

# 小型超音速ロケット実験機の遷移判定

徳川 直子, 郭 東潤, 吉田 憲司 (宇宙航空研究開発機構)

## Transition Detection of Experimental Supersonic Transport “NEXST-1”

Naoko Tokugawa, Dong-Youn Kwak and Kenji Yoshida

Japan Aerospace Exploration Agency

The experimental validation of Natural Laminar Flow wing designed with our original CFD-based inverse design method is carried out by the flight test of an unmanned and scaled supersonic experimental airplane. To add the reliability to the validation of Natural Laminar Flow wing concept, the data analysis method and numerical prediction method is investigated and improved.

Key Words : Natural Laminar Flow, SST, Boundary Layers, Transition Measurement, Flight Testing

### 1. はじめに

宇宙航空研究開発機構では、最適空力設計技術を飛行実証によって確立することを目的として小型超音速実験機(NEXST-1)を設計・開発した[1]。その主眼は超音速飛行の抗力低減技術であり、中でも最も斬新な設計は摩擦抵抗を低減するために適用した自然層流翼の概念である。この自然層流翼の設計概念は、2005年10月に実施された飛行試験で主翼の境界層遷移を計測することによって実証されたと言える[2-5]。しかし、これまで報告してきた飛行実験直後のクイックな解析では、境界層が層流なのか乱流なのか判別が困難な場合や、4種類のセンサーから判断される境界層の状態が矛盾する場合などがあった。そこで、NEXST-1の自然層流効果実証の確度を増すことを目的に、飛行実験データの解析方法を検討した。本稿ではその主要な結果を報告する。

### 2. 飛行実験データ解析

NEXST-1およびその飛行実験の詳細は他文献を参照頂きたい[1]。NEXST-1の主翼および前胴の境界層遷移位置は、ホットフィルム(HF; 20点)、非定常圧力トランスデューサー(DP; 20点)、プレストン管(Pr; 10点)および熱電対(TC; 46点)を用いて計測された[2-5]。自然層流効果を検証するデータは、NEXST-1が高度約19kmで固体ロケットから分離した後、マッハ数 $M=2$ で滑空しながら、 $\alpha$ -sweepおよびRe-sweep試験と呼ばれる2つの試験フェーズで取得された。

ホットフィルムのDC出力 $E_{\text{MEAN}}$ 、AC出力 $e'_{\text{RMS}}$ 、およびDPのAC出力 $p'_{\text{RMS}}$ の変化から、遷移位置を客観的に決定するため、“遷移レベル”と称する新たな基準を導入することを試みた[2-5]。 $E_{\text{MEAN}}$ 、あるいは $e'_{\text{RMS}}$ 、 $p'_{\text{RMS}}$ の層流および乱流と思われる値を一次関数で近似し、それを基準として境界層の状態を1(層流)から7(乱流)の数値で遷移レベルを決定した。遷

移レベルは、遷移位置を捉えるのに概ね有効であったが、場合によっては不整合があった。それら不整合は、基準となる層流もしくは乱流の近似が不適切なことが主原因であることがわかった。層流もしくは乱流の近似直線は、 $E_{\text{MEAN}}$ もしくは $e'_{\text{RMS}}$ が迎角の変化に伴ってステップ関数的に変化することを利用して決定したが、その決定方法には任意性がある。そこで、 $E_{\text{MEAN}}$ の層流および乱流の近似直線を変更した結果、 $E_{\text{MEAN}}$ と $e'_{\text{RMS}}$ から判断されるレベルがよく一致した。これらの改善が正しいのかを見極め、より客観的に遷移位置を求めるため、参考として間欠率 $\gamma$ を算出した。間欠率 $\gamma$ はある信号の振幅が閾値を越えた場合を乱流( $\gamma=1$ )、越えない場合を層流( $\gamma=0$ )として算出されるが、その信号として、 $e^2$ 、 $de'/dT_{\text{Lo}}$ 、あるいは $de'^2/dT_{\text{Lo}}^2$ (但し全てLPFで高周波変動を遮断)をとる方法を比較したところ[6,7]、3者は定性的に一致した。また $\gamma=0$ と1をそれぞれ遷移レベル1と7に対応させた場合、間欠率と遷移レベルは多くのセンサーで定量的にも一致した。従って、遷移レベルで表される境界層の状態は妥当である。

非定常圧力トランスデューサーの出力 $p'_{\text{RMS}}$ については、特に、 $\alpha$ -sweep試験フェーズ後に観察された振幅の増大をどう解釈するのが課題であった。例えば図1に示す $p'_{\text{RMS}}$ は、 $T_{\text{Lo}} \approx 132 \text{sec}$ 以降、大きく増大しており、これに基づく遷移レベルは6で、前後に位置するHFの遷移レベル7と一致しなかった。センサー毎の出力をよく比較したところ、 $\alpha$ -sweep試験フェーズ後の $p'_{\text{RMS}}$ の挙動は、すべてのセンサーで静圧の変動に定性的に類似していた。そこで $p'_{\text{RMS}}$ を、主翼については右翼側の対称の位置で実測された局所的な表面静圧 $ps_{\text{local}}$ で、前胴では一様流静圧 $ps$ で無次元化した。図1から明らかなように、 $p'_{\text{RMS}}/ps_{\text{local}}$ は、 $\alpha$ -sweep試験フェーズ後、ほとんど変化がなく、こ

れに基づく遷移レベルは7と判断され、前後のHF出力から算出された遷移レベルとの整合性が改善された。また、層流および乱流の近似を見直した結果、 $T_{LO} \sim 118 \text{sec}$ で観測された不自然な遷移レベルの飛びが解消された。

プレストン管で計測される局所総圧を一樣流静圧で無次元化した $C_p$ は、 $E_{\text{MEAN}}$ と同様に变化しており、 $C_p$ が小さい場合は層流、大きい場合は乱流と推測できる。この推測を確認するために、センサー位置での境界層が層流、もしくは乱流と仮定したCFD解析を実施し、得られた境界層分布からそれぞれの状態における $C_p$ の値を推算した[5]。その結果、層流と推測される状態における $C_p$ の値は、CFDからの推算値とよく一致した。一方、乱流と推測される $C_p$ の値はCFDからの推算値より高い傾向にあった。これは、CFD解析から乱流状態の $C_p$ を推算する場合は全面乱流を仮定しているため、実際よりも境界層が厚いことが原因であり、計測された $C_p$ から推測される境界層の状態は正しいと考えられる。

熱電対で計測される表面温度 $T_{TC}$ は、空力加熱によって局所的に異なるため、その値から境界層の状態を判断することはできない。しかし層流と乱流では熱伝達特性が異なるために、時間的な温度変化の勾配 $dT_{TC}/dT_{LO}$ が変化することが風洞試験からわかっている。一方、TCは微弱な起電力を非常に大きなゲインで増幅しているため電氣的なノイズが乗っており、温度変化の勾配は不明確であった。そこで、① $dT_{TC}/dT_{LO}$ の算出、②1次関数の減算もしくは加算、③LPF処理を試みた。その結果、③が最適であることがわかった。遮断周波数は、主ノイズ成分周波数より $3.125 \text{Hz}$ に決定した。このデータ処理方法により、幾つかのセンサーについては境界層の状態が判別可能になった(図2)。

各センサー出力から判断される境界層の状態を、図3に示す。乱流状態(遷移レベル6以上)とそれ以外(層流状態と遷移状態)、あるいは判別不可能の3段階に大別して考えると、得られた遷移マップはこれまでの報告とほぼ一致した。但し、源泉データの解析方法は改善されており、境界層の状態に対する確度は増している。逆に、これまで報告してきたクイック的な判断の精度も悪くなかったと言える。

### 3. まとめ

小型超音速実験機(NEXST-1)の自然層流効果実証の確度を増すことを目的に、飛行実験データの解析方法を検討し、幾つかの改善を行った。その結果、幾つかの改善が見られ、結果として得られる遷移位置マップに対する確度が増した。しかし、依然として流れ方向の不整合や境界層の状態が判別できていない場合があった。これらを解決するとともに、

NEXST-1主翼の自然層流効果に対する物理的な理解を深めることが今後の課題である。

最後に小型超音速実験機の飛行実験成功と遷移計測および解析に多大なご協力とご支援を下さった三菱重工業、川崎重工業、共和電業、富士重工業殿、ならびに関係者各位に厚く御礼申し上げます。

### 参考文献

- [1] 大貫, 他: JAXA-RR-06-049, 2008. [2] 徳川, 他: JAXA-SP-06-013, 2007, pp.39-42. [3] N. Tokugawa, et. al.: *J. of Aircraft*, submitted. [4] N. Tokugawa & K. Yoshida: *AIAA Paper* 2006-3165, 2006. [5] D. -Y. Kwak, et. al.: *AIAA Paper* 2007-4173, 2007. [6] 西沢, 他: *NAL TR-1462*, 2003. [7] M. Matsubara, et. al.: *ASME Paper* 98-GT-248, 1998, pp.1-6.

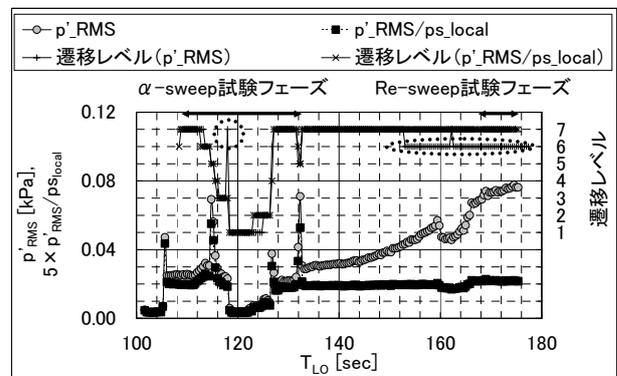


図1  $p'_{\text{RMS}}$ と $p'_{\text{RMS}}/p_{s_{\text{local}}}$  およびそれぞれに基づく遷移レベル( $X/C=0.20$ ,  $Y/S=0.32$ ).

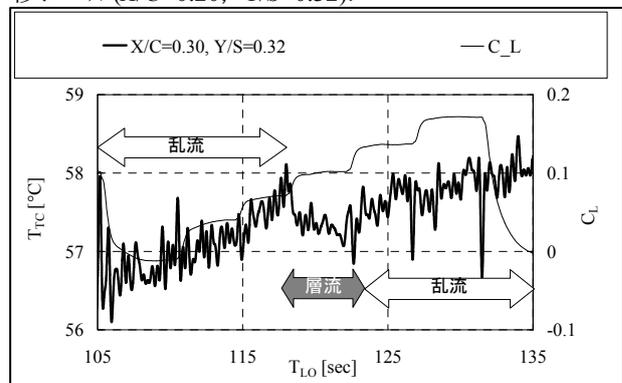


図2  $\alpha$ -sweep試験フェーズにおける $T_{TC}$ と $\alpha$ .

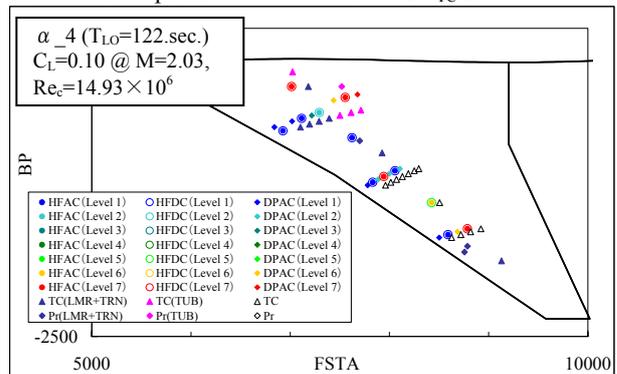


図3 遷移位置マップと等N値線分布[4].