

# 飛行実験における遷移解析

徳川 直子,, 郭 東潤,, 吉田 憲司(宇宙航空研究開発機構)

上田 良稲(東京ビジネスサービス株式会社)

石川 敬掲(三向ソフトウェア株式会社)

Transition Analysis for the Flight Test of Supersonic Experimental Airplane (NEXST-1)

Naoko Tokugawa, Dong-Youn Kwak and Kenji Yoshida (JAXA)

Yoshine Ueda (Tokyo Business Service Co., Ltd.)

Hiroaki Ishikawa (Sanko Soft Co. Ltd)

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

## Abstract

Transition location of an unmanned and scaled supersonic experimental airplane (NEXST-1) is measured by the flight test. The wing of NEXST-1 is designed with our original CFD-based inverse design method to apply the natural laminar flow concept. It is the first challenge to apply the natural laminar flow wing concept to a supersonic vehicle. The concept is tried to validate by measuring the surface pressure and the transition location. In this paper, the flight data analysis to detect transition location by four kinds of sensors and the results are summarized. Also the development of numerical transition prediction and its results are summarized. The transition location at the design condition, which is detected experimentally, delays in contrast with that at the off-design point. Therefore the natural laminar flow effect is confirmed.

## 1.. はじめに

次世代SSTの開発を睨み、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[1,2]。その主眼は超音速飛行の抗力低減技術であり、胴体にはエリアルール、主翼にはアロー型平面形、ワープ翼および自然層流翼の概念を適用した。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。この自然層流翼は、独自に開発したCFD逆問題設計技術[3]を用いて、横流れ不安定とTollmien - Schlichting不安定、両者の増幅を抑制するように設計された。超音速輸送機で亜音速前縁の主翼に自然層流翼の概念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、NEXST-1の全機模型および半裁模型を用いた超音速風洞実験で検証されているが[4]、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ことから、実機に適用された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った。そこで、2005年10月10日に飛行試験を実施し、主翼および前胴の境界層遷移を計測することによって、自然層流翼の設計概念を実証することを試みた。

著者らは、飛行実験直後から、境界層の遷移位置を検出することを目的とし、データ解析を実施してきたが、このクイックな飛行実験データ解析では、境界層が層流なのか乱流なのか判別が困難な場合や、4種類の遷移計測用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の課題があった[5-9]。また、遷移位置を数値に予測する技術についても、プロジェクト開始から様々な改良と検証を重ねて培っ

てきたが、予測と飛行実験結果が必ずしも一致しなかった[10]。そこで、自然層流翼概念の実証に対する確度を増すことを目的に、データ解析および数値遷移予測解析の方法を検討し、幾つかの改善を行ってきた[11]。本稿では、飛行実験データ解析および数値遷移予測手法の改善とその主要な結果を総括する。

## 2.. NEXST-1および飛行実験の概要

NEXST-1およびその飛行実験の詳細は文献1,2などを参照頂き、ここでは概要のみを述べる。NEXST-1は全長11.5m、全幅4.7mの小型機である。空力設計の実証を行うため無推力のクリーン形状をとり、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でロケットから分離した後、マッハ数 $M \approx 2$ で滑空しながら、-sweep試験フェーズおよびRe-sweep試験フェーズと呼ばれる2つの試験フェーズを経て、パラシュートとエアバッグを用いて着地した。-sweep試験フェーズでは、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、設計点である $C_L=0.10$ となるのは、4番目の迎角ステップ( $\alpha_4$ ; n番目の迎角ステップを $\alpha_n$ と表記)である。一方、Re-sweep試験フェーズは、揚力係数が設計点における値( $C_L=0.10$ )をとりながら降下するため、レイノルズ数が変化する試験フェーズ(フェーズ開始後ns目を $Re_n$ と表記)である。その変化は平均翼弦長に基づくレイノルズ数 $Re_c$ で $34.3 \times 10^6$ から $35.2 \times 10^6$ とあまり大きくないが、 $C_L$ が等しい $\alpha_4$ における $Re_c=14.9 \times 10^6$ に比べれば約3倍の差があるため、Re-sweep試験フェーズと $\alpha_4$ における諸量を比較すればレイノルズ数の増加による効果がわかる。

## 3.. 遷移計測システム

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[2,5-9,11,12] (図1)。これらのセンサーは主として左舷側に配置された。右舷側は, 機首先端付近にエアータシステムのピトー管があり, 下流の境界層が乱流に汚染される可能性があったためである。しかし実際に計測された右舷側の境界層の状態は, 左翼側とよく一致しており, 付着線汚染は無かったと考えられる。

### 3-1 ホットフィルム

HFは, 時間平均(DC)出力 $E$ (100Hz以下; 局所時間平均は $E_{\text{mean}}$ と表記)が壁面剪断応力に応じて変化するだけでなく, 時間変動(AC)出力 $e'$ (10Hz以上10kHz以下; 実効値は $e'_{\text{rms}}$ と表記)の高周波に対する応答性が優れているために遷移を検出する感度が最も高いと期待される。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(共和電業製; シグナル・コンディショナー#1と呼称)で, フィルム温度が220 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。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, テレメトリを用いて地上へ送信された。HFのAC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20倍から60倍に変更した[9]。

HFと, 次節で述べる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[13]。例えば, ノイズレベルは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。

### 3-2 非定常圧力トランスデューサー

DPもHFと同様に高周波応答に対する応答性に優れている。センサーは, 半導体ストレインゲージ型のKulite製XB44-093・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(共和電業製; シグナル・コンディショナー#2と呼称)も本機用に開発された。データ取得方法はHFと同一である。

DPのDCゲインも, HFと同様に飛行実験を模擬した風洞実験結果に基づき, 350倍から140倍に変更した。なお, DPのACゲインは100倍である[8]。

### 3-3 Preston 管

Prは, 層流と乱流で境界層速度プロファイルが異なることから, 表面に添って総圧を計測し遷移位置を検出する伝統的な手法で, 最も信頼性が高い。但し, 表面から突出し下流を乱すため, 表面にフラッシュマウントされる他の3種類のセンサーと異なり多数を配

置することはできず, 翼端や後縁側に配した。また周波数応答性が低い欠点がある。CFD解析によって決定された管の内外の短径は, それぞれ0.15mm および0.4mm で, 内長径は1.15mmである。圧力は圧力スキャナー(スキャニバルブ社製ZOC 33)で計測された。なお, 背圧は, 東京航空計器の絶対圧センサー(CAT-130-1)で計測された[7]。

### 3-4 熱電対

TCも伝統的な遷移計測手法である。TCで計測される表面温度 $T_{\text{TC}}$ の値は, 空力加熱によって局所的に異なるため, その絶対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, 時間変化の勾配 $dT_{\text{TC}}/dT_{\text{Lo}}$ が変化すると予測される。また, 表面温度のモニターとしても機能することが期待された。センサーは, 岡崎製作所製の同軸のKタイプで, 電氣的ノイズを軽減するために信号線には2重シールドを施した。しかし, 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ノイズを完全に除去することはできなかった。

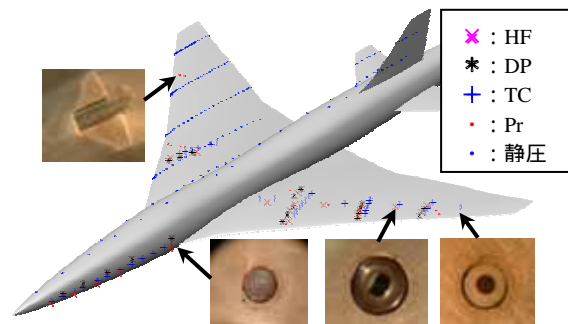


図1 遷移計測センサー。

## 4. 飛行実験データ解析および結果

### 4-1 ホットフィルム

遷移位置を明らかにするために, まず, 0.4sごとの平均値(mean), rms値, skewness, 最大値および最小値を求めた。一方, 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。

代表的な計測結果として,  $\alpha$ -sweep試験フェーズにおける翼弦位置 $X/C=0.25$ ( $C$ は局所的な翼弦長), 翼幅位置 $Y/S=0.31$ ( $S$ は半翼幅)の $E_{\text{mean}}$ および $e'_{\text{rms}}$ の時間変化を示す(図2)。同図には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。 $\alpha$ -sweep試験フェーズにおいて迎角の変化に合わせてステップ状に変化した。まず $\alpha$ -sweep試験フェーズが開始し $C_L=-0.01$ になるリフトオフからの時刻 $T_{\text{Lo}}=105\text{s}$ で $E_{\text{mean}}$ は急激に増加した。次に,  $\alpha_3$ ( $C_L=0.07$ )から $C_L=0.10$ の $\alpha_4$ に移る $T_{\text{Lo}}=118\text{s}$ 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。 $\alpha_4$ から $C_L=0.14$ の $\alpha_5$ に移る $T_{\text{Lo}}=123\text{s}$ から緩やかに増加を開始し,  $\alpha_5$ 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た後,  $\alpha_6$ ( $C_L=0.17$ )では,  $\alpha_1$ から $\alpha_3$ とほぼ同じ値に静定した。 $E_{\text{mean}}$ 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,

$\alpha_4$ では境界層は層流,  $\alpha_1 \sim \alpha_3$ および $\alpha_6$ では乱流であり,  $\alpha_5$ では層流と乱流の中間の遷移状態であると思われる. 遷移位置を客観的に決定するため,  $E_{\text{mean}}$ の変化を“遷移レベル”と称する新たな基準で整理することを試みた[5,6,9]. この遷移レベルは, 層流および乱流と思われる $E_{\text{mean}}$ を近似した一次関数を基準として決定し, 境界層の状態を1(層流)から7(乱流)の数値で表した.

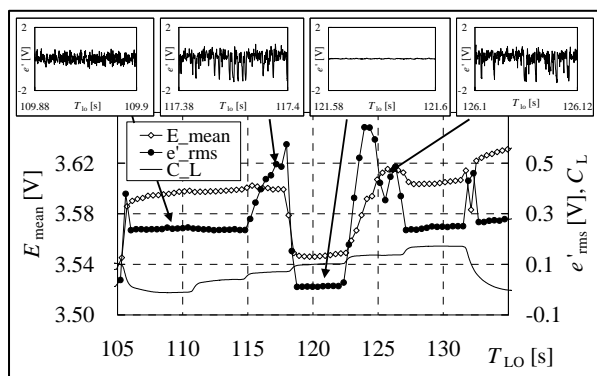


図2 HFのDC出力平均 $E_{\text{mean}}$ , AC出力変動 $e'_{\text{rms}}$ および瞬間波形( $X/C=0.25$ ,  $Y/S=0.31$ ).

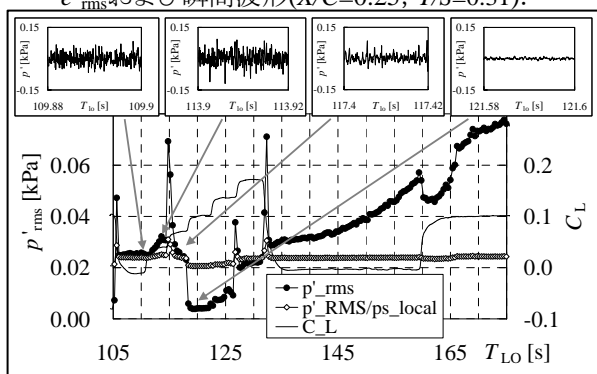


図3 DPのAC出力変動 $p'_{\text{rms}}$ および瞬間波形( $X/C=0.20$ ,  $Y/S=0.32$ ).

次に, 同図に示す $e'_{\text{rms}}$ の変化に着目する. その結果,  $E_{\text{mean}}$ から層流と思われた $\alpha$ -sweepの $\alpha_4$ に対応する $T_{\text{LO}}=119\text{s}$ から $T_{\text{LO}}=122\text{s}$ 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 $\alpha_3$ および $\alpha_5$ で変動は非常に大きく,  $\alpha_1$ ,  $\alpha_2$ および $\alpha_6$ 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, 風洞実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[9], 第4ステップでは層流,  $\alpha_1$ ,  $\alpha_2$ および $\alpha_6$ では乱流, それらの中間である $\alpha_3$ および $\alpha_5$ では遷移状態にあると思われる.  $e'_{\text{rms}}$ から推測される境界層の状態は,  $E_{\text{mean}}$ 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,  $\alpha_3$ では不一致が見られた. すなわち $E_{\text{mean}}$ からは乱流と思われるのに $e'_{\text{rms}}$ からは遷移状態であると推測された.  $e'_{\text{rms}}$ についても遷移レベルを算出したところ6となり,  $E_{\text{mean}}$ から決定された遷移レベル7と一致しなかった.

そこで, 次に瞬間波形(図2)およびスペクトラムを調

べた. 図から明らかなように,  $\alpha_1$ ,  $\alpha_2$ および $\alpha_6$ , また $\alpha_3$ および $\alpha_5$ の瞬間波形はそれぞれ非常によく似ていた.  $\alpha_1$ ,  $\alpha_2$ および $\alpha_6$ 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,  $\alpha_3$ および $\alpha_5$ の瞬間波形には下向きの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にあることを示している. そして $\alpha_4$ 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,  $e'_{\text{rms}}$ から推測される境界層の状態を正とすべきことがわかった.

このような遷移レベルの不一致は他のセンサーでも観測された. そして, この原因は, 多くの場合基準とした層流もしくは乱流の近似が不適切であったことがわかった. 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. 従って遷移レベルが物理的に正しくなるよう変更することは妥当と考える. そこで, 層流および乱流の近似直線を変更した結果, 多くの場合, 遷移レベルが整合した. 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に, 間欠率を算出した. 間欠率はある信号の振幅が閾値を越えた場合を乱流( $=1$ ), 越えない場合を層流( $=0$ )として算出されるが, その信号としては $e'^2$ ,  $d e' / d T_{\text{LO}}$ , あるいは $d^2 e' / d T_{\text{LO}}^2$ (但し全てLPFで高周波変動を遮断)をとる方法がある[14,15]. これら3つの方法は定性的に一致した. また $=0$ 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と言えることがわかった.

#### 4-2 非定常圧力トランスデューサー

次に, DPのAC出力変動 $p'_{\text{rms}}$ の変化について調べた. データ解析手順はHFと同様である.

図3に前節で結果を示したHFのやや上流 $X/C=0.20$ ,  $Y/S=0.32$ に位置するDPの $p'_{\text{rms}}$ を示す. 図から明らかなように,  $\alpha_4$ ,  $\alpha_5$ で,  $p'_{\text{rms}}=0.003\text{kPa}$ と非常に小さく層流状態であると思われる. それ以外の $\alpha_1 \sim \alpha_3$ および $\alpha_6$ では $p'_{\text{rms}}=0.02\text{kPa}$ と大きい, 以下の理由で $\alpha_2$ および $\alpha_3$ で境界層は遷移状態,  $\alpha_1$ および $\alpha_6$ では乱流状態であると思われる. その理由は,  $\alpha_2$ および $\alpha_3$ における出力変動は,  $\alpha_1$ および $\alpha_6$ 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 $\alpha_2$ から $\alpha_3$ 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 $\alpha_5$ から $\alpha_6$ へ移る途中でも観測されている.

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,  $\alpha_1 \sim \alpha_3$ および $\alpha_6$ と,  $\alpha_4$ ,  $\alpha_5$ の瞬間波形はそれぞれ定性的に似ていた. まず $\alpha_4$ ,  $\alpha_5$ の波形を比較すると $\alpha_5$ 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 $\alpha_1 \sim \alpha_3$ および $\alpha_6$ の瞬間波形を比較すると、 $\alpha_2$ の瞬間波形にはHFに比べて振幅が小さいが下向きのスパイク信号が、 $\alpha_3$ には上向きのスパイク信号が観測された。一方、 $\alpha_1$ および $\alpha_6$ 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、 $\alpha_2$ および $\alpha_3$ で境界層は遷移状態、 $\alpha_1$ および $\alpha_6$ では乱流状態であると言える。

迎角やレイノルズ数などの条件によって、境界層の遷移を捉えることができた。そこで、HFと同様に、境界層の状態を遷移レベルにより判断したが、推測される境界層の状態には、一部不整合や未解決な課題があった[8]。特に、-sweep試験フェーズ後は、 $p'_{rms}$ の振幅が大きく増大したが、この変化をどう解釈するのかが課題であった。図3に示す通り、 $T_{LO} \sim 132s$ 以降、 $p'_{rms}$ は大きく増大しており、これに基づく遷移レベルは6であるが、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、-sweep試験フェーズ後の $p'_{rms}$ 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ることがわかった。そこで、 $p'_{rms}$ を静圧 $p_s$ で無次元化することを試みた。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 $p_{s,local}$ で無次元化した。一方、前胴では、遷移計測用センサーと対称の位置に静圧孔がないため、一様流静圧 $p_s$ で無次元化した。その結果、無次元化した $p'_{rms}/p_{s,local}$ あるいは $p'_{rms}/p_s$ は、-sweep試験フェーズ後、ほとんど変化がなくなった。そして、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、 $T_{LO} \sim 118s$ で観測された、不自然な遷移レベルの飛びが解消された。他のセンサーについても、同様の改善を施した。

ところで、境界層の遷移位置は、気流中に含まれる乱れや供試体の表面粗度の影響を受け変化することが知られている[16,17]が、超音速境界層に対する気流乱れは頂角 $10^\circ$ の円錐表面で計測された静圧変動を動圧で無次元化した $C_{prms}$ が用いられることが多い[16]。本飛行実験では、形状は異なるが円錐を用いた場合と同等と見なし、主翼上で計測された静圧変動 $p'_{rms}$ から、 $C_{prms}$ を算出した。その結果、 $C_{prms}$ は $0.006 \sim 0.02\%$ と算出された。これは、AEDCで計測された値に比べて低かった。

#### 4-3 プレストン管

Prで計測された局所総圧は、表面圧力と同様に処理し、一様流静圧で無次元化した[7]。得られた $C_p$ は、HFの $E_{mean}$ 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(図4)。

図から明らかなように、 $X/C=0.50, Y/S=0.20$ では $C_p$ が大きく、 $X/C=0.24, Y/S=0.75$ では $C_p$ が小さかった。これは、センサー位置における境界層が、それぞれ乱流および層流であることを示している。両者は、迎角の増加に伴い $C_p$ は減少したが、これは主翼上面の静圧がの増加に伴い減少することと、境界層

の厚さ増加によりプレストン管圧が減少するためであると推測される。一方、 $X/C=0.37, Y/S=0.39$ では、 $\alpha_4$ の $C_p$ は他の迎角に比べ急激かつ大幅に $C_p$ が低減した。これは流れが乱流から層流へ変化したためである。それに対して $T_{LO}=123s$ 付近では急激な $C_p$ の増大が見られ、これは層流から乱流への変化に対応すると推測される。

これら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解析をそれぞれ実施し、得られた境界層分布から $C_p$ の値を推算した。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ることがわかっており、計測された $C_p$ から推測される状態は正しいと考えられる[7]。

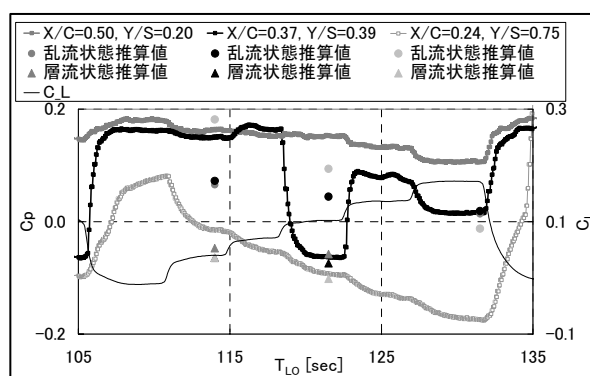


図4 Prで計測された無次元総圧 $C_p$ 。

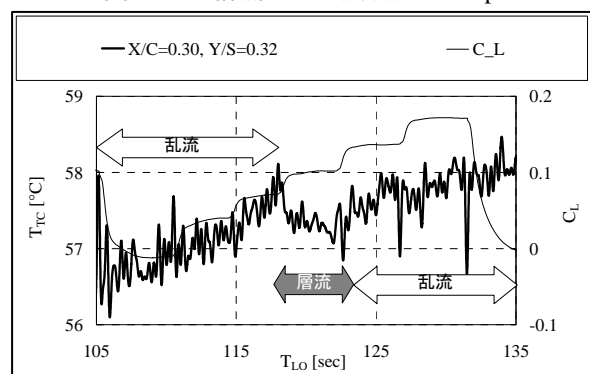


図5 TCで計測された表面温度 $T_{TC}$  ( $X/C=0.30, Y/S=0.32$ )。

#### 4-4 熱電対

前述の通り、飛行実験で計測された機体の表面温度 $T_{TC}$ には電気的なノイズがのっていた。そこで、温度勾配 $dT_{TC}/dT_{LO}$ の時間変化を明確にするため、 $dT_{TC}/dT_{LO}$ の算出、1次関数の減算もしくは加算、LPF処理を試みた。その結果、およびの手法では勾配の変化は明確化されずのLPF処理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 $3.125Hz$ に決定した。このデータ処理方法により、境界層の状態が判別可能になった。

図5に、上記LPF処理を施した $X/C=0.30$ 、 $Y/S=0.32$ における $T_{TC}$ の時間変化を示す。図から、温度変化の勾配が迎角に依存して変化していることが分かる。

$-4$ である $T_{LO}=120\text{sec}$ 近傍の勾配は負で、 $-sweep$ 直前の温度変化とよく一致していた。 $-sweep$ 直前では機体の迎角が設計点での迎角と概ね一致していた。一方、 $-sweep$ の設計点以外の部分では温度勾配が正で変化していた。これらの温度勾配の変化は流れの層流、乱流に依存していたことから、境界層の遷移を捉えたものと考えられる。しかし、幾つかのセンサーについては、依然として判別が困難であった。

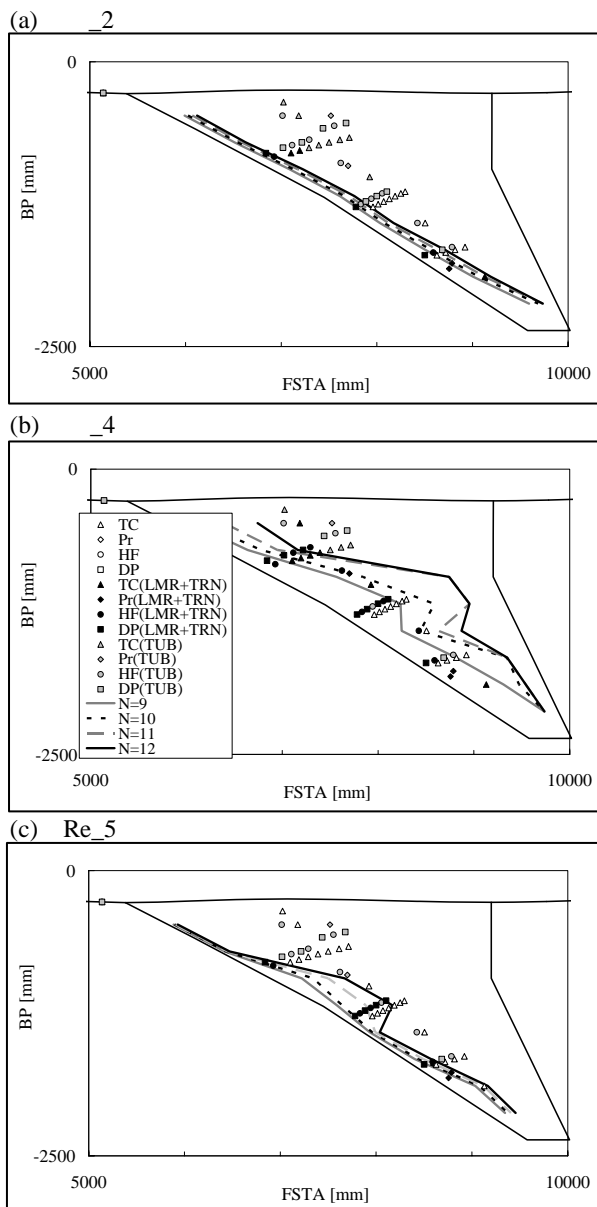


図6 遷移位置マップとconical flow近似に基づく等 $N$ 値線分布。

#### 4-5 境界層遷移位置

各センサー出力から判断される境界層の状態を、乱流状態とそれ以外(層流状態と遷移状態；遷移レベルが1~5)、あるいは判別不可能の3段階に大別した

(図6)。その結果、4種類のセンサー出力は流れ方向にほぼ整合していた。そして、設計点において層流領域が拡大しており自然層流効果が改めて確認できた。この遷移マップは、クイック的なデータ解析結果[5-9]に比べ源泉データの解析方法は改善によって境界層の状態に対する確度は増しているが、両者はほぼ一致していた。従って、クイック的な判断が妥当であったと言える。

次に判別された境界層の状態から、下記の方法で“遷移位置”を決定した。層流と乱流と近接する場合は、その中点とした。列を成す一連のセンサーが全て層流と判断される場合は遷移位置は最後端より100mm下流を、逆に一連のセンサーが全て乱流と判断される場合は遷移位置は最前端より100mm上流を遷移位置とみなした。センサーが近接していない領域では、上記の方法で決定された遷移位置を直線をつないだ。決定された遷移位置における翼弦長と一様流速に基づく遷移レイノルズ数 $Re_T$ を算出したところ、 $C_L=0.10$ の設計迎角( $\approx 2^\circ$ )で最大で $Re_T \approx 8 \times 10^6$ が得られた(図7)。ONERAのS2MA風洞で実施した全機遷移試験では、 $Y/S=0.3$ および0.7に設置したマルチHFセンサーによって $Re_T \approx 1 \times 10^6$ から $2 \times 10^6$ が得られている。またFHIの高速風洞で実施した半載模型遷移試験でも同様の結果が得られている(図7)[4]。従って、飛行実験では風洞実験結果に比べ、4倍程度の大きな遷移レイノルズ数が実現されたことがわかった。

#### 5. 遷移予測数値解析

NEXST-1の遷移位置を予測する数値解析手法の確立は、小型超音速実験機プロジェクトの目標の一つであった。著者らは、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を開発し、妥当性を各種要素風洞実験においても確認してきた。その結果、予測された等 $N$ 値分布は、実験から検出された遷移位置と外翼側で、定性的な傾向が一致せず、また遷移位置における $N$ 値も低い傾向にあった。またクイック的な飛行実験結果に対する解析でも同様の結果が得られた[10,18]。

著者らの遷移予測手法では、一般の $e^N$ 法に基づく遷移予測手法と同様に、まず表面静圧分布を求め、次に層流境界層分布を算出する。そして、その層流境界層の安定性を解析し、最後に攪乱の増幅率を積分する。上記予測手法の中で、の安定解析には、上述した安定解析コードLSTABを用いている。このコードは、線形安定論をベースに平行流近似を適用しており、物体表面や流線の曲率が大きくない場合には十分妥当である。また、の増幅率の積分には、外部流線方向にenvelope法を適用した。積分経路および積分方法には任意性があり、基礎的な研究課題であるが、設計を検証するツールとして用いるには、本仮定で問題ないと考え、そこで、不一致の原因は、と(主に)にあると考え、以下のような検討を行った。

とについては、以下の2種類の方法に大別できる。まず1つ目の方法(A)では、CFD解析、あるいは実験的に計測された表面静圧分布に基づき、層流境界層分布を算出する方法である。この場合、層流境界

層分布はKaupsとCebeciのconical flow近似を適用することにより算出した。2つ目の方法(B)ではCFD(NS)解析によって層流境界層分布まで算出してしまう方法である。AとBの方法で算出された境界層分布、攪乱の増幅特性や伝播方向、そして最終的に得られる等 $N$ 値分布を詳細に比較検討した。その結果、conical flow近似(A)とNS解析(B)では境界層分布が大きく異なることがわかった。そしてNS解析の方が、精度が高いと推測された[10]。しかし、本節では、これまでの報告と比較するため、conical flow近似によって得られた等 $N$ 値分布を図6にプロットする。これまでの報告[5-10]とは攪乱の伝播方向に対する仮定を改善し、計算する翼幅断面も増やす改善を施してある。その結果、等 $N$ 値線分布はこれまでと大きく異なり、 $\alpha_2$ では前縁近くに集中し、 $\alpha_4$ では等 $N$ 値線の翼幅方向変化が単調ではなくジグザグになった。このジグザグパターンの原因は、表面静圧分布や境界層分布のわずかな差によって、横流れ不安定の増幅特性が大きく変化するためであると推測される[10]。しかし依然として、内外翼で遷移位置における $N$ 値が異なり、内翼側の方が遷移位置における $N$ 値が高かった。内外翼において $N$ 値が異なる原因は不明であるが、内翼の方が表面粗度が小さい可能性がある。前述の通り、表面粗度が小さいと境界層の遷移位置は後退すると考えられる[17]。NEXST-1の表面は、遷移計測用の風洞模型の様に表面粗さが $0.3 \mu\text{m}_{\text{rms}}$ 以下となることを目標に研磨した。ファスナーやパネルの継ぎ目は、遷移を計測する領域では接着剤で、それ以外はシーラントで埋めた上で、表面を平滑化し段差をなくした。また、表面はバブルラップ等で保護し、露出は出来るだけ避けた。実際の粗さは、飛行試験直前および直後に、機体表面に速乾性の樹脂(レジン)を塗布、固化させて得たサンプルピースを合計117箇所採取し、そのサンプルピースの裏面に転写された粗度をレーザー変位計を用いて実測した。その結果、中心線平均粗さ( $Ra$ )は傷のない素材面で $2 \mu\text{m}_{\text{rms}}$ 以下で、このうち $Ra < 0.5 \mu\text{m}_{\text{rms}}$ であったのは $Y/S < 0.5$ の内翼側に多く、逆に $Ra > 2 \mu\text{m}_{\text{rms}}$ となる傷は外翼側に多かった(図8)。しかし、表面粗度によって $N$ 値が内外翼で不一致となるのかは未確認である。

## 6. まとめ

小型超音速実験機(NEXST-1)の自然層流効果を実証することを目的に、飛行実験により得られた貴重な実験データを解析した。4種類の遷移センサーによって、遷移過程を示す信号が観測された。遷移位置を客観的な基準で決定することができた。そして設計点( $\alpha_4; C_L=0.10$ )では、非設計点に比べ、遷移位置が大きく後退する自然層流効果が確認された。ただし、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も残された。一方、検出された遷移位置に基づく遷移レイノルズ数は、風洞試験に比べ約4倍と高かった。一方、圧縮性境界層の遷移位置を数値的に予測する技術が確立したが、数値的に予測された等 $N$ 値線と、遷移位置が内外翼で一致しない傾向にあった。これら残された問題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必要がある。また、今後は自然層流概念

を実機(大型SST)へ拡張する設計技術の確立や、自然層流翼が実機で実現された場合の表面粗度に対する検討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、大手技研、富士重工業殿、ならびにJAXA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] 郭, 他, JAXA-RR-06-041, 2008.
- [3] S. Jeong et. al., AIAA Paper 98-0602, 1998.
- [4] H. Sugiura, et al., J. Aircraft **39**, 2002, pp.996-1002.
- [5] N. Tokugawa, et. al., J. of Aircraft, submitted.
- [6] N. Tokugawa & K. Yoshida, AIAA Paper 2006-3165, 2006.
- [7] D.-Y. Kwak, et. al., AIAA Paper 2007-4173, 2007.
- [8] 徳川, 吉田, JAXA-RR-07-036, 2008.
- [9] 徳川, 吉田, JAXA-RR-07-037, 2008.
- [10] 上田, 他, 第44回飛行機シンポジウム講演集, 3A6 on CD-ROM, 2006.
- [11] 徳川, 他, 日本航空宇宙学会第39期年会講演会講演集, 2A11, 2008.
- [12] N. Tokugawa, et. al., Proceedings of ICAS, 2006-3.3.2, [CD-ROM], 2006.
- [13] 堀之内茂, 他, JAXA-RR-05-044, 2006.
- [14] 西沢, 他, NAL TR-1462, 2003.
- [15] M. Matsubara, et. al., ASME Paper 98-GT-248, 1998, p.1.
- [16] N. S. Dougherty & D. F. Fisher, AIAA Paper 80-0154, 1980.
- [17] J. D. Crouch, AIAA J., **38**, 2000, p.211.
- [18] R. D. Joslin, Ann. Rev. of Fluid Mech., **30**, 1998, p. 1.

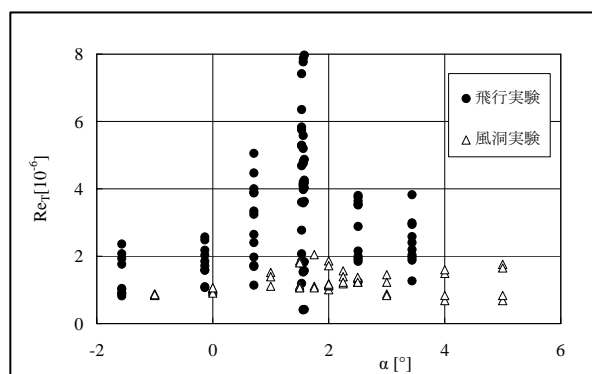


図7 遷移レイノルズ数 $Re_T$ .

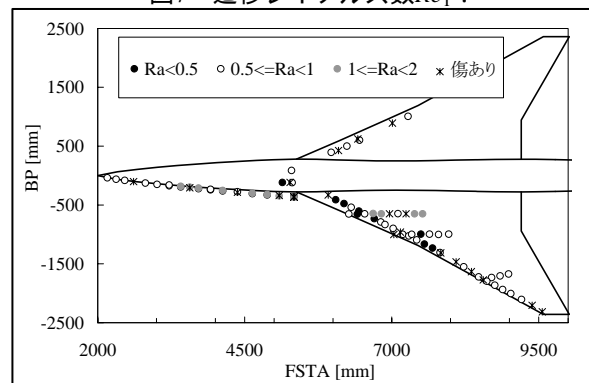


図8 飛行実験前に計測した表面粗度 $Ra$ の分布。



# 飛行実験における遷移解析

## Transition Analysis for the Flight Test of Supersonic Experimental Airplane (NEXST-1)

徳川直子<sup>\*</sup>, 郭 東潤<sup>\*</sup>, 吉田憲司<sup>\*</sup>, 上田良稻<sup>†</sup>, 石川敬掲<sup>‡</sup>

<sup>\*</sup>宇宙航空研究開発機構

<sup>†</sup>東京ビジネスサービス株式会社

<sup>‡</sup>三向ソフトウェア株式会社

N. Tokugawa<sup>\*</sup>, D.-Y. Kwak<sup>\*</sup>, K. Yoshida<sup>\*</sup>, Y. Ueda<sup>†</sup>, H. Ishikawa<sup>‡</sup>

<sup>\*</sup>JAXA

<sup>†</sup>Tokyo Business Service Co., Ltd.

<sup>‡</sup>Sanko Soft Co. Ltd



### 飛行実験結果報告内容



#### 3. (3) ロケット実験機の空力に関する飛行実験データ解析結果

飛行実験結果を評価するために必要なデータ解析、評価、設計の妥当性検証

#### 検証総括



##### ① 飛行実験による空力設計コンセプトの検証

空力設計に対する飛行実験による設計  
コンセプトや設計手法の妥当性検証

#### 詳細内容



##### ② 飛行実験における力および圧力特性解析

飛行実験データの詳細解析および成果

##### ③ 飛行実験におけるCFD解析

高精度CFD解析および成果

##### ④ 飛行実験における遷移解析

飛行実験の境界層遷移データ詳細解析  
および遷移予測技術の成果



## 目的



### ● 主翼に適用された**自然層流翼の概念を検証**する

#### ■ **飛行実験**で遷移位置を検出する

- 遷移計測システムを構築する
- 客観的に遷移位置を検出するデータ処理手法を開発する
- データ処理法を高精度化し、検出の確度を向上させる

飛行実験における出力が不明であった

飛行実験のように限られた条件下で、また客観的に遷移位置を検出するデータ解析法は確立されていなかった

#### ■ **数值的**に遷移位置を予測する

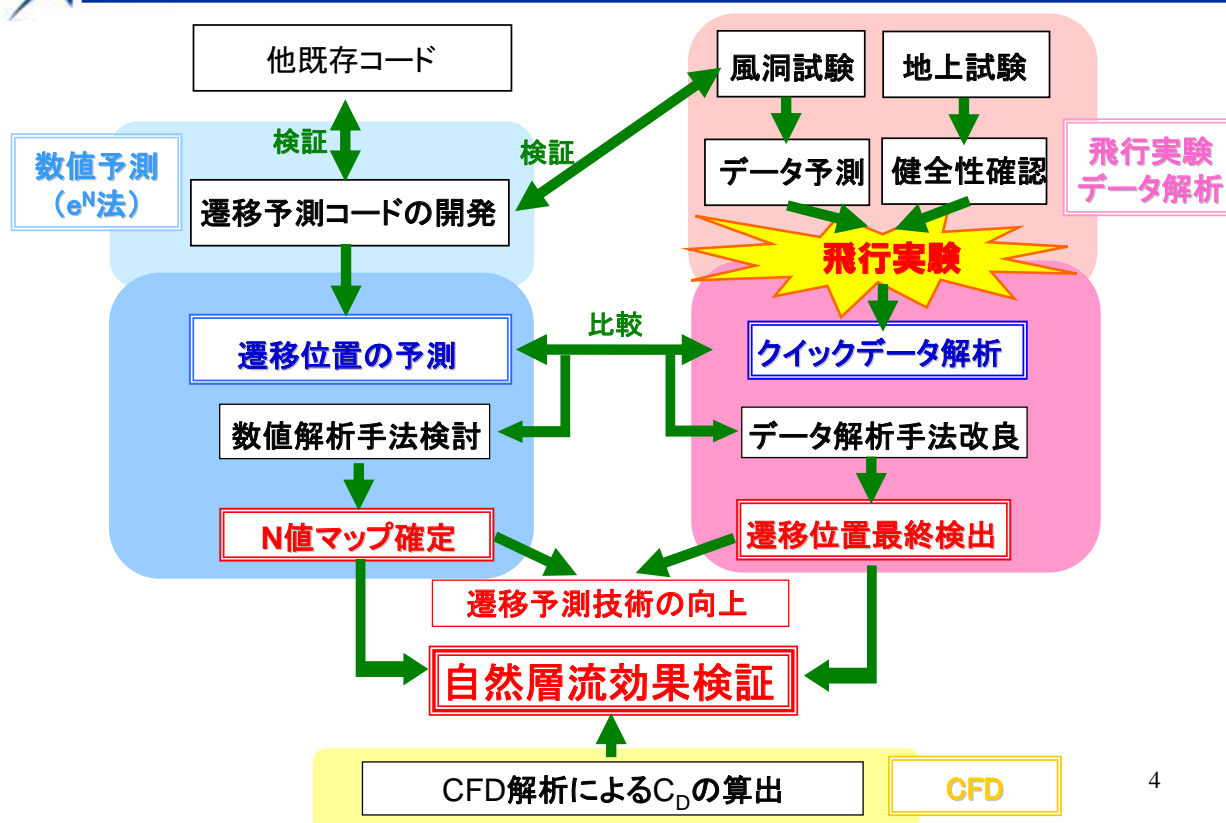
- 超音速三次元境界層の遷移予測システムを構築する
- 構築された予測システムの検証を行う
- 自然層流効果を検証する

超音速三次元境界層の遷移予測システムはなかった

3



## アプローチ



4





## 目次



- 飛行実験データ解析
  - 計測システム
  - 計測結果およびデータ解析結果
    - HF: ホットフィルム
    - DP: 非定常圧力トランスデューサー
    - Pr: プレストン管
    - TC: 熱電対
  - 遷移位置の検出
- 数値遷移予測解析
  - 遷移予測解析システム
  - 予測結果
- 考察
  - 自然層流翼設計の検証
  - 遷移予測技術の向上につながる知見
- 得られた成果・知見と残された課題

5

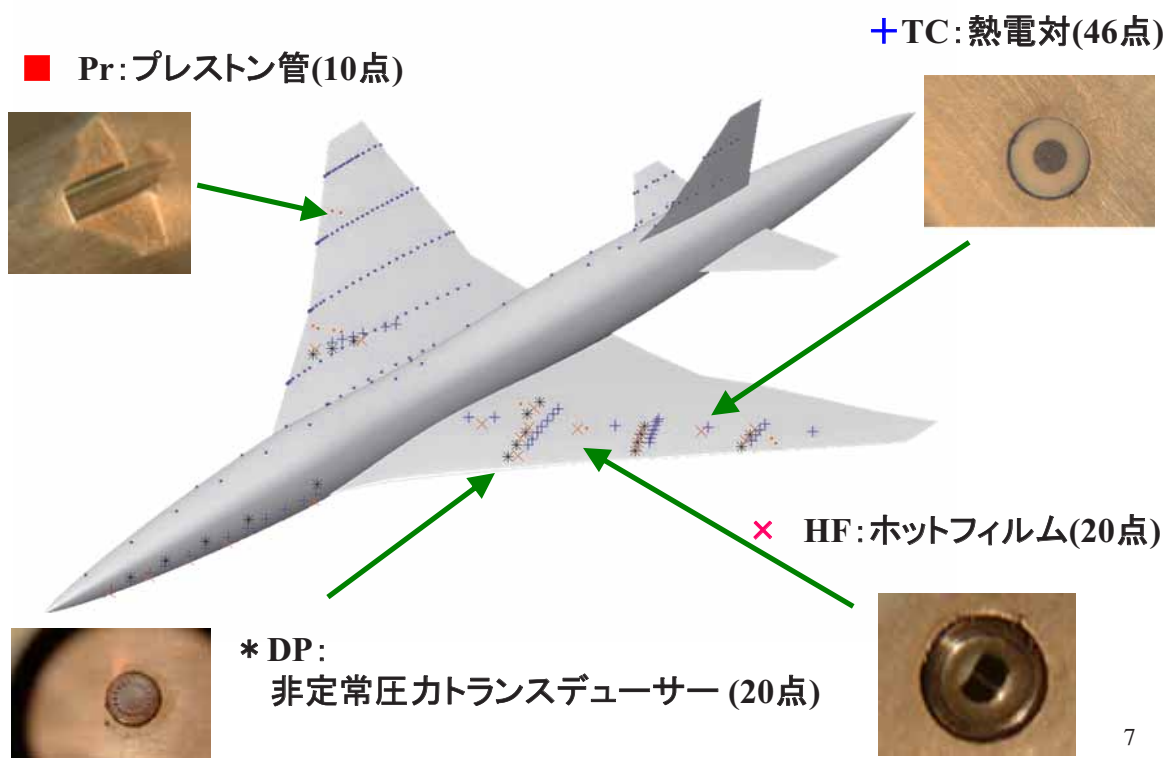


## 飛行実験データ解析





## 遷移計測センサー



7



## 遷移センサーの特徴



	長所	短所
<b>HF</b> ホットフィルム	<b>高周波応答性が高い</b> <b>情報量が豊富</b> (AC,DCともに遷移に高感度)	物理的脆弱性 電流消費量大 S/N比要求が高い
<b>DP</b> 非定常圧力 トランスデューサー	<b>高周波応答性が高い</b>	S/N比要求が高い
<b>Pr</b> プレストン管	<b>信頼性が高い</b>	下流を汚染
<b>TC</b> 熱電対	表面温度計測が可能	<b>GAINが高い</b> (S/N比要求が高い)

飛行実験後の所見は設計時の予測とほぼ一致

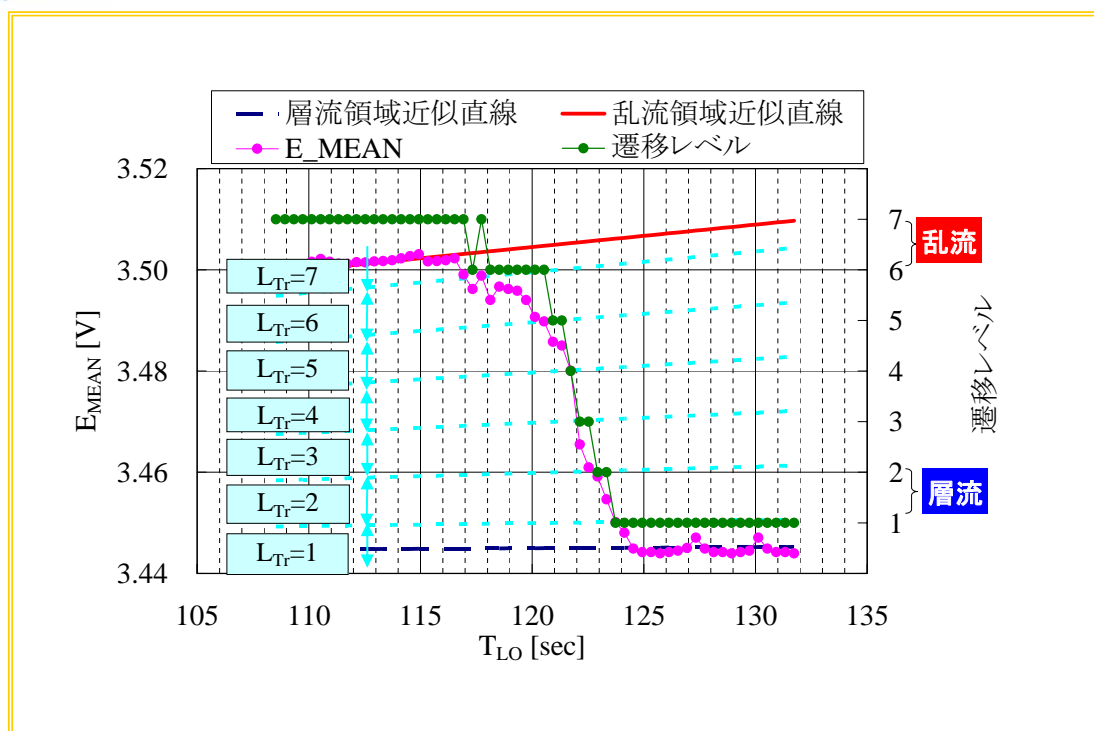
8







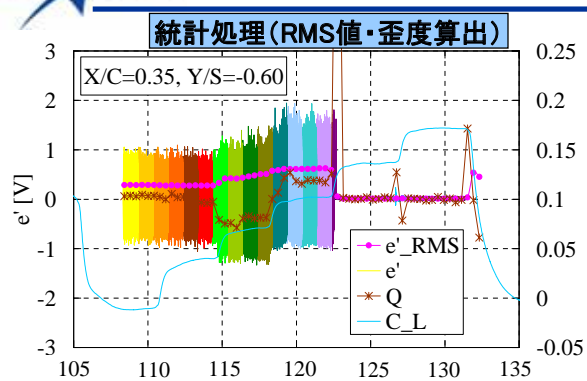
## HF-DCのデータ解析-2



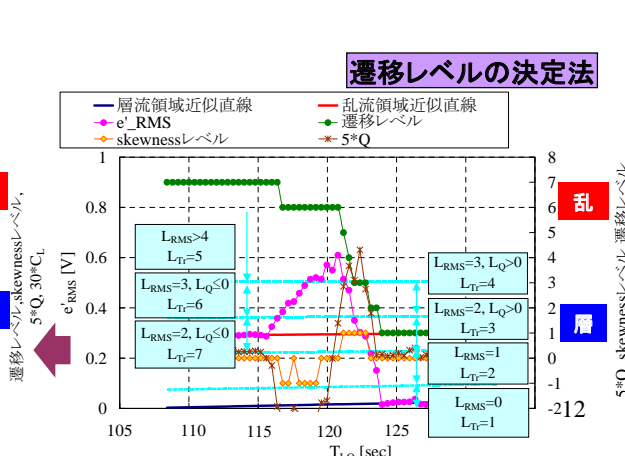
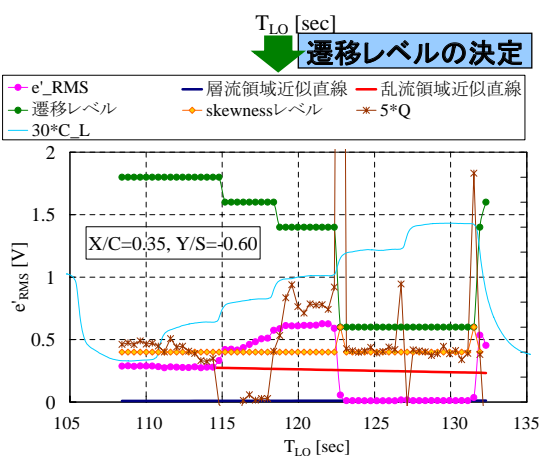
11



## HF-ACのデータ解析-1

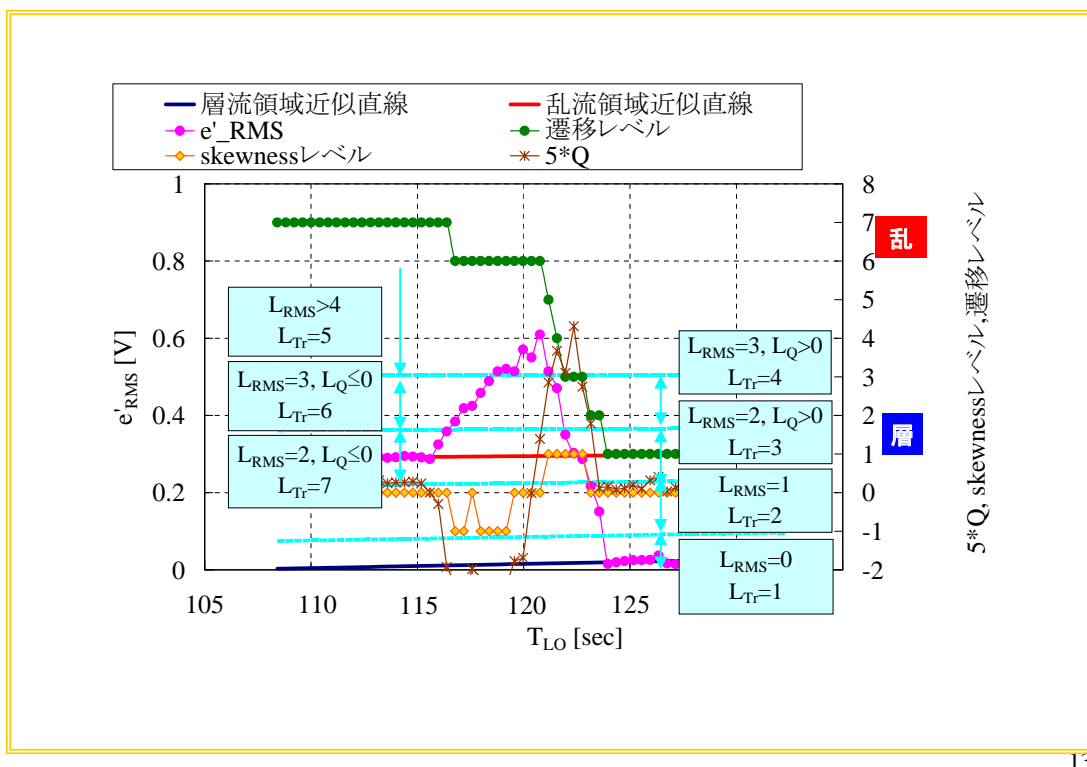


新規に提案した“遷移レベル”によって客観的に遷移位置を検出(遷移判定)





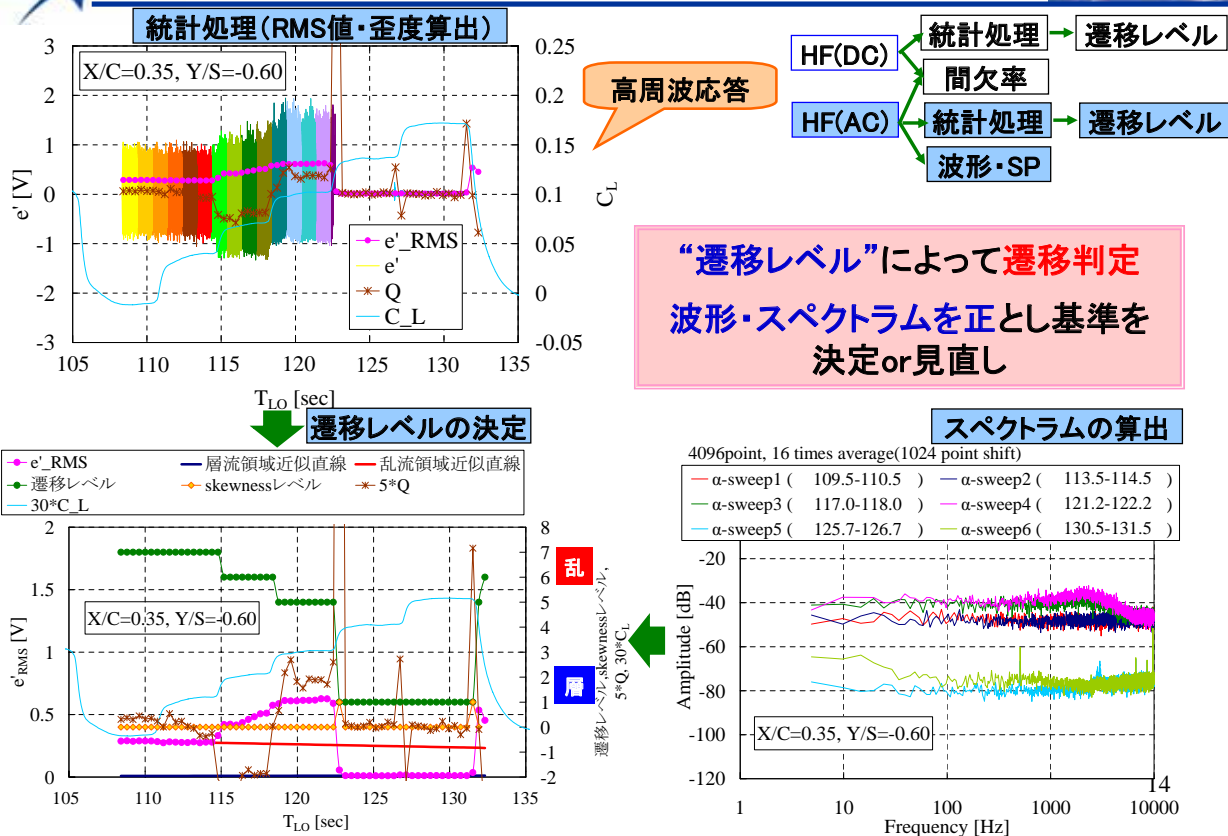
## HF-ACのデータ解析-2



13



## HF-ACのデータ解析-3

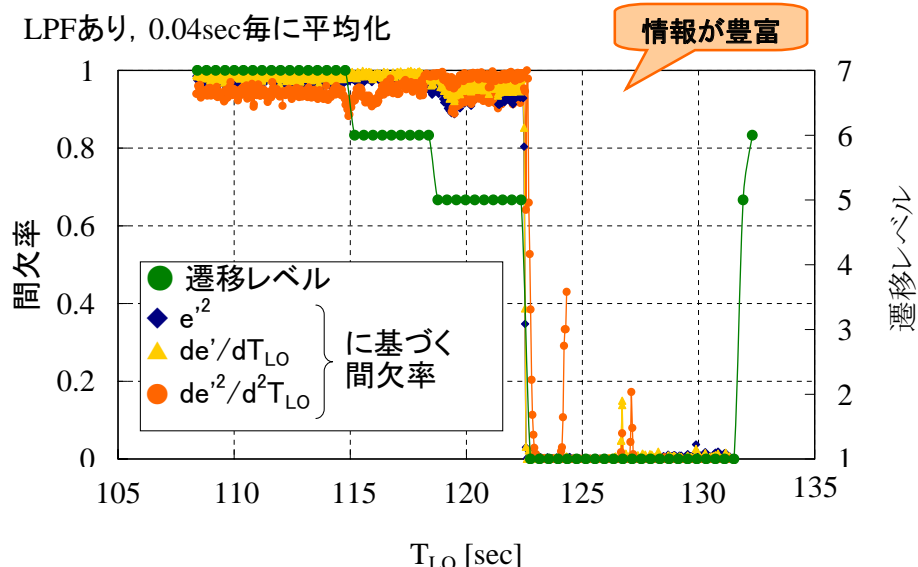
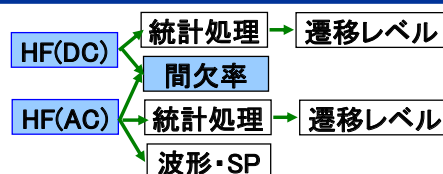




## HF: 遷移判定の確度向上



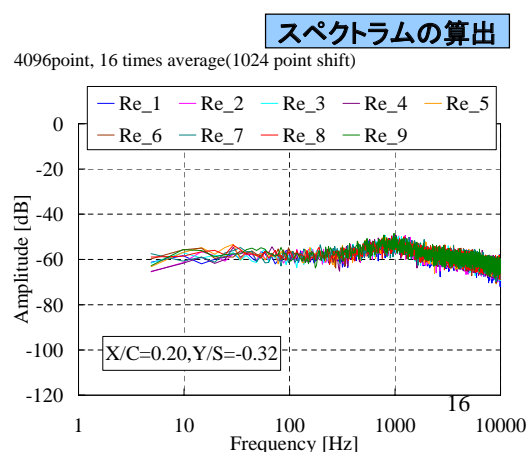
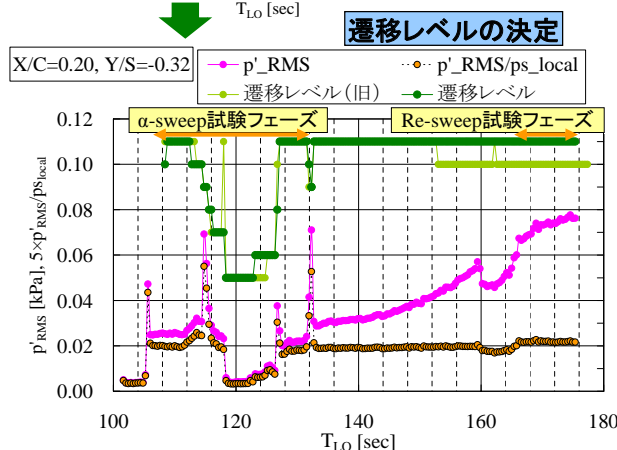
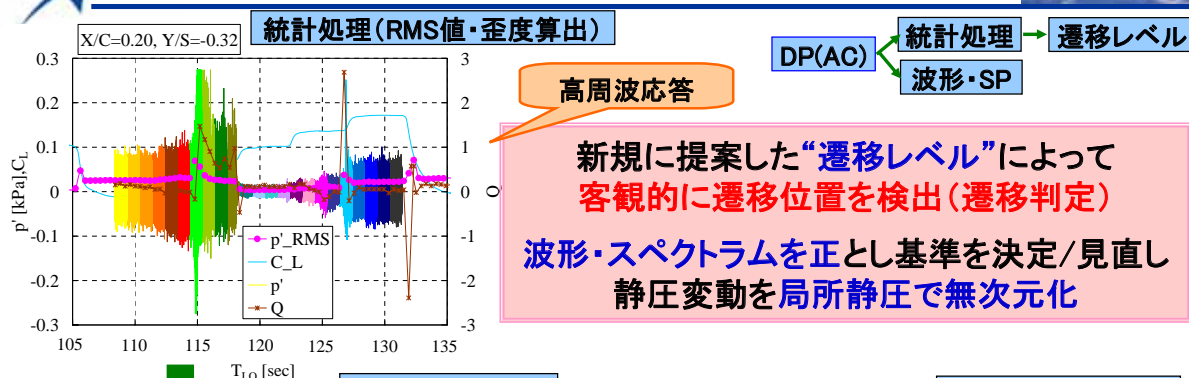
客観的に遷移位置を検出(遷移判定)  
の確度を向上させるため間欠率を算出  
“遷移レベル”とほぼ一致



15



## DP-ACのデータ解析





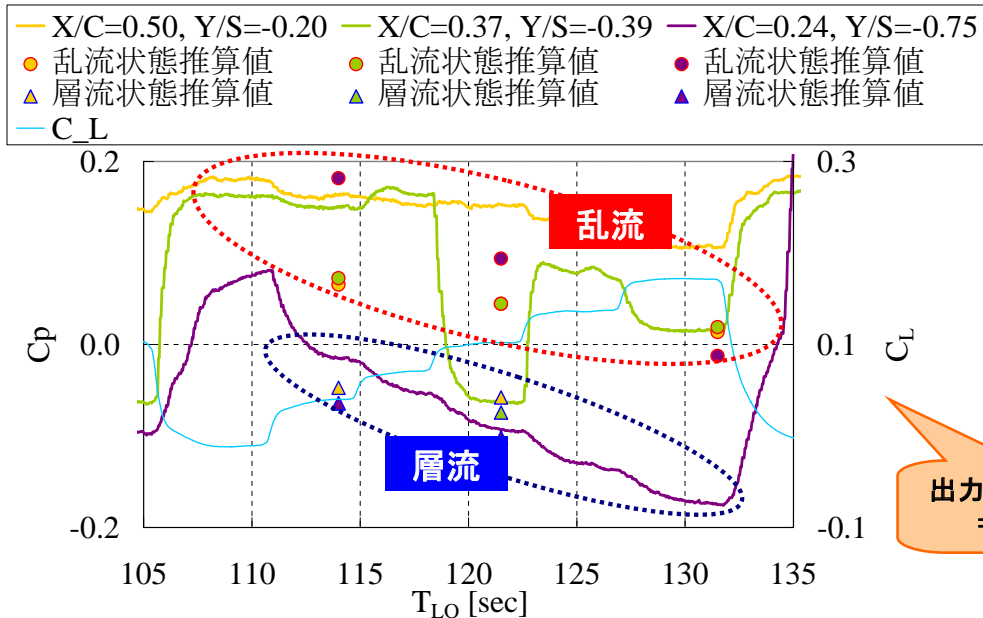
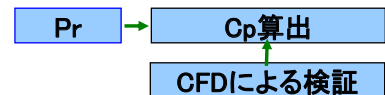


## Prのデータ解析

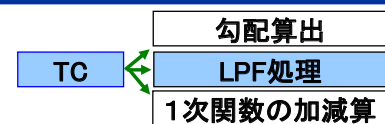
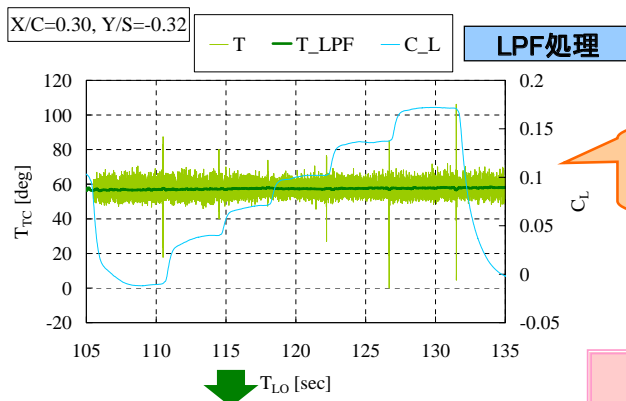


CFD解析により出力を推測

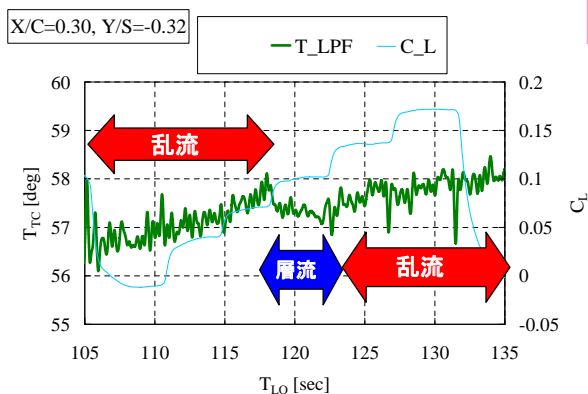
遷移位置検出(遷移判定)の確度が向上



## TCのデータ解析

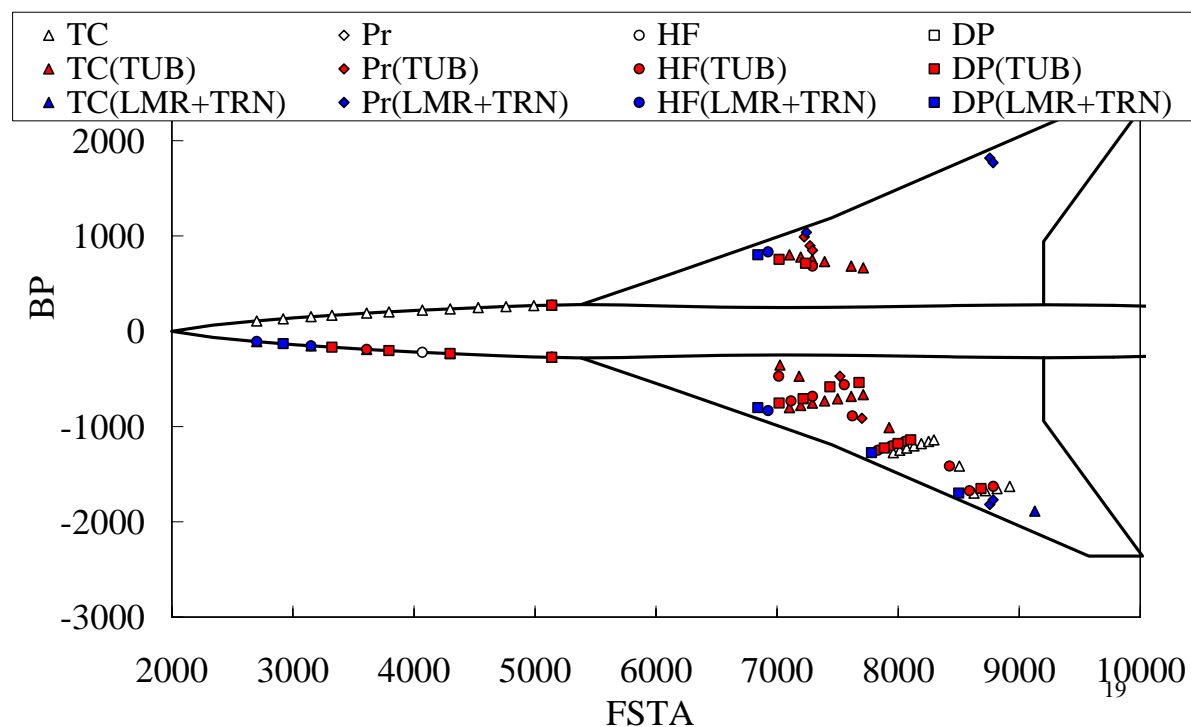


LPF処理により  
遷移位置の検出(遷移判定)が可能に

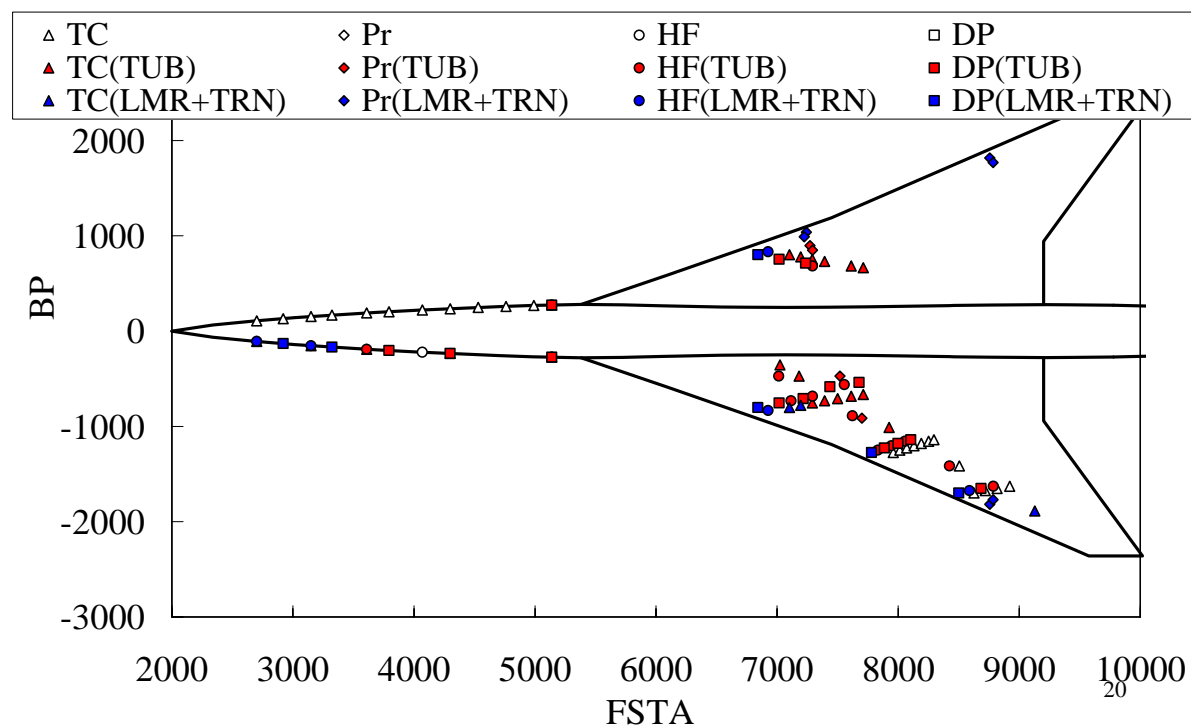




## 遷移マップ( $\alpha_1$ )

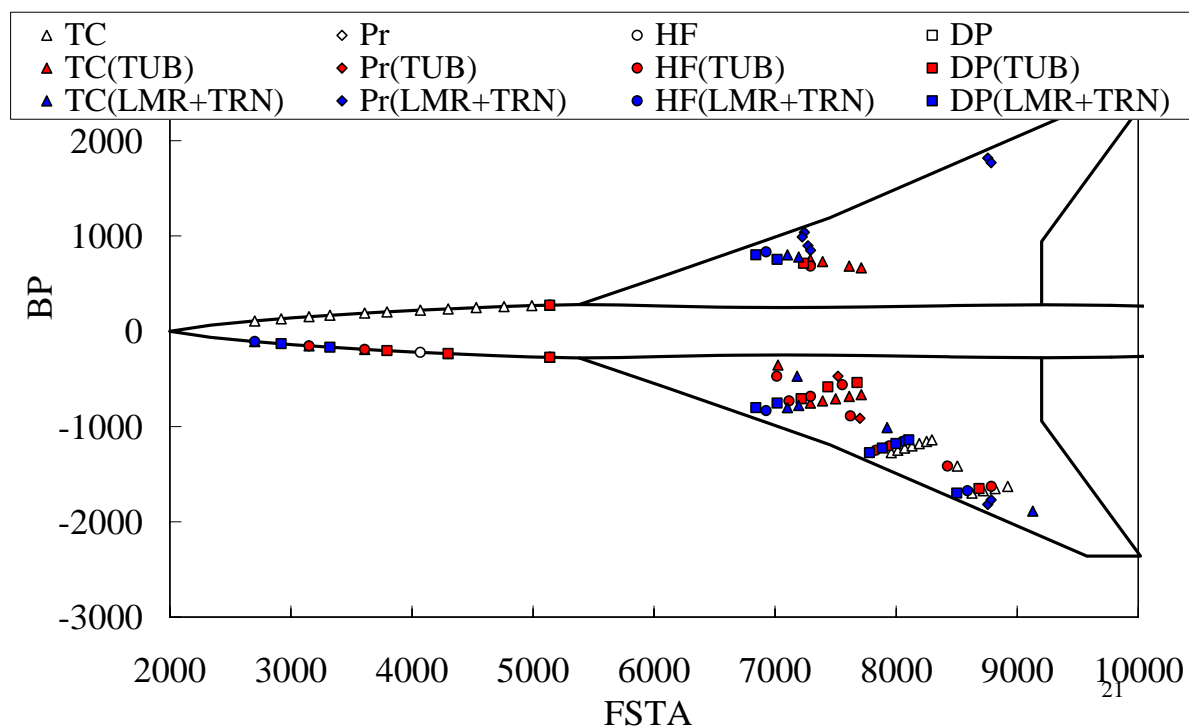


## 遷移マップ( $\alpha_2$ )





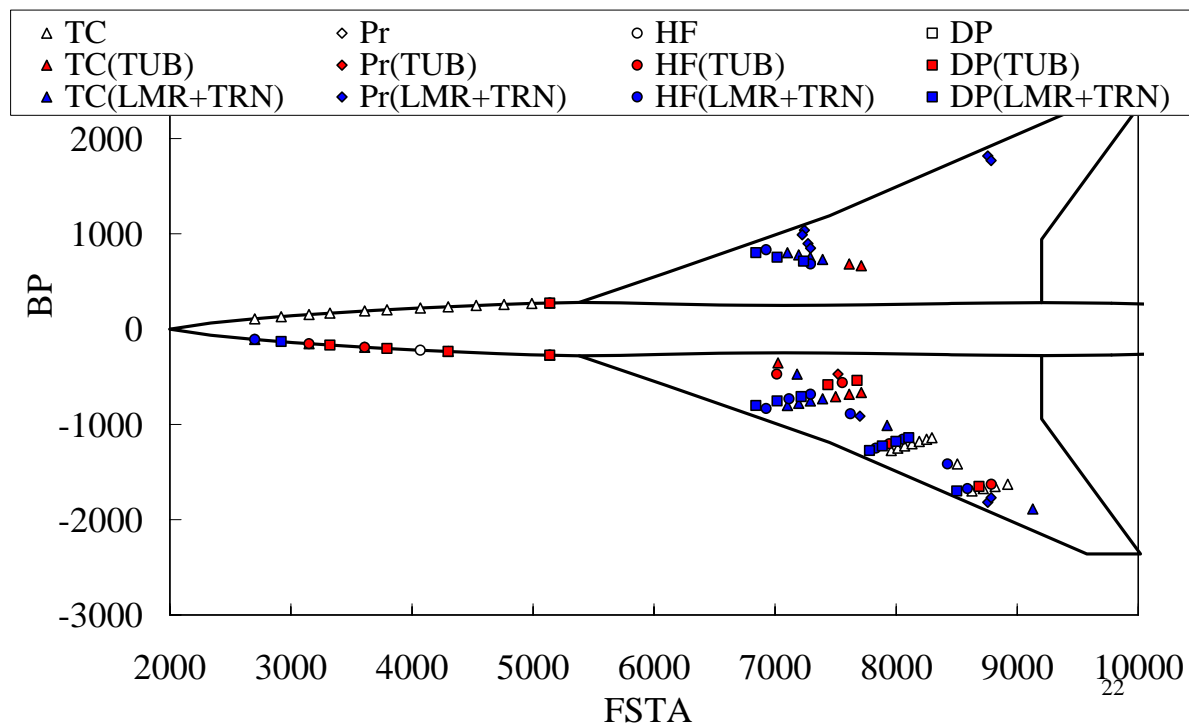
## 遷移マップ( $\alpha_3$ )



## 遷移マップ( $\alpha_4$ )



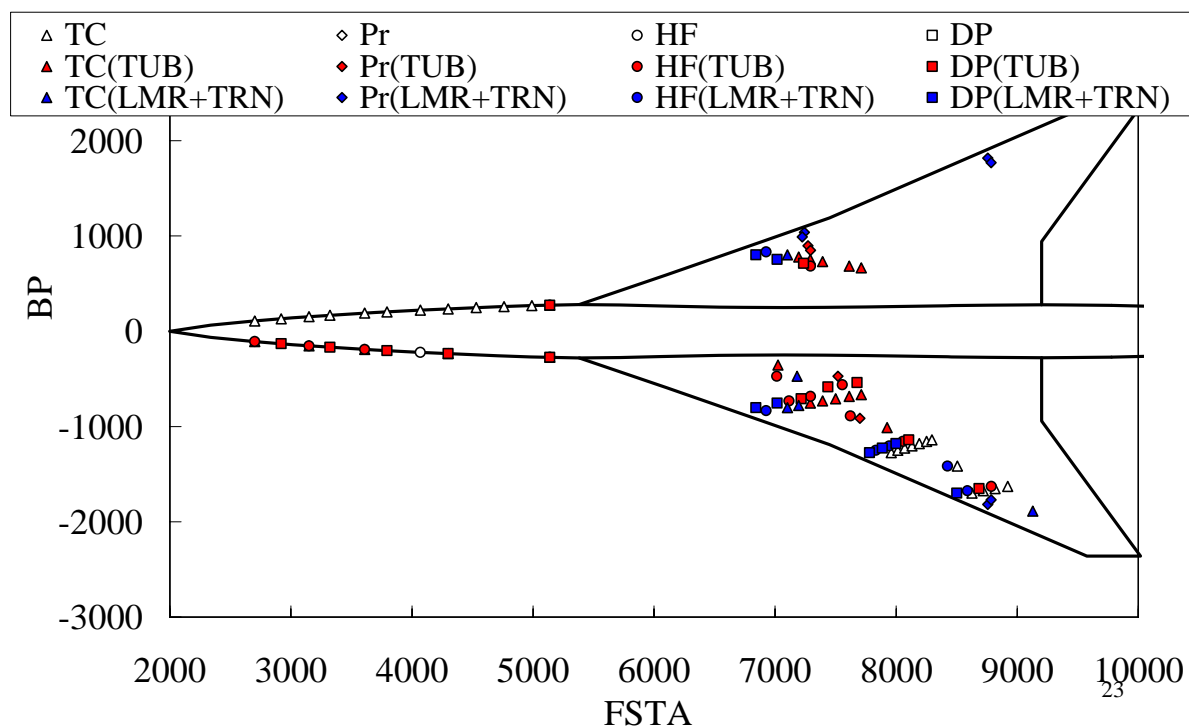
設計点で層流領域が最も拡大



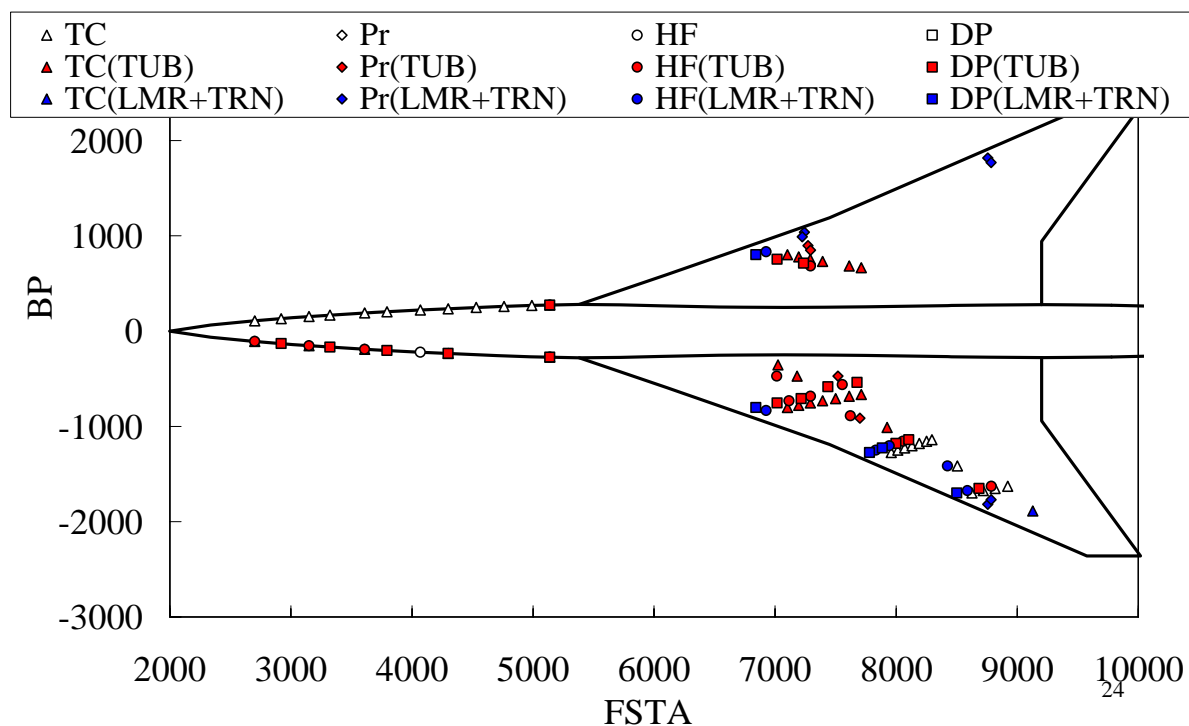




## 遷移マップ( $\alpha_5$ )



## 遷移マップ( $\alpha_6$ )

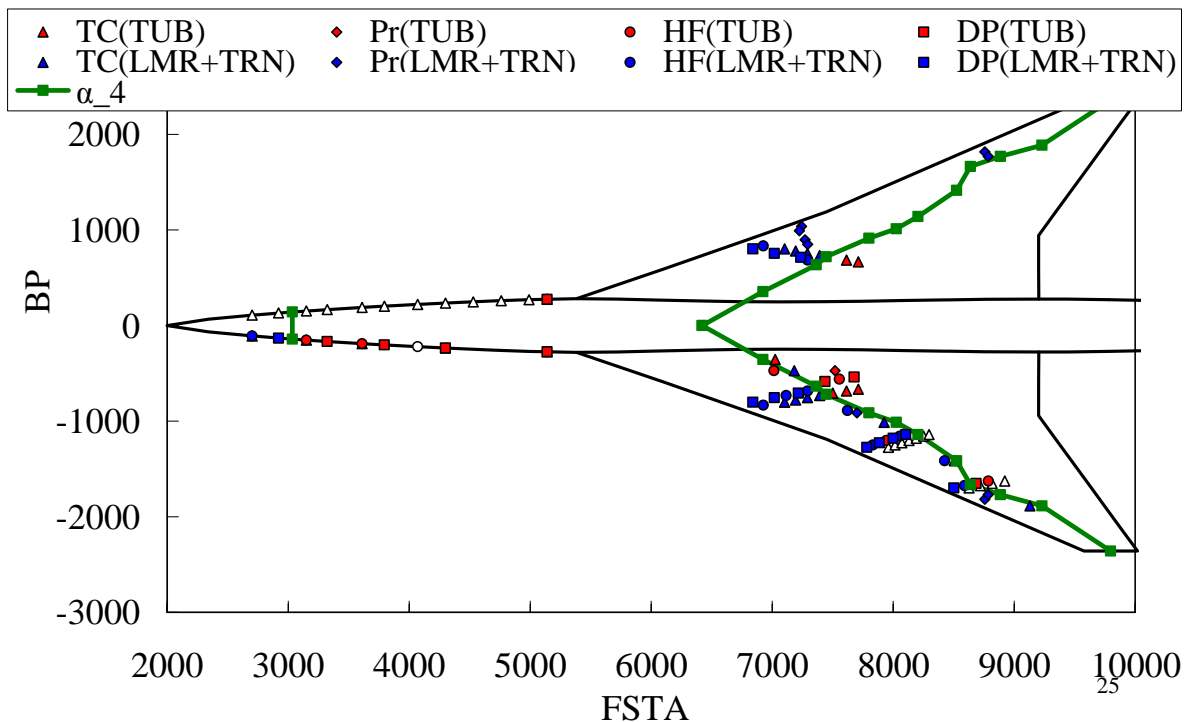




## 遷移位置の決定 ( $\alpha_4$ )



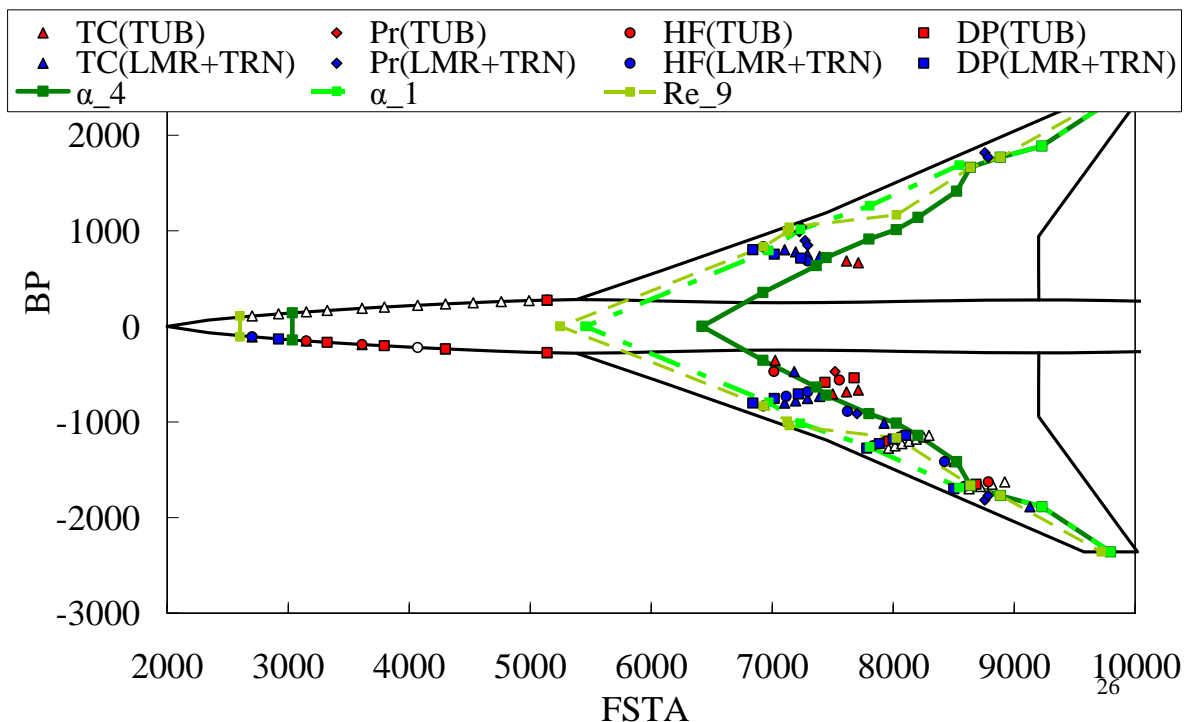
客観的基準を設け飛行実験データに基づき翼幅方向に遷移位置を決定



## 遷移位置の比較

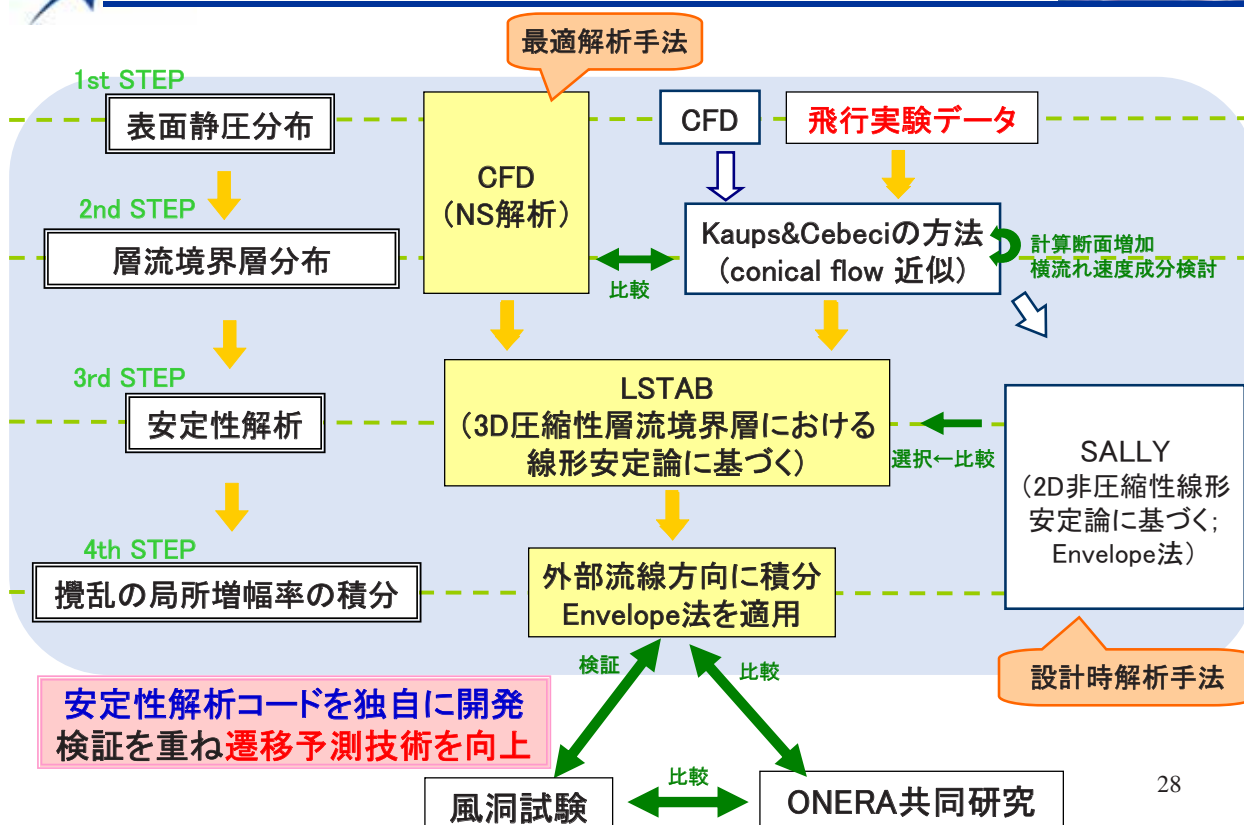


設計点で遷移位置が最も後退=自然層流効果を定性的に検証



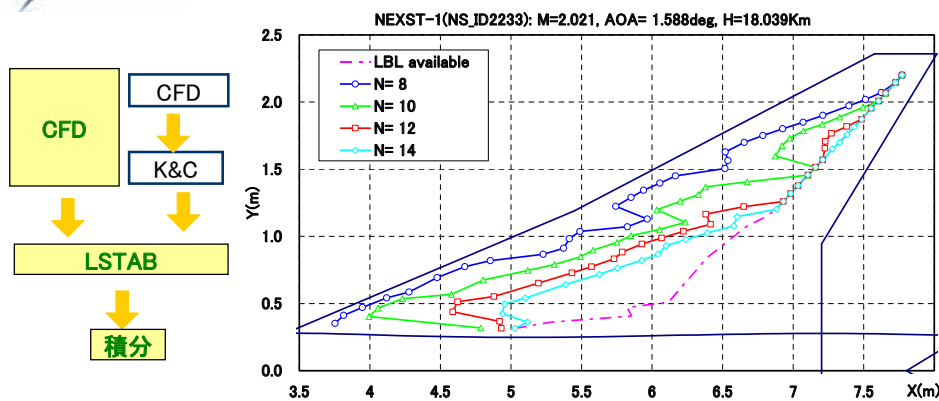


## 遷移予測解析システム





## NS解析とK&Cの方法によるN値マップの比較

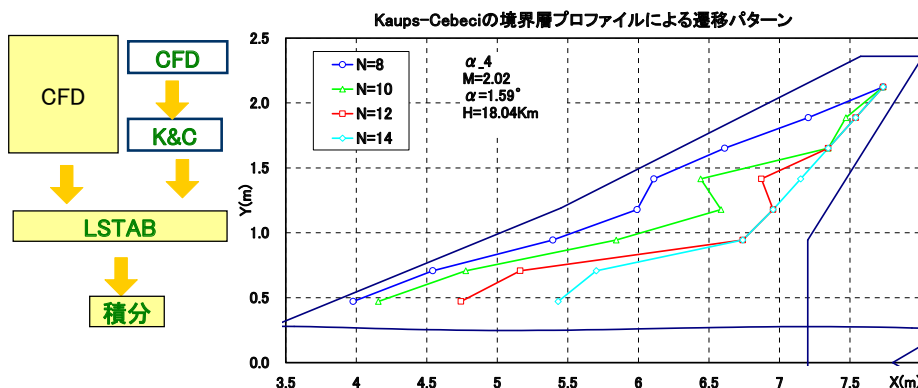


NS解析とK&C  
の方法による  
境界層計算で  
得られる  
N値マップは  
定性的に一致

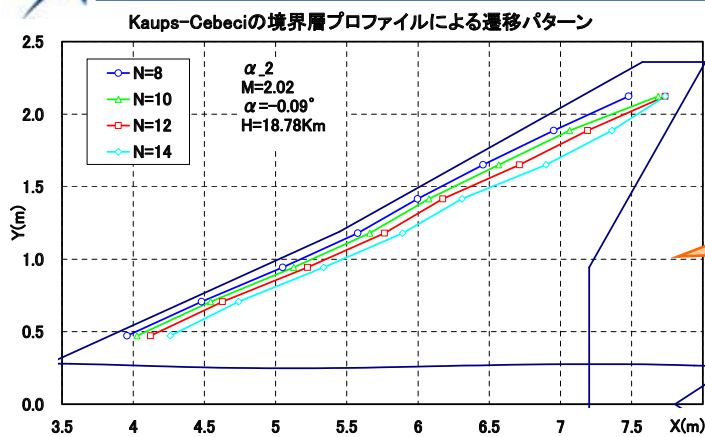
境界層分布の  
特性から  
NS解析が  
優位と判断

最近得られた知見

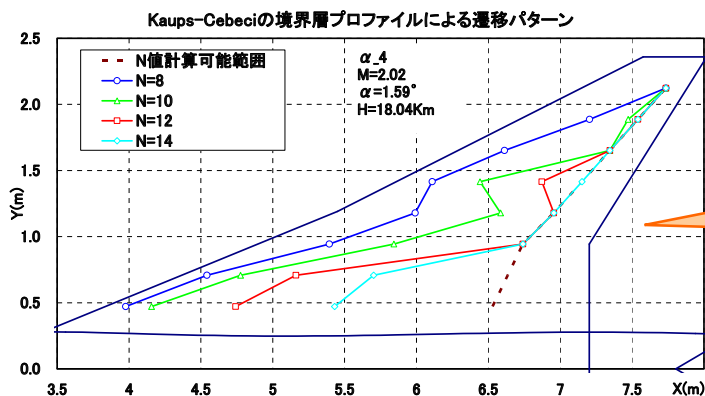
29



## N値マップの決定



$\alpha_2$ ; 非設計点



$\alpha_4$ ; 設計点

設計点で遷移位置が最も後退  
||  
自然層流効果を定性的に検証

30

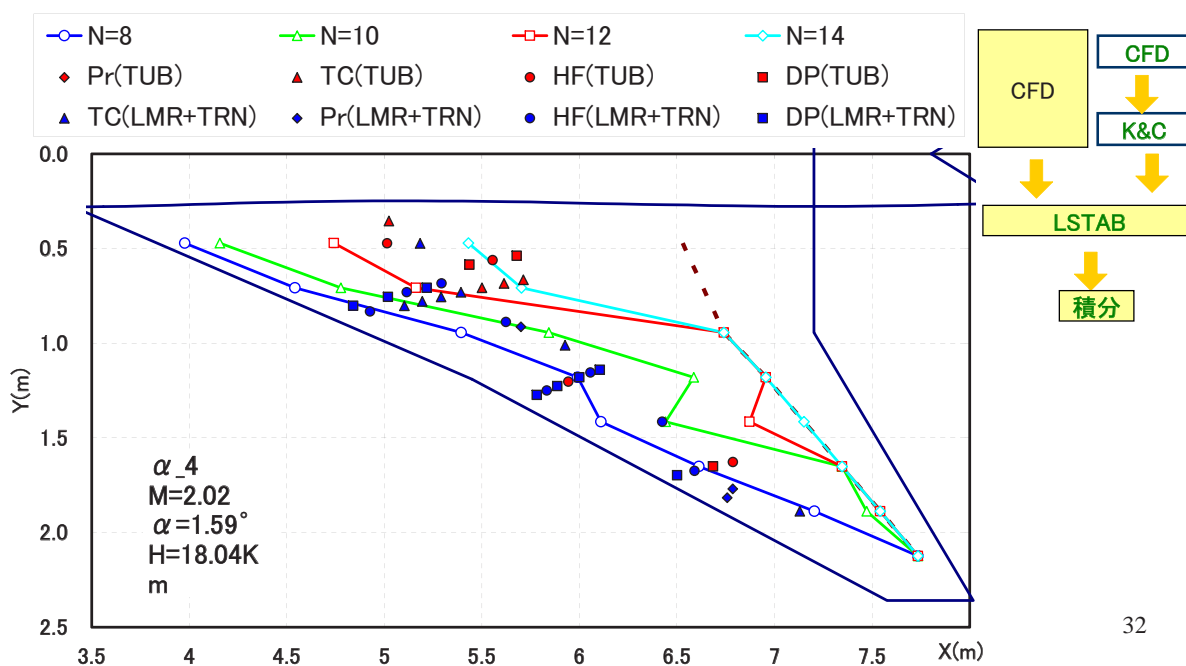




## 自然層流効果の検証



飛行実験データ解析でも数値遷移予測でも設計点で遷移位置が最も後退  
= 自然層流効果を定性的に検証

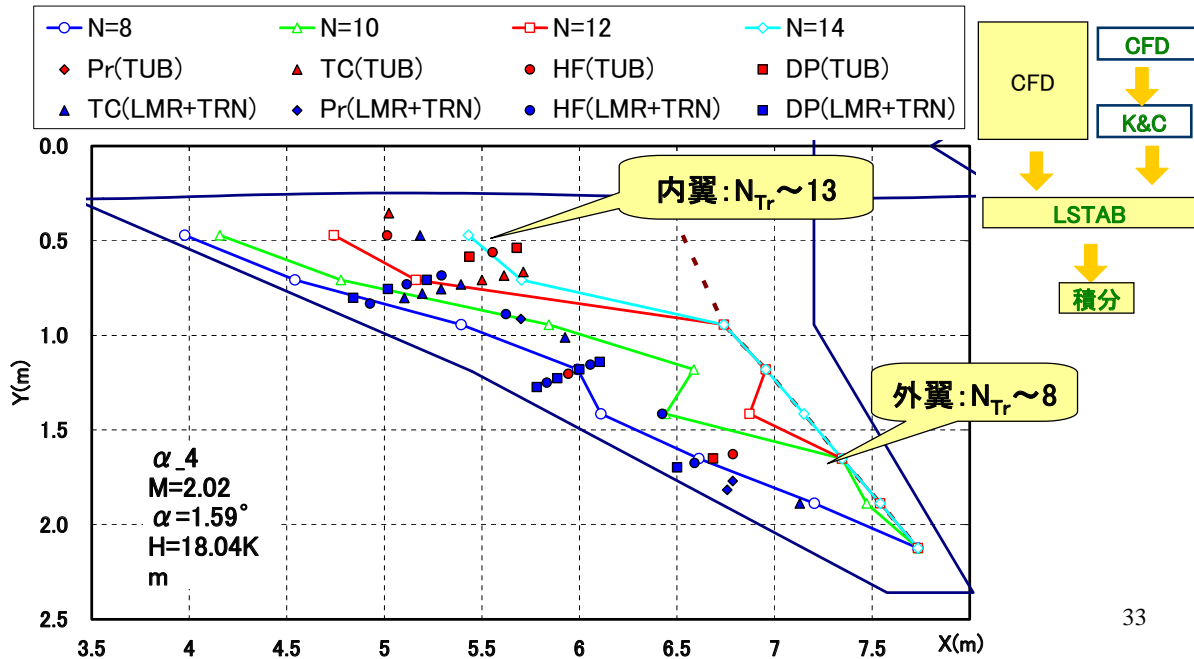




## 遷移位置におけるN値( $N_{Tr}$ )



内翼の遷移位置におけるN値( $N_{Tr}$ )は予測とほぼ一致  
 $N_{Tr}$ は部位によって異なり外翼ではやや小さい  
 原因は表面粗度, あるいは支配的な不安定機構にあると推測されるが未確認



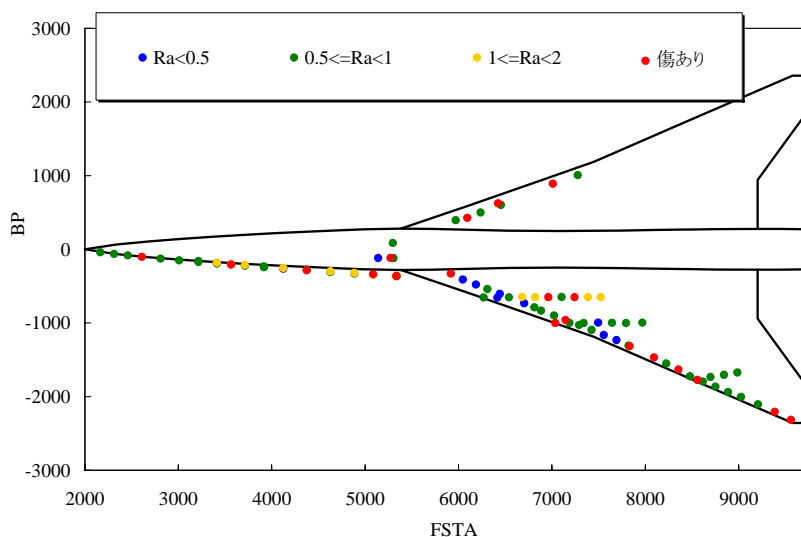
33



## 表面粗度

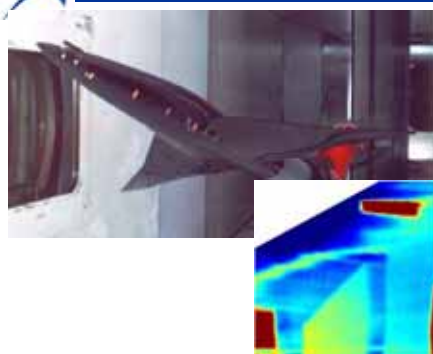


地上では機体表面を保護  
 飛行実験前に89点, 実験後に28点表面粗度を計測  
 表面粗度は期待よりやや大きく  
 外翼前縁に比べ内翼前縁の粗度が小さい傾向  
 ただし表面粗度と遷移位置( $N_{Tr}$ )の関係は不明確





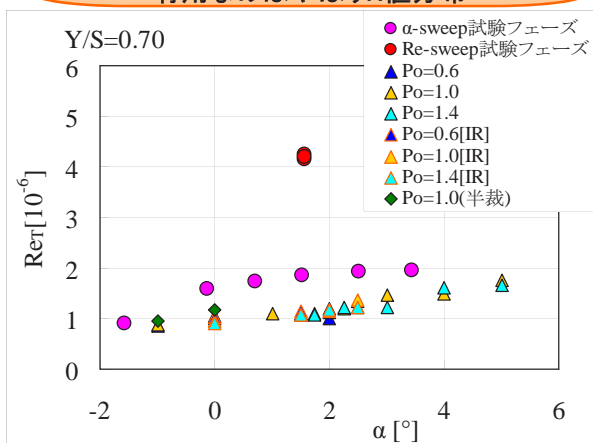
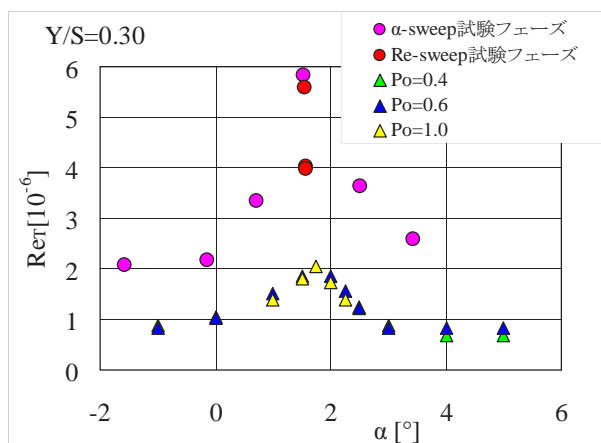
## 風洞試験比較



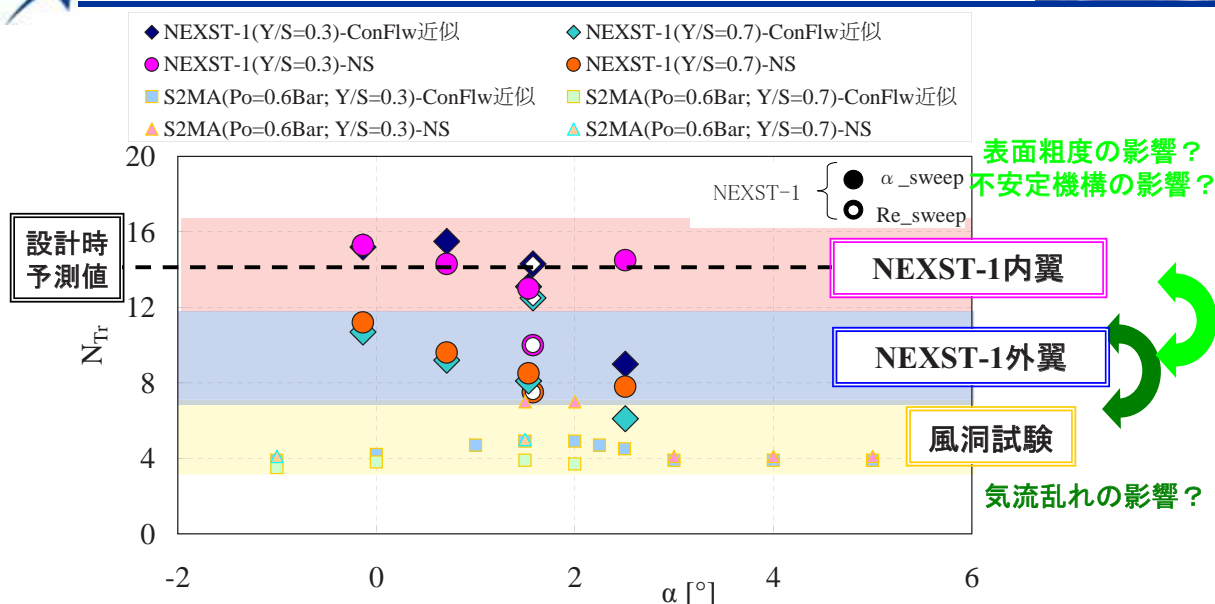
定性的な傾向は飛行実験と風洞試験で一致  
(自然層流効果は風洞試験でも定性的に検証可)

ただし定量的には差があり  
飛行実験における遷移レイノルズ数は  
飛行実験でないと得られないことがわかった

飛行実験における遷移位置を予測するのに  
有用なのはやはりN値分布



## N<sub>Tr</sub>に対する指針-1

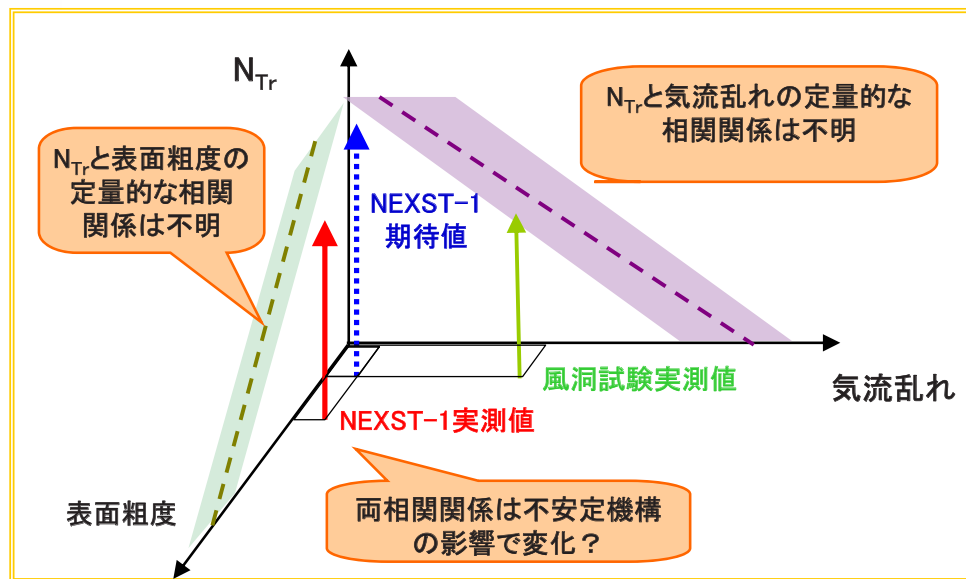


飛行実験におけるN<sub>Tr</sub>に対する指針を得た  
設計時の予測値(N<sub>Tr</sub>=14)は妥当と言える  
風洞試験に比べNEXST-1のN<sub>Tr</sub>は高い(←気流乱れの影響?)  
内翼に比べ外翼のN<sub>Tr</sub>は低い(←表面粗度/不安定性の影響?)  
気流乱れ、表面粗度および不安定機構の影響は未確認

飛行実験が必然な理由



## $N_{Tr}$ に対する指針-2



飛行実験における $N_{Tr}$ に対する指針を得た  
設計時の予測値( $N_{Tr}=14$ )は妥当と言える  
風洞試験に比べNEXST-1の $N_{Tr}$ は高い(←気流乱れの影響?)  
内翼に比べ外翼の $N_{Tr}$ は低い(←表面粗度/不安定性の影響?)  
気流乱れ、表面粗度および不安定機構の影響は未確認

飛行実験が必然な理由

37



## 得られた成果・知見と残された課題



### 得られた成果・知見

- 遷移計測システムを構築
- 超音速の飛行実験において貴重で良質な遷移データを取得
- 客観的に遷移位置検出するデータ処理法を確立(“遷移レベル”の提案)
- 全4種類のセンサーで遷移判定に成功
- 超音速機三次元境界層の数値遷移予測システムを確立
- 飛行実験条件で遷移位置におけるN値( $N_{Tr}=8\sim 16$ )に対する指針を獲得

## 自然層流効果を検証!!

### 残された課題

- $N_{Tr}$ に対する気流乱れ、表面粗度および不安定性の影響の明確化
- 確立された自然層流翼設計技術の  
実機レイノルズ数環境および機首設計への拡張

38





## 謝辞



本飛行実験および遷移計測・遷移解析には三菱重工殿、川崎重工殿、富士重工殿、共和電業殿、大手技研殿、その他多くの方々の多大なるご協力がありました。<sup>39</sup>

**心より厚く御礼申し上げます。**