境界層内に立てられた平板翼*

喜多義範^{*1}, 高橋 努^{*2}, 河本浩明^{*3}
広瀬幸治^{*4}, 山本恭二^{*1}A Flat-Plate Wing Standing on a Wall
Covered with a Thick Boundary LayerYoshinori KITA, Tutomu TAKAHASHI, Hiroaki KOUMOTO,
Kōji HIROSE, and Kyōji YAMAMOTO

Pressure distribution on a flat-plate wing surface along the chord is measured in many spanwise positions from the root of the wing, which is immersed in the wall boundary layer, to the wing section far from the wall. The flow near the root of the wing is visualized by the smoke wire method. Two kinds of secondary flow are observed at the junction between the wall and the wing: one is produced by the interaction between the wall boundary layer and the wing; and the other is induced by a static pressure difference between the wall and the suction surface of the wing. With an increasing angle of attack, flow on the suction side of the wing separates from the wing surface. But the two kinds of secondary flow suppress the separation of the flow near the root of the wing. This causes wing characteristics to improve.

Key Words: Blade, Flat-Plate Wing, Pressure Distribution, Separation, Boundary Layer, Secondary Flow, Wing Characteristics.

1. 緒 言

近年の航空機では、運動性能を高めるため、反りのない薄翼で低縦横比のカナード翼が使用されている。このように、翼の縦横比が小さくなると胴体の境界層や翼端の随伴渦が翼に及ぼす影響が大きくなってくる。

二次元翼については古くから十分研究が行われ、翼端の随伴渦についてもよく研究⁽¹⁾されている。しかし、境界層が翼性能にどのような影響を及ぼすかはまだ十分に研究されていない。特に縦横比の小さな翼では、境界層内での翼性能は二次元翼と比べどの程度か、また、翼端や境界層の影響が相互に干渉した場合翼性能がどのように変化するかを、研究していく必要がある。

本研究では、まず境界層が翼性能にどのような影響を及ぼすかを調べる。用いた翼形は基本的な翼形の平板翼で、境界層厚さは翼弦長とほぼ等しくし、迎え角を変え翼表面の圧力分布を詳細に測定し、圧力係数な

どのスパン方向分布を求めた。なお、翼形の影響や翼端と境界層とが干渉した影響については次報で報告する。

2. 実験装置および実験方法

境界層内に立てられた平板翼の実験を行うに当たり、風洞の測定流路側壁面上の境界層を利用する。その供試低速風洞および測定流路の概略を、図1に示す。

縮流胴①の絞り比は11で、測定流路②は、400×400 mmの正方形断面で長さ4350 mmである。平板翼⑤は、測定流路入口から下流1980 mmで、側壁面中央にターンテーブル⑥を介して取付けられている。主流の静圧 p_0 は、翼取付位置前方310 mm(≒5C)の側壁面中央に設けた静圧孔④で測定した。なお、平板翼取付位置における側壁面上の速度境界層厚さ δ を厚くする際には、トリッピングロッド③を平板翼を取付ける予定の側壁面側に取付けた。

本報告に用いた座標系を、図2に示す。原点Oを翼前縁と測定流路側壁面の交点にとり、主流方向にX軸、翼スパン方向にY軸、X-Y平面に垂直にZ軸をとる。また、平板翼面上においては、翼弦方向に ξ 軸、翼表面の法線方向に η 軸をとる。

* 平成2年3月10日 中国四国支部第28期総会講演会において講演、原稿受付 平成元年9月4日。

^{*1} 正員、岡山大学工学部 (〒700 岡山市津島中3-1-1)。

^{*2} 学生員、岡山大学大学院。

^{*3} 岡山大学大学院。

^{*4} 正員、岡山理科大学工学部 (〒700 周山市理大町1-1)。

実験に用いた平板翼の構造を、図3に示す。翼は、長方形の平板翼で、基本翼部①と付加交換翼片②より構成される。基本翼部①は、外径1.2 mmの細管⑤を50本含有し、翼弦長 C は63 mm、翼厚 t は3.2 mm ($t/C=0.05$)、そして基本翼部①の長さは250 mmである。翼面静圧孔③の直径は0.8 mmであり、片方の翼表面だけに基本翼部翼端から翼根元のほうへ48 mm および60 mm (約 $0.8C$ および C) 離れた所で、それぞれ翼弦方向に25個ずつ、合計50個設けられている。翼表面の圧力は、基本翼内のこれらの細管から多管液柱計に導かれて測定される。

付加交換翼片②は、基本翼部①の翼端に取付けられて、翼長さを流路いっぱいの $H=400$ mmとし、中央では翼を二次元翼とみなせるようにした。そして、基本翼部①を流路内に次第に挿入することにより、圧力測定孔の位置 Y を翼根元からスパン方向へ12 mm ($\approx 0.2C$) 間隔で $Y=168$ mmまで変化させた。また、圧力測定孔は前述のように翼表面の一方にしか設けられておらず、正圧面と負圧面の圧力分布の測定には翼を 180° 回転させることにより行った。

実験時の主流速度は $U_0=18.0$ m/sで、このとき翼弦長 C を代表長さとするレイノルズ数は $Re=7.7 \times 10^4$ である。圧力分布の測定は、二次元翼の翼性能を求める際は、境界層厚さ $\delta=28.6$ mm、圧力測定位置は $Y=168$ mm ($\approx 2.8C$)で行った。境界層が翼性能にどのような影響を及ぼすかを調べる際は境界層厚さ δ を59.8 mmと厚くし、圧力測定位置を $Y=0.4 \sim 144$ mm ($\approx 0.007C \sim 2.4C$)まで変化させた。この厚くした境界層内の速度分布 U/U_0 は、 $1/8$ 乗則に一致し、形状係数は約1.3であった。そして、内層領域でColes⁽²⁾が提唱する数値を用いた壁法則と一致し、乱れ分布はKlebanoffらの実験結果とほぼ一致した。なお、測定流路断面中央の乱れ強さ u'/U_0 は0.3%であった。これらのことから、この厚くした境界層は平滑平面上で

発達した普通の乱流境界層であることがわかる。

また、翼負圧側根元付近の流れの詳細をスモークワイヤ法を用いて観察した。

3. 実験結果および考察

3.1 二次元平板翼 側壁面の境界層内に立てられた平板翼周りの流を調べる前に、基本となる二次元翼の翼性能を調べる。

迎え角 α で測定された圧力 p から、局所圧力係数

$$C_p = \frac{p - p_0}{\frac{1}{2} \rho U_0^2}$$

を求め、その値を翼弦方向に積分して圧力係数

$$C_N(\alpha) = \int_0^1 \frac{p - p_0}{\frac{1}{2} \rho U_0^2} d\left(\frac{\xi}{C}\right) \dots\dots\dots (1)$$

を求めた。この $C_N(\alpha)$ 値を用いて、翼表面摩擦を無視して、揚力係数 $C_L = C_N(\alpha) \cos \alpha$ および抗力係数 $C_D = C_N(\alpha) \sin \alpha$ とした。

翼の迎え角は、カナード翼に対する比較基準なども考え $0 \sim 90^\circ$ と変化させた。迎え角に対する $C_N(\alpha)$ 、 C_L 、 C_D の変化の様子を図4に示す。図4中の一点鎖線は、二次元平板翼理論から導いた揚力係数 $C_L = 2\pi \sin \alpha$ である。まず、 $\alpha=90^\circ$ の $C_N(90)$ は2.55であり、これ

図2 座標系

図1 実験装置

① Base wing ④ Acryl plate
② Extended wing ⑤ Stainless steel pipe
③ Pressure hole ⑥ Aluminium plate
($\phi 0.8$ mm, 2×25) ⑦ Semicircular glass bar

図3 平板翼の構造

は他の実験値 1.98~2.05⁽³⁾より大きい。そこで圧力が正しく測定されたかを確認するため翼弦方向の圧力分布を調べた。翼正圧面側では $C_p=1.0$ となる所が中央近くに存在し、また流速を 3 種類変えても翼正、負圧面上の C_p 分布に差異はなかった。これらのことから、 $C_N(90)$ 値 2.55 は信頼できる値と判断される。

図 4 中の破線は、二次元平板翼の翼裏面の流れがはく離していると仮定して導いたキルヒホッフの理論式⁽⁴⁾による $C_N(\alpha)/C_N(90)$ の理論値に、実測した $C_N(90)$ 値 2.55 を乗じ、少し無理だが C_N の変化の様子を示した。 $C_N(\alpha)$ 分布の形が破線とよく似ているのがわかる。また、 $C_N(\alpha)$ は、迎え角が大きくなるとともに増加する。それゆえ、抗力係数は迎え角の増加に伴い増加する。一方、揚力係数は小さい迎え角 ($0 \sim 6^\circ$) の範囲で、実測値と理論値はよく一致する。しかし、 $\alpha = 8^\circ$ 以上の迎え角では、翼表面の流れがはく離するため C_L の実測値と理論値は一致しない。そして、揚力係数は $\alpha = 45^\circ$ の 1.3 まで増加するが、それ以後では減少する。

なお、本節での二次元翼の実測値には添字 2 をつけて表し、3・2 節以後での境界層の影響のある場合の実測値との比較の基準とする。

3・2 圧力係数分布 翼表面の圧力分布に、翼根元の境界層がどのような影響を及ぼすかを調べる。

図 4 C_N, C_L, C_D 値

測定した翼表面の圧力から、二次元翼の場合と同様に、局所圧力係数 C_p および圧力係数 C_N を求めた。この C_N のスパン方向の分布を、3 種の迎え角に対して図 5 に示す。横軸は翼根元からの距離 Y を翼弦長 C で除した値であり、 $C \equiv \delta$ なので、 $Y/C \equiv Y/\delta$ である。縦軸は C_N を二次元翼での圧力係数 C_{N2} で除したものである。また、境界層内 ($Y/\delta \leq 1.0$) での実線は、次のようにして求めたものである。

二次元翼においては、代表速度に一樣流速 U_0 を用いて C_N を求めた〔式(1)〕。しかし、境界層内では流速 U は式(2)のような速度分布を持っていた。

$$\frac{U}{U_0} = \left(\frac{Y}{\delta}\right)^{1/8} \dots\dots\dots (2)$$

境界層内のある圧力測定位置 Y での近寄り流れの流速 U は U_0 より小さく式(2)から求め、さらにその Y での翼素まわりの流れが二次元翼まわりの流れと相似であると仮定する。すると、

$$\int_0^1 \frac{p-p_0}{2\rho U^2} d\left(\frac{\xi}{C}\right) = C_{N2}$$

となる。一方、

$$\begin{aligned} \int_0^1 \frac{p-p_0}{2\rho U^2} d\left(\frac{\xi}{C}\right) &= \int_0^1 \frac{p-p_0}{2\rho U_0^2} d\left(\frac{\xi}{C}\right) \cdot \left(\frac{U_0}{U}\right)^2 \\ &= C_N \cdot \left(\frac{U_0}{U}\right)^2 \end{aligned}$$

となる。それゆえ、境界層内にある翼素の圧力係数 C_N は、迎え角によらず次の式(3)で与えられる。

$$\frac{C_N}{C_{N2}} = \left(\frac{U}{U_0}\right)^2 = \left(\frac{Y}{\delta}\right)^{1/4} \dots\dots\dots (3)$$

このようにして求めたのが、図 5 の $Y/\delta \leq 1.0$ における実線である。また、境界層外の $Y/\delta \gg 1.0$ では $U = U_0$ となるため、 $C_N/C_{N2} = 1.0$ となる。

$\alpha = 4^\circ$ の実測値 C_N/C_{N2} は、側壁面のごく近くでは流れが複雑となり実線と一致していないが、側壁面か

図 5 圧力係数のスパン方向分布

ら離れるにつれて実線に比較的好く沿って増加している。それゆえ、ここでは先の仮定のような流れが実現していると思われる。 $\alpha=8^\circ$ の C_N/C_{N2} 値は、側壁面から離れるにつれて $Y/C=1.7$ まで増加し、その後は徐々に減少して1になる。 $\alpha=12^\circ$ の C_N/C_{N2} 値は、最

(a) $\alpha=4^\circ$ (b) $\alpha=8^\circ$ (c) $\alpha=12^\circ$

図6 翼負圧面上の圧力分布

初から二次元翼での値を大きく上回っており、側壁面から離れるにつれて増加し、 $Y/C=1.0$ 以上では次第に減少して1に漸近している。普通に考えると、境界層内にある翼素の局所の圧力係数は境界層外のものに比べて小さいと推測されるのに、図5では、境界層内の翼素の C_N は C_{N2} 値を超えている。このようなことが生じた原因を、3・3節で調べる。

3・3 圧力分布 図6に、3種の迎え角における翼負圧面上の翼弦方向の圧力分布を $Y/C \approx 0.0 \sim 2.4$ について示した。図6中のいちばん奥の点線は、二次元翼での圧力分布を示している。

$\alpha=4^\circ$ の図6(a)では、 $Y/C=2.0$ の圧力分布は点線で示した二次元翼とほぼ同じである。前縁はく離で圧力が一定な領域($Y/C=2.0$ では $0.0 \leq \xi/C \leq 0.2$)は、翼根元に近づくに従って狭くなる。この原因は、次のように考えられる(以下図7参照)。

側壁面上の境界層内では、翼のスパン方向の速度分布があるため右ねじ方向の渦が存在する。この渦を1本の渦糸で考える。この渦糸が平板翼前縁に衝突すると、翼正圧面側で左ねじ方向の、翼負圧面側で右ねじ方向の流れが誘起される(図7の流れC)。翼負圧面側で誘起された右ねじ方向の流れにより、負圧面上方の主流の持つ運動エネルギーがはく離域内に流入し、翼表面の流れのはく離が抑えられる。また、主流の側壁面上の静圧 p_0 と翼負圧面上の静圧 p の大きさを比べると $p_0 > p$ であり、特に前縁付近では顕著である。この圧力差により、側壁面から翼負圧面の根元を経て翼端へ向かう流れが誘起される。それを図7の流れA、Bで示した。Aは、側壁面の境界層の底近くの流れが翼表面の流れのはく離している領域へ流入した流れを示し、Bははく離していない領域に流入した流れを示

図7 翼根元における二次流れ

す、これらA、Bの流れにより、翼負圧面上のはく離した流体が運び去られる。これら2種の流れにより、流れのはく離が抑えられ、前述したようなことが現れたと推察される。

また、翼根元に近づくほど、縦軸(C_p)、横軸(ξ/C)、および圧力分布線で囲まれる面積が小さくなっている。これは、境界層内では側壁面に近づくほど近寄り速度 U が小さくなっているためである。

$\alpha=8^\circ$ の図6(b)では、 $Y/C=2.2$ の圧力分布は二次元翼とほぼ同じである。前縁からはく離して、圧力が一定な領域は、翼根元に近づくほど狭くなる。そして、 $Y/C \leq 0.8$ ではどの圧力測定位置でも翼前縁付近で圧力はかなり低下しており、翼後縁に近づくにつれ圧力が回復し、翼後縁付近で圧力こう配がなめらかになっている($Y/C=0.2$ では $0.5 \leq \xi/C \leq 1.0$ で)。翼根元に近づくほど先ほど述べた理由によりはく離が抑えられるためにこのような圧力分布になったと考えられる。

$\alpha=12^\circ$ の図6(c)では、 $Y/C=2.2$ の圧力分布は二次元翼とほぼ同じである。圧力が一定な領域は、翼根元に近づくに従い $Y/C=0.4$ で $0.0 \leq \xi/C \leq 0.3$ と狭くなる。また、 $Y/C \leq 0.4$ ではどの Y/C でも、翼前縁付近で圧力がかなり低下し、翼後縁に近づくほど、 $\alpha=8^\circ$ の場合ほど急激ではないが、圧力は回復している。このことから、翼根元付近では流れのはく離が抑えられていると判断できる。

前述したように、この2種の二次流れは翼表面の流れがはく離している場合に効果を現す。 $\alpha \geq 8^\circ$ では翼弦方向全領域にはく離域が広がっていて、翼根元付近では、これが抑制されることにより、図5において、 α

$=4^\circ$ よりも $\alpha=8^\circ, 12^\circ$ のほうが翼根元付近の C_N 値が著しく C_{N2} 値を超えたと考えられる。

$\alpha=8^\circ, 12^\circ$ の $Y/C=0.007$ で、翼前縁付近の圧力が接合部分のごく近辺にもかかわらずかなり低下している。これは、次のことによると推察される。翼負圧面上のはく離泡内の流れは、翼表面近くでは前縁に向かって流れ、前縁付近では翼表面からはく離泡内の上部に向かい、そして下流方向へ流れる。このようにはく離泡内の流れは渦巻いており、この渦巻の大きさ(はく離泡の大きさ)は、翼根元から Y/C が大きくなるに伴い翼負圧面前半部から翼弦方向全域に広がる。そして、これに図7のAの流れが加わる。このように、はく離と二次流れによって翼根元前縁からスパン方向へ竜巻状の渦が生じており、この竜巻状の渦心により翼根元付近の圧力がかなり低下したと考えられる。

4. スモークワイヤ法

翼負圧面側根元付近では、境界層内の速度分布による渦糸により誘起された二次流れ、側壁面上と翼負圧面上との静圧の差により誘起された二次流れ、それと翼根元前縁からスパン方向への竜巻状の渦の存在を推測した。これらの流れが本当に存在するか否かを確かめるため、翼根元の負圧面付近の流れの様子をスモークワイヤ法を用いて観察した。その際、流速は煙の観察が明りょうに行えるよう $U_0=1.5 \text{ m/s}$ とした。それゆえ、レイノルズ数は翼表面の圧力分布測定時よりも1けた小さくなった。そのため、翼設定位置の境界層厚さは約80 mm となり、また、翼性能も低下する。しかし、翼根元付近の流れの様子は、定性的にはあまり変わらないと思われるので、スモークワイヤ法で流れ

図8 翼負圧面の翼根元付近の流れ($\alpha=8^\circ$ の場合)

図9 揚力係数の回復の程度

を観察した。流れの観察は、迎え角 $\alpha=8, 12^\circ$ で行った。スモークワイヤは、 $Y=3, 15 \text{ mm}$ ($Y/C \approx 0.05, 0.24$) において翼負圧面から $\eta=2, 12, 24 \text{ mm}$ ($\eta/C \approx 0.03, 0.2, 0.4$) 離れた合計6箇所の位置に平板翼と側壁面の両方に平行に個々に設置した。そして、それぞれの位置で個々に煙を発生させ、その流れの様子を観察しスケッチした。ここでは、迎え角 $\alpha=8^\circ$ のものを図8に示す。

(1) 側壁面近くの流れ ($Y=0.05C$) 翼負圧面からかなり離れた $\eta=0.2C, 0.4C$ では〔図8(a)〕, 煙は主流方向よりも翼負圧面のほうへ少し寄って後方へ流れた。これは、側壁面との圧力差によって誘起された二次流れが存在していることを示している。翼負圧面に近接した $\eta=0.03C$ では、翼根元前縁から巻き起こる竜巻状の渦が観察された。また、翼負圧面後半部での煙の流れは、翼負圧面に沿って少しスパン方向に向かいながら、後方へ流れた。このことから、翼根元付近の流れは、翼後半部ではく離することなく流れていることがわかる。

(2) 側壁面から離れた領域 ($Y=0.24C$) 翼負圧面からかなり離れた $\eta=0.2C, 0.4C$ では〔図8(b)〕, 煙は側壁面上の境界層内の速度分布による渦糸により誘起された流れに乗り左巻きに後方へ流れた。翼負圧面に近接した $\eta=0.03C$ では、煙は負圧面前半部で翼根元前縁から続いている竜巻状の渦の流れに乗りスパン方向に巻き上げられた。負圧面後半部では負圧面に沿って後方へ流れ、 $Y=0.24C$ でも翼後半部で流れはく離することなく流れていることがわかる。

$\alpha=12^\circ$ のスケッチはここでは示していないが、 $\alpha=8^\circ$ の場合とほぼ同様の二次流れが観察できた。

5. はく離防止の程度

翼根元の境界層内の速度分布による渦糸および側壁面上と翼負圧面上との静圧の差により誘起された二次流れが、はく離をどの程度抑えているかを図9に示す。

図9中の縦軸は、実測値 C_N から求めた揚力係数 $C_L (=C_N \cos \alpha)$ を二次元平板翼理論から導いた完全にはく離のない状態での揚力係数 $C_L = 2\pi \sin \alpha$ で除した値を表す。図9中の右端のデータは、境界層の影響が及ばない場合の二次元平板翼での実測値である。

$\alpha=4^\circ$ の $Y/C \leq 1.0$ では、境界層内速度分布のため揚力係数は理論値とは一致しないが、それ以外の領域では、理論値にかなり近づいている。 $\alpha=8^\circ$ の $0.6 \leq Y/C \leq 1.8$ では、はく離が抑えられているため揚力係数は理論値の80%にまで近づいている。 $\alpha=12^\circ$ の $0.0 \leq Y/C \leq 1.4$ では、はく離が抑えられているが、はく離のない理想的な状態と比較すると、揚力係数は最大その70%にしか到達しておらず、図5では C_N/C_{N2} 値は1.2を超えていたが、翼性能はさほど向上していないことがわかる。

6. 結 言

本研究では、航空機などの胴体の境界層が翼性能にどのような影響を及ぼすかを調べるため、基本的な翼形である平板翼を用いて翼表面の圧力分布を詳細に測定し、また、翼根元付近の流れの様子をスモークワイヤ法を用いて観察した。その結果、次のことがわかった。

(1) 迎え角が小さく翼負圧面側で流れがあまりはく離していない場合、境界層内の C_N は近寄り流れの大きさが主流より減少することを考慮した式(3)でほぼ推測される。しかし、迎え角が大きくなり翼負圧面側の流れがはく離している場合は、 C_N は境界層内にもかかわらず、また、近寄り流れが主流より遅いにもかかわらず二次元翼の C_{N2} より大きい値を示すことがある。

(2) この原因は、境界層内の速度分布による渦糸により誘起された二次流れ、および、側壁面上と翼負圧面上との静圧の差により誘起された二次流れがはく離を抑制したためと判断される。それゆえ、これらの二次流れにより翼性能が向上する翼は、元来流れのはく離により翼性能が悪かった翼であると推測される。

(3) 翼負圧側の翼根元前縁からスパン方向に竜巻状の強い渦が生じているのが煙線法により観察された。

文 献

- (1) 田中・ほか2名, 機論, 43-369(1977), 1786.
 - (2) Coles, D., *J. Fluid Mech.*, 1-1(1956), 191.
 - (3) 日本流体力学会編, 流体力学ハンドブック(1987), 233, 丸善.
 - (4) Lamb H., *Hydrodynamics*, 6th ed., (1963), 103, Cambridge at the University Press.
-