

ONERA-S2MA における SST 実験機遷移試験

徳川直子、高木正平、西沢啓、杉浦裕樹、吉田憲司（航技研）

Boundary-Layer Transition Measurements of SST Experimental Airplane at ONERA-S2MA

N. Tokugawa, S. Takagi, A. Nishizawa, H. Sugiura, K. Yoshida (NAL)

摩擦抵抗を軽減した自然層流翼を基本概念として設計された SST ロケット実験機の実証飛行試験に先立ち、遷移予測コードの検証用データベースを構築するため、ONERA 回流式大型超音速風洞 S2MA において全機模型の遷移過程を計測した。本風洞では国内の風洞で実現されない飛行条件に近い高レイノルズ数が達成され、またマッハ数、風洞総圧、迎角および横滑り角などが制御可能である。多点熱膜流速計から決定された遷移点は、赤外線画像の計測結果とよく一致し、レイノルズ数の増加に伴って上流へ移動することが確かめられた。前縁から遷移点までの距離に基づく遷移レイノルズ数は、マッハ数を2に固定した場合、主流レイノルズ数には依存しなかった。一方、迎角依存性は、内翼と外翼で異なっていた。内翼では、設計迎角において最も遷移点が下流に移動した。それに対し外翼では、 5° までの範囲で迎角が大きいほど遷移が遅くなった。これらの迎角依存性を導く遷移機構は、圧力分布から理解可能である。また、主流の総圧変動はマッハ数によって0.1~0.35%と大きく変化したが、風洞総圧には依存しなかった。

1. 序論

来る3月に打ち上げを控えている SST ロケット実験機では、全抵抗の半分近くを占める摩擦抵抗の軽減を目的に、境界層の層流-乱流遷移を抑えた自然層流翼が設計コンセプトとなっている。従来の後退した翼では、横流れ不安定によって前縁付近での境界層遷移が促進されることが知られている。そこでロケット実験機の主翼形状では、横流れ不安定が増幅する領域を可能な限り短くした。そして続く領域では、Tollmien-Schlichting 不安定の増幅を抑えるため、緩やかな順圧力勾配領域を持たせた¹⁾。このような形状設計は、最新の CFD 技術を駆使した逆問題設計法を適用することによって達成された。

設計された翼の遷移点は、 e^N 法に基づく数値計算コード²⁾を用いて予測されるが、超音速域においては N 値についてのデータベースが乏しいため、精確な予測が困難である。そのため、実証飛行試験に先立ち予備試験を行い、データベースを構築しておく必要がある。予測計算コードの検証と、設計された翼型の遷移特性の把握を行うために、これまでに種々の風洞試験を実施してきた³⁾。航空宇宙技術研究所遷音速風洞においては全機模型の、富士重工業（株）高速風洞においては半裁模型の遷移を、熱膜（HF）流速計およびプレストン管を用いて計測した⁴⁾。また両風洞において、機首模型の遷移特性を計測すると共に、実

験機に実装するセンサーおよびシグナル・コンディショナーの性能確認を行っている⁵⁾。

$M=2.0$ で半裁模型を用いた試験の結果、設計圧力分布が得られる半翼幅 70%の位置では、最下流の HF センサー（翼弦長 50%位置）までは遷移しないことがわかった。またプレストン管では 70%翼弦長まで遷移は確認されなかった。迎角が設計点より小さくなると、遷移過程が早まった。このような迎角依存性は前縁付近の加速領域が緩やかになり横流れ不安定が遷移を支配するためと説明される。逆に迎角が設計点より大きい場合には、後縁側の加速領域が失われ T-S 不安定が促進されると考えられるが、迎角をこれ以上は大きく取れないため確認は出来なかった。全機模型を用いた $M=1.2$ の試験においても、設計点 ($M=2.0$ 、 $\alpha=2^\circ$) と類似した圧力分布が得られる迎角では、最下流の HF センサー（半翼幅 30%位置では 41%翼弦長、半翼幅 70%位置では 50%翼弦長）まで層流であった。検出された遷移点を数値予測と比較するには遷移判定基準が必要である。超音速での飛行試験について唯一報告されている $N=14$ という値を適用すると、60%翼弦長までは層流域が期待され²⁾、風洞試験結果とよく一致することがわかった。

しかし、風洞の試験条件は、飛行試験と大きく異なっている。NAL 遷音速風洞における全機模型試験は、設計マッハ数の $M=2$ が達成できな

いため、 $M=1.2$ （風洞総圧 $P_0=60\sim120\text{kPa}$ で平均空力翼弦を基準としたレイノルズ数 $Re_{MAC}=5.1\sim10.2\times10^6$ ）の計測に限られた。一方、FHI 高速風洞における半裁模型については $M=1.2$ と 2.0 で計測を行っているが、風洞総圧が大気圧に固定されるため、 $Re_{MAC}=4.6\times10^6$ であり、飛行試験時の $Re_{MAC}=10\sim20\times10^6$ に比べて大幅に低い。これに対し、ONERA 回流式大型超音速風洞 S2MA では $M=2.0$ 、 $P_0=140\text{kPa}$ で、 $Re_{MAC}=10.9\times10^6$ （ $P_0=60\text{kPa}$ で $Re_{MAC}=7.6\times10^6$ ）であり、飛行レイノルズ数のほぼ半分の比較的高い値が実現される。また、マッハ数、風洞総圧に加え、模型の迎角、横滑り角およびロール角の設定が可能である。

そこで、S2MA において、飛行試験に近いレイノルズ数での主翼および機首部分の遷移点を検出し、遷移予測コードの検証用データベースを構築することを目的とし、全機模型の遷移特性を熱膜流速計および赤外線カメラを用いて計測した。S2MA では、前縁に人工粗さを貼付し、表面粗さが遷移に対する影響を調べる実験も行った。他にも、気流の渦度および圧力変動が遷移に及ぼす影響を明らかにするために、機首模型の遷移過程を $M=1.2$ で HF 4 センサーおよび非定常圧力 1 センサーを用いて計測した。これらの結果については後に譲り、ここでは全機模型の自然遷移試験についてのみ報告する。

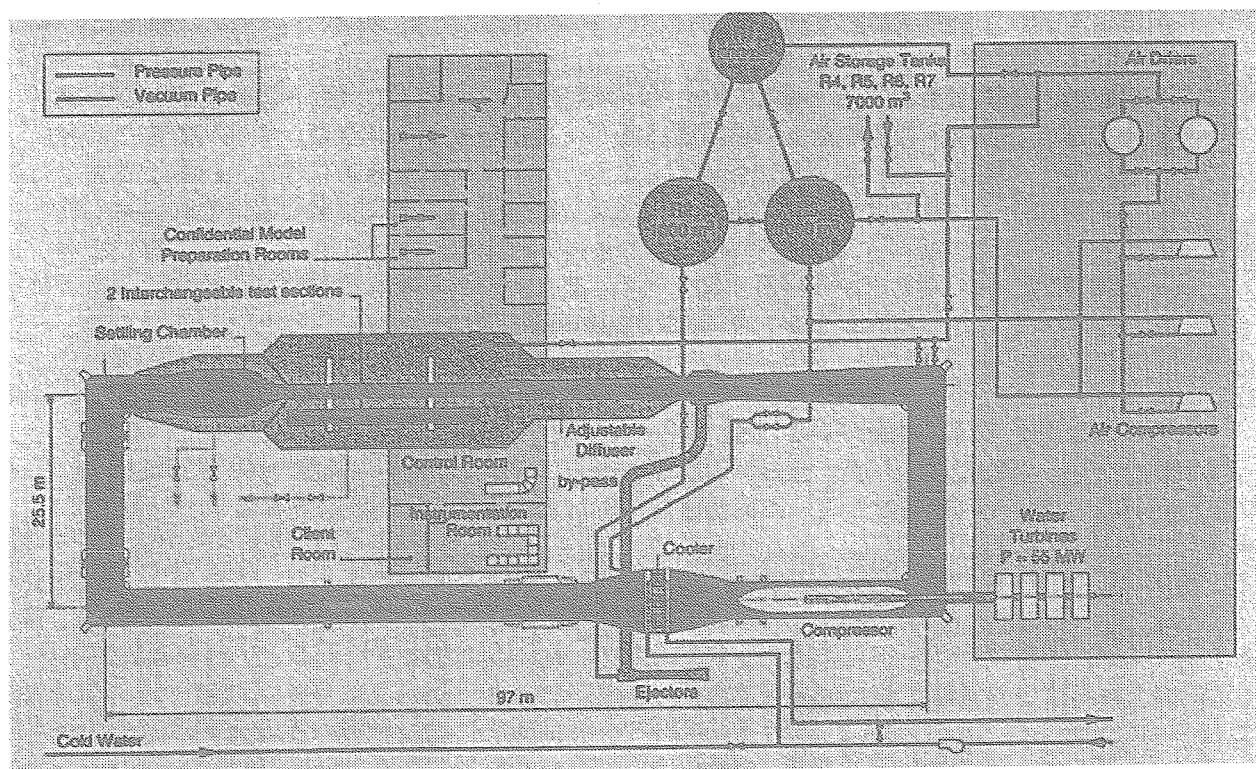


図 1 S2MA 全体図

2. 風洞および模型

2.1 風洞諸元

回流式大型超音速風洞 S2MA は、図 1 に示すように一つのカートに乗った遷音速と超音速 2 つのノズルおよび測定部を有しており、主流マッハ数（超音速； $1.5<M\leq3.5$ 、 $\pm1\%$ 、遷音速； $0.2<M<1.3$ ）に応じてノズルを交換する。超音速ノズルにおけるマッハ数制御は、天井を固定したまま床部分を前後に移動させ、スロート断面を変化させて行う。測定部断面は $1.93\text{mW}\times1.75\text{mH}$ （遷音速； $1.77\text{mW}\times1.75\text{mH}$ ）、総圧 $P_0\leq250\text{kPa}$ （ $\pm1\text{kPa}$ ）、総温 $280<T_0<320\text{K}$ （ $\pm1\text{K}$ ）である。ノズルおよび測定部は $13\text{m}\phi$ の圧力ベッセルに覆われている。なお、超音速一様流の圧力変動および乱れは、Arnal らが赤外線カメラを用いた

10° 円錐遷移試験で計測した結果によると、 $p'/(1/2\rho_0 U_0^2)<0.2\%$ （ $10\text{Hz}\sim10\text{kHz}$ ）、 $(\rho U')/(\rho_0 U_0)<0.2\%$ （ $M=2.5$ ）であるが、詳細は非公開となっている。

模型は半裁し床面に固定することも可能だが、本実験では“Otarie”と呼ばれるタイプのステイニングに固定した。ピッチ角と回転角は、 $\pm0.01^\circ$ の精度で制御可能だが、曲げや自重の影響があるため $\pm0.05^\circ$ の精度で保証される。

2.2 模型および計測装置

縮尺 23.3% の全機模型は、全幅 1100mm 、全長 1870mm で（図 2）、機首左側には着脱可能な、ADS プローブを模擬した非定常圧力センサー

(Kulite 製 XCQ-062) が設置されている。模型には左翼（半翼幅位置 $Y/S=0.3, 0.5, 0.7$ 位置）および右舷機首に合計 47 ポートの静圧孔（0.3mm ϕ ）がある。右翼には $Y/S=0.3$ （内翼）および 0.7（外翼）位置に 28 および 40 チャンネルのマルチ HF センサー（Tao of system 製 SENFLEX #93021；内翼、#9109；外翼）が、機首部分にはシングル HF センサー（Dantec 製 55R47）が 5 チャンネル、表面と段差がないように埋め込まれている。マルチ HF センサーの間隔は 2.54mm で、内翼では翼弦長位置 $X/C=0.96\%$ 、外翼で $X/C=0.82\%$ に対応する。また、赤外線カメラによる遷移計測が可能のように、主翼の前縁部分および機首部分は断熱材で製作し、表面を黒色に塗装した。赤外線カメラは、右側壁に取り付けられたゲルマニウム製の観測窓の外側に設置された。



図2 SST ロケット実験機 23.3%全機模型

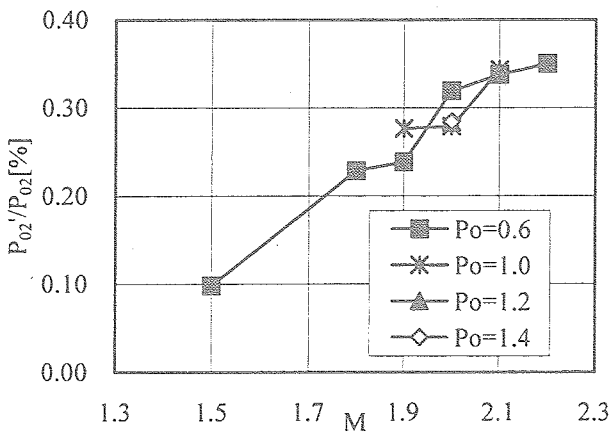


図3 主流圧力変動

圧力アンプ（NAL）および静圧計測用 PSI システム（ONERA；温度保証のため内部を 40℃

に制御したヒーター付きの亚克力箱入）、機体の胴体部内に設置した。HF を駆動するための風速計(NAL)は、センサーとの距離を最低限に設置したいが、圧力ベッセル内ではほぼ真空かつ極低温になり強度や放熱特性の劣化に問題が生じるので、ベッセルのすぐ外側に設置した。そのため通風中に調整および計測チャンネルの交換が可能となった。センサーケーブルは、ベッセル壁に新たに設けたフランジから、全て外に引き出した。HF センサーは全部で 73 チャンネルあるが、実際にはその中の 32 チャンネルのみを選択し、駆動させた。HF および非定常圧力の信号は、FFT アナライザ (100kHz, 16bit) および A/D 変換器 (20kHz, 12bit) を介したマイクロコンピュータで取得した。

非定常圧力および HF の計測は NAL が、圧力分布および赤外線カメラ計測を ONERA が担当した。ONERA には、64 チャンネルの高速 A/D システム (20kHz, 16bit) を用いた、非定常圧力および HF のバックアップデータの取得を依頼した。

2.3 準備・計測・ONERA 側のサポート

S2MA には施錠可能な準備室が複数あり、測定部内での準備時間を最低限にするため全ての準備が可能である。それぞれの準備室にスティング・ポッドがあり、模型はここでスティングに取り付け、測定部に移動する際にも切り離す必要はない。そのため配線の準備を完了させ、計測器の動作確認が可能である。2つの模型に対しては、仕切りを開放した2つの準備室と居室が用意された。日本から持参した計測器類の為には、AC100V(50Hz)が用意された。試験の1週間前から現地での準備を開始したが、我々の到着以前に ONERA によって模型の開梱、スティングへの取り付け、輸送中の損傷がないことの確認が完了していた。分担に従い、準備が同時に行われた。試験期間中は計測室横のクライアント室に、インターネットに接続したコンピュータが用意され、外部との通信が可能であった。

通風は最大 14 時間（2 交代）可能だが、我々は午後 13 時から夕食を挟み、22 時頃までの 8 時間計測が配分された。午前は前日のデータ処理、前日のデータ処理やセット替えを行った。

ONERA では、試験担当者が決まっており、細かい作業依頼の仲介から風洞運転時間や試験項目の交渉、通風中は試験時のテスト・マトリックスの管理を行った。通風中、ONERA 側は担当者他に、オペレータ 1~2 名と計測担当者（データ取得、データ・プロット、赤外線カメラ）が 3~5 名の常時 7 名程度が試験に携わった。

3. 試験結果

3.1 主流圧力変動

ADS プローブを模擬した非定常圧力計測から、総圧変動 p'_{02}/P_{02} はマッハ数 $M=1.5\sim 2.2$ で $0.1\sim 0.35\%$ と大きく変化するが、総圧変動 P_0 には依存しないことがわかった(図3)。この値は、FHI 高速風洞で計測された 0.05% の約5倍であった。前述の Arnal らは静圧変動を計測しているため、結果を直接比較することはできない。

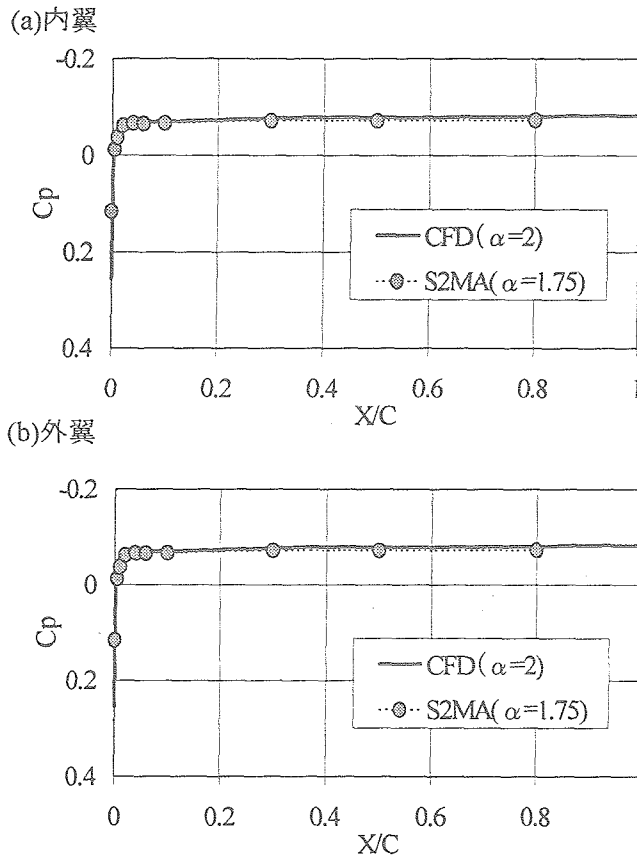


図4 圧力分布計測[$M=2.0$, $P_0=60\text{kPa}$, $\beta=0^\circ$]

3.2 圧力分布

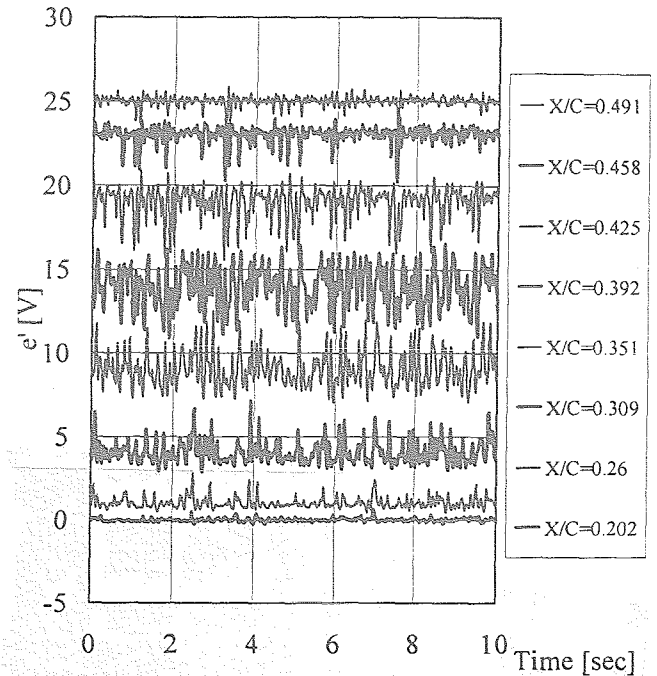
図4に $M=2.0$, $P_0=60\text{kPa}$ で計測された圧力分布を示す。CFD によって設計された最適圧力分布は、 $\alpha=1.75^\circ$ で実現されることがわかった。

3.3 熱膜流速計による遷移計測

図5aに設計圧力分布が達せられる迎角で計測された熱膜流速計出力の同時瞬間波形を示す。熱膜流速計の出力は壁面剪断応力を表す。上流から下流に進むに従って、乱流状態へと波形が変化する様子が観測された。遷移の初期段階では、上向きスパイク波形が($X/C=0.202\sim 0.26$)、逆に後期では下向きのスパイクが現れる($X/C=0.458$)。その中間では、局所剪断応力の値が激しく変化し、変動の値が大きくなる($X/C=0.392$)。翼弦位置に対する変動のRMS値からも、境界層の遷移過程

が示される。このような遷移過程は低亜音速境界層でも観測される。以下、変動が極大値をとる位置を遷移点と定義する。

(a)同時瞬間波形



(b) RMS 値

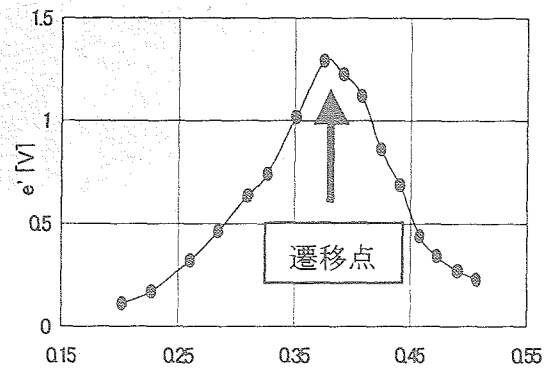


図5 HF 同時瞬間波形および RMS 値[$M=2.0$, $P_0=80\text{kPa}$, $\alpha=1.75^\circ$, $\beta=0^\circ$, 外翼]

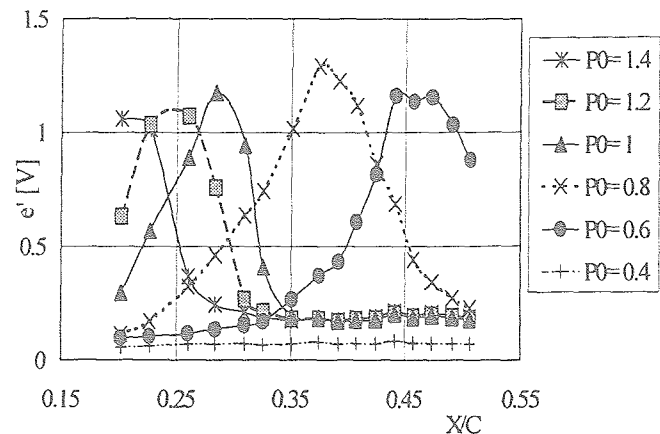


図6 遷移点の風洞総圧依存性[$M=2.0$, $\alpha=1.75^\circ$, $\beta=0^\circ$, 外翼]

遷移点は風洞総圧 P_0 、すなわち主流レイノルズ数の増加に伴って、上流へ移動することが確かめられた (図 6)。この傾向は翼幅位置によらず観測され、予測通りである。また P_0 を固定しマッハ数を減少させた場合も、遷移点は上流へ移動した (図 7)。本来マッハ数の効果は単純に議論することは出来ないが、この遷移点の移動はレイノルズ数の増加に起因すると考えられる。

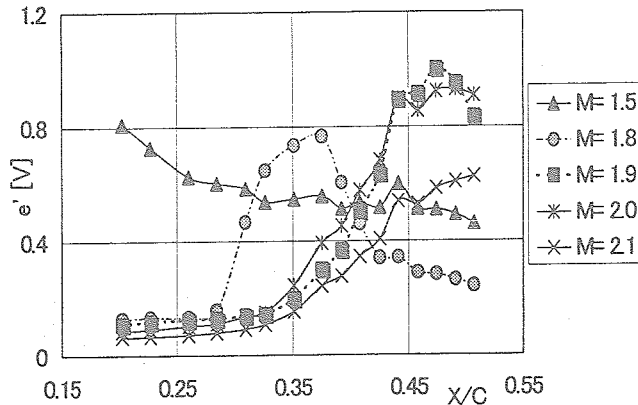
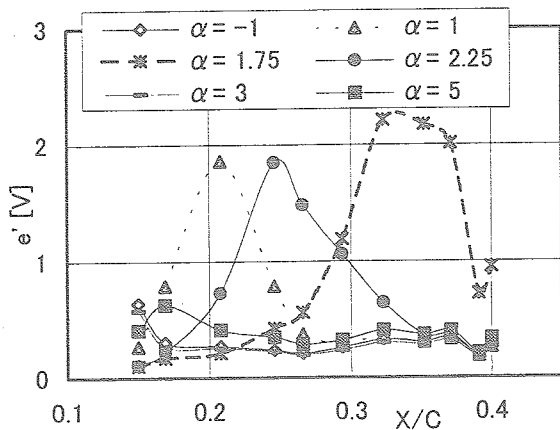


図 7 遷移点のマッハ数依存性 [$P_0=60\text{kPa}$, $\alpha=1.75^\circ$, $\beta=0^\circ$, 外翼]

(a)内翼



(b)外翼

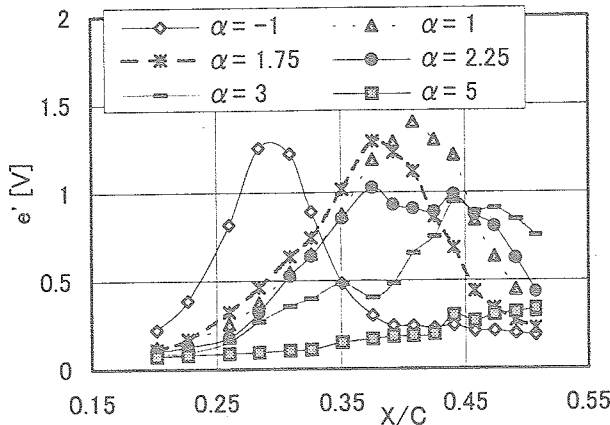
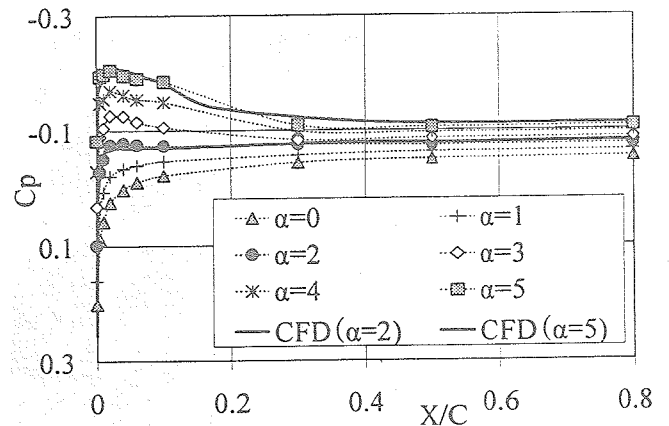


図 8 遷移点の迎角依存性 [$M=2.0$, $P_0=80\text{kPa}$, $\beta=0^\circ$]

迎角 α を変化させた場合、内翼では、設計圧力分布が達成される $\alpha=1.75^\circ$ で最も遷移点が下流になった (図 8a)。これは上記したように、迎角が正に大きくなると減速領域の発生に伴い T-S 不安定が増幅し、負の迎角では前縁での加速が緩やかになり横流れ不安定が増幅するためと考えられる (図 9a)。それに対し外翼では、迎角が大きいほど遷移が遅くなった (図 8b)。圧力分布をみると、迎角を正に大きくした場合、前縁で加速が急になっているだけでなく、内翼の様に減速領域が生じていないことがわかった (図 9b)。この結果は、横流れ不安定だけでなく、T-S 不安定の増幅も抑制され、遷移が遅れることを示唆している。CFD による計算から、定性的に一致する傾向が予測されている。圧力分布を詳細に比較すると、 $\alpha=5^\circ$ の内翼では、計算結果よりも減速が緩やかな分布が得られており、予測よりも遷移が遅れていることが推測される。一方、 $\alpha=2^\circ$ の外翼では、数値予測以上に前縁の加速が緩やかであったため、横流れ不安定が増幅し、遷移が促進されたと思われる。しかし、実験からは不安定波は検出されておらず、現在のところ、遷移を導く支配的な不安定性の同定は困難である。

(a) 内翼



(b)外翼

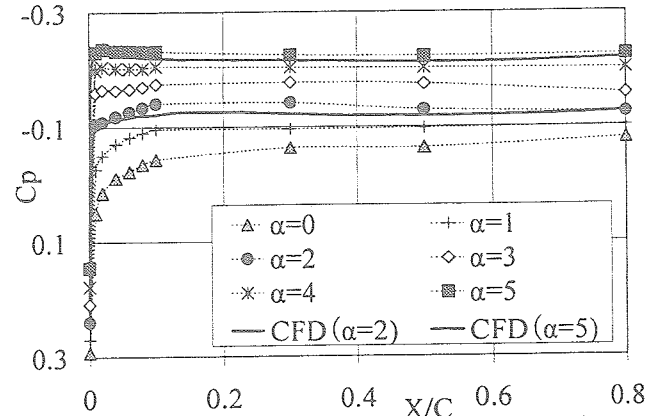
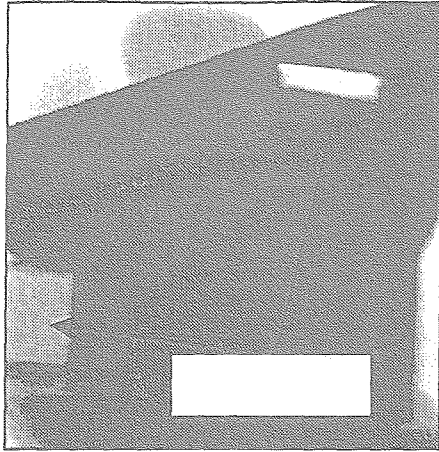
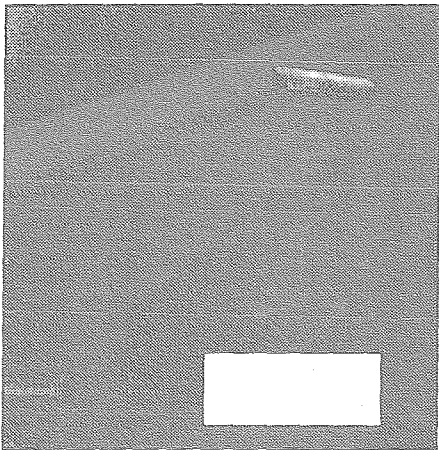
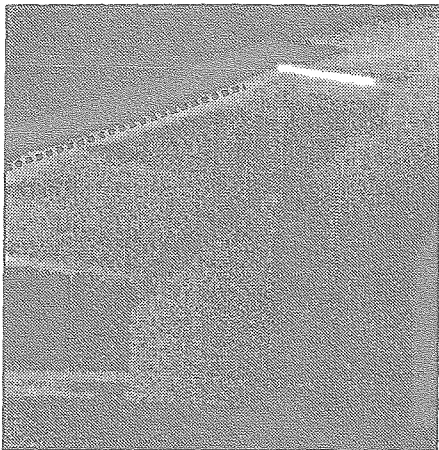
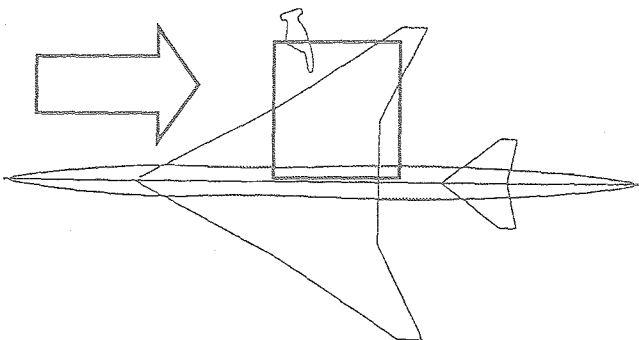


図 9 圧力分布の迎角依存性 [$M=2.0$, $P_0=60\text{kPa}$, $\beta=0^\circ$]

(a) $P_0=60\text{kPa}$ (b) $P_0=100\text{kPa}$ (c) $P_0=140\text{kPa}$ 

(d) 赤外線カメラ観測領域

図 10 赤外線画像[$M=2.0, \alpha=2^\circ, \beta=0^\circ$]

赤外線カメラによる計測を行うため、ロール角 ϕ を -90° とした場合、剪断応力の変動の大きさおよび遷移点に大きな変化は現れなかった。ロール角の影響は非常に小さいことがわかった。

一方、横滑り角 β を 2° にとった場合、内翼でも外翼でも α が 0° から 2.5° へと増加するに従って遷移は遅くなった。また遷移位置は、 0° の場合と大きく異なった。正の横滑り角は、後退角を大きくとることに対応しており、圧力分布形状を始め、各不安定波の増幅特性に大きな変化が生じる。遷移特性の検討には、十分注意する必要がある。

3.4 赤外線カメラによる遷移計測

赤外線画像を図 10(a)~(c)に示す。撮影したのは、図 10(d)に示す通り、右翼および胴体の一部である。各赤外線画像において白く見える長方形部分は HF センサー、グレーの台形部分は翼型内部の構造部材である。遷移点は、極大温度で定義すると、剪断応力変動の最大値とほぼ一致する。赤外線画像からも主流レイノルズ数の増加に伴い、遷移点が下流に移動していることがわかった。

迎角に対する遷移点の変化を比較すると、内翼と外翼では、それぞれ前述の通り $\alpha=1.75$ および 5° で最も遷移が遅れた。遷移位置は主流レイノルズ数によって変化するが、遷移レイノルズ数は、主流レイノルズ数依存性はほとんどなくなる結果が得られた。赤外線画像から得られた遷移特性は、HF による計測結果と非常によく一致した(図 11)。

3.4 ロケット実験機の遷移点予測

図 11 に示した遷移レイノルズ数に主流レイノルズ数効果が見られなかったことから、ロケット実験機の遷移点を推測する。翼幅位置 $Y/S=0.7$ 、 $\alpha=1.75^\circ$ の遷移レイノルズ数 $Re_x=1.1 \times 10^6$ を実験環境の翼弦長レイノルズ数 $Re_{Y/S=0.7}=10.7 \times 10^6$ で割ると、遷移位置が $X/C \sim 0.1$ と推定される。

このように遷移が非常に前縁に近くで起こると予測された原因として、まずレイノルズ数効果に関する問題が挙げられる。レイノルズ数効果は、一般的に平板など圧力勾配が変わらない場合には無視できる。本機主翼の設計点での圧力分布は、平坦ではあるが有限の勾配を持つので、実際には無視できない。本試験関する数値計算でも、レイノルズ数効果が予測されている。

レイノルズ数効果がある場合に、遷移点は攪乱の増幅率 N から予測される。ただし、超音速流における N 値のデータベースは、前述の通り非常に不足している。また、 N 値は模型粗さや気流乱れに依存することが知られており、乱れの大

きな風洞実験で得られた N 値を、非常に低乱と言われる飛行試験に適用することは、合理性に欠ける。特に S2MA での気流乱れは、0.2%と得られており、飛行環境よりかなり大きいと思われる。

N 値に対する具体的に定量的な基準値を決定するには、多くの遷移情報が必要である。

4. 結論

ONERA S2MA において SST ロケット実験機 23.3%全機模型主翼の境界層遷移過程を、熱膜流速計および赤外線カメラを用いて計測したところ、下流に向かって境界層が層流から乱流へ遷移する過程が観測された。今回の試験でわかったことを以下にまとめる。

1. 主流レイノルズ数の増加 (P_0 の増加もしくは M の減少)に伴い、遷移点は上流に移動した。しかし、前縁からの距離に基づく遷移レイノルズ数で整理すると、計測手法や主流レイノルズ数には依らず、迎角にのみ依存することがわかった。
2. 遷移点の迎角依存性は、内翼と外翼で異なった。内翼では設計迎角で遷移が最も遅く、外翼では迎角の増加に伴い遷移点は下流に移動

した。このような遷移特性は、数値予測と定性的に一致しており、以下のように解釈される。内翼では負の迎角では前縁付近での圧力勾配が緩やかになり横流れ不安定が、正の迎角では逆圧力勾配領域が発生することによって T-S 不安定が増幅する。一方、外翼では正の迎角で減速領域が生じず、前縁での加速も急になるため、横流れ不安定の増幅が抑制される。

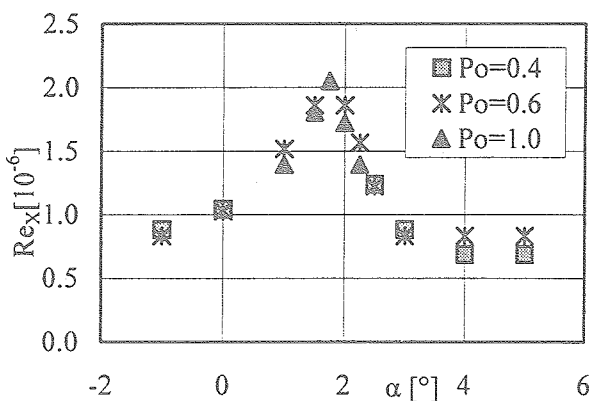
3. 赤外線画像から決定される遷移点は、熱膜流速計の結果と非常によく一致した。

今回得られた遷移情報は、今後遷移予測コードを判定を行う上で、貴重なデータベースとして活用される。

参考文献

- 1) 吉田：ながれ 18(1999),p.287
- 2) 上田、吉田：第 32 回流体力学講演会講演集 (2000),p.271
- 3) 徳川、高木、西沢、杉浦：NAL SP-47,(2000), p.1
- 4) 杉浦、野口、高木、徳川、西沢：日本航空宇宙学会第 31 期年会講演会講演論文集, p.170
- 5) 吉田：なる No.498,(2000), p.3

(a)内翼



(b)外翼

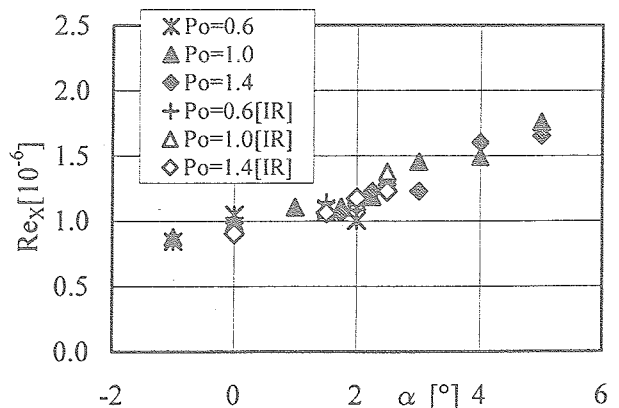


図 11 遷移レイノルズ数の風洞総圧および迎角依存性 [$M=2.0, \beta=0^\circ$]