

# 部分境界適合直交格子を用いた高 Re 数粘性流れ解析

## HIGH REYNOLDS NUMBER FLOW SIMULATION USING LOCALLY BODY-FITTED CARTESIAN GRID METHOD

藤本圭一郎<sup>1)</sup>, 藤井孝藏<sup>2)</sup>  
Keiichiro FUJIMOTO and Kozo FUJII

<sup>1)</sup>工博 宇宙航空研究開発機構/情報計算工学センター 宇宙航空プロジェクト研究員 (〒 229-8510 神奈川県相模原市由野台 3-1-1, fujimoto.keiichiro@jaxa.jp)

<sup>2)</sup>工博 東京大学教授 工学系研究科航空宇宙工学専攻 (〒 229-8510 神奈川県相模原市由野台 3-1-1, fujii@flab.eng.isas.jaxa.jp)

In order to improve the turnaround time and the usability of the aerodynamic analysis tool in the conceptual design stage of the launch vehicles, an automated high fidelity CFD aerodynamic analysis method is developed. The present method is based on the locally-body-fitted Cartesian grid method, which is applicable for the viscous flow computation over the complicated geometry and is easy-to-use requiring less expertise. The present method is validated and its prediction capability is confirmed through the application to the typical test problems including transonic airfoil flows and subsonic/supersonic separated flow over an Apollo capsule. The present method is also applied to the aerodynamic fin effect analysis for reusable single-stage-to-orbit rocket vehicle.

**Key Words :** Computational fluid dynamics, High Reynolds number flow, Body-fitted Cartesian grid method

### 1. はじめに

複雑形状解析における形状適合性の向上は、数値流体力学 (CFD) 技術をはじめとする計算工学技術を真に実設計問題へ活用するための共通の課題である。本研究の主なターゲットである宇宙輸送機概念設計では、図 1 のシャトル形状のように多くの構成要素をもつ複雑機体形状の空力特性を、広い気流条件下で評価することが必須であり、飛行動圧が高く、空力特性の非線形性が強い速度領域では、流れの粘性を考慮した高レイノルズ数粘性流れ解析が必須である。複雑形状周りの高レイノルズ数粘性流れ解析に対しては、非構造ハイブリッド格子を用いた解析 [1] が一般的であるが、1) 図 1 のように機体のトポロジーが大きく変化するケースでは CFD 解析の自動化が難しい、2) 複雑形状の粘性流れ解析の実用化だけが主に追及されてきたため計算効率・空間解像度が不足している、という点で、これらの手法は、ひとつの形状につき何十ケースもの空力解析を必要とする宇宙輸送機の空力概念設計での利用には適していない。

近年、こうした背景と格子生成の容易さから適合直交格子が再注目され、自動車エンジン室内流れ [2]、航空機全機周り流れ [3] などへの適応が進んでいる。直交格子法は、四面体セルなどを用いた従来の非構造格子法に比べ、格子の歪みが少なく、三次元空間をより少ないセル数で埋められることや、空間高次精度スキームを利用できる [4] といった多くの利点を有している。さらに、直交格子法の高レイノルズ数粘性流れ解析へ

の拡張については、セルの細分割によって直接計算する手法 [5] や、Immersed-boundary 法 [6]、物体近傍の境界層部分には境界適合格子を用いる手法が用いられる [7][8][9]。

本研究では、宇宙輸送機の空力概念設計への利用を念頭に、その中でもとくに、物体近傍点の物体への投影で境界層格子を生成する手法 (部分境界適合直交格子法) をベースとした空力 CFD 解析手法の開発に取り組んできたので、その詳細について報告する。

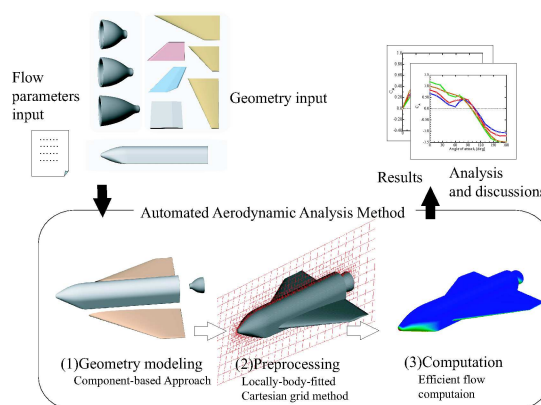


図-1 Automated CFD aerodynamic analysis method.

### 2. 部分境界適合直交格子法

部分境界適合直交格子法は、図 2 に示すように、空間には直交格子 (本研究では八分木) を、物体近傍には

境界適合格子を用いる手法である。まず、従来法 [3] と同様に物体適合直交格子を生成し、物体近傍セルを除去することで境界層格子生成のための空間を確保する。そして、除去により生じた空間に面しているセル面の集合 (Cartesian Grid Front:以下 CF) を抽出し、その CF を物体表面への投影に適した形状に近づけるために、Laplace 型の数式を用いたスムージング処理を行う。最後に、CF を物体表面に投影することで一層のレイヤー格子を生成し、それを境界層の解像のために物体法線方向に細分割する。

従来のハイブリッド非構造格子法では、そのプリズム格子生成過程において図 4 に示すようなプリズム層どうしが衝突する場合に、プリズム層の移動幅やその方向に対し、物体形状のタイプに応じた特別な処理が必要であるので、コードの汎用化が難しいという欠点がある。一方、本手法では、境界層格子の最外縁のプリズム層にあたる CF の位置や幾何学形状を、図 4 に示すようにセルの細分割などにより自由に変えられるので特別な処理を少なくできるため、ロバスト性と汎用性が高いという利点がある。

CF の物体表面への投影処理 (図 2 中の 4) において、物体最近傍位置へ単純に CF 上の格子点を投影すると、図 3 に示すような凹型特徴線が表面格子により解像されず物体表面格子に凹凸が出てしまう問題が出てしまうため、特徴線上には必ず格子点が分布するように強制する処理が必要である [7][8]。本報告では詳細は述べないが、筆者らのこれまでの研究では、物体表面形状の情報や、CF の曲率及びトポロジー情報を用いる特徴線保持処理法を提案し、他手法に比べ、格子生成のロバスト性を大幅に向上させることに成功している [10]。

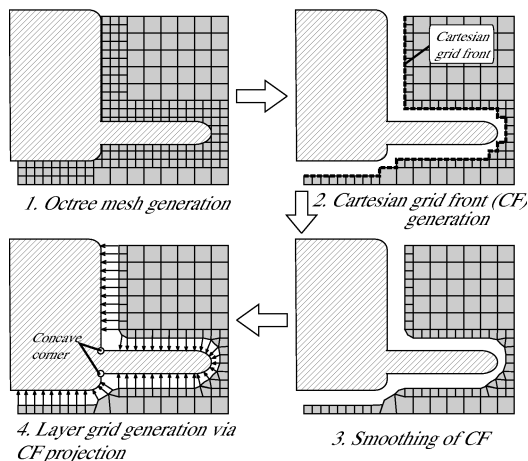


図-2 Locally-body-fitted Cartesian grid method.

### 3. 流体解析ソルバーの詳細と開発ポリシー

支配方程式は、積分型表記した Favre 平均ナビエーストークス方程式である。セルの中心座標、体積などの幾何学情報は、Wang の定式化 [11] を用いて算出している。物理量の再構築には空間 2 次精度の最小二乗法に、リミッター関数として Venkatakrisnan の制限関

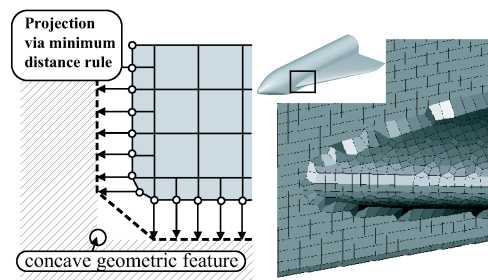


図-3 Projection of the cartesian grid nodes via minimum distance rule in the vicinity of concave features.

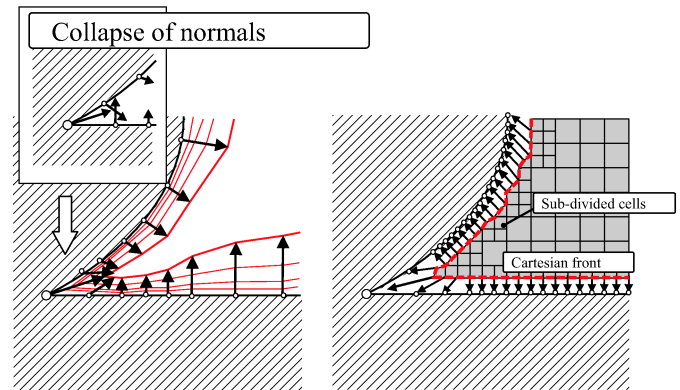


図-4 Comparison of the hybrid grid method and the locally-body-fitted Cartesian grid method.

数 [12] を用いている。移流項評価には、SHUS (simple high-resolution upwind) スキーム [13] を、粘性項評価には、Wang の定式化 [14] を用いている。乱流モデルには、代数型の Baldwin-Lomax モデル [15] を用いた。時間積分には、非構造格子用に拡張した LU-SGS 陰解法 [16] を用いている。また、解適合格子法を用いて流れ構造に応じた格子の細分割を行った。

また、本解析手法では、空間格子は直交格子であるため、面の法線ベクトルなどの幾何学情報をメモリ上に保持しない効率的なコーディングが可能であるが、物体適合セルは非構造格子として扱う必要があるため、コードのメンテナンス性の向上と、並列計算時のロードバランスをとりやすくするために、ソルバー内では全てのセルを完全な非構造格子として扱っている。

### 4. 解析結果の信頼性検証

#### 遷音速翼型周り流れ

遷音速領域で局所衝撃波を伴う例として、RAE2822 翼型 [17] 周りの CFD 解析を行った。気流条件は、 $M_\infty = 0.729$ ,  $Re_\infty = 6.50 \times 10^6$ ,  $\alpha = 2.31^\circ$  である。図 5 に、物体表面の圧力係数分布の解析値と実験値の比較を示した。この図からもわかるように、初期計算格子では不明瞭であった局所衝撃波が、解適合レベルが上がるほどシャープに捕らえられ、解析値が実験値に近づき、その結果として両者は非常に一致を示している。

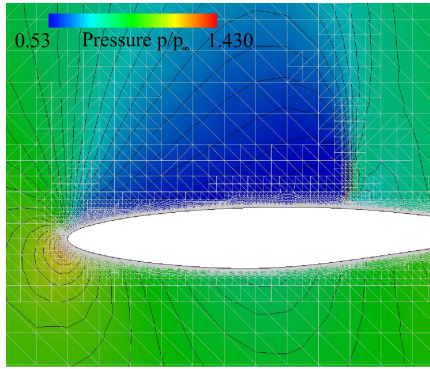


図-5-a Computed pressure distributions and the grid in the symmetry plane (adaptation level = 4, 448631 cells, 1395403 faces).

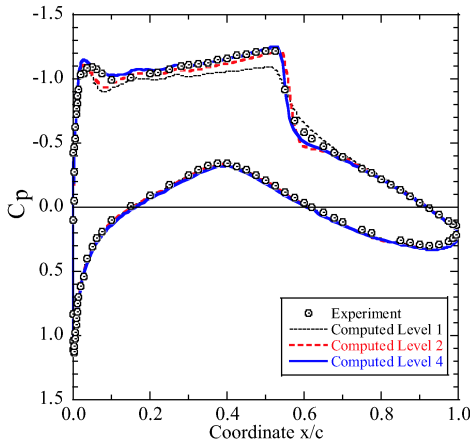


図-5-b Comparison of the computed and experimental[17] pressure coefficients.

図-5 Solution adaptive grid refinement for the transonic flow over a rae2822 airfoil at  $m_\infty = 0.729$ ,  $re_\infty = 6.5 \times 10^6$ ,  $\alpha = 2.31^\circ$  ( $\alpha_{adp} = 10.0 \sim 6.5$ ).

### 亜音速 Apollo カプセル周り流れ

大規模剥離流れを伴う宇宙輸送機形状の例として、Apollo カプセル形状周り流れを  $M_\infty = 0.7, 1.2, \alpha = 0.0 \sim 36.0, Re_\infty = 1.0 \times 10^6$  の気流条件下で解析した。レイノルズ数の代表長さは、機軸方向からみた機体の最大直径である。CFD 解析と実験による空力係数の比較を Fig. 6 に示す。なお、機体の背後には大規模な剥離流れを生じるため、機体に働く空気力は時間とともに大きく変動するので、空力係数は時間平均して評価した。図からも明らかなように、解析結果は実験結果と非常によく一致を示している。実験値との違いは最大で数%以内であり、構造格子ベースの RANS 解析と同等の解析精度で、粘性効果が支配的な大規模剥離を伴うカプセル形状の空力特性評価が可能であることがわかった。

## 5. 実設計問題への適用

再使用型短段ロケット試験機の空力特性解析

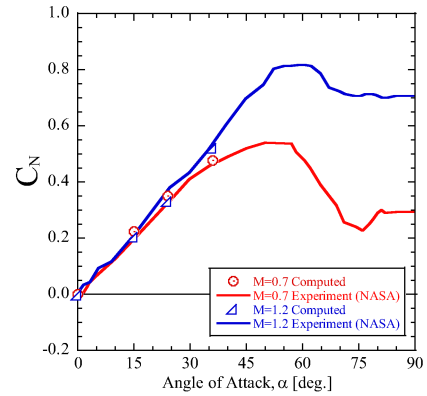


図-6 Comparison of computed and experimental[18] time-averaged normal force coefficient for Apollo capsule at  $M_\infty = 0.7, 1.2, \alpha = 0.0 \sim 36.0, Re_\infty = 1.0 \times 10^6$ .

実設計問題への適用例として、再使用型短段ロケット試験機の空力デバイス効果の解析へ本解析手法を適用した。紙面の都合と論点は空力特性の議論ではないため、形状パラメータなどの詳細については別な文献を参考にさせていただきたい。

本空力解析手法は、様々な機体構成要素を個別に取り扱い、それらを自由に組み合わせる機体を構成するコンポーネントベース形状モデリング(図 7:上部)、部分境界適合直交格子法による粘性計算用格子生成(図 7:中央)、CFD 解析という手順から成っている。この例では、形状定義から格子生成までの前処理が約 7 分程度と短時間で可能である。図 7 からも分かるように、空力デバイス上面の前縁剥離渦が生じており、これが空力特性に強く影響しているため、航空機などの設計とは異なり、概念設計の段階から高度な粘性流れ CFD 解析が必須である。入力形状データと解析条件さえあれば、簡単に複雑形状周りの粘性流れ CFD 解析ができるため、本解析手法は、このような問題に対し非常に有効である。また、解析全体が完全自動であるため、大規模なパラメトリック空力特性解析や、従来法では難しかったトポロジー変化を含めた空力形状最適化技術の実現など新しい空力概念設計手法への展開も期待できる。

## 6. まとめ

宇宙輸送機の概念設計における空力特性解析の効率化のために、形状モデリングから CFD 解析までが自動で、複雑形状の粘性流れ解析が可能な空力 CFD 解析手法を確立した。宇宙輸送機の飛行中にみられる典型問題である亜音速翼型周り流れ、Apollo カプセル形状周り流れに対して本解析手法を適用し、解析値と実験値との比較から、本解析手法が宇宙輸送機の概念設計を議論するために十分な信頼性を持つことを示した。また、再使用型短段ロケット試験機の空力特性解析に本解析手法を適用し、その有効性を確認した。

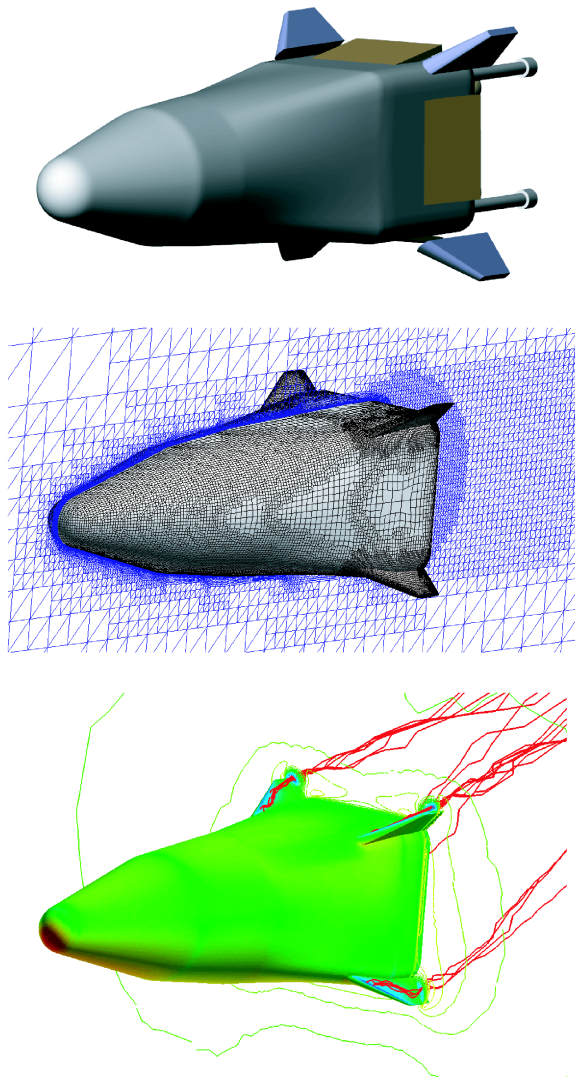


図-7 Automated CFD aerodynamic analysis for SSTO rocket configuration.

#### 参考文献

- 1) Ito, Y. and Nakahashi, K., "Direct Surface Triangulation Using Stereolithography Data," *AIAA Journal*, Vol. 40, No. 3, March 2002, pp. 490-496.
- 2) Ono, K., "Prediction of Cooling Airflow Rate through the Front Grille Using Flow Analysis with a Multi-Level Mesh System," Seoul 2000 FISITA World Automotive Congress, No. F2000H201, 2000.
- 3) Melton, J.E., Berger, M.J., Aftosmis, M.J. and Wong, M.D., "3D Applications of a Cartesian Grid Euler Method,"
- 4) 越智章生, 中村佳朗, "直交格子を用いた航空機の空力解析ツールの開発について (その1)," 第19回数値流体力学シンポジウム講演論文集 (CD-ROM), A1-6, 2005.
- 5) Nakahashi, K., Kitoh, A., Sakurai, Y., "Three dimensional Flow Computations around an Airfoil

- by Building-Cube Method," *AIAA Paper* 2006-1104, Jan. 2006.
- 6) Kamatsuchi, T., "Turbulent Flow Simulation around Complex Geometries with Cartesian Grid Method," *AIAA Paper* 2007-1459, Jan. 2007.
- 7) Wang, Z.J. and Chen, R.F., "Anisotropic Solution-Adaptive Viscous Cartesian Grid Method for Turbulent Flow Simulation," *AIAA Journal*, Vol. 40, No. 10, 2002, pp.1969-1978.
- 8) Lahur, P. R., "Automatic Hexahedra Grid Generation MEthod for Component-based Surface Geometry," *AIAA Paper* 2005-5242, 2005.
- 9) Delanaye, M., Aftosmis, M.J., Berger, M.J., Liu, Y., and Pulliam, T.H., "Automatic Hybrid-Cartesian Grid Generation for High Reynolds Number Flows Around Complex Geometries," *AIAA* 1999-0777, Jan. 1999.
- 10) Fujimoto, K. and Fujii, K., "Study on the Automated CFD Analysis Tools for Conceptual Design of Space Transportation Vehicles," *ISAS Research Note*, No. 810, July 2006.
- 11) Wang, Z. J., "Improved Formulation for Geometric Properties of Arbitrary Polyhedra," *AIAA Journal*, Vol. 37, No. 10, 1999, pp. 1326-1327.
- 12) Venkatakrisnan, V., "Convergence to Steady State Solutions of the Euler Equations on Unstructured Grids with Limiters," *Journal of Computational Physics*, Vol. 118, 1995, pp. 120-130.
- 13) Shima, E., and Jounouchi, T., "Role of CFD in Aeronautical Engineering (No14) -AUSM type Upwind Schemes," *Proceedings of the 14th NAL Symposium on Aircraft Computational Aerodynamics*, 1997, pp. 7-12.
- 14) Wang, Z. J., "A Quadtree-Based Adaptive Cartesian/ Quad Grid Flow Solver for Navier-Stokes Equations," *Computers & Fluids*, Vol. 27, No. 4, pp. 529-549, 1998.
- 15) Baldwin, B. and Lomax, H., "Thin Layer Approximation and Algebraic Model for Separated Turbulent Flows," *AIAA Paper* 1978-257, Jan. 1978.
- 16) Menshov, I., and Nakamura, Y., "An Implicit Advection Upwind Splitting Scheme for Hypersonic Air Flows in Thermomechanical Nonequilibrium," 6th Int. Symp. on CFD, No. 2, pp. 815-820, 1995.
- 17) Cook, P. H., McDonald, M. A., and Firmin, M. C. P., "Aerofoil RAE 2822 - Pressure Distributions, and Boundary Layer and Wake Measurements," *Experimental Data Base for Computer Program Assessment*, AGARD Report AR 138, 1979.
- 18) William C. Moseley, Jr., Robert H. Moore, Jr. and Jack E. Hughes., "Stability Characteristics of the Apollo Command Module," *NASA TN D-3890*, 1967.