

jh150035-MD02

航空機の環境適合性・安全性向上に向けた大規模数値解析手法の研究

佐々木大輔（金沢工業大学）

将来の更なる計算機性能の向上を念頭に、等方直交格子をベースとする次世代 CFD アルゴリズムを構築すると共に工学的な応用問題への適用を目的として研究を進めている。等方直交格子はその単純性から格子生成を極めて高速に行え、高次精度解法の導入も容易である。これら利点は大規模並列計算機上で行う大規模非定常計算により更に強化されることが期待される一方、並列性能を向上させることが不可欠であり、本研究では、マルチプラットフォーム評価による性能可搬性向上に向けた調査を実施し、さらに通信時間の削減を図った。また、これまで開発してきた等方直交格子をベースとする計算手法の更なる実用化を図るために、空力音響伝播解析の応用例として設計最適化への適用を行うと共に、航空機翼胴モデルに対する空力解析を実施し妥当性の検証を行った。

1. 共同研究に関する情報

(1) 共同研究を実施した拠点名

本共同研究は、東北大学・名古屋大学・九州大学を共同研究拠点として実施し、東北大学・名古屋大学・九州大学の計算機・設備を利用している。

(2) 共同研究分野

- 超大規模数値計算系応用分野
- 超大規模データ処理系応用分野
- 超大容量ネットワーク技術分野
- 超大規模情報システム関連研究分野

(3) 参加研究者の役割分担

本共同研究は、金沢工業大学・東北大学（サイバーサイエンスセンター、流体科学研究所）・東海大学・名古屋大学・宇宙航空研究開発機構（JAXA）・理化学研究所・Intelligent Light 社と共同で研究を実施した。研究内容と研究機関の役割分担は以下の通りである。

- ①高解像度数値流体解析手法のアルゴリズム開発（金沢工大，東北大・流体研，東海大，理研）
- ②空力・音響連成解析や移動物体問題等の応用工学問題への適用（金沢工大，東北大・流体研，東海大，JAXA）
- ③マルチプラットフォーム評価による性能可搬性向上のための要素技術（東北大・サイバー，名大・情報基盤）

④プリポスト連成問題や移動物体問題での超並列化技術（金沢工大，東北大・サイバー，名大・情報基盤，Intelligent Light）

2. 研究の目的と意義

現在開発中の航空機である三菱リージョナルジェット機を初めとして、航空機開発に空力解析は大いに用いられているが、その利用は巡航時の空力性能の見積もり等定常状態の解析が主である。今後の競争力強化のために、数値シミュレーション技術に基づく革新的な技術刷新が求められている。欧米に比べ不足している我が国航空関連の試験設備や開発経験を補う面からも、高性能計算機を活用したシミュレーション技術への期待は大きい。しかし、計算機能力だけに依存した数値解析技術の開発では一時的な成果しか得られない恐れがあるため、高性能計算機を最大限に活かす計算アルゴリズムを構築し、いち早く応用研究を進める事が将来に渡る差別化技術の創成につながる。

そこで、本研究では直交格子をベースとした数値解析手法を共同研究により構築し、高効率実行を可能にする超並列化技術やマルチプラットフォームにおける可搬性向上の研究に取り組む。本研究成果は、ソルバの公開も含め社会に広く成果を利用して頂くことを考えているため、様々なプラットフォーム上で最適な性能を出すことが必要である。

本研究では特に航空機の環境適合性・安全性向上につながる数値解析技術の開発を目指しており、それにより離着陸時に顕著である空港での騒音問題を解決する機体の設計や安全性向上につながる技術開発への取り組みが可能となることが期待される。また、シミュレーション技術の高度化に加えて、本共同研究で培った技術は今後の計算機開発のシステム設計に役立てる事も可能であり、得られた成果は社会に広く還元させることができる。

3. 当拠点公募型共同研究として実施した意義

ペタフロップス級流体計算を可能とする流体ソルバのアルゴリズム構築のためには、大規模ベクトル計算機や超並列計算機環境による評価が必須であり、当公募型共同研究による計算機環境が必要不可欠である。並列性能の向上のために流体解析手法や音響伝播解析手法を改良するためにも、本枠組みは非常に有効である。また、複数拠点を使うことで、スカラ型及びベクトル型計算機等複数のプラットフォームにおける評価が可能となり、開発したソフトウェアの性能可搬性向上が期待できる。

4. 前年度までに得られた研究成果の概要

本研究で開発を進める **Building-Cube** 法は 2004 年に提案したものであるが、本公募型共同研究を通して計算技術の開発を進めており、非圧縮性流体解析手法・圧縮性流体解析手法また線形化オイラー方程式に対して並列化・ベクトル化効率の向上を図ってきた。昨年度は、線形化オイラー方程式 (**Linearized Euler Equation, LEE**) に基づく音響伝播解析手法に対し、並列性能向上に向けたインバランス解消を試みたが、計算機によっては通信量が増加して全体の実行時間が増えてしまう問題が明らかとなった。そこで、今年度は様々なプラットフォームにおいて調査を行い、物体が存在する場合において並列性能を向上させる手法について検討を進める。

また、構築した **LEE** ソルバ及び圧縮性ソルバを用いた空力音響解析の有効性を昨年度実証できた

ため、今年度は、実応用問題への適用を行う。更に、多数移動物体問題の実用化に向けたアルゴリズム開発を進めており、ファン近傍の壁乱流を高精度に解像する手法を開発する予定である。

5. 今年度の研究成果の詳細

LEE コードの並列性能向上に向けた研究

ポストペタフロップス級の計算機においても性能を十分に引き出すことのできる空力・音響解析手法の開発においては、まず大規模並列環境を効率的に使用する必要がある。また、本空力・音響解析ソルバは、研究での利用だけでなく産業への展開など、広く社会に利用してもらうことも想定しているため、ベクトル型計算機およびスカラ型計算機など様々なプラットフォームを用いた性能評価が重要となる。

本年度は、まずこれまで開発してきた音響解析手法のマルチプラットフォーム評価を行った。昨年 2 月に東北大学に新たに導入された SX-ACE や、その他スカラ型計算機を用いた評価により、大規模並列環境における問題点を明らかにする。図 1 に音響解析手法の複数の環境における評価結果を示す。本実験では、総セル数約 21 億 (cell 数 $16 \times 16 \times 16$, cube 数 524, 288) のテストデータを用い、プリプロセス処理のよって MPI 用の分割データを予め、作成している。縦軸は実行時間、横軸は実験に利用したコア数を表している。また、本評価は基本的には flat-MPI で行い、SX-ACE においては hybrid-MPI (MPI 数 $\times 4$ thread) での実験も行っている。これを見ると、全てのプラットフォームにおいて、並列数(コア数)を増やすと時間時間が短縮していることが分かり、並列化の効果が表れている。しかしながら、並列数が増えるにつれ、その速度向上率が低下している。特に、並列数が高い場合にその傾向が顕著に表れている。これは、コア数増加による並列処理内容の不足、演算のインバランス、通信の増加などが要因だと考えられる。

まずは、演算のインバランスを解消するために、metis による演算のインバランスを考慮した cube

の分割方法を変更し、性能評価を行った。図 2 に標準の分割とバランスを考慮した分割における並列数を 8, 16, 24, 32 に変更した場合の実行時間を示す。この実験により、SX-9, SX-ACE においてバランスを考慮した分割にすることで実行時間を短縮できることが分かった。

さらに並列性能の速度向上率低下の要因を詳細に調査するために、それぞれの環境において、I/O 時間、通信時間、待ち時間、演算時間を測定した。

図 3 に音響解析手法におけるそれぞれの実行時間を示す。これを見ると、通信性能が高い SX-9 においては実行時間の大部分が演算によって占められていることが分かる。しかしながら、その他のプラットフォームにおいては、並列数が増えるにつれ、通信時間の占める割合が大きくなり、SX-ACE 2048 Flat-MPI においては全実行時間の約 84% が通信で占められていることが分かった。

これを解決するために、隣接する cube 全体の転送ではなく、隣接する cell のみのデータを転送することで、通信時間の削減を図った。図 4 に SX-ACE における実行時間を示す。これを見ると、隣接する cell のみのデータを転送することで通信時間を削減することができることが分かった。

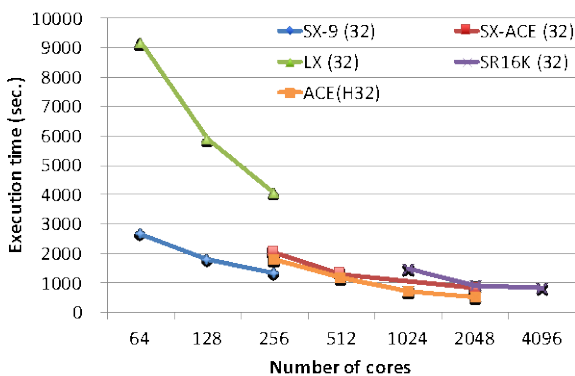


図 1 音響解析手法のマルチプラットフォーム評価

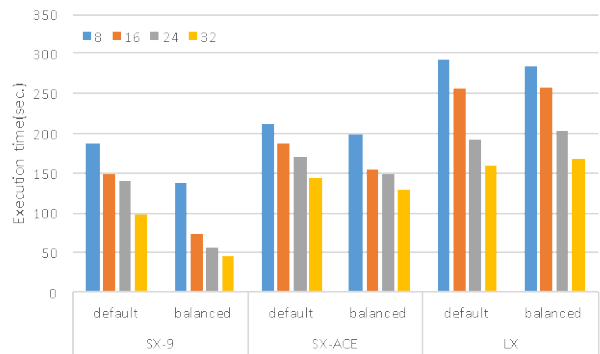


図 2 インバランスを考慮した分割との比較

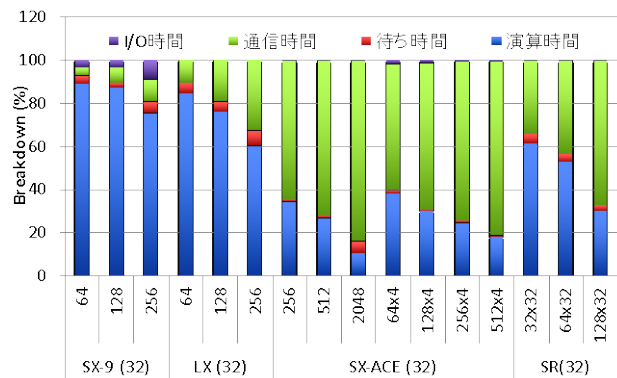


図 3 音響解析手法のブレイクダウン

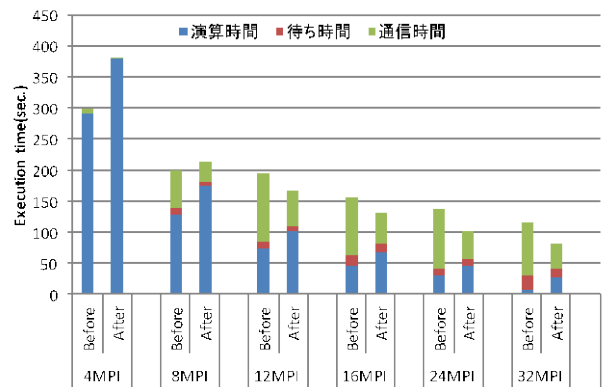


図 4 通信時間削減の効果

Over-the-Wing Nacelle 形態の設計探査

既存の航空機形態において、各騒音源を低騒音化する研究開発が進められているが、それに対して航空機の形態を大きく変更することによって大幅な低騒音化を達成しようとする研究も進められている。これは主に、エンジン位置を変更するこ

とにより、エンジン騒音を機体により遮蔽するという試みである。様々な航空機形態が提案されているが、本研究ではエンジンを主翼上面に取り付ける Over-the-Wing Nacelle (OWN) 形態に着目している。

今年度は昨年度に行っていた定量的な騒音解析を進展させ、地上へ伝わる騒音が最小化するナセル位置を設計最適化手法により探索した。元となる機体形状は DLR-F6 形状を用いており、翼上面に配置したナセルの前後位置と上下位置を現実的な範囲で移動させる。このとき、騒音解析だけでなく巡航時の揚抗比を解析し、巡航性能をなるべく損ねないナセル位置を同時に探索した。

その結果得られた、設計空間における騒音強度分布を図 5 に示す。ナセルの前後位置に関しては、ナセルインレットを遮蔽するように、より後方へ配置させることが有効であることが分かった。これに関しては、今回の解析ではブロードバンドのファン騒音を対象としているため、ナセルインレットからの騒音を最も遮蔽する位置が選ばれた。今後ジェット騒音を考慮した場合には更に最適な配置が見つかる可能性がある。ナセルの前後位置に対して、ナセルの上下位置に関してはある程度の自由度が見られた。この原因を周波数解析により調査した結果を図 6 に示す。図中のサンプル点 2, 27, 28 はナセルの前後位置がほぼ同じで上下位置が異なっている。図から見られるように、低周波数と高周波数の騒音の強さはナセル上下位置に対してトレードオフの関係にあり、地上や機内で問題となる周波数帯を調査することにより、よりよいナセル上下位置を選択することができることが分かった。

更に、設計探索から得られた OWN 形態と基準となる DLR-F6 形状の騒音性能を比較することで OWN 形態が騒音性能に与えるインパクトを調査した。DLR-F6 と OWN 形態の機体下面における SPL を比較すると、OWN 形態では、場所により約 20 dB 以上の騒音低減を達成していることが分かった。図 7 にサンプル点 28 の OWN 形態と、基準形状となる DLR-F6 形状におけるエンジンからの騒音伝播の様

子を示している。赤、青の等値面はそれぞれ、無次元化された音圧が $2.0e-6$, $-2.0e-6$ の等値面である。図 7 を見ると DLR-F6 形状では機体下方へ伝播する騒音が見られる。後方ファンに関しては主翼によって上方への伝播が遮蔽されていることが確認できる。それに対して、OWN 形態では、下方へ伝播する騒音が主翼によって効果的に遮蔽されていることが分かる。

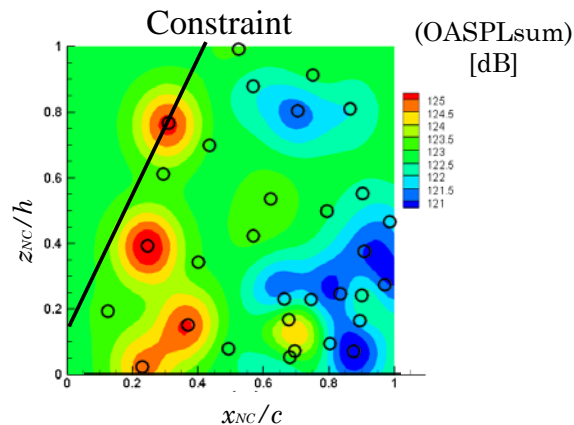


図 5 設計空間における騒音強度分布 (赤は騒音が強い、青は騒音が弱い)

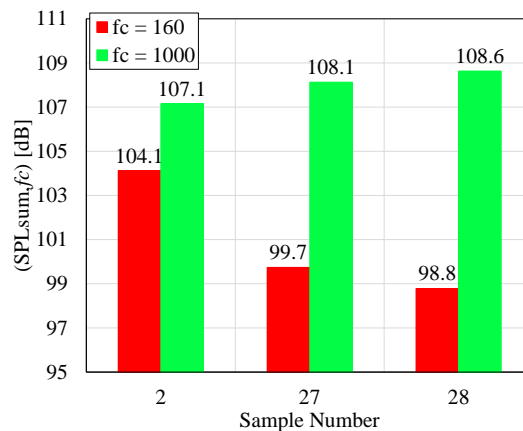


図 6 トレードオフの関係にある 3 点の 1/3 オクターブバンド SPL の比較

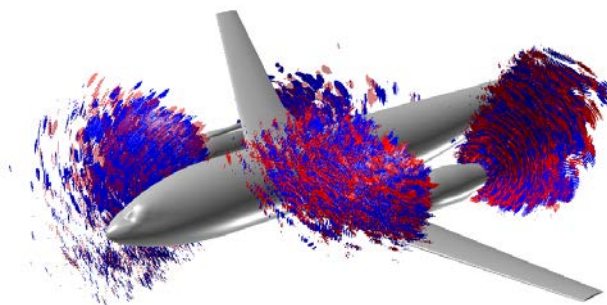


図 7 設計探索から得られた OWN 形態(手前)と DLR-F6(奥)におけるエンジンからの音圧分布

NACA Common Research Model の空力解析

実機開発に活用されている CFD 解析と同規模の解析課題を選定し、風試データとの解析結果の詳細な比較を行うことによって、航空 CFD 発展に向けた課題抽出を目指す CFD ワークショップが JAXA によって企画・開催されている。このワークショップに関連して、直交格子流体ソルバと非構造格子流体ソルバをカップリングして解析を行った。図 8 に NASA Common Research Model (CRM) 翼面上の圧力係数分布と複数断面の流速分布を示す。ここでは非定常解析を行っており、圧力係数の平均値と RMS 値を示している。翼面上の衝撃波面の振動により、翼面上の RMS 値が特に翼端側で大きくなっている。直交格子ソルバでは、LES サブグリッドスケールモデルを用いた陽解法による解析を行い、非構造格子ソルバでは直交格子ソルバと同じ時間刻みを用いて、時間 2 精度陰解法による時間積分を行っている。

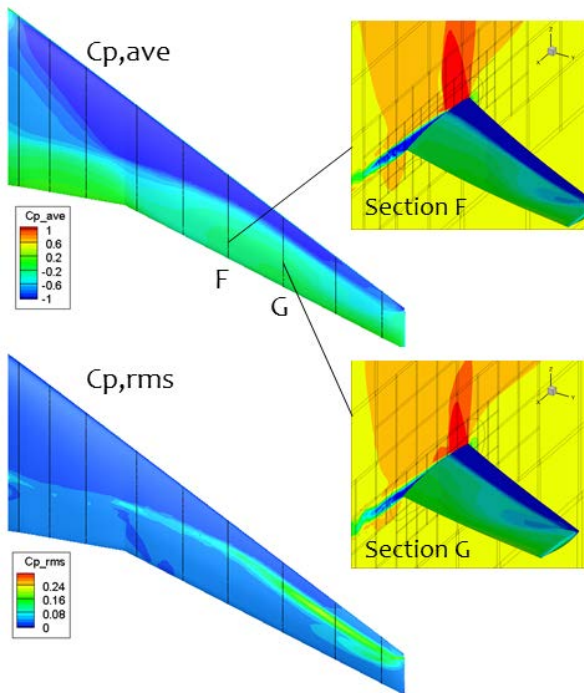


図 8 NASA CRM 翼面上の圧力係数分布と複数断面の流速分布

飛行する航空機の後方に生じる後流渦は後続航空機の飛行に影響を与える可能性があり、運航安全および離発着効率化の観点から現象の解明とモデル化が求められている。本ワークショップでは

NASA CRM の後流解析も課題として挙げられており、後流解析の高度化は、本共同研究でより組んでいる航空機の環境適合性・安全性向上に繋がる。図 9 に NASA CRM 後流の渦度等値面を示す。上図では定常非粘性解析を行っており、翼端渦や流れのはく離による乱れた後流が可視化されている。一方、下図では Detached Eddy Simulation (DES) による非定常解析を行っており、細かな乱れ構造が可視化されている。直交格子流体ソルバは、渦や乱れの解析に有利であることから、航空機の後流解析は直交格子ソルバでの解析に適した課題であると言える。

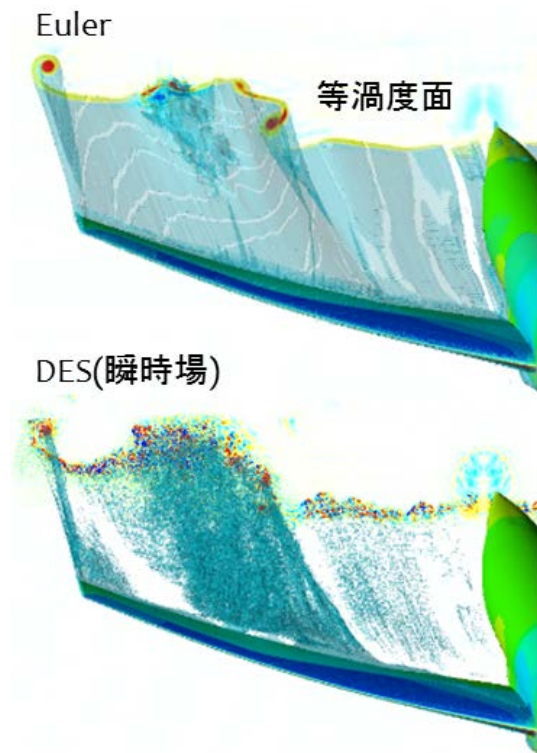


図 9 NASA CRM 後流の渦度等値面

6. 今年度の進捗状況と今後の展望

空力音響伝播解析のアルゴリズム開発は前年度までで実証がほぼ完了したため、今年度は実用化に向けて低騒音化を目的とした設計最適化問題への適用を試みた。その結果、航空機のエンジン騒音(ファン騒音)を低減するためのナセル位置等、新しい知見を得ることに成功した。また、NASA CRM モデルを対象として空力解析を実施し、直交格子

流体ソルバにおける有効性を実証した。

また、音響解析手法のマルチプラットフォーム評価により、並列数の増加に伴う通信の増加が顕著であることが明らかになったため、下半期には通信時間の削減を試みた。データ転送を Cube から隣接する Cell のみとすることで通信時間の削減を達成できた。一方、大規模並列時に問題となるプリポストの効率化に関しては、現時点で基礎的な検討にとどまってしまう、実装等には至っていない。

また、移動物体問題に関しては、今年度は直交格子を用いた多数移動物体問題用のアルゴリズム開発と、壁面近傍の壁乱流を解く壁モデルの開発を同時に進めたが、大規模並列化までには至っていない。移動物体の解析法は航空機においてはファン、また他の相対移動問題にも適用を可能にする手法として、また壁面近傍の壁乱流を直交格子で解析する手法についてはその汎用性の高さから開発を行った。ファンの解析は図 10 に示すように市販されているファンの性能を評価・検討している段階であり、この定量評価を行った後に応用解析を実施する予定である。この解析では直交格子の弱点である薄い物体に特化した埋め込み境界法を利用しており、格子サイズ以下の薄い物体であっても問題なく解析を行えることが利点である。今後はこちらを応用して航空機に用いられるファンブレード、もしくは回転翼の解析を行う。

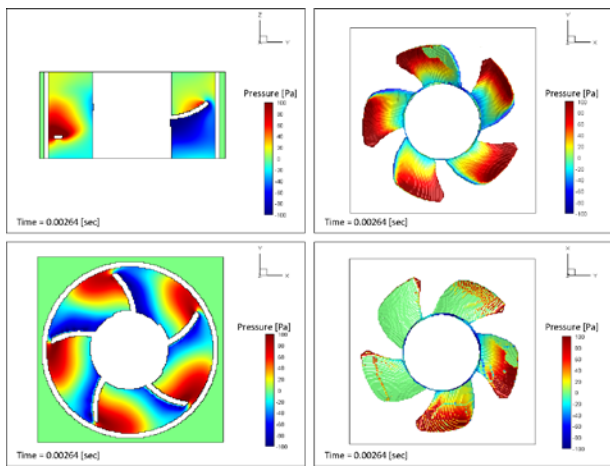


図 10 直交格子による比較検証用ファンの回転中の瞬時圧力分布

また、壁乱流の解析では、従来開発されてきた乱流を解像するための壁モデルを発展させて、より高い汎用性と安定性、論理的整合性のとれた手法を開発すべく取り組んできた。その結果、直交格子法が苦手とする斜め方向の壁面境界においても図 11 のような妥当な乱流プロファイルを得られる手法ができつつある。これを用いることでより正確な流れ場の把握を実現することが可能となると考えられ、今後はこれらの手法を導入し高精度な航空機周りの流体解析につなげる。

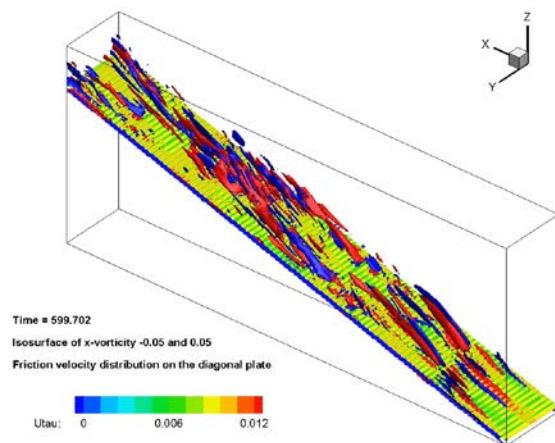


図 11 乱流解析用壁モデルを適用した斜め平板上を移流する渦度の瞬時等値面

7. 研究成果リスト

(1) 学術論文

Kazuhiko Komatsu, Ryusuke Egawa, Shoichi Hirasawa, Hiroyuki Takizawa, Ken'ichi Itakura, Hiroaki Kobayashi, "Translation of Large-Scale Simulation Codes for an OpenACC Platform Using the Xevolver Framework," *International Journal of Networking and Computing*, July 2016 (accepted).

Yuma Fukushima, Takashi Misaka, Shigeru Obayashi, Daisuke Sasaki, Kazuhiro Nakahashi, "Wavenumber Optimized Immersed Boundary Method for Aeroacoustic Analysis Based on Cartesian Mesh," *AIAA Journal* (掲載決定)

Yusuke Mizuno, Shun Takahashi, Taku Nonomura, Takayuki Nagata, Kota Fukuda, “A Simple Immersed Boundary Method for Compressible Flow Simulation around a Stationary and Moving Sphere,” *Mathematical Problems in Engineering*, Article ID 438086, 2015.

(2) 国際会議プロシーディングス

Yusuke Mizuno, Shun Takahashi, Taku Nonomura, Takayuki Nagata, Kota Fukuda, “Direct Numerical Simulation of Shock Waves Passed by Multiple Particles by Using Immersed Boundary Method,” 54th AIAA Aerospace Sciences Meeting San Diego, California, USA, 2016

Kazuhiko Komatsu, Ryusuke Egawa, Shoichi Hirasawa, Hiroyuki Takizawa, Ken’ichi Itakura and Hiroaki Kobayashi, “Migration of an Atmospheric Simulation Code to an OpenACC Platform Using the Xevolver Framework,” The Third International Symposium on Computing and Networking – Across Practical Development and Theoretical Research –, Sapporo, Hokkaido, Japan, December 8-11, 2015.

(3) 国際会議発表

Daisuke Sasaki, Yuya Kojima, Daiki Iioka, Ryohei Serizawa, Shun Takahashi, “Towards Aerodynamic Characteristics Investigation Based On Cartesian Methods for Low-Reynolds Number Flow Simulation,” The 23rd Workshop on Sustained Simulation Performance, Sendai, March 2016.

Kazuhiko Komatsu, “Migration of an HPC Code to an OpenACC Platform Using a Code Translation Framework,” 2016 Conference on Advanced Topics and Auto Tuning in High-Performance Scientific Computing (ATAT in HPSC 2016), Feb. 2016. (招待講演)

Yuma Fukushima, Takashi Misaka, Shigeru Obayashi, Daisuke Sasaki, Kazuhiro Nakahashi, “Aerodynamic and Aeroacoustic Design Exploration of an Over-the-Wing Nacelle Configuration,” 7th Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology, Queensland, November, 2015.

Daiki Iioka, Yuya Kojima, Masato Okamoto, Daisuke Sasaki, Shigeru Obayashi, Koji Shimoyama, “Computational Fluid Dynamics Analysis of Thin Angular Airfoils Using Building-Cube Method,” 7th Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology, Queensland, November, 2015.

Daisuke Sasaki, Daiki Iioka, Yuya Kojima, Takeshi Akasaka, Masato Okamoto, Takashi Misaka, Shigeru Obayashi, Koji Shimoyama, “Cartesian-based CFD Approach Toward Investigation of Aerodynamic Characteristics of Low-Reynolds Number Airfoils,” 15th International Symposium on Advanced Fluid Information (AFI-2015), Sendai, October 2015.

Ryohei Serizawa, Kenya Nozawa, Shun Takahashi, Daisuke Sasaki, Masato Okamoto, Shigeru Obayashi, “Flow Analysis around Moving Objects by Cartesian Mesh Method,” 15th International Symposium on Advanced Fluid Information (AFI-2015), Sendai, October 2015.

Yusuke Mizuno, Shun Takahashi, Taku Nonomura, Takayuki Nagata, Kota Fukuda, “Coupled Simulation of Shock Waves in Gas-Particle Mixtures Introducing Motion Equations,” VI International Conference on Computational Methods for Coupled Problems in Science and Engineering, COUPLED PROBLEMS 2015, 2015

(4) 国内会議発表

水野裕介, 高橋俊, 野々村拓, 永田貴之, 福田紘大, “熱伝達を考慮した埋め込み境界法を用いた球まわり流れの直接数値解析,” 第 29 回数値流体力学シンポジウム, 福岡, 2015 年 12 月.

芹沢涼平, 高橋俊, 佐々木大輔, 岡本正人, “低レイノルズ数・高無次元周波数における運動翼の空力解析,” 第 29 回数値流体力学シンポジウム, 福岡, 2015 年 12 月.

廣瀬拓也, 佐々木大輔, 福島裕馬, 三坂孝志, 大林茂, “BCM-TAS カップリングソルバーを用いた NASA CRM 解析,” 第 53 回飛行機シンポジウム, 松山, 2015 年 11 月.

児島有哉, 飯岡大樹, 佐々木大輔, “直交格子 CFD を用いた低 Reynolds 数流れにおける翼型の空力特性比較,” 第 53 回飛行機シンポジウム, 松山, 2015 年 11 月.

水野裕介, 高橋俊, 野々村拓, 永田貴之, 福田紘大, “直接数値解析による複数粒子と衝撃波の相互作用の把握,” 日本機械学会流体工学部門講演会, 東京, 2015 年 7 月.

佐々木大輔, 廣瀬拓也, 福島裕馬, 三坂孝志, 大林茂, “BCM-TAS カップリングソルバーを用いた NASA CRM 解析,” First Aerodynamics Prediction Challenge, 第 47 回流体力学講演会／第 33 回数値シミュレーション技術シンポジウム, 東京, 2015 年 7 月.

飯岡大樹, 児島有哉, 佐々木大輔, 岡本正人, “直交格子積み上げ法を用いた折り曲げ薄翼の CFD 解析,” 第 47 回流体力学講演会／第 33 回数値シミュレーション技術シンポジウム, 東京, 2015 年 7 月.

水野裕介, 高橋俊, 野々村拓, 永田貴之, 福田紘大, “埋め込み境界法を用いた複数粒子が衝撃波を通過する流れ場の直接数値解析,” 第 47 回流体力学講演会／第 33 回数値シミュレーション技術シンポジウム, 東京, 2015 年 7 月.

芹沢涼平, 高橋俊, 佐々木大輔, 岡本正人, 大林茂, “直交格子法による低レイノルズ数・高無次元周波数の運動翼の空力解析,” 第 47 回流体力学講演会／第 33 回数値シミュレーション技術シンポジウム, 東京, 2015 年 7 月.

福島裕馬, 大林茂, “線形オイラー方程式を用いた複雑形状に対するファン騒音解析技術の開発と検証のための研究,” 東北大学-JAXA 連携協力協定 平成 26 年度共同研究報告会, 東京, 2015 年 4 月.

(5) その他 (特許, プレス発表, 著書等)

受賞

International Workshop on Legacy HPC Application Migration (LHAM) 2015 Best Workshop Paper Award

Kazuhiko Komatsu, Ryusuke Egawa, Shoichi Hirasawa, Hiroyuki Takizawa, Ken'ichi Itakura and Hiroaki Kobayashi, “Migration of an Atmospheric Simulation Code to an OpenACC Platform Using the Xevolver Framework,” December, 2015.

第 10 回(平成 26 年度) 野口研究奨励賞 東北大学, 2015 年 6 月.

著作物 (総説、解説、著書)

Kazuhiko Komatsu, Ryusuke Egawa, Hiroyuki Takizawa, and Hiroaki Kobayashi, “Performance Evaluation of Compiler-Assisted OpenMP Codes on Various HPC Systems,” Sustained Simulation Performance 2015, pp 147-157, 2015.

Ryusuke Egawa, Kazuhiko Komatsu, and Hiroaki Kobayashi, “Code Optimization Activities Toward a High Sustained Simulation Performance,” Sustained Simulation Performance 2015, pp 159-168, 2015.