

フィールド風車回転翼面上の圧力分布測定*

前田 太佳夫*¹, 川 渕 秀 之*²
清 水 幸 丸*¹, Albert BRUINING*³Measurement of Pressure Distribution on Rotating Blade of
Field Horizontal Axis Wind TurbineTakao MAEDA*⁴, Hideyuki KAWABUCHI,
Yukimaru SHIMIZU and Albert BRUINING*⁴ Department of Mechanical Engineering, Mie University,
1515 Kamihama-cho, Tsu-shi, Mie, 514-8507 Japan

This paper shows the pressure distribution on a rotor blade of 10 m-diameter wind turbine. The pressure sensors were mounted inside the blade. The local angle of attack was measured with the use of five-hole pitot tubes at 1 chord length upwind of the blade leading edge. Comparison of the results of three-dimensional field rotor and two-dimensional wind tunnel measurements were carried out. The normal force coefficient shows good agreement at the linear range of low local angle of attack in the field and in the wind tunnel measurements. In this linear part, pressure distribution of field measurement also agrees well with those of wind tunnel measurement. The normal force coefficient at high local angle of attack in field measurement seems to show the stall-delay, where is post stall region at wind tunnel measurement. When the local angle of attack takes a value less than 15 degree, the normal force coefficient increases by the effect of the local slip angle.

Key Words: Fluid Machinery, Wind Turbine, Blade, Pressure Distribution, Stall, Unsteady Flow

1. 緒 言

近年の研究開発により風車効率に着実に改善されてきている。しかし、風力発電はエネルギー密度が小さいために効率よく風力を電力に変換する必要がある。風車性能は翼性能に大きく影響されるため翼に作用する流体力を把握することは重要な課題である。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、二次元静止状態における風洞実験により数値解析結果を検証する。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については、ロータ全体の回転力や翼根荷重等の包括的なデータは示され

ているが⁽¹⁾⁻⁽³⁾、それらを回転翼断面の空力特性をもとに詳細に示した報告はいまだにない。

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、フィールド実験と風洞実験から得られた結果を比較することで、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。本報では、翼への流入風が二次元に近いと考えられる翼 70% 半径位置におけるフィールド実験の測定結果を示す。また、フィールド実験において使用した同じ翼を風洞内で静止させて測定した二次元測定結果との比較も行う。

2. おもな記号

C_p : 圧力係数 [式(1)]

C_n : 翼厚方向力係数 [式(2)]

C_t : 翼弦方向力係数 [式(3)]

C_m : モーメント係数 [式(4)]

c : 翼弦長 m

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

* 原稿受付 2003年6月16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。

*³ Section Wind Energy, Technical University of Delft (2628 CN Delft, The Netherlands)。

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

- p_a : 流入する流れのピトー管位置での動圧 Pa
- r : 翼半径位置 m
- R : 翼車半径 (=5m)
- Re : 局所レイノルズ数 $= Wc/\nu$
- U : 主流速度 m/s
- W : ピトー管位置での流入速度 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 $^\circ$
- ϕ : 風車回転面に対する水平面内の風向 $^\circ$
- Ψ : 測定翼が真上のときを 0° とするアジマス角

添字

i : i 番めの圧力測定孔

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。本風車は定格出力8kW、翼車直径10.0m、ハブ高さ13.3m、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、反時計回りである。タワーは油圧シリンダによる可倒式であり、ナセル、ブレード等のメンテナンスを安全かつ容易に行うことができる。翼車の回転は、タイミングベルトと増速機により、中間軸を介して9倍に増速される。ナセルとタワーの間には、ヨー制御モータが取付けてあり、風向に対してナセルの方向を調整できる。ヨー角度はナセル回転軸に取付けられたロータリエンコーダによって測定する。翼のピッチ角は、ピッチ駆動用パワーシリンダに内蔵されたポテンショメータによって測定する。発電システムはコンデンサ励磁システムで、誘導機に進相コンデンサを取付けて電力を取り出している。ま

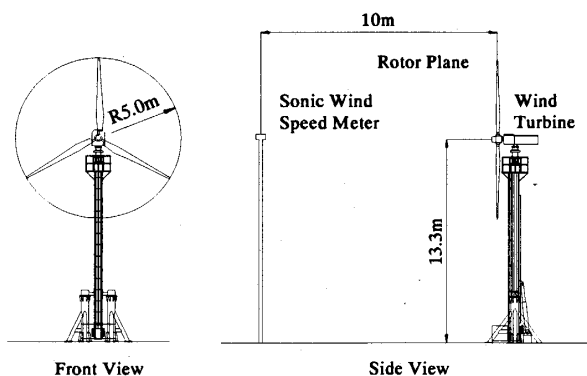


Fig.1 Location of test wind turbine and wind speed meter

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10.0mの位置のハブ高さと同じ高さには、主流速度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のみ実施する。

3.2 供試翼 図2に圧力測定用供試翼の概要を示す。供試翼は翼端半径5.0m、FRP製テーパねじり翼で、翼形は翼根部に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翼形を用い、そのほかの翼断面は補間によって寸法を定めてある。翼端から翼根までのねじり角は 12° である。本報では、70%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を測定するために圧力測定断面を挟んだ2箇所の翼前縁から1翼弦長上流に五孔ピトー管を取付けてある。

図3に70%半径位置における圧力測定部翼断面を示す。直径0.4mm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。

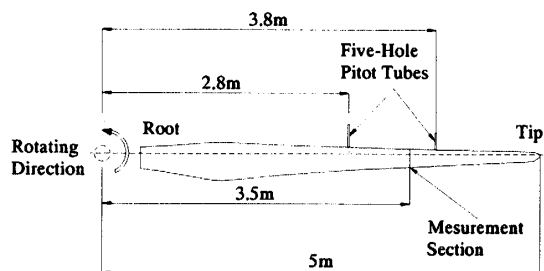


Fig.2 Test blade



Fig.3 Positions of pressure taps at measurement cross-section

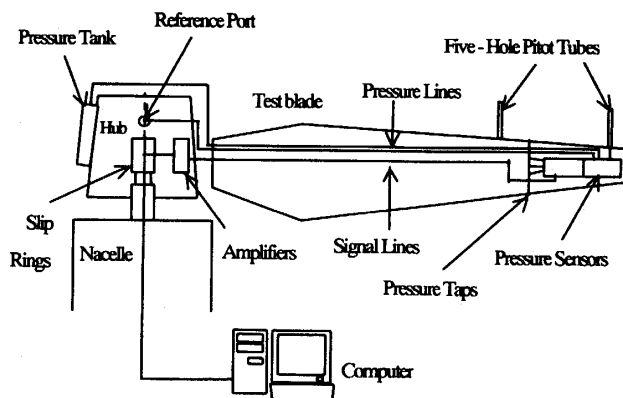


Fig.4 Measurement system

3.3 測定系 図4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、1ユニット8ポートのセンサを8組、合計64ポートを翼内部に埋め込んである。翼面上の圧力測定孔で検知された圧力は、ウレタンチューブを介し圧力センサに導かれ、アナログ電圧信号に変換される。この電圧信号は信号増幅器で100倍に増幅された後、白金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。なお、使用した圧力センサは、検定モードと圧力測定モードの切替用に加圧を必要とするので、圧力タンクをハブ上に取付けてある。サンプリング間隔は、A-Dボード上のタイマによって設定を行い、風車回転との同期は、翼車主軸に取付けられたフォトセンサにより翼車が1回転ごとに基準パルスを出して行う。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、反時計回りに測定される。測定中の主流風速は、4~10 m/sであり、このときの翼断面でのレイノルズ数は $3.8 \times 10^5 \sim 9.6 \times 10^5$ である。

3.4 風洞実験 フィールド実験による流れの非定常性が回転翼に及ぼす影響を明らかにするため、基礎データの取得を目的として、静止翼を風洞内に設置し、非回転定常実験を行った。風洞実験に使用した翼は、フィールド実験で使用した供試翼(図2)と同一のものである。本実験で用いた風洞は、吹出し口径1650 mm、最大風速16 m/sのゲッチンゲン形風洞である。翼は1/4翼弦長位置を中心として迎え角 1° ごとに変化させて圧力測定を行った。流れの流入角は、フィールド実験と対応させるために、翼前縁には五孔ピトー管を取付けてある。実験風洞は15 m/sであり、これはレイノルズ数 1.8×10^5 に対応する。

4. 実験結果を整理する式

一般に翼性能を議論する場合には、十分上流の一樣流に対して迎え角および動圧を定義する。また、一樣流に垂直な力を揚力とし、平行な力を抗力と定義して翼性能を評価する。しかしながら、風車回転翼においては、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り、回転面内の十分上流の一樣流を定義することが困難である。このために十分上流の一樣流を基準とした迎え角と動圧が定義できない。そのため、本研究では図2に示すよ

うに、翼前縁から1c上流にて2本の五孔ピトー管で測定した迎え角、滑り角、動圧を、それぞれ測定断面位置の値に線形補間したものを局所迎え角、局所滑り角および流入風の動圧と定義する。

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*番目の圧力測定孔から得られた圧力 p_i を流れの動圧 p_d で無次元化し次の式から圧力係数 C_{p_i} を求めた。

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

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、十分上流の一樣流に対して垂直な力を揚力とし、平行な力を抗力と定義して翼の性能評価を行う。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5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。翼前縁から1c上流で測定した動圧で無次元化した翼厚方向力係数 C_n 、翼弦方向力係数 C_t および前縁を基点としたモーメント係数 C_m を次のように定義する。

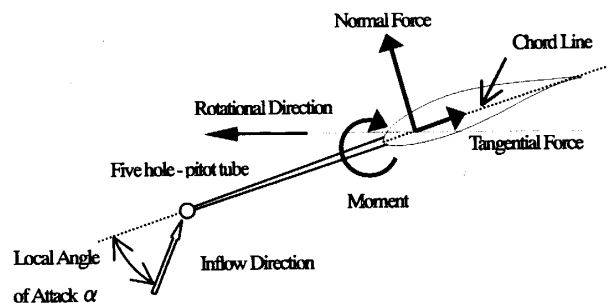


Fig. 5 Definition of normal force, tangential force, moment and local angle of attack

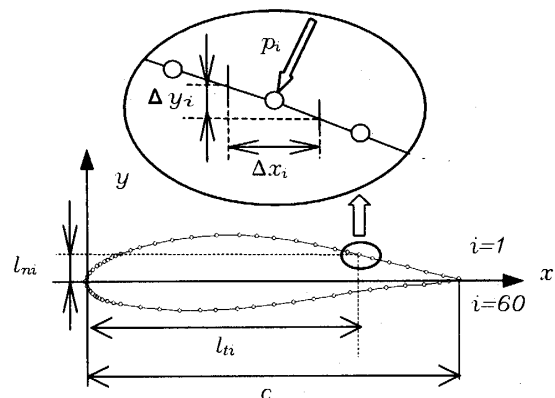


Fig. 6 Integration method

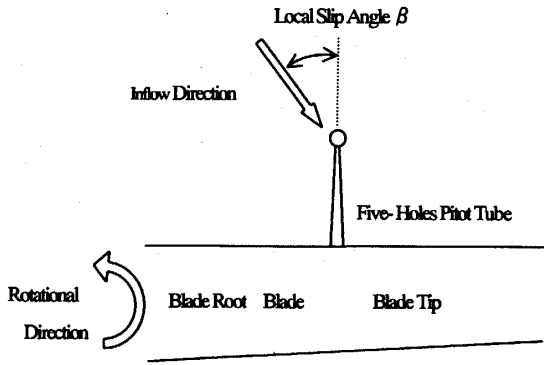


Fig. 7 Definition of local slip angle

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

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

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

ここで Δx_i , Δy_i は、図6に示すように i 番めの圧力測定孔に対応した翼面上距離の x 軸および y 軸への投影距離である。また、 l_{ni} , l_{ti} は翼前縁から計測した i 番めの圧力測定孔までの x 軸および y 軸への投影距離である。なお、 C_n は真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 は前縁を中心に時計回りを正とした。また、本研究では、翼前方での半径方向流れを局所滑り角 β によって表し図7のように定義する。 β は、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。

5. 実験結果と考察

5.1 非定常風による測定値の変動 図8に時間変化に対する風速 U 、風向 ϕ 、翼車回転数 N 、局所迎え角 α 、局所滑り角 β 、翼厚方向力係数 C_n および翼弦方向力係数 C_t の変動を示す。翼のピッチ角は 3° に固定してある。また、風車回転面に対する風向のうち垂直面内の成分は、水平面内の成分と比較して極めて小さいので図示していない。翼車回転数 N はほぼ一定であるが、風向および風速が変動している。図8より、局所迎え角 α は非定常変動するとともに、翼車の回転に同期して周期的に変動していることもわかる。この α の変動に伴って、翼に発生する流体力が変化し、その結果として C_n および C_t も変動している。

5.2 局所迎え角に対する翼厚方向力、翼弦方向力およびモーメント係数の変化 図9にフィールド実験と風洞実験の係数比較を示す。ここで留意すべき点は、風洞実験においても若干の局所滑り角が観測され

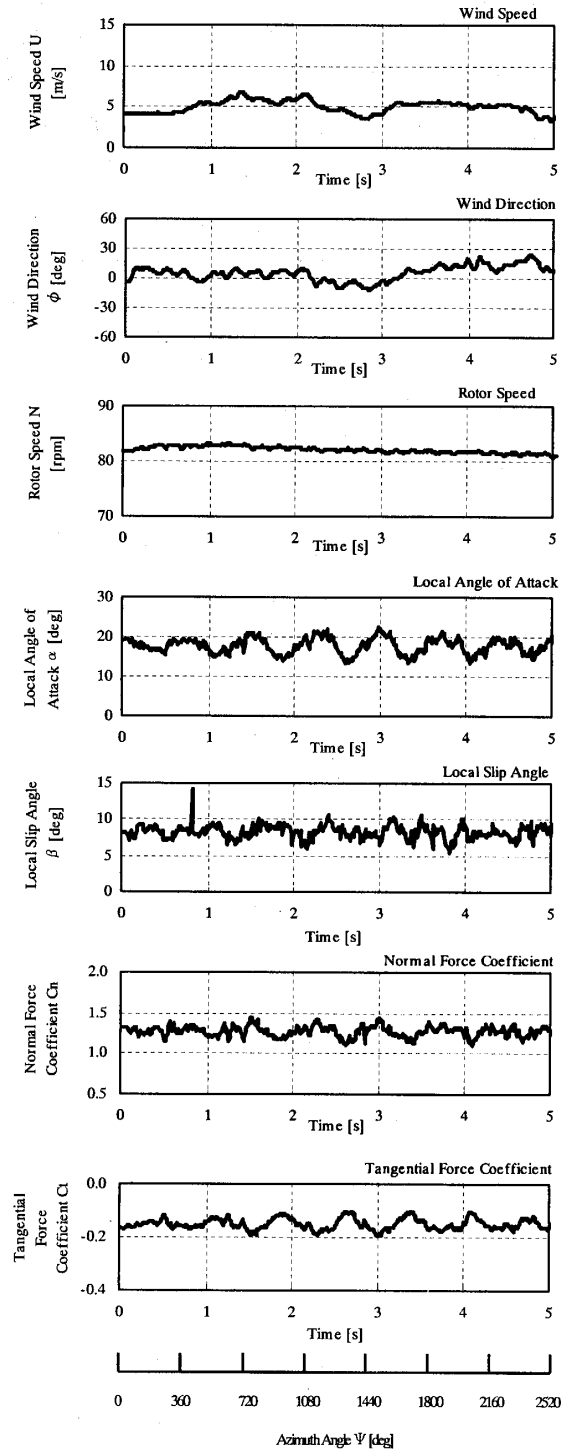
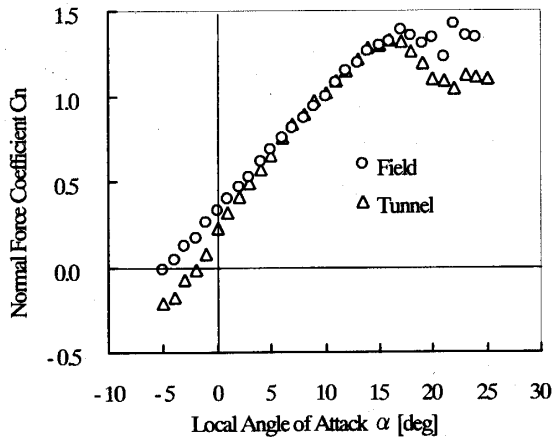
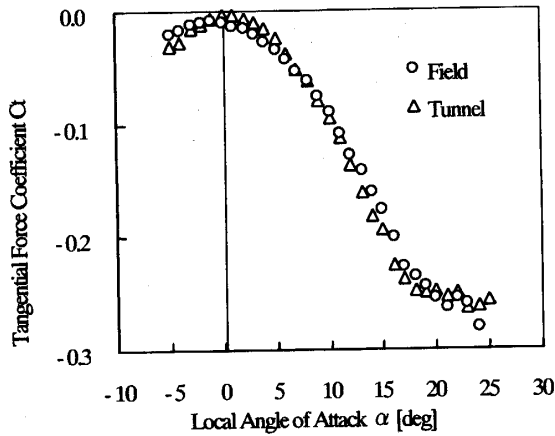


Fig. 8 Time series of wind speed U , wind direction ϕ , rotor speed N , local angle of attack α , local slip angle β , normal force coefficient C_n , tangential force coefficient C_t

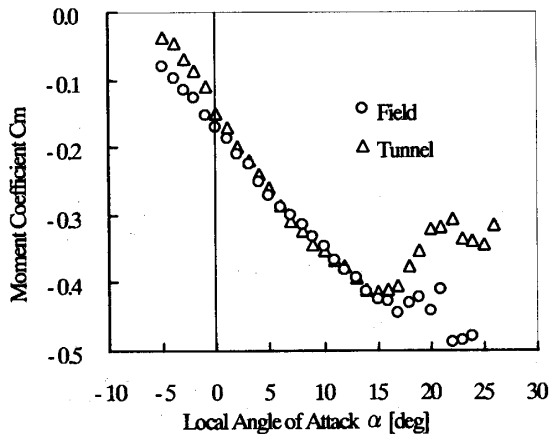
ており、その平均値は $\beta=3^\circ$ であった。そのため、フィールド実験のデータも同じく $\beta=3^\circ$ の場合で比較を行っている。また、フィールド実験データは、サンプリング周波数が約 90 Hz、総測定時間 12 832 s の測定結果である。したがって、流入風の状態およびロー



(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. 9 Comparison of coefficients between field and tunnel measurements

タ回転数の異なる結果から、局所迎え角 α および局所滑り角 β をそれぞれ 1° ごとに BIN 平均したものである。ここで、例えば α に対する 1° ごとの BIN とは

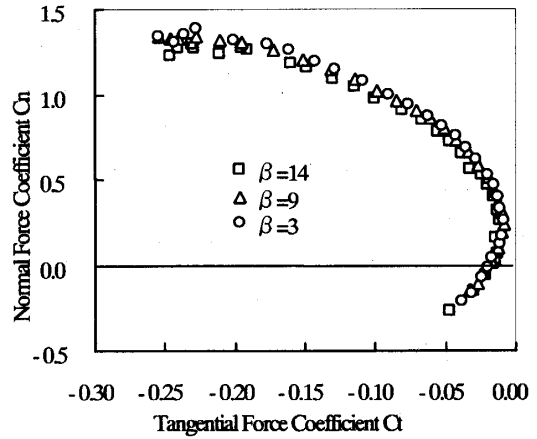


Fig. 10 Relation of tangential force coefficient C_t and normal force coefficient C_n of several β at field measurement

($\alpha - 0.5^\circ$) 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のことである。

図 9(a) は局所迎え角 α に対する翼厚方向力係数 C_n を示しており、低い迎え角ではフィールド実験と風洞実験の結果はよく一致している。 $\alpha \geq 15^\circ$ では風洞実験は C_n 値が急激に減少しており、失速していることがわかる。後述する圧力分布データを見る限り、翼前縁負圧面側に若干の乱流境界層が発達しているため、失速の原因は層流はく離であると結論づけることはできないが、一様な定常流れ場における失速は、 C_n 値を維持できないことがわかる。

その一方、フィールド実験では、風洞実験に比べて失速後の C_n 値が大きいことがわかる。また、 $\alpha < 5^\circ$ においても風洞実験とフィールド実験の違いが見られる。これは、高迎え角での不規則な変化とは異なり規則性があり、圧力分布の変化にも明確な傾向の違いが存在する。

図 9(b) は α に対する翼弦方向力係数 C_t を示しており、 $\alpha \geq 15^\circ$ を超えてもほとんどフィールド実験と風洞実験の結果の違いは見られない。この理由は、フィールド実験と風洞実験の翼面上圧力分布(5.4 節で詳述)の相違が最大翼厚付近で発生しているため C_n 値には変化をもたらすが C_t 値には顕著な変化をもたらさないと考えられる。なお、 $\alpha = 0^\circ$ 付近においても C_t 値が負であるのは、前縁付近の圧力測定孔配置によるものであると考えられる。

図 9(c) は α に対するモーメント係数 C_m の変化を示し、 $\alpha \geq 15^\circ$ ではフィールド実験も風洞実験の結果も変化していることがわかる。この変化はおもに、 C_n 値の変化によってもたらされている。

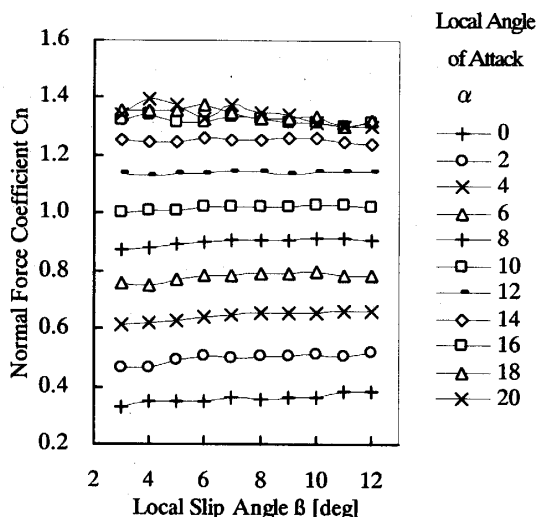


Fig. 11 Relation of local slip angle β and normal force coefficient C_n of several α at field measurement

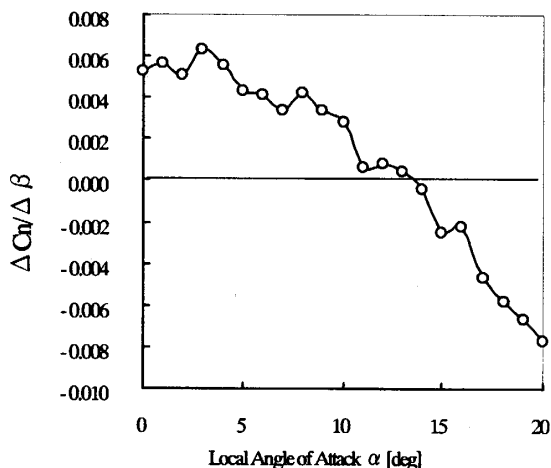
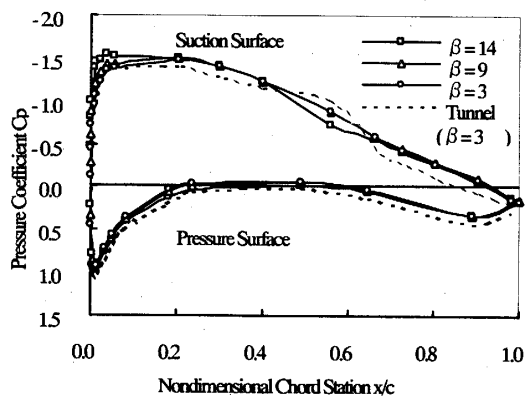


Fig. 12 Relation between $(\Delta C_n)/(\Delta \beta)$ and α

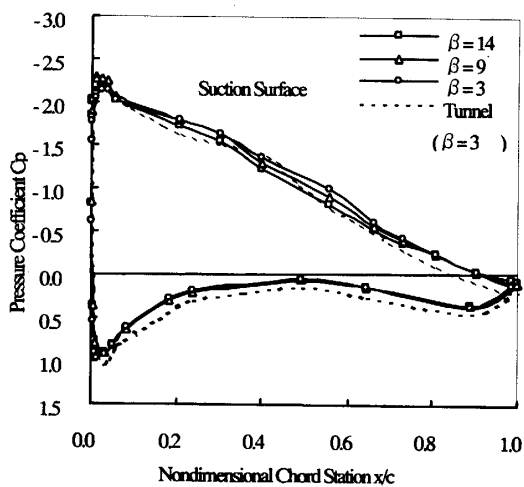
5・3 局所滑り角に対する翼厚方向力と翼弦方向力およびモーメント係数の変化 図10は、フィールド実験における局所滑り角 β の影響を C_t-C_n 線図で比較したものである。 $-5^\circ \leq \alpha \leq 20^\circ$ の範囲では、局所滑り角 β の影響は C_t-C_n 線図にほとんど現れない。したがって、 β の影響を明らかにするために、データ整理方法として、局所迎え角 α ごとにデータを分類して整理し、局所滑り角 β による変化を以下に考察する。

図11は、局所滑り角 β に対する翼厚方向力係数 C_n の図である。図11中の記号は、局所迎え角 α の違いを示す。 $0^\circ \leq \alpha \leq 10^\circ$ の範囲では、局所滑り角 β が大きくなると C_n 値が上昇し正のこう配をもつことがわかる。

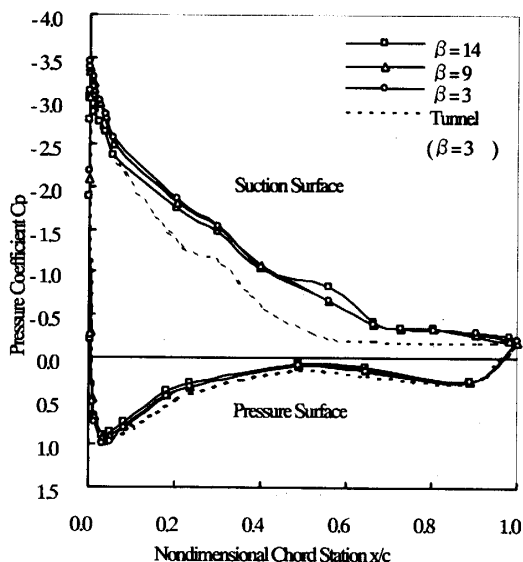
図9(a)においてフィールド実験で失速が観測された $\alpha \geq 16^\circ$ では C_n 値の上昇は見られず、また、局所迎



(a) $\alpha=10^\circ$



(b) $\alpha=15^\circ$



(c) $\alpha=20^\circ$

Fig. 13 Pressure distribution on blade surface in $\alpha=10, 15^\circ$ and 20° for $\beta=3, 9^\circ$ and 14° (Field $Re=6.5 \times 10^5$, Tunnel $Re=1.8 \times 10^5$)

え角 α の違いによる C_n の変化も見られない。これらから局所迎え角 α と局所滑り角 β による C_n 値の変化は明らかである。

図12は図11の β - C_n 線図のこう配を線形近似して数値化したものである。図12から局所迎え角 $0^\circ \leq \alpha \leq 13^\circ$ の範囲のこう配 $\Delta C_n / \Delta \beta$ は正であり、局所滑り角 β の増加は C_n 値を上昇させる効果をもつ。しかし $\alpha \geq 14^\circ$ ではこう配 $\Delta C_n / \Delta \beta$ が負により、 $0^\circ \leq \alpha \leq 13^\circ$ の状態とは反対の作用をもつことがわかる。このこう配 $\Delta C_n / \Delta \beta$ が正から負になる点は図9においてフィールド実験と風洞実験の差異が現れる $\alpha = 15^\circ$ 付近にあることから、翼の失速と関係があると考えられる。5.4節では、このフィールド実験と風洞実験の結果の違いを翼面上圧力分布の変化に注目して詳細に考察する。

5.4 翼面上圧力分布 図13は代表的な局所迎え角 α に対する局所滑り角 β の変化を翼面上圧力分布で比較したものである。図13(a)は、図9においてフィールド実験と風洞実験とで数値がよく一致していた $\alpha = 10^\circ$ における圧力分布を示し、負圧面側に注目すると正圧領域の広さに違いがあり風洞実験では $0.9 < x/c \leq 1.0$ であるのに対し、フィールド実験では $0.95 < x/c \leq 1.0$ である。また風洞実験では $x/c = 0.6$ 付近ですでにはく離が発生しているものの、正圧面側全体の圧力がフィールド実験よりも高いために結果として C_n 値は同程度になる。ここで補足として、風洞実験データでは $x/c = 0.6$ 付近での圧力データがいったん上昇しているが、この現象は $\alpha = 0^\circ$ から、失速が発生する $\alpha = 15^\circ$ まで広く観測されており層流境界層から乱流境界層に移り変わる遷移領域ではないかと考えられる。局所滑り角 β の影響は、おもに翼前縁負圧面側 $0 \leq x/c < 0.2$ の範囲における、ごくわずかな負圧上昇という形で現れる。

図13(b)には、図9(a)において最大の C_n 値を示した $\alpha = 15^\circ$ の圧力分布を示す。フィールド実験と風洞実験の圧力分布に関して、図13(a)の $\alpha = 10^\circ$ のときと同様な傾向を示す。また、局所滑り角の影響による翼前縁負圧面側の負圧上昇もほとんど見られない。

図13(c)は、図9(a)においてフィールド実験で得られた C_n 値より失速が観測されている $\alpha = 20^\circ$ における圧力分布である。 $\alpha = 10^\circ$ および 15° と異なり翼後縁の正圧面側に負圧となる領域が現れており、その範囲は正圧面側 $0.95 < x/c \leq 1.0$ である。図13(a)、(b)と大きく異なる点は、負圧面側 $0.05 < x/c < 0.7$ において、風洞実験では負圧が急減少しているのに対して、フィールド実験では負圧を維持していることである。

6. 結 言

フィールド風車回転翼面上の圧力分布を測定し、局所迎え角および局所滑り角の変化に着目して調べた結果以下のことが明らかになった。

(1) フィールド実験において、最大翼厚方向力係数を得る局所迎え角付近以下の領域では、局所滑り角の増加は、おもに翼前縁負圧面側における負圧の上昇をもたらす翼厚方向力係数を増加させる。

(2) 低レイノルズ数のフィールド風車回転翼では、風洞実験と比べて失速後の翼厚方向力係数が大きく保たれる。

最後に、実験に協力していただいた三重大学エネルギー環境工学研究室の山本直弘君、丹羽晃君、加藤淳志君に感謝の意を表す。

文 献

- (1) Nielsen, P., ほか4名, Measurements on the Nibe Wind Turbines; Jan. 1980 to Mar. 1981. Research Association of the Danish Electricity Supply Undertaking, DEFU Rep., EEV 81-04 (1981).
- (2) Madsen, H. 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.
- (3) Schreck, S. J., ほか3名, Blade Dynamic Stall Vortex Kinematics for a Horizontal Axis Wind Turbine in Yawed Conditions, *Trans. ASME, J. Solar Energy Eng.*, **123** (2001), 272-281.