

Title	粘性を考慮したPAR-WIGまわりの流場に関する研究
Author(s)	平田, 信行
Citation	大阪大学, 1997, 博士論文
Version Type	VoR
URL	https://doi.org/10.11501/3132598
rights	
Note	

Osaka University Knowledge Archive : OUKA

<https://ir.library.osaka-u.ac.jp/>

Osaka University

粘性を考慮した PAR-WIG まわりの流場に関する研究

平成 9 年 8 月

平 田 信 行

目次

記号表	4
1 緒論	7
2 マルチブロック法を用いた Navier-Stokes ソルバー	9
2.1 支配方程式と空間離散化	9
2.1.1 支配方程式	9
2.1.2 有限体積法に基づく離散化	10
2.2 数値流束の評価	11
2.2.1 非粘性流束	11
2.2.1.1 流束差	11
2.2.1.2 対角化	11
2.2.1.3 流束差分	12
2.2.2 粘性流束	13
2.3 時間積分	13
2.3.1 Euler の後退差分	13
2.3.2 近似因数分解法	14
2.4 乱流モデル	14
2.4.1 Baldwin-Lomax モデル	15
2.4.2 マルチブロック対応型乱流モデル	15
2.5 プロペラ体積力	16
2.6 マルチブロック法	16
2.7 第2章の結論	17
3 PAR-WIG まわりの流れの風洞実験	18
3.1 供試模型及び実験装置	18
3.1.1 供試翼及びプロペラ	18
3.1.2 座標系	19
3.1.3 実験装置	19
3.2 地面板の特性	19
3.2.1 境界層速度分布計測	19
3.3 プロペラの単独特性	20
3.3.1 プロペラ後流計測	20
3.4 PAR-WIG の流体力計測	20
3.4.1 地表面における境界条件の影響	21
3.4.2 プロペラ推力の影響	21
3.4.3 迎角の影響	22
3.5 PAR-WIG の翼下面圧力計測	22
3.5.1 プロペラ推力の影響	22

3.5.2	迎角の影響	22
3.5.3	地面高度の影響	23
3.6	不確かさ解析手法	23
3.6.1	計測誤差とその要因	23
3.6.2	誤差の総括	23
3.6.3	結果の不確かさ	24
3.6.4	本実験結果への適用例	25
3.7	第3章の結論	25
4	計算法に関する検討	26
4.1	PAR-WIG まわりの流場計算に課す計算条件	26
4.1.1	計算領域および格子	26
4.1.2	境界条件および計算条件	26
4.2	数値計算法の信頼性評価	27
4.2.1	格子間隔に関する評価	27
4.2.2	計算領域に関する検討	27
4.3	実験結果との比較	27
4.3.1	地表面における境界条件の評価	27
4.3.2	プロペラモデルの評価	28
4.3.3	WIG の空力特性	28
4.3.4	PAR-WIG の空力特性	28
4.4	第4章の結論	28
5	PAR-WIG まわりの流場に関する考察	30
5.1	地表面における境界条件の違いによる影響	30
5.1.1	WIG まわりの流場	30
5.1.2	PAR-WIG まわりの流場	31
5.2	地面高度の影響	32
5.2.1	WIG まわりの流場	32
5.2.2	PAR-WIG まわりの流場	32
5.3	第5章の結論	33
6	結論	34
	謝辞	35
	参考文献	36
	付録	39
A.1	面積、体積、測度項の計算法	40
A.1.1	射影面積	40
A.1.2	面積	40
A.1.3	体積	40
A.1.4	測度項	41
	付表一覧表	42
	付表	43
	付図一覧表	55

記号表

英文字

A, B, C	ξ, η, ζ 方向の非粘性流束のヤコビアン、Roe 行列	式 (2.10)
A_v, B_v, C_v	ξ, η, ζ 方向の粘性流束のヤコビアン	式 (2.30)
AR	翼のアスペクト比	式 (3.4)
b	翼スパン長	式 (3.4)
B	正確度	式 (3.10)
c	翼弦長	式 (3.3)
$c.p.$	圧力中心 = $0.25 - C_M/C_L$	式 (3.3)
C_D	翼の抗力係数 = $D/\frac{1}{2}\rho U_0^2 S_w$	式 (3.3)
C_L	翼の揚力係数 = $L/\frac{1}{2}\rho U_0^2 S_w$	式 (3.3)
C_M	1/4 弦長まわりの翼のピッチングモーメント係数 = $M_y/\frac{1}{2}\rho U_0^2 S_w$	式 (3.3)
C_p	圧力係数 = $p/\frac{1}{2}\rho U_0^2$	式 (3.6)
C_T	翼面積で無次元化したプロペラ推力係数 = $T/\frac{1}{2}\rho U_0^2 S_w$	式 (3.1)
C_{Tprop}	プロペラ面積で無次元化したプロペラ推力係数 = $T/\frac{1}{2}\rho U_0^2 (2S_p)$	式 (2.45)
D	翼の抗力	式 (3.3)
E, F, G	x, y, z 方向の非粘性流束	式 (2.1)
E_v, F_v, G_v	x, y, z 方向の粘性流束	式 (2.1)
$\hat{E}, \hat{F}, \hat{G}$	ξ, η, ζ 方向の非粘性流束	式 (2.7)
$\hat{E}_v, \hat{F}_v, \hat{G}_v$	ξ, η, ζ 方向の粘性流束	式 (2.7)
h	地面高度	式 (3.2)
H	x, y, z 方向の体積力 = $-[f_{bx}, f_{by}, f_{bz}, 0]^T$	式 (2.1)
i, j, k	ξ, η, ζ 方向の番号	式 (2.3)
I	単位行列	式 (2.30)
J	プロペラの前進係数	式 (2.45)
J	最終結果に含まれるパラメータの全数	式 (3.14)
K_Q	トルク係数	式 (2.45)
l	混合距離	式 (2.37)
L	Roe 行列 A の左固有ベクトル行列	式 (2.12)
L	翼の揚力	式 (3.3)
M_y	1/4 弦長まわりの翼のピッチングモーメント	式 (3.3)
n	検査体積のセル面における単位法線ベクトル = (n_x, n_y, n_z)	式 (2.6)
n	時間ステップ	式 (2.26)
n	固定壁からの法線距離	式 (2.36)

N	測定回数	式 (3.8)
p	圧力	式 (2.2)
p	翼面上の静圧と測定部内静圧との差	式 (3.6)
p_0	総圧	
P	測定パラメータ	式 (3.14)
q_∞	無限上流における動圧 $= \frac{1}{2}\rho U_\infty^2$	
Q	基本変数 $= [u, v, w, p]^T$	式 (2.1)
Q^R, Q^L	検査体積のセル面においてその右側と左側で評価した Q	式 (2.9)
r	最終結果	式 (3.14)
R	Roe 行列 A の右固有ベクトル行列	式 (2.12)
R	Navier-Stokes 方程式の残差	式 (2.28)
R	プロペラの半径座標	式 (2.45)
R_e	レイノルズ数	式 (2.2)
R_h	プロペラハブの半径	式 (2.45)
R_p	プロペラの半径	式 (2.45)
S	検査体積のセル面の面積	式 (2.6)
S	精密度	式 (3.8)
S_p	単独のプロペラ面積	式 (2.45)
S_w	翼面積	式 (3.1)
t	時間	式 (2.1)
t	スチューデント値	式 (3.12)
T	プロペラ軸方向に働く推力	式 (3.1)
u, v, w	x, y, z 方向の流速	式 (2.2)
u_τ	摩擦速度	式 (2.38)
U	ξ 方向の流速	式 (2.11)
U	境界層内の流速	式 (3.5)
U	不確かさ	式 (3.12)
U, W	x, z 方向の速度	
U_0	翼位置の速度	式 (3.1)
U_a	翼位置の鉛直方向に対する平均速度	式 (3.5)
U_∞	無限上流における速度	
V	セル体積	式 (2.3)
x, y, z	直交座標系	式 (2.1)
x_p, y_p, z_p	プロペラ中心の座標	式 (3.2)
x_η, x_ζ, \dots	測度項	式 (2.15)
X_k	測定値	式 (3.8)
\bar{X}	X_k の平均値	式 (3.8)

ギリシャ文字

α	風上差分のパラメータ	式 (2.21)
α	翼の迎角	式 (3.2)
β	擬似圧縮性を表すパラメータ	式 (2.2)
β	かたより誤差	式 (3.7)

δ	差分演算子	式 (2.9)
δ_k	全誤差	式 (3.7)
Δ	時間差分演算子	式 (2.26)
ϵ_k	偶然誤差	式 (3.7)
Λ	λ_m を対角成分に持つ対角行列	式 (2.12)
λ_m	Roe 行列 A の固有値 ($m = 1 \sim 4$)	式 (2.13)
ν	分子動粘性係数	式 (2.2)
ν_t	渦動粘性係数	式 (2.2)
ω	渦度	式 (2.37)
ϕ	風上差分のパラメータ	式 (2.21)
ϕ	プロペラの接線角	式 (2.44)
ρ	空気の密度	式 (3.1)
θ_1, θ_2	<i>Padé</i> 差分のパラメータ	式 (2.26)
θ_i	感度係数	式 (3.15)
θ_p	プロペラの下向き角	式 (2.44)
ξ, η, ζ	物体適合座標系	式 (2.6)

第 1 章

緒論

近年、海上交通輸送機関に対する高速化の機運が高まっており、航海速度が 50 ノットのテクノスーパーライナー (Techno Super Liner; TSL) を始めとする多種多様な高速船の研究開発が盛んに行なわれている。その中で、次世代の高速船の担い手として注目されているのが、航海速度が 100 ~ 200 ノットの地面効果翼機 (Wing In Ground effect craft; WIG) である。WIG は空気中の翼に働く揚力で機体重量を支え、海面上すれすれを高速で航行する。翼には上空から地面や海面に近づくにつれて揚力が増加し、抗力は減少するという特性がある。これが地面効果と呼ばれる現象で、この特性を利用する WIG は同じ規模の航空機と比べて、小さな推進馬力で沢山の貨物を運ぶことができる。

WIG の歴史は 1935 年にフィンランドの Kaario が製作した飛行ソリに端を発し¹⁾、その後 1970 年代に旧西ドイツならびに米国で、翼をタンデムに配置した Jörg タブ、逆アルタ翼の Lippisch 翼を採用したラムウイング機、翼端板の下に多段ハイドロスキーを付けたラムセス機などの小型機を中心に開発研究が精力的に進められた。また、旧ソ連においては軍用艦艇であるエクラノプランと呼ばれる大型 WIG の実機も試作されたが実用化には至っていない²⁾。しかし、1990 年代に入って三菱重工業が 2 人乗りレジャー艇 ミュースカイ 2 の開発に成功し、中国、台湾でも実験艇を製作するなど WIG の開発が再び活発化してきている³⁾。このため、運輸省船舶技術研究所は今後予想される WIG の実用化に備えて安全審査の準備を急ぎ、「海面効果翼船の性能及び安全評価に関する研究」を 1991 年から 5 年にわたって行ない、合理的な安全評価手法を提案した⁴⁾。

WIG は、前述したように巡航時には地面効果を利用し、高い揚抗比で航行する。しかし、離水するまでは水の抵抗に打ち勝つ機関馬力が必須であり、また着水するときには海面から受ける衝撃に耐え得る構造強度が必要になる。このため、離着水速度が大きくなると船体全重量に占める機関重量および構造重量の割合が増大し、WIG の効率が悪化する。この傾向は大型になるほど顕著である。

この技術課題を克服する有力な方法の一つが、PAR (Power Augmented Ram) システム⁵⁾を導入することである。PAR システムとは翼の前方に推進器を配置し、その後流を翼下部に強制的に送り込むことにより、地面効果で得られた翼下面の高い圧力 (ラム圧) をさらに増加させ、翼の高揚力化を図るものである。しかし、PAR 効果を用いると揚力の増大に伴い、翼の圧力中心が後方に移動して頭下げモーメントが大きくなり、縦方向の運動が不安定になる。離着水時の縦運動の不安定性に関しては、国際海事機関 (International Maritime Organization; IMO) においても WIG の安全性に関わる大きな問題として検討されており⁶⁾、安全を評価する上でも PAR-WIG の空力特性に対する精度の高い推定法の開発が期待されている。

このように PAR システムの空力特性は、WIG の離着水時における推進性能ならびに安全性の両面にわたって重要な役割を果たすのだが、旧ソ連を中心に軍需目的として研究が進められていたこともあり、発表例は非常に少ない。実験的な研究としては、1970 年代に米国航空宇宙局や米国海軍から前進速度が無い場合の風洞実験⁵⁾、波浪中における離水実験⁷⁾など数編の論文と 1990 年以降日本においてムービングベルト付きの風洞実験や曳航水槽を用いた一様流中の翼モデル実験⁸⁾⁹⁾が公表されているにすぎない。また解析的なアプローチも、前進速度が無い 2 次元問題に対して PAR のポテンシャル流を適用して運動量理論から揚力や抗力を求める基礎的な研究¹⁰⁾¹¹⁾¹²⁾しか無く、PAR-WIG の翼特性に関する定量的なデータは極めて限られている。

PAR-WIG の設計ならびに離着水時の安全評価には、PAR-WIG まわりの流れを精度良く推定し、その流れの特性および構造を把握することが肝要である。これらの研究課題を解決するためには、実験的な研究を行なうとともに近年の計算機の発達に伴い飛躍的な発展を遂げている数値計算法の開発が不可欠であると考えられる。これ

までも3次元WIGまわり流れに対しては、パネル法を用いた数値計算例が数多く発表されている。しかし、パネル法の結果は低高度において地面効果の影響を過小評価する傾向がある¹³⁾¹⁴⁾¹⁵⁾。この主要な原因として、永松ら¹³⁾は後流渦モデルの取り扱い方を挙げており、現状では定量的な議論はできない。このため、WIGよりさらに複雑な流れであるPAR-WIGまわりの流れを解析するには、後流渦モデルなどを用いずに流れ場の支配方程式であるNavier-Stokes(NS)方程式を直接解く計算流体力学(Computational Fluid Dynamics; CFD)手法が最適であると考えられる。

平田は2次元PAR-WIGまわり流れに対してNSコードを用いた数値実験を行ない、推進器の位置および向きが空力特性に与える影響を検討した¹⁶⁾。さらに、3次元複雑形状物体まわり流れの解析用に開発した汎用マルチブロックNSコード¹⁷⁾に、Hough-Ordwayが提唱したプロペラモデル¹⁸⁾を組み込み、3次元PAR-WIGまわりの流場計算を行なった。そして、計算結果と実験結果¹⁹⁾との比較を通して計算法の適用性を評価した²⁰⁾²¹⁾。また、KwagもCFD手法を用いた3次元PAR-WIGまわり層流計算法を開発している²²⁾。

本研究は、PAR-WIGまわりの乱流流れが推定可能なCFD手法の開発、およびそれによる流れの構造、PAR-WIGの空力特性の把握を目的とする。したがって、モデルの形状は単純化させ、翼前方にプロペラを配置した翼端板付きの矩形翼を一樣流中に置いた時の流れを対象とした。

各章の内容を以下に示す。第2章においては、筆者が開発した複雑物体形状問題に適したマルチブロック法に基づくNSソルバーについて記述する。第3章においては、地面板法及び鏡像法による風洞実験手法を述べ、空気力ならびに翼下面の圧力分布に関する実験結果から、地面高度、迎角、プロペラ推力に対するPAR-WIGの空力特性について考察する。なお、実験結果については不確かさ解析を適用し、誤差の評価を行なっている。第4章においては、PAR-WIGまわり流れの計算結果に対して、格子間隔および計算領域が収束解に及ぼす影響を調査し、計算法の誤差評価を行なう。さらに、実験結果との比較により、本計算法の計算精度および有効性を明らかにする。第5章においては、地表面における境界条件の違いや高度変化が空力特性に与える影響を種々の計算結果により検討し、PAR効果のメカニズムについて考察する。最後に第6章で本研究の結論を述べる。

第 2 章

マルチブロック法を用いた Navier-Stokes ソルバー

PAR-WIG まわりの流れは、推進器で加速された空気流中における翼の地面効果問題であり、推進器、翼、地面による空気力学的な干渉を伴うため大変複雑になる。このため前章でも述べたように、これまでの研究は実験的なアプローチによるものが多く、解析的な研究はほとんど実施されていない。しかし、PAR-WIG の設計ならびに離着水時の安全性を評価するためには、PAR-WIG まわりの流れを精度良く推定し、その流れの特性を把握することが肝要である。これらの研究課題を解決するためには、実験的な研究を行なうとともに、自由度の高い CFD 手法を用いた解析が不可欠である。このような認識のもとに筆者は PAR-WIG まわりの流れに適用できる Navier-Stokes ソルバーの開発を行なった²⁰⁾²¹⁾。

本研究では、PAR-WIG まわりの乱流流れが推定可能な CFD 手法の開発、およびそれによる流れの構造、PAR-WIG の流力特性の把握を目的としたが、形状が複雑なため、模型の形状は単純化させ、翼前方にプロペラを配置した翼端板付きの矩形翼を一様流中に置いた時の流れを対象とした。しかし、なお数値計算で扱うには複雑なため、流場を複数のブロックに分けて計算するマルチブロック法を導入した NS ソルバーを開発した。マルチブロック法においては、ブロックとブロックの境界面で格子点はすべて一対一対応するものとし、ずれは許さない。このような条件の下では、格子の幾何学的な自由度は多少制限されるが、境界面を横切って接続する相手は一意に定まり、保存性が容易に満足される。また、計算領域全体を近似因数分解法で計算することが可能となり、計算効率を単独計算格子と同じレベルに保つことが可能である。本計算手法は汎用なマルチブロック NS コードであり、異なる境界条件、トポロジーにも単一のプログラムで対応できる。本研究の対象である PAR-WIG 以外にも、海洋構造物まわりの流れ²³⁾、高速船まわりの自由表面流れ²⁴⁾など様々な問題に適用が可能である。支配方程式の詳細な数値解法を以下に記述する。

2.1 支配方程式と空間離散化

2.1.1 支配方程式

支配方程式は、擬似圧縮性を導入した 3 次元 Navier-Stokes 方程式であり、ベクトル形の保存形で記述すると次式ようになる。

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial (E + E_v)}{\partial x} + \frac{\partial (F + F_v)}{\partial y} + \frac{\partial (G + G_v)}{\partial z} + H = 0. \quad (2.1)$$

ここで、 t は時間、 x, y, z は直交座標系である。基本変数 Q 、非粘性流束 E, F, G 、粘性流束 E_v, F_v, G_v 、体積力 H は次式で表される。

$$Q = \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \\ p \end{bmatrix}, [E \ F \ G] = \begin{bmatrix} u^2 + p & vu & wu \\ uv & v^2 + p & wv \\ uw & vw & w^2 + p \\ \beta u & \beta v & \beta w \end{bmatrix}, [E_v \ F_v \ G_v] = -\nu \begin{bmatrix} 2u_x & u_y + v_x & u_z + w_x \\ u_y + v_x & 2v_y & v_z + w_y \\ u_z + w_x & v_z + w_y & 2w_z \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix},$$

$$H = - \begin{bmatrix} f_{bx} \\ f_{by} \\ f_{bz} \\ 0 \end{bmatrix}, \quad \nu = \frac{1}{Re} + \nu_t. \quad (2.2)$$

ここで、 u, v, w は x, y, z 方向の流速、 p は圧力、 f_{bx}, f_{by}, f_{bz} は x, y, z 方向の体積力である。 β は擬似圧縮性を表すパラメータで、正の定数である。 Re はレイノルズ数、 ν_t は渦動粘性係数であり、後述する乱流モデルから求める。

2.1.2 有限体積法に基づく離散化

物体適合座標系 ξ, η, ζ の各方向の番号を i, j, k とする。基本変数 Q を Fig.2.1 に示すような 6 面体の格子セルの中心 i, j, k に配置し、支配方程式 (2.1) をそのセル (検査体積) で積分すると次式が得られる。

$$\iiint_{V_{i,j,k}} \left(\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial(E + E_v)}{\partial x} + \frac{\partial(F + F_v)}{\partial y} + \frac{\partial(G + G_v)}{\partial z} + H \right) dV = 0. \quad (2.3)$$

まず、セル内で基本変数 Q と体積力 H は一定分布と考え、式 (2.3) の左辺第 1 項及び第 5 項をセル中心での値とセル体積の積で次式のように近似する。

$$\iiint_{V_{i,j,k}} \frac{\partial Q}{\partial t} dV \simeq V_{i,j,k} \left(\frac{\partial Q}{\partial t} \right)_{i,j,k}. \quad (2.4)$$

$$\iiint_{V_{i,j,k}} H dV \simeq V_{i,j,k} H_{i,j,k}. \quad (2.5)$$

次に、式 (2.3) の左辺第 2 項から第 4 項は Gauss の積分定理を用い、体積積分を検査体積の各面における面積分に変形する。さらに、非粘性流束と粘性流束はセル面で一様と仮定し、この面積分を面の中心での値とその面の射影面積との積で近似する。例えば、左辺第 2 項は次のようになる。

$$\begin{aligned} \iiint_{V_{i,j,k}} \frac{\partial(E + E_v)}{\partial x} dV = \\ \left[(Sn_x)^\xi (E + E_v) \right]_{i-\frac{1}{2},j,k}^{i+\frac{1}{2},j,k} + \left[(Sn_x)^\eta (E + E_v) \right]_{i,j-\frac{1}{2},k}^{i,j+\frac{1}{2},k} + \left[(Sn_x)^\zeta (E + E_v) \right]_{i,j,k-\frac{1}{2}}^{i,j,k+\frac{1}{2}}. \end{aligned} \quad (2.6)$$

ここで、

$$\left[X \right]_{i-\frac{1}{2},j,k}^{i+\frac{1}{2},j,k} \equiv X_{i+\frac{1}{2},j,k} - X_{i-\frac{1}{2},j,k}.$$

ただし、 S は検査体積の 6 面体の各面の面積、 n は各面上における単位法線ベクトルで、向きは ξ, η, ζ 軸の正方向と一致する。

式 (2.3) の左辺第 3,4 項にも同様な離散化を行うと、支配方程式は次式のように書ける。

$$V_{i,j,k} \left(\frac{\partial Q}{\partial t} \right)_{i,j,k} + \left[\hat{E} + \hat{E}_v \right]_{i-\frac{1}{2},j,k}^{i+\frac{1}{2},j,k} + \left[\hat{F} + \hat{F}_v \right]_{i,j-\frac{1}{2},k}^{i,j+\frac{1}{2},k} + \left[\hat{G} + \hat{G}_v \right]_{i,j,k-\frac{1}{2}}^{i,j,k+\frac{1}{2}} + V_{i,j,k} H_{i,j,k} = 0. \quad (2.7)$$

ここで、

$$\begin{cases} \hat{E} = (Sn_x)^\xi E + (Sn_y)^\xi F + (Sn_z)^\xi G & , & \hat{E}_v = (Sn_x)^\xi E_v + (Sn_y)^\xi F_v + (Sn_z)^\xi G_v \\ \hat{F} = (Sn_x)^\eta E + (Sn_y)^\eta F + (Sn_z)^\eta G & , & \hat{F}_v = (Sn_x)^\eta E_v + (Sn_y)^\eta F_v + (Sn_z)^\eta G_v \\ \hat{G} = (Sn_x)^\zeta E + (Sn_y)^\zeta F + (Sn_z)^\zeta G & , & \hat{G}_v = (Sn_x)^\zeta E_v + (Sn_y)^\zeta F_v + (Sn_z)^\zeta G_v \end{cases}. \quad (2.8)$$

なお、上式に含まれる面積、体積の計算法は付録 A.1.1-A.1.3 に示す。

2.2 数値流束の評価

式(2.7)に示されるように、セル中心の有限体積法を用いた離散化ではセル面における数値流束を評価する必要がある。以下に、 ξ 方向の非粘性流束ならびに粘性流束の評価法について記述する。なお、 η, ζ 方向についても同様な手順で評価することができる。

2.2.1 非粘性流束

非粘性流束に対し、本計算手法では Roe 法²⁵⁾で評価し風上化を図る。

2.2.1.1 流束差

保存的な高次精度風上差分を組み立てるために、セル面 $i + \frac{1}{2}, j, k$ の右側、左側から評価した流束の差を次式で定義する。

$$\delta \hat{E}_{i+\frac{1}{2},j,k} \equiv \hat{E} \left(Q_{i+\frac{1}{2},j,k}^R, Sn_{i+\frac{1}{2},j,k}^\xi \right) - \hat{E} \left(Q_{i+\frac{1}{2},j,k}^L, Sn_{i+\frac{1}{2},j,k}^\xi \right). \quad (2.9)$$

ただし、 $Sn_{i+\frac{1}{2},j,k}^\xi$ はセル面 $i + \frac{1}{2}, j, k$ の射影面積ベクトルを表す。また、 Q^R, Q^L はセル面の右側、左側から評価した基本変数を示す。式(2.9)は、次のように非粘性流束 \hat{E} のヤコビアンである Roe 行列 A を用いて因数分解できる。

$$\delta \hat{E}_{i+\frac{1}{2},j,k} \equiv A_{i+\frac{1}{2},j,k} \left(Q_{i+\frac{1}{2},j,k}^R - Q_{i+\frac{1}{2},j,k}^L \right). \quad (2.10)$$

$$\left\{ \begin{array}{l} A_{i+\frac{1}{2},j,k} = A \left(Q_{i+\frac{1}{2},j,k}, Sn_{i+\frac{1}{2},j,k}^\xi \right) \\ A \left(Q_{i+\frac{1}{2},j,k}, Sn_{i+\frac{1}{2},j,k}^\xi \right) = S_{i+\frac{1}{2},j,k} \begin{bmatrix} U + un_x^\xi, & un_y^\xi, & un_z^\xi, & n_x^\xi \\ vn_x^\xi, & U + vn_y^\xi, & vn_z^\xi, & n_y^\xi \\ wn_x^\xi, & wn_y^\xi, & U + wn_z^\xi, & n_z^\xi \\ \beta n_x^\xi, & \beta n_y^\xi, & \beta n_z^\xi, & 0 \end{bmatrix}_{i+\frac{1}{2},j,k} \\ U_{i+\frac{1}{2},j,k} = (un_x^\xi + vn_y^\xi + wn_z^\xi)_{i+\frac{1}{2},j,k} \\ Q_{i+\frac{1}{2},j,k} = \frac{1}{2} \left(Q_{i+\frac{1}{2},j,k}^R + Q_{i+\frac{1}{2},j,k}^L \right) \end{array} \right. \quad (2.11)$$

ここで、 $U_{i+\frac{1}{2},j,k}$ はセル面 $i + \frac{1}{2}, j, k$ における ξ 方向の反変速度成分である。

2.2.1.2 対角化

式(2.11)の Roe 行列 A は支配方程式が双曲型であるため、次のような対角化が可能である。

$$A = R \Lambda L. \quad (2.12)$$

ただし、 Λ は A の固有値を対角成分にもつ対角行列である。

$$\Lambda \equiv \begin{bmatrix} \lambda_1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \lambda_2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \lambda_3 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \lambda_4 \end{bmatrix}. \quad (2.13)$$

$$\left\{ \begin{array}{l} \lambda_1 \equiv S U, \lambda_2 \equiv S U, \lambda_3 \equiv S (U + c), \lambda_4 \equiv S (U - c) \\ c \equiv \sqrt{U^2 + \beta} \end{array} \right. \quad (2.14)$$

c は圧縮性流体における音速に対応する。また、式(2.12)の R, L は Roe 行列 A の右固有ベクトル行列と左固有ベクトル行列である。互いに逆行列であり、次式で与えられる。

$$R = \begin{bmatrix} x_\eta & , & x_\zeta & , & u(U+c) + \beta n_x & , & u(U-c) + \beta n_x \\ y_\eta & , & y_\zeta & , & v(U+c) + \beta n_y & , & v(U-c) + \beta n_y \\ z_\eta & , & z_\zeta & , & w(U+c) + \beta n_z & , & w(U-c) + \beta n_z \\ 0 & , & 0 & , & \beta c & , & -\beta c \end{bmatrix}. \quad (2.15)$$

$$L = \frac{1}{c^2} \begin{bmatrix} y_\zeta(Uw + \beta n_z) - z_\zeta(Uv + \beta n_y) & , & z_\zeta(Uu + \beta n_x) - x_\zeta(Uw + \beta n_z) & , \\ -y_\eta(Uw + \beta n_z) + z_\eta(Uv + \beta n_y) & , & -z_\eta(Uu + \beta n_x) + x_\eta(Uw + \beta n_z) & , \\ \frac{n_x}{2} & , & \frac{n_y}{2} & , \\ \frac{n_x}{2} & , & \frac{n_y}{2} & , \\ x_\zeta(Uv + \beta n_y) - y_\zeta(Uu + \beta n_x) & , & x_\zeta(vn_z - wn_y) + y_\zeta(wn_x - un_z) + z_\zeta(un_y - vn_x) \\ -x_\eta(Uv + \beta n_y) + y_\eta(Uu + \beta n_x) & , & -x_\eta(vn_z - wn_y) - y_\eta(wn_x - un_z) - z_\eta(un_y - vn_x) \\ \frac{n_z}{2} & , & -\frac{U-c}{2\beta} & , \\ \frac{n_z}{2} & , & -\frac{U+c}{2\beta} & , \end{bmatrix}. \quad (2.16)$$

式(2.15),(2.16)の x_η 等は有限差分の定式化で現れる測度項であり、計算法は付録A.1.4に示す。

2.2.1.3 流束差分離

式(2.9)の流束差を正負の成分に分解する。先ず対角行列 Λ を次のように正負に分解する。

$$\Lambda = \Lambda^+ + \Lambda^-. \quad (2.17)$$

ただし

$$\Lambda^\pm \equiv \text{diag} [\lambda_1^\pm, \lambda_2^\pm, \lambda_3^\pm, \lambda_4^\pm], \quad \lambda_m^\pm \equiv \frac{\lambda_m \pm |\lambda_m|}{2} \quad (m = 1 \sim 4). \quad (2.18)$$

これから正負のRoe行列 A^\pm および流束差 $\delta \hat{E}^\pm$ が定義される。

$$\delta \hat{E}^\pm \equiv A^\pm (Q^R - Q^L), \quad A^\pm \equiv R \Lambda^\pm L. \quad (2.19)$$

このとき、セル面 $i \pm \frac{1}{2}, j, k$ における非粘性流束 \hat{E} は次式で定義される。

$$\begin{cases} \hat{E}_{i+\frac{1}{2},j,k} = \hat{E} \left(Q_{i+\frac{1}{2},j,k}^L, S n_{i+\frac{1}{2},j,k}^\xi \right) + \delta \hat{E}_{i+\frac{1}{2},j,k}^- \\ \hat{E}_{i-\frac{1}{2},j,k} = \hat{E} \left(Q_{i-\frac{1}{2},j,k}^R, S n_{i-\frac{1}{2},j,k}^\xi \right) - \delta \hat{E}_{i-\frac{1}{2},j,k}^+ \end{cases}. \quad (2.20)$$

Roe法にAndersonらのMUSCL²⁶⁾を用いた高次風上の数値流束を本計算手法では適用する。流束制限関数を考慮しないと、 $Q_{i+\frac{1}{2},j,k}^R$ 、 $Q_{i+\frac{1}{2},j,k}^L$ は次式で表される。

$$\begin{cases} Q_{i+\frac{1}{2},j,k}^R = Q_{i+1,j,k} - \alpha \left[\frac{(1-\phi)}{4} (Q_{i+2,j,k} - Q_{i+1,j,k}) + \frac{(1+\phi)}{4} (Q_{i+1,j,k} - Q_{i,j,k}) \right] \\ Q_{i+\frac{1}{2},j,k}^L = Q_{i,j,k} + \alpha \left[\frac{(1-\phi)}{4} (Q_{i,j,k} - Q_{i-1,j,k}) + \frac{(1+\phi)}{4} (Q_{i+1,j,k} - Q_{i,j,k}) \right] \end{cases}. \quad (2.21)$$

なお、式(2.21)は、 $\alpha = 0$ のとき1次精度の風上差分であり、 $\alpha = 1$ 、 $\phi = 1/3$ のとき3次精度の風上差分となる。

2.2.2 粘性流束

各セル面における粘性流束は、格子を ξ -、 η -、 ζ - 各方向にそれぞれ $1/2$ セルずつずらせた検査体積に Gauss の積分定理を用いて、2次精度の中心差分的に評価する。ここでは、セル面 $i+\frac{1}{2}, j, k$ における粘性流束 $\hat{E}_{v_{i+\frac{1}{2}, j, k}}$ を例にして記述する。なお、他の5つのセル面に関する粘性流束も同様の手順で求めることができる。

粘性流束 $\hat{E}_{v_{i+\frac{1}{2}, j, k}}$ は式 (2.8) で与えられる。すなわち

$$\hat{E}_{v_{i+\frac{1}{2}, j, k}} = \left((Sn_x)^\xi E_v + (Sn_y)^\eta F_v + (Sn_z)^\zeta G_v \right)_{i+\frac{1}{2}, j, k} \quad (2.22)$$

ここで、

$$[E_v \ F_v \ G_v] = -\nu \begin{bmatrix} 2u_x & u_y + v_x & u_z + w_x \\ u_y + v_x & 2v_y & v_z + w_y \\ u_z + w_x & v_z + w_y & 2w_z \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \nu = \frac{1}{Re} + \nu_t \quad (2.23)$$

式 (2.23) 中の u_x 等の速度微分は、Fig.2.2に示すような $i+\frac{1}{2}, j, k$ を中心とする6面体を考え、次式のように Gauss の積分定理を適用して求める。

$$\begin{cases} Q_{x_{i+\frac{1}{2}, j, k}} = \frac{1}{V_{i+\frac{1}{2}, j, k}} \left\{ \left[Q^* Sn_x^\xi \right]_{i+1, j, k}^{i+\frac{1}{2}, j, k} + \left[Q^* Sn_x^\eta \right]_{i+\frac{1}{2}, j+\frac{1}{2}, k}^{i+\frac{1}{2}, j-\frac{1}{2}, k} + \left[Q^* Sn_x^\zeta \right]_{i+\frac{1}{2}, j, k+\frac{1}{2}}^{i+\frac{1}{2}, j, k-\frac{1}{2}} \right\} \\ Q_{y_{i+\frac{1}{2}, j, k}} = \frac{1}{V_{i+\frac{1}{2}, j, k}} \left\{ \left[Q^* Sn_y^\xi \right]_{i+1, j, k}^{i+\frac{1}{2}, j, k} + \left[Q^* Sn_y^\eta \right]_{i+\frac{1}{2}, j+\frac{1}{2}, k}^{i+\frac{1}{2}, j-\frac{1}{2}, k} + \left[Q^* Sn_y^\zeta \right]_{i+\frac{1}{2}, j, k+\frac{1}{2}}^{i+\frac{1}{2}, j, k-\frac{1}{2}} \right\} \\ Q_{z_{i+\frac{1}{2}, j, k}} = \frac{1}{V_{i+\frac{1}{2}, j, k}} \left\{ \left[Q^* Sn_z^\xi \right]_{i+1, j, k}^{i+\frac{1}{2}, j, k} + \left[Q^* Sn_z^\eta \right]_{i+\frac{1}{2}, j+\frac{1}{2}, k}^{i+\frac{1}{2}, j-\frac{1}{2}, k} + \left[Q^* Sn_z^\zeta \right]_{i+\frac{1}{2}, j, k+\frac{1}{2}}^{i+\frac{1}{2}, j, k-\frac{1}{2}} \right\} \end{cases} \quad (2.24)$$

ただし、

$$\begin{cases} Q_{i+1, j, k}^* & = Q_{i+1, j, k} \\ Q_{i, j, k}^* & = Q_{i, j, k} \\ Q_{i+\frac{1}{2}, j+\frac{1}{2}, k}^* & = \frac{1}{4} (Q_{i, j, k} + Q_{i+1, j, k} + Q_{i, j+1, k} + Q_{i+1, j+1, k}) \\ Q_{i+\frac{1}{2}, j-\frac{1}{2}, k}^* & = \frac{1}{4} (Q_{i, j, k} + Q_{i+1, j, k} + Q_{i, j-1, k} + Q_{i+1, j-1, k}) \\ Q_{i+\frac{1}{2}, j, k+\frac{1}{2}}^* & = \frac{1}{4} (Q_{i, j, k} + Q_{i+1, j, k} + Q_{i, j, k+1} + Q_{i+1, j, k+1}) \\ Q_{i+\frac{1}{2}, j, k-\frac{1}{2}}^* & = \frac{1}{4} (Q_{i, j, k} + Q_{i+1, j, k} + Q_{i, j, k-1} + Q_{i+1, j, k-1}) \end{cases} \quad (2.25)$$

2.3 時間積分

2.3.1 Euler の後退差分

式 (2.7) の時間微分を Padé 差分で近似すると次のようになる。

$$\Delta Q^n = \frac{\theta_1 \Delta t}{1 + \theta_2} \frac{\partial}{\partial t} (\Delta Q^n) + \frac{\Delta t}{1 + \theta_2} \frac{\partial Q^n}{\partial t} + \frac{\theta_2}{1 + \theta_2} \Delta Q^{n-1} \quad (2.26)$$

ここで、

$$\Delta Q^n \equiv Q^{n+1} - Q^n \quad (2.27)$$

ただし、 n は時間ステップである。 θ_1, θ_2 は Padé 差分のパラメータであり、本計算手法では1次精度の Euler 後退差分 ($\theta_1 = 1, \theta_2 = 0$) を採用した。

式(2.7)を式(2.26)に代入すると次式のように書ける。

$$\Delta Q_{i,j,k}^n + \frac{\Delta t}{V_{i,j,k}} \Delta R_{i,j,k}^n = -\frac{\Delta t}{V_{i,j,k}} R_{i,j,k}^n. \quad (2.28)$$

ここで、残差 R^n は次式となる。

$$R_{i,j,k}^n = \left[\hat{E}^n + \hat{E}_v^n \right]_{i-\frac{1}{2},j,k}^{i+\frac{1}{2},j,k} + \left[\hat{F}^n + \hat{F}_v^n \right]_{i,j-\frac{1}{2},k}^{i,j+\frac{1}{2},k} + \left[\hat{G}^n + \hat{G}_v^n \right]_{i,j,k-\frac{1}{2}}^{i,j,k+\frac{1}{2}} + V_{i,j,k} H_{i,j,k}^n. \quad (2.29)$$

2.3.2 近似因数分解法

式(2.28)で ΔR^n を線形化すると、次式のように書き表せる。

$$\begin{aligned} & \left[I + \frac{\Delta t}{V_{i,j,k}} \{ \delta_\xi^- A^+ + \delta_\xi^+ A^- + \delta_\xi A_v + \delta_\eta^- B^+ + \delta_\eta^+ B^- + \delta_\eta B_v + \delta_\zeta^- C^+ + \delta_\zeta^+ C^- + \delta_\zeta C_v \} \right]^n \Delta Q^n \\ & = -\frac{\Delta t}{V_{i,j,k}} R_{i,j,k}^n. \end{aligned} \quad (2.30)$$

ただし、

$$A^\pm = \frac{\partial \hat{E}^\pm}{\partial Q}, B^\pm = \frac{\partial \hat{F}^\pm}{\partial Q}, C^\pm = \frac{\partial \hat{G}^\pm}{\partial Q}, A_v = \frac{\partial \hat{E}_v}{\partial Q}, B_v = \frac{\partial \hat{F}_v}{\partial Q}, C_v = \frac{\partial \hat{G}_v}{\partial Q}. \quad (2.31)$$

ここで、 I は単位行列である。式(2.30)の左辺は非定常項、右辺は定常項である。近似因数分解法を用いると3つのブロック3重対角行列で表される。

$$\begin{aligned} & \left[I + \frac{\Delta t}{V_{i,j,k}} \{ \delta_\xi^- A^+ + \delta_\xi^+ A^- + \delta_\xi A_v \} \right]^n \times \left[I + \frac{\Delta t}{V_{i,j,k}} \{ \delta_\eta^- B^+ + \delta_\eta^+ B^- + \delta_\eta B_v \} \right]^n \\ & \times \left[I + \frac{\Delta t}{V_{i,j,k}} \{ \delta_\zeta^- C^+ + \delta_\zeta^+ C^- + \delta_\zeta C_v \} \right]^n \Delta Q^n = -\frac{\Delta t}{V_{i,j,k}} R_{i,j,k}^n. \end{aligned} \quad (2.32)$$

式(2.32)は、ブロック3重対角行列を ξ, η, ζ 方向に3回解けば、 ΔQ^n が求められる。

ξ 方向

$$\left[I + \frac{\Delta t}{V_{i,j,k}} \{ \delta_\xi^- A^+ + \delta_\xi^+ A^- + \delta_\xi A_v \} \right]^n \Delta Q^{(1)} = -\frac{\Delta t}{V_{i,j,k}} R_{i,j,k}^n. \quad (2.33)$$

η 方向

$$\left[I + \frac{\Delta t}{V_{i,j,k}} \{ \delta_\eta^- B^+ + \delta_\eta^+ B^- + \delta_\eta B_v \} \right]^n \Delta Q^{(2)} = \Delta Q^{(1)}. \quad (2.34)$$

ζ 方向

$$\left[I + \frac{\Delta t}{V_{i,j,k}} \{ \delta_\zeta^- C^+ + \delta_\zeta^+ C^- + \delta_\zeta C_v \} \right]^n \Delta Q^n = \Delta Q^{(2)}. \quad (2.35)$$

非粘性流束は非定常項では1次精度で、定常項では3次精度で評価したが、非定常項の1次精度は定常状態の解の精度には影響を与えない。

2.4 乱流モデル

本研究では、方程式系を閉じるために Baldwin-Lomax が提唱した代数型のゼロ方程式乱流モデル²⁷⁾を用いた。同モデルは簡便なため、航空分野の乱流シミュレーションに数多く用いられており、大規模な剥離の無い流場計算には高い評価を受けている。しかし、オリジナルモデルは一つの壁からの影響しか取り込まれておらず、複雑形状まわりの流場にはこのままでは適用できない。本研究では、マルチブロック法に対応できるように修正した²⁸⁾。

2.4.1 Baldwin-Lomax モデル

Baldwin-Lomax モデルは境界層を内層と外層の2層に分けて表現し、それぞれの層で渦動粘性係数 ν_t を壁からの法線方向の流速分布から代数的に与える。

$$\nu_t = \begin{cases} (\nu_t)_{\text{inner}} & n \leq n_{\text{crossover}} \\ (\nu_t)_{\text{outer}} & n \geq n_{\text{crossover}} \end{cases} \quad (2.36)$$

ここで、 n は固定壁からの法線距離であり、 $n_{\text{crossover}}$ は内層と外層における ν_t の値が等しくなる n の最小値で与えられる。

内層における渦動粘性係数は、Prandtl の混合長理論に Van-Driest の減衰関数を導入することにより、次式で与えられる。

$$(\nu_t)_{\text{inner}} = l^2 |\omega|. \quad (2.37)$$

$$l = kn [1 - \exp(-n^+/A^+)], \quad n^+ = u_\tau n / R_e. \quad (2.38)$$

ただし、 l は混合距離、 ω は渦度、 n^+ は摩擦速度 u_τ で正規化された法線距離を表す。 A^+, k は定数で各々 26, 0.4 である。

一方、外層における渦動粘性係数は次式で与えられる。

$$(\nu_t)_{\text{outer}} = KC_{\text{CP}} F_{\text{WAKE}} F_{\text{KLEB}}(n). \quad (2.39)$$

ただし、 K, C_{CP} は定数で 0.0168, 1.6 であり、 F_{WAKE} は次のように定める。

$$F_{\text{WAKE}} = \min [n_{\text{max}} F_{\text{max}}, C_{\text{WK}} n_{\text{max}} U_{\text{DIF}}^2 / F_{\text{max}}]. \quad (2.40)$$

ここで、 F_{max} は次式で定義される $F(n)$ の最大値を、 n_{max} は F_{max} に対応する n の値である。また、 C_{WK} は原論文では 0.25 の定数とされていたが、本計算では真値である 1.0 を用いる²⁹⁾。

$$F(n) = n|\omega| [1 - \exp(-n^+/A^+)]. \quad (2.41)$$

また、 F_{KLEB} は外層における渦粘性の間欠性を表す関数である。

$$F_{\text{KLEB}}(n) = \left[1 + 5.5 \left(\frac{C_{\text{KLEB}} n}{n_{\text{max}}} \right)^6 \right]^{-1}. \quad (2.42)$$

ただし、 C_{KLEB} は 0.3 の定数である。

U_{DIF} は法線方向に沿った速度分布における最大値と最小値の差である。本計算では後流中の乱流モデルは考慮せず、また境界層は全て乱流であると仮定する。

2.4.2 マルチブロック対応型乱流モデル

形状が幾何学的に複雑な場合、複数の壁に囲まれて複数の乱流長さを有する領域が存在する場合がある。一般に、構造格子は最大6方向の境界面から影響を受ける可能性がある。つまり、上流、下流、左、右、下、上方向からである。本研究では、各境界面からの影響を線型和で表した次式を適用する。

$$\nu_t = \sum_{m=1}^6 \frac{\nu_{tm}}{n_m} / \sum_{m=1}^6 \frac{1}{n_m}. \quad (2.43)$$

ここで、 n_m は m 番目の壁からの距離、 ν_{tm} は他の壁を無視して 2.4.1 節で詳述したオリジナルの Baldwin-Lomax モデルで計算した渦動粘性係数である。 m 番目の境界面が壁でない場合は、 n_m と ν_{tm} を各々 $\infty, 0$ として取り扱う。

式 (2.43) には物理的な意味はないが、以下の特徴を持つ。

- 1) 複雑な乱流長さを計算する必要がない。
- 2) いずれかの壁に接近すると、Baldwin-Lomax のオリジナルモデルの解に近づく。
- 3) 複数の壁から等距離の点では、各々の壁から等しく影響を受ける。

2.5 プロペラ体積力

プロペラに働く力は、Hough-Ordway が提唱した体積力分布¹⁸⁾で表現する。

$$\begin{cases} f_{bx} = F_{x'} \cos \theta_p - F_\phi \cos \phi \sin \theta_p \\ f_{by} = F_\phi \sin \phi \\ f_{bz} = -F_{x'} \sin \theta_p + F_\phi \cos \phi \cos \theta_p \end{cases} \quad (2.44)$$

ただし、

$$\begin{cases} F_{x'} = A_x r^* \sqrt{1-r^*}, \\ F_\phi = A_\phi \frac{r^* \sqrt{1-r^*}}{(1-Y_h)r^* + Y_h}, \\ A_x = C_{Tprop} \frac{\Delta S_p}{\Delta V} \cdot \frac{16(4+3Y_h)(1-Y_h)}{105}, \\ A_\phi = \frac{K_Q}{J^2} \frac{\Delta S_p}{\Delta V} \cdot \frac{\pi(4+3Y_h)(1-Y_h)}{105}, \\ r^* = \frac{Y-Y_h}{1-Y_h}, Y = \frac{R}{R_p}, Y_h = \frac{R_h}{R_p} \end{cases} \quad (2.45)$$

ここで、 $\phi, \theta_p, C_{Tprop}, K_Q, J, S_p, V, R, R_h, R_p$ は接線角、プロペラの下向き角、プロペラ面積で無次元化したプロペラ推力係数、トルク係数、前進係数、プロペラ単独面積、セル体積、プロペラ中心を原点とする半径座標、ハブ半径、プロペラ半径である。

本モデルは、プロペラ寸法および特性量が定まると一意に決まるため、反復計算は行なわない。

2.6 マルチブロック法

複雑形状物体まわりの流場を構造格子を用いて解析するために考案された手法が領域分割法である。領域分割法では、計算領域をいくつかの小領域に分割し、それぞれの領域で格子を生成する。Fig.2.3に示すように、領域毎の格子の重なりをどの程度まで許すかで次の3つの手法がある。

- (a) キメラ法³⁰⁾
- (b) パッチドグリッド法³¹⁾
- (c) マルチブロック法³²⁾

キメラ法はブロックの重なりを許すため、格子生成において自由度が高いが、ブロック間でデータを補間する必要があり、高精度を維持することは難しい。パッチドグリッド法は、隣接するブロックで共通の境界を有するが、境界上の格子点は一致する必要はない。したがって、境界上で保存性を満たすためには、複雑な取り扱いを行わなければならない。マルチブロック法は、ブロック間の境界上で格子点が一致する必要があり、格子生成に関して他の手法に比べて制約が大きい。しかし、隣接するブロックのセルをブロック内部のセルと同様に扱うことが可能となり、データ補間に伴う精度落ちを容易に防ぐことができる。このため、本研究ではマルチブロック法を採用した。

マルチブロック法の煩わしさは、計算領域のブロック構成の変化に応じて計算コードを改造する必要がある点にある。本研究では、単一の計算コードで、任意のブロック数、ブロックの大きさ、ブロック間の接続関係を入力データで自由に変更することが可能な汎用マルチブロックコードを開発した。

マルチブロックの例として、Fig.2.4に示すブロック構成を持つ物体まわりの流れを考える。灰色の直方体が物体であり、計算領域は4つのブロックから構成されている。各々のブロックは、計算座標系では6つの面と8つの頂点を持つ直方体とする。

各ブロックの境界面では、ブロック間の接続関係や一様流等の各種の境界条件が与えられる。現在取扱うことができる境界条件の種類は、Table2.1に示す10種類である。これらの境界条件番号をブロックの各境界面を構成する各セル面を与えることにより、境界条件が指定される。他のブロックと接続する場合には、さらに接続されるブロック番号と対応する点の番号、例えば、 $i=\text{const.}$ 面の場合は (j,k) が与えられる。一例として、Fig.2.4に示したブロック1の下流面の境界条件情報をFig.2.5に示す。境界面はブロック2,3の上流面と接しており、中央部では固体壁に接している。これらの3種類の境界条件は、 (j,k) 番号でその位置と広がり指定される。

ソルバーは、これらの境界条件情報を基にブロックを接続し、近似因数分解法の ξ, η, ζ 方向のスイープを構成する。Fig.2.4の例を用いて、スイープの構成方法を示す。Fig.2.6(a)は、Fig.2.4を上から見た計算格子であり、4つのブロックに分かれている。最初に各ブロックの上流から下流に向かってFig.2.6(b)に示すように ξ 方向にスイープする。細線と細線にはさまれた、番号をふっている領域がスイープラインである。また、太線はスイープラインの最初と最後の物理的な境界を示す。ブロックとブロックの境界面で格子点はすべて一対一対応するため、境界面を横切ってスイープを接続することができる。例えば、1,2,3番の ξ スイープはブロック1,3,4から構成されている。通常の領域分割法では、陰的な解法を用いても各ブロック毎で計算を進めるため、隣接するブロックにおいて一つ前の時間ステップで求めた値をブロックの境界で与える。このため他のブロックとの時間遅れが生じ、収束が悪くなる。しかし本手法では物理境界でのみ境界値を与えれば良く、全てのブロックを陰的に、かつ同じ時間ステップで計算することが可能となり、計算効率を単独計算格子と同じレベルに保つことができる。 ξ スイープが終了と、次に同様の手順で η スイープ(Fig.2.6(c)参照)、 ζ スイープと計算を進める。

2.7 第2章の結論

本研究では、汎用なマルチブロックNSソルバーを開発した。流場を複数のブロックに分けることにより、複雑形状物体まわりの流れを解くことが可能になった。本手法では、ブロック間の境界上で格子点が一致する必要があるため、格子生成に関して多少制約がある。しかし、ブロック間でデータを補間する必要がなく、容易に高精度を維持することができる。さらに計算領域全体を近似因数分解法で計算することが可能となり、計算効率を単独計算格子と同じレベルに保つことができる。また、入力データによりブロックの大きさ、接続関係を容易に変更することができるため、PAR-WIGまわりの流れ以外にも海洋構造物まわりの流れ²³⁾、高速船まわりの自由表面流れ²⁴⁾などの様々な複雑形状まわりの流れにも適用できる。

本計算手法では、方程式系を双曲型にするために擬似圧縮性を考慮した。このため、本手法はそのままでは定常解以外は物理的な意味を有さず、離着水時における非定常な流場計算を行なうことはできない。しかしながら、時間ステップを一つ進めるごとに、連続の条件を満足するよう反復計算を導入することにより、比較的容易に非定常流計算法に移行することは可能である。

第 3 章

PAR-WIG まわりの流れの風洞実験

PAR-WIG まわりの流場特性を把握するためには、空力特性及び詳細な流場情報が必要である。このためには、前章で述べた CFD 手法を用いた理論的研究を行なうとともに、実験的研究による基礎データの収集も不可欠である。本研究では風洞において PAR-WIG の空気力及び流場の計測を実施し、地面高度、迎角、プロペラ推力の変化に対する PAR-WIG の流れ特性の変化について考察する。また、これらの計測結果は数値計算の検証データとして、非常に有効に用いることができる。

地面効果を模擬した風洞実験として、通常次の 3 種の実験手法が考えられる (Fig.3.1 参照)。

- (a) ムービングベルト法³³⁾³⁴⁾
- (b) 鏡像法³⁵⁾
- (c) 地面板法³⁶⁾³⁷⁾

ムービングベルトを使用すると、大気中の飛行を近似した状態で実験ができる。しかし、風速と同等のベルト速度を維持することが容易でないほか、ベルト材料とその寿命、ベルトテンション維持法など問題が山積している。次に、鏡像法は常に翼が 2 枚必要であり、系統的な実験を行なうにはコストの面に問題がある。また、PAR 効果の実験を実施するには推進器の後流を上下対称にする必要があり、精度の高い実験を実施することは難しい。最後に地面板法は、翼と地面板との間隔が小さい時に平板上に発達する境界層の影響で流れの様子が大きく変わるといふ問題を抱えている。しかし、模型前方で地面板上の境界層を吸い込むことにより、この影響を小さくすることが可能である。本研究では他の手法に比べて実験も容易でかつ安価である地面板法を採用し、PAR-WIG の基礎的な特性を検討する。また、地表面における境界条件の影響を見るため、PAR の無い場合において鏡像法による実験も行った。

計測結果には不確かさ解析を適用した。不確かさ解析手法として良く用いられるものに、米国機械学会性能試験規約「計測の不確かさ」³⁸⁾と米国スタンフォード大学のグループにより提案されている手法³⁹⁾がある。両者には異なる点も多くあるが、共通点も多く相互に整合性があるため、本研究では米国機械学会性能試験規約に従った。

3.1 供試模型及び実験装置

3.1.1 供試翼及びプロペラ

PAR 効果のメカニズムを把握することを目的としたため、模型の形状は単純化させて翼端板付きの矩形翼 (翼弦長 500mm) にした。翼断面形状には、venturi action¹⁶⁾ が起きにくいキャンバのついた NACA6409 を選んだ。主要目を Table 3.1 に、概観図を Fig.3.2 に示す。

アスペクト比は、一般の航空機に比べて大変小さい 0.6 とした。これは、低アスペクト比でも地面効果により大きな揚力を得ることが可能なためと高アスペクト比の全翼幅にわたって翼前方に推進器を搭載することは建造上難しいためである。また、翼下部の高い圧力域を保持するため両翼端に翼端板を取り付けた。翼端板の下端が常に地面に平行となるように、迎角の変化に合わせて交換した。なお供試翼には、スタッド等の乱流促進装置はつけていない。

推進器として、左右に一对の電動モータと模型飛行機用の 2 翼プロペラ (直径 180mm、中心間距離 188mm) を用いた。プロペラの回転方向は内回りとし、左右対称の流れになるようにした。主要目を Table 3.2 に示す。

3.1.2 座標系

座標系は Fig.3.2,3.3 に示すように、x 軸は主流方向、y 軸、z 軸は各々横方向、上下方向である。x 軸、y 軸は地面上にとり、翼前縁かつスパン中心位置を地面に投影した点を原点とする。また、翼の高度 h は翼後縁での地面からの高さで定義する。

3.1.3 実験装置

実験は、運輸省船舶技術研究所のゲッチンゲン型水平回流式風洞⁴⁰⁾で行った。測定部は閉鎖型で、幅、高さ、長さが各々 3m、2m、15m である。本風洞の乱れ強さは、模型を取り付けない状態で主流速度が 7.0m/s の場合に 0.34% 以下であり、気流は 0.1% の吹き下げである。

地面板法による実験装置及び記号の定義を Fig.3.3 に示す。測定部と同じ幅 (3m) の地面板を風洞中央に取り付け、さらに地面板上に発達する境界層を吸い込むよう地面板前端より下流に 1.270m、翼前縁より 0.865m 上流側に境界層吸い込み用のスロット (幅 40mm) を設けた。風洞床にはランプを設置し、地面板下部において流れが加速され圧力が下がることを利用して、スロット部より境界層を吸い込むこととした。ランプとスロットの形状、大きさに関しては、Sowdon らが系統的に実施した実験の結果³⁷⁾を参考にし、翼位置における境界層が最も薄くなるものを採用した。地面板等の寸法を Table 3.3 に、スロットの形状を Fig.3.4 に示す。本研究では、スロットで境界層を吸い込んだため地面板上に発達する境界層は薄くなってはいるが、ムービングベルトを用いていないため、翼位置では再度発達した境界層による速度欠損が存在する。

供試翼に働く揚力、抗力、ピッチングモーメントは、1/4 弦長位置に取り付けた左右一対の薄い円弧翼断面のストラットを介し、6 分力計で計測した。なお、6 分力計のモーメントセンタが供試翼と離れているため、計測されたモーメントから翼のモーメントを求める時は、抗力が翼弦中央に作用していると仮定した。地面と翼との間隔及び翼迎角の調節は、風洞に据え付けの 3 次元トラバース装置を用いて行なった。プロペラに働く力は左右まとめて 2 分力計で計測し、プロペラ軸方向にかかる力をプロペラ推力と定義する。また、PAR 推力が無い WIG の実験では、プロペラ及びその治具は計測系から外した。実験の様子を Fig.3.5 に示す。

翼下面の表面圧力計測には、翼下面に 60 点の 1mm 径の圧力孔を空けた圧力計測用の翼を用いた。金属パイプを翼下面から上面に突き出し、ビニルチューブを介して差圧計で計測した。

地表面の境界条件の違いが空力特性に与える影響を調べるため、地面板装置一式のかわりに同じ形状を有する翼 (鏡像模型) を上下対称に取り付け、流体力計測を行なった。地面からの高度は、2 翼の後縁における間隔の半分で定義する。鏡像法を用いた PAR-WIG の高精度な実験は困難なため、WIG の空力特性のみを計測した。

3.2 地面板の特性

地面板上に発達する境界層を吸い込むために、翼前縁より 0.865m 上流側で地面板を前後に分け、スロットを配置した。ここでは模型を取り付けない状態で、スロットより下流での地面板上の境界層分布をピトー管で計測し、境界層吸い込みの有効性ならびに翼位置における速度分布を調べた。

3.2.1 境界層速度分布計測

1mm 径のピトー管をトラバース装置に固定し、ビニルチューブを介してフルスケール (FS) 25kg/m² の微差圧計により境界層の速度分布を計測した。地面からの高度は、トラバース装置の上下動により調節した。計測点は、地面板幅中心でスロット後端から下流方向に 150mm, 550mm, 1000mm ($x/c = -1.43, -0.63, 0.27$) の 3 点である。風洞の基準速度 U_∞ は、地面板より上流に位置する風洞の標準ピトー管で計測した。実験は、 $U_\infty = 7.0\text{m/s}$ の状態で行なった。

計測結果を、Fig.3.6 に示す。比較のために、スロット後端位置より下流で平板境界層が新たに発達すると仮定した時の Blasius の層流解と White の後流則による近似式⁴¹⁾を図示する。ただし、境界層外端での速度は実験に合わせた。図中のエラーバーは本計測結果の不確かさを表し、その解析手法については 3.6 節で記述する。

スロット後端から 150mm 下流は、前方の地面板前端から 1420mm 下流に位置するが、境界層の速度欠損は大変小さく、スロットによる境界層吸い込みの有効性が示されている。しかし、下流に進むにつれて境界層は発達して

きている。550mmより下流では、後流則に大変近い速度分布を有することから、乱流境界層が形成されていると考えられる。

また、境界層外端の速度は、地面板、翼、トラバース装置の排除影響により加速されている。翼位置にあたるスロット後端より1000mm下流では7.46m/sまで増速され、標準ピトー管の計測値 U_∞ より6.4%加速されたことになる。今回の地面板を用いた実験では、翼位置での境界層外端速度 U_0 を空気力や圧力等の無次元化に用いる。なお、翼弦長 c と U_0 に基づくレイノルズ数 Re は 2.4×10^5 である。

次に、スロットからの距離と境界層厚さとの関係をFig.3.7に示す。下流に向かうにつれて、実験結果は後流則に近づいていく。翼位置では、本計測結果から求めた境界層厚さは後流則とほぼ一致し、スロットより上流で発達した境界層は翼まわりの流れにはほとんど影響を与えないことが分かった。しかし、境界層の厚さは23mmにまで達しており、本実験では翼弦長の約5%の厚さをもつ境界層の中を翼が飛行することになる。

3.3 プロペラの単独特性

2.5節で記述したように、数値計算ではPAR推力の数学モデルとして式(2.44)を用いている。このプロペラモデルには、プロペラの寸法及び空力特性値を代入する必要があるが、本実験ではトルク及び前進係数を計測していない。これらの量を数値実験で決定するために、一様流中で作動する単独プロペラの後流計測を行なった。

3.3.1 プロペラ後流計測

4mm径の球形5孔管をトラバース装置に固定し、ビニルチューブを介してFS 500kg/m²の差圧計によりプロペラの後流計測を行なった。プロペラ中心の地面からの高度が200mmでかつプロペラ軸が主流軸と平行になるように左右一対のプロペラを設置した。つまり、プロペラの下向き角 θ_p は0°である。なお、プロペラ中心間の距離は188mmとした。標準ピトー管の計測値 U_∞ が7.0m/s、プロペラ推力係数 C_T が2.9の状態、プロペラより100mm下流においてプロペラ中心と同じ高さでトラバース装置を横方向に移動して速度分布を計測した。なお、推力係数 C_T は次式で定義する。

$$C_T = \frac{T}{\frac{1}{2}\rho U_0^2 S_w} \quad (3.1)$$

ここで、 T はプロペラ軸方向に働く推力、 ρ は空気の密度、 U_0 は翼位置の速度($1.064U_\infty$)、 S_w は翼面積である。

計測結果を、Fig.3.8に示す。本実験ではP孔が不調であったため、 T, C, B 孔の上下3孔管として解析を行ない、 x, z 方向の速度である U, W のみを求めた。なお、5孔管の解析法は菅井ら⁴²⁾に従った。

プロペラ中心部($Y=\pm 94\text{mm}$)では、ボスを取り付けていることもありほとんど増速されていないが、ピークでは一様流の3~4倍程度まで加速されている。不確かさ解析において、ほぼ一様流に戻っているプロペラ外端より外側における不確かさが大きく評価されたのは、加速されている領域に比べて計測圧力が小さいためと、用いた差圧計の容量が計測量に比べて大きすぎたためである。

3.4 PAR-WIGの流体力計測

3.1.3節で詳述した実験装置を用いて、迎角、地面高度、プロペラ推力をパラメータとした地面板法による空気力の計測を行なった。速度は、標準ピトー管の計測値 U_∞ で7.0m/sにした。プロペラの中心位置(x_p, y_p, z_p)および下向き角度 θ_p を次式のように定め、高度や迎角が変化してもプロペラと翼の反り線が常に同じ関係を維持するようにした。

$$x_p = -500[\text{mm}], \quad y_p = \pm 188[\text{mm}], \quad z_p = 1000 \sin \alpha + h + 50.5[\text{mm}], \quad \theta_p = \alpha + 27[\text{deg}]. \quad (3.2)$$

ここで、 α は迎角、 h は翼後縁における地面からの高度である。

用いた6分力計の容量は、 F_x, F_z, M_y が各々10kg, 50kg, 3kg-mである。実験解析では、6分力計の各検出器間の相互干渉、治具に働く力等を除去した。なお、計測結果の無次元化は次のように行なった。

$$C_L = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho U_0^2 S_w}, \quad C_D = \frac{D}{\frac{1}{2}\rho U_0^2 S_w}, \quad C_M = \frac{M_y}{\frac{1}{2}\rho U_0^2 S_w c}, \quad c.p. = 0.25 - C_M/C_L. \quad (3.3)$$

ここで、 L, D, M_y は翼の揚力、抗力、1/4 弦長まわりのピッチングモーメント、 ρ は空気の密度、 U_0 は翼位置の速度 ($1.064U_\infty$)、 S_w は翼面積、 c は翼弦長である。また、 $c.p.$ は圧力中心である。

3.4.1 地表面における境界条件の影響

地表面における境界条件の影響を調査するために、迎角が 6° の状態で WIG の空気力を鏡像法により計測した。地面板装置一式がないため、排除影響による速度増加は無視できる。実験を実施した速度は、標準ピトー管の計測値 U_∞ で 10.1m/s とし、地面板法の実験より少し大きい速度を用いた。供試翼の流体力計測システムは地面板法と同じものである。なお、計測結果の無次元化には、式 (3.3) の U_0 を U_∞ に置き換えたものを用いた。

WIG の鏡像法と地面板法の結果を、Fig.3.9, 3.10 に示す。不確かさとして、全不確かさと計測時のばらつきのみを考慮した不確かさ (測定値の標準偏差の 2 倍の区間) を図示する。全般にわたって計測時のばらつきによる不確かさは、全不確かさに比べてはるかに小さい。これは計測量に対して 6 分力計の容量が大きく、かたより誤差が大きく評価されたためである。また、抗力は揚力やピッチングモーメントに比べて計測量が小さいため、非常に大きな不確かさを有する。鏡像法の実験は、地面板法に比べて大きな速度で行なったため、計測量が大きくなっている。このため、計測量の全誤差中に占めるかたより誤差の割合が小さくなり、無次元化した空力係数の不確かさは小さくなっている。

次に、両手法の比較を Fig.3.11 に示す。また比較のために、Sullivan⁴³⁾ が解析的に求めた次式に示すムービングベルトが必要な領域も図示する。

$$\frac{h}{b} \leq \frac{1}{AR\pi}. \quad (3.4)$$

ここで、 b は翼スパン長、 AR はアスペクト比である。

揚力は地面高度が低くなるにつれて増大しており、高度が翼弦長の 5% より高い領域においては両手法の結果はよく一致している。Sullivan の解析を本実験に適用すると、高度 h/c が 0.12 より小さい範囲でムービングベルトが必要になる。しかし、本研究ではスロットを用いた境界層吸い込みを用いたため、鏡像法と同程度の実験が可能な領域が大きく広がり、本実験手法が有効であることがわかる。

抗力係数は、地面に近づいても揚力に比べると増加の割合は小さい。これは、鏡像効果による吹き下ろし角の減少によるためと考えられる。1/4 弦長まわりのピッチングモーメント係数は、翼が地面に近づくにつれて、頭下げの方向に大きくなる。地面との距離が小さくなると揚抗比は非常に大きくなり、圧力中心はわずかに前方に移動する。

次に境界条件の影響を考察する。揚力係数は、高度 h/c が 0.05 より小さい領域でその差は顕著となる。この差の原因の一つとして、地面板に発達する境界層による速度欠損が考えられる。そこで、空気力の無次元化に用いる速度として、次式に定義する平均速度 U_a を考える。

$$U_a = \frac{\int_{z_{T.E.}}^{z_{L.E.}} U(z) dz}{z_{L.E.} - z_{T.E.}}. \quad (3.5)$$

ここで、 $z_{L.E.}, z_{T.E.}$ は翼の前縁と後縁における高度で、 $U(z)$ は Fig.3.6 に示した翼位置である $x/c = 0.27$ における速度分布である。

高度に対する U_a の分布を Fig.3.12 に示す。高度 h/c が 0.02 の時に平均速度 U_a は境界層外端速度に比べて 1.3% 小さくなる。すなわち、揚力係数は約 2.7% しか小さくならず、境界条件の違いによる揚力の差は平均流速の減速だけでは説明できない。主要な原因については、5.1 節で議論する。

抗力、ピッチングモーメントとともに、高度 h/c が 0.05 より小さい範囲で境界条件の違いによる差が大きくなる。また、揚抗比と圧力中心に関しては、地表面における境界条件の違いはほとんど見られない。

3.4.2 プロペラ推力の影響

迎角が $3^\circ, 6^\circ, 9^\circ$ の状態で、プロペラ推力をパラメータとした空力特性を Fig.3.13-3.15 に示す。

推力の大きさにかかわらず、翼が地面に近づくと揚力は増大する。また、推力が大きくなると増大する割合も大きくなり、非常に地面高度が低い領域では推力がない場合に比べて8倍以上の揚力を得ている。しかし、高度が高くなると揚力が負になる。これは、閉塞効果によるラム圧の効果が非常に小さいのに対してプロペラ後流が下向きであるため有効な迎角が小さくなっているためと考えられる。

抗力は、推力がない場合にはほぼ一定であるが、推力が大きい場合には揚力同様に地面に近づくと増大する。これは、循環の増加が吹き下ろし角の減少よりはるかに大きいためと考えられる。なお、揚力の増加量は C_T の1.5～2乗に、抗力の増加は1乗に比例しているようにみえる。ピッチングモーメントは、WIGの時と同様に高度が下がると頭下げモーメントが増大し、その傾向は揚力や抗力と同様に、推力が大きいほど顕著になっている。揚抗比は、翼が地面に近づくと大きくなるが、抗力の増大が著しいため推力がない場合に比べて悪化している。圧力中心は推力が大きくなると後方に移動し、さらに高度に対する変化も急激に増大し、縦運動に対して不安定な状態になる。

3.4.3 迎角の影響

プロペラ推力係数 C_T が0, 1.6, 2.9の状態、迎角をパラメータとした空力特性を Fig.3.16- 3.18に示す。

本研究で計測した高度領域においては、推力の大きさにかかわらず翼が地面に近づくと揚力は急激に増加し、また迎角が大きいほど揚力は大きくなっている。一方松原ら⁸⁾、永松ら⁹⁾は、低高度で推力が大きい場合に $dC_L/d\alpha$ が負になることを指摘している。本実験でこの傾向が現れなかった理由は明確ではないが、翼型の違いによるものか考えられる。

抗力は翼が地面に近づくと増大し、ピッチングモーメントは頭下げ傾向が増す。この傾向は、揚力と同様に迎角が大きくなると顕著になる。揚抗比は迎角が大きい方が高度の減少に対する増加量は小さい。また、圧力中心は迎角が小さくなると後方に移動する。これは、迎角が小さくなると翼下部に流入する流量が減るため閉塞効果が弱くなり、さらに有効迎角の減少により翼前縁付近の圧力が負になるためと考えられる。

3.5 PAR-WIGの翼下面圧力計測

3.1.3節で詳述した実験装置を用いて、迎角、地面高度、プロペラ推力をパラメータとした地面板法による翼下面の圧力分布計測を行なった。速度は、標準ピトー管の計測値 U_∞ で7.0m/sである。なお、計測の無次元化は次のように行なった。

$$C_p = \frac{p}{\frac{1}{2}\rho U_0^2}. \quad (3.6)$$

ここで、 p は翼面上の静圧と測定部内静圧との差、 ρ は空気密度、 U_0 は翼位置での速度 ($1.064U_\infty$) である。

3.5.1 プロペラ推力の影響

迎角が6°、地面高度 h/c が0.05の状態、プロペラ推力をパラメータとした翼下面の圧力分布を Fig.3.19に示す。

推力が大きくなると翼下面の圧力が高くなっており、Fig.3.14に示した揚力と同じ傾向を有する。翼の前縁で流れが淀んだ後で一時的に加速される低圧部が現れるが、すぐに閉塞効果が現れ高い圧力が後縁近くまで保持される。翼後縁においては流れが再加速され、多少圧力が下がる。また、スパン方向にはほぼ一定な分布を有し、翼端板が有効であることを示す。

3.5.2 迎角の影響

プロペラ推力係数 C_T が2.9、地面高度 h/c が0.05の状態、迎角をパラメータとした翼下面の圧力分布を Fig.3.20に示す。

迎角が小さくなると閉塞効果が弱まり、翼下面における高い圧力が保持できなくなる。これは、前述したように迎角が小さくなると翼下部に流入する流量が減るためラム圧が上がりきらず、さらに有効迎角の減少により翼前縁付近の圧力が負になるためである。迎角が3°の場合はこの傾向が顕著であり、翼下面で正圧の領域が翼の後方にしか形成されないため、Fig.3.18に示すように6°、9°に比べて圧力中心が後方に移動する。しかし、このような閉塞効果が弱い場合にもスパン方向にはほぼ一定な分布を有し、翼端板が有効であることがわかる。

3.5.3 地面高度の影響

プロペラ推力係数 C_T が 2.9、迎角が 6° の状態で地面からの高度をパラメータとした翼下面の圧力分布を Fig.3.21 に示す。

高度が低くなるほど圧力は高くなり、Fig.3.14, 3.18に示した揚力と同じ傾向を有する。高度 h/c が 0.02 では、翼前縁直後の一時的な加速による圧力低下も現れず、長手方向にほぼ一定な高い圧力を保持している。また翼端板の影響でスパン方向にもほとんど変化していないため、翼下面全面にわたってほとんど一定な高圧状態になり、理想的な PAR 効果を得ている。

3.6 不確かさ解析手法

本研究では、計測における誤差の定義、不確かさ解析の方法について米国機械学会性能試験規約「計測の不確かさ」³⁸⁾に従った。ここでは、その概略について述べる。

3.6.1 計測誤差とその要因

Fig.3.22に示すように、計測における誤差を測定値と真値の差で定義し、全誤差 δ_k と呼ぶ。この誤差を一定のかたより誤差 β と偶然誤差 ϵ_k に分け、これらの誤差を客観的に推定することが不確かさ解析である。

$$\delta_k = \beta + \epsilon_k. \quad (3.7)$$

ここで、添え字 k は k 番目の測定値を意味する。

まず偶然誤差に関しては、測定値分布の広がりを示す標準偏差を統計的に推定する。測定値分布が正規分布であると仮定すれば、(平均値) $\pm 1.96 \times$ (標準偏差) の区間に測定値の 95% が含まれる。有限個数の測定値から求める標準偏差の推定値として、次に定義する測定値 X_k 分布の精密度 S を用いる。

$$S = \left[\frac{\sum_{k=1}^N (X_k - \bar{X})^2}{N - 1} \right]^{\frac{1}{2}}. \quad (3.8)$$

ここで、 N は測定回数、 \bar{X} は X_k の平均値である。

次にかたより誤差は、試験期間を通じて変化のない一定値である。同一の手法、環境条件下で繰り返し試験を行っても常に同じかたより誤差を有するため、式(3.8)のような統計的な式はない。かたより誤差は、実際の測定器と標準器との比較や、異なる原理や較正方法に基づいた測定結果との比較等により推定する。かたより誤差の上限に対する推定値を正確度 $\pm B$ と表す。また、正負の上限値が対称でない場合には、各々を B^+ , B^- と表す。

これらの誤差は様々な要因から生じるが通常以下の3種に分類し、各々の要因による誤差をかたより誤差または偶然誤差に分けて推定する。

- 1) 較正に伴う誤差
- 2) データ収集に伴う誤差
- 3) データ処理に伴う誤差

3.6.2 誤差の総括

測定パラメータ(例えば、気温、圧力、空気力)の総括精密度 S 及び総括正確度 B は、 K 個の誤差要因から生じる要素精密度及び要素正確度の2乗和の平方根で次のように与えられる。ただし、要素正確度の中に正負非対称の成分があれば、正負各々の値を式(3.10)に代入し、総括正確度 B^+ , B^- を求める。

$$S = [S_1^2 + S_2^2 + \dots + S_K^2]^{\frac{1}{2}}. \quad (3.9)$$

$$B = [B_1^2 + B_2^2 + \dots + B_k^2]^{\frac{1}{2}}. \quad (3.10)$$

ある計測パラメータの測定平均値 \bar{X} に対する誤差の上限を示す場合、精密度と正確度の合成値である不確かさ U を用いて次のように表し、真値が存在すると期待される幅を示す。

$$\bar{X} \pm U. \quad (3.11)$$

ここで、不確かさは非統計的なかたより誤差を含むため、厳密な信頼度を持って求めることは不可能である。そのため、信頼度のかわりに類似の概念を持つ包括度(式(3.11)の区間が真値を含む頻度)が約95%の推定モデルを用いて、 U を次に示すように計算する。

$$U = [B + tS]^{\frac{1}{2}}. \quad (3.12)$$

ここで、 t はスチューデント値で、精密度を計算する際に用いる誤差要因の自由度の関数であり、試料の数が大きくなると下限値 1.96 に漸近する。本研究では自由度を計測値のサンプル数と考えたため大きな数となり、簡単のため $t = 2$ を用いる。不確かさが正負非対称な場合には式(3.12)を用いて正負各々の不確かさを推定する。

$$\bar{X} + U^+, \quad \bar{X} - U^-. \quad (3.13)$$

3.6.3 結果の不確かさ

測定パラメータ P から生じる誤差が、最終結果 r (例えば、空力係数)の不確かさに伝搬する影響を推定するには、パラメータと最終結果との間に数学的な関係式が必要である。この関係式から、偏微分を用いて感度係数 θ_i を次のように求める。

$$r = f(P_1, P_2, \dots, P_J). \quad (3.14)$$

$$\theta_i = \frac{\partial r}{\partial P_i}. \quad (3.15)$$

ここで、 J は最終結果に含まれるパラメータの全数である。

各パラメータのかたより誤差と偶然誤差は、最終結果の不確かさを計算するまで分離されている。結果の精密度、正確度は次式のように表すことができる。

$$S_r = \left[\sum_{i=1}^J (\theta_i S_{P_i})^2 \right]^{\frac{1}{2}}. \quad (3.16)$$

$$B_r = \left[\sum_{i=1}^J (\theta_i B_{P_i})^2 \right]^{\frac{1}{2}}. \quad (3.17)$$

結果の不確かさは、式(3.12)と同様に約95%包括度の下で次のように表すことができる。

$$U_r = [B_r + tS_r]^{\frac{1}{2}}. \quad (3.18)$$

ここでスチューデント値 t は、結果の精密度 S_r を計算する際に用いる誤差要因の自由度の関数であり、個々の計測パラメータ別に値が変わる。しかし、ここでは前節同様サンプル数が大きいとし、簡単のため $t = 2$ を用いる。

結果の不確かさは、正負が対称な場合は式(3.19)、非対称な場合は式(3.20)のように表す。

$$r \pm U_r. \quad (3.19)$$

$$r + U_r^+, \quad r - U_r^-. \quad (3.20)$$

3.6.4 本実験結果への適用例

本実験の全ての計測結果には、不確かさ解析を適用した。ここでは、PAR-WIGの流体力計測結果に対し、不確かさ解析に用いた計測及び解析項目を Table 3.4に、プロペラ推力係数 C_T が 2.9、迎角が 6° 、地面からの高度 h/c が 0.01 の場合についての解析結果を Table 3.5に示す。

3.7 第3章の結論

本研究では、風洞において地面板法による PAR-WIG の空気力及び流場の計測を実施した。はじめに、地面板上に発達する境界層の速度分布計測や鏡像法との WIG の空力特性に関する比較により、本実験手法の有効性を示した。次に、PAR-WIG の空力特性ならびに翼下面の圧力分布を計測し、地面高度、迎角、プロペラ推力に対する PAR-WIG まわりの流れ特性について考察を行なった。なお、全ての計測結果には不確かさ解析を適用し、実験誤差を明らかにした。また、これらの計測結果は数値計算の検証データとしても有効に用いることができる。本章で得られた結論は以下の通りである。

1. スロットによる地面板上に発達した境界層の吸い込みは大変有効ではあるが、翼位置では吸い込み以降に発達した乱流境界層が 23mm の厚さを持っている。また、地面板装置一式の排除影響により翼位置の一樣流速は風洞上流部の一樣流速に比して 6.4% 増速している。
2. スロット付き地面板法の空力特性は、高度が非常に低い領域を除くと鏡像法の結果と良く一致しており、本実験手法は簡便かつ有効である。
3. PAR を用いると、高度が非常に低い領域では推力が無い場合に比べて 8 倍以上の揚力を得ることができる。しかし、抗力も大きくなるため、揚抗比は悪化する。
4. 圧力中心は、PAR により後方に移動する。また推力が大きくなると高度変化に伴う後方への移動量も急激に増大し、縦運動に対して不安定な状態になる。
5. 翼下面の圧力はスパン方向にほとんど変化せず、翼端板は有効である。また高度が非常に低い場合には、翼前縁直後での流れの加速による圧力低下も少なく、翼下面全面にわたってほぼ一樣な高圧を保持する。

第 4 章

計算法に関する検討

第 2 章で記述した計算手法に基づき、PAR-WIG まわりマルチブロック NS ソルバーを開発した。本章では本ソルバーの計算精度及びその有効性に関して検討を行なった。

実験の誤差推定においては、3.6 節で示したような不確かさ解析の方法があるが、CFD における誤差の推定においてはその方法論が未だ確立されていないとは言い難い⁴⁴⁾。本研究では、計算格子の間隔や計算領域の広さが収束解にどのような影響を与えるかを調べる感度解析的な方法⁴⁵⁾⁴⁶⁾を用いて、WIG まわり流れの計算結果に対する格子依存性を検討し、数値計算法の信頼性を評価した。

次に、計算結果を第 3 章で詳述した風洞実験結果と比較した。はじめに、一様流中に置かれた地面板単体まわりの流れ計算を行ない、地面板法に対する境界条件の有効性を示した。次に、一様流中で作動するプロペラ後流の計算結果を実験結果と比較することにより、プロペラを表現する Hough-Ordway の数学モデルに必要な係数を決定し、プロペラモデルの妥当性を検証した。最後に、WIG と PAR-WIG まわり流れの計算結果と実験結果との比較から、本計算法の精度及び有効性を明らかにした。

4.1 PAR-WIG まわりの流れ計算に課す計算条件

4.1.1 計算領域および格子

供試翼まわりの流れを 18 個のブロックに分けた。その構成を Fig.4.1 に示す。一様流は図の左から右に流れる。全てのブロックの境界面では、Table 2.1 に示されるような境界条件や他のブロックとの接続情報が与えられる。例えば、翼の下部に位置するブロック No.5 の境界条件は Table 4.1 に示す通りである。

Fig.4.2 に地面高度 h/c が 0.05 の場合の計算格子と翼形状を示す。翼端板の厚みはゼロと仮定し、翼のスパン中心で対称条件を用いた。計算格子は境界条件を課しやすくするため、物体に適合させた。標準の計算格子点数は、主流、横、上下方向それぞれに 73, 34, 54 点とし、最小格子間隔は各々の方向に翼弦長による無次元値で 0.005, 0.005, 0.0001 とした。格子点は、精度が必要と思われる翼面、地面、対称面の近くに集めている。計算領域は、上流、下流ともに翼の前縁、後縁から翼弦長の約 4.5 倍の距離をとった。また、横方向、上方向ともに翼端板、翼の上面から翼弦長の約 2.5 倍の距離をとった。

4.1.2 境界条件および計算条件

計算時の迎角は 6° に固定し、翼後縁の地面高度 h/c は 0.02, 0.05, 0.10 の 3 種類とした。地表面における境界条件は Table 4.2(a) に示すように 2 種類考えた。case-1 は実際の航行条件に近いムービングベルト法と同じ条件である。case-2 は第 3 章で記述した地面板法に対応するものである。地面板法に対してスロット、ランプ部を含む風洞内全領域を計算することは現在の計算機の性能から鑑みて困難であり、簡易なモデルが必要である。3.2 節で示したとおり、境界層の吸い込みが大変有効に働いているため、翼位置ではスロットより上流での境界層は無視できる。そこで本研究では Fig.4.3(a) に示すように地面板より上方のみを計算対象と考え、スロットより下流の地面板位置に固定壁条件、スロット後端より上流及び後方の地面板後端より下流側には上下対称条件を与えた。地表面以外の境界条件に関しては Table 4.2(b) に示す。

プロペラ条件を Table 4.3 に示す。プロペラ影響は式 (2.44), (2.45) から体積力分布を与えた。プロペラの寸法は

Table 3.2に、位置、向き、強さは Table 4.3に示す。翼弦長 c と一様流に基づくレイノルズ数 R_e は、実験状態とあわせて 2.4×10^5 とした。

4.2 数値計算法の信頼性評価

4.2.1 格子間隔に関する評価

計算法の格子間隔に対する依存性を検討するため、計算領域は一定にして最小格子間隔及び格子点数を変えた計算を行なった。計算格子は、Table 4.4に示す3種類である。

計算対象は、地面高度 h/c が 0.05 の場合の WIG まわりの流れであり、地表面における境界条件は case-2 の地面板条件を用いた。格子間隔の変化が空力特性に与える影響を Fig. 4.4 に示す。

横軸は、平均セル体積であり平均格子間隔の3乗に相当する。全ての空力特性はほぼ直線にのっており、見かけ上3次精度を維持していることがわかる。これは WIG の空力特性は圧力成分が支配的なために、非粘性流束を評価する精度次数が計算結果の精度を決定するからと考えられる。

格子間隔が小さくなるにつれて揚力は増大し抗力は減少するため、揚抗比の増加は格子間隔に依存しやすいことがわかる。また、ピッチングモーメントの絶対値は増大するが、圧力中心はほとんど変わらない。これは、ピッチングモーメントの格子間隔変化に対する変化は揚力変化によるものであることを示している。

次に、抗力を圧力と摩擦成分に分け、各成分の依存性を Fig. 4.5 に示す。抗力の 80 ~ 85% は圧力成分によるもので、格子間隔が小さくなるにつれて減少する。他方、摩擦成分の格子間隔に対する依存性は大きいと全抗力に対する影響は少ない。

格子間隔がゼロの漸近値に対して数%以内の精度で計算するためには、最低 std 格子の格子間隔が必要であることがわかる。本研究では、std 格子の格子間隔を標準値とする。

4.2.2 計算領域に関する検討

計算領域が収束解に与える影響を検討するため、前節の std 格子を基準にし、流入、流出、外部境界において格子点数を増減させた計算を行なった。計算格子は、Table 4.5 に示す3種類である。

計算対象は前節と同一であり、計算領域の変化が空力特性に与える影響を Fig. 4.6 に示す。

横軸は計算領域を占める容積の $-1/3$ 乗で、翼から流入、流出、外部境界までの平均距離の逆数に相当する。一般に揚力問題では外部境界における渦修正が必要であるが⁴⁶⁾、本研究ではゼロ外挿等の非常に簡単な境界条件を用いたため、領域広さによる収束解への依存性が見られる。

外部境界までの距離が遠くなるにつれて、揚力、抗力はともに増大し、ピッチングモーメントの絶対値は大きくなる。また、揚抗比が多少小さくなり圧力中心が後退することから、揚力は抗力やピッチングモーメントに比べて計算領域広さに対する感度の小さいことがわかる。

次に、抗力の各成分毎の依存性を Fig. 4.7 に示す。圧力成分は大きく変化しているが、摩擦成分はほとんど変化していない。これより、外部境界の渦影響は摩擦成分にはほとんど影響しないことがわかる。

外部境界までの距離が無大の漸近値に対して数%以内の精度で計算するためには最低 std 格子の計算領域が必要であることがわかる。本研究では、std 格子を以後の計算に用いることとする。

4.3 実験結果との比較

4.3.1 地表面における境界条件の評価

地面板法に対応する case-2 の境界条件は、スロットより上流で発達した境界層が翼位置における流れに影響を与えないという仮定のもとに成り立つものである。この仮定を検証するため、翼を取り付けない状態、すなわち一様流中の地面板単体まわりの流れに対して、3.2節で示した風洞実験と計算結果との比較を行ない、本境界条件の妥当性を検討した。なお、レイノルズ数 R_e は翼弦長 c と一様流に基づくものとし、 2.4×10^5 とした。

Fig. 4.8 に、翼位置 ($x/c = 0.27$) における境界層速度分布の比較結果を示す。計算結果は計測した速度分布とほぼ一致している。これより、翼まわりの流れを考える上ではスロットより上流の境界層の影響を無視した case-2 の境界条件は実用上充分であることが確かめられた。

4.3.2 プロペラモデルの評価

実験においてトルクと前進係数を計測していないため、式(2.45)の係数 K_Q/J^2 の値を数値実験により定める必要がある。このため、翼を取り付けずにプロペラが一樣流中で作動する計算を行ない、3.3節で示した実験と比較した。計算条件は実験とあわせ、プロペラを $(x_p/c, y_p/c, z_p/c) = (-1.0, \pm 0.188, 0.4)$ に配置し、下向き角 θ_p は 0° 、すなわちプロペラ軸と地面を平行にした。また、プロペラ推力係数 C_T は 2.9 である。なお、レイノルズ数 Re は翼弦長 c と一樣流に基づくものとし、 2.4×10^5 とした。

数回の数値実験により回転流成分を実験値と合うように調整した結果、係数 K_Q/J^2 を 0.3 に定めた。計算と実験の比較結果を Fig.4.9 に示す。 u の分布ならびに大きさは推力で一意に決まるが、実験結果と良く一致している。また、 w に関しては係数 K_Q/J^2 で大きさを調節した結果ではあるが、分布形状も良くシミュレートできており、本プロペラモデルは妥当であることがわかった。

4.3.3 WIG の空力特性

WIG の空力特性と翼下面の圧力分布に関して風洞実験結果と比較する。地表面における境界条件は case-1, case-2 の両方を計算した。翼の迎角は 6° で、地面高度 h/c は 0.02, 0.05, 0.10 である。なお、レイノルズ数 Re は翼弦長 c と一樣流に基づくものとし、 2.4×10^5 とした。

はじめに、高度ベースの揚力、抗力、1/4 弦長まわりのピッチングモーメント、揚抗比、圧力中心に関して実験結果との比較を行なった。結果を Fig.4.10 に示す。

揚力、ピッチングモーメントは、今回計算した全高度域にわたって case-1, case-2 ともに実験と非常に良く一致している。高度 h/c が 0.05 より小さい場合に顕著だった地表面の境界条件の違いによる影響も、計算で再現できている。抗力は、実験より少し小さく評価しているが、低高度における地表面の境界条件の違いによる差も定性的には表現できている。また、揚抗比も抗力と同様に計算値が少し高めを示す。圧力中心は高度が低くなるにつれて前方に移動する実験結果が定量的にも再現できている。

次に、高度 h/c が 0.05 の場合の翼下面における圧力分布の比較を行なった。地表面における境界条件は、case-2 の地面板条件である。2y/b=0.000, 0.250, 0.500, 0.833, 0.917 のスパン位置における翼下面の圧力分布に関する計算値と実験値の比較を Fig.4.11 に示す。計算結果は、翼下面ほぼ全域にわたった高いラム圧分布が正確にシミュレートできており、実験値と非常に良く一致している。

4.3.4 PAR-WIG の空力特性

翼の前方でプロペラを作動させた PAR-WIG の空力特性と翼下面の圧力分布に対して風洞実験結果と比較する。地表面における境界条件は case-2 の地面板条件のみである。翼の迎角は 6° で、地面高度 h/c は 0.02, 0.05, 0.10 である。なお、レイノルズ数 Re は翼弦長 c と一樣流に基づくものとし、 2.4×10^5 とした。

はじめに、高度ベースの揚力、抗力、1/4 弦長まわりのピッチングモーメント、揚抗比、圧力中心に関して実験結果との比較を行なった。結果を Fig.4.12 に示す。今回計算した全高度域にわたって全ての特性量は対応する実験と非常に良い一致を示している。

次に、高度 h/c が 0.02 の場合の翼下面の圧力分布について比較を行なった。地表面における境界条件は、case-2 の地面板条件である。2y/b=0.000, 0.250, 0.500, 0.833, 0.917 のスパン位置における翼下面の圧力分布の計算値と実験値との比較を Fig.4.13 に示す。計算値は、翼下面において長手方向にほぼ一定な高い圧力を保持し、また翼端板の影響でスパン方向にもほとんど変化していないため、翼下面全域にわたってほとんど一定な高圧状態になっており、実験値と非常に良く一致している。

4.4 第4章の結論

本研究で開発した PAR-WIG 用マルチブロック NS ソルバーの信頼性を評価するために、WIG まわりの流れに対して計算格子の格子間隔や計算領域の広さが収束解にどのような影響を与えるのかを検討した。

次に、WIG と PAR-WIG まわり流れについて実験結果と計算結果との比較から、本計算手法の精度及び有効性を明らかにした。本章で得られた結論は以下の通りである。

1. WIG まわりの流れに対して、格子間隔を系統的に変化させた数値実験を行なった結果、本計算手法は見かけ上3次精度が保たれている。
2. 格子間隔に対する揚力やピッチングモーメントの感度はほぼ同程度である。また、空力特性を数%以内の精度で計算するためには、少なくとも平均セル体積を0.0005以下にする必要がある。
3. 揚力の外部境界までの距離に対する感度は、抗力やピッチングモーメントに比べて小さい。また、空力特性を数%以内の精度で計算するためには少なくとも計算領域の体積の1/3乗の逆数を0.25以下にする必要がある。
4. 地面板法の地表面における境界条件として、スロットより上流の境界層を無視した簡易な境界条件が、有効であることを示した。
5. 一様流中において作動するプロペラ後流に対して計算を行ない実験値と比較した結果、両者は良く一致しており、プロペラモデルの妥当性を示した。
6. WIG、PAR-WIGともに、今回計算した全高度域にわたって全ての空力特性は対応する実験と良く一致している。また、下面のラム圧分布も実験と非常に良い一致を示しており、PAR-WIGまわりの流れの推定法として、本計算手法の有効性が明らかになった。

第 5 章

PAR-WIG まわりの流場に関する考察

PAR-WIG まわりの流れは、翼、地面、推進器の空力干渉により大変複雑になっている。特に翼下部では、推進器により加速された空気流が翼と地面に堰止められ、高い圧力域を形成する。この閉塞効果をもたらす翼下面での高い圧力分布が、揚力やピッチングモーメントに大きく寄与することを鑑みると、推進性能及び運航安定性を検討する上で翼下部の流れを把握することは肝要である。本章では CFD 手法による計算結果を用いて、翼下部の流れを中心に PAR 効果のメカニズムに関して考察する。

はじめに、地表面における境界条件の違いが流れに与える影響を検討する。PAR-WIG の性能を推定するにあたり、地表面にどのような境界条件を課すかは、結果に大きな影響を及ぼしかねない重要な問題である。特に実験を行なう際には、その方法自体の妥当性も含め、本質的な課題となる。第 3 章で詳述したように、地面高度が翼弦長の 5% より低い領域では、WIG の空力特性は地表面の境界条件の違いにより顕著な差が現れる。この物理的な理由を、PAR-WIG まわりの流れと共に検討する。

次に、高度が PAR-WIG まわりの流場に及ぼす影響を CFD 手法による計算結果から検討し、高度と翼下部に形成される高い圧力域との関係を考察する。

5.1 地表面における境界条件の違いによる影響

5.1.1 WIG まわりの流場

迎角が 6° 、地面高度 h/c が 0.02 の場合の境界条件 case-1 と case-2 の違いによる流場を比較する。横から見た速度ベクトル図、圧力等高線図と総圧等高線図を Fig.5.1- 5.3 に示す。PAR-WIG の結果との比較を容易にするため、図示する断面はプロペラ中心を通る $y/c=0.188$ とした。境界条件の違いによる差は翼上部ではほとんど生じないが、翼下部の流れに大きな違いがみられる。case-1 では流れが滑らかであり、翼前縁直後から高圧域を形成している。また、翼の表面近傍を除き総圧の損失はみられない。一方、case-2 では $x/c=-0.1 \sim 0.3$ において地面上で流れが剥離し、大きな総圧損失が生じている。これは、地面板上に発達している境界層の流れが WIG に向けての逆圧力勾配に打ち勝てなくなるためである。この剥離により翼前縁下部では総圧を損失していない主流部分が流入する流路が狭くなり、流れが加速され圧力が低下すると共に下流側の閉塞効果が弱まる。そのため、翼と地面との間に高い圧力域を形成することができなくなり、その結果、case-1 に比べて揚力は小さくなる。

$y/c=0.188$ 断面における翼面上の圧力分布を Fig.5.4 に示す。翼上面の圧力には地表面の境界条件の違いによる差はほとんど見受けられない。しかし翼下面において、case-1 では翼弦長にわたって高いラム圧を保持しているが、case-2 は翼前縁直後から圧力が低くなっている。これは、翼下部の有効流路面積が減少し、拡大流れによる圧力回復の効果が著しく低下しているためである。

$y/c=0.188$ 断面における地面上の圧力分布を Fig.5.5 に示す。case-2 は翼下面と同様に、 $x/c=0.05$ 付近から圧力が case-1 に比べて上昇しない。局所的に圧力が減少している部分は、前述の剥離域に対応している。

スパン方向の 2 次元揚力分布を Fig.5.6 に示す。case-1, case-2 ともに、揚力分布はスパン全体にわたってほぼ一定であることから流れは 2 次元的であり、翼端板は非常に有効であることがわかる。また、剥離による圧力低下の影響はスパン方向全体に及んでいる。

以上のことより、WIG の高度が非常に低い場合に case-2 の揚力が case-1 に比べて小さい理由は、次の通りである。case-2 では、翼前方の地面板上に発達している境界層が、WIG に向かって圧力上昇の場にさらされ、剥離を

起こす。この現象はムービングベルトや鏡像法では生じない。地面板上の剥離域は翼下部の流入流路を狭めるために、翼前縁付近の流れは加速され圧力は低くなる。またその後の圧力上昇も、拡大管の限界拡大角を越えることはできず、圧力回復は低下し case-1 に比べて揚力が小さくなる。したがって、WIG に対する地面板法の実験では、実験可能な高度範囲に関して注意深く吟味する必要がある。

5.1.2 PAR-WIG まわりの流場

迎角が 6° 、プロペラ推力係数 C_T が 2.9 の状態で、境界条件 case-1 と case-2 について計算した PAR-WIG の空力特性の比較を Fig.5.7 に示す。今回計算した全ての高度域において、case-1 の計算結果と case-2 の計算及び実験結果はほぼ一致しており、WIG の時に顕著であった低高度における地表面の境界条件の違いによる空力特性の差は、PAR-WIG では見られない。この理由を、5.1.1 節と同様に CFD 手法による流場の計算結果から検討する。

高度 h/c が 0.02 の場合の境界条件 case-1 と case-2 の違いによる流場を比較する。横から見た速度ベクトル図、圧力等高線図と総圧等高線図を Fig.5.8-5.10 に示す。図示する断面はプロペラ中心を通る $y/c=0.188$ とした。WIG の case-2 の計算結果では地面板上で流れが剥離していたが、PAR-WIG の case-2 では空気は滑らかに流れており、また、翼下部に流入する主流部分の流路も狭められていない。case-1 と case-2 の流れは、地面近くでの速度分布が多少異なることを除くとほぼ一致しており、地表面の境界条件の違いによる影響は本断面の速度、圧力、総圧分布には現れない。これは、PAR により加速された流れが地面板上の境界層を薄くし、翼下部に発生する高圧部に向けての正の圧力勾配に打ち勝ち、剥離が発生しないためと考えられる。

次に、翼下部に流入する空気流のプロペラによる回転成分の影響を調査する。そこで、Hough-Ordway のプロペラモデルのトルク成分をゼロにした計算を行なった。その計算結果を Fig.5.11-5.13 に示す。図示する断面は、Fig.5.8-5.10 と同様にプロペラ中心を通る $y/c=0.188$ とした。プロペラのトルク成分が無い状態では、WIG の場合と類似な結果となる。すなわち、case-1 においては、翼上流の地面近くで逆流が生じてはいるが、翼下部では比較的滑らかに空気が流れ、翼前縁直後から高い圧力域が形成されている。一方、case-2 では地面板上で流れが大きく剥離することにより翼下部の有効流路面積が減少し、閉塞効果による高い圧力域が形成されていない。

このため、Fig.5.14 に示すようにプロペラの回転成分が無い状態では case-2 の揚力は case-1 に比べてかなり小さい。一方、case-1 に関してはトルク成分の有無に関わらず、ほぼ同じ値を示している。これは、プロペラ推力が一定であれば、翼下部に流入する主流部分の有効流路面積が翼下面の圧力値、さらには翼の揚力を決定することを示唆している。

前方から見た翼上流の速度ベクトル図及び x 方向の速度 u の等高線図を Fig.5.15-5.18 に示す。トルク成分を考慮した計算では地表面の境界条件にかかわらず、プロペラの回転流により翼前方の高度の低い領域において非常に大きな外向きの流れができ、また、 x 方向の速度成分も大きいことから空気は翼下部に滑らかに流れている。このため、case-2 でも地面板上で流れが剥離せず、高い圧力域が形成されている。一方、トルク成分を考慮しない計算では、外向きの流れが小さく、 x 方向の速度成分が非常に小さくなっており case-2 では大きな剥離が生じている。これにより、翼下部に流入するプロペラの回転流が地面板上の剥離を防止し、結果的に揚力の減少を防いでいると考えられる。

$y/c=0.188$ 断面における翼面の圧力分布を Fig.5.19 に示す。トルク成分を考慮した計算では、地表面の境界条件による差は見られない。また、トルク成分を考慮しない計算の case-1 では、回転流の有無による違いで前縁付近の圧力分布は多少異なるが、トルク成分を考慮した計算結果と良い合致を示している。しかし、トルク成分を考慮しない計算の case-2 では、前述の地面板上の剥離による流入流路の狭まりから、翼下面に圧力低下が生じている。また、地面における圧力分布 (Fig.5.20) も翼下面と同様な結果を示している。

以上のことより、PAR-WIG は非常に高度が低い場合でもプロペラによる加速流が回転成分を有するため、翼前方で大きな外向きの流れができ、その結果、地面板上の境界層が掃きだされるため剥離が発生し難くなり、翼下部に流入する空気は滑らかに流れる。すなわち、トルク成分を考慮することにより case-2 でもプロペラの回転流が地面上での剥離を防ぎ、地表面の境界条件による差は非常に小さくなることが分かり、PAR-WIG に対する地面板法の実験は、非常に低い高度の場合でも有効であることの原因が明らかとなった。

5.2 地面高度の影響

5.2.1 WIG まわりの流場

迎角が 6° の状態、境界条件が case-1 の場合における WIG の地面高度に対する影響を検討する。横から見た速度ベクトル図と圧力等高線図を Fig.5.21, 5.22 に示す。図示する断面はプロペラ中心を通る $y/c=0.188$ である。翼が地面に近づくにつれて翼下部の閉塞効果が顕著になり、全体に圧力が上昇すると共に翼前縁近傍の流線の分岐点が下面に廻り込んできている。これは、閉塞効果により前縁部の有効迎角が増加したためと考えられる。このため、揚力が増大し、圧力中心は前方に移動する。翼上部の流れは高度が高くなるにつれ前縁の高圧部が上面に移るほかは、高度に対してほとんど変わらない。また翼下部でも、高度が高くなると空気は滑らかに流れる。

地面における圧力等高線図を Fig.5.23 に示す。翼が地面から離れるにつれて翼下部の圧力のピークが後方に移動している。それに伴って反力としての翼の揚力中心も後方に移動するため、縦運動に対して不安定になる。高度が低い時には、翼端板近傍で横方向に非常に大きな負の圧力勾配があり、翼端板の下を高速の空気が流れていることがわかる。

$y/c=0.188$ 断面における翼面上の圧力分布を Fig.5.24 に示す。翼が地面に近づくにつれ翼下面の圧力は増大する。また、翼上面の圧力は高度にかかわらずほぼ一定であり、揚力などの空力特性は翼下面の圧力分布が決定することがわかる。 $h/c=0.02$ の時には翼下面の圧力係数はほぼ 1.0 であり、このような圧力分布が理想的な地面効果であると考えられる。また、高度が高くなるにつれて翼前縁部で分岐点が上面にまわる様子、下面側に低圧部が発生し圧力中心が後方へ移動する様子が明らかである。

$y/c=0.188$ 断面における地面上の圧力分布を Fig.5.25 に示す。翼が地面に近づくにつれ圧力は大きくなっていく。この結果は翼下面の圧力分布の結果と対応がとれている。 $h/c=0.05, 0.10$ において翼前縁下部で圧力の小さなこぶができていく。これは、閉塞効果が弱いため、翼の分岐点を通り過ぎ下面に廻り込んだ流れが一時的に加速されるためである。

スパン方向の 2 次元揚力分布を Fig.5.26 に示す。今回検討した全ての高度に対して翼端板は効果的であり、流れの 2 次元性を保持している。

抗力の成分を Fig.5.27 に示す。抗力の 70 ~ 80% は圧力抵抗である。高度が低くなると圧力成分は多少大きくなるが、翼下部で速度が小さくなるため摩擦成分は小さくなり、全抗力は高度が変化してもほぼ一定な値を示す。

5.2.2 PAR-WIG まわりの流場

迎角が 6° 、プロペラ推力係数 C_T が 2.9 の状態で、境界条件が case-1 の場合における PAR-WIG の地面高度に対する影響を検討する。横から見た速度ベクトル図と圧力等高線図を Fig.5.28, 5.29 に示す。図示する断面はプロペラ中心を通る $y/c=0.188$ である。高度が高い場合には、翼下部の流れは滑らかであるが、翼が地面に近づくにつれて閉塞効果が顕著になり、翼前縁直後から高い圧力域が形成される。このため、WIG と同様に圧力中心が前方に移動する。一方、翼上部の流れは高度が高くなるにつれ前縁の高圧部が上面に移るほかは、高度に対してほとんど変わらない。

地面における圧力等高線図を Fig.5.30 に示す。 $h/c=0.05, 0.10$ の時に、翼の少し前方に圧力の島が見える。これは、地面板上に発生した剥離により、翼下部で加速された低圧部の影響でくびれが生じたためである。翼が地面から離れていくと、翼下部の圧力のピークが後方に移動し、それに伴い揚力中心も後方に移動する (Fig.4.10, 4.12 参照)。この移動量は WIG と比べて大きく、縦運動がより不安定な状態になる様子がわかる。

$y/c=0.188$ 断面における翼面上の圧力分布を Fig.5.31 に示す。翼が地面に近づくにつれ翼下面の圧力は増大するが、翼上面の圧力は高度にかかわらずほぼ一定であり、WIG と同様に空力特性は翼下面の圧力分布により決定されることがわかる。 $h/c=0.02$ の時には、翼下面の圧力はほぼ一定な大きな値となり、このような圧力分布が理想的な PAR 効果であると考えられる。

$y/c=0.188$ 断面における地面上の圧力分布を Fig.5.32 に示す。翼が地面に近づくにつれ圧力は大きくなっていく。この結果は翼下面の圧力分布の結果と対応がとれている。 $h/c=0.05, 0.10$ において翼前縁下部で圧力の小さなこぶができていく。これは、前述の翼前縁下部で加速された低圧部の影響でくびれたものである。

スパン方向の 2 次元揚力分布を Fig.5.33 に示す。今回検討した全ての高度に対して対称面を除くとほぼ 2 次元的になっており、翼端板の有効性を示している。

抗力の成分を Fig.5.34に表す。抗力の大部分は圧力抵抗である。また、高度が低くなると圧力成分は揚力の増加に伴って増大するが、摩擦成分はほぼ一定であり、全抗力は高度が下がるにつれて増大し、摩擦成分が占める割合は非常に小さくなる。

5.3 第5章の結論

翼弦長の5%より低い地面高度において、地表面の境界条件の違いにより WIG の空力特性の差が顕著になる物理的な理由を、PAR-WIG まわりの流れと共に検討した。

次に、高度が WIG と PAR-WIG まわりの流場に及ぼす影響を CFD 手法による計算結果から検討し、高度と翼下部に形成される高い圧力域との関係を考察した。本章で得られた結論は以下の通りである。

1. 非常に低い高度において、地表面の境界条件の違いにより WIG の空力特性に顕著な差が現れた理由は、case-2 では、地面板上に発達している境界層の流れが WIG に向けての逆圧力勾配に打ち勝つことができず、翼前縁下部に大きな剥離が生じたためである。この剥離により、翼下部に流入する流量が減少し、閉塞効果が低下するため、高い圧力域が形成されないことが明らかとなった。
2. PAR-WIG では、地表面の境界条件の違いによる空力特性の差がほとんど現れなかった。これは、プロペラの回転流が翼前方で非常に大きな外向きの流れを誘起することにより、地面板上の境界層を外側に掃きだし、剥離の発生を防止したため、翼下部に流入した空気は滑らかに流れ、case-2 でも高い圧力域が形成されることが分かった。
3. WIG、PAR-WIG ともに高度が低くなるにつれて翼下面の圧力は高く、かつ翼弦長にわたって一定になる。また、翼上部の流れは高度が高くなるにつれ前縁の高圧部が上面に移るほかは、高度に対してほぼ一定であり、揚力などの空力特性は翼下部の流れで決定されることが明らかとなった。
4. WIG においては、高度が高くなるにつれて翼下部の閉塞領域が翼後縁近傍に集中することにより、圧力中心が後方に移動する。また、PAR-WIG はこの傾向がより顕著であり、離着水時の縦運動に関して不安定な状態になることが明らかになった。

第 6 章

結論

本研究は、PAR-WIG まわりの乱流流れが推定可能な CFD 手法の開発およびそれによる流れ特性の把握を目的としたものである。はじめに、風洞実験により収集した基礎データから PAR-WIG の空力特性に関する考察を行なった。次に、PAR-WIG まわりの流れに応用できる NS ソルバーを開発し、その空力推定法としての有効性を、精度の検証および風洞実験結果との比較から明らかにした。最後に、その計算結果を用いて翼下部に高い圧力域が形成されるメカニズムの解明を行なった。以下に本研究で得られた結論を示す。

第 1 章においては、PAR-WIG の特徴ならびに歴史について概説するとともに、その推進性能および安全性を検討する上で、空力特性の推定が重要であることを説明した。次に、PAR-WIG まわりの流れは複数の要素から成る干渉問題で従来のパネル法では定量的な推定ができない事例を示し、その解決策としては、実験的な研究を行なうとともに CFD 手法の採用が必要不可欠であることを指摘した。

第 2 章においては、複雑な物体形状まわりの流れ問題に適したマルチブロック NS ソルバーの数値解法について記述した。すなわち、有限体積法に基づいた支配方程式の離散化手法、数値流束の評価法、乱流モデル、プロペラモデル、マルチブロック法に関して詳述し、本計算手法が WIG、PAR-WIG まわりの流場計算法として有効であることを示した。

第 3 章においては、地面板法による風洞実験結果をもとに PAR-WIG の空力特性について考察した。はじめに、地表面における境界条件の影響を実験的に調査するため、WIG の空力特性に関して鏡像法の実験結果と比較した。その結果、地面高度が非常に低い領域を除くと鏡像法とほぼ一致する結果が得られ、本実験手法が有効であることを確認した。次に、高度、迎角、プロペラ推力をパラメータとした PAR-WIG の空気力及び翼下面の圧力分布を計測し、PAR システムによる揚力の増加ならびに圧力中心の後退などの空力特性について考察し、WIG と PAR-WIG の空力特性を明らかにした。なお、本研究の全実験結果に対して不確かさ解析を適用し、誤差の評価も行なった。

第 4 章においては、本研究で開発した NS ソルバーの計算精度について記述した。はじめに、WIG まわりの流れに対し、数値誤差に関する考察を感度解析的手法を用いて行なった結果、本手法は見かけ上 3 次精度が保たれていることがわかった。次に、地面板法に対する境界条件およびプロペラに対する計算モデルの妥当性を実験値と比較し、精度の確認をしたあと、WIG と PAR-WIG の計算結果を実験結果と比較した。その結果、空力特性、翼下面圧力ともに実験値と良く一致しており、本計算手法の有効性が明らかになった。

第 5 章においては、計算結果をもとに翼下部において高いラム圧が形成されるメカニズムについて考察した。はじめに、地表面における境界条件が空力特性に与える影響を調べた。WIG が地面に非常に近付いた場合、地面板法では翼前方の地面上で流れが剥離し、翼下部に流入する流量が減少するため、ラム圧が上がり切らずに揚力が低くなること、PAR-WIG ではプロペラの回転流の影響で、翼前方で外向きに大きな速度が発生し、その結果、地面上で流れが剥離せず、地表面の境界条件による差が見られないことが分かった。また、運航安定上重要な高度に対する空力特性の影響を調査した。翼上面の圧力分布は高度にかかわらずほぼ一定であるが、翼下面では高度が上がると堰止め効果が弱まり、ラム圧が増大しなくなるとともに、翼下面での圧力のピークが後方に移動し、圧力中心が後方に移動する原因になることが明らかになった。

謝辞

本論文をまとめるにあたり、終始一貫して熱心なご指導と暖かいご配慮を賜りました大阪大学工学部 船舶海洋工学科教授 鈴木 敏夫先生に心より御礼申し上げます。

研究の初期より終始、適切にご指導を賜りました船舶技術研究所推進性能部長 不破 健博士に厚く御礼申し上げます。数値計算法に関して御指導頂いた同部 抵抗研究室長 児玉 良明博士に厚く御礼申し上げます。また、様々なご配慮ならびに、熱心なご討論を頂いた同部 推進研究室長 日夏 宗彦博士、同部 高速流体研究室長 日野 孝則博士に、厚く御礼申し上げます。

風洞実験に関して多くのご援助ならびにご討論を頂いた船舶技術研究所 推進性能部の堀 利文氏、塚田 吉昭氏、Dr.Andrew Sowdon、牧野 雅彦氏、南 佳成氏に深く感謝する次第です。また、当時青山学院大学に在学し、筆者とともに風洞実験を行った広浜 哲郎氏(現日産自動車)、加藤 貴之氏(現京王電鉄)に敬意を表します。

最後に、物心両面から筆者を支えてくれた妻 玲子に感謝します。

参考文献

- 1) Ollila,R.G., "Historical Review of WIG Vehicles", *Journal of Hydronautics*, vol.14, No.3, pp.65-76, 1980.
- 2) 安東 茂典, "アジア太平洋圏時代の輸送機 水面飛行機の開発", パンリサーチ出版局, 1993 年.
- 3) 久保 昇三, "世界の表面効果翼艇の展望", 第 33 回飛行機シンポジウム講演集, S1-S10, 広島, 1995 年.
- 4) Fuwa,T., Hirata,N., Minami,Y. and Yamaguchi,M., "Simulation Study on the Behaviour of Wing-In-Surface Effect Ships", *Proceedings of Third International Conference on Fast Sea Transportation (Fast'95)*, pp.609-620, Lübeck-Travemünde, 1995.
- 5) Huffman,J.K. and Jackson,C.M.J., "Investigation of the Static Lift Capability of a Low-aspect-ratio Wing Operating in a Powered Ground-effect Mode", *NASA TM X-3031*, 1974.
- 6) Bogdanov,A.I., "Development of IMO Safety Requirements for a New High Speed Seagoing Transportation-WIG Craft - Present State", *Proceedings of Third International Conference on Fast Sea Transportation (Fast'95)*, Lübeck-Travemünde, pp.631-639, 1995.
- 7) Krause,F.H., "Evaluation of a Power-augmented-ram Wing Operating Free in Heave and Pitch over Water", *DTNSRDC Report ASED 385*, 1977.
- 8) 松原 武徳, 田下 昌紀, 呉 文雄, 山口 信行, 大脇 敏和, "地面効果翼の高揚力化の研究 (第 2 報, 動力増強形地面効果翼 PAR のモデル風洞試験)", 日本機械学会論文集 (B 編)58 巻 552 号, pp.2464-2471, 1992 年.
- 9) 永松 哲郎, 呉 文雄, "PAR-WIG の空力特性に関する実験的研究", 関西造船協会誌 第 222 号, pp.49-56, 1994 年.
- 10) Gallington,R.W., "Sudden Deceleration of a Free Jet at the Entrance of a Channel", *DTNSRDC Report ASED 350*, 1976.
- 11) Gallington,R.W. and Chaplin,H.R., "Theory of Power Augmented Ram Lift at Zero Forward Speed", *DTNSRDC Report ASED 365*, 1976.
- 12) Smithey,W.J.H., Papadales,B.S.Jr. and Chaplin,H.R., "Effect of Turbulent Jet Mixing on the Static Lift Performance of a Power-Augmented-Ram Wing", *DTNSRDC Report ASED 389*, 1977.
- 13) 永松 哲郎, 星野 徹二, 呉 文雄, 飯塚 透, 三好 章夫, 松原 武徳, "地面効果翼の翼特性について", 関西造船協会誌 第 218 号, pp.145-152, 1992 年.
- 14) 水谷 直樹, 鈴木 和夫, "WIG の自由表面効果に関する数値解析的研究", 日本造船学会論文集 第 174 号, pp.35-46, 1993 年.
- 15) 長原 孝英, "海面効果翼艇の研究", 青山学院大学修士論文, 1993 年.
- 16) 平田 信行, "2 次元 PAR-WIG まわりの粘性流計算", 日本造船学会論文集 第 174 号, pp.47-54, 1993 年.
- 17) Hirata,N. and Kodama,Y., "Flow Computation for Three-Dimensional Wing in Ground Effect Using Multi-Block Technique", *Journal of the Society of Naval Architects of Japan*, vol.177, pp.49-57, 1995.
- 18) Stern,F., Kim,H.T., Patel,V.C. and Chen,H.C., "A Viscous-Flow Approach to the Computation of Propeller-Hull Interaction", *Journal of Ship Research*, vol.32, No.4, pp.246-262, 1988.
- 19) 堀 利文, 平田 信行, 塚田 吉昭, 不破 健, "海面効果現象と WISES の特性に関する検討", 第 64 回船舶技術研究所研究発表会講演集, pp.153-156, 1994 年.

- 20) Hirata,N., “Numerical Study on the Aerodynamic Characteristics of a Three-Dimensional Power-Augmented Ram Wing in Ground Effect”, *Journal of the Society of Naval Architects of Japan*, vol.179, pp.31-39, 1996.
- 21) Hirata,N. and Hino,T., “Investigation of a Three-Dimensional Power-Augmented Ram Wing in Ground Effect”, *AIAA97-0822*, 1997.
- 22) Kwag,S.H., “Numerical Study on 3-dimensional Power-Augmented Ram Wing in Ground Effect”, *Seventh International Offshore and Polar Engineering Conference (ISOPE-97)*, Honolulu, 1997.
- 23) 平田 信行, 児玉 良明, “マルチ・ブロック法を用いた海洋構造物まわりの流場の数値計算”, 第7回数値流体力学シンポジウム講演集, pp.379-382, 東京, 1993年.
- 24) Hirata,N., “Flow Computation for Complex Configuration Using Multi-Block Technique”, *Hydrodynamics -Theory and Applications-*, Edited by Chwang,A.T., Lee,J.H.W. and Leung,D.Y.C, A.A.Balkema, pp.47-52, 1996.
- 25) Roe,P.L., “Approximation Riemann Solvers, Parameter Vectors, and Difference Schemes”, *Journal of Computational Physics*, vol.43, pp.357-372, 1981.
- 26) Anderson,W.K., Thomas,J.L. and van Leer,B., “Comparison of Finite Volume Flux Vector Splitting for the Euler Equations”, *AIAA Journal*, Vol.24, No.9, pp.1453-1460, 1986.
- 27) Baldwin,B. and Lomax,H., “Thin-Layer Approximation and Algebraic Model for Separated Turbulent Flows”, *AIAA78-257*, 1978.
- 28) Hubbard,G.W., Rizzetta,D.P. and Shang,J.J.S., “Numerical Simulation of the Navier-Stokes Equations for an F-16A Configuration”, *Journal of Aircraft*, vol.26, No.7, pp.634-640, 1989.
- 29) Renze,K.J., Buning,P.G. and Rajagopalan,R.G., “A Comparative Study of Turbulence Models of Overset Grids”, *AIAA92-0437*, 1992.
- 30) Benek,J.A., Steger,J.L. and Dougherty,F.C., “A Flexible Grid Embedding Technique with Application to the Euler Equations”, *AIAA83-1944*, 1983.
- 31) Rai,M.M., “A Conservative Treatment of Zonal Boundaries for Euler Equation Calculations”, *AIAA84-0164*, 1984.
- 32) Weatherill,N.P. and Forser,C.R., “Grid Generation and Flow Calculations for Complex Aircraft Geometries Using a Multiblock Scheme”, *AIAA84-1665*, 1984.
- 33) Turner,T.R., “Endless-belt Technique for Ground Simulation”, *NASA SP-116*, 1966.
- 34) Turner,T.R., “A Moving-belt Ground Plate for Wind-tunnel Ground Simulation and Results for Two Jet-flap Configurations”, *NASA TN D-4228*, 1967.
- 35) Fink,M.P. and Lastinger,J.L., “Aerodynamic Characteristics of Low-aspect-ratio Wings in Close Proximity to the Ground”, *NASA TN D-926*, 1961.
- 36) Turner,T.R., “Ground Influence on a Model Airfoil with a Jet-augmented Flap as Determined by Two Techniques”, *NASA TN D-658*, 1961.
- 37) Sowdon,A. and Hori,T., “An Experimental Technique for Accurate Simulation of the Flow-Field for Wing-In-Surface-Effect Craft”, *The Aeronautical Journal*, vol.100, paper No.2141, pp.215-222, 1996.
- 38) Abernethy,R.B., Benedict,R.P. and Dowdell,R.B., “ASME Measurement Uncertainty”, *Journal of Fluids Engineering*, vol.107, pp.161-164, 1985.

- 39) Kline,S.J. and McClintock,F.A., “Describing Uncertainties in Single-Sample Experiments”, *Mechanical Engineering*, vol.75, pp.3-8, 1953.
- 40) 青木 修一, “船舶技術研究所の新しい実験施設「変動風水洞」について”, 日本造船学会誌 第 776 号, pp.90-95, 1994 年.
- 41) 例えば、生井 武文, 井上 雅弘, “粘性流体の力学”, 理工学社, 1985 年.
- 42) 菅井 信夫, 塚田 吉昭, 上田 隆康, “球型 5 孔ピトー管の特性に関する若干の考察”, 船舶技術研究所報告 第 21 卷 第 6 号, pp.345-356, 1984 年.
- 43) Sullivan,M.C., “Flow Breakdown for Wings in Ground Effect”, *Journal of Aircraft*, vol.15, No.2, pp.859-860, 1978.
- 44) 鳥崎 克教, 姫野 洋司, 馬場 信弘, “CFD における数値誤差解析の試み”, 関西造船協会誌 第 219 号, pp.1-10, 1993 年.
- 45) Hinatsu,M. and Ferziger, J.H., “Numerical Computation of Unsteady Incompressible Flows in Complex Geometry Using a Composite Multigrid Technique”, *International Journal for Numerical Methods in Fluids*, vol.13, pp.971-997, 1991.
- 46) Pulliam,T.H. and Steger,J.L., “Recent Improvements in Efficiency, Accuracy, and Convergence for Implicit Approximate Factorization Algorithms”, *AIAA-85-0360*, 1985.

付録

A.1 面積、体積、測度項の計算法

A.1.1 射影面積

6面体の各面の射影面積は次のように計算する。

まず、セル面 $i \pm \frac{1}{2}, j, k$ においては、

$$\left\{ \begin{array}{l} (Sn_x)_{i \pm \frac{1}{2}, j, k}^\xi = \left[\begin{array}{l} (y_{i \pm \frac{1}{2}, j + \frac{1}{2}, k - \frac{1}{2}} - y_{i \pm \frac{1}{2}, j - \frac{1}{2}, k + \frac{1}{2}})(z_{i \pm \frac{1}{2}, j + \frac{1}{2}, k + \frac{1}{2}} - z_{i \pm \frac{1}{2}, j - \frac{1}{2}, k - \frac{1}{2}}) \\ - (z_{i \pm \frac{1}{2}, j + \frac{1}{2}, k - \frac{1}{2}} - z_{i \pm \frac{1}{2}, j - \frac{1}{2}, k + \frac{1}{2}})(y_{i \pm \frac{1}{2}, j + \frac{1}{2}, k + \frac{1}{2}} - y_{i \pm \frac{1}{2}, j - \frac{1}{2}, k - \frac{1}{2}}) \end{array} \right] / 2 \\ (Sn_y)_{i \pm \frac{1}{2}, j, k}^\xi = \left[\begin{array}{l} (z_{i \pm \frac{1}{2}, j + \frac{1}{2}, k - \frac{1}{2}} - z_{i \pm \frac{1}{2}, j - \frac{1}{2}, k + \frac{1}{2}})(x_{i \pm \frac{1}{2}, j + \frac{1}{2}, k + \frac{1}{2}} - x_{i \pm \frac{1}{2}, j - \frac{1}{2}, k - \frac{1}{2}}) \\ - (x_{i \pm \frac{1}{2}, j + \frac{1}{2}, k - \frac{1}{2}} - x_{i \pm \frac{1}{2}, j - \frac{1}{2}, k + \frac{1}{2}})(z_{i \pm \frac{1}{2}, j + \frac{1}{2}, k + \frac{1}{2}} - z_{i \pm \frac{1}{2}, j - \frac{1}{2}, k - \frac{1}{2}}) \end{array} \right] / 2 \\ (Sn_z)_{i \pm \frac{1}{2}, j, k}^\xi = \left[\begin{array}{l} (x_{i \pm \frac{1}{2}, j + \frac{1}{2}, k - \frac{1}{2}} - x_{i \pm \frac{1}{2}, j - \frac{1}{2}, k + \frac{1}{2}})(y_{i \pm \frac{1}{2}, j + \frac{1}{2}, k + \frac{1}{2}} - y_{i \pm \frac{1}{2}, j - \frac{1}{2}, k - \frac{1}{2}}) \\ - (y_{i \pm \frac{1}{2}, j + \frac{1}{2}, k - \frac{1}{2}} - y_{i \pm \frac{1}{2}, j - \frac{1}{2}, k + \frac{1}{2}})(x_{i \pm \frac{1}{2}, j + \frac{1}{2}, k + \frac{1}{2}} - x_{i \pm \frac{1}{2}, j - \frac{1}{2}, k - \frac{1}{2}}) \end{array} \right] / 2 \end{array} \right. \quad (A.1.1)$$

次に、セル面 $i, j \pm \frac{1}{2}, k$ では、

$$\left\{ \begin{array}{l} (Sn_x)_{i, j \pm \frac{1}{2}, k}^\eta = \left[\begin{array}{l} (y_{i - \frac{1}{2}, j \pm \frac{1}{2}, k + \frac{1}{2}} - y_{i + \frac{1}{2}, j \pm \frac{1}{2}, k - \frac{1}{2}})(z_{i + \frac{1}{2}, j \pm \frac{1}{2}, k + \frac{1}{2}} - z_{i - \frac{1}{2}, j \pm \frac{1}{2}, k - \frac{1}{2}}) \\ - (z_{i - \frac{1}{2}, j \pm \frac{1}{2}, k + \frac{1}{2}} - z_{i + \frac{1}{2}, j \pm \frac{1}{2}, k - \frac{1}{2}})(y_{i + \frac{1}{2}, j \pm \frac{1}{2}, k + \frac{1}{2}} - y_{i - \frac{1}{2}, j \pm \frac{1}{2}, k - \frac{1}{2}}) \end{array} \right] / 2 \\ (Sn_y)_{i, j \pm \frac{1}{2}, k}^\eta = \left[\begin{array}{l} (z_{i - \frac{1}{2}, j \pm \frac{1}{2}, k + \frac{1}{2}} - z_{i + \frac{1}{2}, j \pm \frac{1}{2}, k - \frac{1}{2}})(x_{i + \frac{1}{2}, j \pm \frac{1}{2}, k + \frac{1}{2}} - x_{i - \frac{1}{2}, j \pm \frac{1}{2}, k - \frac{1}{2}}) \\ - (x_{i - \frac{1}{2}, j \pm \frac{1}{2}, k + \frac{1}{2}} - x_{i + \frac{1}{2}, j \pm \frac{1}{2}, k - \frac{1}{2}})(z_{i + \frac{1}{2}, j \pm \frac{1}{2}, k + \frac{1}{2}} - z_{i - \frac{1}{2}, j \pm \frac{1}{2}, k - \frac{1}{2}}) \end{array} \right] / 2 \\ (Sn_z)_{i, j \pm \frac{1}{2}, k}^\eta = \left[\begin{array}{l} (x_{i - \frac{1}{2}, j \pm \frac{1}{2}, k + \frac{1}{2}} - x_{i + \frac{1}{2}, j \pm \frac{1}{2}, k - \frac{1}{2}})(y_{i + \frac{1}{2}, j \pm \frac{1}{2}, k + \frac{1}{2}} - y_{i - \frac{1}{2}, j \pm \frac{1}{2}, k - \frac{1}{2}}) \\ - (y_{i - \frac{1}{2}, j \pm \frac{1}{2}, k + \frac{1}{2}} - y_{i + \frac{1}{2}, j \pm \frac{1}{2}, k - \frac{1}{2}})(x_{i + \frac{1}{2}, j \pm \frac{1}{2}, k + \frac{1}{2}} - x_{i - \frac{1}{2}, j \pm \frac{1}{2}, k - \frac{1}{2}}) \end{array} \right] / 2 \end{array} \right. \quad (A.1.2)$$

また、セル面 $i, j, k \pm \frac{1}{2}$ においては、

$$\left\{ \begin{array}{l} (Sn_x)_{i, j, k \pm \frac{1}{2}}^\zeta = \left[\begin{array}{l} (y_{i + \frac{1}{2}, j - \frac{1}{2}, k \pm \frac{1}{2}} - y_{i - \frac{1}{2}, j + \frac{1}{2}, k \pm \frac{1}{2}})(z_{i + \frac{1}{2}, j + \frac{1}{2}, k \pm \frac{1}{2}} - z_{i - \frac{1}{2}, j - \frac{1}{2}, k \pm \frac{1}{2}}) \\ - (z_{i + \frac{1}{2}, j - \frac{1}{2}, k \pm \frac{1}{2}} - z_{i - \frac{1}{2}, j + \frac{1}{2}, k \pm \frac{1}{2}})(y_{i + \frac{1}{2}, j + \frac{1}{2}, k \pm \frac{1}{2}} - y_{i - \frac{1}{2}, j - \frac{1}{2}, k \pm \frac{1}{2}}) \end{array} \right] / 2 \\ (Sn_y)_{i, j, k \pm \frac{1}{2}}^\zeta = \left[\begin{array}{l} (z_{i + \frac{1}{2}, j - \frac{1}{2}, k \pm \frac{1}{2}} - z_{i - \frac{1}{2}, j + \frac{1}{2}, k \pm \frac{1}{2}})(x_{i + \frac{1}{2}, j + \frac{1}{2}, k \pm \frac{1}{2}} - x_{i - \frac{1}{2}, j - \frac{1}{2}, k \pm \frac{1}{2}}) \\ - (x_{i + \frac{1}{2}, j - \frac{1}{2}, k \pm \frac{1}{2}} - x_{i - \frac{1}{2}, j + \frac{1}{2}, k \pm \frac{1}{2}})(z_{i + \frac{1}{2}, j + \frac{1}{2}, k \pm \frac{1}{2}} - z_{i - \frac{1}{2}, j - \frac{1}{2}, k \pm \frac{1}{2}}) \end{array} \right] / 2 \\ (Sn_z)_{i, j, k \pm \frac{1}{2}}^\zeta = \left[\begin{array}{l} (x_{i + \frac{1}{2}, j - \frac{1}{2}, k \pm \frac{1}{2}} - x_{i - \frac{1}{2}, j + \frac{1}{2}, k \pm \frac{1}{2}})(y_{i + \frac{1}{2}, j + \frac{1}{2}, k \pm \frac{1}{2}} - y_{i - \frac{1}{2}, j - \frac{1}{2}, k \pm \frac{1}{2}}) \\ - (y_{i + \frac{1}{2}, j - \frac{1}{2}, k \pm \frac{1}{2}} - y_{i - \frac{1}{2}, j + \frac{1}{2}, k \pm \frac{1}{2}})(x_{i + \frac{1}{2}, j + \frac{1}{2}, k \pm \frac{1}{2}} - x_{i - \frac{1}{2}, j - \frac{1}{2}, k \pm \frac{1}{2}}) \end{array} \right] / 2 \end{array} \right. \quad (A.1.3)$$

A.1.2 面積

6面体の各面を構成する4点は一般には同一平面上にはなく、その面積は式 (A.1.1)-(A.1.3) の射影面積から次式で求める。

$$S \equiv \sqrt{(Sn_x)^2 + (Sn_y)^2 + (Sn_z)^2}. \quad (A.1.4)$$

A.1.3 体積

格子セル (検査体積) i, j, k の体積 $V_{i,j,k}$ は次式のように平均し、一意に定める。

$$V_{i,j,k} = \frac{1}{8} \sum_{l=1}^8 V_l. \quad (A.1.5)$$

ここで、

$$\left\{ \begin{array}{l} V_1 = \left[(Sn)_{i-\frac{1}{2},j,k}^\xi + (Sn)_{i,j-\frac{1}{2},k}^\eta + (Sn)_{i,j,k-\frac{1}{2}}^\zeta \right] \cdot \left(x_{i+\frac{1}{2},j+\frac{1}{2},k+\frac{1}{2}} - x_{i-\frac{1}{2},j-\frac{1}{2},k-\frac{1}{2}} \right) / 3 \\ V_2 = \left[(Sn)_{i-\frac{1}{2},j,k}^\xi + (Sn)_{i,j-\frac{1}{2},k}^\eta + (Sn)_{i,j,k+\frac{1}{2}}^\zeta \right] \cdot \left(x_{i+\frac{1}{2},j+\frac{1}{2},k-\frac{1}{2}} - x_{i-\frac{1}{2},j-\frac{1}{2},k+\frac{1}{2}} \right) / 3 \\ V_3 = \left[(Sn)_{i-\frac{1}{2},j,k}^\xi + (Sn)_{i,j+\frac{1}{2},k}^\eta + (Sn)_{i,j,k-\frac{1}{2}}^\zeta \right] \cdot \left(x_{i+\frac{1}{2},j-\frac{1}{2},k+\frac{1}{2}} - x_{i-\frac{1}{2},j+\frac{1}{2},k-\frac{1}{2}} \right) / 3 \\ V_4 = \left[(Sn)_{i-\frac{1}{2},j,k}^\xi + (Sn)_{i,j+\frac{1}{2},k}^\eta + (Sn)_{i,j,k+\frac{1}{2}}^\zeta \right] \cdot \left(x_{i+\frac{1}{2},j-\frac{1}{2},k-\frac{1}{2}} - x_{i-\frac{1}{2},j+\frac{1}{2},k+\frac{1}{2}} \right) / 3 \\ V_5 = \left[(Sn)_{i+\frac{1}{2},j,k}^\xi + (Sn)_{i,j-\frac{1}{2},k}^\eta + (Sn)_{i,j,k-\frac{1}{2}}^\zeta \right] \cdot \left(x_{i-\frac{1}{2},j+\frac{1}{2},k+\frac{1}{2}} - x_{i+\frac{1}{2},j-\frac{1}{2},k-\frac{1}{2}} \right) / 3 \\ V_6 = \left[(Sn)_{i+\frac{1}{2},j,k}^\xi + (Sn)_{i,j-\frac{1}{2},k}^\eta + (Sn)_{i,j,k+\frac{1}{2}}^\zeta \right] \cdot \left(x_{i-\frac{1}{2},j+\frac{1}{2},k-\frac{1}{2}} - x_{i+\frac{1}{2},j-\frac{1}{2},k+\frac{1}{2}} \right) / 3 \\ V_7 = \left[(Sn)_{i+\frac{1}{2},j,k}^\xi + (Sn)_{i,j+\frac{1}{2},k}^\eta + (Sn)_{i,j,k-\frac{1}{2}}^\zeta \right] \cdot \left(x_{i-\frac{1}{2},j-\frac{1}{2},k+\frac{1}{2}} - x_{i+\frac{1}{2},j+\frac{1}{2},k-\frac{1}{2}} \right) / 3 \\ V_8 = \left[(Sn)_{i+\frac{1}{2},j,k}^\xi + (Sn)_{i,j+\frac{1}{2},k}^\eta + (Sn)_{i,j,k+\frac{1}{2}}^\zeta \right] \cdot \left(x_{i-\frac{1}{2},j-\frac{1}{2},k-\frac{1}{2}} - x_{i+\frac{1}{2},j+\frac{1}{2},k+\frac{1}{2}} \right) / 3 \end{array} \right. \quad (\text{A.1.6})$$

A.1.4 測度項

固有値分解の際に必要な測度項を以下のように置き換える。

まず、セル面 $i \pm \frac{1}{2}, j, k$ においては、

$$\left\{ \begin{array}{l} (x_\eta)_{i \pm \frac{1}{2}, j, k} \equiv \frac{x_{i \pm \frac{1}{2}, j + \frac{1}{2}, k - \frac{1}{2}} - x_{i \pm \frac{1}{2}, j - \frac{1}{2}, k + \frac{1}{2}}}{\sqrt{2S_{i \pm \frac{1}{2}, j, k}}} \quad , \quad (x_\zeta)_{i \pm \frac{1}{2}, j, k} \equiv \frac{x_{i \pm \frac{1}{2}, j + \frac{1}{2}, k + \frac{1}{2}} - x_{i \pm \frac{1}{2}, j - \frac{1}{2}, k - \frac{1}{2}}}{\sqrt{2S_{i \pm \frac{1}{2}, j, k}}} \\ (y_\eta)_{i \pm \frac{1}{2}, j, k} \equiv \frac{y_{i \pm \frac{1}{2}, j + \frac{1}{2}, k - \frac{1}{2}} - y_{i \pm \frac{1}{2}, j - \frac{1}{2}, k + \frac{1}{2}}}{\sqrt{2S_{i \pm \frac{1}{2}, j, k}}} \quad , \quad (y_\zeta)_{i \pm \frac{1}{2}, j, k} \equiv \frac{y_{i \pm \frac{1}{2}, j + \frac{1}{2}, k + \frac{1}{2}} - y_{i \pm \frac{1}{2}, j - \frac{1}{2}, k - \frac{1}{2}}}{\sqrt{2S_{i \pm \frac{1}{2}, j, k}}} \\ (z_\eta)_{i \pm \frac{1}{2}, j, k} \equiv \frac{z_{i \pm \frac{1}{2}, j + \frac{1}{2}, k - \frac{1}{2}} - z_{i \pm \frac{1}{2}, j - \frac{1}{2}, k + \frac{1}{2}}}{\sqrt{2S_{i \pm \frac{1}{2}, j, k}}} \quad , \quad (z_\zeta)_{i \pm \frac{1}{2}, j, k} \equiv \frac{z_{i \pm \frac{1}{2}, j + \frac{1}{2}, k + \frac{1}{2}} - z_{i \pm \frac{1}{2}, j - \frac{1}{2}, k - \frac{1}{2}}}{\sqrt{2S_{i \pm \frac{1}{2}, j, k}}} \end{array} \right. \quad (\text{A.1.7})$$

ただし、上式の関係は次式が満足されるように決定する。

$$\left\{ \begin{array}{l} n_x = y_\eta z_\zeta - z_\eta y_\zeta \\ n_y = z_\eta x_\zeta - z_\eta z_\zeta \\ n_z = x_\eta y_\zeta - y_\eta x_\zeta \end{array} \right. \quad (\text{A.1.8})$$

同様に、セル面 $i, j \pm \frac{1}{2}, k$ では、

$$\left\{ \begin{array}{l} (x_\zeta)_{i, j \pm \frac{1}{2}, k} \equiv \frac{x_{i - \frac{1}{2}, j \pm \frac{1}{2}, k + \frac{1}{2}} - x_{i + \frac{1}{2}, j \pm \frac{1}{2}, k - \frac{1}{2}}}{\sqrt{2S_{i, j \pm \frac{1}{2}, k}}} \quad , \quad (x_\xi)_{i, j \pm \frac{1}{2}, k} \equiv \frac{x_{i + \frac{1}{2}, j \pm \frac{1}{2}, k + \frac{1}{2}} - x_{i - \frac{1}{2}, j \pm \frac{1}{2}, k - \frac{1}{2}}}{\sqrt{2S_{i, j \pm \frac{1}{2}, k}}} \\ (y_\zeta)_{i, j \pm \frac{1}{2}, k} \equiv \frac{y_{i - \frac{1}{2}, j \pm \frac{1}{2}, k + \frac{1}{2}} - y_{i + \frac{1}{2}, j \pm \frac{1}{2}, k - \frac{1}{2}}}{\sqrt{2S_{i, j \pm \frac{1}{2}, k}}} \quad , \quad (y_\xi)_{i, j \pm \frac{1}{2}, k} \equiv \frac{y_{i + \frac{1}{2}, j \pm \frac{1}{2}, k + \frac{1}{2}} - y_{i - \frac{1}{2}, j \pm \frac{1}{2}, k - \frac{1}{2}}}{\sqrt{2S_{i, j \pm \frac{1}{2}, k}}} \\ (z_\zeta)_{i, j \pm \frac{1}{2}, k} \equiv \frac{z_{i - \frac{1}{2}, j \pm \frac{1}{2}, k + \frac{1}{2}} - z_{i + \frac{1}{2}, j \pm \frac{1}{2}, k - \frac{1}{2}}}{\sqrt{2S_{i, j \pm \frac{1}{2}, k}}} \quad , \quad (z_\xi)_{i, j \pm \frac{1}{2}, k} \equiv \frac{z_{i + \frac{1}{2}, j \pm \frac{1}{2}, k + \frac{1}{2}} - z_{i - \frac{1}{2}, j \pm \frac{1}{2}, k - \frac{1}{2}}}{\sqrt{2S_{i, j \pm \frac{1}{2}, k}}} \end{array} \right. \quad (\text{A.1.9})$$

また、セル面 $i, j, k \pm \frac{1}{2}$ においては、

$$\left\{ \begin{array}{l} (x_\xi)_{i, j, k \pm \frac{1}{2}} \equiv \frac{x_{i + \frac{1}{2}, j - \frac{1}{2}, k \pm \frac{1}{2}} - x_{i - \frac{1}{2}, j + \frac{1}{2}, k \pm \frac{1}{2}}}{\sqrt{2S_{i, j, k \pm \frac{1}{2}}}} \quad , \quad (x_\eta)_{i, j, k \pm \frac{1}{2}} \equiv \frac{x_{i + \frac{1}{2}, j + \frac{1}{2}, k \pm \frac{1}{2}} - x_{i - \frac{1}{2}, j - \frac{1}{2}, k \pm \frac{1}{2}}}{\sqrt{2S_{i, j, k \pm \frac{1}{2}}}} \\ (y_\xi)_{i, j, k \pm \frac{1}{2}} \equiv \frac{y_{i + \frac{1}{2}, j - \frac{1}{2}, k \pm \frac{1}{2}} - y_{i - \frac{1}{2}, j + \frac{1}{2}, k \pm \frac{1}{2}}}{\sqrt{2S_{i, j, k \pm \frac{1}{2}}}} \quad , \quad (y_\eta)_{i, j, k \pm \frac{1}{2}} \equiv \frac{y_{i + \frac{1}{2}, j + \frac{1}{2}, k \pm \frac{1}{2}} - y_{i - \frac{1}{2}, j - \frac{1}{2}, k \pm \frac{1}{2}}}{\sqrt{2S_{i, j, k \pm \frac{1}{2}}}} \\ (z_\xi)_{i, j, k \pm \frac{1}{2}} \equiv \frac{z_{i + \frac{1}{2}, j - \frac{1}{2}, k \pm \frac{1}{2}} - z_{i - \frac{1}{2}, j + \frac{1}{2}, k \pm \frac{1}{2}}}{\sqrt{2S_{i, j, k \pm \frac{1}{2}}}} \quad , \quad (z_\eta)_{i, j, k \pm \frac{1}{2}} \equiv \frac{z_{i + \frac{1}{2}, j + \frac{1}{2}, k \pm \frac{1}{2}} - z_{i - \frac{1}{2}, j - \frac{1}{2}, k \pm \frac{1}{2}}}{\sqrt{2S_{i, j, k \pm \frac{1}{2}}}} \end{array} \right. \quad (\text{A.1.10})$$

付表一覽表

2.1	Available boundary conditions on each block boundary.	44
3.1	Specifications for a wing model used.	45
3.2	Specifications for a pair of propellers.	45
3.3	Specifications for a ground plate.	45
3.4	Objects of uncertainty analysis for aerodynamic force tests by a ground board method.	46
3.5	Uncertainty analysis for aerodynamic force tests by a ground board method.	47
4.1	Boundary conditions for block No.5.	53
4.2	Boundary conditions.	53
4.3	Propeller conditions.	53
4.4	Computational grids for evaluation of grid spacing dependency.	54
4.5	Computational grids for evaluation of domain volume dependency.	54

附表

Table 2.1: Available boundary conditions on each block boundary.

B.C.No.	boundary condition
-ibc	connection to other block, where ibc is the connected block number.
1	inflow condition, $(u, v, w, \nu_t) = (1, 0, 0, 0)$, $p : Nc.$
2	outflow condition, $(u, v, w, \nu_t) : Nc.$, $p = 0.$
3	outer condition, $(u, v, w, p, \nu_t) : Nc.$
4	x-symmetry condition.
5	y-symmetry condition.
6	z-symmetry condition.
7	solid wall condition.
8	moving belt condition.
9	nonlinear free-surface conditions.

where Nc. is Neumann condition.

Table 3.1: Specifications for a wing model used.

chord length(c):	0.5m
span length(b):	0.3m
wing area(S_w):	0.15m ²
wing setting angle(α):	3, 6, 9°
aspect ratio(AR):	0.6
wing section:	NACA6409
planform:	untapered
thickness of end-plates:	1mm

Table 3.2: Specifications for a pair of propellers.

propeller radius(R_p):	90mm
hub radius(R_h):	8.5mm
number of blades:	2
rotation:	inward
distance between two propellers:	188mm

Table 3.3: Specifications for a ground plate.

forward plate length:	1.23m
slot width:	40mm
slot angle:	45°
rear plate length:	2.0m
plate thickness:	36mm
position of L.E. of rear plate:	$x = -0.865\text{m}$
height from the floor:	0.567m
ramp height:	0.155m

Table 3.4: Objects of uncertainty analysis for aerodynamic force tests by a ground board method.

Measurement	
b	span length
c	chord length
$F_{x' strut}, F_{z' strut}, M_{y' strut}$	aerodynamic forces of struts
$F_{x' meas}, F_{z' meas}, M_{y' meas}$	aerodynamic forces of a wing and struts
l_z	vertical lever length between a wing and moment centre of 6-components force gauges
P_a	atmospheric pressure
t	temperature of air
$T_{x'' meas}, T_{z'' meas}$	components of propeller thrust
U_∞	free-stream velocity measured by a standard pitot-tube up-stream of a wing
x', y', z'	coordinates of 6-components force gauges
x'', y'', z''	coordinates of 2-components force gauges
Z	ground height
α	setting angle of a wing
ϕ	humidity of air
θ_p	downward angle of propeller
θ_s	setting angle of 6-components force gauges
Analysis	
$c.p.$	centre of pressure
C_D, C_L, C_M, C_T	coefficients of drag, lift, pitching moment and thrust
D, L, M_y	drag, lift and pitching moment
$F_{x' wing}, F_{z' wing}, M_{y' wing}$	aerodynamic forces of a wing
$F_{x' corr}, F_{z' corr}, M_{y' corr}$	aerodynamic forces of a wing except cross-talk effect of 6-components force gauges
L/D	lift to drag ratio
S_w	wing area
T	propeller thrust $(= (T_{x''}^2 + T_{z''}^2)^{\frac{1}{2}})$
$T_{x''}, T_{z''}$	components of propeller thrust
U_0	reference velocity at a wing
ρ	density of air

Table 3.5: Uncertainty analysis for aerodynamic force tests by a ground board method.

U_∞	.700E+1	m/s
U_0	.746E+1	m/s
C_T	.29 E+0	
α	.600E+1	deg.
h/c	.100E-1	
t	.220E+2	°C
P_a	.759E+3	mmHg
ϕ	.780E+0	
θ_s	.800E+0	deg.
l_z	.405E+0	m
θ_p	.330E+2	deg.

$$\begin{bmatrix} F_{x' \text{ corr}} \\ F_{z' \text{ corr}} \\ M_{y' \text{ corr}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} .100E+1 & .537E-2 & -.108E+0 \\ .118E-1 & .100E+1 & -.693E-1 \\ -.463E-4 & -.137E-3 & .100E+1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} F_{x' \text{ wing}} \\ F_{z' \text{ wing}} \\ M_{y' \text{ wing}} \end{bmatrix}$$

Error sources	Errors		Sensitivity	Error components			Uncertainty		
	(+)	(-)		Bias(+)	Bias(-)	Precision	(+)	(-)	
$\rho(=.121E+0)$	kg s ² /m ⁴								
1)t(bias)	°C	.500E+0	-.500E+0	-.467E-3	.233E-3	-.233E-3			
2)t(random)	°C	.200E+0		-.467E-3			.933E-4		
3)P _a (bias)	mmHg	.500E+0	-.500E+0	.161E-3	.803E-4	-.803E-4			
4)P _a (random)	mmHg	.200E+0		.161E-3			.321E-4		
5)φ(bias)		.100E-1	-.100E-1	-.120E-2	.120E-4	-.120E-4			
					.247E-3	-.247E-3	.987E-4	.316E-3	-.316E-3
$U_\infty(=.700E+1)$	m								
1)bias	m	.560E-2	-.560E-2	.700E+1	.392E-1	-.392E-1			
2)random	m	.340E-2		.700E+1			.238E-1		
					.392E-1	-.392E-1	.238E-1	.617E-1	-.617E-1
$U_0(=.746E+1)$									
1)U _∞ (bias)	m	.392E-1	-.392E-1	.107E+1	.418E-1	-.418E-1			
2)U _∞ (random)	m	.238E-1		.107E+1			.254E-1		
3)displacement(bias)		.111E-1	-.111E-1	.700E+1	.776E-1	-.776E-1			
4)displacement(random)		.146E-1		.700E+1			.102E+0		
					.882E-1	-.882E-1	.105E+0	.228E+0	-.228E+0
$S_w(=.150E+0)$	m ²								
1)b	m	.200E-3	-.200E-3	.500E+0	.100E-3	-.100E-3			
2)c	m	.200E-3	-.200E-3	.300E+0	.600E-4	-.600E-4			
					.117E-3	-.117E-3	.000E+0	.117E-3	-.117E-3
$c(=.500E+0)$	m								
1)bias	m	.200E-3	-.200E-3	.300E+0	.600E-4	-.600E-4			
					.600E-4	-.600E-4	.000E+0	.600E-4	-.600E-4
$F_{x' \text{ strut}}(=.182E-1)$	kg								
1)bias	kg	.000E+0	.000E+0	.100E+1	.000E+0	.000E+0			
2)random	kg	.778E-3		.100E+1			.778E-3		
					.000E+0	.000E+0	.778E-3	.156E-2	-.156E-2
$F_{z' \text{ strut}}(=-.371E-2)$	kg								

continued on next page

continued from previous page									
Error sources		Errors		Sensiti- vity	Error components			Uncertainty	
		(+)	(-)		Bias(+)	Bias(-)	Precision	(+)	(-)
1)bias	kg	.000E+0	.000E+0	.100E+1	.000E+0	.000E+0			
2)random	kg	.107E-2		.100E+1	.000E+0	.000E+0	.107E-2	.214E-2	-.214E-2
$M_{y' strut} (= -.353E-2)$	kg m								
1)bias	kg m	.000E+0	.000E+0	.100E+1	.000E+0	.000E+0			
2)random	kg m	.118E-3		.100E+1	.000E+0	.000E+0	.118E-3	.236E-3	-.236E-3
$F_{x' meas} (= .383E+0)$	kg								
1)histelisis	/FS	.460E-3	-.460E-3	.100E+2	.460E-2	-.460E-2			
2)low-pass filter	/FS	.500E-4	-.500E-4	.100E+2	.500E-3	-.500E-3			
3)A-D converter	LSB	.400E+1	-.400E+1	.299E-2	.120E-1	-.120E-1			
4)A-D digital error	LSB	.500E+0	-.500E+0	.299E-2	.149E-2	-.149E-2			
5)calibration	kg	.971E-4		.100E+1			.971E-4		
6)measurement	kg	.808E-2		.100E+1			.808E-2		
7)Z(bias)	m	.200E-3	-.200E-3	-.225E+1	.450E-3	-.450E-3			
8) α (bias)	deg.	.453E-1	-.453E-1	.295E-1	.134E-2	-.134E-2			
					.130E-1	-.130E-1	.808E-2	.207E-1	-.207E-1
$F_{z' meas} (= .423E+1)$	kg								
1)histelisis	/FS	.530E-3	-.530E-3	.500E+2	.265E-1	-.265E-1			
2)low-pass filter	/FS	.500E-4	-.500E-4	.500E+2	.250E-2	-.250E-2			
3)A-D converter	LSB	.400E+1	-.400E+1	.372E-2	.149E-1	-.149E-1			
4)A-D digital error	LSB	.500E+0	-.500E+0	.372E-2	.186E-2	-.186E-2			
5)calibration	kg	.991E-4		.100E+1			.991E-4		
6)measurement	kg	.460E-1		.100E+1			.460E-1		
7)Z(bias)	m	.200E-3	-.200E-3	-.769E+2	.154E-1	-.154E-1			
8) α (bias)	deg.	.453E-1	-.453E-1	.358E+0	.162E-1	-.162E-1			
					.379E-1	-.379E-1	.460E-1	.995E-1	-.995E-1
$M_{y' meas} (= -.661E+0)$	kg m								
1)histelisis	/FS	.250E-3	-.250E-3	.300E+1	.750E-3	-.750E-3			
2)low-pass filter	/FS	.500E-4	-.500E-4	.300E+1	.150E-3	-.150E-3			
3)A-D converter	LSB	.400E+1	-.400E+1	.900E-3	.360E-2	-.360E-2			
4)A-D digital error	LSB	.500E+0	-.500E+0	.900E-3	.450E-3	-.450E-3			
5)calibration	kg m	.990E-4		.100E+1			.990E-4		
6)measurement	kg m	.801E-2		.100E+1			.801E-2		
7)Z(bias)	m	.200E-3	-.200E-3	.982E+1	.196E-2	-.196E-2			
8) α (bias)	deg.	.453E-1	-.453E-1	-.272E-1	.123E-2	-.123E-2			
					.437E-2	-.437E-2	.801E-2	.166E-1	-.166E-1
$T_{x'' meas} (= .121E+1)$	kg								
1)histelisis	/FS	.500E-3	-.500E-3	.200E+1	.100E-2	-.100E-2			
2)low-pass filter	/FS	.500E-4	-.500E-4	.200E+1	.100E-3	-.100E-3			
3)A-D converter	LSB	.400E+1	-.400E+1	.133E-2	.530E-2	-.530E-2			
4)A-D digital error	LSB	.500E+0	-.500E+0	.133E-2	.663E-3	-.663E-3			
5)calibration	kg	.113E-2		.100E+1			.113E-2		

continued on next page

continued from previous page									
Error sources		Errors		Sensitivity	Error components			Uncertainty	
		(+)	(-)		Bias(+)	Bias(-)	Precision	(+)	(-)
6)measurement	kg	.786E-2		.100E+1			.781E-2		
7)Z(bias)	m	.200E-3	-.200E-3	-.272E+0	.545E-4	-.545E-4			
8) θ_p (bias)	deg.	.453E-1	-.453E-1	.309E-1	.140E-2	-.140E-2			
					.562E-2	-.562E-2	.789E-2	.167E-1	-.167E-1
$T_{z''meas}(=.781E+0)$									
1)histelesis	/FS	.500E-3	-.500E-3	.200E+1	.100E-2	-.100E-2			
2)low-pass filter	/FS	.500E-4	-.500E-4	.200E+1	.100E-3	-.100E-3			
3)A-D converter	LSB	.400E+1	-.400E+1	.133E-2	.532E-2	-.532E-2			
4)A-D digital error	LSB	.500E+0	-.500E+0	.133E-2	.665E-3	-.665E-3			
5)calibration	kg	.390E-3		.100E+1			.390E-3		
6)measurement	kg	.555E-2		.100E+1			.555E-2		
7)Z(bias)	m	.200E-3	-.200E-3	-.210E+0	.420E-4	-.420E-4			
8) θ_p (bias)	deg.	.453E-1	-.453E-1	.252E-1	.114E-2	-.114E-2			
					.558E-2	-.558E-2	.557E-2	.124E-1	-.124E-1
$F_{x'wing}(=.365E+0)$									
1) $F_{x'meas}$ (bias)	kg	.130E-1	-.130E-1	.100E+1	.130E-1	-.130E-1			
2) $F_{x'meas}$ (random)	kg	.808E-2		.100E+1			.808E-2		
3) $F_{x'strut}$ (bias)	kg	.000E+0	.000E+0	-.100E+1	.000E+0	.000E+0			
4) $F_{x'strut}$ (random)	kg	.260E-3		-.100E+1			.260E-3		
					.130E-1	-.130E-1	.809E-2	.207E-1	-.207E-1
$F_{z'wing}(=.423E+1)$									
1) $F_{z'meas}$ (bias)	kg	.379E-1	-.379E-1	.100E+1	.379E-1	-.379E-1			
2) $F_{z'meas}$ (random)	kg	.460E-1		.100E+1			.460E-1		
3) $F_{z'strut}$ (bias)	kg	.000E+0	.000E+0	-.100E+1	.000E+0	.000E+0			
4) $F_{z'strut}$ (random)	kg	-.333E-3		-.100E+1			.333E-3		
					.379E-1	-.379E-1	.460E-1	.996E-1	-.996E-1
$M_{y'wing}(=-.657E+0)$ kg m									
1) $M_{y'meas}$ (bias)	kg m	.437E-2	-.437E-2	.100E+1	.437E-2	-.437E-2			
2) $M_{y'meas}$ (random)	kg m	.801E-2		.100E+1			.801E-2		
3) $M_{y'strut}$ (bias)	kg m	.000E+0	.000E+0	-.100E+1	.000E+0	.000E+0			
4) $M_{y'strut}$ (random)	kg m	.104E-3		-.100E+1			.104E-3		
					.437E-2	-.437E-2	.801E-2	.166E-1	-.166E-1
$F_{x'corr}(=.458E+0)$									
1) $F_{x'wing}$ (bias)	kg	.130E-1	-.130E-1	.100E+1	.130E-1	-.130E-1			
2) $F_{x'wing}$ (random)	kg	.809E-2		.100E+1			.809E-2		
3) $F_{z'wing}$ (bias)	kg	.379E-1	-.379E-1	.537E-2	.203E-3	-.203E-3			
4) $F_{z'wing}$ (random)	kg	.460E-1		.537E-2			.247E-3		
5) $M_{y'wing}$ (bias)	kg m	.437E-2	-.437E-2	-.108E+0	.472E-3	-.472E-3			
6) $M_{y'wing}$ (random)	kg m	.801E-2		-.108E+0			.865E-3		
					.130E-1	-.130E-1	.814E-2	.208E-1	-.208E-1
$F_{z'corr}(=.428E+1)$									
1) $F_{x'wing}$ (bias)	kg	.130E-1	-.130E-1	.118E-1	.154E-3	-.154E-3			

continued on next page

continued from previous page									
Error sources	Errors		Sensiti- vity	Error components			Uncertainty		
	(+)	(-)		Bias(+)	Bias(-)	Precision	(+)	(-)	
2) $F_{x' wing}$ (random) kg	.809E-2		.118E-1			.958E-4			
3) $F_{z' wing}$ (bias) kg	.379E-1	-.379E-1	.100E+1	.379E-1	-.379E-1				
4) $F_{z' wing}$ (random) kg	.460E-1		.100E+1			.460E-1			
5) $M_{y' wing}$ (bias) kg m	.437E-2	-.437E-2	-.693E-1	.303E-3	-.303E-3				
6) $M_{y' wing}$ (random) kg m	.801E-2		-.693E-1			.554E-3			
				.379E-1	-.379E-1	.460E-1	.996E-1	-.996E-1	
$M_{y' corr}$ (=-.658E+0) kg m									
1) $F_{x' wing}$ (bias) kg	.130E-1	-.130E-1	-.463E-4	.601E-6	-.601E-6				
2) $F_{x' wing}$ (random) kg	.809E-2		-.463E-4			.374E-6			
3) $F_{z' wing}$ (bias) kg	.379E-1	-.379E-1	-.137E-3	.519E-5	-.519E-5				
4) $F_{z' wing}$ (random) kg	.460E-1		-.137E-3			.632E-5			
5) $M_{y' wing}$ (bias) kg m	.437E-2	-.437E-2	.100E+1	.437E-2	-.437E-2				
6) $M_{y' wing}$ (random) kg m	.801E-2		.100E+1			.801E-2			
				.437E-2	-.437E-2	.801E-2	.166E-1	-.166E-1	
D (=.398E+0) kg									
1) $F_{x' corr}$ (bias) kg	.130E-1	-.130E-1	.100E+1	.130E-1	-.130E-1				
2) $F_{x' corr}$ (random) kg	.814E-2		.100E+1			.814E-2			
3) $F_{z' corr}$ (bias) kg	.379E-1	-.379E-1	-.140E-1	.529E-3	-.529E-3				
4) $F_{z' corr}$ (random) kg	.460E-1		-.140E-1			.643E-3			
5) θ_s deg.	.450E-1	-.450E-1	-.749E-1	.337E-2	-.337E-2				
				.134E-1	-.134E-1	.816E-2	.211E-1	-.211E-1	
L (=.429E+1) kg									
1) $F_{x' corr}$ (bias) kg	.130E-1	-.130E-1	.140E-1	.181E-3	-.181E-3				
2) $F_{x' corr}$ (random) kg	.814E-2		.140E-1			.114E-3			
3) $F_{z' corr}$ (bias) kg	.379E-1	-.379E-1	.100E+1	.379E-1	-.379E-1				
4) $F_{z' corr}$ (random) kg	.460E-1		.100E+1			.460E-1			
5) θ_s deg.	.450E-1	-.450E-1	.695E-2	.313E-3	-.313E-3				
				.379E-1	-.379E-1	.460E-1	.996E-1	-.996E-1	
$M_{y'}$ (=-.472E+0) kg m									
1) $F_{x' corr}$ (bias) kg	.130E-1	-.130E-1	.405E+0	.526E-2	-.526E-2				
2) $F_{x' corr}$ (random) kg	.814E-2		.405E+0			.330E-2			
3) $M_{y' corr}$ (bias) kg m	.437E-2	-.437E-2	.100E+1	.437E-2	-.437E-2				
4) $M_{y' corr}$ (random) kg m	.801E-2		.100E+1			.801E-2			
5) $l_{z'}$ m	.200E-3	-.200E-3	.458E+0	.917E-4	-.917E-4				
				.684E-2	-.684E-2	.866E-2	.186E-1	-.186E-1	
$T_{x''}$ (=.121E+1) kg									
1) $T_{x'' meas}$ (bias) kg	.562E-2	-.562E-2	.100E+1	.562E-2	-.562E-2				
2) $T_{x'' meas}$ (random) kg	.789E-2		.100E+1			.789E-2			
				.562E-2	-.562E-2	.789E-2	.167E-1	-.167E-1	
$T_{z''}$ (=.781E+0) kg									
1) $T_{z'' meas}$ (bias) kg	.558E-2	-.558E-2	.100E+1	.558E-2	-.558E-2				
2) $T_{z'' meas}$ (random) kg	.557E-2		.100E+1			.557E-2			

continued on next page

continued from previous page								
Error sources	Errors		Sensitivity	Error components			Uncertainty	
	(+)	(-)		Bias(+)	Bias(-)	Precision	(+)	(-)
$T(=.144E+1)$	kg			.558E-2	-.558E-2	.557E-2	.124E-1	-.124E-1
1) $T_{x''}$ (bias)	kg	.562E-2	-.562E-2	.839E+0	.472E-2	-.472E-2		
2) $T_{x''}$ (random)	kg	.789E-2		.839E+0		.662E-2		
3) $T_{z''}$ (bias)	kg	.558E-2	-.558E-2	.545E+0	.304E-2	-.304E-2		
4) $T_{z''}$ (random)	kg	.557E-2		.545E+0		.303E-2		
				.561E-02	-.561E-02	.728E-02	.156E-01	-.156E-01
$C_D(=.789E+0)$								
1) D (bias)	kg	.134E-1	-.134E-1	.198E+1	.266E-1	-.266E-1		
2) D (random)	kg	.816E-2		.198E+1		.162E-1		
3) ρ (bias)	kg s ² /m ⁴	.247E-3	-.247E-3	-.653E+1	.161E-2	-.161E-2		
4) ρ (random)	kg s ² /m ⁴	.987E-4		-.653E+1		.645E-3		
5) U_0 (bias)	m/s	.882E-1	-.882E-1	-.212E+0	.187E-1	-.187E-1		
6) U_0 (random)	m/s	.105E+0		-.212E+0		.223E-1		
7) S_w (bias)	m ²	.117E-3	-.117E-3	-.526E+1	.614E-3	-.614E-3		
8) S_w (random)	m ²	.000E+0		-.526E+1		.000E+0		
				.325E-1	-.325E-1	.275E-1	.639E-1	-.639E-1
$C_L(=.850E+1)$								
1) L (bias)	kg	.379E-1	-.379E-1	.198E+1	.750E-1	-.750E-1		
2) L (random)	kg	.460E-1		.198E+1		.912E-1		
3) ρ (bias)	kg s ² /m ⁴	.247E-3	-.247E-3	-.703E+2	.174E-1	-.174E-1		
4) ρ (random)	kg s ² /m ⁴	.987E-4		-.703E+2		.694E-2		
5) U_0 (bias)	m/s	.882E-1	-.882E-1	-.228E+1	.201E+0	-.201E+0		
6) U_0 (random)	m/s	.105E+0		-.228E+1		.240E+0		
7) S_w (bias)	m ²	.117E-3	-.117E-3	-.567E+2	.661E-2	-.661E-2		
8) S_w (random)	m ²	.000E+0		-.567E+2		.000E+0		
				.215E+0	-.215E+0	.256E+0	.556E+0	-.556E+0
$C_M(= -.187E+1)$								
1) $M_{y'}$ (bias)		.684E-2	-.684E-2	.396E+1	.271E-1	-.271E-1		
2) $M_{y'}$ (random)		.866E-2		.396E+1		.343E-1		
3) ρ (bias)	kg s ² /m ⁴	.247E-3	-.247E-3	.155E+2	.383E-2	-.383E-2		
4) ρ (random)	kg s ² /m ⁴	.987E-4		.155E+2		.153E-2		
5) U_0 (bias)	m/s	.882E-1	-.882E-1	.502E+0	.442E-1	-.442E-1		
6) U_0 (random)	m/s	.105E+0		.502E+0		.528E-1		
7) S_w (bias)	m ²	.117E-3	-.117E-3	.125E+2	.146E-2	-.146E-2		
8) S_w (random)	m ²	.000E+0		.125E+2		.000E+0		
9) c (bias)	m	.600E-4	-.600E-4	.374E+1	.225E-3	-.225E-3		
10) c (random)	m	.000E+0		.374E+1		.000E+0		
				.521E-1	-.521E-1	.630E-1	.136E+0	-.136E+0
$C_T(=.286E+1)$								
1) T (bias)	kg	.561E-2	-.561E-2	.198E+1	.111E-1	-.111E-1		
2) T (random)	kg	.728E-2		.198E+1		.144E-1		
3) ρ (bias)	kg s ² /m ⁴	.247E-3	-.247E-3	-.236E+2	.584E-2	-.584E-2		

continued on next page

continued from previous page									
Error sources		Errors		Sensiti- vity	Error components			Uncertainty	
		(+)	(-)		Bias(+)	Bias(-)	Precision	(+)	(-)
4) ρ (random)	kg s ² /m ⁴	.987E-4		-.236E+2			.233E-2		
5) U_0 (bias)	m/s	.882E-1	-.882E-1	-.766E+0	.675E-1	-.675E-1			
6) U_0 (random)	m/s	.105E+0		-.766E+0			.806E-1		
7) S_w (bias)	m ²	.117E-3	-.117E-3	-.191E+2	.222E-2	-.222E-2			
8) S_w (random)	m ²	.000E+0		-.191E+2			.000E+0		
					.687E-1	-.687E-1	.819E-1	.178E+0	-.178E+0
<i>c.p.(=.470E+0)</i>									
1) L (bias)	kg	.379E-1	-.379E-1	-.514E-1	.194E-2	-.194E-2			
2) L (random)	kg	.460E-1		-.514E-1			.236E-2		
3) M_y (bias)	kg m	.684E-2	-.684E-2	-.466E+0	.319E-2	-.319E-2			
4) M_y (random)	kg m	.866E-2		-.466E+0			.404E-2		
5) c (bias)	m	.600E-4	-.600E-4	-.441E+0	.264E-4	-.264E-4			
6) c (random)	m	.000E+0		-.441E+0			.000E+0		
					.374E-2	-.374E-2	.468E-2	.101E-1	-.101E-1
<i>L/D(=.108E+2)</i>									
1) L (bias)	kg	.379E-1	-.379E-1	.251E+1	.950E-1	-.950E-1			
2) L (random)	kg	.460E-1		.251E+1			.116E+0		
3) D (bias)	kg	.134E-1	-.134E-1	-.270E+2	.363E+0	-.363E+0			
4) D (random)	kg	.816E-2		-.270E+2			.220E+0		
					.375E+0	-.375E+0	.249E+0	.623E+0	-.623E+0

Table 4.1: Boundary conditions for block No.5.

	boundary condition	B.C.No.
upstream	connect to block No.4	-4
downstream	connect to block No.6	-6
left	y-symmetry condition	5
right	solid wall condition	7
bottom	connect to block No.2	-2
top	solid wall condition	7

Table 4.2: Boundary conditions.

(a) On ground.

	computation	experiment
case-1	$(u, v, w) = (1, 0, 0)$ ν_t : z-symmetry	image wing method (un-augmented case)
case-2	$(u, v, w, \nu_t) = (0, 0, 0, 0)$ $-1.73 \leq x/c \leq 2.27$ z-symmetry ,otherwise	ground board method

where zero pressure gradient is implemented.

(b) On other boundaries.

boundary	(u, v, w)	p	ν_t
inflow	(1,0,0)	zero gradient	0
outflow	zero gradient	0	zero gradient
outer	zero gradient	zero gradient	zero gradient
y-symmetry	y-symmetry	y-symmetry	y-symmetry
wing	(0,0,0)	zero gradient	0

Table 4.3: Propeller conditions.

position of centre:	$(x_p/c, y_p/c, z_p/c) =$ $(-1.0, \pm 0.188, h/c + 0.31)$
downward angle:	$\theta_p = 33^\circ$
coefficient of thrust:	$C_T = 2.9$
coefficient of torque:	$K_Q/J^2 = 0.3$

Table 4.4: Computational grids for evaluation of grid spacing dependency.

grid	imax	jmax	kmax	$\Delta\xi_{\min}$	$\Delta\eta_{\min}$	$\Delta\zeta_{\min}$	averaged cell volume
a-1	54	24	40	0.0075	0.0075	0.00015	0.00139
std	73	34	54	0.0050	0.0050	0.00010	0.00053
a-2	92	42	68	0.0033	0.0033	0.00007	0.00026

Table 4.5: Computational grids for evaluation of domain volume dependency.

grid	imax	jmax	kmax	x_{\min}	x_{\max}	y_{\max}	z_{\max}	volume of domain
b-1	62	32	52	-2.2	3.2	1.1	1.1	6.8
std	73	34	54	-4.5	5.3	2.5	2.6	66.2
b-2	83	36	56	-7.1	6.5	5.5	5.5	407.5

付図一覽表

2.1	Control volume at i, j, k .	59
2.2	Location of control volume and grid points for evaluation of ξ - viscous flux at $i + 1/2, j, k$ cell interface.	59
2.3	Block connection by domain decomposition techniques.	60
2.4	Block composition of flow field around a body.	61
2.5	Boundary conditions for the downstream face of block No.1.	61
2.6	Set of sweeps.	62
3.1	Wind tunnel ground simulation methods.	63
3.2	A wing model and coordinate system.	64
3.3	Apparatus of wind tunnel testing with a ground plate.	64
3.4	Slot shapes.	64
3.5	View of experimental arrangements in a wind tunnel.	65
3.6	Measured velocity profiles over a ground plate.	66
3.7	Measured boundary layer thickness over a ground plate.	67
3.8	Measured wake distributions behind a pair of propellers.	67
3.9	Measured aerodynamic characteristics of a WIG at $\alpha = 6^\circ$ by an image wing method.	68
3.10	Measured aerodynamic characteristics of a WIG at $\alpha = 6^\circ$ by a ground board method.	69
3.11	Comparison of measured aerodynamic characteristics of a WIG at $\alpha = 6^\circ$.	70
3.12	Measured and averaged velocity profiles at $x/c=0.27$.	71
3.13	Measured aerodynamic characteristics of a PAR-WIG at $\alpha = 3^\circ$.	72
3.14	Measured aerodynamic characteristics of a PAR-WIG at $\alpha = 6^\circ$.	73
3.15	Measured aerodynamic characteristics of a PAR-WIG at $\alpha = 9^\circ$.	74
3.16	Measured aerodynamic characteristics of a PAR-WIG without PAR thrust.	75
3.17	Measured aerodynamic characteristics of a PAR-WIG with $C_T = 1.6$.	76
3.18	Measured aerodynamic characteristics of a PAR-WIG with $C_T = 2.9$.	77
3.19	Measured surface-pressure distributions on the lower side of a wing at $h/c=0.05$ and $\alpha = 6^\circ$.	78
3.20	Measured surface-pressure distributions on the lower side of a wing at $h/c=0.05$ with $C_T = 2.9$.	79
3.21	Measured surface-pressure distributions on the lower side of a wing at $\alpha = 6^\circ$ with $C_T = 2.9$.	80
3.22	Measurement errors.	81
4.1	Schematic view of block topology for a PAR-WIG.	82
4.2	Computational grid around a wing at $h/c = 0.05$.	82
4.3	Ground condition for a ground board method.	83
4.4	Effect on aerodynamic characteristics of varying grid spacing.	84
4.5	Effect on drag components of varying grid spacing.	85
4.6	Effect on aerodynamic characteristics of varying outer boundary distances.	86
4.7	Effect on drag components of varying outer boundary distances.	87
4.8	Comparison of measured and computed velocity profiles over a ground plate at $x/c=0.27$.	88
4.9	Comparison of measured and computed u- and w- velocity profiles along the horizontal line at $(x/c, z/c) = (-0.8, 0.4)$.	88

4.10	Comparison of measured and computed aerodynamic characteristics of a WIG.	89
4.11	Comparison of measured and computed surface-pressure distributions on a wing at $h/c = 0.05$ without PAR thrust.	90
4.12	Comparison of measured and computed aerodynamic characteristics of a PAR-WIG with $C_T=2.9$	91
4.13	Comparison of measured and computed surface-pressure distributions on a wing at $h/c = 0.02$ with $C_T=2.9$	92
5.1	Computed velocity vectors at $y/c = 0.188$ without PAR thrust.	93
5.2	Computed pressure distributions at $y/c = 0.188$ without PAR thrust(Contour interval is $0.05q_\infty$. Dotted lines show negative values).	93
5.3	Computed total pressure distributions at $y/c = 0.188$ without PAR thrust(Contour interval is $0.1q_\infty$).	94
5.4	Comparison of computed surface-pressure distributions along the longitudinal line of $y/c = 0.188$ on a wing at $h/c = 0.02$ without PAR thrust.	95
5.5	Comparison of computed surface-pressure distributions along the longitudinal line of $y/c = 0.188$ on ground at $h/c = 0.02$ without PAR thrust.	95
5.6	Comparison of computed two dimensional lift coefficients of a WIG at $h/c=0.02$	96
5.7	Comparison of measured and computed aerodynamic characteristics of a PAR-WIG with $C_T = 2.9$ and $K_Q/J^2 = 0.3$	97
5.8	Computed velocity vectors at $y/c = 0.188$ with $C_T = 2.9$ and $K_Q/J^2 = 0.3$	98
5.9	Computed pressure distributions at $y/c = 0.188$ with $C_T = 2.9$ and $K_Q/J^2 = 0.3$ (Contour interval is $0.5q_\infty$. Dotted lines show negative values).	98
5.10	Comparison of computed total pressure distributions at $y/c = 0.188$ with $C_T = 2.9$ and $K_Q/J^2 = 0.3$ (Contour interval is q_∞).	99
5.11	Computed velocity vectors at $y/c = 0.188$ with $C_T = 2.9$ and $K_Q/J^2 = 0$	100
5.12	Computed pressure distributions at $y/c = 0.188$ with $C_T = 2.9$ and $K_Q/J^2 = 0$ (Contour interval is $0.5q_\infty$. Dotted lines show negative values).	100
5.13	Comparison of computed total pressure distributions at $y/c = 0.188$ with $C_T = 2.9$ and $K_Q/J^2 = 0$ (Contour interval is q_∞).	101
5.14	Comparison of lift coefficients with/without torque component at $h/c=0.02$ with $C_T=2.9$	102
5.15	Computed velocity vectors and u distributions with $C_T = 2.9$ and $K_Q/J^2 = 0.3$ (Ground condition is case-1 and contour interval is 0.25).	103
5.16	Computed velocity vectors and u distributions with $C_T = 2.9$ and $K_Q/J^2 = 0.3$ (Ground condition is case-2 and contour interval is 0.25).	104
5.17	Computed velocity vectors and u distributions with $C_T = 2.9$ and $K_Q/J^2 = 0$ (Ground condition is case-1 and contour interval is 0.25).	105
5.18	Computed velocity vectors and u distributions with $C_T = 2.9$ and $K_Q/J^2 = 0$ (Ground condition is case-2 and contour interval is 0.25).	106
5.19	Comparison of computed surface-pressure distributions along the longitudinal line of $y/c = 0.188$ on a wing at $h/c = 0.02$ with $C_T = 2.9$	107
5.20	Comparison of computed surface-pressure distributions along the longitudinal line of $y/c = 0.188$ on ground at $h/c = 0.02$ with $C_T = 2.9$	107
5.21	Computed velocity vectors at $y/c = 0.188$ without PAR thrust.	108
5.22	Computed pressure distributions at $y/c = 0.188$ without PAR thrust(Contour interval is $0.05q_\infty$. Dotted lines show negative values).	109
5.23	Computed pressure distribution on ground without PAR thrust(Contour interval is $0.05q_\infty$. Dotted lines show negative values).	110
5.24	Computed surface-pressure distributions along the longitudinal line of $y/c = 0.188$ on a wing without PAR thrust(Ground condition is case-1).	111

5.25	Computed surface-pressure distributions along the longitudinal line of $y/c = 0.188$ on ground without PAR thrust(Ground condition is case-1).	111
5.26	Computed two dimensional lift coefficients of a WIG(Ground condition is case-1).	112
5.27	Components of computed drag of a WIG(Ground condition is case-1).	112
5.28	Computed velocity vectors at $y/c = 0.188$ with $C_T = 2.9$ and $K_Q/J^2 = 0.3$	113
5.29	Computed pressure distributions at $y/c = 0.188$ with $C_T = 2.9$ and $K_Q/J^2 = 0.3$ (Contour interval is $0.5q_\infty$. Dotted lines show negative values).	114
5.30	Computed pressure distributions on ground with $C_T = 2.9$ and $K_Q/J^2 = 0.3$ (Contour interval is $0.5q_\infty$. Dotted lines show negative values).	115
5.31	Computed surface-pressure distributions along the longitudinal line of $y/c = 0.188$ on a wing at $h/c = 0.02$ with $C_T = 2.9$ and $K_Q/J^2 = 0.3$ (Ground condition is case-1).	116
5.32	Computed surface-pressure distributions along the longitudinal line of $y/c = 0.188$ on ground with $C_T = 2.9$ and $K_Q/J^2 = 0.3$ (Ground condition is case-1).	116
5.33	Computed two dimensional lift coefficients of a PAR-WIG with $C_T = 2.9$ and $K_Q/J^2 = 0.3$ (Ground condition is case-1).	117
5.34	Components of computed drag of a PAR-WIG with $C_T = 2.9$ and $K_Q/J^2 = 0.3$ (Ground condition is case-1).	117

付図

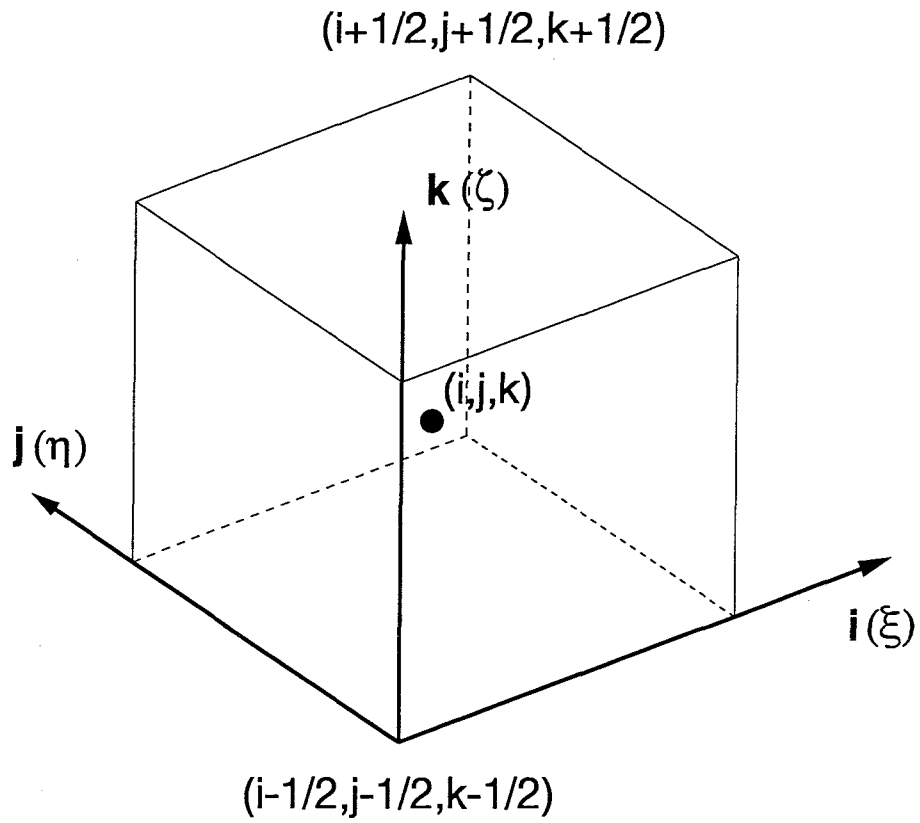


Fig. 2.1: Control volume at i, j, k .

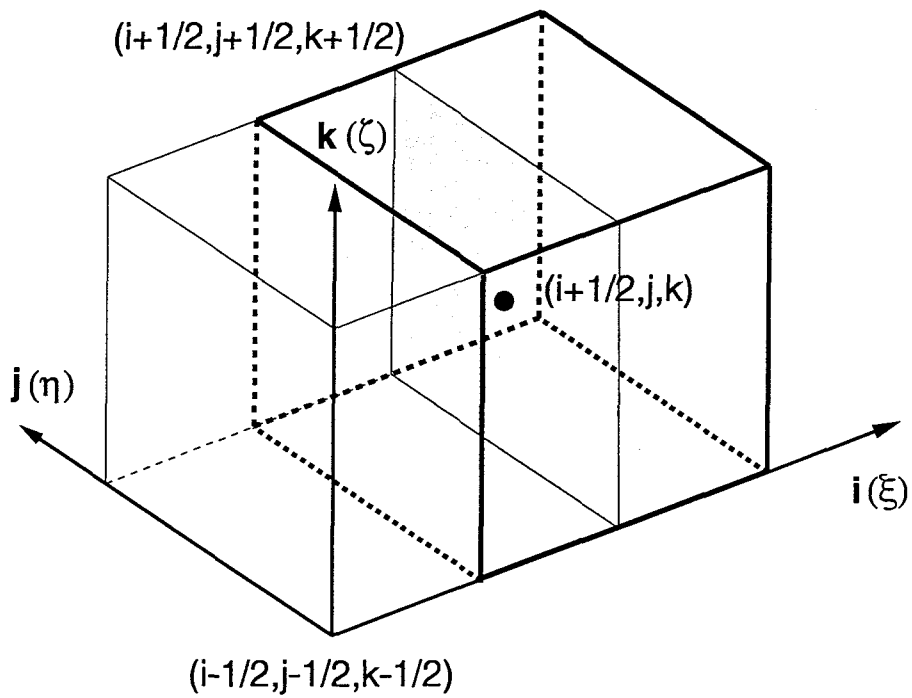
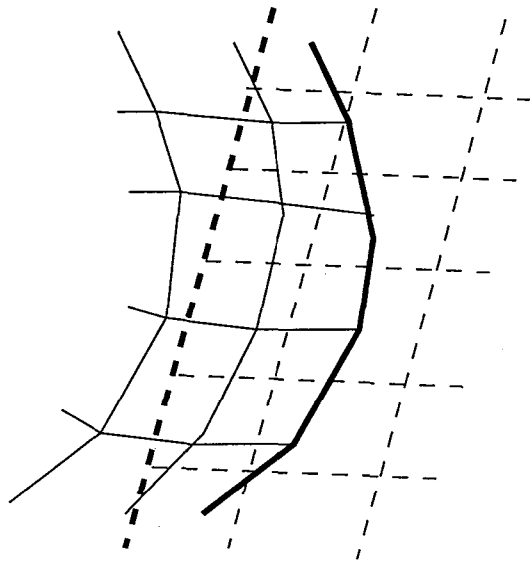
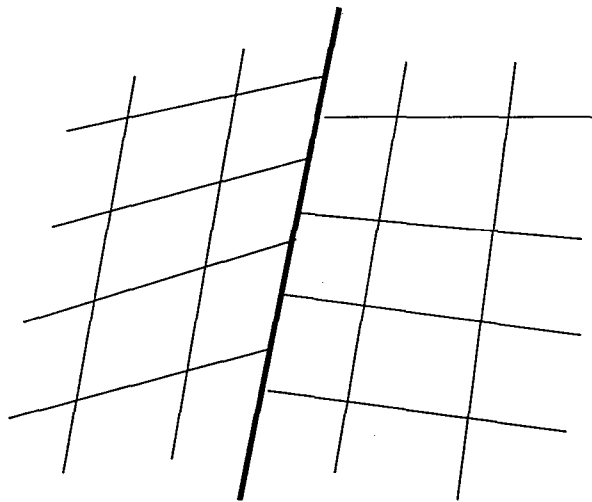


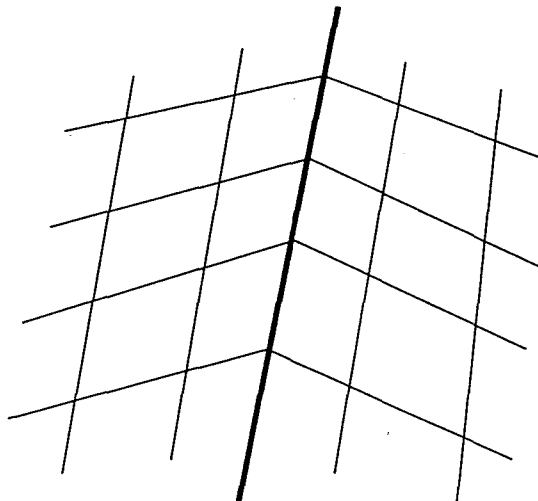
Fig. 2.2: Location of control volume and grid points for evaluation of ξ - viscous flux at $i+1/2, j, k$ cell interface.



(a) Chimera grid



(b) Patched grid



(c) Multiblock grid

Fig. 2.3: Block connection by domain decomposition techniques.

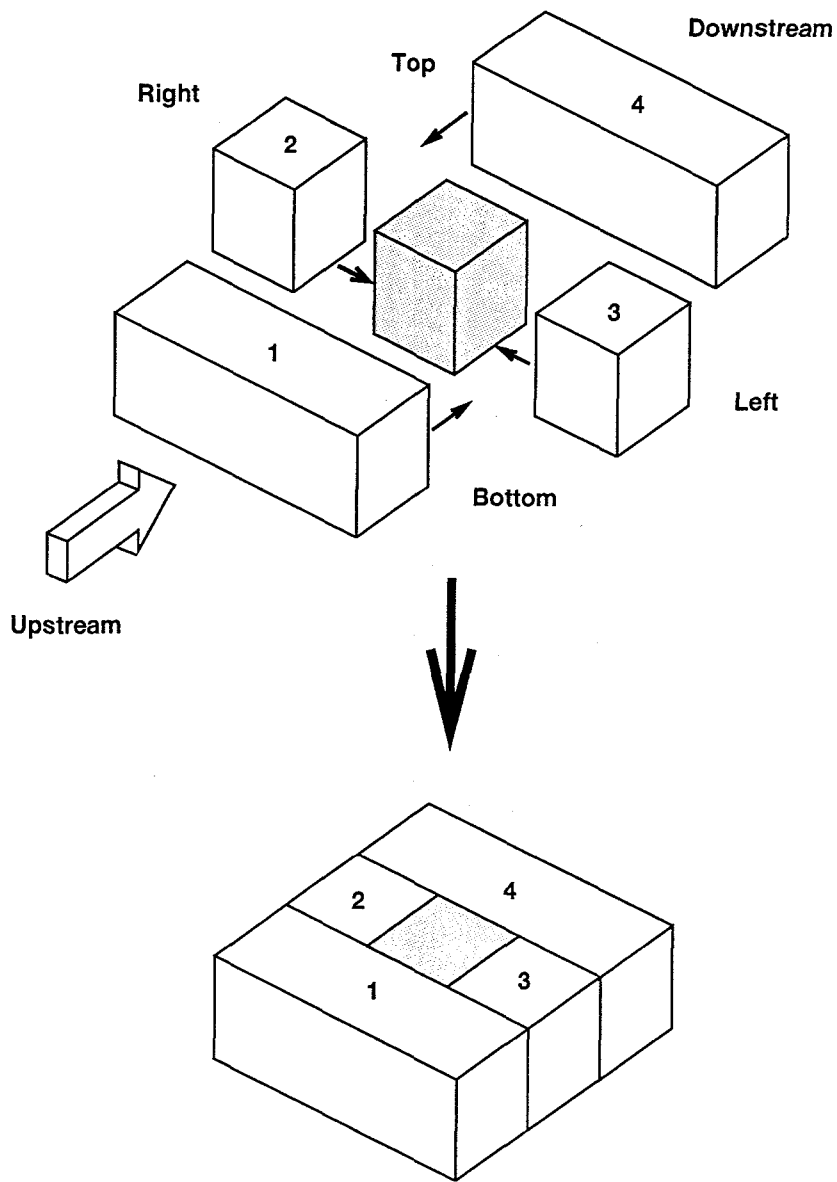


Fig. 2.4: Block composition of flow field around a body.

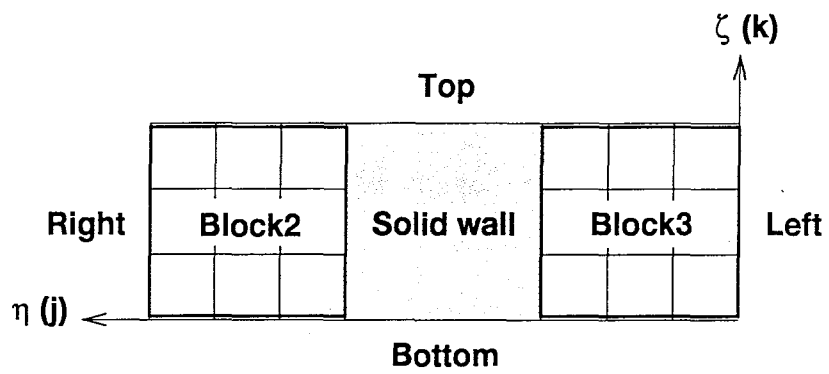
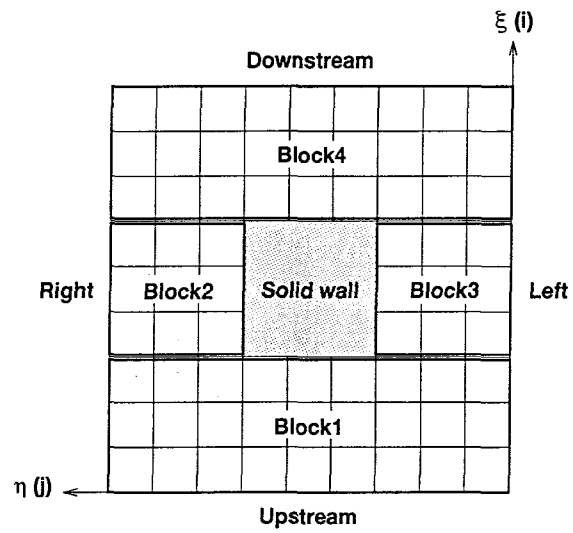
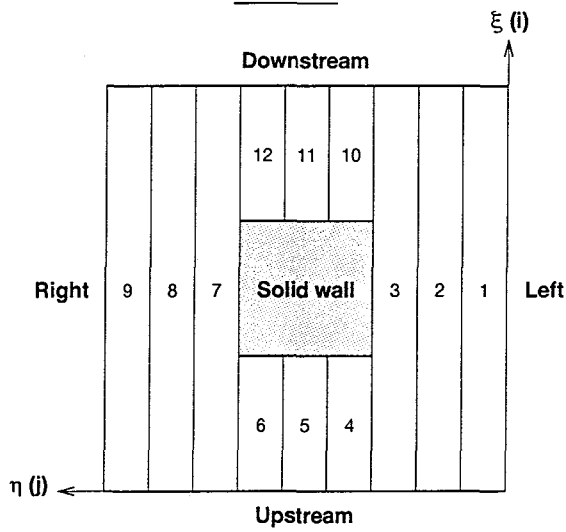


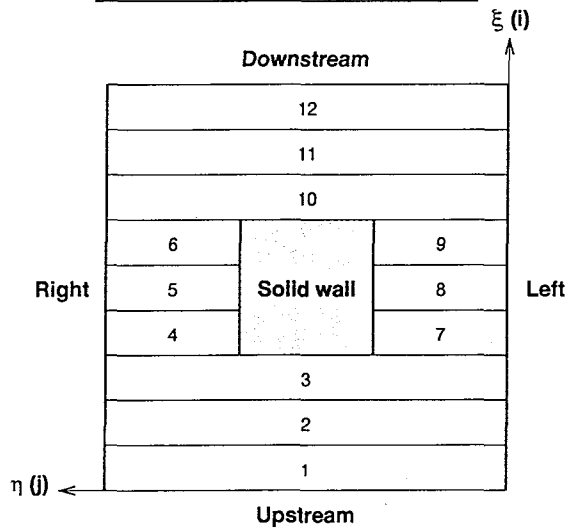
Fig. 2.5: Boundary conditions for the downstream face of block No.1.



(a) Mesh

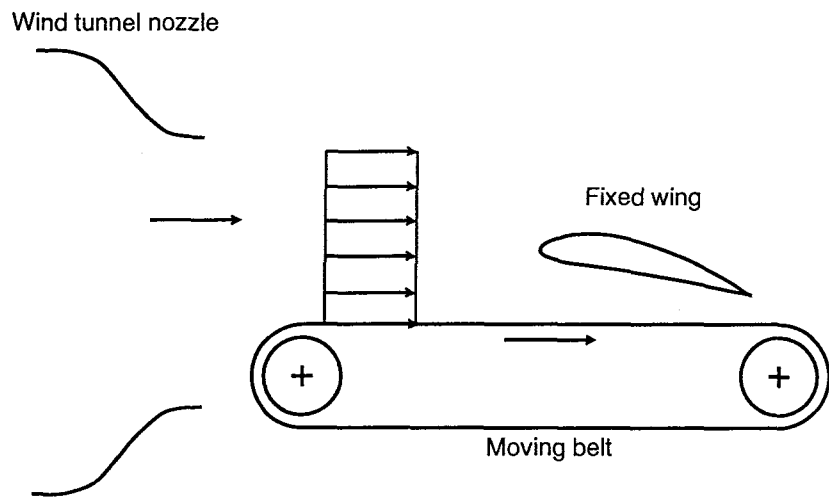


(b) First stage of sweep (ξ -sweep)

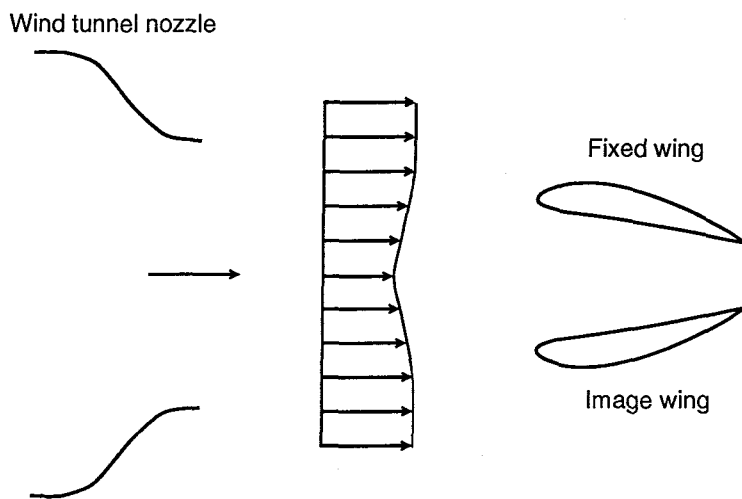


(c) Second stage of sweep (η -sweep)

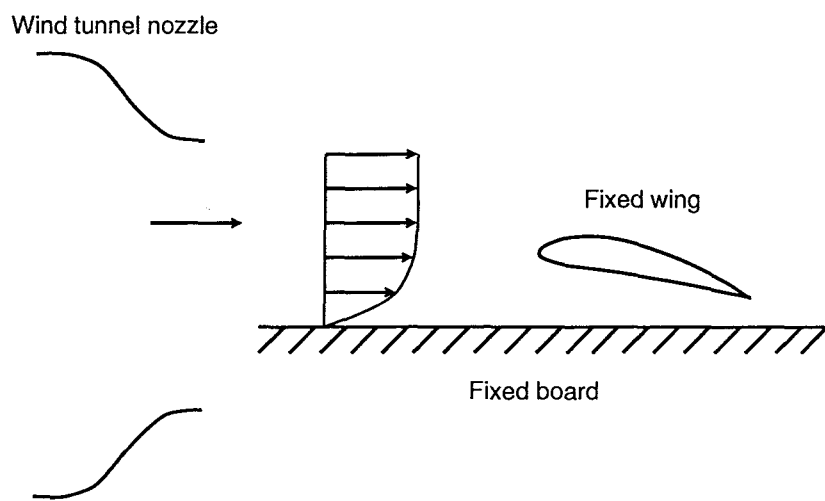
Fig. 2.6: Set of sweeps.



(a) Moving belt method.



(b) Image wing method.



(c) Fixed ground board method.

Fig. 3.1: Wind tunnel ground simulation methods.

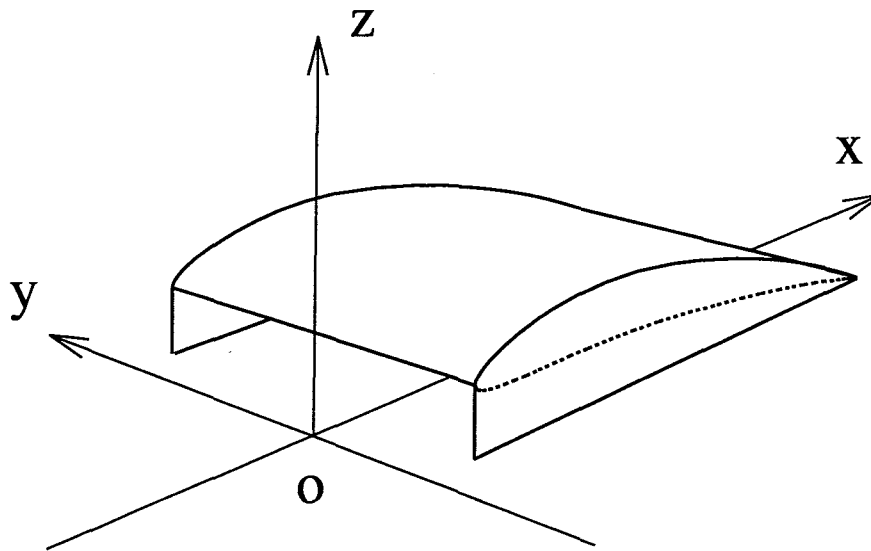


Fig. 3.2: A wing model and coordinate system.

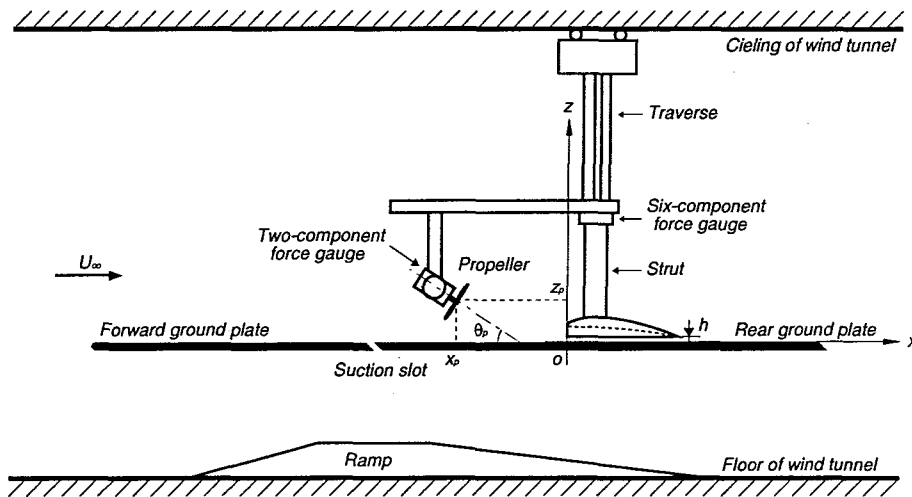


Fig. 3.3: Apparatus of wind tunnel testing with a ground plate.

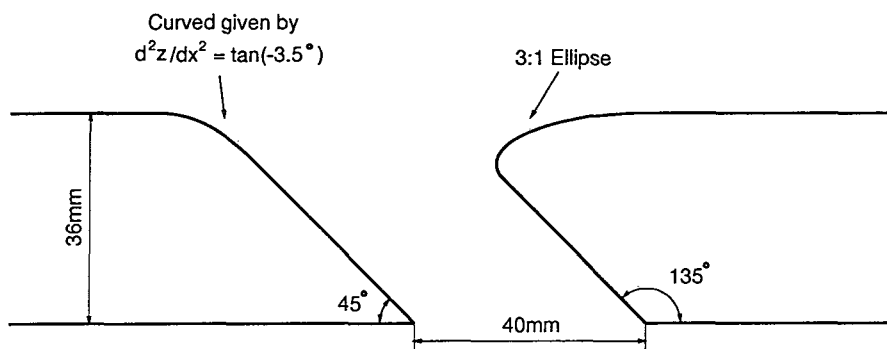


Fig. 3.4: Slot shapes.

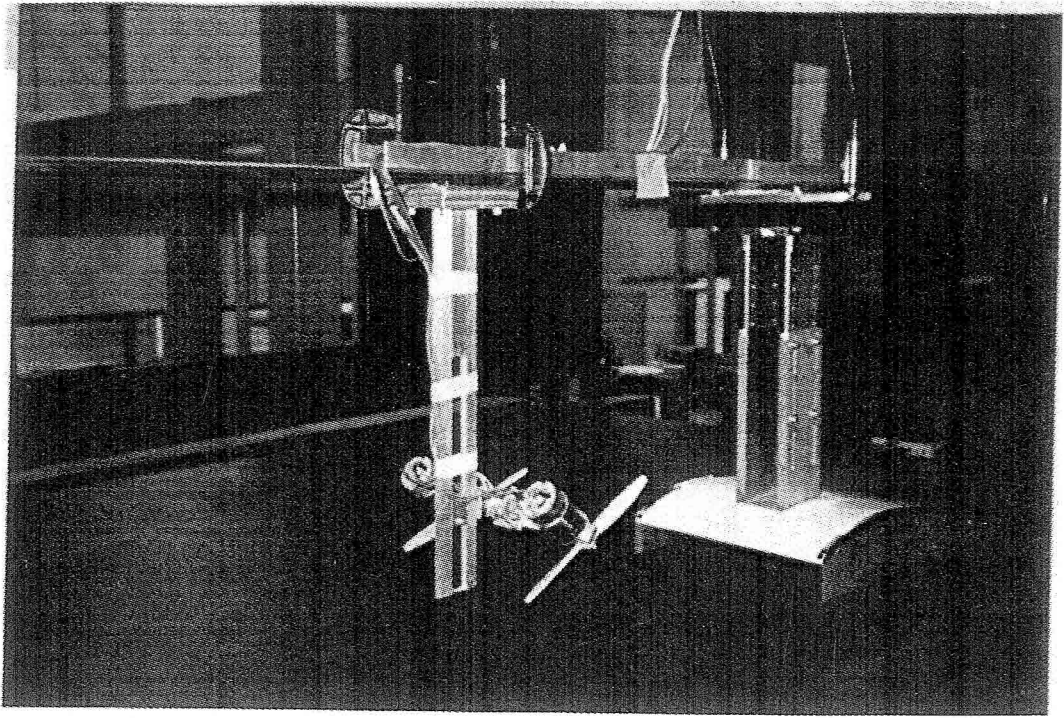


Fig. 3.5: View of experimental arrangements in a wind tunnel.

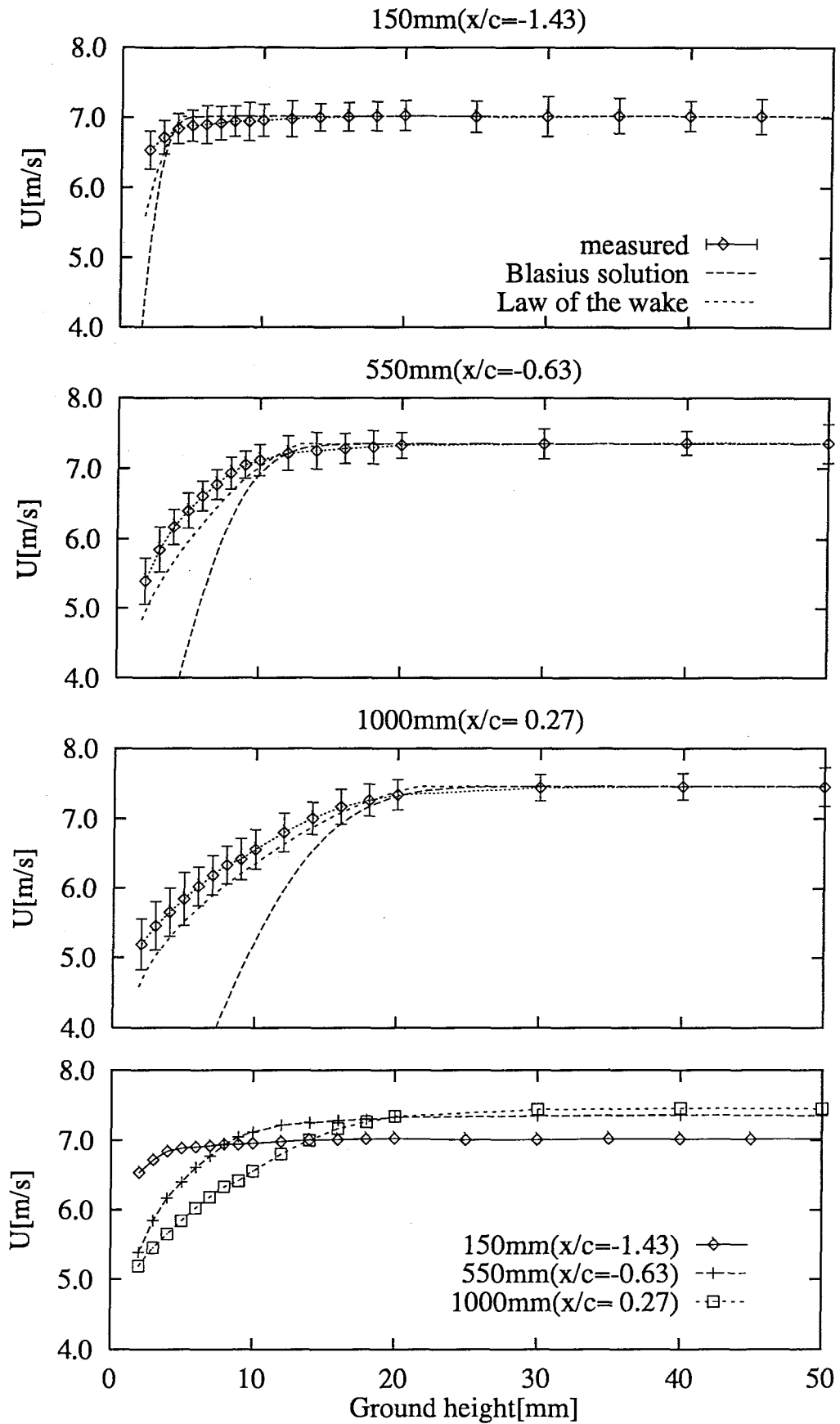


Fig. 3.6: Measured velocity profiles over a ground plate.

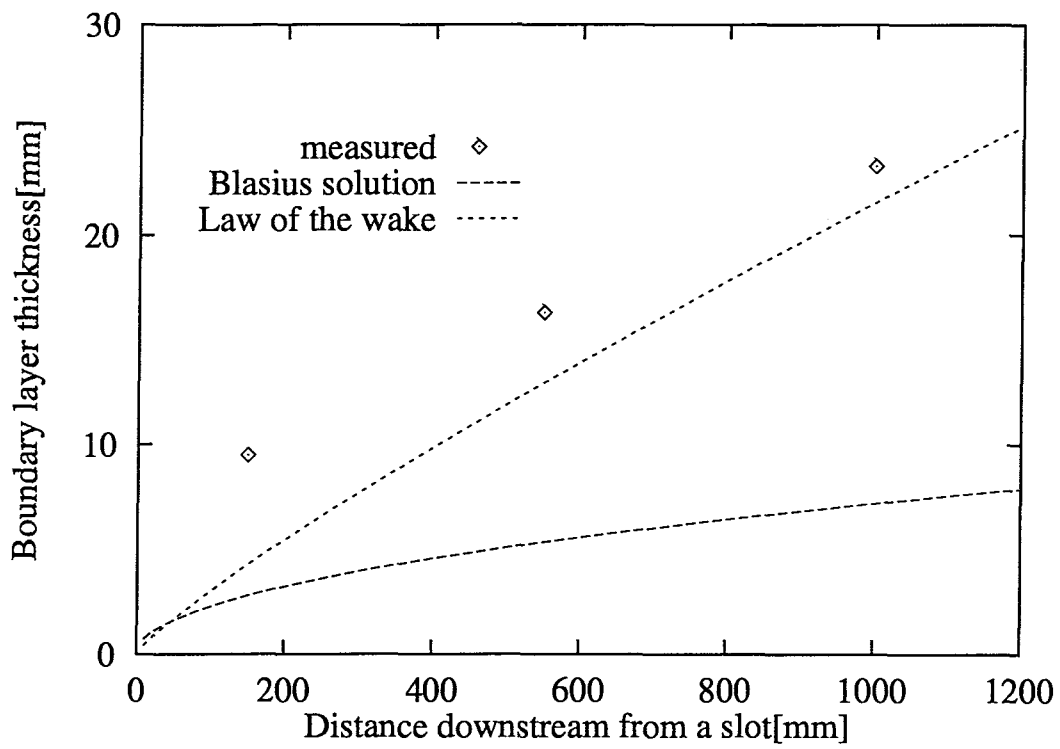


Fig. 3.7: Measured boundary layer thickness over a ground plate.

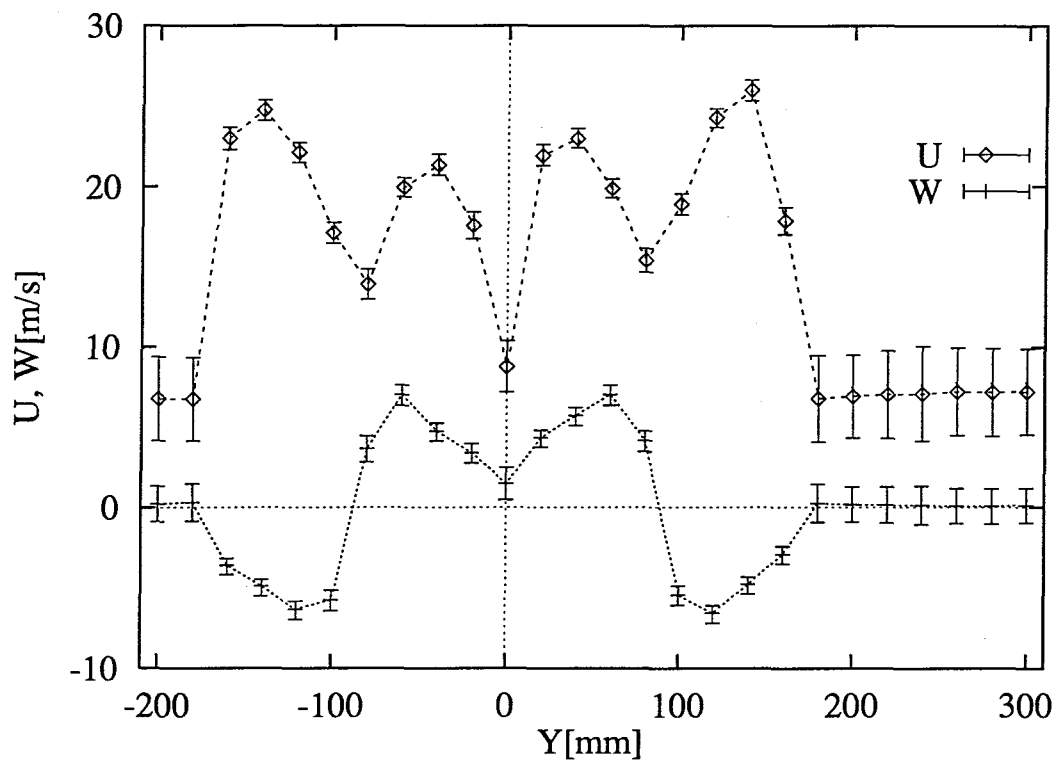


Fig. 3.8: Measured wake distributions behind a pair of propellers.

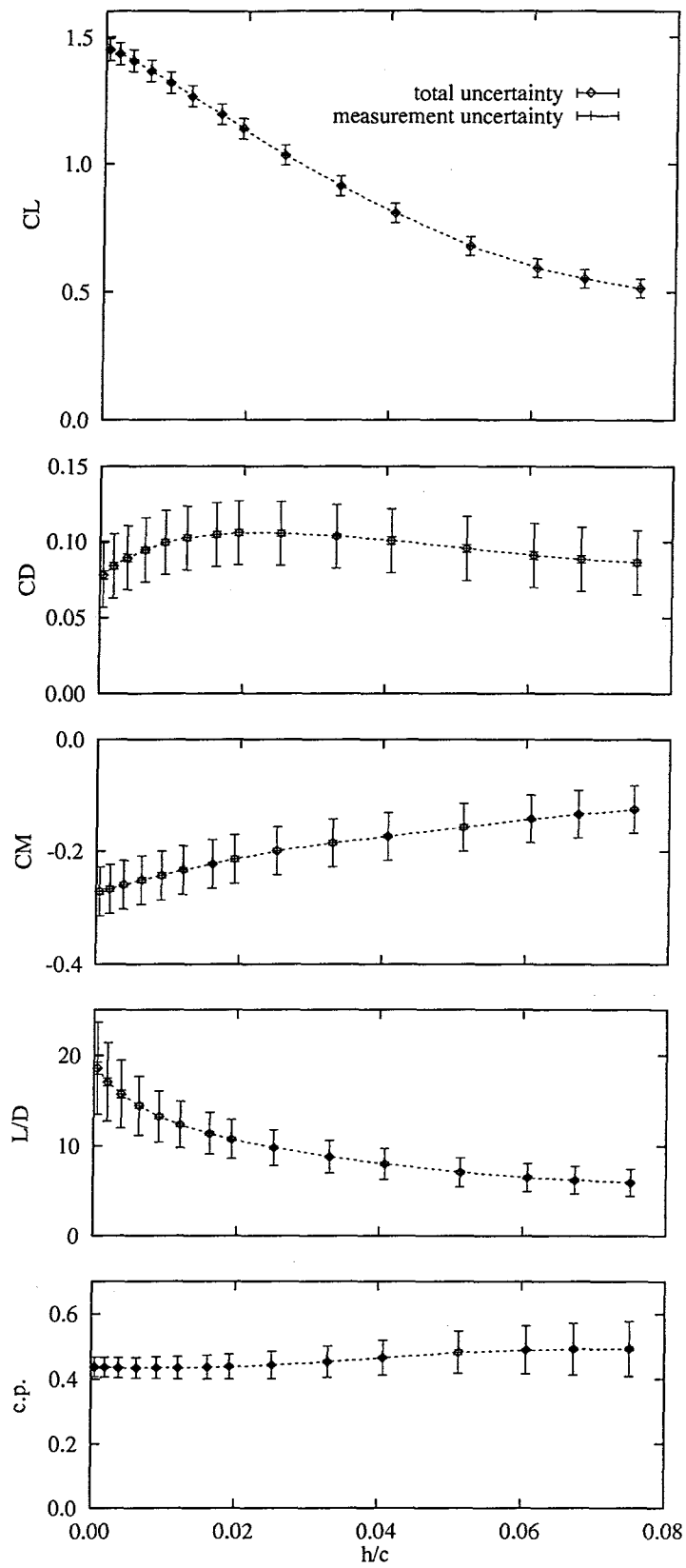


Fig. 3.9: Measured aerodynamic characteristics of a WIG at $\alpha = 6^\circ$ by an image wing method.

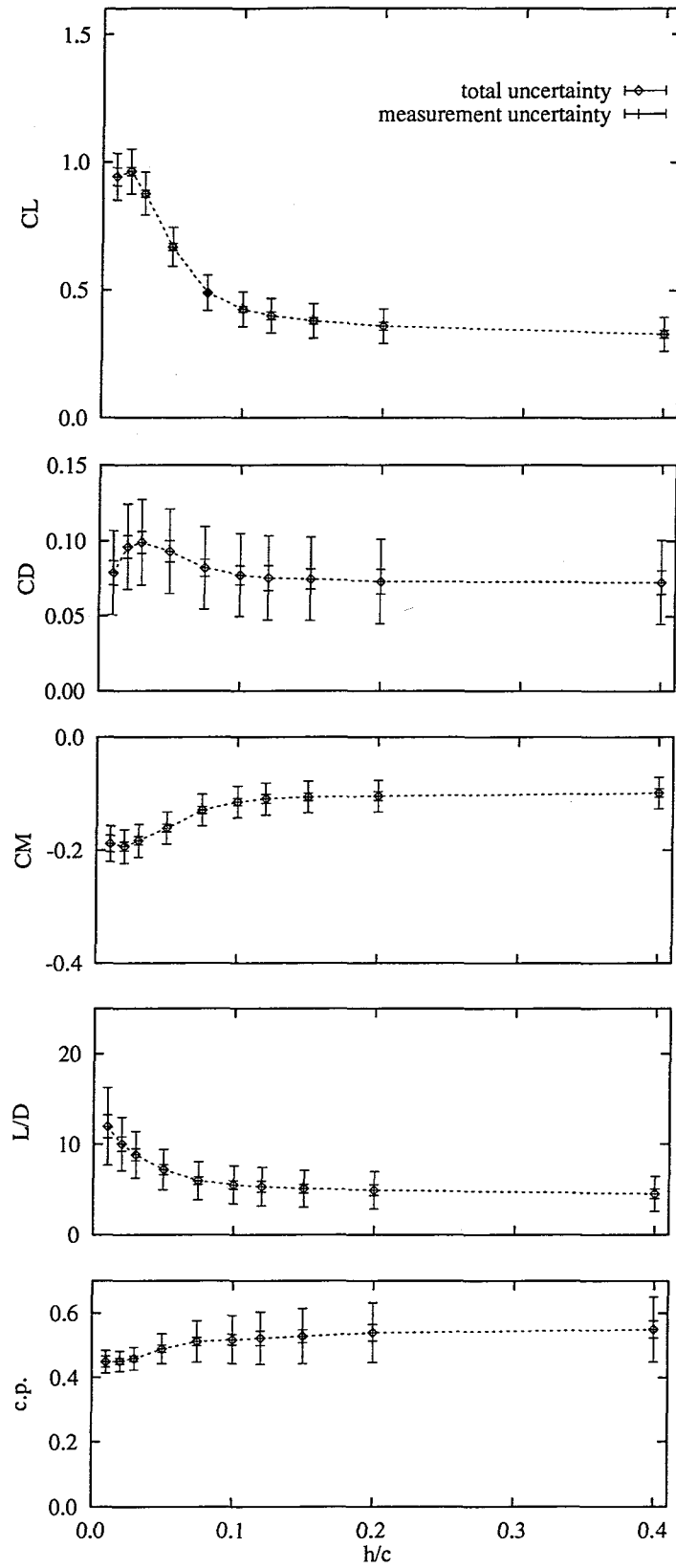


Fig. 3.10: Measured aerodynamic characteristics of a WIG at $\alpha = 6^\circ$ by a ground board method

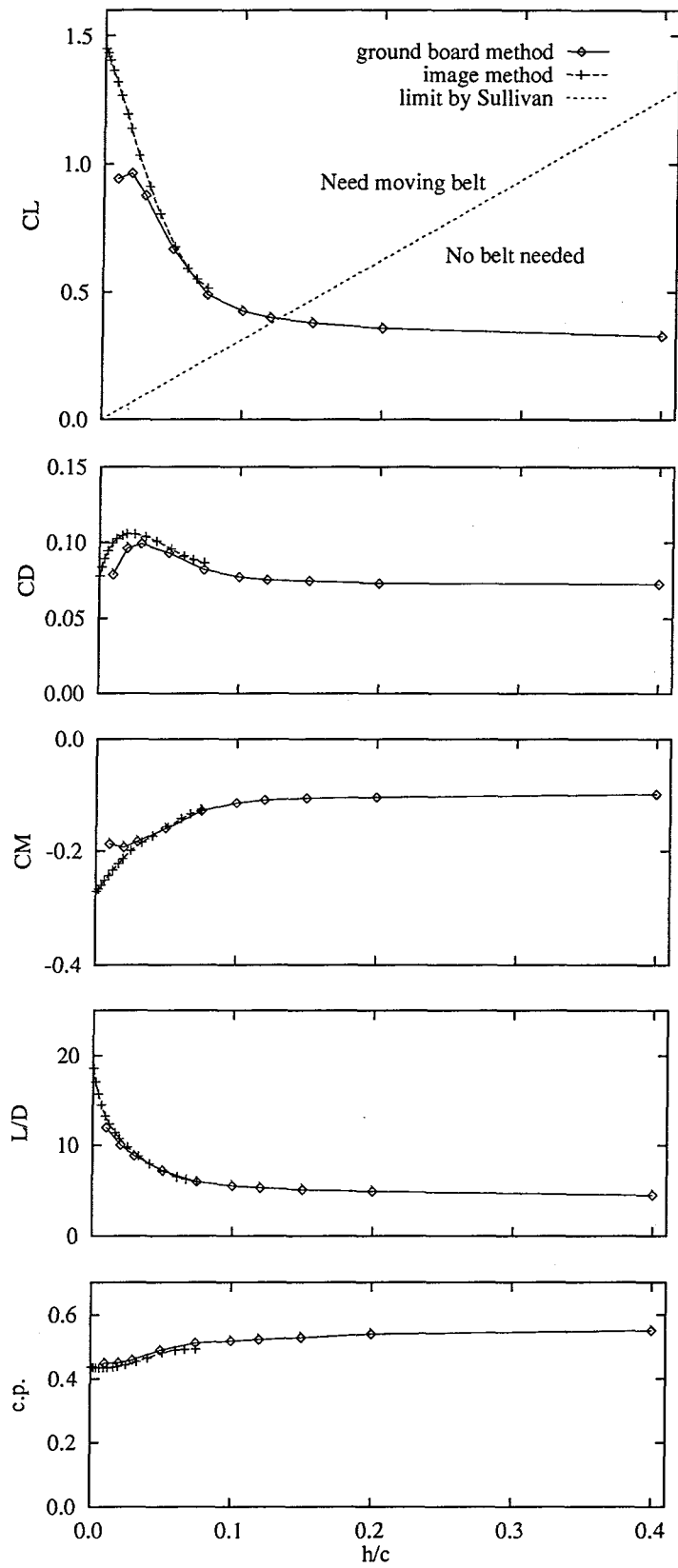


Fig. 3.11: Comparison of measured aerodynamic characteristics of a WIG at $\alpha = 6^\circ$

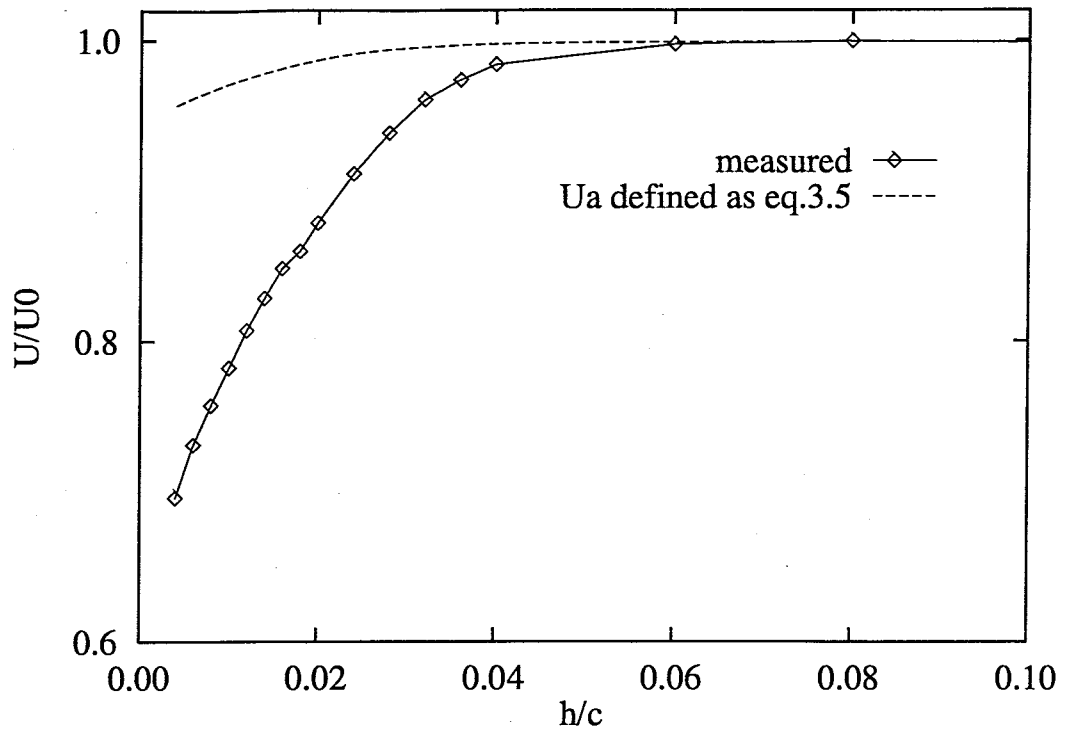


Fig. 3.12: Measured and averaged velocity profiles at $x/c=0.27$.

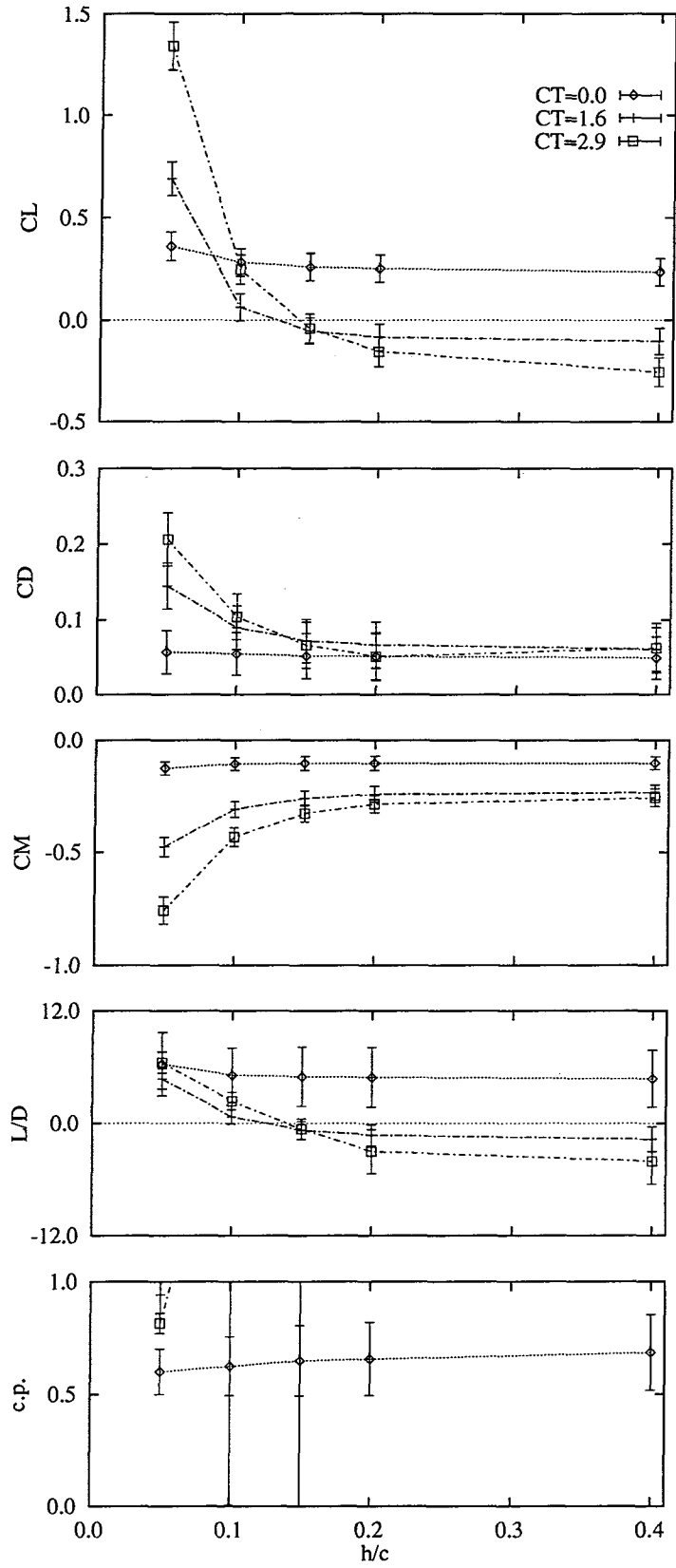


Fig. 3.13: Measured aerodynamic characteristics of a PAR-WIG at $\alpha = 3^\circ$

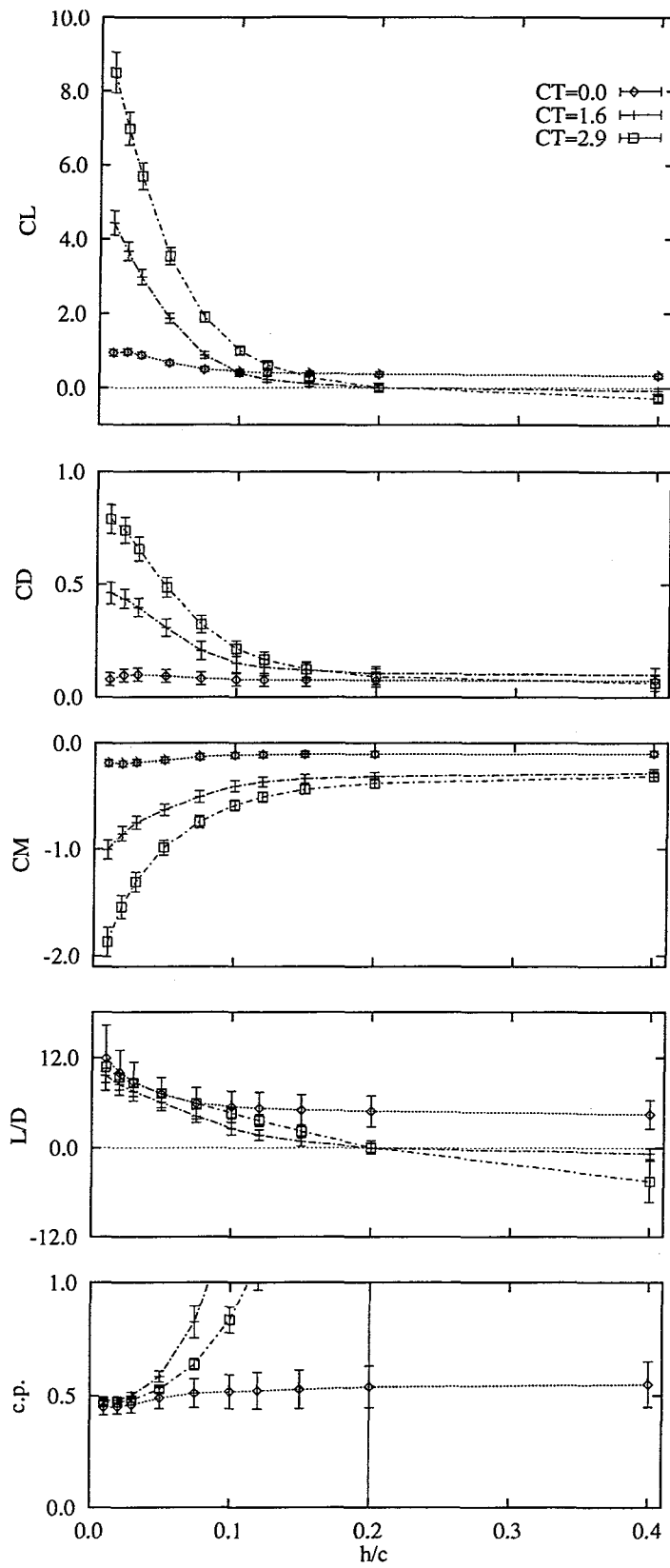


Fig. 3.14: Measured aerodynamic characteristics of a PAR-WIG at $\alpha = 6^\circ$

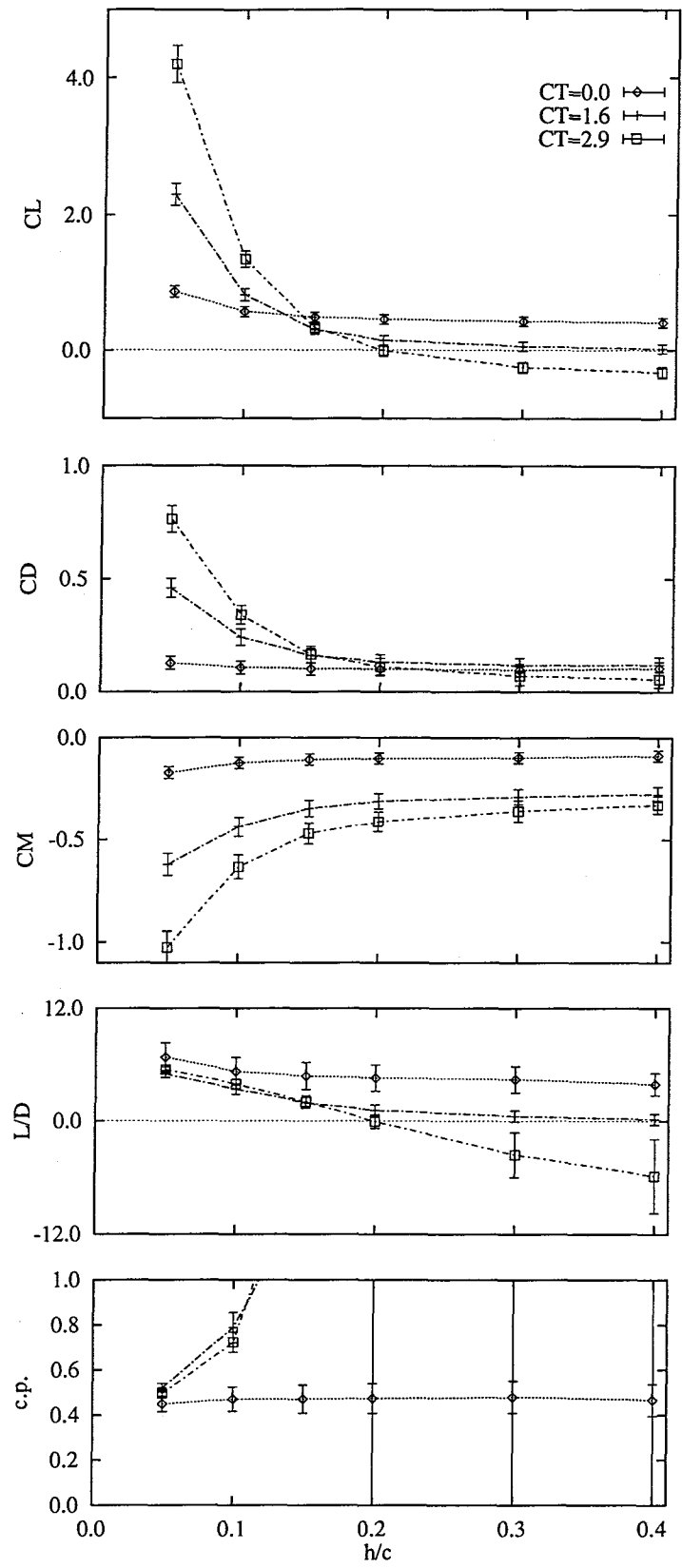


Fig. 3.15: Measured aerodynamic characteristics of a PAR-WIG at $\alpha = 9^\circ$

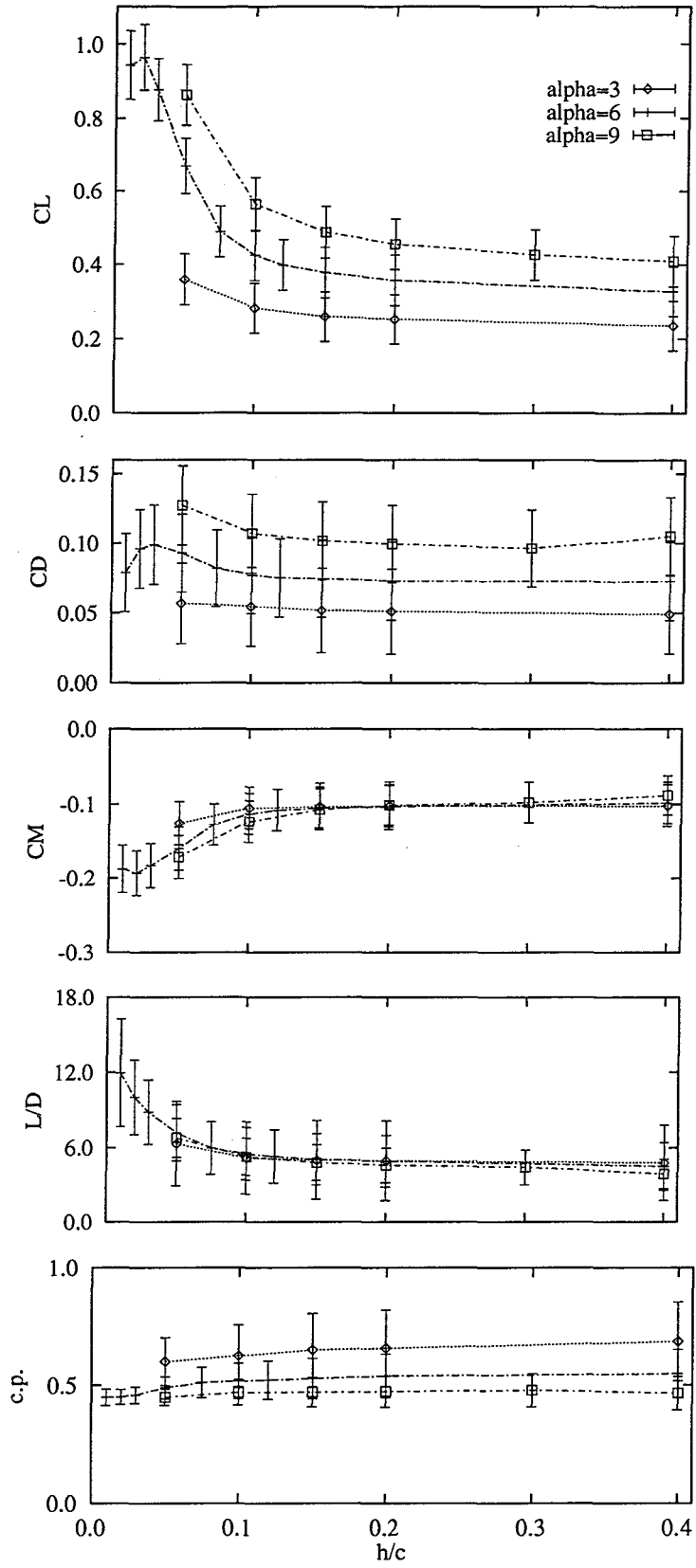


Fig. 3.16: Measured aerodynamic characteristics of a PAR-WIG without PAR thrust.

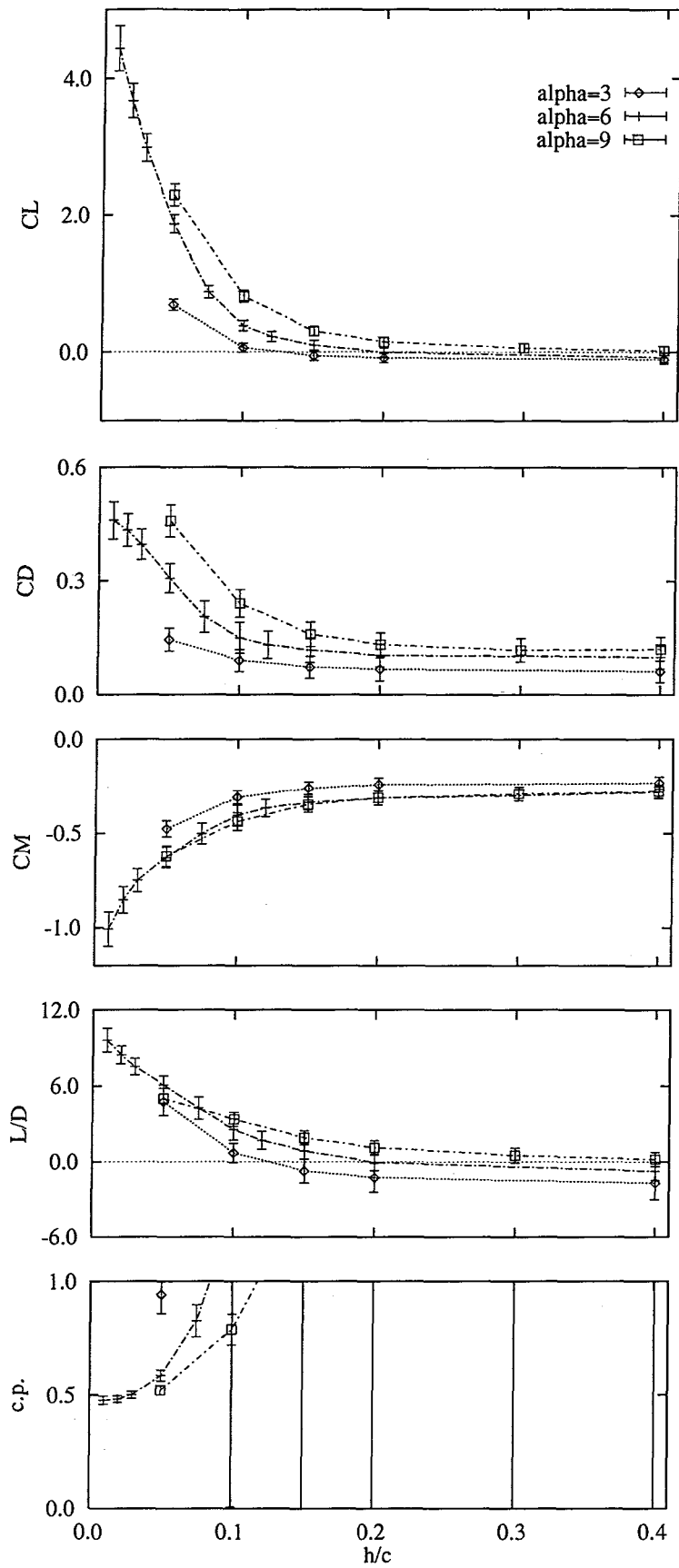


Fig. 3.17: Measured aerodynamic characteristics of a PAR-WIG with $C_T = 1.6$.

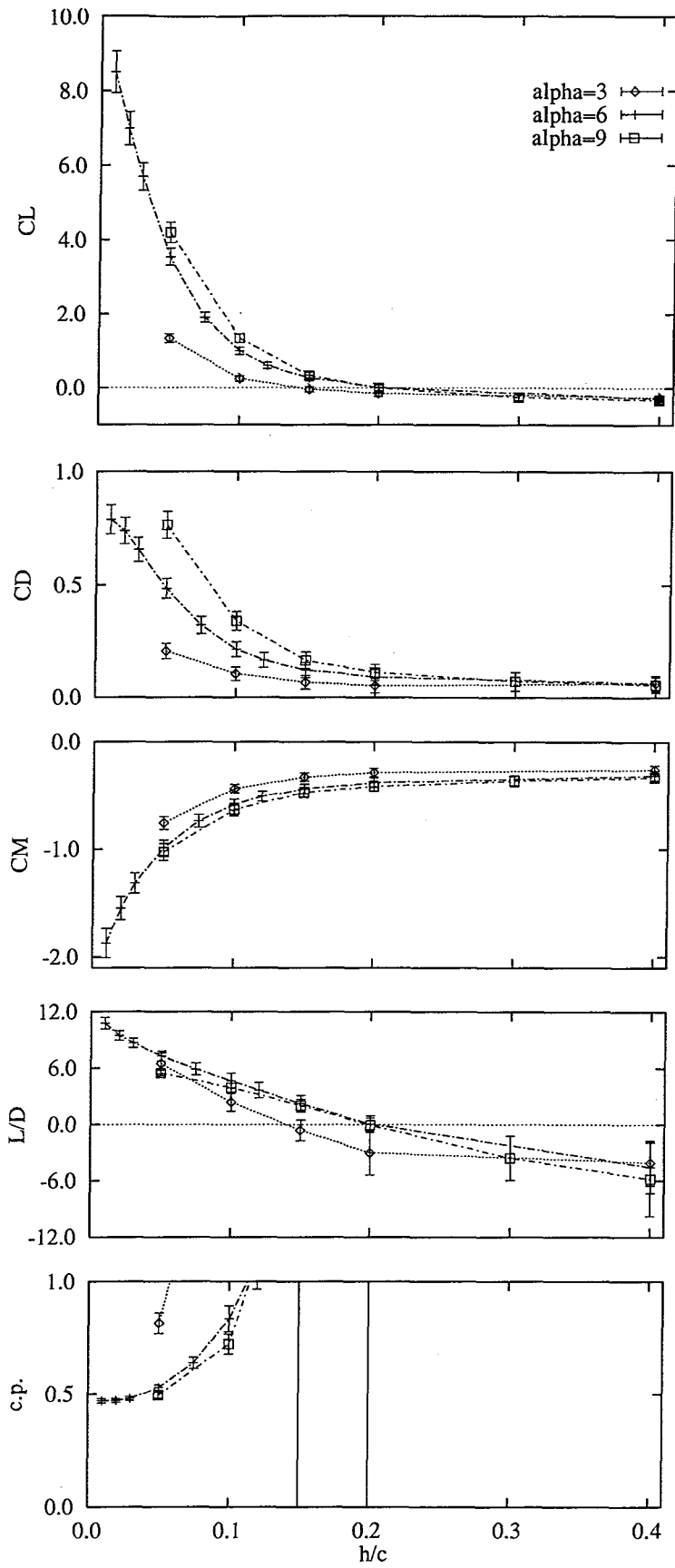


Fig. 3.18: Measured aerodynamic characteristics of a PAR-WIG with $C_T = 2.9$.

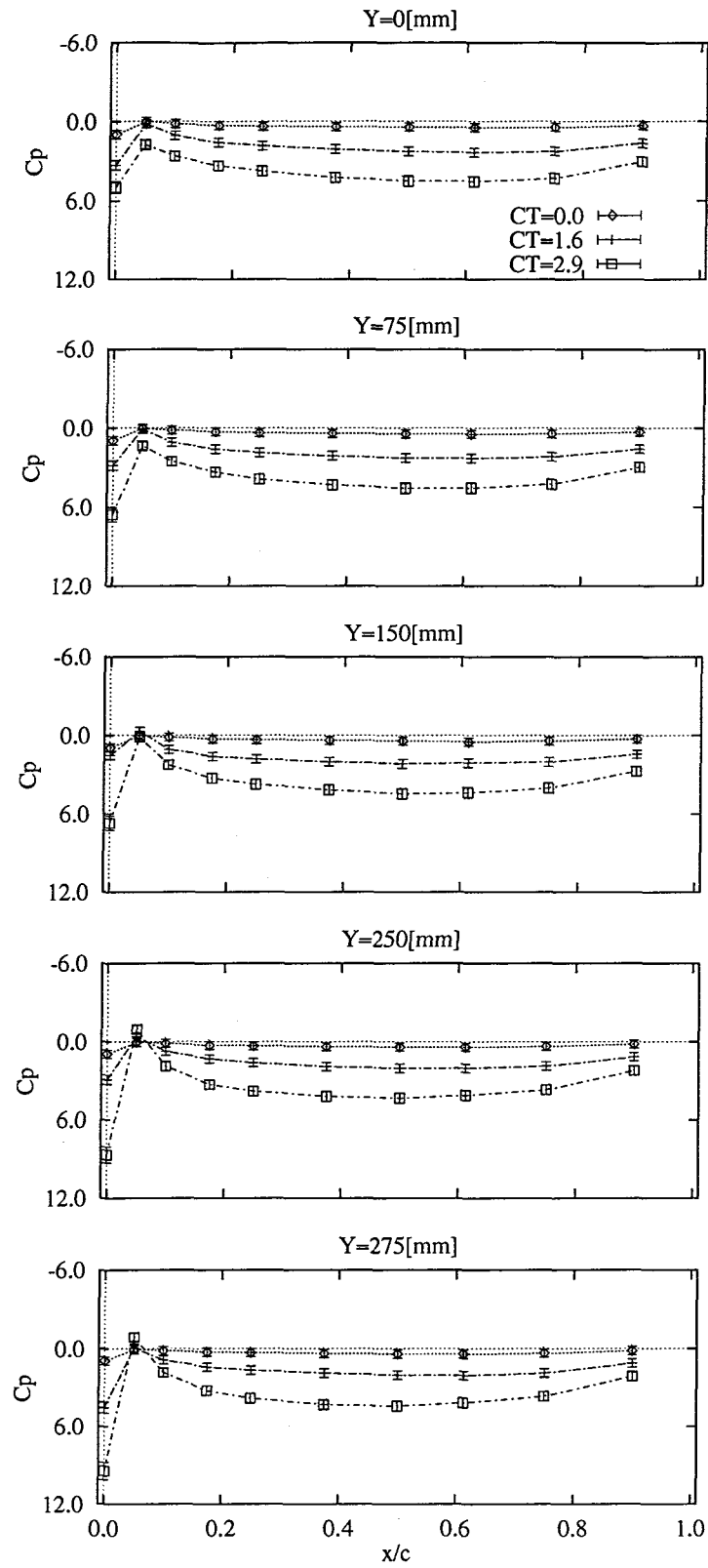


Fig. 3.19: Measured surface-pressure distributions on the lower side of a wing at $h/c=0.05$ and $\alpha = 6^\circ$.

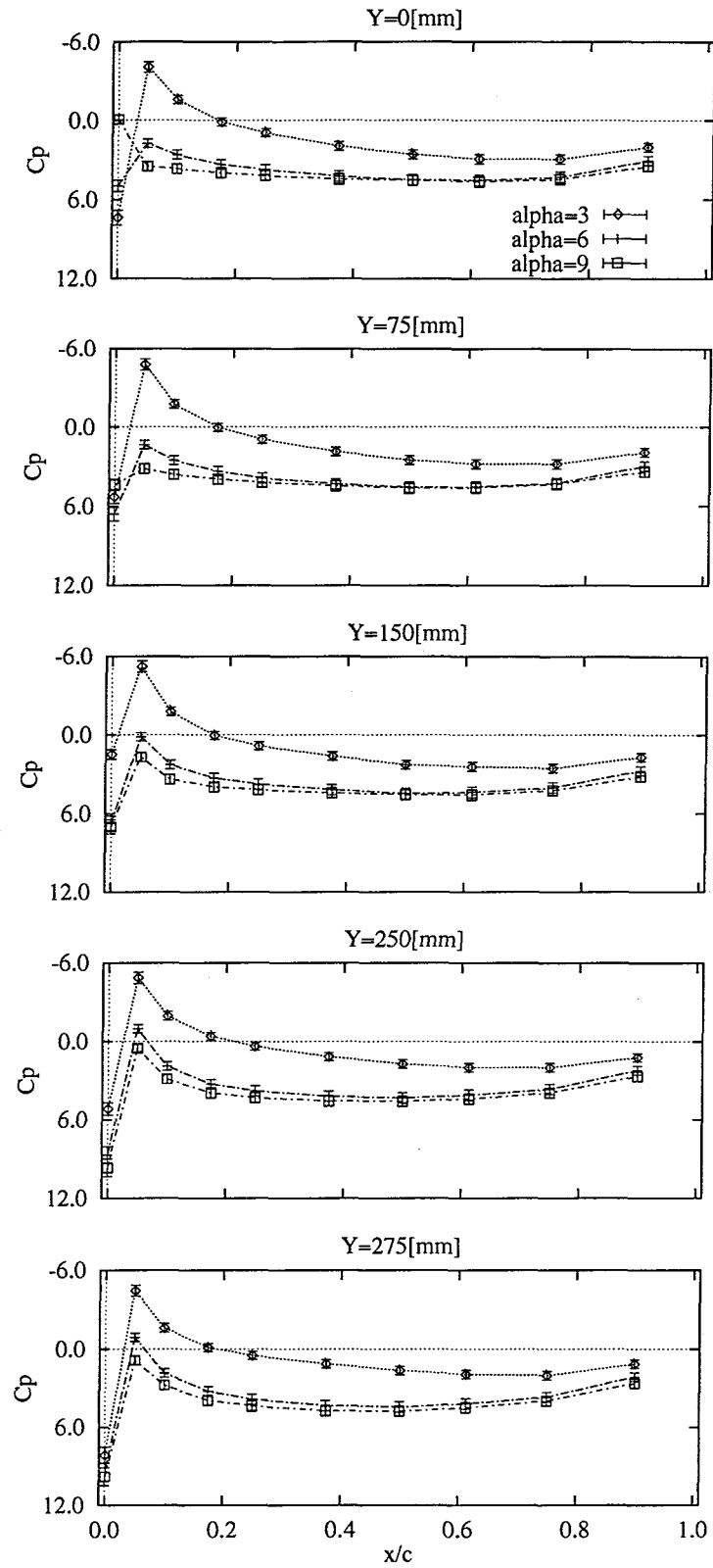


Fig. 3.20: Measured surface-pressure distributions on the lower side of a wing at $h/c=0.05$ with $C_T = 2.9$.

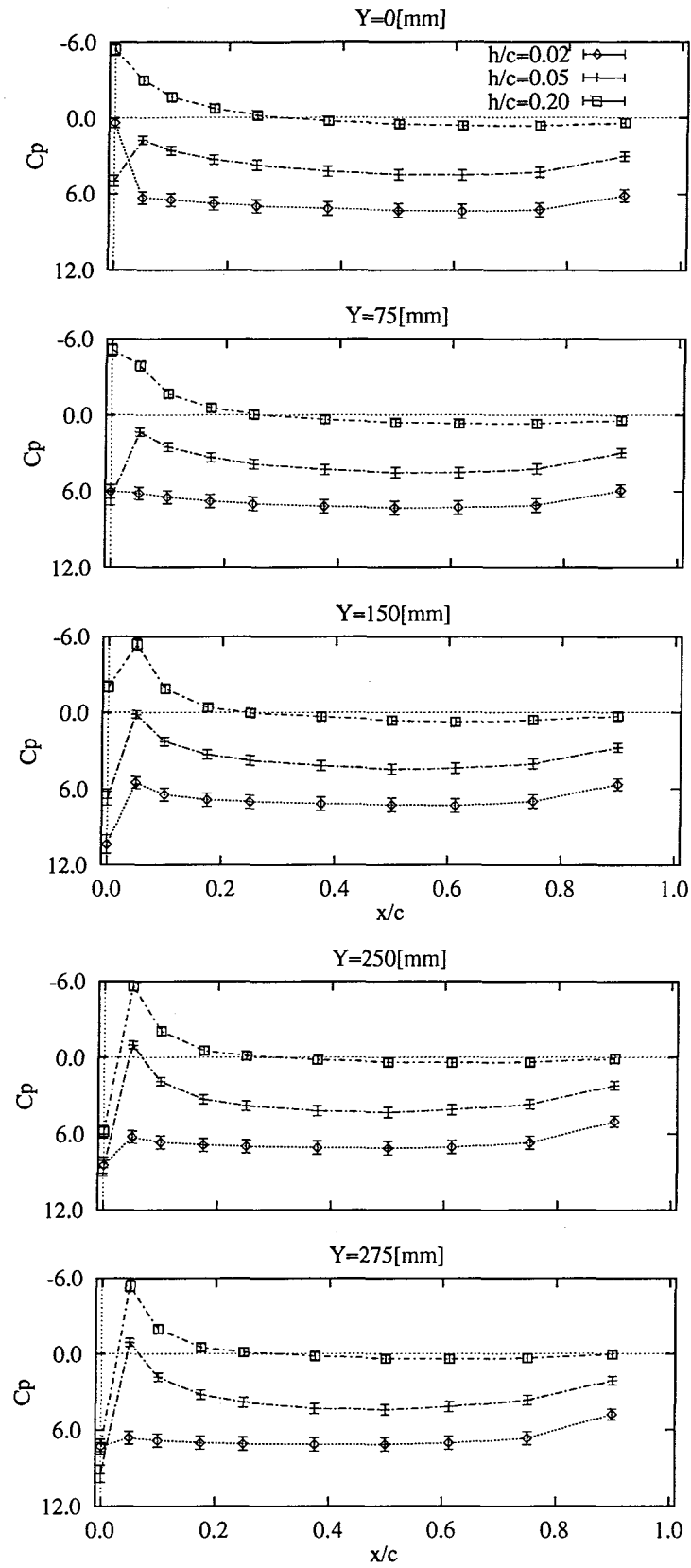


Fig. 3.21: Measured surface-pressure distributions on the lower side of a wing at $\alpha = 6^\circ$ with $C_T = 2.9$

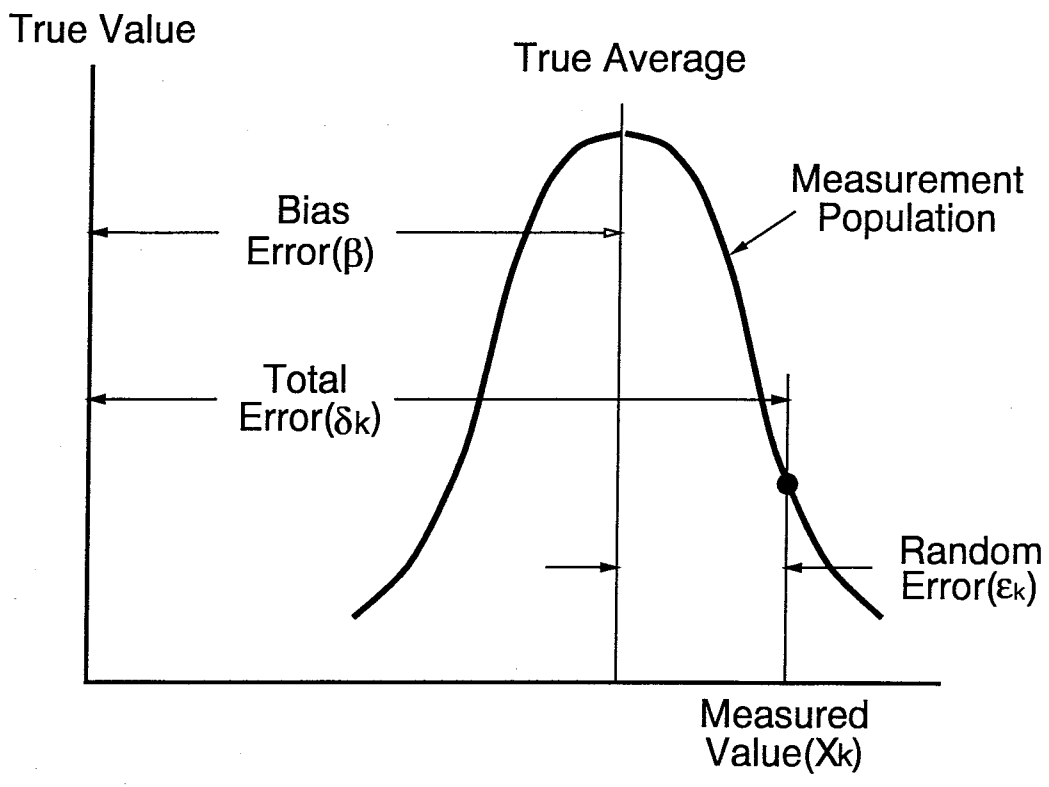


Fig. 3.22: Measurement errors.

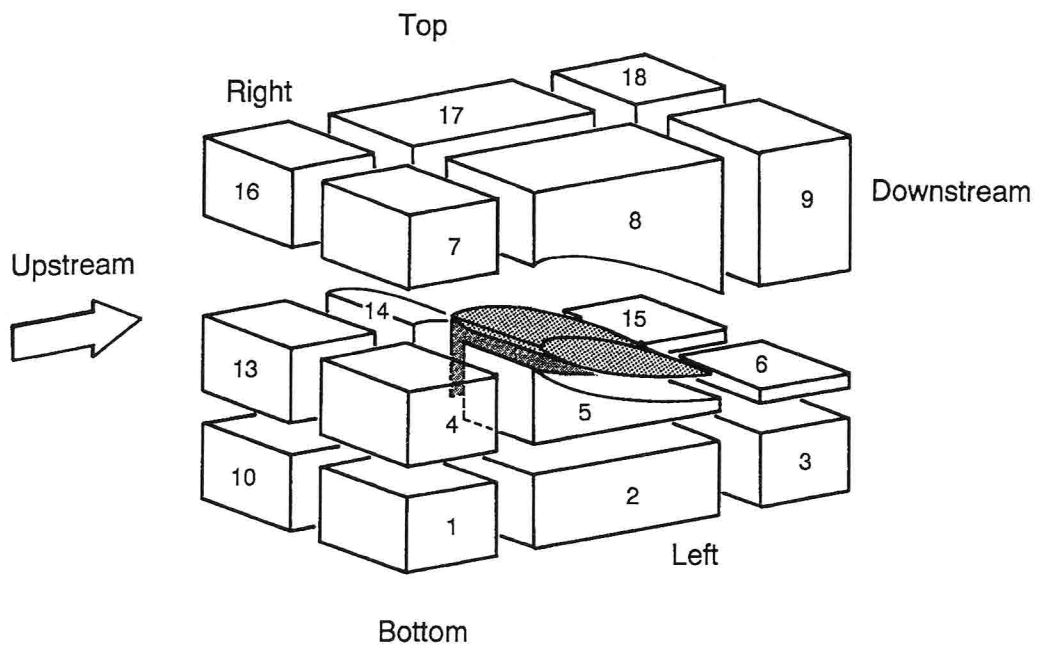


Fig. 4.1: Schematic view of block topology for a PAR-WIG.

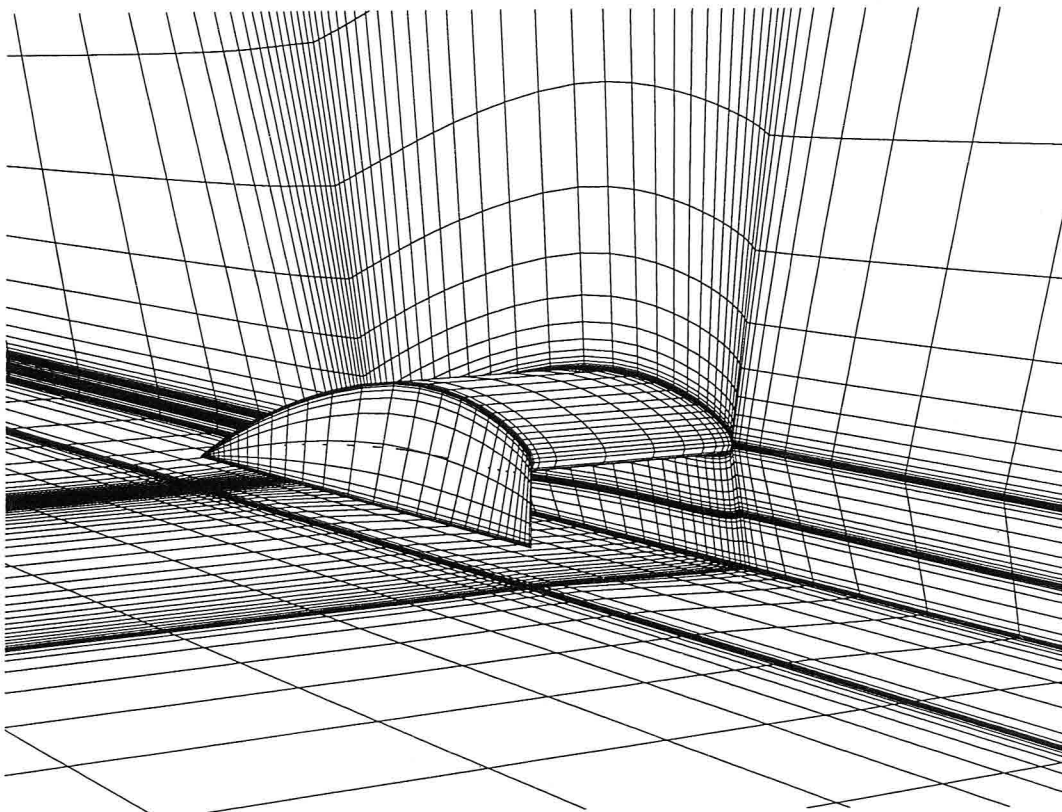


Fig. 4.2: Computational grid around a wing at $h/c = 0.05$.

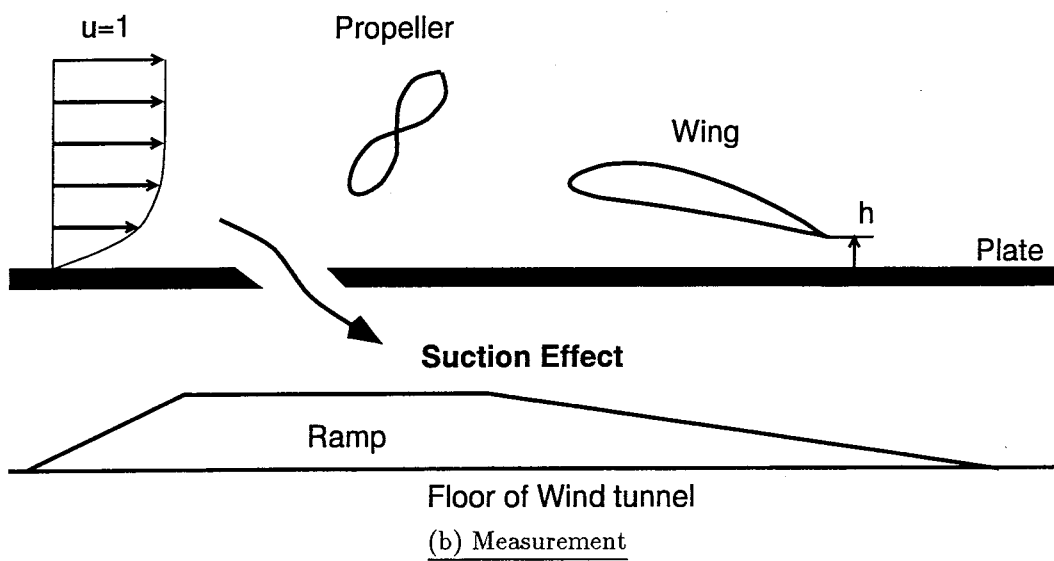
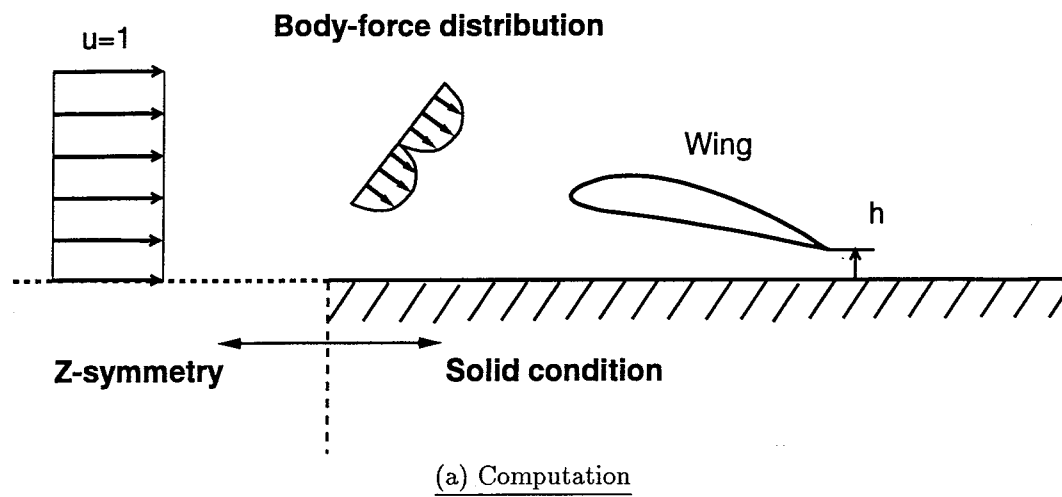


Fig. 4.3: Ground condition for a ground board method.

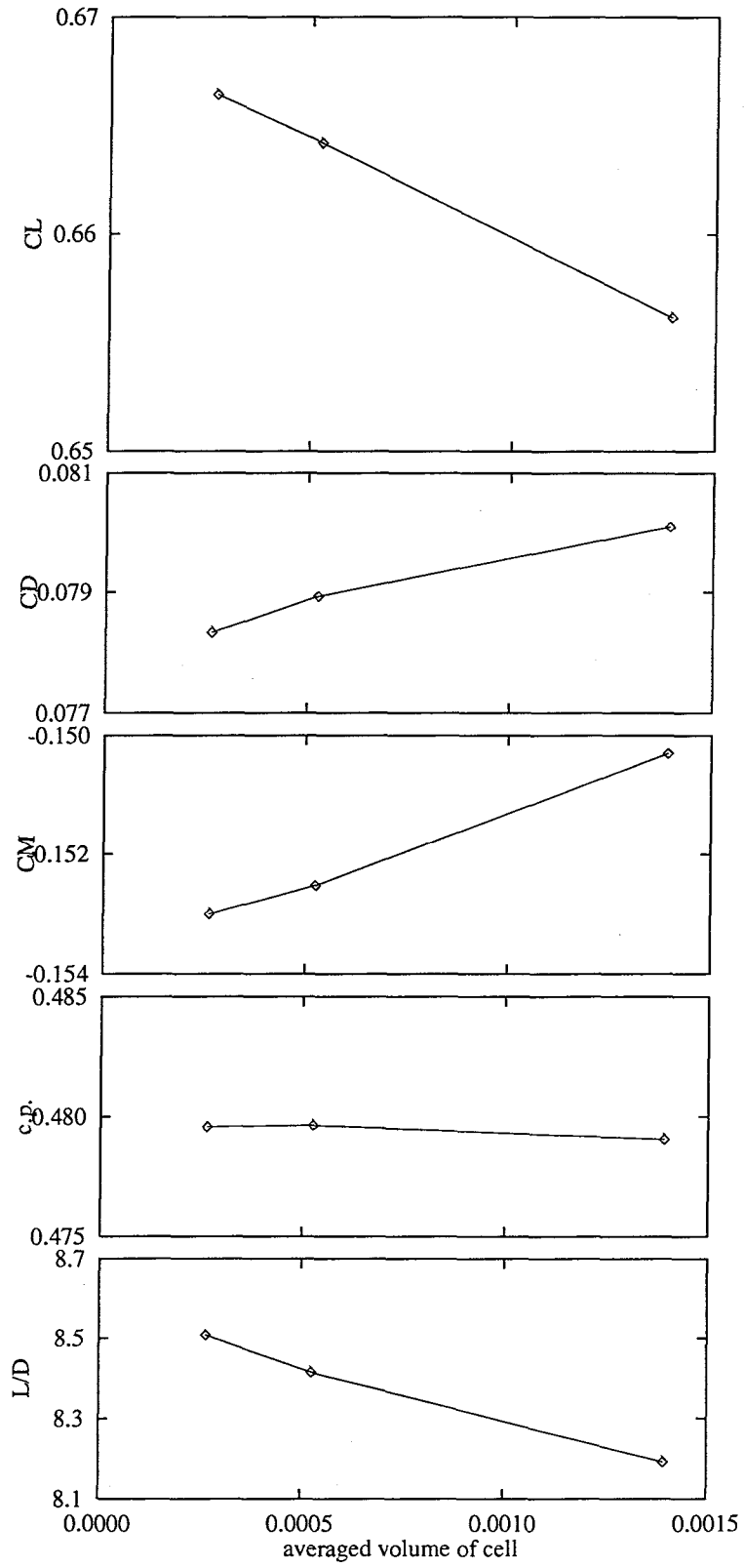


Fig. 4.4: Effect on aerodynamic characteristics of varying grid spacing

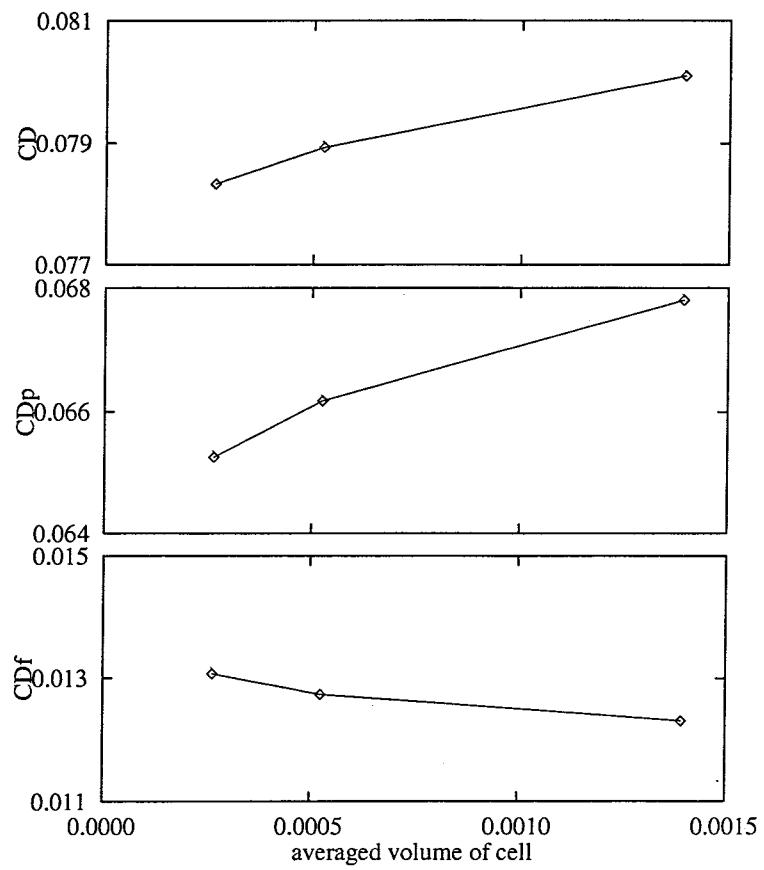


Fig. 4.5: Effect on drag components of varing grid spacing.

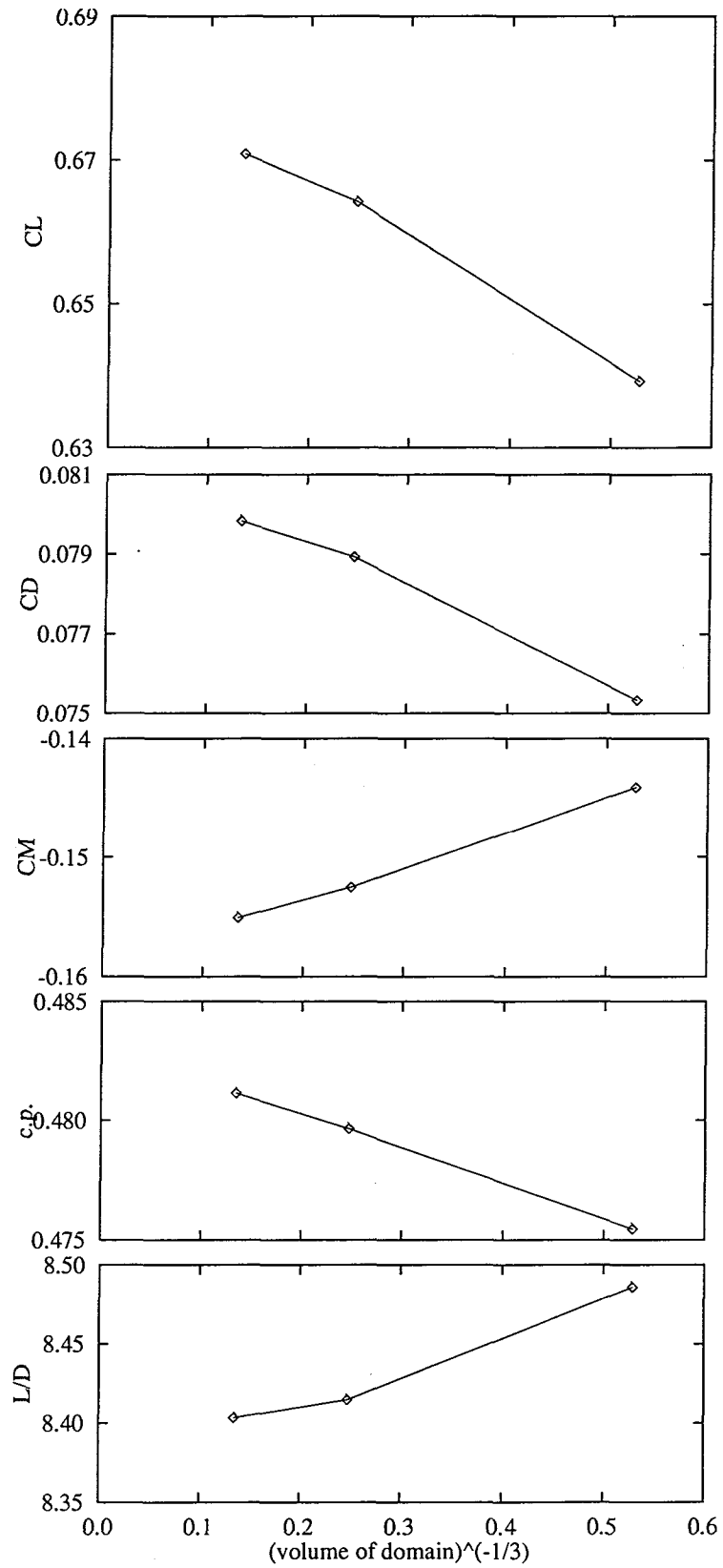


Fig. 4.6: Effect on aerodynamic characteristics of varying outer boundary distances

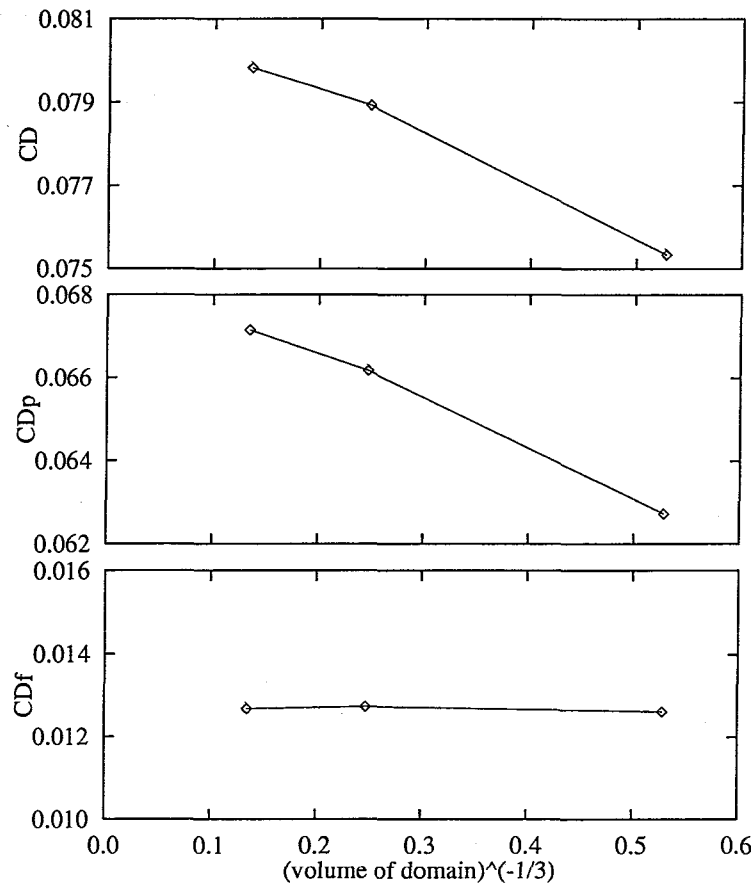


Fig. 4.7: Effect on drag components of varying outer boundary distances.

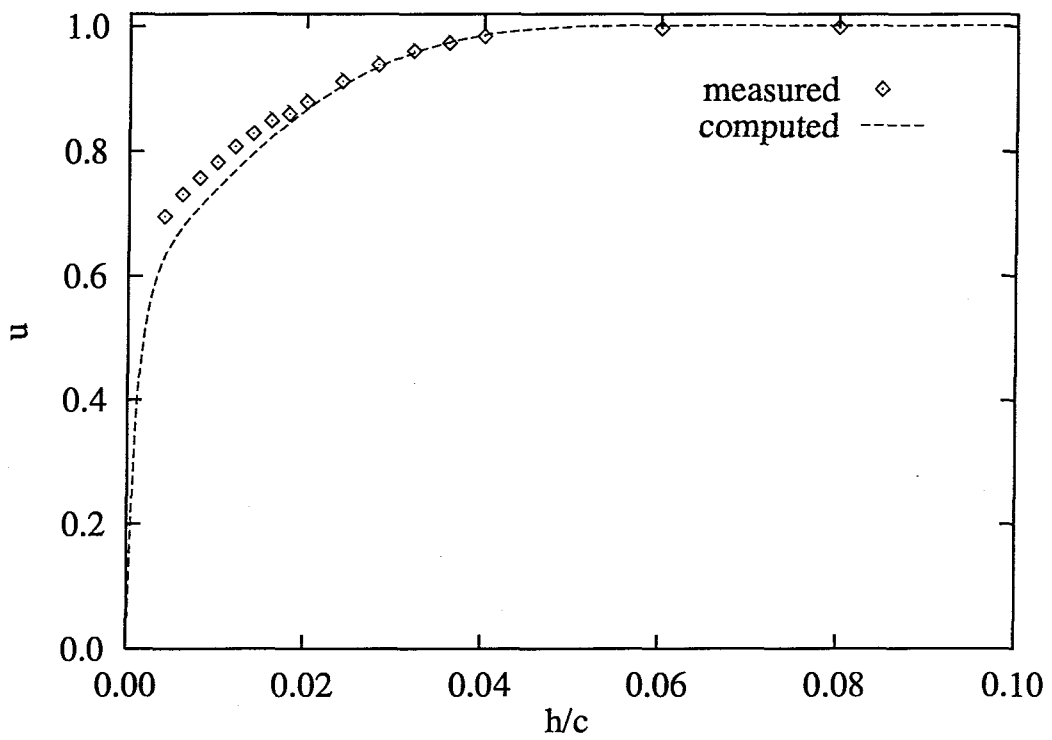


Fig. 4.8: Comparison of measured and computed velocity profiles over a ground plate at $x/c=0.27$.

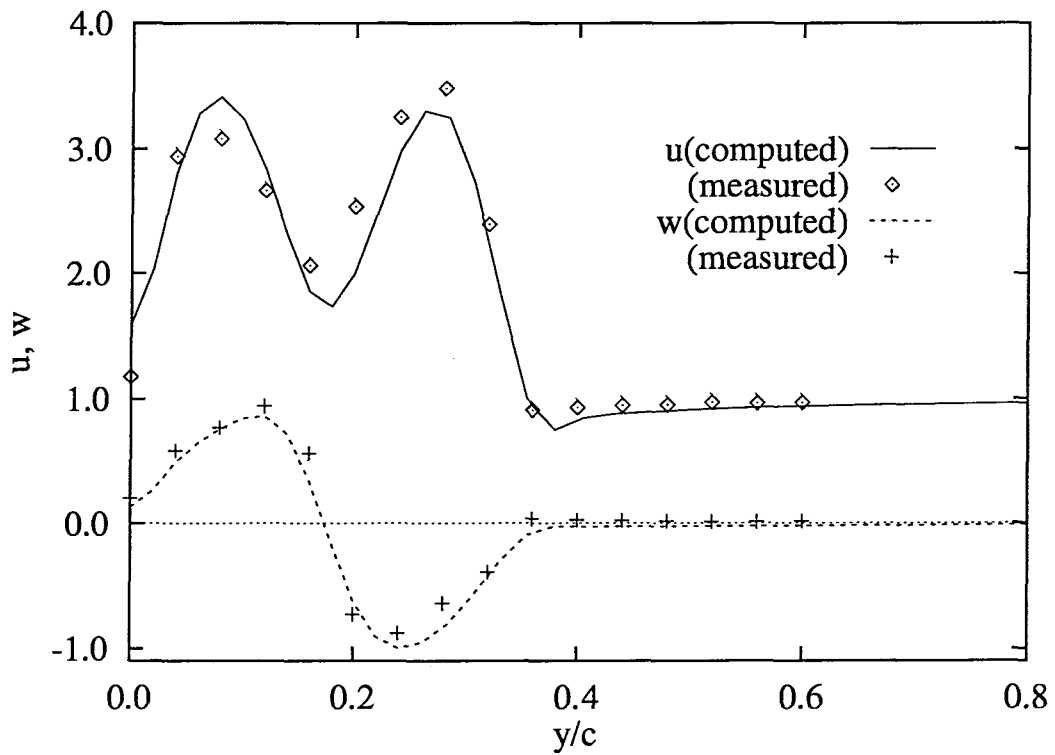


Fig. 4.9: Comparison of measured and computed u - and w - velocity profiles along the horizontal line at $(x/c, z/c) = (-0.8, 0.4)$.

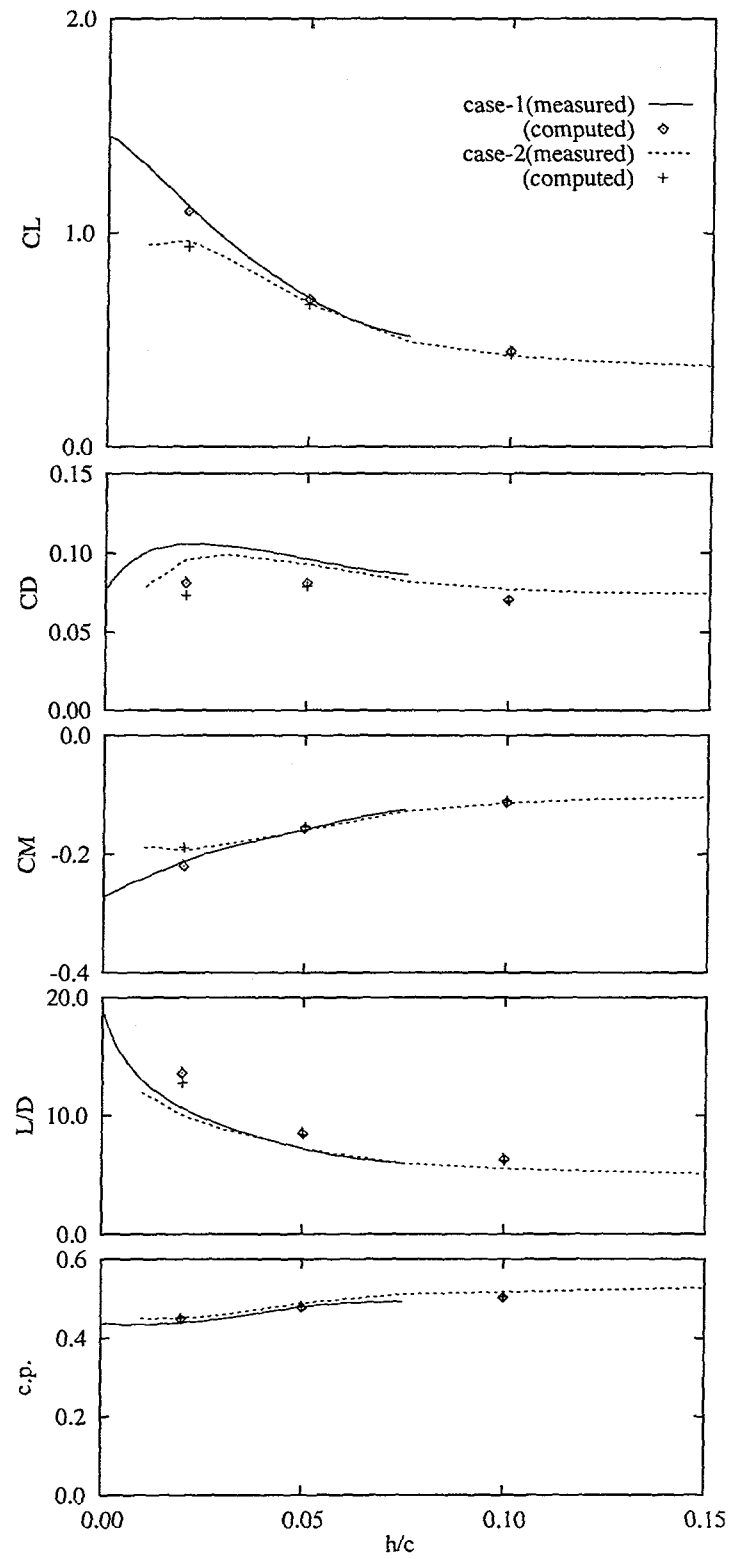


Fig. 4.10: Comparison of measured and computed aerodynamic characteristics of a WIG

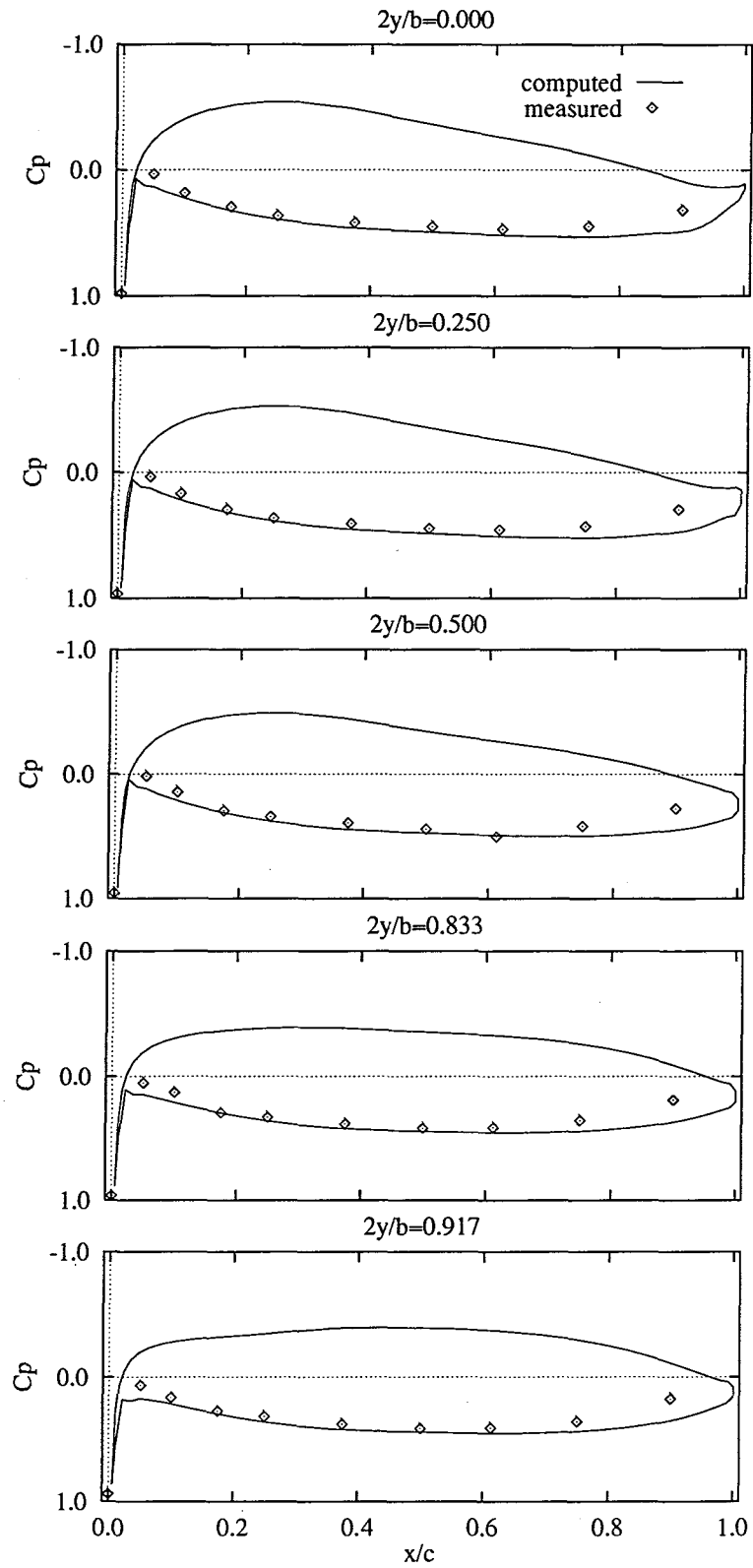


Fig. 4.11: Comparison of measured and computed surface-pressure distributions on a wing at $h/c = 0.05$ without PAR thrust.

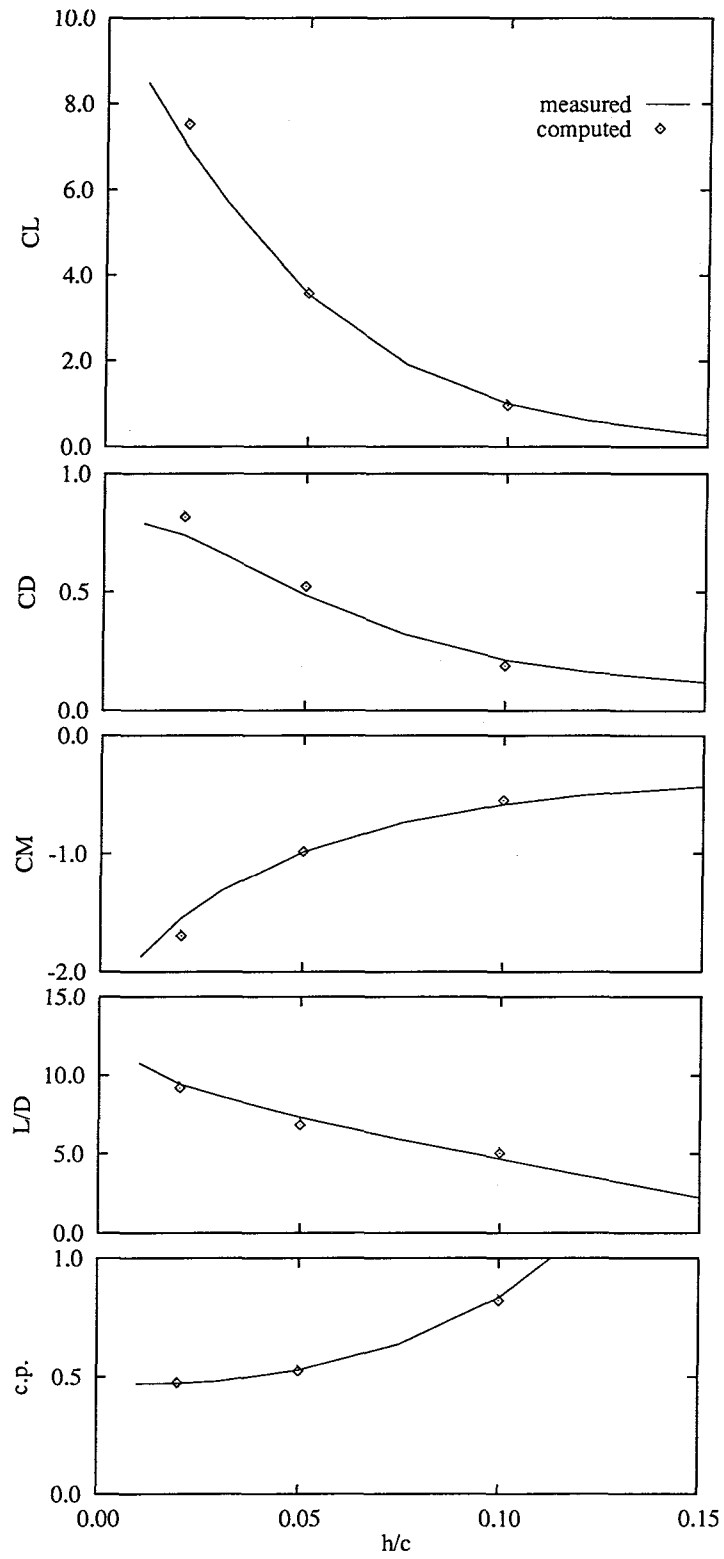


Fig. 4.12: Comparison of measured and computed aerodynamic characteristics of a PAR-WIG with $C_T=2.9$.

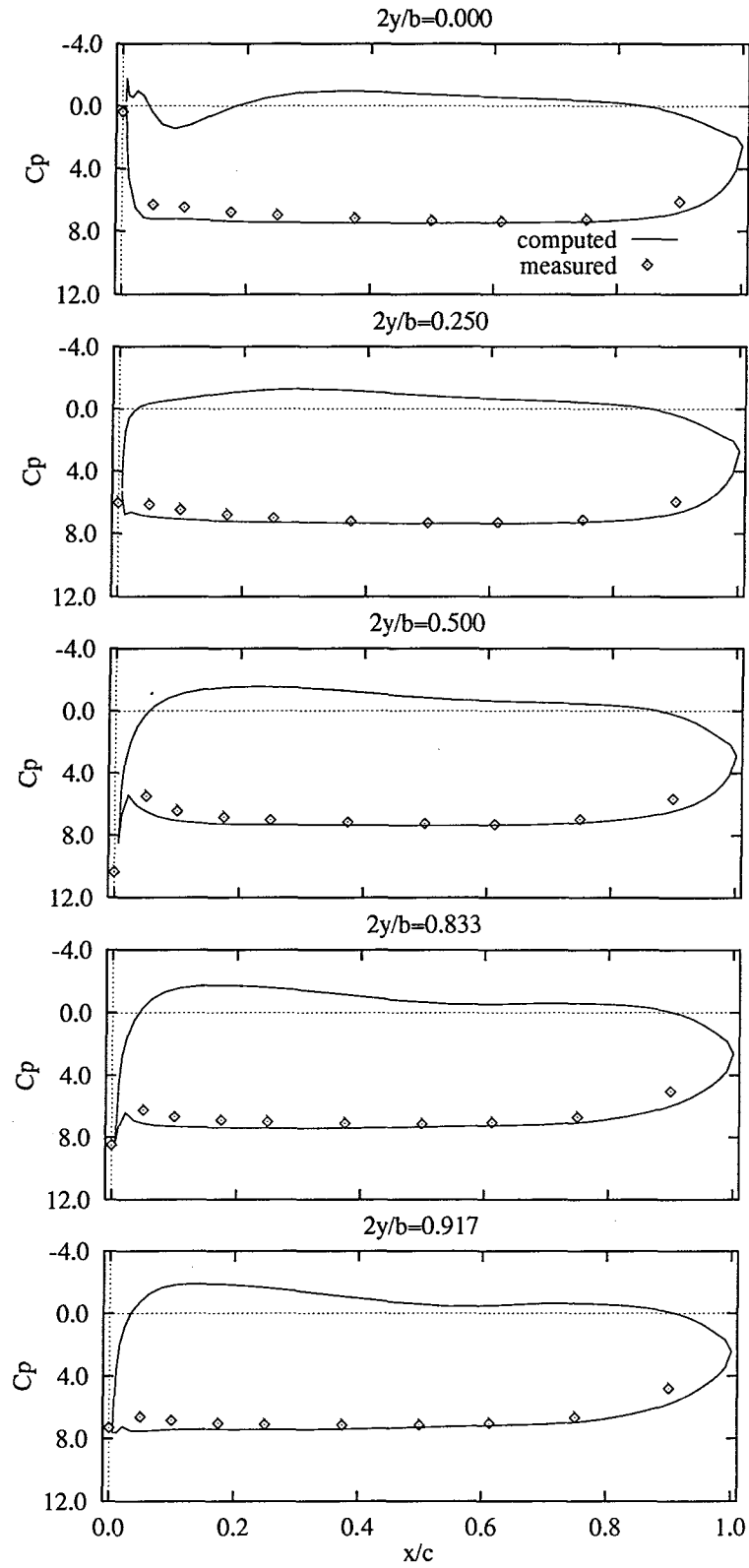


Fig. 4.13: Comparison of measured and computed surface-pressure distributions on a wing at $h/c = 0.02$ with $C_T = 2.9$.

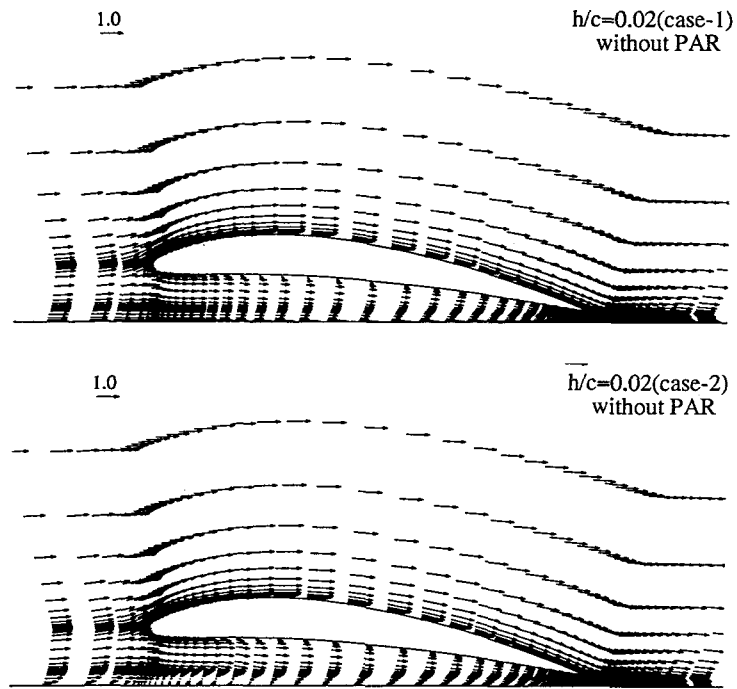


Fig. 5.1: Computed velocity vectors at $y/c = 0.188$ without PAR thrust.

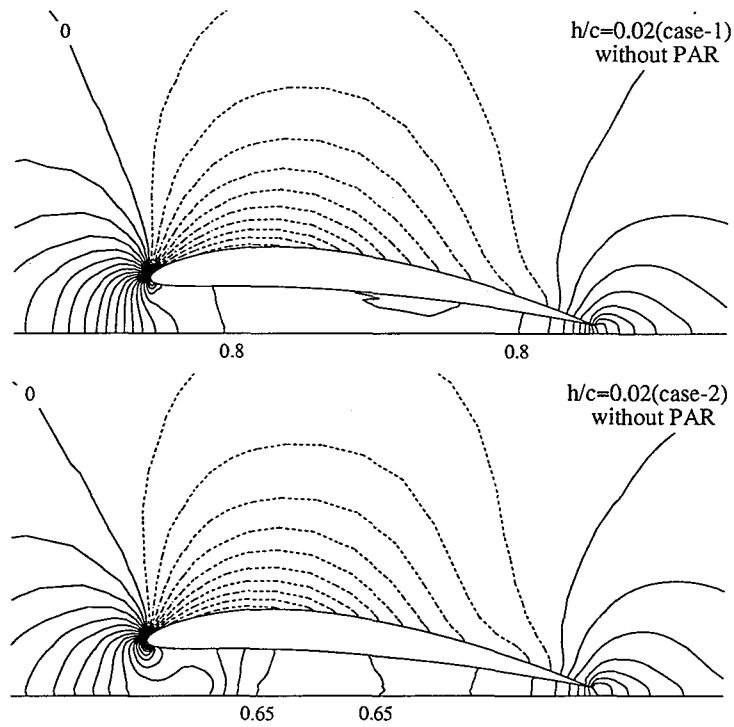
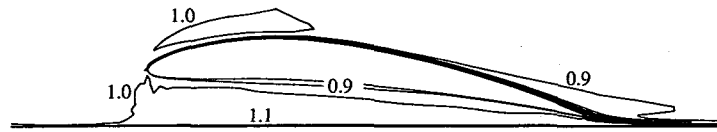


Fig. 5.2: Computed pressure distributions at $y/c = 0.188$ without PAR thrust (Contour interval is $0.05q_\infty$. Dotted lines show negative values).

$h/c=0.02(\text{case-1})$
without PAR



$h/c=0.02(\text{case-2})$
without PAR

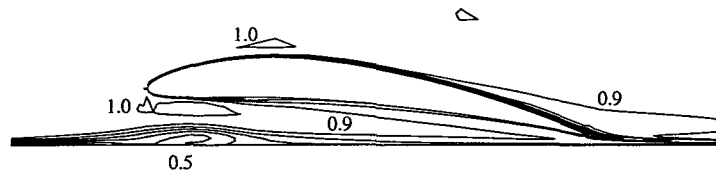


Fig. 5.3: Computed total pressure distributions at $y/c = 0.188$ without PAR thrust (Contour interval is $0.1q_\infty$)

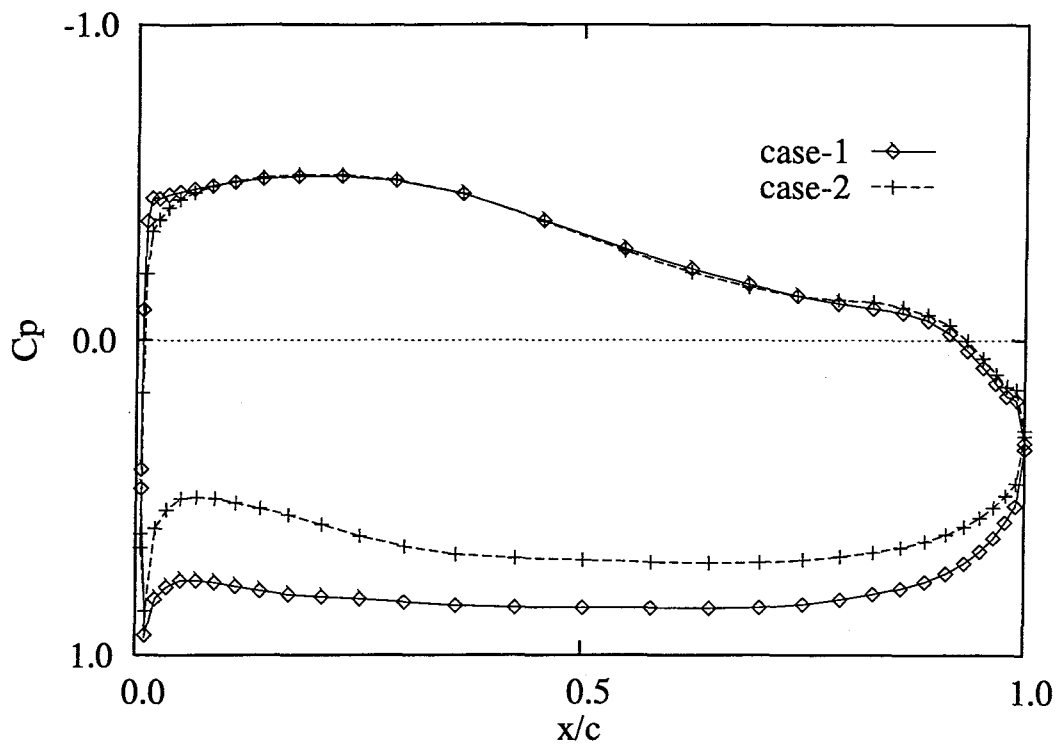


Fig. 5.4: Comparison of computed surface-pressure distributions along the longitudinal line of $y/c = 0.188$ on a wing at $h/c = 0.02$ without PAR thrust.

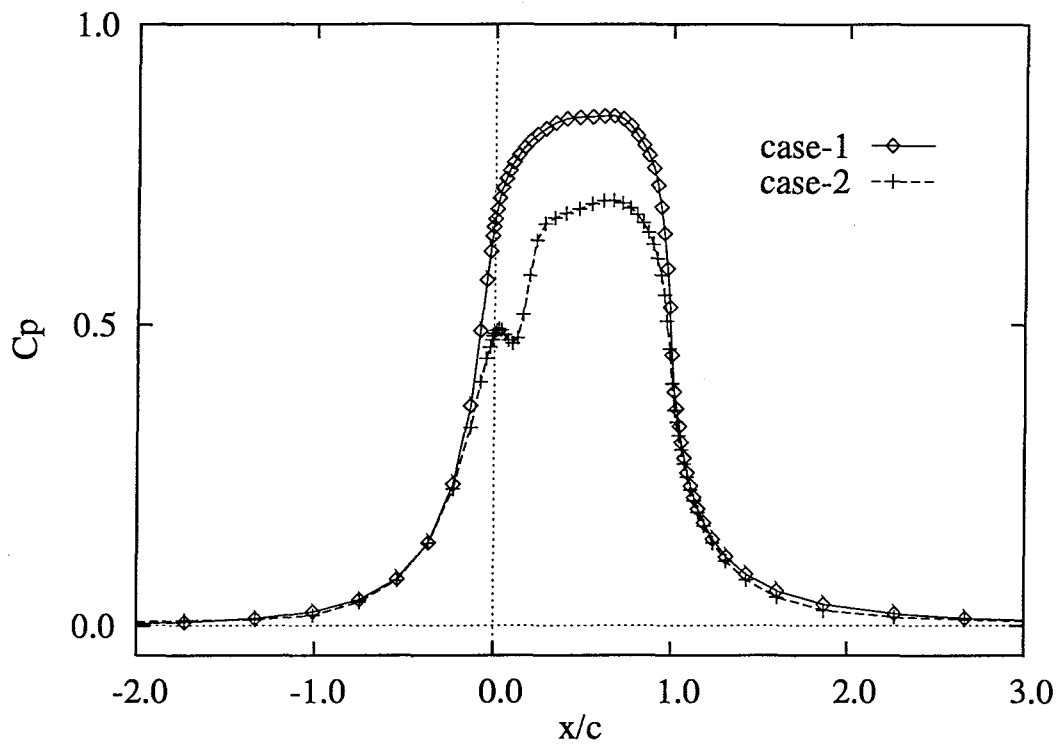


Fig. 5.5: Comparison of computed surface-pressure distributions along the longitudinal line of $y/c = 0.188$ on ground at $h/c = 0.02$ without PAR thrust.

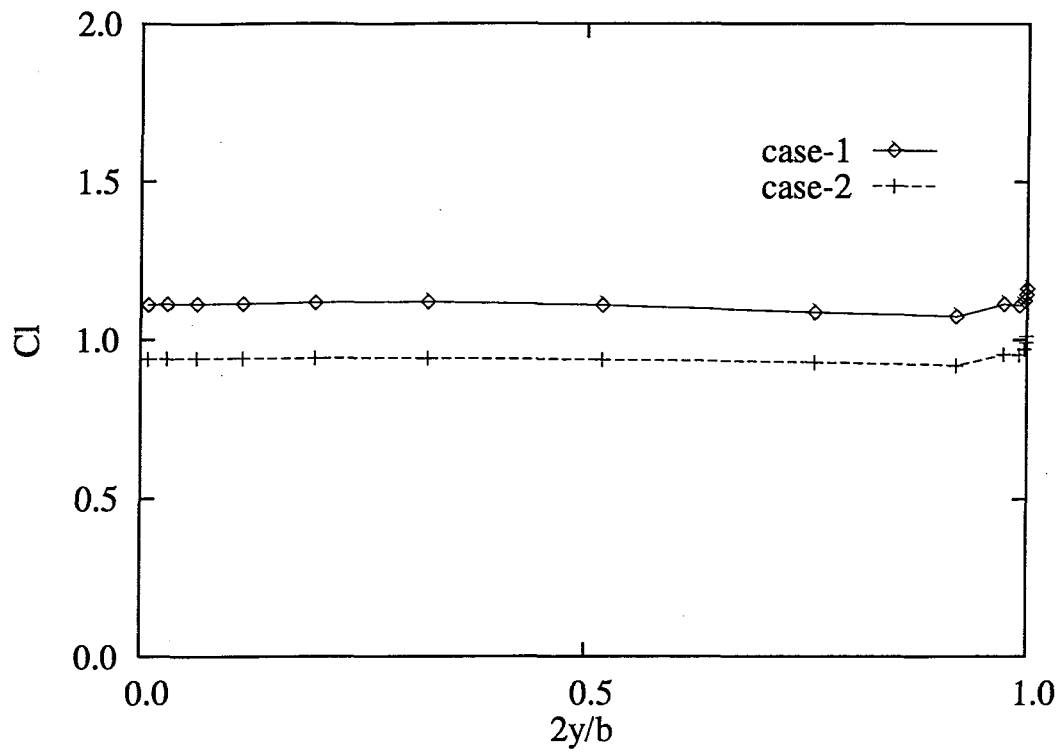


Fig. 5.6: Comparison of computed two dimensional lift coefficients of a WIG at $h/c=0.02$.

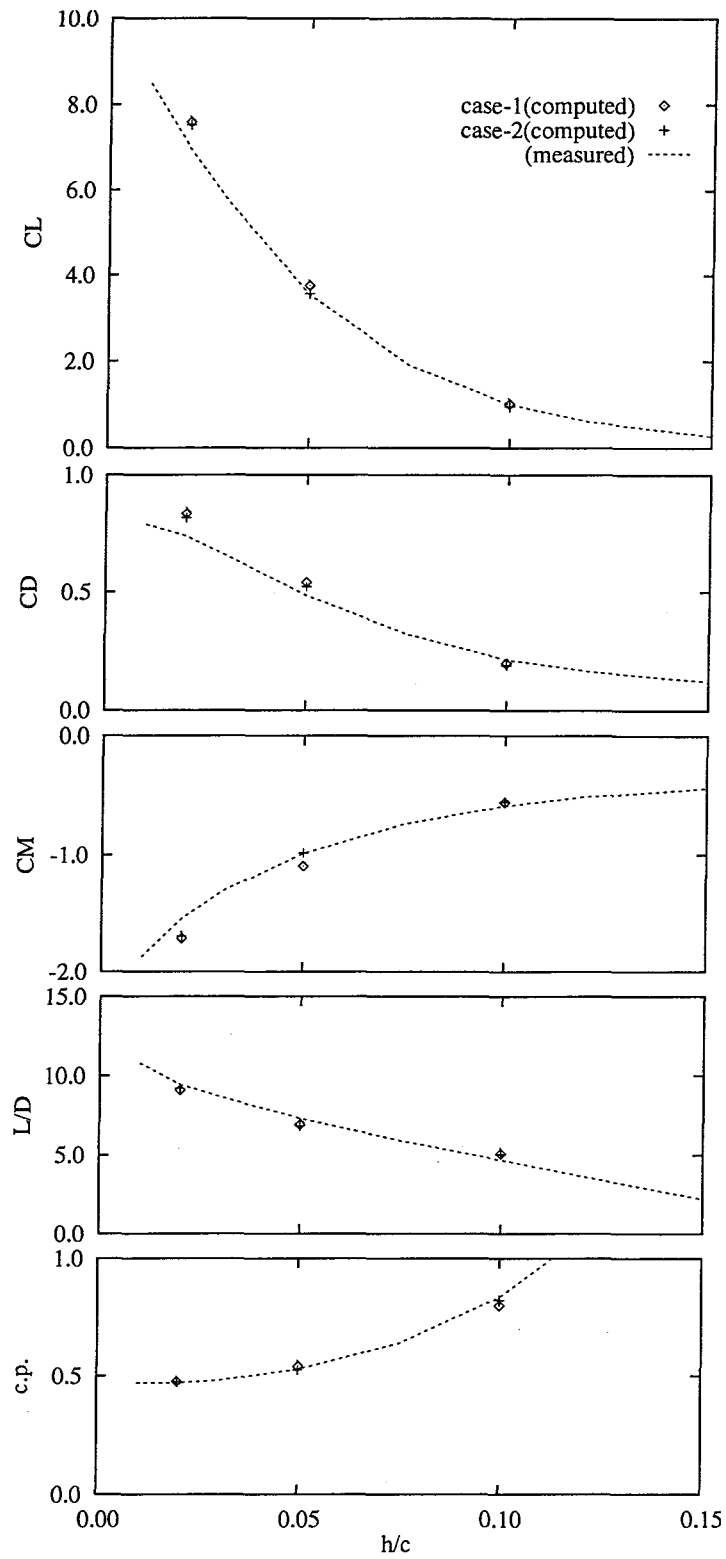


Fig. 5.7: Comparison of measured and computed aerodynamic characteristics of a PAR-WIG with $C_T = 2.9$ and $K_Q/J^2 = 0.3$.

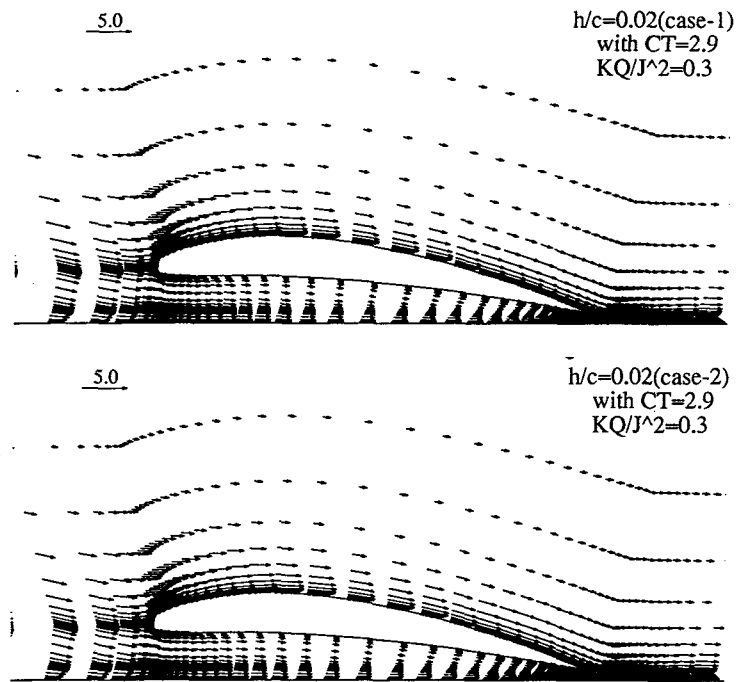


Fig. 5.8: Computed velocity vectors at $y/c = 0.188$ with $C_T = 2.9$ and $K_Q/J^2 = 0.3$.

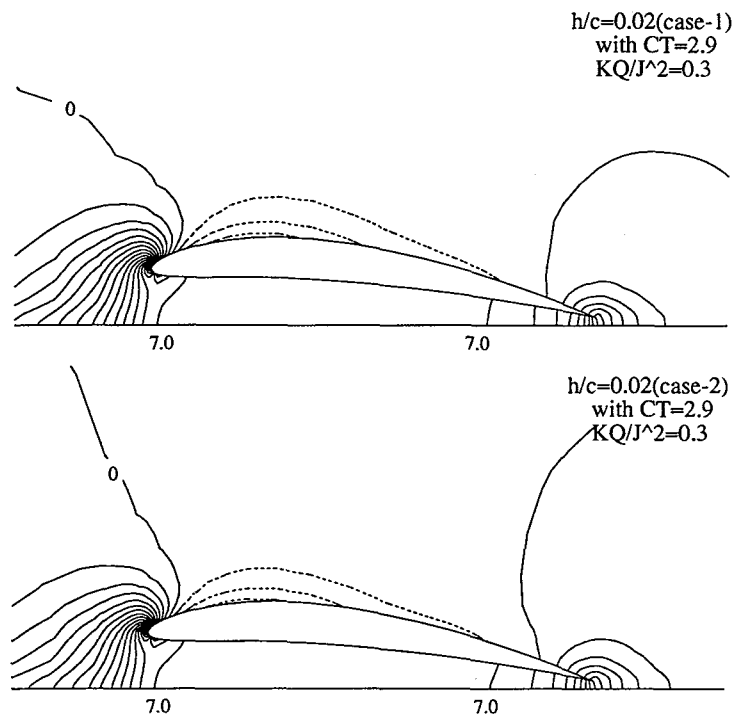


Fig. 5.9: Computed pressure distributions at $y/c = 0.188$ with $C_T = 2.9$ and $K_Q/J^2 = 0.3$ (Contour interval is $0.5q_\infty$. Dotted lines show negative values).

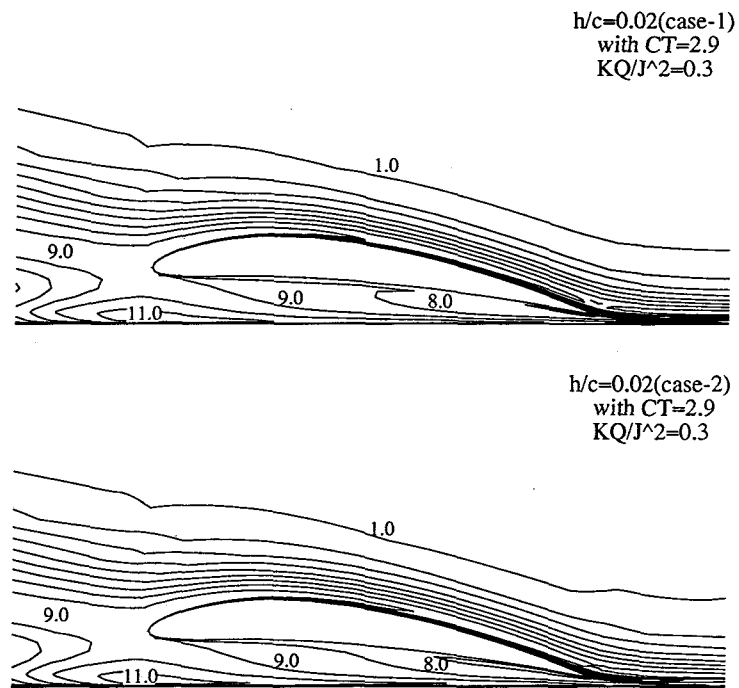


Fig. 5.10: Comparison of computed total pressure distributions at $y/c = 0.188$ with $C_T = 2.9$ and $K_Q/J^2 = 0.3$ (Contour interval is q_∞).

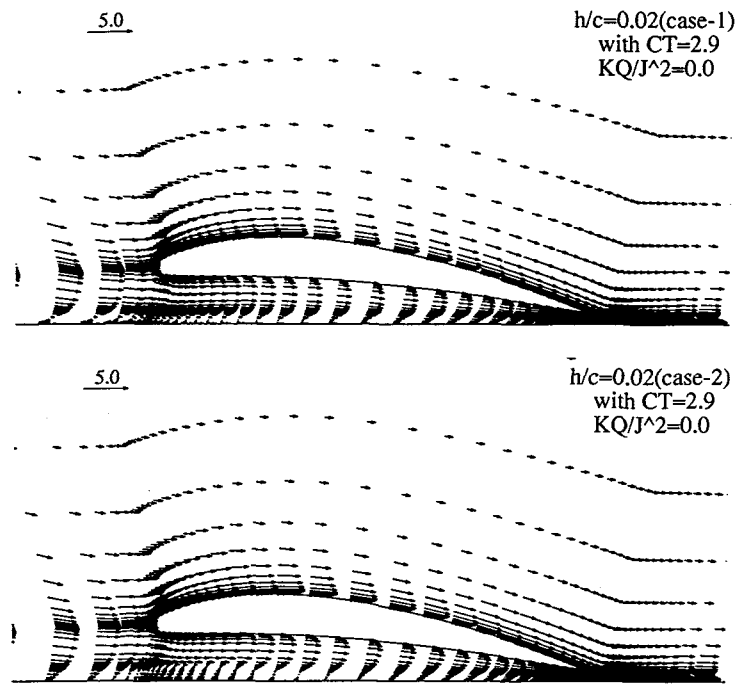


Fig. 5.11: Computed velocity vectors at $y/c = 0.188$ with $C_T = 2.9$ and $K_Q/J^2 = 0$.

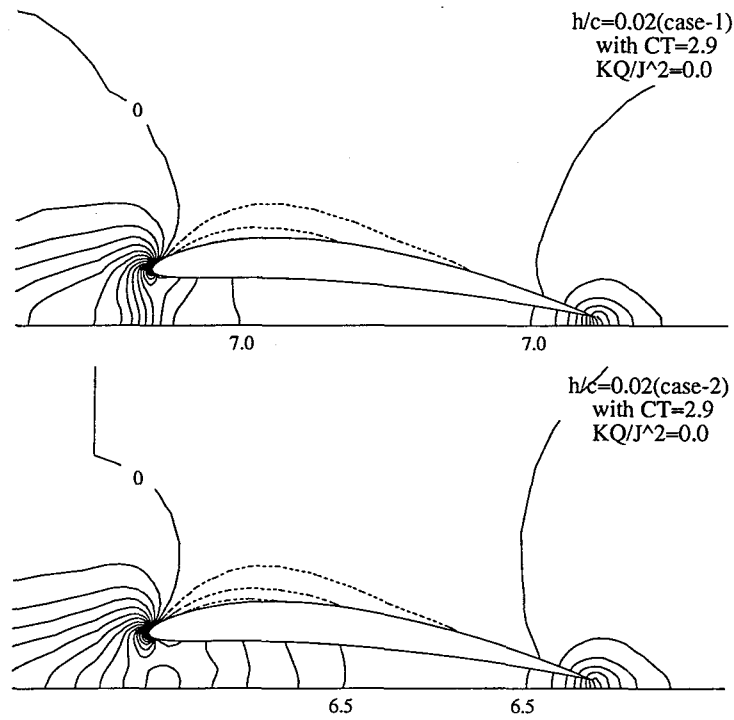


Fig. 5.12: Computed pressure distributions at $y/c = 0.188$ with $C_T = 2.9$ and $K_Q/J^2 = 0$ (Contour interval is $0.5q_\infty$. Dotted lines show negative values).

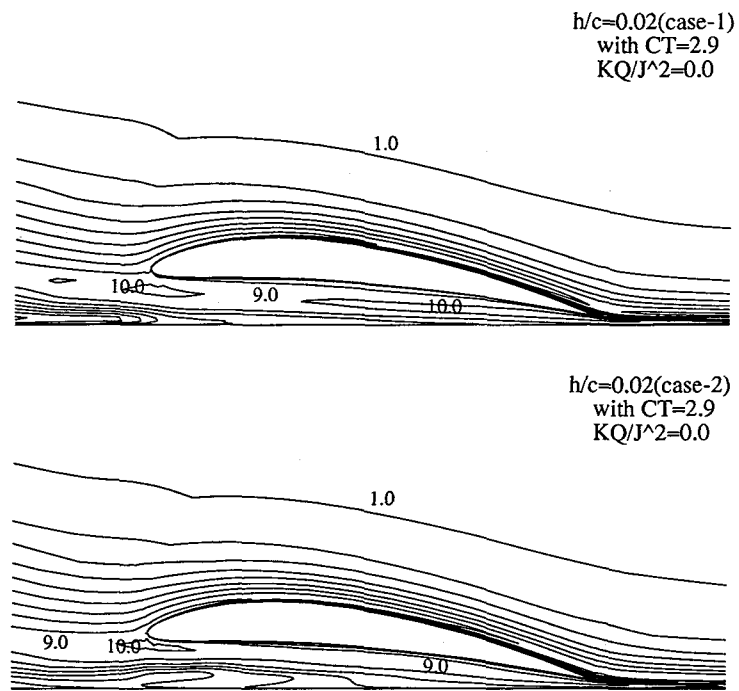


Fig. 5.13: Comparison of computed total pressure distributions at $y/c = 0.188$ with $C_T = 2.9$ and $K_Q/J^2 = 0$ (Contour interval is q_∞).

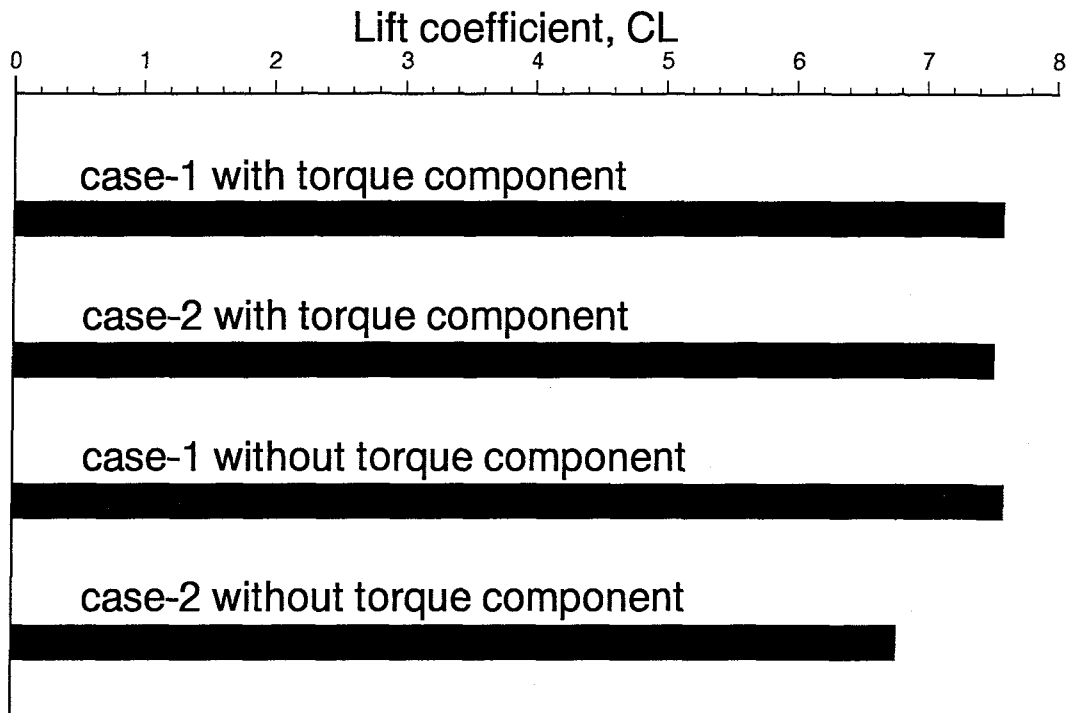


Fig. 5.14: Comparison of lift coefficients with/without torque component at $h/c=0.02$ with $C_T=2.9$.

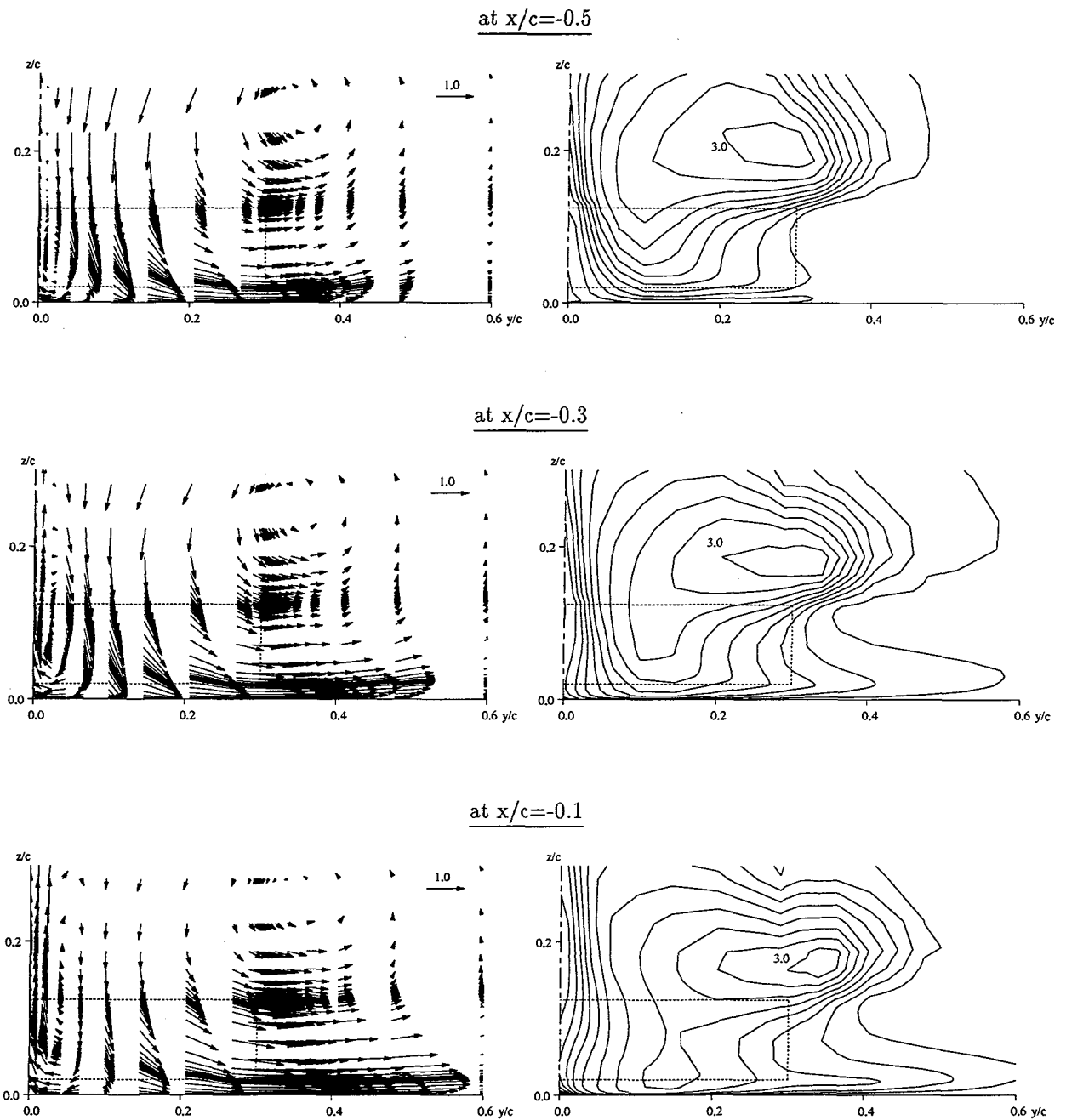


Fig. 5.15: Computed velocity vectors and u distributions with $C_T = 2.9$ and $K_Q/J^2 = 0.3$ (Ground condition is case-1 and contour interval is 0.25).

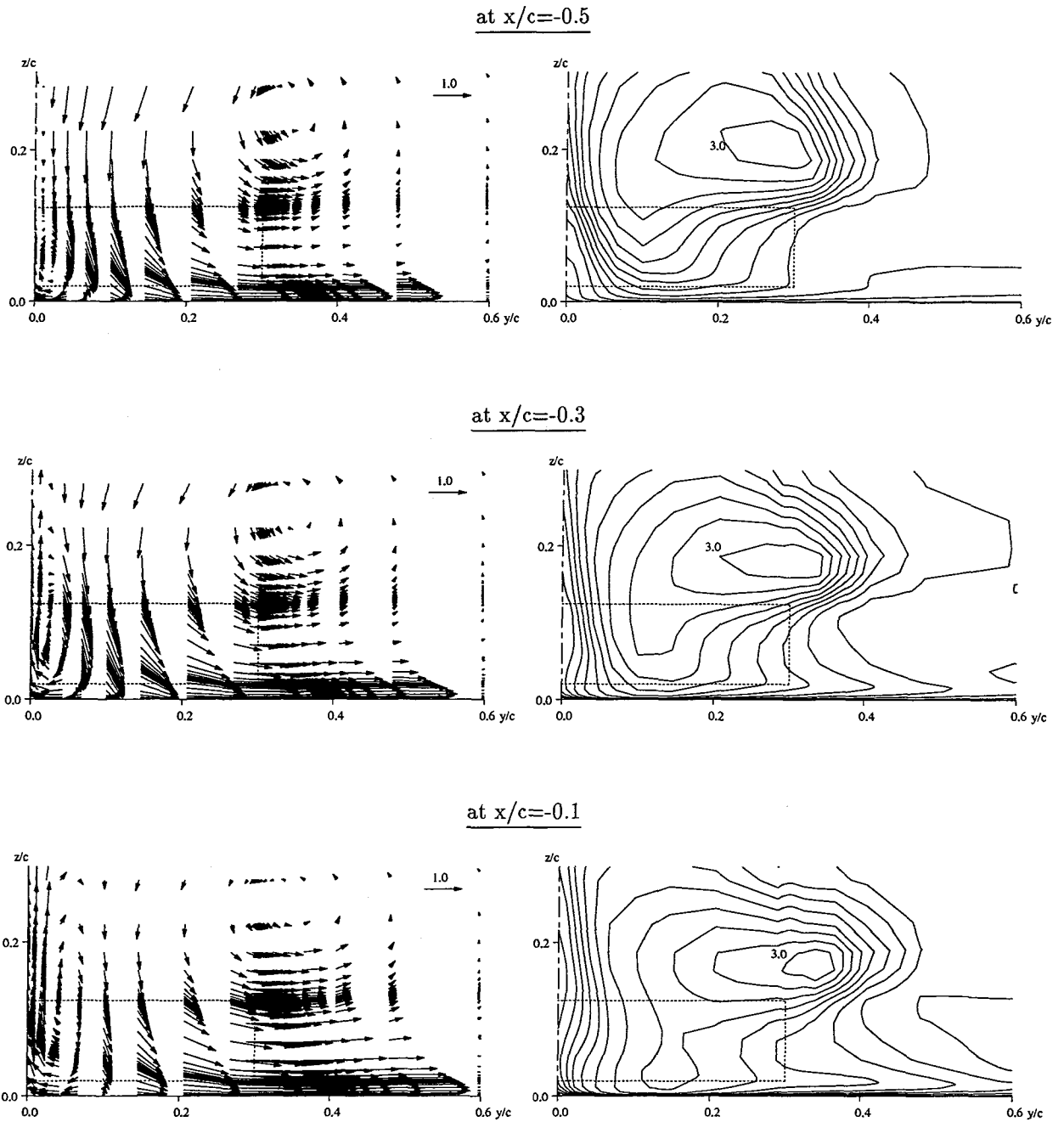


Fig. 5.16: Computed velocity vectors and u distributions with $C_T = 2.9$ and $K_Q/J^2 = 0.3$ (Ground condition is case-2 and contour interval is 0.25).

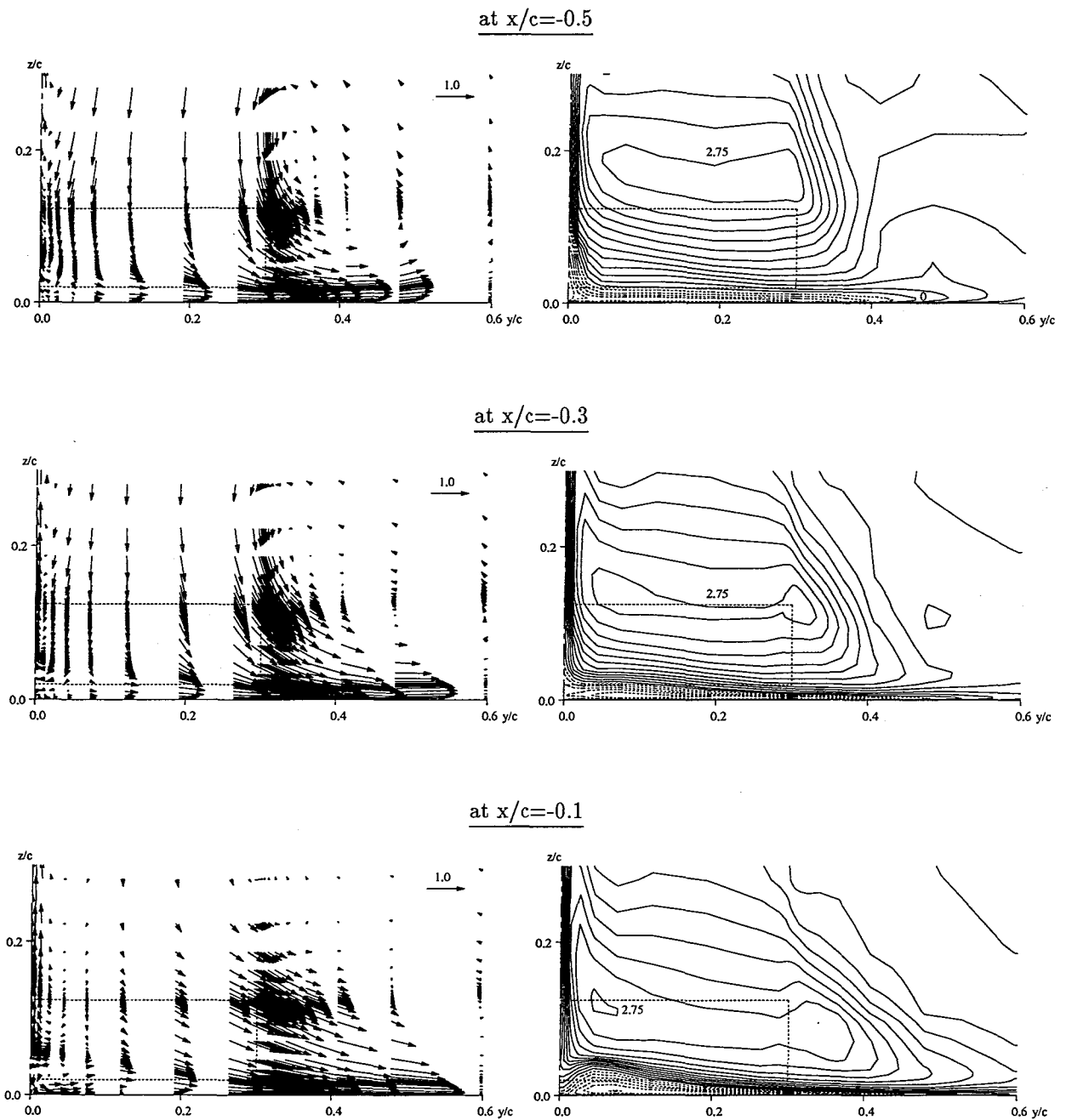


Fig. 5.17: Computed velocity vectors and u distributions with $C_T = 2.9$ and $K_Q/J^2 = 0$ (Ground condition is case-1 and contour interval is 0.25).

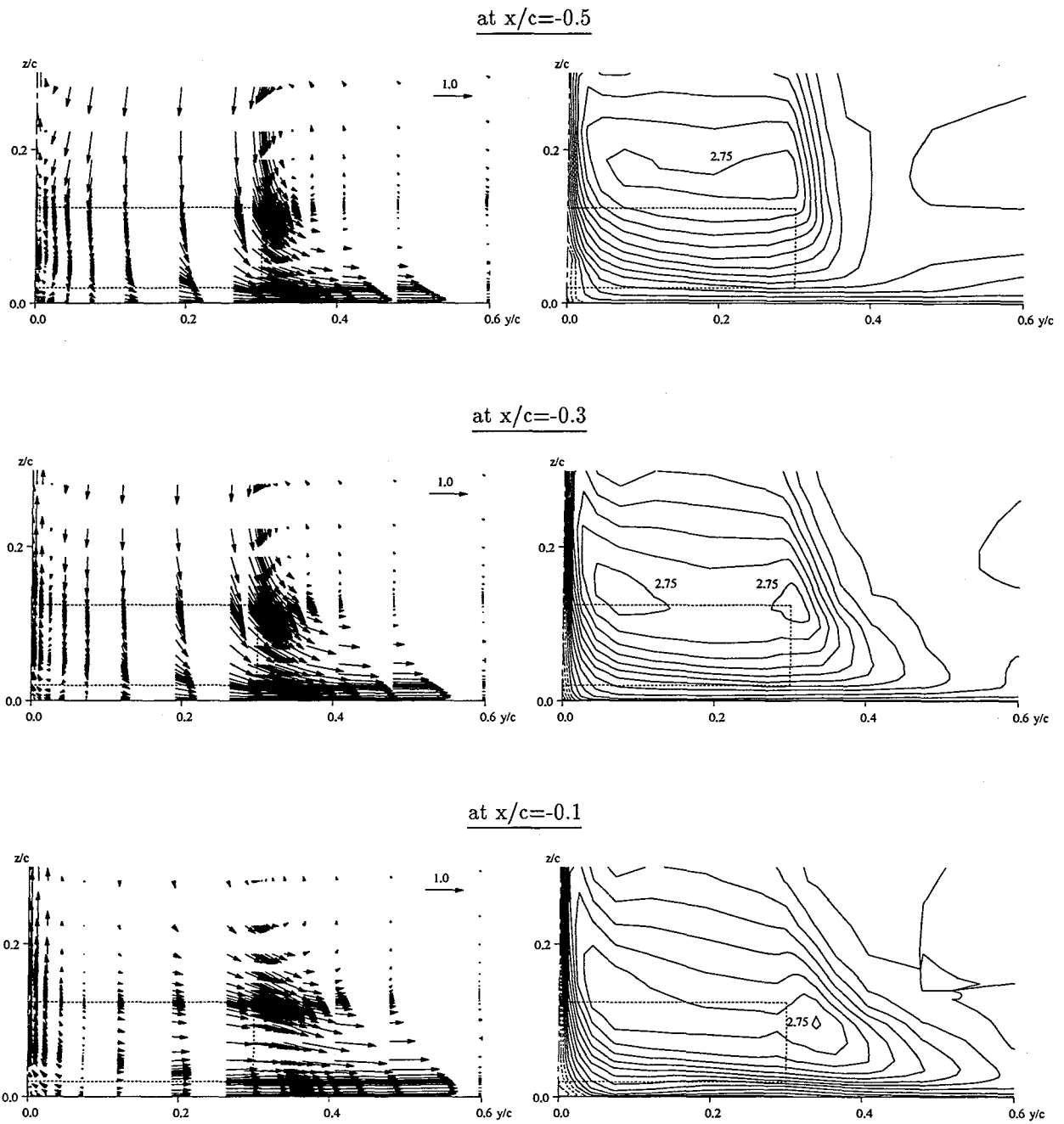


Fig. 5.18: Computed velocity vectors and u distributions with $C_T = 2.9$ and $K_Q/J^2 = 0$ (Ground condition is case-2 and contour interval is 0.25).

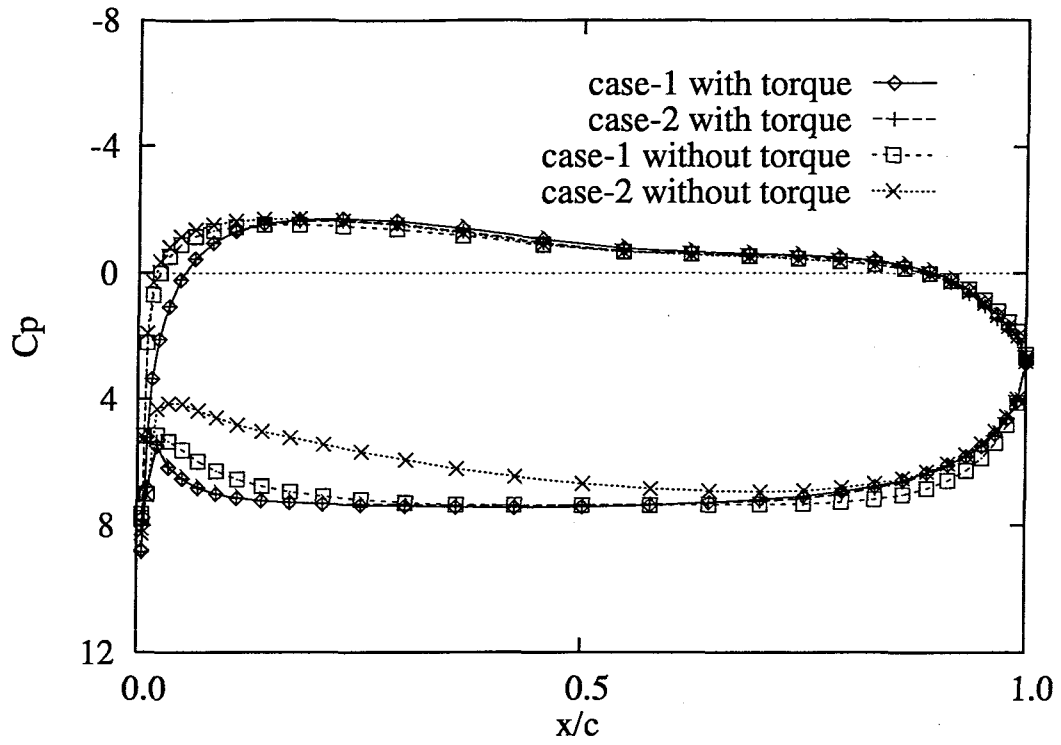


Fig. 5.19: Comparison of computed surface-pressure distributions along the longitudinal line of $y/c = 0.188$ on a wing at $h/c = 0.02$ with $C_T = 2.9$.

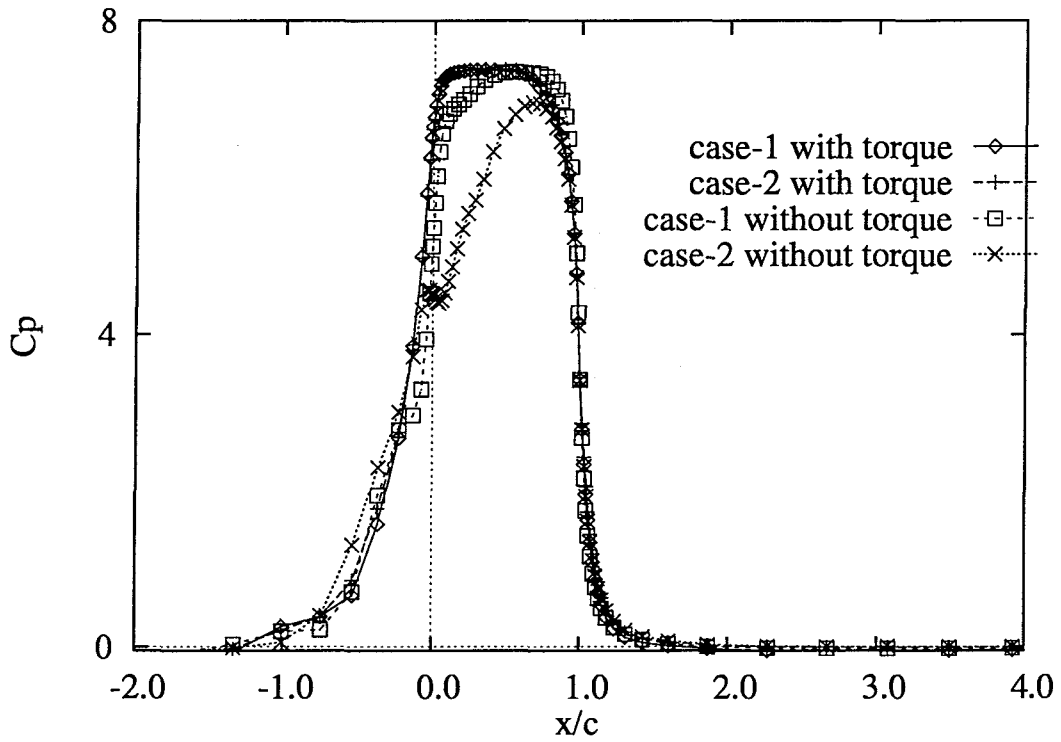


Fig. 5.20: Comparison of computed surface-pressure distributions along the longitudinal line of $y/c = 0.188$ on ground at $h/c = 0.02$ with $C_T = 2.9$.

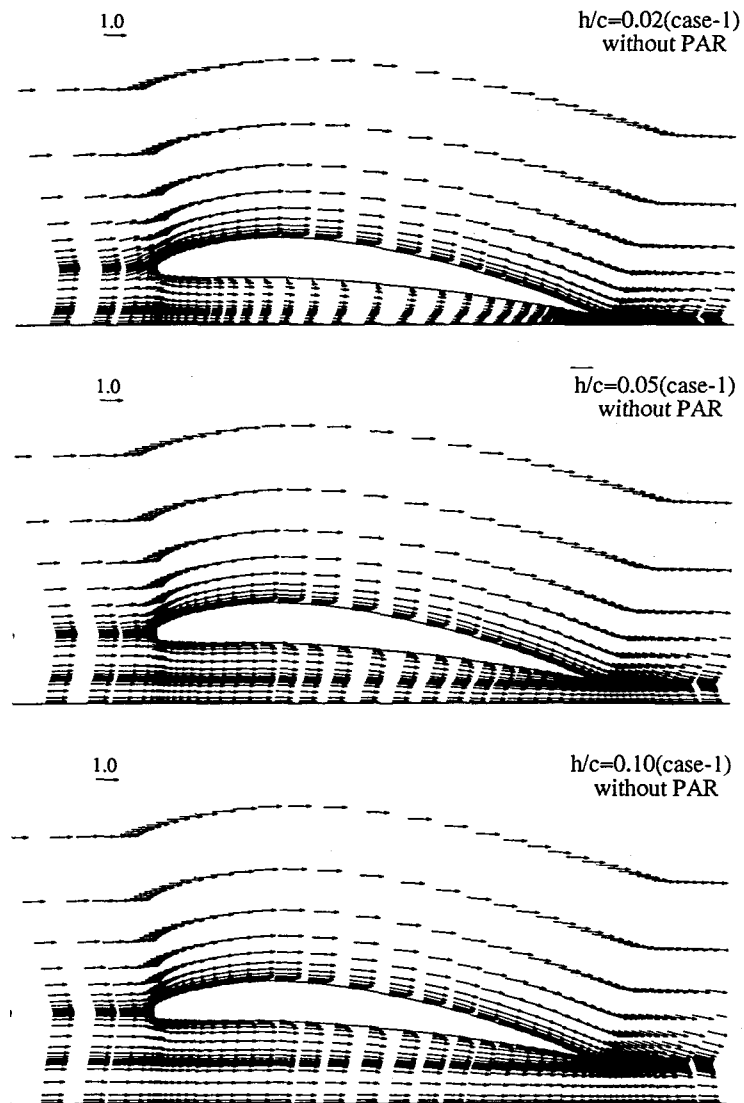


Fig. 5.21: Computed velocity vectors at $y/c = 0.188$ without PAR thrust.

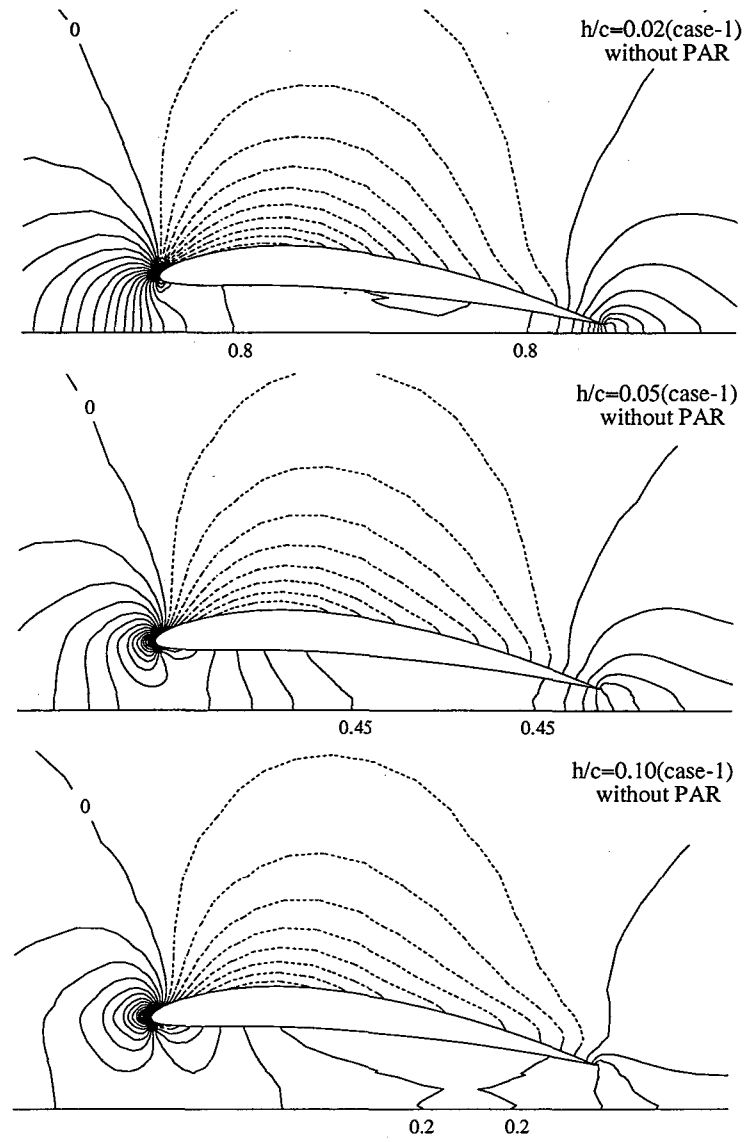


Fig. 5.22: Computed pressure distributions at $y/c = 0.188$ without PAR thrust(Contour interval is $0.05q_\infty$. Dotted lines show negative values).

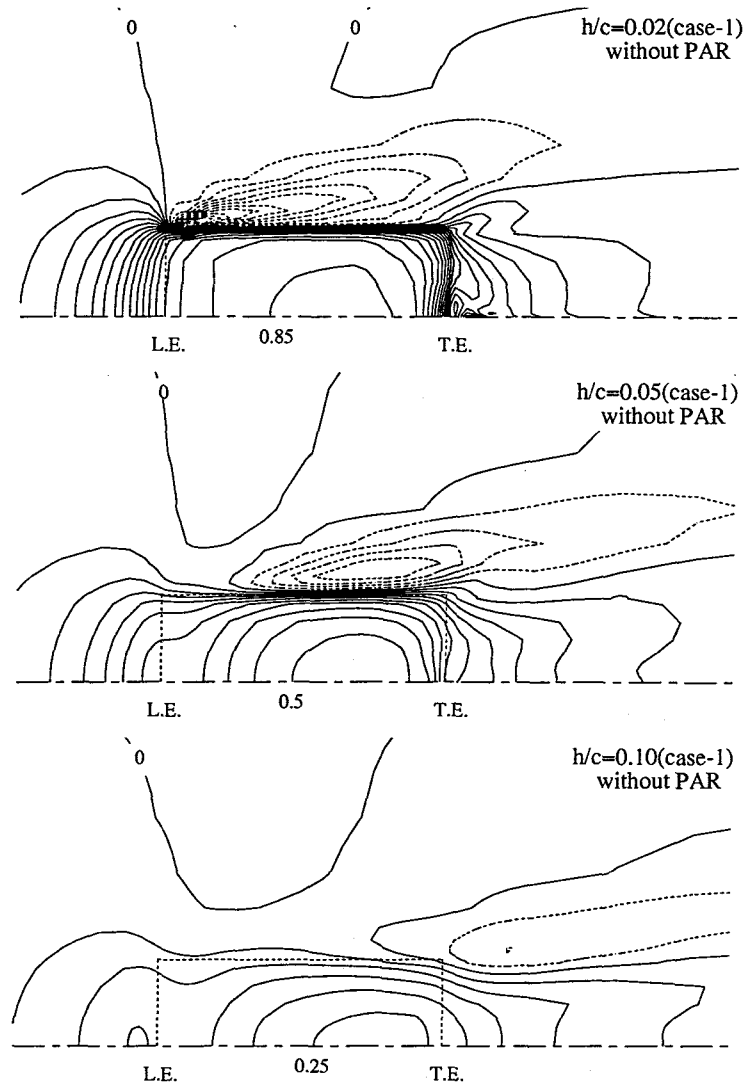


Fig. 5.23: Computed pressure distribution on ground without PAR thrust(Contour interval is $0.05q_\infty$. Dotted lines show negative values).

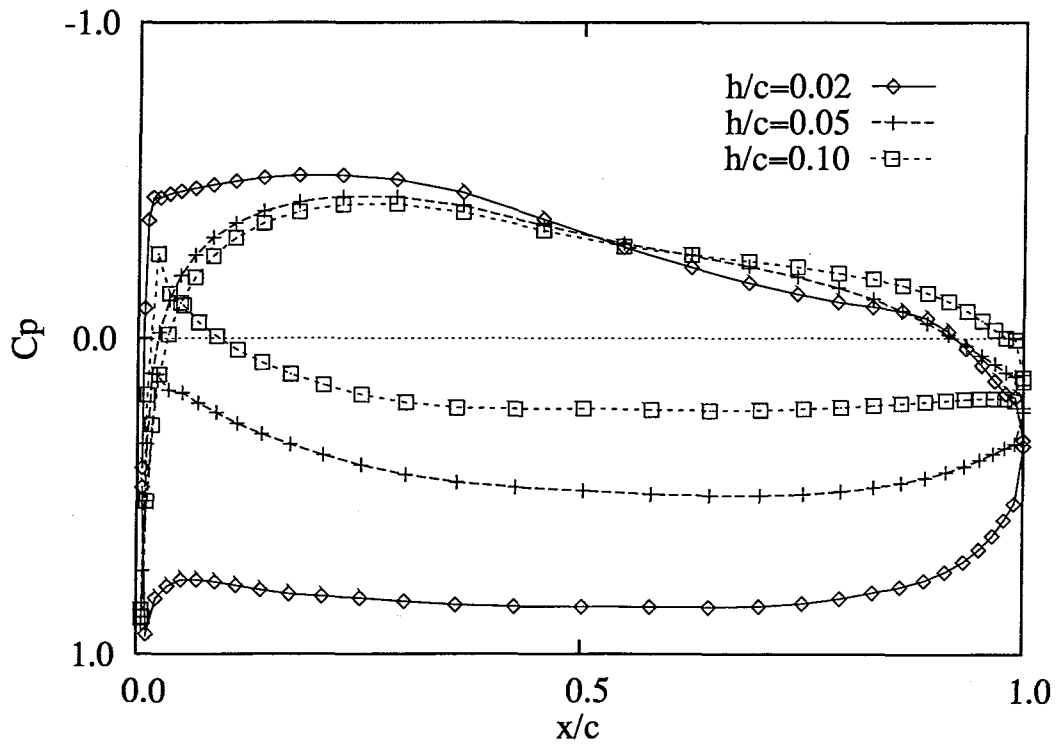


Fig. 5.24: Computed surface-pressure distributions along the longitudinal line of $y/c = 0.188$ on a wing without PAR thrust (Ground condition is case-1).

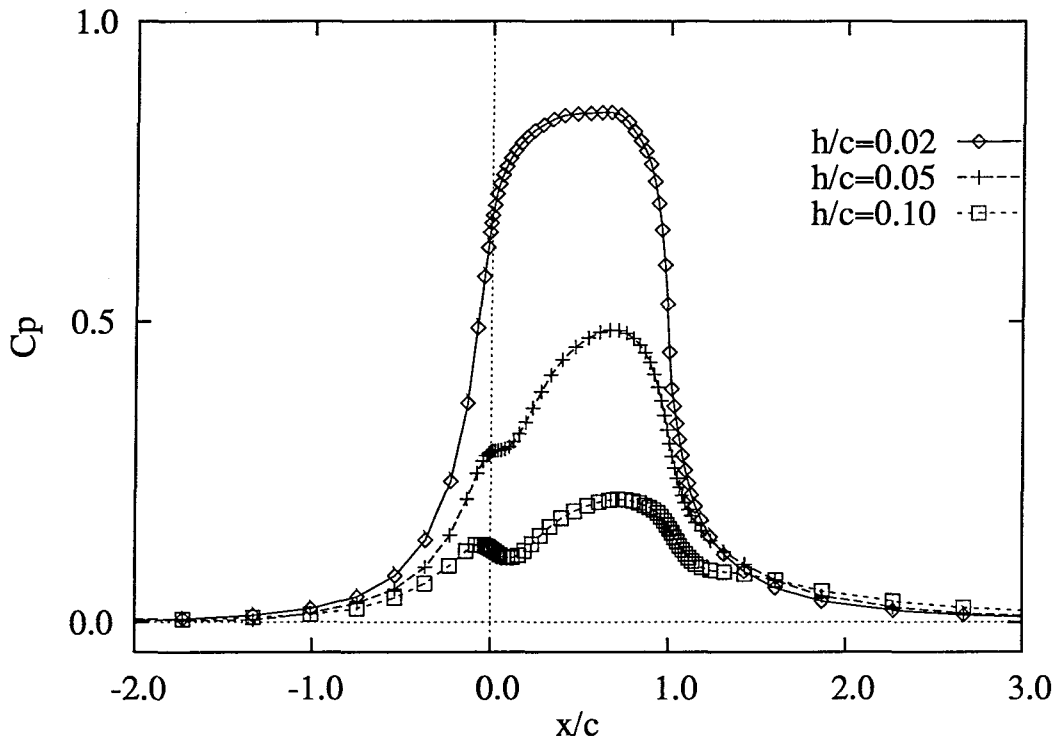


Fig. 5.25: Computed surface-pressure distributions along the longitudinal line of $y/c = 0.188$ on ground without PAR thrust (Ground condition is case-1).

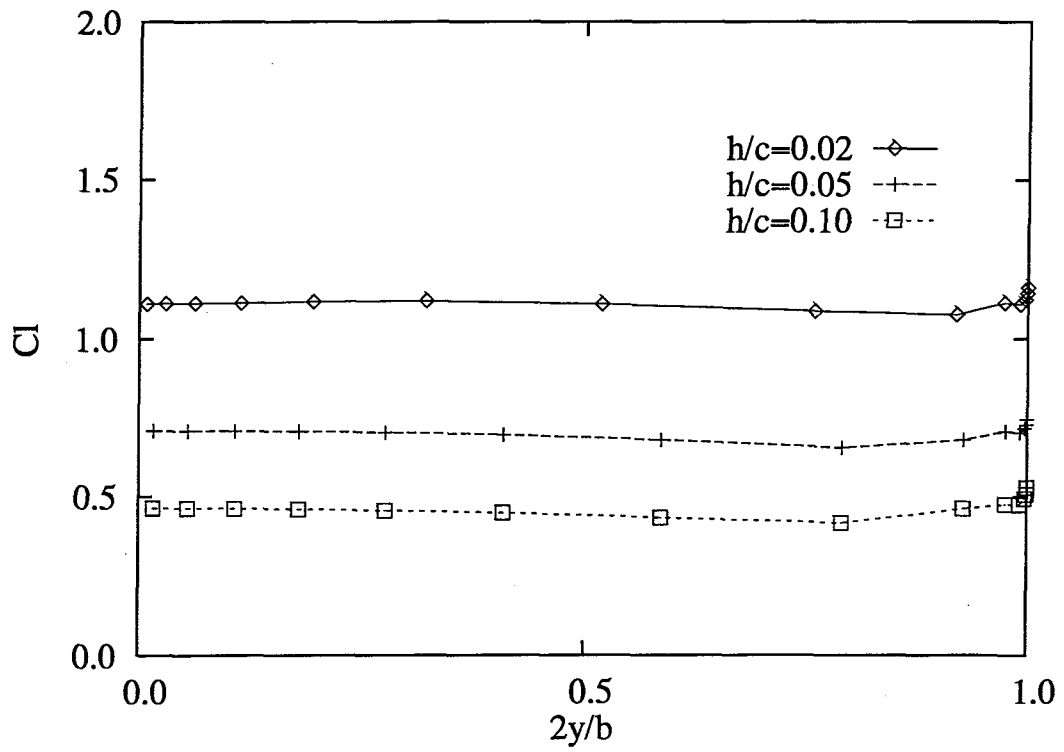


Fig. 5.26: Computed two dimensional lift coefficients of a WIG(Ground condition is case-1).

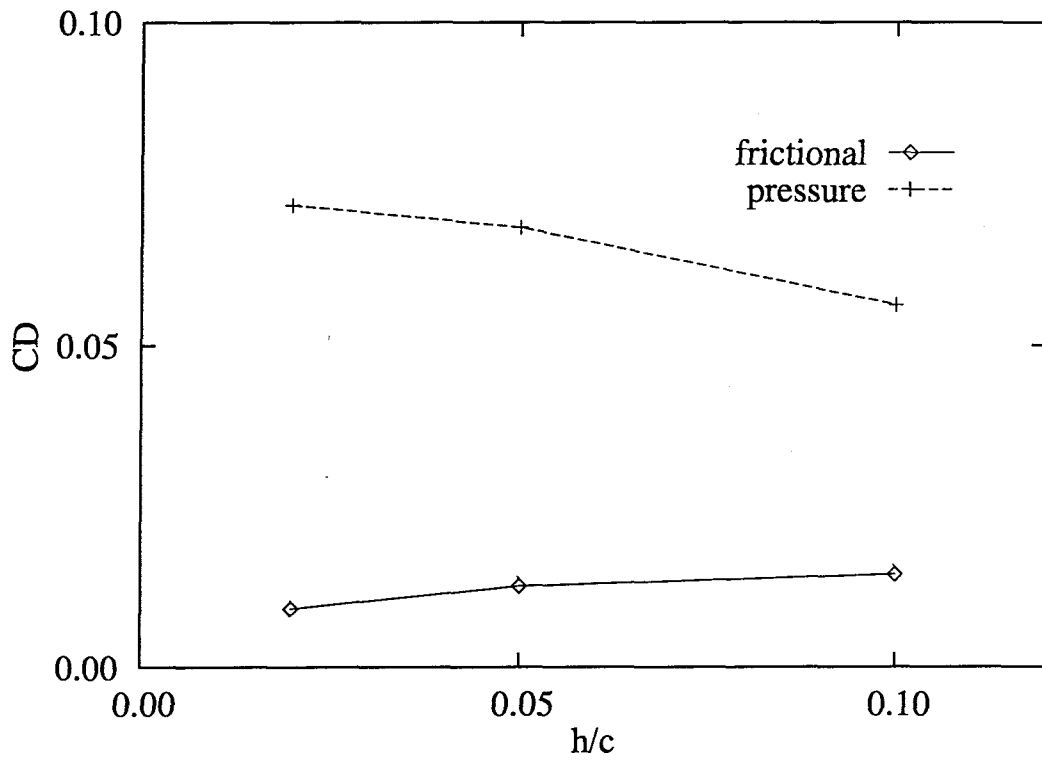


Fig. 5.27: Components of computed drag of a WIG(Ground condition is case-1).

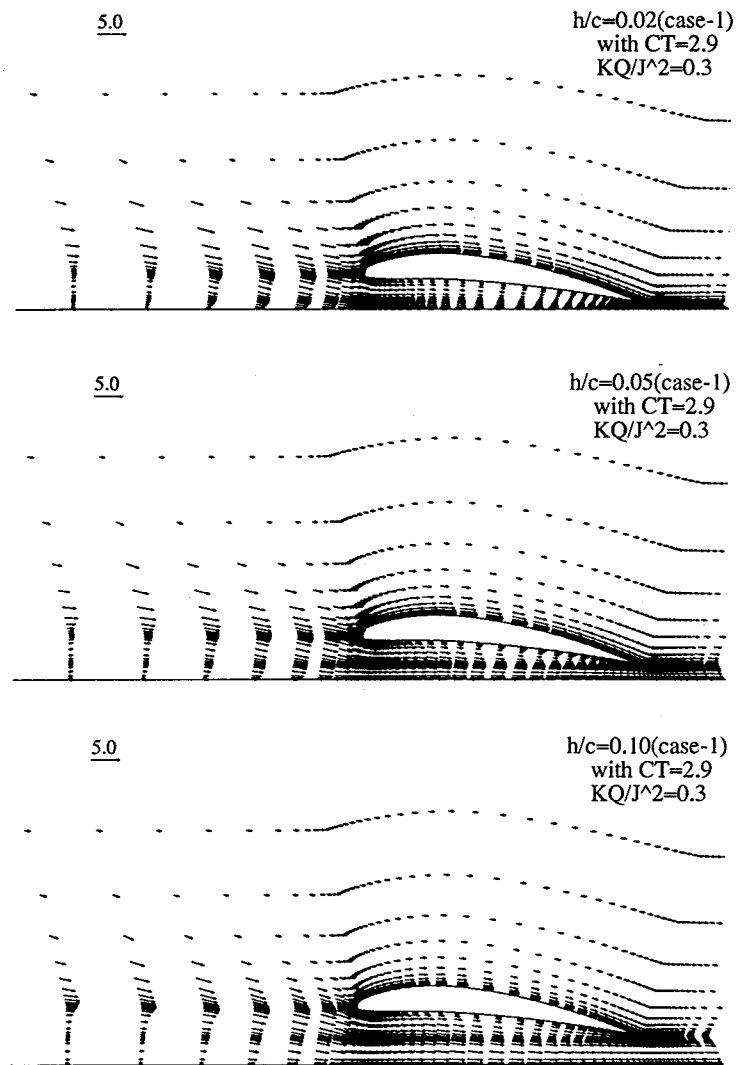


Fig. 5.28: Computed velocity vectors at $y/c = 0.188$ with $C_T = 2.9$ and $K_Q/J^2 = 0.3$.

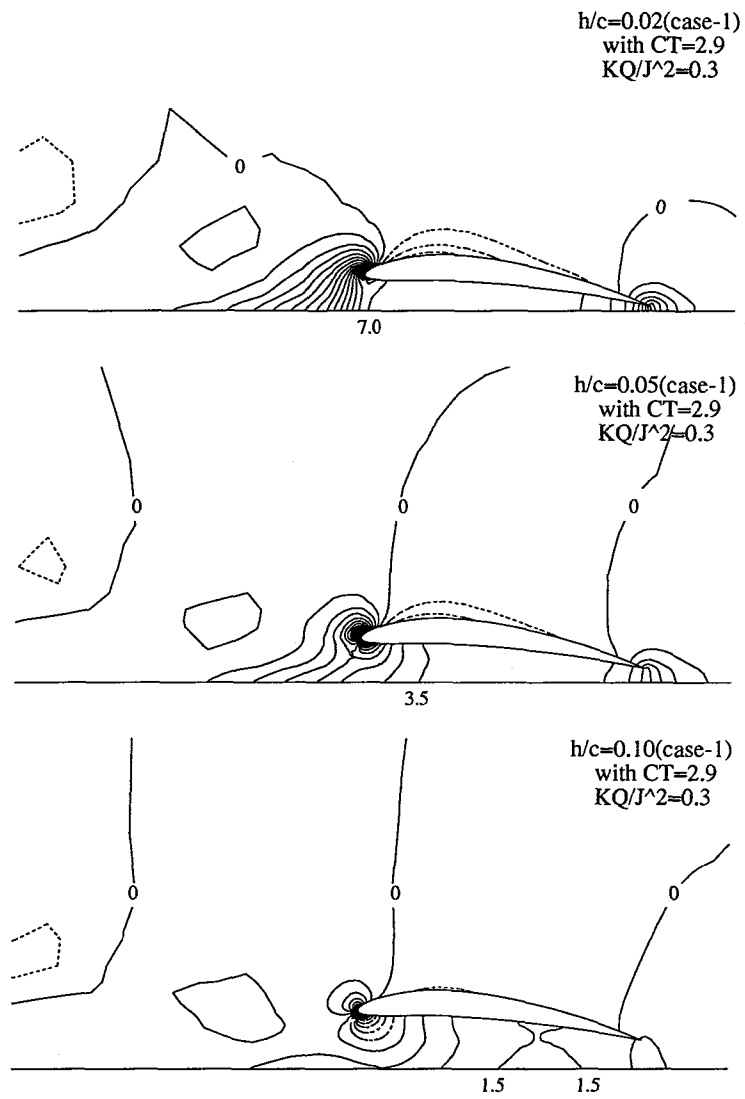


Fig. 5.29: Computed pressure distributions at $y/c = 0.188$ with $C_T = 2.9$ and $K_Q/J^2 = 0.3$ (Contour interval is $0.5q_\infty$. Dotted lines show negative values).

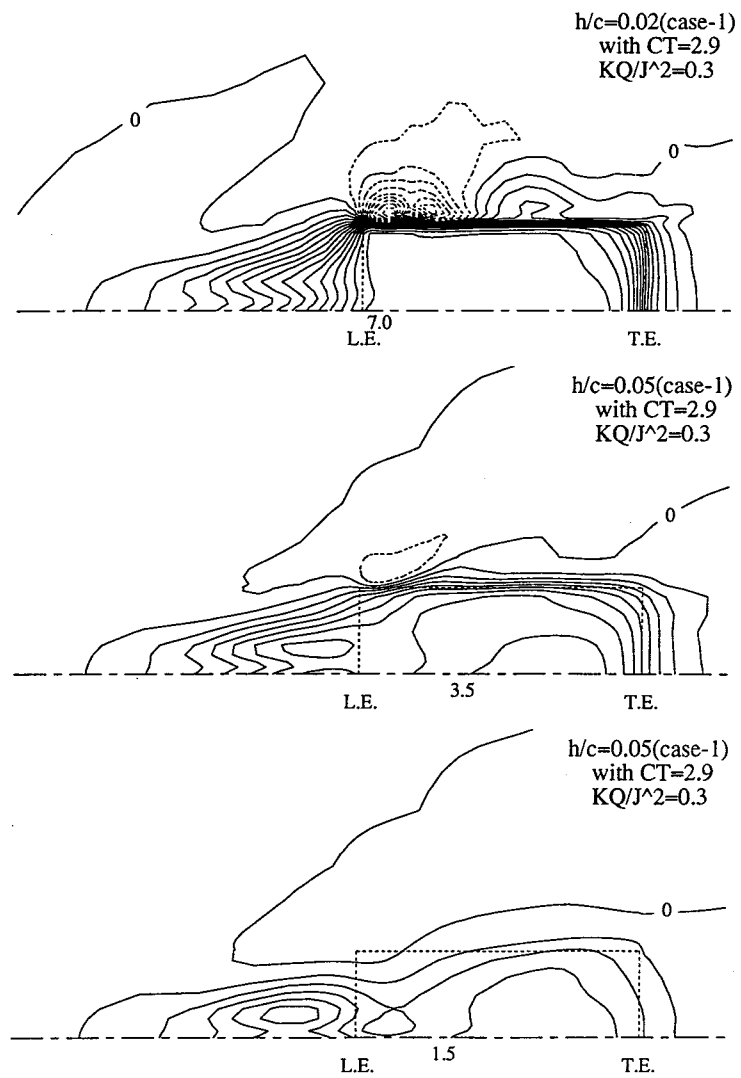


Fig. 5.30: Computed pressure distributions on ground with $C_T = 2.9$ and $K_Q/J^2 = 0.3$ (Contour interval is $0.5q_\infty$. Dotted lines show negative values).

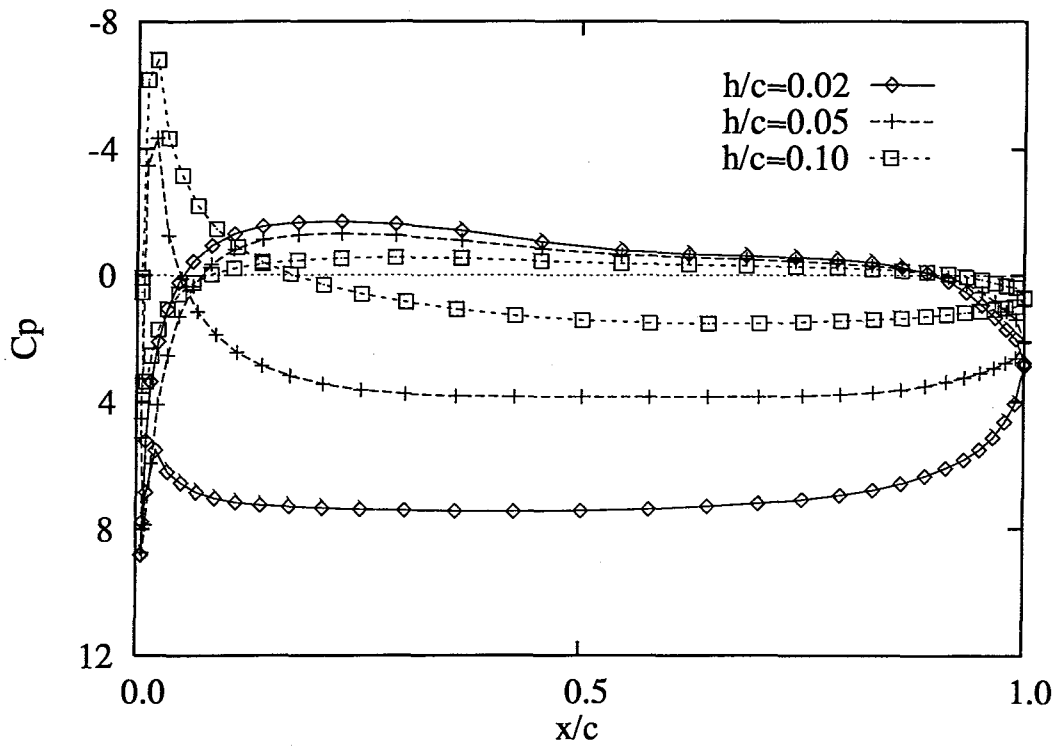


Fig. 5.31: Computed surface-pressure distributions along the longitudinal line of $y/c = 0.188$ on a wing at $h/c = 0.02$ with $C_T = 2.9$ and $K_Q/J^2 = 0.3$ (Ground condition is case-1).

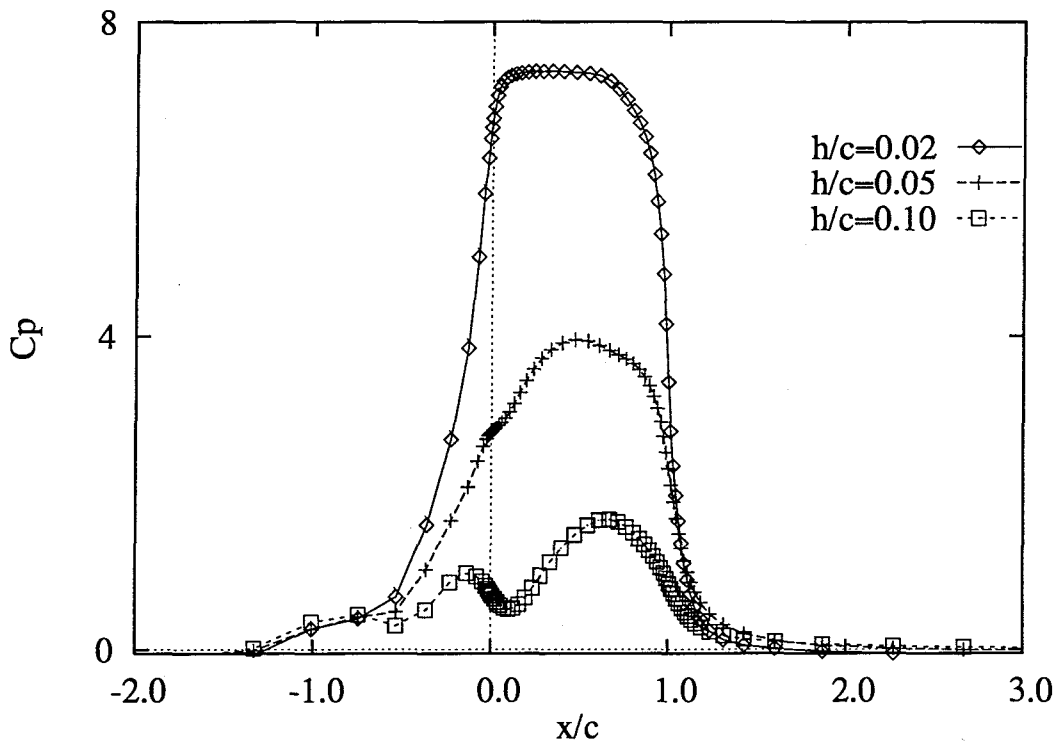


Fig. 5.32: Computed surface-pressure distributions along the longitudinal line of $y/c = 0.188$ on ground with $C_T = 2.9$ and $K_Q/J^2 = 0.3$ (Ground condition is case-1).

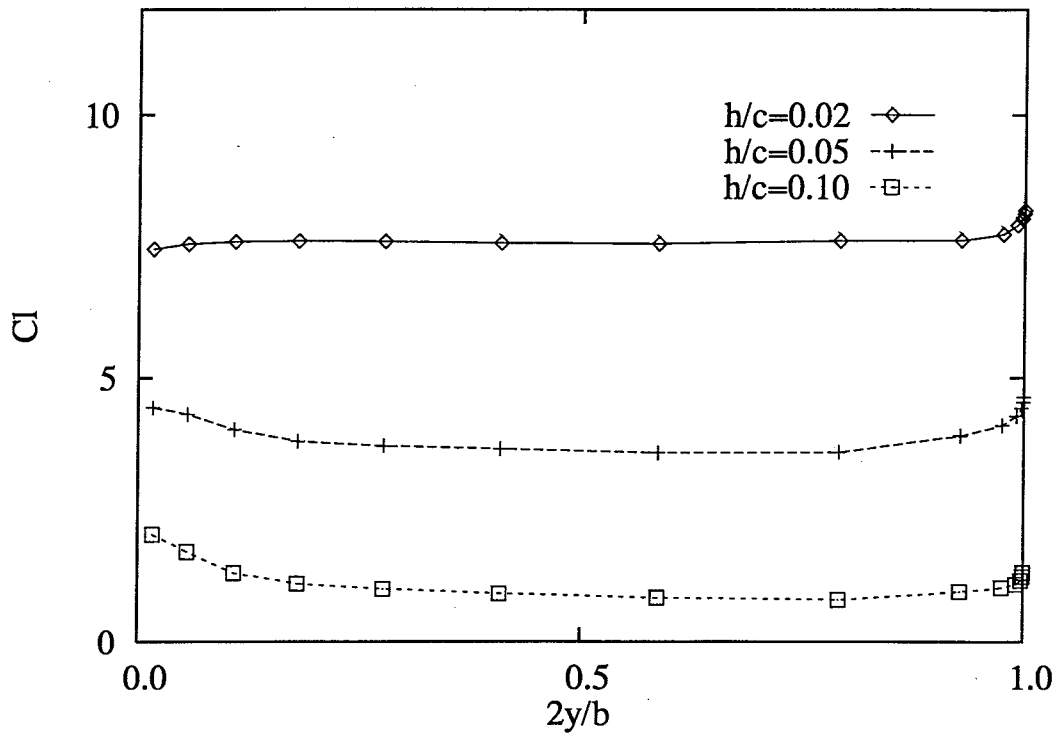


Fig. 5.33: Computed two dimensional lift coefficients of a PAR-WIG with $C_T = 2.9$ and $K_Q/J^2 = 0.3$ (Ground condition is case-1).

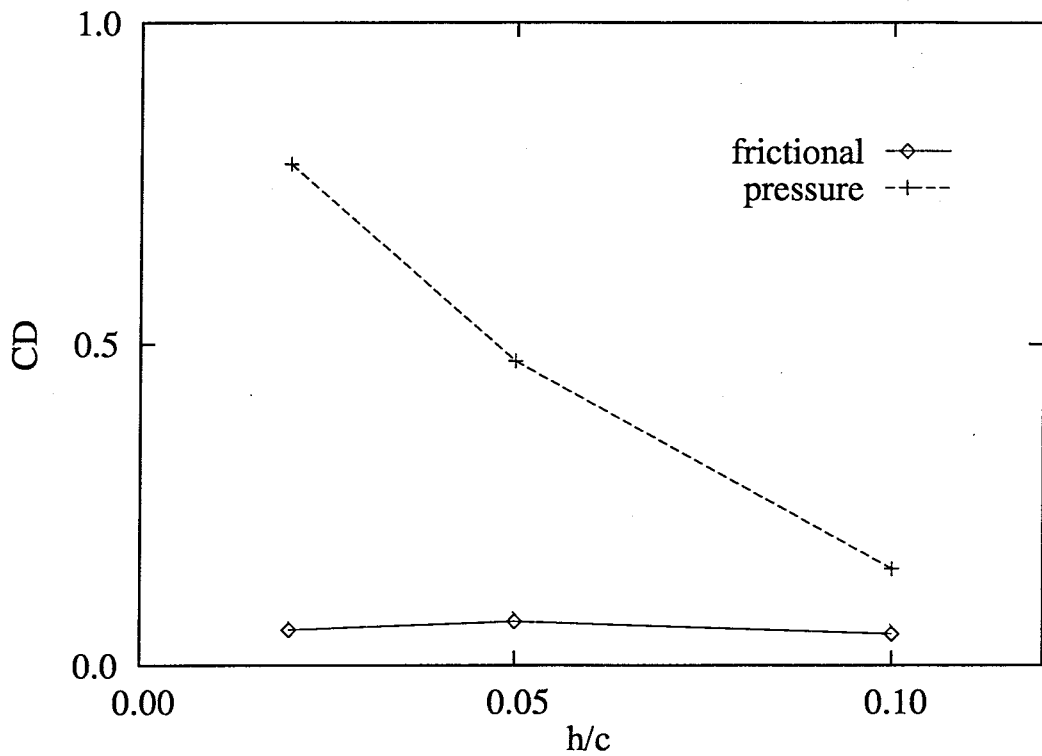


Fig. 5.34: Components of computed drag of a PAR-WIG with $C_T = 2.9$ and $K_Q/J^2 = 0.3$ (Ground condition is case-1).