4 飛行実験による境界層遷移点の可視化

航空宇宙技術研究所 大貫武[○] 神谷信彦Observation of Laminar Boundary-Layer Transition
on Light Monoplane Wing Surface

Takeshi OHNUKI* and Nobuhiko KAMIYA*

This report presents the observations of laminar boundary-layer transition on wing surface of a light monoplane. Flight experiments were conducted on a single engine FUJI FA-200. The transition was indicated with the use of sublimating chemicals. The transition Reynolds number was about 1.3 million.

1. 緒 言

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は解析的には微小擾乱を考えOrr-Sommerfeld方程式を解くことにより予測できるが、遷移点位置の判定については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¹。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ので実験の際は気流特性を十分制御するなどの注意を要する。また遷移における基本的パラメータ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り、最終的には実機航空機による飛行実験が最も信頼性がおける手段と考えられる。そこで今回我々は境界層の遷移に関する実験データ取得のため、実機飛行実験により境界層遷移点を確認する手法を確立することを目的に航空宇宙技術研究所所有の富士FA-200改機による可視化を試みた。

* National Aerospace Laboratory, 6-13-1 Ohsawa, Mitaka, Tokyo, 181, Japan

図 1 富士 F A - 2 0 0 改機

2. 富士 F A - 2 0 0 改機

当所所有の実験用航空機FA-200改機の三面図及び主要諸元を図1に示す。全長 7.88m、全幅9.42m、全高2.63m、4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、ねじり下げ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。今回の実験のため右翼上面に燃料タンクより外翼側(翼幅方向 $\eta=0.5\sim 0.9$ 、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計画した。

3. 可視化法

境界層遷移点の可視化法としては飛行実験において実績のある昇華法を採用した²。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^{3,4}。一般に、ラフネス貼付の場合を除き自然の遷移では、遷移開始から終了までに距離が必要である。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溶液を用いた。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、また速度、高度、迎角を測定しデータレコーダに収録した。

3. 結 果

図2に可視化結果の一例及び図3にそのスケッチを示す。高度約300m(1000ft)、速度約45m/s(100mph)、温度+12°Cの飛行条件のもとで約150分間水平定常飛行を行った後格納庫内で撮影を行ったものである。(このときの重心位置の移動は0.2%MACである。)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。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。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装置、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。図4に虫の付着による遷移の様子を示す。この写真は同じく実験後に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解る。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、乱流楔が見られないことより遷移をしていないと考えるのは危険である。着陸時に付着し昇華剤のパターンとして観察されなかったという可能性もあるからである。また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解る。これを前縁からの距離による遷移Reynolds数に直すと約 $1.3 \times 10^6 \sim 1.4 \times 10^6$ である。

図5に富士FA-200改機の翼型に対し2次元のポテンシャル流れ解析による静圧分布を示す。計算条件は実機航空機に対し計算された揚力係数に対し行っ

図2. 可視化結果

図3. スケッチ

図4. 虫の付着による遷移

図 4. 計算圧力分布

ている。また同図には飛行実験から得られた遷移点位置も記入してある。これより圧力最下点の後方、逆圧力勾配の位置で遷移しているのが解る⁴。

最後に、富士重工㈱から富士FA-200改機の翼型データを提供頂いた。また、当所飛行実験部の方々には実験を行うに当たり終始御世話になり、重見仁技官からポテンシャル流れ解析コードを御借りした。感謝の意を表します。

References

1. Baldwin, B. & Lomax, H. "Thin-Layer Approximation and Algebraic Model for Separated Turbulent flows", AIAA Paper 78-257, 1978
2. Obara, C.J. & Holmes, B.J. "Flight-Measured Laminar Boundary-Layer Transition Phenomena Including Stability Theory Analysis", NASA TP 2417, 1985
3. Main-Smith, J.D. "Chemical Solids as Diffusible Coating Films for Visual Indications of Boundary-layer Transition Air and Water", RAE RM 2755, 1950
4. Holmes, B.J., Obara, B.J., Gregorek, G.M., Hoffman, M.J. & Freuhler, R.J. "Flight Investigation of National Laminar Flow on the Bellanca Skyrocket II", SAE Paper 830717, 1983