

風洞実験による水平軸風車翼周りの流れに関する研究*

(第2報, 翼面圧力分布による流れ状態の検討)

前田 太佳夫*¹, 鎌田 泰成*¹
酒井 雄作*², 高原 直樹*²

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)

Takao MAEDA*³, Yasunari KAMADA,
Yusaku SAKAI and Naoki TAKAHARA

*³ Department of Mechanical Engineering, Mie University,
1515 Kamihama-cho, Tsu-shi, Mie, 514-8507 Japan

This paper describes the results of the surface pressure measurements on a wind turbine rotor and the velocity measurements around the rotating blade. The experiments are carried out in a wind tunnel with a 2.4 m diameter three-bladed wind turbine. The pressure taps are set at 31 positions in each of four test sections. Four radial sections at $r/R=0.3, 0.5, 0.7$ and 0.85 are selected for the measurements. The pressure distributions are measured for both rotating and non-rotating situation. These pressure distributions are compared and used for detecting the angle of attack for the rotating blade. The pressure distribution at $r/R>0.7$ shows the good agreements between rotating and non-rotating situation. The pressure distribution for the inner part of $r/R<0.5$ shows the stall delay. Also, by using the angle of attack estimated from the pressure distribution and the velocity distribution, the representative point for the relative velocity to the blade section is discussed. The angle of attack is compared with the designed value by the blade elements momentum theory.

Key Words: Fluid Machinery, Wind Mill, Blade, Pressure Distribution, Angle of Attack

1. 緒 言

風力発電は、再生形自然エネルギーを利用する技術として導入が盛んである。1 MW を超える大型風車が商業的に成功している。その一方で風車翼の空気力学には依然未解明な問題もある。非定常な風の中で運転される風車翼は定常状態の翼とは異なる空気力学的性能を示す。このため二次元で検証された翼断面の性能に基づいて設計された回転翼は、予測された荷重よりも大きな荷重を受ける。さらに風車翼の回転中心に近い部分では、流れが翼弦に沿った速度成分に加えて半径方向の速度成分を含み三次元的となる。このため、二次元の流れの中での翼型の失速角を超えても翼が失速せず、高い揚力係数を示す。失速遅れとして知られているこの現象(Himmelskamp 効果)は、これまで翼面圧力分布の計測から研究がなされてきた^{(1)~(3)}。しかしながら翼面圧力と翼周囲流れの関係についてはいまだ解明されていない。そこで著者らは、これらの風車回転翼に特有の空気力学的特性を解

明するため風洞実験を行い実験的に解析を行った。第1報⁽⁴⁾では、風車翼周囲の流れ場をLDVによって測定した速度分布および翼の循環量分布を明らかにした。本報告では、さらに翼面の圧力分布計測を行い、各半径位置における翼面圧力と迎え角の関係について考察を行った。

2. おもな記号

- A : 受風面積 $=\pi R^2$ m^2
 c : 任意断面における翼弦長 m
 C_n : 翼厚方向力係数
 C_p : 圧力係数 [式(1)]
 C_t : 翼弦方向力係数
 r : 任意半径位置 m
 R : 翼車半径 ($=1.2$) m
 U_0 : 一様流速度 m/s
 α : 静止状態局所迎え角 [式(3)] $^\circ$
 α_L : 回転状態 LDV 測定による迎え角 [式(2)] $^\circ$
 β : ピッチ角 $^\circ$
 λ : 周速比 $=R\omega/U_0$
 ρ : 空気密度 kg/m^3
 Ψ : 測定翼が水平のときを 0° とするアジマス角

* 原稿受付 2004年7月20日.

*¹ 正員, 三重大学工学部(☎514-8507 津市上浜町1515).

*² 学生員, 三重大学大学院工学研究科.

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

(回転角) °

3. 実験装置および方法

3.1 実験装置 図1に圧力分布測定での実験装置全体図を示す。風洞は吹出し口径3.6 m, 最大風速30 m/sの単帰還式回流形風洞である。供試風車は、翼車直径2.4 mの3枚翼水平軸風車で、吹出し口断面から1D下流の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、回転計および回転角(以降、アジマス角と記述する)検出用エンコーダが取り付けられている。翼車回転数は可変速発電機のインバータにより600 rpmまで任意に設定できる。主流風速の測定は翼車回転面より上流に設置したピトー管により測定する。

回転状態の実験は、主流風速 $U_0=7$ m/s に設定し、最大出力を示した翼ピッチ角 $\beta=-2^\circ$ に固定して行った。なお、翼ピッチ角 β は風車回転面と翼端の翼弦線がなす角とし、翼端前縁が主流方向上流側に傾く向きを正とする。風車回転数は100~450 rpm ($\lambda=1.8\sim 8.1$) に変化させた。風車翼先端での翼弦長に対するレイノルズ数は、最大出力時 $\lambda=5.20$ で約 2.1×10^5 である。翼静止状態の実験は、主流風速 $U_0=15$ m/s に設定し、翼ピッチ角を変化させ行った。このときの翼端でのレイノルズ数は、約 8.5×10^4 である。図2に圧力測定系の概略図を示す。圧力センサは半導体式差圧センサで、32点の測定圧力ポートおよび基準圧力ポートをもち、定格圧力は ± 7.65 kPa である。センサの受圧膜への遠心力による誤差を避けるため、圧力センサは風車ハブ内の回転中心に取付け、さらに受圧膜が回転面と平行になるように固定した。基準圧力ポートで計測される基準圧力は遠心力による誤差の

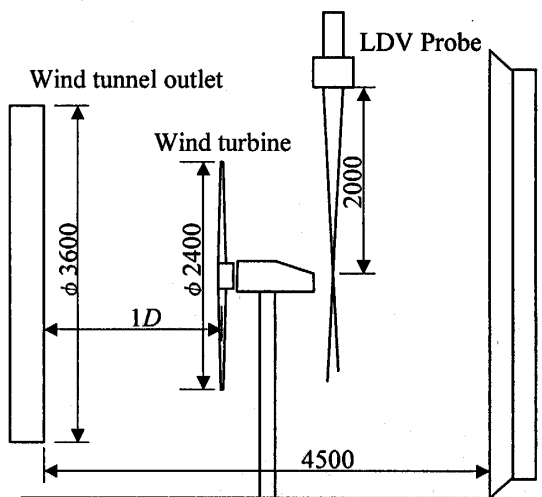


Fig. 1 Experimental apparatus

生じない回転中心の圧力とした。圧力センサで検知した圧力は電圧信号として回転系上のボス内のA-Dボードに入力されデジタル値に変換された後、ナセル主軸に取付けたスリップリングを通して静止系へ送られパーソナルコンピュータで記録される。サンプリング速度は1チャンネル当たり0.1 msであるため32チャンネルを1組としたときの時間誤差は3.1 msでありこれは本風車の最適周速比5.2において5.6°に相当する。またサンプリングデータは翼車100回転分のデータを平均化して記録した。

3.2 供試翼 図3に供試翼および圧力測定孔の配置を示す。供試翼は、翼端弦長85 mm, ねじり角18.3°のテーパねじり翼である。各断面の翼形は翼根断面から順にDU 91-W 2-250, DU 93-W-210, NACA 63-618 および NACA 63-215 の4種の翼形を半径方向に配置してある。圧力測定用の翼は翼表面に直径0.4 mmの圧力孔を設けてある。翼表面直下には内径0.6 mmの銅パイプが翼端付近から翼根にかけて埋め込んであり、翼根の取付部中心の穴から風車ボス内に導かれる。圧力孔は半径方向に翼根から $r/R=0.3, 0.5, 0.7$ および 0.85 の断面位置で翼面に対し垂直となるように各半径断面の正および負圧面に

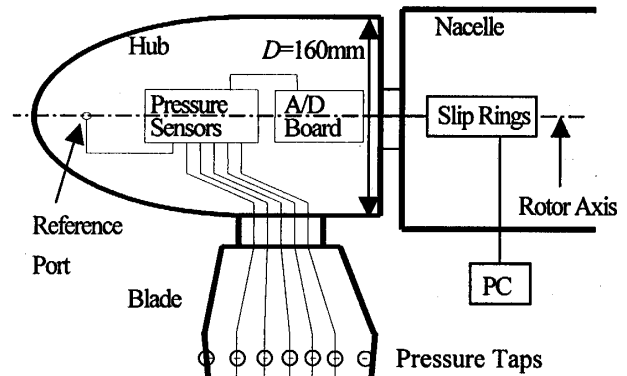


Fig. 2 Measurement system

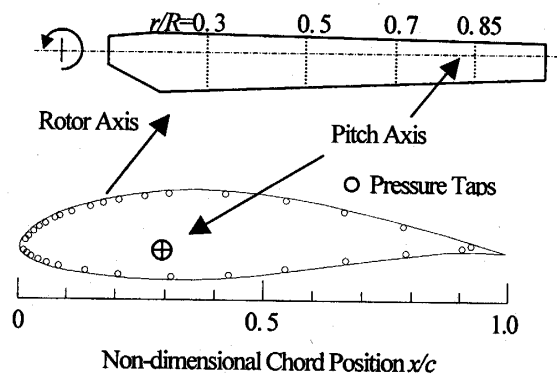


Fig. 3 Pressure taps on the measurement blade

合計 31 孔を設置した。

3.3 翼に作用する流体力 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ってデータを整理した。本研究では翼面圧力測定孔から得られた圧力 p_i を圧力導管内の空気に作用する遠心力を考慮し、補正した翼面圧力 p_i を主流風速 U_0 と各断面周速 $r\omega$ の合成速度より求めた動圧 p_d で無次元化し、次式から圧力係数 C_p を求めた。

$$C_p = \frac{p_i}{p_d} = \frac{p_i + \frac{1}{2}\rho\omega^2 r^2}{\frac{1}{2}\rho\{U_0^2 + (r\omega)^2\}} \dots\dots\dots(1)$$

図4には、翼断面に作用する流体力の各種成分を示す。一般に翼断面に作用する流体力は、揚力係数、抗力係数等、十分上流の流れの方向を基準とした係数で示され、翼弦線と流れのなす角を迎え角とする。しかし回転翼の場合、主流は翼車に近づくに従い減速され、二次元流れの十分上流に対応する流れは明らかでないため、迎え角の決定は困難となる。したがって本実験では、翼弦に垂直な方向成分を示す翼厚方向力係数 C_n および翼弦に平行な方向成分を示す翼弦方向力係数 C_t を用いて流体力を検討し、回転および非回転状態での測定結果から回転翼における迎え角について考察する。ただし C_n, C_t はそれぞれ負圧面方向、後縁方向を正とする。なお、翼断面に作用する流体力は翼面圧力の計測結果から求める。このため翼面の摩擦力は無視している。

【各方向力係数】

$$C_n = \frac{\int_s p_i ds_t}{p_d c}, \quad C_t = \frac{\int_s p_i ds_n}{p_d c} \dots\dots\dots(2)$$

また上式を圧力係数 C_p で表すと以下の式になる。

$$C_n = \frac{1}{c} \int_s C_{pi} ds_t, \quad C_t = \frac{1}{c} \int_s C_{pi} ds_n \dots\dots\dots(3)$$

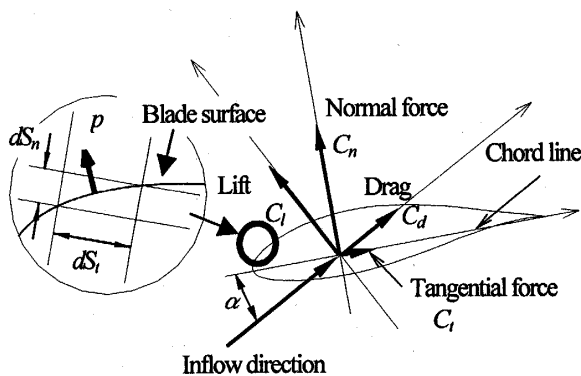


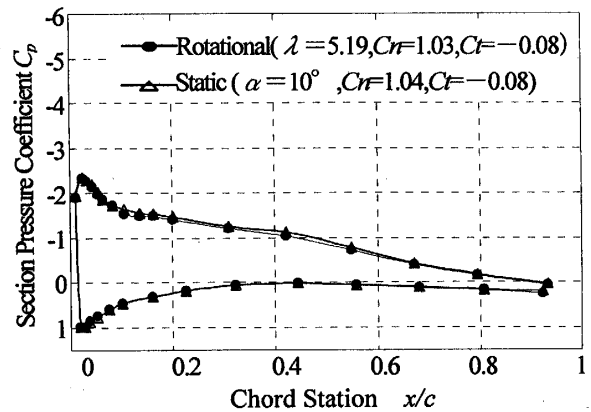
Fig. 4 Definition of normal force and tangential force

4. 実験結果および考察

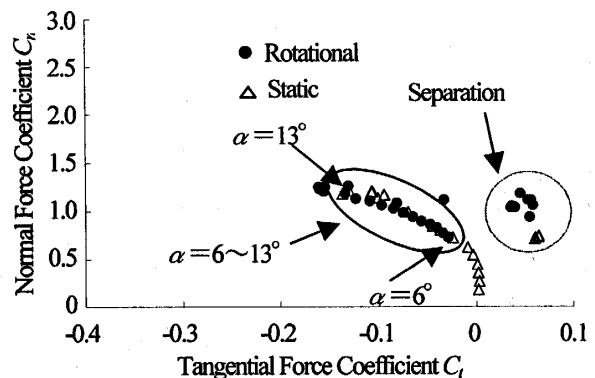
4.1 圧力分布による比較 本節では供試翼の回転状態および静止状態の圧力分布形状を比較し、風車翼の各測定断面における流れの考察を行った。また紙面の都合上、圧力分布形状の変化が顕著に現れている領域を考察対象とした。

図5(a)は、翼車半径 $r/R=0.85$ における翼面圧力分布を示す。図5(a)は縦軸に圧力係数 C_p 、横軸に無次元翼弦位置 x/c を示す。図5(a)より $r/R=0.85$ 断面において、静止時の $\alpha=10^\circ$ と回転時の $\lambda=5.19$ の圧力分布は一致している。図5(b)は回転時と静止時の C_n-C_t 曲線を示す。 C_t, C_n の傾向は回転時と静止時ではほぼ一致しており、測定断面の流れ状態は等しいと考えられる。また、本報では省略するが $r/R=0.7$ においても同様の結果が得られた。

図6(a)は、 $r/R=0.5$ 断面における翼面圧力分布を示す。図6(a)は回転時 $\lambda=5.15$ および静止時 $\alpha=12^\circ$ の結果を示す。図6(a)より回転時 $\lambda=5.15$ と静止時 $\alpha=12^\circ$ の圧力分布は一致する。図6(b)は、

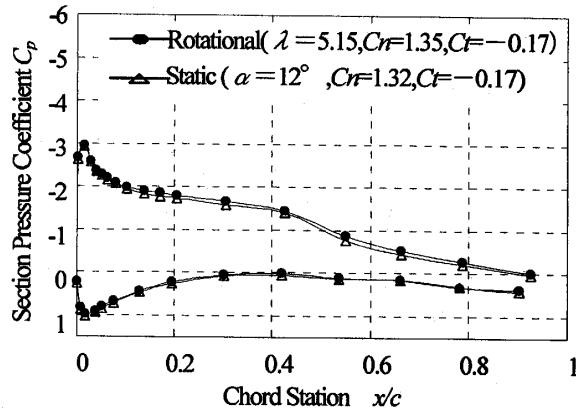


(a) Pressure distribution

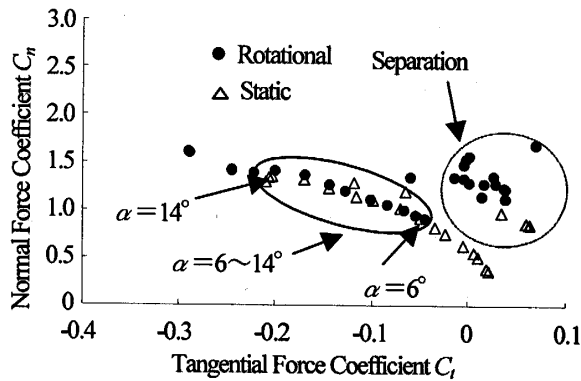


(b) Relationship between C_n and C_t

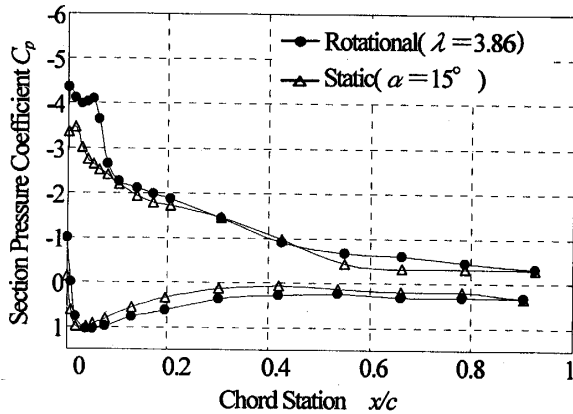
Fig. 5 Measurement results at blade tip section of $r/R=0.85$



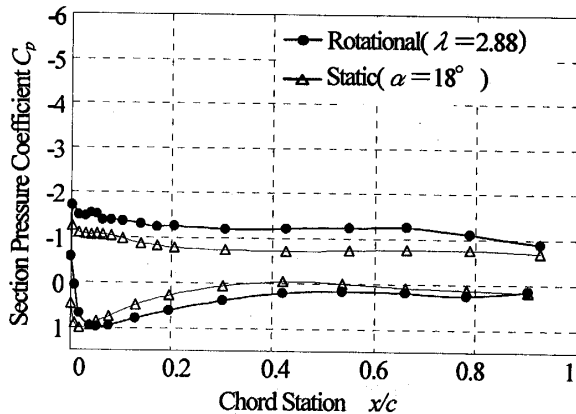
(a) Pressure distribution



(b) Relationship between C_n and C_t



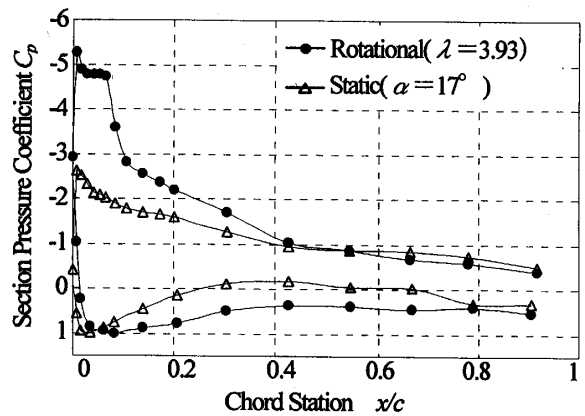
(c) Pressure distribution with minimum C_p



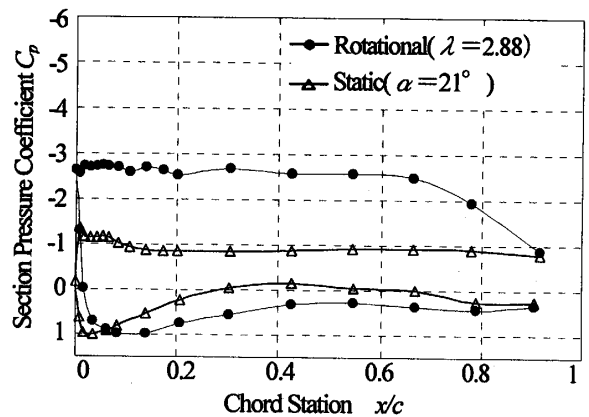
(d) Pressure distribution on stall condition

Fig. 6 Measurement results at blade middle section of $r/R=0.5$

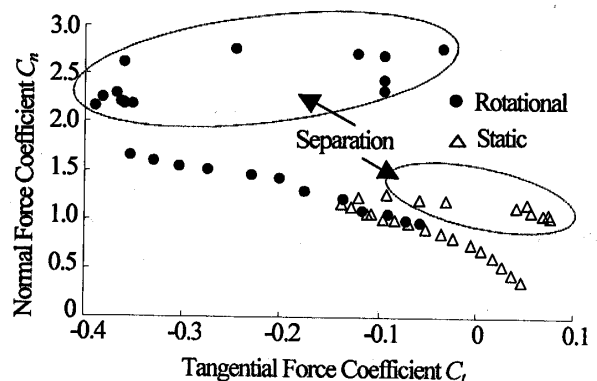
$r/R=0.5$ における回転時および静止時の C_n-C_t 曲線を示す。静止時 $\alpha=6\sim 14^\circ$ において両者の傾向はほぼ一致しているが、回転時の C_n は C_t が小さくなるに従い若干、静止時よりも大きくなる。 $-0.3 < C_t < -0.2$ の範囲において回転時の C_n は、 C_t の減少に従い増加するが、静止時の C_t は、 -0.3 まで低下せず、流れははく離している。また流れははく離した場合、回転時の C_n は、静止時に比べ大きくなる。図6(c)は、 $r/R=0.5$ で C_n-C_t 曲線の傾向が一致して



(a) Pressure distribution



(b) Pressure distribution at on stall region



(c) Relationship between C_n and C_t

Fig. 7 Measurement results at blade root section of $r/R=0.3$

いないときの圧力分布の一例を示す。図6(c)より両状態における形状の違いは正圧面での形状の違いも見受けられるが負圧面、特に無次元翼弦位置 $x/c=0\sim 0.1$ の範囲において回転時のほうが静止時の圧力係数を大きく下回っているのが顕著であり、これが回転時に静止時よりも C_n が大きくなる要因になっていると考える。図6(d)は、 $r/R=0.5$ で失速状態の圧力分布を示す。回転時、静止時ともに負圧面前縁付近の負圧ピークがなくなり、完全失速している。回転時の負圧面圧力は、前縁付近から後縁にかけて $C_p \approx -1.1$ であり、静止時の $C_p \approx -0.7$ と比べて低い値を示す。

図7(a)は、 $r/R=0.3$ の失速領域外での圧力分布の一例を示す。図7(a)より回転時では静止時より圧力係数の値が小さくなり前縁付近(無次元翼弦位置 $x/c=0\sim 0.1$)での圧力形状に大きな違いが見られる。図7(b)は $r/R=0.3$ 断面における失速状態の圧力分布を示す。静止時の圧力係数は負圧面前縁から一定値 $C_p \approx -1$ であるが、回転時 $\lambda=2.88$ の負圧面の圧力係数は $0 \leq x/c \leq 0.7$ で $C_p \approx -2.7$ である。したがって $r/R=0.3$ 断面における圧力分布は、回転時と静止時で大きく異なる。図7(c)は、 $r/R=0.3$ 断面における C_n-C_t 曲線を示す。曲線は回転時と静止時で一致しないことがわかる。以上から $r/R=0.3$ 断面では翼形状は同一でありながら静止時と回転時では翼の性能がまったく異なるものであるといえる。

4.2 LDV 測定による速度分布に基づく迎え角の算出

本節では回転時および静止時の翼面圧力分布の比較から回転時の迎え角 α を求め、翼周囲の速度分布から得られる迎え角 α_L を検討する。図8に示すように迎え角 α_L の算出は第1報で示したLDVの主流速度成分を u 、静止系における回転方向速度分布を w とし、 w と角速度 ω の測定断面半径位置 r における周速度 $r\omega$ を足し合わせた翼に対する相対的回転方向速度成分 $w+r\omega$ を用いて以下のように計算した。また、 θ は風車翼のねじり角、 ϕ は翼車回転面に対する相対流入角とする。

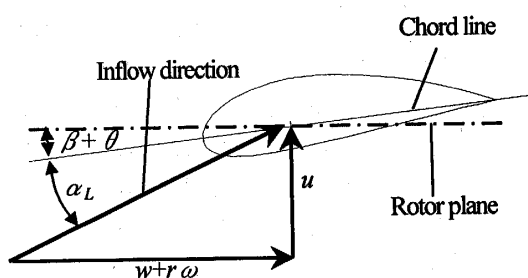


Fig. 8 Definition of Angle of attack α_L

$$\alpha_L = \tan^{-1}\left(\frac{u}{w+r\omega}\right) - (\theta + \beta) \dots \dots \dots (4)$$

$$\alpha = \phi - (\theta + \beta) \dots \dots \dots (5)$$

図5(a)より、 $r/R=0.85$ 測定断面での圧力分布形状は、最大出力時の回転時 $\lambda=5.19$ と静止時 $\alpha=10^\circ$ は一致している。ここで回転状態と静止状態の圧力分布形状が一致したとき、迎え角が等しいと仮定すると、最大出力時 $r/R=0.85$ 測定断面の迎え角は $\alpha \approx 10^\circ$ となる。

図9は、最大出力時で翼車の回転面上 $r/R=0.87$ 測定点の速度分布測定に基づく迎え角 α_L とアジマス角の関係を示す。翼が測定点に近づくに従い迎え角は大きくなり、通過後、直ちに極小値になる。これは翼の束縛渦がもつ循環により前縁側で吹き上げ、後縁側で吹下ろしの影響を受けるためである。また、アジマス角 $\Psi=0^\circ$ 付近で迎え角が示されていない理由は、翼が測定点を通りレーザを遮るため速度データは取得できないためである。このとき $\alpha_L \approx 10^\circ$ となるのは $\Psi=-30\sim -25^\circ$ と $\Psi=70\sim 90^\circ$ であり、 $\Psi=90^\circ$ は3枚翼の場合、前後の翼の相対的な関係より $\Psi=-30^\circ$ の状態と等しいので、 $\alpha_L \approx 10^\circ$ となるのは $\Psi=-50\sim -25^\circ$ で $\alpha = \alpha_L$ といえる。 $r/R=0.7$ 、 $r/R=0.5$ 測定断面についても同様の手法で迎え角を求めた場合、最大出力時 $\lambda=5.15$ においてそれぞれ $\alpha \approx 10, 13^\circ$ と仮定できた。これらを踏まえてLDV速度測定から得られた迎え角 α_L とアジマス角の関係を見ると $r/R=0.7$ では、 $\Psi=-37\sim -23^\circ$ で $\alpha = \alpha_L$ となり、 $r/R=0.5$ では $\Psi=-52\sim -26^\circ$ で $\alpha = \alpha_L$ となる。したがって上述した3断面においてLDV速度測定による迎え角の決定は $\Psi=-30^\circ$ において $\alpha = \alpha_L$ とすることができると考えられる。

図10に最大出力時の回転面上 $r/R=0.3$ 測定点のLDV速度測定から求めた迎え角 α_L とアジマス角 Ψ

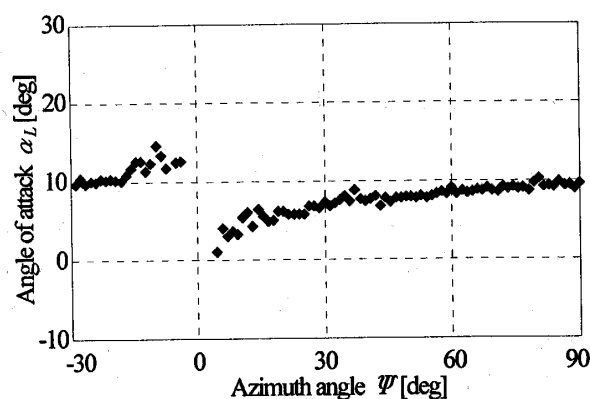


Fig. 9 Relation between Azimuth angle and α_L at $r/R=0.85$

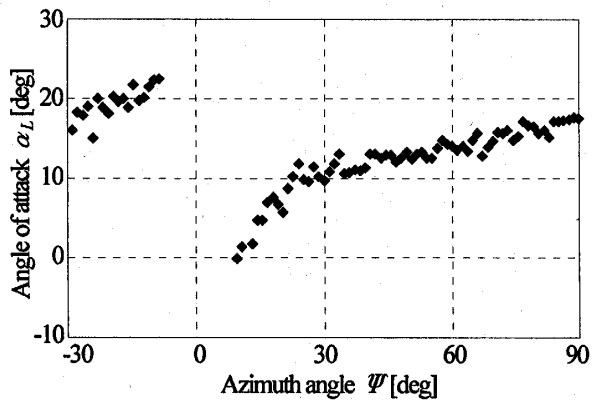


Fig. 10 Relation between Azimuth angle and α_L at $r/R=0.3$

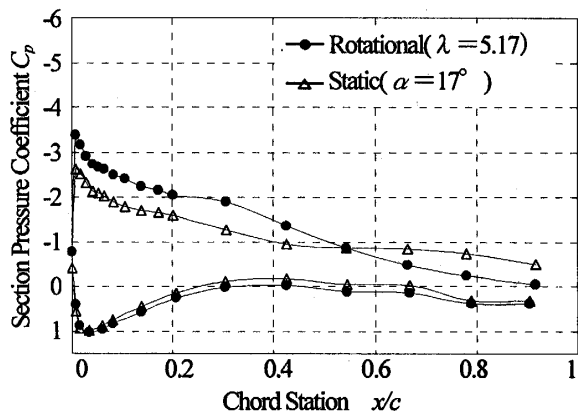


Fig. 11 Pressure distribution at $r/R=0.3$ on optimum λ

の関係を示す。上述の3断面と同様に $\psi = -30^\circ$ で $\alpha = \alpha_L$ となると仮定すると $\psi = -30^\circ$ の迎え角より $\alpha = \alpha_L = 17.5^\circ$ となると考えられる。

図11は、 $r/R=0.3$ 測定断面での最大出力の回転時 $\lambda=5.17$ および静止時 $\alpha=17^\circ$ の圧力分布を示す。図11よりほぼ等しいと考えられる迎え角をもつ回転時と静止時の圧力分布は一致していない。これは、他の3断面と違い、翼回転時の翼根付近の流れ状態は静止状態と比べ大幅に異なるためと考えられる。特に負圧面での圧力分布形状に大きな違いが見られる。

4.3 翼素運動量複合理論(BEM)と測定値による迎え角 α の比較 本供試翼の形状は翼素運動量複合理論(Blade Element Momentum Theory, 以下BEMと略す)に基づいて設計されている。風洞実験のような定常流下で流れに正対した風車の運転は、BEMの仮定する作動条件にもっとも近い状態であると考えられる。本節では、各測定断面の流れ場のLDV測定値である迎え角 α を用いてBEMに基づく風車翼設計を検証する。本実験では最大出力時である $\lambda=5.20$ において迎え角 α をBEMにて求め、測定値

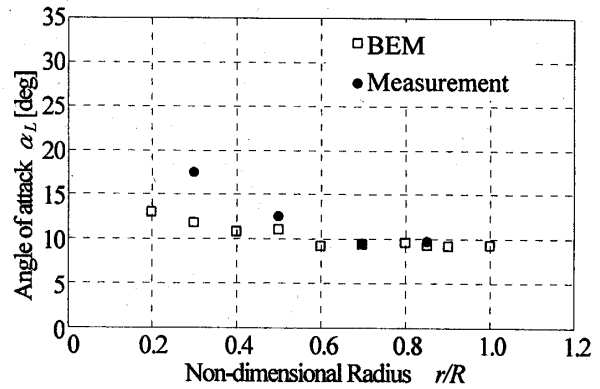


Fig. 12 Relation between angle of attack and radial position

と比較した。ここで測定値とは前節で求めた迎え角 α を用いた。例として $r/R=0.85$ では $\alpha=10^\circ$ である。BEMにより求めた迎え角 α を図12に示す。図12は横軸に半径方向位置および縦軸に迎え角を示す。測定値は、四つの測定断面について、BEMの迎え角は $0.1R$ ごとに示してある。図12より $r/R=0.85$ と $r/R=0.7$ の測定値の迎え角はBEMの計算結果と一致しているといえる。しかし、翼根に近づくに従い測定値はBEM計算値より大きくなる。測定値とBEM計算値の差は $r/R=0.5$ で $\Delta\alpha=1.5^\circ$ 、 $r/R=0.3$ で $\Delta\alpha=5.8^\circ$ である。この理由は、本設計に使用したBEMは風車を回転円盤と仮定し迎え角を予測するため、実機の回転中心に存在する風車のナセル、ボスの影響を無視していることおよび第1報で示した翼根部の複雑な流れを考慮できないためである。以上よりBEMによる予測の迎え角 α は翼端付近である $r/R=0.7$ 、 $r/R=0.85$ 測定値とよく一致したが、翼根付近に近づくに従い小さく見積もっている。風車翼において翼端側が性能変化に大きな影響を与えることはよく知られているが、高性能化が進む現在では $r/R=0.3$ 、 $r/R=0.5$ において周速を変化させるなど、詳細な条件で考察を行い最適な迎え角を求めていく必要があると考える。

5. 結論

風車回転翼面上の圧力分布を風洞実験により詳細に測定し、各半径位置翼断面における風車翼面上の流れ場を比較することにより以下のことを明らかにした。

- (1) 静止状態の圧力分布形状と翼に発生する流体力の各方向成分を用いることで、翼半径位置ごとに異なる特徴をとらえることができた。
- (2) 翼端に近い $r/R=0.7$ および 0.85 測定断面において回転状態と静止状態の圧力分布形状と C_n ,

C_t を比較した結果, その傾向が一致していることから風車翼設計の際, 翼端側については二次元翼データを用い設計を行うことが有効である。

(3) 翼根に近い $r/R=0.3$ 測定断面において回転状態と静止状態の圧力分布形状を比較した結果, 回転状態の実験周速比である $\lambda=6.90\sim 1.90$ の全域で圧力分布形状の一致は見られなかった。また両状態の C_n, C_t 値の比較では静止状態に比べ回転状態の値が大幅に上回っており, 同一翼断面でありながら両状態において翼性能が大きく変化している。

(4) 最大出力時 $\lambda=5.20$ で LDV 速度測定と圧力

分布を用いて各測定断面への迎え角 α を求めた結果, 回転面上でアジマス角 30° 前方での迎え角の測定が妥当であるとわかった。

文 献

- (1) Björck, A., ほか 4 名, *Proc. Euro. Union Wind Energy Conf.*, 94 (1994), 768-774.
- (2) Björck, A., ほか 1 名, *Proc. Euro. Union Wind Energy Conf.*, 96 (1996), 683-686.
- (3) Paqynter, R. J. H., ほか 1 名, *Proc. Euro. Union Wind Energy Conf.*, 96 (1996), 687-690.
- (4) 前田太佳夫・鎌田泰成・酒井雄作・高原直樹, 機論, 71-701 B (2005), 171-176.