

極超音速流中の斜め円柱前縁付近の境界層遷移について

村上 哲* Egon STANEWSKY** Paul KROGMANN**

Boundary Layer Transition near the Leading Edge of Swept Cylinders at Hypersonic Speeds

Akira MURAKAMI *National Aerospace Laboratory*

Egon STANEWSKY *DLR*

Paul KROGMANN *DLR*

ABSTRACT

This paper presents boundary layer transition data which were obtained at freestream Mach numbers of 5.0 and 6.9 for three swept cylinders of the sweep angles of 30, 45 and 60 degrees. In this study, the effects of upstream end plate and surface roughness heights were investigated on the transition Reynolds number for the attachment layer by the liquid-crystal flow visualization. Reynolds numbers based on the cylinder diameter at attachment-line transition were about $0.2-0.3 \times 10^6$ for the end plate disturbances and $0.9-1.2 \times 10^6$ for no contaminations. Trends of attachment-line transition Reynolds numbers with surface roughness heights were roughly similar to those obtained at subsonic speeds. However the behavior of the attachment-line transition around "critical" roughness heights depended strongly on spanwise Mach numbers. With flow visualizations using liquid crystals, off-attachment-line transition could be observed as well as fine streak pattern in the upstream regions of the transition front, confirming the streamwise vortices induced by crossflow instability at hypersonic speeds.

Keywords : boundary layer transition, flow visualization, hypersonic flow

1. はじめに

超音速／極超音速領域での境界層遷移の理解と予測は超音速／極超音速機の開発にとってその熱防御システムの最適化や境界層制御の観点から重要であり、理論的研究とともに実験による基礎データの蓄積がメカニズムの理解や信頼できる遷移予測法の確立には必要不可欠である。しかしながら、高速機に採用される後退翼の前縁付近の境界層遷移については、極超音速域での実験データは十分にあるとは言い難い。

そこで、本研究では極超音速流中に置かれた斜め円柱

前縁付近での境界層遷移について、感温液晶による可視化を用いて境界層遷移レイノルズ数に及ぼす上流端板や表面粗さ等の影響について調べた。

2. 実験

2. 1. 実験模型

実験模型は後退角 $\Lambda=30^\circ$ 、 45° 及び 60° の亚克力製円柱であり、直径及びスパンはそれぞれ $D=40\text{mm}$ 及び 300mm である。円柱両端には主流と平行に鋭い前縁を有する端板を取り付けることができる。また、円柱の下流

* 航空宇宙技術研究所

** DLR

側にはフェアリングカバーを取り付けた。表面粗さの影響についての実験では円柱上流端から $S_{trip}=200\text{mm}$ ($S_{trip}/D=5$) の位置にトリップワイヤを円周方向に取り付けた。実験模型は予め黒色に塗装し、その上から感温液晶をスプレーした。表面粗さの計測値はほぼ感温液晶のマイクロカプセル直径に相当する約 $14\mu\text{m}$ であった。

2. 2. 実験方法

実験はDLR Göttingen研究センターに設置されている極超音速ルートヴィーク管を用いて、主流マッハ数 $M_\infty=5.0$ 及び6.9で行い、上流端板及びトリップワイヤによる表面粗さの影響を調べた。実験条件を表1に示す。表面粗さの影響については $M_\infty=5.0$, $A=45^\circ$ 及び 60° の場合のみ実施した。レイノルズ数は総圧により変化させ、各実験ケースでは総温 (T_0) は一定とした。なお、模型表面温度 (T_w) は付着線での値であり、風試中の変化を液晶の色変化から推定した (但し、初期温度は室温である)。

実験では境界層の状態を決定するために感温液晶によ

表1 実験条件

#	M_∞	$A(\text{deg})$	M_{cs}	$T_0(\text{K})$	T_w/T_0	disturbances
1	5.0	30	1.15	365	0.8-0.9	end plate
2	↑	↑	↑	535	0.6-0.7	↑
3	↑	45	1.89	400	0.7-0.8	trip wire
4	↑	↑	↑	570	0.5-0.6	end plate
5	↑	60	2.89	400	0.7-0.8	trip wire
6	↑	↑	↑	560	0.5-0.6	end plate
7	6.9	45	2.03	500	0.6-0.7	↑
8	↑	60	3.25	540	0.5-0.6	↑

る可視化を用い、実験条件に合わせて感温範囲が $30^\circ\text{C}-40^\circ\text{C}$ と $60^\circ\text{C}-75^\circ\text{C}$ の2種類の液晶を使用した。実験模型を風洞試験部に水平に取り付け、風試中の液晶の色変化を風洞観測窓外側に設置したTVカメラを通してビデオレコーダーで記録した。

3. 実験結果

3. 1. 可視化結果

図1に $M_\infty=5.0$, $A=45^\circ$ における感温液晶による流れの可視化結果の一例を示す。円柱直径を長さ基準とした一様流レイノルズ数 ($ReD=Q_\infty D/v_\infty$) は 1.0×10^6 である。(a)は上流端板やトリップワイヤによる付着線汚染が無い場合で、円柱の上流端を除くと、付着線に沿って表面温度はほぼ一定であり、付着線境界層は全域で層流である。しかし、付着線の下流に表面温度が高い領域が見られ、境界層遷移が生じていることが分かる。その上流側 (付着線側) の層流領域には横流れ不安定によって形成される縦渦の存在を示す規則的な間隔の縦筋が観察できる。(b)はトリップワイヤ ($d=0.05\text{mm}$) を取り付けた場合で、トリップワイヤにより付着線境界層が遷移していることが分かる。また、付着線下流での境界層遷移も(a)と同様に生じている。

3. 2. 付着線境界層遷移について

上流端板の影響

上流端板が無い場合、流れの可視化より得られた遷移一様流レイノルズ数 (基準長は円柱直径) は $ReD=0.9-$

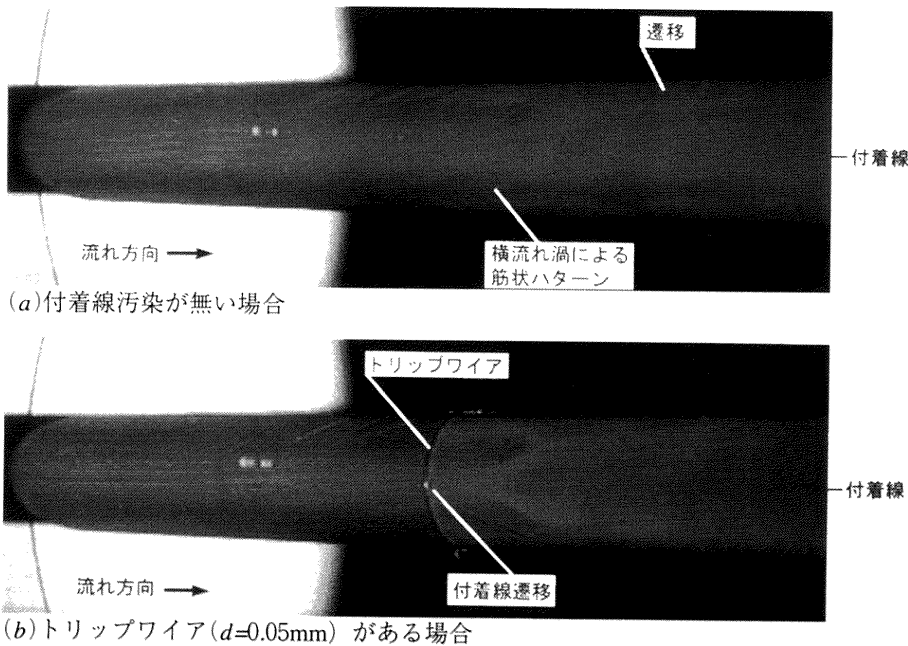


図1 感温液晶による流れの可視化結果 ($M_\infty=5.0$, $A=45^\circ$, 上流端板が無い場合)

1.2×10^6 であったのに対して、上流端板がある場合はその1/3-1/5程度のレイノルズ数で遷移が生じた。これは衝撃波との干渉で生じた端板境界層の剥離等によって乱れが付着線境界層に与えられるためと考えられる。また、遷移レイノルズ数の値は $ReD = 0.2 - 0.3 \times 10^6$ であり、Bushnellらによる遷移臨界条件 ($ReD = 0.2 \times 10^6$)⁴⁾と概ね一致した。図2はPollによる圧縮性相似パラメタ ($\bar{R}^* = Ve\eta^*/v^*$: 文献 3) 参照) で遷移データを整理したものである。本実験では付着線でのスパン方向マッハ数 (Mes) が大きくなるに伴い、遷移 \bar{R}^* (以下、 $(\bar{R}^*)_t$) が高くなる傾向を示し、高い Mes ではPollの臨界条件 ($\bar{R}^* = 245$) や他の実験データよりも高いことが分かる。本実験条件では上流端板上の境界層は層流であることから、端板と円柱との結合部付近で生じる乱れ強度が小さいためと考えられる。しかし、上流端板が無い場合でも、 Mes の増加とともに $(\bar{R}^*)_t$ が増加する傾向がみられ、付着線境界層に影響する乱れ強度やその特性が遷移に与える影響について、さらに研究が必要と考える。

表面粗さの影響

図3に表面粗さが付着線境界層遷移に与える影響を示す。Pollによる亜音速領域での実験データ¹⁻³⁾やCreelらによる $M_\infty = 3.5$ での実験データ⁵⁾との比較を容易にするために、 $(\bar{R}^*)_t$ と d/η^* で整理した。本実験で得られた表面粗さに対する $(\bar{R}^*)_t$ の振舞いは概ねPollやCreelらによるものと同様な傾向を示しており、 $(\bar{R}^*)_t$ が急激に変化する臨界粗さ $(d/\eta^*)_{crit}$ が存在することが分かる。臨界粗さよりも小さい場合には粗さに対する $(\bar{R}^*)_t$ の感度は低く、さらに主流マッハ数や後退角の影響も小さいことが分かる。この領域では $(\bar{R}^*)_t = 680 - 750$ であり、Pollの亜音速データやCreelらのデータと概ね一致する。一方、臨界粗さ付近ではすでに述べた通り、 $(\bar{R}^*)_t$ は表面粗さが大き

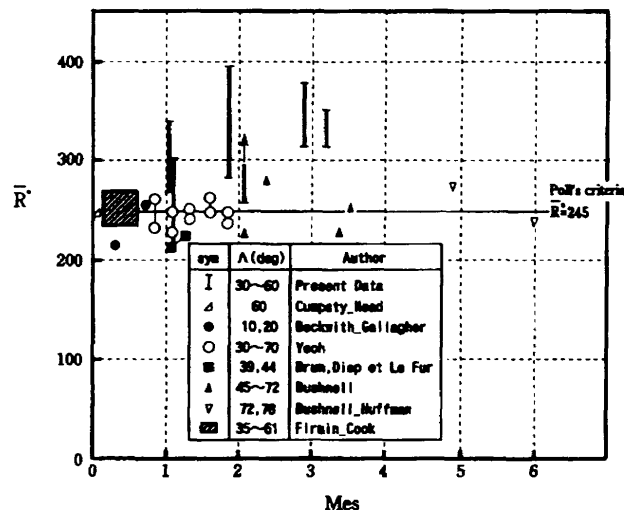


図2 Pollの臨界条件との比較 (上流端板がある場合)

くなると急激に低下し、その低下量は主流マッハ数や後退角に依存することが分かる。ここで臨界粗さでの $(\bar{R}^*)_t$ の低下量を Mes で整理すると、 Mes が大きくなるにつれて急激に小さくなることが分かる。つまり、 Mes が大きくなるほど臨界粗さでの $(\bar{R}^*)_t$ は垂臨界粗さのそれに近づく。このことは遷移レイノルズ数の表面粗さに対する感度が Mes の増加とともに低下するとも言え、表面粗さによる付着線境界層遷移の振舞いにとって Mes は重要なパラメタである。さらに粗さの大きな超臨界粗さ領域でも $(\bar{R}^*)_t$ は表面粗さの増加とともに徐々に低下する。しかし、Pollによる亜音速データでは $d/\eta^* = 2$ で $(\bar{R}^*)_t$ は漸近値をとるのに対して、本実験ではトリップワイヤ直径がほぼ付着線境界層厚みに相当する $d/\eta^* = 3.5$ においても $(\bar{R}^*)_t$ は上流端板がある場合に得られた値よりも高く、 $(\bar{R}^*)_t$ の漸近値は得られなかった。

3. 3. 付着線下流での境界層遷移について

3. 1. 節で述べたように付着線下流での境界層遷移が、 $M_\infty = 5.0$ において $A = 45^\circ$ では $ReD \geq 1.0 \times 10^6$ 、 $A = 60^\circ$ では $ReD \geq 0.9 \times 10^6$ で観察された。遷移位置の上流側 (付着線側) の層流領域には横流れ不安定による縦渦の発生を示す規則的な間隔の縦筋が見られ、極超音速領域においても横流れ不安定による遷移プロセスは亜音速のそれとほぼ同様であると考えられる。また、 $A = 45^\circ$ ではレイノルズ数の増加とともに遷移位置が付着線側へ移動するのが観察されたが、遷移位置における横流れレイノルズ数 ($X = Wmax \cdot \Delta / ve$: 文献1-3) 参照) は $(X)_t = 380$ でほぼ一定であった。一方、 $A = 60^\circ$ では、 $(X)_t = 650$ であり、

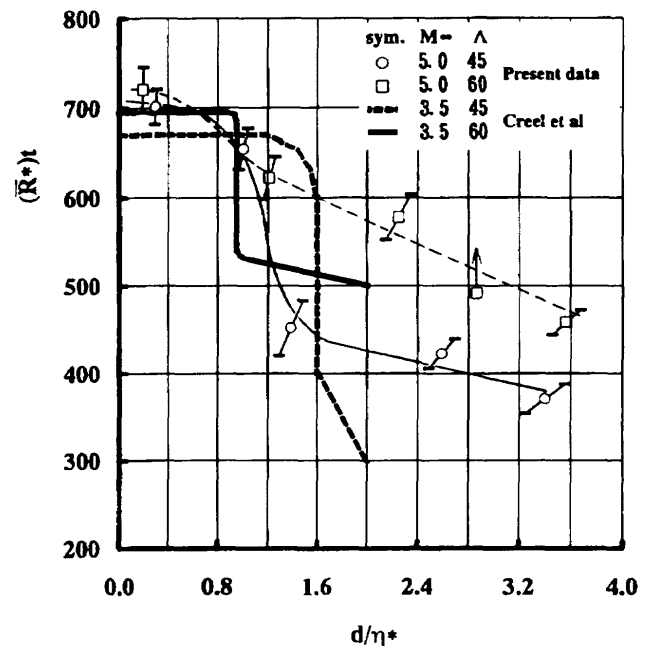


図3 表面粗さの影響

$(X)_l$ に対して後退角（或いは局所マッハ数）の影響が大きいことが明らかになった。

4. まとめ

主流マッハ数5.0及び6.9, 後退角 30° , 45° 及び 60° の斜め円柱前縁付近の感温液晶による流れの可視化から, 以下のことが明らかとなった。

(1) 上流端板がある場合は, 無い場合の約 $1/3-1/5$ の一樣流レイノルズ数である $ReD=0.2-0.3 \times 10^6$ で付着線境界層の遷移が生じる。本実験条件では $(\bar{R}^*)_l$ は Me_s の増加とともに僅かに増加し, 高 Me_s ではPollの遷移臨界条件 ($\bar{R}^*=245$) よりも高くなった。

(2) 急激に遷移レイノルズ数が低下する臨界表面粗さが存在し, その近傍での遷移レイノルズ数の振舞いに Me_s は強い影響を及ぼす。 Me_s の増加とともに臨界粗さでの遷移レイノルズ数は急激に増加し, 高い Me_s になるほど遷移レイノルズ数の表面粗さに対する感度は低下する。

(3) 横流れ不安定による縦渦の存在を示す規則的な間隔の縦筋とそれを伴う付着線下流での遷移が観察され, 極超音速領域においても横流れ不安定による遷移プロセスは亜音速と基本的に同様であることが液晶による可視化で確認された。

(4) 遷移位置での横流れレイノルズ数は後退角（或いは局所マッハ数）の影響が大きく, $M_\infty=5.0$ において $\Lambda=45^\circ$ では $(X)_l=380$ であるのに対して $\Lambda=60^\circ$ では $(X)_l=650$ であった。

参考文献

- 1) Poll, "Leading Edge Transition on Swept Wings," AGARD-CP-224, 1977.
- 2) Poll, "Three-Dimensional Boundary Layer Transition via the Mechanisms of Attachment Line Contamination and Cross Flow Instability", Proceedings of IUTAM Symposium, Stuttgart, 1979.
- 3) Poll, "Transition Description and Prediction in Three-Dimensional Flows", AGARD-R-709, 1984.
- 4) Bushnell & Huffman, "Investigation of Heat Transfer to a Leading Edge of a 76° Swept Fin With and Without Chordwise Slots and Correlations of Swept-Leading-Edge Transition Data for Mach 2 to 8" ; NASA TMX-1475, 1967.
- 5) Creel et al., "Transition on Swept Leading Edges at Mach 3.5", Journal of Aircraft, Vol. 24, NO. 10, 1987.
- 6) Ludwig et al., "Der Rohrwindkanal der Aerodynamischen Versuchsanstalt Göttingen", Jahrbuch der DGLR, 1969,
- 7) Chapman, G. T., "Some Effects of Leading-Edge Sweep on Boundary-Layer Transition at Supersonic Speeds", NACA-TH-D-1075, 1961.
- 8) Arnal, D., "Laminar-Turbulent Problems in Supersonic and Hypersonic Flows", AGARD-R-761, 1991.