

# JAXA 6.5m×5.5m 低速風洞における全機模型遷移計測の試み

○横川 譲、青木 良尚、森田 義郎、高橋 侔、星野 秀雄、室田 勝一、  
野中 修、真城 仁、遠藤 亮、吉田 憲司、上田良稲、石川敬掲 (JAXA)

## Transition Measurement of the Aircraft-Model in JAXA 6.5m×5.5m Low-Speed Wind Tunnel

Yuzuru YOKOKAWA, Yoshihisa AOKI, Yoshio MORITA, Hitoshi TAKAHASHI, Hideo HOSHINO,  
Katsuichi MUROTA, Osamu Nonaka, Jim Mashiro, Akira Endo, Kenji Yoshida, Yoshine Ueda, Hiroaki Ishikawa

Japan Aerospace Exploration Agency

宇宙航空研究開発機構 風洞技術開発センター6.5m×5.5m 低速風洞（以下 LWT1）の計測技術向上およびノウハウ蓄積の一環として、ONERA 低速標準模型を用いた全機模型遷移計測試験を実施した。今回採用した計測手法は、定量的点計測法としてプレストン管およびホットフィルムセンサー、また、可視化的手法として感温液晶フィルムおよび赤外線カメラである。計測は左舷主翼外翼部に行い、主に LWT1 での汎用性という視点に注目した。試験の結果、プレストン管およびホットフィルムによる定量計測は、計測点の移動に時間を要するものの詳細かつ正確なデータ取得に適していることが実証された。一方、可視化的な手法としては、感温液晶フィルムよりも赤外線カメラの方が適当であることが明らかとなった。総合的には、LWT1 においては、赤外線カメラ計測結果から得たマクロな情報を元に、プレストン管あるいはホットフィルムにより重要なポイントの詳細計測を行う手法が最適であるという結論を得た。

### 1. はじめに

現在行われている小型国産旅客機の開発における研究開発課題の柱の一つとして、高揚力装置の高性能化技術および設計技術の高度化が挙げられている。

高揚力装置の高性能化において、空力的立場から現在注目を集めている課題は、最大揚力係数（ $CL_{max}$ ）の  $Re$  数依存性の解明である。この現象は  $Re$  数効果と呼ばれ、境界層遷移の位置や特性が  $Re$  数およびその他のパラメータにより変化することに起因し、遷移特性を把握することが、現象の解明さらに風洞試験結果からの信頼性のある実機特性予測につながるものと考えられている。

このような背景に対し、JAXA 風洞技術開発センター内の風洞設備において、その特性、使い勝手等を含めたトータルの固有技術として遷移計測技術を捉えた場合、必ずしも十分な技術レベルに達しているとは言えない。特に 6.5m×5.5m 低速風洞（以下 LWT1）においては、セン

サーを使用した定量的計測、可視化的な計測どちらを行う場合にも設備の性質に関連した数多くの問題を抱えており、それらをクリアする風洞固有のノウハウが少ない。このためユーザーからの遷移計測のリクエストに即座に対応することは現状では不可能である。

そこで、LWT1 での汎用性という立場に立った場合の最適な計測手法選定と使用時のノウハウ蓄積を目的として、開発試験において実施することが予想される輸送機形態模型を対象にごく簡易的な遷移計測を試みた。

### 2. 供試体、試験装置および計測方法

#### 2.1 試験供試体

試験に用いた供試体は、LWT1 用の ONERA 低速標準模型である。供試体は主翼、尾翼、胴体から成るアルミ合金製の全機模型であり、その三面図を図 1 に示す。本模型は、ONERA-M5 の 2.5 倍相似模型である。

全長は 2.64m、主翼翼幅 (b) は 2.45m、平均空力翼弦長 (c) は 0.343m である。主翼断面形状は対称 Peak 翼型で、胴体への取り付け角は 4 度、ねじり下げはつけられていない。また主翼には外翼部 39 点、中翼部 41 点、内翼部 39 点の静圧孔が設けられている。供試体は図 2 に示すよう、風洞固定壁カート内のスティング模型支持装置に取り付けた。

## 2.2 計測

遷移計測手法にはさまざまなものが存在するが<sup>[1]</sup>、LWT1 での汎用性という観点からは、遷移計測に対して下記のような条件を考慮する必要がある。

- ・全機 6 分力試験用模型を共用
  - ⇒ 基本的には金属模型
  - ⇒ センサー埋込みおよび表面加工は不可
- ・気流温度、圧力は変化させられない
  - ⇒ 現在の LWT1 能力を前提
  - ⇒ 自然状態では気流-模型間の温度差なし
- ・模型・風洞が大きい
  - ⇒ 模型温度の一様性確保が比較的困難
  - ⇒ 定常運転までの所要時間が長い

以上の点、および JAXA 内部での使用実績も踏まえた上で今回は表 1 に示す 4 種類の計測デバイスを選択した。

表 1 計測機器

<u>プレストン管</u> スペック：内径 0.3mm、外径 0.5mm (円形断面)
<u>ホットフィルム</u> スペック：DANTEC5R47(Single-Probe)、厚さ 0.05mm 定温度型熱線風速計使用
<u>赤外線カメラ</u> スペック：計測温度域 -40～70 度、 分解能 3mm/pixel (1.3%℃)
<u>感温液晶フィルム</u> スペック：厚さ 0.3mm 弱 (テープ含む)、 発色温度域 19～21 度

LWT1 における最適な計測手法という観点からの評価のポイントは、プレストン管とホットフィルムすなわち点計測については、手動での

計測位置変更となることから大型風洞におけるデータ生産性とした。また、感温液晶フィルムと赤外線カメラ、すなわち模型表面温度分布の可視化的手法については、模型温度一様性、気流と模型間の温度差等への対応の容易さとした。感温液晶に関しては、計測面に塗布するタイプのものが一般的であり、JAXA 内部においても使用例が多い<sup>[2]</sup>。これに対し今回は、デバイスに関する情報収集という点から液晶が塗布されたフィルムを貼付するタイプを使用することとした。

計測位置は左舷主翼の外翼部付近である。計測位置の概要を図 3 に示す。感温液晶フィルムは外翼静圧孔の左右 75mm に下面から上面まで巻きつけるように貼付した。今回は 4 手法による計測をすべて同じ条件下で行うため、点計測についても感温液晶フィルムを貼付した状態で実施した。図中の外翼静圧孔位置とは、線上が模型の静圧孔列に対応することを示しており、プレストン管とホットフィルム計測はこの線で行った。実際のセンサー設置時の写真を図 4 に示す。尚、これらの写真はラフネス設置時のものであるが (翼全縁付近)、本報告においてはラフネスを使用しない場合の試験結果について報告する。

試験条件は以下の表に示すとおりである。風洞風速は LWT1 において通常的に使用されている風速範囲を本試験においても採用した。また迎角については、主翼前縁に層流バブルが形成されないよう考慮し、-4 度すなわち主翼迎角が 0 度となるように設定した。風速の設定誤差は  $\pm 0.1\text{m/s}$  以内、迎角の設定誤差は  $\pm 0.1$  度以内である。

表 2 試験条件

風洞風速	30m/s ～ 60m/s	
模型姿勢角	迎角 $\alpha$	-4 度 (主翼は 0 度)
	横滑り角 $\beta$	0 度
レイノルズ数	$0.71 \times 10^6 \sim 1.41 \times 10^6$ ※基準長は平均空力翼弦長 0.343m	

### 3. 結果と考察

#### 3.1 プレストン管、ホットフィルムによる計測

プレストン管計測によって得られたデータから遷移点を判定する場合、通常は計測された総圧から同位置での静圧を差し引いて動圧を算出し、境界層低層部の速度差を評価する方法が一般的である。しかしながら本計測は前述のとおり感温液晶フィルムを貼付した状態で実施しているため、静圧の同時計測を行っていない。以前の試験で取得した静圧のデータは存在するものの、今回は 0.3mm（翼厚比で 0.13%）の感温液晶フィルム上での計測である点を考慮すると以前のデータを適用することは妥当ではない。一方、本試験に先立って実施した矩形翼（NACA0015）による予備試験においては、総圧のみを評価することで遷移判定が可能である結果を得ており、本試験結果についても同様に総圧に対する評価を行った。

次に、ホットフィルムにより得られたデータから遷移点を判定する場合、DC 信号あるいは AC 信号のどちらを評価することも可能である。しかしながら、DC 信号による評価を行う場合は、センサーの特性が変化しないことが大きな条件となる。この点で、LWT1 では気流温度は一切コントロール出来ず、必ずしも DC 信号絶対値の信頼性を確保できるとは限らない。これに対し、AC 信号は遷移領域でピークを取る<sup>[4]</sup>ものの、乱流化後は信号レベルが低下する。これにより、計測の位置分解能が低い場合には遷移点が明確に捉えられない可能性がある。しかしながら今回はコード方向に  $X/C=4\%$  の間隔で計測をしているため、AC 信号による遷移点評価が十分可能であり、また LWT1 での汎用性という点からもこちらが有効であると判断し、AC 信号による遷移点推定を行った。なお A/D 変換の周波数は 10kHz、ローパスフィルタのカットオフ周波数は 5kHz である。

図 5 に計測結果を示す。グラフ内の上部に位置する 4 本の曲線がプレストン管により計測された総圧を主流動圧で無次元化した  $C_p$  値で

ある。なお、圧力は主流静圧を基準に計測している。下部に位置する 4 本の曲線はホットフィルム出力電圧の rms 値である。

どちらの結果においても、あるコード位置を境に曲線が大きく立ち上がっている様子が分かる。このようなデータにおける遷移点の定義については様々なものがある。特に頻繁に用いられているものとしては、プレストン管データに対しては図 6 に示すよう、「上昇前」、「上昇中」、「上昇後」の曲線部分それぞれに接線を引き、接線の交点を遷移の Onset および End とし、その中間を遷移点と見做す方法<sup>[3]</sup>がある。一方、ホットフィルムデータ（変動成分）については、ピークの位置を遷移点と見做す方法<sup>[4]</sup>が知られている。このようにそれぞれに定義した遷移点はお互いに一致し、また温度分布の定量値から推定した遷移点ともほぼ一致することが報告されている。

上記のような定義を元に図 5 より遷移点を推定すると以下の表の通り（ $X/C\%$  で表示）となる。これらはあくまでも図から読み取った値であり、計測の位置分解を加味するとそれぞれが  $X/C=4\%$  の誤差を有していると考えられるべきであるが、同一風速での結果が 3% 程度の範囲に収まっていることから、一般的な遷移点計測の精度としては十分であると考えられる。計測手法としての問題点は、前述のとおり一点の計測を行うごとに胴内に立ち入ってセンサーを移動する手間が生じるため、データの生産性が悪いことである。

表 3 遷移点の推定値

	30m/s	40m/s	50m/s	60m/s
プレストン管	91%	85.5%	81%	77%
ホットフィルム	88%	84%	78%	74%

#### 3.2 感温液晶、赤外線カメラによる計測

感温液晶フィルム、赤外線カメラ等、模型の表面温度分布から遷移点を判定する方法は、層流と乱流の回復温度に著しい差が生ずる超音

速域以上に適用されてきた。しかしながら近年は技術の発達により遷音速および低速域においてもその有効性が定性的、定量的両面において実証<sup>[3]</sup>されるようになってきている。

この計測法をLWT1に適用する際に予想される問題点としては、自然状態では気流と模型間に温度差がなく、また前述のとおり、気流の温度をコントロール出来ないことである。徳川ら<sup>[3]</sup>は保温性が高く、熱伝導性の小さい樹脂製の模型を通風前に十分に過熱した上で計測を行い、定量的な遷移点データの取得に成功している。本試験では、熱伝導が多きいことから温度分布計測は困難とされている6分力試験用の金属模型に対する使用を想定し、同様の手法の適用が可能か否かを検証した。なお、本試験においては高温時期の試験の可能性も同時に検討する目的で、模型を各通風前に冷却する方法を採用した。

感温液晶フィルム撮影用のデジタルビデオカメラおよび赤外線カメラは模型設置位置である風洞中心から3.25m上方の風路天井窓(図2を参照)に設置し、撮影を行った。また、感温液晶フィルムが貼付されていない部分にも、放射率の増加のため黒色シートを貼付した。図7に示すよう右翼の翼端から約50%スパンの領域を各通風前に30分程度冷却した。

図8に感温液晶フィルムを用いた際の計測結果を示す。図上に示した曲線は、液晶フィルムの撮影画像をデジタル処理にてRGBに分解し、スパン方向中央位置におけるG値分布(緑色の強さ)を示したものである。この手法においては、茶色から青に変化する中間の緑が一番強い部分すなわちG値分布のピークを遷移点と定義できる。このように色相変化を定量的に表すことで、キャリブレーション等により可視化画像を温度分布に変換しなくとも遷移判定が可能となるものと期待した。また計測開始時の気流温度は23度、模型表面温度は計測領域において7度程度であった。金属模型であることから、全体を均等には冷却することは困難であるも

の、これが計測上の大きな問題とならないことは予備通風にて確認している。

図より、両計測手法の結果において緑のピークは各主流風速に対して、92%(30m/s)、90%(40m/s)、84%(50m/s)、79%(60m/s)の位置に現れている。

次に図9に赤外線カメラの画像を示す。これらの計測は前述の感温液晶フィルムの撮影と同時に行った。感温液晶の画像と比較し、色相変化の様子がほぼ一致していることが明白であり、また前項に示した定量的点計測の結果とも概ね一致する。

しかしここで、点計測等のバックアップデータがなく単純に可視化画像のみから遷移を判定する状況を想定すると、この結果はあくまでも温度分布であり、遷移とは異なった層流境界層の特性の変化を示していると捉えることもできる。本条件下においては、気流が剥離していないことは圧力分布から確認しており、その他にも、下流側で層流境界層の特性を急激に変化させ得る要因は考えられないため、図の色変化は境界層の遷移によるものと考えて間違いない。しかしながら、一般的には、色変化を単純に遷移によるものと判断することは避けるべきであると考ええる。

次に、時系列で取得した可視化画像のどのタイミングを正しいデータと見做すかという点を考える。すなわち、遷移の平均的物理状態が定常となった場合にも、模型の温度は気流温度と平衡になるまで変化し続けるため、真の遷移位置を示す画像のタイミングを選定することが必要となる。

感温液晶フィルムの場合、ある定常状態から全体的に平行移動のように色相が変化するため、一定の時間内では画像上で遷移点が固定される。しかし、使用している液晶の発色域を過ぎると全て同じ色に収束するため、長時間の使用は困難であり、特にLWT1では、送風機始動から一様流が定常となるまで長時間を要する

ため、その間に設定発色域を超えて計測不可能となることも多い。

一方で、赤外線カメラの場合にも同様の問題が存在するが、こちらの場合には計測温度域が広いことから、画像のポスト処理にて発色温度と温度スパンを自在に変化することが可能である。図 10 に一樣流速 (50m/s) が定常となった時刻および 80 秒後の赤外線カメラ計測画像を示す。観察する温度域はそれぞれの時刻における模型表面の最高最低温度に設定している。

時刻およびそれに伴う温度の変化に係わらず、遷移点が固定されている様子がわかる。つまり、赤外線カメラの場合には気流と模型間に僅かにでも温度差が存在すれば遷移点検出は可能であり、また遷移点は常に真の位置に固定される。以上より、LWT1 の特性や諸事情を勘案すると、可視化的な手法としては赤外線カメラが適しているものと考えられる。

図 11 には本試験において用いた 4 手法すべての計測結果を示す。感温液晶と赤外線カメラによる計測結果の幅がやや大き目となっている。感温液晶フィルムの結果については定量値の分布に置き換えて評価を行ったものの、現段階では遷移点を絞り込むことは不可能であったためにこのような結果となるに至った。特に、30m/s に対する感温液晶の結果では、図 8 に示すとおりに青色が発色しておらず、推定が非常に困難である。

### 3.3 遷移予測解析

今回の遷移計測試験結果への対応として、JAXA 新型航空機技術開発センター SST ユニット空力チームにより遷移予測解析が行われた。解析手法は  $e^N$  法(envelope 法)であり、解析コードは同チームが開発した LSTAB を使用した。

図 12 に 50m/s の場合の解析結果を示す。横軸がコード位置、縦軸は  $N$  値である。今回の試験にて計測を行った 80% スパン位置に対する結果は下側に示されている。図 8 から遷移開始位置 (Onset) および遷移終了位置 (end) を大

まかに読み取り図 12 の曲線に対応させてみると、Onset に対応する  $N$  値は概ね 5.3 程度となる。通常、同様の手法により遷移判定基準を行う場合、 $N=7\sim9$  あるいはそれ以上が一般的であることから、今回の値は若干低めである。これは必要以上早期に遷移が始まっていることを示しており、気流乱れの大きさが原因の一つとして推定される。今後、遷移予測コードの開発という点からも、風洞気流乱れと遷移点の関係についての実験的情報が必要になるものと考えられる。

### 4. まとめ

宇宙航空研究開発機構風洞技術開発センター 6.5m×5.5m 低速風洞において ONERA 低速標準模型を用いた遷移計測法検討の試験を実施した。

- ① プレストン管およびホットフィルムによる定量計測は、計測点の移動に時間を要するものの詳細かつ正確なデータ取得に適している。
- ② 可視化的な手法としては、感温液晶フィルムよりも赤外線カメラの方が適当である。
- ③ LWT1 においては、赤外線カメラ計測結果から得たマクロな情報を元に、プレストン管あるいはホットフィルムにより重要なポイントの詳細計測を行う手法が最適である。
- ④  $e^N$  法(envelope 法)による遷移予測結果と試験結果には差がある。気流乱れ等の計測も含め、更なる相互検証を行う必要がある。

今後は、冒頭に述べた  $Re$  数効果の解明に寄与し得る遷移計測に適用可能な技術レベルの検討および取り組みが必要と考えられる。

### References

- [1]高木,小型超音速実験機の層流境界層課題と計測,ながれ,第 18 巻第 5 号, pp.298, 1999
- [2]Sudani et.al., Visualization of Boundary-Layer Transition on Transonic Airfoils Using Liquid Crystal Coatings, Proceedings of the 7th

International Symposium on Flow Visualization,  
Seattle, WA, pp. 538-543, 1995

[3]徳川,高木,大桑,赤外線カメラを用いた低亜  
音速境界層遷移計測, NAL-SP54, pp.57-60, 2002

[4]Owen,F.,K., AIAA Journal, Vol.8, No.3,  
pp.518-523, March, 1970



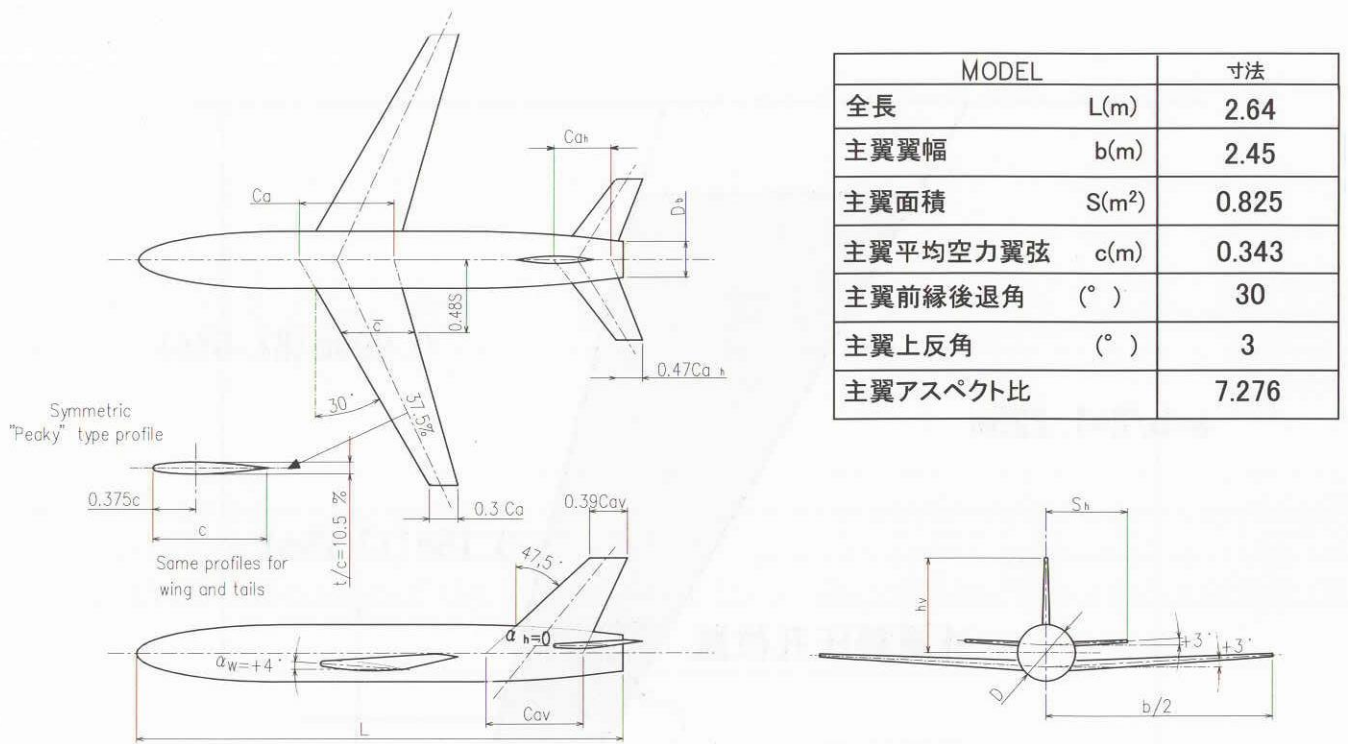


図 1 6.5m×5.5m 低速風洞用 ONERA 低速標準模型 三面図

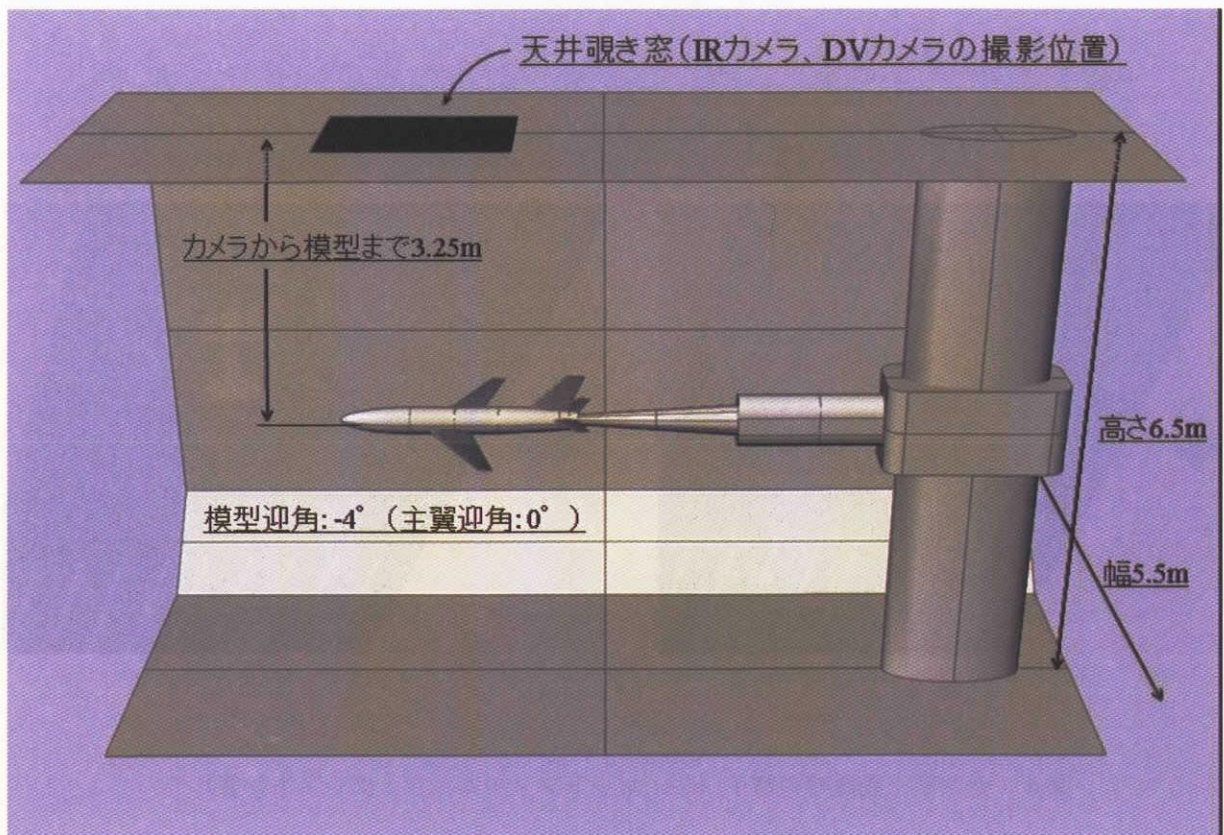


図 2 風洞試験模型および装置の概略

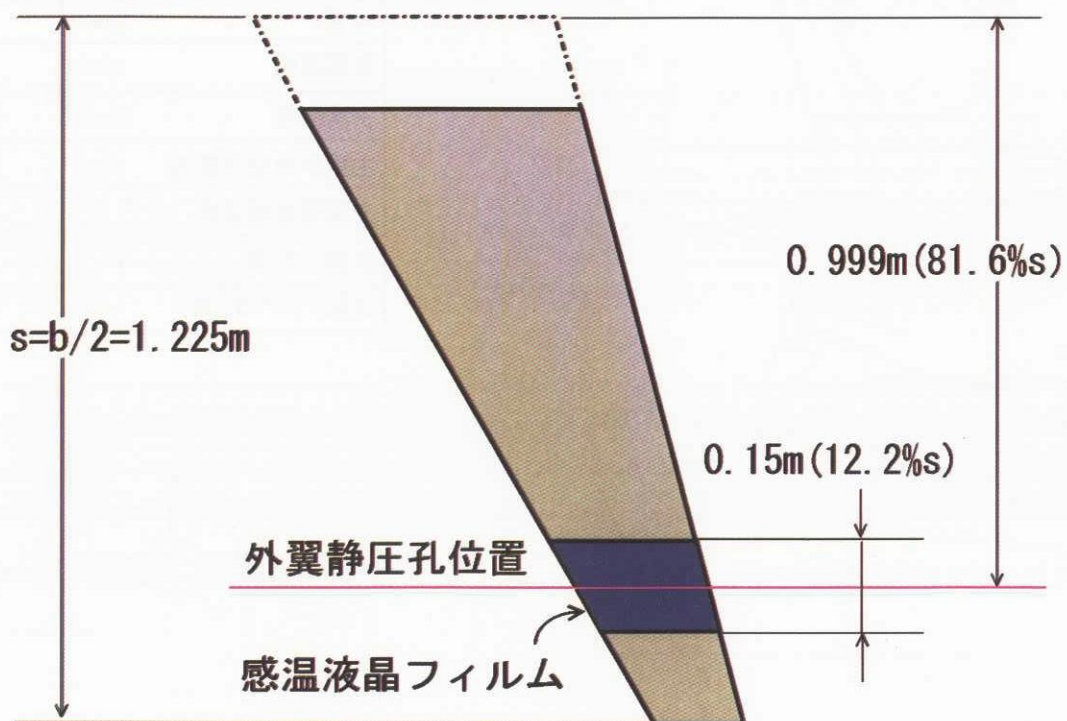


図3 遷移計測位置の概略

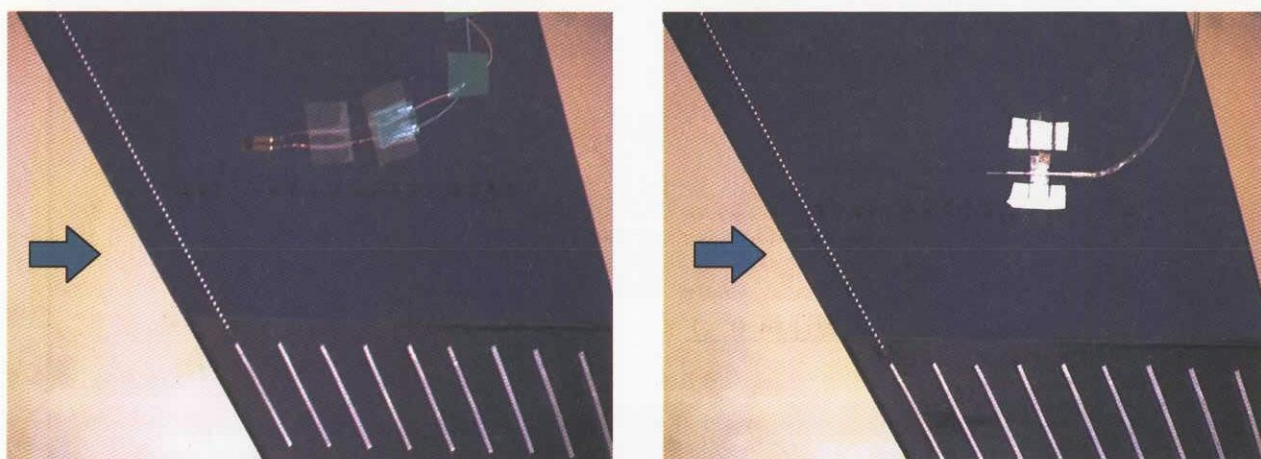


図4 センサー設置時の様子 (左：ホットフィルム、右：プレストン管)



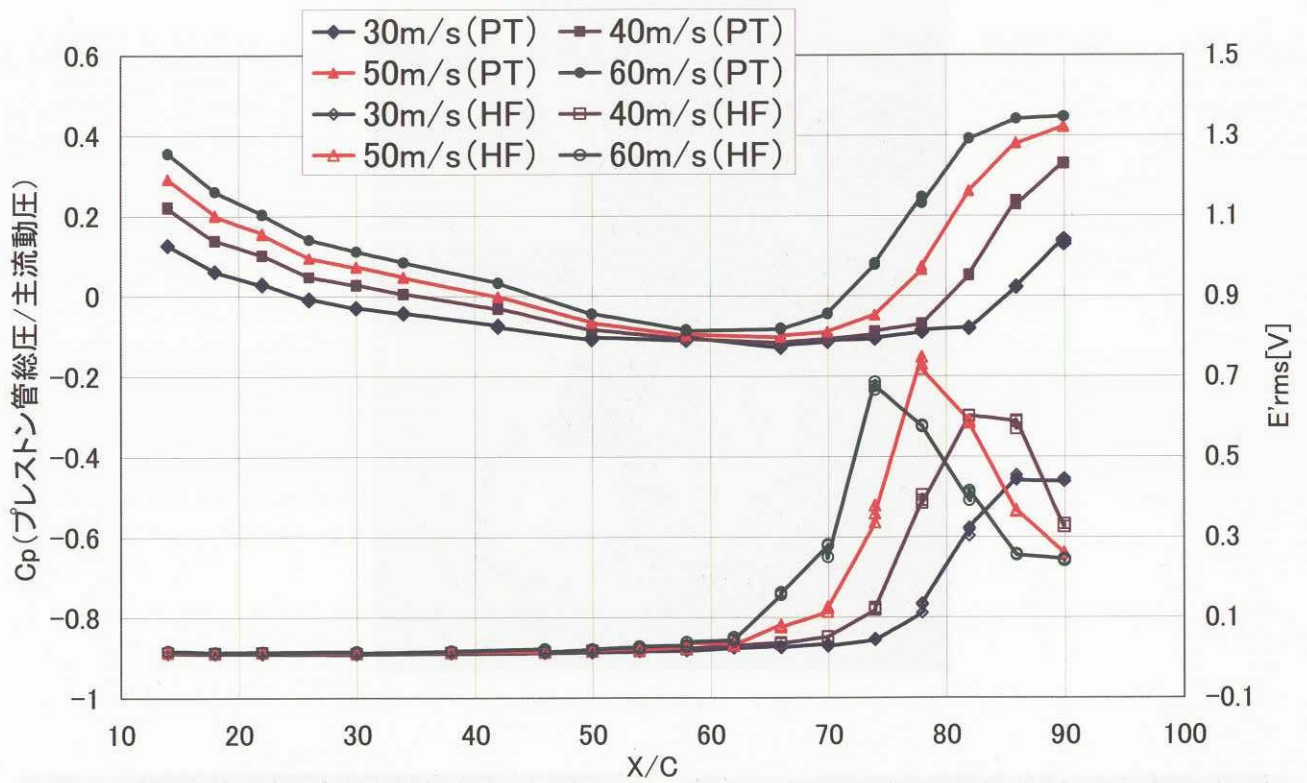


図5 プレストン管とホットフィルムによる計測結果

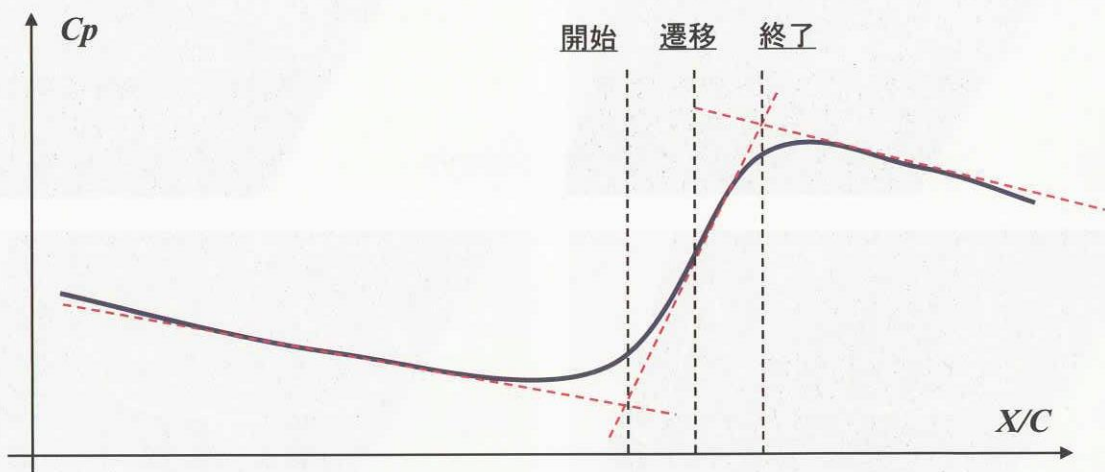


図6 プレストン管データからの遷移点推定

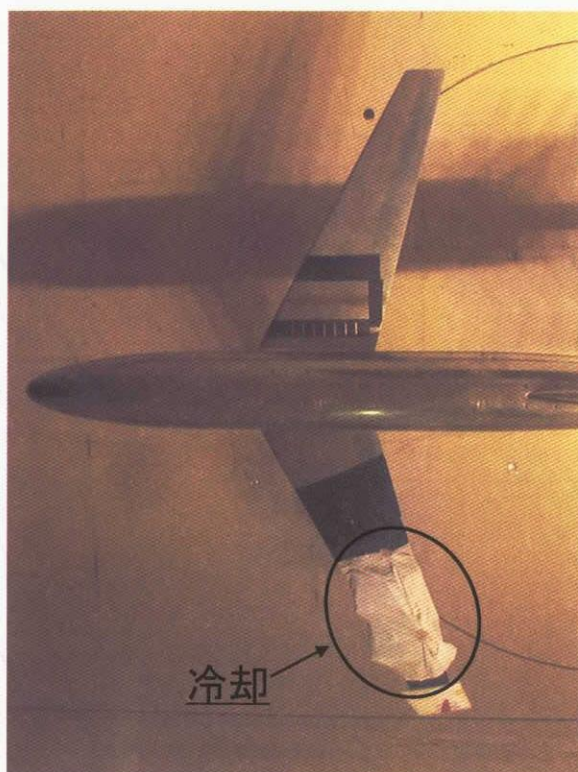
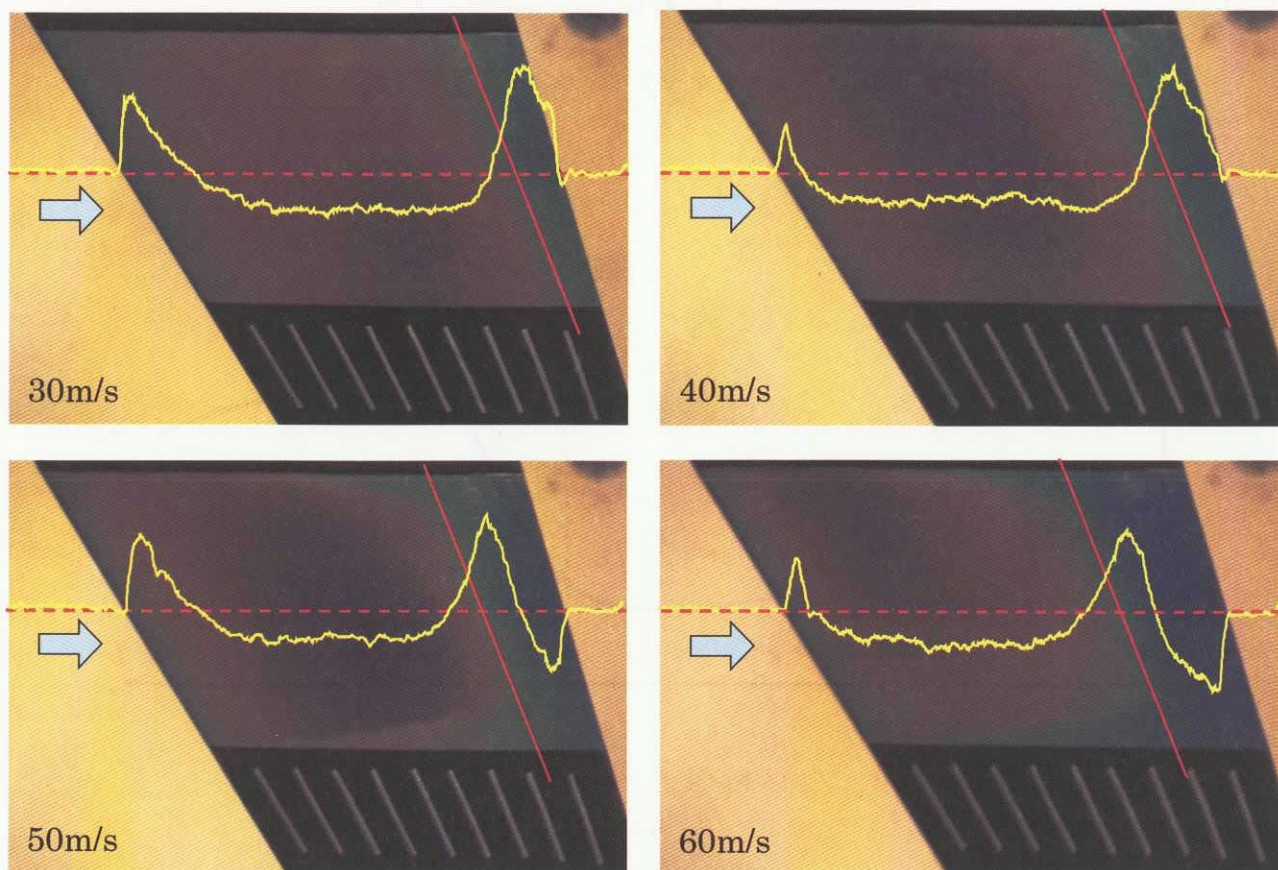


図7 計測部位の冷却

図8 感温液晶による可視化(気流 $24^{\circ}$ 、模型表面 $7^{\circ}$ ) 茶:低温域、青:高温域



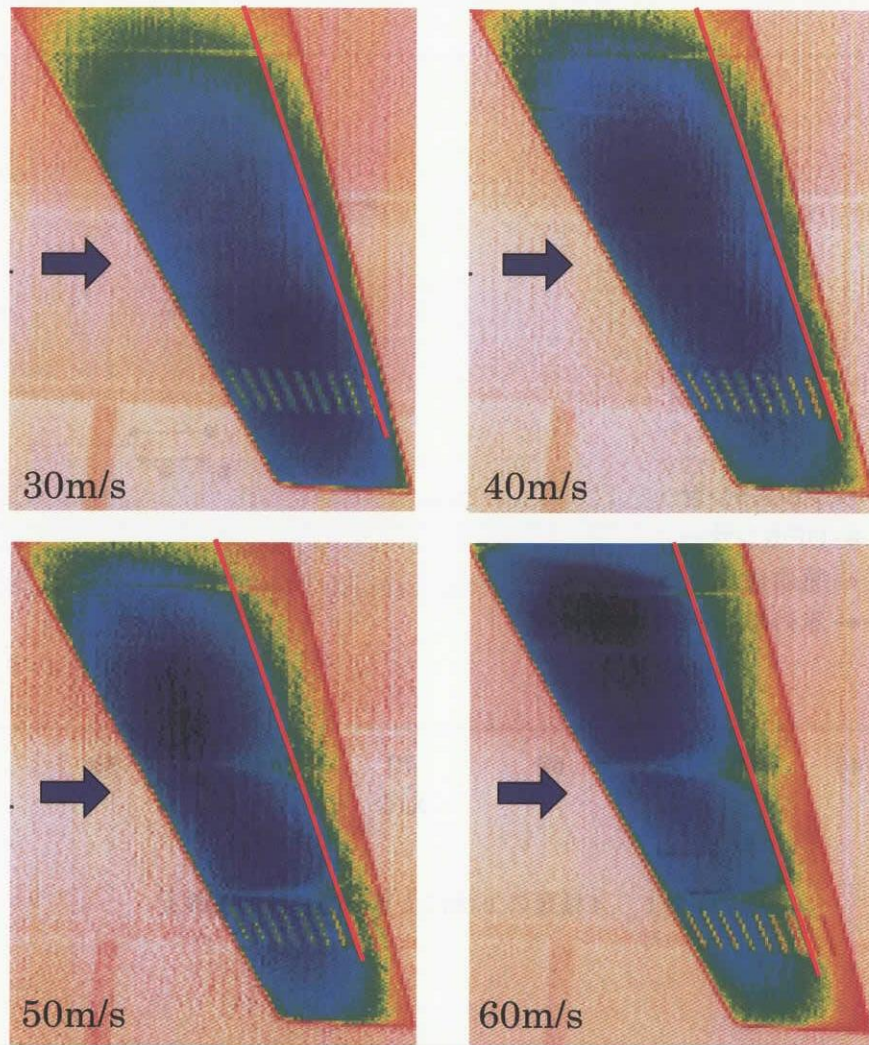


図 9 赤外線カメラによる可視化（気流  $24^{\circ}$ 、模型表面  $7^{\circ}$ ）青:低温域、橙:高温域

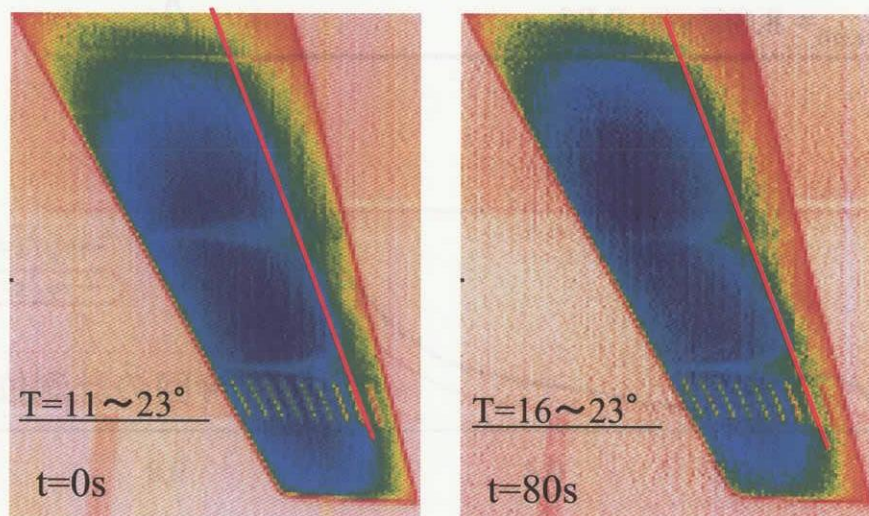


図 10 赤外線カメラ画像の時間変化（50m/s）

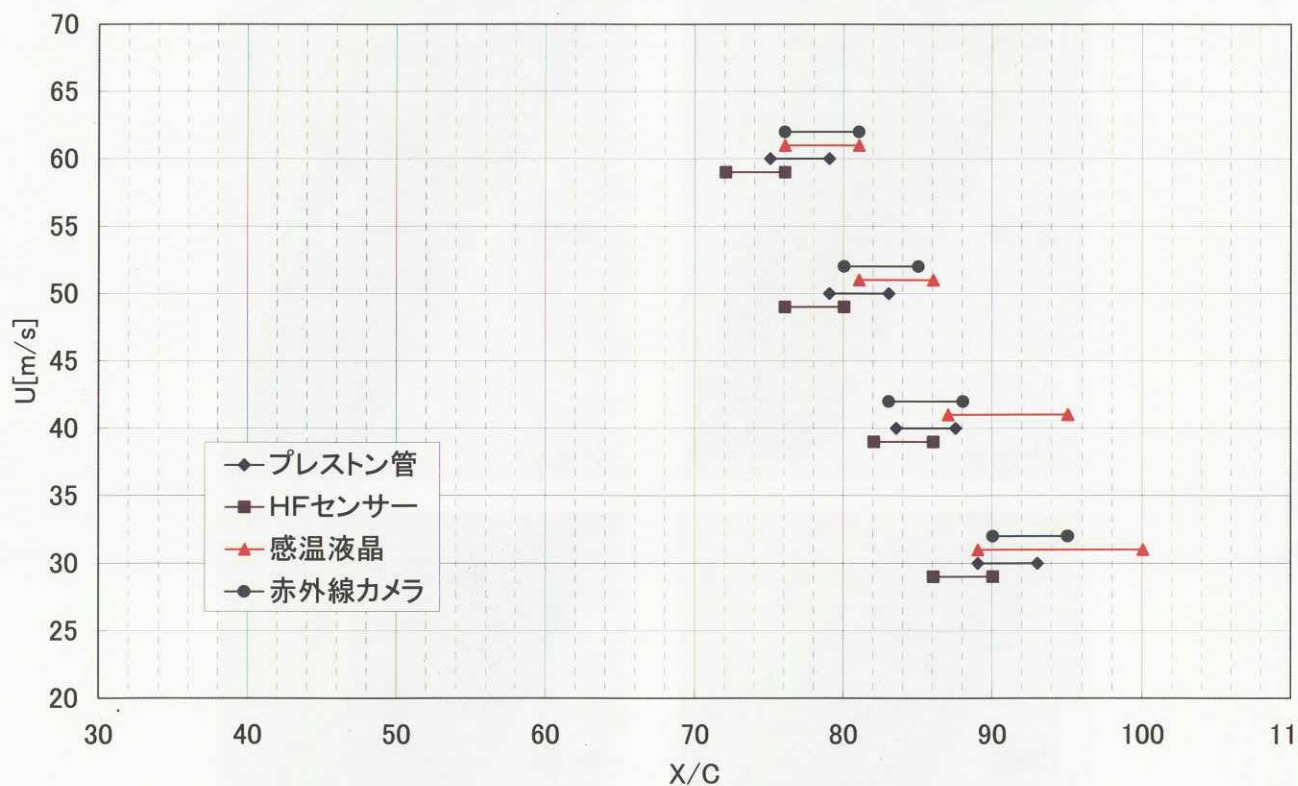


図 1.1 4 種類の方法により計測された遷移点

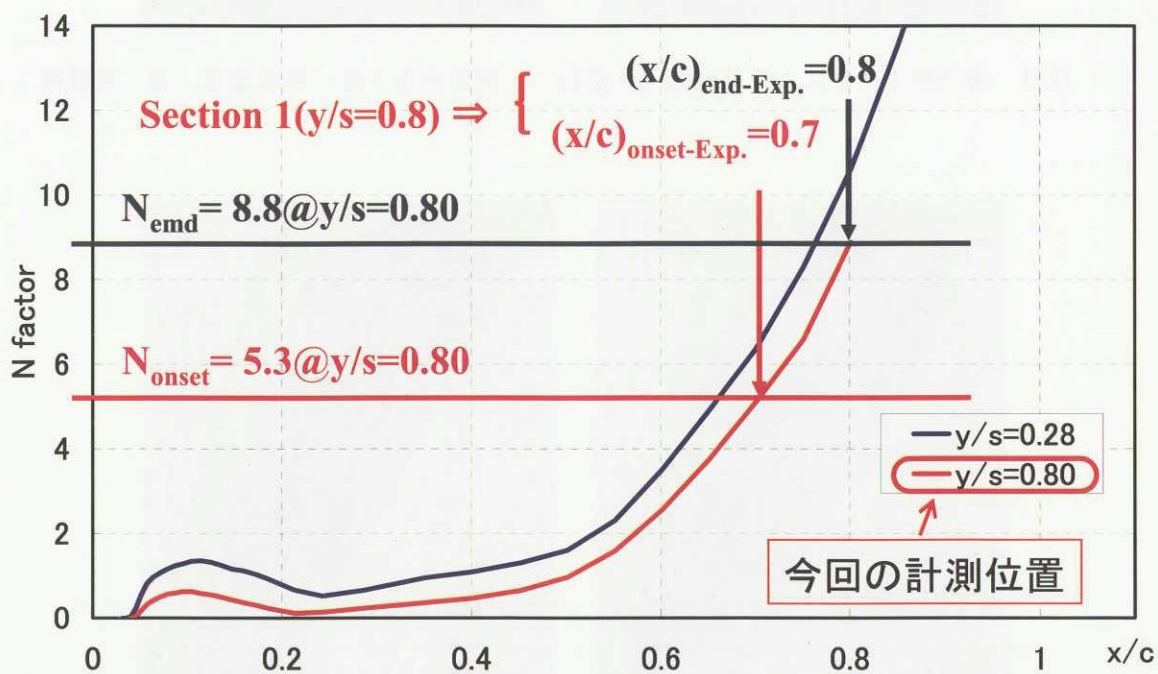


図 1.2 LSTAB (envelope 法) による遷移点予測解析結果