

## LBM を用いた低速高迎角時における翼周りの非定常流体解析

### Unsteady flow simulation around an airfoil with low-speed and high angle-of-attack conditions by Lattice Boltzmann Method

石田 崇, 宇宙航空研究開発機構, 東京都調布市深大寺東町 7-44-1, ishida.takashi@jaxa.jp

○ 浅岡 大知, 東京農工大学大学院, 東京都小金井市中町 2-24-16, dasaoka@st.go.tuat.ac.jp

亀田 正治, 東京農工大学大学院, 東京都小金井市中町 2-24-16, kame@cc.tuat.ac.jp

Takashi ISHIDA, JAXA, 7-44-1 Jindaiji Higashi-machi, Chofu-shi, Tokyo 182-8522

Daichi ASAOKA, TUAT, 2-24-16 Naka-cho, Koganei-shi, Tokyo 184-8588

Masaharu KAMEDA, TUAT, 2-24-16 Naka-cho, Koganei-shi, Tokyo 184-8588

In this paper, lattice Boltzmann code is applied to the unsteady flow simulation around NASA-CRM (common research model) with low-speed, high angle of attack condition aimed for extending current CFD applicability to the full flight envelop. Cascaded LBM is used for the collision model of lattice Boltzmann method to stabilize at high-Reynolds number condition. The flow field is compared with the result obtained by Navier-Stokes code which is FaSTAR to validate solution accuracy and evaluate efficiency of lattice Boltzmann method.

#### 1. 緒言

近年, 計算機や計算技術は著しく発展しており, それに伴い, 数値流体力学(CFD: Computational Fluid Dynamics)はモノづくりの現場で不可欠なツールとなっている<sup>(1)</sup>. CFD は実験に比べてコストが小さく, 流れ場を詳細に観察できるという特徴を持ち, 詳細なモデルを用いた CFD は, 精密な空力形状設計の知識獲得に有用であることが知られている. CFD を用いた空力設計の代表的な例として, 航空機が挙げられる. 航空分野における CFD では, 乱流モデルの進展や計算機の性能向上により, 全機モデル周りの巡航状態の定常解析結果を短時間かつ精度良く得られるようになってきている<sup>(2)</sup>. ここで, Fig. 1 に航空機の飛行可能領域(フライトエンベロープ)の概要を示す<sup>(3)(4)</sup>. なお, 横軸は等価対気速度(EAS: Equivalent Air Speed), 縦軸が荷重係数であり, 巡航状態の荷重係数は 1 G である. Fig. 1 に現在の CFD によって信頼性のある解が得られる領域を示すが, その範囲は定常流とみなせる巡航状態付近に限られており, 巡航領域から逸脱した領域にある剥離を伴う非定常現象, 特に工学的に重要な現象である衝撃波振動(バフエット)に対する解析解の信頼性が今日の CFD の大きな課題の一つである. バフエットの挙動は, 実験的または解析的な予測が困難であることから, その詳細な知見は少ない. 特に高迎角条件では翼上面からの剥離した流れによって非常に複雑な現象が生じ, 場合によっては機体が振動し LOC-I (Loss of control in flight) といった問題を引き起こす可能性がある. 従って飛行試験の観点でも再現することは困難である. また, 航空機の飛行条件に即した高いレイノルズ数を実験環境で再現することは難しく, CFD での現象理解および正確な予測が求められている.

フライトエンベロープにおける CFD 適用範囲を拡大するための研究は世界的に実施されており, 剥離を伴う流れに対する非定常解析手法が盛んに議論されている. 代表的な非定常解析手法として, これまでに DES(detached eddy simulation)<sup>(5)</sup>や LES(large eddy simulation)<sup>(6)</sup>などが提案されているが, これらの手法は Navier-Stokes 方程式を基にした解析手法であり, 複雑実機形状に対する解析では解析コストが膨大になり, データ生産性の観点から空力設計に日常的に用いるには依然として敷居が高い. このような状況を打破するべく, 支配方程式に Navier-Stokes 方程式を用いる従来の CFD に代わる新たな数値解析手法として, 格子ボルツマン法(LBM: lattice Boltzmann method)が提案され, 近年世界的に盛んに研究されている. LBM は流体を仮想粒子の集合体として近似し, 離散化されたボルツマン方程式を解くことで流体運動を記述する

手法である<sup>(8)</sup>. LBM は, 非線形項を待たないため, アルゴリズムが非常に単純で, 従来の Navier-Stokes 方程式を基にした手法と比較して, 非定常解析における解析時間の短縮が期待できる.

LBM の課題として, 工学的に重要な高レイノルズ数域では, 十分な格子解像度がない場合に計算が不安定になることが挙げられる. この問題を解決するため, 本稿では Cascaded LBM (CLBM) に着目する. CLBM は, 仮想粒子のモーメント毎に独立な緩和時間係数を用いることで計算安定性を向上させた MRT (multiple relaxation time) を基に提案されており, 計算の過程で生じる座標変換においてガリレイ不変性を満たすように設計されている<sup>(9)</sup>. これにより, 高レイノルズ数条件においても計算が安定化するとされる.

本稿では, フライトエンベロープにおける CFD の適用範囲拡大を目指し, 航空機の低速・高迎角状態における非定常現象に着目して LBM の適用可能性について検討する. 具体的には, 解析対象に数値解析の標準的なモデルとして広く利用されている NASA-CRM (Common Research Model)<sup>(7)</sup>を採用し, 低速・高迎角状態において従来の Navier-Stokes 方程式に基づく CFD による解析結果と LBM を用いた際の解析結果を比較し, 格子解像度の影響や現象再現性などを調べる.

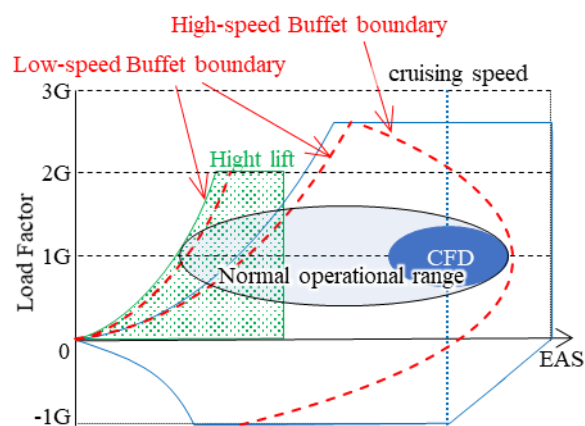


Fig. 1 Flight envelope<sup>(3)(4)</sup>.

2. 数値解析手法

数値解析においては、宇宙航空研究開発機構 (JAXA) で現在開発中の LBM と BCM (Building-Cube Method) フレームワークを組み合わせた流体解析ソルバ<sup>(10)</sup>を用いた。また、計算機は JAXA のスーパーコンピュータである JSS2 を用いて数値解析を実施した。次節以降に、本研究で用いる数値解析手法に関して述べる。

2. 1. LBM

LBM の支配方程式はボルツマン方程式であり、各粒子で離散化することによって以下のように表される。

$$\frac{\partial f_i(t, \mathbf{x})}{\partial t} + e_{ir} \frac{\partial f_i(t, \mathbf{x})}{\partial x_r} = \Omega_i(f) \quad (1)$$

式中の  $f_i$  は時間  $t$  と格子の位置ベクトル  $\mathbf{x}$  の関数で表される分布関数であり、 $e_{ir}$  は離散速度、 $\Omega_i$  は衝突項、添字  $i$  は速度方向、 $r$  は直交座標成分を表している。

LBM における仮想粒子は隣接格子点に向かう速度ベクトルを持つ。密度  $\rho$  及び単位体積あたりの運動量  $\rho \mathbf{u}$  は粒子の分布関数から次のような定義で求められる。

$$\sum_i f_i = \sum_i f_i^{(0)} = \rho \quad (2)$$

$$\sum_i f_i \mathbf{e}_i = \sum_i f_i^{(0)} \mathbf{e}_i = \rho \mathbf{u} \quad (3)$$

本稿では、3次元27速度(D3Q27)の粒子モデルを用いる。

2. 1. 1. CLBM (cascaded lattice Boltzmann method)

CLBM は分布関数を変換行列により速度空間からモーメント空間に写像し、さらに原点周りのモーメント (Raw moment) から粒子移動座標系周り  $\mathbf{M}_{p,q,r}$  のモーメント (Central moment) に変換して衝突過程を計算する手法である。これにより、衝突項において高次のモーメントが独立に緩和されるため、計算安定性が向上するとされる。以下に、Raw moment および Central moment への変換行列  $\mathbf{M}_{pqr}$ 、 $\tilde{\mathbf{M}}_{pqr}$  の定義を示す。

$$\mathbf{M}_{pqr} = \sum_{i=0}^{n-1} f_i e_{ix}^p e_{iy}^q e_{iz}^r \quad (4)$$

$$\tilde{\mathbf{M}}_{pqr} = \sum_{i=0}^{n-1} f_i (e_{ix} - u)^p (e_{iy} - v)^q (e_{iz} - w)^r \quad (5)$$

なお、 $p, q, r \in \{0, 1, 2\}$  である。カスケード型格子ボルツマン法を用いた場合、格子ボルツマン法の差分式は、Central moment から Raw moment への変換行列  $\mathbf{C}$  を用いて、以下のように表せる。

$$f(\mathbf{x} + \mathbf{e}_i \Delta t, t + \Delta t) = f_1 + f_2 \quad (6)$$

$$f_1 = \rho \mathbf{M}^{-1}{}_{pqr} \mathbf{C} \tilde{\mathbf{M}}_{pqr} (1 - \omega_i) \quad (7)$$

$$\omega_i = [1/\tau (i = 0 \sim 9), 1 (i = 10 \sim 26)] \quad (8)$$

式(6), (7), (8)より、分布関数は緩和率  $\omega_i$  によって、独立した高次のモーメントごとに緩和されることが分かる。

2. 2. BCM (Building-Cube Method)

LBM による計算において、格子生成および計算の単純性を保つために BCM フレームワークを用いる<sup>(11)</sup>。BCM はマルチブロック型の等間隔直交格子を用いた計算手法であり、格子を局所的に集めることで高解像度の計算が可能になる。

BCM では、計算領域を任意の大きさの立方体 (Cube) で分割する。さらに、各 Cube 内に、物体形状によって直交等間隔格子 (Cell) を生成して計算を行う。各 Cube 内の Cell は、計算負荷を等しくするためにそれぞれ同じ格子点数を持つように生成する。

モデル周りに Cube を配置し各 Cube を  $8 \times 8 \times 8$  個の Cell で分割したモデルを Fig. 2 に示す。

BCM を用いた格子生成の場合、Fig. 3 のように Cube 境界で格子幅が異なる接続が存在するため、Cube 間の分布関数を補間する必要がある。以降より細かい格子を添字  $f$ 、粗い格子を添字  $c$  で表し、Cube 境界での分布関数の補間を考える。格子幅の比を  $n = \Delta x_c / \Delta x_f$  とすると、ブロック境界において動粘性係数が一致するという条件を用いて、Cube 間の緩和係数は、

$$\tau_f = \frac{1}{2} + n(\tau_c - \frac{1}{2}) \quad (9)$$

のような関係が得られる。ここで、 $n=2$  と仮定すると、Cube 間の分布関数は、

$$\tilde{f}_{i,c} = f_{i,f}^{eq} + n(\tilde{f}_{i,f} - f_{i,f}^{eq}) \frac{\tau_c - 1}{\tau_f - 1} \quad (10)$$

$$\tilde{f}_{i,f} = f_{i,c}^{eq} + \frac{1}{n}(\tilde{f}_{i,c} - f_{i,c}^{eq}) \frac{\tau_f - 1}{\tau_c - 1} \quad (11)$$

と補間できる。なお  $\tilde{f}$  は衝突後の分布関数を表す。

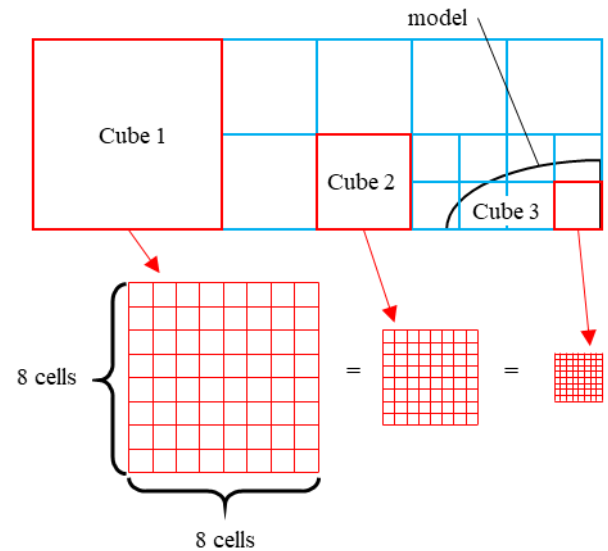


Fig. 2 BCM grid around a circle model.

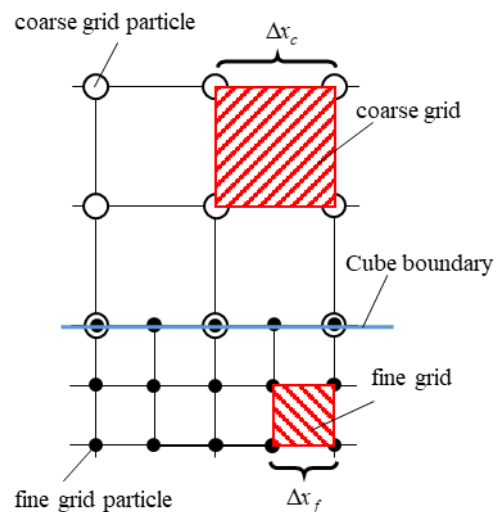


Fig. 3 Multiscale model.

### 2. 3. 壁面境界条件

LBM における物体表面の境界条件は Bounce-Back Scheme(BB) が用いられてきた<sup>(8)</sup>. BB は, すべり無し条件において固体壁面に入射してくる粒子を壁面で入射方向に跳ね返す手法である. しかし, LBM は等間隔直角格子を用いる特性上, 物体表面の形状が階段状に設定されるため, 任意の表面形状を持つ物体の壁面境界条件の精度は十分では無い. この問題を解決する手法として, Interpolated Bounce-Back Scheme (IBB)がある<sup>(11)</sup>. IBB は物体表面と格子点の距離に応じて補正を行うことで, 任意の表面形状の影響を再現できる. Fig. 4 に壁面境界条件の概要を示す.  $x_0$  は物体内における表面に最近傍の格子点,  $x_1$  は流体内の表面に最近傍の格子点,  $x_2$  は次の格子点を表す. 次のステップで壁面で跳ね返り  $x_1$  に到達する粒子を考えると, 粒子は現時点で赤丸の位置にある. 物体表面から  $x_1$  までの距離  $q$  に応じて  $x_0$  の分布関数を補間すると,

$$\tilde{f}_i(x_0, t) = 2qf_i(x_1, t) + (1 - 2q)f_i(x_2, t), \quad q < \frac{1}{2} \quad (12)$$

$$\tilde{f}_i(x_0, t) = \frac{1}{2q}f_i(x_1, t) + \frac{2q-1}{2q}f_i(x_2, t), \quad q \geq \frac{1}{2} \quad (13)$$

と書ける. なお, 添字  $\tilde{i}$  は添字  $i$  と反対向きの粒子を表す.

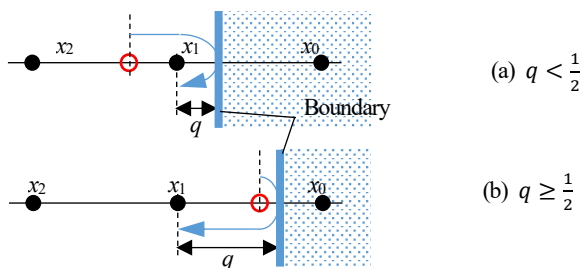


Fig. 4 Interpolated Bounce-Back Scheme.

### 3. 1. 計算条件

本稿では, 航空機の低速かつ高迎角条件下での流れ場を比較するため, NASA-CRM を対象として解析を行う.

解析は主流マッハ数  $M_\infty = 0.176$ , レイノルズ数  $Re = 1.241 \times 10^6$ , 迎角  $\alpha = 12^\circ$  の条件で, LBM と NS 方程式を用いた CFD による解析結果と比較する. それぞれの解析条件を Table 1 に示す. なお, 表中の代表長さ  $L$  は, 平均空力翼弦長(MAC 長)を表す.

また, 今回計算に使用した NASA-CRM モデルを Fig. 5 にそれぞれ示すが, 先行して行われた FaSTAR<sup>(13)(14)(15)(16)</sup>による解析では支持装置有りの状態が採用されている点に注意されたい. また, それぞれの計算領域を Fig. 6 に示す.

さらに, ハーフスパンを  $b$  とし, Fig. 7 のように,  $z$  方向における機体中心からの距離を  $\eta$  としたとき  $\eta = 0$ ,  $\eta = 0.119b$ ,  $\eta = 0.238b$ ,  $\eta = 0.357b$  の  $xy$  断面における格子構造を, Fig. 8-11 に示す. これより, それぞれの格子生成法の違いから, Hexagrid<sup>(17)(18)</sup>を用いて作成された FaSTAR の格子の方が, 壁面近傍においてより格子解像度が高くなっていることが分かる.

Table 1 Grid information

Solver	FaSTAR	JAXA LBM Solver
Computer	JSS2	JSS2
Grid generator	Hexagrid	BOXFUN
Domain size	$236.5 L \times 236.5 L \times 236.5 L$	$63.1 L \times 63.1 L \times 63.1 L$
Cube	N/A	65,794
Cell	N/A	$8 \times 8 \times 8$
Total points	about 20,000,000	33,686,528
$\Delta x_{min}$	$7.21 \times 10^{-6} L$	$7.71 \times 10^{-3} L$

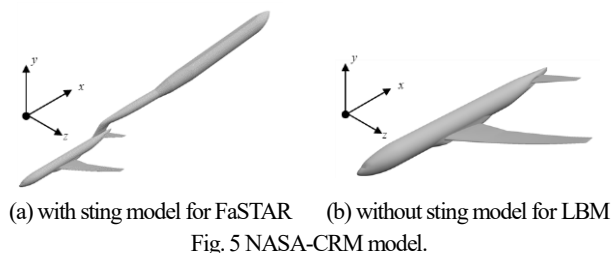
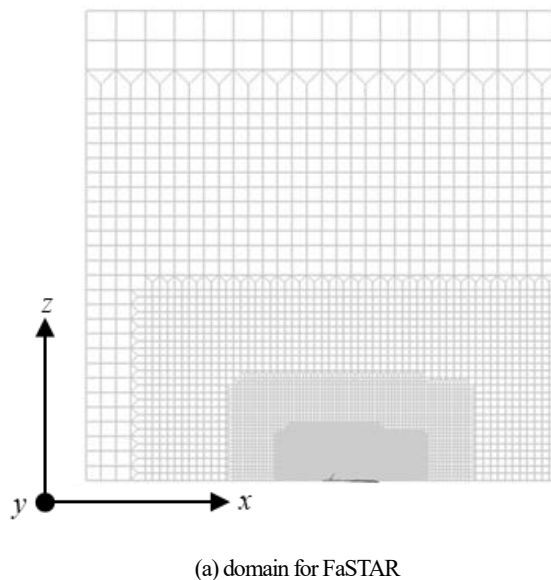
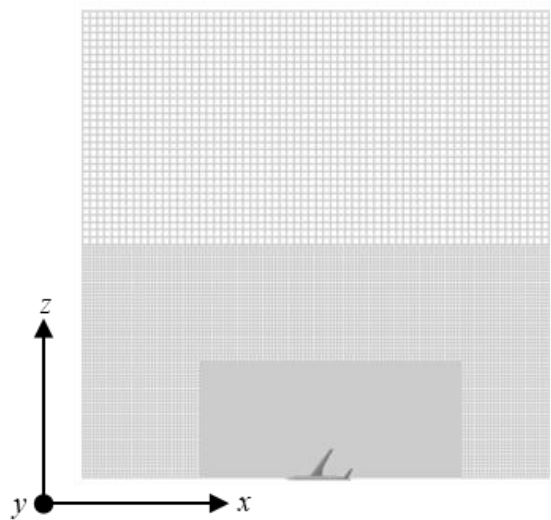


Fig. 5 NASA-CRM model.



(a) domain for FaSTAR



(b) domain for LBM

Fig. 6 Computational domain.

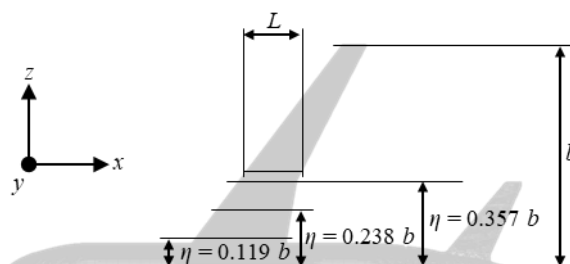
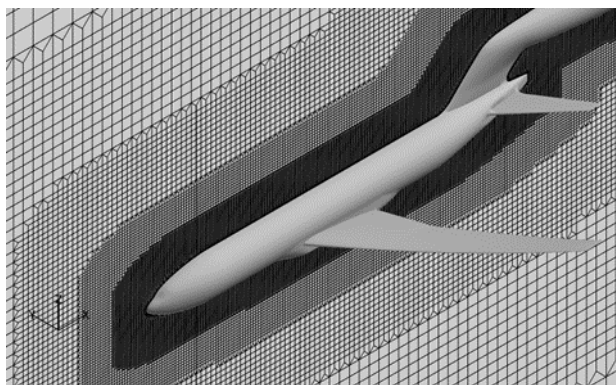
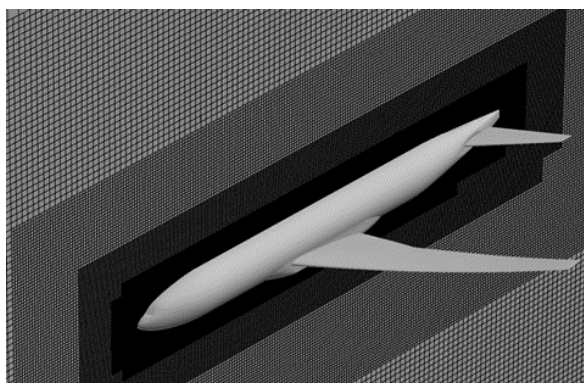


Fig. 7 Spanwise location of visualization.

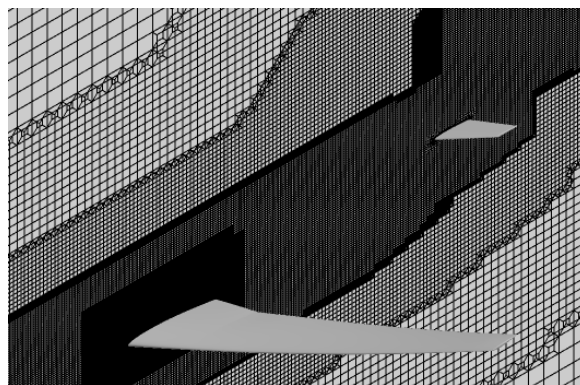


(a) FaSTAR

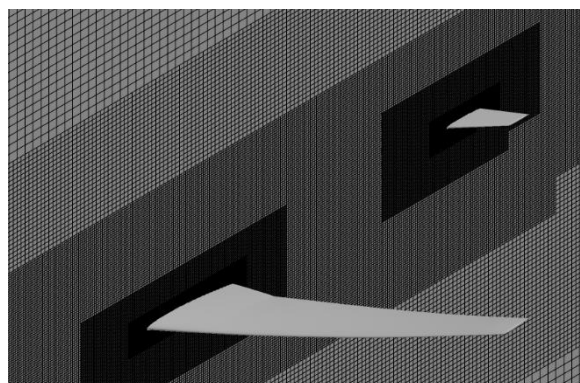


(b) LBM (coarse)

Fig. 8 Grid visualization at  $\eta = 0$ .

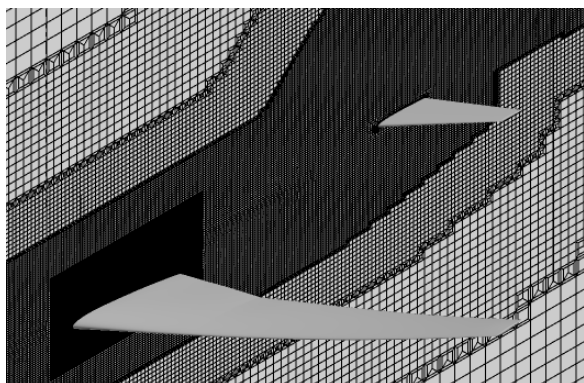


(a) FaSTAR

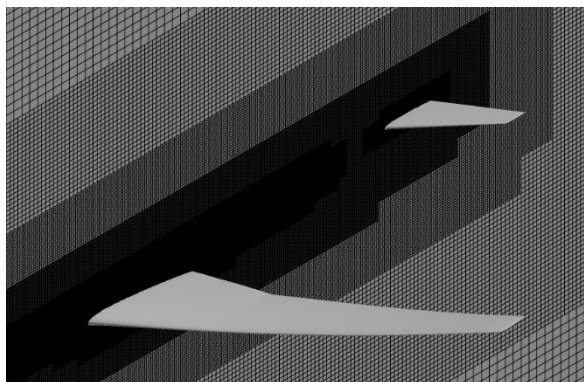


(b) LBM (coarse)

Fig. 10 Grid visualization at  $\eta = 0.238 b$

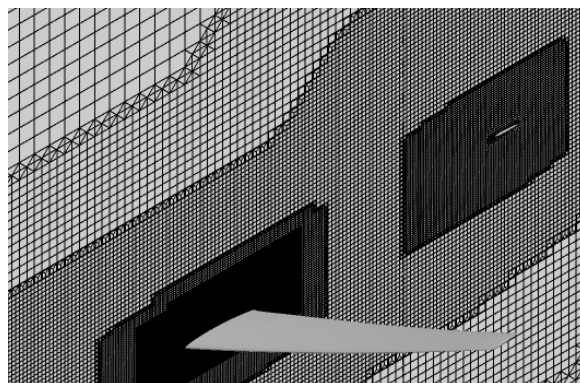


(a) FaSTAR

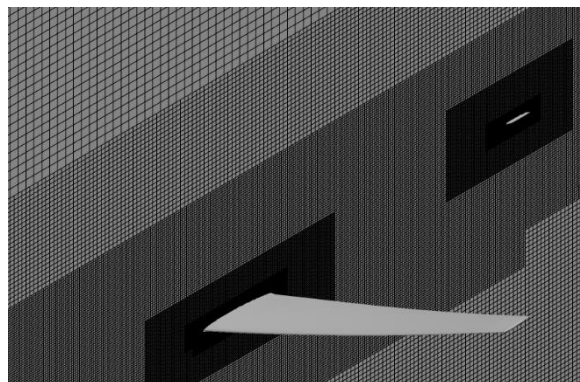


(b) LBM (coarse)

Fig. 9 Grid visualization at  $\eta = 0.119 b$ .



(a) FaSTAR



(b) LBM (coarse)

Fig. 11 Grid visualization at  $\eta = 0.357 b$ .

### 3. 2. 解析結果

$\eta=0$  における時間平均マッハ数分布を可視化したものを Fig. 12 に示す。結果を比較すると、LBM では FaSTAR による結果に比べて機体上面での剥離が過大に予測されている。今回用いた格子の壁面近傍の格子解像度が不十分であることが大きな要因であると推察される。さらに、 $\eta=0.119b$ ,  $0.238b$ ,  $0.357b$  における解析結果をそれぞれ Fig. 13~15 に示すが、いずれの場合においても LBM による解析で剥離が大きく予測されていることが分かる。

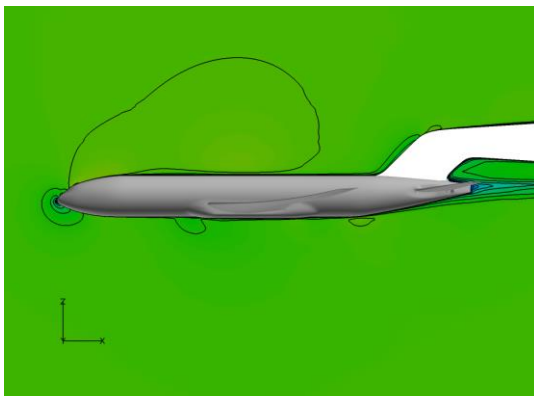
ここで、 $Q$  値と呼ばれる状態量を用いて、渦構造を可視化する。 $Q$  値とは速度勾配テンソルの第 2 不変量であり、以下の式で表される。

$$Q = \frac{1}{2}(W_{ij}W_{ij} - S_{ij}S_{ij}) \quad (14)$$

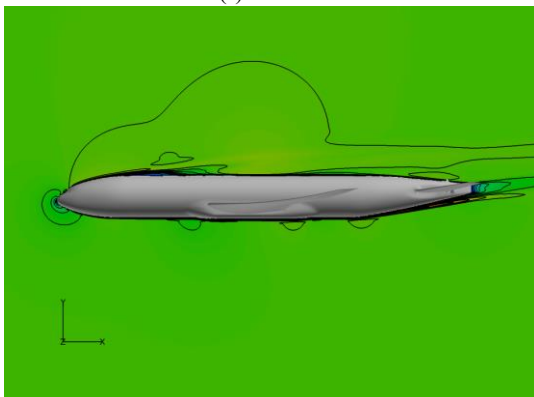
$$W_{ij} = \frac{1}{2}\left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \frac{\partial u_j}{\partial x_i}\right) \quad (15)$$

$$S_{ij} = \frac{1}{2}\left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i}\right) \quad (16)$$

ここで回転テンソル $W_{ij}$ 、歪み速度テンソル $S_{ij}$ は速度勾配テンソルの非対称成分、対称成分であり、 $Q$  値は局所的な流体の回転運動と歪み率の関係を示している。 $Q$  値の等値面により渦構造を可視化したものを Fig. 16 に示す。Fig. 16 を見ると、FaSTAR を用いて解析したものでは、翼の前縁付近から乱流剥離泡が発生し、流れ場が比較的物体表面に長く付着しているのに対して、LBM の解析結果では層流剥離のような挙動を示しており、流れ場が翼面上から大きく剥離していることが分かる。さらに、FaSTAR の解析結果では、渦構造に不連続面が見て取れる。これらは、解析に用いた格子構造の差に起因するものと考えられ、FaSTAR では、格子の切り替わりの位置が不安定性の要因となり、LBM では壁面近傍の格子解像度が不足していると考えられる。



(a) FaSTAR

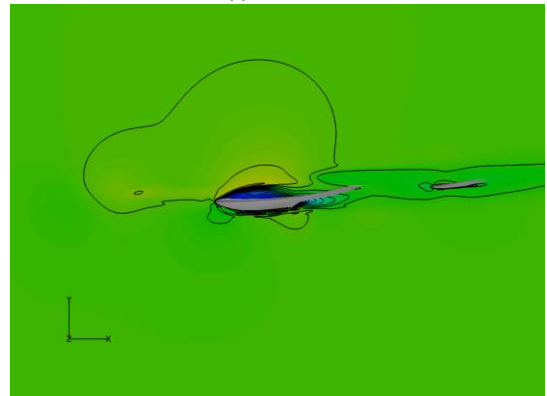


(b) LBM(coarse)

Fig. 12 Comparison of time-averaged Mach number at  $z=0$ .

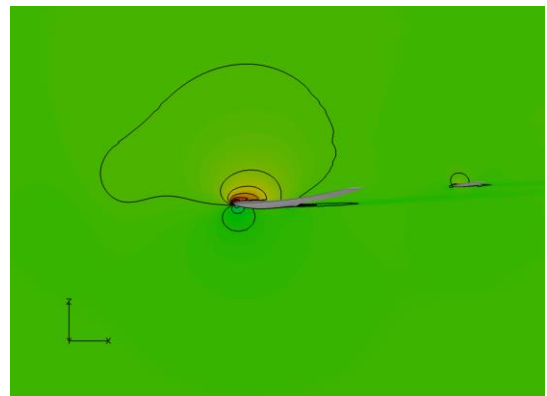


(a) FaSTAR

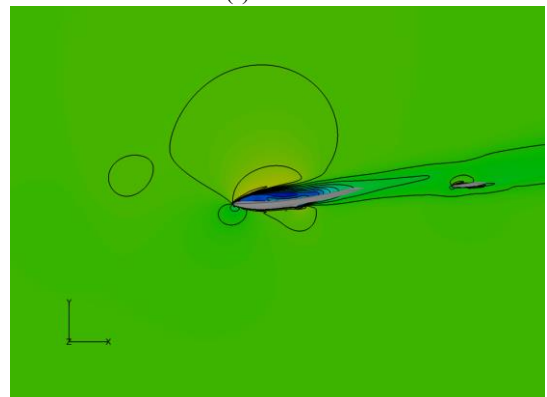


(b) LBM(coarse)

Fig. 13 Comparison of time-averaged Mach number at  $z=0.5$ .

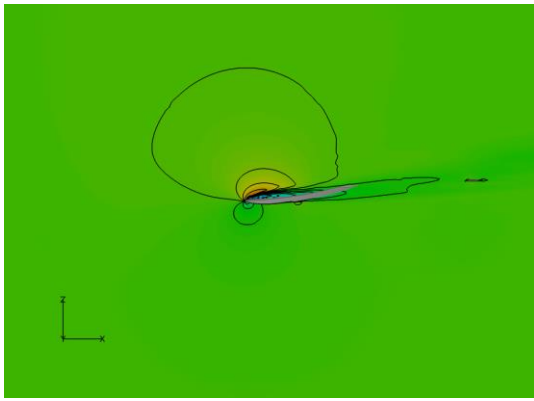


(a) FaSTAR

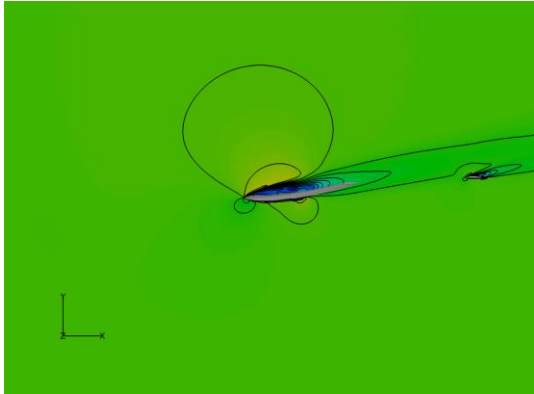


(b) LBM(coarse)

Fig. 14 Comparison of time-averaged Mach number at  $z=1.0$ .

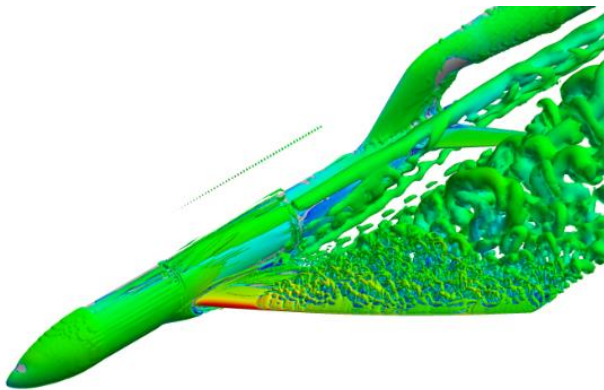


(a) FaSTAR

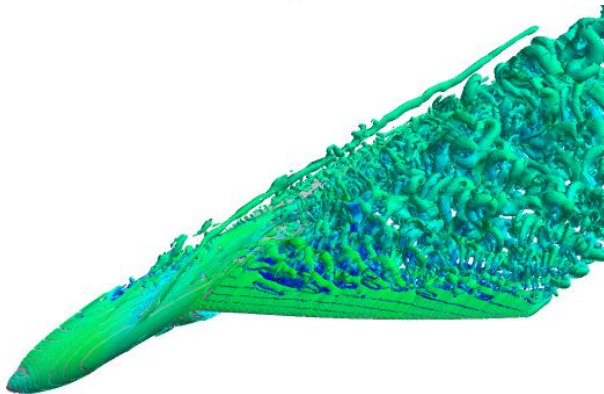


(b) LBM(coarse)

Fig. 15 comparison of time-averaged Mach number at  $z = 1.5$ .



(a)



(b)

Fig. 16 Result  $q = 0.001$  (a) FaSTAR (b) LBM (coarse)

### 3. 結言

本稿では、FaSTAR と LBM による NASA-CRM の低速・高迎角条件における解析結果の比較を行った。その結果から、LBM による解析では、壁面近傍における格子解像度不足が大きく影響しており、主翼前縁から大きく流れが剥がれてしまうことが分かった。

今後は支持装置の影響、格子解像度の影響、壁モデルの実装、解析コストの比較を通して開発している LBM コードの工学的問題への適用可能性について検討を進めていく予定である。

### 謝辞

本稿で用いた FaSTAR による解析データは、JAXA 航空技術部門 数値解析技術研究ユニット 金森正史博士および東海大学大学院 吉川貴広氏にご提供いただいた。ここに謝意を示す。

### 参考文献

- (1) 中村佳朗, "CFD の歴史的レビューと展望," 第 28 回数値流体力学シンポジウム, (2014), S01-1
- (2) 松尾, 数値風洞: これまでの軌跡とスーパーコンピューティング技術, FUJITSU 67, 6, (2016), pp14-21
- (3) Becker, K., "Computational Fluid Dynamics—Industrial Use of High Fidelity Numerical Simulation of Flow about Aircraft," AIRBUS, (2012), pp.1-24.
- (4) Tinoco, E, et al., "Progress toward CFD for full flight envelope," *Aeronaut. J.*, 109 (2005), pp. 451-460.
- (5) Spalart, P, e al., "Comments on the feasibility of les for wings and on a hybrid rans/les approach," *Advances in DNS/LES, First AFOSR International Conference on DNS/LES*, (1997)
- (6) Bradshaw, P, "The understanding and prediction of turbulent flow," *Int. heart and Fluid Flow*, 18, (1996), pp45-54.
- (7) Melissa, R, "Experimental Investigation of the NASA Common Research Model (Invited)," *AIAA 4218* (2010), pp1-35.
- (8) 葛原ら, 機械工学最前 2 CFD 最前線, 共立出版 (2007).
- (9) Geier, M., et al., "Cascaded digital lattice Boltzmann automata for high Reynolds number flow," *Phys. Rev. E*, 73, (2006), pp. 1-10
- (10) Ishida, T., "Lattice Boltzmann Method for Aeroacoustic Simulations with Cube-Structured Cartesian Grid," *AIAA*, 0259 (2016), pp. 1-8.
- (11) Nalahashi, K., "Immersed Boundary Method for Compressible Euler Equations in the Building-Cube Method," *AIAA*, 3386 (2011),
- (12) 山田ら, "BCM 及びメッシュレス法を用いたハイブリッド LBM による空力騒音の直接解析", 先駆的科学計算に関するフォーラム 2016~先端的計算科学研究プロジェクト成果報告~, (2016).
- (13) 橋本敦ほか, 高速流体ソルバ FaSTAR の開発, 第 42 回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2010, JAXA-SP-10-012, p. 79~84 (2010)
- (14) Hashimoto, A. et al., Toward the Fastest Unstructured CFD Code 'FaSTAR,' *AIAA-2012-1075*
- (15) 橋本ら, 高速な非構造格子流体ソルバ FaSTAR の開発, 日本航空宇宙学会論文集, Vol. 63, No. 3, p. 96-105 (2015)
- (16) Hashimoto, A. et al., Fast Parallel Computing with Unstructured Grid Flow Solver, 28th International Conference on Parallel Computational Fluid Dynamics (2016)
- (17) Hashimoto, A., et al., "Lift and Drag Prediction Using Automatic Hexahedra Grid Generation Method," *AIAA paper 2009-1365*, (2009).
- (18) Hashimoto, A., et al., "Drag prediction on NASA CRM Using Automatic Hexahedra Grid Generation," *AIAA paper 2010-1417*, (2010).