

## 遷音速風洞内全機模型流れの数値シミュレーション

高倉葉子\* 小川 哲\*\*

### Numerical Simulation of Transonic Wind Tunnel Flows about a Fully Configured Model of Aircraft

by

Yoko TAKAKURA

*Fujitsu Ltd.*

Satoru OGAWA and Yasuhiro WADA

*National Aerospace Laboratory*

#### ABSTRACT

A series of trials to numerically analyze NAL transonic wind-tunnel flows about a fully configured model of aircraft, ONERA-M5, has been performed to investigate the reliability of numerical computations, and in this time the computational region within the wind tunnel has been enlarged. To realize computations of wind-tunnel flows about a complicated configuration, a multi-domain technique and a model of outflow through the perforated wall of the transonic wind-tunnel are used. As a result it is known that this trial is successful since the computed pressure, lift and drag coefficients agree well with experimental ones.

#### 1. はじめに

スーパーコンピュータが日本に登場して以来数値流体力学は急速な発展をとげ、多くの流れ場が様々な観点から解かれるようになってきた。航空機まわりの流れ場も設計への寄与という工学的な観点から頻りに数値計算がなされてきた対象の一つであろう。特に遷音速流れ場では、剥離領域が大きい場合の数値解の信頼性が問題となり、様々な数値計算が試みられている。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 ONERA-M5 全機模型まわりの流れ場を風洞ごと解く。

筆者らは前回(第10回)の航空機計算空気力学シンポジウムのワークショップ [1] にて 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発表して以来、この研究に携わってきた。今回更に計算の信頼性を高めるために、計算対象とする風洞領域をより広げて遷音速風洞内全機模型まわりの流れ場の数値シミュレーションを行う。

風洞内の複雑形状物体まわりの流れ場の数値解析を実現するために複合格子法 [3] を用いる。従来4領域の複合格子を用いていたが、今回風洞領域を独立させて5領域に拡大する。更に遷音速風洞多孔壁での空気の流出入モデル [4] を境界条件に取り入れ、薄層近似 Navier-Stokes 方程式を数値的に解く。

#### 2. 数値解析法

##### 2.1. 複合格子法

複合格子法は、複数の領域で覆われている空間上の流れ場を解く方法である [2]。各時間ステップにおいて各領域の流れは独立に解かれ、その後部分領域の‘境界’の物理量は主要領域の値を用いて置換される。同時に主要領域においては、部分領域の‘内部’の点の物理量が置換される。各領域の流れ場は5点 TVD スキームにより解かれるので、境界条件として2点上の値が与えられれば十分である。

複合格子法を用いると格子の境界を別の格子の境界に合わせる必要がないので、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、流れのソルバーにおける各領域間の値のやりとりは比較的簡単である。複合格子法の概略については文献 [3] [4] を参照されたい。

ここでは、下記の5領域を用いる。

格子領域	主要・部分 (主要領域)	格子点数
・風洞内の格子	(主要領域)	(121 × 35 × 45)
・胴体-スティングまわりの格子	(部分主要領域)	(131 × 69 × 37)
・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)	(93 × 31 × 21)
・垂直尾翼まわりの格子	(部分領域)	(61 × 35 × 21)
		(格子点数合計 : 約 80 万点)

\*富士通株式会社

\*\*航空宇宙技術研究所

## 2.2. 格子生成法

複合格子法を用いるねらいは、複雑なトポロジーを持つ空間を複数の単純な領域に分割して格子形成のタスクを軽減することにある。個々の領域における格子形成は、幾何学的諸量を用いて滑らかな曲面を生成しようとする代数的方法の改良版 [5] により行う。個々の領域の‘境界’における物理量の交換から生ずる数値誤差の影響を小さくするために、翼胴干渉流れ付近と翼面上衝撃波付近を領域の‘境界’としないように格子形成を行っている。則ち、各翼まわりの部分領域は翼面上のみならず胴体表面にも適合させており、また翼領域を適度に厚くしている。

## 2.3. 個々の領域における数値解法

支配方程式には薄層近似 Navier-Stokes 方程式を用いる。非粘性項には Chakravarthy-Osher の TVD スキーム [6] を以下の様に改良した和田スキーム [7] を用いる。  
 1) flux ではなく特性変数が外挿される [8];  
 2) 空気力学行列の固有ベクトルは特性量が圧力の単位を持つように選ばれる;  
 3) 極値をとる所であっても高精度を維持するべく flux limiter を改良する [9]。

更にメトリックの有限体積法的扱いと保存則を満たす壁面境界条件を課している。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 [10] を用いるが、壁が二箇所ある場合には距離の近い方の壁の影響を受けるものとした。

## 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 [4]

航空宇宙技術研究所遷音速風洞測定部には図 1-1 [11] 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する。壁を

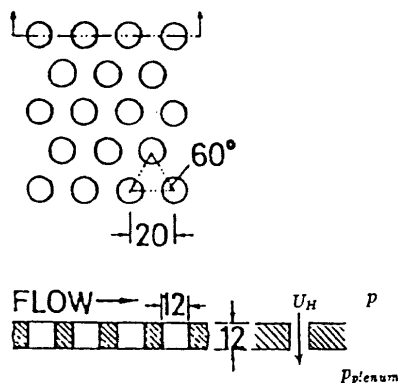


図 1-1 遷音速風洞多孔壁 [12]

通じての流出速度  $U_G$  は、円孔内の平均速度  $U_H$  と多孔壁の空洞率  $\phi$  により、

$$U_G = \phi U_H$$

と表せる。円孔内の平均速度  $U_H$  は、図 1-2 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。

$$P - P_{\text{plenum}} = \Delta P_A + \Delta P_B + \Delta P_C$$

ここに、 $\Delta P_A$  は管断面急縮小時の圧力損失 [12]、

$$\Delta P_A = \zeta \rho U_H^2 / 2, \quad \zeta = \zeta(A_2/A_1)$$

$\Delta P_B$  は管断面拡大時の圧力損失 [12]、

$$\Delta P_B = \xi \{1 - (A_2/A_3)\}^2 \rho U_H^2 / 2,$$

$$\xi = \xi(\theta), \quad \theta \rightarrow 180^\circ,$$

$\Delta P_C$  は直管部の摩擦抵抗による圧力損失であるが、上記 2 個の圧損に比べて無視しうる。

## 4. 数値計算結果

### 4.1. 計算格子

ONERA-M5 全機模型上の表面格子を図 2-1 に示す。風洞内の流れを解く場合、迎角は模型の角度により設定されるので、各迎角毎に格子を形成しなくてはならない。ここでは迎角  $\alpha = -1^\circ$  の時の格子図を示す。計算対象領域は航空宇宙技術研究所遷音速風洞測定部と拡散筒部 (格子概観: 図 2-2) とし、胴体近傍における格子の重なり具合を図 2-3 と図 2-4 に示す。図 2-3 から、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していることがみてとれる。物体から垂直に出る方向の最小格子幅は [平均翼弦長]  $\times 10^{-4}$  にとっている。

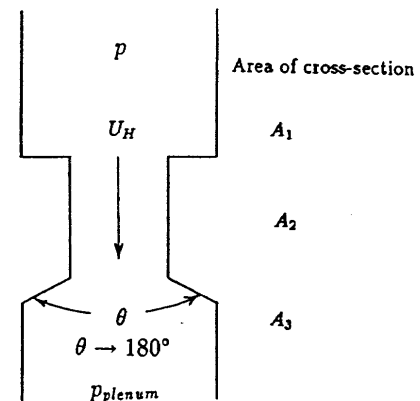


図 1-2 円孔のモデル化

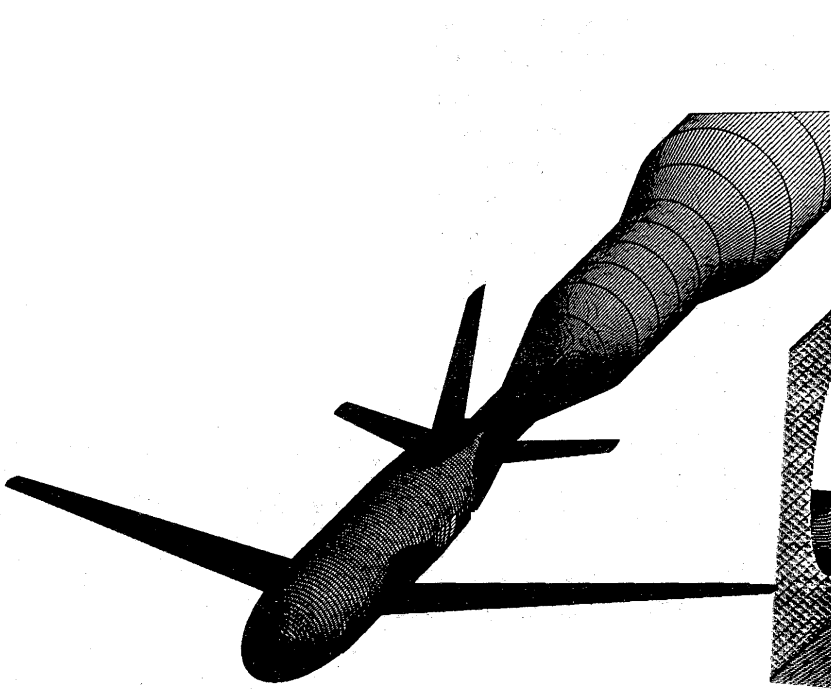


図 2 - 1 表面格子

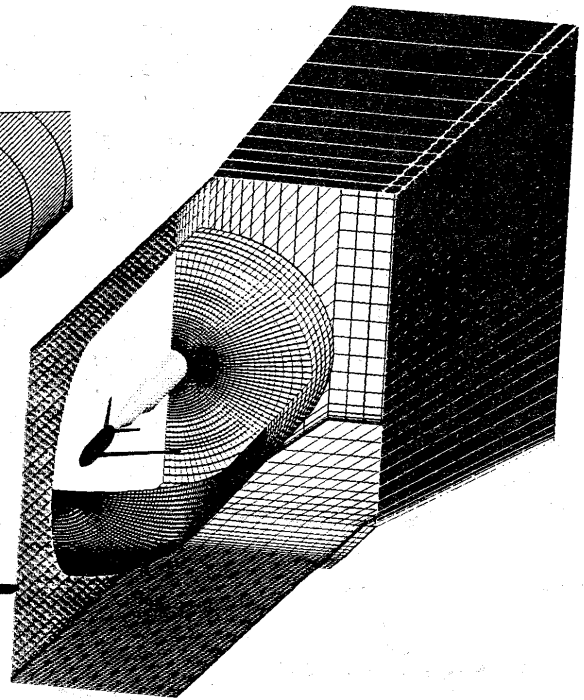


図 2 - 2 複合格子の概観

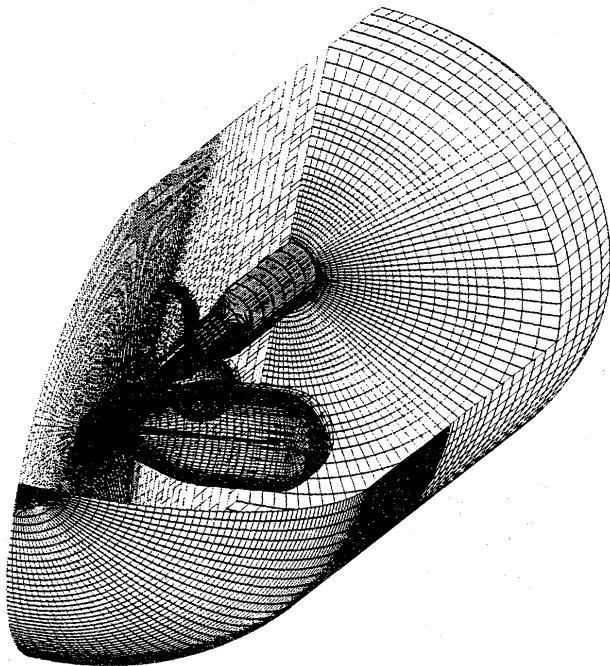


図 2 - 3 胴体格子内の各翼格子の概観

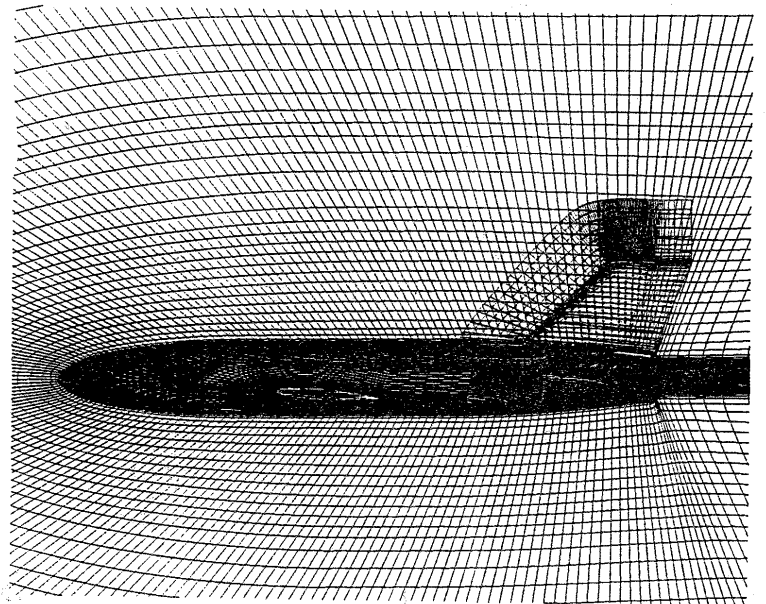


図 2 - 4 胴体近傍格子図

4.2. ケース:  $M_\infty = 0.84$ ,  $Re = 10^6$ ,  $\alpha = -1^\circ$

図3-1は遷音速風洞内ONERA-M5全機モデルまわりの流れの圧力分布を示している。胴体に対する迎角が $-1^\circ$ の時、約 $4^\circ$ の取付角がついているため主翼に対する迎角は約 $3^\circ$ である。図3-2は全機モデル上の圧力分布を示しているが、主翼面上に三重衝撃波(強い衝撃波、弱い衝撃波、合体衝撃波)が生じているのが観察される。

図3-3の(a)(b)はそれぞれ主翼面上の等 $C_p$ 線と、各検査断面における $C_p$ 分布を示している。三重衝撃波は実験[1]と非常に良く合っていることが分かる。

図3-4に胴体面上の圧力分布を示す。図(a)は胴体-

スティング領域の胴体面上の等 $C_p$ 線と各翼領域の胴体適合面上等 $C_p$ 線を示しているが、これより各領域間での物理量の受け渡しが適性になされていることが確認される。図(b)は胴体対称面上下面の $C_p$ 分布である。胴体の後縁において $C_p$ 値が負となっていることから、胴体後縁とスティング接合部の段差により流れが剝離していることが予想される。しかしスティングの付け根においては $C_p$ は正の値をとっている。この付近の現象は抵抗の計算に大きく影響するので、より信頼ある数値解を得るためには更に細かい格子上で計算が必要であろう。なお後述の図4-1、4-2から揚力・抵抗係数とも実験とよく合っていることが分かる。

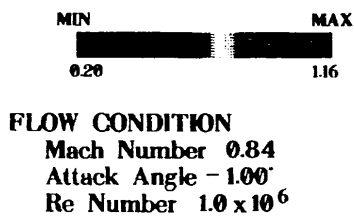


図3-1 遷音速風洞内圧力分布

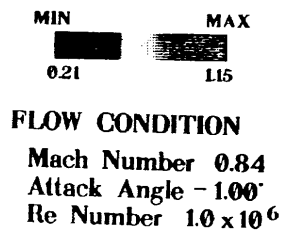


図3-2 ONERA-M5 模型上圧力分布

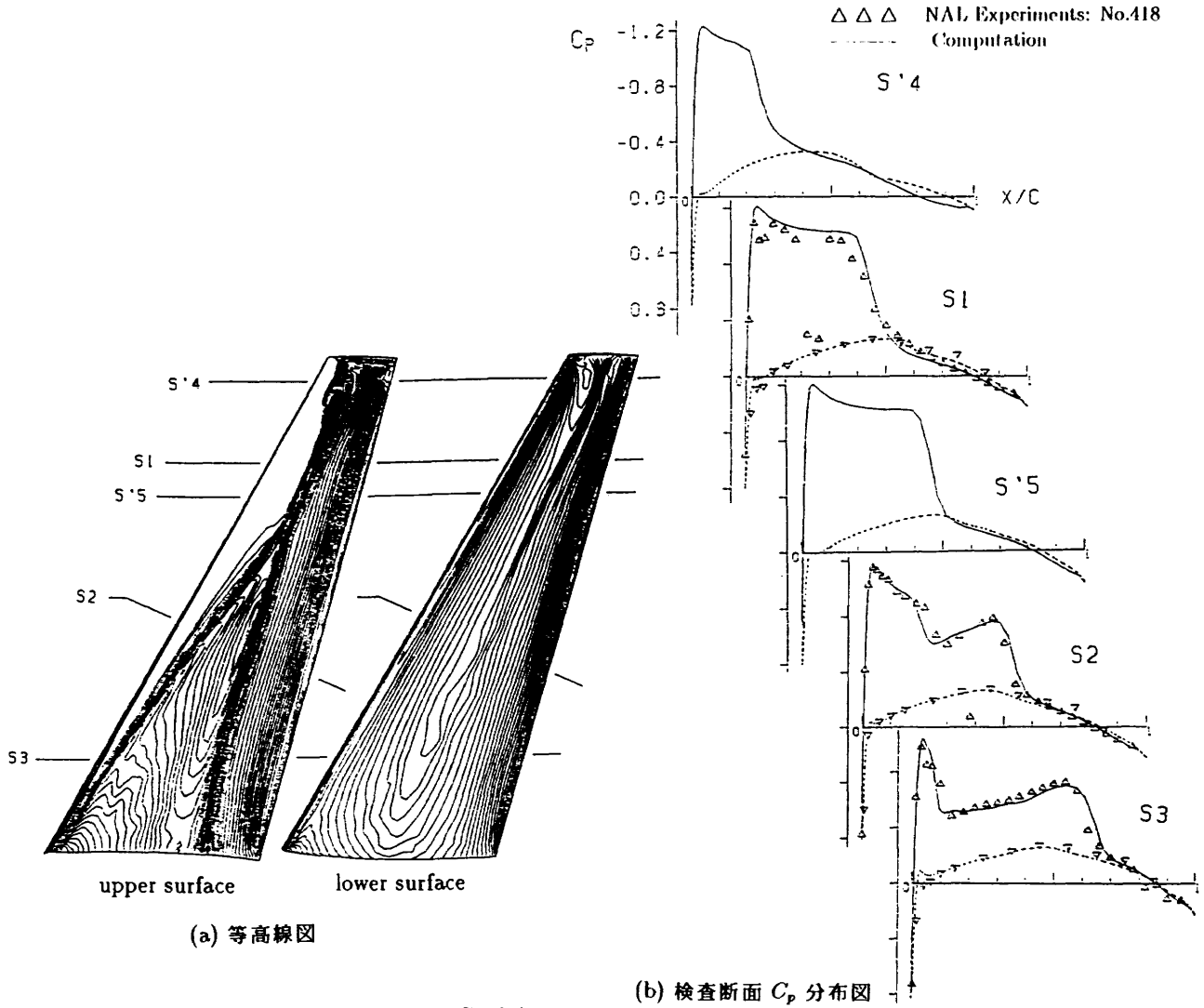


図3-3 主翼面上  $C_p$  分布

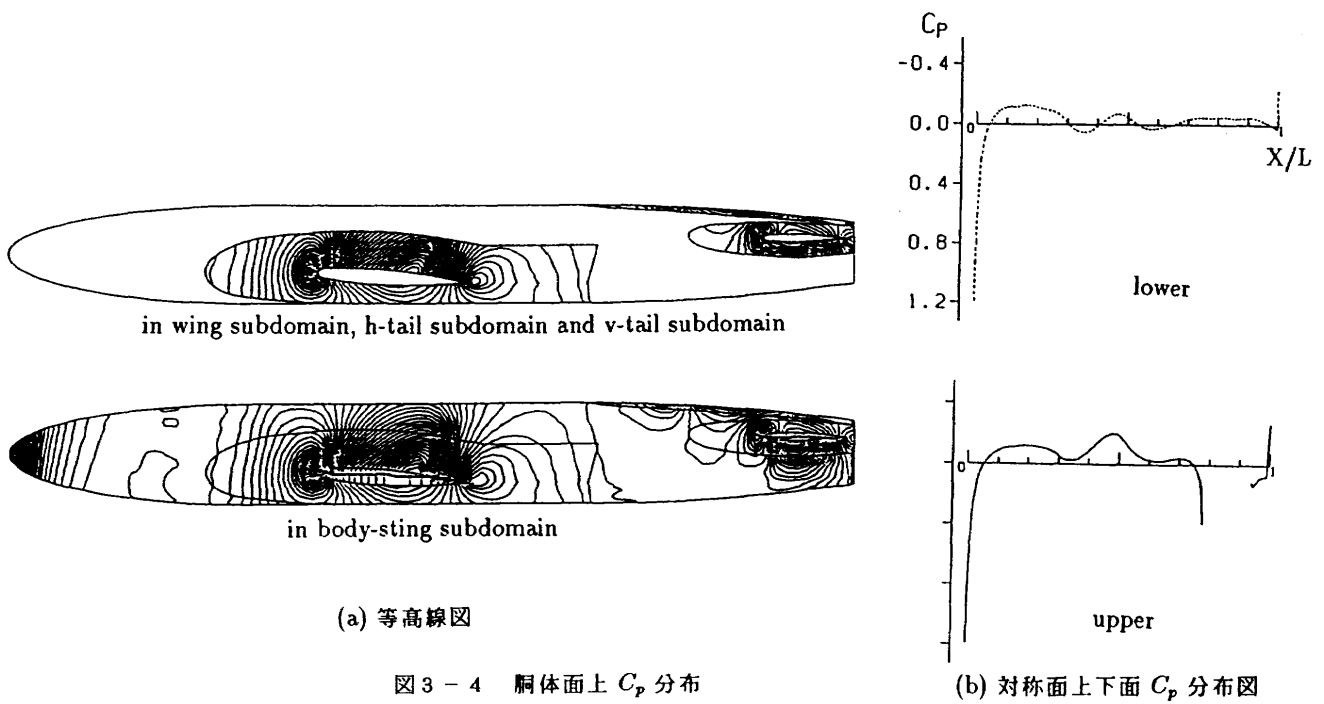


図3-4 胴体面上  $C_p$  分布

### 4.3. 一連の迎角に対するケース

$\alpha = -1^\circ, -2^\circ, -3^\circ$  に対して、図4-1に  $C_L - \alpha$  曲線を、図4-2に  $C_L - C_D$  曲線を示す。揚力は  $\alpha = -3^\circ$  を除いて実験と良く合うのに対し、抵抗は全迎角に対して実験と良く一致していることは注目に値する。

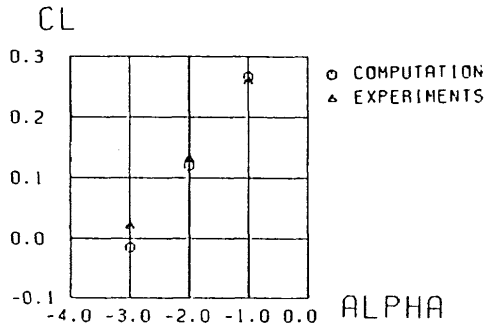


図4-1  $C_L - \alpha$  線図

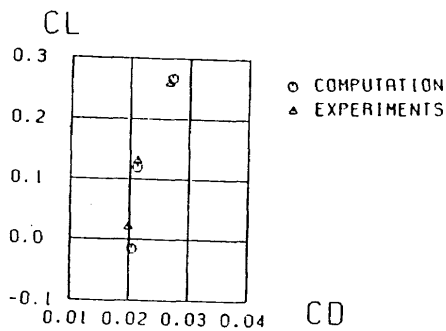


図4-2  $C_L - C_D$  線図

### 5. まとめ

真の数値風洞に至るための第一段階として、全機模型まわりの流れ場を遷音速風洞ごと解くことを試みているが、今回更に計算対象とする風洞領域をより広げて数値計算を試みた。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境界条件に取り入れた。薄層近似 Navier-Stokes 方程式を用いて ONERA-M5 模型まわりの流れの数値計算を行ったところ、圧力分布、揚力・抵抗係数とも実験と良く一致する数値解が得られた。この試みは成功したと言ってよかろうが、更に信頼性を追求するためには、以下のことを行う必要がある。

通常の一様流境界条件による数値計算を行って遷音速風洞壁による効果を明らかにすること、剝離などの現象に対しても信頼性のある数値解を得るためにより細かい格子での計算を行うこと、翼胴結合付近の二壁効果を適性に捕らえるために完全 Navier-Stokes 方程式を用いること、計算例を増やすことなどである。

また数値計算法自体に関して言及するならば、複合格子法は各領域間の値のやりとりにおいて流束が保存されないなどの問題はありますが、格子の歪みによる誤差は小さく抑えられて、複雑形状物体まわりの流れ場の数値計算も手軽に行えるという利点がある。ただし各領域間の接続に対応できるように乱流モデルを改良することが今後の問題として残される。また遷音速風洞多孔壁のモデル化の洗練も必要であろう。

以上様々な問題は残されているものの、本研究は数値計算と風洞実験のより適正な評価に向けての第一段階と考える。

### 謝辞

本研究を行うにあたって、風洞形状データを提供していただきました航技研遷音速風洞計測研究室の皆様へ感謝の意を表します。

### 参考文献

- [1] 中道二郎編集：ONERA-M5 全機形態まわりの流れ解析，第10回航空機計算空気力学シンポジウム論文集，NAL SP-20，pp.57-108，1993.
- [2] Steger, J.L., Dougherty, F.C. and Benek, J.A., "A Chimera Grid Scheme," Advances in Grid Generation, Ghia, K.N. and Ghia, U. Eds., ASME FED-5, pp.59-69, 1983.
- [3] 小川哲, 和田安広, 石黒登美子, 高倉葉子：複合格子による数値計算，第9回航空機計算空気力学シンポジウム論文集，NAL SP-16，1992.
- [4] Takakura, Y., Ogawa, S. and Wada, Y., "Computations of Transonic Wind-Tunnel Flows about a Fully Configured Model of Aircraft by Using Multi-Domain Technique," AIAA Paper 93-3022, 1993.
- [5] 高倉葉子, 小川哲：複雑形状物体まわりの超音速流のための簡単な格子形成法について，第9回航空機計算空気力学シンポジウム論文集，NAL SP-16，1992.
- [6] Chakravarthy, S.R. and Osher, S., "A New Class of High Accuracy TVD Schemes for Hyperbolic Conservation Laws," AIAA Paper 85-0363, 1985.
- [7] 和田安弘, 学位論文, 東京大学教養学部, 平成4年.
- [8] Takakura, Y., Ishiguro, T. and Ogawa, S., "On the Recent Difference Schemes for the Three-Dimensional Euler Equations," AIAA Paper 87-1151-CP, 1987.
- [9] Wada, Y., Kubota, H., Ogawa, S. and Ishiguro, T., "A Diagonalizing Formulation of General Real Gas-Dynamic Matrices with a New Class of TVD Schemes," AIAA Paper 88-3596CP, 1988.
- [10] Baldwin, B. and Lomax, H., "Thin-Layer Approximation and Algebraic Model for Separated Turbulent Flows," AIAA Paper 78-247, 1978.
- [11] 重見孝, 井上政一, 萩原秀徳, 竹内理：遷音速風洞の可変開口比多孔壁について，日本航空宇宙学会誌, 19, 1971.
- [12] 日本化学工業会編：化学工学便覧，pp.262-263.