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 Configuration

by
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, α=-1°, Reynolds number, 1x10⁶, with free transition condition and Problem B; flow analysis with freestream condition of Mach number, 0.84, α=-1°, Reynolds number, 6x10⁷ with fully turbulent conditions, the pressure distributions and Cp contours on the lifting surface and the fuselage were compared. Experimental data with Reynolds number 1x10⁶ 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

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ーが導入されて以来、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あり、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、どれだけの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の能力からの制約、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ー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なっており、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行なわれており、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1x10⁶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に揚げる。日本を代表する３重工からそれぞれ１件づつ、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で呼ぶこととする。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応対が可能なようにした。 課題Ａ，Ｂ，Ｃを提示する

* 航空宇宙技術研究所 構造力学部

This document is provided by JAXA.

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 $1X10^6$、$6X10^7$ および $2X10^7$ と設定された。代表長さはＭＡＣ（平均空力翼弦）を用い、代表速度は一様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 $1x10^6$ 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、乱流モデルに関しての議論は、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-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。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、総格子点数に較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が分かる。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 $1x10^6$ および $2X10^6$ 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 $6x10^7$ 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。ONERE M5モデルは、前述のごとくONERAの風洞およびNALの2mx2m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様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ポ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、始めての試みとして、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

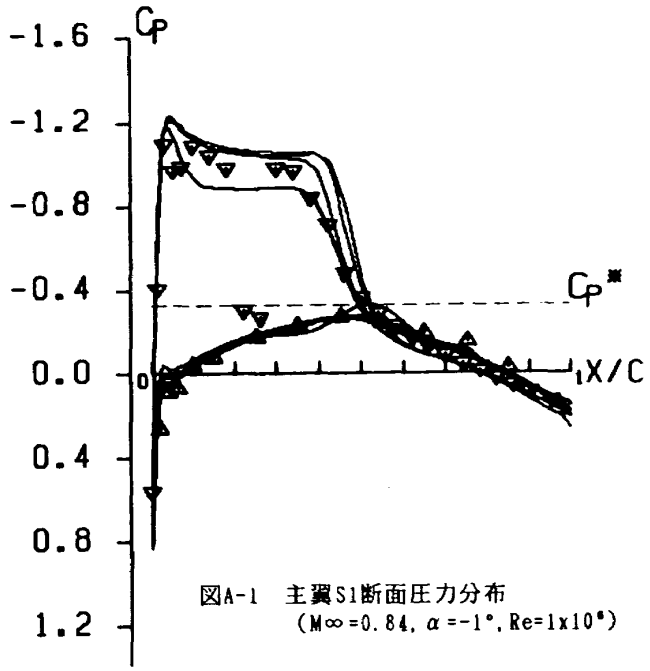
This document is provided by JAXA.

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。計算条件は一様流マッハ数0.84、レイノルズ数 1x10⁶、α=-1°、自由遷移の条件である。

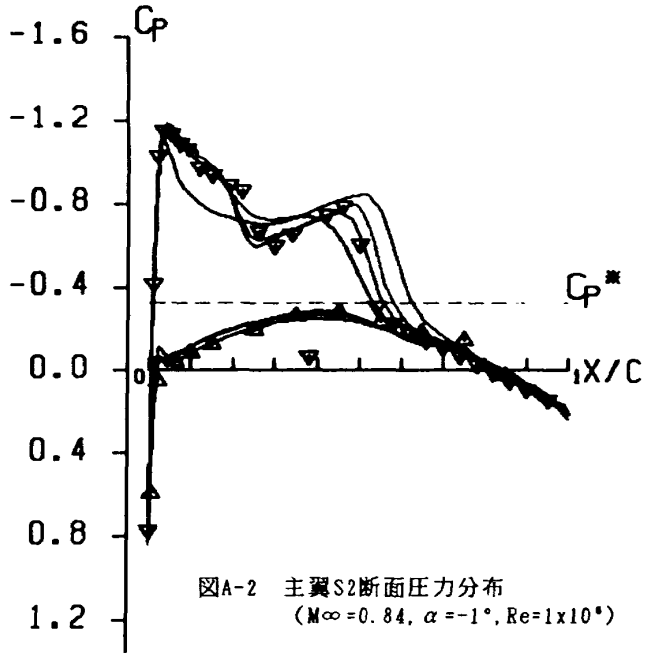
図2に主翼、水平尾翼、垂直尾翼および胴体のそれぞれ指定された位置における圧力分布プロットを掲げる。その内、実験結果が得られているのは、主翼 S1、S2、S3 の3断面のみである（△印：実験値、ここで、参照している実験値は、ONERA-M5-NALモデルのNAL 遷音速風洞での実験結果。実験番号26）。この3断面での#2、#3、#4、#5の結果と実験結果を合せて図A-1～3に描いてみた。図Aでは都合5つの結果が重ねられており応募者との対応を認識するのは困難であるが、4つの計算値が実験値に対してどの程度ばらつくのかを理解するのに役立つ。各応募者と実験値との比較は図2を併用して見て戴きたい。図から分ることは、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倍の位置で一様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ラトー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-ωモデルである。S3、S'4 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が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λ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。
この様な、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。

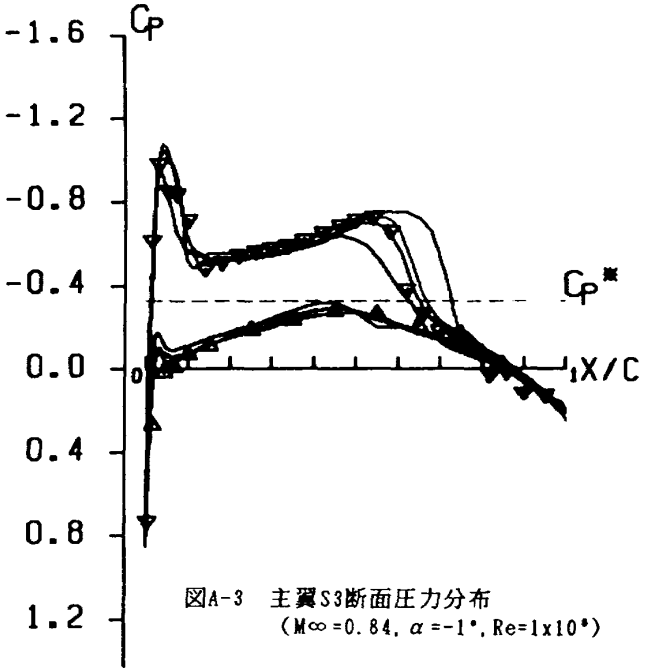
次に主翼下面であるが、圧力分布に関しては#2の未収束と思われる部分を除いては、すべて実験結果との一致も良好であった。図4のコンタで4つのケースを比べて目につくことは特に翼端での振舞である。#3、#4ではほぼ同様である。#2では、上面の様相が#3、#4と同様であるにも拘らず下面の様相がかなり異なっている。ここでも、#2の解が未だ収束に達していないことが指摘される。本模型の主翼取り付け角が3°であることから、



図A-1　主翼S1断面圧力分布
（M∞=0.84, α=-1°, Re=1x10⁶）



図A-2　主翼S2断面圧力分布
（M∞=0.84, α=-1°, Re=1x10⁶）



図A-3　主翼S3断面圧力分布
（M∞=0.84, α=-1°, Re=1x10⁶）

This document is provided by JAXA.

α=-1° 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）

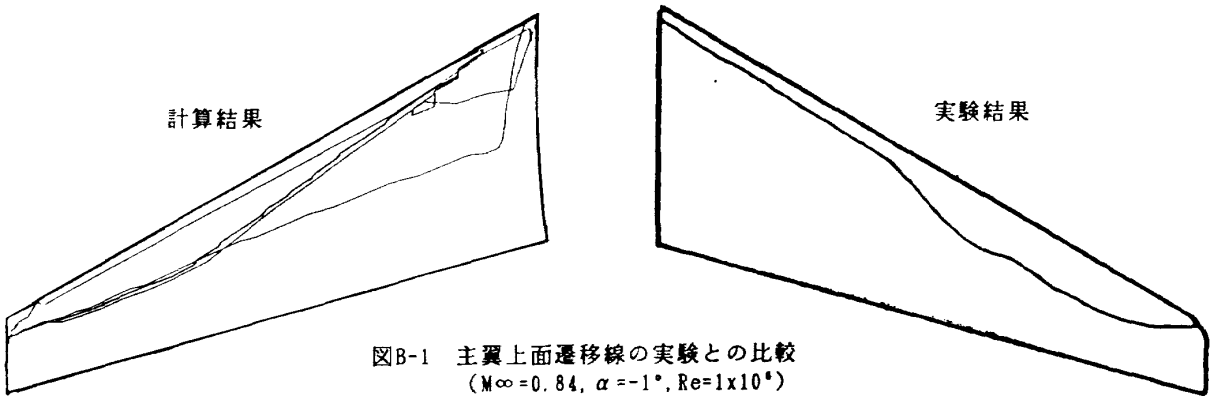
次に、図B-1,2に#2～#5で得られた遷移線を上下面に分けて重ねて描いた。各応募者の結果は、別途図5、6に示してある。図Bは、計算の傾向とばらつきを見るためのものである。さらに航技研における試験で得られたの遷移線図を合せて示した。実験のラインはオイルフローパターンで得られたものである。この結果に関しては、乱流モデルおよび遷移判定条件に依存する。#3、#4、#5については、Baldwin-Lomax モデル #2についてはq-ωモデルを用いた計算である。前者では、周知のとおり、乱流粘性係数がある一定の値より小さく計算される位置では、層流とみなす。後者については、計算の翼面に沿ってC_f値を見る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-ω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Cp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。

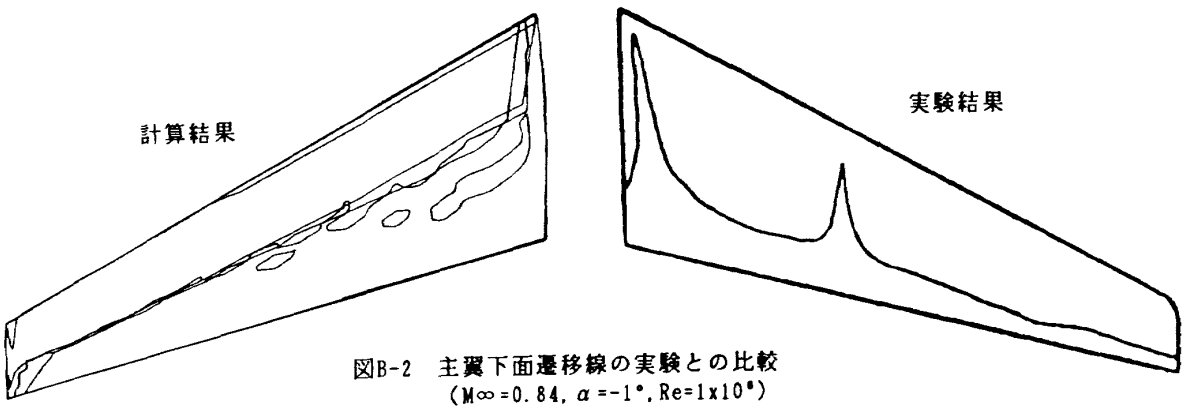
水平尾翼の取り付け角は0°である。図2の圧力分布から分かるように、主翼の吹下ろしを受け実効迎角は負となり、ダウンロードとなる。実験値がないのが残念であるが、主翼から尾翼にかけての流れ場がシミュレートされてはじめて尾翼位置での吹下ろしが精度良く計算し得る。この辺りでは、格子点はどの計算においてもかなり疎になっている。上面側では、臨界圧力までは達しないが下面側では前縁付近でかなり強い衝撃波が生じる。興味深いのは、#2では、前縁の衝撃波から急激に圧縮が生じさらに、膨張過程を経て再び衝撃波を生じる形に計算されていることである。#3では、よく似た傾向ではあるが、前縁の衝撃波のあと圧力は再び下がるが臨界圧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ス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Cp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°であり、取り付け角は勿論 0° 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Cpコンタを見る（図9）。Cp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∞=0.84, α=-1°, Re=1x10⁶）



図B-2 主翼下面遷移線の実験との比較
（M∞=0.84, α=-1°, Re=1x10⁶）

This document is provided by JAXA.

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。

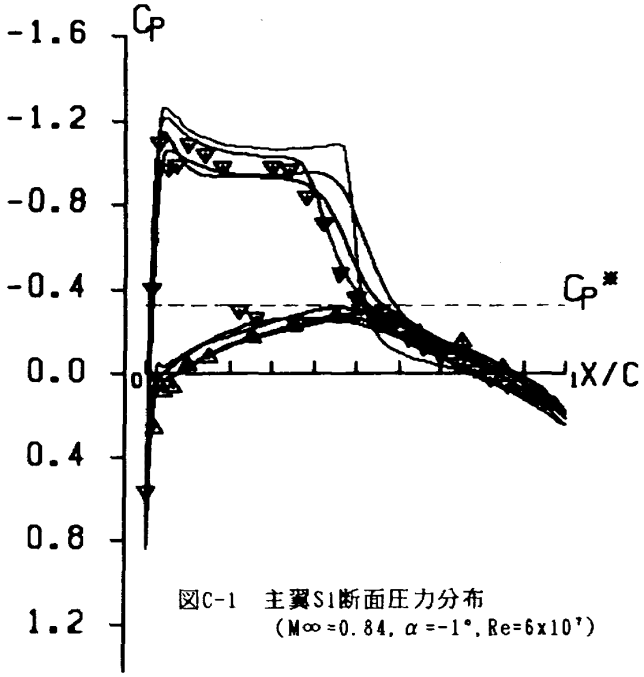
課題Aの最後に各応募者から提出された数値データを表4～6にまとめる。表4では、全機のC_L, C_D, C_Mの計算された値を整理してある。C_Dに関しては、圧力抵抗と摩擦抵抗に分けて示す。#2～#5で揚力が最も大きく計算されたのは、#4である。抵抗が最も小さく出たのは、#3となっている。摩擦抵抗の全抵抗に対する割合は35%～49%と大きくばらついている。#2の結果が摩擦抵抗係数の絶対値も全抵抗に対する摩擦抵抗の割合も共に最も小さく計算された。因みに課題Aの条件でのC_L, C_M, C_Dの実験値は、それぞれ 0.25905, 0.05859, 0.02656 である。
全機のモーメントに関しては、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ているものと考えられる。

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、一部負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。

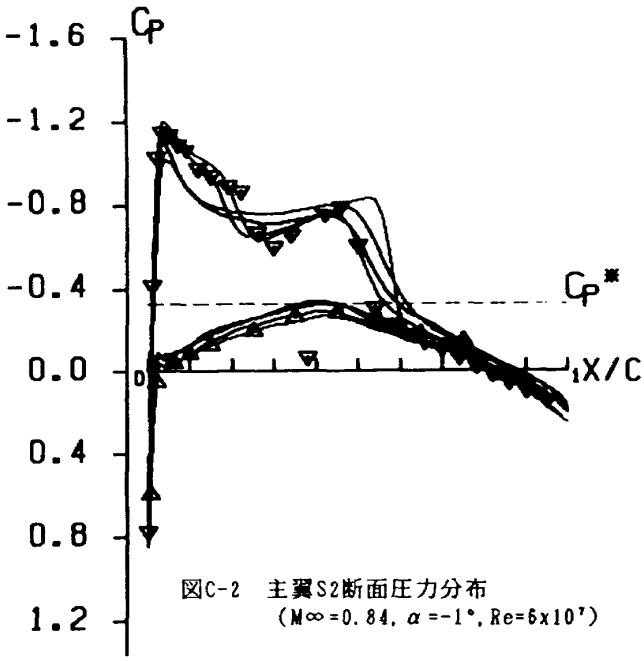
6．課題B

次に、全域乱流計算の結果を見る。レイノルズ数は6×10^7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、それほどの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の場合と全く同様に、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Cpコンタ図。図13に水平尾翼上下面Cpコンタ図。図14に垂直尾翼Cpコンタ図。図15に胴体側面Cpコンタ図をまとめた。#5の水平、垂直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着目してコメントを加えることとする。

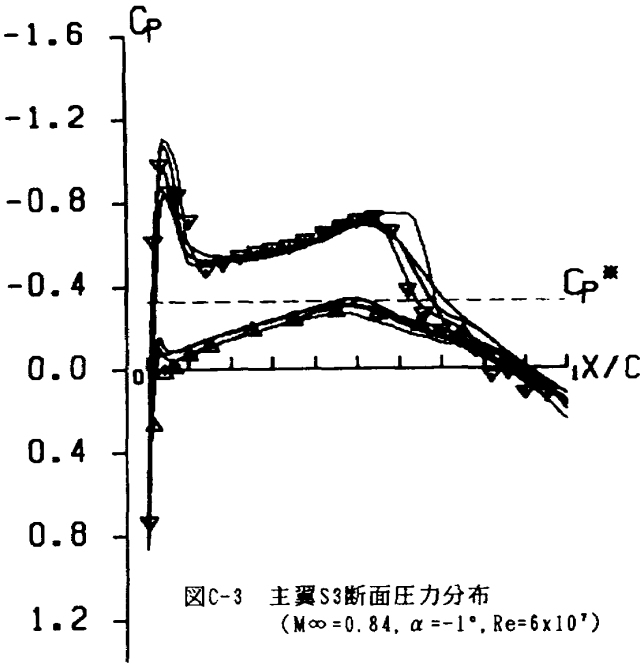
先ず、図10の主翼面上の圧力分布図から見る。レイノルズ数の違いによる計算結果の相違を見出すことは、このような巨視的な見方、あるいは大局的な物理量に着目するのみでは、極めて困難であるといわざるを得ない。課題そのものに、翼面上境界層等の発達あるいは分布に関するデータを要求しなかった。CFDの現状（計算技術の面というよりむしろ、これだけの課題を定められた期間内で計算を実施するという面で）から、2次元問題であればさておき、3次元では、微視的な量を定量的に把握し得る計算は現時点では不可能であろうという判断からである。課題A，B双方に挑戦したのは#3、#4、#5の応募者である。先と同様、図C1～3にS1, 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1×10^6 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1×10^6 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∞=0.84, α=-1°, Re=6x10⁷）



図C-2　主翼S2断面圧力分布
（M∞=0.84, α=-1°, Re=6x10⁷）



図C-3　主翼S3断面圧力分布
（M∞=0.84, α=-1°, Re=6x10⁷）

This document is provided by JAXA.

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系統の解法と考えてよい。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コンタとでは、かなりの差異がある。LU分解法の特性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、なんらかの数値て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が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_L, C_D, C_M、各要素毎のC_d値および10%毎の翼素のC_l, C_d, C_m値の生データをまとめて示す。

７．課題Ｃ

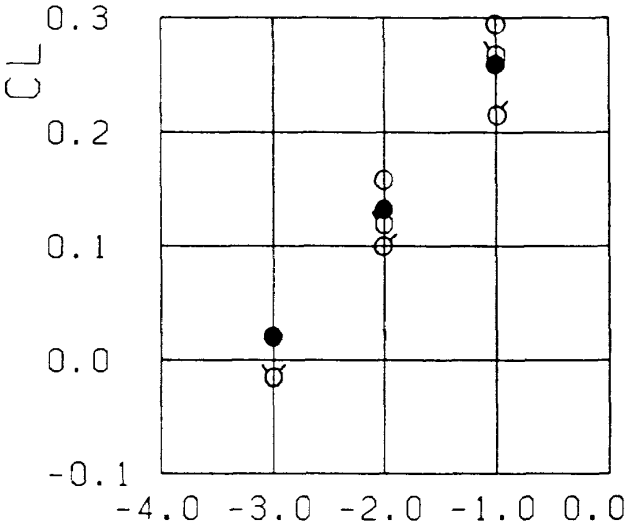
この課題では、レイノルズ数2×10^6の条件で$\alpha=-1°,-2°,-3°$で計算し全機の空力特性 $C_L-\alpha$, C_L-C_D および C_L-C_M 曲線を出力する。本課題に挑戦したのは、#3,#4,#5である。図１６、１７、１８に応募者の提出図をまとめたが、それらを、重ねて描いたのが、図D-1,2,3である。図中◯、○、◯および●はそれぞれ#3,#4,#5および実験値である。

$C_L-\alpha$ 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。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。

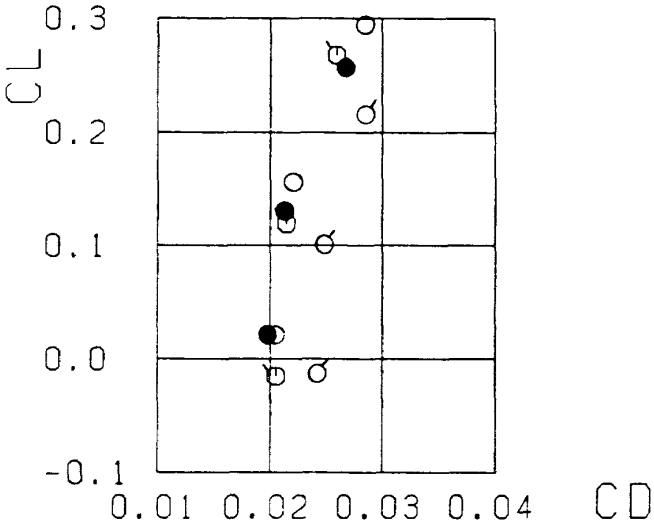
８．おわりに

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。

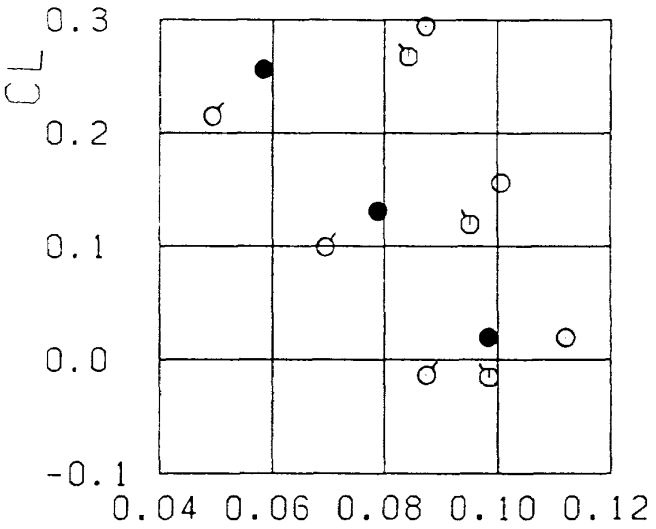
３次元の場合は、問題の派手さに目を奪われ、微視的に諸量を捕らえることができなかった点、オーガナイザー



図D-1 全機$C_L-\alpha$線図比較
($M\infty=0.84$, $Re=2\times10^6$)



図D-2 全機C_L-C_D線図比較
($M\infty=0.84$, $Re=2\times10^6$)



図D-3 全機C_L-C_M線図比較
($M\infty=0.84$, $Re=2\times10^6$)

This document is provided by JAXA.

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ぬがれ得なかった。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、「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
(2) 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
(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ＳＰ

This document is provided by JAXA.

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*1、小川　哲*2、和田安弘*2	*1:富士通、*2:航技研
3D－4	高梨　進*1、伊藤良三*2、橘　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	課　題　A	課　題　B	課　題　C		
	M∞= 0.84 Reynolds数 1x10⁶ 自由遷移	M∞= 0.84 Reynolds数 6x10⁷ 全域乱流	M∞= 0.84 Reynolds数 2x10⁶ 自由遷移		
ID	α=-1°	α=-1°	α=-3°	α=-2°	α=-1°
3D－1	——	○	——	——	——
3D－2	○	——	——	——	——
3D－3	○	○	○	○	○
3D－4	○	○	○	○	○
3D－5	○	△	○	○	○

△　：Reynolds数 6x10⁷、主翼/胴で計算

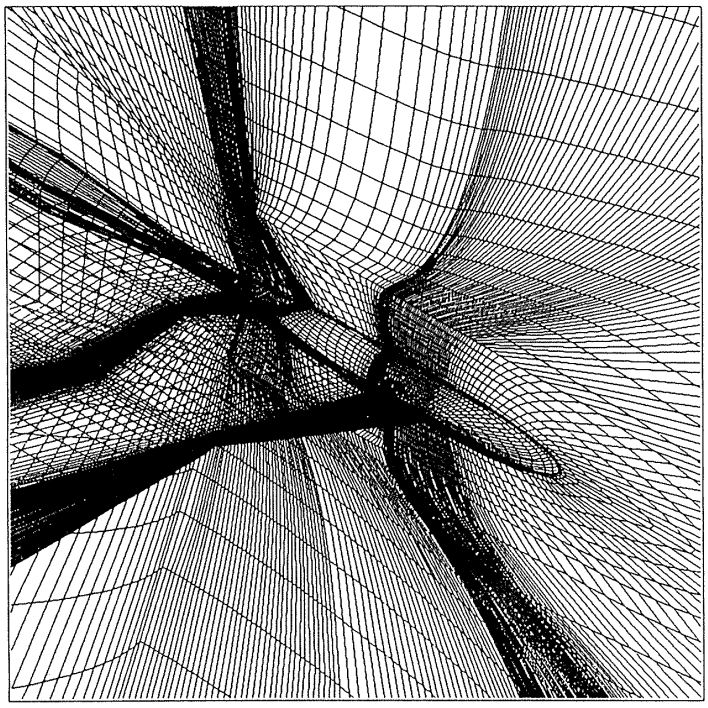
This document is provided by JAXA.

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 ｺｰﾄﾞ方向C ｽﾊﾟﾝ方向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 ｺｰﾄﾞ方向C ｽﾊﾟﾝ方向O	代数的手法	70万点	2295	1147	1785	6486	NAL遷音速風洞 壁をｼｭﾐﾚｰﾄ	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 ｺｰﾄﾞ方向C ｽﾊﾟﾝ方向H	代数的手法	349x70x50 122万点	6150	2490	1560	5950	7.65～7.72	8.65	8.65

This document is provided by JAXA.

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

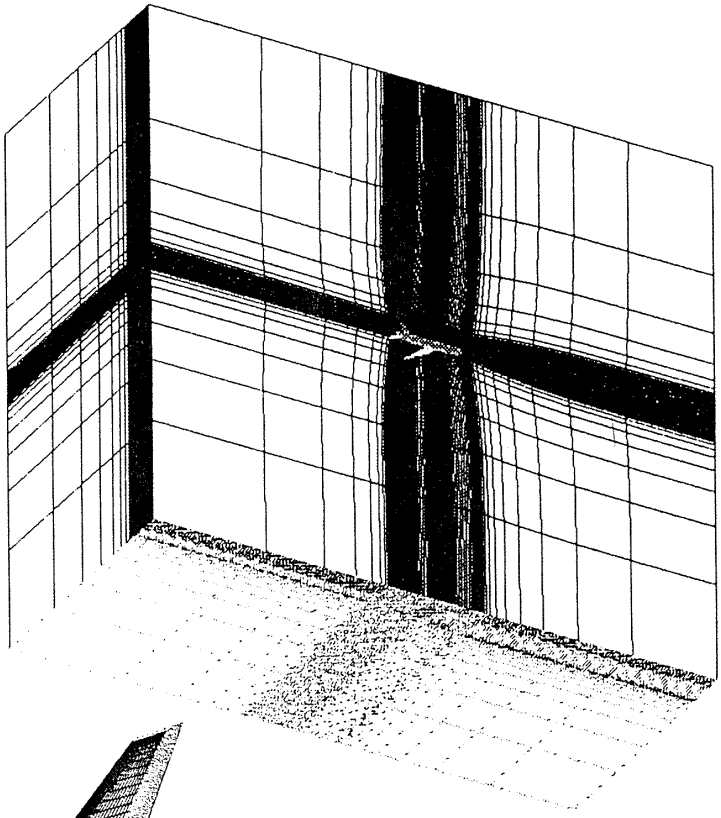


格子構造概略　Re=6×10^7　NS計算

ONERA-M5

ID	3D-2	NAME	T.Kishimoto
CASE	A	FORM	3D-AB1

M∞	0.84	Re	1.0×10^6
α	-1°		



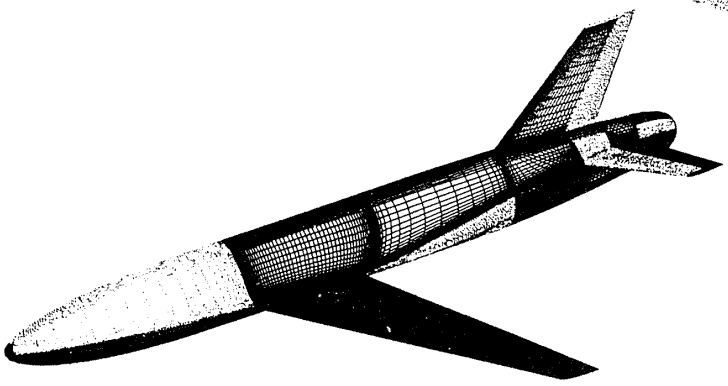


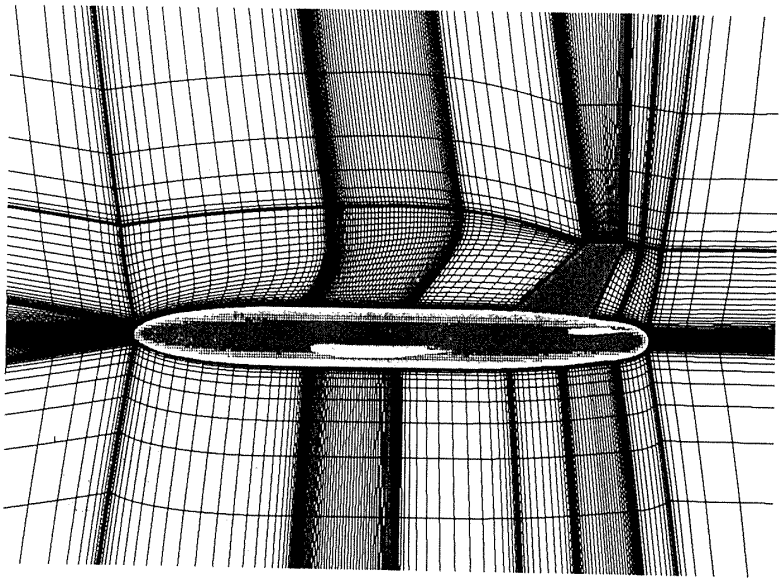
図. 1　各応募者の格子の概要

This document is provided by JAXA.

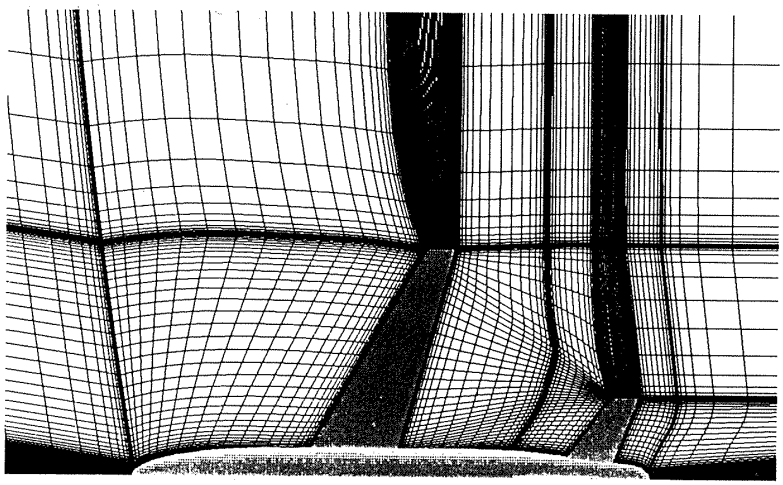
ONERA-M5

ID	3D-2	NAME	T.Kishimoto
CASE	A FORM	3D-AB1	

M∞	0.84	Re	1.0×10⁶
α	-1°		



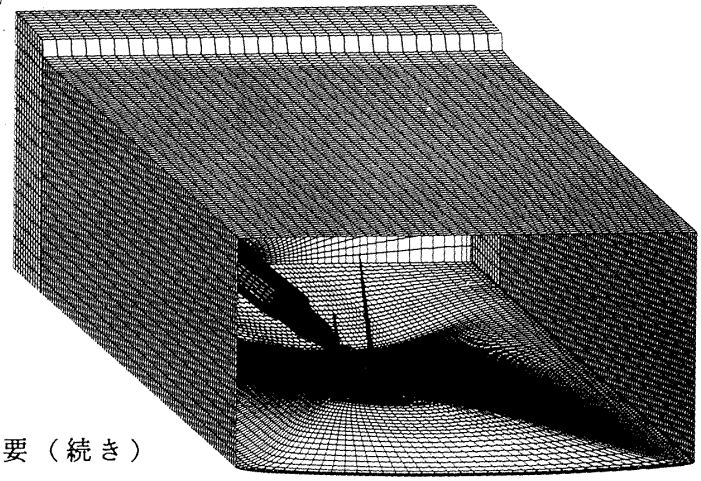
ONERA-M5計算格子（2） ～対称面（y＝0）～



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-AB1	

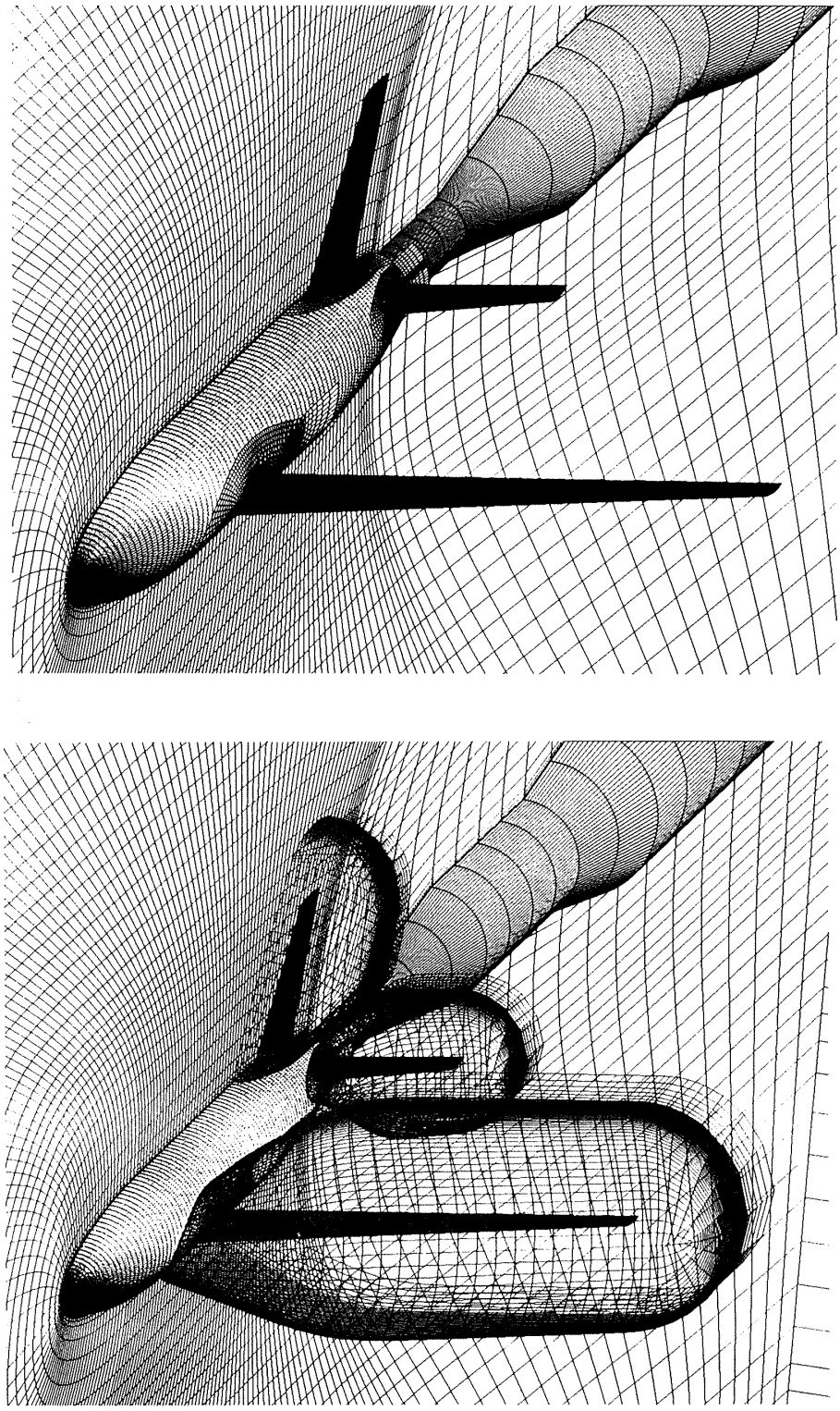


図．1　各応募者の格子の概要（続き）

This document is provided by JAXA.

ONERA-M5

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

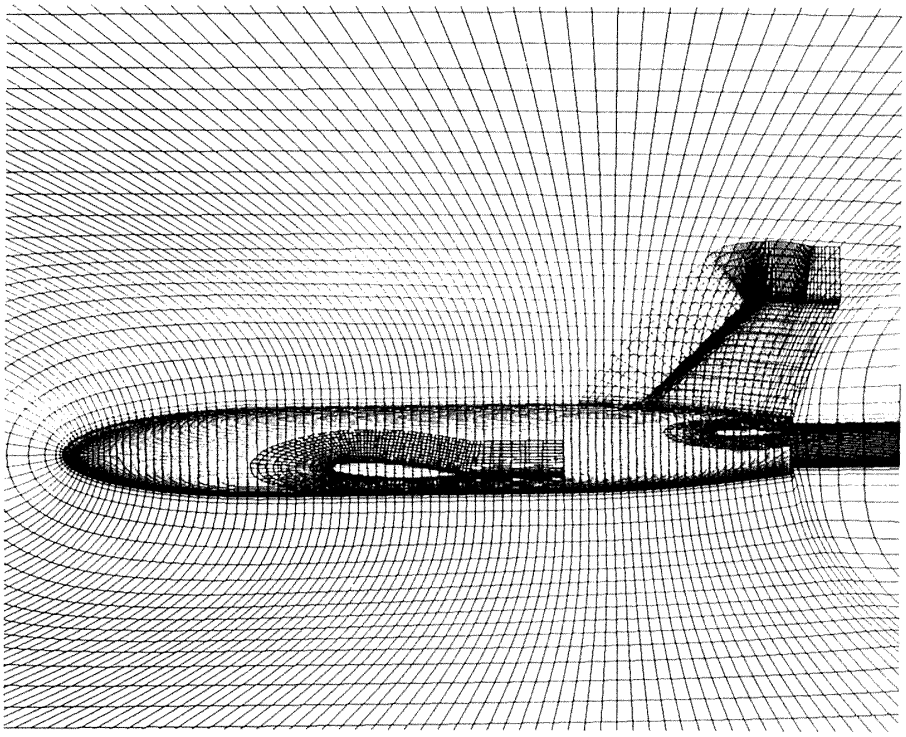


図．1　各応募者の格子の概要（続き）

This document is provided by JAXA.

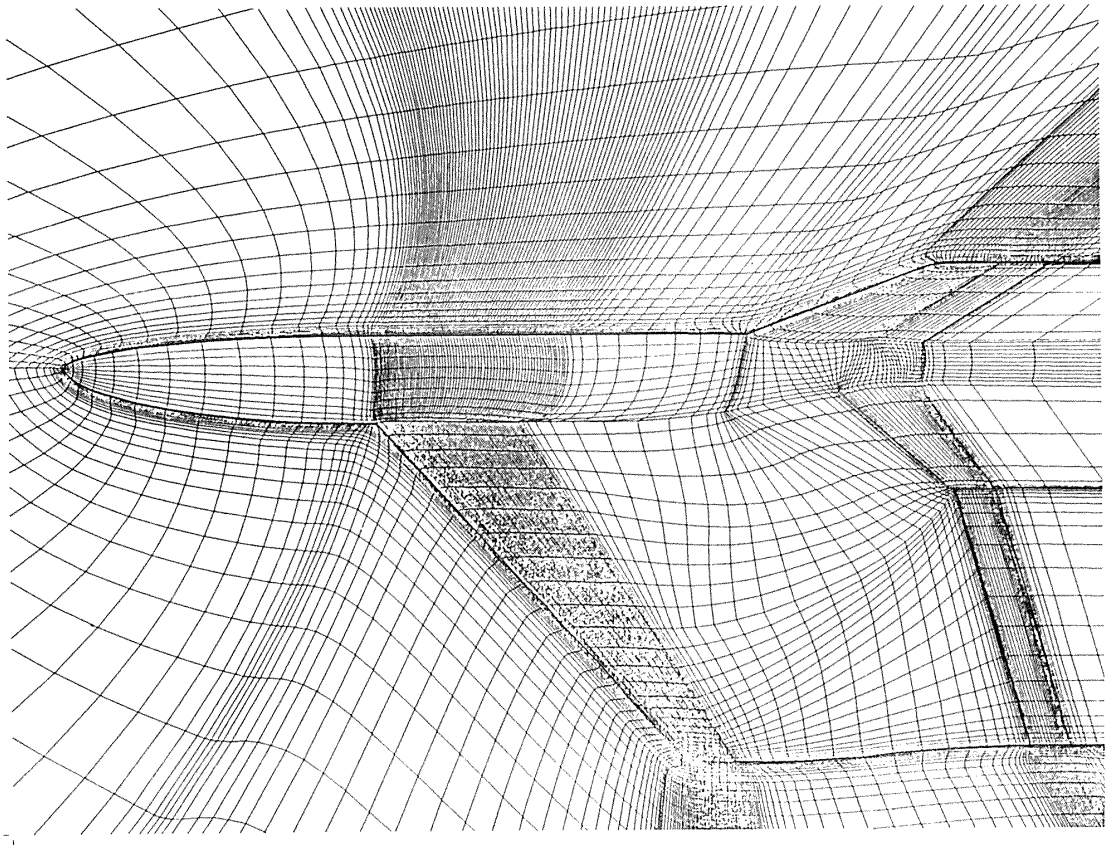
ONERA-M5

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



ONERA−M5

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

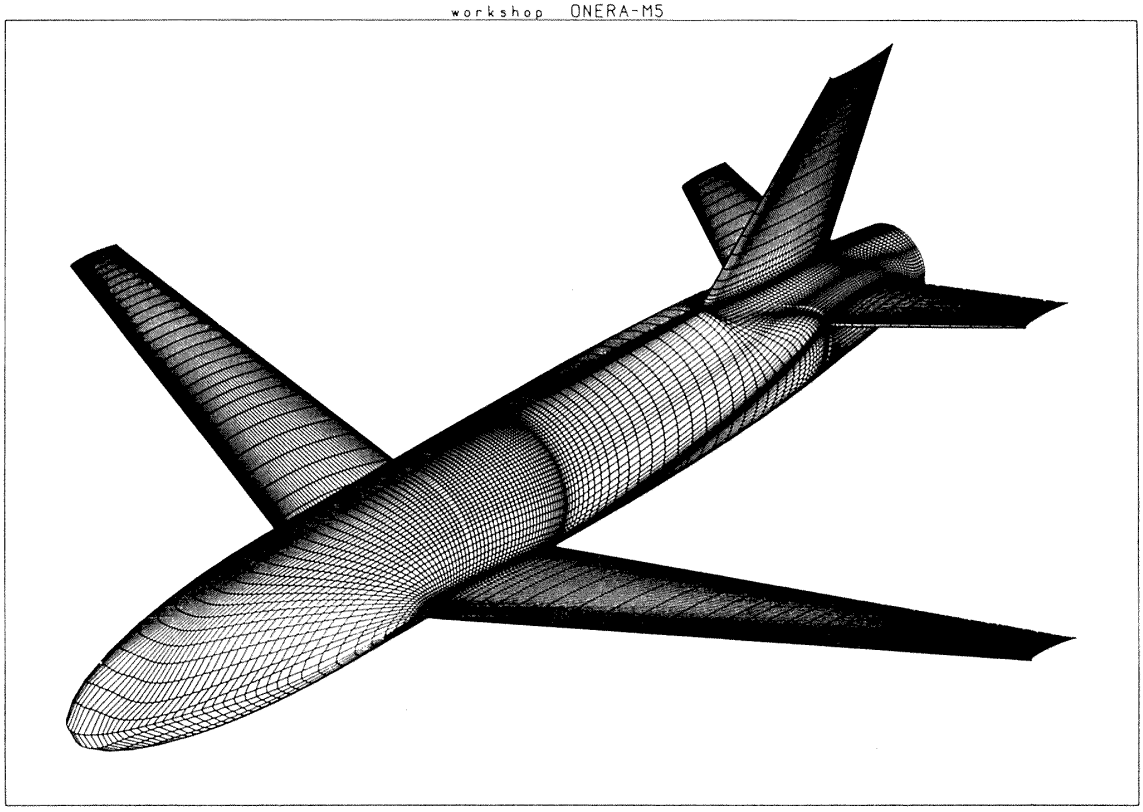


図．1　各応募者の格子の概要（続き）

This document is provided by JAXA.

ONERA-M5

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



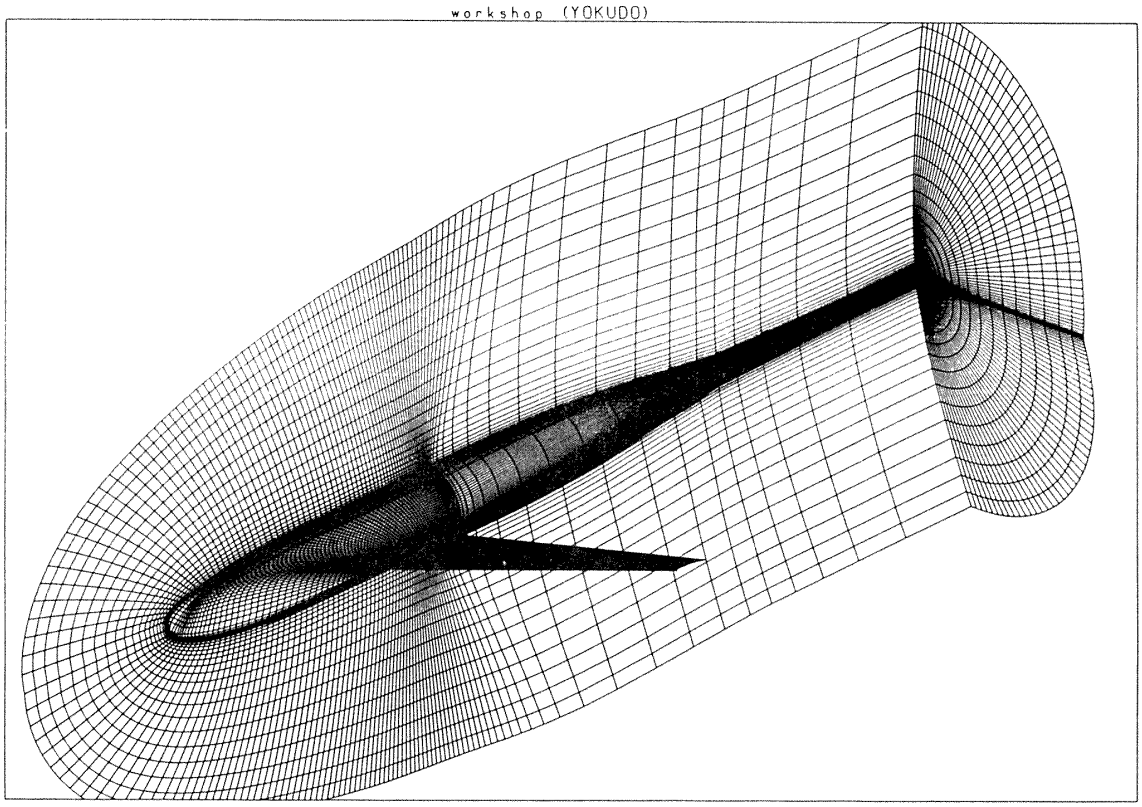
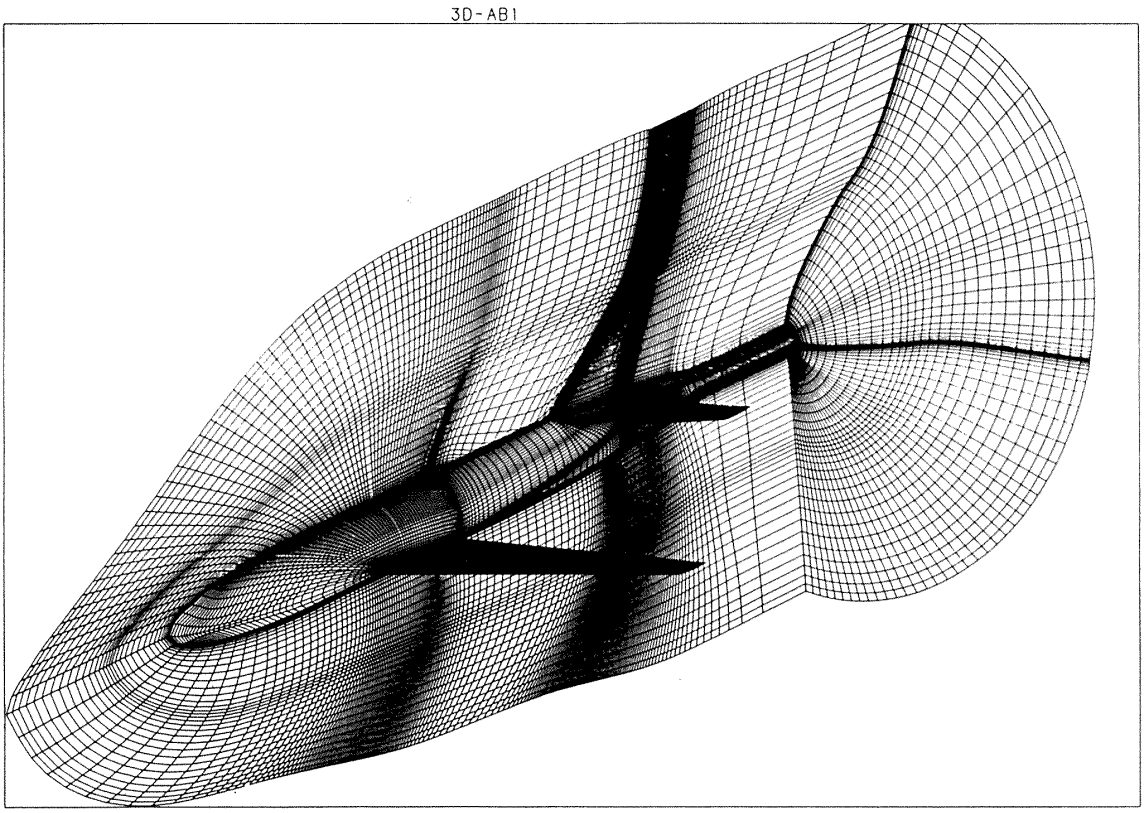


図. 1 各応募者の格子の概要（続き）

This document is provided by JAXA.



図．1　各応募者の格子の概要（続き）

This document is provided by JAXA.

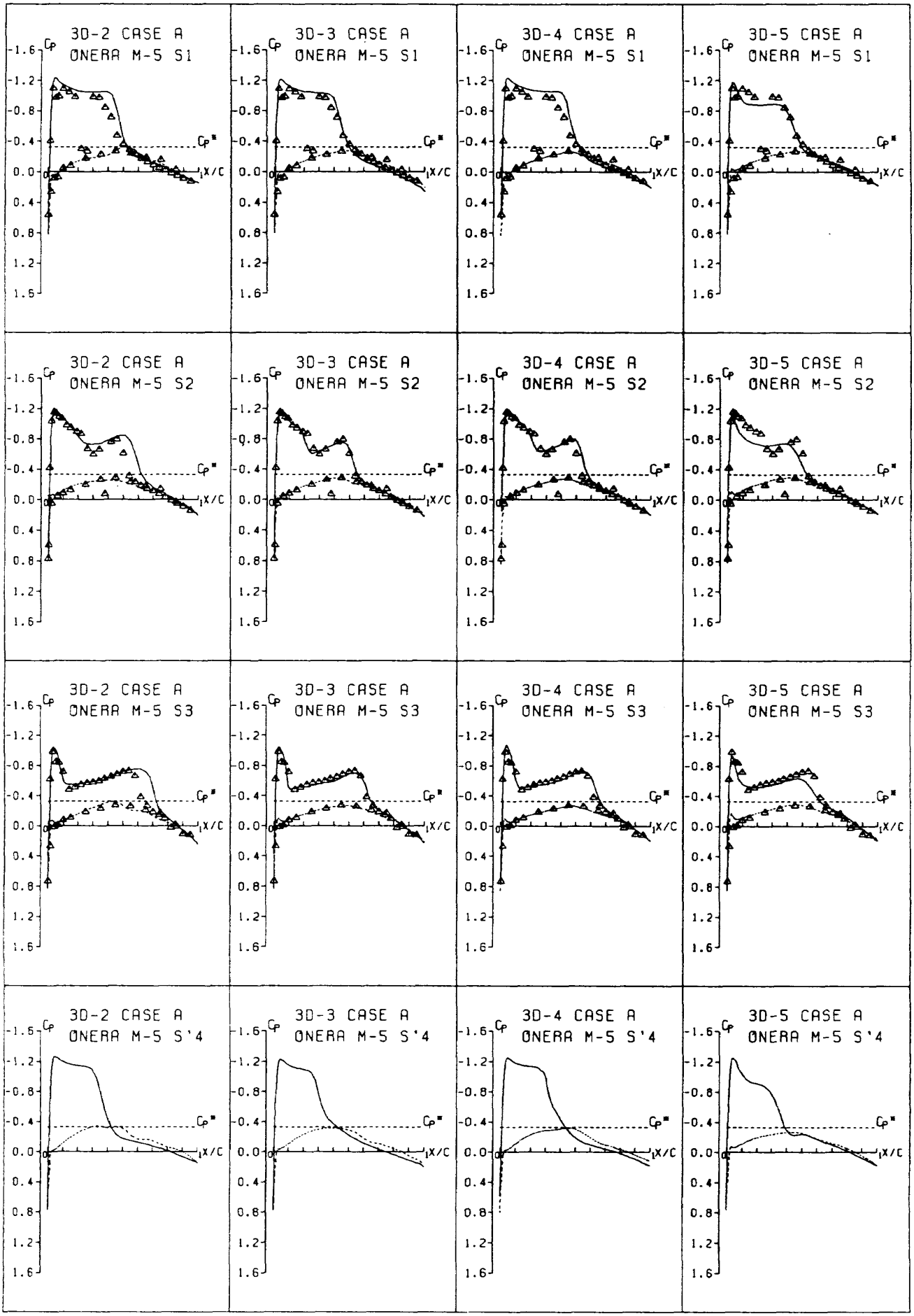


図. 2 圧力分布の比較－課題A

This document is provided by JAXA.

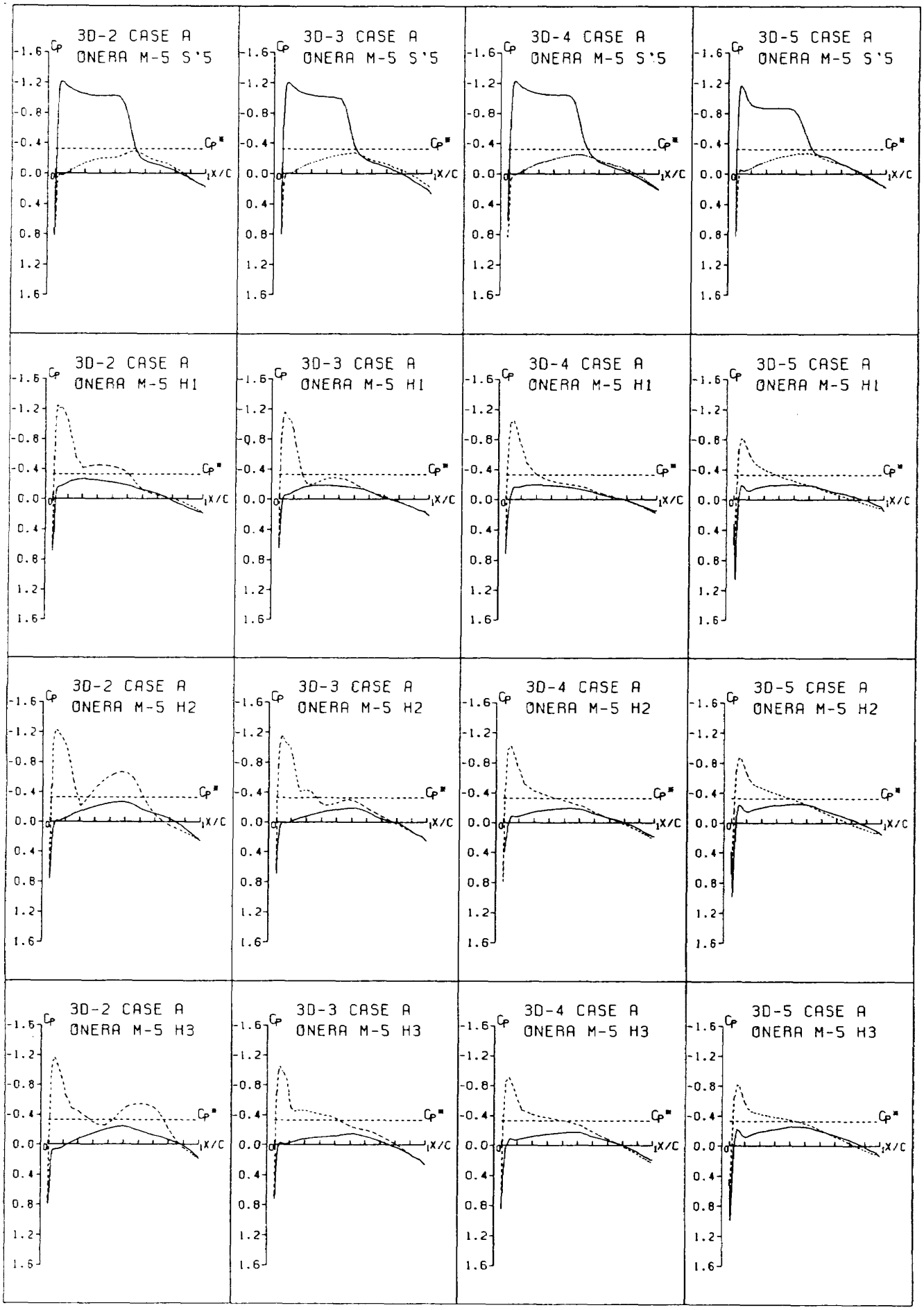


図. 2 圧力分布の比較－課題A （続き）

This document is provided by JAXA.

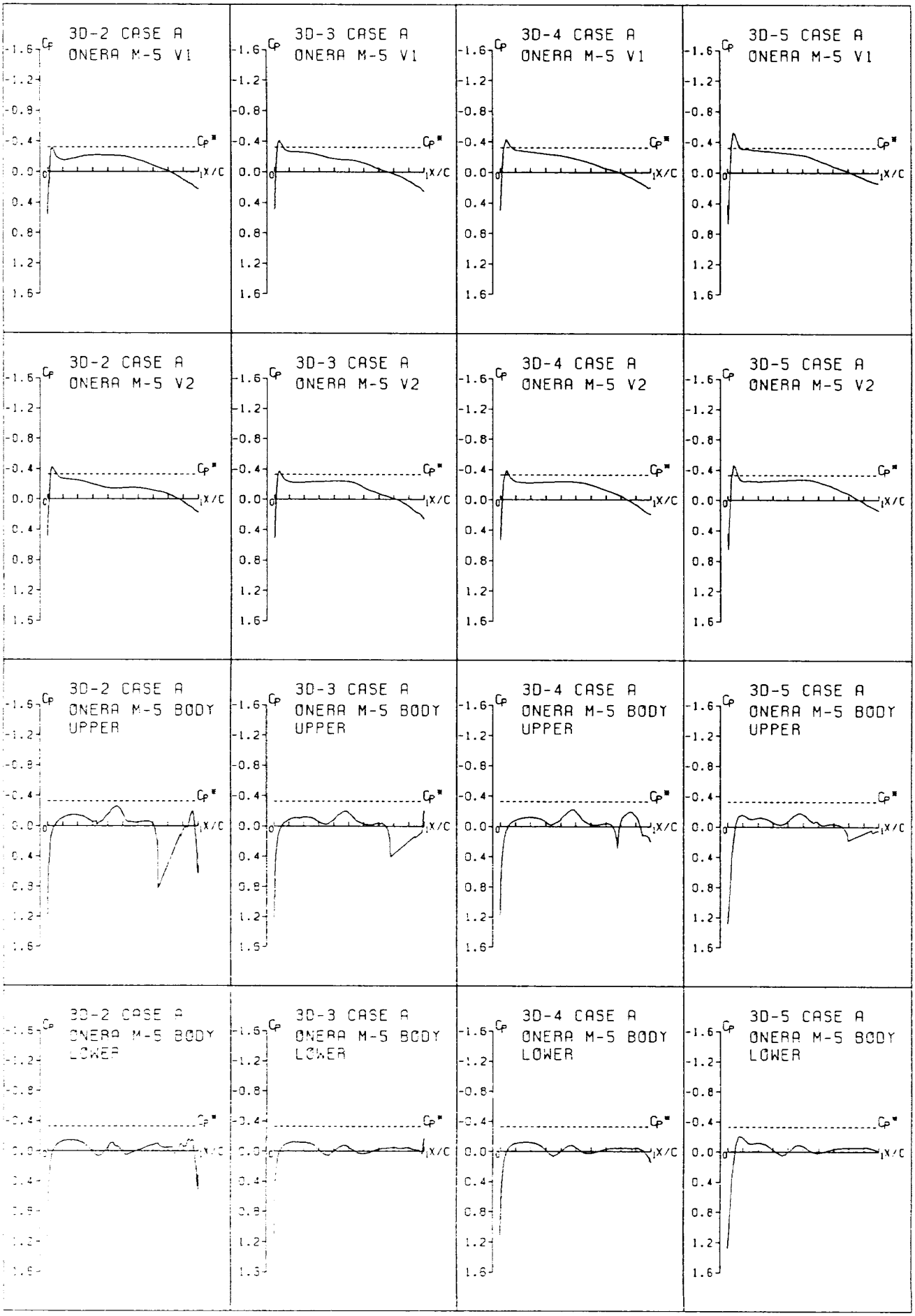


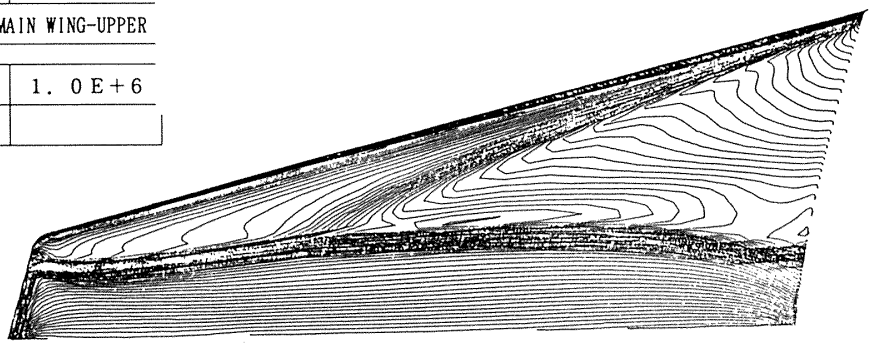
図. 2 圧力分布の比較－課題A （続き）

This document is provided by JAXA.

ONERA−M5

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

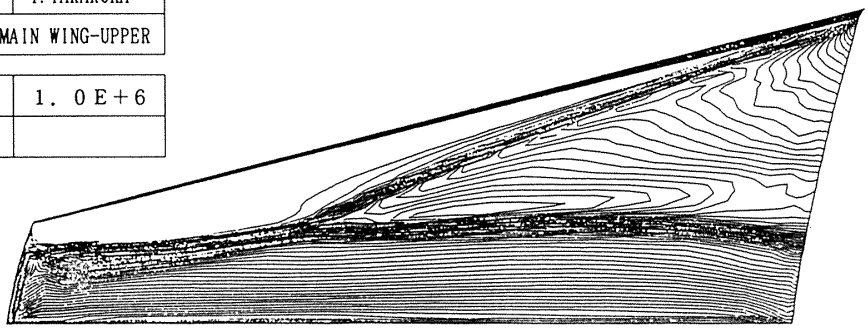
M∞	0.84	RE	1.0E+6
α	−1.00		



ONERA−M5

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

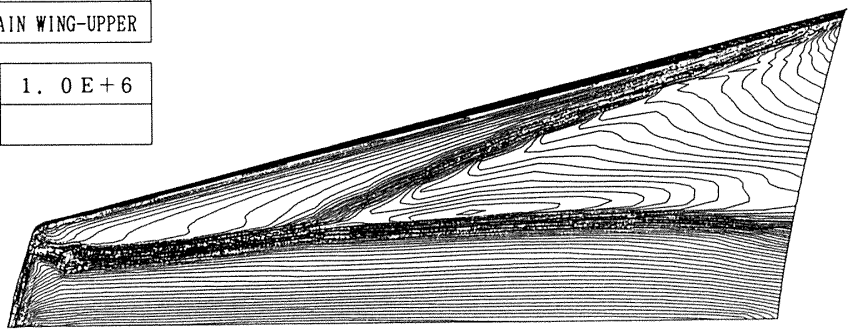
M∞	0.84	RE	1.0E+6
α	−1.00		



ONERA−M5

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

M∞	0.84	RE	1.0E+6
α	−1.00		



ONERA−M5

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

M∞	0.84	RE	1.0E+6
α	−1.00		

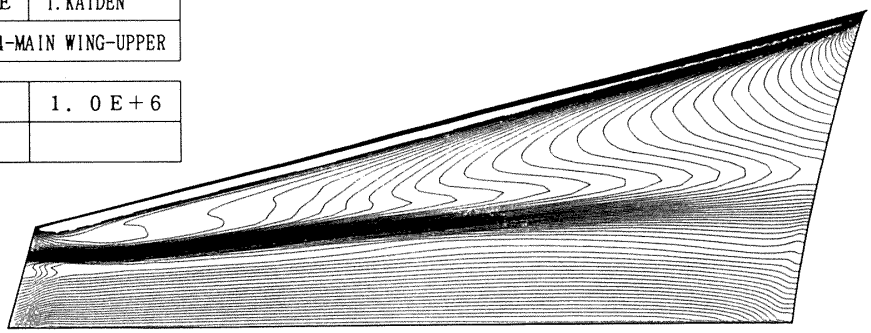


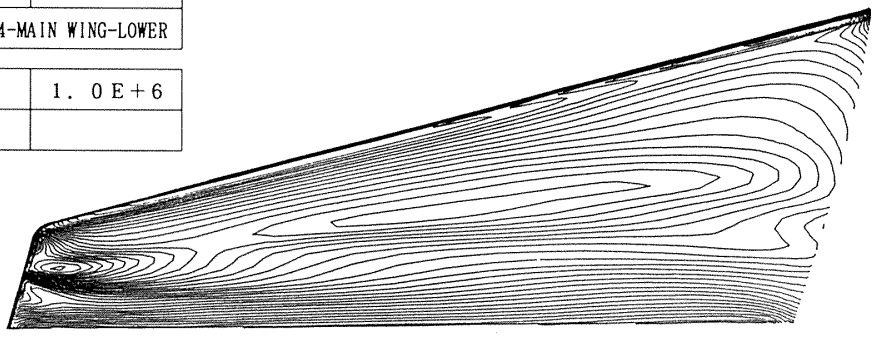
図. 3 主翼上面のCpコンタの比較−課題A

This document is provided by JAXA.

ONERA−M5

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

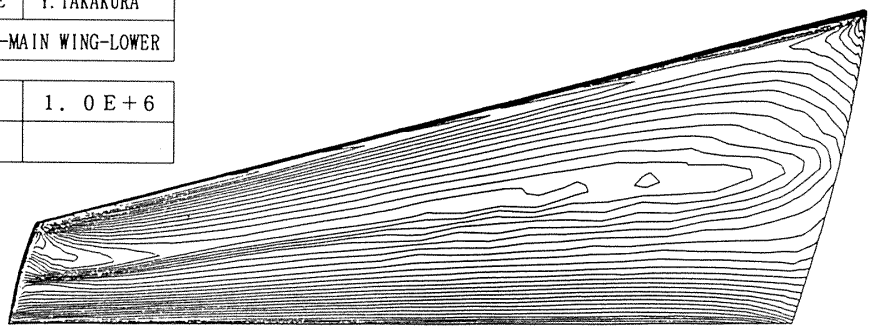
M∞	0.84	RE	1.0E+6
α	−1.00		



ONERA−M5

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

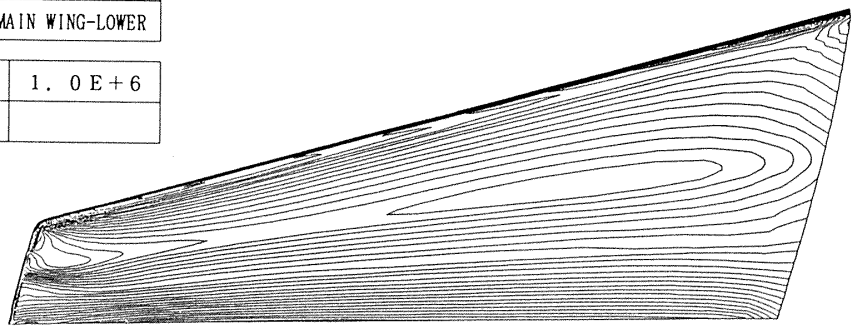
M∞	0.84	RE	1.0E+6
α	−1.00		



ONERA−M5

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

M∞	0.84	RE	1.0E+6
α	−1.00		



ONERA−M5

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

M∞	0.84	RE	1.0E+6
α	−1.00		

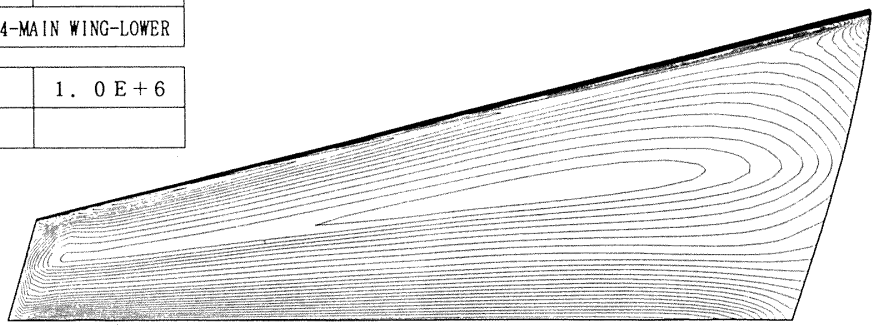


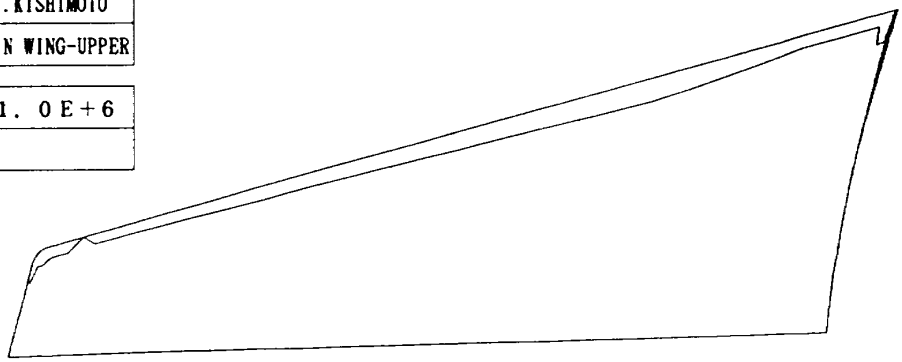
図. 4 主翼下面のCpコンタの比較−課題A

This document is provided by JAXA.

ONERA−M5

ID	3D−2	NAME	T.KISHIMOTO
CASE	A FORM	3D-AB11-MAIN WING-UPPER	

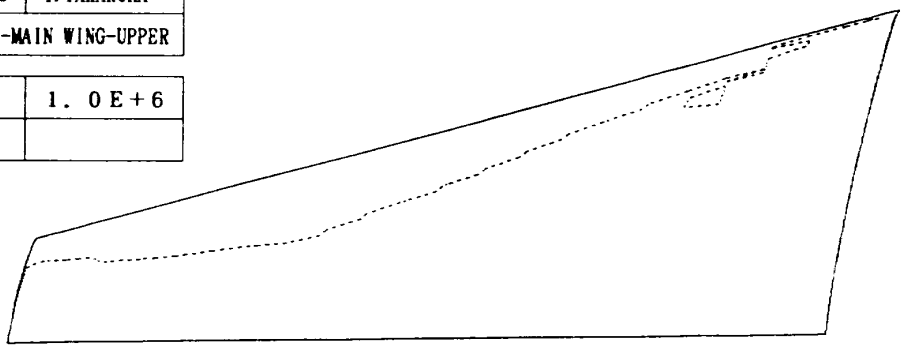
M∞	0.84	RE	1.0E+6
α	−1.00		



ONERA−M5

ID	3D−3	NAME	Y.TAKAKURA
CASE	A FORM	3D-A11-MAIN WING-UPPER	

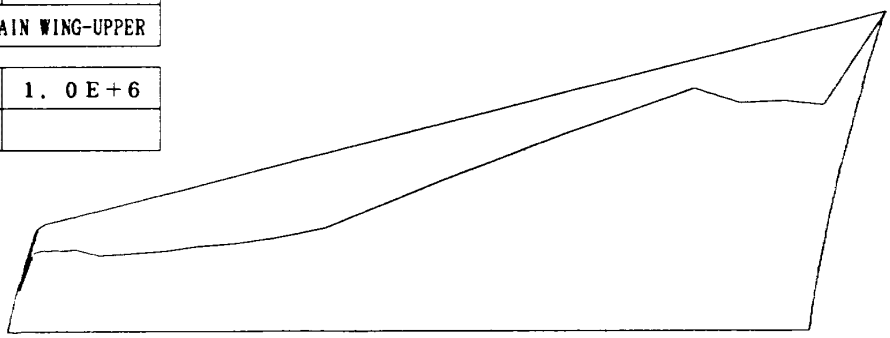
M∞	0.84	RE	1.0E+6
α	−1.00		



ONERA−M5

ID	3D−4	NAME	S.TAKANASHI
CASE	A FORM	3D-A11-MAIN WING-UPPER	

M∞	0.84	RE	1.0E+6
α	−1.00		



ONERA−M5

ID	3D−5	NAME	T.KAIDEN
CASE	A FORM	3D-A11-MAIN WING-UPPER	

M∞	0.84	RE	1.0E+6
α	−1.00		

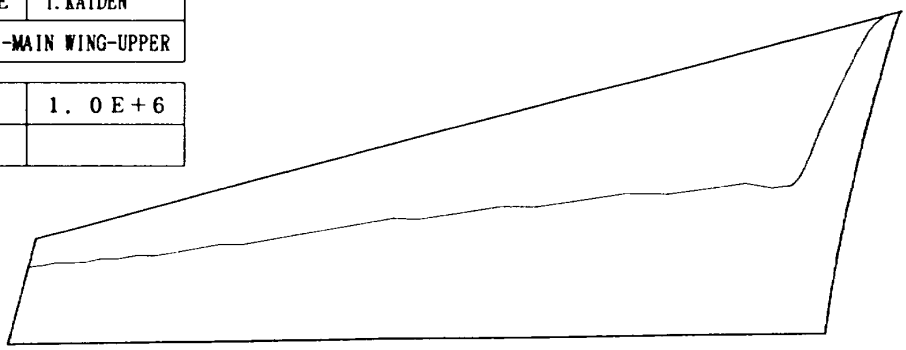


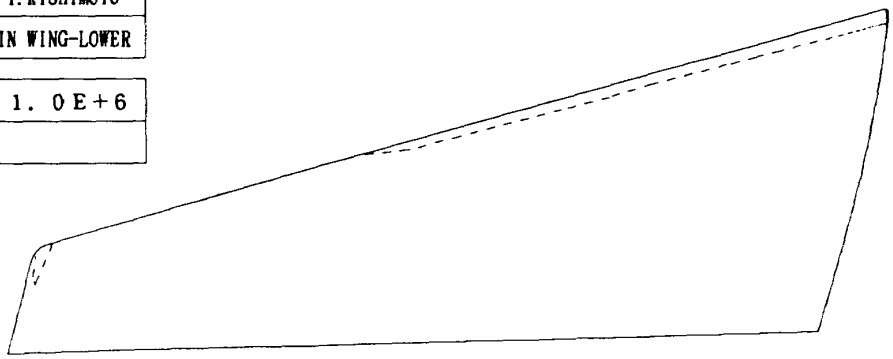
図. 5 主翼上面の遷移点の比較−課題A

This document is provided by JAXA.

ONERA−M5

ID	3D−2	NAME	T.KISHIMOTO
CASE	A FORM	3D-A11-MAIN WING-LOWER	

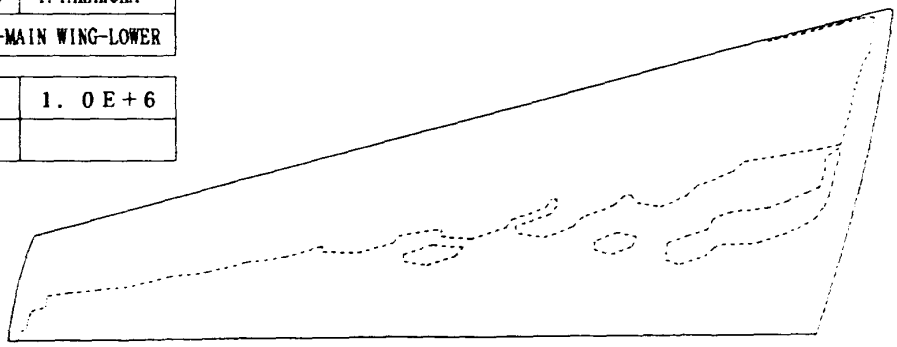
M∞	0.84	RE	1.0E+6
α	−1.00		



ONERA−M5

ID	3D−3	NAME	Y.TAKAKURA
CASE	A FORM	3D-A11-MAIN WING-LOWER	

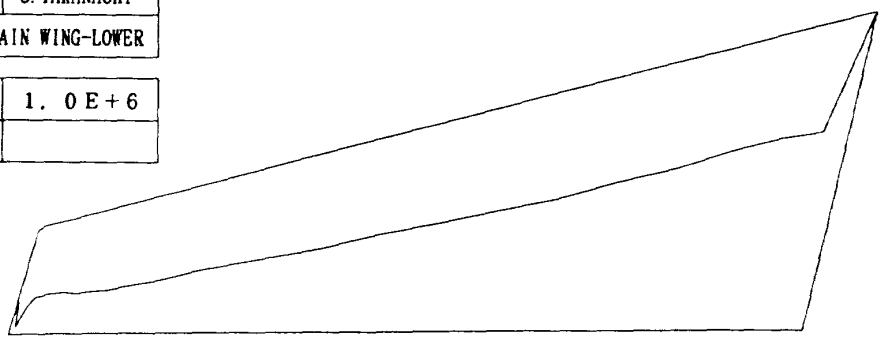
M∞	0.84	RE	1.0E+6
α	−1.00		



ONERA−M5

ID	3D−4	NAME	S.TAKANASHI
CASE	A FORM	3D-A11-MAIN WING-LOWER	

M∞	0.84	RE	1.0E+6
α	−1.00		



ONERA−M5

ID	3D−5	NAME	T.KAIDEN
CASE	A FORM	3D-A11-MAIN WING-LOWER	

M∞	0.84	RE	1.0E+6
α	−1.00		

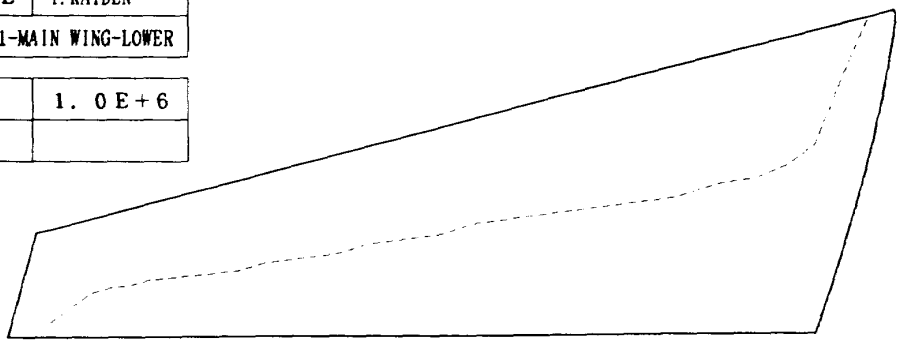


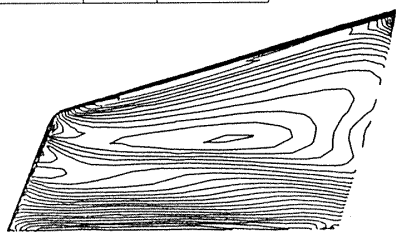
図. 6 主翼下面の遷移点の比較－課題A

This document is provided by JAXA.

ONERA-M5

ID	3D-2	NAME	T.KISHIMOTO
CASE	A	FORM	3D-AB4-H-TAIL-UPPER

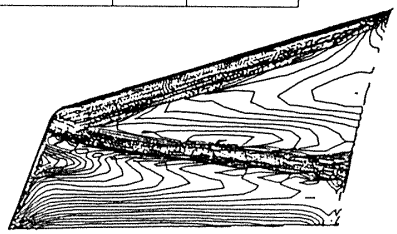
M∞	0.84	RE	1.0E+6
α	-1.00		



ONERA-M5

ID	3D-2	NAME	T.KISHIMOTO
CASE	A	FORM	3D-AB4-H-TAIL-LOWER

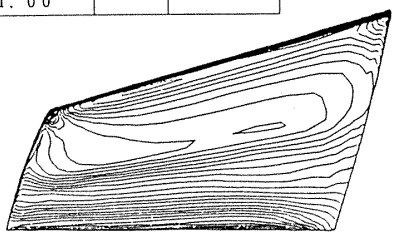
M∞	0.84	RE	1.0E+6
α	-1.00		



ONERA-M5

ID	3D-3	NAME	Y.TAKAKURA
CASE	A	FORM	3D-AB4-H-TAIL-UPPER

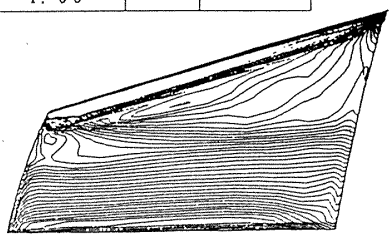
M∞	0.84	RE	1.0E+6
α	-1.00		



ONERA-M5

ID	3D-3	NAME	Y.TAKAKURA
CASE	A	FORM	3D-AB4-H-TAIL-LOWER

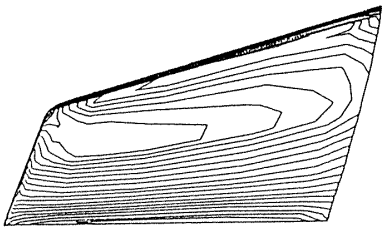
M∞	0.84	RE	1.0E+6
α	-1.00		



ONERA-M5

ID	3D-4	NAME	S.TAKANASHI
CASE	A	FORM	3D-AB4-H-TAIL-UPPER

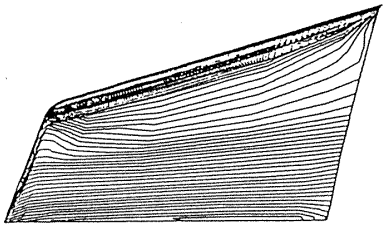
M∞	0.84	RE	1.0E+6
α	-1.00		



ONERA-M5

ID	3D-4	NAME	S.TAKANASHI
CASE	A	FORM	3D-AB4-H-TAIL-LOWER

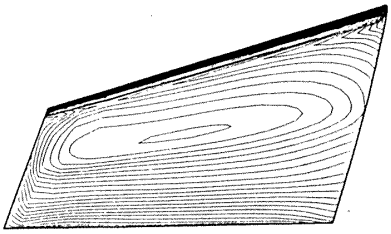
M∞	0.84	RE	1.0E+6
α	-1.00		



ONERA-M5

ID	3D-5	NAME	T.KAIDEN
CASE	A	FORM	3D-AB4-H-TAIL-UPPER

M∞	0.84	RE	1.0E+6
α	-1.00		



ONERA-M5

ID	3D-5	NAME	T.KAIDEN
CASE	A	FORM	3D-AB4-H-TAIL-LOWER

M∞	0.84	RE	1.0E+6
α	-1.00		

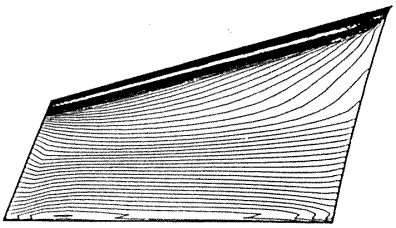


図. 7 水平尾翼上下面Cpコンタの比較－課題A

This document is provided by JAXA.

ONERA−M5

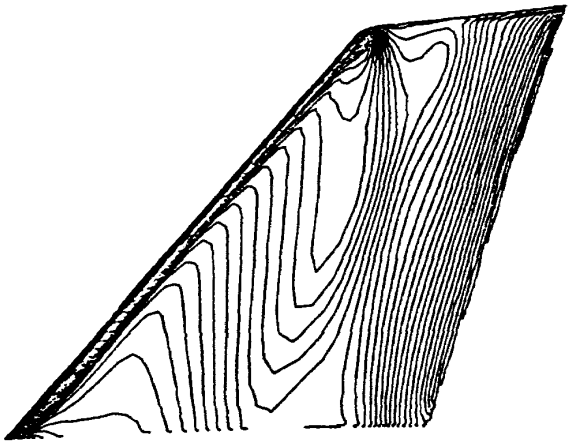
ID	3D−2	NAME	T.KISHIMOTO
CASE	A	FORM	3D-AB4-V-TAIL

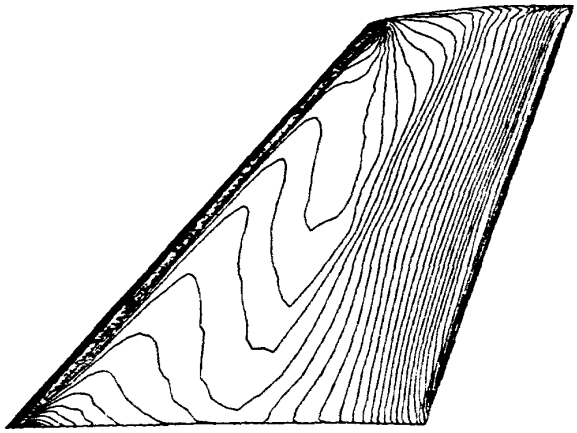
M∞	0.84	RE	1.0E+6
α	−1.00		

ONERA−M5

ID	3D−3	NAME	Y.TAKAKURA
CASE	A	FORM	3D-AB4-V-TAIL

M∞	0.84	RE	1.0E+6
α	−1.00		





ONERA−M5

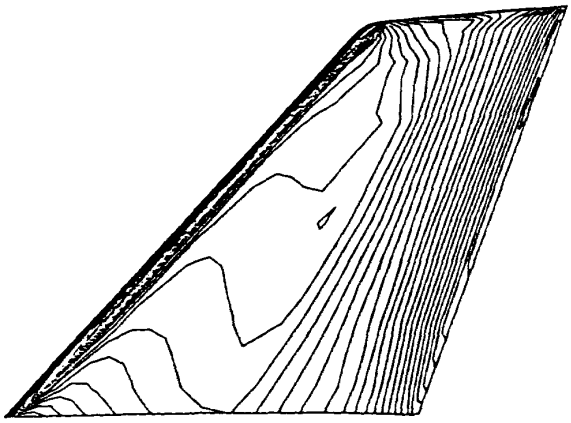
ID	3D−4	NAME	S.TAKANASHI
CASE	A	FORM	3D-AB4-V-TAIL

M∞	0.84	RE	1.0E+6
α	−1.00		

ONERA−M5

ID	3D−5	NAME	T.KAIDEN
CASE	A	FORM	3D-AB4-V-TAIL

M∞	0.84	RE	1.0E+6
α	−1.00		



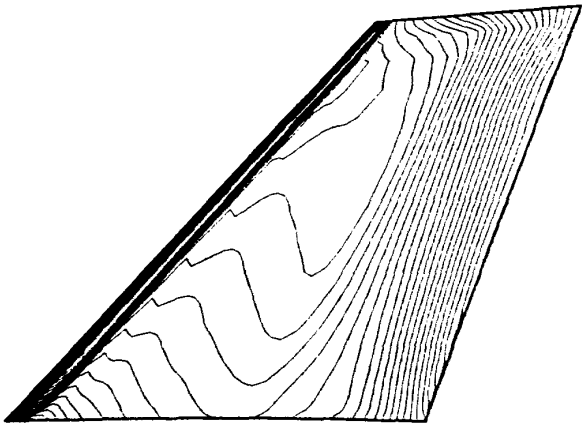


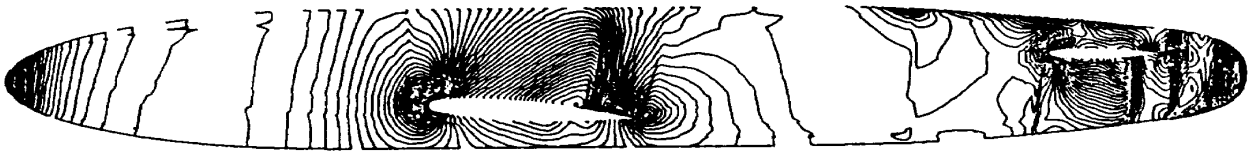
図. 8 垂直尾翼Cpコンタの比較−課題A

This document is provided by JAXA.

ONERA−M5

ID	3D−2	NAME	T.KISHIMOTO
CASE	A	FORM	3D-AB5-BODY

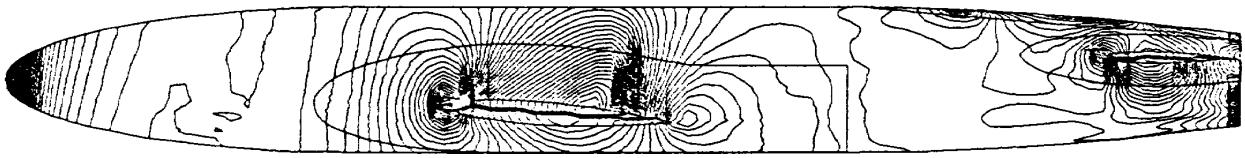
M∞	0.84	RE	1.0E+6
α	−1.00		



ONERA−M5

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

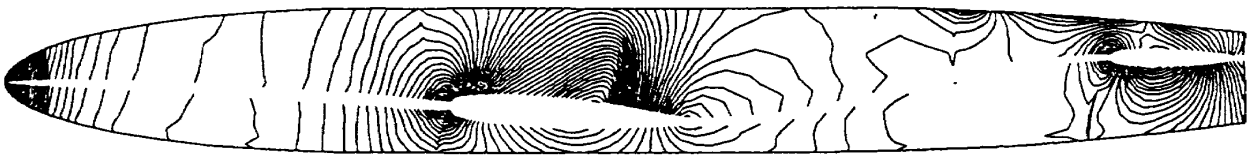
M∞	0.84	RE	1.0E+6
α	−1.00		



ONERA−M5

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

M∞	0.84	RE	1.0E+6
α	−1.00		



ONERA−M5

ID	3D−5	NAME	T.KAIDEN
CASE	A	FORM	3D-AB5-BODY

M∞	0.84	RE	1.0E+6
α	−1.00		

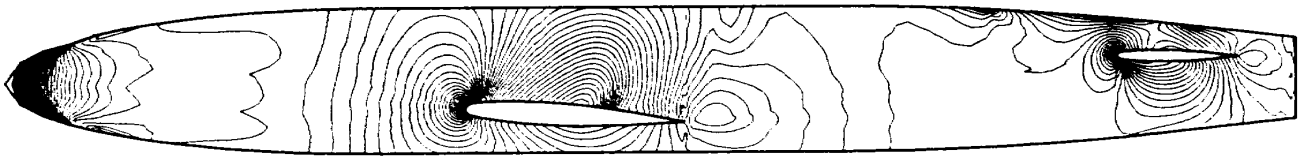


図. 9 胴体側面のCpコンタの比較−課題A

This document is provided by JAXA.

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

This document is provided by JAXA.

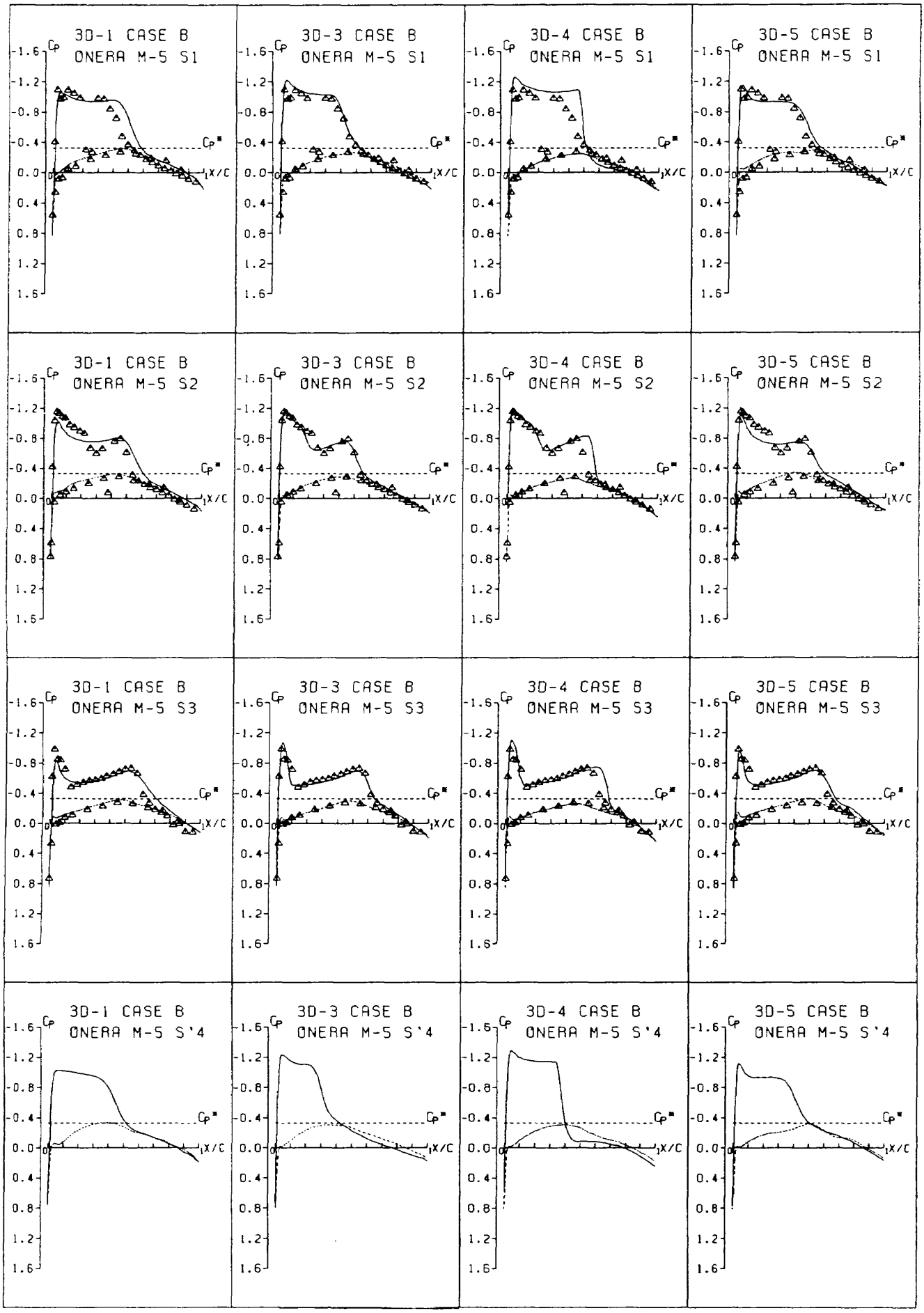
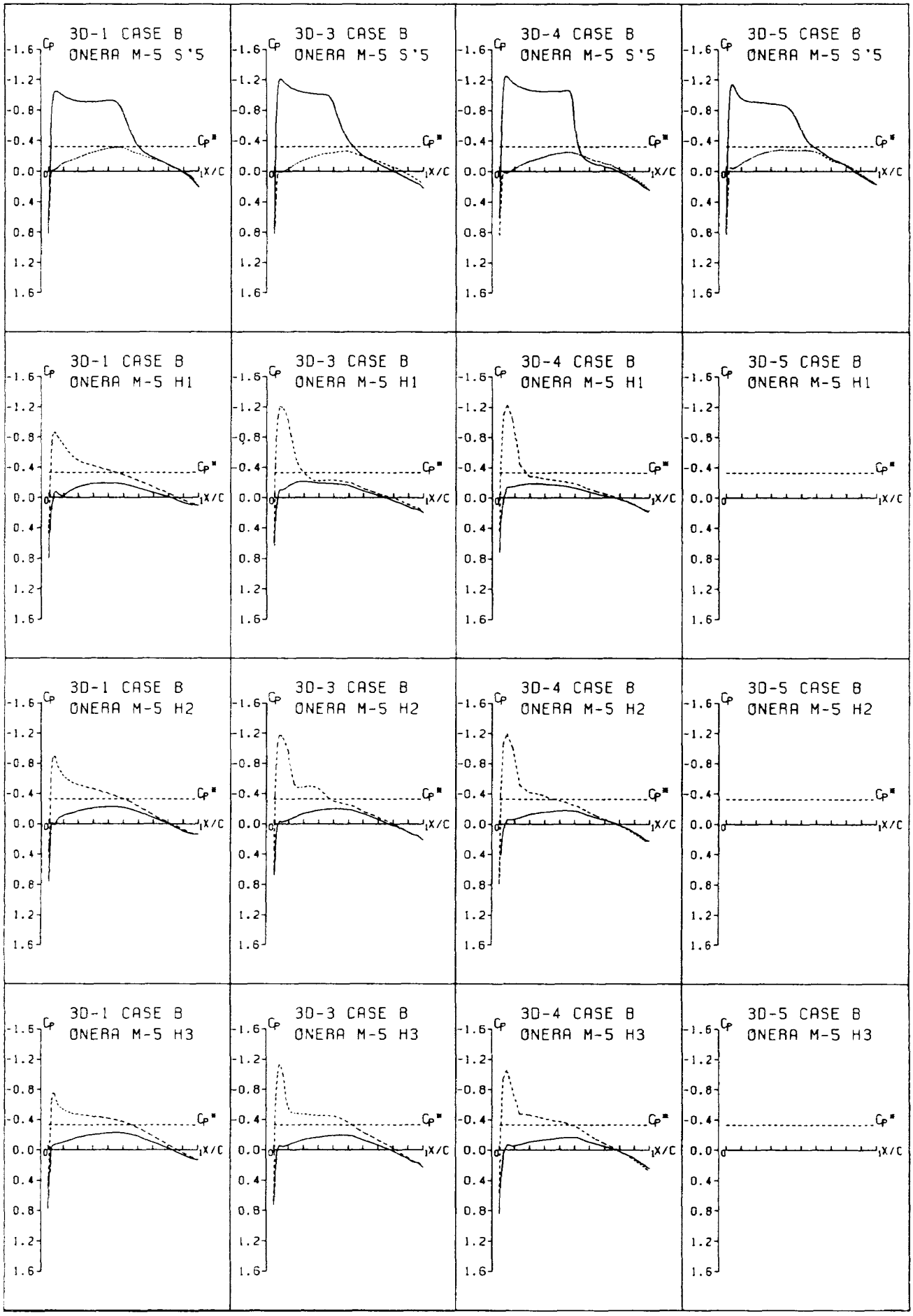


図. 10 圧力分布の比較－課題B

This document is provided by JAXA.



図．１０　圧力分布の比較－課題Ｂ　（続き）

This document is provided by JAXA.

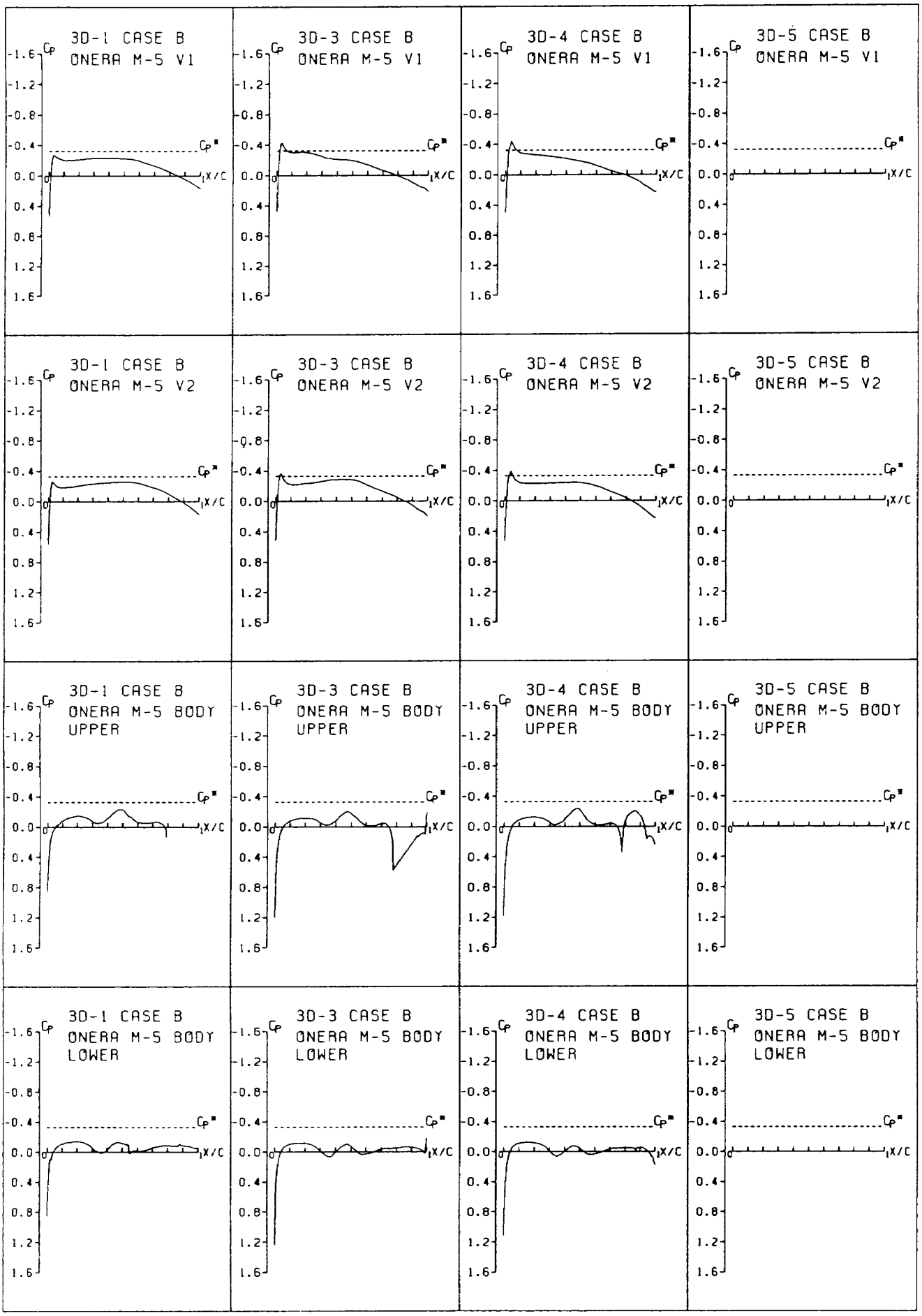


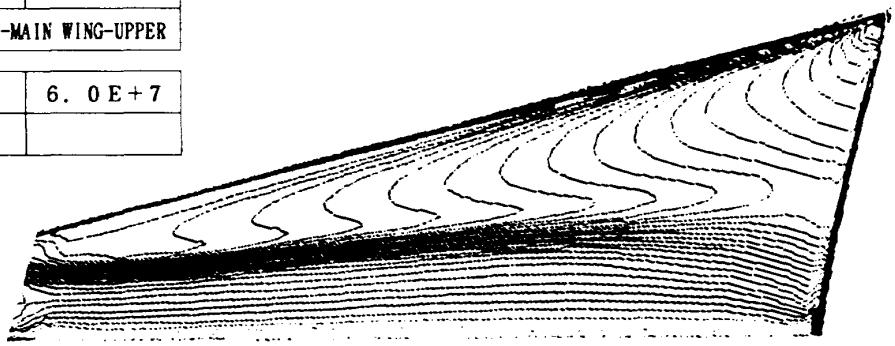
図. 10 圧力分布の比較－課題B （続き）

This document is provided by JAXA.

ONERA−M5

ID	3D−1	NAME	FHI
CASE	B FORM	3D-AB4-MAIN WING-UPPER	

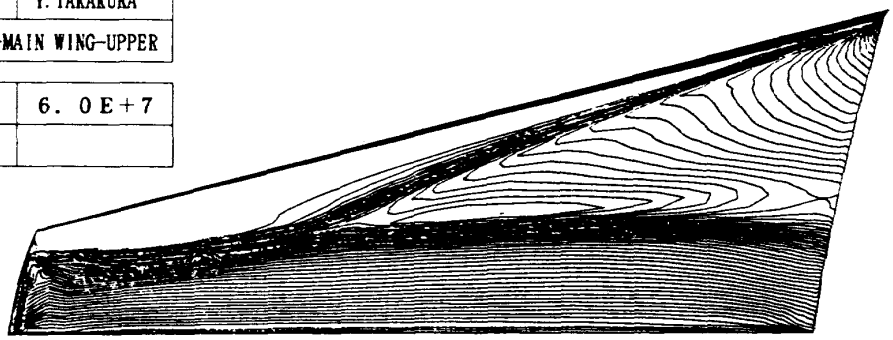
M∞	0.84	RE	6.0E+7
α	−1.00		



ONERA−M5

ID	3D−3	NAME	Y.TAKAKURA
CASE	B FORM	3D-AB4-MAIN WING-UPPER	

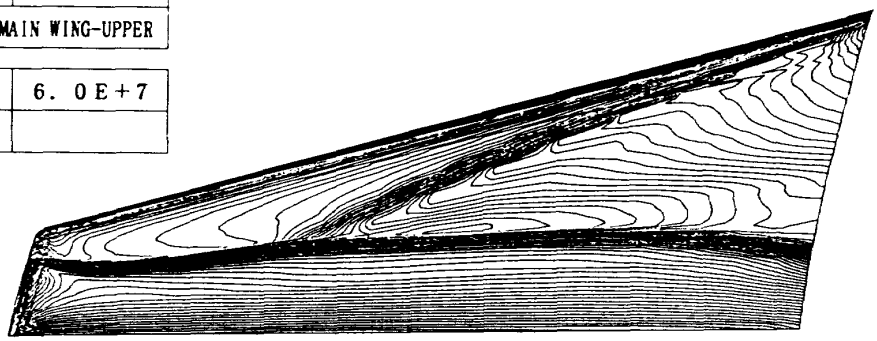
M∞	0.84	RE	6.0E+7
α	−1.00		



ONERA−M5

ID	3D−4	NAME	S.TAKANASHI
CASE	B FORM	3D-AB4-MAIN WING-UPPER	

M∞	0.84	RE	6.0E+7
α	−1.00		



ONERA−M5

ID	3D−5	NAME	T.KAIDEN
CASE	B FORM	3D-AB4-MAIN WING-UPPER	

M∞	0.84	RE	6.0E+7
α	−1.00		

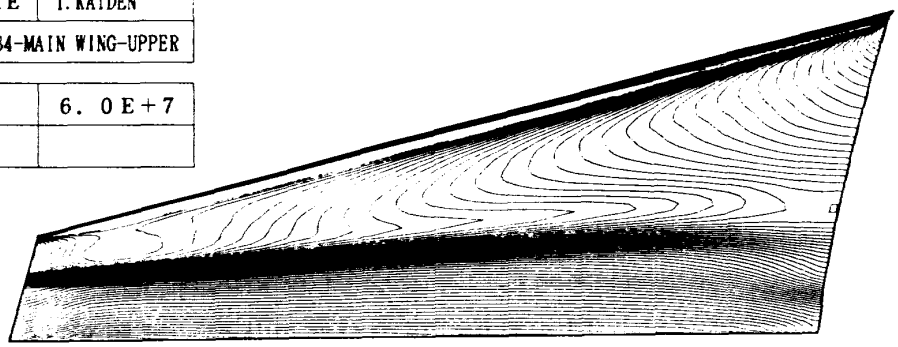


図. 11 主翼上面のCpコンタの比較−課題B

This document is provided by JAXA.

ONERA−M5

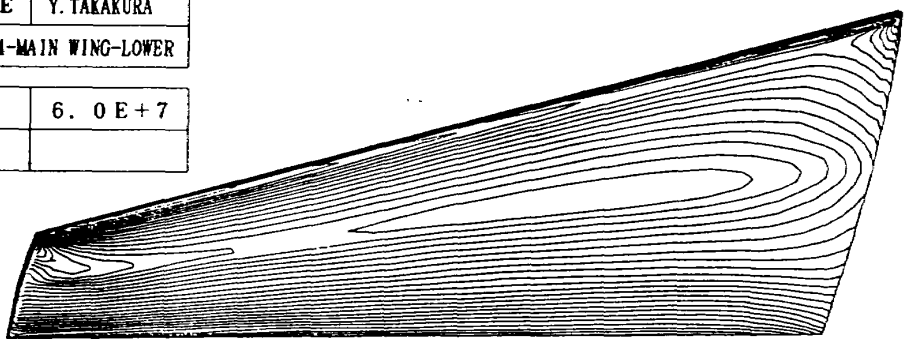
ID	3D−1	NAME	FHI
CASE	B FORM	3D-AB4-MAIN WING-LOWER	

M∞	0.84	RE	6.0E+7
α	−1.00		

ONERA−M5

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

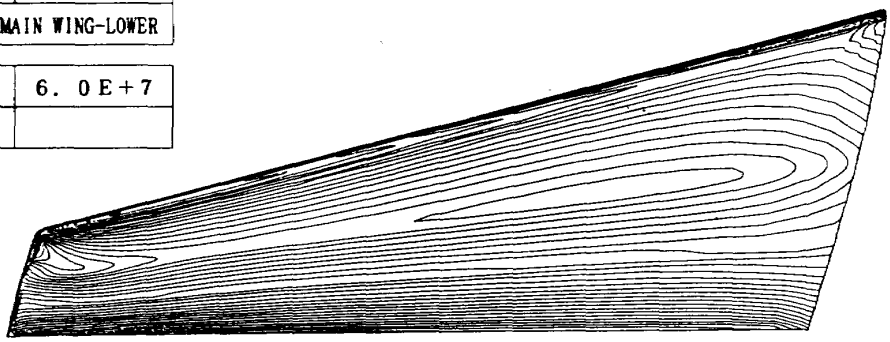
M∞	0.84	RE	6.0E+7
α	−1.00		



ONERA−M5

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

M∞	0.84	RE	6.0E+7
α	−1.00		



ONERA−M5

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

M∞	0.84	RE	6.0E+7
α	−1.00		

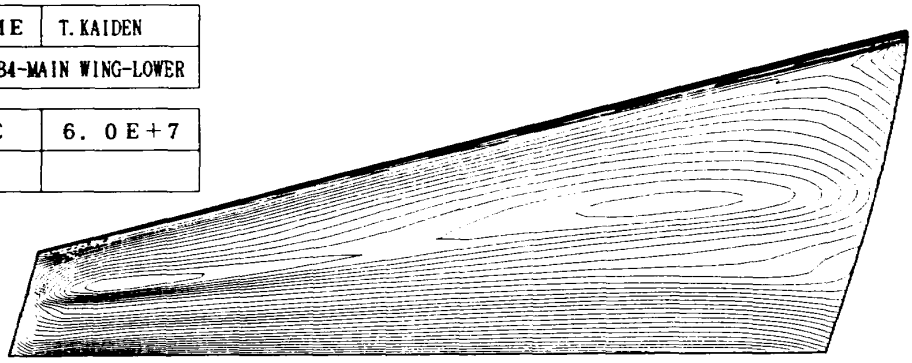


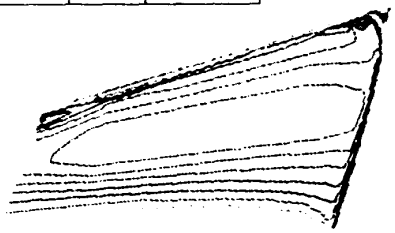
図. 12 主翼下面のCpコンタの比較−課題B

This document is provided by JAXA.

ONERA-M5

ID	3D-1	NAME	FHI
CASE	B	FORM	3D-AB4-H-TAIL-UPPER

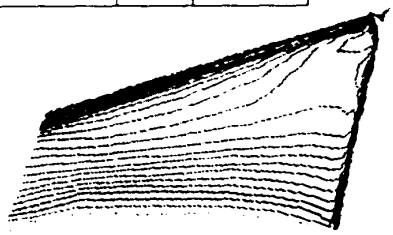
M∞	0.84	RE	6.0E+7
α	-1.00		



ONERA-M5

ID	3D-1	NAME	FHI
CASE	B	FORM	3D-AB4-H-TAIL-LOWER

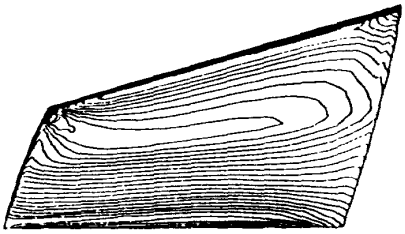
M∞	0.84	RE	6.0E+7
α	-1.00		



ONERA-M5

ID	3D-3	NAME	Y. TAKAKURA
CASE	B	FORM	3D-AB4-H-TAIL-UPPER

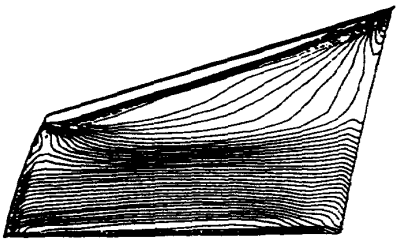
M∞	0.84	RE	6.0E+7
α	-1.00		



ONERA-M5

ID	3D-3	NAME	Y. TAKAKURA
CASE	B	FORM	3D-AB4-H-TAIL-LOWER

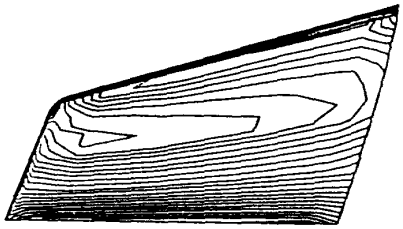
M∞	0.84	RE	6.0E+7
α	-1.00		



ONERA-M5

ID	3D-4	NAME	S. TAKANASHI
CASE	B	FORM	3D-AB4-H-TAIL-UPPER

M∞	0.84	RE	6.0E+7
α	-1.00		



ONERA-M5

ID	3D-4	NAME	STAKANASHI
CASE	B	FORM	3D-AB4-H-TAIL-LOWER

M∞	0.84	RE	6.0E+7
α	-1.00		

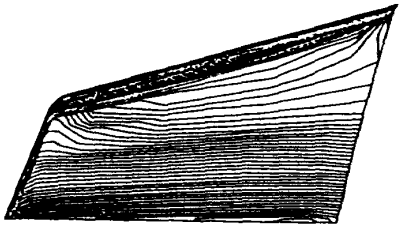


図. 13 水平尾翼上下面Cpコンタの比較－課題B

This document is provided by JAXA.

ONERA−M5

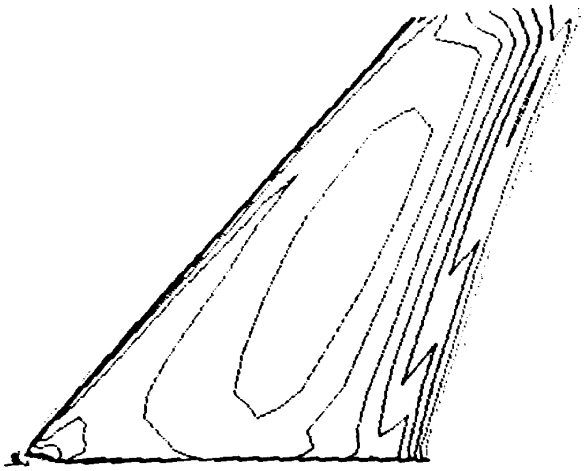
ID	3D−1	NAME	FHI
CASE	B	FORM	3D-AB4-V-TAIL

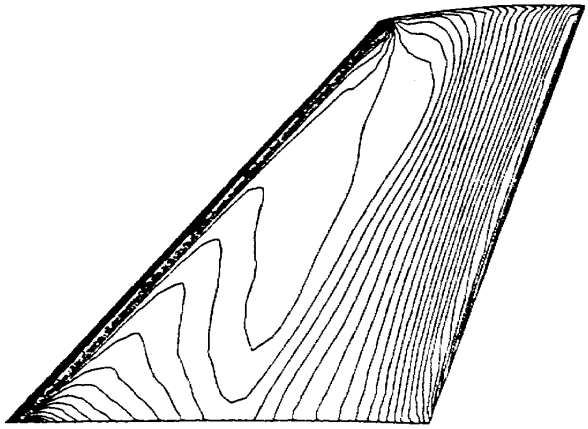
M∞	0.84	RE	6.0E+7
α	−1.00		

ONERA−M5

ID	3D−3	NAME	Y.TAKAKURA
CASE	B	FORM	3D-AB4-V-TAIL

M∞	0.84	RE	6.0E+7
α	−1.00		





ONERA−M5

ID	3D−4	NAME	S.TAKANASHI
CASE	B	FORM	3D-AB4-V-TAIL

M∞	0.84	RE	6.0E+7
α	−1.00		

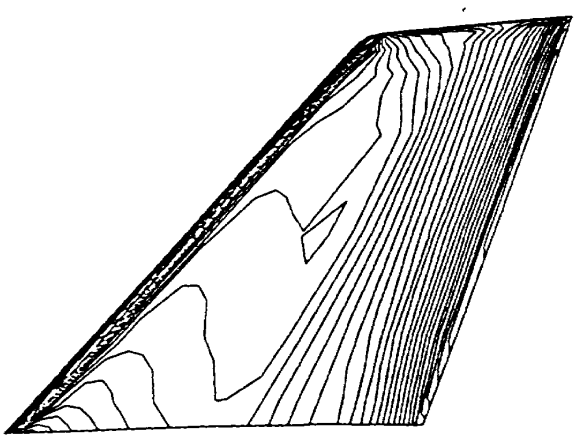


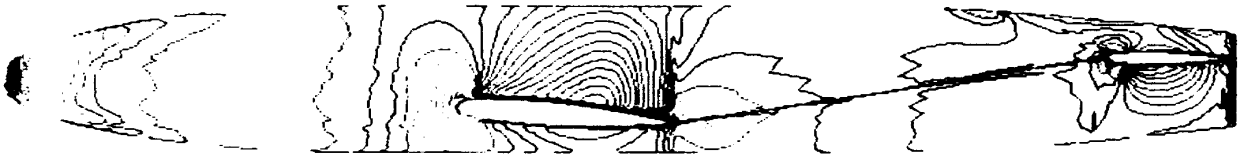
図. 14 垂直尾翼Cpコンタの比較−課題B

This document is provided by JAXA.

ONERA−M5

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

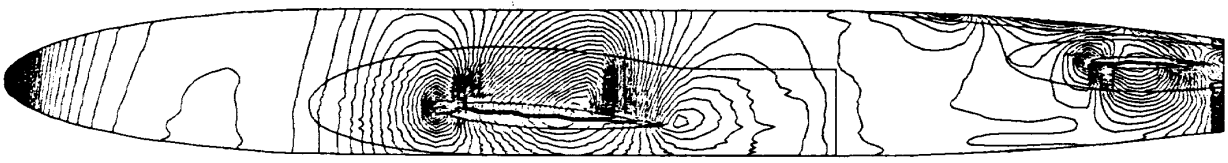
M∞	0.84	RE	6.0E+7
α	−1.00		



ONERA−M5

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

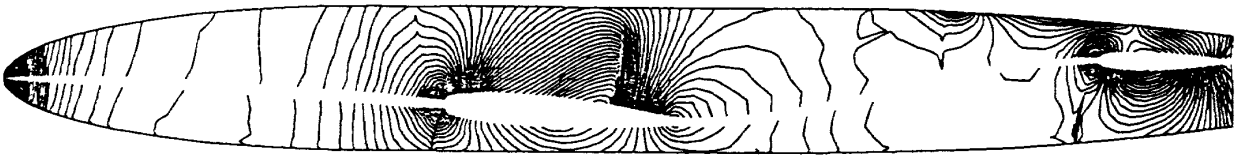
M∞	0.84	RE	6.0E+7
α	−1.00		



ONERA−M5

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

M∞	0.84	RE	6.0E+7
α	−1.00		



ONERA−M5

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

M∞	0.84	RE	6.0E+7
α	−1.00		

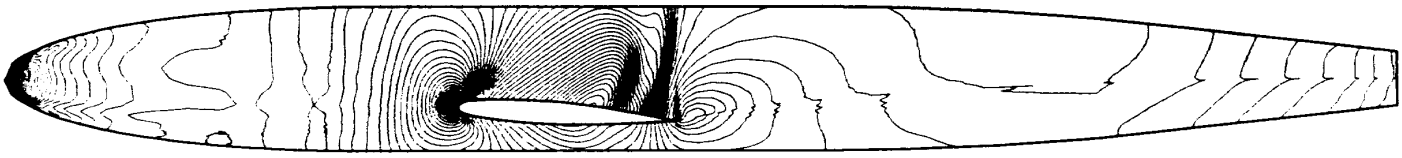


図. 15 胴体側面のCpコンタの比較−課題B

This document is provided by JAXA.

表 7　全機 CL、CDおよびCM　課題 B

	3D−1	3D−3	3D−4	3D−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
3D−1	(f)				
	(p)				
	Cd	0.2090E-01	0.5700E-02	0.1400E-02	0.1400E-02
3D−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
3D−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
3D−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%
3D−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)								
3D−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)	0.1302E-02	0.1177E-02	0.1090E-02	0.9547E-03	0.8823E-03	0.7186E-03	0.6655E-03	0.5885E-03
	(p)	0.6113E-02	0.2452E-02	0.6795E-02	0.1166E-02	0.5585E-02	0.8429E-03	0.5840E-03	-0.1102E-02
3D−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)	0.5244E-03	0.4768E-03	0.4326E-03	0.3895E-03	0.3472E-03	0.2975E-03	0.2536E-03	0.2170E-03
	(p)	0.3078E-02	0.2070E-02	0.1459E-02	0.1066E-02	0.7619E-03	0.5778E-03	0.3087E-03	-0.3100E-04
3D−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)	0.1916E-03	0.1663E-03	0.1439E-03	0.1248E-03	0.1086E-03	0.9361E-04	0.8282E-04	0.1259E-03
	(p)	0.3449E-02	0.2302E-02	0.1608E-02	0.1177E-02	0.8917E-03	0.6414E-03	0.2659E-03	0.2859E-03

This document is provided by JAXA.

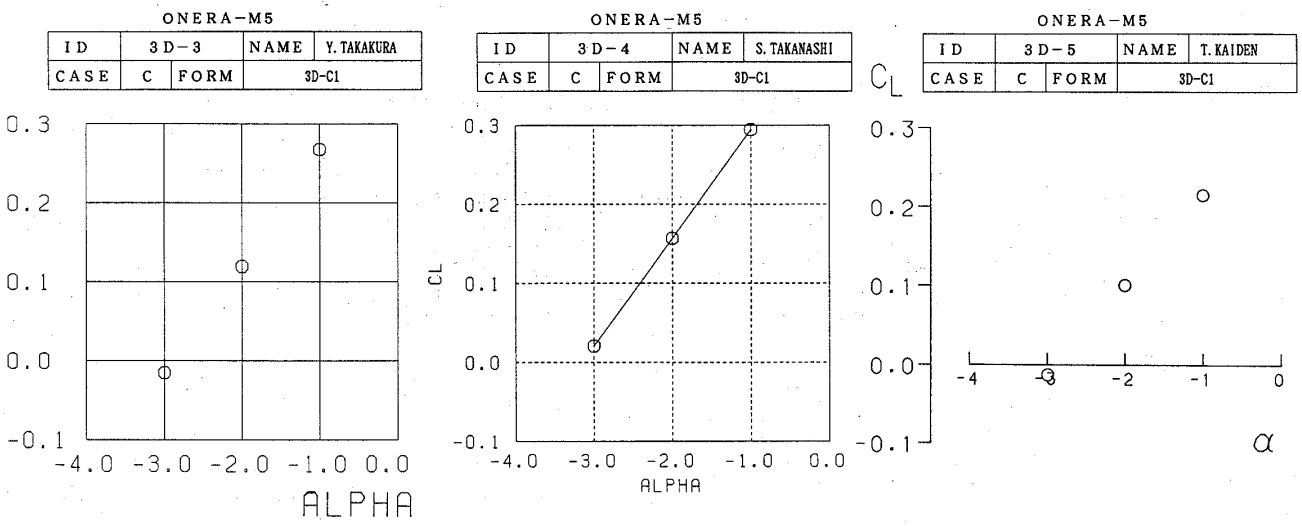


図. 16 CL-αの比較－課題C

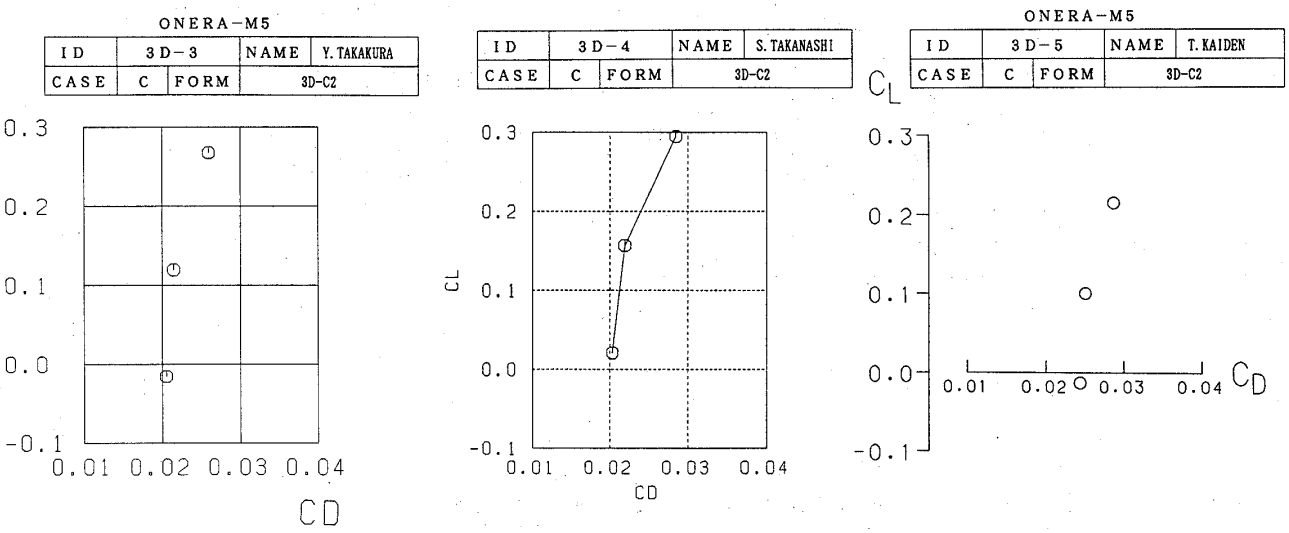


図. 17 CL-CDの比較－課題C

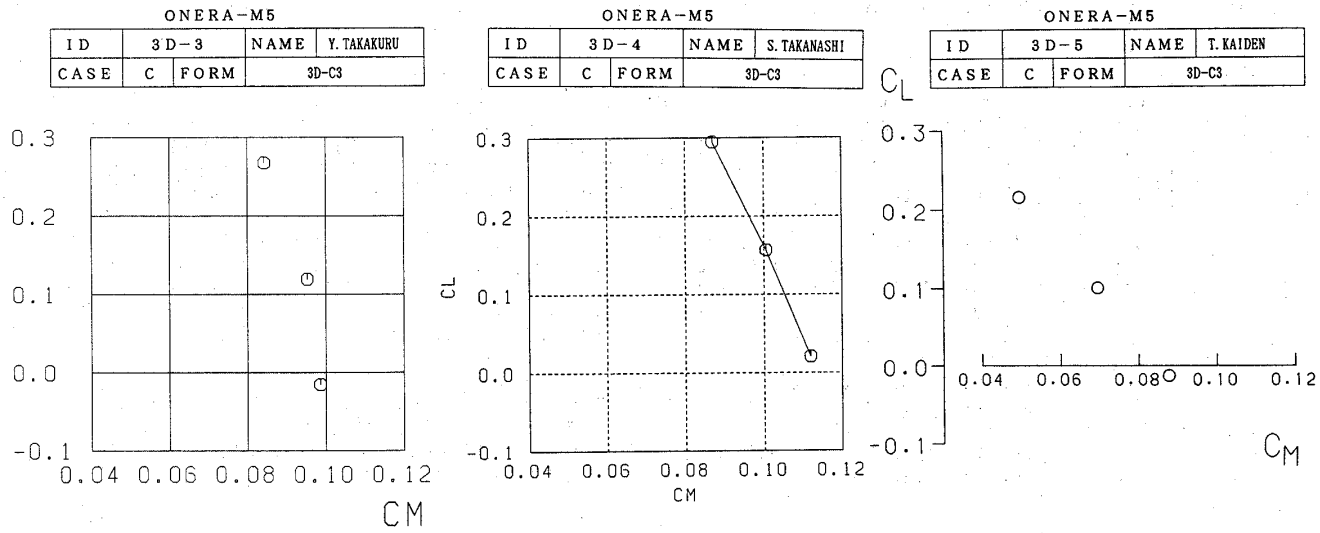


図. 18 CL-CMの比較－課題C

This document is provided by JAXA.