

後退翼における境界層遷移(II)

小 濱 泰 昭* 小田島 保 志*

Boundary Layer Transition on a Swept Wing

Yasuaki KOHAMA and Yasushi KODASHIMA

Institute of Fluid Science, Tohoku University

ABSTRACT

Boundary-layer transition study is being conducted on a swept wing in Tohoku University. Sweep angle and attack angle are varied in order to see the dependence on the turbulent transition feature. Crossflow vortices (primary instability) and inflexional secondary instability are visualized by two different techniques and hot wire measurement. Results showed that, wavelength of crossflow vortices seems to change with respect to sweep angle, and inflexional secondary instability is successfully visualized.

Key Words: swept wing, 3D-boundary layer transition, crossflow instability

1. はじめに

現在就航している大多数の大型旅客機の主翼まわりの境界層は、翼が後退角を有するために横流れ不安定が発生し、前縁付近から乱流に遷移¹⁾しており、その結果揚抗比の悪化を招いている。衝撃波による造波抵抗を軽減するために必要であった主翼の後退角が、今度は粘性抵抗を増大させるという結果を生んでしまったわけである。横流れ不安定は、翼の前縁の曲率および後退角の大きさに起因し、圧力勾配の方向と主流の方向が異なるために境界層が3次元化することにより発生する不安定である。この横流れ不安定によっては流れ方向に軸を持つ攪乱が発生すると考えられているが、乱流遷移に直接的に影響を与えるのは横流れ不安定性ではなく、横流れ不安定性によって誘起される変曲点型不安定(2次不安定)であることが理解されつつある^{2,3)}。

本実験では実機に近い翼モデルを用い、横流れ不安定性に対する後退角や迎角による影響を調べている。

2. 実験装置および測定方法

本研究に用いた翼は、旧西ドイツのドイツ航空宇宙研究所(DFVLR)で開発されたF-4翼(図1参照)であり、翼弦長 $C=300\text{mm}$ と 900mm の2種類の翼を用意し、翼表面

は境界層実験に供し得るように十分滑らかに仕上げられている。

本研究においては2種類の可視化法と熱線流速計を用いて実験を行った。まず代表的な昇華法の一つであるナフタレン法を採用した。実験は東北大学流体科学研究所付属低乱風洞実験室の低乱熱伝達風洞を開放形にして使用した。翼は弦長 $C=900\text{mm}$ のものを用い、風洞上流のノズル壁に発達する乱流境界層が前縁を汚染しないように図2のように2次元チルティングテーブルに固定した。この2次元チルティングテーブルを回転することにより後退角と迎角を変更することが可能である。主流速度は 30m/s に保って実験を行った。さらに熱線流速計をトラバースし、翼のスパン方向の速度分布を調べる事により横流れ不安定の後退角や迎角による影響を調べた。

次に四塩化チタン (TiCl_4) の煙を用いた可視化実験を行った。この方法により、翼表面以外の空間的な流れの情報を得ることができる。この実験は東北大学機械知能工学科低速吹き出し風洞で行い、翼は弦長 $C=300\text{mm}$ 、後退角 $A=45^\circ$ のものを用いた。

3. 実験結果及び考察

後退角 $A=40^\circ$ 、迎角 $\alpha=-20^\circ$ においてナフタレン法を用いて撮影した可視化写真を図3に示す。ほぼ流れ方向に軸を持った定在的な縞模様が確認され、その間隔 λ は $x/C=0.3$ で約 10mm であった。同じ条件において $x/C=0.3$ 、壁

* 東北大学流体科学研究所

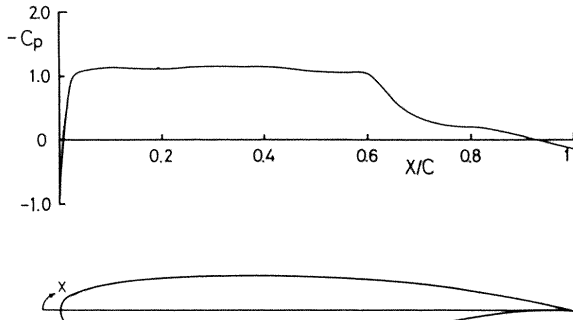
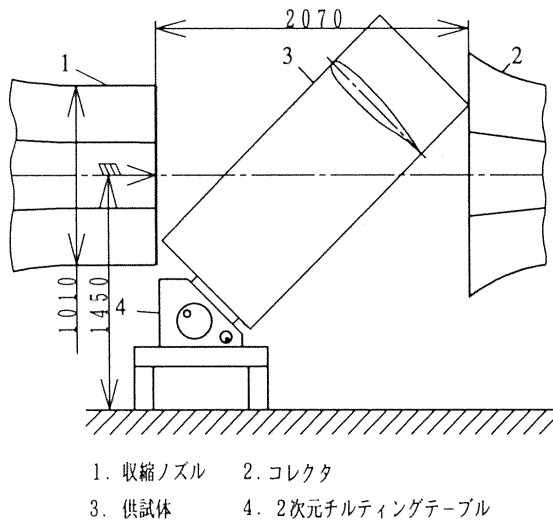


図1 供試体模型 (F-4 WING)



- 1. 収縮ノズル
- 2. コレクタ
- 3. 供試体
- 4. 2次元チルティングテーブル

図2 実験装置

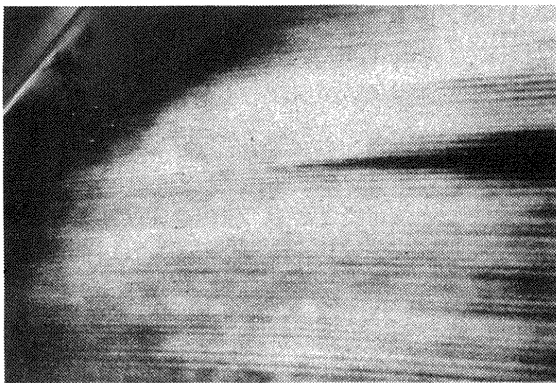


図3 昇華法による可視化写真 ($A=40^\circ, \alpha=-20^\circ$)

面からの距離 $Z=0.5\text{mm}$ の位置における熱線流速計による速度分布を図4に示す。この速度分布における凹凸の間隔は 10.4mm で可視化写真とはほぼ一致した。これにより以後熱線流速計による速度分布から横流れ渦の間隔を調べる。

図5は迎角 $\alpha=-5^\circ$ において後退角を変化させた場合の横流れ渦の間隔の変化を示している。横流れ渦の間隔は弦長方向に一定で、後退角が増すに従って間隔が狭くなる事がわかる。

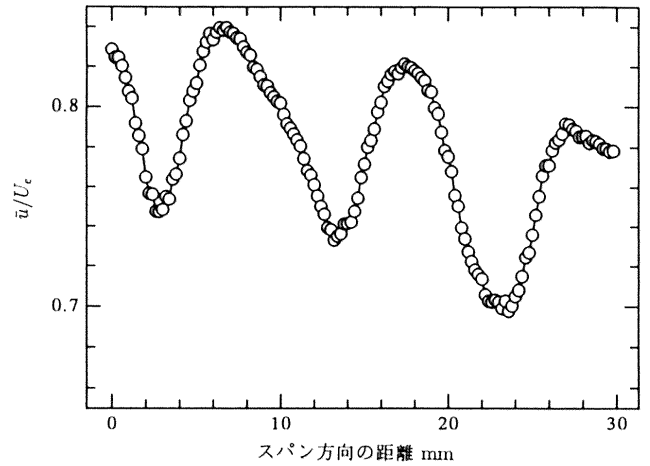


図4 スパン方向の速度分布 ($A=40^\circ, \alpha=-20^\circ, x/C=0.3, Z=0.5\text{mm}$)

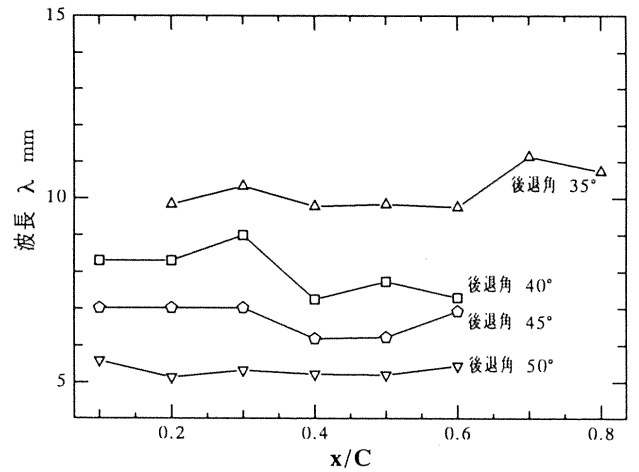


図5 横流れ渦の後退角による変化 ($\alpha=-5^\circ, Z=0.5\text{mm}$)

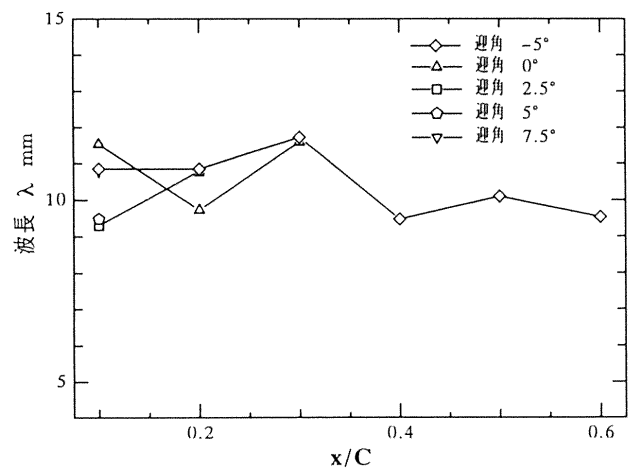


図6 横流れ渦の迎角による変化 ($A=40^\circ, Z=0.5\text{mm}$)

図6は後退角 $A=40^\circ$ において迎角を変化させた場合の横流れ渦の間隔の変化を示している。迎角による依存性はほとんど無いといえる。

昇華法を用いると固体壁面に対し定然的な攪乱が示すパ

ターンが得られる。このパターンは長い時間をかけて発達するので、非定常現象である進行波攪乱はたとえその増幅率が大きくても可視化写真には写らない。そこで四塩化チタンを用いた煙による可視化を行った。図7にその結果を示す。ナフタレン法と同様にほぼ流れ方向に軸を持った縞模様を確認され、その間隔は約2.9mmであった。この横流れ渦(1次不安定)の上に乗った進行波(2次不安定)の存在を確認することができ、この進行波が現れるとすぐに境界層は乱流へと遷移しているようである。

4. おわりに

後退角を有する翼における境界層遷移について横流れ不安定性の発生、乱流への遷移機構に関して2つの可視化方法と熱線流速計を用いて研究した結果、以下の知見を得た。

- (1) 横流れ渦の波長 λ は、迎角による依存性はほとんどなく、後退角により大きく変化する。
- (2) 四塩化チタンを用いて可視化した結果、縞模様となって現れる定在的な横流れ渦(1次不安定)の上に乗った進行波攪乱(2次不安定)が確認され、2次不安

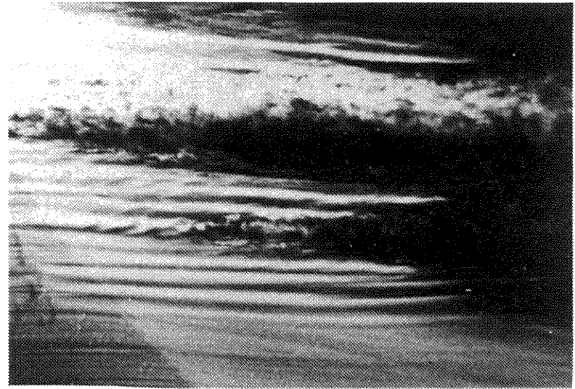


図7 煙法による可視化写真 ($A=45^\circ$, $\alpha=-5^\circ$)

定が現れると間もなく境界層は乱流に遷移する。

参考文献

- 1) Gray, W. E. : RAE TM Aero, 255 (1952).
- 2) Kohama, Y. : Acta Mech. 66 (1987), 21.
- 3) 小濱, Saric, W.S., Hoos, J. A. : 機論(B)58-554(1992), 3053.

