

No.1

SST 実験機に関する幾つかの遷移計測

徳川直子、高木正平、西沢啓、杉浦裕樹（航技研）

Boundary-Layer Transition Measurements
Associated with NAL Experimental SST Project

N. Tokugawa, S. Takagi, A. Nishizawa and H. Sugiura

National Aerospace Laboratory

ABSTRACT

Boundary-layer transition measurements have been conducted associated with the NAL SST project, which is designed to apply natural laminar flow wing using CFD technique. The purpose of experiments is to construct the database on boundary-layer transition most advanced which will be referred to predict the transition point on the wings, and to establish high quality measurement techniques which will be applied to the flight test of the airplane. In this paper, the results of two typical preliminary experiments are introduced. One is flight tests using Beechcraft airplane, which are performed to grasp the transition process under low disturbance environment and to clarify the problems of flight test. Transition measurement as conducted in wind-tunnel was found to be successful, because Tollmien-Schlichting wave is detected at the region near the leading edge, and its amplitude distribution of the spectrum is in very good agreement with the numerical prediction by SALLY-code. Another is the measurement on a half-model of SST experimental airplane in a supersonic wind tunnel. At the design point, i.e. Mach number $M=2$ at an angle of attack $\alpha=2.7^\circ$, it is found that the laminar state sustained at least to $X/C=0.5$. Natural laminar flow wing is expected to realize on the flight test of SST experimental airplane.

Key Words: SST experimental airplane, Transition measurements, Supersonic flow, Flight test

1. 緒言

現在航技研で開発が進められている次世代超音速輸送機(SST)の無推力小型実験機¹⁾では、境界層の層流-乱流遷移を抑えた自然層流翼の設計概念の実験的検証が最重要課題となっている。超音速機の後退した主翼においては、従来の形状では横流れ(C-F)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、SST 実験機の主翼形状は C-F 不安定の増幅領域を可能な限り短くすることでその成長を抑えるように、最新の CFD 技術を用いた逆問題設計法が適用された (Fig.1)。またこの領域に続く翼の断面形状は、Tollmien-Schlichting(T-S)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る設計となっている²⁾。

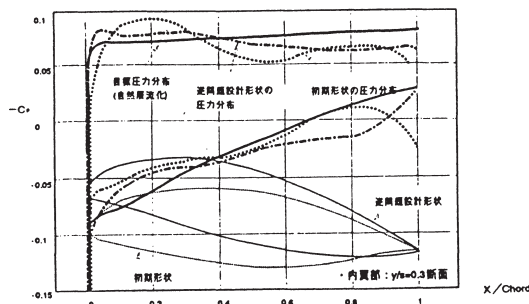


Fig.1 SST 実験機主翼の形状及び静圧分布

主翼および機首部分の遷移点の予測は、 e^N 法に基づく SALLY コード⁷⁾を用いるが、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、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。また遷移計測に係わる超音速飛行試験は日本では経験が無く、しかも4回の飛行のみで成果を得るためには、段階的に予備試験を行い、計測技術を確認しておく必要がある。そこで超音速風洞における平板境界層遷移試験⁴⁾や遷音速風洞における AEDC10° 円錐および機首模型遷移試験^{4,5)}、全機および半裁模型の遷移試験などを実施し、データベースを構築すると共に、超音速流における遷移計測技術の確立を計ってきた。

一方、風洞実験に比べて気流の乱れが極度に低い飛行環境での遷移過程を把握しておく必要がある。また飛行試験による非定常遷移計測の経験は、日本では低速域も含めて無く、技術的な面からの要請もあり、これまでにビーチクラフト機を用いた飛行試験を2回行った。その結果 T-S 波の検出など成果を上げ、貴重なデータベースが得られている⁶⁾。

その他にも、気流乱れや騒音などの風洞の気流特性が遷移に及ぼす影響に関して同一の翼型模型を用いた対応風洞試験⁷⁾を、三次元境界層の遷移機構解明に関して斜め円柱^{8,9)}や回転円盤¹⁰⁾を用いた遷移試験などを実施してきている。

本論文では、これまで行ってきた境界層遷移試

験なかで、ビーチクラフト機を用いた飛行試験と超音速風洞における実験機半裁模型試験の結果について報告する。実験機においては、遷移点を検出するため熱膜(HF)流速計、非常圧力センサー、熱電対、プレストン管の4つの計測手法が用いられる¹¹⁾が、本論文ではHFによる計測結果について述べる。

2. 実験結果および考察

2.1 ビーチクラフト機を用いた飛行試験

ビーチクラフト機遷移試験は、風洞内では実現できない環境下での遷移過程を把握し、実機環境における計測技術を確立することを目的として実施した。国内では遷移計測を行った飛行試験の経験が無いことから、飛行試験固有の問題点も把握することも重要な目的の一つである。

航技研ビーチクラフト機主翼上面、前縁から $X/C=0.08$ 、 0.10 、 0.14 、 0.16 の位置にシングル HF センサー (DANTEC 製 55R47) を貼付し、境界層の状態を計測した (Fig.2)。ビーチクラフト機の主翼にはテーパがかかっているが、後退角は 0° である。また主翼の中央にエンジンがあるため、HF センサーはその影響を避けた位置に貼付した。外翼上の貼付位置における翼型形状は、flap を下ろさない状態でコード長 1600mm の NACA23015 にほぼ一致する。



Fig.2 主翼断面形状および HF センサー貼付位置

高度 1,500m(5000ft.)、速度 53m/s (コード長に基づくレイノルズ数 $R_x \sim 0.5 \times 10^6$) で計測した各点における波形を Fig.3 に示す。 $X/C=0.08$ および 0.10 では変動が小さく層流状態であることがわかる。一方 $X/C=0.14$ および 0.16 では変動が大きく、その変動は周波数解析の結果低周波から高周波数成分までをほぼ一定な強度で含んでいることから、乱流状態と判断される。従って遷移点は $X/C=0.10$ と 0.14 間にあるが、計測点の間隔が広すぎるために、精度良くその位置を検出することは出来なかった。

この遷移計測の結果で最も重要な点は、 $X/C=0.10$ で規則的な変動波形が観測されたことである。周波数解析の結果、この変動は 6.5kHz を中心とする帯域の周波数をもつことがわかった (Fig.4)。SALLY コードによる予測と比較したところ、この中心周波数は最大増幅率を持つ T-S 波の周波数に一致する。スペクトラムの振幅分布も、初期振幅が周波数によらず任意の大きさをもつと仮定し増幅率 N から求めた数値予測結果と実験値は非常によく一致した。この結果から、観測された周期変動が T-S 不安定波によるもので、遷移を導いてい

ることが確認された。一方予測コードは計測点 $X/C=0.10$ で $N=22.8$ と非常に大きな値を示すが、これは SALLY コードには安定化効果のある壁面曲率などの高次項が省略されているためと思われる。なお不安定変動の中心周波数は HF センサーの応答限界 10kHz より低く、計測上の問題は生じなかった。

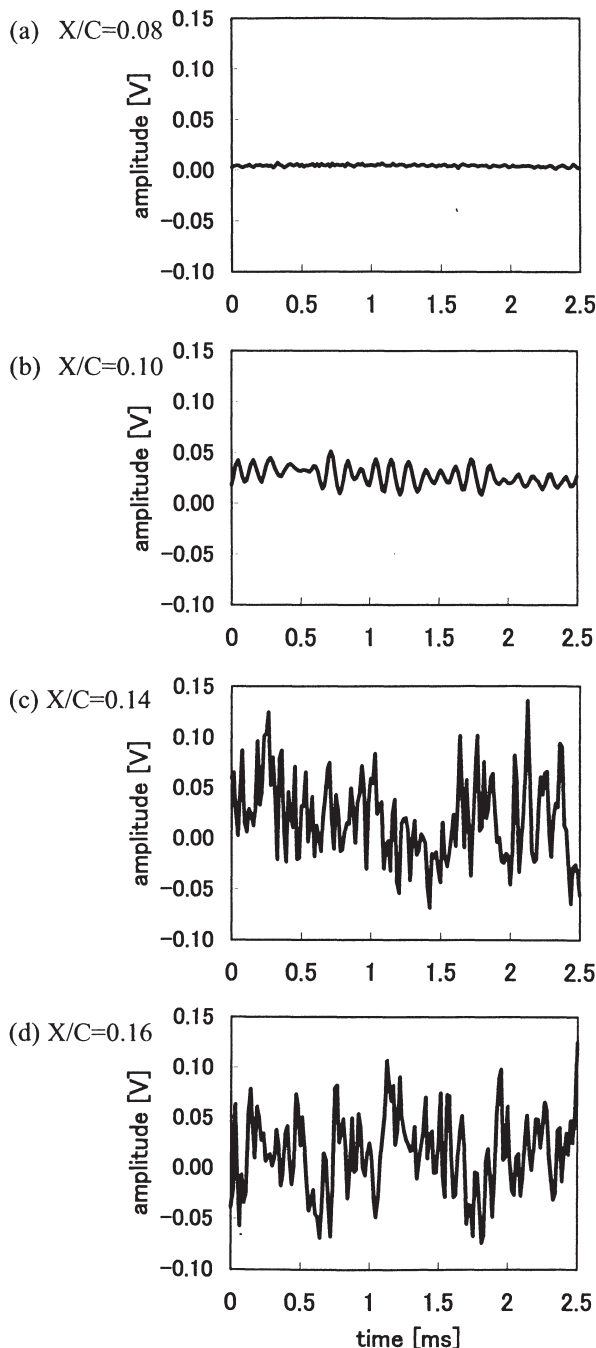


Fig.3 各点で計測された波形

飛行速度を下げたところ遷移過程が進み、不安定攪乱の高調波成分が発生した。さらに減速した 43m/s 近傍では、剥離によると思われる大きな変動が観測された。反対に速度を上げたところ遷移の遅れが観測された (Fig.5)。これは高度を一定に保ちながら飛行速度を変化させたため、飛行速度ととも

に迎角が変化し、遷移点が移動したためである。飛行試験では計測可能な速度範囲が狭く、また速度と迎角および高度などの試験条件を任意に決定することは出来ないなど風洞試験との違いが再認識された。また、飛行速度や迎角を精度良く一定に保ちながら飛行することは困難であることがわかった。今回の計測では速度は2m/s、迎角は1°程度の幅で変動していた。ただしこの変動は不安定波に比べ2桁以上低い周波数を持つと考えられることから、遷移への影響は低いと考えられる。SST実験機は高度18,000mから滑空するため試験条件は時々刻々変化する。遷移試験結果は慎重に気流の状態と対応づけながら解析する必要があることが確認された。

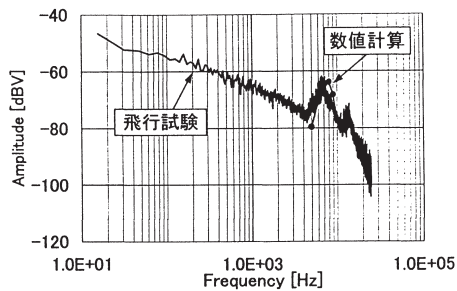


Fig.4 X/C=0.1 で検出された T-S 不安定波および SALLY コードから予測されたスペクトラム

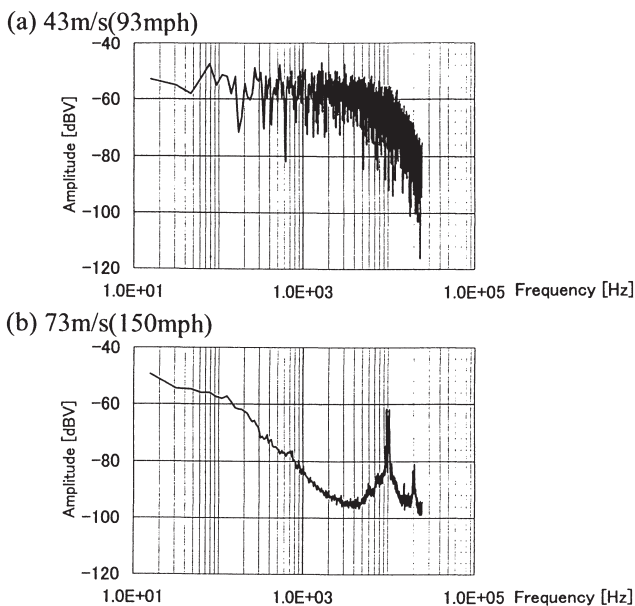


Fig.5 X/C=0.10 で観測されたスペクトラム

以上の結果から、飛行試験で実機主翼境界層の遷移過程が風洞実験の場合と同様に計測可能なことが確認された。ただし計測条件は任意に決定できないなど風洞試験との違いも明らかになった。遷移の初期段階を支配する T-S 不安定が観測され、その周波数帯域および振幅分布は SALLY コードによる予測と非常によく一致した。今回の計測では不安定波の空間増幅率や遷移点などが求められておらず、気流乱れの影響など実機環境特有な遷移過程を評

価するにはデータが不十分である。多点 HF センサーやトラバース可能な熱線風速計を用いた再計測を行い、より詳細なデータを取得することが将来の課題として残された。

2.2 半裁模型遷移試験

SST 実験機主翼形状の設計を風洞試験によってあらかじめ検証するため、設計マッハ数 $M=2$ における主翼境界層の遷移計測を実験機の半裁模型を用いて行った。

模型は静圧計測用と遷移計測用の二つがあり、大きさは共に実験機の 15.7% である。静圧計測模型には、翼幅 S の 30% および 70% に合計 40 ポートの静圧孔が設けられている。遷移計測模型には 2.54mm 間隔の多点 HF センサーが、翼幅の $Y/S=0.3$ および 0.7 の位置に、それぞれ翼弦長の 28 チャンネル ($X/C=13.5\sim 53.1\%$) および 32 チャンネル ($X/C=13.5\sim 51.1\%$)、表面と段差がないよう埋め込まれている (Fig.6)。試験を行った富士重工の高速風洞は、間欠式の真空吸込風洞で、 $M=2$ において平均翼弦長に基づくレイノルズ数は $R_x\sim 4.7\times 10^6$ である。総圧変動を計測したところ 0.057~0.072% で、遷移計測に適した乱れの小さい風洞といえる。

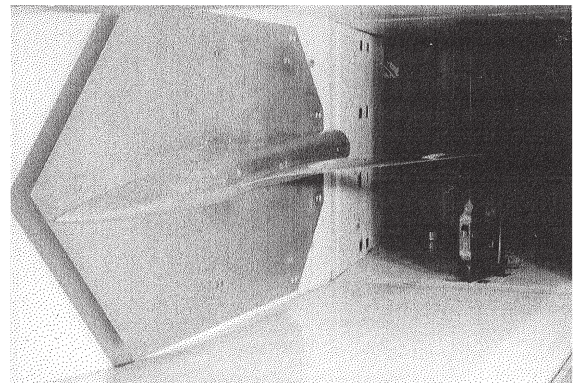


Fig.6 高速風洞内の遷移計測用半裁模型

Fig.7 に示すように、計測された外翼の静圧分布は迎角 $\alpha=2.7^\circ$ で、CFD で設計された自然層流翼の圧力勾配 (波線) とよく一致している。これに対して内翼の静圧分布は、前縁部分で不一致が観測された。その原因として、模型を風洞壁から離して attachment-line contamination を避けるために設置した splitter-plate の前縁から発生する衝撃波の影響が考えられる。そこで遷移計測は外翼 $Y/S=0.7$ 位置の HF センサーのみを用いることにした。迎角を 0° および 1° に変化させると、外翼の静圧分布の立ち上がりが緩やかになっていくことが観測された。この結果は前縁付近で C-F 不安定が増幅する領域が長くなることを示しており、遷移が早まる可能性が示唆される。

HF センサーによる遷移計測結果を Fig.8 に示す。 $\alpha=2.7^\circ$ では、前縁から後縁に向かって変動値が徐々に大きくなる様子が観測されたが、遷移を示す変動の最大値は $X/C\leq 0.5$ で捉えられていない。こ

のことは遷移点が50%コード長より下流で、層流領域が長い翼型が設計されていることを示している。

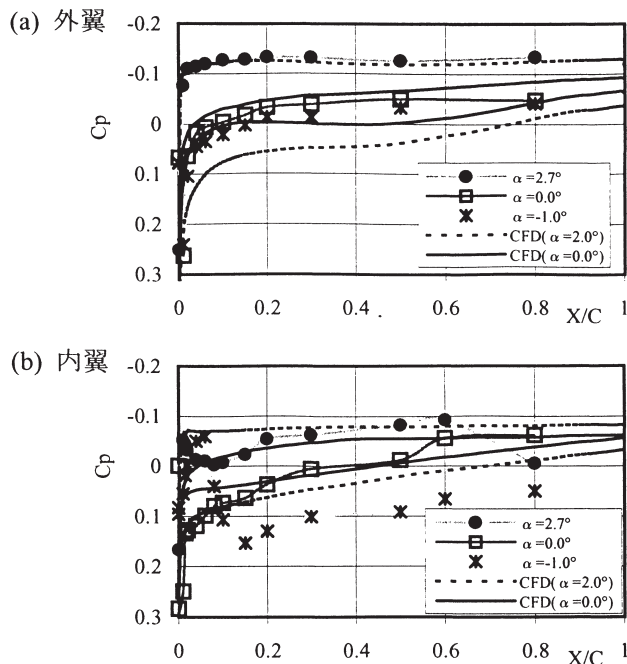


Fig.7 外翼および内翼の静圧分布

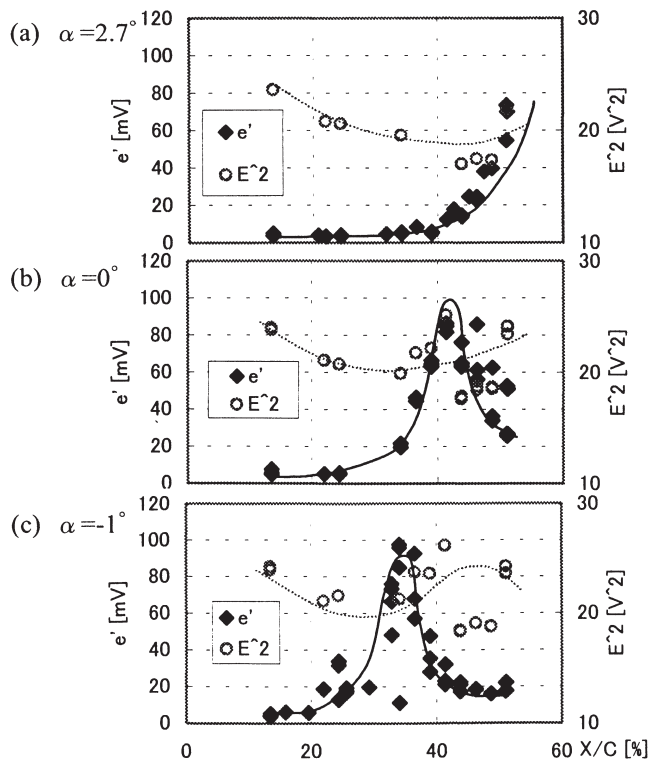


Fig.8 HF 変動成分のRMS 値

一方迎角を0と-1°に変化させたところ、乱流状態および遷移過程が観測された。静圧分布から予測されたとおり、翼の前縁でC-F不安定が増幅し遷移過程が進行した可能性が示唆される。

しかし残念ながら、いずれの迎角でも不安定波を検出することができなかった。圧縮性を考慮した

LSTABコード¹²⁾による予測では10kHz以上の攪乱が最大増幅率を持ち、前縁に近いほどその周波数は高くなる。風速計の応答性は不安定波を検出可能な10kHz程度はあり、不安定波を検出できなかった理由は不明である。一方増幅率は、 $\alpha=2.7^\circ$ での遷移点が最下流の計測点 $X/C \sim 0.5$ の近傍と仮定すると、 $N \sim 6$ と予測される。SALLYコードからは $N \sim 18$ と大きな値が予測されるが、これは圧縮性を考慮していないためと思われる。高精度な予測コードの整備も緊急を要する研究課題の一つである。

$M=2$ 、 $\alpha=2.7, 0, -1^\circ$ においてSST実験機半裁模型主翼の境界層遷移試験を行った結果、それぞれの遷移過程は静圧計測結果と整合しており、C-F不安定により遷移が促進されることを確認した。設計圧力分布が達成される $\alpha=2.7^\circ$ では、 $X/C=0.5$ まで遷移しないことがわかり、実験機では自然層流翼の実現が期待される。

3. 結言

SST実験機による自然層流翼の実証試験を2002年春に控え、低速から超音速までの広い流速範囲、また多岐にわたる形状模型について遷移計測を行いデータベースの構築および計測技術の確立が達成されつつある。

本論文では飛行試験と超音速風洞における実験機半裁模型試験について報告した。飛行試験では、風洞試験と同様に遷移試験が可能であることを確認した。T-S波の検出にも成功し、その周波数は予測と非常によく一致していた。実験機半裁模型試験では、設計点である $M=2$ 、 $\alpha=2.7^\circ$ において、主翼境界層が $X/C=0.5$ まで遷移しないことがわかり、実験機での自然層流翼の実現が期待される。

実験機に搭載する風速計やデータ取得システムにはゲイン設定やサンプリング周波数に関する問題が残されており、超音速流域での飛行試験などを含め、さらなる予備試験の必要がある。

参考文献

- 1) 坂田公夫：ながれ **18** (1999) 276-280.
- 2) 吉田憲司：ながれ **18** (1999) 287-290.
- 3) 跡部隆：NAL TR-1390 (1999)
- 4) 徳川直子他：第30回流力講演会 (1998) 286.
- 5) 杉浦裕樹他：第36回飛行機シンポジウム (1998) 361.
- 6) 高木正平他：なる No.489. (1999)
- 7) 高木正平他：第37回飛行機シンポジウム (1999) 297.
- 8) S. Takagi, et al.: Abstracts of 19th ICTAM (1996), 199
- 9) N. Tokugawa, et al.: AIAA paper 99-0814.
- 10) S. Takagi, et al.: Laminar-Turbulent Transition, edited by Saric, 近日刊.
- 11) 高木正平：ながれ **18** (1999) 298-301.
- 12) K. Yoshida, et al.: NAL SP-31 (1996) 59-79.