前縁セレーションによる平板翼の性能改善と流れ特性*

石川 仁^{*1}, 工藤大輔^{*2}, 木谷 勝^{*1}
望月 修^{*1}, 鄭 志 明^{*3}Aerodynamic Characteristics of a Flat-Plate Wing
with Leading-Edge SerrationsHitoshi ISHIKAWA^{*4}, Daisuke KUDO, Masaru KIYA,
Osamu MOCHIZUKI and Zhiming ZHENG^{*4} Division of Mechanical Science, Hokkaido University,
Kita 13, Nishi 8, Kita-ku, Sapporo, Hokkaido, 060-8628 Japan

Experimental studies on aerodynamic characteristics of a flat-plate wing with leading-edge serrations have been made for attack angles from 0° to 25° . The apex angle ϕ of the serration is varied in arrange of $15^\circ, 30^\circ, 60^\circ, 90^\circ$ and 120° . The lift/drag ratio increases by the leading-edge serration with $\phi=15^\circ-90^\circ$. The leading-edge serration is effective in increasing the stall angle and reducing the drag. The maximum drag reduction of 35% is attained for $\phi=15^\circ$ and 30° . There exists interaction between longitudinal vortices induced by the serration and the separated flow. The effect of the interaction is surveyed in terms of distributions of time-mean velocity and turbulence intensity. The flow separation is suppressed by a secondary flow associated with the counter-rotating longitudinal vortices. The momentum defect is smaller in case with serration than without the serration. This is because the longitudinal vortices induced by the serration transport the high momentum fluid of the main flow into the separation zone.

Key Words: Fluid Mechanics, Leading-Edge Serration, Separation, Turbulence, Wing, Aerodynamics

1. 結 言

翼のはく離防止策として、主流の運動量を翼面近傍に持ち込む方法がある。本研究は、翼前縁をセレーションと呼ばれる鋸歯状構造に変形させ、誘起される縦渦により主流の運動量をはく離領域に持ち込むことで、翼性能の改善を試みたものである。セレーションによるはく離制御の特徴は、セレーション頂角、および翼迎角によって誘起される縦渦の強さが変化することである。一般の翼では、迎角が大きくなるにつれてはく離領域も拡大するので、はく離を抑制するために必要な運動量も大きくなる。このため、セレーションのもつ、誘起する縦渦が迎角によって強くなる性質は、はく離制御のうえで好都合であり、同じ縦渦誘起

Fig.1 Flat plate wing with leadind-edge serration

デバイスであるボルテックスジェネレーターとは大きく異なる特徴といえる。

縦渦と干渉した境界層については、松本⁽¹⁾, Pauleyら⁽²⁾, 中村ら⁽³⁾, 大坂ら⁽⁴⁾によってその構造が詳細に調べられている。しかし、そのほとんどが縦渦誘起デバイスとしてボルテックスジェネレーターや微小翼素を用いたもので、前縁セレーションをとりあげたものは少ない。また前縁セレーションは工学的応用例も少

* 原稿受付 2000年5月25日。

^{*1} 正員, 北海道大学大学院工学研究科(〒060-8628 札幌市北区北13条西8)。^{*2} 新明和工業(株)(〒658-0027 神戸市東灘区青木1-1-1)。^{*3} 正員, (株)ダイキン空調技術研究所(〒591-8511 大阪府堺市金岡町1304)。

E-mail: ishi@eng.hokudai.ac.jp

なく、著者らの知る限りではファン騒音を軽減した例⁽⁵⁾や、2次元厚板のはく離再付着長さを縮小させた例⁽⁶⁾があるのみである。本研究は単純なモデルとして平板翼に前縁セレーションを取り付け、セレーション頂角や迎角変化に対する揚力、抗力等の空力性能および誘起される縦渦によるはく離抑制の効果を調べることを目的とした。

2. 実験装置

実験は、高さ150mm、幅50mmの吹き出し型風洞を用いて行った。本研究での主流速度10m/sでの主流乱れ度は約1%である。供試翼として厚さ4mmの金属製平板翼を用いた。この平板翼の前縁に鋸歯状のセレーションが取り付けられる。セレーションの波長（各セレーションの頂角間の距離） λ は平板翼の厚さの2.5倍の10mmとした。これは二次元厚板のはく離再付着流れに現れる渦塊のスパン方向間隔と同程度である⁽⁶⁾。翼の両端には端板を取り付け二次元性を確保した。

図1に座標系と前縁セレーション付き翼の概略を示す。座標系はセレーションの幾何的中心を原点とし、主流方向にx軸、主流鉛直方向にy軸、翼のスパン方向にz軸をとる。また、セレーションの頂角を ϕ 、迎角を α とした。本研究で採用した ϕ は、15°、30°、60°、90°、120°および180°の6種類であり、それぞれ翼面積が等しくなるようにしてある。翼弦長 c はすべての ϕ について一定長さになるように、原点から後縁までの長さとした。

実験は主流速度 $U_\infty=10\text{m/s}$ 、翼弦長 c を代表長さとしたレイノルズ数 $Re=16500$ ($=U_\infty c/\nu$, ν : 動粘性係数)で行い、迎角 α は0°～25°の範囲で5°きざみに変化させた。速度変動の測定にはI型熱線プローブを使用し、逆流のない領域でのxy平面内の速度を測定した。熱線プローブは、定温度型熱線流速計(NANOMAX MODEL 1101)で作動させ、リニアライザ(KANOMAX MODEL 1013)にて直線化した。揚力・抗力の測定には、本研究室にて製作した静圧プローブを使用した。

3. 実験結果および考察

3・1 揚抗比および C_L/C_D 図2に揚抗比 C_L/C_D とセレーション頂角 ϕ の関係を示す。揚力係数 C_L は翼表面の静圧分布をセレーション1波長分の正・負圧面にわたり静圧プローブで測定し、これを積分してセレーション1波長分の幅 λ にかかる揚力 L を求め、

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho U_\infty^2 c \lambda} \quad (1)$$

Fig.2 Lift/Drag ratio at various ϕ . $\circ$, $\phi=15^\circ$; $\triangle$, $\phi=30^\circ$; $\times$, $\phi=60^\circ$; $\square$, $\phi=90^\circ$; ∇ , $\phi=120^\circ$; Thick line, $\phi=180^\circ$.

で定義した。また、抗力係数 C_D は逆流のない $x/c=3.0$ での $z/c=0$ および $z/c=0.2$ での運動量欠損から λ あたりの抗力 D を

$$D = \lambda \rho \int_{-\infty}^{\infty} u(U_\infty - u) dy \quad (2)$$

から求め

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2}\rho U_\infty^2 c \lambda} \quad (3)$$

で定義した。

図から $\phi \leq 90^\circ$ のセレーションでは、ほぼすべての迎角で平板翼($\phi=180^\circ$)の値を上回っている。とくに $\alpha=5^\circ$ での $\phi=90^\circ$ や $\alpha=15^\circ$ での $\phi=60^\circ$ では、平板翼の1.7倍程度まで C_L/C_D が増加しており、 C_L/C_D の増加に前縁セレーションが有効であるといえる。各セレーション頂角で C_L/C_D が最大となる ϕ は、 $\alpha=5^\circ$ で $\phi=90^\circ$ 、 $\alpha=15^\circ$ で $\phi=60^\circ$ 、 $\alpha=25^\circ$ で $\phi=15^\circ$ と、 α の増加に伴い減少しており、迎角が大きくなるにつれて鋭角なセレーションが C_L/C_D の増加に有効となる。これに対し、 $\phi=120^\circ$ は平板翼($\phi=180^\circ$)とほぼ同じ値であり、翼性能の改善は見られない。2次元厚板に前縁セレーションをつけた実験⁽⁶⁾によれば、 ϕ には支配的となる渦構造が変化するしきい値が存在し、 $\phi < 100^\circ$ ではセレーションから巻き上がった主流方向に軸をもつ縦渦が支配的となり、 $\phi > 100^\circ$ では翼スパン方向に軸をもつはく離渦が支配的となる。この $\phi=100^\circ$ という値は、本研究で $\phi \leq 90^\circ$ で翼性能が向上し、 $\phi=120^\circ$ では性能の向上が見られなかったことにほぼ一致する。このことから、翼性能はセレーション頂角により形成される縦渦構造に大きく影響を受けると考えられる。

図3に ϕ と揚力係数 C_L および抗力係数 C_D の関係を示す。まず C_L のグラフから失速角に注目すると、 $\phi=60^\circ$ で約 15° 、 $\phi=30^\circ$ で約 20° である。 $\phi=15^\circ$ では失速が起こっていない。すなわちセレーション頂角が小さくなるほど失速を抑制する効果があることがわかる。頂角の大きい $\phi=90^\circ$ および 120° では約 5° と失速が早まってしまうが、 C_L の値自体は大きくなっている。このような揚力特性は三角翼の揚力特性と同様に説明できる。Jonesの翼理論⁽⁷⁾によれば、三角翼の揚力特性は失速領域以外では

$$C_L = \begin{cases} \frac{\pi}{2} A \alpha & (\alpha \leq 5^\circ) \\ \frac{\pi}{2} A \alpha + \alpha^2 & (\alpha > 5^\circ) \end{cases} \quad (4)$$

で与えられる(A :アスペクト比)。本研究の場合、 ϕ が大きいほどセレーション部分のアスペクト比 A が大きくなるので、セレーション自体に揚力が生じて C_L も大きくなると考えられる。このように前縁セレーション付き平板翼の揚力特性はセレーション部分の三角翼の揚力特性に大きく依存しているといえる。

C_D については平板翼($\phi=180^\circ$)の場合とくらべ、ほぼ全ての ϕ で C_D の低減効果が得られた。よってセレーションは抗力の減少にも有効であるといえる。各迎角ごとに最も C_D が小さくなる ϕ に注目すると、 $\alpha=0^\circ \sim 10^\circ$ の範囲では $\phi=15^\circ$ が最適で平板翼の C_D に対して約35%減少している。 $\alpha=15^\circ \sim 20^\circ$ の範囲では、 $\phi=30^\circ$ および 60° で約15~20%、 $\alpha=25^\circ$ では $\phi=30^\circ$ で約35%の C_D の低減が見られた。とくに $\alpha=25^\circ$ では、ほぼ全ての ϕ で大幅な C_D の低減効果が認められた。以上から、抗力低減に最適なセレーション頂角は、迎角によって最適値が存在し、 $\alpha < 10^\circ$ では $\phi=15^\circ$ 、 $\alpha > 15^\circ$ では $\phi=30^\circ$ である。

3・2 平均速度および乱れ強さ分布 次に ϕ を変化させて翼負圧面での速度変動を測定した。図4に $\alpha=10^\circ$ の場合の平均速度 U および乱れ強さ q' の分布を示す。ここで乱れ強さは速度変動のrms値である。スパン方向の測定位置は $z/c=0$ 、すなわちセレーションの山の位置である。図中の長方形は翼の位置を示しており、破線はセレーションの谷の位置に相当する。 $\phi=15^\circ$ (図4(a))では、全ての x/c の位置で翼面近傍での U が主流速度 U_∞ にほぼ等しい。そして翼面から離れるにつれ U が加速し極大値をとった後、再び U_∞ に一致するような増速傾向が見られる。乱れ強さは全ての x/c の位置で小さい。セレーション頂角が $\phi=60^\circ$ と大きくなると(図4(b))、 $x/c < 0.6$ では平均速度は $\phi=15^\circ$ と

Fig.3 Coefficient of Lift and Drag at various ϕ . $\circ$, $\phi=15^\circ$; $\triangle$, $\phi=30^\circ$; $\times$, $\phi=60^\circ$; $\square$, $\phi=90^\circ$; ∇ , $\phi=120^\circ$; Thick line, $\phi=180^\circ$

同様の加速傾向を示すが、翼後縁の $x/c=0.8$ では $y/c=0$ 付近で U が減速し極小値をとる。つまり翼近傍から離れるにつれ U が減速し、その後 U_∞ まで回復するような $\phi=15^\circ$ とは逆の減速型の速度分布が観察された。乱れ強さはセレーション部分の $x/c=0.4$ までは小さく、それより下流では大きくなる。乱れ強さが極大となる y/c は、 U が極小となる位置とほぼ一致する。さらにセレーション頂角の大きい $\phi=90^\circ$ (図4(c))では、翼面近傍で U が小さく、翼面から離れるにつれ主流速度に回復するはく離型の速度分布が観察される。乱れ強さは x/c のいずれの位置でも大きく、平均速度分布の変曲点位置で極大となる。このように、一定迎角の場合にもセレーション頂角が変化することで流れの構造が変化することがわかる。

より迎角を増加させた $\alpha=25^\circ$ の場合を図5に示す。 $\phi=15^\circ$ (図5(a))では、 $x/c=0 \sim 0.6$ で増速型の速度分布を示すが、後縁近くの $x/c=0.8$ は減速型の速度分布であり、ちょうど前縁セレーション部分と平板翼部分の境界

Fig. 4 Distributions of time-mean velocity and turbulence intensity. (a) $\phi=15^\circ$, (b) $\phi=60^\circ$, (c) $\phi=90^\circ$. $\alpha=10^\circ$. $\bullet$, U/U_∞ ; $\circ$, q'/U_∞ .

(図の破線位置)で速度分布の傾向が変化している。これは同じ $\phi=15^\circ$ の $\alpha=10^\circ$ の場合(図4(a))とは異なる結果であり、同じセレーション頂角で迎角によっても流れの構造が変化することがわかる。乱れ強さは $\alpha=10^\circ$ の場合より大きく後縁で約30%である。 $\phi=30^\circ$ になると(図5(b))、セレーション部では増速型、後縁の平板翼部分では減速型の分布となる。大坂らの微小翼素から発生する縦渦対と境界層の研究⁽⁴⁾では、スパン方向位置が縦渦

Fig. 5 Distributions of time-mean velocity and turbulence intensity. (a) $\phi=15^\circ$, (b) $\phi=30^\circ$, (c) $\phi=60^\circ$. $\alpha=25^\circ$. $\bullet$, U/U_∞ ; $\circ$, q'/U_∞ .

対の中心にあたる翼中央で増速型、縦渦の中心にあたる翼端で減速型の速度分布となることが示されている。これに対し本研究の前縁セレーションでは、同じスパン方向位置で分布の傾向が変化している。

このような増・減速型の速度分布は、縦渦が支配的な流れからはく離渦が支配的な流れへ切り替わるために生ずる。その過程では縦渦とはく離流れとの干渉がおこる。そのことは図5(b)の $x/c=0.6$ 以降のように翼表面近

くにおいても速度が主流にほぼ等しい領域が存在することから予想される。 $\phi=60^\circ$ (図5(c)) では、すべての主流方向位置ではく離型の速度分布を示している。この場合にはセレーションから縦渦が巻き上がらず、はく離抑制の効果はない。

乱れ強さの最大位置に注目すると、増・減速型では平均速度の極大位置であり、はく離型では平均速度の変曲点位置である。よって乱れはセレーションによる縦渦によって与えられるものと、平板翼部分からはく離渦によって与えられるものの2つがあるといえる。はく離型にくらべて増・減速型は乱れ強さが小さいので、セレーションには乱れの抑制効果も期待できる。

ここで、増・減速型の速度分布をタイプ1、はく離型の速度分布をタイプ2として整理すると、各迎角、各セレーション頂角で表1のようなになる。つまり、セレーション頂角が小さいほど縦渦が巻き上がりやすくなり、迎角が大きい場合には、縦渦が巻き上がるセレーション頂角がより小さくなることがわかる。

	$\phi=15^\circ$	$\phi=30^\circ$	$\phi=60^\circ$	$\phi=90^\circ$	$\phi=120^\circ$	$\phi=180^\circ$
$\alpha=10^\circ$	Type 1	Type 1	Type 1	Type 2	Type 2	Type 2
$\alpha=25^\circ$	Type 1	Type 1	Type 2	Type 2	Type 2	Type 2

Table.1 Flow pattern

3・3 縦渦構造 縦渦とはく離流れの干渉の様子を調べるため、yz断面における等速度分布および等乱れ強さ分布を測定した。図6に $\alpha=10^\circ$ 、 $\phi=30^\circ$ の結果を示す。 $z/c=0$ はセレーションの頂点の位置にあたり、 $z/c=-0.1 \sim 0.1$ の間にセレーションが存在する。主流方向位置は $x/c=0, 0.2, 0.4, 0.6$ および 0.8 である。なお、 $x/c=0.8$ ではいかなる ϕ でも平板翼部分となる。図中では、色の濃い領域が平均速度の遅い領域、または乱れ強さの大きな領域に相当する。

まず等速度分布から、 $x/c=0.6$ より縦渦の影響による速度の遅い領域が対になって現れ、下流に行くにしたがって、その領域が拡大していくような縦渦の形成過程がはっきり見られる。速度の遅い領域はほぼ円形で中心にいくに従い速度が遅い。 $z/c=0$ の縦渦対の中間領域では、主流よりも速度の大きな領域が存在している。前節で述べた主流速度の加速は、この速度の大きい領域に相当する。乱れ強さ分布にも $x/c=0.4$ 以降、 $z/c=0$ を境にした乱れの大きい領域が対になって存在している。セレーションの頂点の位置である $z/c=0$ では乱れ強さが小さく、前節で述べたセレーションによる乱れの抑制効果をこの図からも説明できる。比較のため、図7に速度分布がはく離型(タイプ2)である $\phi=120^\circ$ の場合を示す。速度の遅い境界層領域がスパン方向に一樣に発達している。

Fig.6 Distributions of (a) time-mean velocity U and (b) turbulence intensity q' in yz-plane ($\alpha=10^\circ$, $\phi=30^\circ$)

Fig.7 Distributions of (a) time-mean velocity U and (b) turbulence intensity q' in yz -plane ($\alpha=10^\circ$, $\phi=120^\circ$)

Fig.8 Distributions of (a) time-mean velocity U and (b) turbulence intensity q' in yz -plane ($\alpha=25^\circ$, $\phi=30^\circ$).

図8に迎角が大きい $\alpha=25^\circ$ の場合を示す。 $\alpha=25^\circ$ では縦渦対の形成位置が $\alpha=10^\circ$ より早く $x/c=0.2$ でそれが確認できる。つまり迎角が大きくなるほど、縦渦の形成が早まることがわかる。縦渦対の間隔は下流になっても変化していない。例えばただ一個の渦対では、下流に行くにしたがいその間隔は拡大してしまうが、複数組のセ

レーションを翼前縁に配置することで渦対の間隔の増加を抑制することができる。また縦渦対の中間に速度が主流より大きい領域があり、さらには縦渦対の下部の翼表面に近い領域にも関わらず速度が主流にほぼ等しい領域がスパン全体に存在している。すなわち境界層の厚さがスパン方向に薄くなっていることがわかる。Pauleyらに

Fig. 9 Distributions of time mean velocity and turbulent intensity in the wake ($x/c=3.0$).

●, U/U_∞ ; ○, q'/U_∞ .

Fig. 10 Momentum defect versus ϕ . ○, $\alpha=0^\circ$; △, $\alpha=5^\circ$; ×, $\alpha=10^\circ$; □, $\alpha=15^\circ$; ▽, $\alpha=20^\circ$; Thick line, $\alpha=25^\circ$.

よる縦渦対を乱流境界層に導入した研究⁽²⁾では、縦渦対によって2次流れとして強い下降流 (common-flow down) が生ずることが報告されている。本研究のセレーションにおいても、境界層が下向きに押しつけられ縦渦対の中間である $z/c=0$ の位置で境界層が薄くなり離れが抑制されたと説明できる。

3・4 後流構造 図9に $\alpha=10^\circ$ の場合のセレーション後流中の平均速度および乱れ強さの分布を示す。主流方向の測定位置は逆流のない $x/c=3.0$ であり、流れのスパン方向変化はほとんどなく二次元的であった。よって、ここではセレーションの頂部 ($z/c=0$) の結果を示す。図中には、境界層の外縁位置 (平均速度が主流に回復する位置) を矢印で示してある。外縁位置は翼の正圧面側 ($y/c < 0$) では ϕ に関係なく $y/c=-0.7 \sim -0.75$ とほぼ一定である。しかし負圧面側では、 $\phi=120^\circ, 180^\circ$ では $y/c=0.3$ 程

度であるのに対し、 $\phi=15^\circ \sim 60^\circ$ では $y/c=0.1$ 付近で主流に回復し、速度欠損のある領域がせまくなっている。また乱れ強さのピーク位置も $\phi=15^\circ \sim 60^\circ$ では $y/c=0$ 付近の低い位置にある。この負圧面側の流速の回復位置が低くなる $\phi \leq 60^\circ$ は縦渦が支配的になる ϕ と同一であり、縦渦によって境界層が下向きに押しつけられたことが原因と考えられる。その結果、流れが下向きに移動し、その反作用で翼全体に上向きの力が働いて C_L の増加に作用したと考えられる。

図10に主流方向測定位置 $x/c=3.0$ での運動量厚さ θ を示す。 θ は、

$$\theta = \frac{1}{U_\infty^2} \int_{-\infty}^{\infty} u(U_\infty - u) dy \quad (5)$$

で定義される。図中の θ は翼弦長 c で無次元化してある。いずれの迎角においても、セレーション付き翼の場合の運動量厚さが減少し、セレーションによって巻き上がった縦渦により主流の運動量が効果的に導入されていることがわかる。同一迎角で比較すると、鋭角なセレーションのほうが運動量の導入効果は大きい。

図11に $\alpha=10^\circ$ の速度変動のスペクトルを示す。速度変動の測定位置は $z/c=0$ の正・負圧面側の境界層外縁である。 $\phi=120^\circ$ および $\phi=180^\circ$ には、正・負圧面側の両方に約200Hzにピークが見られる。このピークは離渦によるものと考えられ、 ϕ が小さくなるにつれ縦渦との干渉により消失していくと解釈できる。また正圧面側の $\phi=15^\circ \sim 60^\circ$ では、約700Hzにピークが見られる。このピークは ϕ が大きくなるにしたがい小さくなっていく。この周波数成分に対応する渦構造については本研究では明かにならなかった。

4. 結 言

前縁セレーション付き平板翼の翼性能およびはく離抑制の効果を調べた。本研究で得られた結論を要約すると以下のようになる。

(1) 平板翼の前縁にセレーションを取り付けることにより、揚抗比 C_L/C_D を増加させることができる。 C_L/C_D の増加に有効なセレーション頂角は $\phi=15^\circ \sim 90^\circ$ であり C_L/C_D が最大となる ϕ は迎角 α の増加に伴い減少する。

(2) 前縁セレーションにより揚力係数 C_L を増加させることができる。 C_L が最大となる ϕ は α の増大に伴い減少する。また C_L の特性はセレーション部の三角翼の特性に依存する。

(3) 前縁セレーションにより、失速角を増加させることができる。

(4) 翼面上の速度分布には、セレーションより誘起される縦渦による増・減速型とはく離流れ型の2つのタイプが存在する。

(5) セレーションから誘起された縦渦が翼面上で下向きの二次流れを作り出し、境界層厚さを薄くしてはく離を抑制する効果がある。

文 献

- (1) 松本彰, 日本航空宇宙学会誌, 34-386(1986), 31.
- (2) Pauley, W.R. and Eaton, J. K., *AIAA Journal*, 26 (1988), 816.
- (3) 中村育雄・他3名, 機論, 53-492, B(1987), 2340.
- (4) 大坂英雄・福島千晴, 機論, 58-548, B(1992), 1289.
- (5) Arndt, R.E.A and Nagel R.T., *AIAA Paper*, 72-655.
- (6) 木谷勝・宮越勝美, 機論, 53-485, B (1987), 88.
- (7) Jones, R.T., 1946, NACA TR, 835.

Fig.11 Powerspectrum of velocity fluctuation at $x/c=3.0$.