

小型直線翼垂直軸型風車の翼性能に及ぼす翼端の影響と翼端板の効果

山田誠治*・望月信介*²

Effects of blade tips and the blade end plates on blade performances of a small straight-bladed vertical axis wind turbine

Seiji Yamada* and Shinsuke Mochizuki*²

In order to clarify effects of the blade tips and the blade end plates on the performance of a small straight-bladed vertical axis wind turbine, the static pressure distribution on the blade surface at the center of the blade span and near the blade tip of a rectangular arc-shaped blade was measured and visualized by the oil film method over a range of positive and negative high angles of attack, and they were associated. In addition, local airfoil characteristics at the center of the blade span and near the blade tip were obtained using these static pressure distributions on the blade surface. Focusing on the blade passing upstream of the wind turbine, the wind turbine rotating torque at the local position in the spanwise direction is calculated using their local airfoil characteristics, and effects of the blade tip and the blade end plate on the performance of the wind turbine were discussed. By attaching a wing tip plate to the rectangular wing, it is possible to suppress the local lift decrease near the blade tip. At low positive angle of attack, for example $\alpha=4\text{deg}$, the blade tip plate contributes to the suppression of the pressure rise in the leading-edge region near the blade tip on the suction side blade surface. At relatively high positive angle of attack, for example $\alpha=12\text{deg}$, the blade tip plate contributes to the pressure increase on the pressure side, in particular, the blade tip plate, which is bent toward the suction side of the blade, contributes to widening the low-pressure area on the leading-edge side on the suction side. It is presumed that the tip of the rectangular blade contributes to the reduction of the wind turbine rotating torque. In order to suppress the reduction of the wind turbine rotating torque, it is effective to suppress the local drop of lift near the blade tip by attaching the blade tip plate. In particular, the effect is great for the blade tip plate that is bent toward the suction side of the blade.

1. 緒 言

地球温暖化問題への取組が急務となる中で、本研究では、より身近なところで再生可能エネルギーの利用が可能である小型風車に着目した。小型風車の利用環境は地上近くであるため、障害物等の影響により、低風速で風速・風向変化が大きい。このような風況での利用を考慮して、風向変化に対する姿勢制御が不要な垂直軸型風車¹⁾で、翼構造が比較的簡単な揚力型風車である小型直線翼垂直軸型風車を研究対象とした。この風車の性能は翼性能に大きく影響を受ける。実際の風車に用いられる翼の幅は有限であるため翼端を有し、翼端渦により翼性能は影響を受ける²⁾ため、翼端形状は風車翼の重要な仕様の一つである。翼端の流れ場への影響については、従来から多くの研究がなされている^{3), 4)}が、その多くが翼面上あるいは後流領域における流速測定に基づく翼端渦の挙動に関するもので、翼面上静圧分布測定や、それに基づく翼幅方向の局所の翼型特性を評価したものは少ない。また、喜多ら⁵⁾は矩形平板を風洞側壁に取り付け、翼端周りの翼面上静圧分布測定と油膜法による可視化に基づき、側壁面境界層や翼端渦の存在による翼周りの流れや翼性能に及ぼす影響について調べているが、抗力やピッチングモーメントについては述べていない。また、風車性能へ及ぼす翼端形状の影響については、異なる翼端形状について翼端渦の発達やその強さについて調査したもの⁶⁾、垂直軸型風車の翼端形状の風車平均特性に及ぼ

す影響について調査したもの⁷⁾や垂直軸型風車の翼の翼端に種々の翼端板を取り付けて、風車平均特性とトルク変動特性を調査したもの⁸⁾があるが、翼端形状の違いによる翼面上静圧分布への影響については調査されていない。そこで、本研究では小型直線翼垂直軸型風車の翼の設計における基礎的な知見を得るため、有限幅を有する矩形翼を用いて、風車性能へ及ぼす翼端の影響及び4種類の翼端板を取り付けた場合の効果について実験的に調べた。具体的には、この翼が経験する正負の高迎角の範囲にわたる翼面上静圧分布測定と油膜法による可視化を行うと共に、翼面上静圧分布から算出された静的な局所の翼型特性を用いて本研究で対象とする風車の性能に及ぼす翼端の影響および翼端板の効果について考察した。

2. 実験装置および方法

図1に実験装置の概要および座標系を示す。風洞ノズル出口および測定洞の断面寸法は1000mm×1000mmである。翼面上静圧分布測定は、測定洞内で行われた。また、油膜法は、測定洞を取り外し、風洞ノズル出口部分の開放空間で行われた。

翼面上静圧分布測定の供試翼は、風洞ノズル出口から流れ方向1500mm、風洞幅方向中央、測定洞底面から180mmの位置に、その翼弦長中央を結ぶ直線が測定洞底面と垂直となるように片持ち支持状態で設置された。なお、本供試翼は、主流と平行な直径120mm、厚み1mmのアルミニウム製の円板上に、供試翼の反り線の中央が円板の中心と一致するよう

* プロジェクト推進部

*² 山口大学大学院創成科学研究科

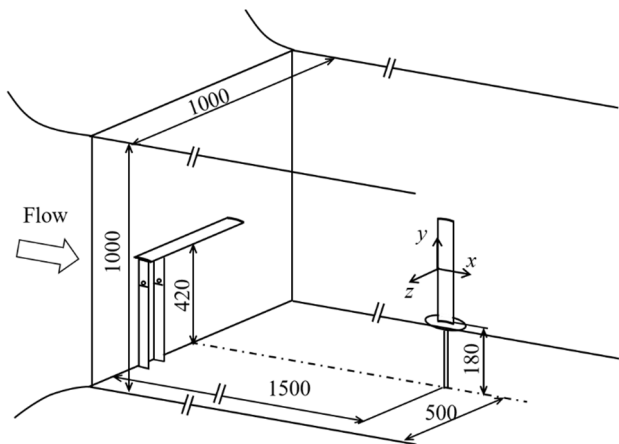


Fig. 1 The experimental apparatus and the coordinate system

に取り付けられている。円板の供試翼と反対側には、φ6mmのステンレス製の回転軸が取り付けられており、この回転軸は、風洞底面を通して、風洞外部の回転ステージに固定されている。翼の迎角は、この回転ステージにより変化させることができ、その分解能は1/5degである。また、このときの座標系は、翼前縁中央を原点に、翼弦線方向にx軸、翼幅方向の風洞上方向にy軸、右手直交座標系となるようにz軸がとられている。

油膜法の供試翼は、風洞ノズル出口部分に、翼弦長中央を結ぶ直線が流れ方向と垂直に、風洞底面と平行に、かつ翼幅中央が風洞幅方向中央と一致するように、翼支持治具により翼幅方向二箇所に取り付けられている。翼支持治具は、風洞に固定する支柱と翼に固定する翼固定部材とから構成されており、支柱と翼固定部材の接合部分に迎角を調整する回転軸がある。この回転軸と同心円となるように円形分度器が取り付けられており、分解能0.5degで迎角が調整できる。なお、迎角0deg時に前縁および後縁と風洞底面との距離は420mmとなる。

供試翼の選定においては、低レイノルズ数の影響を考慮しておく必要がある。一般に、低レイノルズ数領域では、翼型特性はレイノルズ数の影響を強く受け、その値が低くなるにつれて、翼型性能における揚抗比の低下や迎角に対するヒステリシスが存在する⁹⁾が、それは翼面上の層流-乱流遷移過程が関連している^{10), 11)}。一方、例えば10⁴の低レイノルズ数領域では、NACA翼に代表される翼型よりも円弧翼や先端が鋭利な翼型の方が、揚力が大きくなる傾向がある^{12), 13)}。これは、円弧翼や先端が鋭利な翼型では、翼前縁が鋭利であることにより、翼面上の層流の大規模な離れが抑制されるためと考えられる。また、前縁を鋭利にすることで離れ点が固定されるため、レイノルズ数による離れ点の移動や迎角に対するヒステリシスを抑制することが期待される。このことから、低レイノルズ数領域での翼型特性に係る実験においては、前縁が鋭利な翼を用いることにより、レイノルズ数の影響が抑制され、実験の再現性が良好になると考えられる。そこで、本研究においては、供試翼として、翼設計のパラメータが比較的少ない前縁および後縁の角部が直角に加工された矩形円弧翼を用いることとした。本実験に用いた矩形円弧翼の概要および翼端版とその取付状態を図2に示す。翼端

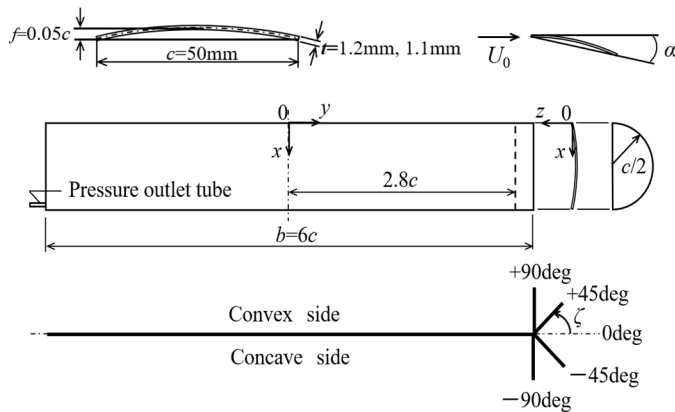


Fig. 2 Outline of the rectangular arc wing, and the end plate and its installation

板には厚みが翼厚と等しく、直径が円弧翼の翼弦長cと等しい半円形の円板を用いて、その取付角は $\zeta = \pm 45\text{deg}$, $\pm 90\text{deg}$ の4種類である。なお、翼端版の取付角 ζ は円弧翼凸面側を $\zeta > 0$ としている。円弧翼はアルミニウム製で、翼弦長 $c=50\text{mm}$ 、反り5%、厚み $t=1.2\text{mm}$ (翼面上静圧分布測定用)、 1.1mm (油膜法用)および翼幅 $b=300\text{mm}$ である。また、翼面上静圧分布測定用の円弧翼は厚み0.3mmのアルミニウム板を2枚用いて中空構造とし、翼面上に静圧測定用のφ0.3mmの静圧孔が設けてあり、一方の翼端に圧力取り出し用の円管が取り付けられている。静圧孔は、翼弦線方向中央に1点、そこから前縁側および後縁側に翼面に沿って1mm間隔で、それぞれ24点、計49点設けられている。翼面上静圧測定時には、測定対象点以外の静圧孔を液体フィルム剤(換気扇リパック(株)リンナイ製)を塗布し、それが乾燥後に測定を行った。その乾燥後のフィルムの膜厚は約45μmであった。この膜厚は、最上流測定位置 $x/c=0.0229$ におけるブラジウスの解に基づく排除厚さの6割程度である。主流静圧は、測定洞入口から1500mm下流位置の風洞側面に設けた壁面静圧孔からの圧力を用いた。本報告において結果を示す翼面上静圧の測定位置は、翼幅中央 $y/c=0.0$ および翼端付近の代表として $y/c=2.8$ の翼弦線方向である。

小型直線翼垂直軸型風車の翼は風車の一回転中に正負の高迎角をとることを考慮して、実験における迎角 α の範囲は、 $-30\text{deg} \leq \alpha \leq 30\text{deg}$ とし、迎角1deg毎のデータを取得した。圧力測定には、液柱計(読み取り精度:1/20mm、液体:エタノール(99.5%))(株岡野製作所製)を用いた。翼面上静圧に係る圧力係数は翼面上静圧 P および主流静圧 P_0 を用いて次式により求めた。

$$C_P = \frac{P - P_0}{(1/2)\rho U_0^2} \quad (1)$$

ここで、 U_0 は主流速度[m/s]、 ρ は空気の密度[kg/m³]である。

また、上式(1)による前縁から後縁までの翼面上の C_P を用いて円弧翼の $y/c=0.0$ および $y/c=2.8$ における局所の揚力係数 C_L 、抗力係数 C_D および前縁まわりピッチングモーメント係数 C_{MLE} を算出した。以下に、それらの定義式を示す。

$$C_L = \frac{-1}{(1/2)\rho U_0^2 c} \oint p r_b \cos(\varphi + \alpha) d\varphi \quad (2)$$

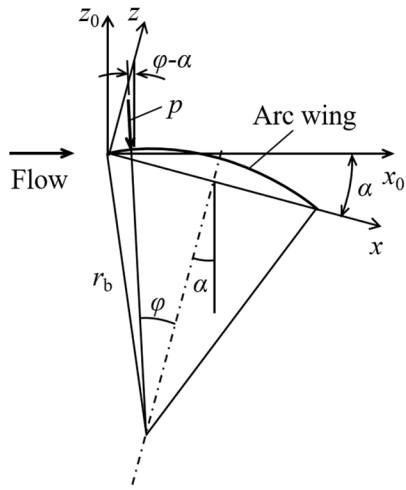


Fig. 3 Coordinate system for the arc wing

$$C_D = \frac{-1}{(1/2)\rho U_0^2 c} \oint p r_b \sin(\varphi + \alpha) d\varphi \quad (3)$$

$$C_{MLE} = \frac{-1}{(1/2)\rho U_0^2 c^2} \oint p r_b (x \cos \varphi + z \sin \varphi) d\varphi \quad (4)$$

ここで φ は図 3 に示すように、円弧翼の円弧の中心と翼弦線中央および着目する翼面上の測定点とを結ぶ直線とのなす角である。また、積分記号は翼表面の全周にわたって積分されることを示す。

油膜法について、塗膜は流動パラフィン、酸化チタン、オレイン酸の混合油を使用した。混合油の配合比率を表 1 に示す。本実験では、各迎角に対して、塗膜の流動状態を確認しながら、配合 A および B の混合油を選択した。なお、観察時間は 15 分から 30 分である。

Table 1 Blending ratio of mixed oil.

	Liquid paraffin	Titanium oxide	oleic acid
A blend	12	5	30
B blend	15	1	5

本実験はレイノルズ数 $Re=U_0 \cdot c/\nu=3.4 \times 10^4$ 一定となるように U_0 ($\approx 10\text{m/s}$) を設定した。ここで、 ν は空気の動粘性係数である。

3. 実験結果および考察

3・1 翼弦線方向圧力分布

図 4 に、6 つの迎角 $\alpha=-20, -5, 0, 4, 12, 20\text{deg}$ について、翼端板なし(noWL)の円弧翼の翼幅中央 $y/c=0.0$ と翼端付近 $y/c=2.8$ および 4 種類の翼端板(WL)を取り付けた場合の $y/c=2.8$ における翼面上静圧分布を示す。

3・1・1 $\alpha=-20[\text{deg}]$

図 4 (a)に $\alpha=-20\text{deg}$ での翼面上静圧分布を示す。翼端板なしの場合について見てみる。円弧翼凸側(Convex)について、 $y/c=0.0$ (実線)および $y/c=2.8$ は、それぞれ前縁近傍 $x/c=0.023$ の $C_p=0.96$ および $C_p=0.82$ から後縁に向かって C_p は減少し、後縁近傍の $x/c=0.977$ でそれぞれ $C_p=-0.50$ および $C_p=-0.37$ となっている。このように、 $y/c=0.0$ と 2.8 の C_p は前縁から後縁に向かっての変化は類似の傾向を示すが、 C_p

は $x/c < 0.6$ では $y/c=0.0$ の方が大きく、 $x/c > 0.6$ では $y/c=2.8$ の方が大きくなっている。円弧翼凹側(Concave)について、 $y/c=0.0$ (破線)では、若干圧力低下はあるものの、前縁から後縁までほぼ一定値 $C_p \approx -0.55$ をとり、全面ではく離していることが推測される。一方、 $y/c=2.8$ では $x/c=0.5$ 付近まで $C_p \approx -0.82$ のほぼ一定値をとり、そこから後縁に向かって大きく C_p が増加し、後縁付近で $C_p \approx -0.30$ となっている。 C_p は、 $0 \leq x/c \leq 0.8$ では $y/c=2.8$ の方が小さいが、 $x/c > 0.8$ では $y/c=2.8$ の方が大きく、その差は後縁に向かって大きくなっている。このように $y/c=2.8$ の圧力分布の傾向は $y/c=0.0$ とは大きく異なり、翼端の影響が顕著に現れている。

次に、翼端付近 $y/c=2.8$ での翼端板($\zeta=\pm 45\text{deg}$, $\pm 90\text{deg}$)の影響について見てみる。円弧翼凸側について、翼端板なしの場合と同様に、全ての翼端板について、前縁から後縁に向かって単調に C_p は低下しているが、翼端板を取り付けることにより、 $\zeta=-90\text{deg}$ を除いてほぼ翼弦全長にわたって C_p が大きくなっている。円弧翼凹側について、翼端板を取り付けることにより、 $\zeta < 0$ については、 C_p は若干圧力低下があるものの、前縁から後縁までほぼ一定の値($C_p \approx -0.71$ ($\zeta=-90\text{deg}$), $C_p \approx -0.75$ ($\zeta=-45\text{deg}$))をとっているが、翼端板なしの C_p と比べて、 $\zeta=-45\text{deg}$ では $x/c < 0.6$, $\zeta=-90\text{deg}$ では $x/c < 0.75$ の範囲で大きくなっている。一方、 $\zeta > 0$ では、翼端板なしの場合と同様に、 $\zeta=+45\text{deg}$ では、 $x/c > 0.6$, $\zeta=+90\text{deg}$ では、 $x/c > 0.5$ において後縁に向かって圧力上昇がみられるが、その程度は翼端板なしと比べて小さく、 C_p は翼弦全長にわたって翼端板なしと比べて小さくなっている。

3・1・2 $\alpha=-5[\text{deg}]$

図 4 (b)に $\alpha=-5\text{deg}$ での翼面上静圧分布を示す。翼端板なしの場合について見てみる。円弧翼凸側について、 $y/c=0.0$ および $y/c=2.8$ は、それぞれ前縁近傍 $x/c=0.023$ での $C_p=0.49$ および $C_p=0.32$ から後縁に向かって C_p は減少し、 $x/c=0.52 \sim 0.6$ 付近で最小値 $C_p=-0.22$ および $C_p=-0.26$ をとる。その後、後縁に向かって徐々に大きくなり、後縁近傍の $x/c=0.977$ でそれぞれ $C_p=-0.075$ および $C_p=-0.16$ となっている。このように $y/c=0.0$ および 2.8 の C_p は前縁から後縁に向かって類似の変化傾向を示すが、翼弦全長にわたって $y/c=2.8$ の方が小さい。円弧翼凹側について、 $y/c=0.0$ では、 $x/c=0.5$ 付近まで $C_p \approx -0.51$ のほぼ一定値をとり、そこから後縁に向かって C_p は増加し、後縁付近で $C_p \approx -0.075$ となっている。これより、流れは前縁ではく離した後、 $x/c=0.5$ より後方で翼面に再附着し、はく離泡が形成されることが推測される^{10), 14)}。一方、 $y/c=2.8$ では、前縁から $x/c=0.15$ 付近まで $C_p \approx -1.01$ ほぼ一定の低圧領域があり、そこから後縁に向かって急激に C_p が増加し、 $x/c=0.60$ 付近で最大値 $C_p=0.22$ をとった後、後縁に向かって徐々に低下している。このように、 $y/c=0.0$ と 2.8 の翼弦線方向の圧力分布の傾向は大きく異なり、 C_p は前縁から $x/c < 0.25$ では、 $y/c=2.8$ の方が著しく小さいが、 $x/c > 0.25$ では逆に $y/c=2.8$ の方が著しく大きくなっている。

次に、翼端付近 $y/c=2.8$ での翼端板の影響について見てみる。円弧翼凸側について、全ての翼端板について、翼弦

線方向の C_p の変化傾向は翼端板なしの場合と類似している。詳しく見ると、 $0 \leq x/c \leq 0.50$ の前縁側で翼端板を取り付けることにより、概ね C_p は増加し、その程度は $\zeta > 0$ の方が大きく、 $\zeta = +45 \text{deg}$ で最も大きい。 $x/c > 0.50$ の後縁側では、 $\zeta > 0$ では、概ね翼端板なしの C_p と同程度か、それよりわずかに小さく、 $\zeta < 0$ では、翼端板なしの C_p より大きくなっている。円弧翼凹側について、翼端板を取り付けることにより、前縁側の低圧領域におけるほぼ一定の C_p 値は増加するとともにその範囲も広くなり、低圧領域以降の C_p の増加は穏やかになっている。低圧領域の C_p 値の増加量は $\zeta < 0$ において著しく大きく、またその範囲も広い。このように、翼端板なしの C_p 分布に対して、翼端板を取り付けることで翼弦全長にわたって C_p の分布は大きく変化し、その C_p 分布の変化は4つの翼端板でそれぞれ異なっている。

3・1・3 $\alpha = 0[\text{deg}]$

図4(c)に $\alpha = 0 \text{deg}$ での翼面上静圧分布を示す。翼端板なしの場合について見てみる。円弧翼凸側について、 $y/c = 0.0$ および $y/c = 2.8$ の C_p は前縁から後縁に向かって類似の変化傾向を示し、前縁近傍で圧力上昇した後に、後縁に向かって C_p は緩やかに減少し、 $x/c = 0.50$ 付近でそれぞれ最小値 $C_p = -0.42$ および $C_p = -0.32$ をとり、その後、後縁に向かって徐々に増加するが、翼弦全長にわたって $y/c = 2.8$ の方が大きい。円弧翼凹側について、 $y/c = 0.0$ および $y/c = 2.8$ は、それぞれ、前縁から $0 \leq x/c \leq 0.16$ および 0.18 の範囲において $C_p = -0.30$ および $C_p = -0.34$ のほぼ一定値をとり、そこから後縁に向かって急激に C_p は増加し、 $x/c = 0.42 \sim 0.52$ 付近で最大値 $C_p = 0.24$ および $C_p = 0.21$ をとった後、後縁に向かって徐々に低下している。これより、 $y/c = 0.0$ および $y/c = 2.8$ は、それぞれ前縁から $x/c = 0.16$ および 0.18 の後方にわたって、はく離泡が形成されていることが推測される^{10),14)}。このように、 $y/c = 0.0$ と 2.8 の C_p は前縁から後縁に向かって類似の変化傾向を示すが、翼弦全長にわたって $y/c = 2.8$ の方が小さい。

次に、翼端付近の $y/c = 2.8$ での翼端板の影響について見てみる。円弧翼凸側について、全ての翼端板について、翼弦方向の C_p の変化傾向は翼端板なしの場合と類似している。詳しく見ると、 $\zeta < 0$ では、翼弦中央付近を中心に広範囲にわたり C_p は翼端板なしの場合と同程度の値をとり、 $\zeta > 0$ では、若干 C_p は小さくなっている。なお、翼弦中央付近でとる最小値は、 $\zeta = -45 \text{deg}$ で $C_p = -0.29$ 、 $\zeta = -90 \text{deg}$ で $C_p = -0.30$ 、 $\zeta = +45 \text{deg}$ で $C_p = -0.35$ 、 $\zeta = +90 \text{deg}$ で $C_p = -0.36$ である。円弧翼凹側について、全ての翼端板について、翼弦線方向の C_p の変化傾向は翼端板なしの場合と類似しており、前縁側のほぼ一定の低圧領域は $C_p = -0.29 \sim -0.34$ で、翼端板なしの場合と同程度である。各翼端板の影響を詳しく見てみると、 $0.20 \leq x/c \leq 0.50$ において概ね $\zeta < 0$ の C_p の方が、 $\zeta > 0$ のそれより大きい。

3・1・4 $\alpha = 4[\text{deg}]$

図4(d)に $\alpha = 4 \text{deg}$ での翼面上静圧分布を示す。翼端板なしの場合について見てみる。円弧翼凸側について、 $y/c = 0.0$ では、前縁から $x/c \leq 0.12$ の範囲において $C_p = -1.05$ ほぼ一定の低圧領域があり、そこから後縁に向かって急激に C_p は

増加し、 $x/c = 0.2$ 付近で極大値 $C_p = -0.36$ をとる。これより、前縁から $x/c = 0.12$ の後方にわたってはく離泡の形成が推測される^{10),14)}。その後、後縁に向かって徐々に低下し、 $x/c = 0.38$ 付近で極小値 $C_p = -0.57$ をとった後に後縁に向かって緩やかに圧力上昇している。一方、 $y/c = 2.8$ では、前縁近傍 $x/c = 0.023$ での $C_p = -0.71$ から後縁に向かって急激に C_p は上昇し、 $x/c = 0.10$ 付近で最大値 $C_p = -0.20$ をとる。その後、後縁に向かって徐々に低下し、 $x/c = 0.50$ 付近で極小値 $C_p = -0.44$ をとった後に後縁に向かって緩やかに圧力上昇している。 $y/c = 0.0$ と 2.8 の比較において、 $0 \leq x/c \leq 0.88$ の広範囲にわたって $y/c = 2.8$ の C_p が大きくなっており、特に、 $0 \leq x/c \leq 0.2$ において著しく大きい。この翼端付近での C_p の上昇は、翼端において、圧力の高い凹側から圧力の低い凸側に流れが流入し、凸側の低圧が緩和されたためと考えられる。円弧翼凹側について、 $y/c = 0.0$ では、前縁近傍 $x/c = 0.023$ での $C_p = 0.16$ から $x/c < 0.24$ の領域で圧力上昇し、 $0.24 \leq x/c \leq 0.52$ の比較的広い範囲で $C_p = 0.33$ のほぼ一定値をとり、その後、後縁に向かって圧力低下している。一方、 $y/c = 2.8$ の C_p は、前縁から $x/c = 0.18$ 付近まで $C_p = -0.17$ のほぼ一定値の低圧領域があり、そこから後縁に向かって急激に C_p が増加し、 $x/c = 0.32$ 付近で最大値 $C_p = 0.29$ をとる。その後、 C_p は後縁に向かって徐々に低下している。翼弦全長にわたって C_p は、 $y/c = 2.8$ の方が小さく、特に $0 \leq x/c \leq 0.18$ の圧力一定の低圧領域で著しく小さくなっている。翼端板なしの場合の $y/c = 0.0$ と $y/c = 2.8$ の翼面上静圧分布の差異の大きな特徴は、凸側において $y/c = 0.0$ に見られる $x/c \leq 0.12$ の圧力一定の低圧領域が $y/c = 2.8$ では存在せず、 $0 \leq x/c \leq 0.88$ の広範囲にわたって $y/c = 2.8$ の C_p が大きいことと、凹側において $y/c = 2.8$ では $0 \leq x/c \leq 0.18$ の圧力一定の低圧領域が存在し、翼弦全長にわたって $y/c = 2.8$ の C_p の方が小さいことである。

次に、翼端付近の $y/c = 2.8$ での翼端板の影響について見てみる。円弧翼凸側について、翼端板を取り付けた場合の翼弦線方向の C_p 分布は、全ての翼端板で比較的類似の傾向を示しており、前縁近傍 $x/c = 0.023$ で翼端板なしの C_p より小さな値をとり、 $x/c \leq 0.12$ に C_p が徐々に増加する低圧領域が存在し、その後、翼端板なしと同様に、後縁側に向かって急激に圧力上昇し、 $x/c = 0.16 \sim 0.18$ で極大値をとる。その後、 C_p は後縁に向かって徐々に低下し、 $x/c = 0.34 \sim 0.50$ で極小値をとった後に後縁に向けて緩やかに圧力上昇している。翼端板を取り付けることによって、前縁側の $x/c \leq 0.12$ で C_p が低下し、低圧領域が存在するようになるのは、翼端で凹側から凸側への流れの流入が抑制されたためと考えられる。各翼端板による C_p の差異を見てみると、前縁側の低圧領域の C_p は $\zeta = -90 \text{deg}$ で最も大きく、それ以外では同程度の値であるが、詳しく見ると $\zeta = +90 \text{deg}$ の C_p が最も小さい。低圧領域以降の $x/c \geq 0.18$ において、 $\zeta < 0$ の C_p は翼端板なしより大きくなっているが、 $\zeta > 0$ では、 $\zeta = +90 \text{deg}$ の C_p は翼端板なしより小さく、 $\zeta = +45$ の C_p は $x/c \leq 0.52$ で小さく、 $x/c > 0.52$ で同程度となっている。円弧翼凹側について、翼端板の影響は $x/c \leq 0.25$ の前縁側に現れており、 $\zeta = +90 \text{deg}$ を除いた他の全ての翼端板で類似の傾向を示し、前縁近傍

の $x/c = 0.023$ から後縁に向かって圧力上昇している。
 $\zeta = +90\text{deg}$ では、翼端板なしの場合と同様に、前縁側の $x/c \leq 0.14$ に $C_p \approx -0.14$ の圧力一定の低圧領域が存在し、その後、後縁に向かって急激に圧力上昇している。 $x/c > 0.25$ の C_p 分

布においては、全ての翼端板において翼端板なしの場合と比較的類似の変化傾向を示している。以上より、翼端板の影響は $x/c < 0.25$ の前縁側に現れ、 $\zeta = +90\text{deg}$ の $x/c \leq 0.14$ を除いて翼端板なしの C_p より顕著に大きくなっている。

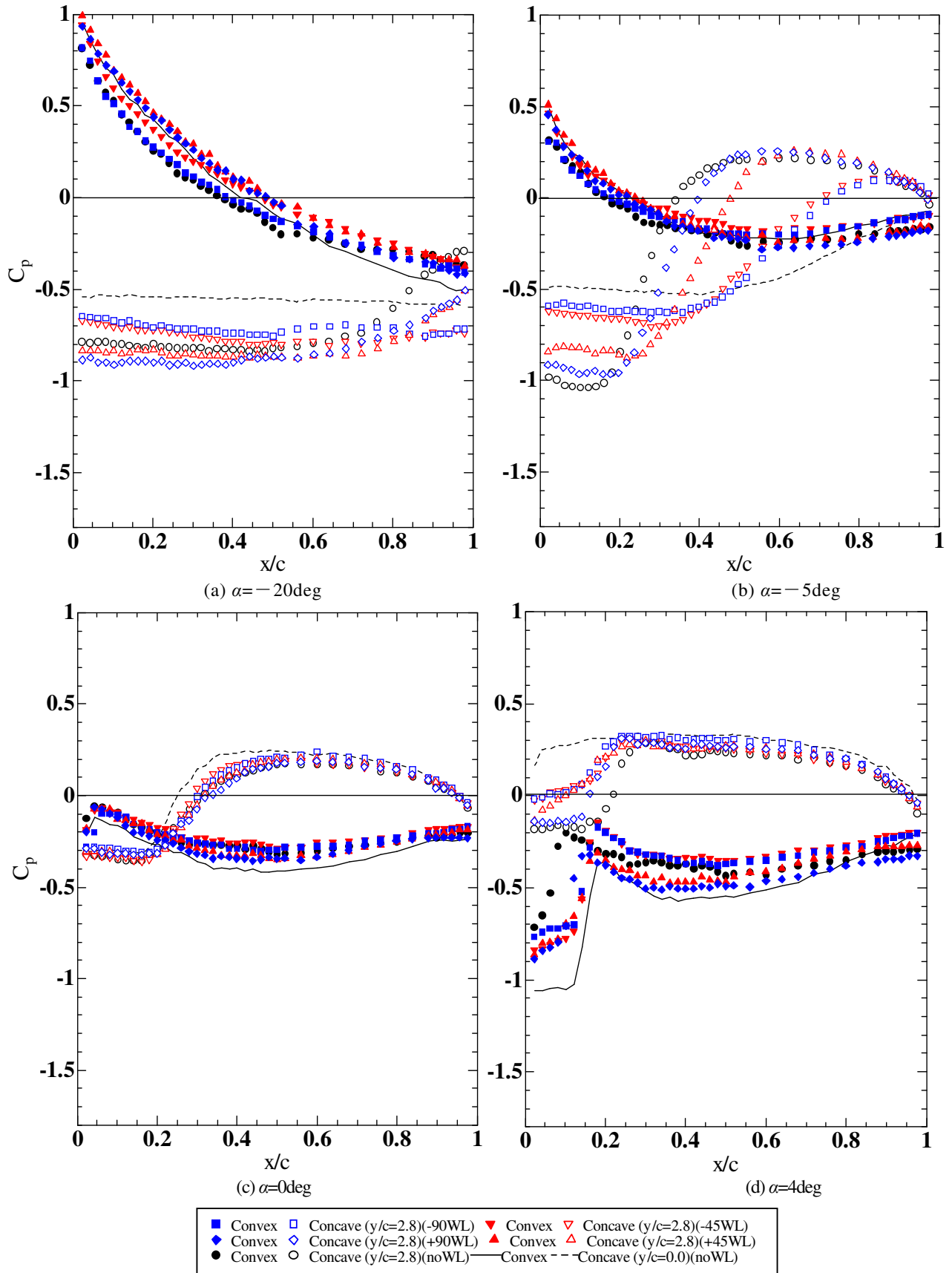


Fig.4 Static pressure distribution in the chord length direction on the blade surface. (a) $\alpha = -20\text{deg}$, (b) $\alpha = -5\text{deg}$, (c) $\alpha = 0\text{deg}$, (d) $\alpha = 4\text{deg}$, (e) $\alpha = 12\text{deg}$, (f) $\alpha = 20\text{deg}$. The static pressure distributions on the blade surface at the center of the blade span and at the blade edge are different.

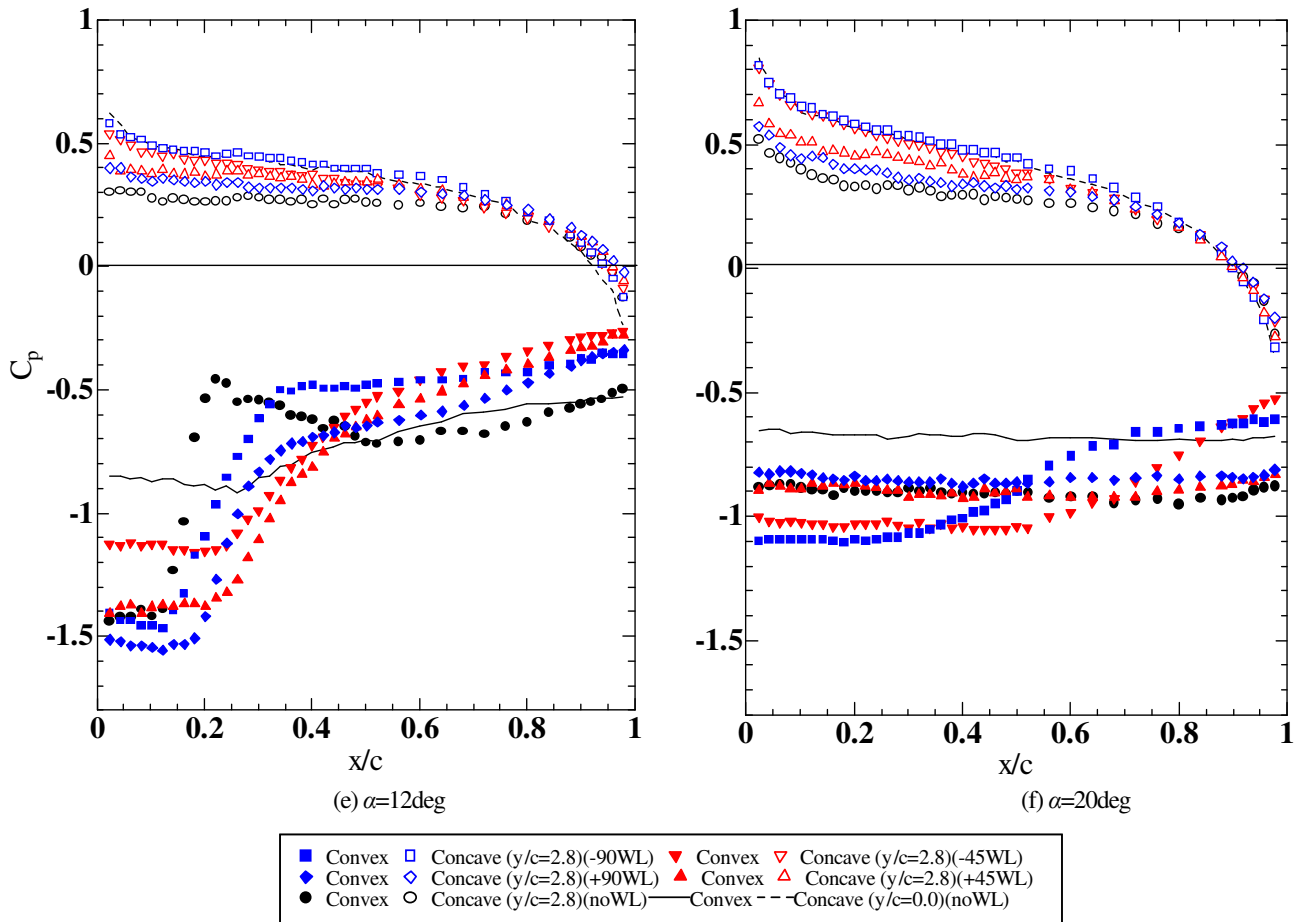


Fig.4 Static pressure distribution in the chord length direction on the blade surface. (a) $\alpha=-20\text{deg}$, (b) $\alpha=-5\text{deg}$, (c) $\alpha=0\text{deg}$, (d) $\alpha=4\text{deg}$, (e) $\alpha=12\text{deg}$, (f) $\alpha=20\text{deg}$. The static pressure distributions on the blade surface at the center of the blade span and at the blade edge are different.

3・1・5 $\alpha=12[\text{deg}]$

図 4(e)に $\alpha=12\text{deg}$ での翼面上静圧分布を示す。翼端板なしの場合について見てみる。円弧翼凸側について、 $y/c=0.0$ では、 $x/c<0.26$ の領域で、若干圧力低下はあるものの、 $C_p = -0.85 \sim -0.89$ のほぼ一定値をとった後に、後縁に向かって後縁近傍 $x/c=0.977$ での $C_p \approx -0.53$ まで徐々に圧力上昇している。これより、 $x/c=0.26$ の後方で流れが再付着している場合と類似した圧力分布が見られる。一方、 $y/c=2.8$ では、前縁側の $x/c \leq 0.12$ の範囲において $C_p \approx -1.42$ ほぼ一定の低圧領域があり、そこから後縁に向かって急激に C_p は増加し、 $x/c=0.22$ 付近で最大値 $C_p \approx -0.46$ をとる。このことから、前縁からはく離れた流れが $x/c=0.12$ 以降に再付着していることが推測される。その後、後縁に向かって C_p は徐々に低下し、 $x/c=0.52$ 付近で極小値 $C_p \approx -0.72$ をとった後に後縁に向かって緩やかに圧力上昇している。 $x/c < 0.17$ の領域において、 $y/c=2.8$ の C_p は $y/c=0.0$ のそれと比べて著しく小さいが、 $0.17 < x/c < 0.50$ では逆に、 $y/c=2.8$ の C_p は顕著に大きくなっている。 $x/c > 0.50$ では大半の領域で $y/c=2.8$ の C_p の方が小さい。円弧翼凹側について、 $y/c=0.0$ では、前縁近傍 $x/c=0.023$ の $C_p \approx 0.62$ から後縁に向かって C_p は減少しているが、 $y/c=2.8$ では、前縁から $x/c=0.50$ 付近まで $C_p \approx 0.27$ のほぼ一定値をとっている。また両者とも $x/c > 0.85$ において、急激に圧力低下している。 C_p は、翼弦線方向の大半の領域において、 $y/c=2.8$ の方が小さい。

次に、翼端付近 $y/c=2.8$ での翼端板の影響について見てみる。円弧翼凸側について、翼端板を取り付けることにより、前縁側の C_p はほぼ一定の低圧領域以降の圧力上昇は穏やかとなり、その後は後縁まで徐々に圧力が増加している。この単調増加する圧力により、 $x/c \geq 0.48$ では、翼端板なしの C_p より大きくなっている。この翼端板による C_p の変化は 4 つの翼端板でそれぞれ異なっており、例えば、前縁側の低圧領域の C_p の値は、 $\zeta = -45\text{deg}$ 以外では、翼端板なしと同程度 ($\zeta = -90\text{deg}$ ($C_p \approx -1.45$), $+45\text{deg}$ ($C_p \approx -1.38$)) か、それより小さく ($\zeta = +90\text{deg}$ ($C_p \approx -1.53$)), $\zeta = -45\text{deg}$ では顕著に大きくなっている ($C_p \approx -1.14$)。また、低圧領域以降の急激な圧力上昇の程度は、 $\zeta = \pm 90\text{deg}$ に比べて $\zeta = \pm 45\text{deg}$ の方が穏やかであり、それらの $x/c > 0.3$ の C_p 分布は比較的類似の変化傾向を示している。円弧翼凹側について、翼端板を取り付けることにより、 C_p は、 $x/c \leq 0.7$ において大きくなっており、その程度は大略 $\zeta < 0$ の方が大きい。また、 $x/c > 0.7$ においては、全ての翼端板において、翼端板なしの場合と類似の変化傾向を示す。

3・1・6 $\alpha=20[\text{deg}]$

図 4(f)に $\alpha=20\text{deg}$ での翼面上静圧分布を示す。翼端板なしの場合について見てみる。円弧翼凸側について、 $y/c=0.0$ および $y/c=2.8$ は、翼弦全長にわたってそれぞれ $C_p \approx -0.68$ および $C_p \approx -0.90$ のほぼ一定値をとっており、全面はく離していることが推測される。 C_p は翼弦全長にわたって

$y/c=2.8$ の方が顕著に小さい。円弧翼凹側について、 $y/c=0.0$ および $y/c=2.8$ は、それぞれ前縁近傍 $x/c=0.023$ の $C_p \approx 0.85$ および $C_p \approx 0.52$ から後縁に向かって C_p は減少し、 $x/c > 0.85$ において急激に圧力低下している。翼弦方向の大半の領域において、 C_p は $y/c=2.8$ の方が小さく、特に前縁側でその差異は大きく、それらの差異は後縁側に近づくにつれて小さくなっている。

次に、翼端付近 $y/c=2.8$ での翼端板の影響について見てみる。円弧翼凸側について、翼端板を取り付けることによる C_p への影響は $\zeta > 0$ と $\zeta < 0$ で大きく異なり、 $\zeta > 0$ では、翼端板なしの C_p 分布と類似しており、翼弦全長にわたって C_p はほぼ一定値を取り、その値は、 $\zeta = +45\text{deg}$ では $C_p \approx -0.90$ で翼端板なしと同程度、 $\zeta = +90\text{deg}$ では $C_p \approx -0.86$ で若干大きくなっている。一方、 $\zeta < 0$ において、 $\zeta = -45\text{deg}$ および $\zeta = -90\text{deg}$ では、それぞれ前縁から $x/c \leq 0.52$ および $x/c \leq 0.28$ の範囲で $C_p \approx -1.04$ および $C_p \approx -1.10$ のほぼ一定の領域があり、そこから後縁に向かって C_p は増加し、後縁付近の $x/c=0.977$ で $C_p \approx -0.53$ および $C_p \approx -0.61$ となっている。 $\zeta < 0$ のこれらの前縁側の圧力一定領域の C_p 値は翼端板なしの C_p と比べて小さい。円弧翼凹側について、翼端板を取り付けることにより、 $x/c < 0.72$ で翼端板なしと比較して C_p は大きくなっており、その程度は、 $\zeta < 0$ の方が大きく、その C_p 分布は、 $y/c=0.0$ のものと類似の変化傾向を示している。なお、 $x/c \geq 0.72$ においては、 C_p は全ての翼端板において翼端板なしの場合と類似の変化傾向を示す。

3・2 油膜法による可視化

翼幅方向の局所の断面における翼面上静圧分布と翼面上の流れの状態を対応付けるため、油膜法による可視化を行った。これにより、翼面上全体の静圧分布の大きな特徴が推測できる。代表として、翼幅中央と翼端付近とで翼型特性に大きな差が見られる $\alpha=4\text{deg}$ と大規模な翼端渦の存在が想定される $\alpha=12\text{deg}$ の場合について見てみる。翼端板なしの場合の油膜法による可視化写真をそれぞれ図 5(a)および(b)に示す。(a)、(b)ともに、上側が凸側、下側が凹側で、流れは図の上から下に向かって流れている。(a) $\alpha=4\text{deg}$ について、凸側では翼幅中央 $y/c=0.0$ から $y/c=2.3$ の翼幅方向にわたって前縁から $x/c=0.1$ の位置に図中 a1 で示す白い線が、またその下流側に a2 で示す若干にじんだ白い線が見られ、これらは、それぞれはく離泡内の遷移点と前縁はく離した流れの再付着位置に対応すると考えられる^{10), 14)}。この付着線 a2 は、 $y/c=2.3$ から前縁角部に向かっており、 $y/c=2.8$ では、前縁と付着線との距離が小さくなる。このことは、 $y/c=0.0$ の翼面上静圧分布における前縁側の圧力一定の低圧領域の存在が、 $y/c=2.8$ では見られなくなっていることと対応する。また、前縁角部から翼端線に対して約 12deg の角度で後縁に向かって図中破線 b で示す流れの付着線と考えられる線が見られ、翼端渦の存在が推測される。凹側について、翼幅中央部分では、前縁から後縁に向かって翼面上を流れている。翼端部分については、 $y/c > 2.6$ 、 $x/c \leq 0.25$ の領域に図中破線で囲まれた油溜まりが存在し、これは翼面上静圧分布において、 $y/c=2.8$ での前縁側 $x/c < 0.2$ に存在す

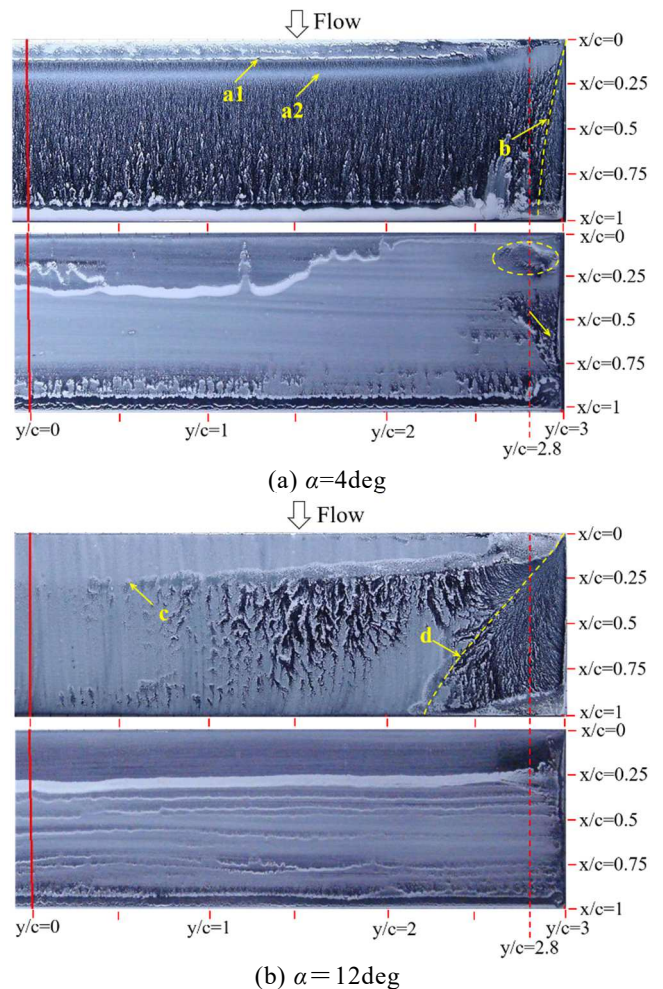


Fig.5 Visualization photograph on the blade surface by the oil film method. (a) $\alpha=4\text{deg}$, (b) $\alpha=12\text{deg}$. Flow separation and reattachment are inferred from the oil film pattern on the blade surface, and they correspond to the static pressure distribution on the blade surface.

る圧力一定の低圧領域と対応している。また、その下流において、図中矢印で示す翼幅中央側から翼端に向かう流れが観察され、この流れが翼端から凸側に回り込むものと推測される。(b) $\alpha=12\text{deg}$ について、凸側では、翼幅中央部分において、前縁から後縁まで翼面上の流れはほぼ淀んでおり、全面剥離していると思われるが、前縁から $x/c=0.25 \sim 0.28$ の位置に不明瞭ではあるが、図中 c で示す白い線が見られる。これは、前縁からはく離した流れの内部において、前縁から $x/c=0.25 \sim 0.28$ の後方までの領域にはく離泡と類似した領域が存在していることを推測させ、 $y/c=0.0$ における翼面上静圧分布における $x/c < 0.26$ の圧力一定の領域の存在と対応している。この白線は翼端角部に向かって徐々に前縁に近づき、 $y/c=2.8$ では $x/c=0.15$ となり、翼面上静圧分布における $x/c \leq 0.12$ の圧力一定の低圧領域の存在とほぼ対応している。この圧力低下領域の C_p は、 $y/c=0.0$ と比較して著しく低下しており、白線 c が明瞭であることと併せて前縁からはく離した流れが翼面上に再付着していると推測される。また、前縁角部から翼端線に対して約 40deg の角度で後縁に向かって図中破線 d で示される流れの付着線が見られ、大規模な翼端渦の存在が推測される。凹側について

は、大略、翼幅中央から翼端まで、前縁から後縁に向かって翼面上を流れている。このことは、翼面上静圧分布において $y/c=0.0$ および 2.8 とともに前縁から後縁に向かって圧力が低下していることと対応する。油膜の流れを注意深く観察すると、 $y/c>2.5$ において、翼幅中央側から翼端に向かう流れが確認されたが、翼面上の油膜には明確に表れていない。 $y/c=0.0$ と 2.8 の圧力を比較すると翼弦のほぼ全長にわたって、 $y/c=2.8$ の圧力が低くなっていることから、凹側では翼幅中央側から翼端に向かう流れが存在していると推測される。

次に、翼端版を取り付けた円弧翼の代表として、 $\zeta=+90\text{deg}$ の場合について見てみる。図 6(a)および(b)に $\alpha=4\text{deg}$ と $\alpha=12\text{deg}$ の場合の油膜法による可視化写真を示す。 $\alpha=4\text{deg}$ について見てみると、図 5(a)中の凸側の a_1 および a_2 に対応する白い線が e_1 および e_2 に見られ、付着線は $y/c=2.5$ から前縁角部に向かっている。一方、図 5(a)中の破線 b で示す翼端渦の再付着線と推測される線は見られず、翼端における凹側から凸側への流入が抑制されていると推測される。凹側では、図 6(a)において、翼前縁側の $y/c=2.8$ 付近に破線で囲まれた流れが淀んでいる領域が確認されるが、図 5(a)中破線で囲まれた油溜りほど下流には及んでいない。これらは翼面上静圧分布における前縁側の低圧領域の範囲が、翼端板なしと比べて $\zeta=+90\text{deg}$ の方が小さくなっていることと対応している。次に $\alpha=12\text{deg}$ について見てみると、

図 5(b)中の凸側の c に対応する白い線が f に見られる。この白線 f は翼端部分まで伸びており、これは、翼面上静圧分布において $y/c=2.8$ での前縁側の低圧領域が、翼端板なしと比較して広がっていることと対応している。なお、図 5(b)中破線 d で示される大規模な翼端渦の再付着と考えられる線は見られないが、翼端板の凸側には破線 g で示すように、翼端板の翼とは反対側から流れが流入し、翼端板上に再付着したと推測される線が見られる。凹側については、翼端板なしの場合と同様に、大略、翼幅中央から翼端まで、前縁から後縁に向かって翼面上を流れている。以上より、 $\zeta=+90\text{deg}$ の翼端版を取り付けることにより、翼端における凹側から凸側への流入が抑制できる。

3・3 翼型特性

翼端板なしの場合の矩形円弧翼の翼幅中央 $y/c=0.0$ と翼端付近 $y/c=2.8$ および 4 種類の翼端版を取り付けた場合の $y/c=2.8$ における翼弦線方向の翼面上静圧分布から求めた局所の翼型特性(揚力・抗力・前縁まわりピッチングモーメント・揚抗比)について調べる。

3・3・1 揚力係数

図 7(a)に各迎角に対する局所の揚力係数 C_L を示す。最初に、翼端板なしの場合について見てみる。翼幅中央 $y/c=0.0$ においては、迎角 $\alpha \geq 0$ では、 α の増加とともに揚力係数 C_L は急激に増加し、 $\alpha=10\text{deg}$ で極大値 $C_L=1.17$ をとった後、急激に低下する。その後、 $\alpha=14\text{deg}$ で極小値 $C_L=0.94$ をとった後、徐々に増加している。また、 $\alpha < 0$ では、 α の減少とともに C_L は急激に低下し、 $\alpha=-6\text{deg}$ で極小値 $C_L=0.33$ をとる。その後、 C_L は $\alpha=-8\text{deg}$ まで若干増加傾向を示すが、 α の減少とともに低下する。一方、翼端付近 $y/c=2.8$ の C_L は、本測定範囲の α の全域にわたって、 α の増加とともに単調に増加する。 $-14 \leq \alpha \leq 12\text{deg}$ の大半の領域で C_L の絶対値 $|C_L|$ は $y/c=2.8$ の方が小さいが、正負の高迎角 $\alpha \geq 13\text{deg}$ 、 $\alpha \leq -15\text{deg}$ では逆に、 $y/c=2.8$ の $|C_L|$ が大きくなっている。

次に翼端付近 $y/c=2.8$ の局所の C_L に及ぼす翼端版の影響を見てみる。 $\alpha > 0$ においては、 $\zeta=+90\text{deg}$ の $\alpha \geq 16\text{deg}$ を除いて、翼端版を取り付けることにより C_L は大きくなっている。詳しく見てみると、 $0 < \alpha \leq 12\text{deg}$ においては、 $\zeta > 0$ の方が $\zeta < 0$ と比べて局所の C_L が大きく、 $\zeta=+45, +90\text{deg}$ は同程度の値をとる。 $\alpha > 17\text{deg}$ の高迎角では、 $\zeta < 0$ の方が C_L は大きい。 $\alpha < 0$ においては、 $\zeta=-90\text{deg}$ の $\alpha < -20\text{deg}$ を除いて、翼端版を取り付けることにより、 $|C_L|$ ($C_L < 0$) は大きくなっている。 $\alpha \leq -4\text{deg}$ では、全ての翼端版で $C_L < 0$ となり、 $-10 \leq \alpha < -4\text{deg}$ で $\zeta=-45\text{deg}$ 、 -90deg 、 $+45\text{deg}$ 、 $+90\text{deg}$ の順番で、 $|C_L|$ は大きい。負の高迎角 $\alpha < -12\text{deg}$ においては、 $\zeta=+45\text{deg}$ の $|C_L|$ ($C_L < 0$) が最も大きい。以上より、翼端板なしの場合に $-14 \leq \alpha \leq 12\text{deg}$ の大半の領域で C_L の絶対値 $|C_L|$ は $y/c=0.0$ と比べて $y/c=2.8$ の方が小さくなっているが、翼端版を取り付けることにより、翼端での局所の $|C_L|$ の減少を抑制することができる。

ここで、翼端の影響と翼端版の効果について、翼端板なしの $y/c=0.0$ と $y/c=2.8$ の局所の C_L の差異が明らかなる $\alpha=4\text{deg}$ および大規模な翼端渦の存在が推測される $\alpha=12\text{deg}$

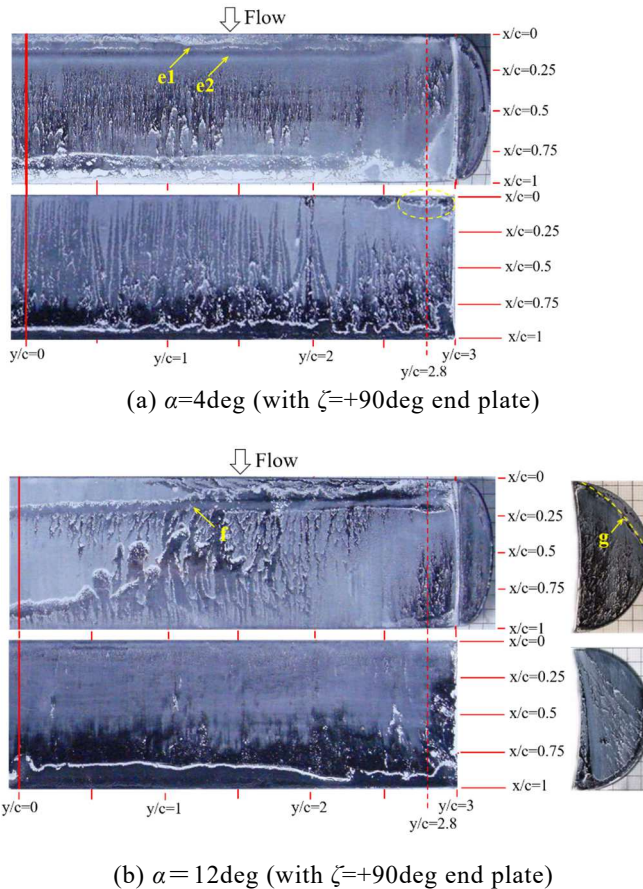


Fig.6 Visualization photograph on the blade surface by the oil film method. (a) $\alpha=4\text{deg}$ (with $\zeta=+90\text{deg}$ end plate), (b) $\alpha=12\text{deg}$ (with $\zeta=+90\text{deg}$ end plate). Flow separation and reattachment are inferred from the oil film pattern on the blade surface, and they correspond to the static pressure distribution on the blade surface.

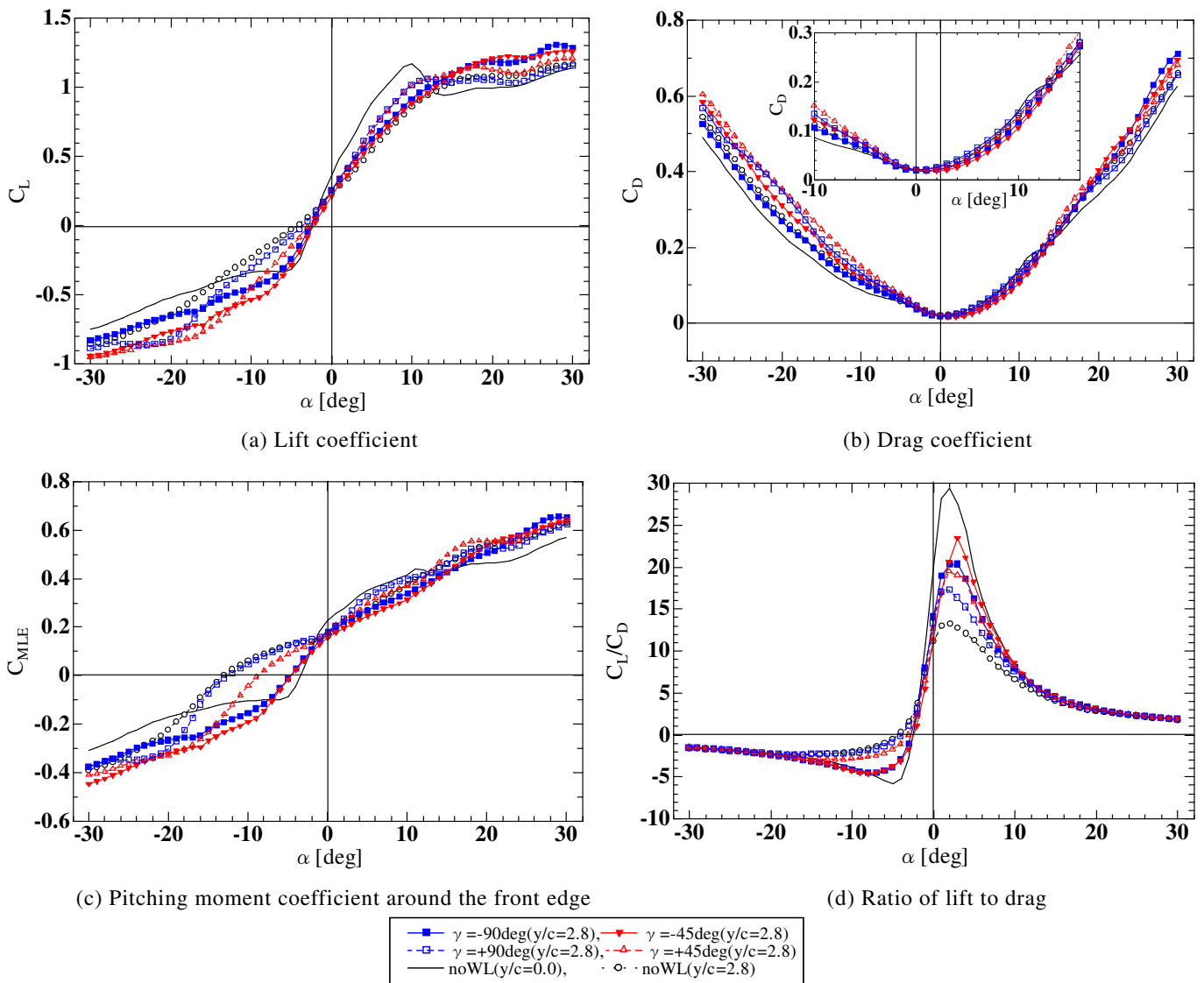


Fig.7 Local airfoil characteristics based on the static pressure distribution in the chord length direction at the center of the blade span and near the blade edge. (a) Lift coefficient, (b) Drag coefficient, (c) Pitching moment coefficient around the front edge, (d) Ratio of lift to drag. The local airfoil characteristics at the center of the blade span and at the blade edge are significantly different.

に着目する. $\alpha=4\text{deg}$ および $\alpha=12\text{deg}$ では共に翼端板を取り付けることにより $y/c=2.8$ で増加する揚力は, $\zeta=+90\text{deg}$, $+45\text{deg}$, -90deg , -45deg の順で大きい. これら $\alpha=4\text{deg}$ および 12deg について, 局所の揚力係数 C_L と前述の翼面上静圧分布との対応を見てみる. $\alpha=4\text{deg}$ (図 4(d)) では, 3・1・4 節で示した通り, 翼端板なしの場合, 凸側の翼弦線方向の大半の領域 $0 \leq x/c \leq 0.88$ で $y/c=0.0$ と比べて $y/c=2.8$ の C_p が大きくなっており, 特に, $y/c=0.0$ で存在する前縁側の $x/c \leq 0.12$ での圧力一定の低圧領域が $y/c=2.8$ では存在せず, $0 \leq x/c \leq 0.2$ において著しく C_p が大きくなっていることと, 凹側において, $y/c=2.8$ では $x/c \leq 0.18$ で圧力一定の低圧領域が存在することが揚力減少に大きく寄与している. これに対して, 翼端板を取り付けることにより, 凸側の前縁側 $x/c \leq 0.12$ で, C_p が著しく低下した領域が存在し, その C_p は $\zeta=+90\text{deg}$ で最も小さい. また, 凹側では, 翼端板なしの $y/c=2.8$ で存在する $x/c \leq 0.18$ の圧力一定の低圧領域に対して, 翼端板を取り付けることで, $\zeta=+90\text{deg}$ 以外は C_p が大幅に上昇し, $\zeta=+90\text{deg}$ では C_p の増加は僅かであるが, 圧力一定の低圧

領域の範囲が小さくなっている. 以上の圧力分布の特徴により, $\alpha=4\text{deg}$ では, 翼端板を取り付けることにより, 翼端付近において, 凸側では前縁側の C_p が低下し, 凹側では前縁側の圧力低下が抑制されて C_p が増加することが局所の C_L の増加に寄与し, それは, $\zeta=+90\text{deg}$, $+45\text{deg}$, -90deg , -45deg の順で大きい結果となっている.

次に, $\alpha=12\text{deg}$ (図 4(e)) では, $y/c=2.8$ の C_p 分布において, 翼端板なしの場合, $y/c=0.0$ と比べて $y/c=2.8$ で C_p が低下するは, 凹側の C_p 低下が大きく影響するが, 翼端板を取り付けることによって, 凹側で $x/c < 0.7$ の翼弦方向の大半の領域で C_p が大きくなるのが, C_L の増加に大きく寄与している. 更に, $\zeta > 0$ については, 凸側で $\zeta=+90\text{deg}$ では前縁側の低圧領域の C_p が翼端板なしより小さく, その領域が広いこと, また $\zeta=+45\text{deg}$ では前縁側の低圧領域の C_p が翼端板なしの場合と同程度であるが, その領域が広いことが寄与している.

3・3・2 抗力係数

図 7(b)に各迎角に対する局所の抗力係数 C_D を示す. 本

測定範囲の α について、 $\alpha < -5\text{deg}$ および $\alpha > 14\text{deg}$ においては、翼端版の有無に関わらず、 $y/c = 2.8$ の C_D は、 $y/c = 0.0$ のそれと比べて大きくなっているが、 $-5 \leq \alpha \leq 14\text{deg}$ では $y/c = 2.8$ と $y/c = 0.0$ の C_D の差異は小さい。 $y/c = 2.8$ の局所の C_D に及ぼす翼端版の影響を詳しく見てみる。 $\alpha < -5\text{deg}$ では、 $\zeta = -90\text{deg}$ を除いて、翼端版を取り付けることにより、 C_D は大きくなっており、大略、 $\zeta > 0$ の方がより大きく、 $\zeta = +45\text{deg}$ において最も大きい。 $\alpha > 14\text{deg}$ では、 $\zeta = +90\text{deg}$ を除いて、翼端版を取り付けることにより、 C_D は大きくなっており、 $\zeta < 0$ の方がより大きい。また、 $0 < \alpha \leq 12\text{deg}$ においては、 $\zeta = +90\text{deg}$ を除いて、翼端版を取り付けることにより、 C_D は小さくなっており、 $\zeta = -45\text{deg}$ 、 -90deg 、 $+45\text{deg}$ の順番で小さい。つまり、この局所の C_D は、 $\zeta = +90\text{deg}$ 、 $+45\text{deg}$ 、 -90deg 、 -45deg の順番で大きい。この順番は、局所の C_L が大きい順番と一致しており、 C_L が大きいほど C_D も大きくなっている。代表として $\alpha = 4\text{deg}$ と $\alpha = 12\text{deg}$ について見てみると、 C_D が最も大きい $\zeta = +90\text{deg}$ と最も小さい $\zeta = -45\text{deg}$ との差異は $\alpha = 12\text{deg}$ において大きくなっている。3.3.1 節で $\alpha = 4\text{deg}$ と $\alpha = 12\text{deg}$ の局所の C_L と翼面上静圧分布との対応について述べたが、揚力が増加する C_p の分布は、同時に抗力の増加にも寄与する。また、局所の C_D が最も大きい $\zeta = +90\text{deg}$ と最も小さい $\zeta = -45\text{deg}$ との差異が $\alpha = 4\text{deg}$ と比べて $\alpha = 12\text{deg}$ において大きくなっているのは、迎角が大きいほど C_p の抗力成分への寄与が大きくなるためと考えられる。

3.3.3 前縁まわりピッチングモーメント係数

図 7(c)に各迎角に対する局所の前縁まわりピッチングモーメント係数 C_{MLE} を示す。ここで、前縁まわりピッチングモーメントは反時計回りを正とする。 $y/c = 0.0$ では、 $\alpha = 11\text{deg}$ で極大値 $C_{MLE} = 0.44$ をとった後に若干減少するものの、 $y/c = 0.0$ および 2.8 について、共に本測定範囲の α 全域にわたって、大略 α の増加とともに C_{MLE} は増加している。なお、 $y/c = 0.0$ では $\alpha \geq -3\text{deg}$ で $C_{MLE} > 0$ となっているが、 $y/c = 2.8$ では $\alpha \geq -13\text{deg}$ で $C_{MLE} > 0$ となっており、本実験範囲において、 $y/c = 2.8$ の方が $C_{MLE} > 0$ の範囲が広い。

次に翼端付近 $y/c = 2.8$ の局所の C_{MLE} に及ぼす翼端版の影響を見てみる。 $\alpha \geq 0$ では、 $\zeta > 0$ の場合、 $\alpha \leq 12\text{deg}$ まで $\zeta = +90\text{deg}$ では、翼端版なしより C_{MLE} は大きく、 $\zeta = +45\text{deg}$ では翼端版なしと同程度の値をとっている。一方、 $\zeta < 0$ の場合、 $\alpha \leq 20\text{deg}$ において、 C_{MLE} は翼端版なしより小さくなっている。 $\alpha < 0$ では、 $\zeta = +90\text{deg}$ では $\alpha > -16\text{deg}$ まで翼端版なしと同程度の C_{MLE} をとっているが、他の翼端版の C_{MLE} は低下しており、特に $\zeta < 0$ において、 C_{MLE} の低下が著しい。

3.3.4 揚抗比

図 7(d)に各迎角に対する局所の揚抗比を示す。翼端版なしの場合について、 $y/c = 0.0$ と 2.8 の C_L/C_D の差異は、 $-16 < \alpha < 12\text{deg}$ に顕著に現れている。 $0 \leq \alpha < 12\text{deg}$ では、 $y/c = 2.8$ と比べて $y/c = 0.0$ の揚抗比 C_L/C_D は明らかに大きく、最大値 $C_L/C_D = 29.4$ をとる $\alpha = 2\text{deg}$ では、2.2 倍となっている。また、 $-16 < \alpha < 0\text{deg}$ では、 $-10 \leq \alpha \leq -3\text{deg}$ で $y/c = 2.8$ と比べて $y/c = 0.0$ の $|C_L/C_D|$ が明らかに大きく、 $y/c = 0.0$ では $\alpha = -5\text{deg}$ で C_L/C_D は極小値 -5.8 をとっている。一方、 $\alpha \geq 12\text{deg}$ および $\alpha \leq -16\text{deg}$

の正負の高迎角時における両者の C_L/C_D は同程度の値となっている。それは、高迎角 $\alpha \geq 12\text{deg}$ および $\alpha \leq -16\text{deg}$ では、 $y/c = 0.0$ と比べて $y/c = 2.8$ の $|C_L|$ の方が大きいものの、同時に C_D も大きくなるためである。

次に翼端付近 $y/c = 2.8$ の局所の C_L/C_D に及ぼす翼端版の影響を見てみる。翼端版を取り付けることにより、本実験における α のほぼ全領域にわたって C_L/C_D の絶対値が大きくなっており、この傾向は、 $-10\text{deg} \leq \alpha \leq 10\text{deg}$ において顕著である。詳しく見ると、 $\zeta < 0$ の方が、 C_L/C_D の絶対値 $|C_L/C_D|$ が大きく、 $\alpha > 0$ での C_L/C_D の最大値は -45deg 、 -90deg 、 $+45\text{deg}$ 、 $+90\text{deg}$ の順番で大きい。

3.4 静的翼型特性を用いた風車トルク特性の算出

直線翼垂直軸型風車の翼は上流領域 ($-90 \leq \theta \leq 90\text{deg}$, θ はアジマス角で、翼が最上流位置にあるときを $\theta = 0\text{deg}$ とする) で回転トルクへの寄与が大きく、最上流付近で最大回転トルクを生じる¹⁵⁾。そこで、翼が上流領域を通過するときに着目し、3.3 節において翼面上静圧分布から求めた翼幅方向の局所の位置 $y/c = 0.0$ および $y/c = 2.8$ での静的な翼型特性を用いて算出した直線翼垂直軸型風車の局所の回転トルクについて調べる。図 8 に直線翼垂直軸型風車周りの流れ場の速度三角形を示す。図中 L 、 D および M_{LE} は、それぞれ円弧翼に作用する揚力、抗力および前縁まわりのピッチングモーメントであり、 x_w および y_w は風車の回転軸方向中央断面における流れ方向座標および横方向座標である。直線翼垂直軸型風車の翼に流入する流れの速度三角形から求めたアジマス角 θ における翼前縁に対する流入角 γ および迎角 α は次式となる。

$$\gamma = \tan^{-1} \left(\frac{\cos \theta}{\lambda - \sin \theta} \right) \tag{5}$$

$$\alpha = \gamma - \beta \tag{6}$$

ここで、流入角 γ は翼前縁における翼に対する相対風速と翼回転円周の接線方向のなす角、 β は取付角で、翼回転円周接線方向を翼弦線と一致させたとき $\beta = 0\text{deg}$ であり、後縁が回転軸側に向く方向を $\beta > 0$ とする。図 9 にアジマス角 θ に対する流入角 γ (5) および迎角 α (6) を示す。風車の

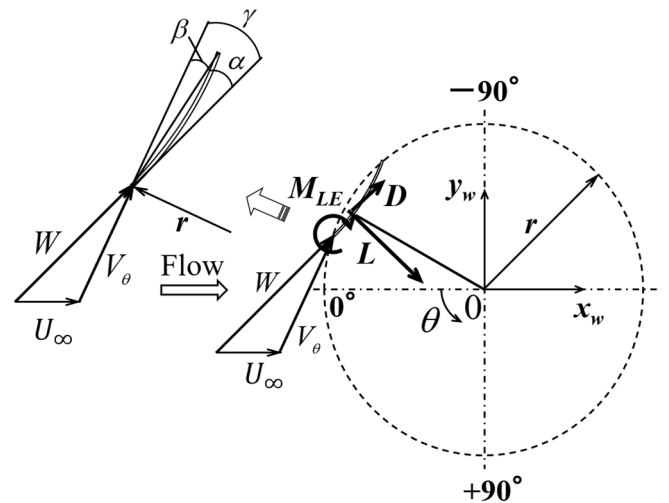


Fig.8 Velocity triangle in the flow field around the blade. The arc blades are mounted so that the convex surface faces the wind turbine rotating shaft.

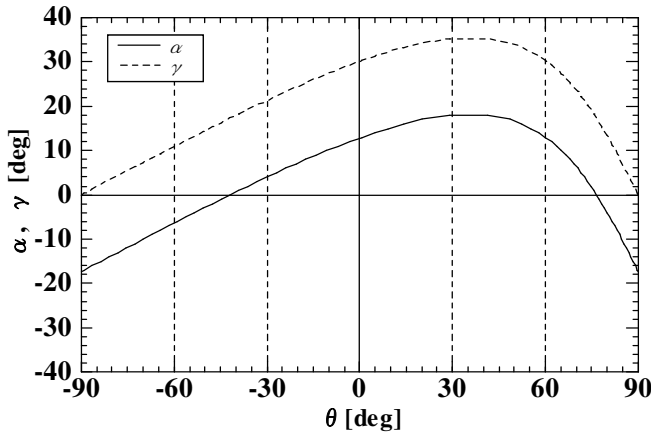


Fig.9 Inflow angle and angle of attack relative to azimuth angle at $\lambda=1.72$ and $\beta=17.32\text{deg}$. α takes a positive value in the region of $-41.9\leq\theta\leq 76.5\text{deg}$.

翼が上流領域を通過するときには、他の翼による流れ場への影響は小さいと考えられたため、その影響を考慮しないとすると、一様流 U_∞ 中にある一枚の翼に作用する空気力によるアジマス角に対する風車の回転トルク C_{Tb} は、式(7)のようになる¹⁶⁾。ここでは、最上流周りで、円弧翼の凸側の面が負圧面となるように、凸側の面を回転中心軸側に向けた状態を仮定している。

$$C_{Tb} = w[C_L \cos \theta - C_D(\lambda - \sin \theta)] - w^2 \left(\frac{c}{r}\right) C_{MLE} \quad (7)$$

ここで、

$$C_{Tb} = \frac{T_b}{(1/2)\rho U_\infty^2 c b_w r} \quad (8)$$

$$w = W/U_\infty = \sqrt{\lambda^2 - 2\lambda \sin \theta + 1} \quad (9)$$

ここで、 W は風車の回転速度を考慮した翼が受ける相対風速、 r は風車回転半径、 $\lambda = V_\theta/U_\infty = r\omega/U_\infty$ (V_θ は風車の周速度、 ω は風車回転角速度 [rad/s]) は周速比、 b_w は風車の翼幅である。また、式(7)の揚力、抗力および前縁まわりピッチングモーメントによる各項をそれぞれ式(10)~(12)とする。

$$C_{TbL} = w C_L \cos \theta \quad (10)$$

$$C_{TbD} = -w C_D (\lambda - \sin \theta) \quad (11)$$

$$C_{TbMLE} = -w^2 \left(\frac{c}{r}\right) C_{MLE} \quad (12)$$

式(5)~(12)の算出では、過去の小型直線翼垂直軸型風車のトルク・出力特性調査¹⁵⁾で最大出力を示した周速比 $\lambda=1.72$ 、取付角 $\beta=17.32\text{deg}$ の値を用いた。

図10に式(7)を用いて算出した翼の幅方向位置 $y/c=0.0$ と $y/c=2.8$ におけるアジマス角 θ に対する風車一回転内の局所の回転トルクの変化を示す。まず、翼端板なしの場合について見てみる。上流領域 $-90\leq\theta\leq 90\text{deg}$ のほぼ全域にわたって C_{Tb} は翼端付近 $y/c=2.8$ と比べて翼幅中央 $y/c=0.0$ の方が大きく、 $-90\leq\theta\leq 0\text{deg}$ 、特に最上流近くの $-40\leq\theta\leq -5\text{deg}$ において顕著に大きいことが特徴的である。また、 $y/c=0.0$ では、 $\theta=-14.0\text{deg}$ において、最大値 $C_{Tb}=1.17$ を、 $y/c=2.8$ では、 $\theta=-7.0\text{deg}$ において、最大値 $C_{Tb}=0.61$ を

とり、 C_{Tb} の最大値は、 $y/c=0.0$ において著しく大きくなっている。一方、 $0<\theta\leq 90\text{deg}$ においては、 $y/c=0.0$ と 2.8 の C_{Tb} の差異は小さい。このことより、矩形翼の翼端は風車回転トルクの減少に寄与することが推測される。

次に、翼端板を取り付けた場合を見てみる。本実験における4種類の翼端板を取り付けた全ての場合において、迎角 $\alpha>0$ となる $-41.9\leq\theta\leq 76.5\text{deg}$ の大半の領域で、翼端付近の $y/c=2.8$ における局所の C_{Tb} は、翼端板なしの場合と比べて大きくなっている。特に C_{Tb} の極大値を含む $-35\leq\theta\leq 5\text{deg}$ において顕著に大きくなっており、 $\theta=-10.5\sim -7.0\text{deg}$ でとる最大値は $\zeta<0$ と比べて $\zeta>0$ の方が大きく、 $\zeta=+45\text{deg}$ において C_{Tb} の最大値は 0.97 で最も大きくなっている。このことは、周速比は異なるものの、文献8)で示される直線翼垂直軸型風車の翼に翼端板を風車回転軸側に向けて取り付けることにより、最上流領域での回転トルクが増加することと対応する。

図11に揚力項 C_{TbL} (10)、抗力項 C_{TbD} (11)および前縁まわりピッチングモーメント項 C_{TbMLE} (12)のアジマス角 θ に対する変化を示す。まず、翼端板なしの場合について見てみる。これらの図より、 C_{Tb} と同様に、 $-90\leq\theta\leq 0\text{deg}$ において $y/c=0.0$ と 2.8 の差異が顕著に現れている。詳しく見ると、 C_{TbL} では $-40\leq\theta\leq -5\text{deg}$ 、 C_{TbD} では $-90\leq\theta\leq -60\text{deg}$ 、 C_{TbMLE} では $-90\leq\theta\leq -50\text{deg}$ において両者の差異が顕著に現れている。 C_{Tb} において、 $y/c=0.0$ と 2.8 の差異が大きい最上流近くの $-40\leq\theta\leq -5\text{deg}$ に着目すると、 C_{TbL} が $y/c=0.0$ と 2.8 の C_{Tb} の差異に最も大きく影響を及ぼすことが分かる。そこで、 C_{TbL} について詳しく見ると、 $-40<\theta<-5\text{deg}$ においては、 $y/c=0.0$ の C_{TbL} の方が $y/c=2.8$ のそれより顕著に大きく、 C_{TbL} の最大値は、 $y/c=0.0$ では $\theta=-10.5\text{deg}$ で最大値 2.46 、 $y/c=2.8$ では $\theta=4.7\text{deg}$ で 1.93 をとっており、 $y/c=0.0$ において顕著に大きい。

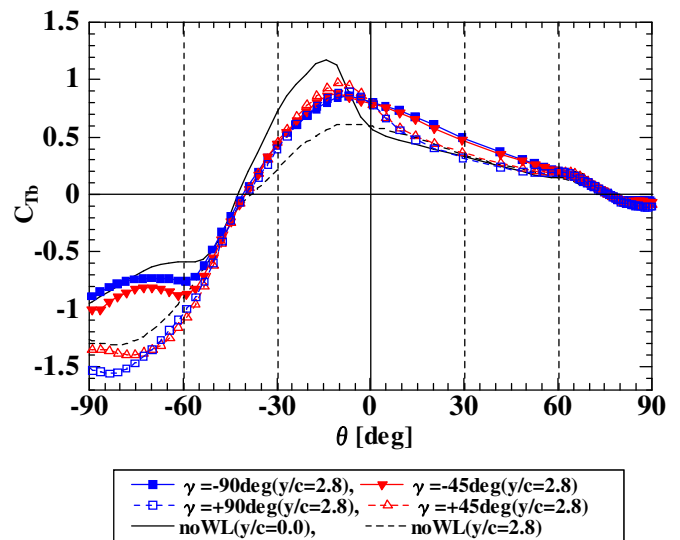


Fig.10 Torque variations within one revolution of the wind turbine with respect to the azimuth angle at the center of the blade span and at the blade edge at $\lambda=1.72$ and $\beta=17.32\text{deg}$. Local torque variations at the center of the blade span and at the blade edge with respect to the azimuth angle are different.

次に、翼端板を取り付けた場合の各項(10)~(12)について見てみる. C_{TbL} では $-40 \leq \theta \leq -5 \text{deg}$, C_{TbD} では $-90 \leq \theta \leq -60 \text{deg}$, C_{TbMLE} では $-90 \leq \theta \leq -50 \text{deg}$ において翼端板の影響が顕著に現れている. ここでは、最上流近くの C_{Tb} にもっとも大きく影響する C_{TbL} に着目する. C_{Tb} と同様に、本実験における4種類の翼端板を取り付けた全ての場合において、迎角 $\alpha > 0$ となる $-41.9 \leq \theta \leq 76.5 \text{deg}$ の大半の領域で、 $y/c = 2.8$ における局所の C_{TbL} は、翼端板なしのそれと比べて大きくなっており、特に、 C_{TbL} の最大値を含む $-35 \leq \theta \leq 5 \text{deg}$ で顕著に大きくなっている. また、 $\theta = -10.5 \sim 4.7 \text{deg}$ でとる C_{TbL} の最大値は、 $\zeta = -90 \text{deg}$ で 2.04, $\zeta = -45 \text{deg}$ で 2.01, $\zeta = +45 \text{deg}$ で 2.17, $\zeta = +90 \text{deg}$ で 2.19 であり、 $\zeta = +90 \text{deg}$ で最も大きい.

ここで、翼幅方向の局所の位置でのトルク特性に及ぼす局所の翼型特性の影響について見てみる. C_{Tb} および C_{TbL} について、翼端の影響が顕著に現れている $-40 \leq \theta \leq -5 \text{deg}$ および翼端板の影響が顕著に現れている $-35 \leq \theta \leq 5 \text{deg}$ に対

応する迎角 α はそれぞれ $0.6 \leq \alpha \leq 11.5 \text{deg}$ および $2.3 \leq \alpha \leq 14.1 \text{deg}$ である. これらの迎角範囲において、 $y/c = 2.8$ の局所の揚力 C_L は、翼端板なしの場合において、 $y/c = 0.0$ に比べて顕著に小さいが、翼端板を取り付けることで増加しており、 $\zeta > 0$ において顕著に大きくなっている. このことが、翼端板を取り付けることで風車の回転トルクが増加することに寄与していると考えられる.

以上をまとめると、矩形翼の翼端は風車回転トルクの減少に寄与することが推測され、翼端板を取り付けることで翼端付近の局所の回転トルクは増加し、その程度は $\zeta < 0$ と比較して $\zeta > 0$ の方が大きい. また、 C_{Tb} の揚力項、抗力項および前縁まわりのピッチングモーメント項の C_{Tb} への寄与は、揚力項が最も大きく、翼が上流側でとる $\alpha > 0$ の迎角範囲において翼の揚力が大きいことが風車回転トルクの揚力項 C_{TbL} を大きくすることに寄与する. したがって、矩形翼の翼端の存在による風車回転トルクの減少を抑制するためには、翼端板を取り付けることにより翼端付近における翼の局所の揚力低下を抑制することが有効であり、特に翼端板が風車回転軸側に折り曲げられた $\zeta > 0$ の場合において、その効果が大きいと考えられる.

4. 結 言

小型直線翼垂直軸型風車の性能へ及ぼす翼端の影響と翼端板の効果を明らかにするために、正負の高迎角の範囲にわたる矩形円弧翼の翼幅中央と翼端付近の翼面上静圧分布の測定と油膜法による可視化を行い、それらを対応付けた. また、それら静的な翼面上静圧分布から翼幅中央と翼端付近における局所の翼型特性を求めると共に、風車の上流側を通過する翼に着目して、それらの局所翼型特性から翼幅方向の局所位置での風車回転トルクを算出し、風車性能へ及ぼす翼端の影響と翼端板の効果について考察した. これらにより、以下のことが明らかとなった.

- (1) 矩形翼に翼端板を取り付けることにより、翼端付近での局所の揚力の減少を抑制することができる. それは、正の低迎角時、例えば $\alpha = 4 \text{deg}$ では、翼端付近において吸引側翼面上の前縁側での圧力上昇が抑制されること、また、正の比較的高迎角時、例えば $\alpha = 12 \text{deg}$ では、翼端付近において翼弦のほぼ全長にわたって圧力側翼面上の圧力が大きくなることと、特に、翼の吸引側に折り曲げられた翼端板($\zeta > 0$)においては、翼端付近において吸引側翼面上の前縁側の低圧領域が広がることに寄与している.
- (2) 矩形翼の翼端は風車回転トルクの減少に寄与することが推測され、その減少を抑制するためには翼端板を取り付けることにより翼端付近における翼の局所の揚力低下を抑制することが有効であり、特に、翼端板が風車回転軸側に折り曲げられた場合($\zeta > 0$)においてその効果は大きい.

本研究の風洞実験におきましては、学生研修生の山根大宜氏(当時、山口大院生)および長友広光(当時、山口大学部

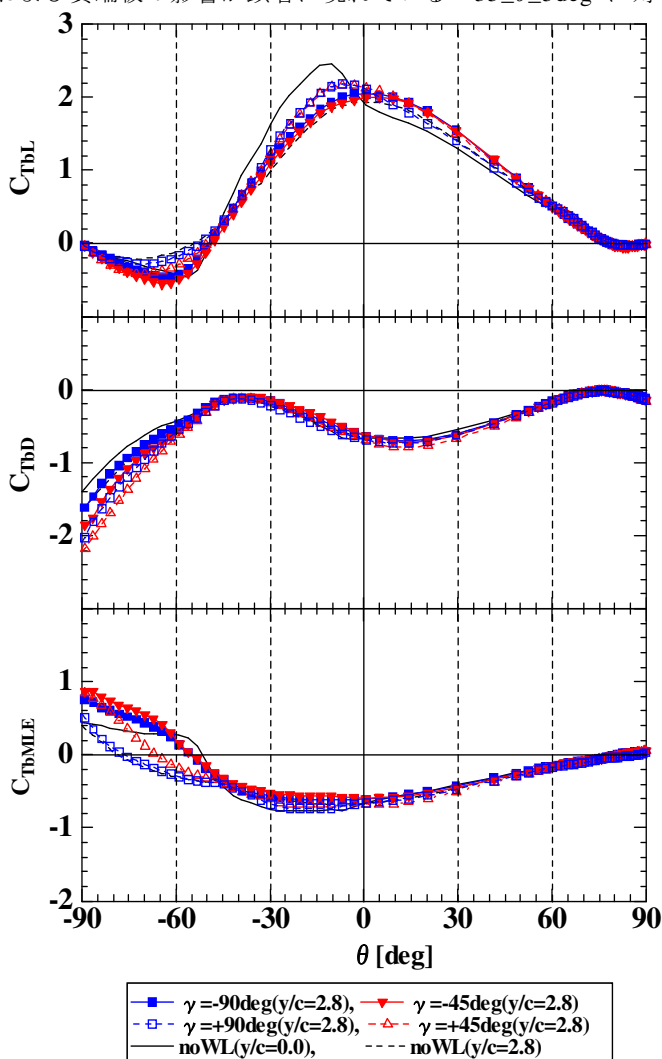


Fig.11 Variation of the lift term, the drag term and the pitching moment term around the front edge in the wind turbine torque within one revolution of the wind turbine with respect to the azimuth angle at the center of the blade span and at the blade edge at $\lambda = 1.72$ and $\beta = 17.32 \text{deg}$. Each term in torque equation at the center of the blade span and at the blade edge with respect to the azimuth angle are different.

生)に多大なる協力を頂きました。ここに深く感謝の意を表します。

参考文献

- 1) 牛山泉 著, 風車工学入門(2002), p.55, 森北出版.
- 2) 古屋義正 著, 流体力学 I <基礎編>, 共立出版 p.113-121(1973).
- 3) Chow, J. S., Zilliac, G. G. and Bradshaw, P., Mean and Turbulence Measurements in the Near Field of Wingtip Vortex, AIAA Journal, Vol.35, No.10, p.1561-1567(1997).
- 4) Bailey, S. C. C., Tavoularis, S. and Lee, B. H. K., Effect of Freestream Turbulence on Wing-Tip Vortex Formation and Near Field, Journal of Aircraft, Vol.43, No.5, p.1282-1291(2006).
- 5) 喜多義範, 河本浩明, 広瀬幸治, 山本恭二, 境界層内に立てられた平板翼(第2報, 側壁面境界層と翼端渦との両影響を受けた平板翼の翼性能, 日本機械学会論文集 B 編, Vol.58, No.546, p.430-436(1992).
- 6) Hofemann, C., Simao Ferreira, C., Van Bussel, G., Van Kuik, G., Scarano, F. and Dixon, K., 3D stereo PIV study of tip vortex evolution on a VAWT, European Wind Energy Association EWEA, p.1-8 (2008).
- 7) 西沢良史, 鈴木政彦, 谷口英人, 牛山泉, 垂直軸型風車の実験的研究, 日本機械学会論文集 B 編, Vol.75, No.751, p.550-552(2009).
- 8) Yamada, S., Tamura, T. and Mochizuki, S., Effects of end plates on performance of a small straight-bladed vertical axis wind turbine, Journal of Fluid Science and Technology, Vol.12, No.2, p.1-13(2017).
- 9) 西山哲男 著, 翼型学(1992), pp.36-38, 日刊工業新聞社.
- 10) Shyy, W., Lian, Y., Tang, J., Viieru, D. and Liu, H., Aerodynamics of low Reynolds number Flyers, Cambridge university press, p.29-31 (2007).
- 11) Mueller, T. J. and DeLaurier, J. D., Aerodynamics of Small Vehicle, Annual Review of Fluid Mechanics, Vol.35, p.89-111(2003).
- 12) Laitone, E. V., Aerodynamic Lift at Reynolds Numbers Below 7×10^4 , AIAA Journal, Vol.34, No9, p.1941-1942(1996).
- 13) Okamoto, M., Yasuda, K. and Azuma, A., Aerodynamic characteristics of the winds and body of a dragonfly, The Journal of Experimental Biology 199, p.281-294(1996).
- 14) 西山哲男 著, 翼型学, 日刊工業新聞社, p.17(1992).
- 15) Yamada, S., Tamura, T. and Mochizuki, S., Effects of Wing Section on Mean Characteristics and Temporal Torque Variation for a Small Straight-Bladed Vertical Axis Wind Turbine, Journal of Fluid Science and Technology, Vol.6, No.6, p.1-13(2011).
- 16) 山田誠治, 田村智弘, 望月信介, 小型直線翼垂直軸型風車の性能へ及ぼす取り付け角の影響, 山口県産業技術センター 研究報告, No.23, p.1-6(2013).