

## 風車回転翼面上の圧力分布に関する研究\*

(第3報, ヨー流れ状態の翼に作用する空気力)

鎌田 泰成<sup>\*1</sup>, 前田 太佳夫<sup>\*1</sup>藤岡 秀康<sup>\*2</sup>, 鈴木 潤<sup>\*2</sup>Study of Pressure Distribution on a Rotor Blade of  
Wind Turbine(3rd Report, Aerodynamic Forces Acting on Blade in Case of  
Yawed Flow Condition)Yasunari KAMADA<sup>\*3</sup>, Takao MAEDA,  
Hideyasu FUJIOKA and Jun SUZUKI<sup>\*3</sup> Division of Mechanical Engineering, Mie University,  
1577 Kurimamachiya-cho, Tsu-shi, Mie, 514-8507 Japan

This paper shows the results of the pressure distribution measurements on a rotor blade of horizontal axis wind turbine in case various yawed operation. The experiments are carried out in a wind tunnel with 2.4 m-diameter test rotor. In the measurements the power curve and pressure distributions are measured for each azimuth angle. Increasing of yaw angle, the power coefficient of the rotor decreases. The sign of yaw angle does not have any effect on the power performance. The aerodynamic forces are discussed by using axial and rotational force coefficients in each azimuth angle. In case of higher tip speed ratio, the blade section passing upstream side for yawed operation shows better contribution to the rotor torque than that of downstream side. In this tip speed range, the aerodynamic forces for 70% radius section seem to proportional to the attack angle. In case of lower tip speed ratio, the blade in downstream side does not contribute to rotor torque, and it seems to result from the separation.

**Key Words:** Fluid Machinery, Wind Turbine, Blade, Yawed Inflow, Pressure Distribution

## 1. 緒 言

風車性能に大きく寄与する風車の流体力学的効率は翼の性能に依存しており、風車翼について多くの研究成果<sup>(1)</sup>がある。風車回転翼の性能は、翼周りの流れ場の観察から評価されるとともに、直接的には翼面圧力に影響される。したがって、翼面圧力分布を考察することは、翼面の流れ状態を把握することに大きな役割を果たす。回転状態にある風車の翼面圧力分布の研究については、フィールド実験<sup>(2)(3)</sup>などで研究されているが、依然不明な点も多い。フィールドにおいては風向と風速が非定常であるとともに、翼回転により、翼に流入する流れは非常に複雑となる。そのため、流入風向が風車回転面に対し真正面でない状態(ヨー状態)での翼車回転面の現象を把握することは重要である。風車ヨー状態の流れについては、おもに数値解析手法による研究<sup>(4)(5)</sup>が行われている。本報では風洞内で風車ヨー流れ状態を再現し、ヨー角による性能の変化について明らかにした。さらに、ヨー状態におけるいく

つかの半径位置の翼面上の圧力分布測定を行うことで、ヨー角による翼面上圧力分布と翼車回転面で発生する現象との関係、アジマス角による翼性能の変化について明らかにした。

## 2. おもな記号

$c$ : 局所翼弦長 m  
 $C_a$ : 軸力係数  
 $C_d$ : 抗力係数  
 $C_l$ : 揚力係数  
 $C_p$ : 圧力係数  
 $C_{power}$ : 出力係数  $= T\omega / (1/2 \rho \pi R^2 U_0^3)$   
 $C_{torque}$ : トルク係数  $= T / (1/2 \rho \pi R^3 U_0^2)$   
 $C_r$ : 回転力係数  
 $r$ : 任意半径位置 m  
 $R$ : 翼車半径 (=1.2 m)  
 $T$ : 翼車トルク N・m  
 $U_0$ : 主流風速 m/s  
 $x$ : 翼前縁からの翼弦方向位置 m  
 $\alpha$ : 迎え角 °  
 $\beta$ : 翼ピッチ角 °  
 $\lambda$ : 周速比  $= R\omega / U_0$   
 $\theta$ : 翼ねじり角 °

\* 原稿受付 2006年9月20日.

<sup>\*1</sup> 正員, 三重大学大学院工学研究科(☎514-8507 津市栗真町屋町1577).<sup>\*2</sup> 学生員, 三重大学大学院工学研究科.

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

- $\rho$ : 空気密度  $\text{kg/m}^3$   
 $\omega$ : 翼車回転角速度  $\text{s}^{-1}$   
 $\psi$ : アジマス角  $^\circ$   
 $\Phi$ : ヨー角  $^\circ$

### 3. 実験装置および方法

**3.1 実験装置** 図1に実験装置全体図<sup>(6)(7)</sup>を示す。実験には吹出し口径3.6mの回流形風洞を用いた。最大風速は30 m/sである。供試風車は翼車直径2.4mの3枚翼水平軸風車で、供試翼は4種の翼形を半径方向に配置したテーパねじり翼である。供試風車は吹出し口から1D(D:翼車直径)下流に翼車回転面が位置するように設置してある。供試風車ナセル部には、増速機、可変速発電機、トルク計、回転計および回転位置角(以降、アジマス角と記述する)検出用センサが取り付けられている。ボス部には翼面圧力を測定する半導体式圧力センサが取り付けられている。圧力センサは、1チャンネルの基準圧力ポートと32チャンネルの測定圧力ポートからなる。図2に圧力孔の配置を示す。圧力孔は直径0.4mmで、ピッチ軸に垂直な各断面に32点を設けてある。測定半径は翼根から $r/R=0.3, 0.5, 0.7$ および $0.9$ の4断面である。

**3.2 実験方法** 実験では、主流風速は、 $U_0=7$  m/s、翼ピッチ角は最大出力を示した $\beta=-2^\circ$ に設定した。なお、翼ピッチ角は翼車回転面と翼端翼弦のな

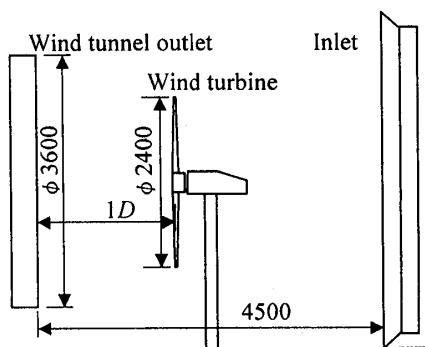


Fig. 1 Experimental apparatus

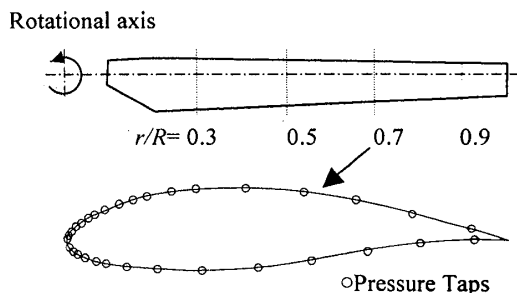


Fig. 2 Test blade

す角とし、翼前縁が主流に対して上流側に傾く向きを正とした。また、ヨー角は $\Phi=0, \pm 15, \pm 30^\circ$ および $\pm 45^\circ$ の7種類の条件について測定した。なお、ヨー角 $\Phi$ は図3に示すように、風車回転軸と主流のなす角とし、風車上方から見て時計回りを正とした。アジマス角 $\psi$ は $\psi=0, 90, 180^\circ$ および $270^\circ$ の4条件について測定した。アジマス角は、測定翼が鉛直上方を向く場合を $\psi=0^\circ$ 、風車正面から見て時計回り(翼車回転方向)を正とした。翼車回転数は87~352 rpm( $\lambda=1.6\sim 6.5$ )に変化させた。圧力測定値は同一アジマス角について32回転分測定し、平均値を考察に用いた。風車翼先端での翼弦長および周速に基づくレイノルズ数は最適周速比 $\lambda=5.2$ において $2.1 \times 10^5$ である。また、主流風速の測定は翼車回転面上流に設置したピトー管により測定する。

**3.3 流体力係数** 一般に翼に働く流体力は流入方向を基準とする揚力係数 $C_l$ および抗力係数 $C_d$ で示される。しかし風車翼は回転しており、翼に対する相対的な流入方向が測定できない。そのため、図4に示す翼回転面を基準とした、回転面に垂直で主流方向を正とする軸力係数 $C_a$ および回転方向を正とした回転力係数 $C_r$ を回転状態の流体力を表すパラメータとして定義し、各測定断面について求めた。

**3.4 圧力測定装置の動特性** 翼面圧力の計測は、ボスに設置された多点圧力センサ(Scanivalve製ZOC 22 B)を使用する。翼面の圧力測定孔は圧力センサまで銅パイプ、チューブにより接続される。ヨー角をもつ場合、翼面圧力はアジマス角により変動する。このため、圧力配管の動特性を検定しておく必要があ

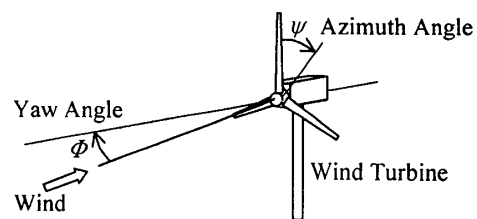


Fig. 3 Definition of azimuth angle and yaw angle

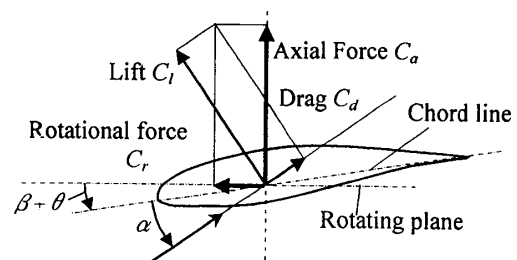


Fig. 4 Aerodynamic forces

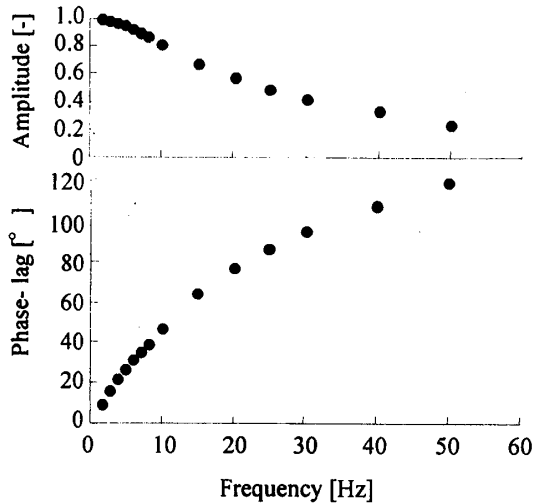


Fig. 5 Response of pressure tubing

る。動特性の検定は、正弦圧を用いて圧力配管による波形変化を調べた。正弦圧の振幅は、200~500 Pa とし、周波数は0~50 Hzまで変化させた。図5は、基準となる測定ポートで計測された圧力波形に対する圧力配管を通じた波形の振幅および位相遅れを示す。図5より振幅は周波数の増加にしたがい減少する。本実験の翼車回転周波数は最適周速比において5 Hzであり、 $\psi$ の変化に伴う圧力変動は真の圧力振幅に対し6%程度低下する。振幅の減少量は周速比 $\lambda$ に依存し、 $\lambda=6.5$ で8%の誤差となるが、 $\psi$ の変化に伴う圧力変動の傾向は計測可能であるといえる。また、位相遅れは周波数の増加にしたがい大きくなる。最適周速比で位相遅れは、25°程度になる。この補正のため、圧力センサのトリガ信号は、センサ変換時間(3.2 ms)も考慮し測定する $\psi$ に対して30°手前に設定される。なお、周速比 $\lambda$ により $\psi$ に誤差が生じ、 $\lambda=2.0$ で $-19^\circ$ 、 $\lambda=6.2$ で $+4^\circ$ になる。

#### 4. 実験結果および考察

**4・1 性能曲線** 図6(a)は各ヨー角に対応する風車出力係数  $C_{power}$  と周速比  $\lambda$  の関係を示す。図6中記号はヨー角  $\Phi$  を示す。なおヨー状態の風車に流入する風のエネルギーはヨー角の増加にしたがい減少するといえる。しかしながら、実際の風車運転を想定する場合、 $\Phi$  は風向の変化により生じ、人為的に設定するものではない。したがって本研究における  $C_{power}$  は、風車受風面積と主流風速に基づき表記する。また周速比 $\lambda$ は、主流風速に対する翼車先端速度の比とする。

まず、風車出力性能の基準となる  $\Phi=0^\circ$  について述べる。出力係数  $C_{power}$  は  $\lambda>5.2$  の範囲で  $\lambda$  の減少

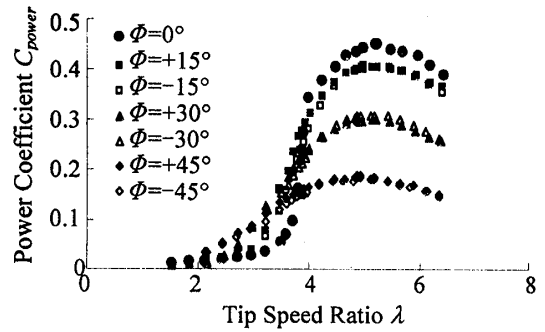
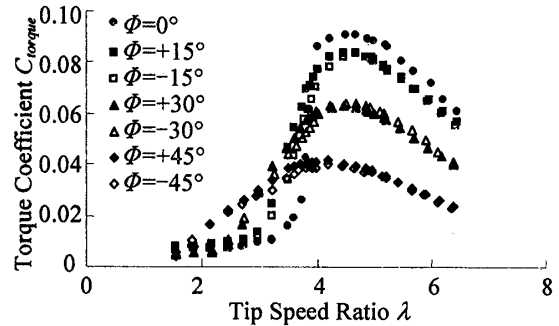
(a)  $C_{power}$ - $\lambda$  curve(b)  $C_{torque}$ - $\lambda$  curve

Fig. 6 Characteristics for various yaw angles

にしたがい増加し、 $\lambda=5.2$ で最大の  $C_{power}=0.450$  を示す。 $\lambda<5.2$ の範囲で、 $\lambda$ の減少にしたがい翼素の迎え角が過大になるため  $C_{power}$  は低下する。次に、ヨー角をもつ場合、いずれの  $\Phi$  においても  $C_{power}$  はある  $\lambda$  で最大値を示すが、 $\Phi$  の増加にしたがい、 $C_{power}$  の最大値は低下し、そのときの  $\lambda$  も減少する。 $\Phi=0^\circ$  の  $C_{power}$  は  $\lambda=3.8$  付近において、 $\lambda$  の減少にしたがい急激に低下するが、大きな  $\Phi$  に対しては  $C_{power}$  の低下は穏やかになる。さらに低周速比域では  $\Phi$  の増加にしたがい  $C_{power}$  が高くなる。なお、 $\Phi$  が負となる場合においても  $\Phi$  が正の時と差が見られなかった。したがって、風車回転面に対して風が斜めに流入する場合、性能曲線は  $\Phi$  の絶対値に依存するが、正負の方向には依存しない。

図6(b)は各ヨー角に対応する風車トルク係数  $C_{torque}$  と周速比  $\lambda$  の関係を示す。 $\Phi=0^\circ$  の場合、 $C_{torque}$  は  $\lambda=4.7$  で最大値を示す。 $\Phi$  の増加にしたがい  $C_{torque}$  の最大値は減少し、トルク曲線はなだらかになる。図7は横軸にヨー角  $\Phi$ 、縦軸に各  $\Phi$  における  $C_{power}$  の最大値を  $\Phi=0^\circ$  での最大値  $C_{power0}$  で無次元化したものを示す。また、図7中には  $\cos^2\Phi^{(4)}$  および  $\cos^3\Phi^{(5)}$  の曲線も示してある。図7より、 $\Phi$  の絶対値の増加にしたがい  $C_{power}$  の最大値は減少し、また  $\Phi$  の正負について差が見られないことがわかる。なお、各  $\Phi$  に対する  $C_{power}$  の最大値は  $\cos^2\Phi$  と  $\cos^3\Phi$

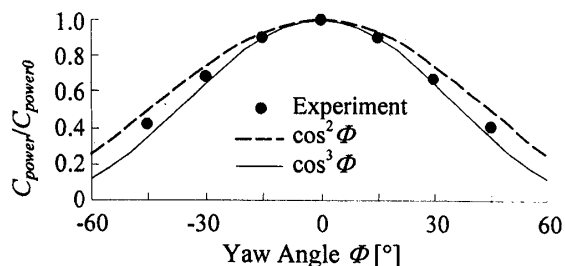


Fig. 7 Comparison of maximum power coefficient for various yaw angles

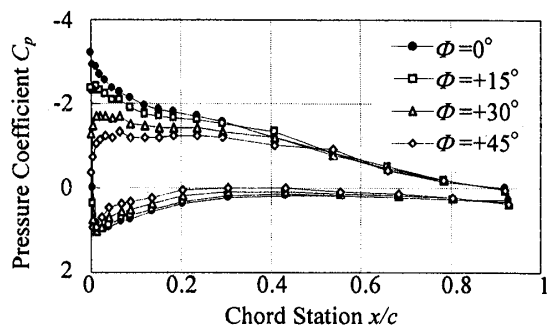


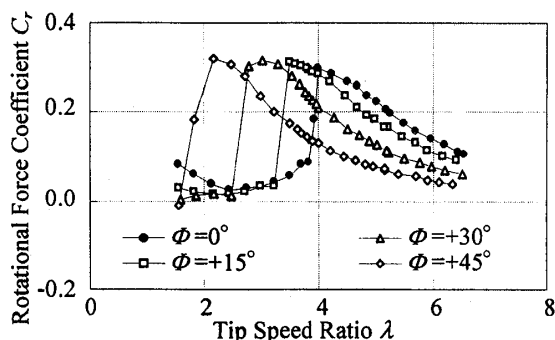
Fig. 8 Comparison of pressure distribution of  $\psi=0^\circ$  for various yaw angles ( $r/R=0.7$ )

の中間の分布となっている。

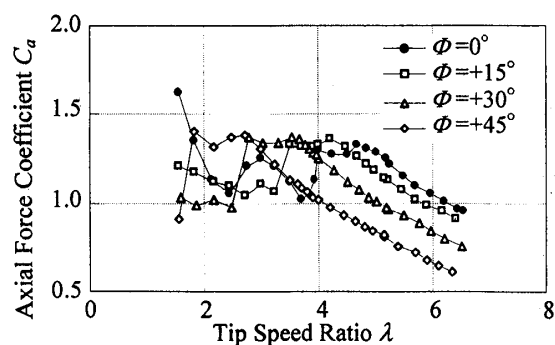
**4.2 回転力係数  $C_r$  と軸力係数  $C_a$  曲線** 本節では  $r/R=0.7$  の各アジマス角  $\psi$  における各ヨー角  $\Phi$  の  $C_r$ - $\lambda$  および  $C_a$ - $\lambda$  曲線を比較し、性能に与える影響を考察する。

図8は  $r/R=0.7$  の翼面圧力分布の例を示す。図8は横軸に翼弦方向位置  $x/c$ 、縦軸に局所動圧で無次元化した圧力係数  $C_p$  を示す。局所動圧は主流風速、周速度、 $\psi$  および  $\Phi$  に基づき幾何学的に計算した相対速度により求めた。図8中記号は  $\Phi$  に対応し、図8は測定翼が鉛直上方にある  $\psi=0^\circ$  の結果を示す。なお  $\lambda$  は最大の  $C_{torque}$  を示す  $\lambda=4.7$  である。図8より、 $\psi=0^\circ$  の場合、いずれの  $\Phi$  についても翼前縁は大きな負圧を生じており、翼は大きな揚力を発生していることがわかる。翼前縁付近の負圧は  $\Phi$  の増加にしたがい減少する。この理由は  $\Phi > 0$  の場合、 $\psi=0^\circ$  において翼は、回転により風上側に向かって進行し、 $\Phi$  の増加にしたがい翼素に対する相対速度の回転面に平行な成分が増加し、垂直な成分が減少して、翼素の迎え角が減少するためである。

図9(a), (b)は  $\psi=0^\circ$  における  $C_r$ - $\lambda$  および  $C_a$ - $\lambda$  曲線を示す。いずれの図も  $r/R=0.7$  の結果を示す。はじめに  $\Phi=0^\circ$  の場合について述べる。図9(a)より  $C_r$  は  $\lambda > 4.0$  で  $\lambda$  の低下にしたがい増加し、 $\lambda=$



(a)  $C_r$ - $\lambda$  curve ( $\psi=0^\circ$ )

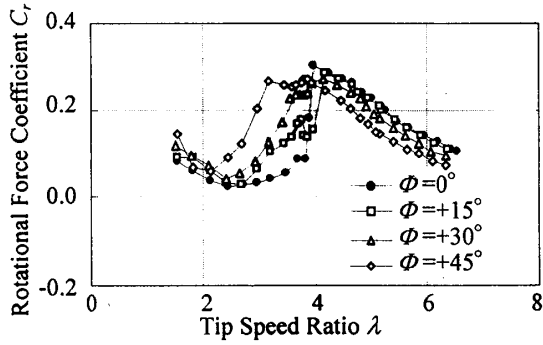


(b)  $C_a$ - $\lambda$  curve ( $\psi=0^\circ$ )

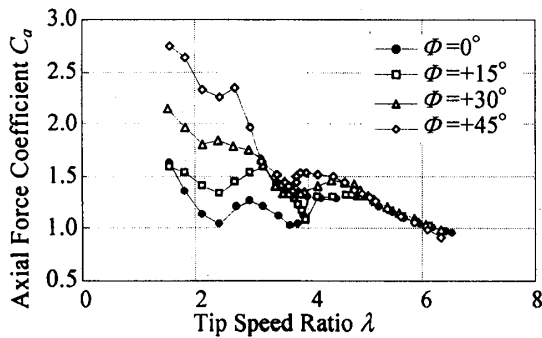
Fig. 9 Rotational and axial force coefficients of  $\psi=0^\circ$  for various yaw angles ( $r/R=0.7$ )

4.0 で最大値  $C_r=0.30$  になる。  $\lambda < 4.0$  で、 $C_r$  は  $\lambda$  の低下にしたがい、 $\lambda=3.8$  付近まで急激に減少する。  $\lambda=3.8$  は、図6(b)で示した翼車トルクが大きく変化する  $\lambda$  にほぼ一致する。図9(b)より、 $\Phi=0^\circ$  のとき  $C_a$  は  $\lambda > 4.5$  で  $\lambda$  の低下にしたがい緩やかに増加し、 $\lambda=4\sim 4.5$  付近でほぼ一定になる。  $C_a$  は  $\lambda=3.8$  付近で  $\lambda$  の低下にしたがい急激に減少する。この  $\lambda=3.8$  は  $C_r$  の急激な減少を示す  $\lambda$  と一致する。これは翼素の迎え角が大きく、翼負圧面の流れがはく離するためであると思われる。

図9(a)より  $\psi=0^\circ$  において、ヨー角をもつ場合の  $C_r$  は、 $\lambda \geq 4.0$  の高周速比領域での  $\Phi=0^\circ$  の値と比べ、 $\Phi$  の増加にしたがい同一の  $\lambda$  で減少する。これは  $\Phi$  の増加にしたがい迎え角が減少するためと考えられる。低周速比領域で  $C_r$  の急激な減少を示す  $\lambda$  は、 $\Phi$  の増加にしたがい低下する。この理由は、 $\Phi$  の増加にしたがい  $r/R=0.7$  の迎え角が減少し、流れのはく離を示す  $\lambda$  がより低周速比へ移動するためと考えられる。また  $C_r$  の最大値がヨー角に依存せずほぼ等しいことから、 $\Phi$  により  $\lambda$  と翼素迎え角の関係は変化するが、迎え角と翼素トルク発生との関係は変化しないと考えられる。図9(b)より  $\psi=0^\circ$  において、ヨー角をもつ場合の  $C_a$  は高周速比領域で、 $\Phi$  の増加にした



(a)  $C_r$ - $\lambda$  curve ( $\psi=180^\circ$ )



(b)  $C_a$ - $\lambda$  curve ( $\psi=180^\circ$ )

Fig. 10 Rotational and axial force coefficients of  $\psi=180^\circ$  for various yaw angles ( $r/R=0.7$ )

がい同一の $\lambda$ で減少する。また $C_a$ の急激な減少を示す $\lambda$ は、 $\Phi$ の増加にしたがい低下するが、最大の $C_a$ はほぼ等しい。これは前述の $C_r$ と同様に $\psi=0^\circ$ について $\Phi$ の増加が迎え角の減少を引き起こすためである。

図10(a), (b)はそれぞれ $\psi=180^\circ$ での $C_r$ - $\lambda$ および $C_a$ - $\lambda$ 曲線を示す。図10(a)より、 $\lambda \geq 4.0$ で $C_r$ は $\Phi$ の増加にしたがい、わずかに減少する。 $\lambda < 4.0$ で $C_r$ は $\Phi$ の増加にしたがい増加する。また、 $\psi=180^\circ$ の場合、 $C_r$ の急激な減少を示す $\lambda$ は、 $\Phi=45^\circ$ を除いて $\lambda=4.0$ 付近である。図10(b)より、 $\lambda \geq 5.0$ で $C_a$ は、ほぼ一致する。 $\lambda < 5.0$ で $\Phi=30^\circ$ および $45^\circ$ の $C_a$ が大きくなるのは、翼がタワー上流を通過する際の空気力学的干渉によると考えられる。 $\Phi=0^\circ$ および $15^\circ$ の $C_a$ が急激な減少を示す $\lambda$ は、ほぼ等しい。この理由は、 $\Phi > 0$ で $\psi=180^\circ$ の場合、翼は回転により主流に対して風下方向へ進行しており、 $\Phi$ の増加にしたがい、翼素に対する相対周方向速度は減少するが、同時に回転面に垂直な速度も減少するので、 $\Phi$ が増加した場合についても $\lambda$ と迎え角の関係が $\Phi=0^\circ$ の場合とほぼ等しくなるためである。また、 $C_r$ の最大値はいずれの $\Phi$ についてもほぼ等しい。

図11は $r/R=0.7$ 、 $\lambda=3.8$ における幾何学的迎え角

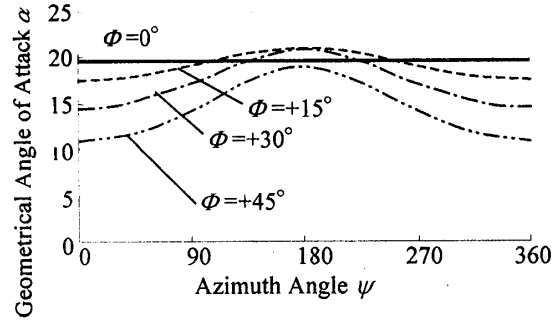
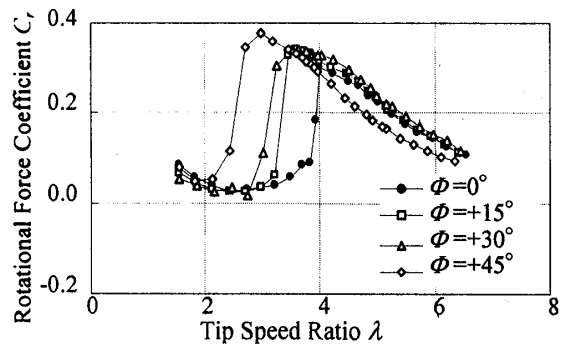
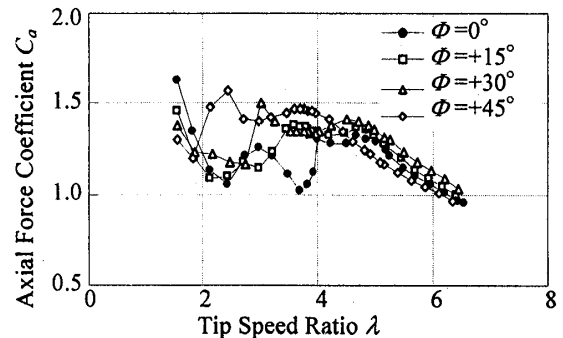


Fig. 11 Geometrical angle of attack of  $r/R=0.7$  for various yaw angles ( $\lambda=3.8$ )



(a)  $C_r$ - $\lambda$  curve ( $\psi=90^\circ$ )



(b)  $C_a$ - $\lambda$  curve ( $\psi=90^\circ$ )

Fig. 12 Rotational and axial force coefficients of  $\psi=90^\circ$  for various yaw angles ( $r/R=0.7$ )

$\alpha$ とアジマス角 $\psi$ の関係を示す。本実験では迎え角が求められないため、主流風速と周速度から得られる速度三角形より計算した幾何学的迎え角を用いた。 $\Phi > 0$ の場合、幾何学的迎え角は $\psi=0^\circ$ で最小値、 $\psi=180^\circ$ で最大値を示す。また $\psi=0^\circ$ の迎え角は $\Phi$ の増加により単調に減少するが、 $\psi=180^\circ$ の迎え角は $\Phi$ および $\lambda$ に依存し、その変化量は小さい。これは、 $\Phi$ の増加に伴い $C_r$ および $C_a$ の急激な減少を示す $\lambda$ が $\psi=0^\circ$ で低下し、 $\psi=180^\circ$ では変化が小さいことと一致する。 $\Phi=0^\circ$ の最大トルクを示す $\lambda$ よりも高い周速比域の場合、 $\Phi > 0$ で風上側へ進行する翼素の $C_r$ および $C_a$ は、風下側へ進行する翼素に比べ小さくなる。

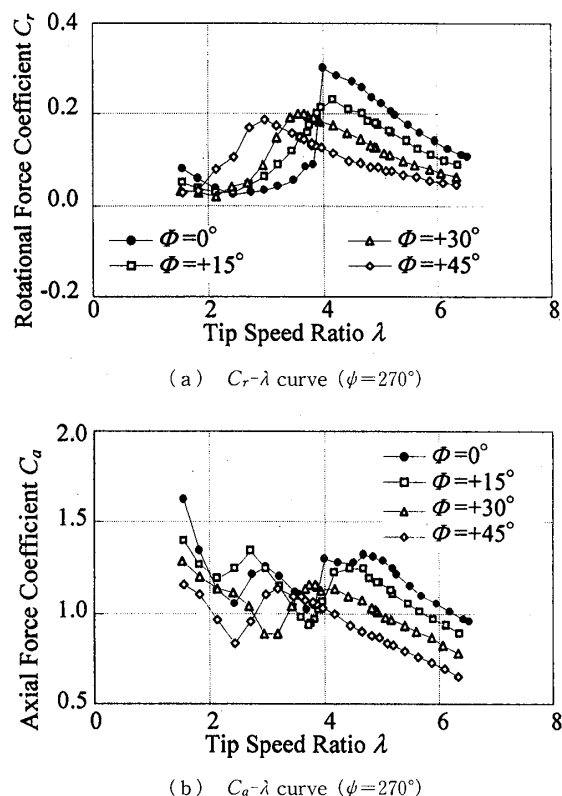


Fig. 13 Rotational and axial force coefficients of  $\psi = 270^\circ$  for various yaw angles ( $r/R = 0.7$ )

図 12(a), (b)は  $\psi = 90^\circ$  についての  $C_r$ - $\lambda$  および  $C_a$ - $\lambda$  曲線を示し、図 13(a), (b)は  $\psi = 270^\circ$  についての曲線を示す。図 12(a)より  $\psi = 90^\circ$  の場合、 $\phi$  の増加にしたがい  $C_r$  の最大値を示す  $\lambda$  が低下し、 $C_r$  の最大値が増加する。図 12(b)より  $\psi = 90^\circ$  の場合、 $C_a$  は  $\lambda > 4.0$  で  $\phi$  による差が小さい。図 13(a)より  $\psi = 270^\circ$  の場合、 $C_r$  は  $\lambda > 4.0$  で  $\phi$  の増加にしたがい減少する。 $C_r$  の最大値を示す  $\lambda$  は  $\phi$  により変化するが一定の傾向を示さない。また  $\phi$  の増加にしたがい、 $C_r$  の最大値が減少する。図 13(b)より  $\psi = 270^\circ$  において、 $\lambda > 4.0$  で  $C_a$  は  $\phi$  の増加にしたがい小さくなる。

$\psi = 90^\circ$  と  $\psi = 270^\circ$  では、幾何学的な迎え角は等しくなるが、 $C_r$ - $\lambda$  および  $C_a$ - $\lambda$  は大きく異なる。この理由について以下に述べる。まず  $\lambda > 4.0$  の領域について考察する。 $\psi = 90^\circ$  の場合、翼は風上側に位置しており、主流の回転面に平行な速度成分は翼端から翼根の方向を向くことになる。一般に風車周囲の流れは、翼車のエネルギー抽出により減速されるので半径方向に拡大する。これらの半径方向の速度成分はたがいに打ち消しあう方向である。一方、 $\psi = 270^\circ$  の場合、翼は風下側に位置し、回転面に平行な速度成分は拡大流れの半径方向成分と同方向であり、大きな半径方向

速度成分を生むと考えられる。さらに、翼形の性能は断面に平行な二次元速度成分に基づく迎え角により決定されるが、大きな半径方向速度成分をもつ場合には、翼形の特性が変化することが考えられる。次に  $\lambda < 4.0$  の場合、翼回転の  $90^\circ$  手前にあたる  $\psi = 180^\circ$  の  $C_r$  は最大値に比べ小さく、翼はほぼはく離していると考えられる。翼の迎え角が動的に変化し、かつ一部ではく離状態を伴う場合、一度はく離した流れが再付着する迎え角ははく離を示す迎え角よりも小さく、翼形の  $C_r$ - $\alpha$  曲線はヒステリシスループを描くこと<sup>(8)</sup>が知られている。翼の迎え角は  $\psi = 270^\circ$  で減少方向であり、ヒステリシスループにより流れの再付着が遅れ、はく離したままであると考えられる。なお、 $C_r$  の最大値を示す  $\lambda$  が  $\phi$  により複雑に変化する理由は、ヒステリシスループが、翼形特性、迎え角の無次元振動数および変動幅等により変化するためと考えられる。

## 5. 結 言

ヨー状態にある風車回転翼面上の圧力分布を風洞実験により測定し、翼に作用する流体力の無次元量を用いることで、各半径位置翼断面における風車翼面上の流れ場の特徴およびアジマス角ごとの翼性能の変化をとらえることができた。その結果、以下のことが明らかとなった。

(1) ヨー角の絶対値が大きくなると、最大出力が減少し、そのときの周速比も低くなる。

(2) 低周速比領域においてヨー角の絶対値が大きいほど出力係数が高い。この理由はヨー角をもつ場合、低周速比域かつ風上側に向けて進行するときに翼素迎え角が適切になるアジマス角範囲があり、翼性能を発揮するためである。

(3) ヨー角をもつ場合、翼の水平位置で  $r/R = 0.7$  断面の翼車トルクに対する寄与は、翼が上流側に位置する場合に大きく、下流側に位置する場合に小さくなる。

(4) ヨー角をもつ場合  $r/R = 0.7$  断面は、 $\psi = 0^\circ$  および  $180^\circ$  において翼素に対する相対速度の方向変化に伴う迎え角の変化が回転力係数および軸力係数を決定するが、 $\psi = 90^\circ$  および  $270^\circ$  の場合、迎え角の変化に加えて、半径方向速度成分が回転力係数および軸力係数に大きく影響を与える。

(5) 低周速比域において回転中に  $C_r$  の急激な低下が見られる場合、下流側に位置する翼は翼車トルクに対する寄与が小さい。この理由は、流れのはく離が  $C_r$  の低下を引き起こしたと考えられ、流れのはく離した場合、下流側で迎え角は回転に伴い減少していく

が、流れの再付着が遅れるためと考えられる。

### 文 献

- (1) Vermeer, L. J. et al., Wind turbine wake aerodynamics. *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 39 (2003), pp. 467-510.
- (2) Schepers, J.G. et al., Final Report of IEA Annex XVIII: 'Enhanced field rotor aerodynamics database'. *ECN-C-02-016* (2002), p. 353.
- (3) Maeda, T. et al., Surface Pressure Distribution on a Blade of a 10 m Diameter HAWT (Field Measurements versus Wind Tunnel Measurements), *Transactions of ASME, Journal of Solar Energy Engineering*, Vol. 127 (2005), pp. 185-191.
- (4) Imamura, H. et al., Study on Unsteady Flow around a HAWT Rotor by Panel Method (Calculation of yawed inflow effects and evaluation of angle of around blade based on pressure distribution), *Transactions of the Japan Society of Mechanical Engineers, Series B*, Vol. 71, No. 705 (2005), pp. 1383-1389.
- (5) Pesmajoglou, S. and Graham, J. M. R., Prediction of yaw loads on a horizontal axis wind turbine, *Proceedings of European Community Wind Energy Conference 1993*, (1993), pp. 420-423.
- (6) Maeda, T. et al., Experimental Study on Flow around Blades of Horizontal Axis Wind Turbine in Wind Tunnel, *Transactions of the Japan Society of Mechanical Engineers, Series B*, Vol. 71, No. 701 (2005), pp. 171-176.
- (7) Maeda, T. et al., Experimental Study on Flow around Blades of Horizontal Axis Wind Turbine in Wind Tunnel (2nd Report Studies on the flow around blade based on pressure distribution), *Transactions of the Japan Society of Mechanical Engineers, Series B*, Vol. 71, No. 705 (2005), pp. 1383-1389.
- (8) Amandolèse, X. and Szèchényi, E., Experimental study of the effect of turbulence on a section model blade oscillating in stall, *Wind Energy*, Vol. 7, Issue 4 (2004), pp. 267-282.