

松島 紀佐\* 高梨 進\*\*

## COMPUTATIONS OF LOW SPEED FLOW ABOUT A SPACE-PLANE

by

Kisa MATSUSHIMA

FUJITSU LTD.

Susumu TAKANASHI

National Aerospace Laboratory

## ABSTRACT

Parallel computation of flow fields around a Space-plane has been conducted on the NWT at the National Aerospace Laboratory, aiming to apply the compressible Navier-Stokes code we have simulated super/transonic flows with to solve low subsonic flow fields. Computational results show its sufficient reliability in terms of predicting aerodynamic forces. Thus, we have come to have a prospect to make the present code a robust flow solver covering from a low subsonic to a supersonic regime with modifications. To realize it, further more effort is needed to get convergence efficiency of computation and to analyze the mechanism of microscopic flow phenomena.

## 1. はじめに

スペースプレーンは有人宇宙往還機の一候補であり、航空宇宙技術研究所で研究が実施され、低速から極超音速の幅広い速度域に渡って風洞試験が既に行われている。今回、非圧縮流れに近いと思われる低速流れに対し、従来より筆者らが超音速/遷音速流れのシミュレーションに使用してきた圧縮性Navier-Stokesソルバーを適用し[1,2,3]、スペースプレーンの空力的な物理現象を把握するための数値計算を試みた。

## 2. 数値計算手法

図1に機体の形状と格子分布を示す。格子点は流れ方向( $\xi$ )機体周方向( $\eta$ )及び機体表面から遠方境界へ向かう方向( $\zeta$ )それぞれに $136 \times 202 \times 96$ 分布させている。格子分布の図は全空間の1/4部分を示している。遠方境界は、物体から基準長の8倍離れたところに位置している。基準長は主翼のハーフスパンとした。数値計算法はFlux difference Splitting Type TVD差分を取り入れたLU-ADI法[4]で、修正されたBaldwin-Lomaxの乱流モデル[5]を用いている。各々の計算条件に対して定常解を仮定して局所時間ステップ法で時間積分している。計算条件は実験に合わせて、マッハ数=0.14 (風速40-50mに対応)  $Re$ 数=720,000で迎角=0~20度のケースに対し計算を試みた。

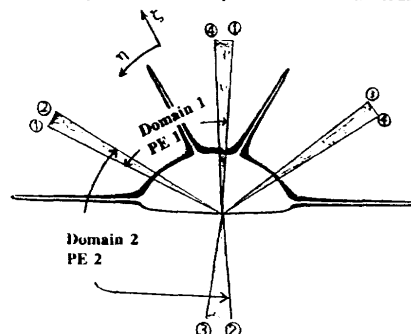
\* 富士通株式会社

\*\* 航空宇宙技術研究所

## 3. プログラムの並列化について

亜音速域の計算であることと、偏角を取る等、機体の姿勢を変化させるため、流れ場の対称性を仮定しないので、計算領域は広く、メモリーやCPU時間は大規模にならざるを得ない。そこで、シミュレーションは航技研のバカララコンピュータシステムNWTを用いることにより、並列計算で実行することとした。並列化の方針は簡易型領域分割法で、この方法は単一領域格子を対象に作成されたプログラムをコストをかけずに並列計算用に修正する簡便法であり、NWT-FORTRANの重複ローカル変数の考え方を利用している。使用するプロセッサの台数は、シミュレーションに必要な主記憶容量の得られる最小の数を使用することとした。各プロセッサ間のコミュニケーションの頻度を抑えるためである。現在の計算では4台のプロセッサを用いている。領域の分割は下図の様にを行った。

4 domains --  $52 \times 53 \times 53 \times 52$   
Overlapping region (Shadow) --- 3 points in the circumference direction



機体の周方向 ( $\eta$ ) を分割、各領域(Domain)を各プロセッサが担当して並列に計算を進めるわけである。収束計算の1反復ごとに、更新された値の情報交換を領域がoverlapする部分で行う。現在の流れ場を解く場合においては、1回の反復計算のCPU時間に対し情報交換の時間は1%以下である。全体としては、並列化による台数効果は90%以上で、4プロセッサを使用することにより1プロセッサで計算する場合の3.7倍のスピードを得た。

#### 4. 計算結果の検討

計算結果の空力係数(丸印)と実験値(点線)との比較を図2に示す。揚力係数、抗力係数とも計算により満足のいく精度が得られた。また、揚力係数- $M_\infty$ のカーブは本研究の目的の1つである、単一ソルバーによる広い速度域に渡っての空力係数の同定の一例である。

流れに垂直な断面内での機体表面 $C_p$ 分布と流れ場の密度分布を図3にプロットした。第1の断面はストレークの始めのあたりであり、第2は尾翼と主翼のついた機体後方の断面である。流れ場の条件は  $M_\infty=0.14$  迎角 $=20^\circ$  である。比較として遷音速( $M_\infty=0.9$ , 迎角 $=20^\circ$ )の結果を第3と第4図に示す。

$X/L=0.6$ の断面においては、下面の $C_p$ の値のレベルが低速と遷音速で大きく違っている。低速では独立した渦が3つ見られるが、遷音速のケースは2つで、その他に二次渦や渦同士の相互作用を示す密度分布が観察される。 $X/L=0.91$ の断面においては、低速・遷音速で $C_p$ 分布の様相はまったく違う。密度分布を観察すると、2つのケースの剥離の強度が違っていることが示唆されている。遷音速では、翼端剥離渦が翼の中央に存在し、その両側(胴体側と翼端側)に二次剥離渦が誘起されているのが解る。更に翼端側の二次剥離渦の外側に三次剥離渦の存在が認められる。低速の場合は、翼の中央の渦は確認できるが、2次渦の生成は明確に断言できない。

今後、剥離渦や剥離渦同士の相互干渉の物理を精度良く捕えることも設計上必要であるので、現象の非定常性、乱流モデルの効果、格子の細かさの効果などの考察をして行かなければならないと感じている。

#### 5. 偏角を持つ場合の計算結果

参考として、偏角をとって遷音速で飛行する場合の数値計算による流れ場の様子を図6に示す。飛行条件は、 $M_\infty=0.9$ 、迎角 $=10^\circ$  偏角 $=10^\circ$  である。図4は表面流線である。横風に対し風上側翼面に再付着、剥離、再付着の各線が見られるが、胴体上の剥離線は、

はっきりしない。風下側の翼後縁付近に、主流と垂直方向に走る剥離の様なものが見られている。興味深い結果だと思われるが、実際に存在する現象なのか、ウエークまたは乱流モデルの取扱で変わるのか、今後の課題である。横力の実験値[7]との比較を右上図にプロットした。計算は10%程度低め(横風に対する復元作用としては大きめ)に見積もっている。これは、計算モデルにおいて胴体が後流に継続して存在することが原因であろうと思われる。また、パーティクルを描くことによって、空間の流れの様子を可視化したものを示す。風上側と風下側のパーティクルの干渉の様子や、渦現象の非対称性がわかる。

#### 6. まとめ

低速・遷音速流れの大規模シミュレーションを、ソルバーを並列化することにより航技研のNWT上で実行し、空力係数の同定や流れ現象の可視化を行った。風洞実験の結果とも比較した。計算において、マクロな量やウエークの影響の少ないところについては信頼性のある結果が得られている。しかし、流れの情報の伝わる特性スピードが遅いことで収束に時間のかかること、ミクロに流れ場を理解するためには十分に解を収束させる必要があること、迎角をとった場合、解が非定常性をもちやすいことから、時間積分に対する考察や改良が今後の計算を進める上での課題として認識された。また、モデル形状の近似度や空間の渦現象の解像度を上げるためより細かい格子での計算も必要であると考えている。

#### 参考文献

- [1] Matsushima, K., Takanashi, S. and Fujii, K., AIAA Paper 89-3402 CP., 1989.
- [2] Takanashi, S., Fluid Dynamics of High Angle of Attack, Springer-Verlag, 1992.
- [3] Matsushima, K., Takanashi, S., AIAA Paper 94-1864 CP., 1994.
- [4] Fujii, K. and Obayashi, S., Journal of Aircraft, Vol. 26, No. 12, pp. 1123-1129, 1989
- [5] Degani, D and Schiff, L. B., AIAA Paper 83-0034, 1983.
- [6] Miyamoto, Y. et. al., SAE-911981, 1991.
- [7] 佐藤他,「宇宙往還機の遷・超音速風洞試験」,航空宇宙学会第19期年会,1988.

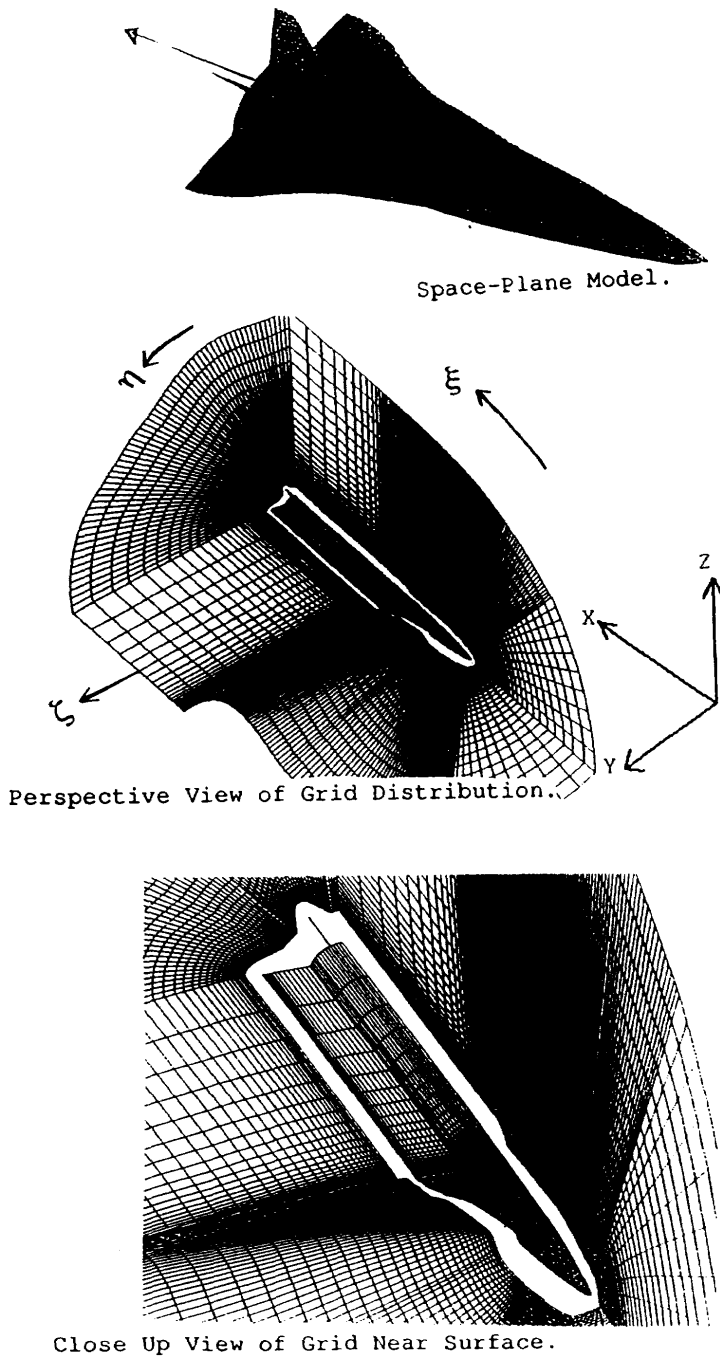


図1 スペースプレーンの機体形状と格子分布

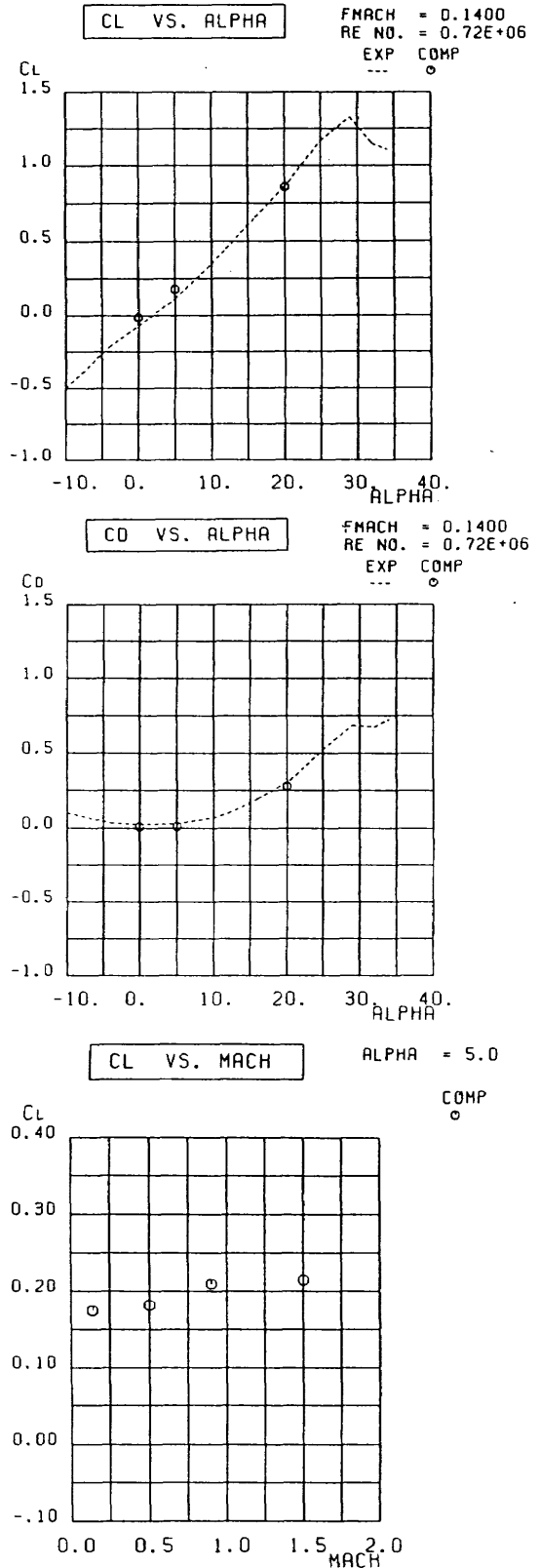


図2 空力係数  
—実験と計算(○)の比較—

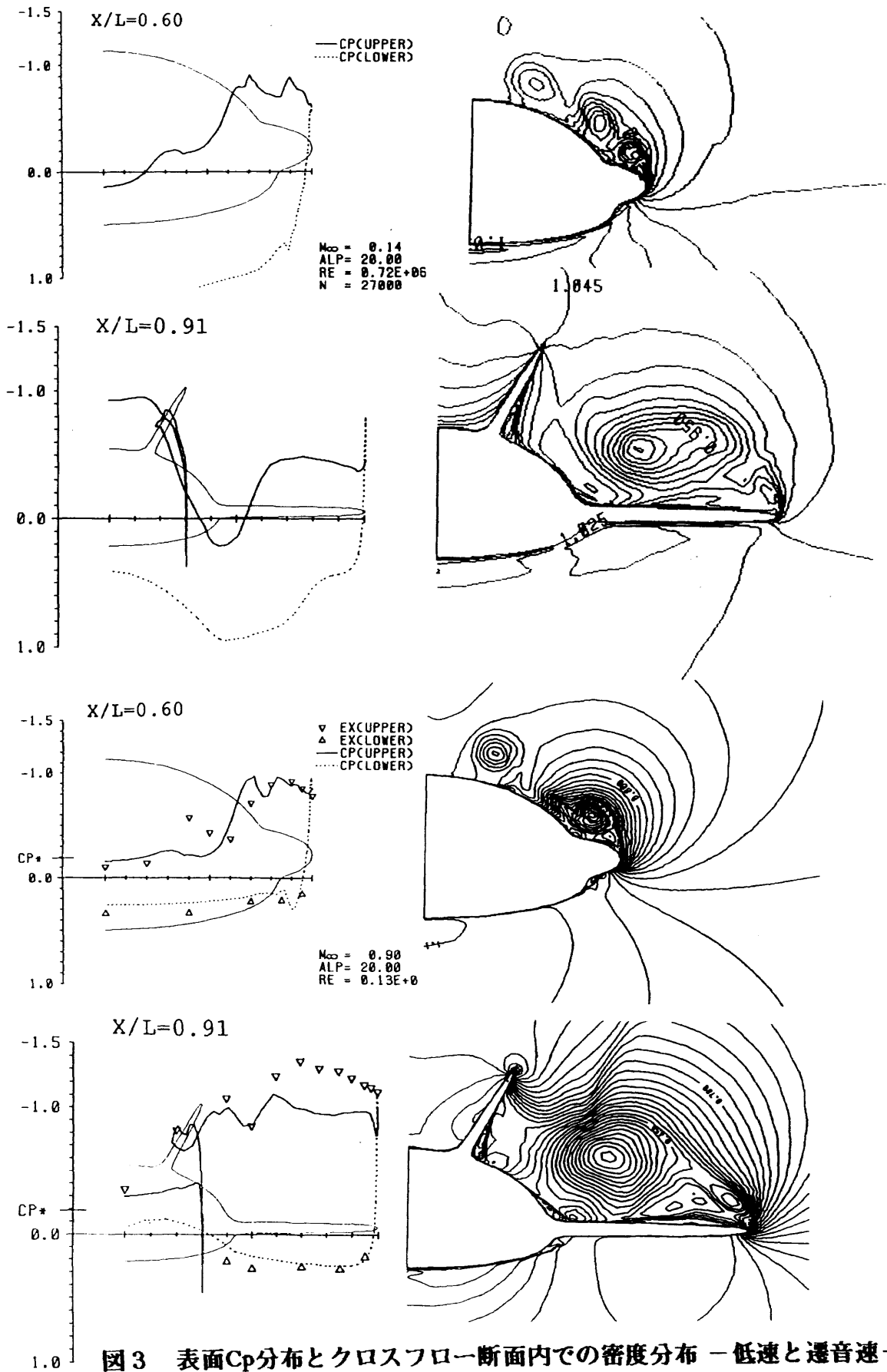


図3 表面 $C_p$ 分布とクロスフロー断面内の密度分布 - 低速と遷音速 -  
 $M_\infty = 0.14$ ,  $\alpha = 20^\circ$  (上から1, 2番目)  
 $M_\infty = 0.90$ ,  $\alpha = 20^\circ$  (上から3, 4番目)

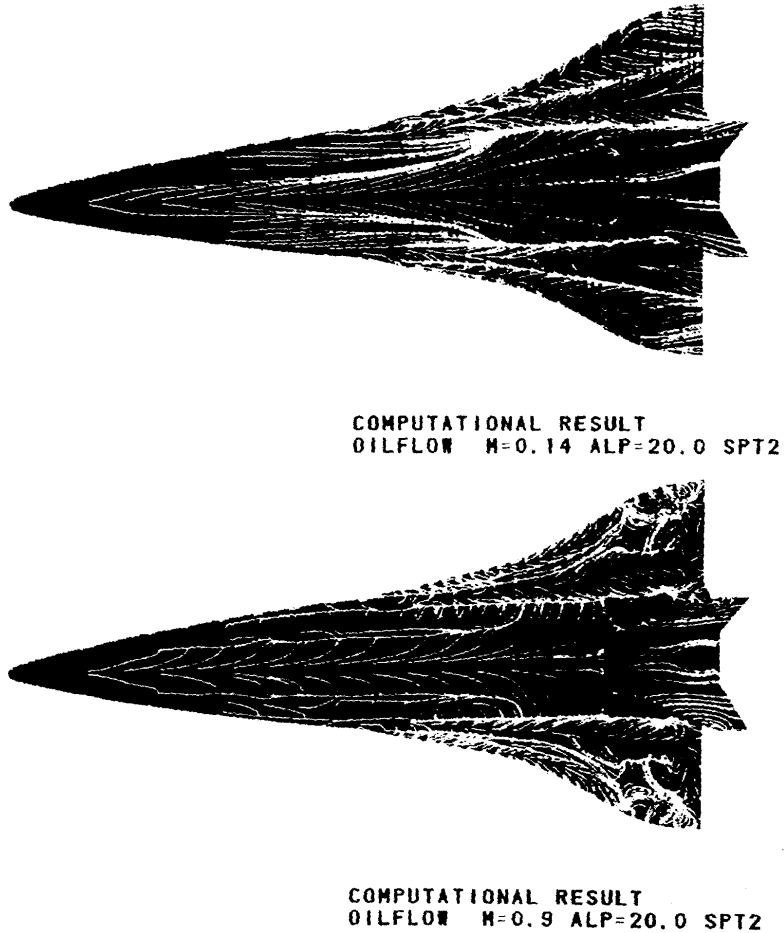


図4 表面流線 - 低速と遷音速の違い -

$M_\infty = 0.14, \alpha = 20^\circ$  (上)

$M_\infty = 0.90, \alpha = 20^\circ$  (下)

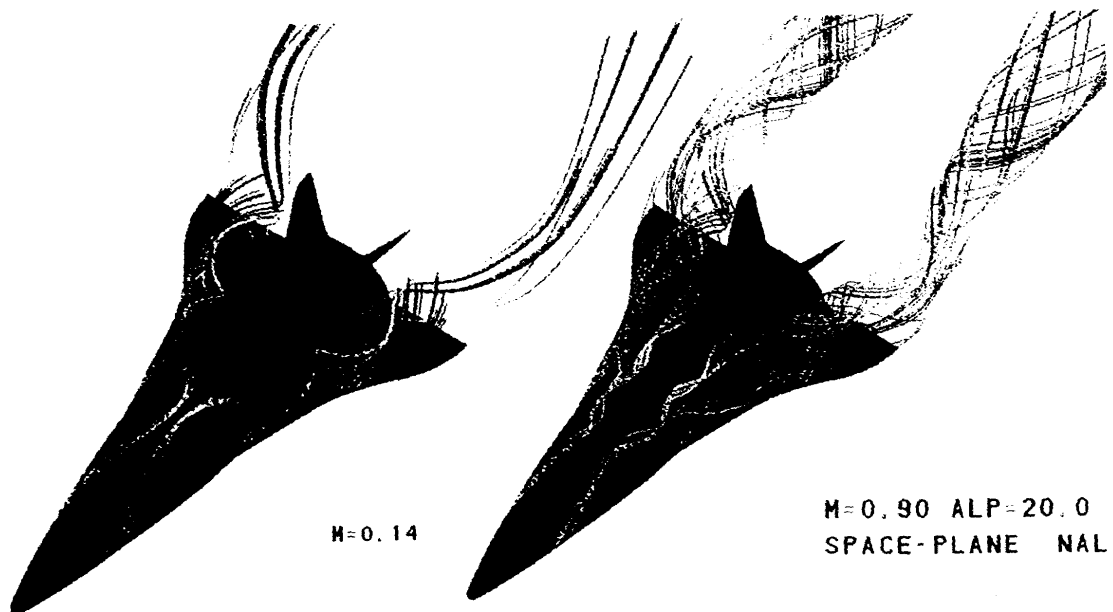
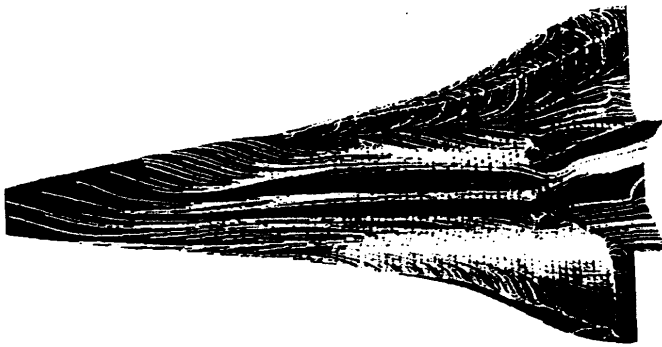


図5 パーティクルパス - 低速と遷音速の違い -

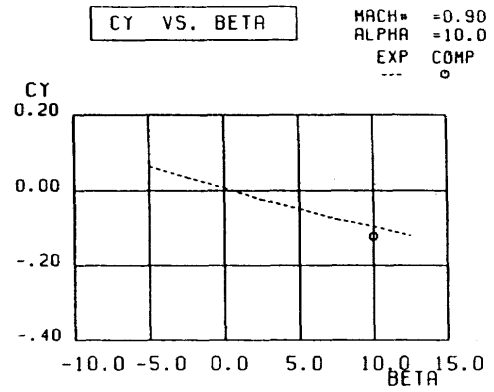
$M_\infty = 0.14, \alpha = 20^\circ$  (右)

$M_\infty = 0.90, \alpha = 20^\circ$  (左)

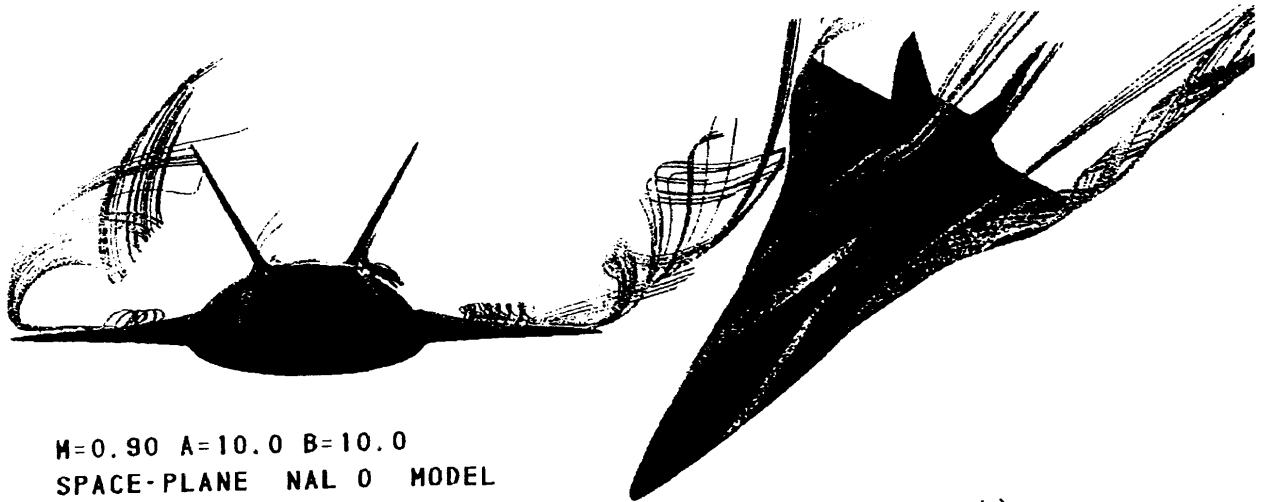


COMPUTATIONAL RESULT  
OILFLOW M=0.9 A=10.0 B=10.0

偏角をとった場合の表面流線



横力 vs. 偏角



M=0.90 A=10.0 B=10.0  
SPACE-PLANE NAL 0 MODEL

偏角のある場合の流れの様子 (Particle Path)

図6 偏角のある場合の流れの様子  
 $M_\infty = 0.90, \alpha = 10^\circ, \beta = 10^\circ$