

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1077

飛行実験による境界層遷移点の可視化

大 貫 武 ・ 照 井 祐 之
鎌 田 幸 男 ・ 神 谷 信 彦

1990年9月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

目

次

ABSTRACT	1
記 号	1
1. 序	1
2. 実 験	2
2 - 1 使用実験機	2
2 - 2 可 視 化 法	3
2 - 3 実 験 結 果	3
3. 理論計算	5
3 - 1 遷移点予測法	5
3 - 2 実験と計算の対応について	7
4. ま と め	9
参 考 文 献	9
付 録	10
A 1 遷移点予測法	10
A 2 検討事項	11

飛行実験による境界層遷移点の可視化 *

大 貫 武 **・照 井 祐 之 ***
鎌 田 幸 男 ***・神 谷 信 彦 **

Observation of Laminar Boundary Layer Transition on Light Monoplane Wing Surface

Takeshi OHNUKI, Yushi TERUI, Yukio KAMATA,
and Nobuhiko KAMIYA

ABSTRACT

A series of flight tests was carried out to visualize the boundary layer transition on a wing of the FUJI FA-200X. The transition location was marked out by the use of sublimating chemicals. The agreement between theoretical and experimental results was very good. The transition Reynolds number was about 1.3 million. The experimental procedure and the theoretical approaches are presented in this paper.

記 号

b	翼幅
C	翼弦長
H_{12}	境界層形状係数 (δ^* / θ)
R_θ	境界層運動量厚さによるレイノルズ数
s	前方淀み点から翼表面に沿って測った長さ
U_e	局所主流速度
x	翼弦方向座標
y	翼幅方向座標
δ	境界層厚さ
δ^*	境界層排除厚さ
η	翼幅方向無次元座標 ($y / (b/2)$)
θ	境界層運動量厚さ

A Pohlhausen の形状係数

添 字

i 不安定点

t 遷移点

1. 序

層流境界層から乱流境界層への遷移の問題は層流境界層の安定、遷移への移行のメカニズムなど流体の基礎的な問題でもあり、また航空機の摩擦抵抗などの関係から応用面においても重要な研究課題である。二次元層流境界層の安定性は微小擾乱を考え、Orr-Sommerfeld 方程式を解くことにより解析できるが、遷移点位置の判定については半経験則に頼らざるを得ない。また、最近の大型計算機の進歩により Navier-Stokes 方程式を数値的に解くこ

* 平成2年8月10日 受付
** 新型航空機研究グループ
*** 飛行実験部

とも行われているが、遷移点位置については半経験的な考慮がなされている。従って、遷移点位置についての実験データ取得が基本的に必要となるわけであるが、風洞にはたとえ僅かであれ固有な気流の乱れが存在する。また遷移における基本的パラメータである Reynolds 数を実際の航空機に合わせ、なおかつ気流特性による遷移への影響を排除し実験を行う事は非常に困難である。これが一時自然層流翼の開発を諦めさせていた原因の一つでもある。すなわち、実験室において経験する気流の乱れは実際の飛行時に経験するものより大きいのである。近年の翼の製作技術の進歩もあり、1980 年代から再び自然層流翼に対する関心が高まってきており、NASA を中心として飛行試験が行われている。^{1~6}

今回我々はその様な背景を踏まえ、

- 1) 近い将来期待される自然層流翼、あるいは層流制御翼の開発時のグローブ翼飛行試験の際必要不可欠である、境界層遷移点の確認法を確立すること、
 - 2) 飛行試験による境界層遷移に関する実験データを取得、蓄積することにより境界層遷移に関する理論的アプローチの補助とならしめること、
- 以上の二点を目的として航空宇宙技術研究所所有の富士重工式 FA-200 改型機による境界層遷移の可視化を行った。

2. 実験方法

2-1 使用実験機

今回の実験には、当所所有の実験用航空機富士重工式 FA-200 改型機（スラットなし）を使用した。図 1 に写真を、図 2 に三面図をそれぞれ示す。また主要諸元を表 1 に示す。全長 7.88 m、全幅 9.42 m、

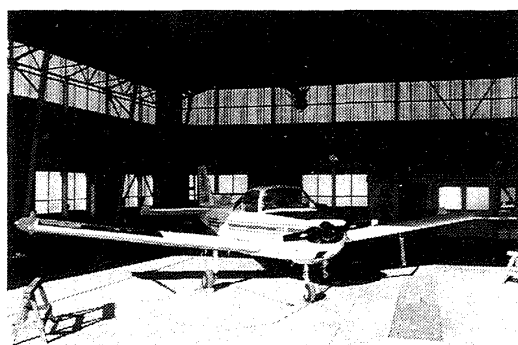


図 1 富士重工式 FA-200 改型機

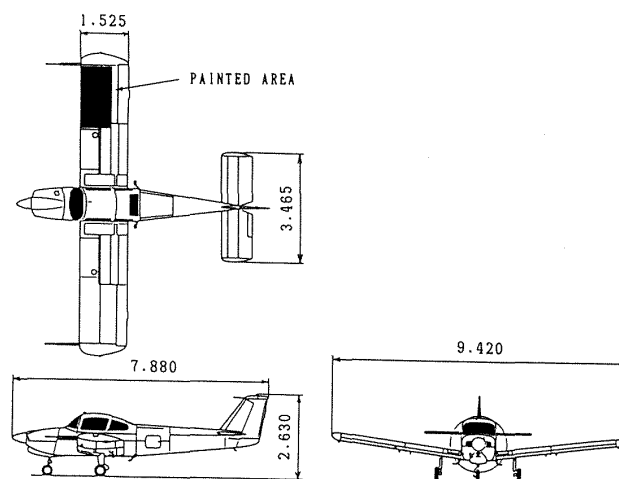


図 2 富士重工式 FA-200 改型機三面図

表 1 実験機主要諸元

全機全長	7.880 m
全幅	9.420 m
全高	2.630 m
主翼面積	14.0 m ²
縦横比	6.34
MAC	1.525 m
先細比	1.0
後退角	0 deg
捻り	0 deg
取付角	2.5 deg
上反角	7.0 deg

全高 2.63 m の 2 人乗り軽飛行機であるが、後部座席には計測機、ビデオカメラ等設置されている。主翼の後退角、捻りはなく翼幅方向一定断面翼型、先細比 1.0 の矩形翼である。図 3 に翼型を、表 2 に座標を示す。この翼型は、最大厚みの位置が 37 % C の所であり、いわゆる自然層流翼と呼ばれるある程度の範囲で境界層を層流に保つことを目的として設

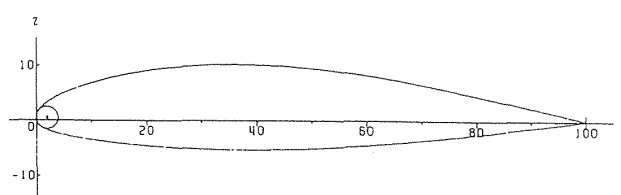


図 3 翼型 (U-615M)

表2 翼型座標

X/C	Z/C(上面)	Z/C(下面)
0.00	0.00	
0.005	0.01850	-0.00913
0.0125	0.02630	-0.01483
0.025	0.03548	-0.02000
0.05	0.04878	-0.02683
0.075	0.05903	-0.03168
0.10	0.06748	-0.03560
0.15	0.08093	-0.04158
0.20	0.09043	-0.04610
0.30	0.10060	-0.05168
0.40	0.10138	-0.05318
0.50	0.09483	-0.05083
0.60	0.08230	-0.04493
0.70	0.06513	-0.03600
0.80	0.04498	-0.02498
0.90	0.02323	-0.01293
1.00	0.00040	-0.00040

計された翼型ではないが、前述した目的のためにはなんら問題はないのでそのまま使用した。また、翼に手を加えず可視化を行うと言うことは、実用化小型航空機においてどの程度翼面上境界層は層流を保っているかが確認できるという意味も持つ。

2-2 可視化法

境界層遷移点の可視化法としては昇華法を採用した。昇華法とは物体の表面に昇華の性質をもつ薬品で薄い皮膜を作っておくと、乱流境界層内では層流境界層内より壁面における剪断応力が大きく昇華が促進されるので、昇華の早さが異なることから境界層遷移点を確認しようとする手法である。(文献2, 7)

自然遷移の場合は遷移開始から終了までにある程度の弦長方向距離を要するが、昇華法により観察できるのは遷移の終了点、即ち境界層が十分乱流になった点である(この点の剪断応力がその周囲に比べ大きいからである)ので今はその点を遷移点と呼ぶ。本実験では、昇華剤としてアセナフテンをアセトンに溶かした6%溶液を用いた。この溶液は白色であるため、機体の色と区別が付きにくいので、右翼の燃料タンクより外翼側(翼幅方向 $\eta = 0.5 \sim 0.95$,

翼弦方向 $x/C = 0 \sim 0.6$) の領域を黒く塗装し、その領域内での可視化を行った。可視化領域内には、翼幅方向2つの断面位置に、前縁から10% C 毎に50% C の位置まで印をつけてある。実験に際しては写真機及びビデオカメラにより昇華の様子を記録した(図4)。

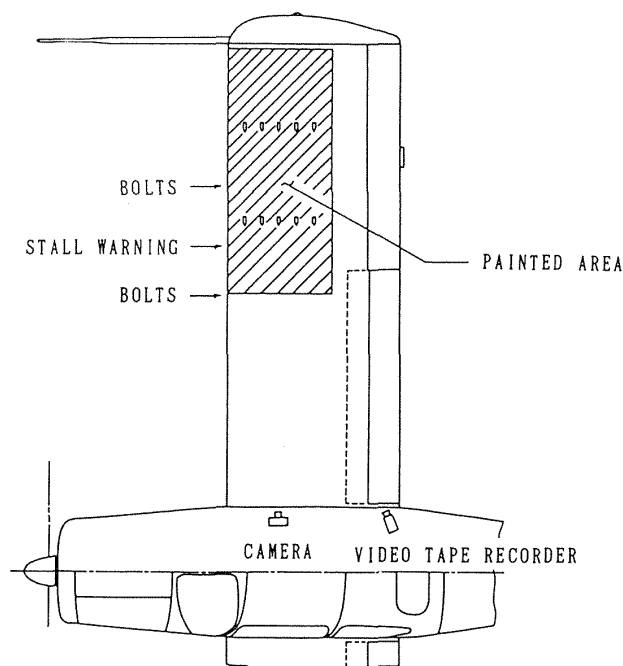


図4 カメラ、ビデオ配置図

2-3 実験結果

図5に離陸前の可視化領域の様子を示す。図6に、高度約300m(1000ft)、速度約45m/s(100mph)、温度+12℃の飛行条件のもとで約90分間水平定常飛行を行った時点での様子を示す。図7

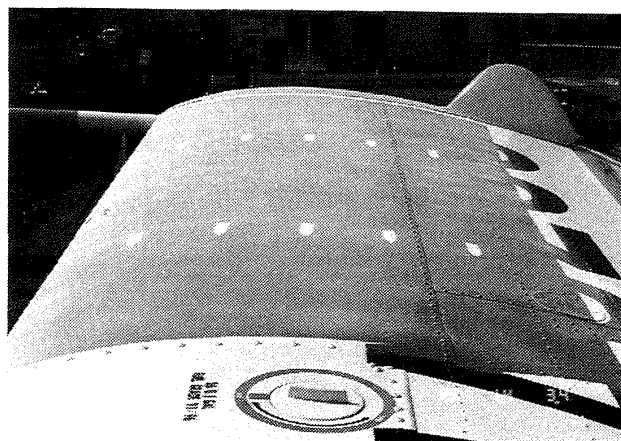


図5 離陸前の可視化領域

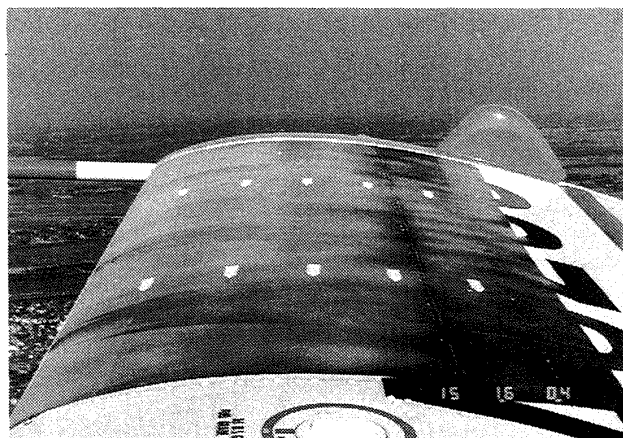


図6 可視化結果（約90分後）

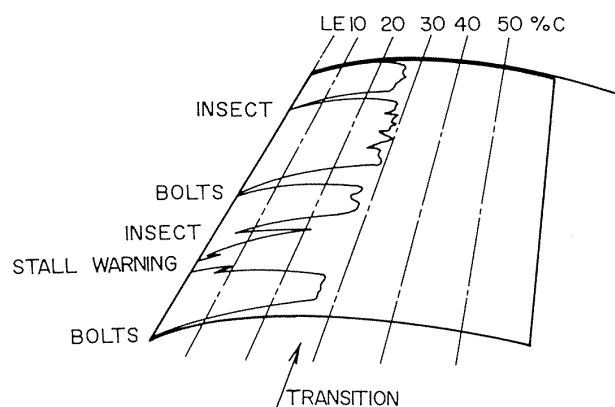


図8 可視化結果（スケッチ）

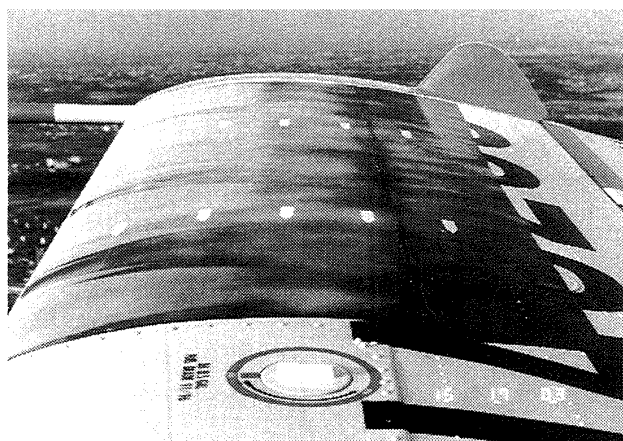


図7 可視化結果（約150分後）



図9 虫の付着による遷移

は同じく約150分後の写真を示す。白く見える部分が層流、地の色（黒）が見えるのが乱流領域と考えられる。図8に図6の写真をスケッチしたものを示す。層流が保たれている領域はせいぜい25.8～27.5%Cの位置までであるのがわかる。これを遷移 Reynolds 数に直すと、約 $1.2 \times 10^6 \sim 1.3 \times 10^6$ に対応する。

前縁及び前縁付近からみられる乱流楔は、前縁に設置されている失速警報リミットスイッチ、スラット取り付け用ボルト、及びリベットの頭、虫の付着等により発生しているものである。ほとんどのリベットの頭からは遷移しておらず、実用化小型航空機において沈頭鉋は空力的にきれいであることが分かる。図9に虫の付着による遷移の様子を示す。この

表3 重量、重心位置移動

時間（分）	機体重量（kg）	重心位置（%MAC）	揚力係数	迎角（FLO27）
0	1097.8	28.66	0.63434	3.5777
30	1084.2	28.71	0.62648	3.4742
60	1070.6	28.77	0.61862	3.3707
90	1057.0	28.83	0.61076	3.2671
120	1043.4	28.89	0.60291	3.1636
150	1029.8	28.95	0.59505	3.0601

写真は、実験後に格納庫内に於て翼の前方から写したものである。いくつかの虫の付着がみられたが、その内の一匹から乱流楔が発生しているのが見られる。一般的に言って、昇華の早さの差により遷移のパターンが観察されるまではある程度の時間がかかる。従って、この写真の中で他の虫を頂点とする乱流楔が見られないということによりその点からは遷移をしていない、と判断するのは危険である。例えば着陸時に付着し境界層遷移は起こしているが昇華剤のパターンとしては観察されなかったという可能性もあるからである。

飛行実験の場合、水平定常飛行を続けていても、実際は燃料を消費するため機体重量が変化し、機体の釣り合い姿勢角、すなわち迎え角は変化している。今回の飛行時間150分間の機体の重量、重心位置の移動等を表3に示す。同表中の迎角の欄については後述する。各時間における機体重量を揚力と等しいと考え、飛行高度、飛行速度で揚力係数を求めたものである。ところで本実験の場合、離陸後高度300m(1000ft)に到達するまで約5分かかっているが、今回の解析ではその上昇の時間は無視している。すなわち、離陸後直ちに水平定常飛行に入ったと見なしているわけであるが、この仮定は実質上問題ないと考えられる。なぜなら、遷移パターンが観察されたのが約90分後であるから水平定常状態にはいる以前の5分間は昇華剤の状態には影響は与えていないと考えられるからである。

3. 理論計算

3-1 遷移点予測法

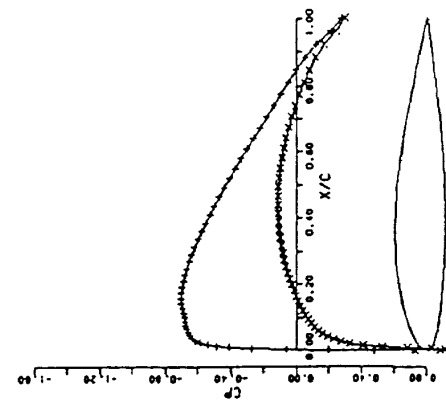
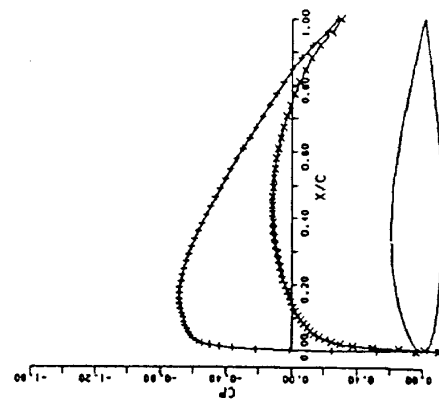
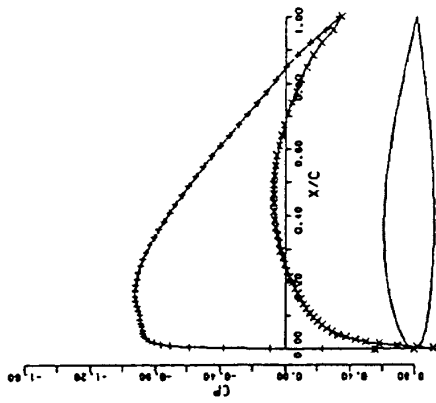
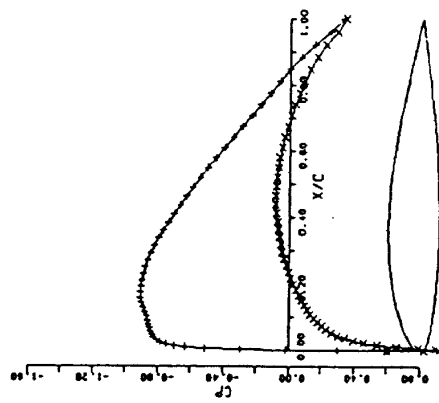
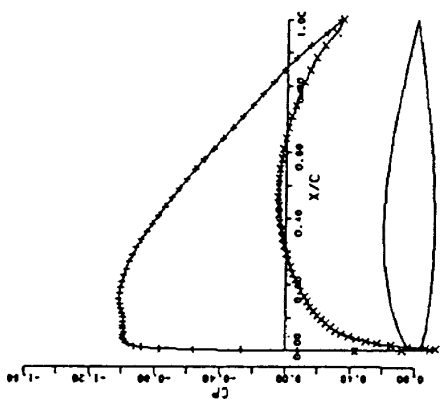
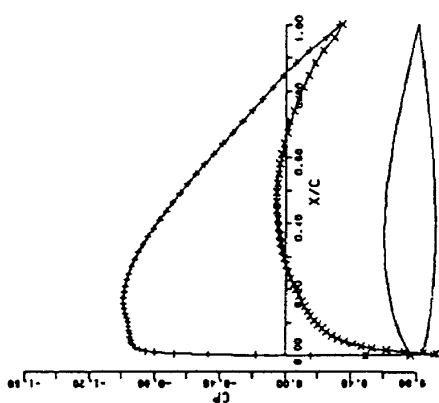
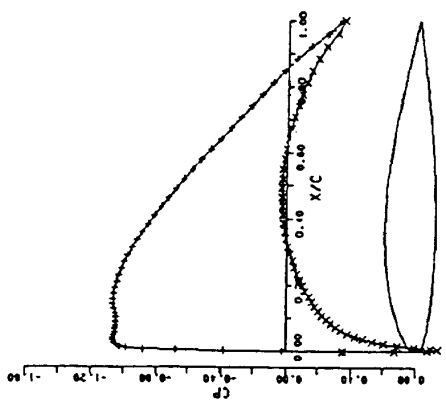
遷移点の予測は以下の手順で行った。まず、三次元フルポテンシャルコードFLO27^{8, 16}を用い富士重工式FA-200改型機の翼(翼型名U-615M型)に対しその圧力分布を求めた。計算条件としては、飛行高度、飛行速度によるマッハ数を求め、上記揚力係数を与えてくれる迎え角で計算を行った。次に、翼幅方向各断面内で得られた圧力分布に対し二次元の境界層計算を行い、いくつかの半経験則により境界層遷移点を予測した(詳細は付録参照)。三次元境界層の遷移の要因としては、1)二次元型のTollmien-Schlichting不安定、2)横流れ不

安定、3)前縁に沿う流れの不安定に分けられるが⁹、本実験機の翼は捻りなしの矩形翼であるので上記2)3)は無視でき、主に1)の不安定によって境界層は遷移するものと考えられる。従って、今回の予測の方法、すなわち翼幅方向各断面の圧力分布に対し二次元の境界層計算を行い境界層遷移を予測することは、簡便でもあり道理にかなった方法と言える。

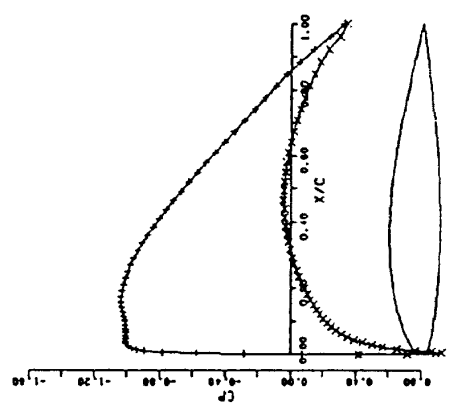
FLO27において計算を行った迎え角を表3の中に示してある。図10に水平定常飛行開始時と90分後における、可視化領域内の四断面($\eta=0.5, 0.65, 0.8, 0.95$)の圧力分布を示す。各断面内における時間による変化はあまり顕著ではないが、前縁近傍でのサクションピークがやや小さくなっている。

図10で得られた圧力分布に対しPohlhausenの方法で境界層計算を行った。この方法は、文献10に詳しいが、層流境界層内速度分布を壁からの距離の四次式で近似を行って運動量積分方程式を解く方法である。計算された境界層の発達(運動量厚さ)を図11に示す。この図の中で+印は層流剥離点($A=-0.09$ になる点¹¹)を示す。また、記号、例えばT15Y50のT15は時間1.5時間、すなわち水平定常飛行開始から90分後を意味し、Y50は翼幅方向位置 $\eta=0.5$ を意味する。同時に、Thwaitesの方法(文献12, 第4章)でも計算を行ったが、図11のT00Y50の場合(水平定常飛行開始時、翼幅方向位置 $\eta=0.5$)、Pohlhausenの方法の誤差はThwaitesの方法に比べ層流剥離点で2%であった。

付録に述べられている境界層遷移点予測法(Granvilleの方法¹³、Michelの方法¹³、Wazzanの方法^{14, 15}、Dunhamの方法¹¹)による境界層遷移の様子を図12(a)~(d)に示す。翼幅方向位置 $\eta=0.5$ の位置における、水平定常飛行開始時と90分後のものである。図に示されている曲線は各方法における遷移判定量を表しており(各遷移判定式の右辺と左辺、付録参照)、二本の曲線が交差した所が遷移点となる。図10の圧力分布と照らし合わせると、Michelの方法を除き、逆圧力勾配になると($s/C=0.2$ 付近から)各遷移判定量の値が接近し遷移に至っていることが分かる。また、四方法と

 $\eta = 0.95$  $\eta = 0.95$  $\eta = 0.8$  $\eta = 0.8$  $\eta = 0.65$  $\eta = 0.65$  $\eta = 0.5$

(a) At Start of Straight Level Flight

 $\eta = 0.5$

(b) After 90 Minutes

図 10 計算圧力分布

(a) 水平定常飛行開始時

(b) 90 分後

も遷移点が時間と共に後方へ移動しているのが認められる。Michel の方法は他の方法に比べ二本の曲線が平行に近いので、運動量厚さの見積を正確にしないと遷移点の位置が大きすぎてしまう危険性があるが、このケースについては他方法とほぼ同じ位置での遷移を予測している。

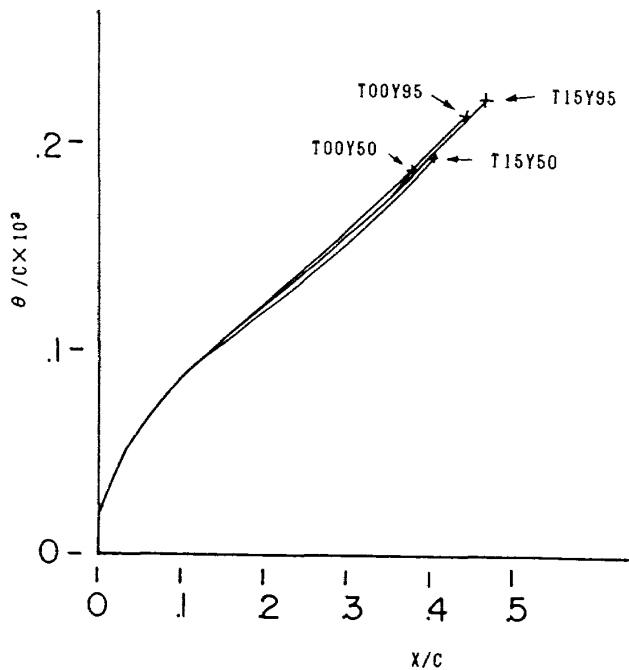
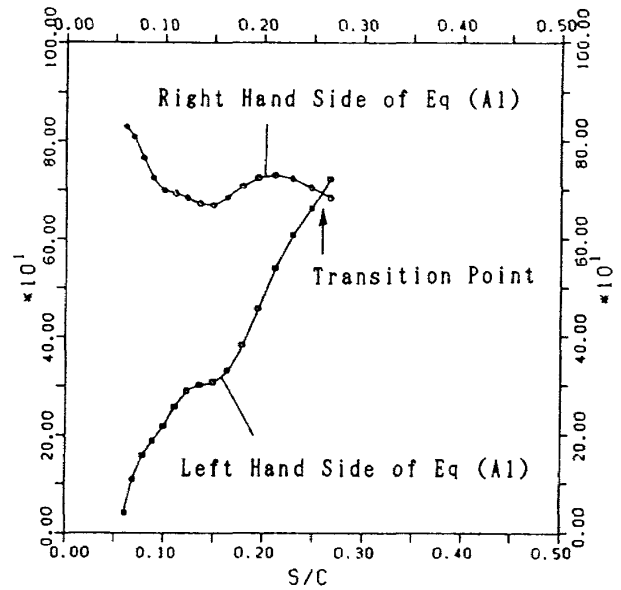


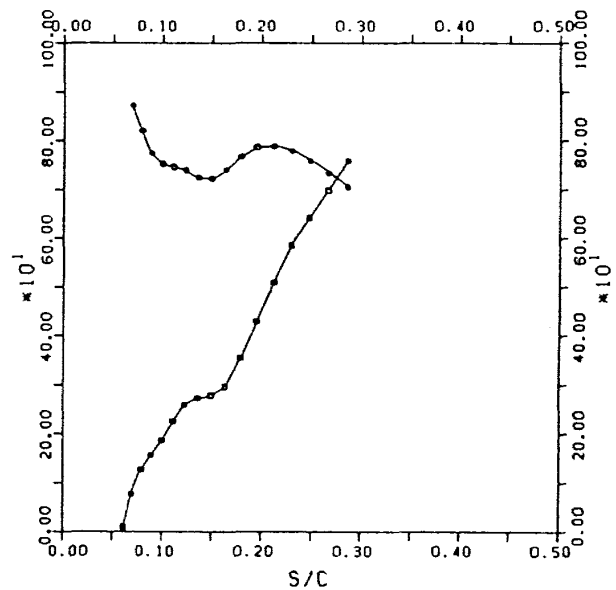
図11 境界層運動量厚さ

3-2 実験と計算の対応について

図13に実験で観察された遷移の様子と、計算から予測された遷移位置の対応を示す。計算は90分後のものである。ラフネス(虫, ボルト等)による遷移を除き、両結果はよく一致している。先程も述べたが、本実験機の翼は捻りなしの矩形翼であるので、翼によって誘導される吹き下しは翼端の方が大きくなる。従って、翼端の方が有効迎え角は小さくなり、前縁での急加速は弱まり最小圧力点は僅かに後退する。その結果、僅かではあるが境界層遷移点は翼端に向い後方へと移動する。

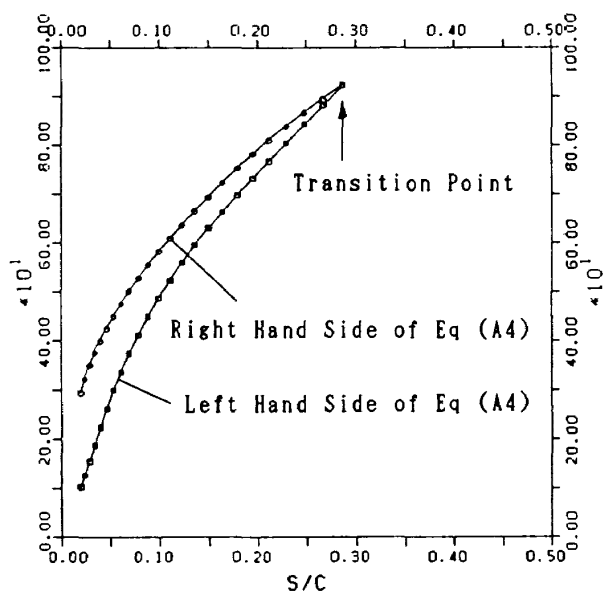
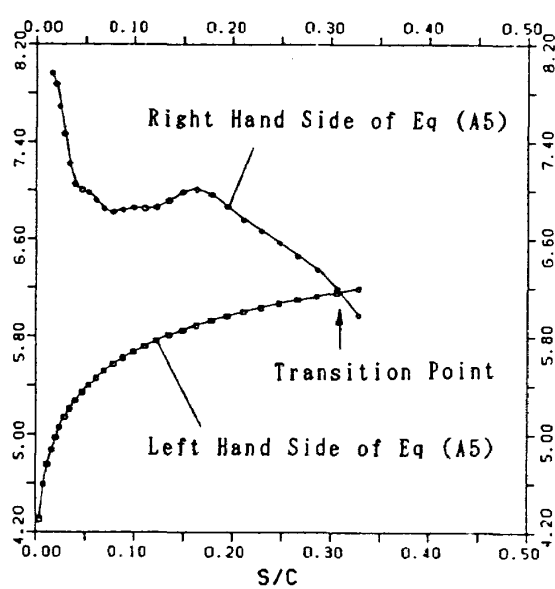
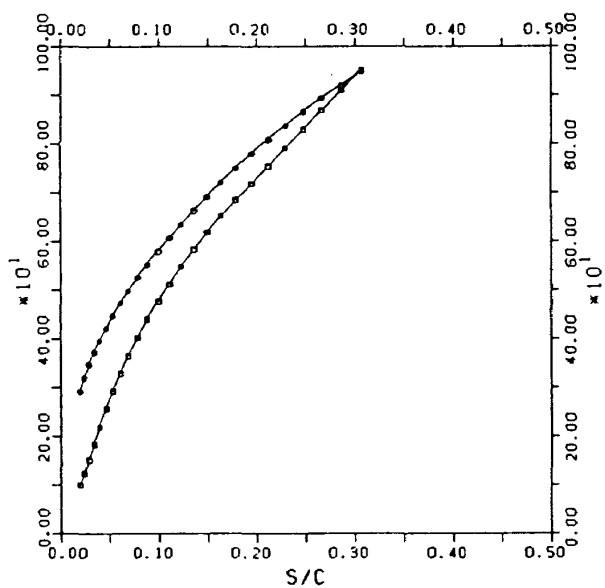
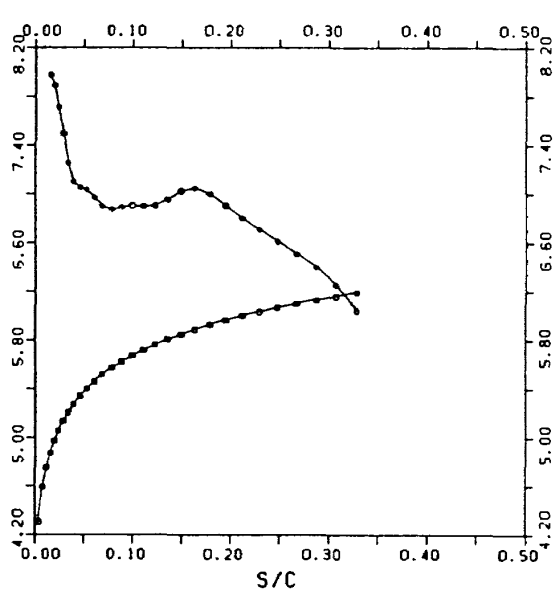


At Start of Straight Level Flight ($\eta=0.5$)



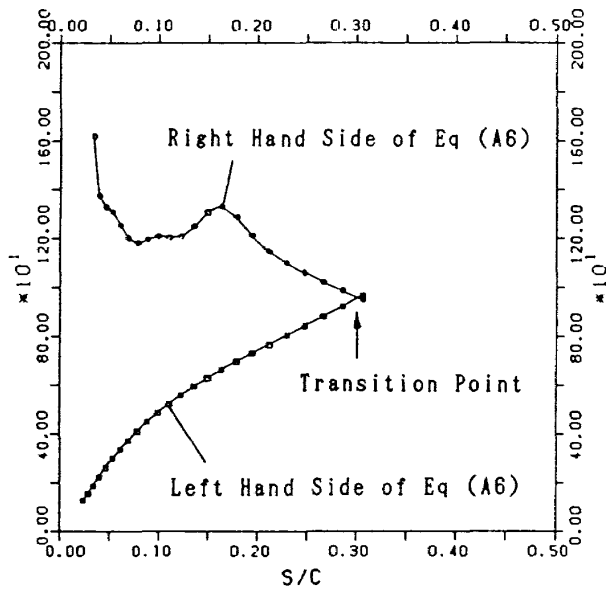
After 90 Minutes ($\eta=0.5$)

図12 境界層遷移の様子
(a)Granville の方法

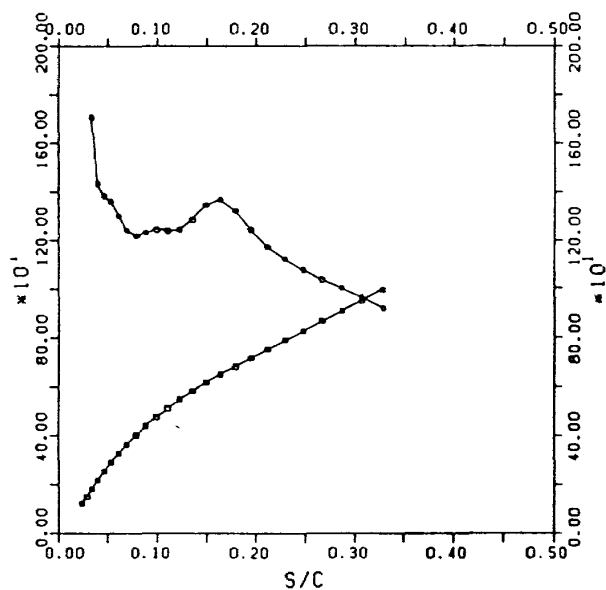
At Start of Straight Level Flight ($\eta=0.5$)At Start of Straight Level Flight ($\eta=0.5$)After 90 Minutes ($\eta=0.5$)After 90 Minutes ($\eta=0.5$)

(b) Michel の方法

(c) Wazzan の方法



At Start of Straight Level Flight ($\eta=0.5$)



After 90 Minutes ($\eta=0.5$)

(d) Dunham の方法

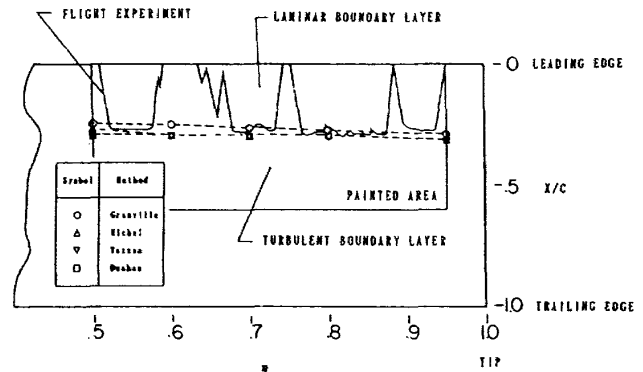


図 13 実験と計算の対応

4. ま と め

実機飛行実験による境界層遷移点の確認に成功した。従って、将来期待される自然層流翼、あるいは層流制御翼の開発時のグローブ翼飛行試験等の際に境界層遷移点の確認が可能であることを示した。また実用化小型航空機におけるリベットの整形は空力的にきれいであることが示された。

自然遷移点は最小圧力点の僅か後方、逆圧力勾配の位置にあり、いくつかの半経験則により予測される遷移位置とはほぼ一致していることを示した。また、遷移 Reynolds 数は $1.2 \times 10^6 \sim 1.3 \times 10^6$ であった。

本解析にあたり、当所空力性能部廣瀬直喜室長所有の三次元フルポテンシャルコード FLO 27 を使わせて頂いた。また富士重工㈱から富士重式 FA-200 改型機の翼型、U-615 M 型のデータを提供頂いた。感謝の意を表します。

参 考 文 献

1. Runyan, L. J. and Steers, L. L. : Boundary Layer Stability Analysis of a Natural Laminar Flow Glove on the F-111 TACT Airplane, Progress in Astronautics and Aeronautics, vol. 72, (1980), pp. 17-32
2. Holmes, B. J., Obara, C. J., Gregorek, G. M., Hoffman, M. J. and Freuhler, R. J.

- : Flight Investigation of Natural Laminar Flow on the Bellanca Skyrocket II, SAE Paper 830717, (1983)
3. Holmes, B. J. and Obara, C. J. : Observations and Implications of Natural Laminar Flow on Practical Airplane Surface, J. Aircraft, vol. 22, no. 12 (1983), pp. 993-1006
 4. Obara, C. J. and Holmes, B. J. : Flight-Measured Laminar Boundary-Layer Transition Phenomena Including Stability Theory Analysis, NASA TP 2417, (1985)
 5. Ahmed, A., Wentz, W. H., and Nyenhuis, R. : In-Flight Boundary-Layer Measurements on a Swept Wing, J. Aircraft, vol. 26, no. 11, (1989), pp. 979-985
 6. Horstmann, K. H., Quast, A., and Redeker, G. : Flight and Wind-Tunnel Investigations on Boundary-Layer Transition, J. Aircraft, vol. 27, no. 2, (1990), pp. 146-150
 7. Main-Smith, J. D. : Chemical Solids as Diffusible Coating Films for Visual Indications of Boundary-layer Transition Air and Water, RAE RM 2755, (1950)
 8. Jameson, A. and Caughey, D. A. : A Finite Volume Method for Transonic Potential Flow Calculations, AIAA Paper 77-635, (1977)
 9. Poll, D. I. A. : Transition Description and Prediction in Three-Dimensional Flows, AGARD Report 709, (1984) pp. 5-1-5-23
 10. Schlichting, H. : Boundary Layer Theory, McGraw Hill, New York, (1979), Chap. 10
 11. Dunham, J. : Predictions of Boundary Layer Transition on Turbomachinery Blades, AGARD-AG-164, (1972)
 12. White, F. M. : Viscous Fluid Flow, McGraw-Hill, New York, (1974)
 13. Cebeci, T. and Smith, A. M. O. : Analysis of Turbulent Boundary Layer, Academic Press, New York, (1974), pp. 332-335
 14. Wazzan, A. R., Gazley, G. Jr., and Smith, A. M. O. : Tollmien-Schlichting Waves and Transition, Progress in Aerospace Science, vol. 18, (1979), pp. 351-392
 15. Ingen, J. L., Blom, J. J. H., and Goei, J. H. : Design Studies of Thick Laminar-Flow Airfoils for Low Speed Flight Employing Turbulent Boundary Layer Suction over the Rear Part in "Improvement of Aerodynamic Performance through Boundary Layer Control and High-Lift Systems", AGARD CP 365, (1984)
 16. 廣瀬直喜, 松野謙一, 小松浩司, 河村龍馬 : 遷音速翼境界層弱干渉解析法 (排除厚効果補正法) の開発, 日本航空宇宙学会第16期年会講演会講演集, (1985)

付 録

A 1. 遷移点予測法

本解析で用いた遷移点予測法を述べる。

1) Granville の方法¹³⁾

$R_{\theta t} - R_{\theta i}$ を Pohlhausen の平均パラメータ λ の関数で表す。

$$R_{\theta t} - R_{\theta i} = \sum_{n=0}^4 C_n \lambda^n \quad (A1)$$

ここで

$$\begin{aligned} C_0 &= 0.820571 \times 10^3 \\ C_1 &= 0.282738 \times 10^5 \\ C_2 &= 0.707219 \times 10^6 \\ C_3 &= 0.516769 \times 10^7 \end{aligned} \quad (A2)$$

$$C_4 = 0.223023 \times 10^8$$

また

$$\lambda_\theta = \frac{4}{45} - \frac{1}{5} \left[\frac{R_{\theta_t}^2 - (u_e/u_{ei}) R_{\theta_i}^2}{R_x - (u_e/u_{ei}) R_{x_i}} \right] \quad (A3)$$

添え字 i は Tollmien-Schlichting の不安定点を示す。本解析においては Wazzan et al の解析結果 (文献 12, 第 5 章) を用いて不安定点を求めた。

2) Michel の方法¹³

境界層運動量厚さによるレイノルズ数と前縁からの距離によるレイノルズ数との関係による。

$$R_{\theta_t} = 1.174 \left[1 + \frac{22400}{R_x} \right] R_x^{0.46} \quad (A4)$$

$$\text{ただし } 0.1 \times 10^6 \leq R_x \leq 40 \times 10^6$$

3) Wazzan の方法^{14, 15}

境界層形状係数と前縁からの距離によるレイノルズ数との関係による。

$$\log\left(\frac{u_e x}{\nu}\right)_t = -40.4557 + 64.8066 H_{12} - 26.7538 H_{12}^2 + 3.3819 H_{12}^3 \quad (A5)$$

4) Dunham の方法¹¹

Dunham は一様流の乱れの大きさと圧力勾配の大きさを遷移の判定に関係付けた。

$$R_{\theta_t} = [0.27 + 0.73 \exp(-0.8 \bar{T}_u)] \left[550 + \frac{680}{1 + \bar{T}_u - 21\lambda} \right] \quad (A6)$$

ここで

$$\bar{T}_u = \frac{1}{2} (T_{u_\infty} + T_u) \quad (A7)$$

$$T_u = T_{u_\infty} \sqrt{\frac{1}{2C} \left(1 + \frac{F}{C^3} \right)} \quad (A8)$$

$$F = \frac{\tan^{-1} \sqrt{C^{-3} - 1}}{\sqrt{C^{-3} - 1}} \quad C < 1 \text{ の時} \quad (A9)$$

$$= \frac{\ln(C^{1.5}(1 + \sqrt{C^{-3} - 1}))}{\sqrt{C^{-3} - 1}} \quad C > 1 \text{ の時}$$

ここで

$$C = u_e / u_\infty \quad (A10)$$

$$\lambda = \frac{\theta^2}{\nu} \frac{du_e}{dx} \quad (A11)$$

ただし、本解析では一様流の乱れはないものとしている。

A 2. 検討事項

本実験を遂行する上で、いくつかの問題点が生じたので、検討事項として挙げておく。

1) 飛行時間について

2 - 3 実験結果の項でも述べたが、飛行実験の場合、水平定常飛行を続けていても、実際は燃料を消費するため機体重量が減少し、機体の迎え角も小さくなる。従って境界層遷移点も時間と共に変化 (後方へ移動) してしまう。図 A 1 は飛行時間 90 分の

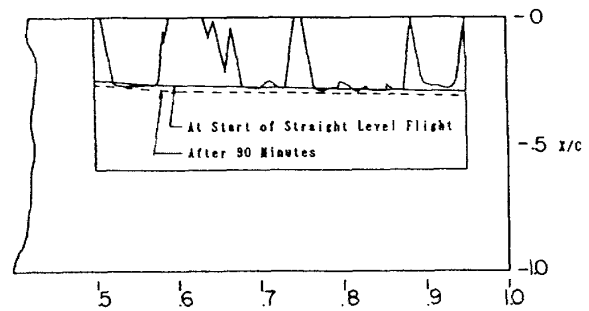


図 A 1 遷移点位の移動

間に遷移点がどれだけ移動するかを Michel の方法により予測したものである。全体的に約 2 % C 後方へ移動することが分かる。同図には参考のため実験結果も示してある。例えば風洞実験との対応づけを行う場合など、ある特定の条件のもとでの境界層遷

移位置を観察したい場合が多く、その様な場合はなるべく飛行時間は短い方が望ましい。また、実験データの生産性という観点からも飛行時間は短い方が望ましいのである。しかしながら、離陸から定常飛行に移る間の状態が、可視化パターンに影響を与えてはならないので、飛行時間はある程度長くなければ危険である。Holmes は文献 2 の中で水平定常飛行の時間は重量変化が 10 % を越えない範囲で実験を行うべきだと述べている。

一方、以前にも述べたが、昇華の早さの差により遷移のパターンが観察されるまではある程度の時間がかかるのであるが、これは昇華剤を選ぶこと、あるいは翼表面に添付する厚さを変えることである程度制御することができる。従って、飛行実験を行う当日の天候、気温を判断の材料として昇華剤、塗り方を適当に変えてやることが望ましい。

今回のデータを記しておく。

飛行実験日：昭和 62 年 4 月 15 日

離陸時間：午後 2 時 40 分

着陸時間：午後 5 時 30 分

気 圧： $1.02 \times 10^5 \text{ Pa}$ (30.16 inchHg)

地上気温： 14°C

天 気：晴れ

2) 昇華剤添付の方法について

昇華剤の塗り方が不均一であると、その塗りむらと遷移によるパターンとの区別がつきにくく、誤った判断を下してしまう可能性が生じる。従って昇華剤添付の際は、翼表面から一定の距離を保ち、表面に平行に、スプレーガンを移動することが肝要である。

今回のデータを記しておく。

昇華剤： アセナフテンをアセトンに溶かした 6 % 溶液

使用量： 可視化領域約 2m^2 に対し溶液 1 リットル

スプレー距離： 40 ~ 50 cm

スプレー時間： 約 15 分

スプレー圧力： 3 kg/cm^2

航空宇宙技術研究所報告1077号

平成2年9月発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺東町7-44-1
電話 三鷹(0422)47-5911(大代表) 千182
印刷所 株式会社実業公報社
東京都千代田区九段南4-2-12
