

報告 2次元部門課題 「Garabedian-Korn 75-06-12翼型の空気力学特性解析」

Compendium of Results

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

航空宇宙技術研究所 廣瀬直喜

Naoki HIROSE, National Aerospace Laboratory

ABSTRACT

A summary of the Compendium of results of 2D problem: Garabedian-Korn Airfoil reported in NAL-SP-20 is given. In SP-20 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. In this paper only the conclusion is shown.

1. はじめに

昨年度特別企画で取り上げたワークショップは2, 3次元部門ともに6月の時点では計算結果が揃わなかったため、当日の討論では十分な比較検討が困難であった。ワークショップの成果をより有意義にするため、各応募者にはその後も追加計算を進めて戴き、結果が揃うのを待って取りまとめを行なった。その報告は昨年度シンポジウムブリーディングス（航技研SPとして印刷中であるが、ここではその概要を報告することにした。

2. 今回明らかになったこと

2次元部門課題は遷音速翼型の設計点をNS解析で求め、さらに空力特性を出すものであった。比較結果の図は多くあり、それらを綿密に見てゆくと、現在のNS解析が定量的に信頼の置ける一致した結果を与えるレベルまで達していない事がわかる。表と比較図の一部を下に示すが、特に本来の目的であるNS解析の特徴とも言うべき粘性

効果の定量的評価が応募者によって著しい差があることは予想された事とはいえ衝撃的である。

すなわち今回の結果を見ると

1. NS翼型解析では弱い衝撃波の場合でさえ境界層特性の定量的評価は不十分である。
2. 乱流モデルを議論する前にスキーム、特に人工拡散項の効果、格子数、格子分布の効果を十分に見る必要があるのではないかな。
3. 今回のように C_L が高い場合には計算領域の寸法、遠方境界条件の影響も大きいと考えられる。
4. 乱流モデルの違いより同じBaldwin-Lomaxモデル間の違いが著しく、コードディペンデントである。またJohnson-Kingや $k-\epsilon$ モデルが特によいという結果は得られなかった。
5. 遷移点の評価も必ずしも一致しなかった。

このように今回の解析対象が衝撃波が無い弱い設計点である事から違いの主な原因は乱流モデルの問題というよりはそれ以前の格子数、数値粘性、スキーム、コード依存性等にあるように思われる。

3. 今後の課題

そこでこれから今後の課題として気のついた点をあげてみると、

1. 2次元翼型の境界層特性の定量的評価はすべての出発点であり、これなくしてなんのNS解法か？とも考えられる。少なくとも低速非剥離流解析における現用境界層解析コードレベルの精度を目指すべきであろう（すなわち経験主義的な遷移判定を含めてRe効果を出せること）。
2. 衝撃波を伴う境界層との干渉場の評価精度の向上。衝撃波の厚さは数値的なもので我慢するとしてもプラトー圧力分布や剥離泡を評価出来ないだろうか？
3. Cd絶対値の評価を目指す。
4. 今回は比較の対象に出来なかったが、高迎角失速角、パフエット等の非定常剥離現象の定量的評価を行えるようにする。

などがあげられよう。これらはCFDが真に信頼性の高いツールとして確立されるためには必須の研究課題として取り組んでゆく必要があるように考えられる。そして今後の努力には空力知識を十分に取り入れた極めの細かい対応が必要ではないか。少なくとも単純に方程式を差分化しただけでは空力設計の要求には耐えられないと思われる。

今後そのような研究の進展を評価し、相互に研鑽を積むためにも、シンポジウムでは数年毎に同じ課題さらに非設計点特性の比較等への拡張も含めてワークショップで取り上げてゆきたい。

最後に貴重な時間を今回のワークショップ応募のためさいて戴いた応募者各位には心から謝意を表すとともに次回のワークショップにもご協力をお願いする次第です。

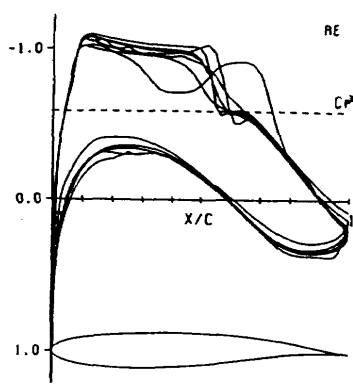
表3 結果一覧表

応募 番号	氏名	(1) Re= 6x10 ⁶			(2) Re= 20x10 ⁶			乱流モ デル
		a_{design}	C_{ldesg} C_{pTE}	X_{tru} X_{trl}	a_{design}	C_{ldesg} C_{pTE}	X_{tru} X_{trl}	
2D-2	アンディ・エカ・サキヤ 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

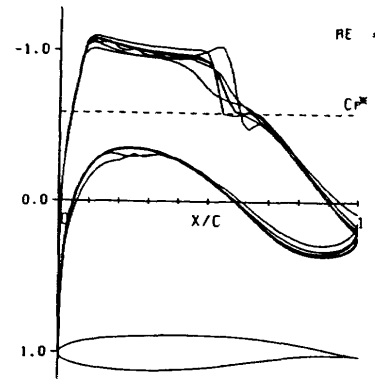
RNG: Renormalization Group 理論モデル, B-L: Baldwin-Lomaxモデル, J-K: Johnson-Kingモデル

注1 前縁から乱流として計算

注2 自由遷移として計算。



(a) $Re = 6 \times 10^6$



(b) $Re = 20 \times 10^6$

図 1 表面圧力分布の比較

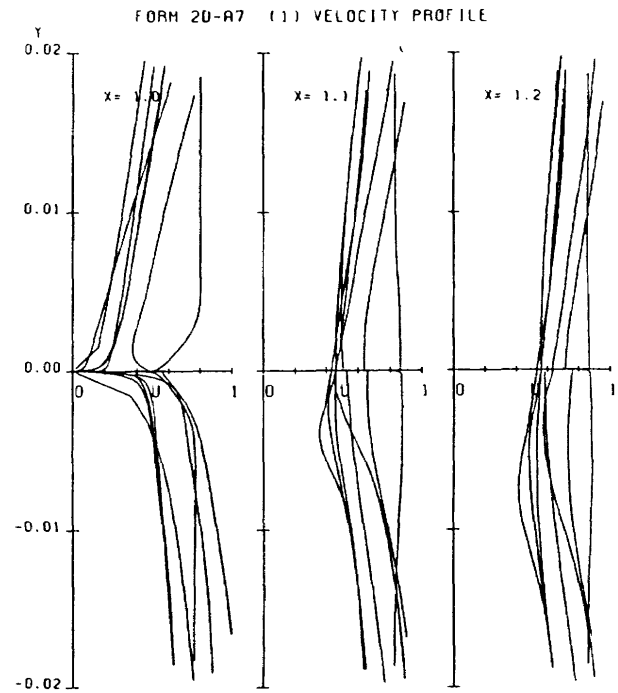
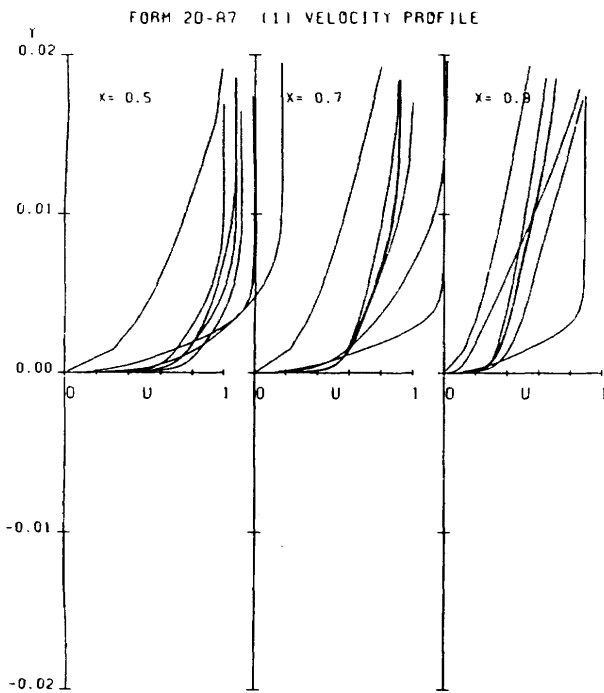


図 4 境界層・後流内特性分布の比較

(a) 速度分布, $Re = 6 \times 10^6$

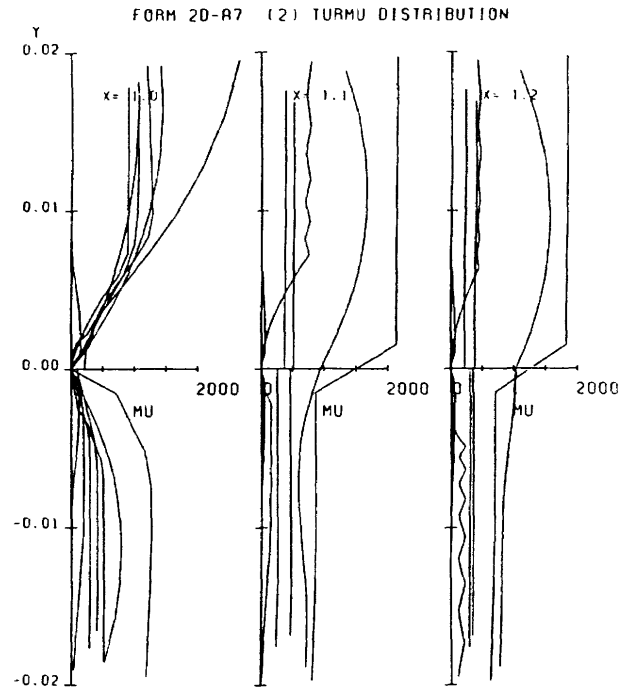
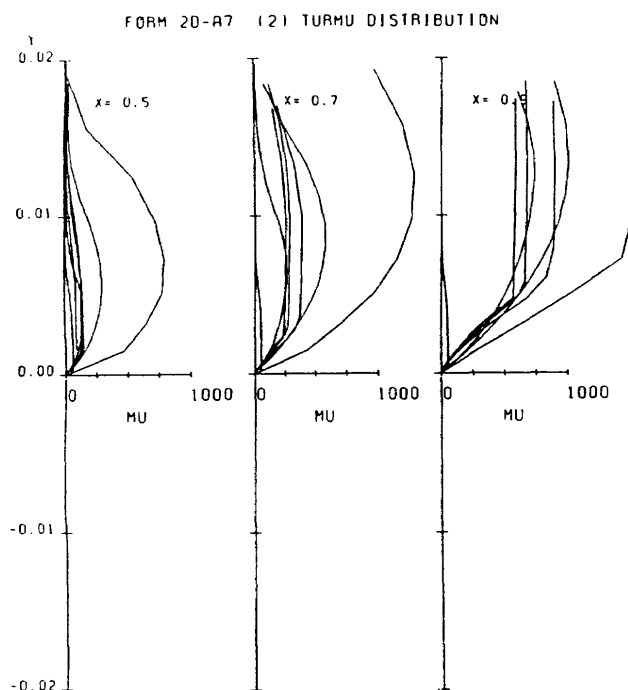


図 4 境界層・後流内特性分布の比較

(b) 渦粘性係数分布, $Re = 6 \times 10^6$

報告 3次元部門課題 「ONERA M5 全機形態まわり流れ解析」

Compendium of Results
Flow Analysis Around ONERA Model M5 Configuration

航空宇宙技術研究所

中道二郎*

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, 1×10^6 , with free transition condition and Problem B; flow analysis with freestream condition of Mach number, 0.84, $\alpha = -1^\circ$, Reynolds number, 6×10^7 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 1×10^6 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 - α , 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

本報告は、平成4年6月に行われた航空宇宙技術研究所主催の第10回計算空気力学シンポジウムでの特別企画ワークショップ「3次元部門 ONERA M5まわりの流れ解析」に関するものである。

本ワークショップの目的は、益々解析能力を増しつつあるCFDを空力設計ツールとしてさらに確立するため・風洞試験結果とCFD結果の比較検証・現時点でのCFDの空気力の算定能力の確認、認識・計算手法の比較（計算格子／格子点数／外部境界条件／乱流モデル／計算時間）を行うことにある。

また、本ワークショップでの技術課題としては・Super-Super Shock wave・Shock Wave Boundary Layerの干渉・水平尾翼位置での主翼 Downwashの算定・全機空力特性（特に C_D ）の算定等が挙げられる。

課題は、A、B、Cの3つから成り、以下のとおりである。（課題および ONERA M5 形状についての詳細は参考文献1を参照されたし）

A: 一様流 Mach数 $M_\infty = 0.84$, Reynolds数 1×10^6 、迎角 $\alpha = -1^\circ$ の自由遷移の条件で流れを求める。

B: 一様流 Mach数 $M_\infty = 0.84$, Reynolds数 6×10^7 、迎角 $\alpha = -1^\circ$ 全域乱流条件で流れを求める。

C: 一様流 Mach数 $M_\infty = 0.84$, Reynolds数 2×10^6 、迎角 $\alpha = -3^\circ, -2^\circ, -1^\circ$ の自由遷移の条件で流れを求めこれらの結果について C_L - α 、 C_L - C_D および C_L - C_M をプロットする。

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り、典型的な輸送機タイプの全機形態模型である。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2mx2m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。

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。本報告中、図および表で参照されるIDは表1に基づく。各応募者の選択課題は表2に示すとおりである。比較し得る実験結果としてはレイノルズ数 1×10^6 に対応するものがある。

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た。乱流モデルは#2を除いてBaldwin-Lomaxの代数モデルである。#2では、 q - ω 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的扱いによる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。

4. 計算格子

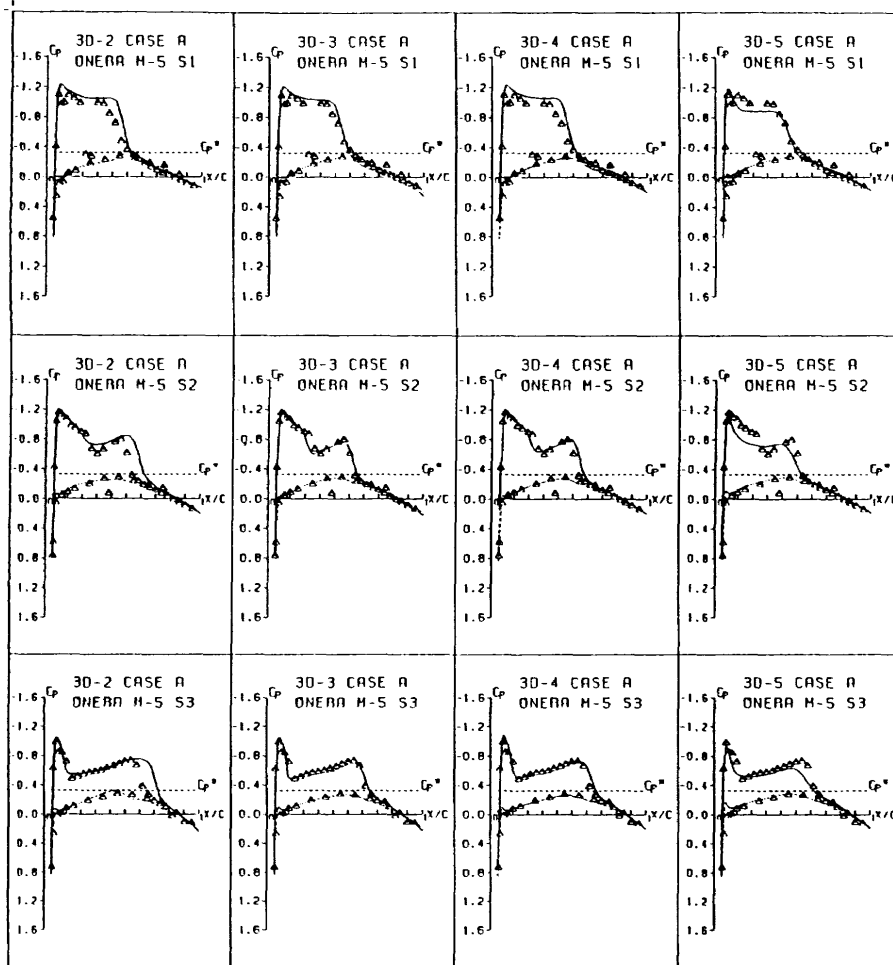
それぞれの応募者が計算に使用した格子のうち、格子点総数の最も少ないもので、#4の43万点、最も多いもので、#2の523万点である。前者は効率の良い格子を使うことによりできるだけ少ない格子点数で精度の高い計算をしようという努力であり、後者は現時点でのコンピュータの容量と計算能力を最大限に使用した精度の高い計算を目的としたものである。#1、#3、#5は70~120万点程度であり、現時点での実用的な計算はこの程度の規模であると理解できる。

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。

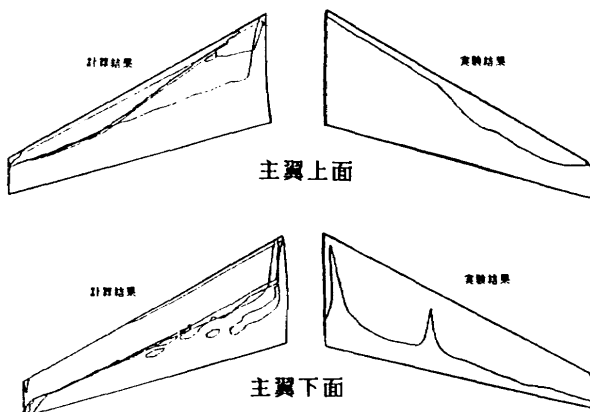
5. 課題A

課題Aについては、表2に示すとおり、#2、#3、#4、#5の応募者から結果が得られた。計算条件は一様流マッハ数 0.84、レイノルズ数 1×10^6 、 $\alpha = -1^\circ$ 、自由遷移の条件である。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。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に示した（△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）。図Aでは4つの計算値が実験値に対してどの程度ばらつくの

* 航空宇宙技術研究所 構造力学部



図A 主翼S1, S2, S3断面圧力分布
($M_\infty=0.84$, $\alpha=-1^\circ$, $Re=1 \times 10^6$)



図B 主翼上下面遷移線の実験との比較
($M_\infty=0.84$, $\alpha=-1^\circ$, $Re=1 \times 10^6$)

かを理解するのに役立つ。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である。#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。#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モデルである。

#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ラトー部の値も小さくなっている。

#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。

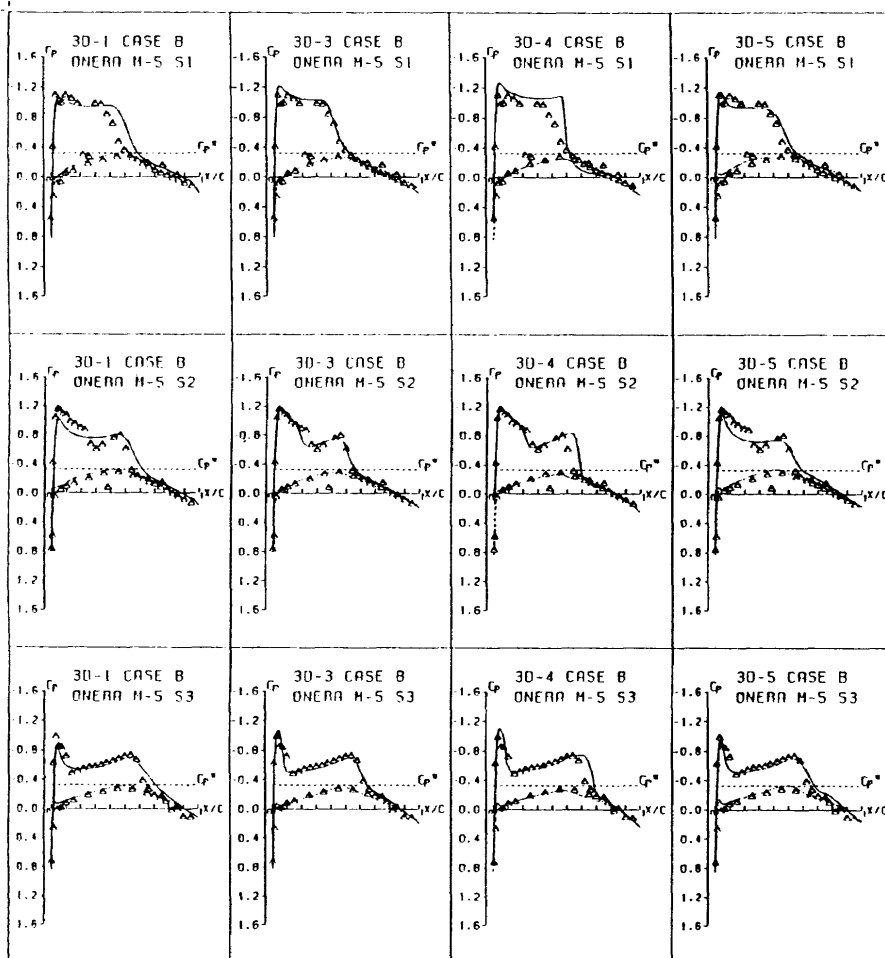
次に、図Bに#2～#5で得られた遷移線を上下面に分けて重ねて示した。計算の傾向とばらつきを見るためのものである。さらに航技研における試験で得られた遷移線図を合せて示した。実験のラインはオイルフローパターンで得られたものである。この結果は、乱流モデルおよび遷移判定条件に依存する。#3、#4、

#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_t 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。

個々の計算では異なった様子を呈しているが図B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。

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 6×10^7 であり、その他の条件は課題Aと同じである。応募者は#1、#3、#4、#5の結果が得られている。#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。#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 1×10^6 の場合と比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の場合と比べ衝撃波の位置の後退は著しくはない。#1では、すべての断面で、衝撃波は実験値よりも後方に計算されているが比較的よく実験値と一致している。因みに#1での乱流モデルはBaldwin-Lomaxモデルである。



図C 主翼S1, S2, S3断面圧力分布
($M_\infty=0.84$, $\alpha=-1^\circ$, $Re=6 \times 10^7$)

7. 課題C

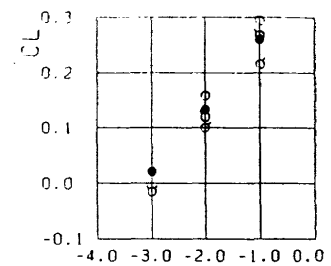
この課題では、レイノルズ数 2×10^8 の条件で $\alpha = -1^\circ, -2^\circ, -3^\circ$ で計算し全機の空力特性 $C_L-\alpha$, C_L-C_D および C_L-C_M 曲線を出力する。本課題に挑戦したのは、#3, #4, #5である。それらを、重ねて描いたのが、図D-1, 2, 3である。図中○、○、○および●はそれぞれ#3, #4, #5および実験値である。

$C_L-\alpha$ 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_L-C_D 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_L-C_M 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_L-C_M を除いてはこの結果は非常に良好であると考えられる。 C_L-C_M のばらつきは、オーガナイザーの不手際、課題設定の不備である。

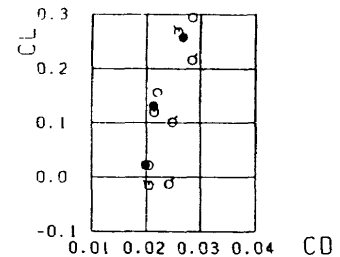
8. まとめ

総合的に、翼面、胴体上の圧力分布、翼面、胴体上の圧力分布コンタ、衝撃波パターン等については、定性的に比較に十分な結果が得られた。しかし、主翼 Downwashの定量的な比較、 C_L 、 C_D 、 C_M の値（特に C_D ）の比較、翼面上の境界層分布の比較、遷移点（線）の定量的比較、 Re 数効果の定量的な比較に関しては、各計算でばらつきが大きく、未だ課題が残る。

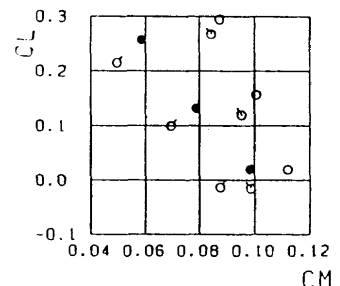
本ワークショップで解かれた3次元問題での微視的な量の比較は困難である。これは、1 GFLOPS程度の計算機では、まだ、十分な計算格子数が使えないことに起因する。今後の課題としては、基礎的な問題を併用した各



図D-1 全機 $C_L-\alpha$ 線図比較
($M_\infty=0.84$, $Re=2 \times 10^8$)



図D-2 全機 C_L-C_D 線図比較
($M_\infty=0.84$, $Re=2 \times 10^8$)



図D-3 全機 C_L-C_M 線図比較
($M_\infty=0.84$, $Re=2 \times 10^8$)

計算コードの能力、特性の比較が必要となろう。 $C_F D$ が、層流制御等の高度な空力技術の設計ツールとなり得るには開発すべき点が多く残されている。航技研のNWTの計算能力に期待するところが大きい。

9. おわりに

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す。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。

紙面の都合上すべてのデータを示すことができなかった。結果の詳細については「第10回航空機計算空力学シンポジウム論文集 特別企画/CFDワークショップ」航空宇宙技術研究所 SP20、1993年3月を参照されたい。

参考文献

- (1) 「第10回航空機計算空力学シンポジウム論文集 特別企画/CFDワークショップ」航空宇宙技術研究所 SP20、1993年3月
- (2) 沢田他、「2mX2m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
- (3) Staff of the Second Aerodynamics Division 'Results of the Test on ONERA Calibration Model M5 in NAL 2mx2m Transonic Wind Tunnel', NAL TR-774T, 1983

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、楢垣輝子	富士重工業
3D-2	岸本琢司	川崎重工業
3D-3	高倉葉子 ^{*1} 、小川 哲 ^{*1} 、和田安弘 ^{*1}	*1:富士通、*2:航技研
3D-4	高梨 進 ^{*1} 、伊藤良三 ^{*1} 、橋 正和 ^{*1}	*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 $M_\infty = 0.84$ Reynolds数 1×10^6 自由遷移	課 題 B $M_\infty = 0.84$ Reynolds数 6×10^6 全域乱流	課 題 C $M_\infty = 0.84$ Reynolds数 2×10^6 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 6×10^6 、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 x-y方向C x-z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 x-y方向C x-z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 x-y方向C x-z方向H	代数的手法	349x70x50 122万点	6150	2490	1560	5950	7.65~7.72	8.65	8.65

