

複写可

平成 20 年度 修士論文

後流内に配置された風車の出力と応力の  
変動に関する研究

2009 年 2 月 4 日 提出

指導教員 前田 太佳夫 教授

鎌田 泰成 准教授



三重大学大学院工学研究科

博士前期課程 機械工学専攻

荻谷 将宏

## 目次

緒言	・・・3
記号	・・・5
第1章 実験装置及び方法	
1.1 実験装置	・・・7
1.1.1 風洞	
1.1.2 供試風車	
1.1.3 供試翼	
1.1.4 測定機器	
1.2 実験方法	・・・11
1.2.1 実験条件	
1.2.2 実験項目	
(a) 性能測定	
(b) 応力測定	
(c) 後流速度分布測定	
1.2.3 実験結果を整理する式	
1.2.3.1 風車出力測定結果を整理する式	
1.2.3.2 風車に作用する応力測定結果を整理する式	
第2章 後流内速度分布と風車性能	
2.1 風車単体での性能	・・・18
2.1.1 出力係数	
2.1.2 風車後流の速度分布	
2.1.3 後流内速度分布モデル	
2.1.4 風車単体の後流測定のまとめ	
2.2 上流側風車後流内に下流側風車を設置したときの出力変化	・・・22

2.2.1	後流内の出力変化	
2.2.2	半径方向位置を固定した場合の下流方向への出力変化	
2.2.3	風車後流中の出力曲線	
2.2.4	風車後流内の出力変化試算	
2.2.5	後流内に配置された風車の性能測定についてのまとめ	
2.3	上流側風車後流内に配置した下流側風車に作用する応力	・・・26
2.3.1	翼に作用する応力	
2.3.1.1	翼フラップモーメントの平均値	
2.3.1.2	1回転中の翼フラップモーメントの変動	
2.3.2	タワーに作用する応力	
2.3.2.1	タワー転倒方向モーメントの平均値	
2.3.2.2	1回転中のタワー転倒方向モーメントの変動	
2.3.3	風車後流中の翼フラップモーメント変化の試算	
2.3.4	まとめ	
結言		・・・53
参考文献		・・・55
謝辞		・・・56

## 緒言

近年、化石燃料の枯渇によるエネルギー問題、地球温暖化を防ぐためのCO<sub>2</sub>大幅削減が緊急課題となっており、化石燃料に代わるエネルギーとして、CO<sub>2</sub>などの温室効果ガスを排出しないクリーンなエネルギーである再生可能エネルギーが注目されている。再生可能エネルギーの中でも風力発電は採算性や発電容量において非常に有望であり、世界各地で導入が進められている。国内でも好風況地点で導入が進められており、日本政府は平成22年(2010年)までに300万kWの風力発電導入目標を掲げている。平均風速が5m/s以上の風車設置可能地域面積は939km<sup>2</sup>あり、1000kW級の風車建設をする場合、約640万kWの建設が可能である<sup>(1)</sup>。

風力発電の採算性を考えると風力発電機単機の設置よりも道路や送電線等のインフラを集約でき、さらに限られた土地の有効活用を図ることができるウィンドファームの開発が優れる。しかし、ウィンドファームでは風上側に位置する風車の後流(ウェイク)内に下流側の風車が入ることがある。この場合下流側風車の発電電力量が低下し、ウィンドファーム全体の利用可能率及び設備利用率が低下する。このため、ウィンドファーム内の風車配置はより多くの発電電力量が得られるよう決定しなければならない。

さらに、ウィンドファームにおいて上流側風車の後流内に下流側風車が入る場合風車の受ける風荷重の変動分が増加することも懸念される。荷重の変動は風車の寿命を短くする要因の一つであり、風車寿命が短くなれば発電コストも上がってしまう。このため後流中での翼根部に作用する応力を把握することは重要である。

また複数台の風力発電機を配置する際には、経験的に主流方向には風車ロータ直径の10倍、主流と直交方向にはロータ直径の3倍程度の間隔を離すのが適切とされている<sup>(2)</sup>。さらに過去には風力発電機後流に関する風洞実験および野外観測などがいくつか報告されているものの詳細は未だ十分に解明されていない(例えば文献[3])。

そこで本研究では発電電力量と風荷重の変動を考慮したウィンドファーム内

の風車配置設計に役立てるため、ウィンドファーム内の風車相互干渉の基礎データを取得することを目的として風洞実験を行い、上流側風車と下流側風車の距離及び配置が変化したときの下流側風車の出力及び応力変化を明らかにした。

## 記号

$A$	: ロータ回転面積	$[m^2]$
$A_r$	: 出力係数試算時計算領域面積	$[m^2]$
$c$	: 各翼断面における翼弦長	$[m]$
$C_d$	: 各翼断面における抗力係数	
$C_l$	: 各翼断面における揚力係数	
$C_{MFlap}$	: 主流中の値で無次元化した翼フラップモーメント係数	
$C_{MFlap\_a}$	: 主流中の値で無次元化した翼フラップモーメント係数変動幅	
$C_{MFlap\_max}$	: 1回転中の翼フラップモーメント係数最大値	
$C_{MFlap\_min}$	: 1回転中の翼フラップモーメント係数最小値	
$C_{MTower}$	: 主流中の値で無次元化したタワー転倒方向モーメント係数	
$C_p$	: 各測定位置での出力係数	
$C_{p\_max}$	: 各測定位置での最大出力係数	
$C_{p0}$	: $x/D=0, y/R=0$ での風車単独の出力係数	
$C_{p0\_max}$	: $x/D=0, y/R=0$ での風車単独の最大出力係数	
$C_{p\_r}$	: 計算領域ごとの出力係数	
$C_{\sigma Flap}$	: 翼フラップモーメント分散係数	
$C_{\sigma Tower}$	: タワー転倒方向モーメント分散係数	
$D$	: ロータ直径 =0.5	$[m]$
$H$	: ハブ高さ =0.5	$[m]$
$M_{Flap}$	: 翼フラップモーメント	$[N \cdot m]$
$M_{Tower}$	: タワー転倒方向モーメント	$[N \cdot m]$
$N$	: 疲労寿命	$[回]$
$Q$	: 風車軸トルク	$[N \cdot m]$
$R$	: ロータ半径 =0.25	$[m]$
$r$	: 翼半径位置	$[m]$
$U$	: 主流速度	$[m/s]$

$V$	: 後流内主流方向速度	[m/s]
$V_N$	: 無次元後流内主流方向速度= $V/U$	
$x$	: 主流方向位置	[m]
$y$	: 半径方向位置	[m]
$z$	: 高さ方向位置	[m]
$\alpha$	: 翼迎角	[deg]
$\beta$	: ピッチ角	[deg]
$\theta$	: ねじり角	[deg]
$\lambda$	: 周速比 = $R\omega/U$	
$\rho$	: 空気密度	[kg/m <sup>3</sup> ]
$\sigma_{\text{Flap}}^2$	: 翼フラップモーメント分散	[N <sup>2</sup> ·m <sup>2</sup> ]
$\sigma_{\text{Tower}}^2$	: タワー転倒方向モーメント分散	[N <sup>2</sup> ·m <sup>2</sup> ]
$\sigma$	: [Pa]	
$\sigma_a$	: フラップモーメントに基づく翼最大応力の振幅	[Pa]
$\sigma_m$	: [Pa]	
$\sigma_{m_0}$	: 主流中における翼最大応力	[Pa]
$\Psi$	: 風車アジマス角	[deg]
$\omega$	: ロータ回転角速度	[1/s]

添字

Flap	: フラップ方向
Tower	: タワー転倒方向

## 第1章 実験装置及び方法

### 1.1 実験装置

#### 1.1.1 風洞

実験には三重大学ベンチャー・ビジネス・ラボラトリーの回流式大型風洞設備を使用する。図 1.1 に示すように風洞の吹出口径は 3600mm であり，測定部長さは 6200mm である。風洞最大風速は 30m/s で，実験を行う平均主流速度 7m/s の時，風洞中心高さでは速度分布偏差が 1.5%以下，乱れ度が平均 0.5%である。風車後流中の風車性能及び翼フラップおよびタワー転倒方向モーメント変化を詳細に調べるため，風洞測定部に 2 基の風車を回転軸が風洞中心高さとなるよう設置し，出力測定，風速分布測定および応力測定を行う。風洞吹出口面積に対して風車ロータ回転面面積は約 2%であり，ロータ直径は基準測定部長さの約 8%である。上流側風車は風洞吹出口直後に固定し，下流側風車は風車が主流方向に正対するよう，風洞床面に流れ方向に平行及び直角に設置した水平なレール上を移動する移動装置によって移動させた。

#### 1.1.2 供試風車

図 1.2 は供試風車を示す。供試風車はロータ直径  $D=500[\text{mm}]$ ，ハブ高さ  $H=500[\text{mm}]$  の 2 枚翼アップウインド型水平軸風車である。ナセル断面は 30mm 角，タワー直径は 27mm である。

図 1.3 は測定システム模式図を示す。供試風車ナセルは，内部にプーリおよびスリップリングを設置し小型化されている。ロータの発生動力は，風車下部に設置されたサーボモータにより吸収する。サーボモータとロータ回転軸はタワー内に通されたタイミングベルトにより接続されており，ロータ回転軸とサーボモータの回転比は 1:1 となっている。ロータ回転数およびトルクは，サーボモータコントローラを用いて測定する。ロータ回転(アジマス)角はサーボモータ 1 回転につき 1 回出力されるパルス信号とロータ回転数から測定した。サーボモータは定格出力 200W，回転数 3000rpm である。

図 1.4 はタワーと翼の位置関係を示す。タワー中心と翼ピッチ軸の距離は

67.5mm であり、タワー表面と翼後縁の離隔はピッチ角  $\beta=4[\text{deg}]$  の場合、11.2mm である。ロータ回転方向は風車を上流側から見て時計回りである。アジマス角  $\psi$  は翼車回転方向を正としモーメント測定用の翼が上にある状態を 0deg とする。サーボモータのアジマス角測定に用いるパルス信号はアジマス角 0deg 時に出力されるよう調節した。図 1.5 に上流側から見たアジマス角を表す図を示す。

### 1.1.3 供試翼

図 1.6 は供試翼を示す。表 1.1 に各半径位置の翼弦長、ねじり角および翼型を示す。本供試翼は、翼素運動量理論に基づき設計されている。各半径位置の翼型は  $r/R=0.9, 1.0$  で NACA63-215,  $r/R=0.2\sim 0.8$  で NACA63-618,  $r/R=0.1$  で円形断面となっている。翼の半径方向長さは 450mm で、翼弦長は翼端で 70.6mm,  $r/R=0.2$  で 122.4mm,  $r/R=0.1$  では 20.0mm である。本供試風車は直径 500mm と小型であり、レイノルズ数の低下による風車空力性能の悪化が懸念される。十分な風車出力係数を示さない場合、風車周囲の流れおよび風車後流を再現していると言えず実験が成立しない。このため、レイノルズ数を大きくし実験可能な風車性能を得るため、商用風車に比べ比較的翼弦長の大きな風車となっている。なお、通常の発電用風車では 3 枚翼を採用している場合が多いが、ソリディティ増加による風車周速比の低下および性能低下を避けるため本供試風車は 2 枚翼としてある。本供試風車の設計、最適周速比は、これまで本風洞を用いて実験を行ってきた直径 2.4m 級の 3 枚翼風車と同程度の周速比で同程度の出力係数を得られるよう設計されている<sup>(4)</sup>。なお翼は軽量化のため、FRP 製の中空構造を採用している

表 1.1 供試翼データ

$r/R$	翼弦長 [mm]	ねじり角 [deg]	翼型
0			
0.1	20.0	23.8	円形
0.2	122.4	23.8	NACA63-618
0.3	115.9	17.0	NACA63-618
0.4	109.5	11.6	NACA63-618
0.5	103.0	7.3	NACA63-618
0.6	96.5	5.0	NACA63-618
0.7	90.0	2.8	NACA63-618
0.8	83.6	1.3	NACA63-618
0.9	77.1	0.8	NACA63-215
1.0	70.6	0	NACA63-215

#### 1.1.4 測定機器

各種測定器の出力電圧は A/D 変換機によるサンプリング後にそれぞれの測定器毎の変換式によって物理量に換算する。ロータトルクおよび回転数はサーボモータにより計測した。実験に用いた A/D 変換ボードの分解能は 16 ビットである。回転数およびトルクはサーボモータのフィードバック信号により測定する。サーボモータにより計測された回転数信号およびトルク信号は 5000rpm=5V, 0.637N・m=5V で校正されている。計測分解能は回転数に対して 0.6rpm, トルクに対して  $5.1 \times 10^{-5}$ N・m である。またアジマス角 0deg 時に出力されるサーボモータのパルス信号は、モータの動きに対して最大 0.1ms の遅れがある。本供試風車の性能は後に示すが、 $U=7$ [m/s]において最適運転状態は風車回転数が 980rpm である。このときアジマス角は最大で約 0.6deg の遅れとなる。表 1.2 に実験に用いた計測機器および制御機器の一覧を示す。測定方法の詳細については次節で述べる。

表 1.2 計測機器および制御機器

機器	型番	メーカー
デジタルマノメータ	DM-3501	COSMO
サーボモータ	NX620AA-3	Oriental motor
A/D変換ボード	PCI-3176	Interface
A/D変換ボード	PCI-3523A	Interface
動ひずみアンプ	DPM-611	共和電業
スキャニバルブ	48D9-1349	Scanivalve Corporation
ソレノイドコントローラ	CTRL2/S2-S6	Scanivalve Corporation
オシロスコープ	TDS210	Tektronix

## 1.2 実験方法

### 1.2.1 実験条件

図 1.7(a)および(b)は、実験装置を示す。上流風車は風洞吹出口から 200mm の位置に設置してある。ロータ回転軸は、風洞中心  $y=0$ ,  $z=0$  で測定部床面から 2500mm の高さである。実験では主流風速を  $U=7$ [m/s]に固定し、ロータ回転数を変化させて測定する。主流風速  $U$ [m/s]は主流方向に上流風車の回転面  $x/D=0$ , 水平半径方向  $y=-850$ [mm], 測定部床面から 1800mm の高さに設置したピトー管により測定する。計測データは、サンプリング周波数 300Hz で 1000 点サンプリングし平均値を計算した。なお、翼ピッチ角  $\beta$  はロータ回転面と翼端の翼弦線がなす角とし、翼端前縁が主流の上流側に傾く方向を正とした。

### 1.2.2 実験項目

#### (a) 性能測定

図 1.7(c), (d)は性能測定時の下流側風車設置位置を示す。下流側風車設置位置は主流方向位置  $x/D=3, 5, 7, 10$ , 半径方向位置  $y/R=0, \pm 0.5, \pm 0.75, \pm 1, \pm 1.25, \pm 1.5, \pm 2, \pm 3, \pm 4$  である。性能の計測方法は、主流風速を  $U=7$  [m/s]に設定し、上流側風車を最適周速比で運転し、下流側風車の回転数を 300rpm から 50rpm ごとに増加させ、トルクおよびロータ回転数を測定する。

#### (b) 応力測定

ひずみ測定は、性能測定と同様な風車配置で行う。図 1.8 は、応力測定システムを示す。翼フラップおよびタワー転倒方向モーメントは、2 ゲージ法により測定する。2 枚の歪ゲージは測定部に一対となるように貼り付けてある。翼フラップモーメントを測定する歪ゲージは回転中心から半径 17mm の翼根シャフト上の位置、タワー転倒方向モーメントを測定する歪ゲージは回転中心から 350mm(タワー下端から 150mm)の位置にそれぞれ装着した。翼根に付けられた歪ゲージは風車回転軸に付けられたスリップリングを介して動歪アンプと接続されている。測定は、各測定位置における最適周速比で下流側風車を運転し、オシロスコープで信号波形を確認、安定した状態でデータを測定する。応力測

定はサンプリング周波数 2000Hz で 40000 点を測定する。

### (c) 後流速度分布測定

後流速度分布測定は主流速度  $U=7$ [m/s]に設定し、上流側風車を最適周速比で運転しながら後流内速度を全圧管で測定した。図 1.9 は後流速度分布測定の実験装置および計測位置を示す。全圧管は 40mm 間隔で 40 本配置されており、各全圧管の圧力はスキャニバルブを通じてマンメータへ接続されている。図 1.10 は、圧力計測システムを示す。後流速度分布測定には全圧管を配置した多点流速測定システムを用いる。全圧管の寸法を図 1.12 に示す。全圧管は銅管を用いて製作した。スキャニバルブはコントローラの指令によりバルブを切替え、各全圧管の圧力を順次計測できる。速度分布測定は上流風車の影響がなくなるまでの範囲として半径方向に  $-3.28 \leq y/R \leq 3.28$  の範囲で行う。上流風車を  $x/D=0$  の位置に設置し、多点流速測定システムを主流方向に  $x/D=3, 5, 7, 10$  に設置し計測する。静圧測定は全圧管と同じ主流方向位置でピトー静圧管により行う。

## 1.2.3 実験結果を整理する式

### 1.2.3.1 風車出力測定結果を整理する式

出力特性の評価には、翼先端速度を主流風速で無次元化した周速比  $\lambda$ 、ロータ回転面に流入する風のエネルギーに基づく出力効率を表す出力係数  $C_p$  を用いる。ここで周速比  $\lambda$  は風車に流入する風速に対する翼端周速の割合であり  $\lambda$  が小さいと主流風速に対して風車回転数が低い運転状態を示す。出力係数  $C_p$  はロータ回転面へ流入する風力エネルギーに対する風車出力の割合を示し、理論上の最高効率（ベッツの限界）は  $16/27$  ( $\approx 0.59$ ) である。

周速比  $\lambda$  の定義は次式で与えられる。

$$\lambda = \frac{R\omega}{U} \quad \dots (1)$$

ここで  $U$  は主流風速、 $R$  はロータ半径、 $\omega$  はロータ回転角速度である。

出力係数  $C_p$  の定義は次式で与えられる。

$$C_p = \frac{Q\omega}{\frac{1}{2}\rho AU^3} \quad \dots \dots (2)$$

ここで  $Q$  はロータトルク,  $\rho$  は空気密度,  $A$  はロータ回転面積である.

### 1.2.3.2 風車に作用する応力測定結果を整理する式

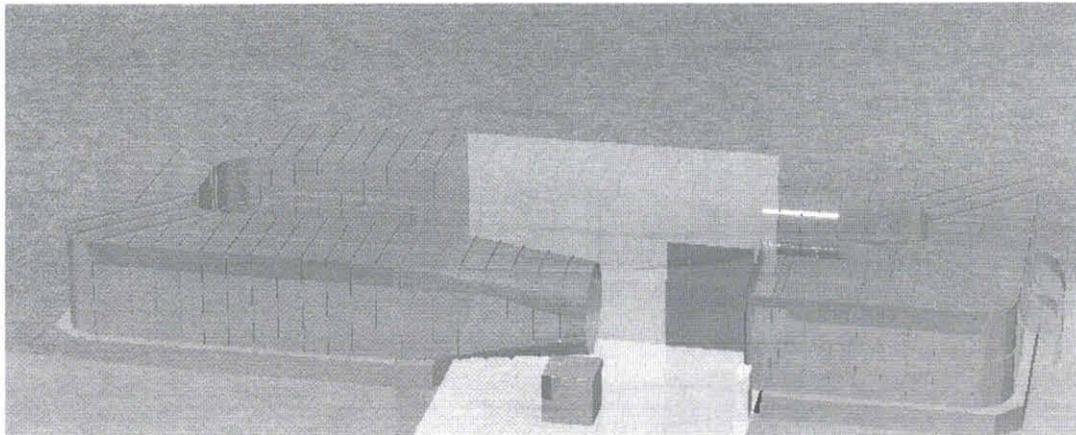
後流内において翼に作用する流体力に基づくモーメントの瞬時値は後流内平均速度場に加え, 主流風速の変動や乱れによっても変化する. また, モーメントの瞬時値は剛性に依存する機械振動を含む. このため翼に作用する流体力によるモーメント変動のうち後流内平均速度場による変動を明らかにするため, 離散フーリエ変換(以下 DFT)及び逆離散フーリエ変換(IDFT)を用い周波数成分のカットを行った. IDFT によって翼フラップモーメントでは風車回転数の 2 倍以上の周波数成分をカットした. タワー転倒方向モーメントでは 2 枚翼であることから, ロータ回転数の 4 倍以上の周波数成分をカットした. また DFT ではサンプリング周期による低周波のうねりが発生しやすいため, 1 Hz 以下の周波数成分もカットしている. DFT 及び IDFT の窓関数には次式の関数を使用した.

$$f_j = \sum_{k=0}^{n-1} x_k \times \exp\left(\frac{-2\pi ijk}{n}\right) \quad j = 0, \dots, n-1 \quad \dots \dots (3)$$

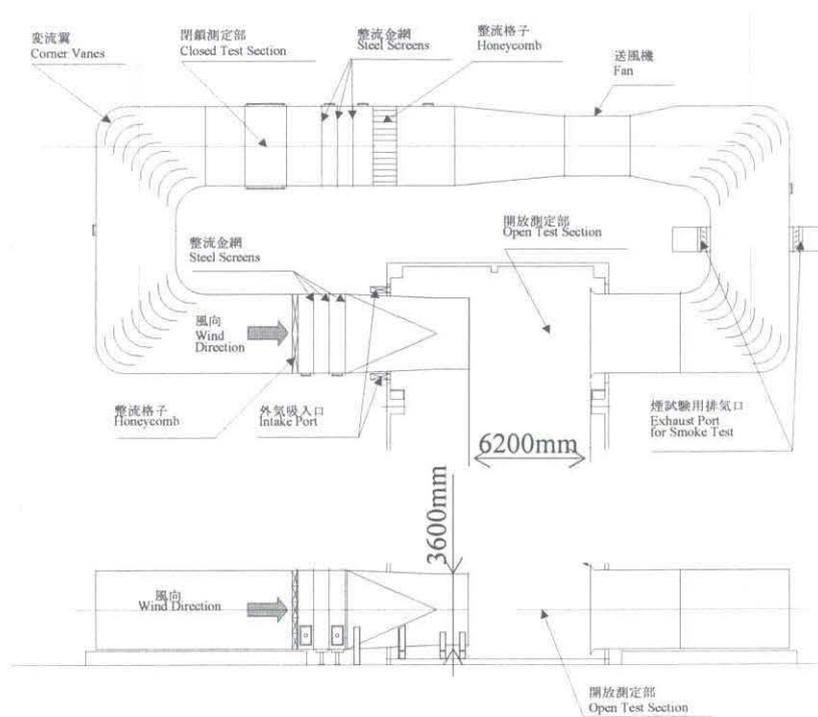
$$x_k = \frac{1}{n} \sum_{j=0}^{n-1} f_j \times \exp\left(\frac{2\pi ijk}{n}\right) \quad k = 0, \dots, n-1 \quad \dots \dots (4)$$

ここで  $n$  は測定点数である.

また本研究では 1 回転中のモーメントの変動を評価する際, BIN 法によりデータをアジマス角ごとに分別して平均化を行う. BIN では  $\psi \pm 5 \text{ deg}$  のデータを平均化し, 10deg ごとの平均データとして用いた.

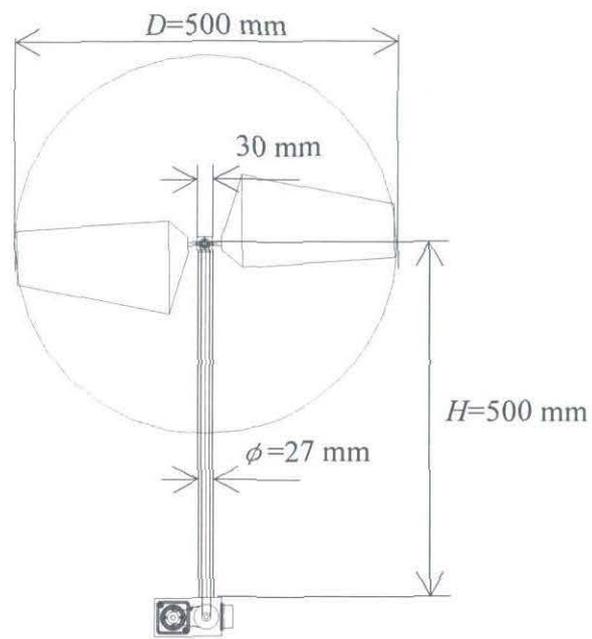


(a) 鳥瞰図

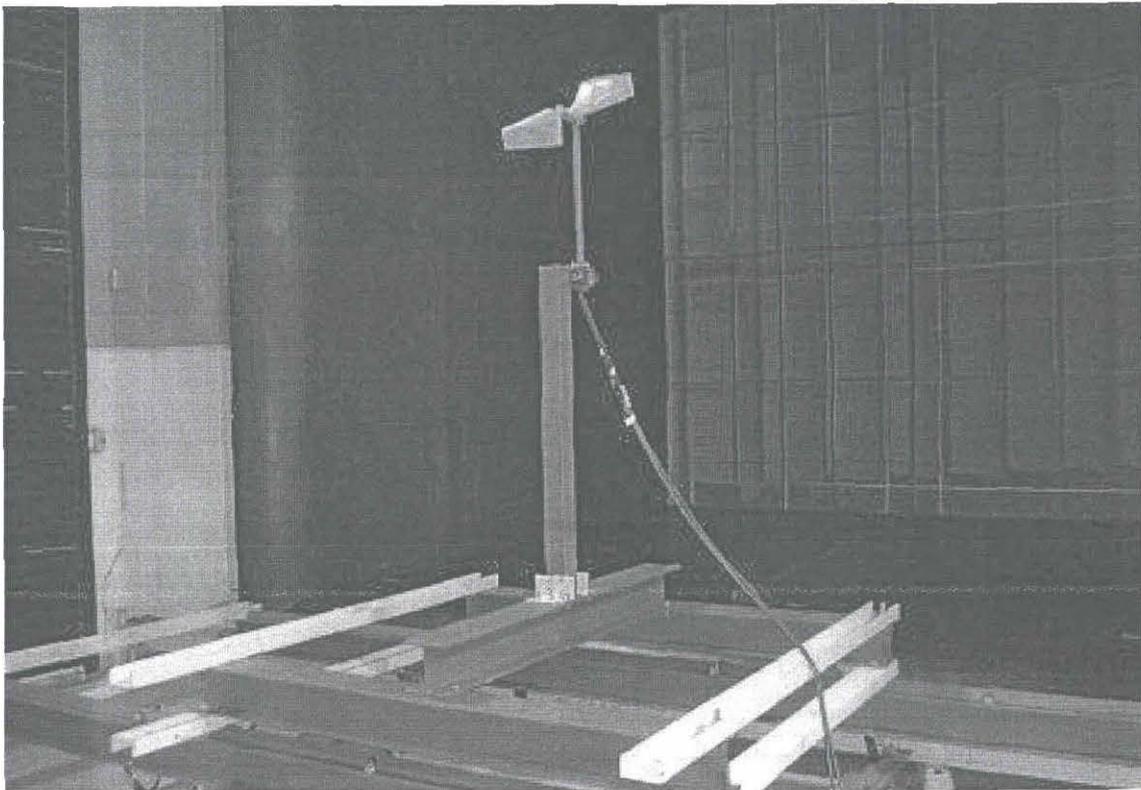


(b) 平面図及び断面図

図 1.1 三重大学大型風洞



(a) 供試風車寸法



(b) 供試風車写真

図 1.2 供試風車

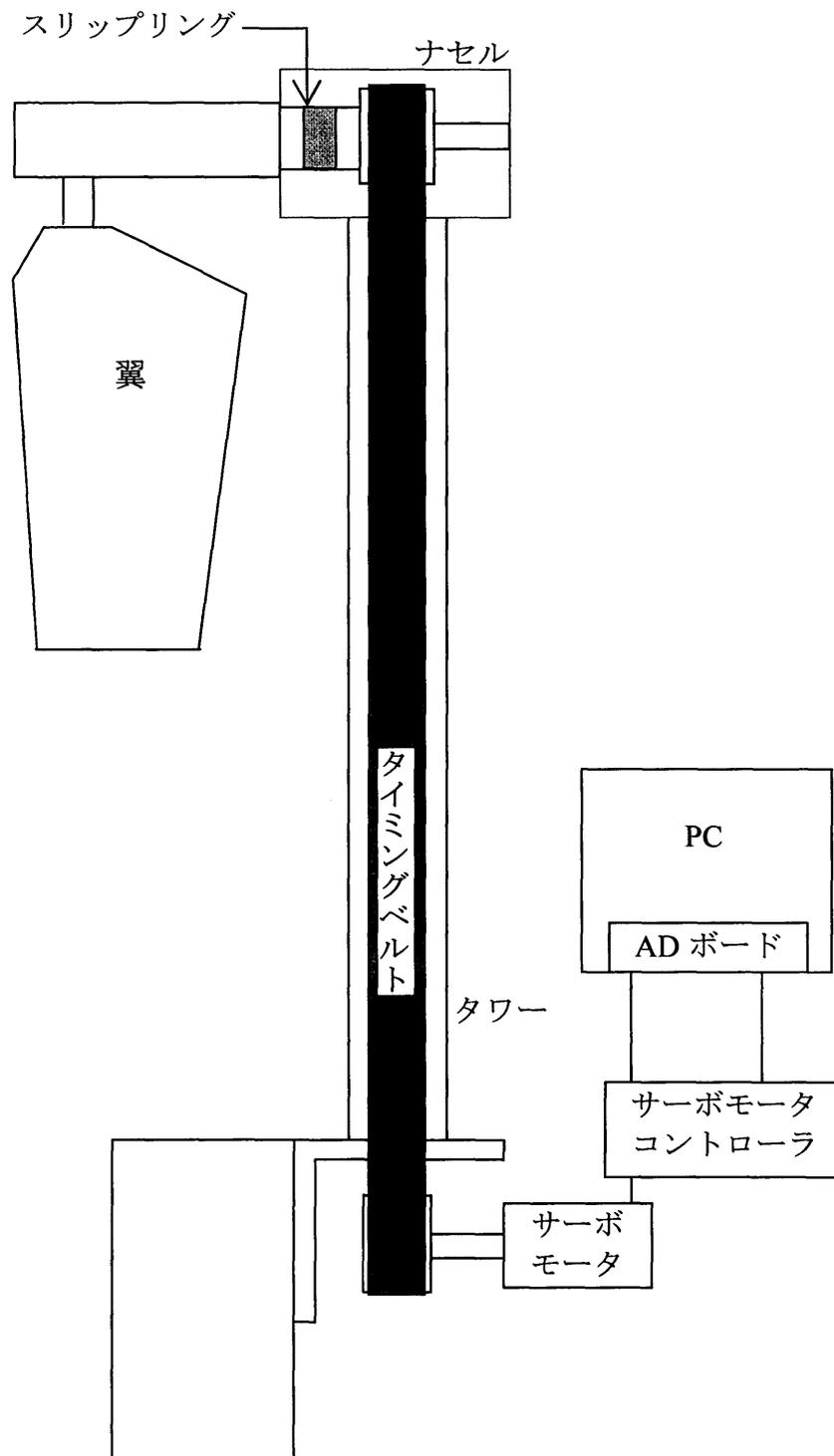


図 1.3 測定システム模式図

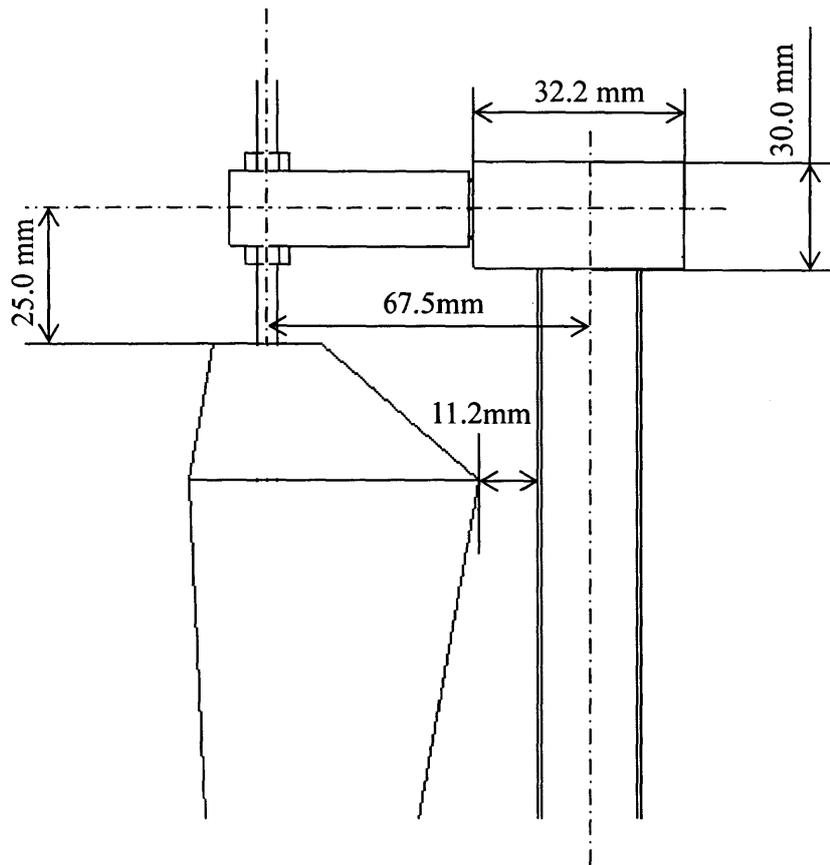


図 1.4 翼とタワーの位置関係

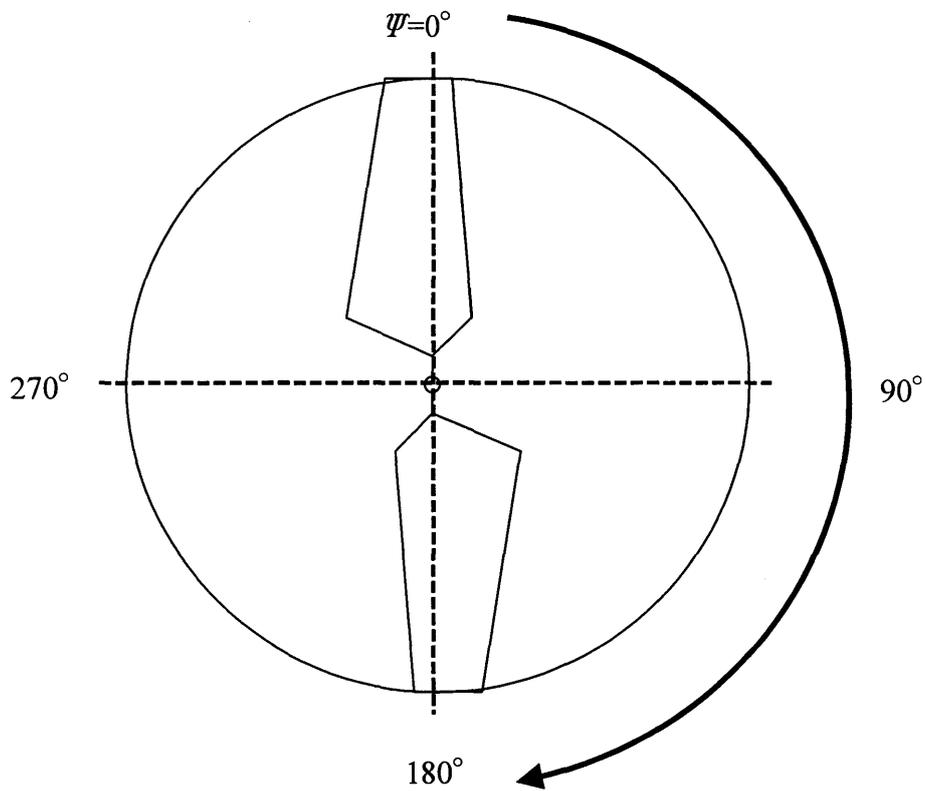
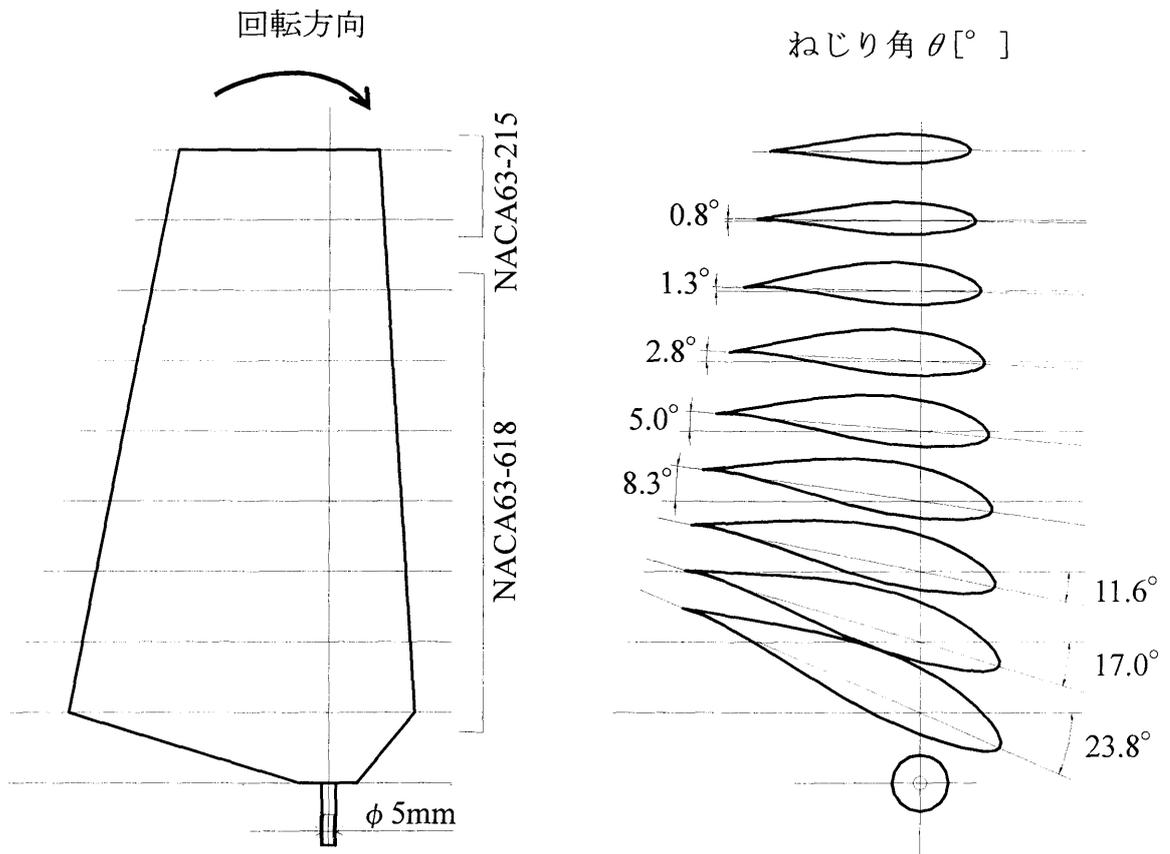
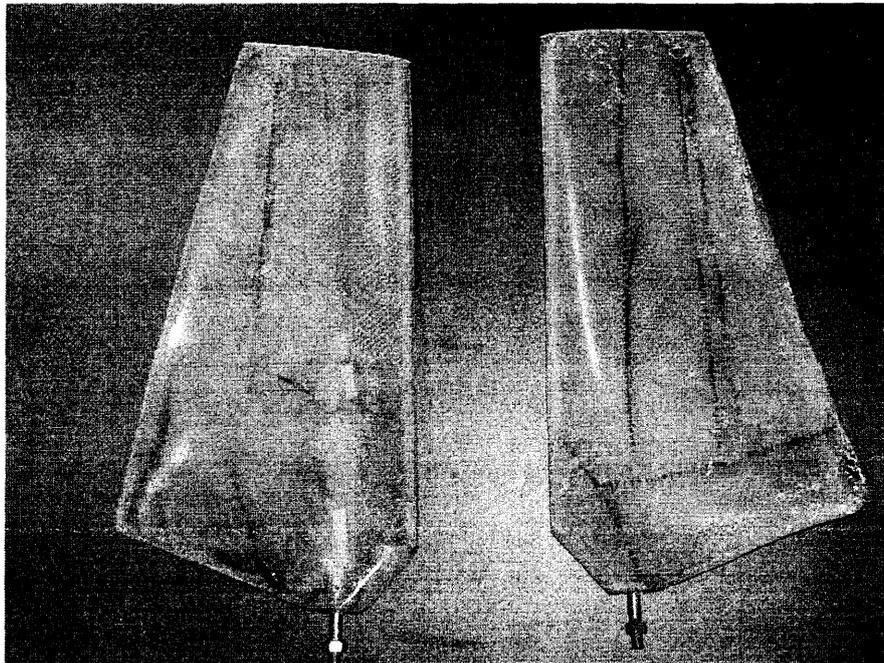


図 1.5 風車アジマス角(上流からの図)

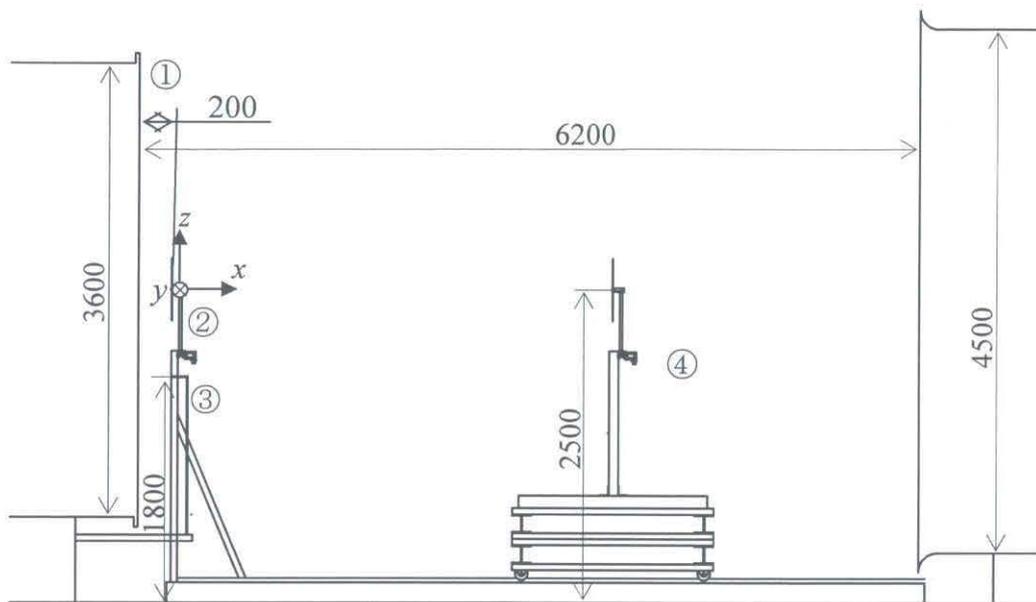


(a) 翼形状とねじり角



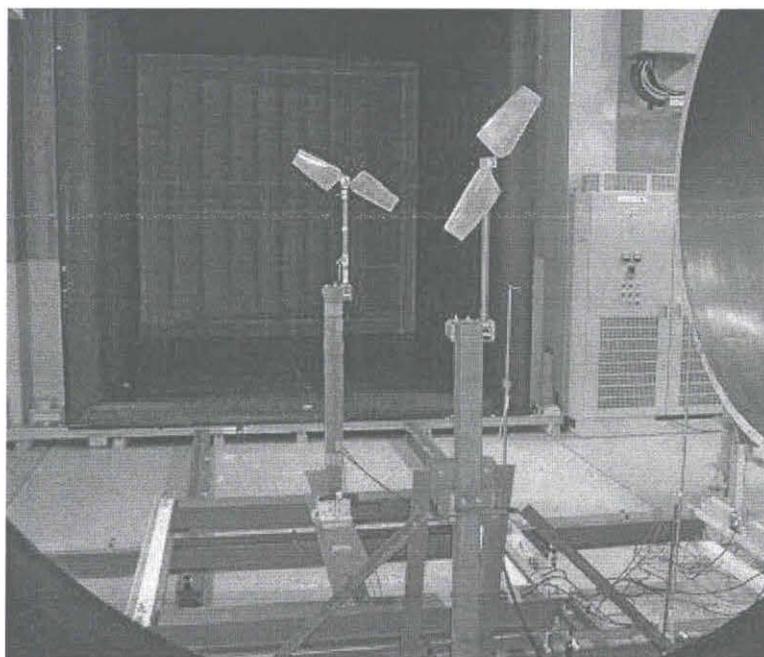
(b) FRP 製翼

図 1.6 供試翼



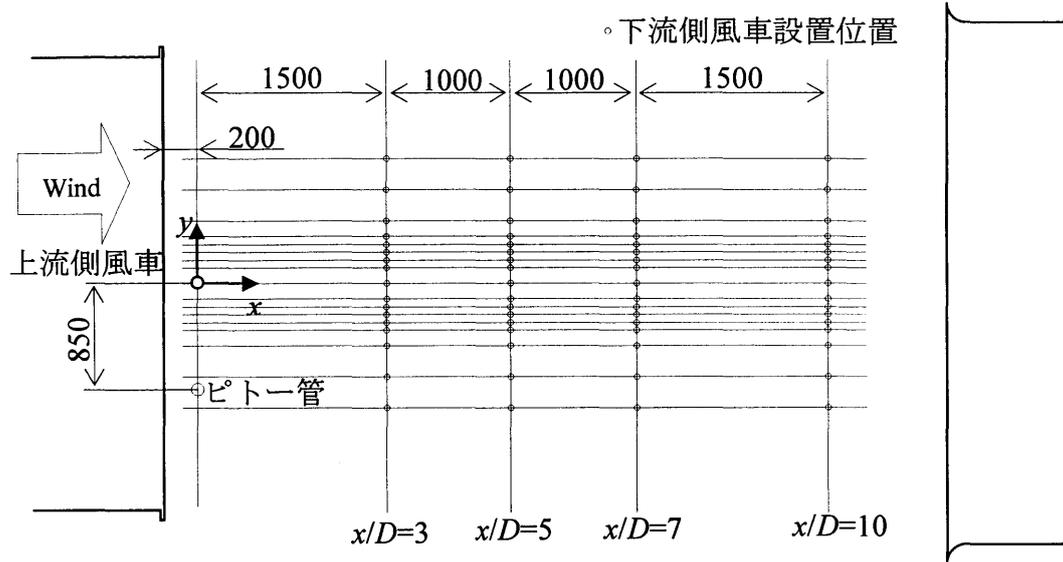
- ① Wind Tunnel
- ② Upstream Wind Turbine
- ③ Pitot Tube
- ④ Test Wind Turbine

(a) 実験装置概要(断面図)

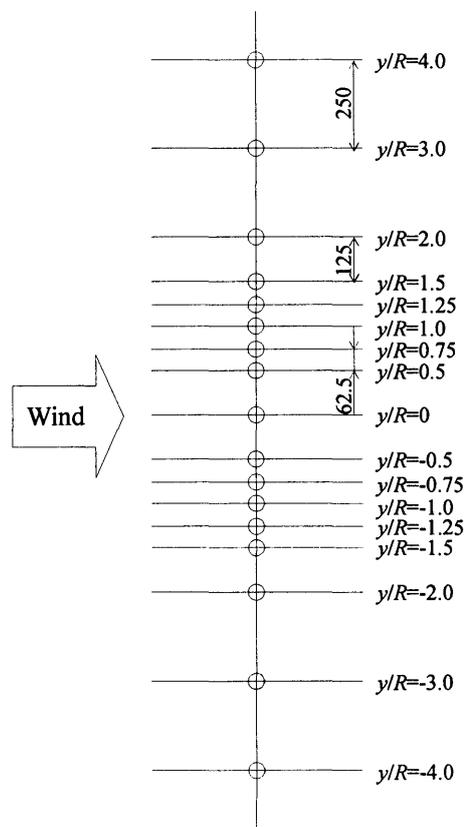


(b) 上流から見た2基の風車

図 1.7 実験装置



(c) 風車性能の測定位置(平面図)



(d) 風車性能の測定位置(拡大図)

図 1.7 実験装置

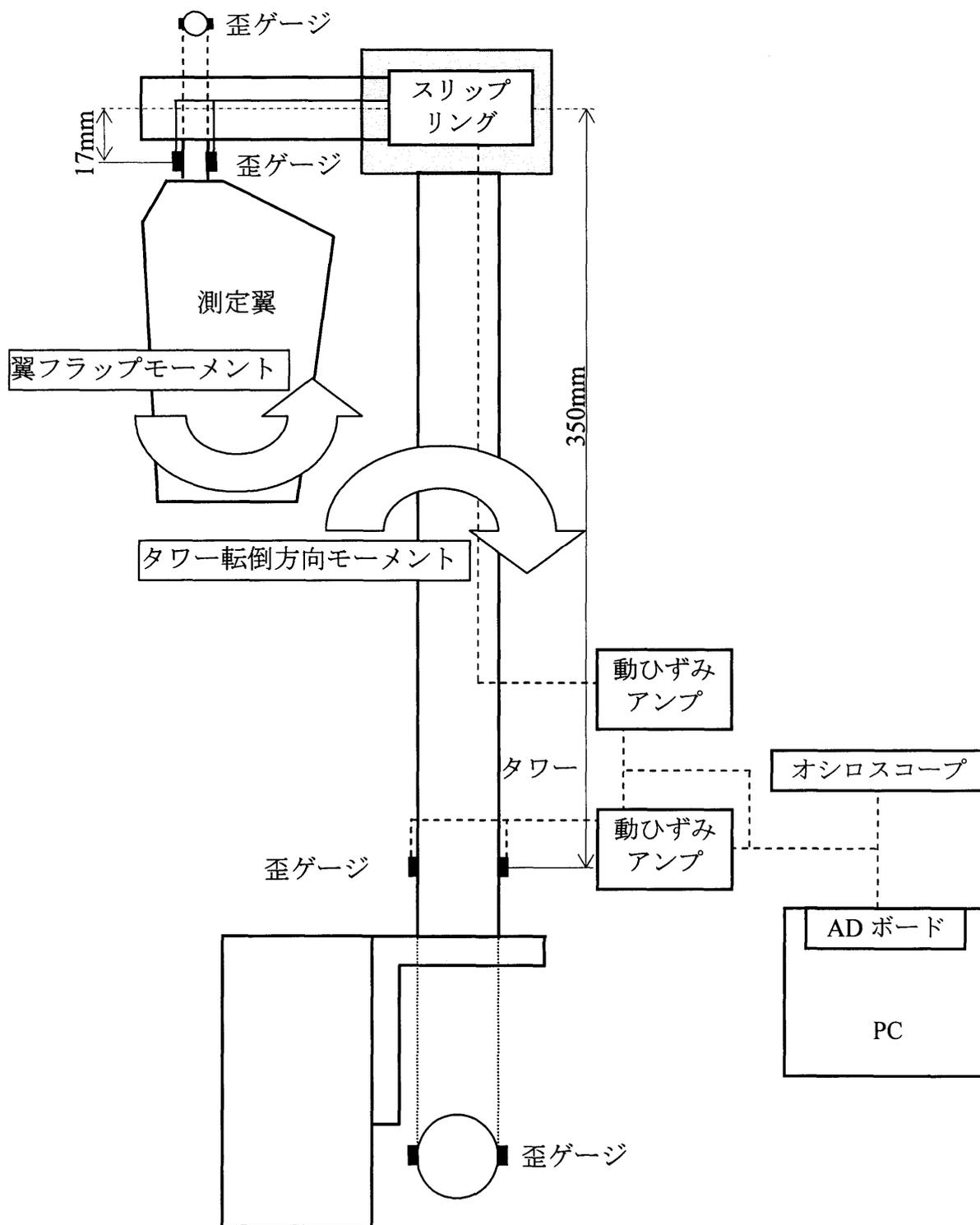
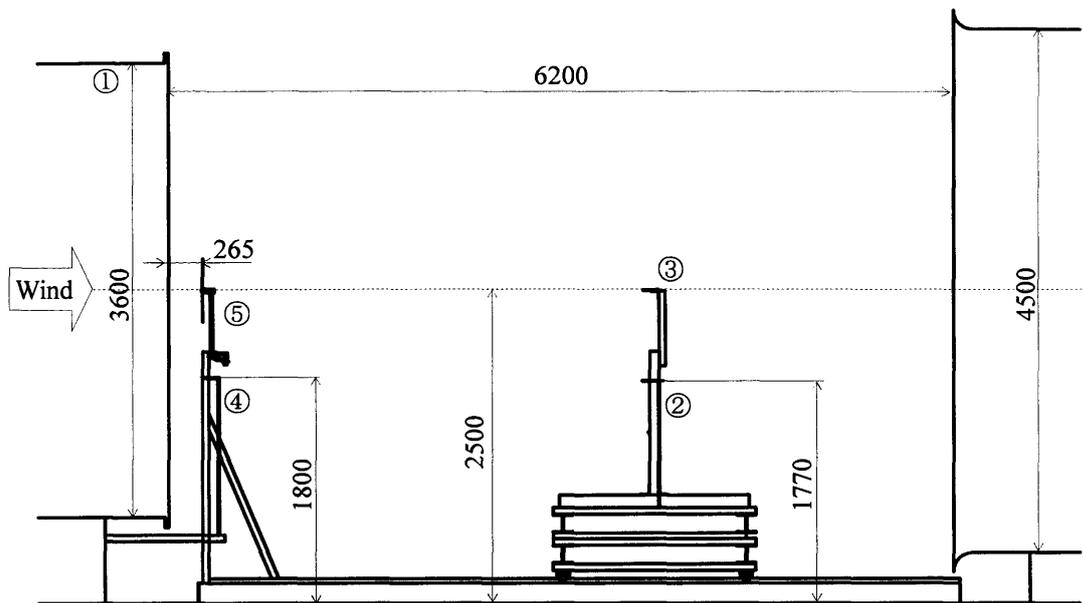
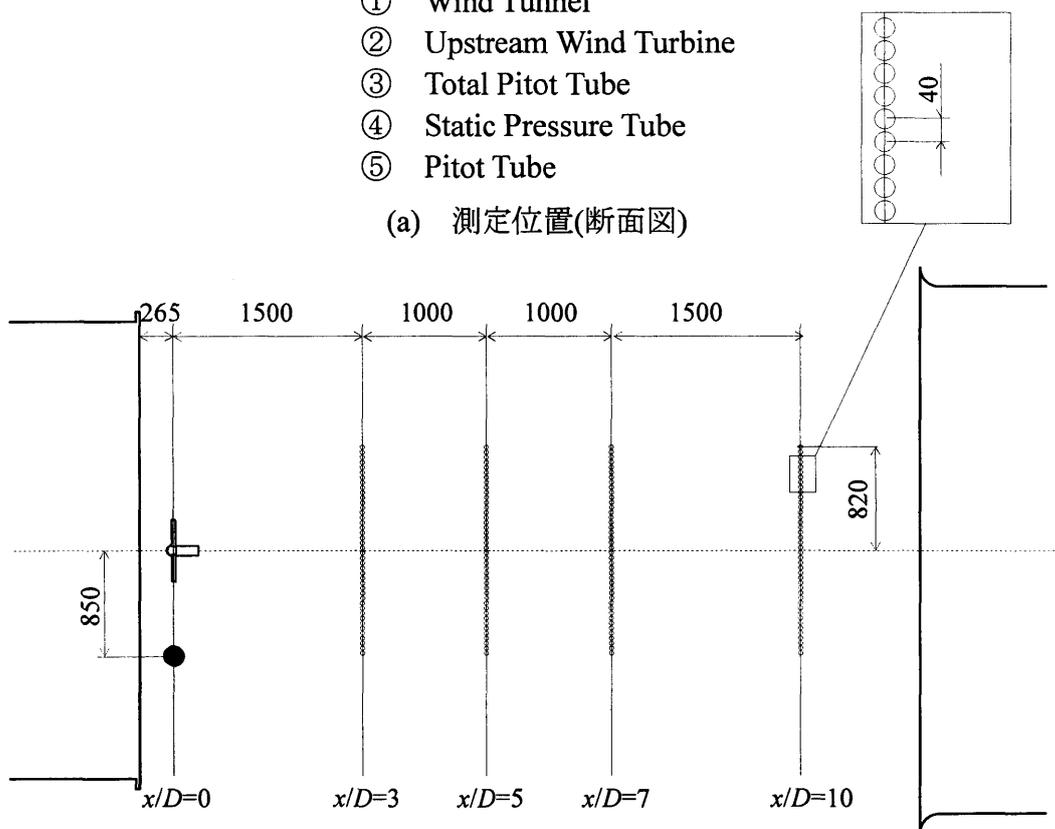


図 1.8 応力測定システム



- ① Wind Tunnel
- ② Upstream Wind Turbine
- ③ Total Pitot Tube
- ④ Static Pressure Tube
- ⑤ Pitot Tube

(a) 測定位置(断面図)



- 静圧測定用のピトー管設置位置
- 後流測定用全圧管の位置

(b) 測定位置(平面図)

図 1.9 後流内速度分布測定

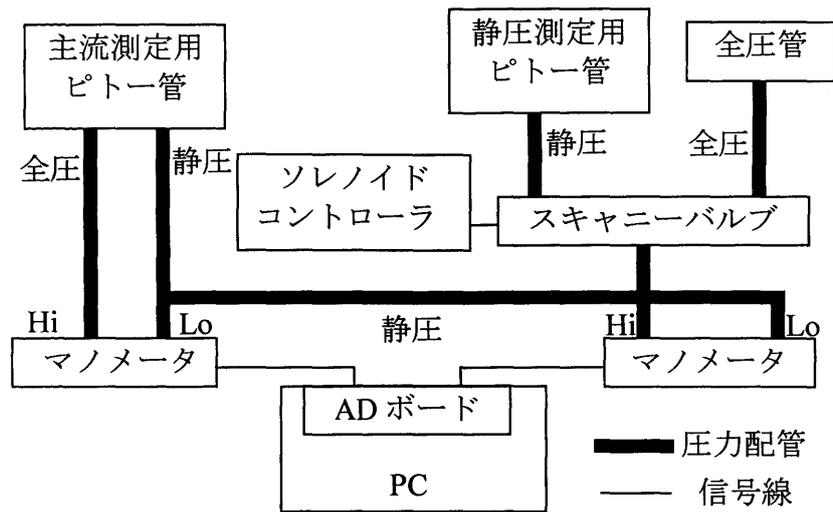
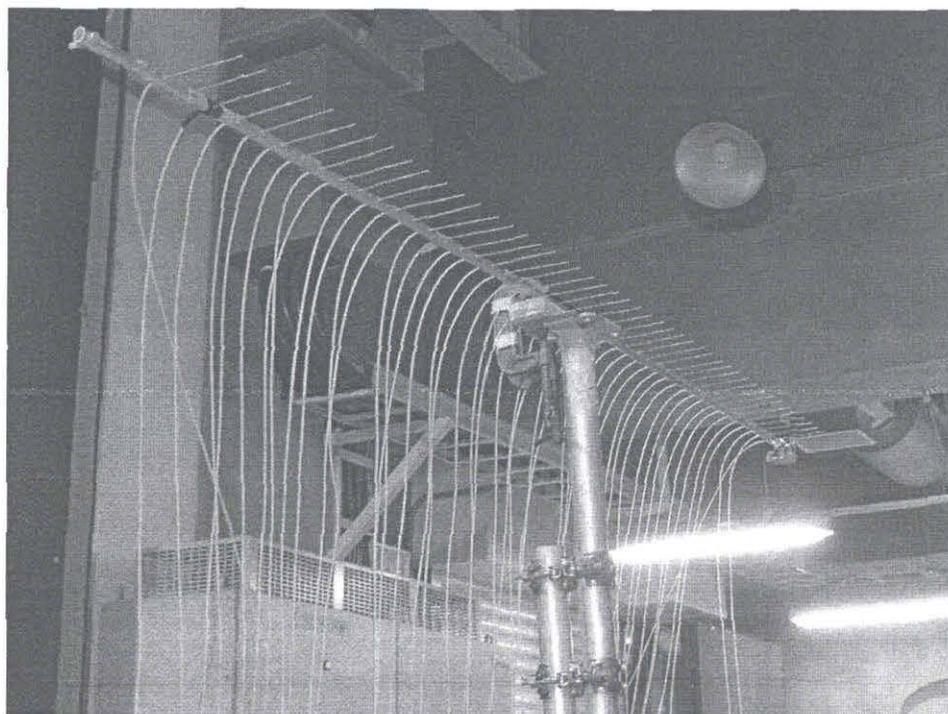


図 1.10 圧力計測システム



全圧管

図 1.11 後流速度分布の測定風景

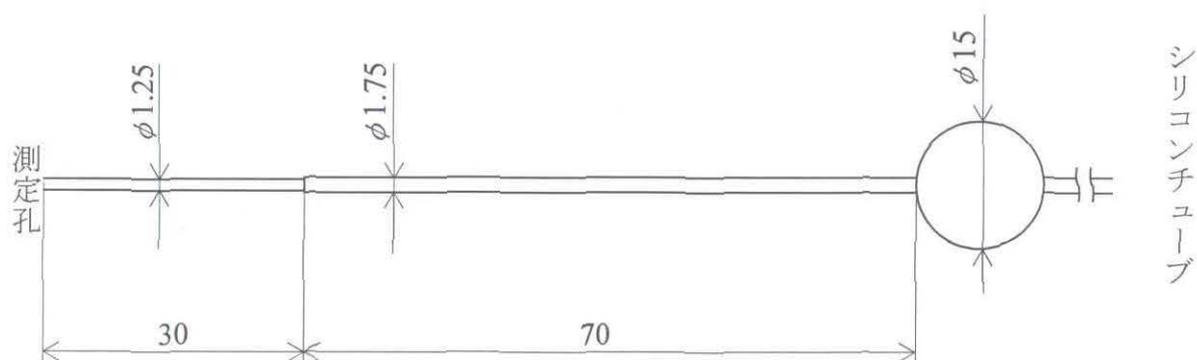


図 1.12 全圧管先端部分拡大図

## 第2章 後流内速度分布と風車性能

### 2.1 風車単体での性能

#### 2.1.1 出力係数

図 2.1 は横軸に周速比，縦軸に出力係数とし，実験で用いた 2 基の供試風車の性能の比較を示す．主流速度は  $U=7[\text{m/s}]$  である．上流側風車は周速比  $\lambda=3.69$  のとき最大出力係数  $C_{P0\_max} = 0.413$  を示し，下流側風車は周速比  $\lambda=3.70$  のとき最大出力係数  $C_{P0\_max} = 0.413$  を示す．性能曲線の形状は若干異なるが 2 基の風車の性能はほぼ一致しているといえる．2 基の性能曲線の若干の差は翼形状のばらつき，翼の重量バランスなど 2 基の風車の個体差によるものであると考えられる．しかし両風車の出力係数はピーク付近で良く一致しており，風車周囲の流れ場を再現できると考えられる．なお，2 基の風車は最高出力係数を示すピッチ角  $\beta=4[\text{deg}]$  としている．図 2.2 にピッチ角変化による出力係数変化を示す．翼端レイノルズ数は約  $1.4 \times 10^5$  である．翼の揚力係数はレイノルズ数によって若干変化するが， $5.0 \times 10^4$  以上では大きな差ではないことが明らかとなっている<sup>(5)</sup>．また，後流内速度低下により下流側風車ではさらにレイノルズ数が低下すると考えられる．しかし後流中の乱れが大きくなった流れではレイノルズ数の低下による翼性能変化が小さくなる<sup>(6)</sup>．したがって，レイノルズ数および出力係数の点から本実験において風車後流内に配置された風車の挙動を調べるために要求される風車後流内の流れ場は再現されていると考えられる．

#### 2.1.2 風車後流の速度分布

図 2.3 は供試風車後流の速度分布を示す．図は横軸に無次元半径位置  $y/R$ ，縦軸に無次元速度  $V_N$  を示し，記号はロータ回転面からの無次元主流方向位置の違いを示す．無次元速度  $V_N$  は後流内主流方向速度  $V$  を主流速度  $U$  で無次元化して

いる。実験に用いた風洞は回流型風洞であるが、測定部が開放されている。このため、風洞吹出口からの距離が長くなるにしたがい主流速度が若干低下する。そのため、風車後流の速度分布は上流側風車を設置しない状態で測定した風洞内速度分布を基準とする無次元化速度を用いて示す。供試風車は最適周速比で運転しており、発電状態である。ロータの占める範囲は $|y/R| \leq 1$ である。図より風車後流の速度欠損領域は $x/D = 3$ で $|y/R| \leq 1.52$ 、 $x/D = 5$ で $|y/R| \leq 1.84$ 、 $x/D = 7$ で $|y/R| \leq 2.00$ 、 $x/D = 10$ で $|y/R| \leq 2.16$ となっており、下流側へいくほど風車後流の減速範囲が拡大していくのがわかる。また $y/R=0$ を中心にほぼ $y$ 軸に対して対称になる。後流内の流れの減速により $x/D=3$ で $-1.36 \leq y/R \leq -0.72$ と $0.88 \leq y/R \leq 1.52$ の範囲に強い速度せん断層が生じる。またこのせん断層の範囲は、 $x/D=5$ で $-1.52 \leq y/R \leq -0.56$  および  $0.56 \leq y/R \leq 1.52$ 、 $x/D=7$ で $-1.52 \leq y/R \leq -0.4$  および  $0.56 \leq y/R \leq 1.68$ 、 $x/D=10$ で $-2 \leq y/R \leq -0.56$  および  $0.56 \leq y/R \leq 2.16$ であり、 $x/D$ が大きくなるにしたがい速度せん断層の範囲が広く、せん断層内の速度勾配はなだらかになる。なお、本実験では速度測定装置の分解能により一様な流れの中に若干のばらつきが見られる。このため、隣接する2つの計測点間での無次元速度差が0.05以下である部分を一樣と定義した。

図2.4は最適周速比で運転される風車後流の速度分布形状を示す。縦軸に半径方向位置 $y/R$ 、横軸に主流方向位置 $x/D$ を示し、横軸の1目盛の間隔が無次元速度 $V_N=1$ に対応する。図より最も速度が低下している $x/D=3$ 、 $|y/R|=0.72$ での風速は主流速度の0.46倍となった。 $x/D=10$ の $|y/R|=0.08$ において後流速度は主流速度の0.67倍に減速している。風洞のような主流の乱れ度が小さな流れの場合、後流と主流との混合が起こりにくく後流速度回復は非常に遅いと考えられる。風車を配置する際には主流方向にロータ直径の10倍の間隔をとることが目安とされているが、乱れ度の小さな地点ではより注意が必要と考えられる。また、 $x/D=3$ 、 $|y/R| \leq 0.72$ の範囲で風速の減速量が小さい。これはロータ中心部分にあ

る翼根部分，翼の無い部分およびナセル部分などが主流からエネルギー抽出しておらず，そこを通過した流れの速度低下割合が小さいためと考えられる． $x/D=5, 7, 10$  の位置においては，これらの傾向はみられない．これは風車後流の翼根付近の速度勾配による混合や半径方向速度成分による混合が速度分布を標準化したためと考えられる．

### 2.1.3 後流内速度分布モデル

後流内速度  $V_N$  を主流方向位置  $x/D$  及び半径方向位置  $y/R$  に対して以下のように近似しモデル化した

$$V_N = \left\{ 0.00299 \times (x/D)^2 - 0.00062 \times x/D + 0.41 \right\} \times (y/R)^2 + \left\{ 0.00145 \times (x/D)^2 - 0.00342 \times x/D + 0.27 \right\} \quad \dots (5)$$

ただし，式によって  $V_N > 1$  となる範囲では  $V_N = 1$  とした．後流内速度の実験値と式(5)のモデルの比較を図 2.5(a)～(d)に示す． $x/D$  が小さい(風車間の距離に近い) $x/D=3$  の図 2.5(a)では式(5)は実験値と異なる傾向を示す．しかし下流側  $x/D=5$  の図 2.5(b)では値は若干異なるが傾向は一致し，さらに下流である  $x/D=7, 10$  の図 2.5(c), (d)ではほぼ一致している．ロータ中心付近の翼がない部分を通過してくる流れや翼から出る渦などにより風車に近い後流では流れが複雑になっていることが考えられるため，風車に近い後流では風車の形状により後流内速度分布の形状が大きく異なると考えられる．したがって今後風車の出力を変化させて，翼根付近の流れを変化させたり，主流方向へのロータ推力を変化させて，後流内速度分布の変化を測定することで，風車に近い領域の後流においても計算値と実験値をより近づけられると考えられる．

#### 2.1.4 風車単体の後流測定のとめ

風洞実験によって風車単体の後流内速度分布を測定し、以下の結果を得た。

- (1) 風車の後流は下流側に行くにしたがい拡大し、ほぼ左右対称となる。
- (2) 本実験の風車後流は主流方向位置  $x/D = 3$ 、半径方向位置  $y/R = -0.48$  及び  $0.64$  の位置において最も主流方向速度が低下し、主流速度の  $0.46$  倍にまで減速する。
- (3) 下流側ほど後流内主流方向速度は回復するが、 $x/D=10$  においても風車後流速度は主流風速の  $0.67$  倍に低下している。

## 2.2 上流側風車後流内に下流側風車を設置したときの出力変化

### 2.2.1 後流内の出力変化

図 2.6 は、上流側風車の後流内の様々な位置に下流側風車を配置したときの、下流側風車のその位置での最大出力係数  $C_{p\_max}$  を風車単独の最大出力係数  $C_{p0\_max}$  で無次元化した最大出力係数比を示す。図より  $x/D=3$  の出力係数比は  $y/R=0$  で最小値 0.14 をとり、 $|y/R| \geq 2$  でほぼ 1 になる。上流側風車後流の中心付近 ( $|y/R| \leq 1$ ) に下流側風車が位置するときの最大出力係数比は  $x/D$  の増加に従い増加するが、 $x/D=10$  においても  $y/R=0$  の出力係数比は 0.42 となる。 $|y/R| \geq 3$  の最大出力係数比は  $x/D$  によらずほぼ等しい。図より  $|y/R|$  が大きい、つまり上流側風車と下流側風車の半径方向距離が大きくなるほど下流側の風車出力係数は回復する傾向にある。

### 2.2.2 半径方向位置を固定した場合の下流方向への出力変化

図 2.7 は最大出力係数比と主流方向位置の関係を示す。図中の記号は、各半径方向位置を示す。 $|y/R|=0, 0.5, 0.75, 1$  の最大出力係数比は  $x/D$  の増加に従い大きくなる。これは風車後流内速度分布からも明らかなように  $x/D$  の増加にしたがい風車後流内速度が回復し、下流風車のロータ回転面に流入するエネルギーが増加するためと考えられる。 $|y/R|=1.5, 2$  の最大出力係数比は  $x/D$  の増加に従い若干低下する。これは風車後流の減速範囲が下流側へ行くに従い拡大し、下流側風車のロータ回転面に占める速度欠損領域の面積が増加するためである。後流内速度の回復による出力増加、とロータ回転面と速度欠損領域の重なりによる出力低下は、 $|y/R|=1.25$  でほぼつりあい、 $|y/R|=1.5, 2$  で速度欠損による影響が若干大きいと考えられる。 $|y/R|=3, 4$  の出力係数比は  $x/D$  によらずほぼ等しく、下流側風車は後流外にある。 $x/D < 10$  の範囲においては主流方向に直交する方向に、風車半径の 3 倍の間隔があれば風車出力は低下しないといえる。

### 2.2.3 風車後流内の出力曲線

一般に風車の性能は風速と出力の関係を示す出力曲線で表わされる。いま、風車が単独で運転される場合、商用風車を想定して風速 12m/s で定格出力となると仮定する。後流内で運転される風車の性能実験結果から得られた各計測位置での最大出力係数に基づき出力を試算する。なお、実際の風車の運転では定格風速を超える高風速域で、上流側風車は定格出力を保つため出力制御を行う。出力制御は、ピッチ制御もしくは失速制御であると考えられるが、いずれにしても出力制御にともなう風車後流内速度の変化が推察される（例えばピッチ制御により翼をフェザーさせると、風がロータを通り抜けやすくなり後流内速度が高くなる）が、本結果は出力制御にともなう風車後流の変化を考慮していない。図 2.8(a)～(d)は、それぞれ後流内の  $x/D=3, 5, 7, 10$  で運転される風車の出力曲線の推定結果を示す。図は横軸に風速、縦軸に発電量を定格出力で無次元化した出力比を示す。図より風車後流内で運転される風車は風速に対する出力の立ち上がりが低く、風速 12m/s でも定格出力に達せず、例えば  $x/D=3, y/R=0$  の場合、定格出力となる風速は 22m/s である(図 2.8(a))。

### 2.2.4 風車後流内の出力変化試算

後流内に位置する下流側風車の出力低下は、後流による速度欠損領域内における下流側風車ロータ面への流入エネルギー減少に基づいていると考えられる。そこで、この流入エネルギー減少と下流側風車の出力の関係を試算した。試算では風車回転面への流入速度の低下から流入エネルギー減少を求めた。下流側風車のロータ回転面を翼根部である  $r/R=0.1$  から  $r/R=1$  まで半径方向に  $0.01R$  ごと、アジマス角方向には  $2\text{deg}$  ごとの領域  $A_r$  に分割した。各領域への流入風速は、風車ハブ高さ水平面 ( $z=0$ ) で測定した後流内速度から上流側風車を中心とする円形後流断面速度分布を仮定し見積る。後流内速度  $V_N$  は 2.1.3 項で示した式(5)を

用いた。

また回転面への流入エネルギーの減少に加え、周速比の変化による領域ごとの出力低下を考慮した。周速比による領域ごとの出力係数  $C_{P,r}$  の変動は風車性能曲線を近似した以下の式を用いた。

$$C_{P,r} = C_{P0\_max} \times (-0.076666 \times \lambda^2 + 0.572 \times \lambda - 0.070) \quad (\lambda < 2.7) \quad \dots (6)$$

$$C_{P,r} = C_{P0\_max} \times (0.13252 \times \lambda^2 - 0.0232 \times \lambda + 0.015) \quad (\lambda \geq 2.7) \quad \dots (7)$$

以上より後流内の風車出力係数比を以下のように求めた。

$$\frac{C_{P\_max}}{C_{P0\_max}} = \frac{\sum \frac{1}{2} \rho A_i V^3 C_{P,r}}{\frac{1}{2} \rho A U^3 C_{P0\_max}} \quad \dots (8)$$

試算の結果と実験値の比較を図 2.9 (a)から 2.9 (d)に示す。後流内出力変化は  $y$  軸に対して対称のため、 $y/R \geq 0$  のみで比較する。後流速度分布からの出力予測結果と実験値を比較すると  $x/D=3, 5$  の図 2.9 (a), (b)は実験値と予測値の差があるが、 $x/D=7, 10$  の図 2.9 (c), (d)は比較的良く一致している。 $x/D=7, 10$  の後流内速度を式でほぼ再現できている範囲において、出力予測は実験値にほぼ一致する。したがって後流内の平均速度分布を風車後流全域で良く表わす後流モデルを構築することができれば、後流内における風車性能低下を予測できると考えられる。

## 2.2.5 後流内に配置された風車の性能測定についてのまとめ

上流側風車の後流内に下流側風車が位置する場合の下流側風車の性能変化について考察を行い、以下の結果が得られた。

- (1) 後流内の風車出力は  $x/D=3, y/R=0$  において最も低下し、主流中の 15%程度となる。
- (2)  $y/R=0$  の半径位置では  $x/D=10$  においても出力が主流中の 40%程度となる。

- (3) 後流中の風車性能は  $y/R=0$  を中心にほぼ対称となる。
- (4) 後流中心部である  $|y/R| \leq 1$  の範囲において、 $x/D$  の増加にしたがい出力が回復する。  $|y/R|=1.5, 2$  では  $x/D$  の増加にしたがい出力が低下する。
- (5) 後流内風車の出力係数の低下割合は後流内のハブ高さの平均速度分布から流入エネルギー減少を予測することで得られる。

## 2.3 上流側風車後流内に配置された下流側風車に作用する応力

風車後流内の速度勾配や、後流内の速度欠損領域と後流外一様流との境界の影響により後流内で運転される風車には翼やタワーに繰り返し荷重が作用すると考えられる。速度勾配によって風車に作用する応力変動は材料に疲労を蓄積させ風車寿命を低下させる。風車の寿命を考える場合、応力変動の軽減が重要である。一般に応力変動を長期間にわたり受ける金属材料の強度は、変動回数の増加にしたがい低下する ( $S-N$  曲線)<sup>(8)</sup>。また風車翼に使用される複合材料 (GFRP, CFRP など) においては変動回数の増加にしたがい破断応力が低下し、明確な疲労限度を示さない場合が多いことが知られている<sup>(9)</sup>。このため、風車翼に応力変動が作用する場合、繰り返し回数の増加により破壊する恐れがあり、下流側風車に生じる応力変動の見積は風車寿命を予測するため重要となる。

本節では後流が下流側風車の翼やタワーに生じさせる応力変動について考察する。

### 2.3.1 翼に作用する応力

#### 2.3.1.1 翼フラップモーメントの平均値

後流内速度は  $y/R=0$  で最も小さくなり、 $|y/R|$  の増加にしたがい大きくなる。また後流内速度は  $x/D$  の増加にしたがい回復し大きくなる。図 2.10 は下流側風車の翼根フラップモーメントの平均値を示す。図中のプロットは、後流内において最適周速比で運転される風車のフラップモーメント  $M_{\text{Flap}}$  を主流中でのフラップモーメントで無次元化した  $C_{M_{\text{Flap}}}$  を示す。主流中のモーメントに対する低下割合を明確にするため無次元化を行った。なお、無次元化に用いた主流中での値は  $M_{\text{Flap}}=0.32[\text{N} \cdot \text{s}]$  である。図より、フラップモーメントは  $y/R=0$  で最も小さく、 $|y/R|$  の増加にしたがい大きくなる。フラップモーメントの最小値は  $x/D=3$ ,  $y/R=0$  において、主流中の値の 0.39 まで低下する。フラップモーメントは  $x/D=10$ ,

$y/R=0$  においても 0.61 である。  $|y/R|=3, 4$  で下流側風車はいずれの  $x/D$  の位置においてもほぼ後流外にあり，上流側風車の影響を受けないと考えられる。この範囲ではフラップモーメントはほぼ一定になっている。以上より，翼フラップモーメントの平均値は下流側風車回転面の受ける平均風速により変化すると考えられる。

一方，  $|y/R|=1$  付近で下流側風車はロータ面に大きな速度せん断層を含む流れを受ける。このため，翼に流入する速度が 1 回転中に大きく変動する。

図 2.11 に翼フラップモーメントの分散  $\sigma_{\text{Flap}}$  を主流中におけるフラップモーメントの平均値  $M_{\text{Flap}}$  の 2 乗値で無次元化した  $C_{\sigma\text{Flap}}$  を示す。図のプロットは図 2.10 の瞬時データの分散を示す。フラップモーメントの分散は翼に加わる流体力およびそれに基づく翼振動により生じる。図より  $|y/R|=1$  付近においてフラップモーメントの分散が大きくなっていることがわかる。フラップモーメントの分散の最大値は  $x/D=3, y/R=1.5$  で 0.22 である。  $x/D$  の増加にしたがい後流速度欠損領域が広がるため，下流側風車が後流内に入る半径方向の範囲は大きくなる。しかし下流側にいくにしたがい速度せん断層の勾配がなだらかになる。このため  $x/D$  の増加にしたがい翼に流入する速度分布の変化が小さくなる。したがってフラップモーメントの分散も  $x/D$  の増加にしたがい小さくなる。

### 2.3.1.2 1 回転中の翼フラップモーメントの変動

図 2.12 (a)から 2.12 (d)は 1 回転中の翼フラップモーメントの変動を示す。図 2.12(a)~(d)は各主流方向位置  $x/D$  に対応する。図は  $y/R \geq 0$  の範囲におけるフラップモーメントの変動を示している。なお瞬時値には翼剛性に依存する機械振動を含む。したがって DFT を用いてロータ回転数の 2 倍の周波数以上の周波数成分を除去するフィルターをかけてある。したがって図中の 1 回転中のモーメント変動は流体力に基づく強制力の変化を示す。モーメント変動は翼に流入する

風速が最小となるアジマス角( $y/R < 0$  では  $\Psi=270\text{deg}$ ,  $y/R > 0$  では  $\Psi=90\text{deg}$ )付近で最小となる。変動の幅は  $x/D = 3$ (図 2.12(a)),  $y/R = 0.75$  で最大値 0.73 となる。変動の幅は  $x/D = 5$ (図 2.12(b)),  $y/R = 0.75$  で 0.55,  $x/D = 7$ (図 2.12(c)),  $y/R = 0.75$  で 0.44,  $x/D = 10$ (図 2.12(d)),  $y/R = 0.75$  で 0.33 となり  $x/D$  の増加にしたがい小さくなる。変動の周波数はロータ回転周波数と同じ周波数である。

曲げ変動荷重が部材に加わるとき, FRP で降伏点応力の 4 割程度, 金属で 5 割程度の応力変動で破壊を起こす。本研究では, 後流内で運転される下流側風車のフラップモーメントの変動による応力変動幅は, 主流中でのフラップモーメントによる平均応力の 0.73 倍である。また材料の疲労では応力振幅の最大値と応力分布が主に影響し, 平均応力はほとんど関係しない<sup>(6)</sup>。したがって後流内で運転される風車は, 平均応力は低下するが応力変動による疲労破壊が生じやすくなり, 後流内の風車は過負荷による破壊よりも疲労による破壊の危険が生じやすいと考えられる。

本実験のモーメント変動幅を竜飛ウインドパークの実機風車での応力測定<sup>(8)</sup>の例に当てはめ, 疲労試算を行う。参考とした風車は定格出力 275kW, ロータ直径 28.0m の風車で, ロータ回転数は 43rpm 固定速運転, 通常運転時(平均風速 8.9m/s)に平均出力は 147kW である。

通常運転時に翼に働く平均応力の最大値  $\sigma_{m_0}$  は 18.5MPa である。風車後流内の速度分布は本実験と同様の分布であるものと仮定した。応力振幅  $\sigma_a$  を翼フラップモーメント変動幅  $C_{MFlap\_a}=(C_{MFlap\_max}-C_{MFlap\_min})$ ,  $\sigma_{m_0}$  および主流風速の変動による応力振幅から求めた。主流風速の変動による応力振幅は文献[8]での実測値より 2.5MPa とした。また, 平均応力  $\sigma_m$  を  $\sigma_{m_0}$  と後流内のモーメント低下割合  $C_{MFlap}$  から求め, 翼の材料である GFRP の引張り強さ  $\sigma_s=127.5\text{MPa}$  を用いて以下の式から疲労寿命  $N$  を求めた。

$$N = \left( \frac{73.65}{\sigma} \right)^{\frac{1}{0.104}} \quad \dots (9)$$

$$\sigma = \frac{\sigma_a \sigma_s}{\sigma_a - \sigma_m + \sigma_s} \quad \dots (10)$$

$$\sigma_a = \sigma_{m_0} \left( C_{MFlap\_max} - C_{MFlap\_min} + \frac{2.5}{18.5} \right) \quad \dots (11)$$

$$\sigma_m = C_{MFlap} \sigma_{m_0} \quad \dots (12)$$

式(9)の意味としては、応力  $\sigma$  が翼に働くとき、 $N$  回の応力変動によって疲労破壊するということである。式(9)は翼の材料の  $S-N$  曲線を近似したものであり、文献[8]内で疲労の試算に用いられている式と同じものである。

表 2.1(a), (b)に各位置における応力変動幅と  $N$  の値を示す。モーメント変動幅が最大となる  $x/D=3$ ,  $y/R=0.75$  において、変動幅は主流中である  $y/R=4$  の約 12 倍、疲労寿命は約  $10^4$  倍となり著しく疲労寿命が低下する。ただし、翼の自重や主流速度の変動等によるモーメント変動に関して詳細は不明である。よって実際の疲労寿命においてはこれらの考慮が必要であると考えられる。

表 2.1(a) 翼フラップモーメントの変動幅  $C_{MFlap\_a}$ 

$x/D$	$y/R=0$	$y/R=0.5$	$y/R=0.75$	$y/R=1$
3	0.18	0.44	0.73	0.66
5	0.17	0.35	0.56	0.52
7	0.14	0.27	0.44	0.46
10	0.17	0.26	0.33	0.29

$x/D$	$y/R=1.25$	$y/R=1.5$	$y/R=2$	$y/R=3$	$y/R=4$
3	0.56	0.57	0.09	0.07	0.06
5	0.43	0.40	0.06	0.09	0.08
7	0.36	0.43	0.18	0.09	0.05
10	0.28	0.28	0.19	0.04	0.09

表 2.1(b) 翼フラップモーメントによる疲労寿命  $N$ (回)

$x/D$	$y/R=0$	$y/R=0.5$	$y/R=0.75$	$y/R=1$
3	$4.0 \times 10^{10}$	$1.4 \times 10^8$	$3.5 \times 10^6$	$5.9 \times 10^6$
5	$5.8 \times 10^9$	$1.5 \times 10^8$	$9.2 \times 10^6$	$1.2 \times 10^7$
7	$1.2 \times 10^{10}$	$6.5 \times 10^8$	$3.7 \times 10^7$	$2.4 \times 10^7$
10	$4.8 \times 10^9$	$7.3 \times 10^8$	$1.9 \times 10^8$	$2.8 \times 10^8$

$x/D$	$y/R=1.25$	$y/R=1.5$	$y/R=2$	$y/R=3$	$y/R=4$
3	$1.7 \times 10^7$	$1.4 \times 10^7$	$3.2 \times 10^{11}$	$7.7 \times 10^{11}$	$1.4 \times 10^{12}$
5	$3.2 \times 10^7$	$4.4 \times 10^7$	$5.0 \times 10^{10}$	$1.6 \times 10^{10}$	$2.1 \times 10^{10}$
7	$8.2 \times 10^7$	$3.0 \times 10^7$	$1.8 \times 10^9$	$1.9 \times 10^{10}$	$5.3 \times 10^{10}$
10	$3.3 \times 10^8$	$2.8 \times 10^8$	$1.4 \times 10^9$	$7.6 \times 10^{10}$	$1.6 \times 10^{10}$

## 2.3.2 タワーに作用する応力

### 2.3.2.1 タワー転倒方向モーメントの平均値

後流内速度は  $y/R=0$  で最小であり,  $|y/R|$  の増加にしたがい大きくなる. また後流内速度は  $x/D$  の増加にしたがい回復し大きくなる. 図 2.13 はタワー転倒方向モーメントの平均値を示す. 図中のプロットは, 後流内において最適周速比で運転される風車のタワー転倒方向モーメント  $M_{\text{Tower}}$  を主流中でのタワー転倒方向モーメントで無次元化した  $C_{M_{\text{Tower}}}$  を示す. 無次元化で用いたタワー転倒方向モーメントは, 主流中の値は  $M_{\text{Tower}}=2.3[\text{N} \cdot \text{s}]$  である. 図よりタワー転倒方向モーメントは  $y/R=0$  で最小であり,  $|y/R|$  の増加にしたがい大きくなる. タワー転倒方向モーメントの最小値は  $x/D=3, y/R=0$  において, 0.32 となる. タワー転倒方向モーメントは  $x/D=10, y/R=0$  においても 0.56 である.  $|y/R|=3, 4$  で下流側風車はほぼ後流外にあり, 上流側風車の影響を受けないと考えられる. この範囲でタワー転倒方向モーメントは一定になっている. これは翼フラップモーメントの平均値とほぼ同様な傾向である. 翼フラップモーメントの平均値と同様, タワー転倒方向モーメントの平均値もロータ回転面に流入する速度に依存していると考えられる.

図 2.14 にタワー転倒方向モーメントの分散  $\sigma_{\text{Tower}}$  を主流中におけるタワー転倒方向モーメントの平均値  $M_{\text{Tower}}$  の 2 乗値で無次元化した  $C_{\sigma_{\text{Tower}}}$  を示す. 図のプロットは図 2.13 の瞬時データの分散を示す. タワー転倒方向モーメントの分散は風車に加わる流体力およびそれに基づく振動により生じる. 図より分散は  $x/D$  によらず  $|y/R| \geq 3$  の後流の影響を受けない範囲で小さく,  $|y/R| \leq 2$  で大きくなっている. モーメントの分散の最大値は  $x/D=7, y/R=0.5$  で 0.03 である. 後流内の中心付近では速度勾配の傾きが大きくなり, タワー転倒方向モーメントの分散が  $y/R=0$  付近で大きい傾向がある. また, タワー転倒方向モーメントの分散

が最大値を示す  $x/D=7$  において後流速度欠損領域の中心付近の速度勾配が最も急となっている。したがって速度勾配の大きな流れの中を翼が通過する割合が多いほど分散が大きくなると考えられる。

### 2.3.2.2 1回転中のタワー転倒方向モーメントの変動

図 2.15(a)から 2.15(d)にタワー転倒方向モーメントの1回転中の変動を示す。図 2.15(a)~(d)は各主流方向位置  $x/D$  に対応する。図は  $y/R \geq 0$  の範囲におけるタワー転倒方向モーメント変動を示している。なお瞬時値にはタワー剛性に依存する機械振動を含む。したがってDFTを用いてロータ回転周波数の4倍以上の周波数成分を除去するフィルターをかけてある。したがって図中の1回転中のモーメントの変動は流体力に基づく強制力の変化を示す。タワー転倒方向モーメント変動は風車1回転中に2周期存在することがわかる。変動の幅は  $x/D=3$  ,  $y/R=0.75$  (図 2.15(a))で最大値0.44となる。変動幅は  $x/D=5$ (図 2.15(b))では  $y/R=1.5$  で主流中のタワー転倒方向モーメントの平均値に対して0.26,  $x/D=7$ (図 2.15(c))では  $y/R=0.75$  で0.18,  $x/D=10$ (図 2.15(d))では  $y/R=1$  で0.11となっており、下流側へ移動するほど小さくなっている。 $x/D=5$ では他の主流方向位置に比べて半径方向外側に下流側風車があるときに変動幅の最大値を示す。これは  $x/D=5$ の後流内減速領域において  $|y/R| < 0.72$ の範囲で他の主流方向位置と比べ速度勾配の傾きが小さく、この範囲を翼が通過するときに翼への流入速度の変化が小さいためと考えられる。タワー転倒方向モーメントの変動はフラップモーメントの変動に比べ変動幅が小さい。これはタワー転倒方向モーメントがフラップモーメントの合計によるため、流入速度の変動に基づくモーメントの変動が平均化されたためと考えられる。

### 2.3.3 風車後流中の翼フラップモーメントの変化の試算

ロータ回転面への流入速度に出力変化の試算と同様のものを用い後流内に配置された風車の翼フラップモーメントの変化の試算を行った。フラップモーメントの予測が正確にできれば、タワー転倒方向モーメントの予測も行えると考えられる。モーメントの変化の試算では、まず翼スパン方向に  $0.01R$  ごとにロータ回転数とロータ回転面への流入速度から翼断面への流入速度と迎角を求めた。そして翼断面ごとに流入速度と迎角から決まる揚力係数、抗力係数によって翼断面に働く力フラップ方向の力  $F_{\text{Flap}_r}$  を求め(図 2.16), 翼フラップモーメントを試算した。迎角ごとの揚力係数  $C_l$ , 抗力係数  $C_d$  は 2 次元翼解析プログラム XFOIL によって  $U=7[\text{m/s}]$  における最適運転状態の翼端レイノルズ数で求めた。翼に作用するフラップモーメントは以下のように求めた。

$$M_{\text{Flap}} = \sum F_{\text{Flap}_r} \quad \dots(13)$$

$$F_{\text{Flap}_r} = \frac{1}{2} \rho A \sqrt{V^2 + (2\pi r \omega)^2} \times (C_l \cos \alpha + C_d \sin \alpha) \quad \dots(14)$$

図 2.17 に翼フラップモーメントの平均値の変化の試算結果を示した。平均値の変化の試算では上流側風車に近づくにしたが、予測値が実験値に比べて小さくなる。これは試算では静的迎角時の揚力、抗力係数の値を用いており、実際の翼状態である動的迎角時の値との差があるためと考えられる（動的状態では迎角増加時に静的失速角を越える迎角でも失速せず揚力係数が向上し、減少時には翼型により異なり急激に低下又は失速状態より高く維持される場合がある<sup>(10)</sup>）。

図 2.18(a)から 2.18(d)に 1 回転中の変動試算結果を示す。 $y/R$  の正負で差は無いため  $y/R \geq 0$  のみとする。1 回転中の変動試算で流入速度が低下する  $\Psi=90\text{deg}$  付近の広範囲でモーメントが大きく低下しており、実験値と傾向が異なる。この差は後流内速度分布のモデルと実際の後流内速度分布の差に加え次の原因が考

えられる。後流内においては速度勾配によって 1 回転中で翼流入速度の変動が大きく、迎角が動的に変化する。これは、試算に用いた静的迎角時の揚力、抗力係数の値と動的迎角時の揚力、抗力係数の値の差に加え次のことが考えられる。主流方向速度変化以外に上流側風車の回転方向と逆回転の旋回成分等が発生している<sup>(1)</sup>。これらの成分によっても翼迎角は変化し、誤差の原因になると考えられる。

### 2.3.4 まとめ

後流内に配置された風車の翼に作用するフラップモーメント及びタワーに作用する転倒方向モーメントを風洞実験により測定し、以下のことを明らかにした。

- (1) 翼フラップモーメント及びタワー転倒方向モーメントの平均値の大きさはロータ回転面に流入する風速に依存する。 $x/D$ ,  $|y/R|$ とも大きくなるにしたがい後流内速度が大きくなるため、モーメントの平均値が大きくなる。翼フラップモーメントの分散は後流内速度勾配の傾きが大きい部分と主流中の境界を通過する場合、タワー転倒方向モーメント分散は後流中速度勾配の傾きが大きい部分を 2 枚の翼が通過する場合に大きくなる。
- (2) 後流内では応力変動振幅の増大により著しく疲労寿命が低下する。
- (3) 翼フラップモーメントの 1 回転中の変動はロータ回転と同じ周波数で変動する。タワー転倒方向モーメントはロータ回転の翼枚数の倍数の周波数で変動する。1 回転中のモーメントの変動幅は風車間距離が風車半径の 0.75 倍程度のとき最大となり、 $x/D$  が大きくなるほど小さくなる。翼フラップモーメントの平均値の低下割合は、後流内速度分布から予測可能である。

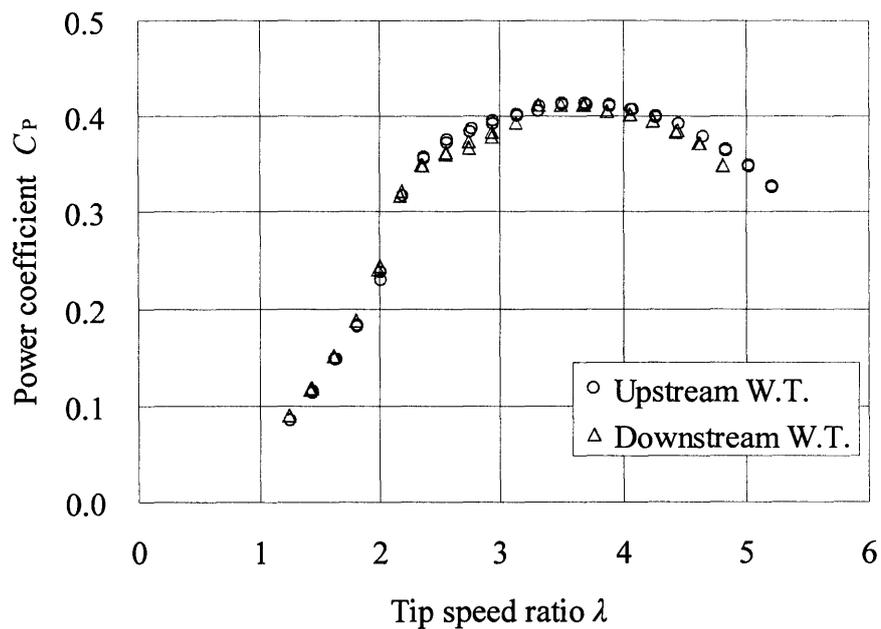


図 2.1 風車単体性能

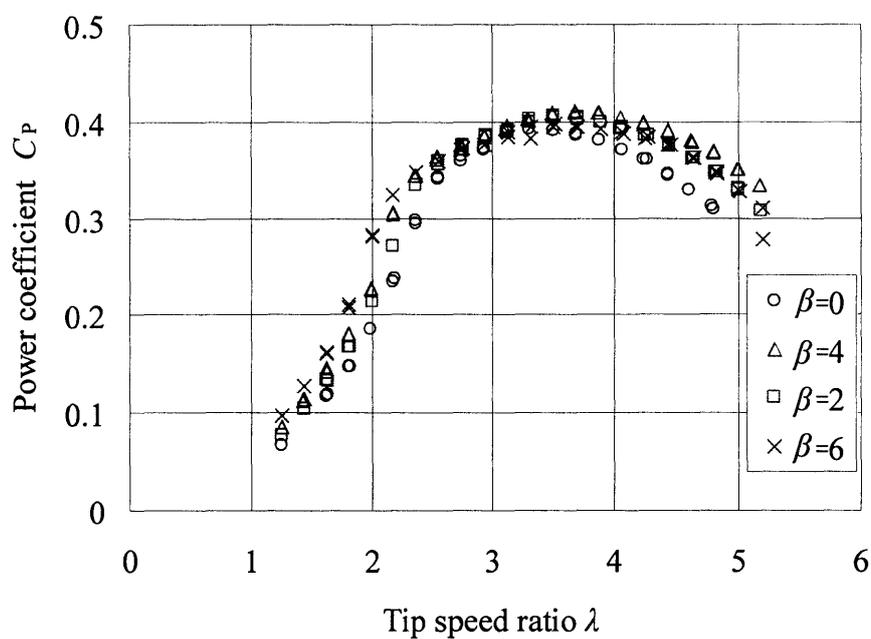


図 2.2 ピッチ角による出力係数変化

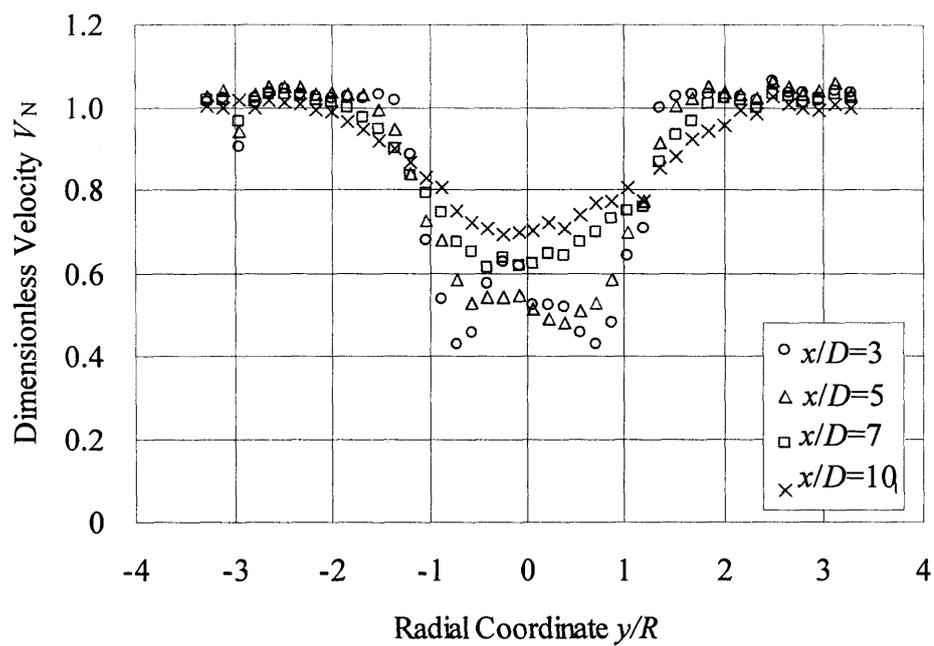


図 2.3 無次元化した後流速度分布

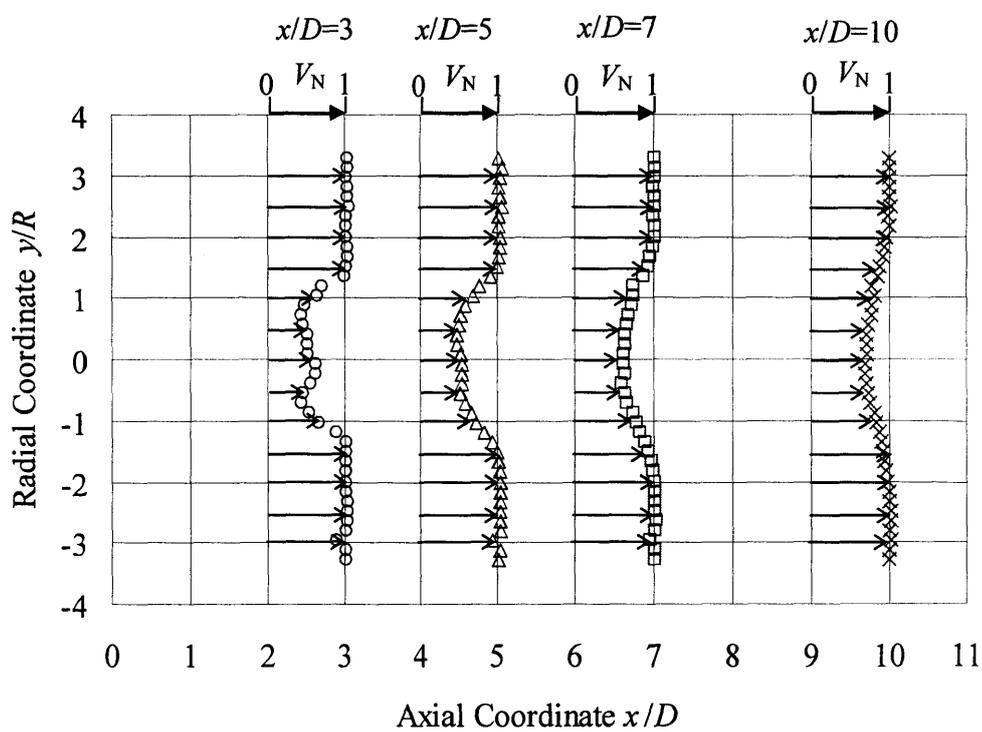


図 2.4 無次元化した後流速度分布

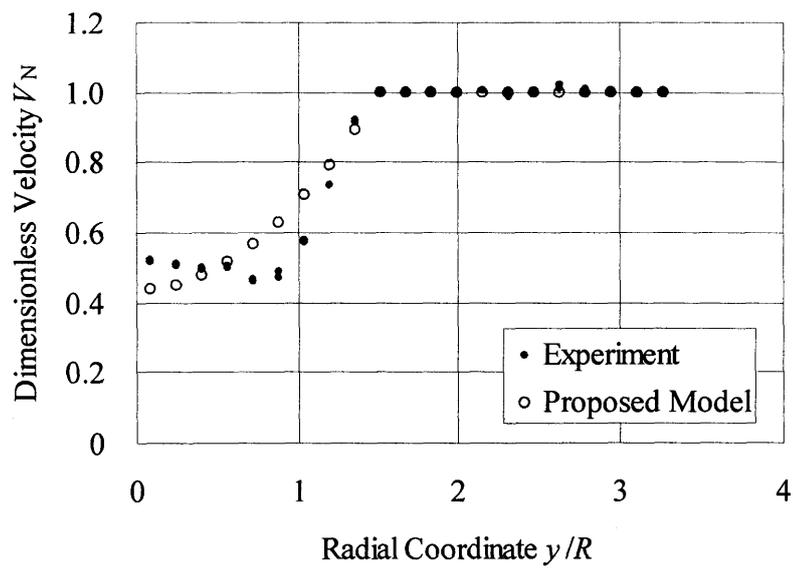


図 2.5(a) 後流内風速実験値とモデルの比較 ( $x/D=3$ )

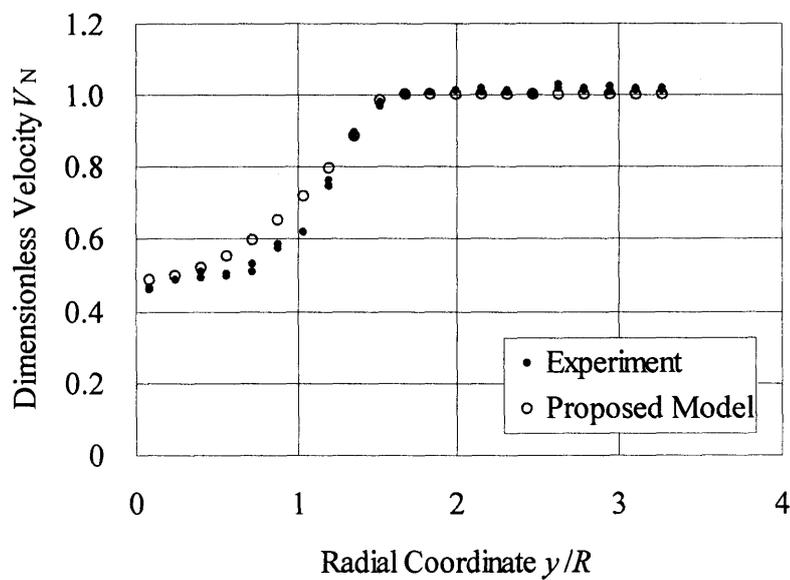


図 2.5(b) 後流内風速実験値とモデルの比較 ( $x/D=5$ )

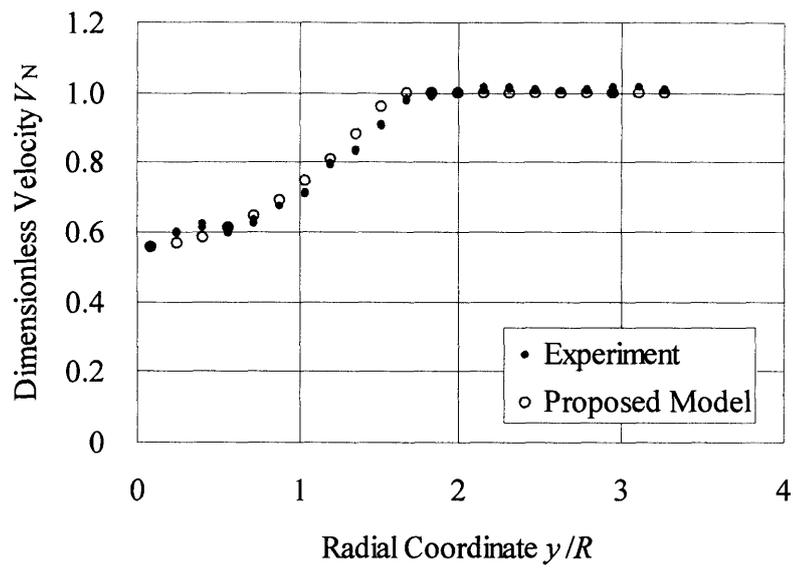


図 2.5(c) 後流内風速実験値とモデルの比較 ( $x/D=7$ )

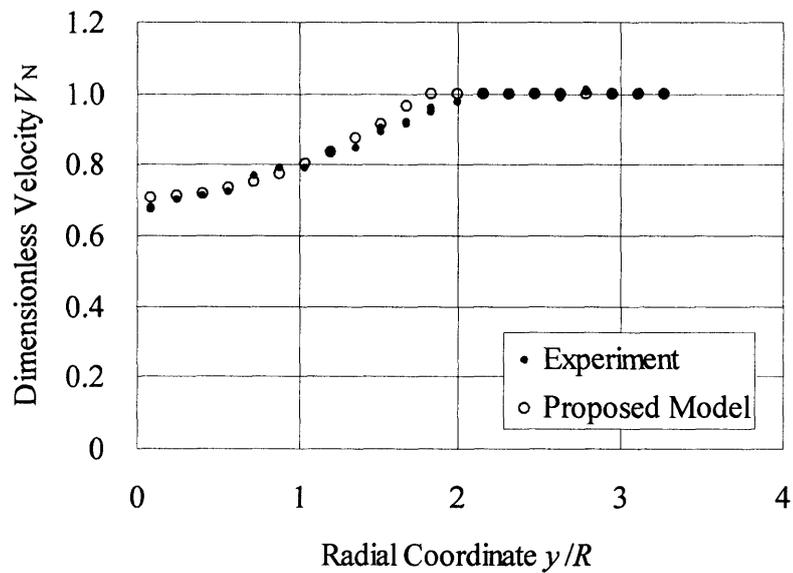


図 2.5(d) 後流内風速実験値とモデルの比較 ( $x/D=10$ )

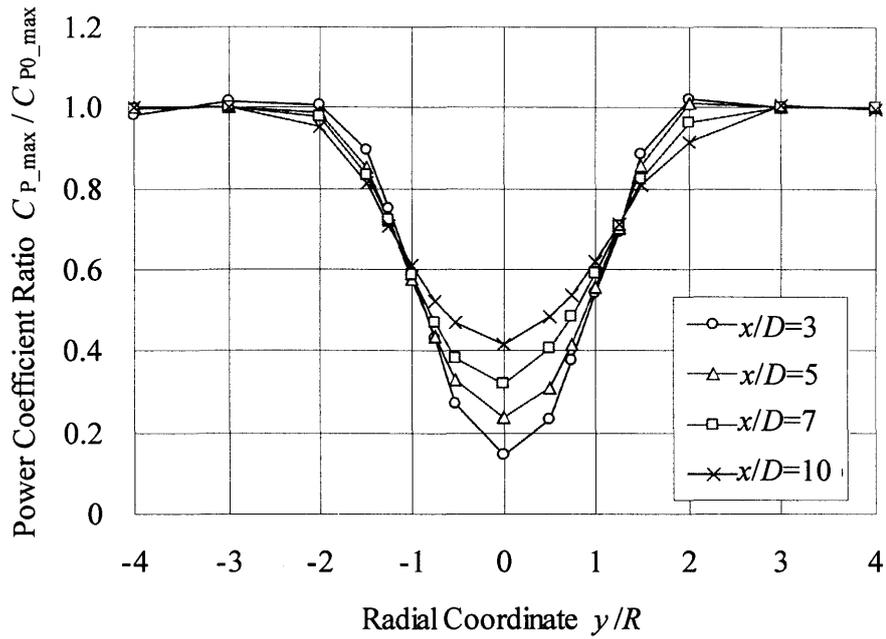


図 2.6 後流内の風車位置による最大出力係数比の変化

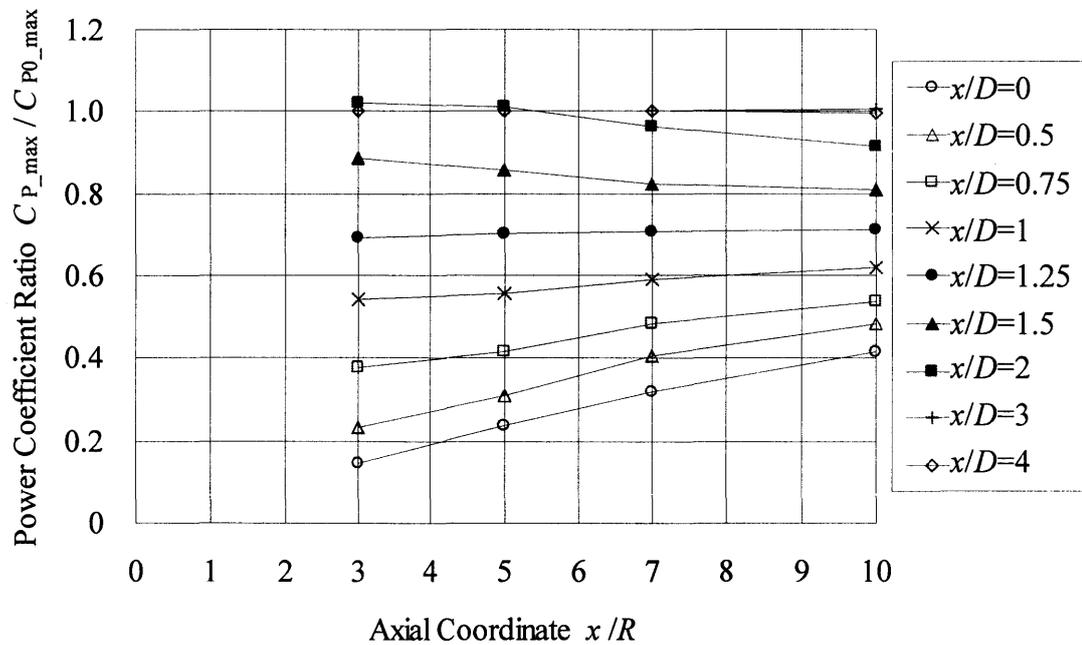


図 2.7 各半径位置での後流内風車の性能の推移

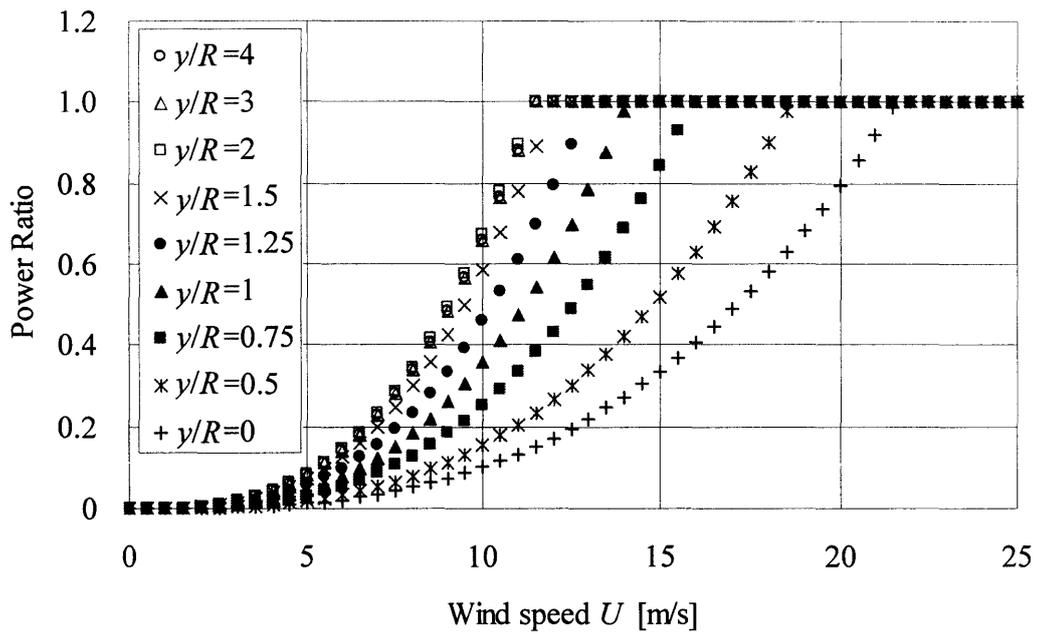


図 2.8(a)  $x/D=3$  の位置での風車出力曲線

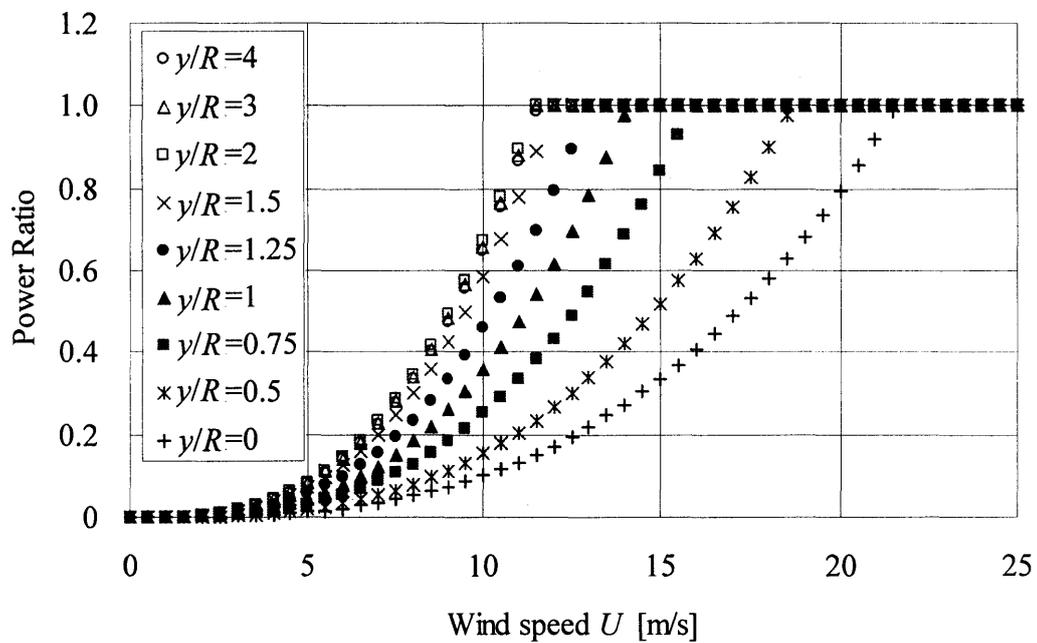


図 2.8(b)  $x/D=5$  の位置での風車出力曲線

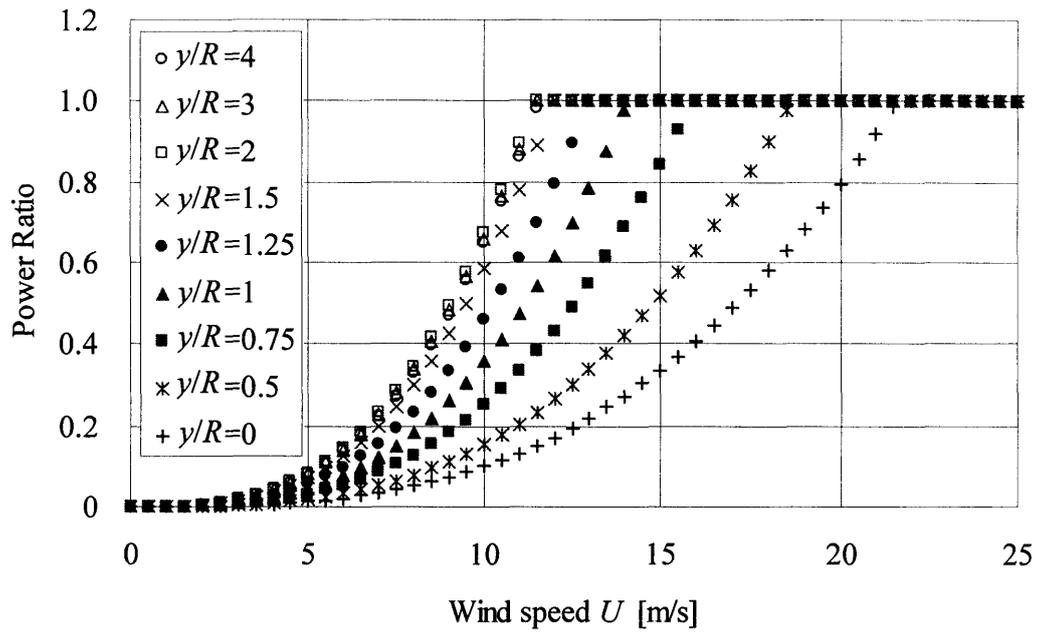


図 2.8(c)  $x/D=7$  の位置での風車出力曲線

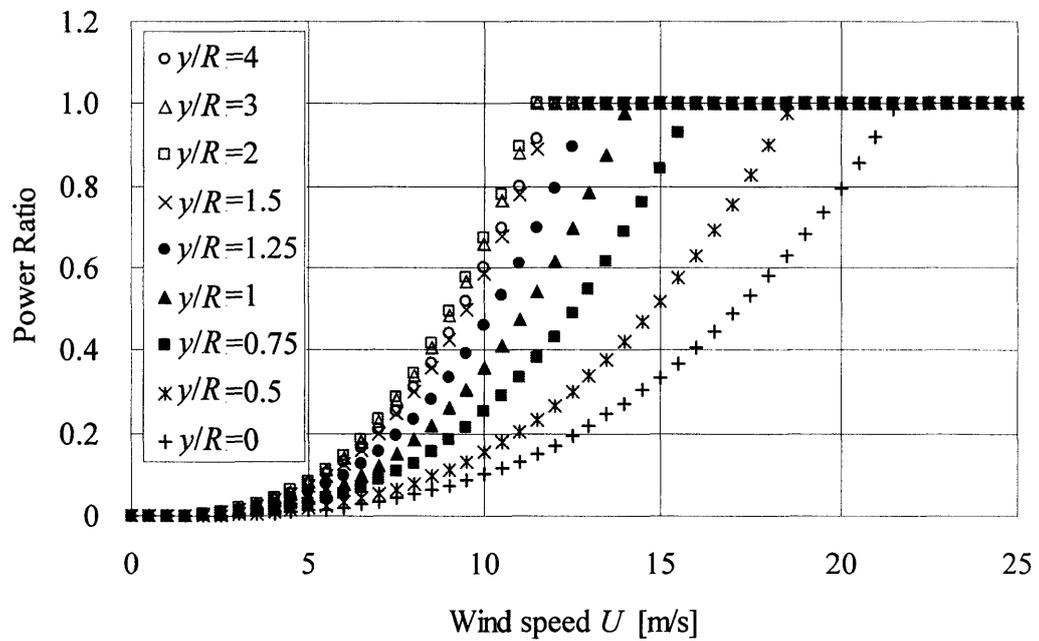


図 2.8(d)  $x/D=10$  の位置での風車出力曲線

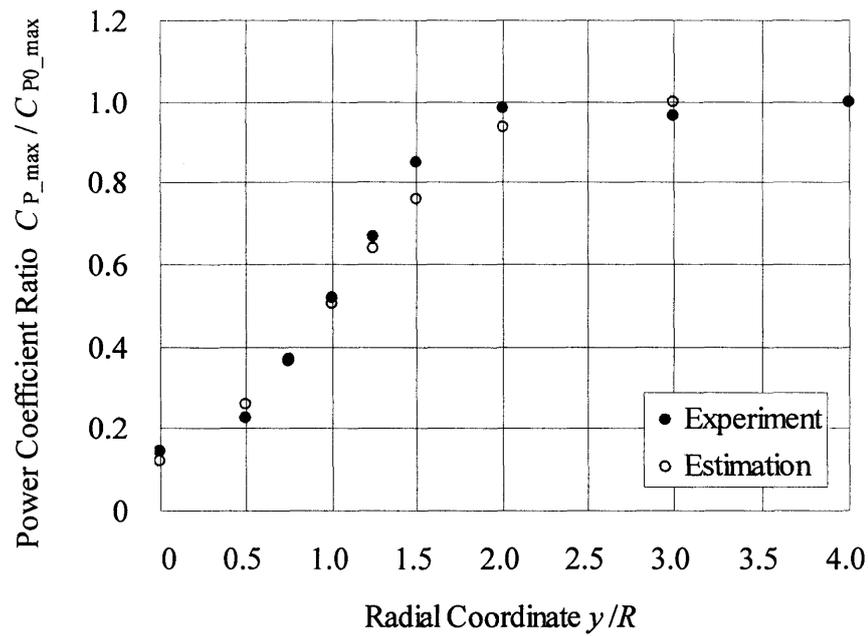


図 2.9(a) 後流内風車出力の実験値と予測値の比較 ( $x/D=3$ )

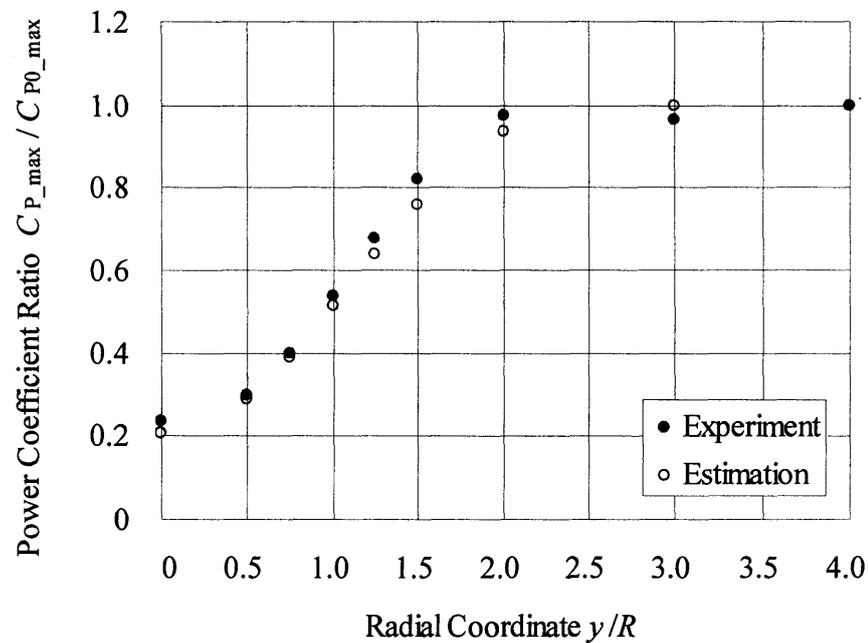


図 2.9(b) 後流内風車出力の実験値と予測値の比較 ( $x/D=5$ )

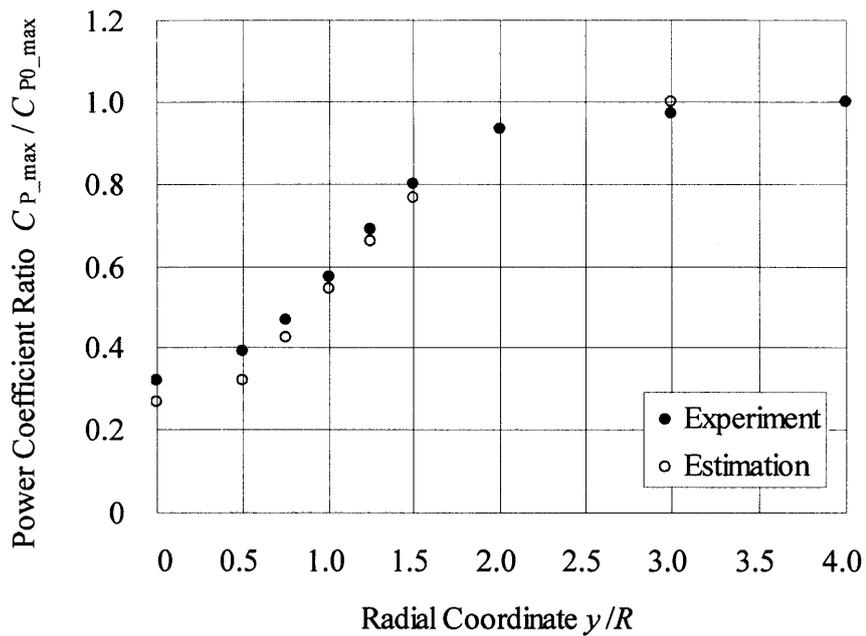


図 2.9(c) 後流内風車出力の実験値と予測値の比較 ( $x/D=7$ )

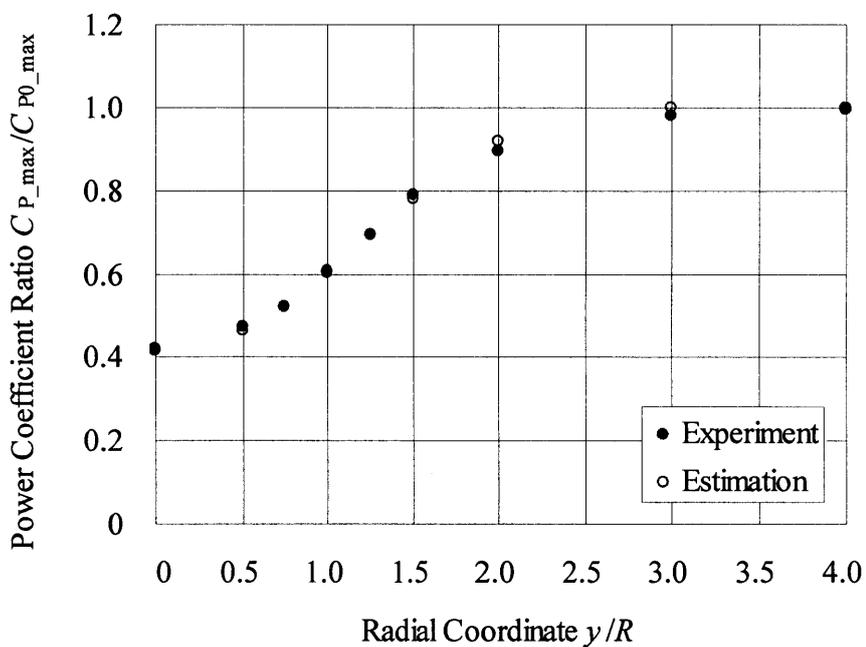


図 2.9(d) 後流内風車出力の実験値と予測値の比較 ( $x/D=10$ )

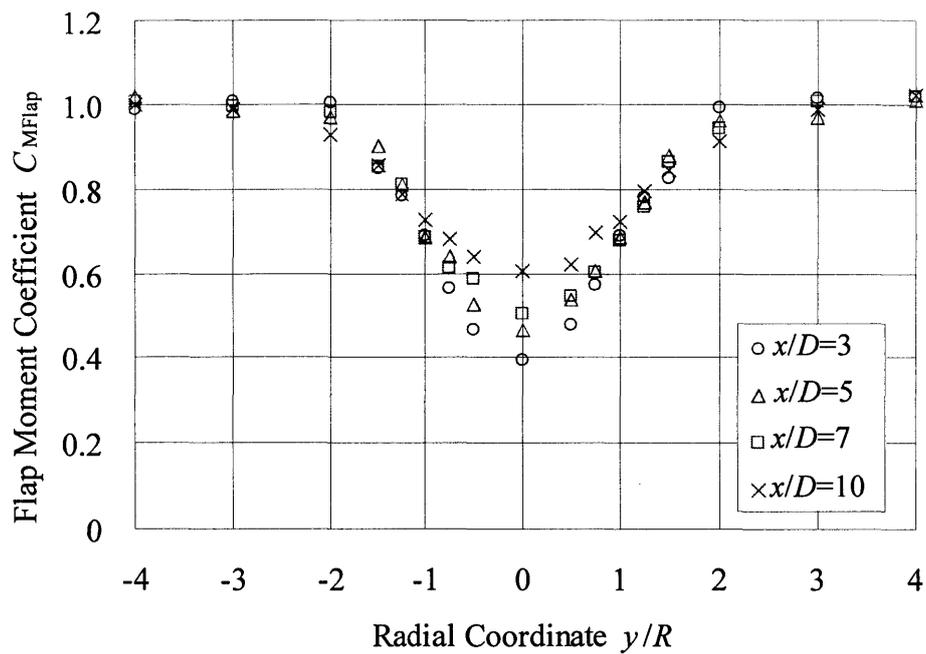


図 2.10 翼フラップモーメントの平均値

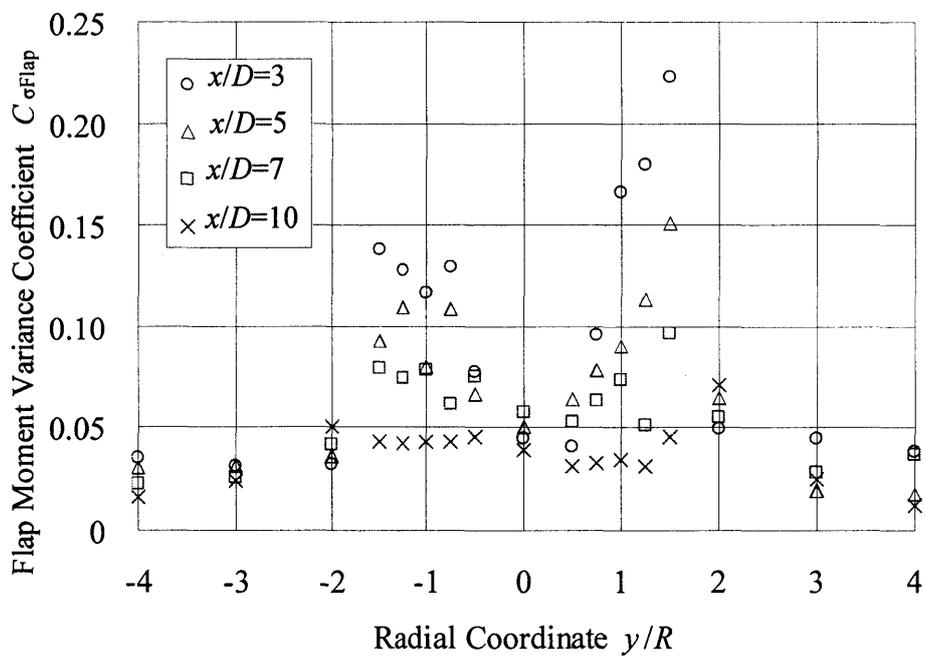


図 2.11 翼フラップモーメントの分散

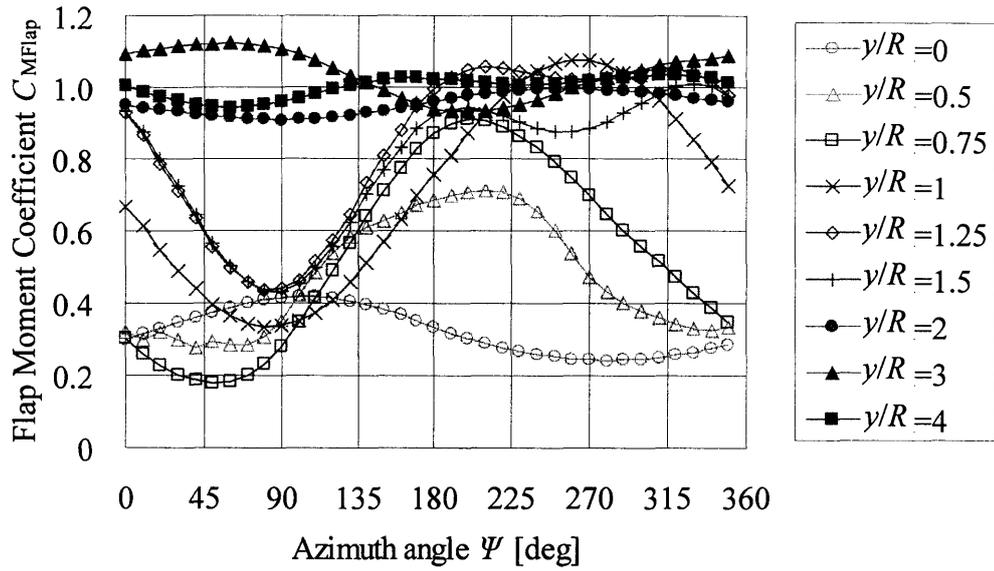


図 2.12(a) 1 回転中の翼フラップモーメントの変動 ( $x/D=3$ )

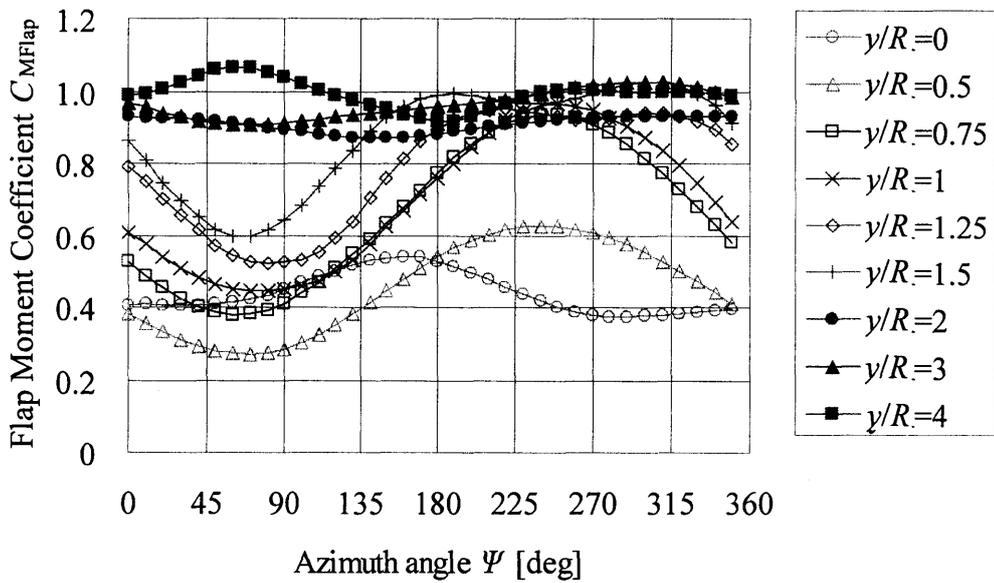


図 2.12(b) 1 回転中の翼フラップモーメントの変動 ( $x/D=5$ )

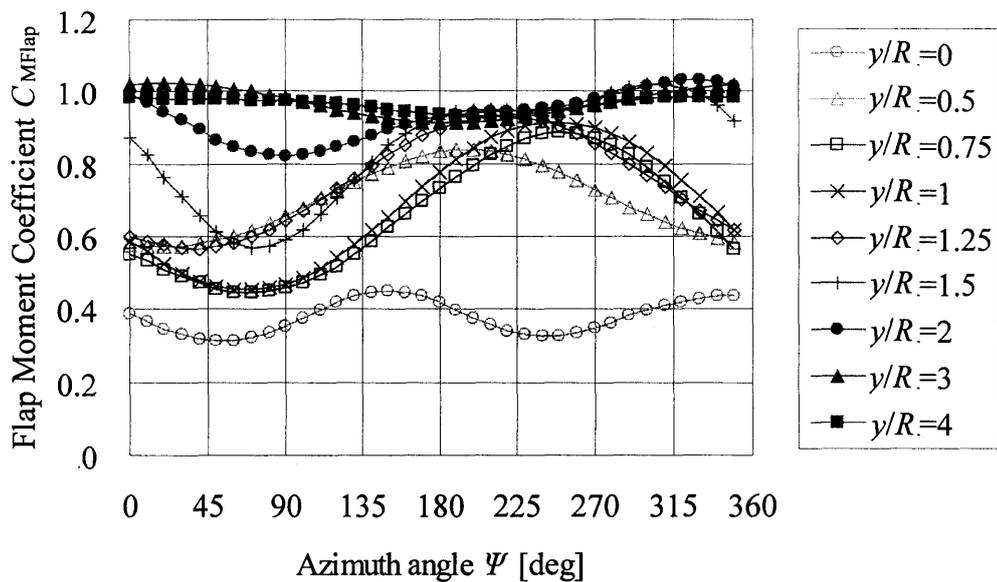


図 2.12(c) 1 回転中の翼フラップモーメントの変動 ( $x/D=7$ )

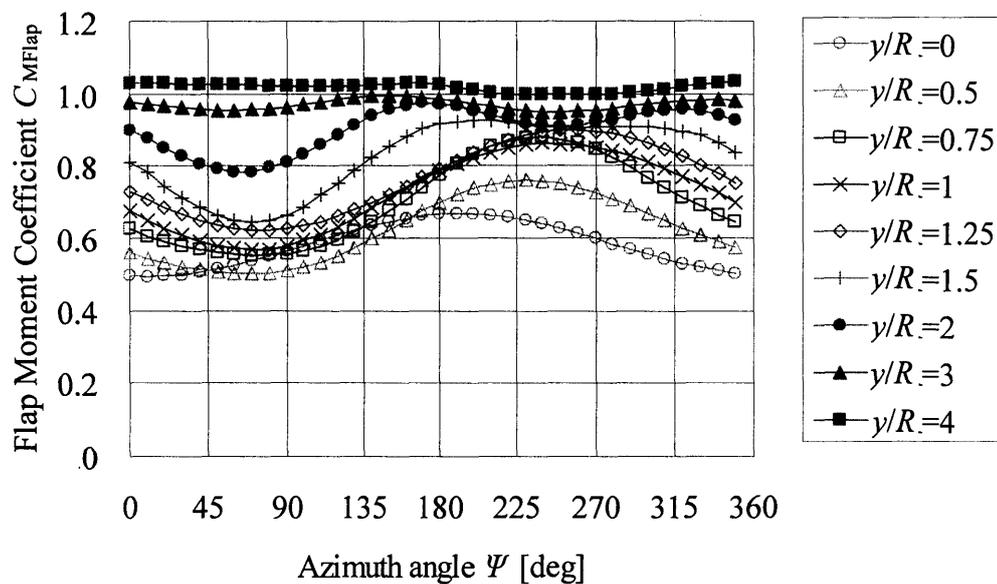


図 2.12(d) 1 回転中の翼フラップモーメントの変動 ( $x/D=10$ )

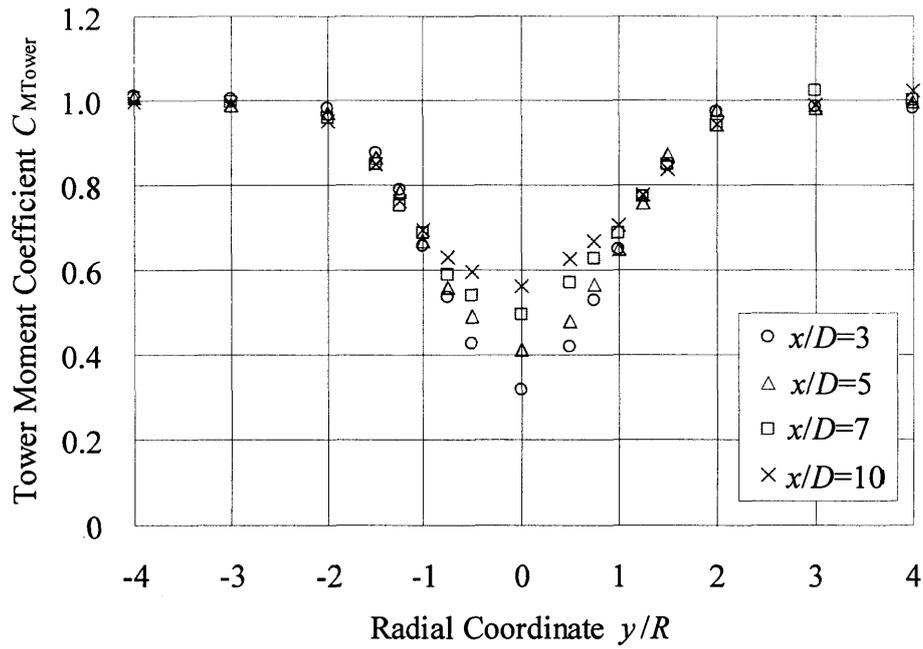


図 2.13 タワー転倒方向モーメントの平均値

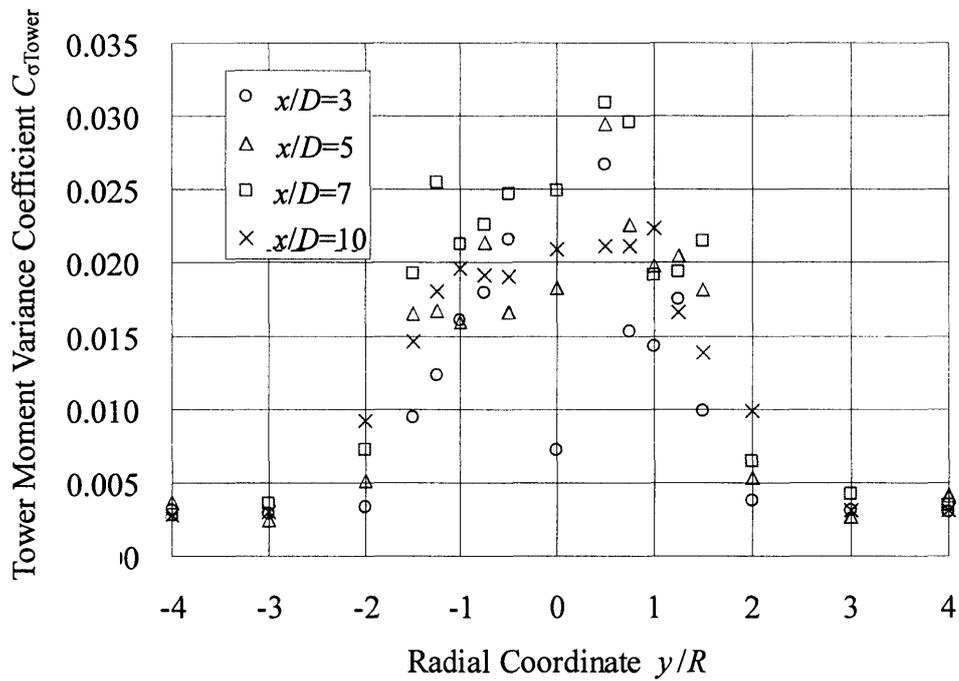


図 2.14 タワー転倒方向モーメントの分散

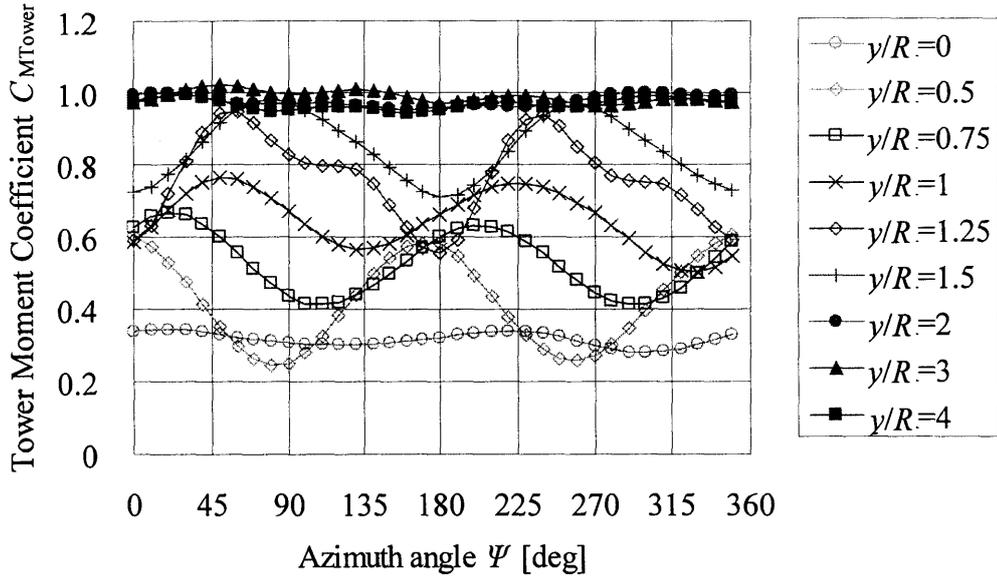


図 2.15(a) 1回転中のタワー転倒方向モーメントの変動 ( $x/D=3$ )

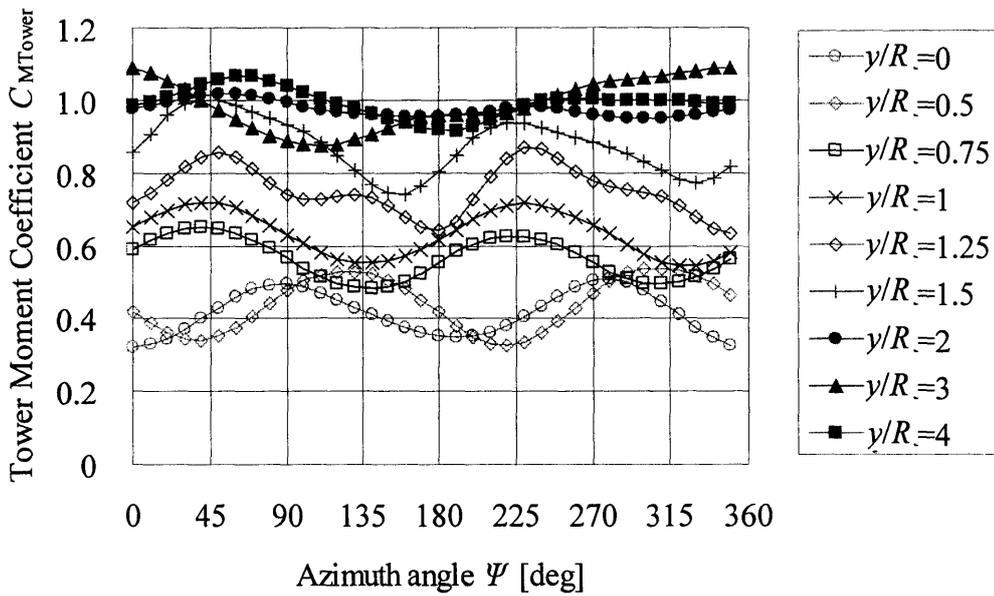


図 2.15(b) 1回転中のタワー転倒方向モーメントの変動 ( $x/D=5$ )

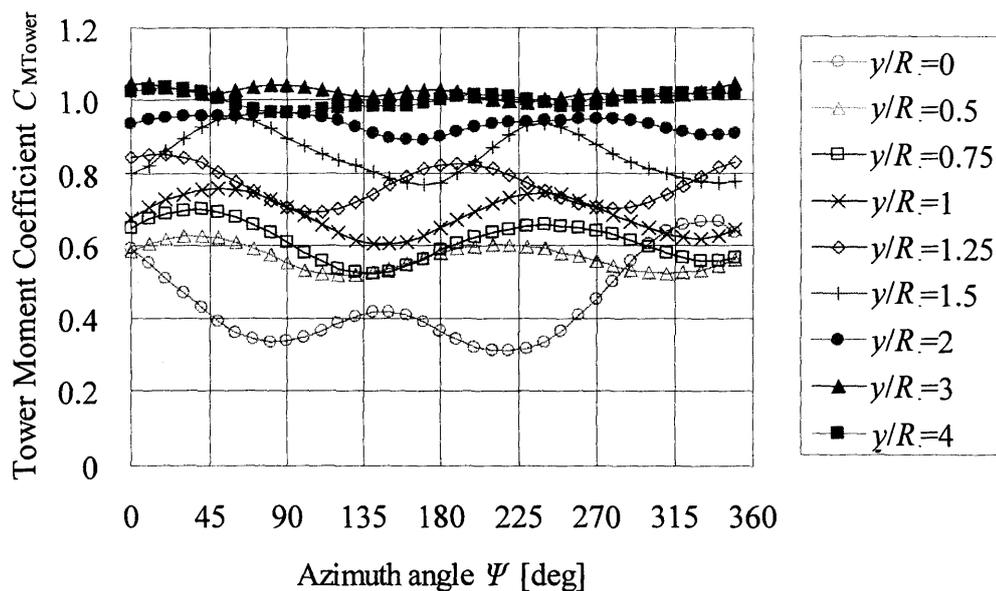


図 2.15(c) 1 回転中のタワー転倒方向モーメントの変動 ( $x/D=7$ )

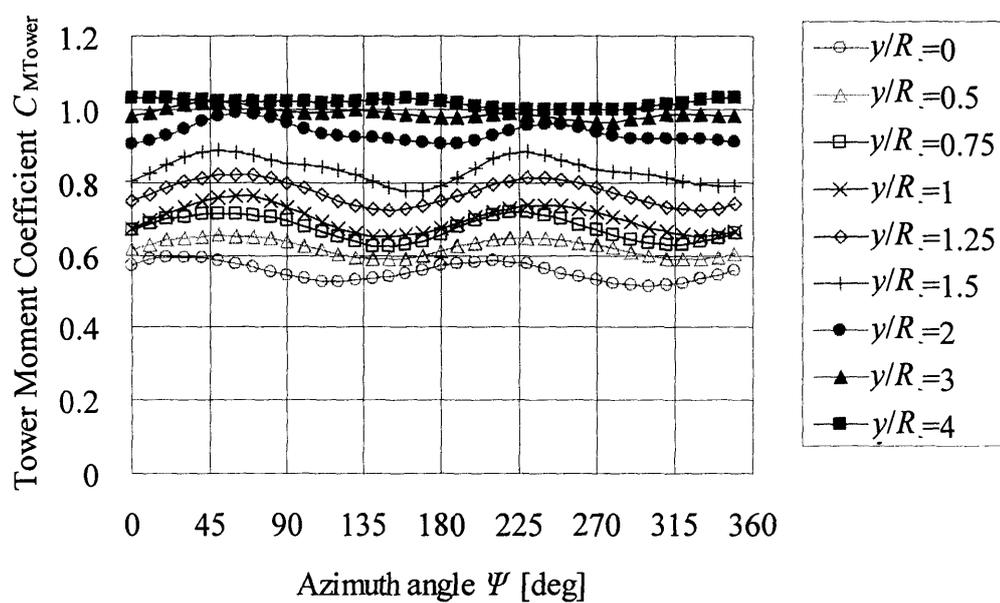


図 2.15(d) 1 回転中のタワー転倒方向モーメントの変動 ( $x/D=10$ )

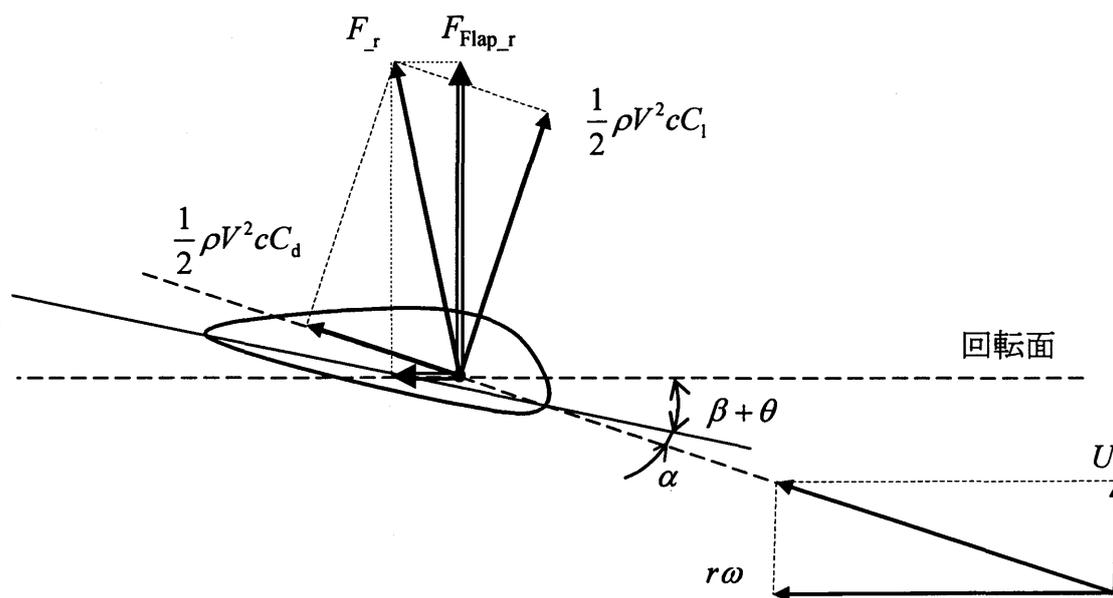


図 2.16 翼断面に働く力と流入風向

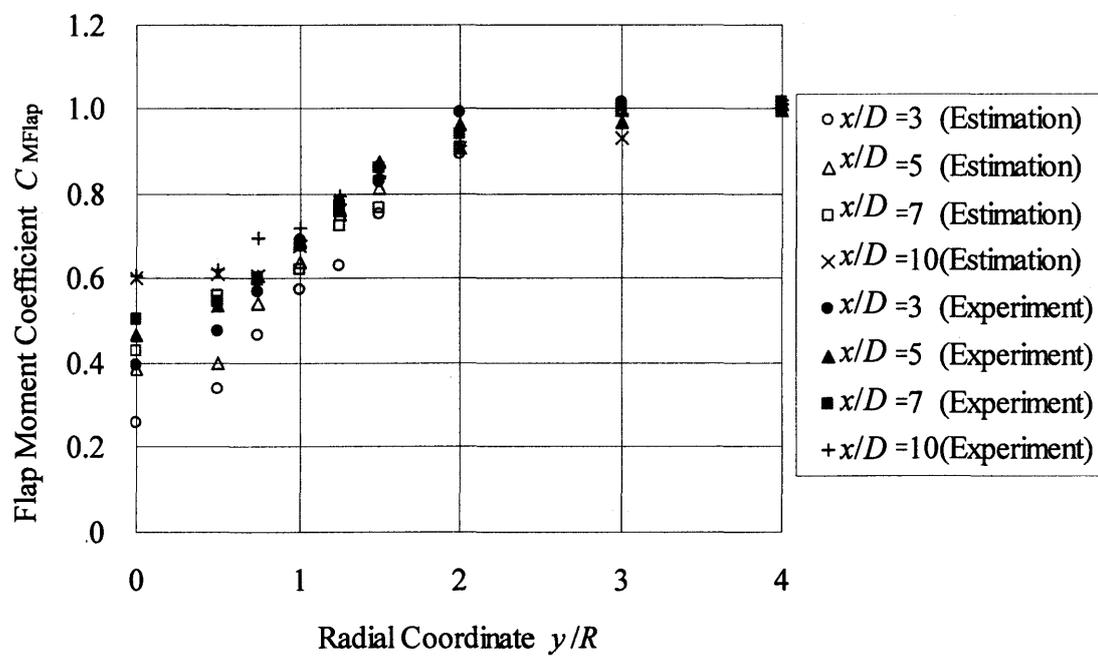


図 2.17 翼フラップモーメントの平均値の比較

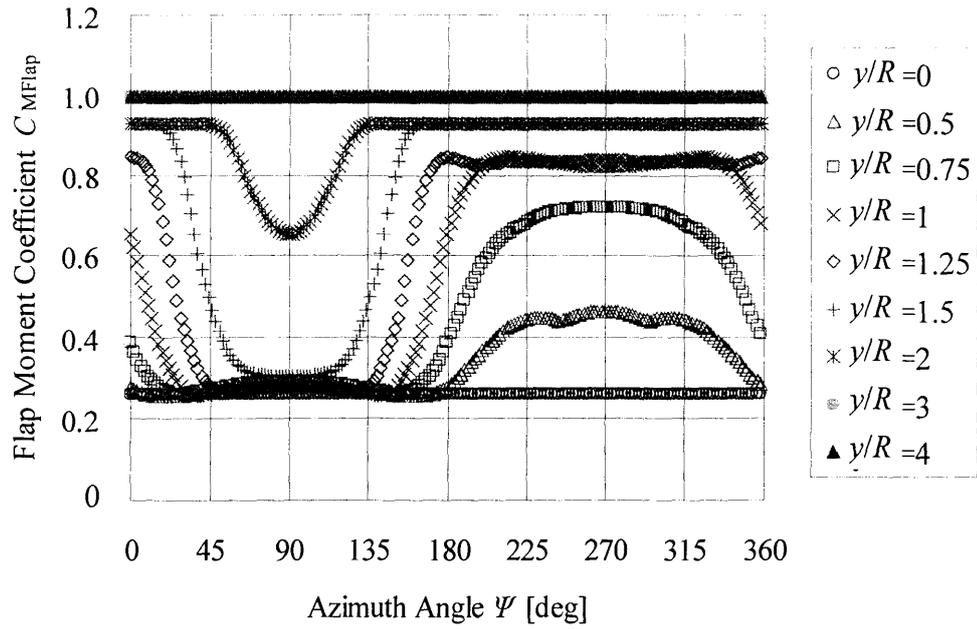


図 2.18(a) 翼フラップモーメント予測値の 1 回転中の変動 ( $x/D=3$ )

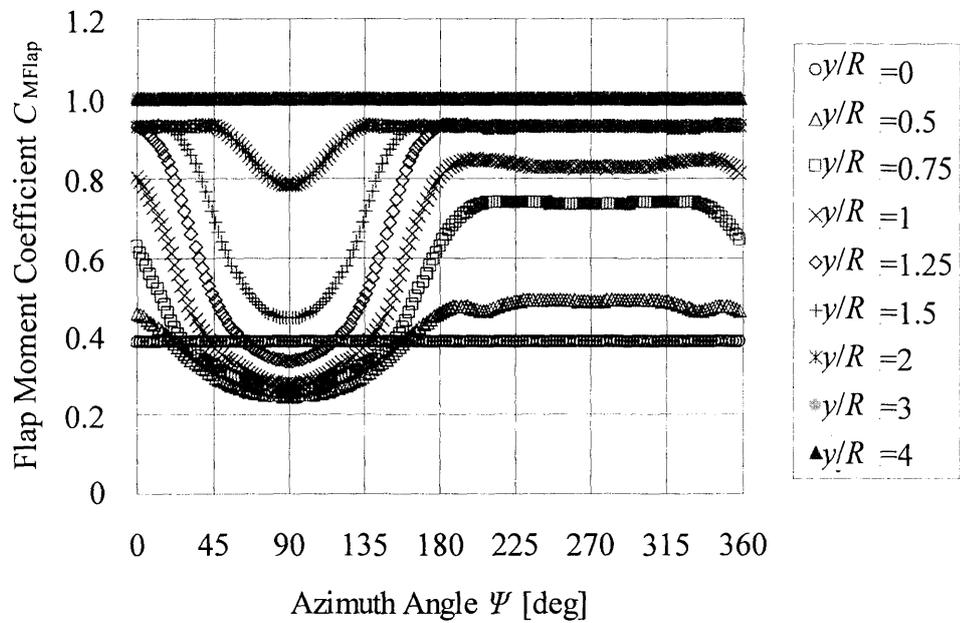


図 2.18(b) 翼フラップモーメント予測値の 1 回転中の変動 ( $x/D=5$ )

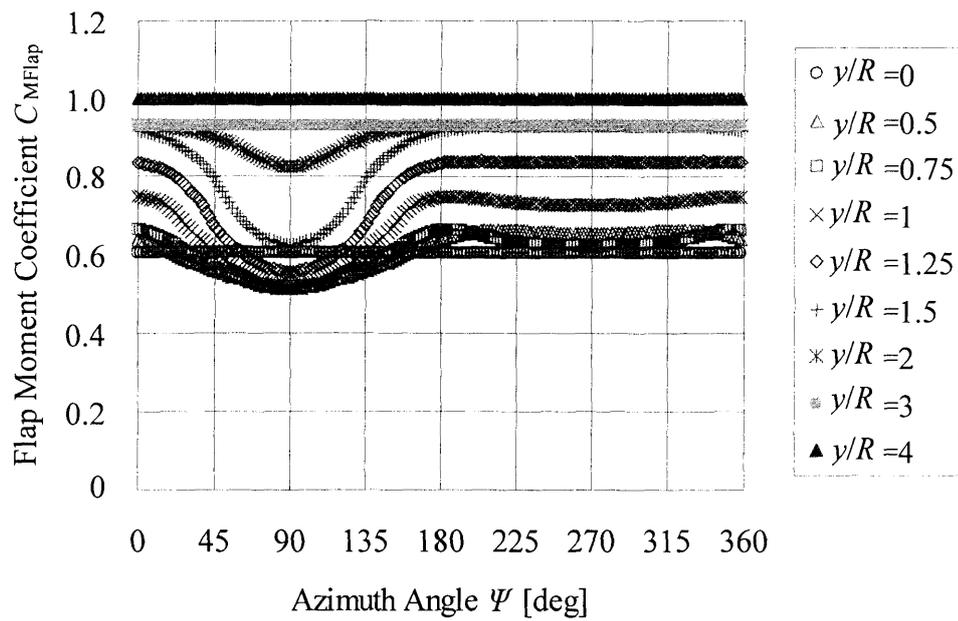


図 2.18(c) 翼フラップモーメント予測値の 1 回転中の変動 ( $x/D=7$ )

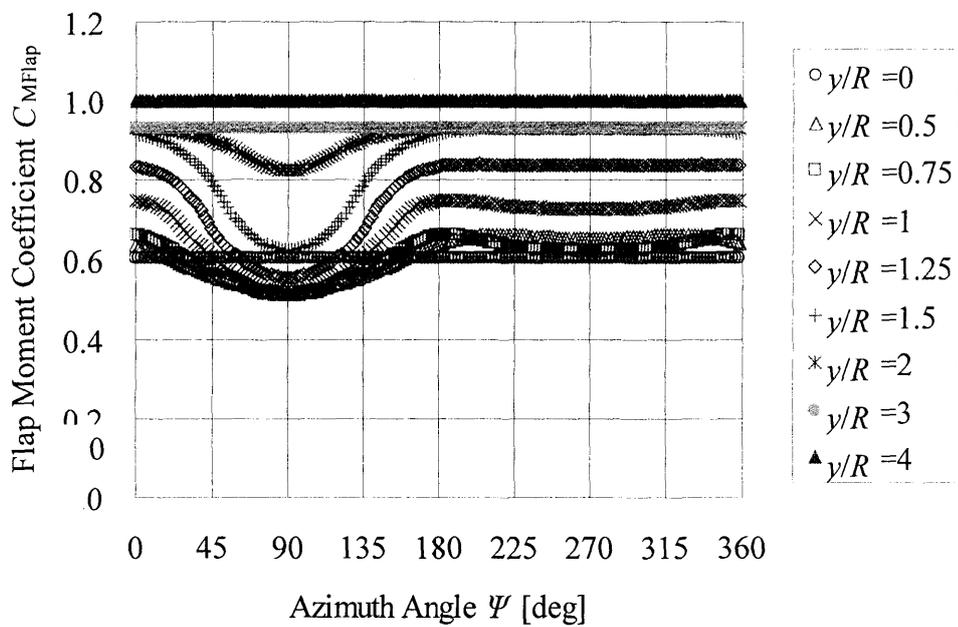


図 2.18(d) 翼フラップモーメント予測値の 1 回転中の変動 ( $x/D=10$ )

## 結言

本研究ではウィンドファーム内の風車相互干渉予測のための基礎データ取得を目的として風洞実験を行った。風車後流の主流方向速度分布を測定することで後流内速度欠損範囲を明らかにした。また、上流側風車に対する下流側風車の設置位置を変化させ、下流側風車の出力変化を明らかにした。さらに、後流内で運転される風車翼に作用する翼フラップモーメント及びタワーに作用するタワー転倒方向モーメントを測定し、モーメントの平均値および分散、1回転中の変動を計測した。以上の研究により得られた主な結果を以下に示す。

- (1) 風車後流内の速度分布は下流に行くにしたがい速度欠損領域が拡大しながら速度が回復し、左右対称の速度分布となる。
- (2) 最も風速が低下する後流中心位置では、後流内に配置された風車の性能は  $x/D=3$  において 0.14 倍に性能が低下する (86%減少)。また  $x/D=10$  においても後流の影響は残り 0.42 倍に性能が低下する (58%減少)。
- (3) 下流側風車のロータが受ける後流速度欠損領域が減り下流側風車への流入エネルギーが回復するにしたがって性能は回復する。
- (4) 後流内での風速が高い地点、つまり下流側風車に流入する風速が高い地点ほど、平均値としての翼フラップモーメント及びタワー転倒方向モーメントは大きくなる。
- (5) 上流側風車と下流側風車の半径方向距離が風車半径の 0.75 倍のとき翼フラップモーメントおよびタワー転倒方向モーメントの分散が大きくなる。
- (6) 1回転中の翼フラップモーメントの変化はロータ回転周波数で変化し、タワー転倒方向モーメントはその翼枚数の倍数の周波数で変動する。翼フ

ラップモーメント，タワー転倒方向モーメントともに半径方向距離が風車半径の 0.75 倍のとき変動幅が最大となり，それぞれの変動幅の最大値は主流中のモーメントの平均値に対して 0.75 倍と 0.44 倍である。

今後の課題としては，風車の運転状態の変更および風車翼形状の変更等により，風車出力係数を変化させ，その場合に後流内速度場および後流内風車への影響がどのように変化するかを調べる。その変化を考慮して風車の最大出力係数および運転状態から風車の相互干渉がどのようなものかをより一般的に明らかにする必要があると思われる。また，主流の乱れ度等を変化させることで，主流の状態が風車の相互干渉に及ぼす影響も明らかにすることが必要だと考えられる。

## 参考文献

- [1] 新エネルギー・産業技術総合開発機構：新エネルギー関連データ H17 年度版，2005.
- [2] 新エネルギー・産業技術総合開発機構：風力発電導入ガイドブック 2008 年 2 月改訂第 9 版，pp.102-103，2008.
- [3] 平井滋登・柴田昌明・有永真司・七原俊也・佐藤隆光・山口浩司：実測による大型風車後流の検討，第 25 回風力エネルギー利用シンポジウム講演論文集，pp.157-160，2003.
- [4] 藤岡秀康，：ヨー角・ピッチ角変化に伴う風力タービンロータ特性に関する研究，三重大学大学院工学研究科平成 18 年度修士論文，2007.
- [5] 森田泰介・大場謙吉・箕造麻衣子・上利恵三：低レイノルズ数気流中の翼周りの流れのはく離と翼に働く流体力，バイオエンジニアリング学術講演会・セミナー講演論文集，Vol.2000，No.11(20001013)pp.165-166，2000.
- [6] 山本学・近藤宏二：風車翼の空力特性に及ぼすレイノルズ数と乱れの強さの影響，日本風工学研究会誌，No.111 (20070430) pp. 195-196，2007.
- [7] 西谷弘信・岡村弘之・片桐一宗・北川秀雄・酒井信介・城野政弘・田中啓介：疲労強度学，オーム社，pp. 14-23，1985.
- [8] 秋山勝・大西博・門谷建蔵・川島貞夫・北村厚 他：複合材料ハンドブック，日刊工業新聞社，pp. 245-261，1989.
- [9] 土屋敬一・猪股登：風車翼の疲労寿命予測：竜飛ウインドパークの場合，日本機械学会論文集 B 編，Vol63，No607(19970325)，pp.944-949，1997.
- [10] 前田太佳夫・鎌田泰成・斉藤公喜：動的状態を考慮した風車専用翼型の実験的研究，年次大会講演論文集，Vol.2006，No.2，pp. 255-256，2006.
- [11] 内田孝紀・大屋裕二・杉谷賢一郎：最適周速比における風車後流と静止円盤後流の比較，第 19 回風工学シンポジウム論文集，pp. 187-192，2006.

## 謝辞

本研究に当たり終始ご指導いただきました前田太佳夫教授,実験装置の構想および実験方針等まで数え切れないほどご指導いただき,相談に乗っていただいた鎌田泰成准教授,実験装置の製作でお世話になった堀場映次技官に深く感謝の意を表わします.また実験がなかなかうまくいかず御迷惑をおかけした中部電力の稲田直也さん,本研究の審査を受諾していただいた丸山直樹准教授にも大変感謝しています.そして2年間共に研究を行い,色々と至らない自分をあらゆる面で助けてくれた大学院生の溝腰拓哉君,卒業研究生の米倉早香さん,およびいつも明るい雰囲気で研究室の生活の様々な面でサポートをしてくださった都筑修子秘書,いろいろと相談にのって下さったエネルギー環境工学研究室の卒業生,研究の話から雑談まで色々なことを話し合った大学院生,学部生の方々にも謝意を表わします.