

## フィールド風車回転翼の性能に及ぼすウィンドシアの影響\*

川 渕 秀 之\*<sup>1</sup>, 前 田 太 佳 夫\*<sup>2</sup>Effect of Wind Shear on Characteristics of Rotating Blade of  
Field Horizontal Axis Wind TurbineHideyuki KAWABUCHI\*<sup>3</sup> and Takao MAEDA\*<sup>3</sup> Department of Mechanical Engineering, Mie University,  
1515 Kamihama-cho, Tsu-shi, Mie, 514-8507 Japan

This paper shows the aerodynamic characteristics at 50% radial section on a rotor blade of 10 m-diameter wind turbine is exposed to wind shear. A sonic wind speed meter and six cupanemometers are installed 1 D upwind of the turbine in order to measure wind profiles. The anemometers at the top, middle and bottom levels are installed at a height of 18.3, 13.3 and 8.3 meters respectively, which correspond with the height of tip at blade top position, hub height, and tip at blade bottom position, respectively. As results of the measurements, the normal force coefficient in strong wind shear condition decreases compared to those for weak wind shear condition. Even if local angle of attack is almost same condition, the normal force coefficient shows differences due to hysteresis effect. Especially, influence is large when not only a height direction but also a horizontal direction has strong wind shear. A remarkable difference appears in the pressure distribution at that condition.

**Key Words:** Fluid Machinery, Wind Mill, Blade, Pressure Distribution, Shear Flow

## 1. 緒 言

風力発電はエネルギー密度が小さいため、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型が設計され、風洞実験により検証される。これら開発された翼型を風車翼に使用する場合には、翼型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型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<sup>(1)~(3)</sup>、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。これまで著者らは、二次元流れに近いと考えられる 70%半径位置における流体力、および三次元流れ成分が大きいと思われる 50%半径位置におけるヨー角の違いによる流体力について明らかにしてきた<sup>(4)(5)</sup>。本報では、ウィンドシア(空間的に不均一な風速・風向の変動)の影響について考察を行う。風車回転翼においては、回転数がほぼ一定かつピッチ角が一定の条件でもウィンドシアの影響により、相対流入速度、局所迎え角および局所滑り角に周期的な変動が生じる。そのうえ、変動周期および変動量は時々刻々と変化する。それはヒステリシス効果をもたらし、前述の三つの値が一致している場合でも翼性能に違いが現れる。また、翼に作用する荷重が変動するため種々の振動が励起される。そこで、翼の振動による影響を軽減するため剛性の高い翼中間部(50%半径断面)の翼面上の圧力分布測定、および主流風速の分布測定を行い、風車翼性能に及ぼすウィンドシアの影響を明らかにした。

\* 原稿受付 2004年11月19日。

\*<sup>1</sup> 正員, 三重大学大学院工学研究科(☎514-8507 津市上浜町1515)。\*<sup>2</sup> 正員, 三重大学工学部。

E-mail: kawabuchi@fel.mach.mie-u.ac.jp

## 2. おもな記号

- $c$ : 翼弦長 m  
 $C_m$ :  $0.25x/c$  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)]  
 $l_n$ : 翼厚方向モーメントアームの長さ m  
 $l_t$ : 翼弦方向モーメントアームの長さ m  
 $p$ : 遠心力を補正した翼面上圧力 Pa  
 $p_a$ : 流入する流れの翼前縁から  $1c$  上流での動圧 Pa  
 $R$ : 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  $1c$  上流での相対流入速度 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  
 $\alpha$ : 翼前縁から  $1c$  上流での局所迎え角 °  
 $\beta$ : 翼前縁から  $1c$  上流での局所滑り角 °  
 $\gamma$ : 翼端で  $0^\circ$  としたねじり角 °  
 $\theta$ : ピッチ角 °  
 $\sigma$ : 風車 1 回転間の測定量の標準偏差  
 $\nu$ : 動粘度  $m^2/s$   
 $\phi$ : 風車回転面に対する主流風の水平面内角度 (ヨー角) °  
 $\psi$ : 測定翼が真上のときを  $0^\circ$  とするアジマス角 °

## 添字

- $i$ :  $i$  番めの圧力測定孔  
 $W$ : 相対流入速度  
 $\alpha$ : 局所迎え角  
 $\beta$ : 局所滑り角  
 $\perp$ : 風車回転面に対して垂直  
 $\parallel$ : 風車回転面に対して平行

## 3. 実験装置および方法

**3.1 フィールド試験場** 図1にフィールド試験場の概要を示す。供試風車が設置されている試験場の年間平均風向はほぼ北西方向であるため、風車から北西方向に超音波流速計を配置している。また、主流風速の分布を調べるため、超音波流速計を挟む形で北東側と南西側に気象観測用マストを設置している。本報において重要となるのは、供試風車と北東側の気象観

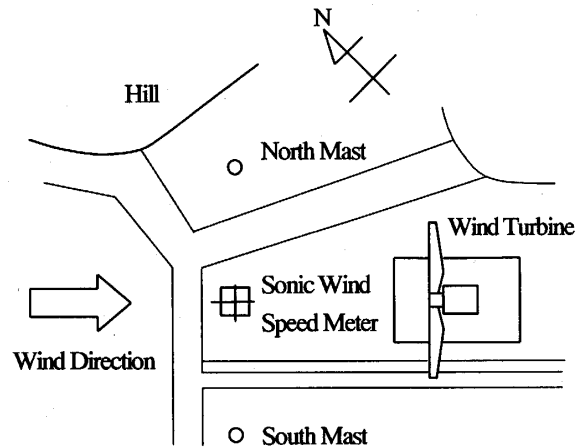


Fig. 1 Schematic view of field test site

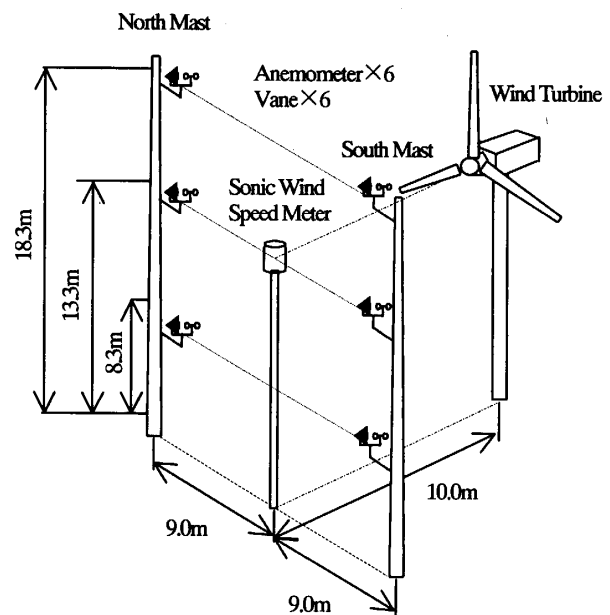


Fig. 2 Schematic view of the wind speed measurements upstream the rotor

測用マストを結んだ延長線上に丘が存在していることである。

**3.2 主流風速分布の測定** 図2に主流風速分布の測定方法を示す。風車から北西方向へ  $10.0\text{ m}$  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。また、3杯式風速計と風向計は超音波流速計から北東側および南西側に  $9.0\text{ m}$  の位置に気象観測用マストを立て、それぞれハブ高さ  $13.3\text{ m}$ 、その上下  $5.0\text{ m}$  の  $8.3$ 、 $18.3$  の高さに風速計と風向計を一組にして取付けてある。なお、実験は風向が北西方向のときのみ実施した。

**3.3 供試風車** 図3に供試風車の概要を示す。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

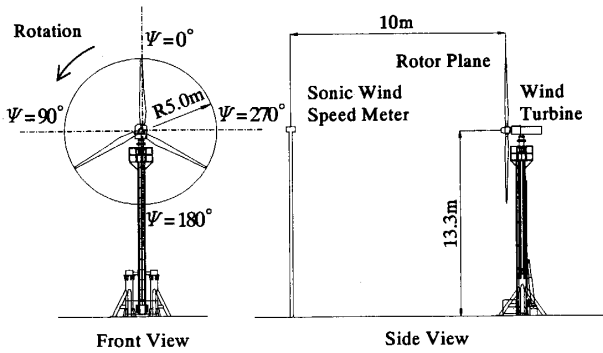


Fig. 3 Location of test wind turbine and wind speed meter

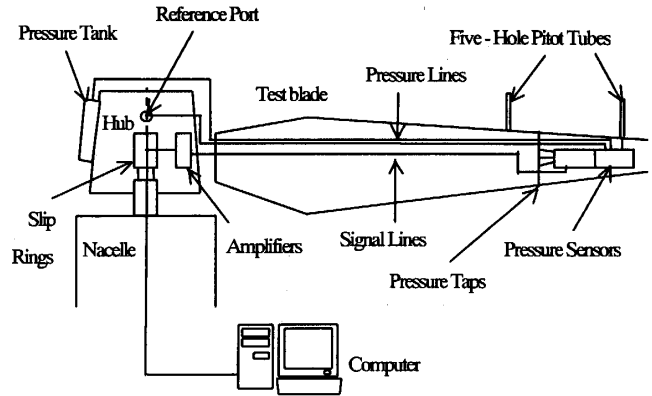
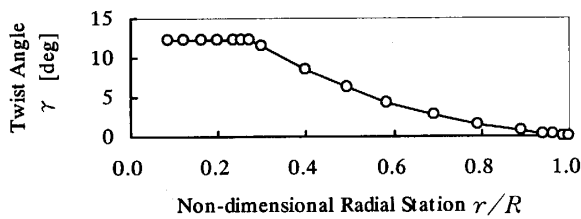
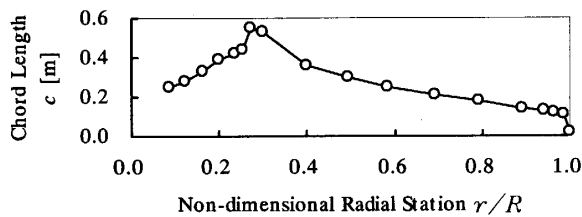


Fig. 5 Measurement system



(a) Twist angle distribution



(b) Chord length distribution

Fig. 4 Distribution of twist angle and chord length of test blade

る。ここで、実験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、回転数が下がり過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。

**3.4 供試翼** 供試翼は翼端半径 5.0 m, FRP 製テーパねじり翼で、翼型は翼根元部に DU 91-W 2-250 翼形、翼中間部分から翼端部にかけて DU 93-W-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% 半径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度を測定するため、圧力測定断面を挟んだ 2 箇所の翼前縁から 1c 上流に五孔

ピトー管を取付けてある。図 4 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。

**3.5 測定系** 図 5 に圧力測定系を示す。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、エンコーダによって測定され、測定翼がいちばん上にきた状態を 0° とし(図 3)、反時計回りに測定される。

より詳細な実験装置および方法については、前報である文献(4)、(5)を参照されたい。

#### 4. 実験結果を整理する式

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相対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 1c 上流にて測定断面を挟む 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、相対流入速度、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  $i$  番目の圧力測定孔から得られた圧力  $p_i$  を流入風の動圧  $p_d$  で無次元化した式から圧力係数  $C_{pi}$  を求めた。

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

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

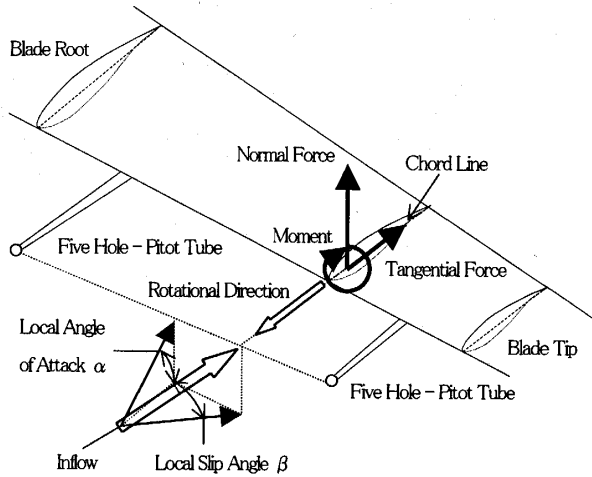


Fig.6 Definition of normal force, tangential force, moment, local angle of attack and local slip angle

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。これらの力は圧力分布を表面積分することにより得られ、翼前縁から1c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。

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

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

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

$C_n$  は翼正圧面から負圧面への方向を正とし、 $C_t$  は翼前縁から後縁への方向を正、 $C_m$  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  $\beta$  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、主流風に対する風車ナセルの角度をヨー角  $\phi$  と定義する。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  $\phi$  と定めた。例えば、ヨー角  $\phi=0^\circ$  のデータとは、 $-7.5^\circ < \phi \leq 7.5^\circ$  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回転面までの距離10mが問題となる。この点は五孔ピトー管から得た

Table 1 Experimental condition

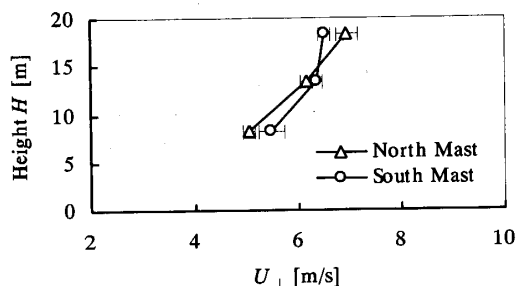
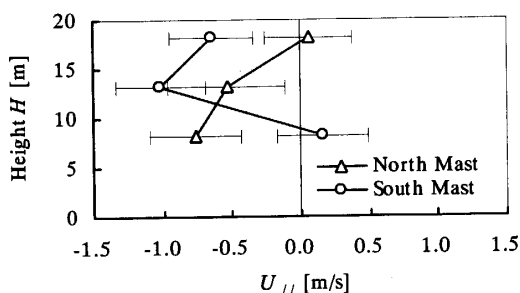
Wind speed $U$ [m/s]	3.0~12.1
Inflow velocity $W$ at 1c upwind of blade leading edge [m/s]	12.3~37.4
Reynolds number $Re$	$2.5 \times 10^5 \sim 7.7 \times 10^5$
Pitch angle $\theta$ [deg]	2.6~7.4
Section speed ratio $r\omega/U$	1.8~8.6
Rotation number	1346

動圧から導出した相対流入速度と、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相対流入速度、この2とおりの方法で求めた相対流入速度の差についてBIN平均を行いアジマス角  $\psi=90, 270^\circ$  で比較した結果、約4%であることを確認している。

5. 実験結果と考察

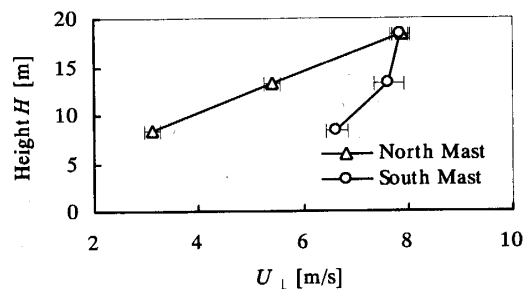
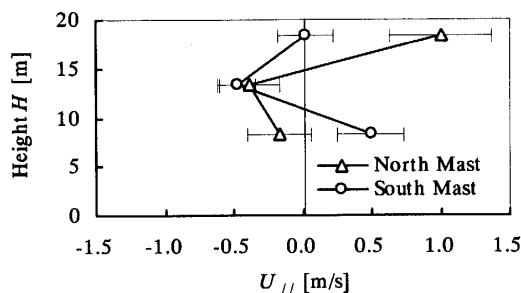
5.1 ウィンドシアの違いによる主流風速分布の変化  
 本報で示すフィールド実験データは、サンプリング周波数が90 Hz、総測定時間は約1010 sである。このときの実験条件は表1に示すとおり、データごとに主流風速が異なる。そこで、ウィンドシアの影響を定量的に議論するため局所迎え角  $\alpha$ 、および風車回転面に対して垂直方向の風速についての標準偏差  $\sigma_{v\perp}$  を用いてデータを整理した。まず、風車1回転ごとに平均値および標準偏差を求め、そのあと局所迎え角  $\alpha$  は  $1^\circ$  ごとに拾い上げ、風車回転面に対して垂直方向の風速についての標準偏差  $\sigma_{v\perp}$  は  $0.5 \text{ m/s}$  ごとに拾い上げてBIN平均した。ここで、本研究における  $\alpha$  の  $1^\circ$  ごと、かつ  $\sigma_{v\perp}$  の  $0.5 \text{ m/s}$  ごとのBIN平均とは、 $(\alpha-0.5^\circ)$  以上、 $(\alpha+0.5^\circ)$  未満の  $\alpha$  が  $1^\circ$  の幅の範囲に含まれるデータであると同時に、 $(\sigma_{v\perp} - 0.25 \text{ m/s})$  以上、 $(\sigma_{v\perp} + 0.25 \text{ m/s})$  未満の  $\sigma_{v\perp}$  が  $0.5 \text{ m/s}$  の幅の範囲に含まれるデータの平均値のことである。

図7は、 $\sigma_{v\perp}=1.0 \text{ m/s}$  の条件下における主流風速分布および標準偏差を示す。これは風車9回転の平均値である。図7(a)は風車回転面に対して垂直方向の風速  $U_\perp$  についての分布である。高さ方向のウィンドシアは北側が強く、南側は弱い。水平方向にウィンドシアを見ると、ハブ高さの13.3mではごく小さいが、8.3mおよび18.3mでは大きくなる。一方、風車1

(a) Wind speed perpendicular to rotor plane  $U_{\perp}$ (b) Wind speed parallel to rotor plane  $U_{\parallel}$ Fig. 7 Wind speed profiles at  $\sigma_{v_{\perp}}=1.0\text{m/s}$ ,  $\alpha=11^{\circ}$ 

回転間の主流風速に関する標準偏差の平均値を高度ごとに見ると、ばらつきが認められるものの大きくない。この場合に  $\sigma_{v_{\perp}}$  値は、高度ごとの主流風速の時間変動よりも、主流風速分布の空間的不均一性により変動する。図 7(b) は風車回転面に対して平行方向の風速  $U_{\parallel}$  および標準偏差についての分布である。高さによりヨー角  $\phi$  が異なるため、空間的な差が現れている。また、いずれの高度においても時間的な差は大きい。しかし、 $U_{\parallel}$  の値は  $U_{\perp}$  の値と比較して小さいため、翼性能に及ぼす影響は  $U_{\perp}$  のほうが支配的である。

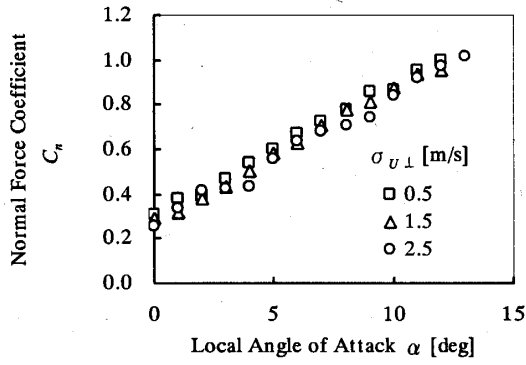
図 8 は、 $\sigma_{v_{\perp}}=2.0\text{m/s}$  の条件下における主流風速分布および標準偏差を示す。これは風車 9 回転の平均値である。図 8(a) は風車回転面に対して垂直方向の風速  $U_{\perp}$  についての分布であり、高さ方向のウィンドシアは北側が強く、南側の弱い。また、水平方向にウィンドシアを見ると、18.3 m を除いて北側の風速は小さく、南側は大きい非常にウィンドシアが強い。一方、風車 1 回転間の主流風速に関する標準偏差の平均値を高度ごとに見ると、図 7 よりも大きい点が認められる。これは図 1 で示したように、北側には丘が存在しており、主流風速の局所的な減速作用が発生するためである。この場合にも  $\sigma_{v_{\perp}}$  値は、主流風速分布の空間的不均一性により変動する。図 8(b) は風車回転面に対して平行方向の風速  $U_{\parallel}$  および標準偏差についての分布である。図 7(b) と同じく、空間的な差およ

(a) Wind speed perpendicular to rotor plane  $U_{\perp}$ (b) Wind speed parallel to rotor plane  $U_{\parallel}$ Fig. 8 Wind speed profiles at  $\sigma_{v_{\perp}}=2.0\text{m/s}$ ,  $\alpha=11^{\circ}$ 

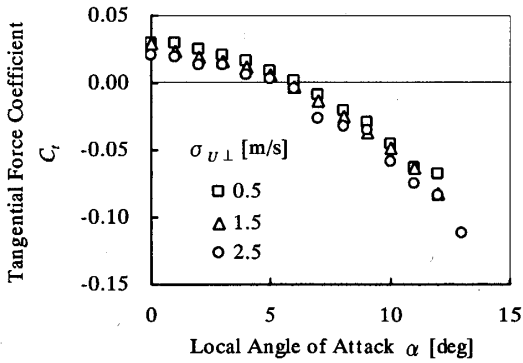
び時間的な差が認められる。しかし、こちらも  $U_{\parallel}$  の値は  $U_{\perp}$  の値と比較して小さいため、翼性能に及ぼす影響は  $U_{\perp}$  のほうが支配的である。本報では、空間的不均一性が支配的であるウィンドシアについて考察を行う。

**5.2 ウィンドシアの違いによる局所迎え角に対する翼性能の変化** 図 9 は、局所迎え角  $\alpha$  に対する翼性能を風車回転面に対して垂直方向の風速についての標準偏差  $\sigma_{v_{\perp}}$  ごとに整理した図である。図 9(a) は局所迎え角  $\alpha$  に対する翼厚方向力係数  $C_n$  を示す。 $\alpha$  全域にわたり、 $\sigma_{v_{\perp}}$  の値が大きくなるにしたがい、 $C_n$  の値が減少する傾向が認められる。図 9(b) は、局所迎え角  $\alpha$  に対する翼弦方向力係数  $C_t$  を示す。 $\alpha$  全域にわたり、 $\sigma_{v_{\perp}}$  の値が大きくなるにしたがい、 $C_t$  の値が減少する傾向が認められる。図 9(c) は、局所迎え角  $\alpha$  に対するモーメント係数  $C_m$  を示す。 $\alpha$  全域にわたり、 $\sigma_{v_{\perp}}$  の値が大きくなるにしたがい、 $C_m$  の値が増大する傾向が認められる。これらの結果は空間平均値であり、主流風速の分布は不均一かつ非定常となるため、風車 1 回転間に  $W$ ,  $\alpha$  および  $\beta$  が周期的に変動する。

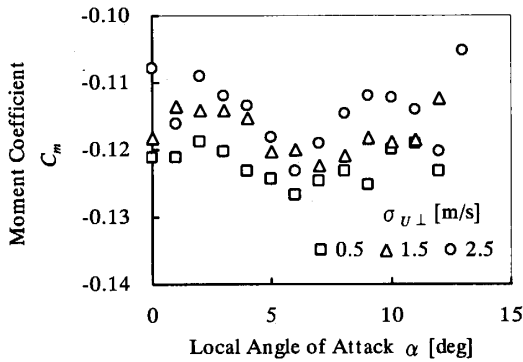
図 10 は局所迎え角  $\alpha$  の瞬時値に対する翼厚方向力係数  $C_n$  の瞬時値を示す。これは図 9 の  $\alpha=9^{\circ}$ ,  $\sigma_{v_{\perp}}=0.5\text{m/s}$  における風車 1 回転分のデータである。図 10 のようなヒステリシス効果が発生するため、 $\alpha$  の値がほぼ一致している場合でも  $C_n$  の値に違いが現れ



(a) Normal force coefficient  $C_n$



(b) Tangential force coefficient  $C_t$



(c) Moment coefficient  $C_m$

Fig. 9 Section Characteristics against local angle of attack  $\alpha$  in several standard deviation of wind speed perpendicular to rotor plane  $\sigma_{v_{\perp}}$

る。

図 11 は風車回転面に対して垂直方向の風速についての標準偏差  $\sigma_{v_{\perp}}$  に対する翼厚方向力係数  $C_n$  を局所迎え角  $\alpha$  ごとに整理した図である。  $C_n$  値は  $\alpha$  によらず、  $\sigma_{v_{\perp}}$  値が大きくなるにしたがいおおむね減少している。 図 10 に示した  $C_n$  の平均値に含まれるヒステリシス効果による  $C_n$  値のばらつきを把握するために、  $C_n$  値の標準偏差を示す。 図 12 は、風車回転面に対して垂直方向の風速についての標準偏差  $\sigma_{v_{\perp}}$  に対する翼厚方向力係数の標準偏差  $\sigma_{C_n}$  を局所迎え角  $\alpha$

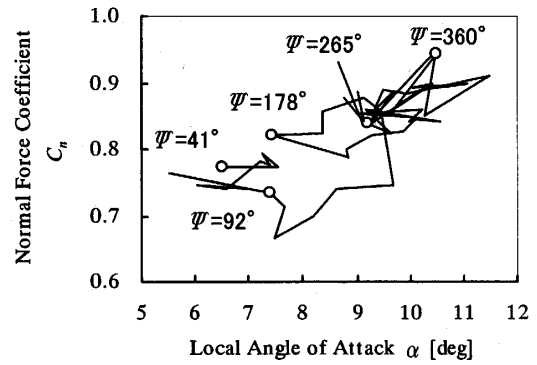


Fig. 10 Instantaneous normal force coefficient  $C_n$  against instantaneous local angle of attack  $\alpha$  at  $\sigma_{v_{\perp}}=0.5\text{m/s}$

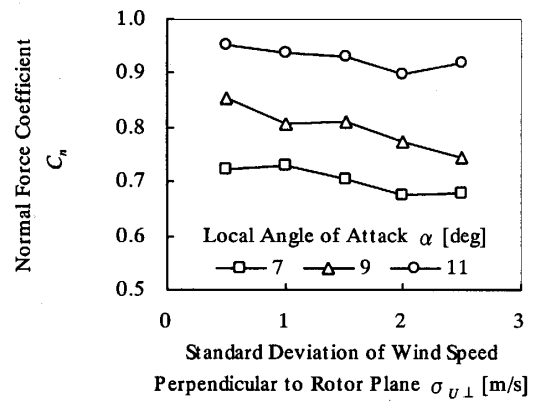


Fig. 11 Normal force coefficient  $C_n$  against standard deviation of wind speed perpendicular to rotor plane  $\sigma_{v_{\perp}}$

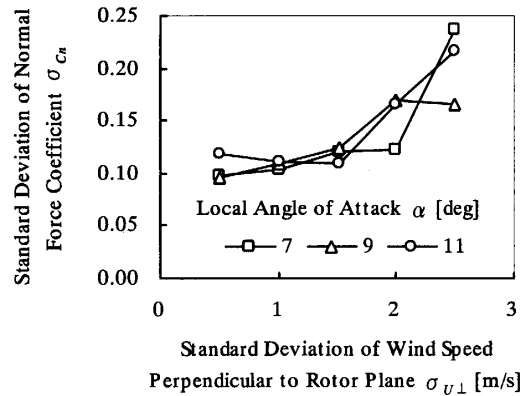


Fig. 12 Standard deviation of normal force coefficient  $\sigma_{C_n}$  against standard deviation of wind speed perpendicular to rotor plane  $\sigma_{v_{\perp}}$

ごとに整理した図である。 全体的に、  $\sigma_{v_{\perp}}$  の値が大きくなるにしたがい  $\sigma_{C_n}$  の値はおおむね増大している。 図 11 と比較すると  $\sigma_{C_n}$  の値が大きい場合には  $C_n$  の値の減少量が大きくなる傾向が認められる。

5.3 ウィンドシアの違いによる風車諸量の変化  
5.2 節において風車回転面に対して垂直方向の風速に

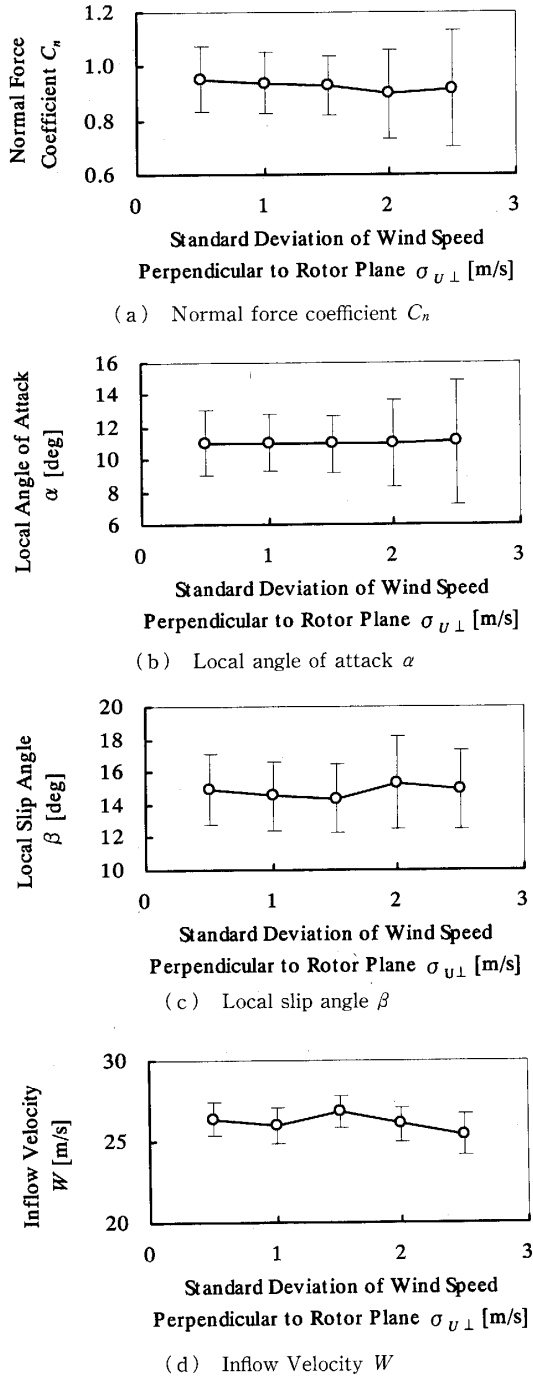


Fig. 13 Section characteristics against standard deviation of wind speed perpendicular to rotor plane  $\sigma_{u\perp}$  at  $\alpha=11^\circ$

についての標準偏差  $\sigma_{u\perp}$  に対する翼厚方向力係数  $C_n$  とその標準偏差  $\sigma_{Cn}$  を示した。この節では、主流風速の分布にいてもあわせて考察を行う。

図 13 は、図 11 および 12 で示した中から  $\alpha=11^\circ$  の場合について、風車回転面に対して垂直方向の風速の標準偏差  $\sigma_{u\perp}$  に対する諸量を示す。図 13(a) は、翼厚方向力係数  $C_n$  とその標準偏差  $\sigma_{Cn}$  を示す。5・2 節で述べたとおり、 $\sigma_{u\perp}$  の値が大きくなると  $C_n$  の値は

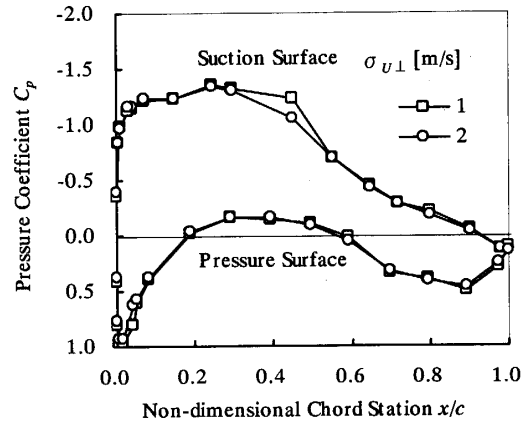


Fig. 14 Pressure distribution at  $\alpha=11$  degrees in several standard deviation of wind speed perpendicular to rotor plane  $\sigma_{u\perp}$

おおむね小さくなり、 $\sigma_{Cn}$  の値はおおむね大きくなる。図 13(b) に、局所迎え角  $\alpha$  およびその標準偏差  $\sigma_\alpha$  を示す。BIN 平均しているため  $\alpha$  の値はほぼ一定となるが、 $\sigma_{u\perp}$  の値が大きくなるにしたがい  $\sigma_\alpha$  の値は大きくなり、ウィンドシアの影響が認められる。図 13(c) は、局所滑り角  $\beta$  およびその標準偏差  $\sigma_\beta$  を示す。 $\sigma_{u\perp}=2.0$  m/s を除いて、 $\sigma_{u\perp}$  の値が大きくなっても  $\beta$  および  $\sigma_\beta$  の値はほぼ一定であり、 $\alpha$  のような顕著な違いは現れない。図 13(d) は、流入風速  $W$  およびその標準偏差  $\sigma_W$  を示す。 $\sigma_{u\perp}$  の値が大きくなっても  $W$  および  $\sigma_W$  の値はほぼ一定であり、こちらも  $\alpha$  のような顕著な違いは現れない。これらのことから、ウィンドシアが風車 1 回転あたりの  $\alpha$  値の変動量を増加させることにより、ヒステリシス効果が強まり、 $C_n$  値の減少を引き起こしていると考えられる。

5・4 ウィンドシアの違いによる圧力分布の比較

図 14 は、図 11~13 で示した局所迎え角  $\alpha=11^\circ$  についての圧力分布を、風車回転面に対して垂直方向の風速についての標準偏差  $\sigma_{u\perp}$  ごとに整理したものを示す。負圧面側の無次元翼弦位置が  $0.3 \leq x/c \leq 0.5$  の範囲で明らかな違いが現れており、 $\sigma_{u\perp}$  値が大きくなるにしたがい圧力係数  $C_p$  の絶対値は減少している。この変化は、他の条件でも認められており  $C_n$  の値を減少させる原因と考えられる。次に、 $C_p$  値のばらつきを把握するために、圧力係数の標準偏差を示す。図 15 は、図 14 の圧力係数  $C_p$  とその標準偏差  $\sigma_{Cp}$  の図である。図 15(a) は  $\sigma_{u\perp}=1.0$  m/s の場合であり、ウィンドシアによる影響が  $\sigma_{Cp}$  の値に現れている。図 15(b) は  $\sigma_{u\perp}=2.0$  m/s の場合であり、 $\sigma_{u\perp}=1.0$  m/s の場合よりも  $\sigma_{Cp}$  の値は全体的に大きくなる。負圧面側の無次元翼弦位置が  $0.3 \leq x/c \leq 0.5$  における  $\sigma_{Cp}$  の

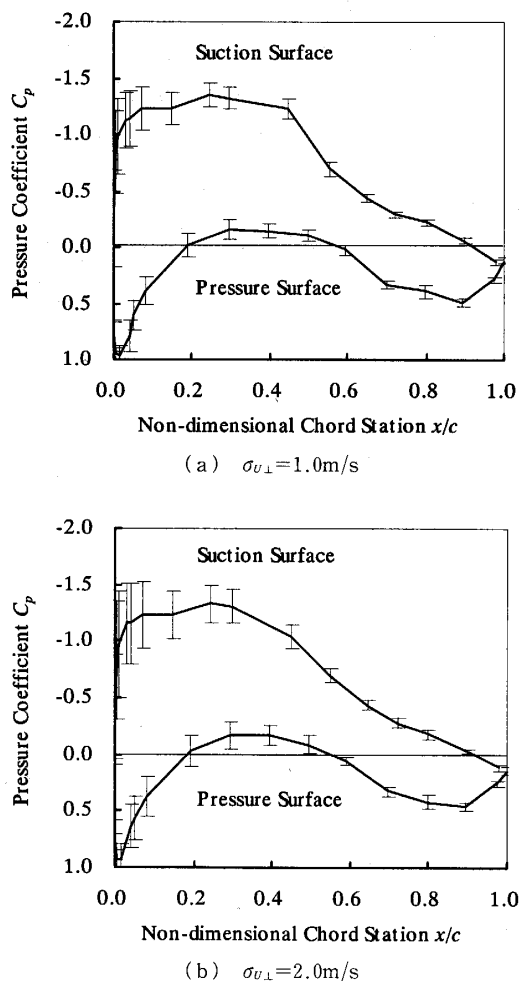


Fig. 15 Comparison of standard deviation of pressure coefficient at  $\alpha=11^\circ$

値は、図 15(a)と図 15(b)を比較しても大きな差は見られない。しかしながら、 $C_p$ の値を比較すると明らかに違っている。

本報で考察したデータは、風洞実験において静的失速が発生する迎え角よりも小さい領域であるため、BIN 平均された圧力係数  $C_p$  および翼厚方向力係数  $C_n$  に影響が認められるほど頻繁に動的失速が発生していたとは考えにくい。それよりはむしろ、ピッチング運動を行う有限翼における動的失速を議論した論文<sup>(6)~(8)</sup>より、はく離泡が存在する領域は局所的に圧力が下がるという結果から、 $\sigma_{v_\perp}$ の値が小さいときにはく離泡は大きく、 $\sigma_{v_\perp}$ の値が大きときにはく離泡は小さくなっている可能性が高い。また、動的失速が発生しない迎え角領域でピッチング運動している場合

に翼厚方向力係数  $C_n$  が描くヒステリシスループは、静止状態で得た曲線よりも下回っている期間が長いことも示されている。これらのことから、迎え角が小さい領域において、 $\sigma_{v_\perp}$ の値が大きくなるとヒステリシス効果により翼厚方向力係数  $C_n$  の BIN 平均値が小さくなることは妥当な結果であるといえる。

## 6. 結 言

フィールド風車回転翼面上の 50%半径断面における圧力分布および主流風速の分布を測定し、翼性能に及ぼすウィンドシアの影響を考察した結果、以下のことが明らかとなった。

(1) 風車回転面に対して垂直方向の風速についての標準偏差  $\sigma_{v_\perp}$  が大きくなるにしたがい、翼厚方向力係数  $C_n$  は減少する。

(2) 高さ方向のみならず水平方向のウィンドシアが強くなるとヒステリシス効果が強まり、著しく翼厚方向力係数  $C_n$  を減少させる。

(3) 圧力分布に及ぼすウィンドシアの影響は、負圧面側の無次元翼弦位置が  $0.3 \leq x/c \leq 0.5$  の範囲における  $C_p$  値の違いとして観測された。

## 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, *AIAA J.*, **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・川瀬秀之・清水幸丸・Albert Bruining, 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) 前田太佳夫・川瀬秀之, 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, *機論*, **71**-702, B, (2005), 530-538.
- (6) McCroskey, W. J., Some current research in unsteady fluid dynamics-The 1976 Freeman Scholar Lecture, *Trans. ASME, J. Fluids Eng.*, **99**-1 (1977), 8-39.
- (7) Schreck, S. and Helin, H., Unsteady vortex dynamics and surface pressure topologies on a finite pitching wing, *J. Airc.*, **31**-4 (1994), 899-907.
- (8) Carr, L. W., Progress in analysis and prediction of dynamic stall, *J. Airc.* **25**-1 (1988), 6-17.
- (9) Hansen, A. C., ほか 2 名, Yaw loads and motions of a horizontal axis wind turbine, *J. Sol. Energy Eng.*, **112**-4 (1990), 310-314.