

HexaGrid/FaSTAR を用いたデジタル風洞の開発

橋本 敦, 村上 桂一 (JAXA), 菱田 学 (菱友システムズ),
ラフル パウルス (計算力学研究センター)

Development of Digital Wind Tunnel with HexaGrid/FaSTAR

by

Atsushi Hashimoto, Keiichi Murakami (JAXA), Manabu Hishida (Ryoyu Systems), Paulus Lahur (RCCM)

ABSTRACT

An automatic hexahedral grid generator, HexaGrid, and a fast flow solver, FaSTAR, are developed in the Digital/Analog Hybrid Wind Tunnel project. In this paper, we mention some improvements of the HexaGrid and FaSTAR. The effects of discretization and reconstruction method on drag prediction accuracy are discussed. It is found that the cell-vertex method is more accurate than the usual cell-center method. However, the cell-center method can be improved if the reconstruction method is modified. In addition, the multigrid agglomeration method is modified so that the grid can become coarse globally. The convergence of modified grid is approximately four times faster than that of previous grid.

1. はじめに

JAXA では、「デジタル/アナログ・ハイブリッド風洞プロジェクト^[1]」を推進しており、風洞試験を効率化するための情報システムを構築している。このシステムは、現状の風洞である「アナログ風洞」と数値シミュレーション (CFD) を用いた「デジタル風洞^[2]」からなっており、両者を強く連携した EFD/CFD 融合システムである。

デジタル風洞の中核となる 2 つのソフトがある。自動六面体格子生成ソフト HexaGrid^{[3][4]}と、高速流体解析ソルバ FaSTAR^[5]である。これら 2 つのソフトを組み合わせることで、簡易かつ高速に流体解析可能なシステムの構築を目指している。

本稿では、HexaGrid と FaSTAR の高度化に向けた取り組みを述べる。具体的には、抵抗推算の精度向上のための「高精度化」、計算時間のさらなる短縮を目指した「高速化」、ユーザーニーズに応えるための「高機能化」についてそれぞれ述べる。

2. 各解析ソフトの概要

2-1. HexaGrid

HexaGrid^{[3][4]}は、六面体格子自動生成ソフトであり、STL フォーマットの CAD データを入力として格子を作成する。外部領域の大きさ、物体表面上の最大・最小セルサイズ、境界層のパラメータ (第 1 層の厚みと拡大率) を入力すれば、あとはほぼ全自動で格子を作成可能である。

格子は二段階で生成される。まずは、1) 物体周りに直交格子を生成し物体近傍 (境界層厚さ程度) の格子を取り除く、その後、2) 取り除いた領域にレイヤー格子を作成する。さらに、凹形状の物体に対して、形状を正確に再現するために特徴線を自動捕獲し、特徴線上に格子を移動する。

図 1 に HexaGrid で作成した格子の例を示す。空間のほとんどは直交格子である。格子レベルが切り替わる場所では、ハンギングノードを無くすため、ピラミッドや四面体の格子になる。物体付近は物体適合の六面体レイヤー格子が作成される。

2-2. FaSTAR

FaSTAR^[5]は、非構造格子に対応した高速流体解析ソルバである。高速な非構造格子ソルバでは、Mavriplis が開発した NSU3D^[6]が有名である。このソルバでは、1000 万点格子を用いた RANS 解析を、100CPU 使用して、約 1 時間/1 ケースの計算速度で実行することが可能である。この性能を目標として、FaSTAR の開発を開始した。

FaSTAR では、セル中心法による離散化を標準としている。計算プログラムは、効率的に計算できるように、面

ベックスのスイープで構成されている。また、キャッシュミスを抑えるため、Cuthill-McKee の並べ替えを採用している。並列化のため、METIS による領域分割を行い、領域間の通信には MPI を使用している。

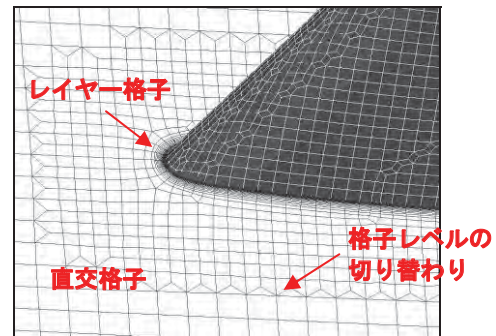


図 1 HexaGrid が作成した格子

FaSTAR では、様々な計算手法^[5]を使用することが可能であるが、本計算では以下の手法を用いた。非粘性流束には HLEW を、勾配計算には Weighted Green-Gauss (WGG) を菱田らの提案している制限関数^[7]と組み合わせて用いた。また、乱流モデルには、剥離領域での渦粘性の過剰生成を抑制する修正を加えた Spalart-Allmaras (SA) モデル^[17]を採用した。さらに、Lower/Upper Symmetric Gauss Seidel (LU-SGS) 法を時間発展に使用した。

FaSTAR は、前処理 (Pre-Process)、ソルバ (Solver)、後処理 (Post-Process) で構成されている (図 2)。前処理では、格子データの変換、領域分割、面積・体積の計算、並び替え等を行う。ソルバで流体解析を行い、後処理で可視化用のデータを作成する。前処理部分が、通常の解析ソルバに比べ大きくなっているが、開発作業の効率化とメンテナンス性を考え、このような設計にした。非構造格子では、質の悪い格子にも対応するように、体積・面積計算アルゴリズムを工夫する必要があるため、前処理開発の負荷は大きい。

3. 高精度に関する取り組み

3-1. 離散化手法に対する検討

ここでは、FaSTAR の抵抗予測精度を向上するため、離散化手法 (セル中心法及びセル節点法) の妥当性について検討する。

AIAA CFD 抵抗予測ワークショップ (DPW: Drag Prediction Workshop) ^[18] でよく使用されている非構造格子コードを、離散化手法で分類すると表 1 のようになる。両手法ともによく使われているのがわかる。特に、DLR の

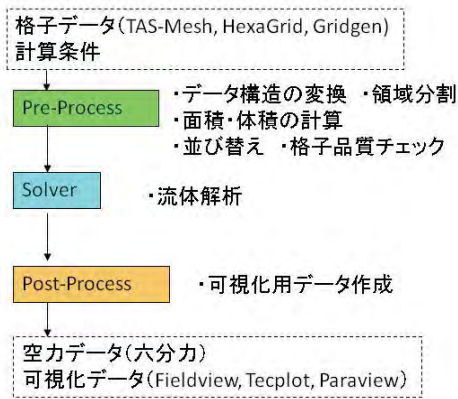


図2 FaSTARを用いた計算の流れ

TAU コードはもともとセル節点法であったが、最近になってセル中心法が採用されている。セル節点とセル中心の優劣について、これまでに議論（例えば文献[10]）はあったが、それぞれに長所と短所がある。また、四面体格子の場合には、同じ格子であっても離散化手法を変えると、定義点や面の数が大きく異なり、対等な比較ができない。それゆえ、どちらの手法が優れているのか、明確な回答は得られていない。

ここでは、離散化手法による違いを調べるため、第4回のDPW(DPW4)で採用されたNASA-CRMを対象としFaSTARで計算を行う。このモデルに対して、HexaGridで作成した格子を図3と図4に示す。空間と主翼表面に格子レベルの切り替わりが存在する。六面体であれば、セル中心でもセル節点でも同じだが、その他の形状では離散化手法により定義点や面の形状が異なる。HexaGridの格子は、ほとんどが六面体で構成されているが、格子レベルの切替わりで、それ以外の形状（ピラミッド、四面体）が含まれる。そのため、手法の違いはこの切り替わり箇所に現れる。

FaSTARは図2に示されているように、前処理、ソルバ、後処理から成る。ソルバの部分は、体積や面積などの幾何学的情報と、Control Volumeを構成する面の情報などが入力されれば、セル中心でもセル節点でも計算が可能である。前処理と後処理を改良するだけで、離散化手法を切替えられるため、比較的容易に変更が可能である。

計算条件は、マッハ数 $M=0.85$ 、レイノルズ数 $Re=5.0 \times 10^6$ で、 $CL=0.5$ となる迎角でのCDを求めた。格子はcoarse、medium、fineの格子を用いた。基本的には、DPWのGridding Guidelineに沿って格子が作成されている。具体的なセル数、節点数を表2に示す。ほとんどが六面体のため大きくは変わらないが、節点数に比べ若干セル数の方が多い。セル中心法でmedium格子を用いて計算したときのCp分布を図5に示す。

図6は各格子に対して $CL=0.5$ となるCDをプロットしており、セル中心法とセル節点法を比較している。同時に、DPW4で発表された他のソルバを用いた結果（Gridgen+UPACS^[19]、TAS-mesh+JTAS^[19]、HexaGrid+JTAS^[20]）も比較のためプロットした。縦軸は抵抗係数 C_D 、横軸は $1/(\text{格子点数})^{2/3}$ で、左にいくほど格子点数が多くなる。図6より、セル節点法で計算した場合には、HexaGrid+JTASに非常に近い結果になる。今回用いた計算スキームはほとんどJTASと同じため、妥当な結果である。しかし、セル中心法で計算した場合の結果は、他の計算結果よりも大きなCD値を示している。図7と図8に、CDの圧力による成分と摩擦による成分がそれぞれ示されている。摩擦抵抗はそれほど離散化手法の影響を受けていないが、圧力抵抗は大きく変わっている。図9と図10に、

表1 解析コードの離散化手法による分類

離散化手法	解析コード
セル中心法	FUN3D ^[8] 、TAU ^{[9][10]} 、USM3D ^{[11][12]} 、BCFD ^{[13][14]} など
セル節点法	NSU3D ^[6] 、Edge ^[15] 、TAS ^{[16][17]} 、TAU ^{[9][10]} など

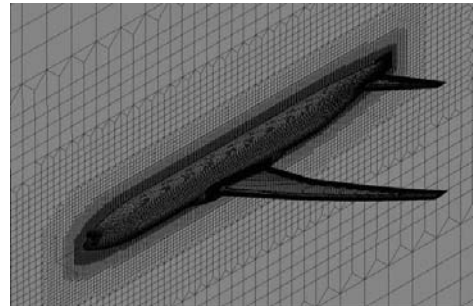


図3 NASA-CRMの格子（全体図）

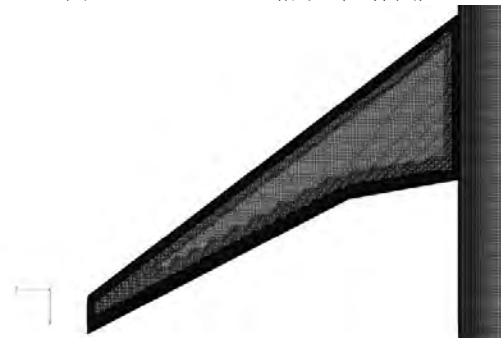


図4 NASA-CRMの格子（主翼上面）

表2 3種類の格子

	coarse	medium	fine
Node count	3,213,783	11,055,602	36,601,899
Cell count	3,644,942	12,654,764	41,630,191

medium格子を用いた場合の計算結果のエントロピー分布を示す。図9がセル中心の場合で、図10がセル節点の場合である。この図より、セル節点に比べてセル中心の方が格子レベルの切り替わりで大きなエントロピーを発生しているのがわかる。このエントロピーの生成が圧力抵抗増加の一因となっていると考えられる。

しかし、セル節点法を用いると、マルチグリッド用の粗い格子生成に直交格子の八分木構造データが使えなくなる。また、セル節点では一般的に後縁付近のセルが大きく曲がってしまうため、安定性が悪くなる。（この安定性の悪化については、文献[10]でも言及されている。）そのため、セル中心法を改良することで、精度向上を試みた。

3-2. 再構築手法に対する検討

ここでは、セル中心法の抵抗予測精度を改善するため、高精度化に関する再構築手法を見直す。FaSTARでは、WGG法によってセル内の勾配を計算し、その勾配を使って面での値を求める。当初は、安定性を考慮して、セル中心から面に垂直に射影して面の値としていた（図11(a)）。しかし、格子レベルの切り替わる場所での詳細を調べたところ、図11(a)のように異なる場所に射影してしまうため、リミタが大きく効いてしまっていることが判明した。そこで、図11(b)のように面中心の場所で求めるように改良した。さらに、JTASで使用されているU-MUSCL^[21]を導入

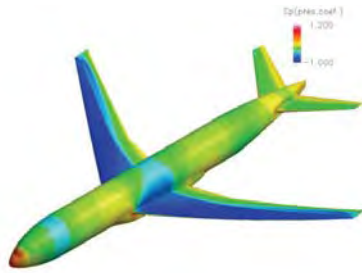


図5 表面 Cp 分布

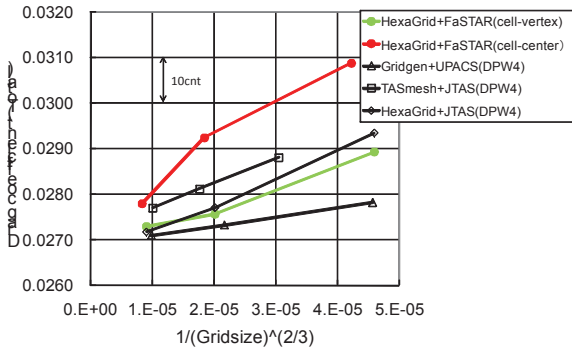


図6 CD(total)の格子収束

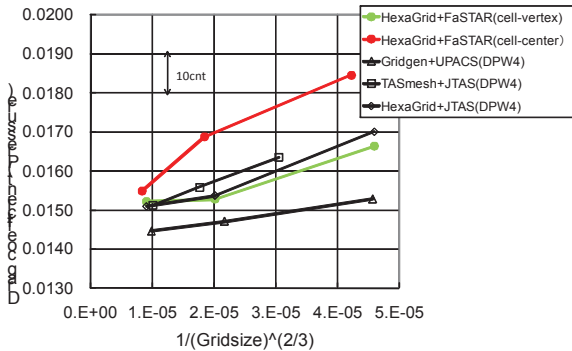


図7 CD(Pressure)の格子収束

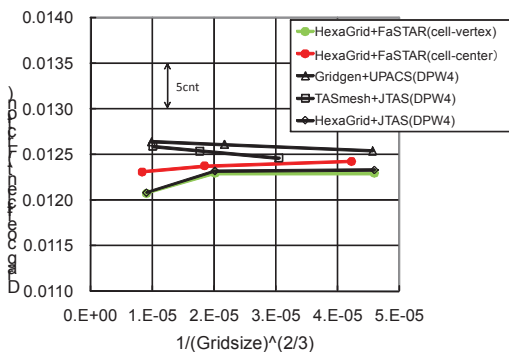


図8 CD(Friction)の格子収束

した。

図12にCDの格子収束を示す。この修正を加えることで、全体的にCDの値が小さくなっているのがわかる。medium格子のみCDが少し大きい、coarse格子とfine格子に関しては、他の計算結果と同程度の精度で予測ができています。図13と図14に、圧力抵抗及び摩擦抵抗の格子収束を示す。この修正により、圧力抵抗が大きく変化していることがわかった。

また図15と図16に主翼表面のCpコンターを示す。垂直射影した場合には、格子レベルの切替えがある場所

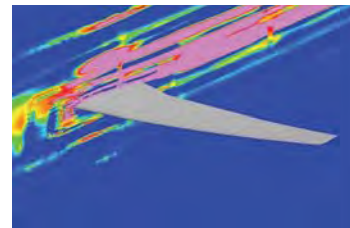


図9 エントロピー分布 (セル中心)

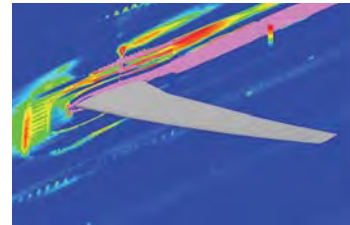


図10 エントロピー分布 (セル節点)

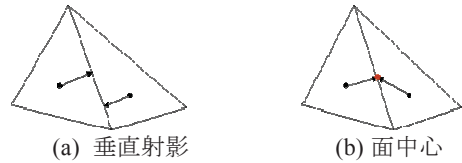


図11 再構築法

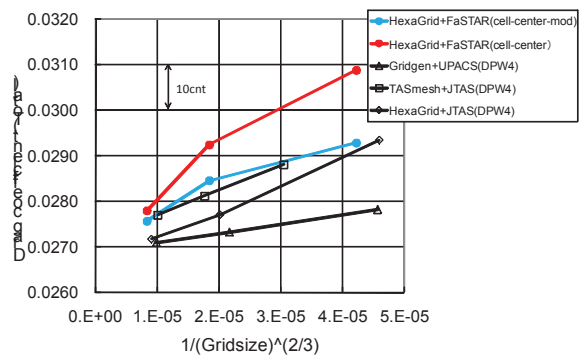


図12 CD(total)の格子収束

Cp分布に凹凸が生じる。しかし、面中心の値に修正すると、スムーズな解になることがわかった。この違いは、図17で比較されているz/c=1でのCp分布をみると明らかである。(z/c=1の位置は図16に示されている。)

以上述べたように、セル中心でも、再構築手法を改良し、U-MUSCL法を導入することで、他の計算結果に近い結果を得ることができた。

4. 高速化に関する取り組み

FaSTARでは、収束加速法を導入することで、高速に解析できるソルバを目指している。これまでに、Multigrid法^[5]やGMRES^[22]の検討を行ってきた。

ここでは、現在開発中のMultigrid法について述べる。まず、Multigrid法を使うためには、細かい格子に加えて粗い格子を用意する必要がある。構造格子の場合は、比較的簡単に粗い格子が作れるが、非構造格子の場合は、いくつかの格子を合体させて粗い格子を作る。このような格子を用いたMultigrid法はAgglomeration Multigrid^[23]と呼ばれる。

ここでは、非線形方程式に対するMultigrid法であるFull Approximation Storage (FAS)^[23]法を用いた。

保存量のRestriction (細かい格子から粗い格子へのコピー)は式(1)のように体積平均を用い、残差については式(2)

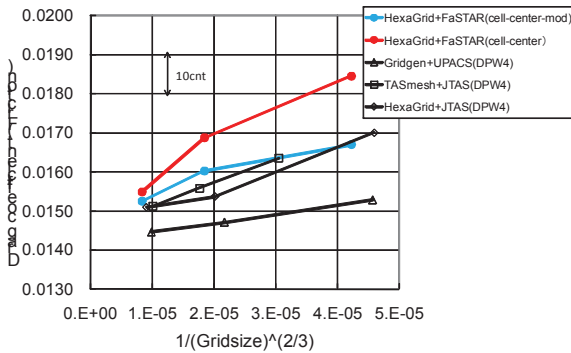


図 13 CD(Pressure)の格子収束

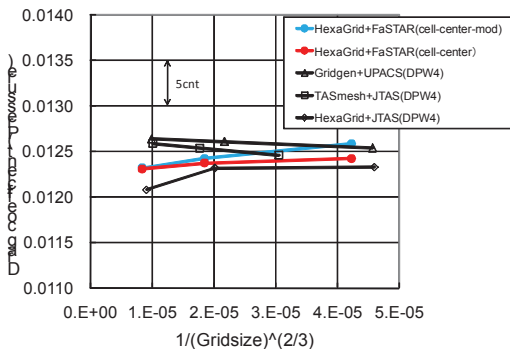


図 14 CD(Friction)の格子収束

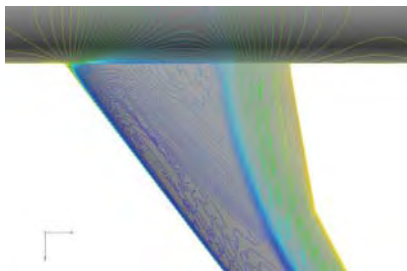


図 15 Cp 分布 (垂直射影)

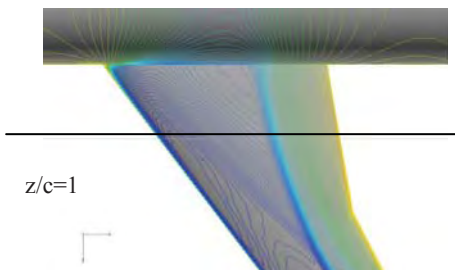


図 16 Cp 分布 (面中心)

のように総和の値を用いた。一方、Prolongation (粗い格子から細かい格子へのコピー) は、式(3)のように初期値との差を、そのまま代入する方法 (Injection) を用いた。

$$Q_i^{2h} = \sum_j Q_j^h V_j^h / V_i^{2h}, \quad V_i^{2h} = \sum_j V_j^h \quad (1)$$

$$R_i^{2h} = \sum_j R_j^h \quad (2)$$

$$Q_j^h \leftarrow (Q_{iupdate}^{2h} - Q_{i0}^{2h}) \quad (3)$$

また、最も細かい格子では勾配評価に基づく2次精度で流束の計算を行うが、粗い格子では1次精度で計算する。加

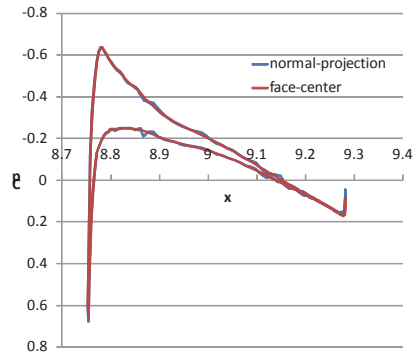


図 17 Cp 分布 (z/c=1)

えて、粗い格子では各セルを合体しているの、Level 2 では 24 面体、Level 3 では 96 面体になる。よって、細かい格子の面のままで計算すると、粗い格子の計算コストが高くなる。ここでは、コストを下げるために同一のセルに隣接している面は合体させて、1つの面として扱う手法^[23]を用いた。粗い格子は、HexaGrid の生成過程で用いているデータ構造 (八分木構造) を利用して生成した。一方、プリズム格子の部分は、NSU3D^[4]と同様に、垂直方向に合体する方法を採用した。

以前の FaSTAR の開発における Multigrid 法の報告^[5]では、粗い格子を作成するアルゴリズムに問題があることを述べた。以前の粗い格子の生成法を図 18 の改良前に示す。壁近傍の最も細かい格子サイズを Δx とすると、その周りに $2\Delta x$ の格子、またその周りに $4\Delta x$ の格子が存在する。以前の方法では、一つ粗い格子 (Grid Level 1) を作成するときには、最も細かい Δx の格子だけを結合させて $2\Delta x$ の格子を作成していた。しかし、この方法では粗い格子の格子点数は余り減らず、計算コストが問題となっていた。そこで、粗い格子の生成方法を改良し、全体的に結合する手法に変更した。図 18 の改良後に示すように、全ての格子サイズを 2 倍にするよう改良を行った。改良前と改良後の格子を図 19 と図 20 に示す。遠方場の格子も含めて、全体的に粗くなっている様子がわかる。表 3 では、各格子レベルの格子数の比較がされている。改良することで、粗い格子の格子数が大幅に削減されていることがわかる。

次に、計算例を示す。使用した格子は約 65 万セルで、図 19、20 に示した 3 レベルの格子を用いて、V サイクルで非粘性計算を行った。一樣流条件は、マッハ数 $M=0.84$ 、迎角 $\alpha=3.06^\circ$ である。得られた圧力分布の結果を図 21 に示す。この分布は、Multigrid 法なしの結果と一致していることを確認している。図 22 と 23 には抵抗係数の収束履歴を示す。図 22 の横軸は反復回数で、図 23 の横軸は CPU 時間である。図 22 より、局所的に粗くするよりも、全体的に粗くした方が少ない反復回数で収束することがわかる。また、図 23 より、以前の方法に比べると、4 倍程度の速度向上が得られている。これは、粗い格子の格子数が減ったので、計算負荷が以前に比べてかなり軽くなったためである。

5. 高機能化に関する取り組み

HexaGrid は、複数の STL データを入力することが可能である。したがって、CATIA 等で事前に STL データをパーツごとに分割して別ファイルにしておけば、異なる面属性を与えることが可能である。その例を図 24 や図 25 に示す。この機能を利用して、支持装置を含めた解析ができるようになっている。そして、ハイブリッド風洞のユーザーニーズに対応するため、異なる面属性を使って、各コンポーネント (主翼、尾翼、胴体、ナセル、パイロンなど) に分けた

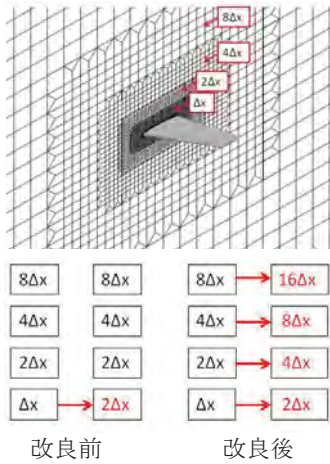


図 18 粗い格子生成法の比較

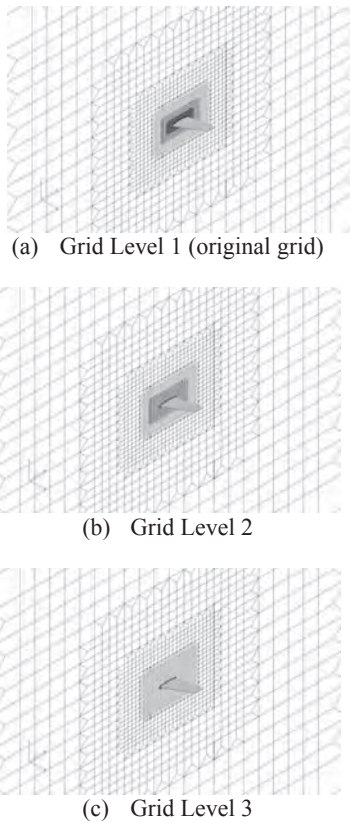


図 19 粗い格子 (改良前)

空力係数を出力できるように FaSTAR を改良した。

また、通常風洞試験では強制遷移させるため模型にラフネスを付ける。そこで、ラフネス位置で強制的に遷移させる解析を実施できるように改良を行った。事前に CATIA 等で機体表面を層流領域と乱流領域とに分けた STL データを作製しておけば、その属性を使用して遷移を考慮した解析が可能である。図 26 に遷移解析用のモデルを示す。青色の部分が層流領域で、赤色の部分が乱流領域に対応する。

さらに、風洞試験では模型が変形するため、それを考慮した解析もできるように改良した。マーカーによる変形計測を主翼全体に補間し、その変形に応じて格子を変形させて解析することが可能である。詳細は、文献[24][25]を参照していただきたい。

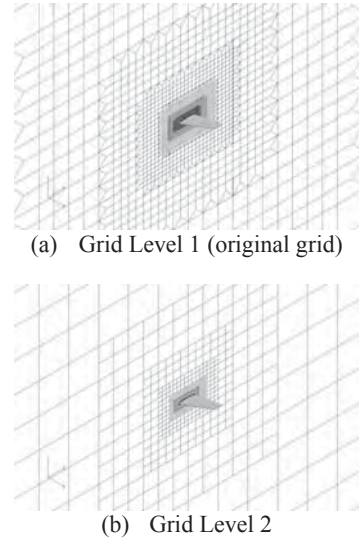


図 20 粗い格子 (改良後)

表 3 格子数の比較

	改良前	改良後
Grid Level 1	206,637	206,637
Grid Level 2	116,120	26,876
Grid Level 3	72,435	8598

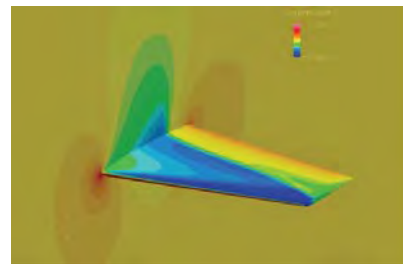


図 21 ONERA-M6 Cp 分布

6. まとめ

本稿では、HexaGrid と FaSTAR の高度化に向けた取り組みを述べた。

抵抗推算の精度向上のため、離散化方法や高精度化に関する再構築手法の検討を行った。セル節点法の方が、セル中心法に比べて格子レベル切替え位置での誤差は少ない。しかし、現状では様々な要因を考慮して、セル中心法を標準としているため、セル中心法のさらなる改良を行った。セル中心法でも、セル境界面の内挿方法の改良や U-MUSCL 法を導入することで、妥当な解が得られることがわかった。

Multigrid 法の粗い格子の生成方法を修正し、4 倍程度の高速度が実現できた。全体的に粗くすることで、収束を加速し、同時に計算負荷を低減することができた。

さらに、パーツごとの空力係数の算出や遷移解析ができるように、機能を拡張した。

参考文献

- 1) 口石茂他, “JAXA 2m×2m遷音速風洞におけるデジタル/アナログ・ハイブリッド風洞検証試験,” 第43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2011講演集, 2A09, 2011.
- 2) 青山剛史他, “ワークフローシステムと自動格子生成/高速CFD ソルバを組み合わせたデジタル風洞の開発,” 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講演集, 2A06, 2010.
- 3) Hashimoto, A., et al., “Lift and Drag Prediction Using Automatic Hexahedra Grid Generation Method,” AIAA paper 2009-1365, 2009.
- 4) Hashimoto, A., et al., “Drag Prediction on NASA CRM Using Automatic Hexahedra Grid Generation,” AIAA paper 2010-1417, 2010.
- 5) 橋本敦他, “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講演集, 1C09, 2010.
- 6) Mavriplis, D., “Third Drag Prediction Workshop Results Using the NSU3D Unstructured Mesh Solver,” Journal of Aircraft, vol. 45, no. 3, 2008, pp. 750-761.
- 7) 菱田学他, “非構造高速流体解析ソルバFaSTARにおける勾配制限関数,” 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講演集, 1C10, 2010.
- 8) Anderson, W. K., et al., “An Implicit Upwind Algorithm for Computing Turbulent Flows on Unstructured Grids,” Computers Fluids, Vol. 23, No. 1, 1994, pp. 1-21.
- 9) Gerhold, T., “Overview of the Hybrid RANS Code TAU,” MEGAFLOW, Springer-Verlag, 2005, pp. 81-92.
- 10) Wang, G., et al., “Comparison and Evaluation of Cell-Centered and Cell-Vertex Discretization in the Unstructured TAU-Code for Turbulent Viscous Flows,” ECCOMAS CFD 2010, 2010.
- 11) Frink, N. T., “Recent Progress Toward a Three-Dimensional Unstructured Navier-Stokes Flow Solver,” AIAA paper 94-0061, 1994.
- 12) Pandya, M., et al., “Agglomeration Multigrid for an Unstructured Grid Flow Solver,” AIAA paper 2004-759, 2004.
- 13) Mani, M., et al., “A Structured and Hybrid Unstructured Grid Euler and Navier-Stokes Solver for General Geometry,” AIAA paper 2004-524, 2004.
- 14) Cary, A. W., “Towards accurate flow predictions using unstructured meshes,” AIAA paper 2009-3650, 2009.
- 15) Edge Theoretical formulation, FOI dnr 03-2870, 2007.
- 16) Nakahashi, K., et al., “Some challenges of realistic flow simulations by unstructured grid CFD,” International Journal for Numerical Methods in Fluids, Vol.43, 2003, pp.769-783.
- 17) Murayama, M. et al, “Comparison Study of Drag Prediction for the 3rd CFD Drag Prediction Workshop by Structured and Unstructured Mesh Method,” AIAA paper 2007-258, 2007.
- 18) AIAA CFD Drag Prediction Workshop, <http://aaac.larc.nasa.gov/tsab/cfdlarc/aiaa-dpw/>
- 19) Yamamoto, K., et al., “Comparison Study of Drag Prediction for the 4th CFD Drag Prediction Workshop using Structured and Unstructured Mesh Methods,” AIAA paper 2010-4222, 2010.
- 20) Hashimoto, A., et al., “Drag Prediction on NASA CRM Using Automatic Hexahedra Grid Generation,” AIAA paper 2010-1417, 2010.
- 21) Burg, C., “Higher Order Variable Extrapolation for Unstructured Finite Volume RANS Flow Solvers,” AIAA Paper 2005-4999, 2005.
- 22) 坂下雅秀他, “LU-SGS右前処理付きGMRES法の高速度流体ソルバFaSTARへの適用,” 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講演集, 1C11, 2010.
- 23) Mavriplis, D. J., “Multigrid Techniques for Unstructured Meshes,” ICASE Report 95-27, NASA CR-195070, 1995.
- 24) 保江かな子他, “模型変形計測データを反映したCFD 表面格子修正法の検討,” 第43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2011講演集, 2A04, 2011.
- 25) 菱田学他, “高速CFD空間格子変形法の検討,” 第43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2011講演集, 2A01, 2011.

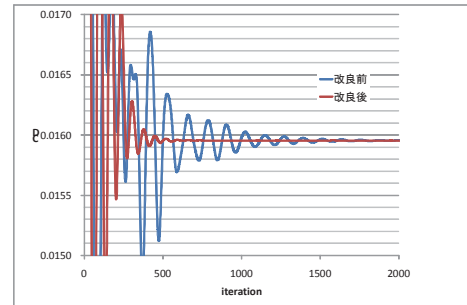


図 22 収束履歴 (Iteration)

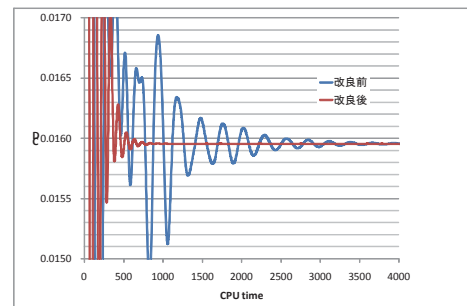


図 23 収束履歴 (CPU time)

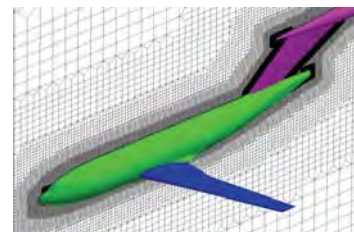


図 24 ブレード付模型

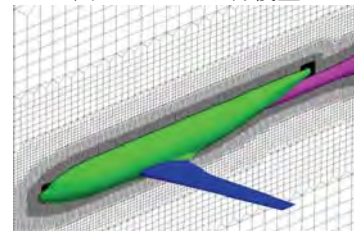


図 25 スティング付模型

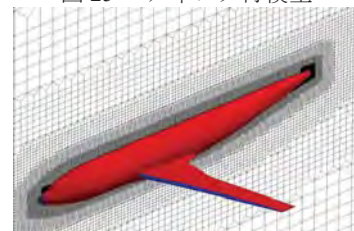


図 26 遷移解析用模型

(青：層流解析領域、赤：乱流解析領域)