

再突入機開発における境界層遷移予知の問題

Boundary Layer Transition Prediction Problem in Re-entry Vehicle Development

穂積弘一 藤井啓介
Koichi HOZUMI Keisuke FUJII
航空宇宙技術研究所空気力学部

ABSTRACT

Problems associated with boundary layer transition prediction are discussed for aerothermal design of re-entry vehicle. First, windward boundary layer transition characteristics are examined based on US Shuttle and HYFLEX flight data. Then, results of available basic wind tunnel experiments which may be associated with distinctive feature of re-entry vehicle transition are reviewed. Nose bluntness and angle of attack effect are mainly discussed. These effects will related to unit Reynolds number reduction by nose shock total pressure loss, boundary layer edge flow condition change by entropy layer swallowing, and change of shock layer flow profile following change of flight attitude. Finally, importance of efforts in theoretical and experimental studies on boundary layer instability to clarify transition mechanism is emphasized.

Key Words: boundary-layer transition, re-entry vehicle, nose bluntness effect , hypersonic

1. はじめに

H O P E等の再突入機の開発において、再突入時の遷移開始時期の予知は、遷移に伴い空力加熱量が増加するため、熱・空力設計上極めて重要な課題である。再突入時には軌道に沿った主流状態／姿勢の変化に依存して、境界層は再突入開始時の層流から乱流へ遷移するが、遷移開始が再突入時の加熱のピーク時以降に起きる様にするにより、遷移開始時の加熱量上昇及び飛行期間全体の総加熱量が熱設計上の制限を越えない様に断熱タイルを用いた機体の耐熱設計と軌道検討を行う必要がある。

ここでは、シャトルで実用的に用いられた予測法とシャトルやHYFLEXの飛行で観測された遷移現象について述べると共に、予知に必要な遷移メカニズムの解明の手掛かりを得るため、これまでに行われている基礎的実験との関連を考察する。

2. 再突入機の飛行データ検討

境界層遷移のメカニズムの解明／予知の問題は流体工学上の残された重要な課題であるが、実飛行でどの様な事が起こっているかを把握し、遷移メカニズムと矛盾せずしかも実用上使用し易い形で設定を行う必要がある。

2. 1 シャトル飛行データの検討

2. 1. 1 シャトルの遷移の特徴

シャトルは有翼再突入機の遷移現象に対する貴重な飛行データを与えている。その特徴として①鈍頭度効果の影響が大きく、②高迎角時の遷移であり、③表面粗さの効果があることが挙げられる。この様な場合の流れは局所的にほぼ一定マッハ数の超音速流れで、シャトルの遷移が起こった主流レイノルズ数、マッハ数範囲は風試が可能な領域（遷移開始及びほぼ全域が乱流となるマッハ数は各々 $M=10$ 及び $M=7$ ）にある。図1にシャトルの飛行実験（STS-4）の遷移開始時期の予測との比較

を示す⁽¹⁾。風試結果に基づく予測より飛行時の遷移は遅く起こり、機体後方で遷移が始まると一瞬に前方にまで広がる flashing と言われる現象が起きていることが分かる。シャトルの遷移のもう一つの特徴は、フライト毎に遷移開始時期が異なり、極端に遷移開始が早い場合があることである。

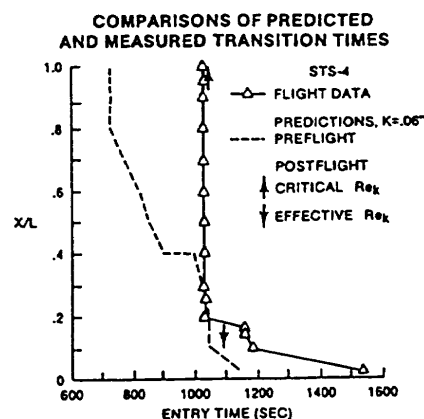
2. 1. 2 シャトル遷移のクライテリア

表面粗さの遷移開始点への効果：表面粗さによる遷移への効果は境界層にたいする2つの遷移パラメータで分類出来る。

①臨界粗さレイノルズ数 (Critical roughness Reynolds number) ②有効粗さレイノルズ数 (Effective roughness Reynolds number)

①は粗さがその後方に於ける遷移開始に影響を与える最小粗さに対するレイノルズ数で、流れの条件に依存し、風洞主流ノイズと壁温の大きな影響を受けること及び粗さ以後の流れの条件にはよらない特性がある²⁾。

②は粗さがその後方で遷移を直ちに引き起こす



(d) STS-4.

図1 シャトル遷移開始時間 (Ref.1)

時の粗さレイノルズ数で、鈍頭度はこの有効レイノルズ数を大きくする効果（圧力勾配効果）があり、また、中心線上を外れた位置での遷移は Cross-flow pressure gradient により遷移が早まる³⁾。

シャトルの遷移予知法：シャトル設計では遷移クライテリアは運動量厚さ θ に基づいた局所レイノルズ数と局所マッハ数の比、 $Re_{\theta}/M_{\infty} = C$ ($C=250$) を用いている。また、熱防護材 (TPS) の表面粗さによる効果を考慮するため、遷移予測に上記の2つの遷移粗さレイノルズ数を用いTPS段差の高さによるレイノルズ数 Re_k により次の様な場合分けを行なっている。

1) $Re_{k,x=0.1L} \leq 30$: 粗さの影響の無い場合 (Incipient), 2) $110 \leq Re_{k,x=0.1L} \leq 180$: 粗さにより遷移が早まる場合 (Critical), 3) $Re_{k,x=0.1L} \geq 180$: 粗さのすぐ後方で遷移が起こる場合 (Effective)。

これから、粗さのある時と無い時の遷移クライテリア比 $(Re_{\theta}/M_{\infty})_R / (Re_{\theta}/M_{\infty})_S$ と粗さレイノルズ数の関係を図2の様に定めて設計/予測に用いている。

しかしながら、この遷移予測基準はフライト結果と比べると必ずしも十分ではない。遷移クライテリアは、図3に示す様に、頭部近傍の遷移クライテリアはほぼ風試（斜線部）に近いが、胴体後半部では風試予測より飛行遷移パラメータになっている。また、飛行前予測は Flashing 現象が起きているため、早めに開始点を予測している（図1）。

2. 1. 3 シャトルデータの相関性

公表されているシャトル飛行データにより、実飛行の遷移現象の流れ場への依存性を調べて見ると、再突入軌道に沿った主流状態の変化（マッハ数の減少、 Re 数の増加）、姿勢の変化（迎角の減少）に応じて、次式の様な依存性を示す⁴⁾。

$$F_1 = (Re_{\theta}/M_{\infty}) (M_{\infty}/Re_x)^{0.4} (M_{\infty})^{0.33} (Re_{\infty L})^{0.25} (T_w/T_0)^{0.25}$$

$$F_2 = (Re_{k,k=0.1})^{0.25} (\sin^2 \gamma) ((T_w - T_{\infty})/T_0)^{-0.18} \quad (1)$$

$$F_1 \cdot F_2 = 190 - 210$$

主流流れ場諸量 (M_{∞} , $Re_{\infty L}$, T_0 , T_{∞}) と局所の流れ場諸量 (Re_{θ} , Re_x , M_{∞} , $Re_{k,k=0.1}$) の依存性の他に、主流に対する機体表面迎角 γ 、壁温 T_w が重要な遷移パラメータであることに注目する必要がある。

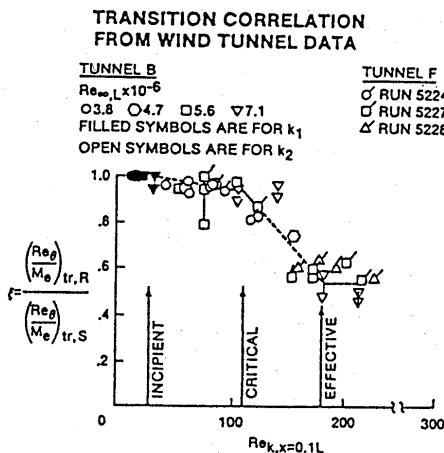


図2 シャトルの遷移クライテリア

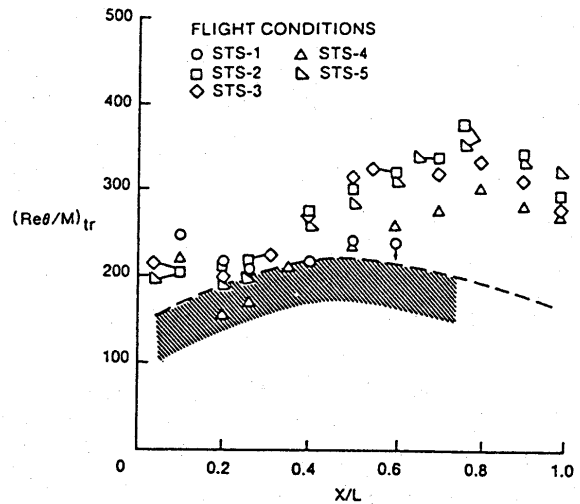


図3 遷移の風試/飛行データの比較

2. 2 HYFLEXの遷移

図4はHYFLEXの胴体下面上の表面温度観測点の加熱率の時刻歴を示す⁵⁾。測定された急激な加熱率変化は遷移によるものと考えられ、著しい特徴として、風試で得られた遷移 Re 数より早い時期に遷移を開始し、しかも再層流化が起きていると考えられる。

HYFLEXの機体は有翼のシャトル形状と異なり、鈍頭円柱に近いと考えられるため、斜め円柱の遷移クライテリア⁶⁾を適用すると良く説明出来る。即ち、図5から分かる様に、飛行データは attachment line 上の遷移開始予測値の、十分に滑らかな無限円柱の場合と、上流に大きな擾乱のある場合の中間の値を示している。

3. 基礎的実験結果の考察

2章で述べた遷移現象のメカニズムを理解し遷移予知法のクライテリアを定めるためには、これ

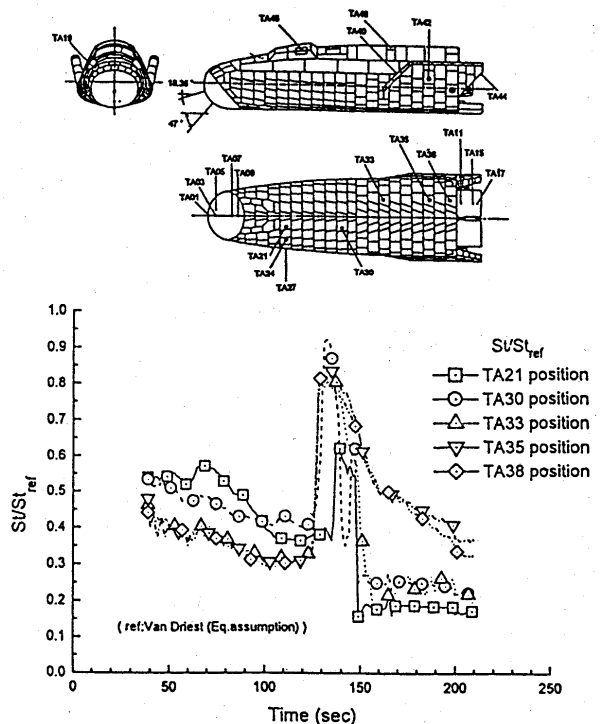


図4 HYFLEXの加熱率の時間履歴

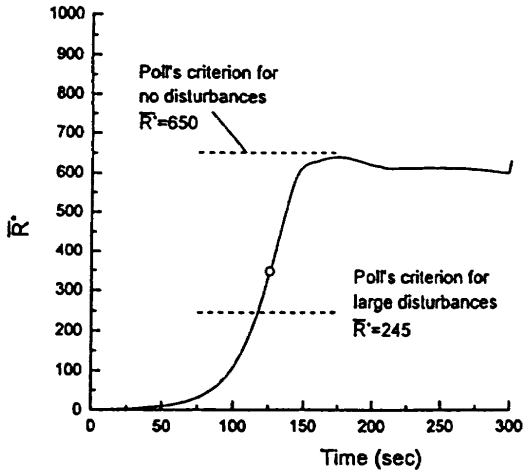


図5 斜め円柱遷移レイノルズ数と飛行データの比較

までに行われている基礎的実験によるマッハ数、レイノルズ数、局所的な流れ場、主流流れ場との関係、及びそれにもとづく支配的パラメータの効果（ユニットレイノルズ数/マッハ数/鈍頭度/形状/3次元流れ（Cross-flow）/粗さ/流れ方向の曲率効果）との関連を確かめることが必要である。ここでは上述のパラメータのうち、特に再突入機に特徴的な現象に関連深いと考えられる鈍頭度/迎角の効果と境界層外縁のユニットレイノルズ数の減少、Entropy Layer との関係についてこれまでの実験/検討結果を調べ検討した。

3.1 特徴的実験例

鈍頭度の効果：Stetsen⁷⁾は、鈍頭円錐の遷移に対する鈍頭度、迎角効果及び壁温効果を調べている。図6はエントロピ層の swallowing 長さ X_{sw} と遷移開始位置 X_T の比に対し Sharp cone と Blunt cone の遷移位置の比の関係を示す。これより、小さな鈍頭度は、遷移位置を後方に移動させ、最大で鋭い円錐の遷移位置から 4.1 倍後方まで移動する。鈍頭度を更に増すと、再び前方に移動することが分かる。

図7は図6をエントロピ層の swallowing 効果を考慮した局所レイノルズ数で整理したもので、これより、図6の振る舞いにはエントロピ層の swallowing 効果が重要な役割をしている事が分かる。Ref.7 では、鋭い円錐では、小迎角範囲 ($\alpha < 10^\circ$) で、迎角を増すと下面では遷移位置は後方に、上面で

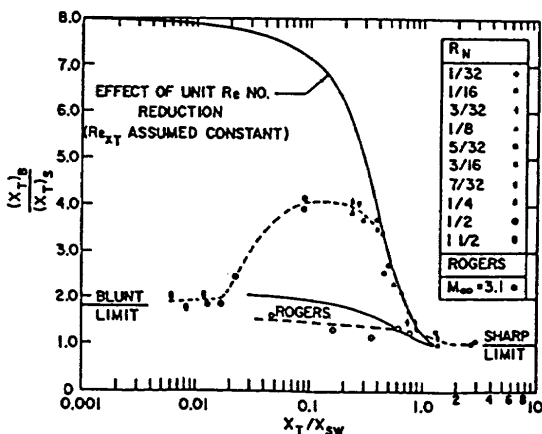


図6 遷移位置への頭部鈍頭度の影響 (Ref.7)

は前方にするが、鈍頭円錐では下面上面とも後方に移動すること、また、壁温比 (T_w/T_{aw}) が 0.58 から 0.25 の間で遷移の逆転（表面冷却による遷移促進）が起きる事も示めされている。

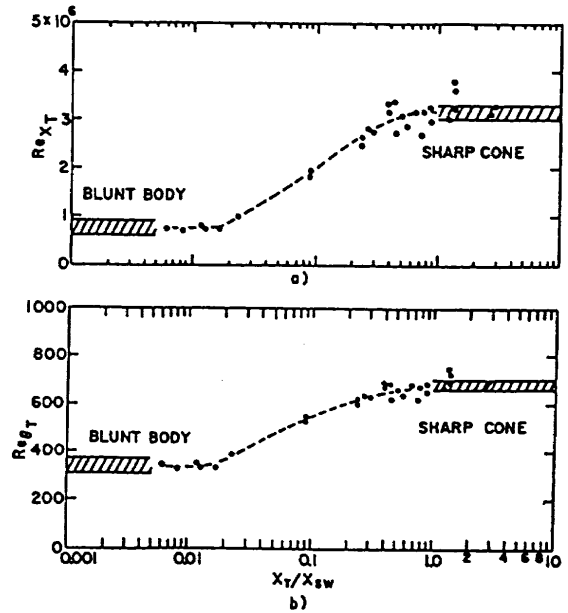


図7 局所遷移 Re 数による鈍頭度の効果 (Ref.7)

迎角効果：文献8の実験はリフティングボディ形状模型の下面の遷移に対する迎角効果の興味ある結果を示している。図8は迎角を変化させて行くと、主流レイノルズ数に依存して、高迎角では後方にあった遷移開始点は突然前方に移動し更に低い迎角でまた遷移点は後方に戻ることを示している。この現象はシャトルにおける flashing 現象、HYFLEX で観測された再層流化の振る舞いとよく似ている。また、上記の遷移の起こるレイノルズ数範囲では迎角 0° では先端部に粗さを与えても遷移は起こらないことが示されている。

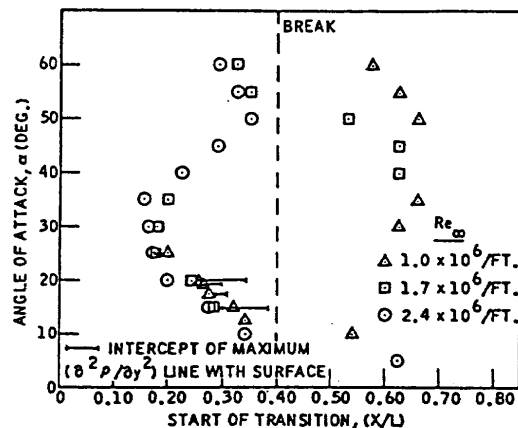


図8 迎角による遷移位置の移動 (Ref.8)

3.2 鈍頭/迎角効果の考察

3.1章で示した実験結果は鈍頭効果によるユニットレイノルズ数の減少、エントロピ層外部流れの変化、頭部近傍の衝撃波形状の変化と関連していると考えられる。

Ericsson⁹⁾は、これらの既存データから遷移位置を予測するための解析を行い、鈍頭円錐の遷移は頭部鈍さによるエンロピ層勾配の境界層への影響であるとして、粘性効果を表すエンロピの swallowing 長さ X_{sw} の他に、非粘性効果を表す表面圧力が鋭い円錐と同じになる時の距離 X_{Ewi} を用いた遷移位置コリレーションを行い、遷移を引き起こす擾乱は "invicid origin" であると推論している。

また、Softley¹⁰⁾はレイノルズ数の増加に伴う遷移位置の前方移動は、鈍頭度増加によってエンロピ層の swallowing の終了位置の上流で遷移が起こった時に急激に加速されることを示した。この頭部鈍さの大小による効果の違いは、shock layer 中のせん断流れの違いによるとしている。即ち頭部から十分下流では(鈍頭度小)、エンロピ層は完全に境界層に吸収されて、一様なエンロピ層となっているが、鈍頭円錐圧力が鋭い円錐圧力となる位置 (X_{Ewi}) より前方では(鈍頭度大)、実験データは理論的に予測される強いエンロピのせん断流れを示す。この様な外部流れのせん断は擾乱を誘起し遷移を促進する¹¹⁾。これらの実験結果は Stetson の実験¹²⁾で示された変曲点非粘性不安定との関係を想起させる。

Ericsson⁹⁾は大きな鈍頭度の場合の遷移長さのコリレーションを示しているが、位置関係を複雑にしているのは極超音速流れでは擾乱は境界層内の外側部分から生じる(図9)ためであるとしている。この様な極超音速流の遷移のメカニズムも更に実験的に明らかにする必要がある。

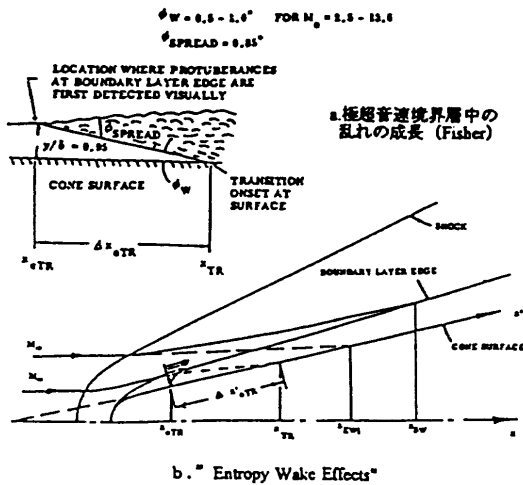


図9 極超音速流の遷移のメカニズム (Ref.9)

4. 安定性理論による検討の必要性

遷移予知に対しては、実験結果と線形安定性理論との関係の解明が今後の重要な研究課題である。

特に、線形安定性理論で導出される不安定性モード (1st mode (TS instability), 2nd mode or invicid layer instability) と壁温効果 (不安定性への効果はモードで異なる) と実際に起こっている現象との関係を明確にする必要がある。3章の諸パラメータ効果の実験結果を利用することと、Hot wire 等による流れ諸量の変動量測定結果との比較解析が解明には必須である。図10に示す円錐の増幅率と波数の関係は 2nd モードが遷移に支配的の様に

思えるが、実際には、遷移の起こる前に 2nd モードは減衰してしまい、擾乱が発達し最後に遷移に至る過程は線形理論では説明出来ず、実験的/解析的解明が必要である。

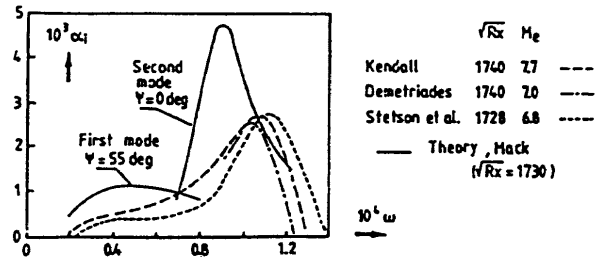


図10 Sharp cone の線形安定計算と実験の比較

(参考文献)

- 1) Goodrich, W.D., Derry S.M., and Bertin, J.J., "Shuttle Orbiter Boundary Layer Transition at Flight and Wind Tunnel Conditions," Shuttle Performance : Lesson Learned, part2, NASA CP2283, pp.753-759, March 1983.
- 2) Gibbings, J.C., and Hall, J.D., "Criterion for Tolerable Roughness in a Laminar Boundary Layer," J. of Aircraft, Vol.6, March - April 1969, pp.171-173.
- 3) Van Dreast, E.R., and Blumer, C.B., "Boundary-Layer Transition at Supersonic Speeds: Roughness Effects with Heat Transfer," AIAA J., Vol.6, No.4., pp.603-607, Aug. 1968.
- 4) Hozumi, K., "A correlation of Shuttle Transition Data and Its Application to Re-entry Vehicle Transition Prediction," ISTS 96-d-01, May 1996.
- 5) 藤井啓介 「HYFLEX 飛行における空力加熱計測について」 NAL SP-32, HYFLEX/HOPE シンポジウム講演論文集 pp129-133. 1996年9月.
- 6) Poll, D.I.A., "The Development of Intermittent Turbulence on Swept Attachment Line Including the Effect of Compressibility," The Aeronautical Quarterly, vol.VI. No.XXXIV, pp.1-23, Feb. 1983
- 7) Stetson, K.F., and Rushton, G.H., "Shock Tunnel Investigation of Boundary-Layer Transition at $M=5.5$," AIAA J., Vol.5, No.5, pp.899-906, May 1967.
- 8) Young, C.H., Reda, D.C., and Roberge, A.M., "Hypersonic Transitional and Turbulent Flow Studies on a Lifting Entry Vehicle," AIAA paper 71-100, January 1971.
- 9) Ericsson, L.E., "Effect of Nose Bluntness and Cone Angle on Slender Vehicle Transition," AIAA paper 87-1415, June 1987.
- 10) Softley, E.J., Graber, B.C., and Zempel, R.E "Experimental Observation of Transition of the Hypersonic Boundary Layer," AIAA J., Vol.7, No.2, pp.257-263.
- 11) Deissler, R.G., "Growth of Turbulence in the Presence of Shear," The Physics of Fluids, Vol.15, No.11, pp.1918-1920. November 1972.
- 12) Stetson, K.F., and Thmpson, E.R., Donaldson, J.C., and Siler, L.G., "Laminar Boundary Layer Stability Experiments on a Cone at Mach 8, part2: Blunt cone", AIAA paper 84-0006, Jan. 1984.
- 13) Fischer, M.C., "Spreading of a Turbulent Disturbance," AIAA J., Vol.10, No.7, pp.957-959, July 1972.