

平成 23 年度 修士論文

LDV を用いた水平軸風車 翼面上流れの解明

2012 年 2 月 1 日 提出

指導教員 前田 太佳夫 教授

鎌田 泰成 准教授

村田 淳介 助教

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

加賀 則光

目次

第1章	緒言	(1)
第2章	主な記号および座標系	(2)
2.1	主な記号	
2.2	座標系	
第3章	実験装置および実験方法	(5)
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	実験条件	
3.3	翼面近傍の速度分布の測定方法	
3.3.1	3方向の速度を測定する際のLDVプローブの配置	
3.3.2	周方向分布の測定および測定データの処理法	
3.3.3	精密位置決めステージ	
3.3.4	三次元速度成分への変換方法	
3.3.5	測定点に対する翼面変形の補正方法	
第4章	実験結果および考察	(28)
4.1	予備実験	
4.1.1	出力性能	
4.1.2	翼面変位	
4.2	最大出力時の翼面上流れ	
4.2.1	ロータ翼周りの速度分布	
4.2.2	ロータ翼周りの標準偏差分布	
4.2.3	翼面近傍の三次元速度分布	
4.2.3.1	三次元性の検証	
4.2.3.2	境界層の速度分布の式との比較	
4.3	周速比の低下が翼面流れに及ぼす影響	
4.3.1	ロータ翼周りの速度分布	
4.3.2	境界層の速度分布の式との比較	
4.4	実験値の妥当性の検証	
第5章	結言	(73)

5.1 結言

5.2 今後の課題

謝辞

参考文献

第 1 章 緒言

近年，地球温暖化の原因である温室効果ガスの削減や化石燃料の枯渇に伴うエネルギーセキュリティの強化の必要性が叫ばれている．その中で，風力発電は再生可能エネルギーを利用し，発電時に温室効果ガスを排出しない発電方法の一つとして注目を浴びている．2000 年，我が国における風力発電の総設備容量は約 144 千 kW（設置基数：259 基）であった．それが 2010 年には約 2,304 千 kW（設置基数：1,742 基）まで増加している．このように，今後も風力発電の導入が進むと予想される．

風車はロータ翼が回転することにより発電を行う．ロータ翼には，翼前縁からの流入風が翼面上を流れることにより，流入方向に対して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の力により，翼は回転する．

風車運転中のロータ翼面上の流れは，半径方向速度成分を含む複雑な三次元流れ場になっている[1][2][3]．これはロータ翼の回転による遠心力，ロータ翼のテーパおよびねじりのためである．また，ロータ翼は，翼根から翼端に向かい周方向速度が速くなり，翼型も変わるため，半径位置により翼面上の流れは異なる[4]．さらに，翼面近傍には境界層が形成され，境界層遷移や境界層剥離などの現象が生じる．ロータ翼に働く流体力は，このような流れ現象により生じる．したがって，ロータ翼面上流れを明らかにすることは風車の高効率化のために重要な課題である．

多くの研究者によって，ロータ翼面上の流れ現象の解明を目的とした様々な研究が行われている．Sicot らは回転時と非回転時の翼面圧力を測定することにより，非回転時に比べ回転時の方が翼面に作用する負圧が大きくなることを明らかにした[5]．また，Mast らは熱線流速計を用いてロータ翼周りの速度分布を測定することにより，翼周りの誘起速度と循環量の関係を明らかにした[6]．

しかし，翼面上の流れ現象と密接な関係にある境界層を含む翼面近傍の速度分布を測定することは困難である．なぜなら，測定対象が回転する翼面上にあり，流れを乱すことなくロータ翼表面の流速を測定できる装置が必要であるからである．そのため，ロータ翼面近傍流れに関する詳細は十分に明らかになっていない．したがって，風車運転時にロータ翼に働く流体力を正確に把握することができず，風車設計時に予測した性能と実際の性能が異なるという問題が生じている[7]．

以上より，本研究は風車運転中の翼面近傍の速度分布を測定し，翼面上の流れを解明することを目的とした．その手法として，モデル風車を風洞内に設置し，各半径位置におけるロータ翼周りの三次元速度をレーザドップラ流速計により測定した．

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	[mm]
C_p	: 圧力係数 $=p_i/p_d$	
C_{p_LDV}	: 翼面速度から算出した圧力係数	
C_{power}	: 出力係数 $=T\omega/(1/2\rho\pi R^2 U_0^3)$	
D	: ロータ直径 $=2.4$	[m]
h	: 翼面からの高さ	[mm]
l	: よどみ点から翼面に沿った距離	[mm]
p_d	: 動圧	[Pa]
p_∞	: 無限遠方の静圧	[Pa]
Q	: ロータトルク	[N・m]
r	: ロータ半径位置	[m]
R	: ロータ半径 $=1.2$	[m]
R_c	: 曲率半径	[m]
Re	: l を代表長さとしたレイノルズ数	
u	: 主流方向速度	[m/s]
u_1	: LDV による測定速度 (主流方向から θ_1 傾いた方向)	[m/s]
u_2	: LDV による測定速度 (鉛直上向き)	[m/s]
u_3	: LDV による測定速度 (斜め上方向)	[m/s]
U_0	: 主流速度 ($=7.0$)	[m/s]
U_{2D}	: 二次元合成相対速度	[m/s]
U_{3D}	: 三次元合成相対速度	[m/s]
U_{3Dmax}	: 各翼弦位置上の最大三次元合成相対速度	[m/s]
U_{ref}	: 幾何学的流入風速	[m/s]
U_∞	: 無限遠方の流速	[m/s]
v	: 周方向速度	[m/s]
V_{rev}	: 各半径位置における翼の周速度	[m/s]
w	: 半径方向速度	[m/s]
x	: 翼弦位置	[m]
α	: 迎角	[°]
β	: ピッチ角 $=-2.0$	[°]
δ	: 境界層厚さ	[mm]

第2章 主な記号および座標系

θ_{twist}	: ロータ翼のねじり角	[°]
θ_1	: LDV プローブの水平面内の回転角	[°]
θ_2	: LDV プローブの鉛直面内の回転角	[°]
λ	: 周速比 ($=R\omega/U$)	
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]
σ_1	: 測定速度 u_1 の標準偏差	[m/s]
σ_2	: 測定速度 u_2 の標準偏差	[m/s]
σ_3	: 測定速度 u_3 の標準偏差	[m/s]

2.2 座標系

図 2.1 に座標系を示す。座標系には直交座標系を用いる。図 2.1 (a)にロータを基準とする座標系を示す（風洞および風車の詳細は 3.1 節で述べる）。本研究では、主流方向を X ，鉛直上向き方向を Y ，風洞上流からみて XY 平面に対して垂直右方向を Z とする。原点は、モデル風車のピッチ軸と回転軸の交点である。また、本研究では、回転翼面上の流れを考察するため、回転系における座標系を定義する。図 2.1(b)は、ロータ翼の測定断面に配置した座標系を示す。本研究では、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。

第2章 主な記号および座標系

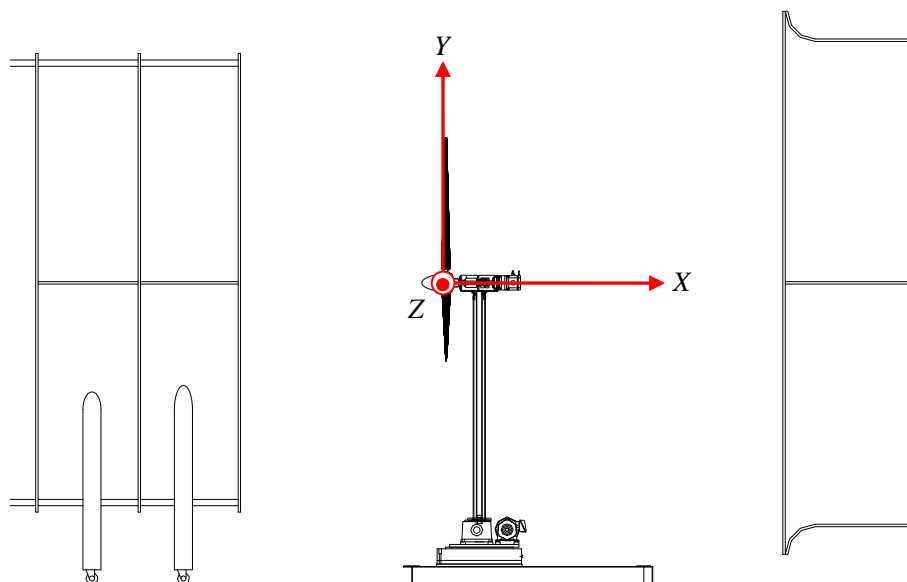


図 2.1 (a) 静止系における座標系

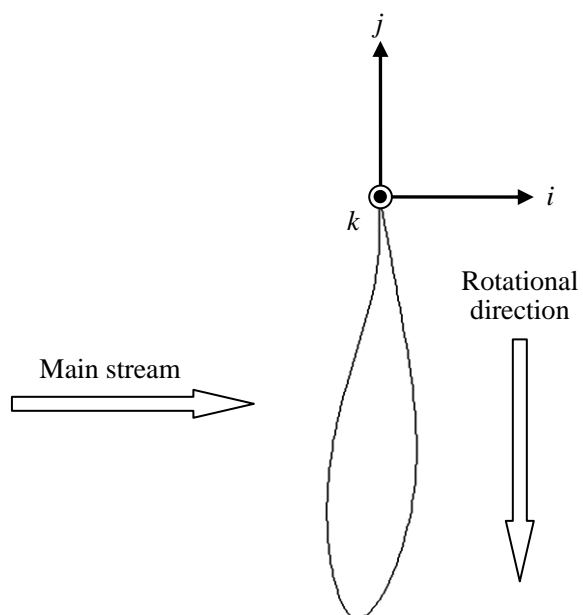


図 2.1 (b) 回転系における座標系

第3章 実験装置および実験方法

3.1 実験装置

本研究では、図 3.1 のように風洞内に供試風車を設置し、レーザドップラ流速計により、ロータ翼面上の風速分布を測定する。以下で、風洞、供試風車、レーザドップラ流速計を説明する。また、表 3.1 に実験の装置の型式を示す。

3.1.1 風洞

風洞は、開放測定部を備えた単帰環式水平回流型低速風洞である。吹出口直径は 3600mm、最大風速 30m/s、開放測定部の主流方向長さは 4500mm である。主流風速を測定するためのピトー管および主流温度を測定するための室温用白金測温抵抗体は風洞吹き出し口に設置した。

3.1.2 供試風車

供試風車は、ロータ半径 $R=1.2[\text{m}]$ の三枚翼アップウインド型水平軸風車である。供試風車の構成は、ロータ翼、ハブ、ナセル、タワーおよびベースである。ナセルは、スリップリング、カップリング、サーボモータおよびエンコーダで構成される。ロータ翼は、翼素運動量理論 (Blade Element Momentum theory, BEM) を用いて設計されたテーパねじり翼である。

図 3.2 はロータ翼の翼弦長およびねじり角分布を示す。翼型は、厚翼の DU91-W2-250 ($r/R=0.3$)、厚翼の DU93-W-210 ($r/R=0.5$)、層流翼の NACA63-618 ($r/R=0.6\sim 0.8$)、層流翼の NACA63-215 ($r/R=0.9\sim 1.0$) である。

ロータ翼の回転方向は、上流から見て時計回りである (図 3.3)。ロータ翼の回転角度を表すアジマス角は、測定翼が鉛直上方の位置を 0° とし、ロータ回転方向を正とする。ロータ翼のピッチ角は、翼端の翼弦線とロータ回転面とのなす角であり、翼前縁が主流方向上流側へ傾く向きを正とする。

供試風車は、レーザ光の乱反射を防ぐため、全てマットブラックで塗装されている。

3.1.3 レーザドップラ流速計

速度分布の測定にはレーザドップラ流速計 (Laser Doppler Velocimeter, LDV) を用いる。まず、LDV の測定原理について説明する。LDV はプローブから 2 本の同一波長のレーザ光が交差するように照射される。その焦点には干渉縞 (これが測定領域になる) が生じる (図

3.4(b)). 縞の間隔 d は以下の式で表せる.

$$d = \frac{\lambda_w}{2 \sin\left(\frac{\theta}{2}\right)} \quad (3.1)$$

ここで, λ_w はレーザの波長, θ ($\approx 2.65^\circ$) はレーザ光の交差角である. この干渉縞を微粒子が横切り, 干渉縞の明るい部分を通過するとき, レーザ光は反射する. また, 干渉縞の暗い部分を微粒子が通過するとき, レーザ光は反射しない. この反射光の強度変化の周波数 f_D は, 通過する微粒子のレーザの光軸に垂直な速度成分を V_n すると, 以下の式で表される.

$$f_D = \frac{V_n}{d} \quad (3.2)$$

式(3.1)を式(3.2)に代入すると

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

となる. LDV は, 微粒子の反射光をプローブで観測し周波数 f_D を測定することにより, V_n を得る.

本研究で用いた LDV は, 最大出力 4W, 波長 514.5nm であり, Ar イオンレーザを用いた一次元 LDV である. LDV プローブのレンズから測定点までの距離は 1600mm である. 検査体積は, 直径 (光軸と垂直) 0.16mm, 幅 (光軸と平行) 4.67mm のラグビーボール状である.

3.2 実験条件

風洞の開放測定部に供試風車を回転面が主流方向と直交するように設置する. ロータ翼のピッチ角は, 最適ピッチ角である -2.0° に設定した. 風洞の主流風速は $U_0=7.0[\text{m/s}]$ である. 半径位置によるロータ翼面上流れの変化を明らかにするために, 測定半径位置は $r/R=0.3, 0.5, 0.7, 0.9$ とした. 図 3.5 は, 風洞実験で使用するモデル風車の出力性能曲線である. 出力性能曲線は周速比と出力係数を用いて表わされ, 風車の性能を示す. 周速比 λ は次の式で定義される.

$$\lambda = \frac{R\omega}{U_0} \quad (3.4)$$

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. 出力係数 C_{power} は以下の式で定義される.

$$C_{\text{power}} = \frac{Q\omega}{\frac{1}{2}\rho U_0^3 A} \quad (3.5)$$

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.

図より, 周速比 $\lambda=5.2$ のとき最大出力 $C_{\text{power}}=0.43$ を示す. 速度分布を計測する周速比は,

半径位置 $r/R=0.5$ で、最大出力時の $\lambda=5.2$ 、及び低回転時の $\lambda=4.4, 4.2, 4.0$ であり、 $r/R=0.7$ で $\lambda=5.2, 4.4, 4.0, 3.8$ 、 $r/R=0.9$ で $\lambda=5.2, 4.4, 4.0, 3.7$ 、および、 $r/R=0.3$ で $\lambda=5.2$ である。

3.3 翼面近傍の速度分布の測定方法

3.3.1 3 方向の速度を測定する際の LDV プローブの配置

本研究では、風車翼面上流れの異なる 3 方向の速度を測定し、ベクトル合成により、三次元速度を求める。実験では、一次元の LDV を使用する。そのため、三次元の速度成分を測定するためには、測定する成分に応じて、LDV プローブの配置を変える必要がある。

半径位置 r の点を測定する場合の LDV プローブの配置について説明する。図 3.6 は、光軸が Z 軸に平行、測定点が $X=0[\text{mm}]$ 、 $Y=0[\text{mm}]$ 、 $Z=r[\text{mm}]$ のときの LDV プローブの状態を表している。この状態を LDV プローブの基準配置とする。ここで、LDV プローブの XZ 平面内の角度を θ_1 とする。 θ_1 の回転中心は測定点で風車上方から見て反時計回りを正とする。また、LDV プローブの YZ 平面内の角度を θ_2 とする。 θ_1 と同様に、回転中心は測定点とし、基準配置を原点にして風車上流から見て時計回りに正とする。

速度 u_1 を測定する LDV プローブの配置は $\theta_1=5.0[^\circ]$ 、 $\theta_2=0[^\circ]$ である。 $\theta_1=5.0[^\circ]$ としているのは、レーザ光と翼面の干渉を防止し、翼面近傍の速度を測定するためである。なお、プローブ軸方向回転角は、 XZ 平面内の速度 u_1 を測定するように調整した（配置 i : 図 3.7）。速度 u_1 は主流方向から 5.0° 傾いた（風車上方から見て反時計回り）速度成分である。

速度 u_2 を測定する LDV プローブの配置は、 $\theta_1=5.0[^\circ]$ 、 $\theta_2=0[^\circ]$ となる位置である。配置 i から、LDV プローブの軸方向に 90° 回転（プローブレズ側から見て時計回り）させた配置である（配置 ii : 図 3.8）。速度 u_2 は鉛直上向き方向の速度成分である。

速度 u_3 を測定する LDV プローブの配置は、 $\theta_1=5.0[^\circ]$ 、 $\theta_2=30.1[^\circ]$ となる位置である（配置 iii : 図 3.9）。 u_3 は光軸に対して垂直上向きの速度である。以上のような LDV プローブの配置により、3 成分の速度を測定する。なお、測定半径位置 $r/R=0.3$ の場合、 $r=360[\text{mm}]$ である。同様に $r=600[\text{mm}]$ ($r/R=0.5$)、 $r=840[\text{mm}]$ ($r/R=0.7$)、 $r=1080[\text{mm}]$ ($r/R=0.9$) である。

3.3.2 周方向分布の測定および測定データの処理法

本実験は、モデル風車を運転させた状態で、LDV プローブを静止系に固定して測定を行う。そのため、回転系から見た測定点は静止系の測定点 1 か所につき周方向に分布することになる（図 3.10）。ロータ翼面周りの速度を測定するために、LDV プローブを主流方向に移動させ、複数の YZ 平面内の測定半径位置の速度を取得した。

速度は、一つの YZ 平面内の 1 測定点につき百万サンプル測定した。LDV により取得した測定速度は、DANTEC 社の信号処理機を介してサンプリング用ソフトウェア BSAFlow により処理される。今回の実験では、測定速度はロータ 1 回転のリセット信号を基準として、回転角度 0.1° ごとの BIN に振り分け翼に対する相対位置を決定する。

図 3.11(a)~(d)は、測定点の主流方向に対する移動範囲の概要を示す。図 3.11(a)より、 $r/R=0.3$

の場合、停止状態のロータ翼の後縁と測定点とが一致する位置を基準($X=b[\text{mm}]$)として、上流側へ 21mm, 下流側へ 58mm の範囲で測定を行った。また、測定点が 1 回に移動する間隔は、 $b-21 \leq X \leq b$ の範囲は 0.5mm 間隔である。 $b \leq X \leq b+10$ の範囲は 0.2mm 間隔, $b+10 \leq X \leq b+22$ の範囲は 3.0mm 間隔, $b+22 \leq X \leq b+34$ の範囲は 6.0mm 間隔, $b+34 \leq X \leq b+58$ の範囲は 12.0mm 間隔である。同様に、図 3.11(b)より、 $r/R=0.5$ の位置では、上流側へ 15mm, 下流側へ 103mm の範囲で測定を行った ($b-15 \leq X \leq b-7$ の範囲は 2.0mm 間隔, $b-7 \leq X \leq b$ の範囲は 1.0mm 間隔, $b \leq X \leq b+17$ の範囲は 0.2mm 間隔, $b+17 \leq X \leq b+27$ の範囲は 2.0mm 間隔, $b+27 \leq X \leq b+43$ の範囲は 4.0mm 間隔, $b+43 \leq X \leq b+55$ の範囲は 6.0mm 間隔, $b+55 \leq X \leq b+79$ の範囲は 12.0mm 間隔である。また、 $b+79 \leq X \leq b+103$ の範囲は 1 回の移動量である。). 図 3.11(c)より、 $r/R=0.7$ の位置では、上流側へ 4mm, 下流側へ 75mm の範囲で測定を行った ($b-4 \leq X \leq b+17$ の範囲は 0.2mm 間隔, $b+17 \leq X \leq b+23$ の範囲は 1.0mm 間隔, $b+23 \leq X \leq b+27$ の範囲は 2.0mm 間隔, $b+27 \leq X \leq b+35$ の範囲は 4.0mm 間隔, $b+35 \leq X \leq b+51$ の範囲は 8.0mm 間隔, $b+51 \leq X \leq b+75$ の範囲は 12.0mm 間隔である。). 図 3.11(d)より、 $r/R=0.9$ の位置では、基準から下流側へ 74mm の範囲で測定を行った ($b \leq X \leq b+16$ の範囲は 0.2mm 間隔, $b+16 \leq X \leq b+22$ の範囲は 1.0mm 間隔, $b+22 \leq X \leq b+26$ の範囲は 2.0mm 間隔, $b+26 \leq X \leq b+34$ の範囲は 4.0mm 間隔, $b+34 \leq X \leq b+50$ の範囲は 8.0mm 間隔, $b+50 \leq X \leq b+74$ の範囲は 12.0mm 間隔である。). 但し、実際の測定結果では、翼の変形により、翼に対する測定点の移動範囲はこの通りではない。翼の変形による補正については 3.3.5 項で述べる。

3.3.3 精密位置決めステージ

図 3.12 は、精密位置決めステージを示す。精密位置決めステージは、三次元直交座標系を移動可能な直線ステージと、鉛直方向を軸とする回転ステージで構成されている。測定点を主流方向へ移動するために必要なのは 1 軸だけであるが、基準となるロータ翼後縁に対して LDV 測定点を合わせるためには、これら調整用の直線ステージが不可欠である。

3.3.4 三次元速度成分への変換方法

LDV により測定された速度成分 u_1, u_2, u_3 は三次元方向の速度成分に変換する必要がある。その手順について説明する。図 3.13 は、三次元の速度成分の測定系を示す。図中の u_1, u_2, u_3 は、図 3.7~図 3.9 で示した LDV プロブの配置(i)(ii)(iii)から測定される速度成分である。これらの速度成分から、以下の式を用いて、 $\theta_1=5.0[^\circ]$, $\theta_2=0[^\circ]$ の状態の LDV プロブの光軸を基準とする三次元直交座標系の速度成分 u', v', w' が求められる。

$$u' = u_1 \quad (3.6)$$

$$v' = u_2 \quad (3.7)$$

$$w' = -\frac{1}{\tan\theta_2}u_2 + \frac{1}{\sin\theta_2}u_3 \quad (3.8)$$

さらに、以下の式により、軸方向速度成分 u , 周方向速度成分 v , 半径方向速度成分 w が求まる。

$$u = u' \cos \theta_1 + w' \sin \theta_1 \quad (3.9)$$

$$v = v' \quad (3.10)$$

$$w = -u' \sin \theta_1 + w' \cos \theta_1 \quad (3.11)$$

以上をまとめると、軸方向速度成分 u 、周方向速度成分 v 、半径方向速度成分 w は、LDV により測定された速度成分を用いて、以下の式で表わされる。

$$u = u_1 \cos \theta_1 + \left(-\frac{u_2}{\tan \theta_2} + \frac{u_3}{\sin \theta_2} \right) \sin \theta_1 \quad (3.12)$$

$$v = u_2 \quad (3.13)$$

$$w = -u_1 \sin \theta_1 + \left(-\frac{u_2}{\tan \theta_2} + \frac{u_3}{\sin \theta_2} \right) \cos \theta_1 \quad (3.14)$$

3.3.5 測定点に対する翼面変形の補正方法

本研究の場合、運転中のロータ翼は、流体力により、主流方向に変形すると考えられる。したがって、速度分布の測定点に対するロータ翼の相対位置を明らかにする必要がある。そのため、レーザ変位センサ（Laser Displacement Sensor, LDS）により、静止系を基準とした翼面変位を測定した。

LDS は、非接触で測定物の変位を測定できる装置である。測定原理は、三角測量を応用した方式で、発光素子と光位置検出素子の組み合わせで構成されている。発光素子には半導体レーザが用いられる。その光は投光レンズを通し集光され、測定対象物に照射される。そして、対象物から拡散反射された光線の一部は受光レンズを通して光位置検出素子上にスポットを結ぶ。測定対象物が移動すると、そのスポットも移動するので、スポットの移動距離を検出することで対象物までの変位量を知ることができる。本研究で使用した LDS は、測定距離 100mm を中心にレーザ照射方向 $\pm 40\text{mm}$ の範囲内で測定可能である。

図 3.14 は LDS の設置位置を示す。LDS は、負圧面の翼面を測定するために、ロータ翼の下流に設置する。速度の測定位置と同様に、高さはロータ回転軸の高さである。また、 $r/R=0.3$ の場合、半径方向位置は回転軸から 360mm である。同様に、 $r/R=0.5$ の半径方向位置は回転軸から 600mm、 $r/R=0.7$ の半径方向位置は回転軸から 840mm、 $r/R=0.9$ の半径方向位置は回転軸から 1080mm である。その位置から、水平・上流向きにレーザを照射し、翼面変位を測定した。本研究では LDS の電圧をロータのリセット信号と同期して測定することにより、ロータ回転角 0.05° 毎の翼面変位を測定した。なお、測定は 40 回転分を行い、ロータ回転角 0.05° 毎の平均値を算出した。

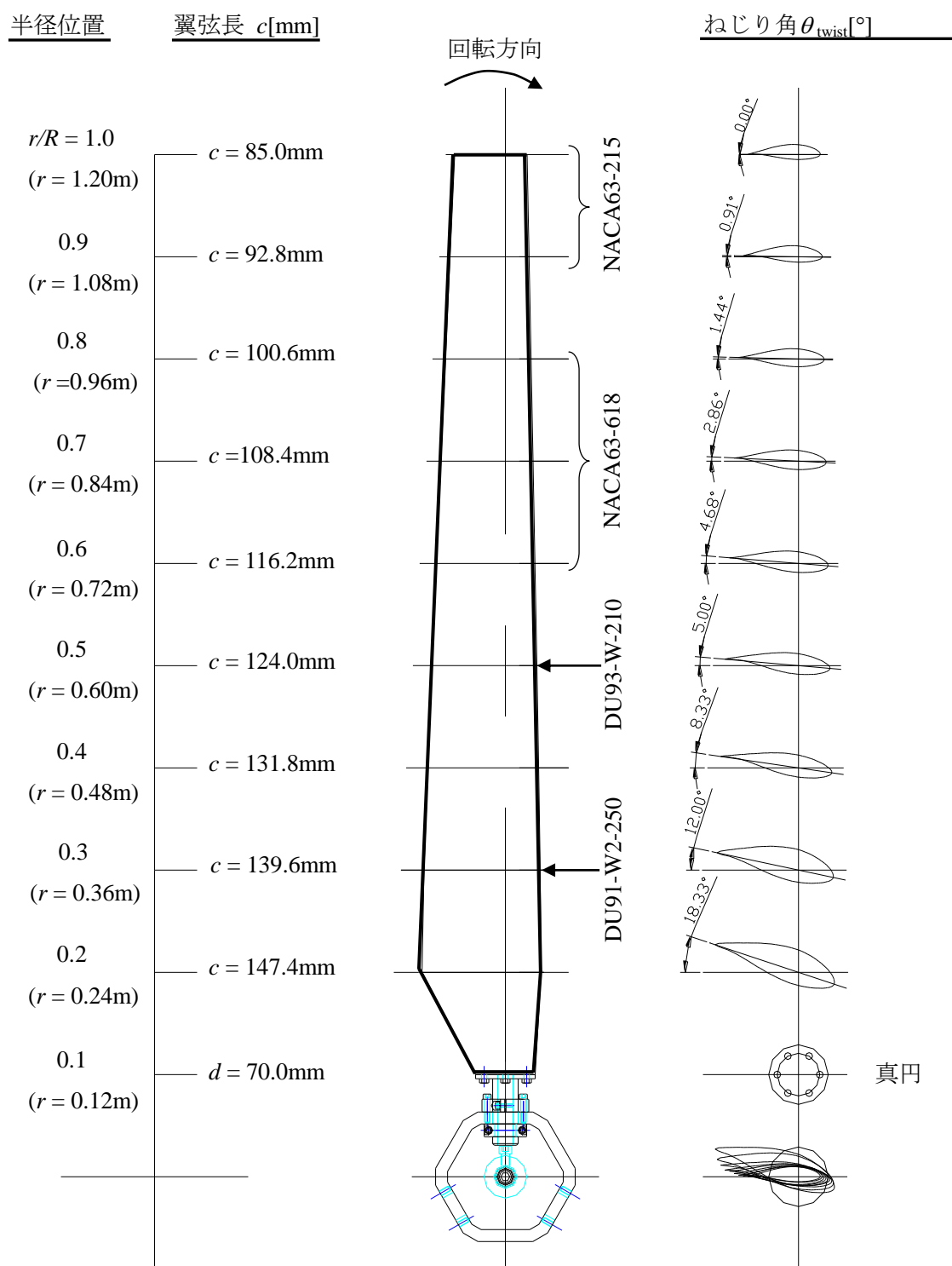


図 3.2 ロータ翼の翼弦長およびねじり角分布

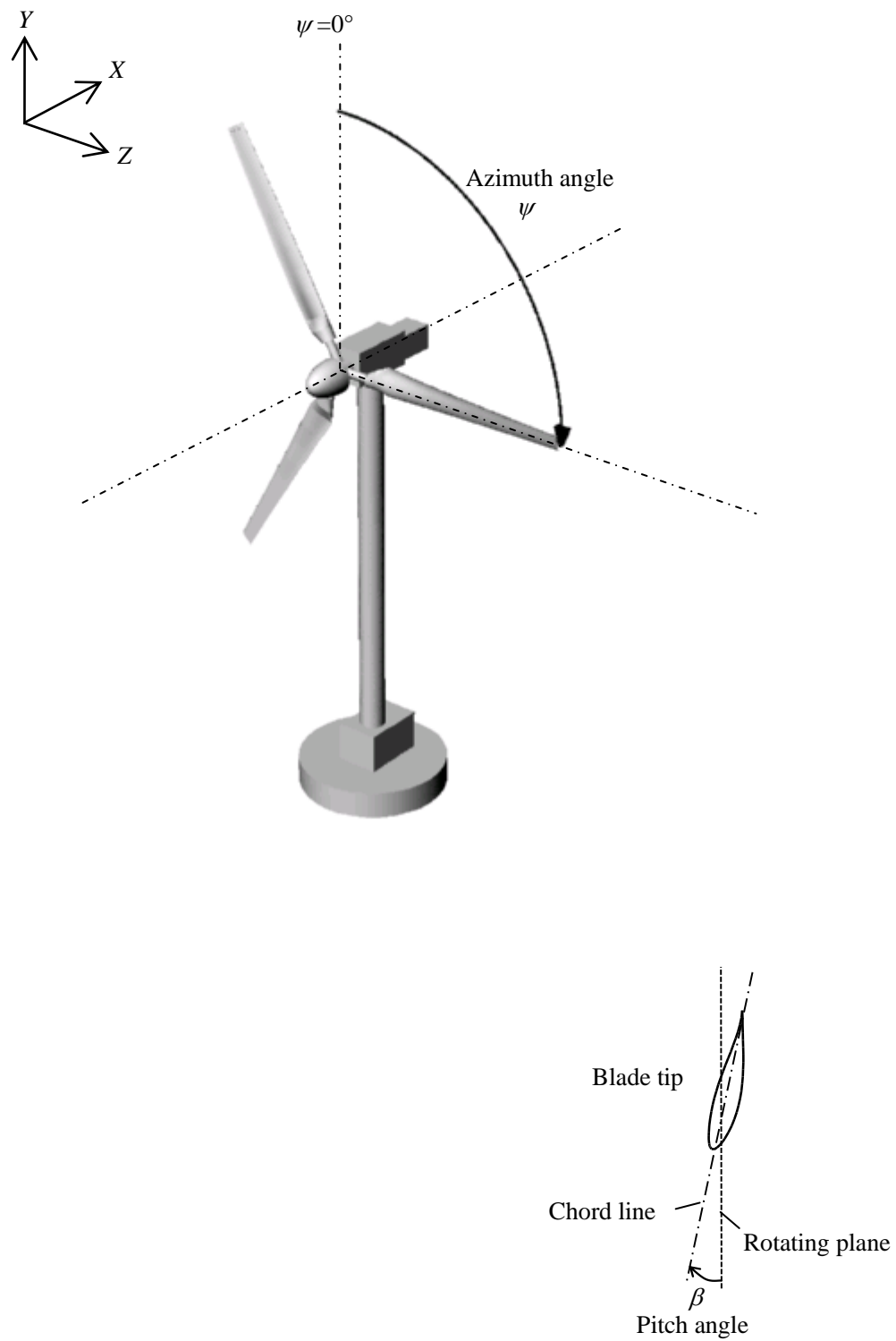
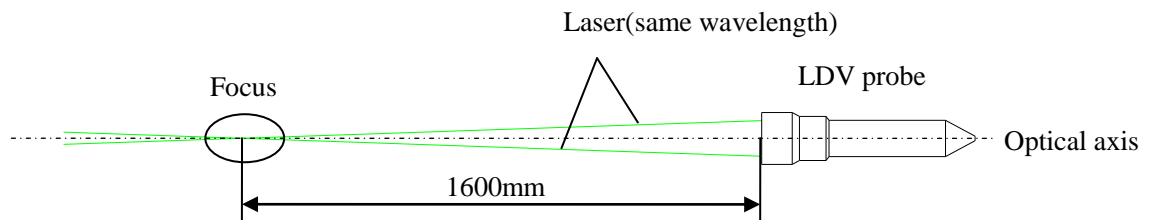
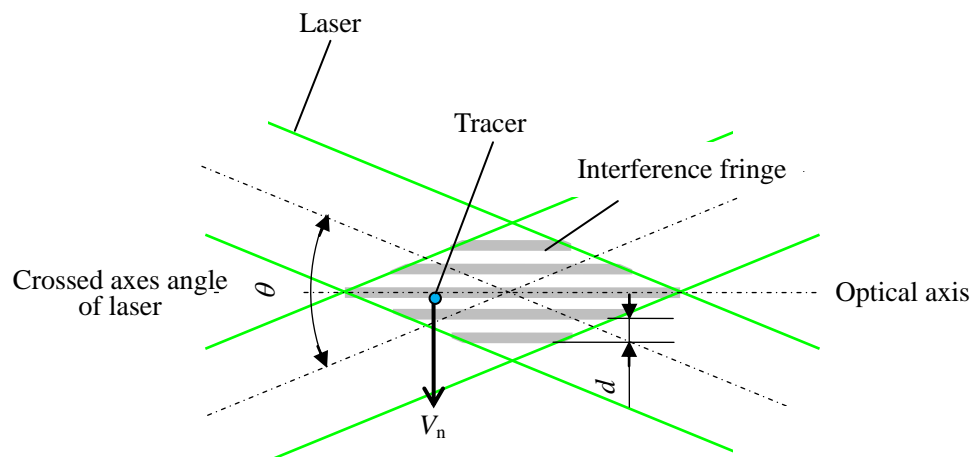


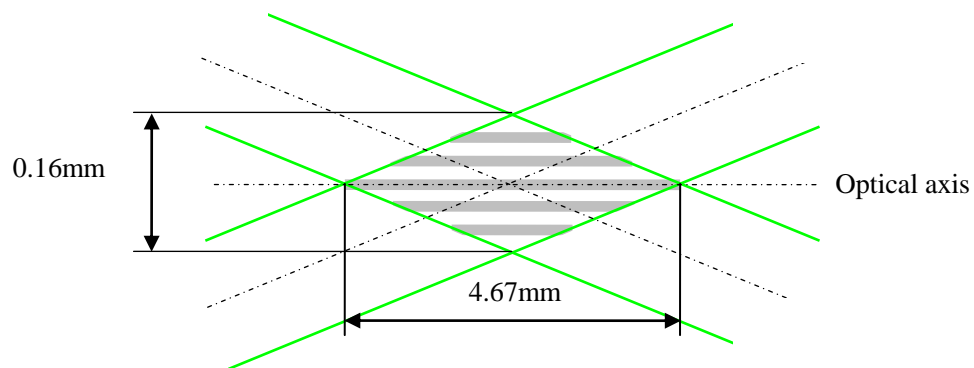
図 3.3 モデル風車に関する定義



(a) LDV プローブ



(b) LDV の焦点



(c) 測定体積

図 3.4 レーザドップラ流速計の外形および原理

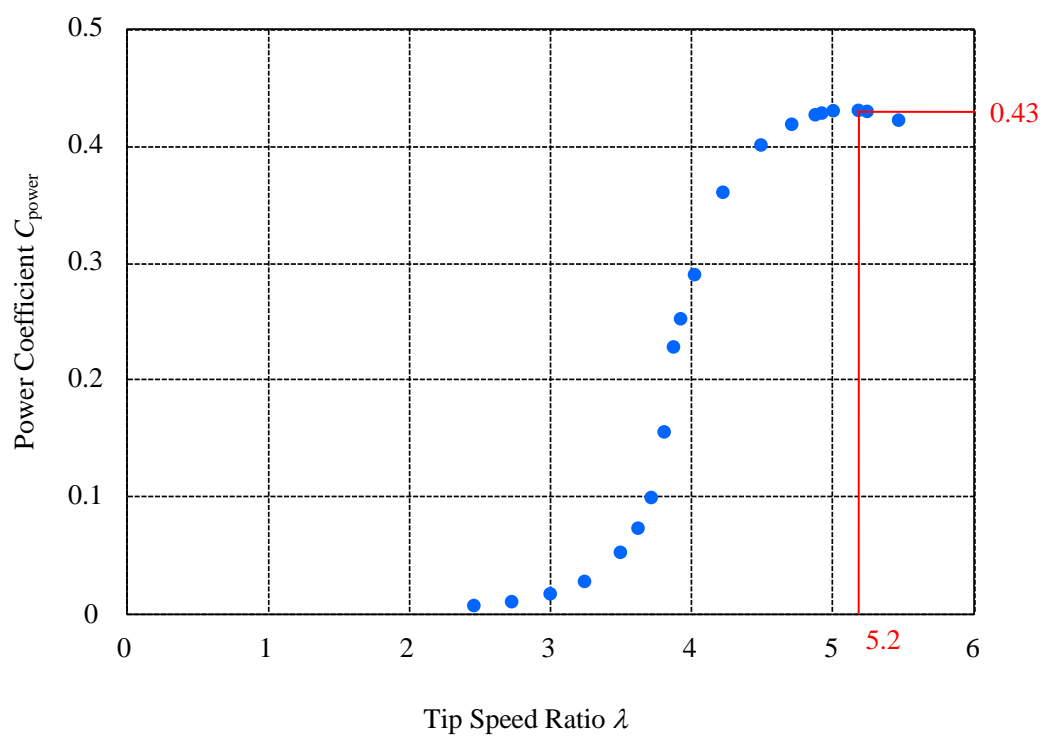


図 3.5 モデル風車の出力性能曲線

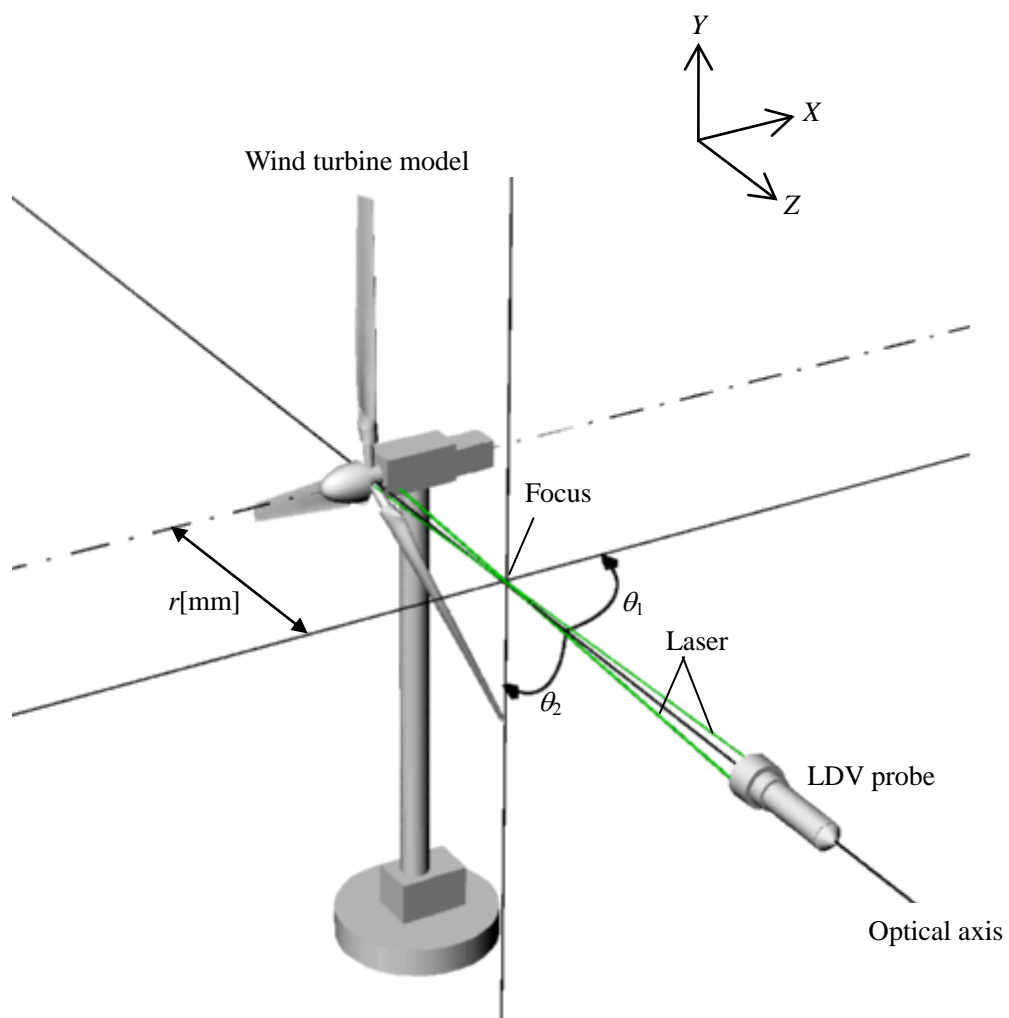


図 3.6 LDV プロブの配置図 (基準)

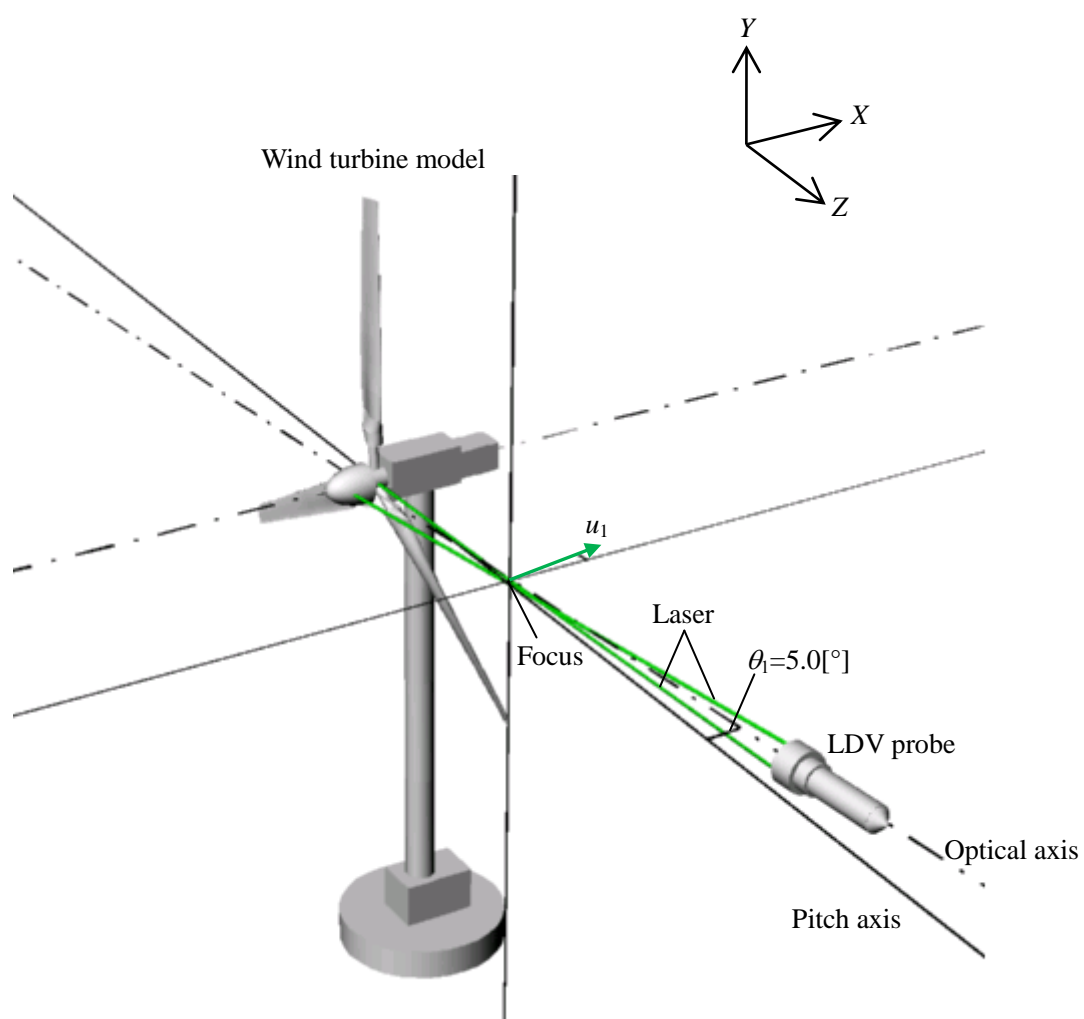
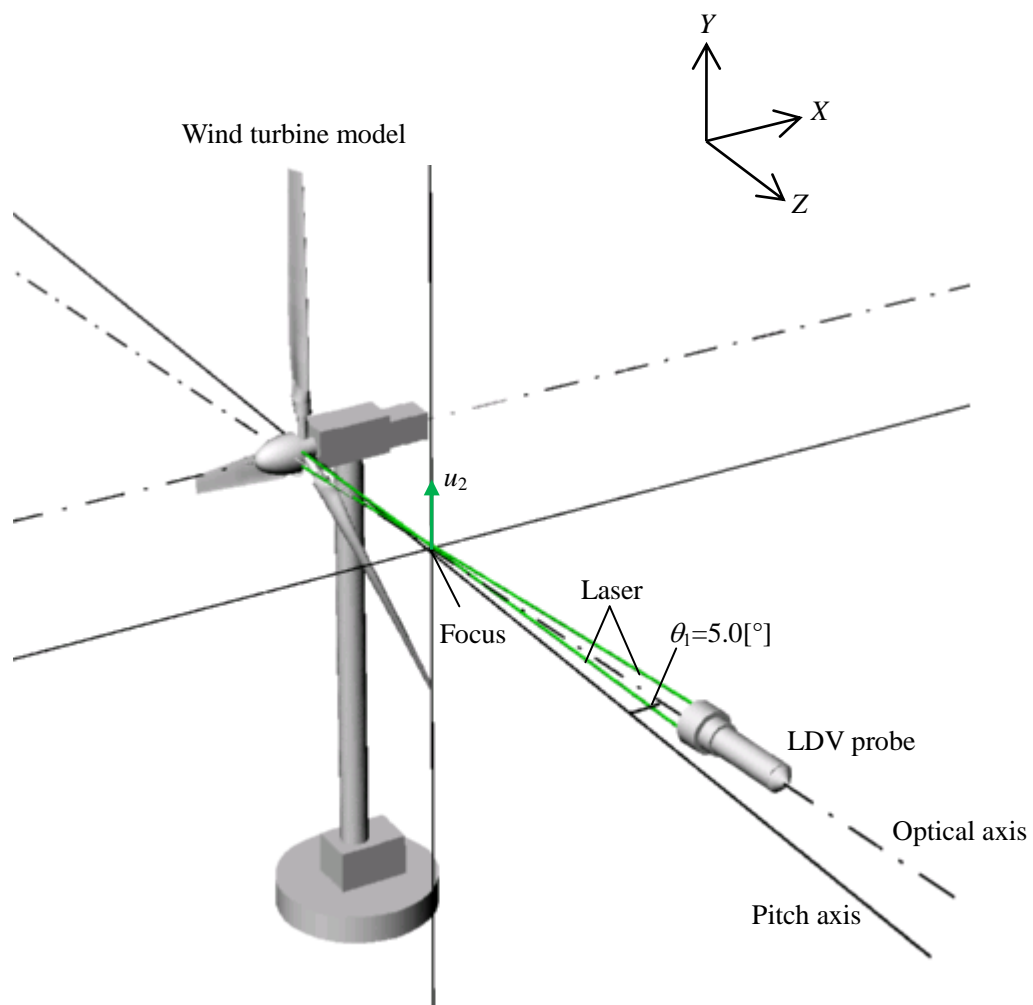


図 3.7 u_1 を測定する際の LDV プロブの配置図 (配置 i)

図 3.8 u_2 を測定する際の LDV プローブの配置図 (配置 ii)

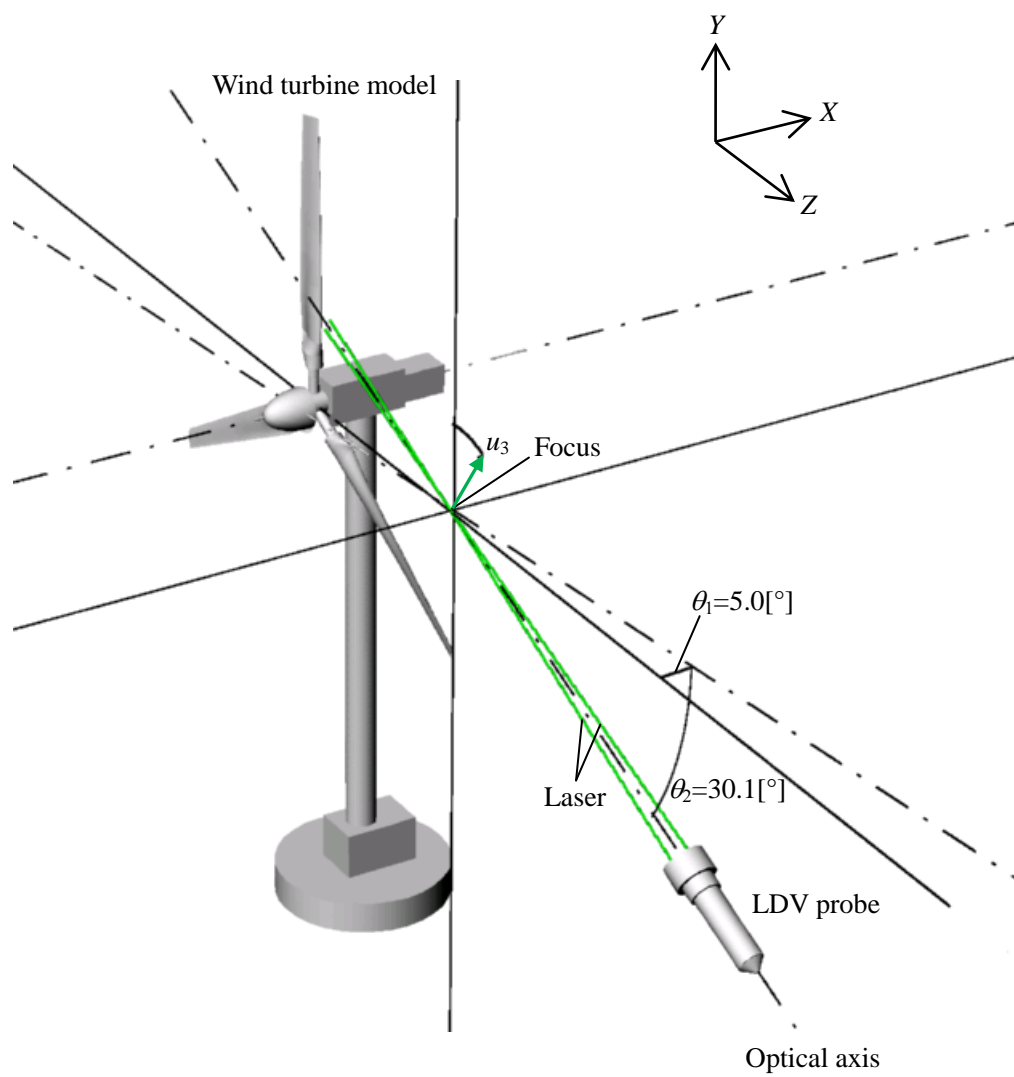


図 3.9 u_3 を測定する際の LDV プロブの配置図 (配置 iii)

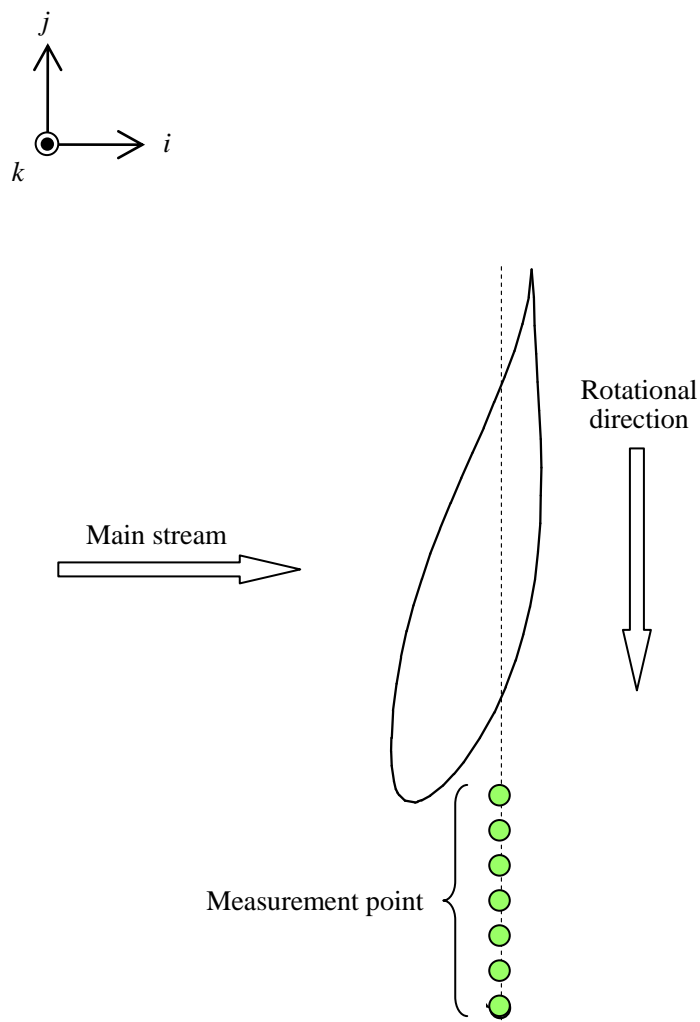
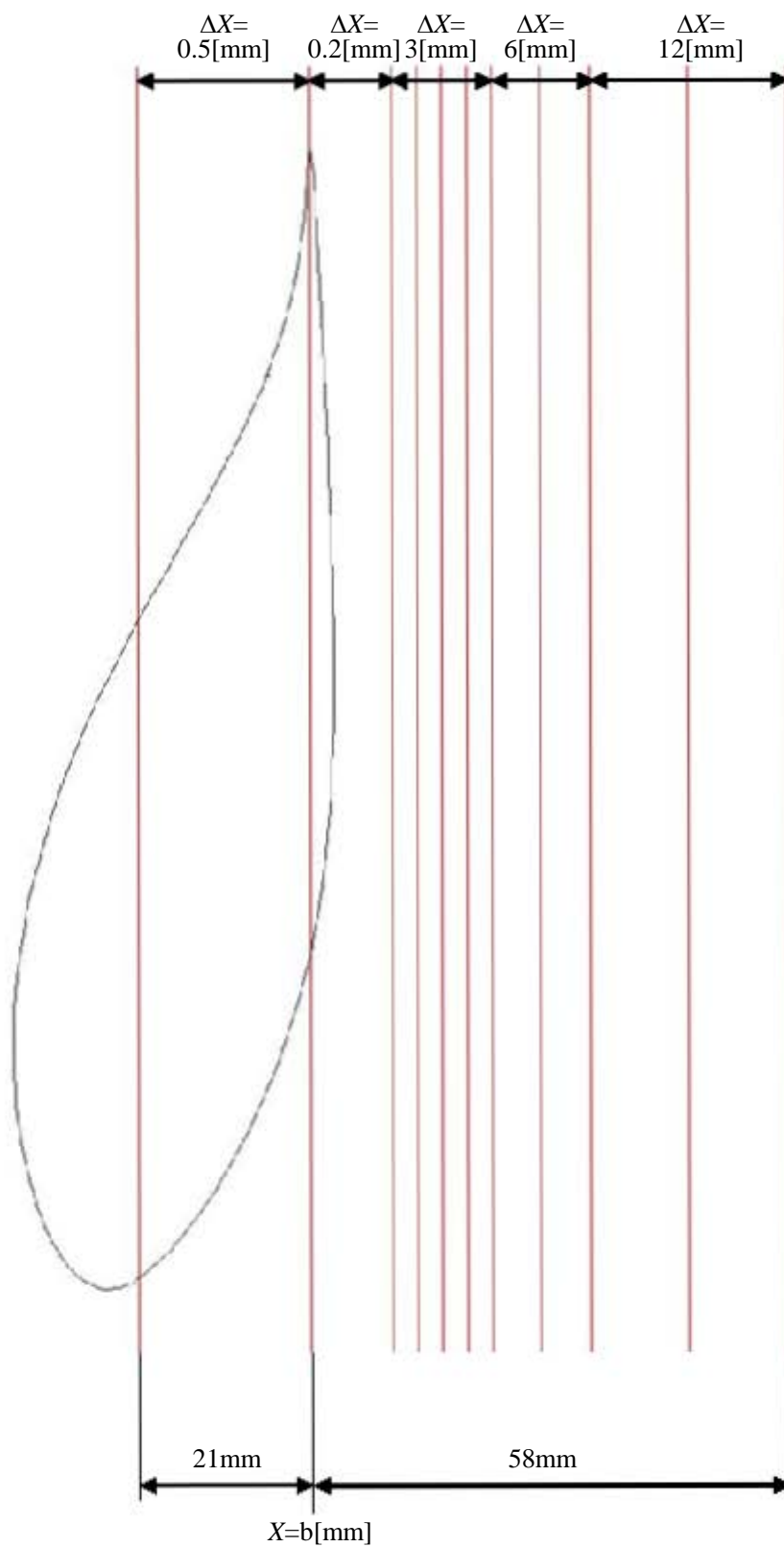
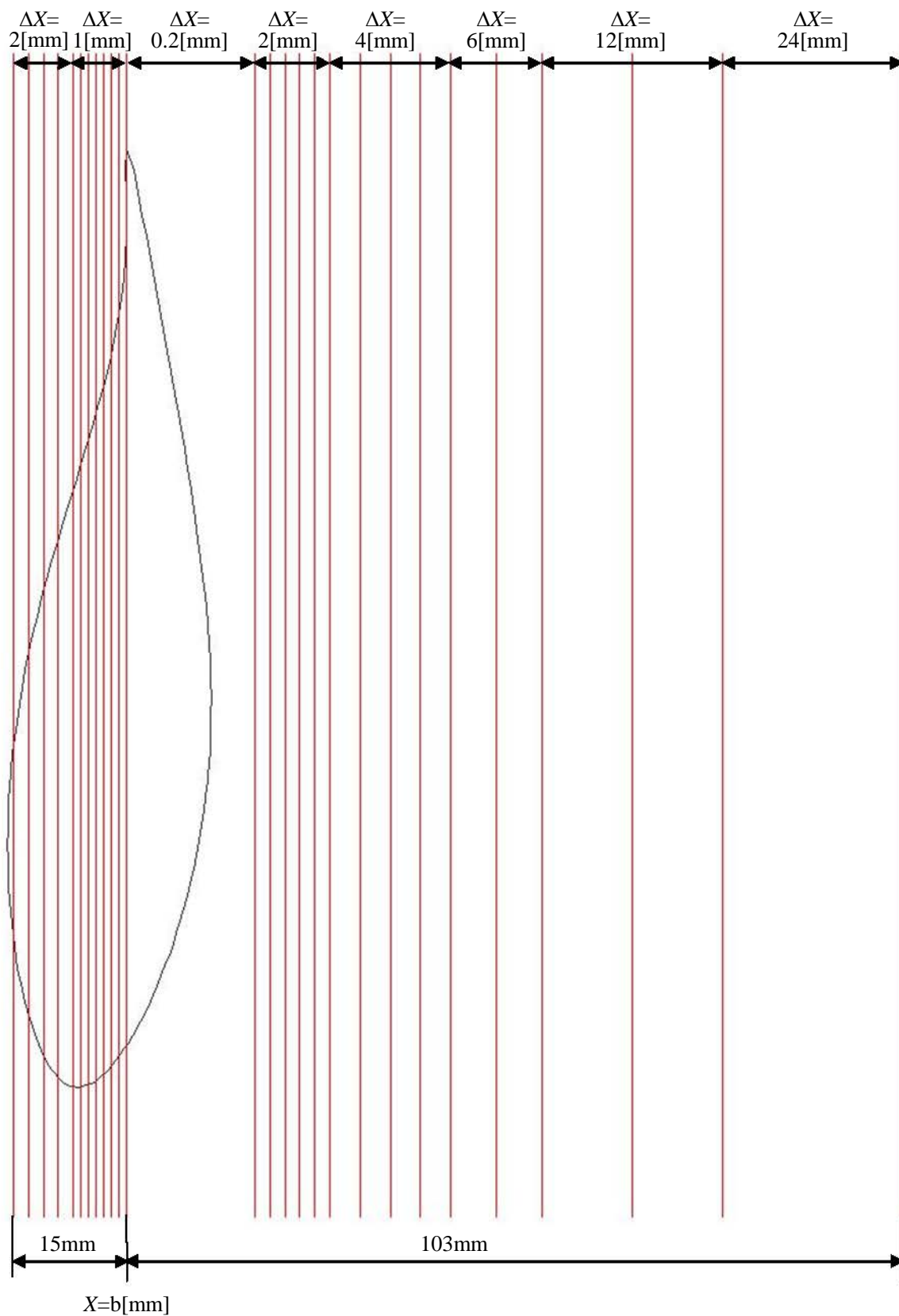


図 3.10 回転系から見たロータ翼に対する測定点の配置

図 3.11(a) 測定点の主流方向に対する移動範囲($r/R=0.3$)

図 3.11(b) 測定点の主流方向に対する移動範囲($r/R=0.5$)

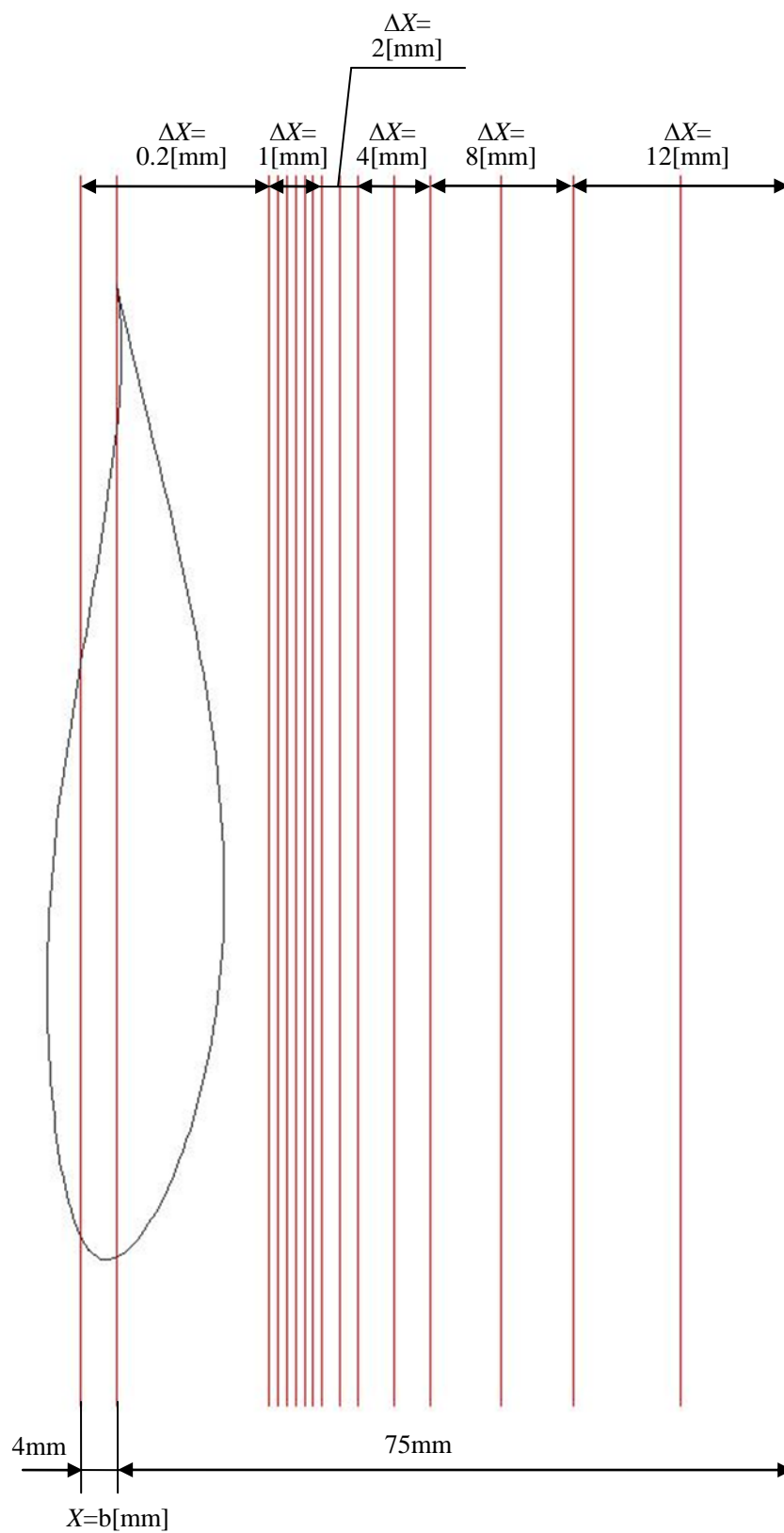
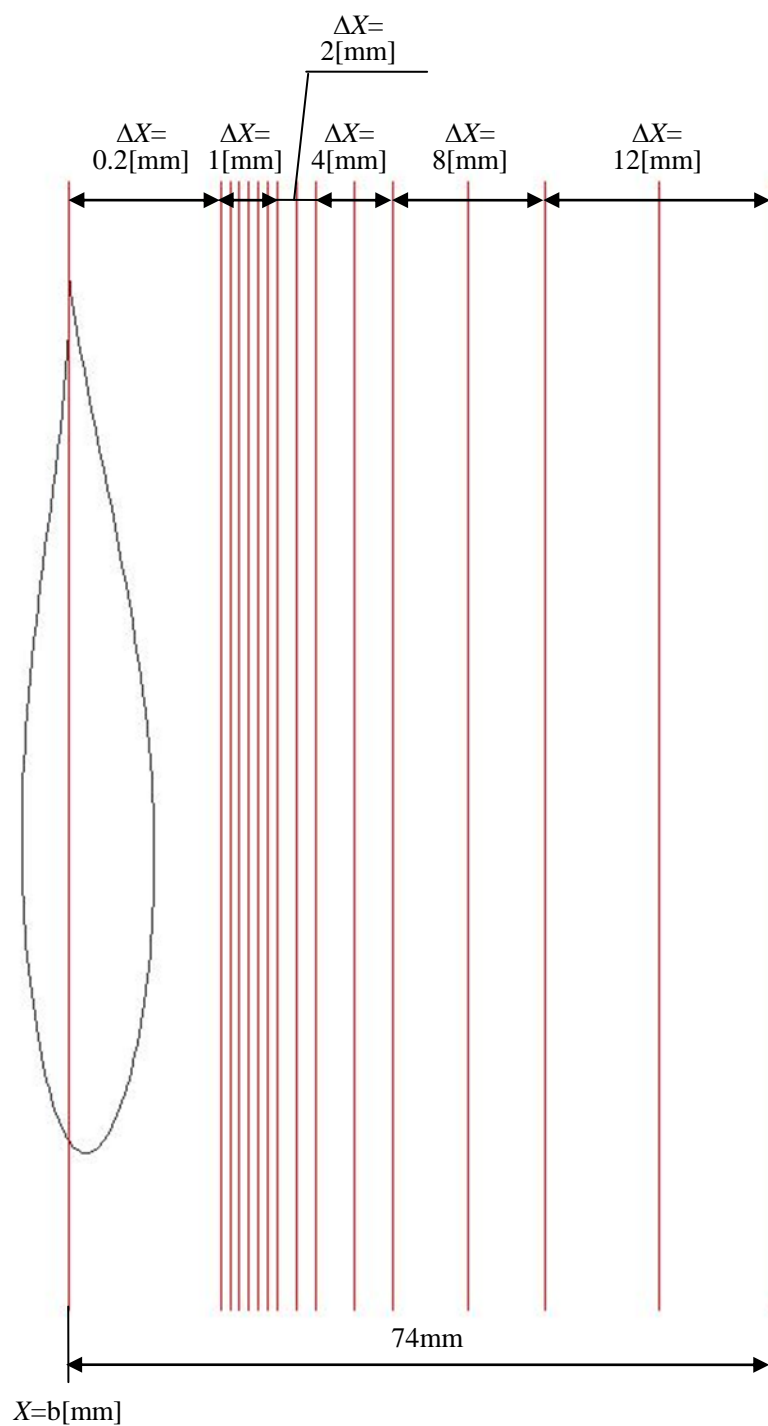


図 3.11(c) 測定点の主流方向に対する移動範囲($r/R=0.7$)

図 3.11(d) 測定点の主流方向に対する移動範囲($r/R=0.9$)

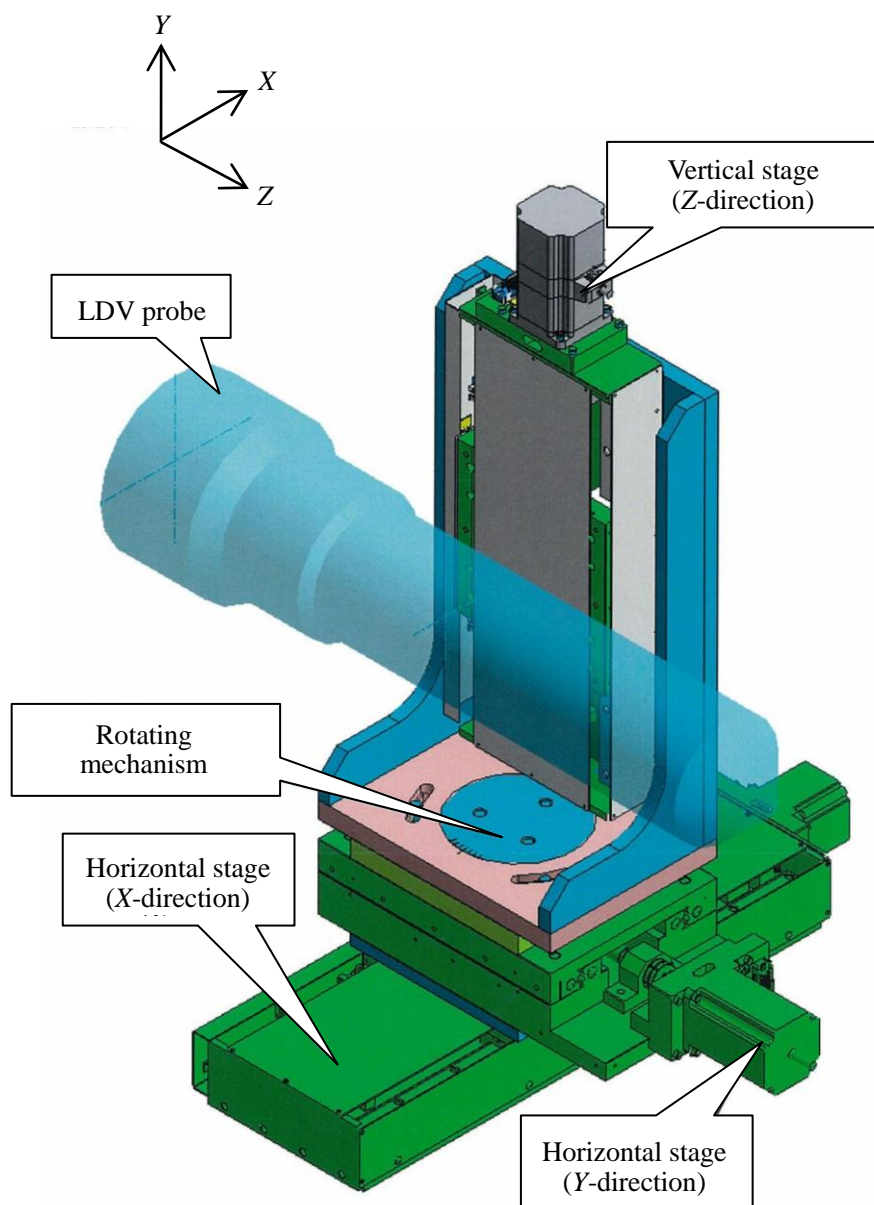


図 3.12 精密位置決めステージ

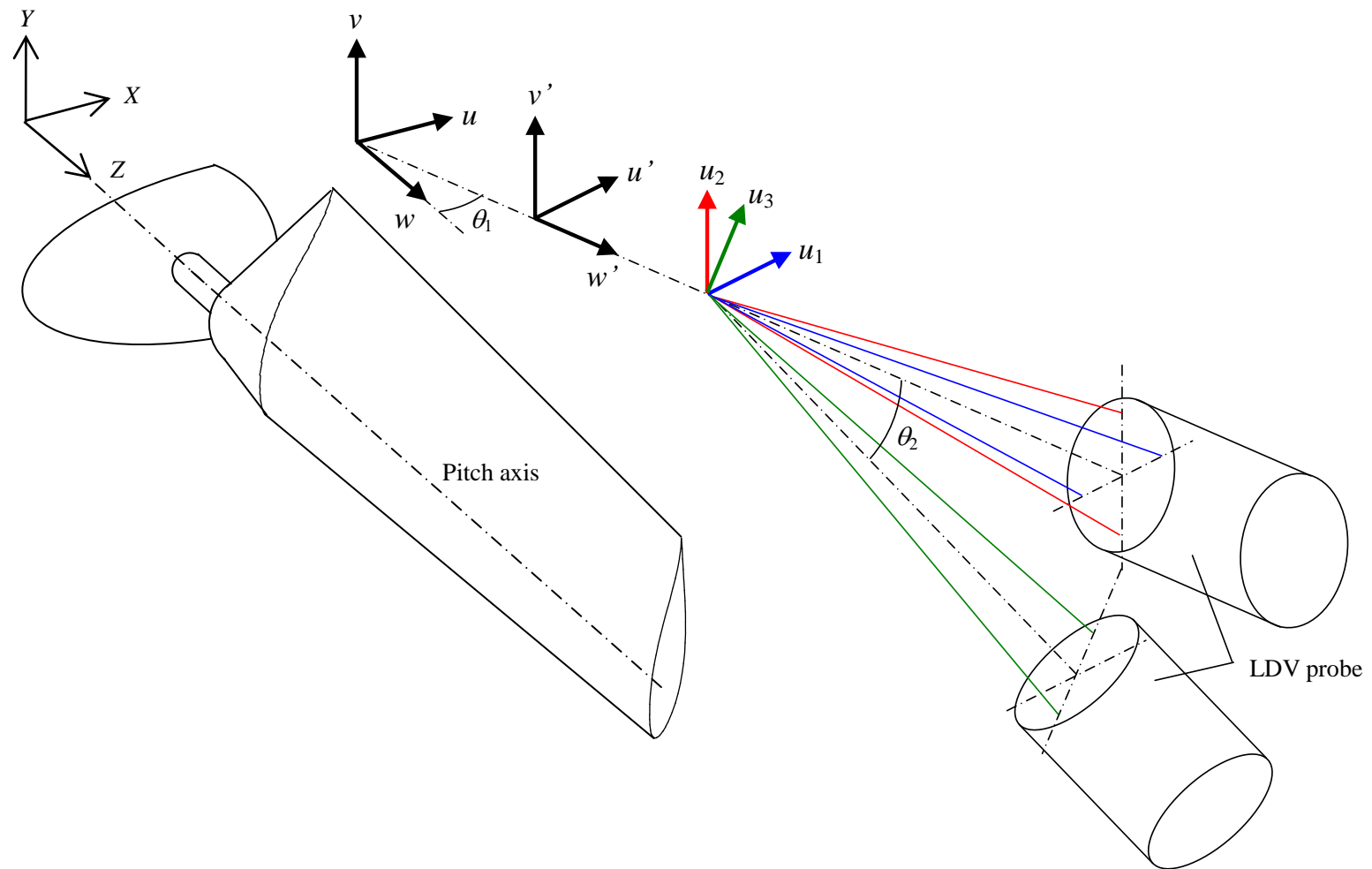


図 3.13 三次元速度成分の座標系

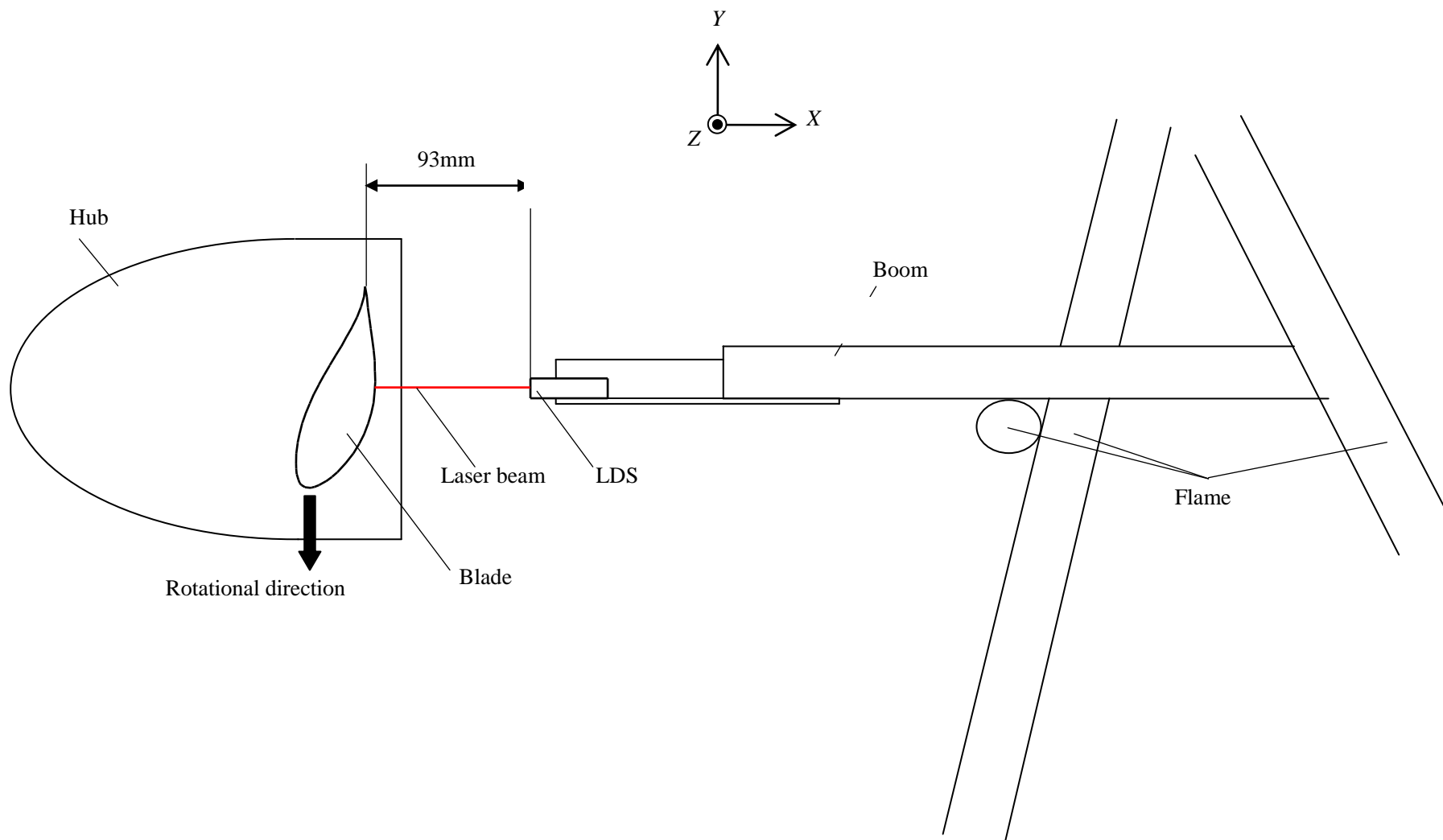


図 3.14 レーザ変位センサ（LDS）の設置位置

第3章 実験装置および実験方法

表 3.1 実験装置の型式

機器	型式	メーカー
デジタルマノメータ	DM-5031	COSMO
室温用白金測温抵抗体	E52-P10GR	OMRON
温度パネルメータ	K3HB-H	OMRON
サーボモータ	SGMPH-15AAAH121	安川電機
サーボパック	SGDH-15AE	安川電機
電源回生ユニット	VARISPEED 656RC5	安川電機
フォトセンサ	EE-SPX403	OMRON
A/D ボード	PCI-3176	Interface
D/A ボード	PCI-3176	Interface
DIO ボード	PCI-2726C	Interface
カウンタボード	PCI-6205C	Interface
パーソナルコンピュータ		自作
レーザ発振器	Stabilite2017	Spectra-Physics
信号処理機	BSA F50	DANTEC
トレーサ発生装置	SAFEX FOG GENERATOR	DANTEC
トレーサ	SAFEX INSIDE FOG FLUDE	DANTEC
ステージコントローラ	SC-200	KOHZU
モータ式 X 軸ステージ	XA16F-L23	KOHZU
モータ式 Y 軸ステージ	XA25A-R1	KOHZU
モータ式 Z 軸ステージ	XA16F-L22	KOHZU
レーザ変位センサ	Z4M-S100RA	OMRON
レーザ変位センサアンプ	Z4M-W100RA	OMRON
圧力センサ	ZOC22B	Scanivalve Corp.
スリップリング	極数：20 極	東測
電源ユニット	RPM1000	Scanivalve Corp.
USB 変換ユニット	USB EXTENDER 3200	Scanivalve Corp.
A/D ボード	RAD A/D 3200	Scanivalve Corp.

第4章 実験結果および考察

4.1 予備実験

4.1.1 出力性能

本研究では、速度分布の測定翼面変位は異なる装置設定で独立に測定された。したがって、それらの測定結果を比較する妥当性を検証するため、それぞれの装置設定による空力特性の変化の有無を確認する。また、4.4節では、過去に本研究室で行った圧力測定翼により測定した翼面圧力分布[8]を用いるため、その際に測定された出力性能曲線を用いて空力特性の変化の有無を確認する。

図4.1(a)~(d)に $r/R=0.3, 0.5, 0.7, 0.9$ の圧力分布、速度分布、翼面変位の測定を行った直後に測った出力性能曲線を示す。横軸は周速比 λ 、縦軸は出力係数 C_{power} である。青のプロットは圧力分布測定直後に測ったもので、3枚のロータ翼のうち1枚に圧力測定翼を使用し、レーザ変位センサ (LDS) は設置されていない。赤のプロットは翼面変位測定直後に測ったもので、通常のロータ翼を使用し、LDS が設置されている。緑のプロットは速度分布測定直後に測ったもので、通常のロータ翼を使用し、LDS は設置されていない。図より各装置設定における出力係数は、いずれの測定においても同一周速比でほぼ等しい。したがって、それぞれのロータ翼の空力特性はほぼ同じであると考えられる。

4.1.2 翼面変位

LDS により測定される翼面形状について説明する。翼面変位は LDS を静止系に固定して測定された。そのため、LDS で測定される翼面形状は図4.2の青線で示すように、ロータ翼のピッチ軸に垂直な翼断面形状ではなく、同一半径で切り取られる翼断面形状となる。

図4.3は、LDS による翼面変位の測定結果に対して、測定断面内の翼面形状を重ね合わせた様子である。横軸が軸方向距離、縦軸がロータ翼1回転を示すリセット信号が記録されてからのロータ翼の回転距離である。横軸の零は風車停止時のピッチ軸の位置である。測定条件は、半径位置 $r/R=0.5$ 、周速比 $\lambda=5.2$ である。赤色のプロットは LDS による測定結果である。各値は、40回転分の測定値を平均している。黒い実線は同一半径上で測定された翼面形状である。測定結果に対する翼面形状の重ね合わせ方法について説明する。図4.4は測定結果のみを示したグラフである。この測定結果の最も下流に位置する座標を基準点 P とする。図4.5は測定断面内の翼面形状のみを示したグラフである。最も下流に位置する測定断面内の翼面形状の座標を Q とする。この Q を基準点 P と一致させる。以上の方法により、 $r/R=0.5, 0.7, 0.9$ における静止系の速度分布の測定点に対するロータ翼の相対位置を補正した。また、図4.3より翼の前縁付近および後縁付近の翼面形状は測定できていない。その原因として、翼の前縁と後縁付近で、翼面に対する LDS のレーザ光の入射角が大きくなることにより、レーザ光が翼面で LDS 以外の方向へ反射するためと考えられる。

$r/R=0.3$ の場合は図 4.6 より、後縁の翼面形状が測定できている。そのため、翼面形状の重ね合わせに用いる基準点は軸方向に対する点と、周方向に対する点を定めた。軸方向の基準点は最も下流に位置する翼面の位置、周方向の基準点は後縁の位置とした。

図 4.7~4.10 は $r/R=0.3, 0.5, 0.7, 0.9$ の翼面変位の測定結果である。これらの図より、周速比の増加に伴い、主流方向および周方向への翼面変位量が大きくなることが分かる。これは周速比の増加にしたがいロータ翼に働く流体力が大きくなるためと考えられる。また、周方向に変位する理由については、回転角を定義しているエンコーダとロータ翼との間に設置されているカップリングのたわみの影響も考えられる。

4.2 最大出力時の翼面上流れ

4.2.1 ロータ翼周りの速度分布

(i) $r/R=0.7$

図 4.11 は、周速比 $\lambda=5.2$ の半径位置 $r/R=0.7$ におけるロータ翼周りの速度分布である。図の左側が前縁、右側が後縁であり、負圧面上の流れを示している。図 4.11 (a)は、三次元合成相対速度 U_{3D} を幾何学的流入風速 U_{ref} で無次元化した U_{3D}/U_{ref} のプロット図である。図の中のプロットは U_{3D}/U_{ref} の絶対値によって色分けされている。 U_{3D} は以下の式で定義される。

$$U_{3D} = \sqrt{u^2 + (v + V_{rev})^2 + w^2} \quad (4.1)$$

ここで、 u , v , w はそれぞれ静止系で測定された主流方向、周方向および半径方向の速度分布であり、 V_{rev} は測定半径位置における翼の回転速度である。 U_{ref} は以下の式で定義される。

$$U_{ref} = \sqrt{U_0^2 + V_{rev}^2} \quad (4.2)$$

ここで、 U_0 はロータに流入する主流方向速度 ($=7.0[m/s]$) である。

図 4.11 (a) より、前縁から流入した翼面上の流れは、前縁から $x/c=0.2$ 付近までは $1.6 \leq U_{3D}/U_{ref} < 1.7$ の速度を持つ。 $x/c=0.2$ より下流では流れは減速するが、付着したまま後縁へ向かう。図 4.11 (b)は、翼幅方向速度 w_0 を幾何学的流入風速 U_{ref} で無次元化した無次元翼幅方向速度 w_0/U_{ref} のプロット図である。 w_0 は、周方向速度 v と半径方向速度 w から求めた翼幅方向 (翼断面に直交) の速度成分である (図 4.12)。翼幅方向外向きを正の値としてある。図より、流れは翼前縁で翼幅方向外向きの速度を持つ。これは、ロータ翼の回転により、流入風は前縁翼面から翼幅方向成分の力を受けるためと考えられる。図の翼前縁付近 ($0 \leq x/c \leq 0.2$) の翼周りでは $-0.2 \leq w_0/U_{ref} < 0.2$ の速度が発生している。また、 $x/c=0.6$ 以降の翼周りの w_0 は、翼面に近づくにしたがい乱れている。これは w_0 の速度成分 u_3 を測定する際の測定体積が翼弦方向に傾斜しており、翼弦方向の速度勾配を持つ流れについて測定値の空間分解能が低下したためと考えられる。なお、翼面に近い部分で流れは境界層を形成し、翼面に垂直な方向に大きな速度勾配を持っている。翼面に付着した流れの場合、前縁

および後縁で翼厚方向への形状変化が、翼弦方向の速度勾配を引き起こしている。

以上より半径位置 $r/R=0.7$ における翼周囲の流れは、前縁後縁に若干の翼幅方向成分を持つが、おおむね二次元的な流れであるといえる。

(ii) $r/R=0.3$

図 4.13 は、半径位置 $r/R=0.7$ より翼根側の $r/R=0.3$ ($\lambda=5.2$) におけるロータ翼周りの速度分布である。図 4.13 (a)は、無次元三次元合成相対速度 U_{3D}/U_{ref} のプロット図である。図 4.13 (a)より、翼面上の流れは、前縁から $x/c=0.1$ の間で $U_{3D}/U_{ref}=1.8$ まで増速している。これは $r/R=0.7$ の流れよりも高い値である。逆圧力勾配により、 $x/c=0.1$ から下流では流れが減速していくが、 $x/c=0.7$ 付近から後縁にかけての速度プロットは確認できない。これは、翼面流れの剥離により、トレーサ粒子が測定点を通過しなかったため、速度が測定されなかったと考えられる。図 4.13 (b)は、無次元翼幅方向 w_0/U_{ref} のプロット図である。図 4.13 (b)より、前縁から $x/c=0.2$ 付近までの翼周りの翼幅方向速度は、 $w_0/U_{ref}=0.25$ であり、流れは強い三次元性を示す。

以上より、 $r/R=0.3$ ($\lambda=5.2$) の翼面上速度は主流方向と周方向の速度成分のみから成る二次元速度より大きくなる。そのため、翼面の負圧は二次元翼特性から求められる負圧より低いと考えられる。

(iii) $r/R=0.9$

図 4.14 は、半径位置 $r/R=0.7$ より翼端側の $r/R=0.9$ ($\lambda=5.2$) におけるロータ翼周りの速度分布である。図 4.14 (a)は、無次元三次元合成相対速度 U_{3D}/U_{ref} のプロット図である。前縁から $x/c=0.1$ 付近までに $1.5 \leq U_{3D}/U_{ref} < 1.6$ の増速域が存在し、 $x/c=0.1$ 以降は減速していく。図 4.14 (b)は、無次元翼翼幅速度 w_0/U_{ref} である。 $x/c=0.6$ 付近から後縁までの翼面上に翼幅方向の速度が存在している。しかし、翼周りの流れはほぼ二次元流れである。

以上より、幾何学的流入風速に対する翼面流れの増速率は、翼根付近の方が高い傾向にある。ロータ翼の翼根側の翼型は最大厚みが大きいために、流れが加速されやすいと考えられる。翼幅方向速度 w_0/U_{ref} は最も翼根側の $r/R=0.3$ の翼前縁付近で 0.25 の高い値を示し、他の半径位置に比べ強い三次元性を示した。また、 $r/R=0.7$ 、 $r/R=0.9$ の翼周りの流れはおおむね二次元的になることが確認された。

4.2.2 ロータ翼周りの速度標準偏差分布

翼面上の同じ測定点を通過する流れは、すべてが一定速度ではなく速度変動を持ち、乱れている。乱れは翼面上流れに影響を与える。そのため、流れの乱れの観点から、翼面上流れの検証を行う。

(i) $r/R=0.7$

図 4.15 は、周速比 $\lambda=5.2$ の半径位置 $r/R=0.7$ におけるロータ翼面上の測定速度に対する標準偏差分布である。図 4.15 (a) は、LDV により測定され、BIN 平均された u_1 の標準偏差 σ_1 、図 4.15 (b)は u_2 の標準偏差 σ_2 、図 4.15 (c)は u_3 の標準偏差 σ_3 である。 σ_1 、 σ_2 、 σ_3 は次の式で定義される。

$$\sigma_i = \sqrt{\frac{1}{N} \sum_{k=1}^N (u_{ik} - u_{im})^2} \quad (i=1, 2, 3) \quad (4.3)$$

ここで、 u_{ik} は測定速度、 u_{im} は測定速度の平均値、 N はサンプル数である。標準偏差は測定点を通る各トレーサ粒子間の速度のばらつきを示す。つまり、翼面上流れの乱れを示す。 σ_1 はほぼ主流方向速度の標準偏差、 σ_2 は周方向速度の標準偏差に相当する。 σ_3 は周方向速度と半径方向速度の標準偏差を併せ持つ。これらを参考に、翼面上の流れの乱れが、どの速度成分に依存しているのかを検証する。

図 4.15 (a)より、 $0.2 \leq x/c \leq 0.4$ の翼面上の u_1 の乱れは、 $\sigma_1=1\sim 3$ [m/s]である。しかし、 $x/c=0.45$ 以降の翼面上では、 u_1 の乱れは $\sigma_1=7.5$ [m/s]以上と大きくなり、その領域は後縁へ近づくにつれて厚くなる。図 4.15 (b)より、 u_2 は $0 \leq x/c \leq 0.2$ の範囲の翼面上で、 $\sigma_2=7.5$ [m/s]の乱れを持つ。その理由として、前縁付近($0 \leq x/c \leq 0.2$)の翼面上では、他の翼弦位置に比べて流れは大きく増速されるために、 σ_2 の値が大きくなったと考えられる。 $x/c=0.45$ より下流の翼面上では、 u_1 と同様に、 $\sigma_2=7.5$ [m/s]以上の領域が厚くなる。図 4.15 (c)より、 u_3 は翼前縁において $\sigma_3=7.5$ [m/s]の乱れを持つ。その理由として、 u_3 を測定する際、LDV の測定体積は床面に対して $\theta_2=30.1$ [°]の傾きを持つ。そのため、測定体積の片方の端が他端より早く前縁の翼面に近づく。前縁の翼面速度は増速されているため、測定体積の端と端で通過する粒子の速度に差が生じやすくなり、 σ_3 の値が大きくなったと考えられる。 $x/c=0.45$ より下流の翼面上では、 $\sigma_3=7.5$ [m/s]以上の領域が厚くなり、 u_1 、 u_2 の乱れと同様の傾向を示す。これより、 $r/R=0.7$ の翼面上流れは $x/c=0.45$ より下流で主流方向、周方向、半径方向に速度差が大きくなる。流れは乱流になると、速度の大きさと方向が不規則に著しく変動する。したがって、 $x/c=0.45$ 付近で流れは層流境界層から乱流境界層に遷移したと考えられる。

(ii) $r/R=0.3$

図 4.16 は、周速比 $\lambda=5.2$ の半径位置 $r/R=0.3$ におけるロータ翼面上の測定速度に対する標準偏差分布である。図 4.16 (a)より翼面上の u_1 の乱れは、 $0 < x/c < 0.2$ で $\sigma_1=1\sim 4$ [m/s]であり、 $x/c > 0.2$ で $\sigma_1=5\sim 6$ [m/s]となる。翼中央付近の乱れは、前縁付近に比べ大きくなる。そして、その乱れは剥離点付近の $x/c=0.7$ より下流においても続く。 u_1 を測定する際、LDV の測定体積は半径方向に4.67mmの長さを持つ。そのため、測定翼断面上から外れた流速も測定される。ロータ翼は半径位置によって周速度が異なるため、各々の翼面上流れの速度も異なる。また、翼根付近の $r/R=0.3$ では半径方向の形状変化が顕著である。そのため、速度の異なるトレーサ粒子が測定体積を通過しやすくなり、 σ_1 の増加に影響を与えたと考えられる。図 4.16 (b)より、 u_2 の乱れは、 $0 < x/c < 0.2$ で $\sigma_2=1\sim 4$ [m/s]であり、 $x/c > 0.2$ で $\sigma_2=5\sim 7$ [m/s]と大きくなる。乱れは後縁へ近づくに従い大きくなり、剥離後も続く。これは u_1 と同様の傾向を示

す. 図 4.16 (c)より, u_3 の乱れは, $0 < x/c < 0.3$ で $\sigma_3 > 7.5[\text{m/s}]$ である. これは, $r/R=0.7$ と同様に LDV の測定領域は床面に対して $\theta_2=30.1[^\circ]$ の傾きを持つため, 測定体積の片方の端が他端より早く前縁の翼面に近づくことが要因である. $x/c > 0.3$ で $\sigma_3 > 7.5[\text{m/s}]$ の領域は薄くなり, $x/c > 0.5$ で $7.0[\text{m/s}]$ 以下になる.

(iii) $r/R=0.9$

図 4.17 は, 周速比 $\lambda=5.2$ の半径位置 $r/R=0.9$ におけるロータ翼面上の測定速度に対する標準偏差分布である. 図 4.17 (a)より, u_1 は前縁から後縁にわたる翼面上に 7.5m/s 以上の乱れを持つ. その乱れの領域は $x/c=0.3$ より下流において厚くなる. 図 4.17 (b)より, u_2 は u_1 と同様に翼面全体に 7.5m/s 以上の乱れを持つ. その領域の厚さは $x/c=0.5$ 以降に増す. 図 4.17 (c)より, u_3 においても, 翼面上全体で $\sigma_3=7.5[\text{m/s}]$ 以上の乱れが確認できる. その領域は, $x/c=0.5$ 以降に厚さが増す. このことから, $0.3 \leq x/c \leq 0.5$ の範囲で主流方向, 周方向, 半径方向の乱れの領域が増すため, $r/R=0.7$ と同様の理由で, この範囲で層流境界層から乱流境界層に遷移したと考えられる.

4.2.3 翼面近傍の三次元速度分布

図 4.18~ 4.20 は周速比 $\lambda=5.2$ の半径位置 $r/R=0.3, 0.7, 0.9$ における翼面近傍の速度分布を翼弦位置ごとに表示したものである. 縦軸が翼面からの高さ h , 横軸が三次元合成の無次元相対速度 U_{3D}/U_{ref} である. 図 4.18 (b)より, 半径位置 $r/R=0.3$, 翼弦位置 $x/c=0.3$ では, 翼面から $h=2.0[\text{mm}]$ 付近までの間に大きな速度勾配 $d(U_{3D}/U_{\text{ref}})/dh$ を形成している. これは翼面との摩擦により速度が減速したためであり, 翼面境界層内の速度分布である. 図 4.18 より, $r/R=0.3$ の速度分布は, すべての翼弦位置において境界層を形成していることが確認できる. 同様に図 4.19, 4.20 より, $r/R=0.7, 0.9$ においても, 流れは翼面付近で境界層を形成している.

4.2.3.1 三次元性の検証

境界層内の速度分布の三次元性を検証する. そのために, 無次元三次元合成相対速度 U_{3D}/U_{ref} の速度分布と二次元合成相対速度 U_{2D} を幾何学的流入風速 U_{ref} で無次元化した U_{2D}/U_{ref} の速度分布を比較する. U_{2D} は以下の式で定義される.

$$U_{2D} = \sqrt{u^2 + (v + V_{\text{rev}})^2} \quad (4.5)$$

(i) $r/R=0.7$

図 4.21 は最大出力時 ($\lambda=5.2$) の $r/R=0.7$ の翼面近傍の速度分布である. 横軸がそれぞれの無次元相対速度, 縦軸が翼面からの高さ h である. 青色のプロットが無次元三次元合成相対速度 U_{3D}/U_{ref} , 赤色のプロットが無次元二次元合成相対速度 U_{2D}/U_{ref} である. それぞれの図は翼弦位置ごとの速度分布を示している. 図 4.21(a)より, $x/c=0.2$ 上の U_{3D}/U_{ref} が最大速

度を示す高さより下の境界層内において、同じ翼面高さで速度を比較すると、 U_{3D}/U_{ref} の方が大きく、 U_{2D}/U_{ref} に比べ高さ方向の速度勾配が大きくなる。しかし、 U_{3D}/U_{ref} が最大速度を示す高さより上の速度分布において、 U_{3D}/U_{ref} と U_{2D}/U_{ref} の値はほぼ等しい。同様に $x/c=0.3$, 0.4 , 0.5 の翼面上においても、 U_{3D}/U_{ref} が最大速度を示す高さより下の境界層内では、 U_{2D}/U_{ref} に比べ U_{3D}/U_{ref} の方がわずかに大きな値である。また、境界層外では、 U_{3D}/U_{ref} と U_{2D}/U_{ref} の値は概ね一致する。以上のことから、 $r/R=0.7$ の翼面上の流れは、境界層内で三次元性を示し、境界層外は二次元性を示している。

(ii) $r/R=0.3$

図4.22は $r/R=0.3$ の翼面近傍の速度分布である。図4.22(a)より、 $x/c=0.2$ 上において、流れの速度が最大となる高さは $h=1.0[\text{mm}]$ である。この高さにおいて、 U_{3D}/U_{ref} は U_{2D}/U_{ref} より大きな値である。つまり、境界層外縁においても流れは三次元性を示す。ロータ翼は、翼端に向かいねじり角、翼弦長、翼厚が変化する。そのため、ロータ翼面は翼根から翼端方向へ三次元的に変化する。この三次元的な翼面により、流れは半径方向成分の力を受ける。そのため、 $x/c=0.2$ 上で三次元流れを示したと考えられる。また、 $x/c=0.5$ 上の流れは、他の翼弦位置上の流れに比べ、三次元性が強く表れている。翼面上の流れは、翼の厚み分布によって前縁付近で加速され、その後、後縁へ近づくにつれて減速する。また、流れに作用する遠心力は、回転中心からの距離、および回転速度の 2 乗に比例する。このため、遠心力は同じ半径位置であっても、翼面に対する相対速度の低下、すなわち流れの回転速度成分の増加によって大きくなる。よって、翼面に対する相対速度の低下する翼弦中央付近で、流れは遠心力により半径外側方向へ加速されると考えられる。

(iii) $r/R=0.9$

図 4.23 は $r/R=0.9$ の翼面近傍の速度分布である。図 4.23 (a)より、 $x/c=0.2$ 上の $h=0\sim1.2[\text{mm}]$ の範囲で、 U_{3D}/U_{ref} と U_{2D}/U_{ref} に差が表れているため、流れは三次元性を有している。しかし、 $h=1.2[\text{mm}]$ より高い領域では、 U_{3D}/U_{ref} と U_{2D}/U_{ref} は概ね一致しているため、流れは二次元になっている。 $x/c=0.3\sim0.5$ においても同様の傾向が確認できる。

以上より、境界層内の流れはロータ翼の半径位置に関係なく三次元性を示すことが確認された。これは、流れが加速される前縁付近では、三次元の翼面形状により、流れが半径方向速度成分を持つためである。特に、半径方向の形状変化が大きい $r/R=0.3$ では、その影響が顕著であった。また、流れが減速される翼弦中央付近では、遠心力により流れは半径外側方向へ加速されるために、三次元流れを示す。

4.2.2.2 境界層の速度分布の式との比較

翼面境界層の発達を検証する。そのために測定した平板上の層流境界層および乱流境界層の速度分布の式 (Schlichting[9]) と比較する。定義式は次の通りである。

$$\text{層流境界層： } U = \left\{ 2\left(\frac{y}{\delta}\right) - 2\left(\frac{y}{\delta}\right)^3 + \left(\frac{y}{\delta}\right)^4 \right\} U_e \quad (4.6)$$

$$\text{乱流境界層： } U = \left\{ \left(\frac{y}{\delta}\right)^{\frac{1}{7}} \right\} U_e \quad (4.7)$$

ここで、 y は物体表面からの高さ、 δ は境界層厚さ、 U_e は境界層外縁速度である．本研究では、 U_e に各翼弦位置上で測定した最大速度 $U_{3D\max}$ を代入した．また、 δ は以下に定義される境界層厚みの式（Hoerner[9]）から算出した値を代入した．

$$\text{層流境界層： } \delta = \left(\frac{5.5}{\sqrt{Re}} \right) l \quad (4.8)$$

$$\text{乱流境界層： } \delta = \left(\frac{0.381}{Re^{\frac{1}{5}}} \right) l \quad (4.9)$$

ここで、 l は物体先端から物体表面に沿った距離である． Re は l を代表長さとするレイノルズ数で、次の式で定義される．

$$Re = \frac{U_e l}{\nu} \quad (4.10)$$

ここで ν は動粘度である．翼面上流れの場合、 l はよどみ点から翼面に沿う距離である．

(i) $r/R=0.7$

図4.24は最大出力時 ($\lambda=5.2$) の半径位置 $r/R=0.7$ の実験値、層流境界層、乱流境界層の速度分布である．横軸が各翼弦位置上の合成速度 U_{3D} 、縦軸が翼面からの高さ h である．青色のプロットが実験値である．また、赤色の線が式(4.6)から算出した層流境界層の速度分布、緑色の線が式(4.7)から算出した乱流境界層の速度分布である．式(4.8)と(4.9)から算出したそれぞれの境界層厚さまでの、層流境界層および乱流境界層の速度分布が示されている．図の右端の数値が境界層厚さである．図4.24 (b)より、 $x/c=0.3$ の $h=0\sim0.6[\text{mm}]$ の範囲に実験値が4点プロットされている．いずれの値も層流境界層の速度分布に近い．このことから、 $x/c=0.3$ 上の流れは層流境界層であると考えられる．図4.24 (c)より、 $x/c=0.4$ の $h=0\sim0.8[\text{mm}]$ の範囲に実験値が4点プロットされている． $h=0\sim0.2[\text{mm}]$ の範囲にある2点の実験値は、乱流境界層の速度分布に類似する．しかし、 $h=0.6\sim0.8[\text{mm}]$ にある2点は、層流境界層の速度分布に類似している．図4.24 (d)より、 $x/c=0.5$ の $h=0\sim1.4[\text{mm}]$ 間の実験値は、 $h=0.4[\text{mm}]$ に位置するものを除き、乱流境界層の速度分布に類似している．これより、流れは $x/c=0.3$ から $x/c=0.5$ までの間で層流境界層から乱流境界層に遷移したと考えられる．

ロータ翼面上の臨界レイノルズ数は定かではない．しかし、二次元翼周り流れの可視化により、レイノルズ数が 1.2×10^5 程度になると翼面上で乱流境界層を形成するという報告がされている[10]．本実験において $x/c=0.3$ のレイノルズ数は $Re \approx 1.08 \times 10^5$ 、 $x/c=0.5$ では $Re \approx$

1.60×10^5 であることから、この間に臨界レイノルズ数を越えたと思われる。これは、4.2.2 項の速度標準偏差による流れの乱れから考えられた遷移点とほぼ一致する。

(ii) $r/R=0.3$

図4.25は最大出力時 ($\lambda=5.2$) の $r/R=0.3$ の実験値、層流境界層、乱流境界層の速度分布である。図4.25 (b)より、 $x/c=0.3$ 上の $h=0 \sim 0.4$ [mm]の実験値は、層流境界層の速度分布に類似する。しかし、 $h=0.8 \sim 1.6$ [mm]の実験値は、乱流境界層の速度分布に沿って上昇する。図4.25 (c)より、 $x/c=0.4$ 上の $h=0 \sim 1.2$ [mm]の実験値は、 $h=0.4$ [mm]での速度を除き、層流境界層の速度分布に類似する。しかし、 $h=0.4 \sim 2.4$ [mm]の範囲に着目すると、実験値は乱流境界層の速度分布に沿って上昇している。図4.25 (d)より、 $x/c=0.5$ 上の $h=0 \sim 0.6$ [mm]の実験値は、層流境界層の速度分布に類似する。 $h=0.6$ [mm]以降は速度勾配 dU_{3D}/dy が小さくなり、実験値は乱流境界層のグラフに沿った速度分布である。以上のように、 $r/R=0.3$ の流れが乱流境界層に遷移するという判断には至らなかった。

(iii) $r/R=0.9$

図4.26は最大出力時 ($\lambda=5.2$) の $r/R=0.9$ の実験値、層流境界層、乱流境界層の速度分布である。図4.26 (b)より、 $x/c=0.3$ における高さ $h=0 \sim 0.2$ [mm]の実験値は層流境界層の速度分布に近い。高さ $h=0.4 \sim 1.2$ [mm]の実験値は乱流境界層の速度分布に近い。図4.26 (c)より、 $x/c=0.4$ における実験値は、 $h=0$ [mm]から最大速度の $h=1.0$ [mm]まで、 $h=0.4$ [mm]を除いて、乱流境界層のグラフに沿っている。これより、 $x/c=0.3 \sim 0.4$ の間で層流境界層から乱流境界層に遷移したと考えられる。本実験において $x/c=0.3, 0.4$ のレイノルズ数が $Re \approx 1.09 \times 10^5$, $Re \approx 1.38 \times 10^5$ であることから、臨界レイノルズ数を越えた可能性が高い。また、 $r/R=0.7$ と同様に、 $r/R=0.9$ の遷移点においても流れの乱れから考えられた遷移点とほぼ一致する。

以上より、実験値の翼面近傍の速度分布と境界層内の速度分布を比較した結果、 $r/R=0.7$ の流れは $0.3 \leq x/c \leq 0.5$ の範囲で層流境界層から乱流境界層へ遷移した。同様に、 $r/R=0.9$ の翼面上流れは $0.3 \leq x/c \leq 0.4$ の範囲で層流境界層から乱流境界層へ遷移することを示した。

4.3 周速比の低下が翼面流れに与える影響

4.3.1 ロータ翼周りの速度分布

(i) $\lambda=4.4$ ($r/R=0.7$)

図 4.27 は半径位置 $r/R=0.7$, 周速比 $\lambda=4.4$ におけるロータ翼周りの速度分布である。図 4.27 (a)は、の無次元三次元合成相対速度 U_{3D}/U_{ref} のプロット図である。翼面上の流れは、前縁から $x/c=0.2$ までの範囲で $U_{3D}/U_{ref}=1.8$ まで増速している。これは最大出力時 ($\lambda=5.2$) に比べて高い値である。 $x/c=0.2$ より下流の流れは減速していき、 $x/c=0.7$ 付近から剥離する。

図 4.27 (b)は、無次元翼幅方向速度 w_0/U_{ref} である。翼周りでは、 w_0/U_{ref} はほぼ 0 である。 $x/c=0.6$ より下流の翼面上の流れは翼幅方向外向きの速度成分を持ち、 $x/c=0.7$ 付近で剥離していくことが確認できる。

(ii) $\lambda=4.0$ ($r/R=0.7$)

図 4.28 は半径位置 $r/R=0.7$ ，周速比 $\lambda=4.0$ におけるロータ翼周りの速度分布である。図 4.28 (a)は、無次元三次元合成相対速度 U_{3D}/U_{ref} のプロット図である。前縁から $x/c=0.1$ までの範囲の翼面上において、風速は $U_{3D}/U_{\text{ref}}=1.6$ 以上に達している。しかし、 $\lambda=4.4$ の最高速度に比べると、その値は小さい。これは、迎角が最適迎角よりも大きくなりすぎたためと考えられる。 $x/c=0.1$ より下流の流れは減速し、 $x/c=0.6$ 付近で剥離する。図 4.28 (b)は、無次元翼幅方向速度 w_0/U_{ref} である。翼周りの流れは、剥離点に近い $x/c=0.4$ 付近から、翼幅方向外向きの速度成分が大きくなり、 $x/c=0.6$ より下流では剥離していく。

以上より、周速比が低下し失速する際、前縁付近のロータ翼面上の流れは、迎角が大きくなり、幾何学的流入風に対する増速率は、最大出力時に比べ上昇する。しかし、さらに失速が進むと、幾何学的流入風に対するロータ翼面上の流れの増速率は低下する。また、剥離点近くのロータ翼面上の流れは、翼幅方向外向きの速度成分が大きくなり剥離する。これは、剥離点の近くでは、翼弦方向の速度は大きく減少することから、流れは遠心力の影響を受けやすくなるためであると考えられる。

4.3.2 境界層の速度分布の式との比較

(i) $\lambda=4.4$ ($r/R=0.7$)

図 4.29 は半径位置 $r/R=0.7$ ，周速比 $\lambda=4.4$ における速度分布で、翼弦位置ごとに示してある。図 4.29 (a)より、 $x/c=0.2$ の $h=0\sim0.6[\text{mm}]$ の範囲に 4 点の速度分布が記されている。 $h=0.4[\text{mm}]$ の速度を除く 3 点は、層流境界層の速度分布に近い。図 4.29 (b)より、 $x/c=0.3$ の速度分布は、 $h=0\sim0.8[\text{mm}]$ の範囲で層流境界層の分布に沿っている。図 4.29 (c)より、 $x/c=0.4$ の $h=0\sim0.8[\text{mm}]$ の範囲の 4 点の速度の内、 $h=0.6[\text{mm}]$ を除く速度は層流境界層の分布に近い。しかし、 $h=1.0\sim1.8[\text{mm}]$ の速度は乱流境界層の速度分布に沿っている。そのため、 $x/c=0.4$ 上の流れは層流境界層か乱流境界層かを判断することは難しい。 $x/c=0.5$ より下流では、剥離点に近いために、翼面近傍で速度が測定されにくくなっている。図 4.29 (d)より、 $x/c=0.5$ の場合、 $h=0\sim0.6$ 間で測定された速度は 2 点のみだけであった。 $h=0, 0.6[\text{mm}]$ の翼面近傍の速度は、層流および乱流の両境界層分布に近い。しかし、 $h=1.0[\text{mm}]$ から最大速度である $h=2.0[\text{mm}]$ までの速度は乱流境界層の速度分布に沿っている。また、レイノルズ数が $Re=1.22\times10^5$ であることから、乱流境界層に遷移した可能性が高い。このことから、周速比 $\lambda=4.4$ の場合、 $r/R=0.7$ の流れは $x/c=0.3\sim0.5$ の間で乱流境界層に遷移すると考えられる。

(ii) $\lambda=4.0$ ($r/R=0.7$)

図 4.30 は半径位置 $r/R=0.7$, 周速比 $\lambda=4.0$ における速度分布で, 翼弦位置ごとに示している. 図 4.30 (a)より, $x/c=0.2$ の $h=0\sim0.4$ [mm]間の実験値は層流境界層の速度分布に近い. しかし, 図 4.30 (b), (c)より, $x/c=0.3, 0.4$ は速度分布が歪な形状になっており, 境界層の速度分布の式との比較が困難である. 図 4.28 (a)より, $x/c=0.4$ 付近の翼面上の流れは $U_{3D}/U_{ref}<1.0$ と減速している. このことから, 流れは進行方向と逆向きの力を受けている. したがって, $h=0\sim0.4$ [mm]間で速度勾配 dU_{3D}/dh が小さくなり, 速度分布が立ち上がった形状になったと考えられる.

4.4 実験値の妥当性の検証

本研究の実験値の妥当性を検証する. 測定した翼面速度から翼面圧力を算出し, 過去の研究において圧力測定翼により直接測定した翼面圧力分布と比較する.

翼面速度から圧力係数 C_{p_LDV} は以下のように求める.

速度 U_∞ と静圧 p_∞ の流れの中に翼があるとき, 翼面上の圧力 p , 速度 U とすると, 翼面圧力係数は

$$C_p = \frac{p - p_\infty}{\frac{1}{2}\rho U_\infty^2} \quad (4.11)$$

で与えられる[11]. 無限遠方(p_∞, U_∞)と翼面上(p, U)の2地点の間でベルヌーイの式を立てると

$$p_\infty + \frac{1}{2}\rho U_\infty^2 = p + \frac{1}{2}\rho U^2 \quad (4.12)$$

となる. 変形すると

$$p - p_\infty = \frac{\rho}{2}(U_\infty^2 - U^2) \quad (4.13)$$

となる. 式(4.13)を式(4.11)へ代入すると

$$C_p = 1 - \left(\frac{U}{U_\infty}\right)^2 \equiv C_{p_LDV} \quad (4.14)$$

となる. しかし, 翼型のような曲面上に沿う流体には, 曲率半径による遠心力と釣り合うだけの圧力が働いていると考えられる. そのため, 翼面に作用する圧力と境界層外縁での圧力は異なる. そこで次に, 図 4.31 (a)のような三辺が dx, dy, dz である微小要素を考える. これが曲率半径 R_c 翼面に沿って速度 U で流れているとすると, 微小要素には

$$F = \rho(dx dy dz) \frac{U^2}{R_c} \quad (4.15)$$

の遠心力が働く. また, z 方向の圧力勾配を $\partial p / \partial z$ とすると, 微小要素には

$$P = \left(p - \left(p + \frac{\partial p}{\partial z} dz \right) \right) dxdy = -\frac{\partial p}{\partial z} dxdydz \quad (4.16)$$

の圧力による力が働く．微小要素に作用する力はつり合うため $P+F=0$ となる．

$$\rho \frac{U^2}{R_c} = \frac{\partial p}{\partial z} \quad (4.17)$$

ここで、 $R_c \gg \delta$ という条件をもとに、翼表面 ($z=0$) で $p=p_s$ 、境界層外縁で ($z=\delta$) $p=p_o$ 、とすると、式(4.17)は

$$\rho \frac{U^2}{R_c} = \frac{p_o - p_s}{\delta - 0} \quad (4.18)$$

となる．さらに整理する．

$$p_s = p_o - \frac{\rho \delta U^2}{R_c} \quad (4.19)$$

式(4.19)を動圧 p_d でわる．

$$C_{p-s} = C_{p-o} - \frac{\frac{\rho \delta U^2}{R_c}}{p_d} \quad (4.20)$$

p_d は以下の式で定義される．

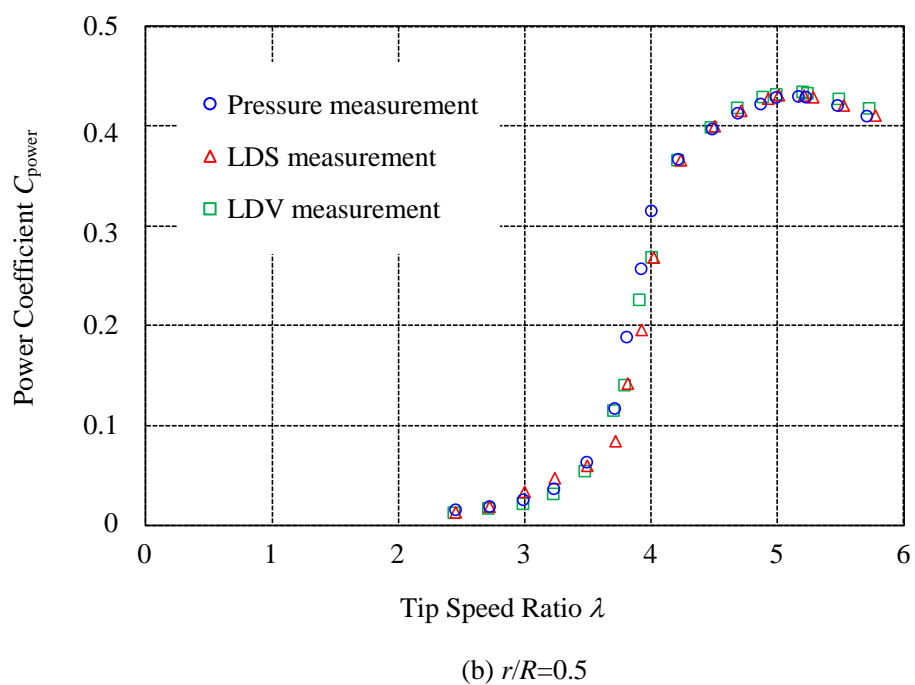
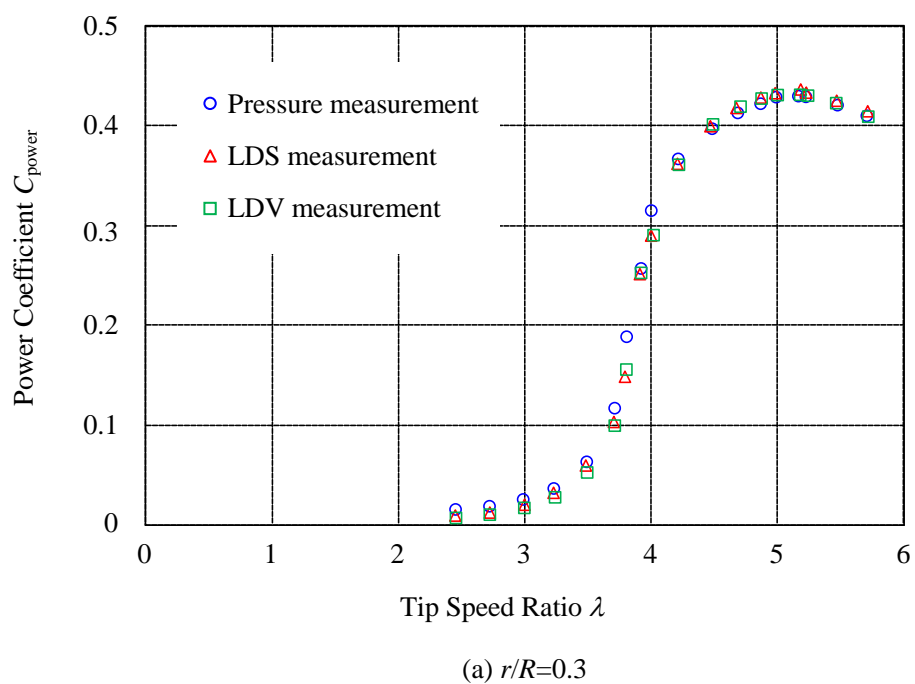
$$p_d = \frac{1}{2} \rho (U_0^2 + V_{rev}^2) \quad (4.21)$$

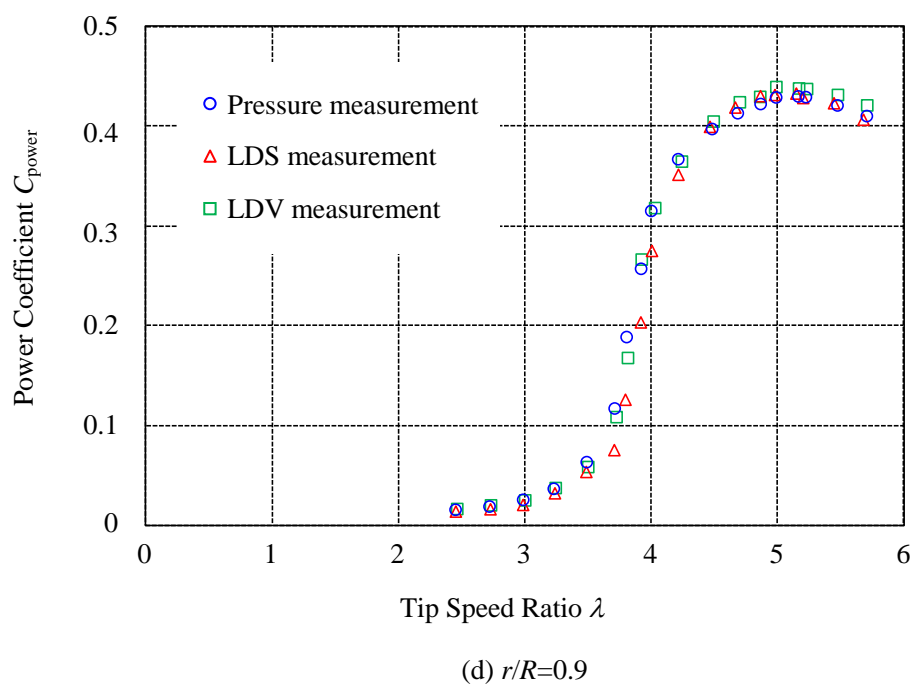
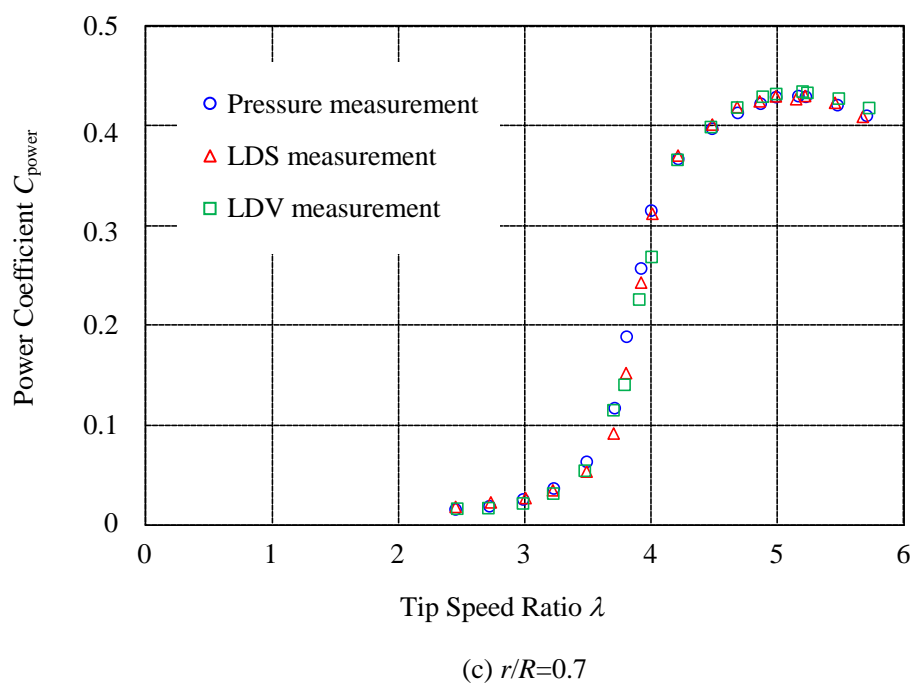
最終的に、式(4.20)と式(4.21)より、

$$C_{p-s} = 1 - \left(\frac{U}{U_\infty} \right)^2 - \frac{\frac{\rho \delta U^2}{R_c}}{p_d} \equiv C_{p_LDV_cor} \quad (4.22)$$

曲率の影響を考慮した $C_{p_LDV_cor}$ が求まる．本研究では U を各翼弦位置上の最大速度 U_{3Dmax} とし、 U_∞ を幾何学的流入風速 U_{ref} とした． $C_{p_LDV_cor}$ を算出し、直接測定した翼面圧力分布と比較した．

図 4.32 は $r/R=0.3, 0.5, 0.7, 0.9$ ($\lambda=5.2$) の圧力分布で、横軸が翼弦位置 x/c 、縦軸が圧力係数である．赤色の線が圧力係数 $C_{p_LDV_cor}$ で、青色の線が圧力測定翼により測定された圧力係数 C_p である．図 4.32(a)より $C_{p_LDV_cor}$ と C_p は概ね一致しているため、LDV による速度測定法の妥当性が示された．また、図 4.32 (b)~(d)より $r/R=0.5, 0.7, 0.9$ ($\lambda=5.2$) においても、ほぼ一致していることが確認された．

図 4.1 Yaw 角 0° の出力性能曲線

図 4.1 Yaw 角 0° の出力性能曲線

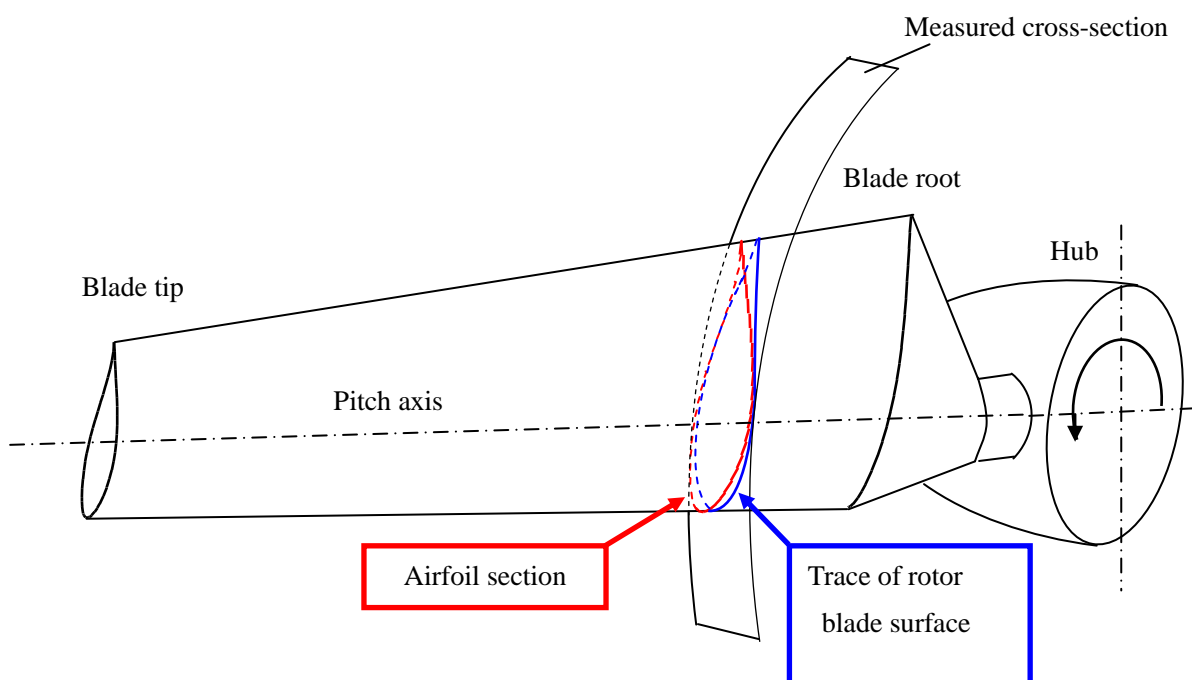


図 4.2 ロータ翼の測定断面

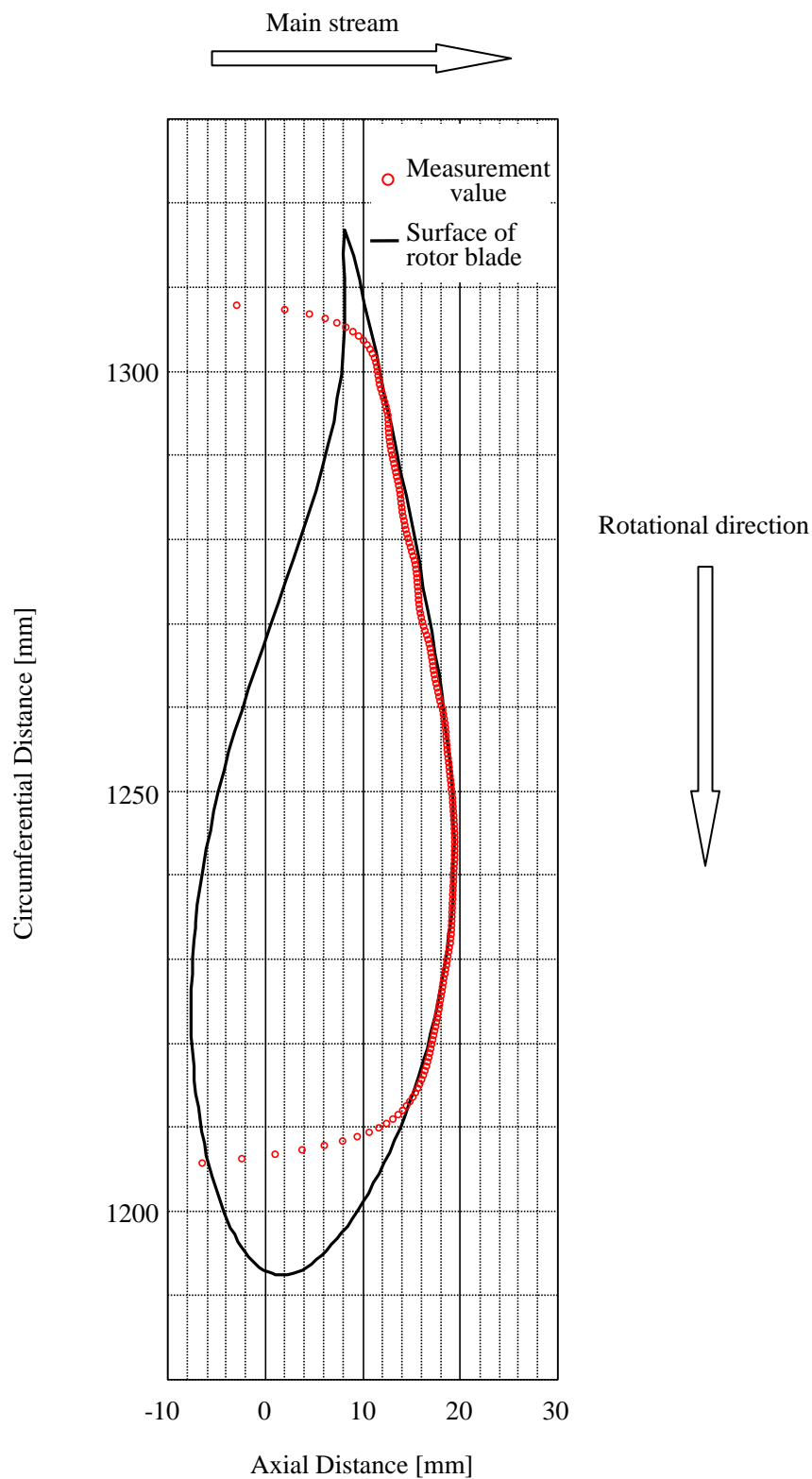
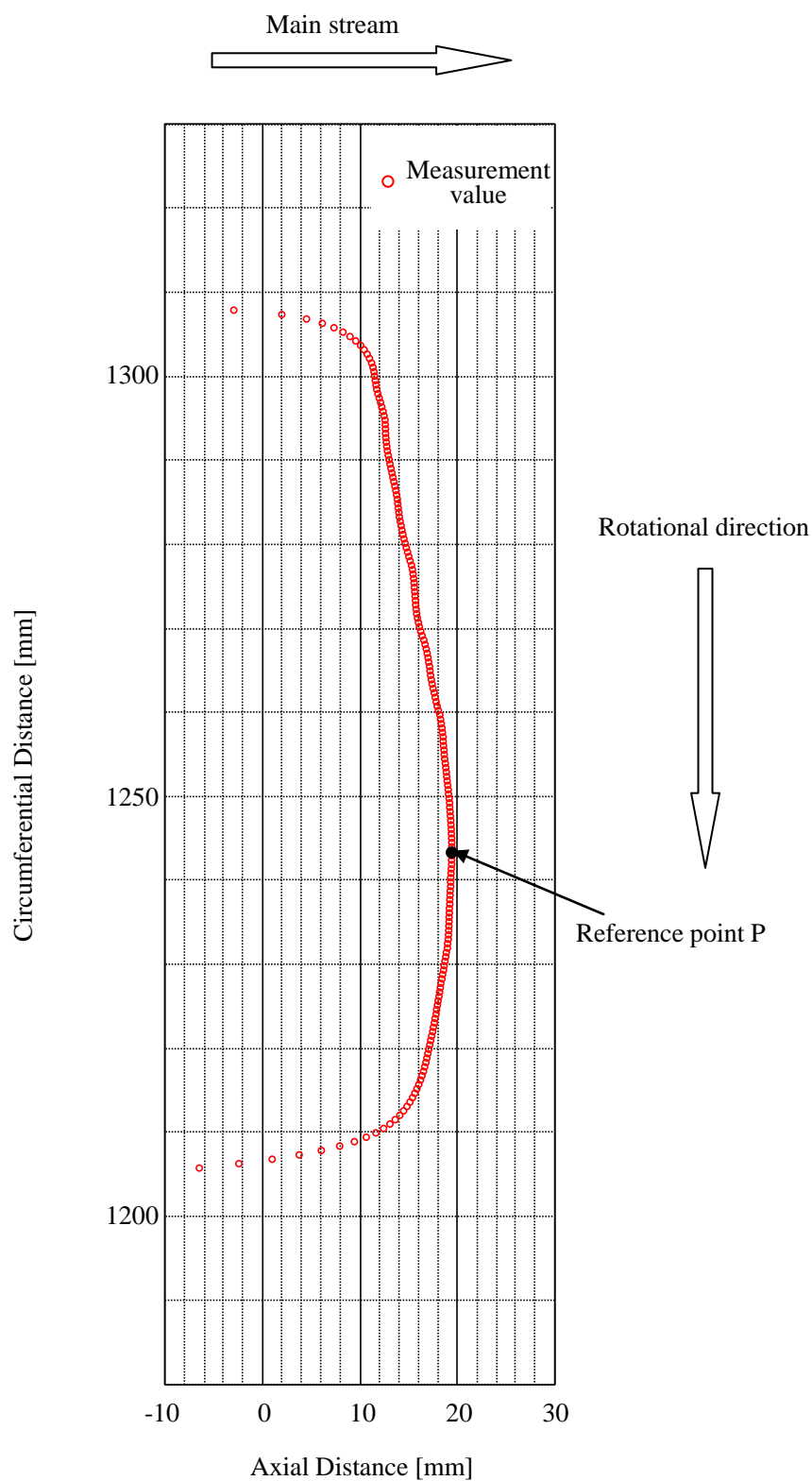


図 4.3 LDS の測定値に対する翼面形状の重ね合わせ ($r/R=0.5$, $\lambda=5.2$)

図 4.4 LDS の測定値 ($r/R=0.5$, $\lambda=5.2$)

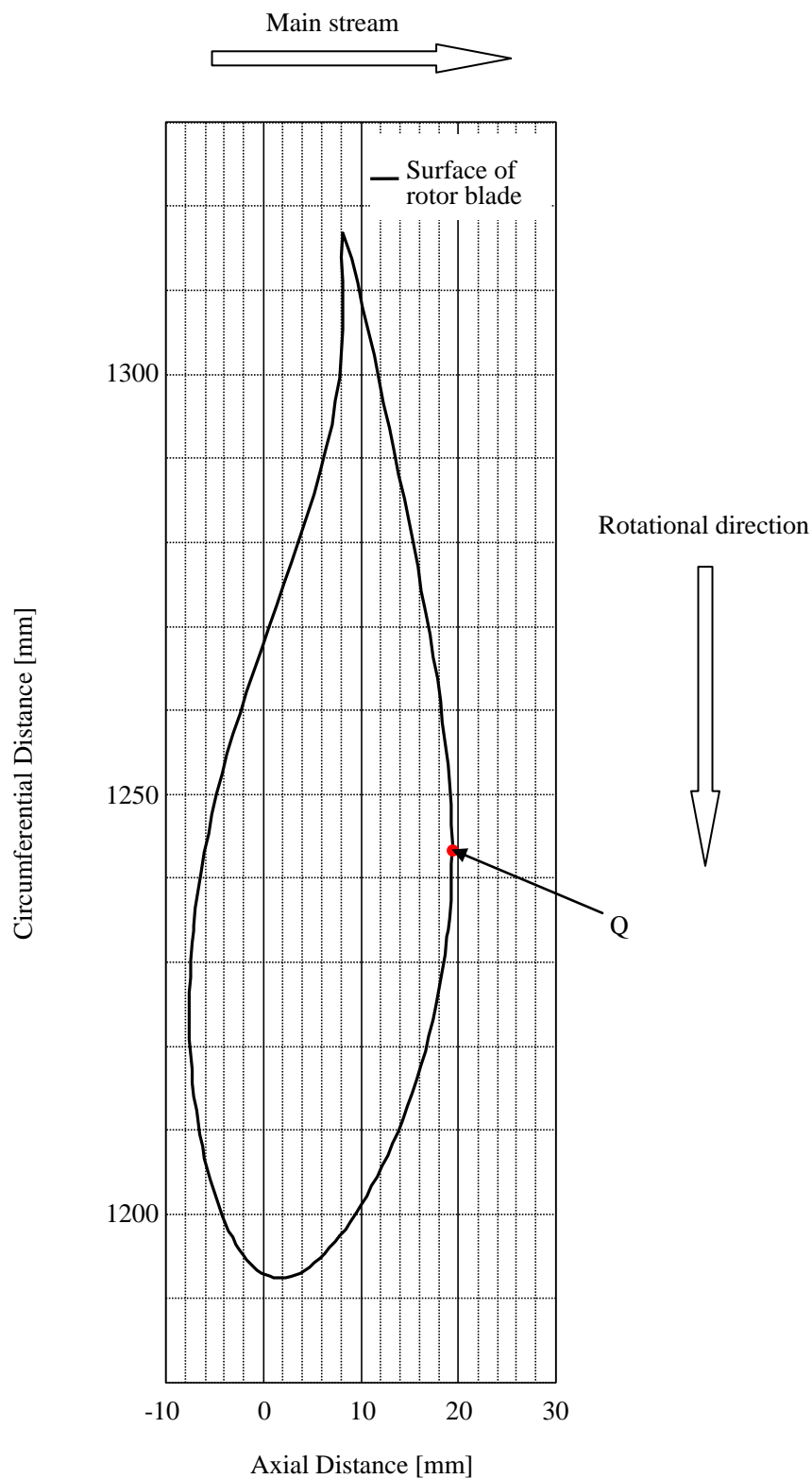


図 4.5 LDS の測定値に重ね合わせる翼面形状 ($r/R=0.5$, $\lambda=5.2$)

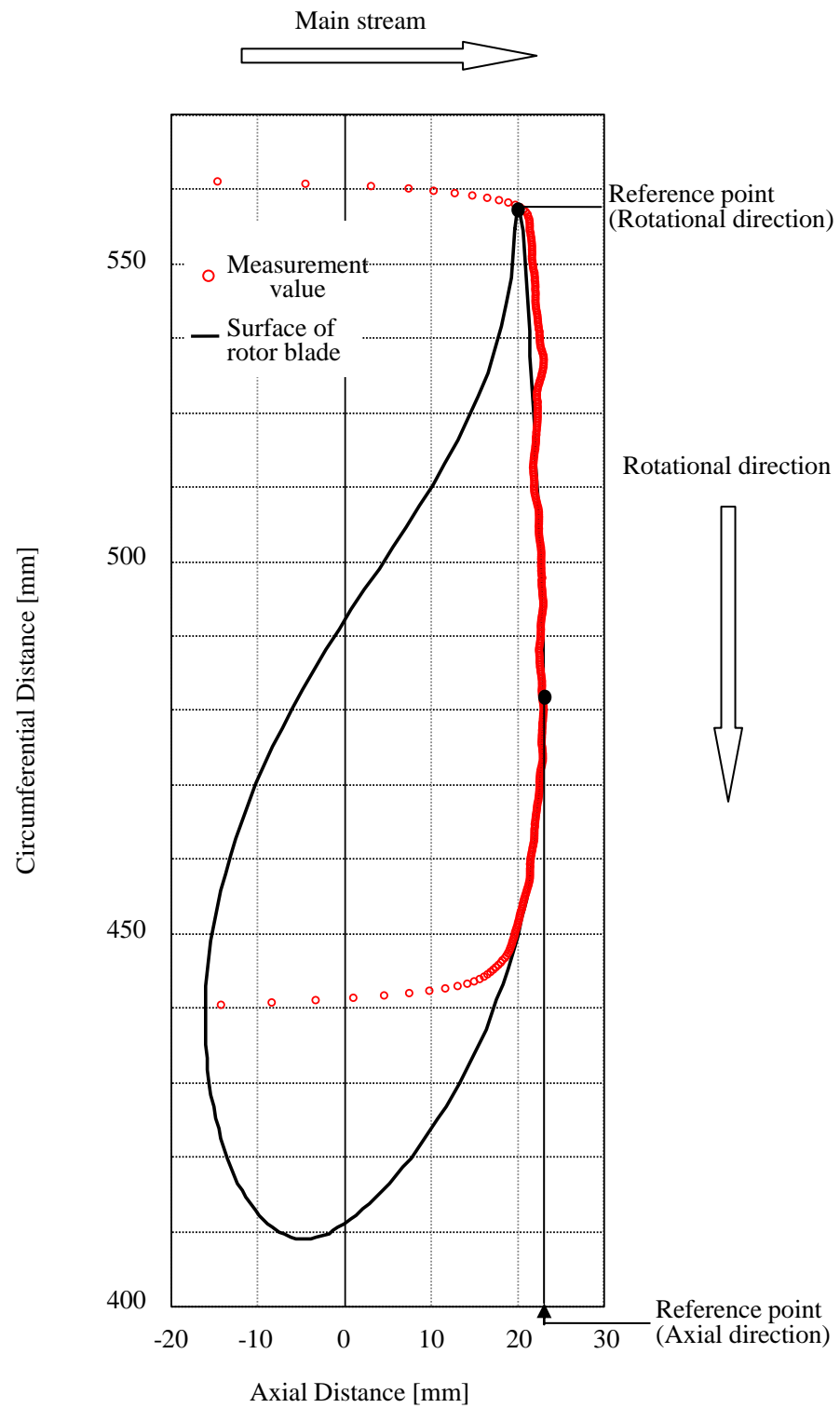


図 4.6 LDS の測定値に対する翼面形状の重ね合わせ ($r/R=0.3$, $\lambda=5.2$)

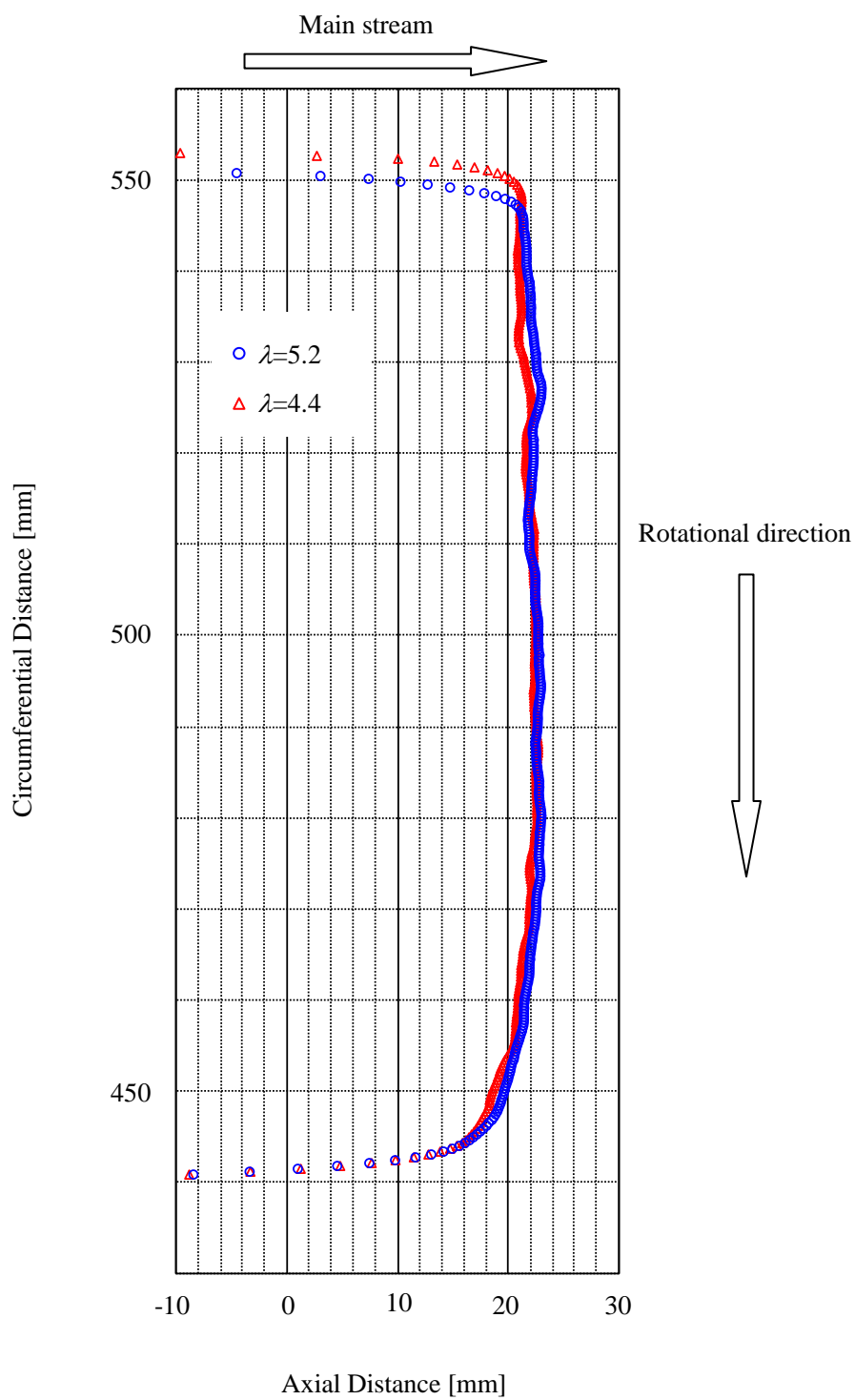


図 4.7 LDS により測定されたロータ回転状態の翼面位置 ($r/R=0.3$)

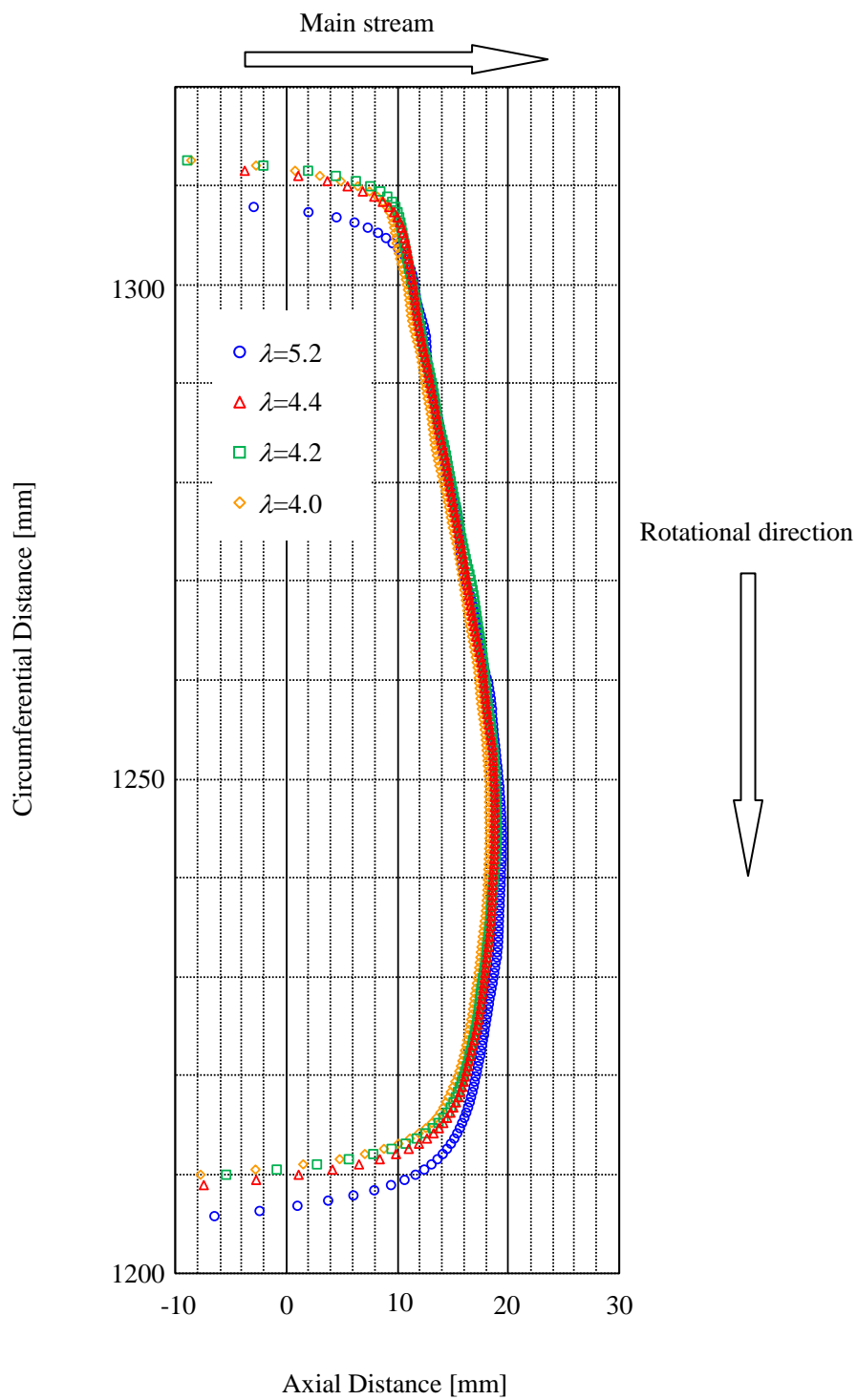


図 4.8 LDS により測定されたロータ回転状態の翼面位置 ($r/R=0.5$)

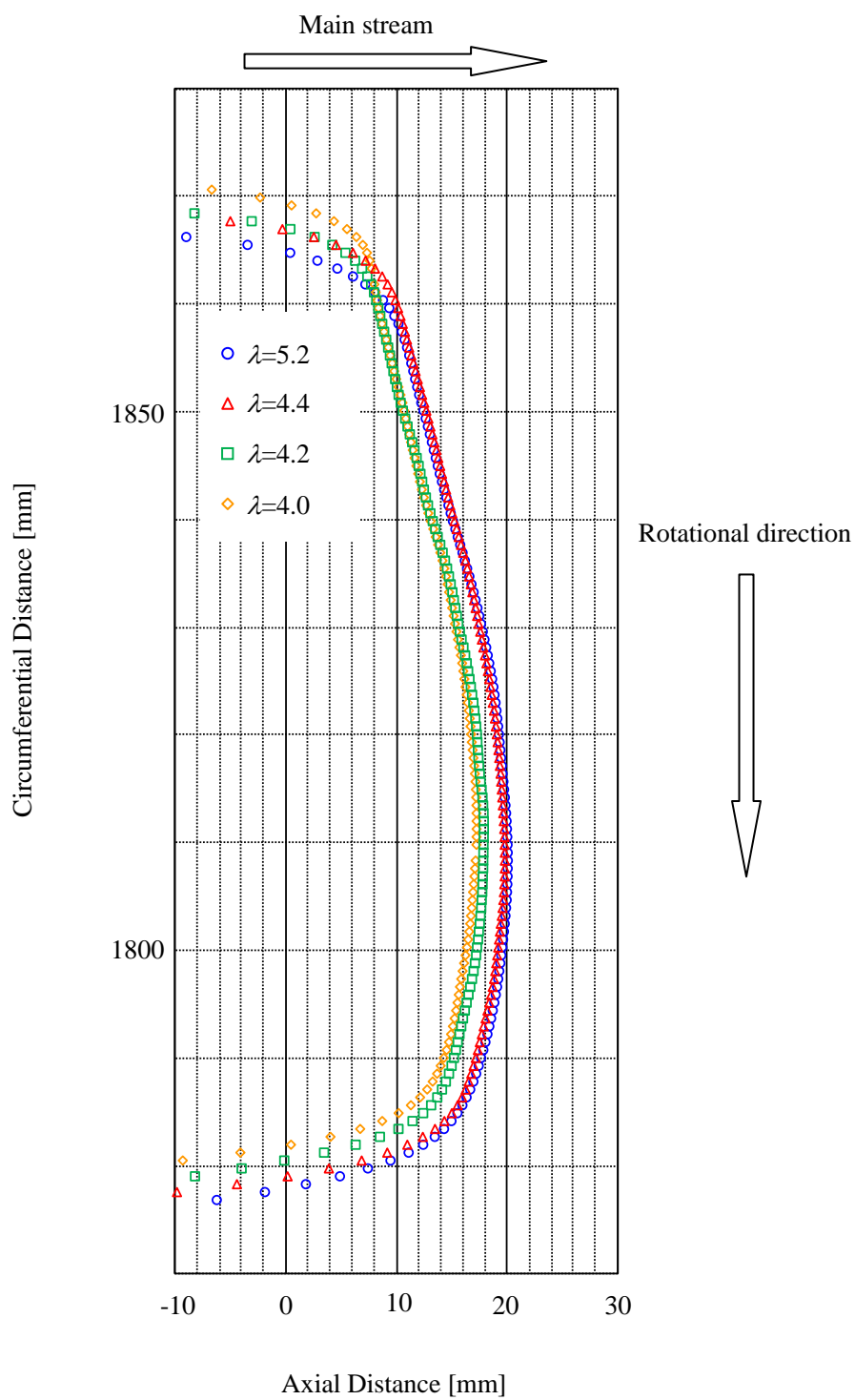


図 4.9 LDS により測定されたロータ回転状態の翼面位置 ($r/R=0.7$)

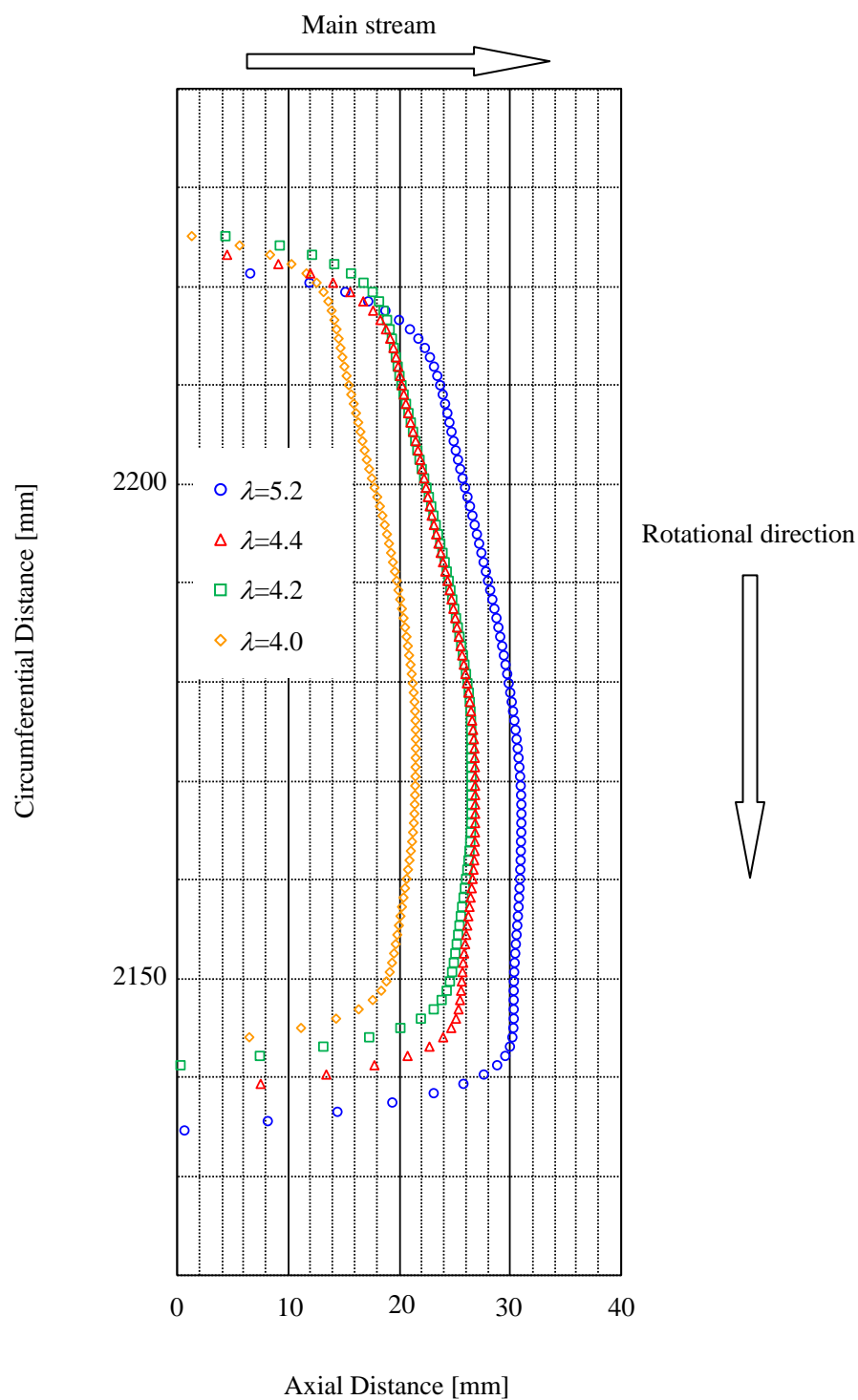
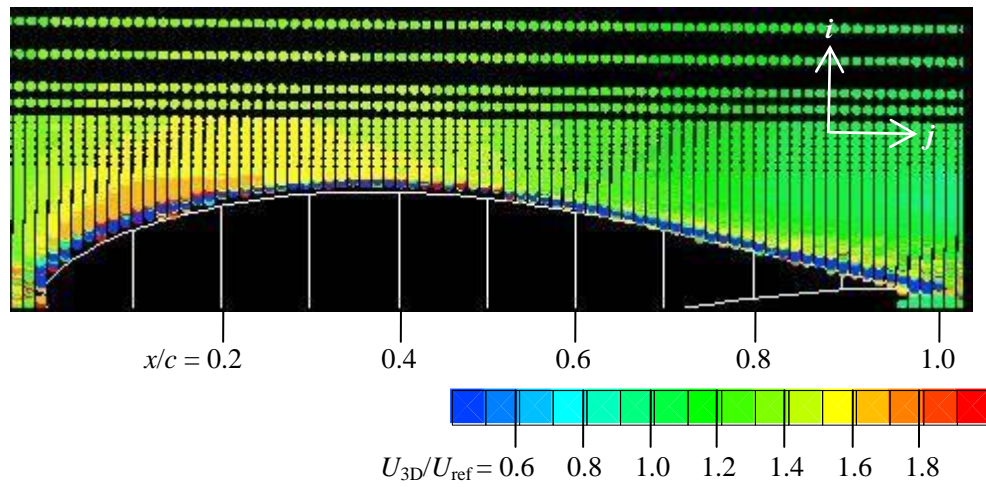
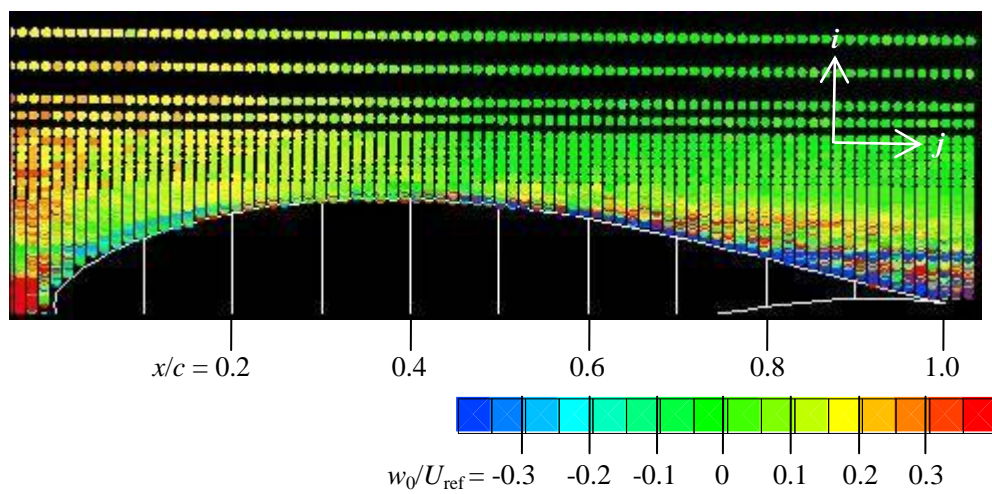


図 4.10 LDS により測定されたロータ回転状態の翼面位置 ($r/R=0.9$)

(a) 無次元三次元合成相対速度 U_{3D}/U_{ref} (b) 無次元翼幅方向速度 w_0/U_{ref} 図 4.11 $r/R=0.7$ のロータ翼周りの速度分布 ($\lambda=5.2$)

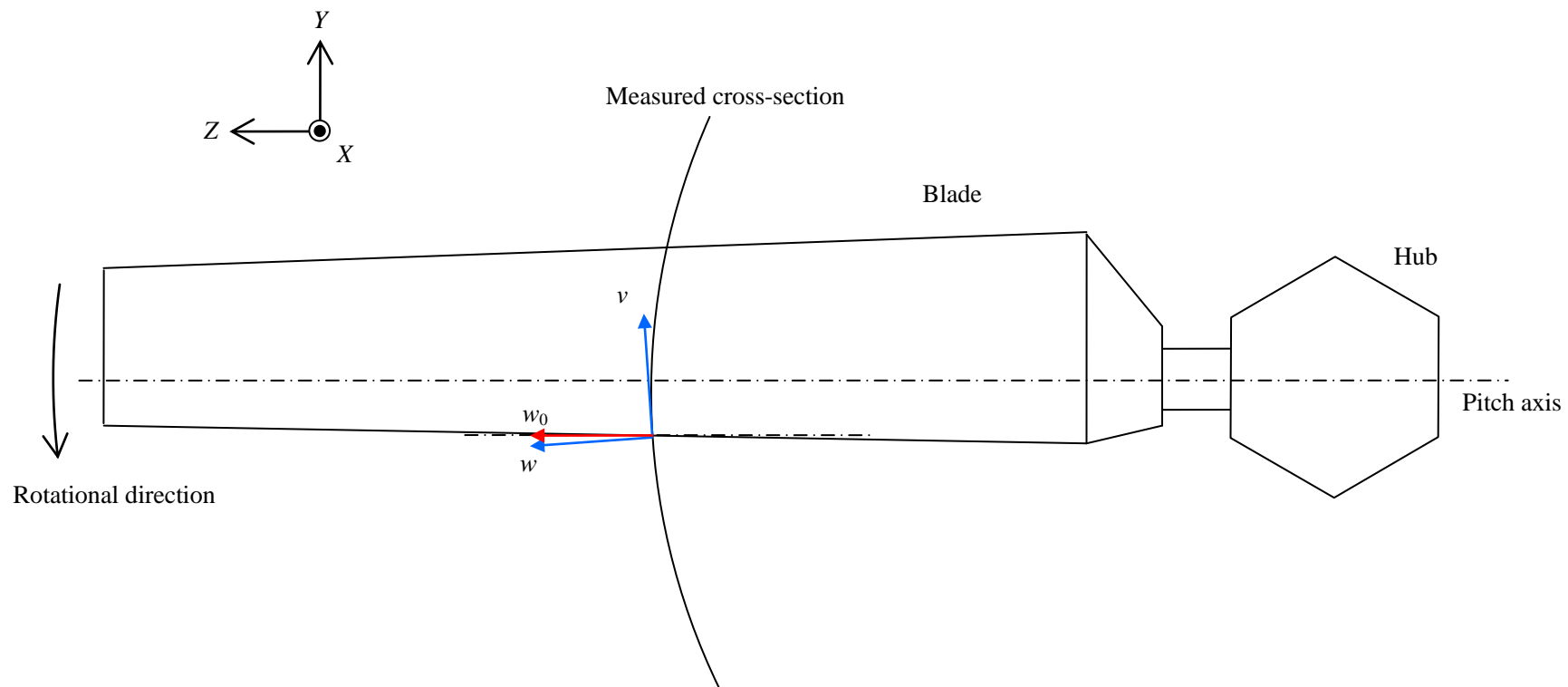
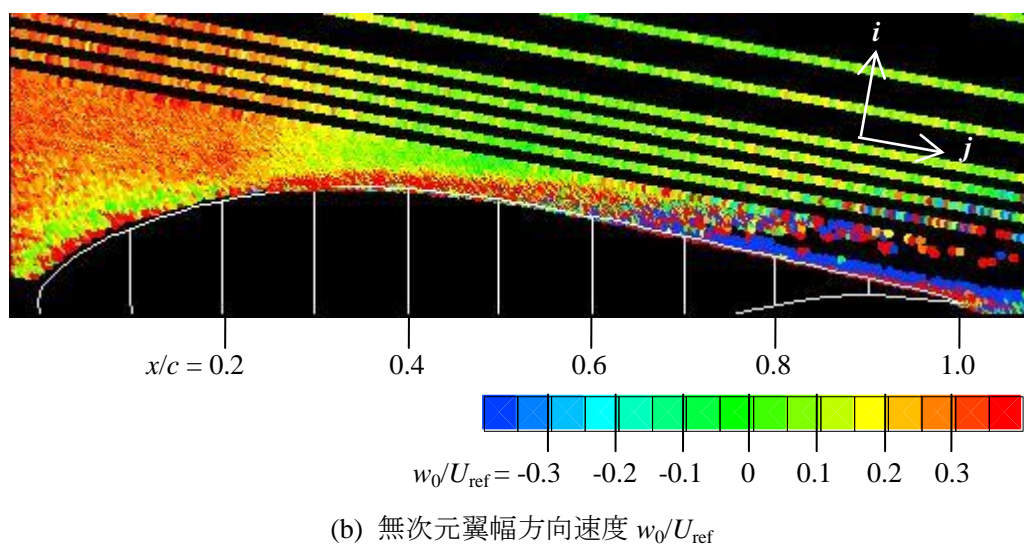
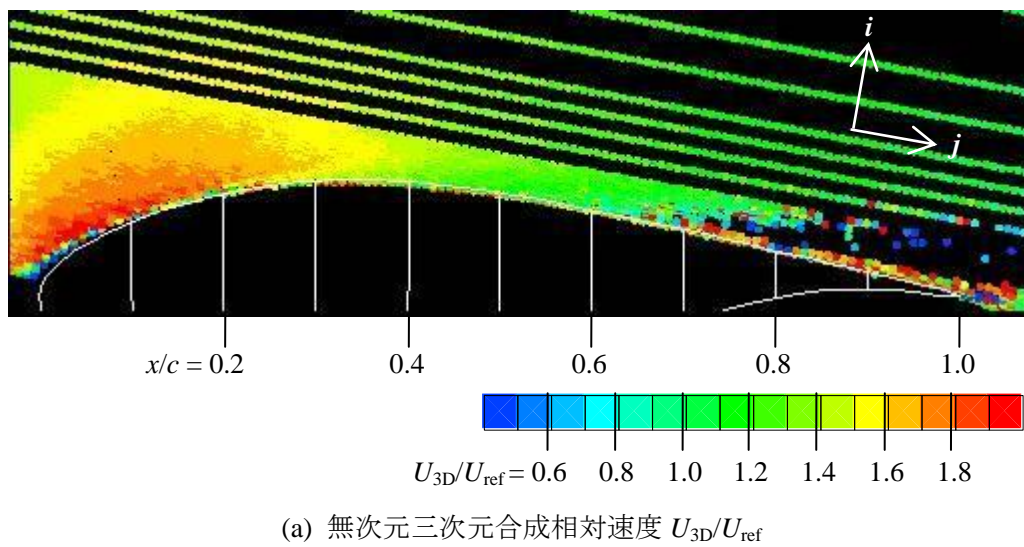


图 4.12 翼幅方向速度 w_0

図 4.13 $r/R=0.3$ のロータ翼周りの速度分布 ($\lambda=5.2$)

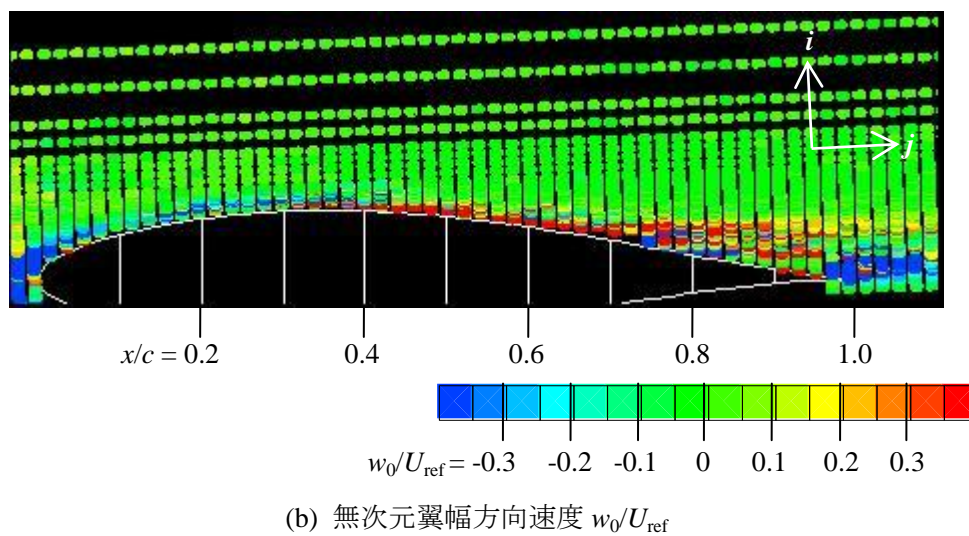
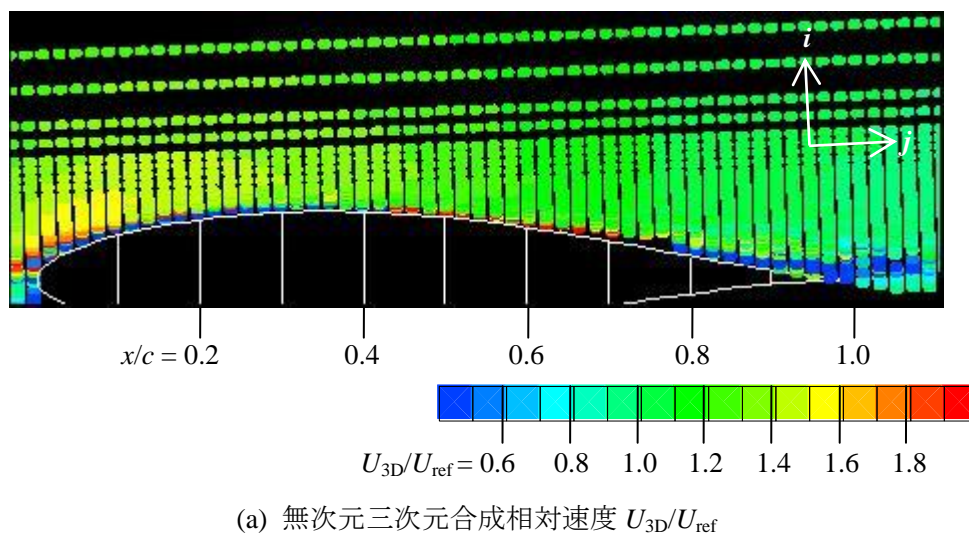


図 4.14 $r/R=0.9$ のロータ翼周りの速度分布 ($\lambda=5.2$)

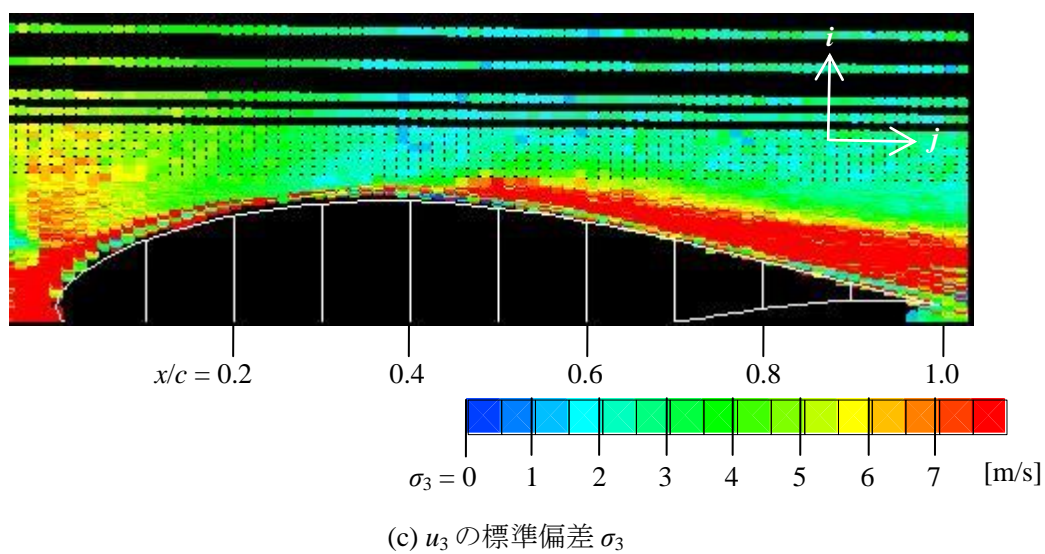
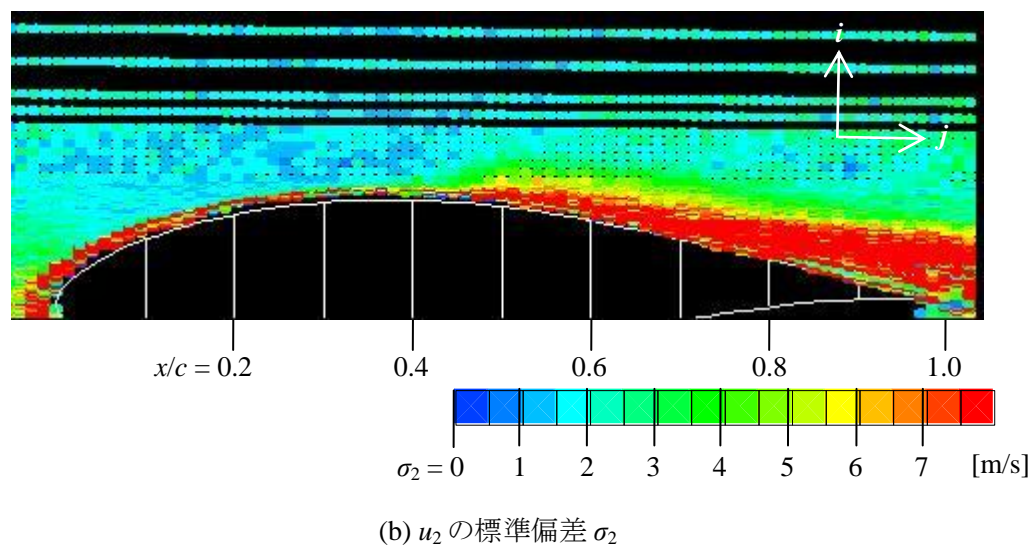
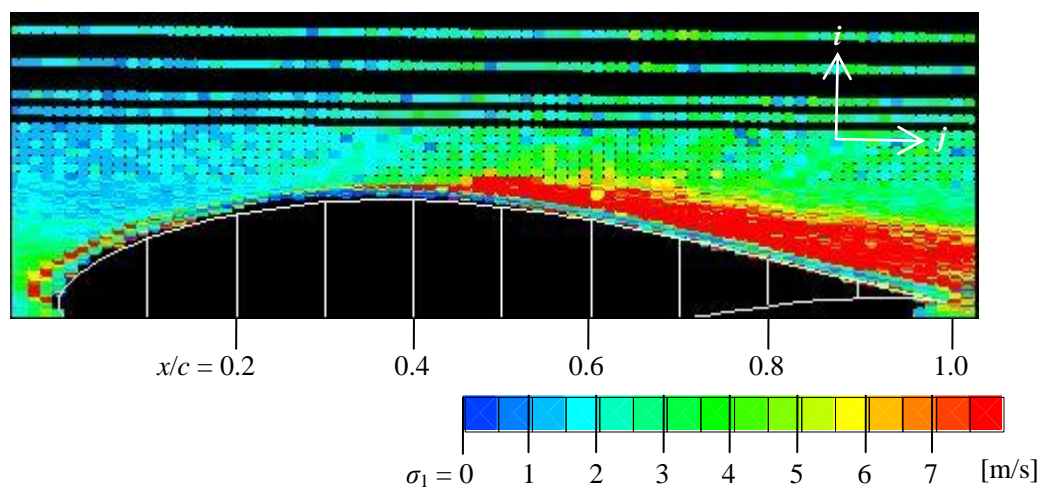
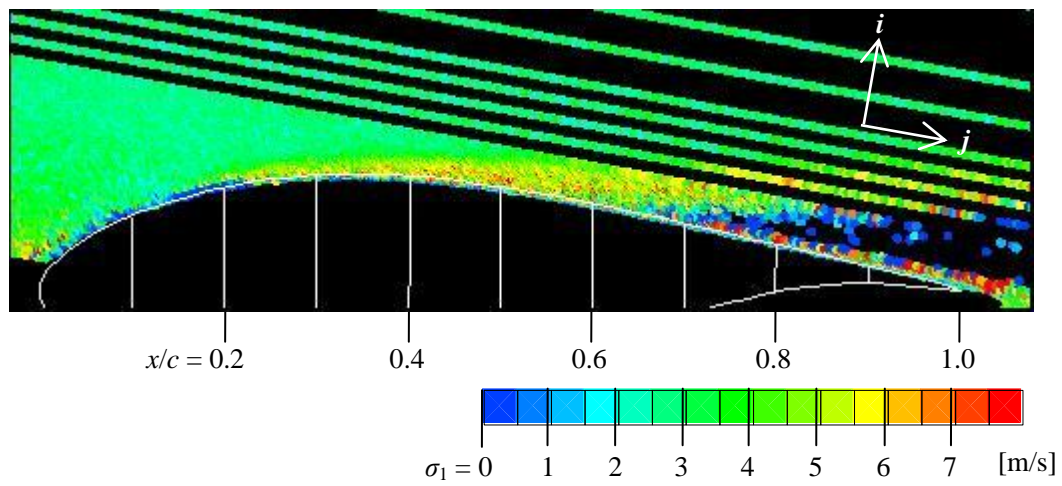
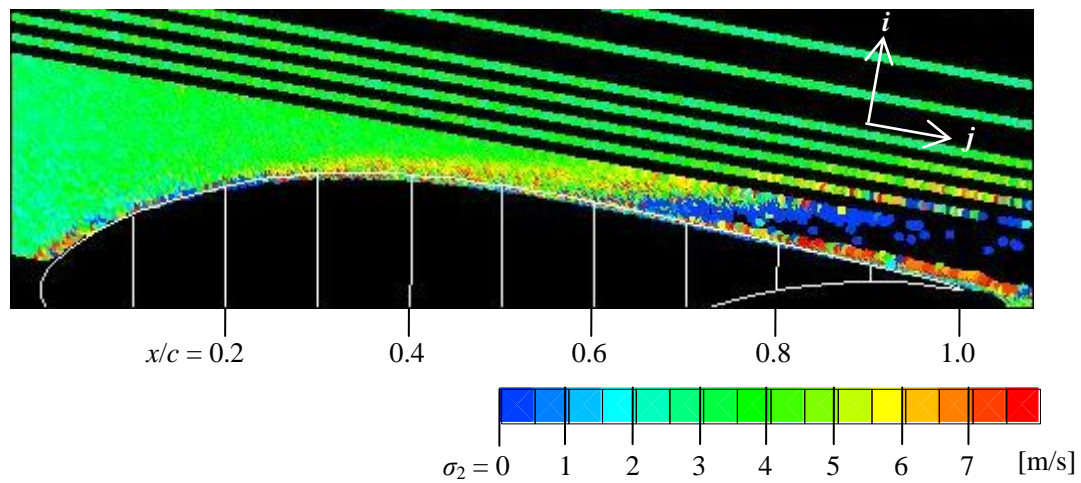
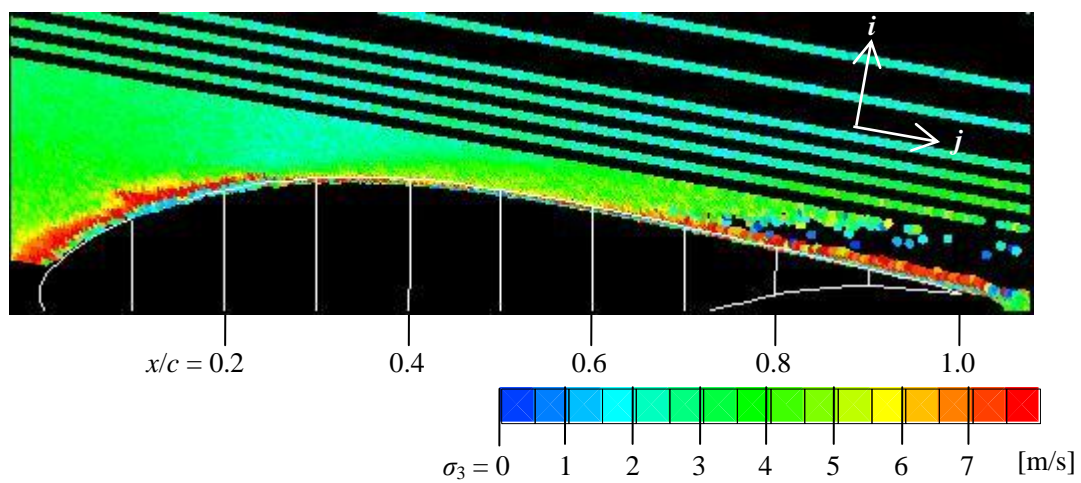
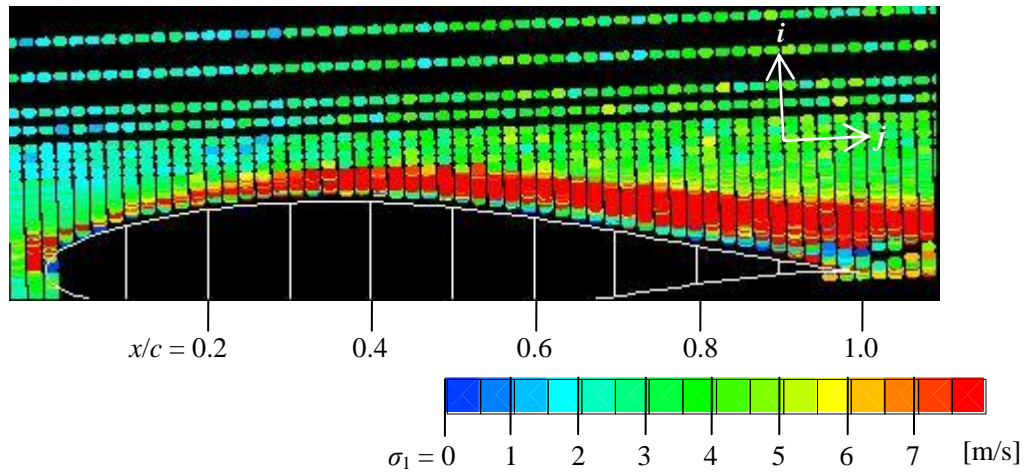
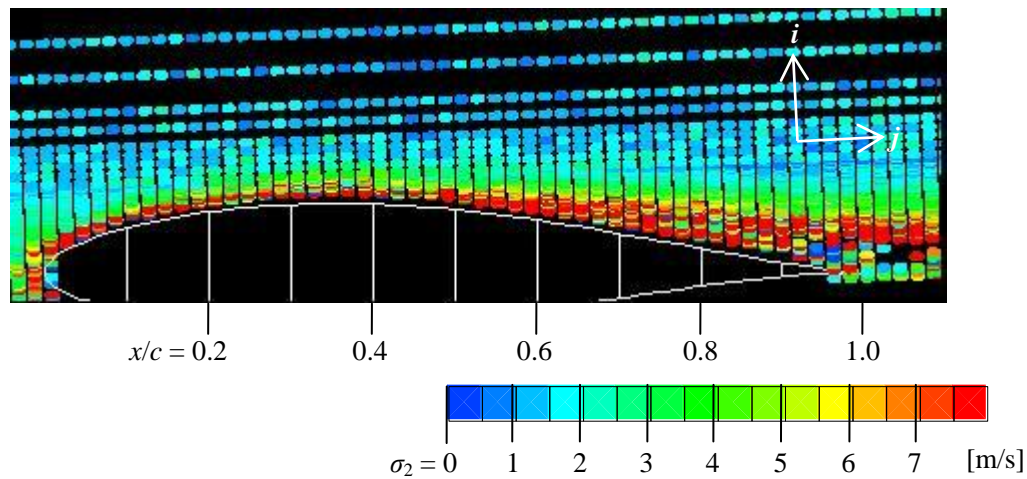
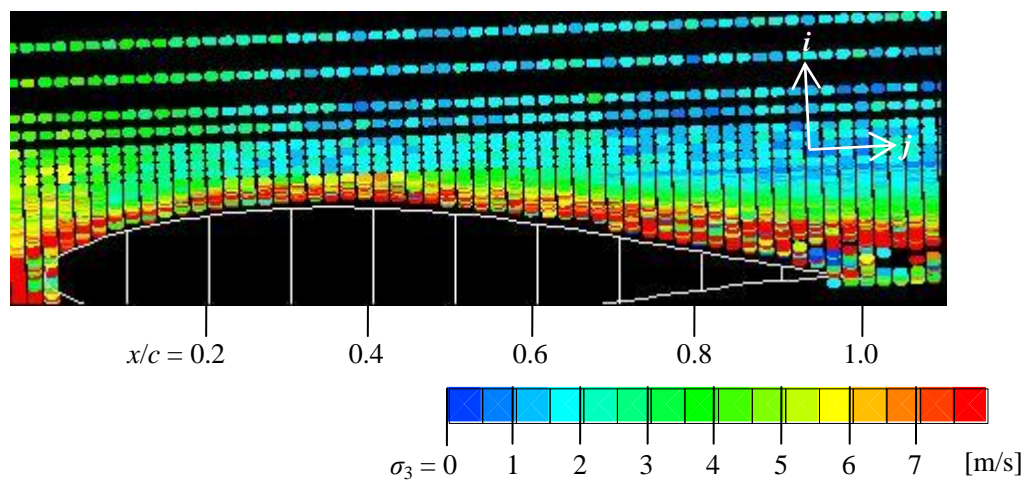
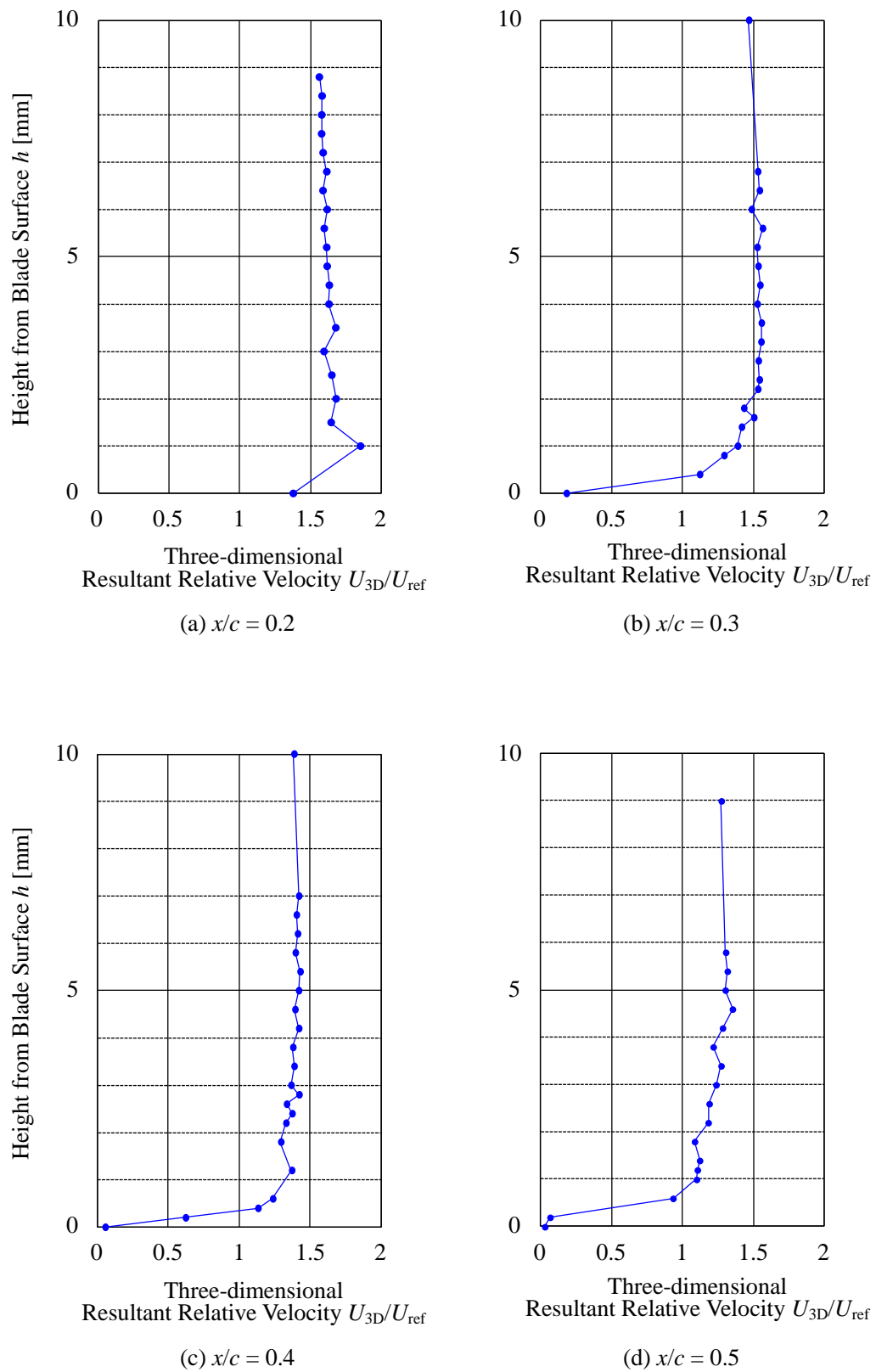
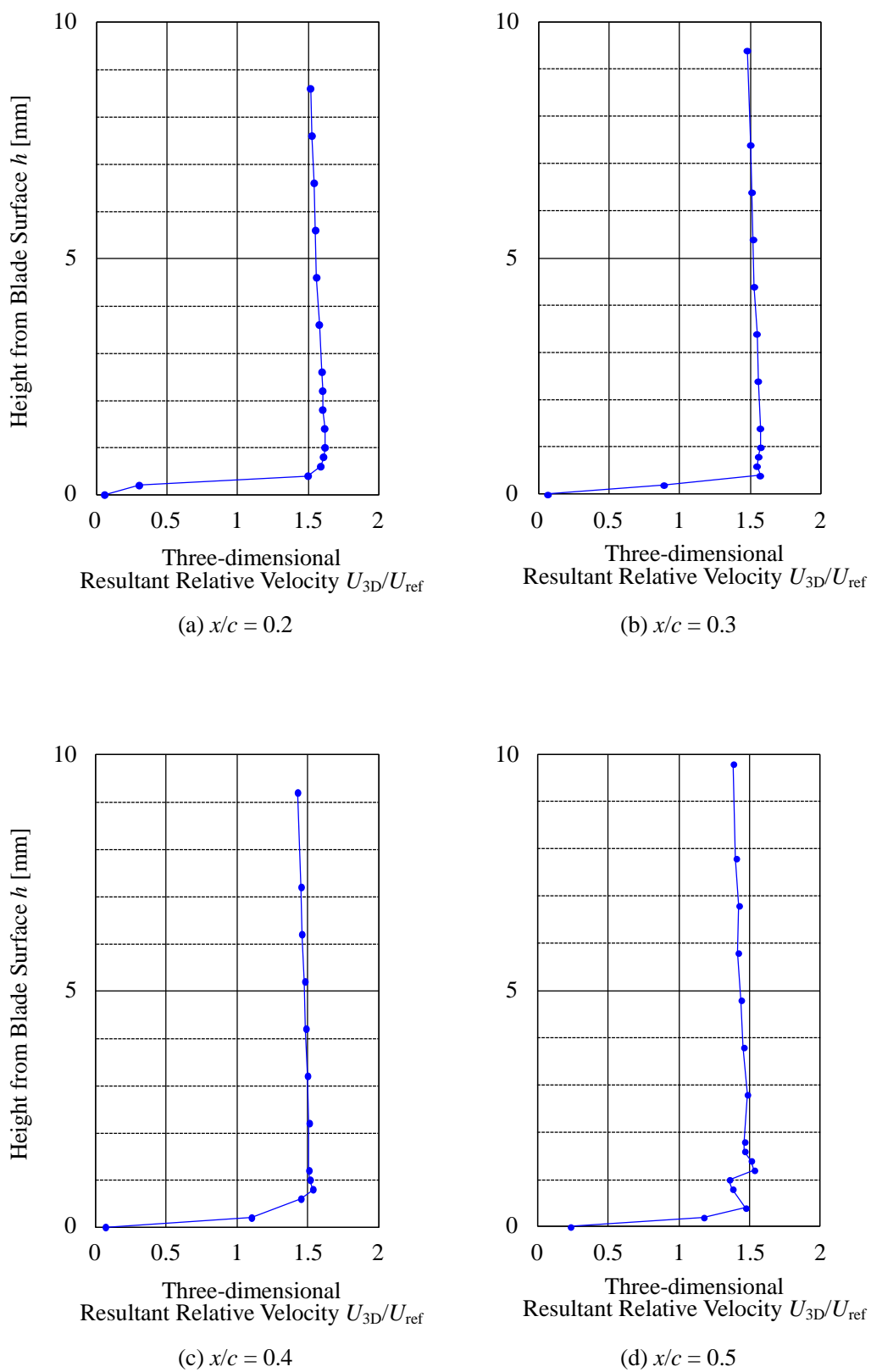


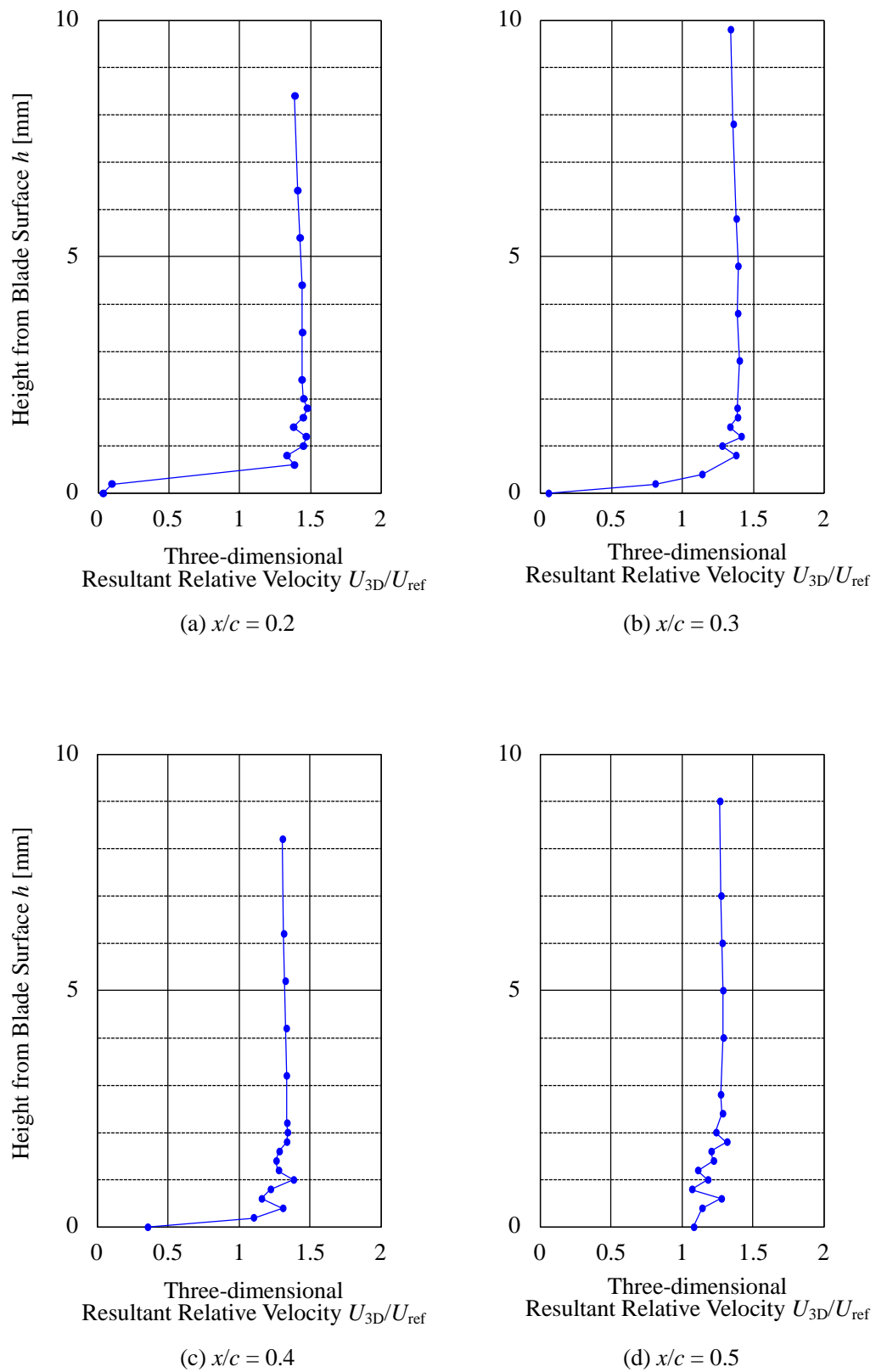
図 4.15 $r/R=0.7$ のロータ翼周りの速度標準偏差分布 ($\lambda=5.2$)

(a) u_1 の標準偏差 σ_1 (b) u_2 の標準偏差 σ_2 (c) u_3 の標準偏差 σ_3 図 4.16 $r/R=0.3$ のロータ翼周りの速度標準偏差分布 ($\lambda=5.2$)

(a) u_1 の標準偏差 σ_1 (b) u_2 の標準偏差 σ_2 (c) u_3 の標準偏差 σ_3 図 4.17 $r/R=0.9$ のロータ翼周りの速度標準偏差分布 ($\lambda=5.2$)

図 4.18 翼面近傍の速度分布 ($r/R=0.3$, $\lambda=5.2$)

図 4.19 翼面近傍の速度分布 ($r/R=0.7$, $\lambda=5.2$)

図 4.20 翼面近傍の速度分布 ($r/R=0.9$, $\lambda=5.2$)

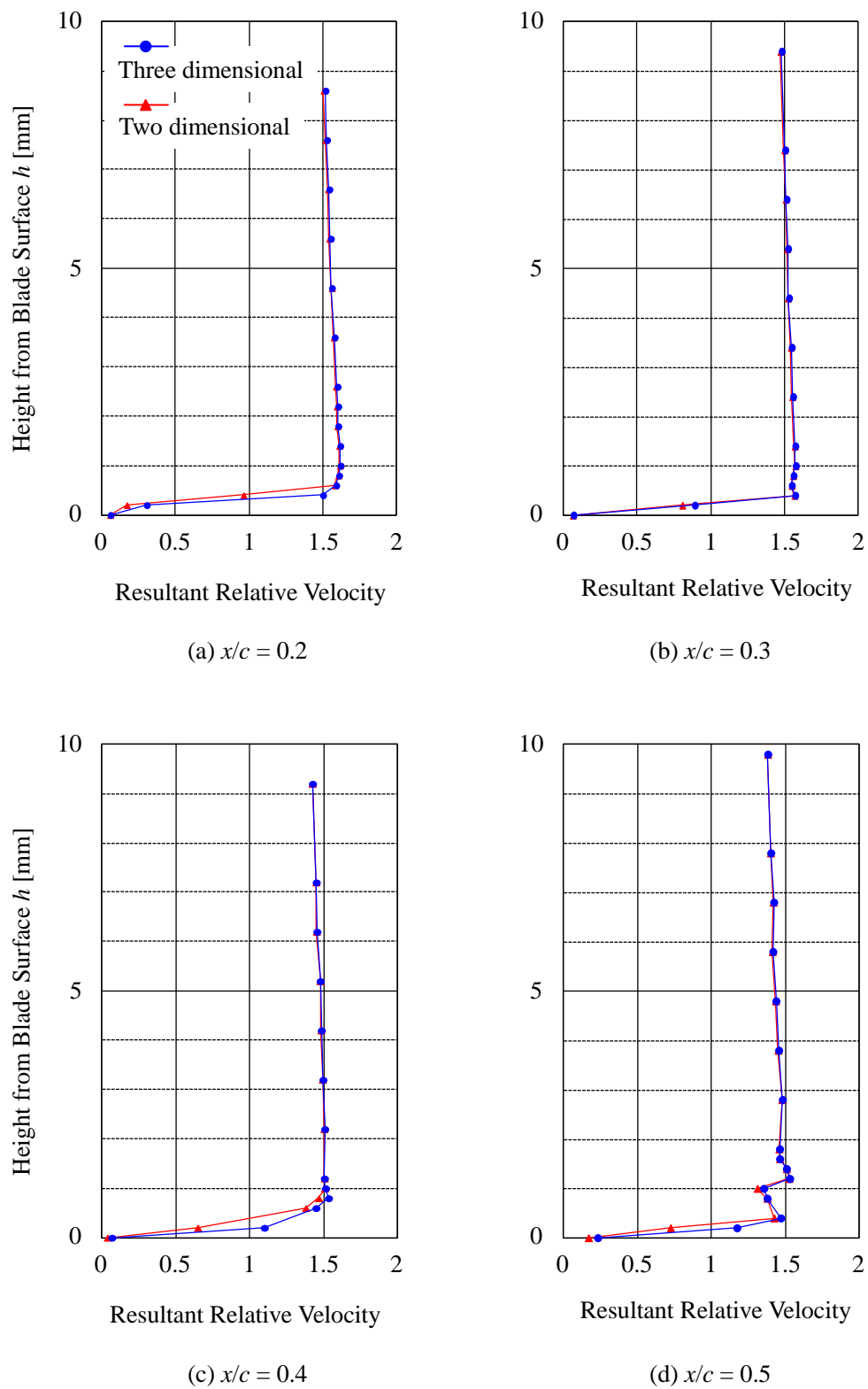


図 4.21 三次元合成相対速度と二次元合成相対速度の翼面近傍の速度分布の比較 ($r/R=0.7$, $\lambda=5.2$)

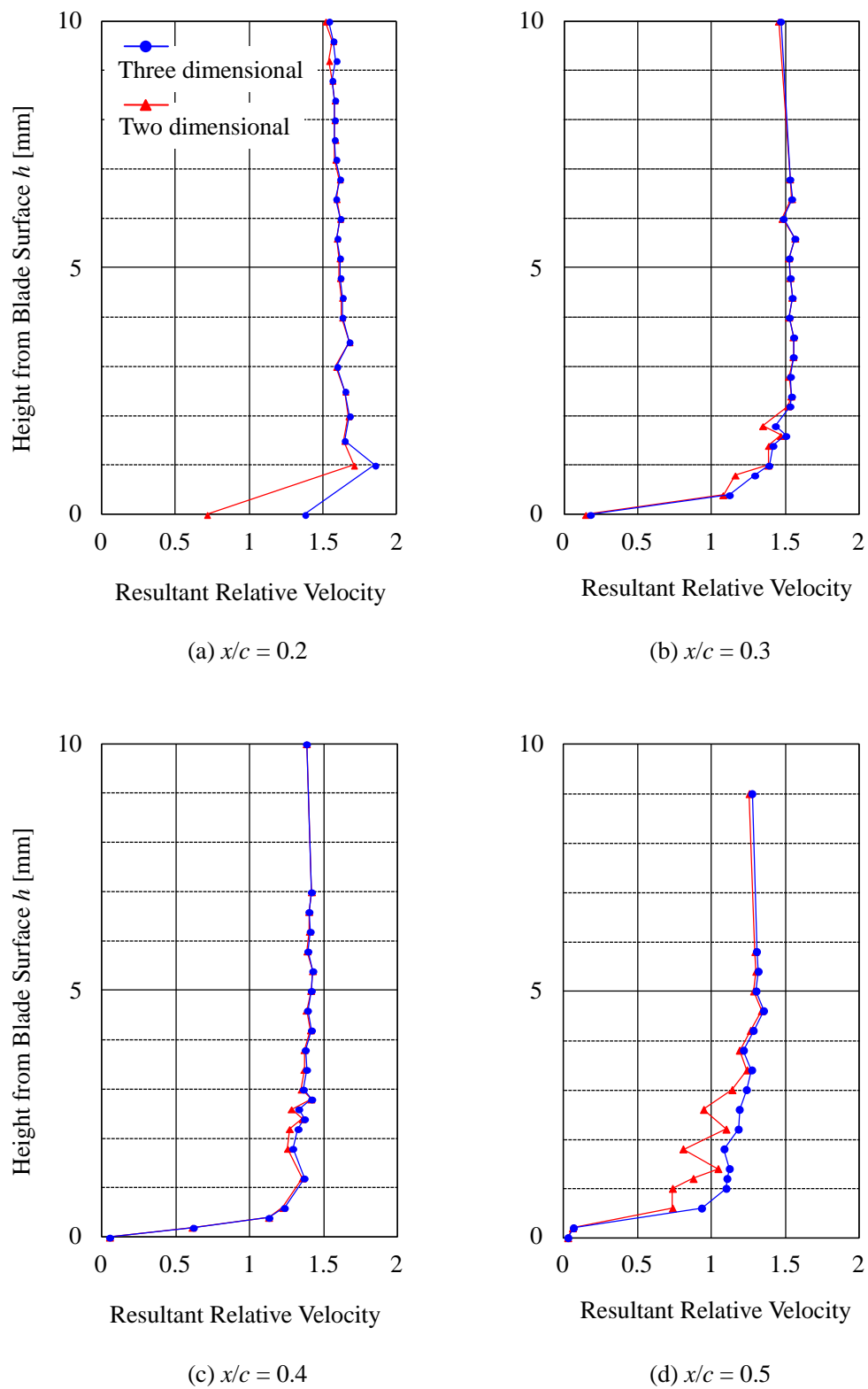


図 4.22 三次元合成相対速度と二次元合成相対速度の
翼面近傍の速度分布の比較 ($r/R=0.3$, $\lambda=5.2$)

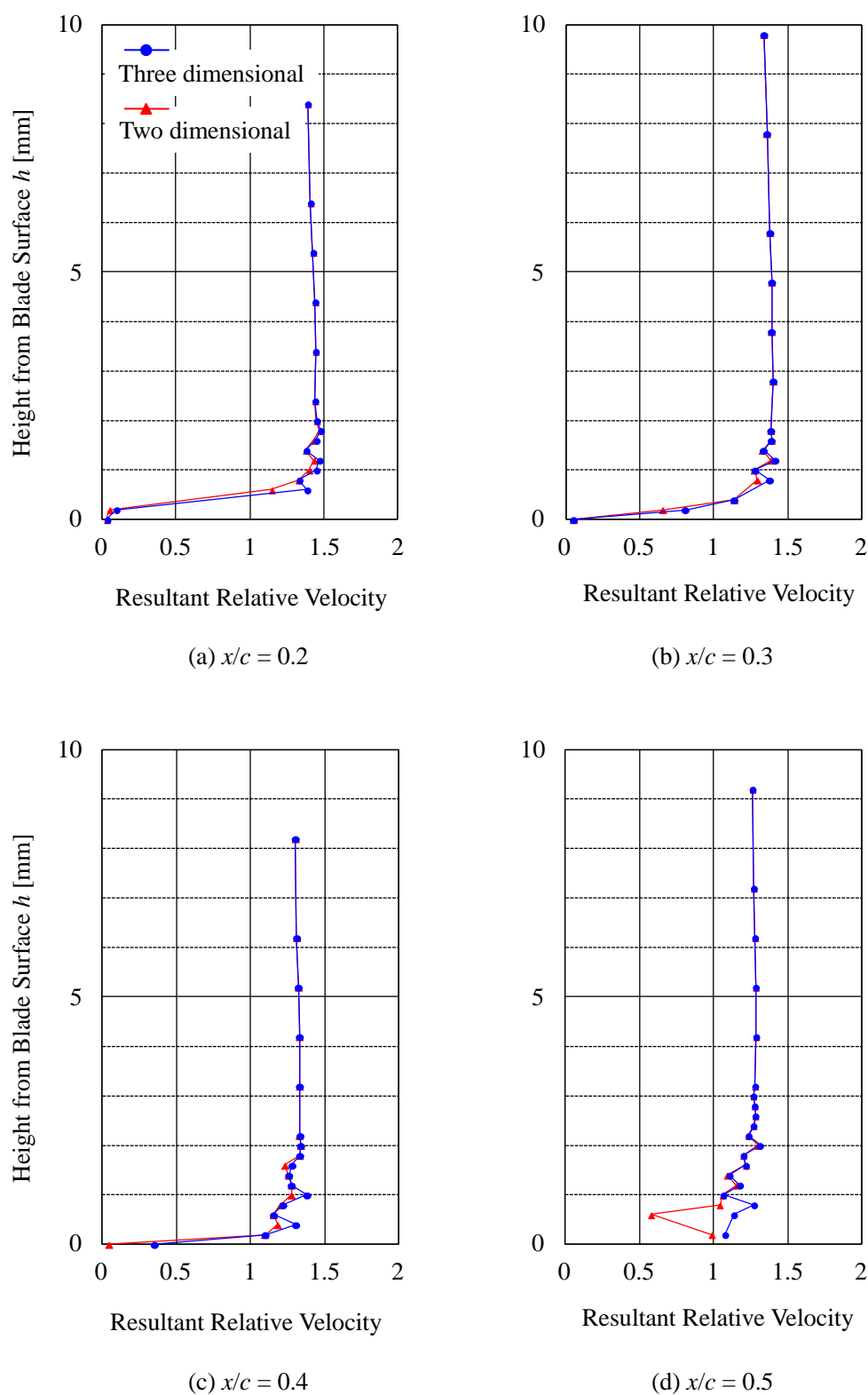


図 4.23 三次元合成相対速度と二次元合成相対速度の
翼面近傍の速度分布の比較 ($r/R=0.9$, $\lambda=5.2$)

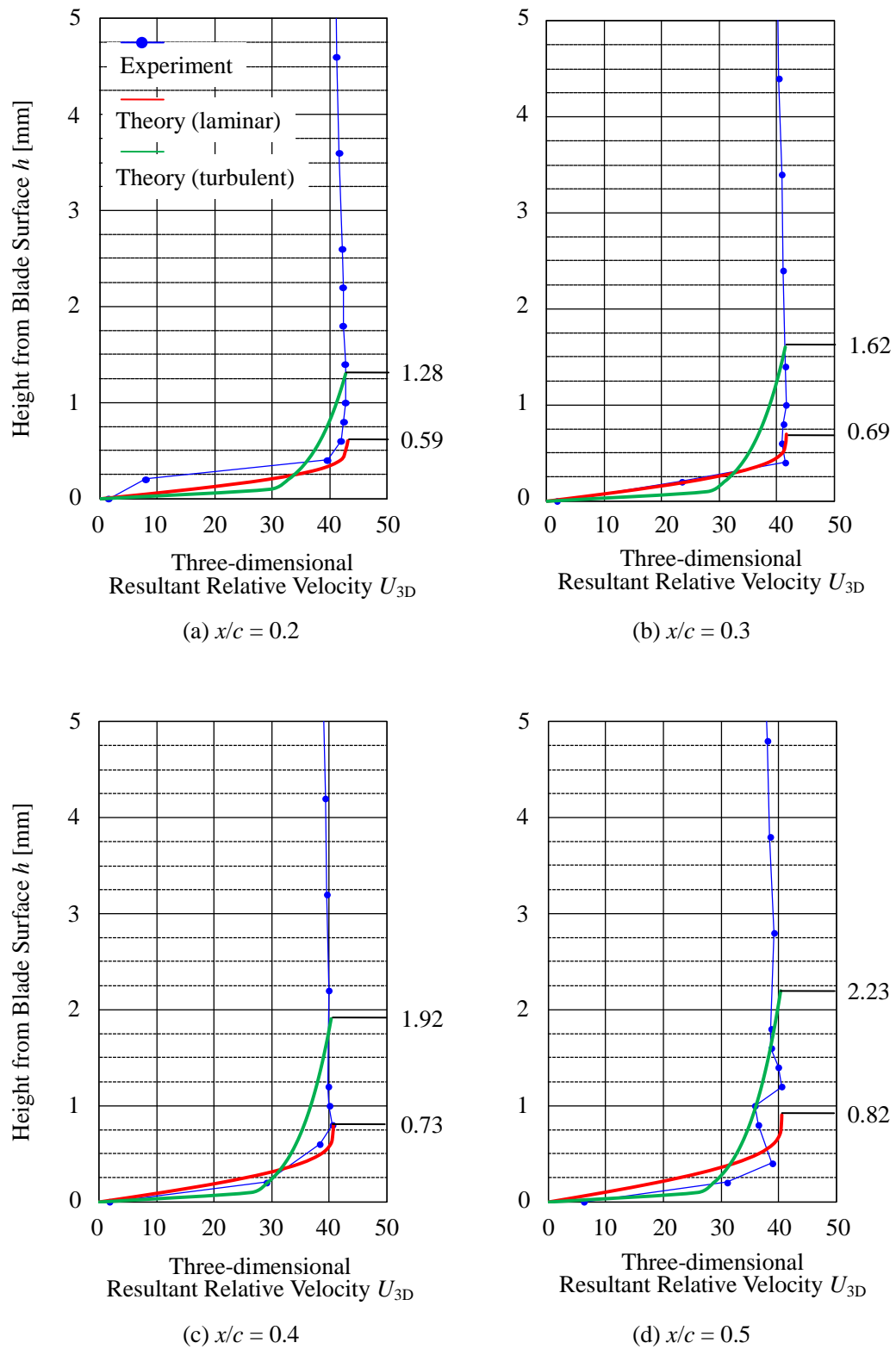


図 4.24 実験値の速度分布と層流境界層および乱流境界層の速度分布の比較 ($r/R=0.7$, $\lambda=5.2$)

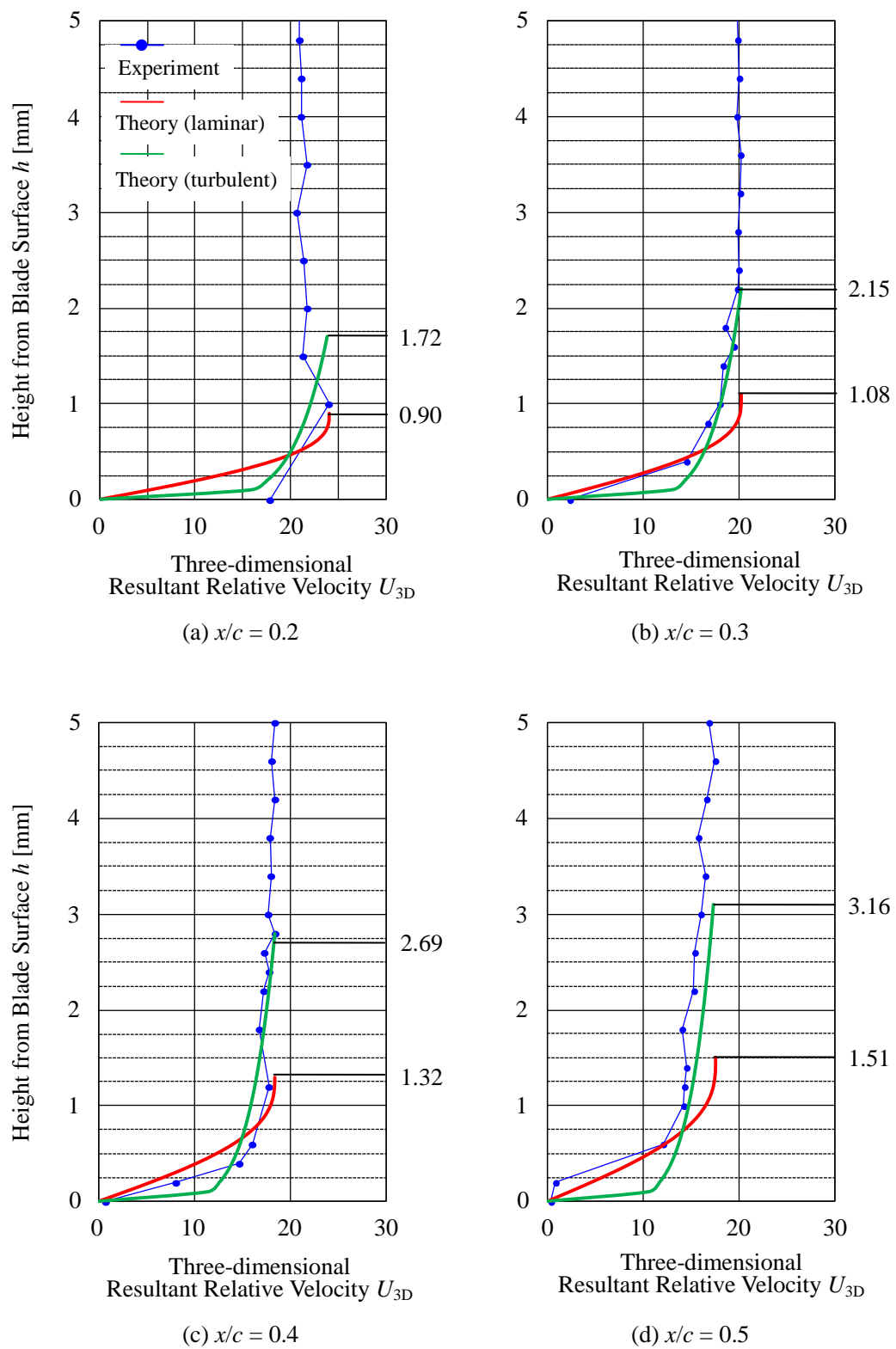


図 4.25 実験値の速度分布と層流境界層および乱流境界層の速度分布の比較 ($r/R=0.3$, $\lambda=5.2$)

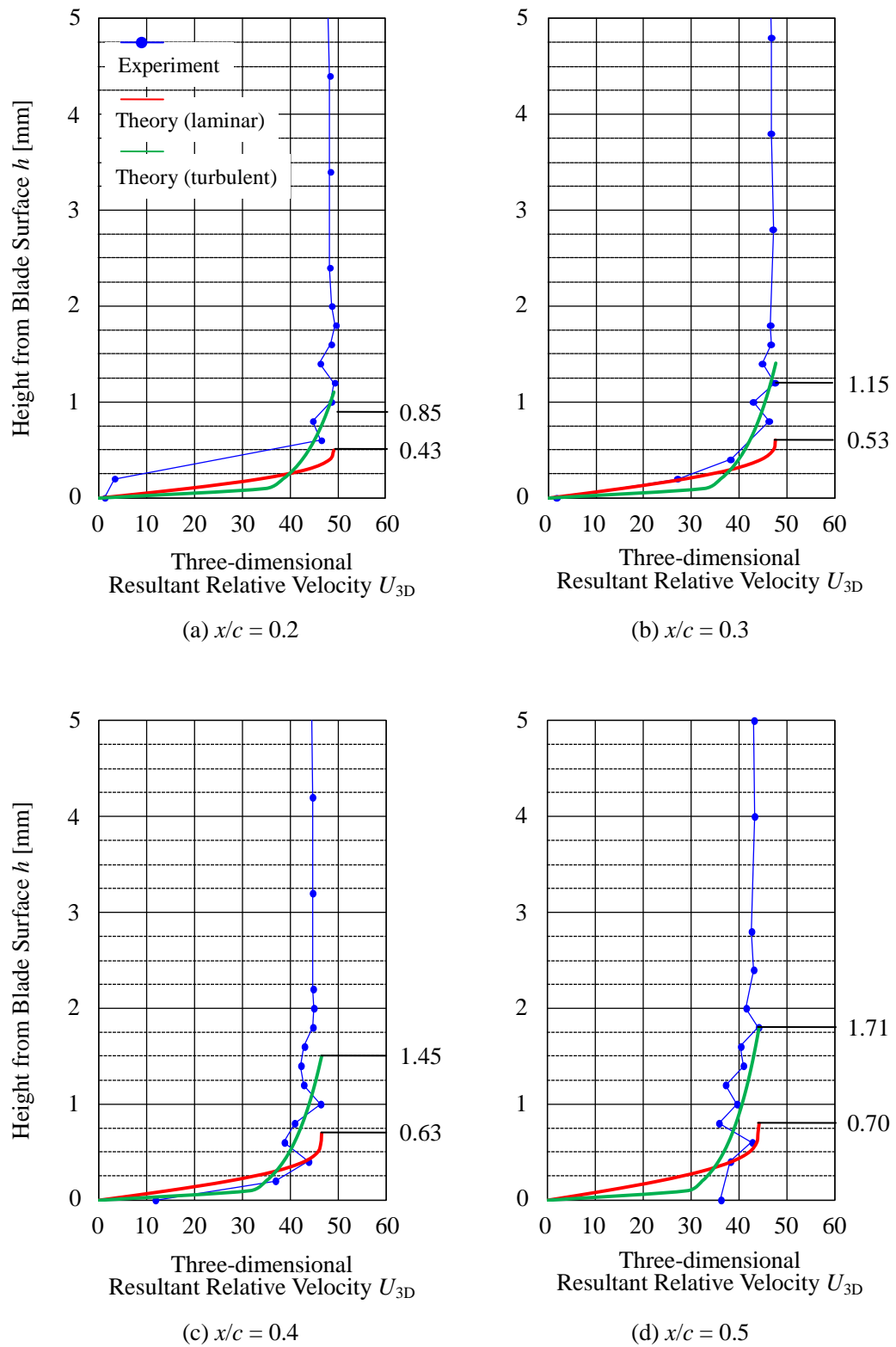
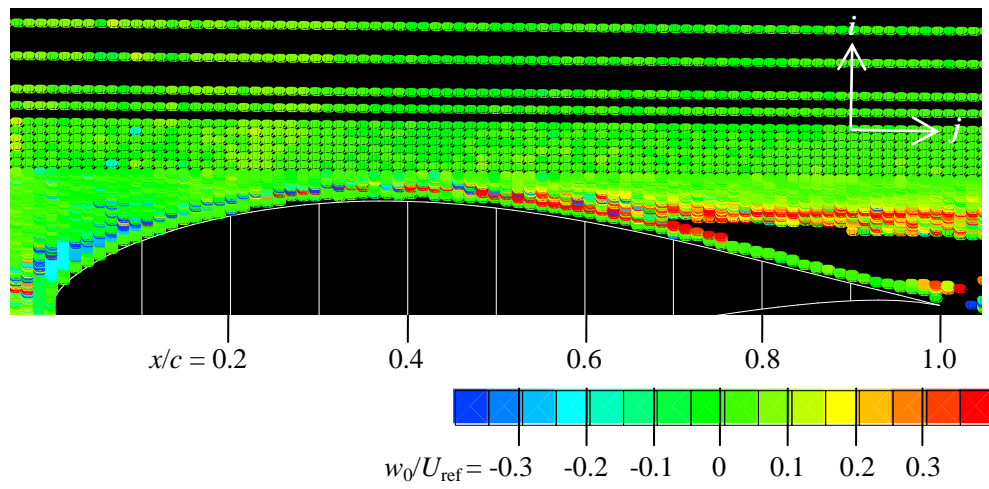
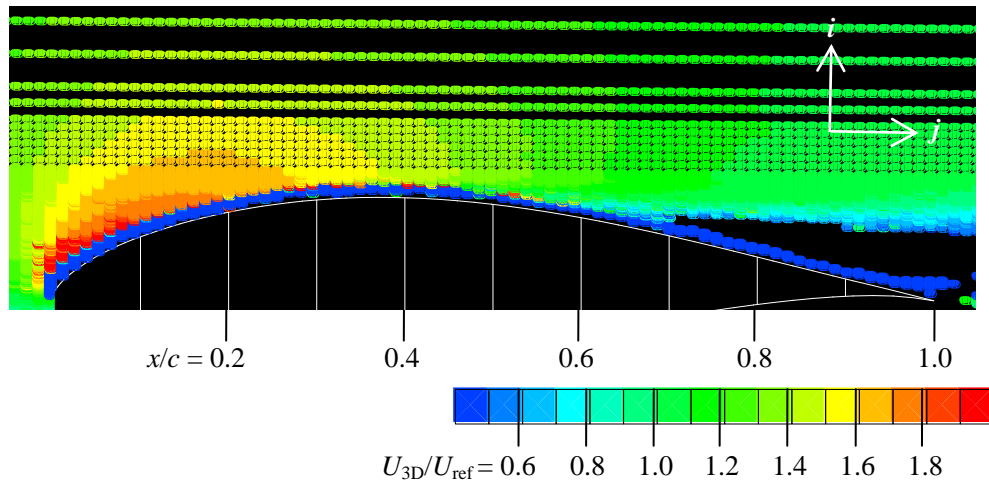
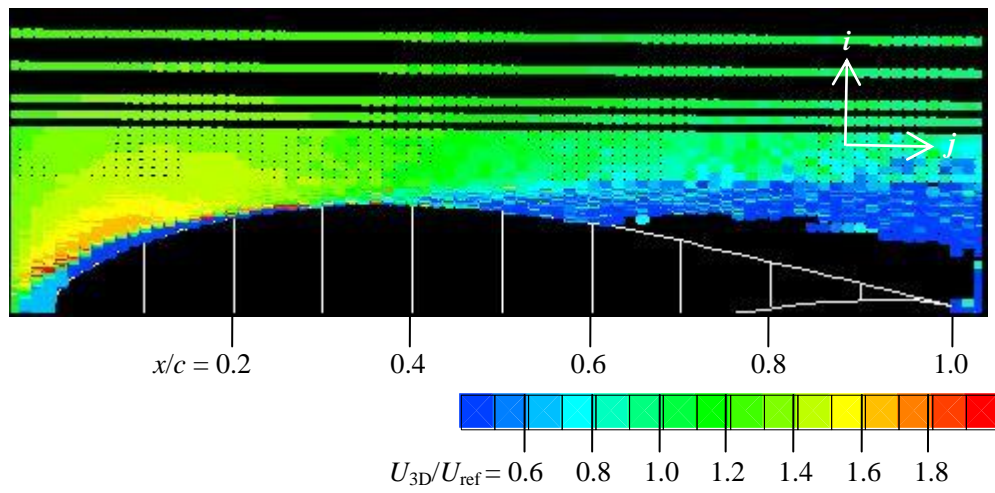
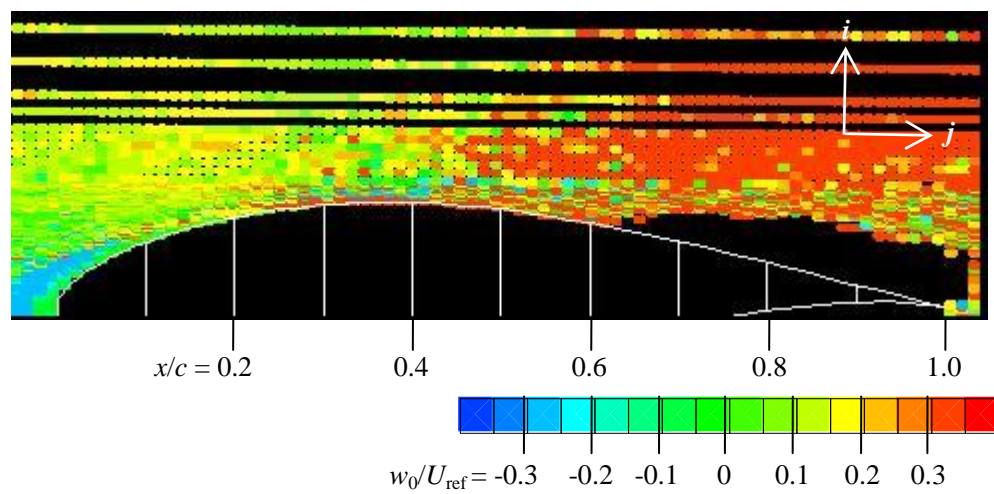


図 4.26 実験値の速度分布と層流境界層および乱流境界層の速度分布の比較 ($r/R=0.9$, $\lambda=5.2$)

図 4.27 $r/R=0.7$ の速度分布 ($\lambda=4.4$)

(a) 無次元三次元合成相対速度 U_{3D}/U_{ref} (b) 無次元翼幅方向速度 w_0/U_{ref} 図 4.28 $r/R=0.7$ の速度および標準偏差プロット図 ($\lambda=4.0$)

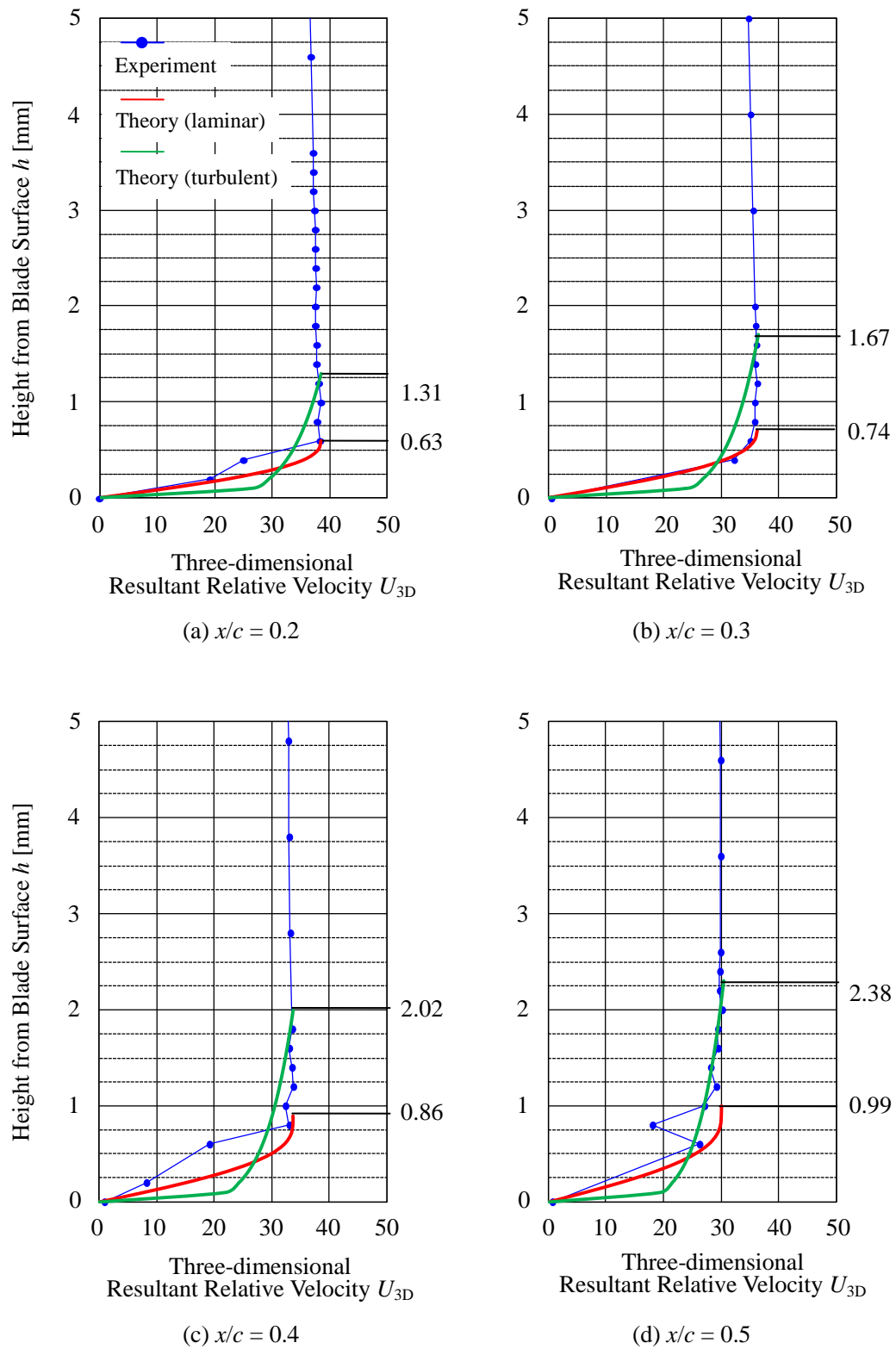


図 4.29 実験値の速度分布と層流境界層および乱流境界層の速度分布の比較 ($r/R=0.7$, $\lambda=4.4$)

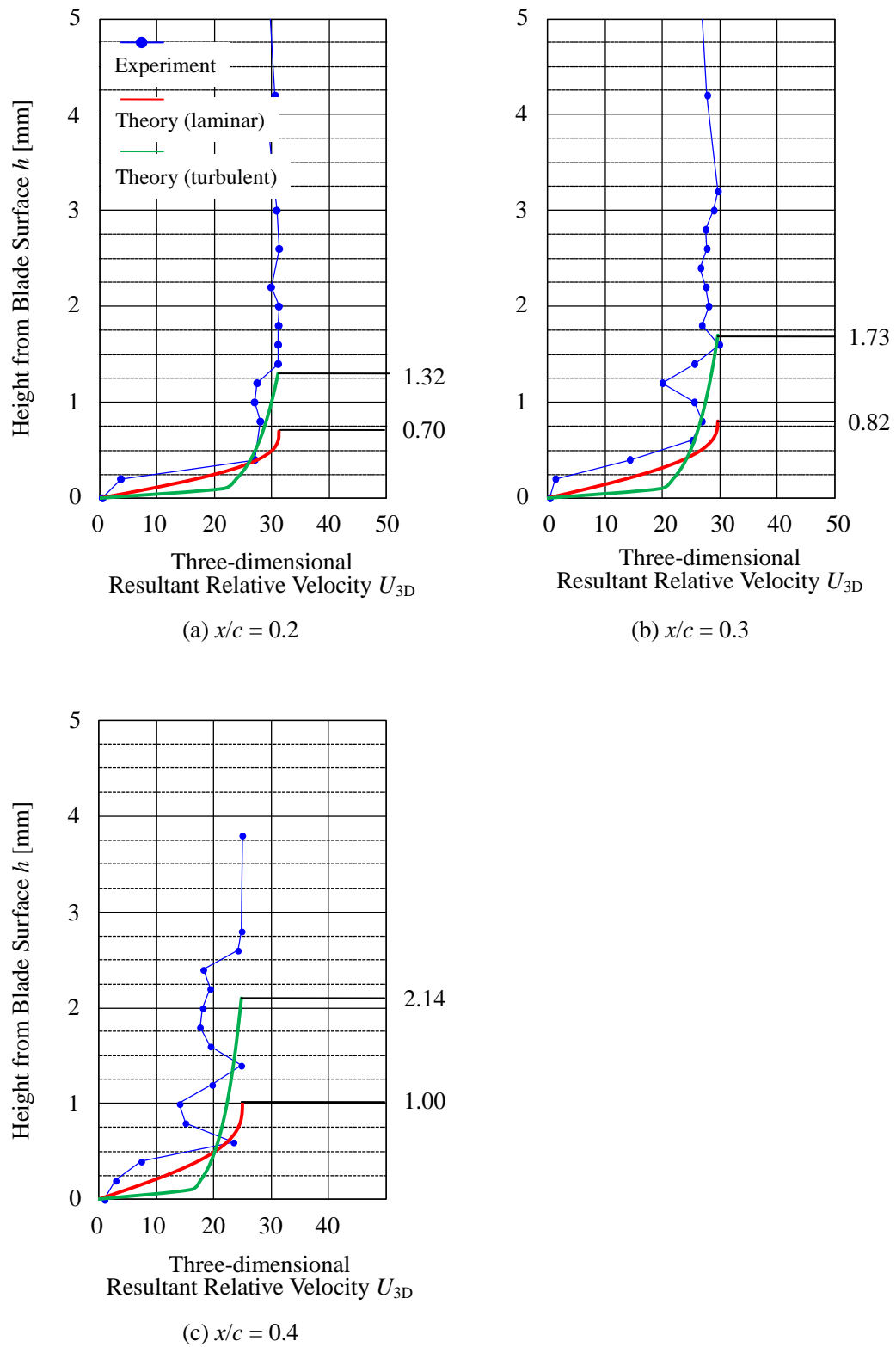


図 4.30 実験値の速度分布と層流境界層および乱流境界層の速度分布の比較 ($r/R=0.7$, $\lambda=4.0$)

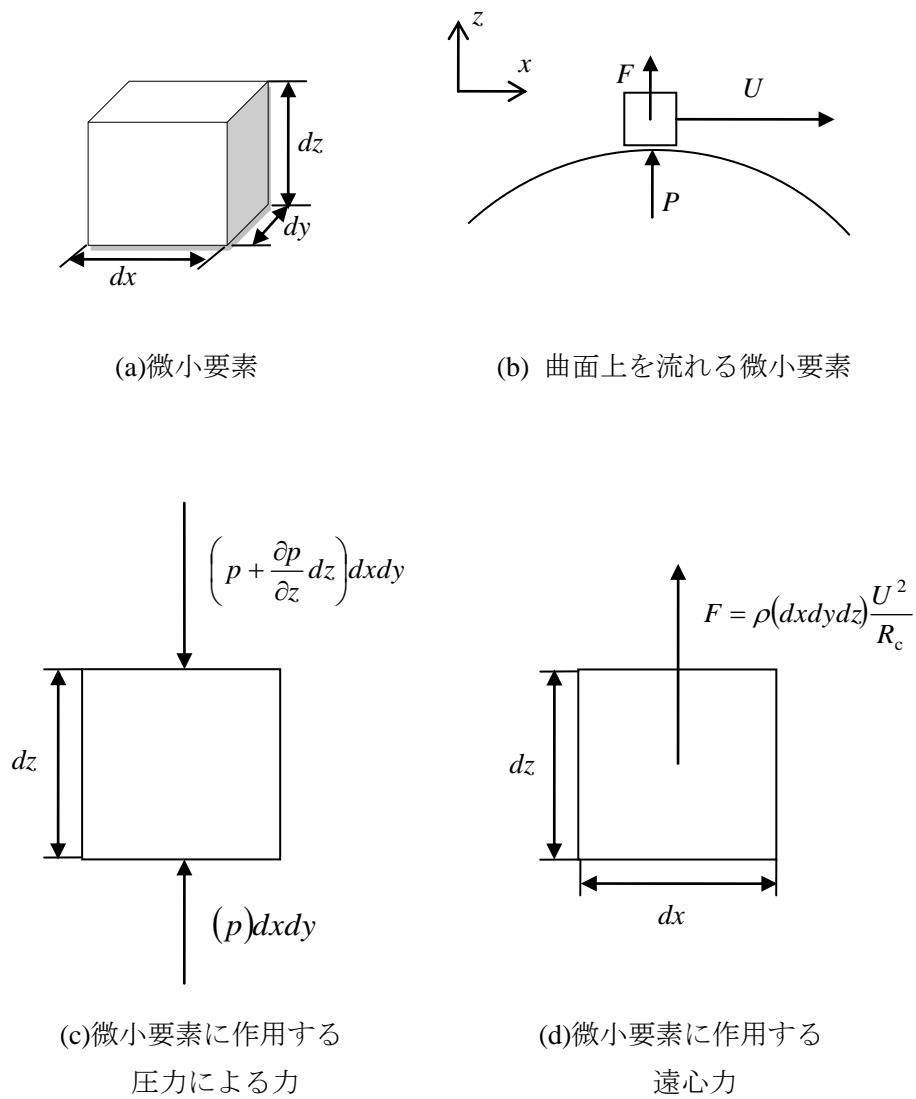
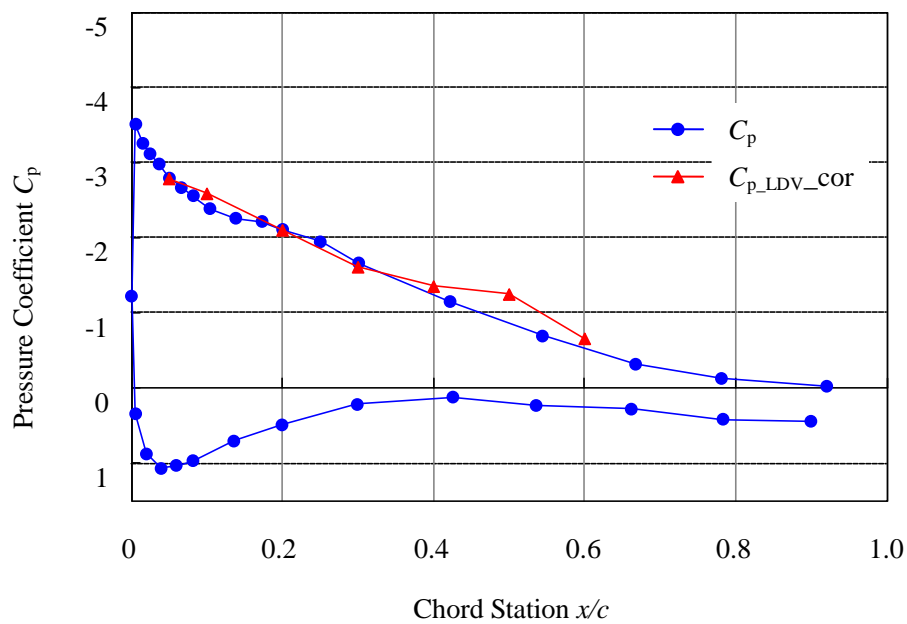
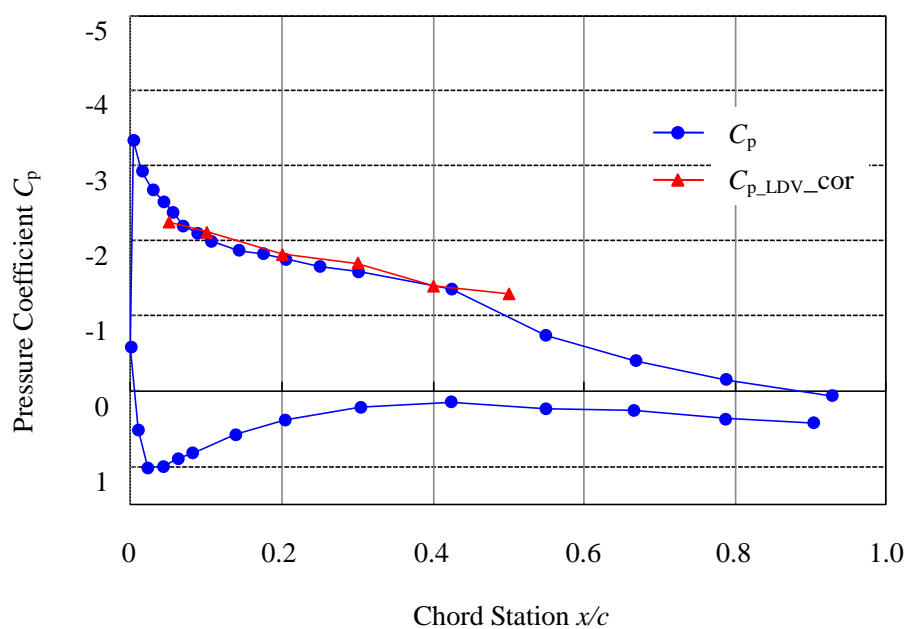
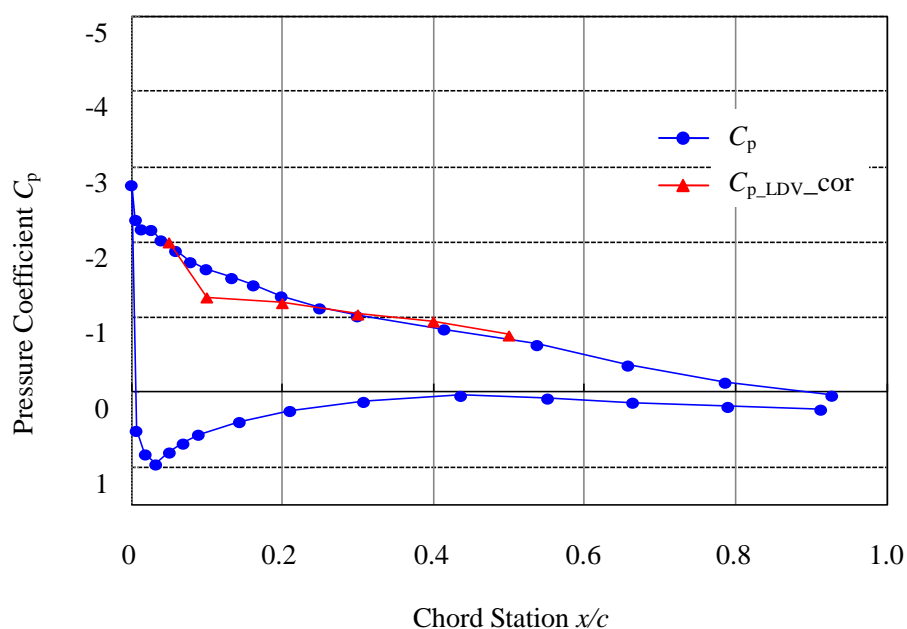
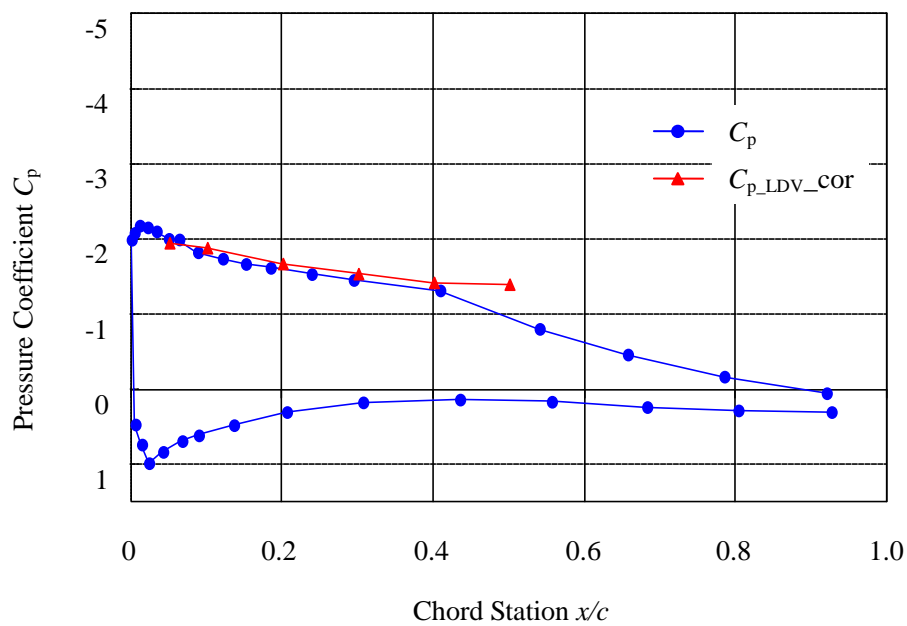


図 4.31 曲面上を流れる微小要素に作用する力

(a) $r/R=0.3$ (b) $r/R=0.5$ 図 4.32 翼面圧力分布($\lambda=5.2$)

図 4.32 翼面圧力分布($\lambda=5.2$)

第5章 結言

5.1 結言

ロータ翼の各半径位置の翼面上流れの解明を目的とし、風洞内に設置した水平軸風車の翼面近傍の三次元速度成分をレーザドップラ流速計により測定した。本研究により得られた主な結果を以下に示す。

(1) ロータ翼周りの速度分布および速度標準偏差分布により翼面上の流れ現象について検証し、以下の結果を得た。

- ・最大出力時の幾何学的流入風に対する翼面上流れの増速率は翼根側で高くなる。これは、流れの3次元性により高迎角で前縁から剥離せず流れているためである。
- ・最大出力時の翼根側 ($r/R=0.3$) の前縁付近の翼周りの流れは、翼幅方向速度が幾何流入風速の25%程度であり、流れは強い三次元性を示す。 $r/R=0.7$, 0.9 の翼周りの流れは概ね二次元性を示す。
- ・最大出力時の $r/R=0.7$ の翼面上の流れは、 $x/c=0.45$ から乱れの大きい領域の厚さが増しているため、層流境界層から乱流境界層へ遷移したと考えられる。
- ・最大出力時の $r/R=0.9$ の流れは、翼表面の測定速度の変動分から $x/c=0.3\sim0.5$ の間で層流境界層から乱流境界層へ遷移すると考えられる。
- ・低周速比 ($\lambda=4.4, 4.0$) の $r/R=0.7$ における翼面上の流れは、後縁に近づくにつれて翼幅方向外向きの速度成分が大きくなり、剥離する。

(2) 測定した翼面近傍の速度分布と平板上の境界層の式から得られた層流境界層および乱流境界層内の速度分布を比較した。また、境界層内の速度分布の三次元性についても検証し、以下の結果を得た。

- ・最大出力時の $r/R=0.7$ における翼面上の高さ方向の速度分布は翼前縁付近から中央部 ($x/c=0.3\sim0.5$) の間で層流境界層から乱流境界層へ遷移することが確認された。これは、速度標準偏差に基づき判断した遷移点とほぼ一致する。
- ・最大出力時の $r/R=0.9$ における翼面上の高さ方向の速度分布は、 $x/c=0.3\sim0.4$ の間で層流境界層から乱流境界層へ遷移する。これは、速度標準偏差に基づき判断した遷移点とほぼ一致する。
- ・翼弦中央付近のロータ翼面上の境界層内の流れは三次元性を示す。これは翼面に対する相対速度の低下する翼弦中央付近で、流れは遠心力により半径外側方向へ加速されるためである。

(3) 本研究における実験値の妥当性検証のため、測定した境界層外縁速度から翼面圧力を算出

し、過去の研究において圧力測定翼により測定した翼面圧力分布と比較し、以下の結果を得た。

- ・境界層外縁速度から得た翼面圧力分布と圧力測定から得た翼面圧力分布は概ね一致し、LDV による速度測定法の妥当性が示された。

5.2 今後の課題

- ・層流境界層から乱流境界層へ遷移した際の乱流境界層厚さ

4.2.2.2 項において測定した境界層内の速度分布との比較に用いた平板上の乱流境界層の速度分布は、前縁から乱流境界層である場合の境界層厚さを式(4.9)に代入して算出した。翼弦途中で遷移した乱流境界層厚さは、前縁から乱流境界層である場合の境界層厚さより薄い。そのため、算出した乱流境界層の速度分布に多少の誤差が生じる。今回の研究においては、実験値の速度分布と式(4.9)より求めた乱流境界層の速度分布を比較して考えられる遷移点と速度標準偏差に基づき判断した遷移点とほぼ一致し問題はないと考えている。しかし、今後より良い研究を行うために層流境界層から乱流境界層へ遷移した際の境界層厚さの求め方の一つを以下に示す。

まず、よどみ点から遷移点までの翼面距離 l_c を決定する。ロータ翼面上の臨界レイノルズ数は定まっていないため、速度標準偏差に基づく遷移点を採用する。本研究の $r/R=0.7$ ($\lambda=5.2$) の場合は $x/c=0.45$ である。

l_c における層流境界層厚さ δ_1 を次の式により求める。

$$\delta_1 = \left(\frac{5.5}{\sqrt{Re}} \right) l_c$$

また、このときの運動量厚さ θ_c を次の式により求める。

$$\theta_c = \int_0^{\delta_1} \left\{ \frac{u}{U} \left(1 - \frac{u}{U} \right) \right\} dy = \delta_1 \int_0^1 (2\eta - 2\eta^3 + \eta^4) (1 - 2\eta + 2\eta^3 - \eta^4) d\eta = 0.117 \delta_1$$

$$\frac{u}{U} = 2 \left(\frac{y}{\delta} \right) - 2 \left(\frac{y}{\delta} \right)^3 + \left(\frac{y}{\delta} \right)^4$$

$$\frac{y}{\delta} \equiv \eta$$

求めるべき翼面長さ l ($> l_c$) の運動量厚さ θ_l を次の式により求める。

$$\theta_l = \theta_c + \int_{l_c}^l \left\{ 0.0296 (Re)^{-\frac{1}{5}} \right\} dl = 0.117 \delta_1 + 0.037 \left\{ l^{\frac{4}{5}} \left(\frac{\nu}{U_{\max}} \right)^{\frac{1}{5}} - l_c^{\frac{4}{5}} \left(\frac{\nu}{U_{\max_c}} \right)^{\frac{1}{5}} \right\}$$

ここで、 U_{\max} は翼面距離 l における境界層外縁速度、 U_{\max_c} は翼面距離 l_c における境界層外縁速度である。また、乱流での θ と δ の関係は次式で表される。

$$\theta_t = \int_0^{\delta_t} \left\{ \frac{u}{U} \left(1 - \frac{u}{U} \right) \right\} dy = \delta_t \int_0^1 \left\{ \eta^{\frac{1}{7}} \left(1 - \eta^{\frac{1}{7}} \right) \right\} d\eta = 0.0972 \delta_t$$

$$\frac{u}{U} = \left(\frac{y}{\delta} \right)^{\frac{1}{7}}$$

$$\frac{y}{\delta} \equiv \eta$$

よって、層流境界層から乱流境界層へ遷移した際の乱流境界層の厚さ δ_t は次の式になる。

$$\delta_t = \frac{0.117 \delta_l + 0.037 \left\{ l^{\frac{4}{5}} \left(\frac{\nu}{U} \right)^{\frac{1}{5}} - l_c^{\frac{4}{5}} \left(\frac{\nu}{U_c} \right)^{\frac{1}{5}} \right\}}{0.0972}$$

なお、この方法は文献[12]を参考にした。

・形状係数

本研究では、境界層の発達の検証を測定した速度分布と境界層の式の比較により行うことを最優先としたため、測定した境界層内の形状係数は算出していない。しかし、形状係数は層流境界層と乱流境界層を区別する指標の一つである。そのため、今後翼面境界層の研究を行う上で形状係数による考察ができれば、境界層の発達の検証のための有益な情報になる。

排除厚さ、運動量厚さを求めるためには、測定した境界層内の速度分布を翼面からの高さ方向に関する式で表す必要がある。したがって、測定した境界層内の速度分布一つひとつに対してフィッティングを行い速度分布の式を求めなければならない。よって今後の課題として、実験値に対してどのようにフィッティングを行うのか確立する必要がある。

・速度 u_1 , u_2 , u_3 の同時測定

本研究では、半径方向速度 w を算出するために、速度 u_1 , u_2 , u_3 を用いる。しかし、速度 u_1 , u_2 , u_3 はそれぞれ独立に測定されたために厳密に同じ測定位置の速度ではない可能性がある。そのため、半径方向速度 w に測定位置のズレによる誤差が含まれたと考えられる。特に、翼面近傍の速度は高さ方向に速度勾配が大きいいため、その影響が大きいと考えられる。したがって、今後翼面境界層の三次元性についてより深く検証するためには、速度 u_1 , u_2 , u_3 を同時に測定できるシステムを構築する必要がある。

また、速度 u_1 , u_2 , u_3 を同時測定することができれば、レイノルズ応力を計算することが可能となり、翼面上の乱流構造についてさらに深い議論ができる。

- ・斜め流入状態の測定

実際に風車に流入する風向きは回転軸に平行な方向でなく、回転軸に角度を持った方向である。本研究では、Yaw 角 0° における各半径位置の翼面上流れを測定した。そのため、斜め流入状態における各半径位置の翼面上流れを測定することにより、より現実的なデータの蓄積に貢献できる。

謝辞

本研究の機会と丁寧な御指導を頂き、温かい目で見守ってくださった前田太佳夫教授、豊富な経験と知識により実験方法から研究内容など様々な場面で常にそばで的確な御指導を頂いた鎌田泰成准教授に深謝致します。そして、村田淳介助教、装置の製作で御指導頂いた堀場映次技官にも深謝致します。また、多くの事務処理に加え、明るい研究生生活を支えて頂いた都築修子秘書に感謝致します。また、廣田真史教授には本研究の審査を受諾していただき、大変感謝いたします。

同じ風洞チームとして、先輩であり、研究に関して何も分からない私に基礎から丁寧に御指導してくださった岡田尚浩氏。先輩の御指導が研究する上で大きな力になったことをしみじみ感じます。持ち前のユーモアで常にチームの雰囲気を明るくして下さいました松田聡志氏。先輩のおかげで楽しく研究を進めることができました。フランスからやってきた MATHIEU Thibault さん。力を合わせて工作機械に挑んだことは貴重な経験となりました。一年間だけでありましたが、装置製作の際に力を貸してくれた針尾健一君にも感謝しています。

また、今年度からチームに加入したにもかかわらず、実験準備、実験方法を短期間で覚え私を支えてくれた鈴木大樹君。夜遅くまで一緒に実験に取り組んでくれた吉田拓真君。あなた方がいなければこの研究を遂行することはできませんでした。本当に感謝しています。

研究室生活において、互いに協力し合い、励まし合って来た同期学生にも感謝いたします。学部生のころから仲がよく、研究室に所属してからどんどん成長していった幸田晴伸君。ここぞという場面で頭が切れる大川敦司君。いつも私をいじって下さいました菅原智史君。いつも私を尊敬して下さいました中井隆太君。何気ない一言で研究室内の雰囲気を和ませてくれた広森裕也君。いつも物静かな伊藤崇文君。みなさんがいなければ、この苦しい研究生生活を乗り切ることはできなかったと思います。本当に感謝の気持ちでいっぱいです。

同じ部屋で研究生生活を過ごした M1 のみなさんにも感謝しています。心が折れそうなとき私を励ましてくれた平田晴紀君。一緒に燕チームを応援した黒木教平君。親友の瀬古一将君。チームの先輩と同じくいつも私をいじってくれた西田有裕君。紅一点の太田帆南さん。これからも皆さんがこの研究室を引っ張って行って下さい。また、今年度から研究室に加入した B4 の皆さんにも大変お世話になりました。ありがとうございました。

最後になりますが、大学生活を通して至らぬ私を支えてくださった方々、ご協力いただいたすべての方々に心から感謝いたします。

平成 24 年 2 月 1 日

加賀 則光

参考文献

- [1] Zhaohui Dua, M.S. Seligb : The effect of rotation on the boundary layer of a wind turbine blade, *Renewable Energy* 20 (2000) 167~181
- [2] 松本耕一 : 高性能水平軸風車専用翼設計方法の開発研究, 三重大学大学院工学研究科 2002 年度修士論文
- [3] B. Akay*, C.S. Ferreira†, G.J.W. van Bussel, G. Tescione: Experimental Investigation of the Wind Turbine Blade Root Flow
- [4] 杉光太郎 : 水平軸風車翼周りの流れ場についての実験的考察, 三重大学大学院工学研究科 2003 年度修士論文
- [5] C. Sicot , P. Devinant, S. Loyer, J. Hureau : Rotational and turbulence effects on a wind turbine blade. Investigation of the stall mechanisms, *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics* 96 (2008) 1320-1331
- [6] E. H. M. Mast, L. J. Vermeer and G. J. W. van Bussel : Estimation of the Circulation Distribution on a Rotor Blade from Detailed Near Wake Velocities, *Wind Energ.* 2004; **7**:189-209
- [7] Danmei Hu, Ouyang Hua, Zhaohui Du : A study on stall-delay for horizontal axis wind turbine, *Renewable Energy* 31 (2006) 821-836
- [8] 鈴木潤, ”風力タービンの運転状態の最適化に関する研究,” 三重大学大学院工学研究科 2007 年度修士論文
- [9] 東昭 : 航空工学(I), 裳華房, 1989
- [10] 林秀千人, 児玉好雄, 肥喜里邦彦 : 遷移レイノルズ数における翼まわり流れの可視化, 長崎大学工学部研究報告, 第 25 巻, 第 45 号, 1995, 95-14
- [11] 西山哲夫 : 翼型流れ学, 日刊工業新聞社, 1998
- [12] 社河内敏彦・辻本公一・前田太佳夫 : 流体力学-基礎と応用-, 養賢堂, 2008