

遷音速風洞内全機模型流れのベクトル・パラレル・シミュレーション

高倉葉子* 小川 哲**

Vector-Parallel Simulations of Transonic Wind Tunnel Flows
about a Fully Configured Model of Aircraft

by

Yoko TAKAKURA

Tokyo Noko University

and

Satoru OGAWA

National Aerospace Laboratory

ABSTRACT

It has been tried continuously to numerically analyze NAL transonic wind-tunnel flows about a fully configured model of aircraft, ONERA-M5, to investigate the reliability of numerical computations; in these trials a multi-domain technique is used to realize the computations of flows about a complicated configuration, and in each domain thin-layer Navier-Stokes equations are solved by the Chakravarthy-Osher TVD scheme. In this time the simple vector-parallel algorithm of this multi-domain technique on NAL's NWT system is presented and simulations have been performed. Consequently the computed pressure, lift and drag coefficients have agreed well with experimental ones. Regarding the parallel performance, the parallel-computing time has been reduced to the computing time on the domain with the largest number of grid points, and communication time between PEs can be negligible.

1. はじめに

筆者らは一連の研究 [1] [2] [3] において、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い、通常の遠方一樣流境界条件を課した流れの数値解との比較により、工学的に有効な情報が得られることを指摘した。こういった数値計算は複合格子法の導入により格子形成に多大な手間をかけることなく実現が可能になっている。一方において計算機性能の向上はアーキテクチャーの改良に負う部分が多くなってきており、様々な並列計算機が世に出てきている。そうしたなかで出現した航空宇宙技術研究所の数値風洞 (NWT) は、ベクトル計算機を並列に連ねて超高速化を達成しようとするものである。ここでは航空宇宙技術研究所遷音速風洞内に ONERA-M5 全機模型を設置した時の流れ場の計算に対して、複合格子法の NWT 上での簡単な並列化手法を示し、複合格子法がより強力なツールとなることを示す。

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 [4] であり、特に多連結領域の流れ場の

数値計算に威力を発揮する。ここで用いた複合格子法の詳細は文献 [3] に述べられており、その数値解析法の概要を図 1 に示す。各時間ステップにおいて各領域の流れを独立に解いた後、'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' と重なる点の物理量が置換される。この一連の手続きは、流れが定常解に収束するまで繰り返される。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。

ここでは、下記の 5 領域を用いる。

領域	領域格子の説明	格子点数
・ D_1 (主要領域);	風洞内格子	(121 × 35 × 45)
・ D_2 (部分主要領域);	胴体-ステイングまわりの格子	(131 × 69 × 37)
・ D_3 (部分領域);	主翼まわりの格子	(121 × 45 × 31)
・ D_4 (部分領域);	水平尾翼まわりの格子	(93 × 31 × 21)
・ D_5 (部分領域);	垂直尾翼まわりの格子	(61 × 35 × 21)
	(格子点数合計)	:約 80 万点

*東京農工大学工学部

**航空宇宙技術研究所

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 [6] により行う。領域間の値のやりとりから生じる数値誤差の影響を小さくするために、翼胴干渉流れ場付近を領域の境界としないように、主翼、水平尾翼、垂直尾翼まわりの格子は各自の翼面上のみならず胴体表面にも適合させている。

支配方程式には薄層近似 Navier-Stokes 方程式を用いる。粘性項には中心差分近似を行い、非粘性項には Chakravarthy-Osher の TVD スキーム [7] を以下の様に改良した和田スキーム [8] を用いる。

- 1) flux ではなく特性変数が外挿される [9] ;
- 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 [10]。

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 [11] 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。

2.2. 遷音速風洞多孔壁を通じての空気の流出入のモデル化 [2]

風洞内の流れ場を解こうとする試みは数値流体力学の初期の段階からなされており、遷音速風洞の多孔壁を通じての空気の流出入はモデル化され計算に組み込まれてきた。Baldwin [12] らはこの流出入効果を微小擾乱ポテンシャル理論により近似した。

本研究においては、この多孔壁を通じての空気の流出入は、孔による圧力損失が壁の内外での圧力差と釣り合うとしてモデル化され、数値計算に取り入れられる。多孔壁流出入モデルの詳細については、文献 [2] を参照のこと。

2.3. 並列化アルゴリズム

ここでは NWT 上の並列化アルゴリズムを示す。NWT は図 2 に示すように、分散メモリーを持つ並列計算機であり、140 台の計算機要素 (PE) がクロスバー・ネットワークにより結合されている。個々の PE はベクトル計算機である。

図 1 に示した複合格子法の並列化は比較的簡単に行える。図 3 に示すように毎時間ステップにおいて各領域 ($D_1 - D_5$) 上の流れは独立に各 PE を用いて同時に計算される。各領域上の流れ場の計算はベクトル化されている。PE 間の値のやりとりは、物理量が領域間で交換される時のみ、クロスバー・ネットワークを通じて行われる。NWT-FORTRAN によるコーディング例を図 4 に示す。最初にプロセッサ宣言をし、時間を進めるイタレーション・ループ内で 5 領域の流れ計算を並列

に行う (step1 - step5)。その際バリアー・シンクロナイゼーション機能により、全領域上の計算が終了するまで待つてから、次の処理、すなわち '境界' の物理量の交換 (bc12 - bc25) へと進むことになる。この際領域間の交換値を求めるための補間計算を 2 領域ずつのペア毎に行い、このペア内で並列化を行う。以上の手続きを解が収束に達するまで行う。

3. 数値計算結果

3.1. 計算格子

ONERA-M5 全機模型上の表面格子を図 5 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 6) とし、胴体近傍における格子の重なり具合を図 7 に示す。物体から垂直に出る方向の最小格子幅は [平均翼弦長] $\times 10^{-4}$ にとる。

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

胴体に対する迎角が -1° の時、約 4° の取付角がついているため主翼に対する迎角は約 3° である。図 8 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 9 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 [5] と非常に良く合っていることが分かる。

胴体とステイングの結合部付近の数値解を調べてみると、胴体の後縁において C_p 値が負となり、ステイングの付け根においては C_p 値は正となっている。これより、胴体後縁とステイングの接合部の段差により流れが剥離していることが予想される。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の計算が必要であろう。なお後述されるように、揚力・抵抗係数とも実験とよく合っている。

3.3. 一連の迎角に対するケース

$\alpha = -1^\circ, -2^\circ, -3^\circ$ に対して、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 [5] ことは注目に値する。これは、胴体のステイング接合部における段差の形状を格子に正確に表したため、胴体背後の圧力が比較的正確に捕らえられたからと考えられる。

3.4. 計算時間と並列化性能

本計算は 5 領域の複合格子法なので、5 個の PE を用いた並列計算を行った。表 1 に 100 タイム・イタレーションあたりの計算時間 (CP Second) を示す。1 PE による計算では当然のことながら、格子点数の最も多い

領域 (D_2) の計算時間の占める割合が最も多かった。5領域の流れ計算を並列に行う時の計算時間は、予想されるように、格子点数の最も多い領域 (D_2) の計算時間に等しかった (194 CP Sec.)。領域間の値の交換のために費やされる計算時間は元々少ないが、2領域ずつ並列に行っているため、ほぼ半分 (7 CP Sec. \rightarrow 4 CP Sec.) になっている。

以上の測定により、PE間の値の転送時間はほとんど無視しうると結論される。

4. 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きた。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、薄層近似 Navier-Stokes 方程式を支配方程式として、Chakravarthy-Osher TVD スキームにより全機模型まわりの流れを解いている。今回はその複合格子法の NWT 上での並列化アルゴリズムを示し、風洞内に設置した ONERA-M5 全機模型まわりの流れのベクトル・パラレル・シミュレーションを行った結果、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。

複合格子法のベクトル・パラレル・アルゴリズムは単純で、各領域上の流れの計算は各 PE に割り当てられ、物理量の領域間の交換は、クロスバー・ネットワークを通じて行う、というものである。NWT 上での計算性能は筆者らの予想どおりであった。即ち並列計算時間は最も格子点数の多い領域上での計算時間に減じられ、PE間の転送時間は無視できる。

更に数値計算の信頼性を追求するためには、より細かい格子を用いて剥離などの現象を捕らえること、計算対象とする風洞の領域を広げること、計算例を増やすことなどが必要であろう。これらをなす上で複合格子法の簡単な並列化は非常に有効である。様々な問題は残されているものの、数値計算と風洞実験のより適正な評価に向けて、風洞内流れのシミュレーションの試みは必要であろう。

これより、複合格子法は NWT 上で非常に強力なツールとなると考える。

参考文献

- [1] 高倉葉子, 小川哲 : 遷音速風洞内全機模型流れの数値シミュレーション, 第 11 回航空機計算空気力学シンポジウム論文集, NAL SP-22, 1994.
- [2] Takakura, Y., Ogawa, S. and Wada, Y., "Computations of Transonic Wind-Tunnel Flows about a Fully Configured Model of Aircraft Using A Multi-Domain Technique," AIAA Journal (to appear); also AIAA Paper 93-3022, 1993.
- [3] Takakura, Y., Ogawa, S. and Wada, Y., "Computations of Transonic Flows about a Fully Configured Model of An Aircraft Using A Multi-Domain Technique," Computers and Fluids (to appear); also A Collection of Technical Papers of 5th ISCFD, 1993.
- [4] 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.
- [5] 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.
- [6] 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.
- [7] Chakravarthy, S.R. and Osher, S., "A New Class of High Accuracy TVD Schemes for Hyperbolic Conservation Laws," AIAA Paper 85-0363, 1985.
- [8] 和田安弘, 学位論文, 東京大学教養学部, 平成 4 年.
- [9] Takakura, Y., Ishiguro, T. and Ogawa, S., "On the Recent Difference Schemes for the Three-Dimensional Euler Equations," AIAA Paper 87-1151-CP, 1987.
- [10] 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.
- [11] Baldwin, B. and Lomax, H., "Thin-Layer Approximation and Algebraic Model for Separated Turbulent Flows," AIAA Paper 78-247, 1978.
- [12] Baldwin, B.S., Turner, J.B. and Knechtel, E.D., "Wall Interference in Wind Tunnels with Slotted and Porous Boundaries at Subsonic Speeds," NACA TN3176, 1954.

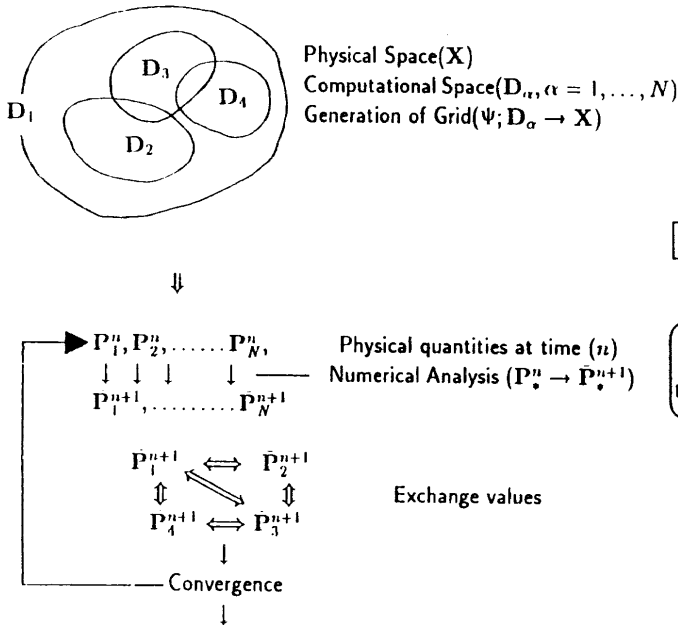


図1 複合格子法の概要

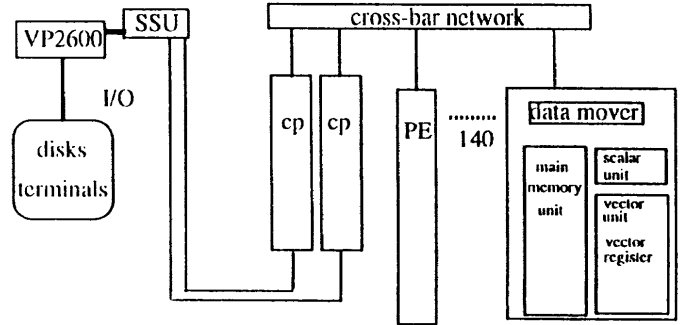


図2 NWTの構成

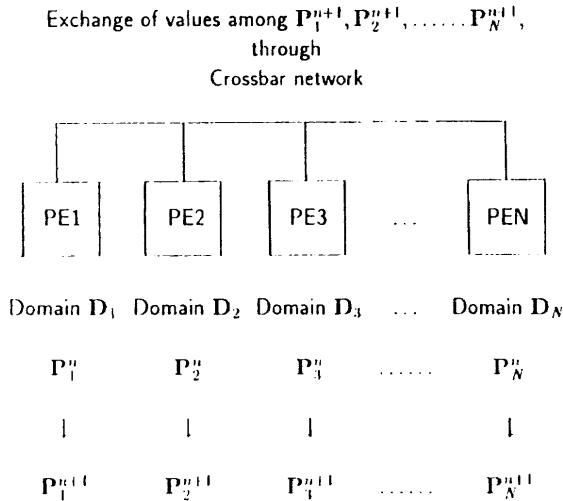


図3 複合格子法の並列化アルゴリズム

```

!xocl processor PE(5) ..... <<Processor Definition>>
!xocl proc alias PE1(1) =PE(1:1)
!xocl proc alias PE2(1) =PE(2:2)
!xocl proc alias PE3(1) =PE(3:3)
!xocl proc alias PE4(1) =PE(4:4)
!xocl proc alias PE5(1) =PE(5:5)

!xocl spread region /PE1 ..... <<Parallel Computation>>
call step1 in Domain  $D_1$ 
!xocl region /PE2
call step2 in Domain  $D_2$ 
!xocl region /PE3
call step3 in Domain  $D_3$ 
!xocl region /PE4
call step4 in Domain  $D_1$ 
!xocl region /PE5
call step5 in Domain  $D_5$ 
!xocl end spread ..... <<Barrier Synchronization>>

..... <<Exchange of Values>>
call bc12 between  $D_1$  and  $D_2$ 
call bc23 between  $D_2$  and  $D_3$ 
call bc24 between  $D_2$  and  $D_4$ 
call bc25 between  $D_2$  and  $D_5$ 
    
```

図4 並列化アルゴリズムのコーディング例

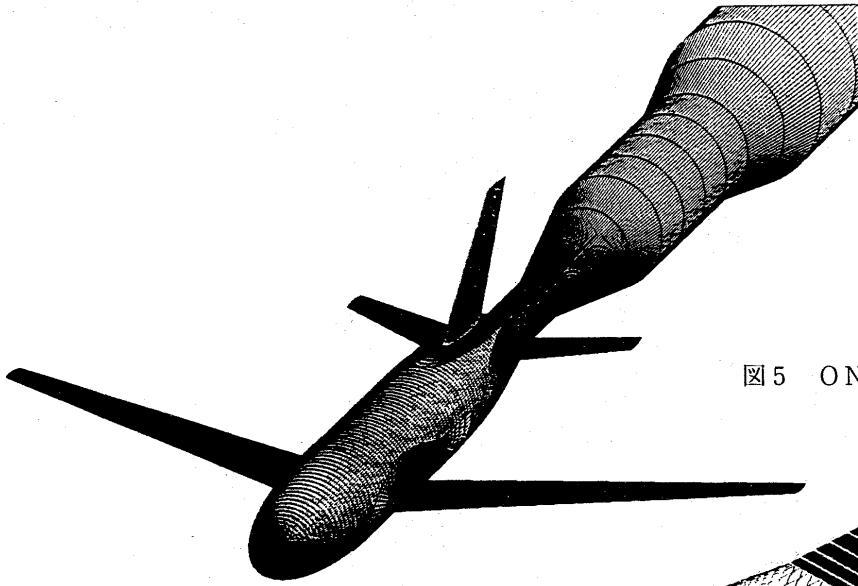


図5 ONERA-M5全機模型上の表面格子

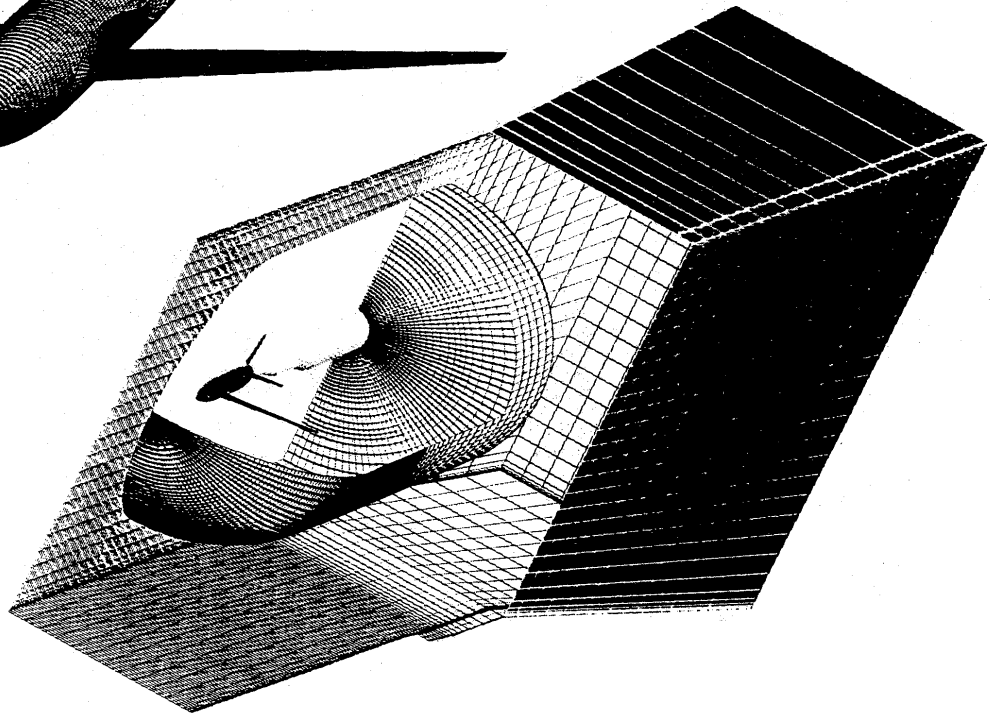


図6 複合格子の概観

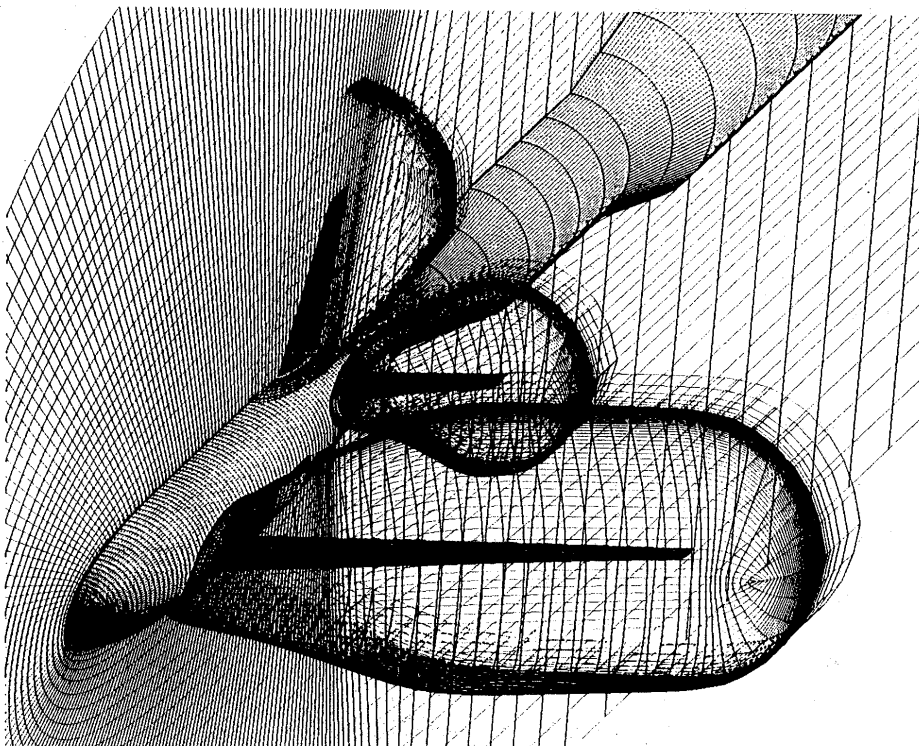
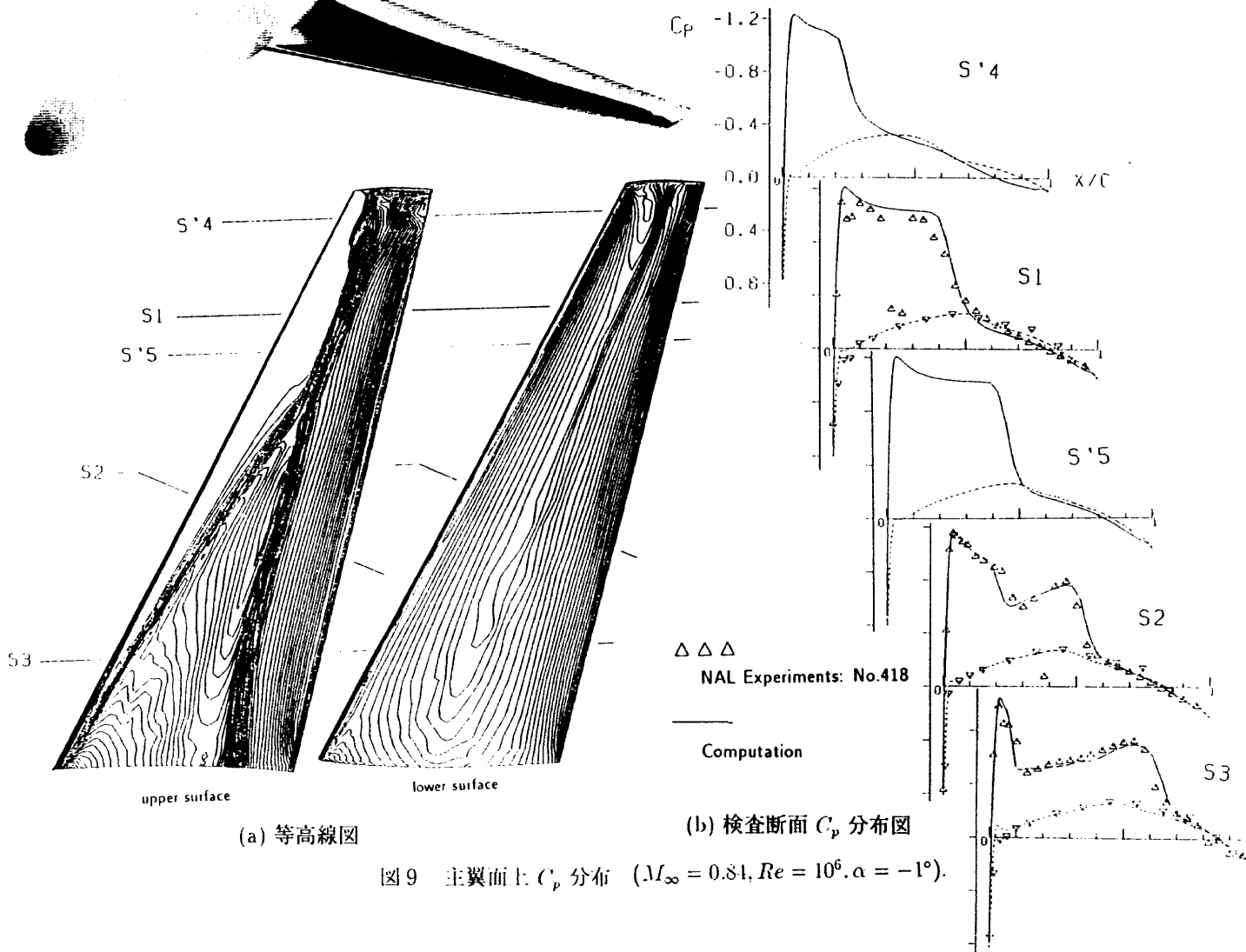


図7 胴体近傍格子図



図8 OMER A-M5全機模型上の圧力分布



(a) 等高線図

(b) 検査断面 C_p 分布図

図9 主翼面上 C_p 分布 ($M_\infty = 0.84, Re = 10^6, \alpha = -1^\circ$).

Item	Grid Points		Comput. on 1 PE		Comput. on 5 PEs	
	Number	Ratio	CP Sec.	Ratio	CP Sec.	Ratio
D_1	(121x35x45)	0.238	88	0.190	194	0.980
D_2	(131x69x37)	0.419	194	0.420		
D_3	(121x45x31)	0.211	103	0.223		
D_4	(93x31x21)	0.076	41	0.089		
D_5	(61x35x21)	0.056	29	0.063		
Exchange	—	—	7	0.015	4	0.020
Total	799191	1.000	462	1.000	198	1.000

表1 100タイム・イタレーションあたりの計算時間の内訳