

3 次元複雑形状周りの RANS 解析へ向けた 直交格子ソルバ UTCart の機能拡張

玉置義治, 今村太郎
東京大学大学院

Extension of the Cartesian Flow Solver UTCart for RANS Simulations around 3D Complex Geometries

by
Yoshiharu Tamaki and Taro Imamura

ABSTRACT

To simulate flows around complex geometries, an improvement on the Cartesian-grid-based flow solver UTCart is proposed, which enables UTCart to handle a grid with variable cell sizes on the wall. UTCart uses an immersed boundary method with a wall function for the wall boundary condition in turbulent flow simulations. The boundary condition requires a cutoff distance that is defined as the grid size assigned at the nearest wall multiplied by a constant. A large computational effort was needed to determine the cutoff distance because every cell in the computational domain must detect the nearest wall. Thus, a new method based on an advection equation to calculate the cutoff distance is developed. Using UTCart, turbulent flows around the JAXA high-lift configuration standard model are simulated. The surface features, including the small gaps between the wing and the flap, are well resolved in the generated grid that has approximately 110 million cells. In the computational results, the lift coefficients and the surface pressure coefficients show a good agreement with the experimental data, especially at the low angles of attack.

1. 序論

計算機の高速化に伴い, 3 次元複雑形状周りの流れの数値解析が広く行われるようになりつつある. そのような中で, 格子生成の高速化の必要性から, 階層型直交格子法¹⁻⁸⁾が近年注目されている. 特に, 壁面境界条件を埋め込み境界法⁶⁻⁸⁾で与える場合, 生成された直交格子をそのまま用いることができるため, 複雑な形状に対してもロバストに格子生成および流体計算を行うことができる. 筆者らはこの利点に着目し, 直交格子ベースの圧縮性流体ソルバ UTCart (The University of Tokyo Cartesian-Grid-Based Automatic Flow Solver)の開発を進めている.

直交格子および埋め込み境界法を用いる場合, 層状格子が存在しないことや壁面近傍の保存則が厳密でないことから, 壁面近くの乱流境界層の再現が困難であった. そこで筆者らは, UTCartにおいて RANS 解析を行うための壁面境界条件として, 壁関数を用いた埋め込み境界法を提案した⁷⁾. この手法では, 壁面近傍において, 直交格子においても数値的に再現可能である線形な速度プロファイルを仮定する. それに応じて, せん断応力のバランスを維持するために, Spalart-Allmaras (SA)乱流モデルの壁面減衰関数を変更して壁面近傍の渦粘性プロファイルにも修正を加える. 2次元の検証問題⁷⁾では, 表面摩擦係数や空力係数が精度良く予測でき, 格子収束の傾向が正しいことを確認した. また, NASA Common Research Model 周りの遷音速流れ⁸⁾の解析においても, 物体適合格子や実験結果との比較による妥当性の検証がなされている.

上記の埋め込み境界法では, 乱流モデルの壁面減衰関数を修正する領域を判定するために, 壁面における格子幅の定数倍で表されるカットオフ距離が必要である. 領域内の複数の物体それぞれに異なる格子幅を割り振る場合, 各セルから最も近い壁面に設定されている格子幅がカットオフ距離となる. しかし, 各セルから最も近い壁面を探す操作は総当たり演算となり, 計算コストが大きい. そのため, これまでの解析^{7,8)}では壁面格子幅を一律としていた. 複雑形状の解析では, 物体の小さな特徴近傍で格子解像度を上げるなど, 一律でない壁面格子幅を持つ格子を設定することが解析精度の向上に有効であるため, この問題の解決が必要である.

本研究では, UTCart を用いた 3 次元の複雑な形状の解析に向けて, 複数の壁面格子幅を設定した格子におけるカットオフ距離の計算手法を開発する. この手法では, 物体法線方向に移流速度を持つ移流方程式を用いて, 壁面の情報を流体内へ伝搬させる. このようにすることで, 総当たり演算を用いずにカットオフ距離が定義できる.

本稿ではまず, UTCart における自動格子生成および流体ソルバの概要を説明する. 併せて, 複数の壁面格子幅を定義できるようにするための機能拡張についても述べる. さらに, それらを用いて 3 次元高揚力装置模型周りの解析を行い, 直交格子を用いた 3 次元複雑形状周りの RANS 解析の現状と可能性について議論する.

2. 直交格子生成

UTCart では, 四分木(2 次元), もしくは八分木(3 次元)構造を用いて自動格子生成を行う. 格子生成では, 物体と交差している, もしくは物体を内包しているセルを wall セル, 完全に物体の内側にあるセルを body セル, 外側にあるセルを fluid セルとして扱う. 流体計算は fluid セルのみを対象とし, 境界条件は fluid セルと wall セルの境界面(図中 FC)において与える. このようにすることで, 格子幅より小さい物体の周りにも必ず wall セルが 1 つ以上存在することになる. よって, 物体の薄い箇所を fluid セルが貫通してしまうのを防ぎ, ロバストに格子生成を行うことができる. 以下, この格子の生成法の概要について述べる.

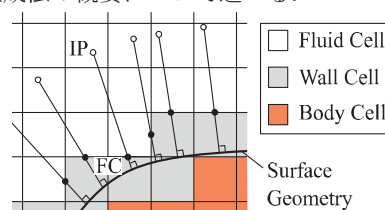


図 1 UTCart における物体の取り扱い

2. 1. 格子生成の概要

入力形状は 2 次元では線分の集合, 3 次元では STL ファイル(三角形の集合)である. 各入力形状に対して, 壁面格子幅, および境界条件を定める. なお, 物体の情報についてはプログラム内で図 2 のように二分木構造を作成し, それぞれに bounding box を設定することで高速化している.

同時に、格子を細分化する領域（図中 line source, box source）の座標と格子幅を、必要に応じて設定する。

格子の生成ではまず、ドメイン全体を root セルとし、物体との交差を判定する(図 3 (a))。ドメイン内に物体が存在すれば、root セルは wall セルとなる。次に、各 wall セルに対しては、物体ごとに決められた格子幅以下になるまで細分化を行う。また、細分化を指定した領域内でも、設定された格子幅以下になるまで格子を細分化する(図 3 (b))。さらに、隣接するセルの大きさの比が最大 2 倍となるようスムージングを行う(図 3 (c))。この時、下方の層の界面から格子幅の整数倍分だけ離れた位置にマーカーを生成し、マーカーとの交差判定を行って内部のセルを細分化する。なお、スムージングにおいては、図 4 のように各層に対して別個の数字を指定可能である。ここで、物体の内外判定を行い、物体外部にあるセルのみを fluid cell とする(図 3 (d))。

2. 2. IP の設定

FC における境界条件を課す際には、流体中に設置した image point (IP) における物理量を用いる(図 1 参照)。IP は、FC を通り壁面に垂直な線上に設定する。また、IP と壁面の距離 d_{IP} は FC を含むセルの幅の定数 r_{IP} 倍で与える。IP が十分に流体側に出るようにするためには、2 次元で $r_{IP} > \sqrt{2}$ 、3 次元で $r_{IP} > \sqrt{3}$ である必要があるが、 r_{IP} があまり大きいと境界層内に IP が入らないという問題が生じる。本稿における解析では $r_{IP} = 2$ とする。なお、物体の特徴に対して格子解像度が不足している場合、IP が物体内に入ってしまう可能性がある。その際は、IP を用いずに階段状境界として扱い、滑りもしくは非滑り条件を課す。

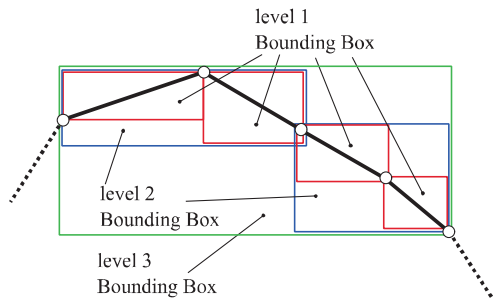


図2 入力物体形状に対する二分木構造の設定

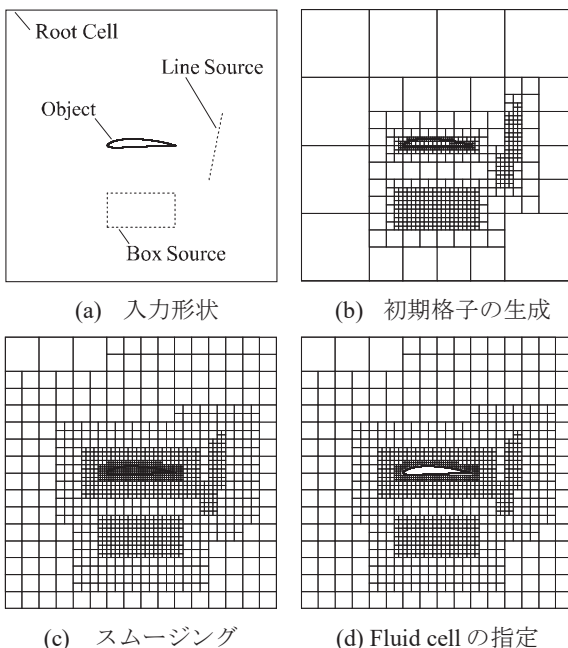


図3 直交格子生成の概要

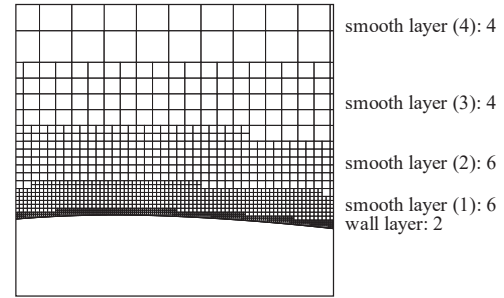


図4 Smooth層指定の例

3. 圧縮性流体ソルバ

UTCart の圧縮性流体ソルバでは、生成された格子を非構造格子として扱い、有限体積法により離散化する。支配方程式は圧縮性 Navier-Stokes 方程式であり、基本となる乱流モデルはトリップ項を除いた SA 乱流モデル⁹⁾である。また、物体に働く流体力の計算には、流束ベース法¹⁰⁾を用いる。以下、乱流解析における壁面境界条件⁷⁾の概要と、複数の壁面格子幅を許容するための改良について述べる。

3. 1. 埋め込み境界法

UTCart における埋め込み境界法では、FC と IP との間に 1 次元プロファイルを仮定することで境界条件を決定する。なお、IP の値は文献⁹⁾の方法を用いて周囲セルの値より補間する。以下、FC、IP での値をそれぞれ下付き添え字 IP 、 FC で表す。また、壁面接線方向に x_t 軸、法線方向に x_n 軸を設定する。

RANS 解析では、壁関数を用いた境界条件⁷⁾を用いることで、最小格子幅の制約を緩和する。この境界条件では、まず壁面の摩擦速度 u_τ を、IP において

$$u_{t,IP} = u_\tau f_{wall}(y_{IP}^+) \quad (1)$$

となるように壁関数をマッチングすることで求める。ただし、 u_t は流れの接線方向速度、 $f_{wall}(y^+)$ は壁関数、 $y^+ = u_\tau d / \nu$ 、 ν は動粘性係数、 d は壁面からの距離である。SA 乱流モデルとの整合性を保つため、壁関数には SA wall model¹¹⁾を用いる。

次に求めた u_τ を用い、FC における物体接線方向速度を

$$u_{t,FC} = u_{t,IP} - \left\{ \frac{\partial f_w}{\partial y^+}(y_{IP}^+) \right\} (y_{IP}^+ - y_{FC}^+) u_\tau \quad (2)$$

として部分滑り境界条件で与える(図 5(a))。また、 $\partial f_w / \partial y^+(y^+)$ は壁関数の 1 階微分であり、解析的に与えられる。式(2)のように線形な関数を仮定することで、層状格子のない直交格子においても壁面近傍の速度プロファイルが数値的に解像できる。

さらに、渦粘性にも対応した修正が必要である。境界層の内層において、流れ方向の圧力勾配や対流の効果が無視できるとすると、せん断応力 $(\mu + \mu_t)(\partial u_1 / \partial x_2)$ は法線方向に一定となる。式(2)では速度勾配が法線方向に一定のプロファイルを仮定しているため、せん断応力一定の条件を保つためには、渦粘性も法線方向に一定となる必要がある。ここで、SA における作業変数 \tilde{v} と渦粘性 μ_t は、減衰関数 f_{v1} を用い

$$\mu_t = \rho \tilde{v} f_{v1} \quad (3)$$

と関係づけられる。発達した乱流境界層の内層において、SA は $\tilde{v} = \kappa u_\tau d$ ($\kappa = 0.41$) という線形な解を持つので、渦粘性が法線方向に一定になるようにするためには、 f_{v1} が壁面からの距離の逆数に比例するように修正すればよい。よって、IP 高さをカットオフ距離 d_{cutoff} とし、 f_{v1} を以下のように修正する(図 5(b))。

$$f_{v1} = \begin{cases} f_{v1,w} & (d < d_{cutoff}) \\ f_{v1,f} & (d \geq d_{cutoff}) \end{cases}$$

$$f_{v1,w} = r_d \frac{(\chi r_d)^3}{c_{v1}^3 + (\chi r_d)^3}$$

$$f_{v1,f} = \frac{\chi^3}{\chi^3 + c_{v1}^3}$$

ただし、 $c_{v1} = 7.1$ 、 $\chi = \tilde{v}/v$ 、 $r_d = d_{cutoff}/d$ である。これにより、壁面近傍で渦粘性が法線方向に一定となり、せん断応力一定の条件が再現される。なお、この境界条件についての詳細については文献⁷⁾も参考にされたい。

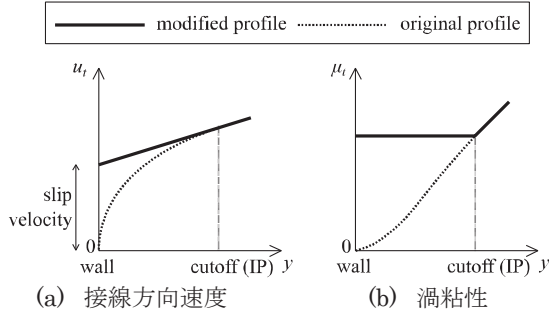


図 5 修正された変数プロファイル

3. 2. カットオフ距離の計算

式(4)に示した渦粘性係数の修正では、領域内の各セルにおいて、カットオフ距離 d_{cutoff} が必要となる。カットオフ距離は IP と壁面の距離で定義されるが、壁面近傍の格子幅が物体によって異なる場合や、細分化ソースに対して物体に設定した格子幅より小さい値を設定した際には、そのセルから最も近い壁面における IP と壁面の距離に一致する必要がある。しかし、領域内のセルに対して最も近い壁面を直接見つけるためには総当たり演算が必要となり、計算コストが増加する。

この問題を解決するため、移流方程式を用いて壁面の情報を計算領域に伝搬する。ある壁面から法線方向に対しては、カットオフ距離が同じ大きさである必要がある。この条件を満たすカットオフ距離は、物体法線方向に移流速度を持つ移流方程式

$$\frac{\partial \psi}{\partial \tau} + a_x \frac{\partial \psi}{\partial x} + a_y \frac{\partial \psi}{\partial y} + a_z \frac{\partial \psi}{\partial z} = 0 \quad (5)$$

の $\tau \rightarrow \infty$ における解として得る。ただし、 a_x 、 a_y 、 a_z は物体法線ベクトル \mathbf{a} の各方向成分であり、levelset 法¹²⁾で得られた距離関数 ϕ の微分

$$a_x = \frac{\partial \phi}{\partial x}, \quad a_y = \frac{\partial \phi}{\partial y}, \quad a_z = \frac{\partial \phi}{\partial z} \quad (6)$$

により計算する。式(6)は近傍セルを用いた最小二乗法を用いて計算する。移流方程式の境界条件は、壁面において設定されている格子幅の定数倍 r_{IP} をディリクレ条件として与え、遠方では無勾配境界とする。

式(5)の離散化は、有限体積法を用いて

$$\frac{\partial \psi_i}{\partial t} + \frac{1}{V_i} \sum_{j \in I} \tilde{F}_{ij} s_{ij} = 0 \quad (7)$$

とする(下付き添字 i, j に関する総和は取らないことに注意)。ただし、 j はセル i の隣接セルを表すインデックスであり、 \tilde{F}_{ij} はセル i と j の間の面における数値流束、 s_{ij} は面の面積、 V_i はセルの体積である。さらに計算の安定化のため、風上化を行う。ここで、風上化された数値流束 \tilde{F}_{ij} は

$$\tilde{F}_{ij} = \begin{cases} \psi_i \alpha_i & (\alpha_i > 0) \\ \frac{\psi_i + \psi_j}{2} \alpha_i & (\alpha_i \leq 0 \text{ and } \alpha_j > 0) \\ \psi_j \alpha_i & (\alpha_i \leq 0 \text{ and } \alpha_j \leq 0) \end{cases} \quad (8)$$

である。ただし、 $\alpha_i = (\mathbf{a}_i \cdot \mathbf{n}_{ij})$ 、 $\alpha_j = (\mathbf{a}_j \cdot \mathbf{n}_{ij})$ であり、 \mathbf{n}_{ij} はセル i と j の面の法線ベクトルである。なお、式(8)はセル i から見た場合の流束であり、一般的には $\tilde{F}_{ij} \neq \tilde{F}_{ji}$ である。式(8)による風上化では、2つの壁面から伝わった情報が交差する点において、伝搬を止めることで振動を抑制する。

例として、2次元面内における2翼型周りで移流方程式を解いた例を図6に示す。上下の翼型周りの格子幅はそれぞれ0.04、0.02とし、下側の翼型の前縁付近には格子幅0.01の細分化ソースを設定している。壁面近傍での格子幅の設定に応じて計算領域が正しく色分けされており、カットオフ距離が最も近い壁面における格子幅の $r_{IP}(=2)$ 倍となっていることが確認できる。なお、カットオフ距離は $d < d_{cutoff}$ の領域のみで用いられるので、実用上は領域全体を十分小さな値で初期化しておき、物体近傍のみ計算すれば良い。

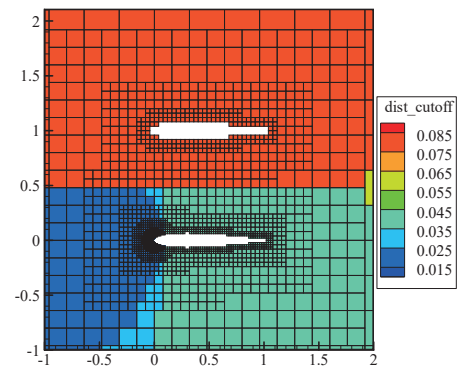


図 6 カットオフ距離の計算例

4. 3次元高揚力装置周りの数値解析

4. 1. 問題設定

3次元複雑形状周り流れの解析例として、3rd AIAA CFD High-lift Prediction Workshop¹³⁾における課題の1つであるJAXA 高揚力装置標準模型(JSM)^{14, 15)}周りの解析を行う。平均空力翼弦長(MAC)は529.9mm、半スパン長は2300mmである。今回対象としたモデルは胴体、母翼、スラット、シングルロッテッドフラップからなり、フラップ舵角は30°である。また、実験形態に合わせ、スラット、フラップの支持装置もモデルに含む。

解析条件はJAXA 6.5×5.5m 大型低速風洞における実験条件に合わせる。MAC 基準のレイノルズ数は 1.93×10^6 、マッハ数は0.172、一様流温度は306.55Kであり、迎角は4.36、10.47、14.54、18.58、20.59、21.57の6通りとする。形状は半裁とし、 $y = 0$ の面に対称境界条件を課して計算を行う。

4. 2. 計算格子

形状を定義しているSTLを分割し、図7に示したようにそれぞれに壁面の格子幅を設定する。流れの剥離が予測される翼上面の格子密度を向上させ、その他の部分の格子は最小格子幅に対して最大8倍粗くすることで計算資源を節約する。最小格子幅は翼上面の外舷側で0.25mm、内舷側で0.5mmであり、翼上面の全域で局所翼弦長に対して1000セル以上が配置されている。また、スラット外端と母翼の隙間にlevel 1 (0.25mm)のline sourceを設定し、隙間を解像する。格子のスムージングにおける層数は、それぞれwall layerが2、物体近傍のsmooth layerが8、遠方が3とする。

生成された格子を図8に示す。流体セルの総数は114,466,104である。スラットと母翼の間、フラップと母翼の間には狭い隙間が存在するが、本格子ではそれらが解像できている。また、この格子におけるカットオフ距離の計

算結果を図9に示す。なお、図中の断面の定義は図10に従う。本格子では4通りの壁面格子幅が設定されているが、流体内の各セルでは、最も近い壁面に定義されている格子幅に従ってカットオフ距離が計算されていることが確認できる。

なお、格子生成はワークステーション(Xeon E5-2643 v3, 3.4GHz)のうち1コアを用いて行い、所要時間は約1時間40分であった。また流体計算およびレベルセット法による距離計算、カットオフ距離計算は、東京大学のReedbushスーパーコンピュータシステム(Xeon E5-2695 v4, 2.1GHz)のうち4ノード(144 core)を用いてMPI並列下で行った。距離およびカットオフ距離計算に要した時間は約2分、流体計算に要した時間は1迎角当たり約30時間であった。

4. 3. 計算手法

計算手法の一覧を表1に示す。乱流モデルはSpalart-Allmarasモデル⁹⁾を用いる。ただし、トリップ項を省略している。また、渦中心で過度な散逸が生じないように、Rotation Correction^{16, 17)}を加えており、文献¹⁷⁾に従い、生産項が負にならないように $C_{rot} = 1$ とする。さらに、数値粘性低減のため、非粘性項に高次精度スキーム¹⁸⁾を使用する。

表1 計算手法の一覧

非粘性流束	SLAU ¹⁹⁾
数値スキーム (非粘性項)	4次精度風上バイアス法 ¹⁸⁾
数値スキーム(粘性項)	2次精度中心差分+補正項 ²⁰⁾
数値スキーム (乱流モデル移流項)	2次精度 MUSCL
勾配再構築	WLSQ (G) ²¹⁾
リミタ	なし
時間積分	MFQS ²²⁾
クーラン数	100 (局所時間刻み)

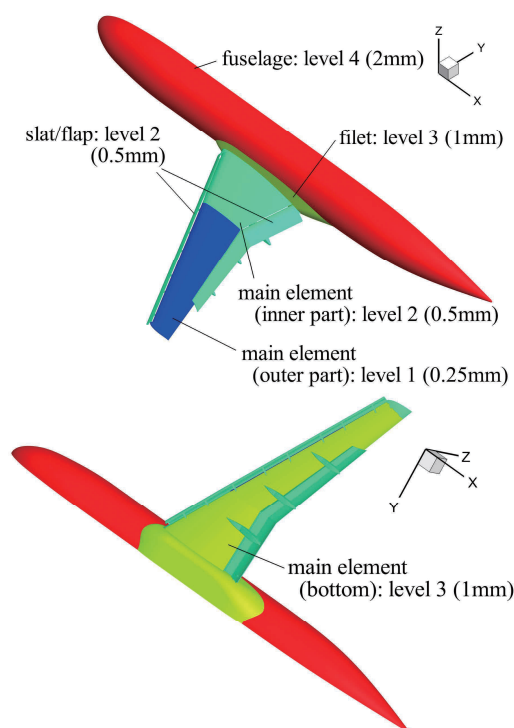
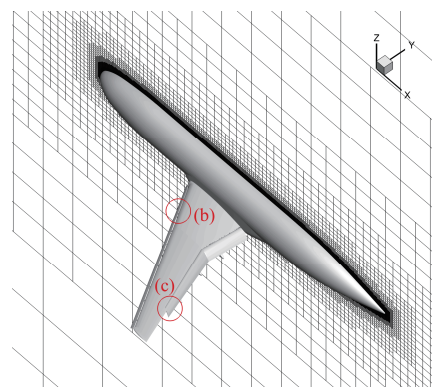
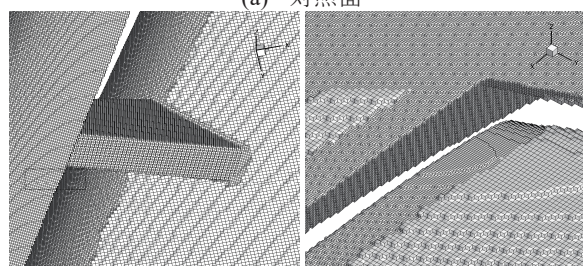


図7 壁面格子幅の設定



(a) 対照面



(b) スラット支持装置

(c) フラップ外端

図8 JSM周りの計算格子の概要

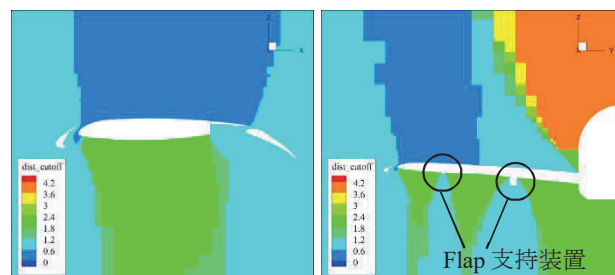


図9 カットオフ距離の分布

(左: E-E 付近断面, 右: N-N 断面)

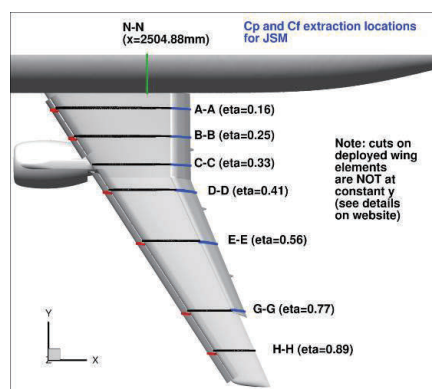


図10 JSMの断面定義¹³⁾

4. 4. 計算結果

図11に迎角 14.54° における揚力係数の時間収束を示す。12000ステップ以降揚力係数は一定の範囲内に収まっているが、振動が残っている。これは格子の等間隔部で時間刻みが揃ってしまうことや、非粘性項に高次精度スキームを利用していることにより、一度発生した剥離渦が後流で減衰し難いことが影響していると考えられる。

次に、図12に各迎角における空力係数を示す。低迎角では揚力係数 C_L 、ピッチングモーメント係数 C_m が実験値と良い一致を示す。抗力係数 C_D は実験値に比べて過大評価されているが、他の解析結果^{15, 23)}でも同様の傾向が見られ

る。一方で、迎角 18.58° 以上では揚力曲線が右下がりになっており、最大揚力係数は実験値と比べて約 10% 小さい。

図 13, 14 に迎角 14.54° , 18.58° における断面での圧力分布を示す。ただし、断面の定義は図 10 に従う。迎角 14.54° では、各断面での圧力分布が実験結果と良く一致している。また、より低い迎角においても、表面圧力係数は同様に実験値と良く一致することを確認している。迎角 18.58° では、A-A 断面で実験値と良い一致が見られる一方で、外舷側ではサクションピークが失われ、失速状態となっている。また、図 15 に表面流線及び x 方向摩擦係数を示す。ワークショップで提供されるオイルフロー結果¹³⁾に示されるように、実験においては最外舷のスラット支持装置後流に剥離が観察される。しかし、本計算結果ではさらにその内側の 2 つのスラット支持装置後流でも剥離が生じることによって、実験値と比較して揚力が低下していると考えられる。この点については、スラット支持装置やその後流における格子解像度が影響している可能性もある。

以上より、剥離が小さい、もしくは鋭角等によって剥離点の定まる低迎角の流れ場において、UTCart は精度良く解析が実行できることが確認できた。今後は高迎角の流れ場の予測精度向上に向け、格子解像度の感度調査や、壁面境界条件等の計算手法の更なる改良が望まれる。

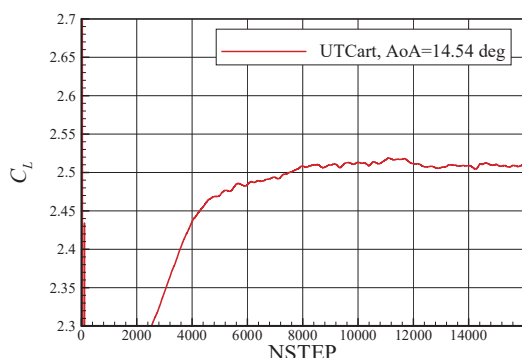


図 11 揚力係数の時間収束

5. まとめ

直交格子ソルバ UTCart において、複雑な形状周りの流れ場の解析に向けた手法の改良を行った。UTCart における乱流解析用の壁面境界条件では、壁面近傍での渦粘性プロファイルの修正に壁面の格子幅の定数倍で表されるカットオフ距離が必要である。本研究では、物体の表面の位置に応じて異なる格子幅を設定した際にカットオフ距離を計算する方法として、移流方程式に基づいて壁面の情報を計算領域に伝搬する手法を構築した。

複雑形状周りの解析例として、JAXA 高揚力装置標準模型(JSM)周りの RANS 解析を行った。UTCart の自動格子生成プログラムによって、約 1.1 億点の格子を 1 時間 40 分で生成した。解像度の必要性に応じて壁面の格子幅を最大 8 倍変化させることにより、総セル数を節約しつつ、母翼とフラップの隙間等の細かい特徴も解像した。また、最も近い壁面における格子幅に応じて、カットオフ距離が正しく求められていることを確認した。

JSM 周り流れの計算結果では、低迎角における揚力、ピッチングモーメント係数が風洞実験における測定値と近い値を示した。また、翼断面上の圧力分布についても、実験結果と良い一致を示した。一方で、高迎角においてはスラット支持装置後流の剥離が過大予測され、揚力が過小評価される傾向があった。なお、最大揚力係数の実験値との差は、約 10% であった。さらに、高迎角における流れ場の予測精度向上に向けては、格子解像度の感度調査や壁面境界条件の更なる改良が必要であることを確認した。

謝辞

本研究は JSPS 科研費、特別研究員奨励費 16J07740 の助成を受けたものである。元となる直交格子ソルバについては JSPS 科研費、若手研究(A) (基金) 15H05559 の成果を用いた。

参考文献

- 1) Wang, Z. J. "A Quadtree-based adaptive Cartesian/Quad grid flow solver for Navier-Stokes equations," *Computers & Fluids* 27.4 (1998): 529-549.
- 2) Lahur, P., "Automatic hexahedra grid generation method for component-based surface geometry," 17th AIAA Computational Fluid Dynamics Conference. 2005-5242.
- 3) Ishida, T., Takahashi, S., and Nakahashi, K., "Efficient and robust cartesian mesh generation for building-cube method," *Journal of Computational Science and Technology* 2.4 (2008): 435-446.
- 4) Hartmann, D., Meinke, M., Schröder, W., "A Strictly Conservative Cartesian Cut-Cell Method for Compressible Viscous Flows on Adaptive Grids," *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, Vol. 200, No. 9, 2011, pp. 1038-1052.
- 5) Berger, M. J., Aftosmis, M. J., and Allmaras, S. R. "Progress towards a Cartesian cut-cell method for viscous compressible flow," AIAA Paper, No. 2012-1301.
- 6) Capizzano, F., "Turbulent Wall Model for Immersed Boundary Methods," *AIAA Journal*, Vol. 49, No.11, 2011, pp. 2367-2381.
- 7) Tamaki, Y., Harada, M., and Imamura, T. "Near-Wall Modification of the Spalart-Allmaras Turbulence Model for the Immersed Boundary Method," *AIAA Journal*, 2017 (accepted).
- 8) 玉置義治, 原田基至, 今村太郎, "直交格子流体ソルバ UTCart を用いた NASA-CRM の非粘性および RANS 解析," 航空宇宙技術, JSASS-D-17-00024, 2017.
- 9) Spalart, P. R., and Allmaras S. R., "A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows," AIAA paper 92-0439.
- 10) 玉置義治, 今村太郎, "埋め込み境界法における力計算精度と質量保存則の関連性の調査," 第 30 回数値流体シンポジウム, B03-2, 2016.
- 11) 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, 2012.
- 12) Sussman, M., Smereka, P. and Osher, S., "A level set approach for computing solutions to incompressible two-phase flow," *Journal of Computational physics* 114.1 (1994): pp. 146-159.
- 13) <https://hiliftpw.larc.nasa.gov/> [retrieved on May 3rd, 2017]
- 14) Yokokawa, Y., Murayama, M., Uchida, H., Tanaka, K., Ito, T., Yamamoto, K., "Aerodynamic Influence of a Half-Span Model Installation for High-Lift Configuration Experiment," AIAA paper, No. 2010-0684.
- 15) Murayama, M., Yokokawa, Y., Kato, H., Kanazaki, M., Yamamoto, K., and Ito, T., "Computational Study for High-Lift Aerodynamics Research in JAXA," 26th International Congress of the Aeronautical Sciences, 2008.
- 16) Dacles-Mariani, J., Kwak, D., and Zilliac, G. G., "On Numerical Errors and Turbulence Modeling in Tip Vortex Flow Prediction," *Int. J. for Numerical Methods in Fluids*, Vol. 30, 1999, pp. 65-82.
- 17) Lei, Z., "Effect of RANS turbulence models on computation of vortical flow over wing-body configuration," *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences* 48.161 (2005): 152-160.
- 18) Tamaki, Y., Imamura, T., "Efficient dimension-by-dimension higher order finite-volume methods for a Cartesian grid with cell-based refinement," *Computers & Fluids* 144 (2017): pp. 74-85.

- 19) 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.
- 20) Wang, G., Schöppe, A., and Heinrich, R., "Comparison and Evaluation of Cell-Centered and Cell-Vertex Discretization in the Unstructured TAU-Code for Turbulent Viscous Flows," ECCOMAS CFD 2010, Lisbon, Portugal, 2010.
- 21) Shima, E., Kitamura, K. and Haga, K., "Green-Gauss/Weighted-Least-Squares Hybrid Gradient Reconstruction

- for Arbitrary Polyhedra Unstructured Grids," AIAA Journal, Vol.51, No.11, 2013, pp. 2740-2747.
- 22) 嶋英志, "構造/非構造格子のための簡単な陰解法," 第29回流体力学講演会, 2C9, 1997.
- 23) König, B, et al. "Lattice-Boltzmann Simulations of the JAXA JSM High-Lift Configuration," AIAA paper No. 2016-3721, 2016.

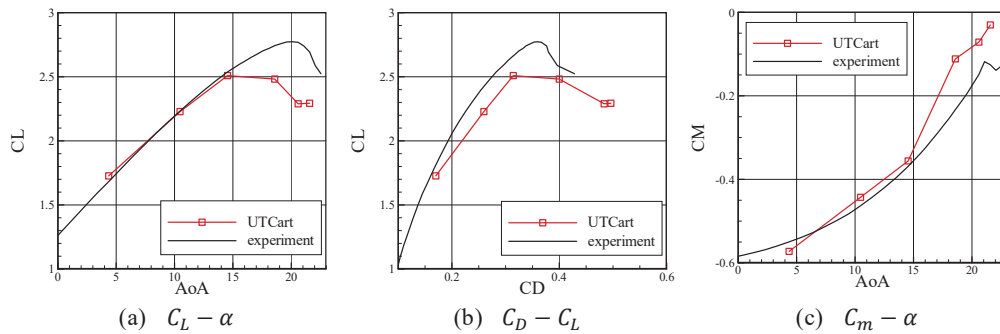


図12 各迎角における空力係数

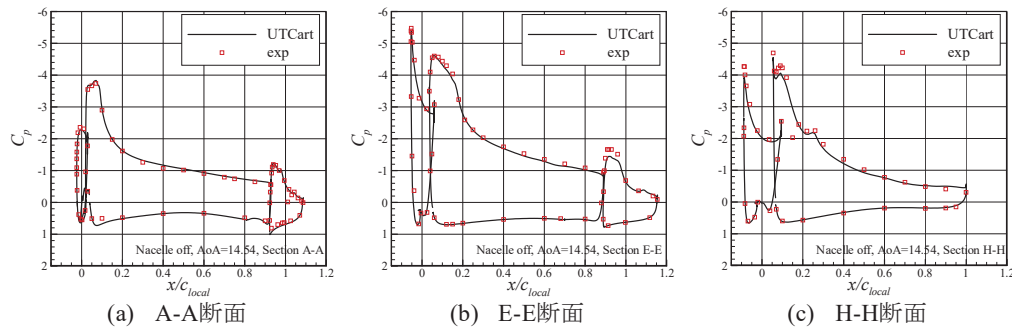


図13 JSM断面上の圧力分布 (迎角14.54°)

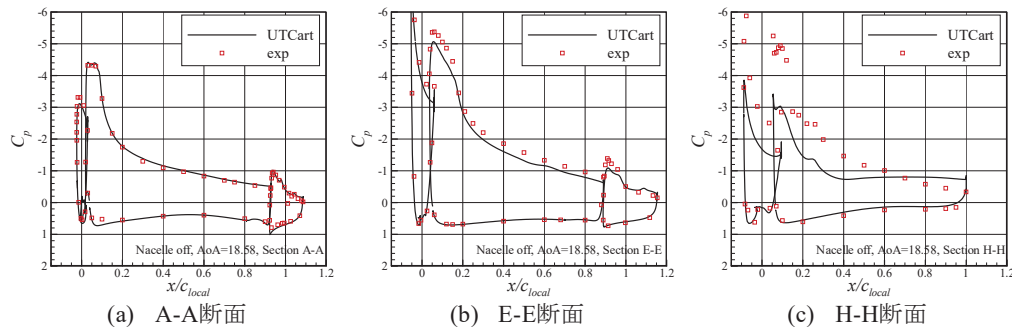


図14 JSM断面上の圧力分布 (迎角18.58°)

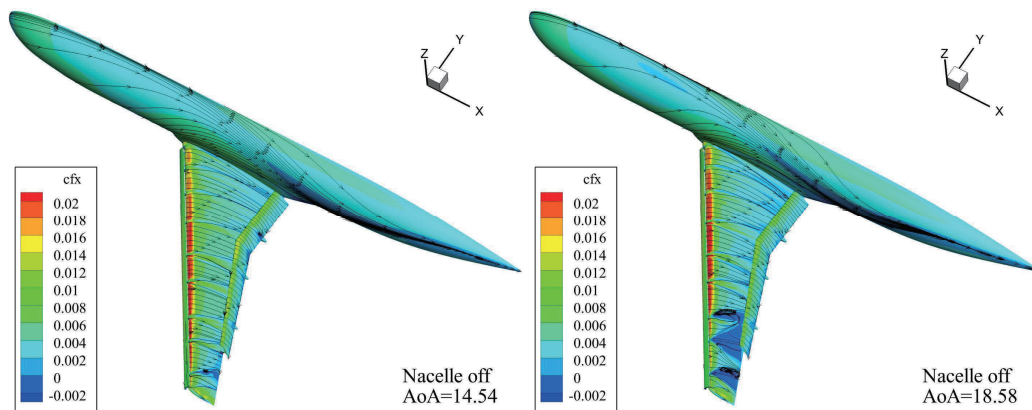


図15 表面流線(左:迎角14.54°, 右:迎角18.58°)