

高次精度非構造格子法による JAXA 高揚力装置風洞模型まわりの流れ解析

芳賀 臣紀, 大西 直文, 澤田 恵介
東北大学大学院工学研究科 航空宇宙工学専攻
増永 晶久, 内山 直樹
三菱重工業(株) 名古屋航空宇宙システム製作所

Flow Simulation Around JAXA High-Lift Configuration Model Using High-Order Unstructured Method

by
Takanori Haga, Naofumi Ohnishi, Keisuke Sawada,
Akihisa Masunaga and Naoki Uchiyama

ABSTRACT

An aerodynamics simulation code using high-order spectral volume (SV) method has been developed, and flow simulations around JAXA high-lift configuration model were conducted on the Earth Simulator. The obtained results of the Euler computation are compared with those of a conventional unstructured method and the available wind-tunnel data. The computed pressure profiles fairly agree with the experimental data on the relatively coarse mesh, although viscous effects were all neglected in the calculation. In particular, trailing vortices from various high-lift devices are clearly captured even in the down stream region where they are likely to be vanished due to inherent numerical viscosity in the conventional unstructured mesh methods. This demonstrates that the present high-order unstructured mesh method will be capable of capturing various flow features accurately while it retains the desired geometrical flexibility. It is also shown that the developed code achieves high computing performance on the Earth Simulator.

1. はじめに

民間航空機の離着陸形態のような複雑形状まわりの計算空気力学シミュレーションでは、形状適合性に優れる非構造格子法が多用されている。現在、航空機の空力設計に利用されている実用非構造格子ソルバーのほとんどは有限体積法による定式化を採用しているが、空間精度は局所解の線形再構築を行う2次精度に留まっている。解適合格子法を利用することにより衝撃波のような不連続の解を鮮明に捉えることは可能であるが、比較的解が滑らかな領域に現れる小さな渦のような流れの特徴は計算手法に内在する数値粘性のためにすぐに消散してしまう。特に、離着陸時の高揚力装置まわりの流れのように渦が発達し、機体後方への後流の影響が大きい流れ場の解析には高次精度計算手法の適用による解析精度の向上が期待される。

有限体積法では、通常、自由度として保存変数のセル平均値しか持たないので、各計算セル内の局所解の分布を近傍セルのデータを参照して多項式関数で再構築することにより空間の高次精度化を図る。より高次の近似多項式を用いるほど、参照セルの組み合わせ(ステンシル)を周囲に拡大しなければならないが、非構造格子では高次精度(3次精度以上)を達成するためのステンシルの選び方が自明でなく、含まれるセル形状も多様になるため、解の精度と数値安定性の両立が困難であり、必ずしも適切な局所近似が得られない。

しかし、近年、非構造格子上で空間3次精度以上を達成できる計算手法として、discontinuous Galerkin (DG) 法¹⁾やspectral volume (SV) 法²⁻⁸⁾が注目され、盛んに研究が行われている。これらの手法では、各計算セル内に自由度を導入することによって、セル内の分布を高次多項式で近似する。データ再構築に周囲のセル情報を参照しないというコンパクトな性質により、並列化が容易で高い演算効率も期待できる。

本報告では、高次精度の非構造格子法としてSV法を用いてJAXA高揚力装置風洞模型まわりの流れ解析を行い、従来の非構造格子法による解析結果及び風試結果と比較検討を行う。SV法の演算量は内部自由度の総数に比例し、高い精度の積分が要求されるので、従来手法と比べると計算コストが著しく高い(3次精度SV法でおおよそ 10^2 倍以上)。そこで、

海洋研究開発機構の地球シミュレータを利用して計算を行った。

2. 数値計算法

高次精度非構造格子法 (spectral volume 法)

SV法はセル中心型の有限体積法であるが、局所解の再構築の方法が従来手法と異なる。まず、解析する空間をspectral volume (SV) と呼ばれるマクロな格子セルで分割し、それらをすべて同じ方法で構造的なサブセルにさらに分割する。このサブセルはcontrol volume (CV) と呼ばれ、各SV内の解の分布を高次多項式で再構築するためのステンシルを構成する。通常、SVとしては四面体が用いられ、内部自由度として近似多項式を得るのに必要な数だけCVに分割される。局所解を p 次の多項式で近似する場合、3次元では $m=(p+1)(p+2)(p+3)/6$ 個の自由度が必要となる。SV法の定式上の空間精度の次数は $p+1$ となるので、空間2次精度($p=1$)では4個、3次精度($p=2$)では10個、4次精度($p=3$)では20個のCVに分割する。分割法が定まれば各CVに対して次式で定義される形状関数 L (p 次の多項式)が与えられ、

$$\frac{1}{V_j} \int_{CV_j} L_l(\mathbf{r}) dV = \delta_{j,l}, \quad (j, l = 1, \dots, m) \quad (1)$$

再構築解 \tilde{u} はCV毎のセル平均値 \bar{u} と形状関数 L の積の総和として表される。

$$\tilde{u}(\mathbf{r}, t) = \sum_{j=1}^m L_j(\mathbf{r}) \bar{u}_j(t) \quad (2)$$

ここで L は位置のみの関数であり、物理空間のSVセルを基準空間の四面体に線形写像することで常に同じものを用いることができる。SVの最適な分割法は知られていないが、幾何学的な対称性を利用した分割法が提案されており⁹⁾、適切な分割法を用いることで非構造格子でも線形移流問題に対して所期の計算精度を達成できる⁸⁾。ここでは空間3次精

度の SV 法を構築するため、図 1 に示すような四面体の各頂点を含む 4 個の六面体 CV と各辺の中点を含む 6 個の八面体 CV に分割する。

各 CV に定義されたセル平均値の時間発展を解くため、流束積分は CV の境界に対して行なわれる。局所解の再構築は SV セル毎に一括して行われるので、分布が不連続となる SV セル境界では近似 Riemann 解法を利用して風上的に流束を求める。本流れ解析では AUSM-DV 法⁹⁾を用いる。一方、SV の内部の CV セル境界では流束関数から解析的に求められる。CV セル境界の流束積分には精度を厳密に維持するため近似多項式と同じ次数の積分公式を用いる。ここでは 2 次多項式の面積分を厳密に求めるために、三角形の各辺の中点に積分点を配置する(図 1 の白丸)。多角形の面は三角形に分割し、積分点の合計は約 160 点/SV である。SV の内部分割による積分点の増加が大きな計算コストの要因となるが、最近では数値積分を行わない効率的な方法¹⁰⁾が提案されている。

また、衝撃波のような不連続や急な勾配を安定に捉えるため TVB スロープリミッターを導入する。ある CV セルに隣接する周囲の CV セル平均値の最大値 \bar{u}_{\max} 、最小値 \bar{u}_{\min} に対し、次のような TVB 条件を導入する。

$$\begin{aligned} \tilde{u} - \bar{u} &\leq \max(4M_q \Delta \mathbf{r}^2, \bar{u}_{\max} - \bar{u}), \quad \text{if } \tilde{u} \geq \bar{u}, \\ \tilde{u} - \bar{u} &\geq \min(-4M_q \Delta \mathbf{r}^2, \bar{u}_{\min} - \bar{u}), \quad \text{if } \tilde{u} < \bar{u}. \end{aligned} \quad (3)$$

ここで、 M_q は問題に依存するパラメータ、 $\Delta \mathbf{r}$ はセル重心から積分点までの距離を表す。 M_q を適切に選択することで滑らかな極値における解の精度を保つことができるが、大きくしすぎると数値振動を生じる恐れがある。今回は保存成分毎に解の制限を行い、各成分に対するパラメータを次のように定めた。

$$M_q = M(\bar{u}_{\max}^{\text{global}} - \bar{u}_{\min}^{\text{global}}) \quad (4)$$

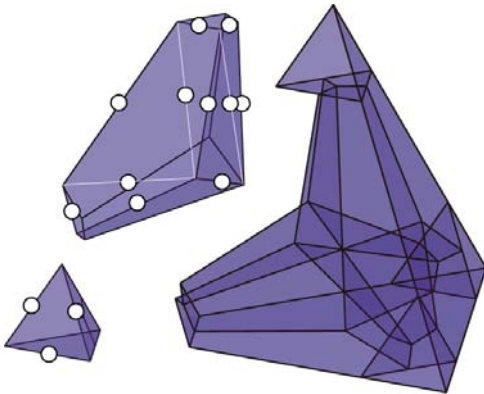


図 1 SV セルの分割と積分点 ($p=2$)

ここで、 M は各成分に共通のパラメータで、 $\bar{u}_{\max}^{\text{global}}$ と $\bar{u}_{\min}^{\text{global}}$ は計算領域全体における最大および最小のセル平均値である。TVB 条件を満たさない SV セルの内部では、不連続の解像度を高めるため CV 毎に Venkatakrishnan の勾配制限¹¹⁾を課した線形再構築に切り替える。

並列化には領域分割法を採用し、領域間のデータ通信には MPI ライブラリを用いた。本手法では、格子セル同士のカップリングは流束のやりとりがある面を共有するセルだけなので、並列化が容易でデータ通信量も小さい。また、面のカラーリングによるベクトル化を行った。

計算格子

流れ解析は Config.1 (FTF, スラット支持などの金具なし形状) の模型形状で行う。遠方境界は機体から約 100 C (C: 主翼 MAC) 離れたところに設定した。格子生成には、TAS (Tohoku University Aerodynamics Simulation)-mesh^{12, 13)} を使用し、非粘性解析用の四面体要素のみの非構造格子を生成した。計算格子数は約 233 万要素 (41 万節点) である。図 2 に機体表面格子の鳥瞰図を示す。機体から遠方へ向かって格子セルのサイズが急に拡大するのを防ぐため、機体近傍を囲む領域を別に定義している。また、図 3 に主翼内舷断面 (主翼スパン位置 $\eta=0.245$, 断面 BB: 主翼キックと胴体の中間辺り) でカットした主翼近傍の計算格子を示す。高揚力装置まわりの計算格子としては非常に粗い格子となっている。

解析条件

流れ条件は、一様流マッハ数 $M=0.175$ (60 m/s), 迎角 $\alpha=4.0^\circ$ および 10.0° , 横滑り角 $\beta=0.0^\circ$ の半截 (左舷) とした。境界条件は、壁面及び対称面は断熱すべり条件とし、遠方境界では仮想セルを一様流値固定とした。高精度非構造格子法として空間 3 次精度の SMA (Spectral-volume Multi-order-of-accuracy Aerospace-simulation) コードを利用し、比較のために従来手法として空間 2 次精度の TAS コード¹⁴⁾ を利用して、それぞれ定常 Euler 計算を行った。計算時間短縮のため、SMA の計算の初期条件として TAS で計算した収束解を利用した。

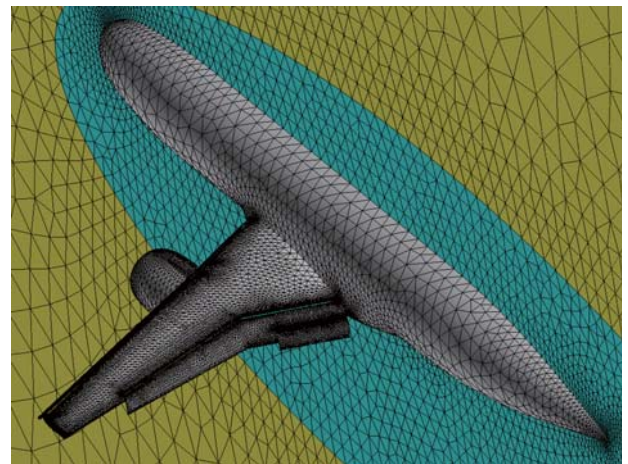
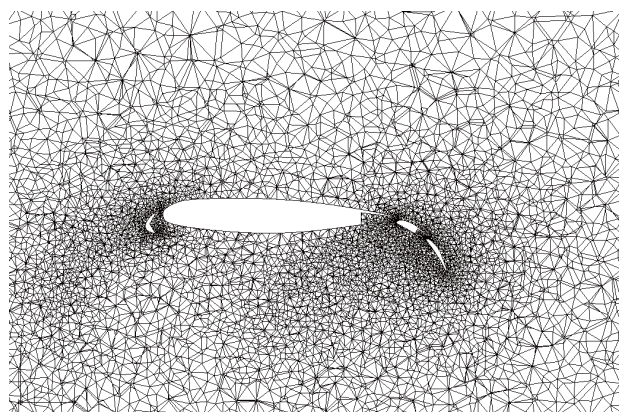
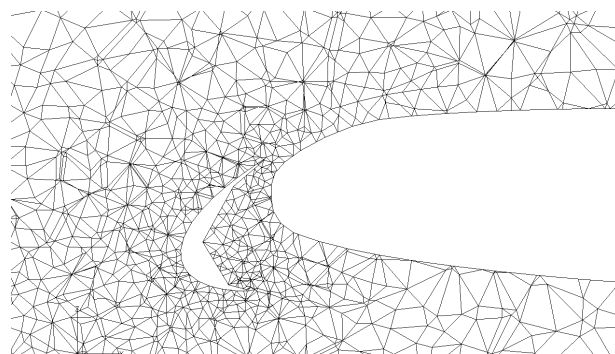


図 2 JAXA 高揚力装置風洞模型の表面格子

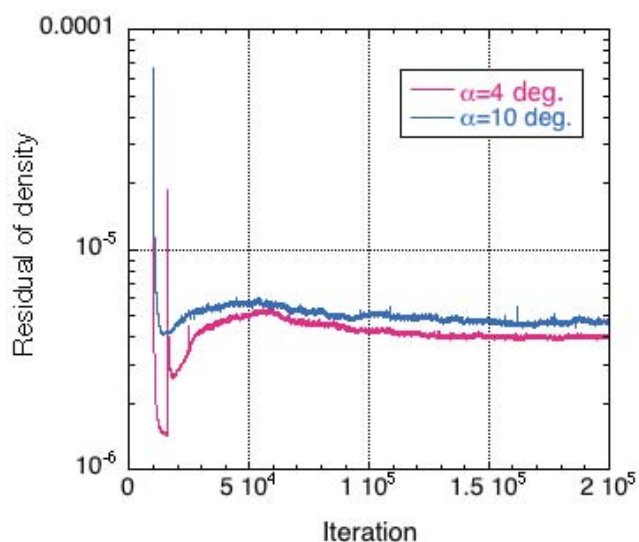


(a) 主翼近傍

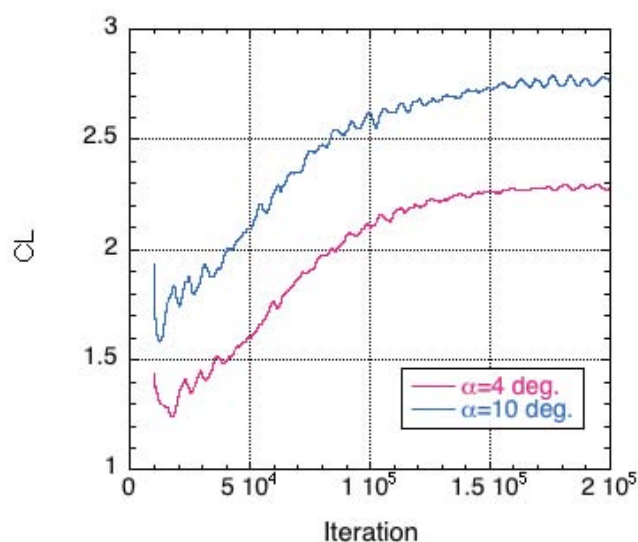


(b) スラット近傍

図3 主翼まわりの断面格子図
(主翼スパン位置 $\eta=0.245$, 断面 BB)



(a) 密度残差履歴



(b) 揚力係数履歴

図4 収束履歴

3. 結果および考察

図4にSMAによる計算の収束履歴を示す。時間積分には3次精度 TVD Runge-Kutta 法¹⁵⁾を用い、局所時間刻み幅法で収束加速を図った。TASの収束解を利用したため、反復回数は10,000 ステップから始まっている。また、 $\alpha=4.0^\circ$ の場合の密度残差の跳びはリミッターのパラメータと CFL 数を変えたことによるものである。初めは安定性を重視して、TVB 条件のパラメータ $M=20$, Venkatakrishnan の制限関数のパラメータ $K=1$, $CFL=0.01$ (SV 基準) としてスタートし、最終的に $M=2000$, $K=50$, $CFL=0.05$ とした。 $\alpha=10.0^\circ$ の場合はこれらの最終値を使って計算を行った。特に、 M の値を大きくするとリミッターが働くセル数が大きく減少し、初め散逸的だった翼面上の負圧ピークが成長し解の精度が大幅に改善する様子が見られた。このように今回用いたリミッターでは、パラメータの選び方によって流れ場全体の解の精度を大きく悪化させてしまう恐れがあるので注意が必要である。残差は一

桁程度減少した後振動的になったため、収束の判定には揚力係数の履歴を用い、値が飽和したところで準定常状態に達したと判断した。本手法の収束特性は M と K の値に強く依存するため、パラメータを必要としない良好な収束特性を持つリミッターは今後の重要な検討課題である。

SMA と TAS による機体表面 C_p 分布の比較を図5に示す。大局的には両者の C_p 分布に顕著な差は見られないが、SMA の方が TAS と比較して主翼上面が青みがかったおり圧力が低い。なお、SMA の計算結果では、格子セルを細分化した CV のセル平均データが利用できるが、可視化の際には簡単化のため、格子セルに対するセル平均値に変換し、さらに各格子点まわりの体積平均値を求めて格子点のデータに変換している。

次に、SMA, TAS 及び風洞試験結果の揚力特性 C_L — α の比較を図6に示す。Euler 計算のため C_L の推算値は風試結

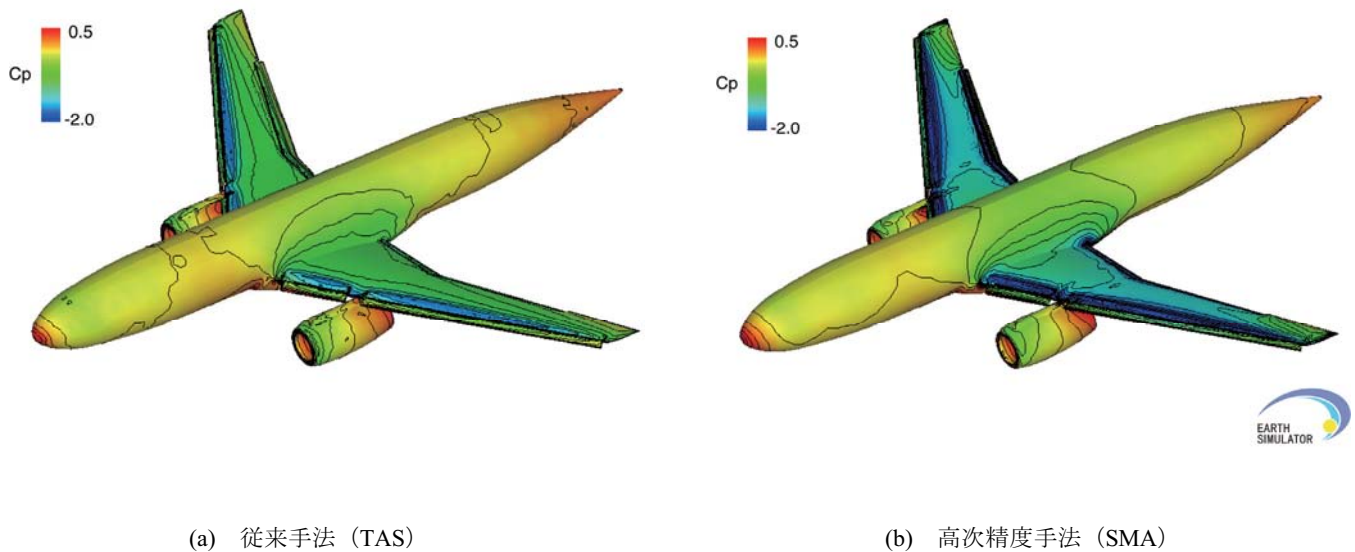


図5 機体表面 C_p 分布
($Mach=0.175$, $\alpha=4.0^\circ$, $\beta=0.0^\circ$)

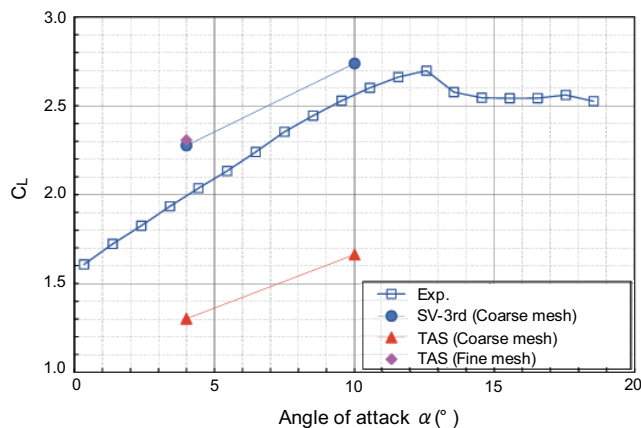


図6 揚力特性の比較

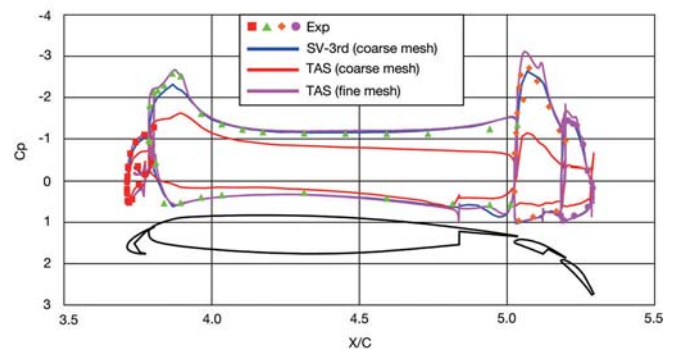


図7 主翼断面 C_p 分布の比較
(断面 BB, 主翼スパン位置 $\eta=0.245$)

果の値よりも大きくなることが予想される。図より、同じ Coarse mesh を用いた場合、SMA の C_L は TAS より大きく、比較的風試結果に近い値となっている。TAS の C_L が風試結果より低い値となっているのは、格子密度不足に因るところが大きいと考えられる。実際、7560 万要素 (1363 万節点) の細かな格子を用いた場合の TAS の Euler 計算結果 (JAXA 提供) の揚力係数の値は SMA の結果とほぼ一致した。

SMA と TAS の C_L の差異を詳細に検討するため、主翼断面 C_p 分布の比較を図 7 に示す。主翼断面位置は、図 3 で示した断面 BB である。同一の粗い格子を用いた場合、SMA は TAS と比べて、翼素下面側前縁付近の淀み点での正圧及び翼素上面前縁付近の負圧ピークがより良く捕えられており、圧力変化の大きなところで C_p 分布の推算精度が著しく向上している。圧力変化の比較的小さい母翼上面後縁付近においても、SMA の方が C_p 分布をより良く捕えているのは、母翼及びメイン・フラップの上面前縁付近の負圧ピー

クがより良く捕えられたことの副次的な効果に因ると考えられる。また、細かな格子を用いた場合の TAS の結果はより負圧ピークが鋭いが、ほぼ SMA の結果と一致している。セル中心型で格子セルを 10 個に内部分割する SMA とセル節点型の TAS では、同一の格子に対する自由度の総数が大きく異なり (約 50~60 倍)、比較には注意が必要であるが、高精度の SMA では、今回使用した格子規模でも流れ場をある程度シミュレート可能であることが判る。

SMA と TAS の後流渦度分布の比較を図 8 に示す。自由度の総数を近づけるため、1363 万点の細かな格子を用いた TAS の解と比較した。機体後方から見た、機軸方向に垂直な複断面での渦度の大きさを表している。図中の等高線の最小値よりも値が小さい領域は表示していない。また、実際の機体後方の格子密度を比較するため、図 9 に機体下面側から見た、渦の等高線と交差する格子セルを可視化した。図を見やすくするため断面の数を半分に間引いている。

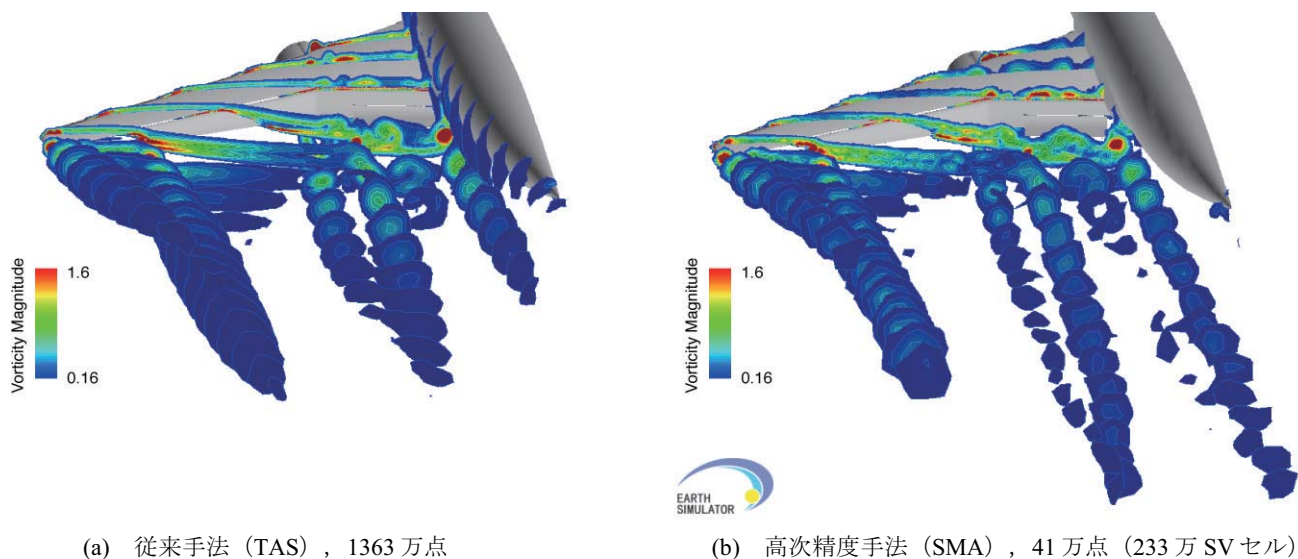


図 8 後流渦度分布の比較
($Mach=0.175$, $\alpha=4.0^\circ$, $\beta=0.0^\circ$)

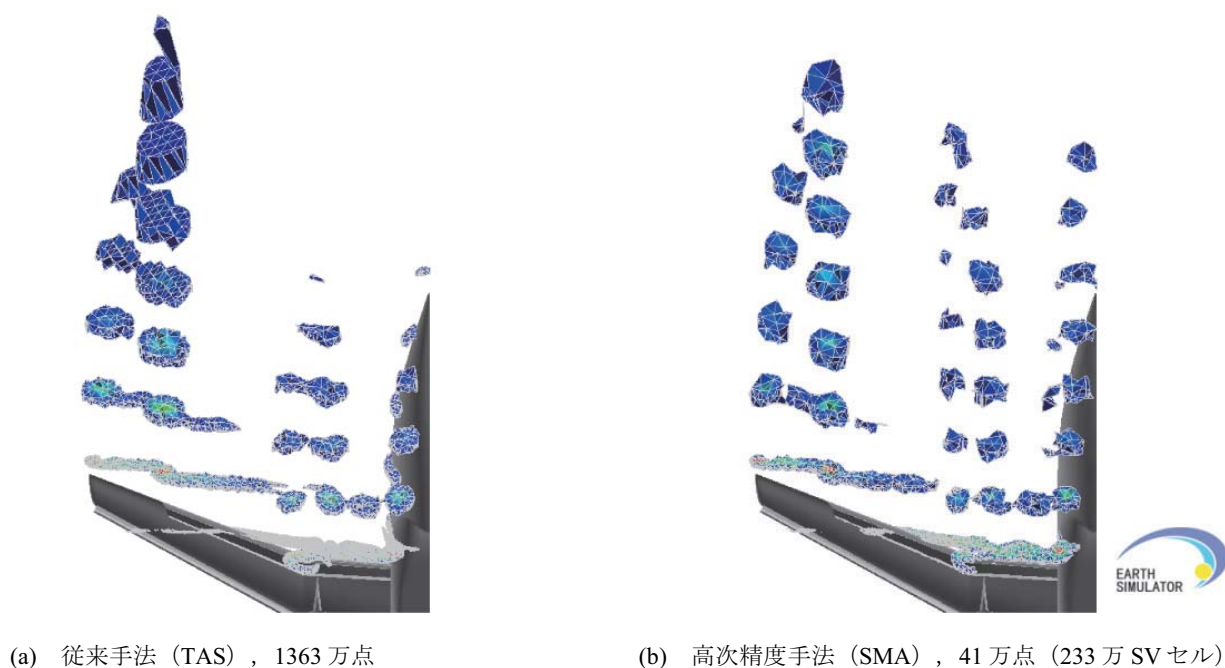


図 9 後流渦と格子密度の比較
($Mach=0.175$, $\alpha=4.0^\circ$, $\beta=0.0^\circ$)

両者を比較すると、SMA では格子が粗い領域でも、後流渦が減衰することなく捉えられ、特にナセル・パイロン端および内舷フラップ端から発生した渦の解像度が向上していることが判る。また、ナセル・パイロン端渦と内舷フラップ端渦が融合する様子と主翼端渦が発達する方向に違いが現れている。どちらの解も格子収束しているか判断することはできないが、従来手法で収束解を得るためには渦領域にさらに多くの格子点を配置する必要があり困難が予想される。ここでは定性的な議論に留まるが、このような渦が発達する領域では、より少ない数の自由度で従来手法と同程度の解を得るという高次精度手法の効果が期待できる。

最後に本手法による計算時間について述べる。迎え角 $\alpha=4.0^\circ$ の場合の計算時間を比較すると、以下ようになった。SMA の計算では、時間積分に 3 段階 Runge-Kutta 陽解法を用いた ($CFL=0.01\sim0.05$, 局所時間刻み幅法)。計算には地球シミュレータ 320CPU (ピーク性能 8 Gflops/CPU) を使用し、約 2 日/ケースを要した。実効性能は 1.296 Tflops (理論性能 2.560 Tflops) を達成している。また、TAS の計算では時間積分に LU-SGS 陰解法 ($CFL=1\times 10^5$) を用い、SX-5 1CPU (ピーク性能 10 Gflops/CPU) を使用して約 10 時間/ケースであった。概算すると、従来手法と比べおよそ千倍程度の CPU 時間を要したことになるが、これは約 60 倍もの自由度

の時間発展を解き、時間積分に Runge-Kutta 法を用いたことが主な要因である。今後は定常解への大幅な収束加速が期待できる LU-SGS 陰解法¹⁶⁾を適用し、また膨大な積分点を必要としない効率的な解法を採用する予定である。

4. 結論および今後の課題

JAXA 高揚力装置風洞模型まわりの定常 Euler 流れ解析を空間 3 次精度の SV 法で実施した。従来手法として空間 2 次精度の TAS による計算結果および風洞試験結果と圧力分布を比較したところ、本手法による解の改善は、特に翼素下面側前縁付近の淀み点での正圧および翼素上面前縁付近の負圧ピークといった圧力変化の大きなところに現れ、 C_p 分布および揚力係数 C_L の推算精度が向上することが判った。しかし、今回用いた TVB リミッターのパラメータによっては流れ場全体の解の精度が悪化する恐れがあるため、問題に応じて値を適切に設定する必要がある。また、後流渦度分布を TAS の解と比較し、本手法では格子が粗い下流域でも渦の発達を高い解像度で捉えられることを確認した。

今後、陰解法を含めた効率解法の導入を進め、高次精度の非構造格子法による高揚力装置風洞模型まわりの粘性流れ解析を行う予定である。

謝辞

本報において、格子生成及び比較用の流れ解析に東北大学 中橋和博教授の TAS を利用させて頂きました。ここに謝意を表します。

また、流れ場の比較のために、高密度の格子を用いた TAS による解析データをご提供くださいました、宇宙航空研究開発機構 村山光宏博士に深謝します。

SV 法の大規模解析において、海洋研究開発機構の地球シミュレータを利用させて頂き、地球シミュレータにおけるプログラム実行に際して、同機構の板倉憲一博士に多大なる御助言を賜りました。同機構の関係各位に感謝致します。

参考文献

- 1) Cockburn, B. and Shu, C.-W., "The Runge-Kutta discontinuous Galerkin method for conservation laws V: multidimensional systems," *Journal of Computational Physics*, Vol. 141, 1998, pp. 199–224.
- 2) Wang, Z. J., "Spectral (finite) volume method for conservation laws on unstructured grids: basic formulation," *Journal of Computational Physics*, Vol. 178, 2002, pp. 210–251.
- 3) Wang, Z. J. and Liu, Y., "Spectral (finite) volume method for conservation laws on unstructured grids II: extension to two-dimensional scalar equation," *Journal of Computational Physics*, Vol. 179, 2002, pp. 665–697.
- 4) Wang, Z. J. and Liu, Y., "Spectral (finite) volume method for conservation laws on unstructured grids III: one-dimensional systems and partition optimization," *Journal of Scientific Computing*, Vol. 20, No. 1, 2004, pp. 137–157.
- 5) Wang, Z. J., Zhang, L., and Liu, Y., "Spectral (finite) volume method for conservation laws on unstructured grids IV: extension to two-dimensional systems," *Journal of Computational Physics*, Vol. 194, No. 2, 2004, pp. 716–741.
- 6) Liu, Y., Vinokur, M., and Wang, Z. J., "Spectral (finite) volume method for conservation laws on unstructured grids V: Extension to three-dimensional systems," *Journal of Computational Physics*, Vol. 212, No. 2, 2006, pp. 454–472.
- 7) Sun, Y., Wang, Z. J., and Liu, Y., "Spectral (finite) volume method for conservation laws on unstructured grids VI: Extension to viscous flow," *Journal of Computational Physics*, Vol. 215, No. 1, 2006, pp. 41–58.
- 8) Haga, T., Ohnishi, N., Sawada, K., and Masunaga, A., "Spectral volume computation of flowfield in aerospace application using Earth Simulator," AIAA-2006-2823.
- 9) Wada, Y. and Liou, M. S., "A flux splitting scheme with high resolution and robustness for discontinuities," AIAA-1994-0083.
- 10) Yang, M., Harris, R., and Wang, Z. J., "Efficient quadrature-free 3d high-order spectral volume method on unstructured grids," AIAA-2007-4325.
- 11) Venkatakrishnan, V., "Convergence to steady state solutions of the Euler equations on unstructured grids with limiters," *Journal of Computational Physics*, Vol. 118, 1995, pp.120–130.
- 12) Ito, Y. and Nakahashi, K., "Direct surface triangulation using stereolithography data," *AIAA J.*, Vol. 40, No. 3, 2002, pp. 490–496.
- 13) Sharov, D. and Nakahashi, K., "A boundary recovery algorithm for Delaunay tetrahedral meshing," 5th Int. Conf. on Numerical Grid Generation in Computational Fluid Simulations, 1996, pp. 229–238.
- 14) Sharov, D. and Nakahashi, K., "Reordering of hybrid unstructured grids for lower-upper symmetric Gauss-Seidel computations," *AIAA J.*, Vol.36, No.3, 1998, pp.484–486.
- 15) Shu, C.-W., "Total-variation-diminishing time discretizations," *SIAM Journal on Scientific and Statistical Computing*, Vol. 9, 1988, pp. 1073–1084.
- 16) 芳賀臣紀, 澤田恵介, Wang Z. J., "高次精度非構造 Spectral Volume 法に対する陰的 LU-SGS 法," 第 20 回数値流体力学シンポジウム, 2006, E7-2.