

平成 29 年度 修士論文

水平軸風車最適運転状態における 翼周囲流れの実験的研究

2018 年 2 月 2 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

エネルギー環境工学研究室

伊藤 駿平

目次

第1章	緒言	(1)
1.1	研究背景	
1.1.1	再生可能エネルギー	
1.1.2	風力発電	
1.2	水平軸風車翼周りの流れ場に関する研究	
第2章	主な記号および座標系	(7)
2.1	主な記号	
2.2	座標系	
2.2.1	静止座標系	
2.2.2	回転座標系	
第3章	実験装置および実験方法	(11)
3.1	実験装置	
3.1.1	風洞	
3.1.2	供試風車	
3.1.3	レーザドップラ流速計 (LDV)	
3.2	実験方法	
3.2.1	実験条件	
3.2.2	翼面周りにおける速度分布の測定方法	
3.2.2.1	LDV プロブの配置	
3.2.2.2	翼面に対する測定位置の決定	
第4章	実験結果および考察	(31)
4.1	翼周囲流れ	
4.1.1	速度ベクトルによる流れの可視化	
4.1.1.1	回転軸を含む(XZ 平面)の実験結果および考察	
4.1.1.2	翼断面周りの流れ(XY 平面)の実験結果および考察	
4.1.1.3	回転面と平行な面(YZ 平面)の実験結果および考察	
4.1.2	翼周囲における循環量	
4.1.2.1	円筒座標系における循環量計算	
4.1.2.2	直交座標系における循環量計算	
4.1.2.3	ビオ・サバールの法則による循環量	
4.1.2.4	アジマス角変化による循環量	
4.1.2.5	翼端近傍流れの循環量	

第5章 結言	(69)
参考文献	(70)
謝辞	(72)

第1章 緒言

1.1 研究背景

1.1.1 再生可能エネルギー

再生可能エネルギーは、化石燃料以外のエネルギー源のうち永続的に利用できるものを利用したエネルギーである^[1]。また、再生可能エネルギーは、温室効果ガスを排出せず、資源の乏しい我が国のエネルギー自給率の向上や化石燃料輸入の削減に寄与するエネルギー源であり、エネルギー安全保障にも寄与できる。その役割は非常に重要視されている。我が国のエネルギー需要は、1960年代以降急速に増大した。それまでは、国産石炭が我が国のエネルギー供給の中心を担っていた。その後、国産石炭が価格競争力を失う中で、我が国の高度経済成長期をエネルギー供給の面で支えたのが、中東地域などで大量に生産されている石油であった。我が国は、安価な石油を大量に輸入し、一次エネルギー国内供給の多くを石油に依存していた。しかし、第四次中東戦争を契機に発生した第一次石油ショックによって、原価価格の高騰と石油供給断絶の不安を経験した我が国は、エネルギー供給を安定化させるため、石油依存度を低減させ、石油から石炭、天然ガス、原子力、再生可能エネルギーなどの石油代替エネルギーへのシフトを進めてきた。我が国は、エネルギー源の中心となっている化石燃料に乏しく、海外からの輸入に頼るという根本的な脆弱性を抱えており、エネルギー国内外の状況の変化に大きな影響を受けやすい構造を有している。国民生活と産業活動の血脈であるエネルギーの安定的な確保は、国の安全保障にとって不可欠なものであり、我が国にとって常に大きな課題であり続けている。さらに国際的な地政学的構造の大きな変化に直面する中で、我が国のエネルギー安全保障を巡る環境は、厳しさを増している。このような我が国の状況に対応するために、再生可能エネルギーの導入拡大に向けた取組が行われている。2014年6月に閣議決定された「エネルギー基本計画」^[1]及び2015年7月に策定された「長期エネルギー需給見通し」^[2]は、徹底した省エネルギーの推進、再生可能エネルギーの最大限の導入と国民負担抑制の両立等を進めていくことを目的としている。エネルギー基本計画において2013年度から3年程度、導入を最大限加速し、その後も積極的に推進していくこととされており2016年度においても、低コスト化に向けた研究開発、系統の増加の取組、規制の合理化を着実に進められてきた。具体的な取組として、固定価格買取制度^[3]の見直しを始め、系統整備や系統運用ルールを整備、発電設備の高効率化・低コスト化や系統運用の高度化に向けた技術開発、必用に応じた関連規制の合理化に取組、エネルギーミックスにおいて示された2030年度における再エネの導入水準(22~24%)の実現に向けて進めていくこととしている。エネルギー自給率の向上に寄与し、環境適合性に優れる再生可能エネルギーの最大限の導入拡大が進められている。

1.1.2 風力発電

再生可能エネルギーの一つである風力エネルギーは地球温暖化の原因である温室効果ガスを排出しないクリーンエネルギーである^[5]。また、日本が持続可能なエネルギーシステムを構築していくため、風力発電は極めて重要な電源の一つである。さらに、再生可能エネルギーの中でも風力発電の発電コストは低いため、日本でも導入が進められている。1997年度に開始された設備導入支援を始め、1998年度に行われた電力品質確保に係る系統連系技術要件ガイドラインの整備や2003年度のRPS法の施行を通じて着実に導入が進み、2012年に開始した固定価格買取制度により、今後さらなる風力発電の導入が拡大することが見込まれる^[6]。

国内における年度別風力発電設備容量と総設置基数の推移を図1.1に示す。図より、2016年度末における定格出力10kW以上の風力発電設備の総設備容量は約3.4GW、総設置基数は2203基となっている。総設備容量は前年比で約7.8%増加していることから、今後も風力発電設備導入が続くと予想される。また風力発電設備立地の制約から、単機当たりの発電量の増加が必要とされている。日本における年度別風力発電の出力階層別導入基数の推移を図1.2に示す。2006年度以降、定格出力1.75MW以上の風車が多く導入され、2009年度以降、定格出力1.75MW以上の風車の導入設置基数における割合は半数以上に及ぶ^[8]。こうした導入量の加速的増加は、事業規模や風車の大型化等にもよっている。これは風力発電の立地での制約や建設コストの低減を背景として、導入に際して一箇所あたり、単機当たりの発電量の最大化が意図されていると考えられ、今後もウィンドファームや単機当たりの大型化の傾向が続くものと思われる。

一方、世界の風力発電設備容量も近年急速に増加している。世界における年度別風力発電設備容量を図1.3に示す。図より、2016年における総設備容量は約487GWであり、前年から12.5%増加している。2016年の各国における新規風力発電設備容量を図1.4に示す。図1.4より、中国が最も風力発電設備容量を増加しており、新規風力発電設備容量は世界の43%を占める23GWである。次に2016年の各国における発電設備容量を図1.5に示す。図より、最も風力発電設備容量の多い国は中国であり、総風力設備容量は169GWに上り、これは世界の35%を占める^[8]。

1.2 水平軸風車翼周りの流れ場に関する研究

風車はロータ翼が回転することで発電を行う。風車の発電効率はロータ翼性能に依存する。ここでロータ翼が回転する原理について説明する。ロータ翼の前縁から流入風が流れることで、ロータ翼が空気中を進行することにより、流入する方向に対し垂直方向に揚力が発生し、平行方向に抗力が発生する。この揚力と抗力から成る合成力の回転方向成分がロータ翼を回転させ、トルクを得る。故に、風車の発電効率及び寿命等の性能を向上させるためには、風車翼性能を向上させることが重要であると考えられる。また、風車の空力

第1章 緒言

特性の把握は、構造設計上、重要である。翼周りの流れ場および風車全体の流れ場は風車の空力特性に大きく関与している。

風車ロータ翼の性能向上や風車ロータ翼周りの流れ場の解析を目的とし、過去に様々な研究が行われてきた。

ロータ翼の性能向上やロータ翼周りの流れ場の解明を目的として、過去に様々な研究が行われてきた。Yuらは非圧縮のレイノルズ平均されたナビエ・ストークス方程式を用いて、ロータ翼面上の流れ場の解析を行った。CFDの結果として、最適運転時における流れ場は実験結果と良く一致した。しかし、低周速比におけるロータ翼負圧面の流れ場は、回転に伴う三次元的な剥離流の存在により実験結果との整合性を得なかった^[9]。そのため、ロータ翼面上の三次元流れに対する更なる理解が必要と結論付けた。Sicotらは、ロータ翼面上の圧力分布からロータ面上の流れ場の解明を試み、ロータ翼の回転時および無回転時における翼面圧力を測定した。この測定により、回転中のロータ翼は無回転時と比較して、ロータ翼面上に作用する負圧が大きくなることを明らかにした^[10]。Mastらは、熱線流速計を用いてロータ翼周りの流れ場を測定し、ロータ翼近傍における誘起速度および循環量を比較、議論した^[11]。熱線流速計はロータ翼近傍流れを測定するための測定装置として非常に便利だと評価したが、ロータ面内の速度分布を測定できない。これは、熱線流速計がロータ面内に入るとロータ翼との干渉を引き起こすためである。そのため、翼面境界層を含む詳細なロータ翼近傍流れを測定できる装置があれば、より深い議論ができると考えられる。Akayらは、ロータ翼根部における流れ場の三次元性と回転効果の検証を行った^[12]。ロータ直径2mの二枚翼アップウインド型水平軸風車に関して、ロータ翼面上の半径方向速度分布が粒子画像計測（Particle Image Velocimeter : PIV）により、測定された。ロータ翼根部の流れ場は複雑であると共に、ロータ翼負圧面において、半径方向外向きの速度の存在を明らかにした。また、同研究機関において、Micallefらによる研究から、ロータ翼周りの三次元流れや翼端渦の影響が調査された^[13]。この調査から、翼端における流れ場は翼端渦の影響により、軸方向及び接線方向の誘導速度の減少を引き起こすことと半径方向内向きの流れの存在を明らかにした。そして、翼端における流れ場は強い三次元流れを有すると考察した。本研究室の過去の実験において、LDVによるロータ翼周りの流れ場を測定したが、流れ場の現象の解明には更なる詳細な実験、考察を行うことが必要であると提唱していた^{[14][15][16]}。このことから、翼周り流れ場の解明に向けた取組は進んでいるが、詳細な流れ場における速度分布は明らかになっていない。したがって、更なる実験的研究と議論が必要であると考えられる。

以上の背景を踏まえて、本研究はロータ翼周りの速度計測を行い、ロータ翼周りに起こる流れ場の現象を捉え明らかにすることを研究目的とした。その手法として、供試風車を風洞内に設置し、レーザドップラ流速計を用いてロータ翼周りを含む風車周囲の速度の測定を行った。

第1章 諸言

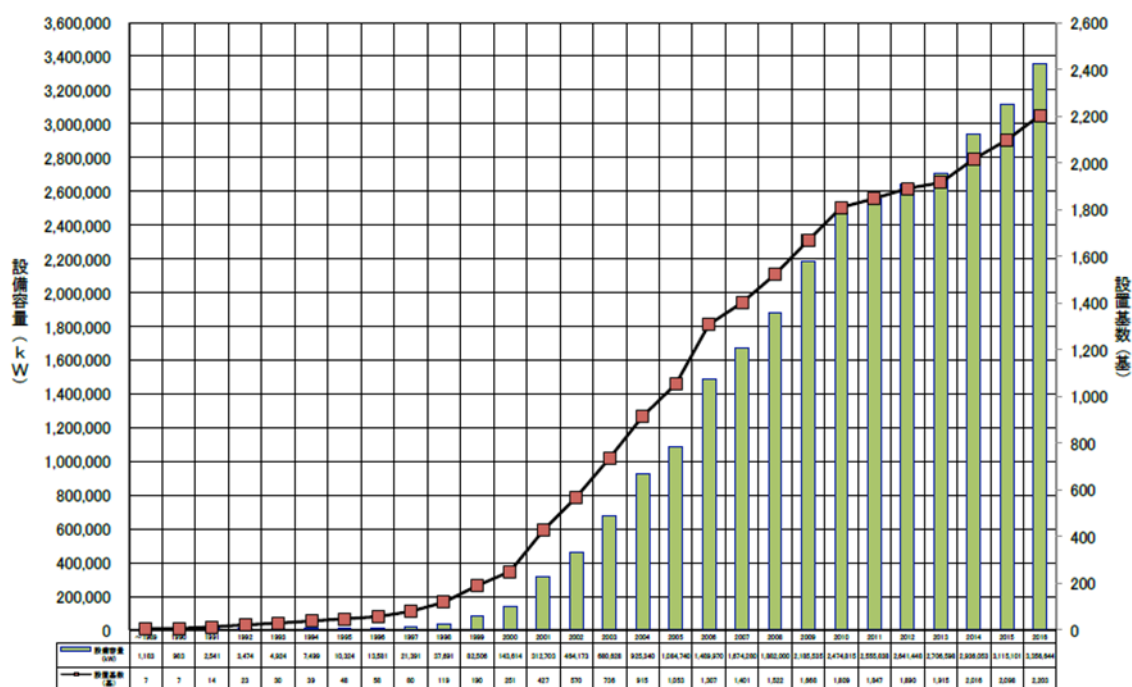


図 1.1 日本における年度別風力発電設備容量と総設置数の推移
NEDO 再生可能エネルギー技術白書，2016 年

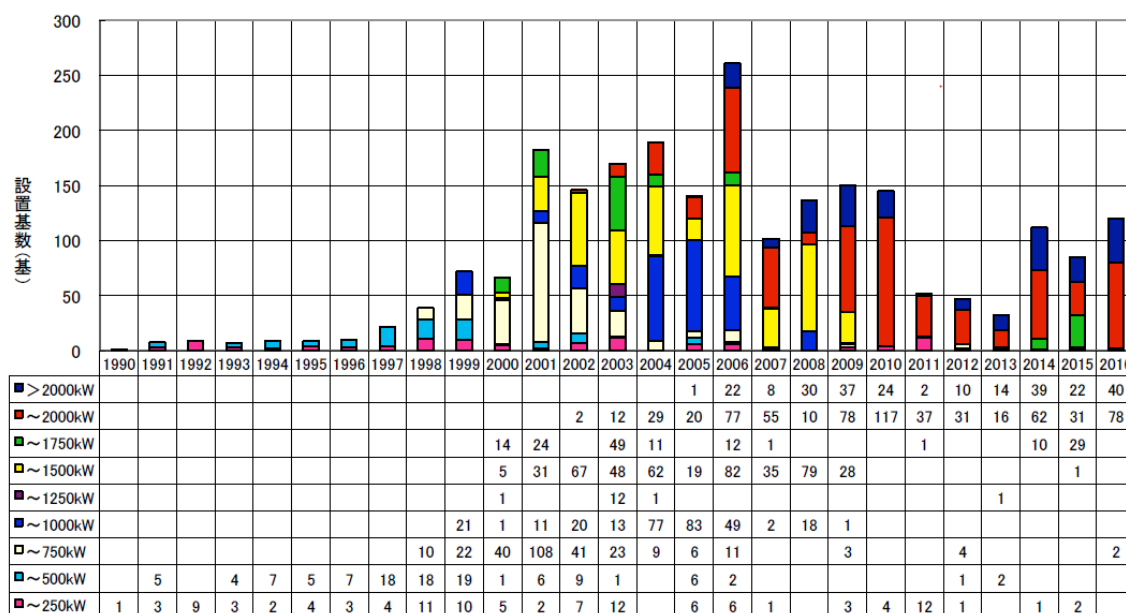


図 1.2 日本における年度別風力発電の出力階層別導基数の推移
NEDO 再生可能エネルギー技術白書，2016 年

第1章 諸言

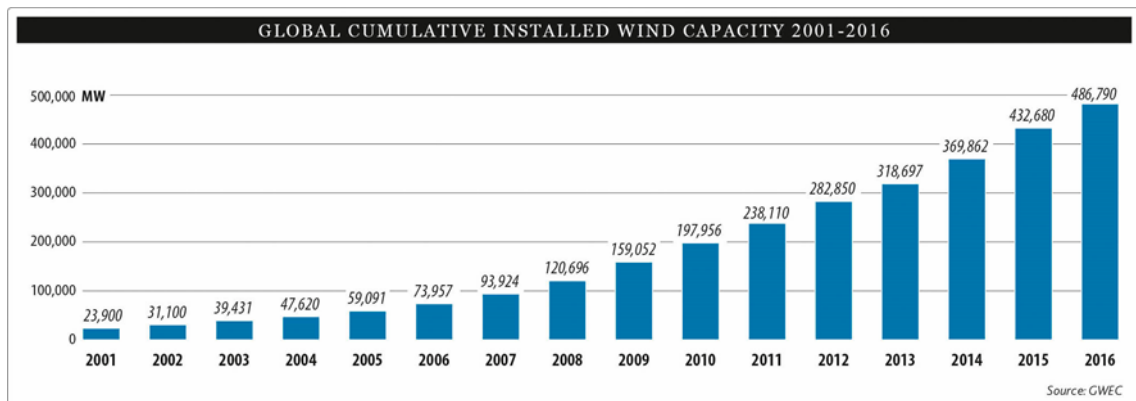


図 1.3 世界の風力発電設備容量

GWEC, Global Wind Report Annual Market Update, 2016 年

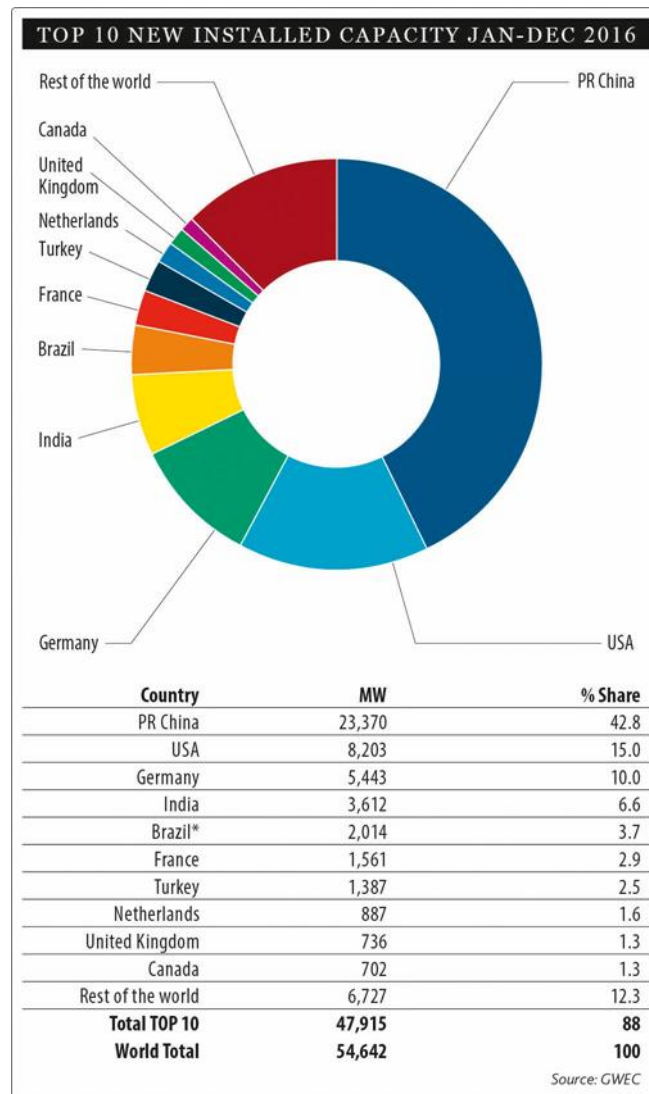


図 1.4 各国の新規風力発電設備容量

GWEC, Global Wind Report Annual Market Update, 2016 年

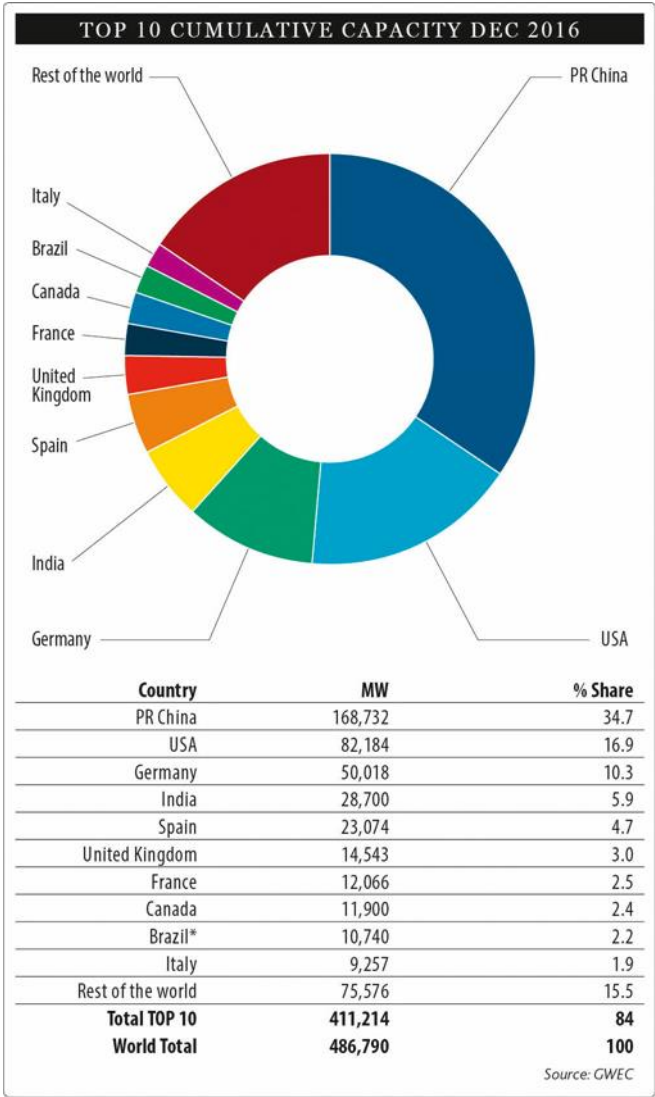


図 1.5 各国の風力発電設備容量
GWEC, Global Wind Report Annual Market Update, 2016 年

第2章 主な記号および座標系

2.1 主な記号

A	: 受風面積= πR^2	[m ²]
c	: 翼弦長	[m]
C_l	: 揚力係数	
C_{power}	: 出力係数= $Q\omega/(1/2\rho\pi R^2 U_0^3)$	
d	: レーザの干渉縞の間隔	[nm]
d_c	: 二点間距離	[mm]
d_x	: 非同期モードでの LDV 測定体積の寸法(x 軸方向)	[mm]
d_z	: 非同期モードでの LDV 測定体積の寸法(z 軸方向)	[mm]
dh	: 線積分の代表長さ (主流方向)	[mm]
dl	: 線積分の代表長さ (周方向)	[mm]
ds	: 閉曲線の微小要素	[m]
D	: ロータ直径=1.6	[m]
f_D	: ドップラ周波数	[Hz]
F	: LDV プローブの焦点距離	[mm]
h	: 主流方向長さ	[m]
l	: 周方向長さ	[m]
Q	: ロータトルク	[N·m]
r	: ロータ半径位置	[m]
R	: ロータ半径=0.8	[m]
Re	: レイノルズ数 ($= cU_{\text{ref}}/\nu$)	
u	: 主流方向速度	[m/s]
u'	: 主流方向変動速度	[m/s]
u_{ave}	: ロータ一回転分の主流方向平均速度	[m/s]
u_1	: LDV による測定速度(主流方向速度)	[m/s]
u_2	: LDV による測定速度(周方向速度)	[m/s]
u_3	: LDV による測定速度(半径方向速度)	[m/s]
U	: 主流方向誘起速度	[m/s]
U_0	: 主流速度=8.0	[m/s]
U_1	: 主流方向誘起速度(2 点の内上流側における速度)	[m/s]
U_2	: 主流方向誘起速度(2 点の内下流側における速度)	[m/s]
U_{ref}	: 幾何学的流入風速	[m/s]

第2章 主な記号および座標系

U_{\max}	: 最大主流方向速度	[m/s]
U_{\min}	: 最小主流方向速度	[m/s]
v	: 周方向速度	[m/s]
v'	: 旋回成分周方向速度	[m/s]
v_{ave}	: ロータ一回転分の周方向平均速度	[m/s]
V	: 閉曲線に対する接線速度成分	[m/s]
V_n	: トレーサ粒子速度	[m/s]
V_{UV}	: u' と v' の合成速度	[m/s]
V_{UW}	: u' と w' の合成速度	[m/s]
w	: 半径方向速度	[m/s]
w'	: 旋回成分半径方向速度	[m/s]
w_{ave}	: ロータ一回転分の半径方向平均速度	[m/s]
β	: ピッチ角=0	[°]
Γ	: 循環量	[m ² /s]
Γ'	: 無次元循環量	[m ² /s]
Δd	: 測定点間隔	[m/s]
ΔU	: 誘起速度	[m/s]
θ	: レーザの交差角	[°]
θ_α	: x 軸と LDV プローブ A の光軸がなす角度=70.0	[°]
θ_β	: 回転角	[°]
θ_{twist}	: ロータ翼のねじり角	[°]
λ	: 周速比 ($=R\omega/U_0$)	
λ_w	: レーザの波長	[nm]
ν	: 空気動粘度	[m ² /s]
ρ	: 空気密度	[kg/m ³]
ψ	: アジマス角	[°]
ω	: ロータ角速度	[rad/s]

2.2 座標系

2.2.1 静止座標系

座標系には直交座標系を用いる。図 2.1 にロータ中心を基点とする静止座標系を示す（風洞および供試風車の詳細は 3.1 節で述べる）。軸方向を X ，鉛直下向き方向を Y ，紙面に対して表から裏に突き抜ける方向を Z とする。

2.2.2 回転座標系

座標系には直交座標系を用いる。回転系における座標系を定義する。図 2.2 は、ロータ翼の測定断面に配置した座標系を示す。主流方向を i 、周方向を j 方向、半径方向を k とする。原点は回転中心である。

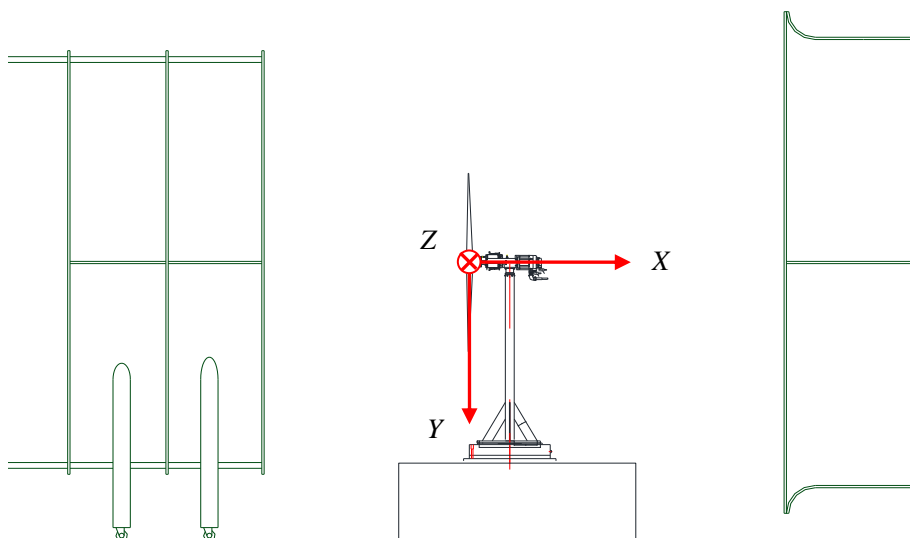


図 2.1 静止座標系

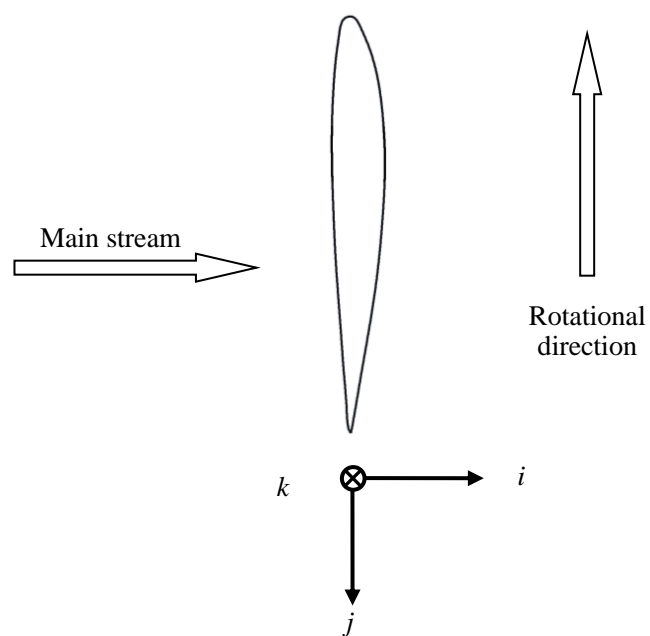


図 2.2 回転座標系

第3章 実験装置および実験方法

3.1 実験装置

本研究は，風洞の試験部に供試風車を設置し，レーザードップラー流速計によりロータ翼周りの流れ場計測を行った．以下にそれらの装置の詳細を説明する．表 3.1 に実験装置の形式を示す．

表 3.1 実験装置の型式

Equipment	Model number	Manufacturer
Digital manometer	DM-5031	COSMO
Platinum resistance temperature	E52-P10GR	OMRON
Panel meter	K3HB-H	OMRON
Servomotor	SGMGH-04A1AH761	YASUKAWA electronic
Servopack	SV-200L2	KEYENCE
Photosensor	EE-SX77	OMRON
CPU unit	KV-5500	KEYENCE
A/D transfer unit	KV-AD40V	KEYENCE
D/A transfer unit	KV-DA40V	KEYENCE
Positioning motion unit	KV-MC40V	KEYENCE
Personal computer	ThinkPad	Lenovo
Laser oscillator	Stabilite2017	Spectra-Physics
Signal processing unit	BSA F60	DANTEC
Fog generator		Home made
Tracer	SAFEX INSIDE FOG FLUDE	DANTEC
Laser Displacement Sensor	LK-G5000	KEYENCE

3.1.1 風洞

図 3.1 は，風洞測定部および供試風車を示す．実験に用いた風洞は，開放測定部を備えた単帰還式水平回流型低速風洞である．吹き出し口直径は 3600mm，開放測定部の主流方向長さは 4500mm である．また，最大風速は 30m/s である．主流速度は吹き出し口に設置したピトー管により計測される．本研究の主流速度は 8.0m/s である．本研究における三次元

空間の理解の補助のため、主流方向を X 、主流と垂直な水平方向を Y 、鉛直上向きを Z とし、図中に表示した。

3.1.2 供試風車

供試風車は、ロータ半径 $R=0.8[\text{m}]$ であり、3枚翼アップウインド型水平軸風車である。供試風車は、ナセル、ロータ翼、タワーおよびベースで構成される。また、ナセル方位は、ナセルとタワーの接合部に設置された回転機構により、任意に設定できる。ロータ回転数は可変速発電機構により速度制御される。

タワーは直径 127mm で、十分な剛性を持ち、ロータ回転周波数よりも高い共振点を持つ。ベースは、風洞測定部の床面に設置され、ボルトにより脱着可能で、H 鋼による構造であり、高い剛性を持つ。

図 3.2 にアジマス角の定義を示す。アジマス角 ψ は、供試風車のロータ翼ピッチ軸が鉛直上向きである位置を $0[^\circ]$ として、ロータ回転方向に正とする。アジマス角は、回転軸に設置されたフォトセンサーにより検出する。フォトセンサーは、1回転に1度信号を出し、信号を発する時間間隔を 3600 等分することにより、 0.1° 毎のアジマス角を検出できる。ロータ回転方向は、上流から見て時計回りである。

一般的に実機を模擬した風洞実験において、実機とスケールの違いから実験でのレイノルズ数は低下する。それゆえ翼性能も低下する。従って本実験では、低レイノルズ数でも翼性能を維持できる *Avistar* 翼を使用した。図 3.3 に *Avistar* 翼型、図 3.4 に各レイノルズ数に対する揚力係数、図 3.5 に各レイノルズ数に対する抗力係数を示す。図 3.4 より、*Avistar* 翼の揚力係数は $Re \geq 1.0 \times 10^5$ でいずれの Re についても同様な値を示す。また図 3.5 より抗力係数は、 $Re \geq 1.0 \times 10^5$ でほぼ同様な値を示す。よって、供試翼に採用した翼型は、レイノルズ数低下による性能低下を示さない。なお、本供試風車のレイノルズ数は、 $Re \geq 1.3 \times 10^5$ であり、十分な揚力発生を行える。図 3.6 は、ロータ翼の翼弦長およびねじり角分布を示す。翼弦長は前縁と後縁を結ぶ直線の長さであり、ねじり角は、翼端翼弦線を基準としたある半径翼素の翼弦線とのなす角度である。図 3.7 にピッチ角にピッチ角の定義を示す。ロータ翼のピッチ角は、翼端翼弦線と回転面とのなす角と定義した。ピッチ角の正は、翼前縁が主流方向上流側に傾く向きとした。供試風車の最適ピッチ角は 0° である。図 3.8 は供試風車の出力曲線を示す。横軸は周速比 λ 、縦軸は出力係数 C_{power} を示す。周速比 λ は次式で定義される。

$$\lambda = \frac{R\omega}{U_0} \quad (3.1)$$

ここで、 R はロータ半径、 ω はロータ角速度 U_0 は主流速度である。また出力係数 C_{power} は次式で定義される。

$$C_{power} = \frac{Q\omega}{\frac{1}{2}\rho U_0^3 A} \quad (3.2)$$

ここで Q はロータトルク, ρ は空気密度, A は受風面積($=\pi R^2$)である. また, ロータトルクは可変速発電機のサーボアンプより取得した値を使用する. ロータ回転時において, 回転軸に対して回転数に比例する機械摩擦が発生する. 従って, 出力係数に用いるトルクは, 機械摩擦を差し引いた値を用いる.

図 3.8 より, 出力係数は, $\lambda=3.5$ 付近から周速比の増加に従い急に大きくなり, $\lambda=5.9$ で $C_{power}=0.38$ の最大値を示す $\lambda>5.9$ の高周速比域で周速比の増加に従い緩やかに減少する. よって, 供試風車の最適周速比は $\lambda=5.9$ である.

3.1.3 レーザードップラー流速計(LDV)

速度分布の測定は, レーザードップラー流速計(Laser Doppler Velocimetry, 以下 LDV)を用いた. LDV は, ある特定位置における流れを乱すことなく速度を計測することが出来る. また, LDV による速度測定は気温や気圧といった他の測定環境に影響されない. さらに LDV の測定体積は高い空間分解能を持つ. 加えて LDV は, 流速の変動に対して十分な応答速度であり, 高い時間分解能を持つ.

本研究で使用した LDV は, アルゴンイオンレーザーを用いた三次元 LDV である. LDV を用いた流れ場の三次元計測は, 波長の異なる 3 種類のレーザーを使用する. 各レーザーの焦点は直径 $50\mu\text{m}$ のピンホール(図 3.9)により合わせられた. 測定体積を通過したトレーサの速度は, 非同期モードより各々の測定体積から速度成分が計測される. 図 3.10(a), (b)は XY 平面および XZ 平面から見た一次元での LDV の測定体積を示す. また図 3.11 に LDV の概要を示す. アルゴンイオンレーザー発振器から照射されたレーザーは, 伝送器内で各波長に分光される. 分光された後のレーザー波長は, 476.5nm , 488.0nm , 514.5nm であり, 各々のレーザー光の色は紫, 青, 緑である. 分光されたレーザーは光学調整器を通過し, 光ファイバーに入る.

図 3.12(a)は, プローブと焦点のモデル図である. 光ファイバーを通過したレーザーはプローブのレンズを通過し, レンズの焦点距離で干渉縞を作る(図 3.12(b)). この干渉縞が生じる範囲を測定体積と呼ぶ. 図 3.12(c)に示された測定体積の寸法詳細を表 3.2 に示す. そして, 干渉縞の間隔 d は, 以下の式で表される.

$$d = \frac{\lambda_w}{2 \sin\left(\frac{\theta}{2}\right)} \quad (3.3)$$

表 3.2 LDV の測定体積寸法

Wave length λ_w [nm]	476.5	488.0	514.5
Focal length F [mm]	1600	1000	1000
Diameter d_x [mm]	0.149	0.143	0.150
Width d_z [mm]	4.29	3.81	4.01
Crossed angle θ [°]	3.98	4.36	4.36

λ_w はレーザの波長， θ はレーザ光の交差角である．トレーサ粒子がレーザの干渉縞の明るい部分を通過すると，トレーサ粒子はレーザ光を強く反射する．またトレーサ粒子がレーザの干渉縞の暗い部分を通過すると，トレーサ粒子はレーザを弱く反射する．この反射光の強弱をドップラ周波数と呼び，トレーサ粒子から反射されたレーザ光強度の変動として光検知器で検出される．ドップラ周波数 f_D はトレーサ粒子速度 V_n に比例し，干渉縞の間隔 d に反比例し，以下の式で表される．

$$f_D = \frac{V_n}{d} \quad (3.4)$$

式(3.3)を式(3.4)に代入すると次式を得る．

$$V_n = \frac{\lambda_w f_D}{2 \sin\left(\frac{\theta}{2}\right)} \quad (3.5)$$

3.2 実験方法

3.2.1 実験条件

実験は，主流速度 $U_0=8.0$ [m/s]，最適である翼ピッチ角 $\beta=0$ [°]に固定して行った．最適周速比 $\lambda=5.9$ の条件で流れ場の計測を行った．

3.2.2 翼周りにおける速度分布の測定方法

3.2.2.1 LDV プローブの配置

本研究は，ロータ翼周りにおける三次元速度場を LDV により計測した．得られる速度成分は，主流方向速度，周方向速度，半径方向速度の3成分である．以下に LDV プローブの

配置について記述する。

図 3.13 は、ある半径位置 r/R におけるロータ翼周りの流れ場計測時の LDV プローブの配置を示す。LDV プローブ A は焦点距離 1600[mm]で、紫色の二本のレーザを照射する。また、LDV プローブ B は焦点距離 1000[mm]で、青色と緑色のそれぞれ二本ずつのレーザを照射する。プローブ A は半径方向速度 w を、プローブ B は主流方向速度 u と周方向速度 v を捉える。

図 3.14 は、XY 平面の図を示す。LDV プローブ A は、レーザとロータ翼との干渉のないように、XY 平面において X 軸から Y 軸に向かって反時計回りに $\theta_1=70.0[^\circ]$ 傾いた方向に配置した。LDV プローブ B はロータ回転軸高さ配置された。また、LDV プローブ B は、ロータ翼との干渉が無い傾きを付けずに配置した。Z 軸方向の速度成分 u_3 は LDV プローブ A より計測される。LDV プローブ B は速度成分 u_1 および u_2 を計測する。

図 3.15 は、図 3.14 における XZ 平面を上から見た図を示す。以上の LDV プローブの配置により、本研究は 3 方向速度成分の計測を行った。

3.2.2.2 翼面に対する測定位置の決定

図 3.16 は、精密位置決めトラバースの概観を示す。供試風車のロータ翼周りの流れ場計測に精密位置決めトラバースを使用する。この精密位置決めトラバースは、LDV 測定点をロータ回転軸高さで、XZ の二方向に移動できる。ある半径位置におけるロータ翼断面周りの速度場は、測定点の X 軸方向位置および速度信号と同時に取得するアジマス角により、翼に対する相対的な計測位置を判定し取得する。計測半径位置は、Z 軸方向の移動により任意に設定できる。

図 3.17 は、測定断面の軌跡および LDV 測定点との位置関係を示す。LDV の測定点は、静止系に固定されているので、測定点の測定断面に対する相対位置は、ロータ翼の回転に伴い移動する。測定データはアジマス角 $\psi=1.0[^\circ]$ 毎に BIN 平均を行い、測定断面に対する相対位置で整理する。速度データの点数は 1 測定点あたり 1.0×10^4 点である。ロータ翼周りの流れ場は、トラバースを XZ 方向に移動させることによって、LDV 測定点を移動させ計測される。

図 3.18 は、ロータ翼周りの測定領域を示す。X 方向においてロータ面から上流側に 100[mm]から下流側に 100[mm]の範囲である。また、Z 方向において $r/R=0.2$ から 1.1 までである。X, Z 方向共に 10[mm]間隔で測定した。

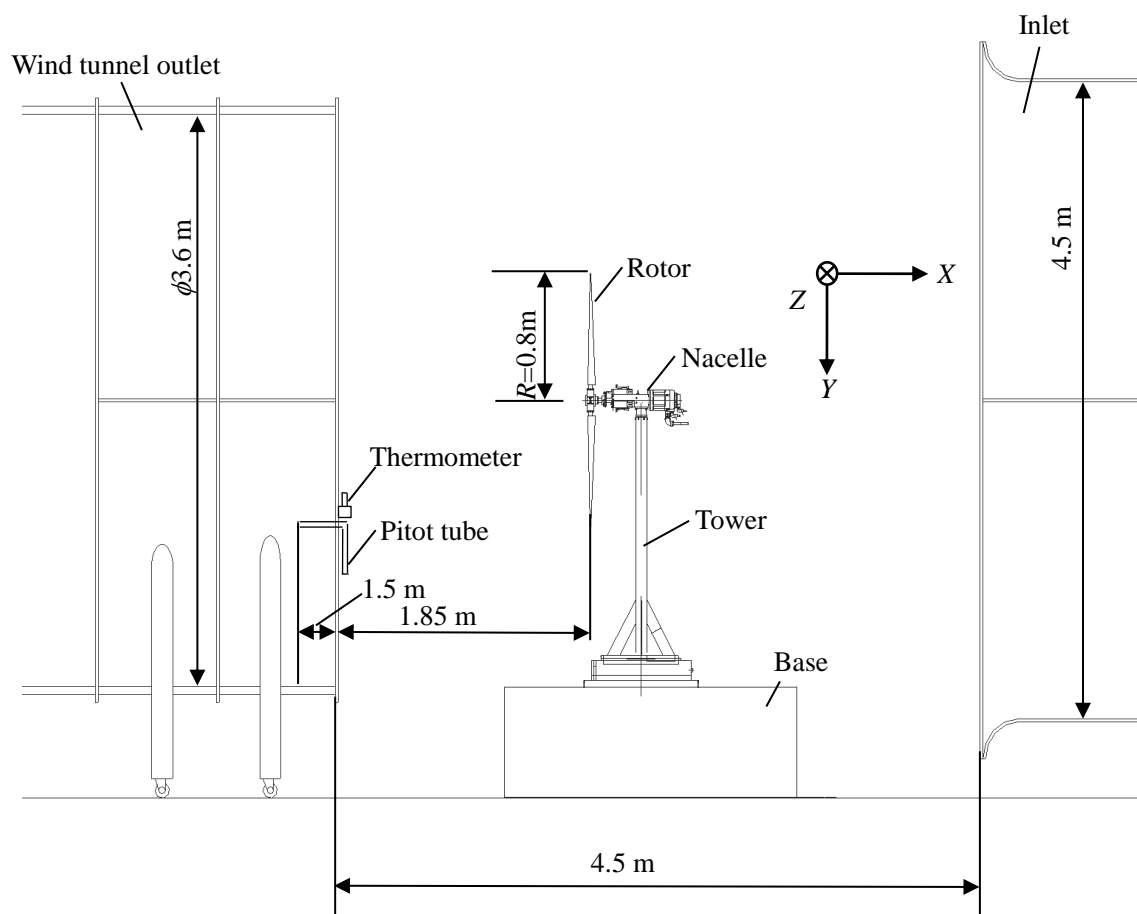


図 3.1 風洞および供試風車

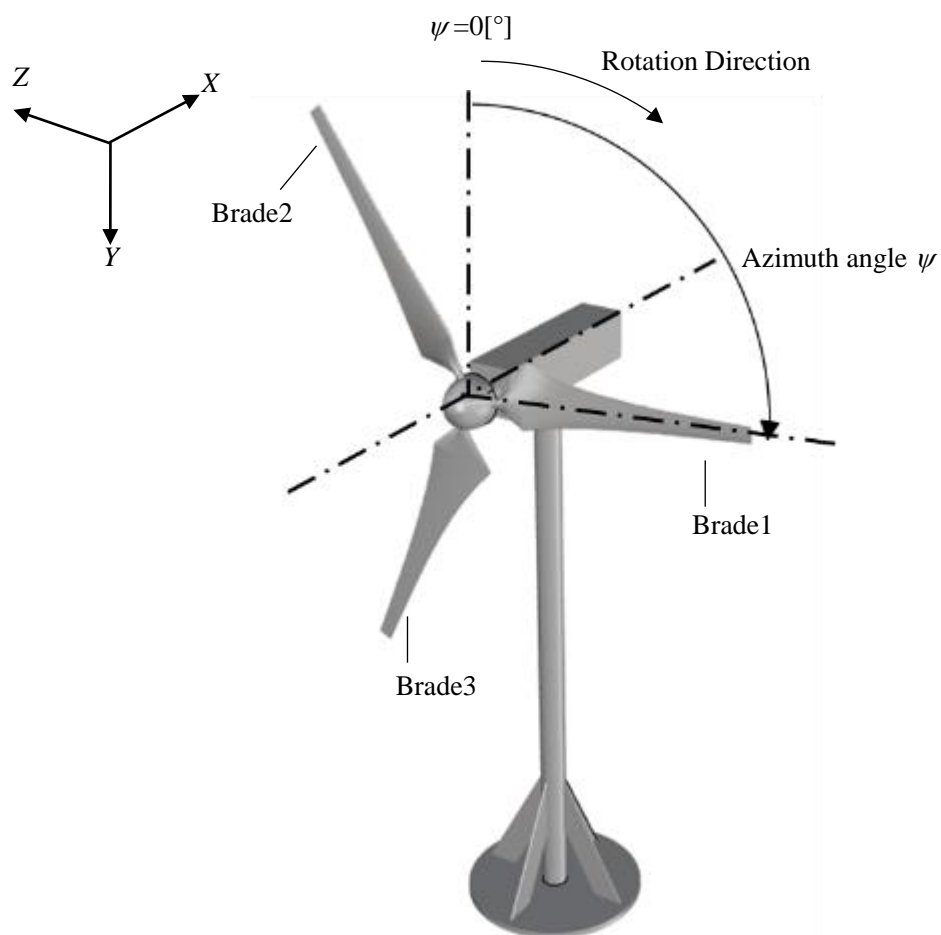


図 3.2 アジマス角の定義

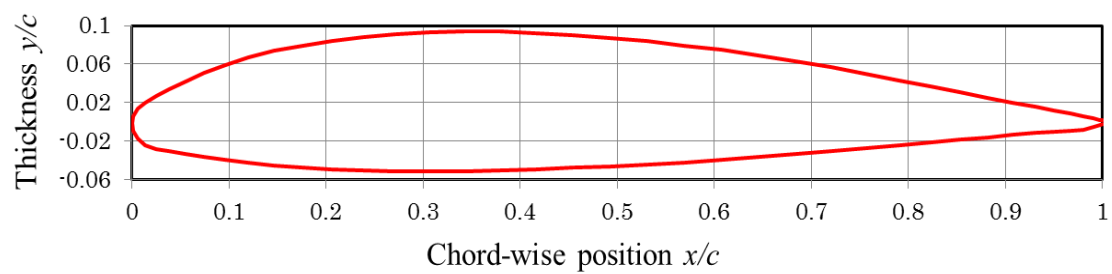


図 3.3 Avistar 翼型

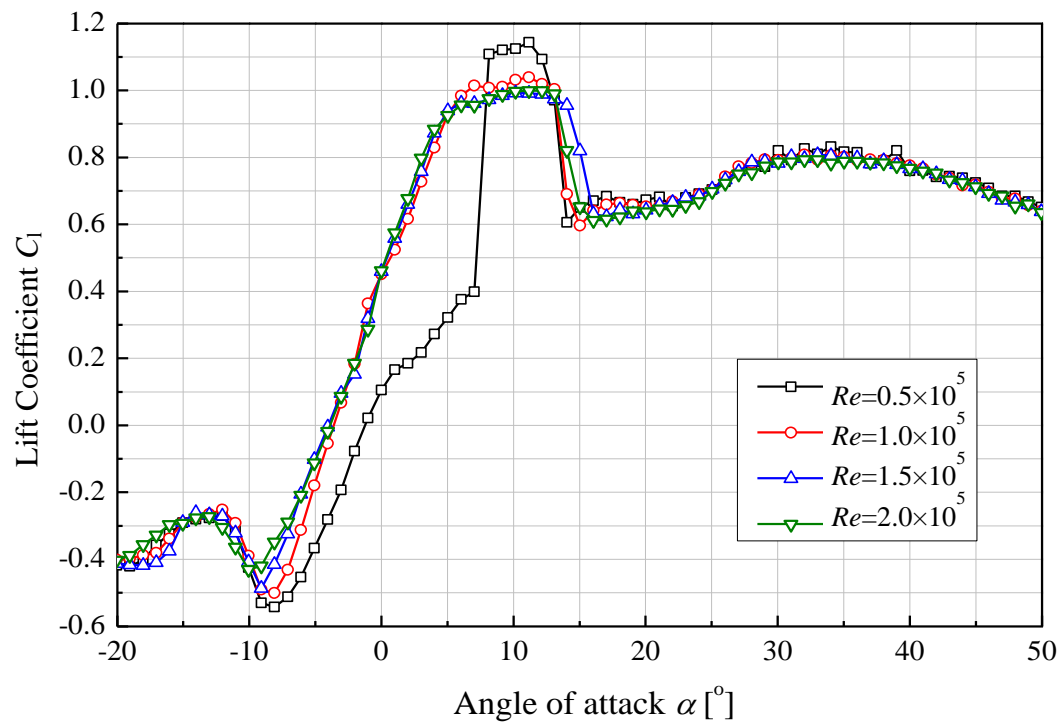


図 3.4 各レイノルズ数に対する揚力係数

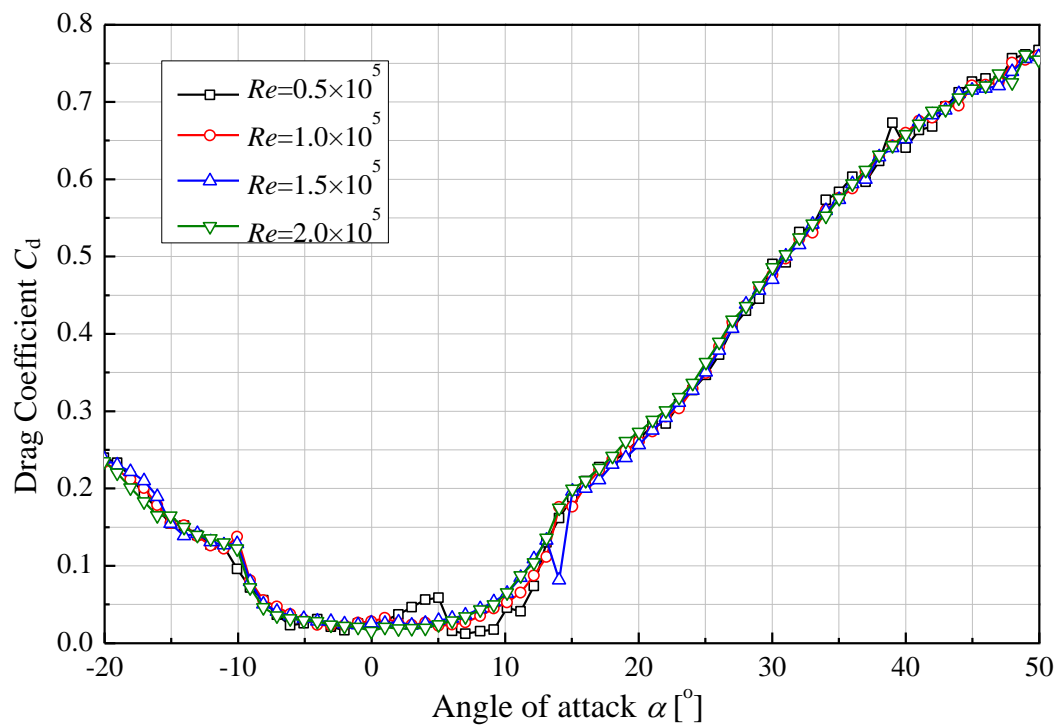


図 3.5 各レイノルズ数に対する抗力係数

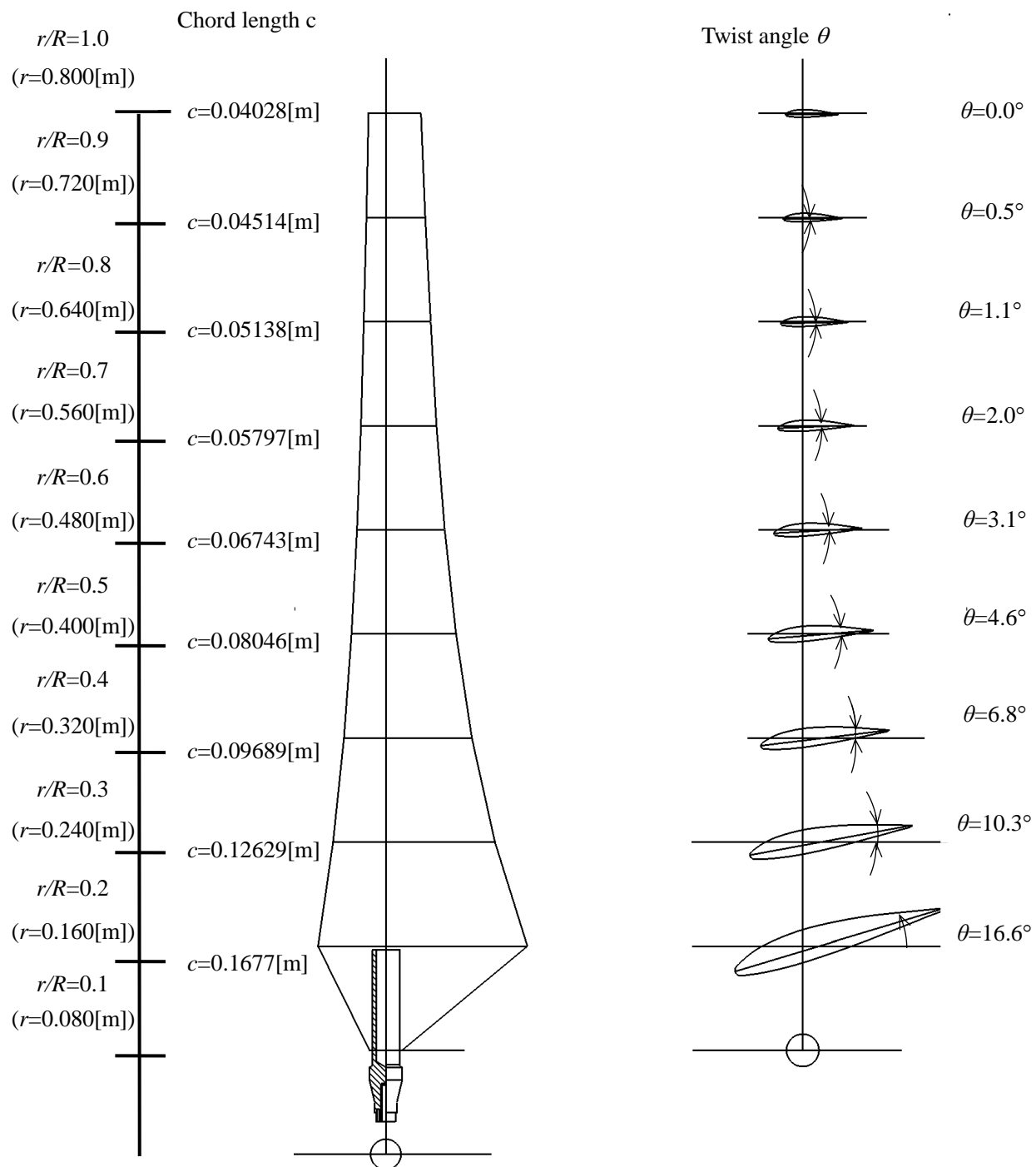


図 3.6 ロータ翼の翼弦長およびねじり角

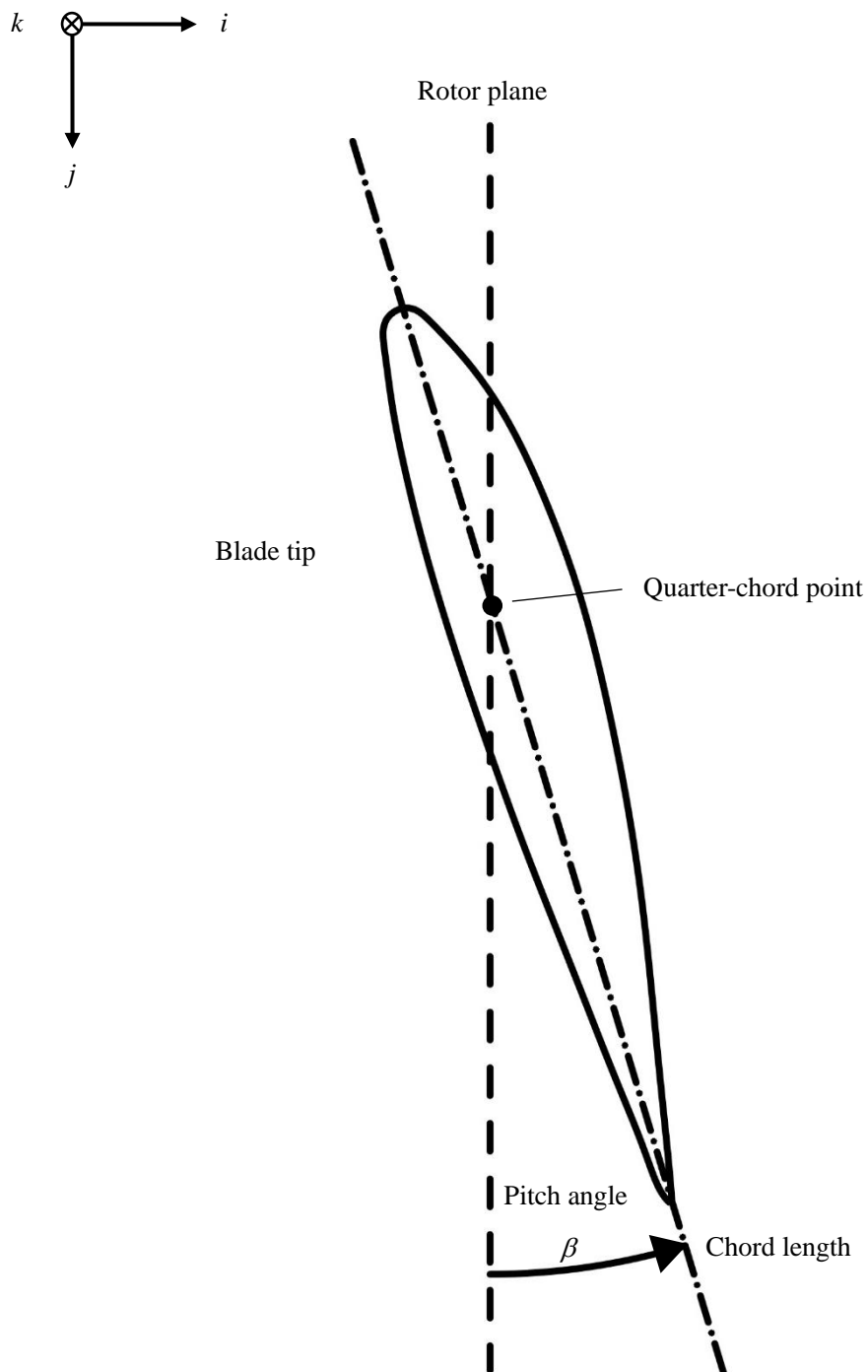


図 3.7 ピッチ角の定義

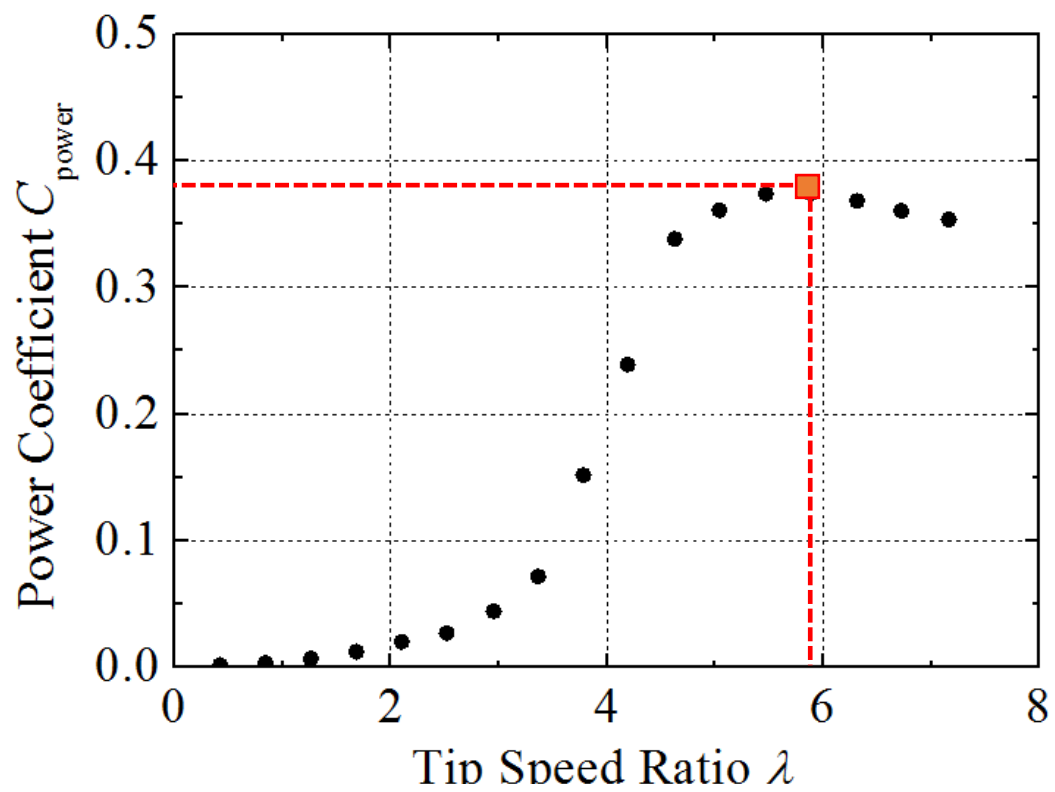


図 3.8 供試風車の出力係数曲線

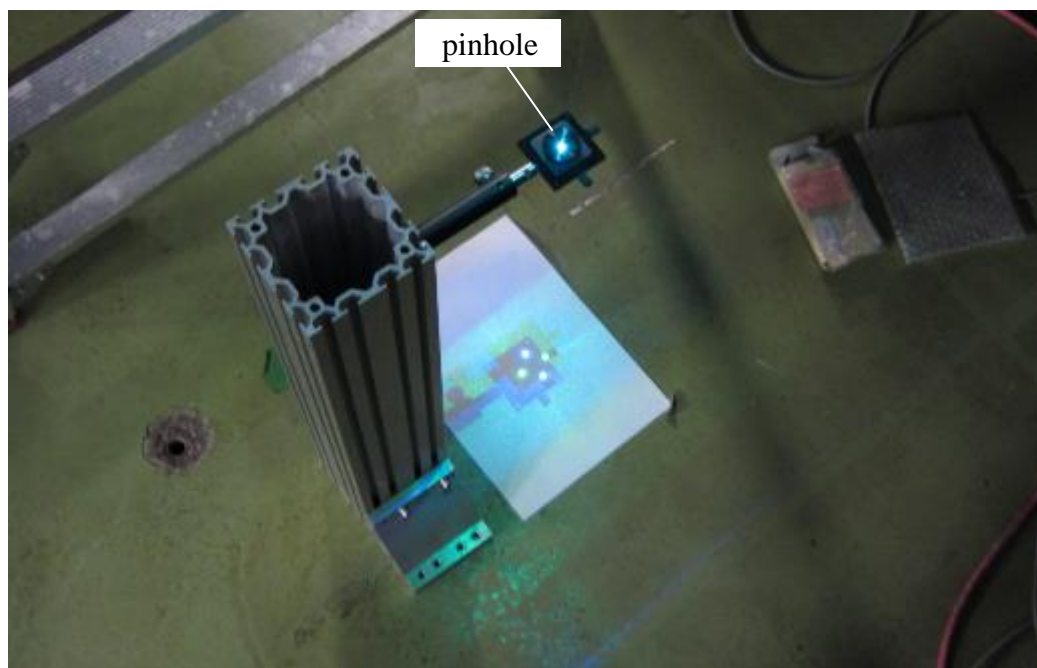
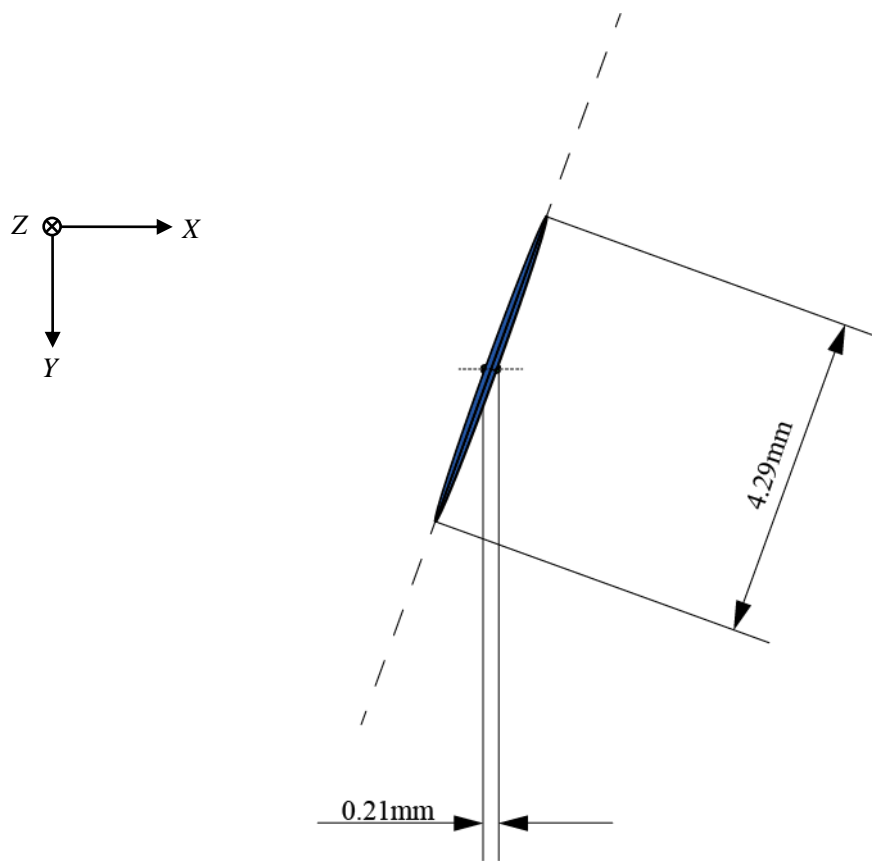
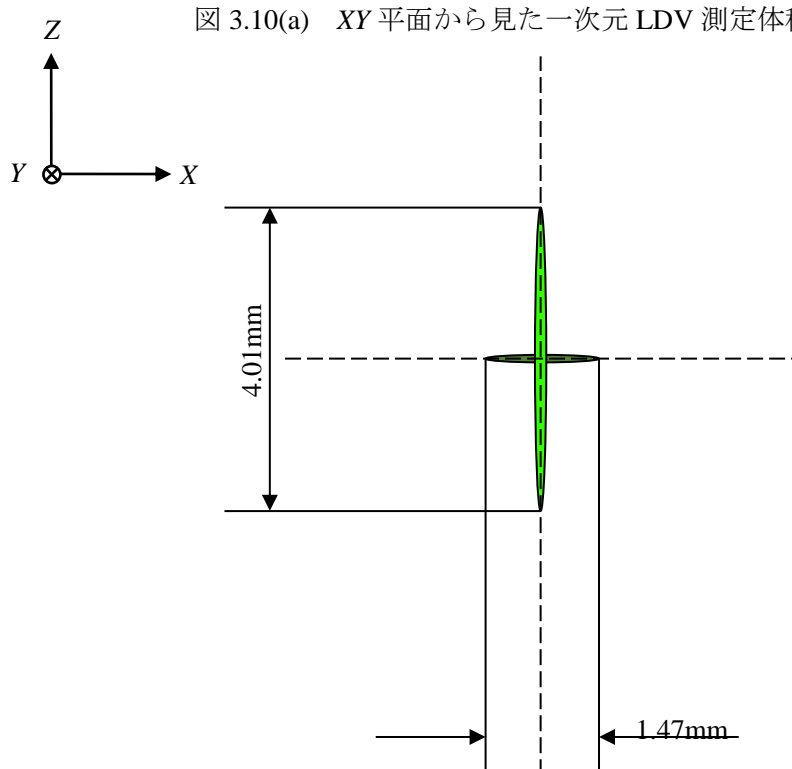


図 3.9 ピンホールによる焦点合わせ

図 3.10(a) XY 平面から見た次元 LDV 測定体積図 3.10(b) XZ 平面から見た次元 LDV 測定体積

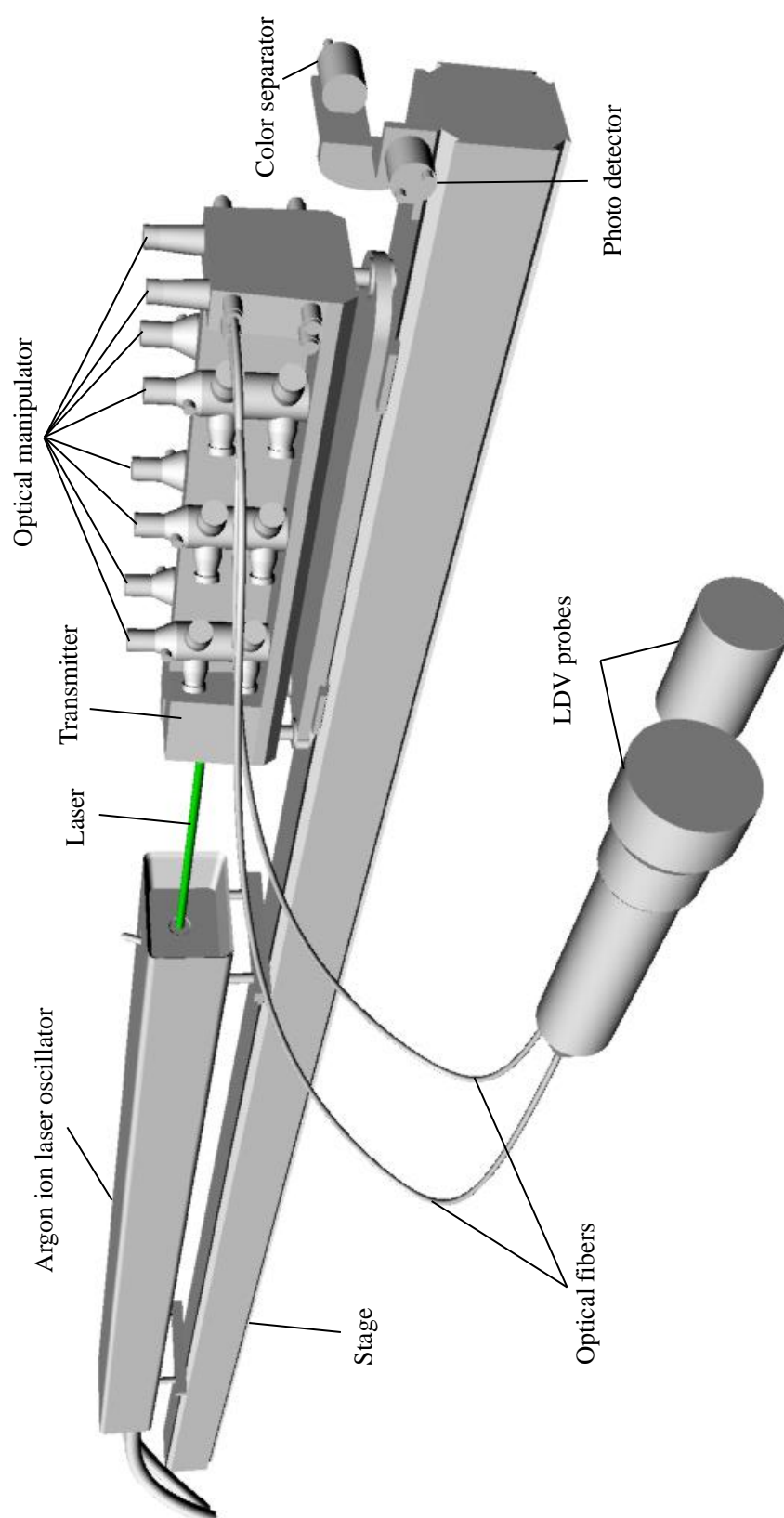
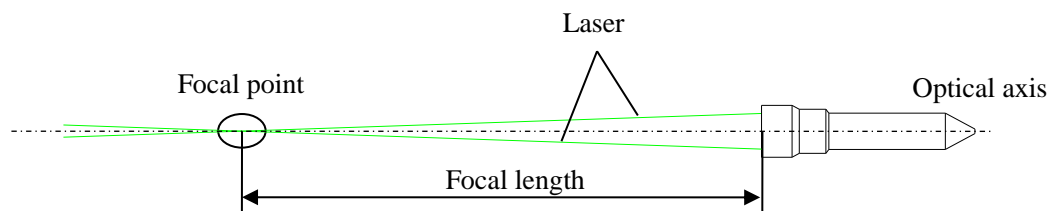
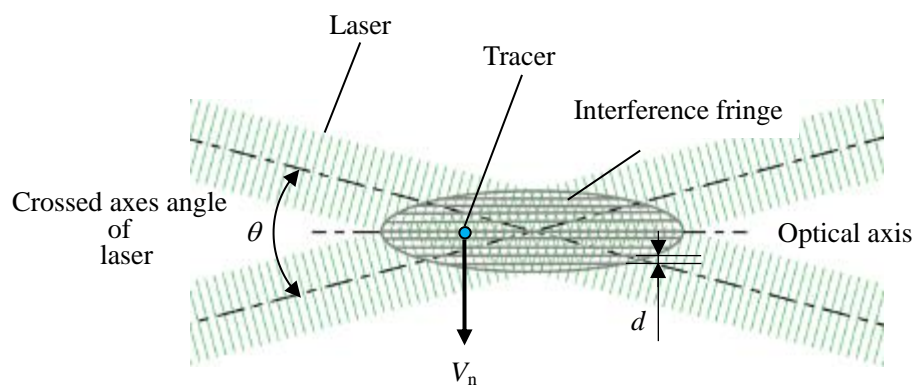


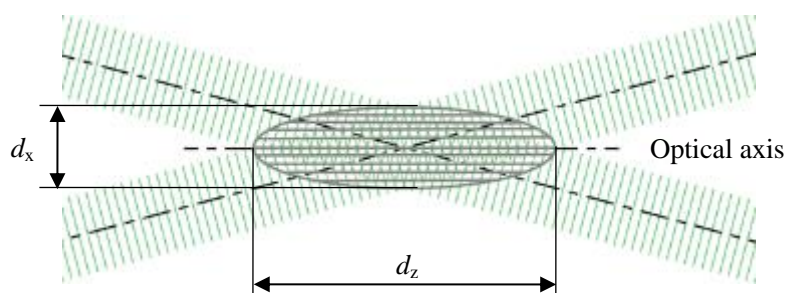
図 3.11 LDV 装置概要



(a) LDV プロブ



(b) LDV の測定体積



(c) LDV の測定体積寸法

図 3.12 LDV のプローブ外形および測定体積

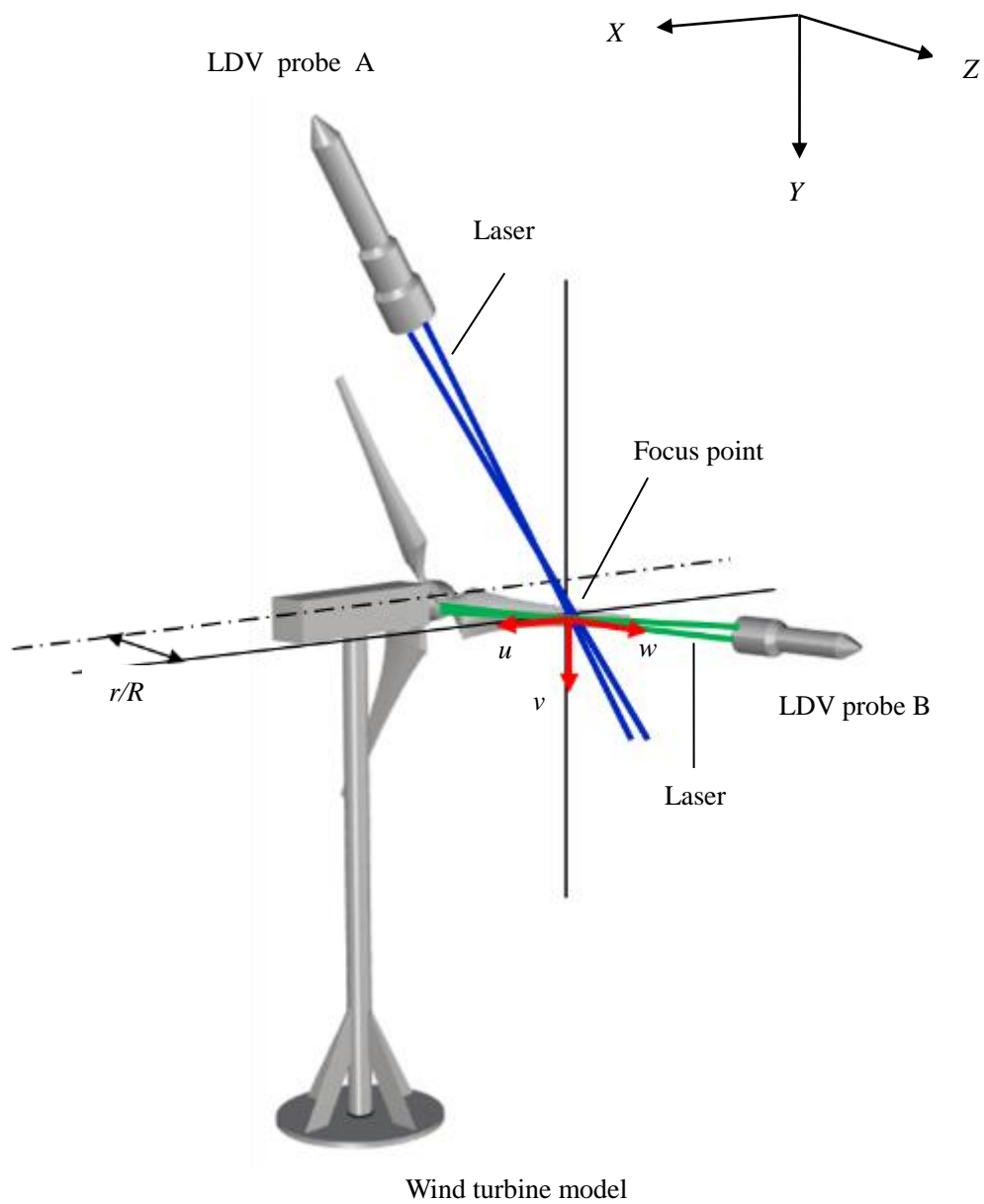


図 3.13 LDV プローブの配置概観

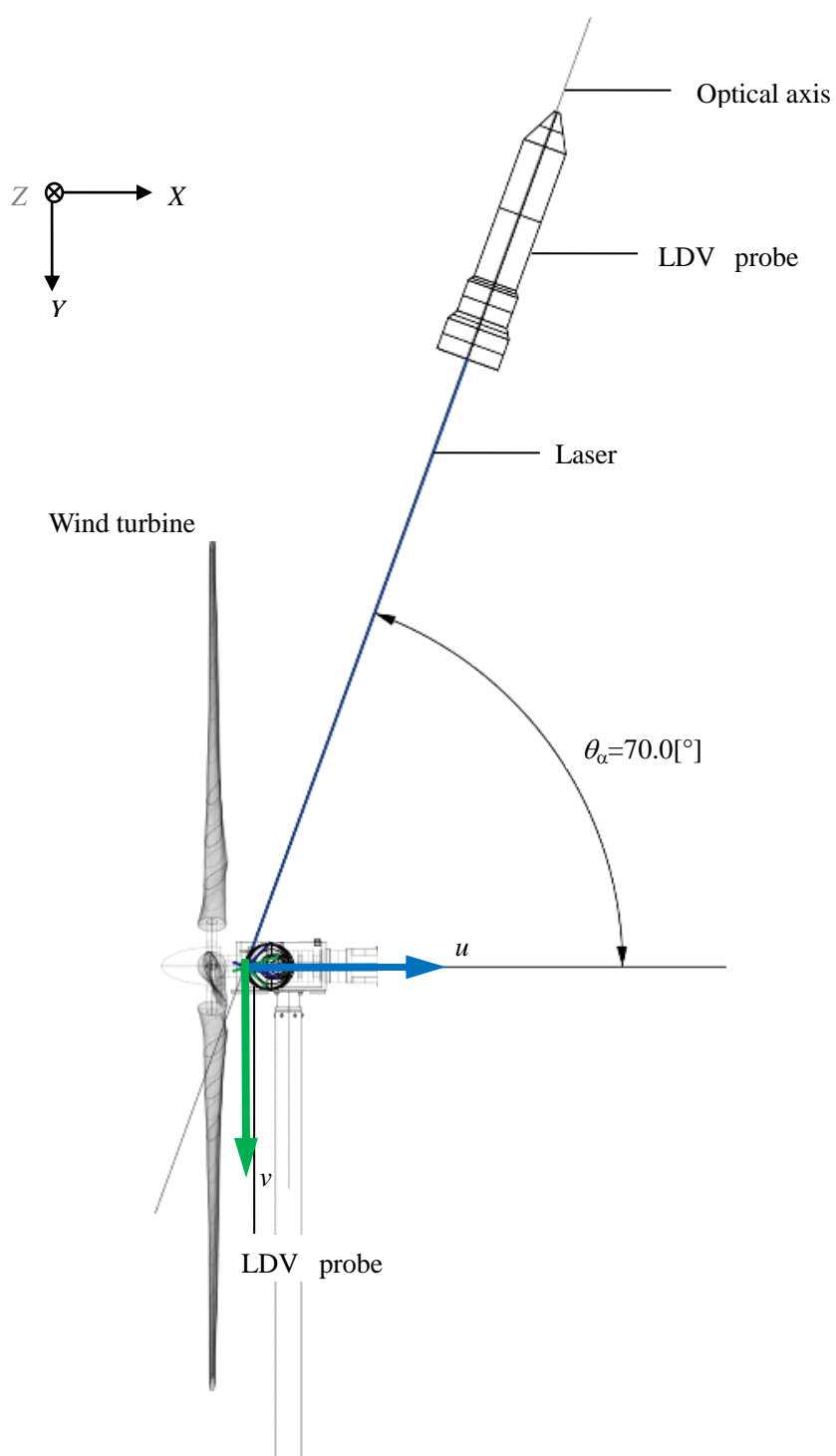


図 3.14 XY 平面での LDV プローブ配置

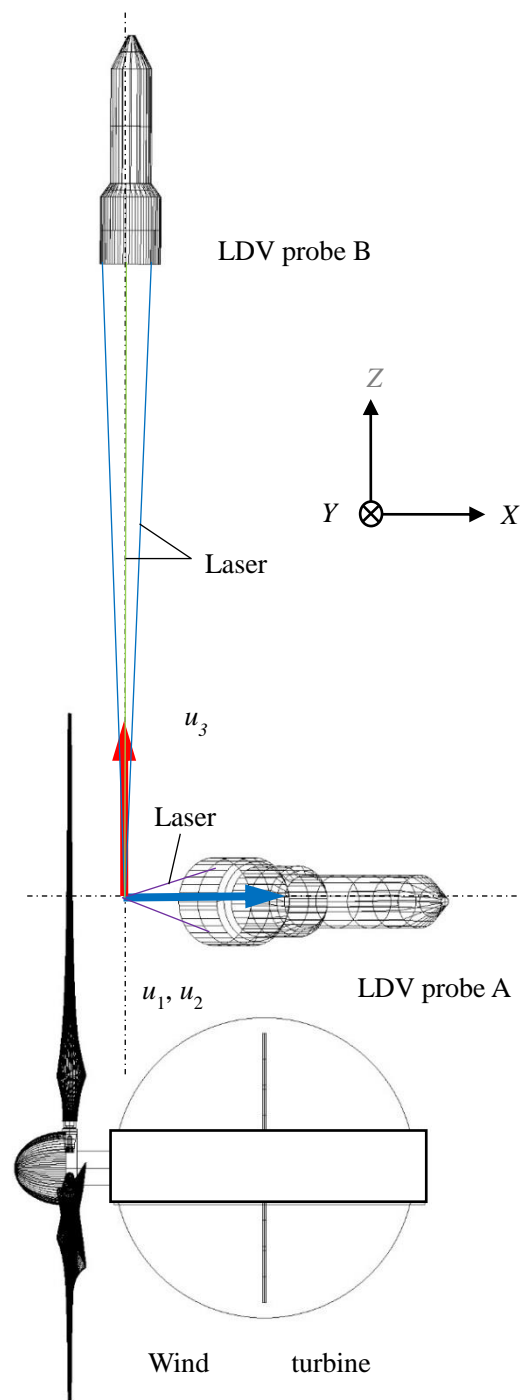


図 3.15 XZ 平面を上から見た LDV プロブ配置

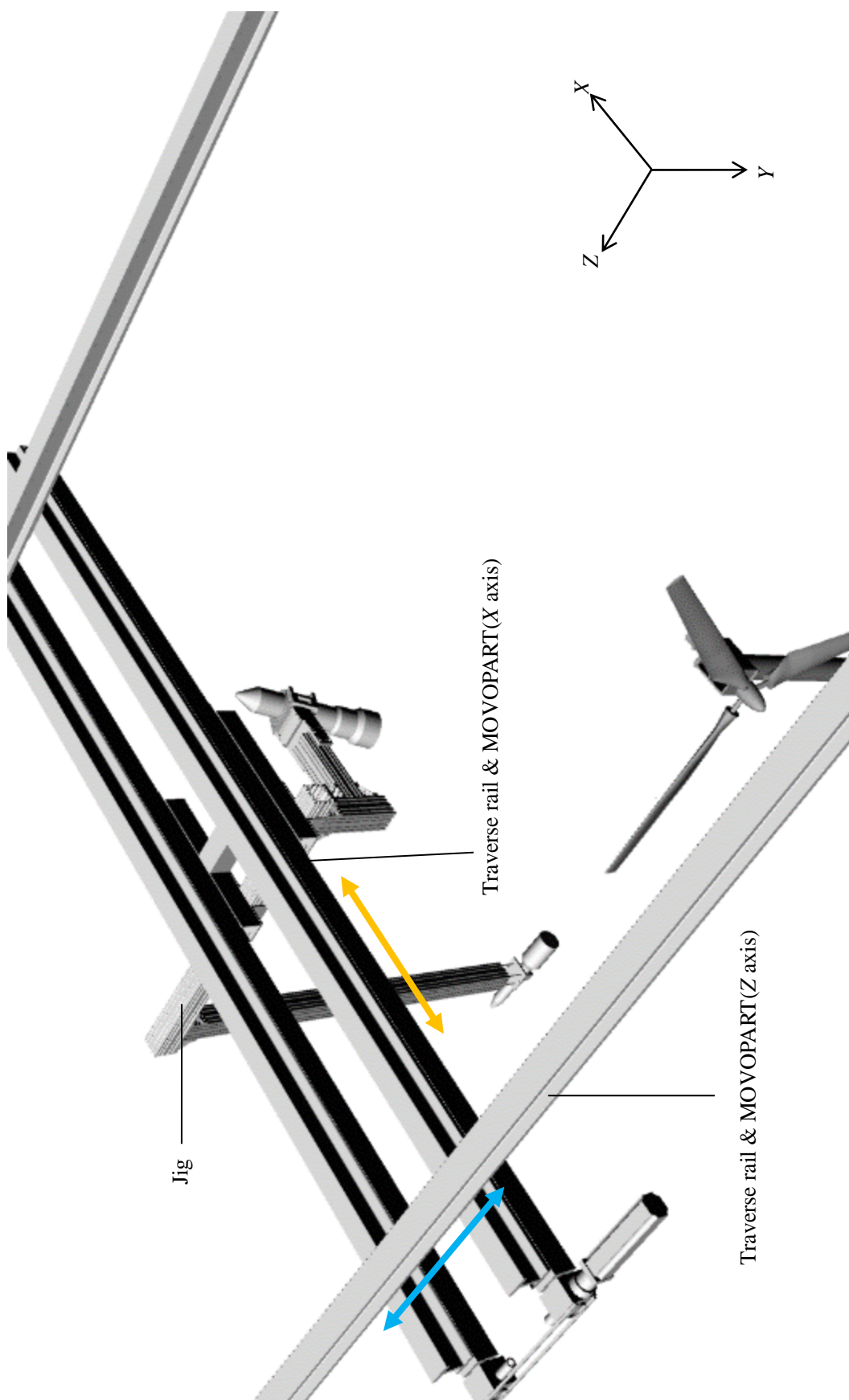


図 3.16 精密位置決めトラバース概観

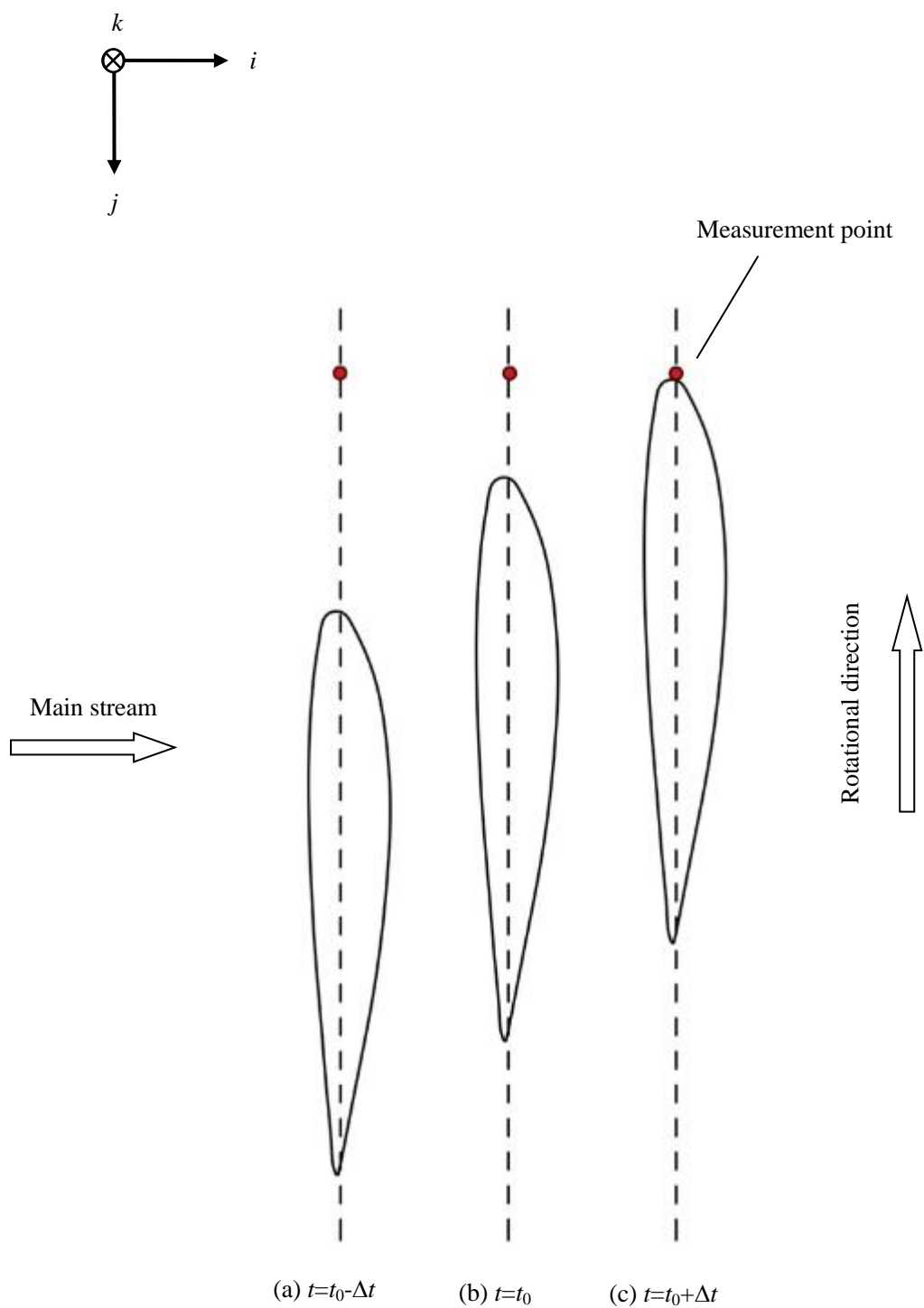


図 3.17 ロータ翼の回転に伴うロータ翼位置変化と LDV の測定点との時間変化

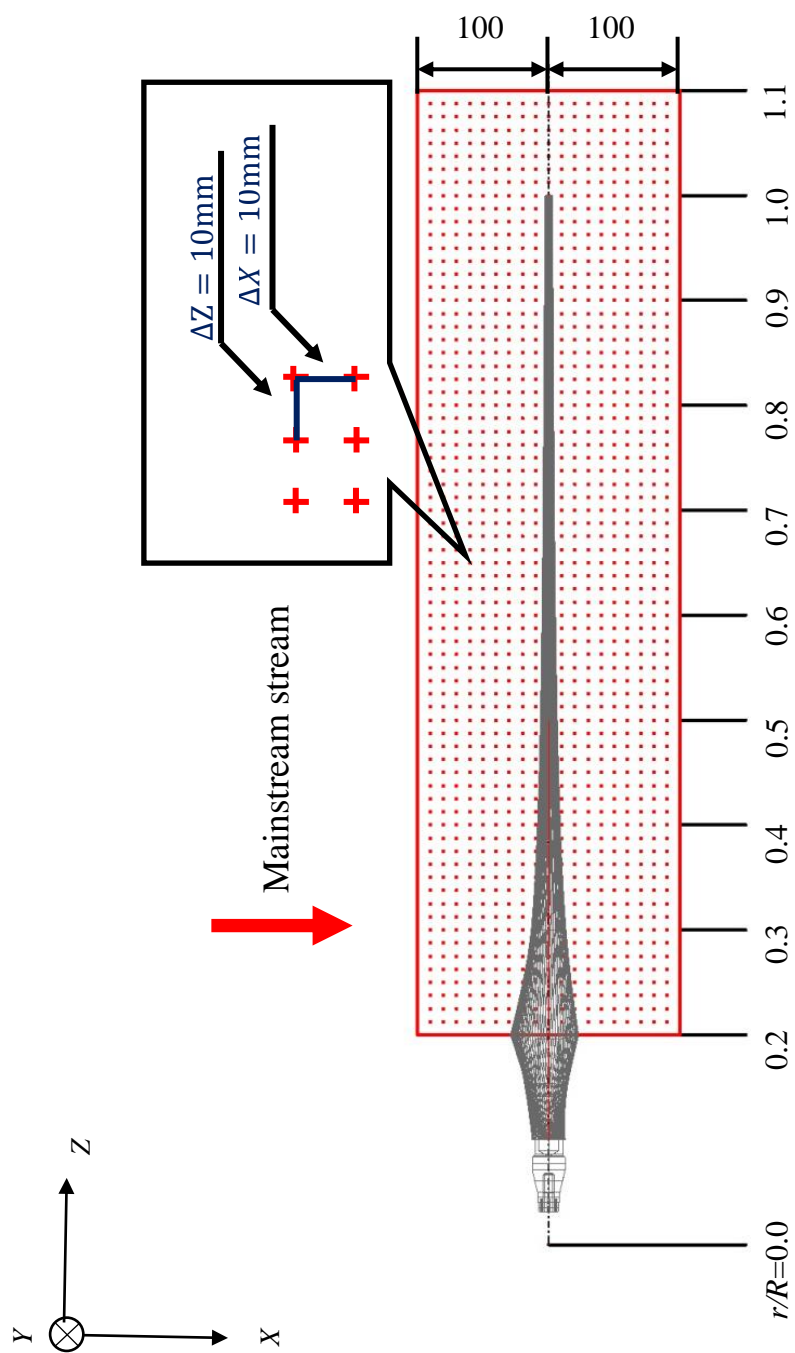


図 3.18 ロータ翼周りにおける測定領域

第4章 実験結果および考察

4.1 翼周囲流れ

4.1.1 速度ベクトルによる流れの可視化

本項では，LDV によって測定された翼周りの速度分布により，翼の通過により誘起される流れの変化の確認を行う．また，速度ベクトルの可視化は XZ 平面， XY 平面， YZ 平面において考察を行う．

4.1.1.1 回転軸を含む平面 (XZ 平面) の実験結果および考察

XZ 平面における速度測定領域は，図 3.18 と同様である．図 4.1(a)~(f)に，アジマス角 $\psi=260\sim 310[^\circ]$ における， XZ 平面内での速度分布を示す．上図は XZ 平面から見た速度場ベクトルを示す．図に示される速度ベクトルは，見やすくするため X 方向に 20mm 毎， Z 方向に 10mm 毎で示されている．また，下図は測定領域と上図でのアジマス角における翼との位置関係を示す．上図で，主流は，紙面上より下へ流れており，左側に回転中心，右側に翼端を示し，横軸は無次元半径方向位置，縦軸は無次元主流方向位置を示す．また，描かれているベクトルは主流方向速度 u ，半径方向速度 w を合成したベクトルを示し，白線は流線を示す．風洞速度は，8m/s である．ベクトルの色は， XZ 面内の速度の大きさを示す．流れの変化の詳細を知るためには，測定間隔である $\psi=1[^\circ]$ 毎のベクトル図について考察を行うことが望ましい．しかし紙面の都合上，翼の通過 ($\psi=270[^\circ]$) に伴う流れ場の変化を $\psi=10[^\circ]$ 毎に示す．

図 4.1(a)より，アジマス角 $\psi=260[^\circ]$ の場合，翼周囲流れは，半径方向へ拡大する流れを示し，主流に比べ減速している．これは，風車翼の推力による流れの減速の結果である．また，風車回転面 $Z/R=0$ 付近で流れは主流方向に増速を示す．これは，翼周りに発達する束縛渦により，主流方向速度が増速したためで，翼が測定面に近づいている翼根部で顕著である．

図 4.1(b)より，アジマス角 $\psi=270[^\circ]$ の場合，翼は，測定面にあり，翼周囲流れは， $\psi=260[^\circ]$ と同様に半径方向へ拡大し，主流に比べ顕著に減速している．回転面上流側で特に減速し，翼端周囲の流れは，翼端領域の遮蔽効果と翼端渦により正圧面から負圧面への回り込みを示す．特に翼端上流のベクトルは半径方向外側へと傾斜し，流れは大きな半径方向を示す．

次に翼が測定面を通過した後である $280[^\circ]<\psi<310[^\circ]$ における流れの挙動について考察する．図 4.1(c)より，アジマス角 $\psi=280[^\circ]$ の場合，回転面上流の流れは， $0.2<r/R<0.6$ で主流と並行， $0.6<r/R<1.1$ で，半径方向外側に拡大し，半径方向速度は，翼端に向かうに従い増大する．一方，回転面下流の流れは，顕著な減速を示し，その方向は完全に主流方向でなく，幾らかは半径方向外側に傾斜している．これは風車翼の推力に加え，翼の束縛渦による誘起速度が，上流を向くためである．翼端外側の流れは，主流速度とほぼ同じ速度を示し，翼端下流の流れは半径方向内側を向く回り込みを示す．

また、図 4.1(d)~(f)より、アジマス角 $290[^\circ] < \psi < 310[^\circ]$ の場合においてもアジマス角 $280[^\circ]$ と同様に回転面下流で大きく減速された流れを示す。アジマス角 $270[^\circ] < \psi < 310[^\circ]$ で回転面側での特徴的な流れは顕著な回り込みを示す翼端渦である。アジマス角 $\psi=270[^\circ]$ の時 $r/R=1.0$ において発生し、翼の回転に伴い下流方向へと移動することが捉えられた。この翼端渦の軌跡は、流れ場の速度の変動分のみを示す図 4.2(a)~(f)を用いて考察する。

図 4.2(a)~(f)に、アジマス角 $260[^\circ] < \psi < 310[^\circ]$ における XZ 平面内より、速度ベクトルから求めた翼周り流れの変動分を示す。図 4.1 と同様、上図で、主流は、紙面上より下へ流れており、左側に回転中心、右側に翼端を示し、横軸は無次元半径方向位置、縦軸は無次元主流方向位置を示す。また、下図は測定領域と上図でのアジマス角における翼との位置関係を示す。また、描かれているベクトルは風車翼一回転での平均的な速度成分を除去し、速度変動分のみを示す。よって、主流方向速度 u 、半径方向速度 w を合成したベクトルからローター一回転あたりの平均速度を差し引いた速度を示した。図に示される主流方向速度成分を u' 、半径方向速度成分を w' とし、速度ベクトルは u' と w' 合成した速度成分である。そして、合成速度は以下の式から算出した。

$$u' = u - u_{ave} \quad (4.1)$$

$$w' = w - w_{ave} \quad (4.2)$$

$$V_{UW} = \sqrt{u'^2 + w'^2} \quad (4.3)$$

式(4.1)、(4.2)中の u_{ave} 、 w_{ave} は各測定点における主流方向速度 u 、半径方向速度 w のローター一回転の平均値である。

図 4.2(a)より、アジマス角 $\psi=260[^\circ]$ の場合、風車翼回転面流れは、翼根部で主流方向への増速を示す。そして、図 4.2(b)よりアジマス角 $\psi=270[^\circ]$ の場合、流れは翼近傍領域において主流方向に大きな変動を示す。この大きな変動は、翼周りに発達する束縛渦の影響によるものである。また、回転面上流と下流の圧力差により、翼の外側から気流の流れ込みが発生し、翼端下流において翼端渦が形成されつつある。

次に図 4.2(c)より、アジマス角 $\psi=280[^\circ]$ の場合、翼端渦がはっきりと翼端において形成されたことが確認される。さらに図 4.2(d)~(f)より、アジマス角 $260[^\circ] < \psi < 310[^\circ]$ の場合、翼の回転に伴い、翼端渦が下流に移動していることが分かる。図 4.2(c)上のロータ面上流 $-0.025 \leq X/R \leq 0.050$ において、紙面左上方向に向かう速度ベクトル(半径方向内向きベクトル)が見られる。これは、翼とレーザが干渉していることにより速度を正常に観測されなかったためである。したがって、この領域の流れ場は考察に含めないこととする。また図 4.2(d)~(f)においても、同様の速度ベクトルがロータ面上流側において観測されている。

図 4.3(a)は、ローター一回転あたりの主流方向平均速度の半径方向分布を示す。横軸に各半径位置を示し、縦軸に風洞設定速度 $U_0=8\text{m/s}$ で無次元化した主流方向速度を示す。また図は、軸方向に $-0.125 \leq X/R \leq 0.125$ の範囲で $X/R=0.05$ 毎の速度を示す。示される速度は、ロー

ター一回転分の速度の平均値である。主流方向速度は、ロータ面上流からロータ面に向かって減少し、ロータ面からロータ面下流に向かうにつれて、さらに減少していることが見てとれる。また風車に流入する速度は、翼端から風車回転軸に向かうにつれて減速される。これは後流の減速とロータの遮蔽効果により風車前方で速度が減少するためである。しかし、 $-0.125 \leq X/R \leq 0$ では、大きな速度変化は見られない。また、 $r/R > 1.0$ の流れは自由流れとなり、主流方向速度は $r/R < 1.0$ に比べ大きい値となる。ここで、翼端外側における無次元主流方向速度が 1.0 未満である。本来、自由流れであるならば無次元主流方向速度は、風速設定値と等しい値 1.0 を示すと考えられる。風速の設定は、風洞に設置されたピトー管の動圧により行うが、実際の風洞風速と設定値に差が生じたため、1.0 未満となっていると考えられる。

図 4.3(b)は、ローター一回転あたりの半径方向平均速度の半径方向分布を示す。横軸に各半径位置を示し、縦軸に風洞設定速度 $U_0=8\text{m/s}$ で無次元化した半径方向速度を示す。図に示される速度の測定位置は図 4.3(a)と同様である。図より、ロータ面上流($X/R=-0.125$)からロータ面($X/R=0$)に向かうに従い半径方向速度は増加する。そして、ロータ面($X/R=0$)を境にロータ面下流($X/R=0.125$)に向かうにつれて速度は減少する。また、ロータ面上流からロータ面における半径方向速度は、翼根から翼端に向かうにつれて増加する。これは、半径方向外側の速度成分がロータの遮蔽効果、正圧面から負圧面に流れ込む流れにより増加したためである。

4.1.1.2 翼断面周りの流れ（XY平面）の実験結果および考察

図4.4(a), (b)にXY平面における、 $r/R=0.30$ での速度分布ベクトル図を示す。横軸は、無次元半径位置を示し、縦軸は、流れ変化の詳細を知るためにアジマス角 $\psi=0.5[^\circ]$ 毎における速度分布を示す。図4.4(a)は、主流方向速度 u と周方向速度 v の合成速度ベクトル図を示す。図4.4(b)は、主流方向速度 u と周方向速度 v を合成したベクトルから流れ場の平均速度を差し引いた速度を示す。ベクトルの色は、XY面内の速度の大きさを示す。以下では、図4.4(b)に示されるような速度分布から各翼断面における実験結果および考察を行う。図4.4(a)は、翼の通過に伴う流れ変化を示すが、図4.4(b)に示されるように翼周囲の流れの循環を捉えやすくするため、速度平均値を引いた流れの考察を行う。次に各翼断面における速度分布を図4.5(a)~(c)に示す。図4.5(a)~(c)に描かれているベクトルは平均的な流れ成分を除去し、速度変動分のみを考察するため、主流方向速度 u 、周方向速度 v を合成したベクトルからローター一回転あたりの平均速度を差し引いた速度を示した。図に示される主流方向速度成分を u' 、周方向速度成分を v' とし、速度ベクトルは u' と v' 合成した速度成分である。そして、合成速度は以下の式から算出した。

$$v' = v - v_{ave} \quad (4.4)$$

$$V_{UV} = \sqrt{u'^2 + v'^2} \quad (4.5)$$

式(4.4)中の v_{ave} は各測定点における周方向速度 v のローター回転の平均値である。式(4.1), (4.5)に示されるように翼周囲の速度変動のみを考察するため主流方向速度 u , 周方向速度 v から平均化された速度 u_{ave} , v_{ave} を差し引いた主流方向速度 u' , 周方向速度 v' を合成した速度 V_{UV} をベクトル図に示す。また, 図の中心はアジマス角 $\psi=270[^\circ]$ における状態である。図は $r/R=0.3\sim 1.1$ を $r/R=0.1$ 毎に示す。翼端部においては, $r/R=0.99$ における翼断面での速度分布を示す。

$r/R=0.30\sim 0.99$ (図 4.5(a)~(c))において流れは翼面から剥離せず流れていると考えられ, 翼正圧面側のベクトルは前縁方向に回り込んでおり, 翼周りに束縛渦が発達していることが確認できる。また, 負圧面側の流れに着目すると, 発達する束縛渦により, 流れは主流方向, 周方向に増速されていることが分かる。また, 図 4.2(b)の翼近傍における負圧面側の速度の増減は図 4.5(a)~(c)においても確認できる。翼周りに見られる束縛渦については後に循環量による考察で詳しく述べることとする。 $r/R=0.30$ (図 4.5(a))に着目すると, 翼後縁から紙面右上方向に向かう領域は, 翼回転方向と逆方向の成分を示すベクトルがある。これは翼境界層から剥離した流れの影響であると考えられる。また, この流れの影響は, 翼端領域($r/R=0.99$)を除く各半径位置($r/R=0.30\sim 0.90$)において見られた。 $r/R=0.99$ (図 4.5(c))において他の半径位置とは異なる大きな流れの変化が後縁位置において見られる。この流れ変化は翼端渦の影響であると考えられる。翼外側領域である $r/R=1.1$ (図 4.5(c))では, 翼に対しての流れの影響がないため速度変化は見られない。

4.1.1.3 回転面と平行な面 (YZ 平面) の実験結果および考察

図 4.6(a)は, YZ 平面における速度測定領域を示す。速度測定領域は, アジマス角 $240[^\circ]\leq\psi\leq 300[^\circ]$ までの速度分布を示す。縦軸は, 流れ変化の詳細を知るためにアジマス角 $\psi=1.0[^\circ]$ 毎における速度分布を示し, 横軸は半径位置 $0.20\leq r/R\leq 1.10$ を示す。ロータ回転方向は紙面下から上に向かう方向である。また, 図 4.6(b)は, YZ 平面における流速測定面とロータ翼の位置関係を示す。図 4.6(b)では, ロータ面から -30mm, -10mm, 10mm, 30mm の位置における 4 つの測定面のみを示しているが, 考察では, 回転面上流 50mm から回転面下流 50mm まで 10mm 毎に 11 平面の測定結果を示す。図 4.7(a)~(k)に YZ 平面における速度ベクトル図を示す。図 4.7 に示されるベクトルは, 周方向速度 v と半径方向速度 w の合成速度ベクトルである。ベクトルの色は, YZ 面内の速度の大きさを示す。

回転面上流側の流れ(図 4.7(a)~(e))を考察する。流れは翼周りに発達する束縛渦の影響により, 風車翼回転方向へ回転する周方向速度を示す。この周方向速度は, 回転面(図 4.7(f))に近づくにつれて大きくなるものの, 流れのベクトル方向は概ね同じである。各主流方向位置において, 流れのベクトルは風車翼回転方向よりも半径方向外側に向かっている。これは, 風車翼の遮蔽効果により半径方向外側に向かうためである。また, 翼端に向かうにつれて流れのベクトルは半径方向外側へ向かう。これは, 正圧面から負圧面へ回りこむ流れの影響であると考えられる。各回転面上流位置における翼後縁付近では, 速度が検出され

ていない領域が確認される。これはLDVレーザと翼の干渉により、速度が検出できなかったためである。

次に回転面下流側(図 4.7(g)~(k))について考察を行う。翼端後縁から後方の流れは、大きな速度成分を示し、これは翼端渦である。翼端後縁から後方にかけて正圧面から負圧面に回り込んだ流れである半径方向内向きの速度ベクトルが確認される。さらにその後方では、ベクトルの向きは半径方向外側を向いている。これは、発生した翼端渦が下流方向へと移動しているためである。次に翼面上の流れについて考察する。回転面下流の流れは、風車翼 1/4 翼弦線位置において最大の周方向速度を示し、1/4 翼弦線を越えた辺りから後縁に向けて半径方向外側へ傾斜している。翼面上における速度変化は、下流に向かうにつれて速度の大きさや向きの変化は小さくなるものの、各下流位置(図 4.7(g)~(k))で同様の傾向を示す。また、図 4.7(g)~(j)において風車翼の後縁後方で、風車回転と同一方向の周速を示す流れがある。この同一方向の周速を示す流れは、下流に行くに従い、翼後縁から離れた位置で観察される。これは、図 4.5(a)~(c)の後縁領域においても見られるように翼境界層から剥離した流れである。そして、図 4.7(k)より、回転面下流側では、流れは風車回転方向と逆方向に旋回している。

図 4.8 は、ローター回転あたりの周方向平均速度の半径分布を示す。横軸に各半径位置を示し、縦軸に風洞設定速度 $U_0=8\text{m/s}$ で無次元化した周方向平均速度を示す。また図は、軸方向に $-0.125 \leq X/R \leq 0.125$ の範囲で $X/R=0.025$ 毎の速度を示す。周方向平均速度は、ローター回転分の周方向速度の平均値である。図より、回転面上流側の $-0.125 \leq X/R \leq -0.025$ において、各主流方向位置の周方向速度に変化は見られず概ね一致している。周方向速度は、ロータ面を境に下流に向かうに従い増加する。これは、ロータトルクの反動による旋回の影響である。また、図 4.7(a)~(e)からロータ面上流側ではロータ回転に対し順方向の速度成分を持ち、図 4.7(g)~(k)からロータ面下流側において逆方向の速度成分を持つことが分かり、図 4.8 からも見てとれる。ロータ面上流、下流両方においても各々同程度の速度の大きさを示し、下流側($0.025 \leq X/R \leq 0.125$)において、半径位置が翼根から翼端に向かうにつれて周方向速度は、変化する。

4.1.2 翼周囲における循環量

4.1.1 において、翼周り流れ場の可視化により、翼周りに生ずる渦の形成領域、大まかな発生位置が明らかになった。そこで本項では、その可視化結果を基に計算領域の選択を行う。そして、実験により得られた速度場より循環量を計算し、得られた値を用いて考察を行う。循環量の計算は、計算領域の設定位置、大きさによって得られる結果が異なり、計算領域の選択、計算方法には十分注意が必要である。そこで本項における循環量の計算は、様々な計算領域による循環量算出や二次元流れと三次元流れの循環量比較、そして Biot-Savart の法則により算出した循環量といった、複数の計算手法を用いて循環量の考察を行う。

4.1.2.1 円筒座標系における循環量計算

速度ベクトルの考察により定性的な流れ状態を把握できるが、定量的な知見は得難い。そこで一定のアジマス角範囲における速度場から翼断面での循環量を定義して考察を行う。そして、本小項では、図 4.9(a)~(d)に示すように翼を取り囲む短形領域における循環量計算を行った。

図 4.9(a)は、XY 平面の循環量計算領域を示し、図 4.9(b)~(d)は、計算領域の模式図を示す。翼周りに発達する束縛渦の大きさと翼通過による流れ場の変化を明らかにするため、循環量は、図中に示すように短形領域の外縁に沿った接線速度を周積分することにより計算した。図 4.9(a)に円筒座標系における循環量算出の模式図を示す。 l は周方向における長さ、 h は軸向幅とする。

図 4.9(b)に循環量算出における計算領域の模式図を示す。また、ここで得られる循環量を Case1 とする。循環量 Case1 における計算領域は、ピッチ軸を中心とし中心角 $60[^\circ]$ 、軸方向幅 200mm とし、半径位置 $r/R=0.3\sim 1.1$ に計算領域を配置した。図 4.9(b)中における dh 、 dl は周積分する上での代表長さである。 dh は 10mm であり、 dv は、各半径位置での翼断面におけるアジマス角 $\psi=1[^\circ]$ 分の周長さである。なお、計算領域は測定データを用いた領域の取り方で循環量が変わらないことを確認し、半径方向により翼弦方向の大きさは異なるが、翼根まで同一の領域が取れるように選択した。循環量算出は、以下の式に従い算出した。

$$\Gamma = \oint V ds \quad (4.6)$$

ここで、 V は閉曲線に対する接線方向速度成分、 ds は閉曲線における微小要素である。また、接線方向速度成分には、主流方向速度と周方向速度を用いる。微小要素には dh 、 dl を用いる。計算された値は風洞設定速度($U_0=8\text{m/s}$)、翼半径($R=0.8\text{[m]}$)により無次元化を行った。無次元化の式を以下に示す。

$$\Gamma' = \Gamma / (U_0 R) \quad (4.7)$$

ここで、 Γ' は無次元化された循環量値を示す。

次に束縛渦を遮るように計算領域を設定する。この場合における循環量は図 4.9(b)、(c)に示すように循環領域により循環量を算出する。図 4.9(c)に示す計算領域における循環量計算について説明する。図中 h は各半径位置の翼断面における翼幅長 2 倍の長さであり、 l は各半径位置での翼断面における翼弦長 2 倍の長さとする。この場合における循環量を Case2 とする。

図 4.9(d)に示す計算領域における循環量計算について説明する。図中 h は図 4.9(c)と同様、各半径位置の翼断面における翼幅長 2 倍の長さであり、 l は各半径位置での翼断面における翼弦長 3 倍の長さを示す。そして得られた循環量を Case3 とする。Case2、Case3 とともに循

環量は式(4.6)を用い、計算された値は式(4.7)により無次元化する。

図 4.10 に Case1 における翼周り循環量計算結果を示す。図 4.10 は、横軸に無次元半径位置を、縦軸に無次元循環量を示す。Case1 において、循環量は $r/R=0.3\sim0.75$ まで一定の値を示し、 $r/R=0.75\sim0.9$ まで緩やかに減少する。そして、循環量は $r/R=0.9\sim1.0$ に向けて急激に減少する。翼端領域における循環量の急変は、翼端渦における影響である。また、翼外側の領域($r/R=1.1$)では、束縛渦の影響がなくなるため、0 に近い値となっている。

図 4.11 に Case1, Case2, Case3 における翼周り循環量計算結果を示す。図 4.11 は、横軸に無次元半径方向位置を、縦軸に無次元循環量を示す。Case2 と Case3 は、比較的同じ傾向を示す。Case2 と Case3 は Case1 と比較すると、 $r/R=0.3\sim0.4$ において概ね等しい値を示すが、 $r/R=0.5\sim0.7$ において値が下回り、 $r/R=0.8\sim1.0$ において大きく下回る。これは、Case2, Case3 における循環量の計算領域は、翼断面に対して主流方向における範囲が小さい。そのため XY 平面における実験結果に示される束縛渦(図 4.5)を完全に捉えることができず、各半径位置の循環量値に影響したためである。図 4.5 に示される循環を囲うように計測領域を十分に設けることで翼周りに発達する循環を捉えることが出来た(Case1)。

4.1.2.2 直交座標系における循環量計算

前小項における循環量は、円筒座標系において主流方向速度と周方向速度を用いて循環量計算を行った。しかし、円筒座標系に基づいて計算を行うと、図 4.12(a)から見て取れるように計算領域は円弧状となり、Z 軸に対して垂直に計算領域を設定しているわけではない。また、前小項では、二次元流れ場より主流方向速度、周方向速度を用いて計算を行ったが、ここでは、三次元流れ場を考慮し、半径方向速度成分を含んだ循環量計算を行う。そして、直交座標系により計算される循環量を Case4 とする。ここでは、円筒座標系を基に計算を行った循環量 Case1 と直交座標系をもとに計算を行う循環量 Case4 を比較する。

図 4.12(a)は、XY 平面の循環量計算領域を示し、図 4.12(b)は、計算領域の模式図である。計算領域は、ピッチ軸を中心とし中心角 60° 、軸方向幅 200mm とし、半径位置 $r/R=0.3\sim1.0$ まで $r/R=0.1$ 毎に計算領域を配置し、計算を行った。また、図 4.12(b)における dh , dl は周積分する上での代表長さである。 dh は 10mm であり、 dv は l を 30 等分した長さである。図 4.12(a)に示すように、主流方向速度と周方向速度を用いた循環量計算領域(Case1)は、円弧を描いた領域となり、直線的ではない。そこで、直線的な短形領域において循環量を算出するために、主流方向速度と周方向速度に半径方向速度を加えて循環量計算を行う。周方向に用いる速度は、前後二点の半径位置の速度により補間することで求める(図 4.12(a))。また、周方向における速度は周方向速度と半径方向速度の合成速度から求める。

図 4.13 に循環量計算結果を示す。図は、横軸に無次元半径方向位置を示し、縦軸に無次元循環量を示す。 $r/R=0.3\sim0.7$ において、循環量は $0.13 < \Gamma' < 0.15$ の値を示すが、 $r/R=0.8\sim1.0$ において、循環量は大きく減少している。しかし、Case1 円筒座標系における循環量である Case1 と Case4 直交座標系における循環量である Case4 は、翼端領域($r/R=0.8$)から違う傾向が見られる。Case4 では、半径方向速度を含んだ計算をしている。そして、半径方向速度分

布 (図 4.3(b))に示すように翼根から翼端領域に向かうに従い半径方向速度成分は、大きく表れる。ゆえに、半径方向速度成分の影響により、直交座標系における循環量分布(Case4)は、円筒座標系における循環量(Case1)とは翼端領域で異なる傾向が見られたと考えられる。

4.1.2.3 ビオ・サバールの法則による循環量

翼の束縛渦の循環量は線積分による算出だけでなく、ビオ・サバールの法則を二次元的に扱う方法^[18]により求めることもできる。そこで、この小項では図 4.14(a)で示したロータ回転面後流中の固定点で測定された速度データから、Biot-Savart の法則により翼束縛渦の循環量を見積もる。Biot-Savart の法則による循環量算出の模式図を図 4.14(a)に示す。

自由渦の循環量は、半径位置における誘起速度 ΔU により以下の式で表される。

$$\Gamma = 2\pi r \Delta U \quad (4.8)$$

ここで、2 点の誘起速度を考える。そして、2 点間の距離を Δd とする。ある点の渦中心からの距離を x とすると、もう 1 点の渦中心からの距離は $x + \Delta d$ である。また、循環は自由渦であるとすると以下の 2 式が成り立つ。

$$\Gamma = 2\pi \Delta U_1 x \quad (4.9)$$

$$\Gamma = 2\pi \Delta U_2 (x + \Delta d) \quad (4.10)$$

式(4.9)、(4.10)を整理すると、

$$\Gamma_V = 2\pi \Delta d \frac{\Delta U_1 \Delta U_2}{\Delta U_2 - \Delta U_1} \quad (4.11)$$

となる。式(4.11)における $\Delta U_1, \Delta U_2$ は誘起速度である。また、 Δd は主流方向の測定点の間隔を示す。そして、誘起速度の大きさ ΔU は、回転面からの距離 x に逆比例することから、次式で表される。

$$\Delta U = U_{\max} - U_{\min} \quad (4.12)$$

式(4.9)における U_{\max} は、 $\theta_\beta = 45[^\circ]$ における主流方向速度であり、 U_{\min} は、 $\theta_\beta = -45[^\circ]$ における主流方向速度である。図 4.14(b)に示すように、主流方向速度 u は測定位置に翼が接近してくると次第に増加して $\theta_\beta = 45[^\circ]$ で最大となり、この位置が過ぎると減少し $\theta_\beta = -45[^\circ]$ で最小値をとる。さらに翼が遠ざかると u は再び増加を始める。図 4.14(b)は、 $r/R = 0.7$ における下流位置 40mm, 60mm, 80mm, 100mm の 4 つの下流位置における主流方向速度分布を示す。図 4.14(b)の横軸は回転角を示し、縦軸は主流方向速度を示す。また、横軸における $\theta_\beta = 0[^\circ]$ はピッチ軸中心である。

式(4.11)を用いて求めた循環量分布を図 4.15 に示す. 図 4.15 は, 周積分により算出した循環量(Case1 における循環量)と Biot-Savart の法則により算出した循環量分布である. Biot-Savart の法則に用いる二点の測定位置として, 下流 80mm と下流 100mm, 下流 60mm と下流 100mm, 下流 40mm と下流 100mm の 3 つの条件を設定し循環量を算出した. また, Biot-Savart の法則により算出した下流 80mm と下流 100mm の二点から求められた循環量を Case5 とし, 下流 60mm と下流 100mm の二点から求められた循環量を Case6, 下流 40mm と下流 100mm の二点から求められた循環量を Case7 とする. そして, 図 4.15 の横軸は, 無次元半径方向位置を示し, 縦軸は, 無次元循環量を示す. Biot-Savart の法則により算出した循環量 Case6, Case7 は概ね近い値を示す. また, 周積分により算出した循環量(Case1)と同様の傾向を示す. しかし, Case5 の値は各半径位置において異なった値を示す. これは, 図 4.14(b)に注目すると, 下流 80mm, 100mm における速度を比較した場合, 速度変化があまり見られない. この速度変化の差が循環量計算の精度に影響したと考えられる.

4.1.2.4 アジマス角変化による循環量

図 4.16(a)は, 各半径位置におけるおアジマス角に対する循環量計算領域を示し, 4.16(b)は, 静止系に固定された計算領域の模式図を示す. 計算領域について l は回転角 $\theta_\phi=40[^\circ]$ 分の長さを示し, h は軸方向幅長さ 200mm とする. 図 4.16(b)に示すように静止系に計測領域を固定し, 風車翼が, アジマス角 $240[^\circ] \leq \psi < 360[^\circ]$ の位置に至るまでアジマス角 $\psi=1[^\circ]$ 毎に計測領域における循環量を算出した. 翼はアジマス角 $\psi=270[^\circ]$ で計算領域の中心を通過する. 図 4.17 は, アジマス角変化による無次元循環量を示す. 横軸は, アジマス角を示し, 縦軸は無次元循環量を示す. 循環量の変動は, $r/R=0.3 \sim 0.9$ まで共通して見受けられた. 各半径位置($r/R=0.3 \sim 0.9$)の循環量の大きさは翼端に向かうに従い徐々に減少するが, 翼の通過に伴う挙動に大きな差は見られない. 循環量の変動において, 翼が計算領域に入り始めると, 循環量は増加する. そして, 循環量はアジマス角 $\psi=250[^\circ]$ 付近において最大値を示し, アジマス角 $250[^\circ] < \psi < 280[^\circ]$ 付近で概ね一定の値を示す. この範囲で, 循環量が概ね一定の値を示すのは, 計算領域の中に翼周りの循環量を十分に含んでいるためである. そして, 測定領域から翼が通過する, アジマス角 $\psi=285[^\circ]$ 付近になると循環は急激に減少する. アジマス角 $\psi > 310[^\circ]$ の辺りで循環量は負の値を示す. これは, 翼の境界層から剥離した流れが計算領域を通過するためであると考えられる. そして, $r/R=1.0$ では, 翼端渦の影響により他の半径位置($r/R=0.3 \sim 0.9$)のグラフとは循環量の変動が異なる. 図 4.1 に示すように翼がアジマス角 $\psi=270[^\circ]$ に近づくにつれて翼近傍において速度が増速し, 翼がアジマス角 $\psi=270[^\circ]$ を過ぎると翼端渦が発生し, 翼の回転に伴い翼端渦は下流方向に移動する. ゆえに図 4.17 において, 翼の回転に伴い循環は, 次第に大きくなり, 翼端渦が下流方向に移動するにつれて循環量値は小さくなる. そして翼端渦が計算領域から外れると, 循環量は 0 となる. $r/R=1.1$ に注目すると, 翼を計算領域に含んでいないため, この領域における流れは, 自由流れとなり, 循環量変化はほとんど見られない.

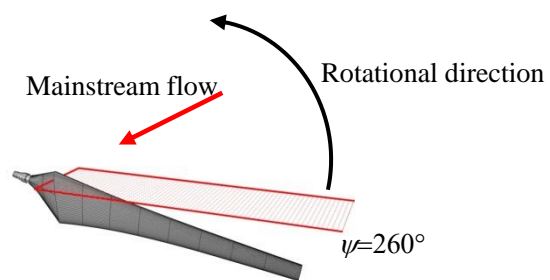
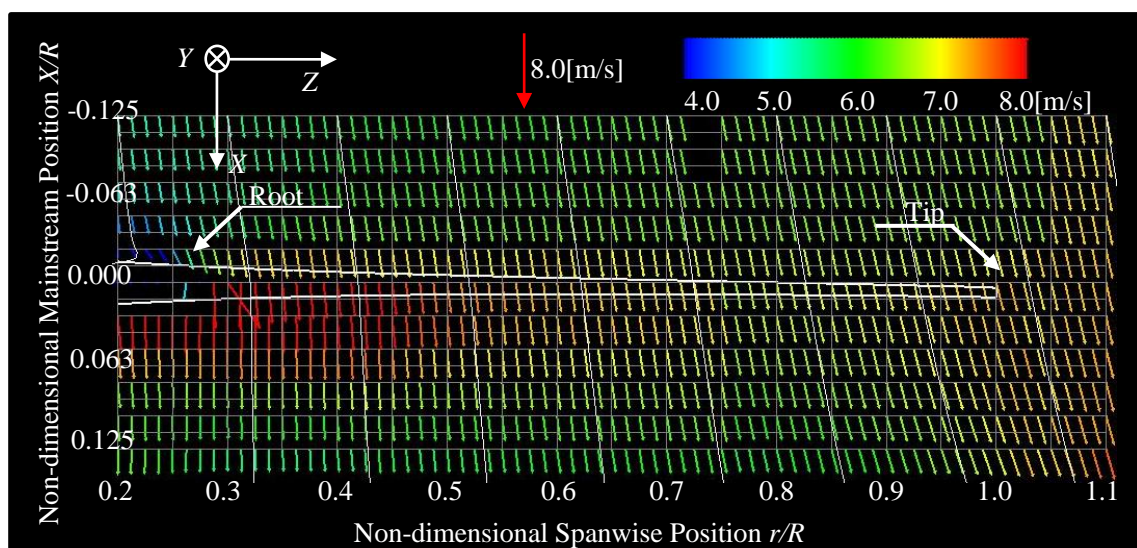
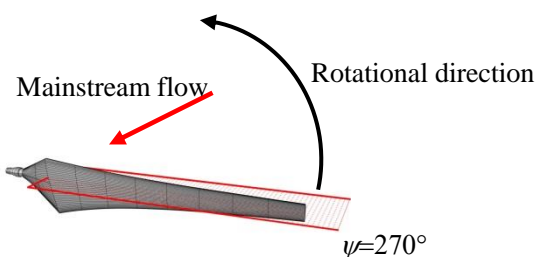
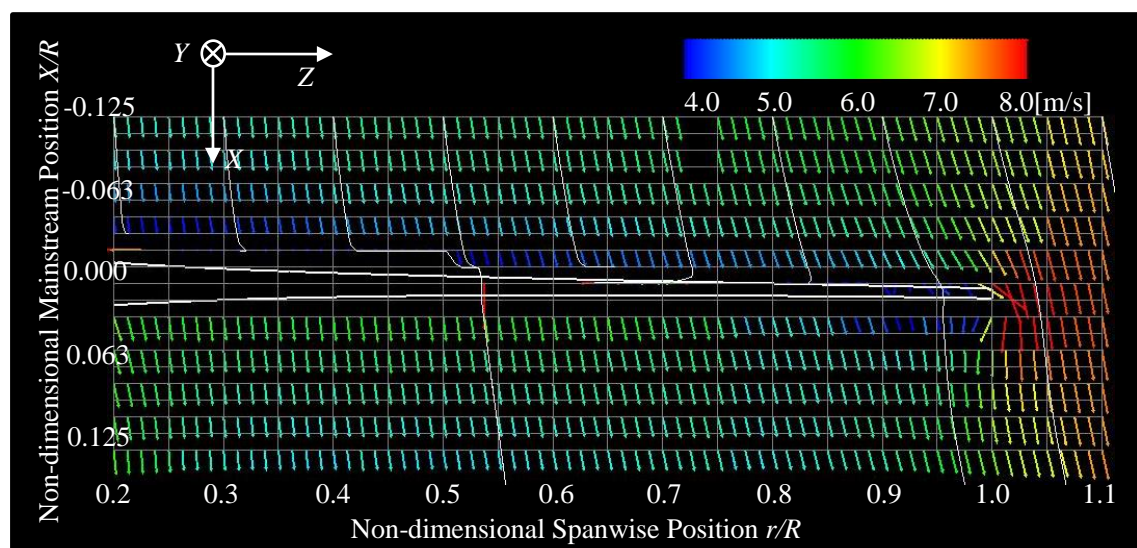
4.1.2.5 翼端近傍流れの循環量

翼端渦の強さを考察するために翼端渦の循環量を計算する．翼端領域における循環量は，式(4.6)を用い，計算された値は，式(4.7)より無次元化する．ここで用いられる接線速度成分 V は，主流方向速度と半径方向速度を用いる．計算領域は，図 4.18(a)に示される．主流方向長さは，60mm とし，回転面から上流側に 30mm，下流側に 30mm とする．また，半径方向長さも 60mm とし，翼端を中心として -30mm から 30mm とした．循環量は，図 4.18(b)に示すように計算領域を固定した状態で翼がアジマス角 $240[^\circ] \leq \psi \leq 360[^\circ]$ の範囲で算出した．また，循環量算出に用いる微小長さ ds は 10mm である．図 4.19 は，循環量の計算結果を示す．横軸は，アジマス角を示し，縦軸は，無次元循環量を示す．図より，計算領域において翼端渦が存在している間循環量が生じていることが確認できる．ここで， XZ 平面の速度ベクトル図に注目する．図 4.2 は，アジマス角 $260[^\circ] \leq \psi \leq 310[^\circ]$ までを $10[^\circ]$ 毎に示しているため，図から大まかな流れ変化のみ見てとることができないが，アジマス角 $\psi=270[^\circ]$ の時，翼端から翼端渦が発生する．そして，アジマス角 $273[^\circ] \leq \psi \leq 275[^\circ]$ の時，翼端渦が計測範囲内にある．また，翼の回転に伴い従い翼端渦は下流に移動する．そして，アジマス角 $\psi=279[^\circ]$ において翼端渦の渦中心辺りが測定領域の境界を通過するため循環量計算に影響し，図 4.19 において最大値を取る．さらに翼が回転すると，翼端渦が計測領域から離れるため，循環量は小さくなる．翼周りにおける循環量 Case1 において翼端領域である $r/R=1.0$ では無次元循環量値は概ね 0.1 に近い値を示す．また，翼端渦を十分に計測範囲内で捉えている間，循環量は 0.09 に近い値を示す．従って，翼周りに発生していた束縛渦が，翼端において縦渦に変化することを捉えることが出来たと考えられる．

次に，翼端渦の循環量計算を行う．ここでは，各下流位置に推移する翼端渦中心を捉え，各下流位置における循環の計算を行った．計測領域は，図 4.20 に示すように翼端渦の周りを矩形で囲む．また，計算に用いられた各下流位置は下流 30mm~100mm まで 10mm 毎に 8 つの領域を計算した．図 4.21 より，概ね各下流位置において，翼端渦循環量は 0.09 を示し，縦渦は，一定の大きさを保ちながら下流方向に移動している．

翼周り束縛渦，翼端領域における循環量の計算により，束縛渦から縦渦への変化を捉えることが出来た．

これまでに挙げた循環量計算では， XZ 平面に対し垂直に循環量測定領域を設定することで行う算出手法や二次元的手法から循環量を求めた．しかし，各平面における速度ベクトル図より，流れは三次元的であり，翼周りに発達する束縛渦は半径方向に傾いている可能性も考えられる．また，今回の翼端渦の計算において， XZ 平面での二次元空間により行った．実際の翼端渦は， XZ 平面に対し平行ではなく， Y 軸に傾きを持つことも考えられる．ゆえに三次元空間により循環量を算出した場合，より正確な値や循環量の形を見積もることが出来ると考えられる．

図 4.1(a) XZ 平面速度分布 $\psi=260^\circ$ 図 4.1(b) XZ 平面速度分布 アジマス角 270°

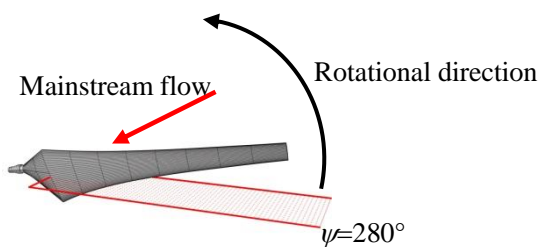
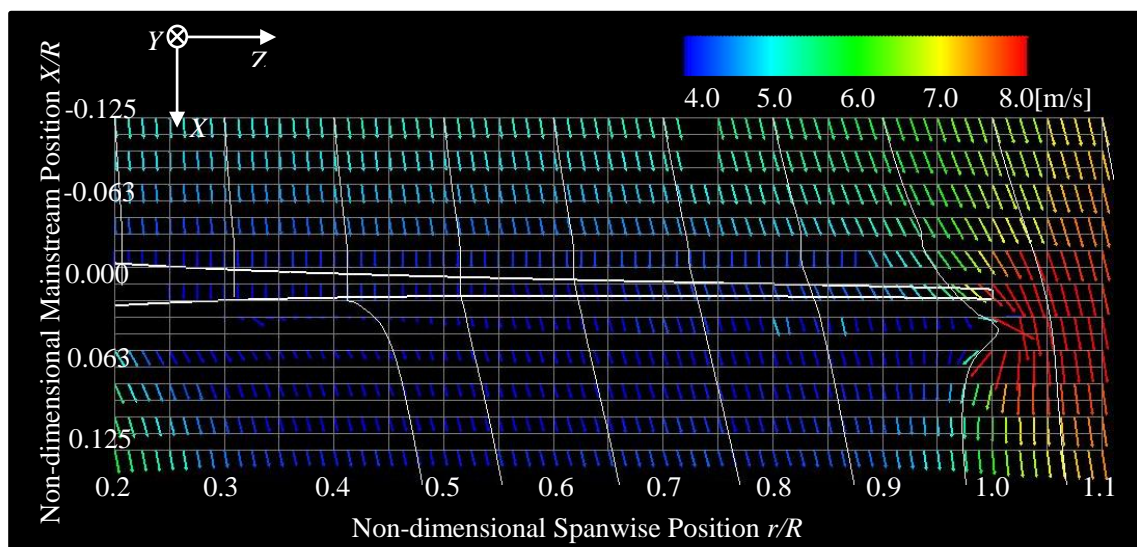


図 4.1(c) XZ 平面速度分布 アジマス角 280°

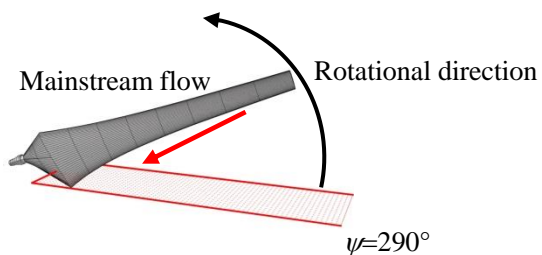
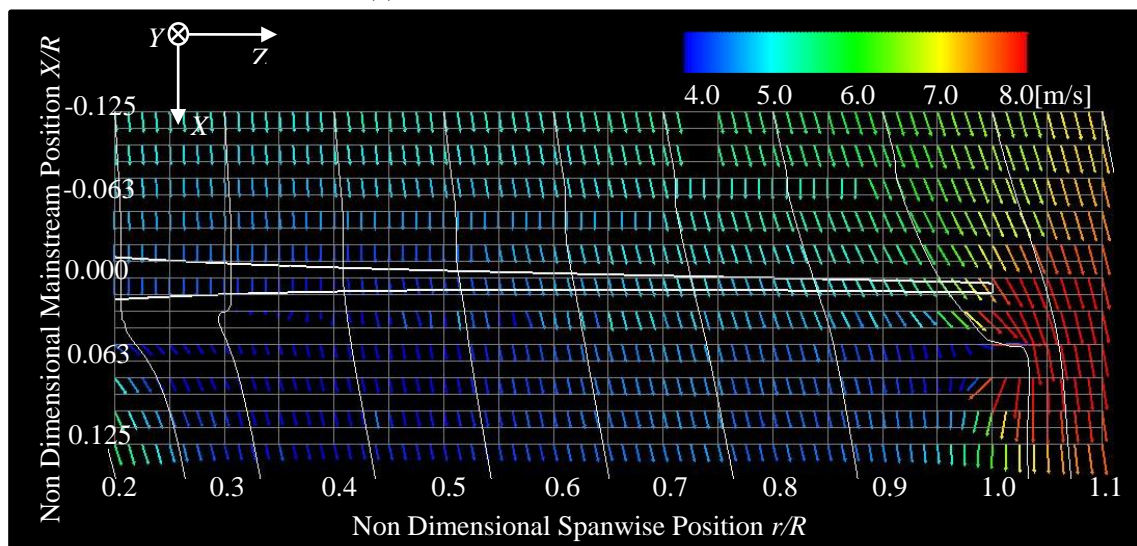


図 4.1(d) XZ 平面速度分布 アジマス角 290°

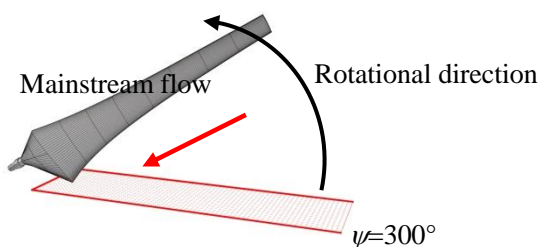
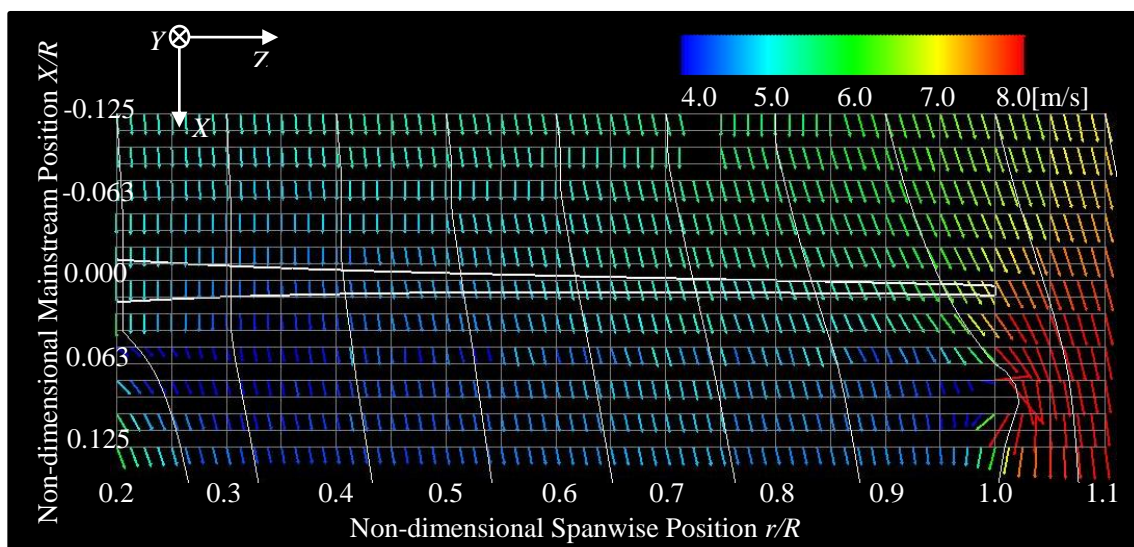


図 4.1(e) XZ 平面速度分布 アジマス角 300°

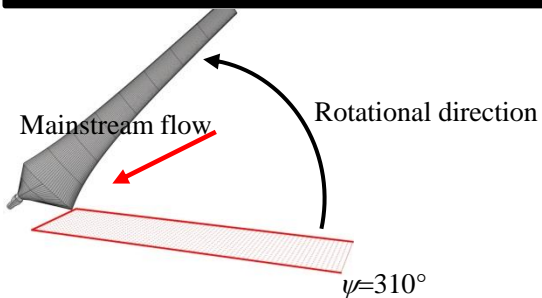
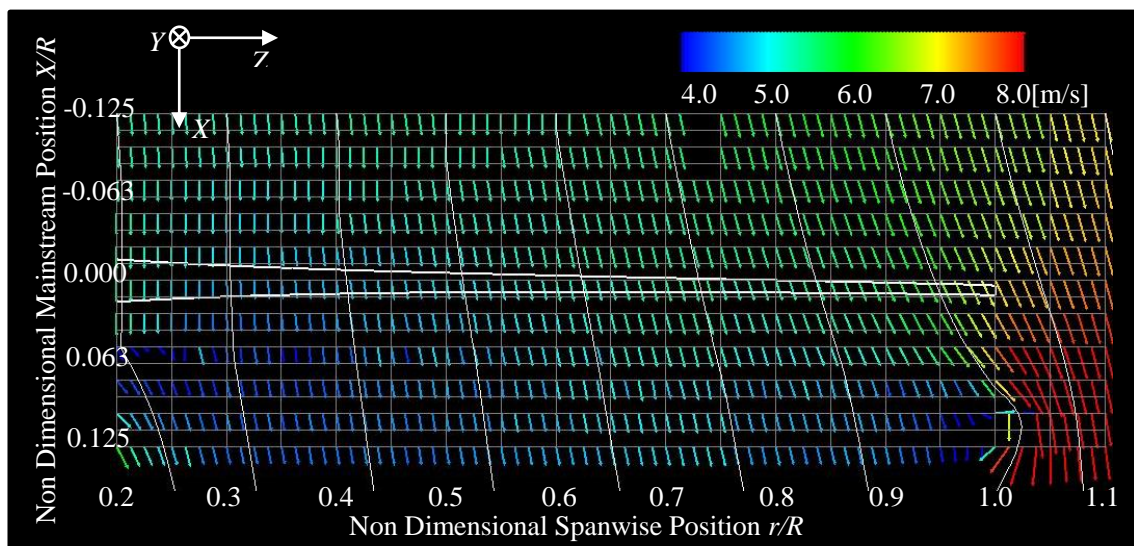
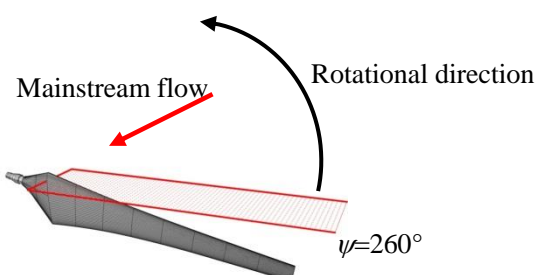
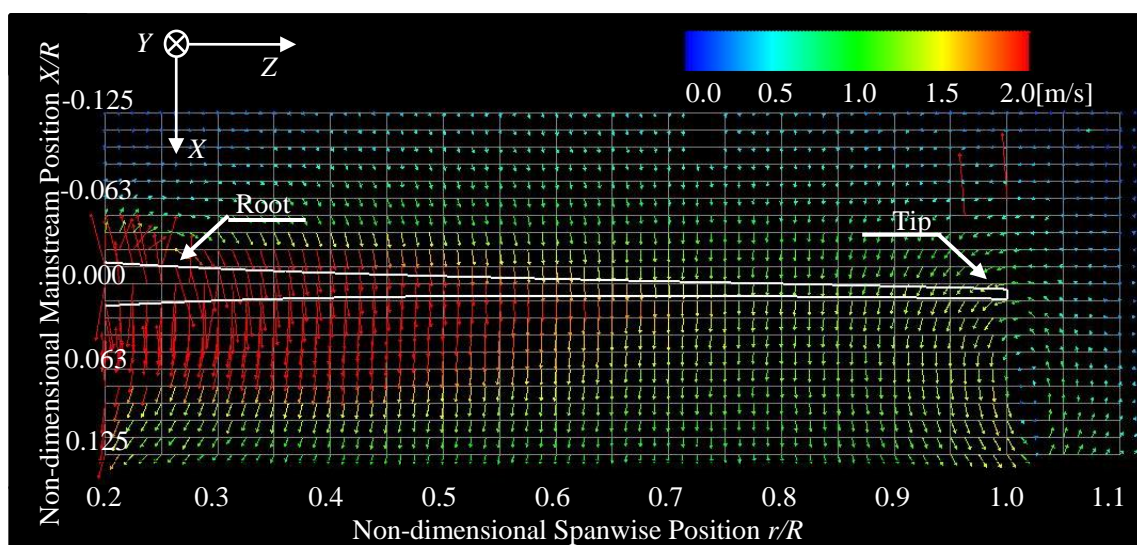
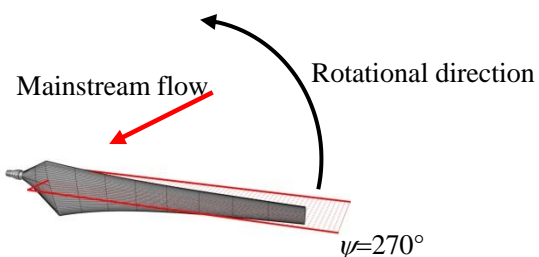
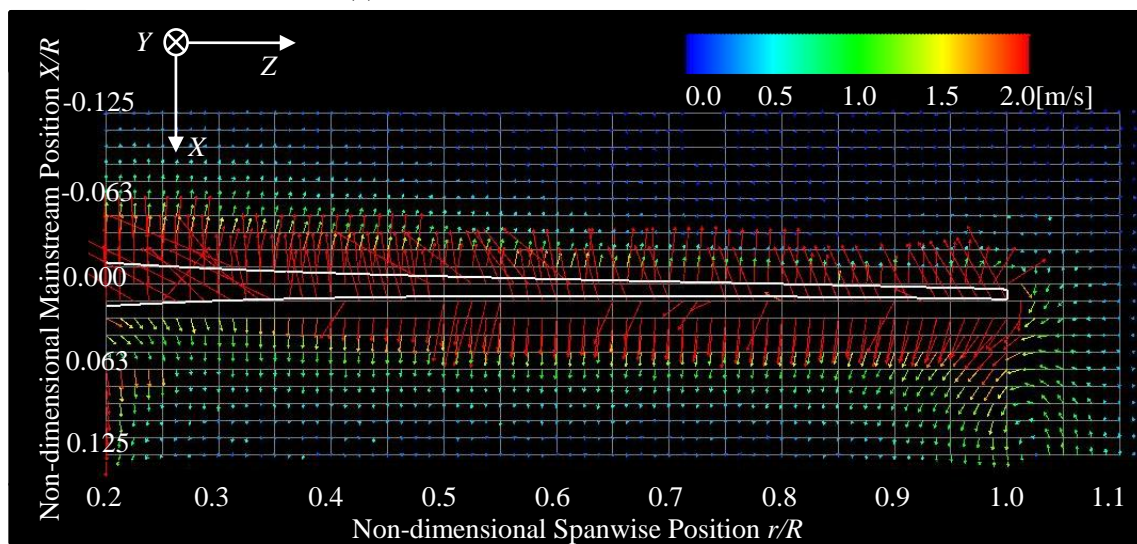


図 4.1(f) XZ 平面速度分布 アジマス角 310°

図 4.2(a) XZ 平面変動速度分布 アジマス角 260° 図 4.2(b) XZ 平面変動速度分布 アジマス角 270°

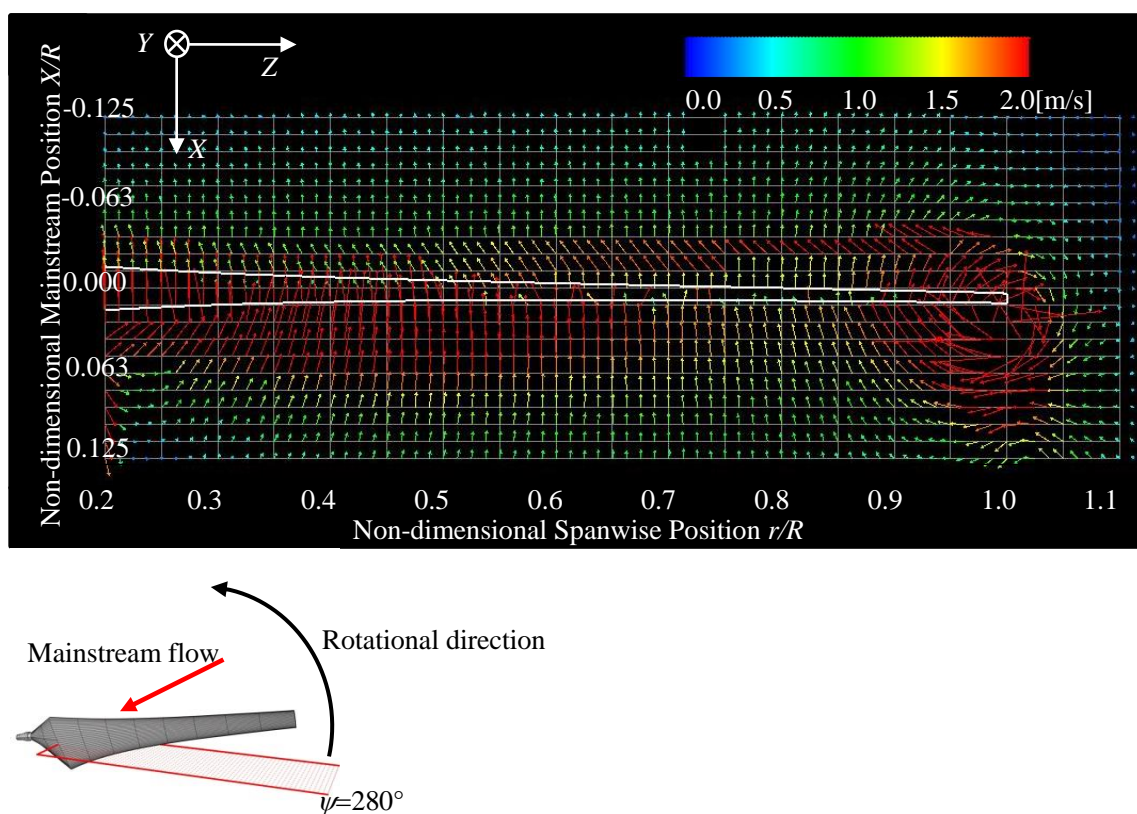


図 4.2(c) XZ 平面変動速度分布 アジマス角 280°

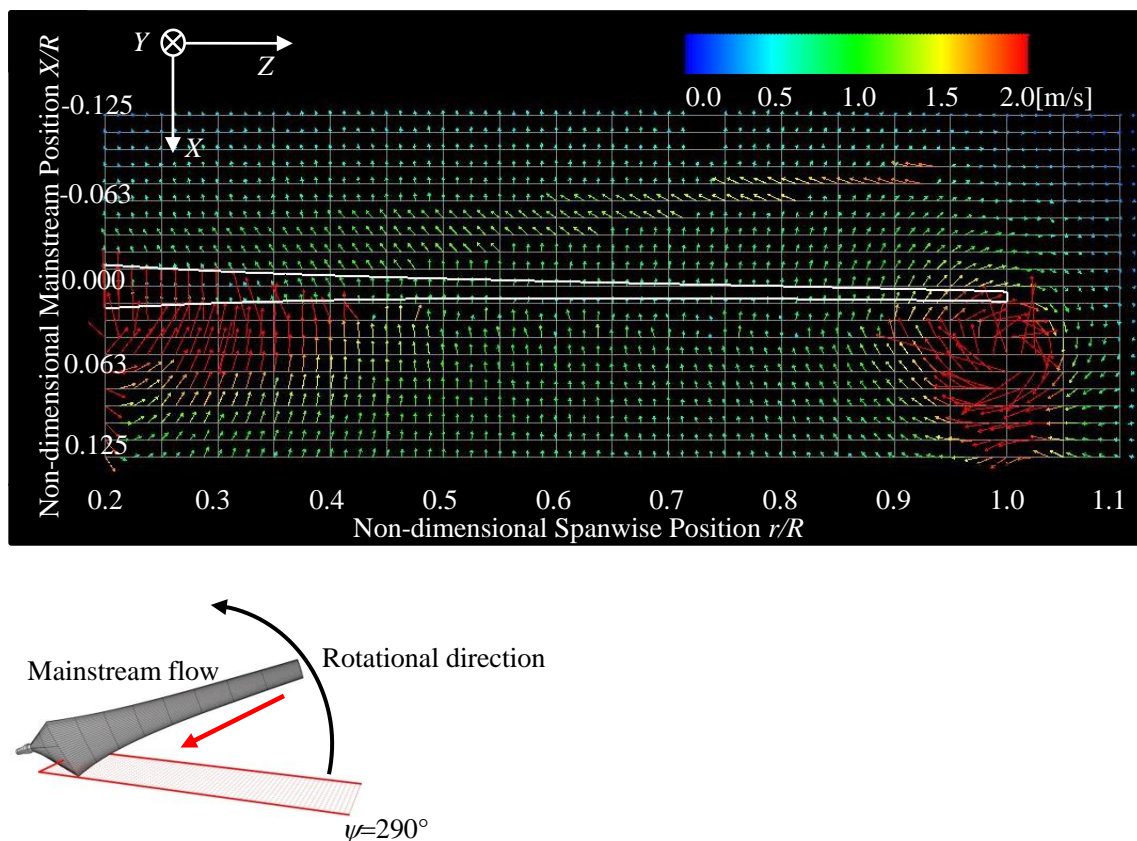


図 4.2(d) XZ 平面変動速度分布 アジマス角 290°

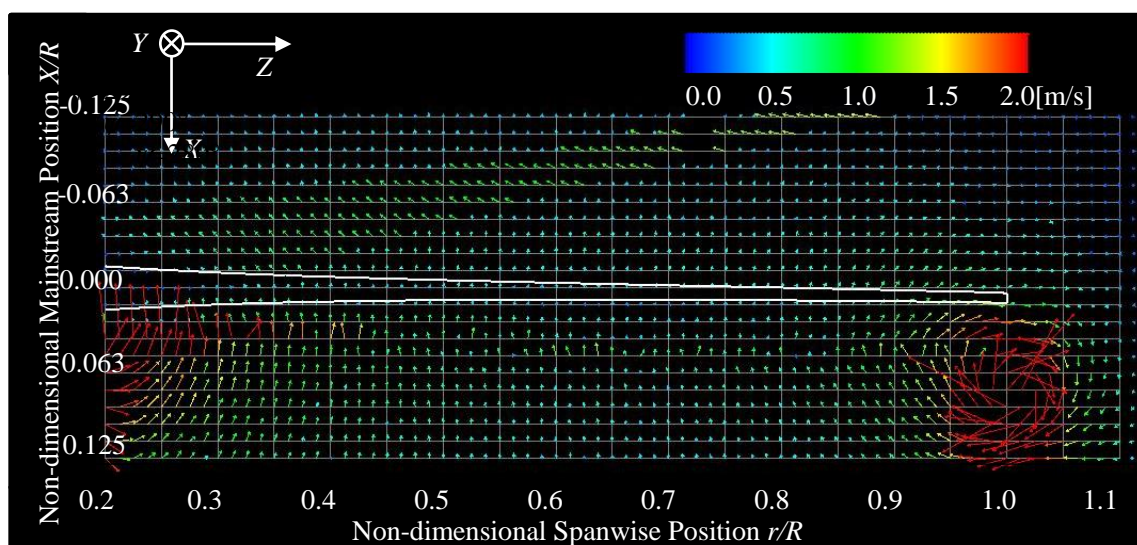


図 4.2 (e) XZ 平面変動速度分布 アジマス角 300°

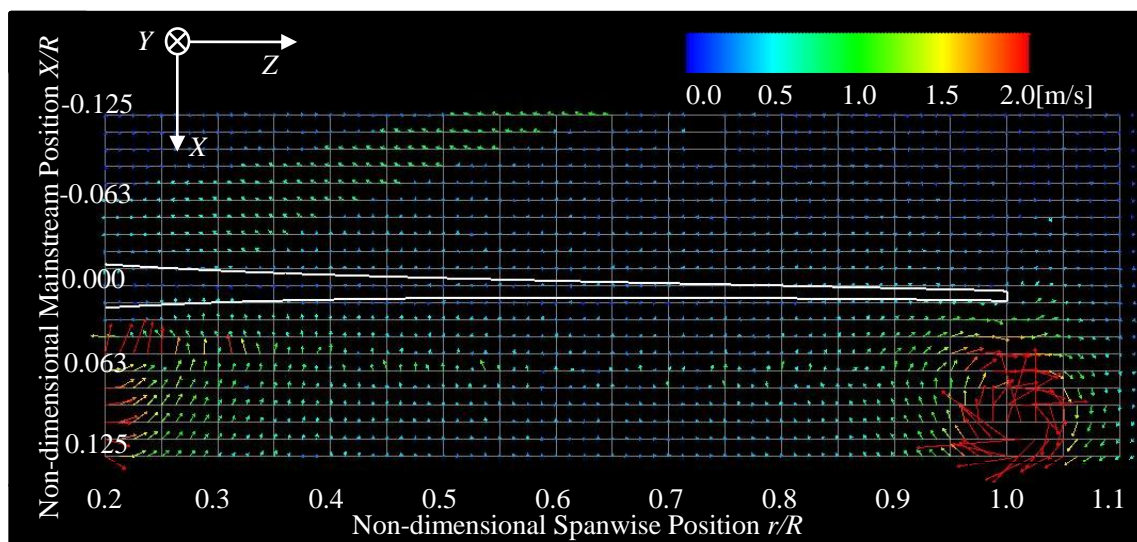


図 4.2(f) XZ 平面変動速度分布 アジマス角 310°

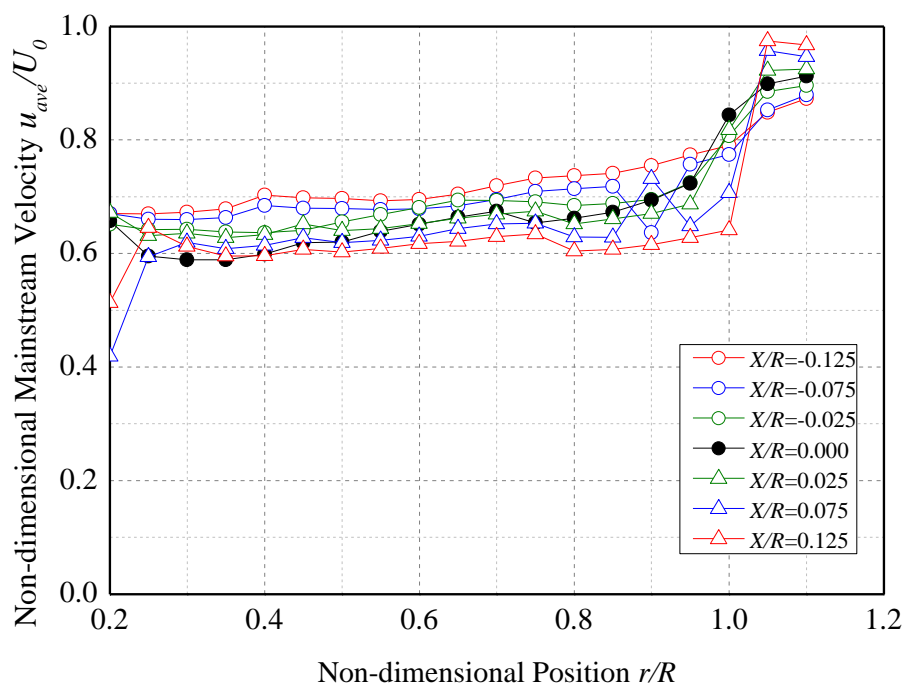


図 4.3(a) 主流方向平均速度の半径方向分布

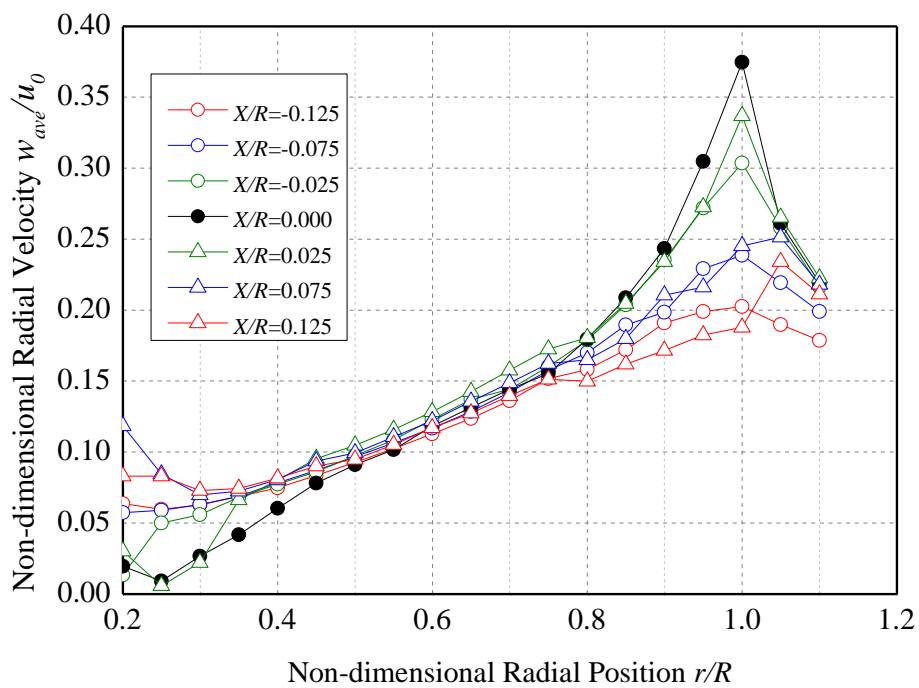


図 4.3(b) 半径方向平均速度の半径方向分布

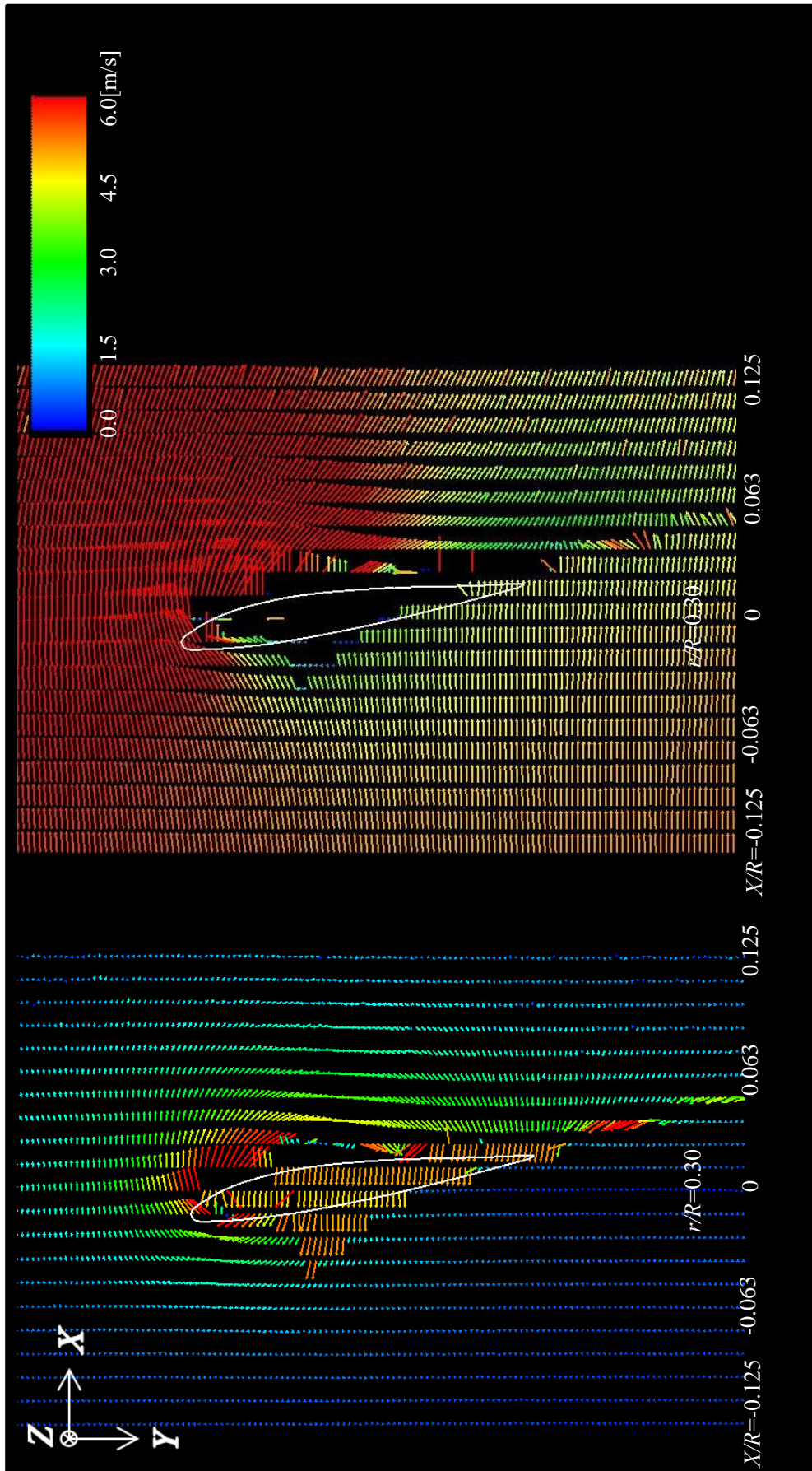


図 4.4(a)
XY 平面における速度分布

図 4.4(b)
XY 平面における流れ場から平均流速を
差し引いた速度分布

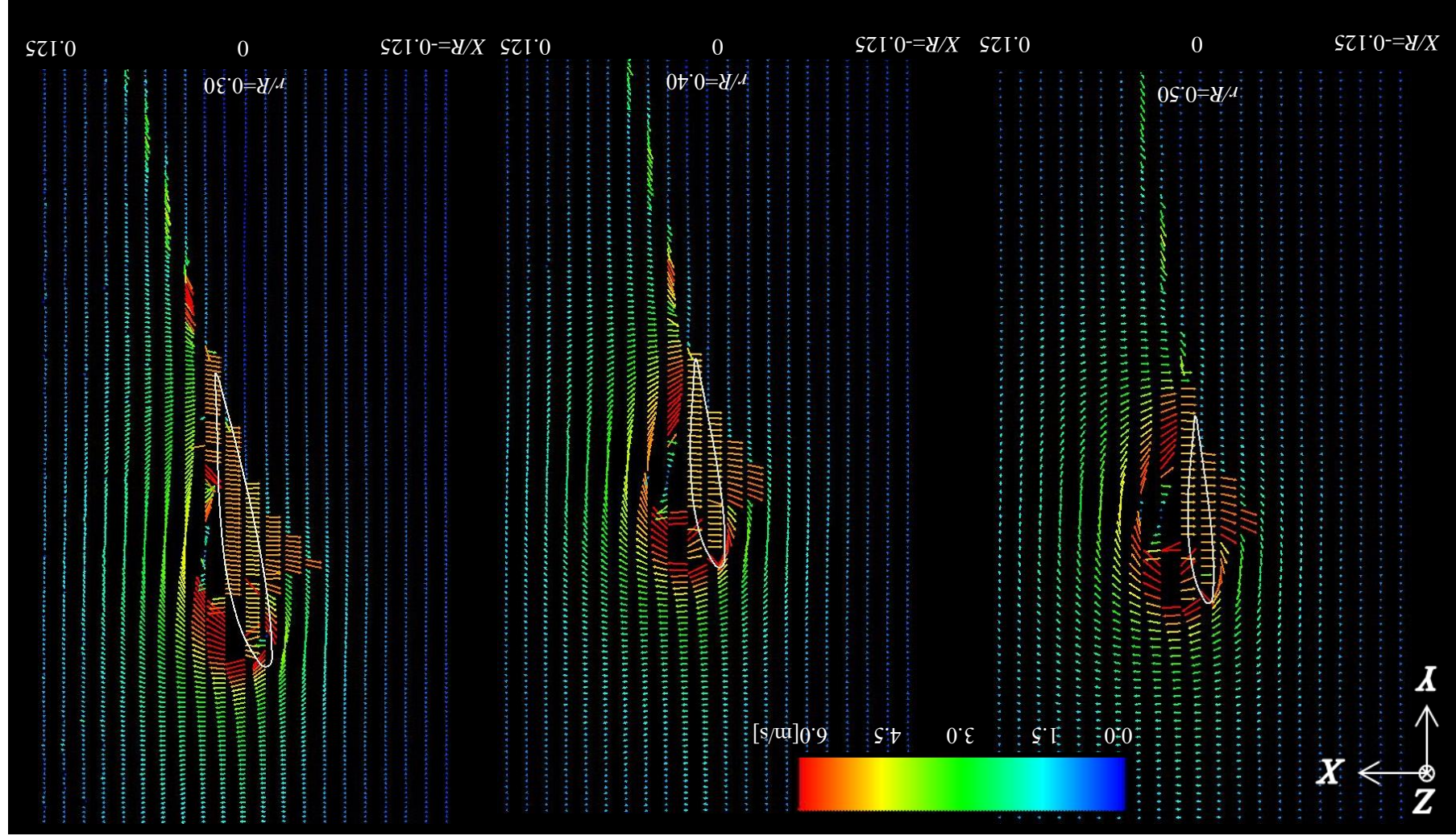


図 4.5(a) XY 平面変動速度分布

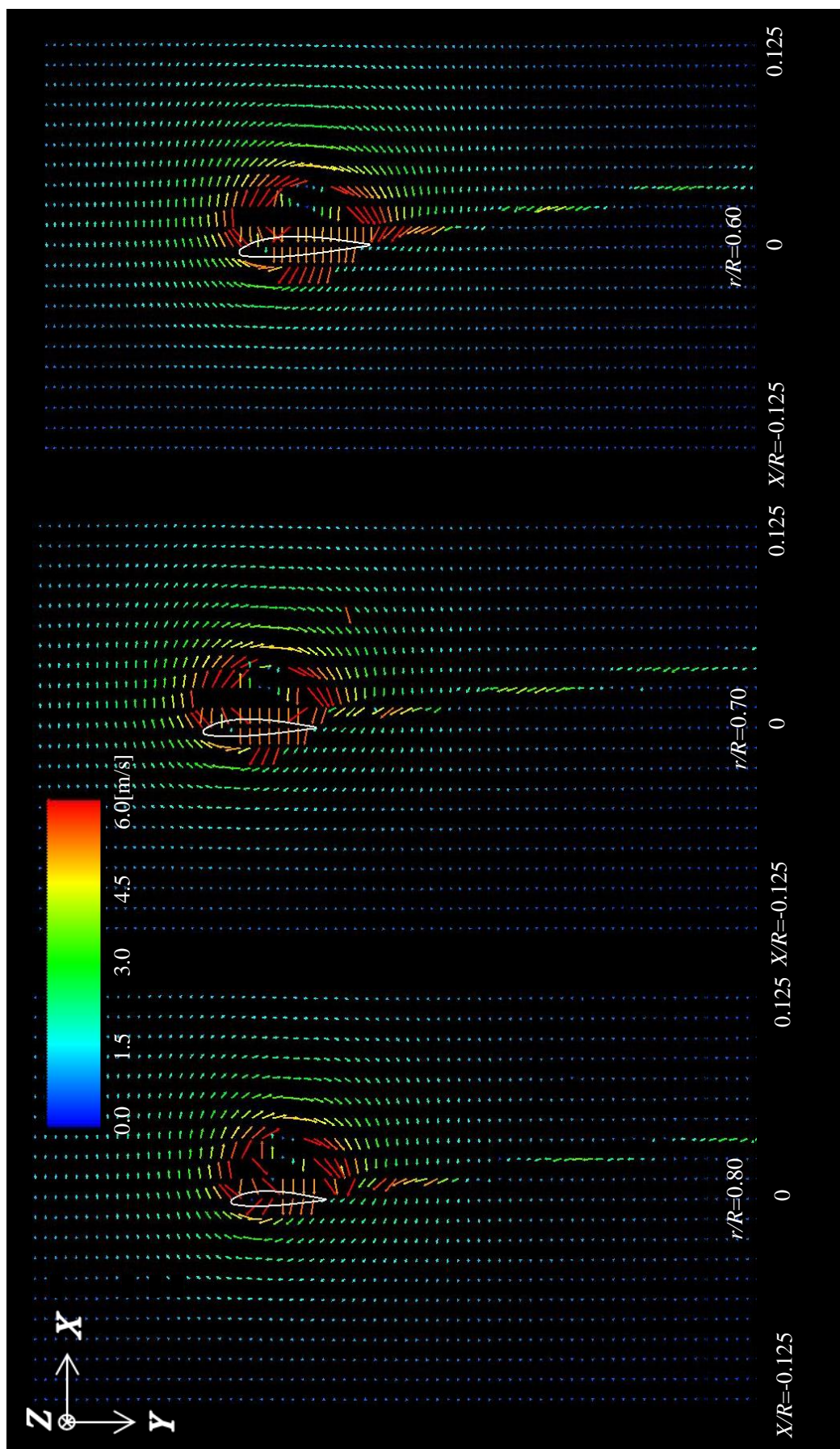


図 4.5(b) XY 平面変動速度分布

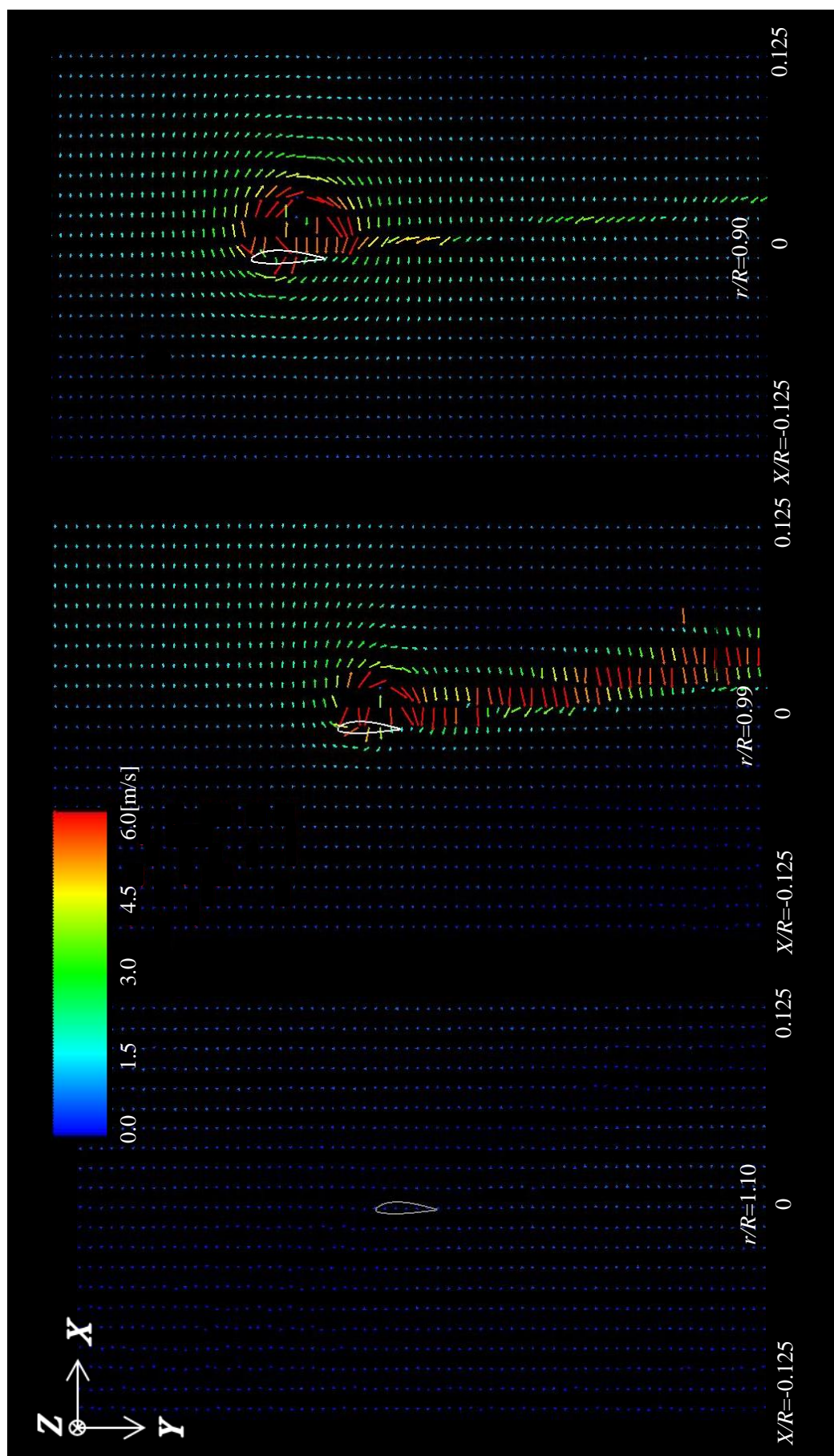


図 4.5(c) XY 平面変動速度分布

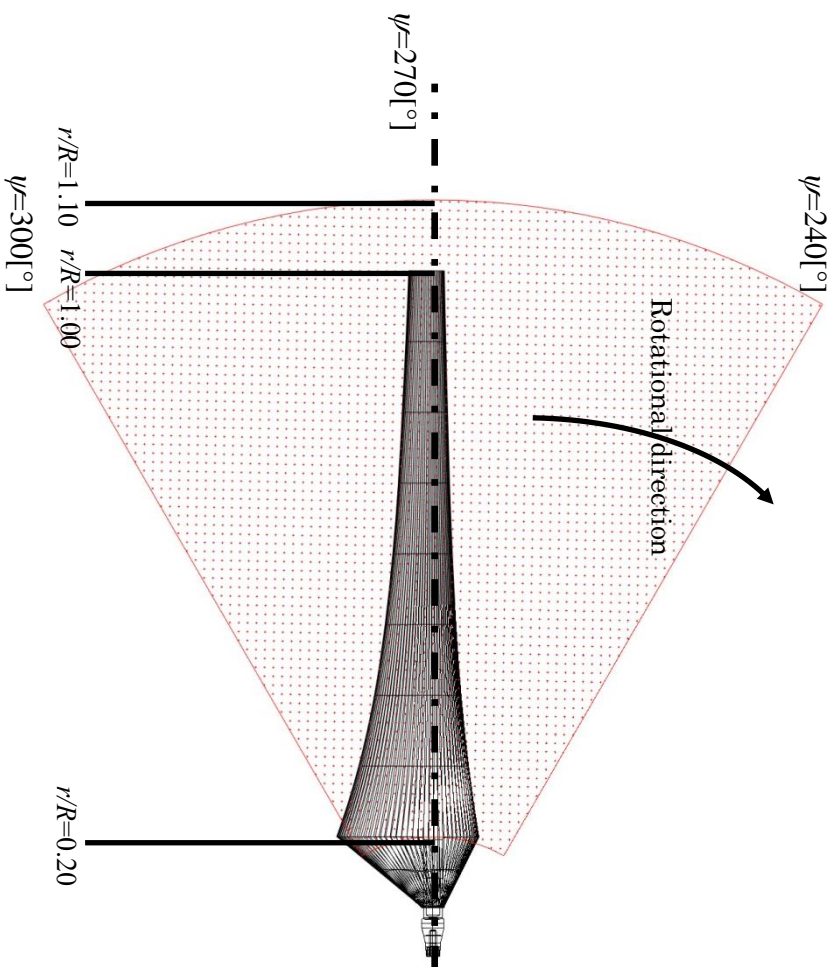


図 4.6(a) YZ 平面における流速測定範囲

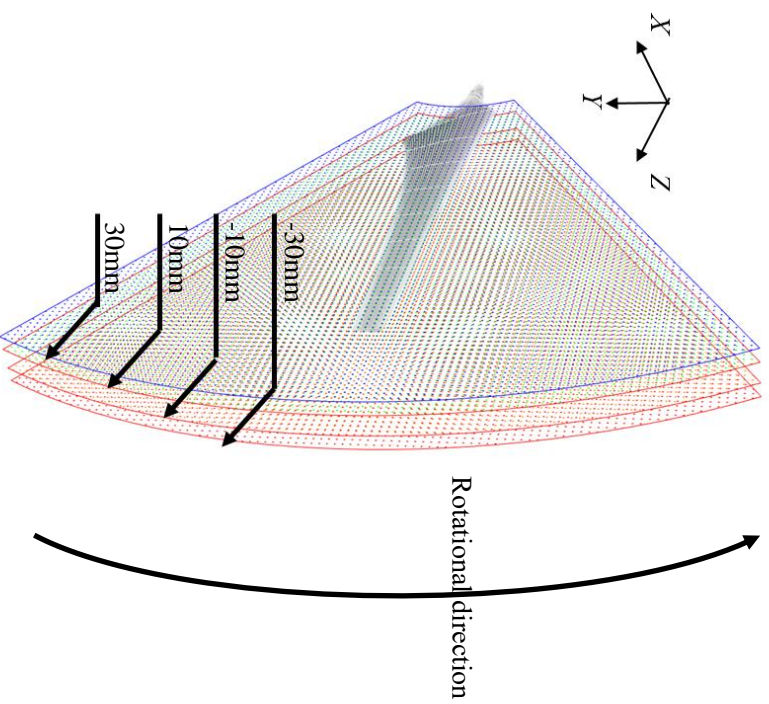


図 4.6(b) YZ 平面における流速測定面とロータ翼の位置関係

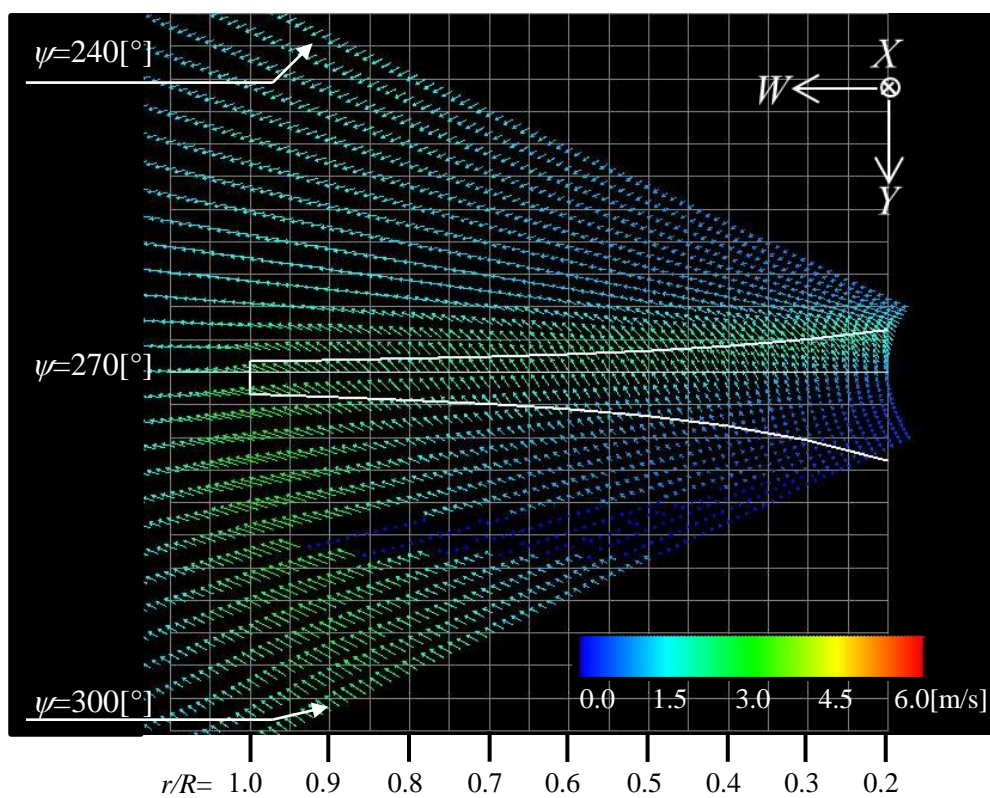


図 4.7(a) 50mm upstream from rotational surface
YZ 平面における速度分布

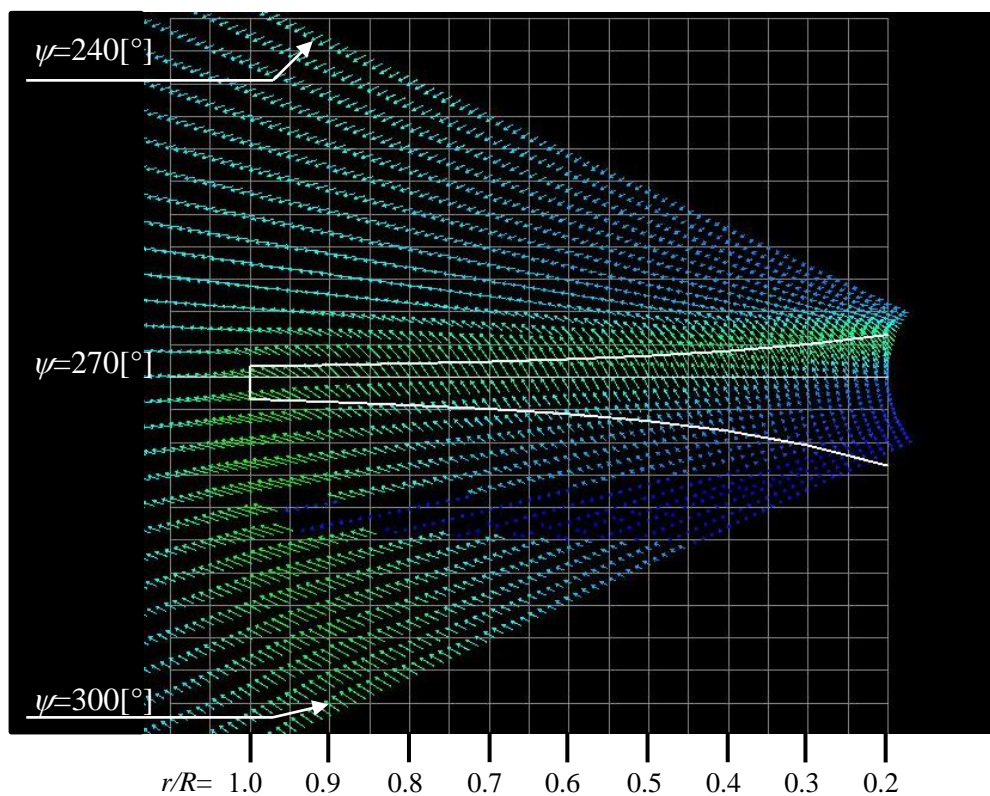


図 4.7(b) 40mm upstream from rotational surface
YZ 平面における速度分布

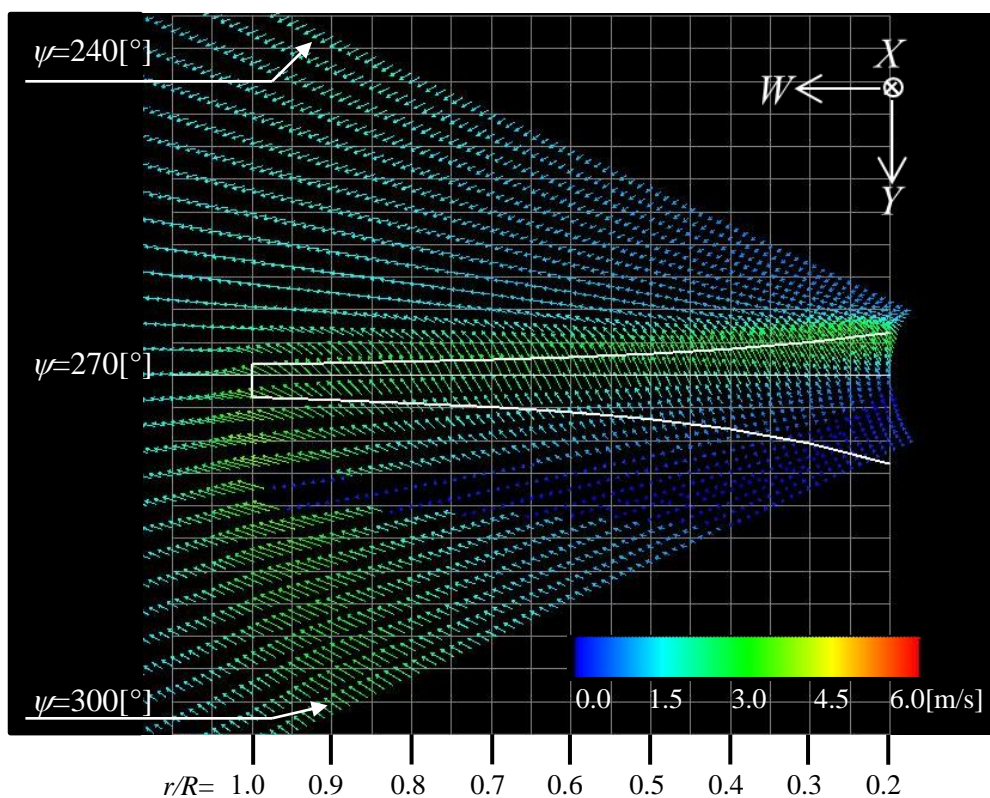


図 4.7(c) 30mm upstream from rotational surface
YZ 平面における速度分布

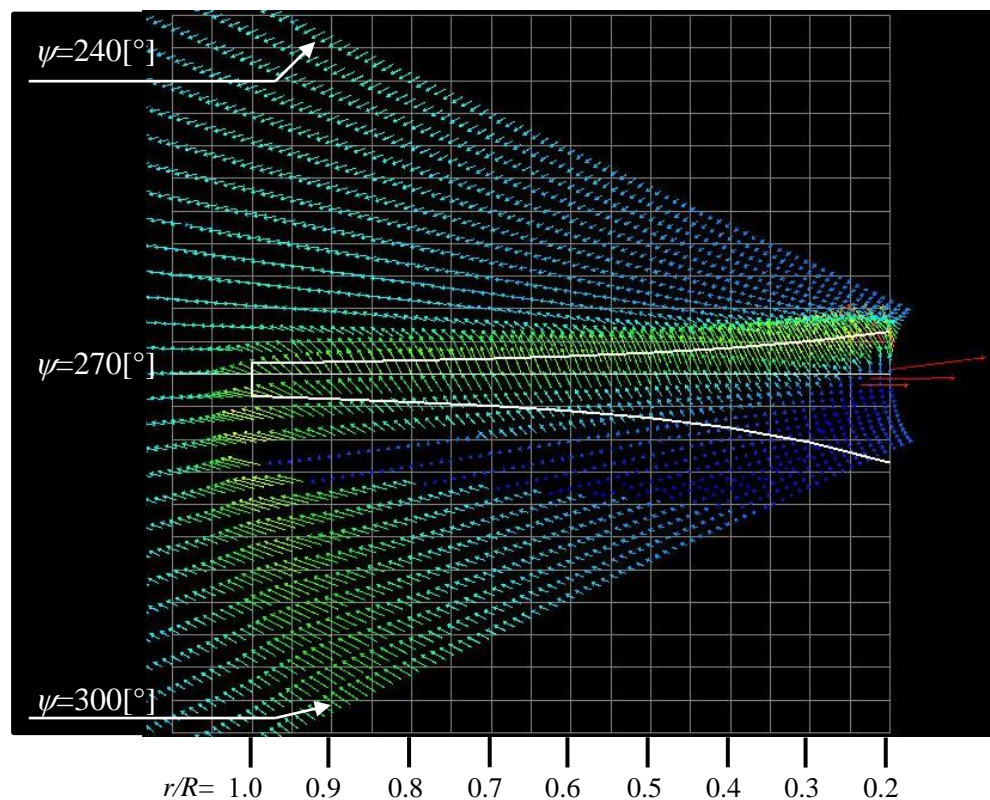


図 4.7(d) 20mm upstream from rotational surface
YZ 平面における速度分布

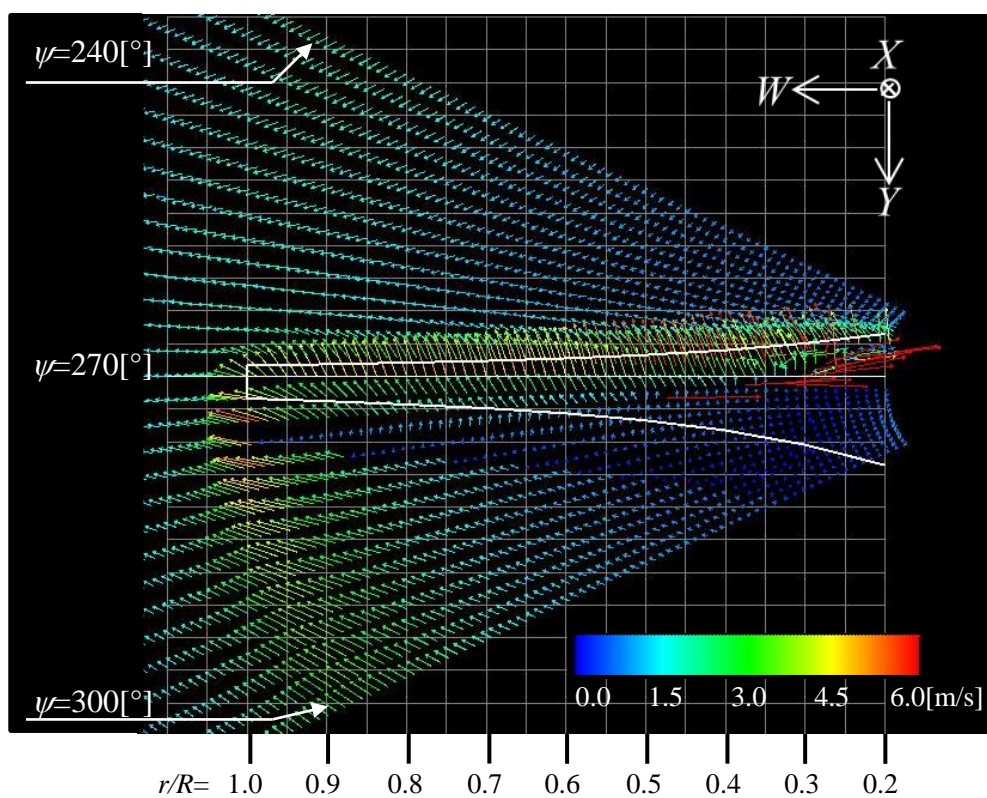


図 4.7(e) 10mm upstream from rotational surface

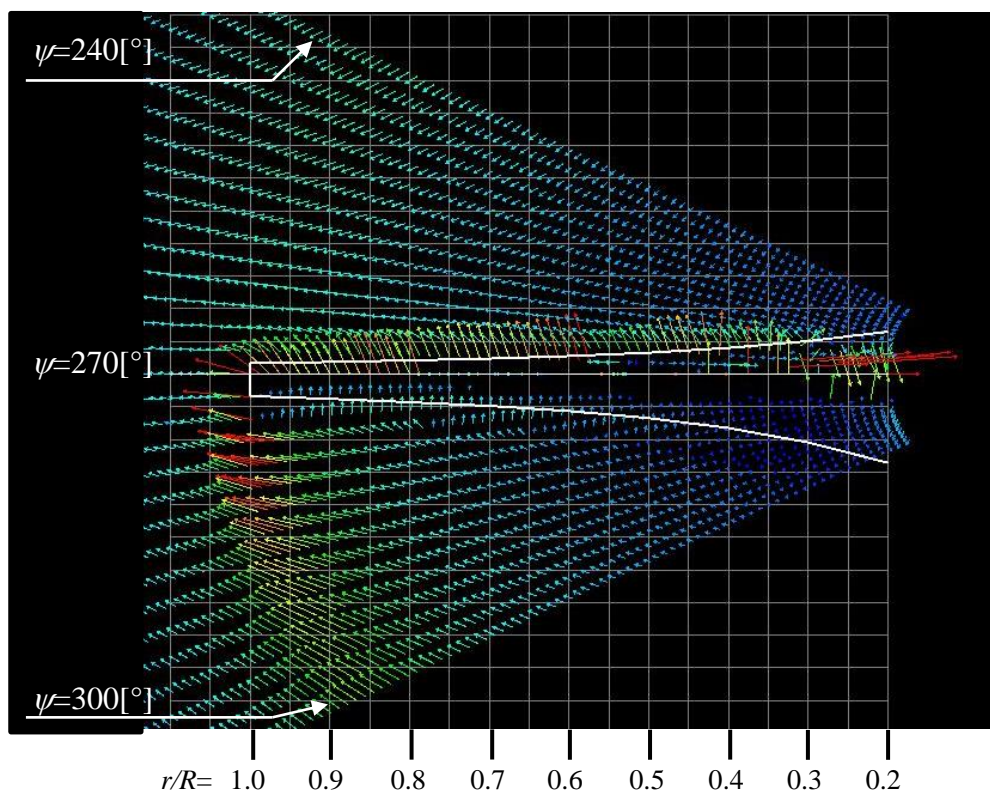
 YZ 平面における速度分布

図 4.7(f) 0mm from rotational surface

 YZ 平面における速度分布

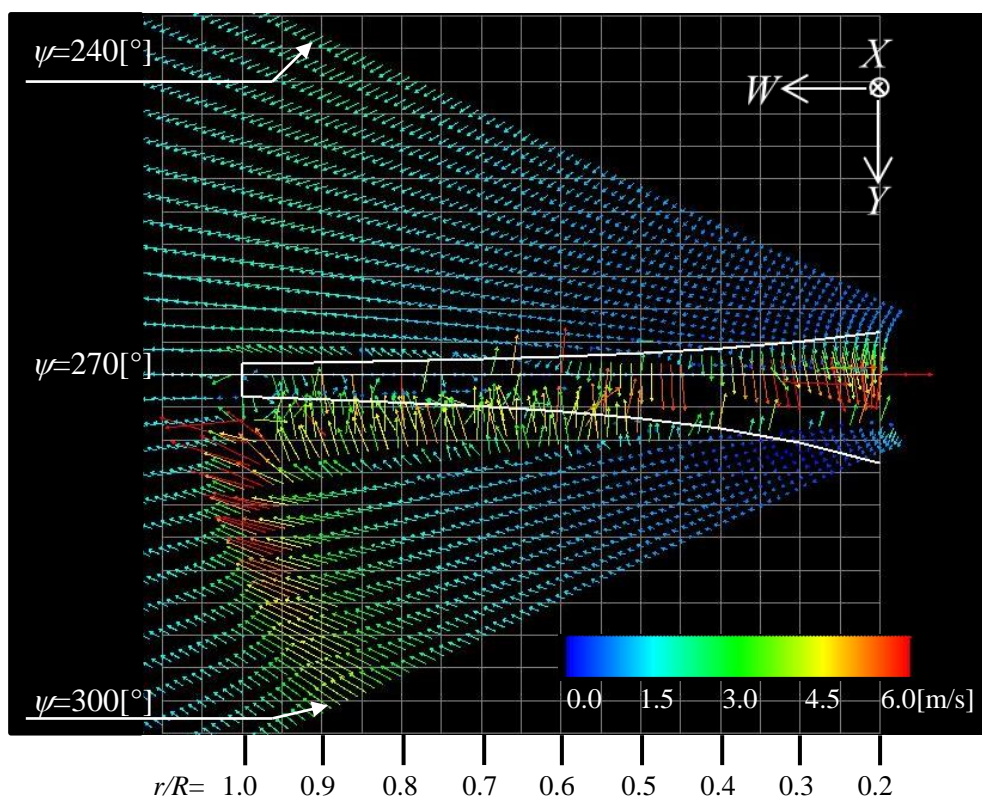


図 4.7(g) 10mm downstream from rotational surface

YZ 平面における速度分布

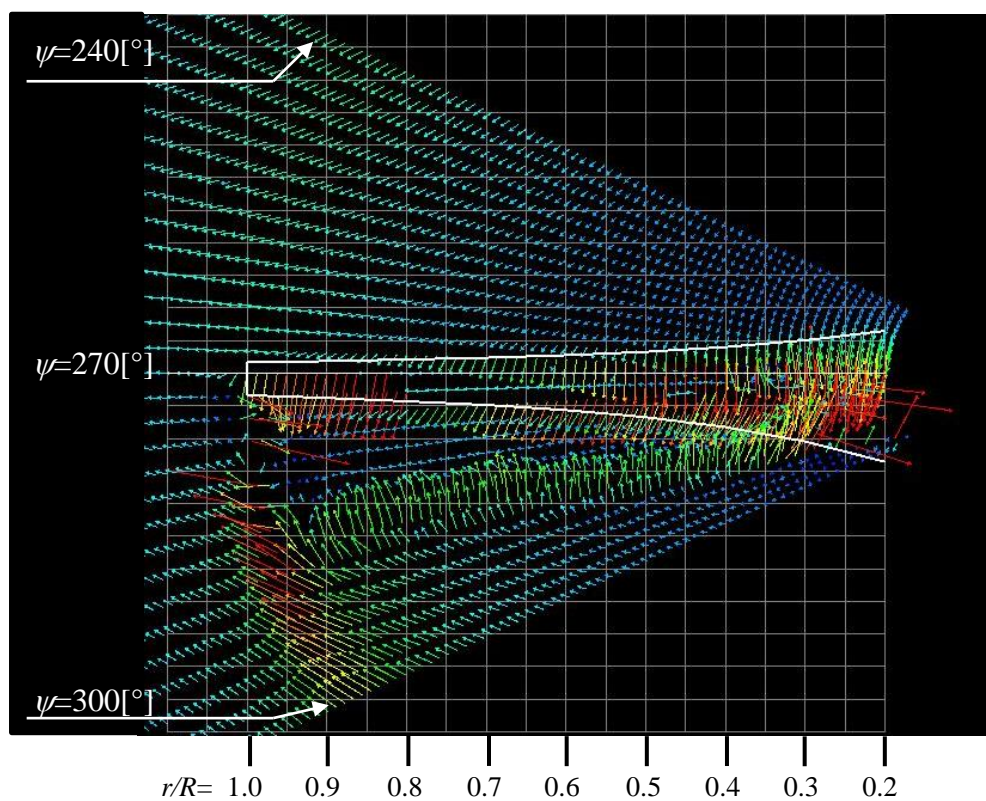


図 4.7(h) 20mm downstream from rotational surface

YZ 平面における速度分布

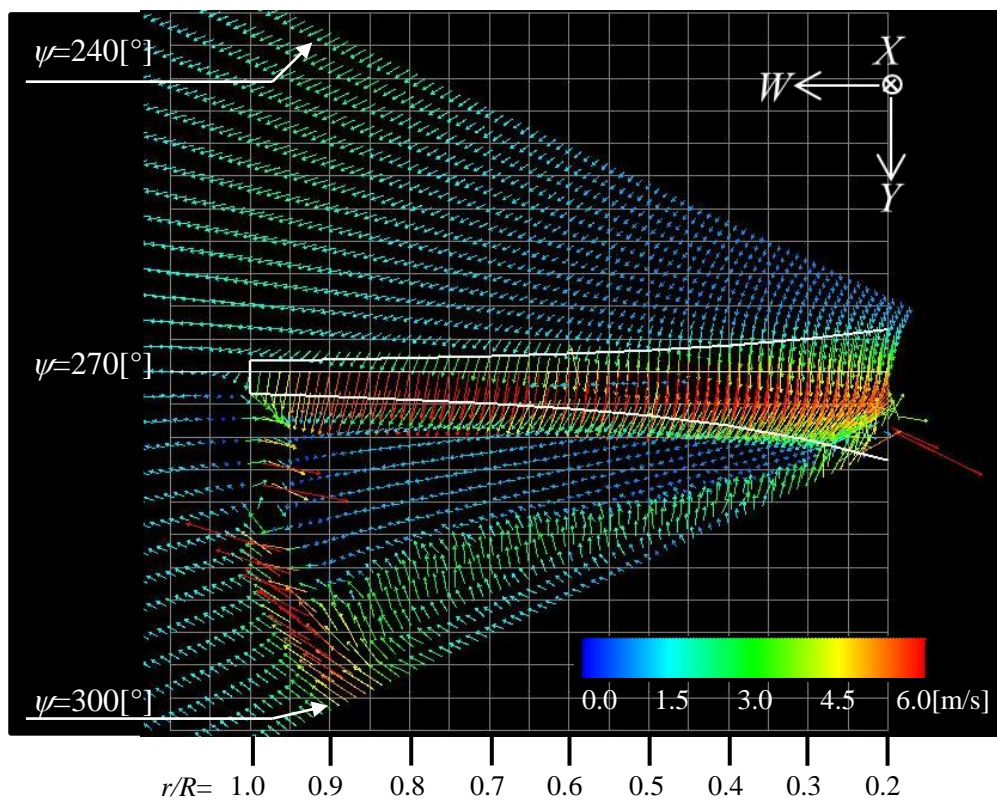


図 4.7(i) 30mm downstream from rotational surface

YZ 平面における速度分布

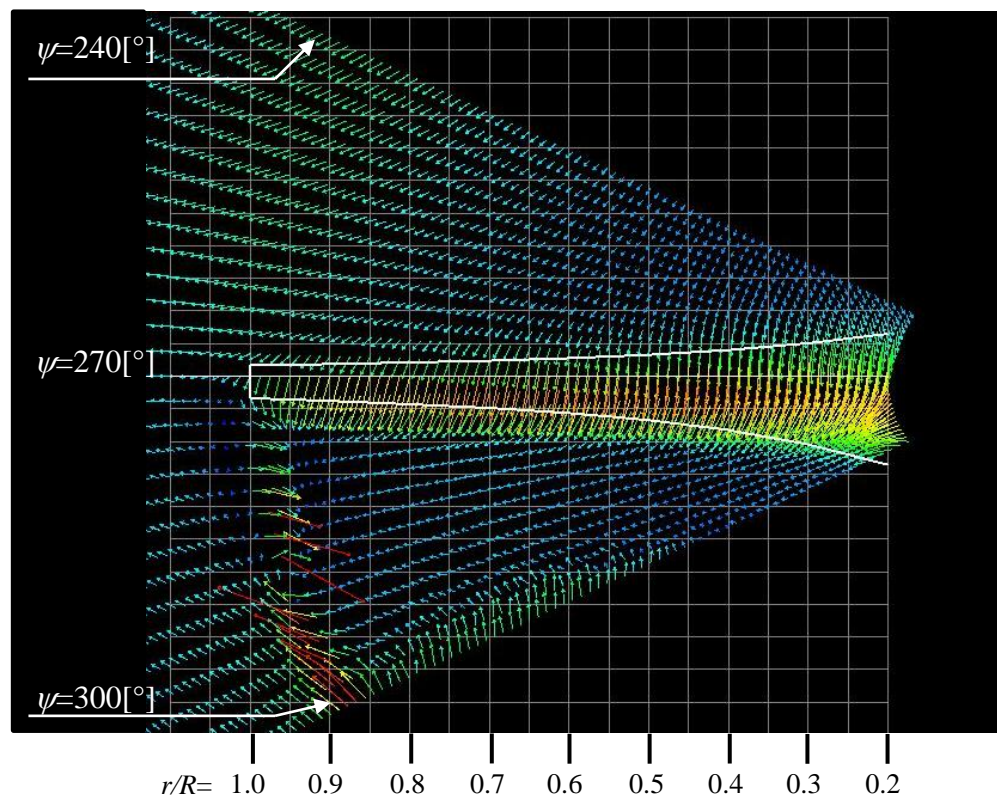


図 4.7(j) 40mm downstream from rotational surface

YZ 平面における速度分布

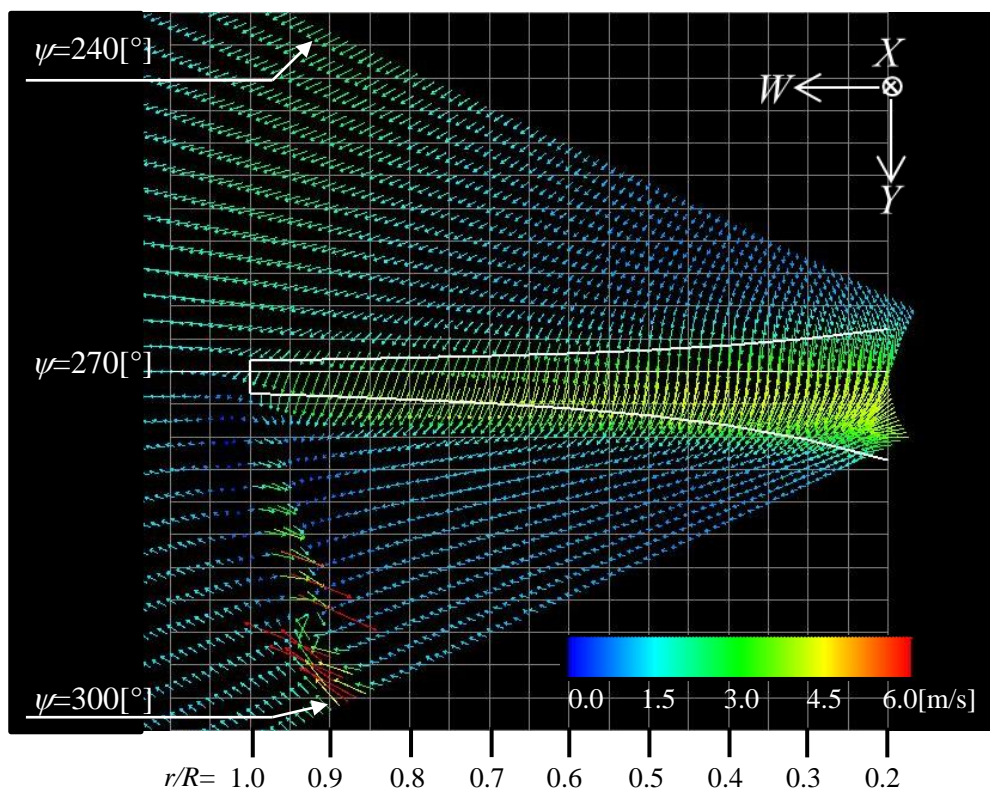


図 4.7(k) 50mm downstream from rotational surface

YZ 平面における速度分布

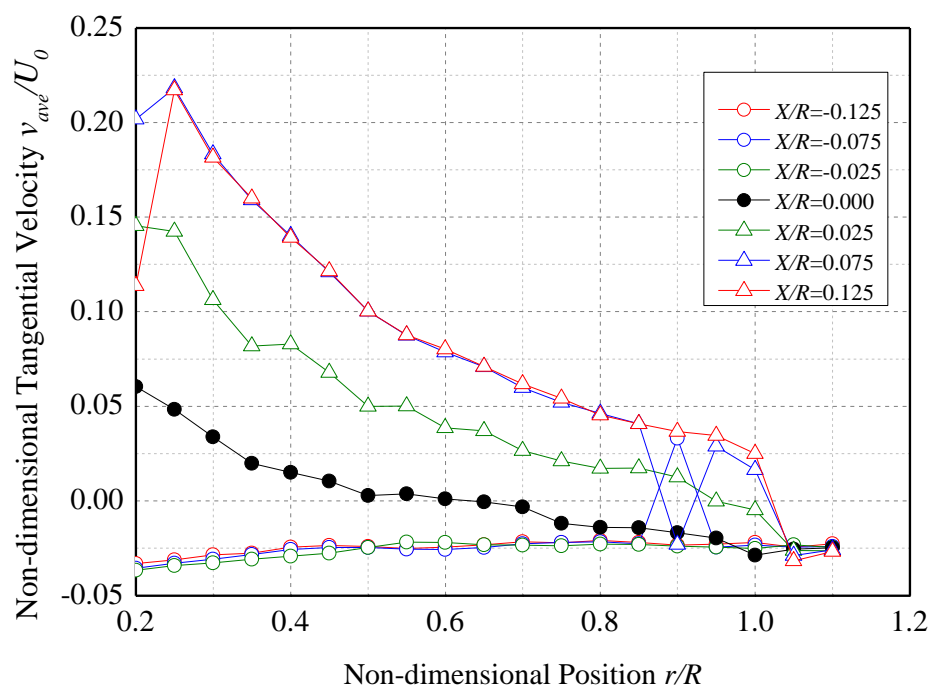


図 4.8 周方向平均速度における半径方向分布

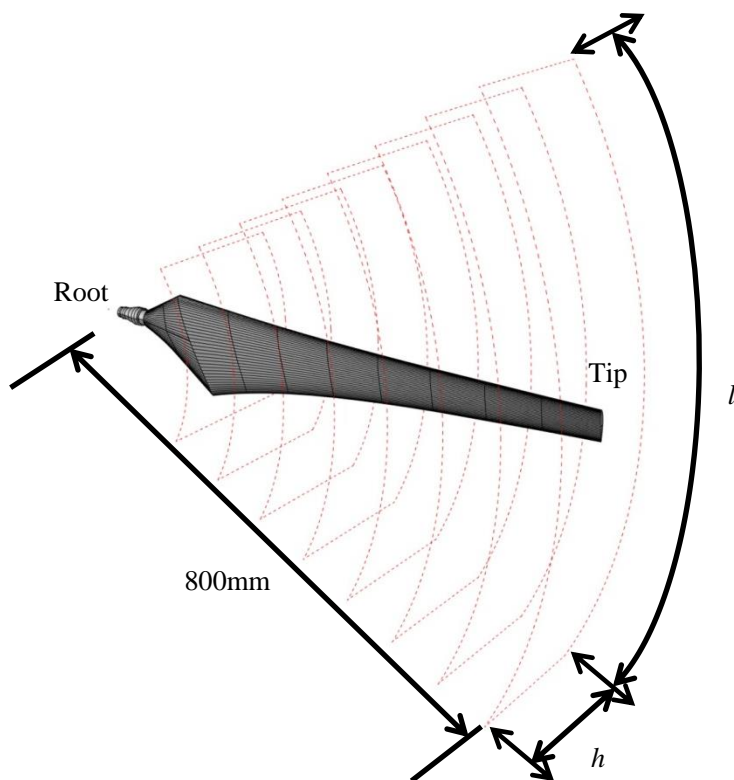
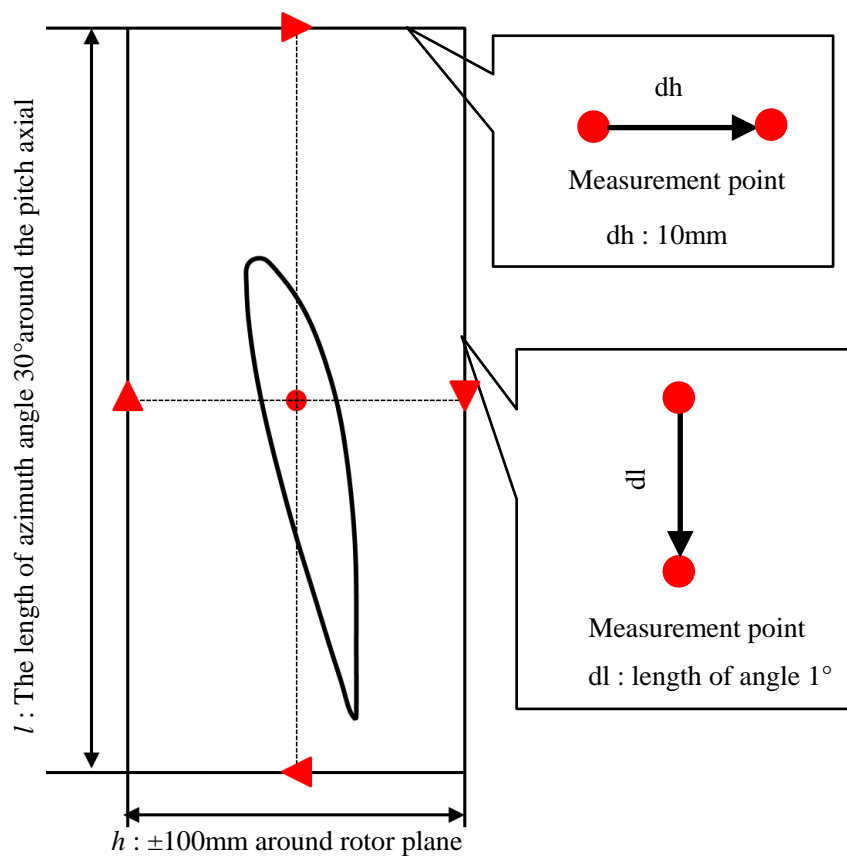


図 4.9(a) 循環量計算領域

図 4.9(b) Case1 における計算領域の模式図
三重大学 大学院工学研究科

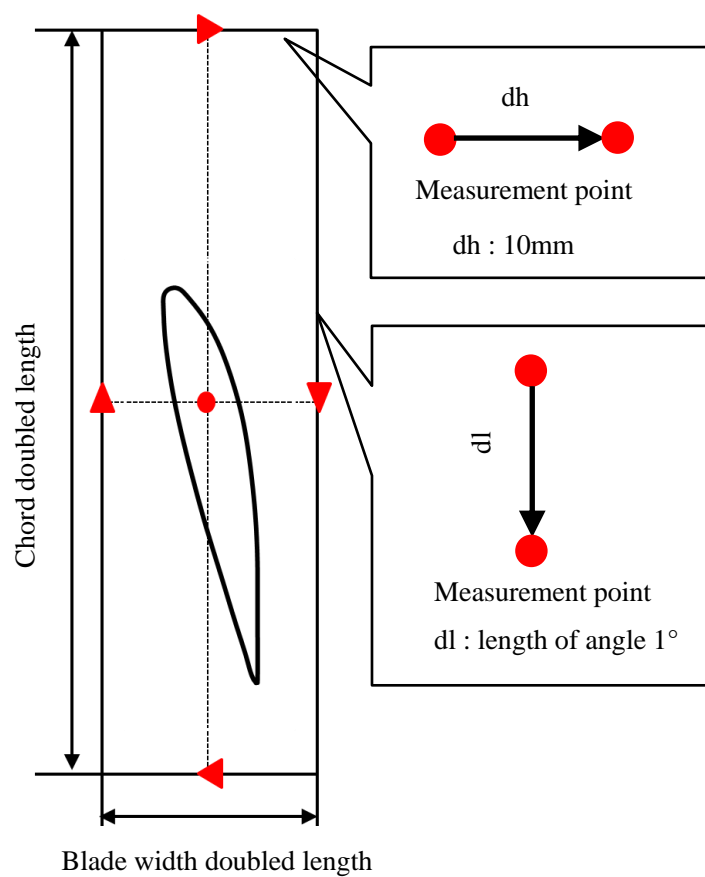


図 4.9(c) Case2 における計算領域の模式図

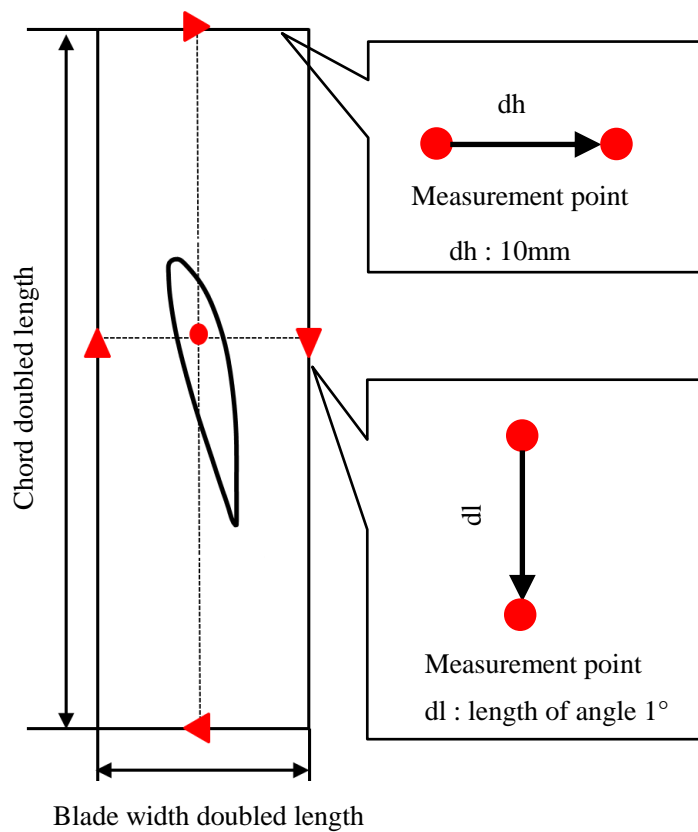


図 4.9(d) Case3 における計算領域の模式図

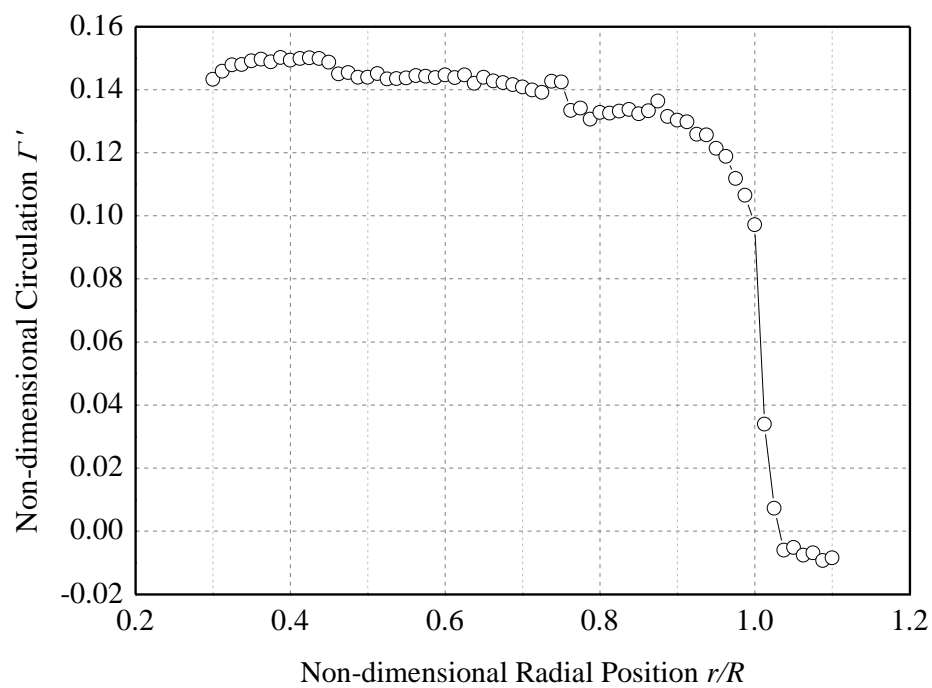


図 4.10 Case1 における循環量分布

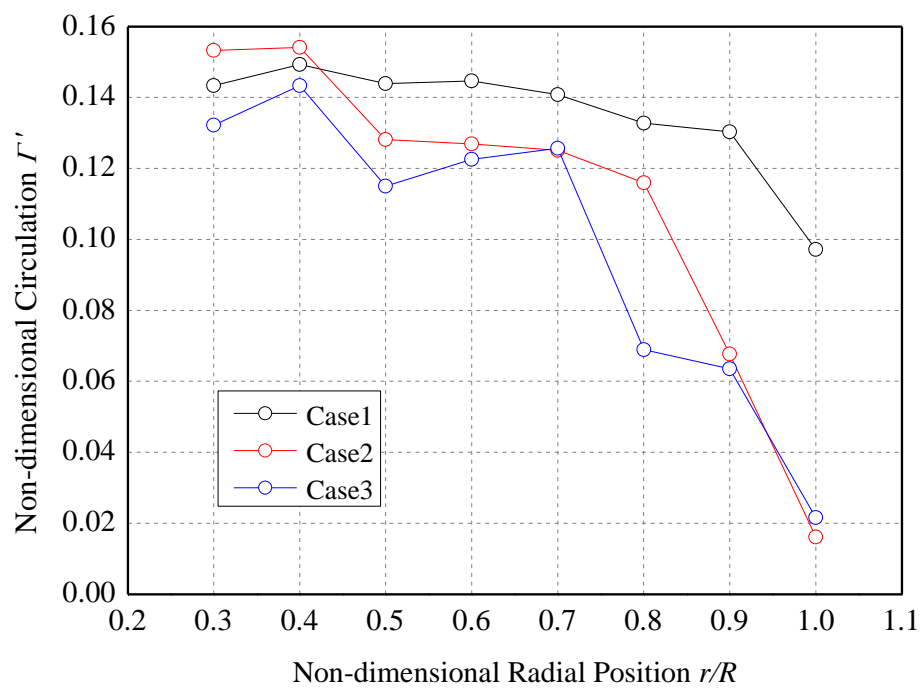


図 4.11 Case1,2,3 における循環量分布の比較

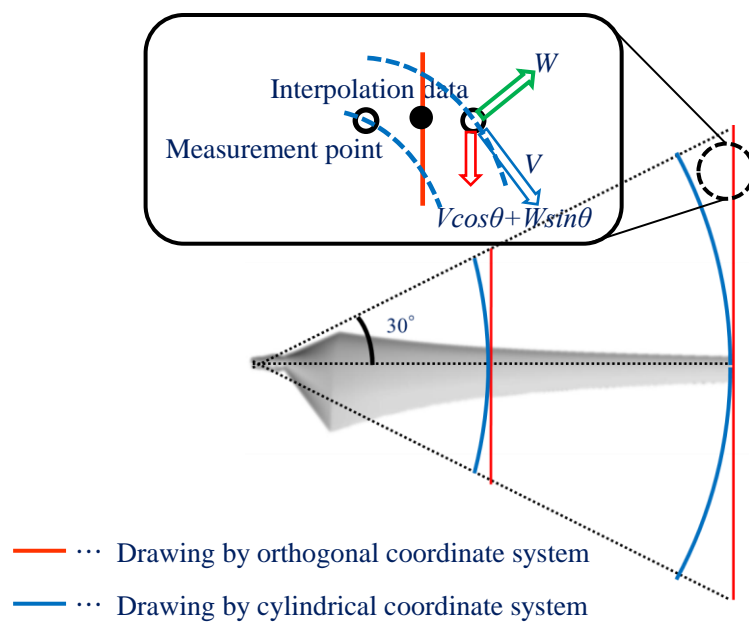


図 4.12(a) Case4 における循環量計算領域

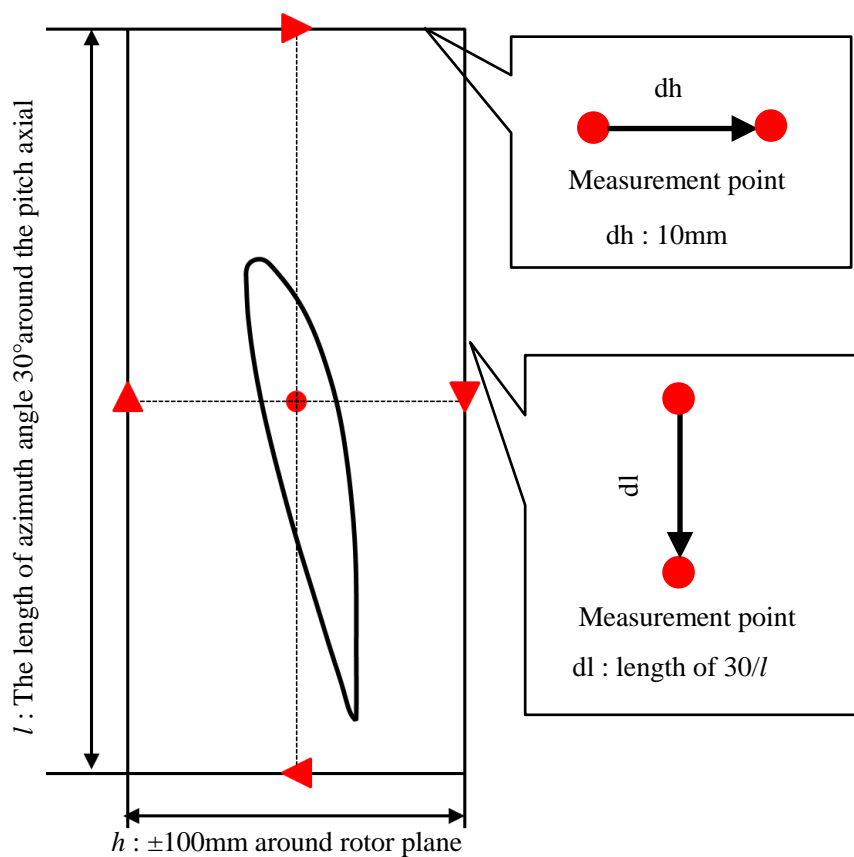


図 4.12(b) Case4 における計算領域の模式図

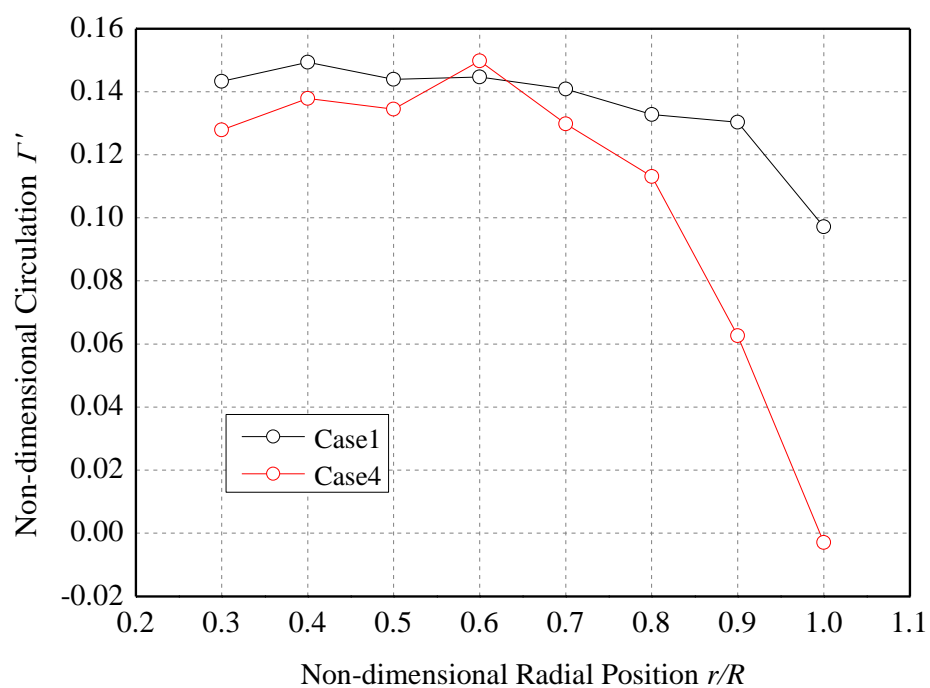


図 4.13 Case1,4 における循環量分布も比較

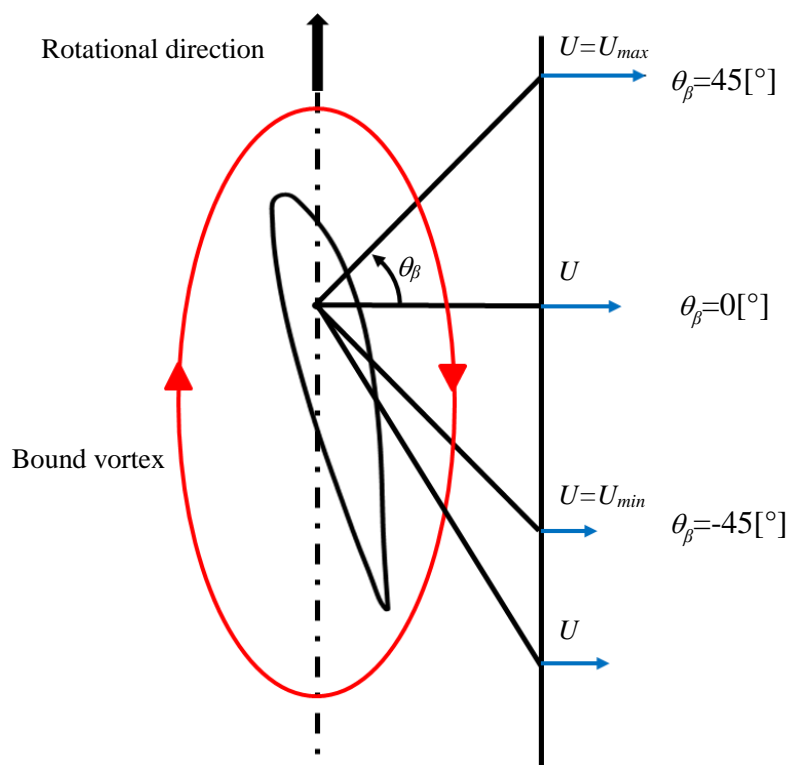


図 4.14(a) Biot-Savart の法則による循環量算出模式図

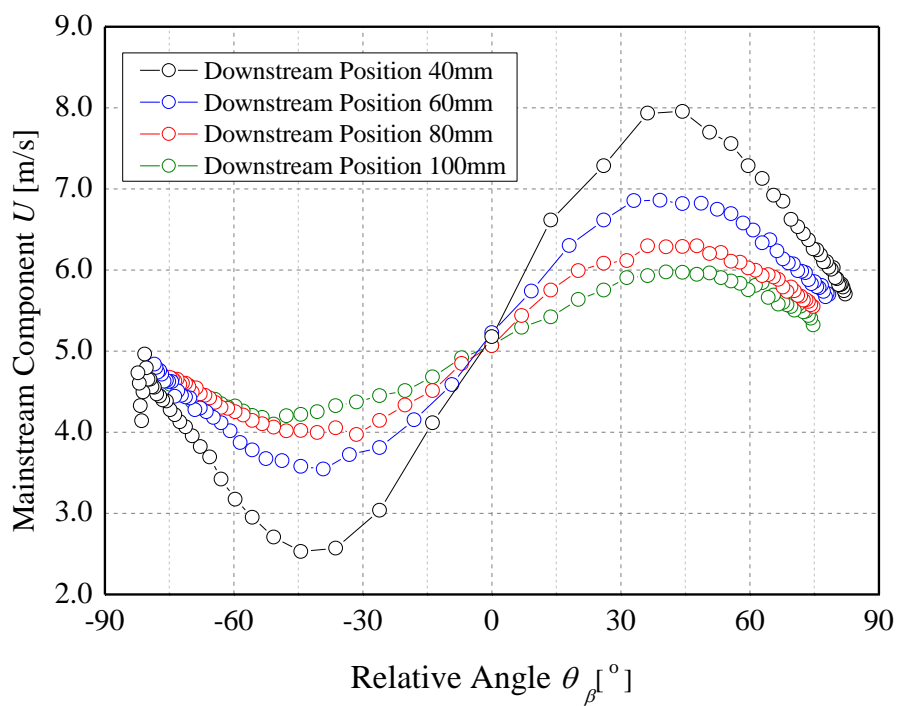


図 4.14(b) 各下流位置における主流方向誘導速度

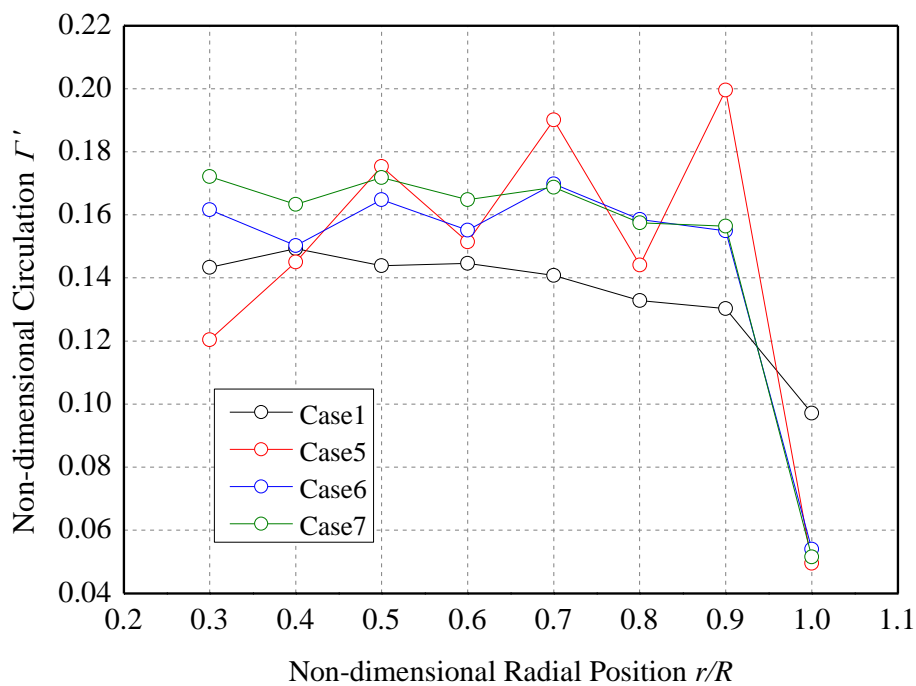


図 4.15 Case1 における循環量と Biot-Savart の法則による循環量分布の比較

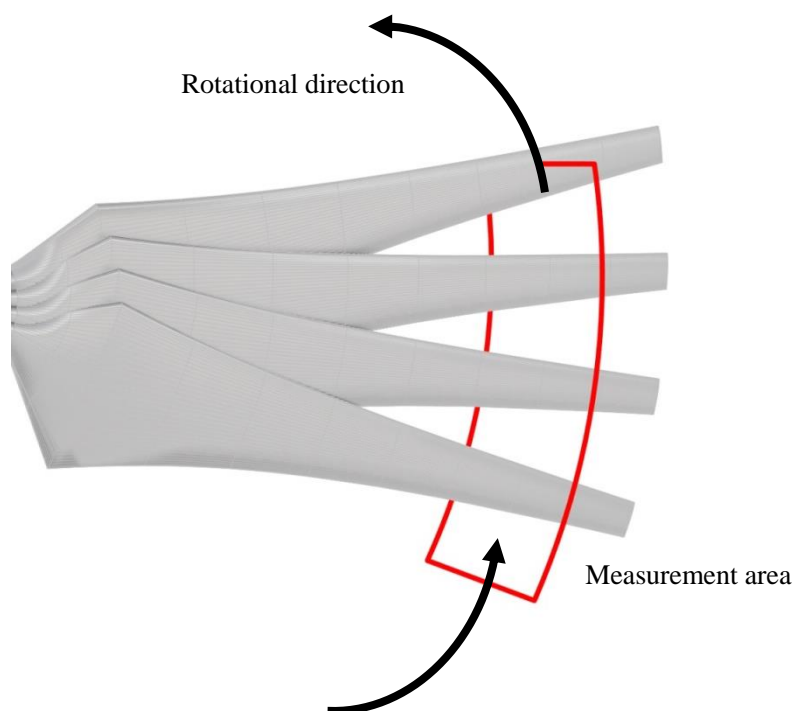
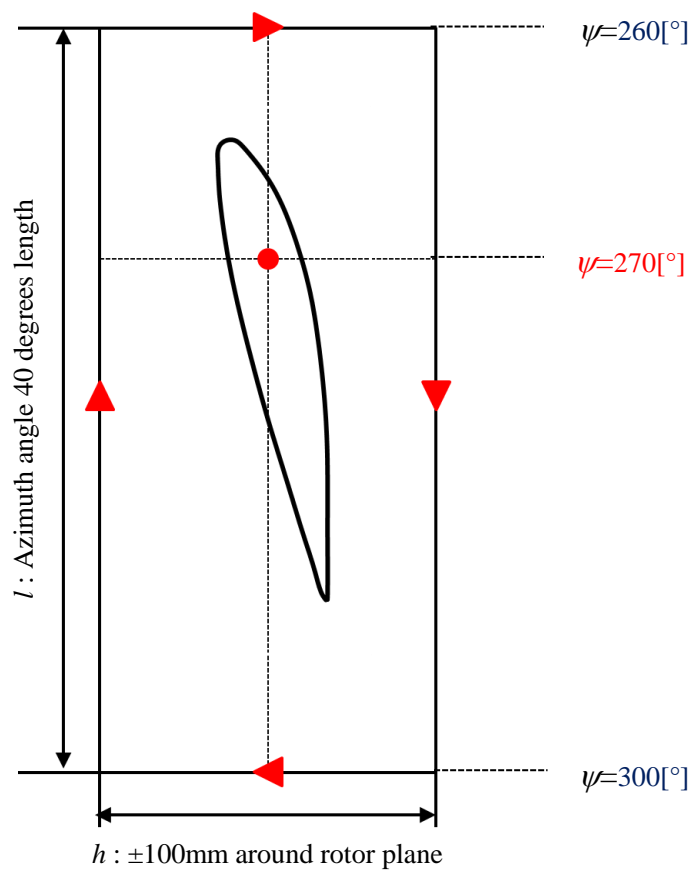


図 4.16(a) 束縛渦の計算領域

図 4.16(b) 束縛渦計算領域の模式図
三重大学 大学院工学研究科

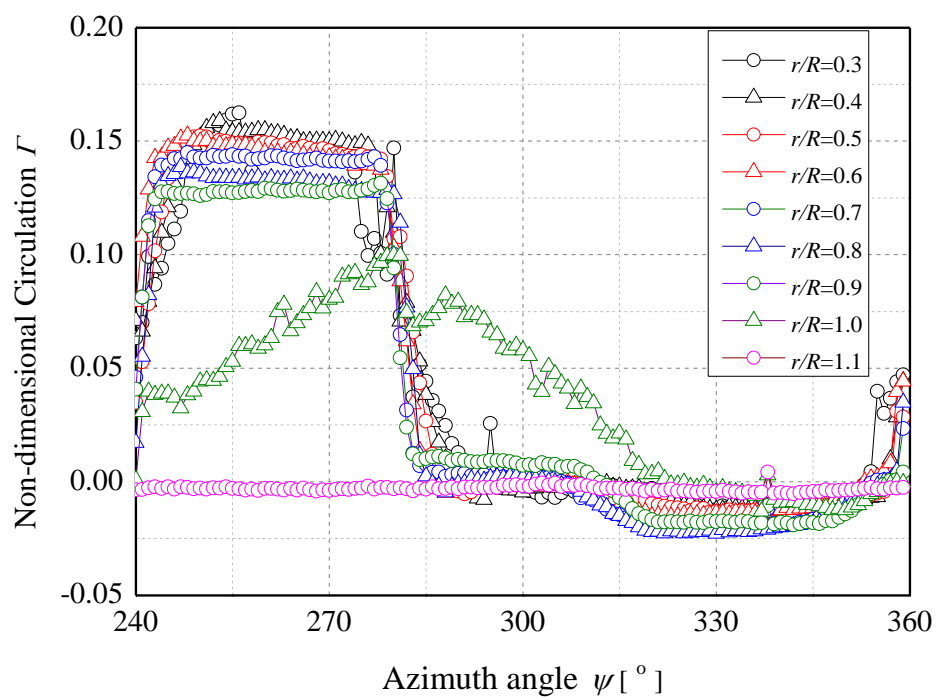


図 4.17 アジマス角に対する循環量

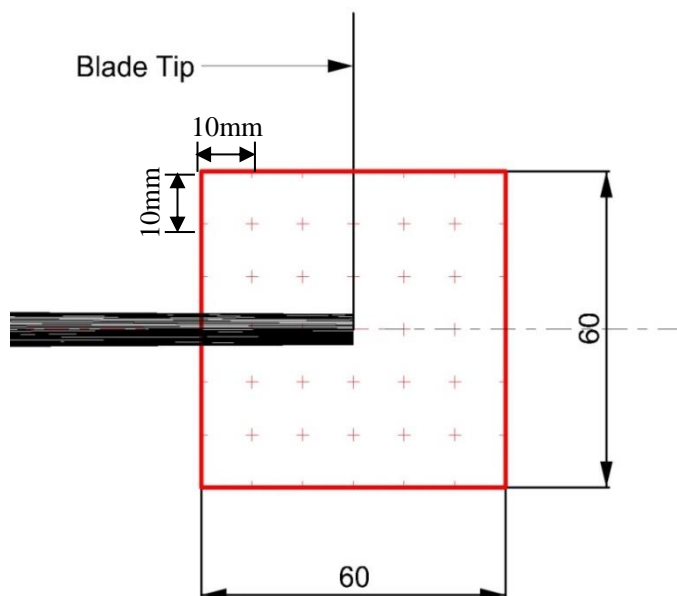


図 4.18(a) 翼端近傍流れの循環量計算領域

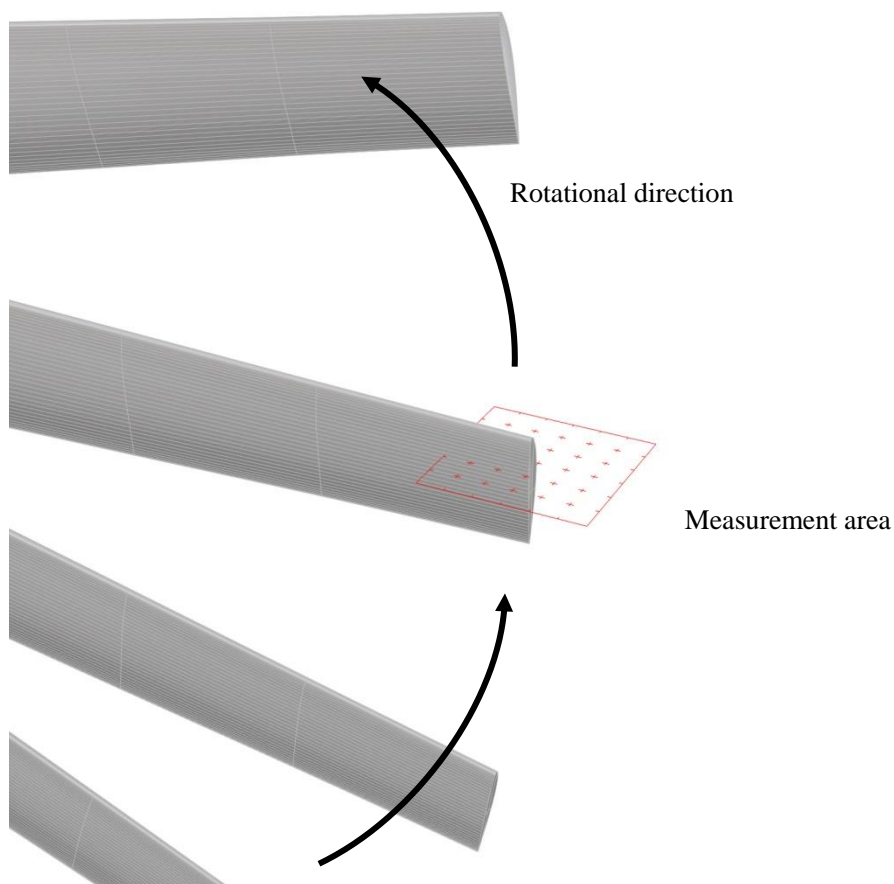


図 4.18(b) 翼端近傍流れの循環量計算領域模式図

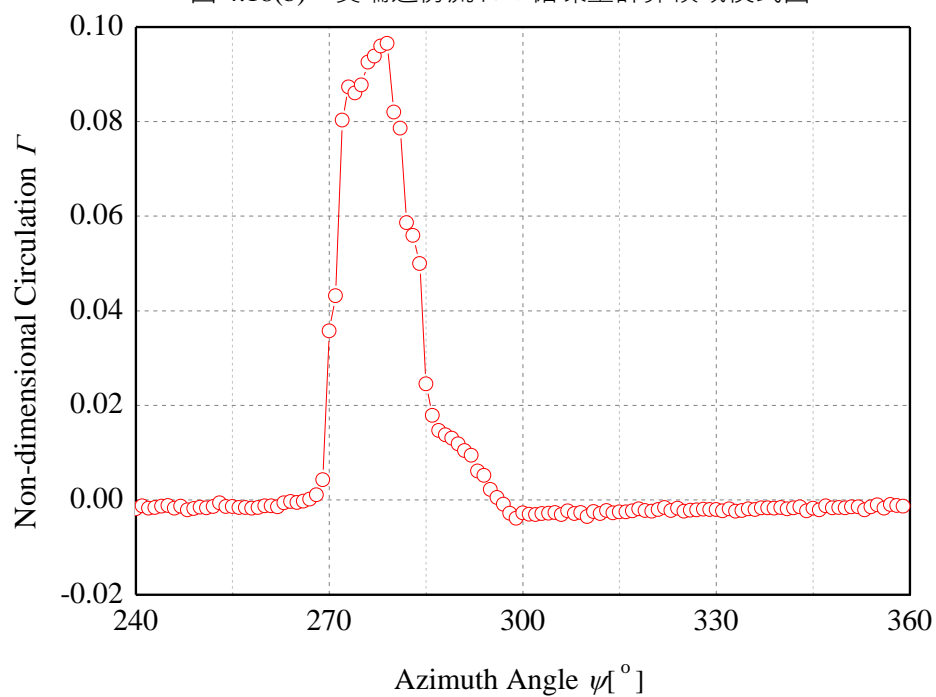


図 4.19 翼端領域におけるアジマス角毎の循環量分布

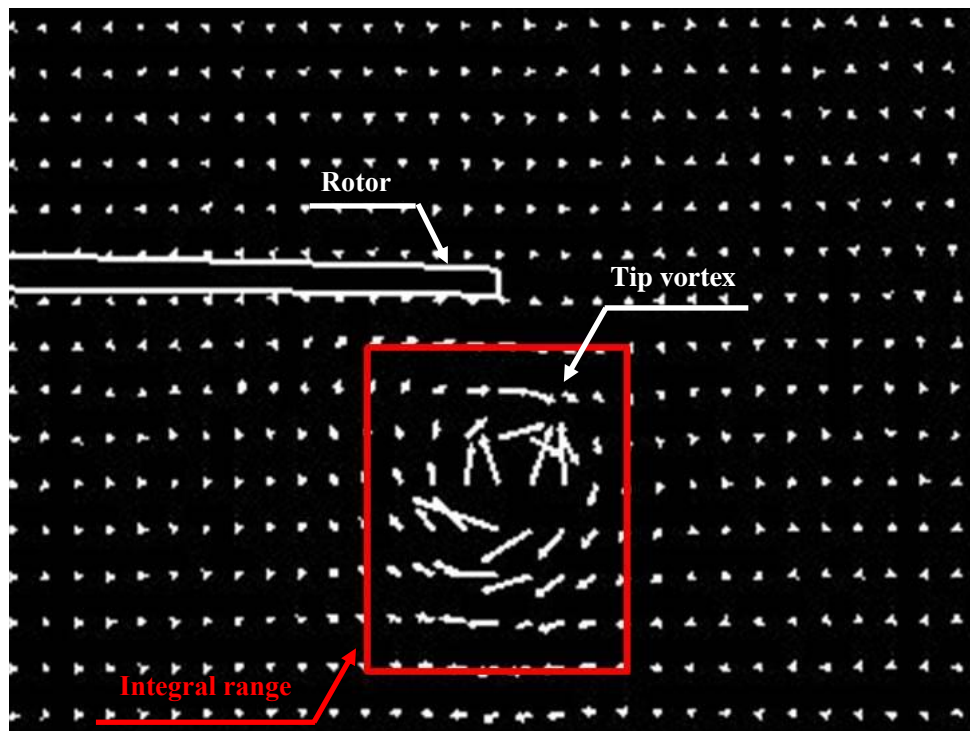


図 4.20 翼端渦の循環量計算領域

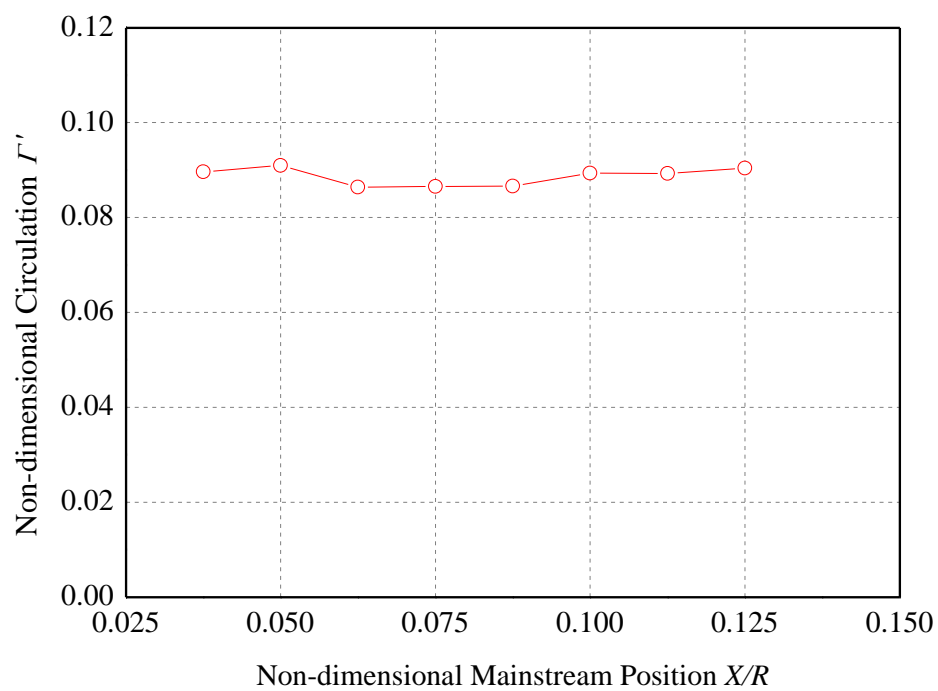


図 4.21 翼端渦の各下流位置における循環量分布

第5章 結言

本研究は、運転中のロータ翼周りの流れ場を解明することを目的とした。風洞試験部に供試風車を設置し、レーザドップラ流速計により回転中のロータ翼周りの速度分布を測定した。以下に本研究により以下のことが明らかになった。

1. 流れ現象を翼単体周りの流れ場の挙動をベクトルの可視化、速度分布からの翼周り循環量の両方から捉えることができた。
2. 回転軸を含む平面流れ場の観測により、翼端渦の発生を捉えることが出来、翼の回転に伴い翼端渦は、下流方向に移動することが明らかとなった。
3. 翼周囲断面の主流方向および周方向成分の速度変動から、翼周りに発達した束縛渦を示した。
4. 風車回転面上流の流れは、遮蔽効果、正圧面から負圧面に回り込む流れの影響により翼端に向かうにしたがい、大きな半径方向速度を示した。
5. 風車回転面下流の流れは、束縛渦の影響により主流方向速度および周方向に増速を示した。翼後縁近傍の流れは、翼端渦および翼境界層から剥離した流れの影響を含む。
6. 翼周囲の循環は、半径位置 $r/R=0.30\sim0.70$ において概ね一定の値を示し、 $r/R=0.8$ から翼端に向かうに従い低下する。これは、翼端から生成される翼端渦の影響によるものである。
7. 翼に付随している束縛渦は、翼端において縦渦へと変化し、翼の進行に伴い下流に移動する。

参考文献

- (1) エネルギーに関する閣議決定 (2014)
- (2) エネルギー基本計画 (2014)
- (3) 長期エネルギー需給見通し (2015)
- (4) 固定価格買取制度 (2012)
- (5) エネルギー白書 (2017)
- (6) 資源エネルギー庁, 風力発電の導入状況等について (2015)
- (7) NEDO, “日本における風力発電設備・導入実績 日本における風力発電導入量の推移” (2016)
- (8) NEDO, “日本における風力発電設備・導入実績 出力階層別導入基数の推移” (2016)
- (9) GWEC, ”Global Wind Report” (2016)
- (10) Guohua Yu・Xin Shen・Xiaocheng Zhu・Zhaohui Du, “An insight into the separate flow and stall delay for HAWT” (2011)
- (11) C. Sicot Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics Rotational and turbulence effects on a wind turbine blade. Investigation of the stall mechanisms,(2008),1325-1330
- (12) E. H. M. Mast・L. J. Vermeer・G. J. W. van Bussel, ”Estimation of the Circulation Distribution on a Rotor Blade from Detailed Near Wake Velocities” (2004)
- (13) B. Akay・C.S. Ferreira・G.J.W. van Bussel, “Experimental Investigation of the Wind Turbine Blade Root Flow” (2008)
- (14) Daniel Micallef, “3D flows near a HAWT rotor: A dissection of blade and wake contributions” (2012)

- (15) 松本耕一, “高性能水平軸風車専用翼設計方法の開発研究”(2002)
- (16) 杉光太郎, “水平軸風車翼周りの流れ場についての実験的研究”(2003)
- (17) 鈴木潤, “風力タービンの運転条件の最適化に関する研究”(2007)
- (18) 今村博, “MIEベーン水平軸風車翼周囲の流れに関する研究”(1997)

謝辞

本研究を行うにあたり、ご協力いただいた方々に心から感謝します。

本研究の機会とご指導頂きました前田太佳夫教授、豊富な経験と知識により最も学生に近い存在として現場で第一線を張り、助言を頂いた鎌田泰成准教授、研究室内でいつも明るく美味しいお菓子をくださった寺川智子秘書に深く感謝致します。

同じ風洞チームとして、M1 からエネ環の研究室に配属された鶴見豊君。プログラムの作成から、修論執筆に向けてのデータ整理など多くの事を手伝って頂いてありがとうございました。今年は実験や就活など忙しい年になると思いますが頑張ってくださいね。B4 の遠藤君、卒業まであと二年ありますね。カヌーや留学と充実した日々が待っているので楽しく過ごしてくださいね。B4 の中川君、今年から同じ社会人としていっぱい稼ぎましょう。

研究生生活において、何度も遊びに行った農場チーム。林君、ポケモンもうちょっと頑張った方がいいですよ。自転車の飛び出しには気を付けてくださいね。樋口君、僕からは何も教えることがないくらいに成長しましたね。WF チームの皆さんは筋肉質、他のチームとは関わりがほとんどないのですが、M1、B4 の皆さんはきっと陰ながら支えてくれていたことだと思います。本当にありがとうございました。

同じ部屋で研究生生活を過ごした M2 のみなさんにも感謝しています。デンマークの留学からプライベートまでいっぱい遊んだ森本昂太さん、今年も休日は遊ぶしかありません。研究や就活など色々な面からアドバイスをくれた島本健正さん、いつも助けていただきありがとうございました。いつも優しく楽しいひと時を提供してくれた松岡ケンシロウさん。たまの車の送迎ありがとうございました。ええ。雨の日も風の日もいつもいい声の粕谷君。解放された今のびのびと生活してくださいね。垂直チームとしてどんな時も頑張っていた中井さん、これからも風車のお仕事ががんばってくださいね。

皆さん本当にありがとうございました。

2017 年 2 月 9 日 伊藤 駿平