

ヨー状態におけるフィールド風車回転翼面上の圧力分布*

前田 太佳夫*¹, 川 渕 秀 之*²Pressure Distribution on Rotating Blade of Field Horizontal Axis Wind
Turbine in Yawed ConditionTakao MAEDA*³ and Hideyuki KAWABUCHI^{*3} Department of Mechanical Engineering, Mie University,
1515 Kamihama-cho, Tsu-shi, Mie, 514-8507 Japan

This paper shows the pressure distribution at 50% radial section on a rotor blade of 10 m-diameter wind turbine in yawed operation. The pressure sensors were mounted on the blade, and the local inflow angle and local dynamic pressure were measured with the use of five hole Pitot tubes at 1 chord length upwind of the blade leading edge. With the use of measured pressure distribution on the blade, the blade performances were calculated on the basis of the blade coordinate. As results of the measurements, the normal force coefficient in yawed condition decreases compared to those for non-yawed condition. Even if local angle of attack and the relative inflow velocity are the same condition, pressure distribution shows differences due to local slip angle. The tufts flow-visualization on the rotating blade was carried out by setting the video camera on the rotating system. By the observation of tufts behavior, the reduction of normal force coefficient is mainly caused by the separation.

Key Words: Fluid Machinery, Wind Mill, Blade, Pressure Distribution, Stall, Unsteady Flow, Yaw Effects

1. 結 言

風力発電はエネルギー密度が小さいために効率よく風からエネルギーを取り出すためには、風車翼の性能向上が必要不可欠である。一般に、数値計算等の二次元解析によって翼形が設計され、風洞実験により検証される。これら開発された翼形を風車翼に使用する場合には、翼形特性に半径流や遠心力の効果を仮定して、半径方向に複数の翼形を配置することにより風車翼は設計される。しかし実機風車においては翼に流入する流れは非定常であり、また、回転翼周りの流れは遠心力の効果に加えて三次元流れとなり非常に複雑である。そのため、風車性能を予測するために必要とされる翼に作用する非定常流体力を把握することが重要となるが、回転翼断面の空力特性をもとに詳細に示した報告はわずかであり^{(1)~(3)}、幅広い測定データの提供が求められている。

本研究では風車性能に大きく影響を及ぼす翼性能に着目し、翼車直径 10 m のフィールド水平軸風車実機

翼面上の圧力測定を行い、フィールド実験で得られた結果から、風車翼に働く流体力の諸特性を明らかにし、今後の翼開発と風車性能の向上に役立てることを目的としている。これまで著者は、二次元流れに近いと考えられる 70% R 位置における流体力について明らかにしてきた⁽⁴⁾。本報では、風向変化に対する風車翼性能について明らかにするため、三次元流れ成分が大きいと思われる翼中間部(50% R 断面)の翼面上の圧力測定を行い、ヨー角の違いによる翼性能の変化を明らかにした。また、回転系にビデオカメラを搭載し、ヨー状態における翼面上のタフトの挙動を観察し、可視化に基づいて翼性能を考察した。

2. おもな記号

 c : 翼弦長 m
 C_m : 0.25 x/c の位置におけるモーメント係数
[式(4)]
 C_n : 翼厚方向力係数 [式(2)] C_p : 圧力係数 [式(1)] C_t : 翼弦方向力係数 [式(3)] p : 遠心力を補正した翼面上圧力 Pa
 p_d : 流入する流れの翼前縁から $1c$ 上流での動圧
Pa

* 原稿受付 2004 年 4 月 26 日.

*¹ 正員, 三重大学工学部 (〒514-8507 津市上浜町 1515).*² 正員, 三重大学大学院工学研究科.

E-mail: maeda@mach.mie-u.ac.jp

- R : 翼車半径 (=5 m)
- r : 翼半径位置 m
- Re : 局所レイノルズ数 $= Wc/\nu$
- U : 主流風速 m/s
- W : 翼前縁から $1c$ 上流での流入速度 m/s
- x : 翼前縁から翼弦に沿った距離 m
- y : 翼弦線に垂直方向への距離 m
- α : 翼前縁から $1c$ 上流での局所迎え角 $^\circ$
- β : 翼前縁から $1c$ 上流での局所滑り角 $^\circ$
- γ : 翼端で 0° としたねじり角 $^\circ$
- θ : ピッチ角 $^\circ$
- σ : 風車 1 回転間の測定量の標準偏差
- ν : 動粘性係数 m^2/s
- ϕ : 風車回転面に対する流入風の水平面内角度 (ヨー角) $^\circ$
- ψ : 測定翼が真上のときを 0° とするアジマス角 $^\circ$

添 字

- C_n : 翼厚方向力係数
- i : i 番めの圧力測定孔
- inst: 瞬時値
- W : 流入速度
- α : 局所迎え角
- β : 局所滑り角

3. 実験装置および方法

3.1 供試風車 図1に供試フィールド風車の概要を示す。供試フィールド風車は定格出力8 kW、翼車直径10.0 m、ハブ高さ13.3 m、可変ピッチ機構をもつ3枚翼アップウィンド形水平軸風車である。回転方向は上流から風車回転面を見たときに、反時計回りであり、ナセルの方向を風向に対して調整できる。測定量および方法に関する詳細は前報である文献(4)を

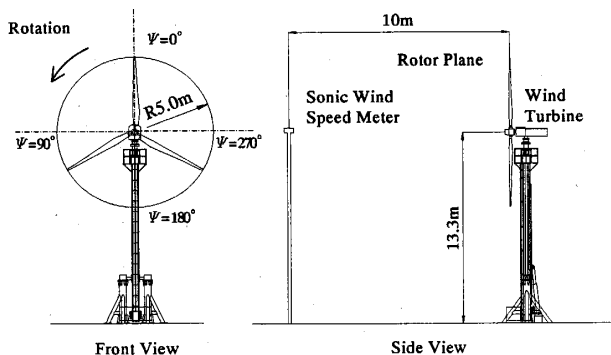


Fig.1 Location of test wind turbine and wind speed meter

参照されたい。ここで、圧力分布測定時のピッチ角制御は、供試風車の定格回転数が80 rpmであるので、この値を超えるとピッチ角を一定量だけ大きくし回転数を下げ、また、反対に、回転数が下がりすぎるとピッチ角を一定量だけ小さくし回転数を上げるというように、ピッチ角を連続的には変化させず、定格回転数が一定状態である程度続くよう手動で段階的に制御し、風車が定格回転数で運転しているときのみデータを取得した。また、供試風車が設置されている実験場の年間平均風向はほぼ北西方向であるため、風車から北西方向へ10.0 mの位置のハブ高さと同じ高さには、主流風速を測定するための三次元超音波流速計を設けてある。なお、実験は風向が北西方向のときにのみ実施した。

3.2 供試翼 供試翼は翼端半径5.0 m、FRP製テーパねじり翼で、翼形は翼根元に DU 91-W2-250 翼形、翼中間部分から翼端部にかけて DU 93-W-

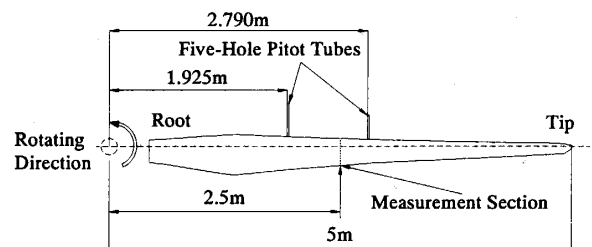
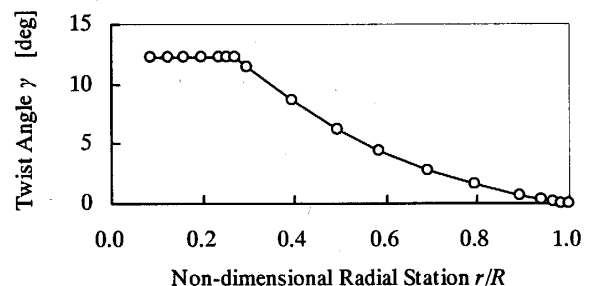
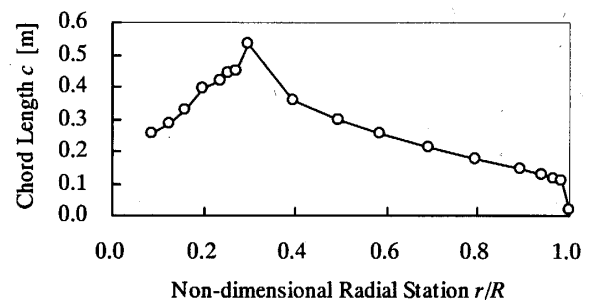


Fig.2 Test blade



(a) Twist angle distribution



(b) Chord length distribution

Fig.3 Distribution of twist angle and chord length of test blade

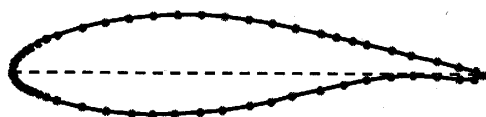


Fig. 4 Position of pressure taps on measurement section

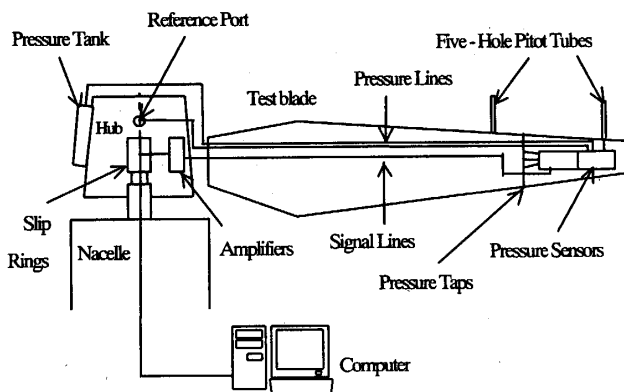


Fig. 5 Measurement system

210 翼形, および NACA 63-618 翼形を用い, その他の翼断面は補間によって寸法を定めてある。本研究では, 翼回転中心から 2.5 m の断面の 50% R 位置において圧力測定を行った。また, 圧力測定断面に流入する流れの動圧および流入角を測定するため, 図 2 に示すように圧力測定断面を挟んだ 2 箇所の翼前縁から 1 c 上流に五孔ピトー管を取付けてある。図 3 には供試翼のねじり角分布および翼弦長分布を示す。翼端から翼根元までのねじり角は 12° である。

図 4 は 50% R 位置における圧力測定孔の配置を示す。圧力測定部には, 直径 0.4 mm の圧力測定孔が断面に 60 個設けてあり, 圧力こう配の大きな翼前縁部に集中して多くの測定孔を設けてある。

3・3 測定系 図 5 に圧力測定系を示す。圧力測定には半導体式圧力センサを使用し, 翼面上の圧力測定孔で検知された圧力は, 圧力センサでアナログ電圧信号に変換され, 信号増幅器で増幅された後, スリップリングを介して静止系に送られ, A-D ボードからコンピュータに取り込まれサンプリングされる。サンプリング周波数は 90 Hz であり, これは回転数が 80 rpm のとき, 回転位置角(以後, アジマス角と記述する)が 5.3° ごとのデータを得ていることに相当する。アジマス角は, エンコードによって測定され, 測定翼がいちばん上に来た状態を 0° とし(図 1), 反時計回りに測定される。

本研究では, 主流風速の非定常性および誘導速度による翼幅方向への流入速度分布の不均一性等による影響を考慮して, 翼前縁から 1 c 上流にて測定断面をは

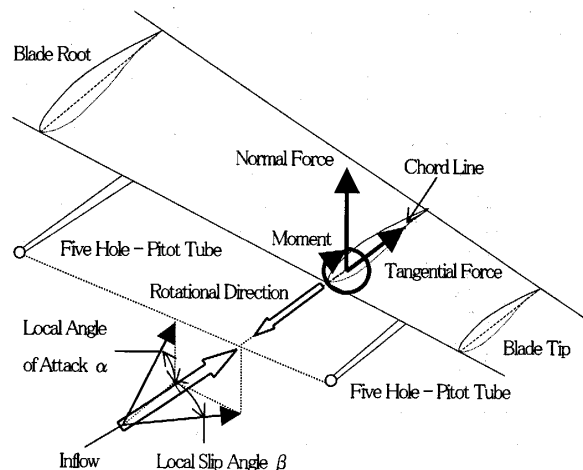


Fig. 6 Definition of Normal force, tangential force, moment, local angle of attack and local slip angle

さむ 2 本の五孔ピトー管で測定した流入角および動圧を, それぞれ測定断面位置の値に線形補間し, 局所迎え角, 局所滑り角, および流入風の動圧と定義した。

翼面上圧力値は, 流入速度, 迎え角, 翼表面形状によって変化するため, 無次元量として圧力係数によりデータを整理した。本研究では, 翼断面上の第 i 番めの圧力測定孔から得られた圧力 p_i を流入風の動圧 p_d で無次元化し次の式から圧力係数 C_{pi} を求めた。

$$C_{pi} = p_i / p_d \quad \dots \dots \dots (1)$$

ここで, 圧力 p_i は回転による遠心力の影響を補正してある。また一般的に, 翼に発生する力は, 十分上流の一樣流に対して垂直な力を揚力, 平行な力を抗力と定義する。しかしながら, 風車回転翼に対しては十分上流の一樣流を定義できないため, 風車翼の性能を評価する方法として, 図 6 に示すように翼そのものを基準として, 翼弦に垂直な力と翼弦に平行な力とに分解して翼の性能を評価する。本報では, この翼弦に垂直な力を翼厚方向力, 翼弦に平行な力を翼弦方向力と記述する。これらの力を翼前縁から 1 c 上流で測定した動圧で無次元化した量を翼厚方向力係数 C_n , 翼弦方向力係数 C_t , および $x/c=0.25$ を中心としたモーメント係数 C_m とし, 次式のように定義する。

$$C_n = \sum_{i=1}^n \frac{p_i}{p_d} \frac{\Delta x_i}{c} = \frac{1}{c} \sum_{i=1}^n C_{pi} \Delta x_i \quad \dots \dots \dots (2)$$

$$C_t = \sum_{i=1}^n \frac{p_i}{p_d} \frac{\Delta y_i}{c} = \frac{1}{c} \sum_{i=1}^n C_{pi} \Delta y_i \quad \dots \dots \dots (3)$$

$$C_m = \frac{1}{c^2} \sum_{i=1}^n (C_{pi} l_{ni} \Delta x_i + C_{pi} l_{ni} \Delta y_i) \quad \dots \dots \dots (4)$$

ここで, Δx_i は i 番めの測定孔位置における翼弦方向に沿った微小長さ, Δy_i は i 番めの測定孔位置における翼弦線に垂直な方向への微小長さ, l_{ni} は翼厚方向

のモーメントアームの長さ、 l_{ti} 翼弦方向のモーメントアームの長さである。 C_n は翼正圧面から負圧面へ方向を正とし、 C_t は翼前縁から後縁へ方向を正、 C_m は $x/c=0.25$ を中心に時計回りを正とした。また、翼前方での半径方向流れとして局所滑り角 β を定義し、ピトー管を基準として流入風が半径外向きのときに正とする。

本報では、図 7 に示すように主流風速に対する風車ナセルの角度をヨー角 Φ と定義し、 Φ は -45° から $+45^\circ$ まで 15° 間隔で変化させて実験を行った。風車回転面に対する流入風向については、風車は風向制御を行うことができるが、つねに変動している風向を完全に追尾することはできないので、風向が風車に対して $\pm 7.5^\circ$ の変動範囲内での測定データをヨー角 Φ と定めた。例えば、ヨー角 $\Phi=30^\circ$ のデータとは、 $22.5^\circ < \Phi \leq 37.5^\circ$ のヨー角範囲内のデータを示す。ここで、ヨー角は超音波流速計から得た風向の瞬時値とナセルに取付けられたロータリエンコーダの出力の瞬時値から決定しており、この場合には超音波流速計から風車

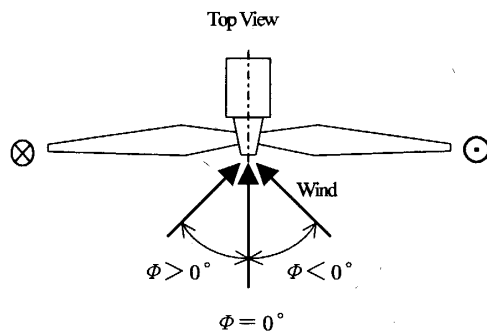


Fig. 7 Definition of yaw angle Φ

回転面までの距離 10 m が問題となる。この点は五孔ピトー管から得た動圧から導出した流入速度と、超音波流速計で得た速度を測定断面における速度成分に変換して導出した流入速度を、アジマス角 $\Psi=90^\circ, 270^\circ$ で比較した結果、誤差の瞬時値が約 5% 以下であり、BIN 平均後の誤差の値は約 4% であったことから、BIN 平均により影響を軽減可能であることを確認している。

また、50% R 断面において表面タフト法による可視化実験も行った。タフトの間隔は、翼弦方向には翼弦長の約 20% 間隔をとり、半径方向には斜流によるタフト同士の影響を考慮し 100 mm 間隔で張り付けた。また圧力測定も同時に行うために測定断面への影響を考慮し、測定断面より翼根元側 100 mm から翼端側 100 mm までの範囲にはタフトを張り付けないようにした。タフトは毛糸(直径 2.5 mm)を使用し、長さは流れに対しての応答性および視認性を考慮し、タフト取付断面の翼弦長の約 15% とした。撮影には、CCD ワイヤレスカラーカメラを用い、翼のフランジにカメラ台を取付けその上に固定した。撮影された画像データは、ボス上に取付けた付属アンテナから地上の受信アンテナへ転送し、信号ケーブルを通り、パーソナルコンピュータに取り込まれる。サンプリング周波数は、30 Hz でアジマス角 16° ごとのデータに相当する。

4. 実験結果と考察

4.1 ヨー角の違いによる局所迎え角に対する測定値の変化 本報で示すフィールド実験データは、サンプリング周波数が 90 Hz、総測定時間は約 5146 s である。このときの実験条件は表 1 に示すとおり、デ

Table 1 Experimental condition (Inside of parentheses are BIN averaged value for every rotor rotation)

	Yaw Angle Φ [deg]		
	-45	0	45
Wind Speed U [m/s]	0.2~11.4 (5.4~6.1)	0.1~12.1 (5.1~5.4)	0.1~13.4 (5.3~5.5)
Inflow Velocity W at 1c Upwind of Blade Leading Edge [m/s]	11.8~34.1 (17.9~25.9)	13.2~31.8 (22.9~23.4)	5.6~38.1 (13.4~25.6)
Reynolds Number Re	$2.4 \times 10^5 \sim 7.1 \times 10^5$ ($3.9 \times 10^5 \sim 5.7 \times 10^5$)	$2.7 \times 10^5 \sim 6.6 \times 10^5$ ($5.0 \times 10^5 \sim 5.1 \times 10^5$)	$1.2 \times 10^5 \sim 7.9 \times 10^5$ ($4.0 \times 10^5 \sim 5.6 \times 10^5$)
Pitch Angle θ [deg]	2.6~7.4 (4.9~5.1)	2.6~7.4 (5.1~5.3)	2.6~7.4 (4.6~4.7)
Section Speed Ratio $r\omega/U$	1.8~84.9 (3.9~5.0)	1.8~263.1 (4.6~4.9)	1.3~140.8 (4.4~4.6)
Rotation Number	865	2069	2885

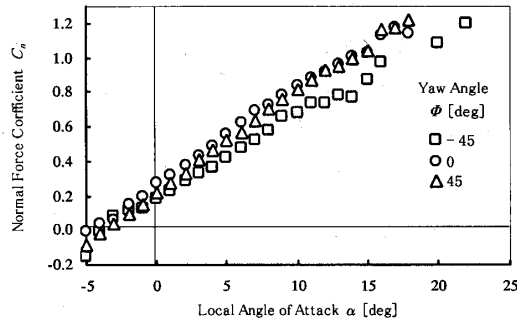
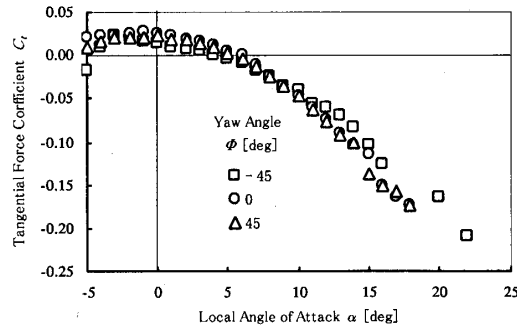
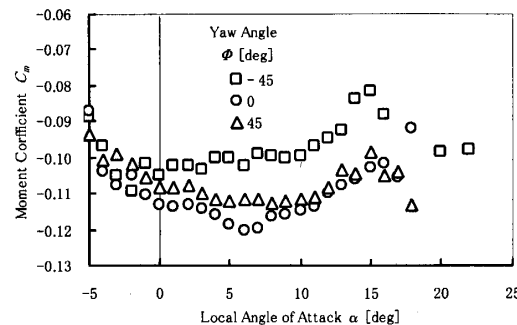
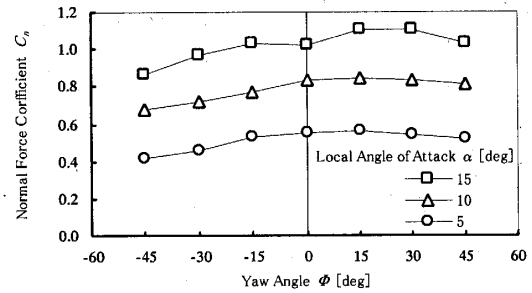
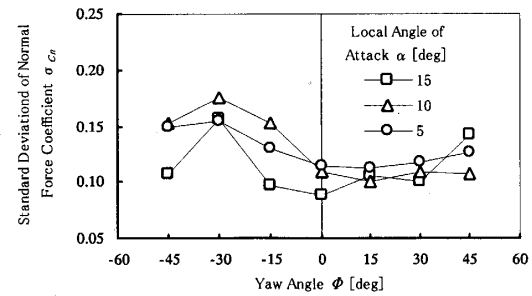
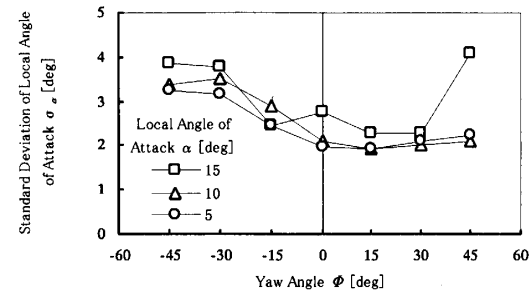
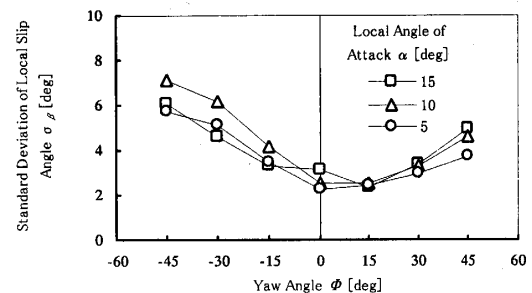
(a) Normal force coefficient C_n against local angle of attack α (b) Tangential force coefficient C_t against local angle of attack α (c) Moment coefficient C_m against local angle of attack α

Fig. 8 Section characteristics in several yawed conditions

ータごとに流入風の状態およびロータ回転数が異なる。そこでまず、風車1回転ごとに平均値および標準偏差を求め、そのあと局所迎え角 α を 1° ごとにBIN平均した。ここで、本研究における 1° ごとのBINとは、 $(\alpha-0.5^\circ)$ 以上、 $(\alpha+0.5^\circ)$ 未満の α が 1° の幅の範囲に含まれるデータの平均値のことである。

図8は、50% R 断面における翼性能をヨー角が $\phi = -45^\circ, 0^\circ$ および 45° について整理した図である。図8(a)は、局所迎え角 α に対する翼厚方向力係数 C_n の図である。ヨー角が $\phi = 0^\circ$ の場合と比較して、ヨー角が $\phi = 45^\circ$ では局所迎え角全域にわたり C_n が若干

Fig. 9 Normal force coefficient C_n against yaw angle ϕ (a) Normal force coefficient C_n (b) Local angle of attack α (c) Local slip angle β Fig. 10 Standard deviation against yaw angle ϕ

小さくなる傾向が見られる。ヨー角が $\phi = -45^\circ$ でも同じく $\phi = 0^\circ$ の場合と比較して、局所迎え角全域にわたり C_n が小さくなるが、その減少量は大きい。図8(b)は、局所迎え角 α に対する翼弦方向力係数 C_t の図である。ヨー角が $\phi = -45^\circ, 0^\circ$ および 45° を比較しても C_t に明確な傾向の違いは見られない。図8(c)は、局所迎え角 α に対するモーメント係数 C_m の図である。ヨー角が $\phi = 0^\circ$ の場合と比較して、ヨー

角が $\phi=45^\circ$ では局所迎え角 $-5^\circ \leq \alpha \leq 10^\circ$ の範囲で C_m が若干大きくなる傾向が見られる。ヨー角が $\phi=-45^\circ$ でも同じく $\phi=0^\circ$ の場合と比較して、局所迎え角全域にわたり C_m が大きくなる。図 8(a)～(c) からヨー角による違いは、 C_n および C_m の値に現れ、特に、ヨー角 $\phi=-45^\circ$ では翼性能の変化が大きいことがわかる。

図 9 は、ヨー角 ϕ に対する翼厚方向力係数 C_n を局所迎え角 α ごとに整理したものである。ヨー角が $\phi=0^\circ$ を基準としてヨー角の値が小さくなるにしたがい、 C_n の値は小さくなる傾向が見られる。一方、ヨー角 ϕ が大きくなるときにも、 C_n が小さくなる傾向が見られるが、その減少量はヨー角 ϕ が負の場合と比較して小さい。このことから、ヨー角 ϕ の値が正と負の場合では C_n の値の変化が非対称となることがわかる。これは、垂直・水平方向速度こう配(以後、ウィンドシアと記述する)をもつ主流風の方角に対する風車翼の移動方向が、ヨー角 ϕ およびアジマス角 ψ により大きく変化するためと考えられる。

図 10 は、風車 1 回転間の翼特性の標準偏差を局所迎え角 α ごとに BIN 平均したものである。図 10(a) は、ヨー角 ϕ に対する翼厚方向力係数 C_n の標準偏差 σ_{Cn} の図である。ヨー角が $\phi=0^\circ$ を基準としてヨー角の値が小さくなるにしたがい、 σ_{Cn} が大きくなる傾向が見られる。一方、ヨー角の値が大きくなるときも、 σ_{Cn} が大きくなる傾向が見られるが、ヨー角の値が負のときと比較して増加量は小さい。図 10(b) は、ヨー角 ϕ に対する局所迎え角 α の標準偏差 σ_α の図である。こちらも、ヨー角 ϕ が小さくなるにしたがい、 σ_α が大きくなり図 10(a) と同じ傾向を示す。図 10(c) は、ヨー角 ϕ に対する局所滑り角 β の標準偏差 σ_β の図である。こちらも、ヨー角 ϕ が小さくなるにしたがい、 σ_β が大きくなり図 10(a) および図 10(b) と同じ傾向を示す。これらのことから、ヨー角の値が負のときには風車 1 回転間に翼に作用する流体力の変動が大きくなることがわかる。

4.2 ヨー角の違いによるアジマス角に対する測定値の変化 4.1 節においてヨー角の正負による翼性能の変化を示したが、この変化の空間依存性を調べるため、アジマス角ごとに諸量の変化を考察する。実験条件は 4.1 節と同じく表 1 に示すとおりである。この場合、実験データを、アジマス角 ψ を 12° ごとに BIN 平均を行い求めた。ここで、 12° ごとの BIN とは $(\psi-6^\circ)$ 以上、 $(\psi+6^\circ)$ 未満の、 ψ が 12° の幅の範囲に含まれるデータの平均値のことである。

図 11 は、翼の諸性能をヨー角が $\phi=-45^\circ, 0^\circ$ およ

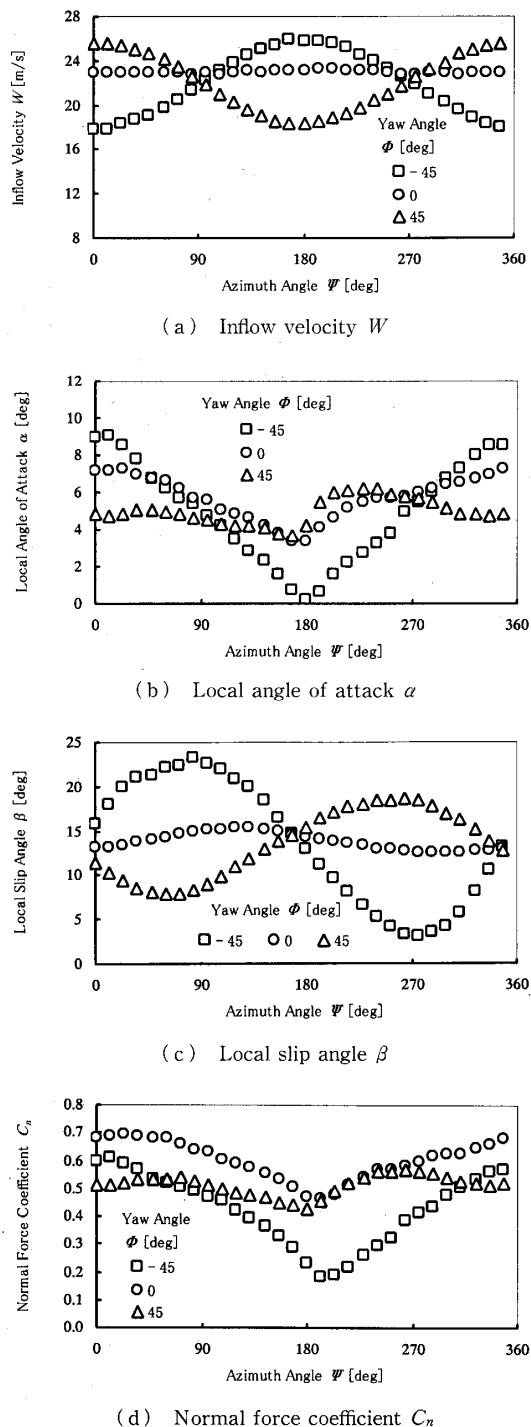


Fig. 11 Change of section characteristics due to azimuth angle ψ in several yawed conditions

び 45° について整理したものを示す。図 11(a) は、アジマス角 ψ に対する流入速度 W の変化を示す。まず、ヨー角が $\phi=0^\circ$ ではアジマス角 ψ が変化しても流入速度 W は一定である。しかし、大気境界層の影響を考慮した場合、流入風速 W に変動が現れるはずだが現れていない。これには、水平方向のウィンドシアが影響していると考えられる。この点については後

日報告する。ヨー角が $\Phi=45^\circ$ ではアジマス角 $\Psi=0^\circ$ のとき、主流風速は速く翼に対して向かい風として作用するため流入速度 W が大きくなり、一方、アジマス角 $\Psi=180^\circ$ では主流風速は遅く追い風として作用するため流入速度 W は小さくなる。反対にヨー角 $\Phi=-45^\circ$ ではアジマス角 $\Psi=0^\circ$ のとき、主流風速は速く追い風として作用するため流入速度 W が小さくなり、アジマス角 $\Psi=180^\circ$ では主流風速は遅く向かい風として作用するため流入速度 W が大きくなる。このように、ウィンドシアをもつ主流風の中では、ヨー角 Φ とアジマス角 Ψ により大きく流入速度 W が変化することがわかる。

図 11(b) は、アジマス角 Ψ に対する局所迎え角 α の変化を示す。ヨー角が $\Phi=0^\circ$ ではアジマス角が $\Psi=0^\circ$ で α 値が大きく、 $\Psi=180^\circ$ では小さい。これは、大気境界層の影響により翼が上方にあるアジマス角が $\Psi=0^\circ$ で主流風速 U が大きく、翼が下方にある $\Psi=180^\circ$ では U が小さくなるためである。ヨー角が $\Phi=45^\circ$ ではアジマス角が $\Psi=180^\circ$ で α が小さく、 $\Psi=200^\circ$ では大きい。これはタワーが障害となり近傍の流れが押しのけられた結果、主流風速の減少をまねくためと考えられる。ヨー角が $\Phi=-45^\circ$ ではアジマス角が $\Psi=0^\circ$ で α は大きく、流入速度 W は最小値に近い。 $\Psi=180^\circ$ では α は小さく、流入速度 W は最大値に近い。ここで、ヨー角 $\Phi=-45, 45^\circ$ を比較すると図 11(a) の流入速度 W の変動量は同じ程度であるにもかかわらず、 α の変動量はヨー角 $\Phi=-45^\circ$ のほうが大きい。このことから、ウィンドシアの影響が見てとれる。

図 11(c) は、アジマス角 Ψ に対する局所滑り角 β の変化を示す。ヨー角が $\Phi=0^\circ$ のとき、アジマス角 Ψ と局所滑り角 β 関係はほぼ一定である。ヨー角が $\Phi=45^\circ$ のとき、アジマス角が $\Psi=90^\circ$ で β 値は最小値に近く、 $\Psi=270^\circ$ で β は最大値に近い。そこでは流入速度 W は同じであるが、翼端がハブ高さと同じ高さにあるアジマス角 ($\Psi=90^\circ$) では翼はナセルよりも風上側にある。一方、 $\Psi=270^\circ$ では翼はナセルよりも風下側にある。ヨー角が $\Phi=-45^\circ$ のときは、 $\Phi=45^\circ$ の場合と反対の傾向となるが、 β 値の変動量はより大きくなる。ヨー角を有する場合にウィンドシアをもつ主流速が、回転するボス部分および直方体形状のナセル周囲を通過するとき、発生する渦構造は複雑になると考えられ、その影響が β 値の変動量の大きさとなって現れていると考えられる。Grant らはこの可能性を示唆する可視化結果を報告している⁽⁶⁾。また、ここでもやはりヨー角 $\Phi=-45, 45^\circ$ を比較すると β の

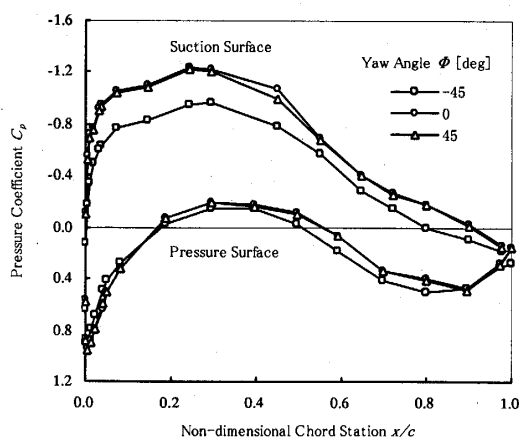


Fig. 12 Pressure distribution at $\alpha=10$ degrees in several yawed conditions

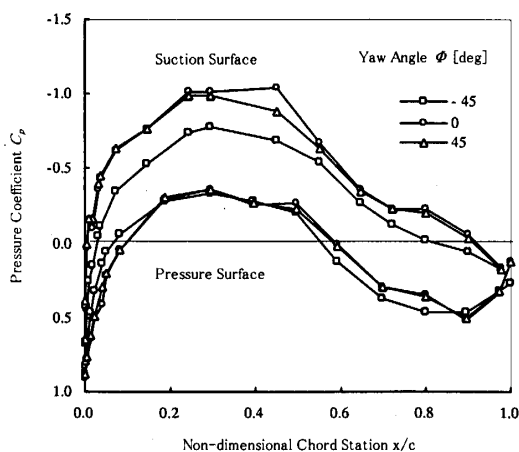


Fig. 13 Pressure distribution at $\alpha=5.5$ degrees at $\Psi=270$ degrees in several yawed conditions

変動量はヨー角 $\Phi=-45^\circ$ のほうが大きいことがわかる。

図 11(d) は、アジマス角 Ψ に対する翼厚方向力係数 C_n の変化を示す。図 11(a)~(c) の結果から、アジマス角が $\Psi=90^\circ$ および 270° のとき、 α および W の値がヨー角によらずほぼ一致しており、このときの β および C_n の値を比較するとアジマス角が $\Psi=270^\circ$ でヨー角の違いによる大きな違いが見られる。さらに、図 11(b) および図 11(d) においてアジマス角が $\Psi \leq 90^\circ$ および $\Psi \geq 270^\circ$ の範囲に注目して α と C_n の値を比較すると、 α の値が最も大きくなるヨー角は $\Phi=-45^\circ$ であるのに対し、 C_n の値が最も大きくなるヨー角は $\Phi=0^\circ$ である。二次元流れにおいては、 C_n の値が α のみに依存すると考えられるが、風車回転翼においては、 C_n の値が α だけによらない。また、ヨー角 $\Phi=-45, 45^\circ$ を比較して流入速度 W の変動量が同じ程度であっても α および β 値の変動量はヨー角

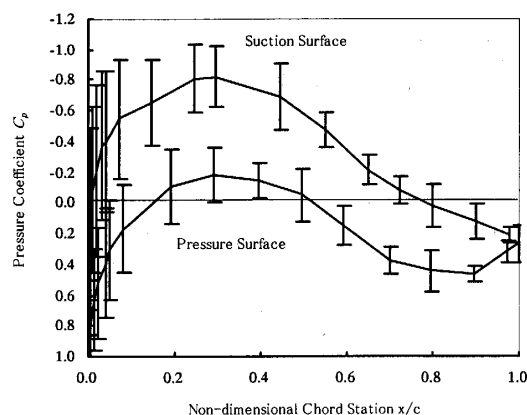


Fig. 14 Pressure distribution with standard deviation at $\alpha=6.7$ degrees at $\Psi=48$ degrees in $\Phi=-45$ degrees

の符号によって非対称になる。これらウィンドシアがもたらす変動が、図9において変動量の非対称およびヨー角 $\Phi=-45^\circ$ において C_n の値が大幅に減少する原因であると考えられる。

4.3 ヨー角の違いによる圧力分布の比較 図12は、図9において局所迎え角 $\alpha=10^\circ$ のときの圧力分布をヨー角 Φ ごとに整理したものを示す。ヨー角 $\Phi=0^\circ$ の場合と比較して、ヨー角 $\Phi=45^\circ$ では $0.3 < x/c < 0.6$ の範囲で負圧面側の負圧が減少している。正圧面側はヨー角の値による違いは見られない。ヨー角 $\Phi=-45^\circ$ では負圧面側の負圧が全体的に減少している。一方、 $0.4 \leq x/c \leq 0.9$ の範囲では圧力が上昇している。ヨー角 $\Phi=-45^\circ$ では圧力分布に明確な違いが現れることがわかる。

図13は、図11において W および α の値は一致しているが C_n および β の値が異なっていた、アジマス角 $\Psi=270^\circ$ のときの圧力分布をヨー角 Φ ごとに整理したものを示す。ヨー角 $\Phi=0^\circ$ の場合と比較して、ヨー角 $\Phi=45^\circ$ では負圧面側 $0.3 \leq x/c \leq 0.5$ の範囲で負圧が減少している以外に、違いは見られない。ヨー角 $\Phi=-45^\circ$ では全体的に負圧面側の負圧が減少している。一方、正圧面側は $0.5 \leq x/c \leq 0.9$ の範囲で圧力の上昇が見られる。 α および W の値がほぼ一致している場合でも、 β の値が異なると圧力分布に明確な違いが現れることがわかる。

図14は、ヨー角 $\Phi=-45^\circ$ におけるアジマス角 $\Psi=48^\circ$ のときの圧力分布および標準偏差を示す。後述4.4節、図15の可視化結果に関連して、負圧面の圧力分布に注目する。このとき、局所迎え角の標準偏差 $\sigma_\alpha=4.7^\circ$ 、局所滑り角の標準偏差 $\sigma_\beta=4.6^\circ$ 、流入速度の標準偏差 $\sigma_w=2.1\text{m/s}$ である。 α 、 β および W の変動に伴い、圧力係数 C_p の標準偏差が大きくなって

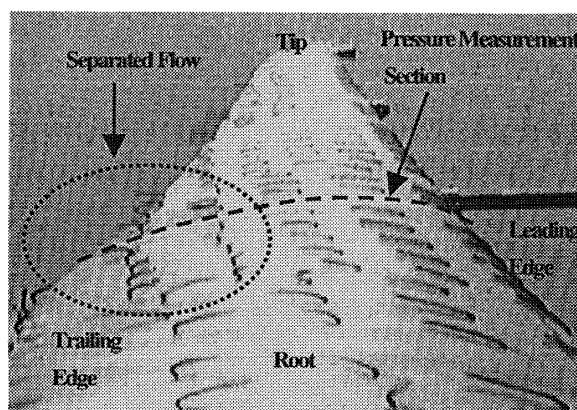


Fig. 15 Flow Visualization on Suction Surface at $\Psi=0$ degree ($\alpha_{inst}=10.6$ degrees, $\beta_{inst}=9.5$ degrees, $\Phi_{inst}=-49.1$ degrees and $Re_{inst}=3.5 \times 10^5$)

いる。しかし、 $x/c=0.45$ 、 0.8 では圧力係数 C_p の標準偏差が大きいにもかかわらず、その中間領域の $0.45 < x/c < 0.8$ では小さくなっている。4.4節では、この α 、 β および W の変動による影響が小さい領域における翼面上の可視化図を示す。

4.4 回転翼面上における流れの可視化 図15は、ヨー角 $\Phi=-45^\circ$ (瞬時ヨー角 $\Phi_{inst}=-49.1^\circ$) における回転翼面上の流れをタフト法により可視化した写真を示す。このとき翼端は頂点 $\Psi=0^\circ$ にあり、局所迎え角が $\alpha_{inst}=10.6^\circ$ と小さいにもかかわらず、最大キャンバ位置から後縁にかけて、はく離が発生していることがわかる。このはく離は、アジマス角が $0^\circ \leq \Psi \leq 90^\circ$ の範囲で確認されている。一方、アジマス角が $90^\circ < \Psi < 360^\circ$ の範囲では、はく離が観測されなかった。ただし、アジマス角が $300^\circ \leq \Psi < 360^\circ$ の範囲では、後縁付近においてタフトが振動せずに翼表面から浮上していることが観測されている。これらのことから、図9および図11(d)で見られたヨー角が $\Phi=-45^\circ$ のとき C_n 値が大幅に減少する傾向は、はく離の発生がおもな原因であるといえる。

5. 結 言

フィールド風車回転翼面上の50% R 断面における圧力分布を測定し、ヨー角の違いに着目して考察した結果、以下のことが明らかとなった。

- (1) 風車がヨー状態の場合には、翼厚方向力係数 C_n は、ヨー状態でない場合よりも低下する。
- (2) 本研究においては、ヨー角の値が正の場合と負の場合で局所迎え角 α ごとに整理した C_n の値は非対称となり、特に、ヨー角の値が負のときにはヨー角の翼性能へ及ぼす影響が大きい。

(3) 局所迎え角 α および流入速度 W がほぼ一致している場合でも, 局所滑り角 β が異なれば圧力分布に違いが現れる。

(4) 回転翼面上における可視化結果から, ヨー角が $\phi = -45^\circ$ ではアジマス角が $0^\circ \leq \psi \leq 90^\circ$ の範囲で, はく離が発生し著しく C_n の値を減少させることがわかった。

最後に, 翼断面形状の提供および, 装置の構築に協力していただいたデルフト工科大学 A. Bruining 氏と R. van Rooji 氏に感謝の意を表す。

文 献

(1) Madsen, H. A. and Christensen, H., On the Relative

importance of Rotational, Unsteady and Three-Dimensional Effects on the HAWT Rotor Aerodynamics, *Wind Eng.*, **14**-6 (1990), 405-415.

(2) Huyer, S. A., Simms, D. and Robinson, M. C., Unsteady Aerodynamics Associated with a Horizontal-Axis Wind Turbine, *AIAAJ.*, **34**-7 (1996), 1410-1419.

(3) Schreck, S. and Robinson, M., Rotational Augmentation of Horizontal Axis Wind Turbine Blade Aerodynamic Response, *Wind Energy*, **5** (2002), 133-150.

(4) 前田太佳夫・川渕秀之・清水幸丸・Bruining, Albert., フィールド風車回転翼面上の圧力分布測定, 機論, **70**-693, B (2004), 119-125.

(5) Grant, I., ほか 8 名, An Experimental and Numerical Study of the Vortex Filaments in the Wake in an Operational, Horizontal-Axis, Wind Turbine, *J. Wind. Eng. Ind. Aerodyn.*, **85** (2000), 177-189.