

## パッシブティータードブレーキ&ダンパ機構を もつ水平軸風車の研究\*

(ティータとフェザの角度比を大きくした場合のブレーキ効果と翼車周りの流れ)

清水幸丸\*<sup>1</sup>, 鎌田泰成\*<sup>1</sup>, 飛永育男\*<sup>2</sup>

### Studies on Horizontal Axis Wind Turbine with Passive Teetered Brake and Damper Mechanism

(Relationship between Braking Effect of Rotor Blade  
and Flow Patterns around Rotor)

Yukimaru SHIMIZU, Yasunari KAMADA and Ikuo TOBINAGA

This paper describes the development of passive system to control the output of horizontal axis wind turbine with teeter and feather mechanism of the blade. When the power generation system with variable speed is applied to the horizontal axis wind turbine, the rotation speed of rotor increases with the wind speed. This mechanism can suppress the excessive input power in case of excessive wind speed more than the rated wind speed. This mechanism has two kinds of blade motions which are the teetering and the feathering motions. Both motions are coupled together by the special parts. When the blade is teetered downstream, the pitch angle of the blade (feathering angle) is changed to increase the attack angle. Also, these two kind of motions are supported by the spring and the damper which are attached to the mechanism. In this paper the relationships between the ratio of teetering and feathering angles and the braking effect of wind turbine are investigated experimentally. As the result, it is found that the braking effect for rotor is more excellent when the ratio of feathering and teetering is large. Also, the flow pattern around wind turbine is measured by LDV with two dimensions and visualized by tuft grid method and fog method using Laser sheet. It is found that the suppress phenomena of excessive rotation speed is caused by a couple of ring vortices, which are appeared on the area of blade tip side.

**Key Words:** Fluid Machinery, Horizontal Axis Wind Turbine, Passive Control, Teetering and Feathering Motions, Flow Pattern, Flow Visualization and Vortex Ring

### 1. 緒 言

近年発電用風車の大型化に伴い、厳しい自然環境の中で運転される風車の安全性、信頼性の確保は重要な課題となっている。これまでに、著者らは水平軸風車の出力制御を受動的に行うティータードブレーキ&ダンパ機構の開発を行い、風洞内に設置された模型風車に適用しその作動を実験的に明らかにしている。その結果、本機構は風車翼を下流に傾斜させるティータ運動、同時にピッチ角を変化させるフェザ運動により、最大出力(設計点)を超えた範囲での翼車出力を受動的に低減できることを明らかにした。また翼形状を変化させた場合の作動および本機構作動時の翼周り流れも明らかにした。

本論文では、前報<sup>(1)</sup>で述べなかったティータ運動とフェザ運動の角度比を変化させた場合の本機構の作動

による出力制御を明らかにし、さらに本機構作動時の風車周囲流れを速度分布測定および可視化法を用いて明らかにした。その結果、角度比が大きい場合、本機構作動時には風車下流に複雑なリング状の渦輪が発生し、この渦輪(ボルテックスリング)によって翼車の発生トルクが減少し、強風下にもかかわらず、出力抑制が受動的に行われることを明らかにした。

### 2. おもな記号

$C$ : 翼弦長 m  
 $C_p$ : 出力係数  $= P / \{ (1/2) \rho U^3 \pi R^2 \}$   
 $C_q$ : トルク係数  $= Q / \{ (1/2) \rho U^2 \pi R^3 \}$   
 $n$ : 翼車回転数 rpm  
 $P$ : 翼車出力  $Q\Omega$  W  
 $r$ : 半径位置 m  
 $R$ : 翼車半径 m  
 $Q$ : 翼車トルク  $N \cdot m$   
 $U$ : 主流速度 m/s  
 $\Omega$ : 翼車回転角速度 rad/s

他の記号については本文中で述べる。

\* 原稿受付 1998年7月17日。

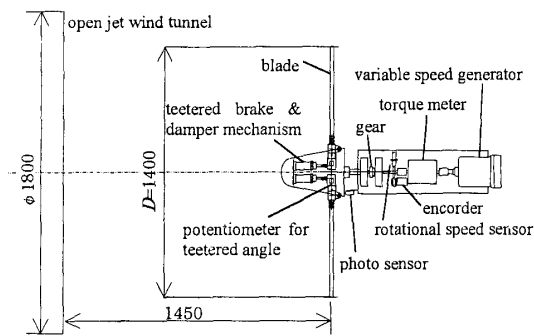
<sup>1</sup> 正員, 三重大学工学部 (☎514 8507 津市上浜町1515)。

<sup>2</sup> 学生員, 三重大学大学院。

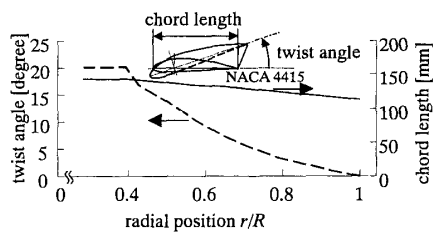
E-mail: kamada@mach.mie-u.ac.jp

3. 実験装置および方法

図1(a)は実験装置全体図を示す。供試風車は、翼車直径1.4 m, 3枚翼水平軸風車で吹出し口下流約1D(D:翼車直径)の位置に翼車が設置してある。風洞は、吹出し口径1.8 m, 最大風速15 m/sの開放形である。風車ボス部にはティータードブレーキ&ダンパ機構(詳細は後述する), ティータ角検出用ポテンシオメータ, およびナセルには可変速発電機, トルク計, 回転速度センサおよび回転角センサが設置されている。風車は, 発電機の発電量制御により最大950 rpmまで可変速発電が可能である。本風車発電装置の設計風速は, 10~12 m/sの間, 約11 m/sに設定してある。したがって, 本機構の作動は, 10 m/sから12 m/sの間で検討された。主流風速は, 翼車上流0.5Dに設置したピトー管で測定する。翼は, ねじりを与えたテーパ翼を用いた。図1(b)に供試翼のねじり角および翼



(a) Experimental apparatus



(b) Dimensions of test blade

Fig. 1

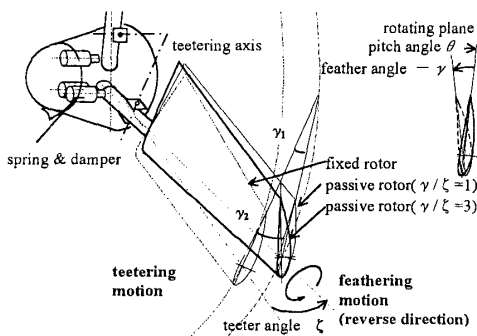


Fig. 2 Overview of passive rotor

弦長分布を示す。本研究では, レーザドップラー流速計による速度分布測定およびタフトグリッド法, 煙法による可視化実験を行った。可視化方法については, 後に詳述する。

図2はティータードブレーキ&ダンパ機構の概要を示す。本機構を用いると翼に発生する推力が, ばねとダンパによる設定値を超えると翼は下流側へ5°程度まで傾斜する(ティータ運動, ζ:ティータ角), また連動しピッチ角が減少する方向へ回転する(フェザ運動, γ:フェザ角)。これら二つの運動を行うことで受動的に出力を抑制する。また3枚の翼はそれぞれ独立に運動する。実験では, ティータ運動とフェザ運動の角度比γ/ζを1から3まで0.5間隔で変化させた。

3.1 レーザ流速計の使用方法 図3は速度分布測定の概要を示す。実験に用いた二次元レーザドップラー流速計は最大出力4 WのArイオンレーザを用いる後方散乱形で, ビーム焦点距離は1000 mmである。流速計プローブは, 軸および半径方向に移動, X-Y平面内で回転可能なトラバース装置に設置されている。測定点は, 翼車回転軸高さで軸方向に上流0.8Dから下流0.8Dまで(0.1D間隔17点)および半径方向に上流側で回転中心から1R, 下流側で0.29Rから1.29Rまで(0.14R間隔8点)である。各測定点において軸速度uおよび周速度wを測定する。翼車回転角Ψはエンコーダにより分解能0.45°で測定する。プローブからの信号は, 信号処理機を通じてコンピュータに取り込まれる。測定粒子は平均粒子径1 μmであり, 煙発生装置および専用の液体を使用し, 風洞の吸込口から送り込まれる。半径速度vは, プローブのヨー角を変化させ測定した。

3.2 翼車回転面およびそのごく近傍の速度分布を測定する場合のデータ処理方法 図4は翼車回転面での軸速度uと翼車回転角Ψの関係を示す(なおΨの原点は, 測定翼が流速測定点を通る60°手前と

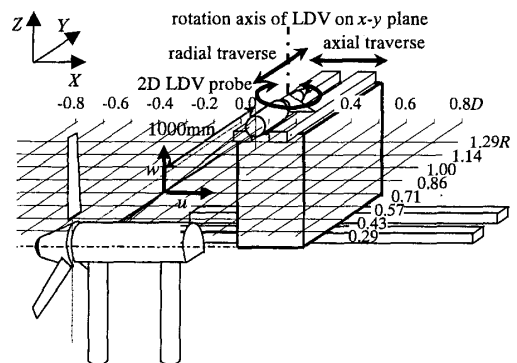


Fig. 3 Schematic diagram of two dimensional Laser Doppler velocity meter

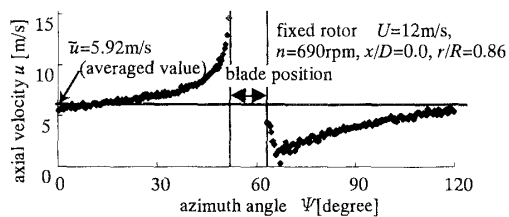


Fig. 4 Relationships between axial velocity  $u$  and azimuth angle  $\Psi$  for fixed rotor at  $x=0$

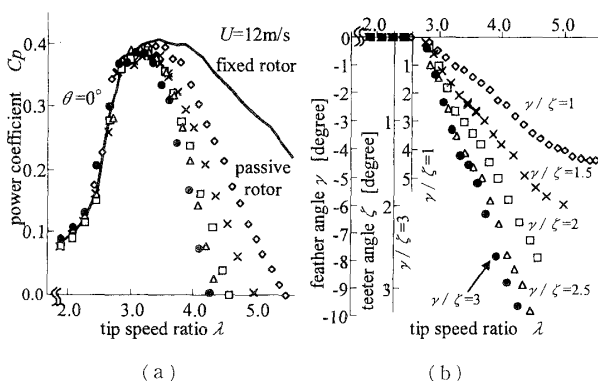


Fig. 5 Relationships between power coefficient  $C_p$ , teeter angle  $\zeta$ , feather angle  $\gamma$  and tip speed ratio  $\lambda$

する)。図4は固定翼車、風速 12 m/s、 $n=690$  rpm、 $r/R=0.86$  の例である。翼は  $\Psi=60^\circ$  で測定点を通するため、その間、流速は測定不能となる。以下の考察に用いる翼車 1 回転における平均速度  $\bar{u}$  は、測定不能となる回転角を除き平均した値を用いた。

#### 4. 実験結果および考察

##### 4.1 ティータードブレーキ&ダンパ付風車の性能

**4.1.1 ティータ運動に対するフェザ運動の角度比を変化させた場合の性能** 前報<sup>(1)</sup>ではティータ角とフェザ角の比が 1、すなわち、ティータ角とフェザ角が等しい場合について本機構の作動を検討した。本報では、その角度比を 1 から 3 まで変化させた場合について検討する。図 5(a) は風速 12 m/s の出力係数  $C_p$  と周速比  $\lambda$  の関係を示す。図 5(b) は風速 12 m/s のティータ角  $\zeta$ 、フェザ角  $\gamma$  と周速比  $\lambda$  の関係を示す。翼端の設定ピッチ角は  $0^\circ$  である。図 5(a) より、固定翼車の最大出力係数は、最適周速比  $\lambda_{opt}=3.5$  において  $C_{pmax}=0.40$  である。パッシブ翼車 ( $\gamma/\zeta=3$ ) の場合、 $\lambda_{opt}=3.1$  において  $C_{pmax}=0.39$  になる。パッシブ翼車を用いた場合、最大出力係数を示す周速比  $\lambda_{opt}$  を超える高周速比域で本機構が作動し、固定翼車に比べ出力が抑制される。出力係数が零、すなわち、無負荷運転になる周速比は、 $\gamma/\zeta=1$  で  $\lambda_{max}=5.5$ 、 $\gamma/\zeta=2$ 、 $\lambda_{max}=4.5$  そして、 $\gamma/\zeta=3$ 、 $\lambda_{max}=4.25$  になり、 $\gamma/\zeta$  を

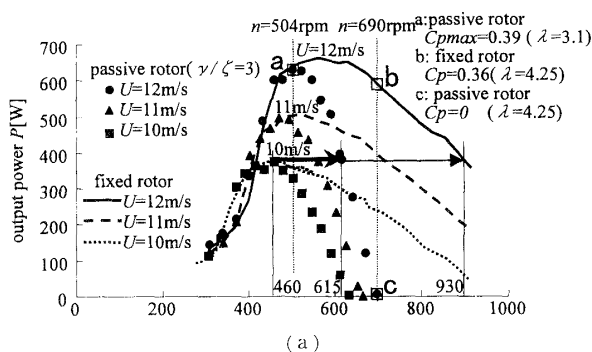


Fig. 6 Relationships between output power  $P$ , teeter angle  $\zeta$ , feather angle  $\gamma$  and rotational speed of rotor  $n$

大きくするほど、 $\lambda_{opt}$  を超えた後の出力抑制が大きくなる。また図 5(b) より、 $\zeta$  はいずれの  $\gamma/\zeta$  においても、 $\lambda=2.9$  から増加し、 $\gamma/\zeta$  が大きくなるにつれて  $\zeta/\lambda$  のこう配は大きくなり、さらに、 $\lambda$  の増加に対して多小異なった傾向を示す。図 5(a) および図 5(b) の結果より、ティータ角の変化に対するフェザ角の変化をより大きくすると出力抑制効果が大きくなる。すなわち、フェザ運動(フェザ角の変化)はティータ運動(ティータ角の変化)より出力抑制に対し効果的であると判断される。

**4.1.2 風速変化と出力抑制の関係** 図 6(a)、(b) は、パッシブ翼車 ( $\gamma/\zeta=3$ ) と固定翼車について風速を 10、11 m/s および 12 m/s に変化させた場合の、図 6(a) はおのおのの風速に対する翼車出力  $P$  と翼車回転数  $n$  の関係、図 6(b) はティータ角  $\zeta$  およびフェザ角  $\gamma$  と翼車回転数  $n$  の関係を示す。図 6(a) より、記号 ●、▲、■ 印で示したパッシブ翼車 ( $\gamma/\zeta=3$ ) の各風速に対する最大出力は 650 W (12 m/s)、480 W (11 m/s) および 360 W (10 m/s) である。今、可変速発電機の出力を一定に保ち、風速を 10 m/s から 12 m/s まで増加させた場合の翼車回転数の変化を考察する。固定翼車の場合(各種の線で表す)、風速 10 m/s の最適翼車回転数 460 rpm から 12 m/s では 930 rpm まで 470 rpm 増加する。パッシブ翼車 ( $\gamma/\zeta=3$ ) の場合、同様に 460 rpm から 12 m/s では 615 rpm まで 155 rpm 増加する。したがって、パッシブ翼車を用いた場合固定翼車に比べ回転数増加を 1/3 に抑制できる。この場合、図 6(b) より  $\zeta$  は  $0^\circ$  から  $2.1^\circ$  ( $\gamma$  は  $0^\circ$  から  $6.3^\circ$ ) まで増加する。

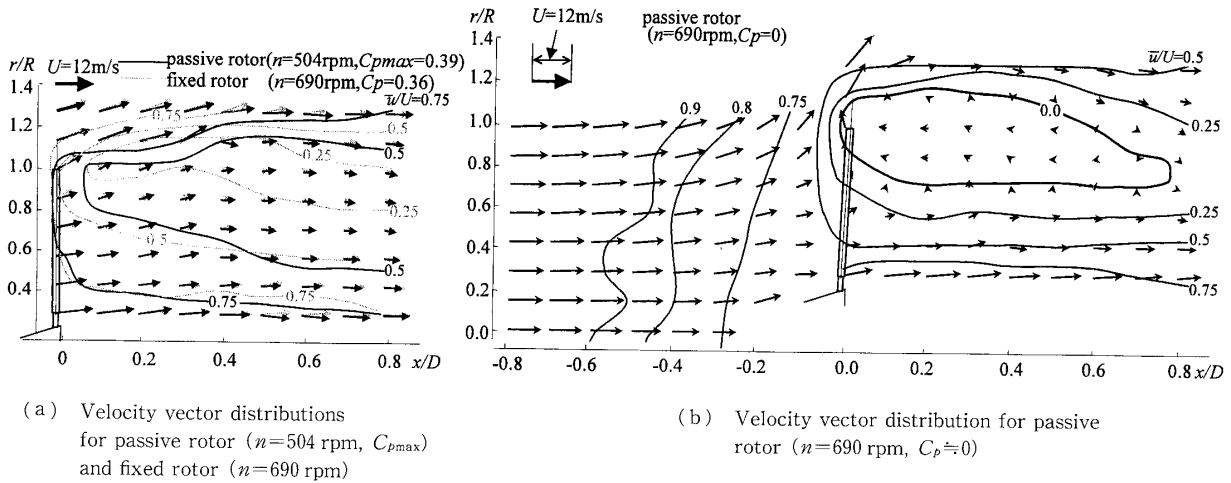


Fig. 7

4・2節では、パッシブ翼車の出力抑制を風車周囲の流れ解析から検討する。流れ解析を行う風車運転条件は、図6のa：パッシブ翼車で最大出力時、b：固定翼車( $n=690$  rpm)およびc：パッシブ翼車で出力 $P=0$ になる $n=690$  rpmを選んだ。

4・2 流速分布測定による風車周囲の流れ解析

4・2・1 パッシブ翼車最大出力係数時および固定翼車( $n=690$  rpm)時の速度ベクトル分布 図7(a)には、パッシブ翼車最大出力係数時( $C_p=0.39$ , 実線)および固定翼車( $C_p=0.36$ , 点線)の速度ベクトル分布および等軸速度線図を示す。 $C_p=0.39$ の場合、翼車下流の流れは拡大し、軸速度は翼端下流域で主流速度の半分に減速する。固定翼車 $C_p=0.36$ の場合、翼車下流の軸速度分布は翼端下流の $\bar{u}/U=0.25$ 領域を除いて $C_p=0.39$ の結果とほぼ等しくなる。

4・2・2 パッシブ翼車出力抑制時の速度ベクトル分布 図7(b)には、パッシブ翼車出力抑制時、 $P=0$  W( $C_p=0$ ,  $n=690$  rpm)の場合のX-Z面内における速度ベクトル分布および等軸速度線図を示す。翼車上流の流れは翼車に近づくに従い翼車半径の外側に拡大していく。翼車回転面付近の流れを見ると、翼車中心部で下流方向へ通過するが、翼端部( $r/R > 0.85$ )では上流側へ逆流し、翼車外側へ大きく拡大している。すなわち、翼端下流付近( $0.8 < r/R < 1.2$ ,  $0 < x/D < 0.5$ )に、軸速度が負( $u/U < 0$ )になる逆流域をもつ。この逆流域の流れの詳細は、後に可視化結果と合せて詳述する。4・2・3項では翼車回転面上、 $x=0$ における軸速度分布を用いて、本機構作動時の出力抑制を考察する。

4・2・3 翼車回転面における軸速度分布による出力抑制効果の考察 図8には、回転翼の回転面における翼の動きとそれに伴う流れを考慮した場合のプレー

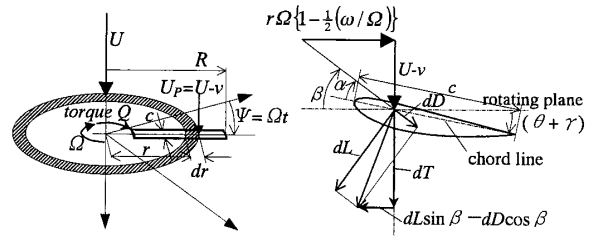


Fig. 8 Lift and drag operating on the element of rotating blade

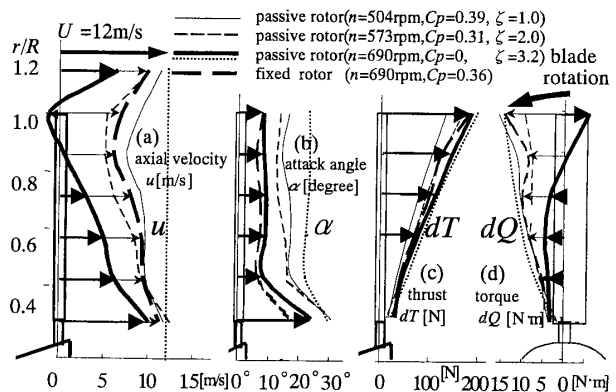


Fig. 9 Relationships among radius  $r$ , axial velocity  $u$ , attack angle  $\alpha$ , thrust  $dT$  and torque  $dQ$

ドの任意翼素における揚力  $L$ 、抗力  $D$ 、迎え角  $\alpha$ 、ピッチ角  $\theta$ 、フェザ角  $\gamma$ 、相対流入角  $\beta$  の関係を示す [文献(4)~(6)]。式(1)は翼素の断面で見た周速度  $U_T$ 、軸速度  $U_P$ 、迎え角  $\alpha$  および流入角  $\beta$  を示す。なお周速度  $U_T$  は誘導速度の接線成分  $r\omega/2$  を含むが  $1/2(\omega/\Omega) \ll 1$  であるので、無視し  $U_T = r\Omega$  とする。式(2)は翼素に働く揚力  $dL$  および抗力  $dD$  を示す。式(3)は空気力の推力成分(法線成分)  $dT$  およびトルク成分(接線成分)  $dQ$  を示す。翼車回転面上の実測の軸速度分布  $u$  は、誘導速度  $v$  を含むと考え、 $U_P = u$  とし以下考察に用いる。なお、 $u$  は3章の図4に示すよ

うに翼車1回転における平均速度を用いる。

図9には、設定風速が12 m/s時の翼車回転面上の実測の軸速度分布  $u$  [図(a)], 図8および式(1)~(3)に基づいて求めたブレードの各半径位置の迎え角分布  $\alpha$  [図(b)], 推力分布  $dT$  [図(c)], トルク分布  $dQ$  [図(d)]を示す。図9には、パッシブ翼車で最大出力時 ( $C_p=0.39, n=504 \text{ rpm}, \zeta=1^\circ$ ) を細線実線で、中間の  $C_p=0.31, n=573 \text{ rpm}, \zeta=2^\circ$  を細線破線で、出力抑制が十分に作用している  $C_p=0, n=690 \text{ rpm}, \zeta=3.2^\circ$  を太線実線で、固定翼車で  $C_p=0.36, n=690 \text{ rpm}$  を太線破線で示す。なお参考のため、誘導速度を零とした場合のパッシブ翼車出力抑制時の結果を点線で示す。誘導速度を考慮した場合と考慮していない場合で結果は相当異なる。

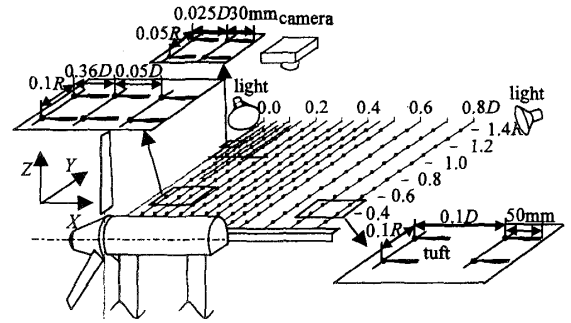
$$\left. \begin{aligned} U_T &= r\Omega \left\{ 1 - \frac{1}{2} \left( \frac{\omega}{\Omega} \right) \right\} \cong r\Omega, \\ U_P &= U - v, \quad U_R = \sqrt{U_T^2 + U_P^2} \\ \alpha &= \beta - (\theta + \gamma), \quad \beta = \tan^{-1}(U_P/U_T) \end{aligned} \right\} \dots\dots (1)$$

$$\left. \begin{aligned} dL &= 1/2 \rho U_R^2 c C_L(\alpha) dr \\ dD &= 1/2 \rho U_R^2 c C_D(\alpha) dr \end{aligned} \right\} \dots\dots (2)$$

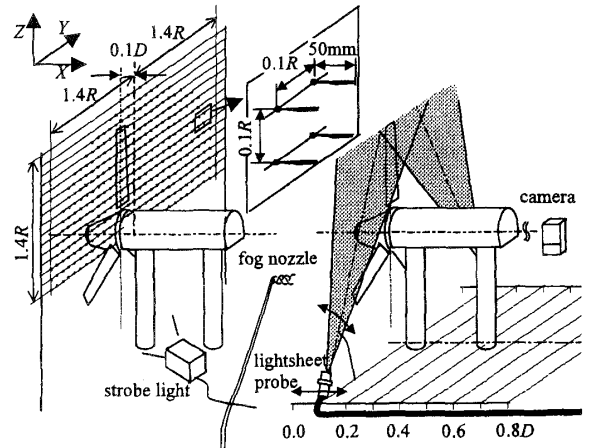
$$\left. \begin{aligned} dQ &= (dL \sin \beta - dD \cos \beta) r \\ dT &= (dL \cos \beta + dD \sin \beta) \end{aligned} \right\} \dots\dots (3)$$

(1) 推力  $dT$  分布 [図8(c)] 実測値と式(1)~(3)を用いて求めた  $dT$  は、いずれの条件においても翼端に近づくに従い大きくなる。パッシブ翼車の  $dT$  分布は、最大出力時  $C_p=0.39$  がもっとも小さく、 $C_p=0.31$  ( $\zeta=2^\circ$ ),  $C_p=0$  ( $\zeta=3.2^\circ$ ) の順に大きくなる。パッシブ翼車の場合、推力によるティータ軸周りのモーメントは周速の増加に従い大きくなり、ばねとダンパによる復元モーメントと釣り合うまで翼を傾斜させる。推力モーメントの大きさにより翼のティータ角が決まる。なお、出力が抑制された  $C_p=0$  の場合、推力は同一回転数の固定翼車に比べ大きくなる。この理由はパッシブ翼車の場合、迎え角が固定翼車に比べ大きくなるためである。

(2) トルク  $dQ$  分布 [図8(d)] 最大出力時 ( $C_p=0.39$ ) の  $dQ$  は、翼端に近づくに従い大きくなる。 $C_p=0.31$  の  $dQ$  は、最大出力時の場合に比べ少し小さく、 $C_p=0$ 、すなわち、さらに出力が抑制された場合の  $dQ$  分布は、翼端付近において翼車回転方向と逆になり、翼端付近の翼素はブレーキとして作用する。この現象は、翼端付近の軸速度の逆流により生じる。一方、翼車中心付近では、正のトルクを発生しており、翼端付近の負のトルクと釣り合い、無負荷回転になると考えられる。すなわち、パッシブ翼車の出力抑制は翼端付近翼のブレーキ作用により行われるとい



(a) Schematic outline of tuft grid method at X-Y plane



(b) Tuft grid method at Y-Z plane

(c) Fog method at Y-Z plane

Fig. 10

える。これに対して、固定翼車 ( $n=690 \text{ rpm}$ ) の  $dQ$  分布は、翼端付近で最大出力時の場合よりわずかに小さくなる程度である。

### 4.3 可視化による風車周囲流れの解析

#### 4.3.1 タフトグリッド法および煙法による可視化

図10(a)は、タフトグリッド法による軸および半径方向の流れの可視化方法を示す。タフトグリッドは翼車回転軸高さの水平面(X-Y平面)に設置してあり、流れは上方のカメラで記録される。タフトは、軸方向に0.05D間隔(0.1D~0.5D)および0.1D間隔(0.5D~0.8D)に張られた直径0.4mmのワイヤに取付けてあり、半径方向に0.1R間隔(0.3R~1.4R)で取付けてある。タフトには、白のナイロンひもを十分にほぐしたものを長さを調節し使用した。タフトの照明には影を防ぐため2個ライトを用い、タフト以外の背景に光が当たらないように設置した。軸方向3列めまでのタフトは応答性を改善するため、タフトはグリッドに対し回転できるように取付けてある。さらにパッシブ翼車出力抑制時  $C_p=0$  の場合、翼端付近の流れが複雑なため細かいタフトグリッドを用いた。翼端付近の可視化に用いたタフトグリッドは、タフト長さおよび

取付間隔は 30 mm,  $0.05R$  とし, タフトには絹糸を 10 本束ねたものを十分にほぐして使用した。またタフトはグリッドに対し回転可能である。さらに, 翼車外側流れと翼端渦の関係を明らかにするため, 翼車上流側にもタフトを配置した。

図 10(b) のタフトグリッドは翼車回転面に平行 ( $Y-Z$  平面) で, 翼車下流  $x=0.1D$  に設置してあり, 翼車下流に設置したカメラで記録される。翼車の回転角に応じたタフトの動きを記録するため, 照明は翼車回転に同期するストロボライトを使用した。実験中シャッタ速度は約 4 s であり, その間翼車は複数回回転する。

図 10(c) は煙法による流れ可視化方法を示す。実験では翼車上流に設置したノズルから煙を流し, 翼車回転面に平行に照射したレーザシートにより可視化する。流れは翼車下流に固定したカメラで記録する。レーザシートは,  $20^\circ$  という狭い角度で扇形に広がり, 一度に翼車回転面全体を照射することができないので, 照射方向と煙の位置を変えながら, 部分的に写真を撮影し, 最後に全体を組合せて一体化した。

#### 4.3.2 タフトグリッド法による可視化結果

(1) 最大出力係数 ( $C_p=0.39$ ) の場合の流れ 図 11 には, パッシブ翼車最大出力係数の場合の可視化写真を示す。風速は 12 m/s, ピッチ角は  $0^\circ$ , 周速比は  $\lambda_{opt}=3.1$  ( $n=504$  rpm) である。翼車下流のタフトは, 若干半径外側方向を向き細く写っている。写真は, 翼車によってエネルギー抽出を受けた流れが減速によって広がり流れとなる様子を示している。翼端から下流斜め外側方向のタフトは開いて扇のように見える。この理由は, タフトが翼端渦により回転成分を与えられるためと推定される。翼端渦はらせんを描きながら下流へ流れる。なお, 固定翼車最大出力係数時の可視化写真は省略するが, パッシブ翼車の場合とほぼ等しい。

(2) パッシブ機構が作動し, 著しく出力が抑制された場合 ( $C_p=0$ ) の翼車下流の流れ  $C_p=0$ ,  $n=$

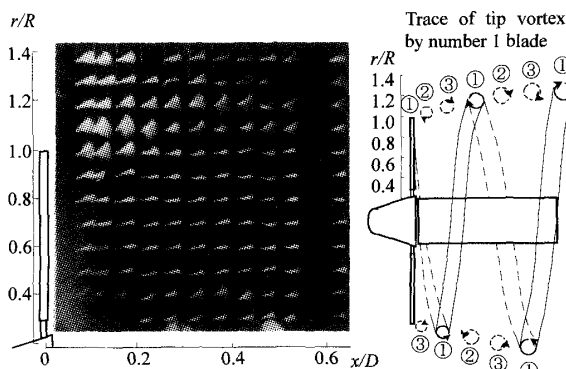
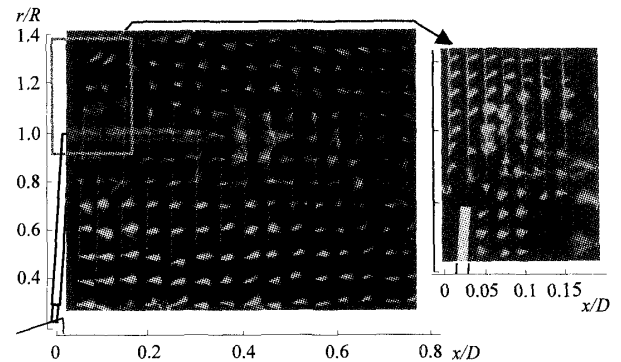


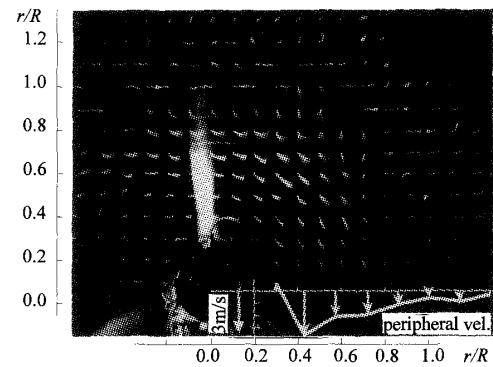
Fig. 11 Flow visualization for passive rotor ( $\gamma/\xi=3$ ) at  $C_{pmax}$

690 rpm の場合, 図 6(a) の点 c に相当する運転状態の流れを検討する。図 12(a) には回転軸を含んだ軸方向面,  $X-Y$  面,  $z=0$ , 図 12(b) には回転面ごく近傍 ( $x=0.1D$ ) の回転面に平行な面,  $Y-Z$  平面におけるタフトグリッド法による流れの可視化結果を示す。  $U=12$  m/s である。

図 13 には, 煙法を用いて翼車直後の可視化を行った。この場合は, 煙が写真でとらえうる風速 4 m/s で



(a) Axial plane ( $X-Y$ ),  $z=0$



(b) Rotor plane ( $Y-Z$ ),  $x=0.1D$

Fig. 12 Flow visualization by tuft grid method on  $X-Y$  (axial) and  $Y-Z$  (rotor) planes  $C_p=0$ ,  $n=690$  rpm,  $U=12$  m/s

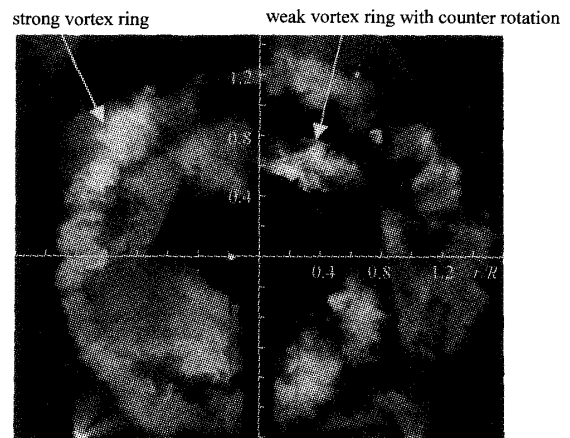


Fig. 13 Flow visualization by fog method on  $Y-Z$  (rotor) plane,  $x=0.1D$  for passive rotor ( $\gamma/\xi=3$ ) at  $C_p=0$ ,  $U=4$  m/s

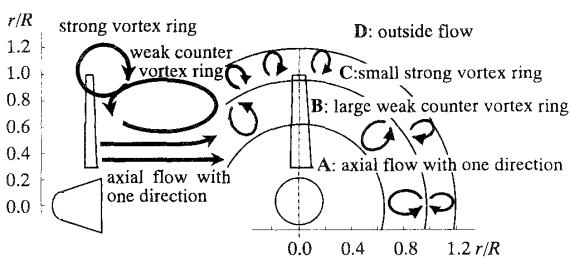


Fig. 14 Schematic flow field around passive rotor at  $C_p=0$

可視化した。この際 4 m/s ではティータ&フェザ運動は生じないので、翼の設定角度を  $C_p=0$  の状態 ( $\zeta=3.2^\circ$ ) に強制的に設定してある。この状態で、 $U=4$  m/s での翼車の周速比は  $\lambda=4.25$  になり、出力係数は  $C_p=0$  になることが実験的に確認されているので、この写真の流れ状態は  $U=12$  m/s,  $C_p=0$  とほぼ相似と判断される。図 12(a), (b) および図 13 の可視化結果より翼車周囲の流れを模型的に書くと図 14 のようになる。流れは複雑であるが整理すると表 1 のようになる。

以上を要約して述べると次のようになる。翼端近傍に回転速度の強いドーナツ状のボルテックスリングが生じ、その内側に大きいスケールで弱い反対方向回転成分をもつボルテックスリングが生じる。さらに、その半径内側には、ボス近くまで比較的強い軸方向流れが支配している。翼端付近に強いボルテックスリングが生じる理由は、次のように推論される。回転中の翼は、回転数が大きくなると、図 5 および図 8 で述べたように下流へ傾斜し始める。図 8(a) の軸速度分布測定結果より、 $n=504$  rpm,  $C_p=0.39$ ,  $\zeta=1^\circ$  から、 $n=573$  rpm,  $C_p=0.31$ ,  $\zeta=2^\circ$  と回転数が増加し翼が傾斜するにつれて、翼端付近の軸速度が低下し始める。その結果、回転数がさらに増加し、翼がさらに傾斜した  $\zeta=3.2^\circ$  近くでおのおの 3 枚の翼端から生じている翼端渦が重なり、一体化し、強いボルテックスリングになる。さらに、反対方向回転成分をもつ弱く大きいボルテックスリングの発生理由は、次のように説明される。(1) 翼端側の強いボルテックスリングに隣接している流体の一端はこの強い渦によって上流方向へ引きずられる。(2) さらに、少し離れた一端は一方方向に流れる軸速度流れによって下流方向へ引きずられる。(1) および (2) の結果、弱く大きいボルテックスリングが生じる。

5. 結 論

以上の結果、次のような結論が得られた。

- (1) ティータードブレーキ&ダンパ機構のティータ

Table 1 Flow pattern in the down stream of passive rotor ( $C_p=0$ )

x/D	(X-Y plane)				(Y-Z plane)
	0.0	0.1	0.2 ~ 0.6	0.7	0.1
r/R 0.3 ~ 0.5	The direction of tufts is downstream and non fluttering. (Fig. 12(a))				Tufts seem to be short. (Fig. 12(b))
r/R 0.5 ~ 0.7	Tufts are fluttering and the direction of tufts is downstream. (Fig. 12(a))	The direction of tufts is downstream and slightly outside of the rotor and non fluttering. (Fig. 12(a))		Tufts are fluttering and the direction of tufts is the counter direction of rotor. (Fig. 12(b))	Weak and large vortex ring (Fig. 13)
r/R 0.7 ~ 0.9	Tufts are strongly fluttering and the directions of tufts are both upstream and downstream. (Fig. 12(a))		Tufts are strongly fluttering and the direction of tufts is downstream. (Fig. 12(a))		
r/R 0.9 ~ 1.1	Tufts are strongly fluttering and the direction of tufts is upstream. (Fig. 12(a))		Tufts are strongly fluttering and the direction of tufts is downstream. (Fig. 12(a))		Tufts coil around the grid wire. Outside of coiled tuft area, tufts seem to be short, because of axial flow without swirl component. (Fig. 12(b)) Radial position of center of vortex ring is at $r/R=1.2$ . (Fig. 13)
r/R 1.1 ~ 1.3	The direction of tufts is outside of the rotor and non fluttering area. (Fig. 12(a) right expanded view)	Tufts are very strongly fluttering at $r/R=1.2$ . Outside of the fluttering area, the direction of tufts is right downstream. Inside of the fluttering area, the direction of tufts is upstream. (Fig. 12(a) right expanded view)	Tufts are strongly fluttering and the direction of tufts is downstream. (Fig. 12(a))		

タ運動に対するフェザ運動の角度比を 1:2.5 から 1:3 まで大きくした場合、最適周速比を超える高周速比域での出力抑制効果が著しく大きくなる。

(2) 翼のフェザ運動は、ティータ運動に比べ出力抑制に効果的である。

(3) 本機構により風車出力が十分に抑制された場合、翼車下流域には大小二つの対をなすボルテックスリングが発生する。

(4) 本機構は、翼車の特性変化によってもたらされる翼端部の円周上に発生するボルテックスリングおよび翼端部の逆流域により、翼端付近の翼は負のトルクを発生し翼車トルクを減少させ、出力抑制を行う。

文 献

- (1) Shimizu, Y., ほか 2 名, *JSME Int. J.*, B, **41**-1(1998), 162.
- (2) 清水幸丸・中村俊祐, 機論, **51**-471, B(1985), 3530-3538.
- (3) 清水幸丸・ほか 2 名, 機論, **56**-522, B(1990), 502-507.
- (4) 清水幸丸, 風力発電技術, (1990), 201-202, パワー社.
- (5) 東 昭, 流体力学, (1993), 141-143, 朝倉書店.
- (6) 東 昭, 航空工学(1), (1989), 162-164, 裳華房.