

マッハ2における小型超音速実験機の遷移特性

杉浦裕樹、高木正平、徳川直子、西沢啓（航技研）

Transition Characteristics of Non-powered Experimental Airplane at Mach 2

Hiroki Sugiura, Shohei Takagi, Naoko Tokugawa, Akira Nishizawa (National Aerospace Laboratory)

Key Words: Transition Measurement, Hot-film, Infrared Camera, Natural Laminar Flow

Abstract: Transition on the natural laminar flow wing of a non-powered scaled supersonic experimental airplane was measured by hot-film sensors and an infrared camera at Mach 2. In order to suppress crossflow instability which dominates the transition on the highly swept wing, the pressure falls very rapidly in the vicinity of leading edge of the wing, so as to minimize the crossflow velocity components. The unit Reynolds number had no effect on the transition Reynolds numbers of the wing. The transition Reynolds number was 0.8 million at 70% semi-spanwise location at Mach2 at the angle of attack of 2 degrees. Transition location in flight was estimated by conducting transition measurement in a quiet low Reynolds number wind tunnel and in a variable unit Reynolds number wind tunnel which has moderately low turbulence. The transition at 70% semi-spanwise position at the angle of attack of 2 degrees at Mach2 in flight was predicted to be located downstream of 60 percent chordwise position.

序論

一般に次世代超音速旅客機（SST）のように大きな後退角を持つ翼では境界層内の微小擾乱に対して横流れ不安定が支配的な役割を果たして、前縁付近の三次元境界層を遷移に導くことが知られている。そこで現在航空宇宙技術研究所で研究開発が進められている小型超音速実験機（ロケット実験機）では、横流れ不安定を抑えるために、翼前縁近傍の加速領域を可能な限り小さくした（図1）¹⁾。これは加速領域を小さくすることにより翼幅方向の圧力勾配が小さくなり、横流れの発生が抑制されるからである。同時に Tollmien-Schlichting 不安定を抑制するために、急加速後に緩やかな順圧力勾配を設けた。

自然層流翼に関しては過去に飛行試験が数例報告されているが^{2) 3)}、それらはいずれも遷音速以下の速度かつ40度以下の後退角に限られる。60度以上の後退角を持つ自然層流翼は本機が初めての設計となる（内翼部後退角66度、外翼部後退角61.2度）。そこで本研究では60度以上の高後退翼における超音速自然層流効果を検証する目的で、本自然層流翼の遷移特性を実験的に調べた。本稿ではこの風洞試験結果を述べるとともに、その計測結果をもとに飛行条件における自然層流効果の検証を試みる。

風洞試験

超音速機における境界層遷移を実験的に模擬する為には、飛行環境に近い低乱低騒音環境と高いレイノルズ数を実現する必要がある。上記の二つの条件を同時に満たす超音速風洞は希少である⁴⁾。そこで本研究では、Re数の小さい低乱風洞と、気流乱れが比較的小さくかつ、小さいRe数から大きいRe数までの試験が可能な風洞の2種類を使って遷移を計測し、飛行条件における遷移位置を評価した。著者らは前者の風洞として富士重工業（株）所有の真空吸込式超音速風洞（以下、FHI高速風洞と称する）を、後者の風洞として仏国国立航空研究所（ONERA）所有の循環式超音速風洞（以下、S2MA風洞と称する）を採用した。真空吸込式風洞では測定部が調圧弁よりも上流に設置されており、測定部上流に擾乱源である送風機や調圧弁が存在する他形式の遷・超音速風洞と比較して、気流の乱れが非常に小さく、本風洞では $C_{p, rms} = 0.05\%$ が報告されている⁵⁾。

S2MA風洞では実験機の縮尺23.3%の全機模型（全長1870mm、全幅1100mm）を用いた。高速風洞の試験Re数がS2MA風洞の値に近くなるように、可能な限り模型の縮尺を大きくする目的で、縮尺15.7%の半裁模型（全

長 1139mm、半翼幅 370mm) を用いた。

半裁模型の圧力模型は 30%, 50%, 70% 半翼幅位置に合計 40 点の圧力孔を有する。遷移計測模型には、30%, 70% 半翼幅位置にそれぞれ 28 点と 32 点の multi-element タイプのホットフィルムが翼面にフラッシュに装着されている。

一方 S2MA 風洞で用いた全機模型の左翼の 30%, 50%, 70% 半翼幅位置に合計 37 点の圧力孔を設けた。一方右翼の 30%, 70% 半翼幅位置にそれぞれ 28 点と 40 点の multi-element タイプのホットフィルムを翼面にフラッシュに装着した。また本模型は両翼の 12.8~75.5% 半翼幅位置の範囲に合成樹脂製の断熱部を有する為、赤外線カメラにより表面温度分布の計測が可能である。

二つの模型の表面粗さはいずれも中心線平均粗さで $0.2\mu\text{m}$ 以下と極めて小さく抑えた。

遷移点の定義

遷移計測においては計測手法の違いに由来するデータのばらつきが存在する⁹⁾ので、各手法について遷移点を無矛盾に定義する必要がある。大量の超音速の遷移データを整理した Bertnam & Neal⁹⁾は、遷移点を最大熱伝達率の位置とすると矛盾が最も小さいことを示した。そこでここでは赤外線カメラ画像における遷移点の位置を最大表面温度の位置と定義する。一方表面に設置されたホットフィルムの信号に関しては、変動の RMS 値が極大値を示す位置がバーストの周波数が最大値を示す位置と一致し、最大表面温度の位置とも近接することが確立されている⁷⁾。そこでここではホットフィルム信号の変動の RMS 値が極大値を示す点を遷移点と定義する。

結果及び考察

赤外線カメラによる遷移計測結果

図 2b に $M=2.0$, $\alpha=2.0^\circ$ における赤外線画像を示す。本画像は図 2a に示す範囲を撮影したもので、一樣流方向は左から右である。画像中の白い長方形は 70% 半翼幅位置のホットフィルムで、二つの灰色の台形は翼内部の構造部材である。前縁付近の層流領域は温度の低い黒色領域、乱流領域は温度の高い灰色領域として可視化されている。最大表面温度の位置は最も明るい白色として可視化され

ており、この位置が前述の定義による遷移位置(図中の点線)である。図より設計迎角 $\alpha=2^\circ$ において遷移位置は局所的に変化せず、翼根から翼端に向って単調に後退することがわかる。ここから、30% 及び 70% 半翼幅位置をそれぞれ内外翼の遷移特性の代表として選んで計測してよいことがわかる。

ホットフィルムによる遷移計測結果

$M=2$ における 30% 及び 70% 半翼幅位置の遷移 Re 数の迎角特性をそれぞれ図 3, 4 に示す。図 4 中に赤外線カメラ画像による遷移点位置も示す。図から風洞総圧が増加するに従い、遷移点位置が前進することがわかる。また本図よりホットフィルムと赤外線カメラ画像による遷移点位置はよく一致しており、遷移点の定義が妥当であることがわかる。いずれの図においても遷移 Re 数は単位 Re 数によらず同一曲線上に乗っている。これは本翼の遷移 Re 数が単位 Re 数によらないことを示している。また図 3, 4 を比較すると、内外翼の遷移の迎角特性が大きく異なることが分かる。図 3 より内翼では設計迎角 ($\alpha=1.73^\circ$) において層流域が最も広く、設計迎角を離れると自然層流翼効果が急激に減少することがわかる。これに対し図 4 より外翼では $M=2$ において自然層流効果は $1.5^\circ < \alpha < 5^\circ$ の広い範囲で保持され、 $\alpha < 5^\circ$ では迎角が大きくなるほど層流域が拡大することがわかる。これはスパン方向の圧力勾配に起因すると考えられる。図 5, 6 に $\alpha=0\sim 5^\circ$ の各迎角の $M=2$ におけるそれぞれ 30%、70% 半翼幅位置の圧力分布を示す。図 6 より内翼では設計迎角 ($\alpha=1.73^\circ$) において圧力分布の加速領域が最も狭いために、スパン方向(外部流線に対して垂直に近い方向)の圧力勾配が小さくなり、横流れ不安定の発達が抑えられることがわかる。 $\alpha=1.73^\circ$ を離れると加速領域は広くなるためにスパン方向の圧力勾配は大きくなり、横流れ不安定は発達し易くなることがわかる。このように従来の超音速機のようになだらかな順圧力勾配を実現する迎角 0 度と比較して、自然層流翼の急加速領域を持つフラットな設計圧力分布に近づくに従って、遷移位置が後退していることがわかる。従って以上より内翼における設計圧力分布による自然層流化が確認できる。これに対し図 6 より迎角が大き

いほど圧力分布のフラットな領域が拡大する為、スパン方向の圧力勾配が小さくなり、横流れ不安定の発達が抑えられることがわかる。このように70%半翼幅位置においても、従来の超音速機のようになだらかな順圧力勾配を実現する迎角0度と比較して、より狭い急加速領域を持つフラットな圧力分布に近づくに従って、遷移位置が後退していることがわかる。従って、内翼と同様に、外翼においても設計圧力分布の狙い通り、狭い急加速領域を持つフラットな圧力分布によって遷移を遅らせることが確認できた。

飛行環境における遷移位置と主流乱れの影響

気流乱れに関して整理すると、FHI 高速風洞の総圧変動は 0.05%で、その気流乱れレベルは飛行環境（総圧変動 0.02~0.06%）に非常に近い。これに対し、S2MA 風洞の総圧変動は FHI 高速風洞よりわずかに大きく 0.29%である。そこで、FHI 高速風洞と S2MA 風洞における本翼の遷移位置を比較して、主流乱れの遷移に対する影響を調べる。図7に $M=2$ におけるそれぞれ 70%半翼幅位置の遷移 Re 数の単位 Re 数特性を示す。図中の黒塗りの記号が FHI 高速風洞に、白抜き記号が S2MA 風洞に対応する。FHI 高速風洞における遷移 Re 数は同一の単位 Re 数において S2MA 風洞における遷移 Re 数よりわずかに大きい。これは本翼形状の遷移に対する主流乱れの影響は小さいことを示している。従って S2MA 風洞の遷移計測結果から飛行環境における遷移位置を予測することが可能であることがわかる。したがって飛行環境においても遷移 Re 数に対する単位 Re 数効果が存在しないという傾向が続くならば、飛行試験時 ($Re_{M,AC}=18 \times 10^6$) の設計迎角における遷移 Re 数は 0.9×10^6 程度と推定される。これは 9%翼弦長位置に対応する。

結論

ホットフィルムと赤外線カメラを用いて小型超音速実験機（ロケット実験機）の自然層流翼の遷移特性を調べた。本自然層流翼の圧力分布は前縁近傍で急激な加速を与えるステップ関数的な分布となっており、高後退翼の遷移を支配する横流れ不安定性による擾乱の増幅を抑えることを目的とする。本自然層流

翼の圧力分布による自然層流効果が遷移を遅らせることが確認できた。 $M=2$ 、 $\alpha=2^\circ$ （設計迎角）において 70%半翼幅位置の遷移 Re 数は 0.8×10^6 であった。主流乱れの影響を考慮した飛行試験時 $M=2$ 、 $\alpha=2^\circ$ （設計迎角）において 70%半翼幅位置の遷移位置は約 9%翼弦長と推定された。

参考文献

1)Sugiura, H., Yoshida, K., Tokugawa, N., et al: AIAA 01-2782, 2001. 2)Wagner, R.D. et al.: SAE 881393, 1988. 3)Joslin, R.D.: Annual Review of Fluid Mechanics, vol.30, pp.1-30, 1998. 4)Beckwith, I. E.: AIAA Journal, vol.13, No.3, 1975. 5)Koshioka, Y. and Shiozawa, N Proceedings, 46th Wind Tunnel Conference, 1996, (in Japanese). 6)Bertram, M.H. and Neal, L., Jr.: NASA, TM X-56335, May 1965. 7)Owen, F.K.: AIAA Journal, vol. 8, No. 3, March 1970, pp.518-523.

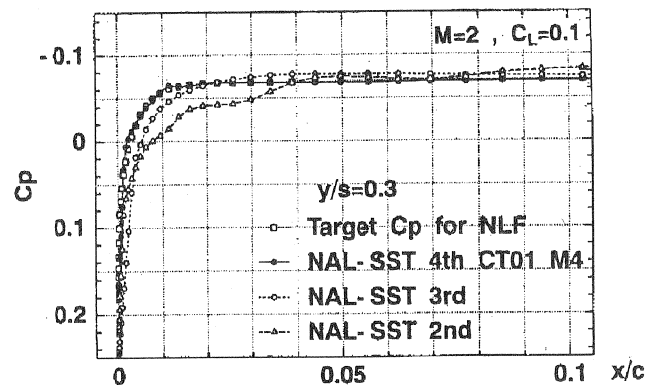


図1 自然層流翼の圧力分布

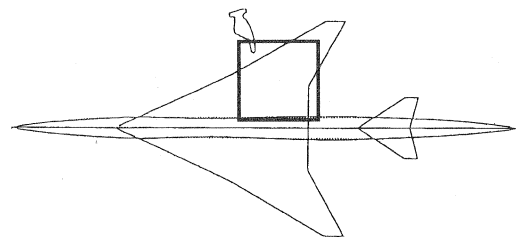


図2a 赤外線カメラの撮影範囲

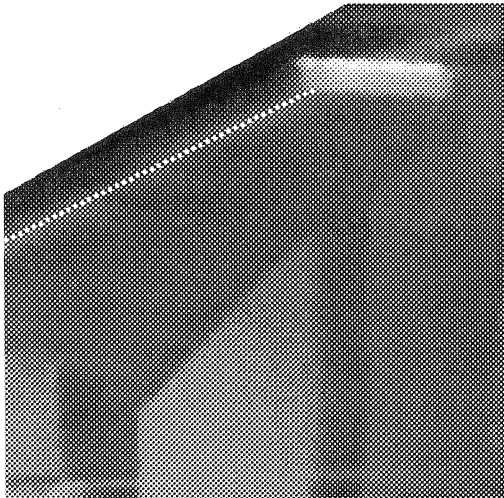


図2b M=2, $\alpha=2^\circ$, $P_0=1.0\text{bar}$ における赤外線画像

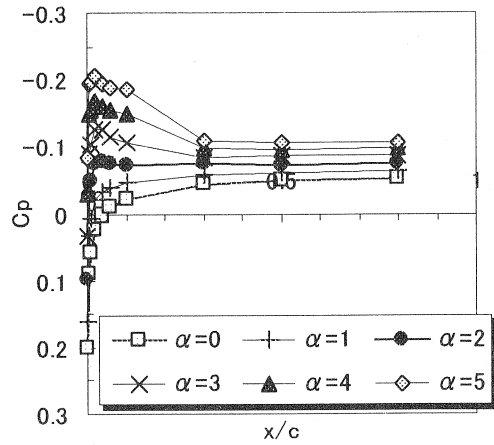


図5 M=2における30%半翼幅位置の圧力分布

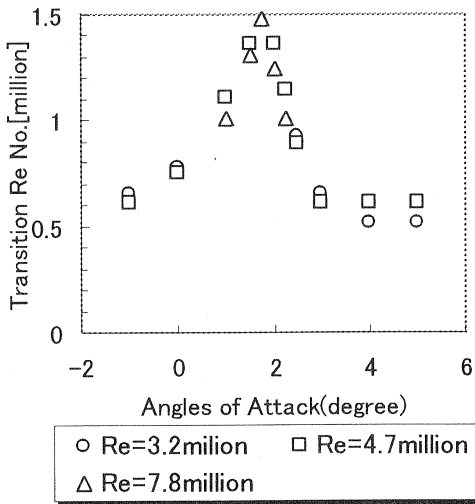


図3 M=2における30%半翼幅位置の遷移Re数

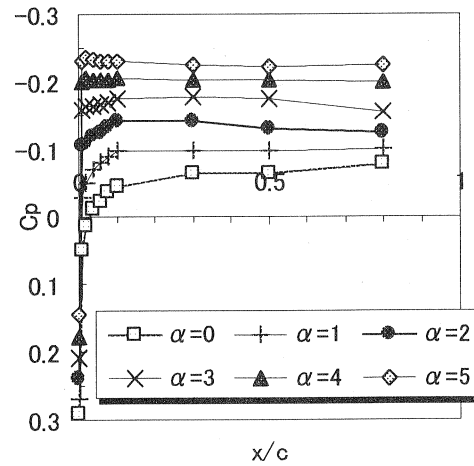


図6 M=2における70%半翼幅位置の圧力分布

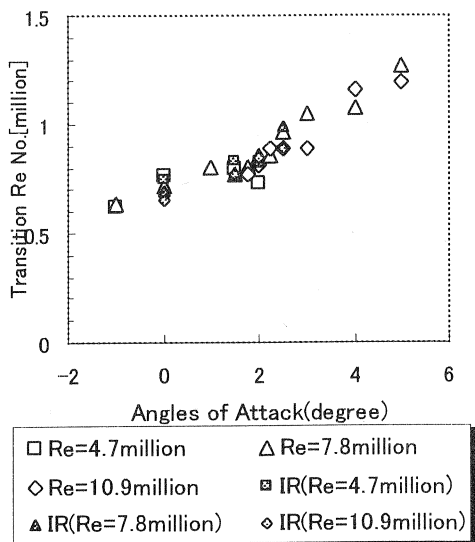


図4 M=2における70%半翼幅位置の遷移Re数

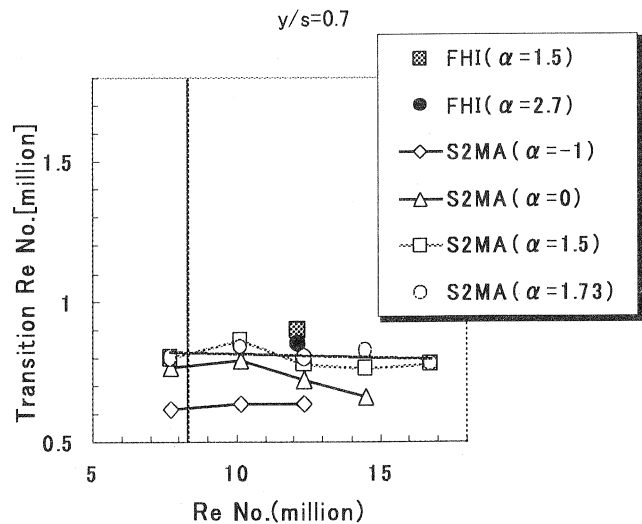


図7 M=2における70%半翼幅位置の遷移Re数の単位Re数特性