

階層型直交格子を用いた Adaptive Mesh Refinement による 30P30N 周り流れ場の 2 次元解析 2D Flow Analysis around a 30P30N Airfoil using Hierarchical Cartesian Mesh and Adaptive Mesh Refinement

- 周 健文, 東大院, 東京都文京区本郷 7-3-1, k-shu@g.ecc.u-tokyo.ac.jp
- 玉置 義治, 東北大院, 宮城県仙台市青葉区荒巻字青葉 6-6-01, tamaki@cfm.mech.tohoku.ac.jp
- 今村 太郎, 東大院, 東京都文京区本郷 7-3-1, imamura@g.ecc.u-tokyo.ac.jp
- Kembun Shu, The University of Tokyo, 7-3-1, Hongo, Bunkyo-ku, Tokyo
- Yoshiharu Tamaki, Tohoku University, 6-6-01, Aramaki-aza-aoba, Aoba-ku, Sendai, Miyagi
- Taro Imamura, The University of Tokyo, 7-3-1, Hongo, Bunkyo-ku, Tokyo

The combination of Hierarchical Cartesian Mesh and Solution Adaptive Mesh Refinement (AMR), and its effect on CFD analysis is tested. In analyzing high-lift flow around High-Lift Devices (HLD), the region far from the HLD should be resolved sufficiently. However, Hierarchical Cartesian Mesh tends to be coarse in that region. Therefore, the accuracy of the analysis of the Hierarchical Cartesian Mesh tends to be inferior to that of body-fitted Structured Grid. To solve this problem, AMR based on flow field variables is introduced. First, proposed AMR method is validated, and it is shown that flow features such as shock wave or wake region can be detected automatically. Then, AMR is applied to the CFD analysis of HLD using Hierarchical Cartesian Mesh. As a result, the wake region is highly resolved, and the accuracy of the analysis is improved.

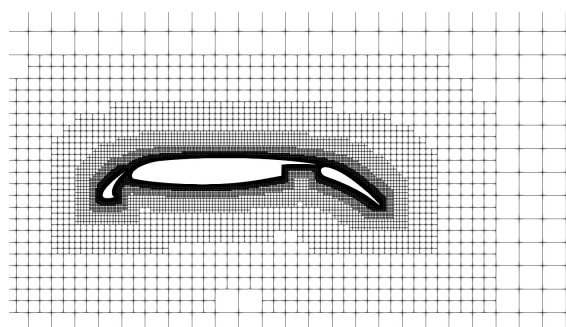
1. 序論

階層型直交格子を用いた数値流体解析 (CFD) は, 自動, 高速かつロバストな格子生成が可能という利点から, 複雑形状周りの解析への利用が期待されている. 複雑形状の例としては高揚力装置 (High-Lift Devices, HLD) が挙げられる. これは離着陸時の航空機が, 低速状態でも高い揚力を得るために展開する空力デバイスで, 一般にスラットやフラップを含む複要素からなる. 近年の航空機開発では環境適応性および経済性が重要視される傾向にある⁽¹⁾が, HLD はこれらの両方に関わる⁽²⁾ことから, CFD を活用した空力設計の適用対象として注目されている.

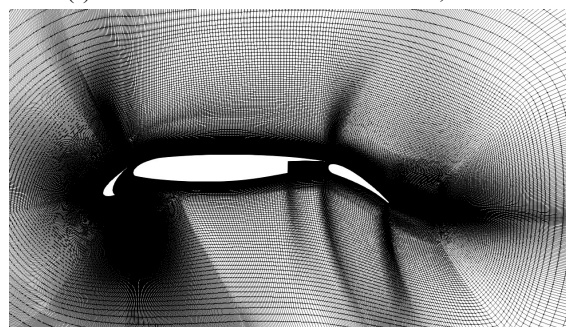
しかし, 階層型直交格子には物体壁面から離れた格子サイズが, 構造格子等と比較して急激に粗くなりやすい性質がある. Figure 1 に HLD 周りに生成した階層型直交格子とマルチブロック構造格子⁽³⁾の例を示す. セル数はいずれも約 26 万セルであるにも関わらず, 物体壁面から翼弦長程度離れた領域のセル密度に大きな差が見られる. 特に HLD はその名前が表すように高い揚力を発生する空力デバイスであり, 物体遠方領域でも流線が大きく曲げられるため, この領域における格子解像度を適切に制御することが求められる. 筆者らは階層型直交格子による解析結果が, 特に高迎角域において, 構造格子による結果⁽⁴⁾と異なる傾向を示すことを確認している. 階層型直交格子を用いても, 格子生成に関するパラメータを調整することで物体壁面遠方でも十分な格子解像度を確保できるが, 手動による調整は作業者の経験に依存しやすく, セル数の増大にも直結する. また, 構造格子にも共通する問題ではあるが, 不必要に高い格子解像度の領域ができる可能性がある. 計算資源や計算能力の観点からセルの総数は抑えたいため⁽⁵⁾, 過度に密な格子は得策ではない.

そこで注目されている計算手法が解適合格子細分化法 (Solution Adaptive Mesh Refinement, AMR)⁽⁶⁾⁽⁷⁾である. これは, 解析対象の流れ場および計算格子に対して, 物理的に重要な領域を細分化, あるいは不要な領域を粗くすることで, 計算精度を確保しつつセル数の過度な増大を抑えた格子を生成する手法である. 特に階層型直交格子は一般的な構造格子に比べて, AMR による局所的な細分化等の格子解像度の制御が容易であるため, 階層型直交格子と

AMR の組み合わせが注目されている⁽⁸⁾. この手法を利用することで, 階層型直交格子を用いても, HLD 周り流れ場のような, 空間的な格子解像度を必要とする流れ場の解析精度を, 現実的なセル数で向上させられる可能性がある.



(a) Hierarchical Cartesian Mesh with 265,266 cells



(b) Multi-block structured grid with 260,909 cells⁽³⁾

Fig. 1 Examples of a grid around a HLD.

本研究の目的は, 階層型直交格子を用いた HLD 周り流れ場の解析に AMR を適用し, 流れ場に即した, 物体遠方領域まで十分な解像度を有する格子を自動的に生成できること, またこの格子により解析精度が向上することを実証することである. このために, 流れ場の物理量を指標とする AMR を導入する. はじめに, 本研

究で利用する AMR 手法について述べる。次に、提示した AMR 手法を RAE2822 翼型周りの衝撃波を有する流れと、DSMA661 翼型周りの後流を有する流れに適用し、手法の妥当性を検証する。最後に、AMR 手法を 3 要素 HLD である 30P30N 翼型周り流れ場の解析に適用し、この結果を構造格子による結果⁴⁾と比較し、妥当性を検証する。

2. Adaptive Mesh Refinement (AMR)

AMR は通常、何らかの指標と基準を設定し、格子細分化の是非を判定する。指標の例としては、適当な評価関数への各セルの感度を評価するもの⁶⁾や、流れ場の物理量に注目するもの⁷⁾が提案されている。基準の例としては、指標を統計的に扱い、指標の標準偏差を用いるもの⁹⁾がある。本研究では De Zeeuw⁹⁾や Hartmann⁷⁾を参考に、流れ場の物理量に基づいた指標を次式で定義する；

$$\begin{aligned}\tau_C &= |\nabla \cdot \vec{u}| h^{\frac{3}{2}} \\ \tau_R &= |\nabla \times \vec{u}| h^{\frac{3}{2}} \\ \tau_E &= \left| \nabla \cdot \frac{1}{\gamma - 1} \ln \left[\frac{p}{p_\infty} \left(\frac{\rho_\infty}{\rho} \right)^\gamma \right] \right| h^{\frac{3}{2}}\end{aligned}$$

ここで、 \vec{u} は速度ベクトル、 p は圧力、 ρ は密度、 γ は比熱比、 h は各セルの辺の長さ、添え字 ∞ は一様流の量を表す。 τ_i ($i = C, R, E$) は順に圧縮性、渦度、一様流からのエントロピー変化に関連する指標を意味する。 h の指数 $3/2$ は De Zeeuw⁹⁾ に基づき、セルのサイズにより重みづけを施すことに等しい。すなわち、大きな/小さなセルほど τ_i が大きく/小さく見積もられる。これらの指標をもとにそれぞれの 0 に対する標準偏差

$$\sigma_i = \sqrt{\sum_{j=1}^N \frac{\tau_{ij}}{N}} \quad (i = C, R, E)$$

を求める。ここで N は総セル数を表す。この σ_i を基準として、 $\tau_i > \sigma_i$ となるセルを細分化すべきセル (refinement)、 $\tau_i < 0.1\sigma_i$ となるセルを粗くできるセル (coarsening) として取得する。物理的には、一様流は $\tau_i = 0$ であることから、一様流と異なる流体現象を有するセルを細分化することを意味する。これらの基準に従って取得したセルに対して Fig. 2 のように 1 レベルの refinement または coarsening を施す。ここで、1 レベルは 4 分木分割に基づく親子関係を意味する。また、 \vec{q} は流れの物理量を表し、refinement 時には 1 つの親セルの値を 4 つの子セルにそのまま代入し、coarsening 時には 4 つの子セルの値を平均化して 1 つの親セルに代入する。なお、実際の格子生成時には、「隣接するセル間のレベル差は 1 レベル以内」という制約から、直接指定したセル以外への refinement がなされる、指定した coarsening が実際にはなされないといったことが生じることに留意する。

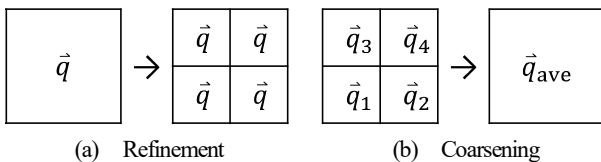


Fig. 2 Example of a cell operation.

以上のことを踏まえて、本研究で実施する AMR ルーチンは次のように表される；

1. k 回目の計算実行
2. k 回目の計算結果から τ_i , σ_i を計算
3. 基準に従って $k + 1$ 回目の計算に用いる格子を生成

4. $k + 1$ 回目の計算を、 k 回目の物理量を用いて継続計算
 5. 以上を例えば C_i が収束するまで繰り返す
- なお、本研究では物体壁面最近傍の最小格子 (この格子の大きさを以下、最小格子幅 Δx_{\min} と呼ぶ) 以下の細分化は行わない。

3. AMR 手法の検証

利用する AMR 手法の検証計算として、RAE2822 翼型周りの遷音速流解析と、DSMA661 翼型周りの乱流解析を行う。後述する特徴的な流れ場を有するこれらの解析対象に AMR 手法を適用することで、流れ場に即した細分化ができることを検証する。流体計算には本研究室で開発中の UTCart⁽¹⁰⁾⁻⁽¹²⁾ を用いる。計算は全て 2 次元定常流を仮定し、共通する計算手法を Tab. 1 に示す。追加の計算手法はその都度示す。また、AMR を k 回施した格子のことを k サイクル適合格子と呼称する。

Tab. 1 Numerical methods.

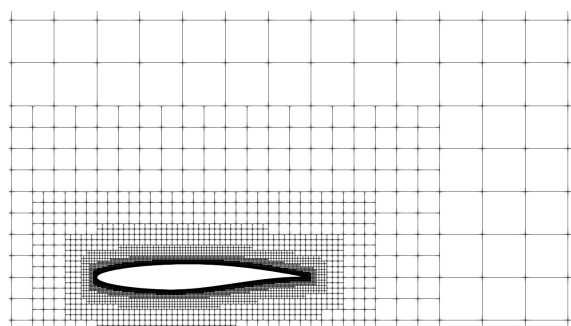
Spatial discretization	Cell-centered finite volume method
Gradient reconstruction	WLSQ (G)
Inviscid flux	SLAU (3rd-order MUSCL)
Viscous flux	2nd-order central difference
Time integration	LU-SGS (Local time-stepping)
	Courant number = 50

3. 1. RAE2822 翼型周りの遷音速流解析

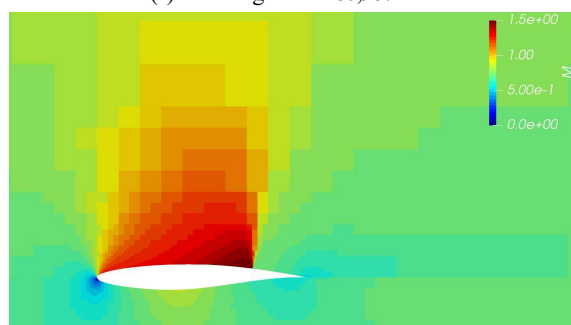
RAE2822 翼型周りの遷音速流解析を行い、衝撃波を有する流れ場に対し、AMR 手法が衝撃波を捕捉できることを検証する。支配方程式を Euler 方程式とし、Limiter に vanAlbada を用いる。また、代表長さを翼型のコード長 c とし、最小格子幅を $\Delta x_{\min}/c = 2.0 \times 10^{-4}$ 、一様流マッハ数を $M_\infty = 0.75$ 、迎角を $\alpha = 3 \text{ deg}$ とする。

まず、Fig. 3 に初期格子と、初期格子で計算を収束させた時のマッハ数分布を示す。Figure 3 (a) に示した初期格子は一般的な階層型直交格子であり、壁面から離れるに従いセルサイズが大きくなる。このような格子では Fig. 3 (b) のように衝撃波が不明瞭となる。これに対し、6 サイクル適合格子を Fig. 4 (a) に示す。前縁の加速域と衝撃波域、後流域が細分化される。この格子を用いることで、Fig. 4 (b) に示すように衝撃波を鋭く解像できる。AMR の発展の過程として各サイクルの適合格子を Fig. 5 に示す。1 度の AMR サイクルでは 1 レベルのセル操作のみを許容しているため、衝撃波が段階的に解像される。なお、1 サイクル適合格子で細分化位置と衝撃波位置が異なるのは、初期格子で衝撃波の位置が定まる前の流れ場に基づいて AMR を施したためである。2 サイクル適合格子以降では、流れ場の収束によりこのズレは解消される。

以上から、本研究で採用した AMR 手法により、衝撃波のような不連続的な流体現象を捕捉できることが確認できた。

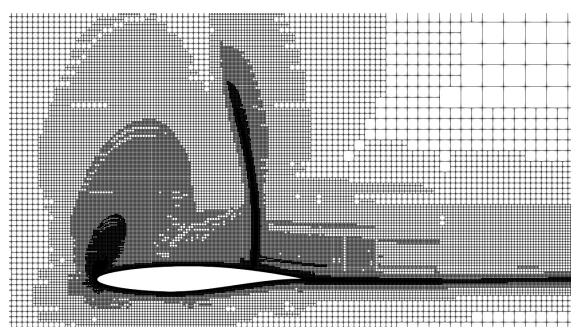


(a) Initial grid with 80,967 cells

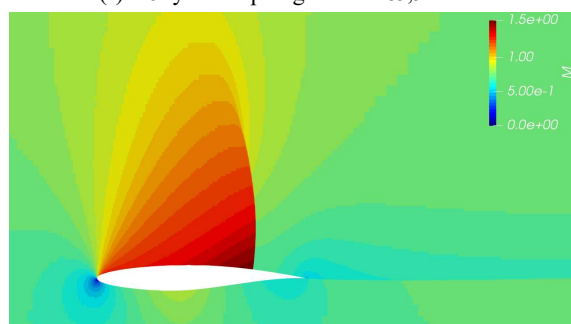


(b) Computed Mach number distribution

Fig. 3 Result for the flow past a RAE2822 with initial grid at $M = 0.75$ and $\alpha = 3$ deg.

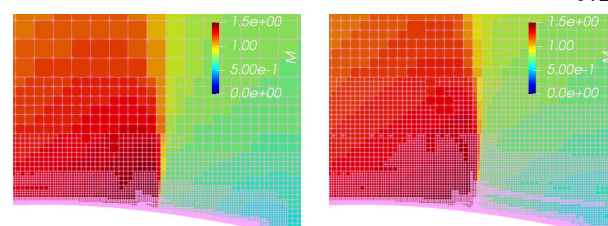


(a) 6 cycles adapted grid with 185,514 cells

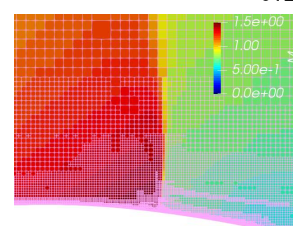


(b) Computed Mach number distribution

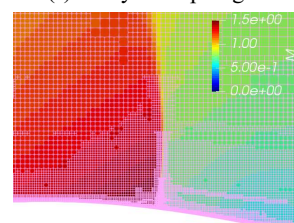
Fig. 4 AMR result for the flow past a RAE2822 at $M = 0.75$ and $\alpha = 3$ deg.



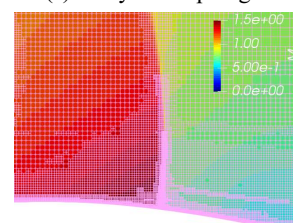
(a) 1 cycle adapted grid



(b) 2 cycles adapted grid



(c) 3 cycles adapted grid



(d) 4 cycles adapted grid

Fig. 5 AMR history at Shock Wave location.

3. 2. DSMA661 翼型周りの乱流解析

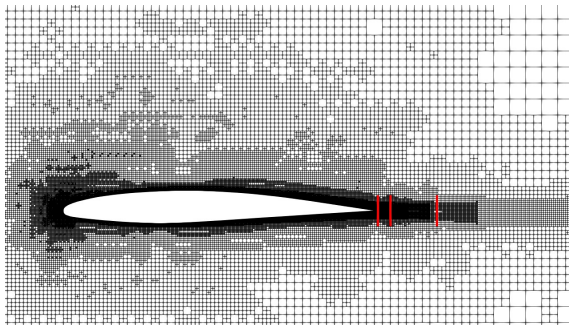
DSMA661 翼型周りの乱流解析を行い、AMR 手法が後流を捕捉できることを検証する。この解析対象は Turbulence Modeling Resource (TMR)⁽¹³⁾ における乱流モデルの検証問題のひとつで、後流域の速度プロファイルを CFL3D⁽¹⁴⁾の結果と比較することができる。支配方程式を RANS 方程式とし、乱流モデルとして SA-nof2 と壁関数^{(10),(12)}を用いる。また、代表長さを翼のコード長 c とし、最小格子幅を $\Delta x_{\min}/c = 1.0 \times 10^{-4}$ 、一様流マッハ数を $M_{\infty} = 0.088$ 、一様流温度を $T_{\infty} = 300$ K、迎角を $\alpha = 0$ deg、 c を基準としたレイノルズ数を $Re = 1.2 \times 10^6$ とする。

AMR の結果得られた 4 サイクル適合格子を Fig. 6 (a) に示す。前縁の加速域と後流域が細分化される。特に後流域の解像度は Fig. 6 (b) に示した初期格子に比べて大きく改善する。例えば Fig. 6 (a), (b) 中の最も下流側の赤線位置 ($x/c = 1.20$) でのセル数は、初期格子の 2 セルに対して 4 サイクル適合格子では 24 セルであった。Figure 6 (a), (b) 中に赤線で示した $x/c = 1.01, 1.05, 1.20$ の 3 か所で速度の x 方向成分 u/u_{∞} を取得し、速度プロファイルを描くと Fig. 7 のようになる。参照結果として CFL3D による物体適合構造格子の計算結果⁽¹³⁾をプロットする。UTCart が構造格子と同等程度に後流を解像する。

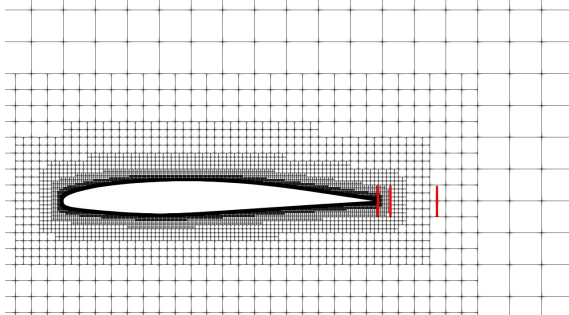
以上から、本研究で採用した AMR 手法により、衝撃波のような不連続な流体现象だけでなく、連続的な現象である後流も捕捉できることが確認できた。

4. 30P30N 周り流れ場の解析

以上の 2 つの解析から、指標 r_i と基準 σ_i による、流れ場に即した格子細分化が確認できた。そこで、この AMR 手法を用いて 3 要素 HLD である 30P30N の迎角スイープを行い、迎角 α に対する揚力係数 C_l のプロット (C_l - α プロット) を得る。支配方程式を RANS 方程式とし、乱流モデルとして SA-nof2 と壁関数^{(10),(12)}を用いる。また、代表長さをスラットとフラップ収納時の翼のコード長 c とし、最小格子幅を $\Delta x_{\min}/c = 1.0 \times 10^{-4}$ 、一様流マッハ数を $M_{\infty} = 0.17$ 、一様流温度を $T_{\infty} = 295.56$ K、 c を基準としたレイノルズ数を $Re = 1.71 \times 10^6$ とする。



(a) 4 cycles adapted grid with 313,879 cells



(b) Initial grid with 79,999 cells

Fig. 6 Grids around a DSMA661 and probes' location.

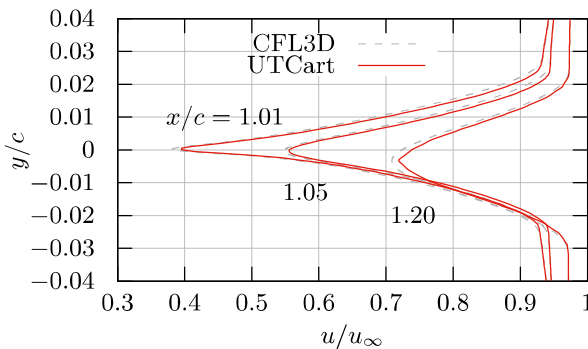


Fig. 7 Velocity profile at each probe location.

4. 1. AMR を施さない格子での格子収束性の検証

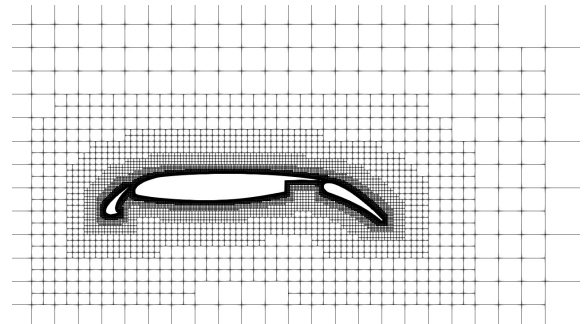
まず AMR を施さない格子で格子収束性を検証する。使用する格子の設定を Tab. 2 に示す。また coarse 格子と fine 格子を Fig. 8 に示す。いずれの格子でも埋め込み境界法⁽¹⁰⁾⁽¹¹⁾に用いるイメージポイント (Image Point, IP) を壁面法線上の3($\Delta x_{\min}/c$)の位置に配置する。IP 位置の壁面からの無次元距離 y_{IP}^+ はいずれの格子でも壁関数の適用可能範囲内である⁽¹²⁾。これらの格子を用いて得た $C_l-\alpha$ プロットを Fig. 9 に示す。参照結果として Murayama ら⁽⁴⁾による物体適合構造格子を用いた解析結果を用いる。UTCart による結果と Murayama らの結果を比較すると、UTCart は揚力傾斜を過大に予測するという定量的な差に加えて、3 つの格子全てで構造格子より早く失速する。失速迎角については最大揚力係数は翼の特性として定量的に評価できることが重要であるため、この差は階層型直交格子を用いた HLD 解析の課題である。

これらの原因のひとつとして考えられるのが、格子の空間的な解像度の不足である。HLD 周り流れ場のような高揚力流れでは翼周りに大きな循環を生じるため、流線が大きく曲げられる翼弦長の数倍程度の物体遠方領域まで格子解像度を維持する必要がある。Figure 8 に示した coarse 格子と fine 格子はセル数に約 4 倍の差があるにもかかわらず、物体壁面遠方領域ではほぼ同一のセル分布となる。対して、構造格子は物体壁面遠方まで格子解像度が維持されるのが普通である。こうした格子間の差異により、UTCart による 3 つの格子の全てが構造格子と異なる傾向を示したと考えられ

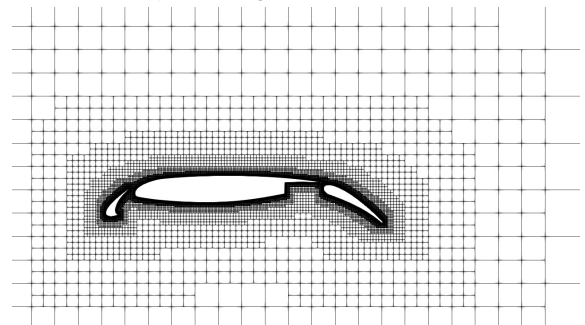
る。

Tab. 2 Grid settings.

Grid	$\Delta x_{\min}/c$	y_{IP}^+	Cell number
Coarse	1.0×10^{-4}	≤ 74	231,735
Medium	5.0×10^{-5}	≤ 39	458,372
Fine	2.5×10^{-5}	≤ 19	913,616



(a) Coarse grid with 231,735 cells



(b) Fine grid with 913,616 cells

Fig. 8 Grids around a 30P30N.

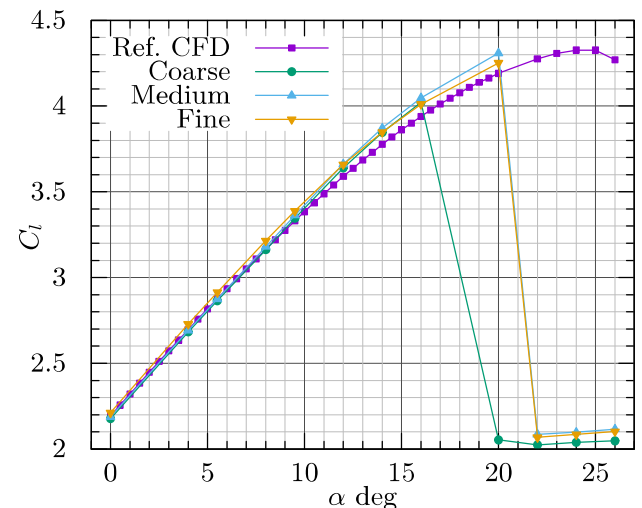


Fig. 9 $C_l-\alpha$ plot for the flow past a 30P30N without AMR at $Re = 1.71 \times 10^6$, $M = 0.17$.

4. 2. AMR の適用

この階層型直交格子と構造格子の間の乖離を解消するために AMR を用いる。格子パラメータの調整による空間の細分化をせずに AMR を利用する理由は以下の通りである；

- 今後の 2.5 次元, 3 次元, 非定常解析への発展に向け、セル数を可能な限り減らす必要がある
- 格子パラメータの調整は細かな制御がしづらく、セル数が

爆発的に増加したり、不必要に高い格子解像度の領域ができてきたりする可能性がある

- ・パラメータの手動調整は作業者の経験に依存しやすい
- ・後流の方向など、流れ場が迎角ごとに変わる可能性があり、迎角ごとに適した格子を生成する必要がある

本研究では coarse 格子を初期格子として迎角ごとに AMR を行う。ただし、 $\alpha = 24, 26 \text{ deg}$ の 2 つの迎角においては、AMR を効率よく施すためにそれぞれ $\alpha = 22, 24 \text{ deg}$ の計算格子と物理量を再利用し、境界条件のみを変えて継続計算を行う。AMR は計算 2 万ステップ毎に行い、AMR を施すサイクル数は C_l が収束するまでとする。また、4.3 節に述べるように、AMR を施した結果 C_l に振動が生じたため、以下に示す C_l の値は計算最後の 8,000 ステップの平均値を用いる。

AMR を迎角ごとに施し、 C_l - α プロットを描くと Fig. 10 のようになる。Figure 9 に示した AMR を施さない格子での C_l - α プロットと比較すると次のことが言える；

- ・Coarse 格子では $\alpha = 20 \text{ deg}$ で、fine 格子では $\alpha = 22 \text{ deg}$ で見られた早い失速が AMR 格子では見られない
- ・AMR 格子は coarse 格子、fine 格子に比べ揚力傾斜が小さく、構造格子に沿う
- ・AMR 格子は $\alpha = 14\text{--}20 \text{ deg}$ の領域で coarse 格子、fine 格子より小さく C_l を予測し、構造格子に近づく

特に、AMR 格子は $\alpha = 20\text{--}26 \text{ deg}$ 領域での失速を回避し、構造格子に近い C_l を得た。

AMR によって生成された格子と流れ場への影響を見る。まず、 $\alpha = 14 \text{ deg}$ の場合について見る。この迎角では 751,791 セルを有する 4 サイクル適合格子を得た。まず格子の遠景を Fig. 11 (a) に示す。AMR の初期格子である Fig. 8 (a) の coarse 格子に比べ、スラット周辺や主要素前縁付近の加速域を含めた、翼の周辺域で解像度が高い。スラットとフラップ周辺はそれぞれ Fig. 11 (b),(c) のようになる。スラット周辺については、下端のカスプから cove 内の再付着点に至るまでと、後縁からの後流域で解像度が高い。フラップ周辺については、主要素の後縁からの後流域と、フラップ後縁からの後流域で解像度が高い。そしてこれらのスラットやフラップからの後流細分化域が翼型の下流域まで継続することが Fig. 11 (a) 中に現れている。こうした細分化が流れ場に与える影響として、マッハ数分布を見る。Figure 12 に coarse 格子と 4 サイクル適合格子の、主要素上方域とフラップ上方域でのマッハ数分布を示す。適合格子は coarse 格子に比べてスラット後縁からの後流を鋭く解像し、後流が下流域まで拡散せずに流れている。これによりフラップ上方域でのマッハ数分布に違いが生じる。

次に、coarse 格子に比べて C_l に大きな変化が生じた $\alpha = 20 \text{ deg}$ について見る。この迎角では 836,799 セルを有する 5 サイクル適合格子を得た。まず、coarse 格子の流れ場の可視化として、速度の x 方向成分 u の分布を Fig. 13 (a) に示す。流れが逆流している領域、すなわち $u < 0$ の領域を紫色で強調する。Figure 13 (a) から、coarse 格子では主要素の上面で流れが翼に沿って流れず、その結果として失速し、 C_l が小さく得られたと考えられる。これに対し、Fig. 13 (b) に示した適合格子での u 分布には、翼上面での逆流は見られず、翼に沿った流れが得られている。この流れ場の違いにより、 C_l に大きな差が生まれたと考えられる。また、AMR の過程での C_l の応答として C_l の計算履歴を Fig. 14 に示す。初期格子 (2 万ステップまで) で停滞していた C_l が、AMR を施すに従い、 C_l が大きくなる方向へ動いている。4, 5 サイクル適合格子 (順に 8-10 万、10-12 万ステップ) ではそれ以前の格子に比べて変動量が小さく、収束する。

以上から、AMR による空間的な格子解像度の向上が流れ場の物理現象を捉えることにつながり、特に高迎角域において C_l に大き

な感度を有することが確認できる。その結果、 C_l - α プロットが構造格子による結果と近い傾向を示す。

本研究の意義は、階層型直交格子を用いた HLD 周り流れ場の解析において、格子解像度の制御を AMR により自動で行うことにある。一般的に階層型直交格子は構造格子に比べて格子生成が容易な反面、4.1 節に述べたように、計算精度で劣ると考えられている。計算精度の向上を目指して格子の細分化を行うにしても、手作業による格子解像度の制御は、どの領域をどれだけ細分化すればよいかという知見が作業者の経験に委ねられる。これに対し AMR を用いることで、自動的に流れ場の物理現象を検知、細分化でき、階層型直交格子を用いても、構造格子と同等の計算精度を確保できる。今後の階層型直交格子のより広範な利用につながることを期待される。

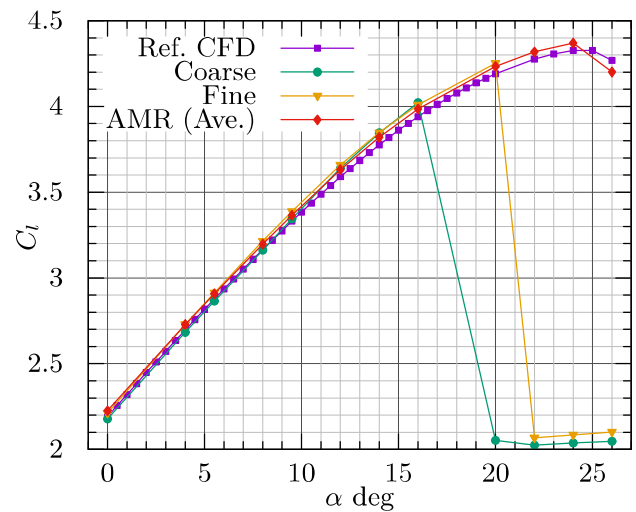
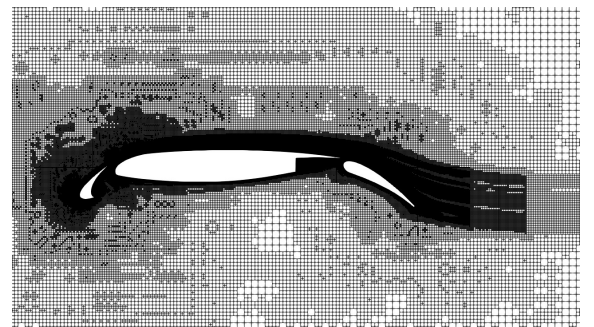
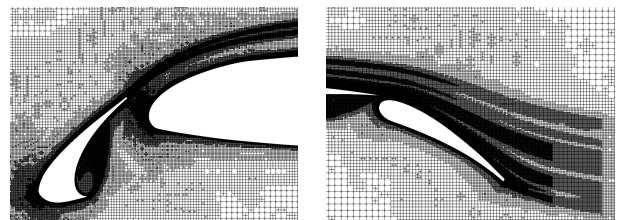


Fig. 10 C_l - α plot for the flow past a 30P30N with AMR at $Re = 1.71 \times 10^6$, $M = 0.17$.



(a) Far view



(b) Near slat

(c) Near flap

Fig. 11 4 cycles adapted grid for the flow past a 30P30N with 751,791 cells at $Re = 1.71 \times 10^6$, $M = 0.17$, and $\alpha = 14 \text{ deg}$.

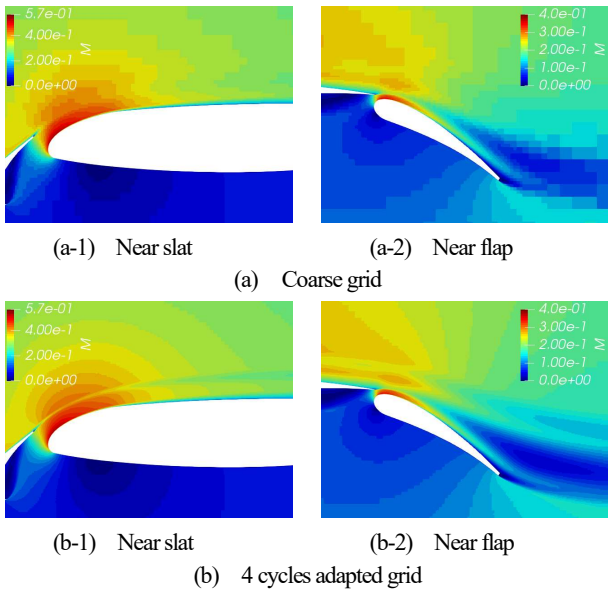


Fig. 12 Computed Mach number distribution at $\alpha = 14$ deg.

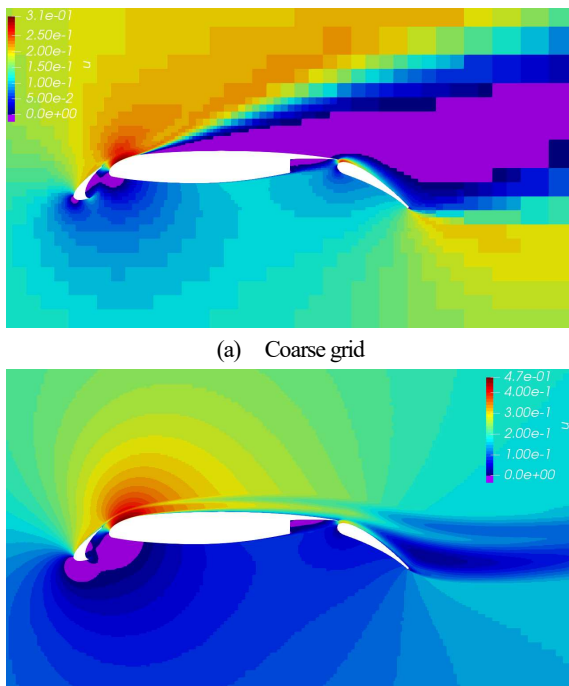


Fig. 13 Computed u distribution at $\alpha = 20$ deg.

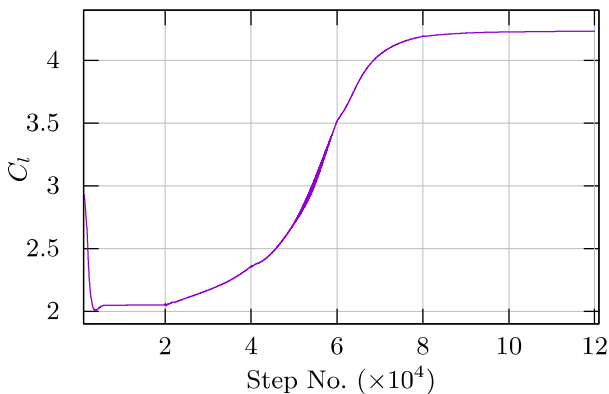
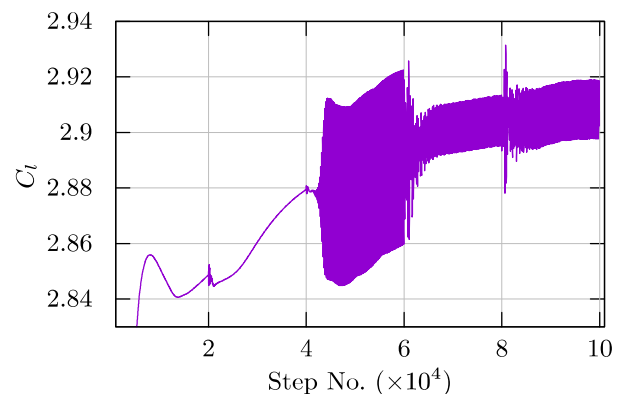


Fig. 14 C_l -Step No. plot at $\alpha = 20$ deg.

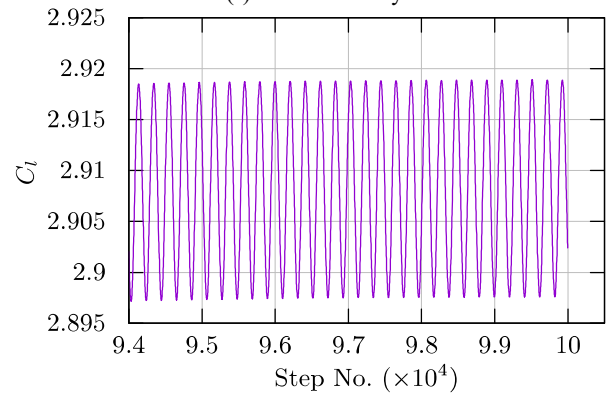
4. 3. AMR の適用時に生じる流れ場の変動について

AMR を施した結果、程度に差はあるものの、 $\alpha = 0$ deg 以外の全ての迎角で流れ場や空気力に変動が生じた。最も顕著だった例として $\alpha = 5.5$ deg の場合について述べる。まず、空気力の変動の例として Fig. 15 に C_l の計算履歴を示す。Figure 15 (a) は計算の全履歴を表しているが、初期格子と 1 サイクル適合格子 (4 万ステップまで) では振動が見られないのに対し、2 サイクル適合格子以降 (4 万ステップ以降) ではごく短い周期で振動が生じている。なお、2 万ステップごとに現れる短く鋭い擾乱は AMR による格子の操作と継続計算の開始によるものである。Figure 15 (b) は終端付近に注目した履歴であるが、一定の周期と振幅で振動している。この部分での振幅は 0.02 程度の大きさであり、計算最後の 8,000 ステップの平均値 2.908 に対して 0.69% 程度である。

次に、流れ場の変動について、Fig. 16 に 4 サイクル適合格子でのマッハ数分布を示す。スラットの後縁や主要素の上方領域で擾乱が生じており、これが空気力の変動の原因と考えられる。変動がない 1 サイクル適合格子と、初めて変動が生じた 2 サイクル適合格子を比較すると Fig. 17 のようになる。Figure 17 (a) の 1 サイクル適合格子では流れがスラット後縁の接線方向にまっすぐ流れるのに対し、Fig. 17 (b) の 2 サイクル適合格子では後の適合格子にも見られるようなうねりが生じている。この原因として考えられるのが、同一サイズセルの分布である。2 サイクル適合格子のスラット後縁域を見ると、最小格子と同じサイズのセルが広く分布している。本研究では、定常計算を仮定し、局所時間刻み法を用いているが、このように同一サイズセルが広がる領域では時間刻みがほぼ均一となり、結果として非定常な流れが生じると考えられる。

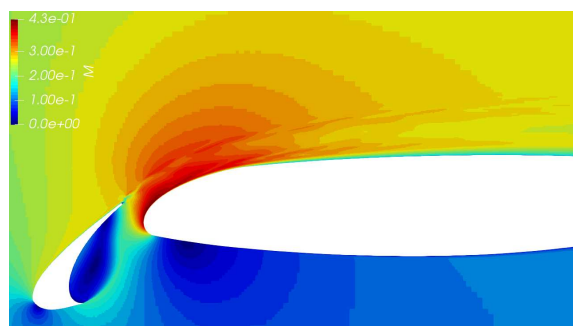


(a) Overall history

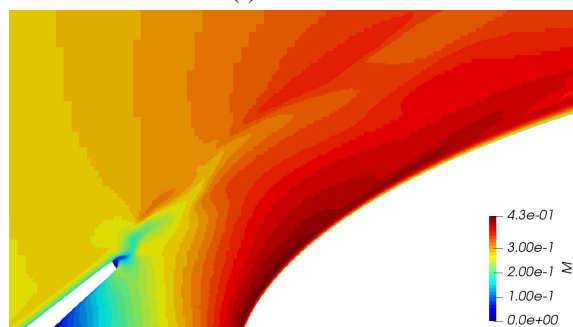


(b) Near terminal step

Fig. 15 C_l -Step No. plot at $\alpha = 5.5$ deg.

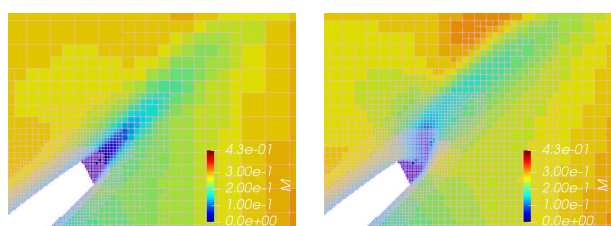


(a) Far view

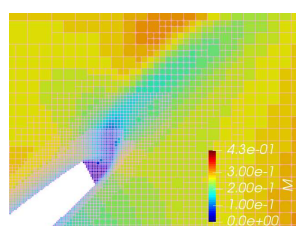


(b) Near slat trailing edge

Fig. 16 Computed Mach number distribution for 4 cycles adapted grid at $\alpha = 5.5$ deg.



(a) 1 cycle adapted grid



(b) 2 cycles adapted grid

Fig. 17 Grid and computed Mach number distribution at a slat trailing edge of a 30P30N at $\alpha = 5.5$ deg.

5. 結論

本研究では、階層型直交格子を用いた高揚力装置周り流れ場の解析に解適合格子細分化法 (Solution Adaptive Mesh Refinement, AMR) を適用し、流れ場に即した、物体遠方領域まで十分な解像度を有する格子を自動的に生成できること、またこの格子により解析精度が向上することを実証した。

本研究で利用した AMR 手法は、流れ場の物理量に基づいた指標と、指標の統計量を基準とした。この手法の検証計算として、RAE2822 翼型周りの衝撃波を有する流れと、DSMA661 翼型周りの後流を有する流れに AMR 手法を適用した。その結果、前者では衝撃波域を中心として細分化され、衝撃波が鋭く解像された。後者では、後流域を中心として細分化され、後流域での速度プロファイルは物体適合構造格子によるものと近い結果が得られた。これらの検証から、本研究で利用した AMR 手法が、流れ場の物理現象を捕捉して細分化を行えることが確認された。

次に、3要素高揚力装置である 30P30N 翼型周りの流れ場解析を行った。初めに AMR を適用せずに解析を行い C_l - α プロットを得ると、特に高迎角域で構造格子による結果との差異が目立った。これに対し、AMR を適用して得た C_l - α プロットは、構造格子による結果と近い傾向を示した。生成された AMR 格子は、翼の周辺域や各要素からの後流域が細分化され、後流が鋭く解像された。また、AMR の適用に伴い流れ場と C_l に非定常的な変動が生じた。

以上から、階層型直交格子と AMR を組み合わせることで、作業者の経験や人手を必要とせず、衝撃波や後流といった物理現象を自動で捕捉し、格子解像度を制御できることが確認された。また、これにより高揚力装置周り流れ場の解析において、階層型直交格子を用いても、構造格子と同等程度の精度で解析できることが確認された。

参考文献

- (1) http://www.jaxa.jp/projects/aero/ecat/index_j.html (Retrieved on Oct. 16th, 2018).
- (2) Wang, X.L., Wang, F.X., and Li, Y.L., “Aerodynamic Characteristics of High-Lift Devices with Downward Deflection of Spoiler”, *Journal of Aircraft*, Vol. 48, No. 2, pp. 730–735, 2011.
- (3) <https://cfdws.chofu.jaxa.jp/apc/grid.html> (Retrieved on Oct. 16th, 2018).
- (4) Murayama, M., Nakakita, K., Yamamoto, K., Ura, H., Ito, Y., and Choudhari, M.M., “Experimental Study on Slat Noise from 30P30N Three-Element High-Lift Airfoil at JAXA Hard-Wall Low-speed Wind Tunnel”, In *20th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*, 2014.
- (5) 松尾, 桑原, 中森, “AMR 法による複雑せん断乱流の LES 解析”, 第 44 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 2012 論文集, pp. 37–41, 2012.
- (6) Berger, M.J. and Olinger, J., “Adaptive Mesh Refinement for Hyperbolic Partial Differential Equations”, *Journal of computational Physics*, Vol. 53, No. 3, pp. 484–512, 1984.
- (7) Hartmann, D., Meinke, M., and Schröder, M., “An adaptive multilevel multigrid formulation for Cartesian hierarchical grid methods”, *Computers & Fluids*, Vol. 37, No. 9, pp. 1103–1125, 2008.
- (8) Nemec, M. and Aftosmis, M.J., “Adjoint Error Estimation and Adaptive Refinement for Embedded-Boundary Cartesian Meshes”, AIAA Paper 2007-4187, 2007.
- (9) De Zeeuw, D. and Powell, K.G., “Euler Calculations of Axisymmetric Under-Expanded Jets by an Adaptive-Refinement Method”, AIAA Paper 92-0321, 1992.
- (10) Tamaki, Y., Harada, M., and Imamura, T., “Near-Wall Modification of Spalart–Allmaras Turbulence Model for Immersed Boundary Method.”, *AIAA Journal*, Vol. 55, No. 9, pp. 3027–3039, 2017.
- (11) Tamaki, Y. and Imamura, T., “Turbulent Flow Simulations of the Common Research Model Using Immersed Boundary Method.”, *AIAA Journal*, Vol. 56, No. 6, pp. 2271–2282, 2018.
- (12) 玉置, 今村, “壁関数を用いた埋め込み境界法の適用可能範囲に対する考察”, 第 31 回数値流体力学シンポジウム, A09-4.
- (13) <https://turbmodels.larc.nasa.gov/> (Retrieved on Oct. 16th, 2018).
- (14) <https://cfl3d.larc.nasa.gov/> (Retrieved on Oct. 16th, 2018).