

風洞実験による水平軸風車翼周りの流れに関する研究*

前田 太佳夫*¹, 鎌 田 泰 成*¹
酒 井 雄 作*², 高 原 直 樹*²Experimental Study on Flow around Blades of
Horizontal Axis Wind Turbine in Wind TunnelTakao MAEDA*³, Yasunari KAMADA,
Yusaku SAKAI and Naoki TAKAHARA³Department of Mechanical Engineering, Mie University,
1515 Kamihama-cho, Tsu-shi, Mie, 514-8507 Japan

This paper describes the measurement of the flow field around rotor blade. Three-bladed upwind rotor was tested in an open jet type wind tunnel. The rotor has a diameter of 2.4 m. Flow field around rotor blade was measured with the use of two-dimensional LDV. The flow field was measured in x - y plane and z - y plane. The circulation around the blade sections were calculated by flow vectors around the rotor blade. The velocity vectors at optimum operation show a smooth flow around the blade and the bound vortex around blade cross-section seems to be persistent. On the other hand, the velocity vectors at stall condition demonstrate significant fluctuations in the near wake and separation on the blade suction side was observed. The circulation around blade span-wise section was calculated at the certain control volume. By the observation of flow field and calculated results of circulation, it seems that the flow is separated at the blade from middle-span region to tip region at stall condition. No separation was observed at the blade root region.

Key Words: Fluid Machinery, Wind Mill, Velocity Distribution, LDV, Blade, Circulation

1. 緒 言

近年、風車に関する研究が進み、風車には数多くの先端技術が取り入れられ、風車の性能は著しく向上した。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大きく依存しており、高性能風車翼の研究には多くの成果がある。風速変動に対して出力を安定させる風車専用厚翼の開発⁽¹⁾やボルテックスコントローラによる翼面上境界層制御による翼性能の改善⁽²⁾が行われているが、風車回転状態にある翼周りの流れ場については、風洞実験やフィールド実験で研究されているものの依然不明な点も多い。風洞実験では熱線流速計による後流の速度測定⁽³⁾、レーザ流速計による翼車周囲の速度測定⁽⁴⁾、翼面の可視化⁽⁵⁾などが行われている。しかし風車回転翼の流れの解明には至っておらず、風車翼開発の大きな妨げとなっている。

著者らはこれらの背景を踏まえて、風車翼周囲流れの実験的研究を行った。本研究では、レーザドップラ一流速計を用いて回転中の風車翼周り流れ場の速度分布を測定した。速度分布測定では風車運転条件を考慮

し最高効率、失速、過回転の3条件について詳細に調べた。また、速度分布から翼周りの循環量を求め風車回転翼の性能と風車翼周囲流れを明らかにした。

2. 記 号

A : 受風面積 $= \pi R^2$ m^2
 C_p : 出力係数 $= T\omega / (1/2\rho A U_0^3)$
 D : 翼車直径 ($= 2.4$ m)
 R : 翼車半径 ($= 1.2$ m)
 T : 軸トルク $N \cdot m$
 U_0 : 一様流速度 m/s
 u, v, w : 速度の x, y および z 成分 m/s
 Γ : 翼断面における循環量 m^2/s
 λ : 周速比 $= R\omega / U_0$
 ρ : 空気密度 kg/m^3
 Ψ : アジマス角(回転角) $^\circ$
 ω : 翼車回転角速度 rad/s

3. 実験装置および方法

3-1 実験装置 実験装置を図1に示す。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下流に翼車回転

* 原稿受付 2004年5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

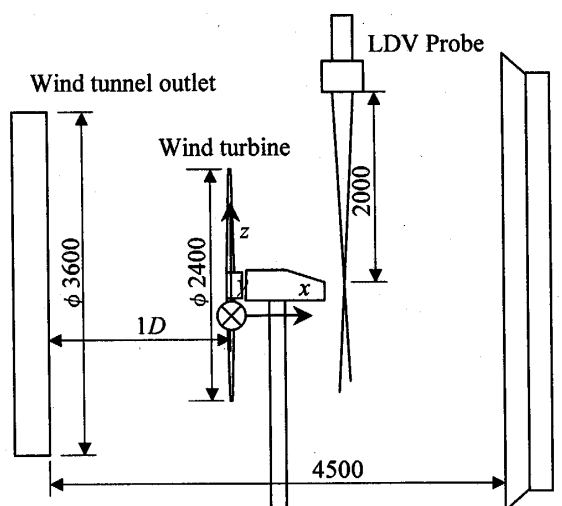


Fig. 1 Experimental apparatus

面が位置するように設置してある。供試風車の近寄り速度による主流の減速は測定結果から翼車上流 $1D$ 以内であり風車周囲の流れに対する吹出し口の影響はない。風洞吸込口は $4.5m$ 角で風車下流の直線部は約 $3D$ 程度あり風車周囲の流れに対する吸込口の影響はない。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 600rpm まで任意に設定できる。翼車アジマス角は 0.4° の分解能で計測できる。風車翼周囲の速度分布測定には、後方散乱式二次元レーザドップラー流速計(以降、LDV と記述する)を使用する。LDV のプローブは、風洞上部に設置された三次元位置決め装置に取付けられている。プローブの焦点距離は $2m$ であり、回転中の風車翼の流れに影響を与えず速度の測定が可能である。測定体積は、直径 0.15mm 、長さ 4.3mm である。測定粒子は、風洞吸込口より供給される。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。

実験は、主流風速 $U_0=7\text{m/s}$ に設定し、翼ピッチ角は最大出力を示した -2° に固定して行った。風車回転数は $100\sim 450\text{rpm}$ ($\lambda=1.8\sim 8.1$) 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。

測定点は、半径方向に 40mm 間隔で $y=0.24\sim 1.32\text{m}$ の 28 点、回転軸方向に回転面を基準 ($x=0$) として 15mm 間隔で $x=-0.09\sim +0.09\text{m}$ の 13 点であり回転軸高さの水平面内で測定した。 $x-y$ 面内の速度成分 u, v および $x-z$ 面内の速度成分 u, w を別々に測定し、これらの速度成分を合成し翼周囲

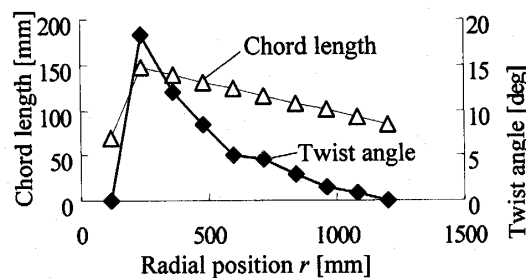


Fig. 2 Dimensions of test blade

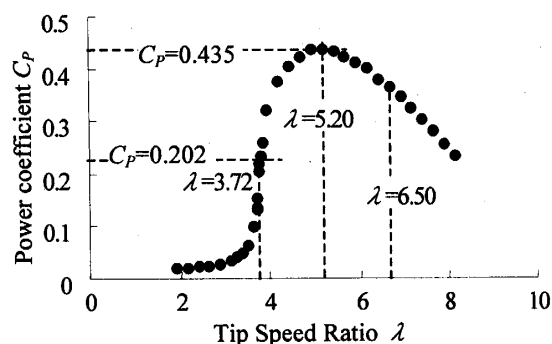


Fig. 3 Power curve of test wind turbine

の三次元速度成分とした。翼車アジマス角は測定翼の翼断面の $1/4$ 弦が測定面に位置する点を原点とし回転方向に正とした。測定は、アジマス角 $\psi=-30\sim 90^\circ$ で 120° の範囲である。速度測定値はアジマス 1.2° ごとの角度範囲内の平均値を用いて考察に使用する。なお測定時間は 1 点につき 2s 以上かかるので、平均値は風車回転 9 回転分以上のアンサンブル平均である。

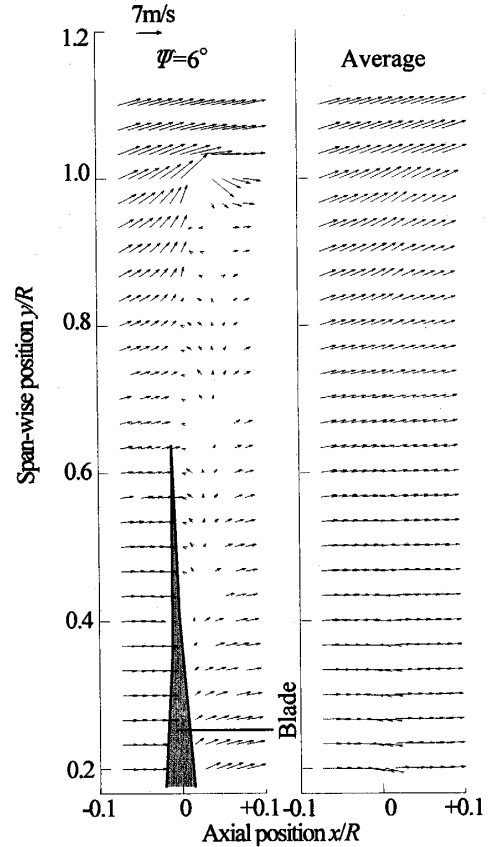
3.2 供試翼 供試翼の翼弦長およびねじり角分布を図 2 に示す。翼は翼端弦長 85mm 、ねじり角 18.3° のテーパねじり翼である。本供試翼の設計周速比は 5 である。各断面の翼形は翼根断面から順に DU 91-W 2-250, DU 93-W 210, NACA 63-618 および NACA 63-215 の 4 種の翼形を半径方向に配置してある。

4. 実験結果および考察

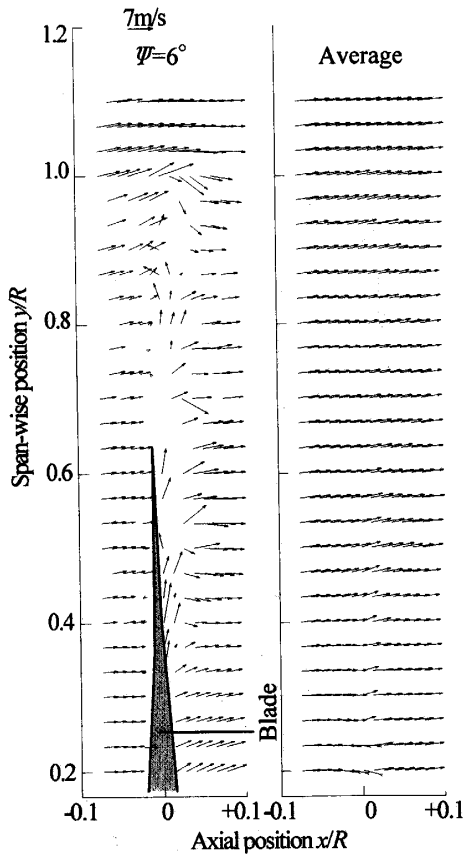
4.1 性能試験結果 図 3 に供試風車の性能試験結果を示す。翼端での設定ピッチ角は -2° である。図 3 より出力係数 C_p は、周速比 $\lambda=5.20$ において最大値 $C_p=0.435$ となる。低周速比において回転翼は失速状態にあり、回転数変化に対するトルクの増加割合が最大となる周速比 $\lambda=3.72$ を翼周囲流れの考察に用いる失速状態とした。なお $\lambda=3.72$ において出力係数は $C_p=0.198$ である。高周速比において風車は過回転状態にある。翼周囲流れの測定に必要な連続運転に十分耐えられることを考慮し過回転状態の周速比を、 $\lambda=6.50$ とした。なお $\lambda=6.50$ における出力係

数は $C_P=0.373$ である。

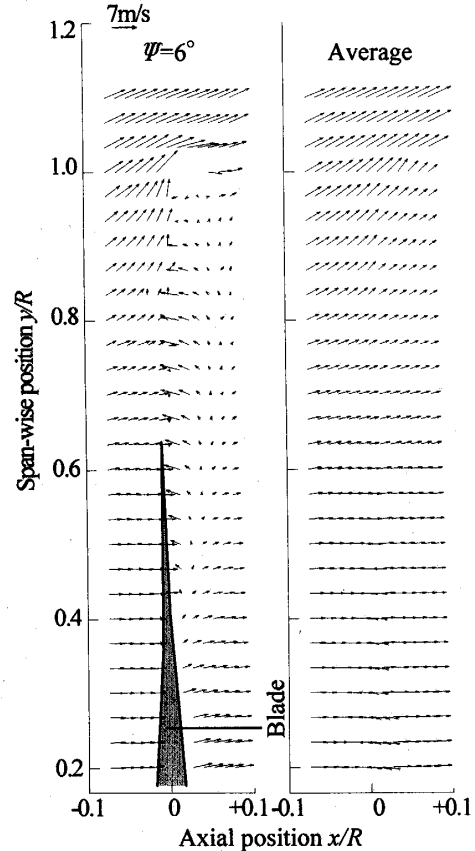
4.2 速度分布による比較 図4に風車各運転状態における翼周囲流れの速度ベクトルを示す。図4はそれぞれ(a)失速時($\lambda=3.72$), (b)最大出力時($\lambda=5.20$), (c)過回転時($\lambda=6.50$)の x - y 平面内速度を示す。各運転条件において翼の通過に伴う流れの変化が顕著に現れているアジマス角 $\Psi=6^\circ$ および1回転あたりの平均速度を示した。なお $\Psi=6^\circ$ の場合、翼根の後縁付近が測定面に含まれている。図4(a)より、失速時の測定面通過直後の翼が $\Psi=6^\circ$ にある場合の x - y 面内の速度場は、 $0.3 < y/R < 1.0$ において回転面下流域 $0 < x/R < 0.05$ での流れが大きく乱れていることがわかる。これは翼負圧面からはく離れた流れをとらえたものであるといえる。翼1回転の平均速度の分布から、失速時において主流は若干半径方向に拡大しながら回転面 $x/R=0$ を通過している。また翼根から1, 2列め $y/R=0.2$ の回転面 $x/R=0$ のベクトルが内側を向くのは、流れが翼をう回して推力発生のない翼根とハブのすきまに流れ込むためと考えられる。図4(b)の最大出力時 $\lambda=5.20$ の $\Psi=6^\circ$ において翼端付近 $y/R \approx 1.0$ の流れは大きく半径方向に拡大している。また翼端 $y/R=1.0$ の下流 $x/R \approx 0.04$ で大きく内



(b) Optimum ($\lambda=5.20$)



(a) Stall ($\lambda=3.72$)



(c) Over rotation ($\lambda=6.50$)

Fig. 4 Flow vector

側に向く速度ベクトルは、翼端渦の一部をとらえたものである。

翼車回転面 $x/R=0$ 、半径位置 $0.4 < y/R < 0.9$ の流れは若干軸方向に逆流している。これは翼が発生している推力により主流が減速されていることに加え、翼周りの循環による誘起速度が主流と反対方向を向くことで、流れが局所的に逆流したものである。翼1回転の平均速度の分布から、主流は最大出力時において半径方向に拡大しながら回転面を通過している。また翼端 $y/R \approx 1.0$ 下流 $x/R \approx 0.075$ の軸方向速度成分から翼車回転面を通過する流れとその外側流れの境 $y/R \approx 1.03$ が確認できる。図4(c)の過回転時 $\lambda=6.50$ の $\Psi=6^\circ$ においては、最大出力時と比較して翼端付近 $x/R \approx 0$ の流れの拡大がもっとも顕著になる。また回転面近傍での流れの逆流域 $0.4 < y/R < 1.0$ 、 $0 < x/R < 0.1$ での逆流速度が大きくなる。翼1回転の平均速度の分布から、翼端付近 $x/R \approx 0$ の拡大流れが最大出力時に比べさらに強くなり、また翼車回転面下流 $x/R \geq$

0 の流れの軸方向速度は減少している。このことから過回転時に回転面を通過する流量が減少することがわかる。

図5に半径位置 $y/R=0.8$ での周速比の違いによる $x-x$ 平面内の翼周りの速度分布を示す。なお図5中の破線で示した乱れ領域は、計測された瞬時速度データが大きくばらつく部分(rms値で主流の20%以上)を示している。これらの領域は翼から放出された境界層もしくははく離流れの領域である。図5中速度ベクトルが示されていない領域は有効なデータが取得できなかった部分である。図5(a)の失速時 $\lambda=3.72$ の場合、翼前縁付近の速度ベクトルの一部は正圧面から負圧面へと回り込むが、翼前縁付近から後縁までの広範囲に乱れた流れが観測できた。したがって $\lambda=3.72$ の場合、 $y/R=0.8$ の翼断面は大きな迎え角をもち失速しているといえる。翼車回転面下流 $x/R=0.05$ の速度ベクトルの周方向成分は翼車回転と反対方向へ小さな値を示すのみであり $y/R=0.8$ の翼断面のトルク

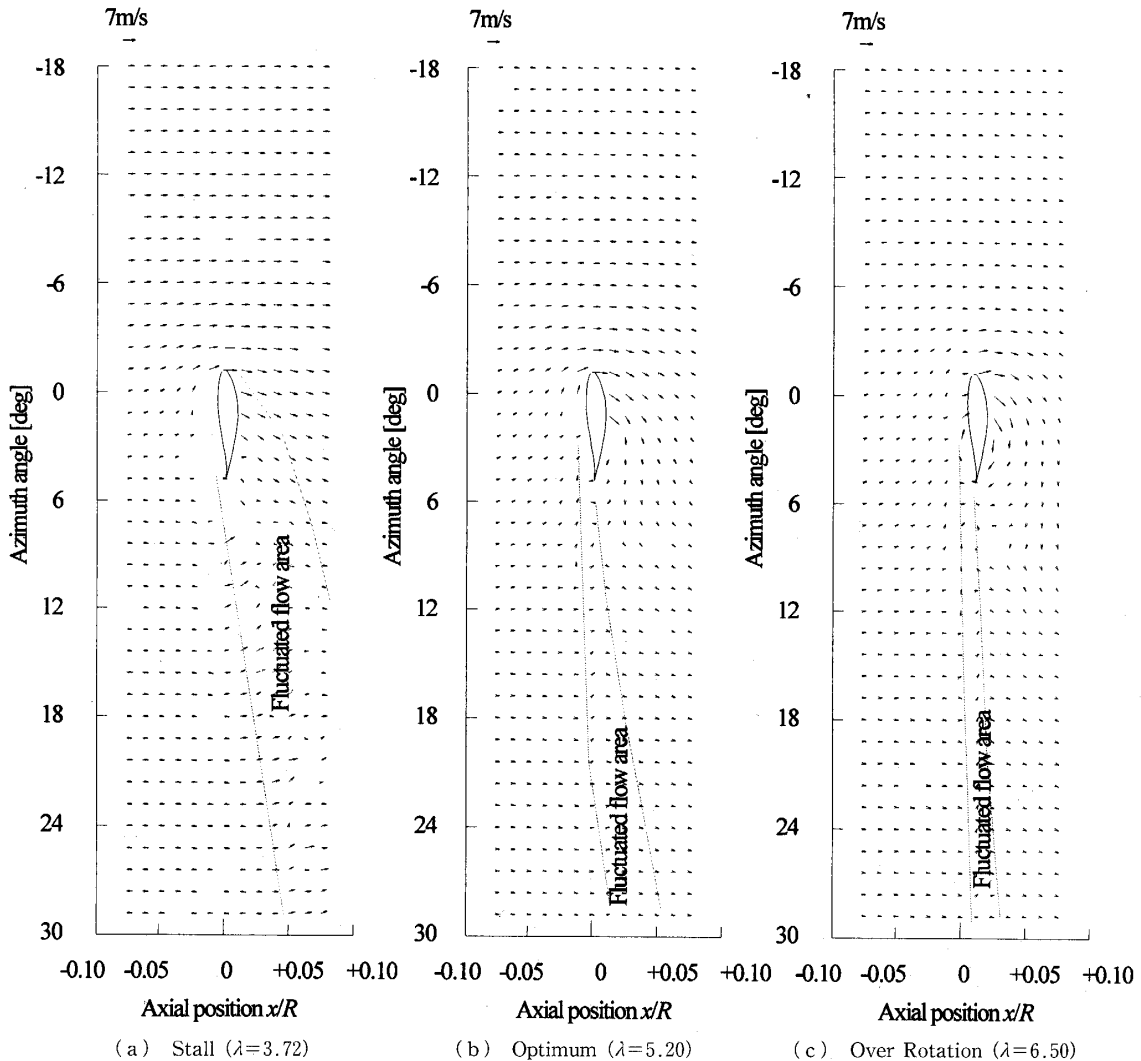


Fig. 5 Flow vectors around blade section at $y/R=0.8$

発生に対する寄与はわずかであることがわかる。図5(b)の最大出力時 $\lambda=5.20$ の場合、乱れた流れの領域は、翼後縁部から発達することが確認できた。したがって流れは翼面からはく離せず流れていると考えられる。翼正圧面側のベクトルは前縁方向に回り込んでおり、翼周りに束縛渦が発達していることが確認できる。図5(c)の過回転時 $\lambda=6.50$ の場合、最大出力時とほぼ同様な流れが観測でき、翼周りに束縛渦が発達していることがわかる。しかし、乱れた流れの領域は、最大出力時と比べ狭くなっている。この理由は、周速の増加に伴い $y/R=0.8$ の翼断面の迎え角が減少しているためである。また、乱れた流れの範囲が、翼後縁方向へ延びて下流側へ傾斜していないのは、この翼断面の回転周速度が大きいことと、翼周囲流れの軸方向速度成分の減少によるものである。

4.3 循環量による比較 4.2節の速度ベクトルの考察により定性的な流れ状態は把握できるが、定量的な知見を得ることは難しい。そこで一定のアジマス角範囲における速度場から翼断面での循環量を定義して考察した。図6は循環量の計算領域を示す。計算領域は軸方向に $-0.075 \leq x/R \leq 0.075$ 、回転方向に $-18^\circ \leq \psi \leq 18^\circ$ である。なお、計算領域は測定データを用いて領域のとり方で循環量が変化しないことを確認し、翼根まで同一の領域がとれるものを選んである。半径方向により翼弦方向の大きさが異なるが、翼全体の傾向を把握するには有効である。循環量計算は図7に示すように矩形領域の外縁に沿った周積分により計算した。

図8は翼周りの循環量の計算結果を示す。図8は、横軸に無次元半径位置を、縦軸に無次元循環量を示す。図8中の値は、翼が循環量計算領域の真ん中に位置する $\psi=0^\circ$ における循環量を示す。図8より失速時 $\lambda=3.72$ の循環量は $0.5 < y/R < 1.0$ の範囲で最大出力時の循環量を大きく下回っており、翼は失速し、揚力を失っている。翼からはく離れた流れは大きな乱

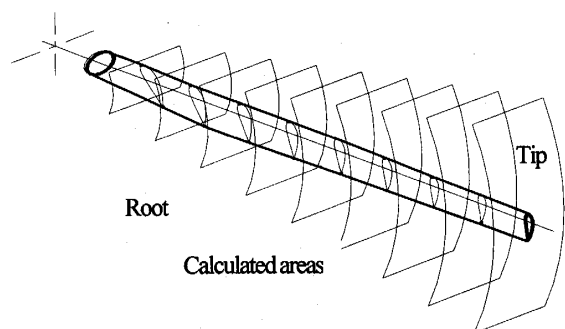


Fig. 6 Calculated areas of circulation

れを伴い循環量計算領域の境界を通過するため、半径方向の循環量分布は規則性をもち大きく変動すると考えられる。一方、翼根付近の $0.2 < y/R < 0.4$ の範囲では循環量は最大出力時より大きくなる。翼根付近は、前縁曲率の大きな厚翼を採用しており、風車翼における翼根付近の流れの三次元性などの理由から失速していないものと考えられる。最大出力時 $\lambda=5.20$ の循環量は、翼根より y/R の増加にしたがい増加し $y/R=0.8$ で最大値を示し、その後翼端に近づくにしたがい減少する。翼端付近の循環量の減少は、翼端渦発生によるものである。過回転時 $\lambda=6.50$ の循環量の半径方向分布は最大出力時と類似しており、 $y/R=0.8$ で最大値を示す。しかし、循環量の値は全半径位置で最大出力時に比べ若干低下する。したがって、過回転時の翼は、十分な循環量を発生し、回転数増加に伴う周速増加により翼の揚力発生は大きい。しかし、回転面を通過する軸方向速度の減少に伴い、揚力の変化し、翼車のトルクが低下すると考えられる。回転翼における翼の循環は翼端に近づくにしたがい大きくなるが、翼端から $y/R=0.8$ までの領域は翼端渦の影響を受ける。しかし翼性能に大きく影響を及ぼす最大循環量を示す半径位置 $y/R=0.8$ における周速比

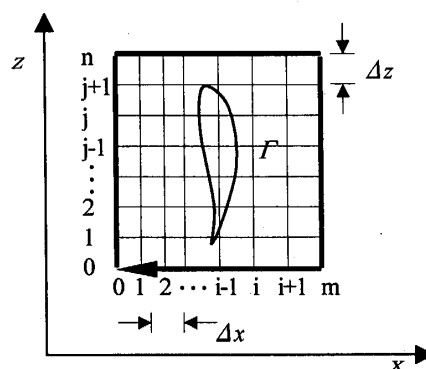


Fig. 7 Definition of calculation of circulation

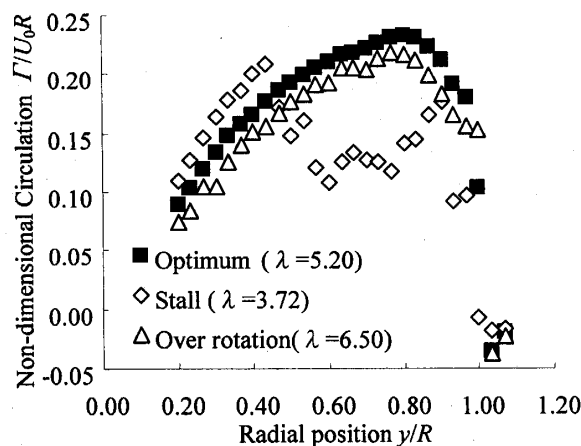
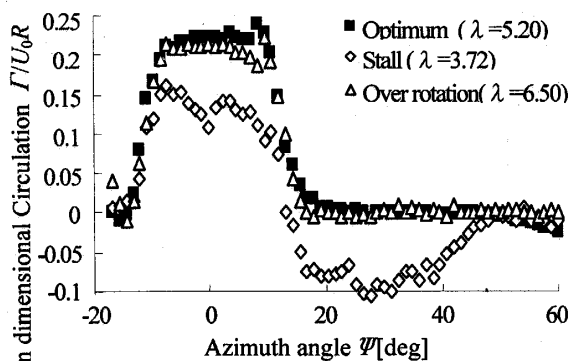


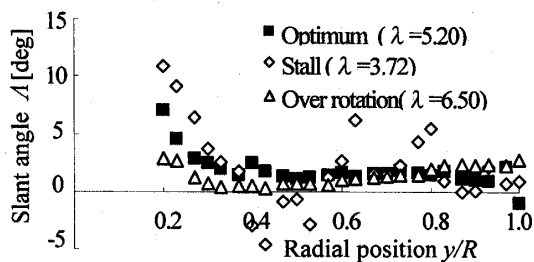
Fig. 8 Circulation distributions along blade span

Fig. 9 Circulation at $y/R=0.8$

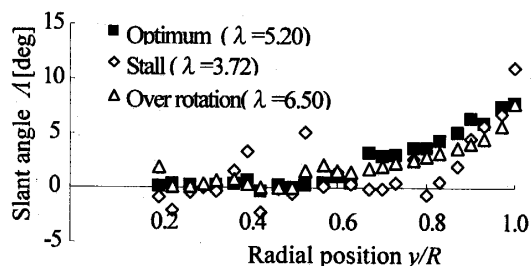
の違いについて考察を行った。図9は $y/R=0.8$ における失速時、最大出力時、および過回転時のアジマス角の変化による無次元循環量の比較を示す。図9は、静止系に固定された計算領域の循環量を示し、翼は、アジマス角 $\Psi=0^\circ$ で計算領域の中心を通過する。図9より、最大出力および過回転時の無次元循環量は、 $-8^\circ < \Psi < 8^\circ$ において最大値を示す。この範囲で循環量がほぼ一定となるのは、計算領域の中に翼周りの循環を十分含んでいるためと考えられる。失速状態 $\lambda=3.72$ の循環量は $\Psi=0^\circ$ で最大値を示すが、最大出力時に比べ小さく、 $\Psi > 16^\circ$ の範囲で負の値を示す。これらの理由は、はく離した流れが計算領域の境界を通過するためと考えられる。

4・4 斜流角の算出 4・1節において翼半径方向への流れ成分が観察され、特に翼根と翼端において顕著であった。そこで、翼前縁近傍流れから各半径翼素の斜流角を求めることにする。斜流角は、各半径の翼断面の周速と翼面近傍の相対速度のなす角とした。翼が測定面を通過するアジマス角 $\Psi=0^\circ$ における速度分布から翼負圧面、正圧面それぞれについて翼面から最も近い測定点の速度を基準に斜流角を求めた。

図10は最高効率時、失速時、過回転時における翼負圧面、正圧面の斜流角 Λ の分布を示す。なお斜流角は半径外側方向を正とする。負圧面の斜流角はいずれの回転状態ともに、翼根付近 $0.2 < y/R < 0.3$ で大きく翼端に近づくにしたがい小さくなる。さらに、回転数の増加にしたがい翼根側の斜流角が小さくなる。また正圧面の斜流角は $y/R=0.7$ 付近から翼端にかけて大きくなる。これは翼端渦を形成する正圧面から負圧面へ流れの回り込みにより、流れが正圧面側で半径方向外側に傾くためと考えられる。翼根付近の負圧面では、翼前縁に斜めに流入した流れにより境界層にねじれが発生すると考えられる。なお、失速時の斜流角が



(a) Suction side



(b) Pressure side

Fig. 10 Slant angle

乱れているのは翼前縁ではなく離の影響と思われる。

5. 結 論

風車回転翼周りの速度場を風洞実験により詳細に測定し、失速時、最大出力時、過回転時における風車翼周り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) 最大出力時および過回転時と比較して、失速時の翼周囲流れは後流中に大きな乱れ領域を含む。低周速比の翼端付近において翼の失速が顕著である。
- (2) 翼周りに配置した計算領域の循環量を求めることで、風車翼の半径方向循環量分布を計算し、失速時の翼根付近は最大出力時には及ばないものの大きな循環量が発生し失速していないことがわかった。
- (3) 最適周速比で運転される風車翼には、翼根近傍の負圧面で半径方向外向きの流れが発生し、翼端近傍の正圧面で半径方向外向きの流れが発生する。

文 献

- (1) Timmer, W. A., ほか1名, *Proc. Euro. Union Wind Energy Conf. 96*, Gotenborg, Sweden, (1996), 737-740.
- (2) Timmer, W. A., ほか1名, *Proc. Euro. Union Wind Energy Conf. 93*, Lubeck-Travemunde, Germany, (1993), 416-419.
- (3) Vermeer, N-J, ほか1名, *Proc. Euro. Wind Energy Conf. 99*, Madrid, Spain, (1990), 218-222.
- (4) 筒井康賢, ほか2名, *機論*, 54-505, B (1988), 2471-2477.
- (5) Vermeer, L. J., ほか1名, *Proc. Euro. Wind Energy Conf.*, Nice, France, (1999), 168-171.