

WINTEC における境界層遷移位置計測法整備へ向けた遷音速試験

藤井啓介、佐藤衛、野口正芳、瀧尾和徳、細江信幸 (ISTA/JAXA)

Developments in Measuring Boundary-Layer Transition Locations at WINTEC Transonic Wind-Tunnels

Keisuke Fujii, Mamoru Sato, Masayoshi Noguchi, Kazunori Mitsuo and Nobuyuki Hosoe (ISTA/JAXA)

Abstract

A series of wind tunnel tests were conducted to develop a boundary-layer tripping technique and also a detection technique for the boundary-layer state in transonic wind tunnels in ISTA/JAXA. A commonly used disk-type roughness element was used in the test and the conventional criterion for the effective roughness height was confirmed valid in the present case, also. A detection methodology for the boundary-layer state based on the quantitative measurement of the aerodynamic heating was applied to this experiment in a blow-down transonic facility, using both the Temperature Sensitive Paint (TSP) technique and the Infra-Red Thermography (IR) technique. The results indicate the methods are both useful in transonic experiments. Transition detection in a closed-circuit transonic wind tunnel was also achieved by varying the reservoir temperature, but it is found that the technique is not necessarily good for the boundary-layer state determination without any additional roughness for the reference purpose.

Keywords : Boundary-Layer Transition, Aerodynamic Heating, Transonic Flow

1 序

風洞試験データからの実機条件における空力特性の推定は理想的には Reynolds 数と Mach 数とによる相似則に基づいて行われるべきであるが、現実には、実機気流条件と同程度の一様流 Reynolds 数を地上試験で実現することは一般に困難である。そのためいわゆる高 Reynolds 数外挿技術が必要となる。その外挿においてしばしば興味の対象となるのが境界層の状態あるいは遷移位置である。そこで表面粗さを付加し強制的に遷移点を固定させる風洞試験技術が、遷移位置計測と並んで重要となる。この遷移位置計測技術と強制遷移技術は高 Reynolds 数外挿法の一要素として相補的な重要性を持っており、古くから多くの方法が開発されてきている。しかしながら宇宙航空研究開発機構総合技術研究本部（以下 ISTA/JAXA）においては個別の実験は過去においていくつかはなされているものの標準風洞試験技術としての確立はなされていないのが現状である。そのため試験技術向上のためのひとつとして表面粗さによる境界層の強制

遷移技術および遷移位置計測技術の確立が重要であると認識し、ここではそれに向けた実験を実施することとした。まず比較的その需要が大きいと予想された遷音速域における強制遷移技術、遷移位置計測技術に今回は注目した。

強制遷移のために必要な表面粗さ高さを求める方法としておそらくもっとも広く用いられている方法は Braslow ら¹による粗さ高さ及びその位置における気流状態量による Reynolds 数 Re_k によるもので、 $Re_k > 600$ となる粗さ高さが必要であるとしている。強制遷移技術を標準的な風洞試験法として確立するためにはしかしながらその妥当性を実際に使用する風洞の代表的条件で確認すべきであると考え、今後標準的に使用されることが考えられたラフネス種類に対して粗さ高さ設定法の妥当性確認を行うこととした。もともと Braslow らは grit-type 粗さにより実験を行っているが、高さ、密度等の再現性を確保するために実用性の高いと考えられるディスク型のラフネスを ISTA/JAXA 風洞技術開発センターにおける強制遷移法の候補とした。

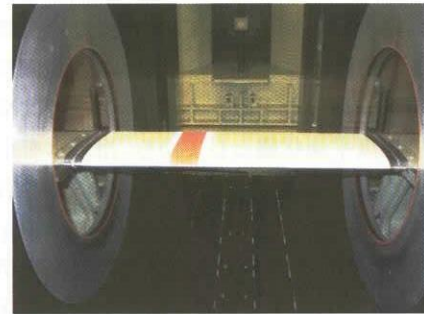
境界層状態の把握は前述の通り高 Reynolds 数外挿としてだけでなく、風洞試験における流れの現象理解のためにもその需要は大きい。そのため、模型内にセンサを装着したりプローブをトラバースするなどといった方法ではなく、遷移計測に特に特化しない一般の金属模型上の境界層状態を判別する方法を確立する価値は大きい。層流 / 乱流境界層では熱伝達率、断熱壁温度がそれぞれ異なりそのために表面温度に差が生じるので、その性質を利用し計測範囲内に遷移フロントがない場合においても境界層状態の把握する方法を確立することを今回の目標の一つとした。このように熱的計測により層流 / 乱流境界層を判別する場合、特に熱伝導のよい金属模型を用いた試験では一般に断熱壁温度の計測のみでは境界層状態を判別するに十分な精度を確保することが困難である。そのため層流・乱流境界層における熱伝達率を計測することによる方法が考えらる。ここでは赤外線 (IR) カメラ及び感温塗料 (TSP) による加熱率分布計測を行い、これまで実績のある感温液晶による可視化実験とあわせて、風洞適用に際しての長短所の整理を試みた。加熱率計測による方法では原理的に、より温度平衡状態からはずれる吹出し式風洞試験などが、回流式風洞試験と比べ技術的な困難が少ないと考えられたためまず吹出し式遷音速風洞である ISTA/JAXA 0.8m × 0.45m 高 Reynolds 数遷音速風洞において 2 次元翼模型の定量的な計測を試み、さらに回流式風洞である ISTA/JAXA 2m × 2m 遷音速風洞において定性的な可視化法による遷移位置判定について試みた。

2 実験

2.1 風洞、試験条件、計測法

試験は前述の通り二回にわけ、0.8m × 0.45m 高 Re 数遷音速風洞 (TWT2) における NACA0012 二次元翼模型による感温液晶可視化、IR 計測、TSP 温度分布計測、粗さ効果計測を行ったものと (図 1a(a))、2m × 2m 遷音速風洞 (TWT1) における ONERA-M5 標準模型を用いた IR 計測試験 (図 1(b)) とした。

TWT2 試験における主流 Mach 数は、 $M_\infty=0.60, 0.69, 0.812$ で、静圧 $p_0=200, 400\text{kPa}$ 、迎角 $\alpha=0 \text{ deg}$ の条件とした。使用した模型は SUS303 製 NACA0012 翼型模型 ($c=150\text{mm}$ 、 $b=450\text{mm}$) である。本模型は $y/b=0$ 位置に同軸熱電対を有し、通風中における模型表面 (塗装面下) 温度を IR/TSP 計測値との比較用として計測した。今回の試験での通風時間はおよそ 30 秒～50 秒であり、その間模型はほぼ均温状態から空力加熱により冷却される。TSP 計測時では、PSP を $0.22 < 2y/b < 0.4$ の範囲に適用し加熱率理論値導出に必要な C_p 分布の同時計測も



(a) TWT2 試験



(b) TWT1 試験

図 1: 試験セットアップ

行った。TSP/PSP による圧力・温度計測に必要な均温・均圧時参照データは、一日の最初の Run 前に取得し、同軸熱電対温度、風洞圧力センサ指示値を基に試験画像データの規格化を行った。

IR による温度計測試験では、TSP/PSP 塗装をはがし、事前に計測した輻射率およそ 0.92 の黒色塗料を模型表面に塗装して行った。輻射率が 1 以下の温度計測では表面における反射の影響評価の目的で周囲温度が既知である必要があるが、本風洞試験の場合風洞壁が冷却されるため周囲温度を正確に見積もることはできず、IR 計測には必ずしも理想的な状況にない。やむを得ず、風洞通風後に測定室内で実施した温度較正により較正曲線を本試験用に定め温度への変換を実施した。IR 計測時に実施した強制遷移試験においては $\phi=1.0\text{mm}$ ディスクラフネスを $x/c=5\%$ 、20% 位置に取り付けた。その際ノミナルラフネス高さとして $20\mu\text{m}$ 、 $60\mu\text{m}$ の二種類を用い、それぞれの高さの再現性はおよそ $\pm 10\mu\text{m}$ 以下である。一般部の表面粗さに関しては、型取りによる計測の結果、 $\text{RMS}0.1\sim 0.2\mu\text{m}$ であった。また、加熱率理論値導出の際、 C_p 分布は過去に得られている同条件における圧力模型による結果を用いた。

回流式風洞である TWT1 における試験では、特に熱伝導の比較的高い薄肉模型の場合、平衡状態の温度分布は必ずしも断熱壁温度分布を示さない。そのため浅井ら²が低温風洞において行った方法と同様に、ここでは

TWT1において風洞総温を徐々に変化させることによる遷移位置同定の可能性について試した。主送風機により与えられる熱を奪い取るための冷却水の流量調整が総温制御として唯一可能な手段であるが、ここでは冷却水を最大流量で温度平衡状態としてから、冷却水を止め総温度を上昇させる手段をとった。今回の試験条件 ($M_\infty=0.7, p_0=60 \text{ kPa}$) では最大で $(\delta T_0/dt) \approx 0.05 \text{ deg/s}$ の変化率で、およそ 100 s の間でほぼ最大の変化率が得られた。計測は ONERA-M5 右舷翼上面を上記と同様に黒色塗装し、IR カメラにて温度計測を行った。

2.2 空力加熱率

TWT2 試験にける表面温度履歴からの加熱率導出には変化時間が長いいため半無限一次元熱伝導の仮定はこの場合適切ではない事が判明したため、翼厚を考慮した一次元熱解析により行った。また、空力加熱理論値は Zobyら³が示している方法に従い求めたが、そこで断熱壁温度 T_{aw} を求めるために必要な回復係数 r は境界層状態によらず $r = \sqrt{Pr}$, ($Pr=0.72$) として処理した。

2.3 遷移位置計測法の特徴比較

実際に試験結果の比較を行う前にここで感温液晶、IR 計測法、感温塗料法それぞれの方法の特徴を簡単にまとめてみる。まず感温液晶法は、液晶膜による反射光の波長の変化を捉えるため液晶膜は基本的に黒色であることが望ましく、一般的には黒色塗装の上に液晶膜を形成する必要がある。この方法のもっとも際立った長所は観測光学系が簡単・安価であり比較的实施が容易で柔軟性があることにある。その反面表面温度の定量的な計測は一般には困難で、遷移位置の判定は温度分布のパターンから判断せざるを得ない。また、液晶面の損傷を受けやすいことや、予め適切な感温範囲を設定しないとパターンの可視化も難しくなることもあることが短所として挙げられる。

赤外線 (IR) カメラを用いた遷移位置計測法では表面輻射率 ε に比例して放射される放射光を計測するため輻射率の低い金属表面の温度の直接計測は困難で、一般には黒色などの塗装を行って実施する。この方法では表面温度の定量計測が可能であり、かつ較正等も比較的容易である。しかしながら BK7 などといった一般の光学窓材は IR を効率よく透過しないため光学窓をすべて IR 透過窓材としなければならない。またシステム自体が高価であり、視野角などの制約も大きい。

最後に感温塗料 (TSP) は、励起光により励起された感温塗料分子が発光する強度を観測するもので、その効率を高めるため一般には下地は白色など反射のよい塗装を

行いその上に感温塗料を塗装する。この方法は IR カメラと同様に表面温度の定量計測が可能であると同時に、励起光、発光とも可視光であるため通常の BK7 などの窓材が使用可能である。そのためレンズ種類による視野角への制約も少ない。さらに同様の原理を用いている感圧塗料 (PSP) を併用することで St 数理論値導出に必要な表面圧力分布の同時計測が可能であることも長所のひとつである。反面、励起光の導入や遮光の必要性など光学系のセットアップが複雑であることや、温度感度・圧力感度に関して試験毎の較正が必要なこと、各模型姿勢において均温・均圧における参照画像データが必要など煩雑性が上記 IR 法と比べより大きい。

3 結果

3.1 TWT2 感温液晶試験

今回の試験において代表とする試験条件である $M_\infty=0.69, p_0=200 \text{ kPa}$ において得られた感温液晶による表面温度分布の可視化結果例を図2に示す。気流は図中上方から下方にむかっており、本感温液晶は温度の上昇に応じ反射光の波長が短くなるような色彩変化を示す。つまり低温の際は赤であったものが、高温になるにつれ紫色へ変化する。今回の試験条件では模型の初期温度は澱点温度とほぼ等しく、空力加熱により実際は冷却される。そのため熱伝達のより強い部分がより早く冷却され紫から赤へ変化することになる。そのことを考慮すると図に示される温度分布からほぼ $x/c \approx 30\%$ 程度において急激な熱伝達係数の上昇が見られることが分かり、その位置において遷移が生じていることが分かる。この図に示されるとおり前述のように遷移位置の特定は全体のパターンから判断することが要求され全面層流・乱流の時などにおいて境界層状態を確実に判別することは難しいことが分かる。

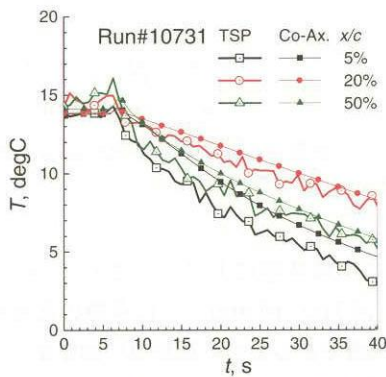


図 2: 感温液晶による表面温度可視化結果例 $M_\infty=0.69, p_0=200 \text{ kPa}$

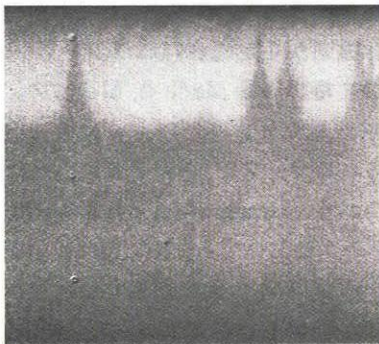
3.2 TWT2 TSP 試験

代表的な気流条件 ($M_\infty=0.69, p_0=200 \text{ kPa}$) における TSP により得られた表面温度変化を同位置における同軸熱電対による計測結果と併せて図3(a) に示す。風洞始動前は両者一致しており精度よく温度が計測できているものと考えられる。通風と同時に TSP 計測値がより低い温度を示しているのは塗装膜の上下面の温度差を示しているものと考えられる。また、同ケースにおける温度分布を図3(b) に示す。 $x/c \approx 30\%$ において急激な温度分布の変化があり境界層遷移を示していることが分かる。

次に乱流楔による影響がない断面を選び、上記熱解析を経て計算された Stanton 数 ($St \equiv \frac{q}{\rho_e u_e (h_{aw} - h_w)}$) 分布を図4 に示す。これから風洞始動後 $t=15\text{s} \sim 25\text{s}$ までの間では、データのばらつきが大きいものの St 数の理論



(a) $y/b=0$ における温度履歴同軸熱電対との比較



(b) 温度分布 図上端が前縁、下端が後縁

図3: TSPによる表面温度計測結果例 $M_\infty=0.69, p_0=200 \text{ kPa}$

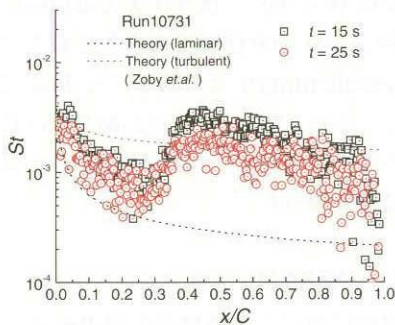


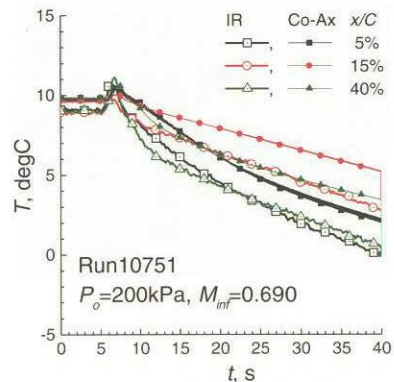
図4: TSPによる St 数分布 $M_\infty=0.69, p_0=200 \text{ kPa}$

値との比較により境界層状態を明確に判別できることがわかった。

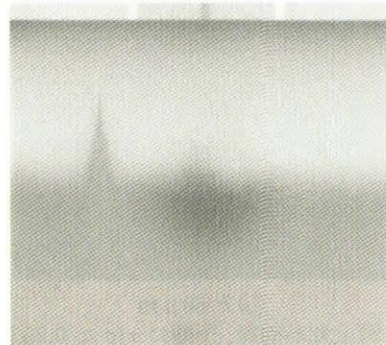
3.3 TWT2 IR 試験

TSP 試験とデータ処理の観点ではよく似た状況であるが、可視光をターゲットとした通常の CCD カメラと異なり、IR カメラでは光学系の制約が大きく、ここでは狭い視野角のためおよそ $0 \leq x/c \leq 0.75, \frac{|2y|}{b} \leq 0.27$ の限られた範囲での観測を行った(図5(b))。図5(a)に IR により得られた表面温度変化を同位置における同軸熱電対による計測結果と併せて示す。通風中の温度が同軸熱電対指示温度と比べ低いのは TSP の場合と同様であるが、通風前においてもおよそ 1 degC 程度低い温度を示しており、この不一致の原因として較正時の風洞内壁温度と通風前が異なる影響等が考えられる。いづれにしても表面温度分布(図5(b))は明確に境界層遷移位置を捉えられることを示している。図中央付近の低温度(暗い)領域は IR カメラ自身が写りこんでいるためで、実際の温度分布を示しているわけではない。

次に得られた温度履歴から TSP の時と同様に St 数を計算し、図6 に示す。計測温度に 1 degC 程度の差があるにもかかわらず理論値との一致は極めてよい。さらに S/N は TSP のときと比べむしろよい。TSP, IR どちら



(a) $y/b=0$ における温度履歴 同軸熱電対との比較



(b) 温度分布 図上方が前縁、下端は $x/c \approx 0.75$

図5: IRによる表面温度計測結果例 $M_\infty=0.69, p_0=200 \text{ kPa}$

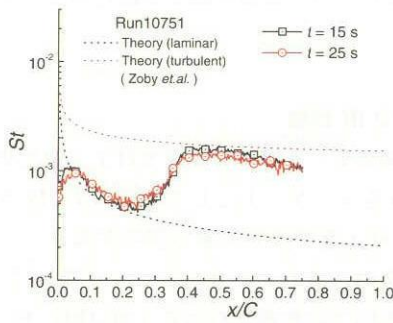


図 6: IR による St 数分布 $M_\infty=0.69, p_0=200$ kPa

の場合でも遷移位置、 St 分布形自体はよく一致しておりどちらの方法も境界層状態を調べるために有効な手段であることが分かった。

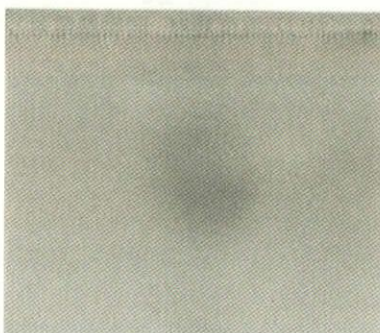
3.4 必要表面粗さ推定法について

遷移をラフネス位置付近に固定するために必要なラフネス高さ k_{eff} を調べるため $M_\infty=0.69, p_0=200$ kPa で、 $x/c=5\%$ 位置に $k=20\mu\text{m}$ および $60\mu\text{m}$ の粗さを取り付けたときの表面温度分布を IR により計測した (図 7,8)。 $k=60\mu\text{m}$ の場合 (図 7(b), 図 8(b))、ラフネス位置から



(a) $k=20\mu\text{m}$

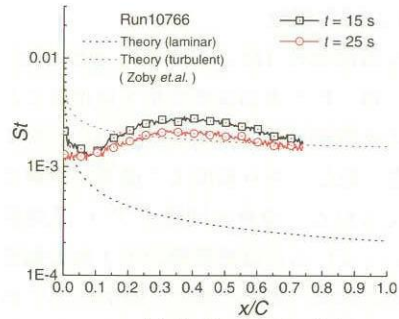
図 7 上方が前縁、下端は $x/c \approx 0.75$



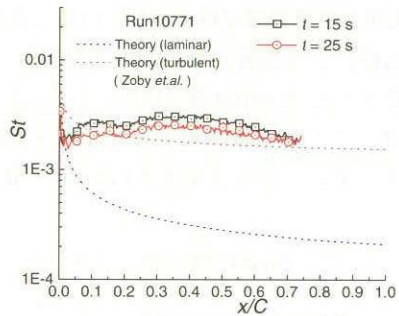
(b) $k=60\mu\text{m}$

図 7 上方が前縁、下端は $x/c \approx 0.75$

図 7: ラフネス効果 $M_\infty=0.69, p_0=200$ kPa、粗さ位置 $x/c=5\%$



(a) $k=20\mu\text{m}$ St 分布



(b) $k=60\mu\text{m}$ St 分布

図 8: ラフネス効果 $M_\infty=0.69, p_0=200$ kPa、粗さ位置 $x/c=5\%$

ほぼ完全に乱流状態にトリップされているのに対し、 $k=20\mu\text{m}$ (図 7(a), 図 8(a)) では多数の乱流楔があり遷移促進が明確であるものの遷移点の固定まではできていないことがわかる。

今回行った試験結果をラフネス高さ k およびその位置での気流状態量から定義されるラフネス Reynolds 数 Re_k を用いて境界層端 Mach 数 Me に対して整理したものを図 9(a) に示す。そこで、●は遷移点を固定できたと考えられるケースで、⊕はそれに満たなかったケースを示している。Braslow¹ の示す $Re_k=600$ の基準に従えばどのケースにおいても確実に遷移点の固定ができることがわかるが、 Re_k の大小が必ずしも強制遷移の効果の強弱を表しているわけでもないことが伺える。非圧縮、孤立ラフネスの場合粗さ高さ k と境界層端状態量で定義される Reynolds 数を $Re_{ek}=u_e k / \nu_e$ として、粗さによる遷移位置は $(u_i \delta_i / \nu_i) - (k / \delta_k)$ 上で近似的に $(u_e \delta_i / \nu_e) (k / \delta_k) = Re_{ek}=900$ の双曲線であらわされることが知られている (Schlichting⁴) ためここでも Re_{ek} で試験条件を再整理してみた (図 9(b))。その結果 Re_{ek} による整理と比べ寧ろよく整理され、かつ $Re_{ek}=900$ の基準も整合の取れた結果となった。

3.5 TWT1 ONERA-M5 試験

回流式風洞における遷移位置計測の試みとして $M_\infty=0.7, p_0=60$ kPa, $\alpha=3.5$ deg で行った IR による主翼表面

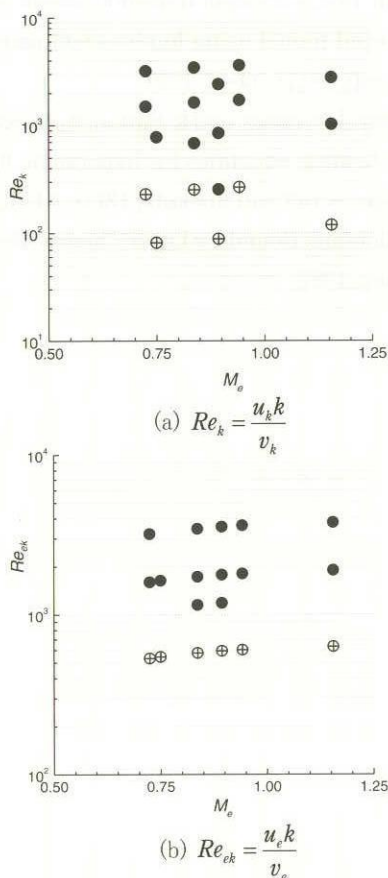


図9: effective roughness 高さ、● 遷移点固定、⊕強制遷移不完全



図10: 表面温度上昇量分布 ($M_\infty=0.7, p_0=60 \text{ kPa}, \alpha=3.5^\circ$)

温度上昇量分布(総温上昇まえにおける表面温度からの上昇分)を図10に示す。ここで主翼前縁近傍 $2y/b=40\%, 50\%, 65\%, 80\%$ 位置に乱流楔を強制的に生じさせるため 0.1 mm 高さ程度のラフネスを貼り付けている。総温が 100 s のオーダーで変化しているにもかかわらず層流・乱流境界層における熱伝達量の違いによる温度上昇量の変化が明確に可視化されている。より詳しく見るために $2y/b=40\%, 80\%$ のラフネス断面およびその近傍断面における温度上昇量分布を図11に示す(図10中の水平線

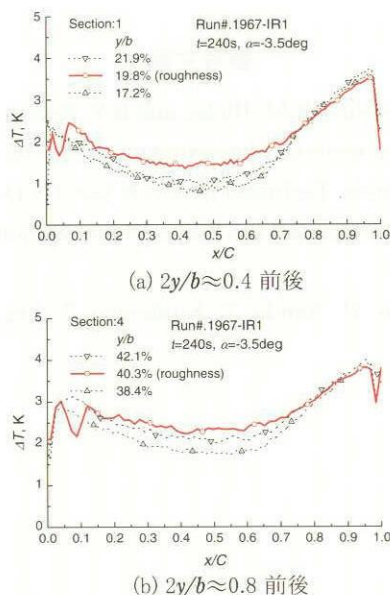


図11: 各断面における温度上昇量プロファイル

が各断面位置を示す)。定性的に実線で示されるラフネス断面におけるプロファイルがその近傍断面におけるプロファイルとほぼ一致する点においてどちらの断面も乱流状態になったものと解釈すれば、遷移終了点は $x/c \approx 0.75 \sim 0.80$ と考えられる。しかしながら温度上昇量分布は翼厚の分布のために、楔内外における差分と比べると大幅に大きく、乱流楔を発生させるラフネスを付加しない限り境界層状態を直接評価することができないことを同図は示している。

4 結論

風洞試験技術向上のためのひとつとして模型に取り付ける表面粗さによる境界層の強制遷移に関して遷音速風洞において確認のための試験を実施した。その結果、広く用いられている $Re_k=600$ となるラフネス高さが遷移点固定に必要な粗さ高さの推定として十分であることを確認したが、同時に境界層端状態量に基づく Reynolds 数による整理が寧ろよりよい相関を持ちそうである結果を得た。

吹き出し式風洞試験において感温液晶による可視化に加え、TSP, IR 両画像計測法を用いて、空力加熱率を層流・乱流理論値と比較することで境界層状態を判定することが十分可能であることを確認できた。今後両方法における長短所を整理する必要がある。

回流式風洞において 100 s 程度のオーダーでの総温変化により遷移位置の特定が可能であることが分かった。しかしながら乱流楔等によるリファレンスが必須であり実用のためには他の方法を検討する必要があることが分

かった。

参考文献

- [1] A.L. Braslow, R.M. Hicks, and R.V. Harris Jr. Use of grit-type boundary-layer-transition trips on wind-tunnel models. Technical Report NASA TN D-3579, National Aeronautics and Space Administration (NASA), 1966.
- [2] K. Asai, H. Kanda, T. Kunimasu, T. Liu, and J.P. Sullivan. Boundary-layer transition detection in a cryogenic wind tunnel using luminescent paint. *Journal of Aircraft*, 34(1): 34-42, 1997.
- [3] E.V. Zoby, J.N. Moss, and k. Sutton. Approximate convective-heating equations for hypersonic flows. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 18(1): 64-70, 1981.
- [4] H. Schlichting. *Boundary Layer Theory*. McGraw-Hill Company, 1987.

