

## ワークショップ：ONERA M5全機形態まわりの流れの解析 課題説明

廣瀬直喜 中道 二郎  
航空宇宙技術研究所

### CFD Workshop on Transonic Flow Analysis around ONERA M5 Full Configuration : Problem

HIROSE, Naoki and NAKAMICHI, Jiro, NAL

#### Abstract

Problem of CFD Workshop on transonic flow analysis of ONERA M5 Full Configuration is described in short. M5 analysis was revisited in ANSS2001. The first workshop was held in SACAD 92 and 93. The object is to evaluate the progress of CFD in the past ten years. 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 free stream 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 free stream 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 free stream 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.

#### 1. CFDワークショップ課題募集：ONERA M-5 解析(その2) について

2001年度「航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム'01」では第10-11回シンポジウム('92-3) 遷音速CFDワークショップで行った「ONERA M5全機形態まわりの流れの解析」を再び課題として取上げることとした。序文に述べたようにCFDコードの検証と精度向上のためには継続的なワークショップが必要である。ONERA M5解析は'92年シンポジウムでは極めて挑戦的な課題であったにもかかわらず5組の挑戦者があり、当事の技術として優秀な成果を得ている。

この10年におけるCFD技術と計算機性能の向上には著しいものがあり、現在では多くの機関あるいはパソコンで3次元解析が容易に行える環境が整いつつある。そこでその間の進歩を明らかにすることで、現在、この種の解析が設計ツールとして完成されたのか、あるいは何が不足しているのかを改めて明らかにし研究者に新たな課題への挑戦を提供したい。

一方、当研究所では独法化に伴い、風洞技術の確立を目指してM-5を標準模型とした遷音速風洞風試計画を進め、基本データベースとして提供する予定である。前回もNAL風試結果があり、その比較も行ったのであるが、今回は新たに模型も作り、最新の計測技術で実験を行うことからより詳細な実験データが期待される。6月のワークショップには間に合わないが、近い将来、NAL風試-CFD間の詳細な比較を行いたい。

このような目的から課題の内容は基本的に前回と同一とし、結果の提出資料については前回の要求資料に加えて全空間データの提出もお願いし、境界層特性などの詳細データ吟味ができるようにしたい。

ちなみに当時の課題は以下の計算点を求めるものであり、今回も同一とする。

- A M=0.84, Re= $1 \times 10^6$ ,  $\alpha = -1$ , 自由遷移流れ
- B M=0.84, Re= $6 \times 10^7$ ,  $\alpha = -1$ , 全域乱流流れ
- C M=0.84, Re= $2 \times 10^6$ ,  $\alpha = -3 \sim -1$  自由遷移流れ

M-5 募集要項の詳細(ここをクリック)

(<http://www.nal.go.jp/cfd/jpn/CFDWeb/00sacad/index.htm>)

応募仮締切 2001年6月1日

ただし、引き続き募集を続け、下記シンポジウムやWebで受け付ける

#### 発表とワークショップ

「航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム'01」

2001年6月20-22日

航空宇宙技術研究所講堂

M-5形状定義は上記募集要項詳細にあります。データセットファイルが必要な場合はCATIAデータを提供できます。このCATIAデータセットは前述の風試用模型制作のため作ったものですがONERA原器との精度上の比較は保証しません。

なお、本ホームページには、前回：第10回シンポジウム('92-6)の結果(NAL-SP20)も掲載してあるので、あわせて参照されたい。

2000-2001年度新規課題担当

中道 二郎, 廣瀬 直喜

この件に関する問い合わせは下記まで。

cfd-wksp@nal.go.jp.

#### 2. 課題詳細

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 $\times$ 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を含みます。

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。

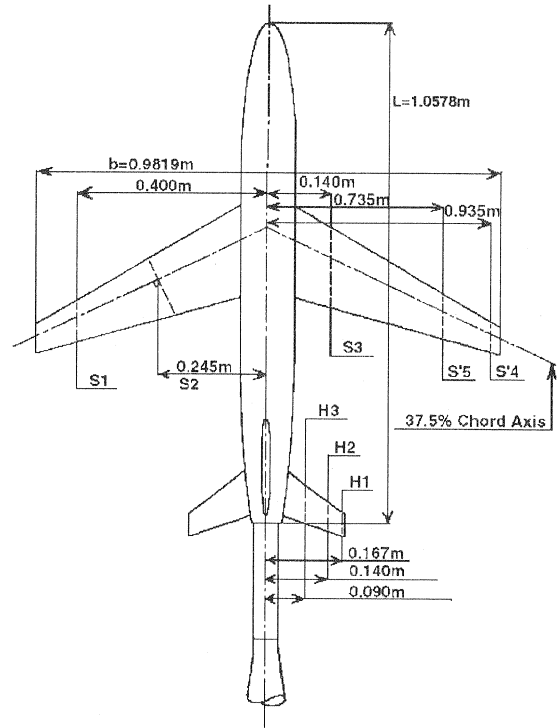
(\*3次元部門データシート)

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%セミスパン間の 10%セミスパン毎の一樣流に平行な 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%まわり)  
(Form 3D-AB10)
- (11) 主翼翼面上遷移点図  
(Form 3D-A11)



課題 C 一樣流 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  $C_L - \alpha$  (Form3D-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%まわり)

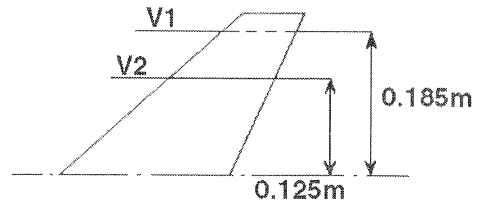
但し, 課題 A, B, C で, すべての  $C_d(C_D)$  は圧力抵抗  $C_{dp}(C_{Dp})$  と摩擦抵抗  $C_{df}(C_{Df})$  に分けることとする。  
非粘性計算を行う場合はすべての課題において粘性に係わる記述は無視することとし, 課題 A, 課題 B は同一課題とする。

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×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×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



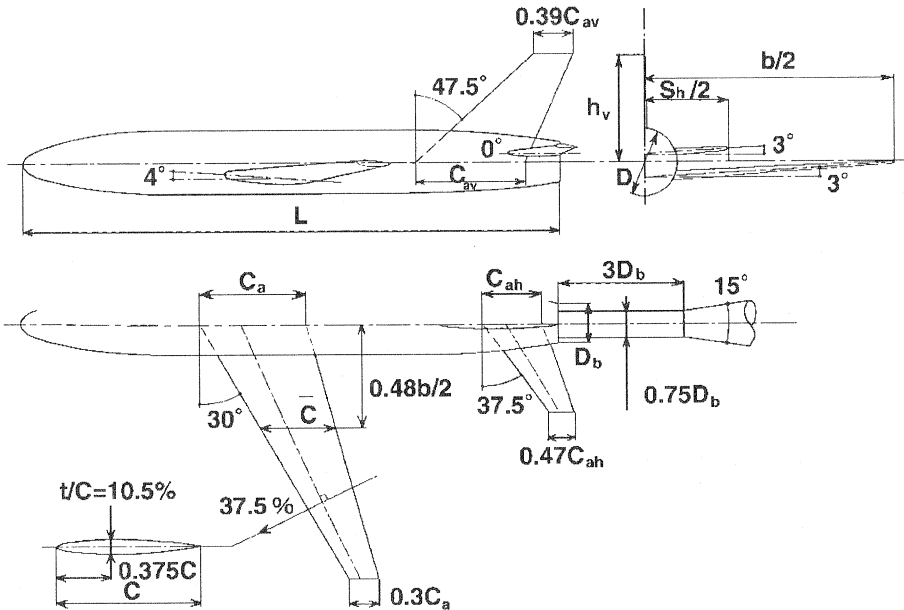
<b>b</b>	<b>0.9819</b>	<b>[m]</b>
<b><math>C_a</math></b>	<b>0.2108 b</b>	<b>[m]</b>
<b>Cbar</b>	<b>0.1400 b</b>	<b>[m]</b>
<b><math>S_h</math></b>	<b>0.3579 b</b>	<b>[m]</b>
<b><math>C_{ah}</math></b>	<b>0.1265 b</b>	<b>[m]</b>
<b><math>h_v</math></b>	<b>0.2108 b</b>	<b>[m]</b>
<b><math>C_{av}</math></b>	<b>0.2161 b</b>	<b>[m]</b>
<b>D</b>	<b>0.1265 b</b>	<b>[m]</b>
<b>L</b>	<b>8.5167 D</b>	<b>[m]</b>
<b><math>D_b</math></b>	<b>0.6317 D</b>	<b>[m]</b>
<b><math>S_{ref}</math></b>	<b>0.65 <math>C_a</math> b</b>	<b>[m<sup>2</sup>]</b>

図 2b. 諸元表

スパン位置	y [m]	y/(b/2) %
S1	0.400	81.47
S2	0.245	49.90
S3	0.140	28.51
S'4	0.470	95.73
S'5	0.370	75.36
水平尾翼		
スパン位置	y [m]	y/(Sh/2) %
H1	0.167	95.04
H2	0.140	79.68
H3	0.090	51.22
垂直尾翼		
スパン位置	z [m]	z/(hv/2) %
V1	0.185	89.38
V2	0.125	60.39

図 1c. 指定位置表

付図 1  $C_p$  分布出力指定位置



付図2 ONERA M5 諸元 図2a. 三面図

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

付図2a. 三面図 付図2b. 諸元表

(1) 胴体 1. 前胴部  $0.0\text{m} < x < 0.3105\text{m}$

$L_c / D = 2.5$  の回転楕円体  
 $L_c = 0.3105\text{m}$   $D = 0.1242\text{m}$

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  $0.7038\text{m} < x < 0.9729\text{m}$

$L_c / D = 3.5$  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,  $L_c$  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 テイパー比 = 0.3  
前縁後退角 = 30.0 度  
翼根コード長 =  $C_a$   
翼半スパン長 =  $b/2 / \cos(3^\circ)$

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  $X = 0.435077\text{m}$   
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 4.0 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 テイパー比 = 0.47  
前縁後退角 = 37.5 度  
翼根コード長 =  $C_{ah}$   
翼半スパン長 =  $Sh/2 / \cos(3^\circ)$

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 テイパー比 = 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  $0.75D_b$ , 長さ  $3D_b$ , さらに後方に 15 度でテイパ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。

付表2. ONERA M5 主翼・水平翼・垂直尾翼  
翼型座標値 (対称翼型) 省略(Web 参照のこと)

## ワークショップ：ONERA M5全機形態まわりの流れの解析 結果の纏め

廣瀬直喜 中道 二郎

航空宇宙技術研究所

## Compendium : CFD Workshop on Transonic Flow Analysis around ONERA M5 Full Configuration

HIROSE, Naoki and NAKAMICHI, Jiro, NAL

## Abstract

There were four applicant teams for the present workshop. Because of time span between the announcement and the workshop was short to conduct full computation for three-D aircraft configuration even now, only one applicant presented the complete set of cases. The remaining teams presented some of the problems or trial case. After the workshop they are working on to complete analyses and will present their results in near future which will be put on the CFD\_on\_Web. In this compendium, because of this, a general survey look on the applicants analyses is presented. As a conclusion, it was found that three-D aircraft simulation is not so easy task to obtain reasonable data comparable to wind tunnel testing for aeronautical design.

## 1. はじめに

本課題に対してワークショップ開催時点で4チーム(防衛庁-三菱, 航技研, 東北大, 川崎重工)の応募があった。昨年度シンポジウムでワークショップの課題を提示したが, 応募要綱を固めて依頼したのが年末になり, 応募者が計算と取り組む時間的猶予があまりなかったこともあり, 全課題を解いたのは以前から取り組んでいた防衛庁-三菱チームだけであった。

計算をするにあたり, 一番の障害となったのは, 各チームで異なる計算格子生成法を用いているが, 共通して, 与えた M-5 形状に対して正確かつ細かな格子を作る作業に手間取ったことである。いまや流れ計算法自体は各チームとも確立しており, したがって, 乱流モデル, 乱流遷移をどう扱うかの問題はあるものの, あとは格子さえできれば計算は自動的にできるようになっている。しかし, 格子生成は10年前と比べるとグラフィックス端末での表示が高速, 容易にできるようになっているにもかかわらず, 相変わらず難しいということが明らかになった。

なお各チームからワークショップで発表が行われ, 本書にそれぞれ論文として発表していただいているので, 各チームの解析内容についてはそれらを参照されたい。この纏めを書く時点で各論文原稿ならびに解析結果のデ

ータ, 図がわれわれには届いていないため, このまとめはワークショップ時にわかった情報によることをおことわりする。各応募者とも今後の追加解析の結果をもって提出の予定なので, 詳しい定量的な比較や図の纏めはその時点までお待ちいただきたい。

## 2. 応募の概要

応募された各チームの方程式, 解析法, 乱流モデルの概要を表1に示す。また表2, 3, 4に夫々格子生成法, 計算領域, 計算情報を示す。

## 3. 検討

結果の印象を簡単に記す。

まず方程式はいずれも RANS ないし薄層 RANS である。薄層近似であるか否かは機体表面に境界層方向に十分格子を取っている限り関係ない。解法は非構造格子に対する FVM が多く, TVD タイプの人口粘性評価を行っている。時間積分は陰的な Gaus-Seidel 系, 乱流モデルは Spalart-Allmaras である。乱流遷移判定に S-A モデルを用い, 乱流渦粘性計算自体は Baldwin-Barth 1Eq. というのもあった(川崎重工)。航技研, 東北大はとりあえずは完全乱流での解析とした。この場合は当然, 乱流遷移点分布は得られず, また課題 C の結果に差が出るのが予想される。今後, 完全乱流と遷移込みの結果を期待したい。

全格子数は150万から560万までで10年前と変わらない。境界層内部特に粘性低層の分布は乱流境界層の定量的解析には重要と見られるが、どれも最小巾が大体  $O(1 \times 10^{-5})$  位で  $1/Re^{(1/2)}$  内に15-20点とっており、必要条件は満たしているとみられる。一方、計算領域の外部境界は焼く40-45b (semi-span)取り、十分遠方に抑えている。ただ、逆に、全体格子数は150万程度だとこのために境界層内でも急速に格子間隔が増大しているかもしれない。いずれ格子データの提出を待つて調べたい。

表4によると収束の判定基準をどう定義するか、結構まちまちである。この種の流れの計算では、定常解への収束でも、じわじわとゆっくり流れが変化してゆくので、判断に苦しみ場合が多い。そのため、判定条件によって収束までの繰り返し回数も大幅な違いが認められる。

10年前と大きく違うのは計算機の高速度化である。前回は航技研のVP400を用いての計算であったが、今回はスパコン、グラフィックス専用機、さてはPC Cluster にいたるさまざまなマシンで行われた。特に Athlon 1.2GHz を使った Cluster でもスパコン SX4 の二分の一の速度でしかも収束まで20時間で計算されていることは、注目に値する。計算の中身についてさらに詳しい比較検討することが望まれる。

最初に書いたように、比較してまとめるデータが不足しているので、ここでは一般的な印象のみを記した。近いうちに全応募者からのデータをそろえて、比較、また遷音速風洞風試結果との検証なども行えることを強く望んでいる。それらは順次 CFD\_on\_the\_Web に掲載する

とともに、本稿を読んで新たな挑戦者の応募を待つものである。

終わりに、このワークショップのため、多くのマンパワーと計算機パワーをつぎ込み、応募された方々にあつくお礼申し上げる。

受付番号	代表者	所属	基礎方程式	スキーム/時間積分	時間刻み法	乱流モデル	遷移判定
2001M5-	沖 良篤	防衛庁技術	RANS	Cell-centered FVM FDS(Roe)、嶋の手法	LU-SGS陰解法	Spalart-Allmaras	S-Aモデルの 遷移パラメータ (Ct3、Ct4)を変更
2001M5-	山本一臣	航技研UPACS	RANS	Cell-centered FVM Roe-MUSCL AUSM(S-Aモデル)	Matrix-freeGS陰解法 SGS(S-Aモデル)	Spalart-Allmaras	なし(課題Bのみ)
2001M5-	大林 茂	東北大航空	RANS	TVD型風上差分	LU-SGS陰解法	Baldwin-Lomax	完全乱流
2001M5-	越智章生	川崎重工	薄層RANS	UG3 MUSCL+AUSM(SHUS)	MFGS陰解法	Baldwin-Barth 1E	S-A 1Eq判定

表1. 計算法

受付番号	格子生成法	種類	全格子 /要素数	主翼面上 格子数	H尾翼面上 格子数	V尾翼面上 格子数	胴体表面上 格子数	スティンク 格子数	最小格子幅	備考
2001M5-1		Hybrid 非構造格子	1,492,336	12,161	3,051	2,139	3,495		1.5x10Ex-5	1/rtRe内 15/13点
2001M5-2	GRIGEN	マルチブロッ 構造格子	5,659,360 95ブロック	不明	不明	不明	不明	不明	9x10E-4 mm (0.65x10Ex-5)	
2001M5-3	GRIGEN	同上	不明	不明	不明	不明	不明	不明	不明	
2001M5-4	PUFGG	マルチブロッ 非構造格子	1,819,937	8,910	2,058	1,029	14,142	2,392	不明	

表2. 格子生成法

受付番号	外部境界 上流	下流	上下方向	横幅方向	備考
2001M5-1	43.676 × b/2	45.916 × b/2	44.796 × b/2	44.796 × b/2	
2001M5-2	不明	不明	不明	不明	
2001M5-3	不明	不明	不明	不明	
2001M5-4	40 × b/2	40 × b/2	40 × b/2	40 × b/2	

表3. 計算領域

受付番号	計算情報		繰返し回数	使用計算機	計算時間 /ケース	計算時間 /ステップ格子点	備考	その他
	収束判定 パラメタ	収束条件						
2001M5-1	L, CD, CM	CL: 2 × 10 <sup>-3</sup> CD: 3 × 10 <sup>-4</sup> CM: 2 × 10 <sup>-3</sup>	124,414回 150,000回 50,000回	SX-4/2C	348時間 420時間 170時間	5.9x10 <sup>-6</sup> sec 6.4x10 <sup>-6</sup> sec 6.4x10 <sup>-6</sup> sec	Re=1mil Re=2mil Re=60mil	課題以外迎角の計算実行 風試と比較した Re1mil:-3-0° ,2mil:-4~+3°
2001M5-2	保存変数 の残差	5x10 <sup>-9</sup>	4,300回	Onix 3400 14CPU	50時間	7.4x10 <sup>-6</sup> sec	収束判定 現状の状態	局所時間刻み法で CFL=1000で計算
2001M5-3								
2001M5-4	Δ CL, Δ CD の変化	x10 <sup>-5</sup> /stepで 収束とみなす	2000回	PC Cluster Inlon1.2GHzx4	20時間	15x10 <sup>-6</sup> sec		

表4. 計算情報