

## 非構造オーバーセット格子による

### 超音速実験機・ブースター分離シミュレーション

富樫 史弥、中橋 和博、伊藤 靖、森野 裕行、岩宮 敏幸

## Flow Simulation of NAL Experimental Supersonic Airplane/Booster Separation Using Overset Unstructured Grids

By

Fumiya TOGASHI<sup>\*1</sup>, Kazuhiro NAKAHASHI<sup>\*1</sup>, Yasushi ITO<sup>\*1</sup>, Hiroyuki MORINO<sup>\*2</sup>, Toshiyuki IWAMIYA<sup>\*3</sup>

### ABSTRACT

In this paper, an efficient and robust algorithm to localize the intergrid boundaries for the overset unstructured grid method is proposed. The simplicity and automation in the intergrid-boundary definition are realized using the wall distance as a basic parameter. The neighbor-to-neighbor jump search algorithm is efficiently utilized in the method. The robustness and efficiency of the search is improved by a use of subsidiary grids that are generated as a byproduct of the Delaunay triangulation method. The basic procedure of the present method is described for a multi-element airfoil problem. The effects of the overset method to the solution accuracy and the convergence are tested by the ONERA M6 wing. The overset unstructured grid method is applied to a flow simulation about an experimental supersonic airplane separation from a rocket booster. Two unstructured grids, each of which covers the airplane and the rocket booster respectively, are used for the simulation. The grid around the rocket booster moves with time in the stationary grid about the airplane. The computed result clearly simulates the shock wave patterns between two bodies. Comparisons with the experimental results show good agreements in the lift and pitching moment coefficients of the airplane and booster during the separation process.

### 1. はじめに

現在、航空宇宙技術研究所では、次世代超音速輸送機の基礎研究として小型超音速実験機プロジェクトが進められている。[1]このプロジェクトにおいては、エンジンなしの小型超音速実験機が、固体ロケットブースタにより地上から打ち上げられ、高度 18km においてブースタを分離する。そしてマッハ 2.0 の条件から飛行実験を開始し、空力特性、表面圧力などの技術データを取得し、回収される予定である。このような実験機とブースターの分離過程においては、ロケットブースターの先端で生じる衝撃波が実験機下面にあたり、実験機のピッチングモーメントに急激な変化を与える。現在、航空宇宙技術研究所ではこの実験機・ブースター分離における風洞試験が行われている。この風洞実験に加え、実験機・ブースター間における空力干渉をより詳細に解析するためのシミュレーションが必要である。そこで、本論文では新しく構築した非構造格子オーバーセット法を用いて、このシミュレーションを行う。

一般に、このようなブースタ分離問題を取り扱うのには、構造格子オーバーセット法が用いられてきた。構造格子オーバーセット法は複雑形状を構造格子で扱うために、Stegerら[2]によって導入された手法である。しかしながら、従来の構造格子オーバーセット法には、格子生成および格子間

情報に大変な労力を要する。まず、重ね合わせた格子のうち、物体やその他の外部領域の部分に対応している不要領域 (Chimera-hole) がそれぞれの格子にあげられる必要がある。次に、Chimera-hole 境界において格子間情報を構築する必要がある。このためには Chimera-hole 境界における全ての点について、3 次元的な内挿セル探索を行う必要がある。さらに、複雑形状を記述するためには多くの構造格子を重ね合わせなければならず、そのことは Chimera-hole 境界の増加を意味することになる。今日、格子間情報構築のためのいくつかのコードが開発されているものの、依然として、それらは高度な技術と労力を必要とする[3,4]。このような問題点により、構造格子オーバーセット法はその広い応用性を活かしきれてはいない。

非構造格子オーバーセット法は上記に述べた既存の構造格子オーバーセット法の問題点を克服する長所を持っている。それは非構造格子を用いることで、複雑形状を記述するためのサブグリッドを生成する必要性は構造格子と比べ、著しく減ること、データの非構造性から格子間情報を構築するのが容易であること、さらに、移動物体問題のためのコード拡張は比較的容易に行うことが可能であることなどである。

既に筆者らは非構造格子オーバーセット法に関する計算領域特定アルゴリズムを発表している[5]。単純かつ自動の計算領域特定は物体壁面からの距離を基本パラメータ

<sup>\*1</sup> 東北大学 <sup>\*2</sup> 三菱重工 <sup>\*3</sup> 航空宇宙技術研究所

として用いることで実現している。また、内挿セル探索にはローソンの方法を用いた。

本論文での目的は非構造格子オーバーセット法の構築、および、その精度、収束履歴の検証、そして、NAL 小型超音速実験機・ロケットブースターの分離シミュレーションとその結果と風洞実験データとの比較である。

## 2. 計算領域の決定

オーバーセット法では以下の作業が必要である。

- (1) 各格子がカバーする領域の決定 (Chimera hole 生成)
- (2) 格子間の情報交換のためのセル探索と内挿関数決定

このステップにおいて、非構造格子では一度内挿セルが決定されれば、2次元の三角形および3次元の四面体に対し線形的な内挿が容易に行われる。また、今回のアプローチにおいては内挿境界点に対する内挿セルは計算領域決定時に自動的に行われる。そこで第1ステップを以下で検討する。

## 3. 自動的な Chimera hole の生成

移動物体問題を取り扱うために、Chimera hole の自動生成が完全に行われる必要がある。さもなければ、オーバーセット法の利点は失われてしまう。Chimera hole の生成には確実性を重視し、物体壁面からの距離を用いた。つまり、各格子点の壁からの距離を、相手方の格子内の壁距離と比較し、小さいほうの格子を活かす方法である。以下にその手順を示す。

1. 各物体周りに格子を生成
2. 各物体内にも物体境界点による三角形格子を生成
3. 探索のための格子情報を生成
4. 各格子点について、その格子内の物体境界からの距離を計算
5. 各格子点について、相手方格子のセルを探索し、相手方格子の壁距離と比較
  - (a) 自分の壁距離が小さい場合、その節点の flag を 1
  - (b) 相手方のほうが小さい場合、flag を 0
  - (c) 対応セルがない場合 (相手格子の領域外) flag を 1
6. 各セルについて、セルを構成する節点の flag を調べる
  - (a) 全ての flag が 1 のとき、そのセルを内部セルに登録
  - (b) 全ての flag が 0 のとき、外部セルに登録
  - (c) 節点が相手格子の物体内に存在する場合、外部セルに登録
  - (d) 上記(a)~(c)以外の場合、格子境界セルに登録
7. 内部セルと境界セルから格子再構築
8. 内挿情報を構築

図1において、節点*i*は格子Aの点であり、a-b-cで表されるセルは*i*の格子Bに対するドナーセルである。節点*i*

の格子Aの壁面までの距離とセルa-b-cの格子Bまでの距離が比較され、この場合、節点*i*の距離のほうが小さいため、この節点のflagは1となる。逆に、節点*j*のflagは0となる。上記に述べた作業は非常に単純であるが、自動的にChimera holeを生成する。また、第6ステップで内挿境界セルも自動的に決定される。

## 4. セル探索

Chimera hole 生成のためには、全ての節点が重なっている格子のどこのセルにあるのかを探索する必要がある。しかしながら、3次元形状における探索回数は数百万を超えることもまれではない。ゆえに、高速かつ確実な探索アルゴリズムが要求される。

本論文では、ローソンの方法を探索アルゴリズムに適用した。これは、スタートセルの面から目標点がどちら側にあるかを判別し、面の向こう側にあるならその方向に進んでいく手法である(図2)。この手法の利点は3次元問題でも1次元的な探索となる点である。しかしながら、図2に示すように、A地点からの探索は成功するものの、探索途中で物体があるB地点からの探索、および、外部領域があるC地点からの探索は失敗してしまう。このような場合、スタート地点を変更して、探索をしなおす必要がある。

そこで、計算領域外にも格子を生成し、より確実かつ効果的な探索を可能とした(図3)。もし、Delaunay 格子生成法を用いるならば、この領域外の格子は格子生成の副産物として、容易に得ることができるものである。

複数の移動物体問題においては、内挿境界の構築はできなかり効果的でなければならない。セル探索の効率はスタート地点の決定に依存する。そのため、第1回目の探索で得られたドナーセルを記憶しておけば、次回に物体がわずかに移動した状態での探索はより効率的なものとなるはずである。

## 5. ONERA M6 による検証

非構造格子オーバーセット法の妥当性を確かめるためにONERA M6 翼[6]を用いてオーバーセットによる精度への影響および、収束履歴への影響を検証する。まず、ONERA M6 翼の周りに箱型の格子を生成し、それとは別に外部領域の格子を生成、それら2つの格子をオーバーセットして計算を行う。その結果を単一非構造格子で得られた結果および実験データと比較することで検証を行う。図4にONERA M6 翼の周りにはられた箱型の格子および外部領域を示す。外部領域には半球状の格子を用いた。

計算条件はマッハ数 0.84、迎角 3.06°で行い、支配方程式は3次元オイラー方程式を用いた。計算により得られた圧力分布図を図5に示す。この図から、箱型のONERA M6 翼周りの格子と外部領域の格子との間での格子間情報の交換が正確に行われていることがわかる。図6にオーバーセ

ット格子と単一非構造格子のそれぞれを用いた計算の収束履歴を示す。この図からオーバーセットによる収束履歴への影響はほとんどないことがわかる。

図7に翼面上での各スパン長での $C_p$ 分布図を示す。この図から、オーバーセット法による計算結果と単一非構造格子法による結果にはほとんど差がなく、また実験データとよく一致していることがわかる。オーバーセット法による結果と単一非構造格子法による結果の比較ではオーバーセット法の結果での第2衝撃波の位置が単一非構造格子法のそれよりも後方に位置している。第1衝撃波の位置はともによく一致していることから、このずれはONERA M6翼周りの箱型の格子が単一非構造格子に比べ非常に細かいものになっているためと思われる。

#### 6. 小型超音速実験機・ブースター分離シミュレーション

非構造格子オーバーセット法を用いて、NAL 小型超音速実験機とロケットブースターの分離シミュレーションを行った。実験機、ブースターそれぞれの格子は共に半円柱上のものを用い、ブースターの格子は実験機側の格子に完全に包み込まれるようにした。図8に全体の格子図を、図9に計算領域を特定した後の格子の様子を示す。超音速実験機周りの格子(色の薄い格子)とブースター周りの格子(色の濃い格子)がそれぞれ担当する領域を完全に分けあっていることがわかる。

セル探索において、ロケットの格子の各点が約320万セルをもつ実験機の格子のどこに位置するのかを探索するのに1節点につき、平均102セルの移動が必要であった。逆に、実験機の格子の各点が約97万セルをもつロケットの格子のどこに位置するのかを探索するには1節点につき、平均68セルの移動が必要であった。探索におけるスタート地点の決定は1つ前の探索のゴール地点を用いた。セルの番号付けが番号の近いセル同士が遠く離れないように行われていればより効率よくなくなるであろう。格子間情報の構築に要した時間はDec Alpha (21164/513MHz)を用いて、1ケースにつき約10-15分であった。

シミュレーションは計算条件をマッハ数2.5、迎角を実験機は $2.0^\circ$ 、ロケットを $0^\circ$ に固定し準定常計算を行った。実験機とロケットのそれぞれの重心の相対距離( $\Delta Z$ )は0.4mから5.0mまで移動して計算した。その計算結果を図10に示す。ブースター先端からの強い衝撃波が実験機下面にあたり、反射して再度ブースターにあたる様子が捕らえられている。また実験機とブースターの間の衝撃波による干渉は機体間の距離が5mくらいまでは観察される。

計算結果と風洞試験データの揚力係数 $Cl$ およびピッチングモーメント $Cm$ の比較を行った(図11)。ここで $\Delta Cl$ 、および $\Delta Cm$ は実験機とロケットの分離時の $Cl$ および $Cm$ と実験機またはロケットが単体で飛行したと仮定したときの $Cl$ および $Cm$ の差を意味している。 $Cl$ においてはロケット

の先端で生じた衝撃波が実験機下面にあたり一時的な揚力の上昇を引き起こしており、また、ロケットは実験機からの衝撃波ばかりでなく、ロケット自身からの衝撃波が実験機の下面で反射することで、揚力の減少を引き起こしている。また、 $Cm$ においては分離初期においてはロケット先端での衝撃波により、実験機ははじめは頭上げのモーメントを受け、衝撃波が後方に移動するにつれ次第に頭下げのモーメントを受けるようになり、衝撃波が主翼を通り過ぎると一時的にモーメントは回復する方向に向かうが、尾翼に衝撃波が当たることで再び頭下げのモーメントを受けていることがわかる。最終的に $\Delta Cl$ および $\Delta Cm$ はともに0に近づいていく。実験体との比較において、実験機側は $\Delta Cl$ 、 $\Delta Cm$ ともシミュレーション結果と実験とはよく一致している。しかし、ロケットブースタについては実験体と少しずれている。これは機体間を結合させるフリンジがシミュレーションに用いたブースタにはついていないことが影響を与えていると思われる。

#### 7. 結論

非構造格子オーバーセット法を新しく構築し、その妥当性をONERA M6翼で検証した。その結果より、オーバーセット法による精度および収束履歴への影響がないことを確認した。

次にNAL 小型超音速実験機とロケットブースターの分離シミュレーションを非構造格子オーバーセット法を用いて行った。計算結果は2つの物体間における複雑な衝撃波反射をはっきりと捕らえていた。また、風洞試験における $Cl$ および $Cm$ とよく一致していた。

#### 8. 参考文献

- [1] Iwamiya, T., "NAL SST Project and Aerodynamic Design of Experimental Aircraft," Proc. Computational Fluid Dynamics '98, Vol.2, ECCOMAS 98, John Wiley & Sons, Ltd. pp.580-585, 1998.
- [2] Steger, J. L., Dougherty, F. C., and Benek, J. A., "A Chimera Grid Scheme", ASME Mini-Symposium on Advances in Grid Generation", 1982.
- [3] Rogers, S. E., Cao, H. V., and Su, T. Y., "Grid Generation for Complex High-Lift Configurations", AIAA Paper 98-3011, June 1998.
- [4] Wang, Z. J., Parthasarathy, V., and Hariharan, N., "A Fully Automated Chimera Methodology for Multiple Moving Body Problems," AIAA Paper 98-0217, January 1998
- [5] Nakahashi, K., Togashi, F. and Sharov, D., "An Intergrid-Boundary Definition Method for Overset Unstructured Grid Approach", AIAA Paper 99-3304, June 1999.

- [6] Schmitt, V., and Charpin, F., "Pressure Distributions on the ONERA M6-wing at Transonic Mach Numbers," Experimental Data Base for Computer Program Assessment, AGARD AR-138, 1979.

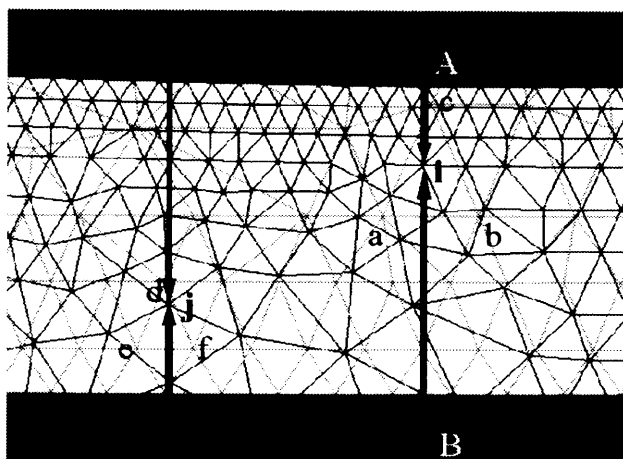


Fig.1 Determination of intergrid-boundary

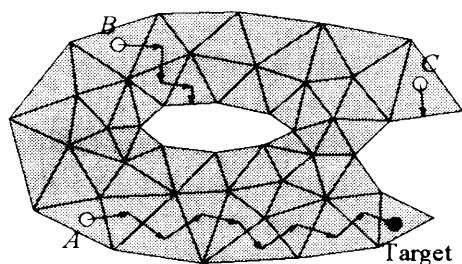


Fig.2 Neighbor-to-neighbor search. The searches from B and C fail.

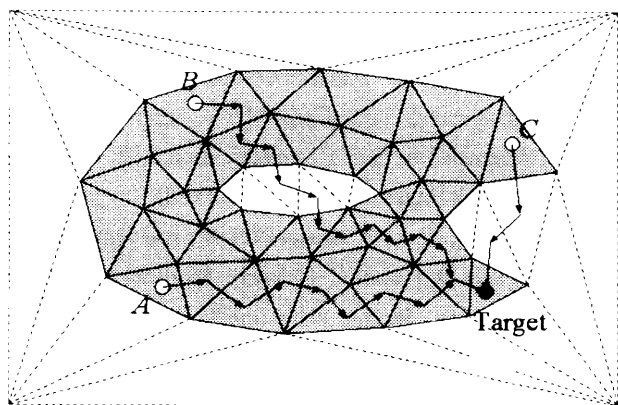


Fig.3 Neighbor-to-neighbor search in a convex domain.

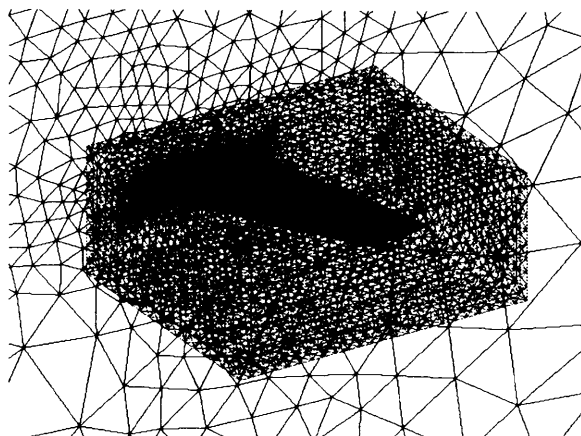


Fig.4 Overset unstructured grids for the ONERA M6-wing

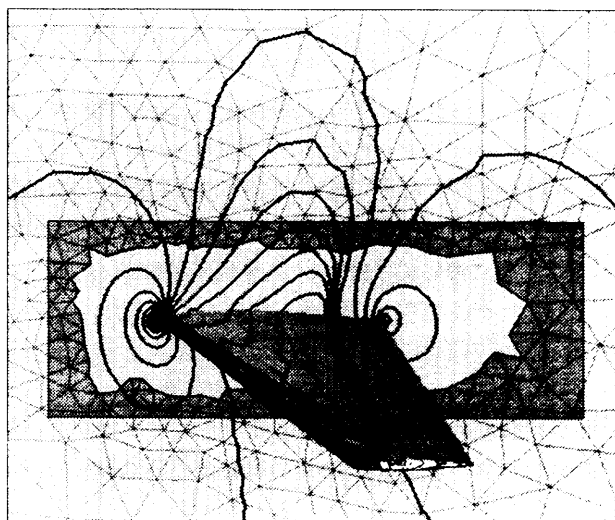


Fig.5 Computed pressure contours on the wing and symmetrical plane for the ONERA M6-wing at  $M_\infty = 0.84, \alpha = 3.06^\circ$ .

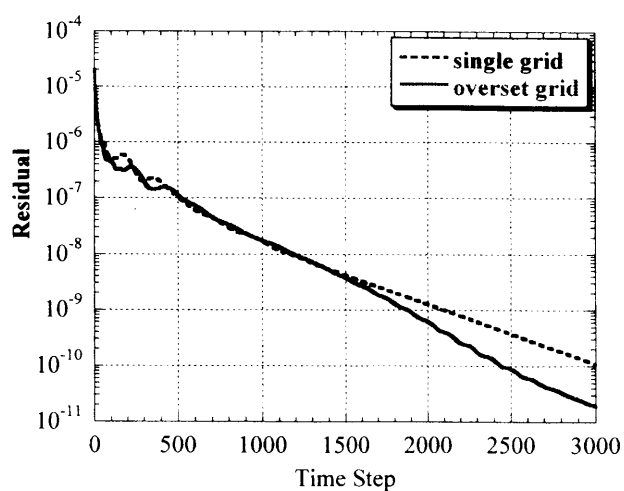


Fig.6 convergence histories for the ONERA M6-wing at  $M_\infty = 0.84, \alpha = 3.06^\circ$

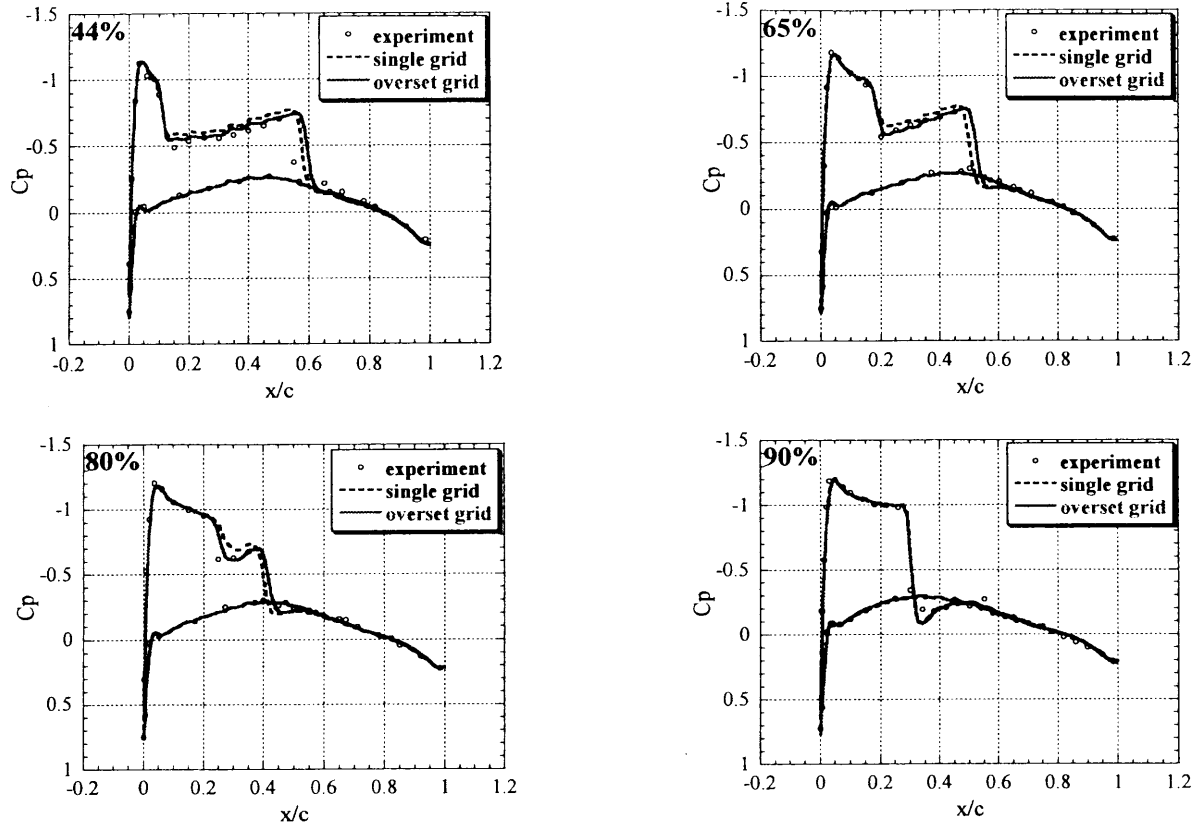


Fig.7 Comparison of  $C_p$  distributions for the ONERA M6-wing at semispan locations of 44%,

65%, 80%, 90%,  $M_\infty = 0.84, \alpha = 3.06^\circ$

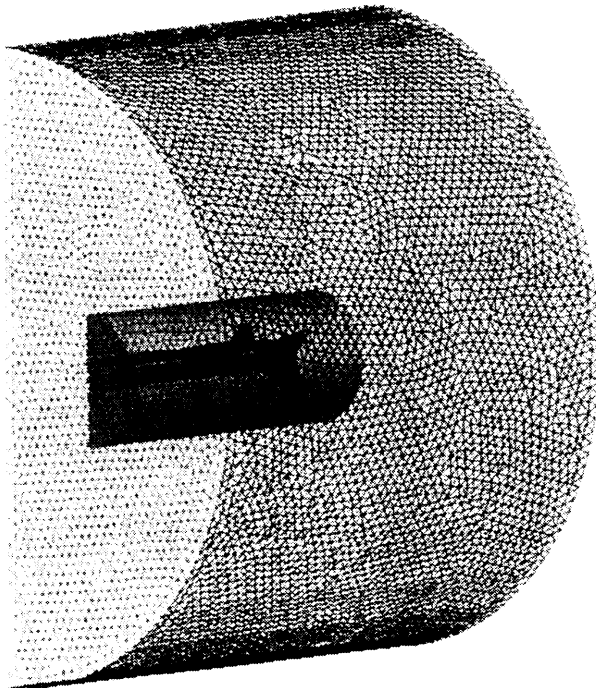


Fig.8 Overset grids for the supersonic airplane (outer cylindrical region) and rocket booster (inner cylindrical region).

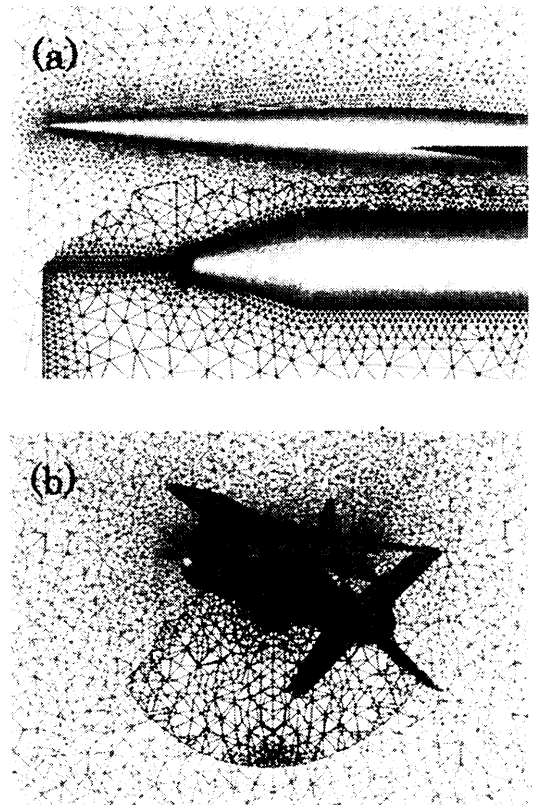


Fig.9 A cut view of overset grid: (a) Enlarged view around the noses (b) A cut view  $X=0.5$

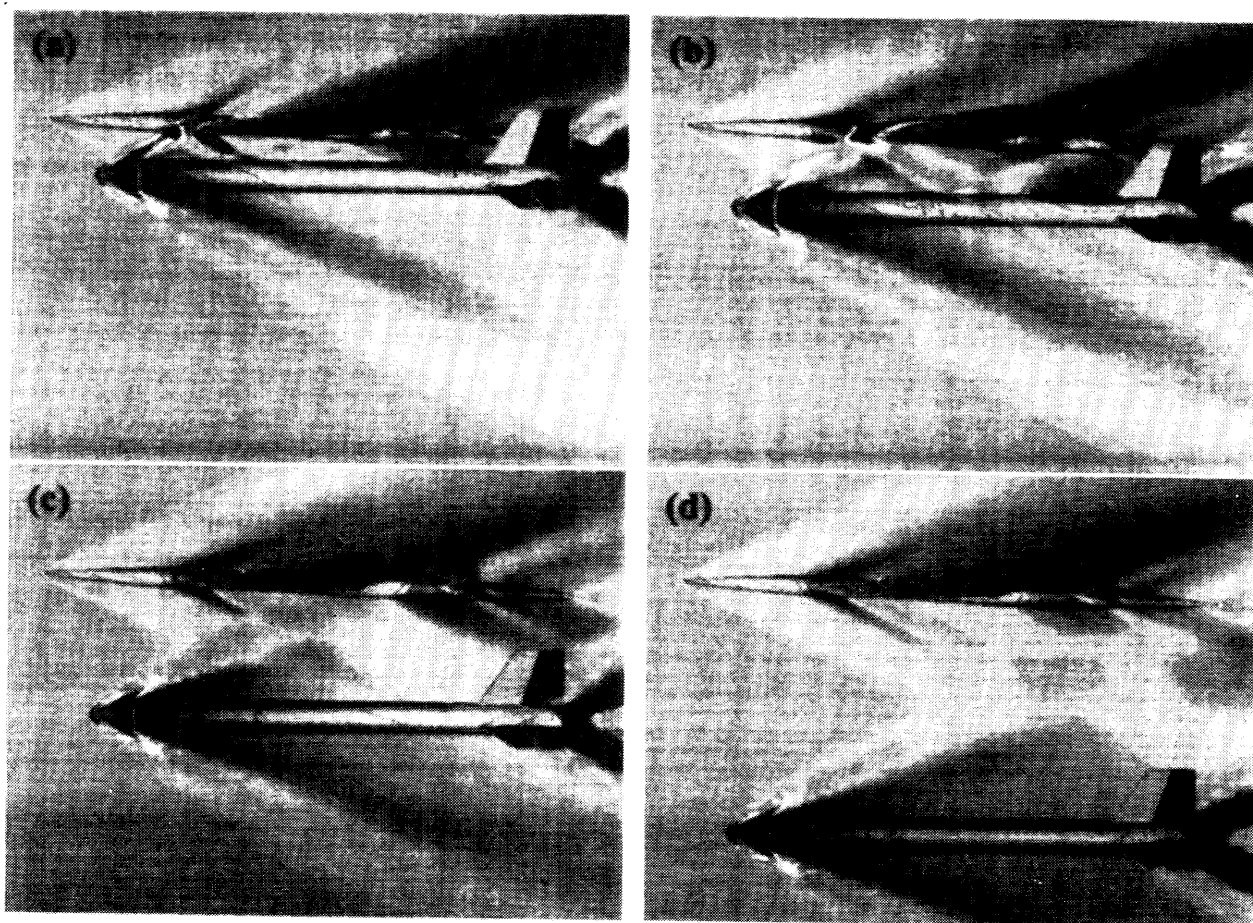


Fig.10 Computed pressure contours and experimental Schlieren photograph at  $M_\infty = 2.5$ , angle of attack of the airplane: 2deg., the booster: 0deg.  $\Delta X=0$  (a)  $\Delta Z=0.4$ , (b)  $\Delta Z=1.0$  (c)  $\Delta Z=2.4$ , (d)  $\Delta Z=5.0$

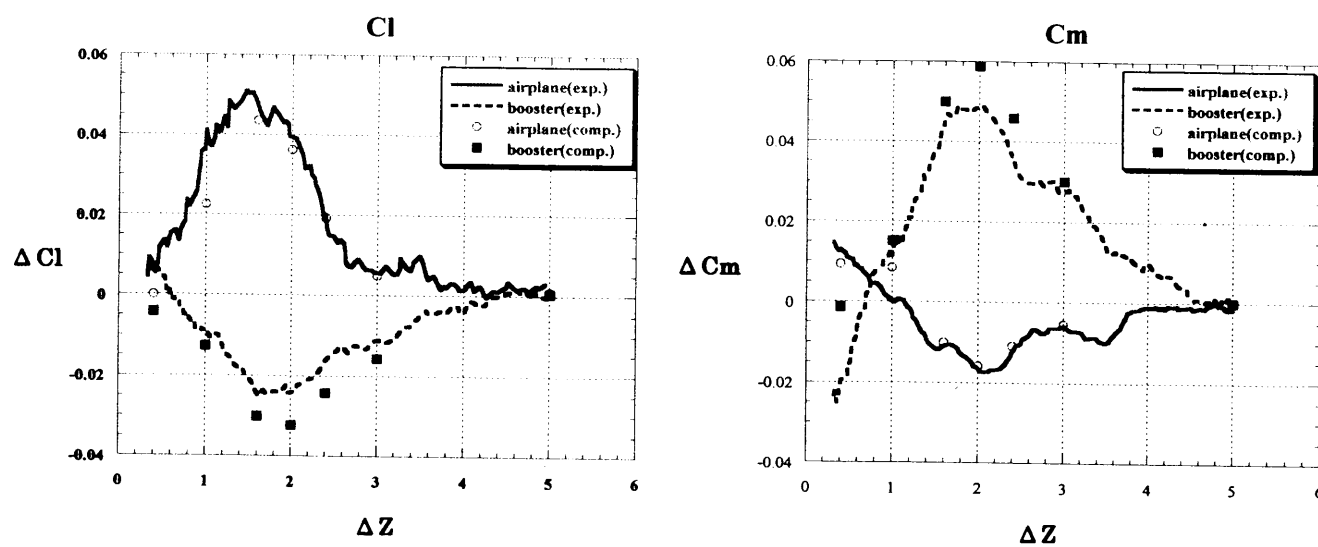


Fig. 11 Comparisons of lift and pitching moment coefficients between the experimental and computational results at  $M_\infty = 2.5$ , angle of attack of the airplane: 2deg., the booster: 0deg.  $\Delta X=0$