

# 航空宇宙技術研究所特別資料

SPECIAL PUBLICATION OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

SP-20

第10回航空機計算空気力学シンポジウム論文集

特別企画／CFDワークショップ

[ GK 翼型の空気力学特性解析 ]

[ ONERA M5 全機形態まわりの流れ解析 ]

1993年3月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

第10回航空機計算空気力学シンポジウム論文集

特別企画／CFDワークショップ

Proceedings of the 10th NAL Symposium on  
Aircraft Computational Aerodynamics

CFD Workshop on GK Airfoil  
and ONERA M5 Geometry

開催期日 平成4年6月10日～12日

開催場所 航空宇宙技術研究所

10 June ~ 12 June, 1992

National Aerospace Laboratory, Tokyo

航空宇宙技術研究所  
航空機計算空気力学シンポジウム運営委員会

# 特別企画

## CFD ワークショップ

### 緒 言

早いもので、昭和58年に創設されました航空機計算空気力学シンポジウムも今回で第10回を迎えることになりました。今日、航空機や宇宙機の全機形状まわりのナビエ・ストークス計算が手の届くものとなり、計算空気力学 (CFD) の進歩には目を見張るものがあります。しかし、一方では、その信頼性の確立という点では、まだ解決すべき多くのことが残されているように思われます。ある特定の課題を設定し、幾つかの異なる CFD プログラムを走らせた結果を持ち寄って、風洞試験データとの比較などを通して、それらを評価するワークショップも、信頼性確立に向けた努力の一環と考えられます。今回、第10回を記念する企画として、このようなワークショップを行なうことに致しました。設定された課題は、2次元翼の空力特性計算および全機形状まわりのナビエ・ストークス計算という世界でも例の無い野心的な試みでありましたが、予想を上回る数の参加者の御協力を得て、大変実りのあるワークショップとなりました。

本企画の重要性と速報性を考え、本企画を NAL SP の PART 1 として発刊することに致しました。本企画を行なうに当たり、御協力いただいた関係各位に感謝申し上げます。

第10回航空機計算空気力学シンポジウム

特別企画/CFD ワークショップ

実行委員会委員長

磯貝 紘二

## CFD ワークショップ実行委員会委員

委員長	磯貝 紘二	(数理解析部)
チーフコーディネータ	廣瀬 直喜	(空力性能部)
コーディネータ	中道 二郎	(構造力学部)
委員	福田 正大	(数理解析部)
	澤田 秀夫	(空力性能部)
	松野 謙一	(空力性能部)

## 第10回航空機計算空気力学シンポジウム運営委員会委員

委員長	神谷 信彦	(新型航空機研究グループ)(平成4年4月まで)
委員長	◎磯貝 紘二	(数理解析部)(平成4年4月より)
委員	山本 行光	(空気力学部)
	◎江尻 宏	(構造力学部)
	中道 二郎	(構造力学部)
	西澤 敏雄	(熱流体力学部)
	中村 孝	(数理解析部)
	福田 正大	(数理解析部)
	河合 伸坦	(空力性能部)
	松野 謙一	(空力性能部)
	山本 一臣	(原動機部)
	◎西 武徳	(新型航空機研究グループ)
	石垣 博	(角田支所)

◎印 幹事

# 目 次

I	2次元部門課題	
	Garabedian-Korn 75-06-12翼型の空気力学特性解析 .....	1
	2-D Problem :	
	Aerodynamic Analysis of Garabedian-Korn 75-06-12 Airfoil	
1.	課題募集要項 .....	1
	Description of 2D Problem	
	航空宇宙技術研究所 廣瀬直喜	
	Naoki HIROSE	
2.	応募論文 .....	5
	Papers by Applicants	
	2D-2 名古屋大学 アンディ・エカ・サキヤ, 中村佳朗 .....	5
	Andi Eka SAKYA and Yoshiaki NAKAMURA	
	2D-3 富士重工業(株) 檜垣郷子, 越岡康弘, 田中康平 .....	7
	Kyoko HIGAKI, Yasuhiro KOSHIOKA	
	and Kohei TANAKA	
	2D-4 川崎重工業(株) 嶋 英志, 恵上浩一 .....	9
	Eiji SHIMA and Kouichi EGAMI	
	2D-5 川崎重工業(株) 嶋 英志, 恵上浩一 .....	11
	Eiji SHiMA and Kouichi EGAMI	
	2D-7 千葉大学 西川進栄, 森 昇 .....	13
	Nobuhide NISHIKAWA and Noboru MORI	
	2D-8 富士通(株) 松島紀佐, 航空宇宙技術研究所 高梨 進 .....	15
	Kisa MATSUSHIMA and Susumu TAKANASHI	
	2D-9 三菱重工業(株) 海田武司, 荻野 純 .....	17
	Takeshi KAIDEN and Jun OGINO	
3.	2次元部門まとめ .....	19
	Compendium of Results	
	航空宇宙技術研究所 廣瀬直喜	
	Naoki HIROSE	
4.	資料編 .....	25
	Data Sheets	
	表1 応募者氏名解法情報一覧 .....	25
	Table 1 List of Applicants and Method Information	
	表2 応募ケース一覧 .....	26
	Table 2 List of Application Cases	
	表3 結果一覧表 .....	26
	Table 3 List of Results	
	応募者提出図 .....	27
	Submitted Figures	

II	3次元部門課題 .....	57
	ONERA M5 全機形態まわりの流れ解析	
	3-D Problem :	
	Flow Analysis Around ONERA Model M5 Configuration	
1.	課題募集要項 .....	57
	Description of 3-D Problem	
	航空宇宙技術研究所 中道二郎	
	Jiro NAKAMICHI	
2.	応募論文 .....	63
	Papers by Applicants	
	3D-1 富士重工業(株) 山崎哲夫, 檜垣郷子, 越岡康弘, 田中康平 .....	63
	Tetsuo YAMAZAKI, Kyoko HIGAKI	
	Yasuhiro KOSHIOKA and Kohei TANAKA	
	3D-2 川崎重工業(株) 岸本琢司 .....	65
	Takuji KISHIMOTO	
	3D-3 富士通(株) 高倉葉子	
	航空宇宙技術研究所 小川 哲, 和田 安弘 .....	67
	Yoko TAKAKURA, Satoru OGAWA and Yasuhiro WADA	
	3D-4 航空宇宙技術研究所 高梨 進	
	大興電子(株) 伊藤良三	
	航空宇宙技術研究所 橋 正和 .....	69
	Susumu TAKANASHI, Ryozo ITOH and	
	Masakazu TACHIBANA	
	3D-5 三菱重工業(株) 海田武司, 荻野 純 .....	71
	Takeshi KAIDEN and Jun OGINO	
3.	3次元部門まとめ .....	73
	Compendium of Results	
	航空宇宙技術研究所 中道二郎	
	Jiro NAKAMICHI	
4.	資料編 .....	80
	Data Sheets	
	表1 応募者リスト .....	80
	Table 1 List of Applicants	
	表2 応募者実施課題一覧 .....	80
	Table 2 List of Application Cases	
	表3 応募者解法情報一覧 .....	81
	Table 3 List of Method Information	
	応募者提出図 .....	82
	Submitted Figures	

## 2次元部門課題

## Garabedian-Korn 75-06-12 翼型の空気力学特性解析

オーガナイザー： 廣瀬直喜

Description of 2D Problem: Aerodynamic Analysis of Garabedian-Korn 75-06-12 Airfoil

Organizer: Naoki Hirose, National Aerospace Laboratory

## Abstract

Description of 2D Problem is given. The Problem A is to compute a shock-less flow of Garabedian-Korn 75-06-12 Airfoil at design condition of Mach number, 0.75,  $C_1$ , 0.63, Reynolds number, 6 and  $20 \times 10^6$ . The Problem B is to obtain the aerodynamic characteristics of Mach number sweep and angle of attack sweep. The reference point is the same condition in Problem A. The output data format is described.

Garabedian-Korn 75-06-12翼型 (以下GR翼型と呼ぶ) はHodograph法で設計した衝撃波無し超臨界翼型で、非粘性設計点は  $M_\infty = 0.75$ ,  $C_1 = 0.63$  である。実験やCFDで衝撃波無し設計圧力分布を求めるのは困難な場合が多いが、ここでは設計点の再現とその近傍での空力特性を求めることを課題とし、粘性解析コードでは境界層特性についても求める事にする。実験データとしてはカナダNAE(現IAR)実験報告(NRC-AR-LR-554(1971))がある他、航空宇宙技術研究所が行った上下壁の圧力分布を含む2次元風洞実験結果が参考になろう。

応募の対象とする計算モデル、数値解法は応募者の任意であり、ポテンシャル、Euler解法と粘性補正法、Navier-Stokes解法等何でもよい。本課題は当オーガナイザーが日本機械学会第一回CFDワークショップ(1987年秋)で取り上げたが、その後の実用化への進歩の状況が明らかになる事が期待される。

翼型座標と理論圧力分布を付表1に示す。

課題は以下の2件からなり、Aのみでもよいが、できればBも合わせて応募していただきたい。

## 課題 A 設計点の解析

一様流Mach数  $M_\infty = 0.75$ ,  $C_1 = 0.63$ の近傍で衝撃波無しの流れを求める。Reynolds数は  $Re = 6$ 及び  $20 \times 10^6$ の2点衝撃波無しの流れが見付からない時は、 $C_1 = 0.63$ の解を求めるものとする。迎角は指定しないので、上記条件を満たす迎角を見つけ、それを結果として記入する。計算で用いた一様流Mach数、 $C_1$ 、迎角、Reynolds数、等を計算結果表(Form2D-1)に記し、以下の諸量および線図をプロットする。

計算条件

Mach数  $M_\infty = 0.75$  $C_1 = 0.63$ 1)  $Re = 6 \times 10^6$ 2)  $Re = 20 \times 10^6$ 

乱流遷移点の取り扱い：使用する乱流モデルが判定する自由遷移とするが、遷移点指定をしてもよい。その場合は上下面遷移点  $x_{tr,u}$ ,  $x_{tr,l}$ を明記する。

計算領域、格子数等

計算領域  $x/C$ ,  $y/C = \pm 20.0$  (前縁を原点とし、翼弦長  $C = 1$ とする)

翼上格子点数 181点 (上下面とも前縁後縁を含めて各91点)

格子トポロジー：任意

全格子数：任意であるが、空力解析の立場から見ると現時点で非実用的な格子数(例えば  $1000 \times 500$ 点)は望ましくない。翼面接線ベクトル方向最小格子幅  $\Delta s$ ：任意翼面法線ベクトル方向最小格子幅  $\Delta n$ ：任意

- (1) 表面圧力分布  $C_p$  vs  $x/C$ ,  $C_{p_{TE}}$  記入 (FORM 2D-A1)
- (2) 表面圧力分布  $C_p$  vs  $y/C$ ,  $C_{p_{TE}}$  記入 (FORM 2D-A2)
- (3) 等音速線線図 (FORM 2D-A3)
- (4) 等Mach数線図 ( $\Delta M = 0.05$ , 基準値  $M = 1.0$ ) (FORM 2D-A4)
- (5) 等密度線図 ( $\Delta \rho / \rho_\infty = 0.05$ , 基準値  $\rho / \rho_\infty = 1.0$ ) (FORM 2D-A5)
- (6) 上面側  $\delta^*$  vs  $x/C$   
上面側  $H$  (遷移点  $x_{tr,u}$  記入)  
上面側  $C_x Re^{1/2}$  (FORM 2D-A6)  
下面側  $\delta^*$  vs  $x/C$   
下面側  $H$  (遷移点  $x_{tr,l}$  記入)  
下面側  $C_x Re^{1/2}$  (FORM 2D-A6)
- (7) 上面側境界層  $u/U_\infty$   
後流内分布  $\mu$  vs  $y/C$  at  $x/C = 0.5, 0.7, 0.9, 1.0, 1.1, 1.2$  (FORM 2D-A7)

## 課題 B 設計点近傍の空力特性

課題Aで求めた計算上の設計点 (一様流Mach数  $M_\infty = 0.75$ ,  $C_1 = 0.63$ ) を中心に

- 1) 迎角  $\alpha$  を一定にしてMach数スイープ ( $M_\infty = 0.60 \sim 0.95 / 0.05$  又は  $0.025$  毎)

及び

- 2) Mach数を一定にして迎角  $\alpha$  スイープ ( $\alpha = 0 \sim 9^\circ / 1^\circ$  毎)

の解析を行ない、空力特性を求める。計算条件は  $M_\infty, \alpha$  以外は課題Aと同じとする。即ち、Re数は2種類

- (1)  $Re = 6 \times 10^6$
- (2)  $Re = 20 \times 10^6$

とする。

これらの結果について以下の図をプロットする。

- (1)  $C_1, C_a, C_m$  vs  $\alpha$  図 (FORM 2D-B1)
  - (2)  $C_1$  vs  $C_a$  図 (FORM 2D-B2)
  - (3)  $C_1, C_a, C_m$  vs  $M_\infty$  図 (FORM 2D-B3)
- $C_m$ は0.25Cまわりとする。

各図表のFormatに関しては追ってお知らせします。

## 参考文献

1. Bauer, F., Garabedian, P., Korn, D. & Jameson, A., 'SUPERCRITICAL WING SECTIONS II', Springer Ver. 1975.
2. Kacprzynski, J. J., Ohman, L. H., 'Analysis of the Flow Past a Shockless Lifting Airfoil in Design and Off-Design Conditions', NRC of Canada Aeronautical Report LR-554, (1971)
3. Deiwert, G. S., 'Recent Computation of Viscous Effects in Transonic Flow', PROC. 5th ICMFD, LECTURE NOTES IN PHYSICS VOL. 59, p. 159-164, Springer Ver., 1976.
4. Sawada, H. et al, 'Wall Interference Estimation of the NAL's Two-Dimensional Wind Tunnel', NAL-TR-829, 1984.

Form 2D-00

2次元部門データシート.

応募者番号 (2D- ) \_\_\_\_\_  
 応募者 所属 \_\_\_\_\_  
 氏名 \_\_\_\_\_  
 連絡先/TEL \_\_\_\_\_

1. 支配方程式の種類

- (1) 非粘性流  ポテンシャル  微小擾乱  完全ポテンシャル  
 Euler Eq.  
 (2) 粘性流  非粘性流+境界層補正  境界層積分法  境界層積分法  
 Navier-Stokes Eq.  Thinlayer N-S  Full N-S  その他 (記入)  
 乱流モデル (記入)

(3) その他の場合 (記入)

2. 解法

- (1) 解法の種類  
 FDM  FEM  パネル法  
 BEM  網糸法  積分法  
 その他 (記入)

(2) 解法の概要、特徴、境界条件、精度など

\_\_\_\_\_  
 \_\_\_\_\_  
 \_\_\_\_\_  
 \_\_\_\_\_

(参考文献)

3. 計算格子

- (1) 格子形状  構造格子  C型  O型  H型  その他 (記入)  
 非構造格子  
 その他

- (2) 形成法  非線形方程式  等角写像  代数的方法  
 その他 (記入)

(3) 計算に用いた格子数 (代表的な数値を記入, 差分法以外では, パネル数, 渦点数などの計算の規模を表わす量の名称と数値)

$\xi(x)$  方向 \_\_\_\_\_ 点  
 $\eta(y)$  方向 \_\_\_\_\_ 点  
 合計 \_\_\_\_\_ 点  
 $\xi(x)$  方向最小格子幅とその位置 \_\_\_\_\_  
 $\eta(y)$  方向最小格子幅とその位置 \_\_\_\_\_

4. 計算情報

収束判定の回数 \_\_\_\_\_  
 収束条件 \_\_\_\_\_ x10 \_\_\_\_\_  
 繰り返し回数 \_\_\_\_\_  
 使用計算機 \_\_\_\_\_  
 計算時間/マス \_\_\_\_\_ 時間  
 計算時間/マス/格子点 \_\_\_\_\_

5. 備考, その他, 特に記入したいこと



S.P.原稿6 07-28-92nh/8-5-92rev GK-75-06-12 GARABEDIAN-KORN AIRFOIL 設計座標と圧力分布 (理論値)

GARABEDIAN-KORN 75-06-12 AIRFOIL COORDINATES AND THEORETICAL CP				GARABEDIAN-KORN AIRFOIL 設計座標と圧力分布 (理論値)			
X	Y	CP UPTH	N	X	Y	CP UPTH	N
0.00000	0.00074	0.00000	1	0.647940	0.057270	0.665710	51
0.00030	0.00399	1.1440	2	0.655590	0.055660	0.684910	52
0.00560	0.00717	1.1177	3	0.683020	0.053900	0.704050	53
0.00170	0.01015	0.9817	4	0.700190	0.052000	0.723090	54
0.00365	0.01296	0.7895	5	0.717100	0.049960	0.741980	55
0.00640	0.01573	0.5812	6	0.733730	0.047800	0.760680	56
0.00993	0.01852	0.4169	7	0.750070	0.045520	0.779090	57
0.01415	0.02133	0.2990	8	0.766090	0.043150	0.797130	58
0.01906	0.02415	0.2082	9	0.781790	0.040690	0.814710	59
0.02461	0.02696	0.1325	10	0.797140	0.038160	0.831770	60
0.03080	0.02973	0.0666	11	0.812140	0.035580	0.848210	61
0.03761	0.03245	0.0076	12	0.826750	0.032960	0.863980	62
0.04503	0.03510	-0.0461	13	0.840960	0.030320	0.879020	63
0.05304	0.03766	-0.0950	14	0.854750	0.027690	0.893310	64
0.06163	0.04009	-0.1397	15	0.868100	0.025080	0.906790	65
0.07080	0.04237	-0.1804	16	0.880990	0.022520	0.919430	66
0.08057	0.04444	-0.2173	17	0.893380	0.020030	0.931220	67
0.09101	0.04629	-0.2504	18	0.905260	0.017620	0.942120	68
0.10215	0.04800	-0.2797	19	0.916600	0.015330	0.952120	69
0.11398	0.04963	-0.3049	20	0.927350	0.013160	0.961200	70
0.12642	0.05118	-0.3263	21	0.937490	0.011140	0.969340	71
0.13946	0.05266	-0.3438	22	0.946990	0.009280	0.976540	72
0.15306	0.05408	-0.3574	23	0.955800	0.007590	0.982780	73
0.16720	0.05543	-0.3674	24	0.963900	0.006070	0.988060	74
0.18183	0.05670	-0.3742	25	0.971250	0.004720	0.992370	75
0.19694	0.05791	-0.3783	26	0.977830	0.003550	0.995720	76
0.21251	0.05903	-0.3799	27	0.983600	0.002560	0.998100	77
0.22850	0.06007	-0.3769	28	0.988540	0.001750	0.999530	78
0.24488	0.06104	-0.3728	29	0.992620	0.001090	1.000000	79
0.26164	0.06192	-0.3671	30	0.995820	0.000600		80
0.27873	0.06271	-0.3599	31	0.998130	0.000260		81
0.29615	0.06341	-0.3511	32	0.999530	0.000060		82
0.31385	0.06403	-0.3406	33	1.000000	0.000000		83
0.33181	0.06455	-0.3282	34				
0.35000	0.06499	-0.3140	35				
0.36839	0.06532	-0.2978	36				
0.38695	0.06556	-0.2796	37				
0.40565	0.06575	-0.2593	38				
0.42446	0.06575	-0.2371	39				
0.44335	0.06569	-0.2128	40				
0.46229	0.06553	-0.1866	41				
0.48125	0.06526	-0.1585	42				
0.50019	0.06489	-0.1285	43				
0.51910	0.06439	-0.0967	44				
0.53793	0.06379	-0.0632	45				
0.55666	0.06305	-0.0282	46				
0.57526	0.06219	0.0084	47				
0.59371	0.06118	0.0462	48				
0.61198	0.06003	0.0851	49				
0.63060	0.05873	0.1246	50				



## 応募番号 2D-2

## GK 75-06-12 翼型の空気力学特性解析

アンディ・エカ・サキヤ\*, 中村 佳朗\*

Aerodynamic Characteristics Analysis of Garabedian-Korn 75-06-12 Airfoil

by

Andi Eka Sakya and Yoshiaki Nakamura

Department of Aeronautical Engineering, Nagoya University

## ABSTRACT

A Navier-Stokes code based on the implicit Yee-Harten TVD scheme is applied to compute the aerodynamic characteristics of Garabedian-Korn GK 75-06-12 airfoil at transonic speed. The algebraic turbulence model is employed to close the system of equations.

## 1 はじめに

遷音速流の予測を困難にしている原因の一つは非線形現象であり、これは Navier-Stokes 方程式により記述される。現在、コンピュータの能力、計算スキーム、それに計算格子作成の技術なども進歩しており、その結果、Navier-Stokes 方程式の数値的な解を求め、流れ場を良い精度で予測することが可能になっている。二次元の解は三次元の問題を解くための目安としてよく用いられている。しかし、有用な結果を得るために二次元の Navier-Stokes コードの中には適当な乱流モデルを含む必要がある。

よく使われている乱流モデルは代数的な渦粘性に基づいたモデルである。その中で実用計算でよく使用される乱流モデルとしてゼロ方程式がある。それは他のモデル（例えば二方程式とかレイノルズ応力方程式モデル）よりもメモリーや計算時間が少なく、簡単に応用出来るという利点がある。衝撃波がない場合の流れ場の計算に対して、このモデルは有効である。また、ある適度の衝撃波が存在する流れ場に対しても二方程式の結果に比べればよりよい結果が得られる。

最近、Renormalization Group (RNG) 理論を応用した代数的な乱流モデルが提案されている。一般にほぼすべての代数的乱流モデルは経験定数を含んでいるが、このモデルにも長さスケールと散逸エネルギー関数が渦粘性を計算するため、必要である。

今回の計算では Yee-Harten 型の陰的 TVD 法（ただし、粘性項は陽的に解く）を使い、RNG に基づいた代数的な乱流モデルを用いて GK 75-06-12 Garabedian-Korn 翼型の空力特性の計算を行った。

## 2 計算法

ここで用いた支配方程式は Navier-Stokes 方程式である。二次元のレイノルズ平均薄層近似 Navier-Stokes 方

程式は一般座標  $\xi, \eta$  を用いて次のように書き表わされる。

$$\hat{q} + \hat{F}_\xi + \hat{G}_\eta = \frac{1}{Re} \hat{S} \quad (1)$$

$$\begin{aligned} \hat{q} &= J^{-1}(\rho, \rho u, \rho v, e)^T \\ \hat{F} &= J^{-1}(\rho \bar{U}, \rho u \bar{U} + \xi_x p, \rho v \bar{U} + \xi_y p, (e+p) \bar{U})^T \\ \hat{G} &= J^{-1}(\rho \bar{V}, \rho u \bar{V} + \eta_x p, \rho v \bar{V} + \eta_y p, (e+p) \bar{V})^T \\ \hat{S} &= \mu J^{-1}(0, \omega^2 u_\eta + \varphi \eta_x, \omega^2 v_\eta + \varphi \eta_y, \\ &\quad \omega^2 \{ \frac{1}{2}(u^2 + v^2)_\eta + \kappa T_\eta \} + \varphi \phi)^T \end{aligned}$$

ここで、

$$\begin{aligned} p &= (\gamma - 1) \{ e - \frac{1}{2} \rho (u^2 + v^2) \} \\ T &= \frac{p}{(\gamma - 1) \rho} \\ \omega &= \sqrt{\eta_x^2 + \eta_y^2} \\ \varphi &= \frac{1}{3} (\eta_x u_\eta + \eta_y v_\eta) \\ \phi &= (\eta_x u + \eta_y v) \end{aligned} \quad (2)$$

(3)

$\rho$  は密度、 $\rho u$ 、 $\rho v$  は  $x$ 、 $y$  方向の運動量、 $e$  は全エネルギーである。 $\hat{E}$  と  $\hat{F}$  は一般座標での流束ベクトルで、 $J$  は座標変換のヤコビアンである。乱流の計算をするために粘性係数  $\mu$ 、熱伝導率  $\kappa$  は乱流による輸送係数も含む。この乱流による寄与は渦粘性モデルから計算された。使用した計算アルゴリズムは Yee-Harten 型の陰的 TVD 法である。詳細は参考文献 [1] に示されている。(1) 式の右辺にある粘性項は陽的解法により、また、左辺は Implicit Backward Euler 法により解かれる。

## 3 RNG に基づいた代数的な乱流モデル

最近、RNG 理論の乱流への適用がまず代数的な乱流モデルにおいてなされた。このモデルは計算する前に乱

\*名古屋大学工学部航空学科

流の長さスケールを与えなければならない。有効動粘性係数 $\nu_{eff}$ は次の式から得られる [2] [3]。

$$\nu_{eff} = \nu \left\{ 1 + H \left( \frac{\epsilon L_m^4}{\nu^3} - 75 \right) \right\}^{\frac{1}{2}} \quad (4)$$

ここで、 $\nu_{eff} = \nu + \nu_t$ で、 $\nu_t$ は乱流の渦粘性係数、 $\nu$ は層流の動粘性係数である。また、 $H$ はヘビサイド関数である。

$$H(x) = \begin{cases} x & \text{for } x \geq 0 \\ 0 & \text{for } x < 0 \end{cases} \quad (5)$$

今回の計算では mixing-length の長さスケール  $L_m$  は次の式で与えられる [4]。

$$L_m(\eta) = \frac{a_1 \eta (1 - a_2 \eta)}{a_3 + \eta} \quad (6)$$

ここで  $a_1 = 0.2$ 、 $a_2 = 0.43$ 、 $a_3 = 0.45$ 、 $\eta = y/\delta$  ( $\delta$  は境界層厚さ) である。また、散逸エネルギー $\epsilon$ は

$$\epsilon = \frac{u_r^3}{\kappa y} \left\{ 1 - \exp\left(\frac{-0.1 \kappa u_r y}{\nu}\right) \right\} \quad (7)$$

で、 $\kappa$ は Karman 定数 (= 0.4) である。後流での粘性係数は次の式で計算した。

$$\mu_{twake} = (\mu_{tte})_{max} \exp\left(\frac{x_{te} - x}{15 \delta_{te}}\right) \quad (8)$$

ここで、 $(\mu_{tte})_{max}$  は後縁での最大の粘性係数である。

## 4 境界条件

翼面上では、速度は粘着条件とし、圧力は運動量方程式より、また密度は断熱条件から求めた。遠方境界は、リーマン不変量による特性的境界条件を用いた。

## 5 計算例

全ての計算は代数的な開発された C 格子で行なった。最小の間隔は  $\Delta y_1 = 10^{-4}$  である。翼周りの圧力分布の計算結果を図1に示す。ここで圧力分布の計算結果は理論値と比較した。乱流による影響で、後縁で少し差がでる以外は理論値と計算結果がほぼ同じである。臨界の圧力をこえる時に通常出る衝撃波が捕えられなかった。揚力係数は 0.63 のときに設計迎え角度が約  $1.24^\circ$  ぐらいである。得られた空力係数を表1に示した。

No.	Condition	$\alpha$	Cl	Cd	Cm
1.	$6 \times 10^6$	1.235	0.6218	0.0060	-0.0875
2.	$20 \times 10^6$	1.240	0.6219	0.0061	-0.0872

表1 GK 75-06-12 空力係数

他の代数的な乱流モデル (例えば BLM) と違って、このモデルはヘビサイド  $H$  の関数のため遷移発見のメカニズムを持っているので、この計算は乱流の始まりをチェックするための定数を故意に挿入する必要はない [5]。

## 参考文献

- [1] Yee, H.C. and Harten, A., *Implicit TVD Scheme for Hyperbolic Conservation Laws in Curvilinear Coordinate*, AIAA Paper 85-1513, 1985.
- [2] Yakhot, V. and Orszag, S.A. : *Renormalization Group Analysis of Turbulence I. Basic Theory*, J. of Sci. Comp., Vol. 1, 1986. pp. 3-51.
- [3] Martinelli, L. and Yakhot, V.: *RNG-Based Turbulence Approximations with Application to Transonic Flows*, AIAA Paper 89-1950, 1989.
- [4] Sakya, A.E., Nakamura, Y. and Yasuhara, M.: *Evaluations of RNG Based Algebraic Turbulence Model*, Proc. of ISCFD IV, Davis-California, 1991, pp. 1005-1009.
- [5] Lund, S.T.: *Application of the Algebraic RNG Model for Transition Simulation, Instability and Transition Vol. II*, eds. by M.Y. Hussaini and R.G. Voight, Springer-Verlag, 1990, pp. 381-387.

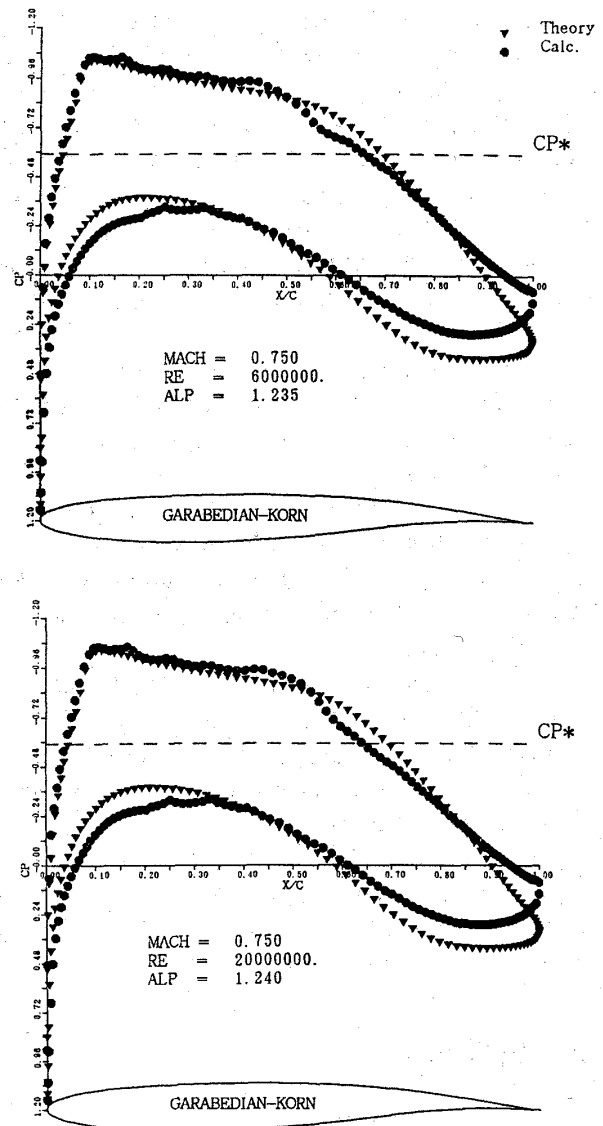


図1 GK 75-06-12 の圧力分布

応募番号 2D-3

## GK75-06-12翼型の空気力学特性解析

檜垣 郷子\* 越岡 康弘\* 田中 康平\*

#2D-3

Aerodynamic Characteristics Analysis of Garabedian-Korn 75-06-12 Airfoil

by

Kyoko Higaki, Yasuhiro Koshioka and Kohei Tanaka  
Fuji Heavy Industries Ltd.

## ABSTRACT

The flow field around a GK75-06-12 airfoil is analyzed by solving the two-dimensional compressible Navier-Stokes equations.

The calculation was carried out, under the condition of Reynolds number  $6 \times 10^6$  and  $2 \times 10^7$ , in each case  $CL$  (Lift coefficient) was adjusted to 0.63

## 1. はじめに

昨今スーパーコンピュータの発達によりCFDを航空機の設計に実際に用いることが多くなってきた。弊社でもCFDの開発を行っており、Navier-Stokes方程式（以下N-S方程式）による翼型の解析は、格子生成から解析までほぼ自動化され、設計ツールとして使用されるようになってきた。

今回の課題は、Hodograph法により設計された衝撃波無し超臨界翼型であるGarabedian-Korn 75-06-12翼型の非粘性設計点（一様流マッハ数  $M=0.75$ ,  $Cl=0.63$ ）近傍で、衝撃波無しの流れを求める事である。計算格子は $281 \times 51$ 点のC型格子、完全N-S方程式を有限差分法で解くことで解を求めた。

## 2. 格子生成

弊社においては、今回用いたようなC型格子は対話式自動格子生成プログラムを用いて生成している。

計算領域は前縁を原点、翼弦長を1とし  $x/c = \pm 20.0$ ,  $y/c = \pm 20.0$  の範囲であり、格子点数は $281 \times 51 = 14331$ 点、後流カットライン上の点数は51点である。最小格子幅は  $\xi(x)$  方向  $0.001$ （前縁）、 $\eta(y)$  方向  $1 \times 10^{-4}$ （表面）である。これを図1に示す。

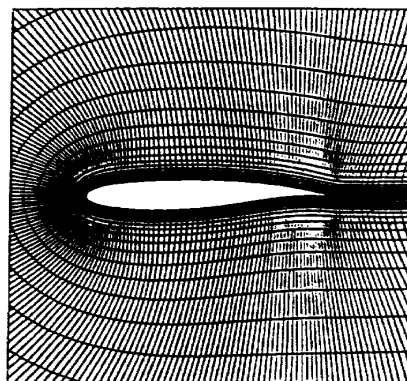


図1 計算格子

## 3. 解法概略

完全N-S方程式でChakravarthy-OsherによるTVD高次風上差分法<sup>\*1,2</sup>を用いており、また陰的部分にはLU-ADI法<sup>\*3</sup>を採用している。

乱流モデルはBaldwin-Lomaxの代数モデルを用いている。また、通常は解の安定のため後流において $u_x = 0$ とするが、今回は後流域の状態を見るため $u_x \neq 0$ とした。

収束判定はResidualが $10^{-7} \sim 10^{-8}$ のオーダーとなり減少傾向にあれば収束と判断した。

## 4. 結果

参考として、今回行った計算と同一迎角でGarabedian-Kornのコード<sup>\*\*</sup>による計算結果（以下GK計算結果）を共に示す。これらを比較するとN-S方程式の計算結果の衝撃波位置にずれが生じた。（図2）摩擦係数は

\* 富士重工業株式会社 第2技術部 空力設計課

Re=6×10<sup>6</sup>でCf=5.6×10<sup>-3</sup>、Re=2×10<sup>7</sup>でCf=2.2×10<sup>-3</sup>となる。翼上面後半の圧力回復を行う位置においてCfの減少していく現象がとらえられている。(図3) (参考として平板の平均摩擦係数を示せば各々Cf=3.3×10<sup>-3</sup>, 2.7×10<sup>-3</sup>となる。) また、排除厚をGK計算結果と比較すると定性的にはほぼ同様であり妥当と考えられる。(図4)

5. まとめ

2次元のN-S計算はほぼ自動化され、短時間で計算結果を得られる状況にある。この様な状況に鑑みて、より多くの風洞試験との比較による検証を行い信頼性を向上させてゆくことが今後の課題であると言える。

6. 参考文献

- \* 1 S.R.Chakravarthy & S.Osher, "A New Class of High Accuracy TVD Schemes for Hyperbolic Conservation Laws", AIAA-85-0363.
- \* 2 S.R.Chakravarthy, "The Versatility and Reliability of Euler Solvers Based on High-Accuracy TVD Formulations", AIAA-86-0243.
- \* 3 M.M.Rai & S.R.Chakravarthy, "An Implicit Form for the Osher Upwind Scheme", AIAA J., vol.24, No.5, May 1986 pp735-743.
- \* 4 F.Bauer, P.Garabedian & D.Korn, "A Theory of Supercritical Wing Sections, with Computer Programs and Examples", Springer-Verlag, 1972.
- \* 5 加茂圭介, 石井克哉, 「ナヴィエ・ストークス翼型解析ツールの開発」, 日本航空宇宙学会第19回年会講演集 1988 pp.101-102.

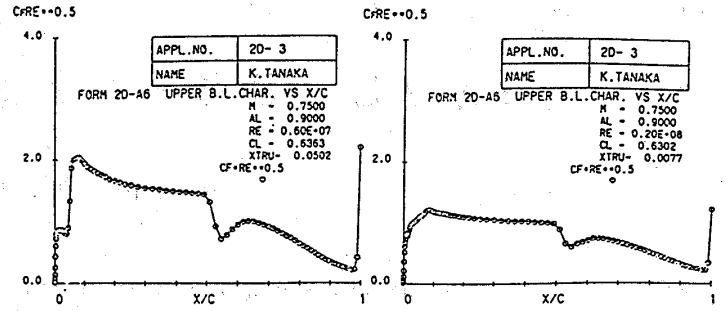


図3(a) 摩擦係数(上面)

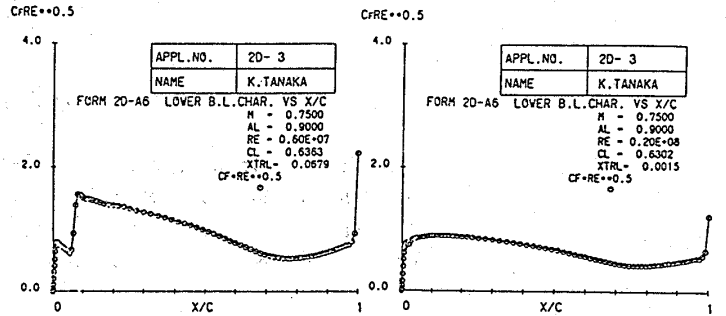


図3(b) 摩擦係数(下面)

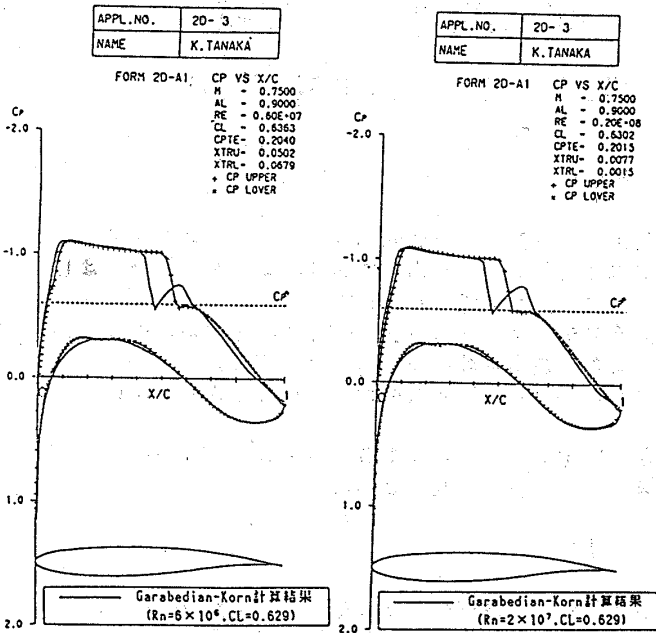


図2 表面圧力分布

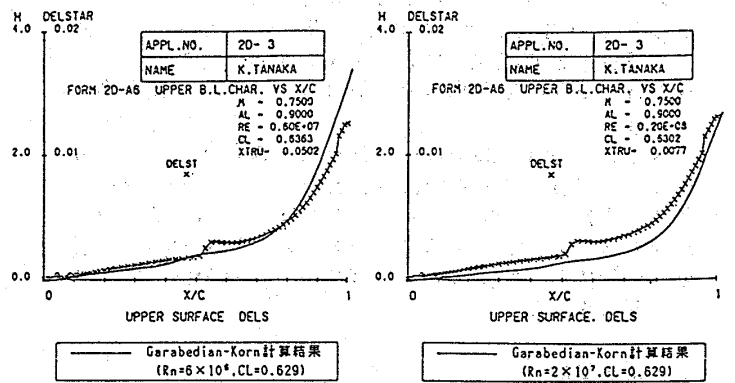


図4(a) 排除厚(上面)

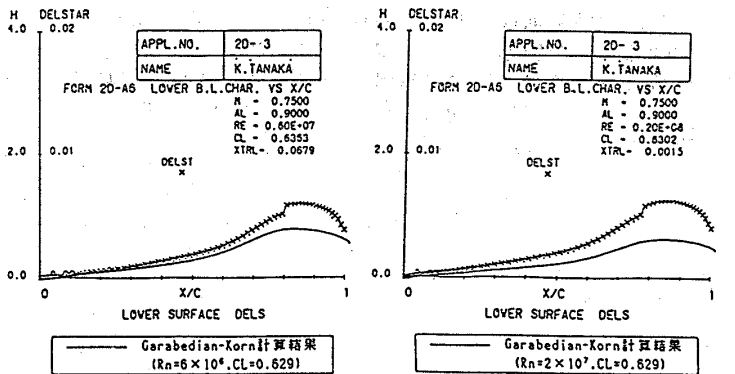


図4(b) 排除厚(下面)

# 応募番号 2D-4 GK75-06-12翼型の空気力学特性 - q- $\omega$ 二方程式乱流モデルによる計算 -

嶋英志、恵上浩一\*

#2D-4 Aerodynamic Characteristics Analysis of Garabedian-Korn 75-06-12 Airfoil  
- Computation using q- $\omega$  2 Equation turbulence model -

by

Eiji SHIMA and Kouichi EGAMI

Gifu Technical Institute, Kawasaki Heavy Industries Ltd.

## ABSTRACT

Reynolds-averaged Navier Stokes equations for perfect gas are solved numerically for flow around GK75-06-12 airfoil at the design condition. Coakley's 2 equation turbulence model is used. In order to solve q- $\omega$  equations stably some improvements are added to numerical scheme.

2 types of turbulence model, which are q- $\omega$  model in this paper #2D-4 and Baldwin-Lomax model in another paper #2D-5, are used for this workshop, then some characteristics of each solutions are compared. It is found that

- (1) surface pressure distributions are almost identical,
- (2) q- $\omega$  solution has larger skin friction than B-L solution and that causes thicker boundary layer and bigger drag.

The effect of the difference of initial and boundary conditions of q and  $\omega$  variables are shown.

### 1. はじめに

2次元翼型の解析はCFDの応用として最も歴史あるものの1つで、差分解析に基づくCFDが一般的になる以前から行われ、またNS方程式による計算が可能になって試みられた最初の例の1つでもある。

アルゴリズムと計算機の進歩と共に2次元翼型のNS計算は航空産業界でも、ごく普通に用いられるようになり、現在翼型設計の多くの作業はNS計算を用いてなされるようになってきている。風洞試験と比肩し得る質のよい結果が得られるようになってはきているが、まだ大迎角特性、抵抗の絶対値等に関しては、無条件に信頼できるレベルには達していないように思われる。これらの多くは乱流モデルに起因するものであり、モデルの選択が結果を左右する。

本ワークショップに当たり、我々が通常用いており、また一般的にも広く使われていると思われる2つの乱流モデル (Coakleyのq- $\omega$ 二方程式乱流モデル<sup>(1)</sup>、Baldwin-Lomax代数型乱流モデル<sup>(2)</sup>)を用いた計算を行った。他の応募者の方々と共に、同じコード、同じ格子で、乱流モデルのみが異なるケースを比較するのは意味あることと思う。

本報告ではq- $\omega$ 二方程式乱流モデルの数値解法について簡単な説明をすると共に、代数型乱流モデルの結果 (応募番号2D-5)との比較を示す。計算手法等については2D-5で述べる。

### 2. 基礎方程式、数値計算法

用いた方程式は薄層近似を行わないレイノルズ平均NS方程式で、基礎方程式、計算格子、数値計算方法は2D-5と乱流モデルを除いてほとんど同じである。解説は2D-5を参照されたい。

### 3. 乱流モデル

Coakleyによるq- $\omega$ 二方程式乱流モデル<sup>(1)</sup>を使用した。q- $\omega$ モデルの詳細については省略する。

二方程式乱流モデルはNS方程式と類似の方程式を連立して解く必要があるが、これをNS方程式と同様にMUSCL型の二次精度陰的風上法を用いて解いた。陰解法にマルチカラー法を用いる点もNS方程式に対するのと全く同じである。q- $\omega$ 方程式はNS方程式と同時に解いているが陰解法のマトリックスは分離して、4x4ブロック行列(NS方程式)と2x2ブロック行列(q- $\omega$ 方程式)

を別々に反転している。またq- $\omega$ 方程式のソース項中の速度等NS方程式の変数は陽に扱っている。

q- $\omega$ 方程式を安定に計算するためにいくつかの工夫を行っている。

(1) 陰解法のヤコビアンマトリックスの定式化に当たって、移流項にはNS方程式と同様に1次精度風上法を使用し、拡散項に相当する固有値を移流項の対角項に加えた。

(2) q,  $\omega$ の方程式はソース項以外は独立している。そこでソース項のヤコビアンについて、その固有値の正の部分の最大値を対角項にとった対角行列にすることで、両者を分離し2x2のブロック行列ではなく、2本のスカラー行列として解く。

(3) q,  $\omega$ の変化率が1ステップ当たり0.1以下になるように時間刻みを制限した。

(4)  $\omega$ が0になると発散するため、 $\omega$ の計算を次のように変更した。

$$\omega^{n+1} = \omega^n + d\omega$$

↓

$$\omega^{n+1} = \omega^n \exp(d\omega / \omega^n) \quad \text{if } d\omega < 0$$

$$\omega^{n+1} = \omega^n + d\omega \quad \text{if } d\omega > 0$$

変化率を小さく抑えて計算しているため、計算開始直後は非常に小さなCFL数しか使えないが計算の進展とともに代数型モデルと変わらない条件で計算が進むようになる。

図1に示すように収束までの計算時間は代数モデルの約2倍である。

特筆すべきこととしてq- $\omega$ モデルの収束性を挙げる事が出来る。代数モデルによる計算は、ショックが強い場合や高迎角時には定常解に収束せず、局所時間法で計算を行っている場合には解の解釈に困ることが多い。q- $\omega$ モデルでは多くの場合定常解を得ることが出来るので実用上使いやすい面がある。

### 4. 代数モデルと二方程式モデルの比較

今回のワークショップでは2D-4.5において同じコード、同じ計算格子で異なる乱流モデル、及び一樣流のq,  $\omega$ の条件が異なるケースについての計算を実施したので、その比較を行なう。本ワークショップのオーガナイザーが結果を整理されているので、ここでは中でも特徴的と思われるもののみを示す。

まず積分力等の違いを示す。表にこれらをまとめる。

\*川崎重工業(株)岐阜技術研究所

表 乱流モデルによる積分力の違い

	B-L	q- $\omega$ 1	q- $\omega$ 2
C L	0.63	0.63	0.63
C D	0.0121	0.0146	0.0127
迎角	0.67°	0.80°	0.73°

q- $\omega$  1とq- $\omega$  2は一樣流に対する遠方境界条件及び初期条件の点で異なる。q- $\omega$  1ではCoakleyの論文にあるように速度変動成分に当たるqを一樣流の0.001に、 $\omega$ を遠方での乱流粘性が分子粘性と等しくなるように設定している。q- $\omega$  2ではqの値を10倍に、 $\omega$ は同じ条件で決めた結果100倍の大きさになっている。ここで $\rho$ を密度とすると遠方の乱流粘性 $\mu_t$ は

$$\mu_t = 0.09 \rho q^2 / \omega$$

である。

図2に圧力分布の比較を示す。同じ揚力係数を得るための迎角は若干異なっているが、圧力分布はほとんど同じである。

図3の翼上面では違いが明らかになり、B-Lモデルと比べてq- $\omega$ モデルの方が大きな摩擦係数を示している。これはq- $\omega$ モデルがより大きな乱流粘性を示していることによる。これに伴い境界層厚も厚くなっている。抵抗係数の差は、この摩擦係数の大きさの違いを反映している。

ここには示されていないが、翼下面の境界層特性については遷移に到るまでの前縁付近を除きB-Lとq- $\omega$  1の一致はよい。下面での圧力勾配は大きくないので、圧力勾配の小さい場合には両モデルが類似の結果を示す一つの例であると思われる。

図3に示されるようにq- $\omega$  2では遷移が遅くなりその結果として抵抗が減少していることが分かる。

抵抗の予測には遷移点の正確な予測が重要であり、色々な予測法が提案されているが、二方程式モデルでは乱流粘性の急増が勝手に起こってしまい制御できない。この乱流粘性の急増は現実の複雑な乱流遷移現象を模擬しているとは限らず<sup>(3)</sup>、遷移点の制御が容易でないのが二方程式モデルの弱点の一つであると思われる。一樣流条件の変更は二方程式モデルでの乱流遷移点制御の一つの方法として可能性があると思われる。

5. まとめ

本報告#2D-4ではq- $\omega$ 乱流モデルを用いたNS計算を行い#2D-5のBaldwin-Lomaxモデルの結果と比較した。圧力分布や翼下面の境界層特性については良い一致を示したが、翼上面での境界層特性についてq- $\omega$ モデルがより大きい乱流粘性を示した結果、摩擦係数や抵抗が大きくなった。

またq,  $\omega$ の一樣流の条件を変えることにより遷移点が移動することが示された。

参考文献

- (1)Coakley, T. J., "Turbulence Modeling Method the Compressible Navier-Stokes Equations", AIAA Paper 83-1693, Jul. 1983.
- (2)Baldwin, B. S. and Lomax, H., "Thin Layer Approximation and Algebraic Model for Separated Flow", AIAA Paper No. 78-257, 1978.
- (3)Spalart, P. R. and Allmaras, S. R., "A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows", AIAA Paper No. 92-0439, 1992

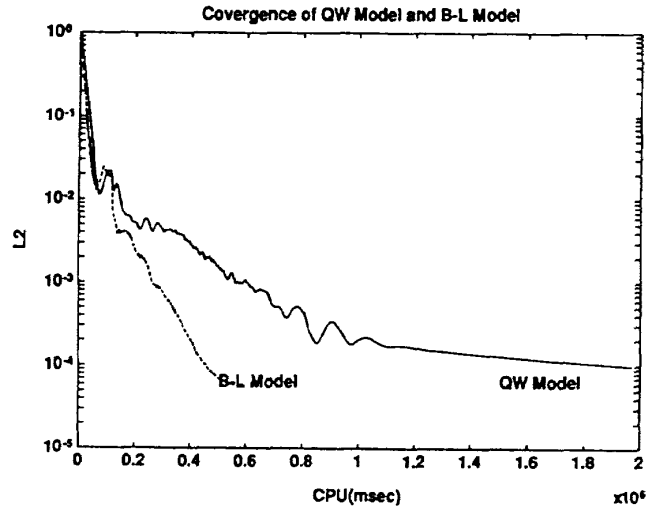


図1 B-Lとq- $\omega$ の収束特性。縦軸は残差、横軸はワークステーション上でのCPU時間。

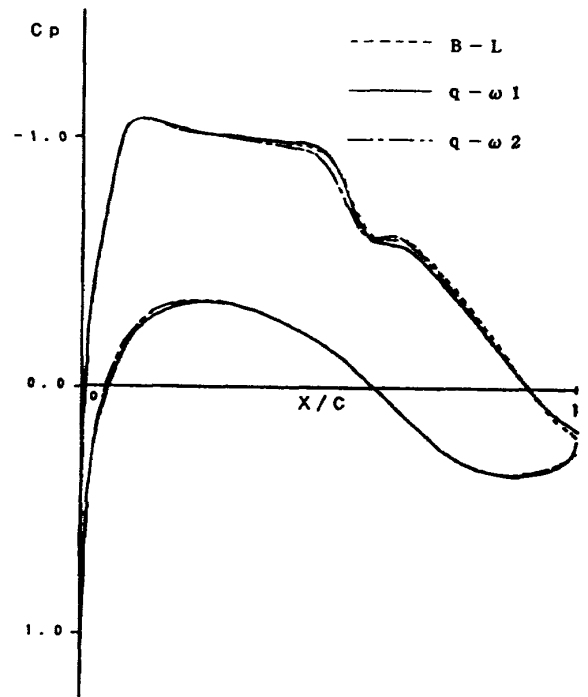


図2 各モデルによるCp分布

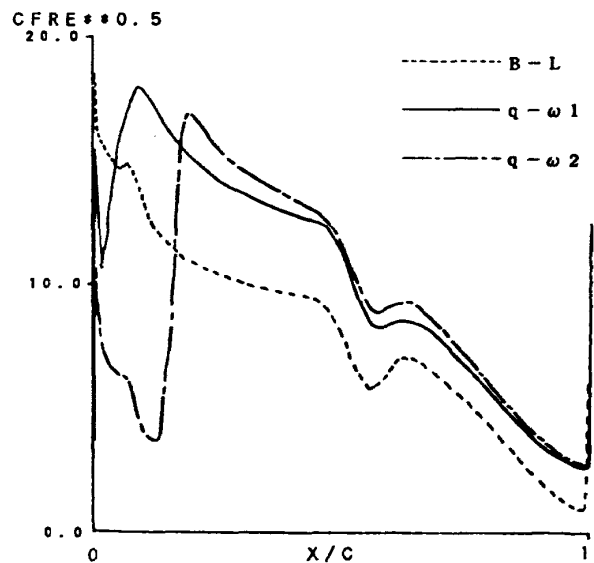


図3 各モデルによる翼上面の摩擦係数



# 応募番号 2D-5 GK75-06-12翼型の空気力学特性 - Baldwin-Lomax乱流モデルによる計算 -

嶋英志、恵上浩一\*

#2D-5 Aerodynamic Characteristics Analysis of Garabedian-Korn 75-06-12 Airfoil  
- Computation using Baldwin-Lomax turbulence model -

by

Eiji SHIMA and Kouichi EGAMI

Gifu Technical Institute, Kawasaki Heavy Industries Ltd.

## Abstract

Flow around Garabedian-Korn 75-06-12 Airfoil is simulated numerically using Navier-Stokes equations. Baldwin-Lomax's algebraic turbulence model is adopted, but wake modeling is not used. Because it was shown by the previous investigation that turbulence viscosity in wake region has only little influence on pressure distribution and boundary layer characteristics.

The equations are computed by the cell centered finite volume method using implicit upwind scheme. C-type grid, which is generated algebraically by the transfinite interpolation, is used. The large linear equations arising from implicit scheme are solved approximately using the multi-color Gauss-Seidel method. Numerical experiments show that optimum inner iteration for rapid convergence is about 10.

### 1. はじめに

本ワークショップで2件の応募の機会を得たので、乱流モデルの異なる2件の計算を行った。本論分では代数型乱流モデルによる計算を例に数値計算法等の説明、代数型乱流モデルの適用法の解説を行う。

### 2. 基礎方程式

レイノルズ平均NS方程式を使用した。乱流モデルにはBaldwin-Lomaxによる代数型乱流モデル<sup>(1)</sup>を使用した。数値計算に於いては薄層近似を行わず完全NS方程式を解いている。粘性項の評価は中心差分を用い、分子粘性には指数則を用いた。

### 3. 計算格子

図1に示されるようなC型格子を用いた。格子生成はTransfinite-Interpolationによって代数的に生成している。最小格子間隔は $7.5 \times 10^{-6}$ でレイノルズ数 $2 \times 10^7$ の時に $Y^+$ が3程度になる。両レイノルズ数で同じ格子を使用した。

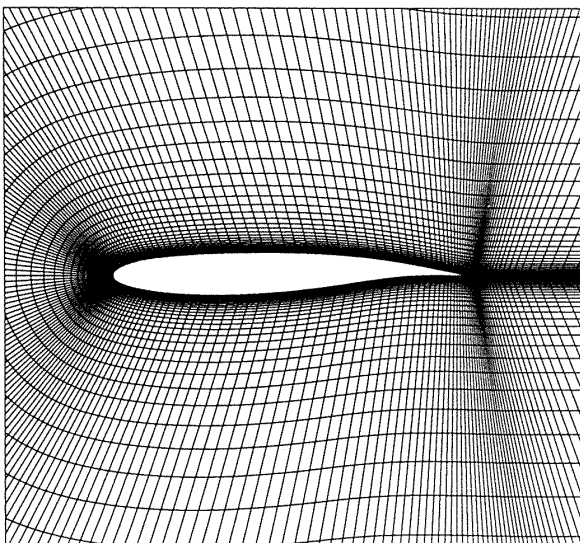


図1 計算格子 281x81 C型格子

### 4. 数値解法

#### (1) 空間離散化

セルセンター型の有限体積法に、MUSCL型の2次精度風上差分法を適用している。近似リーマン解法としてはOsher<sup>(2)</sup>によるものを使用し、van Leerの流束制限関数<sup>(3)</sup>を原始変数に適用することにより2次精度を確保している。

#### (2) 時間積分法

1次精度のフラックススプリッティングの考えを用いて非粘性流束を線形化しオイラー陰解法で時間積分を行っている。この際に生じる行列反転に、Beam-Warming法のような近似因数分解を用いず、マルチカラー法を用いている。良く知られているように、この方法で行列を反転するには多くの繰り返し(内部ループ)が必要になる。本手法では内部ループを収束するまで繰り返すのではなく、適当な回数で打ち切ることにより計算時間を短縮している<sup>(4)</sup>。

#### (3) マルチカラー法

陰解法を用いる場合に生じるような巨大なマトリックスを直接反転するのは経済的に見合わないで、近似的な方法や繰り返し法が用いられる。前者としてはBeam-Warming法などの近似因数分解法(AF法)がよく用いられる。後者としてはSOR法、SLOR法、CG法などが知られている。ここで用いているのは両者の中間的な、繰り返し法による近似的反転である。繰り返し法の中で、ベクトル化可能で、最も単純、余分なメモリを必要としないマルチカラー法を用いている。

非圧縮流体の圧力式などに対するのとは異なり、圧縮性流体の定常解を求める場合は、大きなCFL数を用いて、短時間で収束解が得られれば良いわけで行列を完全に反転させる必要はない。

反転が完全に近いほど外部ループ(時間ステップ)の収束は早くなるが、その分内部ループの計算時間が余分にかかることになり、内部ループの回数と外部ループの回数にトレードオフの関係がある。図2に内部ループの回数と収束までのステップ数、図3に内部ループとCPU時間を示す。図2に示されるように内部ループが増えるほど外部ステップは少なくて済むが、20回以上では余り違いはなくなる。その結果、収束解を早く求めるためには、10回程程度で内部反復を打ち切るのが最適であることが図3に示されている。

収束を加速するため、局所時間法を併用している。全計算領域で同じCFL数を用いており、最大のCFL数は数百から数万のオーダーである。

\*川崎重工業(株)岐阜技術研究所

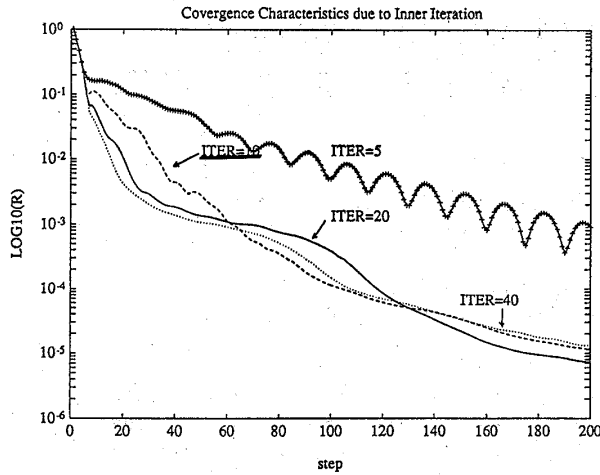


図2 亜音速のテストケースでの、マルチカラー法の内部ループと収束特性の関係。横軸に時間ステップ数、縦軸に残差を示す。内部ループ5、10、20、40、の例を示している。内部ループの回数が10回(ITER=10)以上になっても収束特性に、あまり変化のないことが分かる。

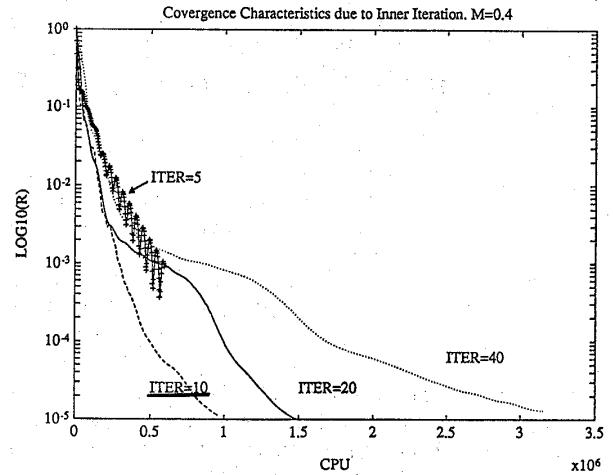


図3 図2と同ケースでのマルチカラー法の内部ループと収束特性の関係。横軸にワークステーション上でのCPU時間(msec)、縦軸に残差を示す。内部ループ10回程度が収束までの時間を最短にしていることが分かる。

### (3) 境界条件

翼面上の境界条件は粘着条件を採用している。

遠方境界は一樣流に固定した。但し外部境界でも風上差分を用いて流束を計算しているため、実質的には特性曲線法を用いた外部境界とほぼ同等の扱いとなっている。

### 5. 乱流モデル

BaldwinとLomaxによる代数型乱流モデルを使用し、遷移の条件は前縁から乱流とした。

また後流での乱流粘性係数は0とした。これは次のような数値実験の結果及び考察に基づく。

(1) 後流がC型格子のカット線にはほぼ一致するような、低迎角のいくつかのケースにおいて、後流乱流モデルの中心をカット線に固定した場合と、そこでの乱流粘性を0にした場合で解が変わらなかった。

(2) 解に大差ないのは、次のようにポテンシャル流+境界層の近似を想定してみれば理解される。即ち、後流での乱流粘性係数が違い、速度分布が多少違って後流の形状に大きな違いはないから等価形状としても大きな変化はなく、従ってポテンシャル流による圧力分布にも変化がない。圧力分布が不変であれば境界層特性も変わらない。したがって翼面上の流れ場のみが必要な場合には後流乱流粘性の評価は重要でない。

但し収束解に大きな違いがなくとも、乱流粘性の欠如あるいは急変によって収束性に影響がでている可能性がある。衝撃波が強いときや、迎角が大きいときに解が振動することがあるが、この原因は後流での乱流粘性を適切に導入していないことによるのかもしれない。

また、このような単独翼ではなく、隙間付きフラップの性能評価のような場合には後流でのレイノルズ応力の評価が本質的であり、決して無視できない。<sup>(6)</sup>しかしながら、単に後流モデルを使えば良いと言うわけでもない。隙間付きフラップ近くの流れは、大きな圧力勾配、後流と境界層との干渉などの条件を有し、もはやBaldwin-Lomaxのモデル化の範囲外であるから、もっと別のモデル化が必要であろう。

### 6. まとめ

Baldwin-Lomaxの代数型乱流モデルを用いてGK 75-06-12型翼の計算を行った。

計算手法として陰的風上差分法を用い陰解法にマルチカラー法を適用し、各ステップでの内部ループの繰り返し回数を最適化する事で、収束特性が改善されることを示した。

代数型乱流モデル適用の際に後流での乱流粘性を無視した。常にこれを無視出来るわけではない(隙間付きフラップの計算など場合には後流での乱流粘性は本質的である)が、単独翼の特性を知るためにはこれを無視しても大きな影響はない。

### 7. おわりに

多くの分野で複雑な問題に対してCFDの応用が実用段階に達していると考えられているのに、最も計算し易い対象と思われがちな2次元翼型の計算が未だ問題を残しているのは意外に感じられる。もちろん”ほとんど”正確な答はかなり前から得られるようになっており、また常に改善されてきている。にもかかわらず完全ではない。

これは次のような理由によると思われる。元来、流線型をしている翼の計算には高い精度が要求され、高精度の解析には乱流境界層についての正確な情報が必要である。しかしながら実機の用いられるような高レイノルズ数での乱流境界層を正確に計算する手法はまだない。もし乱流境界層の内部の細かい渦運動を追跡しようとすれば次世代の計算機が必要になるだろう。2次元翼型の正確な計算には大規模な3次元計算が必要なのかもしれない。

### 参考文献

- (1) B.S. Baldwin and H. Lomax, "Thin Layer Approximation and Algebraic Model for Separated Flow", AIAA Paper No. 78-257, 1978
- (2) G.D. van Albada, B. van Leer and W.W. Roberts, Jr., *Astrophys. J.* 108, 1982
- (3) S.R. Chakravarthy and S. Osher, *AIAA J.* Vol. 21, No. 9 Sept. 1983
- (4) 嶋, "陰的非構造風上法の試み", 第22回流体力学講演会講演集, 1990
- (5) 患上, 嶋, 天野, 中村, "設計における数値計算の活用(その10) 2次元多翼素まわりの流れの数値解析" 第10回航空機計算空気力学シンポジウム論文集, 1992

# 2D-7 GK75-06-12翼型の空気力学特性解析

西川進栄(千葉大学工学部), 森昇(同大学院生)

#2D-7 Aerodynamic Characteristics Analysis of Garabedian-Korn 75-06-12 Airfoil  
by  
Nobuhide NISHIKAWA, Noboru MORI  
Department of Mechanical Engineering, Chiba University

## ABSTRACT

The flow structure of compressible flow around an aerofoil is numerically analyzed by TVD-MacCormack schemes. After calculating the Euler equations on transformed coordinates, the flow variables are interpolated for the fine mesh[AF mesh] for Navier-Stokes equations, and then calculation is continued for the case  $Re=6 \times 10^6$  with Baldwin Lomax turbulence model.

### 諸言

ここでは圧縮性粘性流について比較的小規模な計算機でも実行可能な方法が試みられた。すなわちまずオイラー方程式で目標空気力学特性が実現される迎え角などを求めその後、Navier-Stokes方程式用のメッシュに補間して解を得る方法である。

### ① 方程式の種類

薄層Navier-Stokes方程式

### ② 格子網形状と形成法、特徴

格子生成には、格子網構成プログラムAFMESHを用いた。そのコードは、次の3種類の格子網構成法を組み合わせるにより翼付近のより適切な格子網を発生させる。

- ・幾何学的構成法
- ・連立非線形偏微分方程式の差分による構成法
- ・後方領域構成法

流体計算の最終段階でのグリッド数は $161 \times 61$ である。上流境界は翼のLEADING EDGEから-3.0の距離、下流境界は+4.0の距離にある。

また、最小格子幅は $\Delta \xi = 0.005$ ,  $\Delta \eta = 0.00001$  である。

### ③ 解法の概略

#### 1. 基礎方程式

非定常圧縮性粘性流に対する基礎方程式として、ナビエ・ストークス方程式(N-S方程式)を用いる。2次元デカルト座標系(X-Y)における保存形ベクトル表示では、以下ようになる。

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial E}{\partial x} + \frac{\partial F}{\partial y} = \frac{\partial R}{\partial x} + \frac{\partial S}{\partial y} \quad (1.1)$$

ただし、粘性係数 $\mu$ はSutherlandの公式による。

#### 2. 陽的予測子-修正型TVD差分

非定常問題に対する時間精度向上のため時間及び空間に2次精度の差分を導入し陽的予測子-修正型TVD法を用いる。

陽的予測子-修正型TVD差分は次のような3段階の差分で表される。

$$Q_{i,j}^{(1)} = Q_{i,j}^n - \frac{\Delta t}{\Delta \xi} (E_i^n - E_{i-1}^n) - \frac{\Delta t}{\Delta \eta} (F_j^n - F_{j-1}^n) \quad (2.1)$$

$$Q_{i,j}^{(2)} = \frac{1}{2} \left[ Q_{i,j}^n + Q_{i,j}^{(1)} - \frac{\Delta t}{\Delta \xi} (E_{i+1}^{(1)} - E_i^{(1)}) - \frac{\Delta t}{\Delta \eta} (F_{j+1}^{(1)} - F_j^{(1)}) \right] \quad (2.2)$$

$$Q_{i,j}^{n+1} = Q_{i,j}^{(2)} + (Z_{i+\frac{1}{2}}^{(2)} \Phi_{i+\frac{1}{2}}^{(2)} - Z_{i-\frac{1}{2}}^{(2)} \Phi_{i-\frac{1}{2}}^{(2)}) + (Z_{j+\frac{1}{2}}^{(2)} \Phi_{j+\frac{1}{2}}^{(2)} - Z_{j-\frac{1}{2}}^{(2)} \Phi_{j-\frac{1}{2}}^{(2)}) \quad (2.3)$$

ここで、 $\Phi$ は数値的散逸(Numerical dissipation)であり、 $\Phi$ の成分 $\phi$ は以下のような形のものを用いた。

$$\phi_{i+\frac{1}{2}}^n = \frac{1}{2} \left[ \phi(\nu_{i+\frac{1}{2}}^n) - (\nu_{i+\frac{1}{2}}^n)^2 \right] \left[ \alpha_{i+\frac{1}{2}}^n - \tilde{g}_{i+\frac{1}{2}}^n \right] \quad (2.4)$$

上添字mはベクトルの成分を表している。ここで、

$$\nu_{i+\frac{1}{2}}^n = \frac{\Delta t}{\Delta \xi} \lambda_{i+\frac{1}{2}}^n \quad (2.5)$$

であり、 $\lambda_{i+\frac{1}{2}}^n$ は $\xi$ 方向の固有値である。また $\tilde{g}$ は、流束制限関数(limiter)であり、対称型(中心差分等)においては以下のようなものを用いた。

$$\tilde{g}_{i+\frac{1}{2}}^n = \min \left( 2\alpha_{i-\frac{1}{2}}^n, 2\alpha_{i+\frac{1}{2}}^n, 2\alpha_{i+\frac{3}{2}}^n, \frac{1}{2}(\alpha_{i-\frac{1}{2}}^n + \alpha_{i+\frac{3}{2}}^n) \right) \quad (2.6)$$

さらに、 $\phi(z)$ は以下のような関数である。

$$\phi(z) = |z| \quad |z| \geq \epsilon \quad (2.7)$$

$$\phi(z) = \frac{(z^2 + \epsilon^2)}{2\epsilon} \quad |z| < \epsilon$$

ここでは $\epsilon$ は $0.05 \leq \epsilon \leq 0.2$ 程度の値を用いる。

#### 3. 時間分割法

CPU-Timeの短縮及び3次元への拡張の容易さから、時間分割法を適用した。

ここでは $Q^n$ から $Q^{n+1}$ までを以下のようにした。

$$Q^{n+1} = L_r \left( \frac{\Delta t}{2} \right) L_e(\Delta t) L_r \left( \frac{\Delta t}{2} \right) Q^n \quad (3.1)$$

ここでLの( )内は時間進み幅である。

4. 境界条件

(1) 壁面境界条件は粘着条件とし、格子は格子線上に壁面がある第一メッシュとする。流れの中の格子点  $(j=js+1), (j=js+2)$  と対称に壁面内側に仮想点  $(j=js-1)$  及び  $(j=js-2)$  を設け

$$\begin{cases} U_{js-1} = -U_{js+1} \\ V_{js-1} = -V_{js+1} \end{cases} \quad \begin{cases} U_{js-2} = -U_{js+2} \\ V_{js-2} = -V_{js+2} \end{cases} \quad \begin{cases} U_{js} = 0 \\ V_{js} = 0 \end{cases}$$

また翼面境界上では、

$\rho$  :  $\eta$  方向に1次外挿,  $P$  : 次式を用いて外挿

$$\rho U(u_\xi \eta_x + v_\xi \eta_y) + P_\xi(\eta_x^2 + \eta_y^2) = 0 \quad (4.1)$$

ここで  $U, V$  はそれぞれ  $\xi, \eta$  方向の反変速度成分である。

(3) 流入境界は主流値の一樣流の値を与える

(4) 流出境界は

亜音速では差分時での行列  $\tilde{A} = \frac{\partial \tilde{E}}{\partial \tilde{Q}}$  の固有値の4個

のうち1つが負となるので  $\tilde{Q}$  情報の1つが下流から上流へ伝わらなければならない

よって

$P$  : 一樣流の値  $\left. \begin{matrix} \rho \\ u \\ v \end{matrix} \right\}$   $\xi$  方向に1次外挿

$e$  は、ここで得られた  $P, \rho, u, v$  を用いる。

(5) ウェイク境界はCグリッドの上側と下側の、始まりと終わりの物理量の平均を用いた。

⑤ 乱流モデルの種類

乱流モデルは、BaldwinとLomaxが提案したものを用いる。

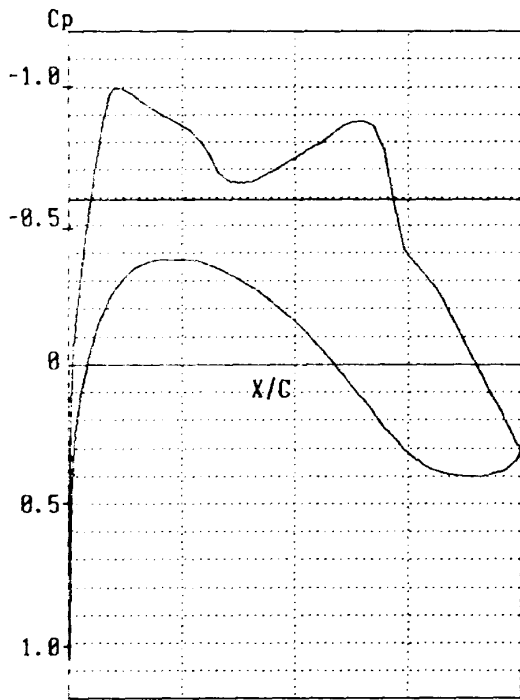
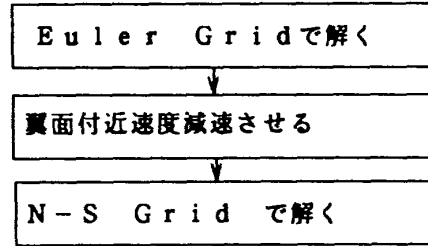


Fig.1 オイラー解  $\epsilon = 0.001$  無次元時間  $t = 1.8$

⑥ 結果の説明、解釈

本研究ではN-S用の格子を用いるとCPU時間が非常に多くかかるのでCPU時間短縮のためにまずEuler用の格子(161x41、最小格子幅  $\Delta\xi = \Delta\eta = 0.005$ )を用いて次に補間を行い、Eulerの解の示した壁面速度を時間ステップ毎に減速させつつN-S gridで計算を行うことにした。



結言

TVD法での式(2.7)のパラメータ  $\epsilon$  は通常0.05以上が選ばれる[2]が非常に小さい  $\epsilon$  を用いないと目標に近い負圧が得られなかった。即ち  $\epsilon = 0.001$  では翼上面中央付近で加速が大きくなりなくFig.1のようにCpカーブの谷部が深い。そこでX方向にのみ変化する  $\epsilon$  分布を用い、Fig.2を得た。 $\epsilon$  が小さい場合はCpカーブの急峻部分がより急になり数値粘性が小さいように見える。いずれも前縁ピークからの膨張が不足していて  $C_L$  小になっている。

参考文献

[1] H.C.Yee "Construction of Explicit and Implicit Symmetric TVD Schemes and Their Applications" NASA TM-86775 (1985)  
 [2] Y.C.Young & H.C.Yee "Numerical Simulation of Shock Wave Diffraction by TVD Schemes" AIAA Paper 87-112 (1987)  
 [3] H.C.Yee "Upwind and Symmetric Shock-capturing Schemes" NASA TM-89464 (1987)  
 [4] 河合 伸坦、廣瀬 直喜 "高レイノルズ数遷音速流異型解析プログラムNSFOILの開発"、航技研報告TR-816(1984)

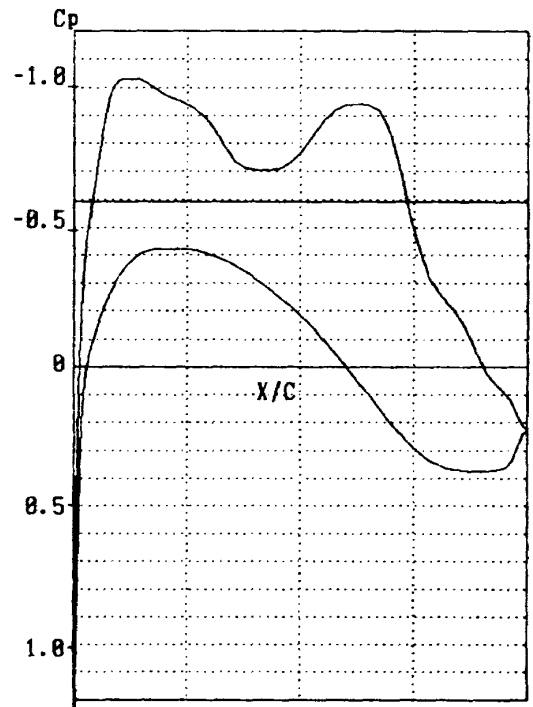


Fig.2 Fig.1の後 N-S計算 3000ステップ\* $\Delta t = 0(10^{-6})$

応募番号 2D-8

## GK75-06-12翼型の空気力学特性

松島 紀佐\*

高梨 進\*\*

Aerodynamic Characteristics Analysis of Garabedian-Korn 75-06-12 Airfoil  
byKisa Matsushima  
and  
Susumu TakahashiFujitsu Ltd.  
National Aerospace Laboratory

## ABSTRACT

The parametric study of Navier-Stokes computations has been performed to find an angle of attack which realizes a shockless pressure distribution over the Garabedian-Korn airfoil under the Mach number of 0.75. It would be almost impossible to realize a shockless solution by Navier-Stokes equations because of viscous effect. A pressure distribution with weak shock has been attained, and it agrees with the theoretical pressure distribution quite well except in close vicinity to the location of a shock wave. In addition to it, a comparison has been made between computations using two different turbulence models.

## 1. はじめに

ここ数年、CFDと超高速コンピューターの航空産業界への普及は加速的で、二次元の翼型回りナビエ・ストークスシミュレーションは汎用モジュール化され、風洞実験の補佐的な役割は十分に果たしているとともに、剥離の極めて小さく、擾乱に対して安定な流れに対しては従来の物理モデルで信頼性のある結果が得られることが報告されている<sup>1)2)</sup>。標準的な問題については満足な解を得ることができるが、厳しい条件下の(解析的または物理的にクリティカルな)解は、どの程度の範囲の有効度で求めることができるかなどはよく分かっていない。そこで、クリティカルな問題の端緒として、Garabedian-Korn(GK)翼型はよい例題であるし、種々のCFDプログラムの結果との有意義な比較・検証が行われるということでワークショップに参加させて頂いた。現状のCFDのレベルを認識し、CFDを信頼性の高い・適用範囲の広いツールにするための今後の課題を探るためにもオーガナイザーや他の参加者の方々と情報交換できる、Workshopの場は貴重だと考えている。

## 2. 格子

格子形状はC型で、翼面に沿った方向を $\xi$ 方向、翼面に垂直に遠方境界に伸びる方向を $\eta$ 方向にとる一般座標系を採用している。格子点数は、 $\xi$ 方向341点(内、翼上面・下面にそれぞれ91点ずつ)、 $\eta$ 方向に101点である。 $\xi$ 方向の最小格子幅は、コード長を1として0.001程度で前縁付近の格子間隔がそうである。 $\eta$ 方向の最小格子幅は、0.000008、翼型表面と境界層の第1点目の距離で、 $Re = 2 \times 10^7$ としたとき、 $0.04 / \sqrt{Re}$ となる値である。

スーパークリティカル翼型回りの流れの場合、後縁から後流(1.1コードから1.2コード位まで)の流れが変化し易く、この辺りの解像度が解全体に影響を及ぼす<sup>3)</sup>と考えられるため、図1に示すように後縁から後流に移る部分は意識的に $\xi$ 方向格子幅を小さくした。図1の格子分布図は $\eta$ 方向を間引いたものである。

格子生成は電荷法<sup>4)</sup>を用いて行った。格子の物体との直交性および格子間隔の連続性は一階の微分係数まで十分満足されている。

## 3. 基礎方程式と数値計算法

流れ場の方程式はThin-layer近似のナビエ・ストークス方程式と理想気体の状態方程式である。

基礎式を未知数の時間進行に対する増分ベクトルについて線型化した $\theta$ 形式の方程式に対して差分法を適用する時間積分はLUD法<sup>5)</sup>と局所時間刻み法で行った。残差にあたる右辺については、対流項はRoeのRie

mannソルバーによるFDSと、3次精度のMUSCLを用いている<sup>6)</sup>。粘性項は2次精度中心差分法で離散化している。遠方境界は一樣流であるが、揚力に対応する循環の量からの速度補正を施している。物体表面の密度は0次外挿、圧力は運動方程式を満足するように決定している。流出境界は特性曲線の向きをみて物理量を与えている。

乱流粘性係数の算出にあたっては2種の乱流モデルを使用している。従来より実用計算に広く使われているBaldwin-Lomaxモデル<sup>7)</sup>と、乱流による生成・消滅エネルギーの非平衡を考慮しているJohnson-Kingモデル<sup>8,9)</sup>である。それぞれの乱流モデルを用いて同じ問題を解き2通りの解を得た。

層流から乱流への遷移点はBaldwin-Lomaxモデルの判定条件で決定される場所を用いた。

## 4. 設計点の特定

課題はホドグラフ法で翼型を決定した際に目的として与えられた、Shocklessの理論圧力分布を再現することである。GK翼型に対して迎角( $\alpha$ )をパラメータとしてシミュレーションを何回か行うというパラメトリック・スタディから設計点を特定した。

理論圧力分布からえられる揚力は、0.63である。まず、 $Cl=0.63$ となる $\alpha=0.75^\circ$ に対して圧力分布を描いてみる(図2)。 $\Delta$ ,  $\nabla$ の記号は理論圧力分布と、実験は計算結果を示している。計算ではShockが発生している。勿論、Shocklessの解は特異解であるため実現するのはほとんど不可能であると考えられるが、図2の結果については、Shockより前方の圧力分布の一致の具合にまだ考慮の余地があるように見うけられる。

そこで、Shockless圧力分布とは何かと考えてみる。Shockless圧力分布を実現する迎角を $\alpha_0$ とすると $\alpha_0$ 付近で $\alpha$ を微小に動かした場合、 $Cl$ は $\alpha$ の増減に応じて正比例的に変化するが、 $Cd$ はあまり動かないか逆比例的に変化すると考えられる。この考え方に従って、 $Cl-\alpha$ ,  $Cd-\alpha$  および  $Cl-Cd$  のグラフから $\alpha_0$ の値を類推すると $\alpha=0.65^\circ$ となる。この $\alpha$ でシミュレーションをした結果が図3である。 $Cl=0.605$ となったが、Shockは図1の場合よりも弱くなっており、前方の圧力分布の一致の具合も改善された。課題として与えられた2つの $Re$ 数の場合それぞれに対しこの方法で設計点 $\alpha$ を特定した。 $Re=6,000,000$ の場合 $\alpha=0.65^\circ$ 、 $Re=20,000,000$ の場合 $\alpha=0.60^\circ$ となった。

## 5. 結果について

乱流モデルを2種類用いて計算したので、乱流モデルが数値解に与えた影響について考察する。

設計点における計算結果に関して、圧力分布・境界層内の積分量はモデルの差異を顕著に示してはいない。これは対象となった流れに強い Shockが存在せず、Shock Boundary-Layer Interactionや剥離等の、使用した2つのモデルの差が出る非平衡な状態が広く生成されなかった事によると考えられる。

Shock による逆圧力勾配以降の境界層内の速度の回復の状況には違いがみられる。図4に $Re=6,000,000$ の場合の両モデルの速度分布を比較して示した。上がJ-Kモデルで、下がB-Lモデルの計算結果である。Y軸が上面の壁からの距離を、X軸が壁に沿った方向の速度成分である。X=0.7と0.9においてJ-Kモデルを用いた計算のほうが速度の回復が緩やかである。G-K翼に対しては詳しい実験結果が得られないので、この違いの解釈に図5を利用する。

図5も境界層内速度分布であるが、RAE2822翼型に対する実験結果<sup>10)</sup>  $\Delta$ 、と計算結果(乱流モデルはB-Lモデル)実線、の比較プロットである。左から、X=0.50, 0.75, 1.025の速度分布である。因みにShockの位置はX=0.58である。B-Lモデルは逆圧力勾配となるところで、実験よりも速度回復を早く見積もると言う欠点があると考えられる。J-Kモデルを用いたG-K翼型の計算においてはこの点が改良されたと言える。

6. まとめ

Garabedian-Korn 翼型に対して、ホドグラフ法での理論圧力分布の再現を、ナビエ・ストークス方程式を数値的に解くことによって試みた。Shocklessなる圧力分布を数値的に得ることは不可能に近いと思われるが、Shockの出来るだけ弱い解を得る事ができ、その圧力分布は理論解とShock前方では良く一致した。

良く知られているJohnson-King ModelとBaldwin-Lomax Modelの2つの乱流モデルを用いた計算結果の比較を行った。この計算対象の流れ場においては、両モデルの実用的な差は認められなかった。しかし、逆圧力勾配の下での境界層内の物理現象の再現性はJohnson-King Modelに優位性があると思われる。

【参考文献】

- 1) 高梨 進, 「航空機開発における風洞試験とCFD 航技研特別資料 SP-16, 1991.
- 2) T. L. Holst, "Viscous Transonic Airfoil Workshop Compendium of Results", AIAA-87-1460, 1987.
- 3) S. Takanashi, "Large-Scale Numerical Aerodynamic Simulations for Complete Aircraft Configurations", ICAS-90-6.7.3, 1990.
- 4) D. A. Johnson et. al., "Supercritical Airfoil Boundary Layer and Near-Wake Measurement", AIAA-81-1242, 1981.
- 5) H. C. Yee, "Upwind and Symmetric Shock-Capturing Scheme", NASA TM 89464, 1987.
- 6) S. Obayashi et. al., "Improvements in Efficiency and Reliability for Navier-Stokes Computations Using the LU-ADI Factorization Algorithm", AIAA-86-0338, 1986.
- 7) B. S. Baldwin et. al., "Thin Layer Approximation and Algebraic Model for Separated Turbulent Flows", AIAA-78-257, 1987.
- 8) D. A. Johnson, et. al., "A Mathematically simple Turbulence Closure Model for Attached and Separated Turbulent Boundary Layers", AIAA J., Vol.23, No.11, 1985.
- 9) R. Abid et. al., "Prediction of Separated Transonic Wing Flows with a Non-Equilibrium Algebraic Model", AIAA-89-0558, 1989.
- 10) P. H. Cook et. al., "Airfoil RAE2822-Pressure Distributions, and Boundary Layer and Wake Measurements", AGARD-AR-138, 1979.



図1 後縁付近のx方向格子分布

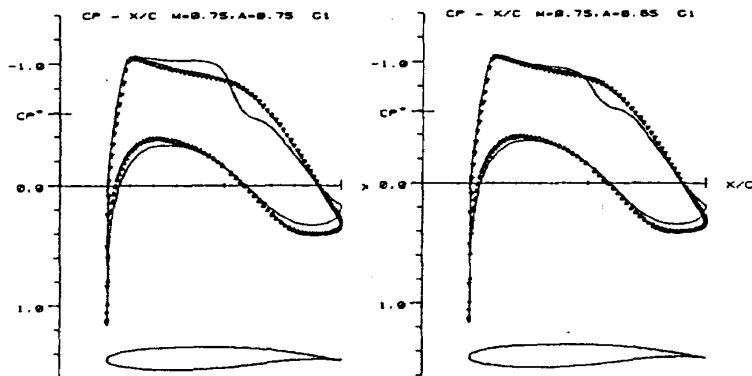


図2 C1 = 0.63のCp分布

図3 設計点( $\alpha=0.65$ )のCp分布

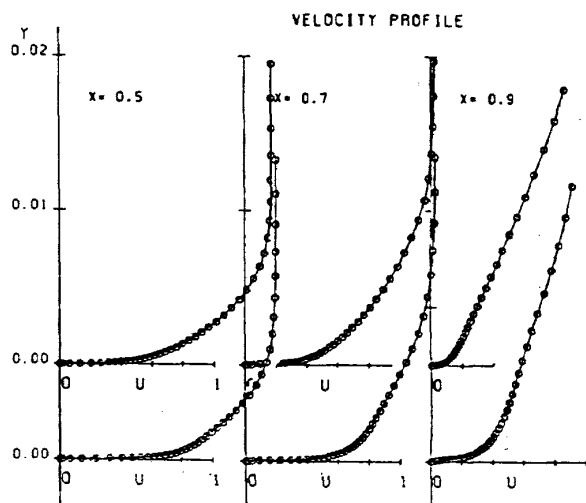


図4 速度のY方向変化 (Johnson-King Model & Baldwin-Lomax Model)

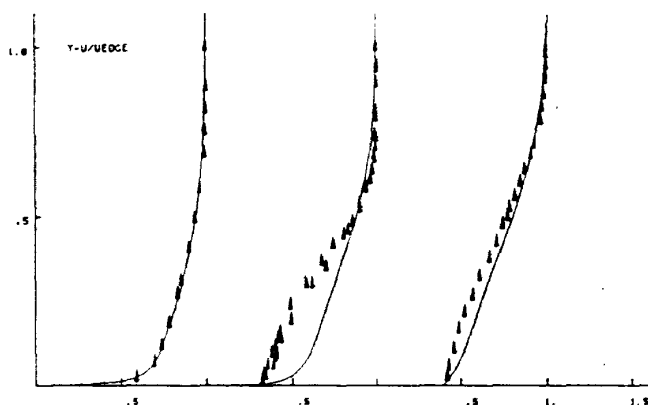


図5 速度のY方向変化 (RAE2822の上面の境界層)

応募番号 2D-9

## GK75-06-12翼型の空気力学特性解析

海田 武司\* 荻野 純\*

#2D-9

Aerodynamic Characteristics Analysis  
of Garabedian-Korn 75-06-12 Airfoil

by

Takeshi Kaiden

Jun Ogino

Mitsubishi Heavy Industries, Ltd.

## ABSTRACT

Aerodynamics Characteristics Analysis of Garabedian-Korn 75-06-12 Airfoil is presented. The governing equation is thin layer Reynolds-averaged Navier-Stokes equation. The code is based on scalar pentadiagonal ADI scheme with nonlinear artificial dissipation model and local time stepping. The turbulence modeling is added as the algebraic model of Baldwin-Lomax type. The grid system for the airfoil as C-type is generated solving the parabolic equation. The computations with 20,230 points are performed on Convex 220.

## 1. 支配方程式

本計算においては、レイノルズ数が比較的高く、また翼型に沿う方向の粘性が支配的でないため、2次元薄層近似Navier-Stokes方程式を採用した。

## 2. 計算格子

## (1) 格子形状

翼表面上の流れに大きく影響する前縁形状を正確に模擬するため、前縁に特異点を設けないC型格子を選択した。

## (2) 格子生成法

放物型偏微分方程式を解くことにより、計算格子を生成した<sup>1)</sup>。この手法は、翼前縁の格子の集中度が良い楕円型偏微分方程式手法と、翼後縁における格子の歪みが少ない代数的内挿法の各々の長所を兼ね備えている。また、楕円型偏微分方程式の解法に見られるような反復計算を必要としないため、計算時間をほとんど要しない。

## 3. 流れ場解析手法

## (1) 概要

本計算に用いた基礎方程式は、一般座標系の保存形で以下のように書かれる。

$$\partial_t Q + \partial_\xi E + \partial_\eta F = Re^{-1} \partial_n S$$

$\xi$ は翼に沿う方向で、 $\eta$ は翼から離れる方向である。また、 $Q$ は保存形で書かれた流れ変数、 $E$ 、 $F$ は $\xi$ 、 $\eta$ 各方向の流束を表している。 $S$ は $\eta$ 方向の粘性項である。

本手法は、上記方程式を有限差分法の一つである5点差分スカラー対角化ADI手法を用いて解くもので、Pulliam & Stegerによって提唱された手法<sup>2)</sup>に基づいている。空間における差分化では、中心差分を基本に衝撃波

の捕獲に適している2次-4次非線形人工散逸項を付加している。時間積分には、1次のオイラー陰解法を採用しており、解の収束を加速させるために、CFL一定の条件に基づいた局所時間ステップ法を取り入れている。

## (2) 境界条件

## &lt;翼面上&gt;

粘性流れを仮定しているために、翼面上の流れは付着し、速度はゼロとなる。密度は外挿し、圧力は翼面に垂直方向の運動量の式より三項方程式を導き、算出している。

## &lt;後流接続面&gt;

計算格子にC型を採用しているために、後流接続面では上側と下側の変数を平均して与えている。

## &lt;遠方&gt;

## a. 特性境界条件

翼面上で発生した流れの擾乱が遠方境界において反射しないように、局所的な1次元のリーマン不変量を考慮して境界条件を与える。

遠方境界面における垂直速度( $V_n$ )を用いて、局所的な1次元リーマン不変量 $R_1$ 、 $R_2$ を求め、 $V_n$ の正負により境界条件を決定する。この際、接続速度( $V_1$ )とエントロピー( $S$ )を用いる。具体的には、亜音速の流入条件である $V_n < 0$ では $R_1$ 、 $V_1$ 、 $S$ を一様流に固定し、 $R_2$ は内側から外挿する。亜音速の流出条件である $V_n > 0$ では $R_1$ のみ一様流に固定して、 $R_2$ 、 $V_1$ 、 $S$ は外挿する。また、超音速の流入条件では全ての諸量を固定し、流出条件では全ての諸量を外挿する。

## b. 循環補正

亜音速流中に置かれた揚力を持つ翼型では、遠方境界位置が収束解に大きく影響するために、以下に示す圧縮性ポテンシャルの渦の効果を導入して遠方境界とする。

$$u_f = u_\infty + \frac{\beta \Gamma \sin(\theta)}{2\pi(1-M_\infty^2 \sin^2(\theta-\alpha))}$$

$$v_f = v_\infty + \frac{\beta \Gamma \cos(\theta)}{2\pi(1-M_\infty^2 \sin^2(\theta-\alpha))}$$

ここで、 $\Gamma$ は翼型が発生する循環で、 $\Gamma = M_\infty l C_l / 2$ と表され、 $l$ は翼弦長、 $C_l$ は翼型の揚力を示す。 $M_\infty$ は一様流マッハ数、 $\alpha$ は迎角、 $\beta = \sqrt{1 - M_\infty^2}$ 、 $(r, \theta)$ は $l/4$ 翼弦長を原点とする極座標である。また、遠方境界上で一様流のエンタルピーを保つために次に示す補正された音速を用いる。

$$a_f^2 = (\gamma - 1) \left( H_\infty - \frac{1}{2}(u_f^2 + v_f^2) \right)$$

### (3) 収束判定

収束判定には、方程式の残差のみならず、揚力や抵抗といった積分値の時間方向の履歴も参考に行なった。結果的には、十分な収束に8,000回の繰り返し計算を必要とした。

### 4. 乱流モデル

本解析においては、Baldwin & Lomaxにより提唱された2層代数型乱流モデル<sup>3)</sup>を取り入れた。内層はVan Driest Dampingを用いたPrandtlの混合長により決定され、外層はClauserの近似式により求めるものである。本モデルは、大きな剥離を伴う流れ場を除けば、適度な精度を保持し、境界層の端を陽的に求める必要がないため取り扱いが容易であり、また計算時間も少ないという長所がある。

後流の渦粘性係数には、外層のみを用いて決定した。一方、境界層の自由遷移については、ある $\eta$ 軸上の全ての点で、 $\mu_i < 1.4$ を満たすならば、その $\eta$ 軸上では層流であると判定して $\mu_i = 0$ とした。

### 5. 計算結果

レイノルズ数 $6 \times 10^6$ 及び $2.0 \times 10^6$ の何れにおいても衝撃波無しの流れは見つからなかった。そこで、マッハ数を0.75に固定して $C_l = 0.63$ となる流れ場の解析を行なった。

#### (1) 表面圧力分布

翼上面では前縁から翼弦長10%付近までゆっくりと流れが加速し、その後55%まで負圧一定となっている。衝撃波は58%に発生し、その直後僅かに流れが膨張しており、また後縁に向かっては緩やかに圧力回復している様子が見られる。翼下面においては、20%~30%にかけて負圧のピークが現われて、その後、翼後縁に向けて滑らかに圧力が回復している。また、レイノルズ数の違いを比較すると(図.1)、 $2.0 \times 10^6$ の方が $6 \times 10^6$ に比べて衝撃波が僅かに後方に移動し、後縁での圧力回復もより良好となっている。これはレイノルズ数効果と呼ばれ、高レイノルズ数の方が翼面上に発達する境界層がより薄くなるため、翼型のキャンバーが相対的に大きくなっているからである。本解析では、レイノルズ数効果も正しく推算されていることがわかる。

#### (2) 等音速線図, 等Mach数線図, 等密度線図

翼型上方の5%~60%にかけて音速線が位置している。これは、等Mach数線図のマッハ数=1に相等し、前項に示した圧力分布が $C_p^*$ を横切る位置となっている。等Mach数線図及び等密度線図においては、翼上面の衝撃波位置で等高線が密になっており、その部分での物理量の変化が大きいことを示している。

(3) 境界層特性量(排除厚さ, 形状係数, 摩擦応力係数)

#### a. 翼上面

低レイノルズ数計算の形状係数からは、前縁から大きく立ち上がり、翼弦長9%で急激に減少している様子が捉えられている。また摩擦応力係数においても、前縁で鋭く立ち上がった後徐々に減少し、9%位置で再び急激に増下する様子が見られる。この位置は境界層の遷移点を表しており、自由遷移の条件で行なった本計算では翼弦長9%が遷移点と言える。一方、高レイノルズ数計算では遷移点が3%位置に見られ、遷移点のレイノルズ数効果が的確に捉えられている。また、排除厚さについては、遷移点によつての変化は見られず、後縁に向かって境界層が発達する様子が伺える。

また、翼弦長58%の衝撃波位置では、形状係数と摩擦応力係数に大きな落ち込みが見られる。更に、排除厚さについては、衝撃波位置でステップ状に値が大きくなっており、その部分で境界層が厚くなっていることがわかる。これは、衝撃波と境界層の干渉に起因しているものと考えられる。

#### b. 翼下面

翼上面とほぼ同じ位置に遷移が見られる。流れが遷移した後、摩擦抗力係数は徐々に減少し、後縁付近で再び上昇する。また、形状係数は遷移後、ほとんど変化が見られない。排除厚さについては後縁に向かうにつれて徐々に増加し、境界層が成長している様子が見られる。

#### (4) 境界層プロファイル(速度, 渦粘性係数)

低レイノルズ数及び高レイノルズ数共に、翼後縁に向かって境界層が厚くなっていく様子が見られる。 $X=1$ では上面と下面の流れが合流して、大きな剪断力が発生しており、その後流では流れが徐々に一様に回復している。また、低レイノルズ数と高レイノルズ数を比較すると、速度プロファイルからも境界層の厚みの違いがわかる。

渦粘性係数の分布からは、単調増加する内層の領域と値がほぼ一定となる外層の領域が明確に分れており、後縁に向かって内層の部分が大きくなっていく様子が捉えられている。また、後流域では、上方の流れの方が下方の流れに比べて遅くなっているため、上方の渦粘性係数の方が速く減衰している。レイノルズ数の違いについては、高レイノルズ数の方が内層の部分は薄くなっており、境界層の厚みと対応している。

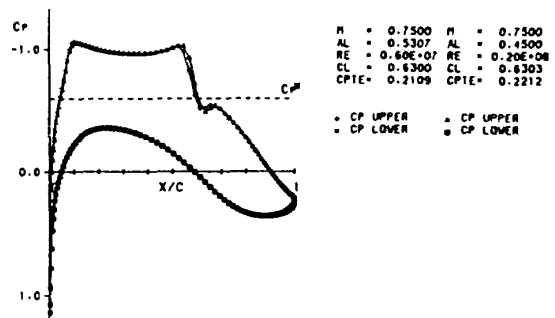


図.1 レイノルズ数効果

### 6. 参考文献

- 1) Edwards, T. A., "Noniterative Three-Dimensional Grid Generation Using Parabolic Partial Differential Equations," AIAA-85-0485, Jan. 1985
- 2) Pulliam, T. H. and Steger, J. L., "Recent Improvement in Efficiency, Accuracy and Convergence for Implicit Approximate Factorization Algorithm," AIAA-85-0360, Jan. 1985
- 3) Baldwin, B. S. and Lomax, H., "Thin Layer Approximation and Algebraic Model for Separated Turbulence Flows," AIAA-78-257, Jan. 1978



# 2次元部門まとめ

航空宇宙技術研究所 廣瀬直喜\*

Compendium of Results  
Aerodynamic Characteristics Analysis of Garabedian-Korn 75-06-12 Airfoil

by  
Naoki HIROSE  
National Aerospace Laboratory

### ABSTRACT

Compendium of results of 2D problem: Garabedian-Korn Airfoil is given. All of the submitted computation results were plotted on the respective figures to see the differences. Problem A: Design Point Computation was discussed significantly. Although pressure distribution gives fairly good agreement, turbulent boundary layer characteristics along chord, velocity profiles and eddy viscosity coefficient distributions in the boundary layer and wake disclosed scattered variation. The factors leading to the present results were discussed and required future improvement is discussed.

### 1. はじめに

今回のワークショップを企画するに当たりまず思案したのは何を課題とすべきかであった。近年N-S 解法が普及し複雑な3次元流解析が巷に溢れている時代に今更2次元問題でやる事があるかどうかとの意見に対して説得力のある課題をだす必要がある。期間や応募者の作業量が限られ、工学上関心度が高く産業技術として有意義な事、筆者がある程度理解している流れである事、内容のわかった実験データが手元にある事等も考慮せねばならない。

これらを勘案した結果、今回は遷音速翼型 GK-75-06-12の解析を取り上げることにした。募集要項に書いたように本課題は以前筆者が取り上げており新鮮味が欠けるかも知れないが、前回はN-S 解析が普及以前であり一般的ではなかった。そしてこの種の検証では熟知された問題を対象とするのが第一歩である。さもなくばコード、解法、物理がミックスして問題点が曖昧になってしまう。他の翼型(NACA0012等)やGK翼型でも種々な空力特性を比較したいところだが、時間の制約上最も基本的な設計点に的を絞らざるをえない。この後示すように、限定的課題にもかかわらず結果的にはN-S 解法が2次元問題ですらまだ様々な克服すべき問題を抱えている事が明らかになっており本課題は有意義であったと考える。

欧米ではCFD 検証の為の風洞試験や解析結果は諸条件や生データを詳細に報告し、追従者が正確な追従をできるようにするのが常識である。翻って我国では、筆者の僻目かもしれないが簡潔に結果の概要のみを発表するのがスマートなやり方と見られている様である。しかしそれでは追証主義に基づく科学的論文とは言い難いし、特に検証を対象とする本報告に相応しいものではない。そこで本報告では募集要項、応募論文、まとめをできる限り詳細に公表して今後の参考にすべく努力した。それにもかかわらず諸般の事情から頁数の制約があり、割愛せざるを得ない部分もある点は容赦されたい。また風洞実験データも風洞諸条件等を合わせて正確に公表しないと却って誤解を招くおそれがあるが、古いデータのため困難なので実験との比較は中止した。近い将来、条件の揃った風試データが公表されるのを待ちたい。

このようなことから「まとめ」ではワークショップの後、応募者からフロッピーで提出して戴いた計算結果を相互比較図表化し提示する。図がす

べてを語っているので説明は最小限にした。数値データは紙面制約上掲載しないが請求があれば提供する予定である。また各応募者の解法情報、応募ケース、結果一覧と提出図は資料編に一括して掲載したので合わせて参照されたい。

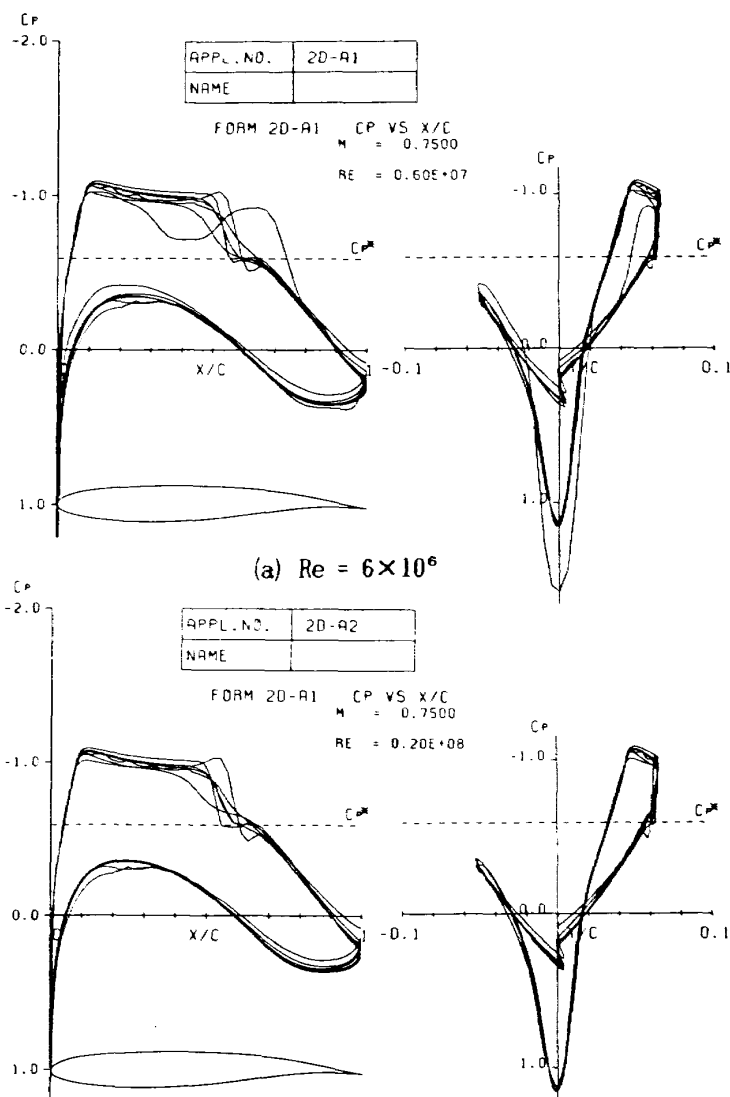


図1 表面圧力分布の比較 (b)  $Re = 20 \times 10^6$

\* 航空宇宙技術研究所空力性能部

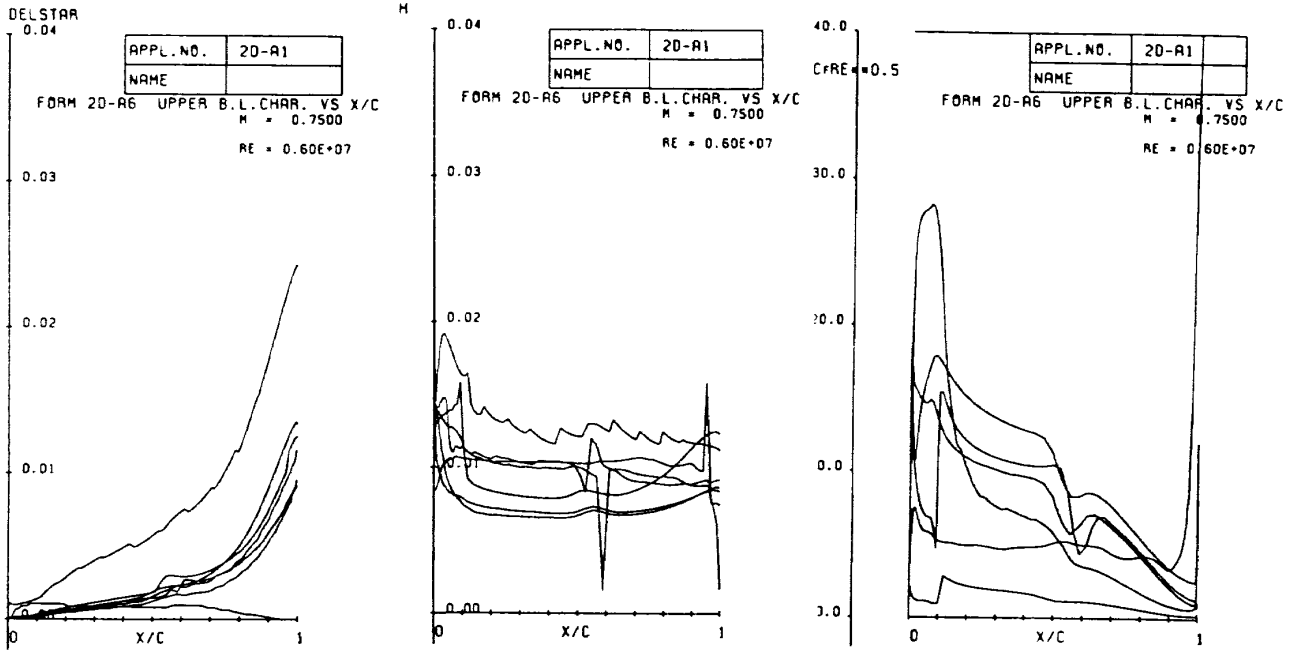


図 2(a) 境界層特性分布 ( $\delta^*$ ,  $H$ ,  $C_f Re^{1/2}$ ) の比較,  $Re = 6 \times 10^6$ , 上面側

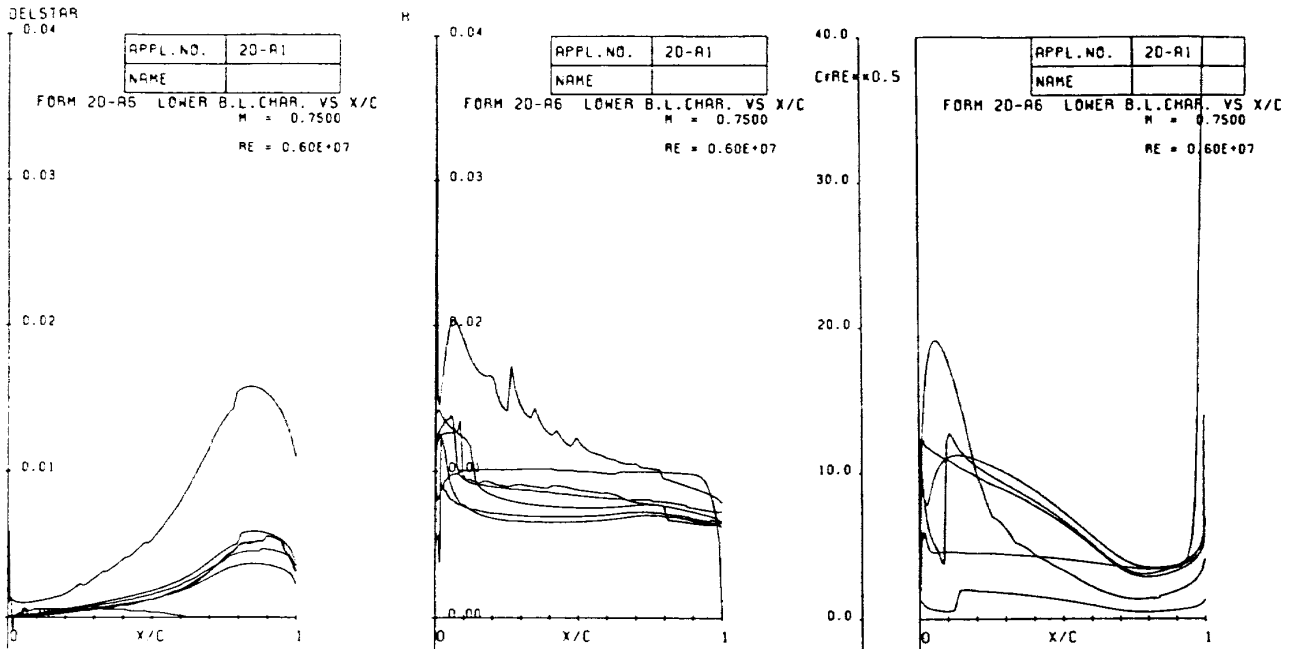


図 2(b) 境界層特性分布 ( $\delta^*$ ,  $H$ ,  $C_f Re^{1/2}$ ) の比較,  $Re = 6 \times 10^6$ , 下面側

2. 応募手法の概要

最終的に 7 件の応募があり表 1 に概要をまとめる。全員時間平均 N-S 方程式で応募番号 #9 (以下応募者は # で示す) 以外は TVD 型の高次上流差分を採用し、#7 以外は陰的解法で局所時間法を使っている。格子は全て C 型構造格子であった。翼上格子数を 181 点、非実用的な大きな格子数は使わないよう指定したので、全格子数は 1 - 3.4 万点の間に納まっているが、 $x$  方向の点数、後縁近傍の分布、そして最小格子幅に夫々の考えが伺われる。乱流モデルは Baldwin-Lomax (BL) の他、Renormalization Group Theory (RNG),  $q-w$ , Johnson-King (JK) が用いられている。表 2 に示す通り課題 A は全員が回答し、課題 B は 3 件の回答があった。表 3 に課題 A で課した衝撃波無しの流れ (見つからない時は設計点) の迎角  $\alpha$ , 揚力  $C_l$ , 後縁圧力  $C_{p,TE}$ , 上下面乱流遷移点  $x_{tr,u,l}$  をまとめた。今回は応募間口を広めるため自由遷移以外も可としたので前縁から乱流の解析もあり、結果につい

て空力的に厳密な比較をすることは出来ないであろう。

3. 翼特性結果の相互比較

各応募の特徴、結果の解釈は夫々の論文に譲り、ここでは提出図を重ねて結果を相互比較するとどのようになるか見る事にする。

図 1 に表面圧力分布を示す。未収束の #7 を除いて分布は大体似ているものの、 $C_p$  minimum, 衝撃波位置と強さ、後縁圧力の分散は指定された流れ条件と言う点を考えると著しい。この  $C_l$  を与えた迎角も  $0.45 \sim 1.24^\circ$  と散らばった。これらは解の強いコード依存性を表しており、迎角指定で比較すれば圧力分布の差はもっと著しいであろう。課題は無衝撃波の指定だが何れも強い衝撃波を伴う結果を出している。これは出題の意図をどう解釈するかで異なる回答があるわけで #8 が無衝撃波翼型特性を考へて他と異なる結果 ( $C_l = 0.58$ ) を出し興味深い。しかし #8 を含めて衝撃波は  $0.55c$  付近に  $3-4\delta$  幅で存在する。格

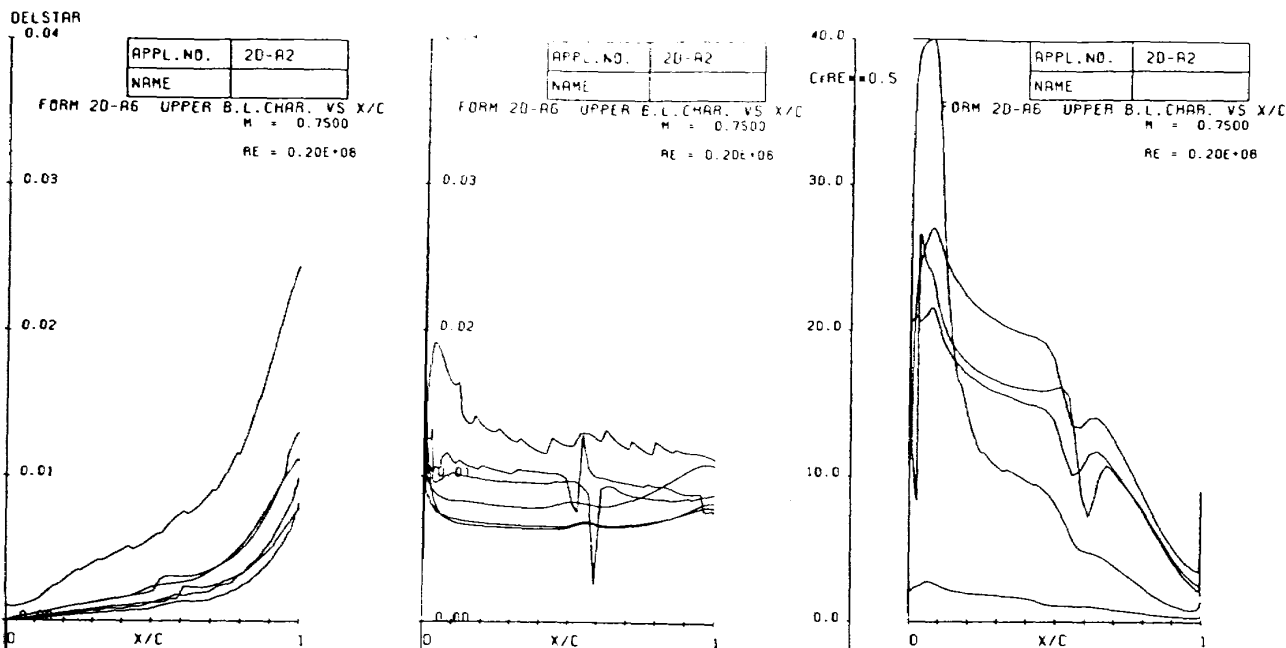


図3 境界層特性分布 ( $\delta^*$ ,  $H$ ,  $C_r Re^{1/2}$ )の比較,  $Re = 20 \times 10^6$ , 上面側

子幅 $\Delta t$ はどの回答もこの付近で最大幅に近く、典型的Euler衝撃波分布の形である。超音速プラトー圧力部分や下面に振動、凹凸のある回答は収束が十分でないためと見られる。

表3, 図1から $Re$ 数効果の捕らえ方を見る。#9が述べる様に空力的には高 $Re$ 数では衝撃波は後方に移動,  $C_l$ が上がり ( $C_l$ 一定なら $\alpha$ が下がる),  $C_{p,TE}$ が回復するはずだが#2,3は変化せず#8は $\alpha$ の $Re$ 数効果 $\Delta\alpha = -0.05$ , 他の回答では $\Delta\alpha = -0.08 \sim -0.11$ となった。#8が違うのは前述の理由によるのだろう。 $C_{p,TE}$ は高 $Re$ 数の方が高いもの、低いものとマチマチである。上面遷移点 $x_{t,up}$ はB-L, J-Kでは高 $Re$ 数で0.0~0.03低 $Re$ 数で0.09~0.11で明らかな差が認められる。高 $Re$ 数では前縁から乱流としてもよいだろうが低 $Re$ 数では位置は特性に重要な影響を与えるので結果の分散は問題である。後述の境界層特性図でも結果の分散は大きい。翼型圧力分布が与えられた場合、従来の境界層解法では一般にもっとよく一致すると考えられるので、この不一致の原因はN-Sコードに起因する圧力分布の分散、格子、モデルの内容等にあるかと思われ、改良する必要があるのではないかと。q-vの場合は#4が議論しているが初期乱れの効果が著しくしかもその影響は遷移の常識と逆で、初期乱れを大きくすると遷移が遅れる。また遷移点が低 $Re$ 数で0.02と早すぎる感じである。

#5は後流には乱流モデルを載せていないが翼上の特性にはほとんど影響が認められない。この理由は#5が主張する通りであるがN-S方程式を解くということでもう少し高次の効果を考えると、後流中の乱流拡散は後流幅、後流形状(曲率)を支配すると考えられ、 $Re$ 数効果やモデルの差がこれらに表われ更に圧力分布に反映して翼上境界層特性も影響を受けるのではないだろうか。ポテンシャル+境界層コードではそのような効果が報告されている。しかし今回の結果の意味するものは、まだN-Sコードがこの種の微妙な差異を算出するまでに至っていないことか。

#### 4. 境界層特性の比較

前述のように衝撃波が $x$ 方向にEuler的なスケールを持つことから衝撃波境界層干渉場での圧力勾配も物理的なミクロな現象とは直接関係ない人為的な値である。ミクロな現象を含めて計算する事は不可能ではないが実用的ではない。工学的にはマクロに扱っても良い結果を与えるモデルが良いモデルであろう。境界層特性を見る場合もこの点を念頭に見るべきであろう。

境界層特性分布を図2( $Re = 6 \times 10^6$ 上下面), 図3( $Re = 20 \times 10^6$ 上面)に比較して示す。上面排除厚 $\delta^*$ 分布は低 $Re$ 数ケースでは圧力回復開始点で遷移して以後ほぼ直線的に増加し、衝撃波位置で急激に上昇、さらに後縁に向かって指数的に増大して後縁で0.01程度になるが、2件を除いて大体類似の結果となった。それでも数10%の違いがあるのは圧力分布の差や $\delta^*$ 算出法によるのであろう。下面分布は超臨界翼型特有の圧力分布による形をしているが上面と同程度の違いが回答間にある。 $Re$ 数効果は図2,3を重ねると回答間の違いの方が著しいことがわかるが、同一回答者の間では認められるから、特定のコードで注意深く計算すれば求められるという事であろうか。

形状係数 $H$ 分布では遷移点や衝撃波での分布に更に顕著な違いが示された。衝撃波での大振動は勿論数値的なものであり、 $\delta^*$ ,  $H$ の算出法が原因であろう。言うまでもないが元々境界層というのは粘性流れのひとつのモデルであって、物理的に明確な境界層外縁が存在するわけではない(厳密に言うと乱流境界層では渦度の存在する境界という明確な外縁が存在する。しかしそれは非定常な時間的ミクロスケールな存在で、ここで対象とする時間平均NSの世界では外縁間欠係数でマクロ化され見えなくなる)。従ってCFD解析では何らかの物理的に妥当な数式モデルで境界層外縁を定義し更に離散的に評価するアルゴリズム化しなければならない。境界層解法で確立されているCebeci-Smithモデルと実質上同一であるB-LモデルのCFDへの最大の貢献はN-Sコード上で扱いやすい数式モデルを与えた点にある。外縁を定義する数式モデルのコード内での表現には任意性が著しくあり、境界層内の格子形状に依存するような表現もありうる。理想的には乱流モデルや境界層特性の評価は格子やアルゴリズム、コーディング、局所流線の方向と流れの履歴とは独立に出来るのが望ましいものの実現は困難である。実際のコードはこれらに関する適当な想定をしている。#5で下面前縁から濃み点の間(流れは前縁に向かい上面に抜ける)で $\delta^*$ が負になったがこのためであろう。今回はなかったがB-Lモデル評価に関係するようなことになれば影響は大きい。これらの問題は後述の図4,5では更に明白になる。

図2,3の中の右図、表面摩擦係数 $C_r$ ( $Re^{1/2}$ でスケール化した)の比較では結果のばらつきは更に大きい。参考にHolstのAIAAワークショップで取り上げたRAE2822のケース6,10の $C_r$ 分布の結果と比較すると、AIAAでは境界層コードを使ったものとN-Sコードと2種類あり、N-S

APPL. NO.	20-A1
NAME	

M = 0.7500  
Re = 0.60E+07

APPL. NO.	20-A1
NAME	

M = 0.7500  
Re = 0.60E+07

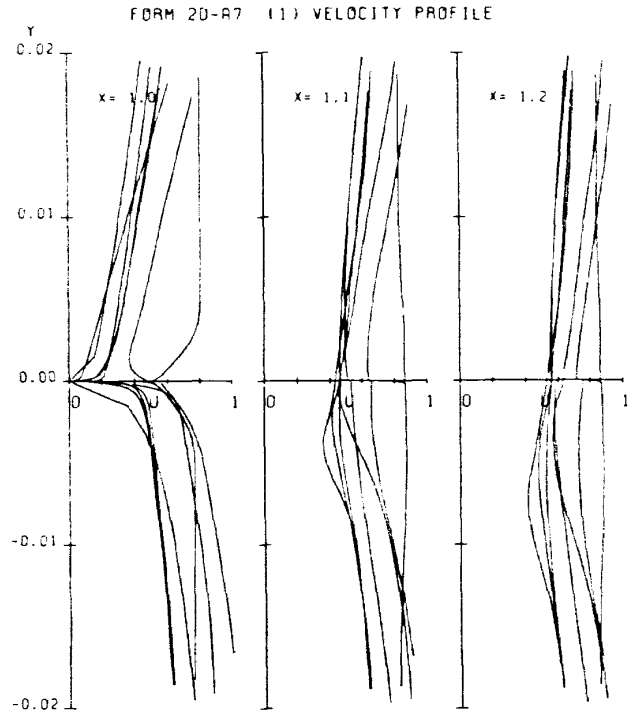
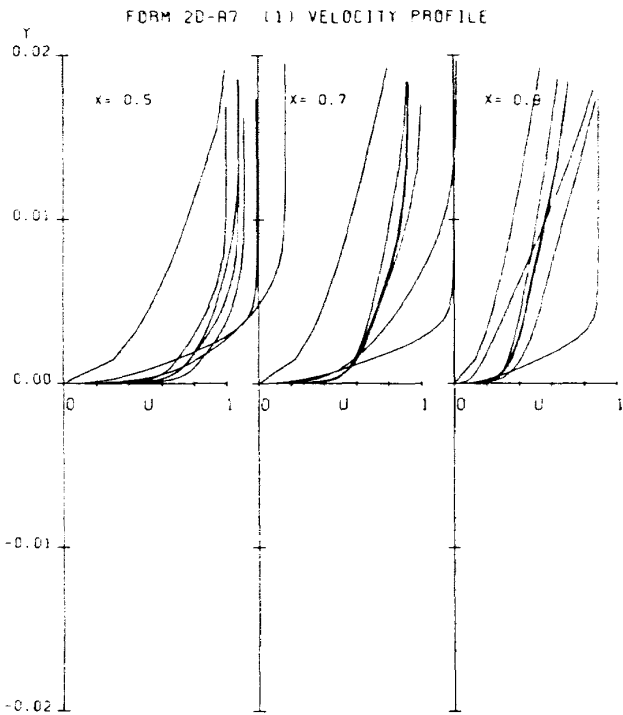
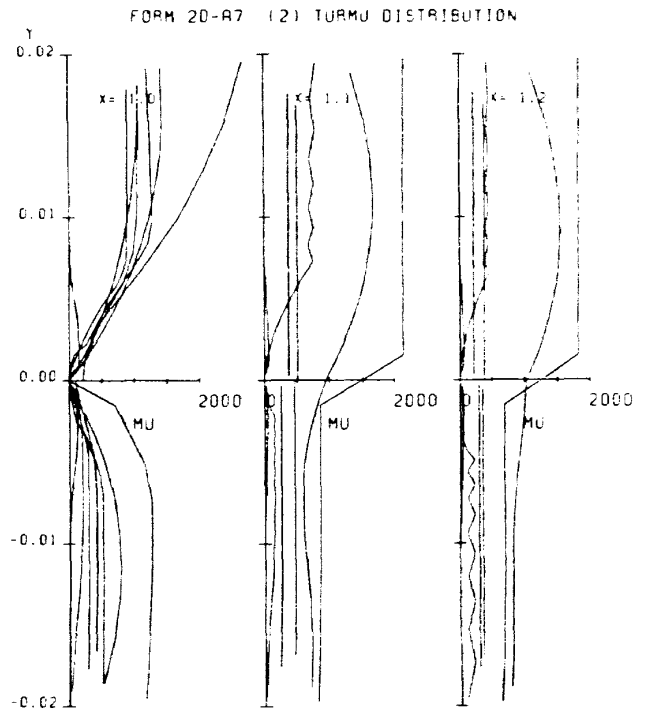
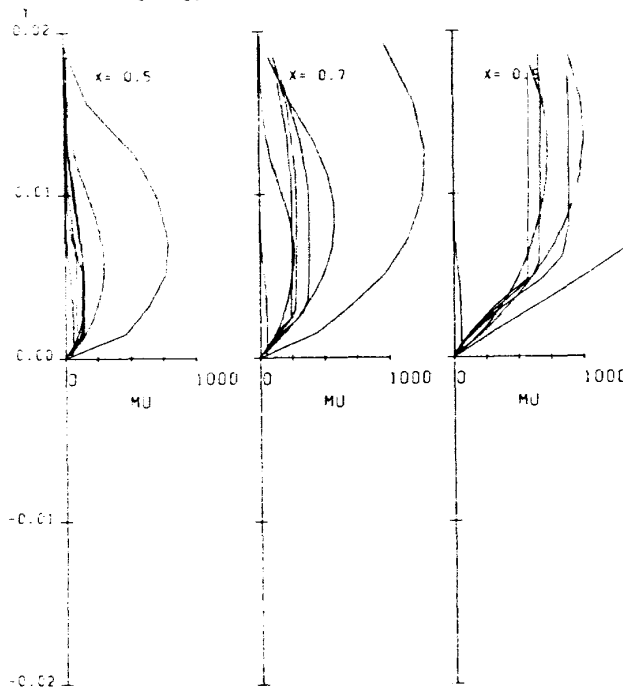


図4 境界層・後流内特性分布の比較 (a) 速度分布, Re = 6×10<sup>6</sup>

FORM 20-A7 (2) TURMU DISTRIBUTION



(b) 渦粘性係数分布, Re = 6×10<sup>6</sup>

図4 境界層・後流内特性分布の比較  
コードでのばらつきの方が前者より大きく今回の結果と同様であった。しかし今回の結果はRAE2822 ケース10より圧力分布がおとなしいばらつきは少なくなるかと期待したが、そのようにはならなかった。Holst も指摘するようにC<sub>r</sub>は数値微分で求めるのでΔxの値が重要であろう。今回は課題AではC<sub>r</sub>を要求しなかったが、C<sub>r</sub>による抵抗C<sub>r</sub>は零揚力で全抵抗の約半分を占めるのでかなりばらつきの出ることが想像される。回答毎の遷移領域、衝撃波、後縁でのC<sub>r</sub>の振舞いの違いは前述のように評価方法の違いが原因であろう。

5. 境界層内分布の比較  
さて境界層特性のこのような違いが起きる原因を探るには、境界層の中を見て特性量の断面分布等を調べる必要がある。そこでδ\*,Hを決める接線速度分布、また今回の回答者は何れもBoussinesqの渦粘性モデルを時間平均N-S方程式に組み合わせておりスキームの打ち切り誤差、丸め誤差を除けば渦粘性係数が境界層特性の全てを決めているから、その分布状況を見ることにした。指定した位置,x/c=0.5,0.7,0.9,1.0,1.1,1.2は衝撃波の前後、後縁、後縁直後の強い曲率を持つ伴流の位置であり、各

APPL. NO.	2D-A2	M = 0.7500
NAME		RE = 0.20E+08

APPL. NO.	2D-A2	M = 0.7500
NAME		RE = 0.20E+08

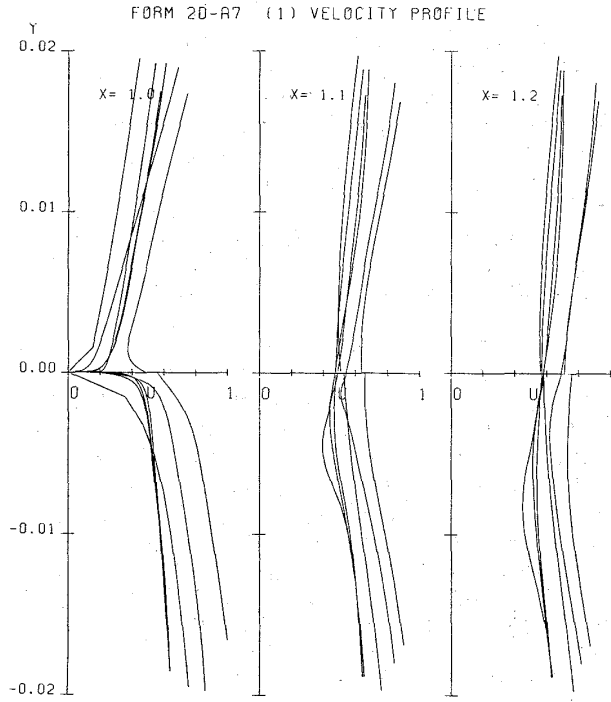
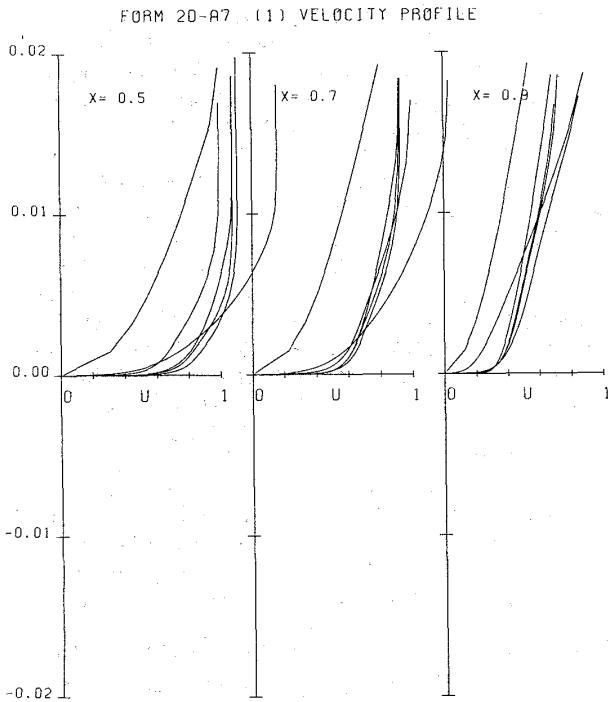


図5 境界層・後流内特性分布の比較 (a) 速度分布,  $Re = 20 \times 10^6$

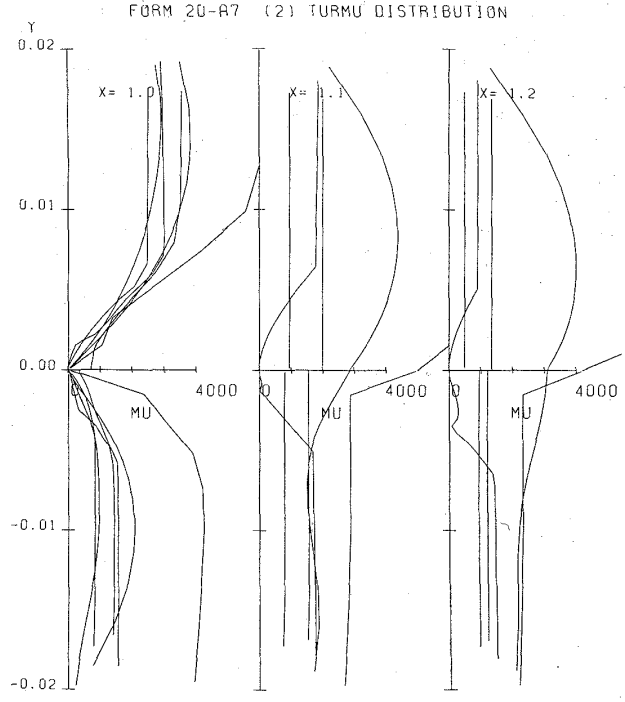
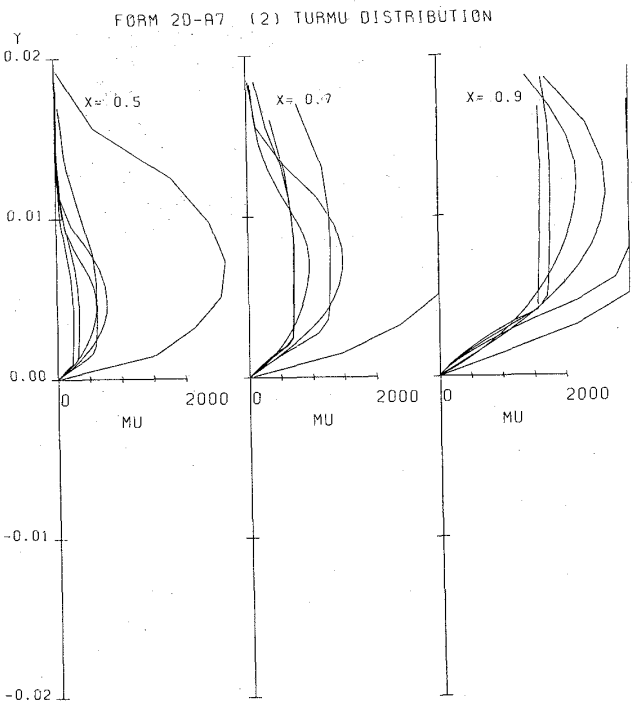


図5 境界層・後流内特性分布の比較 (b) 渦粘性係数分布,  $Re = 20 \times 10^6$

位置での断面分布と伴流中心を知る事が出来る。断面方向  $y$  を厳密に指定しなかったので回答者により  $y$  軸分布とか  $u/U_\infty$  を  $U$  (成分) で出したものもあるが、格子分布や境界層の性質を考えるとその影響は少ないであろう。

図4に低Re数、図5に高Re数の結果の比較を示す。また回答毎の分布は資料編の図A-1, 2-7に示した。個々の流れの様子がわかるであろう。

まず速度分布では、衝撃波前の  $x=0.5$  で既に分布に相当の違いがあることがわかる。 $C_r$  を決める壁近傍のみならず境界層の中から外縁の非粘性流速速度にかけて開きが

ある(この付近では  $\delta^*$  は 0.002位)。どの回答もそれぞれに衝撃波を経ると外縁の非粘性流速速度が減少し、境界層が厚くなるのを捕らえているが結果は一致しない。 $x=0.9$  から後縁まで外縁非粘性流速速度の違いは後縁圧力回復の違いがそのまま出ているためだろう。このような分布では外縁の定義は判定法によって違って来るだろう。

後縁での分布は  $x=1.0$  格子点を翼上とするか後流中と定義するかで異なる。 $y=0$  で  $u=0$  となっている回答は格子点を翼上としたものである。#3では後縁での最小速度が翼上面の翼から離れたところに位置し、後縁から後

流にかけて $y=0$ で速度の不連続が見られるのは後流境界条件の接続の問題かも知れない。

伴流中心が $x$ 軸より下方に来ることはサーキュレーションで決まる非粘性特性なので当然そのようになるべきものであり、多くの回答がそのようになっている。また乱流モデルを後流に入れてない#5でも明白に出ている。むしろ $q-w$ モデルで後流を計算した#4で後流分布が出ていないのは理解に苦しむところである。

$y=0$ で速度分布に不連続が見られる回答は計算上の問題点であろう。連続的に見える回答も不自然な接続に見える(実験で分布を測ればもっと滑らかに繋がっていると推測される)。すなわち $\mu_t$ 分布を見れば明らかだが、流れと無関係な $x$ (?)軸からの距離で $\mu_t$ を評価しているコードが多く、 $\mu_t$ が $y=0$ で不連続なことで $x$ 軸を挟んでの後流境界条件の接続法が原因であると筆者は考える。

6. 渦粘性係数分布の比較

さて問題の渦粘性係数の分布であるが、最大値にかなりの違いが予想されたので、回答図ではスケールを調整して図に入る様に指示した。しかし比較図では同一スケールにせざるを得ないので、翼上では低 $Re$ 数で最大 $10^3$ 、後流部分で $2 \times 10^3$ 、高 $Re$ 数では夫々その2倍にとって比較した。図4に示す通り結果は例えば後縁で見ると最大値が50から2500と2桁も異なる結果になった。図で明らかだが、衝撃波上流の $x=0.5$ でさえ最大値のみならず最大値の壁からの距離、B-Lモデルでいえば内層と外層の接続位置、接続点での繋がり方(折線で接続か、スムージングされた滑らかな接続か)、外縁Klebanoff間欠係数の入れ方等千差万別の結果が出ている。

筆者は従来から「B-Lモデルで計算した」という表現はコーディングまで同一でないと $\mu_t$ 分布をユニークに決める事にならず、正確な表現ではないと主張してきたが今回の結果はその事実を表すものではないだろうか。また $\mu_t$ 分布がこれだけ違えば境界層特性がいろいろな結果になるのも当然なことであろう。 $\mu_t$ の数値レベルとしては、遷音速翼の $Re$ 応力分布 $\mu_t$ 分布を実験的に測定した例を筆者は知らないで、どれが正しいとか良いという判断は難しい。しかしどちらの $Re$ 数でも $0(10^3)$ 以上というのは大きすぎるのではないだろうか。

翼上面と下面の境界層の発達、外縁の非粘性流れも著しく異なるので、後縁で合流した後流では両者の強い干

渉が起こるが、上下面側とも夫々の境界層の影響を残しつつ下流へ続く。後流中心は揚力が高い場合には前述したが強い曲率で曲がっている。そのため $\mu_t$ の評価を $x$ 軸ではなく流線に沿って行わなければ後流を正確に計算出来ないと考えられる。また境界層の影響はB-Lモデルでは例えばHungの緩和モデルが半経験的にこれを考慮している。また数値粘性がない場合、大きな揚力のある後縁で不連続的に $\mu_t$ が内層の0値から外層の値に変わると数値的不安定を生じる場合があり、緩和モデルはそれを防ぐ役割もしている。今回の場合はこの辺の実態は明らかでないが数値粘性が相当効いている事も考えられる。

個々の回答で気の付いた点を見る。#3,#5は $\mu_t$ が後流で0か小さくても計算は出来るという例である。しかし流体力学的にはこれで良い事にはならないだろう。J-Kを用いた#8が後流中の $x$ 軸と下面側の2点で $\mu_t=0$ またはminimumとなっているのは上述の理由であろう。低 $Re$ 数では何故か $\mu_t$ に数値振動が認められる。J-KはBradshawの1Eq.モデルに基づいているから後流中心でも有限の $\mu_t$ を持つのではないだろうか? #9では $x=1.1$ と $1.2$ で $\mu_t$ のレベルが上下で逆転しているのが気になる。

7. 課題B 設計点近傍の空力特性

課題Bは3件の応募しかなく、夫々の計算条件も違うので細かな比較は出来ない。 $\alpha$ スイープは $\alpha_0$ が違う他、 $C_{l,max}$ 、パフエットレンジが出ていないのは局所時間法の為か。#4では $C_d$ が線形増加する奇妙な結果が出た。 $q-w$ モデルが原因か否かは不明である。一方 $M_\infty$ スイープは良く合う結果を得た。これは非粘性現象の衝撃波発生が主な原因の為と考えられる。もっとも設計点で合わせた結果、低 $M_\infty$ では $C_l$ の差が大きく、 $C_d$ も違う。

8. おわりに

従来の解析法で困難であった衝撃波と粘性効果を含む流れが容易に解けるようになり産業技術としても確立しつつある。しかし未だ十分な精度で粘性効果を評価出来るまでには至っていない事も今回の結果を見ても明らかであろう。自分の事を棚に上げて個々の例について激しいコメントも付けたが、互いに協力して信頼性の高いCFD技術を確立したい一念からでありお許し戴きたい。あらためて参加された皆さんに心から御礼申し上げます。

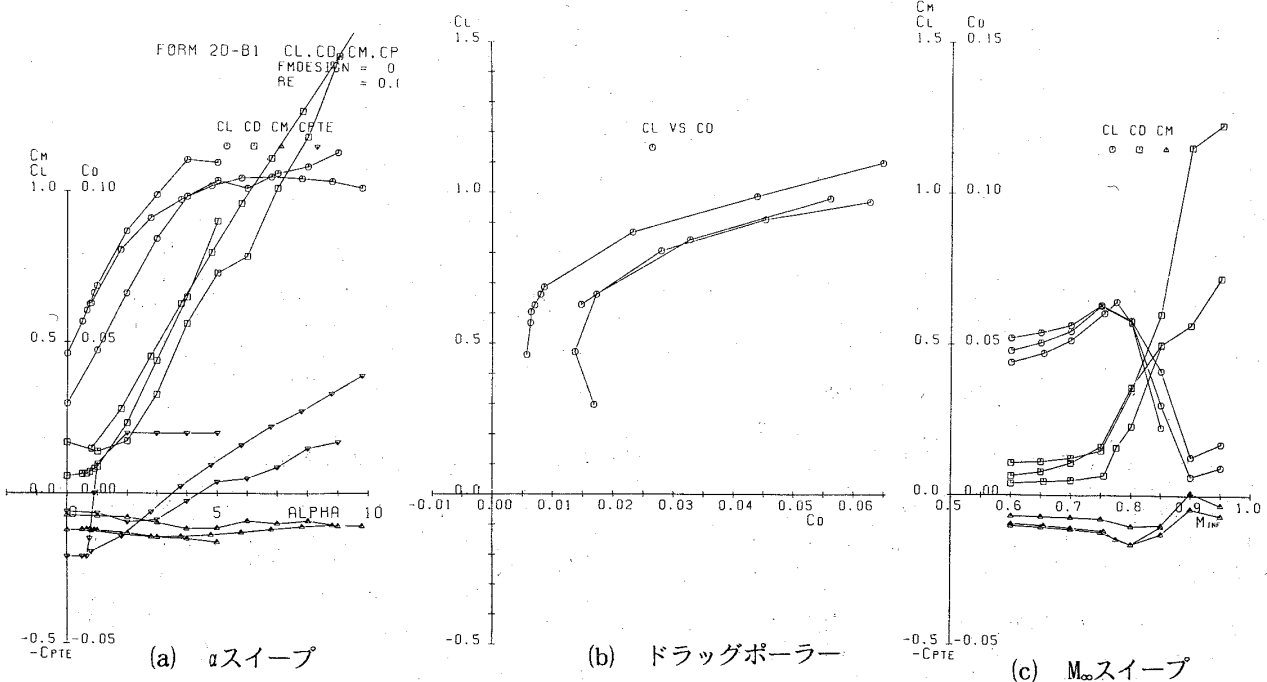


図6 設計点近傍の空力特性の比較

表 1 応募者氏名・解法情報一覧

応募番号	氏名	所属	格子形成法	格子数 最小格子幅**	乱流モデル	解法	マシン名 CPU	収束判定の回数 反復回数
2D-2	フジイ・ユカ・サキ 中村佳朗	名古屋大学	代数的方法 構造格子C	231x61 = 14091 $\Delta\xi=0.27 \times 10^{-3}$ $\Delta\eta=250 \times 10^{-6}$	RNG	Thin-layer NS eq. Yee-Harten TVD 法 (2次精度) 局所時間法, 遠方Riemann 境界条件	FACOM VP-2600 0.185 hr	$L_a 10^{*?}$ 2,500 回
2D-3	田中康平 越岡康弘	富士重工業	代数的方法 構造格子C	281x51 = 14331 $\Delta\xi=1 \times 10^{-3}$ $\Delta\eta=100 \times 10^{-6}$	Baldwin-Lo max	LU-ADI法 TVD	FACOM VP-2600 0.1 hr	
2D-4	嶋 英志 恵上浩一	川崎重工	楕円方程式* 構造格子C	279x80 = 22320 $\Delta\xi=0.2 \times 10^{-3}$ $\Delta\eta=7.4536 \times 10^{-6}$	q-w 2 eq.	Osher 近似リ-ソルバ法+vanLeer微分可能リ ックを用いたMUSCL 法 (2次精度)。70リソルバ-Gau ss-Seidel (反復10回)を用いた陰解法	FACOM VP-2200 0.75 hr	CL, Cdが7 (のRMSが3桁 低下した場合) 2300回
2D-5	嶋 英志 恵上浩一	川崎重工	楕円方程式* 構造格子C	279x80 = 22320 $\Delta\xi=0.2 \times 10^{-3}$ $\Delta\eta=7.4536 \times 10^{-6}$	Baldwin-Lo 翼上のみ、後 流には適用可 乱流とす	Osher 近似リ-ソルバ法+vanLeer微分可能リ ックを用いたMUSCL 法 (2次精度)。70リソルバ-Gau ss-Seidel (反復10回)を用いた陰解法		
2D-7	西川進 森 泉	千葉大学	楕円方程式 構造格子C	161x61 = 9821 $\Delta\xi=5.0 \times 10^{-3}$ $\Delta\eta=10 \times 10^{-6}$	Baldwin-Lo max 前縁より 乱流とす	Yee-Harten TVD- 陽Macormack 法	HF-7207-2リソルバ 8hr/4000リソルバ	Euler 解を初期値とし 4000回で未収束
2D-8	松島祐佐 高梨 進	富士通 航技研	点電荷法 構造格子C	341x101 = 34441 $\Delta\xi=1 \times 10^{-3}$ $\Delta\eta=13/8 \times 10^{-6}$	Johnson-Ki ng	流束差分分割+Roe平均化+MUSCL (bx <sup>3</sup> ) 拡散項: 中心差分 LU-ADI 遠方境界循環修正	FACOM VP-400 2.5 hr	NSeq残差 $R<1 \times 10^{-7}$ 30,000回
2D-9	海田武司 荻野 純	三菱重工	代数的方法 構造格子C	289x70 = 20230 $\Delta\xi=1.6 \times 10^{-3}$ $\Delta\eta=4/1.6 \times 10^{-6}$	Baldwin-Lo max	5点差分対角化ADI 法 中心差分+Jameson粘性項 local time step 法	CONVEX 220 1.6 hr	Residual $<0.9 \times 10^{-9}$ 8,000 回

\* 境界定義後内部をリソルバ式を利用して分割する半自動格子生成

\*\*  $\Delta\eta$ に二種類あるのは夫々 $Re=6/20 \times 10^6$  用

表2 応募ケース一覧

応募 番号	氏名	課題 A		課題 B	
		低Re数	高Re数	低Re数	高Re数
2D-2	アンディ・イクサキ 中村佳朗	○	○	○*	○*
2D-3	田中康平 越岡康弘	○	○		
2D-4	嶋 英志 恵上浩一	○	○	○	○
2D-5	嶋 英志 恵上浩一	○	○		
2D-7	西川進栄 森 昇	○			
2D-8	松島紀佐 高梨 進	○	○	○**	
2D-9	海田武司 荻野 純	○	○		

\* 粗い格子解析 (231x31)

\*\* Baldwin-Lomaxモデルの解析

表3 結果一覧表

応募 番号	氏名	(1) $Re = 6 \times 10^6$			(2) $Re = 20 \times 10^6$			乱流モ デル
		$C_{d,design}$	$C_{l,design}$ $C_{p,TE}$	$X_{tru}$ $X_{tri}$	$C_{d,design}$	$C_{l,design}$ $C_{p,TE}$	$X_{tru}$ $X_{tri}$	
2D-2	アンディ・イクサキ 中村佳朗	1.2350	0.6284 0.1369	0.000 0.000	1.2400	0.6283 0.1369	0.000 0.000	RNG 注1
2D-3	田中康平 越岡康弘	0.9000	0.6363 0.2040	0.0502 0.0679	0.9000	0.6302 0.2015	0.0077 0.0015	B-L
2D-4	嶋 英志 恵上浩一	0.8000	0.6292 0.1940	0.02 * 0.03 *	0.6900	0.6280 0.2121	0.00 * 0.01 *	q-w 注2
2D-5	嶋 英志 恵上浩一	0.6700	0.6289 0.2234	0.000 0.000	0.5810	0.6300 0.2382	0.000 0.000	B-L 注1
2D-7	西川進栄 森 昇	0.6610	0.5929	0.0 0.0	—	—	—	B-L 注1
2D-8	松島紀佐 高梨 進	0.6500	0.5769 0.1780	0.1100 0.1300	0.6000	0.5851 0.1637	0.0015 0.0075	J-K
2D-9	海田武司 荻野 純	0.5307	0.6300 0.2109	0.09 0.09	0.4500	0.6303 0.2212	0.03 0.03	B-L 注2

RNG: Renormalization Group 理論モデル, B-L: Baldwin-Lomaxモデル, J-K: Johnson-Kingモデル

注1 前縁から乱流として計算

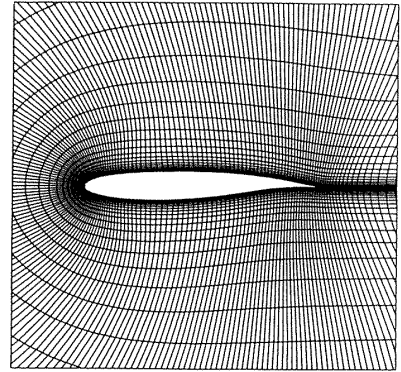
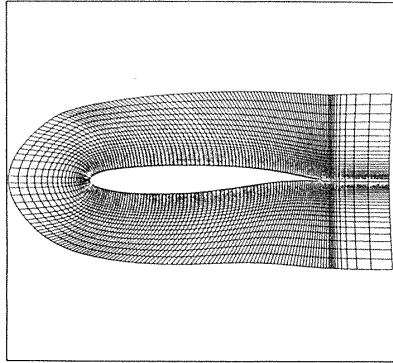
注2 自由遷移として計算。



図A-1-0 課題 A-1,  $Re=6 \times 10^6$ , 格子分布

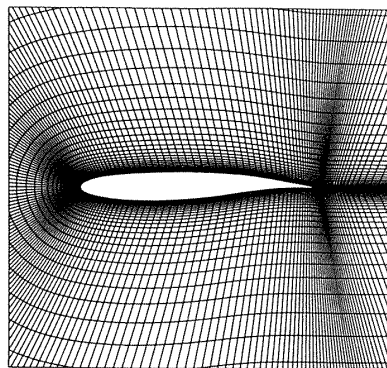
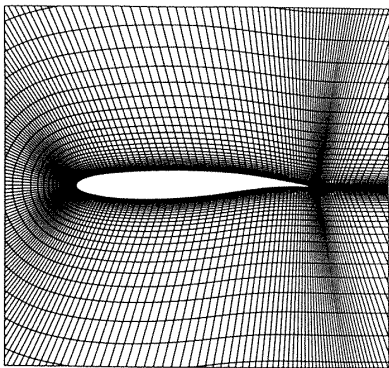
APPL. NO.	20- 2
NAME	Y. NAKAHARA
MESH B: 231 X 61	

APPL. NO.	20- 3
NAME	K. TANAKA
FORM 20-A GRID	



APPL. NO.	20- 4
NAME	e. shima

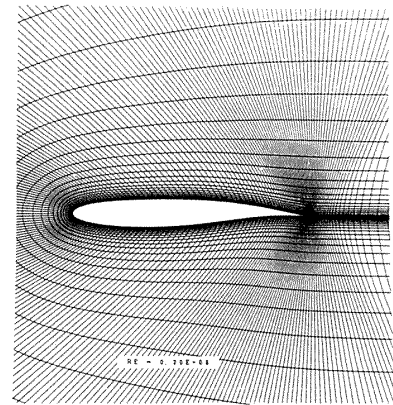
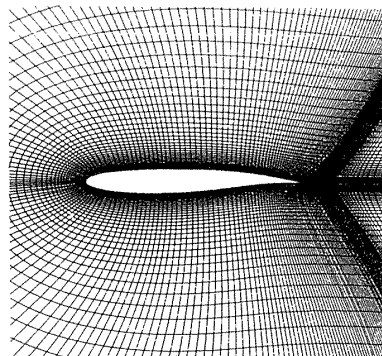
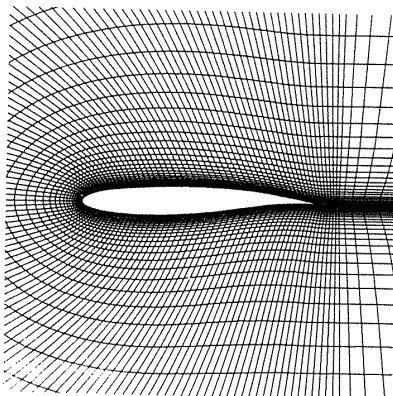
APPL. NO.	20- 5
NAME	e. shima



APPL. NO.	20- 9
NAME	KAIDEN

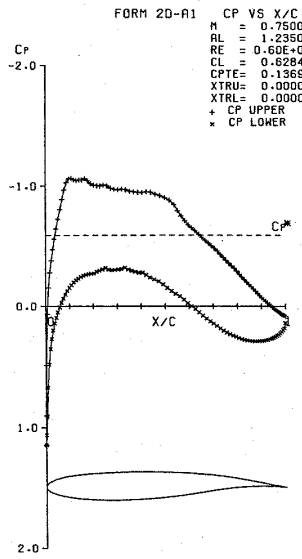
APPL. NO.	20- 7
NAME	NISHIKAWA

APPL. NO.	20- 8
NAME	MATSUSHIMA

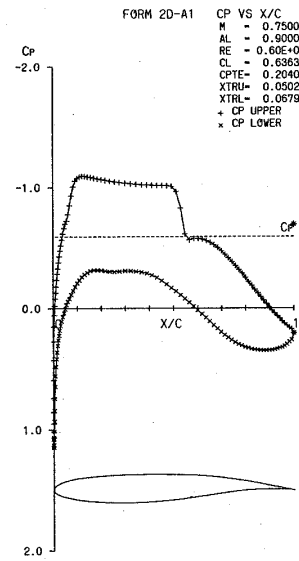


図A-1-1 課題 A-1,  $Re=6 \times 10^6$ , 表面压力分布  $C_p$  vs  $x/C$  (FORM 2D-A1)

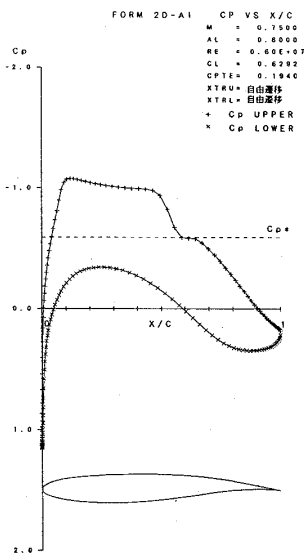
APPL. NO.	2D- 2
NAME	Y. NAKAMURA



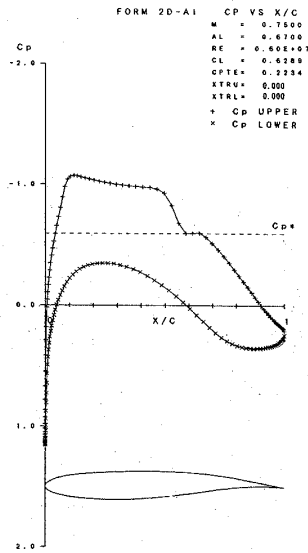
APPL. NO.	2D- 3
NAME	K. TANAKA



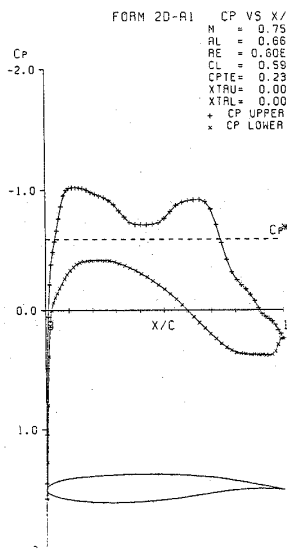
APPL. NO.	2D- 4
NAME	e. shima



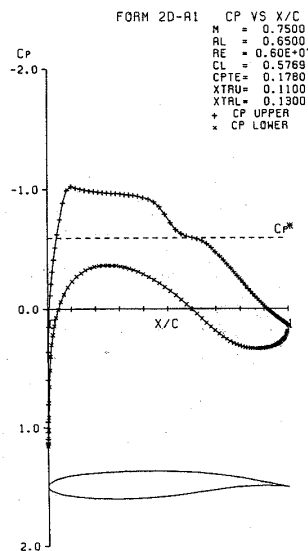
APPL. NO.	2D- 5
NAME	e. shima



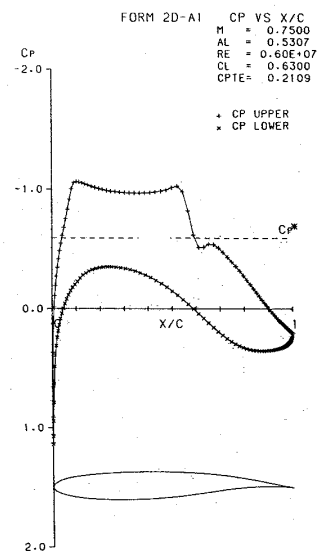
APPL. NO.	2D- 7
NAME	NISHIKAWA



APPL. NO.	2D- 8
NAME	MATSUSH-JK



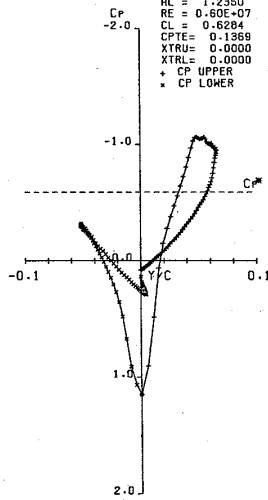
APPL. NO.	2D- 9
NAME	KAIDEN



図A-1-2 課題 A-1,  $Re=6 \times 10^6$ , 表面圧力分布  $C_p$  vs  $y/C$  (FORM 2D-A2)

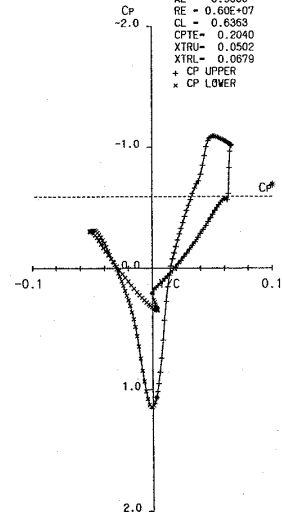
APPL. NO.	2D- 2
NAME	Y. NAKAMURA

FORM 2D-A2 CP VS Y/C  
 M = 0.7500  
 AL = 1.2350  
 RE = 0.60E+07  
 CL = 0.6204  
 CPTE = 0.1869  
 XTRU = 0.0000  
 XTRL = 0.0000  
 + CP UPPER  
 \* CP LOWER



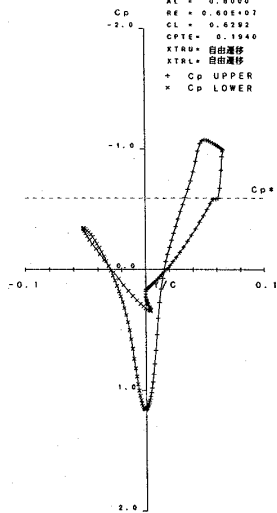
APPL. NO.	2D- 3
NAME	K. TANAKA

FORM 2D-A2 CP VS Y/C  
 M = 0.7500  
 AL = 0.9000  
 RE = 0.60E+07  
 CL = 0.6363  
 CPTE = 0.2040  
 XTRU = 0.0502  
 XTRL = 0.0679  
 + CP UPPER  
 \* CP LOWER



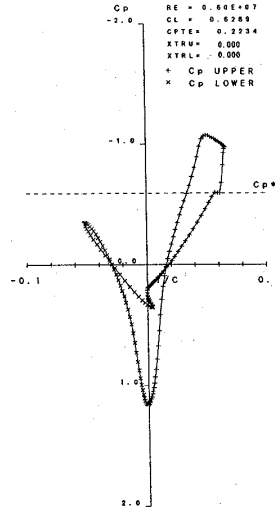
APPL. NO.	2D- 4
NAME	e. shima

FORM 2D-A2 CP VS Y/C  
 M = 0.7500  
 AL = 0.8000  
 RE = 0.60E+07  
 CL = 0.6292  
 CPTE = 0.1940  
 XTRU = 自由遷移  
 XTRL = 自由遷移  
 + CP UPPER  
 \* CP LOWER



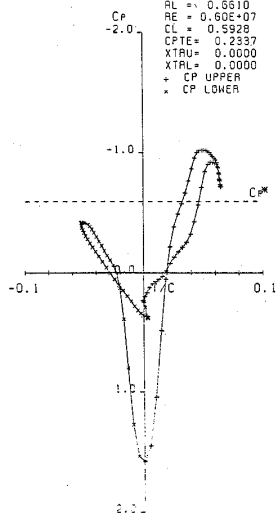
APPL. NO.	2D- 5
NAME	e. shima

FORM 2D-A2 CP VS Y/C  
 M = 0.7500  
 AL = 0.8700  
 RE = 0.60E+07  
 CL = 0.6289  
 CPTE = 0.2234  
 XTRU = 0.0000  
 XTRL = 0.0000  
 + CP UPPER  
 \* CP LOWER



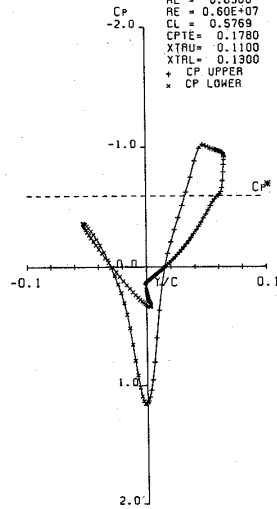
APPL. NO.	2D- 7
NAME	NISHIKAWA

FORM 2D-A2 CP VS Y/C  
 M = 0.7500  
 AL = 0.6510  
 RE = 0.60E+07  
 CL = 0.5928  
 CPTE = 0.2337  
 XTRU = 0.0000  
 XTRL = 0.0000  
 + CP UPPER  
 \* CP LOWER



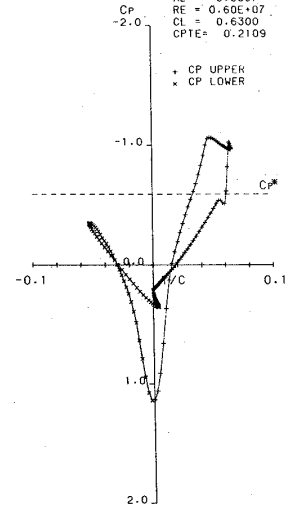
APPL. NO.	2D- 8
NAME	MATSUSH-JK

FORM 2D-A2 CP VS Y/C  
 M = 0.7500  
 AL = 0.6500  
 RE = 0.60E+07  
 CL = 0.5769  
 CPTE = 0.1780  
 XTRU = 0.1100  
 XTRL = 0.1300  
 + CP UPPER  
 \* CP LOWER



APPL. NO.	2D- 9
NAME	KAIDEN

FORM 2D-A2 CP VS Y/C  
 M = 0.7500  
 AL = 0.5307  
 RE = 0.60E+07  
 CL = 0.6300  
 CPTE = 0.2109



図A-1-3 課題 A-1,  $Re=6 \times 10^6$ , 等音速線線図

(FORM 2D-A3)

APPL. NO.	2D- 2	M	= 0.7500
AL	= 1.2360	AL	= 0.6700
NAME	Y. NAKAMURA	RE	= 0.60E+07

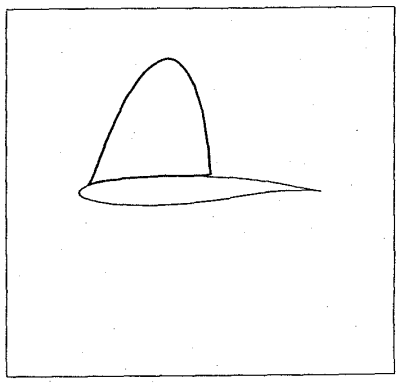
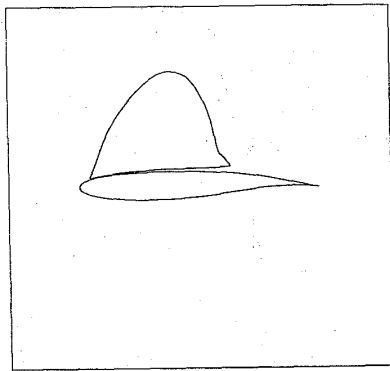
FORM 2D-A3 SONIC LINE

CL = 0.6284  
 CPTC = 0.1369  
 XTRU = 0.0000  
 XTRL = 0.0000

APPL. NO.	2D- 3	M	= 0.7500
AL	= 0.9000	AL	= 0.6700
NAME	K. TANAKA	RE	= 0.60E+07

FORM 2D-A3 SONIC LINE

CL = 0.6368  
 CPTC = 0.2040  
 XTRU = 0.0502  
 XTRL = 0.0679



APPL. NO.	2D- 4	M	= 0.7500
AL	= 0.6000	AL	= 0.6700
NAME	s. shima	RE	= 0.60E+07

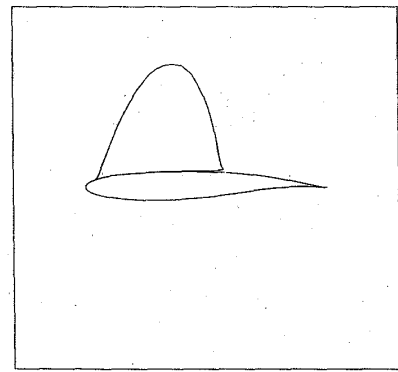
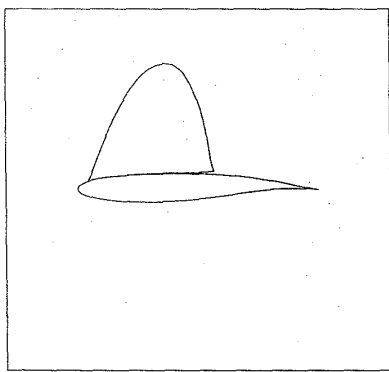
FORM 2D-A3 SONIC LINE

CL = 0.6292  
 CPTC = 0.1840  
 XTRU = 自由選擇  
 XTRL = 自由選擇

APPL. NO.	2D- 5	M	= 0.7500
AL	= 0.6700	AL	= 0.6700
NAME	s. shima	RE	= 0.60E+07

FORM 2D-A3 SONIC LINE

CL = 0.6289  
 CPTC = 0.2324  
 XTRU = 0.000  
 XTRL = 0.000



APPL. NO.	2D- 7	M	= 0.7500
AL	= 0.6610	AL	= 0.6700
NAME	NISHIKAWA	RE	= 0.60E+07

FORM 2D-A3 SONIC LINE

CL = 0.5928  
 CPTC = 0.2337  
 XTRU = 0.0000  
 XTRL = 0.0000

APPL. NO.	2D- 8	M	= 0.7500
AL	= 0.6500	AL	= 0.6700
NAME	MATSUSHI-K	RE	= 0.60E+07

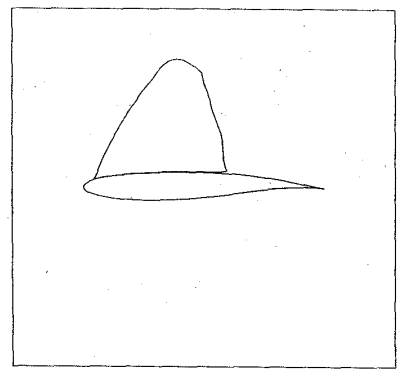
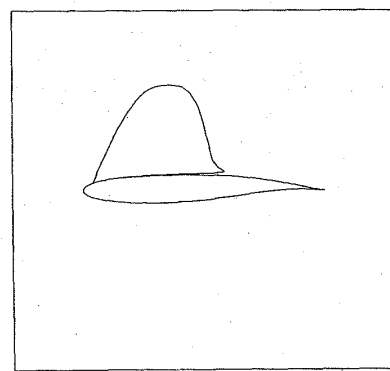
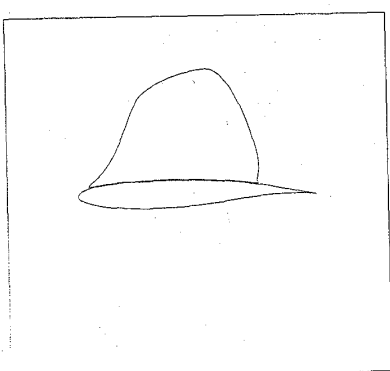
FORM 2D-A3 SONIC LINE

CL = 0.5769  
 CPTC = 0.1786  
 XTRU = 0.1100  
 XTRL = 0.1300

APPL. NO.	2D- 9	M	= 0.7500
AL	= 0.5307	AL	= 0.6700
NAME	KAIDEN	RE	= 0.60E+07

FORM 2D-A3 SONIC LINE

CL = 0.6300  
 CPTC = 0.2109



図A-1-4 課題 A-1,  $Re=6 \times 10^6$ , 等Mach数線図 ( $\Delta M=0.05$ , 基準値 $M=1.0$ ) (FORM 2D-A4)

APPL. NO.	2D- 2
NAME	Y. NAKAMURA

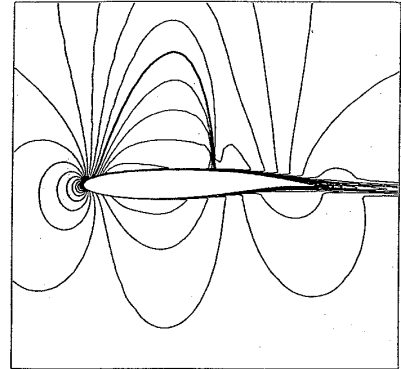
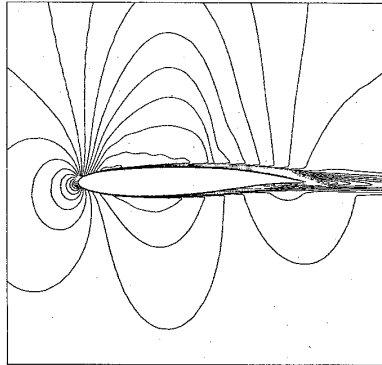
FORM 2D-A4 MACH NUMBER

M = 0.7500  
 AL = 1.2350  
 RE = 0.60E+07  
 CL = 0.6284  
 CPTC = 0.1309  
 XTRU = 0.0000  
 XTRL = 0.0000

APPL. NO.	2D- 3
NAME	K. TANAKA

FORM 2D-A4 MACH NUMBER

M = 0.7500  
 AL = 0.9000  
 RE = 0.60E+07  
 CL = 0.6363  
 CPTC = 0.2040  
 XTRU = 0.0502  
 XTRL = 0.0679



APPL. NO.	2D- 4
NAME	e. shima

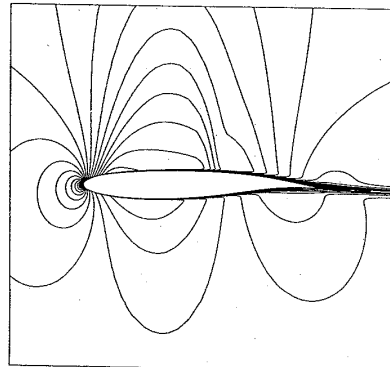
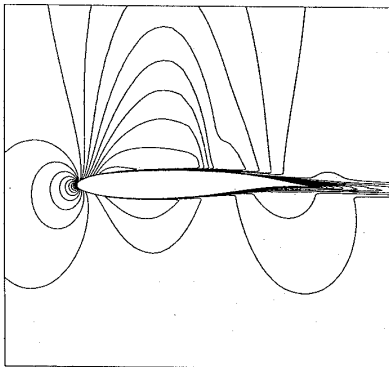
FORM 2D-A4 MACH NUMBER

M = 0.7500  
 AL = 0.8000  
 RE = 0.60E+07  
 CL = 0.6282  
 CPTC = 0.1240  
 XTRU = 自由選択  
 XTRL = 自由選択

APPL. NO.	2D- 5
NAME	e. shima

FORM 2D-A4 MACH NUMBER

M = 0.7500  
 AL = 0.6700  
 RE = 0.60E+07  
 CL = 0.6269  
 CPTC = 0.2284  
 XTRU = 0.000  
 XTRL = 0.000



APPL. NO.	2D- 7
NAME	NISHIKAWA

FORM 2D-A4 MACH NUMBER

M = 0.7500  
 AL = 0.6610  
 RE = 0.60E+07  
 CL = 0.5928  
 CPTC = 0.2337  
 XTRU = 0.0000  
 XTRL = 0.0000

APPL. NO.	2D- 8
NAME	MATSUSHI-JK

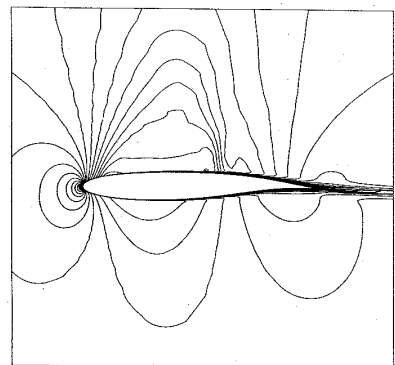
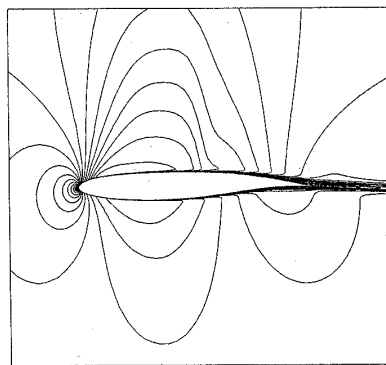
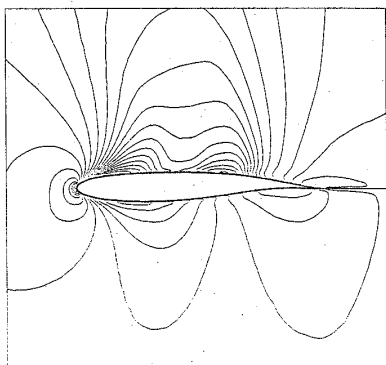
FORM 2D-A4 MACH NUMBER

M = 0.7500  
 AL = 0.6500  
 RE = 0.60E+07  
 CL = 0.5769  
 CPTC = 0.1780  
 XTRU = 0.1100  
 XTRL = 0.1300

APPL. NO.	2D- 9
NAME	KAIDEN

FORM 2D-A4 MACH NUMBER

M = 0.7500  
 AL = 0.5307  
 RE = 0.60E+07  
 CL = 0.6300  
 CPTC = 0.2109



図A-1-5 課題 A-1,  $Re=6 \times 10^6$ , 等密度線図 ( $\Delta\rho/\rho_\infty=0.05$ , 基準値  $\rho/\rho_\infty=1.0$ ) (FORM 2D-A5)

APPL. NO.	2D- 2	M = 0.7500
NAME	Y. NAKAMUR.	AL = 1.2350
		RE = 0.60E+07

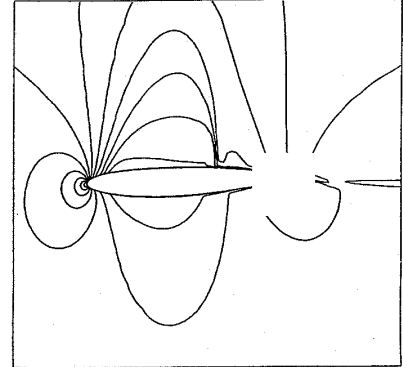
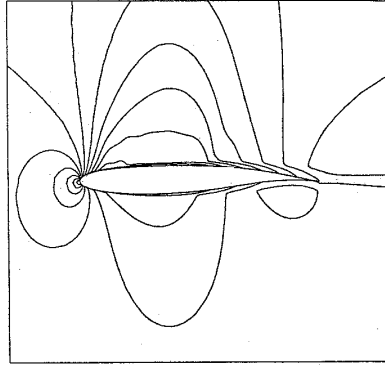
FORM 2D-A5 DENSITY DIST

CL = 0.6284  
 CPTC = 0.1369  
 XTRU = 0.0000  
 XTRL = 0.0000

APPL. NO.	2D- 3	M = 0.7500
NAME	K. TANAKA	AL = 0.9000
		RE = 0.60E+07

FORM 2D-A5 DENSITY DIST

CL = 0.6363  
 CPTC = 0.2040  
 XTRU = 0.0502  
 XTRL = 0.0675



APPL. NO.	2D- 4	M = 0.7500
NAME	e. shima	AL = 0.8000
		RE = 0.60E+07

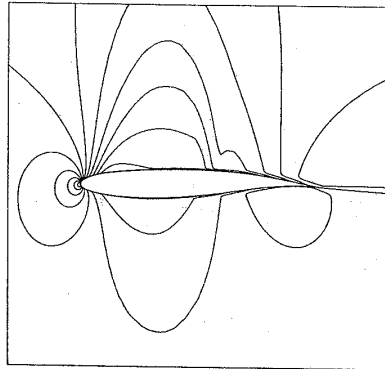
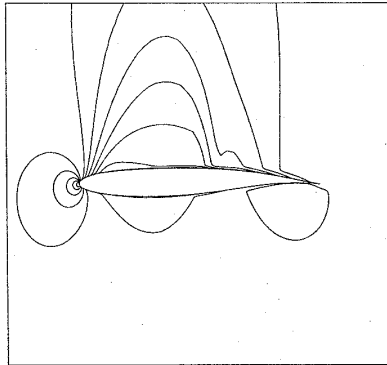
FORM 2D-A5 DENSITY DIST

CL = 0.6292  
 CPTC = 0.1940  
 XTRU = 自由遷移  
 XTRL = 自由遷移

APPL. NO.	2D- 5	M = 0.7500
NAME	e. shima	AL = 0.6700
		RE = 0.60E+07

FORM 2D-A5 DENSITY DIST

CL = 0.6380  
 CPTC = 0.2334  
 XTRU = 0.000  
 XTRL = 0.000



APPL. NO.	2D- 7	M = 0.7500
NAME	NISHIKAWA	AL = 0.6510
		RE = 0.60E+07

FORM 2D-A5 DENSITY DIST

CL = 0.5928  
 CPTC = 0.2337  
 XTRU = 0.0000  
 XTRL = 0.0000

APPL. NO.	2D- 8	M = 0.7500
NAME	MATSUSH-JK	AL = 0.6500
		RE = 0.60E+07

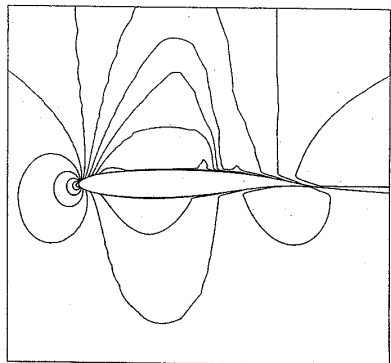
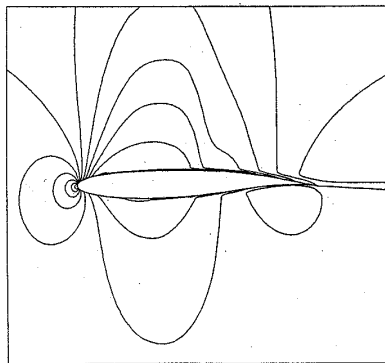
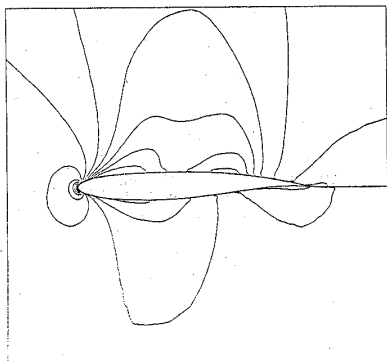
FORM 2D-A5 DENSITY DIST

CL = 0.5769  
 CPTC = 0.1780  
 XTRU = 0.1100  
 XTRL = 0.1300

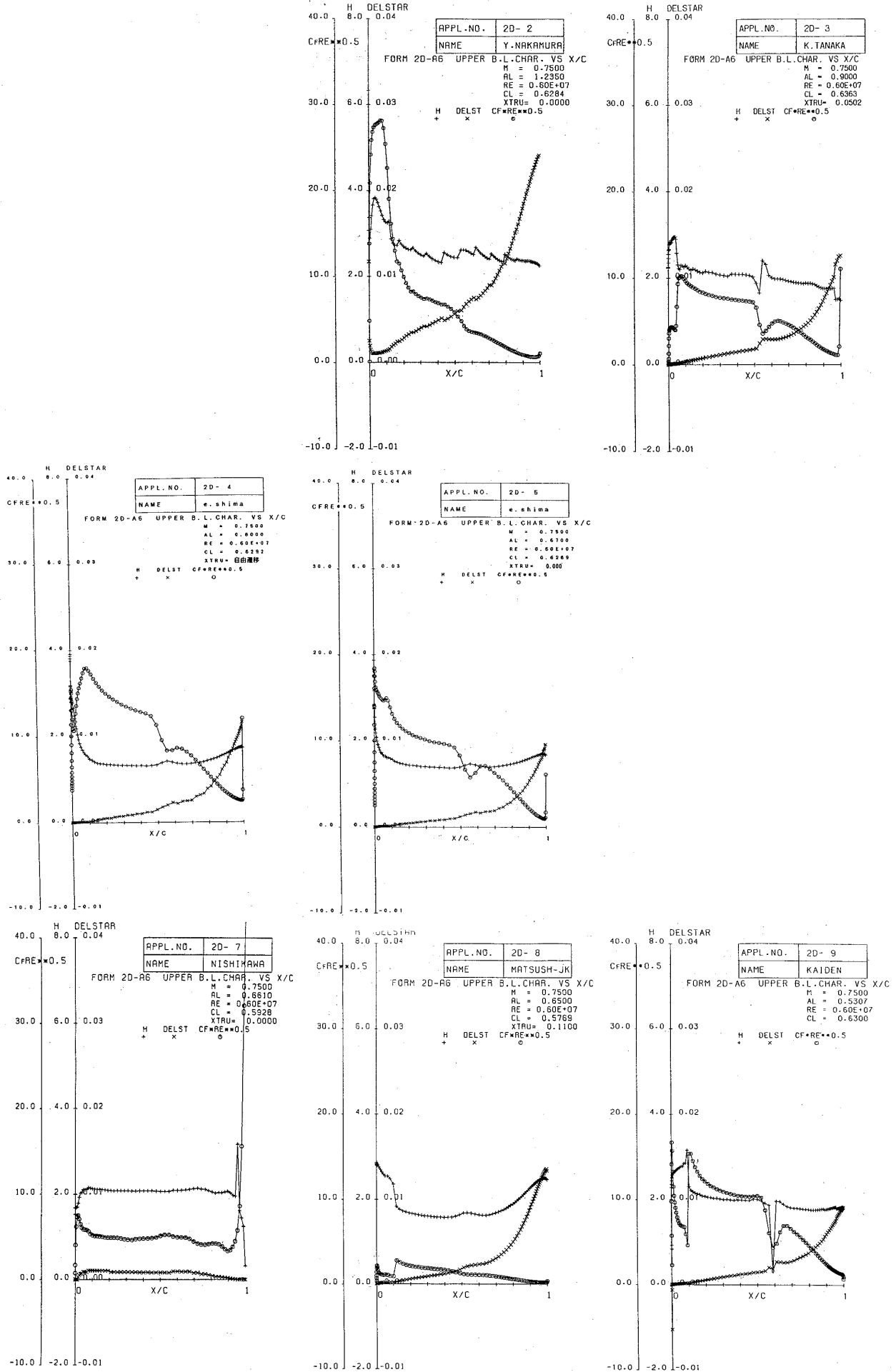
APPL. NO.	2D- 9	M = 0.7500
NAME	KAIKEN	AL = 0.5307
		RE = 0.60E+07

FORM 2D-A5 DENSITY DIST

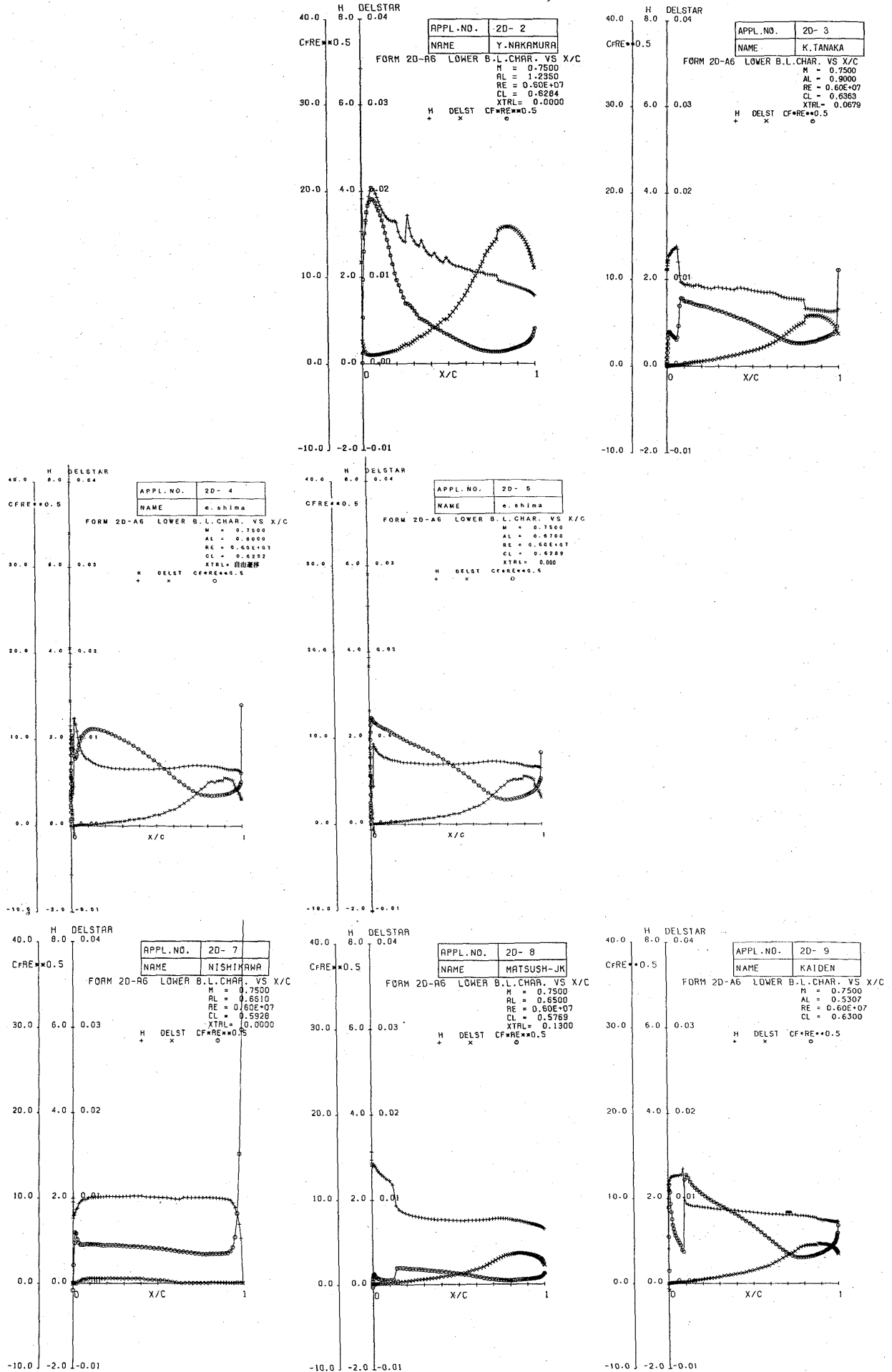
CL = 0.6300  
 CPTC = 0.2109



図A-1-6-1 課題 A-1,  $Re=6 \times 10^6$ , 上面側境界層特性 ( $C_f Re^{1/2}$ ,  $H$ ,  $\delta^*$ ) vs  $x/C$  (FORM 2D-A6)



図A-1-6-2 課題 A-1,  $Re=6 \times 10^6$ , 下面側境界層特性 ( $C_f Re^{1/2}$ ,  $H$ ,  $\delta^*$ ) vs  $x/C$  (FORM 2D-A6)

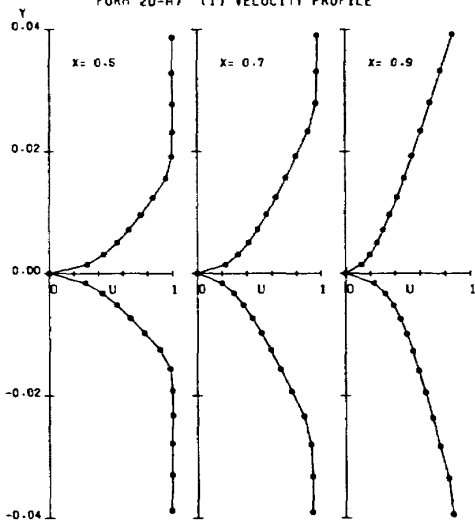




図A-1-7-1 課題 A-1,  $Re=6 \times 10^6$ , 上面側境界層・後流内速度分布  $u/U_\infty$  vs  $y/C$  (FORM 2D-A7)

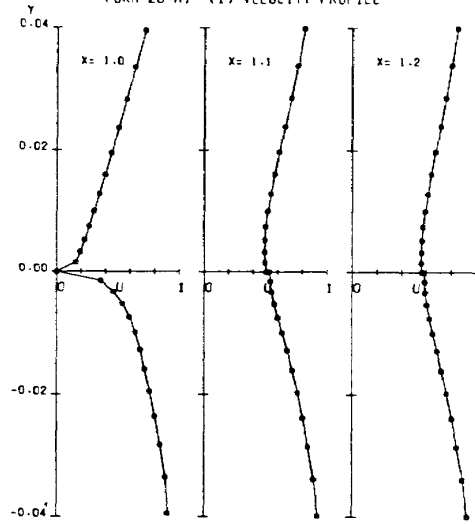
APPL. NO.	2D-2	M = 0.7500
NAME	Y. NAKAMURA	AL = 1.2350
		RE = 0.60E+07
		CL = 0.6284
		XTRU = 0.0000
		XTRL = 0.0000

FORM 2D-A7 (1) VELOCITY PROFILE



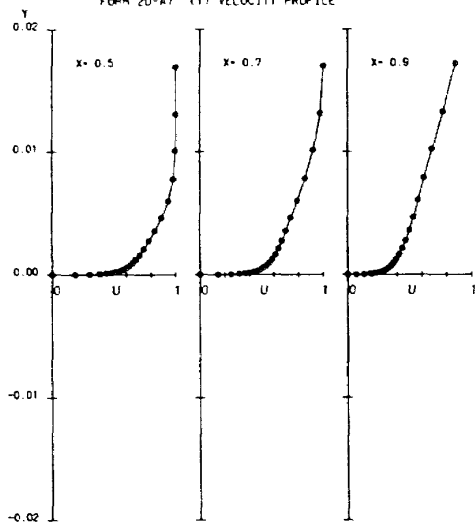
APPL. NO.	2D-2	M = 0.7500
NAME	Y. NAKAMURA	AL = 1.2350
		RE = 0.60E+07
		CL = 0.6284
		XTRU = 0.0000
		XTRL = 0.0000

FORM 2D-A7 (1) VELOCITY PROFILE



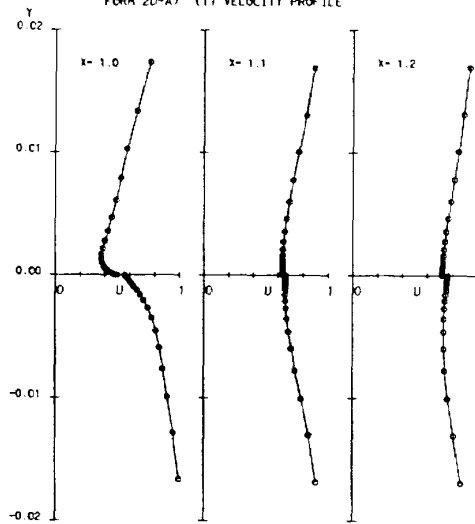
APPL. NO.	2D-3	M = 0.7500
NAME	K. TANAKA	AL = 0.9000
		RE = 0.60E+07
		CL = 0.6363
		XTRU = 0.0502
		XTRL = 0.0675

FORM 2D-A7 (1) VELOCITY PROFILE



APPL. NO.	2D-3	M = 0.7500
NAME	K. TANAKA	AL = 0.9000
		RE = 0.60E+07
		CL = 0.6363
		XTRU = 0.0502
		XTRL = 0.0675

FORM 2D-A7 (1) VELOCITY PROFILE

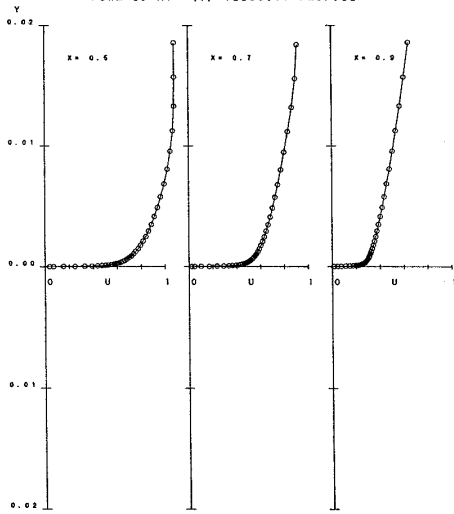


図A-1-7-1(続) 課題 A-1,  $Re=6 \times 10^6$ , 上面側境界層・後流内速度分布  $u/U_\infty$  vs  $y/C$  (FORM 2D-A7)

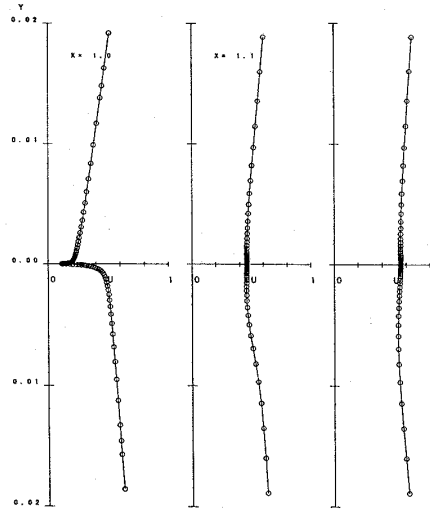
APPL. NO.	2D-4	M	0.7500
NAME	e. shima	AL	0.8000
		RE	$0.60E+07$
		CL	0.6292
		XTRU	自由遷移
		XTRL	自由遷移

APPL. NO.	2D-4	M	0.7500
NAME	e. shima	AL	0.8000
		RE	$0.60E+07$
		CL	0.6292
		XTRU	自由遷移
		XTRL	自由遷移

FORM 2D-A7 (1) VELOCITY PROFILE



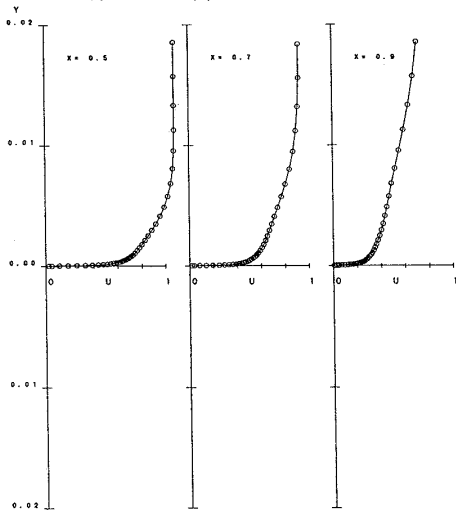
FORM 2D-A7 (1) VELOCITY PROFILE



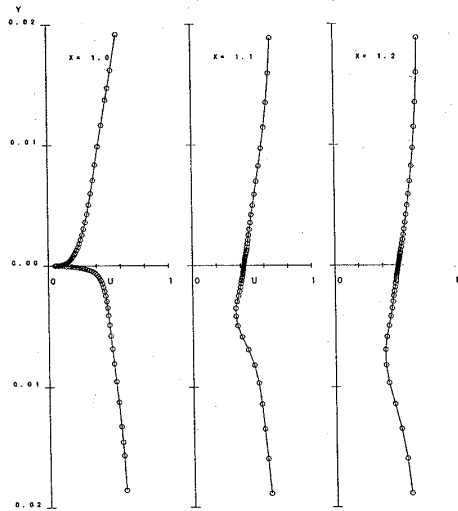
APPL. NO.	2D-5	M	0.7500
NAME	e. shima	AL	0.8700
		RE	$0.60E+07$
		CL	0.6289
		XTRU	0.000
		XTRL	0.000

APPL. NO.	2D-5	M	0.7500
NAME	e. shima	AL	0.6700
		RE	$0.60E+07$
		CL	0.6289
		XTRU	0.000
		XTRL	0.000

FORM 2D-A7 (1) VELOCITY PROFILE



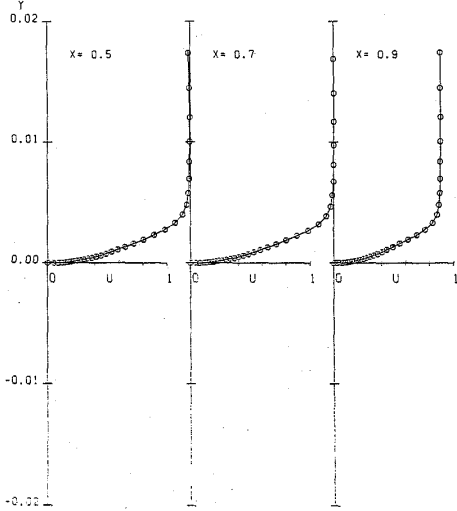
FORM 2D-A7 (1) VELOCITY PROFILE



図A-1-7-1(続) 課題 A-1,  $Re=6 \times 10^6$ , 上面側境界層・後流内速度分布  $u/U_\infty$  vs  $y/C$  (FORM 2D-A7)

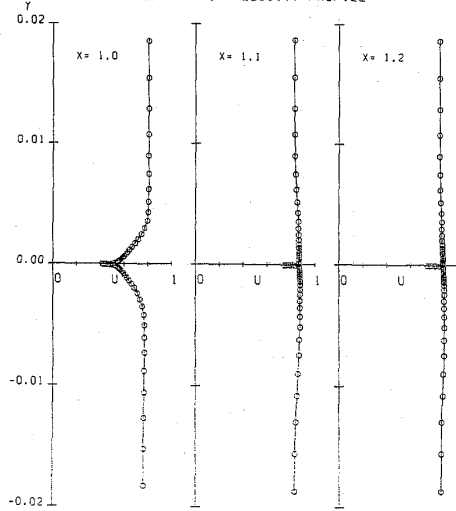
APPL. NO.	2D-7	M = 0.7500
NAME	NISHIKAWA	AL = 0.6510
		RE = 0.60E+07
		CL = 0.5928
		XTRU = 0.0000
		XTRL = 0.0000

FORM 2D-A7 (1) VELOCITY PROFILE



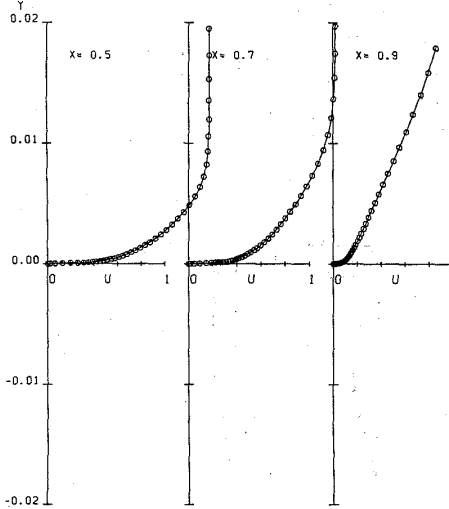
APPL. NO.	2D-7	M = 0.7500
NAME	NISHIKAWA	AL = 0.6810
		RE = 0.60E+07
		CL = 0.5928
		XTRU = 0.0000
		XTRL = 0.0000

FORM 2D-A7 (1) VELOCITY PROFILE



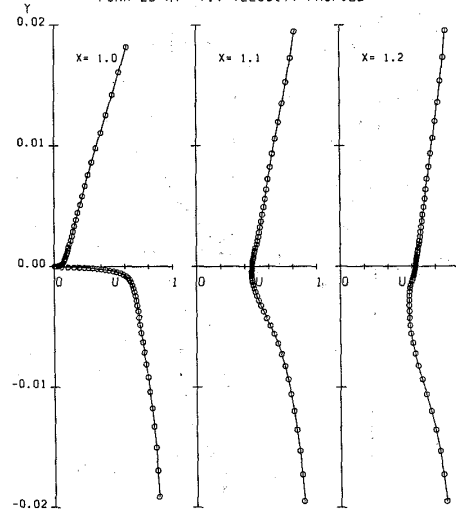
APPL. NO.	2D-8	M = 0.7500
NAME	MATSUSH-JK	AL = 0.6500
		RE = 0.60E+07
		CL = 0.5769
		XTRU = 0.1100
		XTRL = 0.1300

FORM 2D-A7 (1) VELOCITY PROFILE



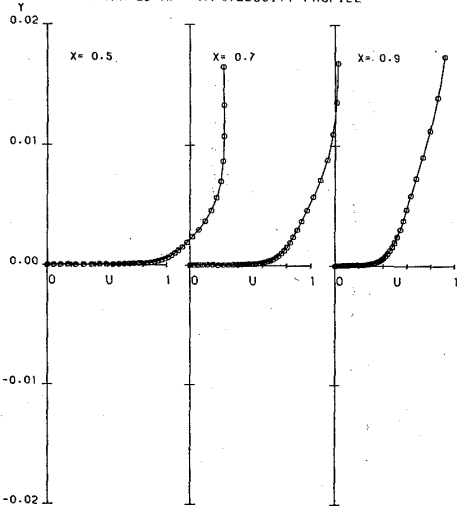
APPL. NO.	2D-8	M = 0.7500
NAME	MATSUSH-JK	AL = 0.6500
		RE = 0.60E+07
		CL = 0.5769
		XTRU = 0.1100
		XTRL = 0.1300

FORM 2D-A7 (1) VELOCITY PROFILE



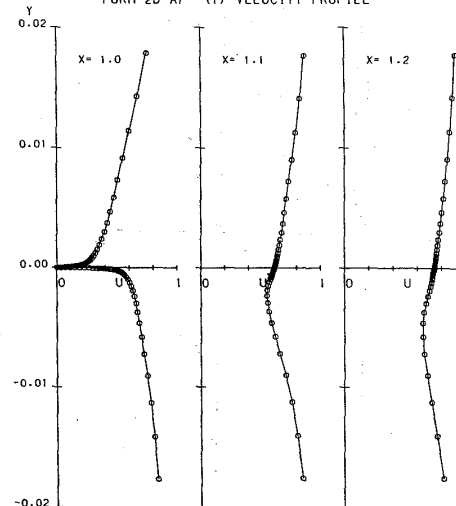
APPL. NO.	2D-9	M = 0.7500
NAME	KAIDEN	AL = 0.5307
		RE = 0.60E+07
		CL = 0.6300

FORM 2D-A7 (1) VELOCITY PROFILE



APPL. NO.	2D-9	M = 0.7500
NAME	KAIDEN	AL = 0.5307
		RE = 0.60E+07
		CL = 0.6300

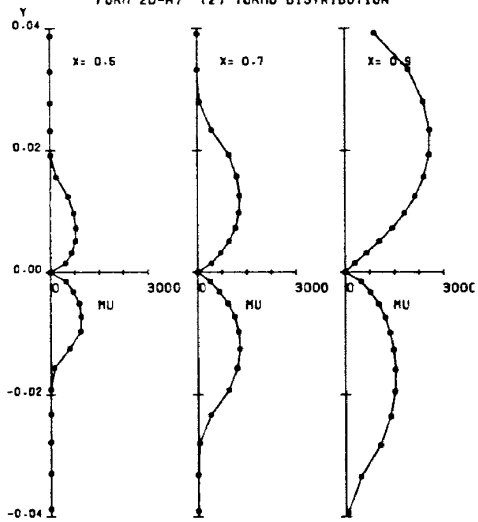
FORM 2D-A7 (1) VELOCITY PROFILE



図A-1-7-2 課題 A-1,  $Re=6 \times 10^6$ , 上面側境界層・後流内渦粘性係数分布  $\mu_t$  vs  $y/C$  (FORM 2D-A7)

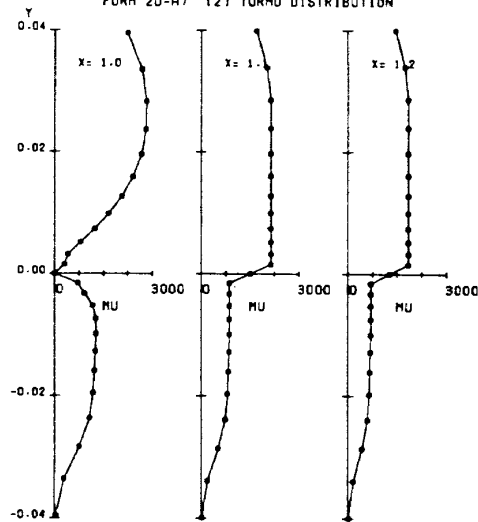
APPL. NO.	2D- 2	M = 0.7500
NAME	Y. NAKAMURA	AL = 1.2350
		RE = 0.60E+07
		CL = 0.6284
		XTRU = 0.0000
		XTRL = 0.0000

FORM 2D-A7 (2) TURMU DISTRIBUTION



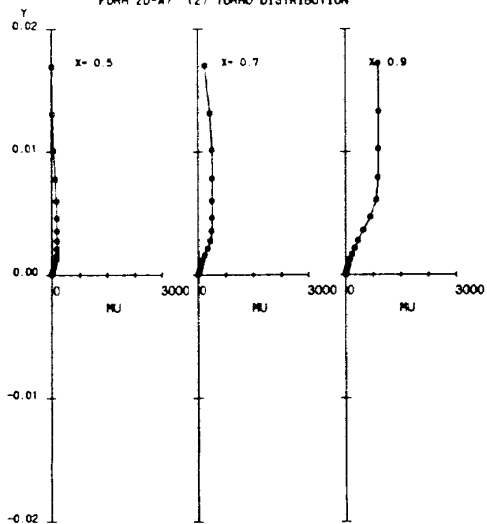
APPL. NO.	2D- 2	M = 0.7500
NAME	Y. NAKAMURA	AL = 1.2350
		RE = 0.60E+07
		CL = 0.6284
		XTRU = 0.0000
		XTRL = 0.0000

FORM 2D-A7 (2) TURMU DISTRIBUTION



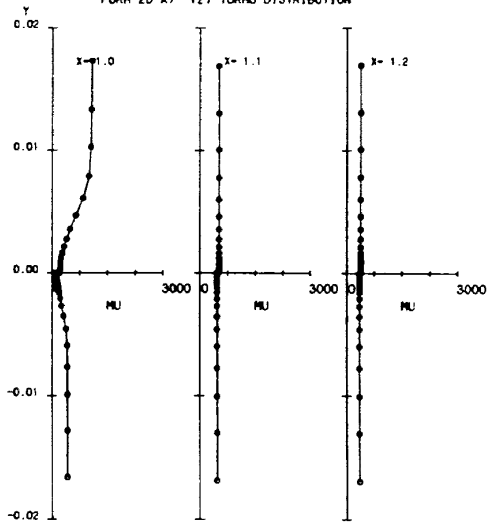
APPL. NO.	2D- 3	M = 0.7500
NAME	K. TANAKA	AL = 0.9000
		RE = 0.60E+07
		CL = 0.6363
		XTRU = 0.0502
		XTRL = 0.0679

FORM 2D-A7 (2) TURMU DISTRIBUTION



APPL. NO.	2D- 3	M = 0.7500
NAME	K. TANAKA	AL = 0.9000
		RE = 0.60E+07
		CL = 0.6363
		XTRU = 0.0502
		XTRL = 0.0679

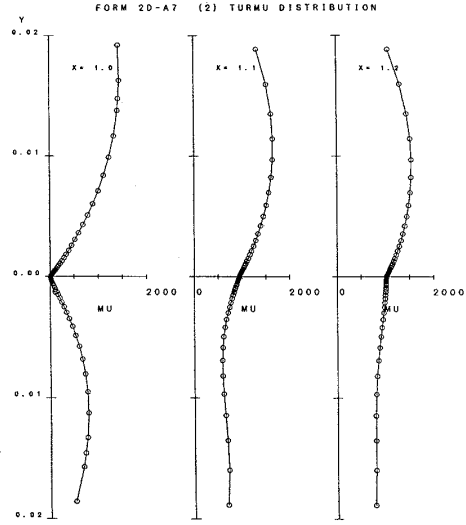
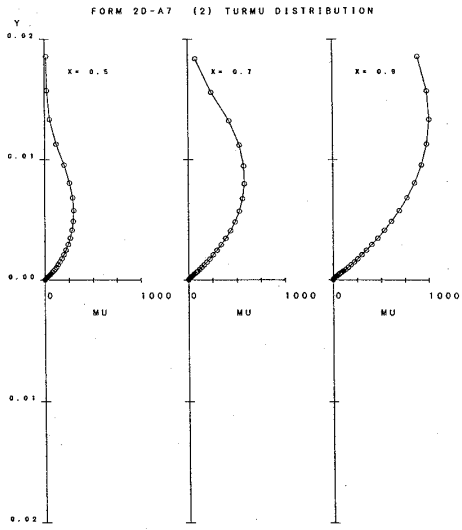
FORM 2D-A7 (2) TURMU DISTRIBUTION



図A-1-7-2(続) 課題 A-1,  $Re=6 \times 10^6$ , 上面側境界層・後流内渦粘性係数分布  $\mu_t$  vs  $y/C$  (FORM 2D-A7)

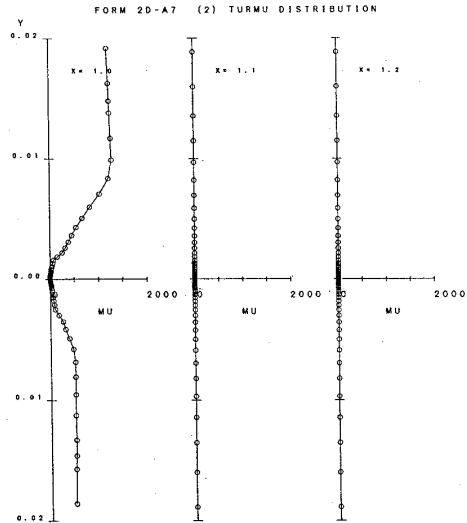
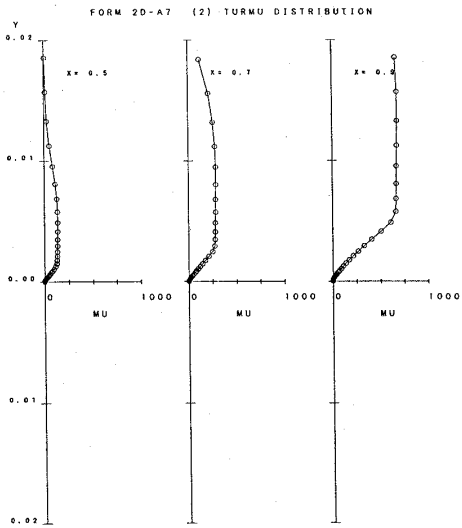
APPL. NO.	2D- 4	M = 0.7500
NAME	e. shima	AL = 0.8000
		RE = 0.60E+07
		CL = 0.6292
		XTRU = 自由遷移
		XTRL = 自由遷移

APPL. NO.	2D- 4	M = 0.7500
NAME	e. shima	AL = 0.8000
		RE = 0.60E+07
		CL = 0.6292
		XTRU = 自由遷移
		XTRL = 自由遷移



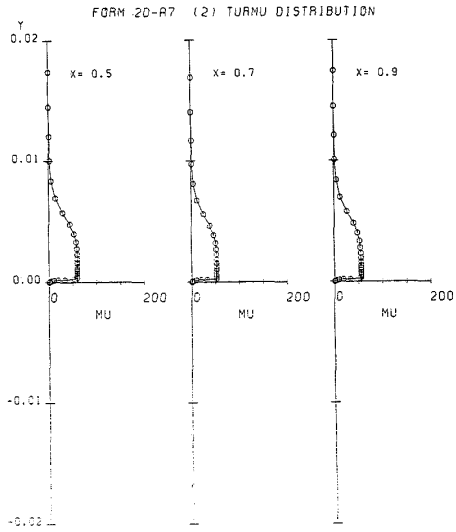
APPL. NO.	2D- 5	M = 0.7500
NAME	e. shima	AL = 0.8100
		RE = 0.60E+07
		CL = 0.6289
		XTRU = 0.000
		XTRL = 0.000

APPL. NO.	2D- 5	M = 0.7500
NAME	e. shima	AL = 0.8100
		RE = 0.60E+07
		CL = 0.6289
		XTRU = 0.000
		XTRL = 0.000

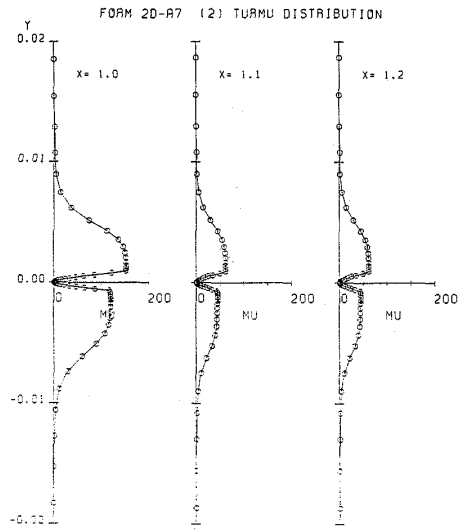


図A-1-7-2(続) 課題 A-1,  $Re=6 \times 10^6$ , 上面側境界層・後流内渦粘性係数分布  $\mu_t$  vs  $y/C$  (FORM 2D-A7)

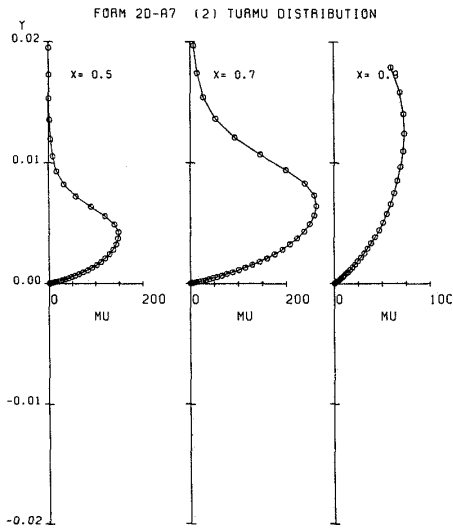
APPL. NO.	2D-7	M = 0.7500
NAME	NISHIKAWA	AL = 0.6610
		RE = 0.60E+07
		CL = 0.5828
		XTRU = 0.0000
		XTRL = 0.0000



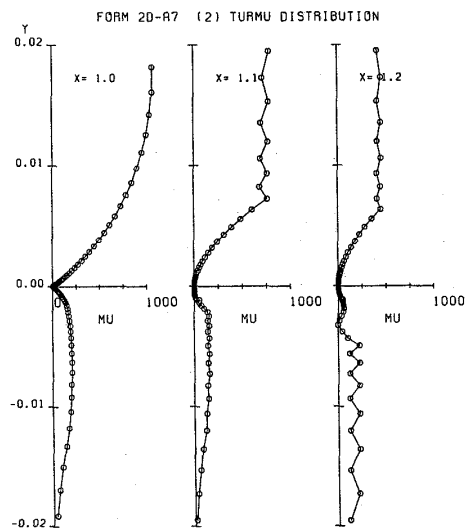
APPL. NO.	2D-7	M = 0.7500
NAME	NISHIKAWA	AL = 0.6610
		RE = 0.60E+07
		CL = 0.5828
		XTRU = 0.0000
		XTRL = 0.0000



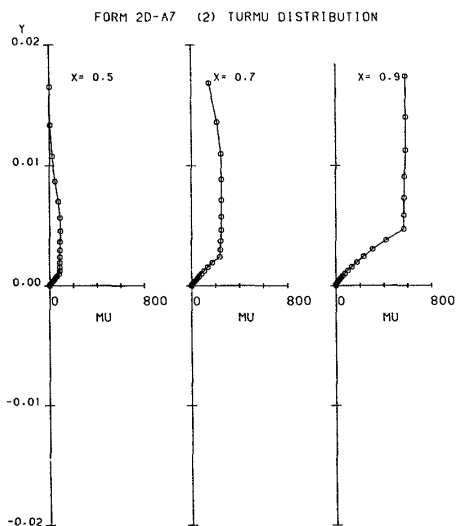
APPL. NO.	2D-8	M = 0.7500
NAME	MATSUSH-JK	AL = 0.6500
		RE = 0.60E+07
		CL = 0.5769
		XTRU = 0.1100
		XTRL = 0.1300



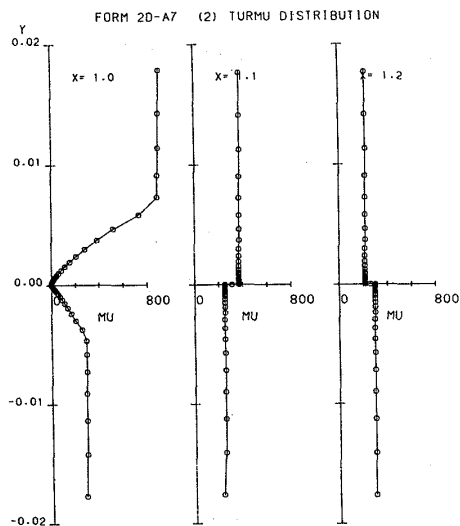
APPL. NO.	2D-8	M = 0.7500
NAME	MATSUSH-JK	AL = 0.6500
		RE = 0.60E+07
		CL = 0.5769
		XTRU = 0.1100
		XTRL = 0.1300



APPL. NO.	2D-9	M = 0.7500
NAME	KAIDEN	AL = 0.5307
		RE = 0.60E+07
		CL = 0.6300



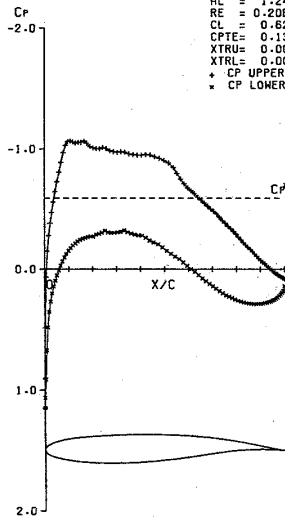
APPL. NO.	2D-9	M = 0.7500
NAME	KAIDEN	AL = 0.5307
		RE = 0.60E+07
		CL = 0.6300



図A-2-1 課題 A-2,  $Re = 20 \times 10^6$ , 表面圧力分布  $C_p$  vs  $x/C$  (FORM 2D-A1)

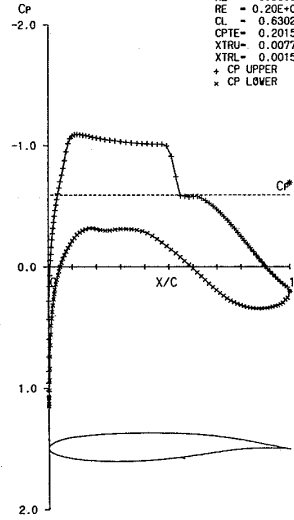
APPL. NO.	2D- 2
NAME	Y. NAKAMURA

FORM 2D-A1 CP VS X/C  
 M = 0.7500  
 AL = 1.2400  
 RE = 0.20E+08  
 CL = 0.6289  
 CPTe = 0.1369  
 XTRU = 0.0000  
 XTRL = 0.0000  
 + CP UPPER  
 \* CP LOWER



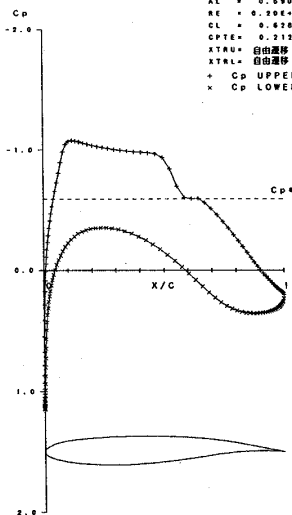
APPL. NO.	2D- 3
NAME	K. TANAKA

FORM 2D-A1 CP VS X/C  
 M = 0.7500  
 AL = 0.9000  
 RE = 0.20E+08  
 CL = 0.6302  
 CPTe = 0.2015  
 XTRU = 0.0077  
 XTRL = 0.0015  
 + CP UPPER  
 \* CP LOWER



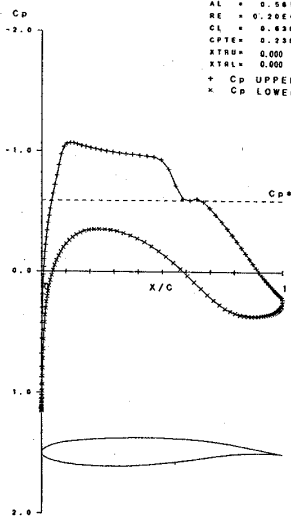
APPL. NO.	2D- 4
NAME	e. shima

FORM 2D-A1 CP VS X/C  
 M = 0.7500  
 AL = 0.6000  
 RE = 0.20E+08  
 CL = 0.6280  
 CPTe = 0.2121  
 XTRU = 自由遷移  
 XTRL = 自由遷移  
 + Cp UPPER  
 \* Cp LOWER



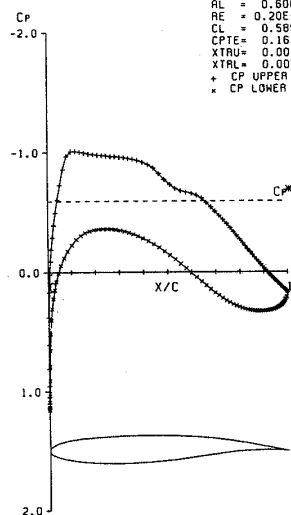
APPL. NO.	2D- 5
NAME	e. shima

FORM 2D-A1 CP VS X/C  
 M = 0.7500  
 AL = 0.6410  
 RE = 0.20E+08  
 CL = 0.6300  
 CPTe = 0.2392  
 XTRU = 0.000  
 XTRL = 0.000  
 + Cp UPPER  
 \* Cp LOWER



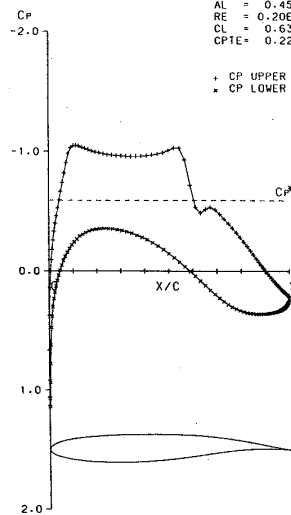
APPL. NO.	2D- 8
NAME	MATSUSH-JK

FORM 2D-A1 CP VS X/C  
 M = 0.7500  
 AL = 0.6000  
 RE = 0.20E+08  
 CL = 0.5851  
 CPTe = 0.1637  
 XTRU = 0.0015  
 XTRL = 0.0075  
 + CP UPPER  
 \* CP LOWER



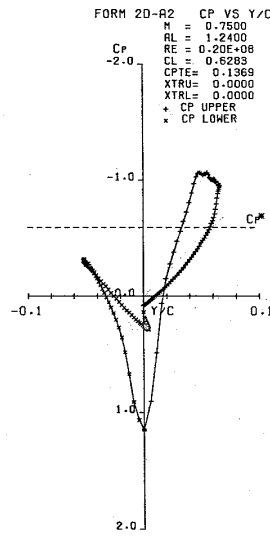
APPL. NO.	2D- 9
NAME	KAIDEN

FORM 2D-A1 CP VS X/C  
 M = 0.7500  
 AL = 0.4500  
 RE = 0.20E+08  
 CL = 0.6303  
 CPTe = 0.2212  
 + CP UPPER  
 \* CP LOWER

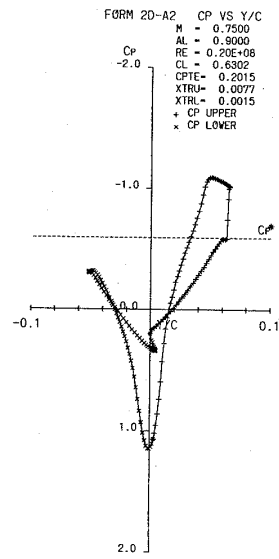


図A-2-2 課題 A-2,  $Re = 20 \times 10^6$ , 表面压力分布  $C_p$  vs  $y/C$  (FORM 2D-A2)

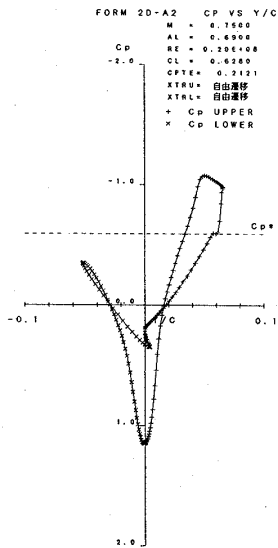
APPL. NO.	2D-2
NAME	Y. NAKAMURA



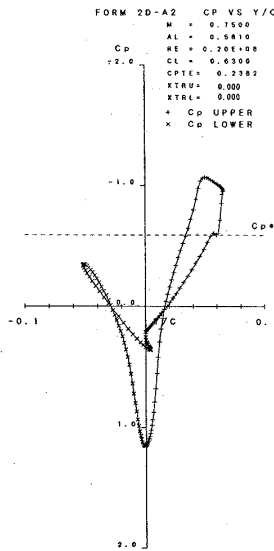
PPL. NO.	2D-3
NAME	K. TANAKA



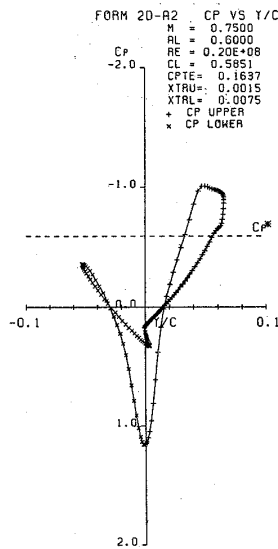
APPL. NO.	2D-4
NAME	e. shima



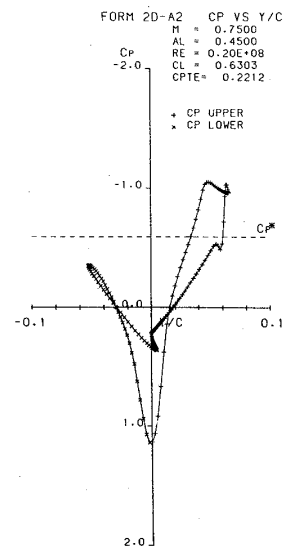
APPL. NO.	2D-5
NAME	e. shima



APPL. NO.	2D-8
NAME	MATSUSH-JK



APPL. NO.	2D-9
NAME	KAIDEN



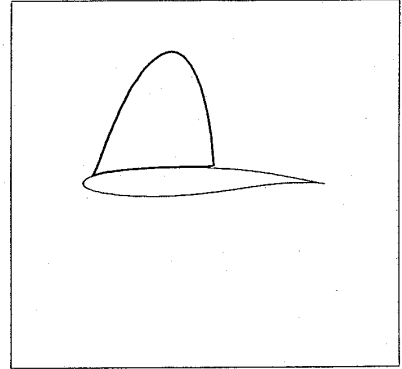
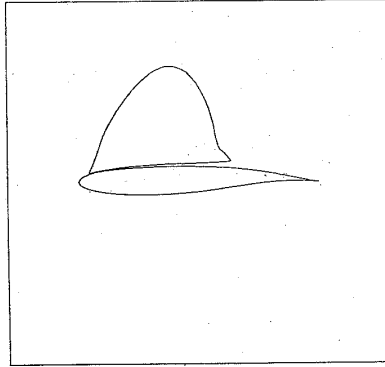


図A-2-3 課題 A-2,  $Re = 20 \times 10^6$ , 等音速線線図

(FORM 2D-A3)

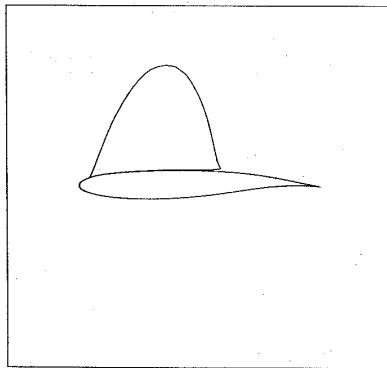
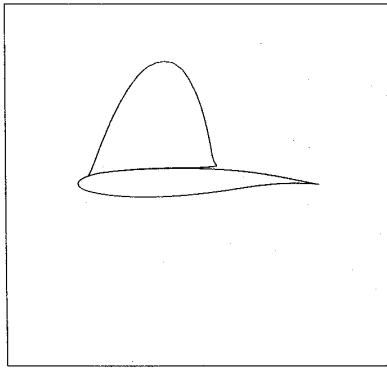
APPL. NO.	2D- 2	M	= 0.7500
NAME	Y. NAKAMURA	AL	= 1.2400
FORM 2D-A3 SONIC LINE		RE	= 0.20E+08
		CL	= 0.6283
		CPTE	= 0.1369
		XTRU	= 0.0000
		XTRL	= 0.0000

APPL. NO.	2D- 3	M	= 0.7500
NAME	K. TANAKA	AL	= 0.9000
FORM 2D-A3 SONIC LINE		RE	= 0.20E+08
		CL	= 0.6302
		CPTE	= 0.2015
		XTRU	= 0.0077
		XTRL	= 0.0015



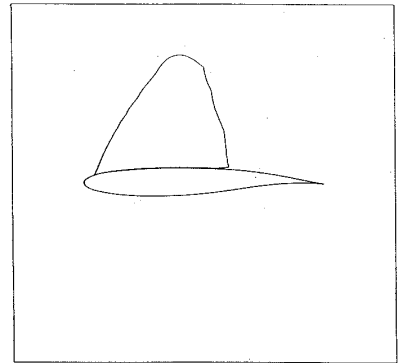
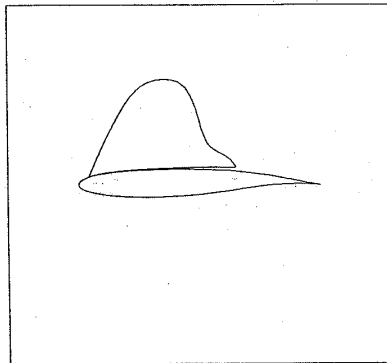
APPL. NO.	2D- 4	M	= 0.7500
NAME	e. shima	AL	= 0.6900
FORM 2D-A3 SONIC LINE		RE	= 0.20E+08
		CL	= 0.6280
		CPTE	= 0.2121
		XTRU	自由遷移
		XTRL	自由遷移

APPL. NO.	2D- 5	M	= 0.7500
NAME	e. shima	AL	= 0.5810
FORM 2D-A3 SONIC LINE		RE	= 0.20E+08
		CL	= 0.6300
		CPTE	= 0.2382
		XTRU	= 0.000
		XTRL	= 0.000



APPL. NO.	2D- 6	M	= 0.7500
NAME	MATSUSH-JK	AL	= 0.6000
FORM 2D-A3 SONIC LINE		RE	= 0.20E+08
		CL	= 0.5851
		CPTE	= 0.1637
		XTRU	= 0.0015
		XTRL	= 0.0075

APPL. NO.	2D- 9	M	= 0.7500
NAME	KAIDEN	AL	= 0.4500
FORM 2D-A3 SONIC LINE		RE	= 0.20E+08
		CL	= 0.6303
		CPTE	= 0.2212



図A-2-4 課題 A-2,  $Re = 20 \times 10^6$ , 等Mach数線図 ( $\Delta M = 0.05$ , 基準値  $M = 1.0$ ) (FORM 2D-A4)

APPL. NO.	2D-2	M	= 0.7500
NAME	Y. NAKAMURA	AL	= 1.2400
		RE	= $0.20E+08$

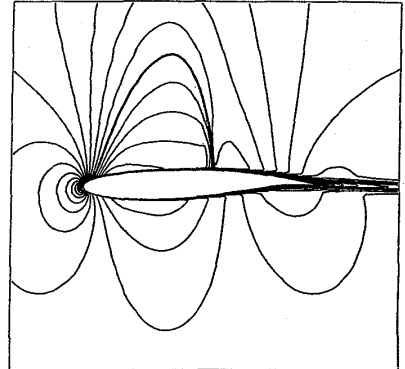
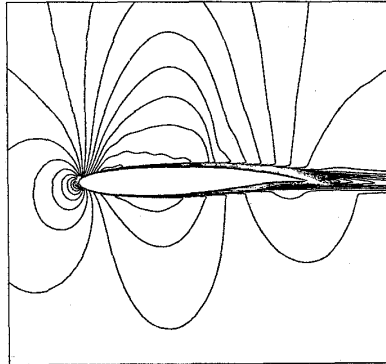
FORM 2D-A4 MACH NUMBER

CL = 0.6283  
 CPTE = 0.1369  
 XTRU = 0.0000  
 XTRL = 0.0000

APPL. NO.	2D-3	M	= 0.7500
NAME	K. TANAKA	AL	= 0.9000
		RE	= $0.20E+08$

FORM 2D-A4 MACH NUMBER

CL = 0.6302  
 CPTE = 0.2015  
 XTRU = 0.0077  
 XTRL = 0.0015



APPL. NO.	2D-4	M	= 0.7500
NAME	e. shima	AL	= 0.6900
		RE	= $0.20E+08$

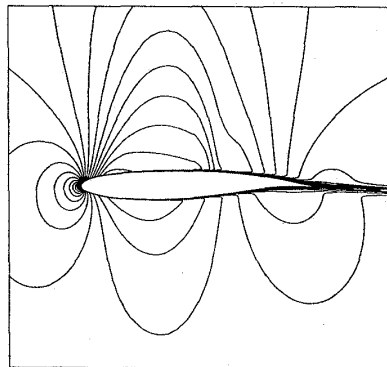
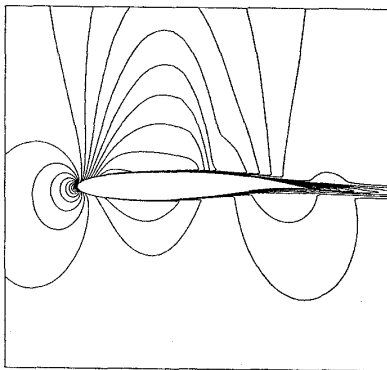
FORM 2D-A4 MACH NUMBER

CL = 0.6280  
 CPTE = 0.1121  
 XTRU = 自由遷移  
 XTRL = 自由遷移

APPL. NO.	2D-5	M	= 0.7500
NAME	e. shima	AL	= 0.5810
		RE	= $0.20E+08$

FORM 2D-A4 MACH NUMBER

CL = 0.6500  
 CPTE = 0.2282  
 XTRU = 0.000  
 XTRL = 0.000



APPL. NO.	2D-8	M	= 0.7500
NAME	MATSUSH-JK	AL	= 0.6000
		RE	= $0.20E+08$

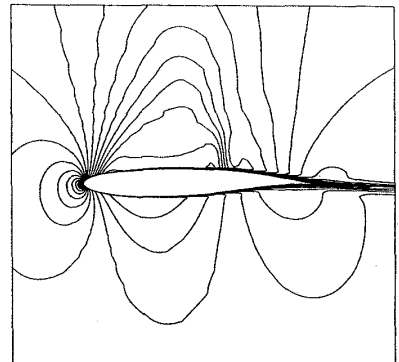
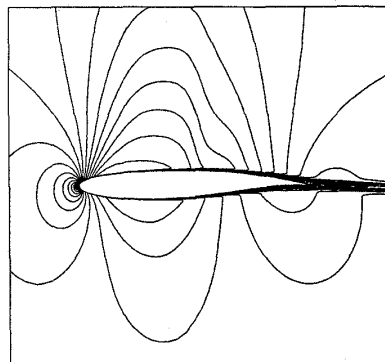
FORM 2D-A4 MACH NUMBER

CL = 0.5851  
 CPTE = 0.1637  
 XTRU = 0.0015  
 XTRL = 0.0075

APPL. NO.	2D-9	M	= 0.7500
NAME	KAIDEN	AL	= 0.4500
		RE	= $0.20E+08$

FORM 2D-A4 MACH NUMBER

CL = 0.6303  
 CPTE = 0.2212



図A-2-5 課題 A-2,  $Re = 20 \times 10^6$ , 等密度線図 ( $\Delta\rho/\rho_\infty = 0.05$ , 基準値  $\rho/\rho_\infty = 1.0$ ) (FORM 2D-A5)

APPL. NO.	2D- 2	M = 0.7500
NAME	Y. NAKAMURA	AL = 1.2400
		RE = 0.20E+08

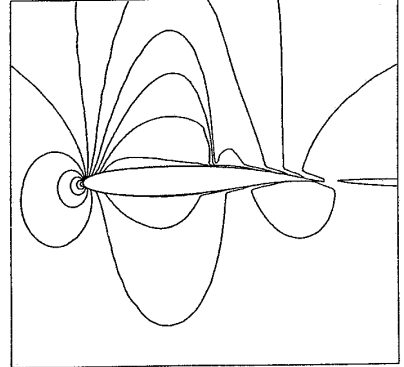
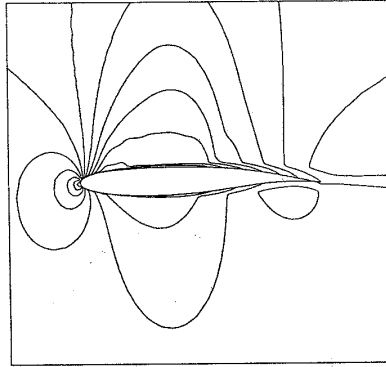
FORM 2D-A5 DENSITY DIST

CL = 0.6283  
 CPTE = 0.1369  
 XTRU = 0.0000  
 XTRL = 0.0000

APPL. NO.	2D- 3	M = 0.7500
NAME	K. TANAKA	AL = 0.9000
		RE = 0.20E+08

FORM 2D-A5 DENSITY DIST

CL = 0.6302  
 CPTE = 0.2015  
 XTRU = 0.0077  
 XTRL = 0.0015



APPL. NO.	2D- 4	M = 0.7500
NAME	e. shima	AL = 0.6900
		RE = 0.20E+08

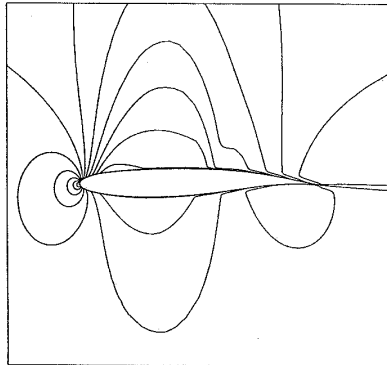
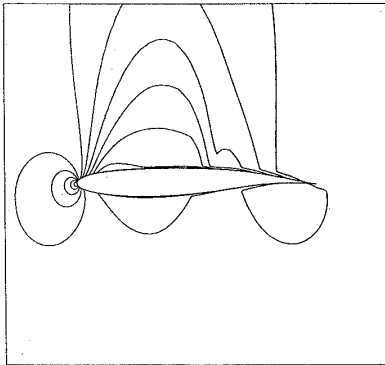
FORM 2D-A5 DENSITY DIST

CL = 0.6290  
 CPTE = 0.2121  
 XTRU = 自由選択  
 XTRL = 自由選択

APPL. NO.	2D- 5	M = 0.7500
NAME	e. shima	AL = 0.5610
		RE = 0.20E+08

FORM 2D-A5 DENSITY DIST

CL = 0.6300  
 CPTE = 0.2382  
 XTRU = 0.000  
 XTRL = 0.000



APPL. NO.	2D- 8	M = 0.7500
NAME	MATSUSHI-JK	AL = 0.6000
		RE = 0.20E+08

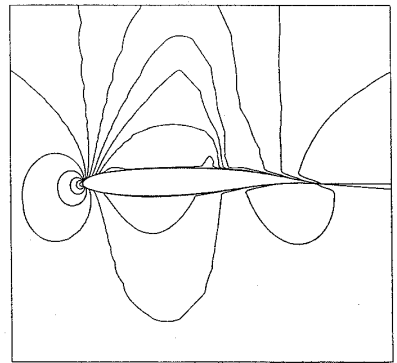
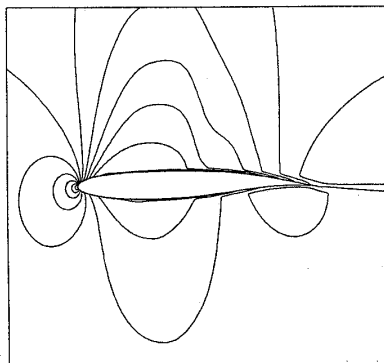
FORM 2D-A5 DENSITY DIST

CL = 0.5851  
 CPTE = 0.1637  
 XTRU = 0.0015  
 XTRL = 0.0075

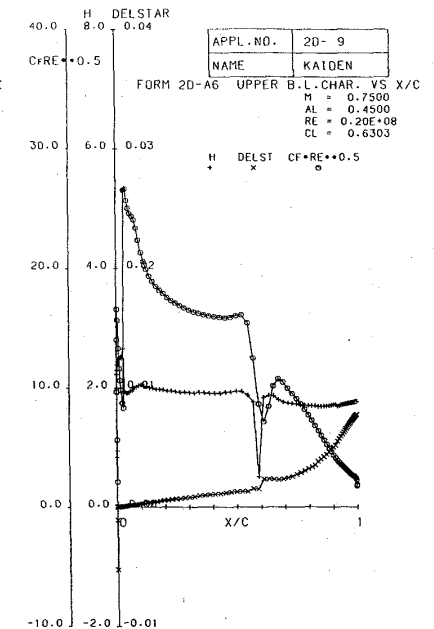
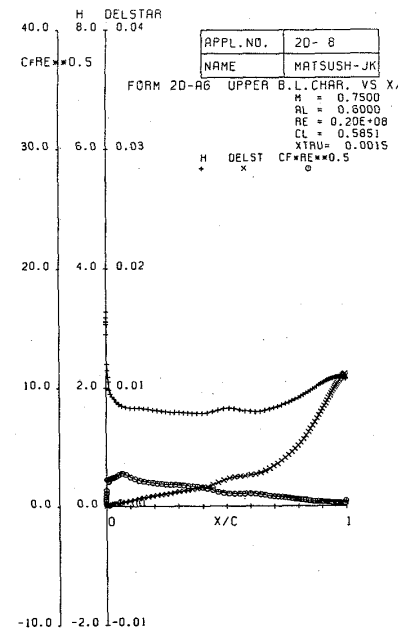
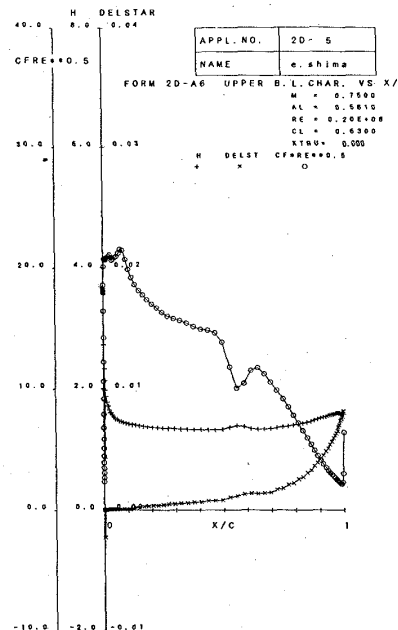
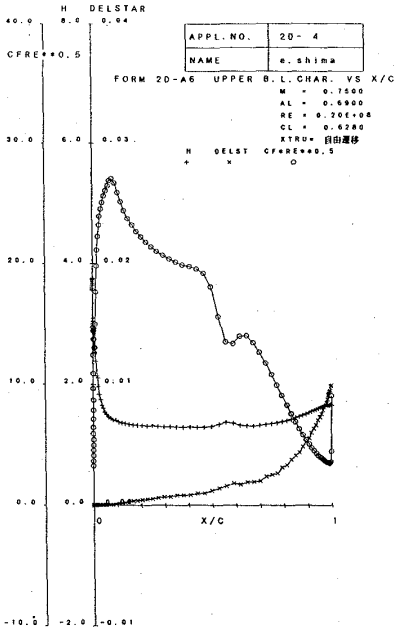
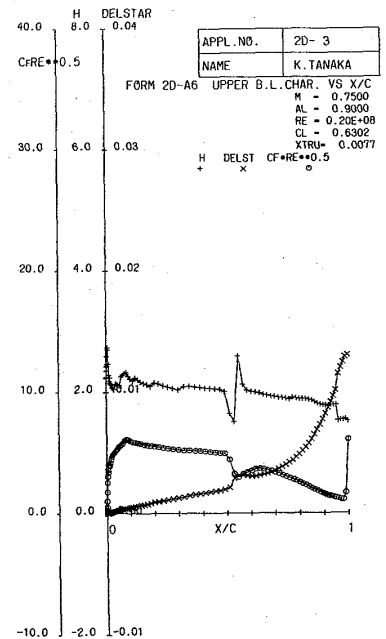
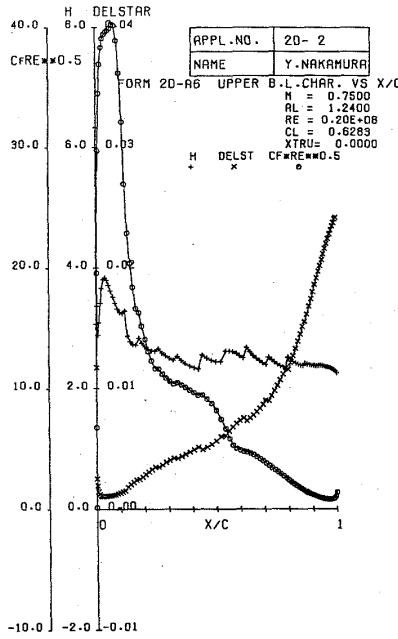
APPL. NO.	2D- 9	M = 0.7500
NAME	KAIDEN	AL = 0.4500
		RE = 0.20E+08

FORM 2D-A5 DENSITY DIST

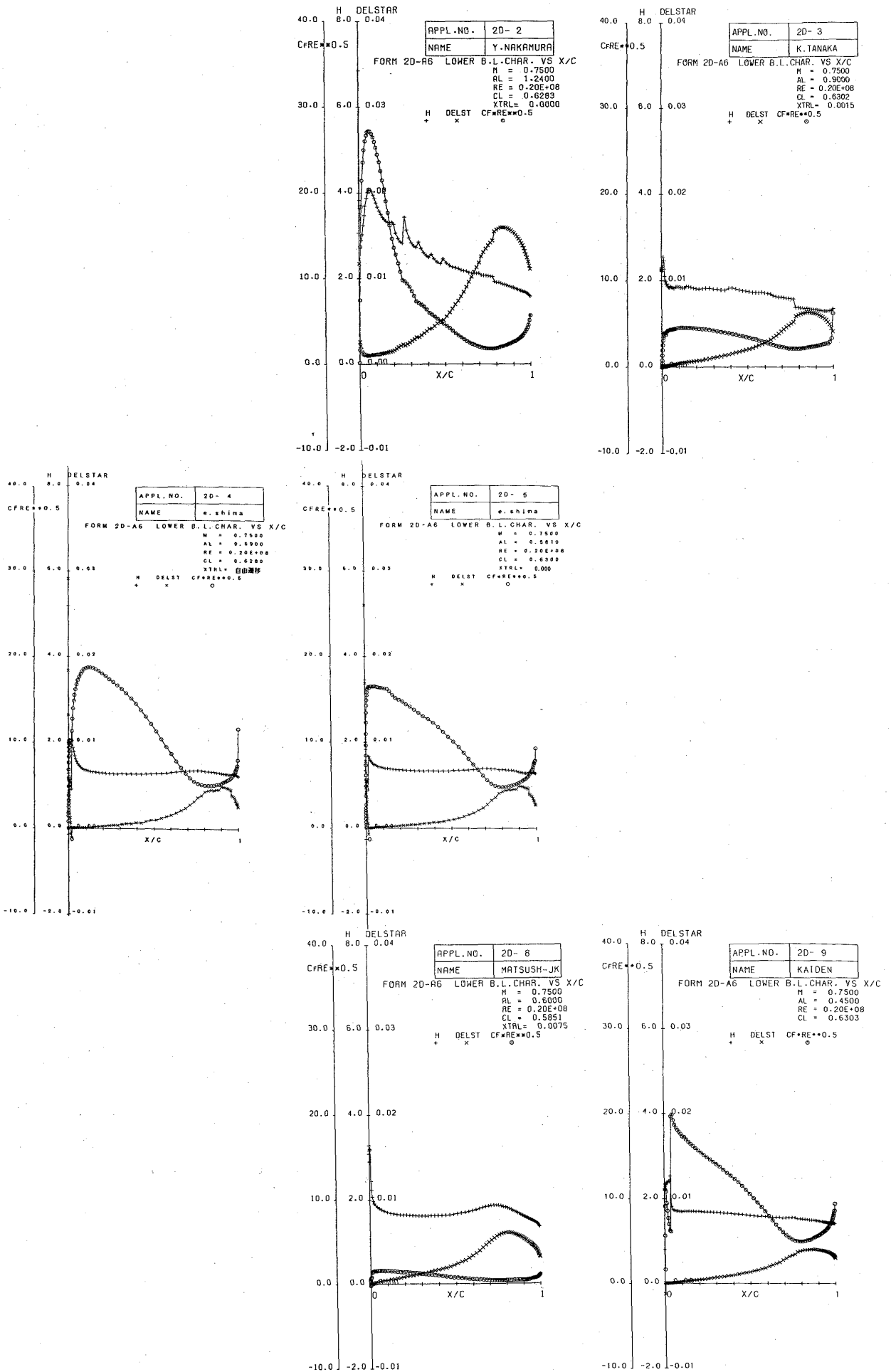
CL = 0.6303  
 CPTE = 0.2212



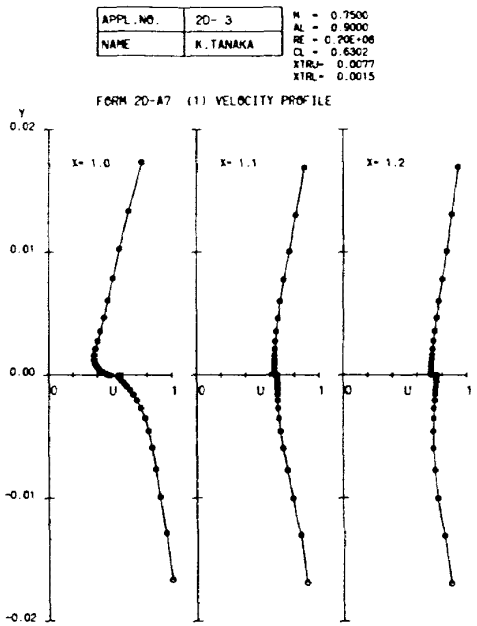
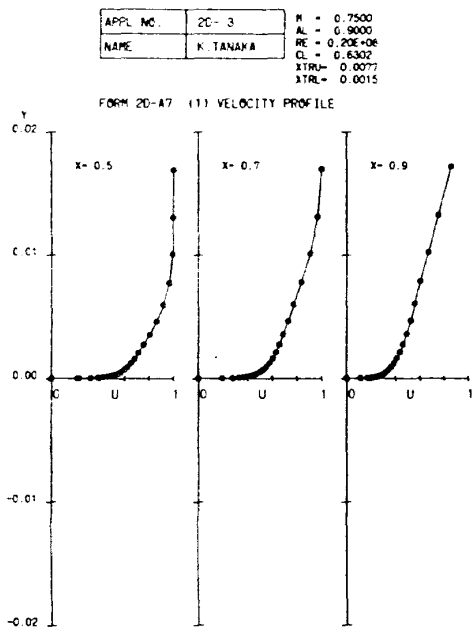
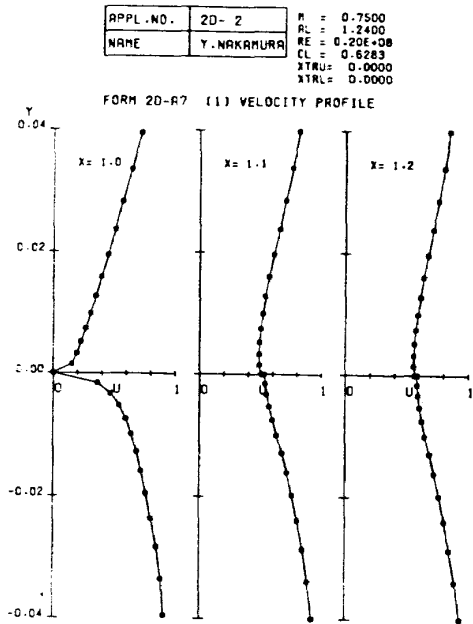
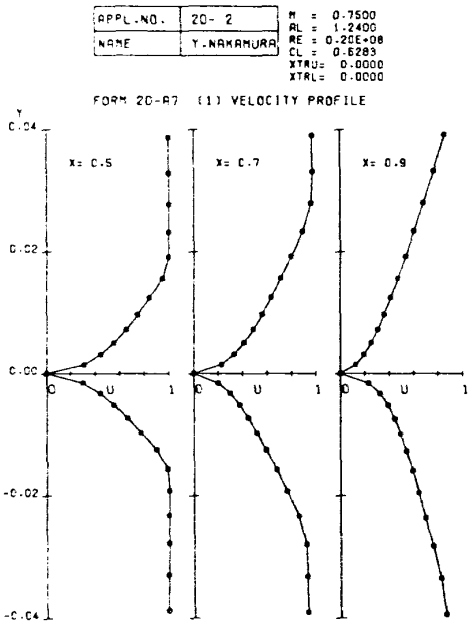
図A-2-6-1 課題 A-2,  $Re = 20 \times 10^6$ , 上面側境界層特性 ( $C_f Re^{1/2}$ ,  $H$ ,  $\delta^*$ ) vs  $x/C$  (FORM 2D-A6)



図A-2-6-2 課題 A-2,  $Re = 20 \times 10^6$ , 下面側境界層特性 ( $C_f Re^{1/2}$ ,  $H$ ,  $\delta^*$ ) vs  $x/C$  (FORM 2D-A6)



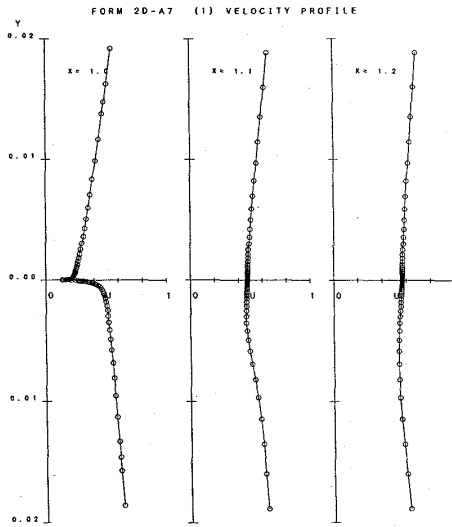
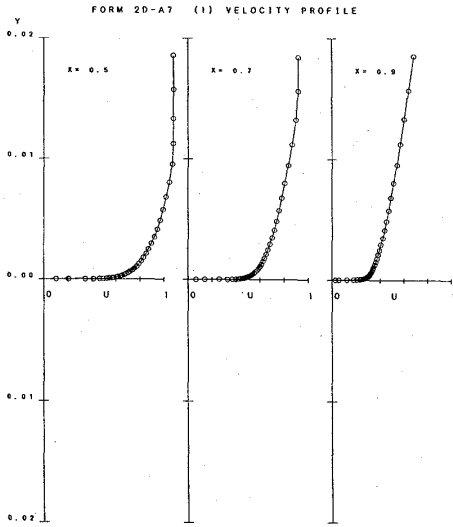
図A-2-7-1 課題 A-2,  $Re = 20 \times 10^6$ , 上面側境界層・後流内速度分布  $u/U_\infty$  vs  $y/C$  (FORM 2D-A7)



図A-2-7-1(続) 課題 A-2,  $Re = 20 \times 10^6$ , 上面側境界層・後流内速度分布  $u/U_\infty$  vs  $y/C$  (FORM 2D-A7)

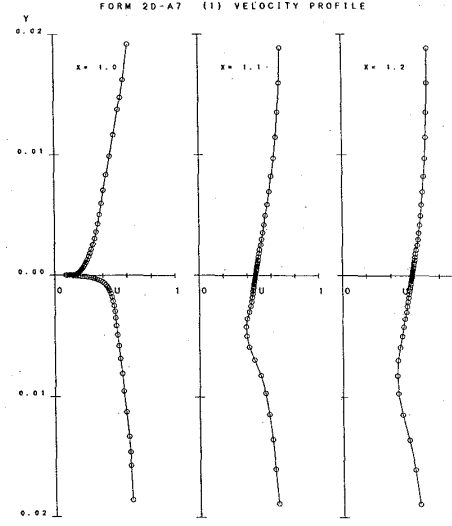
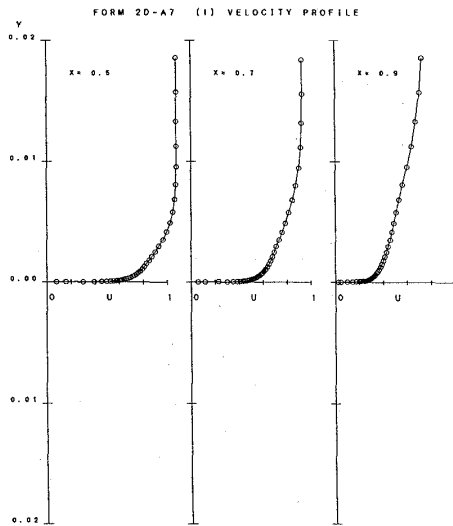
APPL. NO.	2D-4	M = 0.7500
		AL = 0.6900
NAME	e. shima	RE = 0.20E+08
		CL = 0.6300
		XTRU = 自由遷移
		XTRL = 自由遷移

APPL. NO.	2D-4	M = 0.7500
		AL = 0.6900
NAME	e. shima	RE = 0.20E+08
		CL = 0.6300
		XTRU = 自由遷移
		XTRL = 自由遷移



APPL. NO.	2D-5	M = 0.7500
		AL = 0.5810
NAME	e. shima	RE = 0.20E+08
		CL = 0.6300
		XTRU = 0.000
		XTRL = 0.000

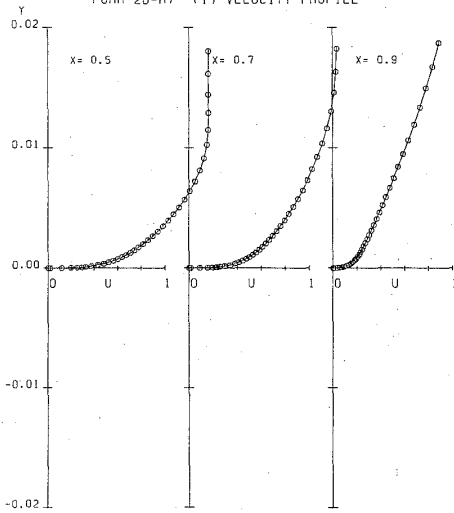
APPL. NO.	2D-5	M = 0.7500
		AL = 0.5810
NAME	e. shima	RE = 0.20E+08
		CL = 0.6300
		XTRU = 0.000
		XTRL = 0.000



図A-2-7-1(続) 課題 A-2,  $Re = 20 \times 10^6$ , 上面側境界層・後流内速度分布  $u/U_\infty$  vs  $y/C$  (FORM 2D-A7)

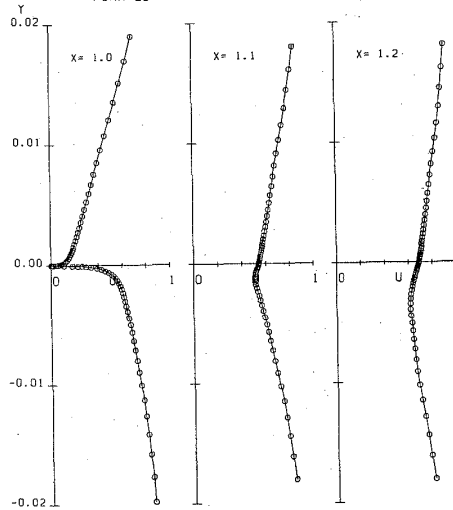
APPL. NO.	2D- 8	M = 0.7500
NAME	MATSUSH-JK	AL = 0.6000
		RE = 0.20E+08
		CL = 0.5851
		XTRU = 0.0015
		XTRL = 0.0075

FORM 2D-A7 (1) VELOCITY PROFILE



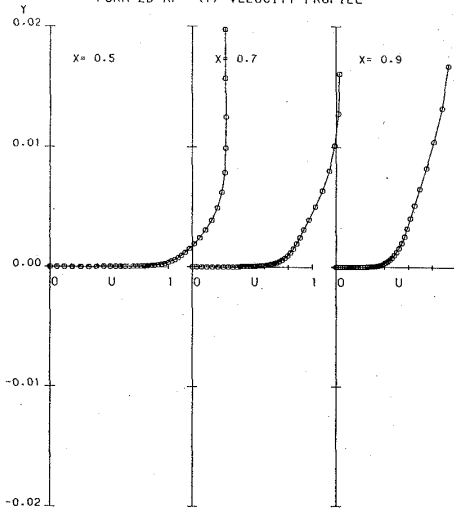
APPL. NO.	2D- 8	M = 0.7500
NAME	MATSUSH-JK	AL = 0.6000
		RE = 0.20E+08
		CL = 0.5851
		XTRU = 0.0015
		XTRL = 0.0075

FORM 2D-A7 (1) VELOCITY PROFILE



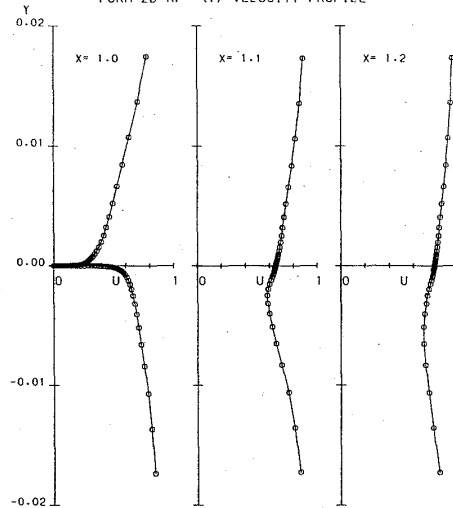
APPL. NO.	2D- 9	M = 0.7500
NAME	KAIDEN	AL = 0.4500
		RE = 0.20E+08
		CL = 0.6303

FORM 2D-A7 (1) VELOCITY PROFILE



APPL. NO.	2D- 9	M = 0.7500
NAME	KAIDEN	AL = 0.4500
		RE = 0.20E+08
		CL = 0.6303

FORM 2D-A7 (1) VELOCITY PROFILE



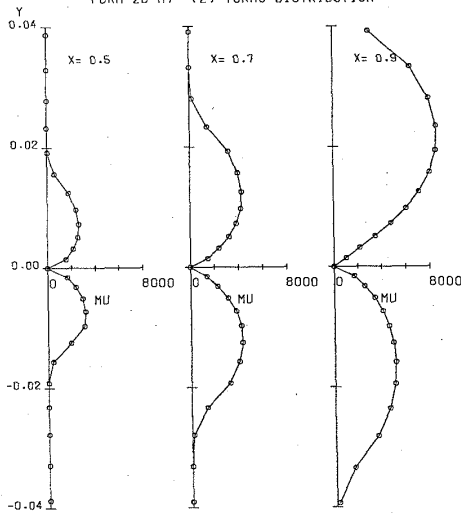


図A-2-7-2. 課題 A-2,  $Re = 20 \times 10^6$ , 上面側境界層・後流内渦粘性係数分布  $\mu_t$  vs  $y/C$  (FORM 2D-A7)

APPL. NO.	2D- 2
NAME	Y. NAKAMURA

M = 0.7500  
AL = 1.2400  
RE = 0.20E+08  
CL = 0.6283  
XTRU = 0.0000  
XTRL = 0.0000

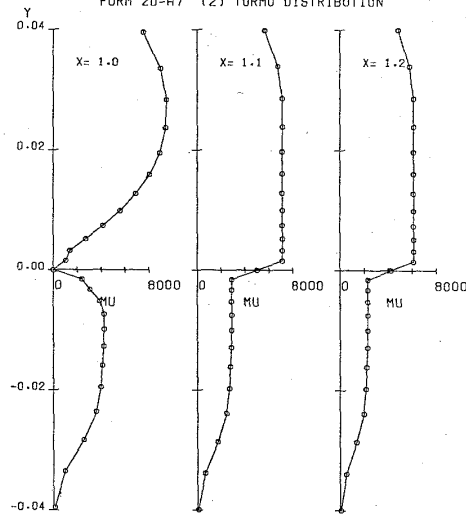
FORM 2D-A7 (2) TURMU DISTRIBUTION



APPL. NO.	2D- 2
NAME	Y. NAKAMURA

M = 0.7500  
AL = 1.2400  
RE = 0.20E+08  
CL = 0.6283  
XTRU = 0.0000  
XTRL = 0.0000

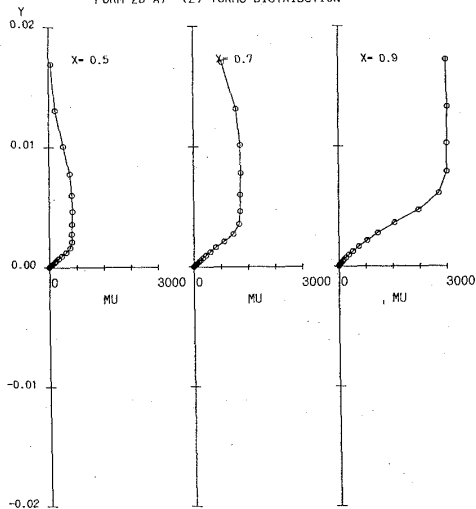
FORM 2D-A7 (2) TURMU DISTRIBUTION



APPL. NO.	2D- 3
NAME	K. TANAKA

M = 0.7500  
AL = 0.9000  
RE = 0.20E+08  
CL = 0.6302  
XTRU = 0.0077  
XTRL = 0.0015

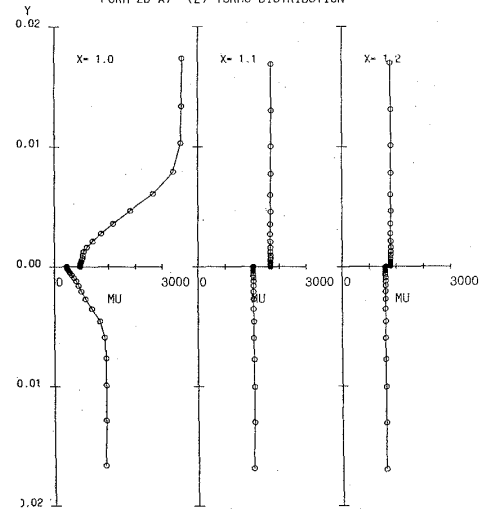
FORM 2D-A7 (2) TURMU DISTRIBUTION



APPL. NO.	2D- 3
NAME	K. TANAKA

M = 0.7500  
AL = 0.9000  
RE = 0.20E+08  
CL = 0.6302  
XTRU = 0.0077  
XTRL = 0.0015

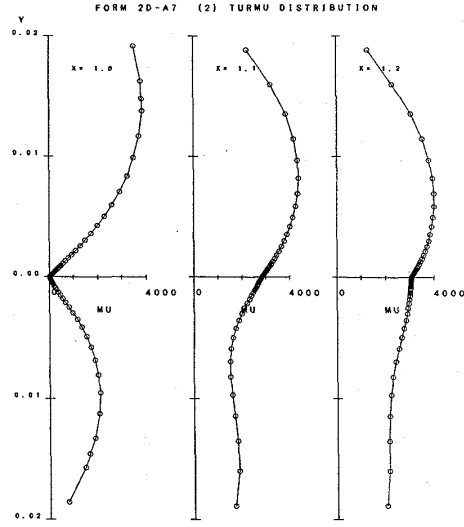
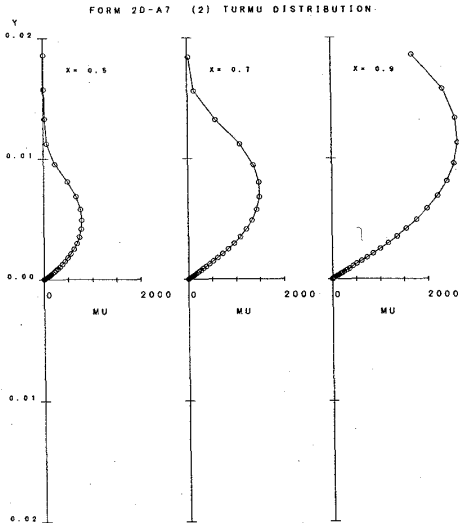
FORM 2D-A7 (2) TURMU DISTRIBUTION



図A-2-7-2(続) 課題 A-2,  $Re = 20 \times 10^6$ , 上面側境界層・後流内渦粘性係数分布  $\mu_t$  vs  $y/C$  (FORM 2D-A7)

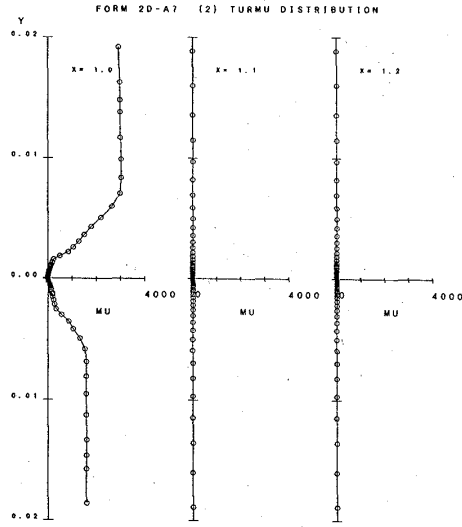
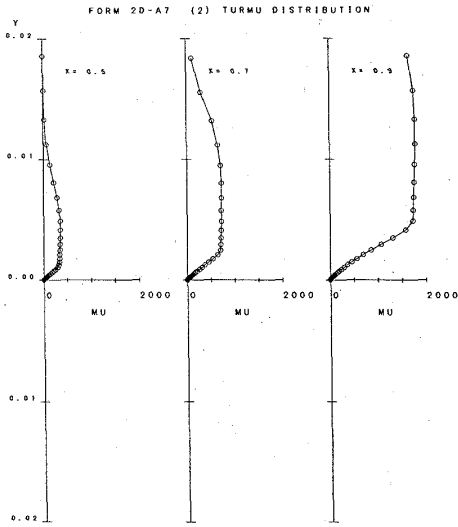
APPL. NO.	2D-4	M = 0.7500
NAME	e. shima	AL = 0.6500
		RE = 0.35E+08
		CL = 0.6280
		XTRU = 自由遷移
		XTRL = 自由遷移

APPL. NO.	2D-4	M = 0.7500
NAME	e. shima	AL = 0.6500
		RE = 0.35E+08
		CL = 0.6280
		XTRU = 自由遷移
		XTRL = 自由遷移

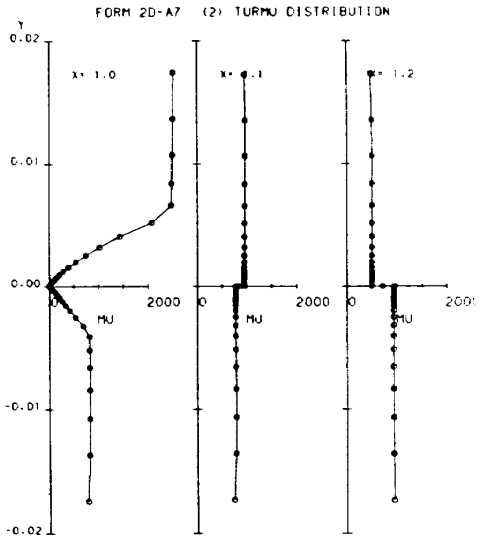
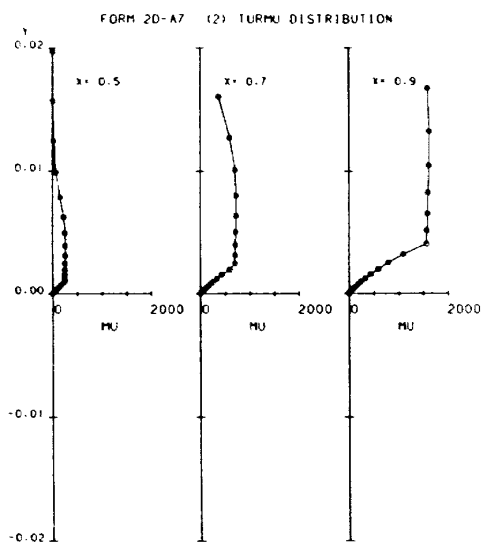
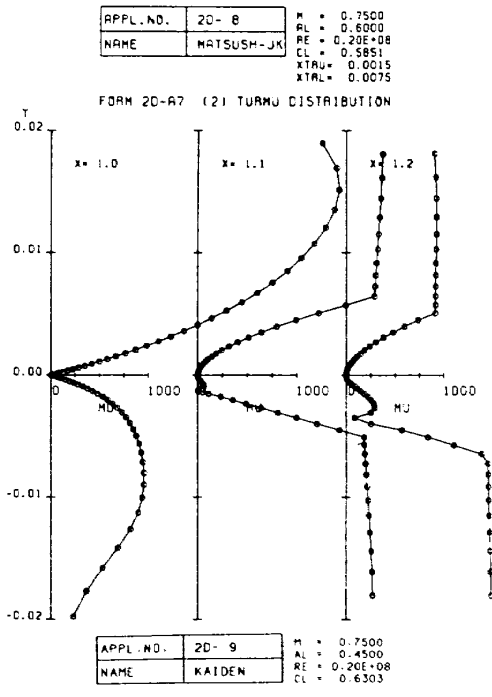
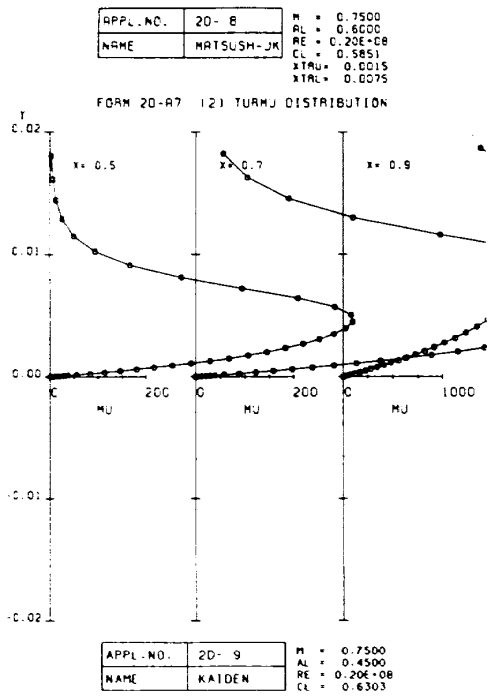


APPL. NO.	2D-5	M = 0.7500
NAME	e. shima	AL = 0.5870
		RE = 0.20E+08
		CL = 0.6300
		XTRU = 0.000
		XTRL = 0.000

APPL. NO.	2D-5	M = 0.7500
NAME	e. shima	AL = 0.5870
		RE = 0.20E+08
		CL = 0.6300
		XTRU = 0.000
		XTRL = 0.000

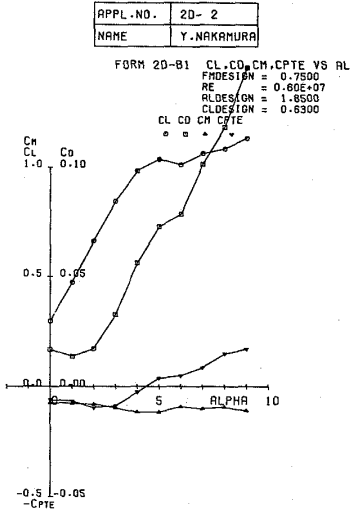


図A-2-7-2(続) 課題 A-2,  $Re = 20 \times 10^6$ , 上面側境界層・後流内渦粘性係数分布  $\mu_t$  vs  $y/C$  (FORM 2D-A7)

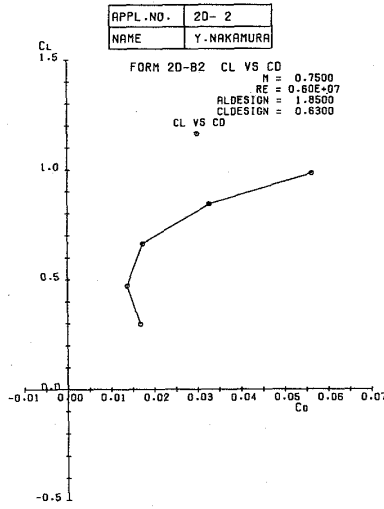


図B-1 課題 B-1,  $Re = 6 \times 10^6$ , 設計点近傍の空力特性 ( $\alpha$ スイープ,  $M_\infty$ スイープ)

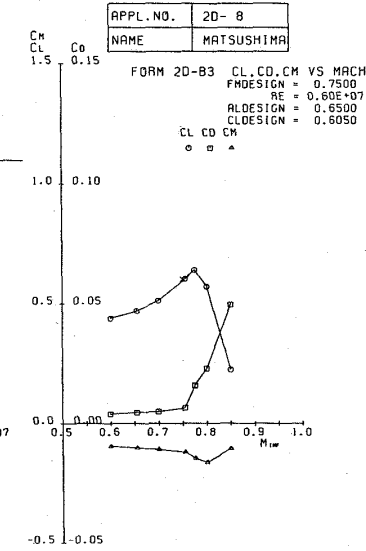
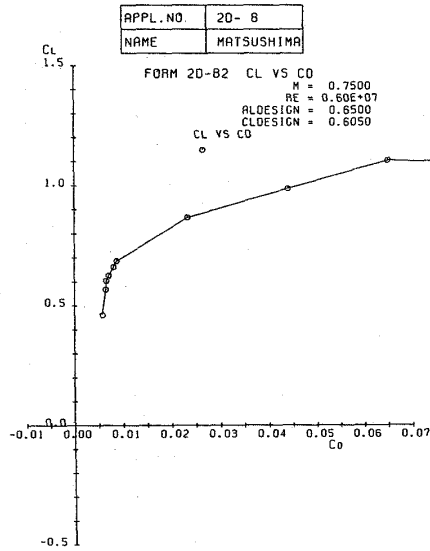
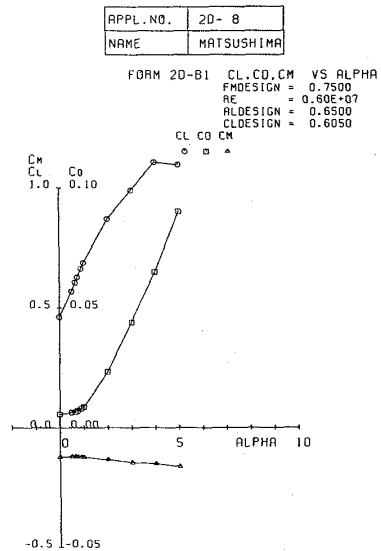
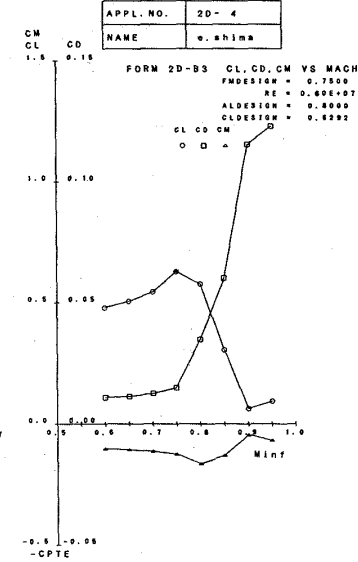
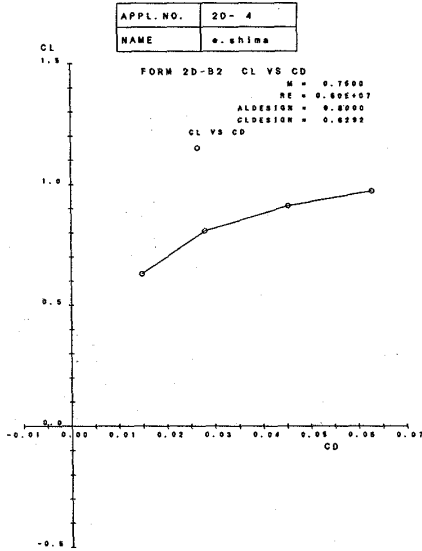
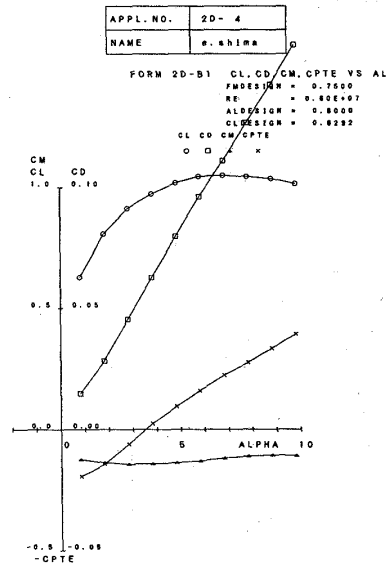
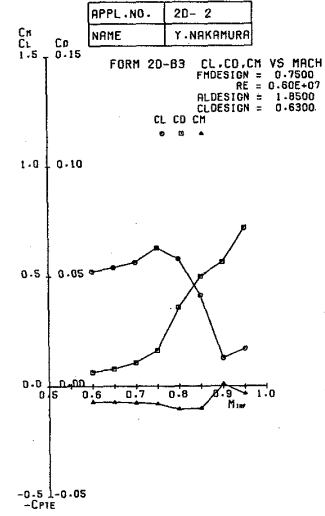
(1)  $C_l, C_d, C_m$  vs  $\alpha$ ,



(2)  $C_l$  vs  $C_d$ ,



(3)  $C_l, C_d, C_m$  vs  $M_\infty$  (FORM 2D-B1, B2, B3)

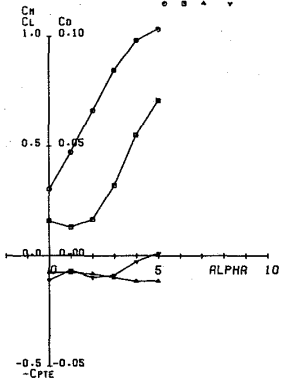


図B-2 課題 B-2,  $Re = 20 \times 10^6$ , 設計点近傍の空力特性 ( $\alpha$ スイープ,  $M_\infty$ スイープ)

(1)  $C_l, C_d, C_m$  vs  $\alpha$ ,

APPL. NO.	2D- 2
NAME	Y. NAKAMURA

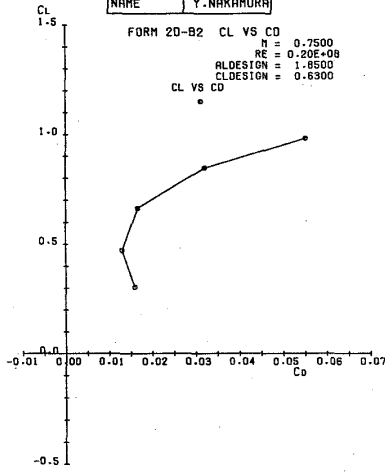
FORM 2D-B1 CL, CD, CM, CPTC VS AL  
 FMDESIGN = 0.7500  
 RE = 0.20E+08  
 ALDESIGN = 1.8500  
 CLDESIGN = 0.6300



(2)  $C_l$  vs  $C_d$ ,

APPL. NO.	2D- 2
NAME	Y. NAKAMURA

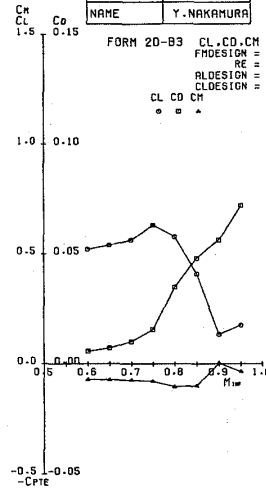
FORM 2D-B2 CL VS CD  
 M = 0.7500  
 RE = 0.20E+08  
 ALDESIGN = 1.8500  
 CLDESIGN = 0.6300



(3)  $C_l, C_d, C_m$  vs  $M_\infty$  (FORM 2D-B1, B2, B3)

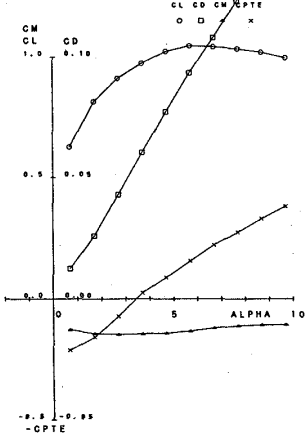
APPL. NO.	2D- 2
NAME	Y. NAKAMURA

FORM 2D-B3 CL, CD, CM VS MACH  
 FMDESIGN = 0.7500  
 RE = 0.20E+08  
 ALDESIGN = 1.8500  
 CLDESIGN = 0.6300



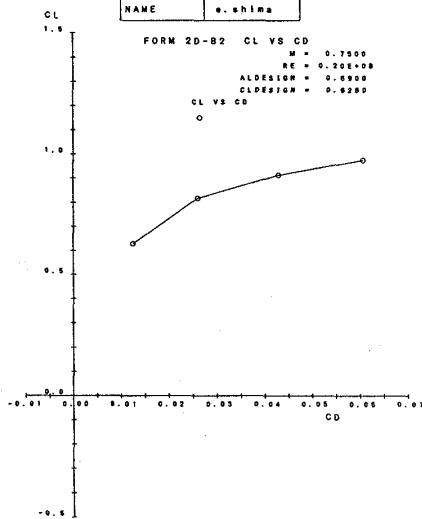
APPL. NO.	2D- 4
NAME	w. shima

FORM 2D-B1 CL, CD, CM, CPTC VS AL  
 FMDESIGN = 0.7500  
 RE = 0.20E+08  
 ALDESIGN = 0.8900  
 CLDESIGN = 0.6280



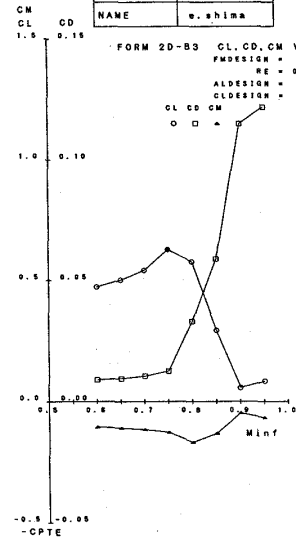
APPL. NO.	2D- 4
NAME	w. shima

FORM 2D-B2 CL VS CD  
 M = 0.7500  
 RE = 0.20E+08  
 ALDESIGN = 0.8900  
 CLDESIGN = 0.6280



APPL. NO.	2D- 4
NAME	w. shima

FORM 2D-B3 CL, CD, CM VS MACH  
 FMDESIGN = 0.7500  
 RE = 0.20E+08  
 ALDESIGN = 0.8900  
 CLDESIGN = 0.6280





## 3次元部門課題

## ONERA M5 全機形態まわりの流れの解析

オーガナイザー: 中道 二郎

Description of 3D problem: Flow Analysis Around ONERA Model M5 Configuration

Organizer: Jiro Nakamichi, National Aerospace Laboratory

## ABSTRACT

Description of 3D Problem is given. It consists of Problem A, B and C, concerning flow analysis around ONERA M5 configuration. Problem A is to compute the flow at freestream conditions of Mach number, 0.84, Reynolds number,  $1 \times 10^6$  and angle of attack,  $\alpha = -1^\circ$ , with free transition condition. Problem B is to compute the flow at freestream conditions of Mach number, 0.84, Reynolds number,  $6 \times 10^7$  and angle of attack,  $\alpha = -1^\circ$  with full turbulence condition. Problem C is to compute the aerodynamic characteristics of the model at freestream conditions of Mach number, 0.84, Reynolds number,  $2 \times 10^6$  and angles of attack,  $\alpha = -3^\circ, -2^\circ$  and  $-1^\circ$ , and to make plots of  $C_L - \alpha$ ,  $C_L - C_D$  and  $C_L - C_M$  curves. The output formats are specified for all computed results.

ONERA M5 模型は、欧米の主要遷音速風洞の風洞壁干渉あるいは気流特性を明確にする目的で、1969年にONERA (フランス国立航空研究所) によって始められた大規模な対応風洞試験に使われた標準相似模型のひとつである。典型的な輸送機タイプの全機形態模型であり、設計マッハ数は0.84、一連の相似模型のなかでは最も大きい(スパンが0.982m)。航空宇宙技術研究所でも、1989年に当所の2m x 2m遷音速風洞で対応風洞試験が実施され、これらの結果についてはNAL技術資料(TM-616(1990))等に詳細な報告がある。

応募の対象とする計算モデル、数値解法はポテンシャル流れ、Euler流れ(FDM、FEM、その他、あるいはそれらに境界層補正を組込んだ手法)、Navier-Stokes流れ(FDM、FEM、その他)に対する解法すべて含みます。課題は以下の3件からなり、A、Bのみでも結構ですが、できればCも合わせて応募していただきたい。

## 課題 A

一様流 Mach数  $M_\infty = 0.84$ 、Reynolds数  $1 \times 10^6$ 、迎角  $\alpha = -1^\circ$  の自由遷移の条件で流れを求めそれらの結果について以下の(1)~(11)までの諸量および線図をプロットする。

## 課題 B

一様流 Mach数  $M_\infty = 0.84$ 、Reynolds数  $6 \times 10^7$ 、迎角  $\alpha = -1^\circ$  全域乱流条件で流れを求めそれらの結果について以下の(1)~(10)までの諸量および線図をプロットする。

Reynolds数は  $\bar{c}$  基準とする。抵抗は Fore Body 成分のみとする。

- (1) 格子構造の概略がわかる格子図(透視図が望ましい)  
(Form 3D-AB1)
- (2) 主翼断面位置 S1, S2, S3, S'4, S'5 の  $C_p$  分布  
(Form 3D-AB2)
- (3) 胴体対称面内上下面の  $C_p$  分布 (Form 3D-AB3)
- (4) 主翼の上下面  $C_p$  コンタ (Form 3D-AB4)
- (5) 機体表面上の  $C_p$  コンタ (Form 3D-AB5)
- (6) 水平尾翼 H1, H2, H3 断面の  $C_p$  分布 (Form 3D-AB6)
- (7) 垂直尾翼 V1, V2 断面の  $C_p$  分布 (Form 3D-AB7)
- (8) 主翼、胴体、垂直尾翼、水平尾翼の要素毎の  $C_d$  の値 (Form 3D-AB8)
- (9) 主翼20%~100% スパン間の10%スパン毎の一様流に平行な8翼素の  $C_L$ 、 $C_D$ 、 $C_M$  の値

- ( $C_M$ は37.5%コード軸まわり) (Form 3D-AB9)  
(10) 全機  $C_L$ 、 $C_D$ 、 $C_M$  の値 ( $C_M$ は25% $\bar{c}$ まわり)  
(Form 3D-AB10)  
(11) 主翼翼面上遷移点図 (Form 3D-A11)

## 課題 C

一様流 Mach数  $M_\infty = 0.84$ 、Reynolds数  $2 \times 10^6$ 、迎角  $\alpha = -3^\circ, -2^\circ, -1^\circ$  の自由遷移の条件で流れを求めそれらの結果について  $C_L - \alpha$  (Form 3D-C1)、 $C_L - C_D$  (Form 3D-C2) および  $C_L - C_M$  (Form 3D-C3) をプロットする。(  $C_M$ は25% $\bar{c}$ まわり)

但し、課題A、B、Cで、すべての  $C_d$  ( $C_{dp}$ ) は圧力抵抗  $C_{dp}$  ( $C_{dp}$ ) と摩擦抵抗  $C_{df}$  ( $C_{df}$ ) に分けることとする。

非粘性計算を行う場合はすべての課題において粘性に係わる記述は無視することとし、課題A、課題Bは同一課題とする。

S1, S2, S3, S'4, S'5、H1, H2, H3、V1, V2 の各断面に関しては付図1参照のこと。

各図の Format に関しては追ってお知らせします。

## 参考文献

- (1) 沢田他、「2m x 2m遷音速風洞におけるONERA標準模型試験結果」航空宇宙技術研究所 TM-616、1990
- (2) Staff of the Second Aerodynamics Division 'Results of the Test on ONERA Calibration Model M5 in NAL 2m x 2m Transonic Wind Tunnel', NAL TR-774T, 1983
- (3) Ph. Poisson-Quinton, X. Vaucheret 'Prediction of Aerodynamic Characteristic of an Aircraft From a Correlation of Results on a Calibration Model Tested in Various Large Transonic Tunnels' AGARD CP-242, 1977
- (4) 'Experimental Data Base for Computer Program Assessment, Report of the Fluid Dynamics Panel Working Group 04', AGARD Report No. 138, 1979

ONERA M-5 形状定義 (付図 2 参照)

注: X 軸は胴体中心線。先端を原点とし後方正  
 y 軸は翼幅方向右翼方向正  
 Z 軸は上方正

(1) 胴体

1. 前胴部  $0.0 \text{ m} < x < 0.3105 \text{ m}$   
 $L_0/D = 2.5$  の回転楕円体  
 $L_0 = 0.3105 \text{ m}$   
 $D = 0.1242 \text{ m}$
  2. 中胴部  $0.3105 \text{ m} < x < 0.7038 \text{ m}$   
 $D = 0.1242 \text{ m}$  の円筒
  3. 後胴部  $0.7038 \text{ m} < x < 0.9729 \text{ m}$   
 $L_0/D = 3.5$  の回転楕円体  
 $0.9729 \text{ m} < x < 1.05777 \text{ m}$   
 $x = 0.9729 \text{ m}$   
 以後方は接円錐台
- 但し、 $L_0$  は楕円長軸の 1/2 の長さ

(2) 主翼

1. 翼型  
 37.5%コード軸に垂直な断面での翼型 (対称翼型) を付表 2 に与える。
2. 平面形  
 テイバー比 = 0.3  
 前縁後退角 = 30.0 度  
 翼根コード長 =  $C_a$   
 翼半スパン長 =  $b / \cos(3^\circ)$
3. 胴体への取り付け位置  
 37.5%コード軸の翼根部の取り付け位置  
 胴体先端より  $X = 0.435077 \text{ m}$   
 胴体軸に垂直断面内  $Z = -0.03106 \text{ m}$   
 取り付け角 = 4 度  
 上反角 = 3 度  
 以上の条件で 3 面図に合致するように取り付ける。

注: 主翼の取り付けは、まず、主翼 37.5%コード軸翼根部を取り付け位置に合せ翼上下面対称面を水平、かつ翼根弦を x 軸に平行に保った位置から、取り付け位置において、x 軸に平行な軸まわりに 3.0 度 (翼端 up 方向) 回転し、しかる後に 37.5%コード軸まわりに 4.4 度 (前縁 up 方向) 回転させるものとする。

(3) 水平尾翼

1. 翼型  
 37.5%コード軸に垂直な断面での翼型 (対称翼型) を付表 2 に与える。
2. 平面形  
 テイバー比 = 0.47  
 前縁後退角 = 37.5 度  
 翼根コード長 =  $C_{ah}$   
 翼半スパン長 =  $S_h / 2 / \cos(3^\circ)$
3. 胴体への取り付け位置  
 37.5%コード軸の翼根部の取り付け位置  
 胴体先端より  $X = 0.958284 \text{ m}$   
 胴体軸に垂直断面内  $Z = 0.01656 \text{ m}$   
 取り付け角 = 0 度  
 上反角 = 3 度  
 以上の条件で 3 面図に合致するように取り付ける。

(4) 垂直尾翼

1. 翼型  
 37.5%コード軸に垂直な断面での翼型 (対

称翼型) を付表 2 に与える。

2. 平面形

テイバー比 = 0.39  
 前縁後退角 = 47.5 度  
 翼根コード長 =  $C_{av}$   
 翼高長 =  $h_v$  (胴体軸より翼端までの垂直距離)

3. 胴体への取り付け位置

37.5%コード軸の翼根部の取り付け位置  
 胴体先端より  $X = 0.854274 \text{ m}$   
 胴体軸に垂直断面内  $Z = 0.0 \text{ m}$   
 取り付け角 = 0 度  
 以上の条件で 3 面図に合致するように取り付ける。

(5) その他

1. スティング

半径  $0.75 D_0$ 、長さ  $3 D_0$ 、さらに後方に 15 度でテイバーするスティングが取り付けられている。(付図 2)

2. フェアリング

主翼翼端前縁、翼胴体相関部には若干の  $r$  が取られている。

$b$	= 0.9819	[m]
$C_a$	= 0.2108	[m]
$\bar{C}$	= 0.1400	[m]
$S_a$	= 0.3579	[m]
$C_{a,r}$	= 0.1265	[m]
$h_v$	= 0.2108	[m]
$C_{v,r}$	= 0.2161	[m]
$D$	= 0.1265	[m]
$L$	= 8.5167	[m]
$D_{a,r}$	= 0.6317	[m]
$S_{a,r}$	= 0.65	[m <sup>2</sup> ]

付表 2. ONERA M5 主翼・水平尾翼・垂直尾翼翼型座標値 (対称翼型)

X/C	Z/C	X/C	Z/C
0.000000	0.000000	0.255000	0.050130
0.000125	0.001890	0.265000	0.050510
0.000250	0.002700	0.275000	0.050860
0.000750	0.004969	0.285000	0.051160
0.001500	0.007216	0.295000	0.051440
0.003000	0.010320	0.305000	0.051670
0.005000	0.013310	0.315000	0.051880
0.007000	0.015640	0.325000	0.052050
0.009000	0.017570	0.335000	0.052180
0.012500	0.020290	0.345000	0.052290
0.017500	0.023180	0.355000	0.052360
0.020000	0.024280	0.365000	0.052400
0.022500	0.025220	0.375000	0.052410
0.027500	0.026790	0.385000	0.052370
0.032500	0.028070	0.395000	0.052310
0.037500	0.029210	0.405000	0.052200
0.042500	0.030230	0.415000	0.052060
0.047500	0.031170	0.425000	0.051860
0.052500	0.032060	0.435000	0.051650
0.057500	0.032890	0.445000	0.051380
0.062500	0.033690	0.455000	0.051070
0.067500	0.034460	0.465000	0.050700
0.072500	0.035190	0.475000	0.050300
0.077500	0.035900	0.485000	0.049860
0.082500	0.036580	0.495000	0.049380
0.087500	0.037240	0.505000	0.048860
0.092500	0.037870	0.520000	0.048050
0.097500	0.038440	0.535000	0.047180
0.105000	0.039340	0.550000	0.046250
0.112500	0.040170	0.565000	0.045260
0.120000	0.040960	0.580000	0.044240
0.127500	0.041710	0.595000	0.043150
0.135000	0.042430	0.610000	0.042030
0.145000	0.043340	0.625000	0.040870
0.155000	0.044190	0.640000	0.039680
0.165000	0.044980	0.655000	0.038450
0.175000	0.045740	0.670000	0.037160
0.185000	0.046440	0.690000	0.035450
0.195000	0.047090	0.750000	0.029760
0.205000	0.047700	0.800000	0.024500
0.215000	0.048270	0.850000	0.018800
0.225000	0.048790	0.900000	0.012800
0.235000	0.049280	0.950000	0.006750
0.245000	0.049720	1.000000	0.000700



Form 3D-00

3次元部門データシート

応募者番号 (3D- ) \_\_\_\_\_

応募者 所属 \_\_\_\_\_

氏名 \_\_\_\_\_

連絡先/TEL \_\_\_\_\_

1. 支配方程式の種類

- (1) 非粘性流 ポテンシャル 微小擾乱 完全ポテンシャル
- Euler Eq.
- (2) 粘性流 非粘性流+境界層補正 境界層積分法 境界層微分法
- Navier-Stokes Eq. Thinlayer N-S Full N-S その他(記入)
- 乱流モデル(記入)

(3) その他の場合(記入)

2. 解法

- (1) 解法の種類 FDM FEM その他( )
- (2) 解法の概略、特徴、境界条件、精度など
- \_\_\_\_\_
- \_\_\_\_\_
- \_\_\_\_\_
- \_\_\_\_\_

(参考文献)

3. 計算格子

- (1) 格子形状
- 構造格子 C型 O型 H型 その他( )
- ユート方向 O型 H型 その他( )
- Z方向 O型 H型 その他( )
- 非構造格子
- マウカマウ格子

- (2) 生成法
- 非線形方程式
- 等角写像
- 代数的手法

(3) 格子点数

- 方向 \_\_\_\_\_ 点 \_\_\_\_\_
- 方向 \_\_\_\_\_ 点 \_\_\_\_\_
- 方向 \_\_\_\_\_ 点 \_\_\_\_\_
- 合計 \_\_\_\_\_ 点 \_\_\_\_\_
- 主翼(片翼)翼面上の格子点数 \_\_\_\_\_ 点 \_\_\_\_\_
- 水平尾(片翼)翼面上の格子点数 \_\_\_\_\_ 点 \_\_\_\_\_
- 垂直尾翼面上の格子点数 \_\_\_\_\_ 点 \_\_\_\_\_
- 胴体表面上の格子点数 \_\_\_\_\_ 点 \_\_\_\_\_

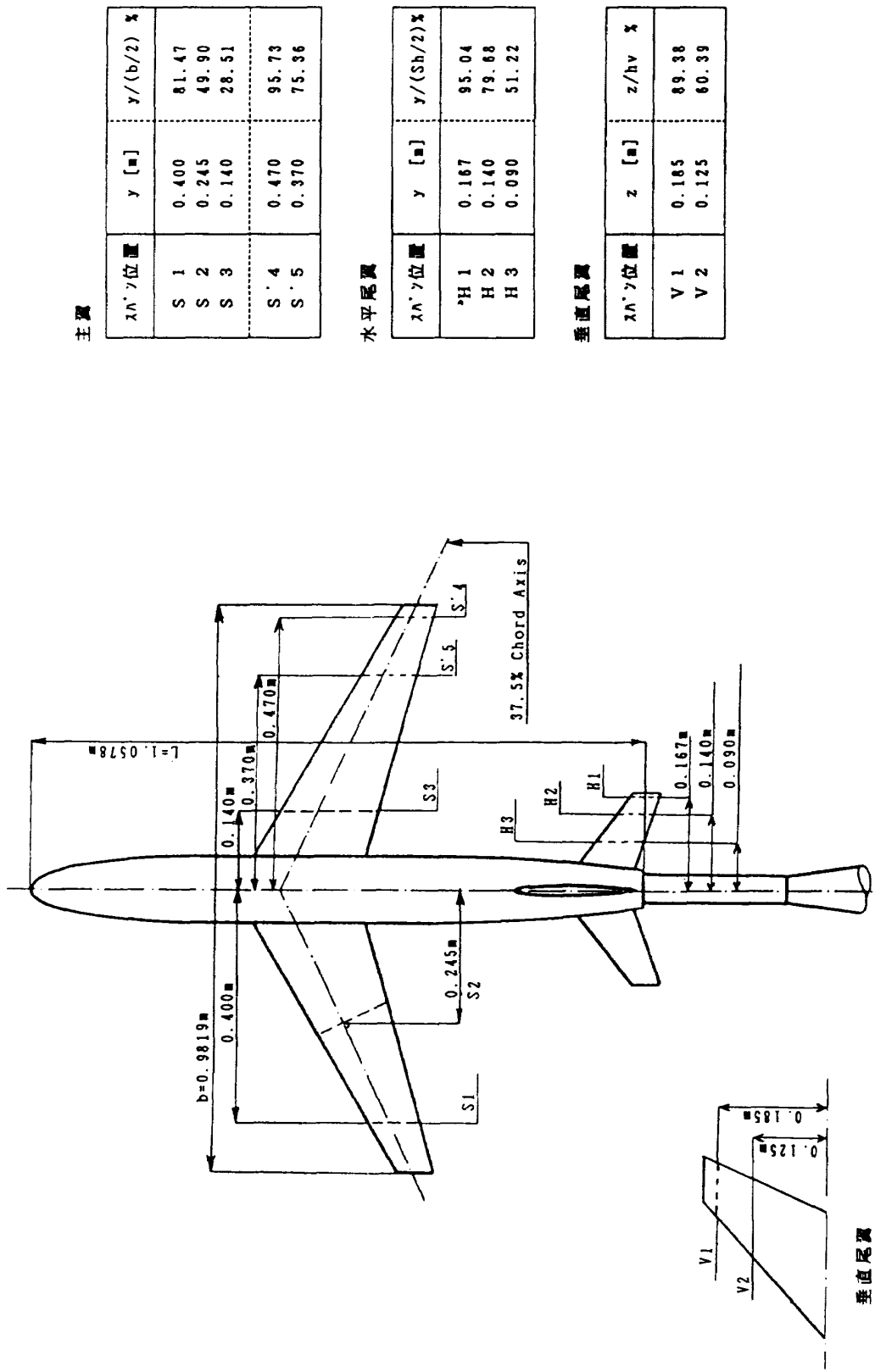
(4) 外部境界

- 流れ方向 上流 \_\_\_\_\_ x b/2
- 下流 \_\_\_\_\_ x b/2
- 上下方向 上 \_\_\_\_\_ x b/2
- 下 \_\_\_\_\_ x b/2
- 幅方向 右翼側 \_\_\_\_\_ x b/2
- 左翼側 \_\_\_\_\_ x b/2

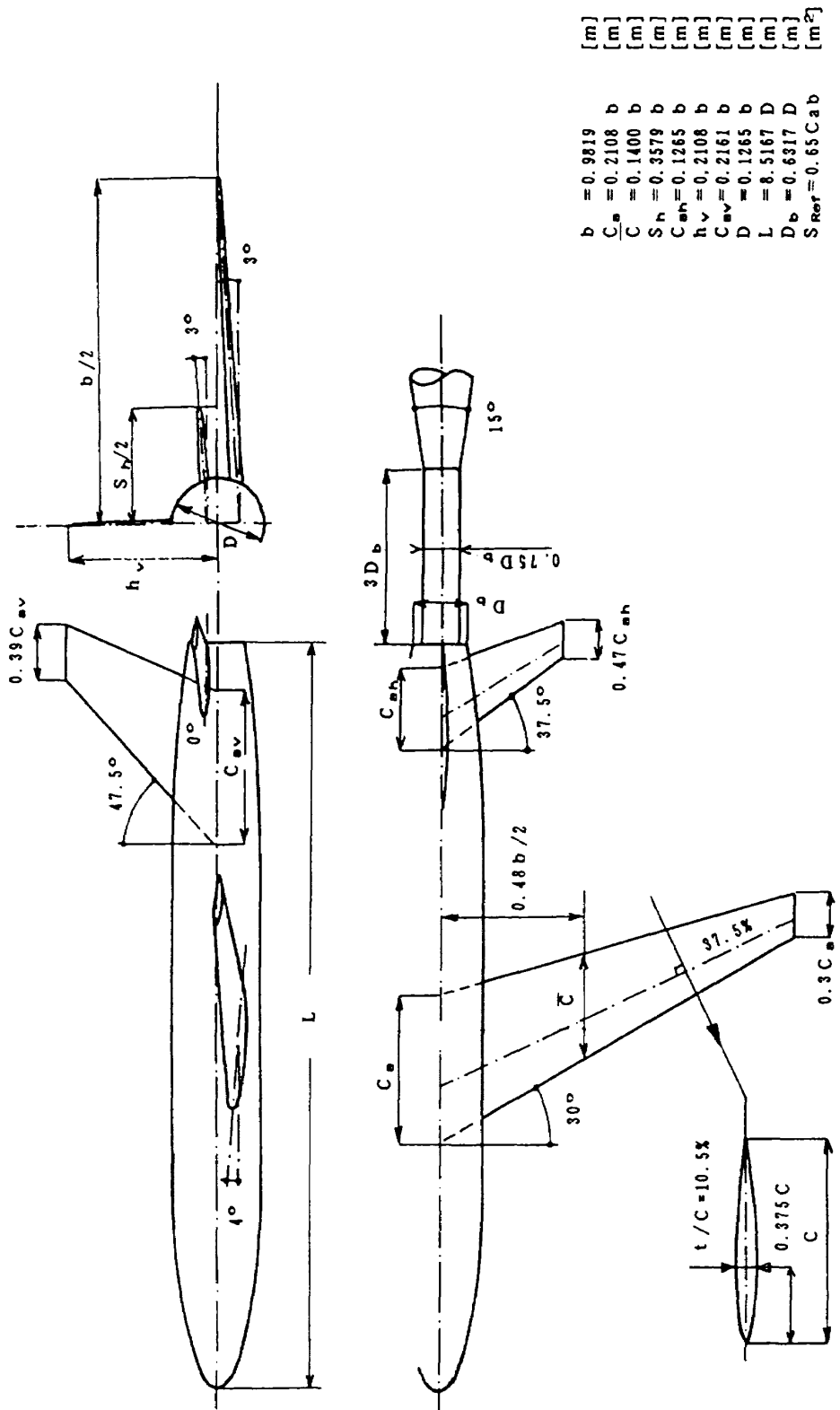
4. 計算情報

- 収束判定ハザル \_\_\_\_\_ x10
- 収束条件 \_\_\_\_\_
- 繰り返し回数 \_\_\_\_\_ 回
- 使用計算機 \_\_\_\_\_
- 計算時間/ケース \_\_\_\_\_ 時間
- 計算時間/AV777/格子点 \_\_\_\_\_

5. 備考、その他、特に記入したいこと



付図1 C P 分布出力指定位置



付図2 ONERA M5 諸元



応募番号 3D-1

## ONERA M5全機形態まわりの流れ解析

山崎 哲夫\* 檜垣 郷子\* 越岡 康弘\* 田中 康平\*

# 3D-1

Flow Analysis Around ONERA Model M5 Configuration

Tetsuo Yamazaki, Kyoko Higaki, Yasuhiro Koshioka, and Kohei Tanaka

## ABSTRACT

Navier-Stokes code was used for flow analysis around ONERA Model M5 configuration. This code utilizes LU-ADI scheme and algebraic turbulence model that was proposed by B.S.Baldwin and H.Lomax. The body surface grid used for this analysis was obtained by using Master Dimension System, and the whole grid system was constructed in C-H type topology. The results of this analysis are in good agreement with wind tunnel test results.

## 1. はじめに

近年スーパーコンピュータの発達によりCFD技術を用いて航空機の空力設計が行われるようになってきている。弊社においてもCFDを活用して空力設計を行っている。そこで今回の課題であるONERA M5全機形態まわりの流れ解析について弊社使用の薄層近似Navier-Stokes解析コードを用いて解析を行った。

## 2. 解析方法

## a. 方程式の種類

薄層近似Navier-Stokes方程式

## b. 格子網形状と形成法

コード方向にC型、スパン方向にH型の構造格子

非線形方程式を用いた形成法

## c. 解法の概略、特徴、精度等

有限差分法

LU-ADI法<sup>1), 2)</sup>

2次精度

## d. 乱流モデル

代数モデル (Baldwin &amp; Lomax)

2方向薄層近似

## 3. 結果

今回使用した計算格子は、機体表面格子を設計線図システムにより定義し、この表面格子から非

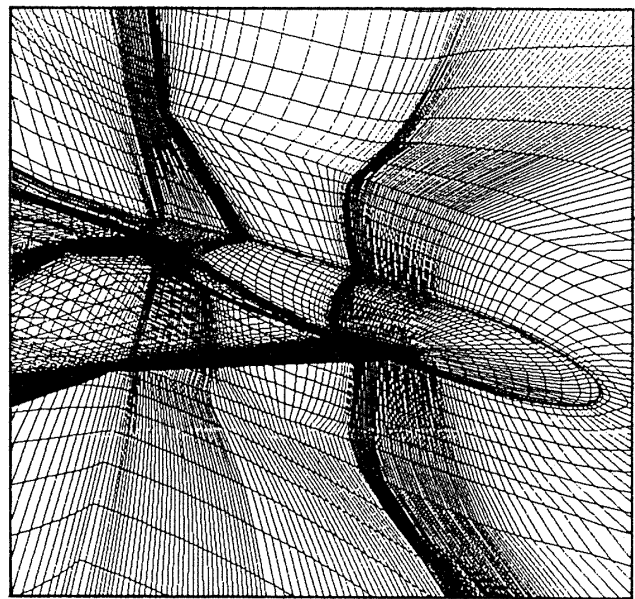


図1 計算格子概要

線形方程式を利用した生成法で作成した<sup>3)</sup>。この設計線図システムを利用すると、容易にかつ質の高い表面格子が生成できる。計算格子の概要を図1に示す。尚、この解析で使用した全体の格子点数は $369 \times 52 \times 63$  (約121万点)である。

今回の解析では $Re=6 \times 10^7$ の場合についてのみ実施した。また、今回使用した計算コードはTVD化されているが、今回の解析では使用していない。

機体表面圧力分布を図2に、主翼上下面の圧力分布を図3に示す。主翼上面の衝撃波が良く捉えられていることがわかる。

\*富士重工業株式会社

3分力の結果を風洞試験結果<sup>4)</sup>と比較すると、  
Re数の違いはあるが、抵抗が13%程度大きいことを  
除けば、ほぼ良好な一致を示している(表1参  
照)。

4. ま と め

今回の解析から以下のようなことがいえる。

- 1) 解析結果と風洞試験結果が抵抗を除いて良好な一致を示した
- 2) 大規模な全機形態Navier-Stokes解析でも100万点前後の格子点数があれば充分可能である

参 考 文 献

- 1) K.Fujii and S.Obayashi : Practical Applications of New LU-ADI Scheme for the Three Dimensional Navier-Stokes Computations of Transonic Flows. AIAA 86-0513 (1986)
- 2) 桜木卓也、加茂圭介 : 側壁付きONERA-M6翼まわりの非定常計算 NAL SP-10 (1989) pp.33-37
- 3) 若井 洋 : 設計線図システムを用いた機体表面計算格子の生成 NAL SP-10 (1989) pp.171-176
- 4) Staff of the Second Aerodynamics Division : Results of the Test on ONERA Calibration Model M5 in NAL 2m×2m Transonic Wind Tunnel. NAL TR 774T (1983)

	解析結果 Re=6×10 <sup>7</sup>	風試結果 Re=1×10 <sup>6</sup>
C <sub>L</sub>	0.254	0.256
C <sub>D</sub>	0.0293	0.0260
C <sub>M</sub>	0.073	0.0714

表1 解析結果と風試結果の比較  
(M=0.84, α=-1°)

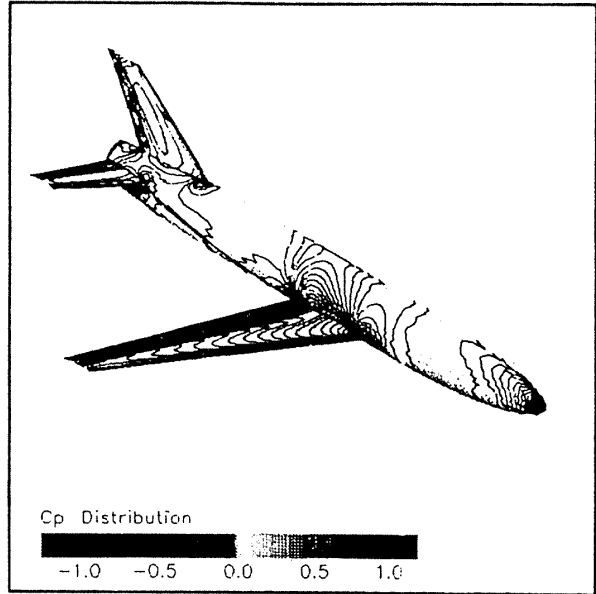


図2 機体表面圧力分布  
解析結果 Re=6×10<sup>7</sup>  
M=0.84 α=-1°

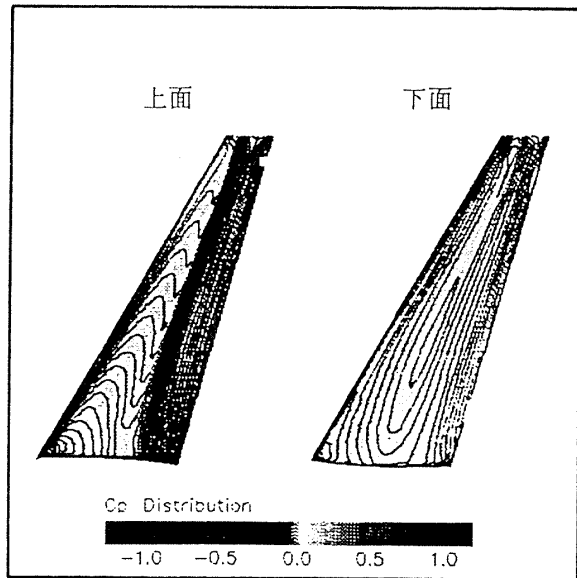


図3 主翼上下面圧力分布  
解析結果 Re=6×10<sup>7</sup>  
M=0.84 α=-1°

## 応募番号 3D-2

## ONERA M5全機形態まわりの流れ解析

岸本 琢司\*

#3D-2

Flow Analysis around ONERA Model M5 Configuration

by

Takuji Kishimoto

Gifu Technical Institute, Kawasaki Heavy Industries, LTD.

## ABSTRACT

Numerical simulation of transonic flow around ONERA model M5 configuration have been carried out by solving Navier-Stokes equations. The numerical grid used in this analysis is generated by an algebraic method with a multi-block transformation. The grid generated around given configuration in this way consists of more 5 million points. We adopt as governing equations Reynolds averaged thin layer approximate Navier-Stokes equations with a  $q-\omega$  two equation turbulence model for a turbulent viscous flow. These equations are solved by an implicit finite volume TVD upwind scheme with Roe's approximate Riemann solver to estimate convective fluxes.

## 1. はじめに

近年、解析手法の向上と計算機の大型化・高速化により、実際の航空機設計の場においても大規模な3次元の実機空力解析が行われるようになってきている。当社でも、STOL実験機“飛鳥”<sup>1)2)</sup>、HOPE<sup>3)4)</sup>、SST<sup>5)</sup>、超音速インテーク<sup>6)</sup>等の設計・研究では、3次元 Euler/Navier-Stokes解析が大きな成果を上げている。

しかしこれらの解析に関しても、設計の効率上の観点から、大型化した計算機の容量を最大限に活用したものは少なく、そのほとんどが格子点数をある程度の範囲内(約50~250万点、約100~400MBytes程度)に制限している。したがって、今後計算機の並列化等により解析がより大規模で精密になっていくことが予想される中で、現在のところ大規模解析に特有の問題点はまだ明らかにはされていないと考えられる。

そこで我々は、本ワークショップに参加するにあたって、現状で最大規模の解析を行うことにより、大規模解析に特有の問題点を探っていくことを目的の1つとした。なお我々が行なった解析は、時間の関係上課題Aのみであることをお許しいただきたい。

以下に、本解析の概要および大規模解析における問題点について述べる。

## 2. 計算格子

本解析では、マルチブロック型の計算格子を用いている。マルチブロック法<sup>1)</sup>は、複雑な機体形状を主翼、胴体等の要素ごとのブロックに分割し、それぞれのブロックを六面体として計算空間へ写像するもので、形状適合性に優れているといわれている。

なお、今回の解析で用いた計算格子の総点数は、256(主流方向)×116(スパン方向)×176(高さ方向)=5,226,496点である。このように非常に大規模な格子を用いたのは、航空宇宙技術研究所のVP-400のメモリー(最大968MBytes)を最大限に活用した解析を行うため

である。

以下に、計算格子生成の概要について述べる。

## (1) 機体形状定義および表面格子生成

本解析においては、以下のような手順で機体形状定義および表面格子生成を行なった。

まず機体の形状定義は、CATIA(3次元CADシステム)を用いている。なお、CATIAを用いた形状定義に際して、胴体後部の形状は、 $x=1,057.77\text{ mm}$ 以降を適当な形に丸めており、スティングに対応する部分は省略している。また、主翼および各尾翼の翼端部の前縁付近には、Rがつけてある。

このようにCATIAにより定義された機体は、ブロックの分割に対応するような適当ないくつかのバッチ面に切り分けられる。これらのバッチ面は、何本かの分割線により代表されている。そして、各バッチごとに分割線を準エルミート法<sup>2)</sup>を用いて2方向に内挿することにより、機体の表面格子を生成した。

## (2) 空間格子生成

空間格子に関しても、空間を適当なブロックに分割し、それぞれのブロックに対してTransfinite-Interpolationを利用した代数的手法<sup>3)</sup>を用いることにより生成している。

以上のようにして生成された計算格子は、簡単な前処理を施すことにより単一の構造格子として取り扱うことができるため、解析コードのベクトル化および並列化を容易に行える長所も合わせ持っている。

## 3. 解析手法

本解析では、NAL/KHI共同研究により開発された3次元Navier-Stokes解析コード<sup>4)</sup>を用いている。このコードは、流れの支配方程式としてレイノルズ平均薄層近似Navier-Stokes方程式を、乱流モデルにはCoaklyの $q-\omega$ 2方程式モデル<sup>5)</sup>を採用している。ここで乱流モデルとして $q-\omega$ モデルを採用するにあたっては、壁

\*川崎重工業(株) 岐阜技術研究所

面近傍での解のふるまいが良く、解の発散が起こりにくいというモデル特有の長所のほかに、乱流モデルと計算格子との適合性もその理由の1つになっている。我々が用いているマルチブロック型の計算格子では、ある流体要素が境界層内にあるのかあるいは後流内部にあるのかを統一的に判別するのが困難なため、境界層と後流とを区別して取り扱う代数型乱流モデルの定式化が困難であるという問題があるからである。

これらの方程式の離散化には、有限体積法にもとづく2次精度MUSCL型TVDスキームを採用している。基礎方程式の離散化に際しては、数値安定性を向上させるため、流れ場を記述する方程式と乱流に関する輸送方程式とを密に結合し、7変数のベクトル方程式系として扱っている。また、セル境界面における対流項の数値流束はRoeの近似Riemann解法<sup>10)</sup>により求め、粘性項は2次の中心差分と等価な取り扱いを行なっている。時間積分については、1次精度のFlux Vector Splittingの手法と平面对称Gauss-Seidel緩和法を利用した陰解法とLocal Time Steppingにより、定常解を求めている。

#### 4. 大規模解析における問題点

本解析で用いたマルチブロック型の計算格子においてその直交性を確保するためには、物体表面上で境界層を捕らえるために密に集められた格子点は、密になった状態のまま空間へ伸ばしてやらなければならない。そのため、物体から遠く離れた流れの変化のほとんどない領域においても、非常に細かい格子点密度を有する場合が多く生じる(下図参照)。そして格子点数が多くなりかつ格子間隔が非常に小さくなると、場合によっては物体から離れた領域で密になった格子間隔により時間積分のTime Stepの大きさが制限されることもある。またマルチブロック型の格子に限らず、広く用いられているC-O型およびO-O型の格子においても、翼胴干渉等の凹部の流れを精密に解かなければならないような場合には、その付近の空間で格子点が必要以上に集中しやすいため、同様の問題が起こり得るものと思われる。

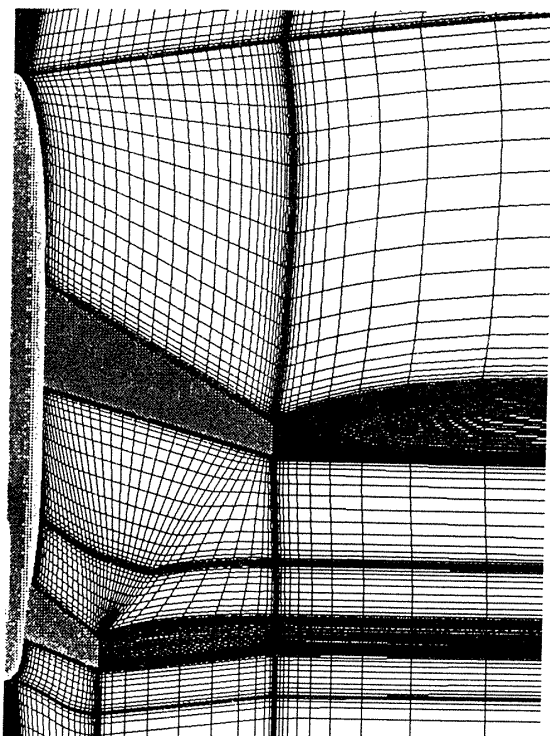


図. ONERA M5まわりの計算格子

このような計算格子に起因する解析のstiffnessは、計算機の並列化等による解析の大規模化にもなっており顕著になり、計算効率を大きく損うおそれがある。したがって、並列計算機等による大規模で精密な3次元実機解析を現実的なものとするためには、この問題は解決しなければならない重要な課題の1つであろう。

#### 5. おわりに

以上に述べたように、現在のハードの性能上最大限取り得る格子点数を用いた大規模な3次元全機解析を行うことにより、本ワークショップに参加させていただいた。現状では、格子点数の増加や格子間隔の微小さにもなう解析のstiffnessは克服されておらず、計算効率が大きく損われることがわかった。今後予想される解析の大規模化に対応していくためには、このような計算格子に起因する解析のstiffnessをいかに解決していくかも重要な課題の1つであろう。

なお本作業に関して、コーディネータの航空宇宙技術研究所 中道氏をはじめ、多くの関係者の方々のご厚意に感謝します。

#### 参考文献

- 1) Sawada, K., and Takanashi, S., "A Numerical Investigation on Wing/Nacelle Interferences of USB Configuration", AIAA paper 87-0455, 1987.
- 2) 高梨進, 沢田恵介, "完全航空機形態に対するナビエ・ストークスシミュレーション", 第8回航空機計算空気力学シンポジウム論文集, NAL SP-14, 1990.
- 3) Sawada, K., "Navier-Stokes Calculation over a Reentry Vehicle", Proc. of Aerospace Symposium Nagoya, 1989.
- 4) 岸本琢司, 花光明, "設計における数値計算の活用について(その9) - 極超音速平衡流の解析 -", 第9回航空機計算空気力学シンポジウム論文集, NAL SP-16, 1991.
- 5) Sawada, K., "Aerodynamics of Supersonic Transport - Navier-Stokes Simulation of SST Configurations", 第27回飛行機シンポジウム講演集, 1989.
- 6) Fujimoto, A., Niwa, N., and Sawada, K., "Numerical Investigation of Supersonic Inlet with Realistic Bleed and Bypass Systems", AIAA paper 91-0127, 1991.
- 7) Akima, H., "A New Method of Interpolation and Smooth Curve Fitting Based on Local Procedure", Journal of ACM, Vol.17(4), 1970.
- 8) 沢田恵介, 高梨進, "会話型座標生成法について", 第1回数値流体力学シンポジウム講演論文集, 1987.
- 9) S.T.Vuong, and T.J.Coakly, "Modeling of Turbulence for Hypersonic Flows with and without Separation", AIAA paper 87-0286, 1987.
- 10) P.L.Roe, "Approximate Riemann Solvers, Parameter Vectors, and Difference Schemes", Journal of Computational Physics, Vol.43(357), 1981.



応募番号 3D-3

## ONERA M5 全機形態まわりの流れ解析

高倉葉子\* 小川 哲\*\* 和田安弘\*\*

# 3D-3 Flow Analysis around ONERA Model M5 Configuration

by

Yoko TAKAKURA

*Fujitsu Ltd.*

Satoru OGAWA and Yasuhiro WADA

*National Aerospace Laboratory*

## ABSTRACT

The numerical analysis of NAL transonic wind-tunnel flows around ONERA aircraft model M5 has been tried to investigate the reliability of numerical simulation. The multi-domain technique is used to realize flow computations about the complicated configuration, and a simple modeling-method for the outflow/inflow through the perforated wall of transonic wind-tunnel is presented. As a result it is known that this trial is successful since the numerical solutions agree with experiments well.

## 1 はじめに

数値流体力学のみざましい発展とともに、設計への寄与という工学的な観点から航空機まわりの流れ場は頻りに解かれてきた。現時点までの数値計算例を調べてみると、大局的な流れ場は超音速流の場合には実験とはほぼ合うが、遷音速流では剝離領域が大きくなると実験と大きく食い違ってくるというものが多い。通常は一様流中におかれた物体まわりの流れ場を解いて風洞実験との比較を行っているが、ここでは遷音速流の数値解の信頼性を調べるべく、ONERA-M5全機模型まわりの流れ場を風洞ごと解くという試みを行った。風洞内の複雑形状物体まわりの流れを解くために複合格子法を用い、また遷音速風洞多孔壁での空気の流出入をモデル化して境界条件に取り入れた。

(格子点数合計: 約70万点) 格子点数

- ・胴体-風洞間の格子 (全体領域) (121×69×51)
- ・主翼まわりの格子 (部分領域) (121×45×31)
- ・水平尾翼まわりの格子 (部分領域) (89×31×21)
- ・垂直尾翼まわりの格子 (部分領域) (61×35×21)

個々の領域における格子形成は、幾何学的諸量を用いて壁面付近の直交性を維持しつつ滑らかな曲面を生成しようとする増分ベクトル混合法 [2] により行う。計算対象領域は航空宇宙技術研究所遷音速風洞測定部全体とするが、風洞内の流れを解く場合、各迎角毎に格子を形成しなくてはならない。迎角 $\alpha = -1^\circ$ の時の格子概観と格子の重なり具合を図1と図2に示す。翼胴結合付近という複雑な流れ場で各領域間の物理量を受け渡すのを避けるために、主翼、水平尾翼、垂直尾翼まわりの格子は胴体表面にも適合させている。

## 2 数値解析法

複合格子法を用いると、かなり複雑な形状の物体まわりの流れ場の解析であっても、個々の領域の格子形成、流れのソルバーの組立は比較的簡単に行える [1]。ここでは、以下の4領域を用いる。

個々の領域における流れの数値計算は、和田によるTVDコード [3]を用いる。これは空間の離散化において、極値をとる所であっても高精度を維持するべくChakravarthy-OsherのTVDスキームを改良したものに、メトリックの有限体積法的扱いと保存則を満たす境界条件を付加したものである。時間積分には局所タイムステップによる陽解法を用いる。乱流モデルには通常のBaldwin-Lomaxモデル [4]を用いるが、壁が二箇所ある場合には距離の近い壁の影響を受けるものとした。

\*富士通株式会社

\*\*航空宇宙技術研究所

### 3 遷音速風洞多孔壁を通じての空気の流出入のモデル化

航空宇宙技術研究所遷音速風洞測定部には図3 [5] のような多孔壁が用いられている。この多孔壁を通じての空気の流出入を以下のようにモデル化した。壁を通じての流出速度  $U_W$  は、円孔内の平均速度  $U_H$  と多孔壁の空洞率  $\phi$  により、 $U_W = \phi U_H$  と表せる。円孔内の平均速度  $U_H$  は、図4のような断面急縮小／拡大管の圧力損失が壁の内外での圧力差と釣り合うとして求める。

$$P - P_\infty = \Delta P_A + \Delta P_B + \Delta P_C$$

ここに、 $\Delta P_A$  は管断面急縮小時の圧力損失 [6]、 $\Delta P_B$  は管断面拡大時の圧力損失 [6]、 $\Delta P_C$  は直管部の摩擦抵抗による圧力損失である。

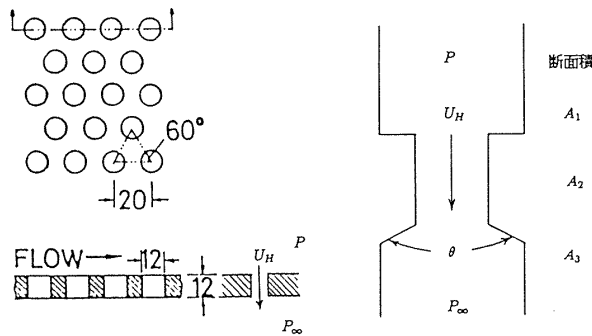


図3 遷音速風洞多孔壁 [5]

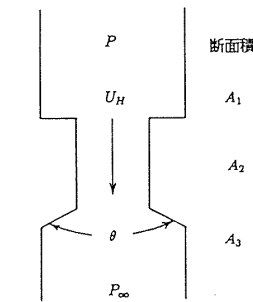


図4 円孔のモデル化

### 4 数値計算結果

4.1 課題 A:  $M_\infty = 0.84$ ,  $Re = 10^6$ ,  $\alpha = -1^\circ$ , 自由遷移条件

主翼面上の等  $C_p$  線を図5 (a) に、検査断面における  $C_p$  分布図を図5 (b) に示す。実験に現れる三重衝撃波（強い衝撃波、弱い衝撃波、合体衝撃波）が明瞭に捕らえられていることが分かる。揚力係数 [計算値 0.266、実験値 0.259]、抵抗係数 [計算値 0.0270、実験値 0.0266] とも実験と非常に良い一致を示している。

4.2 課題 B:  $M_\infty = 0.84$ ,  $Re = 6 \times 10^7$ ,  $\alpha = -1^\circ$ , 全域乱流条件

課題Aの  $C_p$  分布と比べると、レイノルズ数が高い場合には強い衝撃波がやや上流側にきて衝撃波が鈍る傾向がある。

4.3 課題 C:  $M_\infty = 0.84$ ,  $Re = 2 \times 10^6$ ,  $\alpha = -1^\circ, -2^\circ, -3^\circ$ , 自由遷移条件

迎角の変化に対しても、 $\alpha = -3^\circ$  を除けば揚力・抵抗は  $Re = 10^6$  の実験とほど良い一致を示す。

### 5 まとめ

遷音速流の数値解の信頼性を調べるための一環として、ONERA-M5全機模型まわりの流れ場を風洞ごと解くことを試みた。風洞内の複雑形状物体まわりの流れを解くために複合格子法を用い、遷音速風洞多孔壁での空気の流出入のモデル化を行い境界条件に取り入れた。薄層近似 Navier-Stokes 方程式を用いて数値計算を行ったところ、実験と良く一致する数値解が得られたので、この試みは成功したと言ってよいと思う。

最後に、風洞形状データを提供していただきました鈴木弘一殿はじめ航技研遷音速風洞計測研究室の皆様にご感謝の意を表します。

### 参考文献

- [1] 小川哲、和田安広、石黒登美子、高倉葉子：第9回航空機計算空気力学シンポジウム、NAL SP-16、pp.21-26、1992。
- [2] 高倉葉子、小川哲：第9回航空機計算空気力学シンポジウム、NAL SP-16、pp.9-14、1992。
- [3] Wada, Y., Kubota, H., Ogawa, S. and Ishiguro, T., AIAA Paper 88-3596-CP, 1988.
- [4] Baldwin, B. and Lomax, H., AIAA Paper 78-247, 1978.
- [5] 重見孝、井上政一、萩原秀徳、竹内理：日本航空宇宙学会誌、第19巻第206号、1971。
- [6] 日本化学工業会編：化学工学便覧。

図1 風洞測定部全体格子の概観 図2 胴体近傍格子図（立体図）

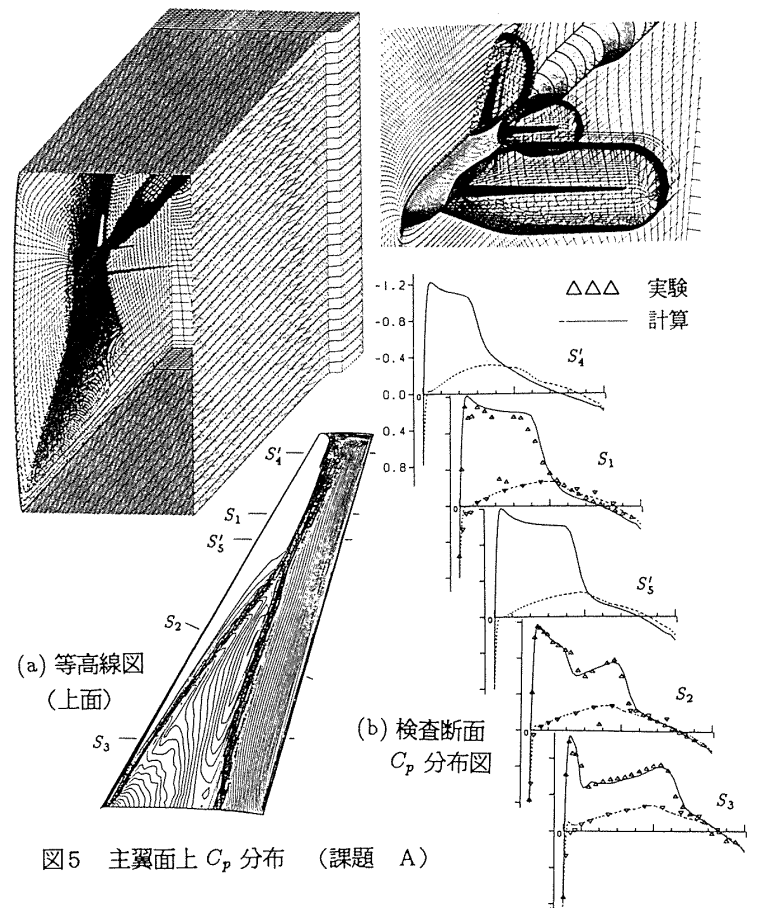


図5 主翼面上  $C_p$  分布 (課題 A)

## 応募番号 3 D - 4

## ONERA M5 全機形態まわりの流れ解析

高梨進\* 伊藤良三\*\* 橋正和\*

#3D-4

Flow Analysis Around ONERA Model M5 Configuration

by

Susumu Takanashi \*, Ryozo Itoh \*\* and Masakazu Tachibana \*

## ABSTRACT

Numerical simulation of the transonic flow about ONERA model M5 configuration has been carried out.

The governing equations are the Reynolds-averaged thin-layer Navier-Stokes equations. The numerical algorithm used here is the implicit finite volume method based on the upwind TVD scheme. A computational grid with an O-C topology is generated by the point-charge distribution method. The computational results are also compared with the wind tunnel test data.

## 1. 数値解法および乱流モデル

支配方程式としてはレイノルズ平均薄層近似非定常ナビエ・ストークス方程式を用いる。数値解析法は文献1に基づく。即ち、NS式は有限体積法により離散化し、衝撃波を鋭く捉えるために、対流項に対してはMUSCL法に基づく三次精度TVDスキーム<sup>2)</sup>を適用する。時間積分は近似因子化法によって陰的に行う。境界条件は、物体上では粘着条件、遠方境界では一様流条件を課す。

乱流モデルおよび遷移モデルはBaldwin-Lomaxの代数モデル<sup>3)</sup>を用いる。

## 2. 計算格子

計算格子は静電場理論に基づく自動格子生成法<sup>4)</sup>により生成する。

図1に示すように、M5モデルの胴体を下流境界まで

延長し、更に主翼後縁からの仮想渦面を付加したものを内部境界、それを取り囲む鈍頭円筒を外部境界とし、これら三つの境界の内部にO-C格子を張ることを考える。今、下流境界の右側に、先に定義した内部および外部境界の鏡像を置くと、内部境界および外部境界はそれぞれ閉曲面を形成する。内部閉曲面上の格子点に正の電荷を分布させ外部境界上に負の電荷を分布させれば空間に静電場が発生する。格子点から出て外部境界に向う電気力線は格子線の一つの族として利用できる。格子線の他の族はこれらにはほぼ直交する線群として得られる。電荷の量を適切に選べば滑らかで直交性に優れた格子を自動的に生成することができる。本計算で用いる格子の格子点数は内部境界上に11,600、垂直方向に50、合計58万である。

## 3. 計算結果と考察

計算条件は風洞試験<sup>5)</sup>に合わせてマッハ数0.84、レイノルズ数 $1 \times 10^6$ とした。図2に機体の迎角 $-1^\circ$ (主翼迎角 $3^\circ$ )に対する代表的な翼断面S1、S2、S3における圧力分布を示す。この計算では風洞試験と同様に境界層は自由遷移としたが、遷移点の位置はBaldwin-Lomaxの判定法により自動的に決定された。S1断面では前縁付近の圧力のピークが実験値よりも高く、このため衝撃波が実験値よりやや下流側に位置しているが、この原因は実験模型と計算モデルの形状の違いによるものと思われるが、今後更に検討を要する。S2断面ではONERA M5主翼に特有の二重衝撃波が現れるが、衝撃波の位置、強さ共に計算と実験は非常によく一致している。S3断面についても両者の一致は非常に良い。実験では風洞壁干渉があるために実際の迎角はこれよりほんのわずかに小

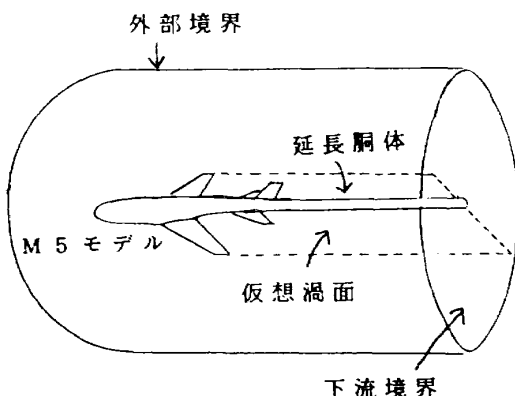


図1. 計算領域と境界面

\* 航空宇宙技術研究所

\*\* 大興電子通信(株)

さいが<sup>5)</sup>、迎角修正を行えば両者の一致は更によくなるであろう。図3に同一条件における  $C_L-C_D$  特性の比較を示す(●印は $\alpha = -1^\circ, -2^\circ, -3^\circ$ に対する計算値)。ここでも両者の一致はほぼ満足すべきものである。尚、空力係数の算出に際しては、ベース圧は一様流圧と仮定した。

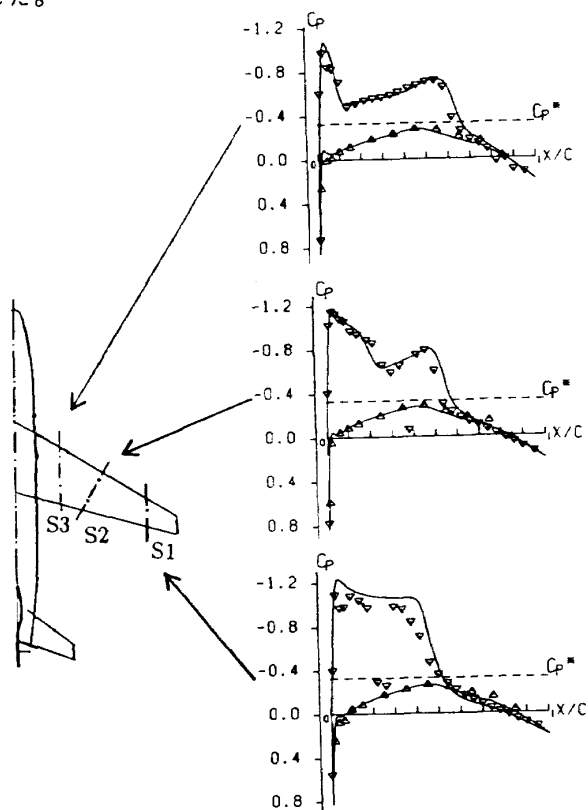


図2. 計算と風試の圧力分布の比較  
( $M = 0.84, \alpha = -1^\circ, Re = 1 \times 10^6$ )

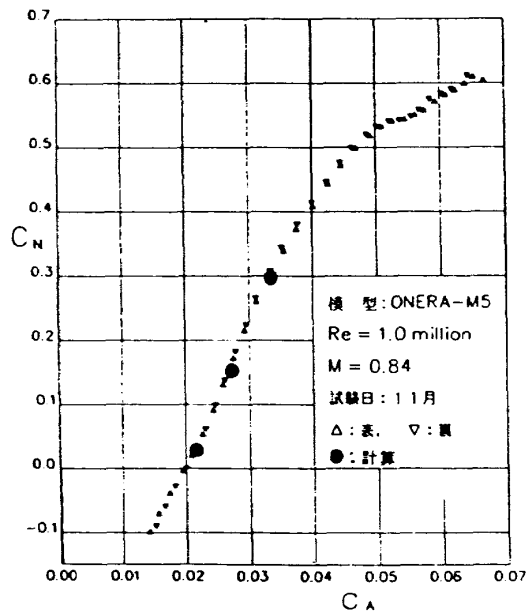


図3.  $C_L-C_D$ 特性<sup>5)</sup>  
( $M = 0.84, Re = 1 \times 10^6$ )

4. むすび

ONERA M5モデルのまわりに点電荷分布法を用いてO-C格子を張り、Navier-Stokes方程式を用いて遷音速流の数値解析を行った。計算結果は風試の圧力データ、力データと比較され、両者は非常に良く一致することが示された。特に、58万点と言う非常に少ない格子点数にも拘らず、二重衝撃波が鋭く捉えられていることは、本計算で用いた格子の質とNavier-Stokesソルバーの精度の高さを実証しているといえよう。

参考文献

1. 橋、高梨：複雑な形状の航空機まわりの流れの数値計算, NAL SP-10, 1989.
2. Chakravarthy : The versatility and reliability of Euler solvers based on high-accuracy TVD formulations, AIAA P. 86-0243, 1986.
3. Baldwin and Lomax : Thin layer approximation and algebraic model for separated turbulent flow, AIAA P. 78-257, 1978.
4. Takanashi : Large-scale numerical aerodynamic simulations for complete aircraft configurations, Proc. of ICAS 90, Stockholm, 1990.
5. 沢田ほか：2m × 2m 遷音速風洞における ONERA 標準模型試験結果, NAL TM-616, 1990.

応募番号 3D-5

## ONERA M5 全機形態まわりの流れ解析

海田 武司\* 荻野 純\*

#3D-5

Flow Analysis around ONERA Model M5 Configuration

by

Takeshi Kaiden

Jun Ogino

Mitsubishi Heavy Industries, Ltd.

## ABSTRACT

Flow Analysis around ONERA Model M5 Configuration is presented. The governing equation is thin layer Reynolds-averaged Navier-Stokes equation. The code is based on scalar pentadiagonal ADI scheme with nonlinear artificial dissipation model and local time stepping. The turbulence modeling is also added as the algebraic model of Baldwin-Lomax type. The grid system for this configuration is generated utilizing the algebraic interpolation. The computations with 1,221,500 points are performed on Fujitsu VP-2600.

## 1. 支配方程式

本計算においては、レイノルズ数が比較的高く、また主流に沿う方向の粘性が支配的でないため、3次元薄層近似Navier-Stokes方程式を採用した。

## 2. 計算格子

## (1) 格子形状

翼表面上の流れに大きく影響する前縁形状を正確に模擬するため、前縁に特異点を設けないC型格子を選択した。

## (2) 格子生成法

代数的内挿手法を用いて、計算格子を生成した<sup>1)</sup>。この手法は、物体表面上の直交性を容易に制御することができ、3次元複雑形状への対応にも適している。また、偏微分方程式の解法に見られるような反復計算を必要としないため、3次元格子生成にも多大な計算時間を要しない。

## 3. 流れ場解析手法

## (1) 概要

本計算に用いた基礎方程式は、一般座標系の保存形で以下のように書かれる。

$$\partial_t Q + \partial_\xi E + \partial_\eta F + \partial_\zeta G = \text{Re}^{-1} (\partial_\eta S_1 + \partial_\zeta S_2)$$

$\xi$ は翼弦長に沿う方向、 $\eta$ は翼幅に沿う方向で、 $\zeta$ は胴体を囲む方向である。また、 $Q$ は保存形で書かれた流れ変数、 $E$ 、 $F$ 、 $G$ は $\xi$ 、 $\eta$ 、 $\zeta$ の各方向の流束を表している。 $S_1$ 、 $S_2$ は $\eta$ 、 $\zeta$ 方向の粘性項である。

本手法は、上記方程式を有限差分法の一つである5点差分スカラー対角化ADI手法を用いて解くもので、Pulliam & Stegerによって提唱された手法<sup>2)</sup>に基づいている。空間における差分法では、中心差分を基本に衝撃波の捕獲に適している2次-4次非線形人工散逸項を付加

している。時間積分には、1次のオイラー陰解法を採用しており、解の収束を加速させるために、CFL一定の条件に基づいた局所時間ステップ法を取り入れている。

## (2) 境界条件

## &lt;物体面上&gt;

粘性流れを仮定しているために、物体面上の流れは付着し、速度はゼロとなる。密度は外挿し、圧力は物体面に垂直方向の運動量の式より三項方程式を導き、算出している。

## &lt;後流接続面&gt;

計算格子にC型を採用しているために、後流接続面では上側と下側の変数を平均して与えている。

## &lt;遠方&gt;

外部境界が十分遠方にあると考え、一様流に固定する。

## (3) 収束判定

収束判定は、方程式の残差のみならず、揚力や抵抗といった積分値の時間方向の履歴も参考に行なった。結果的には、十分な収束に7,000回の繰り返し計算を必要とした。

## 4. 乱流モデル

本解析においては、Baldwin & Lomaxにより提唱された2層代数型乱流モデル<sup>3)</sup>にChing-Hungのコーナー部の改良を組み込んだモデル<sup>4)</sup>を取り入れた。内層はVan Driest Dampingを用いたPrandtlの混合長により決定され、外層はClauserの近似式により求めるものである。本モデルは、大きな剥離を伴う流れ場を除けば、適度な精度を保持し、境界層の端を陽的に求める必要がないため取り扱いが容易であり、また計算時間も少ないという長所がある。

各翼の後流の渦粘性係数については胴体に発達する境界層の影響を考慮して決定した。一方、各翼の境界層の自由遷移については、あると軸上の全ての点で、 $\mu_1 < 1.4$ を満たすならば、そのと軸上では層流であると判定

して $\mu_1 = 0$ とした。

### 5. 計算結果

課題A, B, Cについて計算を行った。但し、課題Bについては、高レイノルズ数計算により計算格子が増加する上に、計算時間の制約もあったため、翼胴形態での計算とし、主翼の比較を中心に検討を実施した。

#### (1) 課題A

##### (a) 主翼面上圧力分布

迎角 $-1^\circ$ にもかかわらず、主翼に取付け角及び上反角がついているため、各断面の翼上面に前縁の負圧のピークが見られる。また、スパン方向30%位置の上面には翼弦長60%で衝撃波の発生が見られ、翼端に向かってそれが前進している様子が伺える。これは、主翼上面の $C_p$ コンターにおいてもわかる。

##### (b) 胴体面上圧力分布

対称面内の上面圧力分布では、胴体先端からの流れの加速が見られ、翼取付け位置付近では主翼の影響と思われる圧縮領域と負圧領域が発生しているのがわかる。さらに、垂直尾翼取付け位置前方においても垂直尾翼前縁の圧縮の影響が伺える。また、下面圧力分布でも主翼の影響が上面同様見られる。一方、機体表面上の $C_p$ コンターからは、各翼における圧縮・膨張現象が胴体へ影響を及ぼしている様子が捉えられている。

##### (c) 水平尾翼、垂直尾翼面上圧力分布

水平尾翼面上圧力分布からは、迎角 $-1^\circ$ と主翼の吹き下ろしの効果により、いずれの断面の翼上面側も圧縮領域となっていることがわかる。一方、垂直尾翼面上圧力分布では、前縁に圧縮領域が見られるが、その後は滑らかに圧力回復している。

##### (d) 各コンポーネントの抵抗値

各コンポーネントの摩擦抵抗においては、表面積が最も大きい胴体が最大の抵抗値となっており、その後主翼、水平尾翼、垂直尾翼の順になっている。また、圧力抵抗に関しては、主翼が最大の値を示しており、胴体の約2倍となっている。

##### (f) 全機三分力

レイノルズ数 $1 \times 10^6$ の本計算では、摩擦抵抗が圧力抵抗の約6割を示しており、全機揚力係数は0.226となっている。

##### (g) 主翼面上遷移点図

主翼上面の遷移点分布からは、翼根部分で乱流領域が翼前縁に張り出しているが、その後急激に翼中央付近まで後退し、翼端に向かうにつれて再び翼の前半部に移動している様子がわかる。これを翼面上圧力分布と対比させると、翼胴結合部を除いて、衝撃波が発生している領域で遷移が誘起されているように捉えられている。また、翼下面においても、ほぼ同様な遷移点分布になっているが、翼上面とは逆に翼端に向かうにつれて遷移点が後退している。

#### (B) 課題B

##### (a) 主翼面上圧力分布

低レイノルズ数の計算結果とほぼ同様な圧力分布が得られている。低レイノルズ数計算と比較して高レイノルズ数計算では、いずれの断面においても衝撃波が後方に移動しており、下面の圧力も上昇している。これは、高レイノルズ数の方が翼面上に発達する境界層がより薄くなるため、翼型のキャンバーが相対的に大きくなっているからであり、この効果はレイノルズ数効果と呼ばれている。本解析では、レイノルズ数効果を正しく捉えていることがわかる。(図. 1)

##### (b) 胴体面上圧力分布

低レイノルズ数の計算結果同様、主翼の加減速現象が胴体に影響を及ぼしている様子が見られる。

##### (c) 各コンポーネントの抵抗値

高レイノルズ数のために、低レイノルズ数と比較して摩擦抵抗が著しく減少していることがわかる。

#### (C) 課題C

##### (a) 揚力特性

迎角 $-3^\circ$ ではほぼ零揚力となり、迎角が増すに連れて揚力は増加している。

##### (b) 抵抗特性

迎角 $-3^\circ$ ではほぼ抵抗が最小になり、迎角の増加に伴い抵抗は増す。

##### (c) ピッチングモーメント特性

迎角が増して揚力が増加するにつれて頭上げモーメントは減少しており、全機空力特性で静安定となっていることがわかる。

$M_\infty$	0.84	— $R_e = 1.0 \times 10^6$
$\alpha$	$-1.00^\circ$	- - - $R_e = 60.0 \times 10^6$

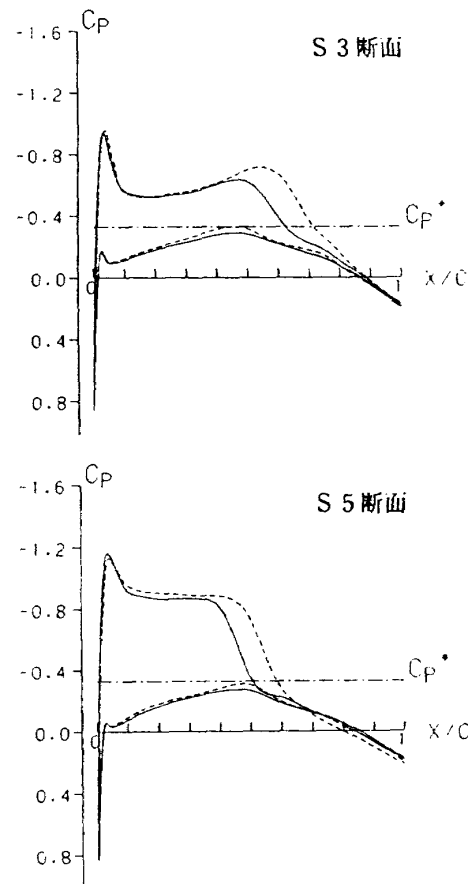


図. 1 レイノルズ数効果

## 6. 参考文献

- 1) Eriksson, L. E., "Generation of Boundary-Conforming Grids Around Wing-Body Configurations Using Transfinite Interpolation," AIAA-81-0999AR, Oct. 1982
- 2) Pulliam, T. H. and Steger, J. L., "Recent Improvement in Efficiency, Accuracy and Convergence for Implicit Approximate Factorization Algorithm," AIAA-85-0360, Jan. 1985
- 3) Baldwin, B. S. and Lomax, H., "Thin Layer Approximation and Algebraic Model for Separated Turbulence Flows," AIAA-78-257, Jan. 1978
- 4) Hung, C-M. and Buning, P. G., "Simulation of Blunt-Fin Induced Shock Wave and Turbulent Boundary Layer Interaction," J. Fluid Mech., Vol.154, pp.163-185, 1985

## 3 次元部門まとめ

航空宇宙技術研究所 中道二郎

Compendium of Results  
Flow Analysis Around ONERA Model M5 Configurationby  
Jiro NAKAMICHI  
National Aerospace Laboratory

## ABSTRACT

Compendium of results of 3D problem; flow analysis around ONERA M5 configuration is given. All of the submitted computation results were shown on the respective figures to see the differences between the computed results and experimental data. In Problem A; flow analysis with freestream condition of Mach number, 0.84,  $\alpha = -1^\circ$ , Reynolds number,  $1 \times 10^6$ , with free transition condition and Problem B; flow analysis with freestream condition of Mach number, 0.84,  $\alpha = -1^\circ$ , Reynolds number,  $6 \times 10^7$  with fully turbulent conditions, the pressure distributions and  $C_p$  contours on the lifting surface and the fuselage were compared. Experimental data with Reynolds number  $1 \times 10^6$  were also shown. In Problem A, the computed transition lines of the main wing surface were compared. In Problem C; computation of aerodynamic characteristics of the Model aircraft, the  $C_L$ - $\alpha$ ,  $C_L$ - $C_D$  and  $C_L$ - $C_M$  curves were shown in comparison with experimental data.

The factors leading to the present results were discussed and necessary future improvement were also discussed.

## 1. はじめに

1977年に航空宇宙技術研究所に日本で初めてスーパーコンピュータが導入されて以来、益々計算空気力学の発展が加速され、かつその工学分野での応用範囲が拡張されてきた。そのような状況下において、航技研主催の航空機計算空気力学シンポジウムは1983年に第1回が開催され、年々盛況さを増しつつ1992年6月には満9年、第10回を迎えるに至った。

航空宇宙技術研究所同シンポジウム運営委員会は、この記念すべき第10回シンポジウムに向けて航空機計算空気力学(CFD)に関するワークショップを企画し鋭意にその準備を進めてきた。

勿論、CFDでは昨今、3次元複雑形状まわりの流れ解析が頻繁に行われてはいるものの、3次元全機形状まわりの解析部門を設定しワークショップを企画して、どれだけ応募が得られるか当実行委員会においても、課題に対しての賛否両論紛糾した。技術的な問題からよりも計算機能力からの制約、アナウンスから、ワークショップ開催までの時間的制約等幾つもの問題点が指摘されたが、関係者の努力と理解により全機形状まわりの流れ解析を3次元部門のテーマとすることに意見がまとまるに至った。現時点において、計算技術およびコンピュータの能力から計算し得る最も大規模な問題を課題として選び、航空機の空気力学的特性を計算空気力学によってどの程度把握し得るのか、計算スキームの相違による結果の差違、使用格子あるいは格子点数による計算結果の依存性等を認識することに目標を定めた。

対象としては、1980年代始めよりNAL-フランスONERA研究所との共同研究で、対応風洞試験が実施されたONERA全機模型の相似モデルの中の最も大きいONERA M5まわりの流れの解析を選ぶことにした。この理由としては、航技研においても同模型のNAL版を製作し、ONERA M5模型とともに航空宇宙技術研究所遷音速風洞において風洞試験を行っており、当所所有の実験データが揃っていること、さらに、ONERA研究所のM5データとの模型間、風洞間の相互検証も着実に進められており、実験結果としては信頼し得るものであること等が挙げられる。

ミクロ的な議論、吟味が可能である2次元部門に比べ、問題そのものを計算することだけでも多くの努力を費やさざるを得ない3次元部門では、その結果の議論は、どうしても大味にならざるを得ない。その点ご理解を戴き本ワークショップの結果を今後のこの種の計算の発展

に有効に利用して戴ければ幸いである。

現時点でのこの種の計算のポイントとしては、例えば以下の項目が挙げられよう。

- ① 剥離流に関する計算技術力
- ② 空力特性、特に抵抗値の推算能力
- ③ 格子に対する解の依存性(格子点数、格子形態)
- ④ 計算スキームに対する解の依存性
- ⑤ ①~④に関連して、乱流モデルの妥当性、乱流モデルに対する解の依存性

課題の詳細に関する設定は上記の項目を勘案し、航技研CFD研究者らの議論によって慎重に決定された。基本的な考え方としては

- ① 大規模剥離を伴う流れに関しては、現状でのCFDの能力ではまだ、同一問題、同一条件での複数の解を比較する意味は薄い
- ② 定常値に関するデータの比較は重要な意味をもつ
- ③ ONERA M5モデルの実験結果での遷移Re数は $1 \times 10^6$ 付近と推定され、その付近で、現状の乱流モデルを用いてRe数の変化による計算結果の差違を検証することには意味がある。

これらを踏まえた結果、設定課題として前掲別稿の課題A, B, Cが設定されるに至った。

この「まとめ」では、各応募者の計算結果を実験結果も併せて単調に比較するに終始する。応募者から提出して戴いたデータをすべて公表し、オーガナイザーの至らぬ点を読者の方々の独自の判断で埋め合せて戴くことにしたい。試験データがあるものに関しては、これらを併せて示し、議論することとしたい。

## 2. 応募者と選択課題

本ワークショップ3次元部門への応募者一覧をIDを付けて表1に掲げる。日本を代表する3重工からそれぞれ1件ずつ、及び、航技研研究者から2件の応募があり都合5応募者がこれらの課題に挑戦することになった。本「まとめ」の文中、図および表で参照されるIDは表1に基づくものであり、例えば、応募者3D-1は、#1と呼ぶこととする。ワークショップの本来の意味からすれば、いずれの課題もすべての応募者から解答を寄せられるのが望ましいと考えられたが、課題の規模の大きさからくる諸問題、実計算時間および計算費の確保の問題、人・時間の確保の問題等を考慮し、応募者に無理のない対応が可能ないようにした。課題A, B, Cを提示する

が応募者の自由意志により、すべての課題を計算する、あるいはその一部を計算するという選択形式を採用した。各応募者が最終的に選択を行い計算を実施した課題は表2に示すとおりである。各応募者がそれぞれに各自の能力(計算機使用可能時間を含めて)、問題の意義等を勘案し選択したものである。

ここで表中、#5の△印については注にあるごとく高レイノルズ数に対応した格子の生成の都合上翼胴のみ(水平尾翼および垂直尾翼がない)の形態で計算されたものである。

表中のレイノルズ数については課題A, B, Cで $1 \times 10^6$ 、 $6 \times 10^7$  および  $2 \times 10^7$  と設定された。代表長さはMAC(平均空力翼弦)を用い、代表速度は一樣流速として定義される。比較に使える実験結果は、レイノルズ数  $1 \times 10^6$  に対応するもののみである。

以下、解法、格子形態および格子点数、乱流モデル、差分精度等を整理しつつ各解答を比較する。また、一概にあるパラメタに着目した場合にも、その効果を純粋に評価し得ることは例外であり、他の要因が複雑にからみ合ってくることは、この分野の研究者は理解されていると考える。また、乱流モデルに関する議論は、3次元部門で行うよりも2次元問題における方が問題の抽出、議論が容易であると考えられる。2次元部門においての議論を参考にして載くことにして、ここでは深く立ち入らないことにしたい。

### 3. 計算モデル比較

表3に各応募者の計算手法の概略についてまとめた。まず、数学モデルであるがすべての応募者がThin-Layer近似ナビエ・ストークス方程式を支配方程式とし、それらに基づく計算をしている。乱流モデルは#2を除いてBaldwin-Lomaxの代数モデルを使った。#2では、 $q-\omega$ の2方程式モデルを採用している。離散化スキームについては、#1では2次精度、LU-ADIを採用しており、#2については、FVMに基づく2次精度MUSCL型TVDスキームを使用している。#3ではFVMの扱いによる3次精度のTVDを用いている。#4でも、FVMに基づく3次精度のMUSCL型TVDを用いている。#5では、いわゆるBeam-Warming ADI対角化法(5点差分)を用いている。大局は#1、#5がADI差分法、#2、#3、#4がFVMに基づくTVDである。それぞれの解法のさらに詳しい情報は、各解答者の別刷り、あるいはさらにその参考文献等を参照していただきたい。ここでは、解法に関してはADI-FDMとTVD-FVMによる結果の差異が確認できることになろう。

### 4. 計算格子

本課題のような複雑形状まわりの解析では、得られる結果の優劣は殆ど用いる格子の優劣に関わるといっても過言ではないであろう。それぞれの応募者の格子を見る。計算に使用した格子点総数は最も少ないもので、#4の43万点、最も多いもので、#2の523万点である。前者は効率の良い格子を使うことによりできるだけ少ない格子点数で精度の高い計算をしようという努力であり、後者は現時点でのコンピュータの容量と計算能力を最大限に使用した精度の高い計算を目的としたものであろう。#1、#3、#5は70~120万点程度であり、現時点での実用的な計算はこの程度の規模であると理解できる。

格子の生成法に関しては、代数的手法が最も多く、非線形微分方程式の解を利用したもの、あるいは、#4の独創的な手法もある。いずれにせよ、格子の質および格子点数と解の相関は、非常に興味のあるところである。

図1にそれぞれの応募者が用いた格子の概要図が示してある。#1は胴体および主翼に対して流れ方向にC型、スパン方向に対してH型の構造格子を用いている。これは非線形代数方程式を解くことにより生成されたものである。格子の総数は121万点、機体の各要素表面上に使用された点数は表3に示すとおりである。特徴は他の格

子に比べ胴体表面に配置した点数の割合が比較的多く、総格子点数に比べ垂直尾翼表面に用いた点数が少ないことである。上下流の境界および上下の境界は、それぞれ半スパン長の20倍、スパン方向の境界は15倍にとっている。スティングは適切な形状を模擬し下流にまで延ばしている。

#2は、今回のワークショップでは最も格子点数の多い格子であり、都合523万点を使っている。図では明確ではないが、Multi-Block方式をとっている。本格子の要素毎の表面に使用されている格子点数も、今回の計算の中では最も多く、主翼、水平尾翼、垂直尾翼それぞれ7761、3451、2165点となっている。図から、機体からはずれた部分にも格子の集中箇所が見られる。本格子の特徴は使用総点数に比し、モデル上に配された点数が比較的少ないことである。格子の有効効率は低いが、今の場合、総点数が500万点を越えており、流れ場全体の解像度が卓越することが期待される。この格子は代数的手法を用いて生成され、全体では単一構造格子としても扱える。Multi-Block格子は並列処理にも適合し、その意味では将来的には期待される方式である。ここでは、外部境界はすべての方向に半スパン長の8倍をとっている。この種の計算において、500万点を用いた例はかつて見られないことから興味深い。

#3では、複合格子の形態をとっている。この格子の特徴は、側面・上下・外部境界としてONERA M5の試験がなされた航技研の遷音速風洞壁を模擬した位置に置かれている。境界条件についても遷音速風洞特有の多孔壁境界条件を模擬している。全体の格子数は70万点と多い方ではないが、非常に効率よく格子点が配置されているの分かる。代数的手法を用いて生成されている。スティングストラット部も忠実に実験の状態を模擬している。

#4は、今回の解答者の中では最も格子点数が少ない。しかし、主翼面上に使われている格子点数は約4600と効率が最も良い。Multi-Block形式が採用されているが、図を見る限りにおいては、全体的に空間格子数が不足気味であることは否めない。しかし、重要と考えられる部分においては、全体格子数の数が少ないにも拘らず、巧みに配されていることが分かる。上下流外部境界は、半スパン長の5倍、スパン方向には9倍がとられている。

#5では#1と同様、一般的な格子が使われている。つまり、流れ方向には、C型スパン方向にはH型の構造格子である。用いられている総格子点数は122万点。代数的手法で生成されている。この応募者は、課題A、Cのレイノルズ数 $1 \times 10^6$  および $2 \times 10^6$ のケースでは、尾翼まで含めた格子を作成し計算を実施しているが、課題Bの $6 \times 10^7$ ケースでは、そのレイノルズ数に対応した格子の製作が不可能であったため、尾翼なしの翼胴結合体としての計算を実施した。それぞれ計算に使われた格子が示されている。外部境界に関しては、この格子では、上下流部では半スパン長の約7.7倍、上下方向およびスパン方向では、共に8.65倍となっている。

外部境界条件(境界の位置、境界条件)に関しては、この種の計算では重要な要素のひとつである。ONERA M5モデルは、前述のごとくONERAの風洞およびNALの $2 \times 2 \text{ m}$ 遷音速風洞で試験を行なっているが、風洞壁干渉等の問題があり、数値計算の検証に当たっての境界条件の指定は難しい。ここでは、#3を除いては無限遠境界を、半スパンの8倍以上の位置に置いて一樣流境界条件を与えて計算を行なっている。ただ、#3では、NAL遷音速風洞の風洞壁をシミュレートしそこでボラスプレートの境界条件(多孔壁境界条件)まで導入した計算を行なっている。この多孔壁境界条件モデルの妥当性についてはここでは検討することはないが、初めての試みとして、高く評価されるものであろう。上下流境界はすべての応募者が半スパンの概ね8倍以上としている。

### 5. 課題A

さて、それぞれの計算結果の比較を始めることにす

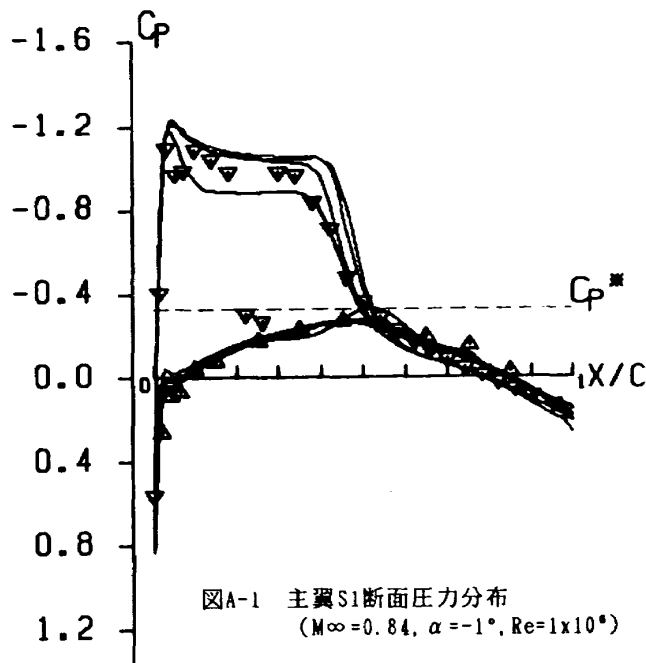


る。課題Aについては、表2に示すとおり、#2、#3、#4、#5の応募者が努力された。計算条件は一樣流マッハ数0.84、レイノルズ数  $1 \times 10^6$ 、 $\alpha = -1^\circ$ 、自由遷移の条件である。

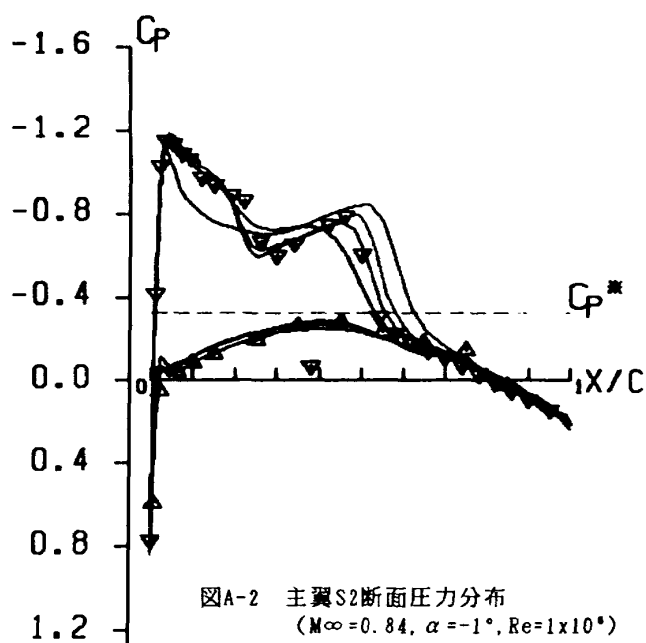
図2に主翼、水平尾翼、垂直尾翼および胴体のそれぞれ指定された位置における圧力分布プロットを掲げる。その内、実験結果が得られているのは、主翼 S1、S2、S3の3断面のみである（△印：実験値、ここで、参照している実験値は、ONERA-M5-NALモデルのNAL遷音速風洞での実験結果。実験番号26）。この3断面での#2、#3、#4、#5の結果と実験結果を合せて図A-1~3に描いてみた。図Aでは都合5つの結果が重ねられており応募者との対応を認識するのは困難であるが、4つの計算値が実験値に対してどの程度ばらつくのかを理解するのに役立つ。各応募者と実験値との比較は図2を併用して見て戴きたい。図から分ることは、いずれの断面においても衝撃波の位置にそれぞれの計算によってかなりの差異があることである。衝撃波が最も前方に計算されているのは、#5であり、最も後方に計算されているのは、#2である。概観して、最も実験結果と一致しているのは、#3であろう。#4の場合は、S1断面での衝撃波の位置が若干後方に計算されているものの、他の断面では、衝撃波の位置は#3と同程度実験値とよく合致している。因みに#3、#4双方共にスキームはTVD-FVM 3次精度の計算である。このふたつの計算の相違点は外部境界条件の与え方およびその位置である。前述のように#3では風洞壁をシミュレートし、その位置は半スパンの2倍にあるのに対し、#4では、その5倍の位置で一樣流条件を合せている。また、乱流モデルは、双方共にBaldwin-Lomaxモデルであった。#5では衝撃波の位置は主翼のすべての断面で前方に計算されている。S1断面では、衝撃波の位置は実験値と一致はしているものの、一般的傾向としては、衝撃波の強さも今回計算された中では最も弱く、かつ衝撃波前方位置での圧力分布のプロット一部の値も小さくなっている。Beam-Warming ADIを用いての計算であり、人工粘性値を見ないと定かではなが、いわゆる衝撃波のsmearが起きている可能性がある。#2では、衝撃波の位置はどの計算よりも最も後方にきている。因みに#2の乱流モデルはq- $\omega$ モデルである。S3、S4断面等の下面圧力分布を見る限りでは、まだ若干未収束の可能性はあることは否めない。各計算の上述の傾向はS1、S2、S3断面のみならず図2から明らかなように、主翼のすべての位置で当てはまり、同様の傾向が見られる。

次に、主翼面上のCpコンタを見る（図3）。先の圧力分布プロットからも分かるように、ONERA M5 主翼に関しては、70%スパン位置辺りまで2重衝撃波が観察される。これは、ONERA M6翼についてはかなり調べられているところである。（ONERA M6翼はM5主翼とは同一ではないが、翼型に関しても類似している）70%位置で2つの衝撃波が入状に交錯し合い、ひとつの衝撃波となって翼端へ続く。この傾向は#3、#4で最もよく捕らえられており、#2でも、かなりその傾向が捕らえられている。#5では、前方の衝撃波はかなりsmearされてしまっているのがコンタ図ではよく分かる。このような、翼面上の衝撃波のCpコンタをシャープに捕らえることに関しては、TVD系統の解法は他の解法に較べ同程度の格子点数を用いた場合には、抜群の解像度を示す。#2、#3、#4に関しては多少の差異は認められるもののほぼ同じコンタを示している。

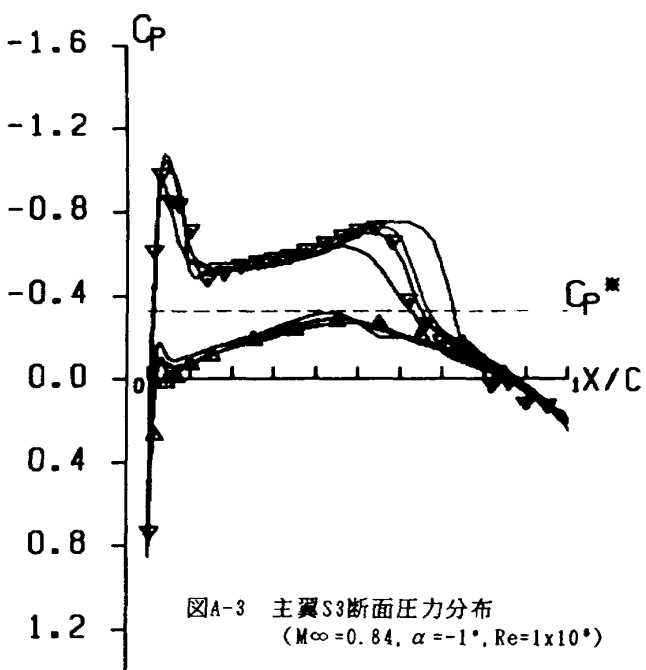
次に主翼下面であるが、圧力分布に関しては#2の未収束と思われる部分を除いては、すべて実験結果との一致も良好であった。図4のコンタで4つのケースを比べて目につくことは特に翼端での振舞である。#3、#4ではほぼ同様である。#2では、上面の様相が#3、#4と同様であるにも拘らず下面の様相がかなり異なっている。ここでも、#2の解が未だ収束に達していないことが指摘される。本模型の主翼取り付け角が3°であることから、



図A-1 主翼S1断面圧力分布  
( $M_\infty = 0.84$ ,  $\alpha = -1^\circ$ ,  $Re = 1 \times 10^6$ )



図A-2 主翼S2断面圧力分布  
( $M_\infty = 0.84$ ,  $\alpha = -1^\circ$ ,  $Re = 1 \times 10^6$ )



図A-3 主翼S3断面圧力分布  
( $M_\infty = 0.84$ ,  $\alpha = -1^\circ$ ,  $Re = 1 \times 10^6$ )

$\alpha = -1^\circ$  のケースでも翼端でのかすかな剥離が十分考えられる。(M6は、これに相当する迎角では翼端剥離が生じている可能性がある)

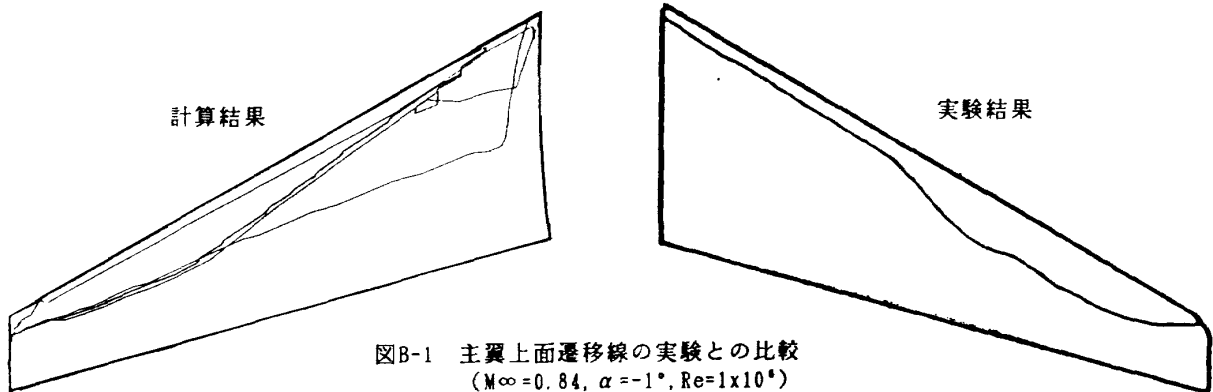
次に、図B-1, 2に#2~#5で得られた遷移線を上下面に分けて重ねて描いた。各応募者の結果は、別途図5、6に示してある。図Bは、計算の傾向とばらつきを見るためのものである。さらに航技研における試験で得られた遷移線図を合せて示した。実験のラインはオイルフローパターンで得られたものである。この結果に関しては、乱流モデルおよび遷移判定条件に依存する。#3、#4、#5については、Baldwin-Lomax モデル #2については $q-\omega$  モデルを用いた計算である。前者では、周知のとおり、乱流粘性係数がある一定の値より小さく計算される位置では、層流とみなす。後者については、計算の翼面に沿って $C_f$ 値を見ることにより遷移線を決定する。各応募者のプログラムが判定した結果である。先ず、上面から見よう。遷移線を最も前縁側に計算したのは、#2の $q-\omega$ モデルを用いた計算である。上面に関しては、図5を合せてみると#3、#4では、内翼部を除いては実験と非常によく似たパターンを示している。下面に関しては、図6からは、すべての計算で異なった様子を呈しているように見えるが図B-2で見ると#2を除いて概ね同じ様相を示している。しかし、実験の下面では、すべてのスパン位置でかなり後縁に近い所まで層流が保たれているのに対し、計算での遷移線は概ね50~60%弦長にある。実験値は課題Aの条件と全く同一の条件で測られたものである。#3の下面の結果では層流域の島が観察されるのが興味深い。下面に関しても遷移点を最も前縁側に計算したのは、#2である。

次に、水平尾翼に関して見る。図2に圧力分布、図7に上下面の $C_p$ コンタを示してある。結果のばらつきがかなり認められる。尾翼位置での計算は、今の場合、全機形状の解析であるが故に、主翼/胴体の解析情報が集約されて、その結果が特に水平尾翼の圧力分布に影響を及ぼす。つまり、主翼/胴体部の解析において、尾翼付近の吹下ろしが如何に見積もられるかが、ポイントとなるであろう。これには、スキームは勿論のこと、主翼後流における格子点の配置、格子点数等が大きな関わりを持つことになる。

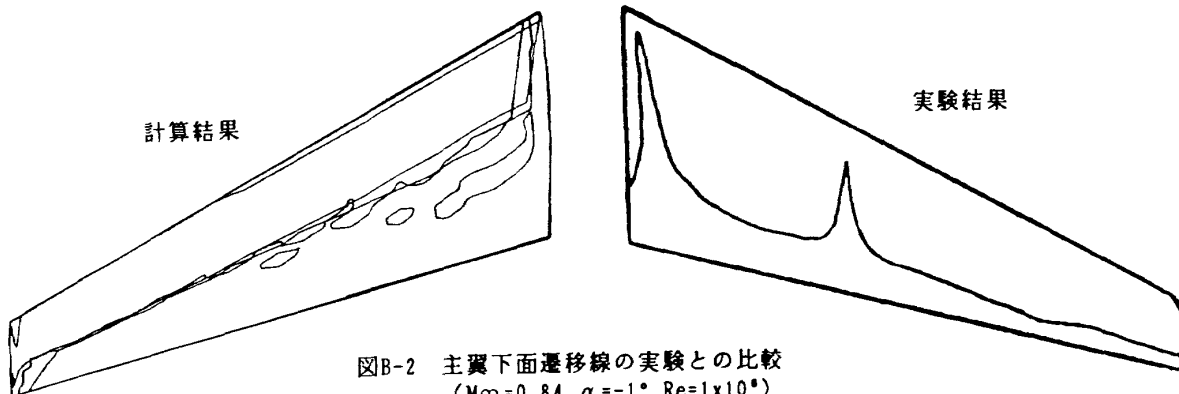
水平尾翼の取り付け角は $0^\circ$ である。図2の圧力分布から分かるように、主翼の吹下ろしを受け実効迎角は負となり、ダウンロードとなる。実験値がないのが残念であるが、主翼から尾翼にかけての流れ場がシミュレートされてはじめて尾翼位置での吹下ろしが精度良く計算し得る。この辺りでは、格子点はどの計算においてもかなり疎になっている。上面側では、臨界圧力までは達しないが下面側では前縁付近でかなり強い衝撃波が生じる。興味深いのは、#2では、前縁の衝撃波から急激に圧縮が生じさらに、膨張過程を経て再び衝撃波を生じる形に計算されていることである。#3では、よく似た傾向ではあるが、前縁の衝撃波のあと圧力は再び下がるが臨界圧力より下がることはなくふたつの衝撃波を生じることはない。#2のパターンは主翼のそれに似ている様であるが基本的に異なる現象である。つまり、主翼の二重衝撃波はSUP-SUPの衝撃波とSUP-SUBの衝撃波である。#4、#5では、一切その傾向は無く前縁衝撃波のあとスムーズに圧力回復が続く結果となっている。

垂直尾翼に関してはすべての計算で定性的に概ね同様の結果が得られている。垂直尾翼の $C_p$ コンタの比較を図8に示す。垂直尾翼に関しても、各計算ともに配置している格子点数はかなり少なくなっている。これも先の図2と較べつつ読む。いずれも衝撃波は前縁に発生し、すぐさま圧力を回復したあと、翼面上の圧力変化は穏やかである。翼型は主翼と同型であり、後退角は $47.5^\circ$ であり、取り付け角は勿論 $0^\circ$ である。圧力分布、コンタ共に解像度の違いはあるが概ね計算値同志は良好な一致を示すといえる。ティップでのコンタに若干の差異があるのはただ単にその近辺での格子点あるいはその処理の影響であろうと考えられる。

次に、胴体表面上での $C_p$ コンタを見る(図9)。 $C_p$ コンタ図から見る限りでは、胴体前部、主翼近傍、中胴に至るまではそのパターンに大きな差異は認められない。後胴および尾翼近傍ではかなり異なっている。これは各応募者の胴体からスティングにかけての取扱いがそれぞれ異なっているための影響が大と考えられる。この分布と先の図2での対称面内での胴体圧力分布を比較すると、中胴付近までは数値的にも傾向は互いに類似す



図B-1 主翼上面遷移線の実験との比較  
( $M_\infty = 0.84, \alpha = -1^\circ, Re = 1 \times 10^9$ )



図B-2 主翼下面遷移線の実験との比較  
( $M_\infty = 0.84, \alpha = -1^\circ, Re = 1 \times 10^9$ )

るがそれより後部では、それぞれ違った分布を示すことが分かる。

課題Aの最後に各応募者から提出された数値データを表4~6にまとめる。表4では、全機の $C_L, C_D, C_m$ の計算された値を整理してある。 $C_D$ に関しては、圧力抵抗と摩擦抵抗に分けて示す。#2~#5で揚力が最も大きく計算されたのは、#4である。抵抗が最も小さく出たのは、#3となっている。摩擦抵抗の全抵抗に対する割合は35%~49%と大きくばらついている。#2の結果が摩擦抵抗係数の絶対値も全抵抗に対する摩擦抵抗の割合も共に最も小さく計算された。因みに課題Aの条件での $C_L, C_m, C_D$ の実験値は、それぞれ0.25905, 0.05859, 0.02656である。全機のモーメントに関しては、いずれの応募者からの結果もかなりの違いがでている。これは、課題において、モーメント基準点が極めて曖昧であったため各応募者の計算が異なってきたものと考えられる。

表5には、各要素毎の抵抗値がまとめられている。これも、摩擦抵抗と圧力抵抗に分けて示してある。胴体に関しては、かなりのばらつきがある。水平尾翼、垂直尾翼に関しては、一部の抵抗値が計算されている。水平尾翼では考えられないこともないが、今の場合は、尾翼まわりの格子点がすべての計算において疎であることから、数値的な誤差であると考えるのが妥当であろう。

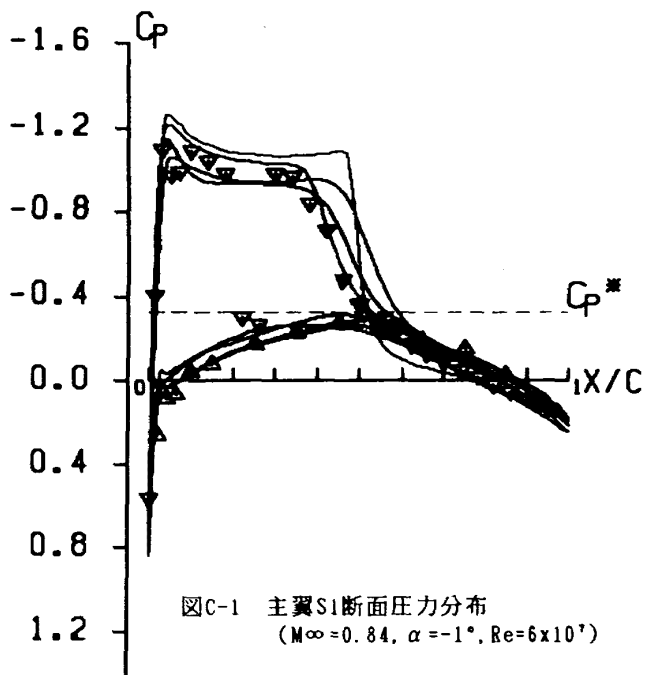
表6には、10%毎の翼素の $C_L, C_D$ および $C_m$ の各応募者から提出された生の値を掲げた。各応募者で同じ定義にはなっていない模様である。

### 6. 課題B

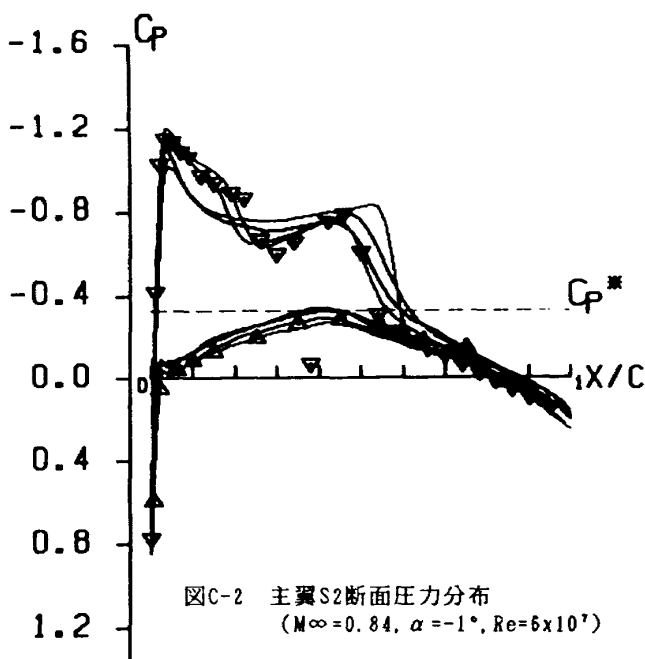
次に、全域乱流計算の結果を見る。レイノルズ数は $6 \times 10^7$ であり、その他の条件は課題Aと全く同じである。本課題に挑戦した応募者は#1、#3、#4、#5の4組である。残念ながら、#5の計算では、高レイノルズ数に対応する格子作製の都合上、無尾翼形態、翼胴結合体の計算となっている。尾翼に関する情報は全く得られないが主翼に関しては、翼胴計算と全機形態の計算では、それほど差は見られないとの判断から、可能な限り他の計算と同等に比較することとした。

課題Aの場合と同様に、資料を整理した。図10に主翼、水平尾翼、垂直尾翼および胴体の指定位置での圧力分布プロットを示してある。さらに、図11、12に主翼上下面 $C_p$ コンタ図。図13に水平尾翼上下面 $C_p$ コンタ図。図14に垂直尾翼 $C_p$ コンタ図。図15に胴体側面 $C_p$ コンタ図をまとめた。#5の水平尾翼に関するデータはすべて空白としている。課題Aと比べ、レイノルズ数効果が現れているものに注目してコメントを加えることとする。

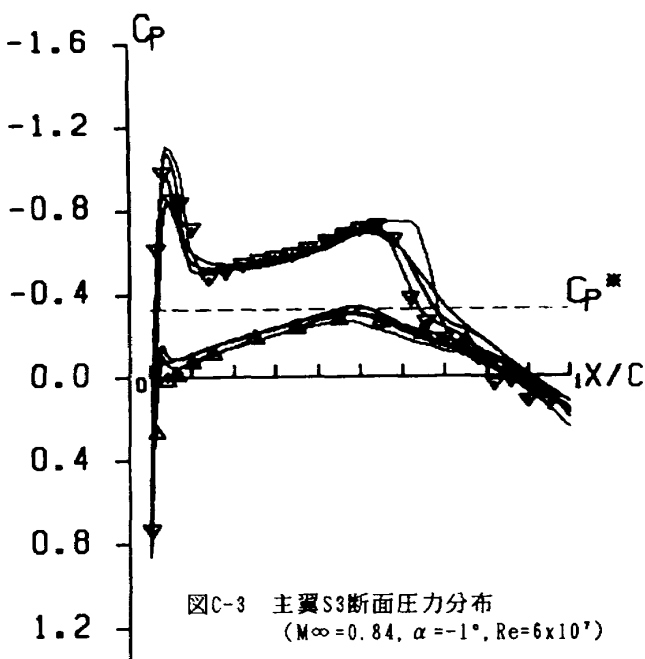
まず、図10の主翼面上の圧力分布図から見る。レイノルズ数の違いによる計算結果の相違を見出すことは、このような巨視的な見方、あるいは大局的な物理量に着目するのみでは、極めて困難であるといわざるを得ない。課題そのものに、翼面上境界層等の発達あるいは分布に関するデータを要求しなかった。CFDの現状(計算技術の面というよりむしろ、これだけの課題を定められた期間内で計算を実施するという面)から、2次元問題であればおき、3次元では、微視的な量を定量的に把握し得る計算は現時点では不可能であろうという判断からである。課題A、B双方に挑戦したのは#3、#4、#5の応募者である。先と同様、図C1~3にS1, S2, S3断面での圧力分布を#1、#3、#4、#5の結果と実験値も合わせて重ねて描いた。図に示した△印は実験値であり、レイノルズ数 $1 \times 10^8$ の結果である。#3、#4、#5についてみると、#4、#5では、課題Aの場合のレイノルズ数 $1 \times 10^8$ の場合と較べ衝撃波の位置はかなり後方に計算されている。#3では、#4、#5の場合と較べ衝撃波の位置の後退は著しくはないが後方に計算されていることは確かである。#1に関してはレイノルズ数効果をみる比較はできないが、すべ



図C-1 主翼S1断面圧力分布  
( $M_\infty=0.84, \alpha=-1^\circ, Re=6 \times 10^7$ )



図C-2 主翼S2断面圧力分布  
( $M_\infty=0.84, \alpha=-1^\circ, Re=6 \times 10^7$ )



図C-3 主翼S3断面圧力分布  
( $M_\infty=0.84, \alpha=-1^\circ, Re=6 \times 10^7$ )

ての断面で、衝撃波は実験値よりも後方に計算されているが比較的良好に実験値と一致している。因みに#1での乱流モデルはBaldwin-Lomaxモデルであった。

図11、12の主翼面上のCpコンタの様相からは、殆どレイノルズ数効果を読むことはできない。先の課題Aでは見なかった#1の場合についてのみコメントを加える。#1、#5についての、上面のコンタは酷似している。#1はLU-ADI、#5はBeam-Warming-ADIである。他はTVD-FVM系統の解法と考えるとよい。下面に関しては、課題Aで述べた以上のコメントはない。

水平尾翼に関してレイノルズ数の効果は、図10における圧力分布で、前縁付近の圧力ピークがすべての計算で課題Aの場合と比べかなり高くでているところに現れている。水平尾翼Cpコンタに関しては、顕著なレイノルズ数効果は認められない。因みに、前縁の圧力ピークからのみ判断すれば、課題A、Bを通して主翼の吹下ろしを最も大きく計算しているのは#1であろう。

垂直尾翼に関しては、その効果は殆ど見られない。#1における尾翼面上の圧力分布の振舞は総じてそのピーク値が小さいことと、その変化が穏やかであるところに特徴がみられる。#1と#3、#4のCpコンタとは、かなりの差異がある。LU分解法の特長であるのか尾翼付近を含め主翼から尾翼に至るまでの格子点配置の影響であるのかは、本データからだけでは、何ともいえない。#5では、尾翼に関するデータはない。

次に図15の胴体側面圧力分布コンタであるが、#1について見ると胴体表面上の圧力分布に異常なギザギザが見られる。これに関しては的確な原因は指摘できないが、なんらかの数値できな不安定現象であることは確かである。#5では、高レイノルズ数での計算の方が、主翼部分での衝撃波が強く計算されている。#3、#4の計算では、主翼部分での衝撃波の強さに関しては顕著な差異は認められない。#1、#3、#4のレイノルズ数効果が本図に顕著に現れないにも拘らず、#5の翼根部での衝撃波の強さのレイノルズ数による違いが、尾翼の有無による効果であるとも考えにくい。尾翼の有無による胴体表面上の境界層の発達微妙に違ってくるからであろうか。#5においては、胴体長が長く描かれているがすべて同じ縮尺であることを付記する。

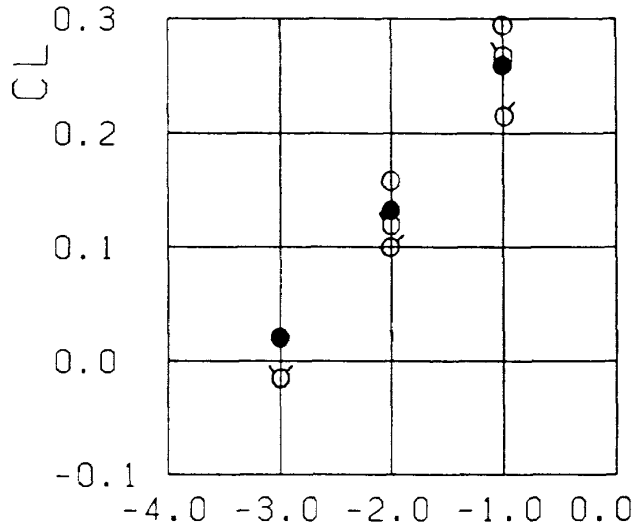
最後に課題Aにおけると同様、表7~9に、全機C<sub>L</sub>、C<sub>D</sub>、C<sub>M</sub>、各要素毎のC<sub>d</sub>値および10%毎の翼素のC<sub>L</sub>、C<sub>d</sub>、C<sub>m</sub>値の生データをまとめて示す。

7. 課題C

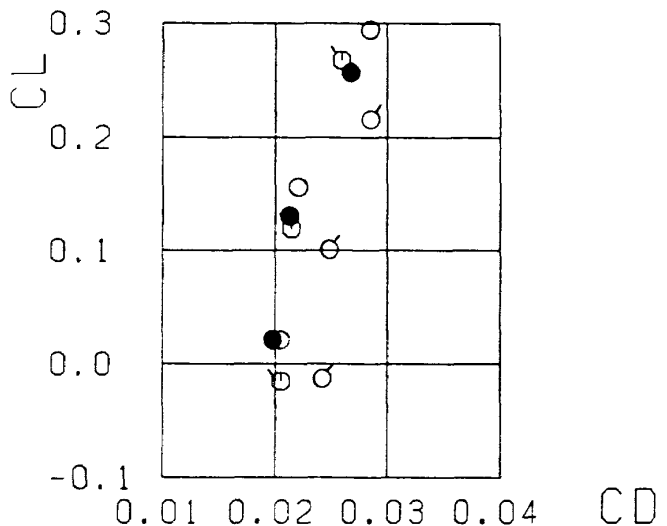
この課題では、レイノルズ数2x10<sup>6</sup>の条件でα=-1°、-2°、-3°で計算し全機の空力特性C<sub>L</sub>-α、C<sub>L</sub>-C<sub>D</sub>およびC<sub>L</sub>-C<sub>M</sub>曲線を出力する。本課題に挑戦したのは、#3、#4、#5である。図16、17、18に応募者の提出図をまとめたが、それらを、重ねて描いたのが、図D-1、2、3である。図中○、○、○および●はそれぞれ#3、#4、#5および実験値である。C<sub>L</sub>-αについては、3者共に比較的合致しており、実験値ともよく合う。C<sub>L</sub>-C<sub>D</sub>については、#5を除いてはよく実験値と合っていることが分かる。C<sub>L</sub>-C<sub>M</sub>については、実験値、計算3者すべてばらつく結果となってしまった。C<sub>L</sub>-C<sub>M</sub>を除いてはこの結果は非常に良好であると考えられる。これに関しては、オーガナイザーの不手際、課題設定の不備である。

8. おわりに

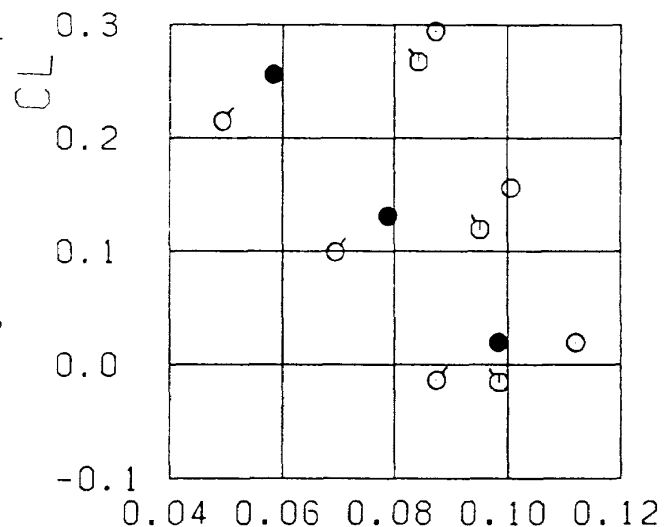
以上で、3次元部門での各応募者の計算結果を逐次比較しつつ、図表から読み取れる範囲でコメントを加えた。3次元の場合は、問題の派手さに目を奪われ、微視的に諸量を捕らえることができなかった点、オーガナイザー



図D-1 全機C<sub>L</sub>-α線図比較 (M∞=0.84, Re=2x10<sup>6</sup>)



図D-2 全機C<sub>L</sub>-C<sub>D</sub>線図比較 (M∞=0.84, Re=2x10<sup>6</sup>)



図D-3 全機C<sub>L</sub>-C<sub>M</sub>線図比較 (M∞=0.84, Re=2x10<sup>6</sup>)

として、反省している点である。格子点数、計算時間その他の拘束条件の下でそれを実現することは極めて困難であったことも事実である。

総じて印象を書かせて頂けるならば、CFDは、現在高度に発展した状況にあるが、当ワークショップで扱った様な問題に関しては、未だ計算機の能力から鑑みターンアラウンド時間の点で、時期早尚であるという感がまめがれ得なかった。定められた期間内に格子の製作、それを用いた試計算、格子の改良・・・等々の手順を踏みつつ応募者の方々はそれぞれ努力された。研究者として、満足のする結果を得るために費やした実計算量は、相当な量にのぼると推察する。

それに努力された各応募者に絶大な敬意と本ワークショップへのご協力に深く感謝する次第である。にも拘らず十分な取りまとめができなかったことに対し深くお詫びするところです。

#### 参考文献

- (1) 沢田他、「2 $\times$ 2 $\times$ 遷音速風洞におけるONERA標準模型試験結果」航空宇宙技術研究所  
TM-616、1990
- (2) Staff of the Second Aerodynamics Division  
'Results of the Test on ONERA Calibration Model M5 in NAL 2 $\times$ 2 $\times$  Transonic Wind Tunnel',  
NAL TR-774T, 1983
- (3) Ph. Poisson-Quinton, X. Vaucheret 'Prediction of Aerodynamic Characteristic of an Aircraft From a Correlation of Results on a Calibration Model Tested in Various Large Transonic Tunnels' AGARD CP-242, 1977
- (4) 'Experimental Data Base for Computer Program Assessment, Report of the Fluid Dynamics Panel Working Group 04', AGARD Report No. 138, 1979
- (5) 'Experimental Data Base for Computer Program Assessment' AGARD-AR-138, Report of the Fluid Dynamics Panel Working Group 04, May 1979
- (6) 各応募者論文 本S P

表 1 3次元部門応募者リストとID (受付順)

ID	応募者氏名	所属
3D-1	田中康平、越岡康弘、山崎哲夫、檜垣郷子	富士重工業
3D-2	岸本琢司	川崎重工業
3D-3	高倉葉子* <sup>1</sup> 、小川 哲* <sup>2</sup> 、和田安弘* <sup>2</sup>	*1:富士通、*2:航技研
3D-4	高梨 進* <sup>1</sup> 、伊藤良三* <sup>2</sup> 、橋 正和* <sup>1</sup>	*1:航技研、*2:大興電子
3D-5	海田武司、荻野 純	三菱重工業

表 2 実施課題一覧

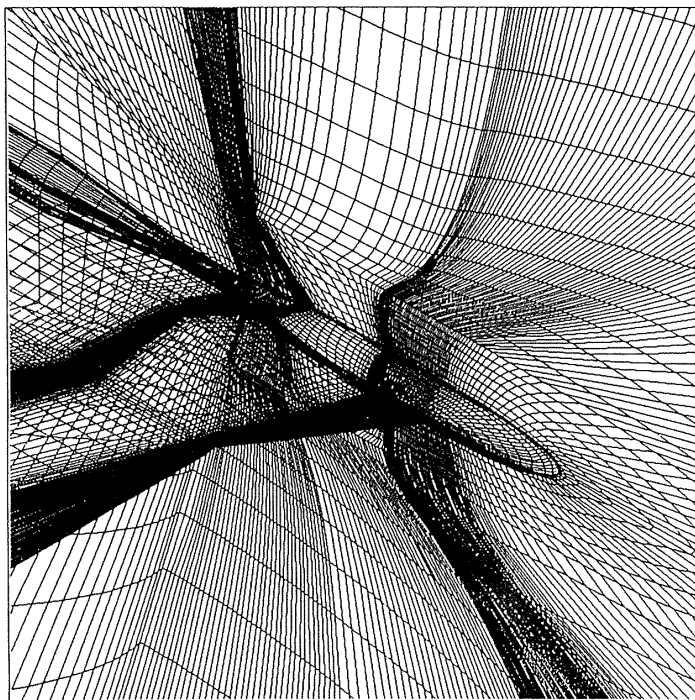
課題 ID	課題 A	課題 B	課題 C		
	$M_\infty = 0.84$ Reynolds数 $1 \times 10^6$ 自由遷移	$M_\infty = 0.84$ Reynolds数 $6 \times 10^7$ 全域乱流	$M_\infty = 0.84$ Reynolds数 $2 \times 10^6$ 自由遷移		
	$\alpha = -1^\circ$	$\alpha = -1^\circ$	$\alpha = -3^\circ$	$\alpha = -2^\circ$	$\alpha = -1^\circ$
3D-1	—	○	—	—	—
3D-2	○	—	—	—	—
3D-3	○	○	○	○	○
3D-4	○	○	○	○	○
3D-5	○	△	○	○	○

△ : Reynolds数  $6 \times 10^7$ 、主翼/胴で計算

表 3 応募者の解法に関する情報一覧

項目	支配方程式	乱流モデル	解法	格子	生成法	格子点数 合計	主翼	水平尾翼	垂直尾翼	胴体	外部境界(1:b/2) 上下流	上下	幅方向
3D-1	粘性流 Thinlayer近似	Baldwin-Lomax	FDM LU-ADI 2次精度	構造格子 コト方向C λ方向H	非線形方程式	369x52x63 121万点	5000	1600	500	9000	20	20	15
3D-2	粘性流 Thinlayer近似	q-ωモデル	FVM TVD 2次精度	Multi-Block	代数的手法	256x116x176 523万点	7761	3541	2165		8	8	8
3D-3	粘性流 Thinlayer近似	Baldwin-Lomax	FVM TVD 3次精度	複合格子 コト方向C λ方向O	代数的手法	70万点	2295	1147	1785	6486	NAL遷音速風洞 壁をシミュレート	多孔壁効果	
3D-4	粘性流 Thinlayer近似	Baldwin-Lomax	FVM TVD 3次精度	Multi-Block		161x31x50 43万点	4619	583	583	2737	5		9
3D-5	粘性流 Thinlayer近似	Baldwin-Lomax	FDM ADI-Diag 5点差分	構造格子 コト方向C λ方向H	代数的手法	349x70x50 122万点	6150	2490	1560	5950	7.65~7.72	8.65	8.65

課題	CFDワークショップ3次元部門
応募者名	富士重工業株式会社



格子構造概略  $Re=6 \times 10^7$  NS計算

ONERA-M5

ID	3D-2	NAME	T.Kishimoto
CASE	A	FORM	3D-AB1
$M_\infty$	0.84	Re	$1.0 \times 10^6$
$\alpha$	$-1^\circ$		

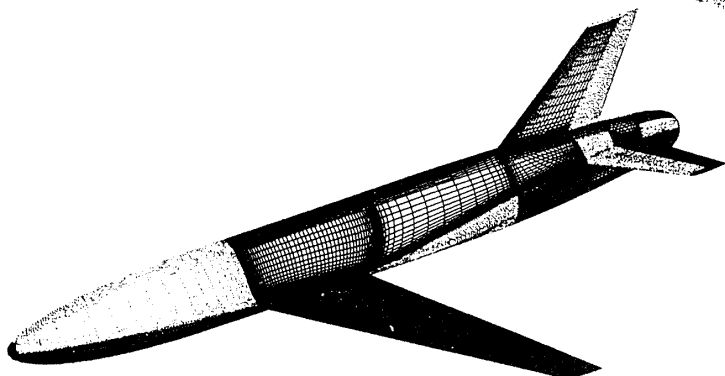
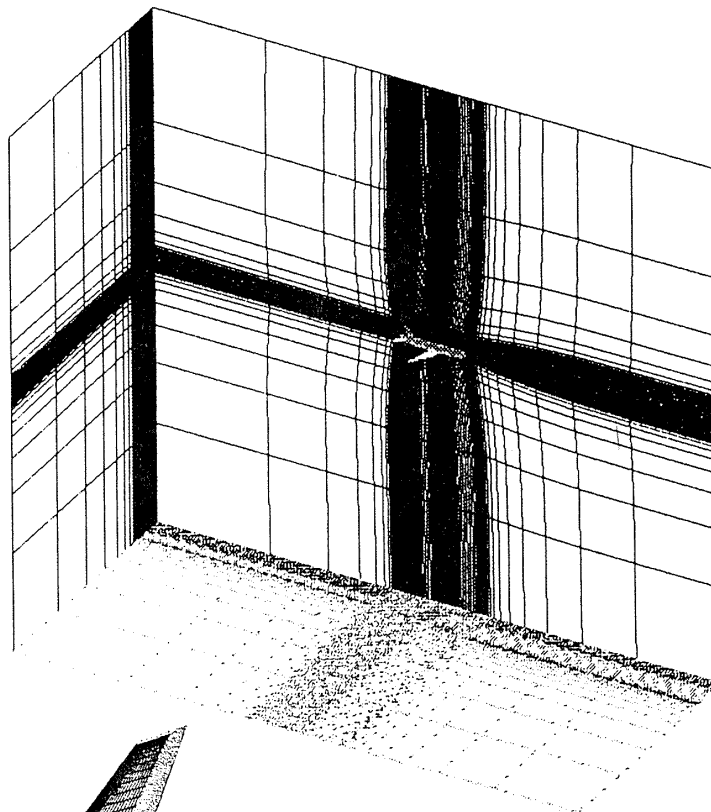
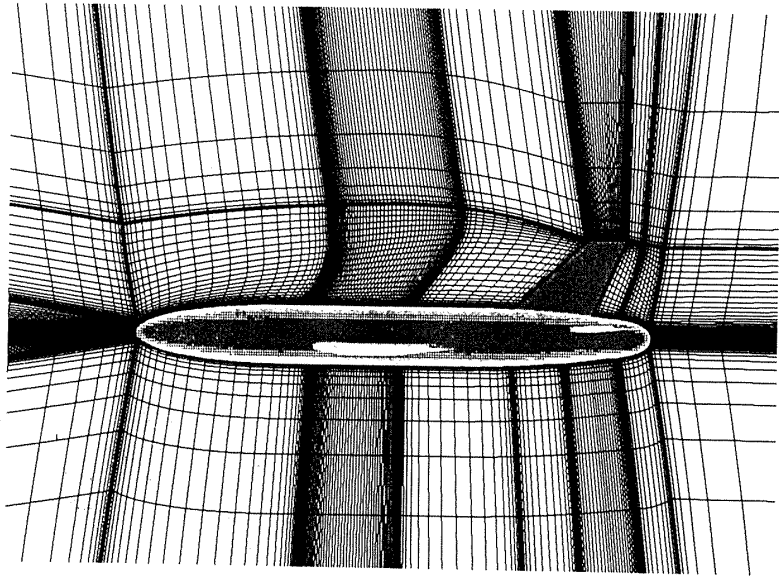


図. 1 各応募者の格子の概要

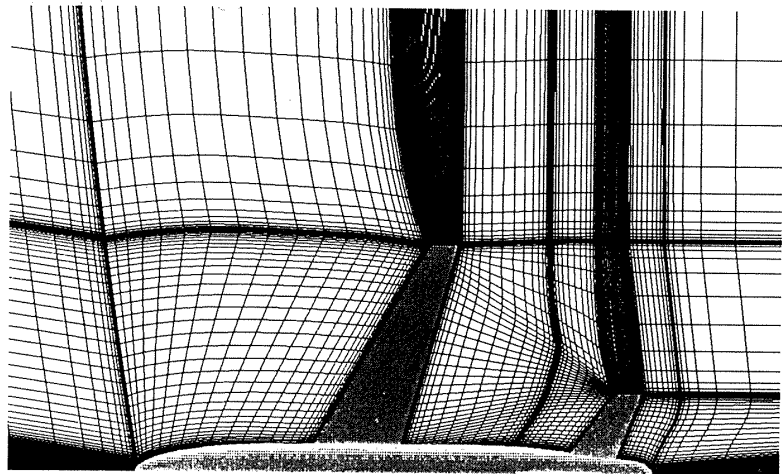


ONERA-M5

ID	3D-2	NAME	T. Kishimoto
CASE	A	FORM	3D-ABI
$M_\infty$	0.84	Re	$1.0 \times 10^6$
$\alpha$	-1°		



ONERA-M5計算格子(2) ~対称面(y=0)~



ONERA-M5計算格子 ~水平面(主翼および水平尾翼を含む)~

ONERA-M5

ID	3D-3	NAME	Y. TAKAKURA
CASE		FORM	FORM 3D-ABI

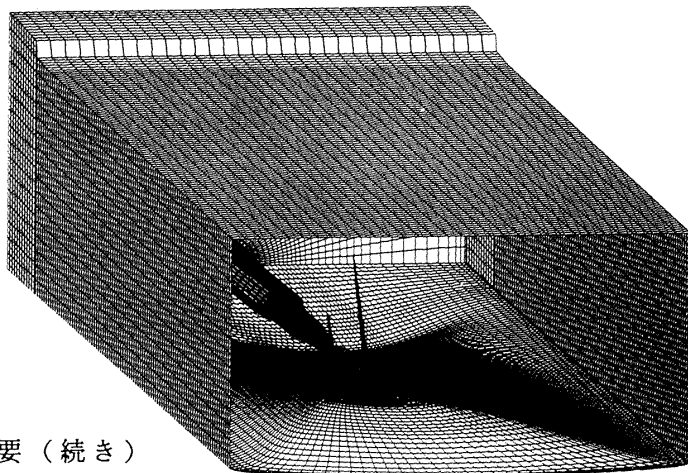


図. 1 各応募者の格子の概要(続き)

ONERA-M5

ID	30-3	NAME	Y. TAKAKURA
CASE		FORM	FORM 30-AB1

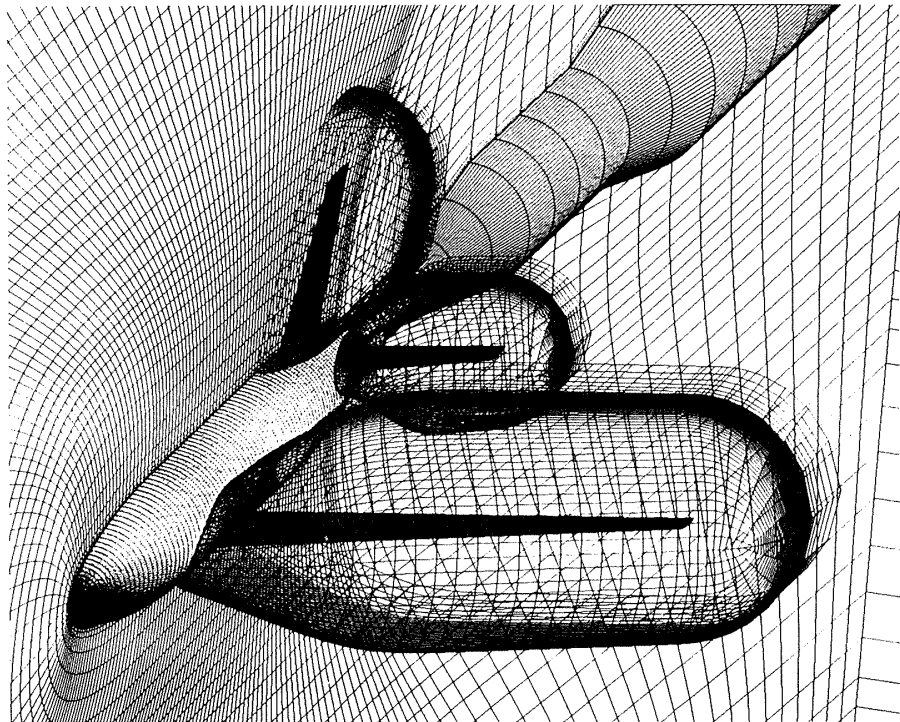
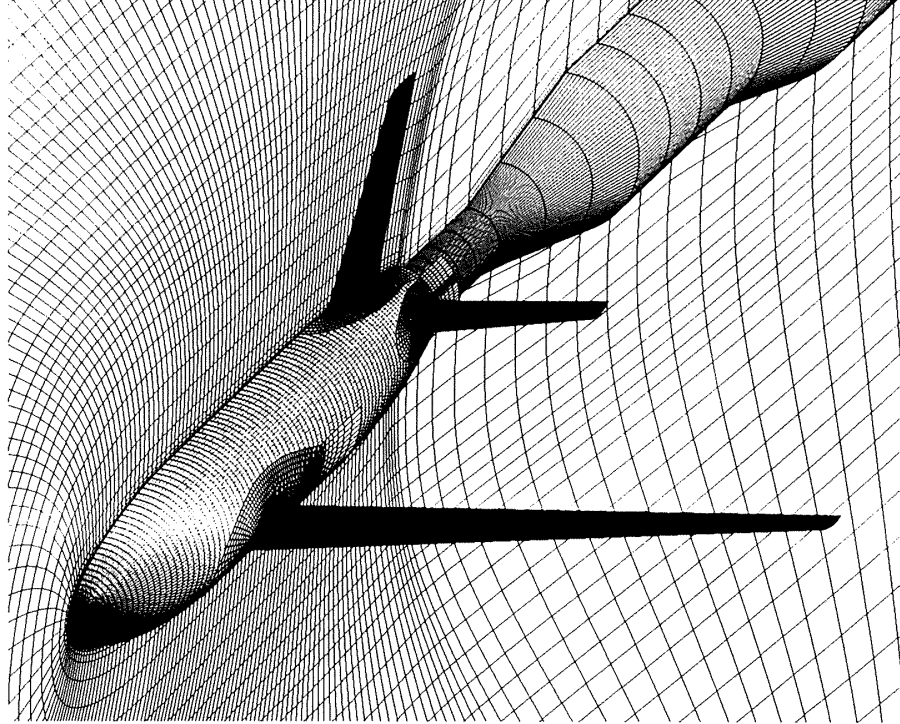
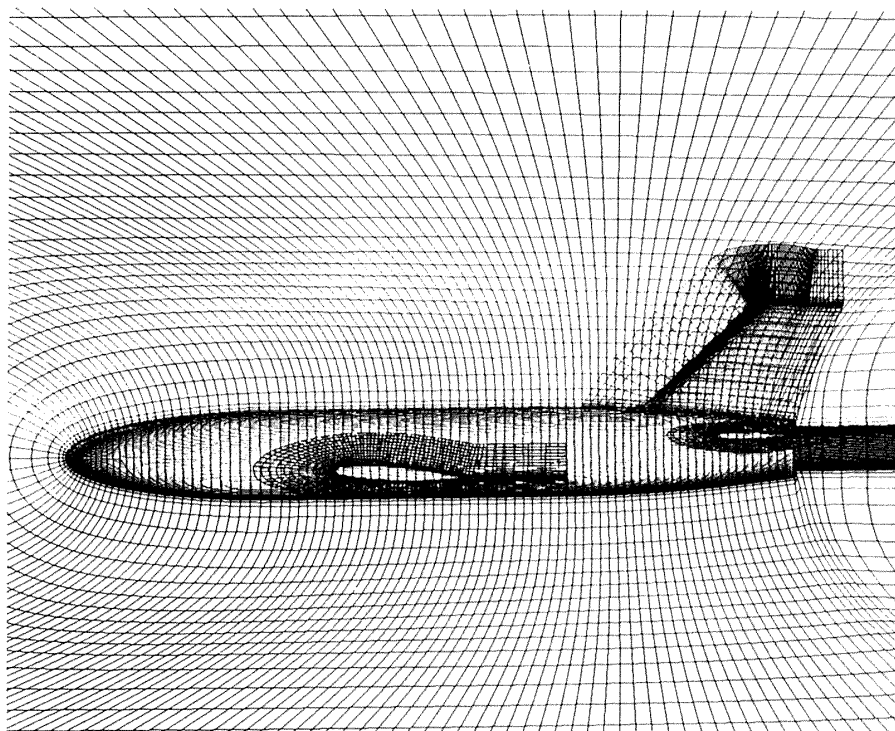


図. 1 各応募者の格子の概要 (続き)

ONERA-M5

ID	3D-3	NAME	T. TAKAKURA
CASE	FORM	FORM 3D-AB1	



ONERA-M5

ID	3D-4	NAME	S. TAKANASHI
CASE	FORM	FORM 3D-AB1	

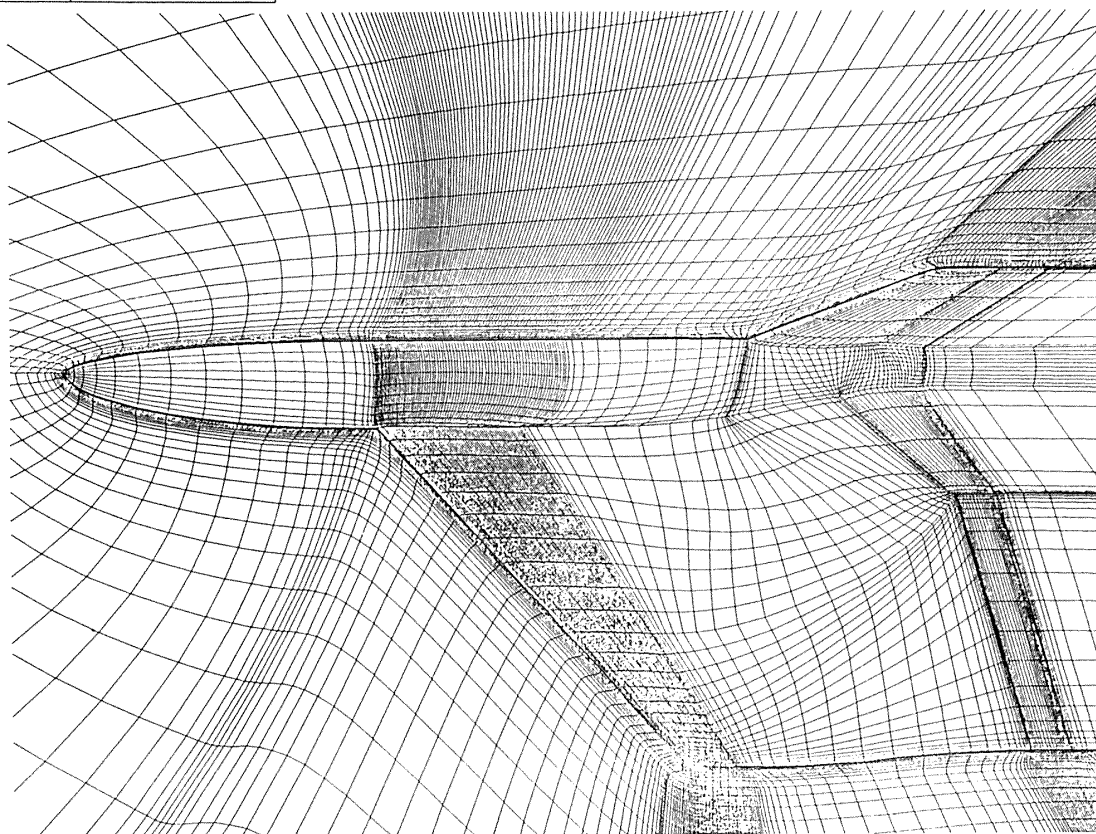
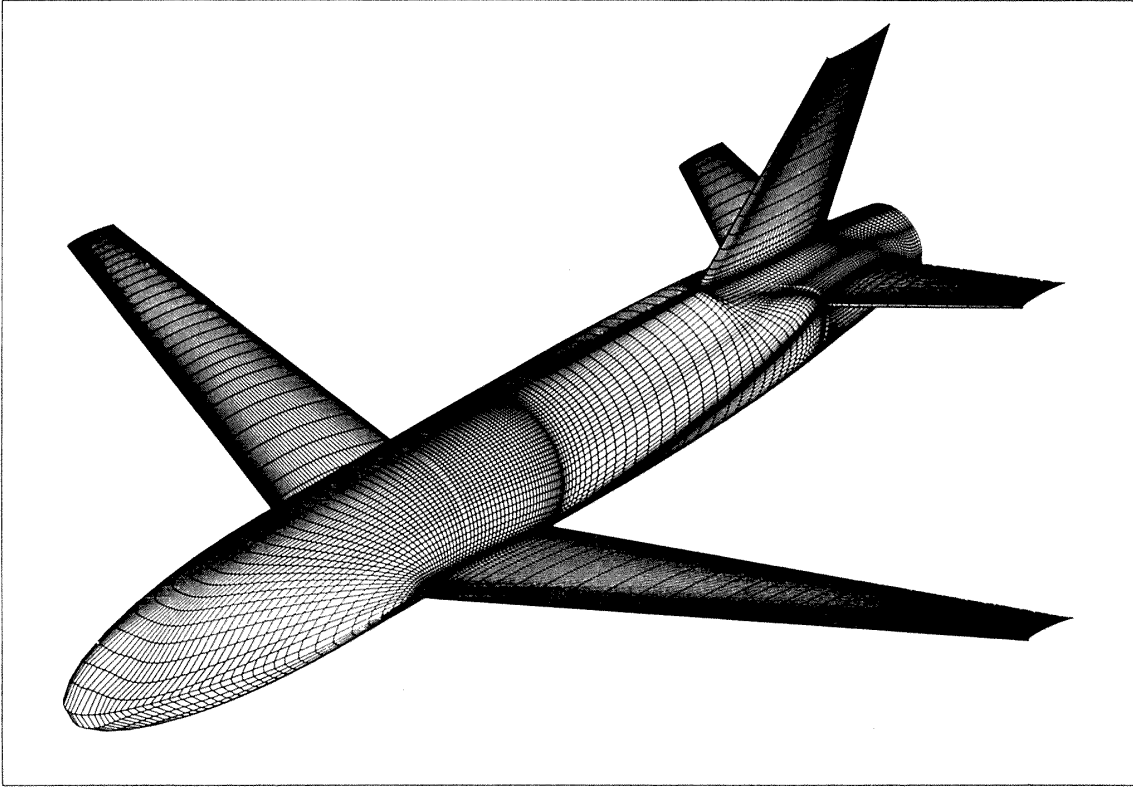


図. 1 各応募者の格子の概要 (続き)

ONERA-M5

ID	3D-5	NAME	T. KAIKEN
CASE	FORM	FORM	3D-AB1

workshop ONERA-M5



workshop (YOKUDO)

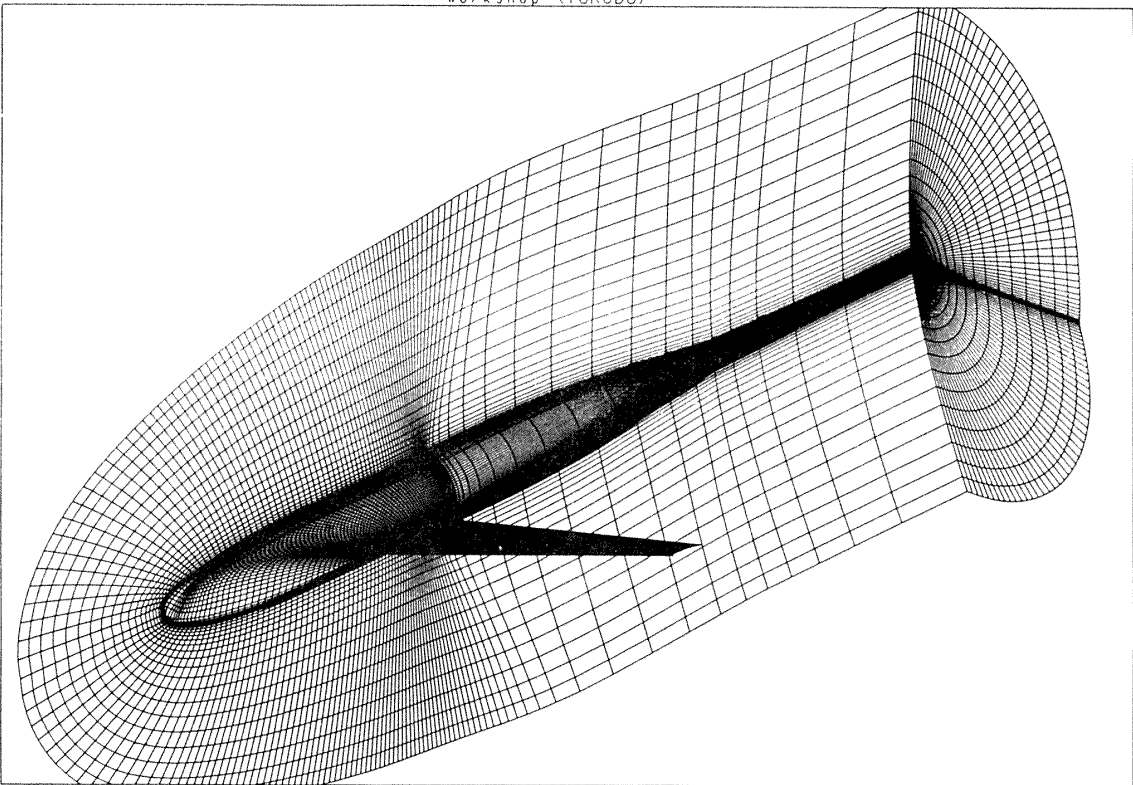


図. 1 各応募者の格子の概要 (続き)

3D-AB1

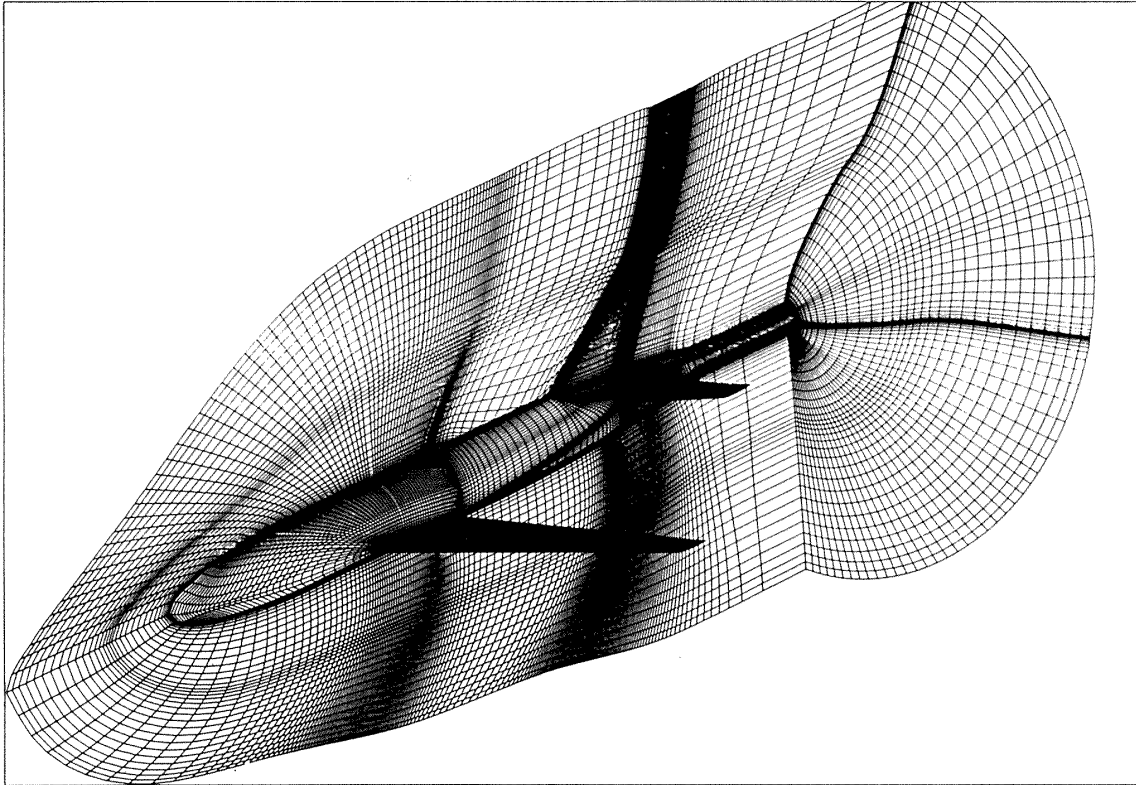


図. 1 各応募者の格子の概要 (続き)

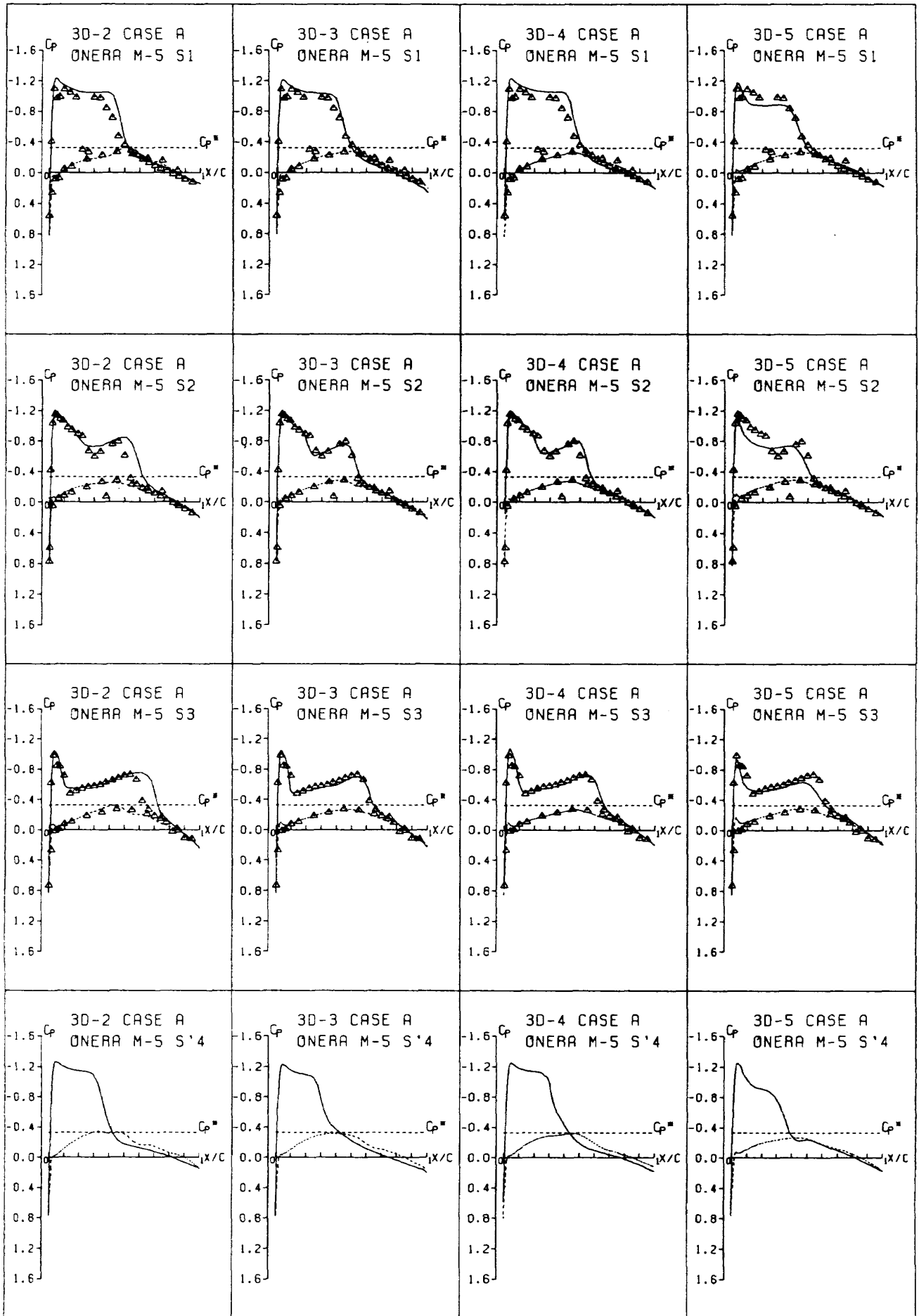


図. 2 圧力分布の比較 - 課題 A

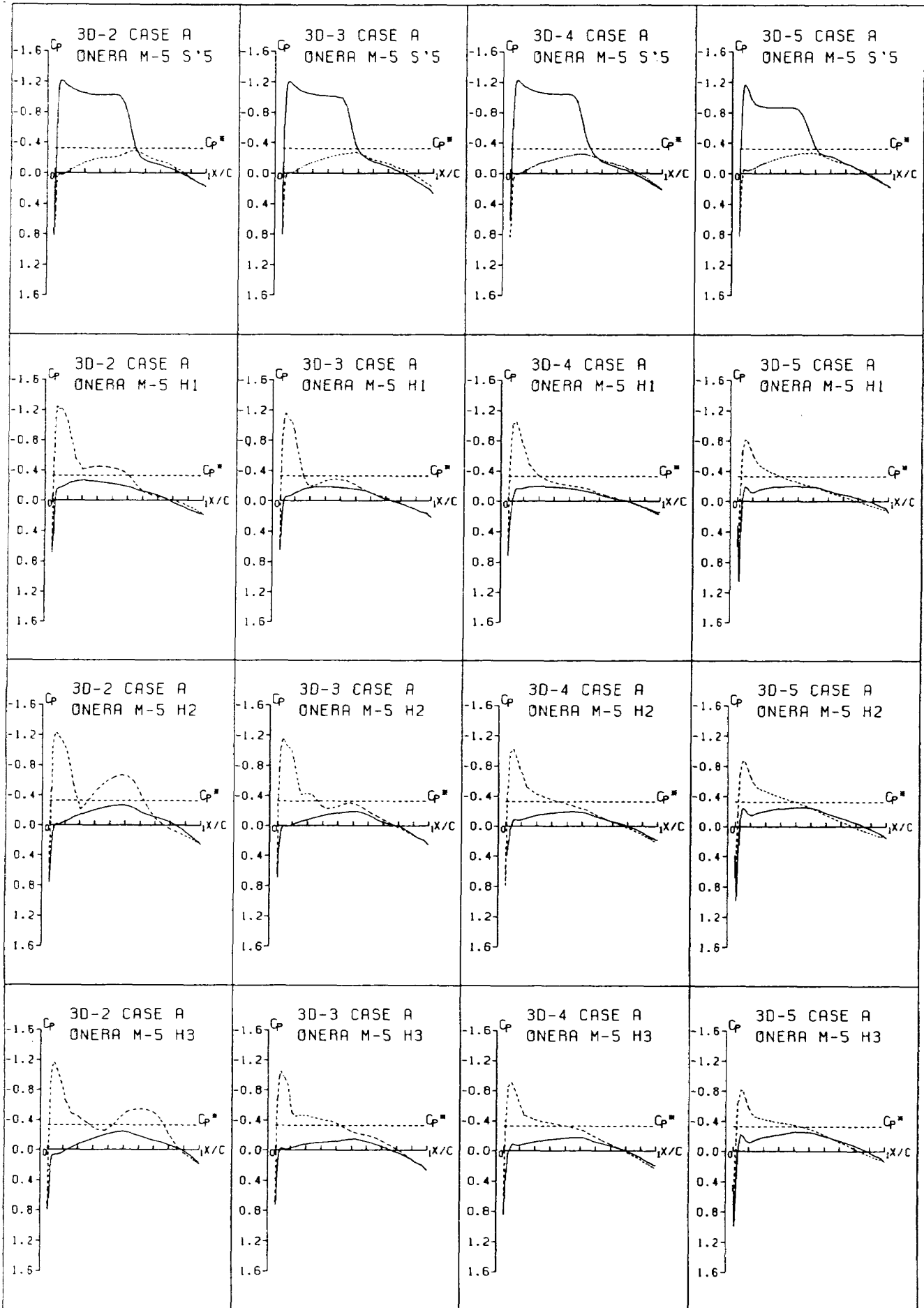


図. 2 圧力分布の比較 - 課題 A (続き)

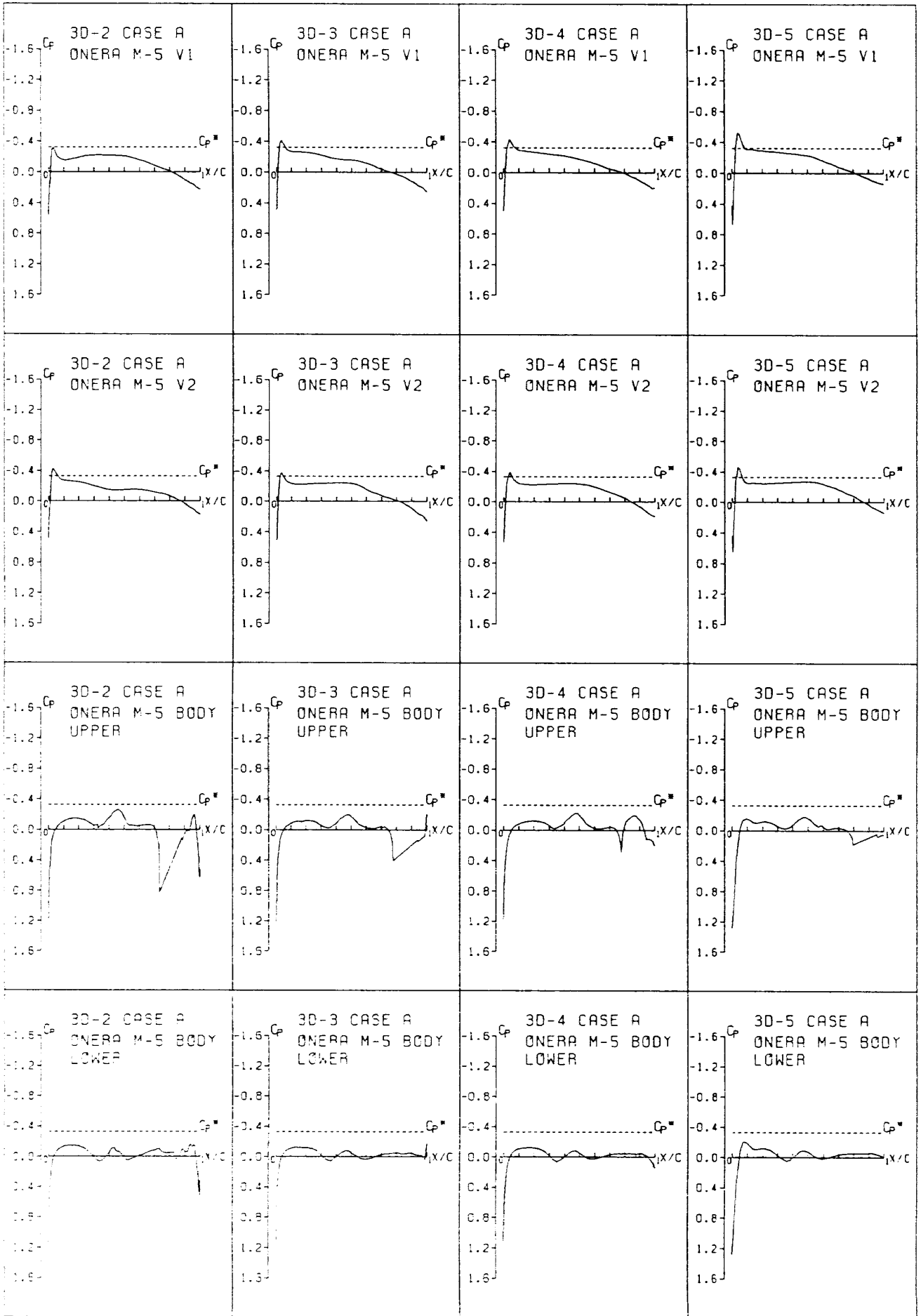
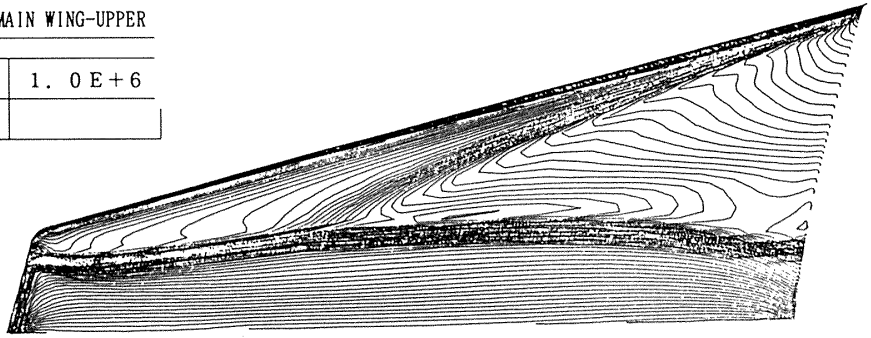


図. 2 圧力分布の比較 - 課題 A (続き)



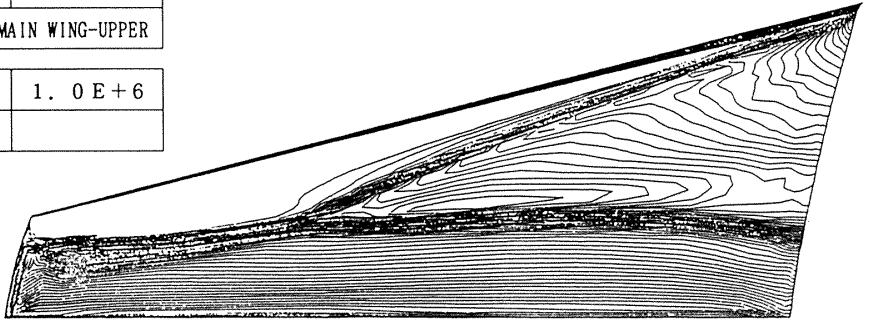
ONERA-M5

ID	3D-2		NAME	T. KISHIMOTO
CASE	A	FORM	3D-AB4-MAIN WING-UPPER	
$M_\infty$	0.84	RE	1.0E+6	
$\alpha$	-1.00			



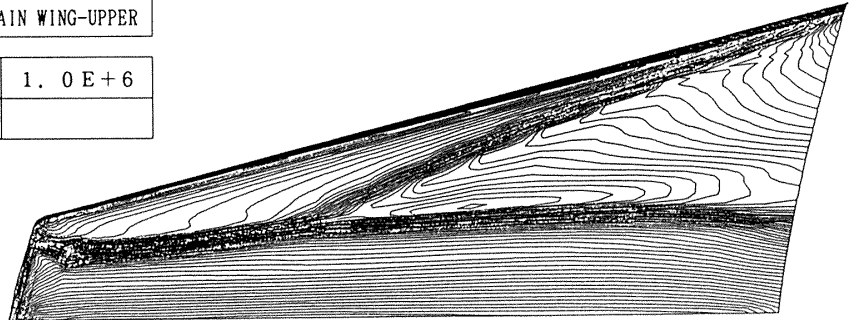
ONERA-M5

ID	3D-3		NAME	Y. TAKAKURA
CASE	A	FORM	3D-AB4-MAIN WING-UPPER	
$M_\infty$	0.84	RE	1.0E+6	
$\alpha$	-1.00			



ONERA-M5

ID	3D-4		NAME	S. TAKANASHI
CASE	A	FORM	3D-AB4-MAIN WING-UPPER	
$M_\infty$	0.84	RE	1.0E+6	
$\alpha$	-1.00			



ONERA-M5

ID	3D-5		NAME	T. KAIKEN
CASE	A	FORM	3D-AB4-MAIN WING-UPPER	
$M_\infty$	0.84	RE	1.0E+6	
$\alpha$	-1.00			

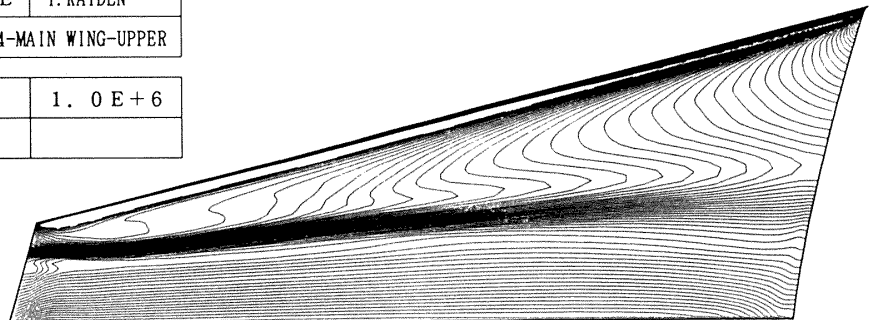
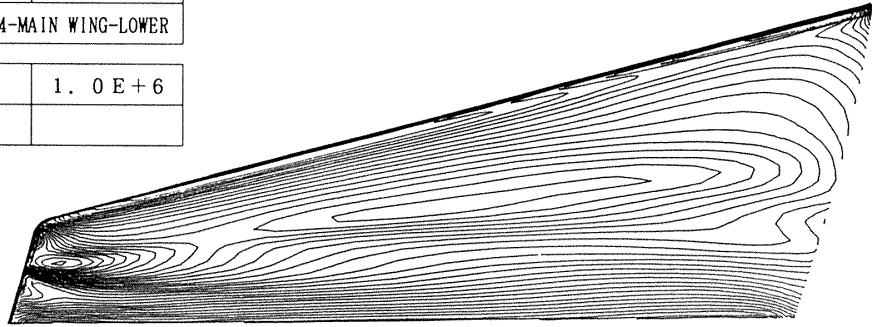


図. 3 主翼上面のCpコンタの比較-課題A

ONERA-M5

ID	3D-2		NAME	T. KISHIMOTO
CASE	A	FORM	3D-AB4-MAIN WING-LOWER	

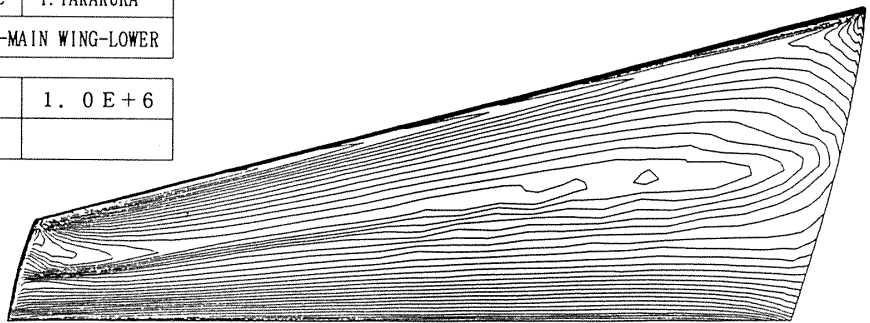
$M_\infty$	0.84	RE	1.0E+6	
$\alpha$	-1.00			



ONERA-M5

ID	3D-3		NAME	Y. TAKAKURA
CASE	A	FORM	3D-AB4-MAIN WING-LOWER	

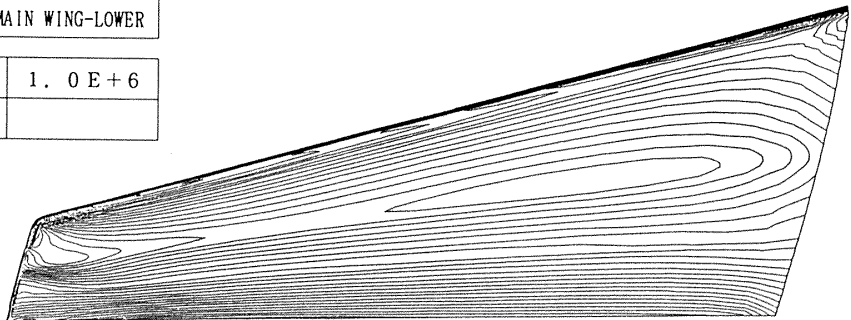
$M_\infty$	0.84	RE	1.0E+6	
$\alpha$	-1.00			



ONERA-M5

ID	3D-4		NAME	S. TAKANASHI
CASE	A	FORM	3D-AB4-MAIN WING-LOWER	

$M_\infty$	0.84	RE	1.0E+6	
$\alpha$	-1.00			



ONERA-M5

ID	3D-5		NAME	T. KAIDEN
CASE	A	FORM	3D-AB4-MAIN WING-LOWER	

$M_\infty$	0.84	RE	1.0E+6	
$\alpha$	-1.00			

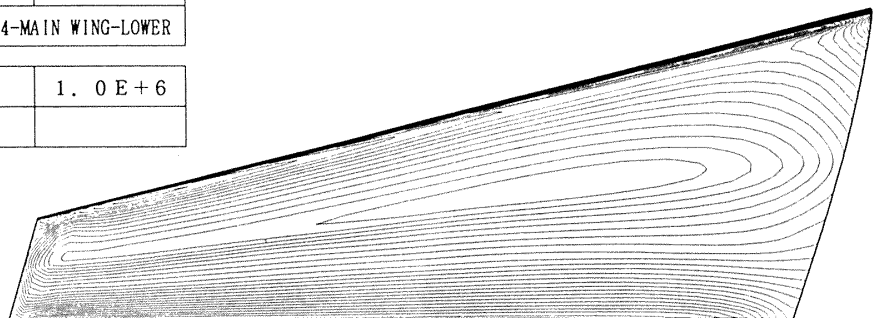
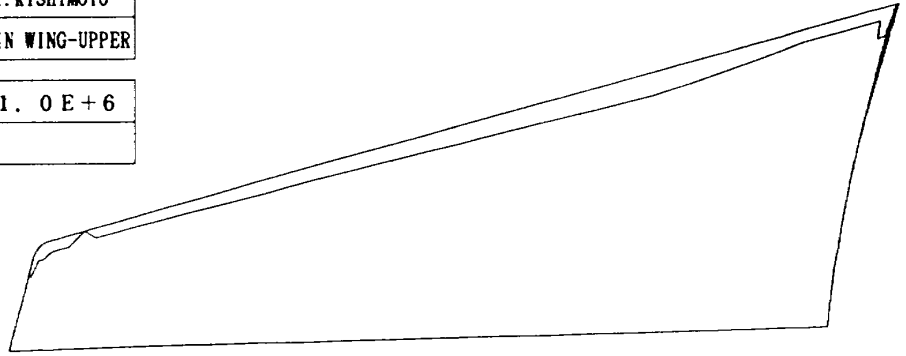


図. 4 主翼下面のCpコンタの比較-課題A

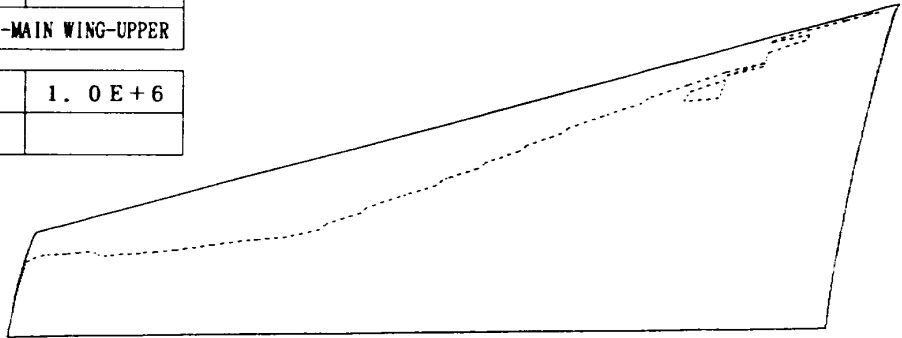
ONERA-M5

ID	3D-2		NAME	T. KISHIMOTO
CASE	A	FORM	3D-AB11-MAIN WING-UPPER	
$M_\infty$	0.84	RE	1.0E+6	
$\alpha$	-1.00			



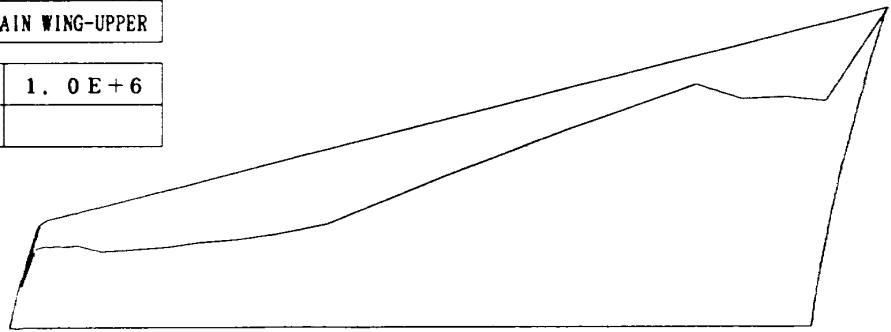
ONERA-M5

ID	3D-3		NAME	Y. TAKAKURA
CASE	A	FORM	3D-A11-MAIN WING-UPPER	
$M_\infty$	0.84	RE	1.0E+6	
$\alpha$	-1.00			



ONERA-M5

ID	3D-4		NAME	S. TAKANASHI
CASE	A	FORM	3D-A11-MAIN WING-UPPER	
$M_\infty$	0.84	RE	1.0E+6	
$\alpha$	-1.00			



ONERA-M5

ID	3D-5		NAME	T. KAIKEN
CASE	A	FORM	3D-A11-MAIN WING-UPPER	
$M_\infty$	0.84	RE	1.0E+6	
$\alpha$	-1.00			

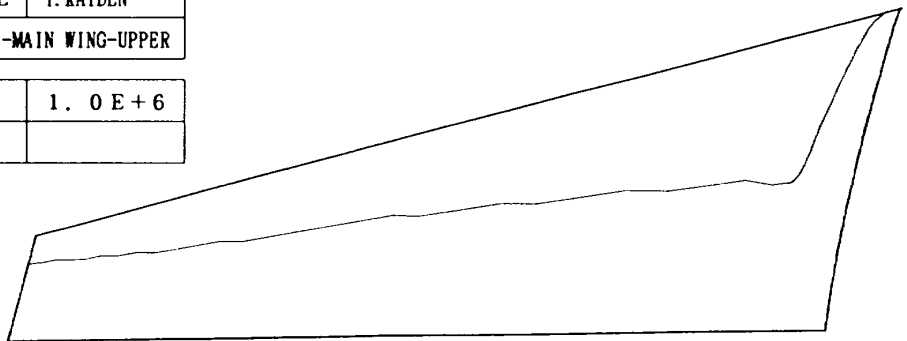
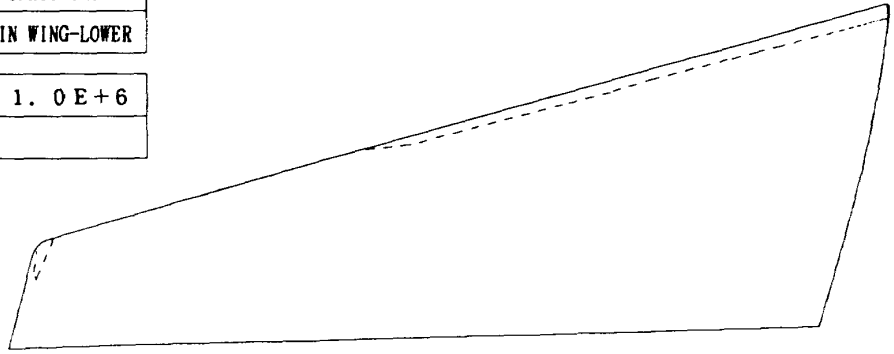


図. 5 主翼上面の遷移点の比較 - 課題A

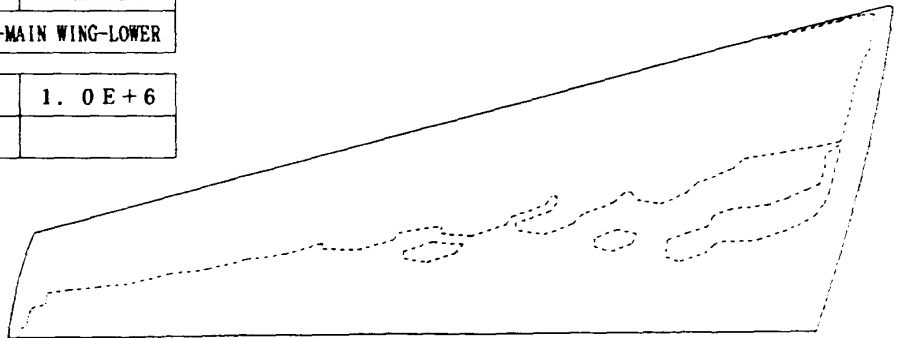
ONERA-M5

ID	3D-2		NAME	T. KISHIMOTO
CASE	A	FORM	3D-A11-MAIN WING-LOWER	
$M_\infty$	0.84	RE	1.0E+6	
$\alpha$	-1.00			



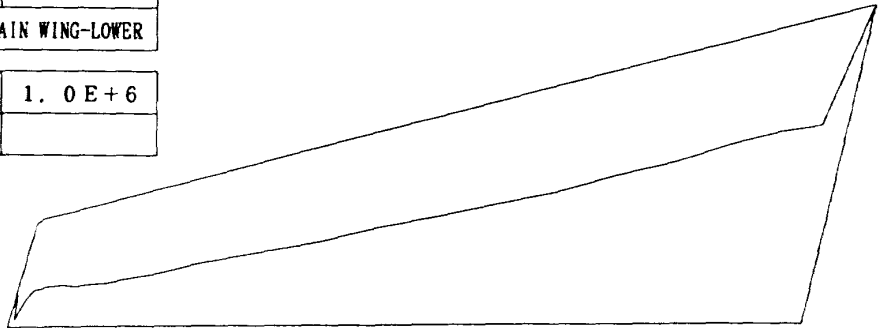
ONERA-M5

ID	3D-3		NAME	Y. TAKAKURA
CASE	A	FORM	3D-A11-MAIN WING-LOWER	
$M_\infty$	0.84	RE	1.0E+6	
$\alpha$	-1.00			



ONERA-M5

ID	3D-4		NAME	S. TAKANASHI
CASE	A	FORM	3D-A11-MAIN WING-LOWER	
$M_\infty$	0.84	RE	1.0E+6	
$\alpha$	-1.00			



ONERA-M5

ID	3D-5		NAME	T. KAIKEN
CASE	A	FORM	3D-A11-MAIN WING-LOWER	
$M_\infty$	0.84	RE	1.0E+6	
$\alpha$	-1.00			

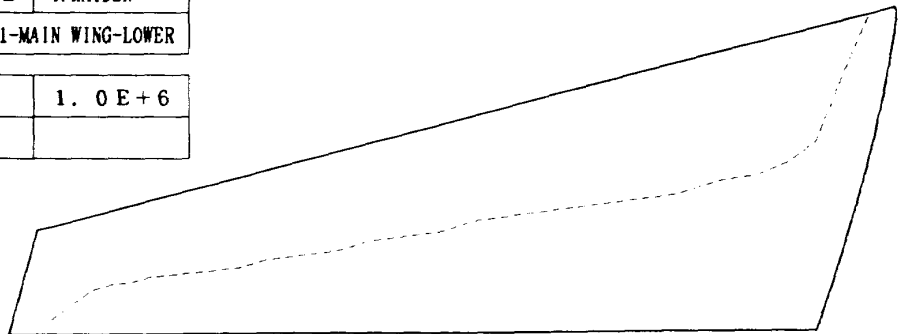
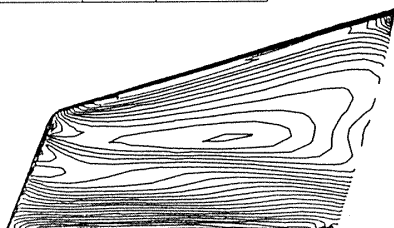


図. 6 主翼下面の遷移点の比較 - 課題 A

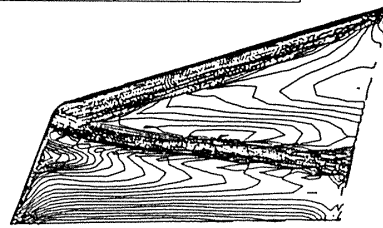
ONERA-M5

ID	3D-2	NAME	T. KISHIMOTO
CASE	A	FORM	3D-AB4-H-TAIL-UPPER
$M_\infty$	0.84	RE	1.0E+6
$\alpha$	-1.00		



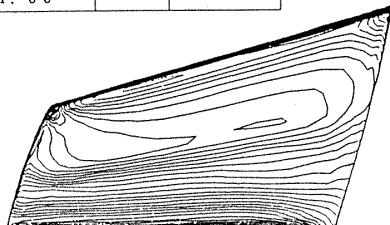
ONERA-M5

ID	3D-2	NAME	T. KISHIMOTO
CASE	A	FORM	3D-AB4-H-TAIL-LOWER
$M_\infty$	0.84	RE	1.0E+6
$\alpha$	-1.00		



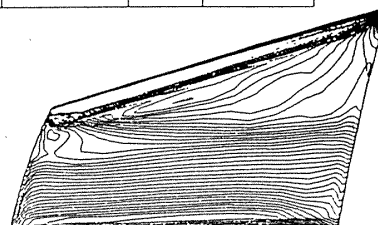
ONERA-M5

ID	3D-3	NAME	Y. TAKAKURA
CASE	A	FORM	3D-AB4-H-TAIL-UPPER
$M_\infty$	0.84	RE	1.0E+6
$\alpha$	-1.00		



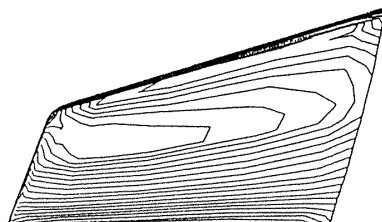
ONERA-M5

ID	3D-3	NAME	Y. TAKAKURA
CASE	A	FORM	3D-AB4-H-TAIL-LOWER
$M_\infty$	0.84	RE	1.0E+6
$\alpha$	-1.00		



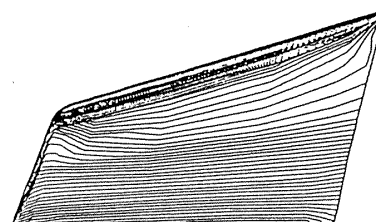
ONERA-M5

ID	3D-4	NAME	S. TAKANASHI
CASE	A	FORM	3D-AB4-H-TAIL-UPPER
$M_\infty$	0.84	RE	1.0E+6
$\alpha$	-1.00		



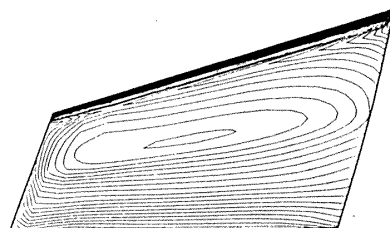
ONERA-M5

ID	3D-4	NAME	S. TAKANASHI
CASE	A	FORM	3D-AB4-H-TAIL-LOWER
$M_\infty$	0.84	RE	1.0E+6
$\alpha$	-1.00		



ONERA-M5

ID	3D-5	NAME	T. KAIKEN
CASE	A	FORM	3D-AB4-H-TAIL-UPPER
$M_\infty$	0.84	RE	1.0E+6
$\alpha$	-1.00		



ONERA-M5

ID	3D-5	NAME	T. KAIKEN
CASE	A	FORM	3D-AB4-H-TAIL-LOWER
$M_\infty$	0.84	RE	1.0E+6
$\alpha$	-1.00		

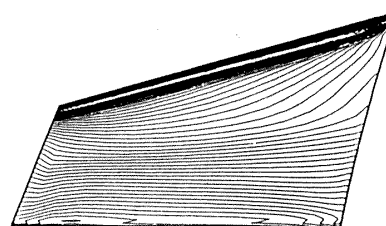


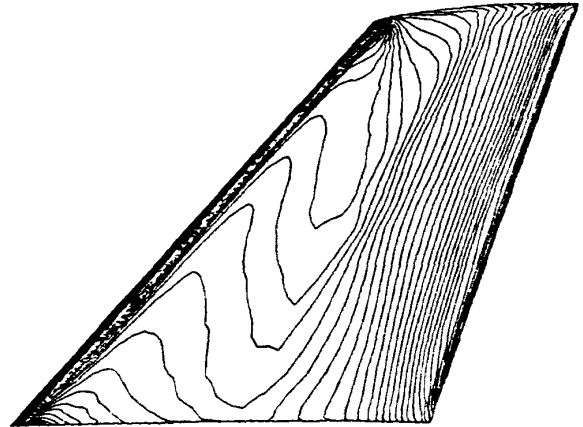
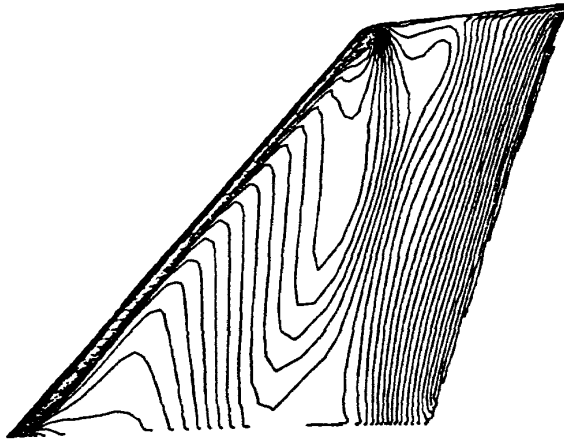
図. 7 水平尾翼上下面 Cpコンタの比較 - 課題 A

ONERA-M5

ID	3D-2		NAME	T. KISHIMOTO
CASE	A	FORM	3D-AB4-V-TAIL	
$M_\infty$	0.84	RE	1.0E+6	
$\alpha$	-1.00			

ONERA-M5

ID	3D-3		NAME	Y. TAKAKURA
CASE	A	FORM	3D-AB4-V-TAIL	
$M_\infty$	0.84	RE	1.0E+6	
$\alpha$	-1.00			



ONERA-M5

ID	3D-4		NAME	S. TAKANASHI
CASE	A	FORM	3D-AB4-V-TAIL	
$M_\infty$	0.84	RE	1.0E+6	
$\alpha$	-1.00			

ONERA-M5

ID	3D-5		NAME	T. KAIKEN
CASE	A	FORM	3D-AB4-V-TAIL	
$M_\infty$	0.84	RE	1.0E+6	
$\alpha$	-1.00			

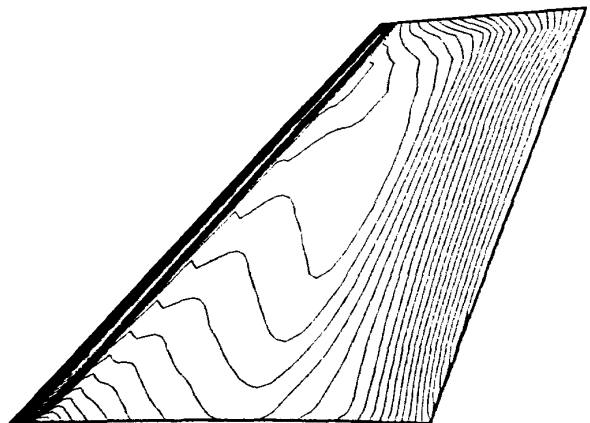
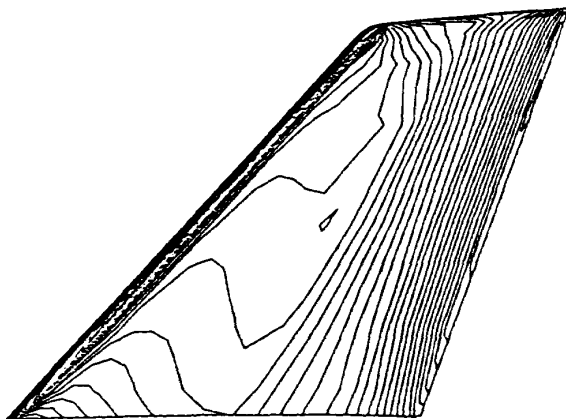
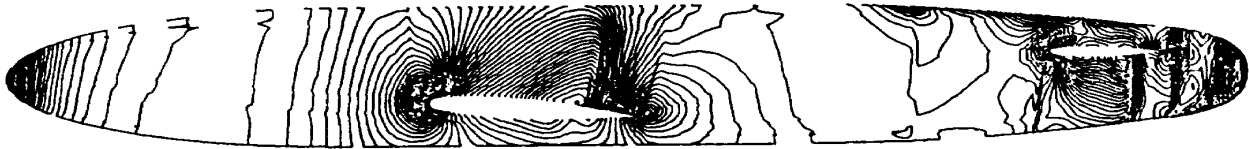


図. 8 垂直尾翼  $C_p$  コンタの比較 - 課題 A

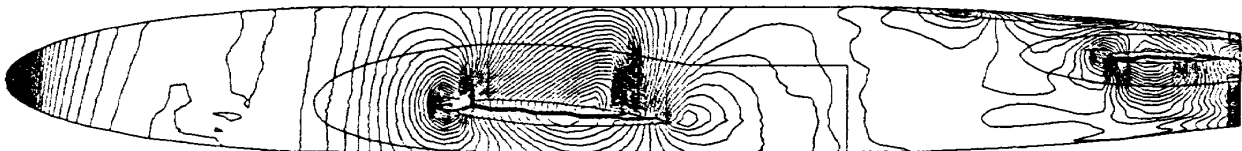
ONERA-M5

ID	3D-2		NAME	T. KISHIMOTO
CASE	A	FORM	3D-AB5-BODY	
$M_\infty$	0.84		RE	1.0E+6
$\alpha$	-1.00			



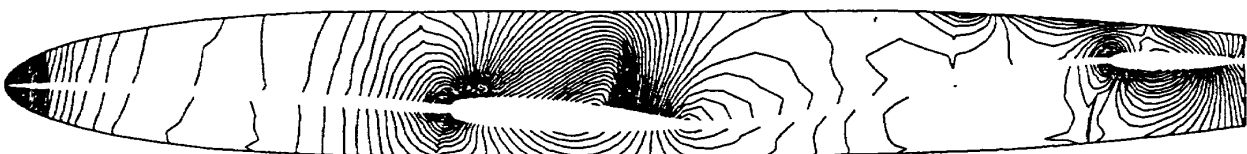
ONERA-M5

ID	3D-3		NAME	Y. TAKAKURA
CASE	A	FORM	3D-AB5-BODY	
$M_\infty$	0.84		RE	1.0E+6
$\alpha$	-1.00			



ONERA-M5

ID	3D-4		NAME	S. TAKANASHI
CASE	A	FORM	3D-AB5-BODY	
$M_\infty$	0.84		RE	1.0E+6
$\alpha$	-1.00			



ONERA-M5

ID	3D-5		NAME	T. KAIKEN
CASE	A	FORM	3D-AB5-BODY	
$M_\infty$	0.84		RE	1.0E+6
$\alpha$	-1.00			

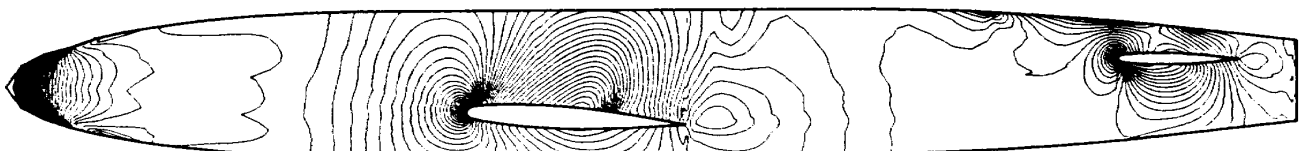


図. 9 胴体側面の Cpコンタの比較 - 課題 A

表 4 全機 CL、CDおよびCM 課題 A

	3D-2	3D-3	3D-4	3D-5
CL	0.2725E 00	0.2668E 00	0.2908E-00	0.2256E-00
CM	0.1699E 00	0.8216E-01	0.8306E-01	0.4659E-01
CD	0.2938E-01	0.2709E-01	0.2927E-01	0.3229E-01
(F)	0.1021E-01	0.1291E-01	0.1450E-01	0.1226E-01
(P)	0.1917E-01	0.1418E-01	0.1477E-01	0.2003E-01

表 5 各要素毎のCd 課題 A

ID	Cd	主翼	胴体	垂直尾翼	水平尾翼
3D-2	(f)	0.4582E-02	0.3702E-02	0.8591E-03	0.1062E-02
	(p)	0.1597E-01	0.2689E-02	0.9670E-03	-0.4481E-03
	Cd	0.2055E-01	0.6392E-02	0.1826E-02	0.6134E-03
3D-3	(f)	0.4787E-02	0.6292E-02	0.8485E-03	0.9868E-03
	(p)	0.1187E-01	0.6047E-02	-0.3225E-03	-0.3412E-02
	Cd	0.1665E-01	0.1234E-01	0.5260E-03	-0.2426E-02
3D-4	(f)	0.5171E-02	0.7346E-02	0.9777E-03	0.1006E-02
	(p)	0.1262E-01	0.6321E-02	-0.1315E-02	-0.2857E-02
	Cd	0.1779E-01	0.1367E-01	-0.3377E-03	-0.1851E-02
3D-5	(f)	0.4870E-02	0.5400E-02	0.9400E-03	0.1050E-02
	(p)	0.1142E-01	0.5190E-02	0.1470E-02	0.1950E-02
	Cd	0.1629E-01	0.1059E-01	0.2410E-02	0.3000E-02

表 6 各翼素毎のCl、CmおよびCd 課題 A

		20~30%	30~40%	40~50%	50~60%	60~70%	70~80%	80~90%	90~100%
3D-2	Cl	0.3287E+00	0.3259E+00	0.3779E+00	0.2876E+00	0.4254E+00	0.4490E+00	0.3391E+00	0.2741E+00
	Cm	0.9251E-02	0.2848E-01	0.4277E-01	0.4826E-01	0.7406E-01	0.7336E-01	0.7751E-01	-0.1411E-01
	Cd	0.3339E-01	0.2567E-01	0.2360E-01	0.1783E-01	0.1924E-01	0.1779E-01	0.1352E-01	0.1766E-01
	(f)	0.5108E-02	0.5322E-02	0.5677E-02	0.5604E-02	0.5996E-02	0.6041E-02	0.5860E-02	0.4954E-02
	(p)	0.2828E-01	0.2035E-01	0.1792E-01	0.1223E-01	0.1324E-01	0.1175E-01	0.7665E-02	0.1271E-01
3D-3	Cl	0.1699E+00	0.3329E-01	0.1524E+00	0.4784E-01	0.1241E+00	0.4897E-01	0.4614E-01	0.2523E-01
	Cm	0.5417E-02	0.7025E-02	0.7934E-02	0.6356E-02	0.6004E-02	0.4078E-02	0.3022E-02	0.9559E-03
	Cd	0.7575E-02	0.3873E-02	0.7968E-02	0.2183E-02	0.6389E-02	0.1464E-02	0.1078E-02	-0.5409E-03
	(f)	0.1518E-02	0.1417E-02	0.1248E-02	0.1058E-02	0.9462E-03	0.6978E-03	0.6128E-03	0.5781E-03
	(p)	0.6057E-02	0.2456E-02	0.6720E-02	0.1125E-02	0.5442E-02	0.7665E-03	0.4648E-03	-0.1119E-02
3D-4	Cl	0.3787E-01	0.3783E-01	0.3733E-01	0.3603E-01	0.3430E-01	0.3091E-01	0.2502E-01	0.1527E-01
	Cm	0.3004E-02	0.5834E-02	0.5580E-02	0.6815E-02	0.7903E-02	0.6956E-02	0.7069E-02	0.5427E-02
	Cd	0.3848E-02	0.2770E-02	0.2084E-02	0.1624E-02	0.1261E-02	0.1013E-02	0.6975E-03	0.2463E-04
	(f)	0.8462E-03	0.7511E-03	0.6646E-03	0.5858E-03	0.5055E-03	0.4092E-03	0.3296E-03	0.2753E-03
	(p)	0.3002E-02	0.2018E-02	0.1420E-02	0.1038E-02	0.7554E-03	0.6039E-03	0.3679E-03	-0.2489E-03
3D-5	Cl	0.3159E-01	0.3118E-01	0.3066E-01	0.2994E-01	0.2833E-01	0.2561E-01	0.2154E-01	0.1581E-01
	Cm	0.2178E-02	0.3188E-02	0.3456E-02	0.3249E-02	0.2983E-02	0.2559E-02	0.2052E-02	0.1378E-02
	Cd	0.3550E-02	0.2495E-02	0.1869E-02	0.1528E-02	0.1295E-02	0.1075E-02	0.8159E-03	0.6249E-03
	(f)	0.8290E-03	0.7041E-03	0.6079E-02	0.5836E-03	0.5412E-03	0.4739E-03	0.4013E-03	0.4601E-03
	(p)	0.2721E-02	0.1791E-02	0.1261E-02	0.9449E-03	0.7540E-03	0.6010E-03	0.4145E-03	0.1647E-03



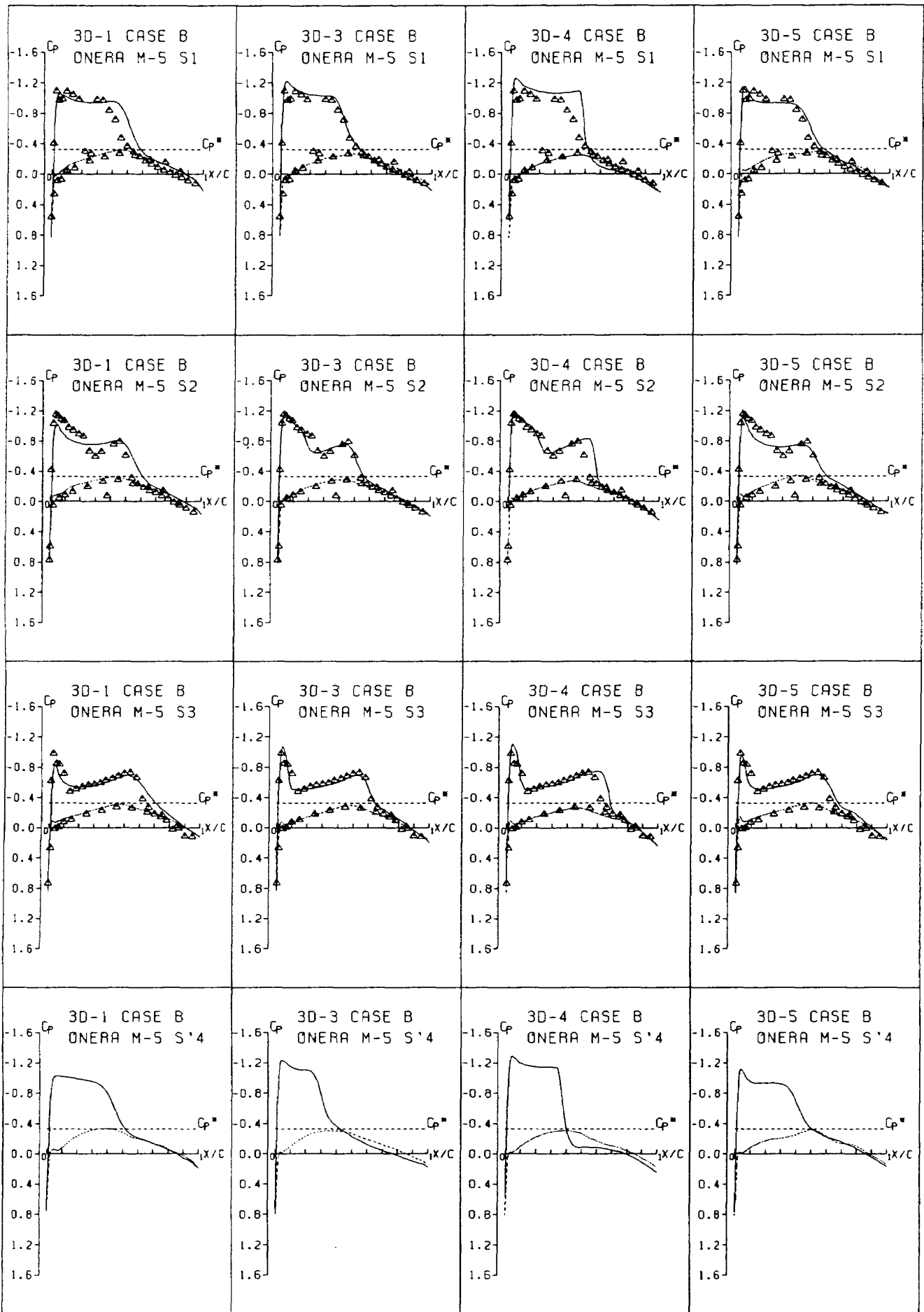


図. 10 圧力分布の比較 - 課題 B

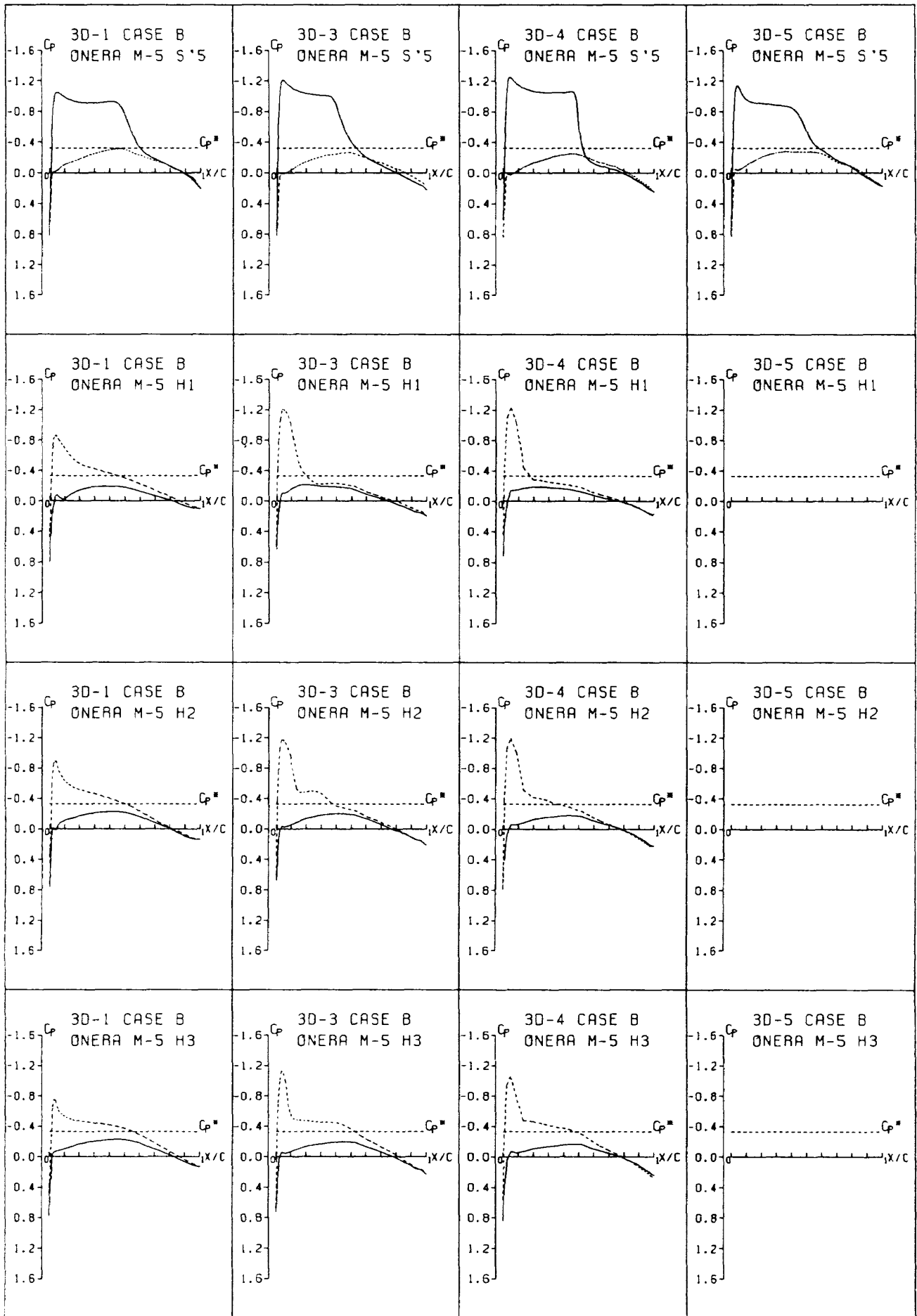


図. 10 圧力分布の比較 - 課題 B (続き)

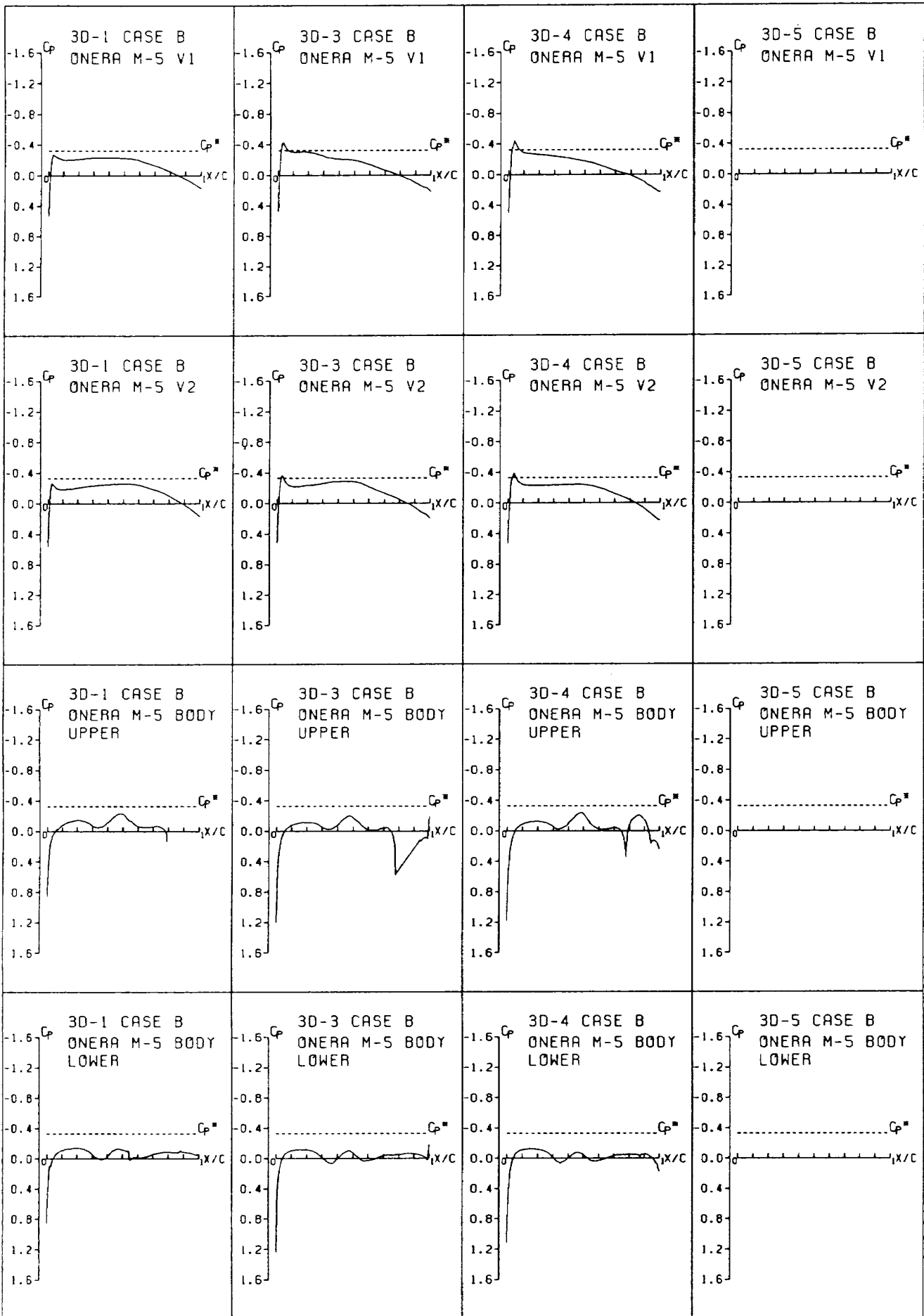
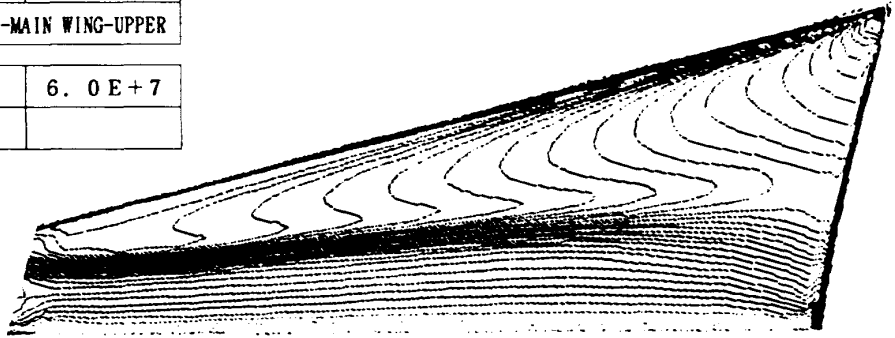


図. 10 圧力分布の比較 - 課題 B (続き)

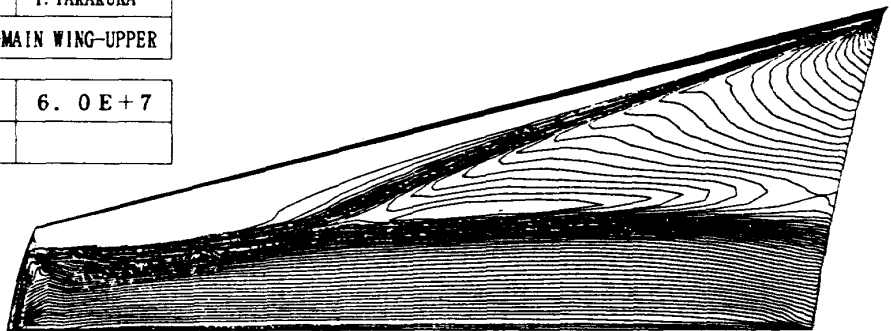
## ONERA-M5

ID	3D-1		NAME	FHI
CASE	B	FORM	3D-AB4-MAIN WING-UPPER	
$M_\infty$	0.84		RE	6.0E+7
$\alpha$	-1.00			



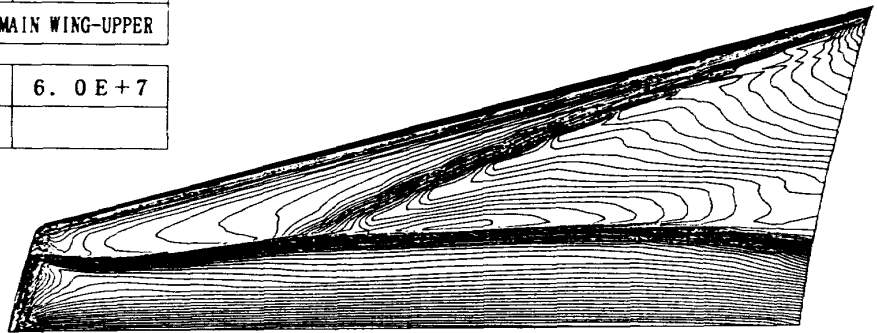
## ONERA-M5

ID	3D-3		NAME	Y. TAKAKURA
CASE	B	FORM	3D-AB4-MAIN WING-UPPER	
$M_\infty$	0.84		RE	6.0E+7
$\alpha$	-1.00			



## ONERA-M5

ID	3D-4		NAME	S. TAKANASHI
CASE	B	FORM	3D-AB4-MAIN WING-UPPER	
$M_\infty$	0.84		RE	6.0E+7
$\alpha$	-1.00			



## ONERA-M5

ID	3D-5		NAME	T. KAIKEN
CASE	B	FORM	3D-AB4-MAIN WING-UPPER	
$M_\infty$	0.84		RE	6.0E+7
$\alpha$	-1.00			

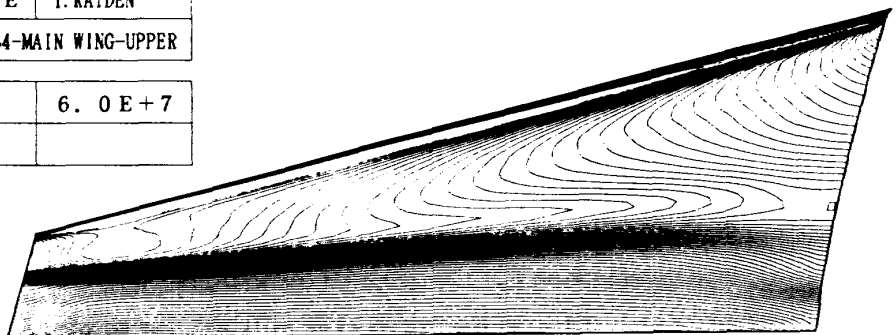
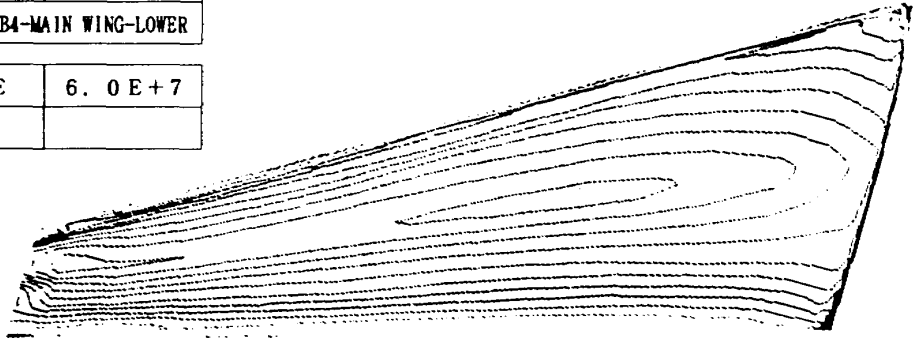


図. 11 主翼上面の  $C_p$  コンタの比較 - 課題 B

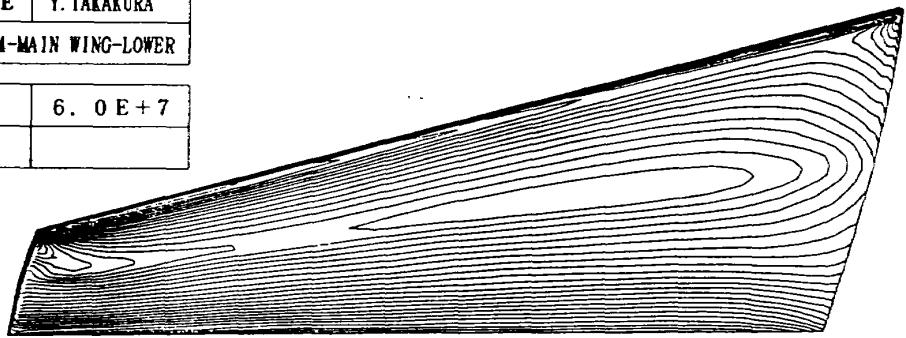
ONERA-M5

ID	3D-1		NAME	FHI
CASE	B	FORM	3D-AB4-MAIN WING-LOWER	
$M_\infty$	0.84	RE	6.0E+7	
$\alpha$	-1.00			



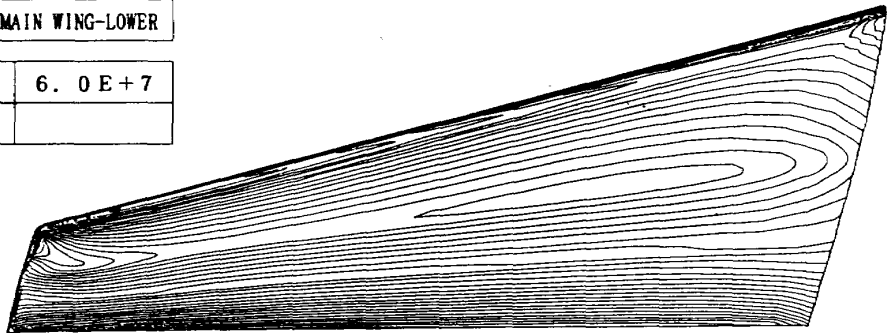
ONERA-M5

ID	3D-3		NAME	Y. TAKAKURA
CASE	B	FORM	3D-AB4-MAIN WING-LOWER	
$M_\infty$	0.84	RE	6.0E+7	
$\alpha$	-1.00			



ONERA-M5

ID	3D-4		NAME	S. TAKANASHI
CASE	B	FORM	3D-AB4-MAIN WING-LOWER	
$M_\infty$	0.84	RE	6.0E+7	
$\alpha$	-1.00			



ONERA-M5

ID	3D-5		NAME	T. KAIKEN
CASE	B	FORM	3D-AB4-MAIN WING-LOWER	
$M_\infty$	0.84	RE	6.0E+7	
$\alpha$	-1.00			

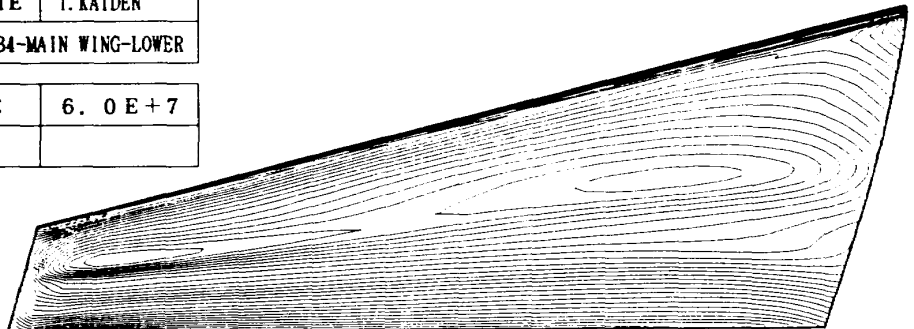
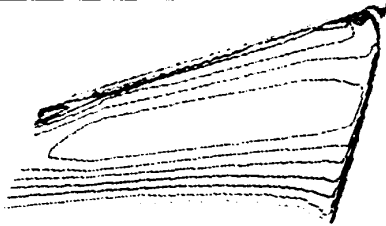


図. 12 主翼下面の  $C_p$  コンタの比較 - 課題 B

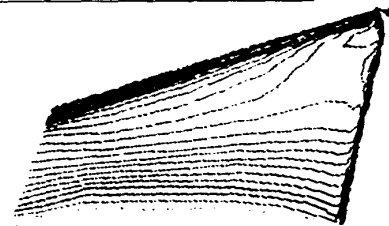
ONERA-M5

ID	3D-1	NAME	FHI
CASE	B	FORM	3D-AB4-B-TAIL-UPPER
$M_\infty$	0.84	RE	$6.0E+7$
$\alpha$	-1.00		



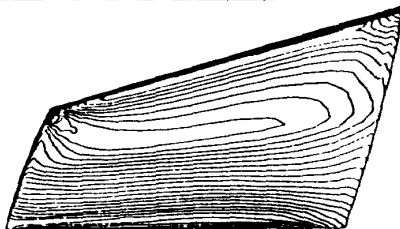
ONERA-M5

ID	3D-1	NAME	FHI
CASE	B	FORM	3D-AB4-B-TAIL-LOWER
$M_\infty$	0.84	RE	$6.0E+7$
$\alpha$	-1.00		



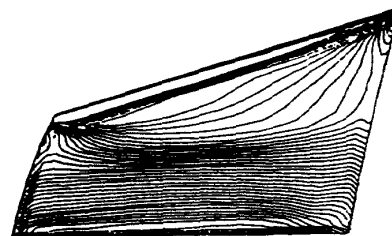
ONERA-M5

ID	3D-3	NAME	Y. TAKAKURA
CASE	B	FORM	3D-AB4-B-TAIL-UPPER
$M_\infty$	0.84	RE	$6.0E+7$
$\alpha$	-1.00		



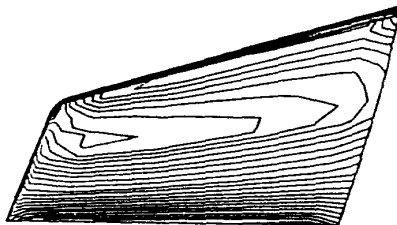
ONERA-M5

ID	3D-3	NAME	Y. TAKAKURA
CASE	B	FORM	3D-AB4-B-TAIL-LOWER
$M_\infty$	0.84	RE	$6.0E+7$
$\alpha$	-1.00		



ONERA-M5

ID	3D-4	NAME	S. TAKANASHI
CASE	B	FORM	3D-AB4-B-TAIL-UPPER
$M_\infty$	0.84	RE	$6.0E+7$
$\alpha$	-1.00		



ONERA-M5

ID	3D-4	NAME	STAKANASHI
CASE	B	FORM	3D-AB4-B-TAIL-LOWER
$M_\infty$	0.84	RE	$6.0E+7$
$\alpha$	-1.00		

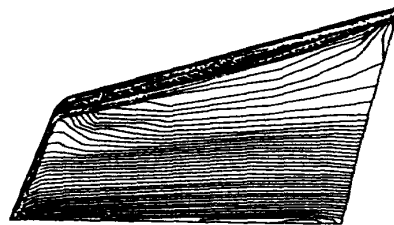


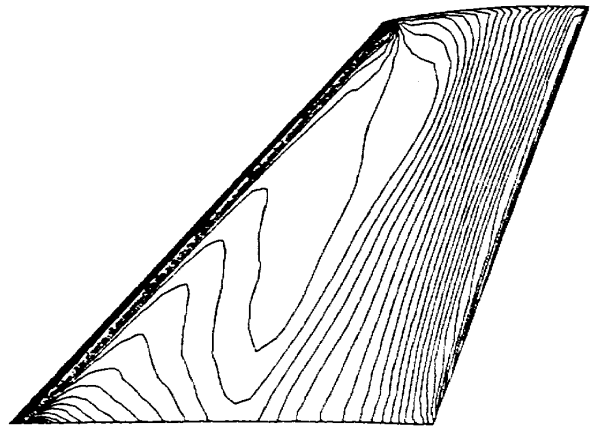
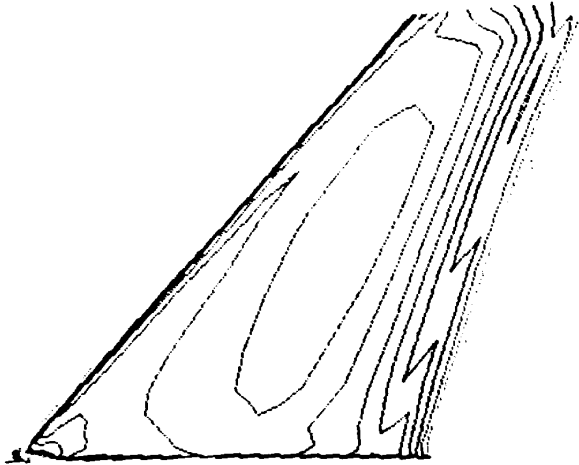
図. 13 水平尾翼上下面 Cpコンタの比較 - 課題 B

ONERA-M5

ID	3D-1		NAME	FHI
CASE	B	FORM	3D-AB4-V-TAIL	
$M_\infty$	0.84		RE	6.0E+7
$\alpha$	-1.00			

ONERA-M5

ID	3D-3		NAME	Y. TAKAKURA
CASE	B	FORM	3D-AB4-V-TAIL	
$M_\infty$	0.84		RE	6.0E+7
$\alpha$	-1.00			



ONERA-M5

ID	3D-4		NAME	S. TAKANASHI
CASE	B	FORM	3D-AB4-V-TAIL	
$M_\infty$	0.84		RE	6.0E+7
$\alpha$	-1.00			

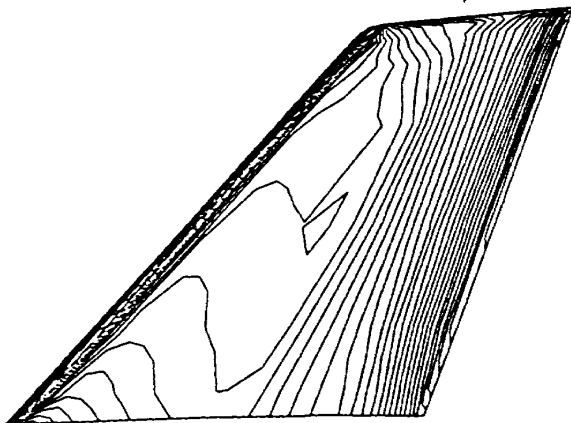
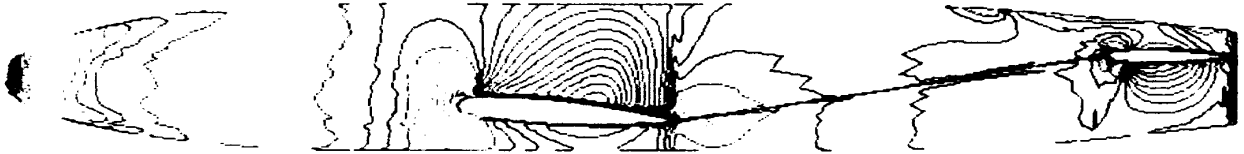


図. 14 垂直尾翼 Cpコンタの比較 - 課題 B

ONERA-M5

ID	3D-1	NAME	FHI
CASE	B	FORM	3D-AB5-BODY

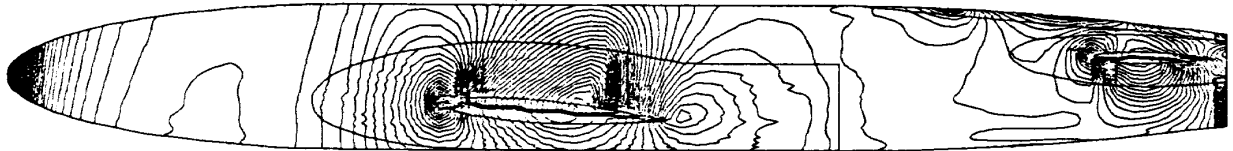
$M_\infty$	0.84	RE	$6.0E+7$
$\alpha$	-1.00		



ONERA-M5

ID	3D-3	NAME	Y. TAKAKURA
CASE	B	FORM	3D-AB5-BODY

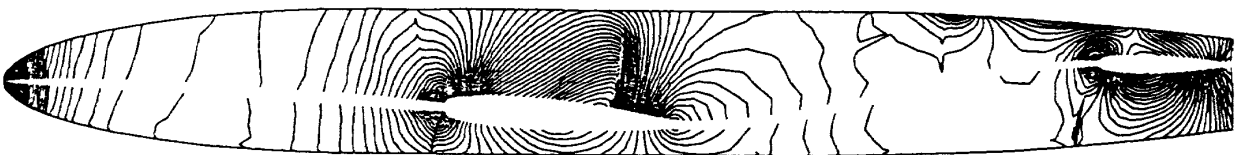
$M_\infty$	0.84	RE	$6.0E+7$
$\alpha$	-1.00		



ONERA-M5

ID	3D-4	NAME	S. TAKANASHI
CASE	B	FORM	3D-AB5-BODY

$M_\infty$	0.84	RE	$6.0E+7$
$\alpha$	-1.00		



ONERA-M5

ID	3D-5	NAME	T. KAIKEN
CASE	B	FORM	3D-AB5-BODY

$M_\infty$	0.84	RE	$6.0E+7$
$\alpha$	-1.00		

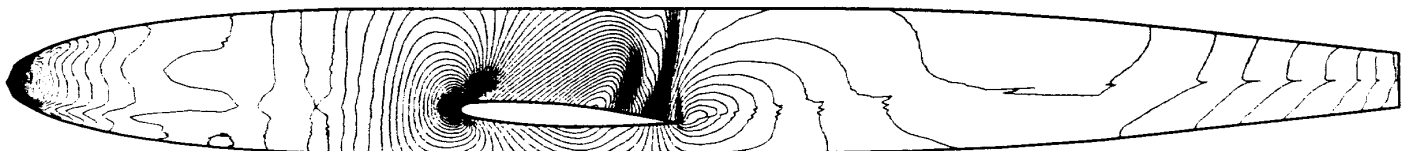


図. 15 胴体側面の  $C_p$ コンタの比較 - 課題 B



表 7 全機 CL、CDおよびCM 課題 B

	3 D-1	3 D-3	3 D-4	3 D-5
CL	0.2540E-00	0.2633E-00	0.3067E-00	0.3200E-00
CM	0.7300E-01	0.8116E-01	0.1044E-00	—
CD	0.2930E-01	0.2579E-01	0.2341E-01	0.2082E-01
(F)		0.1085E-01	0.9092E-02	0.2880E-02
(P)		0.1494E-01	0.1432E-01	0.1794E-01

表 8 各要素毎のCd 課題 B

ID	Cd	主翼	胴体	垂直尾翼	水平尾翼
3 D-1	(f)				
	(p)				
	Cd	0.2090E-01	0.5700E-02	0.1400E-02	0.1400E-02
3 D-3	(f)	0.4333E-02	0.4677E-02	0.8675E-03	0.9754E-03
	(p)	0.1211E-01	0.6295E-02	-0.1171E-03	-0.3346E-02
	Cd	0.1644E-01	0.1097E-01	0.7505E-03	-0.2371E-02
3 D-4	(f)	0.3444E-02	0.4381E-02	0.6207E-03	0.6469E-02
	(p)	0.1282E-01	0.6209E-02	-0.1492E-02	-0.3223E-02
	Cd	0.1626E-01	0.1059E-01	-0.8708E-03	-0.2576E-02
3 D-5	(f)	0.1219E-02	0.1662E-02	—	—
	(p)	0.1571E-01	0.2233E-02		
	Cd	0.1692E-01	0.3895E-02		

表 9 各翼素毎のCl、CmおよびCd 課題 B

		20~30%	30~40%	40~50%	50~60%	60~70%	70~80%	80~90%	90~100%
3 D-1	Cl	0.2550E-00	0.2730E-00	0.2990E-00	0.3260E-00	0.3510E-00	0.3710E-00	0.3830E-00	0.3660E-00
	Cd	0.3590E-01	0.2670E-01	0.2110E-01	0.1870E-01	0.1830E-01	0.1860E-01	0.1840E-01	0.1380E-01
	Cm	0.3000E-03	0.4000E-03	0.4000E-03	0.4000E-03	0.4000E-03	0.4000E-03	0.5000E-03	0.4000E-03
	(f) (p)								
3 D-3	Cl	0.1692E+00	0.3218E-01	0.1523E+00	0.4677E-01	0.1240E+00	0.4829E-01	0.4566E-01	0.2416E-01
	Cm	0.5347E-02	0.6929E-02	0.7837E-02	0.6229E-02	0.5867E-02	0.3981E-02	0.2963E-02	0.9769E-03
	Cd	0.7415E-02	0.3629E-02	0.7885E-02	0.2120E-02	0.6467E-02	0.1561E-02	0.1249E-02	-0.5135E-03
	(f) (p)	0.1302E-02 0.6113E-02	0.1177E-02 0.2452E-02	0.1090E-02 0.6795E-02	0.9547E-03 0.1166E-02	0.8823E-03 0.5585E-02	0.7186E-03 0.8429E-03	0.6655E-03 0.5840E-03	0.5885E-03 -0.1102E-02
3 D-4	Cl	0.4087E-01	0.4063E-01	0.3990E-01	0.3838E-01	0.3642E-01	0.3273E-01	0.2658E-01	0.1651E-01
	Cm	0.2517E-02	0.5548E-02	0.5442E-02	0.6816E-02	0.7973E-02	0.7114E-02	0.7308E-02	0.5686E-02
	Cd	0.3603E-02	0.2547E-02	0.1892E-02	0.1455E-02	0.1109E-02	0.8752E-03	0.5622E-03	-0.9291E-04
	(f) (p)	0.5244E-03 0.3078E-02	0.4768E-03 0.2070E-02	0.4326E-03 0.1459E-02	0.3895E-03 0.1066E-02	0.3472E-03 0.7619E-03	0.2975E-03 0.5778E-03	0.2536E-03 0.3087E-03	0.2170E-03 -0.3100E-04
3 D-5	Cl	0.3725E-01	0.3566E-01	0.3431E-01	0.3272E-01	0.3079E-01	0.2799E-01	0.2350E-01	0.1931E-01
	Cm	0.1065E-02	0.2027E-02	0.2997E-02	0.3533E-02	0.3324E-02	0.2983E-02	0.2439E-02	0.1561E-02
	Cd	0.3640E-02	0.2469E-02	0.1752E-02	0.1301E-02	0.1000E-02	0.7351E-03	0.3487E-03	0.4118E-03
	(f) (p)	0.1916E-03 0.3449E-02	0.1663E-03 0.2302E-02	0.1439E-03 0.1608E-02	0.1248E-03 0.1177E-02	0.1086E-03 0.8917E-03	0.9361E-04 0.6414E-03	0.8282E-04 0.2659E-03	0.1259E-03 0.2859E-03

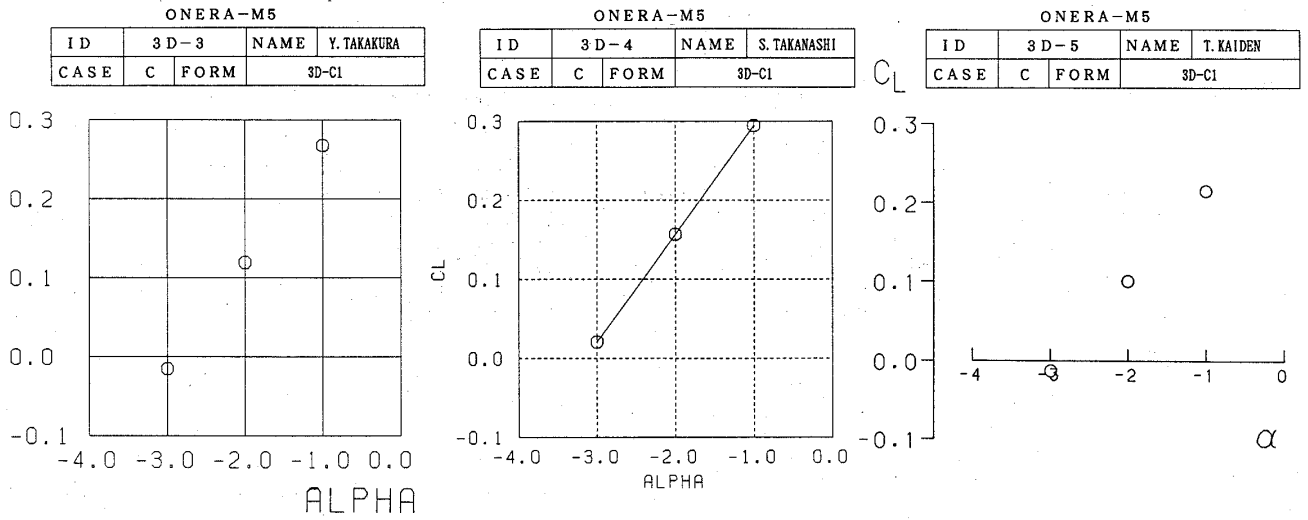


図. 16 CL- $\alpha$ の比較 - 課題 C

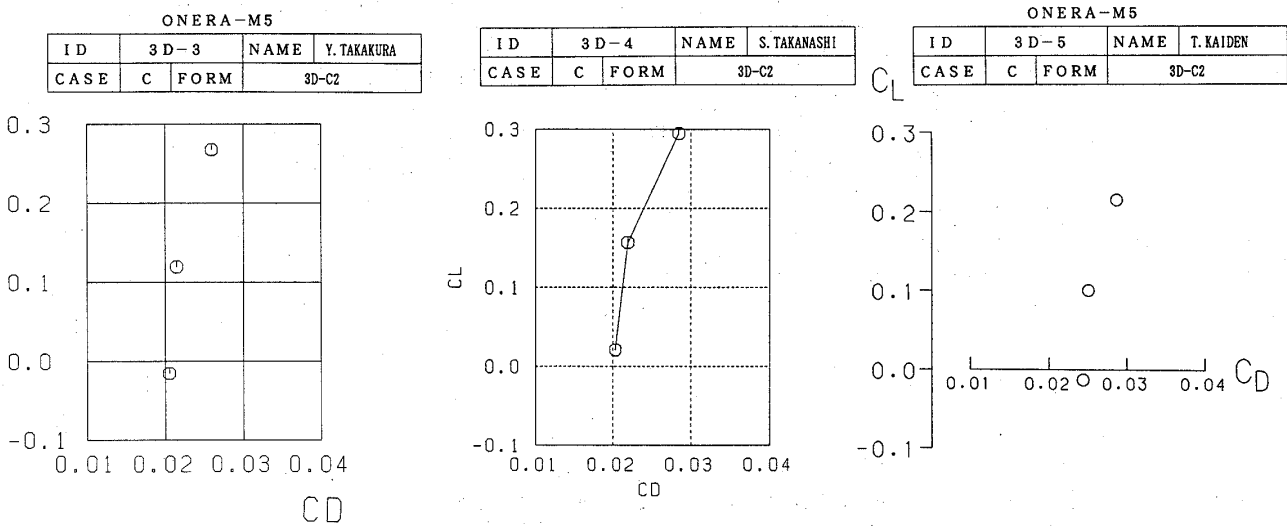


図. 17 CL- $C_D$ の比較 - 課題 C

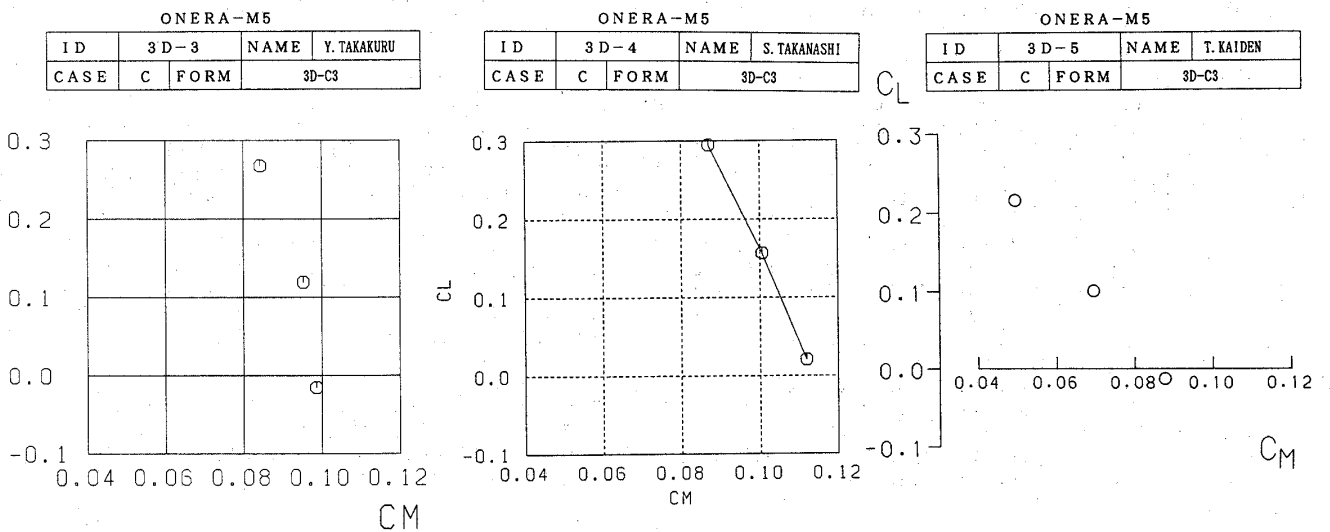


図. 18 CL- $C_M$ の比較 - 課題 C

---

## 航空宇宙技術研究所特別資料20号

平成5年3月発行

発行所 航空宇宙技術研究所  
東京都調布市深大寺東町7丁目44番地1  
電話三鷹(0422)47-5911(大代表)〒182  
印刷所 株式会社 東京プレス  
東京都板橋区桜川2-27-12

---

