

# 宇宙航空研究開発機構研究開発報告

## JAXA Research and Development Report

---

### 低速風洞における非断熱性全機模型上の遷移計測

横川 譲, 青木 良尚, 星野 秀雄, 室田 勝一  
野中 修, 吉田 憲司, 上田 良稲, 石川 敬掲

2005年2月

宇宙航空研究開発機構  
Japan Aerospace Exploration Agency

# 低速風洞における非断熱性全機模型上の遷移計測\*

横川 譲<sup>\*1</sup>、青木 良尚<sup>\*2</sup>、星野 秀雄<sup>\*2</sup>、室田 勝一<sup>\*2</sup>、野中 修<sup>\*2</sup>、  
吉田 憲司<sup>\*1</sup>、上田良稻<sup>\*1</sup>、石川敬掲<sup>\*1</sup>

## An Improvement of the Transition Measurement Techniques for Metallic Aircraft-Model in Typical Lowspeed Wind Tunnel\*

Yuzuru YOKOKAWA<sup>\*1</sup>, Yoshihisa AOKI<sup>\*2</sup>, Hideo HOSHINO<sup>\*2</sup>,  
Katsuichi MUROTA<sup>\*2</sup>, Osamu NONAKA<sup>\*2</sup>, Kenji YOSHIDA<sup>\*1</sup>,  
Yoshine UEDA<sup>\*1</sup>, Hiroaki ISHIKAWA<sup>\*1</sup>

### ABSTRACT

This study developed procedures to measure the boundary layer transition on a metallic aircraft model in a typical large-scale low-speed wind tunnel. At the JAXA 6.5 m × 5.5 m low-speed wind tunnel (LWT1), the boundary layer on the left wing of the ONERA model was investigated using two quantitative methods (Preston Tube and Hotfilm Sensor) and also two visualizing methods (temperature-sensitive Liquid Crystal, Infrared Camera). In the course of the experiments a technique for investigating transition points was developed, which is presented here.

**Keywords:** *Transition Measurement, Preston Tube, Hotfilm Sensor, Liquid Crystal, Infrared Camera*

### 概 要

遷移計測の高度化高効率化を念頭に、最適な計測手法選定と関連技術開発を目的として、開発試験において実施することが予想される非断熱性の輸送機形態模型を対象に遷移計測を実施した。試験は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（LWT1）において、ONERA 低速標準模型を対象に行った。計測手法としては、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を使用した。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。また感温液晶と赤外線カメラを用いた計測およびその結果から、非断熱性の模型上であっても模型の強制冷却を行うことにより模型表面温度分布からの遷移点判定が可能であることが実証された。総合的には、本試験のような条件下においては、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。

---

\* 平成 16 年 12 月 7 日 受付 (received 7 December, 2004)

\*1 総合技術研究本部 新型航空機技術開発センター(Advanced Aircraft Technology Center, Institute of Space Technology and Aeronautics)

\*2 総合技術研究本部 風洞技術開発センター(Wind Tunnel Technology Center, Institute of Space Technology and Aeronautics)

## 1. はじめに

近年の旅客機開発においては、要素技術として高揚力装置の高性能化に注目が集まっている。JAXA 総合技術研究本部においても、昨年度より開始された小型旅客機開発プロジェクト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およびCFDによる最適設計技術開発を取り挙げている。

高揚力装置の高性能化において空力的見地から考えられる最大の課題は、最大揚力係数 (CLmax) の Re 数依存性の解明である。Re 数効果と呼ばれるこの現象は、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ており、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性能予測につながるものと考えられている。このような背景から、派生的な研究課題として遷移計測技術の高度化が注目を集め始めている。

最近の遷移計測は ETW 等の高レイノルズ数風洞において実施する例が多く見られる。これは、実機レイノルズ数の再現という点からも望ましく、また感圧塗料、赤外線カメラ等を使用することで計測も比較的容易に行えるようになったためである。しかしながら高レイノルズ数風洞の使用料は一般に高額で、模型設計にも特別な配慮が必要であることから開発時の効率という点で優れているとはいえない。このような状況を考慮すると、一般的な風洞を用いて試験を行うことを前提に、そのような風洞でも使用可能な遷移計測技術を向上させることがより効率的であると考えられる。また6分力計測用の模型を兼用することが開発費用、期間という点から最良の選択肢である。

JAXA 総合研究開発本部においては旧NAL時代から後退円柱、後退翼等の境界層遷移に関する詳細な研究<sup>1)</sup>が行われており、現象解明という視点から数多くの実績がある。これに伴い非定常成分も含めた高度な計測技術およびそれらに関する情報が各研究者レベルで数多く蓄積されている。

一方で、実機開発における全機あるいは半裁模型上の遷移計測という視点で捉えた場合には、経験や情報の乏しさを否定できない。前述のとおりごく一般的な風洞において航空機開発に寄与する高精度の遷移計測を実施しようと考えた場合には、現在までに蓄積されている技術を使用する風洞設備および模型の特性等に合わせた最適化する必要がある。

本研究では、一般的風洞における遷移計測の高度化高

効率化を念頭に、汎用性という視点からの問題点を考慮し、最適な計測手法選定と関連技術開発を目的として、開発試験において実施することが予想される非断熱性の輸送機形態模型を対象に遷移計測を行った。

## 2. 試験装置、供試体および試験方法

### 2.1 試験設備

試験は宇宙航空研究開発機構 (JAXA) 風洞技術開発センターの 6.5m×5.5m 低速風洞 (LWT1) において実施した。同設備は、大気圧連続回流式の亜音速風洞であり、熱交換器等の気流温度制御装置は備えられていない。また風速の制御は送風機回転数および動翼ピッチを変化させることにより行われるが、動翼ピッチを変化させた場合、主流の乱れも同時に変化し遷移の特性に影響を及ぼす。従って本試験においては、主流乱れ度が最小となるピッチに固定し、回転数の変化によってのみ風速の制御を行った。尚、主流の乱れ度は 0.16% (L.P.F=0.01Hz) である。

### 2.2 試験供試体

試験に用いた供試体は LWT1 所有の 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ニウム製の標準的な輸送機形態の全機模型であり、その三面図を図1に示す。同模型は遷音速標準模型としてよく知られている ONERA-M5 標準模型の 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 Peaky 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。その他模型スペックの詳細については図中右上の表に示す。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。主翼の構造は中空であり、特定の部位のみ熱容量が大きくなるような構造部材は内蔵されていない。

供試体は図2に示すとおり風洞固定壁カート内のステイニング模型支持装置にダミー天秤を介して取り付けられた。本模型は前述の通り遷音速域での使用を前提に設計された M5 シリーズを基礎としているため、標準模型でありながら低速域における 6 分力、圧力、遷移等の参照データが存在しない。尚、本模型に対して取得された縦 3 分力データを図3に、迎角 -4° に対する静圧分布を図4に示す。本模型に関する詳細な基礎空力データについては参考文献<sup>2)</sup>を参照されたい。

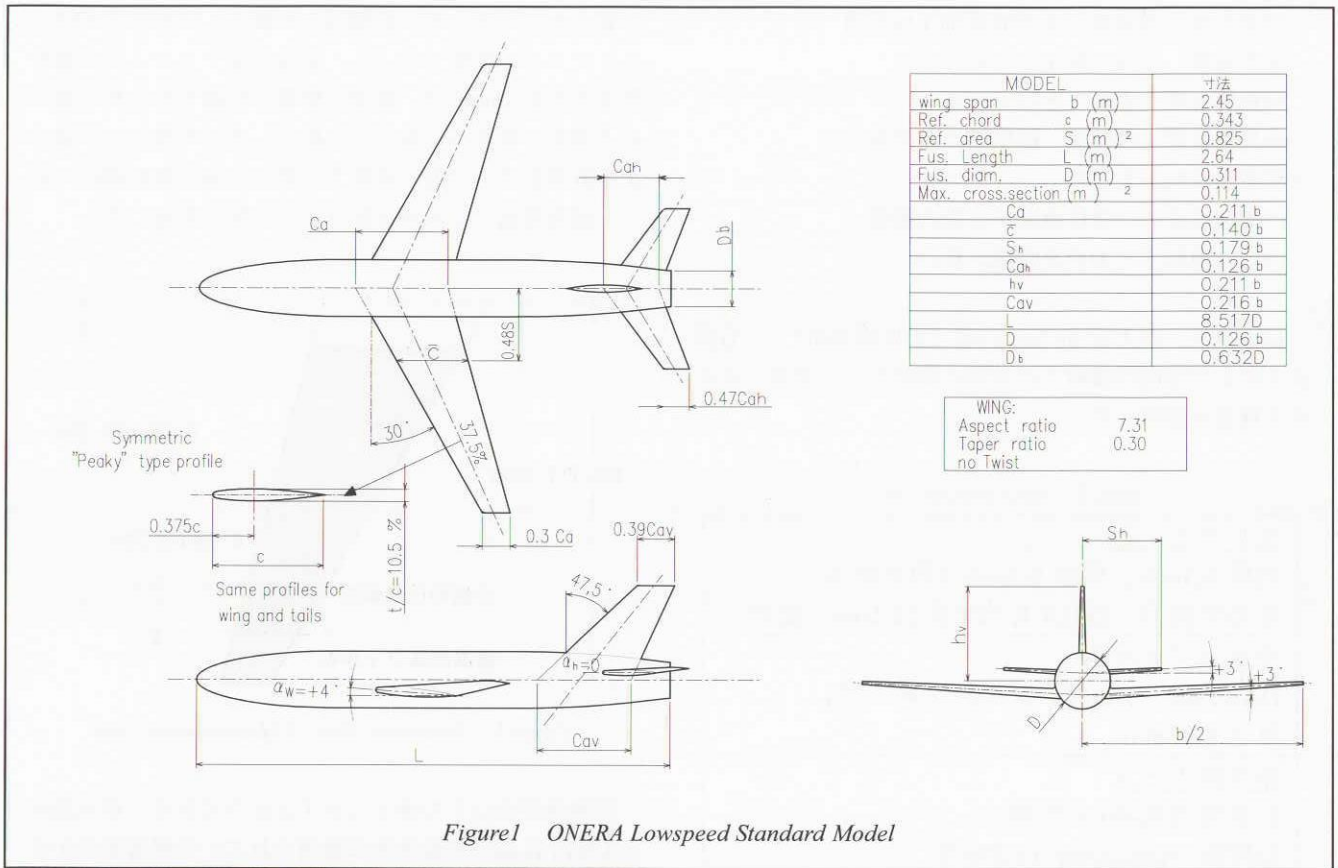


Figure 1 ONERA Lowspeed Standard Model

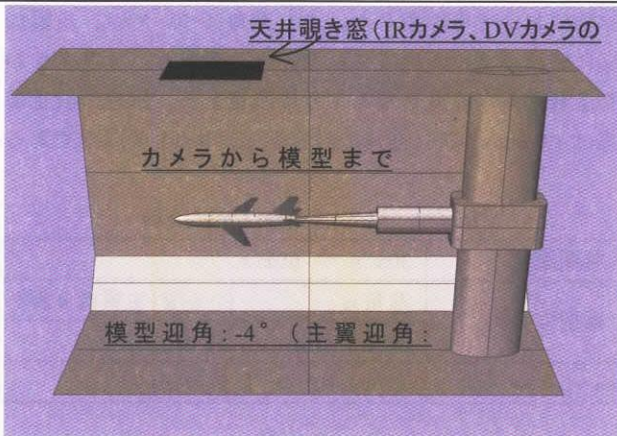


Figure 2 Schematic View of the Setup

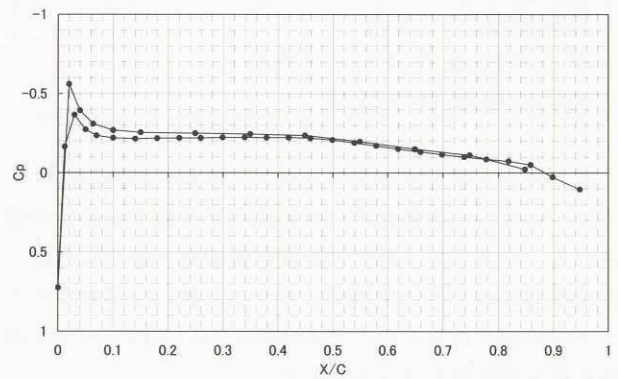


Figure 4 Pressure Coefficient Distribution

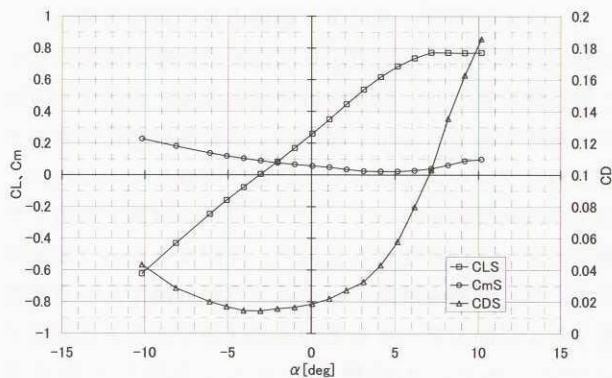


Figure 3 Character of CL, CD, Cm

## 2.3 試験

### 2.3.1 計測機器

欧米における Re 数効果解明の研究では、非定常圧力センサー (非定常圧力計測)、ホットフィルム、プレストン管 (摩擦抵抗係数計測)、総圧レイク (境界層速度分布計測)、赤外線カメラ、チャイナクレー、昇華法 (遷移点計測) 等が使用されている。一方で、ごく一般的な低速風洞での開発試験における汎用性という視点から考えると、遷移計測には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
  - ⇒総圧を高くすることは不可能
  - ⇒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<sup>3~5)</sup>も踏まえた上で今回は遷移点の計測に限定した上で表 1 に示す 4 種類を選択した。

Table1 Measurement Devices

<p><u>プレストン管</u>          内径 0.3mm、外径 0.5mm (円形断面)          圧力変換器 (DRUCK PDCR-22 1psi) 使用</p>
<p><u>ホットフィルム</u>          DANTEC 5R47(シングルプローブ)、          厚さ 0.05mm</p>
<p><u>赤外線カメラ</u>          計測温度域 -40~70 度、          分解能 3mm/pixel (1.3%℃)</p>
<p><u>感温液晶フィルム</u>          厚さ 0.3mm 弱 (テープ含む)、          発色温度域 19~21 度</p>

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、正確かつ詳細なデータの取得が可能であると予想される。一方で、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大型模型に対する計測には不利であることが予測される。そこで本研究においてはデータ生産性を最大の評価ポイントとした。

感温液晶フィルムと赤外線カメラ、すなわち温度分布の可視化的な手法については、広範な情報が短時間に得られることからデータ生産性という点で非常に有効な手法である。しかしながら、通常は主流総温度の変化が可能な風洞において断熱模型を使用する方法が一般的であり、本研究のように温度制御が不可能な風洞と金属模型の組み合わせは極めて不利な条件を揃えたことに他ならない。そこで、本試験にお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を評価の対象とした。

### 2.3.2 試験条件

計測位置は左舷主翼の翼端部付近である。計測位置の概要を図 5 に示す。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上、すなわち 81.6% ハーフスパン位置で行った。感温液晶フィルムは外翼静圧孔の左右 75mm に、端部の影響を回避するため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。

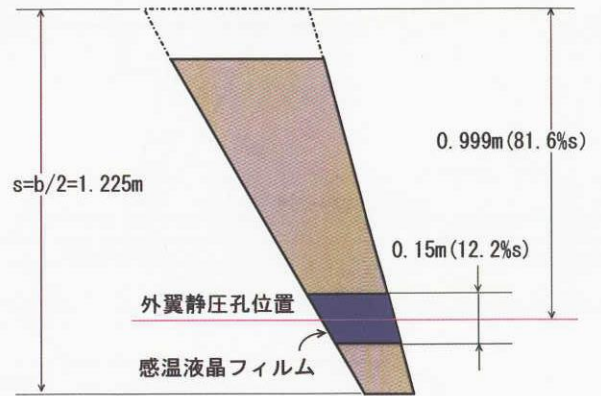


Figure5 Schematic View of Measurement Area

試験条件は以下の表 2 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±0.1m/s 以内、迎角の設定誤差は±0.1 度以内である。

Table2 Measurement Conditions

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	$0.71 \times 10^6 \sim 1.41 \times 10^6$	

## 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

プレストン管データにより遷移点を判定する場合<sup>6)</sup>、通常は計測された総圧値から同位置での静圧値を差し引き動圧値を算出し、境界層低層部の速度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そのまま適用することは妥当ではない。また、本試験に先立って実施した矩形翼 (NACA0015) 模型による予備試験においては、総圧値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、本試験結果も同様に総圧値に対する評価を行った。

一方、ホットフィルムデータにより遷移点を判定する場合、センサーのキャリブレーションを実施せずに熱膜風速計の出力信号をそのまま評価する方法<sup>7)</sup>が採られることが多い。AC 信号および DC 信号のどちらを用いても遷移点の判定は可能であるものの、後者による評価を行う場合はセンサーの特性が大きく変化しない、すなわち層流と乱流の別によるもの以外の要因によって出力値が大幅に変化しないことが大きな条件となる。出力値を大幅に変化させ得る一番大きな要因として気流の総温度変化が挙げられるが、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 信号は温度等の外的な要因に左右されずに遷移領域でピークを取る<sup>8)</sup>ため遷移点の判定が容易である。しかしながら乱流化後は信号レベルが低下するため、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。このように両者の特徴には一長一短あるものの汎用性という点では AC 信号の利用が有利であり、これを正確に評価できるようコード方向に  $X/C=4\%$  の間隔で計測を行った。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。使用したプレストン管およびホットフィルムの写真を図 6 に示す。センサープローブの移動は一点計測するごと送風機を停止し、風洞内に立ち入って設置を繰り返す方法により行った。

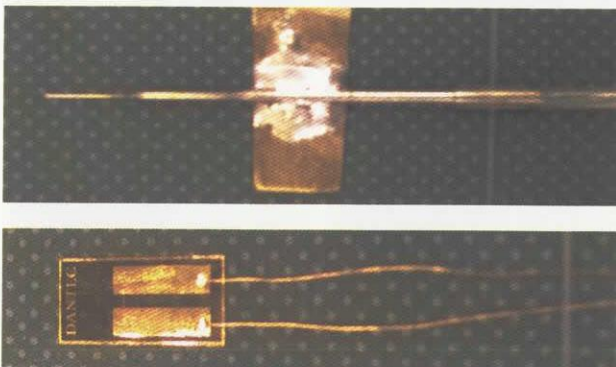


Figure6 Preston Tube (upper) and Hotfilm Sensor (lower)

図 7 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。

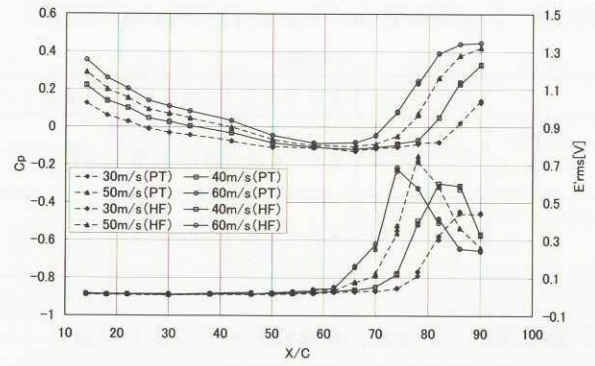


Figure7 Results of Preston Tube and Hotfilm Measurements

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方法は、プレストン管データに対しては図 8 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>である。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>8)</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<sup>9)</sup>されている。

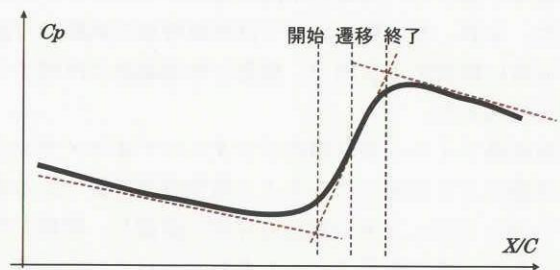


Figure8 Definition of Transition Point from Preston Tube Data

上記のような定義を元に図 8 より遷移点を推定すると表 3 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、計測の位置分解能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。

Table3 Transition Points measured by Preston Tube and Hotfilm

	30 m / s	40 m / s	50 m / s	60 m / s
プレストン管	91 ± 2 %	85 ± 2 %	81 ± 2 %	77 ± 2 %
ホットフィルム	88 ± 2 %	84 ± 2 %	78 ± 2 %	74 ± 2 %

### 3.2 感温液晶フィルム、赤外線カメラによる計測

#### 3.2.1 可視化画像からの遷移点推定

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<sup>5, 10)</sup>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。

この計測法をごく一般的な低速風洞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、熱伝導が大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図2に示すよう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、赤外線カメラ使用の際に問題となる放射率の増加のため、同じ厚さの黒色シートを貼付した。

計測は、風洞停止状態で図5に示す右翼の翼端から約50%スパンの領域を各通風前にアイスノンにて30分程度冷却し、次に赤外線カメラにより冷却部位の表面温度が一樣になっていることを確認、冷却装置を取り外し約5分程度の通風を両カメラで同時に撮影するという手順により行った。金属模型であることから、全体を完全に均等に冷却することは困難であるものの、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。但し、確認を行ったのはあくまでも表面温度のみであり、模型内部の温度分布、熱容量の分布等は考慮していない。

図9に感温液晶フィルムの撮影結果を示す。同図における計測時の温度は、気流が24度、模型表面が7度であ

った。茶色の領域は初期状態が残存する低温域を、青色の領域は高温域を示している。ここで、高温域とは、強制的に冷却されていた初期状態が乱流境界層により早期に熱交換され気流温度に近付いていることを意味する。茶と青の間に見られる緑色の領域が遷移域である。撮影画像に対するRGB解析を行い、緑色の強さのみを抜き出して図中スパン中央における値を黄色で示した。ここでは、黄色の線のピーク位置を遷移点と定義する。ピーク位置は図中赤線の交点に対応する。主流速度が大きくなると遷移点が上流側へ移動する様子が認められる。

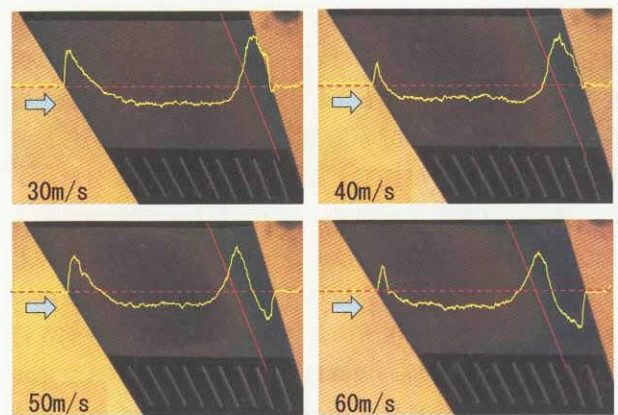


Figure9 Images of the Liquid Crystal Film (Brown : Low temp., Blue : High Temp.)

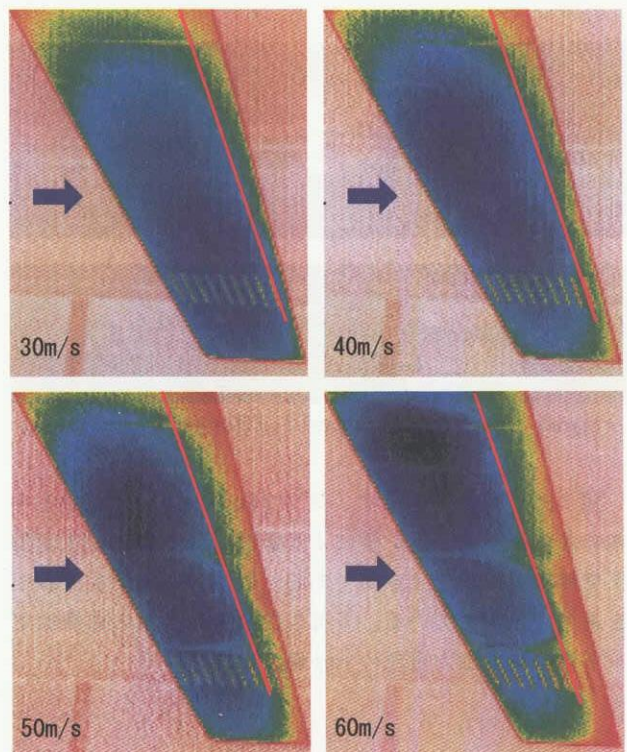


Figure10 Images of the Infrared Ray Camera (Blue : Low temp., Red : High Temp.)

次に図10に赤外線カメラにより撮影された温度分布を示す。図10では温度と色の対応が図9と逆になっている。青色域が低温を、赤色域が高温を表す。赤外線カメラにより得られた遷移特性が感温液晶フィルムによるものと概ね一致することが分かる。さらに、これらの計測結果は点計測手法であるプレストン管による定量的点計測のデータと一致することが確認された。これらの結果から、模型の強制冷却によって風洞気流と模型表面に適当な温度差を与えることで、金属模型上であっても層流と乱流の特性の差異による温度分布からの遷移位置特定が可能であることが実証された。

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判断することもできる。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のみによるものと判断することは避けるべきであると考えられる。

### 3.2.2 温度分布の時間依存性について

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特定することが必要となる。

図11に50m/sの場合の感温液晶画像の時間変化を示す。t=10sの画像に赤線で示されている遷移点は図9においてプレストン管データとの確認を行った位置とほぼ同じであるが、時間経過とともに遷移位置の特定は困難となっている。すなわち t=30s に示されている赤線位置での温度分布は t=10s のものと定性的に一致しない。この結果は、感温液晶画像から得られる情報が時間に依存するものであることを示す。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（今回は19度から21度）を過ぎると全て同じ色に向かって収束するため、長時間の使用は困難であり、特に開発試験時に使用されるような大型の風洞では、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く、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12に一樣流速（50m/s）が定常となった時刻および80秒後の計測画像を示す。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表面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る。

以上より、低速風洞の特性や諸事情を勘案すると、可視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。

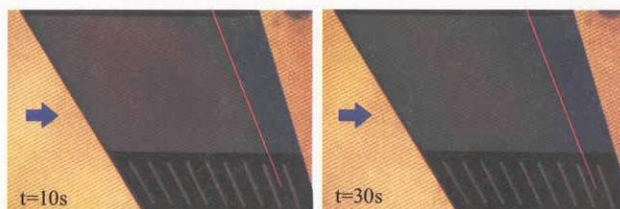


Figure11 Time-Series of Liquid Crystal Film Images (50m/s)

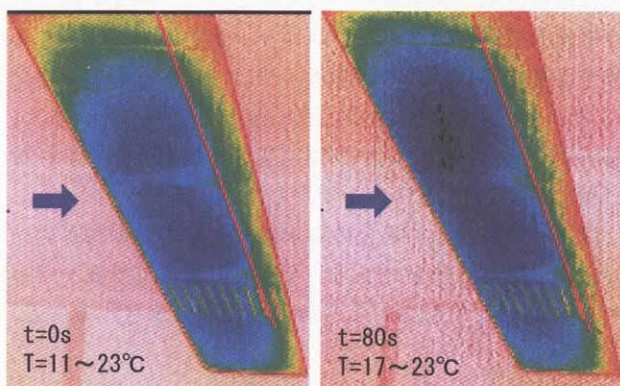


Figure12 Time-Series of IR Images (50m/s)

### 3.3 4手法による計測結果の比較

図13には本試験において用いた4手法による遷移点計測結果を示す。今回は可視化画像からの定量値の推算を実施しなかったこともあり、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。特に、30m/s、40m/sに対する感温液晶の結果では、図9に示すとおり青色がほとんど発色しておらず、推定が非常に困難である。これは前項で述べたとおり、感温液晶の発色温度域が狭く、定常となったタイミングを定めることが難しいという点も関連しているものと考えられる。

また、定量的点計測のプレストン管とホットフィルムの結果も完全には一致していない。これは、前者が境界層内速度を計測している一方で、後者は壁面摩擦の変動成分を計測しており、そもそも異なった物理量を比較し



ていることによるものと考えられる。このような問題を回避するためには、3.1 で定義した両者に対する遷移位置が物理的につじつまの合うものであるか否か再度検証する必要がある。

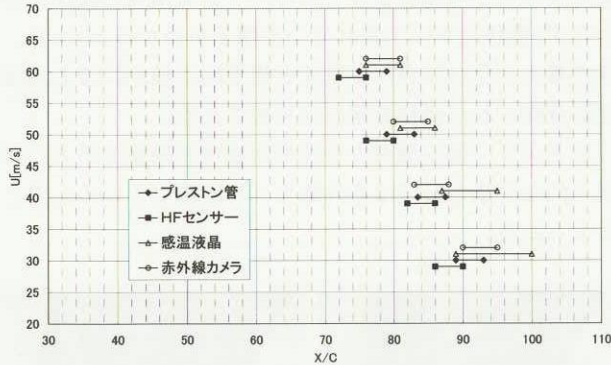


Figure 13 Transition Locations Measured by four Devices

### 3.4 遷移予測解析

実機開発時の遷移点予測という観点からは、試験のみに頼ることはデータ生産性向上の妨げとなる。そこで今回は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 eN 法(envelope 法)<sup>1)</sup> であり、実験で計測した静圧分布を使用した。また、解析コードは同チームが小型超音速実験機 NEXST-1 設計用に開発した LSTAB を使用した。

図 1 4 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。

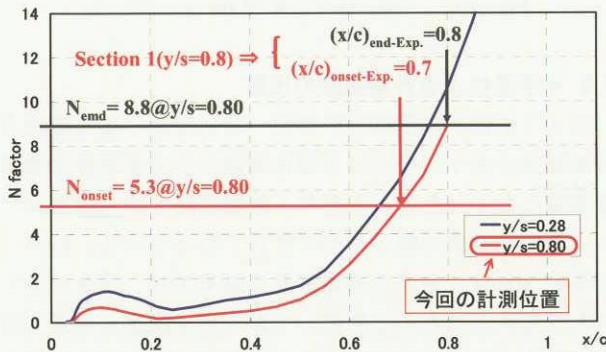


Figure 14 N Factor from the Transition Analysis

図 9 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 1 4 の曲線に対応させると、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、 $N=7$

～9 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より詳細な実験的情報が必要になるものと考えられる。

## 4. まとめ

一般的な低速風洞において、非断熱性の全機模型上の境界層遷移計測技術開発を行うことを目的とし、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 低速標準模型に対する遷移計測試験を実施した。結果は以下に示すとおりである。

- (1) プレuston管およびホットフィルムによる定量的点計測は、一計測点ごとに風洞内に立ち入りセンサーの移動が必要となることから計測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。しかしながら両者の結果は完全には一致しないため、データ上の遷移点の定義を物理的な意味が明白となるよう再検討する必要がある。
  - (2) 強制冷却を行った上で感温液晶フィルムおよび赤外線カメラを使用することで、金属模型に対しても表面温度分布からの可視化的遷移点判定が可能であることが実証された。また両手法の比較結果として、前者の場合発色温度域が狭いため定常となったタイミングを判定しにくく、結果が時間依存的にならざるを得ない。一方後者は後処理において発色温度域を変化させることが可能であるため、風洞気流と模型表面温度に僅かにでも差があれば定常状態の長時間維持が可能である。
  - (3) 本試験で適用したような条件下で高精度なデータを生産性を向上させつつ取得するためには、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uston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。
- 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。

## 参考文献

- 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,1999, pp.298
- 2)横川, 他;航技研 6.5m×5.5m 低速風洞標準模型低速風洞試験について,NAL-SP, 印刷中
- 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, 2002, pp.57-60
- 4)河合, 小国;境界層遷移点の測定法, NAL-TR353

- 5)野口, 石田, 須谷, 佐藤, 神田;遷音速における二次元LFC 翼の感温液晶による遷移点の可視化試験,NAL-TM679
- 6)J.,H.,Preston; The Determination of Turbulent Skin Friction by Means of Pitot Tubes, Journal of the Royal Aeronautical Society, Vol.58, February, 1954
- 7)F.,Haselbach, W.,Nitsche; Surface Hot-Films and Hot-Film Arrays Basics and Application, Lecture Series 2001-01
- 8)Owen,K.,F; AIAA Journal, Vol.8, No.3, March, 1970, pp.518-523
- 9)Bertram,M.,H., Neal,L.,Jr.; NASA, TM X-56335, May,1965
- 10)Reda,C.,D., Wilder,C.,M., Crowder,P.,J.; Simultaneous, Full-Surface Visualizations of Transition and Separation Using Liquid Crystal Coating, AIAA-Paper96-2182
- 11)Yoshida,K., Ogoshi,H.; Numerical Study on Transition Prediction Method and Experimental Study on Effect of Supersonic Laminar Flow Control, NAL-SP31, pp.59-7



宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-04-018

---

発行日 2005年2月28日  
編集・発行 独立行政法人宇宙航空研究開発機構  
〒182 - 8522  
東京都調布市深大寺東町七丁目44番地1  
TEL 0422 - 40 - 3000 (代表)  
印刷所 有限会社 ノースアイランド  
東京都西東京市ひばりヶ丘北4 - 1 - 9

---

© 2004 JAXA

※本書(誌)の一部または全部を著作権法の定める範囲を超え、無断で複写、複製、転載、テープ化およびファイル化することを禁じます。

※本書(誌)からの複写、転載等を希望される場合は、下記にご連絡ください。

※本書(誌)中、本文については再生紙を使用しております。

<本資料に関するお問い合わせ先>

独立行政法人宇宙航空研究開発機構 情報化推進部 宇宙航空文献資料センター



宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency