

ペタスケールコンピューティングが拓く 次世代数値シミュレーション — 航空宇宙工学での期待 —

NEXT-GENERATION NUMERICAL SIMULATION LED BY PETA-SCALE COMPUTING — EXPECTATION IN AEROSPACE ENGINEERING —

高木亮治¹⁾, 堤 誠司²⁾, 河合宗司³⁾, 藤井孝藏⁴⁾
Ryoji TAKAKI, Seiji TSUTSUMI, Soshi KAWAI and Kozo FUJII

- 1) 工博 宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究本部 (〒229-8510 神奈川県相模原市由野台 3-1-1, ryo@isas.jaxa.jp)
- 2) 工博 宇宙航空研究開発機構 情報・計算工学センター (〒229-8510 神奈川県相模原市由野台 3-1-1, tsutsumi.seiji@jaxa.jp)
- 3) 工博 宇宙航空研究開発機構 情報・計算工学センター (〒229-8510 神奈川県相模原市由野台 3-1-1, skawai@stanford.edu)
- 4) 工博 宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究本部 (〒229-8510 神奈川県相模原市由野台 3-1-1, fujii@flab.eng.isas.jaxa.jp)

Recently, numerical simulations have been required to be used in various aspects in aerospace development in order to enhance reliability of the aerospace vehicles and to reduce development cost and period. In this paper, current status of large scale computation in aerospace engineering is presented from the standpoint of capacity and capability computing. Especially, the current numerical simulation is described for acoustic waves from a rocket plume regarding capability computing. The importance of higher-order scheme is emphasized, which is able to dramatically reduce the number of computational grid points. Expectation of peta-scale computing is also presented in aerospace engineering fields.

Key Words: *Aerospace Engineering, Computational Fluid Dynamics, Peta-scale Computing, Capacity and Capability Computing*

1. はじめに

現在、航空機やロケット、衛星・宇宙探査機の設計・開発では信頼性向上、開発期間の短縮、コスト削減、先進的技術の開発が強く求められている。これらの要求に対して、数値シミュレーション技術は大いに貢献することが可能で、事実色々な場面で活用されている。それらの計算は小規模なものから大規模なものまで様々な規模の計算が用途に応じて行われているが、ここでは特に大規模計算を取り上げる。航空宇宙に限らないが、一般に High Performance Computing (HPC) と言われる大規模な計算資源を必要とする計算は2種類に分類される。大規模な単一計算を行うケース (Capability Computing) とある程度の規模の計算を多数計算するケース (Capacity Computing) である。ここではそれぞれのケースに関して航空宇宙分野、特に工学的な観点での典型的な例に関して現状を示すと同時に、現在開発が進められているペタスケール計算機の利用を想定した時にそれらの計算がどう変化するか、どのような変化が期待されるかについて紹介する。最後に、現在著者らが実施しているロケットエンジンの排気プルーム

の音響シミュレーションにおいて、見えてきた次世代数値シミュレーション技術とペタスケール計算機への期待について述べる。

2. Capacity Computing

航空宇宙工学における Capacity Computing ではもの作りという観点から、設計に直結した形での数値シミュレーション技術の利用が行われている。航空機やロケット、衛星・宇宙探査機などの大規模システムでは、近年特に信頼性向上や開発効率の向上が強く求められており、そのため数値シミュレーション技術の利用が強力に進められている。実際、航空機の空力設計においては計算流体力学 (CFD; Computational Fluid Dynamics) が積極的に利用されており、重要な空力設計ツールとして設計プロセスに組み込まれつつある。例えば、航空機の空力設計では現在 Reynolds 平均 Navier-Stokes 方程式 (RANS) による数値シミュレーションが利用されており、空力設計において航空機全機周りの CFD 解析が大量に行われている。航空機全

機周りの RANS による 3 次元 CFD 解析は 15 年前にはまだ Capability Computing の時代であった (例えば文献[1])。現在では計算機速度の向上により JAXA の共用計算機 (富士通 PRIMEPOWER HPC2500) の 100CPU を使った RANS による全機周りの CFD 解析 (1,000 万点規模の計算格子) は半日から一日程度で実施可能になっており、実際の航空機空力設計に用いられている。しかしながら、RANS による 1,000 万点規模の計算格子を用いた解析では、航空機空力設計で重要な全機抵抗予測精度は 5% から 10% 程度でしかなく (例えば文献[2])、設計から要求される抵抗予測精度 1% 以下を実現できていない。これは現実的に利用できる計算機能力による制限であり、実際の設計においては設定された時間内にある程度のケース数を確保する事が優先されるためである。定量性にはある程度目をつぶり、定性的な評価として設計で利用している状況である。計算格子の収束性検討より数億点規模の計算格子であれば空力設計の要求精度 1% 以下を達成することが可能と言われている。乱流モデル等の信頼性の問題もあるが、今後数十倍規模の計算機速度の向上により、設計が要求する精度での抵抗推算が可能になると期待される。

これまでの航空機設計では、空力、構造、飛行制御といった各要素の設計が個別に、かつその多くは逐次的に行われてきたが、これらの設計を同時に進めることで、設計の効率化やより良い設計の実現が期待できる。そのためには最適化手法と組み合わせた形での数値シミュレーションの利用、更には多目的多分野融合最適化が必要となる。現状の計算機速度では RANS を用いた多目的多分野融合最適化は実際の航空機設計サイクルに組み込むには時間がかかり過ぎるため実際の設計での利用は難しい。千葉ら[3]は遷音速リージョナルジェット主翼形状の多目的多分野融合最適化を試みているが、全体作業に半年以上を要したと言われており、未だ実利用は難しい状況である。しかしながら現状の数百倍程度の計算速度があれば、数千から数万ケースの RANS による計算が 1 ヶ月以内に実施することが可能となり、多目的多分野融合最適化の本格的な利用が現実的になってくる。

RANS を用いた CFD 解析を本格的に空力設計に利用するには、年間数千ケース以上の計算を実施できることが目安になる。ペタスケール計算機を適用することで、定量性を確保した数値シミュレーションが航空機空力設計のルーチンワークに組み込まれことが期待される。また RANS を用いた空力解析と構造、飛行制御との多目的多分野融合最適化の本格的な利用による航空機設計法の新たな革新が期待される。特に多目的多分野融合最適化は航空機設計だけでなく、再使用型宇宙輸送機、火星航空機、惑星間航行システムなどの新しい概念を必要とする宇宙輸送システムや衛星・探査機システムの設計には必要不可欠な技術である。これらはこれまで実現されて来たシステムに比べてはるかにシステムの成立性が厳しいため、従来の設計手法ではシステムが成立しないとされており、多分野融合最

適化技術と数値シミュレーション技術、それらを支えるペタスケール計算機が必要不可欠と考えられている。

ここでは詳細を省略したが、実際の設計で大量の CFD 解析を実施する場合、計算格子生成の自動化・高速化が問題となる。計算格子の自動生成に関しては従来から非構造格子法を中心に研究が行われてきた。最近、直交格子法をベースにした RANS 解析用計算格子の自動生成が試みられている。計算格子生成の自動化は CFD を設計で利用する際のキー技術となるため、実用化が期待されている。

3. Capability Computing

一般に HPC と言えば Capability Computing で代表されることが多い。航空宇宙工学においても大規模数値シミュレーションが活用されている。その場合直接的に設計プロセスに組み込まれるといった使われ方ではなく、特定の課題解決や設計の際の知見を得ることを目的とした現象理解のための数値シミュレーションという使われ方が多い。特にロケットや衛星・探査機の開発・運用においては、高温高圧の燃焼室、超臨界状態/亜臨界状態での燃焼、キャビテーション、宇宙空間、プラズマといった極限状態での複雑な物理現象を対象としなくてはならず、また燃焼振動などそこで発生している物理現象自体が未解明な場合も多い。

取り扱う物理現象の多くは非線形性の強い現象であり、数値計算の観点からは、取り扱うべきスケールの幅が非常に大きいという点が問題となる。例えば流体では、航空機やロケットといった巨大な実機レベルのスケールから乱流の微細渦構造のスケールまでを同時に取り扱う必要がある。そのため本質的に詳細な解析が必要とされるが、計算機性能の制限から物理モデルや様々な仮定、近似を導入するモデル化を行うことで解析対象のスケールを分離し、現実的な計算規模での解析を行っているのが現状である。その場合モデル化の良し悪しで結果の質が決まるため、定量性を追求する場合、もしくは物理モデル自体を作成する場合は、モデル化を行わない直接解法による詳細解析を実施する必要がある。詳細解析を実施するためには大規模な計算が必要となるため、計算機性能の向上とともに、モデル化を用いた解析からモデル化を行わない詳細解析へと移行している。CFD においては現状では RANS による定常解析が一般的であるが、ペタスケール計算機では Large Eddy Simulation (LES) や Direct Numerical Simulation (DNS) といった本質的に非定常解析が一般的になると期待される。またそれに伴い、設計法の革新も期待される。従来の設計では定常状態を想定した設計を行っている。ペタスケール計算機により非定常解析が日常茶飯事になれば、それらのデータを設計で活用するための新しい方法論が生まれて来ると期待される。

4. プルーム音響シミュレーション

ここでは、大規模計算の例として最近、著者らが取り組んでいるロケットエンジンの排気プルームの音響シミュ

レーションについて紹介する。現状の計算機能力での解析とそこで見えてきた次世代の数値シミュレーション技術、更にはペタスケール計算機を想定した場合、現在の計算がどう変わるかについても紹介する。

ロケットエンジンの推力は非常に大きいため、ロケット打ち上げ時にはプルーム（ロケットエンジンから高速で噴出するジェット気流）から強い音波が発生する。プルームがロケット打ち上げ設備等と干渉し発生する強い音波はロケットフェアリングにまで到達し、フェアリング内に搭載された衛星を加振、衛星の故障の原因となる。そのため耐振性能は衛星設計における重要な項目となっている。ここではロケット打ち上げ時のプルーム音響に関して、音の発生メカニズムを解明することと音響環境の予測を目的に数値シミュレーションを試みた。

Fig. 1はH-IIA-204ロケット打ち上げ時のプルーム音響解析の例で、空間における瞬間の圧力分布を示している。図中で赤（高圧部）と青（低圧部）が交互に縞模様となっている部分は音が伝播している様子を示している。この解析によりプルーム剪断層の不安定性によりマッハ波と呼ばれる圧力波が発生していることが判明した。マッハ波はプルーム下流方向に指向性を持つため、プルームから発生したマッハ波は下流方向に伝播し、発射台や隣接する整備棟など射点設備で反射しロケット本体に伝播していることが判明した。これによりプルーム音響における音の発生と伝播メカニズムを定性的に解明することができた。

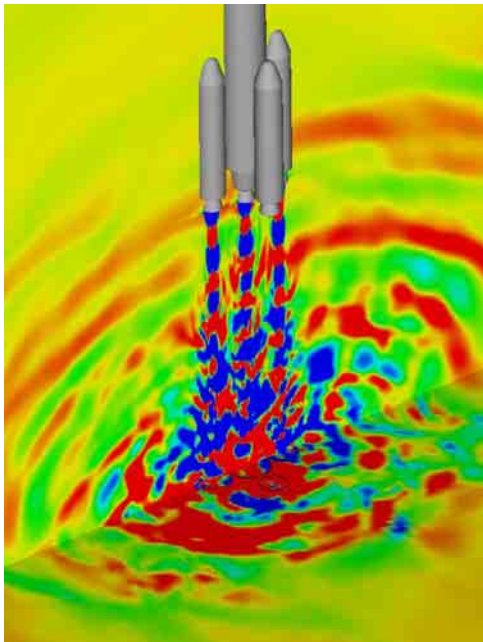
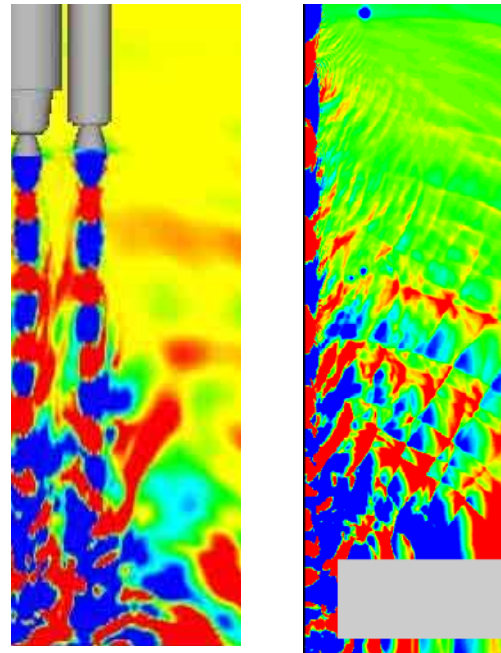


Fig. 1 Pressure distributions around H-IIA (red : high pressure and blue : low pressure)

Fig. 2は解析手法の比較を示す。Fig. 2-aは実機形態に対して従来良く使われている手法（MUSCL法、空間3次精度）を用いて解析を行った結果、Fig. 2-bは簡略化した計算対象（複数のプルームと発射台の排煙孔を一つのプルー

ムおよび穴あき平板で単純化、更に計算負荷を減少させるため3次元形状を軸対称と仮定）に対して高次精度手法（WCNS法、空間7次精度）[4]を用いて計算を行った結果を示す。どちらもほぼ同じ格子点数の計算であるが、計算結果の解像度に関して大きな違いが見られる。従来手法を用いた計算結果でも主要な音の発生メカニズムを捉えることができたが、高次精度手法を用いた詳細解析では主要な音源の他に位置、周波数、指向性が異なる他の音源を捉えるなど、更に詳細な音の発生メカニズムが判明した。



a) Conventional scheme (3rd-order in space) b) High-order scheme (7th-order in space)

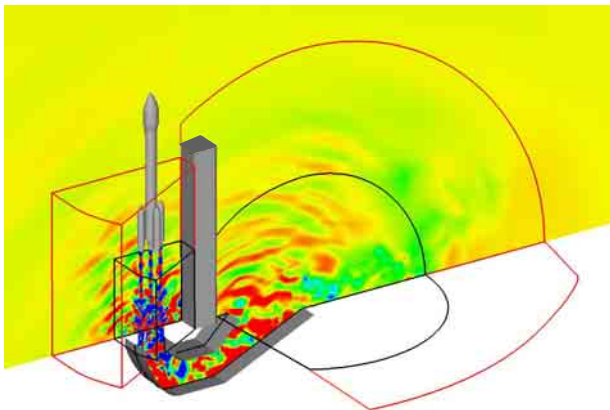
Fig. 2 Comparison between conventional scheme and high-order scheme (pressure distributions)

ここで示した解析はJAXA/ISASが保有するSX-6の1ノード(72Gflops, 64GB)を用いて行った。従来手法を用いた場合、我々の経験では1波長を解像するのに20点程度の格子点が必要である。本計算では約2,000万点の計算格子を用いたが、注目したプルーム剪断層付近では音の周波数を6Hz~60Hz程度まで解像できる。ちなみに欧米での実測値データによると、ロケットプルームでは約30Hz付近で音響レベルが最大と言われている[5]。

高次精度手法では経験的に1波長を解像するのに8点程度の格子点が必要であることがわかっている。そのため同程度の規模の計算格子を用いても解像できる周波数が大きくなる。本解析では解像可能な周波数が6Hz~1,250Hz程度となり、より高周波数の音波を解像することが可能となる。しかしながら格子点数が2,000万点程度のため、十分な解像度で計算できる領域はプルーム剪断層付近に限られている。現在実施しているプルーム音響解析では、計算機資源の関係で十分な解像度を有する領域を広く設定

することが難しく、そのため注目する領域を重点的に解析しているのが現状である。実際のブルーム音響問題ではより広い範囲の解析を行う必要があり、膨大な計算機資源が必要と思われていた。しかしながらここで示した高次精度手法の実用化と、ペタスケール計算機を用いることで従来は不可能と思われていた、ロケット射点全体での音響解析の実施可能性が見えてきた。

現在行っている計算規模をベースにペタスケール計算機で想定できる解析に関しての大まかな見積もりを行った。ロケットのブルーム音響では問題とする周波数の上限は約 1,200Hz 程度であるためこの程度の周波数を解像すれば良い。現在解像できる周波数は 60Hz なので、高次精度手法の利用で 2.5 倍 (20/8, 何故なら従来手法では 1 波長を解像するのに格子点が 20 点必要だが、高次精度手法は 8 点で済むため) を考慮すると 1 方向 8 倍の格子点が必要となる。つまり、現在のターゲット領域全体で周波数が 1,200Hz までを解像しようとするに格子点数は $8^3=512$ 倍必要となる。現在のターゲット領域は Fig. 3 の内側の領域 (黒線で示される) で格子点数は 850 万点である。Fig. 3 で示された外側の空間 (赤線で示される) 程度を想定すればブルーム音響で考慮すべきロケット及び射点領域をほぼカバーできる。この大きさは現在のターゲット領域の約 8 倍であるため 350 億点の格子 (ターゲット領域の格子 850 万点 \times 512 \times 8 \sim 350 億点) を持ちいればこの領域全てにおいて周波数 1,200Hz までを解像できることになる。



**Fig. 3 Computational region
(black : current region and red : desirable)**

周波数の下限は計算時間によって決まる。現状行っている解析 (2,000 万点の格子, 従来手法) では 6Hz 程度までを計算するのに 600 時間 (=25 日) かかっている。上で述べた全体領域での計算で、周波数の下限を同じように 6Hz とするためには計算時間は 14 日=25 日 (現状の計算時間) \times 350 億点/2,000 万点 (格子点の増加分) /14,000 (性能比 1Pflops/72Gflops) /0.23 (格子点当り高次精度手法は 4.35 倍従来手法より計算時間がかかる) となる。つまりブルーム音響で考慮すべきロケット及び射点まわりの空

間に対して十分な解像度 (6Hz \sim 1,200Hz) を有する計算格子 (350 億点) を考えた場合、高次精度手法と 1Pflops のピーク演算処理能力を有する計算機を用いれば約 2 週間で解析が実行できることを意味する。ここで重要な点は、解像度の悪い従来手法ではペタスケール計算機を用いたとしても、ロケット射場全体の音響解析は難しいという点である。ハードウェアとしての計算機速度の進歩も重要ではあるが、数値解析手法、特に高次精度手法による計算の効率化も重要だということが再認識できた。ちなみにメモリ容量は実績ベースで概算すると 350 億点の計算では 30TB 程度と見積られる。この様に音響解析では非定常解析が本質的であり、低周波の音を解像する場合は必然的に計算時間が従来よりも長くなる傾向がある。そのため演算処理能力が必要となり、相対的に必要メモリ容量が少なくなる。今後の解析においてはますます非定常解析が主流になると考えられるので、メモリ容量よりも演算性能が重要となってくると思われる。

4. おわりに

航空宇宙工学における実用的な大規模数値シミュレーションについて現状を紹介すると同時に、それぞれにおけるペタスケールコンピューティングへの期待を示した。

大規模数値解析における Capability Computing の例としてロケットブルーム音響の数値シミュレーションとそこで利用されている高次精度手法の有効性を示した。従来は不可能と考えられていた規模の解析も高次精度手法とペタスケール計算機を組み合わせることで実現可能となることを示した。大規模数値解析の場合、計算機のハードウェアの進歩に勝るとも劣らずアルゴリズムによる解析の効率化が重要であることが示された。

参考文献

- (1) 第 10 回航空機計算空気力学シンポジウム 特別企画 CFD ワークショップ", 航技研資料 NAL SP-20, 1993.
- (2) 3rd AIAA CFD Drag Prediction Workshop, June 3-4, 2006, <http://aaac.larc.nasa.gov/tsab/cfdlarc/aiaa-dpw/>.
- (3) Chiba, K., et al., "High-Fidelity Multidisciplinary Design Optimization of Aerostructural Wing Shape for Regional Jet", AIAA Paper 2005-5080, 2005.
- (4) Nonomura, T., Iizuka, N. and Fujii, K., "Increasing Order of Accuracy of Weighted Compact Nonlinear Scheme", AIAA Paper 2007-893, 2007.
- (5) Eldred, K. M., "Acoustic Loads Generated by the Propulsion System", NASA SP-8072, June 1971.