

## 迎角を有する円錐の超音速 3 次元境界層の遷移計測

杉浦裕樹 (JAXA)

## Compressible Three-Dimensional Boundary-Layer Transition Measurements on a Sharp Cone at Incidence

H. Sugiura

Japan Aerospace Exploration Agency

## ABSTRACT

Experimental investigation of the boundary-layer transition on a 10-deg sharp cone at 2-deg incidence was conducted at Mach 2. Transition locations were obtained with small surface roughness on the order of 0.1 micron using an infrared camera. The result showed that the most forward transition occurred on the side rather than on the leeward ray as observed in the previous studies. The comparison of the transition front was made between two supersonic tunnels with similar turbulence levels.

Keywords: Three-dimensional Boundary Layer, Supersonic Flow, Infrared Camera

## 1. はじめに

筆者らはこれまで小型超音速実験機を対象に超音速境界層遷移特性を調べて、遷移予測コードの実験的検証をしてきた<sup>1</sup>。しかし設計ツールとしての有効性検証にはより普遍的な実験データを要する。そこで、2002より迎角を有する軸対称物体を対象としている<sup>2</sup>。軸対称物体は迎角零度のとき2次元軸対称境界層となり、迎角を非零のとき一般的な3次元境界層となる。筆者らは富士重工(株)高速風洞(以後、FHI風洞)で、 $M=2$ 、 $\alpha=2^\circ$ の円錐Leewardで従来<sup>3,4</sup>と異なる遷移点分布を取得した<sup>5</sup>。そこで外乱の異なる風洞でも同様な遷移点分布が成り立つのか調べた。

## 2. 実験の概要

供試模型は頂角10度の円錐模型(全長300mm、先端径0.05mm以下)である。乱層境界層の回復温度差の保持と同時に表面粗さを小さくするために、模型の材質は加工性の高い繊維強化性樹脂とした。模型と同じ仕上げ工程を経たサンプルの表面粗さは $0.22\mu\text{m rms}$ だった。風洞はJAXA 0.2m超音速風洞(以後、0.2m風洞)を用いた。実験は $M=2$ 、 $\alpha=2^\circ$ を中心に風洞総圧は55から130kPa(単位Re数

$6.2 \times 10^6 \sim 13.2 \times 10^6 / \text{m}$ )まで可変した。円錐層流境界層における表面静圧変動は $P'_{\infty rms} / (P_0 - P_{\infty}) = 0.12 \sim 0.14\%$ ( $M=2$ , 帯域25Hz~100kHz)であった。静粛風洞の乱れは0.1%以内とされるので、若干高めである。

## 3. 結果と考察

$M=2$ 、 $\alpha=2^\circ$ での赤外線カメラによる表面温度分布の側面図と上面図をそれぞれ図1、2に示す。図1の側面図をみると、従来の実験的研究のようにボトムラインからトップラインに向かって単調に境界層遷移位置が前進しているようにみえる。しかしながら、図2の上面図をみると、トップライン付近では境界層遷移点は後退しており、側面で遷移位置が最前方となることがわかる。

ここで遷移開始点を層流状態と遷移途中の表面温度分布の最小自乗近似直線の交点とし、FHI風洞と0.2m風洞の遷移開始点面分布を比較した図の側面図と上面図を図3、4に示す。FHIにおける遷移位置と比較すると、全体として30~50mm前方であった。一方、トップライン付近の遷移面分布はFHI高速風洞と異なるパターンであった。トップラインに近づくと、遷移位置は下流側に単調に移動した。楔状の形状となっていることから、側面の遷移点位置が前方にあることから、トップライン付近の遷移点

位置に対し、乱流楔の影響が及んでいるのではないかと推測される。

この境界層遷移点位置の 30-50mm の違いの原因となりうる項目を列挙すると、下表のようになる：

項目	0.2m 風洞	FHI 風洞
気流乱れ	0.12-0.14%	0.10%
表面粗さ	0.22 $\mu$ mrms	0.80 $\mu$ mrms
先端径	0.05mm 以下	0.05mm 以下
表面温度	308~314K	274~288K
気流角	不確かさ 0.3°	不確かさ 0.3°

表面粗さ、表面温度はすべて、今回のような境界層遷移位置の前進に対しては逆の効果をもつ。また、先端径の大きさは M=2 では有意の効果を持たない。したがって、原因は気流乱れまたは気流角の違いと推定される。

参考文献

- 1) Sugiura, H. et al., Journal of Aircraft, vol.39 no.6 pp996-1002.
- 2) Sugiura, H. et al., AIAA 2004-0251.
- 3) King, R. A., Experiment in Fluids, Vol. 13, 1992, pp. 305-314.
- 4) Krogmann, P., AGARD CP 224, 1977.
- 5) 杉浦裕樹ら、流体力学会年会 2003 講演集、p p 352-353.

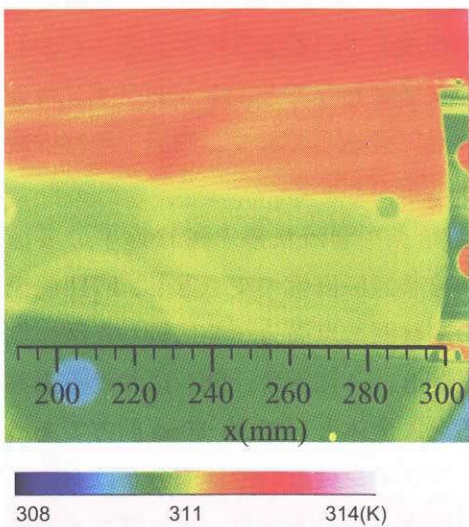


図 1 M=2,  $\alpha=2^\circ$  での赤外線カメラによる表面温度の側面分布

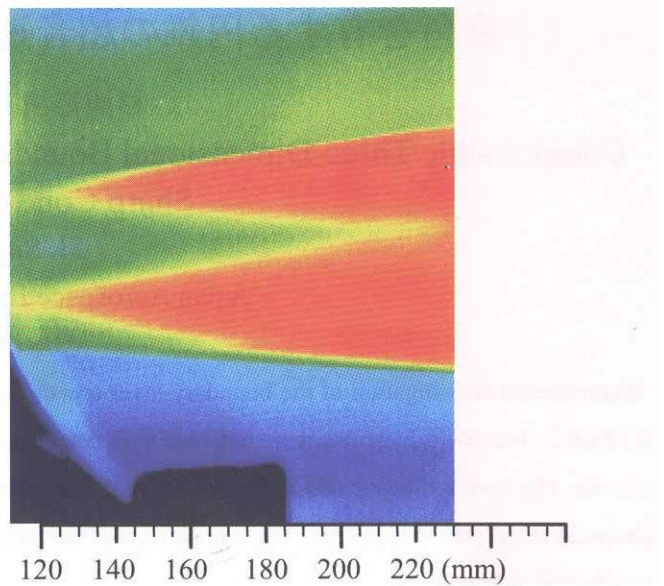


図 2 M=2,  $\alpha=2^\circ$  での表面温度の上面分布

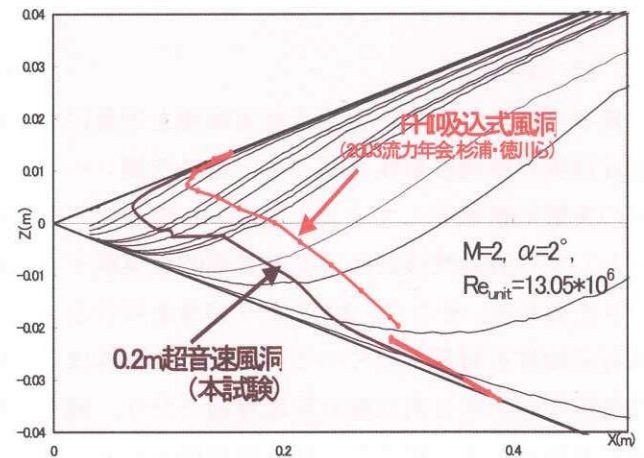


図 3 0.2m 風洞と FHI 風洞の遷移開始点分布の比較 (側面図)

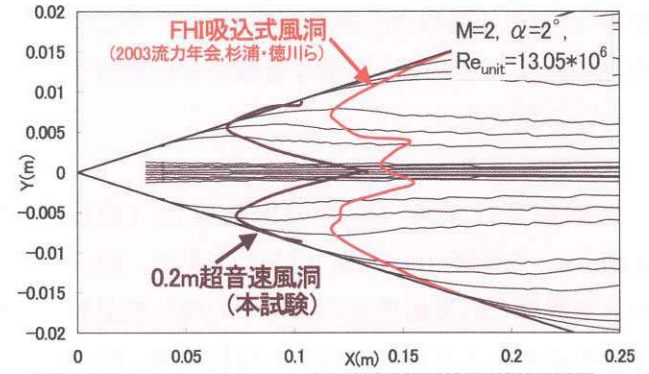


図 4 遷移開始点分布の比較 (上面図)