

NASA-CRM の抵抗予測精度の向上に向けた埋め込み境界法の改善

菅谷 圭祐 (東大院), 今村 太郎 (東大院)

Modification of the Immersed Boundary Method for Improving Drag Prediction Accuracy of NASA-CRM

SUGAYA Keisuke, IMAMURA Taro (The University of Tokyo)

ABSTRACT

Cartesian grid method and Immersed Boundary method is suitable for aerodynamic design of aircraft because of its fast, automatic and robust grid generation. In this study, we propose a modification of the Immersed Boundary method for improving the accuracy of pressure drag prediction. The key idea of the modified method is to choose the reference points which are used for enforcing boundary conditions according to the primitive variables. The Image Point is used to determine the velocity boundary conditions, and the cell which is closest to the wall is used for calculating the pressure boundary condition. The capability of the modified method is evaluated through the two- and three-dimensional transonic flow simulations. The RANS simulation around NASA Common Research Model shows that the drag coefficient calculated by the modified method is closer to that of the body fitted grid than the original method. Therefore, the accuracy of drag prediction by using the modified method is better than the original method.

1. 序論

直交格子を用いた数値流体力学 (CFD) には、複雑な三次元形状に対し高速・ロバストに格子を生成可能であるという利点がある。そのため異なる形状に対し解析を繰り返す、航空機の空力設計に有利な手法である。直交格子を用いた解析には物体の壁面が階段状に表現される弱点があるが、壁面近傍の流れのモデル化する埋め込み境界法 (Immersed Boundary 法, IB 法)¹⁻⁵⁾ や、セルを切断し壁面に沿った格子を生成するカットセル法^{6,7)}などを組み合わせることで、解析の精度が向上する。これまでにIB法を用いて、遷音速旅客機形状であるNASA Common Research Model (NASA CRM)⁸⁾の巡航状態の解析がなされており、空力平均翼弦長に対し最小格子幅が 1/1000 程度の格子を用いることで、物体適合格子の解析に対し 20 drag count 程度の精度で抵抗係数を予測できることが報告されている⁹⁾。

IB法による RANS 解析では、壁面近傍に層状の格子を配置しないため境界層の計算が困難であったが、近年 IB法に適した壁関数の研究がなされ、摩擦抵抗の高精度な予測が可能になりつつある^{3,4)}。一方、衝撃波が生じる遷音速解析では、圧力抵抗予測に課題が残る。IB法を用いた非粘性流解析では、翼の上下面に生じる衝撃波の位置が、壁面での格子幅に依存する^{2,9)}。また RANS 解析では、物体適合格子の解析に対し圧力抵抗が過大に評価される^{4,5)}。IB法を用いて抵抗係数をより正確に予測するためには、圧力抵抗予測の改善が必要である。

本研究の目的は、IB法の境界条件を改善し、直交格子を用いたCFDでの抵抗予測精度を向上させることで

ある。本研究では圧力抵抗の予測精度を向上させるために、特に壁面での圧力境界条件に着目する。本研究の IB法による解析には、階層型直交格子ベースの圧縮性流体ソルバである UTCart^{4,5)}を利用する。はじめに、従来の IB法と本研究で提案する修正手法について述べる。次に、NACA 0012 翼型の非粘性流解析と、RAE 2822 翼型¹⁰⁾の RANS 解析を、従来手法と修正手法で比較する。最後に、NASA CRM の RANS 解析を行う。

2. 数値解析手法

2.1. 従来手法の IB 法

本研究では、Discrete Forcing 型の IB法¹⁾を用いる。また本研究では流体計算にセル中心有限体積法を用いる。図 1 は本研究で用いる IB法の概略図である。はじめに格子のセルを、流体領域に存在するセル (Fluid Cell)、壁面と交差するセル (Wall Cell)、物体の内側に埋没するセル (Body Cell) に分類する。次に、Fluid Cell と Wall Cell のセル境界中心 (Face Center, FC) に、境界条件を課す。従来手法では、FC を通る壁面に対する法線に Image Point (IP) を配置し、IP での基本変数と壁面での条件から、FC での基本変数を決定する。IP が流体領域に存在するためには、IP と壁面の距離である IP 長さが、二次元では最小格子幅の $\sqrt{2}$ 倍以上、三次元では $\sqrt{3}$ 倍以上であることが条件である。最後に、Wall Cell に隣接する Fluid Cell (図 1 の Cell i) と FC での基本変数を利用し、非粘性流束を計算する。以下の説明では、IP, FC, Cell i での値をそれぞれ下添え字 IP, FC, i で表す。

非粘性流解析では、壁面に滑り壁条件を課し、

$$u_{t,FC} = u_{t,IP} \quad (1)$$

$$u_{n,FC} = u_{n,IP} \frac{d_{FC}}{d_{IP}} \quad (2)$$

とする。ここで、 u_t, u_n はそれぞれ壁面に対する接線方向速度と法線方向速度、 d は壁面との距離である。また、曲率半径が無限大の場合の壁面での法線方向の運動方程式から得られる条件と、壁面での断熱条件から、壁面では

$$\frac{\partial p}{\partial n} = 0 \quad (3)$$

$$\frac{\partial \rho}{\partial n} = 0 \quad (4)$$

が境界条件である¹¹⁾。そこで、IP と壁面の間で圧力と密度が一定であることを仮定し、

$$p_{FC} = p_{IP} \quad (5)$$

$$\rho_{FC} = \rho_{IP} \quad (6)$$

とする。

RANS 解析では、IP と壁面の間壁関数を用いた速度プロファイルを仮定する。本研究では、Tamaki and Imamura が提案した手法⁴⁾を用いる。FC での接線方向速度を、次式で計算する。

$$u_{t,FC} = u_{t,IP} - \left\{ \frac{\partial f_{wall}}{\partial y^+} (y_{IP}^+) \right\} (y_{IP}^+ - y_{FC}^+) u_t \quad (7)$$

ここで f_{wall} は壁関数である。本研究では乱流モデルに Spalart-Allmaras モデル¹²⁾を用いるので、壁関数には Spalart-Allmaras の壁関数¹³⁾を利用する。法線方向速度は式 (2) で計算する。また FC での温度は次式である。

$$T_{FC} = T_{IP} - \left. \frac{dT}{dy} \right|_{IP} (y_{IP} - y_{FC}) \quad (8)$$

dT/dy は Crocco-Busemann の関係式¹⁴⁾から計算する。圧力の境界条件は、圧力が境界層内で一定という仮定に基づき、IP と FC の圧力を同じにする。つまり、 p_{FC} は式 (5) で計算する。密度は状態方程式から計算する。

$$\rho_{FC} = p_{FC} / RT_{FC} \quad (9)$$

ここで R はガス定数である。FC での粘性流束の計算には、壁関数から計算されるせん断応力を用いる。

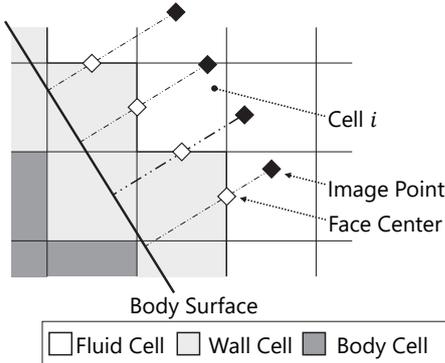


図1. IB 法の概略図。

2.2. 修正手法の IB 法

従来の IB 法での滑り壁条件は、IP と壁面の間で圧力と密度が一定であることを仮定している。しかし IP と壁面の距離は、二次元では最小格子幅の $\sqrt{2}$ 倍、三次元では $\sqrt{3}$ 倍以上離れているため、IP と壁面の間で圧力と密度が一定であるという仮定では、壁面近傍での計

算精度が低下すると考えられる。そこで修正手法では、IP よりも FC に近い Cell i に着目し、Cell i と壁面の間で圧力と密度が一定であることを仮定し、FC の圧力と密度を次式で計算する。

$$p_{FC} = p_i \quad (10)$$

$$\rho_{FC} = \rho_i \quad (11)$$

FC での速度は、従来手法と同様に式 (1),(2) で計算する。つまり修正手法は、圧力と密度は Cell i から補間し、速度は IP から補間する、基本変数に応じて補間に用いる点を切り替える手法である。

RANS 解析では、境界層内で圧力が一定という仮定に基づき、修正手法では FC の圧力を Cell i と同じ値にする。つまり、 p_{FC} は式 (10)で計算する。その他の FC での基本変数は、従来手法と同じ方法で計算する。

3. NACA0012 非粘性流解析

3.1. 計算の設定

NACA0012 の非粘性流解析を、カットセル法^{6,7)}による物体適合格子の計算と比較する。格子の設定は IB 法とカットセル法で共通であり、翼弦長 c に対し壁面での最小格子幅 Δx_{min} が $\Delta x_{min}/c = 0.005$ (Coarse), 0.0025 (Medium), 0.00125 (Fine) の格子を用い、セル数 N はそれぞれ 6900, 12000, 19000である。IP 長さは $d_{IP} = 2\Delta x_{min}, 3\Delta x_{min}$ である。図 2 に計算格子を示す。計算条件は、一様流マッハ数が0.8, 迎角が1.25 [deg] である。非粘性流束評価には SLAU¹⁵⁾ を、空間高次精度化には線形補間を、勾配計算には WLSQ(G)¹⁶⁾ を用いる。

3.2. 計算結果

図 3 は Medium 格子での表面圧力係数分布の比較である。従来手法は、翼型上下面の衝撃波の位置が、カットセル法よりも後流側である。一方、修正手法は IP 長さに依らず、カットセル法の結果と一致している。翼型下面の衝撃波位置での表面圧力係数分布を図 4 に示す。カットセル法に対し、従来手法は衝撃波の位置が最小格子幅に依存し、最小格子幅が小さいほど衝撃波が上流側に位置する。一方修正手法は、翼型下面の衝撃波位置の最小格子幅への依存は小さい。

図 5 は空力係数の格子収束である。カットセル法と比較し従来手法は抵抗係数を数十 drag count 過大評価しており、また抵抗係数が最小格子幅と IP 長さに強く依存している。一方修正手法は、カットセル法に対し抵抗係数を数 drag count 程度の精度で予測でき、抵抗係数の最小格子幅と IP 長さへの依存が小さい。揚力係数は、どの手法もカットセル法に対し、3% 以内の差で評価できている。モーメント係数は、従来手法は格子が粗い場合にカットセル法よりも小さな値であるが、修正手法は格子に依らず概ねカットセル法と一致している。

以上より、修正手法は従来手法よりも、衝撃波位置と抵抗係数の最小格子幅への依存性が小さい。また修正手法は、解析結果の IP 長さへの依存性が小さい。

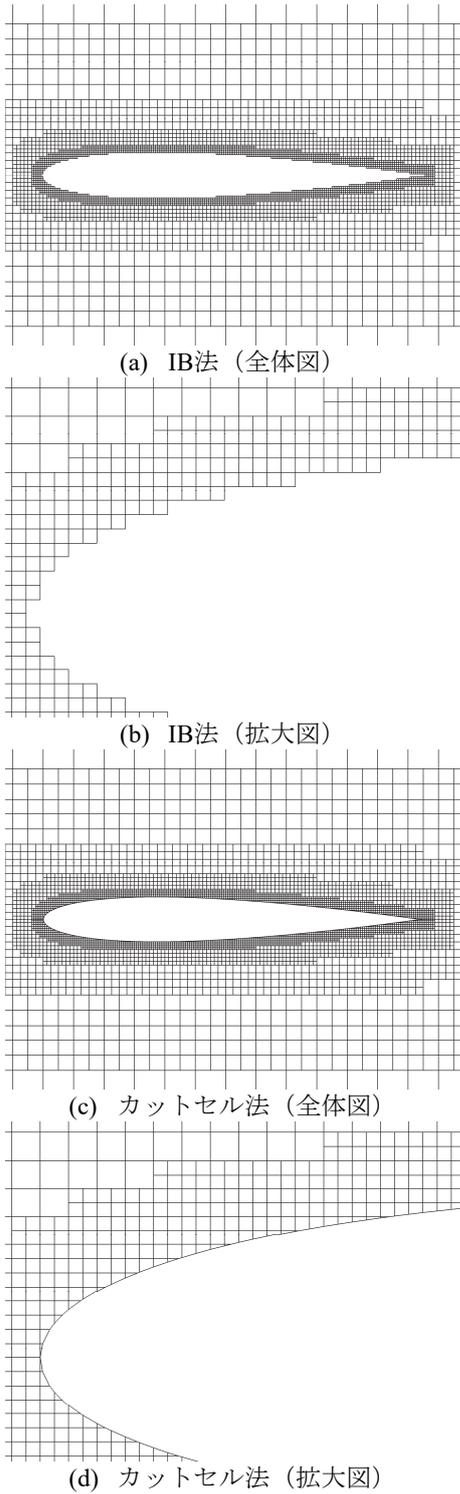


図 2. 計算格子の比較(NACA0012).

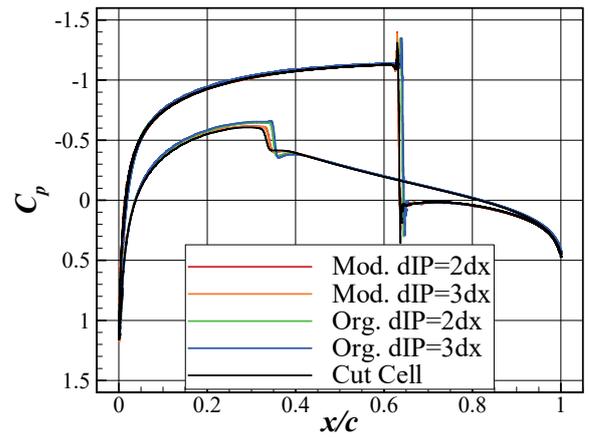


図 3. 表面圧力係数分布の比較 (NACA0012).

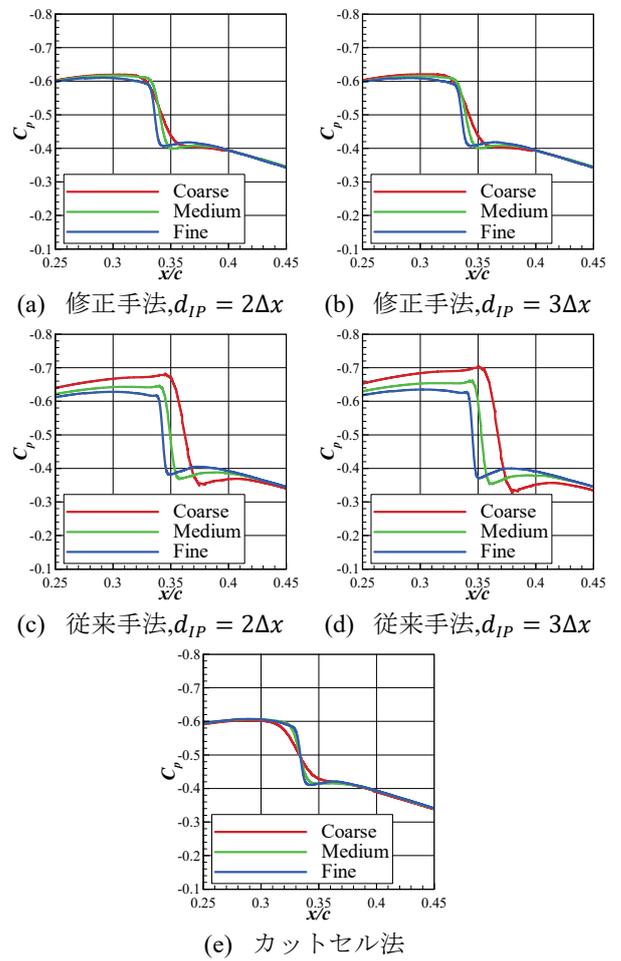


図 4. 翼下面の衝撃波位置の比較.

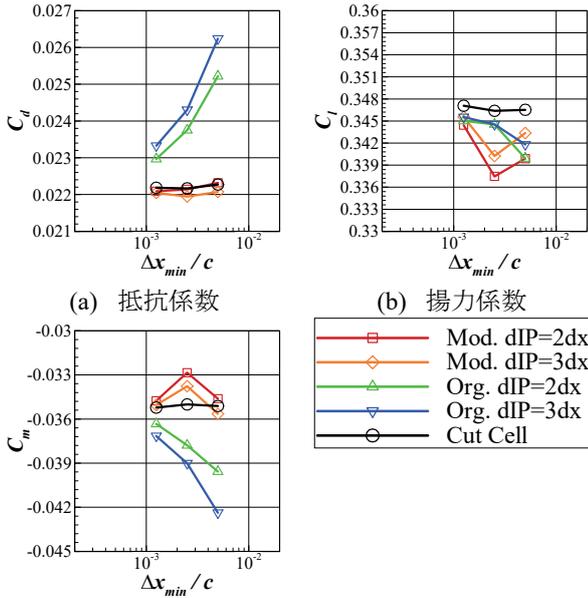


図 5. 空力係数の格子収束 (NACA 0012).

4. RAE2822 RANS 解析

4.1. 計算結果計算の設定

RAE2822 の RANS 解析を、JAXA で開発された流体ソルバである FaSTAR¹⁷⁾ と比較する。計算条件は、一様流マッハ数が 0.75、翼弦長基準のレイノルズ数が $Re = 1.0 \times 10^6$ である。また迎角は、揚力係数が $C_l = 0.5 \pm 0.001$ になるよう設定する。IB 法の計算には $\Delta x_{min}/c = 0.0025$ (Coarse), 0.00125 (Medium), 0.000625 (Fine) の格子を用い、セル数 N はそれぞれ 11000, 20000, 36000 である。IP 長さは $d_{IP} = 2\Delta x_{min}, 3\Delta x_{min}$ である。Medium 格子で IP 長さが $d_{IP} = 2\Delta x_{min}$ の場合、 $x/c \sim 0.5$ における IP での y^+ は 120 程度である。FaSTAR での計算には、文献¹⁰⁾ で公開されている RAE 2822 の構造格子を基に、格子幅と計算領域を変更した非構造格子を利用する。計算手法は、非粘性流束評価は SLAU、空間高次精度化は MUSCL、粘性流束評価は二次精度中心差分である。また勾配計算には、IB 法は WLSQ (G) を、FaSTAR は GLSQ¹⁶⁾ を利用する。乱流モデルは、Spalart-Allmaras モデル (SA-noft2¹⁸⁾) である。

4.2. 計算結果

図 6 は表面圧力係数分布であり、どの計算結果も物体適合格子と概ね一致している。図 7 に空力係数の格子収束を示す。従来手法で IP 長さを変更した計算に着目すると、IP 長さが $d_{IP} = 3\Delta x_{min}$ の場合に抵抗係数は FaSTAR に近づくが、圧力抵抗係数と摩擦抵抗係数の割合が不正確である。モーメント係数は $d_{IP} = 2\Delta x_{min}$ が FaSTAR に近い。次に同じ IP 長さでの従来手法と修正手法を比較すると、修正手法のほうが圧力抵抗係数は小さく、摩擦抵抗係数とモーメント係数はあまり変化しない。特に修正手法で $d_{IP} = 2\Delta x_{min}$ の場合に、圧力抵抗係数と摩擦抵抗係数の割合が概ね FaSTAR と一致し、抵抗係数がより FaSTAR に近づく。

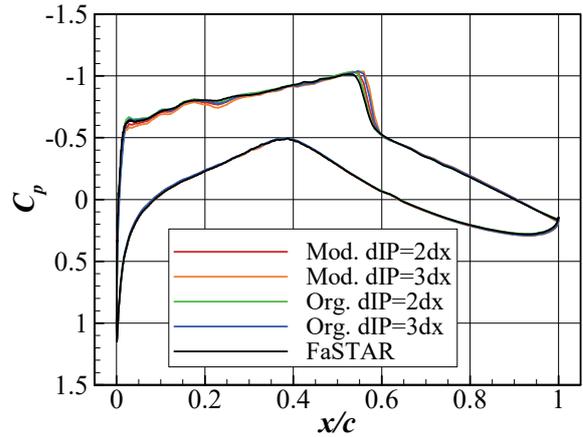


図 6. 表面圧力係数分布の比較 (RAE2822).

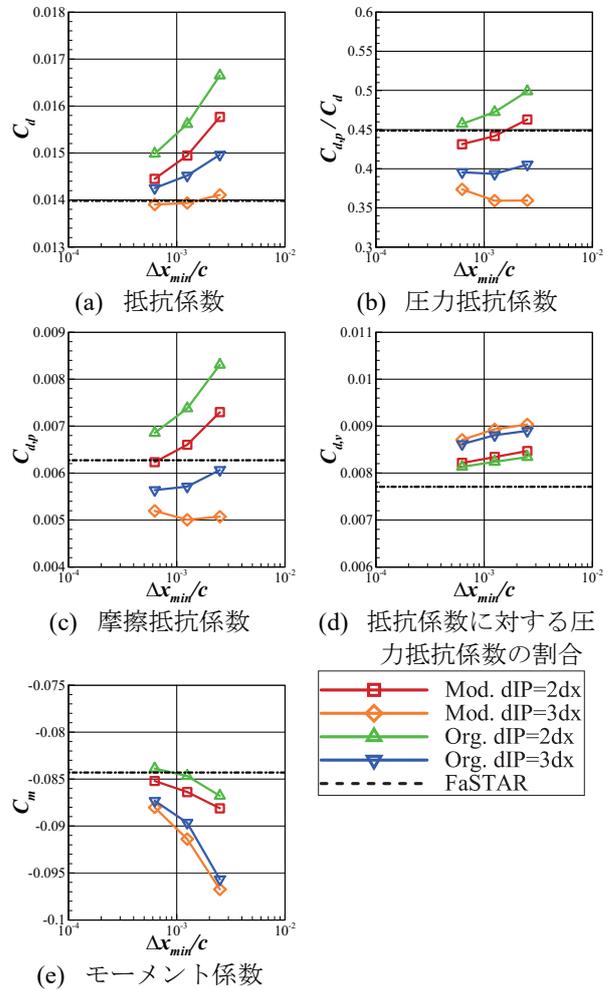


図 7. 空力係数の格子収束 (RAE2822).

5. NASA CRM RANS 解析

5.1. 計算の設定

NASACRM の RANS 解析を, FaSTAR と比較する. 形状データには, Third Aerodynamics Prediction Challenge (APC-III)¹⁹で公開された, 迎角が 2.94 [deg] の主翼-胴体-水平尾翼の半裁形状(図 8)を利用する. 計算条件は, 一様流マッハ数は0.847, 空力平均翼弦長 c 基準のレイノルズ数は 2.26×10^6 である. また迎角は, $C_l = 0.5 \pm 0.01$ になるよう設定する. 格子は, $\Delta x_{min}/c = 0.00354$ (coarse), 0.00177 (medium), 0.00118 (fine) であり, セル数はそれぞれ 1200 万セル, 4900 万セル, 1.1 億セルである. IP 長さは $d_{IP} = 2\Delta x_{min}, 3\Delta x_{min}$ である. FaSTAR の計算には APC-III の提供格子を利用し, セル数は 3000 万セルである. 計算手法は, 4 章の計算手法に加え, リミタに Hishida²⁰ を利用する. 乱流モデルは, Spalart-Allmaras モデル (SA-noft2-R-QCR2000 ($C_{rot}=1$)¹⁸) である.

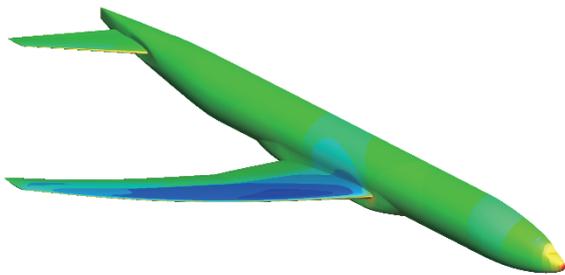


図 8. NASA CRM 主翼-胴体-水平尾翼形態.

5.2. 計算結果

図 9 は空力係数の格子収束である. RAE 2822 の RANS 解析と同様に, 修正手法は従来手法よりも圧力抵抗係数のみが増加し, 値が大きくなる. 特に修正手法で $d_{IP} = 2\Delta x_{min}$ の場合に, 抵抗係数とモーメント係数を精度良く予測できており, Fine 格子での抵抗係数は FaSTAR に対し 12 drag count 大きい.

図 10 は 50.2% スパン位置での表面圧力係数分布の比較である. IB 法と FaSTAR を比較すると, 前縁で表面圧力係数分布の立ち上がりが鈍い. これは, IB 法は主翼前縁で格子解像度が不十分なためだと考えられる. また IB 法は, 衝撃波前後で表面圧力係数が鋭く変化している.

図 11 は FaSTAR と Medium 格子を用いた IB 法の表面圧力係数分布の差分であり, FaSTAR に対し表面圧力係数が過小評価である場合は値が 0 より大きく, 過大評価である場合は 0 より小さい. なお IB 法の計算結果は, 格子生成に利用した形状データに射影し評価する. 図 11 より, IB 法は手法や IP 長さに依らず, 表面圧力係数が主翼・垂直尾翼の前縁と衝撃波前後で FaSTAR と異なる. この原因は, 前縁での格子解像度が不十分であることと, 衝撃波前後で圧力の変化が鋭いことが原因である. 図 11(a) より, 従来手法は主翼上面に生じる衝撃波の上流側で表面圧力係数分

布を過小評価している. また図 11(b) より, 従来手法で $d_{IP} = 3\Delta x_{min}$ の場合は翼端部で表面圧力係数が過小評価され, 翼端部で頭下げのモーメントが強いため, モーメント係数が FaSTAR よりも小さいと考えられる. 一方, 修正手法で $d_{IP} = 2\Delta x_{min}$ の場合は, 従来手法と比べ表面圧力係数分布が FaSTAR に近い.

以上より本研究の条件では, 修正手法で IP 長さを $d_{IP} = 2\Delta x_{min}$ とすると, 従来手法で $d_{IP} = 2\Delta x_{min}$ の場合に対し圧力抵抗係数の予測精度が向上し, 従来手法で $d_{IP} = 3\Delta x_{min}$ の場合と比べモーメント係数をより正確に評価できる. また空力平均翼弦長に対し最小格子幅が 1/1000 程度の格子を用い, 修正手法で $d_{IP} = 2\Delta x_{min}$ として計算すると, 物体適合格子の計算に対し抗力係数を 10 drag count 程度の精度で評価できる. また IB 法の解析では, IP 長さに加えて, 壁面境界条件の計算に用いる点の選び方が, 計算結果に影響を与えることがわかる.

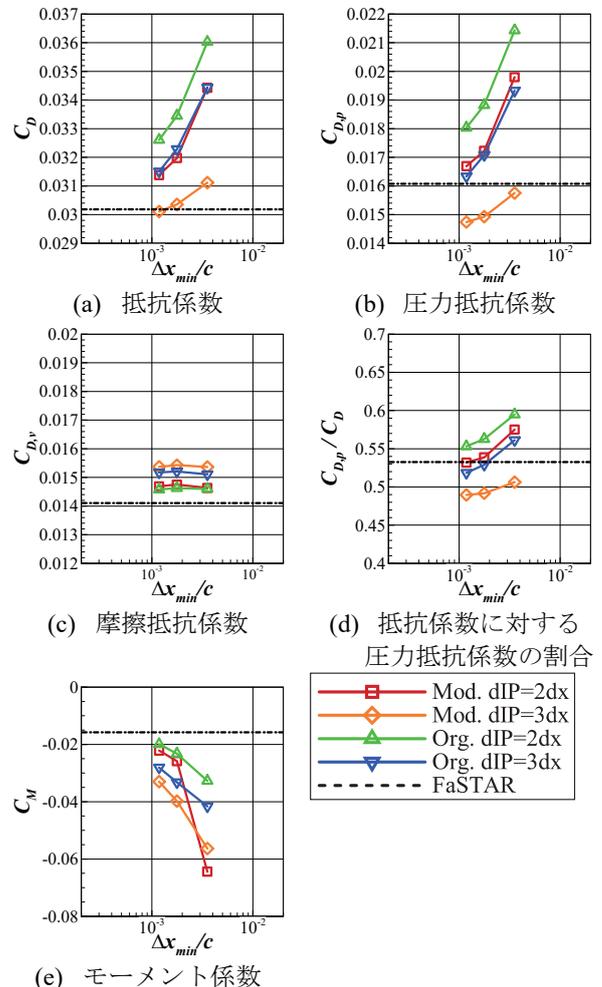


図 9. 空力係数の格子収束 (NASA CRM).

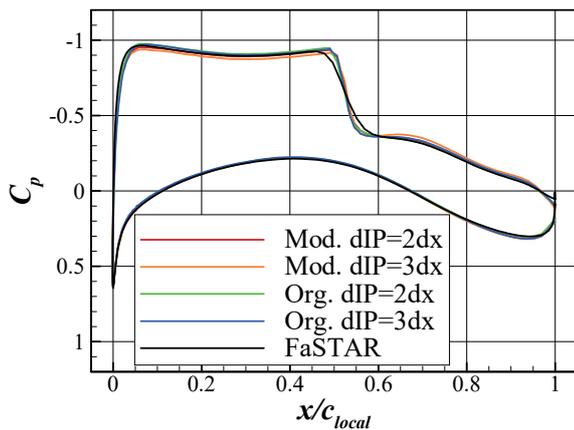
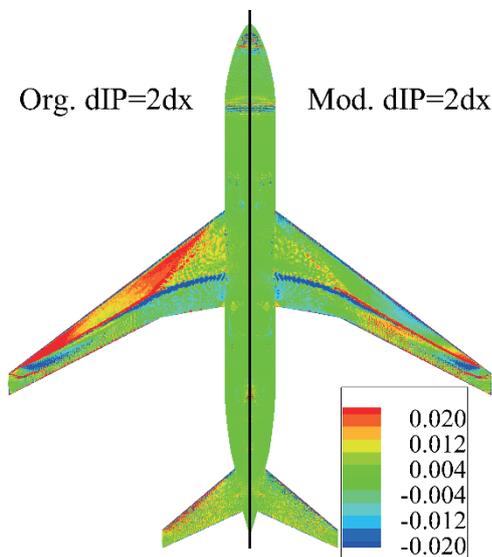
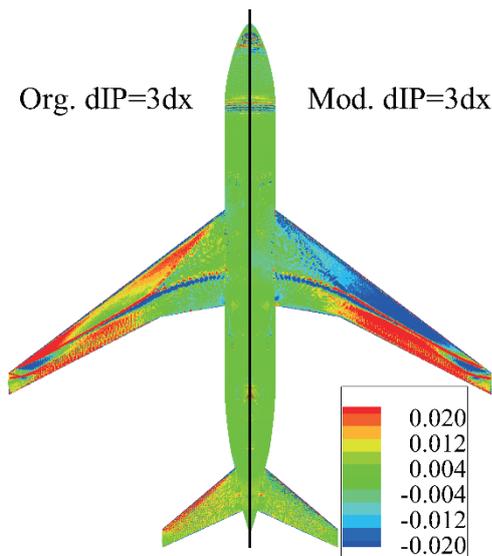


図 10. 50.2% スパン位置での表面圧力係数分布の比較 (NASA CRM).



(a) $d_{IP} = 2\Delta x_{min}$ での従来手法と修正手法の比較



(b) $d_{IP} = 3\Delta x_{min}$ での従来手法と修正手法の比較
図 11. FaSTAR と IB 法の表面圧力係数分布の差分.

6. 結論

本研究では、直交格子を用いる CFD の抵抗予測の精度向上に向けた、IB 法の改善法を提案した。修正手法は圧力境界条件に着目した手法であり、境界条件を与える基本変数に応じて補間に用いる点を切り替える手法であった。NACA0012 の非粘性流解析では、衝撃波位置の最小格子幅と IP 長さへの依存性が小さくなり、物体適合格子の計算結果に近づいた。RAE 2822 の RANS 解析では、修正手法で IP 長さを最小格子幅の 2 倍に設定すると、圧力抵抗係数と摩擦抵抗係数の割合を妥当に評価し、抵抗係数がより物体適合格子の解析に近づくことが分かった。NASA CRM の RANS 解析では、修正手法で IP 長さを最小格子幅の 2 倍に設定した場合が、表面圧力係数分布が物体適合格子の解析に近い結果が得られた。また従来手法と比べて、抵抗係数とモーメント係数を精度良く評価可能であった。本研究の修正手法で最小格子が空力平均翼弦長に対し約 1/1000 の格子を用い、巡航状態の NASA CRM の解析を行うと、物体適合格子の解析に対し抗力係数を 10 drag count 程度で評価可能であった。本研究より、壁面と IP の長さ長さに加えて、壁面境界条件の計算に用いる点の選び方が、計算結果に影響を与えることがわかった。

謝辞

本研究には、JAXA が開発した非構造格子用の高速流体解析ソルバである FaSTAR を利用した。ここに感謝の意を示す。

参考文献

- (1) Mittal, R. and Iaccarino, G., "Immersed Boundary Methods," *Annual Review of Fluid Mechanics*, Vol. 37, No. 1, 2005, pp. 239-261.
- (2) 西村 康孝, 佐々木 大輔, 中橋 和博, "圧縮性 Building Cube Method を用いた翼周りの Euler 解析," JAXA-SP-11-015, 2012.
- (3) Capizzano, F., "Turbulent Wall Model for Immersed Boundary Methods," *AIAA Journal*, Vol. 49, No. 11, 2011.
- (4) Tamaki, Y., and Imamura, T., "Turbulent Flow Simulations of the Common Research Model Using Immersed Boundary Method," *AIAA Journal*, Vol. 56, No. 6, 2018, pp. 2271-2282.
- (5) 周 健文, 玉置 義治, 今村 太郎, "Adaptive Mesh Refinement を用いた階層型直交格子による遷音速旅客機形態周り流れ場の 3 次元定常乱流解析," 第 32 回計算力学講演会 (CMD2019) 講演論文集, 2019.
- (6) Lahur, P. R., and Nakamura, Y., "A Cartesian Grid Generation Method Considering a Complicated Cell Geometry at the Body Surface," *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 43, No. 139, 2000, pp. 8-15.
- (7) Berger, M., Aftosmis, M. J., and Allmaras, S. R.,

- “Progress Towards a Cartesian Cut-Cell Method for Viscous Compressible Flow,” AIAA Paper 2012-1301, 2012.
- (8) Vassberg, J. C., DeHaan, M. A., Rivers, S. M., and Wahls, R. A., “Development of a Common Research Model for Applied CFD Validation Studies,” AIAA Paper 2008-6919, 2008.
- (9) 菅谷 圭祐, 玉置 義治, 今村 太郎, “直交格子簡易カットセル法を用いた 3 次元複雑形状まわりの格子生成法の研究,” JAXA-SP-18-005, 2019.
- (10) NPARC Alliance Validation Archive, <https://www.grc.nasa.gov/WWW/wind/valid/raetaf/raetaf.html> [Retrieved on December 20th, 2020].
- (11) Balakrishnan, N., Fernandez, G., “Wall boundary conditions for inviscid compressible flows on unstructured meshes,” *International Journal for Numerical Methods in Fluids*, Vol. 28, 1998, pp.1481–1501.
- (12) Spalart, P. R., and Allmaras, S. R., “A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows,” AIAA Paper 92-0439, 1992.
- (13) Allmaras, S. R., Johnson, F. T., and Spalart, P. R., “Modifications and Clarifications for the Implementation of the Spalart-Allmaras Turbulence Model,” 7th International Conference on Computational Fluid Dynamics, ICCFD7-1902, 2012.
- (14) White, F. M., “Viscous Fluid Flow,” McGraw-Hill, New York, 1974, pp. 627–629.
- (15) Shima, E., and Kitamura, K., “Parameter-Free Simple Low-Dissipation AUSM-Family Scheme for All Speeds,” *AIAA Journal*, Vol. 49, No. 8, 2011, pp. 1693–1709.
- (16) Shima, E., Kitamura, K. and Haga, K., “Green-Gauss/Weighted-Least-Squares Hybrid Gradient Reconstruction for Arbitrary Polyhedra Unstructured Grids,” *AIAA Journal*, Vol. 51, 2013, pp. 2740-2747.
- (17) Hashimoto, A., Murakami, K., Aoyama, T., Ishiko, K., Hishida, M., Sakashita, M., and Lahur, P. R., “Toward the Fastest Unstructured CFD Code ‘FaSTAR’,” AIAA Paper 2012-1075, 2012.
- (18) Turbulence Modeling Resource, <https://turbmodels.larc.nasa.gov/> [Retrieved on December 13th, 2019].
- (19) “Third Aerodynamics Prediction Challenge (APC-III),” JAXA-SP-17-001, 2017.
- (20) 菱田 学, 橋本 敦, 村上 桂一, 青山 剛史: 高速非構造 CFD ソルバFaSTAR における新勾配制限関数, JAXA-SP-10-012, 2010.