

フィールドにおける水平軸風力タービン翼性能の 実証的研究

平成 18 年 度

三重大学大学院工学研究科
博士前期課程 機械工学専攻

田 中 圭

平成 18 年度 修士論文

フィールドにおける水平軸風力タービン翼性能の 実証的研究

2007 年 2 月 6 日 提出

前田 太佳夫 教授

加藤 征三 教授

鎌田 泰成 助教授

三重大学大学院工学研究科

博士前期課程 機械工学専攻

エネルギー環境工学研究室

田中 圭



緒言	1
主な記号	2
第1章 実験装置および実験方法	
1.1 供試風車および風車周辺装置	4
1.2 供試翼および圧力測定装置	5
1.3 圧力測定検定方法	6
1.4 測定装置	6
1.4.1 歪み測定装置	7
1.4.2 圧力測定実験方法	7
1.4.3 圧力応答性検定実験	8
第2章 非定常流れ下における各ヨー角による比較	
2.1 はじめに	27
2.2 定義式	27
2.3 データ整理方法	30
2.4 実験結果および考察	30
2.4.1 各ヨー角における翼上昇時(Up)と 翼下降時(Down)の C_l の変化	30
2.4.2 各ヨー角における翼上昇時(Up)と 翼下降時(Down)の C_n の変化	31
2.4.3 $\phi = \pm 30^\circ$ における C_l, C_n, α, γ の関係について	32
2.4.4 各ヨー角における γ Up 時と γ Down 時の C_l の変化	34
2.4.5 各ヨー角における γ Up 時と γ Down 時の C_n の変化	35
2.4.6 各ヨー角における翼車 1 回転中のフラップモーメント と C_n およびリードラグモーメントと C_l の変化	37
2.5 まとめ	39
第3章 各ヨー角における局所迎角 α と幾何学的に算出した迎角の比較	
3.1 はじめに	74
3.2 局所迎角の補正方法	74
3.3 実験結果および考察	77
3.4 まとめ	78
結言	85

参考文献 · · · · · 86

謝辞 · · · · · 88

緒言

近年、世界各地での異常気象が非常に目立つようになってきた。オーストラリアでの大干ばつや、ヨーロッパ諸国における大熱波、また日本でも局地的な大雨などが頻繁に発生している。これら異常気象の原因が温室効果ガスによる地球温暖化であることは明らかである。ここ 100 年間ににおける地球の平均気温の上昇は、これまで何万年という人類の歴史上経験の無いものであり、今後の地球環境の変化は地球上の生物にとって予想がつかないほど過酷なものになる可能性は大いにあると考えられている。また、現在の地球環境を維持できる平均気温の上昇の限界は 2°C までであると報告されているが、地球シミュレーターを用いた解析によると現在のような地球環境を無視した活動をこのまま続けると 40 年後にその時が来ると予測されている。

このような背景から、発電時に温室効果ガスを排出しない風力発電や太陽光発電などが非常に注目されており世界各地での利用が急ピッチで進んでいる。中でも風力発電はデンマークにおいて全電力の 16% 補うほど普及しており、その実績などから注目される存在となっている。また、2020 年までに風力発電で世界の全電力の 12% をまかなおうとする計画書「Wind Force 12」も出されている。しかし、欧州に比べ日本での風力発電の普及は進んでいない。この理由として法や行政などの問題もあるが、日本特有の複雑地形も大きな原因となっている。複雑地形における風の乱れは大きく、性能予測が困難になることや、風車に加わる動的負荷の増加など問題点が多くなり、日本の地理的状況に合わせた風車の開発が必要とされている。具体的には風車を実稼動するフィールド下における様々なデータを取得し翼に対する諸特性を測定し、今後の風車の開発にフィードバックすることが重要である。

本研究では、アップウィンド型水平軸風力タービン（ハブ高さ:13.3m、翼車直径:10m、発電機容量:30kW）の翼に圧力測定システムを組み込み、風車が実際に運転されるフィールド下で翼面上圧力を測定し空力特性を考察した。また、翼根部にひずみゲージを取り付け翼全体にかかる流体力の視点からも考察した。これらの考察より風向変動に伴う翼性能の違いについて知見を得た。

主な記号

c	: 任意断面における翼弦長	[m]
C_d	: 抗力係数	
C_l	: 揚力係数	
C_n	: 翼厚方向力係数	
C_t	: 翼弦方向力係数	
C_p	: 圧力係数	
C_{pi}	: 翼面上の各測定孔の圧力係数	
C_{ni}	: 翼面上の各測定孔の翼厚方向力係数	
C_{ti}	: 翼面上の各測定孔の翼弦方向力係数	
$C_{mc/4}$: 1/4 翼弦周りのモーメント係数	
M_f	: 歪によるフラッピングモーメント	[Nm]
M_l	: 歪によるリードラグモーメント	[Nm]
M_p	: 歪によるピッチングモーメント	[Nm]
l_{pt}	: 7 孔ピトー管先端から翼の空力中心までの距離	[m]
n	: 風車回転数	[rpm]
p_{atm}	: 大気圧 (ハブ内部で測定)	[Pa]
p_d	: 90% R 測定断面に流入する流れの動圧	[Pa]
p_i	: 翼面上の各測定孔の圧力	[Pa]
p_{d-pt}	: ピトー管に流入する流れの動圧	[Pa]
p_{ref}	: 圧力センサの基準圧力	[Pa]
p_{ti}	: 圧力センサ各チャンネルで測定される圧力	[Pa]
R	: 翼車半径 = 5	[m]
r_{pt}	: ピトー管半径位置	[m]
r_s	: 90% R 測定断面半径位置	[m]
r_t	: 90% R 測定断面圧力センサ取り付け半径位置	[m]
r_{gauge}	: 歪ゲージ取り付け半径位置	[m]
t	: 任意断面における翼厚	[m]
U	: 主流速度	[m/s]
U_{pt}	: ピトー管の流入速度	[m/s]
U_{a-pt}	: ピトー管の主流方向速度成分	[m/s]

U_{c-pt}	: ピトー管の周方向速度成分	[m/s]
U_{r-pt}	: ピトー管の半径方向速度成分	[m/s]
U_a	: 90% R 測定断面における主流方向速度成分	[m/s]
U_c	: 90% R 測定断面における周方向速度成分	[m/s]
U_r	: 90% R 測定断面における半径方向速度成分	[m/s]
W	: 測定断面に流入する流れの流入速度	[m/s]
w_i	: 7 孔ピトー管先端における誘導速度	[m/s]
x	: 翼前縁からの翼弦方向距離	[m]
y	: 翼弦線からの翼厚方向距離	[m]
α	: 90% R 測定断面における局所迎角	[deg]
α_{pt}	: ピトー管取り付け位置における局所迎角	[deg]
α_w	: 吹上げ角	[deg]
α_0	: 零揚力角	[deg]
α_∞	: 迎角（翼より十分上流の流れと翼弦線がなす角度）	[deg]
γ	: 90% R 測定断面における局所滑り角	[deg]
γ_{pt1}	: 翼根側ピトー管取り付け位置における局所滑り角	[deg]
γ_{pt2}	: 翼端側ピトー管取り付け位置における局所滑り角	[deg]
θ_{90R}	: 90% R 測定断面のねじれ角	[deg]
ρ	: 空気密度	[kg/m ³]
ω	: 翼車回転角速度	[rad/s]
Φ	: ヨー角度	[deg]
Φ_{wind}	: 主流風向	[deg]
$\Phi_{nacelle}$: ナセル方向	[deg]
Ψ	: アジマス角（風車回転角）	[deg]
Γ	: 翼周りの循環量	

第1章 実験装置および実験方法

1.1 供試風車および風車周辺装置

本実験に使用した風車の正面図および側面図を図1.1に、写真を図1.2に示す。供試風車は発電機容量 30kW、定格風速 10m/s、定格回転数 80rpm、翼車直径 10.0 m、ハブ高さ 13.3m、可変ピッチ機構を持つ 3 枚翼のアップウインド型水平軸風車である。翼ピッチの駆動はパワーシリンダによって行われる。タワーは図1.3に示すように油圧シリンダによる可倒式であり、ナセルやブレードのメンテナンスを安全かつ容易に行うことができる。また、ナセルとタワーの間にヨーモータが取り付けられており、ナセル方位を変化させることで風向に対して任意のヨー角をとることができる。

図1.4に風車のシステム図を示す。翼車の回転はプーリとタイミングベルトを用いた増速機構を介して誘導発電機に伝達される。増速比は 4:15、5:12 の 2 段階で合計 9 倍である。発電システムはインバータを用いた AC-DC-AC リンクを持つ可変速発電システムである。翼車回転数は、ナセル内部の誘導発電機に対してインバータによる制御周波数およびすべりの制御を行うことにより任意に設定できる。

翼ピッチ、ナセル方位は機械制御盤から手動にて操作される。また、誘導発電機の回転数制御は、計測パソコンから制御周波数をインバータに出力することで任意に設定可能である。

図1.5に三重大学生物資源学部附属 紀伊・黒潮生命地域フィールド・サイエンスセンター付帯施設農場（これ以下、農場と呼ぶ）における風力発電実験設備全体図を示す。本農場は三重県津市高野尾町に位置し、初秋から春先までは日本海側からの北風が琵琶湖、鈴鹿山脈を越えて吹き降ろす通称「鈴鹿おろし」と呼ばれる季節風が吹く。本農場の冬場における風向は西から北にかけてであり、主風向はほぼ北西方向にある。

本実験設備では風車回転面上流の流入風の速度分布を調べるため風車位置から主風向である北西方向に超音波流速計を 1 基、および 3 杯式風速計、矢羽根式風向計をそれぞれ 6 基設置してある。図1.6に超音波流速計と風車の位置関係および概略図を示す。超音波流速計は風車の上流 10m の 13.3m 高(ハブ高さと同じ)にプローブを設置してある。プローブは 3 成分の流速を測定する形式を採用し、本体の表示部に 3 成分流速、もしくは風速および風向を表示させることができる。また、風速データは電圧に変換し出力され A/D ボードを介してパソコンでサンプリングされる。3 杯式風速計、矢羽根式風向計は風車の上流 10m で左右方向にそれぞれ 9m の位置に 2 本のパンザマストを立て、それぞれハブ高さ

13.3m、その上下 5m の 8.3m、18.3m の高さに風速計と風向計を一組にして取り付けられている。風速計から出力されるパルスは周波数・電圧変換機によって電圧に変換され A/D ボードを介してパソコンにサンプリングされる。また、風向計から出力される電圧も同様にサンプリングされる。

1.2 供試翼および圧力測定装置

図 1.7 に本研究に用いた供試翼を示す。供試翼は回転半径 5m のテーパねじり翼で、翼のみの長さは 4990.2mm である。翼は FRP 製の中空構造で、木型から FRP 製メス型を作成し FRP を積層して表面シェルを作成、翼弦方向、翼スパン方向に補強を入れ、正圧面側と負圧面側のシェルを張り合わせて作成した。

断面形状は、回転中心から約 1.35m の位置で DU91-W2-250（翼厚 25%）、約 2.5m の位置で DU93-W-210（翼厚 21%）、約 4m の位置より翼端側では NACA63-618（翼厚 18%）の翼断面を代表として採用した。上記の翼断面以外の翼断面は補間によって寸法を定めている。翼端から翼根までのねじり角は約 12° である。翼端はノーマル、シャークフィン、オジー、Mie ペーンと交換可能となっているが、本実験ではノーマルのみを使用した。

図 1.8 に圧力測定用の供試翼を示す。圧力測定断面は $r/R=0.325, 0.5, 0.7, 0.9$ の 4 断面である。各測定断面の圧力測定孔は翼ピッチ軸に直角に配置されている。各断面に流入する流入角および動圧は各断面を挟む 2 本の 7 孔ピトー管により測定する。7 孔ピトー管は各圧力測定断面の半径方向 300mm 翼端側に 4 ケ所、 $r/R=0.325$ 断面の 600mm 翼根側に 1 ケ所、計 5 ケ所の翼前縁に取り付けられる。ピトー管の長さは、取り付け断面の翼弦長と同じ距離だけ翼前縁から突き出している。翼に流入する流れの流入角および動圧を正確に測定するためピトー管の取り付け角を選ぶ必要がある。本供試翼の場合、風速 10m/s、翼車回転数 80rpm(定格運転)の時の各断面に流入する流れを計算し、ピトー管の取り付け角を決定した。表 1.1 に各断面におけるピトー管の形状および取り付けを示す。

図 1.9 から図 1.12 にそれぞれ半径位置 $r/R=0.325$ 、 $r/R=0.5$ 、 $r/R=0.7$ 、 $r/R=0.9$ の圧力測定部翼断面を示す。また表 1.2 に各測定断面の測定孔配置を示す。それぞれの測定断面には直径 0.4mm の圧力測定孔をそれぞれ 60 個設けてある。

図 1.13 に圧力測定系の概略図を示す。圧力センサは翼内部に設けられている専用のスペースに取り付けられ、翼正圧面側にあるメンテナンスハッチより作業が可能になっている。圧力センサ取り付け部は翼端側、翼根側 2 ケ所に設けられ、測定断面が $r/R=0.9$ と $r/R=0.7$ の時は翼端側を、 $r/R=0.5$ と $r/R=0.325$ の時は翼根側を使用する。本年度は $r/R=0.9$ と $r/R=0.7$ の 2 つの断面を同時に測定したため、翼端側のハッチを使用した。使用した圧力センサは半導体式圧力センサ（米スキニーバルブ社製 ZOC23B）である。センサは内部の受感膜が圧力を

受けて歪むと、受感膜の電気抵抗が変化し圧力が電圧値として検出できるもので、1つのユニットに8つの測定ポートを持っている。実験では圧力レンジ 1PSI (=6895Pa) のセンサを8個使用し、合計で64点の圧力を測定することができる。また、圧力センサは測定モードと検定モードの2つのモードを持っている。各モードの切り替えは CAL コントロールポートと P_x コントロールポートに加圧することで切り替わる。加圧にはハブ上に取り付けられた圧力タンクを使用する。検定モードは CAL コントロールポートに加圧し、実験時は P_x コントロールポートに加圧する。なお、圧力センサの基準圧力はハブ内部の風や回転の影響の少ない回転中心位置を基準圧力としている。翼面上の圧力測定孔および7孔ピトー管で検知された圧力はウレタンチューブを介して圧力センサで電気信号に変換される。信号は信号増幅器（大手技研製 ZOC23BUFFER）で100倍に増幅し、スリップリングを介して A/D ボードからパソコンに取り込まれる。

1.3 圧力測定検定方法

本研究で使用した圧力センサの特性は温度に依存するため、実験1ターム毎、開始時に検定を行う。検定方法はまず圧力センサを検定モードに切り替える。次に圧力センサの検定ポートに圧力検定器（トラディンコインストルメンツ製、モデル 2095）で値を読みながらハンドポンプ（トラディンコインストルメンツ製）で加圧、減圧することで検定圧力を与える。そのとき圧力センサから出力される各チャンネルの電圧出力を A/D ボードを介してパソコンでサンプリングし、A/D 値と圧力の関係を最小二乗法に近似し求める。圧力検定器による検定圧力は 1500Pa から -1500Pa まで 500Pa 毎の7点で行った。

1.4 測定装置

実験では翼面圧力以外にも風車運転状態のデータを取得している。ピッチ角はピッチ操作用パワーシリンダに取り付けてあるポテンショメータから出力される電圧により測定される。回転数およびトルクは中間軸に取り付けてあるトルク計および付属の回転数計により測定される。回転角は中間軸に取り付けられたロータリーエンコーダおよび主軸に取り付けたフォトセンサにより測定される。ナセル方位はナセル回転軸に取り付けられたロータリーエンコーダにより測定する。交流電力、交流電圧および交流電流は、デジタル電力計(日置製 3192)で測定される。

なお、各測定機器の測定値は電圧もしくはパルスで出力されるので A/D ボード（日本シンクネット社製 DF-4000）およびカウンタボードを介してデータサンプリング用パソコン（NEC 製 FC-86J）に取り込まれる。

1.4.1 歪測定装置

本研究では翼根フランジ部分に歪ゲージを取り付け、翼端の翼弦線に対して垂直な方向（フラップ）、平行な方向（リードラグ）、翼幅に対してねじりの方向（ピッチング）の3方向のモーメント値を測定した。図 1.14 に翼根フランジ部分に取り付けた歪ゲージの配置を示す。なお、フラップ方向およびリードラグ方向は2ゲージ法で行い、ピッチング方向は4ゲージ法を用いる。

歪ゲージのゼロ点は供試風車を立て、供試翼の翼端方向が鉛直下向きを向いている状態をゼロ点とし、ハブ内部に設置した歪ゲージ用アンプ（トヤソニック社製 HSC-20BS）から出力される電圧を基準値とした。

図 1.15 にフラップモーメントとリードラグモーメントの方向を示す。

1.4.2 圧力測定実験方法

各圧力測定断面の測定孔は60個あるが、センサのチャンネル数は全てを接続するのに不十分である。そのため、翼性能に大きな影響を与えられられる前縁部分を重点的に、かつ翼に加わる空力を評価できるように測定孔を選択した。

本実験の測定断面に流入する流れは、測定断面を挟み込む状態で設置された2本の7孔ピトー管より算出される。ピトー管は翼回りの循環などの影響を少なくするため取り付け断面の1翼弦長分突き出して取り付けた。測定断面に流入する動圧の計算方法は、まずピトー管で測定された動圧より流入風速を求め、翼の周方向と主流方向にベクトル分解する。次にピトー管で測定された主流方向成分を線形補間により測定断面での主流風速を求める。周速方向成分は回転数と測定断面位置により計算する。これら二つの成分を合成することにより測定断面での動圧を求めた。測定断面に流入する迎角および滑り角についてはピトー管で測定されたものより線形補間で求めた。

実験手順は、センサの検定を行い、測定モードに切り替えた後、タワーを立ち上げ、各測定を行い、そしてタワーを倒すという手順で行い、このサイクルを1タームとする。ここで1タームにおける測定可能時間は圧力タンクの圧力漏れやセンサ特性の温度変化の影響から最大90分間と設定している。測定は約20秒間単位でサンプリングを行う。サンプリング周波数は400Hzである。サンプリングされるデータの項目は、6つの3杯式風速計の風速値、6つの矢羽根式風向計の風向値、超音波流速計のU方向速度、V方向速度、W方向速度、温度、発電量、発電電圧、発電電流、ピッチ角、回転数、トルク、ナセル方位、アジマス角（風車回転角）、3方向のひずみ値、64チャンネルの圧力値である。また、サンプリングのスタート時を0[sec]とし測定時間も記録した。

図 1.15 にヨー角 ϕ およびアジマス角 ψ の定義図を示す。ヨー角は風車回転軸

と風向のなす角であり、風車上空から見てナセル方位を基準として風向が時計回り側にある場合を正と定義する。なお、測定中のナセル方位は固定されている。ピッチ角は風速および風向などの要素を考慮しながら可能な限り最適な発電状態になるように変化させる。

風車回転角により翼に流入する流れ、および翼性能に変化があると考えられる。そのため、翼が頂点に位置する時を 0° とし反時計回りに一回転 360° 回る間の各角度をアジマス角と定義し、局所的な流れおよび翼面上圧力分布についても測定する。

1.4.3 圧力応答性検定実験

測定孔圧力を圧力センサで測定する際、測定断面での圧力は測定孔から配管されているステンレスパイプ（内径 0.6mm）からウレタンチューブ（内径 1.0mm）を介してセンサに導かれ圧力値を電気信号に変換し測定する。しかし、金属パイプおよびチューブを介して圧力を測定する場合、金属パイプやチューブの長さや内径、または測定する圧力の周波数により、翼面圧力とは振幅、位相が異なる圧力がセンサに入ってくると報告^[12]されている。よって、圧力測定実験を行うにあたり、測定孔での圧力とセンサに入ってくる圧力の振幅比、位相遅れを把握し補正する必要がある。

そこで、本実験では測定翼の測定孔部分をアクリル平板上に再現し、本実験で使用されるものと同じ長さ、内径のステンレスパイプ及びウレタンチューブを取り付け、検定を行った。実験を行う際、サンプリング周波数は 400Hz、サンプリング数は 8192 個で行った。ここで、本実験で使用した 90%*R* 断面でのステンレスパイプ長は 500[mm]であった。また、圧力変化の周波数は圧力データの支配的な周波数である回転周波数（1.2Hz）を用いた。測定孔を模擬した部分は木の箱で覆うことによって密封し、加圧器により箱の内部に正弦振幅の圧力を加えた。基準圧力はアクリル平板に極力短くした銅パイプ(20mm)を取り付け、そこで測定されるものを採用した。測定孔からステンレスパイプとウレタンチューブを介した場合の圧力を測定し、基準圧力との振幅比および位相遅れを測定する。図 1.16 に 90%*R* 断面の位相差、図 1.17 に 90%*R* 断面の振幅比の測定結果を示す。今回はこれらの結果より取得したデータを元に本実験データを振幅比と位相遅れ分補正し、データ整理を行った。また、図 1.18 には検定実験の模式図を示す。

表 1.1 各断面におけるピトー管の形状および曲げ角

ピトー管番号	1(root side)	2	3	4	5(tip side)
取付半径位置 r [m]	1.02	1.925	2.8	3.8	4.8
翼弦長 c [m]	0.367	0.426	0.367	0.32	0.237
先端パイプ長さ l [m]	0.237	0.277	0.236	0.204	0.149
曲げ位置 l_1 [m]	0.122	0.142	0.122	0.107	0.079
曲げ角 δ [$^{\circ}$]	37.3	22.9	18.3	15.6	13.8

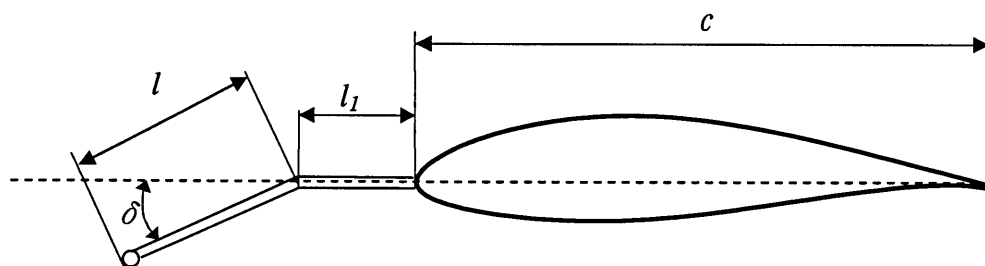


表 1.2 各测定断面压力测定孔配置表

	32.5R测定断面		50R测定断面		70R测定断面		90R测定断面	
测定穴No	x/c	y/c	x/c	y/c	x/c	y/c	x/c	y/c
1	0.97988	0.01095	0.97819	0.01481	0.98396	0.01245	0.98185	0.01392
2	0.94688	0.02344	0.94613	0.02545	0.95363	0.02204	0.94641	0.02409
3	0.90046	0.03797	0.90083	0.03879	0.90468	0.03650	0.90299	0.03924
4	0.84652	0.05349	0.84630	0.05386	0.84673	0.05266	0.84479	0.05427
5	0.80408	0.06486	0.80015	0.06575	0.80526	0.06407	0.80646	0.06441
6	0.75156	0.07811	0.74981	0.07846	0.75624	0.07734	0.76308	0.07596
7	0.72173	0.08525	0.72122	0.08494	0.72769	0.08444	0.72801	0.08468
8	0.68212	0.09395	0.68471	0.09403	0.69706	0.09285	0.69007	0.09194
9	0.65306	0.09994	0.64892	0.10201	0.66066	0.10062	0.65321	0.10030
10	0.60177	0.10996	0.59600	0.11312	0.60769	0.11172	0.60805	0.10822
11	0.60177	0.10996	0.55169	0.12155	0.55606	0.12107	0.55566	0.11753
12	0.55196	0.11806	0.49654	0.12966	0.45315	0.13328	0.50005	0.12428
13	0.49977	0.12477	0.44752	0.13433	0.40019	0.13600	0.44519	0.12707
14	0.44815	0.12937	0.39722	0.13675	0.35258	0.13603	0.40009	0.12850
15	0.40037	0.13134	0.34424	0.13672	0.30312	0.13282	0.35503	0.12452
16	0.34822	0.13008	0.29570	0.13345	0.25249	0.12584	0.30525	0.12338
17	0.29822	0.12589	0.24399	0.12643	0.20505	0.11605	0.25050	0.11391
18	0.24589	0.11869	0.19444	0.11573	0.15430	0.10262	0.20549	0.10380
19	0.19737	0.10873	0.14629	0.10230	0.10012	0.08340	0.15402	0.08966
20	0.14852	0.09586	0.09590	0.08416	0.07657	0.07299	0.10367	0.07121
21	0.09839	0.07776	0.07169	0.07318	0.05311	0.05995	0.07995	0.05983
22	0.07229	0.06601	0.04822	0.05971	0.04643	0.05602	0.05732	0.04846
23	0.04940	0.05409	0.03898	0.05372	0.03822	0.05026	0.04188	0.03967
24	0.04197	0.04921	0.03227	0.04899	0.02922	0.04334	0.03506	0.03528
25	0.03321	0.04397	0.02323	0.04178	0.02418	0.03884	0.02752	0.03053
26	0.02494	0.03801	0.01680	0.03651	0.01688	0.03231	0.02035	0.02578
27	0.01923	0.03242	0.01104	0.02944	0.01098	0.02522	0.01426	0.02032
28	0.01208	0.02524	0.00472	0.02055	0.00760	0.02039	0.00924	0.01703
29	0.00285	0.01064	0.00139	0.01236	0.00173	0.00947	0.01141	0.01561
30	0.00000	0.00000	0.00000	0.00000	-0.00032	0.00289	0.00000	0.00000
31	-0.00008	-0.00733	0.00163	-0.00687	-0.00040	0.00576	0.00013	-0.01551
32	0.00085	-0.01398	0.00515	-0.01515	0.00001	0.00024	-0.00243	-0.01589
33	0.00321	-0.02155	0.00856	-0.01982	0.00512	-0.01105	0.00166	-0.02632
34	0.00622	-0.02899	0.01463	-0.02685	0.01057	-0.01638	0.00350	-0.03100
35	0.01294	-0.03654	0.02122	-0.03222	0.01236	-0.01863	0.00317	-0.03388
36	0.02235	-0.04624	0.02496	-0.03556	0.01859	-0.02257	0.00826	-0.03853
37	0.03111	-0.05357	0.03282	-0.04039	0.02993	-0.02943	0.01662	-0.04712
38	0.03876	-0.05894	0.04022	-0.04465	0.03881	-0.03327	0.02677	-0.05245
39	0.04943	-0.06603	0.04960	-0.04966	0.04909	-0.03767	0.03437	-0.05491
40	0.06566	-0.07459	0.06368	-0.05553	0.06032	-0.04213	0.04921	-0.06092
41	0.08307	-0.08289	0.08252	-0.06331	0.08169	-0.04930	0.06947	-0.06869
42	0.13984	-0.10108	0.13961	-0.08004	0.13645	-0.06265	0.12511	-0.07905
43	0.19015	-0.11102	0.18996	-0.08966	0.18242	-0.07049	0.17570	-0.08909
44	0.24620	-0.11650	0.24697	-0.09643	0.23826	-0.07744	0.23200	-0.09151
45	0.29367	-0.11879	0.29270	-0.09834	0.28902	-0.08099	0.28617	-0.09791
46	0.34154	-0.11780	0.34071	-0.09827	0.33585	-0.08194	0.33089	-0.09718
47	0.39524	-0.11186	0.39411	-0.09452	0.38718	-0.07954	0.38463	-0.09565
48	0.44472	-0.10396	0.44512	-0.08759	0.44075	-0.07560	0.43114	-0.09202
49	0.49578	-0.09252	0.49499	-0.07864	0.48916	-0.06993	0.47836	-0.08730
50	0.54685	-0.07909	0.54663	-0.06766	0.53883	-0.06290	0.53205	-0.08000
51	0.59529	-0.06452	0.59142	-0.05660	0.58883	-0.05445	0.58141	-0.07202
52	0.65004	-0.04696	0.64521	-0.04175	0.64199	-0.04498	0.63401	-0.06364
53	0.69823	-0.02923	0.69837	-0.02649	0.69229	-0.03536	0.68080	-0.05135
54	0.75109	-0.01179	0.74476	-0.01492	0.74330	-0.02577	0.73340	-0.04334
55	0.79836	-0.00061	0.79747	-0.00510	0.79065	-0.01765	0.78562	-0.03244
56	0.85515	0.00585	0.85025	0.00078	0.83985	-0.01059	0.83242	-0.02087
57	0.89871	0.00645	0.89322	0.00176	0.89107	-0.00580	0.88254	-0.01685
58	0.95320	0.00128	0.94507	-0.00220	0.94634	-0.00578	0.93193	-0.01319
59	0.98157	-0.00258	0.97463	-0.00605	0.97640	-0.00722	0.96219	-0.00861
60	1.00000	0.00000	1.00000	0.00000	0.99936	-0.00300	1.00000	0.00000

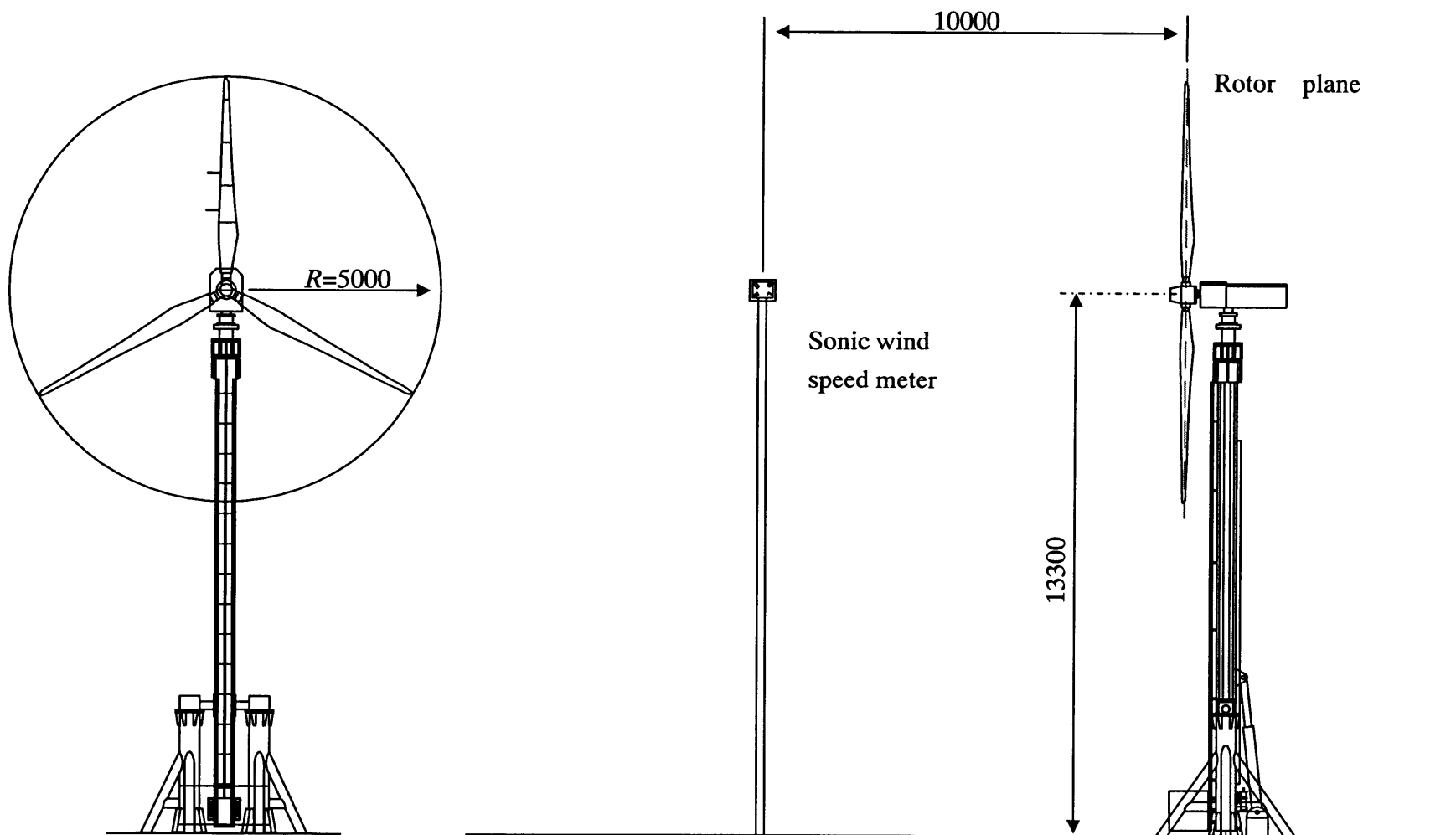


図 1.1 供試風車の正面図及び側面図

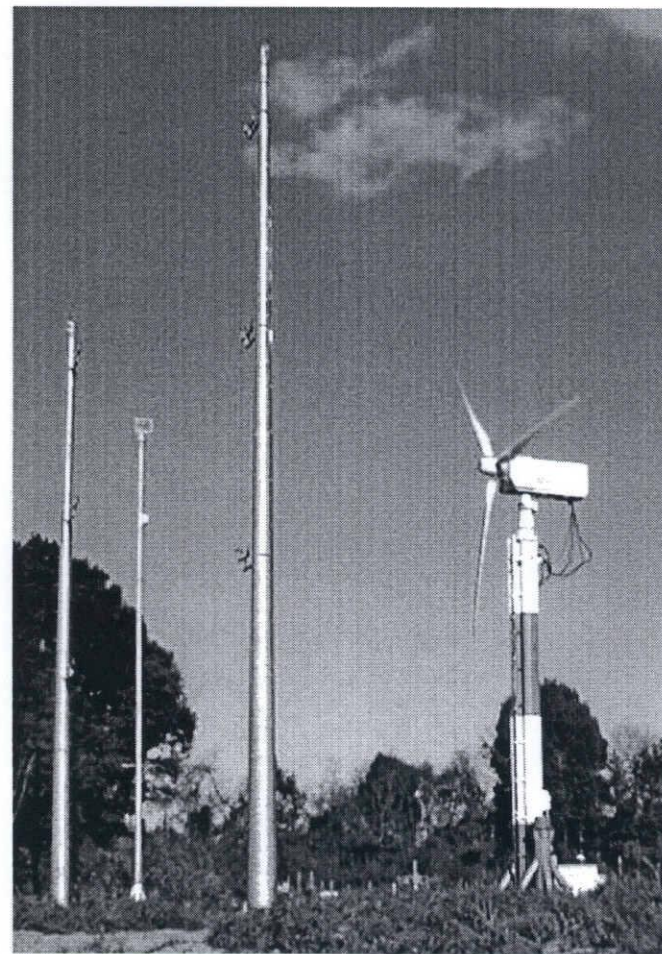


図 1.2 供試風車正面及び側面写真

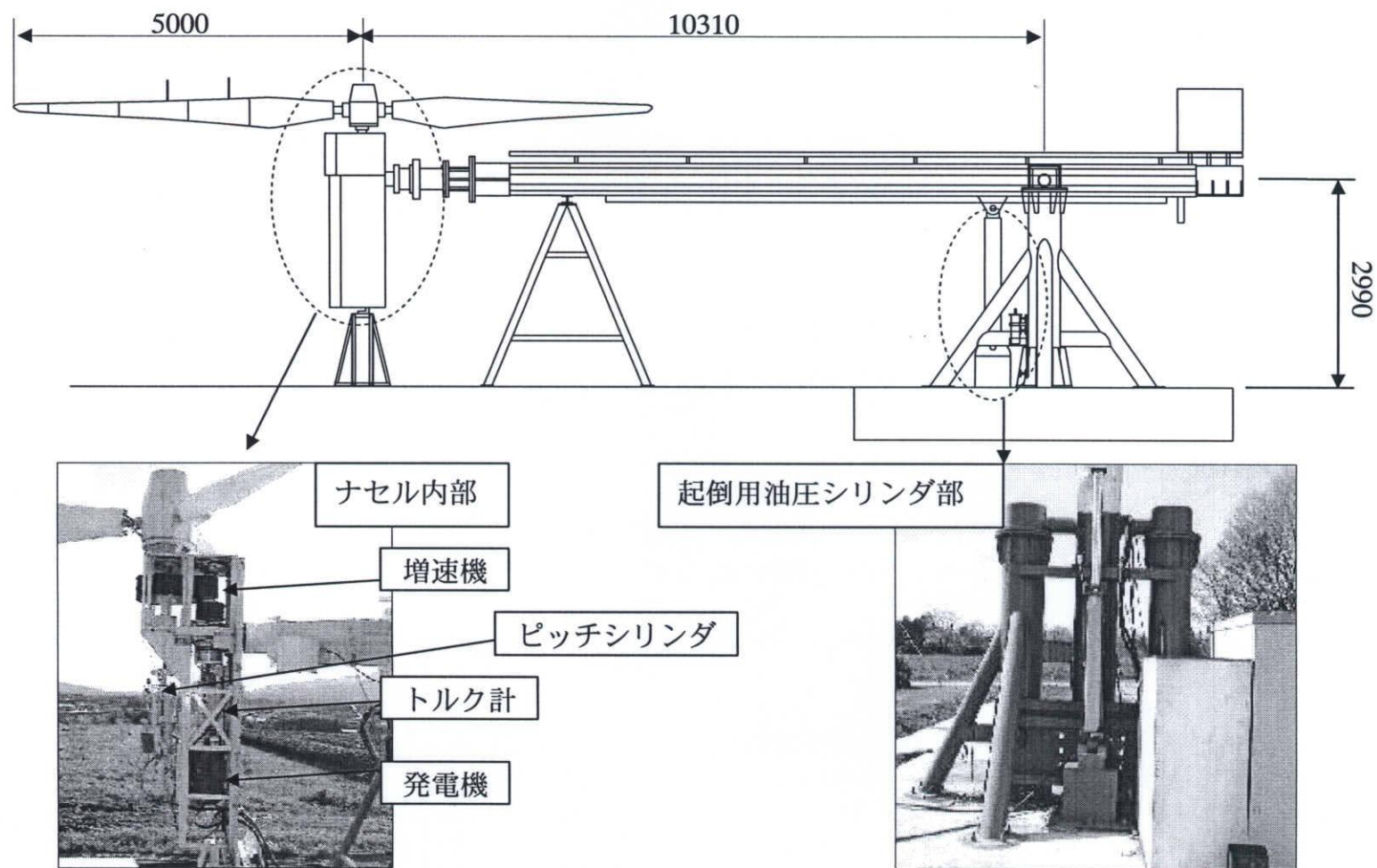


図 1.3 供試風車倒置図及び細部写真

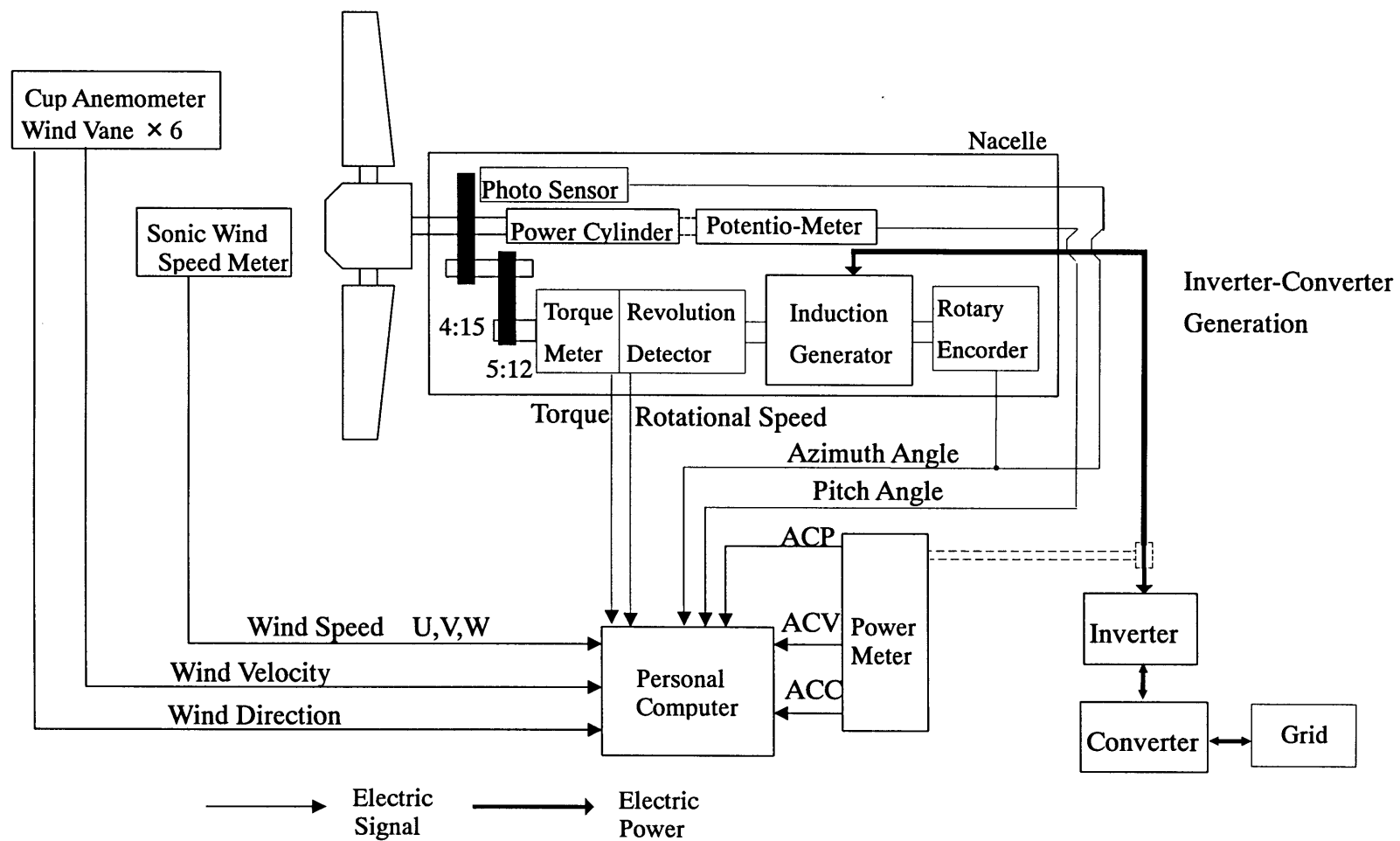


図 1.4 供試風車システム図

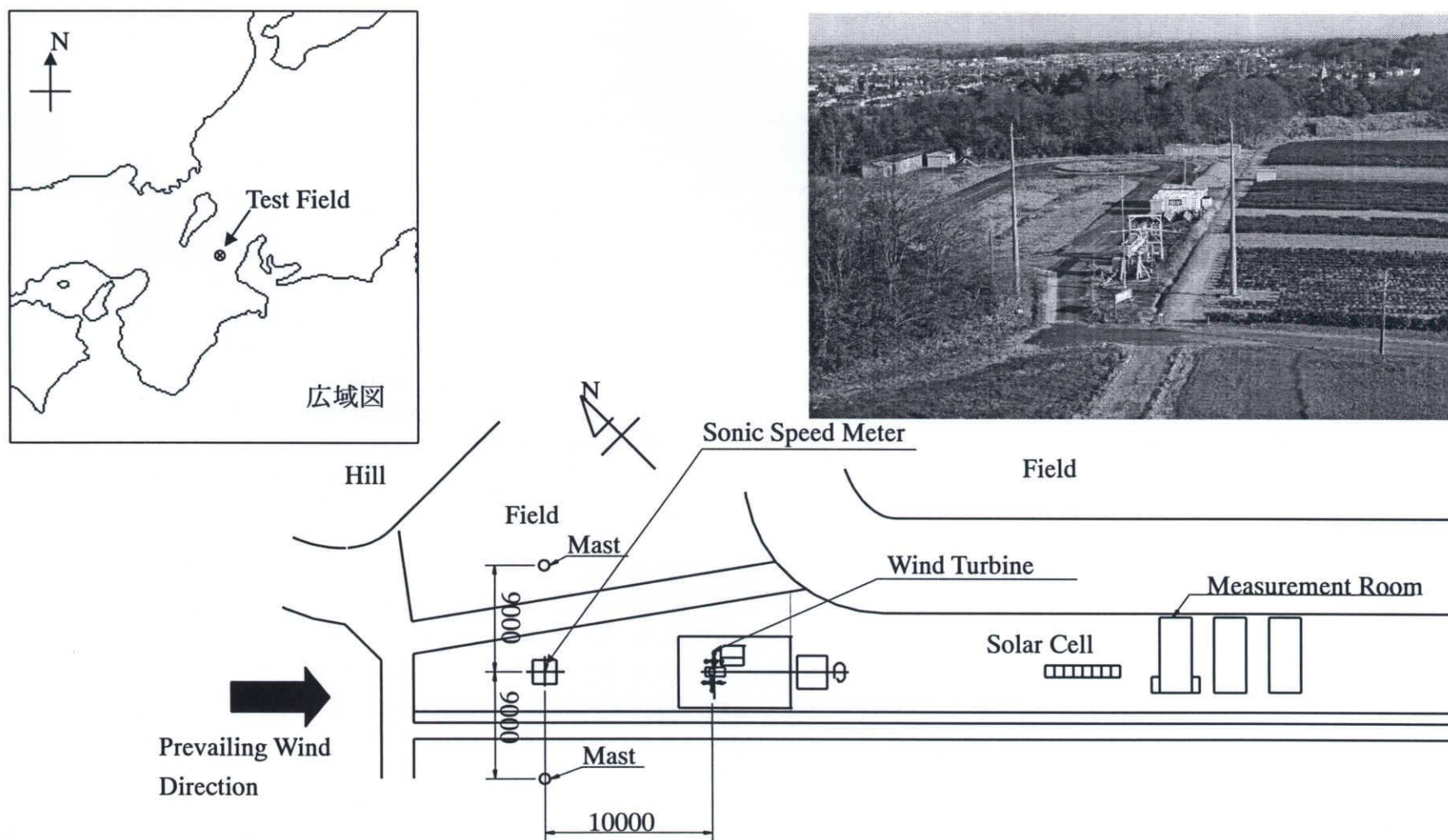


図 1.5 三重大学生物資源学部附属 紀伊・黒潮生命地域フィールドサイエンスセンター
付帯施設農場における風力発電実験設備全体図

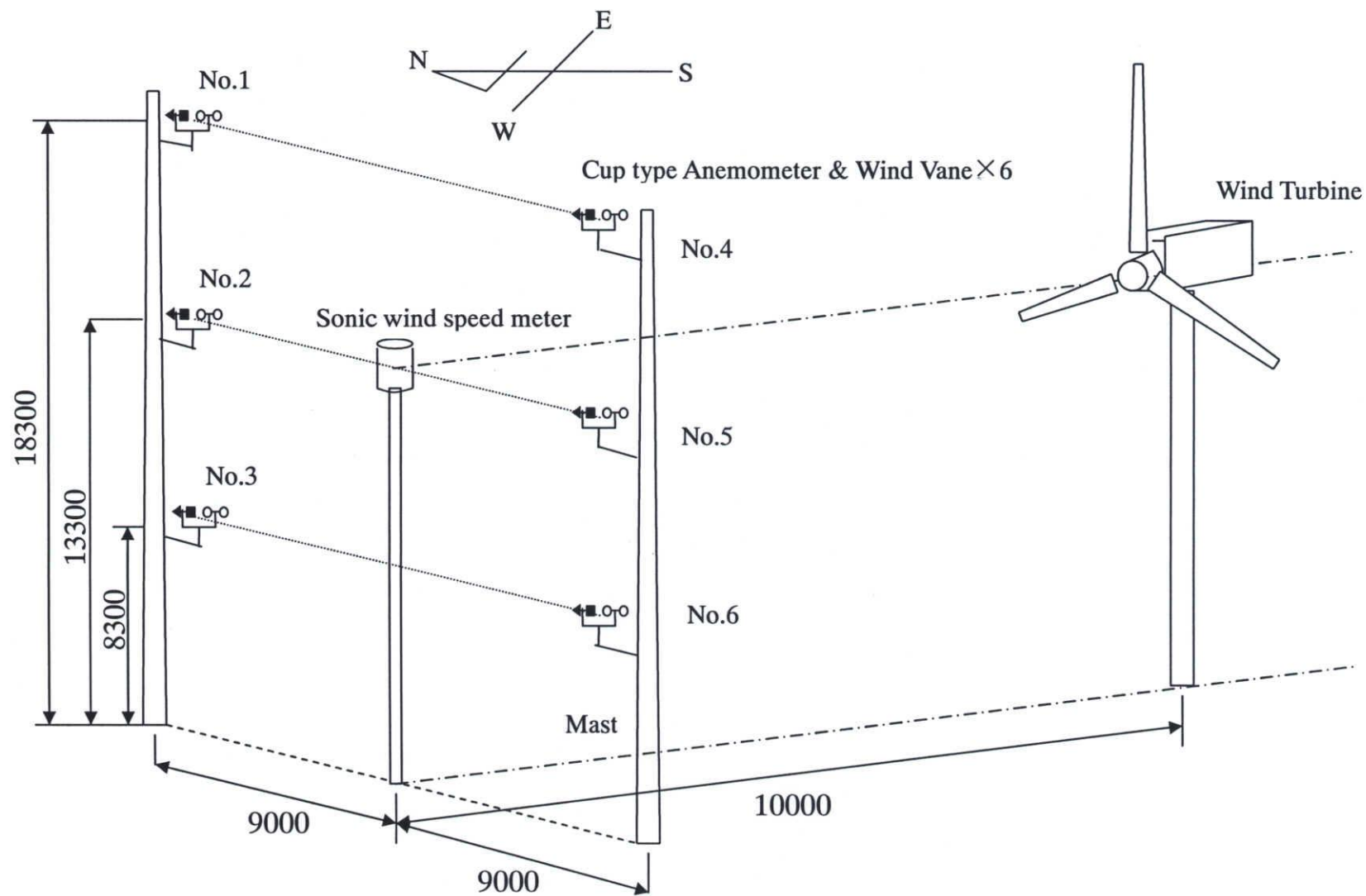


図 1.6 供試風車、超音波流速計、カップ式風速計位置

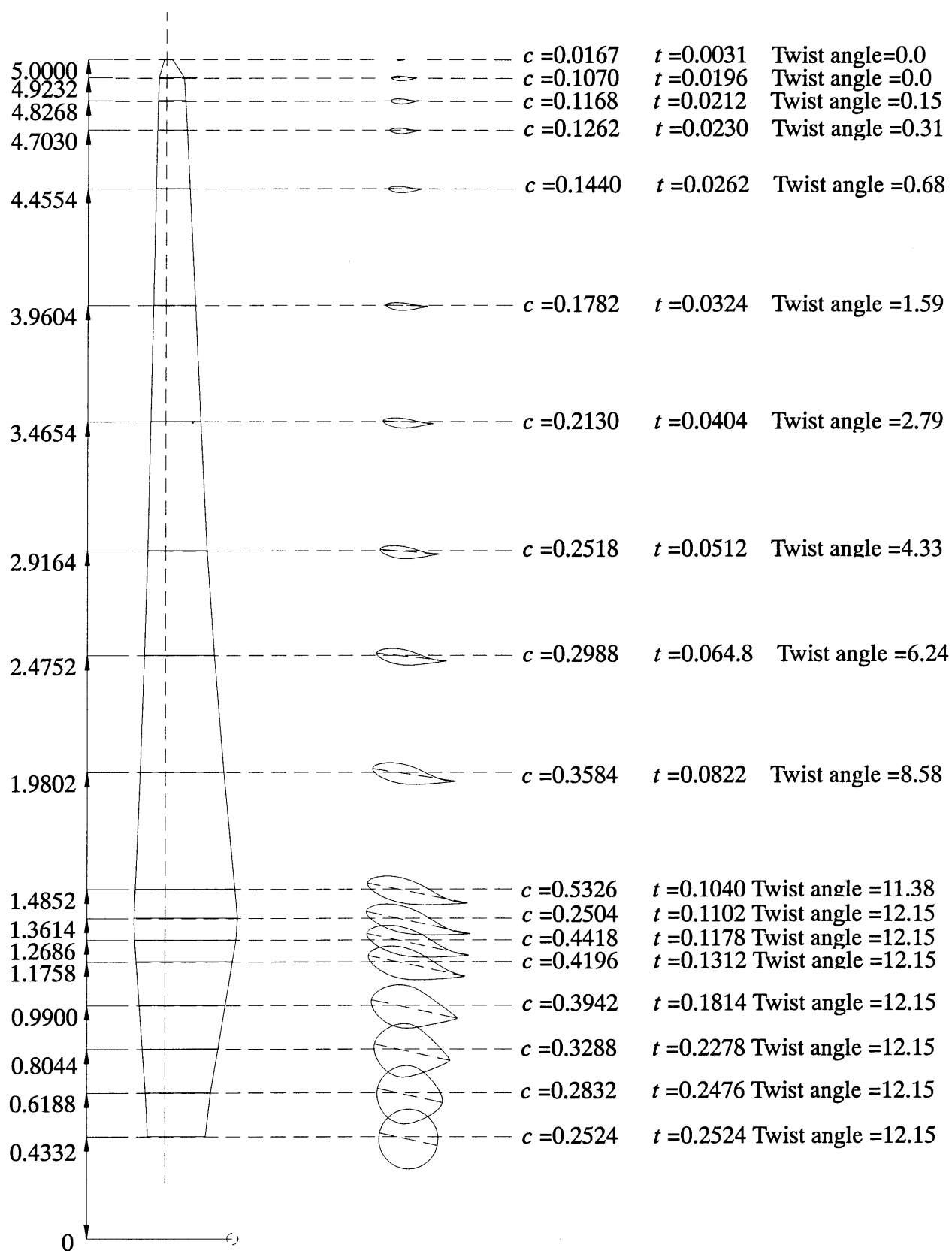


图 1.7 供試翼(APX-10)

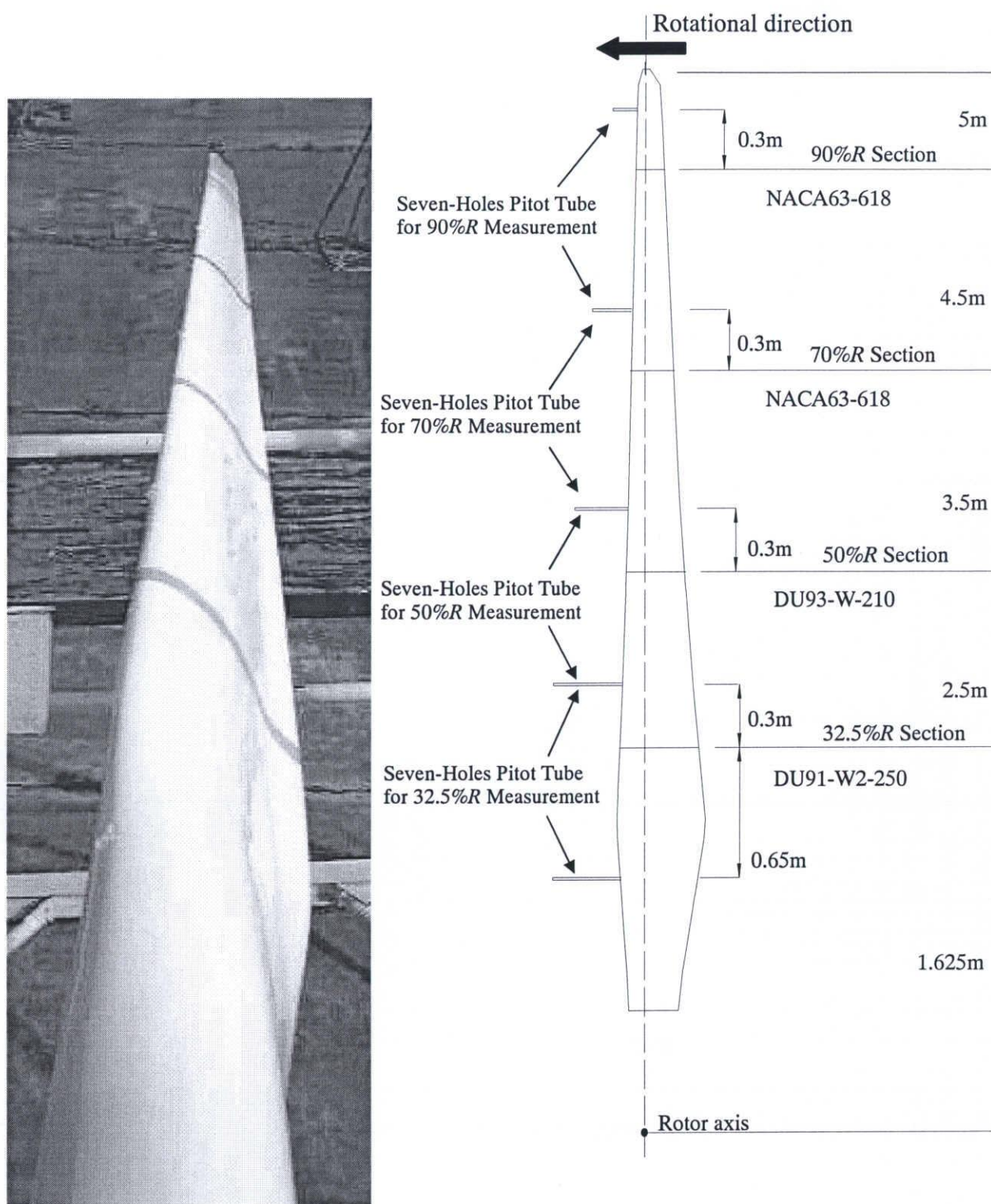


図 1.8 圧力測定用供試翼 (APX-10)

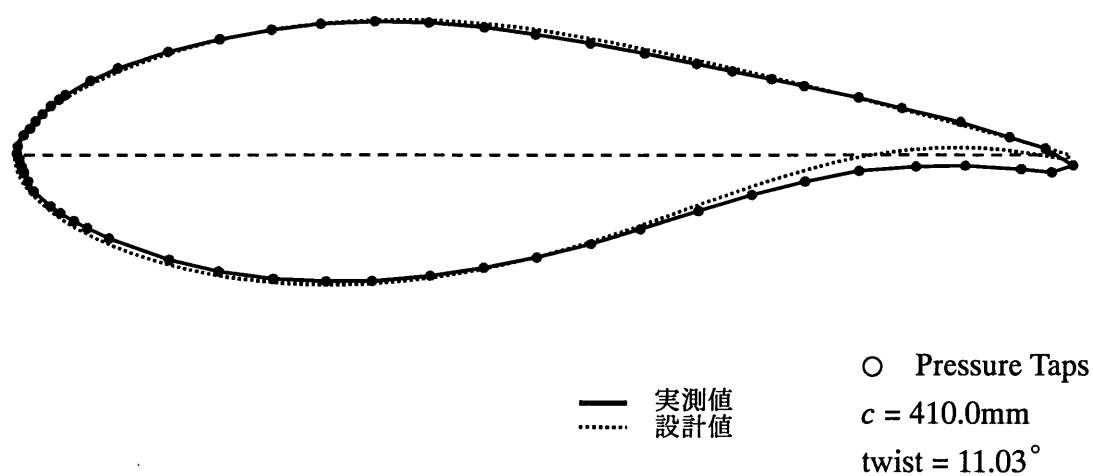


図 1.9 32.5% R 測定断面及び測定孔配置 (APX-10)

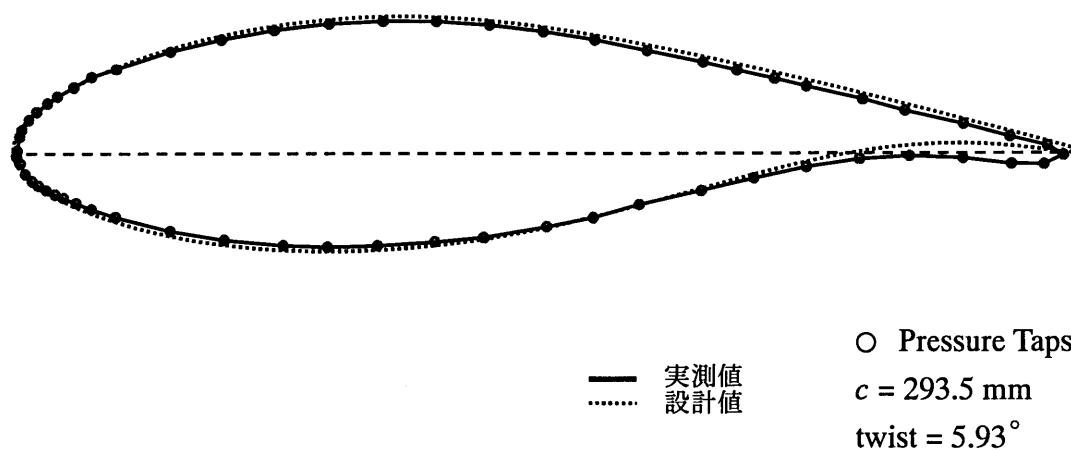


図 1.10 50% R 測定断面及び測定孔配置 (APX-10)

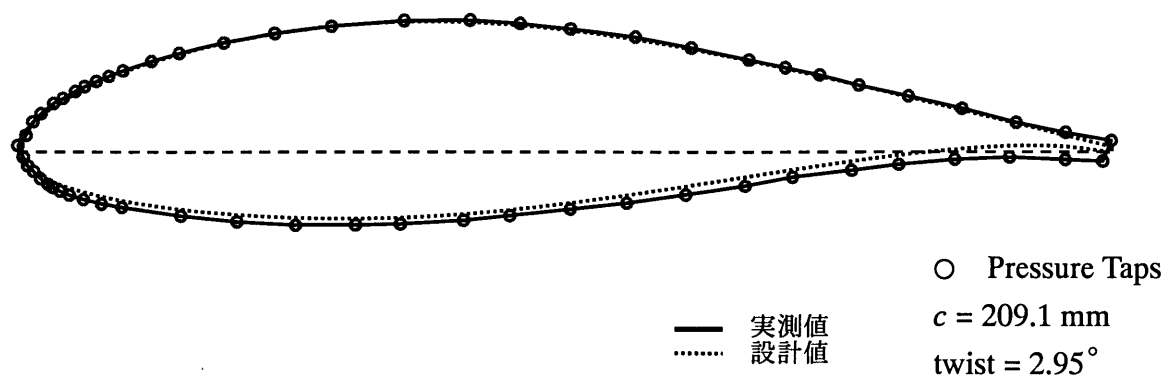


図 1.11 70% R 測定断面及び測定孔配置 (APX-10)

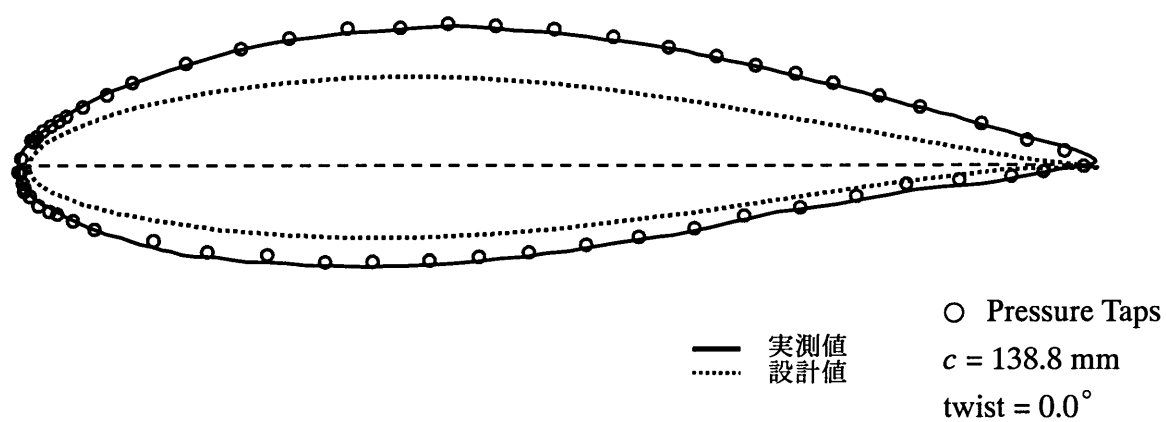


図 1.12 90% R 測定断面及び測定孔配置 (APX-10)

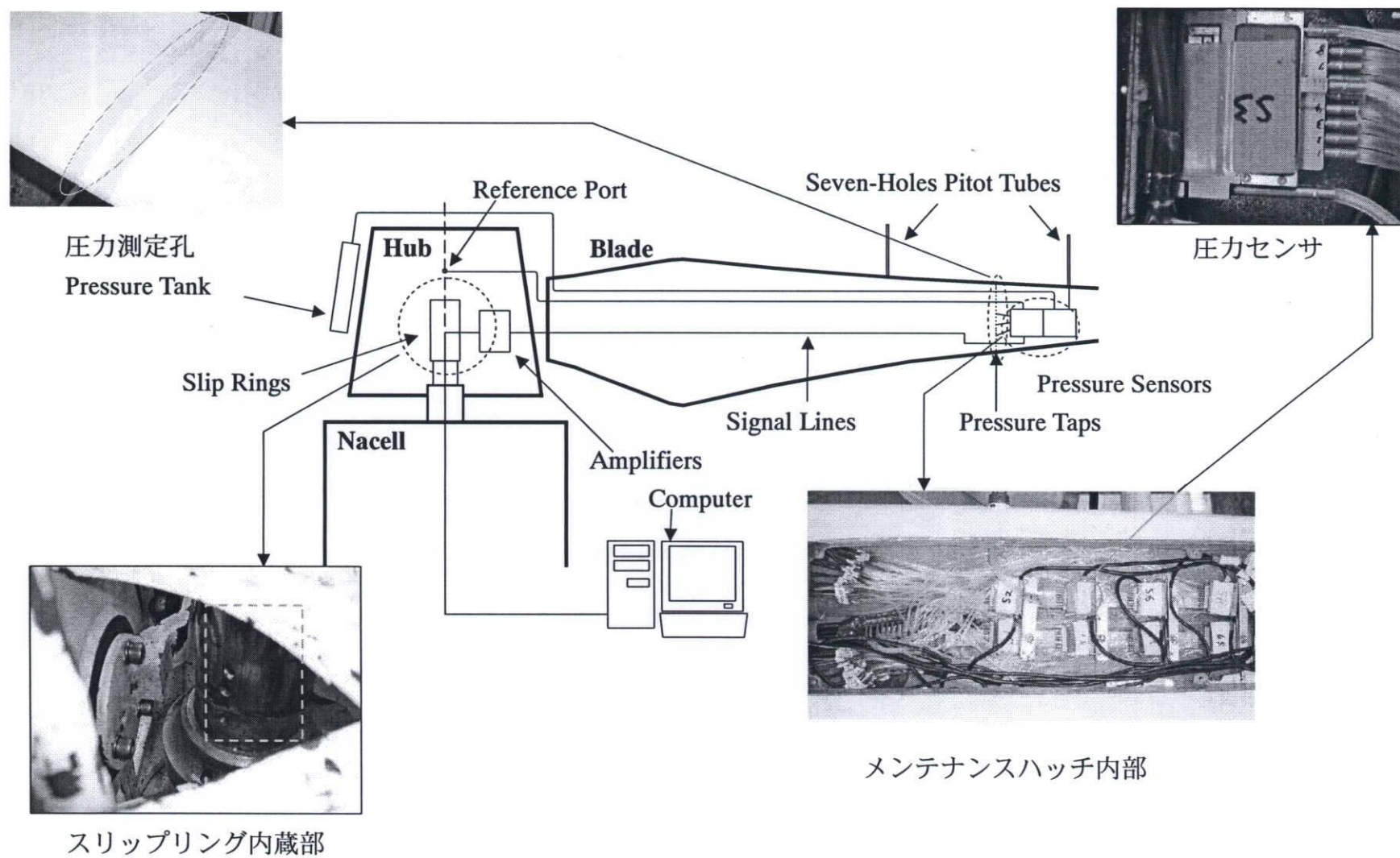


図 1.13 圧力測定システム図

共和電業製

型番

KFG-5-120-C1-11L1M2R

ゲージ長

5 mm

ゲージ率(24℃,50%RH)

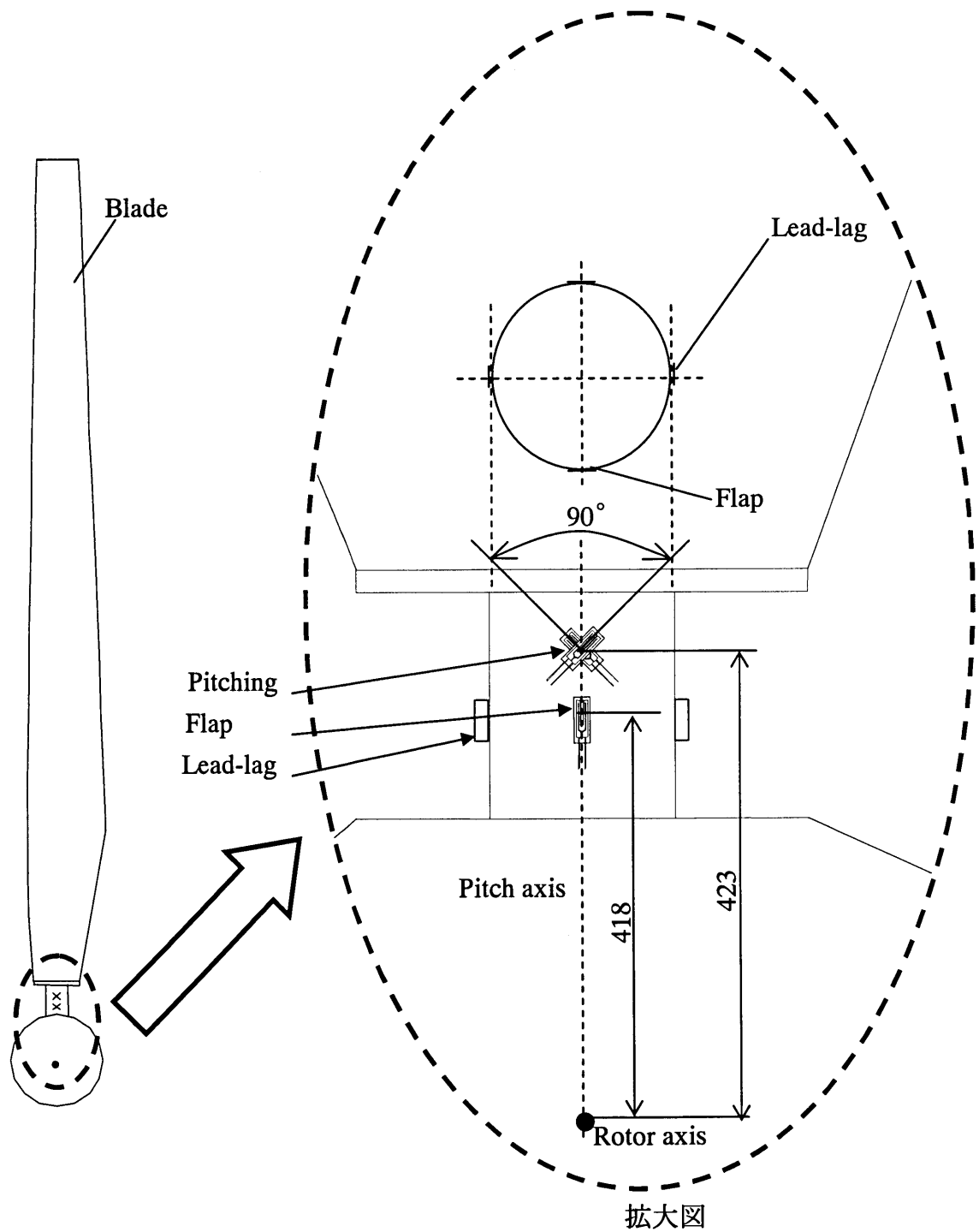
 $2.11 \pm 1.0\%$ 

図 1.14 歪ゲージの取付け位置

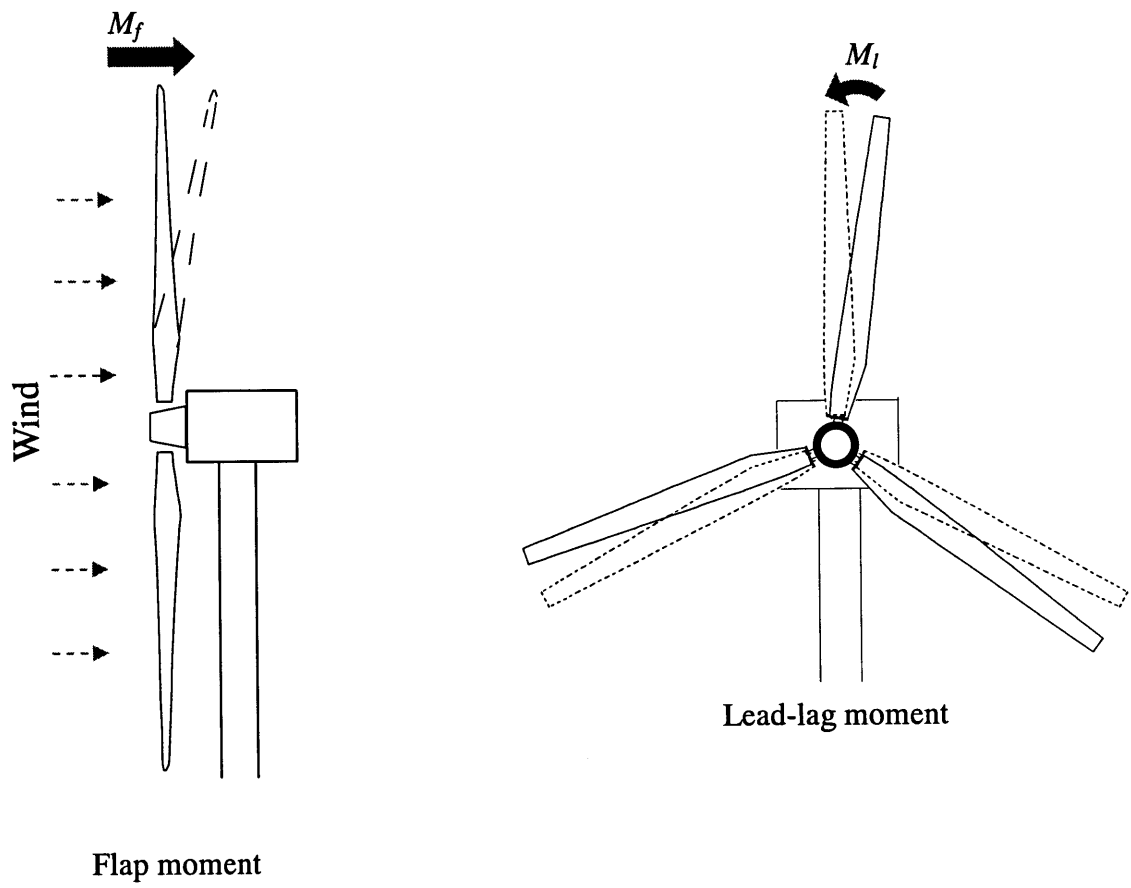


図 1.15 フラップモーメントとリードラグモーメントの方向

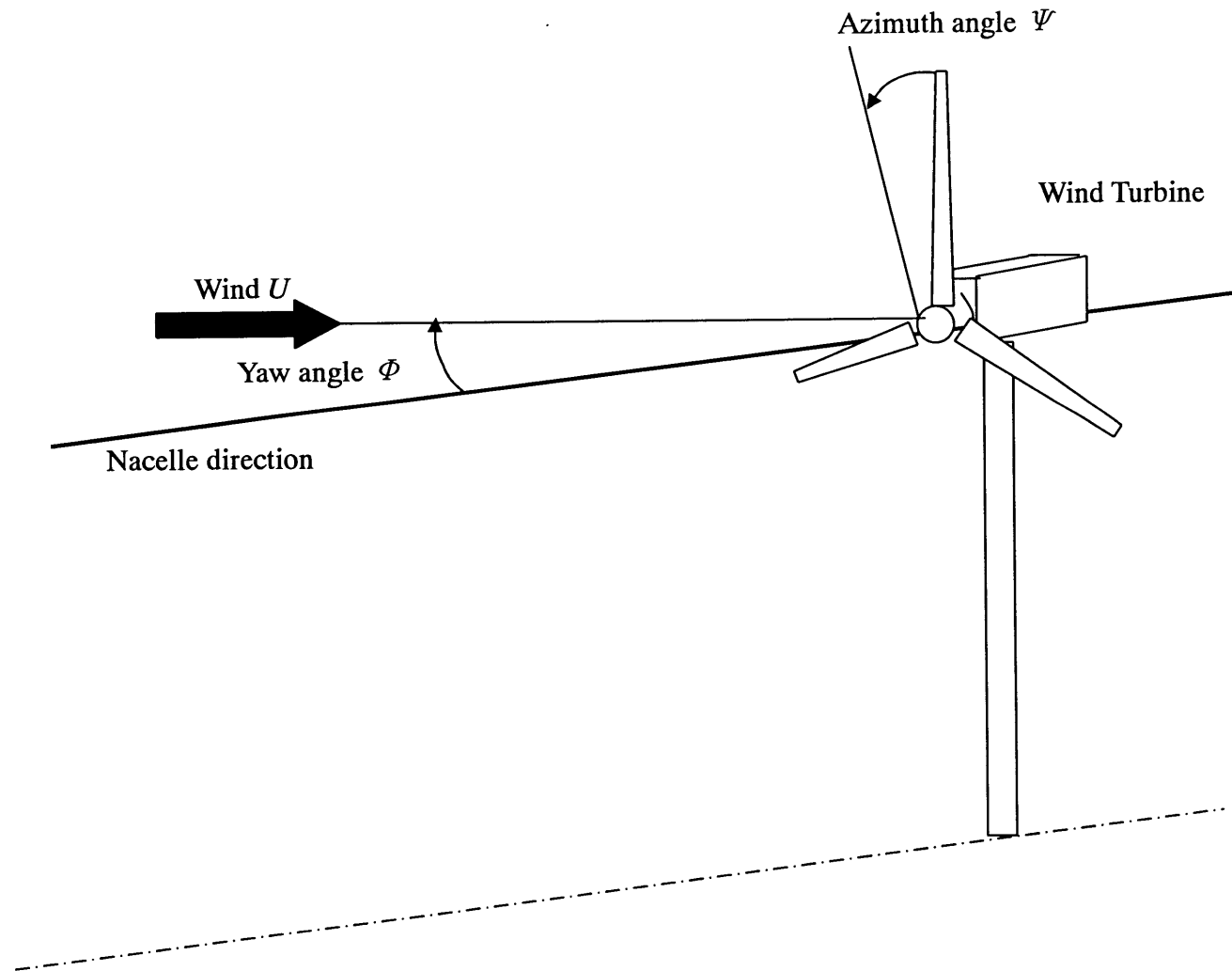


図 1.16 アジマス角とヨー角の定義

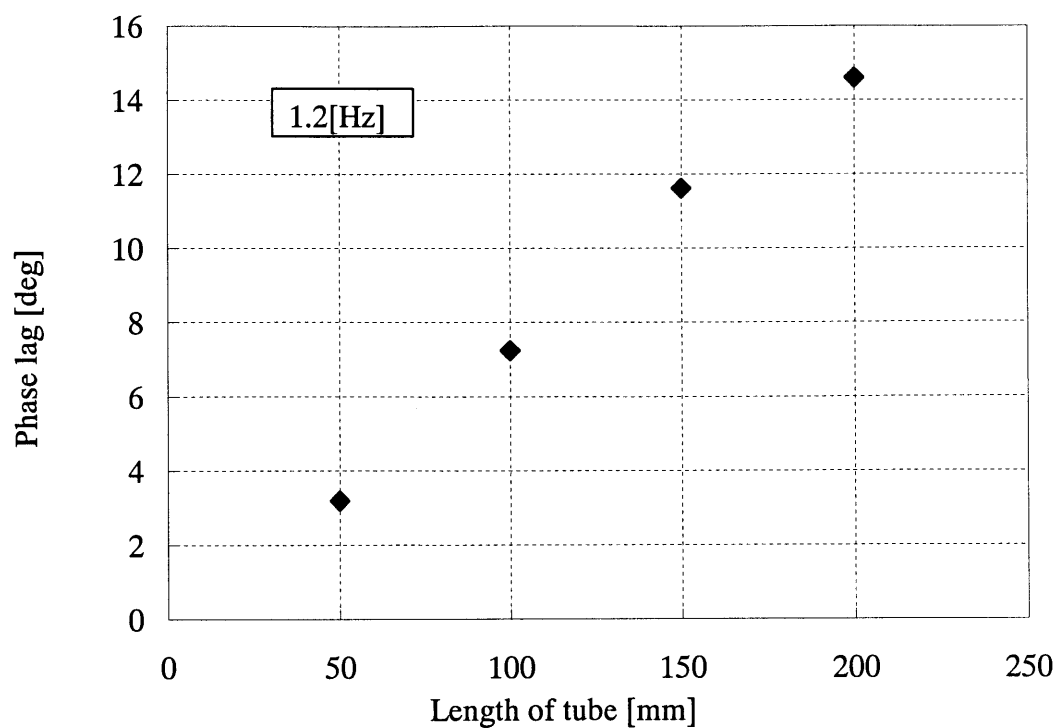


図 1.16 90%R 断面でのチューブ長ごとの位相差

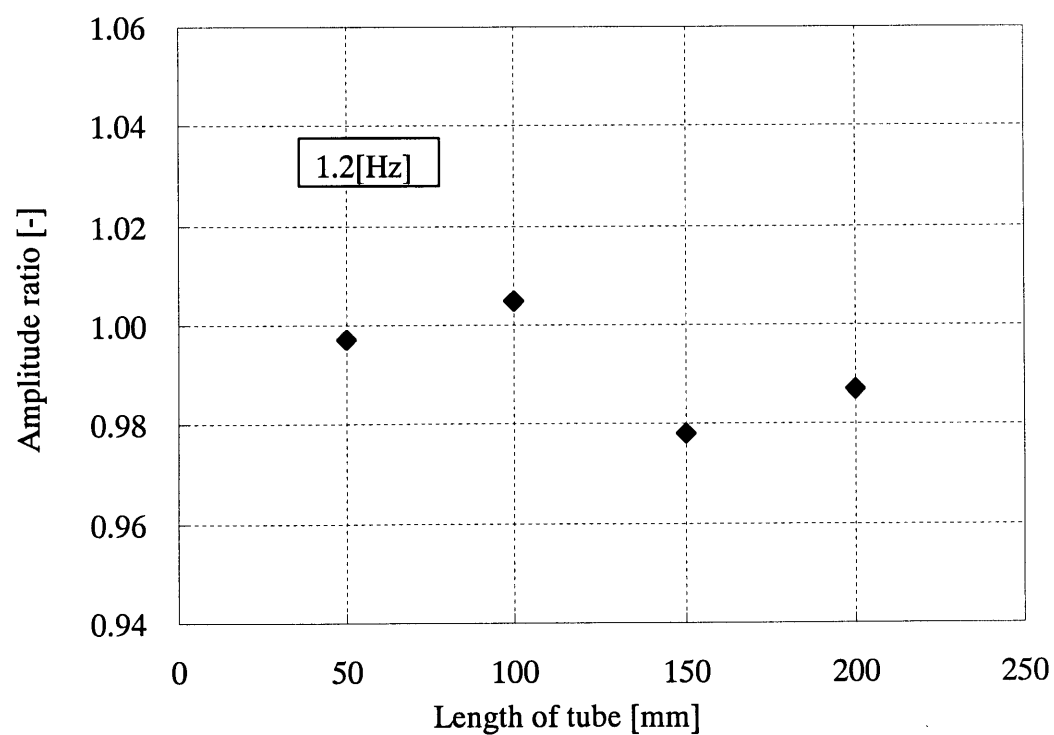


図 1.17 90%R 断面でのチューブ長ごとの振幅比

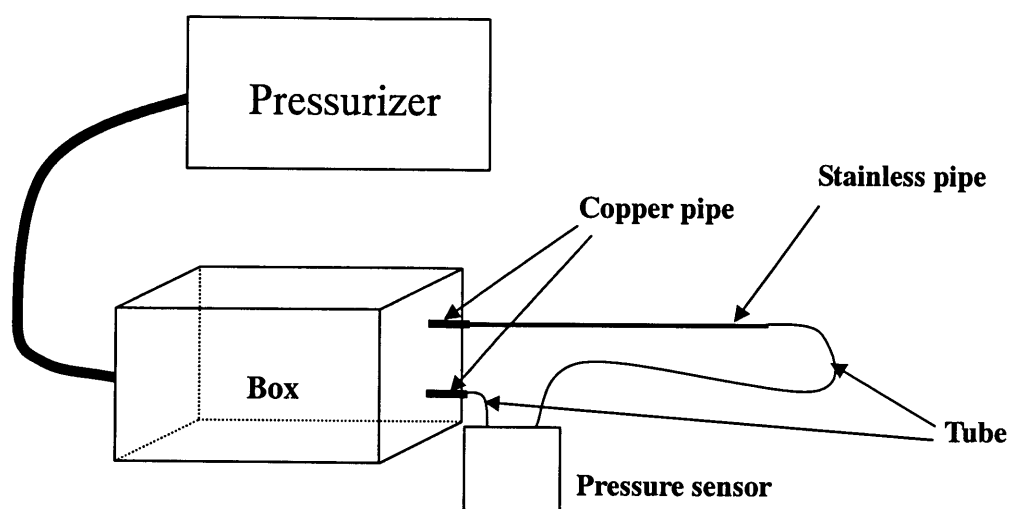


図 1.18 圧力応答性実験の模式図

第2章 非定常流れ下における各ヨー角による比較

2.1 はじめに

フィールドにおいて風向は常に変動しており、風力タービンは完全に風向を追尾することができない。したがって、ヨー状態での風力タービンの性能をフィールドにおいて把握することは重要である。定常流れ下における各ヨー角の比較は過去にも行われており、各ヨー角において正負の絶対値が等しいものは同じ翼性能を示すということが報告^[13]されている。しかし、フィールドなど風力タービンが実稼動する場所では風は地表面の影響を受け大気境界層を形成する。そのため、風力タービン翼が回転すると、1回転中に翼へ流入する風は複雑に変化する。以上のことをふまえ、本章では大気境界層の影響を考慮したフィールド水平軸風力タービンにおける各ヨー角での翼性能の比較を行った。

2.2 定義式

流体中の物体表面の圧力は、その流体の流入速度、迎角、物体の形状によって変化する。そこで圧力の差異を一般に議論するために無次元量として圧力係数 C_p を導入する。圧力係数 C_p は次式で定義される。これは翼面上の圧力 p_i を流れの動圧 p_d で無次元化した値である。

$$C_p = \frac{p_i}{p_d} \quad (2.1)$$

90%R 測定断面の各センサチャンネルで測定される圧力 p_{ii} は以下の式で表される。概要については図 2.1 に示す。

$$p_{ii} = p_i + \frac{1}{2} \rho \omega^2 (r_i^2 - r_s^2) - p_{ref} \quad (2.2)$$

ここで p_{ref} は圧力センサの基準圧力ポートで測定される基準圧力であり、圧力チューブ中の空気の遠心力の影響により以下ようになる。

$$p_{ref} = p_{atm} + \frac{1}{2} \rho \omega^2 r_i^2 \quad (2.3)$$

したがって 90%R 測定断面の各測定孔の圧力 p_i は以下の式となる。

$$p_i = p_{ii} + p_{atm} + \frac{1}{2} \rho \omega^2 r_s^2 \quad (2.4)$$

ここでは相対圧力(ゲージ圧)で考えているので、大気圧 p_{atm} は 0 となり、式(2.5)が得られる。

$$p_i = p_{ii} + \frac{1}{2} \rho \omega^2 r_s^2 \quad (2.5)$$

測定断面を挟む2つの7孔ピトー管で測定される動圧 P_{d-pt1} 、 P_{d-pt2} （添字1は翼根側、2は翼端側を示す）からそれぞれの流入速度 U_{pt1} 、 U_{pt2} を算出する。次に流入速度 U_{pt1} 、 U_{pt2} を翼の周方向速度成分 U_{c-pt1} 、 U_{c-pt2} 、主流方向速度成分 U_{a-pt1} 、 U_{a-pt2} 、半径方向成分 U_{r-pt1} 、 U_{r-pt2} に分解する。測定断面における主流速度成分は U_{a-pt1} 、 U_{a-pt2} から内挿により算出($=U_a$)し、半径方向成分は U_{r-pt1} 、 U_{r-pt2} から内挿により算出($=U_r$)する。周方向成分は測定断面半径位置と回転数より求める($=U_c$)。この二つの成分を合成することにより測定断面における動圧 p_d を求めた。以下に計算式を示す。なお、ロータ軸から測定断面および7孔ピトー管までの距離を図2.2に示す。

$$U_a = \frac{U_{a-pt2} - U_{a-pt1}}{r_{pt2} - r_{pt1}} r_s + \frac{r_{pt1} U_{a-pt2} - r_{pt2} U_{a-pt1}}{r_{pt2} - r_{pt1}} \quad (2.6)$$

$$U_r = \frac{U_{r-pt2} - U_{r-pt1}}{r_{pt2} - r_{pt1}} r_s + \frac{r_{pt1} U_{r-pt2} - r_{pt2} U_{r-pt1}}{r_{pt2} - r_{pt1}} \quad (2.7)$$

$$U_c = \frac{n}{60} \cdot 2\pi r_s \quad (2.8)$$

$$p_d = \frac{1}{2} \rho (U_a^2 + U_r^2 + U_c^2) \quad (2.9)$$

90% R 測定断面位置における局所迎角 α 、局所滑り角 γ の関係を図2.3に、ピトー管の測定孔の位置を図2.4に示す。

測定断面における局所迎角および局所滑り角は、ピトー管における流入角にピトー管設置位置の翼のねじれ角とピトー管取り付け角度を考慮し、翼根側と翼端側の2つのピトー管設置位置での局所迎角と局所滑り角の内挿より求めた。

$$\alpha = \frac{(\alpha_{pt2} - \alpha_{pt1}) \cdot r_s + \alpha_{pt1} \cdot r_{pt2} - \alpha_{pt2} \cdot r_{pt1}}{r_{pt2} - r_{pt1}} \quad (2.10)$$

$$\gamma = \frac{(\gamma_{pt2} - \gamma_{pt1}) \cdot r_s + \gamma_{pt1} \cdot r_{pt2} - \gamma_{pt2} \cdot r_{pt1}}{r_{pt2} - r_{pt1}} \quad (2.11)$$

一般に翼の性能を議論する場合、無次元量として揚力係数 C_l 、抗力係数 C_d

を用いる。しかし風車翼の場合、翼の回転や翼周りの循環によって正確に流入する流れの迎角を把握することが困難である。したがって、揚力係数 C_l 、抗力係数 C_d を用いて議論することはできない。

本研究では風車翼の性能を議論するため、翼厚方向の力と翼弦方向の力を考え、無次元量として翼厚方向力係数 C_n と翼弦方向力係数 C_t を導入する。図 2.5 に C_n 、 C_t の概念図を示す。 C_n 、 C_t を圧力係数 C_p で表すと以下の式になる。

$$C_n = \frac{1}{c} \int_1^N C_{pi} \sin \theta_i \cdot ds_i \quad (2.12)$$

$$C_t = \frac{1}{c} \int_1^N C_{pi} \cos \theta_i \cdot ds_i \quad (2.13)$$

N : 測定孔の数

ds_i : 任意の測定孔 i と両隣の測定孔

θ_i : ds_i の垂線と翼弦線のなす角

2.3 データ整理方法

過去の論文よりフィールドにおいてアジマス角 $0^\circ < \Psi < 180^\circ$ の翼の下降時（以下、Down と略す）と $180^\circ < \Psi < 360^\circ$ の上昇時（以下、Up と略す）においてアジマス角に基づく迎角の変化から揚力係数がヒステリシスループを描くという報告^[7]がされているが、まだその原因は解明されていない。本研究ではこの原因解明のため Up と Down のそれぞれについて、ヨー角に基づく各種データの違いについて考察を行う。ヨー角の分類方法はこれまでの研究において風洞実験やフィールド実験の多くで用いられた、ヨー角 $\phi = 0^\circ, \pm 15^\circ, \pm 30^\circ, \pm 45^\circ$ の 7 条件で分類する。分類するヨー角の範囲は $\Delta \phi = \pm 2.5^\circ$ とした。圧力データを観察する断面は $90\%R$ とした。また、本研究では風車の平均的な翼性能を知るため、ヨー角についての BIN 法にしたがってデータ整理し比較を行った。

図 2.6 に各ヨー角に対応する風車流入風の境界層内速度分布を示す。図の縦軸は高さ、横軸は風速を示す。凡例は $\phi = 0^\circ, \pm 15^\circ, \pm 30^\circ, \pm 45^\circ$ としてある。高さ 8.3m, 13.3m, 18.3m での風速は風車上流に設置された三杯式風速計より測定した。本実験では主流風向がほぼ一定であったためナセルを回転させヨー状態にした。平均主流風向は 309° であり風車上流の 2 本のパンザマストの中心と風車タワーを結ぶ方向であるため二本のパンザマストの同じ高さの二つの風速計で測定された風速を平均化することにしたがって、風車に流入する各高さでの風速を算出した。図 2.6 より各ヨー角において境界層内速度分布はほぼ一致していることがわかる。したがって、流入風の境界層内速度分布は各ヨー角で存在するが各ヨー角での境界層内速度分布の違いはほとんどない。すなわち各ヨー角の比較は境界層内速度分布の違いではなく純粋にヨー角の違いと言える。また、各ヨー角での風車の運転条件は平均主流風速 6.6~6.9m/s、回転数 65rpm、翼のピッチ角度 -1° 、気温 10~11 度となっておりヨー角ごとの差はほぼ無い状態であった。

また、 $90\%R$ 断面の翼型形状は NACA63-618 で静的失速角は約 12.8° である。しかし、過去のフィールドにおける実験では局所迎角 $\alpha = 14^\circ$ で C_n は極大値を示していた^[15]。したがって、局所迎角 $\alpha = 14^\circ$ 付近で流入風が翼に与える影響が大きいと考えられるため $\alpha = 14^\circ$ に注目し各ヨー角について翼性能の考察を行った。

2.4 実験結果および考察

2.4.1 各ヨー角における翼上昇時(Up)と翼下降時(Down)の C_l の変化

本節では各ヨー角における Up と Down の C_l の変化について述べる。図 2.7(a)~(g)に $\phi = 0^\circ, \pm 15^\circ, \pm 30^\circ, \pm 45^\circ$ での $\alpha - C_l$ 曲線を示す。図の縦軸は翼

弦方向力係数 C_l 、横軸は 90% R 断面の局所迎角 α を示す。 C_l は $\alpha=1^\circ$ の幅で BIN 平均している。

図 2.7(a)～(g)よりヨ一角および Up、Down によらず C_l は $0^\circ < \alpha < 14^\circ$ において α の増加にしたがい減少し、 $14^\circ < \alpha < 25^\circ$ で C_l は α の増加にしたがいほぼ一定値をとる。 $25^\circ < \alpha$ の場合、 α の増加にしたがい C_l は減少し、またバラつきも大きくなる。このバラつきは $25^\circ < \alpha$ で翼面上に流れの剥離が生じていることなどが考えられる。次に各ヨ一角における C_l の Up、Down について述べる。

$\phi=0^\circ$ の場合、図 2.7(a)より、 $7^\circ < \alpha < 12^\circ$ で Down の C_l は Up に比べ小さい値を示すが、これを除く $0^\circ < \alpha < 25^\circ$ の範囲では Up と Down の C_l はほぼ同じ値を示している。また $25^\circ < \alpha$ の範囲では Down に比べて Up の値が小さくなっている。これは Up と Down で地表面からの吹き上げ流れが翼に流入する方向が逆になるため変化したと考えられる。

$\phi=0^\circ$ を除く $\phi=\pm 15^\circ, \pm 30^\circ, \pm 45^\circ$ の場合、図 2.7(b)～(g)よりの $0^\circ < \alpha < 14^\circ$ の C_l はヨ一角の絶対値が大きくなるにしたがい Up と Down の差は大きくなる傾向がみられた。このときいずれのヨ一角についても C_l は Up より Down で小さい値を示す。この要因としては迎角変動に伴うヒステリシスループの影響が考えられる。過去の研究より動的状態では迎角の上昇時と下降時で翼性能が異なり、性能曲線はヒステリシスループを描くとされている^[6]。これらのことが影響し Up と Down での違いが現れたと考えられる。しかし、各ヨ一角で C_l は Up と Down の差は $\Delta C_l=0.02$ 程度の小さい値であり翼性能に対する影響は小さいと考えられる。

2.4.2 各ヨ一角における翼上昇時(Up)と翼下降時(Down)の C_n の変化

本節では各ヨ一角における Up と Down の C_n の変化について述べる。

図 2.8(a)～(g)に $\phi=0^\circ, \pm 15^\circ, \pm 30^\circ, \pm 45^\circ$ の $\alpha-C_n$ 曲線を示す。図の縦軸は翼厚方向力係数 C_n 、横軸は局所迎角 α を示す。 C_n は $\alpha=1^\circ$ の幅で BIN 平均している。

図 2.8(a)～(g)よりヨ一角および Up、Down によらず $0^\circ < \alpha < 14^\circ$ で α の増加にしたがい C_n は増加し、静的失速角である $\alpha=14^\circ$ で極大値を示す。 $14^\circ < \alpha < 21^\circ$ で α の増加にしたがい、 C_n は減少する。 $22^\circ < \alpha < 24^\circ$ で C_n は再び増加し、 $\alpha > 25^\circ$ で C_n は値が増加するとともに大きく変動する。この乱れも前節での説明と同様、高迎角における翼面上流れの剥離が原因だと考えられる。次にヨ一角ごとの C_n の傾向について述べる。

$\phi=0^\circ$ の場合、図 2.8(a)より $0^\circ < \alpha < 13^\circ$ で Up と Down の C_n はほぼ似た傾向を示す。 C_n が極大値を示す $\alpha=14^\circ$ 付近で Up と Down の C_n に差がみられた。

$\Phi = +15^\circ$ 、 $+30^\circ$ 、 $+45^\circ$ の場合、図 2.8(b)~(d)より、ヨー角の増加にしたがい $0^\circ < \alpha < 13^\circ$ で Up と Down の C_n の差は増加し Down で高い値を示した。また、 $\alpha = 14^\circ$ 付近に注目してみると $\Phi = +15^\circ$ の場合、図 2.8(b)より Up と Down の C_n はほとんど差が見られず、 $\Phi = +30^\circ$ 、 $+45^\circ$ とヨー角が増加するにしたがい差が大きくなった。

$\Phi = -15^\circ$ 、 -30° 、 -45° の場合、図 2.8(e)~図 2.8(g)より $0^\circ < \alpha < 13^\circ$ の Up と Down の C_n の差は見られなかった。 $\alpha = 14^\circ$ 付近で Down に比べ Up の C_n が高く、 $\Phi < 0^\circ$ の場合と逆の傾向を示した。

以上のことをまとめると各ヨー角において Up と Down の C_n の差は等しい局所迎角をもっている場合でさえ差を生じる。しかし、ヨー角の正負で Up と Down の C_n は異なる傾向を示す。これは Up と Down の分類は翼の回転位置によるものであり、翼に対する流れの分類でないためと考えられる。そこで次節に等しい局所迎角での C_n の違いの原因を見出すため、Up と Down で C_n の差が最も大きくなる $\Phi = -30^\circ$ およびヨー角の絶対値が等しい $\Phi = +30^\circ$ について C_l 、 C_n 、 α と滑り角 γ も加え考察を行う。

2.4.3 $\Phi = \pm 30^\circ$ における C_l 、 C_n 、 α 、 γ の関係について

図 2.9(a)に $\Phi = +30^\circ$ 、図 2.9(b)に $\Phi = -30^\circ$ における翼車 1 回転中の翼弦方向力係数 C_l 、翼厚方向力係数 C_n 、局所迎角 α 、局所滑り角 γ の変化を示す。図の横軸はアジマス角 Ψ 、左の縦軸は α 、 γ 、右の縦軸は C_l 、 C_n を示す。それぞれの値はアジマス角 10° の幅で平均している。

図 2.9(a)と 図 2.9(b)より α と γ は翼車 1 回転中で変化していることがわかる。

$\Phi = +30^\circ$ の場合、図 2.9(a)より α は $0^\circ < \Psi < 30^\circ$ で若干増加し $\Psi = 150^\circ$ までゆるやかに減少する。 $160^\circ < \Psi < 180^\circ$ で α は大きく減少し、 $180^\circ < \Psi < 360^\circ$ で α はゆるやかに上昇する。この変化は翼の位置により境界層内速度分布の影響を受け、翼の上昇時に風速の増加に伴い α は増加し、下降時には風速の減少に伴い α は減少したと考えられる。また $160^\circ < \Psi < 180^\circ$ で α が大きく減少する理由については翼がタワーに近い状態であり、タワーによる風の減速が影響したと考えられる。 γ は $0^\circ < \Psi < 40^\circ$ でアジマス角の増加にしたがい減少し、 $50^\circ < \Psi < 240^\circ$ で増加、 $250^\circ < \Psi < 360^\circ$ で減少する。 γ は翼車 1 回転中に正弦的な変化を示している。正のヨー角 ($\Phi = +30^\circ$) での γ の変化は主流方向に対する翼の回転位置が影響している。主流方向に対して翼端が最も上流側にある場合から下流側に向かうとき、アジマス角の増加にしたがい翼への流入風の半径方向速度成分が増加し γ は増加すると考えられる。また翼端が主流方向に対し最も下流側にある場合から上流側に向かうとき、翼への流入風の半径方向速度成分

が減少し γ は減少すること考えられる。

$\phi = -30^\circ$ の場合、図 2.9(b) で示すように α は $\phi = +30^\circ$ とほぼ同様の変化を示したが、 γ は異なる変化を示した。 γ は $0^\circ < \Psi < 90^\circ$ でアジマス角の増加にしたがい増加し、 $100^\circ < \Psi < 270^\circ$ で減少、 $\Psi > 280^\circ$ で増加する。これは $\phi = +30^\circ$ と同様にアジマス角の増加にともなう翼への流入風変化が原因と考えられ、主流方向に対する翼の進行方向が関係しこのような変化を示したと考えられる。

次に C_l , C_n について考察する。図 2.9(a) と図 2.9(b) より翼車 1 回転中に $\alpha = 14^\circ$ を示す点が二点あることがわかる。図中の縦線は失速角 $\alpha = 14^\circ$ になるアジマス角を示している。

$\phi = +30^\circ$ の場合、図 2.9(a) より $\Psi = 100^\circ$ と $\Psi = 190^\circ$ で $\alpha = 14^\circ$ になる。 $\Psi = 100^\circ$ では $C_l = -0.183$ 、 $C_n = 0.987$ 、 $\Psi = 190^\circ$ では $C_l = -0.168$ 、 $C_n = 0.992$ であった。差は $\Delta C_l = 0.015$ 、 $\Delta C_n = 0.005$ となり $\phi = +30^\circ$ では $\alpha = 14^\circ$ を示す二点での C_l , C_n に大きな差は見られない。また γ は $\Psi = 100^\circ$ で $\gamma = 6.5^\circ$ 、 $\Psi = 190^\circ$ で $\gamma = 10.2^\circ$ となり、 γ が異なる値を示す場合においても C_l , C_n の変化は非常に小さいことがわかる。

$\phi = -30^\circ$ の場合、図 2.9(b) より $\Psi = 75^\circ$ と $\Psi = 203^\circ$ で $\alpha = 14^\circ$ になる。 $\Psi = 75^\circ$ では $C_l = -0.184$ 、 $C_n = 0.507$ 、 $\Psi = 203^\circ$ では $C_l = -0.171$ 、 $C_n = 1.081$ であった。 $\alpha = 14^\circ$ を示す二点での差は $\Delta C_l = 0.013$ 、 $\Delta C_n = 0.574$ となる。 $\phi = +30^\circ$ と比較すると ΔC_l は違いが見られないが ΔC_n は大きくなっている。

$\phi = +30^\circ$ と $\phi = -30^\circ$ で異なる傾向を示す理由として局所滑り角の変化に注目する。 $\phi = +30^\circ$ の場合、図 2.9(a) より $\alpha = 14^\circ$ を通る二点とも局所滑り角が上昇時に入っている。 $\phi = -30^\circ$ の場合、図 2.9(b) より滑り角上昇時と下降時に入っている。したがって、滑り角上昇時と下降時では、たとえ等しい局所迎角の場合でも翼性能が異なる可能性が考えられる。

図 2.10 に各ヨー角における翼車 1 回転中の局所滑り角の変化を示す。図の縦軸は局所滑り角 γ 、横軸はアジマス角 Ψ を示す。各記号はヨー角を示す。 γ はアジマス角 10° の幅で平均している。図より各ヨー角においてアジマス角と局所滑り角の関係が $\Psi = 180^\circ$ を中心として異なる。この理由は前述した通り主流に対する翼の進行方向が $\phi > 0^\circ$ と $\phi < 0^\circ$ で異なり、最も上流側にある場合から最も下流側に向かう場合のアジマス角が $\Psi = 180^\circ$ を基準として対称になるためと考えられる。 $\phi = 0^\circ$ での変化は遮蔽効果と境界層によるアジマス角ごとの風速変動が影響することが考えられるが、他のヨー角と比較すると翼車 1 回転で γ の変動幅は小さい。各ヨー角で局所滑り角の上昇する範囲と下降する範囲をアジマス角ごとにまとめたものを表 1 に示す。またこれを図示したものを図 2.11 に示す。図は横軸にアジマス角を取り横棒に各ヨー角での滑り角変化を示し、局所滑り角上昇時 (γ Up) の範囲が白、局所滑り角下降時 (γ Down) の範囲が黒と

なっている。

次節において各ヨー角でアジマス角の範囲を滑り角の上昇と下降に分類し C_l , C_n の比較を行う。以後、局所滑り角上昇時を γUp 、局所滑り角下降時を γDown と記述する。

表1 各ヨー角におけるアジマス角と局所滑り角の関係

	Local angle of slip up direction (γUp)	Local angle of slip down direction (γDown)
$F=0^\circ$	$0^\circ \sim 110^\circ, 340^\circ \sim 360^\circ$	$110^\circ \sim 340^\circ$
$F=+15^\circ$	$50^\circ \sim 260^\circ$	$0^\circ \sim 50^\circ, 260^\circ \sim 360^\circ$
$F=-15^\circ$	$0^\circ \sim 90^\circ, 270^\circ \sim 360^\circ$	$90^\circ \sim 270^\circ$
$F=+30^\circ$	$40^\circ \sim 240^\circ$	$0^\circ \sim 40^\circ, 240^\circ \sim 360^\circ$
$F=-30^\circ$	$0^\circ \sim 90^\circ, 270^\circ \sim 360^\circ$	$90^\circ \sim 270^\circ$
$F=+45^\circ$	$60^\circ \sim 240^\circ$	$0^\circ \sim 60^\circ, 240^\circ \sim 360^\circ$
$F=-45^\circ$	$0^\circ \sim 90^\circ, 270^\circ \sim 360^\circ$	$90^\circ \sim 270^\circ$

2.4.4 各ヨー角における γUp 時と γDown 時の C_l の変化

図 2.12(a)～(g)に各ヨー角での γUp と γDown 状態での $\alpha - C_l$ 曲線を示す。図の横軸は局所迎角 α 、縦軸は翼弦方向力係数 C_l を示す。 C_l は $\alpha=1^\circ$ の幅で平均している。

図 2.12(a)～(g)よりヨー角および γUp 、 γDown によらず $0^\circ < \alpha < 14^\circ$ では α の増加にしたがい C_l は減少し、失速角 $\alpha=14^\circ$ を超えると $14^\circ < \alpha < 22^\circ$ で C_l はほぼ一定値を保つ。 $22^\circ < \alpha < 24^\circ$ で C_l は乱れ始め、 α の増加にしたがい C_l はさらに減少する。この乱れも前述の通り翼面上で流れに剥離が生じていることなどが考えられる。次に各ヨー角について述べる。

$\Phi=0^\circ$ の場合、図 2.12(a)より $0^\circ < \alpha < 14^\circ$ で γUp の C_l がわずかに小さく $\alpha=14^\circ$ 付近からは γUp と γDown で C_l はほぼ等しい値を示す。

$\Phi=+15^\circ$ 、 $+30^\circ$ 、 $+45^\circ$ の場合、図 2.12(b)～(d)より全範囲にわたり γUp と γDown の C_l はほぼ等しい値を示す。

$\Phi=-15^\circ$ 、 -30° 、 -45° の場合、図 2.12(e)～(g)より $0^\circ < \alpha < 14^\circ$ で γDown に比べ γUp の C_l は小さい値を示す。

以上をまとめると、各ヨー角における γUp と γDown の C_l は $\Phi < 0^\circ$ の場合、 $0^\circ < \alpha < 14^\circ$ で γUp の C_l は小さい値を示し、 $\Phi \geq 0^\circ$ の場合、 $\alpha=14^\circ$ 付近で γUp と γDown の C_l にほとんど違いは見られなかった。 γUp と γDown の C_l が異

なる原因として γ Up と γ Down の範囲における迎角変動に伴うヒステリシスループの影響が考えられる。しかし、各ヨー角で Up と Down の C_l の差は小さく、翼性能に与える影響は小さいと考えられる。

2.4.5 各ヨー角における γ Up 時と γ Down 時の C_n の変化

図 2.13(a)～(g)に各ヨー角での γ Up と γ Down の $\alpha - C_n$ 曲線を示す。図の横軸は局所迎角 α 、縦軸は翼厚方向力係数 C_n を示す。 C_n は $\alpha=1^\circ$ の幅で平均している。

図 2.13(a)～(g) よりヨー角および γ Up、 γ Down によらず、 $0^\circ < \alpha < 14^\circ$ で α の増加にしたがい C_n は増加し、失速角 $\alpha=14^\circ$ で極大値を示す。 $14^\circ < \alpha < 20^\circ$ で α の増加にしたがい C_n は減少し、 $20^\circ < \alpha < 24^\circ$ で大きく乱れる。この乱れは前述の通り高迎角において翼面上で流れに剥離が生じていることなどが考えられる。次に各ヨー角について C_n が極大値を示す $\alpha=14^\circ$ に注目し考察を行う。

$\Phi=0^\circ$ の場合、図 2.13(a)より $\alpha=14^\circ$ で γ Up と γ Down で C_n に若干の差があらわれた。

$\Phi=\pm 15^\circ$ の場合、図 2.13(b)と図 2.13(c)より、 $\Phi=-15^\circ$ では $\alpha=14^\circ$ における γ Up と γ Down の C_n に差が大きく現れ、 γ Down の C_n が高いが、 $\Phi=+15^\circ$ では C_n の差はほとんど見られない。

$\Phi=\pm 30^\circ$ の場合、図 2.13(d)と図 2.13(e)より、 $\Phi=-30^\circ$ では $\alpha=14^\circ$ における γ Up と γ Down の C_n の差は大きく、 γ Down の C_n が大きい。 $\alpha=14^\circ$ における γ Up と γ Down の C_n の差は、この $\Phi=-30^\circ$ が各ヨー角の中で最大であった。一方、 $\Phi=+30^\circ$ では γ Up と γ Down の C_n の差はほとんど見られない。

$\Phi=\pm 45^\circ$ の場合、図 2.13(f)と図 2.13(g)より、 $\alpha=14^\circ$ において γ Up と γ Down の C_n を比較すると、 $\Phi=+45^\circ$ 、 $\Phi=-45^\circ$ とともに γ Down の C_n が高くなっている。しかし、 $\Phi=+45^\circ$ に比べ $\Phi=-45^\circ$ の方が γ Up と γ Down の C_n の差は若干大きくなっている。

以上のことをまとめると、 $\Phi=+15^\circ$ 、 $+30^\circ$ では γ Up と γ Down で C_n の差はほとんど無く、その他のヨー角では差がある。 γ Up と γ Down で C_n の差がある各ヨー角のすべてにおいて γ Up に比べ γ Down の C_n が高く、翼出力が高くなるということが示された。

γ Up と γ Down の C_n の違いを考察するため、 γ Up と γ Down の C_n の差が最も大きい $\Phi=-30^\circ$ における γ Up と γ Down の翼面上圧力を図 2.14(a)～(k)に示す。範囲は C_n が極大値を取る $\alpha=14^\circ$ を含む $\alpha=10^\circ \sim 20^\circ$ とした。図の横軸は翼前縁からの翼面上位置を翼弦長で無次元化した x/c 、縦軸は圧力係数 C_p を示す。

$\alpha=10^\circ \sim 12^\circ$ の場合、図 2.14(a)～(c)より γ Up と γ Down の圧力分布は負圧

面、正圧面ともにほぼ一致している。 $\alpha=13^\circ \sim 20^\circ$ では、図 2.14(d)~(k)より正圧面の rUp と $rDown$ で C_p はほぼ一致している。しかし、負圧面の $x/c=0.2 \sim 0.7$ で rUp の C_p が $rDown$ に比べ減少し、 α が増加するにしたがい rUp と $rDown$ の差は大きくなっている。これらの原因については、ねじり境界層に伴う縦渦の影響が考えられる。図 2.15 にねじり境界層の概念図を示す。ねじり境界層は速度場と圧力場のベクトルが異なる方向を向いているために生じる。斜流（スパン方向流れ）がある場合、図 2.15 に示すように翼の流入風の流れベクトルとは異なる方向に負圧領域があり、翼面上にはねじり境界層ができる。ねじり境界層が存在する場合、縦渦が発生しやすくなる。縦渦は図 2.16 に示すように進行方向に軸を持つ渦の流れである。この縦渦は減衰が遅く、生じる二次元流れにより大きな運動量を持つ主流側の流体を壁面近傍に輸送し、境界層内の小さな運動量の流体との混合を促進する。したがって、境界層内にエネルギーを与えることができる。その結果、縦渦を伴う流れは剥離を起こしにくく翼面上での負圧を上昇させることができる^[1]。図 2.17 に斜流がある場合の負圧面上流れの模式図を示す。 $\alpha=10^\circ \sim 12^\circ$ で rUp と $rDown$ で圧力分布が一致したのは、図 2.17 に示す負圧領域の負圧が小さいため圧力勾配に比べ速度ベクトルが強く、縦渦が発生しなかったと考えられる。また、 $\alpha=13^\circ \sim 20^\circ$ では負圧領域の負圧が上昇し、ねじり境界層が発生したと考えられる。

以上をふまえ、図 2.18(a)に $rDown$ 、図 2.18(b)に rUp における翼面上流れの模式図(イメージ図)を示す。図においてピトー管へ入る矢印は翼への流入風を示しており、 $rDown$ の場合、図 2.18(a)より流入風がロータ回転接線方向に変動している状態であり、 rUp は図 2.18(b)より流入風がスパン方向に変動している状態である。また、流入風速と翼弦長の関係上、翼の前縁と後縁で翼面上流れは異なる。仮に流入風が 20[m/s]、翼弦長 200[mm]とすると、前縁から後縁に流れるまで 0.01[s]要する。この時間差が原因で rUp と $rDown$ では前縁側と後縁側に流れる流体の方向が異なる。それぞれの図の測定孔に描かれている矢印は測定孔のある翼面上における流れの方向を示している。 $rDown$ では前縁でスパン方向成分が小さく後縁では大きい。 rUp はその逆であり前縁でスパン方向成分が大きく後縁では小さい。したがって、 $rDown$ の後縁側では縦渦を伴う流れが流入することにより rUp に比べ負圧が大きくなり、まだ縦渦が発生していない前縁側では rUp と $rDown$ で翼面圧力に差が無いと考えられる。

次に各ヨー角で失速角 $\alpha=14^\circ$ における rUp と $rDown$ の C_n の差が異なる原因について考察するため、局所滑り角変動の勾配の差（以下、 r_{slope} ）というパラメータを定義した。

図 2.19(a)~(g)に各ヨー角における α 、 r 、 C_n の変化を示す。図の横軸はアジマス角 ψ 、左の縦軸は α および r 、右の縦軸は C_n を示す。 r の変化を見やすく

するため γ の近似曲線も示す。図中にある矢印は $\alpha=14^\circ$ を通る二点における局所滑り角変化の勾配を示している。この勾配は γ の近似曲線より算出する。その二点の勾配の差を取ったものを γ_{slope} と定義した。また、図 2.13(a)～(g)で示した各ヨー角での γ_{Up} と γ_{Down} の $\alpha=14^\circ$ における C_n の差を $\Delta C_{n,\gamma}$ と定義した。

図 2.20 に各ヨー角における γ_{slope} と $\Delta C_{n,\gamma}$ の関係を示す。図の横軸はヨー角 ϕ 、縦軸は γ_{slope} 、 $\Delta C_{n,\gamma}$ を示す。

図より γ_{slope} 、 $\Delta C_{n,\gamma}$ とともに $\phi=-30^\circ$ で最大値を示し、 $\phi=+15^\circ$ で最小値を示す。またその他のヨー角についても同様の変化を示した。したがって等しい局所迎角における C_n の差は局所滑り角変化の勾配と関係があると考えられる。しかし、本研究ではデータを BIN 平均しており、瞬間的な翼面上の流れを知るためには今後風洞実験などで流れを可視化し検証する必要があると思われる。

2.4.6 各ヨー角における翼車 1 回転中のフラップモーメントと C_n およびリードラグモーメントと C_l の変化

本節では絶対値の等しいヨー角同士である $\phi=\pm 15^\circ$ 、 $\pm 30^\circ$ 、 $\pm 45^\circ$ の翼根モーメントについて考察する。

(1) フラップモーメントについて

図 2.21(a)～(f)に各ヨー角における翼車 1 回転中のフラップモーメント M_f および C_n の変化を示す。図の横軸はアジマス角 ψ 、左の縦軸はフラップモーメント M_f 、右の縦軸は翼厚方向力係数 C_n を示す。 M_f および C_n はアジマス角 10° の幅で平均している。ここでフラップモーメントは翼根の歪ゲージにて測定したものである。

図 2.21(a)～(f)より各ヨー角においてアジマス角の増加に伴う M_f および C_n の変化は $\phi=+15^\circ$ 、 $+30^\circ$ ではほぼ一致しているがその他のヨー角では異なる。 C_n は $90\%R$ で測定された値であるため、他の測定断面の性能がフラップモーメントに影響している場合は一致しないと考えられる。またフラップモーメントは過去のフィールド実験より翼の固有振動数の影響を大きく受けると報告^[7]されており、それが原因で C_n と一致しなかったと考えられる。

次に絶対値の等しいヨー角同士の M_f の翼車 1 回転中における変動幅 ΔM_f を見ると $\phi=+15^\circ$ で $\Delta M_f=482.9[\text{Nm}]$ 、 $\phi=-15^\circ$ で $\Delta M_f=398.5[\text{Nm}]$ 、 $\phi=+30^\circ$ で $\Delta M_f=593.7[\text{Nm}]$ 、 $\phi=-30^\circ$ で $\Delta M_f=400.1[\text{Nm}]$ 、 $\phi=+45^\circ$ で $\Delta M_f=731.9[\text{Nm}]$ 、 $\phi=-45^\circ$ で $\Delta M_f=465.7[\text{Nm}]$ であった。絶対値の等しいヨー角同士のフラップモーメントの比較結果より、ヨー角の絶対値の大きさによらず、翼車 1 回転中の M_f の変動幅は $\phi<0^\circ$ よりも $\phi>0^\circ$ で大きいということがわかる。

これらの要因としては大気境界層と局所滑り角の関係が考えられる。

$\phi > 0^\circ$ の場合、図 2.11 より翼車 1 回転中において $60^\circ < \psi < 240^\circ$ で rUp の範囲に入っている。また翼の位置は $60^\circ < \psi < 240^\circ$ では地表面に近くなり、大気境界層の影響より主流風速が小さくなる。したがって風速が小さく翼性能が低い rUp の範囲であるため $60^\circ < \psi < 240^\circ$ で M_f は大きく減少する。反対に $0^\circ < \psi < 40^\circ$ と $260^\circ < \psi < 360^\circ$ では $rDown$ であり翼の位置は高い。したがって風速が大きく翼性能の高い $rDown$ の範囲であるため M_f は大きく増加すると考えられる。

$\phi < 0^\circ$ の場合、図 2.11 より $90^\circ < \psi < 270^\circ$ で $rDown$ の範囲に入る。また翼の位置は $90^\circ < \psi < 270^\circ$ で地表面に近くなり、大気境界層の影響より主流風速が小さくなる。したがって風速が小さく翼性能が高い $rDown$ の範囲であるため $90^\circ < \psi < 270^\circ$ で M_f の減少は抑えられる。反対に $0^\circ < \psi < 90^\circ$ と $270^\circ < \psi < 360^\circ$ では rUp であり翼の位置は高く風速が大きい。したがって風速が大きく翼性能の低い rUp の範囲であるため M_f の増加は抑えられる。

以上の理由より翼車 1 回転中における M_f の変動幅は $\phi > 0^\circ$ よりも $\phi < 0^\circ$ で小さくなると考えられる。

(2) リードラグモーメントについて

図 2.22(a)～(f)に各ヨー角における翼車 1 回転中のリードラグモーメント M_l および翼弦方向力係数 C_l の変化を示す。図の横軸はアジマス角 ψ 、左の縦軸はリードラグモーメント M_l 、右の縦軸は C_l を示す。 M_l および C_l はアジマス角 10° の幅で平均している。ここでリードラグモーメントは翼根の歪ゲージにて測定したものである。

図 2.22(a)～(f)より各ヨー角においてアジマス角の増加に伴う M_l および C_l の変化は同様の傾向を示している。本実験では M_l の正方向が翼の周方向を取っているのに対し C_l の正方向は前縁から後縁側を取っているため、図に示す C_l は符号を正負逆にしたものである。また、実験中のピッチ角度は -1° であるので C_l と M_l の方向はほぼ一致していると言える。したがって $90\%R$ での C_l と M_l の変化は各ヨー角でほぼ同様の傾向を示したと考えられる。

次に絶対値の等しいヨー角同士の翼車 1 回転中における M_l の変動幅 ΔM_l を見ると $\phi = +15^\circ$ で $\Delta M_l = 540.3[\text{Nm}]$ 、 $\phi = -15^\circ$ で $\Delta M_l = 484.5[\text{Nm}]$ 、 $\phi = +30^\circ$ で $\Delta M_l = 599.7[\text{Nm}]$ 、 $\phi = -30^\circ$ で $\Delta M_l = 470.9[\text{Nm}]$ 、 $\phi = +45^\circ$ で $\Delta M_l = 598.5[\text{Nm}]$ 、 $\phi = -45^\circ$ で $\Delta M_l = 404.2[\text{Nm}]$ 、であった。絶対値の等しいヨー角同士のリードラグモーメントの比較でヨー角の絶対値の大きさにらず、 $\phi > 0^\circ$ の範囲において変動幅が大きい。この要因としてもフラップモーメントと同様、大気境界層と局所滑り角の変化により翼車 1 回転中における M_l の変動幅は $\phi > 0^\circ$ よりも $\phi < 0^\circ$ で小さくなると考えられる。

2.5 まとめ

本実験より以下のことが明らかになった。

1. 本実験を行ったフィールドでは風が地表面の影響を受け常に大気境界層を形成している。
2. 各ヨー角において翼の局所滑り角の上昇時と下降時で翼性能は異なり、下降時で翼性能が高い。理由として、滑り角の下降時では翼の後縁側に翼面上のねじり境界層による縦渦を伴った風が流入し負圧を高くすることが考えられる。
3. 各ヨー角による局所滑り角上昇時と下降時における $\alpha=14^\circ$ での翼厚方向力係数 C_n の差は、 $\alpha=14^\circ$ での局所滑り角変化の勾配の差と傾向が一致する。
4. 絶対値の等しいヨー角同士の翼根モーメントの比較より、翼車 1 回転中において局所滑り角と大気境界層の関係上、 $\phi>0^\circ$ よりも $\phi<0^\circ$ で翼根モーメントが小さくなる。また、ヨー角の絶対値が大きくなるにつれ翼車 1 回転中での翼根モーメントの変動幅も大きくなる。

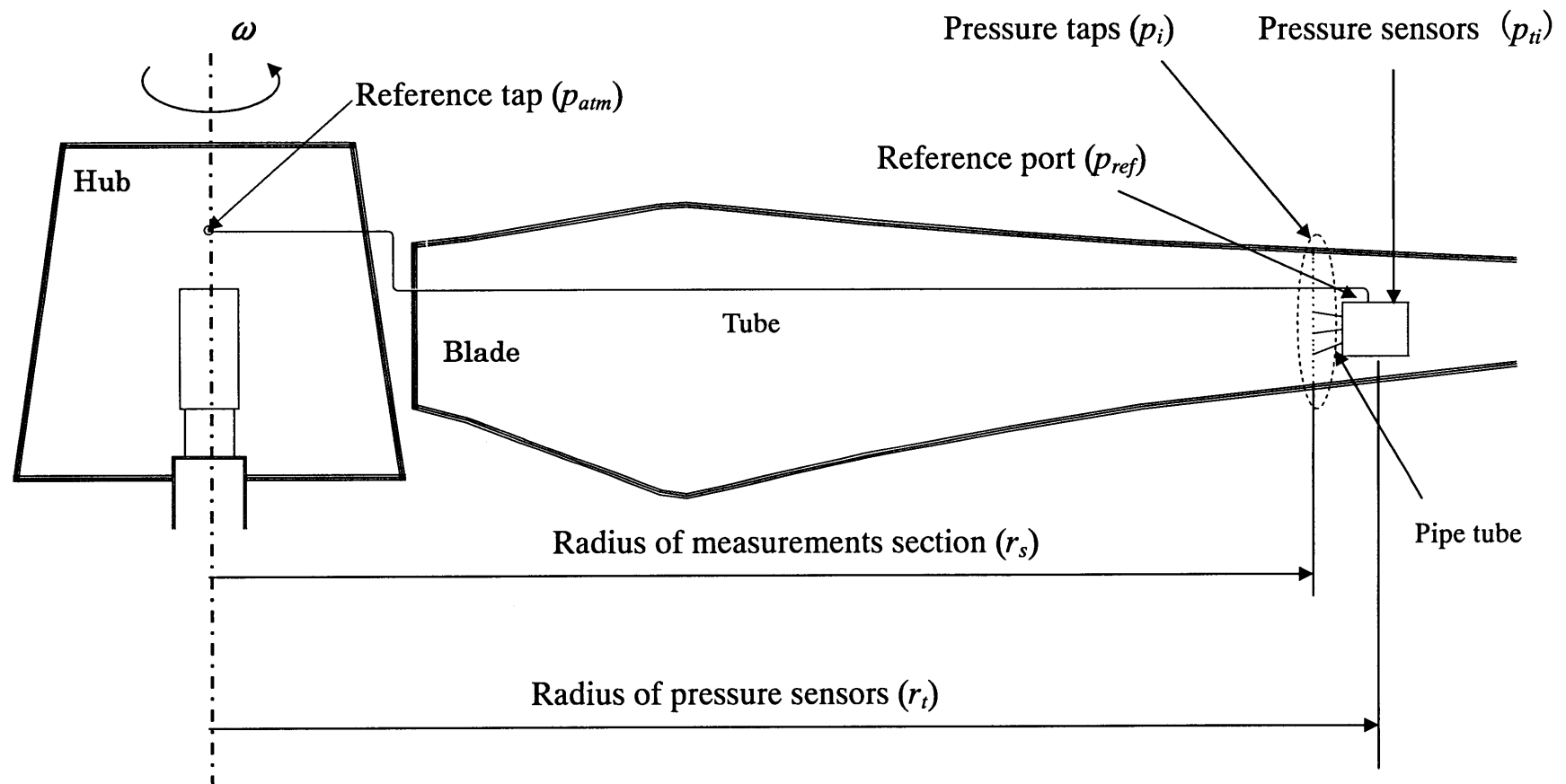


図 2.1 翼面上測定圧力の概略図

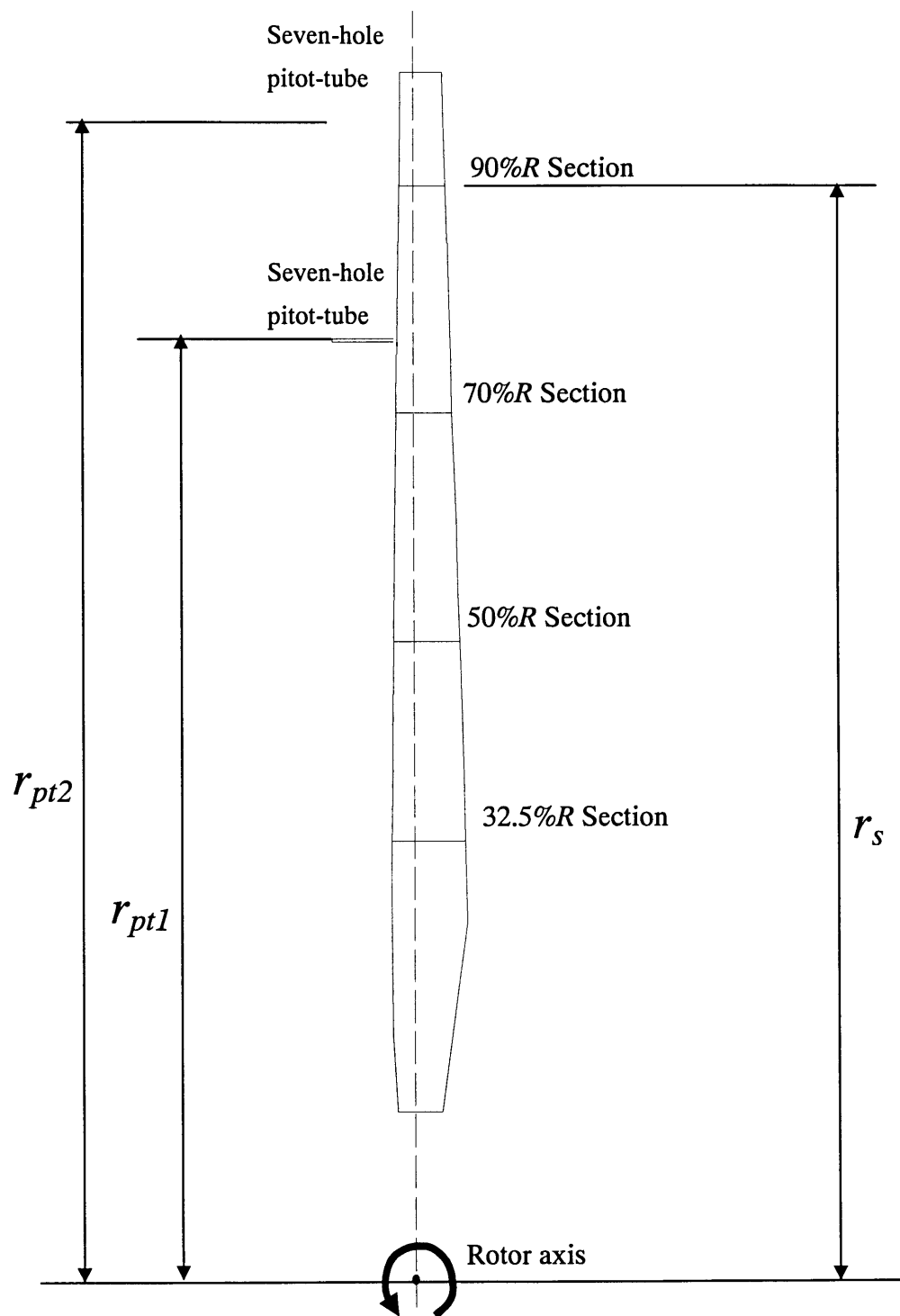


図 2.2 ロータ軸から測定断面および7孔ピトー管の位置

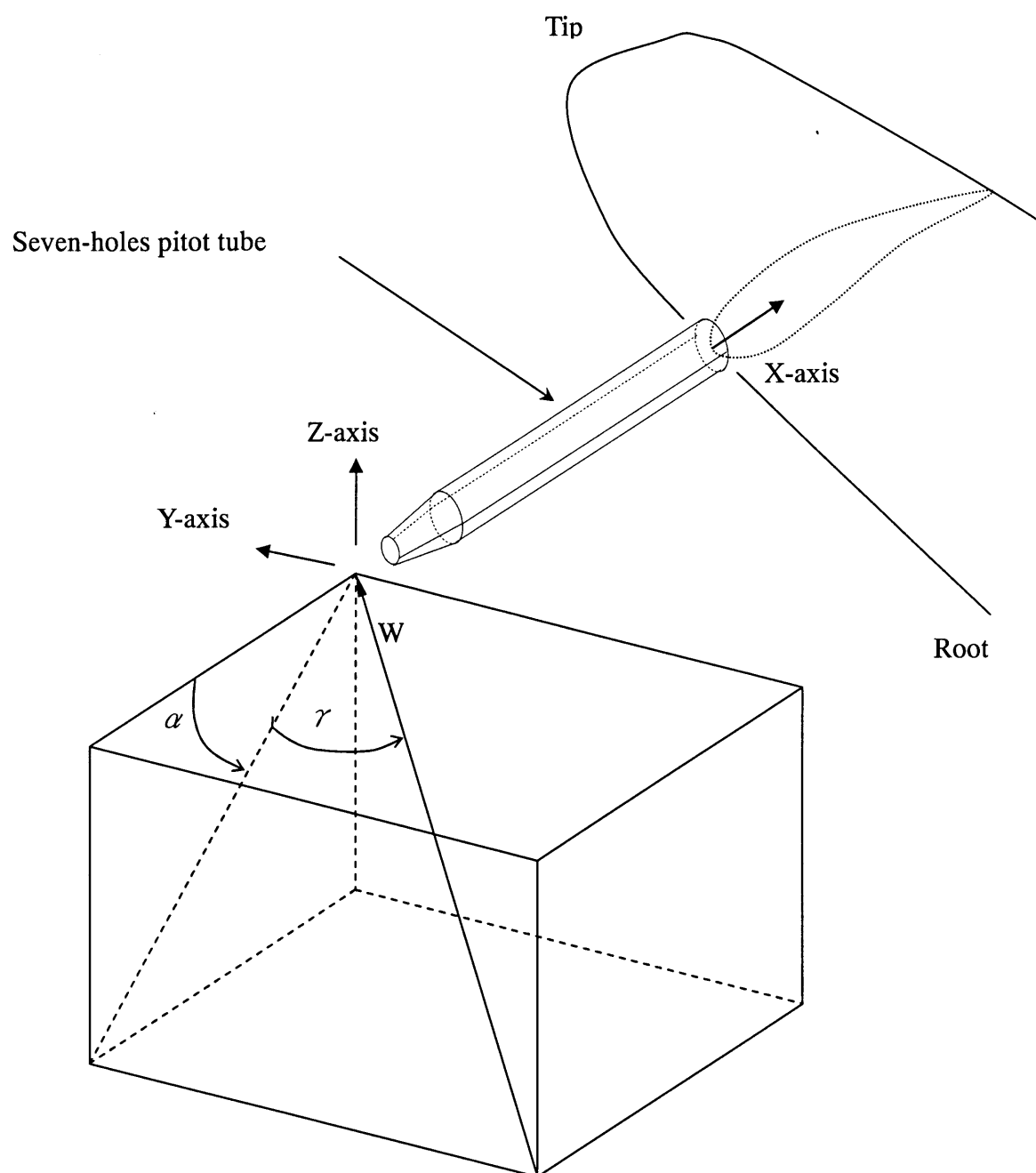


図 2.3 局所迎角 α および局所滑り角 γ の関係図

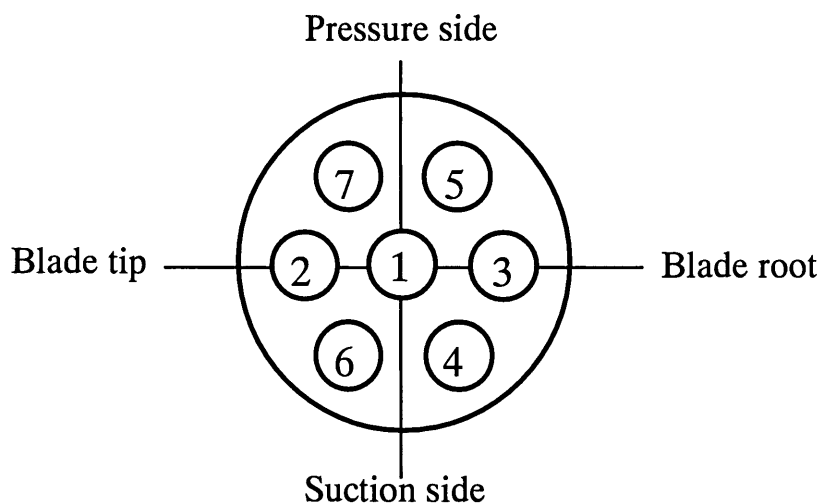


図 2.4 ピトー管ヘッドの測定孔位置

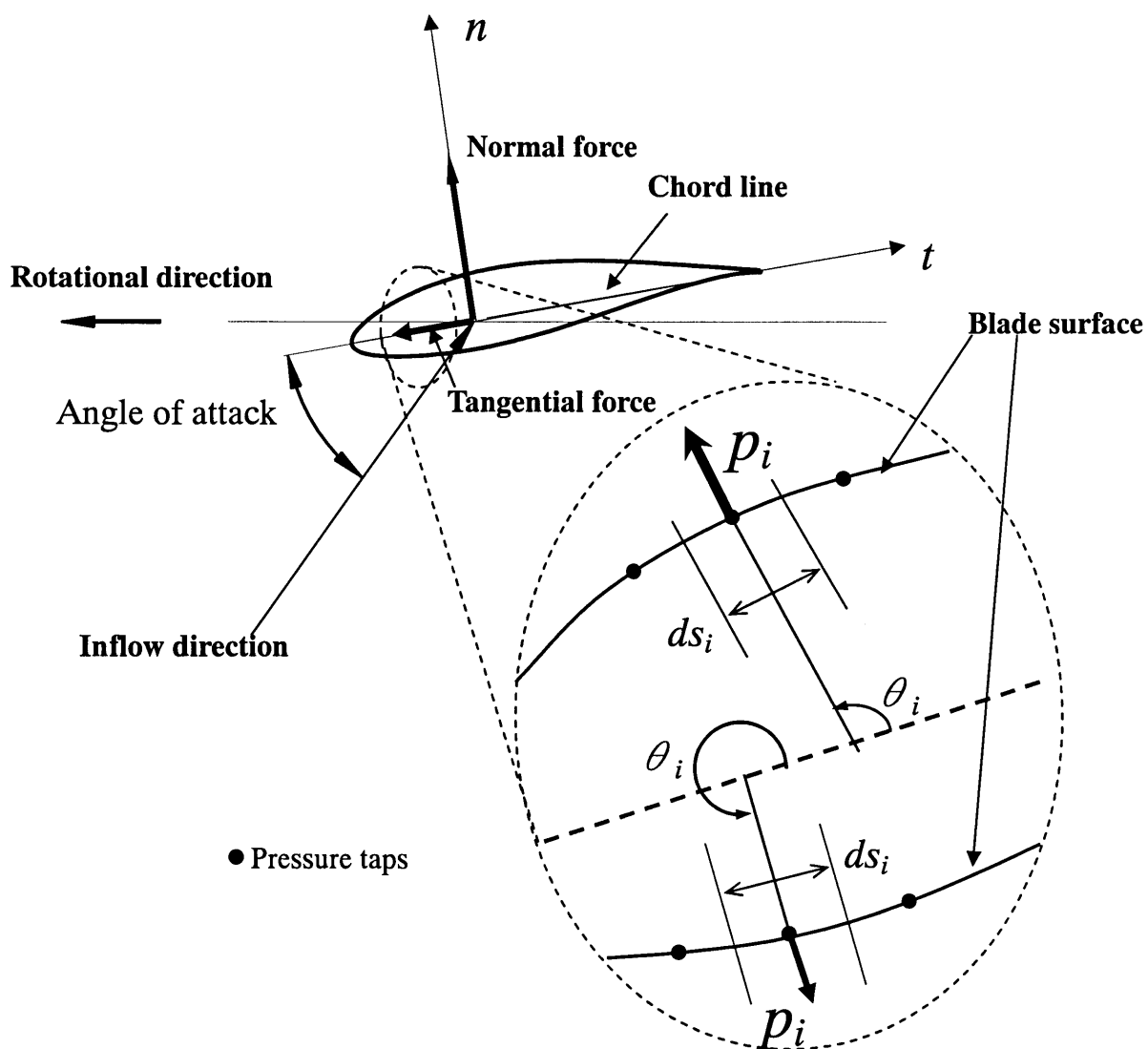


図 2.5 翼厚方向力と翼弦方向力の概念図

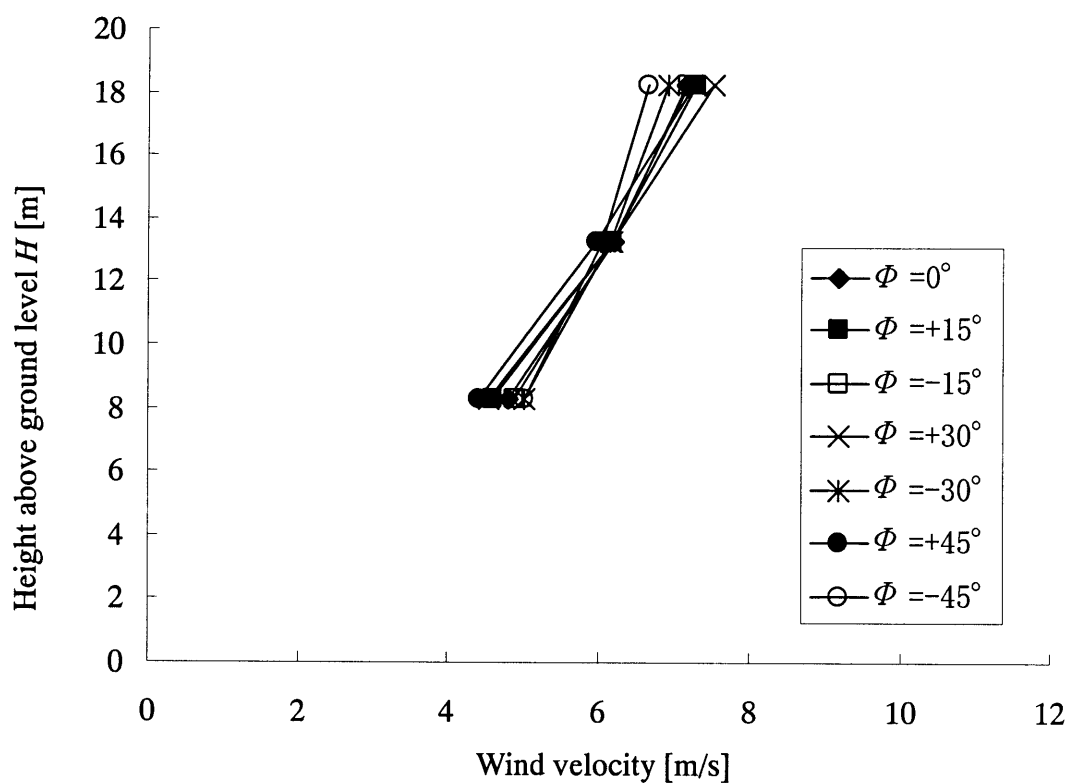


図 2.6 各ヨ一角における境界層内速度分布(平均主流風向 309°)

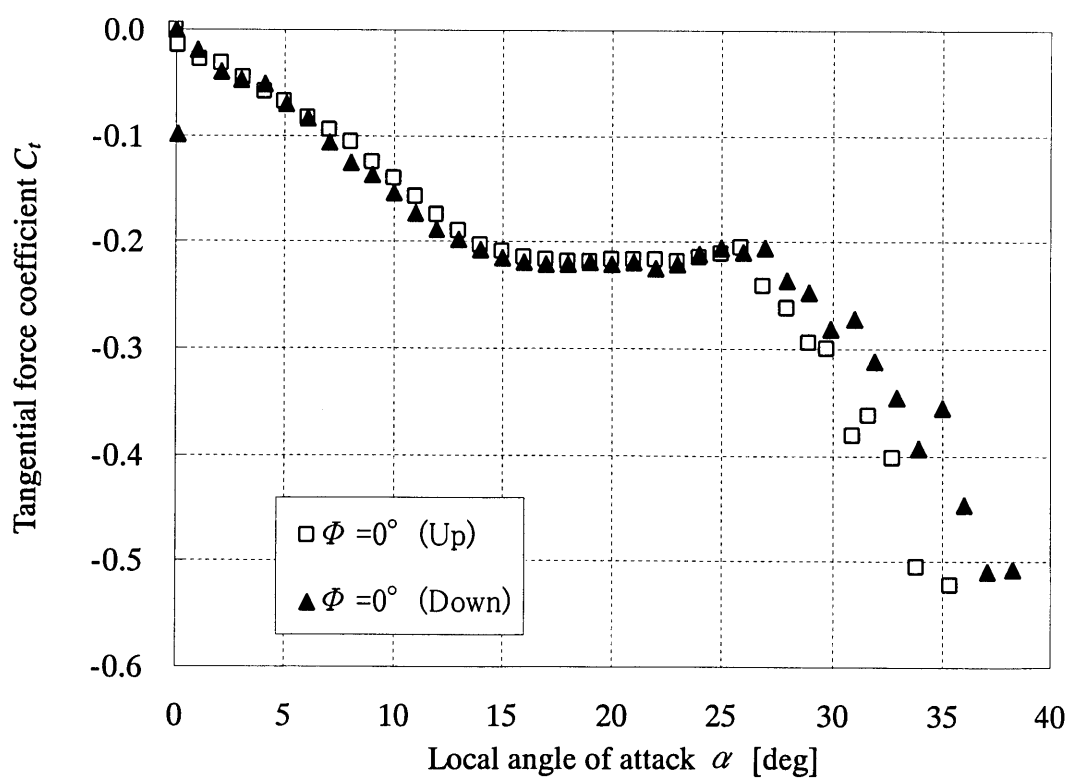


図 2.7(a) $\Phi = 0^\circ$ における $\alpha - C_t$ 曲線

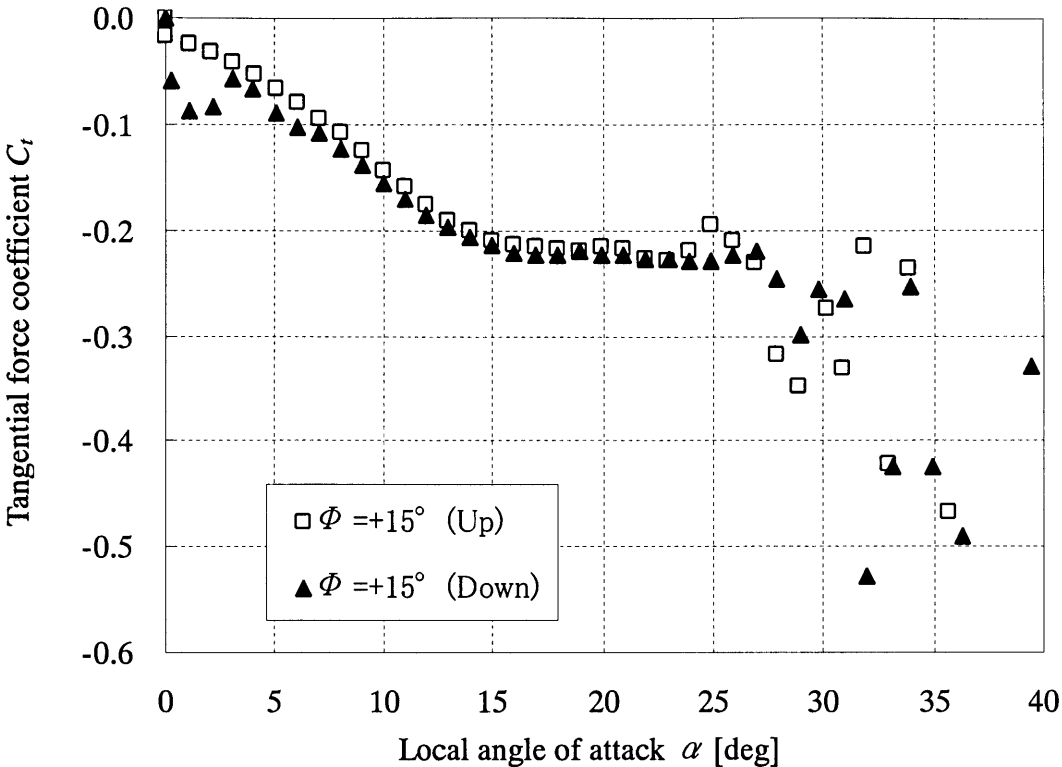


図 2.7(b) $\Phi = +15^\circ$ における $\alpha - C_t$ 曲線

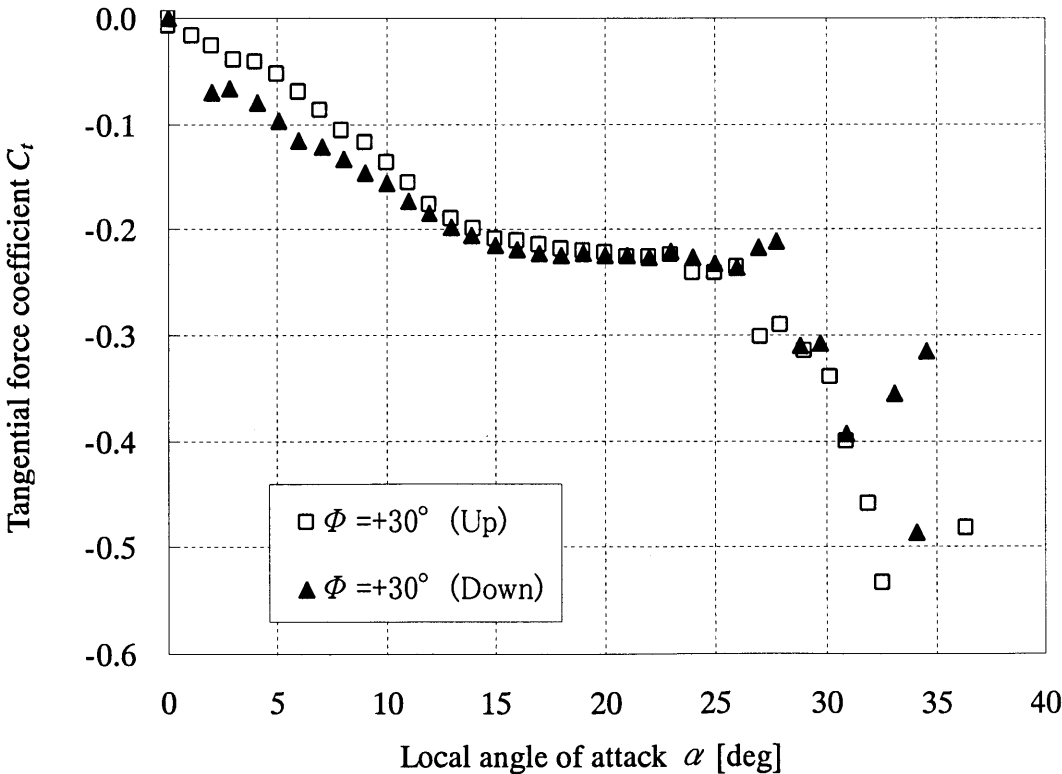


図 2.7(c) $\Phi = +30^\circ$ における $\alpha - C_t$ 曲線

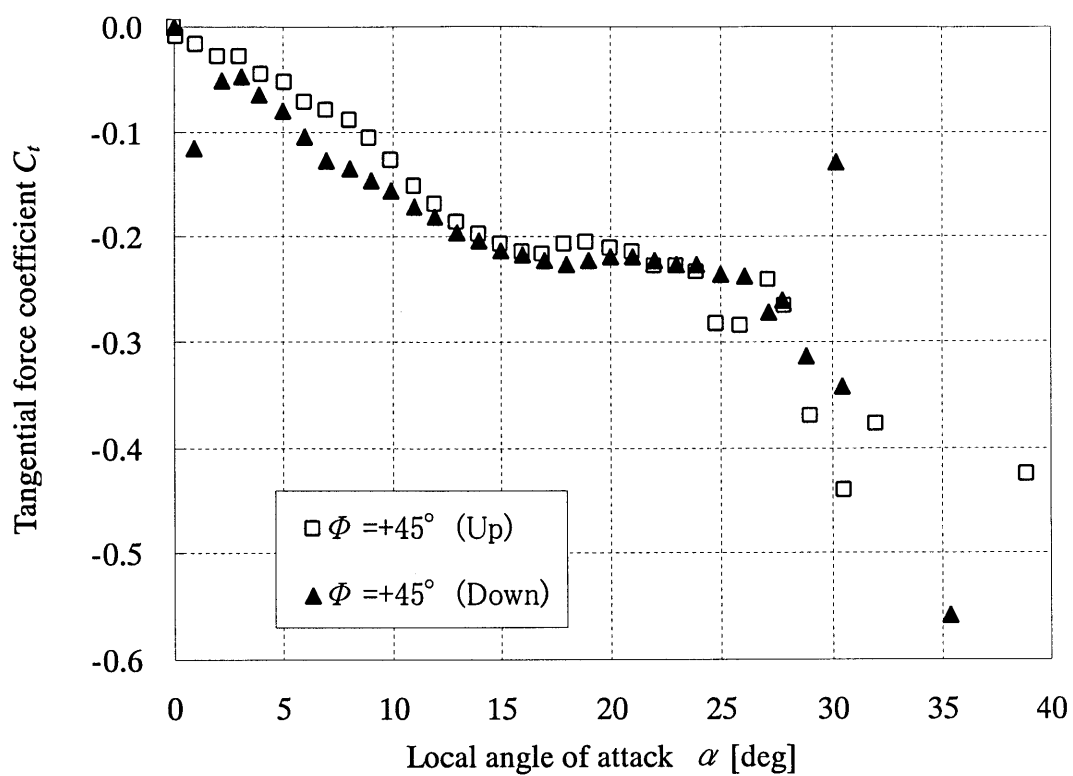


図 2.7(d) $\Phi = +45^\circ$ における $\alpha - C_t$ 曲線

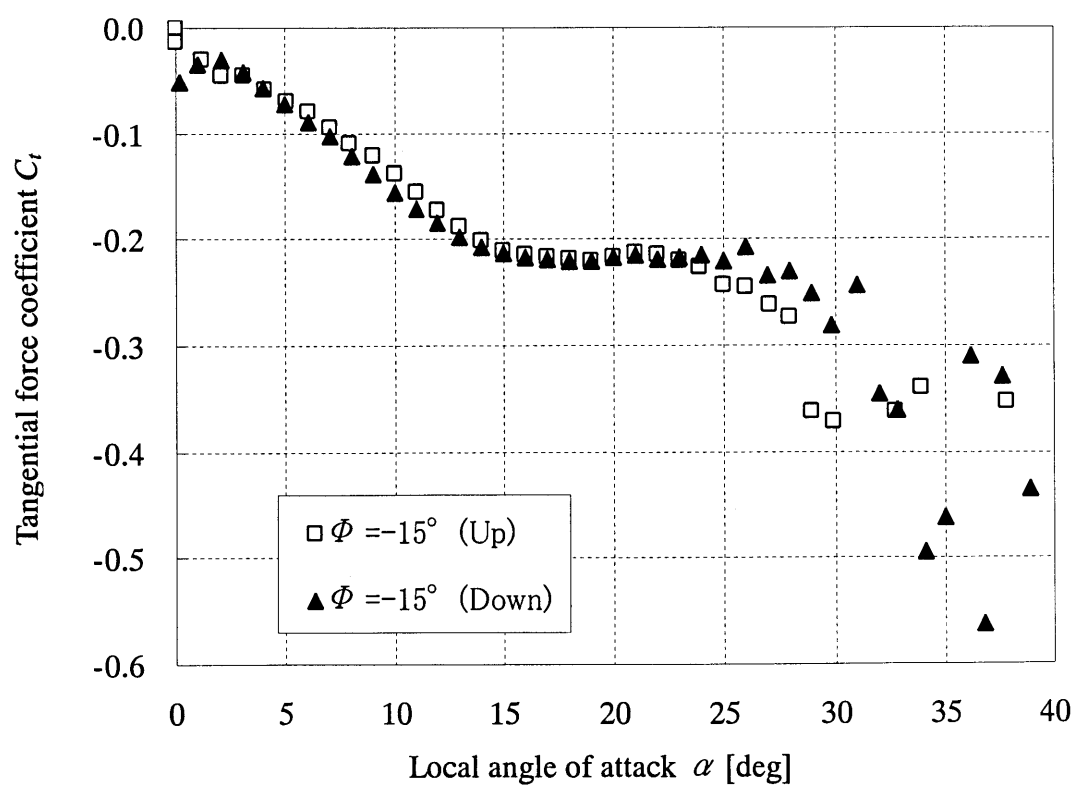


図 2.7(e) $\Phi = -15^\circ$ における $\alpha - C_t$ 曲線

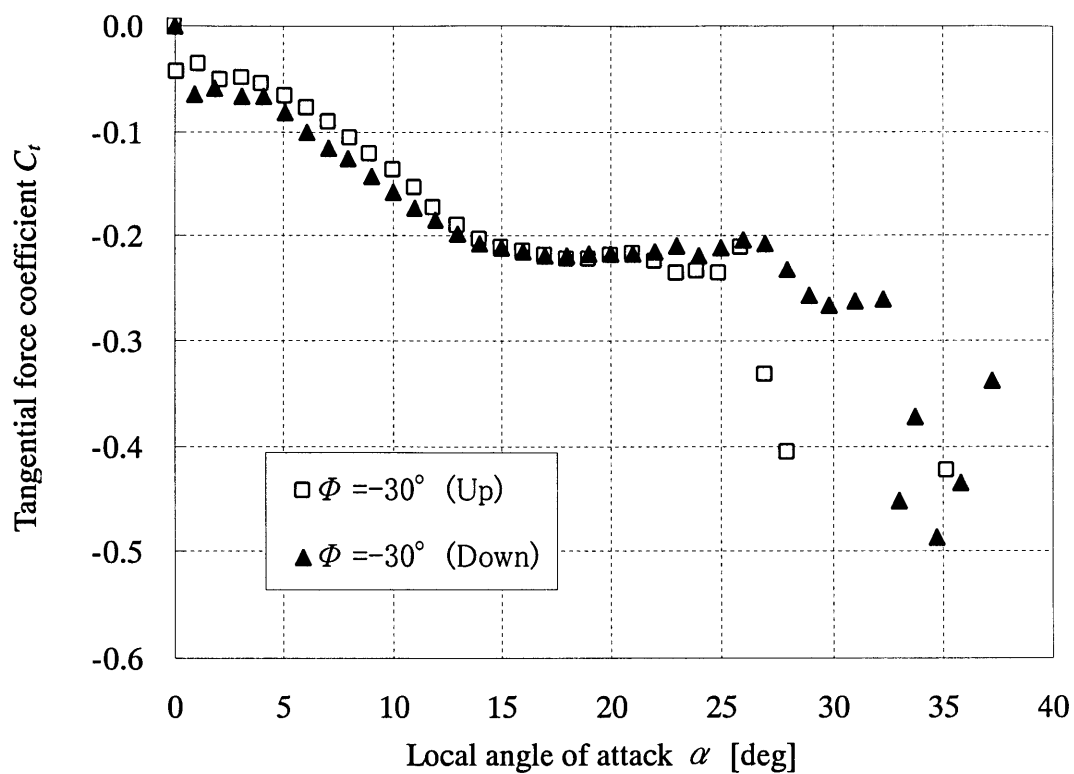


図 2.7(f) $\Phi = -30^\circ$ における $\alpha - C_t$ 曲線

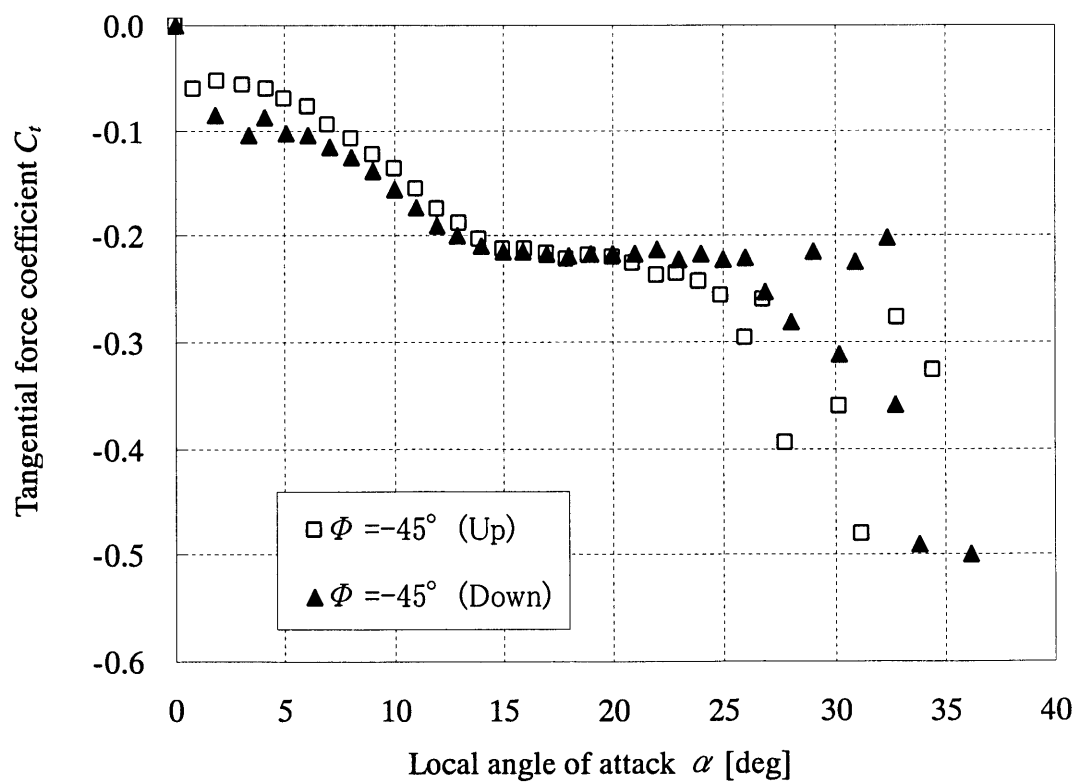


図 2.7(g) $\Phi = -45^\circ$ における $\alpha - C_t$ 曲線

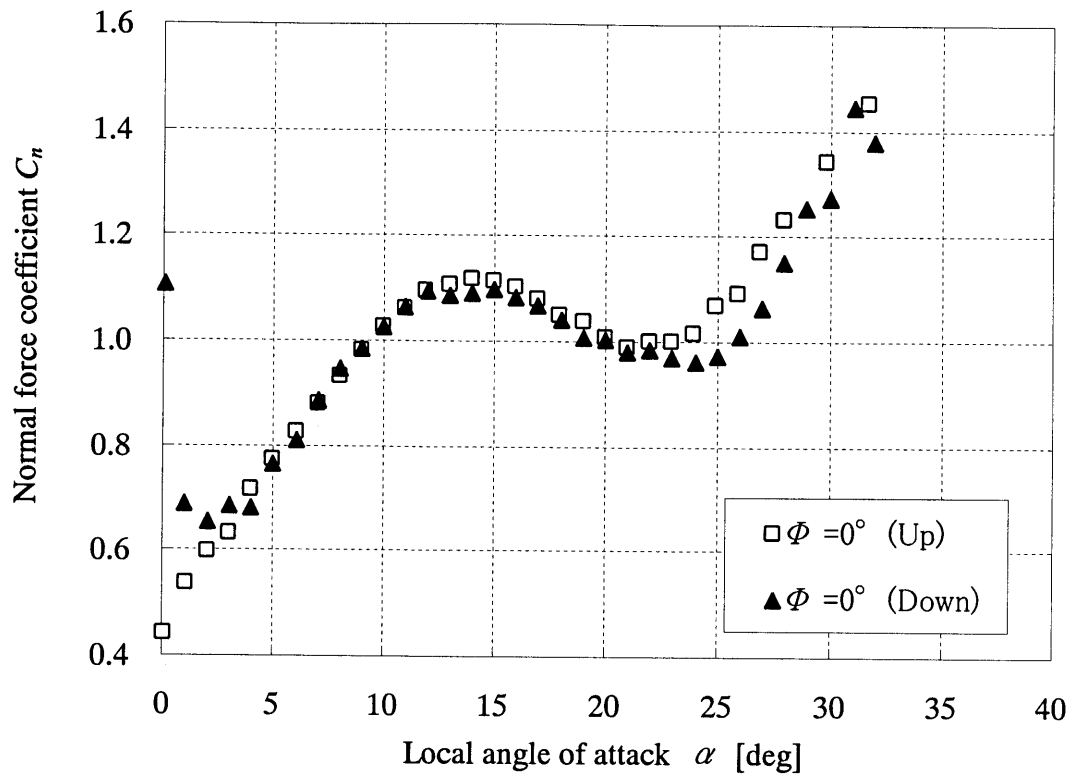


図 2.8(a) $\Phi = 0^\circ$ における $\alpha - C_n$ 曲線

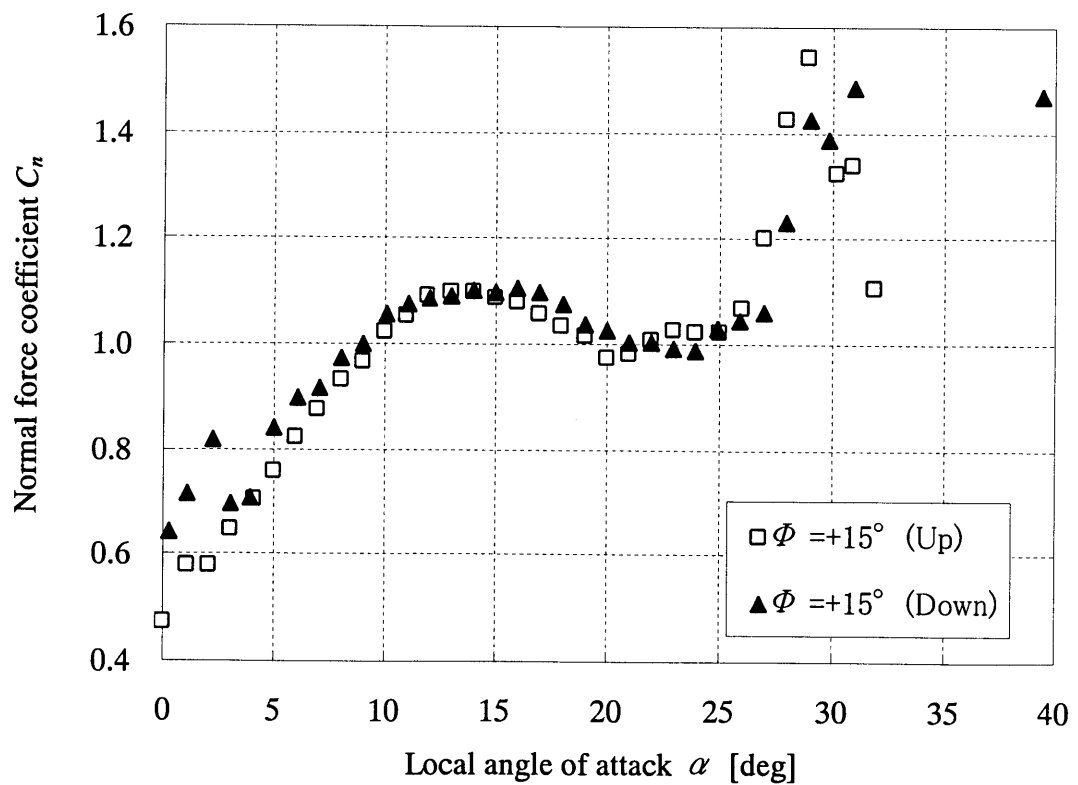


図 2.8(b) $\Phi = +15^\circ$ における $\alpha - C_n$ 曲線

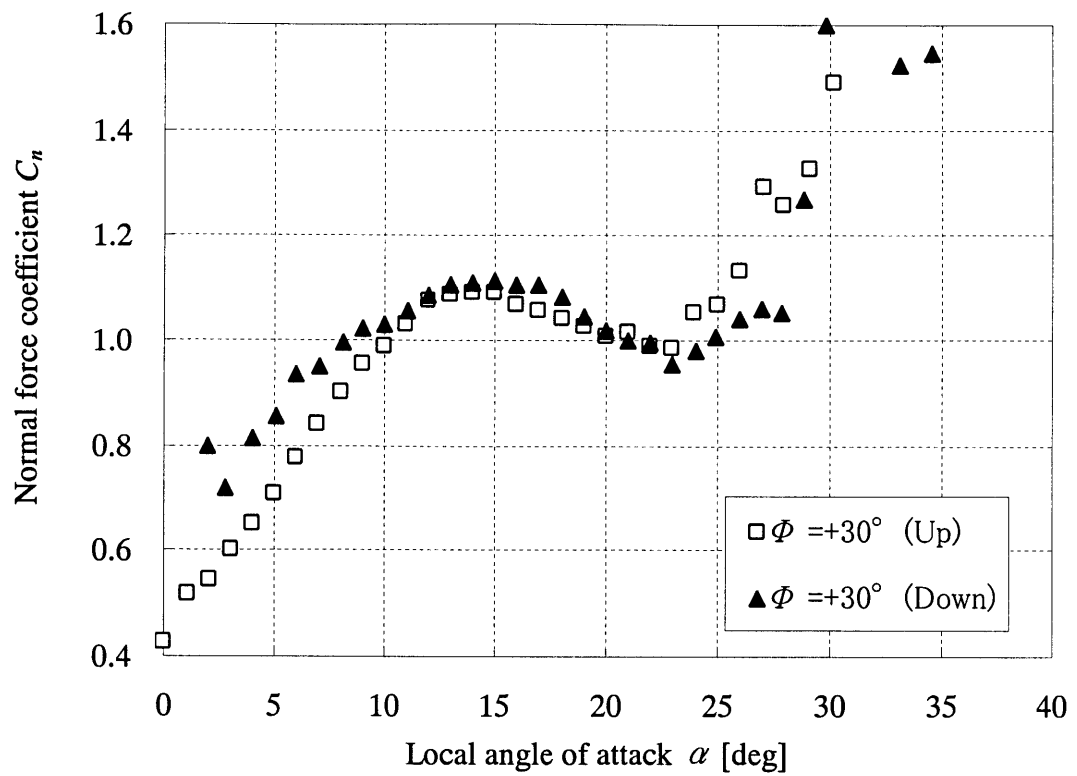


図 2.8(c) $\Phi = +30^\circ$ における $\alpha - C_n$ 曲線

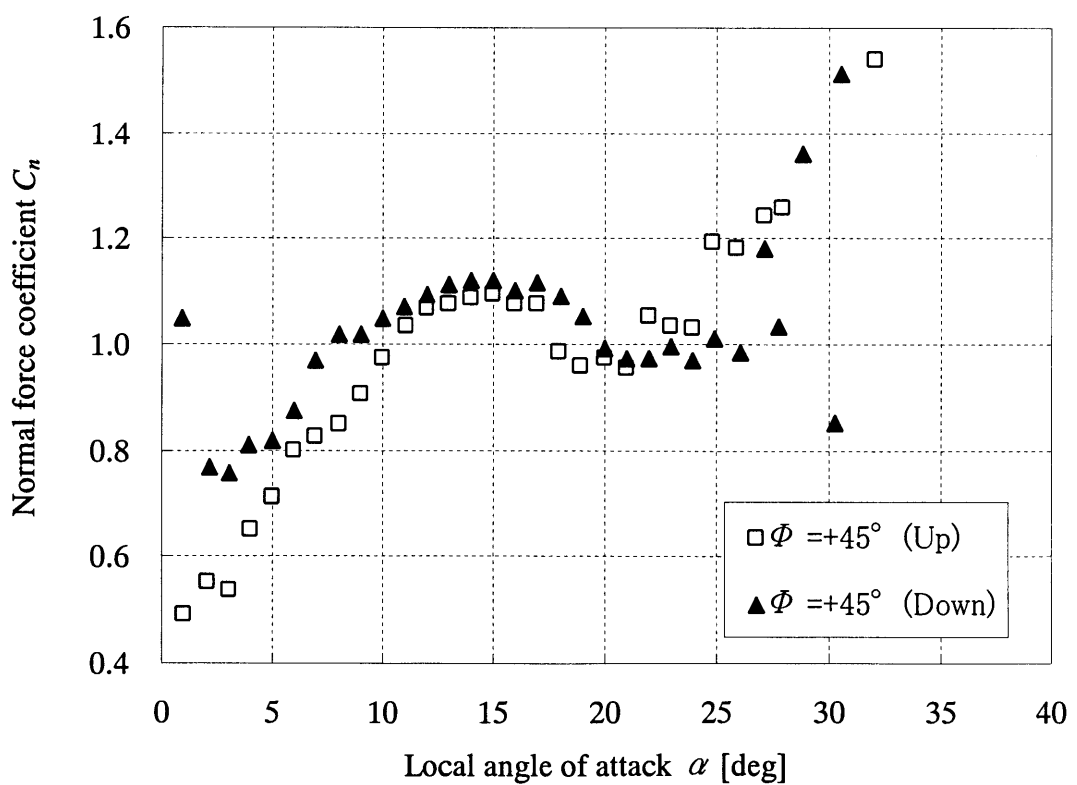


図 2.8(d) $\Phi = +45^\circ$ における $\alpha - C_n$ 曲線

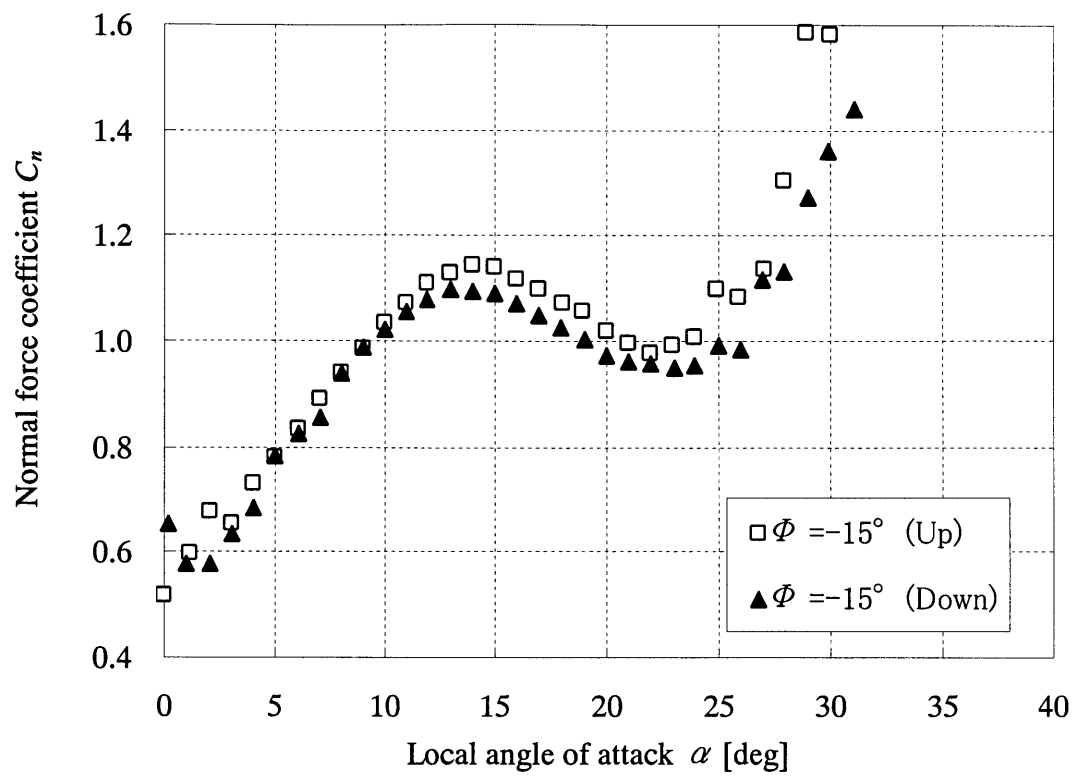


図 2.8(e) $\Phi = -15^\circ$ における $\alpha - C_n$ 曲線

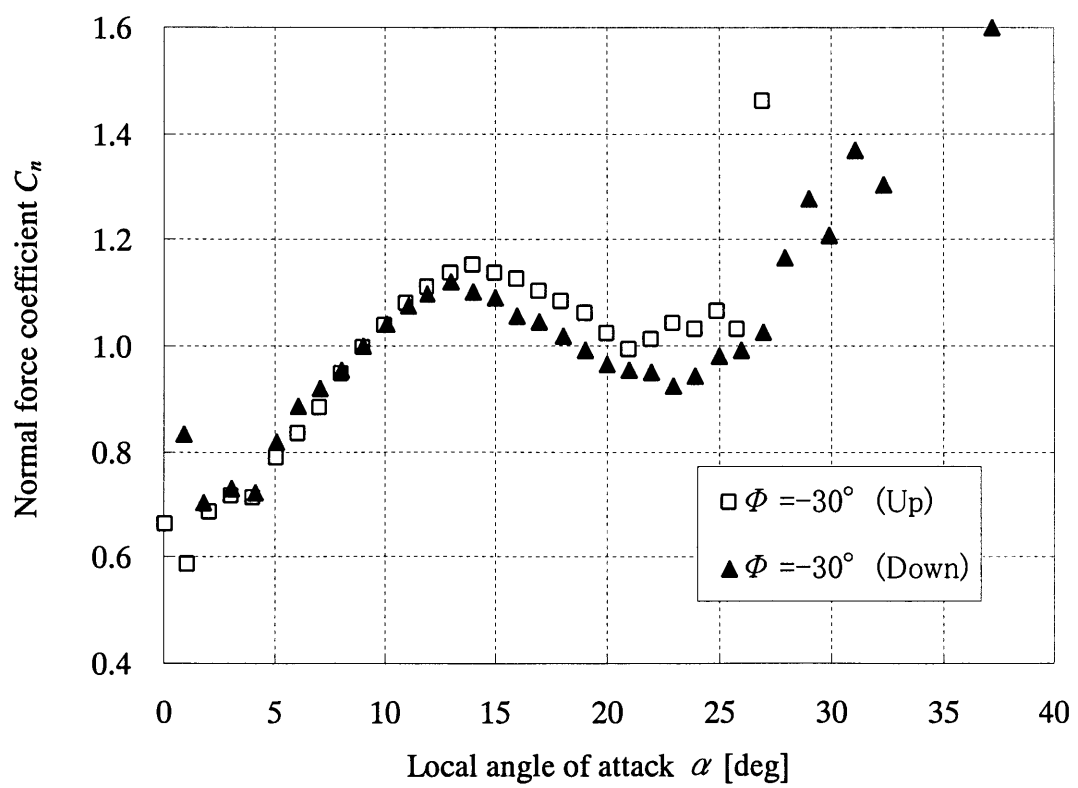


図 2.8(f) $\Phi = -30^\circ$ における $\alpha - C_n$ 曲線

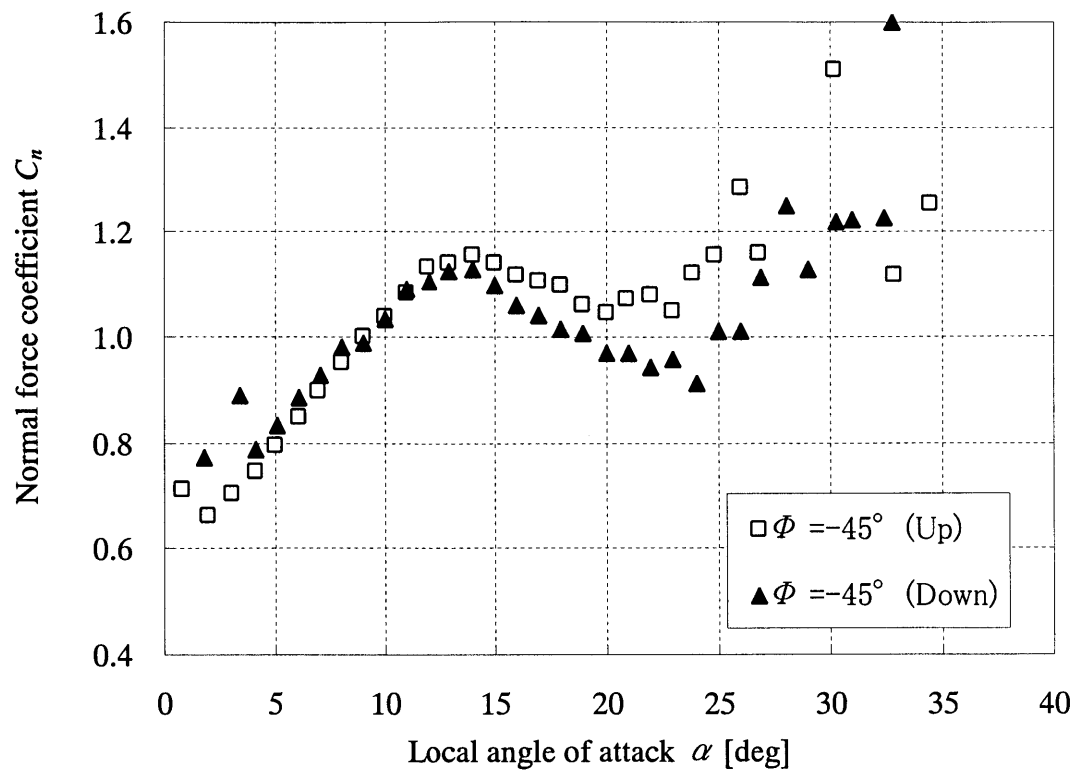


図 2.8(g) $\Phi = -45^\circ$ における $\alpha - C_n$ 曲線

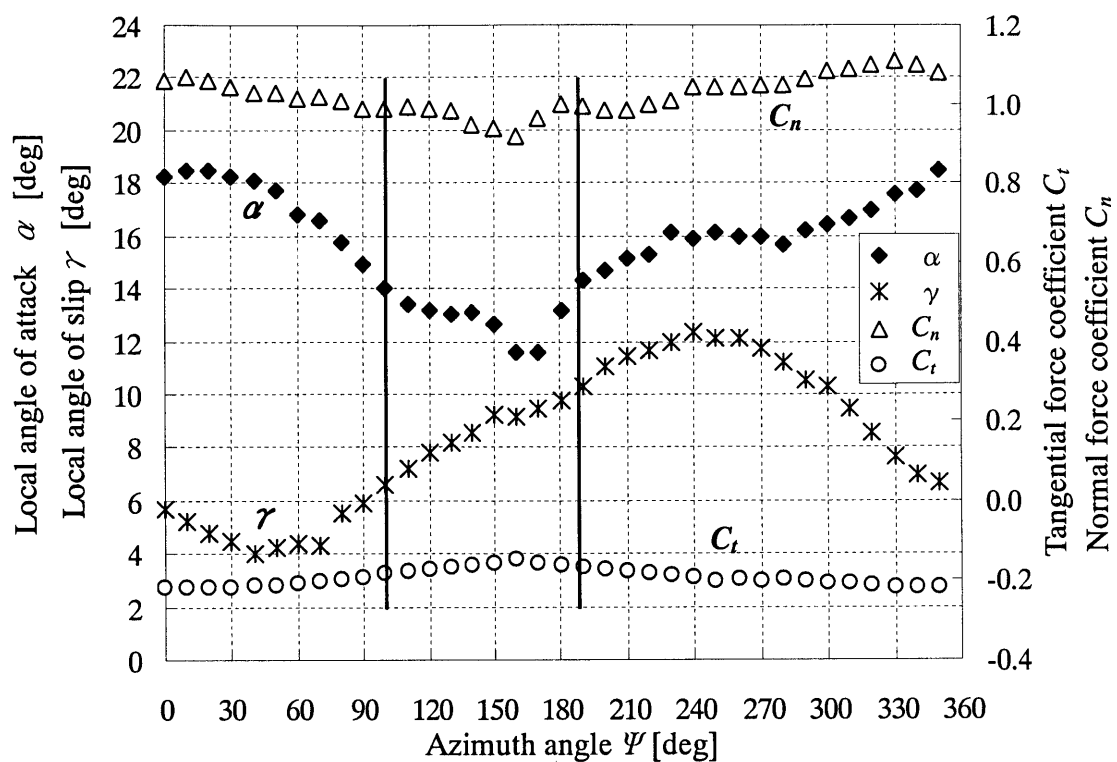


図 2.9(a) $\Phi = +30^\circ$ における C_t 、 C_n 、 α 、 γ の変化

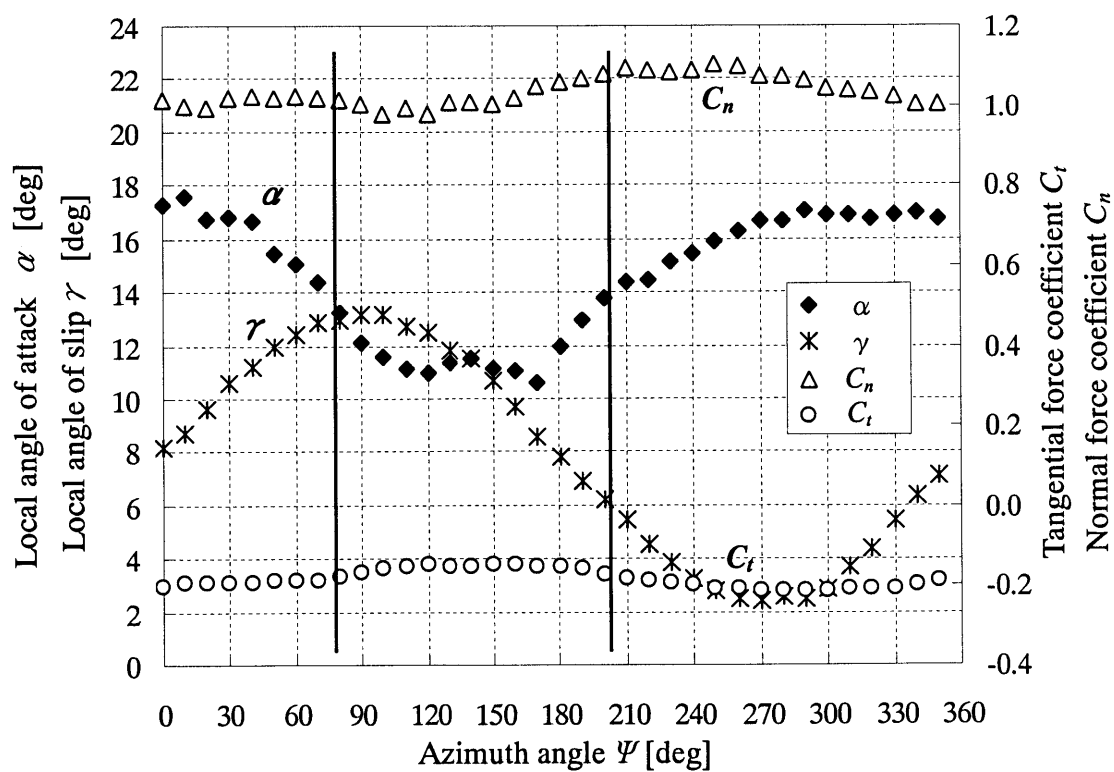


図 2.9(b) $\Phi = -30^\circ$ における C_t 、 C_n 、 α 、 γ の変化

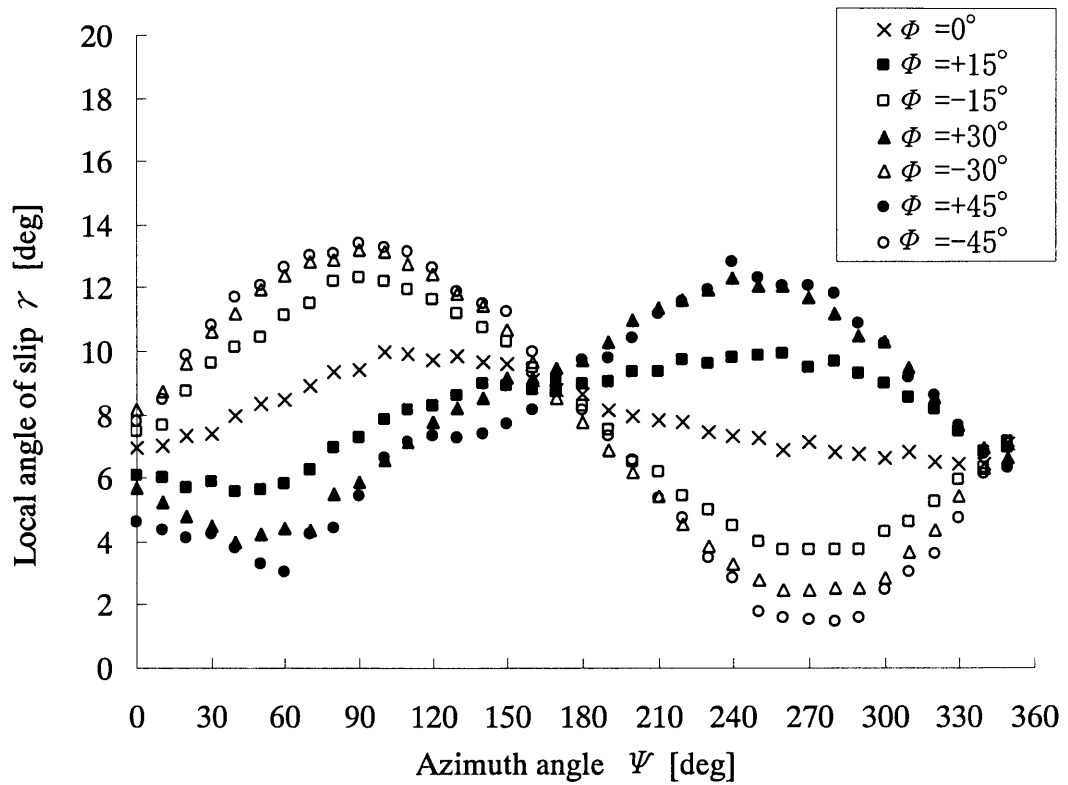


図 2.10 各ヨー角における $\Psi - \gamma$ 曲線

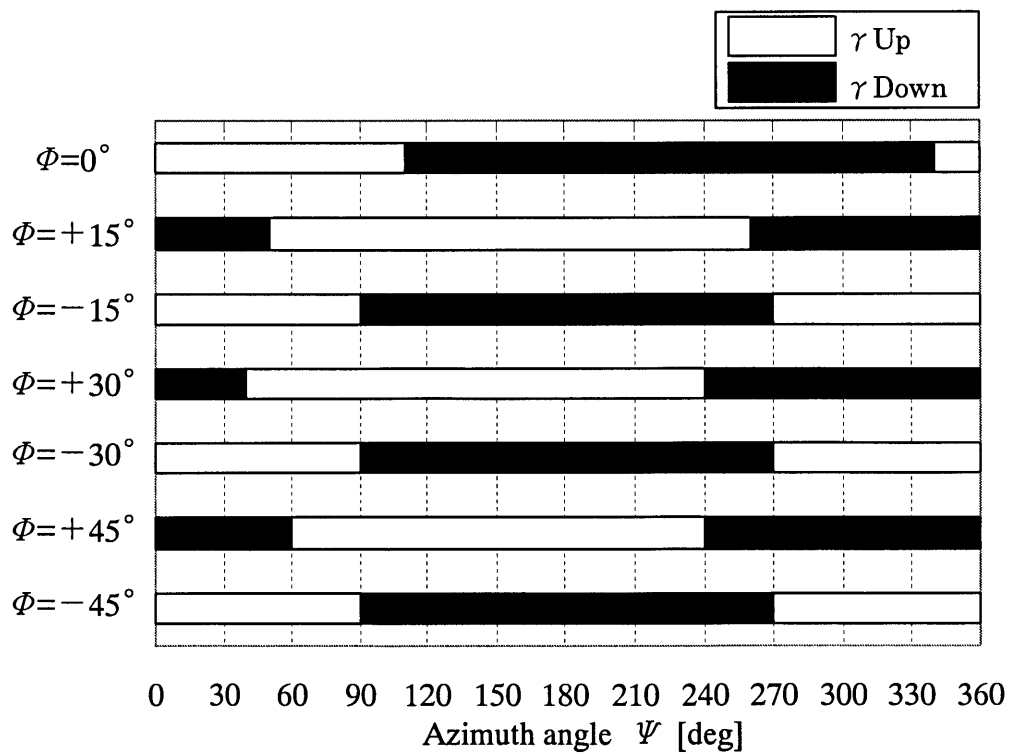


図 2.11 各ヨー角におけるアジマス角と γ Up, γ Down の関係

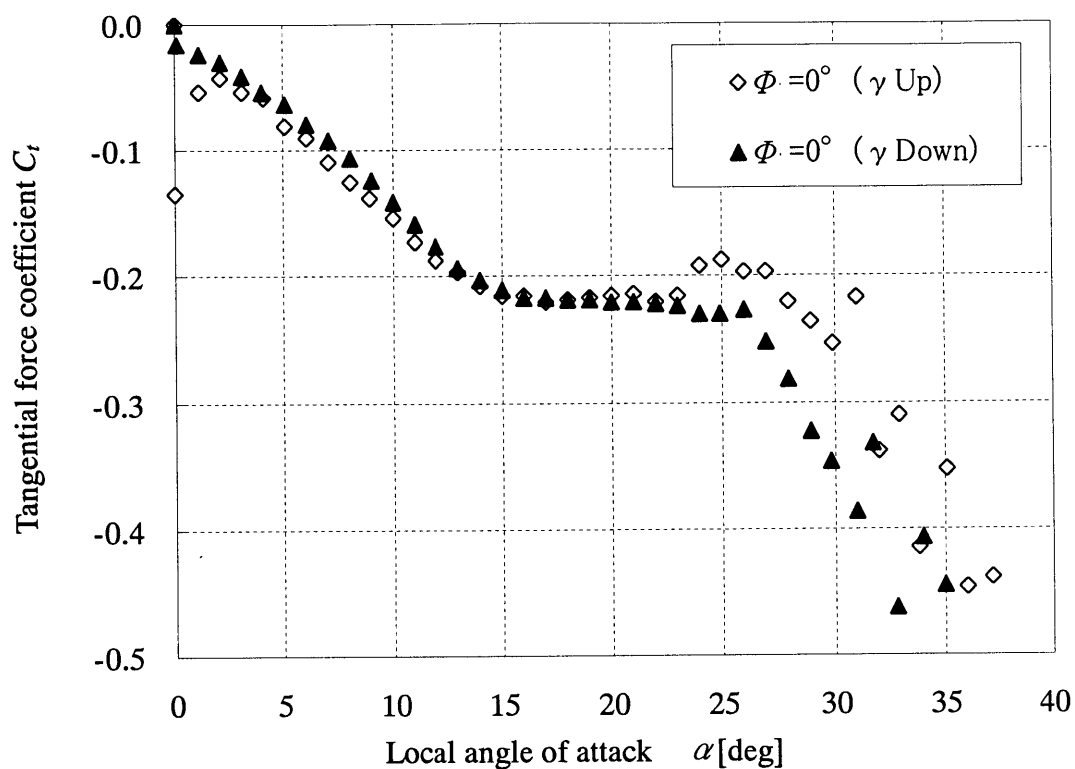


図 2.12(a) $\Phi = 0^\circ$ における γ 上昇時と下降時の $\alpha - C_t$ 曲線

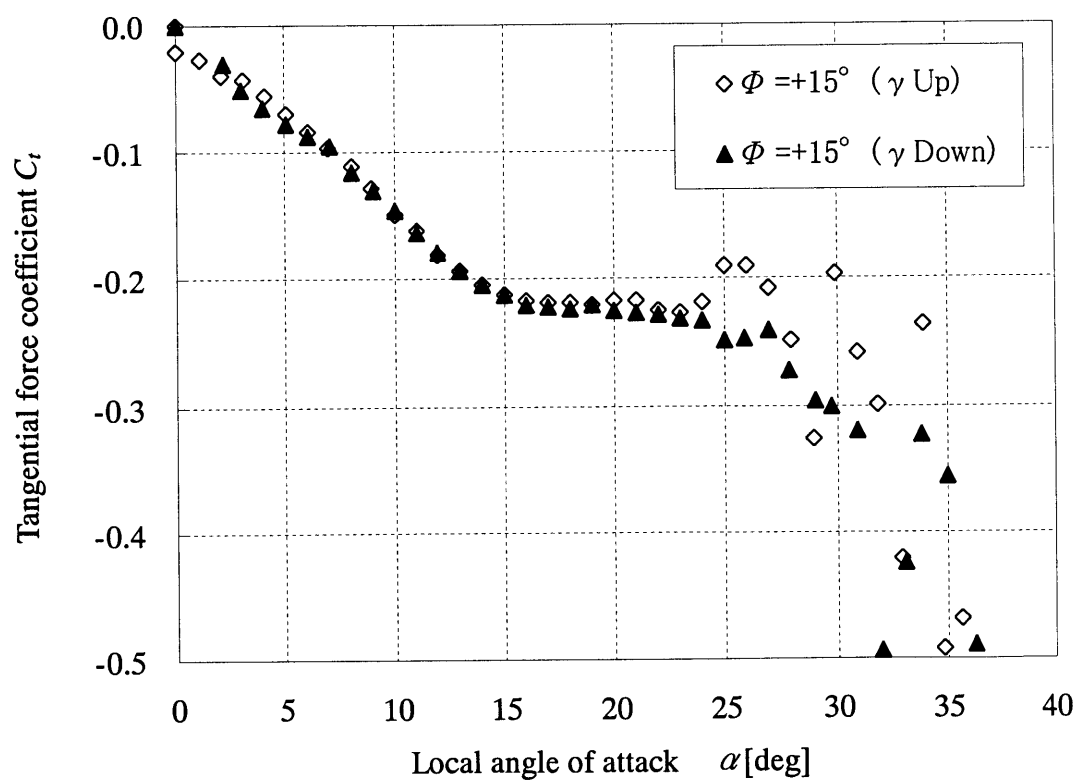


図 2.12(b) $\Phi = +15^\circ$ における γ 上昇時と下降時の $\alpha - C_t$ 曲線

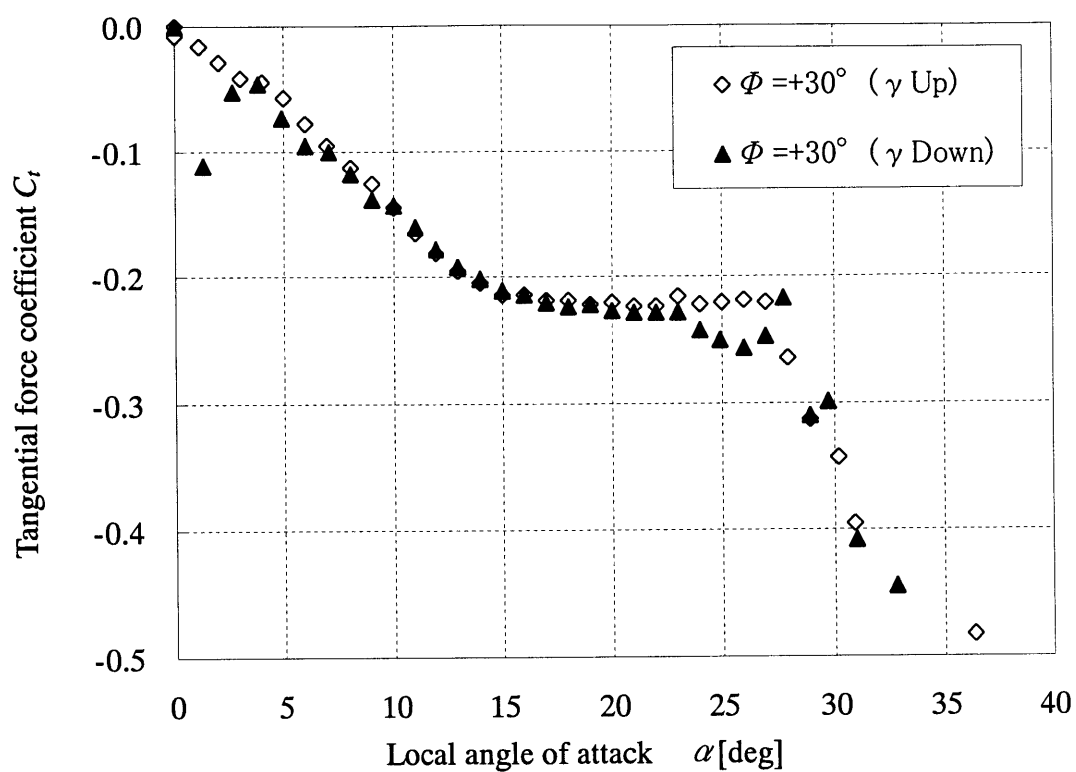


図 2.12(c) $\Phi = +30^\circ$ における γ 上昇時と下降時の $\alpha - C_t$ 曲線

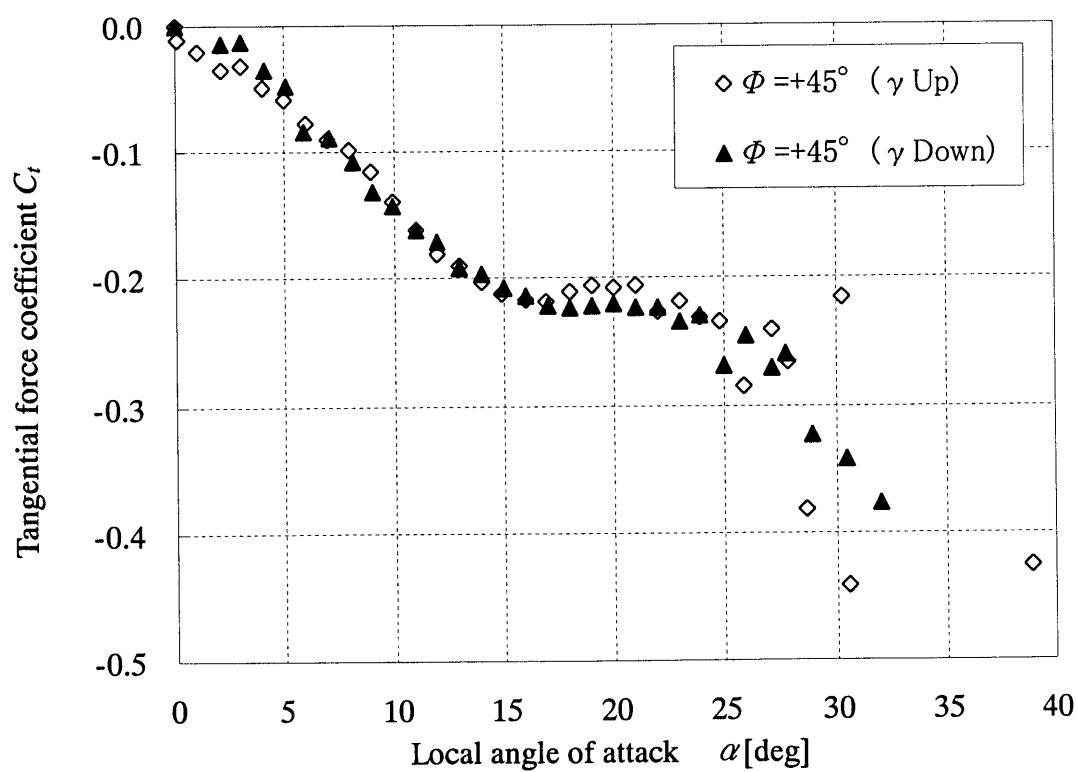


図 2.12(d) $\Phi = +45^\circ$ における γ 上昇時と下降時の $\alpha - C_t$ 曲線

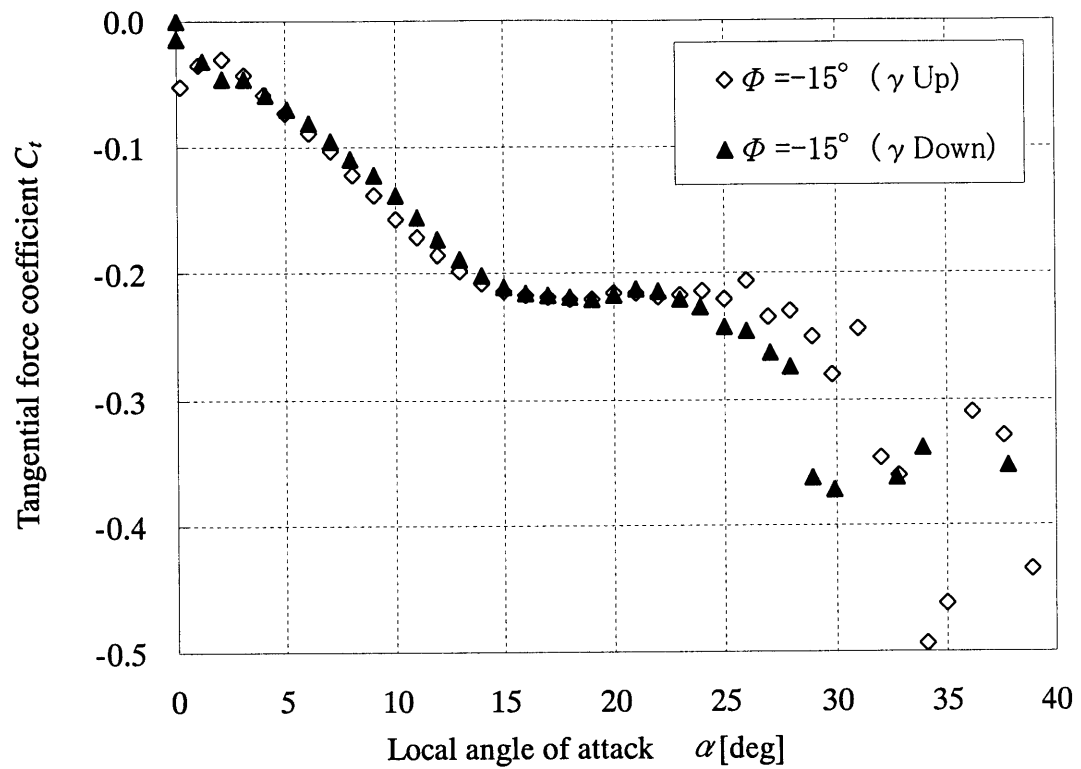


図 2.12(e) $\phi = -15^\circ$ における γ 上昇時と下降時の $\alpha - C_t$ 曲線

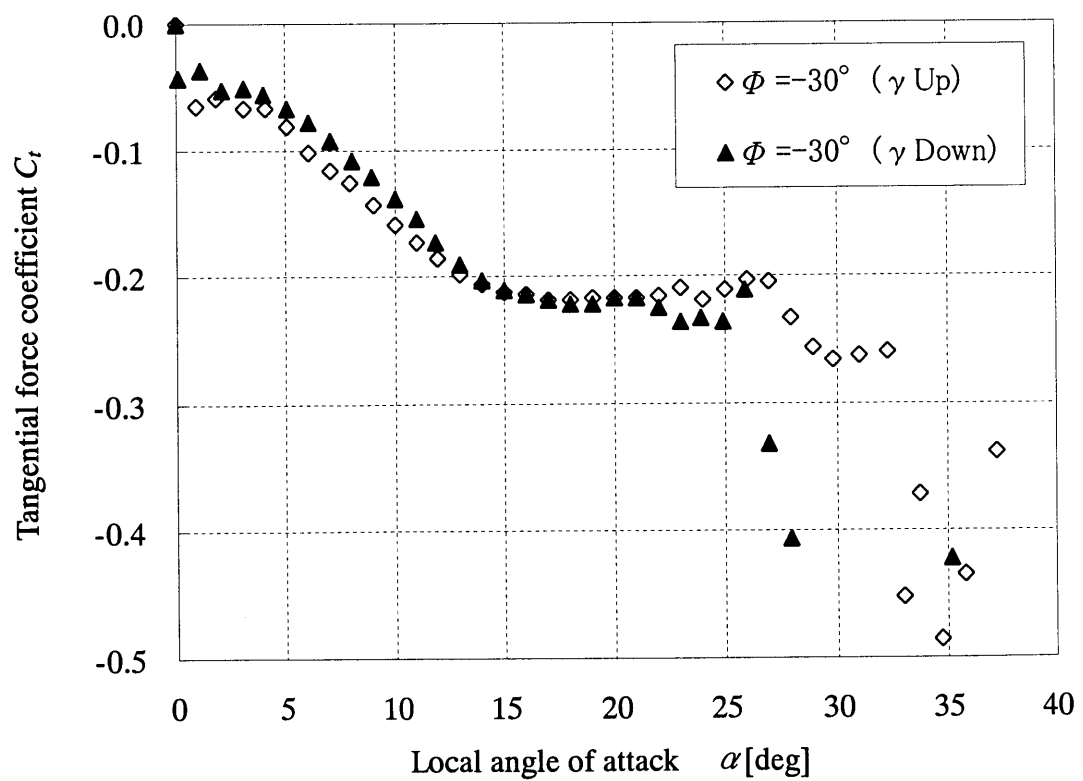


図 2.12(f) $\phi = -30^\circ$ における γ 上昇時と下降時の $\alpha - C_t$ 曲線

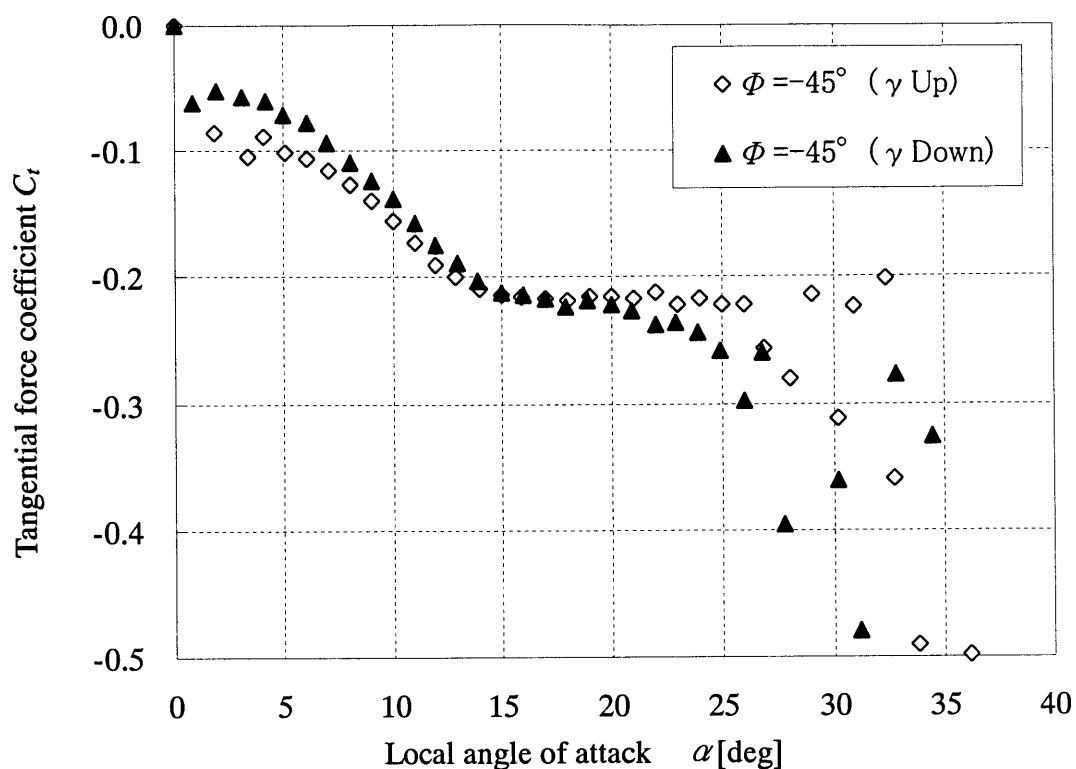


図 2.12(g) $\Phi = -45^\circ$ における γ 上昇時と下降時の $\alpha - C_t$ 曲線

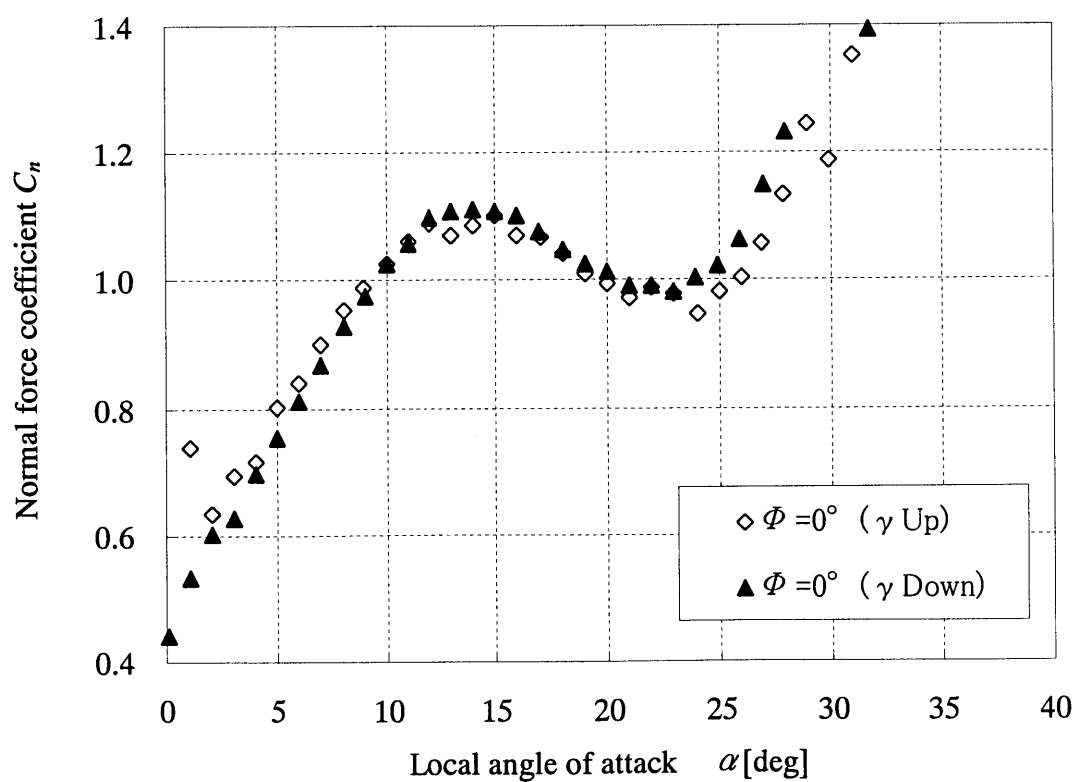


図 2.13(a) $\Phi = 0^\circ$ における γ 上昇時と下降時の $\alpha - C_n$ 曲線

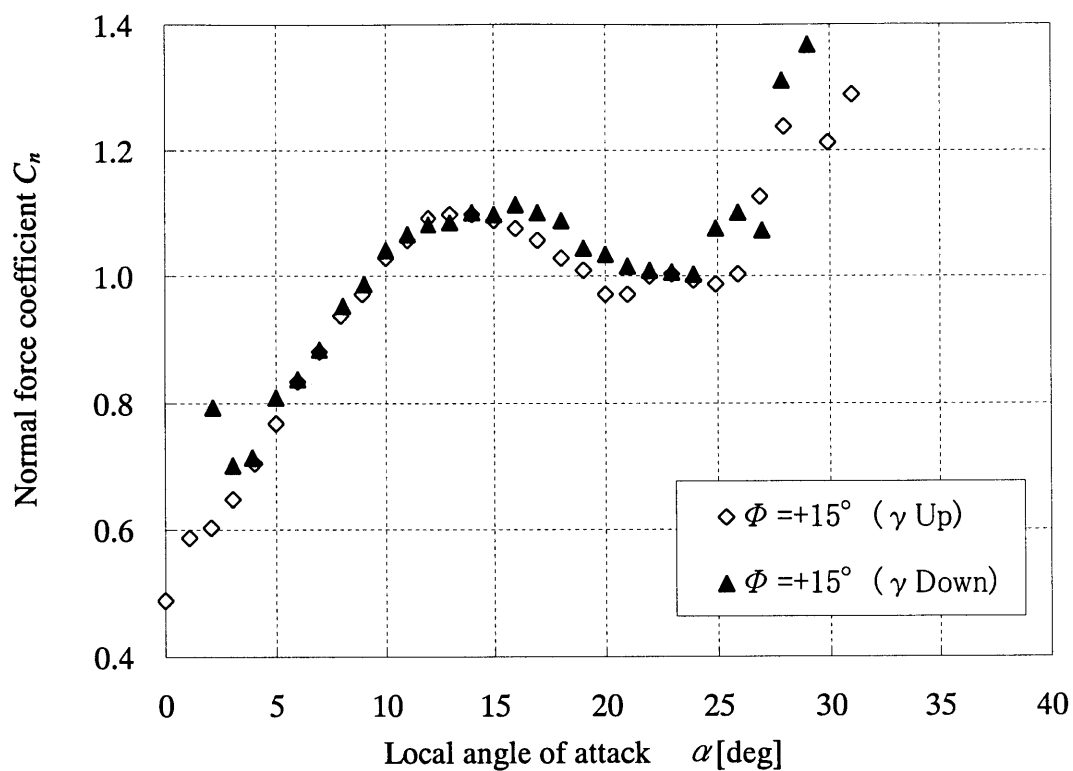


図 2.13(b) $\Phi = +15^\circ$ における γ 上昇時と下降時の $\alpha - C_n$ 曲線

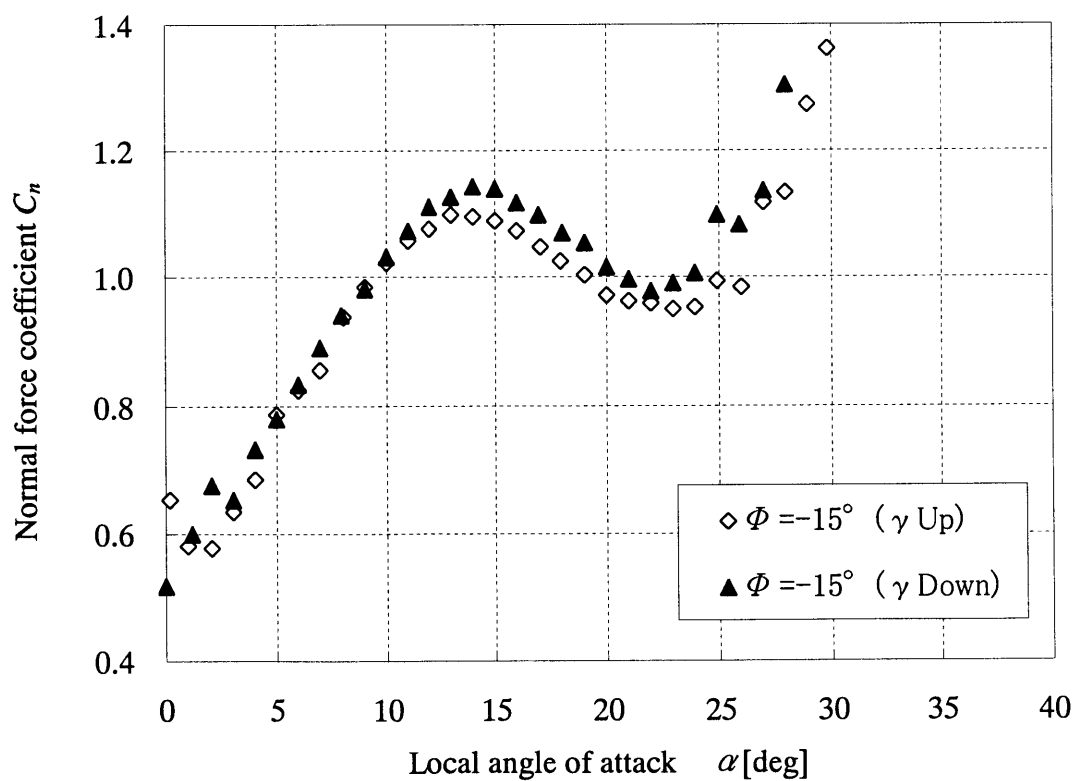


図 2.13(c) $\Phi = -15^\circ$ における γ 上昇時と下降時の $\alpha - C_n$ 曲線

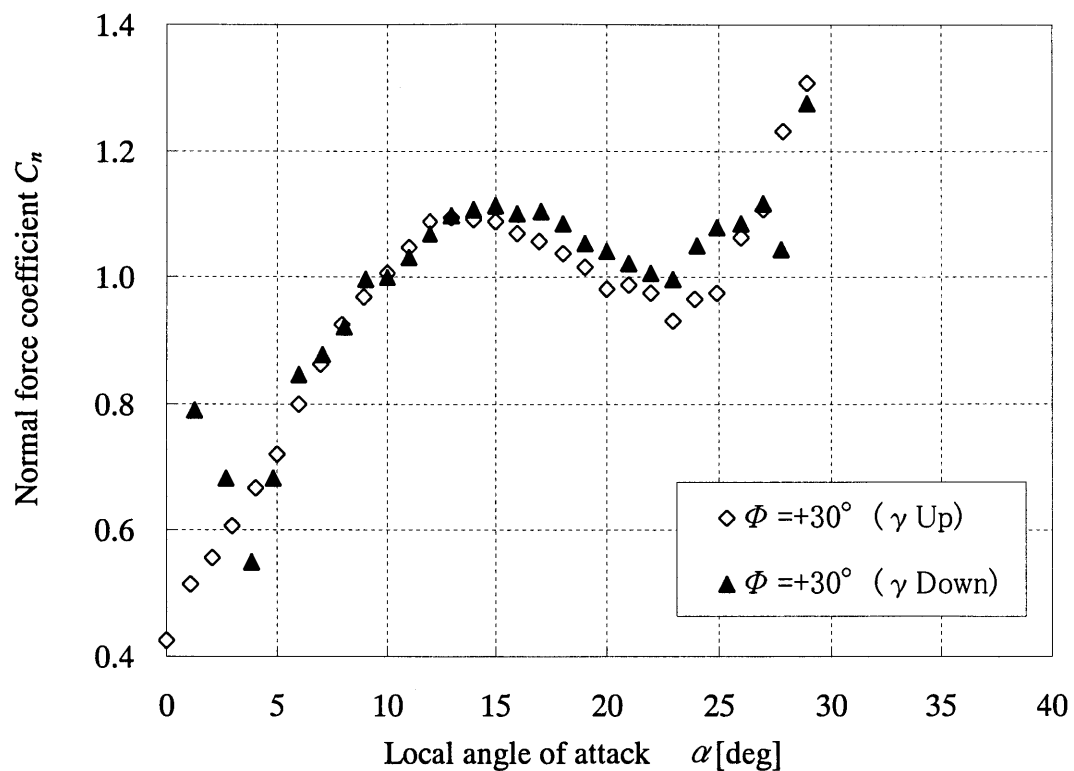


図 2.13(d) $\Phi = +30^\circ$ における γ 上昇時と下降時の $\alpha - C_n$ 曲線

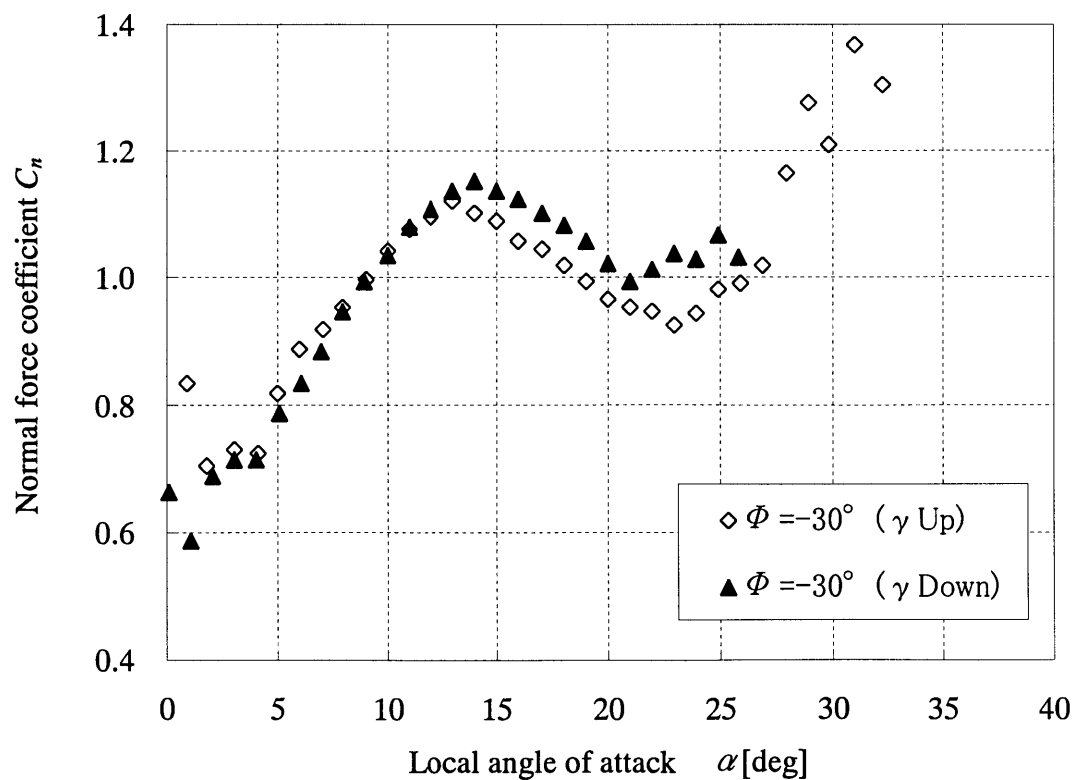


図 2.13(e) $\Phi = -30^\circ$ における γ 上昇時と下降時の $\alpha - C_n$ 曲線

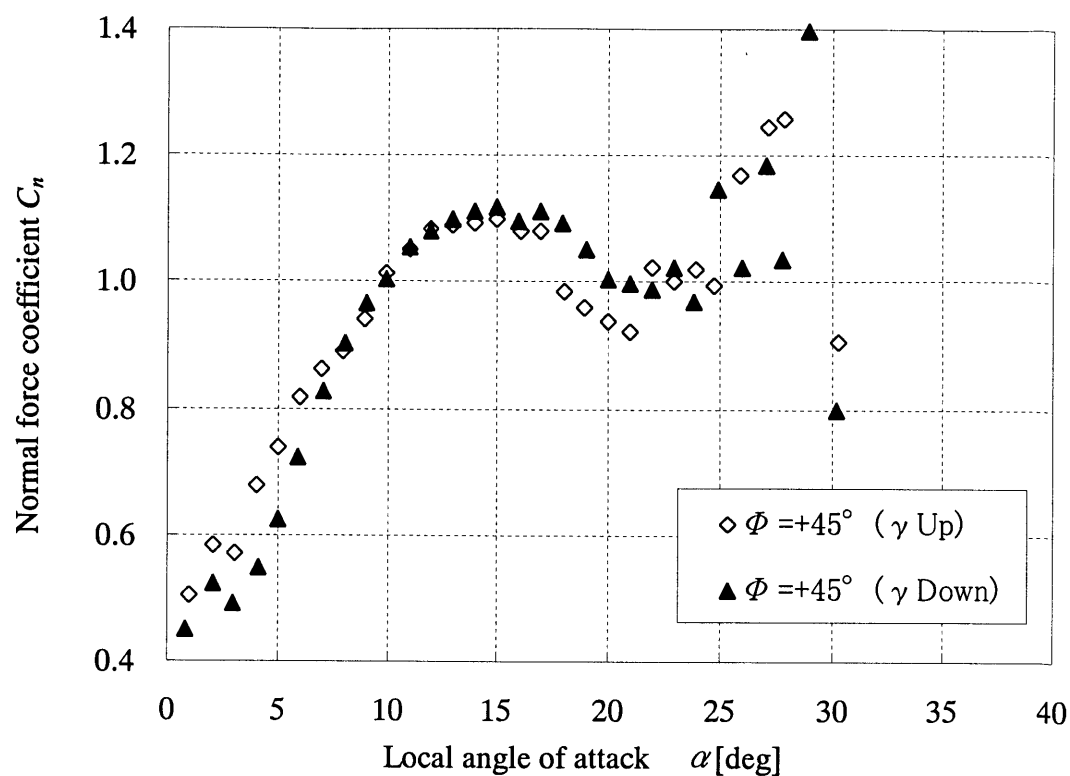


図 2.13(f) $\Phi = +45^\circ$ における γ 上昇時と下降時の $\alpha - C_n$ 曲線

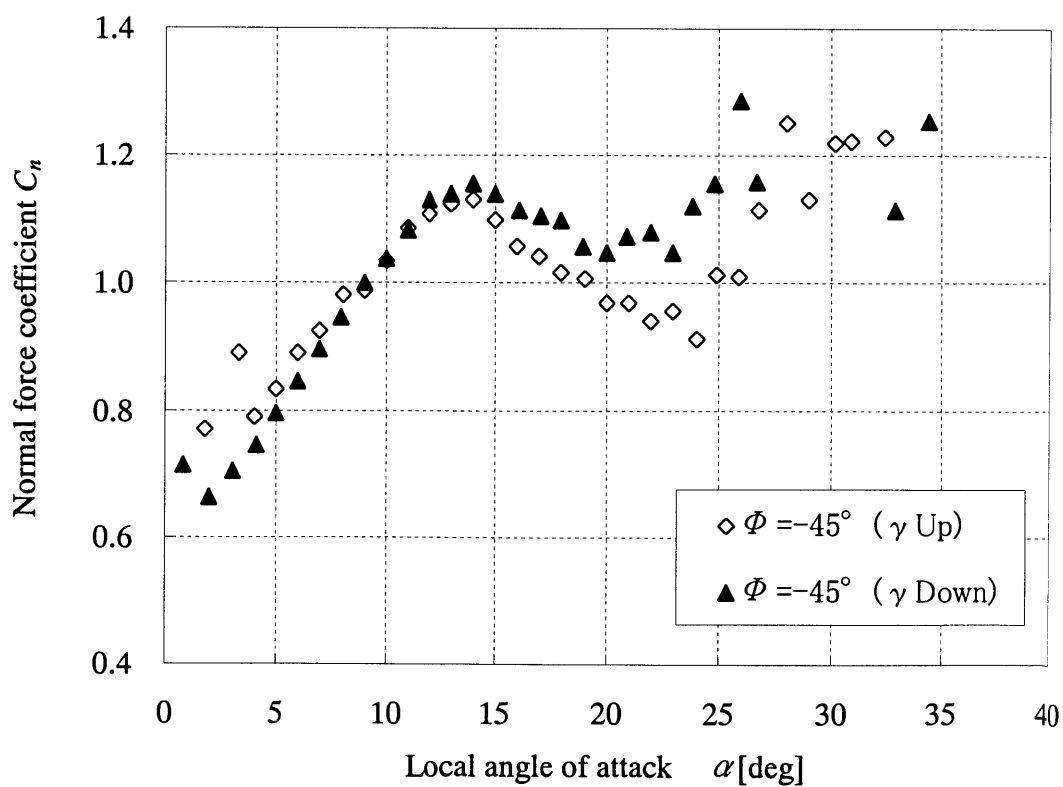


図 2.13(g) $\Phi = -45^\circ$ における γ 上昇時と下降時の $\alpha - C_n$ 曲線

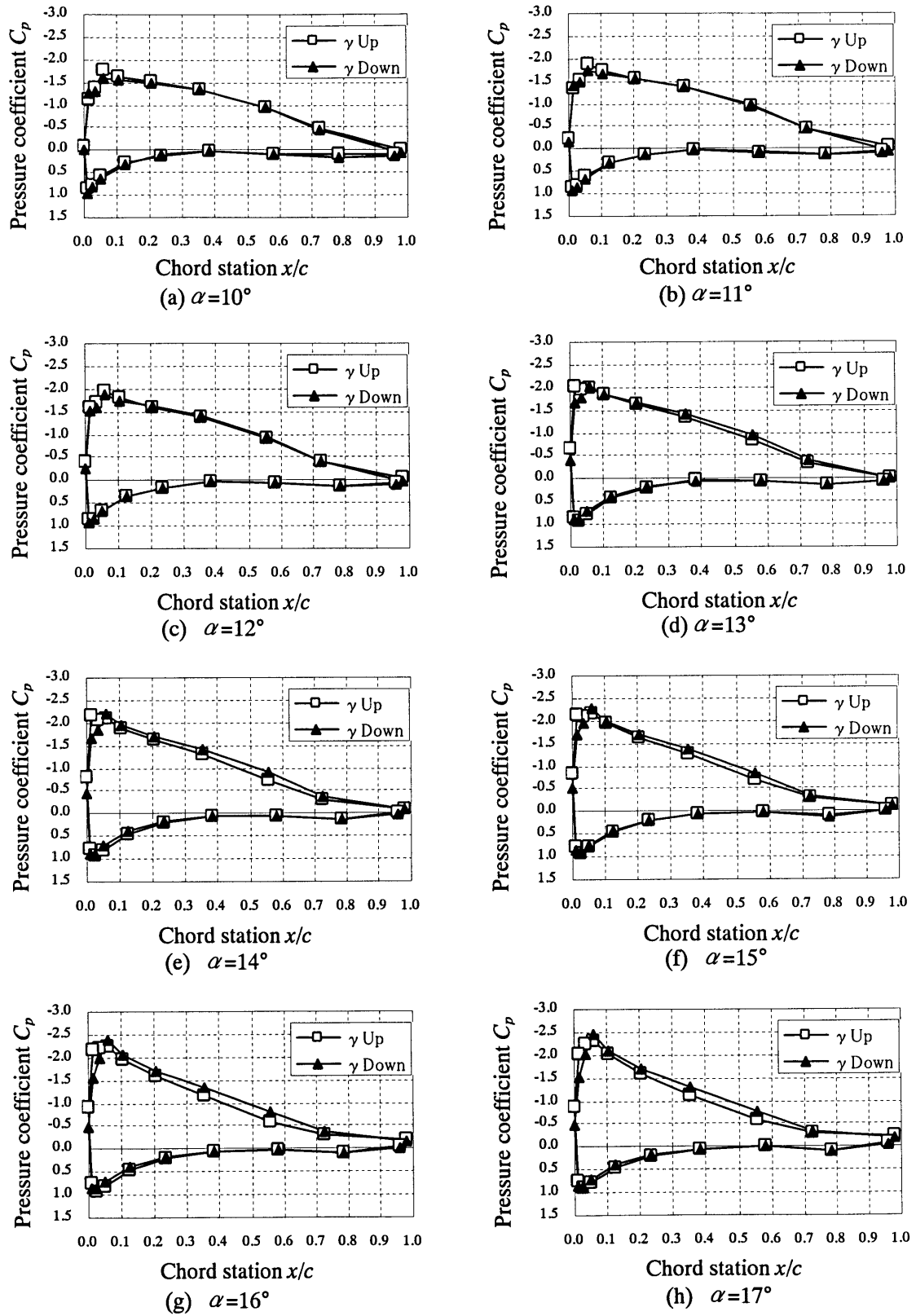


図 2.14 (a)~(h) $\Phi=-30^\circ$ における γ Up と γ Down の翼面上圧力分布 ($\alpha=10^\circ \sim 17^\circ$)

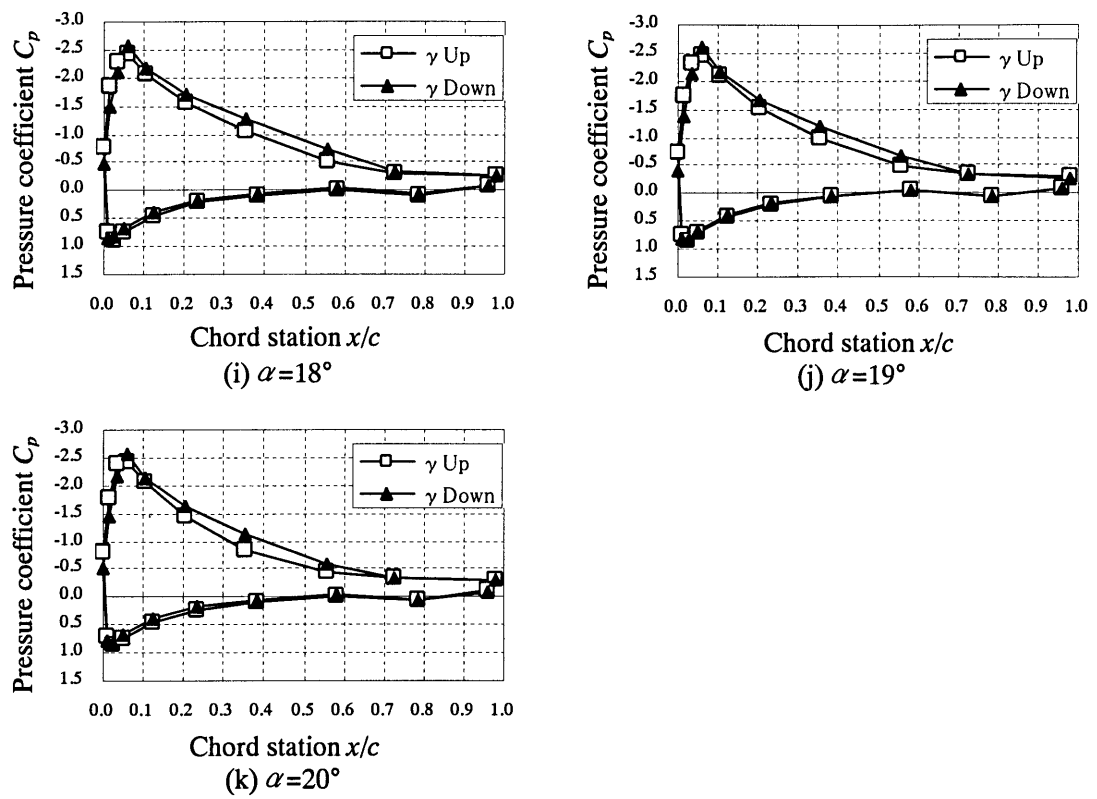


図 2.14 (i)~(k) $\Phi = -30^\circ$ における γ Up と γ Down の翼面上圧力分布 ($\alpha = 18^\circ \sim 20^\circ$)

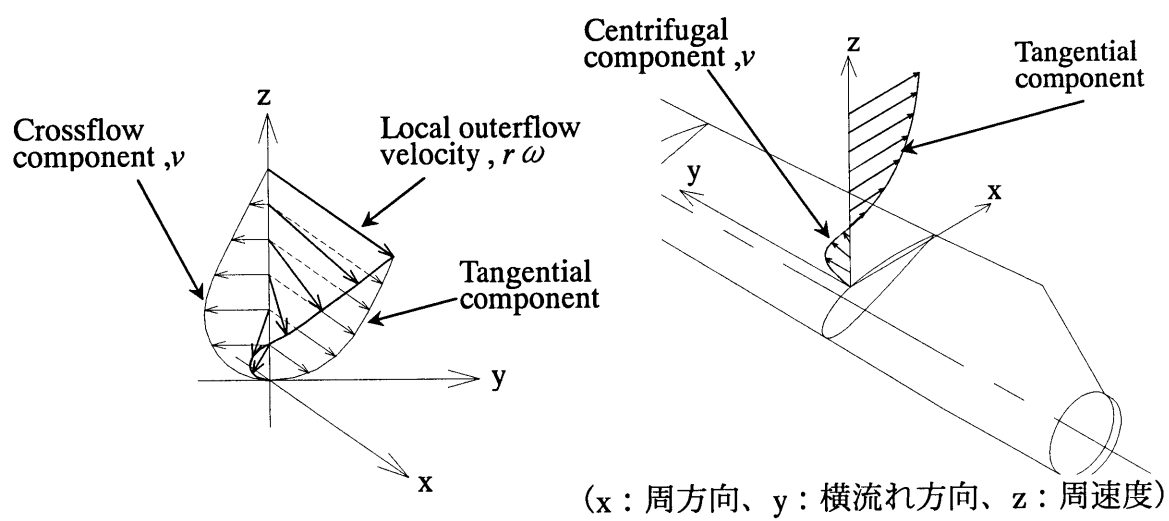


図 2.15 ねじれ境界層

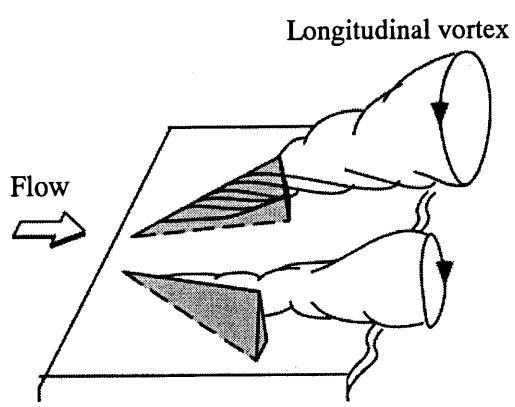


図 2.16 縦渦の模式図

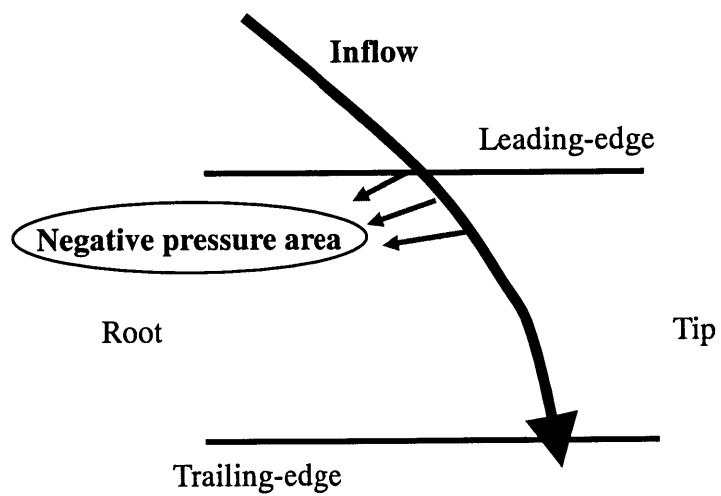


図 2.17 負圧面上流れ

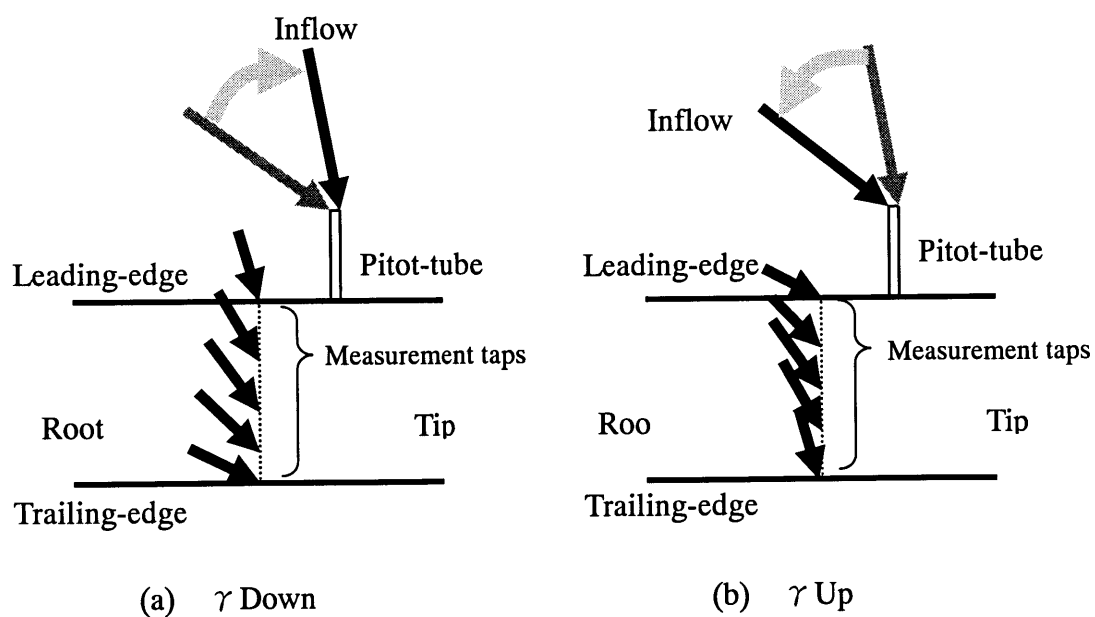
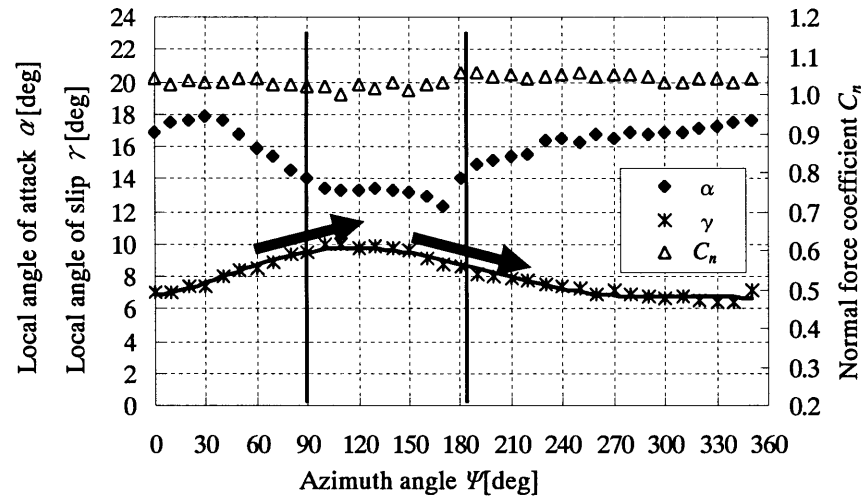
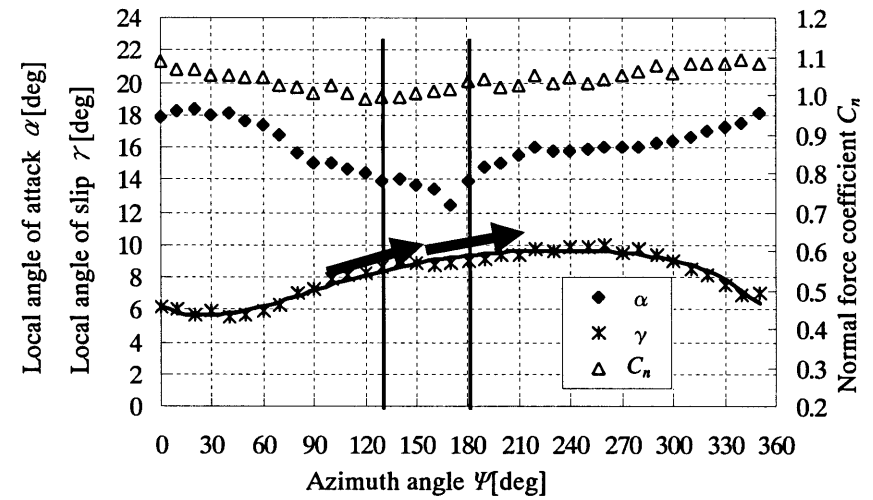


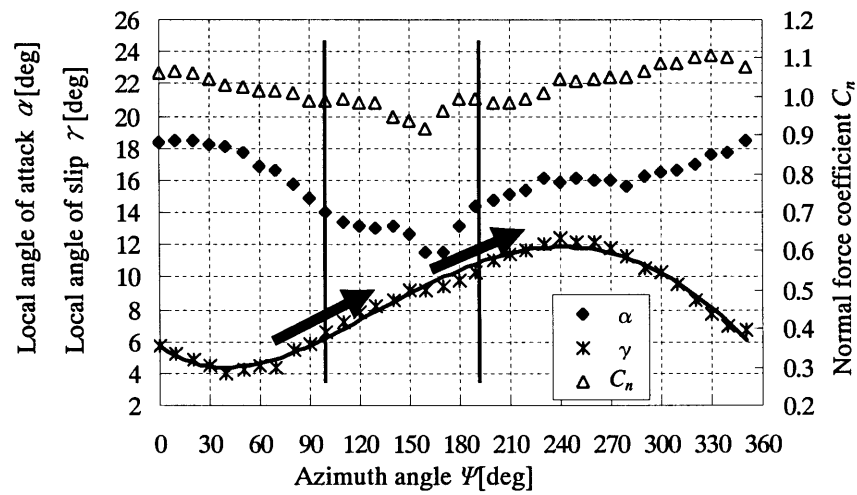
図 2.18 γ Up と γ Down での翼面上流れ模式図(イメージ図)



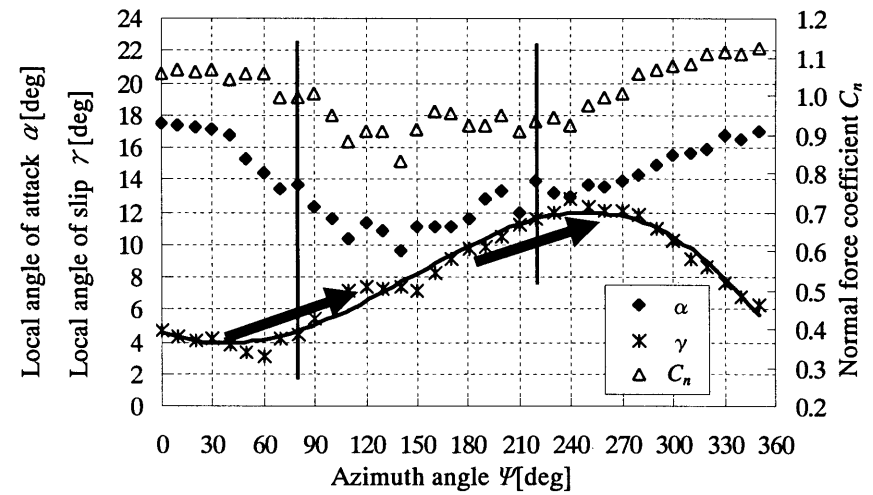
(a) $\Phi=0^\circ$



(b) $\Phi=+15^\circ$

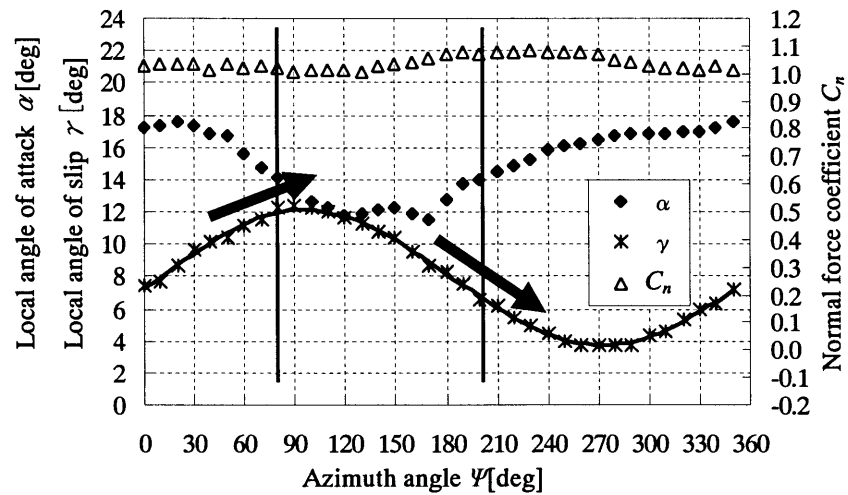


(c) $\Phi=+30^\circ$

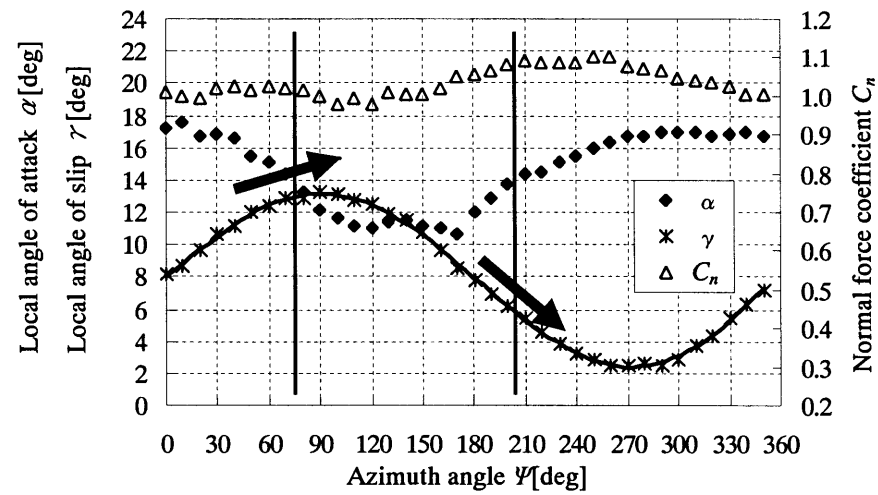


(d) $\Phi=+45^\circ$

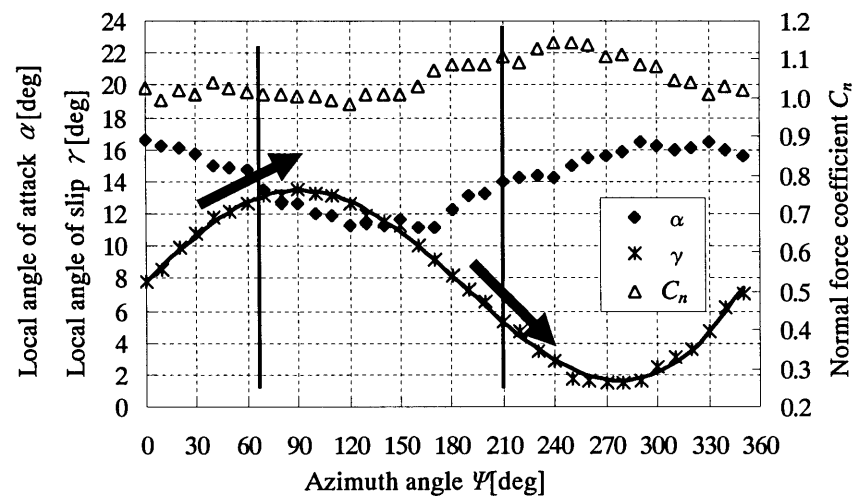
図 2.19(a)~(d) 各ヨ一角 ($\Phi=0^\circ, +15^\circ, +30^\circ, +45^\circ$) における $\alpha=14^\circ$ での γ の勾配



(e) $\Phi = -15^\circ$



(f) $\Phi = -30^\circ$



(g) $\Phi = -45^\circ$

図 2.19(e)~(g) 各ヨ一角 ($\Phi = -15^\circ, -30^\circ, -45^\circ$) における $\alpha = 14^\circ$ での γ の勾配

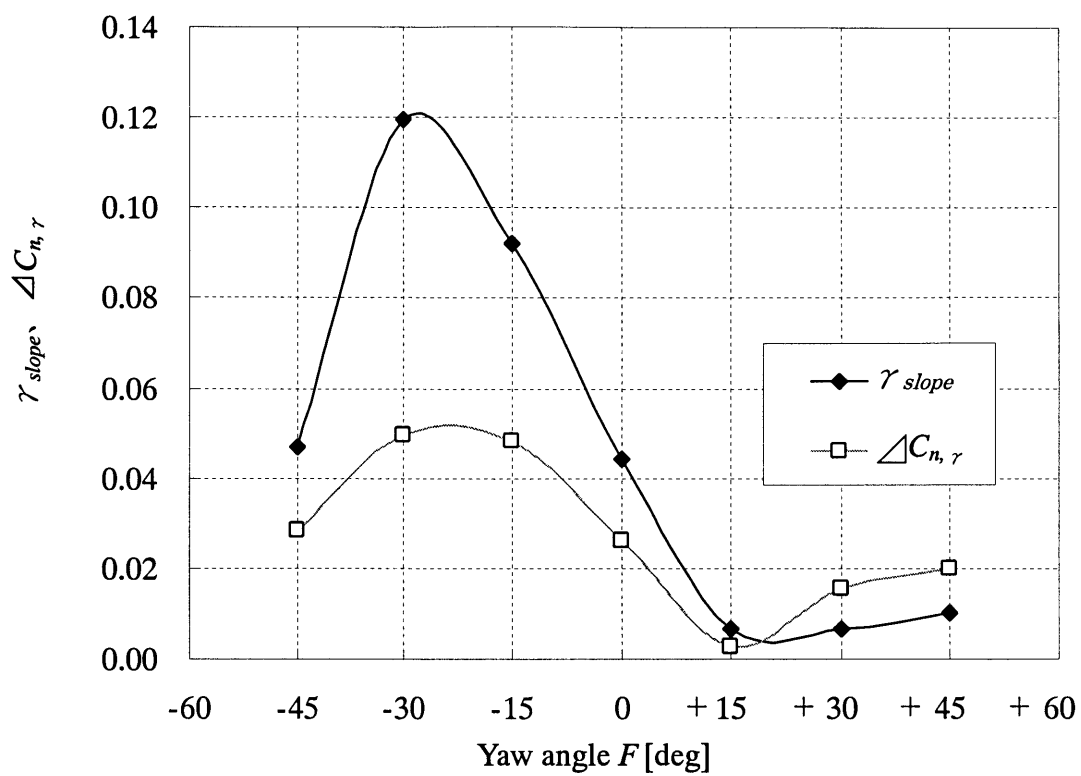


図 2.20 各ヨー角における $\alpha=14^\circ$ での γ_{slope} と $\Delta C_{n,\gamma}$ の関係

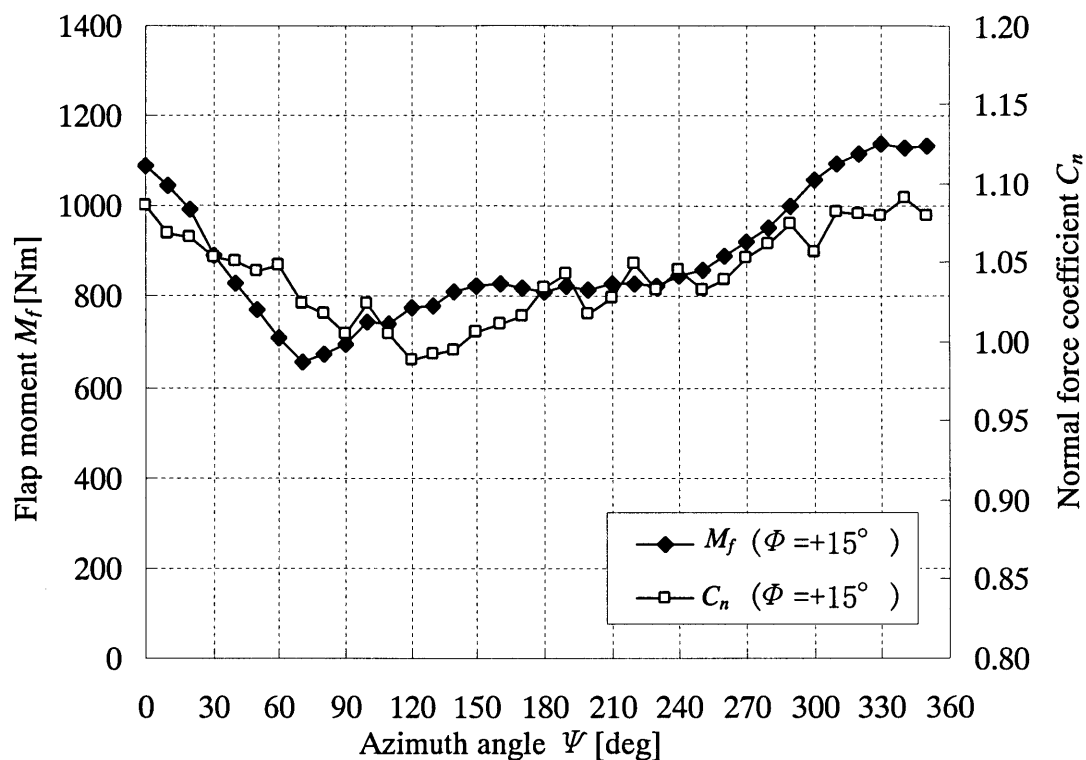


図 2.21(a) $\Phi = +15^\circ$ での M_f と C_n の変化

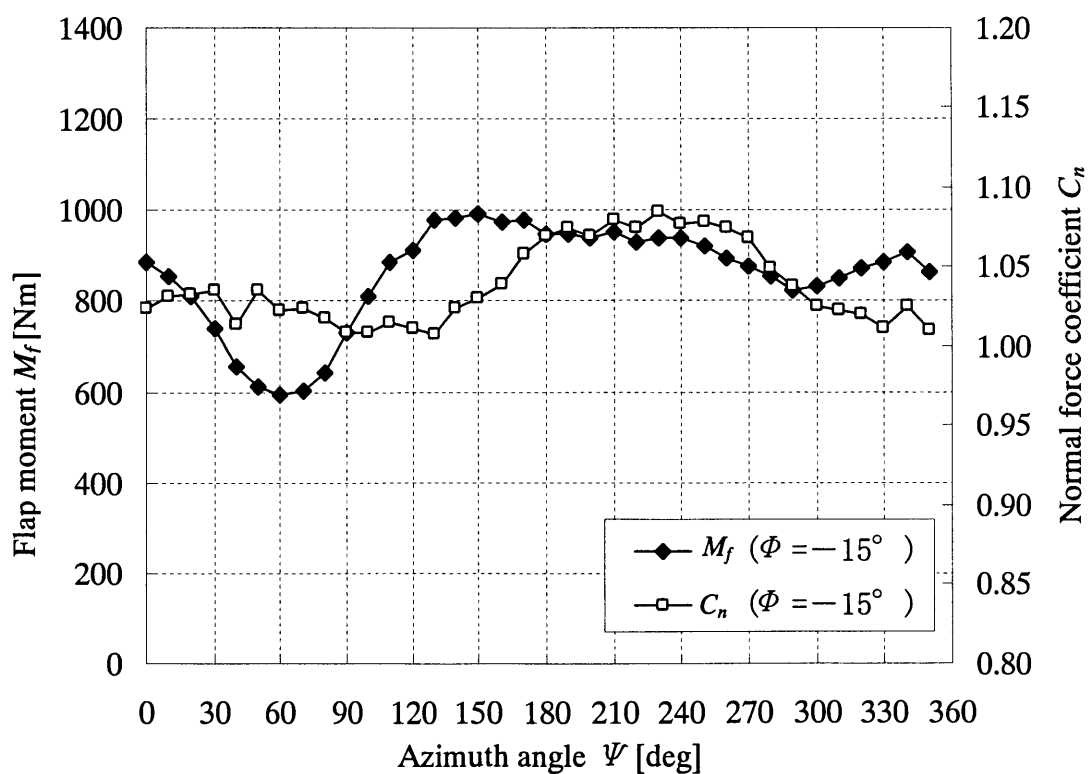


図 2.21(b) $\Phi = -15^\circ$ での M_f と C_n の変化

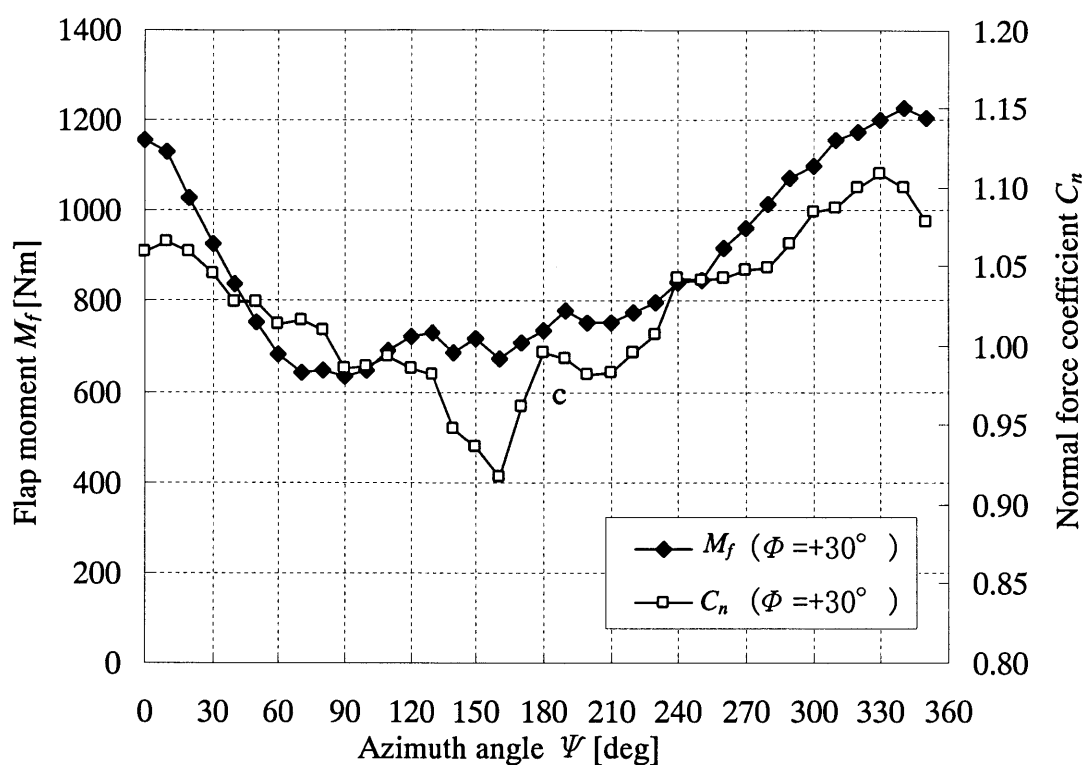


図 2.21(c) $\phi = 30^\circ$ での M_f と C_n の変化

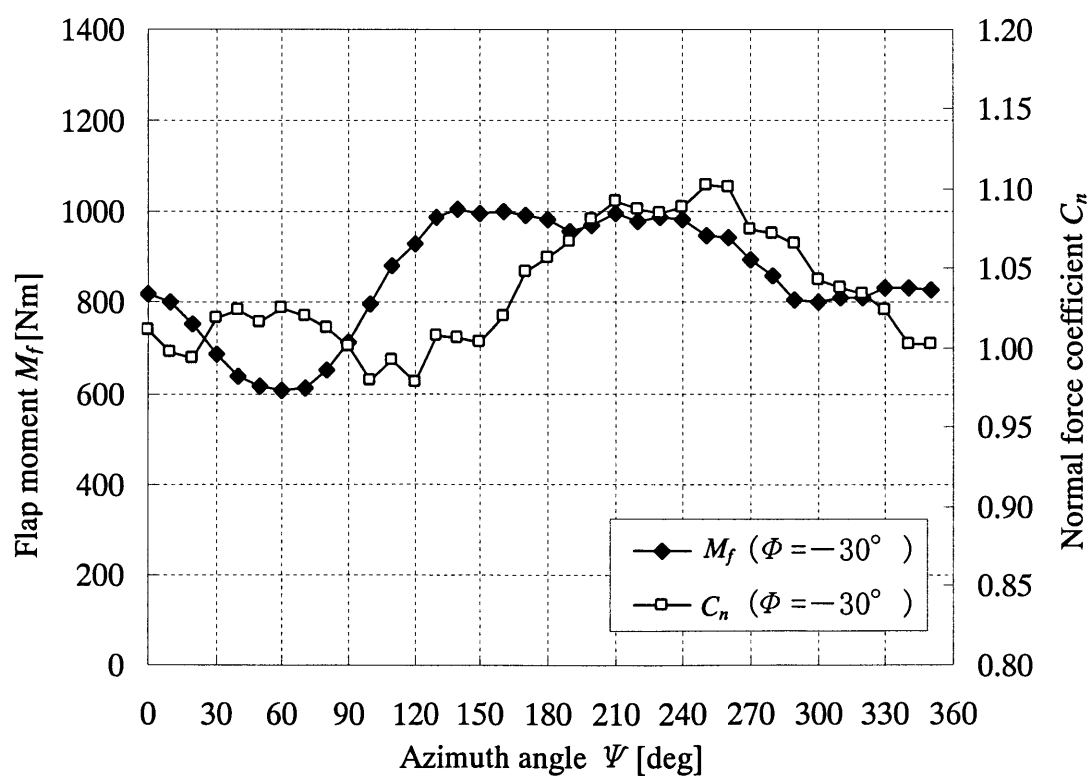


図 2.21(d) $\phi = -30^\circ$ での M_f と C_n の変化

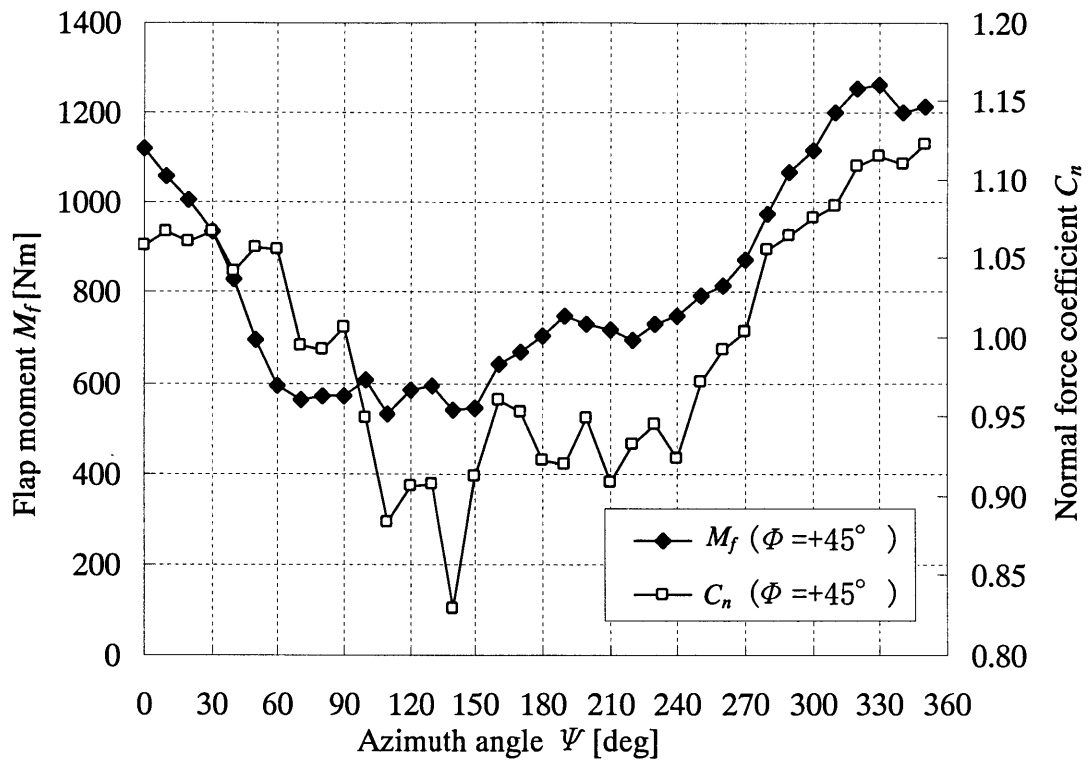


図 2.21(e) $\Phi = +45^\circ$ での M_f と C_n の変化

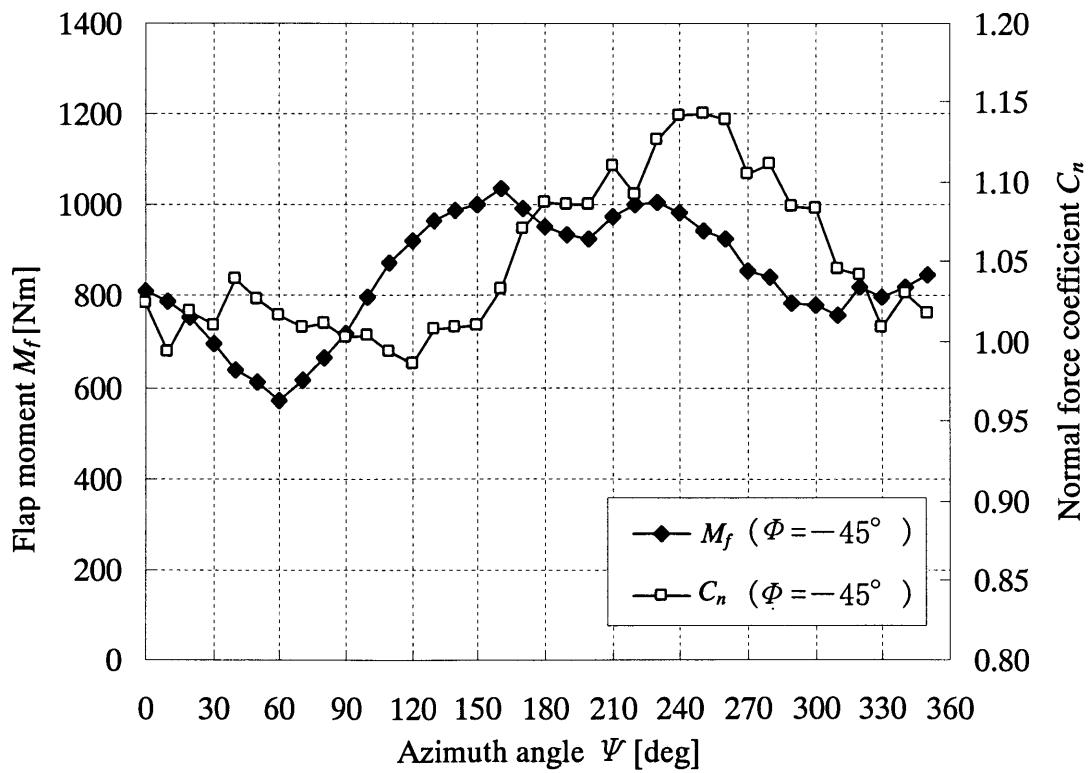


図 2.21(f) $\Phi = -45^\circ$ での M_f と C_n の変化

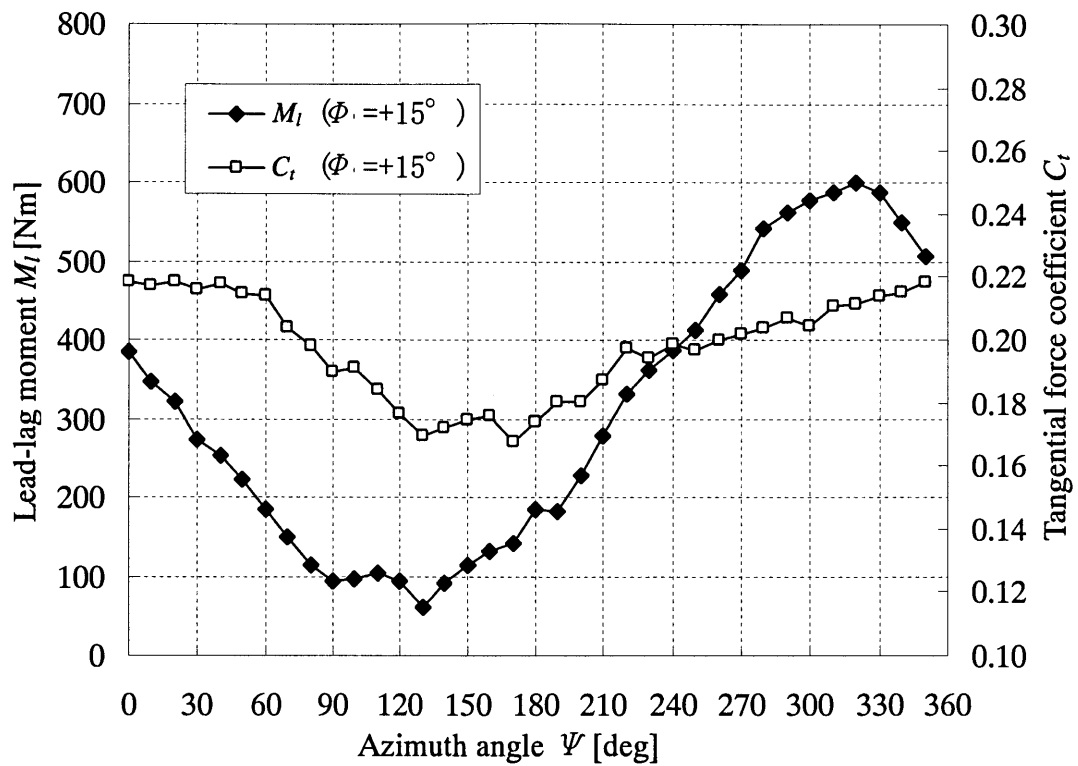


図 2.22(a) $\Phi = 15^\circ$ での M_l と C_t の変化

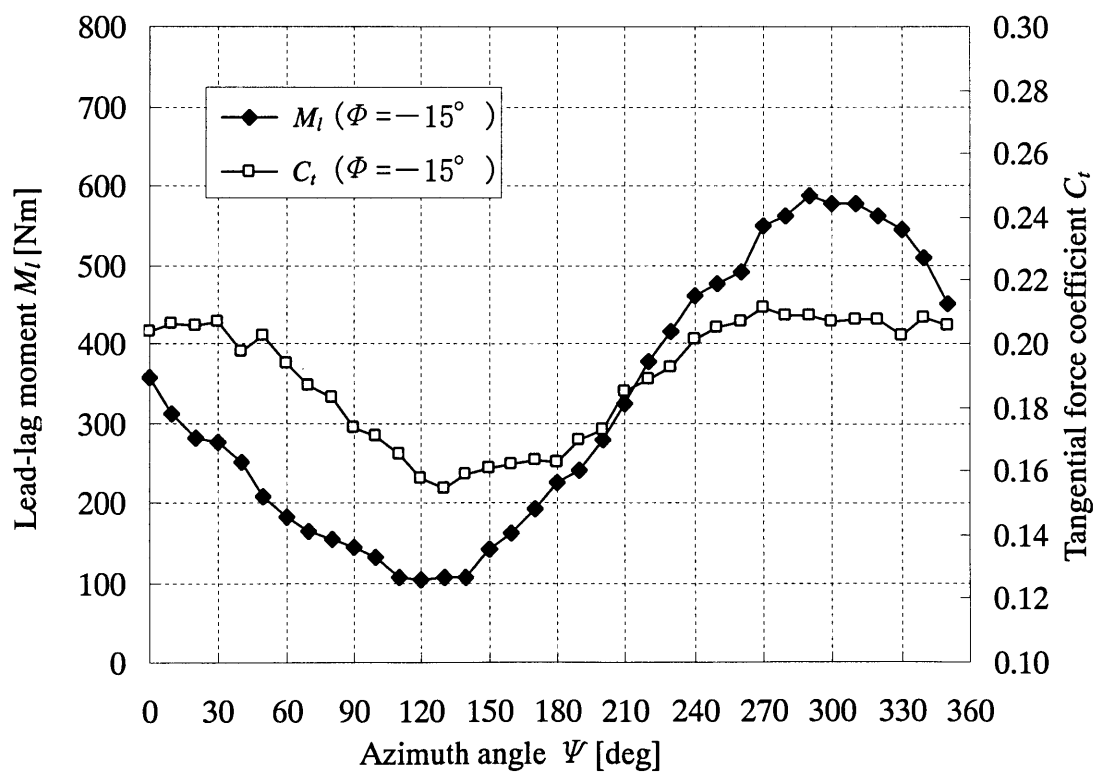


図 2.22(b) $\Phi = -15^\circ$ での M_l と C_t の変化

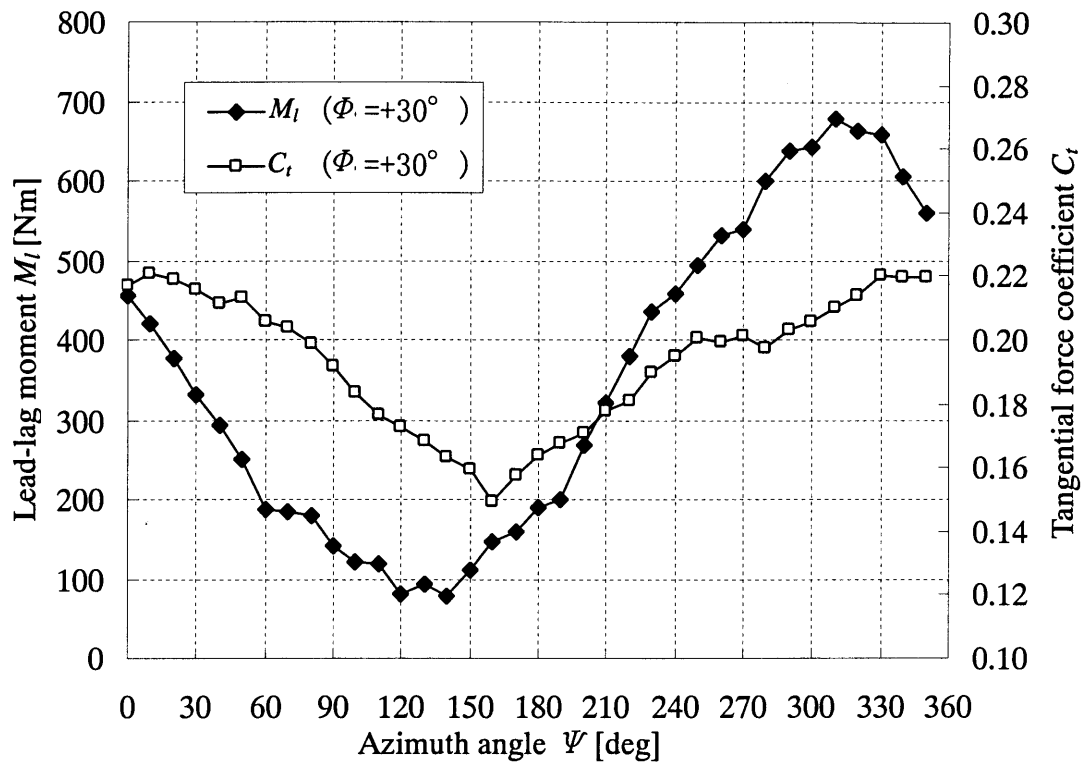


図 2.22(c) $\Phi = +30^\circ$ での M_l と C_t の変化

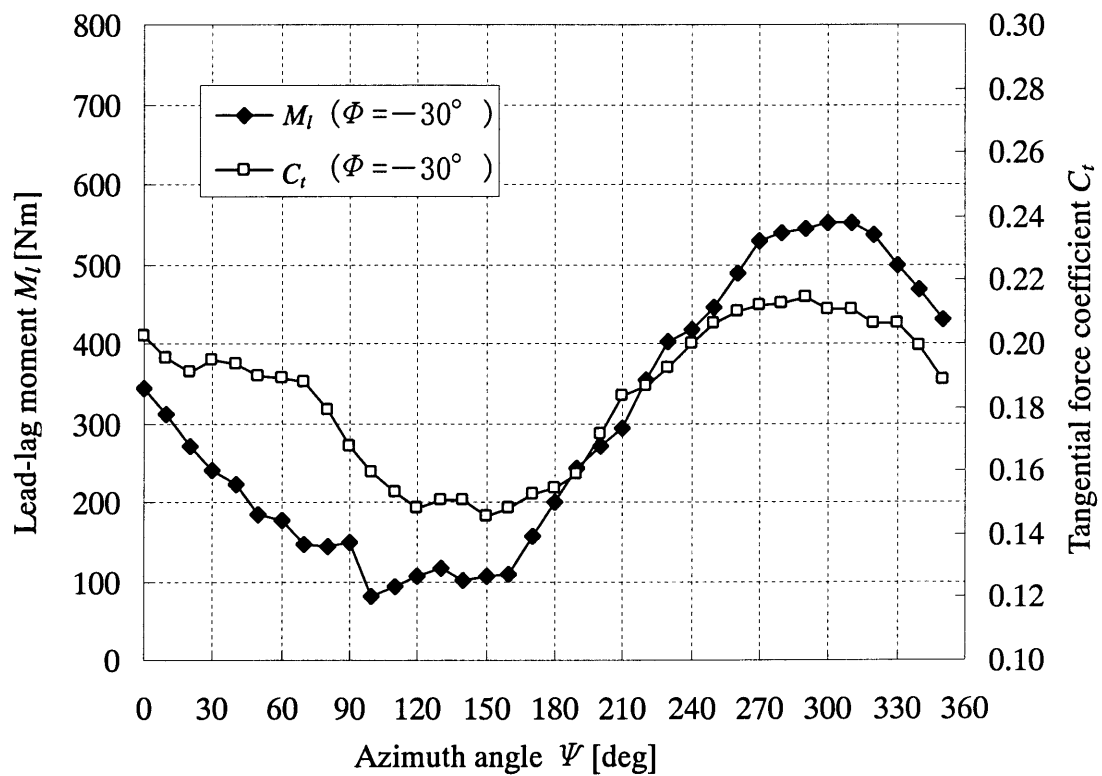


図 2.22(d) $\Phi = -30^\circ$ での M_l と C_t の変化

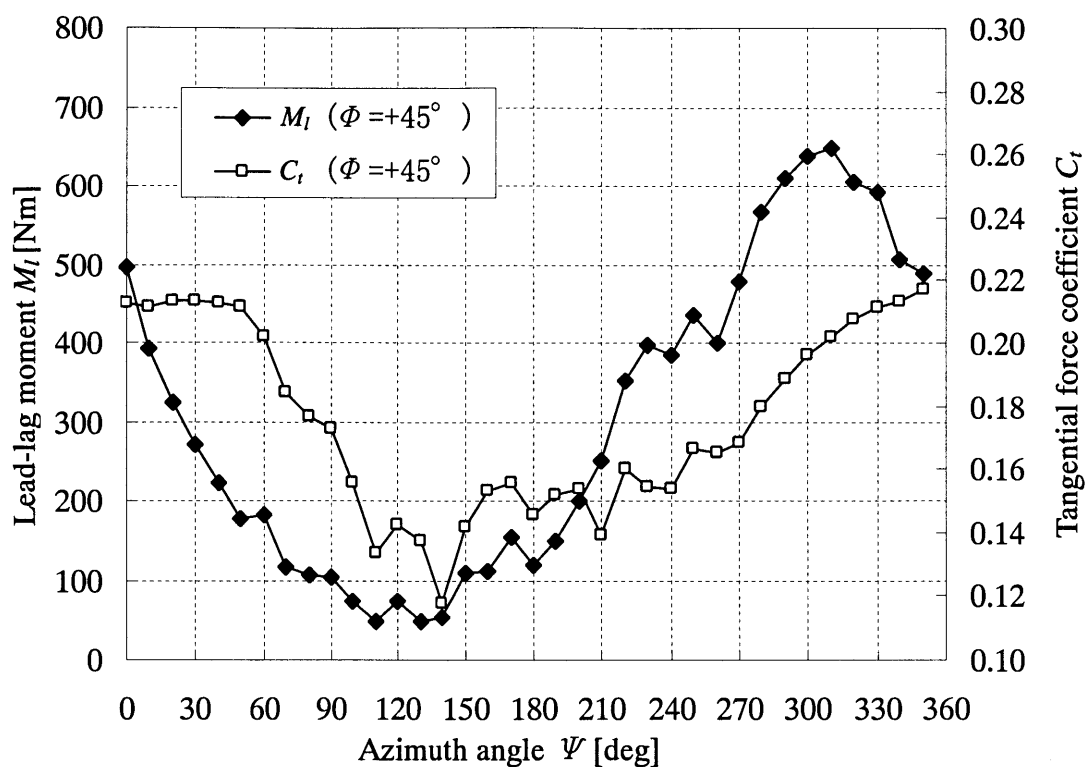


図 2.22(e) $\Phi = +45^\circ$ での M_l と C_t の変化

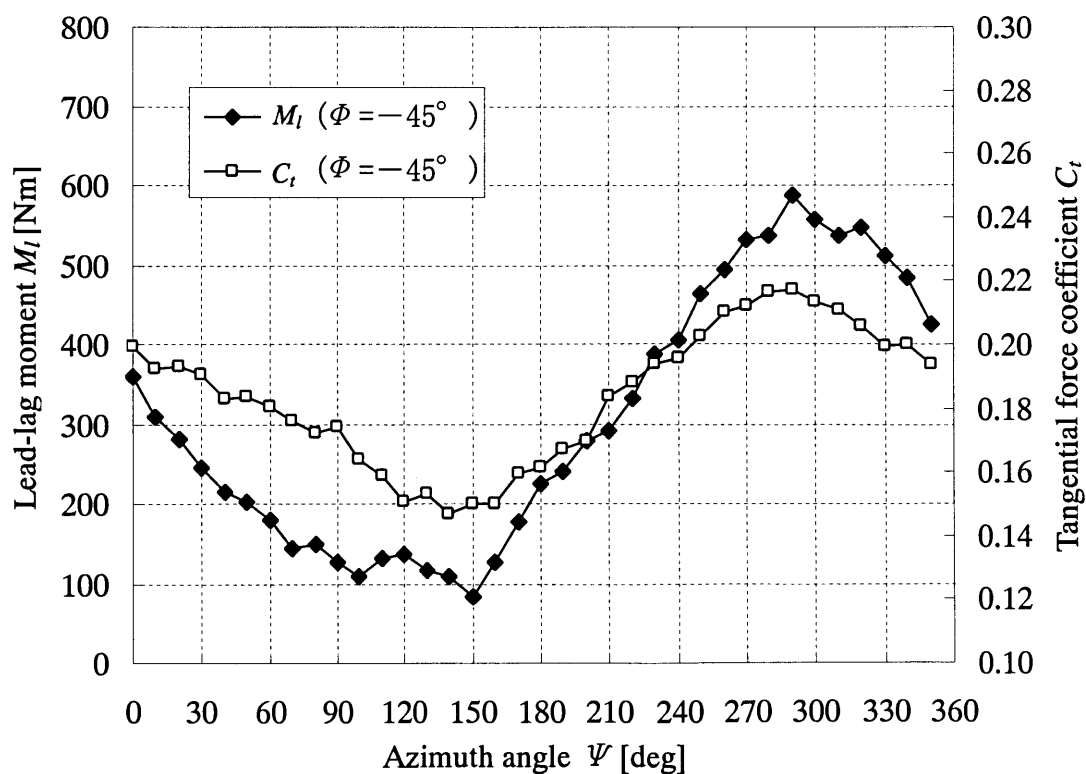


図 2.22(f) $\Phi = -45^\circ$ での M_l と C_t の変化

第3章 各ヨー角における局所迎角 α と幾何学的に算出した迎角の比較

3.1 はじめに

翼性能を評価する場合、一般的に一樣流を基準とした迎角 α に対する揚力係数と抗力係数が用いられる。したがって、フィールドによる非定常性の効果を抽出するためには、風洞における定常状態での回転翼の実験と比較することが有意であるが、フィールドによる非定常流れ下の翼性能を風洞実験と比較する場合、翼に対する流入風の迎角を同一条件で測定する必要があると考えられる。本実験の局所迎角 α は翼に取り付けたピトー管により測定しているが、風洞における回転翼実験の場合、ロータモデルは大きさの制約を受け、翼にピトー管を取り付けることは難しい。

そこで、フィールドの風力タービン上流の風速とロータ回転数から局所迎角 α の算出が可能であるかを検証した。この手法が可能であれば風洞実験でも上流風速およびロータ回転数から局所迎角 α を算出し、局所迎角で風洞とフィールドの評価方法を合わせることが可能となる。

本章ではフィールド実験において、風車上流に設置された風速計とロータ回転数から幾何学的に迎角 α_∞ を算出し、局所迎角に補正する。補正式はビオ・サバールの法則とシュリティング・トロッケンブロード⁽⁸⁾による方法の二つを用いた。ここでビオ・サバールの法則で算出されるものを α_B 、シュリティング・トロッケンブロードによる方法で算出されるものを α_S と定義する。

各ヨー角によって回転翼への流入風の変動が異なるため実験データを $\phi=0^\circ$ 、 $\pm 15^\circ$ 、 $\pm 30^\circ$ 、 $\pm 45^\circ$ の7条件に分類し α_B および α_S と局所迎角 α の比較を行った。

3.2 局所迎角の補正方法

フィールドのような開放空間における局所迎角 α は翼周りの循環による吹上げ流により、十分上流の流れを基準とした迎角 α_∞ と差を生じる。そこで吹上げ角 α_w の推定を行うことにより局所迎角 α を求めるための補正を行った。以下に局所迎角 α 、迎角 α_∞ 、吹上げ角 α_w の関係式を示す。概要については図 3.1 に示す。

$$\alpha_\infty = \alpha - \alpha_w \quad (3.1)$$

次に吹上げ角 α_w の概算方法であるビオ・サバールの法則を用いる方法とシュリティング・トロッケンブロードによる方法について説明する。

(1) ビオ・サバールの法則を用いる方法

ビオ・サバールの法則によるとある点の誘導速度は渦糸およびその糸から渦糸に引いた垂線の両方を含む面に垂直な方向に作用するので、以下の関係が得られる。

$$\alpha_w = \arcsin\left(\frac{w_i}{W}\right) \quad (3.2)$$

ここで翼周りの循環 Γ を考えると、循環 Γ は翼周りを包む閉曲線に沿って流速を積分して得られるので、誘導速度 w_i は循環 Γ を用いて以下の式で表せる。

$$w_i = \frac{\Gamma}{2\pi l_{pt}} \quad (3.3)$$

ここで l_{pt} は 7 孔ピトー管先端から翼の空力中心までの距離である。循環 Γ は以下の式で定義されるので、

$$\Gamma = \frac{1}{2} W c C_l \quad (3.4)$$

したがって式(3.2)は以下のように表すことができる。

$$\alpha_w = \arcsin\left(\frac{c C_l}{4\pi l_{pt}}\right) \quad (3.5)$$

空力中心を前縁から $0.25c$ の位置にあると考えると、本研究では翼前縁から $1c$ 上流にピトー管があるため、 $l_{pt}=c+0.25c=1.25c$ となり、以下の式になる。

$$\alpha_w = \arcsin\left(\frac{C_l}{5\pi}\right) \quad (3.6)$$

ここで揚力係数 C_l は翼厚方向力係数 C_n と近似した値を示すと見なすと、以下の式が得られる。

$$\alpha_w = \arcsin\left(\frac{C_n}{5\pi}\right) \quad (3.7)$$

これを式(3.1)へ代入すると以下の式となる。

$$\alpha = \alpha_\infty + \arcsin\left(\frac{C_n}{5\pi}\right) \quad (3.8)$$

(2) シュリティング・トロッケンブローによる方法

図 3.2(a)の点線で示す翼形状を実線で代表するスケルトンラインで考える。薄翼理論 (Skeleton Theory) からそれらの翼に働く揚力はほぼ一致する。また、図 3.2(b)に示すように翼周りの循環はスケルトンライン上の連続する渦の集合と考えられる。ここでスケルトンラインはわずかな反りで、翼弦線のわずかに上に在ると考えると、図 3.2 (c)に示すように翼弦線上に渦が分布していると見なすこと

ができる。循環の分布を $k(x)$ で表すと、微小長さ dx における循環 $d\Gamma$ は次の式で表される。

$$d\Gamma = k(x)dx \quad (3.9)$$

したがって、 xz 平面上の任意の点 (x, z) における z 方向の速度 $w_i(x, z)$ はビオ・サバールの法則から次の式で表される。ここで x' は翼弦線上の点である。

$$w_i(x, z) = -\frac{1}{2\pi} \int_0^f k(x') \frac{x - x'}{(x - x')^2 + z^2} dx' \quad (3.10)$$

ここで任意の点は翼弦線上 ($z=0$) にあると考え、 $x=X/c$ 、 $x'=X'/c$ とすると式(3.10)は以下の様になる。

$$w_i(X) = -\frac{1}{2\pi} \int_0^1 k(X') \frac{dX'}{X - X'} \quad (3.11)$$

2次元翼における循環の分布に対するフーリエ級数は Brinbaum、Ackermann、Glauert⁽⁹⁾の研究により求められており、次のようになる。

$$k(\phi) = 2W \left(A_0 \tan \frac{\phi}{2} + \sum_{n=1}^N A_n \sin n\phi \right) \quad (3.12)$$

また、 X 、 X' はそれぞれ以下の式で置ける。

$$X = \frac{1}{2}(1 \pm \cosh \phi) \quad (3.13)$$

$$X' = \frac{1}{2}(1 + \cos \phi') \quad (3.14)$$

式(3.11)は式(3.12)、式(3.13)、式(3.14)を用いて以下の様に表せる。

$$w_i(\phi) = \frac{W}{\pi} \int_0^\pi \left(A_0 \tan \frac{\phi'}{2} + \sum_{n=1}^N A_n \sin n\phi' \right) (-\sin \phi') d\phi' \quad (3.15)$$

また、Jaekel⁽¹⁰⁾により以下の関係式が示されている。

$$\frac{1}{\pi} \int_0^\pi \frac{\cos n\phi'}{\pm \cosh \phi - \cos \phi} = (\pm 1)^{n+1} \frac{\cosh n\phi - \sinh n\phi}{\sinh \phi} \quad (3.16)$$

式(3.15)は式(3.16)の関係と式(3.13)と式(3.14)を再代入することで以下の式になる。

$$w_i(X) = W \left\{ -A_0 \left(1 - \sqrt{\frac{X-1}{X}} \right) + \sum_{n=1}^N A_n \left[1 - 2X \left(1 - \sqrt{\frac{X-1}{X}} \right) \right]^n \right\} \quad (3.17)$$

式(3.2)より式(3.17)は以下の様に表される。

$$\alpha_w = \arcsin \left\{ -A_0 \left(1 - \sqrt{\frac{X-1}{X}} \right) + \sum_{n=1}^N A_n \left[1 - 2X \left(1 - \sqrt{\frac{X-1}{X}} \right) \right]^n \right\} \quad (3.18)$$

ここで翼は平板であると仮定すると、 $A_0 = \alpha_\infty$ 、 $A_n = 0$ となり以下の式になる。

$$\alpha_w = \arcsin \left[-\alpha_\infty \left(1 - \sqrt{\frac{X-1}{X}} \right) \right] \quad (3.19)$$

また $w_i < 1$ なので式(3.19)は以下の式になる。

$$\alpha_w = -\alpha_\infty \left(1 - \sqrt{\frac{X-1}{X}} \right) \quad (3.20)$$

したがって式(1)の関係から式(3.20)は以下の式になる。

$$\alpha = \alpha_\infty \sqrt{\frac{X-1}{X}} \quad (3.21)$$

本研究では、ピトー管先端の位置 X は測定断面前縁から翼弦延長線上で1翼弦長分の位置なので $X=-1$ となる。またここでは翼は平板翼という仮定の上で式を解いているので $\alpha=0$ のとき、揚力は零である。しかし実際は非対称翼を用いるので $\alpha=0$ のときも揚力が発生している。そのため迎角は零揚力角 α_0 の分だけ補正する必要がある。それを考慮し式(3.21)を書き直すと以下の式になる。

$$\alpha - \alpha_0 = \sqrt{2}(\alpha_\infty - \alpha_0) \quad (3.22)$$

式(3.20)を整理すると以下の式が得られる。

$$\alpha = \sqrt{2}\alpha_\infty + (1-\sqrt{2})\alpha_0 \quad (3.23)$$

以上の2つの方法から α_∞ を補正する式(3.8)と式(3.23)が得られた。今回使用した測定断面の翼型は NACA63-618 であり、風洞実験での報告^[11]より零揚力角は $\alpha_0 = -3.8^\circ$ であった。

3.3 実験結果および考察

図 3.3(a)～(g)に各ヨー角における実測の局所迎角 α とピオ・サバールの法則より算出した α_B と、シュリティング・トロッケンブロードの方法により算出した α_S の翼車1回転中の変化について示す。図の縦軸は α , α_B , α_S 、横軸はアジマス角 ψ を示す。それぞれの値はアジマス角 10° の幅で平均している。

各ヨー角での α , α_B , α_S の翼車1回転中の変動は翼の下降時 ($0^\circ < \psi < 180^\circ$) でアジマス角の増加にしたがい減少し、上昇時 ($180^\circ < \psi < 360^\circ$) でアジマス角の増加にしたがい増加している。これは境界層による高さごとの速度分布の変化が大きく影響し、主流風速が小さくなる場合に α , α_B , α_S は減少し、主流風速が大きくなる場合に増加していると考えられる。

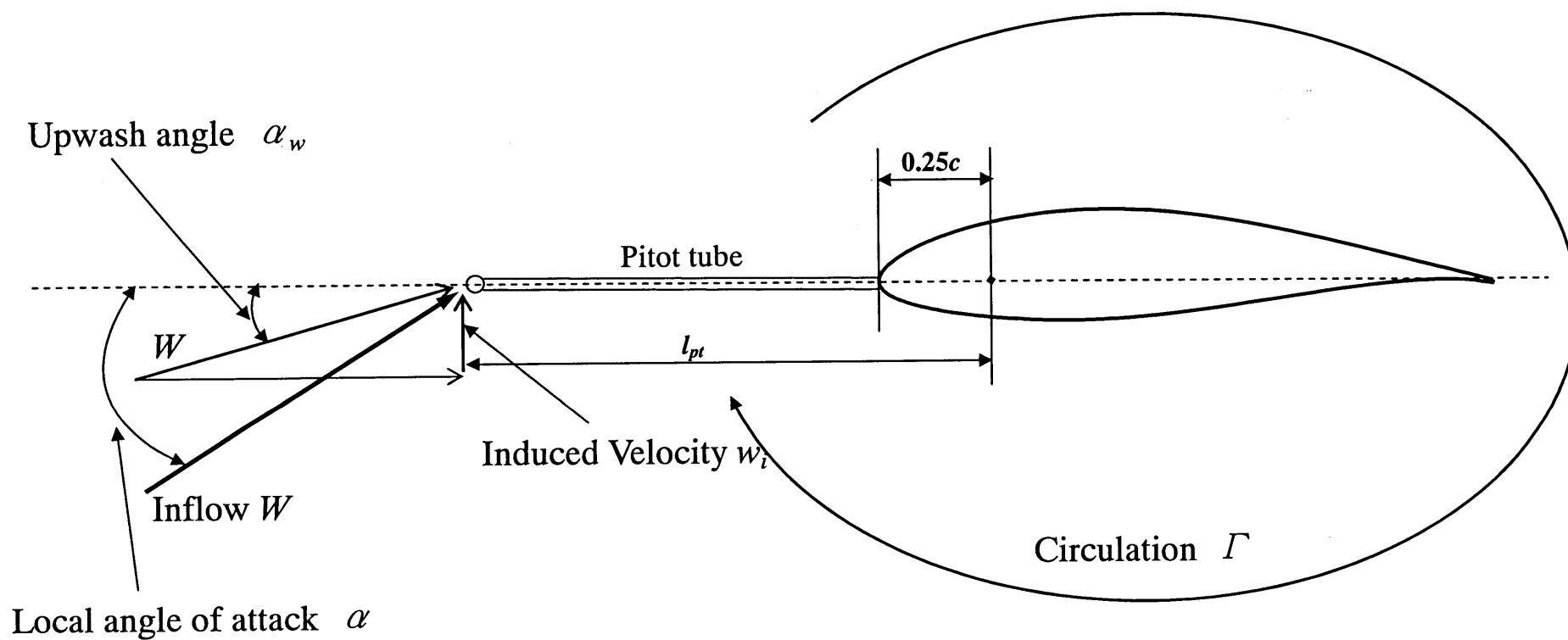
図 3.3(a)～(g)より α_S は α に比べ各ヨー角で大きい値を示す範囲が多く見られ

る。しかし、ヨー角の絶対値が大きくなるにしたがい、 α_s と α の差が小さくなる。この理由として零揚力角の変化が考えられる。本実験では最適ピッチ角に近い状態で風車を運転し、零揚力角を示す低迎角での測定ができなかったため、零揚力角は静的実験で測定されたものを使用した。しかし α_s が α に比べ大きい値を示すことから式(3.23)よりフィールドなどの動的状態では零揚力角が $\alpha = -4^\circ$ よりも大きいということが考えられる。また、ヨー角の絶対値が大きくなるにつれ翼車1回転中での翼に対する流れの変動も大きくなり静的状態とは異なる方向になるが、本実験では逆の傾向を示した。

図 3.3(a)~(c)より $\phi = 0^\circ \sim \pm 15^\circ$ の低ヨー角の場合、 α_B と α は似た変動を示した。しかし、 $\phi = 30^\circ$ および $\phi = 45^\circ$ では局所迎角 α に比べ、 α_B が小さい。この原因としては α_B の計算時、回転翼であるため正確な迎角を測定できないので揚力係数 C_l を用いず翼圧方向力係数 C_n を用いたことが挙げられる。この二つの係数の違いが α_B と α が異なる原因であると考えられる。しかし、これは回転翼で実験する限り解決できないことであり、ビオ・サバールの法則を用いる方法は局所迎角 α の予測にこれ以上の進展は難しいと言える。

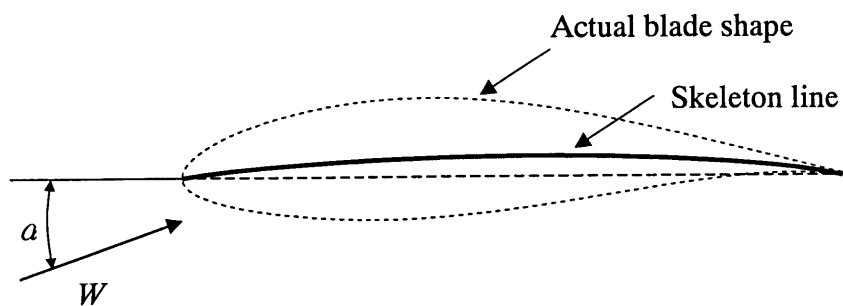
3.4 まとめ

1. シュリティング・トロッケンブロードの方法により算出した α_s の翼車1回転中の変動は α に比べ各ヨー角で大きい値を示す傾向があり、ヨー角の絶対値が大きくなるにしたがい一致する傾向がある。しかし、各ヨー角で翼車1回転中の変動は似ている。この原因として静的状態と動的状態での零揚力角の違いが考えられる。今後、動的状態での零揚力角を測定することにより迎角 α_∞ から局所迎角の予測が可能となる。
2. ビオ・サバールの法則より算出した α_B の翼車1回転中の変動は低ヨー角の場合、 α と似た変動を示したが、 $\phi = 30^\circ$ および $\phi = 45^\circ$ では一致しない。この原因としては α_B の計算時に揚力係数 C_l の近似値として翼圧方向力係数 C_n を用いなければならないことが挙げられる。しかし、本実験は回転翼であるため正確な揚力係数が測定できないのでビオ・サバールの法則からの局所迎角 α の予測にはこれ以上の進展は難しいと考えられる。

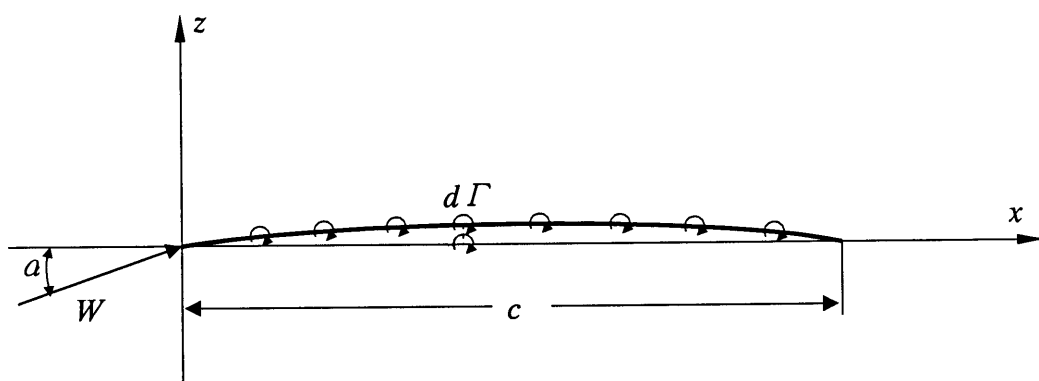


Upwash correction of local angle of attack : $\alpha_\infty = \alpha - \alpha_w$

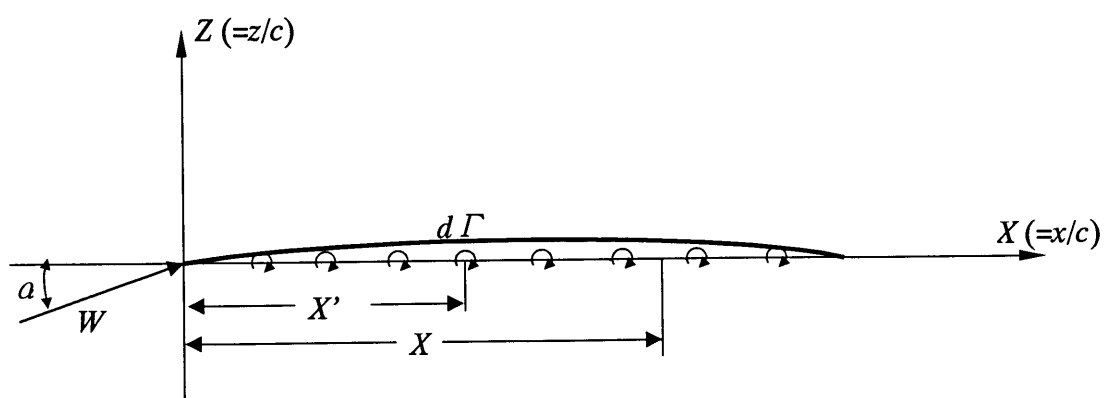
図 3.1 迎角 α_∞ 、局所迎角 α 、循環による吹き上げ角 α_w の関係図



(a) 迎角を持つ薄翼



(b) スケルトンライン上の渦分布



(c) 翼弦線に移した渦分布

図 3.2 薄翼理論説明図

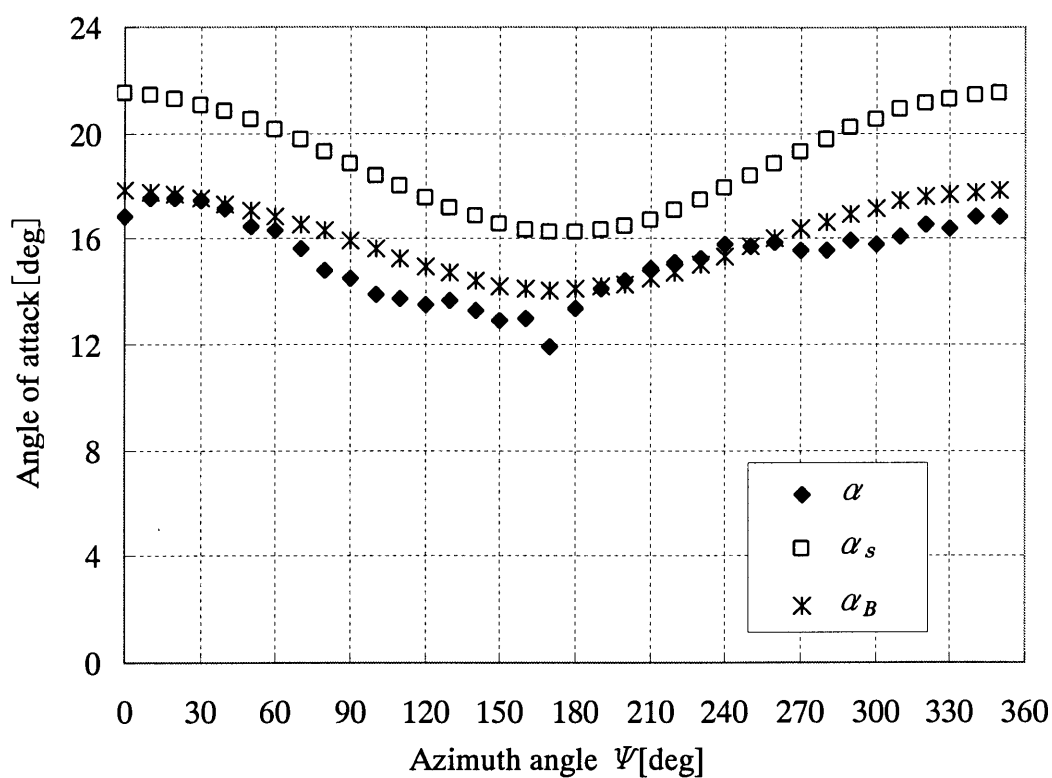


図 3.3(a) $\Phi=0^\circ$ における α , α_B , α_s の変化

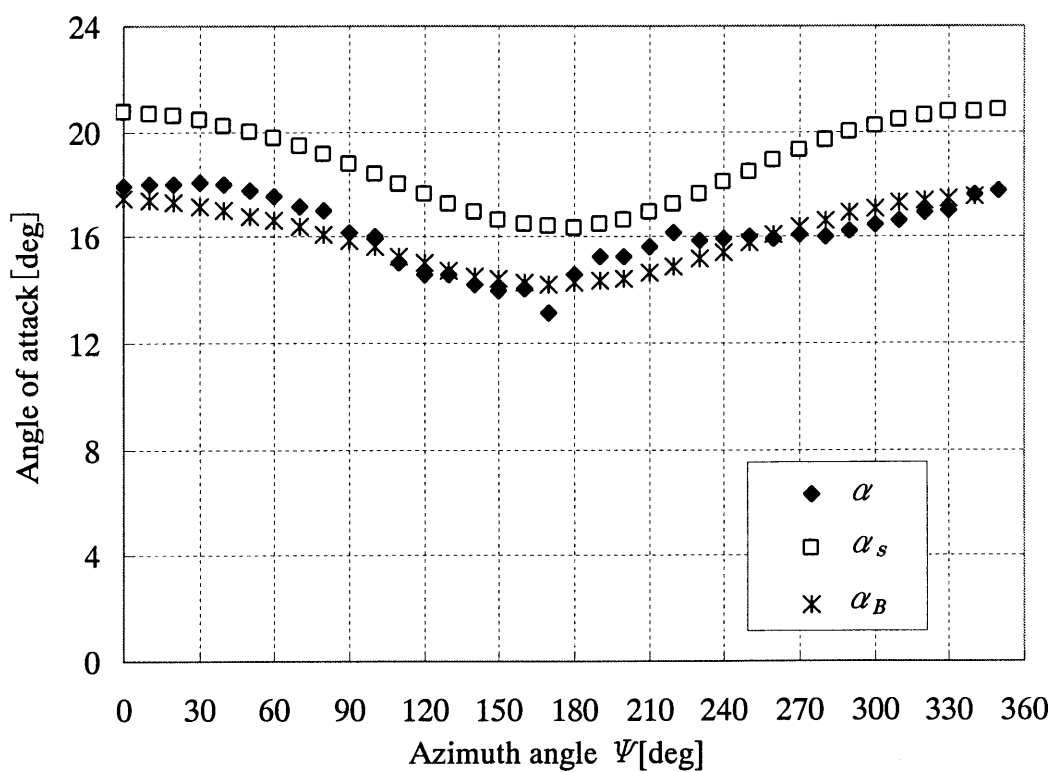


図 3.3(b) $\Phi=+15^\circ$ における α , α_B , α_s の変化

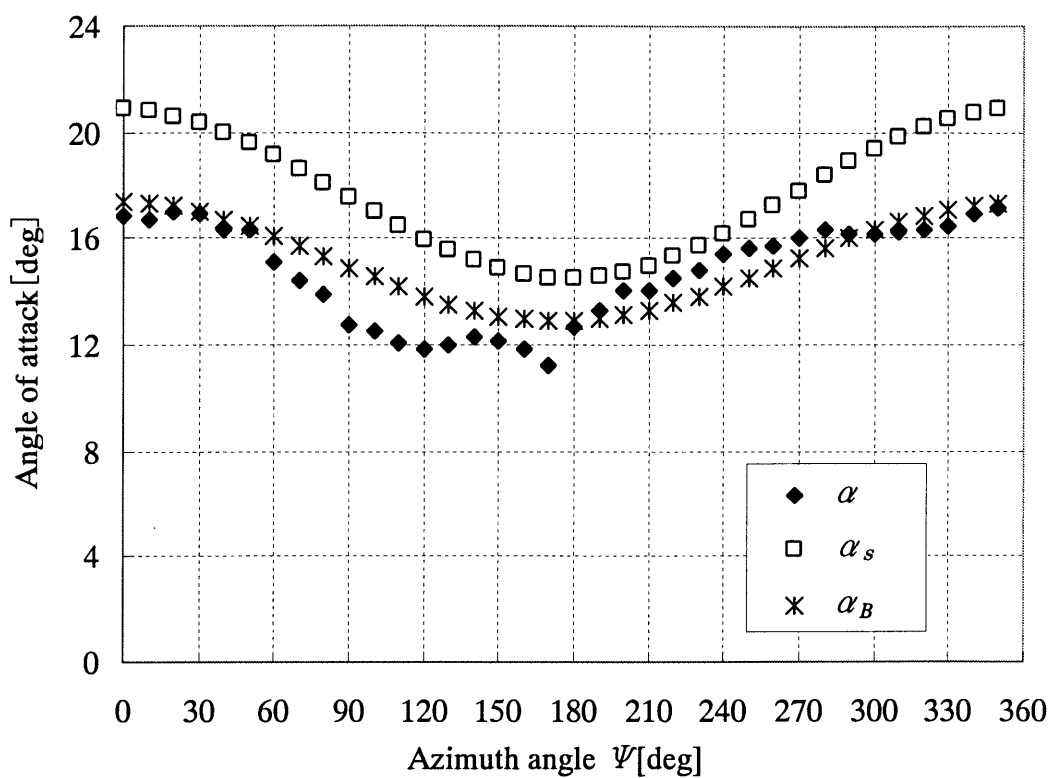


図 3.3(c) $\Phi = -15^\circ$ における α , α_B , α_s の変化

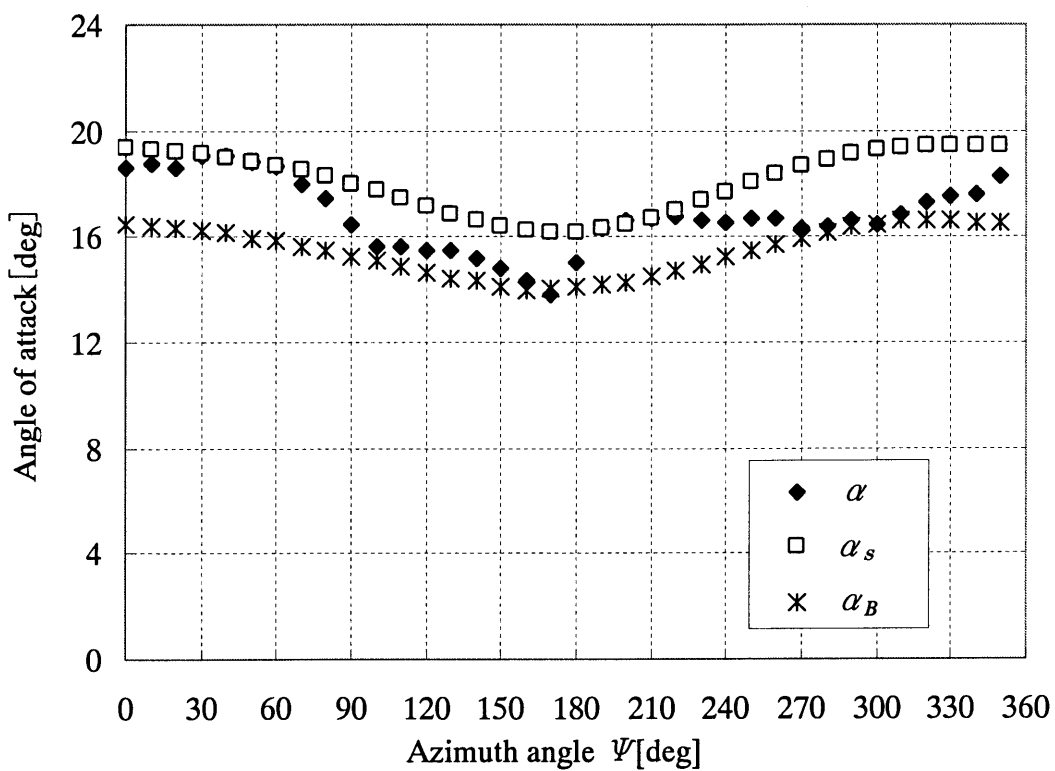


図 3.3(d) $\Phi = +30^\circ$ における α , α_B , α_s の変化

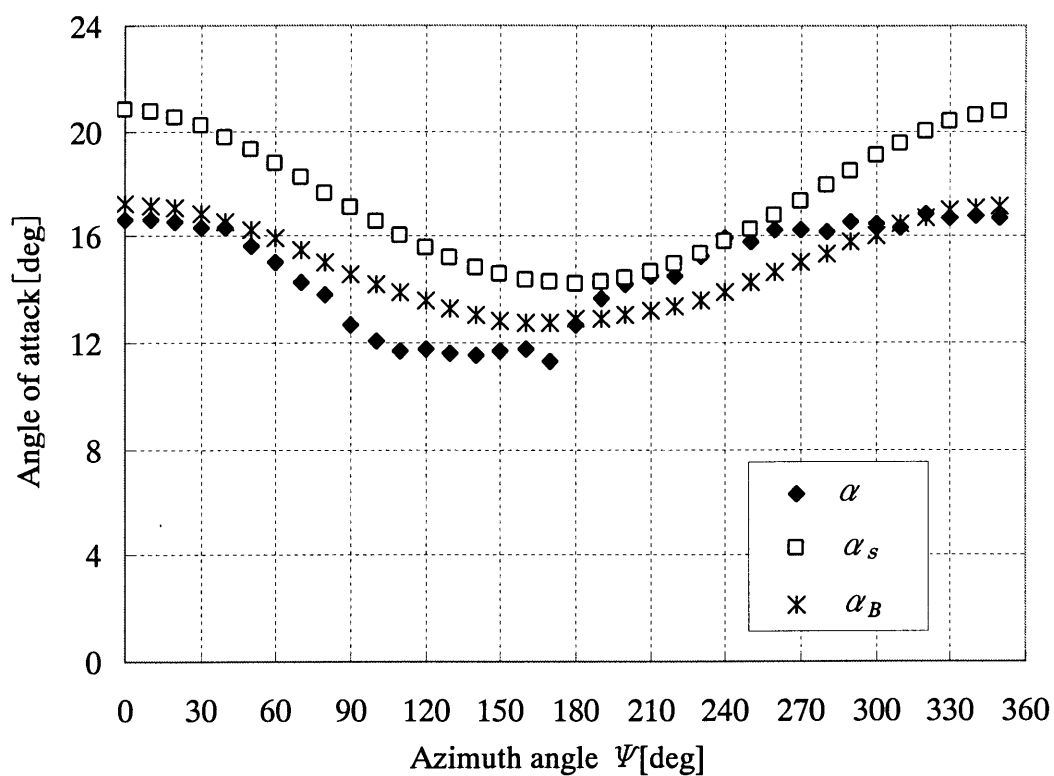


図 3.3(e) $\phi = -30^\circ$ における α , α_B , α_s の変化

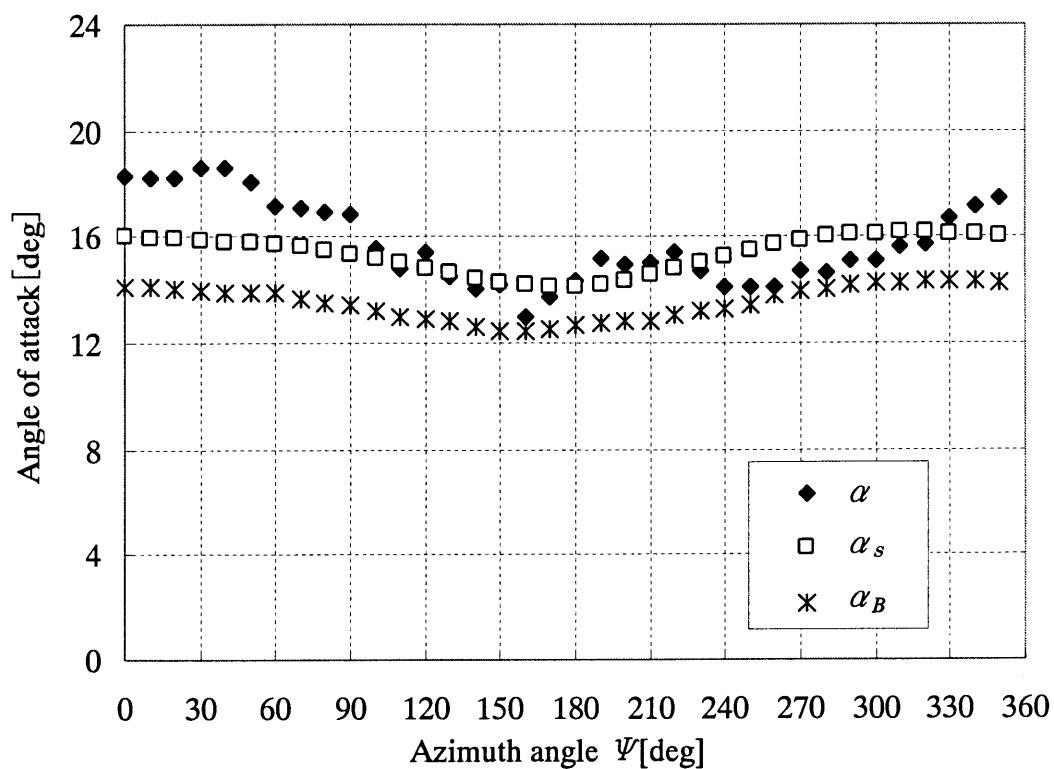


図 3.3(f) $\phi = +45^\circ$ における α , α_B , α_s の変化

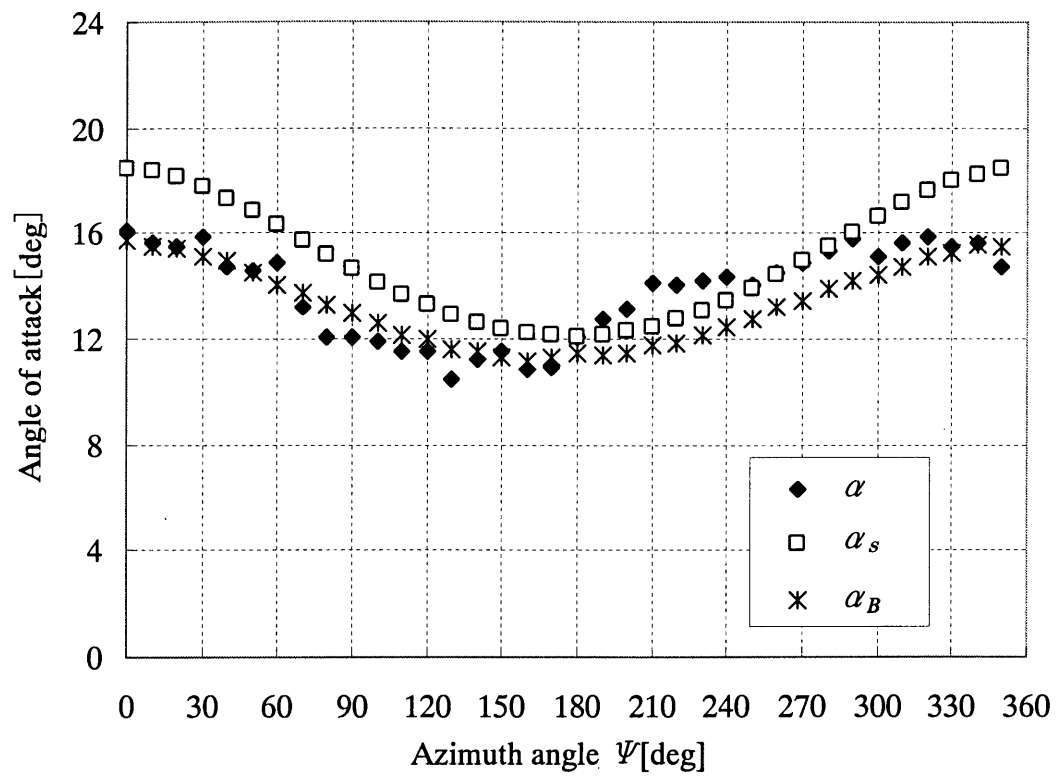


図 3.3 (g) $\phi = -45^\circ$ における α , α_B , α_S の変化

結言

フィールド風力タービン翼に圧力センサを搭載し、回転中の翼面圧力を測定した。また翼根元に歪ゲージを貼り、翼に発生するフラップモーメントとリードラグモーメントを測定した。これら測定した翼に発生する流体力とヨー角の関係を考察した。また、回転翼の迎角を推定するための手法を検討した。以下に、そのまとめを示す。

1. 本研究を行ったフィールドにおいては風が地表面の影響を受け常に大気境界層を形成しており、翼性能へ影響を与える。
2. 翼車 1 回転中で局所滑り角の上昇時と下降時で翼性能は異なり、下降時で翼性能が高い。理由として、局所滑り角の下降時では翼の後縁側に翼面上のねじり境界層による縦渦を伴った風が流入し負圧を高くすることが考えられる。
3. 各ヨー角で局所滑り角上昇時と下降時で失速角 $\alpha=14^\circ$ における翼厚方向力係数 C_n に差が生じる。これは $\alpha=14^\circ$ を示す点での滑り角変化の勾配が関係していると考えられる。
4. 翼車 1 回転中において局所滑り角と大気境界層の関係上、ヨー角 $\phi>0^\circ$ よりも $\phi<0^\circ$ で翼根モーメントが小さくなる。また、ヨー角の絶対値が大きくなるにつれ翼車 1 回転中での翼根モーメントの変動幅も大きくなる。
5. シュリティング・トロッケンブロードの方法により算出した α_s の翼車 1 回転中の変動は実測の局所迎角 α に比べ各ヨー角で大きい値を示す傾向があり、ヨー角の絶対値が大きくなるにしたがい一致する傾向がある。しかし、各ヨー角で翼車 1 回転中の変動は似ている。この原因として静的状態と動的状態での零揚力角の違いが考えられる。今後、動的状態での零揚力角を測定することにより迎角 α_∞ から局所迎角の予測が可能となる。
6. ビオ・サバールの法則より算出した α_B の翼車 1 回転中の変動は低ヨー角の場合、実測の α と似た変動を示したが、 $\phi=30^\circ$ および $\phi=45^\circ$ では一致しない。この原因としては α_B の計算時に揚力係数 C_l の近似値として翼圧方向力係数 C_n を用いなければならないことが挙げられる。しかし、本実験は回転翼であるため正確な揚力係数が測定できないのでビオ・サバールの法則からの局所迎角 α の予測にはこれ以上の進展は難しいと考えられる。

参考文献

- (1) 小濱泰昭, 後退翼における境界層の乱流遷移, 日本機械学会論文集(B 編), 58 巻, P3054-3055 (1992-10)
- (2) 西山哲男, 翼型流れ学, 日刊工業新聞社, 1998 年
- (3) 丹羽晃, フィールドロータエアロダイナミクスの実証的研究, 三重大学大学院工学研究科修士論文, 平成 13 年度
- (4) 加藤淳志, フィールド水平軸風車翼の空気力学的研究, 三重大学大学院工学研究科修士論文, 平成 14 年度
- (5) 宮田繁, フィールド水平軸風車翼の性能に関する研究, 三重大学大学院工学研究科修士論文, 平成 15 年度
- (6) 佐藤隆, フィールド水平軸風車翼の性能予測に関する研究, 三重大学大学院工学研究科修士論文, 平成 16 年度
- (7) 近藤崇, フィールド水平軸風車翼の非定常特性に関する研究, 三重大学大学院工学研究科修士論文, 平成 17 年度
- (8) H.Schlichting、E.Truckenbrodt、H.J.Ramm
AERODYNAMICS OF THE AIRPLANE
McGraw-Hill International Book Company
- (9) H.Glauert The Elements of Aerofoil and Airscrew Theory
Cambridge University Press 1947
- (10) K.Jaeckel Eine Formel für die von einem dünen Tragflügelprofil induzierte
Geschwindigkeit in Punkten
die auf der verlängerten Sehne liegen ,Lufo 1939
- (11) I.H.Abbott and Albert E.Von Doenhoff, THEORY OF WING SECTIONS.

- (12) 吉田正邦, 変動圧測定における導圧管の周波数伝達特性, 風工学シンポジウム(1986), 58 巻
- (13) 今村博, 他 2 名, 斜め流入風における水平軸風車ロータ周りの非定常流れ (速度場と流体力の計測および推定), ターボ機械, 第 33 巻, 第 3 号(2005)
- (14) 松本耕一, 高性能水平軸風車専用翼設計手法の開発研究, 三重大学大学院工学研究科修士論文, 平成 14 年度
- (15) 山本直弘, フィールド水平軸風車翼の性能に関する研究, 三重大学大学院工学研究科修士論文, 平成 12 年度

謝辞

本研究を行うにあたり終始温かく適切なアドバイスをいただいた前田太佳夫教授、機械に関する知識や様々な知恵を教えていただいた鎌田泰成助教授に心より感謝の意と表します。また、工作に関することをご指導いただいた堀場映次技官、研究室を明るく楽しい雰囲気にし、日ごろからたくさんのお世話をしていただいた都築修子さん、本当にありがとうございました。心より厚く感謝致します。

フィールドチームとしてこれまで共に過ごした仲間には本当に感謝の気持ちでいっぱいです。頼りない私を持ち前の器用さと回転の早さで支えてくれた内藤啓太君、鋭い洞察力と冷静さで私に足りない部分を補ってくれた古澤雅佳君、明るく素直でなんとも憎めないキャラの相見幸人君、また一年間フィールドチームとして作業してくれた大内由祐君、本当にありがとうございました。フィールドチームとしてみんなと過ごした日々は本当に楽しかったです。また、実験設備を構築していただいた先輩方、特に未熟な私にたくさんの指導をいただいた佐藤隆先輩、近藤崇先輩に心より厚く感謝致します。

また、同期の藤岡秀康君、有賀紘真君、中野桂太君には論文作成にあたりたくさんの助言や指摘をして頂きました。論文作成以外にも3人とは共に様々なことを経験し、たくさんの思い出を共有できたと思います。本当にありがとうございました。

平成19年2月13日

田中圭