかなように, 第1から第3および第6ステップと, 第4, 第5ステップの瞬間波形はそれぞれ定性的に似ていた。まず第4, 第5ステップの波形を比較すると, 第5ステップの方が, 振幅がやや大きかった。そのスペクトラムを比較すると振幅の違いはあるものの両者とも高周波成分が減衰しており, 層流状態と判断できることがわかった。次に第1から第3および第6ステップの瞬間波形を比較すると, 第2ステップの瞬間波形にはHFに比べて振幅が小さいが下向きスパイク信号が, 第3ステップには上向きスパイク信号が観測された。一方, 第1および第6ステップにはどちらのスパイク信号も観測され

なかった。従ってAC出力変動から推測した通り, 第2ステップおよび第3ステップで境界層は遷移状態, 第1および第6ステップでは乱流状態であると言えることが確認された。

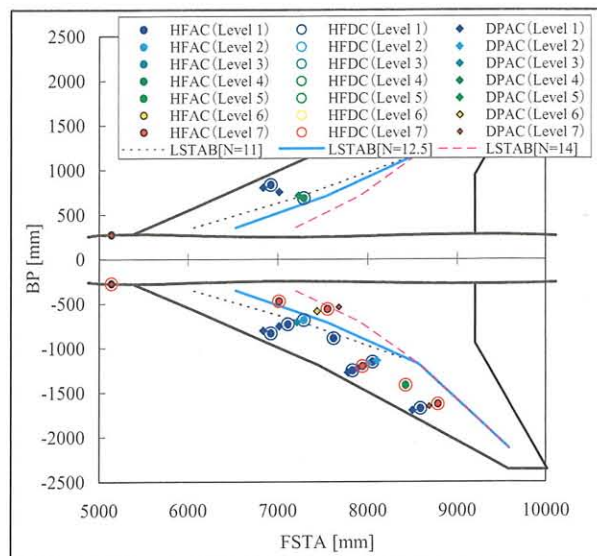


図4 遷移レベルと数値予測による等N値線

### 3.3 “遷移レベル”の導入と自然層流効果の検証

前2節から, HFおよびDPの出力から境界層の遷移状態が明らかにされた。同様の考察から, 境界層の遷移状態は, 流れ方向に定性的に整合していることがわかったが, これまでの議論は境界層の状態を層流, 乱流もしくは遷移状態という非常に大まかな区分に定性的に分類しただけに過ぎず, 本論文の目的である“遷移位置の検出”を定量的に行うことは出来ない。またセンサーの間隔が比較的広いことから, ある時刻において列をなす各センサーが, 層流から乱流までの遷移過程を捉えているとは限らない。そこで, “遷移レベル”という概念を新たに導入し, 境界層の遷移状態を客観的かつ定量的に決定することを試みた。遷移レベルの詳細な決定方法は他[13,14]に譲り, 本論文では結果のみを示す。図4では, 代表的な条件として設計点( $\alpha$ -sweep試験フェーズの第4ステップ)における各位置における遷移レベルを色で分類し, センサー位置にあわせて実験機の平面上にプロットした。遷移レベル1が最も層流, 7が最も乱流に対応するものである。その結果, 遷移レベルは流れ方向にほぼ整合していることがわかった。ただし, 幾つか不整合な点も見出された。例えばHFのDC出力平均から決定された遷移レベルとAC出力変動から決定された遷移レベルが大きくずれている箇所があった。その原因はDC出力平均から遷移レベルを決定するとき, 完全に層流あるいは乱流とした仮定が誤っていたためである。従ってAC出力変動から決定された遷移レベルを正と見なすことが可能である。また,  $Y/S=0.5$  近傍では  $X/C=0.25$  と  $X/C=0.35$  のHFではそれぞれ乱流および層流と判断された。下流に向かって再層流化することは考えにくく, またDPから判定された遷移レベルも1から2に変化する層流状態を示しているため, 乱流状態を示した  $X/C=0.25$ ,  $Y/$

$S=0.51$  の境界層は何らかの原因によって局所的に遷移されたものと考えの方が自然である。この局所的な境界層遷移の原因は今のところ不明である。

次に得られた遷移レベルを1から5の層流および遷移領域と、6と7の乱流領域の2段階に分類することを考える。これは遷移位置を、境界層が完全に乱流となる遷移の終了点で定義したものとほぼ同等である。この遷移位置は非設計点である他の条件に比べ大きく後退している[13-15]。そこで得られた遷移位置分布を3次元圧縮性層流境界層における線形安定論に基づく $e^N$ 法を用いた遷移予測コードLSTABを用いて予測された等 $N$ 値線と比較した[20-22]。予測に先立つ境界層分布の計算は、飛行実験で実測された圧力分布[23,24]に基づいている。その結果、実験で計測された遷移位置は、内翼に関しては $N=12.5$ の等 $N$ 値線とよく一致していた。外翼側の一致はあまり良くなくその原因は不明であるが、内翼における一致から、実験結果は数値予測と定性的に一致すると結論できる。従って、設計された翼形状において自然層流効果が確認されたものと考えられる。

#### 4 まとめ

小型超音速実験機の飛行実験により、自然層流翼の概念を検証する貴重な実験データを取得した。ホットフィルム・センサーおよび非定常圧力トランスデューサーを用いた遷移計測によって、層流から乱流へ至る遷移過程を示す信号が観測された。客観的に遷移位置を決定するためにある基準を設け、主翼上面に配置した各センサーの出力を処理した結果、各時刻においてそれぞれのセンサー位置の境界層がどのような遷移状態にあるかが判定され、各時刻における遷移位置分布が得られた。そして設計 $C_L=0.10$ では、非設計点での $C_L=0.04$ などに比べ、遷移位置が大きく後退する自然層流効果が確認された。

今後の課題として、まず、本論文で取り扱わなかった熱電対およびプレストン管によって検出される遷移位置との相関をとり、遷移位置の特定精度を向上させることが挙げられる。また遷移位置の特定精度を向上させるには、遷移レベルの不整合の問題を解決する必要がある。さらに遷移機構に関する情報を抽出し、今後は遷移の物理的な機構の確認を進める予定である。

#### 謝辞

本小型超音速実験機の飛行実験を成功させ、遷移データを取得するために三菱重工業、川崎重工業、共和電業、富士重工業殿の多大なご協力がありました。この場をお借りしまして厚く御礼申し上げます。またJAXA内部の郭主任研究員、柳良二センター長、横川譲研究員の多大なご支援を頂きました。ここに深く感謝の意を表します。

#### 引用文献

- [1] 平子敬一他, 第37期年会講演会論文集, 2006, pp.30-33.
- [2] 町田茂他, 第37期年会講演会論文集, 2006, pp.34-37.
- [3] 大貫武他, 第37期年会講演会論文集, 2006, pp.38-41.
- [4] 吉田憲司他, 第37期年会講演会論文集, 2006, pp.42-45.
- [5] Fujiwara, T., et al., ICAS 2006-6.2.1, on CD-ROM 2006.
- [6] Sakata, K., *AIAA Paper* 2002-0527, 2002.
- [7] Yoshida, K., and Makino, Y., ECCOMAS 2004, Jyvaskyla/Finland, July, 2004.
- [8] Yoshida K., held at the VKI, RTO Educational Notes 4, 15.1-16, 1998.
- [9] 生越博景, 第47回応用力学連合講演会, 1998, pp.341-342.
- [10] Jeong S., et. al., *AIAA* 98-0602, 1998.
- [11] Sugiura, H., et. al., *Journal of Aircraft*, Vol. 39, No. 6, pp. 996-1002, 2002.
- [12] Yoshida K., et. al., Y, *AIAA Paper* 2002-2842, 2002.
- [13] 徳川直子, 吉田憲司, 第37期年会講演会論文集, 2006, pp.171-174.
- [14] Tokugawa N., and Yoshida, K., *AIAA Paper* 2006-3165, 2006.
- [15] Tokugawa N., et. al., ICAS 2006-3.3.2, on CD-ROM 2006.
- [16] Tokugawa, N., et. al., JAXA-SP-04-002, 2005, pp.31-32.
- [17] 高木正平, 他, ながれ **18**(1999), pp.298-301.
- [18] Owen, F. K., et. al., *AIAA Journal*, Vol. 13, No. 3, pp. 266- 269, 1975.
- [19] Nishioka, M., et. al., "An experimental investigation of the stability of plane Poissuille flow," *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 72, No. 4, , pp. 731-751 1975.
- [20] Arnal D., AGARD Report, No. 793, 1993.
- [21] Yoshida, et. al., *AIAA Paper* 99-3655, 1999.
- [22] Ueda. Y., Ishikawa, H., and Yoshida, K., *Proceedings of ICAS 2004-2.8.2*, on CD-ROM, 2004.
- [23] Kwak, D.-Y., et. al., M., *AIAA Paper* 2006-3483, 2006.
- [24] 郭東潤他, 第37期年会講演会論文集, 2006, pp.175-178.