

## No.28 超音速流中の迎角つき軸対称体の境界層遷移計測

杉浦裕樹、西沢啓、徳川直子（航技研）

### Boundary-layer transition measurements on axisymmetric body with angles of attack in supersonic flow

Hiroki Sugiura, Akira Nishizawa, Naoko Tokugawa  
National Aerospace Laboratory

#### ABSTRACT

Transition on a Sears-Haack body was measured by an unsteady pressure transducer and an infrared camera at Mach 1.2. Sears-Haack body has minimum aerodynamic drag at given volume in supersonic flow. As a result, transition location moved forward on the side and moved rearward both on the leeward and windward rays. According to the measurement result of the surface pressure fluctuation, turbulent flow and laminar flow appeared intermittently on the leeward ray. The growth of crossflow instability was observed on the side ray.

**Key Words:** Boundary-Layer Transition, Axisymmetric Body, Infrared Camera

#### 序論

境界層遷移を遅らせて、層流状態を一定の領域にわたって保持することは、旅客機の空力抵抗の低減にとって非常に効果的である。近年、胴体やエンジンナセルのような、翼以外の非揚力面において自然層流を維持することによる抵抗低減策が注目されている<sup>1), 2)</sup>。ビジネスジェット機や輸送機では、前部胴体で層流状態を実現することにより、全機抵抗が4-7%低減されるという試算がなされている<sup>3)</sup>。

超音速機の前部胴体と同じ軸対称体である円錐の境界層遷移位置はわずかな迎角の影響で大きく前進することが従来知られている。これは迎角が非零になると、軸対称体の境界層が2次元から3次元になるためである。一般の三次元境界層において、境界層の平均流プロファイルは、流れ方向、スパン方向あるいは中心軸まわりの角度方向、法線方向の3方向全てに関して変化する。横流れ不安定は三次元境界層にのみ出現する。

横流れ不安定は外部流線と圧力勾配の方向が異なることにより生じる。境界層端の非粘性流線に対し垂直方向の横流れ速度プロファイルに変曲点が生じることにより、流れは動的に非常に不安定となる。

しかしながら、零圧力勾配の円錐でなく、超音速機機首のような圧力勾配を持つ一般的な軸対称体の境界層遷移を調べた研究は従来、亜音速でしか行われていない<sup>4), 5)</sup>。そこで、本研究では圧力勾配を有する一般的な軸対称体の境界層遷移に対する迎角の影響を調べる。

#### 風洞試験

遷移点計測はすべて当所所有の2m×2m遷音速風洞において実施された。風洞総圧を制御することにより、気流の単位Re数を制御することができる。風洞総圧の制御範囲は50-120kPaである。

本風洞は測定部がカート交換方式になっており、本研究では第3カートを使用した。第3カートは気流乱れを小さくするために風洞壁上下面が多溝壁となっている。本風洞では平均ピトー圧変動=0.34%が報告されている<sup>5)</sup>。計測した周波数帯域は25Hz-20kHzである。

ラデツキー・高木ら<sup>6)</sup>は三次元境界層において表面粗さが横流れ不安定の定在擾乱モードの種となり、1μm以下の粗さが三次元境界層の遷移に顕著に影響を与えることを示した。従って、油膜法、感温液晶、感温塗料のように表面を塗装する手法は横流れ不安定が

支配的な境界層遷移を調べるのに適さないと考えられる。本研究では赤外線カメラを用いて遷移点面分布を取得した。模型に加工性の高い断熱素材を用いることにより、表面粗さの影響が非常に小さい状態の遷移位置を計測することが可能となる。

本研究では軸対称体として Sears-Haack 体を対象とした。Sears-Haack 体は与えられた容積で、超音速流中で最小抵抗を持つ形状であり、小型超音速実験機の機首形状と同一形状である。Sears-Haack 体模型 (図 1) の全長は 700mm である。模型の材質はポリサルホンという非晶質繊維強化プラスチックである。先端は鈍頭度効果を無くすために、径が 0.025mm 以下となっている。模型の表面粗さはいずれも中心線平均粗さで  $0.4\mu\text{m}$  以下と小さく抑えた。

## 結果及び考察

図 2 に一様流方向の温度プロファイルを示す。流れが層流状態のときに温度はほぼ一定であり、遷移途中で急激に減少し、乱流状態ではより低い温度で再びほぼ一定となる。層流状態と遷移途中の表面温度の最小自乗近似直線の交点を遷移の開始点と定義する。

図 3 に  $M=1.2$ 、 $P_0=80\text{kPa}$ 、 $\alpha=2^\circ$  のときの表面温度分布の上面図、側面図、下面図を示す。側面の遷移点位置が最前方となり、側面から離れるに従い、遷移開始点位置は急激に後退し、トップラインで遷移位置が最後方となるのがわかる。ボトムラインの遷移位置も同様に後方になるが、トップライン付近とボトムライン付近の遷移点分布形状は大きく異なるのがわかる。トップライン付近では楔状の鋭角を持つ形状となるのに対し、ボトムライン近傍では遷移点位置が一定となり、付近では台形状の分布となるのがわかる。

図 6 にボトムライン、トップライン、サイドラインにおける表面静圧変動の変動成分のパワースペクトラムを示す。図 6(a) では 15kHz 付近に山状の最大増幅周波数帯が観測されたのに対し、図 6(b) で最大増幅周波数帯は観測されなかった。しかし図 4 に示す時間波形を見ると、乱流斑点によると考えられるバースト状の波形が観測された。時間波形から間欠率の分布を求めると、図 5 に示すように、表面圧力変動の変動成分の出力値の分

布とよく一致した。ここから、トップライン付近の遷移点分布は乱流楔の範囲に遷移位置が前方である側面の乱流域の影響が及ぶために楔上の分布となったと考えられる。これに対し、ボトムライン近傍では流線の曲率が非常に小さいために、迎角零の場合と同じように T-S 不安定が支配的な役割を果たして遷移しており、ボトムラインを離れると流線の曲率が増加して横流れ不安定が支配的となり、遷移位置が大きく前進するのではないかと考えられる。図 6(c) に迎角をスウィープしたときの表面静圧変動の変動成分のパワースペクトラム 10kHz 付近に山状の最大増幅周波数帯が観測されたが、これは横流れ不安定によるものと考えられる。

## 結び

赤外線カメラを用いて、超音速流中の一般的な迎角つき軸対称体の遷移点面分布を取得した。 $M=1.2$  では Sears-Haack 体のトップラインでは乱流域と非乱流域が間欠的に出現することがわかった。一方、サイドラインでは横流れ不安定波の成長を捉えた。

## 参考文献

- 1) Obara, C.J., Hastings, E.C., Schoenster, J.A., Parrott, T.L., and Holmes, B.J.: AIAA86-9756.
- 2) Vijgen, P.M.H.W.: SAE Technology Paper 871020, 1987.
- 3) Vijgen, P.M.H.W., Dodbele, S.S., Holmes, B.J., and Van Dam, C.P.: AIAA 86-1825.
- 4) Meier, H.U. and Kreplin, H. -P.: Zeitschrift für Flugwissenschaften and Weltraumforschung vol.4, pp.65-71, 1980.
- 5) Spall, R.E. and Malik, M.R.: AIAA Journal, vol. 30, no. 4, 1992.
- 6) Radeztsky, R.H., Jr., Reibert, M.S., Saric, W.S. and Takagi, S.: AIAA 93-0076, 1993.

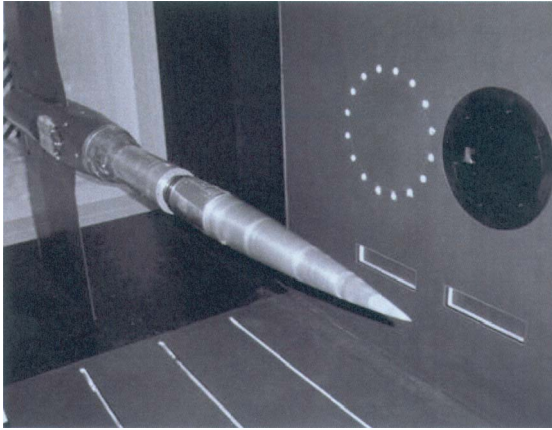


図1 Sears-Haack 体模型

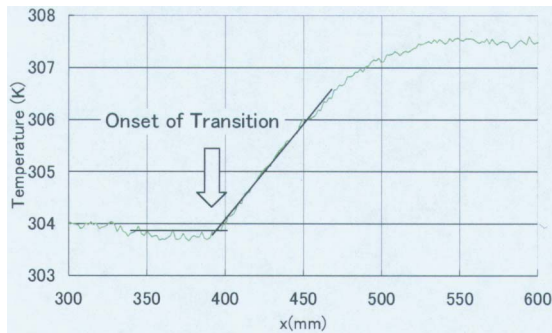


図2 一様流方向の温度プロファイルの例

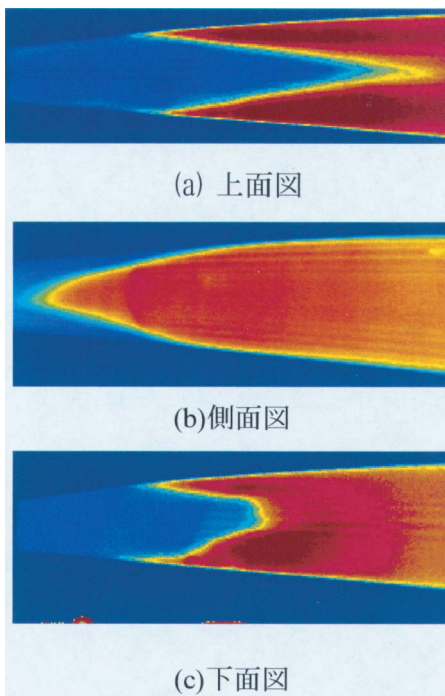
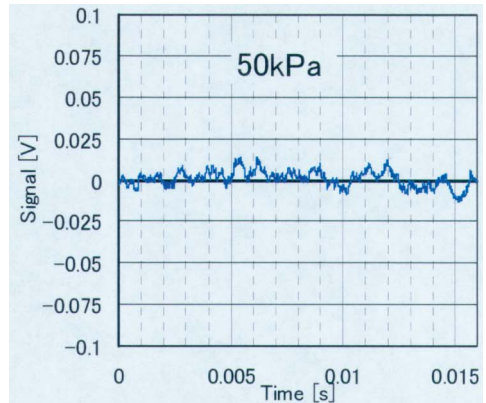
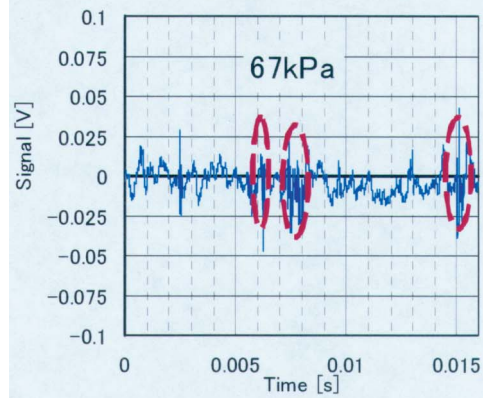


図3 Sears-Haack 体の表面温度分布 ( $\alpha=2^\circ$ 、 $M=1.2$ 、 $P_0=80\text{kPa}$ )



(a)  $P_0=50\text{kPa}$



(b)  $P_0=80\text{kPa}$

図4 表面圧力変動の時間波形

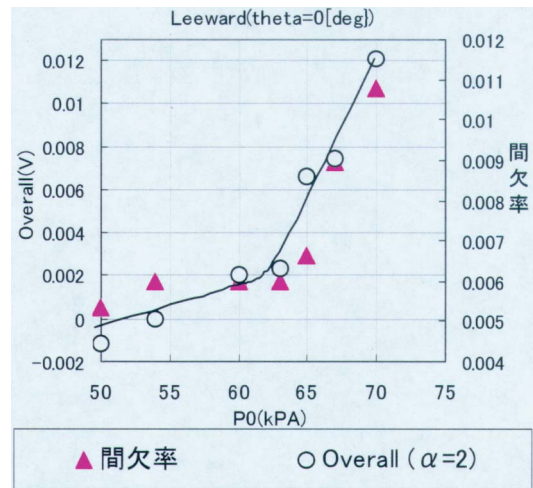
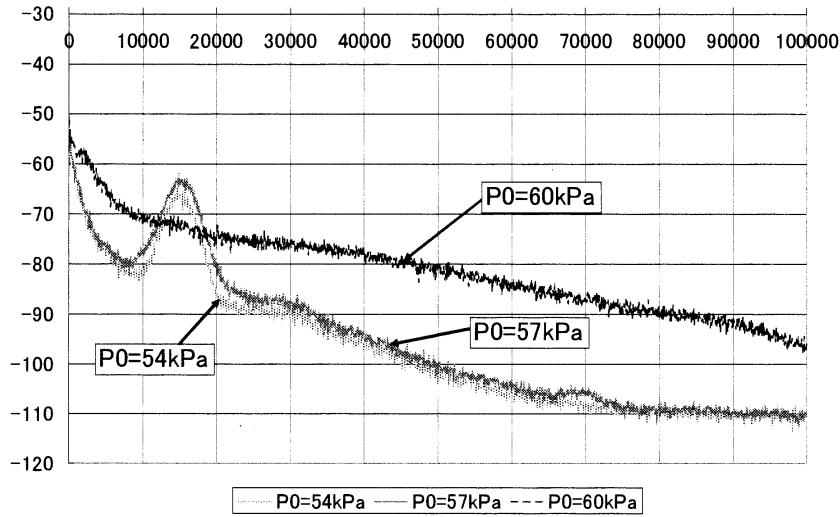
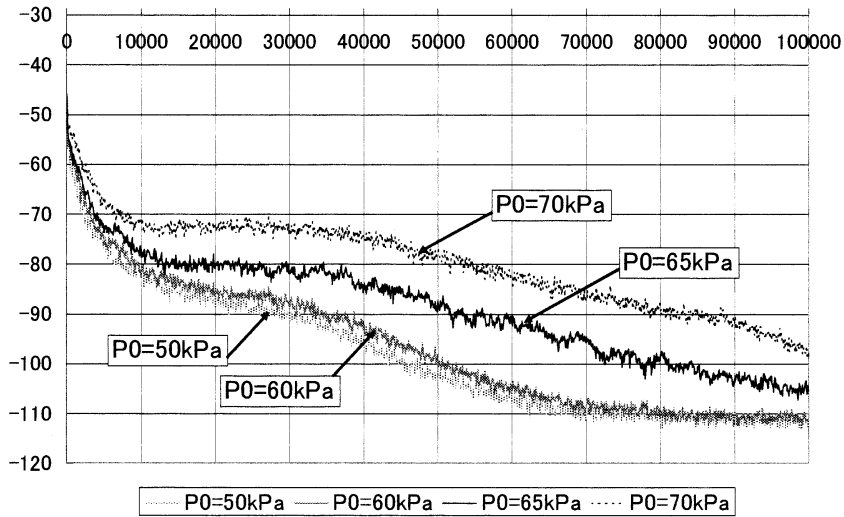


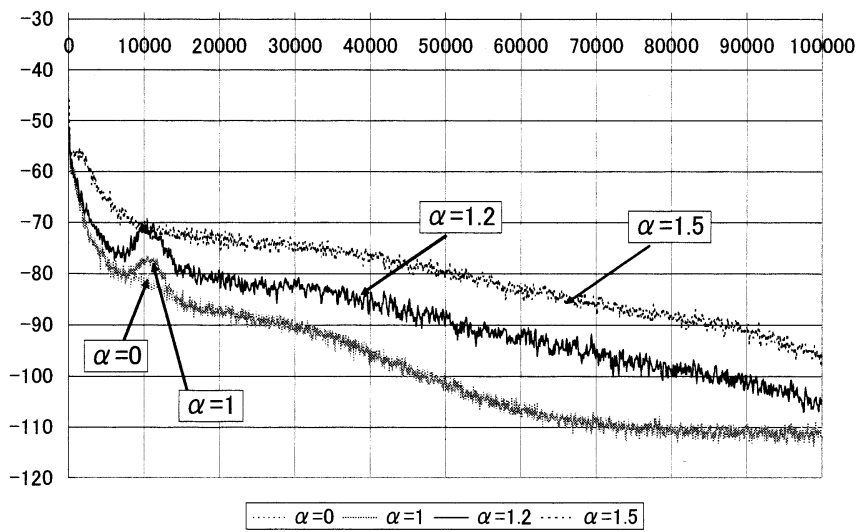
図5 表面圧力変動の変動成分の出力値と間欠率の風洞総圧特性



(a) ボトムライン



(b) トップライン



(c) サイドライン

図 6 表面圧力変動のパワースペクトラム ( $\alpha=2^\circ$ 、 $M=1.2$ 、 $P_0=80\text{kPa}$ )