

非構造格子オーバーセット法の拡張

Extension of the Unstructured Overset Grid Method

富樫史弥, 東北大学, 〒980-8579 仙台市青葉区荒巻字青葉 01 航空宇宙工学専攻 中橋研究室,
togashi@ad.mech.tohoku.ac.jp
伊藤靖, 同上, itoh@ad.mech.tohoku.ac.jp
藤田健, 同上, takeshi@ad.mech.tohoku.ac.jp
中橋和博, 同上, naka@ad.mech.tohoku.ac.jp
Fumiya Togashi, Tohoku University, Nakahashi Lab. Dept. of Aeronautics & Space Engineering, Tohoku University,
Sendai, 980-8579
Yasushi Ito, Tohoku University
Takeshi Fujita, Tohoku University
Kazuhiro Nakahashi, Tohoku University

Overset Unstructured Grids method has been proposed by present authors and successfully applied to several problems such as store separation and flapping wing motion of an insect. The method is very effective to the case where the objects have complicated configuration compared with some conventional approaches. In this paper, some extensions of the overset unstructured grid method are discussed; Treatments of nodes in the overlapping regions of two bodies in contact are discussed in detail. To evaluate the method in terms of its accuracy and capability, the method will be applied to a win-fuselage configuration and NAL experimental supersonic airplane/booster separation simulation.

1. はじめに

オーバーセット法は構造格子を用いて複雑形状を記述するために Steger⁽¹⁾らや Benek⁽²⁾らによって考案されたものである。オーバーセット法は複数の要素の周りに生成された格子を重ね合わせ、他方の物体やその他の外部領域に対応している計算外部領域は削り取り (Chimera hole の構築) そしてその Chimera hole 境界における全ての点について 3 次元的な内挿ステンシルを構築し、情報を交換しあって計算を行う手法である。この構造格子オーバーセット法は複雑形状の取り扱いばかりでなく、移動物体問題に対しても非常に有効な手段である。なぜなら物体の移動に伴い格子を再生成する必要がないためである。しかしながら、近年の計算対象の形状複雑化に伴い、重ね合わせブロック数の増加し、そのために格子間での情報交換に用いる内挿ステンシル構築に非常に手間暇がかかるというような問題点が顕在化してきている。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はいるものの、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)

一方、非構造格子オーバーセット法は著者らによって考案され、既にいくつかの問題に適用されてきている^(5,6,7)。これらの論文において、本手法は複雑形状をもつ移動物体問題に非常に有効な手法であることを示してきた。非構造格子は構造格子に比べ複雑形状の取り扱いに優れているため、重ね合わせブロック数は大幅に減らすことができる。また、その結果、内挿ステンシル構築も非常に容易となるなどの長所を持っている。さらに移動格子法と比較して計算コードの改良が非常に容易である等の長所を持っている。

本論文ではこの非構造格子オーバーセット法の拡張について議論する。具体的には物体同士が接触しているケースの取り扱いである。このようなアプローチは、分離問題はもちろん、航空機のデザインにも有効なものである。なぜなら、航空機の各部品に格子を生成し、それを重ね合わせて計算す

ることで、部品の位置変更によって表面格子を再生成する必要がなくなるため、デザインにかかる時間の短縮が可能となり、その結果として、新しい航空機の設計期間を大幅に短縮できるからである。具体的な適用例としては航空機の胴体と主翼であろう。主翼の位置を変更して重心と空力中心の最適な位置関係を見積もるような計算にはこの手法は非常に有効な手法となる。一般に機体の概念設計においてはパネル法や線形理論が主に用いられるが、衝撃波を取り扱うことが要求される遷音速機においてはこの手法を用いた EULER コードによる計算はより有効であると思われる。

2. 非構造格子オーバーセット法

非構造格子オーバーセット法の長所を十分に引き出すためにはそれぞれの格子の担当計算領域 (Chimera hole) の決定、および、内挿ステンシルの構築が完全に自動的に行われる必要がある。特に、移動物体問題への適用時には効率のかつロバスト性の高い計算領域決定アルゴリズムが重要である。本手法ではそれぞれの格子が受け持つ計算領域は物体壁面からの距離を基本パラメータとして用いて決定される。格子が重なっている領域では、各格子の節点からそれぞれの物体への距離を比較し、距離が短いほうの節点を計算領域に指定する手法を用いている^(5,6)。

簡単な例を図 1 に示す。点線で示された格子が壁面 A の周りに生成された格子 A、実線のほうを格子 B とする。格子 A の節点 i に情報を与えるセル (ドナーセル) は格子 B のセル $a-b-c$ である。この点 i から壁面 A への距離ドナーセル $a-b-c$ から壁面 B への距離とを比較する。ドナーセルから壁面への距離はそのセルの持つ節点のそれぞれの壁面への距離を線形内挿することで計算される。この場合、節点 i から壁面 A への距離のほうが小さい。そのためこの節点 i は計算領域に指定される。逆に格子 A の節点 j は計算外部領域に指定される。このようにして格子が重なり合っている全ての節点は計

算領域の点 (active-node) があるいは計算外部領域の点 (non-active node) に指定される。

3 . 計算コード

本手法において、計算領域は複数の重なり合う非構造格子で構成されている。支配方程式はそれぞれの格子に関して適切な境界条件で解かれる。本研究では支配方程式は EULER 方程式が用いられる。計算コードではセル節点有限体積法により離散化し、時間積分には LU-SGS 陰解法を用いている。

計算領域の境界に加えて、それぞれの格子は隣り合う格子との間に内挿境界を持つ。格子の節点のうち、計算外部領域に指定された点は流れ場の計算においては除外されなければならない。そこで、その格子の節点が計算領域の点かどうかを判別する関数 *IBLANK* を導入する。すなわち

$$IBLANK = \begin{cases} 1, & \text{if a point isn't a blanked node.} \\ 0, & \text{if a point is a blanked node.} \end{cases}$$

具体的にはソルバー内で、数値流束にこの関数 *IBLANK* が乗される。

また、内挿境界ではお互いの格子が 2~3 層ほど重なり合っており、その重なりあっている層内の節点が、その節点を包み込んでいる相手側格子のセルの持つ値を内挿することで計算が行われる。

4 . 物体接触時の取り扱い

物体同士が接触している場合も上に述べた手法とほぼ同様に、一方の壁面上のセルが持つ値を相手の壁面上の節点に内挿することで計算が行われる。ある格子の節点が相手格子の物体内部にある場合、その節点の関数 *IBLANK* は 0 に指定される。ただし、もしその節点のエッジを介して隣接する節点が計算内部領域に存在するときはその内部領域にある節点のもつ物理量を与えておく。このようにしておくことで物体接触面付近の節点が内挿される際に不適切な値が内挿されることを防ぐことができる。

図 2 にその例を示す。節点 *A, B* は Body 1 の周りに生成された Grid 1 に属する点、節点 *a, b, c, d, e* は Body 2 に生成された Grid 2 に属する点であるとする。節点 *c* および *e* は、相手の物体である Body 1 の内部にある。この場合、双方の関数 *IBLANK* は 0 に指定される。ただし、節点 *c* および *e* にはエッジを介して隣接する節点 *a, d* のもつ物理量を与える。こうすることで、節点 *A* がセル *a-b-c* から (節点 *B* がセル *b-d-e* から) 物理量を内挿される際により適切な値を得ることができる。

5 . 計算格子および結果

ONERA M5 fuselage & wing

今回の研究では ONERA M5 の胴体と主翼のそれぞれに非構造格子を生成し、そしてそれらを重ね合わせて (オーバーセットして) オイラーコードによる計算をおこなった。図 3(a, b) にそれぞれの非構造格子を、図 4 にそれぞれを重ね合わせた格子を示す。また、メインの格子 (親格子) である胴体側の格子とサブの格子 (子格子) の主翼側の格子ではセルの粗さが大きく異なっている (図 5(a))。そこで内挿境界面でお

互いのセルのエッジ長さを比較し、その長さが 3 倍以上ならば内挿境界付近の格子細分化を行った。その結果を図 5 (b) に示す。このように格子間でのセルサイズの違いを格子細分化を行うことで容易に修正できることも非構造格子を用いることの特徴である。

計算はマッハ数 0.84、迎角 -1° の条件で行った。また、非構造格子オーバーセット法による計算とは別に単一非構造格子による数値計算も行った。オーバーセット法による計算結果を図 6 (a, b) に、単一非構造格子の計算結果を図 6 (c, d) に示す。結果は等圧線図であるが、図 6 (b) では胴体と翼の付け根で情報がうまくやりとりされていることがわかる。

また、オーバーセット格子による計算と単一格子での計算によって得られた翼スパン長 20% および 85% での圧力分布を実験値と比較した (図 7 (a, b))。図 7 (a) ではオーバーセット格子による計算結果と単一格子による計算結果ともに実験値とよく一致している。特にオーバーセット格子による結果がわずかながら実験値に近い結果を示した。これはオーバーセットされた主翼周りの空間格子密度が単一格子に比べかなり細かくなっているためと考えられる。また、図 7 (b) では双方の計算結果にそれほど大きな相違は見られなかった。スパン長 85% の結果ではオーバーセット、単一格子の両方の計算による衝撃波の位置が実験値のそれとはややずれた位置にきているが、これは数値計算が粘性を考慮していないためと考えられる。これらの結果からオーバーセット格子による数値計算への影響はほとんどないと考えられる。

NAL 超音速実験機 & ブースター

より複雑な形状でのテストケースとして NAL 小型超音速実験機・ブースターの打ち上げ形態の数値計算を行った。図 8 に実験機、およびブースターの形状を示す。図 8 に示すように、実験機とブースターを結合させている部品などのためにブースターは非常に複雑な形状になっている。しかしながら、非構造格子を用いることでこのような複雑な形状をもつ物体でも一つの非構造格子で記述することができる。

図 9 に重ね合わせたそれぞれの格子を示す。共に円筒状の外部境界を持っており、外側が実験機、その格子の中にあるものがブースターの境界となっている。図 10 に計算領域決定後の格子を示す。ブースターの外部境界が壁面からの距離をパラメータとして削り取られ、図 10 に示すような内挿境界をもつようになる。

計算条件は迎角 0° 、マッハ数 2.5 で行った。計算によって得られた圧力分布図を図 11 に示す。図 11 ではブースター先端から生じた衝撃波が実験機の下面に当たり反射している様子がとらえられている。また図 11 (b, c) では実験機とブースターの結合金具の前縁からも衝撃波が生じており、それが実験機およびブースターの両方の壁面に影響を与えている様子がわかる。

6 . 結論

今回の研究では非構造格子オーバーセット法の拡張として、重ね合わせる格子のそれぞれの物体が接触している場合の計算を行った。計算は ONERA M5 の胴体と主翼、そして NAL の超音速実験機とブースターのケースで行った。

ONERA M5 の結果より計算結果は単一の非構造格子で行う計算とほぼ同じ精度を示しており、この手法の妥当性が確

認された。また、NAL 超音速実験機のケースから非常に複雑な形状をもつケースでも問題なく計算が行われることも確認した。

参考文献

- (1) Steger J. L., Dougherty F. C., Benek J. A., “A Chimera Grid Scheme”, ASME Mini-Symposium on Advances in Grid Generation”, 1982.
- (2) Benek J. A., Buning, P. G., Steger, J. L., “A 3-D Chimera Grid Embedding Technique”, AIAA 85-1523, 1985.
- (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., Sharov, D., “An Intergrid-Boundary Definition Method for Overset Unstructured Grid Approach”, *AIAA J.* vol. 38, No. 11, pp. 2077-2084
- (6) Togashi, F., Nakahashi, K., Ito, Y., Shinbo, Y., Iwamiya, T., “Flow Simulation of NAL Experimental Supersonic Airplane/Booster Separation”, *Computers & Fluids* 30, pp. 673-688, 2001.
- (7) Togashi, F., Ito, Y., Murayama, M., Nakahashi, K., Kato, T., “Flow Simulation of Flapping Wings of An Insect Using Overset Unstructured Grid”, AIAA-2001-2619, 2001

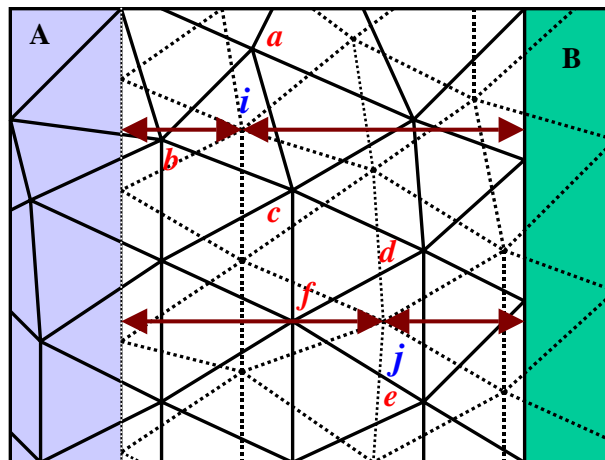


Fig. 1 Determination of intergrid boundary between grid A (...) and grid B (-)

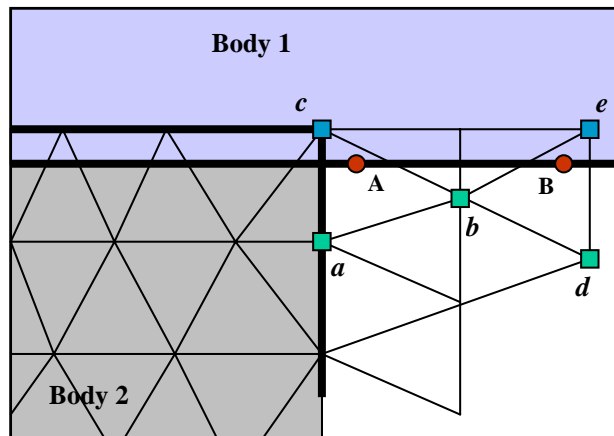


Fig. 2 Treatment of multiple bodies in contact

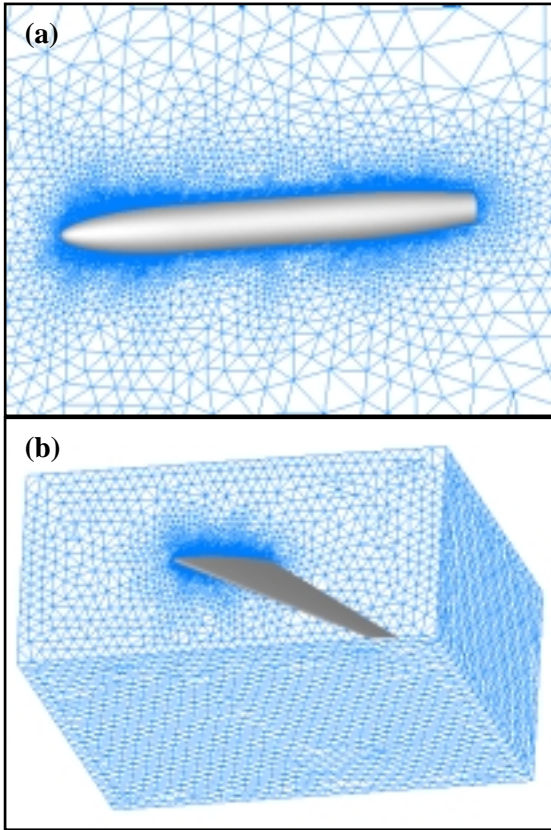


Fig. 3 (a) Unstructured grid generated around ONERA M5 fuselage
 (b) Unstructured grid generated around ONERA M5 wing

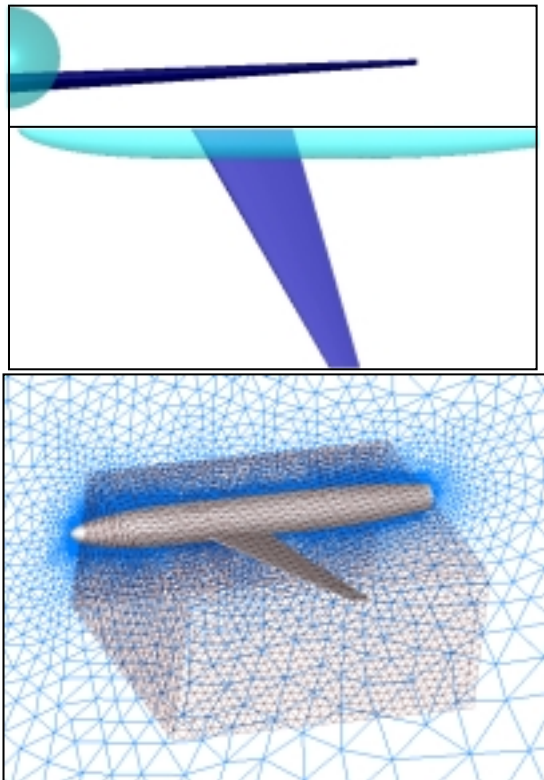


Fig. 4 Overset unstructured grids for ONERA M5 wing-fuselage

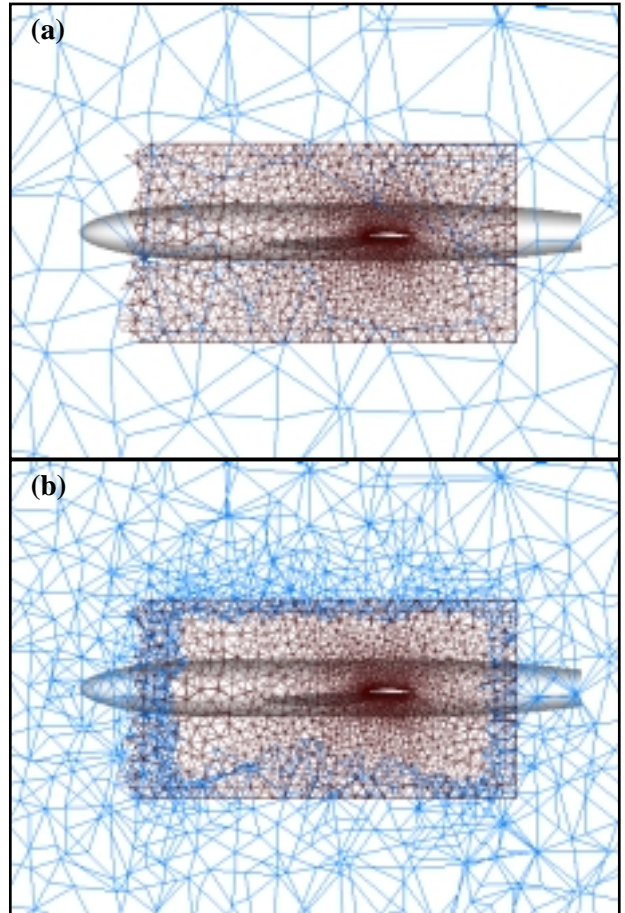


Fig. 5 (a) Intergrid boundaries before mesh refinement
 (b) Intergrid boundaries after mesh refinement

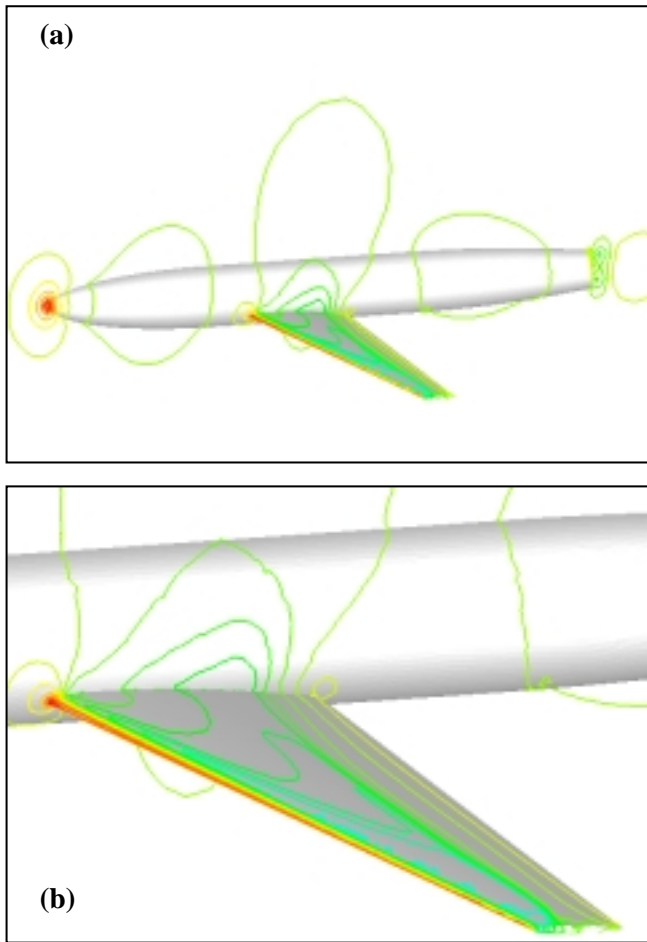


Fig. 6 (a) Computed pressure contours on the surface and symmetrical plane for ONERA M5 wing-fuselage $M_\infty = 0.8$ and $\alpha = 0.0$ deg. (Overset method)

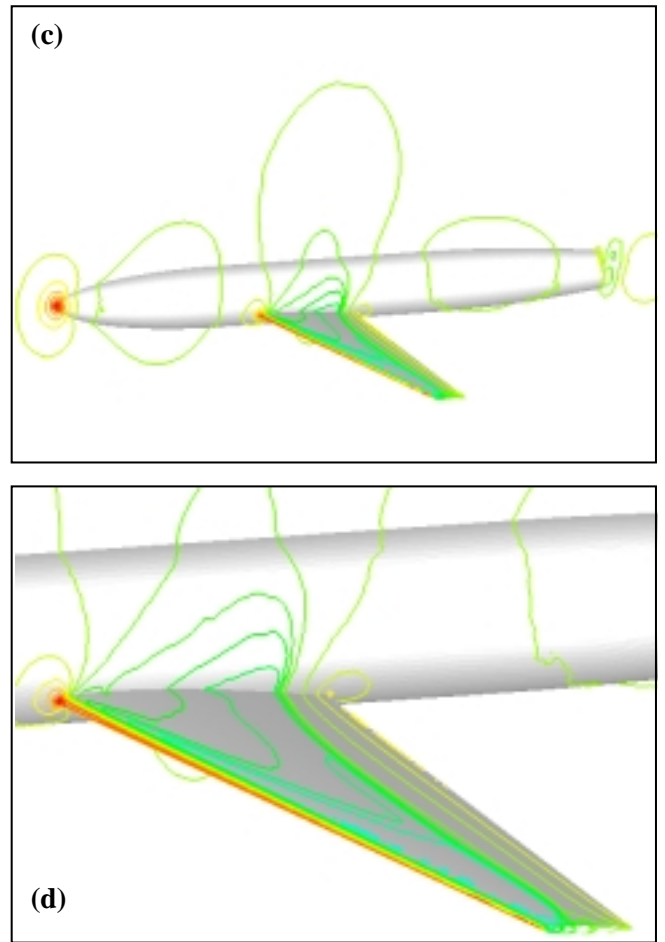


Fig. 6 (b) Computed pressure contours on the surface and symmetrical plane for ONERA M5 wing-fuselage $M_\infty = 0.8$ and $\alpha = 0.0$ deg. (One piece unstructured grid)

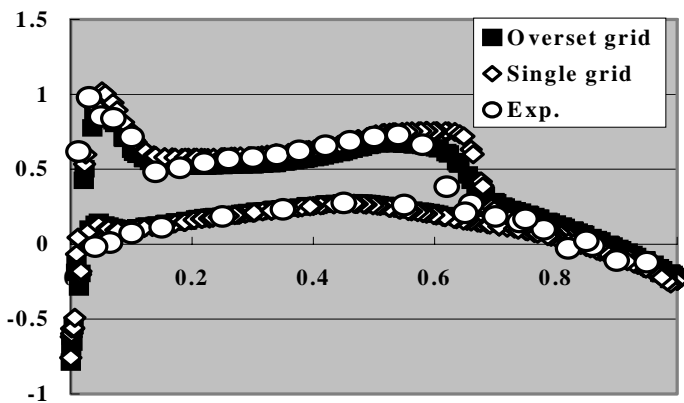


Fig. 7 (a) Comparison of C_p distributions for the ONERA M5-wing at semispan locations of 20% $M_\infty = 0.84$, $\alpha = -1.0^\circ$ (Overset method)

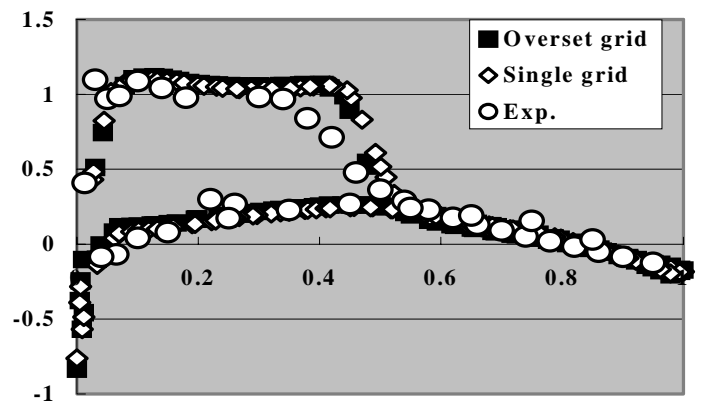


Fig. 7 (b) Comparison of C_p distributions for the ONERA M5-wing at semispan locations of 20% $M_\infty = 0.84$, $\alpha = -1.0^\circ$ (One piece unstructured grid)

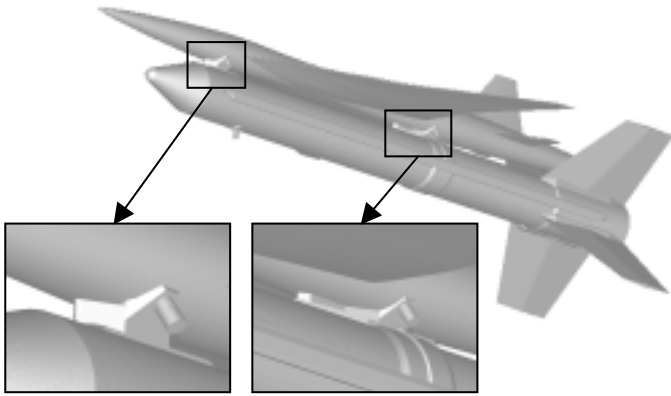


Fig. 8 NAL's experimental supersonic airplane and rocket booster



Fig. 9 Overset grids for the supersonic airplane (outer cylindrical region) and rocket booster (inner cylindrical region)

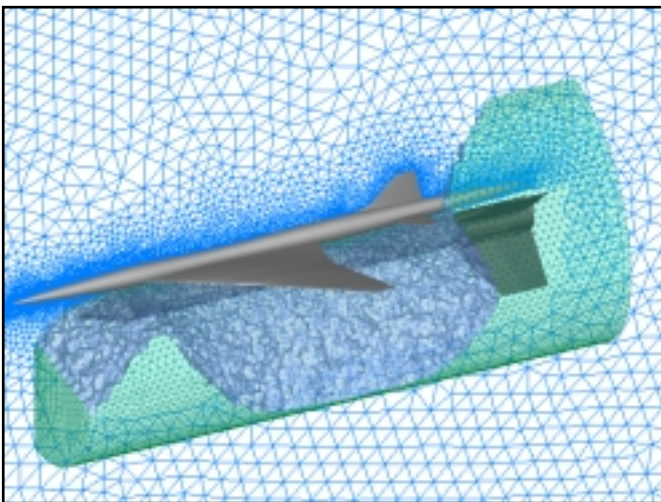


Fig. 10 Overset grids for the supersonic airplane and rocket booster Intergrid boundaries of the booster subgrid

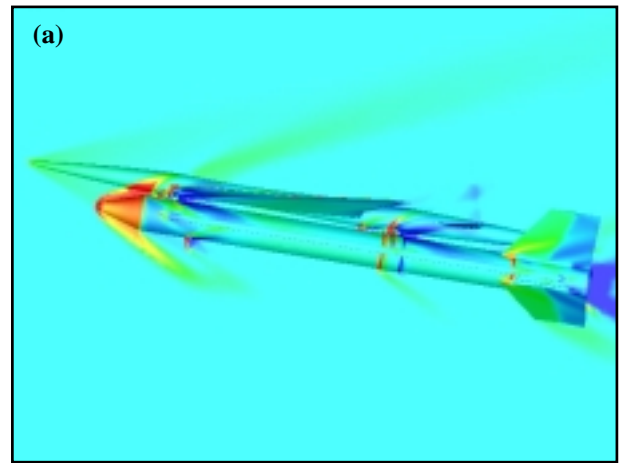


Fig. 11 (a) Pressure contours on the surface and symmetrical plane of supersonic airplane-rocket booster at freestream $M = 2.5$ and $\alpha = 0.0$ deg.

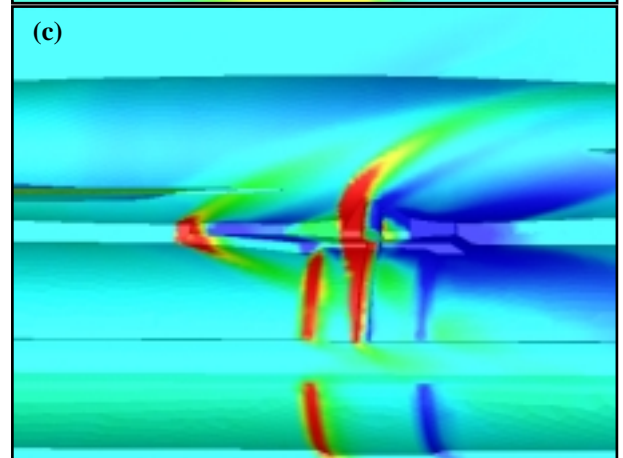
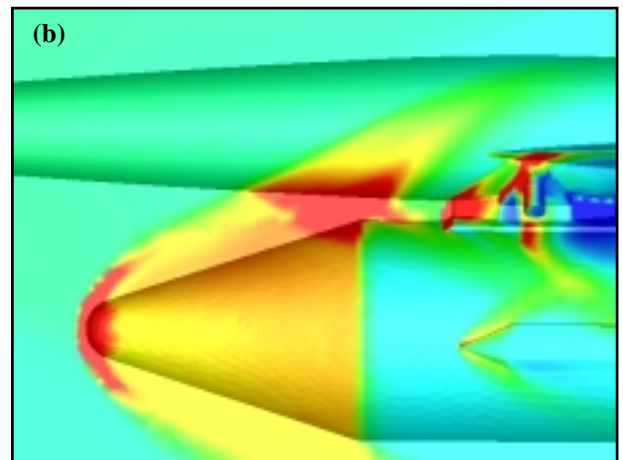


Fig. 11 (b,c) Pressure contours on the surface and symmetrical plane around the connecting components at freestream $M = 2.5$ and $\alpha = 0.0$ deg.