

jh170029-NAJ

Development of Cartesian-mesh CFD for Moving Boundary Problems in Aerospace Applications

佐々木大輔（金沢工業大学）

航空宇宙分野における移動境界問題を伴う流体解析を効率的に実施する手法として、直交格子法に基づく CFD アルゴリズムの開発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、物体移動も効率的に取り扱うことが可能である。これらの利点を大規模非定常計算により更に強化するためには、直交格子における物体境界の適切な取り扱い手法の開発と共に、移動物体問題に関して並列性能を向上させることが課題として挙げられる。本研究では、移動境界物体問題における並列性能向上に向けた調査を実施し、アルゴリズムの改良に伴う高速化を実施した。また、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、航空宇宙分野の様々な問題に対して直交格子法の適用を行った。

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・名古屋大学を共同研究拠点として実施し、東北大学・名古屋大学の計算機・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 社及びアーヘン工科大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 非定常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、アーヘン工科大）
- ② 航空宇宙分野における応用問題への適用（金沢工大、東北大・流体研、東海大、JAXA、アーヘン工科大）

③ マルチプラットフォーム評価による性能可搬性及び並列性能向上のための要素技術開発（東北大・サイバー、名大・情報基盤）

④ 大規模解析における効率的な可視化技術の開発（金沢工大、東北大・サイバー、名大・情報基盤、Intelligent Light、アーヘン工科大）

2. 研究の目的と意義

航空宇宙分野における数値流体解析技術の進展により、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始めとして、航空機開発に空力解析は大いに用いられている。その一方、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依然として主である。今後、航空宇宙分野における競争力強化のためには、数値シミュレーション技術の更なる高度化を伴う、革新的な設計技術の開発が求められている。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、移動物体問題に対して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、ソルバー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。

本研究では直交格子法による工学設計への適用を目標として、特に物体移動を伴う非定常数値流体解析手法の開発と検証を行う。航空機周り等の高レイノルズ数流れを直交格子法により解析する際には、形状再現性の問題に加えて境界層解像に関する問題の解決が不可欠であることから、これらを解決できる手法の構築も必要である。そのため、実形状に対して適用し、その有用性について調べる。本研究により、シミュレーション技術の高度化を図ることができ、また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

実形状への適用を考慮した大規模な非定常解析・移動物体問題解析を直交格子法により実施するためには、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。本計算機資源を借りることで、大規模圧縮性気体混相流の解析手法の構築、ピッチング振動翼の解析、航空機周り等の高レイノルズ数流れ解析を実施することができた。また、大並列性能の向上のために流体解析手法や移動物体問題への適用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なし

5. 今年度の研究成果の詳細

移動物体問題に対する直交格子法アルゴリズムの性能向上

多数の物体移動を伴う非定常流体解析を実施するためには、多数物体の移動と再定義を効率的に行うアルゴリズムの性能向上が必要であることから、空間の格子点数及び移動物体数を変更した 3 ケースに対して、性能情報の調査を行った。その結果、解析時間の 90% を占める 4 ルーチンがあることから、そのルーチン内のアルゴリズム検討を行った。今回、レベルセット関数を元に Cell の種類を特定するルーチンにおいて、正確な数値を算出する必要の無い部分の演算をやめることで、アルゴリズムの最適化を図った。その結果、図 1 に示すように解析時間を短縮することができた。特に、移動物体数の多い case02 においては、解析時間が半減する結果となった。

	case00	case01	case02
Real Time (sec)	1297.115	8187.307	12983.58
User Time (sec)	5175.646	32710.92	51872.16
System Time (sec)	2.13	11.285	17.142
Vector Time (sec)	4353.753	27050.81	45548.68
Total GOPS	72.391	82.077	100.091
Total GFLOPS	8.615	10.224	20.56
A. V. Length	240.838	253.285	252.595
V. Op. Ratio (%)	99.506	99.676	99.797
Total Memory Size (GB)	1.75	6.25	3.563
Memory Size (GB)	1.5	6	3.313
Global Memory Size (GB)	0.25	0.25	0.25

(a)最適化前

	case00	case01	case02
Real Time (sec)	1091.288	6647.031	6784.666
User Time (sec)	4356.146	26556.48	27099.37
System Time (sec)	1.848	9.343	9.392
Vector Time (sec)	3576.499	21213.92	20937.79
Total GOPS	69.609	80.963	80.296
Total GFLOPS	7.589	9.537	9.761
A. V. Length	235.984	250.881	246.379
V. Op. Ratio (%)	99.414	99.629	99.609
Total Memory Size (GB)	1.75	6.25	3.563
Memory Size (GB)	1.5	6	3.313
Global Memory Size (GB)	0.25	0.25	0.25

(b)最適化後

図 1 全プロセスの合計性能情報

ピッチング振動翼の解析

移動物体問題の一つとして、ピッチング振動翼の解析を直交格子により実施した。対象の翼は NACA0012, Re 数は 10 万で, 物体表現には埋め込み境界法を用いた。計算格子にはおよそ 2000 万点程の図 2 のような非等間隔直交格子を用い, 物体周辺部のみに等間隔格子を配置してある。無次元周波数は $\omega c/U=0.08$ である。

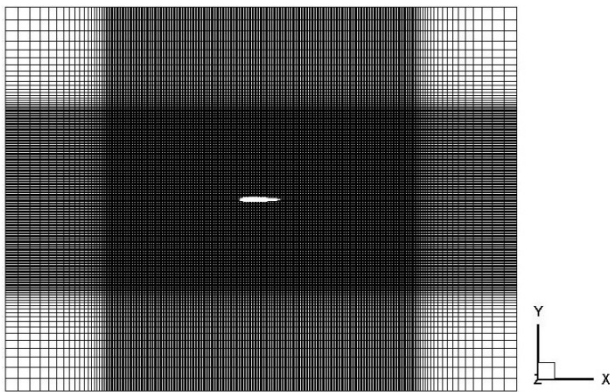


図 2 計算に用いた非等間隔直交格子

解析の結果, 図 3 のような翼後流におけるアーチ渦の形成が確認された。これは境界適合格子法による高解像度スキームを用いた解析による先行研究でも同様に確認された現象である。しかしながら直交格子によって解析された例は多くは無く, 本研究により開発された手法を用いても捉えられることが示された。アーチ渦は翼端から生じる渦と, 翼前縁もしくは後縁からの剥離渦が合体することで生じる渦構造と考えられており, このような空間中に生じる渦構造を捉えるのに直交格子は非常に有効であり, 図 4 を見てもその効果が発揮されたと言える。しかしながら, この解析結果の空力係数を同様の実験結果と比較した際に, 揚力係数は同様のオーダーにあるものの, 抗力係数が大きく過大評価された結果を示した。これは主に翼表面の境界層が解像できていないことに起因すると考えられる。本計算の 2000 万点の格子点を用いてもレイノルズ数 10 万の境界層中には 1 点程度しか入っていない。

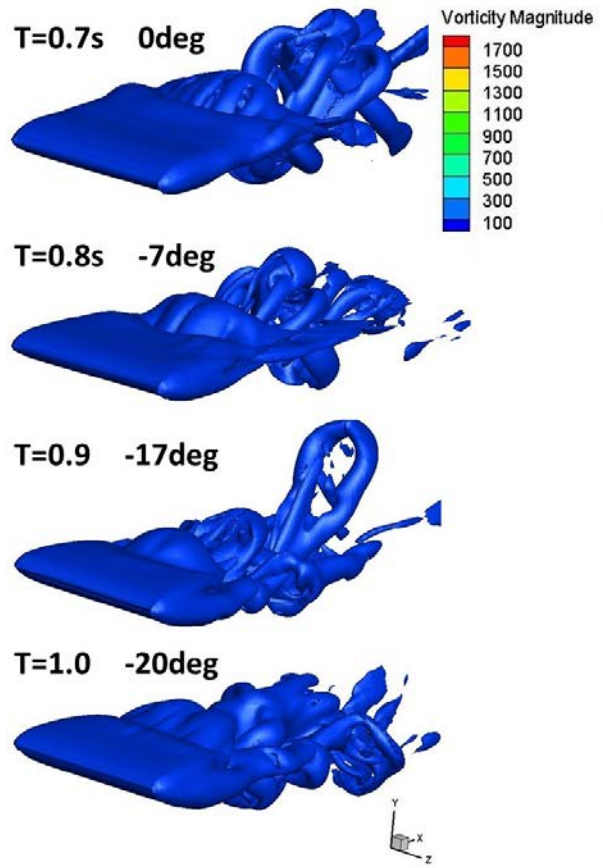


図 3 翼後流に生じるアーチ渦 (Re 数 10 万)

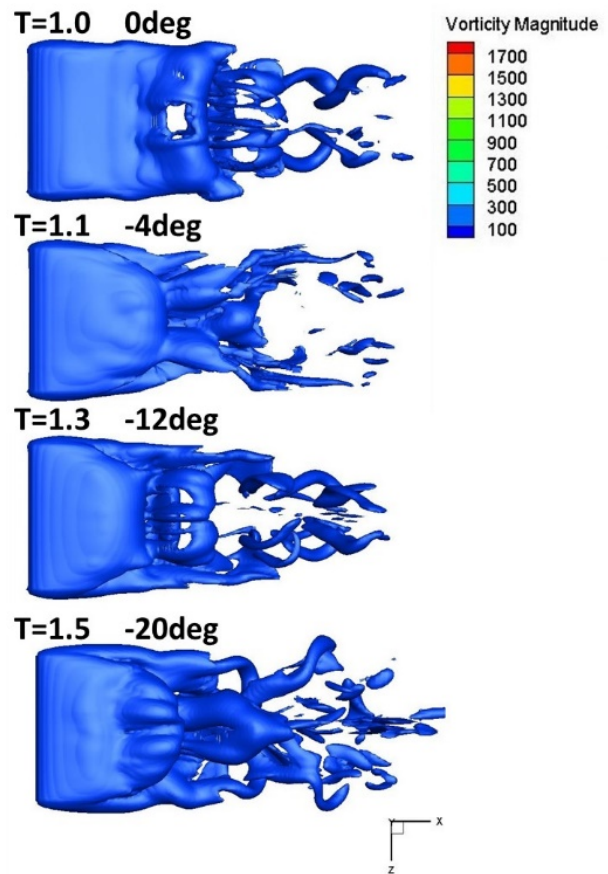


図 4 渦構造の上面図

多数移動物体問題への適用

本研究の目標は、複数の任意形状が流れ場中で移動する際の直交格子法に基づく非定常流れ場解析、予測技術の開発である。それに対して、本研究では多数の微粒子が壁面と干渉する流れ場の解析を行ってその精度実証と現象論について先行研究と比較する形で議論した。多数物体の高速解析技術開発は進んでいるものの、任意形状の移動物体の高速解析技術については未だ発展途上であり、今後さらに開発を進める必要がある。

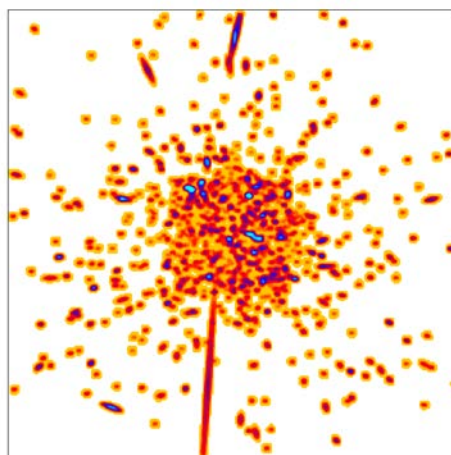


図 6 加工物表面に微粒子が衝突した跡 (カバレッジ分布)

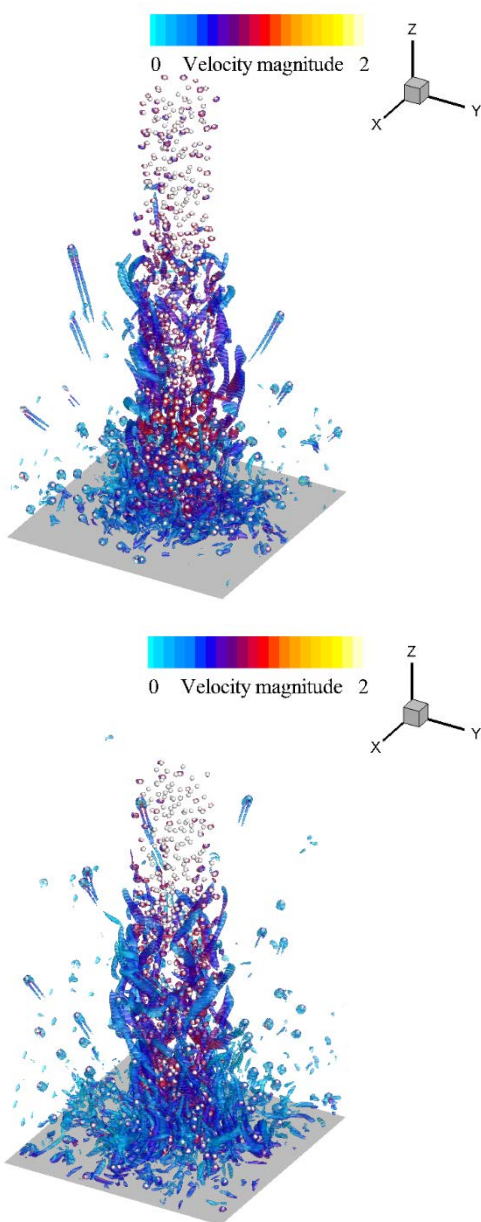


図 5 多数の微粒子が衝突する流れの解析

現在は数千個の微粒子が流れ場と連成しながら 6 自由度の運動方程式に基づいて加工物に衝突する流れ場の解析まで実施できおり、図 5 のような特徴的な流れ場が得られている。このような流れ場は通常は離散要素法が用いられるが、本件球ではすべてを埋め込み境界法により Euler-Euler 型の解法で解析しており、このような解析例は世界的にも先駆的な研究例である。さらにこの解析から加工物表面に微粒子が衝突してできる跡 (図 6 に示すカバレッジ分布) も得られており、現在は解析結果と実験結果の定量比較のための実験を実施している。また実験との比較をさらに高精度に行うためにはより高効率な並列化の実装も必要であったため、本共同研究を用いて最適化の支援を行って頂き、図 7 のような実際の加工条件により近い、粒子径の数 100 倍以上の長さの計算領域を用いた解析が実施可能となった。現在は計算機資源不足のため計算が行えていないが、今後資源が確保出来次第解析に移れる状況にある。

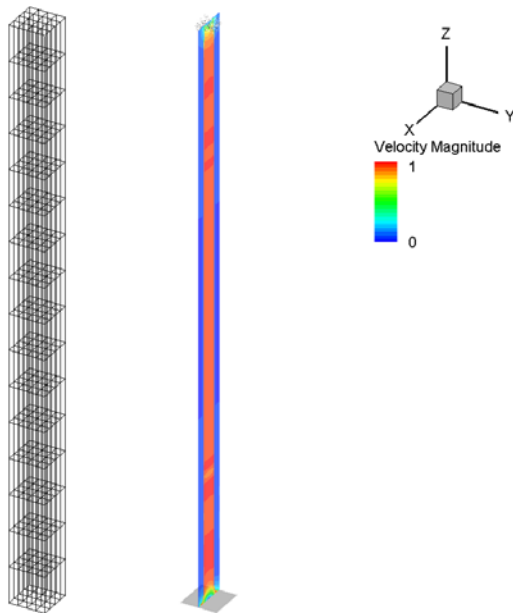


図 7 実際の加工条件に近い解析領域

航空機翼胴形態に対する適用計算

直交格子法は格子生成と空間の解析精度の面で利点を持つことから再注目されている反面、物体壁面の取り扱い、壁面乱流の解像において大きな問題を抱えている。本研究では直交格子法の課題の一つである境界層の解像に向けて壁モデルを用いない2つのアプローチを検討し、ブロック型直交格子法の一つである BCM (Building-Cube Method) の有用性を検証することを目的とする。1つ目のアプローチでは物体表面の取り扱いには埋め込み境界法を採用し、格子細分化によって境界層の解像を試みる。2つ目のアプローチでは非構造格子法との重合格子法を検討する。非構造格子法は格子配置の自由度が高く、複雑形状の表現に適した手法であり、境界層の解像度は高い。このアプローチでは物体壁面近傍のみ非構造格子を配置することによって境界層の解像度を向上させている。解析対象には航空機の翼胴形態モデルである NASA Common Research Model (CRM) を用いる。計算条件は平成 29 年 6 月に開催されたワークショップ Third Aerodynamic Prediction Challenge (APC-III) にて検証

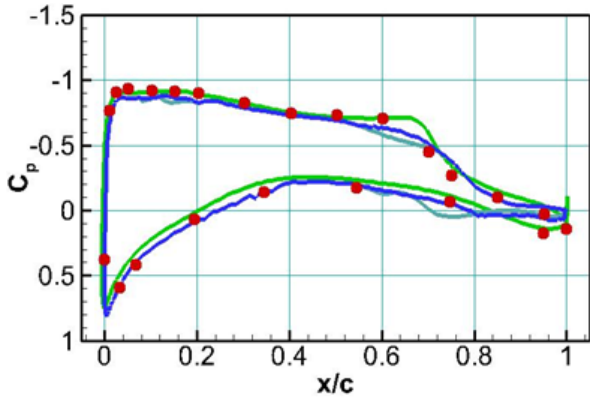
された巡航状態の条件を採用した[1]。

高迎角時である迎角 4.65 度に関する解析結果を述べる。図 8 に示す高迎角時の迎角 4.65[deg]時の BCM ソルバーの結果を見ると、翼根側では衝撃波位置までは実験値を精度良く捉えられているが、衝撃波位置から後縁にかけて差が大きくなっている。また、衝撃波位置での圧力勾配が小さくなっていることから、非線形性を正確に予測できていないことが確認できる。一方、BCM-TAS カップリングソルバー（重合格子法）の結果では、翼根、翼端共に実験値と良く一致している。また、BCM ソルバーで捉えられなかった衝撃波位置での圧力勾配も正確に予測できており、物体壁面近傍のみ非構造格子を用いることで正確に非線形性を捉えることが可能となった。さらに、図 9 に迎角 4.65[deg]での表面圧力係数のコンター図を示し、BCM ソルバーの結果と BCM-TAS カップリングソルバーの結果を比較する。BCM ソルバーの結果では翼根部において BCM-TAS カップリングソルバーの結果より負圧が大きく予測されていることがわかる。剥離領域においてはスパン方向に沿って前方へシフトしていることが確認でき、衝撃波が前方で予測されていることがコンター図からも確認できる。また、赤点線部において負圧領域が極めて小さく予測されている。この原因は格子密度の不足による影響が大きいと考えられ、翼変形が正しく再現されていないと考えられる。

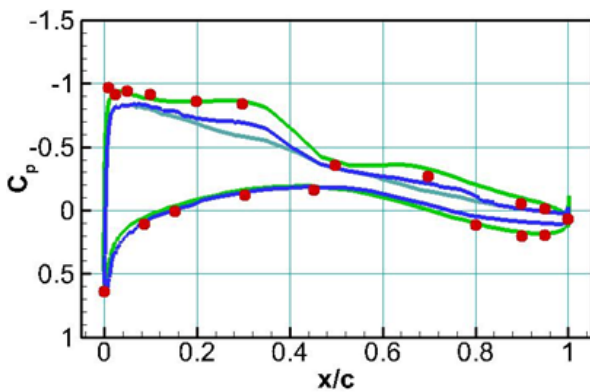
また、同じ翼胴形態モデルを用いて後流解析を行った。BCM ソルバーを用いて得られた X 方向流速のコンター図を図 10 に示す。BCM-TAS カップリングソルバーでの解析結果を同様に示す。胴体後流や翼根側での後流は直交格子法単体でも同様の傾向を示しているが、キック付近からの剥離や、翼端渦の大きさなどは重合格子法に比べてまだ捉えられていない。この結果からも、格子解像度の不足が示されている。

表 1 解析条件

マッハ数 [-]	0.847
レイノルズ数 [-]	2.26×10^6
温度 [K]	284
迎角 [deg]	4.65

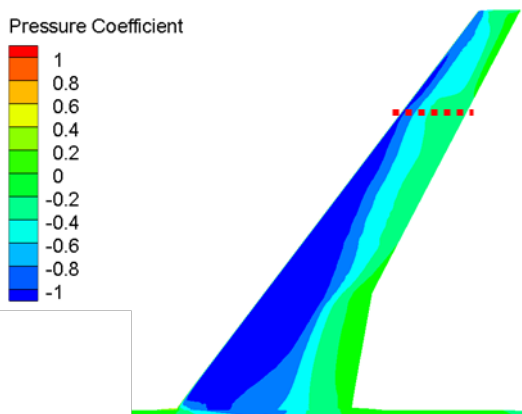


(a) 主翼セミスパン 13.1% 断面 (翼根)



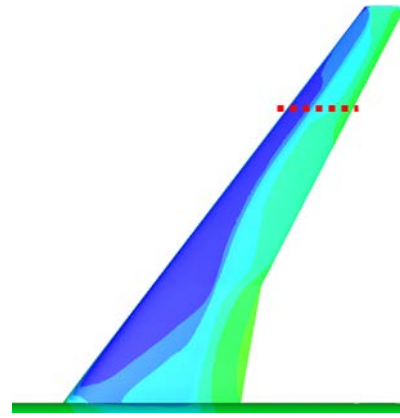
(b) 主翼セミスパン 0.950% 断面 (翼端)

図 8 4.65[deg]の主翼表面圧力係数分布



(a) BCM (Fine 格子)

図 9 迎角 4.65 度の主翼表面圧力係数コンター(続)

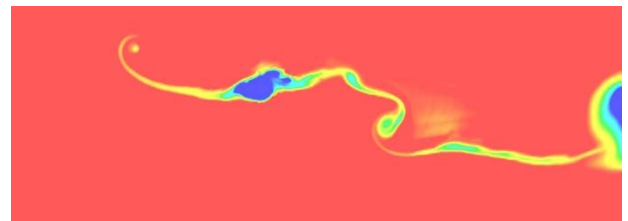


(b) BCM-TAS カップリングソルバー

図 9 迎角 4.65 度の主翼表面圧力係数コンター



(a) BCM



(b) BCM-TAS カップリングソルバー

図 10 x 方向流速コンター図

[1] ワークショップ実行委員会: Summary of Second Aerodynamics Prediction Challenge (APC-II), JAXA-SP-16-004, 2016.

6. 今年度の進捗状況と今後の展望

直交格子を用いた多数移動物体問題の高速化ならびに高精度化を中心課題として本共同研究を進めると共に、実形状での適用を考慮した壁面境界取り扱い・境界層解像の向上も目的の一つとして研究を進めた。解析の主なアルゴリズム開発は、当初の目的に対して順調に開発を進めることができた。また、多数移動物体問題の実現に向けた性能調査を実施し、セルの種類を特定するルーチンの

高速化を施すと共に MPI 化を実装した。その結果、本共同研究期間中に実際の加工条件により近い、粒子径の数 100 倍以上の長さの計算領域を用いた解析の実施可能性をせた。今後、計算機資源を確保することができれば、現実の現象を再現可能な大規模な解析が可能となると考えられる。

また、多数移動物体問題の応用問題の一つとして、ピッチング振動翼の解析を行った。本研究により開発された手法を用いて、振動翼に生じるアーチ渦を捉えられたことから、本手法の有効性が示せた。ただし、抗力係数が大きく過大評価されており、主に翼表面の境界層が解像できていないことが原因と考えられることから、格子の高解像度化が必要である。

一方、航空機翼胴形態に関しては、埋め込み境界法と格子細分化手法を採用した BCM ソルバーと直交-非構造格子の重合格子法の 2 つのアプローチを用いて、高レイノルズ数流れにおける NASA CRM 翼胴形態の空力予測を行った。BCM ソルバーでは揚力係数、抗力係数共に高迎角で実験値と異なり、全体的に小さく評価された。一方、重合格子法では衝撃波位置での圧力勾配を正確に予測できており、非構造格子を物体近傍に配置することで非線形性を捉えることが可能となった。純粋な直交格子法 (BCM ソルバー) では、後流の概要は捉えられるものの、空力性能抑速の改善には更なる格子細分化が不可欠である。

7. 研究成果リスト

(1) 学術論文

1. Yusuke Mizuno, Takuya Inoue, Shun Takahashi, Kota Fukuda, "Investigation of a gas-particle flow with particle-particle and particle-wall collisions by immersed boundary method", *International Journal of Computational Methods and Experimental Measurements*, Vol. 6, Issue 1, pp. 132-138, 2018.
2. Mamoru Hosaka, Takayuki Nagata, Shun Takahashi, Kota Fukuda, "Numerical simulation on solid-liquid multiphase flow including complex-shaped objects with collision and adhesion effects using immersed boundary method", *International Journal of Computational Methods and Experimental Measurements*, Vol. 6, Issue 1, pp. 162-275, 2018.
3. Kazuhiko Komatsu, Ryusuke Egawa, Hiroyuki Takizawa, Hiroaki Kobayashi, "A Directive Generation Approach to High Code-Maintainability for Various HPC Systems," *International Journal of Networking and Computing*, Vol. 7, No. 2, 405-418, 2017.

(2) 国際会議プロシーディングス

1. Shinya Makino, Takashi Misaka, Takaya Kojima, Shigeru Obayashi, Daisuke Sasaki, "Aerodynamic Analysis of NASA Common Research Model by BCM-TAS Coupling Solver," AIAA Paper 2018-0543, AIAA Science and Technology Forum and Exposition 2018, Kissimmee, US, 2018.
2. Tsubasa Iwafune, Daisuke Sasaki, Takaya Kojima, Takashi Misaka, Koji Shimoyama, Shigeru Obayashi, "Numerical Prediction Capability of Cartesian-mesh CFD for Basic Unsteady Flow," USB Proceedings of Fourteenth International Conference on Flow Dynamics, Sendai, November 2017.

(3) 国際会議発表

1. Ryusuke Egawa, “HPC Benchmarking; Perspective from Power and Sustained Performance”, SIAM PP, March 2018.
2. Shinya Makino, Takashi Misaka, Takaya Kojima, Shigeru Obayashi, Daisuke Sasaki, “Aerodynamic Analysis of NASA Common Research Model by BCM-TAS Coupling Solver,” AIAA Science and Technology Forum and Exposition 2018, Kissimmee, US, January 2018.
3. Tsubasa Iwafune, Daisuke Sasaki, Takaya Kojima, Takashi Misaka, Koji Shimoyama, Shigeru Obayashi, “Numerical Prediction Capability of Cartesian-mesh CFD for Basic Unsteady Flow,” Fourteenth International Conference on Flow Dynamics, Sendai, November 2017.
4. Ryusuke Egawa, Kazuhiko Komatsu, Yoko Isobe, Toshihiro Kato, Souya Fujimoto, Hiroyuki Takizawa, Akihiro Musa, Hiroaki Kobayashi, “Performance and Power Analysis of SX-ACE using HP-X Benchmark Programs,” 2017 IEEE International Conference on Cluster Computing (CLUSTER), 2017.
5. 小島貴哉, 牧野真弥, 三坂孝志, 大林茂, 佐々木大輔, 「BCM による翼胴形態解析の現状」, Third Aerodynamics Prediction Challenge (APC-III), 第 49 回流体力学講演会／第 35 回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム, 東京, 2017 年 6 月.
6. 夏目雄太, 飯岡大樹, 佐々木大輔, 岡本正人, 「直交格子法による低アスペクト比矩形翼上面の渦構造の可視化」, 第 49 回流体力学講演会／第 35 回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム, 東京, 2017 年 6 月.

(5) その他（特許，プレス発表，著書等）

(4) 国内会議発表

1. 三輪恭也, 夏目雄太, 岡本正人, 下山幸治, 佐々木大輔, 「超低レイノルズ数領域における低アスペクト比矩形翼の流体解析」, 日本機械学会北陸信越支部第 55 期総会・講演会, 福井, 2018 年 3 月.
2. 山口裕也, 岡本正人, 佐々木大輔, 「低レイノルズ数におけるコルゲート翼の流体解析」, 日本機械学会北陸信越支部第 55 期総会・講演会, 福井, 2018 年 3 月.
3. 小島貴哉, 牧野真弥, 三坂孝志, 大林茂, 佐々木大輔, 「直交格子における形状再現性が翼胴形態の後流解析に与える影響」, 第 55 回飛行機シンポジウム, 松江, 2017 年 11 月.
4. 高橋俊, 井上拓哉, 岡崎峻, 福家英之, 「管内の過熱の抑制に向けた熱流体解析」, 第 49 回流体力学講演会／第 35 回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム, 東京, 2017 年 6 月.