

# 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

菅谷 圭祐（東京大学大学院），玉置 義治（東北大学），今村 太郎（東京大学大学院）

## Grid Generation Around 3D Complex Geometries Using Cartesian Simple Cut-Cell Method

by

Keisuke SUGAYA, Yoshiharu TAMAKI and Taro IMAMURA

### ABSTRACT

Cartesian grid method is suitable for aerodynamic design of aircraft because its fast, automatic and robust grid generation alleviates labor and time in numerical simulation. To improve simulation accuracy near wall in Cartesian CFD, we have proposed the method which extends wall adjacent fluid cells to the wall. Thus, conservation laws are satisfied, and wall aligned grid can be generated without complicated exception handling on arbitrary shaped objects. The objective of the present study is to examine the applicability of our method to grid generation around 3D complex geometries. The grid around DLR-F4 is generated and shape reconstruction quality is examined. In addition, inviscid flow calculations around NACA0012 and ONERA M6 are conducted.

### 1. 序論

近年の地球温暖化現象や気候変動にともない、低環境負荷な航空機の実現が望まれており、Blended Wing Body や Strut Braced Wing のような、従来とは異なる機体形状を有する航空機の研究が行われている<sup>1,2)</sup>。従来とは異なる形状を有する航空機の空力設計では、経験的・統計的な知識が利用できないため、設計の初期段階から任意形状の機体の性能を正しく評価できる数値流体力学（Computational Fluid Dynamics, 以下 CFD）を利用して、開発に必要なコストの増大といったリスクを減らす必要がある<sup>3,4)</sup>。設計初期段階から CFD を活用するためには、多数の異なる機体形状周りの流体計算に必要な計算格子を繰り返し生成する必要がある。このような用途には、高速、自動、ロバストに格子生成が可能である直交格子法が優れている。

直交格子法のみで物体周りに格子を生成すると、物体壁面が階段状になる問題があるが、境界条件の工夫や、物体近くの格子を変形することで、精度良く計算できることが知られている<sup>5-11)</sup>。例えば計算格子と壁面の間をモデル化する埋め込み境界法（Immersed Boundary method, 以下 IB 法）<sup>5,6)</sup>や、物体と交差するセルを切断して壁に沿った格子を生成するカットセル法<sup>7,8)</sup>などが提案されている。IB 法は生成された直交格子をそのまま利用するため、直交格子法の格子生成の利点を損なわないが、保存則を満足しない欠点がある。一方カットセル法は物体と交差するセルを切断することで壁面に沿った格子を生成する。このため保存則を満足するが、物体とセルの交差のパターンの網羅や体積が極端に小さいセルに対応する処理の追加、複数に分断されたセルに対応するための処理の追加が必要である<sup>12-14)</sup>。

保存則を満足し、直交格子の階段状の壁面から形状再現性を向上させる手法として、Harada らは簡易カットセル法を提案した<sup>9-10)</sup>。図 1 は翼の後縁のような薄い物体周りの、簡易カットセル法で生成される格子である。簡易カットセル法では、物体を含まない Fluid Cell の頂点から物体に向けて線分を伸長し、Fluid Cell を拡大して壁に沿った格子を生成する。このため IB 法と異なり保存則を満足する。またカットセル法と異なり、場合分けの網羅と追加の処理が不要である。この簡易カットセル法を用いた 2 次元計算では、平板や翼型周りの流体解析等がなされている。また、筆者らは Harada らの簡易カットセル法を改良し、3 次元に適用可能な簡易カットセル法を提案している<sup>11)</sup>。3 次元計算に適用可能な手法では、球と翼の格子生成と、低マッハ数での球周りの流体計算がなされている<sup>11)</sup>。

本研究は簡易カットセル法を用いた直交格子法の、現状の達成点と今後の課題の理解を目的とし、簡易カットセル法による航空機周りの格子生成と、遷音速での流体解析を行う。はじめに、簡易カットセル法による格子生成法を説明する。次に、テストケースとして航空機に対する格子生成を行い、煩雑な処理なしに壁に沿った格子が生成可能であることを示す。次に、翼に対する遷音速流れの流体解析を、簡易カットセル法と IB 法で行う。異なる手法での計算結果を比較することで、簡易カットセル法の利点を示す。

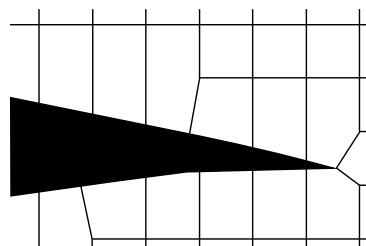


図 1 簡易カットセル法による翼後縁側での格子生成の例

### 2. 簡易カットセル法

#### 2. 1. 直交格子の生成

四分木・八分木による直交格子生成では、図 2 のように 3 種類のセルから構成される計算格子が生成される。物体を含まないセル、物体と交差するセル、物体の内側に生成されるセルを、それぞれ Fluid Cell, Wall Cell, Body Cell と定義する。また図 3 のような凹部で、Fluid Cell で向かい合う 2 つの面が Wall Cell であるものは、Fluid Cell から Wall Cell へと変更する。このため、ひとつの Fluid Cell が有する Fluid—Wall のセル境界は、2 次元格子では最大 2 面、3 次元格子では最大 3 面である。

#### 2. 2. 壁面近傍の Fluid Cell の形状の修正

簡易カットセル法では、Wall Cell に隣接する Fluid Cell の形状を修正することで、物体形状の再現性を向上させる。はじめに、図 4 のように Fluid—Wall のセル境界に注目し、セル境界を構成する頂点から物体に向けて線分を伸長する。セル境界の頂点から物体に伸長する線分は、セル境界に垂直な線分や物体壁面の法線、セル境界の頂点と物体の最近傍を結ぶ線分などが利用できる。本研究では 3 次元の複雑な形状を有する物体に適用するために、場合分けや例外処

理が不要な、セル頂点と物体の最近傍を結ぶ線分を利用する。ある Fluid Cell が有する、全ての Fluid—Wall のセル境界の頂点から線分を伸長すると、図 5 のようなセルが得られる。図 5 の(1)は Fluid Cell の形状を修正する前の状態での、Fluid—Wall のセル境界であり、(2)は内側に埋没するセル境界である。修正後の Fluid Cell を構成するのは、(3)の Fluid—Fluid のセル境界、(4)の壁面境界、(5)の修正によって追加された Fluid—Fluid のセル境界である。

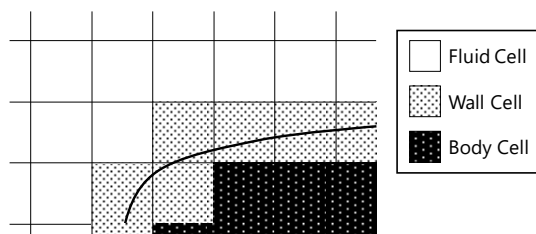


図 2 直交格子でのセルの分類

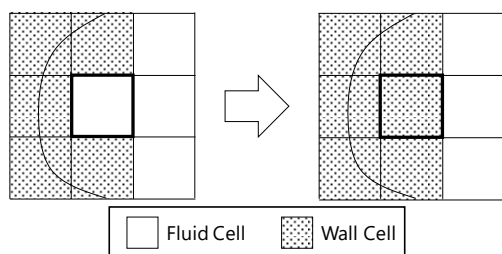


図 3 Wall Cell に挟まれた Fluid Cell の取扱い

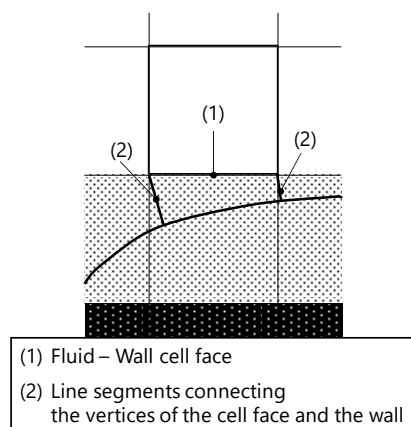


図 4 Fluid—Wall のセル境界を構成する頂点から物体に向けた線分の伸長

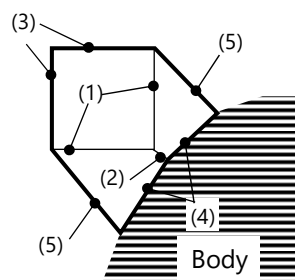


図 5 修正された Fluid Cell とそのセル境界

## 2. 3. 流体計算に必要な情報の計算

流体計算に必要な計算格子の情報には、セル境界の面積ベクトルや Fluid Cell の体積などがある。修正後のセルを構成するセル境界は、セル境界を構成する頂点が必ずしも同一平面上に存在しないことから、単純には面積ベクトル

等を決定できない。そのため、セル境界が双一次曲面であることの仮定や、複数の三角形への分割が必要である。本研究では双一次曲面を仮定して、流体計算に必要な面積ベクトルとセル境界中心を計算する。また体積とセル中心の計算は、Gauss の発散定理を利用して計算する。

## 3. 航空機周りの格子生成

簡易カットセル法による航空機周りの格子生成のテストケースとして、DLR-F4<sup>15)</sup>に対する格子生成を行う。DLR-F4 の形状データには、1st AIAA CFD Drag Prediction Workshop<sup>16)</sup>で公開されている IGES データを利用して生成した STL データを利用する。入力形状は翼と胴体の二種類の STL データから構成され、翼が胴体内部に入り込み、その交線が陽に表現されていない形状データとなっている。簡易カットセル法の格子は、空力平均翼弦長  $c_{ref}$  と最小格子幅  $\Delta x_{min}$  の関係が  $c_{ref}/\Delta x_{min} = 92$  の格子 (Coarse Grid) と、184 の格子 (Fine Grid) の二種類を用いる。

図 6 から図 8 は、入力 STL データと簡易カットセル法で生成される格子の、全体像、翼端部、翼根部である。ただし簡易カットセル法による格子は、壁面境界のみ可視化してある。また図 6 は、Coarse Grid と Fine Grid で同じような全体像であるため、Coarse Grid のみを示す。図 6 から、入力 STL データと簡易カットセル法の格子は、全体像では違いが目立たない。また図 7 の翼端部の拡大図では、簡易カットセル法の格子は入力 STL データと同じような形状である。簡易カットセル法による格子生成では、壁面近傍の Fluid Cell を物体側に向けて拡大する単純な修正で、階段状の壁面から形状再現性が向上している。通常のカットセル法では、翼の後縁で Fluid Cell が複数に分断された Split Cell が生じ、直交格子法によく利用される八分木のデータ構造を崩す必要がある。このため Split Cell に対応する追加の処理が必要である。また後縁の角がセルに入り込み、これに対応する場合分けが必要である。簡易カットセル法では追加の処理や場合分けの網羅なしに、壁に沿った格子が生成可能である。一方、図 8 の翼根部では、翼胴結合部で形状再現性が低下する。簡易カットセル法では、Fluid Cell と壁面の最近傍の点を結ぶことでセルを拡大しているため、翼胴結合部のような特徴線を捉えられない。ただし、図 8 の (b) と (c) から、翼胴結合部の形状再現性は、最小格子幅をより小さくすることで向上する。

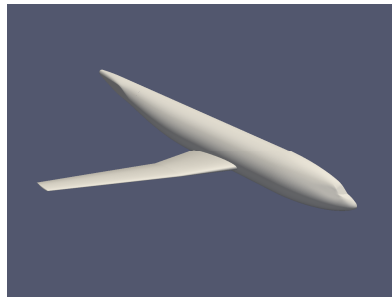
以上から、簡易カットセル法では航空機のような複雑な形状に対し、従来のカットセル法で必要な追加の処理と場合分け網羅なしに、壁に沿った格子が生成可能である。ただし、凹部での形状再現性は低下するため、改善が必要である。

## 4. 非粘性流れでの簡易カットセル法と IB 法の比較

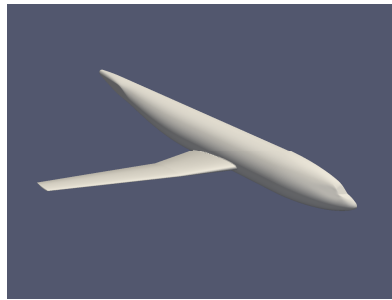
簡易カットセル法と IB 法を用いて、翼型、翼周りの遷音速非粘性流解析を行う。計算対象は、NACA0012 と ONERA M6<sup>17)</sup>である。表 1 は計算手法である。IB 法では壁に沿った格子が得られないため、単純には壁面での圧力係数分布を可視化できない。本研究では簡易カットセル法と IB 法の計算結果の可視化には、入力形状データに射影したものを利用する。

表 1. 簡易カットセル法と IB 法の計算手法

支配方程式	圧縮性 Euler 方程式
離散化手法	セル中心有限体積法
勾配計算	重み付き最小二乗法
空間高次精度化	線形補間 (簡易カットセル法) 2 次精度 MUSCL (IB 法)
非粘性流束評価	SLAU
勾配制限	Barth-Jespersen
時間積分	MFGS 陰解法 (局所時間刻み)

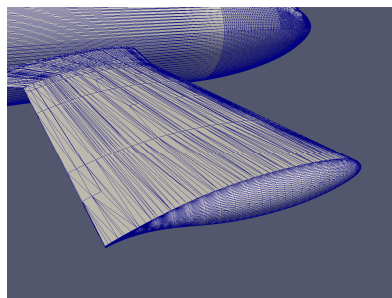


(a) 入力STLデータ

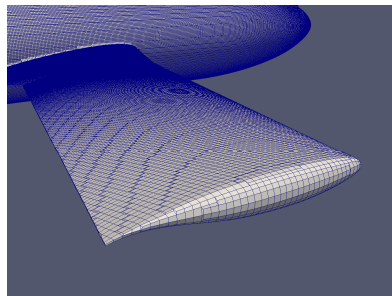


(b) Coarse Grid

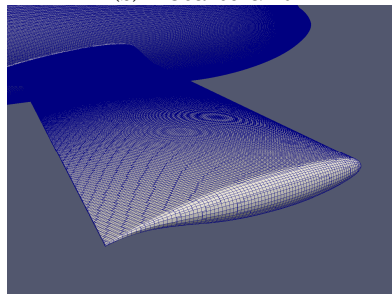
図 6 全体像



(a) 入力STLデータ

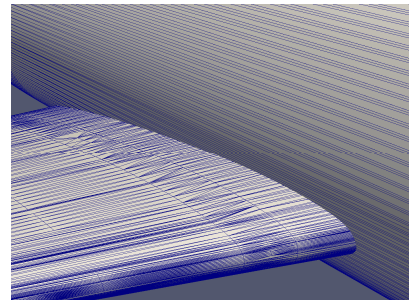


(b) Coarse Grid

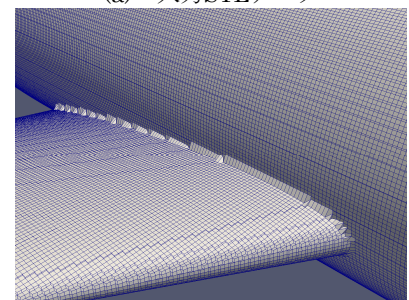


(c) Fine Grid

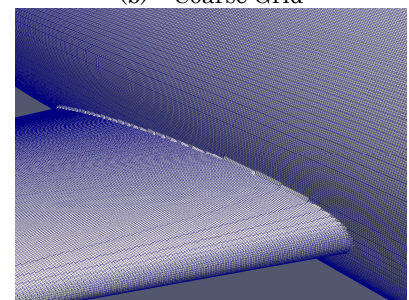
図 7 翼端部



(a) 入力STLデータ



(b) Coarse Grid



(c) Fine Grid

図 8 翼根部

#### 4. 1. NACA0012

NACA0012 の形状には，NASA Turbulence Modeling Resource<sup>18)</sup>で公開されている sharp trailing edge の形状定義式を利用する．計算条件は一様マッハ数が $M_\infty = 0.8[-]$ ，迎角が $\alpha = 1.25[\text{deg}]$ である．簡易カットセル法と IB 法の計算格子は，直交格子の生成までは共通であり，どちらも最小格子幅を指定して計算格子を生成する．本研究では空力平均翼弦長 $c_{ref}$ と最小格子幅 $\Delta x_{min}$ の関係が， $c_{ref}/\Delta x_{min} = 100$ の格子（Coarse Grid）と，200の格子（Medium Grid），400の格子（Fine Grid）の三種類を用いる．また計算結果は，物体適合格子流体ソルバ SU2<sup>19)</sup>の計算結果と比較する．SU2 の計算手法は表 2 である．SU2 の計算格子には非構造三角形格子で，翼型上には上下面合計で 1000 点の格子点が存在する格子を利用する．

図 9 は Medium Grid での簡易カットセル法と IB 法の計算結果の比較である．図 10，図 11 はそれぞれ簡易カットセル法と IB 法の，異なる最小格子幅での計算結果の比較である．図 9 から，簡易カットセル法と SU2 は上面の衝撃波の位置が一致する．一方 IB 法では，衝撃波の位置は SU2 よりも後方である．図 10 より，簡易カットセル法では最小格子幅を変更しても，上面の衝撃波の位置は変動しない．一方図 11 の IB 法の計算結果では，最小格子幅を変更すると，上面の衝撃波の位置が上流側に移動する．IB 法で衝撃波の位置が最小格子幅に依存すること原因は，IB 法では保存則を満足しないことや，境界条件を与えるために利用する Image Point の位置に任意性があることなどが考えられる．一方簡易カットセル法では，壁面に沿った格子を生成するため，



物体適合格子の境界条件を利用できる。これは IB 法と比べて優位である。

以上から、簡易カットセル法は IB 法と比べて、より少ない格子でも衝撃波の位置が物体適合格子の計算結果と一致する。また衝撃波の位置は最小格子幅に対する依存性が小さい。

表 2 SU2 の計算手法

支配方程式	圧縮性 Euler 方程式
離散化手法	セル節点有限体積法
勾配計算	重み付き最小二乗法
非粘性流束評価	JST
勾配制限	Venkatkrishnan
時間積分	FGMRES + LU-SGS

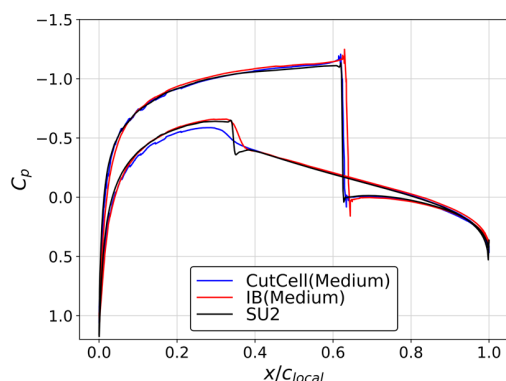


図 9 NACA0012 簡易カットセル法と IB 法の計算結果の比較

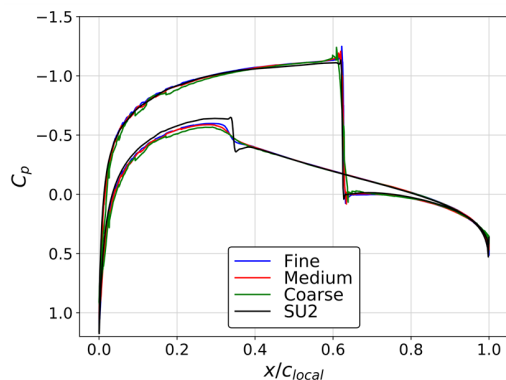


図 10 NACA0012 簡易カットセル法の計算結果

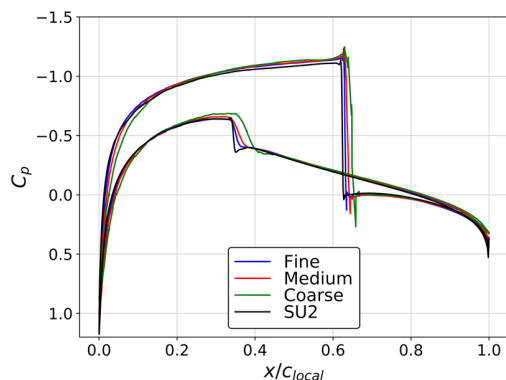


図 11 NACA0012 IB 法の計算結果

## 4. 2. ONERA M6

ONERA M6 の形状データは、NASA Turbulence Modeling Resource<sup>18)</sup>で公開されている STP データから生成した STL データを用いる。計算条件は一様マッハ数が  $M_\infty = 0.84[-]$ 、迎角が  $\alpha = 3.06[\text{deg}]$  である。簡易カットセル法と IB 法の計算格子には、空力平均翼弦長  $c_{ref}$  と最小格子幅  $\Delta x_{min}$  の関係が、 $c_{ref}/\Delta x_{min} = 132$  の格子 (Coarse Grid) と、265 の格子 (Medium Grid)、529 の格子 (Fine Grid) の三種類を用いる。図 12 は入力形状データである。また計算結果は文献<sup>17)</sup>の実験値と比較する。

図 13 は簡易カットセル法の Medium Grid での圧力係数の計算結果で、 $\lambda$  型の衝撃波を捉えている。翼面上の線は、semi-span の 44% と 80% の位置である。図 14, 15, 16 は semi-span の 44% と 80% の圧力係数の計算結果で、それぞれ Medium Grid での簡易カットセル法と IB 法の比較、簡易カットセル法の異なる格子サイズでの計算結果の比較、IB 法の異なる格子サイズでの計算結果の比較である。図 14 より、簡易カットセル法と IB 法の計算結果は、実験値と概ね一致している。ただし、衝撃波の位置は、簡易カットセル法と IB 法のどちらも実験値よりも後方である。これは、非粘性流解析のため境界層の影響を考慮できていないことが原因だと考えられる。図 14 では、80% semi-span での前側の衝撃波の位置が簡易カットセル法と IB 法計算結果で大きく異なる。この 80% semi-span での前側の衝撃波の位置について、Nakahashi<sup>6)</sup>と van der Vegt<sup>20)</sup>の、同じ計算条件の物体適合格子での非粘性流解析の計算結果と比較したものが表 3 である。ただし、衝撃波の位置は、圧力係数が不連続となる場所の上流側と下流側の位置の間である。表 3 から、簡易カットセル法での衝撃波位置の計算結果は文献値と一致している。一方 IB 法の計算結果は、簡易カットセル法と物体適合格子よりも衝撃波の位置が後方である。また、図 15, 16 から、簡易カットセル法での計算結果では衝撃波の位置は、IB 法の計算結果と比較して最小格子幅に対する依存性が小さい。前節の NACA0012 の非粘性流解析と同様に、簡易カットセル法では物体適合格子と同じ境界条件を利用できる。このため IB 法と比較して、衝撃波の位置をより正確に計算できると考えられる。

以上から、簡易カットセル法による計算結果は IB 法と比較して、衝撃波の位置が文献値と一致する。また衝撃波の位置は、IB 法よりも最小格子幅に対する依存性が小さい。

表 3 80% semi-span での前側の衝撃波位置の比較

	局所翼弦長 に対する 衝撃波位置
Present (Fine Grid)	30%
簡易カットセル法	
IB 法	33%
Nakahashi <sup>6)</sup>	29%
van der Vegt <sup>20)</sup>	29%

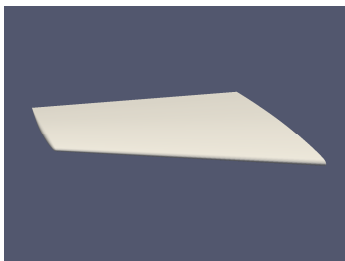


図 12 ONERA M6 入力 STL データ

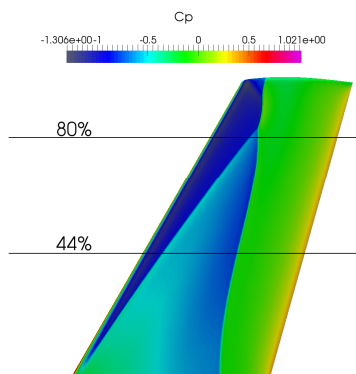
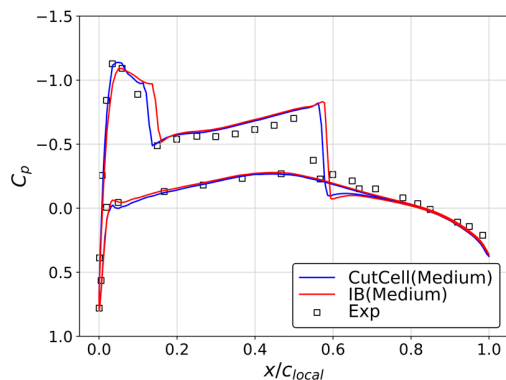
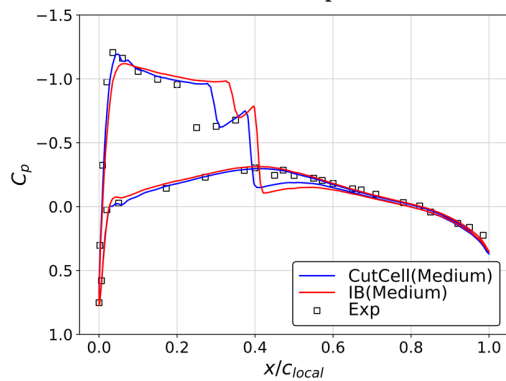


図 13 ONERA M6 翼上面の圧力係数分布

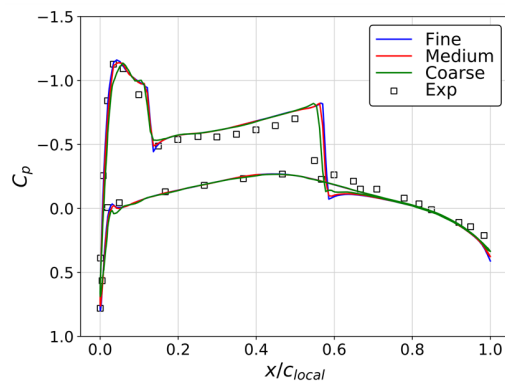


(a) 44% semi-span

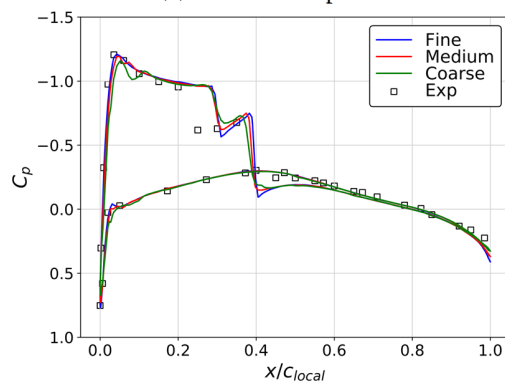


(b) 80% semi-span

図 14 ONERA M6 44%, 80% semi-span における圧力係数分布の簡易カットセル法と IB 法の比較

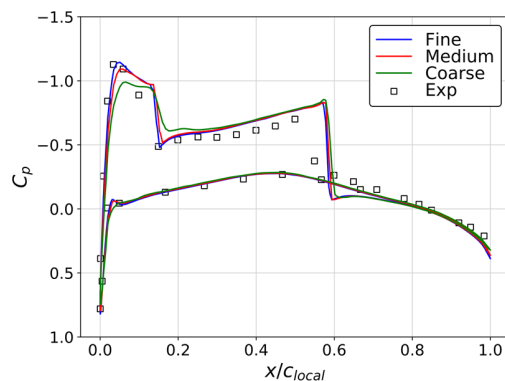


(a) 44% semi-span

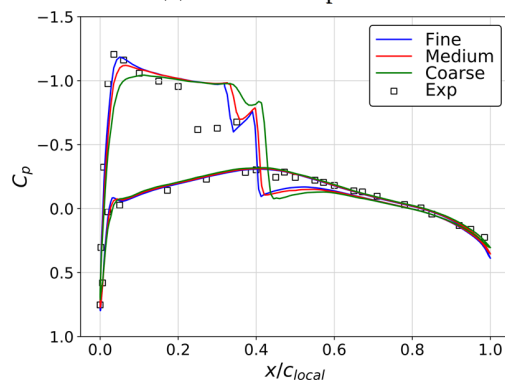


(b) 80% semi-span

図 15 ONERA M6 簡易カットセル法の計算結果



(a) 44% semi-span



(b) 80% semi-span

図 16 ONERA M6 IB 法の計算結果

## 5. 結論

本研究では簡易カットセル法を用いた直交格子法の、現状での達成点と今後の課題の理解を目的として、簡易カットセル法による DLR-F4 に対する格子生成と、NACA0012 と ONERA M6 に対する遷音速非粘性流解析を行った。DLR-F4 に対する格子生成は、直交格子の状態から壁面近くの Fluid Cell を拡大することで、煩雑な場合分けや追加の処理なしに壁に沿った格子が生成可能であった。ただし、翼胴結合部のような凹部では形状再現性が低下した。NACA0012 に対する非粘性流解析は、簡易カットセル法と IB 法、物体適合格子 SU2 による計算結果を比較した。簡易カットセル法と SU2 の計算結果は、翼上面の衝撃波の位置が一致した。一方 IB 法の計算結果は他の手法の計算結果と比較して、衝撃波の位置が後方であり、また最小格子幅を変更すると衝撃波の位置が移動した。ONERA M6 周りの計算は簡易カットセル法と IB 法の計算結果を、実験値や物体適合格子での計算結果の文献値と比較した。簡易カットセル法の計算結果は、衝撃波の位置が実験値よりも後方であったが、物体適合格子での計算結果の文献値と一致した。一方 IB 法の計算結果は、衝撃波の位置が簡易カットセル法の計算結果よりも後方で、最小格子幅を変更することで、衝撃波の位置が移動した。以上から、簡易カットセル法は IB 法と比べて、より少ない格子でも衝撃波の位置が物体適合格子の計算結果と一致する。また衝撃波の位置は最小格子幅に対する依存性が小さいことが明らかになった。

## 参考文献

- Okonkwo, P., and Smith, H., "Review of evolving trends in blended wing body aircraft design," *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 82, 2016, pp. 1-23.
- Moerland, E., Pfeiffer, T., Böhnke, D., Jepsen, J., Freund, S., Liersch C. M., Chiozzotto, G. P., Klein, C., Scherer, J., Hasan, Y. J., and Flink, J., "On the Design of a Strut-Braced Wing Configuration in a Collaborative Design Environment," AIAA Paper 2017-4397, 2017.
- Gu, X., Ciampa, P. D., and Nagel, B., "High fidelity aerodynamic optimization in distributed overall aircraft design," AIAA Paper 2016-3508, 2016.
- Ciampa, P., and Nagel, B., "Towards the 3rd generation MDO collaboration Environment," in 30th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, Daejeon, 2016.
- Mittal, R., and Iaccarino, G., "Immersed Boundary Methods," *Annual Review of Fluid Mechanics*, Vol. 37, No. 1, 2005, pp. 239-261.
- Nakahashi, K., "Immersed Boundary Method for Compressible Euler Equations in the Building-Cube Method," AIAA Paper 2011-3386, 2011.
- 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.
- 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.
- Harada, M., Tamaki, Y., Takahashi, Y., and Imamura, T., "Simple and Robust Cut-Cell Method for High-Reynolds-Number-Flow Simulation on Cartesian Grids," *AIAA Journal*, Vol. 55, No. 8, 2017, pp. 2833-2841.
- 原田基至, 今村太郎, "直交格子法における埋め込み境界法と Cut-Cell 法の比較—壁面近傍での圧力・せん断応力分布の検証—," 日本航空宇宙学会論文集 第 64 巻 第 3 号, 2016.
- 菅谷圭祐, 今村太郎, "簡易カットセル法を用いた直交格子法の三次元への拡張," 第 31 回数値流体シンポジウム, C07-1, 2017.
- Lewiner, T., Lopes, H., Wilson, A. V., and Tavares, G., "Efficient Implementation of Marching Cubes' Cases with Topological Guarantees," *Journal of Graphics Tools*, Vol. 8, Issue 2, 2003, pp. 1-15.
- Berger, M., "A note on the stability of cut cells and cell merging," *Applied Numerical Mathematics*, Vol. 96, 2015, pp. 180-186.
- Chung, M-H., "Cartesian cut cell approach for simulating incompressible flows with rigid bodies of arbitrary shape," *Computers & Fluids*, Vol. 35, Issue 6, 2006, pp. 607-623.
- Redeker, G., "DLR-F4 Wing-Body Configuration," AGARD-AR-303, Vol. 2, 1994.
- <https://aiaa-dpw.larc.nasa.gov/Workshop1/workshop1.html> (Retrieved on April 15th, 2018).
- Schmitt, V., and Charpin, F., "Pressure Distributions on the ONERA-M6-Wing at Transonic Mach Numbers," Experimental Data Base for Computer Program Assessment, Report of the Fluid Dynamics Panel Working Group 04, AGARD AR 138, 1979.
- <https://turbmodels.larc.nasa.gov/> (Retrieved on April 15th, 2018).
- Palacios, F., Colonno, M. R., Aranake, A. C., Campos, A., Copeland, S. R., Economon, T. D., Lonkar, A. K., Lukaczyk, T. W., Taylor T. W. R., and Alonso, J. J., "Stanford University Unstructured (SU2): An open-source integrated computational environment for multi-physics simulation and design," AIAA Paper 2013-0287, 2013.
- van der Vegt, J. J. W., and van der Ven, H., "Discontinuous Galerkin Finite Element Method with Anisotropic Local Grid Refinement for Inviscid Compressible Flows," *Journal of Computational Physics*, Vol. 141, Issue 1, 1998, pp. 46-77.