

令和元年度 文部科学省

ポスト「京」で重点的に取り組むべき社会的・科学的課題に関する
アプリケーション開発・研究開発

令和元年度

「近未来型ものづくりを先導する革新的設計・

製造プロセスの開発」

成果報告書

令和2年5月29日

国立大学法人東京大学

加藤千幸

本報告書は、文部科学省の科学技術試験研究委託事業による委託業務として、国立大学法人東京大学が実施した平成 31 年度(2019 年度)「近未来型ものづくりを先導する革新的設計・製造プロセスの開発」の成果を取りまとめたものです。

目次

1. 委託業務の題目	1
2. 実施機関（代表機関）	1
3. 委託業務の目的	1
4. 令和元年度（報告年度）の実施内容	1
4-1. 実施計画	1
4-2. 実施内容（成果）	4
4-2-1. （サブ課題 A）設計を革新する多目的設計探査・高速計算技術の研究開発	4
4-2-2. （サブ課題 B）リアルタイム・リアルワールド自動車統合設計システムの研究開発	28
4-2-3. （サブ課題 C）準直接計算技術を活用したターボ機械設計システムの研究開発	42
4-2-4. （サブ課題 D）航空機的设计・運用革新を実現するコア技術の研究開発	64
4-2-5. （サブ課題 E）新材料に対応した高度成形・溶接シミュレータの研究開発	85
4-2-6. （サブ課題 F）マルチスケール熱可塑 CFRP 成形シミュレータの研究開発	101
4-2-7. プロジェクトの総合的推進	112
4-2-8. 成果の外部への発表	112
4-3. 活動内容	113
4-4. 実施体制	118
別添 1 学会等発表実績	
別添 2 実施計画	

※本文に記載の理研シミュレータ[1]による推定値、および、「富岳」共用前評価環境における評価結果は、「富岳」の共用開始時の性能・電力等の結果を保証するものではない。

[1] 児玉他、“理研ポスト京プロセッサシミュレータの評価”、情報処理学会、研究報告ハイパフォーマンスコンピューティング(HPC)、2019-HPC-168(5)、pp. 1-7(2019-02-26)。

1. 委託業務の題目

近未来型ものづくりを先導する革新的設計・製造プロセスの開発

2. 実施機関（代表機関）

代 表 機 関	機関名	国立大学法人東京大学			
	所在地	〒113-8654 東京都文京区本郷七丁目3番1号			
	課題 責任者	ふりがな	かとう ちさち	生年	西暦 1959年 3月 1日 (61歳)
		氏名	加藤 千幸	月日	※2020年 4月 1日現在
		所属部署名	生産技術研究所	役職	センター長・教授
	連絡先	Tel. 03-5452-6190		Fax. 03-5452-6191	
		E-mail ckato@iis.u-tokyo.ac.jp			
	事務 連絡 担当者	ふりがな	すえなが ゆきか		
		氏名	末永 幸加		
		所属部署名	生産技術研究所 経理課 企画チーム	役職	一般職員
連絡先	Tel. 03-5452-6016		Fax. 03-5452-6080		
	E-mail rk@iis.u-tokyo.ac.jp				

3. 委託業務の目的

近未来社会における多様なニーズをとらえた付加価値の高いものづくりは、我が国の持続的成長を支える産業の発展に必要な不可欠な重要政策である。これに対応するためには、特にものづくりの上流における製品・技術コンセプト創出力とそれを具現化する完成度の高い設計力の抜本的強化が重要であるとともに、信頼性、経済性に優れるものづくりを可能にする革新的製造プロセスの開発が必須要件となる。本委託業務では、これらの近未来型ものづくりの核心をなす手段である、最先端スパコンの能力を最大限に引き出せるアプリケーションソフトウェア群ならびにそれらを統合して設計・製造支援を行うための超高速シミュレーションシステムの開発・戦力化を目的とする。

このため、中核機関の国立大学法人東京大学は、分担機関の国立大学法人東北大学、学校法人東京理科大学、国立大学法人神戸大学、国立大学法人山梨大学、国立大学法人九州大学、国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構、及び国立研究開発法人理化学研究所と密接に連携し、研究開発を実施する。

国立大学法人東京大学は、上記の目的を達成するため、以下の6つのサブ課題（A、B、C、D、E、F）に関する研究開発とそのとりまとめを行うとともに、プロジェクトの総合的推進を実施する。

4. 令和元年度（報告年度）の実施内容

4-1. 実施計画

平成31年度（2019年度）は、平成30年度までの成果を踏まえ、開発されたキラーアプリケーションの「京」レベルの計算機による効果の推定とポスト「京」を利用した場合のアプリケーションの性能の推定を実施し、成果創出フェーズにつながるデータを取得する。また、ポスト「京」を開発する理化学研究所計算科学研究センターと連携してコデザインを実施する。具体的には、サブ課題Cの主要アプリであ

る FrontFlow/blue を中心に、アプリの最適化を進め、その成果を他のサブ課題の主要なアプリにも展開する。

以下に各サブ課題の業務内容について記す。

(1) (サブ課題 A) 設計を革新する多目的設計探査・高速計算技術の研究開発

本サブ課題では、多目的設計最適化問題のトレードオフを可視化する多目的設計探査技術と高速計算技術を開発する。これらの技術を共通基盤となる設計プラットフォームとして整備し、メーカーや宇宙航空研究開発機構、他のサブ課題が抱える実設計問題に適用して有効性を実証する。

平成 31 年度 (2019 年度) は、以下の項目について、開発されたキラーアプリケーションの「京」レベルの計算機による効果の推定とポスト「京」を利用した場合のアプリケーションの性能の推定を実施し、成果創出フェーズにつながるデータを取得する。

a) 多目的設計探査技術

a)-1 開発された多目的設計探査技術の統合およびターボ機械設計等の実問題での検証解析

＜再委託機関：国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構、
学校法人東京理科大学、国立大学法人東北大学＞

b) 高速計算技術

b)-1 時間領域並列化法の「京」レベルの計算機でのキラーアプリ実装と性能評価

＜再委託機関：国立大学法人九州大学＞

b)-2 低 B/F アルゴリズムの「京」レベルの計算機でのキラーアプリへの実装と性能評価

＜再委託機関：国立大学法人九州大学＞

c) 上流設計技術

c)-1 上流設計プラットフォームとキラーアプリによる、実問題への適用と検証

＜再委託機関：国立研究開発法人理化学研究所、国立大学法人九州大学＞

(2) (サブ課題 B) リアルタイム・リアルワールド自動車統合設計システムの研究開発

本サブ課題では、「京」で実現した自動車空力連成解析を基盤技術として、設計上流側でデザイナーと技術者が協調して実施するコンセプトデザインを支援する (リアルタイム) と共に、時々刻々と変化する運転条件を考慮した (リアルワールド) シミュレーションを実現する。

平成 31 年度 (2019 年度) は、以下の項目について、開発されたキラーアプリケーションの「京」レベルの計算機による効果の推定とポスト「京」を利用した場合のアプリケーションの性能の推定を実施し、成果創出フェーズにつながるデータを取得する。

a) 流体・構造統一連成解析システムを用いた産業応用最適設計解析

＜再委託機関：国立大学法人神戸大学＞

b) ポスト「京」システムを対象とした基盤アプリの性能推定と高速化

＜再委託機関：国立研究開発法人理化学研究所＞

c) オイラー構造解析手法を用いた設計システムによる実車モデル構造解析の大規模化

＜再委託機関：国立大学法人山梨大学＞

(3) (サブ課題 C) 準直接計算技術を活用したターボ機械設計・評価システムの研究開発

本サブ課題では、最大 1 兆グリッドの大規模解析技術およびこれをリファレンスデータとする多目的最適化技術を研究開発し、性能・信頼性を大幅に向上することができるターボ機械設計システムを実現する。

平成 31 年度 (2019 年度) は、以下の項目について、開発されたキラーアプリケーションの「京」レベルの計算機による効果の推定とポスト「京」を利用した場合のアプリケーションの性能の推定を実施し、成果創出フェーズにつながるデータを取得する。

a) エクサスケール計算機で高速動作する流れソルバーの開発

a)-1 高速化技術を統合した流れソルバーの開発と性能評価

a)-2 複数ベクトル計算技術活用に関する研究開発

b) 大規模流体解析における収束性改善のための乱流解析手法の研究開発

b)-1 圧縮性ソルバーによるターボ機械の性能予測精度の検証

c) 格子ボルツマン法 (LBM) による直接計算手法の研究開発

c)-1 LBM プロトタイプアプリケーションによる空力騒音の予測精度の検証

<再委託機関：国立大学法人九州大学>

d) LES (Large Eddy Simulation) 解析用の壁面モデルの研究開発

d)-1 ターボ機械内部流れ解析への LES 壁面モデル適用

(4) (サブ課題 D) 航空機的设计・運用革新を実現するコア技術の研究開発

本サブ課題では、設計から運用までがものづくりである、という観点に立ち、航空機的设计・開発および運用・運航プロセスに革新をもたらすコア技術として、新たな設計評価技術、飛行安全性向上技術、効率的運航制御技術を実現する。

平成 31 年度 (2019 年度) は、以下の項目について、開発されたキラーアプリケーションの「京」レベルの計算機による効果の推定とポスト「京」を利用した場合のアプリケーションの性能の推定を実施し、成果創出フェーズにつながるデータを取得する。

a) 高速・高精度乱流解析技術の研究開発

a)-1 直交格子ベース基盤ソルバーのポスト「京」向け高速化

<再委託機関：国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構>

a)-2 直交格子ソルバーにおける LES (Large Eddy Simulation) 壁面モデルの開発と検証

<再委託機関：国立大学法人東北大学>

b) 設計評価技術の研究開発

b)-1 高速バフエット/低速失速解析における wall-resolved LES 参照データベース構築と LES 壁面モデルの予測精度検証

<再委託機関：国立大学法人東北大学>

c) 飛行安全性向上技術の研究開発

c)-1 非線形飛行力学モデルデータベースに基づく機体運動シミュレータの構築と計算規模・精度の見積もり

<再委託機関：学校法人東京理科大学>

(5) (サブ課題 E) 新材料に対応した高度成形・溶接シミュレータの研究開発

本サブ課題では、「京」コンピュータで実績のある並列構造解析ソフトウェア「FrontISTR」を基盤とし、高強度・超高張力鋼板など新材料に対応した高度なプレス成形・溶接シミュレーション技術を研究開発する。それにより、成形機・車両全体規模での数 μm 精度の予測を可能とする技術を実現する。

平成 31 年度 (2019 年度) は、以下の項目について、開発されたキラーアプリケーションの「京」レベルの計算機による効果の推定とポスト「京」を利用した場合のアプリケーションの性能の推定を実施し、成果創出フェーズにつながるデータを取得する。

- a) アセンブリ／接触問題の大規模解析が可能な反復法のターゲット問題への適用と並列性能評価
- b) アセンブリ問題に対する並列領域分割法の機能改善と並列性能最適化
- c) 全体モデルの溶接シミュレーションに対する精度検証
- d) プリポストによるプレス成形から溶接まで一連の工程の解析・動作検証

(6) (サブ課題 F) マルチスケール熱可塑 CFRP 成形シミュレータの研究開発

航空機や自動車の軽量化を目的として成形性の高い熱可塑 CFRP の適用に期待が集まっている。本サブ課題では、熱可塑 CFRP に対して加熱成形後の繊維配置と欠陥を正確に予測して、強度評価に裏打ちされた最適設計を可能とするためマルチスケール熱可塑シミュレーションを研究開発する。

平成 31 年度 (2019 年度) は、以下の項目について、開発されたキラーアプリケーションの「京」レベルの計算機による効果の推定とポスト「京」を利用した場合のアプリケーションの性能の推定を実施し、成果創出フェーズにつながるデータを取得する。

- a) 「京」クラスコンピュータにおけるジェットエンジン部品を対象とした熱可塑成形シミュレーションの実施
- b) 実成形品との照合によるジェットエンジン部品を対象としたシミュレーション結果の検証

(7) プロジェクトの総合的推進

プロジェクト全体の連携を密としつつ円滑に運営していくため、諮問委員会、評価委員会、全体推進会議、アプリケーション連携開発会議 (重点課題⑥との連携) 等を適宜開催し、参画各機関の連携・調整にあたる。特に、プロジェクト全体の進捗状況を確認しつつ計画の合理化を検討し、必要に応じて調査等を行うなど、プロジェクトの効果的・効率的推進に資する施策を実施する。また、プロジェクトで得られた成果については、可能な限り積極的に公開して今後の展開に資するとともに、ものづくり産業での早期戦力化を支援する。

平成 31 年度 (2019 年度) は、引き続き、上記の各施策を順次開催しながら、重点課題間、サブ課題間の有効な連携研究活動のための支援を実施し、研究開発全体を円滑に実施するための調整を行う。

4-2. 実施内容 (成果)

4-2-1. (サブ課題 A) 設計を革新する多目的設計探査・高速計算技術の研究開発

(1) 研究成果の要旨

多目的設計最適化問題のトレードオフを可視化する多目的設計探査技術を多数の制約条件を持つ問題に適用するための技術、多目的設計探査に必要な多目的設計最適化のターンアラウンドタイムを削減するための技術、数値シミュレーションを高速化するための高速計算技術を開発することを

目的とする。また、これらの技術を上流設計プラットフォームとして整備し、メーカーや JAXA、他のサブ課題が抱える実設計問題に適用して有効性を実証する。開発した設計プラットフォームはポスト「京」マシン以外でも使えるように整備して産業界に展開し、産業競争力強化に貢献する。

平成 31 年度 (2019 年度) は、以下の項目について、開発されたキラアアプリケーションの「京」レベルの計算機による効果の推定とポスト「京」を利用した場合のアプリケーションの性能の推定を実施し、成果創出フェーズにつながるデータを取得した。これまでに、多目的設計探査技術については、これまでに開発された技術を統合し、実問題で従来のアルゴリズムと比較して 1/3~1/30 程度のターンアラウンドタイムで優れた解集合の探査が可能であることが示された。高速計算技術として開発した時間並列計算については、フェーズフィールド法のオリジナルのコードに比べ、目標の加速率 7 倍に対して 14~40 倍になることを確認した。平成 31 年度 (2019 年度) 計画の各項目における実施内容と成果は以下の通りである。

a) 多目的設計探査技術

a)-1 開発された多目的設計探査技術の統合およびターボ機械設計等の実問題での検証解析

ターンアラウンドタイム短縮のために収束性を向上させたときに弊害となりうる探査性能の低下 (多様性の喪失) を防ぐための手法の検討に焦点を当てて研究開発を実施し、開発したアルゴリズムを多数の実問題をもちいて性能評価を行った。探査性能の向上について、具体的には i)CHEETAH/R フレームワークの改良、ii)制約条件を考慮した参照点の推定方法、iii)RoI (Region of Interest、関心領域) をまたぐ交叉を促進するフレームワーク、および iv)RoI 外の個体を保持する工夫、の 4 点について提案、検討を行った。検討の結果、これらの手法を組み込んだ CHEETAH/R は、昨年度までの CHEETAH/R と比較し収束性が大きく向上しており、実問題においても従来のアルゴリズムと比較し 1/3~1/30 程度のターンアラウンドタイムで優れた解集合の探査が可能であることが示された。さらに、目的関数空間あるいは設計変数空間での解の分布の観察により、CHEETAH/R は収束性と相反する性能である多様性についても同時に向上することができているという結果が得られた。

b) 高速計算技術

b)-1 時間領域並列化法の「京」レベルの計算機でのキラアプリ実装と性能評価

時間領域並列化法をキラアプリであるフェーズフィールド法の非線形方程式へ適用し、粗視化時間積分の非線形収束制御を実施した。この結果、目標の加速率 7 倍に対して、時間逐次計算を時間方向に 40 倍 (Allen-Cahn 方程式の場合)、14 倍 (修正 Allen-Cahn 方程式の場合) 加速できることを確認した。

b)-2 低 B/F アルゴリズムの「京」レベルの計算機でのキラアプリへの実装と性能評価

「富岳」のアーキテクチャを想定したマルチコア機 (SGI UV300) を対象に、L1 キャッシュの再利用性を高めることができる直接法を組み込んだ大規模疎行列向けの新しい反復法 (SLOR-PCR 法) を開発した。この結果、98%の L1 キャッシュヒット率を達成し、メニーコアのポテンシャルを引き出すことにより、従来より 5 倍の性能を達成できることがわかった。現在「富岳」実機での実効性能を確認中である。

c) 上流設計技術

c)-1 上流設計プラットフォームとキラーアプリによる、実問題への適用と検証

上流設計プラットフォームとして研究開発を進めている解析ワークフローシステム WHEEL を用いて、サブ課題 C でのボックスファンの多目的最適化設計の解析ワークフロープラットフォームとして、多目的設計最適化アルゴリズム CHEETAH と組み合わせた解析ワークフローの実証を行った。また、ポスト「京」重点課題⑥で開発のアプリケーションである PHASE/0 を始め、NTChem、VASP、OpenMX などの分子・創薬系アプリを対象としたパラメータサーベイワークフロー構築と実証を、アプリユーザと連携して実施した。この結果、多目的最適化設計のような複雑かつ長時間なワークフローや、分子・創薬系アプリユーザが求めるキャパシティ・コンピューティングのワークフローなど、幅広い利用事例での有効性を実証した。

Objective of this project is to develop multiobjective design exploration technologies that can handle real-world design problems with strong design constraints with shorter turnaround time and to develop high-speed computing technology for speeding up numerical simulations. These technologies are implemented in “upstream design platform (UDP)” and applied to real-world problems in industries. UDP runs on post-K computer and personal computers as well so that it contributes to strengthening industrial competitiveness immediately.

In this fiscal year, we conducted the following research and development topics. Details are described below.

a) Multiobjective design exploration technology

a)-1 Integration of developed multiobjective design exploration technologies and evaluation on actual problems such as turbomachinery design

Technologies for preventing the deterioration of the optimization performance (loss of diversity) has been studied and the performance of the developed algorithm was evaluated using many real-world design optimization problems. Especially, (i) Improvement of CHEETAH/R, (ii) method for estimating reference point considering constraints, (iii) framework that promotes crossover across RoI (Region of Interest), and (iv) approach to keep solutions outside RoI are focused. As a result, CHEETAH/R incorporating these methods achieves good convergence performance. The turn-around time becomes from 1/3 to 1/30 on real-world design optimization problems compared with the CHEETAH/R developed in the last year. Observation of solution distribution in objective function space and design variable space also shows the new CHEETAH/R simultaneously improves diversity as well and convergence.

b) High-speed computing technology

b)-1 Investigation of fundamental technology of parallel-in-time method and design of a PinT platform

The performance evaluation was conducted on the phase field equations, which are killer

applications of the parallel-in-time method using nonlinear equation convergence control method of coarse solver. In consequence, it was confirmed that the parallel-in-time method can be accelerated a factor of 40 times on the Allen-Cahn equation and 14 times on the modified Allen-Cahn equation with respect to the target of a factor acceleration rate of 7 times.

b)-2 Performance evaluation of a low B/F implementation of stencil computation

A novel iterative method (SLOR-PCR method) for large-scale sparse matrices incorporating a direct method that can increase the reusability of L1 cache for multi-core machines (SGI UV300) assuming the "Futake" architecture developed. As a result, it was found that the L1 cache hit rate of 98% was achieved, and the potential of many cores could be extracted to achieve 5 times higher performance than before. Currently, the actual performance of "Fugaku" is being confirmed.

c) Technology development for upstream design process

c)-1 Design of a platform for upstream design process

The analysis workflow system WHEEL, which has been developed as an upstream design platform, was used to demonstrate the analysis workflow combined with the multi-objective design optimization algorithm CHEETAH as an analysis workflow platform for the multi-objective optimization of the box fan design in sub-project C. In addition, the construction and demonstration of parameter survey workflows for molecular and drug discovery applications such as NTCHEM, VASP, and OpenMX, as well as PHASE/0, which is a priority issue 6, were carried out in cooperation with application users. The results demonstrate its effectiveness in a wide range of use cases, including complex workflows such as multi-objective optimization design and workflows for capacity computing required by users of molecular and drug discovery applications.

(2) 本研究の内容

a) 多目的設計探査技術

a)-1 開発された多目的設計探査技術の統合およびターボ機械設計等の実問題での検証解析

昨年度は、既存の多目的進化計算アルゴリズムである CHEETAH と MOEA/D-M2M をベースとした新しい多目的進化計算アルゴリズム (CHEETAH/R) を開発した。また、多数目的最適化テスト問題および実問題について性能評価を行い、ポスト「京」を想定した集団サイズを用いることで従来のアルゴリズムで得られるパレート解集合と同質のパレート解集合を 1/3 程度のターンアラウンドタイムで探査可能であることを示した。

本年度は、ターンアラウンドタイム短縮のために収束性を向上させたときに弊害となりうる探査性能の低下 (多様性の喪失) を防ぐための手法の検討に焦点を当てて研究開発を実施し、開発したアルゴリズムを多数の実問題をもちいて性能評価を行った。探査性能の向上について、具体的には i) CHEETAH/R フレームワークの改良、ii) 制約条件を考慮した参照点の推定方法、iii) RoI (Region of Interest、関心領域) をまたぐ交叉を促進するフレームワーク、および iv) RoI 外の個体を保持す

る工夫、の4点について提案、検討を行った。検討の結果、これらの手法を組み込んだ CHEETAH/R は、昨年度までの CHEETAH/R と比較し収束性が大きく向上しており、実問題においても従来のアルゴリズムと比較し 1/3~1/30 程度のターンアラウンドタイムで優れた解集合の探査が可能であることが示された。さらに、目的関数空間あるいは設計変数空間での解の分布の観察により、CHEETAH/R は収束性と相反する性能である多様性についても同時に向上することができているという結果が得られた。以下に CHEETAH/R のアルゴリズムおよび実問題における性能評価の詳細を述べる。

CHEETAH/R のフレームワーク

前述のとおり、CHEETAH/R は JAXA が開発した多目的進化計算アルゴリズム CHEETAH [1] と、多様な解集合を得ることができるフレームワークを持つ MOEA/D-M2M [2] をベースとしたアルゴリズムである。MOEA/D-M2M のフレームワークにおいて重要な役割を果たす参照ベクトルは CHEETAH/R においても重要な役割を果たす。参照ベクトルは解集合の多様性を担保するために基本的に目的関数空間上に一様に分布するよう生成されるが、参照ベクトルの原点の設定の方法には様々な選択肢がありうる。参照ベクトルを使用する既存の進化計算アルゴリズムのほぼ全てが参照ベクトルの原点を *ideal point* に設定する一方、CHEETAH/R では新規提案する *dystopian point* に設定する。

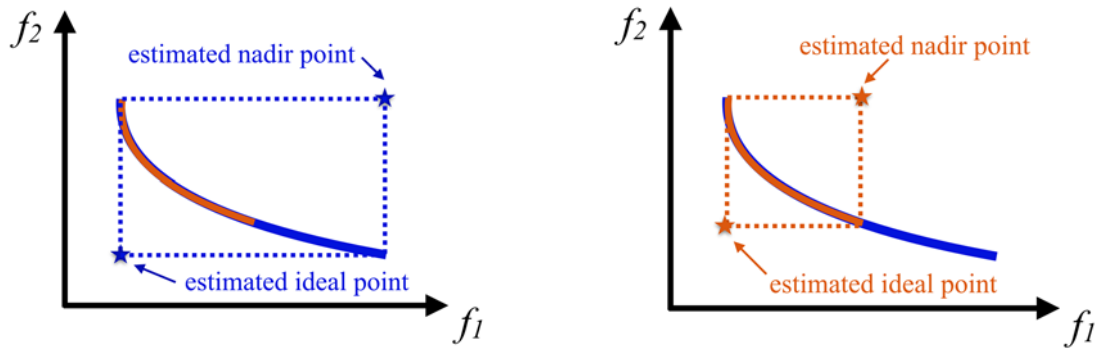
Ideal point および *nadir point* (以下 *dystopian point* を含めて参照点と呼ぶ) は問題ごとに一意に定まる点であり、次のように定義される。

$$z_i^{ide} = \min_{\mathbf{x} \in PS} f_i(\mathbf{x}) \text{ for all } i \in \{1, \dots, M\}$$

$$z_i^{nad} = \max_{\mathbf{x} \in PS} f_i(\mathbf{x}) \text{ for all } i \in \{1, \dots, M\}$$

ここで z_i^{ide} 、 z_i^{nad} はそれぞれ *ideal point* と *nadir point*、 M は目的関数の数、 $f_i(\mathbf{x})$ は目的関数値である。PS はその問題における真のパレート解集合を表すが、実問題において多くの場合 PS は未知であるため、それまでに得られている解集合より推定する必要がある。

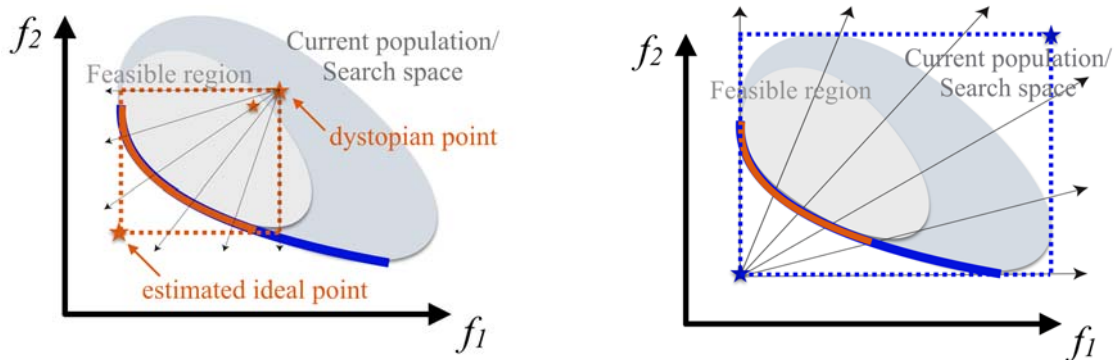
真のパレート解集合 (PS) に含まれる解は、パレート解集合の定義上、制約条件を満たしている必要がある。すなわち、定義に忠実な参照点の推定においては制約を考慮する必要がある一方、既存の参照点推定方法において制約を考慮する手法は存在しない。本研究では制約を考慮した参照点推定方法の提案を行った [3] (Fig. 4.2.1-1)。



(a) Ideal and nadir points estimated without considering constraints. (b) Ideal and nadir points estimated without considering constraints.

Fig. 4.2.1-1 Estimation of ideal and nadir points. Blue line depicts non-dominated solution set without constraints consideration and orange line is for non-dominated solution set with constraints consideration.

この制約を考慮した参照点推定方法と、CHEETAH/RのRoIを用いるフレームワークとを組み合わせることによって、制約充足性と収束性を向上するための exploitation（既存の知識の活用）と、多用性の向上のための exploration（既存の知識に依らない探索）の両立を可能とする。Fig. 4.2.1-2にその概念図を示す。CHEETAH/Rのフレームワークでは、各世代における解の選択操作を3つのフェーズに分けて行う。なお、最後の第3フェーズを除き、第1と第2のフェーズそれぞれにおいてM2M分解を行っている。また、フェーズの移行は各々のフェーズに割り振られた一定数の解が選択された後に行われる。



(a) Ideal and nadir points estimated without considering constraints. (b) Ideal and nadir points estimated without considering constraints.

Fig. 4.2.1-2 Areas in the framework of CHEETAH/R. (a) First, weakly-dominated area by dystopian point is set as RoI and all the solutions in this RoI is handled. (b) Then, all solution in the current population are handled.

まず、初めのフェーズでは、RoI内の解のみを選択操作の対象とする（Fig. 4.2.1-2左図）。このとき、制約を考慮して推定した ideal point および nadir point を用いて dystopian point を計算、その

dystopian point を弱優越する領域を RoI とし、さらに参照ベクトルの原点を dystopian point に設定する。これにより、制約を充足し、かつ目的関数値に優れた解が優先的に選択されることとなる。

第 2 フェーズでは、その世代の集団全ての解を選択操作の対象とする (Fig. 4.2.1-2 右図)。このフェーズでは、その世代の全ての解を含む領域について参照ベクトルを張り M2M 分解に基づく選択操作を行うことで、制約充足性あるいは収束性に劣る解も選択操作に参加しうるようになり、多様の向上に貢献する。

最後のフェーズでは、M2M 分解を行わず制約条件を考慮しない選択をその世代の全ての解を対象に行う。これにより、制約条件を満たさないが目的関数値に優れた解が選択されるようになり、制約条件を考慮する第 1 と第 2 のフェーズで選ばれ得なかった解が選択されることで、さらなる多様性の向上が期待できる。

CHEETAH/R のアルゴリズムを下記に示す。

- Step 1. 初期化 : N 個の解をランダムに生成、あるいは既存の解集団を用意する。その初期集団について、目的関数値を計算し、ideal point、nadir point、dystopian point を計算する。それにより RoI を定義する。
- Step 2. 環境選択 (第 1 フェーズ) : dystopian point を優越する解のみについて、dystopian point 起点の K 個の方向ベクトルにより解の集団をサブ集団に分割する。分割されたサブ集団ごとに ε +インディケータを用いて選好度を計算し、サブ集団内の個体数が $(N-K)/K$ と同じかそれ以下となるように ε +インディケータの値を用いて制約条件を考慮した選択を行う。終了時における選択された解の数を N' とする。
- Step 3. 環境選択 (第 2 フェーズ) : すべての解について、ideal point 起点の K 個の方向ベクトルにより解の集団をサブ集団に分割する。分割されたサブ集団ごとに ε +インディケータを用いて選好度を計算し、サブ集団内の個体数が $(N-N')/K$ と同じかそれ以下となるように ε +インディケータの値を用いて制約条件を考慮した選択を行う。Step 4 終了時における選択された解の数を N'' とする。
- Step 4. 環境選択 (第 3 フェーズ) : すべての解を集団として ε +インディケータを用いて選好度を計算し、上位 $(N-N'')$ 個の解を、制約条件を考慮せず選択する。
- Step 5. 複製 : 分割されたサブ集団と選択されたフェーズごとに、一昨年度提案した手法であるエリート親選択手法を用いて親のペアを選択し、そこから交叉と突然変異により子個体集団を生成する。ここで、第 1 フェーズで選択された解は第 1 フェーズで選択された解とのみ親のペアを作るよう制限が入る。生成された子個体集団の目的関数値を計算し、ideal point、nadir point、dystopian point を更新する。
- Step 6. 終了判定 : 世代数もしくは解の総評価回数などで定義される終了条件を判定する。終了条件を満たさない場合、世代数を 1 増加し、環境選択 1~3 において選択された解を母集団として Step 2 に戻る。

ここで見られる昨年度の CHEETAH/R との相違点は、環境選択において前のフェーズで各解が選ばれたかに関わらず ε +インディケータを計算することで、 ε +インディケータの性質上、より一様に目的関数空間上に分布する解の選択が可能となった点が一つ挙げられる。また、複製において、第

1 フェーズで選択された解は第 1 フェーズで選択された解同士で親のペアを作ることで選択圧を強めた一方、第 2、第 3 フェーズで選択された解が第 1 フェーズで選択された解と親のペアを作りうるようにすることで、第 2、第 3 フェーズで選択された解が持つ多様性と第 1 フェーズで選択された解が持つ優れた収束性とが交叉し、多様な優れた解が生成される工夫も取り入れている。選ばれたフェーズが異なる解の間の交叉をさらに促進するため、第 2 フェーズで選択される解の数を意図的に多くする工夫も性能向上に大きく寄与している。

これらの CHEETAH/R のフレームワークおよび工夫により、多目的最適化問題において重要となる収束性、多様性、および制約充足性の 3 つの観点について、全ての観点についてバランスした解を選好しながらも各々の観点について特化した解も選択されるようにすることで、3 つの観点が同時に高いレベルで到達できるアルゴリズム設計としている。

実問題における CHEETAH/R の性能評価

今年度は自動車車体、ターボ機器、宇宙機などに関する実問題を対象に CHEETAH/R の性能評価を行った。ここでは i) 複数自動車種の同時最適化問題、ii) 遠心圧縮機羽根形状最適化問題についての性能評価結果を示す。なお、得られる解集合の質の定量評価にはハイパーボリュームを用いる。ハイパーボリューム値は得られる解集合の質を総合的に反映する指標であり、大きいほど解集合が優れていることを表す。

i) 複数自動車種の同時最適化問題

はじめに複数自動車種の同時最適化問題の結果について示す。この問題における目的関数数は 2、制約条件数は 54、および設計変数数は 222 であり、比較的制約条件が厳しい問題である。

Fig. 4.2.1-3 に横軸に進化計算の世代数、縦軸が 21 試行の平均ハイパーボリューム値を示している。提案手法の CHEETAH/R は従来手法の CHEETAH に比べ高いハイパーボリューム値を示しており、更に集団サイズの増加に対する性能向上幅も大きい。集団サイズの設定は計算機の CPU 数に依存することから、この結果は提案手法がより多数の CPU を持つポスト「京」に適合したアルゴリズムであることを示している。ターンアラウンドタイムの観点からは、同程度の質のパレート最適解を得るために必要な計算時間を 1/12 程度に短縮できることがわかる。

Fig. 4.2.1-4 に示した目的関数空間上での解の分布では、提案手法によって得られた非劣解集合が従来手法によって得られたパレート解集合（図中赤点）よりも最適化方向に位置し、さらに広い範囲に分布している様子が見られる。これらはそれぞれ提案手法が高い収束性と多様性を持つことに対応し、提案手法が強い制約条件付き最適化問題に対しても短いターンアラウンドタイムで優れたパレート解集合を得ることができる結果を示している。また、CHEETAH/R では灰色で示された実行不可能解が多く見られるように、実行可能解の割合を意図的に下げ、優れた目的関数値を持つ解が比較的得やすい実行不可能解の探索を行っている様子が分かる。

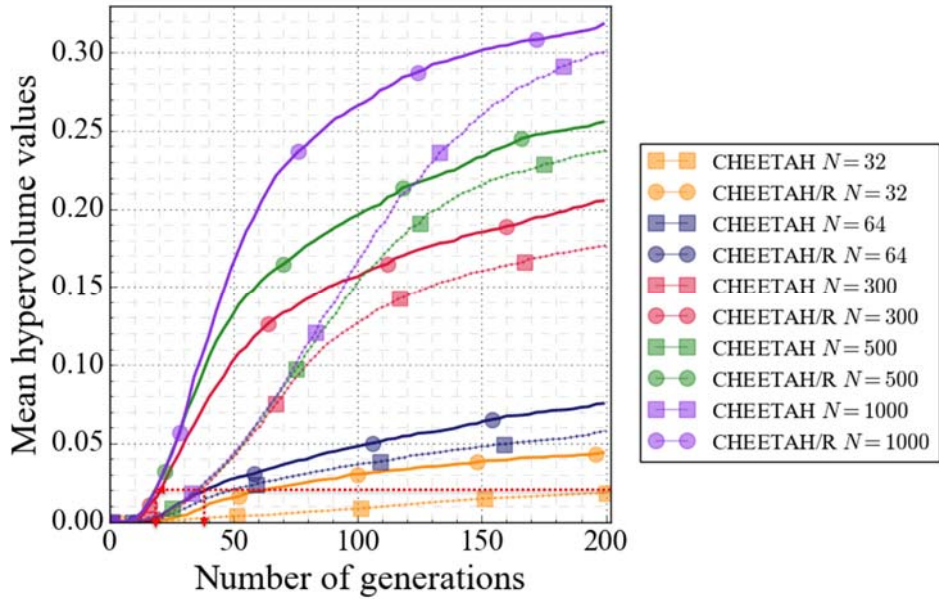


Fig. 4.2.1-3 Performance evaluation of CHEETAH and CHEETAH/R on car structure optimization problem with various population size. Red arrow indicates that the turnaround time of CHEETAH/R with population size of 500 is reduced to approximately 1/12, compared with that of CHEETAH with population size of 32.

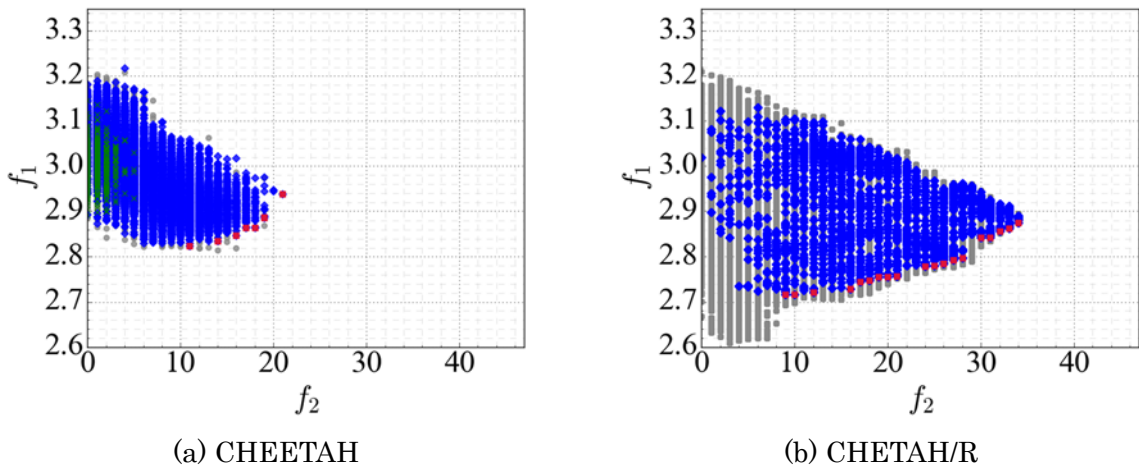


Fig. 4.2.1-4 Distribution of obtained solutions by CHEETAH and CHEETAH/R on car structure optimization problem with population size of 500 at the number of generations of 60. Optimization direction is bottom-right. Gray is for infeasible solutions and blue is for feasible. Red denotes non-dominated solutions.

ii) 遠心圧縮機羽根形状最適化問題

次に示す遠心圧縮機羽根形状最適化問題は、目的関数数が 2、制約条件数が 11、および設計変数数が 67 である。

Fig. 4.2.1-5 に横軸に進化計算の世代数、縦軸が 21 試行の平均ハイパーボリューム値を示す。この問題においても CHEETAH/R は CHEETAH と比較し有意に高いハイパーボリューム値を示して

おり、同程度の質のパレート最適解を得るために必要な計算時間を 1/11 程度に短縮できることがわかる。Fig. 4.2.1-6 に示した目的関数空間上での解の分布では、特に CHEETAH/R で得られる解の多様性が見て取れる。また、この問題はランダムに生成した初期集団は図中の右側に集中し、世代を経るに従って集団が図中の左側へと進化していく特徴が一般的に見られる問題だが、CHEETAH と CHEETAH/R とでは集団の進化の(目的関数空間上での)進み具合が大きく異なる様子も見られる。CHEETAH などの従来手法では制約条件が厳しい問題においては実行可能領域を探索するまでの間に解の多様性が損なわれることが多いが (Fig. 4.2.1-6(a) : 灰色で示す実行不可能解の分布が狭い領域に集中している)、CHEETAH/R では集団の多様性を高く保つことができる。

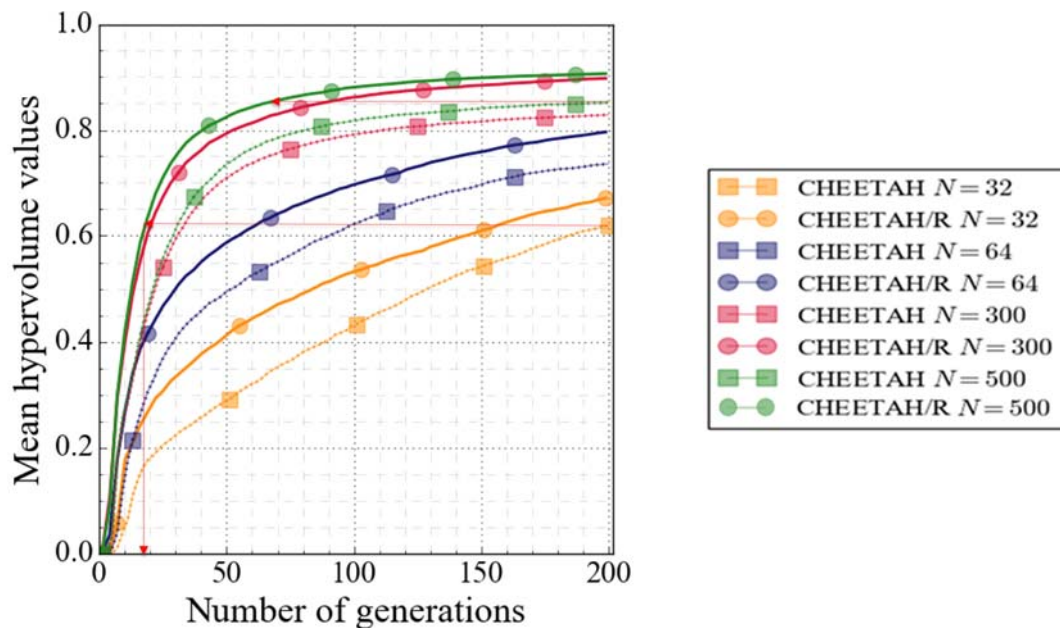


Fig. 4.2.1-5 Performance evaluation of CHEETAH and CHEETAH/R on turbine blade shape optimization problem with various population size. Red arrow indicates that the turnaround time of CHEETAH/R with population size of 500 is reduced to approximately 1/11 compared with that of CHEETAH with population size of 32.

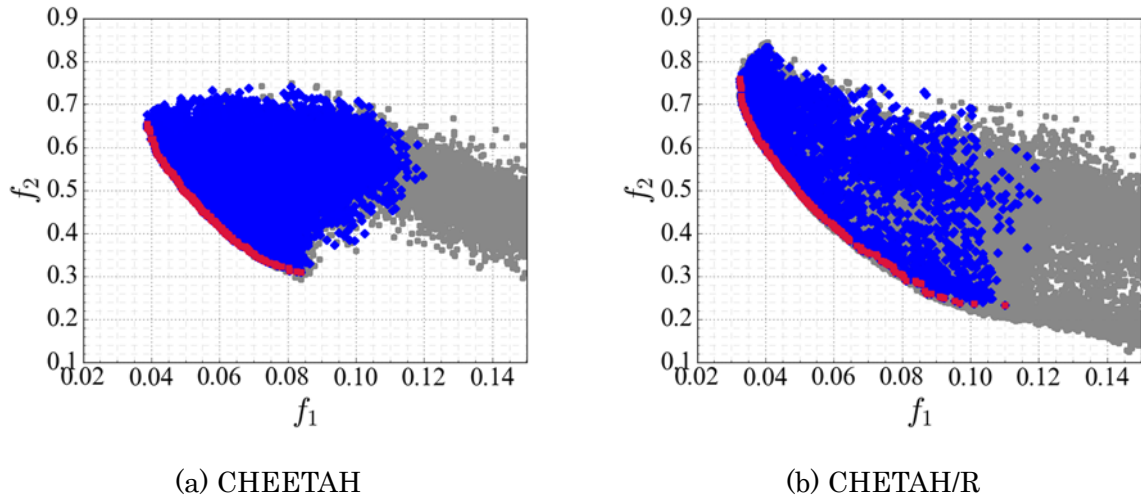


Fig. 4.2.1-6 Distribution of obtained solutions by CHEETAH and CHEETAH/R on turbine blade shape optimization problem with population size of 500 at the number of generations of 60. Optimization direction is bottom-left. Gray is for infeasible solutions and blue is for feasible. Red denotes non-dominated solutions.

その他にも多くの目的関数を持つ実問題や多様性の向上が難しい問題などの多様な実問題に対し CHEETAH/R を適用し、ポスト「京」を想定した集団サイズを用いることで従来のアルゴリズムで得られるパレート解集合と同質のパレート解集合を 1/3 から最大 1/30 程度に短縮できることを確認した。

b) 高速計算技術

b)-1 時間領域並列化法の「京」レベルの計算機でのキラーアプリ実装と性能評価

昨年度までに、線形拡散方程式では 15 倍の高速化を達成した。また、キラーアプリの核心である移流問題に対する性能評価を 1 次元の線形移流方程式に対して行い、双曲型偏微分方程式に対する Parareal 法の収束性改善法を総合的に評価した。その結果、収束性改善の効果の大きい 3 つの手法 (i) 物理量分布のグリッドベースの波数の低減、(ii) Parareal 法の更新計算における緩和係数の導入、(iii) 高精度位相な移流項計算法) に対する評価を得た。

今年度は、最終年度であることを踏まえ、放物型偏微分方程式に対してフェーズフィールド法を対象に非線形収束制御法による時間並列計算法のさらなる加速法を検討し、目標の加速率 7 倍に対して、時間逐次計算を時間方向に 40 倍 (Allen-Cahn 方程式の場合)、14 倍 (修正 Allen-Cahn 方程式の場合) 加速できることを確認した。双曲型偏微分方程式に対して NS 方程式、波動方程式を対象に昨年度開発した緩和型 Parareal 法の効果を評価し、有効性を確認した。以下に今年度の研究開発の詳細を述べる。

本研究では、広範囲な応用性、コード開発の効率性そして基本問題に対する性能の評価から、Parareal 法を要素技術としている。Parareal 法[4]は 2001 年に Lions らにより提案されたもので、本来は逐次計算である時間積分をその計算が実行される時間領域を time slice という N_{ts} (並列数)個の時間領域に分割し、それら time slice の始端・終端値を並列反復解法ですり合わせて解く手法であ

る。その計算法は Newton-Raphson 法を基に考えると次の式(4.2.1-1)と書ける[5]、ここでは time slice n の K^{par} 回目の反復での終端値、F、G は Fine solver、Coarse solver と呼ばれるものであり、それぞれは Newton-Raphson 法の残差計算(並列)、修正計算(逐次)を行う。 $\mathbf{U}_n^{k^{par}}$ は time slice n の始端値から終端値までの時間発展計算を行うことを意味する。

$$\mathbf{U}_n^{k^{par}} = F(T_n, T_{n-1}, \mathbf{U}_{n-1}^{k^{par}-1}) + G(T_n, T_{n-1}, \mathbf{U}_{n-1}^{k^{par}}) - G(T_n, T_{n-1}, \mathbf{U}_{n-1}^{k^{par}-1}) \quad (4.2.1-1)$$

この時、Coarse solver では、積分時間ステップ幅 $\delta T \gg \delta t$ を用いて時間を粗視化するかその時間積分法を粗視化する等により、その計算時間 T_G を削減する。Fine solver のステップ幅 δt による計算時間を T_F で表す。時間並列計算法での加速率 α は時間方向を逐次計算した処理時間を時間並列計算の処理時間で割ったものである。ここで、Fine solver と Coarse solver の time slice 当たりの計算時間比 $R_{fc} = T_F/T_G = 1/Q$ 、 R_{fc} を時間粗視化率、 $R_{tc} = \delta T/\delta t$ を時間刻み幅粗視化率、 Q は Fine solver と Coarse solver の 1 ステップ当たりの計算時間の比である。 R_{fc} は Parareal 法の逐次計算部分の負荷を表すパラメータとなっている。

また、Parareal 法の改善として緩和法を導入した緩和型 Parareal 法を昨年度開発した。Parareal 法は、time slice の端点の値を未知数とした非線形方程式の解法を Newton-Raphson 法で定式化し、修正値を求める。その線形方程式の左辺の正確な計算が不可能なことからその計算に大胆な近似を使っている。そのため準 Newton-Raphson 法に基づく計算法と言ってもよい。緩和型 Parareal 法は、そこで、Coarse solver で計算される修正項に加速・減速処理を行ない収束性を改善したものである。それは式 (4.2.1-1) を、Coarse solver からくる修正量に減速係数 γ を使いた Newton-Raphson 法の修正量に減速係数 β を使うことにより、式 (4.2.1-2) のように変更したものである[6]。

$$\mathbf{U}_n^{K^{par}} = (1 - \beta)\mathbf{U}_n^{K^{par}-1} + \beta F(T_n, T_{n-1}, \mathbf{U}_{n-1}^{K^{par}-1}) + \gamma(G(T_n, T_{n-1}, \mathbf{U}_{n-1}^{K^{par}}) - G(T_n, T_{n-1}, \mathbf{U}_{n-1}^{K^{par}-1})) \quad (4.2.1-2)$$

放物型偏微分方程式に対してフェーズフィールド法を対象に非線形収束制御法による時間並列計算法のさらなる加速法を以下のように検討した。フェーズフィールド方程式 (式(4.2.1-3)) として、Allen Chan 方程式(式(4.2.1-4))と修正 Allen Chan 方程式(式(4.2.1-5))を対象とした[7]。

$$\frac{\partial \phi}{\partial t} = f_*(\phi), \quad (4.2.1-3)$$

$$f_{AC}(\phi) = D\nabla^2\phi - K\phi(\phi - 1.0)(\phi - 0.5 + \beta), \quad (4.2.1-4)$$

$$f_{MAC}(\phi) = \partial_x \left[\left\{ D^o - k \frac{\phi(1-\phi)}{|\partial_x \phi|} \right\} \partial_x \phi \right]. \quad (4.2.1-5)$$

この場合、非線形収束制御を用いた。それは、時間並列計算反復中に非線形反復・線形ソルバーの収束閾値を適切に制御し、無駄な計算量を削減するとともに、できるだけ早めに更新値を線形ソルバーから非線形ループへ、非線形ループから Parareal 法の反復ループへ戻して収束性を改善する手法

である。Fig. 4.2.1-8 中の値 a が非線形反復ループの打切り判定値 ϵ^{NL} である。値 b は、線形ソルバーの反復ループの打切り判定値を $\epsilon^{LS}=(1/CSL)^{K^{par}}$ と決めるための値 CSL である。ここで K^{par} は Parareal 法の反復数である。試行の結果、粗い計算結果で早めに更新値を非線形反復ループへ戻す方が良いということが分かった。非線形判定値との調整と組み合わせるとさらに Parareal 法を加速できることも分かった。しかし、その値 a 、 b は問題依存であり、その値の決定には多少の試行錯誤が必要である。

Allen Chan 方程式に対しての問題設定を Fig.4.2.1-7 に示す。この図を見る時、 Φ は 1.0 で固相を、0.0 で液相を示す。 β が正である場所は固相に、負である場所は液相になりやすいことを念頭におく。問題は 2 種類、(a)1 つの階段状、(b)複数の階段状の初期値問題である。物理条件で、時空間領域は両問題において同じ $x = [0,1]; t = [0,0.5]$ とし、物性値は $D=1, K=16 \times 10^2 \sim 16 \times 10^2$ ($\lambda=K/D$: 相関の境界の厚みパラメータ)、問題(a)で $\beta=-0.1, -0.01, -0.001$ 、問題(b)で β は Fig.4.2.1-7 の(b)のようにした。数値解析条件は、両問題同じで、メッシュ数 $N_x=100$ 、時間刻み幅 $\delta t=10^{-7}$ である。時間並列計算条件は、time slice 数 $N_{ts}=100$ 、時間刻み幅粗視化率 $R_{t\epsilon}=100, 250, 500$ 、収束条件 $\epsilon=10^{-8}$ 、時間積分法 Fine solver/FE (Forward Euler)、Coarse solver/BD4 (Backward Euler 4次) である。その結果を Fig. 4.2.1-8 に示す。これから比較的相間の厚みがあれば、非線形収束制御を用いた時間並列計算により約 40 倍程度の加速が期待できることが分かった。

また、修正 Allen Chan 方程式に対しての場合も同様の調査を行い、14 倍程度の加速を得ることを確認した。これにより目標としていた時間逐次計算に対して 7 倍の加速を、放物型 (非線形) 偏微分方程式に対して達成した。

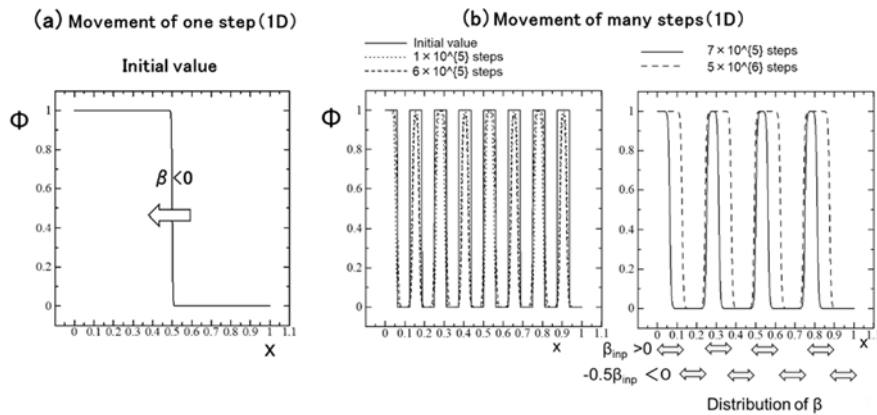


Fig. 4.2.1-7 Problem setting: Initial value and β distribution.

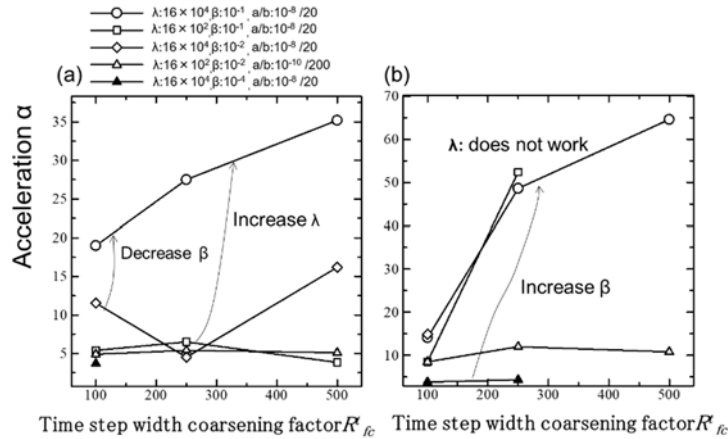


Fig. 4.2.1-8 Acceleration for Allen-Chan equation.

次に、双曲型偏微分方程式に対して NS 方程式、波動方程式を対象に、昨年度開発した緩和型 Parareal 法の効果の評価と有効性の確認を以下のように実施した。問題は Fig. 4.2.1-9 上段に示す、流体問題（非圧縮性ナビエ-ストークス）では 2 重せん断周期流（2 次元差分法、移流計算は TVD 法、時間積分は Forward Euler 法）を、波動問題では、多重マスバネ振動（多自由度質点系を Newmark- β 法で時間積分）と構造解析による梁の振動（有限要素法による空間離散化方程式を Newmark- β 法で時間積分）を対象とした。2 重せん断周期流れ問題は、物理条件で $Re: 10,000$ 、空間領域は $[0,1]^2$ 、時間領域 $T=[0,1]$ （場形成の初期）、数値解析条件で格子数 $N_x, N_y=50$ 、時間刻み幅 $\delta t=2 \times 10^{-4}$ （ $CFL=0.03$ ）、時間刻み数 5000、時間並列計算条件で time slice 数 $N_{ts}=10$ 、時間刻み幅粗視化率 $R_{fc}=10$ 、時間積分法 Fine/Coarse solver/FE である。多重マスバネ振動問題は、物理条件で質量 100 個、両端固定、100 サイクル、中央の質量に初期変位、数値解析条件で 100steps/周期、10,000steps、時間並列計算条件で time slice 数 $N_{ts}=100$ 、時間刻み幅粗視化率 $R_{fc}=10$ 、時間積分法 Fine/Coarse solver/Newmark- β 法である。梁の振動問題は、物理条件は、片持ち梁の振動周期 $T=17.66$ 、先端に初期変位、数値解析条件は時間刻み幅 $\delta t=0.25$ 、刻み数 2,000、時間並列計算条件で time slice 数 $N_{ts}=20$ 、時間刻み幅粗視化率 $R_{fc}=10$ である。

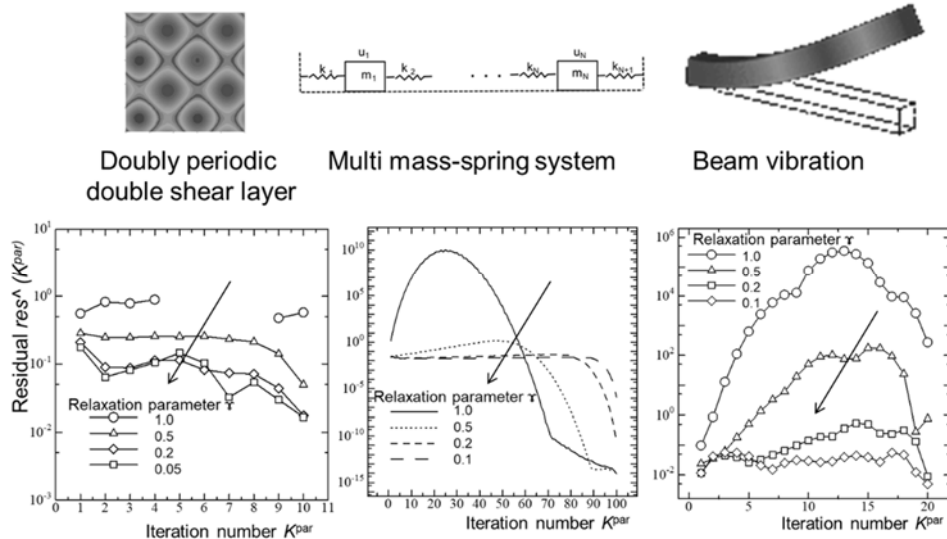


Fig. 4.2.1-9 Acceleration for hyperbolic partial differential equation.

それらの結果を、Fig. 4.2.1-9 下段に示す。これらから、オリジナルの Parareal 法の場合 (Parareal 法の更新の緩和係数 $\gamma=1$) は残差が急速に桁違いで増加するが、緩和型 Parareal 法では残差の上昇を抑制できていることが分かる。しかし、急速な残差の減少を実現するまでにはなっておらず課題は残る。課題はあるものの、他の結果情報も併せて評価すると、低並列 (5~10)、緩い収束判定 (10^{-2} ~ 10^{-3}) で加速率 2~3 は可能であり (PinT2017/津波, PinT2019/汎用流体解析コード EXN/Aero (米国) の例から推定)、すでに汎用コードにも組み込まれている。したがって、今後、急速に実用化が進むと推定する。

さらに、成果を広めるためのフレームワークは汎用化が困難であるため、チュートリアル形式 (書籍と例題プログラム) で成果を広める方針として、その準備を進めた (森北出版)。Parareal 法を中心にした詳細な理論説明、線形拡散方程式・フェーズフィールド法を例とした解析手法説明、具体的な時間並列コードの構築法、そして詳細な説明のついたプログラムを整備し提供するものを出版提供する予定である。

以上から、本プロジェクトの目標である「性能評価 (時間並列計算による逐次計算を 7 倍以上加速) を行い、その技術を多くの分野で利用可能なフレームワークとして整備し、公開する」を達成したと考える。

今後は、新たな加速法として、これまでの成果の応用拡大を図り、放物型 (非線形) 偏微分方程式、データ科学のための高速生成法等へ発展させていく予定である。また、この成果を広く役立てるために、フレームワーク技術を書籍 (プログラム付き) で公開すると共に、プログラムの整備も継続する予定である。

b)-2 低 B/F アルゴリズムの「京」レベルの計算機でのキラーアプリへの実装と性能評価

「富岳」の利用法の一つは、中規模の高精度計算を多数実行し、それらの計算結果が形成する解空間を探索し、目的のパラメータを見つける新しい設計方法につながるシミュレーションである。このような利用法は、従来の計算機的能力では難しく、「富岳」ならではの活用方法である。その一方で、

多数の計算を短時間で実行するために、高性能な計算技術が必要になる。提案する利用方法では、大規模な並列計算よりも、適切な規模の計算を想定する。したがって、単一ノードの性能を引き出すことが重要になる。「富岳」のアーキテクチャは 512 bit 幅の SIMD、メニーコアなどに特徴があり、これらの性能をうまく引き出すことが重要になる。キラーアプリケーションと想定しているプログラムの一つは非圧縮性流体のシミュレータであり、疎行列反復計算がコアカーネルとなる。疎行列ベクトル積は要求 B/F が大きいため、低 B/F のアーキテクチャでは性能が低い。また、OpenMP のスレッド並列性能についても、共有キャッシュのバンド幅制限により高いスケーラビリティを引き出すことが難しい。そこで、キャッシュの再利用性を高めるために、直接法を併用した反復法カーネルを開発した。

三次元の圧力のポアソン方程式 $\nabla^2\phi = \Psi$ を差分法により離散化すると次式となる。

$$\begin{aligned} &\phi_{k,i-1,j} + \phi_{k,i+1,j} + \phi_{k,i,j-1} \\ &+ \phi_{k,i,j+1} + \phi_{k-1,i,j} + \phi_{k+1,i,j} - 6\phi_{k,i,j} = h^2 \Psi_{k,i,j} \end{aligned} \quad (4.2.1-6)$$

Line SOR (SLOR) 法に倣い、座標軸の一軸方向（ここでは k 方向）で三重対角行列を形成し、残りを右辺項に移すと、第 m 回目の反復式は次式となる。

$$\begin{aligned} &-\frac{1}{6}\hat{\phi}_{k-1,i,j}^m + \hat{\phi}_{k,i,j}^m - \frac{1}{6}\hat{\phi}_{k+1,i,j}^m \\ &= \frac{1}{6} \left(\phi_{k,i-1,j}^{m-1} + \phi_{k,i+1,j}^{m-1} + \phi_{k,i,j-1}^{m-1} + \phi_{k,i,j+1}^{m-1} - h^2 \Psi_{k,i,j} \right) \end{aligned} \quad (4.2.1-7)$$

式(4.2.1-7)の左辺は、効率的な LU 分解により反転できる。ここで得られた仮の解 $\hat{\phi}_{k,i,j}^m$ について、残りの二軸方向に反復的に緩和計算を行うと収束解が得られる。

$$\begin{aligned} \Delta\phi_{k,i,j}^m &= \hat{\phi}_{k,i,j}^m - \phi_{k,i,j}^{m-1} \\ \phi_{k,i,j}^m &= \phi_{k,i,j}^{m-1} + \omega \Delta\phi_{k,i,j}^m \end{aligned} \quad (4.2.1-8)$$

反復処理の前段階で、一度直接法により仮の解を計算することにより、後段の反復回数を減らすことができる。ここで問題は、直接法に用いる LU 分解がそのままでは並列化できない点である。この問題を解決するため、Parallel Cyclic Reduction (PCR)法を導入する。PCR は、Fig. 4.2.1-10 に示すように解くべき連立方程式を、依存関係のない複数の連立方程式の組へと縮約する操作により変形していく。1 回の縮約操作で 1 組の N 元連立一次方程式が 2 組の N/2 元連立一次方程式へと変わる。異なる組の連立一次方程式は独立に解ける。この縮約を繰り返していき、N 個の組になったときに解が得られる。本研究では、反復解法部分の B/F を低減するために、高 B/F となる疎行列反復法に部分的に SIMD に最適化した直接法を組み合わせる方法、つまり、SLOR 法と PCR 法を組み合わせる SLOR-PCR 法を提案する。

SLOR-PCR 法を Fig. 4.2.1-11 に示す 3 つの計算機を用いて性能評価を行った。Skylake-SP は 2 ソケット 18 コア（計 36 コア）のマルチコア、SX-Aurora はベクトル計算機、SGI UV300 は「富岳」と同様のメニーコア（4 ソケット×22 コア＝88 コアが 4 シャーシ、計 352 コア）である。Fig. 4.2.1-12 に示すように、SGI UV300 のアーキテクチャは 4 つの CPU が内部リングバスにより接続される CC-NUMA であり、「富岳」と類似した構成となっている。

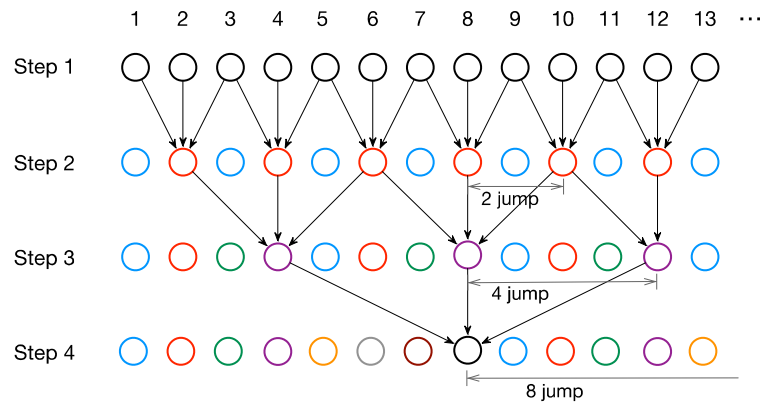


Fig. 4.2.1-10 Reduction steps in PCR algorithm. Colors indicate different sets of equations in each step.

	Intel Xeon Skylake-SP	SGI UV300 Broadwell-EP	SX-Aurora A100-1
Architecture	Gold 6140	E7-8880 v4	Type 10C
Socket (CPUs)	2	4 × 4 Chassis	1
Cores per CPU	18	22	8
Frequency (GHz)	2.3	2.2	1.4 ¹
Peak ² (GFLOPS)	5,298 ³	24,780	4,300
MMU size (GB)	384	12,000	24
MMU BW (GB/s)	255.9	1,360	750
L1 cache ⁴ (KB)	32	32	–
L2 cache ⁴ (KB)	1,024	256	–
L3 cache (MB)	24.75	55	16 ⁶
L3 BW (GB/s)	147 ⁵	–	332 ⁶
OS	RHEL 7.4	RHEL 7.3	CentOS 7.4
C++ compiler	Intel 18.0	Intel 18.0	nc++ 2.3.0
Fortran compiler	Intel 18.0	Intel 18.0	nfort 2.3.0

Fig. 4.2.1-11 Specifications of evaluation systems.

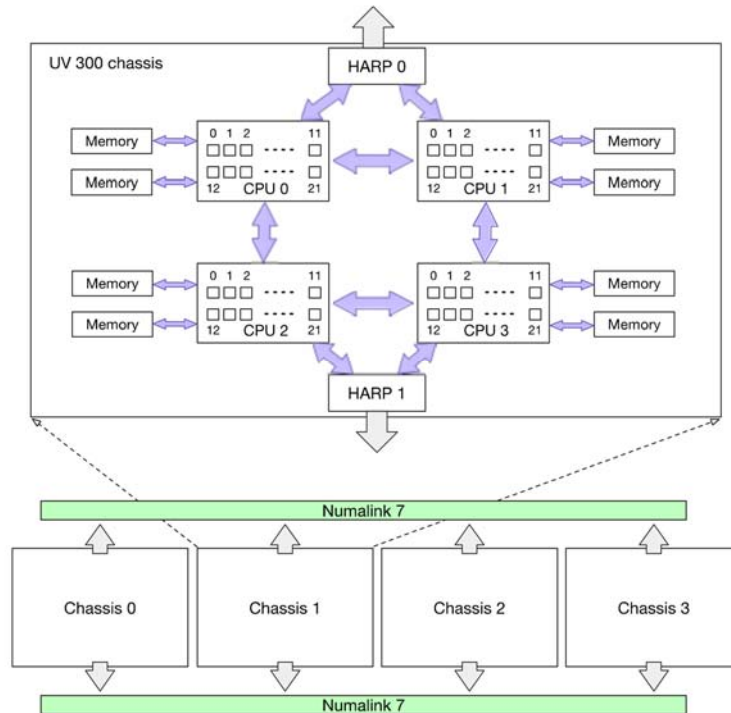


Fig. 4.2.1-12 Functional block diagram of the SGI UV300 system chassis. Four chassis are connected by Numalink7 via HARP modules.

実行性能は提案する SLOR-PCR 法を、Jacobi 反復法、Red-Black SOR (RB-SOR) 法の結果と比較する。Fig. 4.2.1-13 には Skylake-SP の結果を示す。Jacobi 法、RB-SOR 法の実行性能に比べて、3.5 倍程度の高速化を達成しており、リニアな並列性能を示している。Fig. 4.2.1-14 にはキャッシュ性能を示す。これを見ると、SLOR-PCR 法は RB-SOR 法に比べて、L1 キャッシュのヒット率が 98% と高く、データの再利用ができていていることがわかる。 Fig. 4.2.1-15 には、UV300 の測定結果を示す。352 コアという非常に多数のコアではあるが優れたスケーラビリティであることがわかる。特に 1 シャーシ内の性能は 88 コアに対して、80 倍という際だったスケーラビリティを示している。Fig. 4.2.1-16 には、ベクトル機である SX-Aurora の測定結果を示す。ベクトル機においても、同様に性能向上が得られていることがわかる。

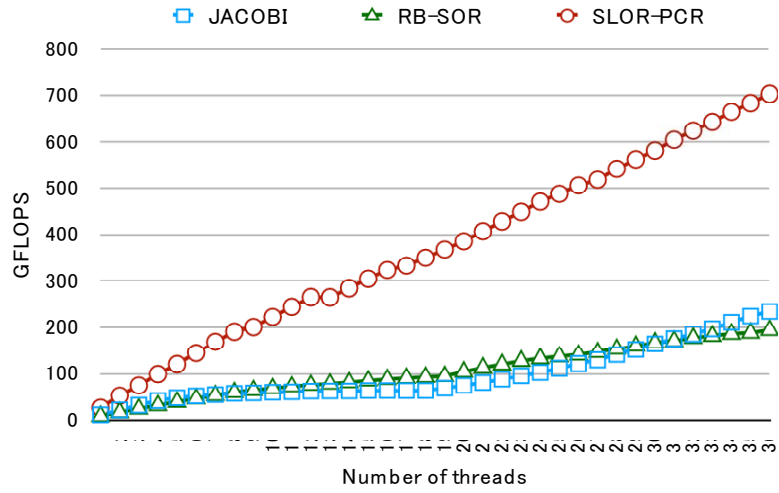


Fig. 4.2.1-13 Solver performance in single precision on Skylake-SP.

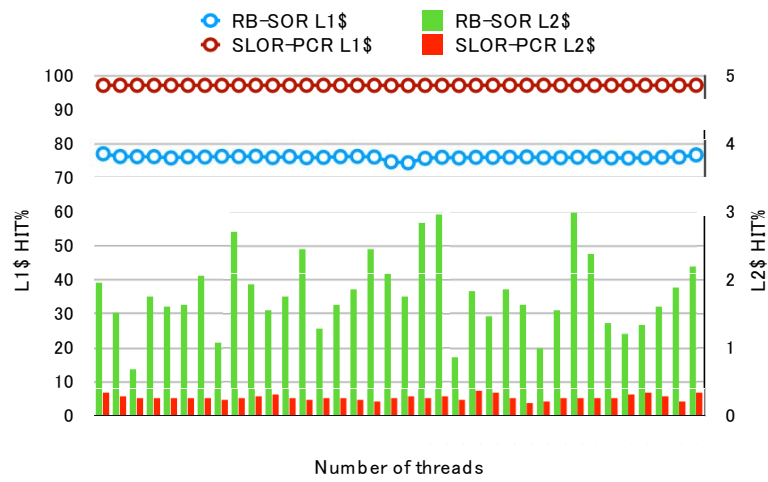


Fig. 4.2.1-14 Cache hit rate for 36 cores on Skylake-SP.

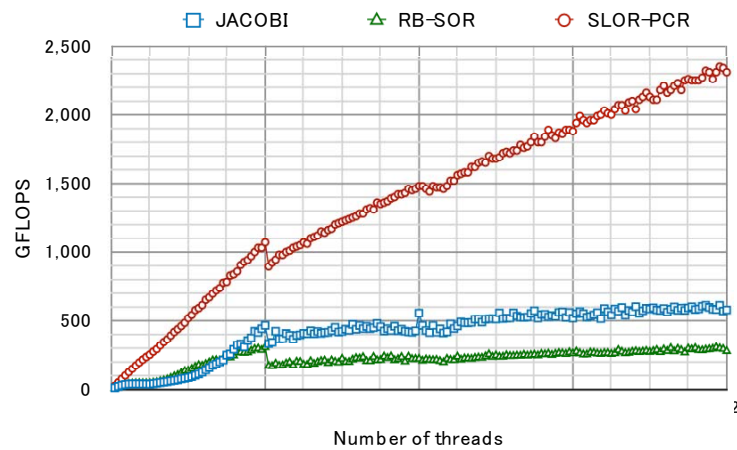


Fig. 4.2.1-15 Performance of iterative solvers on UV300. The problem size is 192 x 192 x 512.

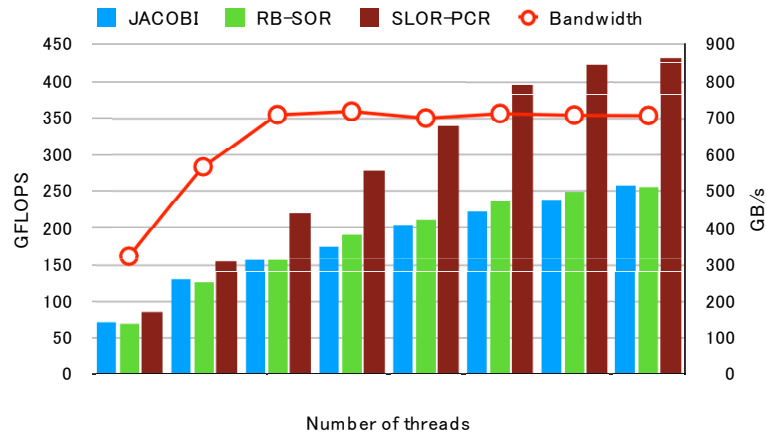


Fig. 4.2.1-16 Performance of iterative solvers and memory bandwidth on SX-Aurora.

さらに、SLOR-PCR 法は、解くべき線形システムが解きにくくなると、他の反復法に比べて性能劣化が少ないメリットがある。Fig. 4.2.1-17 は問題の解きやすさを横軸にとり、そのときの計算時間（反復回数を反映）を示す。Jacobi 法と RB-SOR 法は解きにくい問題では反復回数が大きくなるのに対して、SLOR-PCR 法は反復回数が低く抑えられ、計算時間が少ないことがわかる。これは、直接法のメリットがでていいると考えられる[8]。

以上のように、提案する SLOR-PCR 法はメニーコアを始めとする最近の低 B/F アーキテクチャの性能を引き出せる解法であることがわかり、UV300 のケースでは 8 倍以上の高速化を達成した。今後、「富岳」の実機での性能評価を進め、ライブラリとして提供する予定である。

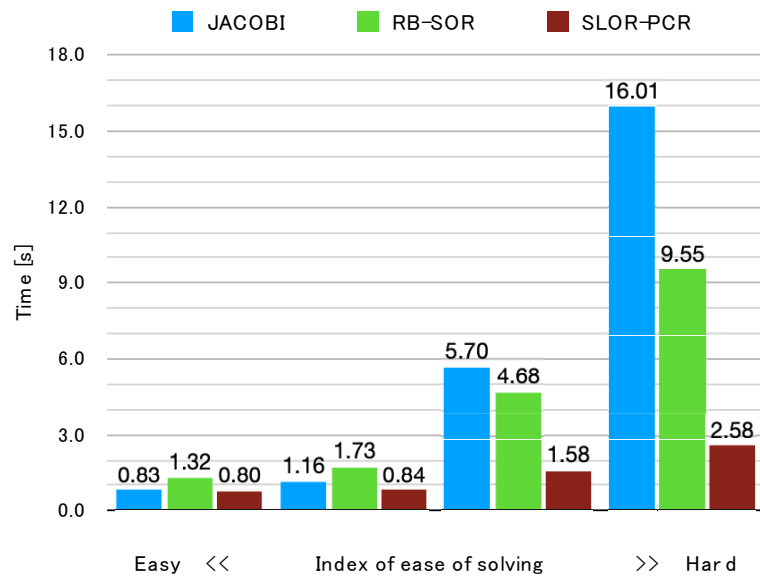


Fig. 4.2.1-17 Execution times among solvers for different problem settings on UV300.

c) 上流設計技術

c)-1 上流設計プラットフォームとキラーアプリによる、実問題への適用と検証

上流設計プラットフォーム（製品の機能、性能、品質を開発の上流で正確に作り込み無駄な手戻りを削減するための製品開発基盤）として開発中の解析ワークフロー実行環境 WHEEL [9]について、

昨年度までに Capacity Computing (パラメータ空間を探索する膨大な数の計算を効率的に実行する技術) に資する機能の開発を完了し、その機能をポスト「京」重点課題⑥との課題間連携として重点課題⑥キラーアプリ ABINIT-MP による「京」micro キューを用いた 6000 ジョブを自動実行するワークフローで検証した。また、本サブ課題で開発する多目的設計探査アルゴリズム CHEETAH が WHEEL と連携し、多目的設計探査ワークフローが動作することを、ベンチマーク問題を用いて一昨年度に確認し、これを昨年、サブ課題 C におけるボックスファンの性能・騒音最適化設計ワークフローに適用して「京」を主な計算資源としたワークフロー全体構成の設計と、各処理間のデータインターフェイスを確認した。本ワークフローの概要を Fig. 4.2.1-18 に示す。このワークフローの特徴として、CHEETAH を用いた進化計算により、ファンの性能向上と、騒音低減を目的関数とした 2 目的最適化を行うこと、流体計算、音響計算のために必要なプリ処理として、ファンブレード形状生成ツールや、格子生成ツールに汎用アプリを利用すること、各アプリが動作する計算資源がそれぞれ異なること、といった点がある。WHEEL は各処理単位をコマンドラインから実行可能なスクリプトで記述することや、各処理単位間のデータインターフェイスをファイル単位とすることなどのルールにより、疎結合かつ汎用的なワークフローが構築可能であることに加え、一昨年度に実証したように、パラメトリックスタディ機能による複数ジョブの同時投入や、CHEETAH との連携が可能であるため、本事例のような複雑な解析ワークフローも比較的簡単に実現できる。本事例の WHEEL ワークフローの GUI 画面を Fig. 4.2.1-19 に示す。この図に示す通り WHEEL は入れ子構造のワークフローを実装可能であり、本事例ワークフローでは三重構造のワークフローを実装している。

本年度はまず上記のボックスファン性能・騒音最適設計ワークフローの各処理単位のテスト実行を行った。その過程においてファンブレードの形状生成パラメータの指定方法の見直しが必要であることがわかり、設計変数の再設計に時間を要したため、「京」を用いたワークフロー実行は基本的な動作確認に留まった。その後計算資源を九州大学 ITO システムに移し、FFB の計算規模を小さく設定したテストワークフローの実行を試みた。しかし ITO システムのジョブスケジューラの特性上、ノード数の小さいジョブほど投入優先順位が下がる傾向があり、テストケースとして 1 ノード規模に設定した FFB ジョブが投入されずらく、結果的にワークフローの動作確認と修正のターンアラウンドタイムが長くなったため、テスト方針を変更して 2 個体 2 世代と最小限のテストケースを実施し、ワークフローが正常動作することを確認した。その後、本番計算規模のワークフローを実行したが本年度中に全ての計算が完了しなかったため、継続して実施する方法を検討中である。また、ワークフロー実行中に計算資源の定期メンテナンス等によるシステム停止が発生すると、ワークフローの復旧にも一部手動での対応が必要となることがわかり、長時間に及ぶワークフロー実行時における課題が明らかとなった。

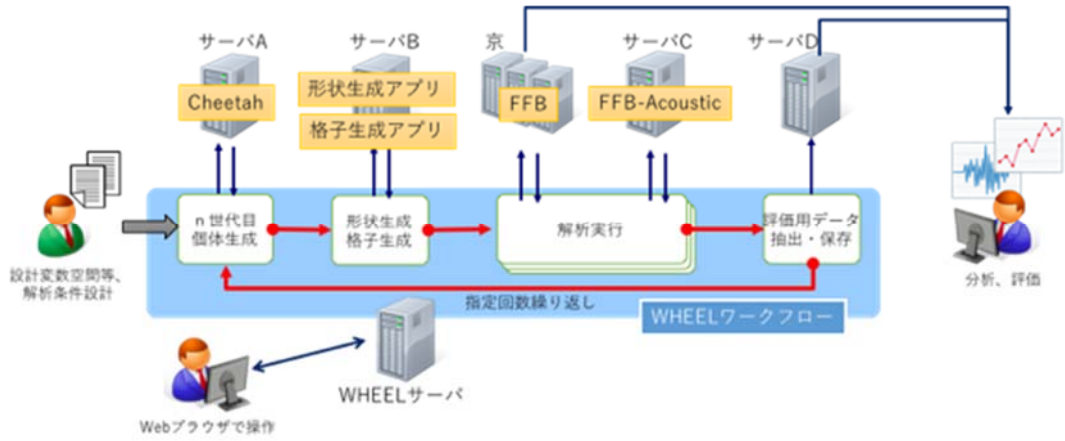
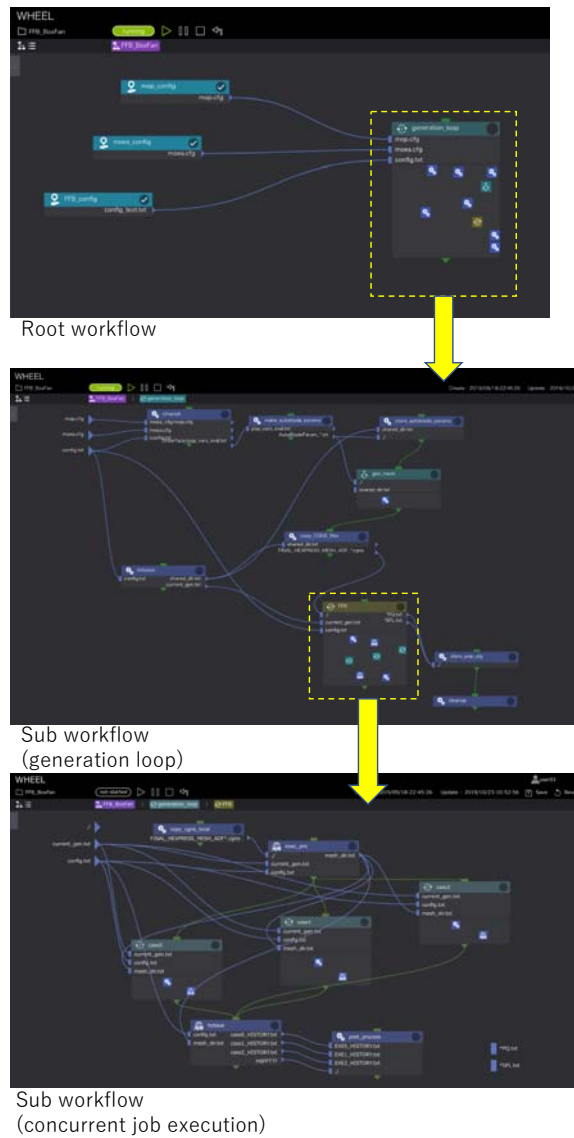
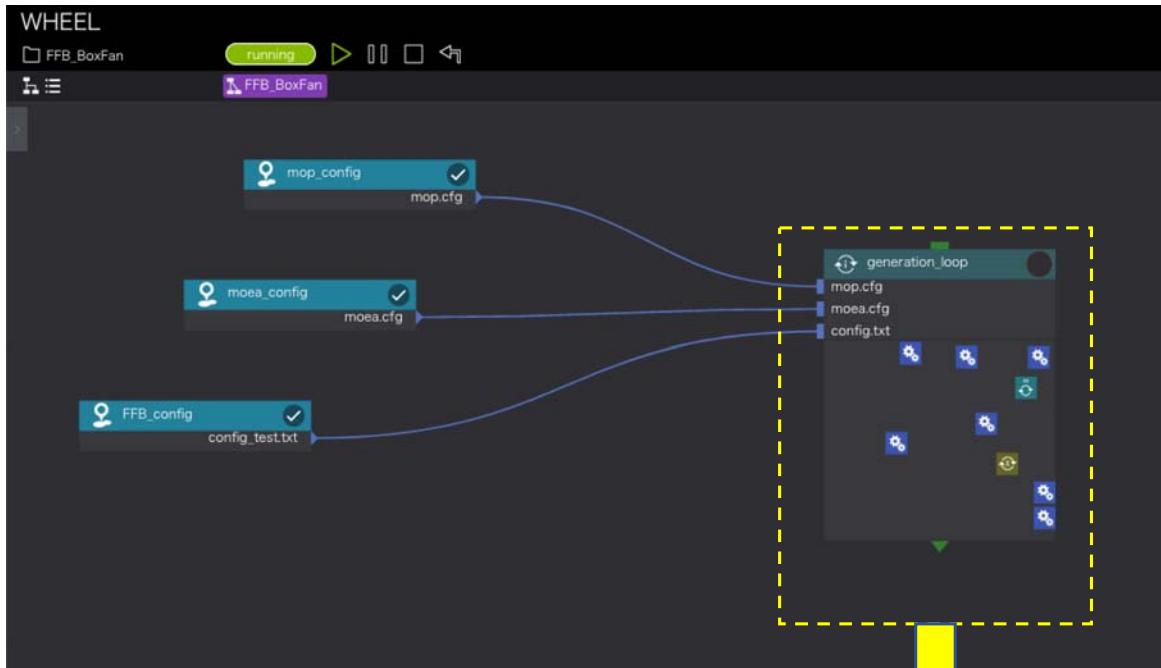


Fig. 4.2.1-17 Diagram of a workflow for multi-objective design exploration using WHEEL.

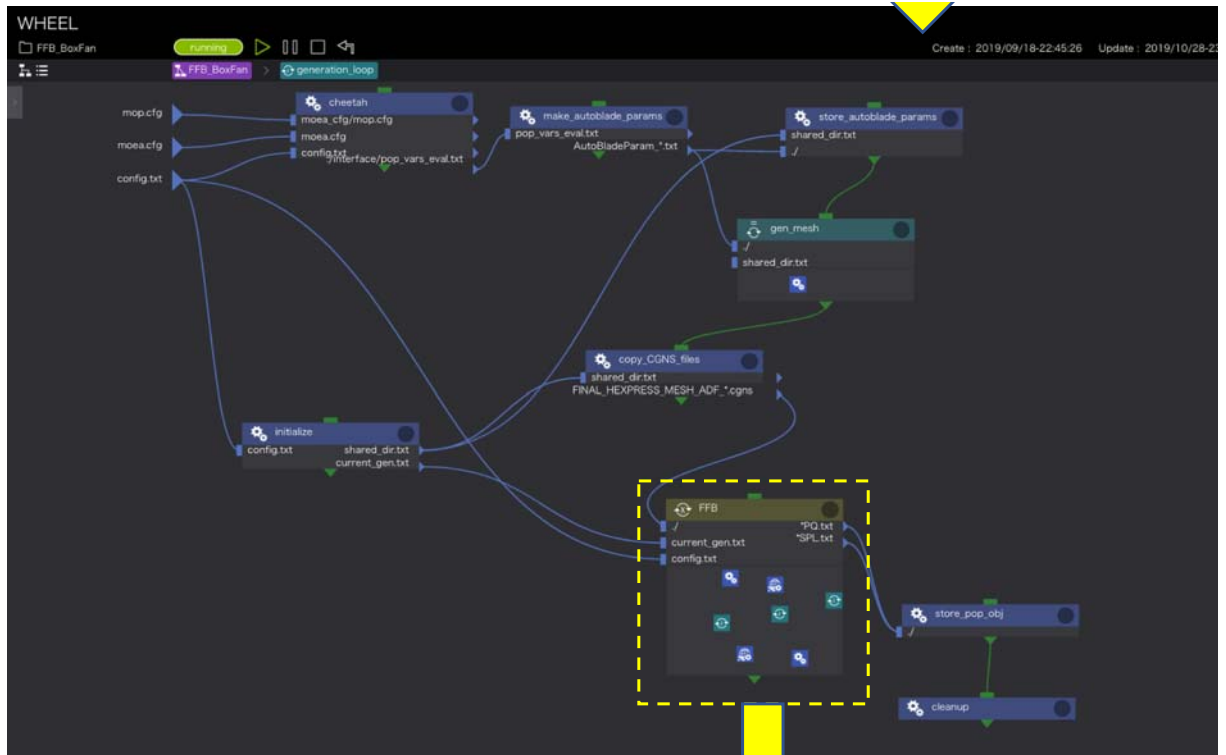


(a) A sequence of an entire workflow.

Fig. 4.2.1-18 A workflow for multi-objective design exploration displayed on WHEEL GUI.

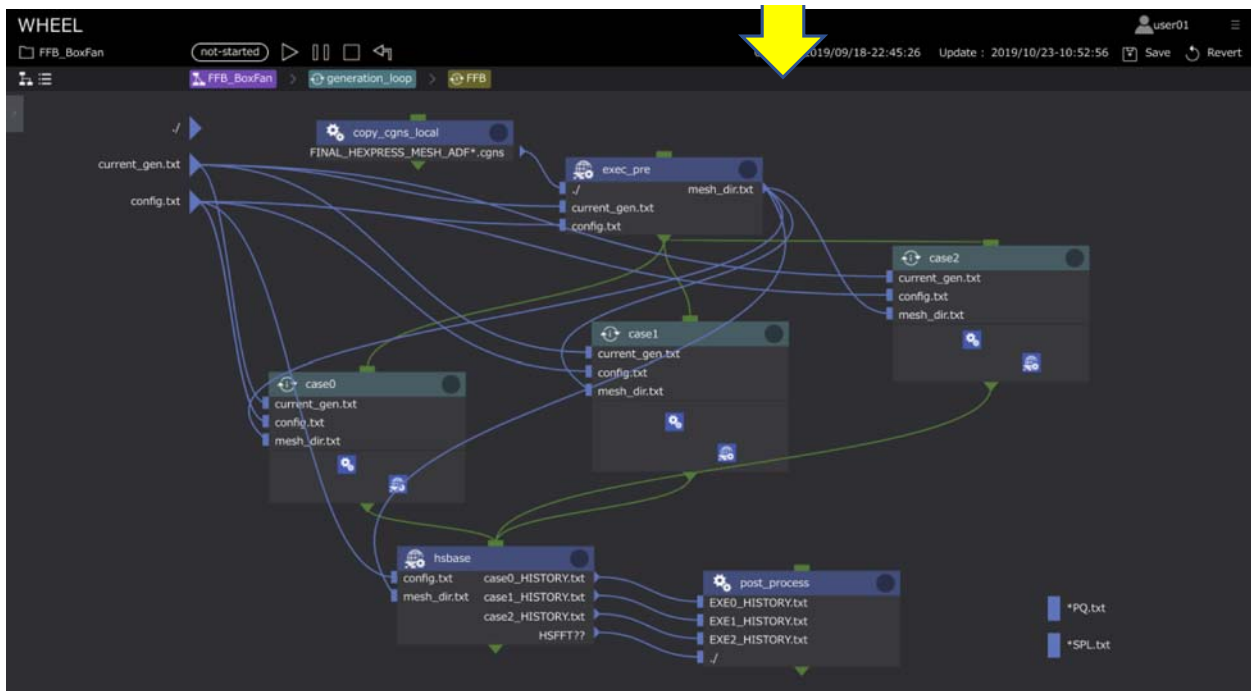


(b) Enlarged root workflow.



(c) Enlarged sub workflow for a generation loop.

Fig. 4.2.1-18 (Continued.)



(d) Enlarged sub workflow for a concurrent job execution.

Fig. 4.2.1-18 (Continued.)

上記事例以外には、分子・創薬系アプリのキャパシティ・コンピューティング用途のワークフローを WHEEL で実現した。対象アプリとワークフロー概要を Table 4.2.1-1 に示す。分子・創薬系で求められるワークフローは、上述した流体計算ワークフローに比べ計算規模が小さく、実行時間も短いジョブを大量に実行するケースが多く、WHEEL が最も得意とするユースケースであるため、各事例の構築と実行は問題なく実施を完了した。

WHEEL はソースコード公開を準備中であり、オープンソース向け無償利用ライセンスと、営利目的向け有償利用ライセンスのデュアルライセンスでの公開を予定している。

Table 4.2.1-1 Examples of workflow construction with WHEEL.

分野	アプリ (利用計算資源)	ワークフロー概要
重点課題 8	FFB, FFB-A, Cheetah (京, 九大 ITO, Linux クラスタ)	ボックスファン翼形状の多目的 (性能、騒音) 最適設計
重点課題 6	ABINIT-MP (京) PHASE/0 (京)	粗視化シミュレーション用の相互作用パラメータ決定のための大規模パラメータサーベイ
重点課題以外での利用	Tinker, NTCHEM (京)	ランダムサンプリングした水分子トラジェクトリから各種物性値の計算
	CafeMol (京大スパコン)	トリヌクレオソームの RMSD 最小化のためのパラメータサーベイ
	VASP (九大 ITO)	安定構造探索ワークフロー
	OpenMX (京, FOCUS, 京ブリポストクラウド) OpenFOAM (京, FOCUS, 京ブリポストクラウド)	計算資源自動選択メタスケジューラ学習データ収集ワークフロー
	RamDA-seq (Amazon EC2)	RNA シーケンサ出力データの大量解析

(3) 参考文献

- [1] A. L. Jaimes, A. Oyama, and K. Fujii, "A ranking method based on two preference criteria: Chebyshev function and ε -indicator," in 2015 IEEE Congress on Evolutionary Computation (CEC), pp. 2827-2834, 2015.
- [2] H. L. Liu, F. Gu, and Q. Zhang, "Decomposition of a multiobjective optimization problem into a number of simple multiobjective subproblems," IEEE Transactions on Evolutionary Computation, vol. 18, no. 3, pp. 450-455, 2014.
- [3] H. Fukumoto and A. Oyama, "Impact of estimation method of ideal/nadir points on practically-constrained multi-objective optimization problems for decomposition-based multi-objective evolutionary algorithm," in 2019 IEEE Symposium Series on Computational Intelligence (SSCI), pp. 2138-2145, 2019.
- [4] J.-L. LIONS, Y. MADAY, AND G. TURINICI, A parareal in time discretization of PDEs, C.R. Acad. Sci. Paris, Serie I, 332, 2001, pp.661-668.
- [5] M. J. Gander and S. Vandewalle, Analysis of the parareal time parallel time integration method", SIAM Journal on Scientific Computing, vol.29, no.2 (2007), pp.556-578.
- [6] Mikio Iizuka, Kenji Ono, Investigation of the effectiveness of methods to improve the convergence of parareal method for 1D advection equation, 8th Workshop on Parallel-in-Time Integration, 2019.
- [7] 飯塚幹夫、小野謙二、時間並列計算法のフェーズフィールド法への応用、第 32 回計算力学講演会 (CMD2019) 予稿集、211、2019。
- [8] K. Ono, T. Kato, S. Ohshima and T. Nanri, "Scalable Direct-Iterative Hybrid Solver for Sparse Matrices on Multi-Core and Vector Architectures," International Conference on High Performance Computing in Asia-Pacific Region, pp.11-21, doi=10.1145/3368474.3368484, 2020.
- [9] Kenji Ono and Tomohiro Kawanabe, Scientific Workflow tailored for Capacity Computing of Product Design. In: The 13th World Congress in Computational Mechanics (2018).

4-2-2. (サブ課題 B) リアルタイム・リアルワールド自動車統合設計システムの研究開発

(1) 研究成果の要旨

新素材や新たな動力を用いた次世代自動車を早急にかつ高い品質で実現するためには、既存の実験代替を目的とした CAE を活用した設計手法に対して、より高次元で CAE を利用した設計プロセスの革新が必要である。本サブ課題では、「京」で実現した自動車空力連成解析を基盤技術として HPC 環境を活用することで、設計上流側でデザイナーと技術者が協調したコンセプトデザインを支援する (リアルタイム) と共に、時々刻々と変化する運転条件変化を考慮した (リアルワールド) シミュレーションを実現することで予測精度・信頼性向上を実現する。リアルタイムシミュレーションでは、格子作成を含む解析ターンアラウンドタイムを、ストロングスケール計算技術とポスト「京」アーキテクチャとのコデザインにより抜本的に短縮し、実験・実測に匹敵する速度を実現する。リアルワールドシミュレーションでは、ウィークスケール技術による解像度向上と共に、企業の有する膨大な実験・実走行データを活用し、既存のシステムに対して、操縦安定性や乗り心地、快適性まで

含めたより高次元の製品性能評価を可能とするシステムの実現を目指す。このシステムが実現すれば、開発期間のさらなる短縮化と製品の性能向上の支援が可能となり、日本の自動車産業の国際競争力強化に貢献することができる。

平成 31 年度（2019 年度）は、以下の項目について、開発されたキラアアプリケーションの「京」レベルの計算機による効果の推定とポスト「京」を利用した場合のアプリケーションの性能の推定を実施し、成果創出フェーズにつながるデータを取得した。これまでに、実車空力解析に対してプリ処理・コアカーネル高速化により解析ターンアラウンドタイム 24 時間以内を実現し、そして、オイラー構造解析・圧縮性解析・6 自由度移動境界解析の基本プログラムが開発された。平成 31 年度（2019 年度）計画の各項目における実施内容と成果は以下の通りである。

a) 流体・構造統一連成解析システムを用いた産業応用最適設計解析

マツダおよびサブ課題 A との連携による空力多目的形状最適化解析および機械学習によるサロゲートモデルの構築、オイラー構造解析手法を用いた設計システムによるトポロジー最適設計解析、スズキ・日産自動車との連携による WLTP 手法に基づく最適空力設計支援解析、トヨタとの連携による空力車体運動連成解析フレームワークの構築、スズキとの連携によるボンネット周り狭帯域空力音解析を実施した。この結果、空力多目的形状最適化においては、実設計で得られた知見と同様の目的関数値の傾向が再現されていることが確認でき、また構築したニューラルネットワークが妥当であることが確かめられた。トポロジー最適設計解析においては、自動車のホワイトボディフレームに対し、実形状の知見に近い結果を得ることができた。WLTP 実証空力解析では、11+16 仕様の実車フルモデル CAD データ群に対して、概ね実験と良い一致を示す ΔC_dA の予測結果が得られた。空力車体運動連成解析では、ハッチバック型実車モデルを用いた操縦安定性解析を実現し、官能試験での報告と整合する結果が得られた。狭帯域空力音解析では、車体モデルに対する大規模解析を行い、音響フィードバックに基づく音響振動の再現に成功した。

b) ポスト「京」システムを対象とした基盤アプリの性能推定と高速化

非圧縮性統一解法に対する「富岳」に向けた性能評価チューニングを実施した。この結果、プログラム全体について「京」8,192 ノードで 2.9 倍の性能向上が得られた。なお、圧縮性解法では「京」に対してノード当たり十数倍の性能向上、並列性能を合わせれば 20 数倍の性能向上の見込みがあることはすでに確認済である。

c) オイラー構造解析手法を用いた設計システムによる実車モデル構造解析の大規模化

スズキとの連携による実車ホワイトボディ剛性解析を実施した。この結果、実車モデルに対して定性的に概ね妥当な結果が得られ、大規模計算資源を用いることで、計算ターンアラウンドタイムを大幅に短縮化できることが確かめられた。

So far CAE technologies in industry are mainly used as alternative or supplementary methods to experiments, expecting to reduce costs and shorten total development period. On the other hand, to realize next-generation vehicles with new material and power resources in a shorter period at higher quality, the development process itself should be innovated by utilizing the CAE technology at a higher dimension. In this research and development project, based on the coupling

aerodynamics simulation systems realized by utilizing the K computer, we will try to realize real world/time simulation. In the real time simulation, by utilizing the strong-scaling technology, simulation turn-around time including the pre-processing is reduced dramatically comparable to the real wind-tunnel experiments, which makes it possible for engineers to collaborate with designers' concept designing. In the real world simulation, by utilizing the weak-scaling technology and big experimental data acquired by industry, accuracy of the coupling simulation method is fundamentally improved to assess drivability, ride-comfort, and passenger's comfortability. These real time/world systems enable to further shorten the total development period and support performance improvement of products, and is expected to contribute to international competitiveness of Japanese automotive industry.

This year, we performed verification analysis using a "K-computer" on a killer application that implemented the core element technologies in this research, and developed the following items.

a) Design optimization analysis for industrial applications using fluid-structure unified coupled analysis system

A multi-objective shape optimization analysis for vehicle aerodynamics in cooperation with Mazda and sub-project, including construction of surrogate model by machine learning, topology optimization analysis using Euler structure analysis method, WLTP optimal aerodynamics design support analysis in cooperation with Suzuki / Nissan, an aerodynamic body motion coupled analysis in cooperation with Toyota, and a narrow-band aerodynamic noise analysis around the hood in cooperation with Suzuki, have been conducted. As a result, in the aerodynamic multi-purpose shape optimization, we confirmed that the same tendency of the objective function value as the knowledge obtained in the actual design was reproduced, and that the constructed neural network was valid. In the topology optimization design analysis, we obtained results close to knowledge of the actual shape of a white body frame of an automobile. In the WLTP demonstration aerodynamic analysis, a prediction result of $\Delta C_d A$ was obtained, which showed good agreement with the experiment, for a full-model CAD data group of 11 + 16 specifications. In the aerodynamic body motion coupled analysis, a steering stability analysis using a hatchback-type real vehicle model was realized, and the results were consistent with those reported in the sensory tests. In the narrow-band aerodynamic noise analysis, we performed a large-scale analysis of the vehicle model and succeeded in reproducing acoustic field based on acoustic feedback.

b) Performance estimation and speed-up of the basic application for post-K computer

Performance evaluation tuning for "Fugaku" for the incompressible unified solver was performed. As a result, the performance of the entire program was improved 2.9 times on 8,192 nodes of K-computer. It has already been confirmed that the compressible solver has the potential of improving the performance by more than ten times per node compared to K-computer and by a factor of more than 20 if the parallel performance is combined.

c) Large-scale structural analysis of an actual vehicle model by a design system using the Euler structural analysis method

A vehicle white body rigidity analysis was conducted in cooperation with Suzuki. As a result, a qualitatively appropriate result was obtained for an actual vehicle model, and it was confirmed that the calculation turnaround time could be significantly reduced by using a large-scale calculation resource.

(2) 本研究の内容

a) 流体・構造統一連成解析システムを用いた産業応用最適設計解析

i) マツダおよびサブ課題 A との連携による、空力多目的形状最適化解析および機械学習によるサロゲートモデルの構築

本課題では、設計の初期段階で空力性能を効率的に最適化することを目的として、CUBE による多目的最適化解析フレームワークを開発した。本フレームワークは、階層直交格子によるデータ構造を持つ CUBE に対し、宇宙航空研究開発機構との連携により多目的進化最適化ソフトウェア CHEETAH [1]を、また米国 Detroit Engineered Products 社による形状モーフィングソフトウェア MeshWorks [2]を適用している。複数の変化する車両形状に対して単一の計算格子と共用することができ、計算格子生成およびモーフィングに関する問題を回避することができる手法である。

昨年度に引き続き、セダン型自動車モデルの風向変化に対するロバスト性の指標を得ることを目的として、4 目的関数で第 12 世代までの進化計算を行った。集団サイズは 18 としており、初期生成集団を生成するための L36 直交表の個体を含め 36+18+18×12 世代の計 270 ケース、またそれぞれを 2 風向ずつ計算が必要となる。1 ケースあたり「京」コンピュータ 367 ノード×14 時間計算しており、総演算量は（昨年度使用分と合わせて）約 260 万ノード時間積に及ぶ。Fig. 4.2.2-1 に空力抵抗値 (Cd) と風向に対する抵抗の差 (ΔCd) におけるパレート解を示す。実設計で得られた知見と同様の目的関数値の傾向が再現されており、フレームワークの妥当性が確認できる。

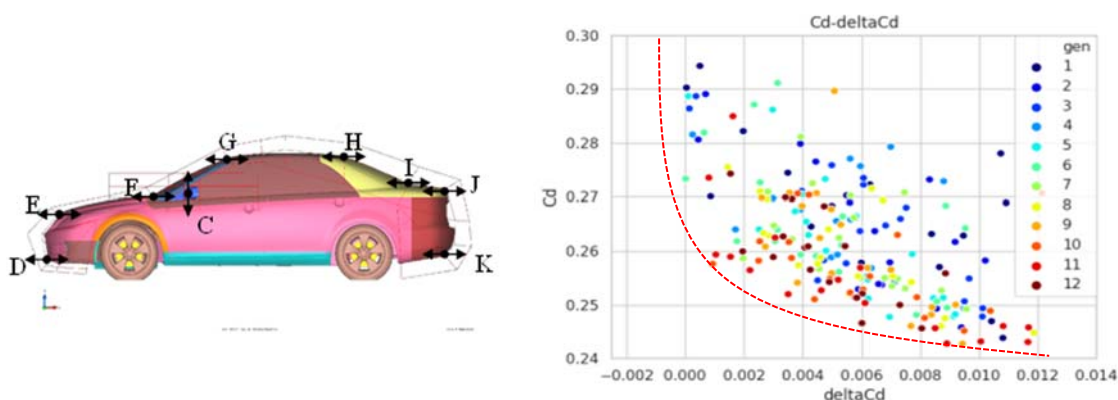


Fig. 4.2.2-1 The geometry deformation parameters (left) and optimized results of Pareto solution on 12th generation (right). Red dashed line is an expected Pareto front.

本年度は、これら結果を教師データとして活用して、機械学習によるサロゲートモデルの構築を試みた。ソニー社の Sony Neural Network Console[3]を用いて構築したニューラルネットワークに対し、教師データに 18 個体×1~6 世代=108 モデルを使用し、評価データに 18 個体×7~12 世代 =108 モデルを用いて検証している。入力設計変数 9 つとし、Cd および ΔCd を出力対象とした。Fig. 4.2.2-2 に計算で得られた空力抵抗と機械学習による予測結果を示す。Cd 値がほぼ正確に予測されており、構築したニューラルネットワークが妥当であることがわかる。また、本予測結果によるパレート解は、実際の CFD 計算で得られた解と同様な傾向を示すことも確かめられている。これは、適切な設計変数が選択できれば、機械学習が将来強力な設計ツールとなり得ることを示唆していると言える。ただし、空力抵抗の差に関して一部予測結果が外れるモデルが存在しており、また得られたセダン型最適車体形状に微妙な差も見受けられており、その要因の調査を含め考察を進めている段階である。今後、さらに詳細な形状を再現した設計変数の導入・自由度の向上を図り、「富岳」における成果創出に繋げていく予定である。

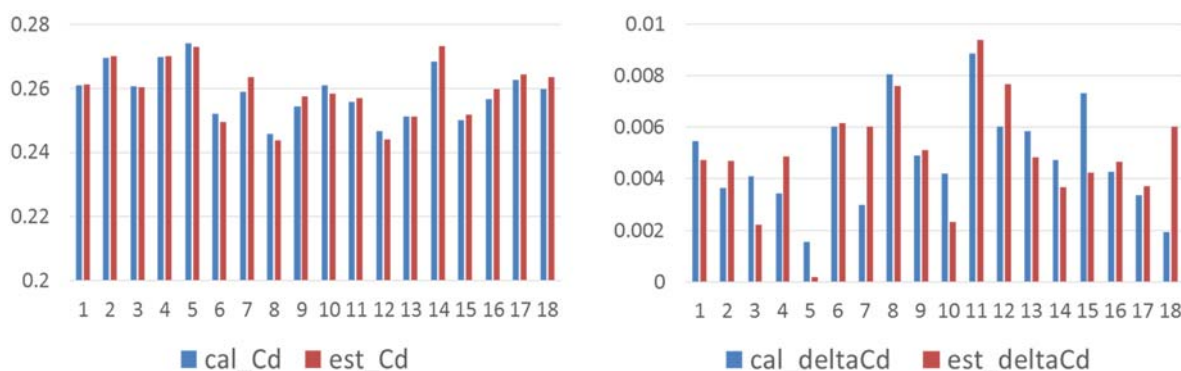


Fig. 4.2.2-2 The prediction results using machine learning (left) drag (right) drag difference between 0 and -3 yawing angle.

ii) オイラー構造解析手法を用いた設計システムによるトポロジー最適設計解析

トポロジー最適化[4]は、許容された設計空間の中の限られた材料体積を用い目的関数を最大または最小となるよう部材・材料の配置を空隙含めて決定する最適化手法である。設計者に有効な示唆をもたらすものとして、近年産業応用が進んでいる。この反面、実製品への適用を考えた場合、設計者が期待する設計領域に対して実際製品の材料が通る体積は通常 1%以下であるが、通常トポロジー最適化の制約体積 10%台で運用されており、計算領域の空間解像度不足により、低重量化要求に十分答えられていない現状がある。これに加えて、設計上流で多ケース・多試行が必要な設計領域形状モデル化の準備にも手間と労力が必要となる。

本課題では、従来手法では計算困難な詳細形状を再現した大規模構造解析問題に対応するため、オイラー型構造解析手法に粒子法の一つである PIC (Particle in Cell) 法を組み合わせた独自の流体-構造統一解法を開発している。本手法は超並列計算機環境において高い並列化効率を得やすく、メッシュ生成の手間を大幅に軽減できるため、上記であげたトポロジーの 2 つの問題を共に解決可能な有力な手段である。本年度はオイラー型構造解析手法を用いたトポロジー最適化フレームワークを構築した。

トポロジー最適化の妥当性検証として、設計領域に中央部に円形の空隙を有しせん断方向に強制速度荷重を受ける二次元構造の吸収エネルギー量最大化の最適化を実施し、市販の有限要素法による構造解析ソフト (LS-DYNA) を利用したトポロジー最適化との比較を行った (Fig. 4.2.2-3)。CUBE をもちいた場合でも有限要素法によるものと遜色のない形状結果を得た。また、目的関数の定量数値も空間解像度を大きく取ることで、FEM のものに漸近することを確認した。

この構築したフレームワークを用いて既存のトポロジーソフトではやや困難である 1 千万設計変数規模での車体フレームに対する最適化試行を実施した (Fig. 4.2.2-4)。公開されている既存の車体モデル (TOYOTA, Yaris 2010 [5]) のホワイトボディフレームを覆うような設計領域を設定し、これに車体のねじりを意図する強制速度荷重をかけて吸収エネルギー量最大化を実施した。結果としてホワイトボディフレームを意図するのに近いフレーム構造を得た。

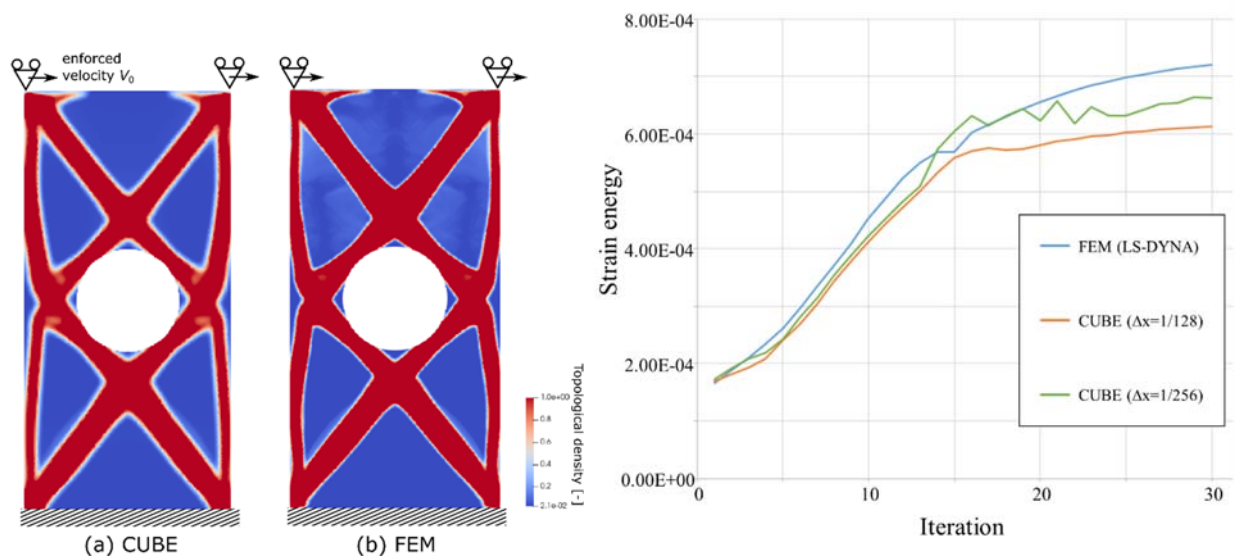


Fig. 4.2.2-3 Optimal shape as a result of topology optimization to maximize absorption energy by shear enforced velocity load (left), and its objective function history (right).

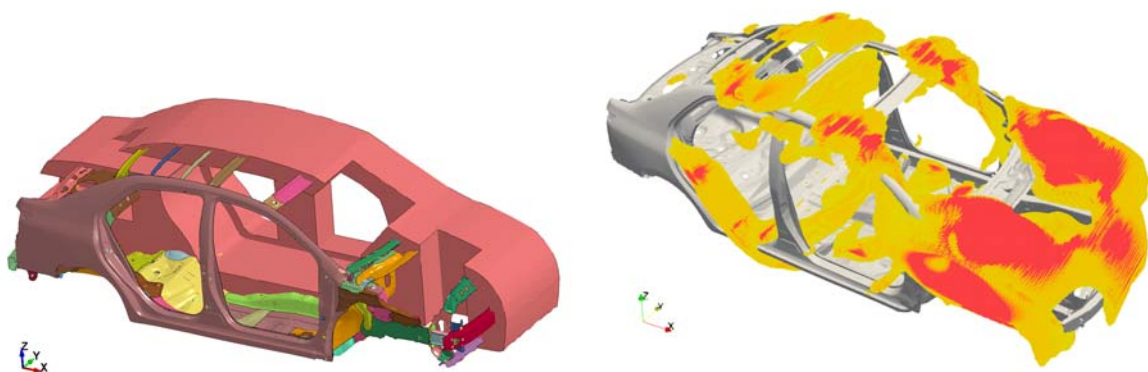


Fig. 4.2.2-4 Design area which surrounds a conventional white body frame (left) and optimal shape as a result of topology optimization subject to torsional enforced velocity load (right).

今後、さらに種々の基礎検証例題の実施、ならびに実問題を想定する多くの荷重ケースに対する最適化検証を重ね、また産業界との連携を通じて最適化性能の向上に努め、富岳に向けた成果創出に繋げていく。

iii) スズキ、日産自動車との連携による、WLTP 手法に基づく最適空力設計支援解析

WLTP (Worldwide harmonized Light vehicles Test Procedure) [6]に基づく CFD を用いた空力抵抗の評価試験手法およびその設計支援手法の確立に向けた取り組みとして、スズキ (株) と連携して 11 仕様を含む実車フルモデル CAD データ群に対する空力解析を、日産自動車 (株) と連携して 16 仕様を含む実車フルモデル CAD データ群に対する空力解析を行った。WLTP では、測定条件は実際の走行条件に近いタイヤ/ホイール回転を含む条件とすることが推奨されているが、一般的に CFD では移動境界によるタイヤ回転の計算は困難を伴う。本研究で開発された CUBE は移動境界問題の取り扱いを得意とし、タイヤ回転への適用も容易であることが確かめられた。なお、本研究では主に形状の違いによる空力抵抗差 ΔC_dA を評価している。

Fig. 4.2.2-5 は、軽自動車タイプの車両で、スポイラ、マッドガード、その他のオプション部品が異なる合計 11 の構成による流れ場の違いの一例を示している。車両モデルはオープングリル条件で、計算格子は解像度約 1.5~6 mm、約 1 億セルであり、格子生成には約 10 分程度しか要しない。計算は、各ケースそれぞれ「京」コンピュータ 657 ノードを使用し、計算時間約 15 時間で物理時間 3 秒の結果が得られた。得られた抵抗係数の差 (ΔC_dA) の予測結果を Fig. 4.2.2-6 に示す。仕様違いによる C_d の差がよく捉えられていることがわかるが、一部の結果では大小の傾向が逆転するケースも見られた。格子解像度に対する計算依存性の考察、空力抵抗の蓄積グラフによる分析あるいは風洞試験の再現性、他の市販ソフトによる解析結果の知見などから、ソフトマテリアルに対する変形の考慮、CAD 形状と実測実車形状との比較検証など、さらなる精度向上にはノウハウの蓄積が必要となることがわかった。今後本研究で得られた成果を自動車メーカーに展開し、実用によるノウハウ構築を進めてさらなる成果創出を図っていく予定である。

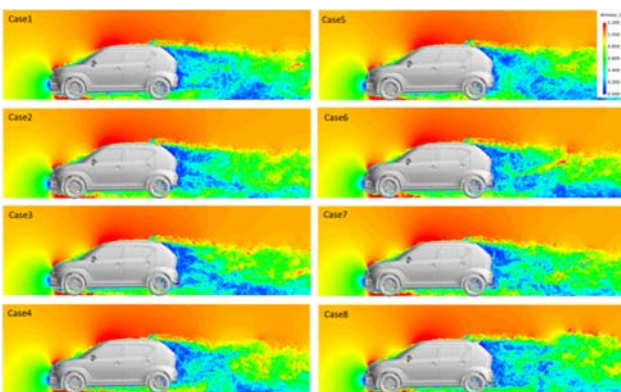


Fig. 4.2.2-5 Instantaneous velocity magnitude on center section for small vehicle cases.

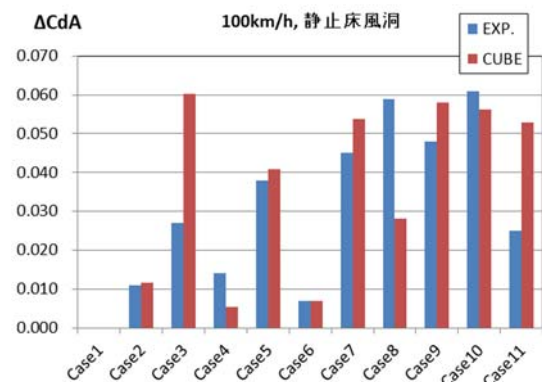


Fig. 4.2.2-6 Comparison of drag delta of small vehicle.

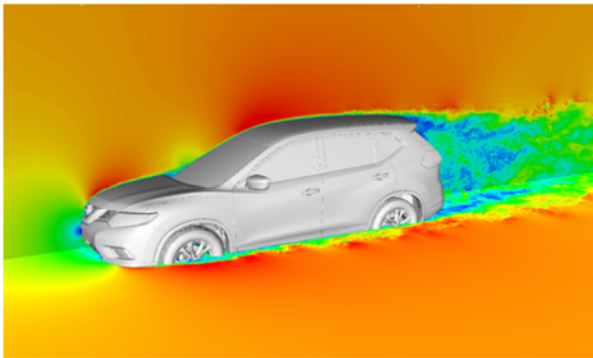


Fig. 4.2.2-7 Flow field at rotating scanned tire condition for SUV vehicle case.

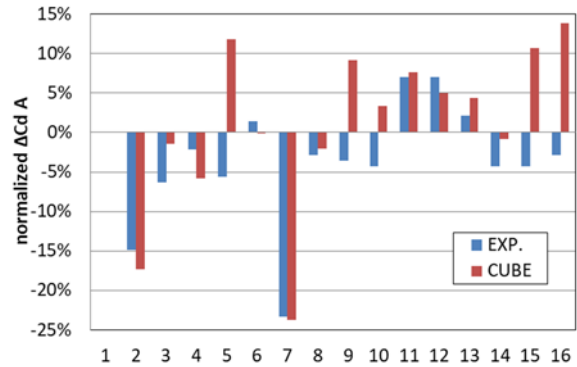


Fig. 4.2.2-8 Comparison of drag delta of SUV vehicle.

次に、SUV タイプの車両に対し、スポイラ、デフレクタ、その他空力部品が異なる合計 16 の構成による実証空力解析を実施した。この際、3D スキャンで実測した実物のタイヤ形状をモデル化し、回転を付与している。Fig. 4.2.2-7 に得られた流れ場の解の一例を示す。タイヤの詳細なトレッドパターンを含む回転による空力解析の実施は一般的に困難であり、最先端の事例と言える。ただし以降の計算では、昨年度の知見から計算時間の短縮を狙いタイヤ回転条件は速度境界を付与する方法を採用している。格子解像度は 1.5~6 mm 程度、約 1.2 億セルであり、計算には東大情報基盤センターの Oakforest-PACS を 32 ノード使用して、計算時間約 48 時間で物理時間約 1.5 秒の解が得られた。得られた $\Delta C_d A$ の予測結果を Fig. 4.2.2-8 に示す。概ね実験と良い一致を示すが、傾向が再現できていないケースが認められる。特に、床下流れに影響を与える空力部品に対する再現が困難であったため、実測時の風洞床面の条件精査など、モデリング手法日産自動車工夫が必要と思われる。こちらにも同様に得られた成果を自動車メーカーに展開し、ノウハウ構築を進めて成果創出に繋げていく計画である。

iv) トヨタとの連携による、空力車体運動連成解析フレームワークの構築

近年、自動車の操縦安定性評価に影響を及ぼすエアロパーツの設計には、実走行状態を再現した非定常空気力の評価が不可欠であることがわかってきた。一般に、実走行中の自動車の周りの流れ場を高精度に捉えることや、車両姿勢変化を計測することは困難であり、また実走行試験は大気外乱などの影響を受けるため、同じ状況を再現することが困難であること、操縦安定性の評価が運転者の経験に依存し定量的に評価を行うことが困難であることなどの問題点がある。そこで本課題では、スーパーコンピュータ上で車両運動を伴う空力解析と、サスペンションやステアリング機構、ドライバーの操作反応なども含めた車両解析を連成させることで実走行状態を再現できる解析フレームワークを構築した。

本フレームワークは本課題で開発している CUBE の内部に、オープンソースであるマルチボディダイナミクス解析のソフトウェア Project Chrono [7] を実装する形を採用している。商用の車両運動解析ソフトの利用も可能であるが、スーパーコンピュータ上で動作させるには、バイナリの対応、ライセンスの取り扱い、計算ノードの外部通信等が問題となるため、オープンソースでフレームワーク

を構築できる意義は大きい。本年度はこのフレームワークの構築に成功し、車両運動解析の実用例を
実行した。

解析には、ハッチバック型実車モデルを用いた。なお、モデルには床下やエンジンルーム内部の補
機類など詳細形状も再現されている。車両側面に装着したエアロパーツの有無による操縦安定性の
比較を行っている。この際、サスペンション、ステアリング機構は実車と同型の物を用いることが
できている。高速道路での追い越し車線へのレーンチェンジ運動を想定し、時速 100 km での右側 3 m
へのレーンチェンジ運動を対象として操縦安定性評価を行った。Fig. 4.2.2-9 に流れ場と運動解析の
可視化結果例を示す。操縦安定性の官能評価と車両のロール運動には相関性が示されている。ロール
運動とドライバーによるステアリング入力に着目して評価すると (Fig. 4.2.2-10)、前半のロール運
動の収束時に角速度、角躍度 (加速度の時間変化) とともにピークと振幅の低下がみられ、官能試験で
の報告と整合する結果が得られた。今後、より高解像度の解析を行うとともに、汎用性の向上を重ね
ながら、「富岳」成果創出に向け改善を進めていく予定である。

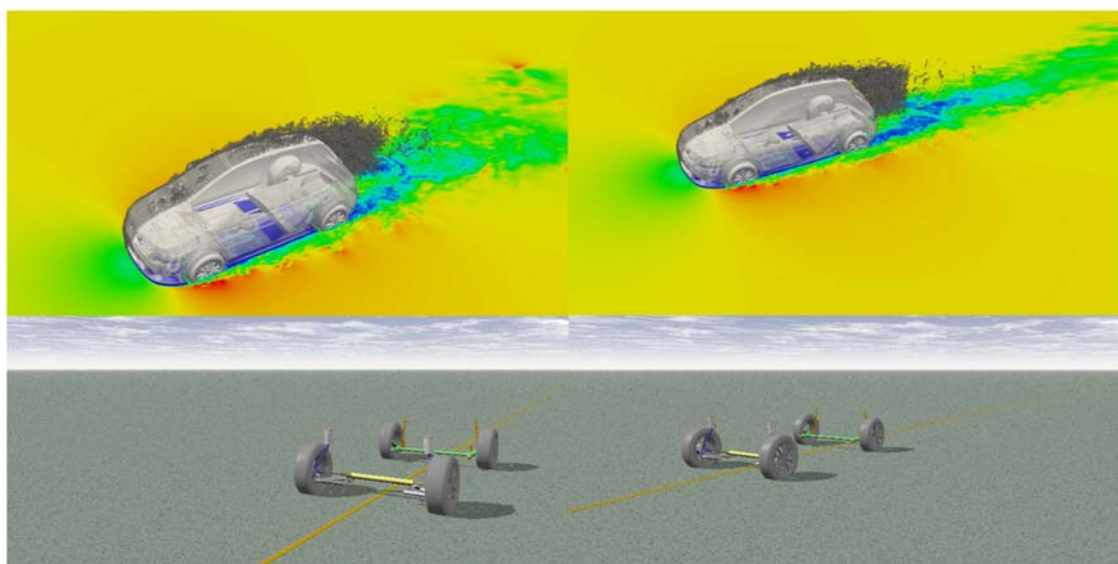


Fig. 4.2.2-9 Analysis example of lane change maneuver (upper: CUBE result, lower:
motion analysis visualization result).

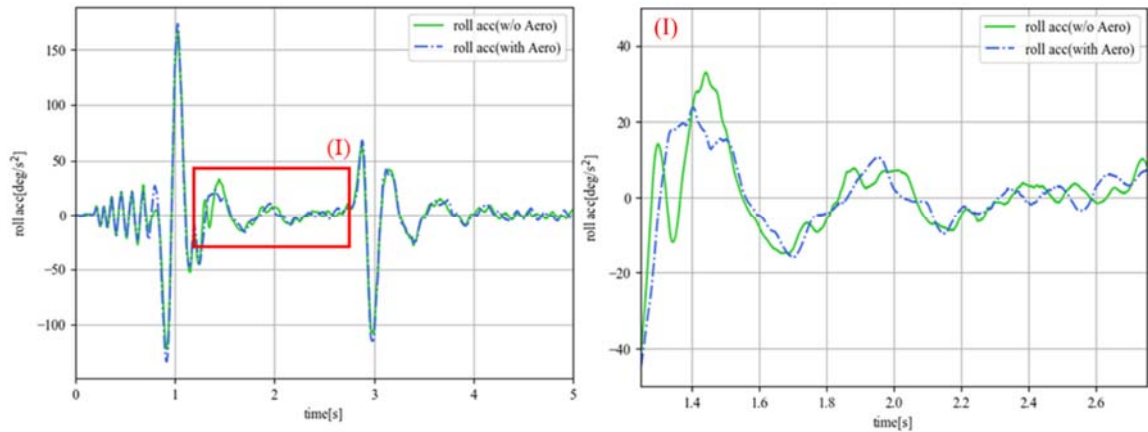


Fig. 4.2.2-10 Results of roll angular velocity of vehicle motion.

iv) スズキとの連携による、ボンネット周り狭帯域空力音解析

自動車が発生する狭帯域騒音は、品質問題として設計現場では多大な労力を要して対策がなされている。市販コードを含めた従来手法では予測精度は不十分とみなされており、本研究ではコスト削減と最適設計支援による開発期間の短縮を目的とし、CUBE による圧縮性統一解法の開発を進めてきた。本年度は、これまで開発されたコア技術の整理と調整を行い、成果創出に向けた準備を行った。

計算格子は、エンジン・フード先端近傍で発生する音響フィードバックを補足できるように、フード先端部のすき間に最小幅 0.2 mm の格子を集中的に配し、計 20 億程度の計算セル数としている。計算には「京」コンピュータ 13,086 ノードを用い、約 50 時間使用している。Fig. 4.2.2-11 右は流れに生ずる圧力変動成分を可視化した図であり、フード先端から円状に伝搬する音響振動が発生していることが見て取れる。これは車体まわりの流体渦に起因する他の騒音成分とは全く異なる現象であり、音響フィードバックによる共鳴がなければ現れない波動である。この波動を捉えるには音波に相当する圧力の分散・減衰を極力抑えるための計算スキームと、絶対的な計算格子解像度が要求される。この解像度は流れの特性量（ここでは流速とフード先端隙間、エンジンルーム内のキャビティ長さ）で決まり、基礎検証問題であらかじめ必要条件を解析しておくことが重要となる。本年度後期は、計算資源の配分から大規模解析が困難であったことから、この基礎検証問題の精査を行っている。Fig. 4.2.2-12 に単純キャビティ問題に対する周波数応答の格子依存解析例を示す。この結果から、正しいピークを捉えるのに必要な格子解像度がわかり、必要計算規模の見積もりを行うことが出来るようになった。この例では（20 mm のキャビティ幅に対して）約 0.5 mm の解像度が必要であることがわかる。そのため実車相当の解析では、フード先端隙間 5~6 mm に対して約 0.05 mm の解像度が必要であることがわかる。つまり、現状の 10 倍の解像度が必要である。今後はポスト「京」コンピュータの「富岳」においてこの解像度による解析を実現し、実現すればおそらく世界最大規模に相当するものと思われる、成果創出に繋げていく予定である。

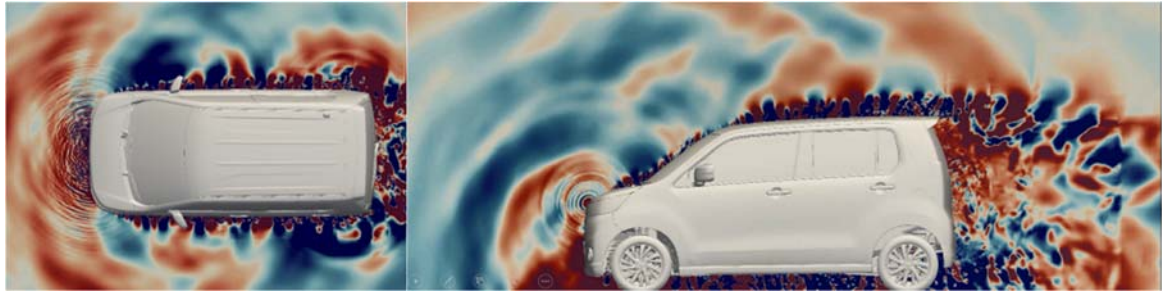


Fig. 4.2.2-11 Pressure fluctuation.

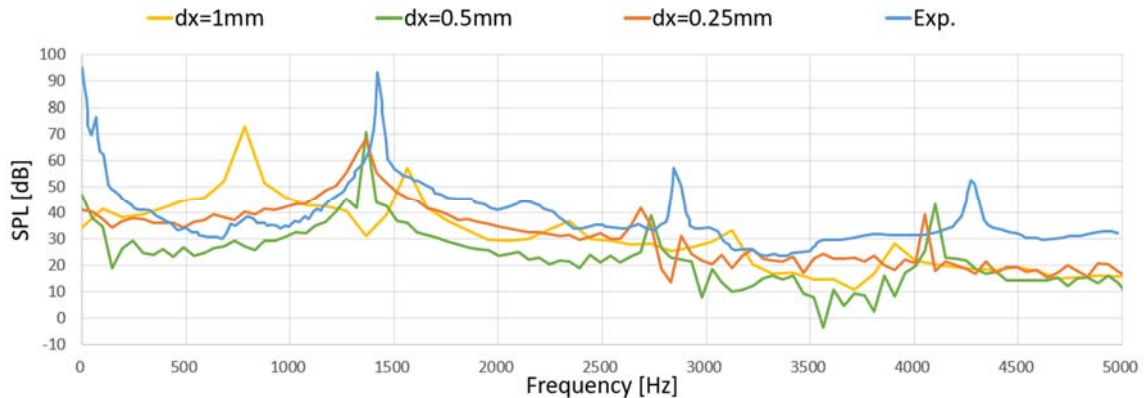


Fig. 4.2.2-12 The comparison of the Frequency.

b) ポスト「京」システムを対象とした基盤アプリの性能推定と高速化

本研究ではこれまで、統一解法圧縮性ソルバーの「京」コンピュータにおける単体・並列性能向上ならびにポスト「京」性能推定ツールによる評価を実施してきた。本年度はさらに非圧縮性ソルバーの性能評価・チューニングを実施した。対象とする問題は、単純キャビティ流れで、圧縮性・非圧縮性ともに実証解析に用いる標準的な数値スキーム (MUSCL+Roe、もしくは Multigrid+CG 法) を対象としている。

まず、圧縮性ソルバーに関しては、「京」コンピュータ 32,768 ノードまでのウィークスケーリングによる並列性能の測定を行い、その結果実効並列化率は 99.99954 %、並列化効率は 89.142268 %、「京」コンピュータ全ノード使用時の並列化効率は 75.324899 %であることを確認している。さらにポスト「京」性能評価ツールを用いた性能推定を行った結果、「京」に対してノード当たり 12.8 倍の性能向上、並列性能を合わせれば約 25 倍の性能向上の見込みがあることも確認している。

次に、非圧縮性ソルバーでは最もコストが高い (全体の 91 %を占める) マルチグリッド法によるポアソン方程式のソルバーを切り出すことにより当該部分の単体チューニングを行った。具体的には、以下のような施策を適用した。

1. 構造体メンバーとして参照していた配列を、ポインタを使用して直接参照する形とすることにより、アドレス計算のための整数演算を削減した。
2. 配列の次元入れ替えを行うことにより、データアクセスの連続性を改善した
3. Red-Black ordering で赤と黒に色づけされた配列要素を、それぞれ別の配列に格納する形に変更することにより、データアクセスの連続性を改善した。

その結果、9.8 倍の性能向上が得られた。

次に、並列チューニングとして以下の 2 つのチューニングを適用した。

1. 袖通信のためのパッキング処理において、スレッド並列化の分割対象をサブドメインの各面から、各面に含まれるキューブ（セルの集まり）単位とすることにより、スレッド間のコストインバランスを改善した。
2. CG 法の箇所に含まれる計算ループについて、OpenMP のスレッドスケジューリングのスキームを動的（dynamic）から静的（static）に変更することにより、スレッド間コストバランスが改善すると共に、動的スケジューリングのオーバーヘッドを削減した。

これらのチューニング（及び前述の単体チューニング）の結果、プログラム全体については「京」8,192 ノードで 2.9 倍の性能向上を実現した。

以上の通り、当初予定していた「富岳」における成果創出にむけた高速化が完了したが、更にノード数を増やした際のスケーリングの評価や、それに伴って予想される集団通信コストの増大については未知な部分が残されているため、今後成果創出フェーズにおいてこれらに対処していく予定である。

c) オイラー構造解析手法を用いた設計システムによる実車モデル構造解析の大規模化

本課題では、従来手法では計算困難な詳細形状を再現した大規模構造解析問題に対応するため、オイラー型構造解析手法にマーカー粒子を組み合わせた独自の流体・構造統一解法を開発しており、本年度はそのアルゴリズムを自動車のホワイトボディの剛性解析に適用し、計算大規模化を図った。なお、本報では全ての数値解析例において固体材料として鋼を想定し、固体の材料パラメータとして、 $\rho=7850 \text{ kg/m}^3$ 、 $E=200 \text{ GPa}$ 、 $\mu=0.3$ を与える。ここで、 E はヤング率、 μ はポアソン比である。また、固体が存在しない領域には、数値計算上の零割を避けるために $\rho=1.0 \text{ kg/m}^3$ を設定する。自動車ボディの形状とビルディング・キューブ法に基づく階層型直交メッシュは Fig. 4.2.2-13 の通りであり、最少セルサイズは 1.86 mm、総セル数は約 2.1 億である。1 つのキューブには $32 \times 32 \times 32$ 個のセルが等間隔に配置されている。Fig. 4.2.2-14 に示すように、赤色で示したマーカー粒子に速度を設定することで、ねじり剛性試験における境界条件を再現する。車体後方の 2 つのマーカー粒子群は完全固定、車体前方の 2 つのマーカー粒子群は z 軸の正負の方向にそれぞれ時間方向に線形に増加する速度を与える。この例題解析では、時間増分サイズを $6.25 \times 10^{-5} \text{ ms}$ に設定し、4,800 ステップ ($t=3.0 \text{ ms}$) まで計算を行った。この計算には、「京」コンピュータの 13,065 ノードを使用した。提案手法による数値解を比較検証するため、商用固体解析コード LS-DYNA を用いて参照解を計算した。LS-DYNA における有限要素メッシュの総要素数は約 66 万であり、その内訳はシェル要素数約 58 万、ソリッド要素数約 1 万、梁要素 14、剛体要素約 7 万である。提案手法および LS-DYNA により得られた各時刻のミーゼス応力分布を Fig. 4.2.2-15 に示す。ただし、ミーゼス応力のカラーバーを正規化している。これらの図より、提案手法により得られたミーゼス応力分布は定性的に概ね妥当であると言える。Table. 4.2.2-1 は、提案手法と LS-DYNA のターンアラウンドタイムを示したものである。「京」コンピュータの計算資源（この例題解析では、 13065×2.4 ノード時間積）を用い

ることで、提案手法による計算においてはターンアラウンドタイムを数週間オーダーから数時間オーダーに劇的に短縮化できることを示した。

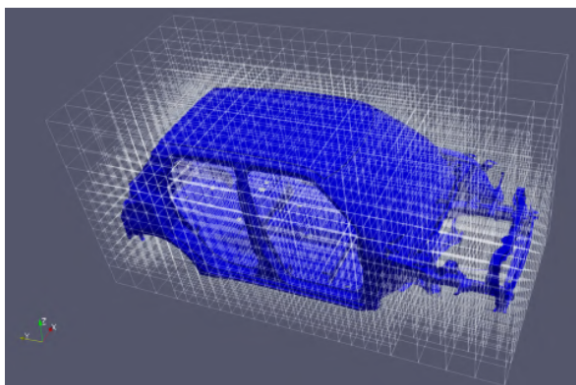


Fig. 4.2.2-13 Overview of Euler grid and vehiclewhite body shape (finest size: 1.86mm, number of grids 210 million).

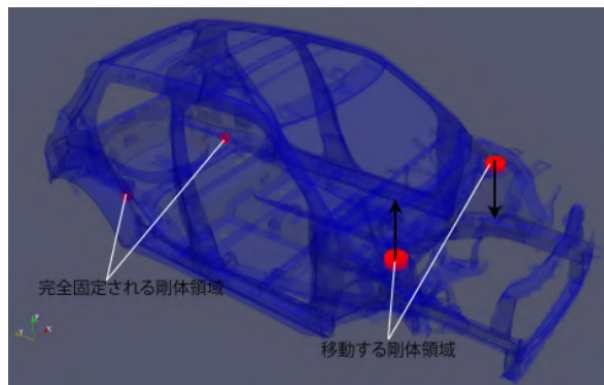


Fig. 4.2.2-14 Geometric boundary conditions: (red) velocity boundary on a jig given by marker particles.

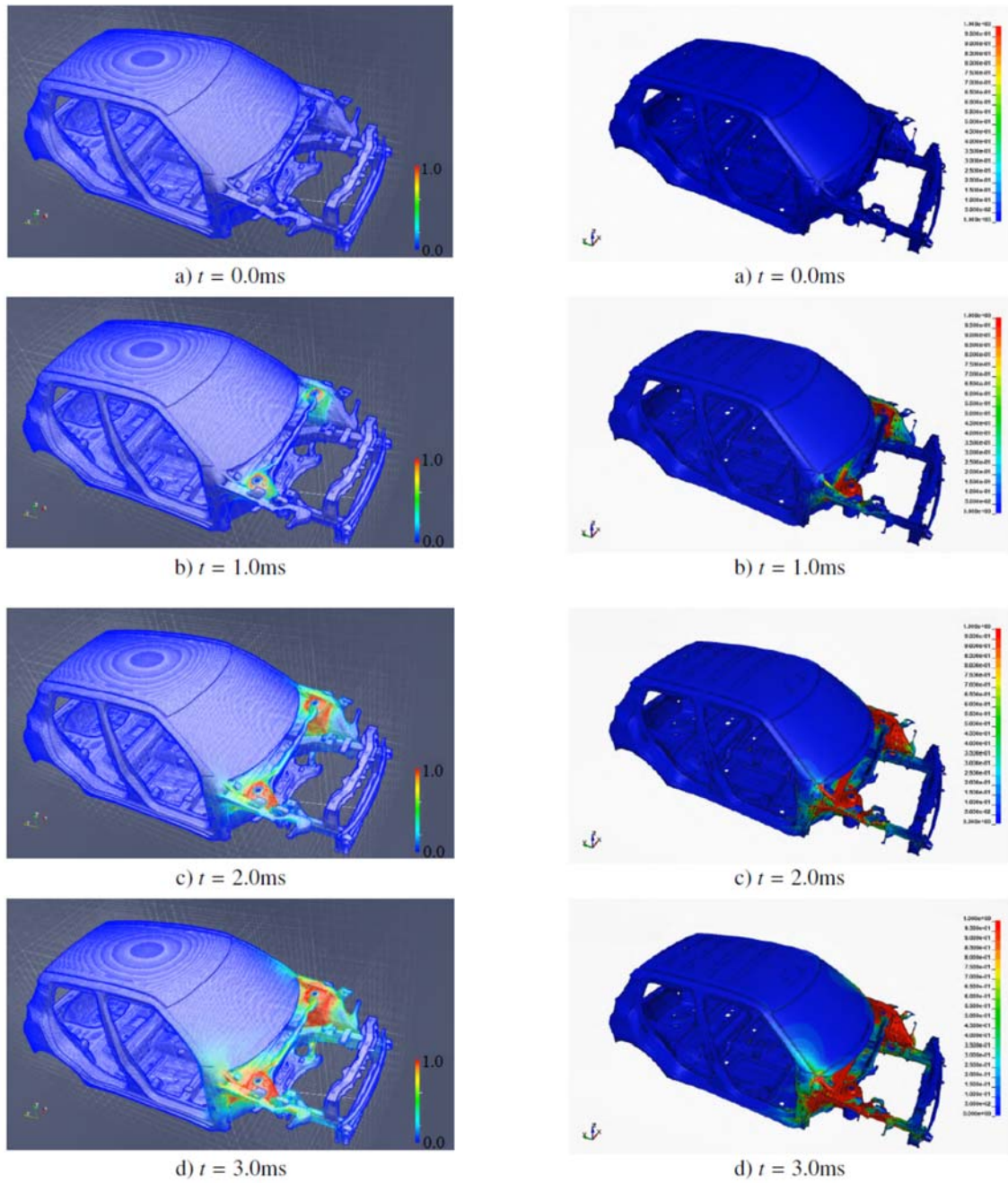


Fig. 4.2.2-15 Analysis results by CUBE (left) and LS-DYNA (right) (Mises stress distribution).

Table. 4.2.2-1 Turnaround time comparison.

	LS-DYNA	提案手法
計算メッシュ生成	数週間	10分
計算実行	0.75時間	2.4時間
可視化	1時間	1時間
合計時間 (ターンアラウンドタイム)	数週間	3.6時間

(3) 参考文献

- [1] A. L. Jaimes, A. Oyama, and K. Fujii, “A ranking method based on two preference criteria: Chebyshev function and ε -indicator,” Proceedings of 2015 IEEE Congress on Evolutionary Computation, (2015).
- [2] MeshWorks WEB site, <https://www.depusa.com/meshworks/>, [cited 1 Mar 2020].
- [3] Neural Network Console WEB site, <https://dl.sony.com/ja/>, [cited 1 Mar 2020].
- [4] M.P. Bendsøe, N. Kikuchi: “Generating optimal topologies in structural design using a homogenization method,” Comput.Methods in Appl.Mech.Eng. Vol 71, No. 2, pp. 197-224 (1998).
- [5] Center for Collision Safety and Analysis: “2010 Toyota Yaris Coarse Finite Element Model Version 1”, 2016 Dec. URL: <https://www.ccsa.gmu.edu/models/2010-toyota-yaris/>
- [6] https://en.wikipedia.org/wiki/Worldwide_Harmonised_Light_Vehicles_Test_Procedure
- [7] Project Chrono WEB site, <https://projectchrono.org/>, [cited 1 Mar 2020].

4-2-3. (サブ課題 C) 準直接計算技術を活用したターボ機械設計システムの研究開発

(1) 研究成果の要旨

本サブ課題では、既存のターボ機械設計の高度化に資する設計システムを開発するとともに、これをターボ機械設計に適用しその有効性を実証する。具体的には、エクサスケールの計算機を活用し、最大 1 兆グリッドの計算により、ほぼ全てのターボ機械の製品性能を実験と同じ精度で予測する大規模流体解析技術を開発するとともに、大規模解析で取得した結果をリファレンスデータとして活用することにより既存の RANS ベースのターボ機械製品評価技術を高度化し、これを用いた多目的最適化計算をサポートするターボ機械設計システムを研究開発する。これまでの乱流の大規模解析に関する研究は、計算の大規模化・高速化を実現することにより、RANS 解析では予測が不可能な現象の予測に主眼が向けられてきたが、本サブ課題では、この乱流の大規模計算技術をベースとし、現在ターボ機械設計の主要解析ツールと位置づけられる RANS 解析自体を高精度化し、これを多目的最適化設計に適用する。これにより、開発する設計ツールが、単なる実験の代替ツールという枠を超え、ターボ機械設計にとって従来より飛躍的に有用な情報を提供することを目指す。

平成 31 年度 (2019 年度) は、以下の項目について、開発されたキラーアプリケーションの「京」レベルの計算機による効果の推定とポスト「京」を利用した場合のアプリケーションの性能の推定を実施し、成果創出フェーズにつながるデータを取得した。これまでに、ポスト「京」で流体解析コード FrontFlow/blue (FFB) の 100 倍高速化 (ノード性能比) が達成できる見込みを得ており、また、FFB に対する圧縮性流れ解析機能の実装、および、格子ボルツマン法 (LBM) によるプロトタイププログラム (FFX) の開発を実施した。平成 31 年度 (2019 年度) 計画の各項目における実施内容と成果は以下の通りである。

a) エクサスケール計算機で高速動作する流れソルバーの開発

a)-1 高速化技術を統合した流れソルバーの開発と性能評価

高速化したコードを用いた「富岳」上でのベンチマークテストを実施した。この結果、ノード単体性能としてノード性能 136GFLOPS (高速化前の「京」における性能の 27 倍) を確認すると

ともに、27,648 ノードまでの高い並列性能を確認した。

a)-2 複数ベクトル計算技術活用に関する研究開発

IDR (Induced Dimension Reduction) マトリックスソルバーにおける並列性を活用した複数ベクトル実装した。この結果、IDR を活用した収束性が高く、高速に動作する流れソルバーを完成させた。

b) 大規模流体解析における収束性改善のための乱流解析手法の研究開発

b)-1 圧縮性ソルバーによるターボ機械の性能予測精度の検証

亜音速を対象とした密度ベースおよび圧力ベースの圧縮性流体流れソルバーのプロトタイプを完成させ、ターボ機械内部流れに対する適用範囲を拡充した。

c) 格子ボルツマン法 (LBM) による直接計算手法の研究開発

c)-1 LBM プロトタイプアプリケーションによる空力騒音の予測精度の検証

マルチレベルキューブ機能を有し、数兆グリッドの超大規模解析に対応する LBM ベースの流れソルバーのプロトタイプを完成させ、壁面乱流について DNS と同等の精度を有することを確認した。

d) LES (Large Eddy Simulation) 解析用の壁面モデルの研究開発

d)-1 ターボ機械内部流れ解析への LES 壁面モデル適用

FFB システムに実装した壁面モデルを風車翼周り流れや船体まわり流れに適用し、その有用性を確認した。

In this sub-subject, we will develop a design system for improving current turbomachinery design and validate its ability by applying the system to turbomachinery designs. By using this system, prediction of turbulent phenomena with an accuracy as experiments will be possible by performing fully resolved large eddy simulation (LES) with a large scale of computational mesh which has up to a trillion grids. This system also supports a multi-objective optimization with RANS method. The parameters of RANS will be tuned by using reference data obtained by fully resolved LES. RANS is widely used for current turbomachinery design, therefore improvement of RANS will contribute to it. In this sub-subject, the technology for predicting turbulent phenomena by a large scale computation will be used for improvement of RANS.

In this year, we validated software to which core technics were implemented on machine which is equivalent to the post-K, in terms of following items:

a) Development of flow solver with high performance on Exa-scale computer

a)-1 Benchmark test of tuned flow solver developed for speed-up

Benchmark test of the developed code was performed on FUGAKU. A single-node sustained performance of 136.1 GFLOPS, which is 27 times higher than one of the old flow solver on K-computer. A weak-scale benchmark test also confirms that FFB runs with a parallel efficiency of over 90 % up to 27,648 compute nodes (1,327,104 compute cores).

a)-2 Development speed-up technic with multi-vectors

Speed-up technic with multi-vector operation was implemented to the IDR (Induced

Dimension Reduction) matrix solver, in which production of matrix and vectors could be done simultaneously.

b) Investigation for computing turbulence with high rate of convergence in large scale computations

b)-1 Variation of the compressible flow solver for computing internal flow of turbomachinery
Density-base and pressure-base compressible flow solver have been developed in order to expand the applicable range of internal flow of turbomachines. Internal flow of a blower was computed with the developed compressible flow solver and the code was confirmed to run correctly.

c) Investigation of direct simulation of turbulence by Lattice Boltzmann Method (LBM)

c)-1 Validation for computation of aeroacoustics noise

Flow solver which can deal with complex geometry and a large data up to several trillion grids has been developed. The benchmark tests for wall turbulence revealed that the flow solver could compute turbulence as accurately as NDS.

d) Investigation of wall-model large eddy simulation (WM-LES)

d)-1 Application of WM-LES to internal flow of turbomachinery

Wall model implemented to flow solver in FFB was applied to the flow around air-foil for wind turbine and flow around a model vessel.

(2) 本研究の内容

a) エクサスケール計算機で高速動作する流れソルバーの開発

a)-1 高速化技術を統合した流れソルバーの開発と性能評価

本サブ課題では、コデザインのもと理化学研究所と連携し有限要素法をベースとする汎用流体解析システム FrontFlow/blue (FFB) のソルバーの高速化技術を開発してきた[1-3]。ソルバーの高速化のために実施した改良を大別すると、以下のようになる。

- ① ランダムアクセス変数ロードの高効率化：アクセスパターン上近い変数をメモリ上近く配置するよう、節点データをリオーダーしている。これによりレジスタに最も近いキャッシュにランダムアクセス変数をほぼ常駐させる。ハードウェアのスペックによりリオーダーのためのパラメータを変更できる。
- ② SIMD 対応のためのストア処理の連続化：コアルーチンにおけるストア処理が連続になるよう、大部分のループを要素ループから節点ループに変更した。これに伴い、要素定義の形状情報（形状関数、この導関数およびこれらの積を要素内で積分したデータ）を節点定義に変更した。要素ループから節点ループへの変更に伴い、リカレンス回避のために実装していた要素のリオーダーは廃止した。
- ③ ループの自動並列の徹底：上記①、②の改良によりコアルーチンの高速化が進むことにより、コアルーチン以外の処理時間が、全体の計算時間に占める割合が大きくなったため、コード全体を細部にわたり再確認し、自動並列が効いていないループを割り出し、指示行もしくはデータ構造の見直しによりループの自動並列を徹底した。

- ④ 複数ベクトル利用によるロードコスト削減:マトリックスソルバーの処理の並列性を利用し、複数回の行列・ベクトル積計算を1回の行列・複数ベクトルの積に変更することにより、行列のロードコストを削減し性能を向上させた。

本節では、①～③の高速化技術を実装したコードの「富岳」共用前評価環境等におけるベンチマークテスト結果を報告する。④の複数ベクトルに関しては次節にて報告する。

本サブ課題では、「京」や「富岳」共用前評価環境に加え、インテル、AMD、NEC製のCPUにおける流れソルバーの単体性能(GFLOPS/ノード)を評価している。Fig. 4.2.3-1にFFBのノード当たりの実効性能の比較を示す。最新のCPUはノードあたり2~3 TFLOPSの性能を有しているが、FFBでは概ね100 GFLOPSの性能を達成している。

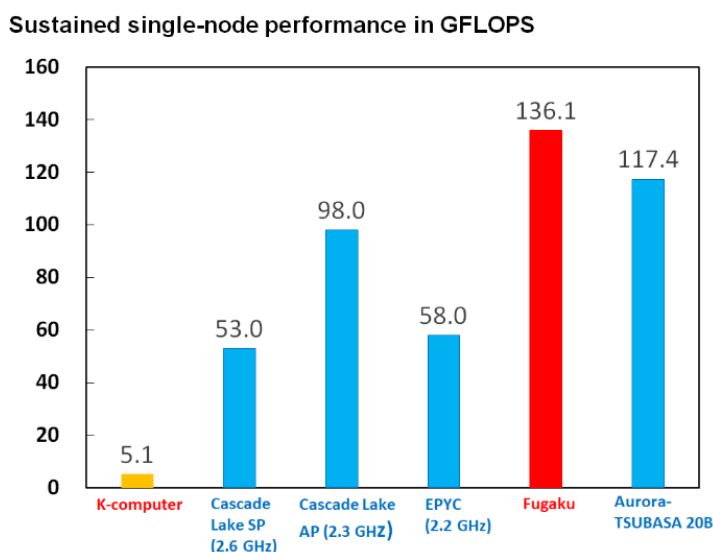


Fig. 4.2.3-1 Sustained Single-node Performance of FFB on Variou CPUs.

FFB 流れソルバーは、(1) 運動方程式の左辺・右辺の計算、(2) 運動方程式のマトリックスソルバーにおける行列ベクトル積計算 (以下、AX 計算)、(3) 連続の式のマトリックスソルバーにおける AX 計算 (勾配計算) および(4) 連続の式のマトリックスソルバーにおける AX 計算 (発散計算) の4個のコアルーチンを有する。Fig. 4.2.3-2にこれらのコアルーチンのメモリースループット(GB/sec)および実効性能(GFLOPS)の比較を示す。昨年度までは主に「京」においてコアソルバーのスループットを、「京」の実効値(46.6 GB/sec)に近づけるよう高速化を施した。高速化後の「京」におけるスループットは34~48 GB/secであり実効値の73~103%であった。「富岳」共用前評価環境におけるスループットに実効値は820 GB/secであるが、コアソルバーの計測値は298~727 GB/secであり実効値の36~89%であり、実効値に対する比率が「京」よりも低いため更なる高速化の余地が残されていることを示している。コード全体の性能に関しては、グリッド(要素)あたり、時間ステップあたりの演算回数が20Kであると概算し、実行時のタイマーによる測定したステップあたりの計算時間から評価した。高速化前に「京」におけるコード全体の实効性能は5.12 GFLOPSであったのに対し、高速化後の「富岳」共用前評価環境での単体ノード性能は136.1 GFLOPSであり27倍の高速化を達成し、24,576ノードまでスケールすることを確認した。前述した通り、「富岳」共用前

評価環境においてはスループット計測値が、実効値と比較し十分でないことよりコアルーチンのさらなる高速化の余地がある。さらに、コアルーチンの実効性能（137～202 GFLOPS）と比較しコード全体の実効性能（136.1 GFLOPS）が低いことよりコアルーチン以外の部分の高速化の余地がある。

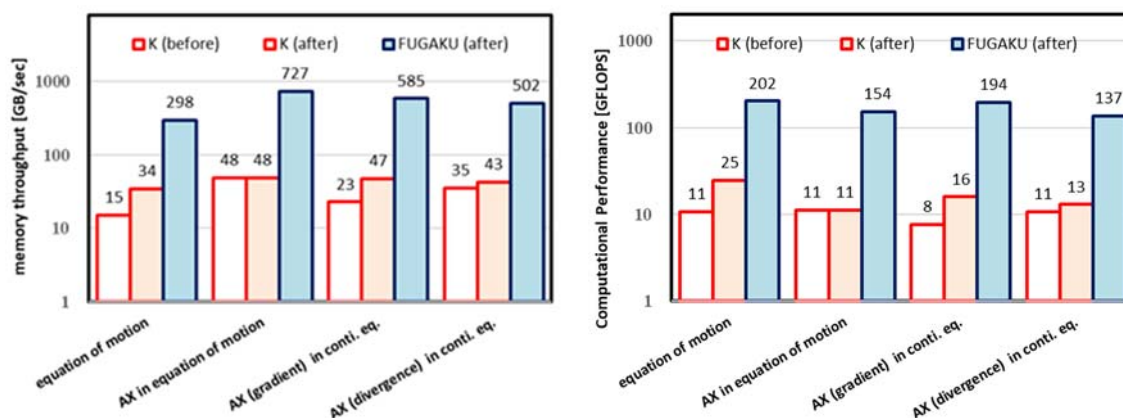


Fig. 4.2.3-2 Single-node memory throughputs (left) and sustained performance (right) of the original and optimized core kernels of FFB.

並列性能の評価のためノードあたり 200 万グリッド (CMG あたり 50 万グリッド) の weak-scale ベンチマークテストを実施した。プロセスは CMG に割り当て、27,648 ノード (1,327,104 CMG) までの並列性能を評価した。ノード当たり 100 万グリッドを用いた「京」における weak-scale ベンチマークテストの結果を Fig. 4.2.3-3 を示す。「富岳」共用前評価環境における weak-scale ベンチマークテストにより、開発した流れソルバーは「富岳」共用前評価環境においても 1 万並列以上の大規模解析においても高い並列性能を有することを確認した。

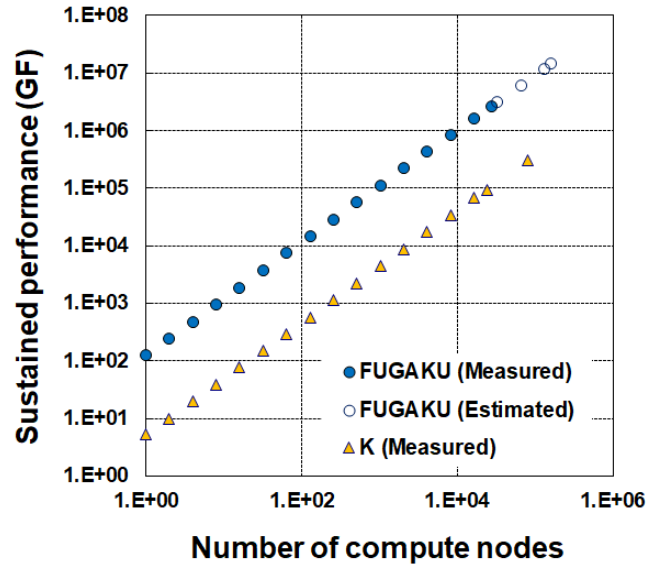


Fig. 4.2.3-3 Measured parallel performance of FFB on K-computer and Fugaku in weak-scale benchmark test.

本課題では「京」が稼働した 2012 年に、320 億グリッドをもちいた船体まわり流れの準直接計算により、船体抵抗を高精度に予測できることを実証した[4-6]。Fig. 4.2.3-4 に船体まわり流れの準直接計算による船体まわり流れの可視化結果と船体抵抗の比較を示す。この計算により準直接計算の有用性を示すことができたが、計算時間が長いことが実用化のハードルになっていた。Table 4.2.3-1 に船体まわり流れの準直接計算の「京」および「富岳」共用前評価環境における計算時間の比較を示す。ケースあたりの計算時間は、「京」では 46 時間であったが、「富岳」共用前評価環境上では 50 分まで短縮することができたため、準直接計算の実用化が加速することが期待できる。

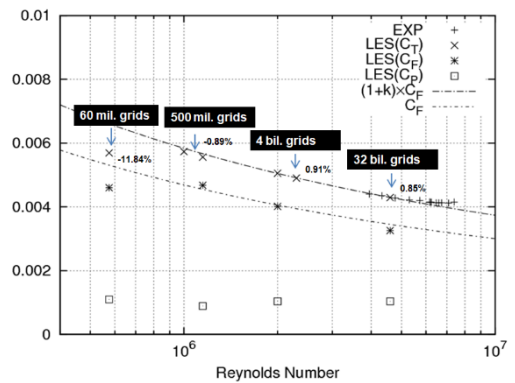
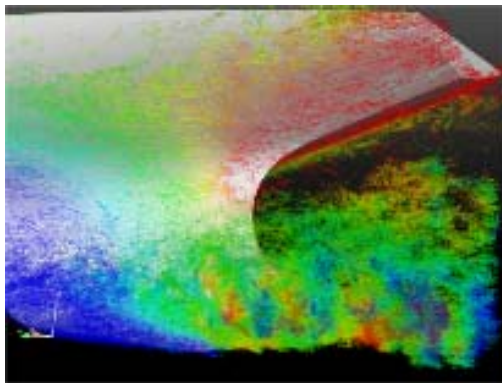


Fig. 4.2.3-4 Snapshot of vortical structures near stern (left) and comparison of resistance coefficients (right) in wall-resolved LES of flow around KVLCC2 [1-3].

Table 4.2.3-1 Computational time needed for WR-LES of whole TBL on KVLCC2 model vessels.

		K-computer	Fugaku
Number of compute nodes		24,576	50,000
Number of grids per compute node		1.30×10^6	6.40×10^5
Node performance (GFLOPS)		5	136
Computational time	sec/step	5.21	0.094
	steps/case	32,000	32,000
	hours/case	46.3	0.84 (50 min.)
node hours/case (NH)		1.14×10^6	4.18×10^4

a)-2 複数ベクトル計算技術活用に関する研究開発

FFB の流れソルバーでは、運動方程式を解くためのマトリックスソルバーとして BCGTAB 法が実装されている。連続の式から導出される Poisson 方程式を解くためのマトリックスソルバーとして BCGSTAB 法、残差切除法 (Residual Cutting Method、以下 RCM) [7]、IDR (Induced Dimension Reduction) [8]が実装されている。RCM は複数の解を保有し、残差が最小になるよう最小二乗法により次の解を決定する手法である。BCGSTAB 法を内部ソルバーとする RCM を用いることにより、BCGSTAB 法を単独で用いるよりも安定に Poisson 方程式を解くことができるため、FFB では RCM をデフォルトのマトリックスソルバーとして使用している。

IDR マトリックスソルバーは収束性の悪い問題に対しても収束させることができる特長を有している。音響解析のように、計算時間をかけても精度の高い収束解を得ることが重要な問題ではその特長を生かすことができる。IDR マトリックスソルバーは FFB と連携した流体音響連成解析用に開発された音響解析ソルバー FrontFlow/blue-Acoustics (以下、FFB-A) にも実装されており、その有用性が確認されている [9, 10]。IDR マトリックスソルバーでは反復回数が多いため、これまで FFB による流れ計算では使用されてこなかった。前節で述べた通り流れソルバーが大幅に高速化されたこと、および、解析規模が大規模になると Poisson 方程式の収束性が悪くなることより、計算コストが高いが収束性に優れる IDR マトリックスソルバーが有用になることが予想される。今年度は IDR マトリックスソルバーを高速化するため、IDR マトリックスソルバーに多ベクトル計算機能を実装した。なお、多ベクトル計算機能に関しては、計画当初の構想では、計算コード全体で複数の解ベクトルを有する方法を予定していたが、上記の通り IDR マトリックスソルバーの重要性が認識されたこと、IDR マトリックスソルバーのアルゴリズムの一部を容易に並列化できること、という二つの理由より、IDR マトリックスソルバーに複数ベクトル計算機能を実装したものである。

上記の通り FFB 流れソルバーにおける Poisson 方程式用のマトリックスソルバーとしては、BCGSTAB、RCM および IDR が実装されておる。これらのマトリックスソルバーはいずれも反復計算法であり、2 階の微分演算処理に相当する行列 A と解ベクトル X の積計算 (以下、AX 計算) が基本の演算になる。Fig. 4.2.3-5 に Poisson 方程式用マトリックスソルバーの処理手順を示す。図中のかっこ内にはサブルーチン名が示されている。上記の通り、全てのマトリックスソルバーは AX 計算に相当するルーチン CALLAP をコールする。2 階の微分演算は、勾配計算 (GRAD3X) および発散計算 (FLD3DX2) にわけて処理される。これらは前節に示した 4 つのコアルーチンのうちの後半

2つに相当する。前節に示したとおりコアルーチンは高速化されているためこれを複数ベクトル対応することによりさらなる高速化が期待される。通常の計算ではAX計算では行列係数Aをロードとして1本のベクトルXをロードするが、複数ベクトル計算では、行列係数Aをロードしたら、N本のベクトルをロードしN回のAX計算をする。これにより行列係数Aのロードコストを、1回のAX計算あたり1/Nに低減することができ、Nを大きくとることにより、演算あたりのロード数が減るため、高い実効性能をが期待できる。IDRマトリックスソルバーではパラメータとして解ベクトルの本数 N_S と内部ループ回数 N_L をセットする必要がある。反復あたりのAX計算の回数は $2 \times (N_S + 1) \times (N_L + 1)$ 回であるが、アルゴリズムの並列性を利用し複数ベクトル計算機能を実装すれば、AX計算の回数を実質 $(N_S + 1) \times (N_L + 1) + 1$ 回に減らすことができる。多ベクトル計算機能実装前後のAX計算の回数の比が、他ベクトル計算機能により期待される加速率となる。Fig. 4.2.3-6に多ベクトル計算機能により期待されるAXルーチンの加速率を示す。加速率は N_L が小さく、 N_S が大きいほど大きくなり、たとえば、 $N_L = 1$ 、 $N_S = 32$ の場合、加速率は1.46倍となる。

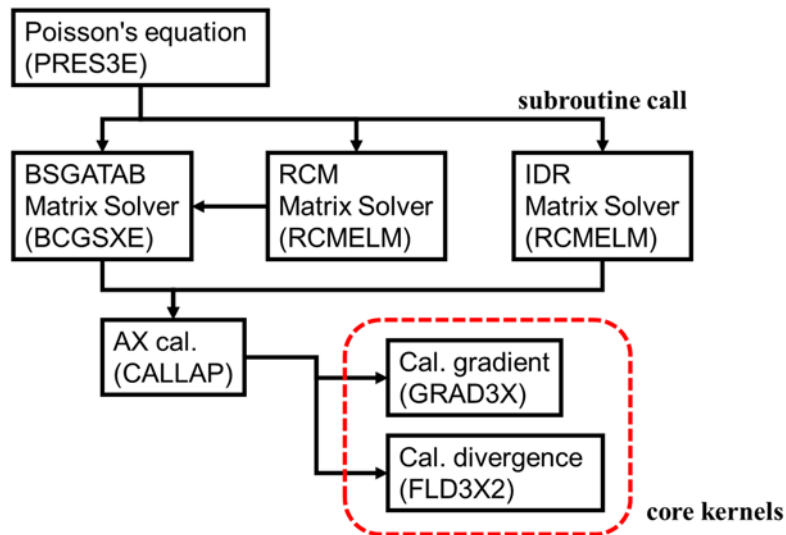


Fig. 4.2.3-5 Flowchart of matrix solvers for solving Poisson equation implemented in flow solver.

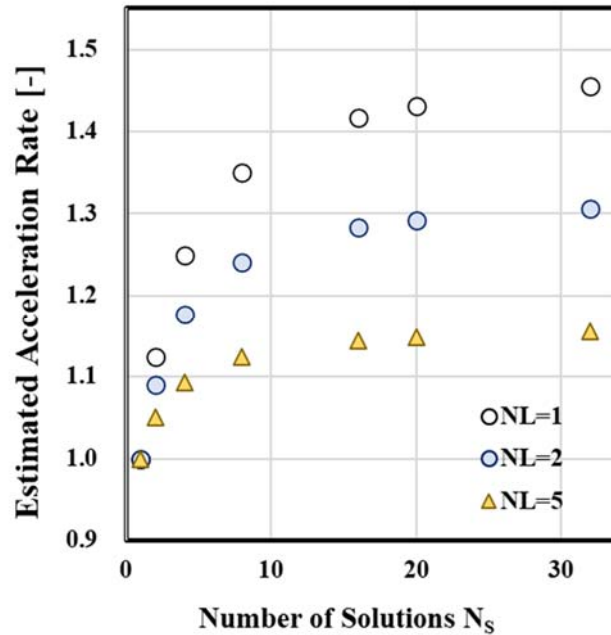


Fig. 4.2.3-6 Estimated acceleration rate of AX routines in IDR matrixsolver with multi-vector calculation.

多ベクトル計算機能は最新コードに実装され、インテル CPU、FX100 および「富岳」上で正常に動作し、テスト問題である Cavity Flow 流れ計算において、IDR による収束解が RCM によるものと一致することを確認している。「富岳」上の性能は、コアソルバー以外の IDR マトリックスソルバーにおける雑多な処理部分の性能が十分でないため期待された性能に至っていないが、今後、これを高速化することにより IDR マトリックスソルバーを大規模計算における主要なマトリックスソルバーとして使用する予定である。

b) 大規模流体解析における収束性改善のための乱流解析手法の研究開発

b)-1 圧縮性ソルバーによるターボ機械の性能予測精度の検証

【概要】

本重点課題の開始当初までに開発してきた流体解析システム FFB は非圧縮流体を対象としてきたが、本サブ課題ではこれに加え圧縮性手法の導入による収束性改善を検討した。非圧縮性ソルバーでは Poisson 方程式を解くことにより連続の式を満足させるが、Poisson 方程式は楕円型の方程式でありグリッドサイズの増加に伴い、収束させるための計算コストが増大する。現状数十億規模の計算において、連続の式に費やす反復回数は六面体では百回程度、四面体では数百回から数千回程度を要するが、1 兆グリッドの計算では反復回数はさらに多くなり、ステップあたりの計算コストの増大が予想される。一方、圧縮性ソルバーでは楕円型方程式を解くことはないため、計算規模ともにステップあたりの計算コストが増えることはない。低マッハ数の流れでは、圧縮性ソルバーにおける時間刻みは非圧縮性ソルバーにおける時間刻みと比較してマッハ数分小さくする必要があるので計算コストが大きくなるが、1 兆グリッド規模の計算では低マッハ数流れにおいても楕円型の方程式を扱わない圧縮性ソルバーのほうが有利になる可能性がある。本サブ課題では上記の推定を踏まえ FFB に圧縮

性流体計算機能を拡充しその精度を検証してきた。本節では、今年度の成果も含めその成果の概要を報告する。

【密度ベース圧縮性ソルバー】

圧縮性ソルバーの解析手法は密度ベースおよび圧力ベースの二つに大別される。開発開始当初は、乱流騒音の直接計算が可能となる密度ベースの手法を開発し、音の伝搬および乱流境界層を含む乱流を高精度に予測できることを確認した。Fig. 4.2.3-7 に立方体領域における音の伝搬を対象とした密度ベース圧縮性ソルバーのベンチマークテスト結果を示す。本ベンチマークテストでは、初期値として波数空間で定義された密度の擾乱を与えている。領域内の音場は各波数の音場の線形結合として理論的に計算することができる。通常 FEM の計算では質量マトリクスを対角項の集中させる近似手法 (lumped mass matrix) を近似手法を用いるが、この近似をしない consistent mass matrix を用いることにより、音の伝搬を精度よく計算できることを確認している。また、コード長と主流速度をベースとするレイノルズ数が 2.5×10^5 、迎角 9 度の条件で NACA0012 翼まわり流れを対象とした密度ベース流れソルバーのベンチマークテストの結果を示す。Fig. 4.2.3-8 に翼まわり流れの可視化として、圧力のラプラシアン等の等値面 (色は静圧) を示す。Fig. 4.2.3-9 に、翼表面の静圧の時間平均分および変動分布の比較を示す。時間平均分布および変動分布ともに実験値と一致することより、密度ベース圧縮性ソルバーによる乱流の高精度予測が可能であることを確認した。開発した密度ベース圧縮性ソルバーをブローア内部流れに適用をしたが、密度ベースの手法では音の伝搬に対し CFL が 1 未満にする必要があるため、計算の時間刻みを短くなり、羽根車 1 回転あたりの計算ステップ数が数十万程度 (非圧縮計算の数十倍程度) になり、「富岳」を用いたとしても計算時間が長くなる課題が確認された。

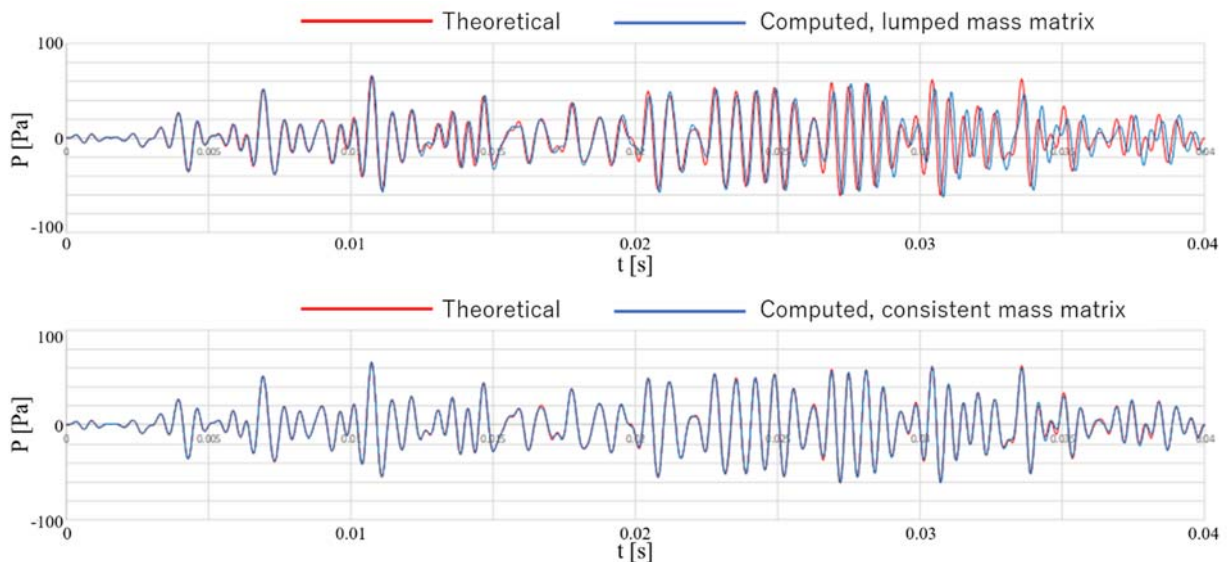


Fig. 4.2.3-7 Time history of sound pressure at the corner of a cavity in 3D acoustic benchmark test with density-base compressible flow solver. (top: lumped mass matrix, bottom: consistent mass matrix).

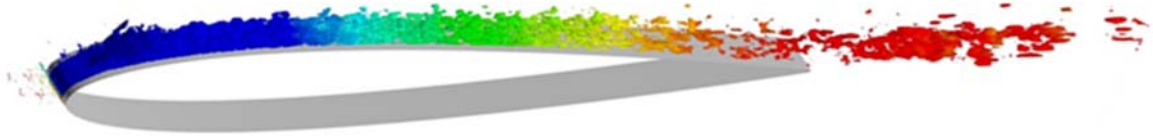


Fig. 4.2.3-8 Instantaneous iso-surface of Laplacian of computed normalized pressure colored by normalized static pressure, in benchmark test of flow around NACA0012 with density-base compressible flow solver.

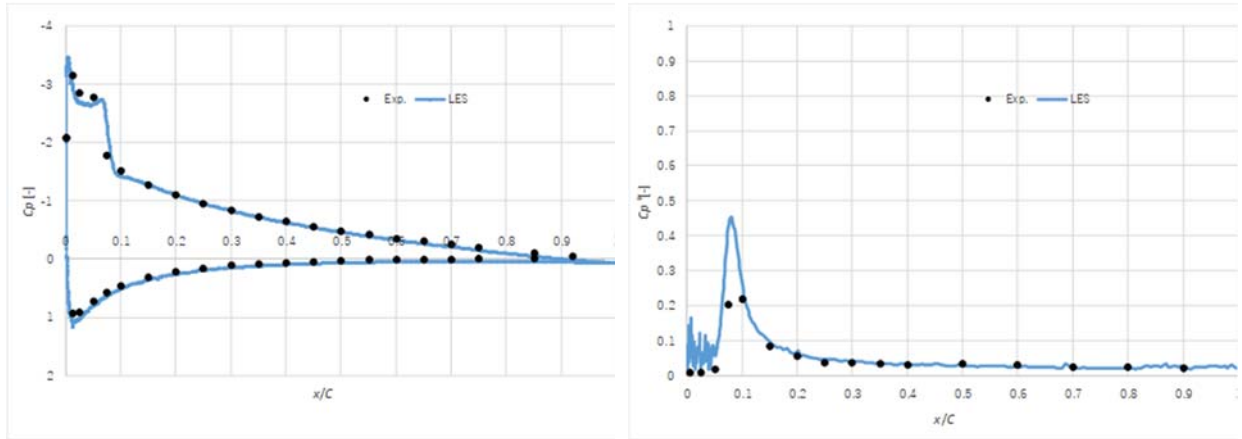


Fig. 4.2.3-9 Mean pressure coefficient (left) and r.m.s. pressure coefficient (right) on the airfoil surface computed by density-base compressible flow solver.

【圧力ベース圧縮性ソルバー】

上記した密度ベースの圧縮性ソルバーの課題をうけ、本年度は、密度ベースの手法に加え、圧力ベースの圧縮性流体計算機能の実装および検証を実施した。圧縮性流体ソルバーの支配方程式は連続の式、運動方程式、エネルギー方程式、状態方程式であり、これらを密度、運動量、温度および圧力を独立変数としその時間発展を計算する。以下に支配方程式を示す。

連続の式

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_j)}{\partial x_j} = 0 \quad (4.2.3-1)$$

運動方程式

$$\frac{\partial(\rho u_i)}{\partial t} + \frac{\partial(u_j \rho u_i)}{\partial x_j} = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\nu \left(\frac{\partial(\rho u_i)}{\partial x_j} + \frac{\partial(\rho u_j)}{\partial x_i} \right) \right] \quad (4.2.3-2)$$

エネルギー方程式

$$\frac{\partial T}{\partial t} + u_j \frac{\partial T}{\partial x_j} = -(\gamma - 1) \frac{\partial u_j}{\partial x_j} T + \gamma \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\kappa \frac{\partial T}{\partial x_j} \right) + \frac{2\nu S_{ij} S_{ij}}{C_v} \quad (4.2.3-3)$$

状態方程式

$$p = \rho R T \quad (4.2.3-4)$$

運動方程式(4.2.3-2)を時間方向に離散化する。ここで R_i は、対流項、拡散項をまとめた項である。

$$\frac{\rho^{n+1}u_i^{n+1} - \rho^n u_i^n}{\Delta t} = -\frac{\partial p^{n+1}}{\partial x_i} + R_i \quad (4.2.3-5)$$

式(4.2.3-5)は密度、速度および圧力の未知数（時刻 $n+1$ の値）を含むため、以下のとおり 2 段階に分離する。

$$\frac{\rho^* u_i^* - \rho^n u_i^n}{\Delta t} = -\frac{\partial p^n}{\partial x_i} + R_i \quad (4.2.3-6)$$

$$\frac{\rho^{n+1}u_i^{n+1} - \rho^* u_i^*}{\Delta t} = -\frac{\partial}{\partial x_i}(p^{n+1} - p^n) \quad (4.2.3-7)$$

ここで ρ^* 、 u_i^* は密度および速度の予測値である。密度の予測値 ρ^* はエネルギー式(4.2.3-3)により更新された温度を、状態方程式 (4.2.3-4) に代入することにより計算する。密度の予測値を計算するためのエネルギー方程式および状態方程式の離散式を以下に示す。式(4.2.3-8)における Q はエネルギー式における時間項以外の項（対流項、圧力仕事項、熱伝導項および散逸項）をまとめた項である。

$$\frac{T^* - T^n}{\Delta t} = Q \quad (4.2.3-8)$$

$$\rho^* = P^n / RT^* \quad (4.2.3-9)$$

速度の予測値 u_i^* は、分離された運動方程式(4.2.3-6)により計算する。密度および圧力の予測値を計算したのちに、式(4.2.3-7)を用いて圧力の修正量 $p' = p^{n+1} - p^n$ を計算する。圧力の修正量を計算するため、式(4.2.3-7)の発散をとる。

$$\frac{1}{\Delta t} \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho^{n+1} u_i^{n+1}) - \frac{1}{\Delta t} \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho^* u_i^*) = -\frac{\partial p'}{\partial x_i} \quad (4.2.3-10)$$

式(4.2.3-10)の左辺一項は未知数であるが、連続の式を用いることにより式(4.2.3-10)における圧力修正量を計算することができる。連続の式の離散式を以下に示す。

$$\frac{\rho^{n+1} - \rho^n}{\Delta t} + \frac{\partial(\rho^{n+1} u_j^{n+1})}{\partial x_j} = 0 \quad (4.2.3-11)$$

連続の式を式(4.2.3-10)に代入するまえに、式(4.2.3-11)の左辺第 1 項の圧力の差分を以下のように変形する。

$$\rho^{n+1} - \rho^n = \rho^{n+1} - \rho^* + \rho^* - \rho^n = \rho' + \rho^* - \rho^n = \frac{p'}{c^2} + \rho^* - \rho^n \quad (4.2.3-12)$$

ここで、 ρ' は密度の修正量、 c は音速である。圧力の密度の修正は等エントロピー変化を仮定している。すなわち、

$$\rho^{n+1} = \rho^* + \rho' \quad (4.2.3-13)$$

$$p' = c^2 \rho' \quad (4.2.3-14)$$

式(4.2.3-12)を式(4.2.3-11)に代入すると連続の式は以下のようになる。

$$\frac{p'}{c^2 \Delta t} + \frac{\rho^* - \rho^n}{\Delta t} + \frac{\partial(\rho^{n+1} u_j^{n+1})}{\partial x_j} = 0 \quad (4.2.3-15)$$

式(4.2.3-15)を式(4.2.3-10)に代入することにより、圧力の修正量に対する方程式を得る。

$$\left(\frac{1}{c^2 \Delta t^2} + \Delta \right) p' = \frac{1}{\Delta t} \left[-\frac{\rho^* - \rho^n}{\Delta t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho^* u_i^*) \right] \quad (4.2.3-16)$$

最後に修正した密度、圧力を以下に示す状態方程式に代入することにより温度を計算する。

$$T^{n+1} = P^{n+1} / R \rho^{n+1} \quad (4.2.3-17)$$

上記の理論式に対し、FFBにおける圧力ベース圧縮性ソルバーでは、以下に示す処理手順をとる。

- ① エネルギー式(4.2.3-8)を用いて温度の予測値を計算する。
- ② 状態方程式(4.2.3-9)を用いて密度の予測値を計算する。
- ③ 分離された運動方程式(4.2.3-6)を用いて速度の予測値を計算する。
- ④ Poisson 方程式(4.2.3-16)を用いて修正圧力を計算する。
- ⑤ 式(4.2.3-13)を用いて、n+1 時刻の密度を計算する。
- ⑥ 式(4.2.3-7)を用いて、n+1 時刻の速度を計算する。
- ⑦ n+1 時刻の圧力、圧力修正量を用いて、n+1 時刻の圧力を計算する。
- ⑧ 式(4.2.3-17)を用いて、n+1 時刻の温度を計算する。

開発した圧力ベース圧縮性ソルバーを直径と主流速度をベースとするレイノルズ数 10^4 の円柱まわり流れ、ターボ機械内部流れを模擬した回転パイプつき曲り管内部流れおよびブロアー内部流れに適用した。Fig. 4.2.3-10 に円柱まわり流れの主流方向速度の瞬時分布と示す。また、Fig. 4.2.3-11 に曲り管内部流れの主流方向流れの瞬時分布を示す。これらの計算では、圧力ベース圧縮性ソルバーの結果と、低マッハ近似を用いた非圧縮性計算の結果を比較しているが、両コードによる結果は定性的に近い流れ場になることが確認された。また、結果図は割愛するが、ブロアー内部流れ計算においても非圧縮計算（低マッハ近似）と圧縮計算（圧力ベース）の計算で類似の結果を得られており、圧力ベース圧縮性計算機能が正常に実装されていることが確認された。

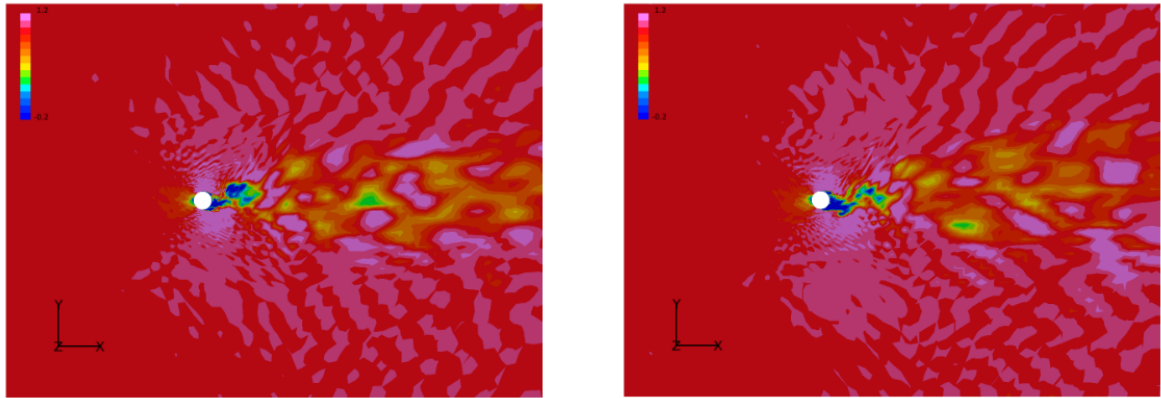


Fig. 4.2.3-10 Comparison of instantaneous distributions of steamwise velocity in flow around cylinder computed by incompressible flow solver (left) and pressure-base compressible flow solver (right).

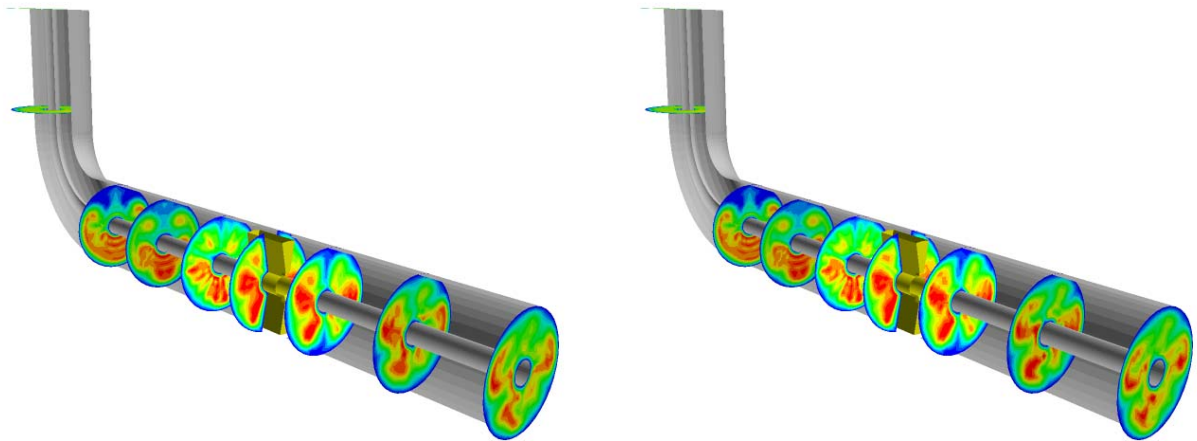


Fig. 4.2.3-11 Comparison of instantaneous distributions of axial velocity in curved pipe with the dummy impeller computed by incompressible flow solver (left) and pressure-base compressible flow solver (right).

圧力ベースの圧縮性流体計算機能の実装により、FFB はターボ機械内部流れの適用範囲を低マッハ数流れから亜音速高速流体まで拡充することができた。今後は、「富岳」を活用し、種々のターボ機械内部流れ解析を実施する予定である。

c) 格子ボルツマン法 (LBM) による直接計算手法の研究開発

c)-1 LBM プロトタイプアプリケーションによる空力騒音の予測精度の検証

【概要】

本サブ課題では有限要素法 (Finite Element Method) による Navier-Stokes 方程式の準直接計算 (Wall-resolved Large Eddy Simulation) に基づく汎用乱流解析ソルバー、FrontFlow/blue (FFB) を開発してきた。FFB による実証研究を進めた結果、特に、エンジンルーム、床下、タイヤハウス内などの複雑形状を有する実車に FFB を適用しようとする、FEM の格子適合性の良さを駆使し

でも格子生成に数か月という期間が必要になり、その実用化のためには格子生成の抜本的な高速化が必要であることが明らかとなった。そこで、中橋[11]が提唱された **Building Cube Method (BCM)** と、既に空力・音響解析ソフトとして市販されている **PowerFlow** にも実装されている格子ボルツマン法 (**Lattice Boltzmann Method, LBM**) に着目し、その両者の特長を併せ持つ新たな **LES** 解析ソフトの開発を検討した。

LBM は **Boltzmann** 方程式の離散化手法として提案されたものであり、各計算格子 (**Lattice**) において定義された離散化された速度分布関数の変化を輸送作用と衝突効果に分けて計算することにより、マクロな流速、圧力、密度などを分布関数の積分値として算出する方法である。各格子点の演算は極めて単純であり、しかも少数の演算 (1 時間ステップ 1 格子点当たりの演算量は数 100 である) により、時間発展させることができる。また、**Boltzmann** 方程式を基礎方程式としているため、圧縮性流れにも適用でき、したがって、流体音の直接計算も可能であるという特長を持つ。

一方、**BCM** は流れ場を一辺の長さが $L \times 2n$ (L は最小の立方体の一辺の長さ、 n は 0 以上の整数) である多数の立方体に分割し、各立方体の中は同一の格子点数、たとえば、1,283 で分割することにより、**Cube** 毎の計算量を等しくできることを特長とする並列流れ解析方法である。このため各 **Cube** に 1 CPU を割り当てたり、あるいは 1 コアを割り当てたりすることによりロードバランスは自動的に満足される。さらに、前記のように **Cube** の格子は完全に規則的に配置されているため、各格子に定義されるデータを直接的に計算機のメモリに配置することが可能であり、この特長を生かして、メモリ、キャッシュ、レジスタ間のデータ移動の最小化と **SIMD** 命令に合致したコーディングが可能となる。**LBM** は基本的に陽解法であるため、時間発展のための時間刻みは最小格子寸法 (=最小立方体の一辺の長さ/**Cube** の一辺の分割数) を媒体の音速と流れの流速の和で割った値で規定される。したがって、たとえば実車の空力解析への適用を想定した場合、最小格子寸法 $40 \mu\text{m}$ 、音速+流速 = 400 m/s 、最大時間刻みは $0.1 \mu\text{s}$ となり、たとえば、1 秒 (無次元時間で約 10) の計算を実施するのに必要な時間ステップ数は 1,000 万程度になることが予想されるため実用的な計算を実現するためには、計算の高速化と同時に高収束化も必須になるものと予想される。このためには **LBM** に **Multi Grid (MG)** 的な概念を持ち込むことが有効であると予想されるが、**Cube** 内の格子配置の規則性を生かせば **MG** 法の実装は容易である。さらに、**LES** 計算の **Sub-grid Scale model (SGS model)** は自己相似性に基づいているが、これも **Cube** の格子配置の規則性を利用すれば直接的な実装が可能であり、また、別途開発を進めている壁面モデルも **Cube** の規則的な格子配置を利用したスケール相似性の概念の利用が考えられる。このように、**BCM** を利用した計算方法はこれまであまり着目されてこなかったさまざまな可能性を秘めている。

前記のように **LBM** を用いた商用解析コードとしては **Exa** により **PowerFlow** が開発され、多くの (ほとんどすべての) 自動車メーカーに導入されている。しかしながら、**PowerFlow** では基本的にモデルにより壁面を取り扱っており、精度の高い空力予測をするためにはこのモデルの合わせ込みに多大な労力と経験が必要であった。そこで、本研究ではこれまで **FFB** で培ってきた超大規模計算技術を基に、**BCM** のフレームワークの中で **LBM** を実現するという新規性に富むコードを新たに開発し、従来必須であった計算ノウハウを必要としない準直接計算 (**Wall-resolved LES**) システム (以下、この解析システムを **FFX** と称する。) のプロトタイプを開発し、その検証を実施した。本節では開発したプロトタイプを用いたベンチマークテストの概要を本年度実施したケースも含め報告する。

【乱流予測精度】

乱流の予測精度検証のため、2018年度までに一様等方性乱流、Cavity Flow 流れ（レイノルズ数 100 の定常流れ）を実施してきたが、本年度は、Cavity Flow 流れ（レイノルズ数 3,200 の非定常流れ）、円柱まわり流れ、チャンネル乱流を対象としたベンチマークテストを実施した。これらにベンチマークテストによる、開発した FFX の流れソルバーは、FFB と同等の精度を有することが確認された。本資料では、(1) 一様等方性乱流（既報告の再掲）、(2) キャビティ流れおよび (3) チャンネル乱流に関するベンチマーク結果を報告する。

(1) 一様等方性乱流

FFX の乱流予測精度を検証するため、一様等方性乱流の解析を実施した。初期流れにおける速度の RMS および基準長さ（計算領域長さ/ 2π ）をベースとするレイノルズ数は 121 である。解析領域は立方体とし 3 方向に周期境界を与えた。初期流れ場として、店橋[12]らが実施した DNS 解析と同じ初期条件を用いた。1 方向あたりのグリッド数は 64 とした。Fig. 4.2.3-13 にエネルギースペクトルの比較を示す。ここでは FFX および FFB による計算結果と、店橋[12]らのスペクトル法による DNS 解析結果を比較している。スペクトルは概ね一致しているが、FFB および FFX によるスペクトルは高波数領域において DNS と比較しパワーが大きい。この理由は FFB および FFX による計算においてサブグリッドスケールモデルを適用していないためと考えられる。FFX のスペクトルは FFB と比較し高波数領域で若干小さい。第二不変量の等値面により可視化した乱流渦構造（Fig. 4.2.3-14）を比較しても、FFX による計算結果では小さな構造が消えている。FFB と FFX の差異の原因はまだわかっておらず調査中であるが、一様等方性乱流によるベンチマークテストにより概ね DNS と同等の予測精度があることを確認した。

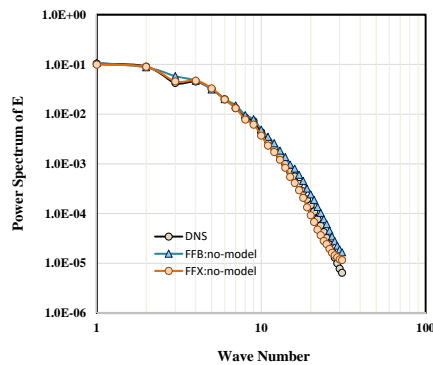


Fig. 4.2.3-13 Comparison of energy power spectra in homogeneous isotropic with Re number of 121.

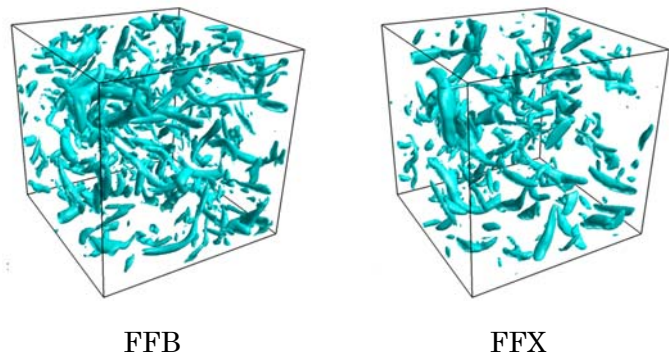


Fig. 4.2.3-14 Comparison of turbulence structures visualized by iso-surface of second invariant in homogeneous isotropic with Re number of 121.

(2) Cavity Flow

計算領域の長さおよび上面の速度を基準とするレイノルズ数 3,200 のキャビティ流れを対象にベンチマークテストを実施し、Prasad [13]らの速度の計測データと比較し計算精度を検証した。Fig. 4.2.3-15 に計算モデルを示す。ここでは格子解像度およびマッハ数が計算精度に与える影響を調査した。格子解像度については基準長さの 1/128、1/256 の二通りを、マッハ数については 0.087、0.17

の二通りをテストした。Fig. 4.2.3-16 に領域中央線における速度 U および速度 V の時間平均分布を、また、Fig. 4.2.3-17 に領域中央線における速度 U および速度 V の速度変動の分布をそれぞれ示す。速度 U は $X/L = Z/L = 0.5$ における Y 方向分布であり、速度 V は $Y/L = Z/L = 0.5$ における X 方向分布である。時間平均分布に関しては、解像度やマッハ数によらず実験データと一致している。変動分布に関しては、解像度によらずマッハ数を大きくすると速度変動を過大評価する傾向がある。LBM コードを比較的低いマッハ数の流れに適用する場合、計算時間を短縮させるため人為的にマッハ数をあげた計算する場合があるがこの場合、本ベンチマークテスト結果が示すように速度変動を過大評価することに留意する必要がある。

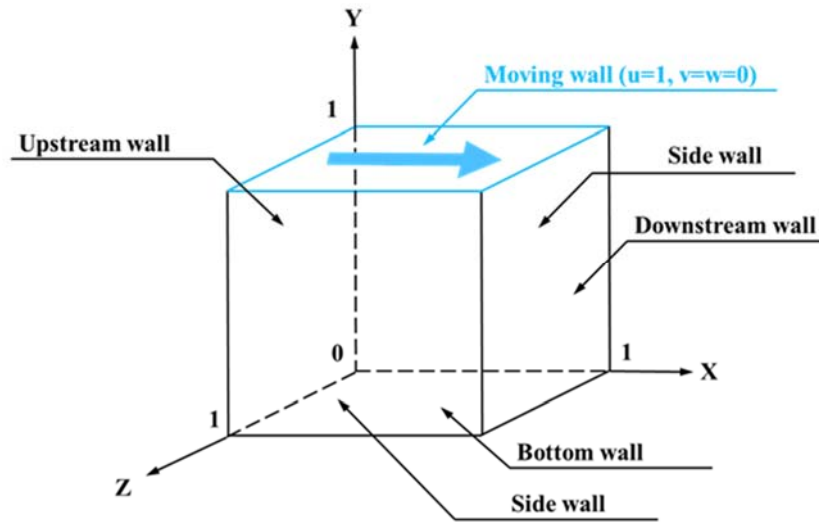


Fig. 4.2.3-15 Computational model of cavity flow with Re number of 3200.

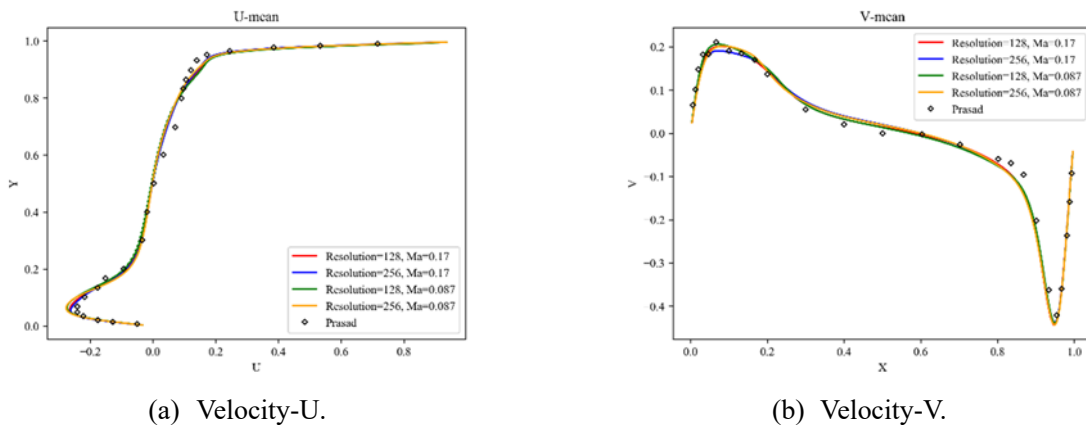


Fig. 4.2.3-16 Comparisons of time-average velocity profiles at center lines.

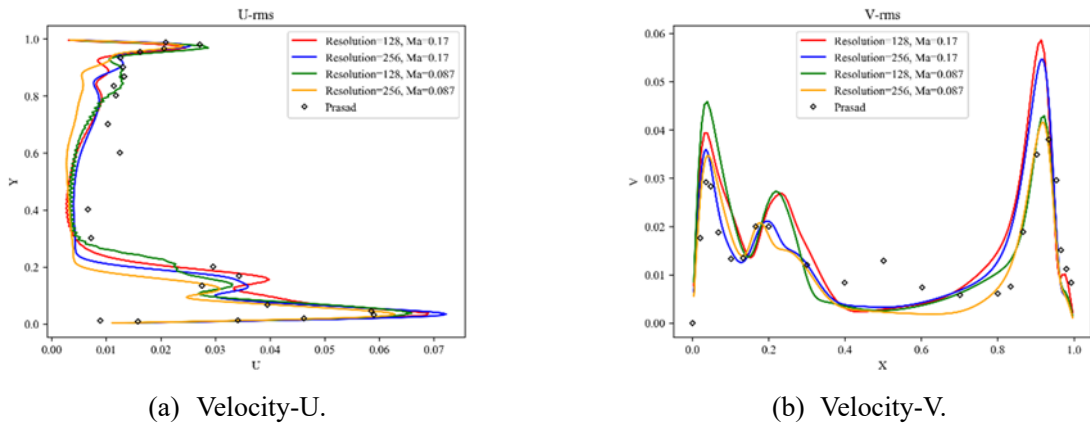


Fig. 4.2.3-17 Comparisons of velocity fluctuations at center lines.

(3) チャンネル乱流

チャンネルの半値幅および摩擦速度を基準とするレイノルズ数 180 のチャンネル流れを対象にベンチマークテストを実施し、Wang [14]らの DNS 結果と比較し FFX の乱流の予測精度を検証した。Fig. 4.2.3-18 に計算モデルを示す。X を主流方向、Y を壁面垂直方向、Z をスパン方向とし、X 方向および Z 方向の境界に周期境界、Y 方向境界の non-slip 境界を課した。計算領域の大きさはチャンネル高さ半値幅で規格化してそれぞれ 7、2、3 とした。格子解像度は全方向一様に壁座標で 2.7 とした。Fig. 4.2.3-19 に X 方向・Z 方向断面における主流方向速度の瞬時場、および 2 次不変量の等値面を示す。Fig. 4.2.3-20 に主流方向速度の時間平均分布および変動分布の比較を示す。時間平均分布、変動分布ともに格子解像度 4.4 の DNS 結果とほぼ一致しており、FFX により DNS と同等の精度の高い乱流計算ができることを確認した。なお、本ベンチマークテストを除くベンチマークテストでは粒子モデルとして Q3D15 モデルを使用しているのに対し、本ベンチマークテストでは粒子モデルを Q3D27 モデルに切り替えている。結果図は割愛するが、チャンネル乱流を、他の計算条件を同じのまま、粒子モデルを Q3D15 とすると、時間平均速度がチャンネル中央で過大に、変動のピークが過小になることが確認されている。本ベンチマークにより Q3D27 の優位性が確認されたため、現状、FFX では粒子モデルとして Q3D27 を採用している。

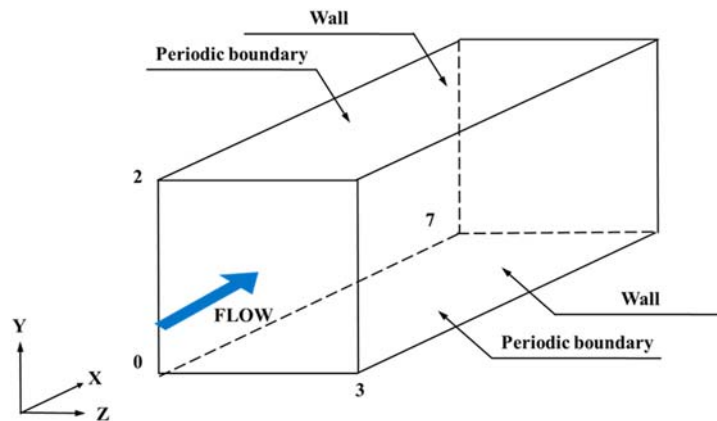


Fig. 4.2.3-18 Computational model of channel flow with Re number of 180.

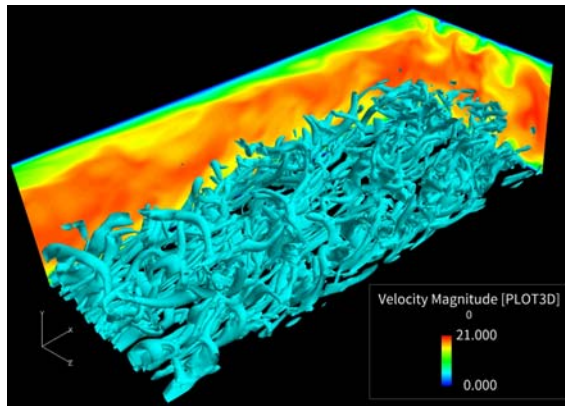


Fig. 4.2.3-19 Contour of U-velocity and iso-surface of second invariance in channel flow with Re number of 180.

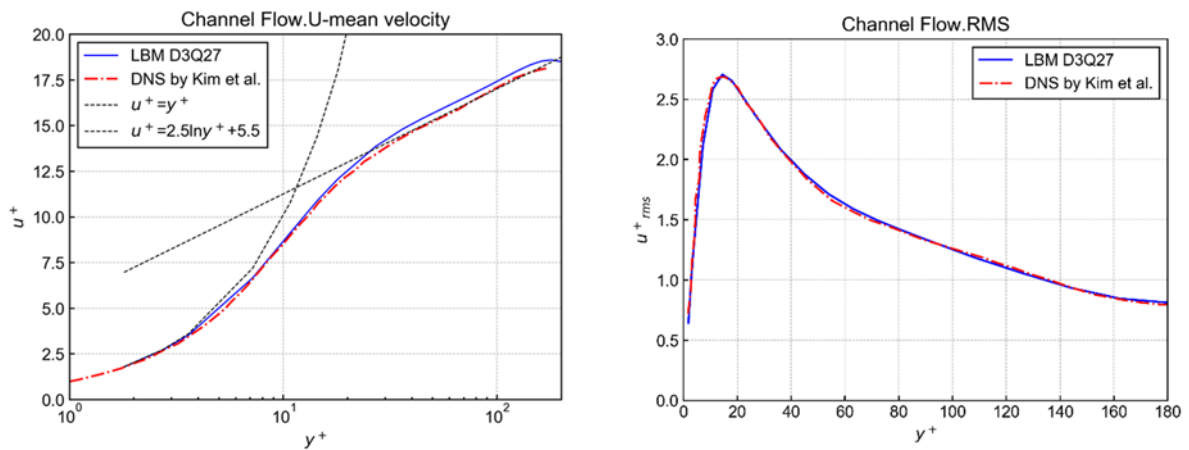


Fig. 4.2.3-20 Comparison of profiles of time average (left) and fluctuation (right) of streamwise velocity-U in channel flow with Re number of 180.

【超大規模解析】

LBMにより高レイノルズ数のLES解析を実行するためには大規模解析を高速に動作させることが必須となる。FFXの実効性能および並列性能を評価するため、「京」を用いたweak-scaleベンチマークテストを実施した。「京」のCPU性能は128 GFLOPSであり、CPUあたりのメモリ容量およびメモリバンド幅はそれぞれ16GB、64GB/sec（実効値はこの70%程度）である。計算対象は直方体領域の上面に速度をあたえるキャビティ流れとし、CPUあたり約3,360万（ $512 \times 256 \times 256$ ）グリッドをのせ、ノード数を4、32、256、2,048、16,384、65,536と変更し各ケースのステップあたりの計算時間を測定した。ソルバーのステップあたりグリッドあたりの演算回数は約240回であり、ここから計算されるステップあたりの演算数と計測した計算時間より実行性能(FLOPS)を算出した。Fig. 4.2.3-21に「京」で測定したFFX流れソルバーの実効性能を示す。本ベンチマークテストにより、FFX流れソルバーは「京」のほぼフルノードを用いた2.2兆グリッド規模の大規模解析においても並列性能が落ちないことが確認された。

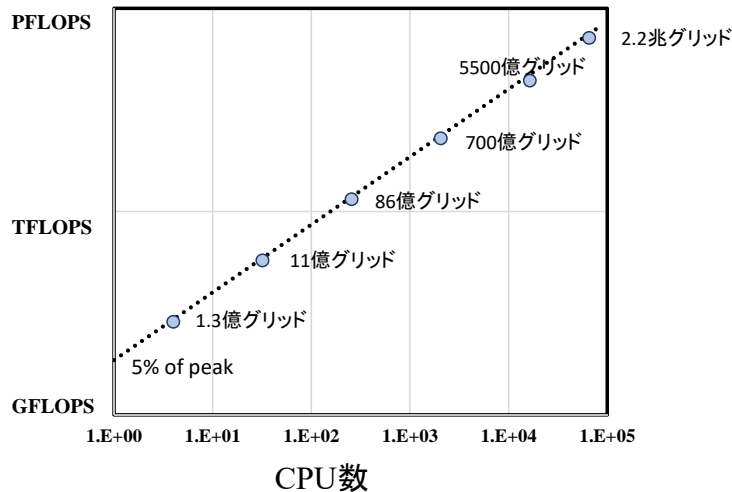


Fig. 4.2.3-21 Results of weak-scale benchmark test of FFX flow solver on K with 30 million grids.

FFX システムは、任意の複雑形状データを STL 形式の入力し、マルチレベルキューブで構成される計算格子データを作成できるツールを有している。実証計算の準備として、複雑形状を含む車両形状データを用いた計算格子の作成を実施した。車両形状データは本田技研工業株式会社より提供いただいた。Fig. 4.2.3-22 に計算格子の比較を示す。解像度 31.25 mm では車両形状が明確ではないが、解像度を 7.81 mm まであげると形状が明確になりつつある。最終ターゲットは車両表面に発達する乱流境界層を解像するため解像度 0.5 mm 程度の計算格子を用いた実証計算を実施する予定である。 Fig. 4.2.3-23 に、解像度 7.81 mm までの計算格子作成ベンチマーク結果から推定される格子解像度と全体の格子数の関係を示す。全領域で同一の計算格子を用いるシングルレベルキューブの場合、解像度を 0.1mm の計算格子を作成すると格子数を 1,000 兆以上となり非現実的であるが、マルチレベルキューブをもちいれば 2 兆グリッド程度であるため、「富岳」を用いれば車両まわり流れの準直接計算が可能であることを確認した。

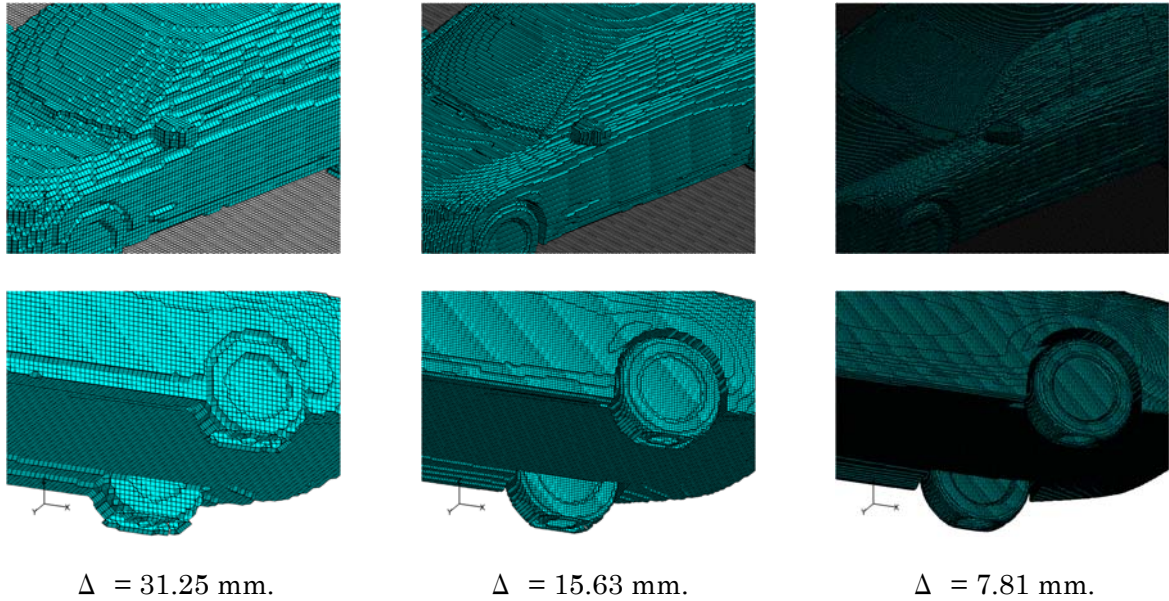


Fig. 4.2.3-22 Comparison of computational grids for computing flow around car model with grid resolution of 31.25, 15.63 and 7,81 millimeters.

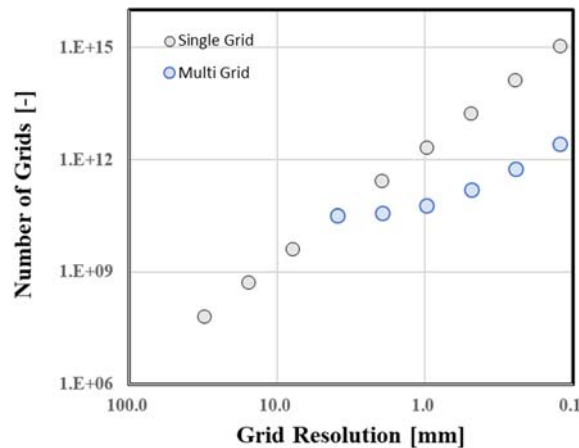


Fig. 4.2.3-23 Comparison of total number of computational grids for computing flow around car model with single-level and multi-level cubes.

d) LES (Large Eddy Simulation) 解析用の壁面モデルの研究開発

d)-1 ターボ機械内部流れ解析への LES 壁面モデル適用

重点課題⑧サブ課題 D で開発した壁面モデル[15]を FFB 流れソルバーに実装し、その有用性を検証した。実装した壁面モデルは壁面から数メッシュ離れた点における速度を参照し、壁法則より壁面に作用する壁面応力を算出する。FFB は非構造格子を用いていることより、壁面からのメッシュ数というカウントができないため、ユーザが指定した距離に相当する要素を検索し、その要素の速度より壁面応力を計算する方法をとった。壁面モデルをターボ機械内部流れに適用するための検証計算として、昨年度までに NREL5MW 風車に使用される 2 次元翼まわり流れを対象として検証計算を実施し、本年度は船体まわり流れを対象とした検証計算を実施した。船体まわり流れを壁面モデルの

検証計算の対象として理由は、本サブ課題において船体まわり流れの準直接計算を実施済みであり[4-6]、参照する乱流の詳細データを有しているためである。

船体モデル KVLCC2 まわり流れを対象に、船体流れおよび主流速度をベースとしたレイノルズ数 2.3×10^6 の条件で壁面モデルを用いた Wall-Modeld LES (WM-LES) を実施した。この条件で Wall-reolved LES (WR-LES) を実施するための格子数は 40 億グリッドとなるが、WM-LES では 6 千万グリッド、5 億グリッドを用いた。これらの計算格子の格子幅は 40 億グリッドの格子幅に対しそれぞれ 4 倍、2 倍である。Fig. 4.2.3-24 に船体抵抗係数の比較を示す。図中のキャプションにおいて、Refine0 が 6 千万グリッド、Refine1 が 5 億グリッドの計算格子に対応している。また、 $Y^+=50, 100$ の記載は、摩擦速度を計算するための速度参照点までの距離を壁座標で示したものである。WM-LES の結果は、格子解像度や速度参照点までの距離によらず計測データに近い値となっていることより、 10^6 オーダーのレイノルズ数に対する WM-LES の適用の目的を立てることができた。今後、準直接計算による乱流データとの詳細比較により WM-LES の有用性と適用限界を確認し、ターボ機械内部流れへの適用の際の指針とする予定である。

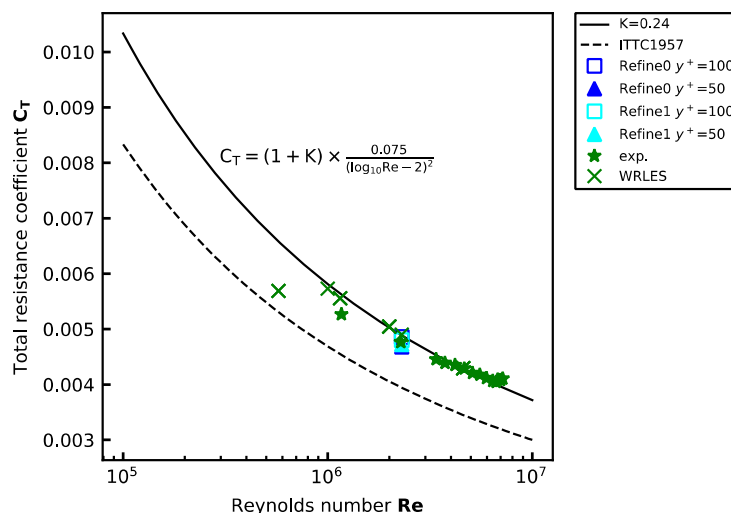


Fig. 4.2.3-24 Comparison of resistance coefficients in WR-LES and WM-LES of flow around KVLCC2.

(3) 参考文献

- [1] K. Minami, S. Inoue, S. Chiba, K. Kumahata, and M. Yokokawa, "Performance Estimation of Programs by an Extension of the Roofline Model Considering Cache Effects," *IPJSJ Transactions on Advanced Computing Systems*, vol. 9, no. 2, pp. 1-14, 2016.
- [2] K. Kumahata, S. Inoue, and K. Minami, "Kernel performance improvement for the FEM-based fluid analysis code on the K computer," *Procedia Computer Science*, vol. 18, pp. 2496-2499, 2013.
- [3] K. Kumahata, K. Minami, and N. Maruyama, "High-performance conjugate gradient performance improvement on the K computer," *International Journal of High Performance Computing Applications*, vol. 30, no. 1, pp. 55-70, 2015.

- [4] T. Nishikawa, Y. Yamade, M. Sakuma, and C. Kato, “Application of Fully-resolved Large Eddy Simulation to KVLCC2 – Bare Hull Double Model at Model Ship Reynolds Number-,” Journal of the Japan Society of Naval Architects and Ocean Engineers, vol. 16, pp. 1-9. 2012.
- [5] T. Nishikawa, Y. Yamade, M. Sakuma, and C. Kato, “Fully Resolved Large Eddy Simulation as Alternative to Towing Tank Resistance Tests- 32 Billion Cells Computation on K computer,” 16th Numerical Towing Tank Symposium (NuTTS'13), Duisburg, Germany, 2013.
- [6] T. Nishikawa, “Application of Fully resolved Large Eddy Simulation to Self-Propulsion Test Condition of Double-Model KVLCC2”, 14th international conference on Computer and IT Applications in the Maritime Industries (COMPIT'15), pp.191-199, Ulrichshusen, 2015.
- [7] A. Tamura, K. Kikuchi and T. Takahashi, “Residual Cutting Method for Elliptic Boundary Value Problems,” Journal of Computational Physics, vol. 137. pp. 247-264, 1997.
- [8] P. Sonnenveld, and M. B. Gijzen, “IDR(s): a simple and fast algorithms for solving large nonsymmetric linear system,” SIAM J Sci, COmput., vol. 31, no. 2, pp. 1035-1062, 2008.
- [9] K. Iida, K. Onda, A. Iida, C. Kato, S. Yoshimura, Y. Yamade, Y. Hashizume, and Y. Guo, “Prediction of Aeroacoustical Interior Noise of a Car, Part-2 Structural and Acoustical Analyses”, SAE2016-01-1616, SEA, Detroit, MI, USA, 2016.
- [10] Y. Guo, C. Kato, Y. Yamade, Y. Ohta T. Iwase and R. Takayama, “Numerical Prediction of Noise from the Internal Flow in a Centrifugal Blower”, ASME-JSME-KSME Joint Fluids Engineering Conference 2015(AJK2015-FED), 2015.7.26-31, Seoul, Korea.
- [11] Nakahashi, K, Building-Cube Method for Flow Problems with Broadband Characteristic Length, ICCFD2, 2002.
- [12] 店橋護、岩瀬識、宮内敏雄、「一様等方性乱流中のコヒーレント微細渦の三次元構造」、日本機械学会論文集 B編 / 65 巻 638 号、pp. 3237-3243 (1999)。
- [13] A. K. Prasad and J. R. Koseff, “Reynolds number and end-wall effects on a lid-driven cavity flow,” Phys. Fluids A, vol. 1, no. 2, pp. 208-218, 1989.
- [14] J. Kim, P. Moin, and R. Moser, “Turbulence statistics in fully developed channel flow at low reynolds number,” J. Fluid Mech., vol. 177, pp. 133-166, 1987.
- [15] S. Kawai and J. Larsson, Wall-modeling in large eddy simulation: Length scales, grid resolution, and accuracy, Physics of Fluids, **24**, 015105 (2012).

4-2-4. (サブ課題 D) 航空機の設計・運用革新を実現するコア技術の研究開発

(1) 研究成果の要旨

本サブ課題では、「設計・開発段階のみならず開発対象の運用・運航段階も含めて考えるのが「ものづくり」である」、という観点に立ち、航空機の設計・開発および運用・運航における重大な課題を解決し、格段の効率化、高性能化、安全性向上、さらには利用者サービスとしての質の向上を実現するコア技術を確立する。

設計・開発における課題である設計の手戻りをなくすためのコア技術の開発に取り組む。手戻りの原因は、現状では実機試験など開発の下流段階でしか評価できない設計課題のためであり、これらの

設計評価を設計初期段階で評価可能とするコア技術を開発する。そのため、実機飛行環境を高忠実度に再現でき、また、高速に解析可能な革新的解析プログラムを、「京」での成果をベースとして研究開発する。

運用・運航における課題である、落ちにくい飛行機の実現、増大する物流要求への対応について取り組む。危険な状況下での航空機の安定性・安全性の向上を可能とするため、失速特性の高精度予測技術を研究開発し、非線形飛行力学モデルの構築および非線形制御の導入など航空機の飛行制御技術の抜本的な改善を目指す。また、横風、ダウンバーストなど急激な気象変動時の飛行特性の把握や大型機の翼端渦によるダウンウォッシュの高精度予測による離発着制限の緩和、更には空港近傍の航空航路の最適化など、新しい運用・運航制御手法を開発することで、安全性向上のみならず混雑する空港の離発着枠の増大や輸送能力の向上を目指す。

平成 31 年度（2019 年度）は、以下の項目について、開発されたキラーアプリケーションの「京」レベルの計算機による効果の推定とポスト「京」を利用した場合のアプリケーションの性能の推定を実施し、成果創出フェーズにつながるデータを取得した。これまでに、実機複雑形状を対象にした、階層型等間隔直交構造格子生成を達成して、格子の自動生成および大規模解析が実施できていることを確認し、そして、新たな壁面モデルの開発により、高速バフエット、低速失速の再現に成功した。平成 31 年度（2019 年度）計画の各項目における実施内容と成果は以下の通りである。

a) 高速・高精度乱流解析技術の研究開発

a)-1 直交格子ベース基盤ソルバーのポスト「京」向け高速化

理研シミュレータによる高速化チューニングと共用前評価環境による性能予測を実施した。この結果、共用前評価環境による性能予測で、ノードあたり「京」の約 20 倍の性能をキラーアプリケーションで達成した。

a)-2 直交格子ソルバーにおける LES（Large Eddy Simulation）壁面モデルの開発と検証

物体非適合直交格子に対する壁面モデルの実装手法の開発を実施した。この結果、壁面に適切な滑り速度を与えるとともに、せん断応力バランスを考慮した渦粘性の修正を行う手法を開発・提案し、平板乱流境界層解析において従来の物体適合格子と同様の対数則速度分布が得られることを実証した。

b) 設計評価技術の研究開発

b)-1 高速バフエット/低速失速解析における wall-resolved LES 参照データベース構築と LES 壁面モデルの予測精度検証

複数の迎角・レイノルズ数における wall-resolved LES および壁面モデル LES とそのデータ解析を実施した。この結果、高速バフエット解析・低速失速解析ともに、壁面モデル LES が平均圧力分布や乱流統計量などについて wall-resolved LES と同等の予測精度を持つことを実証した。さらに設計上重要となるレイノルズ数効果についても、壁面モデル LES で過去の文献等と比較して、定性的に一致した傾向が予測できることを確認した。

c) 飛行安全性向上技術の研究開発

c)-1 非線形飛行力学モデルデータベースに基づく機体運動シミュレータの構築と計算規模・精度の見積もり

小型航空機を対象とした非線形機体運動シミュレータの構築と計算規模・精度の見積もりを実施した。この結果、機体運動を3つのパラメータで規定し全330ケースの計算を用いて構築した飛行力学データベースと Kriging 法を用いた応答曲面によるデータベース補間を機体運動解析と組み合わせることで非線形機体運動シミュレータを実現した。また小型航空機を用いた飛行試験データと比較し良好な結果が得られた。その際、計算規模・精度を決める要因である流体計算の精度と DB 構築のサンプル点数に関する知見が得られた。

In this sub subject, we will establish key technologies to solve critical issues in design development and operation of aircrafts and offer technical advantages, enhanced safety and quality enhancement as a user service.

Regarding design development, we develop an innovative design analysis program based on an achievement of Strategic Programs for Innovative Research (K-computer project). It is able to treat real flight environments faithfully and conduct quick analysis in order to realize design evaluations in early phase of the design, which can't be evaluated until a later phase of development such as actual equipment tests currently.

Regarding operation of aircraft, we aim to realize drastic improvement of a flight control technology by research on a highly accurate stall prediction method and a non-linear control technology which are key technologies for flight stability and safety under dangerous conditions. We study on innovative operation technologies such as optimization of flight course and limitation easing of takeoff and landing by precise prediction of aerodynamic characteristics during rapid weather change like cross wind and down burst generated by wing-tip vortices. We aim to increase the number of service and the transport capacity as well as improve flight safety.

This year, for the following items, we estimated the effect of the developed killer application using the "K computer" level computer, estimated the application performance when using the post "K computer" and acquired data leading to the outcome generation phase. To date, we have confirmed that automatic grid generation and large-scale analysis have been performed by achieving hierarchical, orthogonal and equally spaced structured grids for complicated shapes of actual aircraft. In addition, the newly developed LES wall model succeeded in reproducing high-speed buffet and low-speed stall. The contents of each item of the 2019 plan are as follows.

a) Research and development of high-speed, high-precision turbulence analysis technology

a)-1 Acceleration of cartesian grid based solver for post "K"

High speed tuning by using RIKEN simulator and performance prediction by pre-sharing evaluation environment (prototype of Fugaku) were performed. As a result, the computational speed of the killer application at Fugaku was about 20 times faster than that at "K computer" per node according to the performance prediction of the prototype of

Fugaku.

a)-2 Development and validation of LES (Large Eddy Simulation) wall model for orthogonal grid solver

An implementation method of LES wall model on non-body-fitted cartesian grid was developed. We also have developed and proposed a method to correct the eddy viscosity considering the shear stress balance while giving an appropriate slip velocity to the wall surface. It was verified that the log-law velocity distribution of the calculation by using the new wall model, similar to that of the calculation with the conventional body-fitted grid was obtained in the turbulent boundary layer analysis on a flat plate.

b) Design assessment technology

b)-1 Construction of wall-resolved LES reference database for fast buffet / slow stall analysis and verification of prediction accuracy of LES wall model

We performed wall-resolved LES and wall model LES at multiple angles of attack and Reynolds numbers. As a result, it was demonstrated that the wall model LES has the same prediction accuracy as the wall-resolved LES for the average pressure distribution and turbulence statistics in both the fast buffet analysis and the slow stall analysis.

Furthermore, it was confirmed that the Reynolds number effect, which is important in design, can be predicted to be qualitatively consistent with the wall model LES compared with past literature.

c) Enhancement of flight safety

c)-1 Construction of Flight Simulator Based on Nonlinear Flight Dynamics Model Database and Estimation of Calculation Scale and Accuracy

A non-linear flight simulator for a small aircraft was constructed and its calculation scale and accuracy were estimated. As a result, a non-linear flight simulator was realized by combining the flight dynamics database constructed using calculations of all 330 cases with the aircraft motion defined by three parameters, the database interpolation by the response surface using the Kriging method, and the aircraft motion analysis. Good agreement was obtained with flight test data using the small aircraft. At that time, we gained knowledge on the accuracy of fluid calculation and the number of sample points for DB construction, which are factors that determine the calculation scale and accuracy.

(2) 本研究の内容

a) 高速・高精度乱流解析技術の研究開発

a)-1 直交格子ベース基盤ソルバーのポスト「京」向け高速化
コデザインによる性能推定及び高速化チューニング

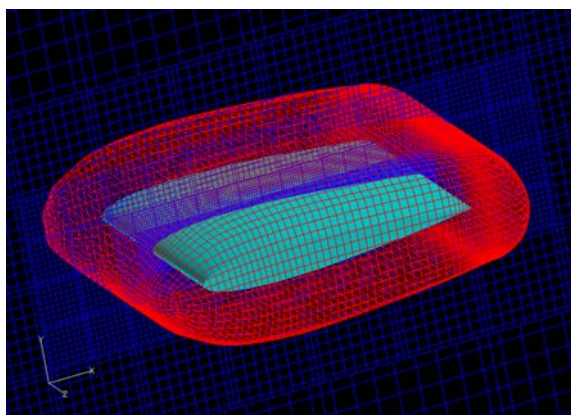
理研シミュレータ[1]、及び共用前評価環境（試作機）を用いてポスト「京」（「富岳」）上での性能推定および高速化チューニングを実施した。なお、後述する性能値は推定値であったり、試作機によ

る結果であったり、「富岳」共用開始時の性能を保証するものではない。比較的小規模の計算を対象としたが、比較基準となる「京」のノード性能は実測値で 6.2 [GFLOPS]である。

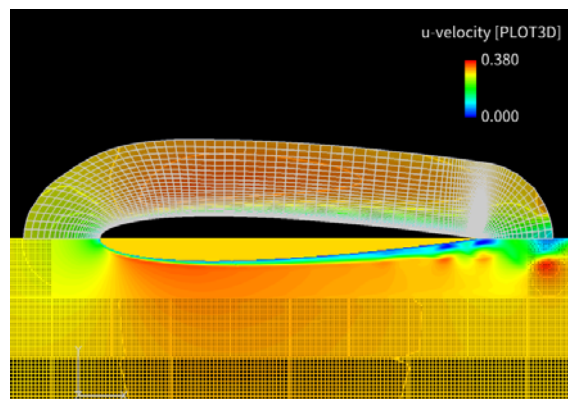
理研シミュレータはハードウェアシミュレータのため、性能予測精度は高いが非常に時間がかかり、アプリケーション全体の性能予測は現実的ではない。そのため計算の代表的な主要部分を 4 つのカーネルとして切り出し、これらを用いて高速化チューニングと性能推定を行った。切り出した 4 つのカーネルの合計でアプリケーション全体の約 80%程度を占めている。これら 4 つのカーネルに対して、配列インデックスの入れ替え、if 文の手動マスク処理への変更、大規模ループの手動ループ分割などのチューニングを試みた。特に配列インデックスの入れ替えは効果が大きかった。もともと FX100 向けのチューニングを実施していたが、その際、FX100 にあるストライド幅が 7 を最大とするストライド SIMD を有効に活用することで高速化を実現していた。一方、「富岳」ではこの機能がなくなっているため、ストライドアクセスでの性能劣化が顕著となった。そのため、配列のインデックスを従来の $A(n,i,j,k)$ 、ここで i,j,k は 3 次元での格子点数 (数十程度)、 n は物理量の数で通常は 5、から $A(i,j,k,n)$ に変更し連続アクセス化が必須であることが判明した。4 カーネルで得られたこれらの高速化チューニングをアプリケーションに適用し、共用前評価環境 (試作機) でアプリケーション全体性能の測定を行った。その結果、ノード当たりの演算性能は約 127 [GFLOPS] (CMG あたり 31.7 [GFLOPS]) と実測できた。実行効率は約 4.3%であった。演算性能は昨年度実施した性能予測ツールの予測値 (CMG 当たり 32.4 [GFLOPS]) とほぼ同じ値であった。また実行効率は FX100 (約 4.7%) とほぼ同じであった。

レイヤー格子を用いた解析の機能検証

昨年度開発したレイヤー格子を用いた解析に関して機能検証を行った。最初のステップとして 2 次元翼型 (NACA0012) 形状まわりにレイヤー格子を作成し、レイヤー格子と従来の直交格子 (BCM 格子) からなる背景格子を組み合わせた試解析を実施した。レイヤー格子は物体を完全に覆う形で作成されている。試解析の結果、レイヤー格子と背景格子間でのデータ補間が問題なく実施でき、正常に解析ができることを確認した。Fig. 4.2.4-1 に計算格子 (背景格子とレイヤー格子) および解析例を示す。



(a) Computational grid around NACA0012
(blue: BCM grid and red: layer grid).



(b) U-velocity distributions.

Fig. 4.2.4-1 Test calculation of overset grid method (layer grid covers the whole object, being buried in BCM grid).

次のステップとして、実際に適用する際に想定される、一部分だけにレイヤー格子が作成されているケースでの機能検証を行った。Fig. 4.2.4-2 に計算格子と解析結果を示す。2次元翼型の上面のコード方向（図で左から右方向）前半部およびスパン方向（紙面手前から奥行き方向）の中間部分だけにレイヤー格子が設定されている。こちらのケースでも問題なく解析ができていたことが確認できた。

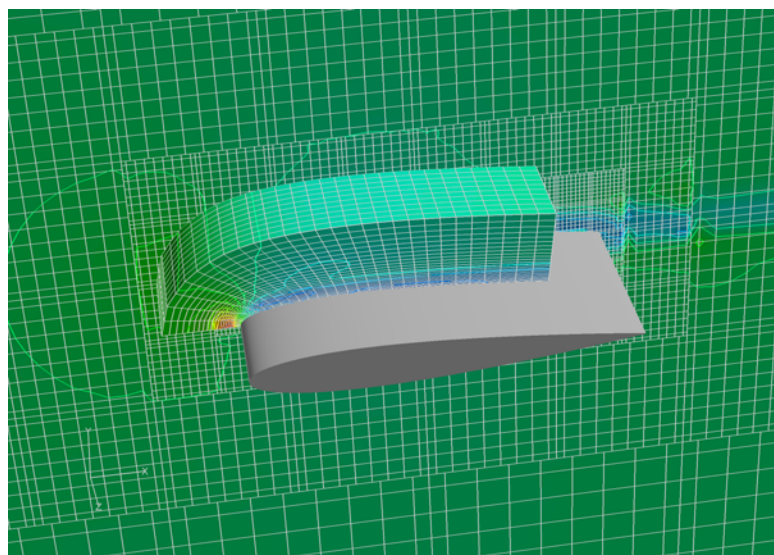


Fig. 4.2.4-2 Test calculation of overset grid method (layer grid covers the part of object).

実機詳細形状の試計算

昨年度実施した実機詳細形状をモデル化した JAXA 高揚力形態モデル（主翼、水平/垂直尾翼、胴体、ナセル、パイロン、降着装置、高揚力装置）に対する試計算の計算規模の拡大を試みた。格子点数は約8億点から約45億点に、計算ノード数は256ノード(8,192)から1024ノード(32,768)

に拡大した。Fig. 4.2.4-3 に解析結果の一例を示す。計算条件はレイノルズ数 10^6 、マッハ数 0.2、迎角 7 度、LES 壁モデル、レイヤー格子は用いていない。Fig. 4.2.4-4 に格子解像度の違いによる流れ場の再現性の違いを示す。格子解像度が向上するとより細かな渦が捉えられていることがわかる。45 億点規模の解析は現状で最大限実施可能な計算規模であった。「富岳」を用いた解析では 8,000 億点規模の解析を予定しているが、それに向けて一歩ずつではあるが計算規模の拡大に関する検証が行えた。

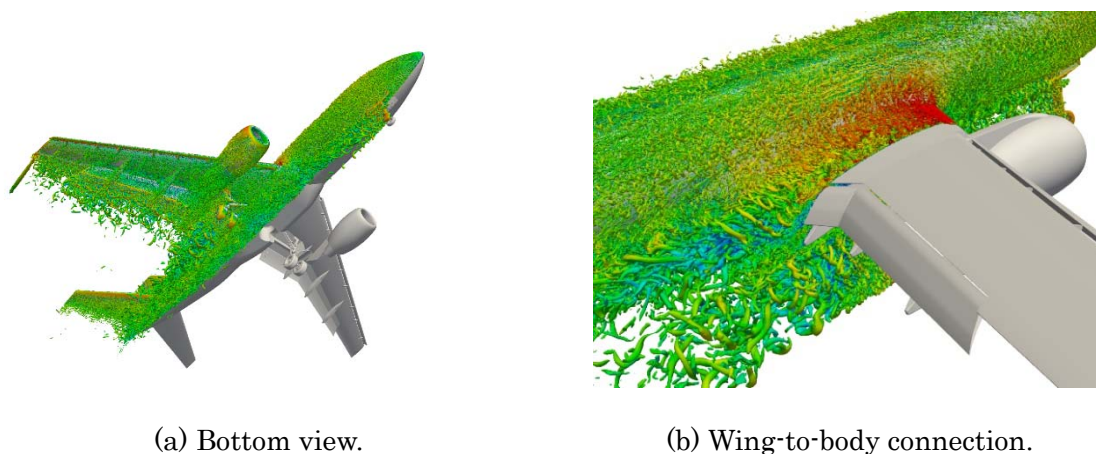
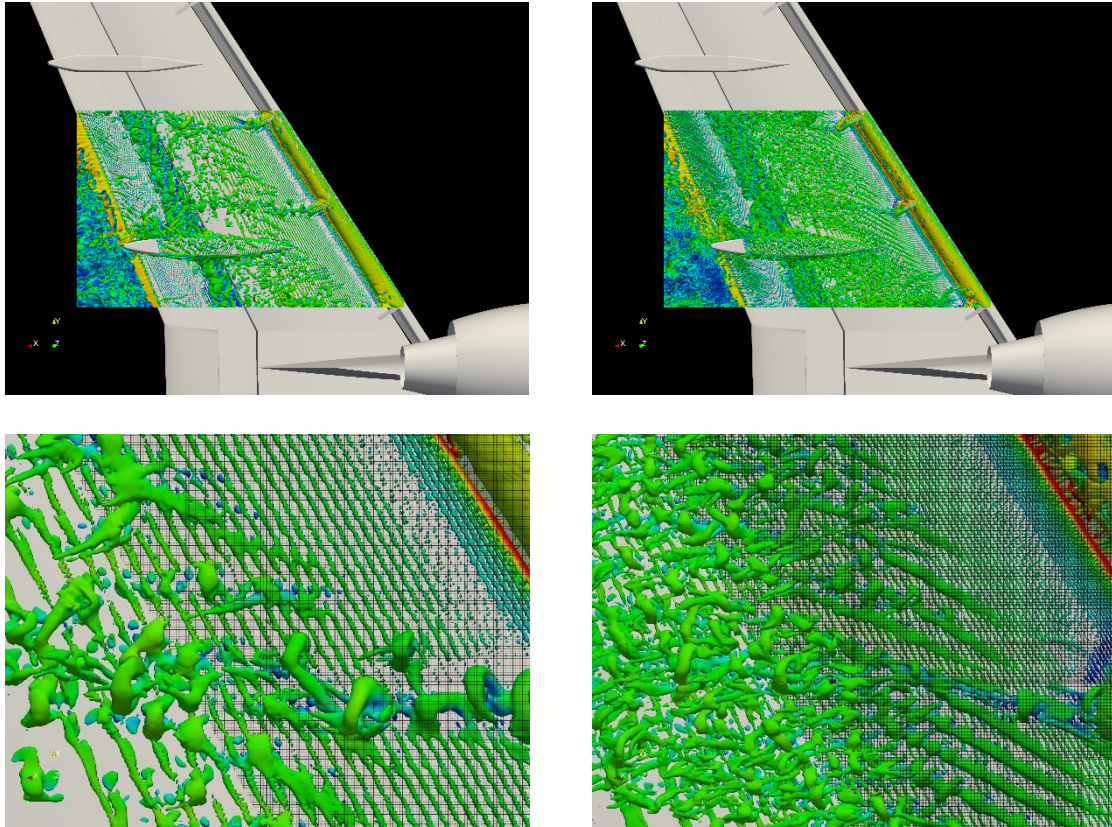


Fig. 4.2.4-3 Test analysis of JAXA high-lift configuration model (isosurfaces of Q criterion colored by streamwise velocity).



(a) 0.8 billion grid points.

(b) 4.5 billion grid points.

Fig. 4.2.4-4 Comparison by difference in grid resolutions.

a)-2 直交格子ソルバーにおける LES (Large Eddy Simulation) 壁面モデルの開発と検証

本年度は、FFVHC-ACE で使用される物体非適合直交格子における LES 壁面モデルを開発した。物体非適合格子では保存則が厳密に満たされないため、保存則のエラーによって壁面境界において非物理的な運動量の流出入が生じる。壁面モデル LES では、境界層粘性底層の速度分布が十分に解像されないため、非物理的な運動量の流出入が顕著となり、壁面モデルによって課される壁面せん断応力の働きを阻害する。RANS 解析においても同様に壁面モデルを用いる場合、壁面に適切な滑り速度を与えて速度分布を線形に修正することで非物理的な運動量流出入を軽減できることが示されている[2]。本課題では、物体非適合格子における LES 壁面モデルとして、壁面滑り速度を与え、剪断応力バランスを考慮する手法の研究開発を実施した。

まず、壁面モデルに入力を行うための Image Point (IP) 以下では、壁面モデル上端 (IP) の速度勾配を用いることで、Fig. 4.2.4-5 のような線形な速度分布を仮定する。この速度分布により、壁面における滑り速度 u_w を与える境界条件を、以下部分滑り境界条件と呼ぶ。また、IP と壁面の間におけるせん断応力の釣り合いを保つため、壁面近傍の渦粘性を次 (式(4.2.4-1)) のように修正する。

$$\begin{aligned} \mu_{t,mod} &= \mu_{t,RANS} f_s + \mu_{t,SGS}(1 - f_s) \\ f_s &= \frac{\max(y_{IP} - y)}{y_{IP}}, \quad \mu_{t,RANS} = \rho(\kappa y_{IP})^2 |S| \end{aligned} \quad (4.2.4-1)$$

ただし、 y_{IP} は IP 高さ、 y は壁面からの距離、 ρ は密度、 $\kappa = 0.41$ 、 $|S|$ は歪み速度テンソルの大きさである。なお、この渦粘性についてはせん断応力成分のみに適用し、他の成分については通常のサブグリッドスケール渦粘性を用いる。

上記の壁面境界条件を用い、Fig. 4.2.4-6 のような格子線に沿わない平板上の境界層の解析を行った。平板と格子線のなす角度を 15° とし、入口境界条件は Rescale-Reintroduction 法[3]を用いて与える。基準境界層厚みベースのレイノルズ数は 7.5×10^4 、主流マッハ数は 0.2 である。なお、サブグリッドスケール渦粘性については Coherent structure model [4]を用いて与える。また、比較のため、上記の滑り速度および渦粘性の修正を適用せず、通常の新滑り境界条件を用いた計算も行った。Fig. 4.2.4-7 に瞬間の主流方向速度 u の分布を示す。非滑り境界条件を用いた際には顕著な数値振動が観察されるのに対し、提案境界条件では数値振動が低減され、境界層内の渦が再現できるようになる。また、粘性スケール無次元平均速度 $u^+ = u/u_\tau$ およびレイノルズせん断応力 $-\rho \overline{u''v''}$ の分布を Fig. 4.2.4-8 に示す。ただし、 $y^+ = yu_\tau/\nu$ 、 y は壁面からの距離、 u_τ は摩擦速度、 ν は動粘性係数である。開発した境界条件を用いることで、数値振動が大幅に低減され、参照解(物体適合格子)と近い結果が得られることを実証した。

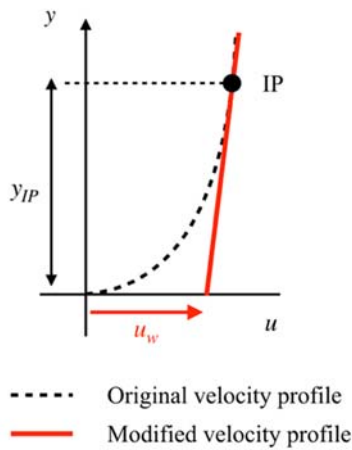


Fig. 4.2.4-5 Partial-slip boundary condition.

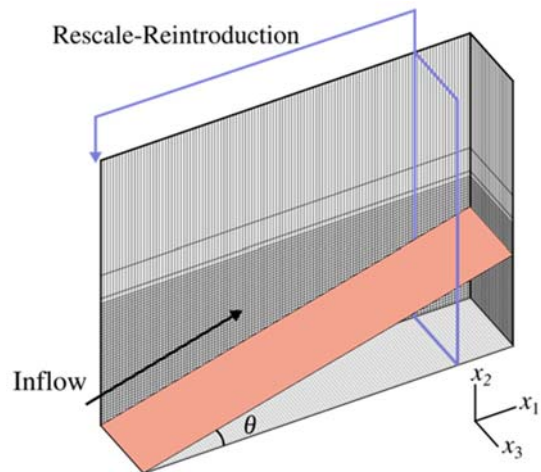
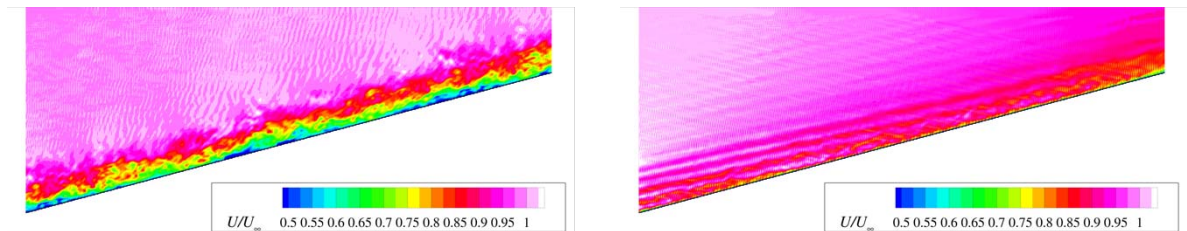


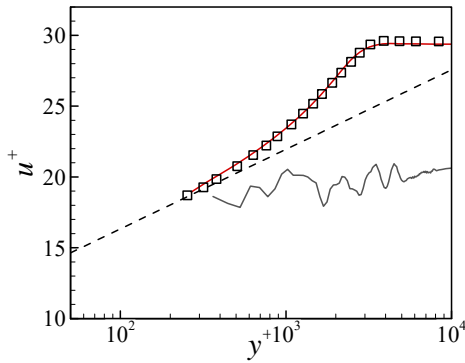
Fig. 4.2.4-6 Simulation setting of inclined flat-plate boundary layer.



(a) Partial-slip boundary condition (BC) with modified eddy viscosity formulation (proposed).

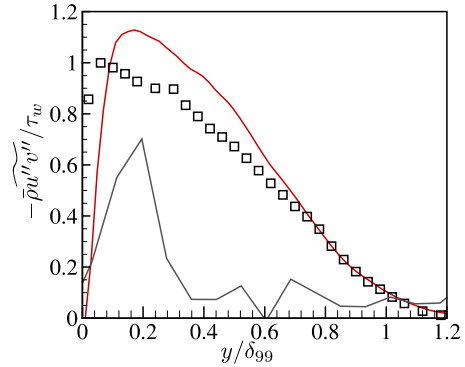
(b) Non-slip BC.

Fig. 4.2.4-7 Instantaneous velocity distributions over the inclined flat-plate.



(a) Mean velocity in wall unit (dashed line: log law

$$u^+ = \log(y^+) / 0.41 + 5.1).$$



(b) Reynolds shear-stress.

Fig. 4.2.4-8 Comparisons of turbulence statistics in inclined boundary layer with different BCs (red lines: partial-slip BC with modified eddy viscosity formulation (proposed), grey lines: non-slip BC, squares: results using a body-fitted grid (reference solution)).

b) 設計評価技術の研究開発

b)-1 高速バフェット/低速失速解析における wall-resolved LES 参照データベース構築と LES 壁面モデルの予測精度検証

高速バフェット解析

LES 壁面モデルのより詳細な予測精度検証や適切な LES 壁面モデルの構築を可能とするため、前年度に引き続き OAT15A supercritical 翼型に対して、乱流境界層内層域まで解像する通常の LES (wall-resolved LES、WRLES) 計算を実施し、詳細な参照データベースの構築を行った。また、平衡壁面モデル[5]・非平衡壁面モデル[6]での解析を行い、モデリングの違いによる予測精度を検証した。

解析条件は先行研究において実験が行われている流れ場条件 (レイノルズ数 $Re_c = 3.0 \times 10^6$ 、一様流マッハ数が $M_\infty = 0.73$ 、バフェット現象が発生するケースとしないケースとして、迎角 $\alpha = 3.0\text{deg}$ 、 3.5deg) を対象とする。先行研究から迎角 $\alpha = 3.0\text{deg}$ がほぼバフェット境界上にあることが分かっている[7]。数値計算法として 6 次精度コンパクト差分スキーム[8]、localized artificial diffusivity 法[9]を用いた東北大構造格子ソルバーを用いて実施した。WMLES の結果と比較するためにサブグリッドスケールモデルとして selective-mixed-scale モデル[10]を用いる。迎角 $\alpha = 3.5\text{deg}$ のケースでは、流れ場が準定常に達してから $\Delta t u_\infty / c \approx 30$ (衝撃波振動周期 2 周期分) まで計算を行い、統計量を解析した。その結果、得られた時間平均 C_p 分布を Fig. 4.2.4-9 に示す。まず、WRLES の結果について、後縁付近の C_p 分布はやや低い値となっているものの、迎角 $\alpha = 3.0\text{deg}$ 、 3.5deg 共に、全体として実験の C_p 分布とよく一致している (ここでは示さないが他の乱流統計量もよく予測できている)。また、WMLES の結果については、遷音速バフェットの流れ場に対しては平衡・非平衡モデルの予測精度に大きな違いはなく、同程度に十分な予測精度を持っていることを確認した。この結果から、平衡壁面モデル LES を用いることで高速バフェットの流れ場を十分に予測可能であることが明らかになった。

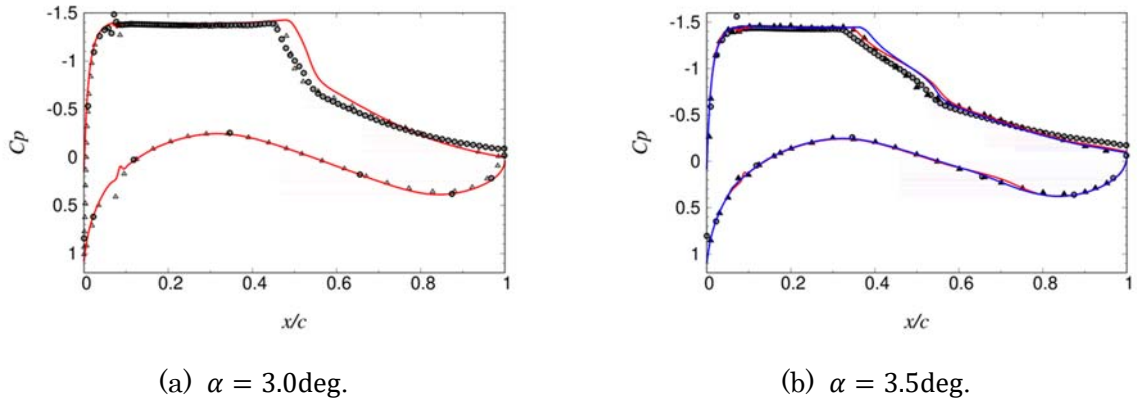


Fig. 4.2.4-9 Pressure coefficient along airfoil surface at $Re_c = 3.0 \times 10^6$ and $M_\infty = 0.73$ obtained by equilibrium WMLES [11] (red lines), non-equilibrium WMLES (blue lines), WRLES (black circles), and experiment (black triangles) [7].

低速失速解析

A-Airfoil の失速前後の流れ場に対して、昨年度取得した迎角 $\alpha = 13.3 \text{ deg}$ 、 14.2 deg 、 16.2 deg に加えて、 $\alpha = 18.2 \text{ deg}$ の WRLES/WMLES を実施し、WMLES による流れ場の再現精度を検証した。WMLES では境界層の非平衡性（非定常項・圧力勾配項・対流項による寄与）を無視して境界層の平衡状態を仮定する平衡壁面モデル[5]と、非平衡性を考慮する非平衡壁面モデル[6]を比較・検証した。それぞれの結果における揚力-迎角曲線を Fig. 4.2.4-10 に示す。実験では風洞側壁の干渉により迎角 14° 以上で揚力が減少しているため、ここでは、スパン方向境界条件が等しい WRLES/WMLES を比較する。Fig. 4.2.4-11 に壁面圧力係数 C_p および壁面摩擦係数 C_f の分布を示す。 C_p 分布については、迎角上昇に伴う負圧ピークの伸びや後縁付近の平坦な圧力分布に関して WRLES/WMLES で良好な一致が見られる。また、 C_f 分布については、前縁付近 ($x/c < 0.2$) でやや差異があるものの、迎角の上昇に伴って剥離点 ($C_f = 0$ の点) が前進する後縁失速現象については、WRLES、WMLES とともに同様の予測結果が得られた。

さらに、 $\alpha = 13.3 \text{ deg}$ の流れ場を対象に、WMLES の有効性についての解析を行った。壁面モデルで境界条件として与えられる壁面せん断応力 τ_w が境界層発達に与える影響を、次式の Integral relation [12]に基づいて定量化する。

$$\frac{\partial \theta}{\partial \xi} = I + II, \quad I = \frac{C_f}{2}, \quad II = (2 + H) \frac{\theta}{U_e} \frac{\partial U_e}{\partial \xi} \quad (4.2.4-2)$$

ただしここで、 θ は運動量厚み、 ξ は翼面に沿う方向の座標、 H は境界層形状関数、 U_e は境界層外縁部での流速を示す。式(4.2.4-2)で、 I は τ_w の寄与、 II は境界層外の流れの加減速が θ の発達に与える影響を示す。 I は壁面モデルの精度に依存する一方で、 II はほぼ境界層外層の流れ場にのみ依存している。WMLES では境界層外層を LES としてほぼ直接解像しているため、どちらの壁面モデルを用いた場合でも II の再現精度は高いと考えられる。ここで、Fig. 4.2.4-12 に WRLES の翼上面境界層のデータを用いて計算した I と II の分布を示す。剥離点近傍では壁面モデルに依存する I が減少し、境界層外層の効果を示す II が支配的となる。よって、境界層外層を直接解像している WMLES を用いること

で、境界層剥離付近の流れ場については精度良く予測出来ることが明らかになった。

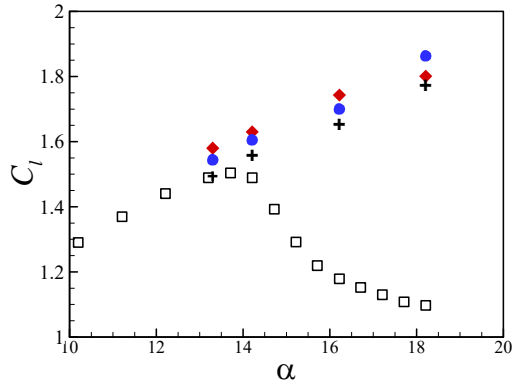


Fig. 4.2.4-10 $C_l - \alpha$ curve (red diamonds: WMLES with equilibrium wall model, blue circles: WMLES with non-equilibrium wall model, pluses: WRLES, squares: wind-tunnel experiment [13]).

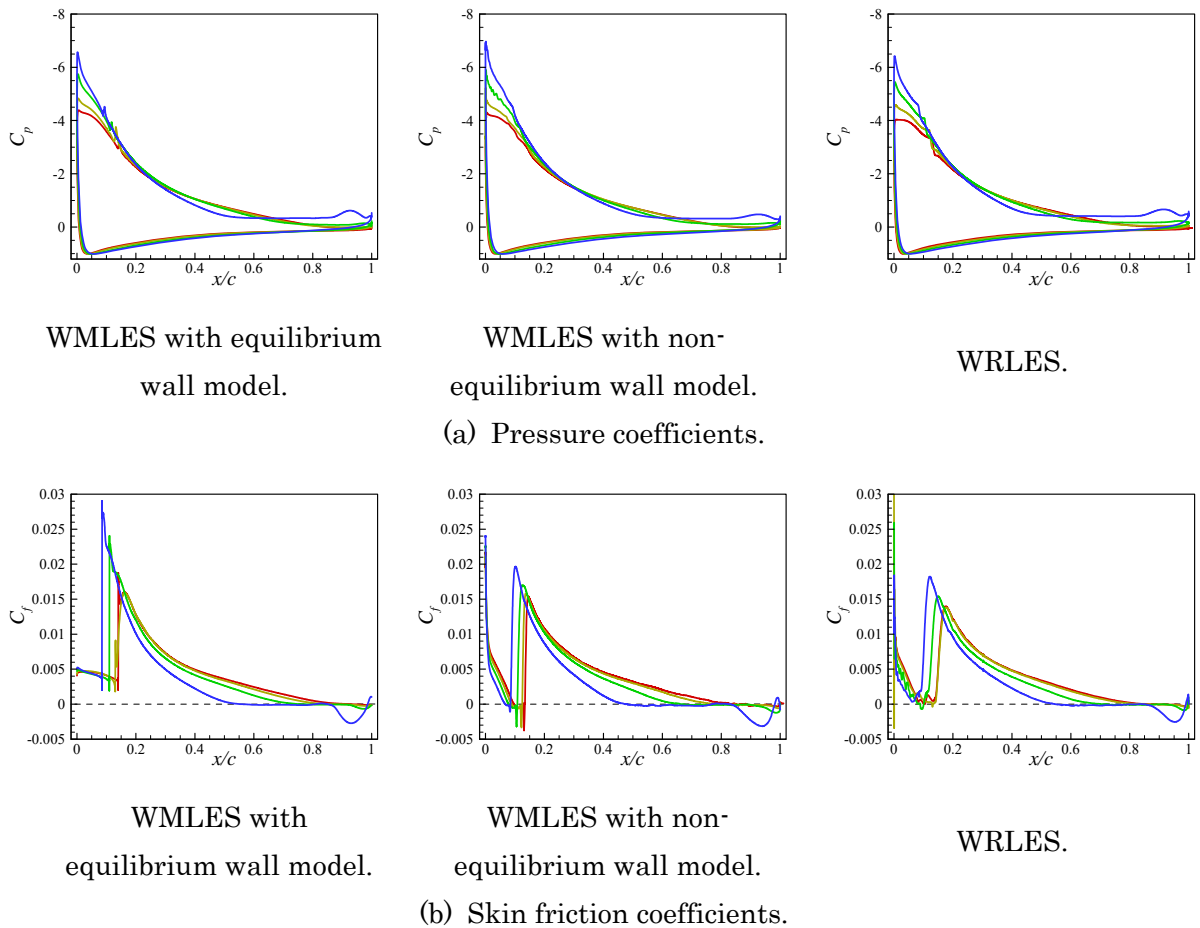


Fig. 4.2.4-11 Pressure and skin-friction coefficient distributions along airfoil surface (red: $\alpha = 13.3$ deg, gold: $\alpha = 14.2$ deg, green: $\alpha = 16.2$ deg, blue: $\alpha = 18.2$ deg).

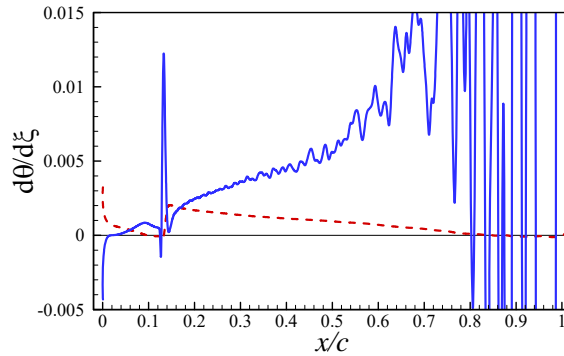


Fig. 4.2.4-12 Integral relation of boundary layer along airfoil upper surface (dashed line, red: I , solid line, blue: II).

壁面モデル LES によるレイノルズ数効果の予測精度検証

航空機設計においては、風洞試験のレイノルズ数条件と実機スケールのレイノルズ数条件が一般的に一桁以上異なるため、レイノルズ数の違いによる流れ場の変化を予測することは、設計上非常に重要となる。風洞試験レイノルズ数から実機スケールレイノルズ数へ、レイノルズ数が増加した際の流れ場の変化（レイノルズ数効果）が壁面モデル LES で予測可能かを検証するために、高速バフエット、低速失速の流れ場に関して、風洞試験条件のレイノルズ数（高速バフエットについては $Re_c = 3.0 \times 10^6$ 、低速失速については $Re_c = 2.1 \times 10^6$ ）に対して一桁大きい、実機スケールレイノルズ数（それぞれ $Re_c = 3.0 \times 10^7$ 、 $Re_c = 2.1 \times 10^7$ ）での平衡壁面モデル LES を実施した。その他の流れ場条件は、バフエット解析については $\alpha = 3.0 \text{ deg}$ 、 3.5 deg の二ケースを解析し、低速失速については $\alpha = 13.3 \text{ deg}$ のケースを解析する。また、低速失速の解析ではレイノルズ数の変化による乱流遷移位置の移動の影響についても調べる。本解析では、遷移位置 x_{tr} を風洞試験条件と同値 ($x_{tr}/c = 0.14$)、XFOIL [14] による簡易見積もりに基づく値 ($x_{tr}/c = 0.08$) の 2 通りに設定し、境界層遷移位置の移動による流れ場への影響を調査した。

高速バフエット流れ場において、Fig. 4.2.4-13 に示す $\alpha = 3.0 \text{ deg}$ （バフエット境界付近）でのスパン断面の密度勾配の絶対値の分布を見ると、実験条件でのレイノルズ数条件 ($Re_c = 3.0 \times 10^6$) に対して、実機レイノルズ数条件 ($Re_c = 3.0 \times 10^7$) では、衝撃波剥離が小さくなることから衝撃波根元のラムダ衝撃波が小さくなり、また衝撃波が下流側に移動している。また、Fig. 4.2.4-14 に示す時間平均の C_p 分布では、 C_p の不連続位置が $x/c \approx 0.5$ から下流側 ($x/c \approx 0.6$) に移動し、後縁付近 ($x/c \approx 1.0$) では剥離が小さくなることで C_p がやや増加している様子が見られる。この結果は、先行研究の風洞実験で調べられたレイノルズ数効果の傾向 [15] と一致しており、壁面モデルを用いた解析でもレイノルズ数効果が適切に再現できることが分かった。また、バフエット境界に関しては、Fig. 4.2.4-14 (b) から衝撃波の振動が抑えられており、バフエット境界がより高迎角、高マッハ数側に移動するという、過去の実験データと同様の傾向が再現された。一方、Fig. 4.2.4-15 に示す $\alpha = 3.5 \text{ deg}$ におけるバフエット条件での流れ場では、衝撃波がやや後流に移動するものの、壁面上の圧力振動 RMS 値のピークは 2 つのレイノルズ数条件でほぼ同等であり、同様の衝撃波振動が起こっていることを示唆している。これは、実機スケールレイノルズ数条件では、衝撃波が下流側に移動したことにより衝撃波が強くなり、それにより流れの剥離が促進されるため、高レイノルズ数条件でもバフエット現象

が誘起されていると考えている。

次に、低速失速の流れ場について、Fig. 4.2.4-16 に解析結果を示す。実機スケールレイノルズ数 ($Re_c = 2.1 \times 10^7, x_{tr} = 0.14$) において、後縁での圧力が増加、循環が変化することにより前縁付近の負圧ピークが増加する傾向が得られた。これらの傾向も先行研究[16]において確認されているレイノルズ数効果であり、壁面モデル LES により定性的に再現された結果が得られた。また、遷移点を上流側に設定したケース ($Re_c = 2.1 \times 10^7, x_{tr} = 0.08$) では、乱流境界層の発達により上流から起こるために境界層は厚くなり、遷移点を下流側に設定したケース ($Re_c = 2.1 \times 10^7, x_{tr} = 0.14$) よりも後縁の流れ場が剥離状態に近づくことが示された。これらの結果から、適切な遷移位置の見積もり法と壁面モデル LES を組み合わせることにより、より正確なレイノルズ数効果の評価が行える可能性が示された。

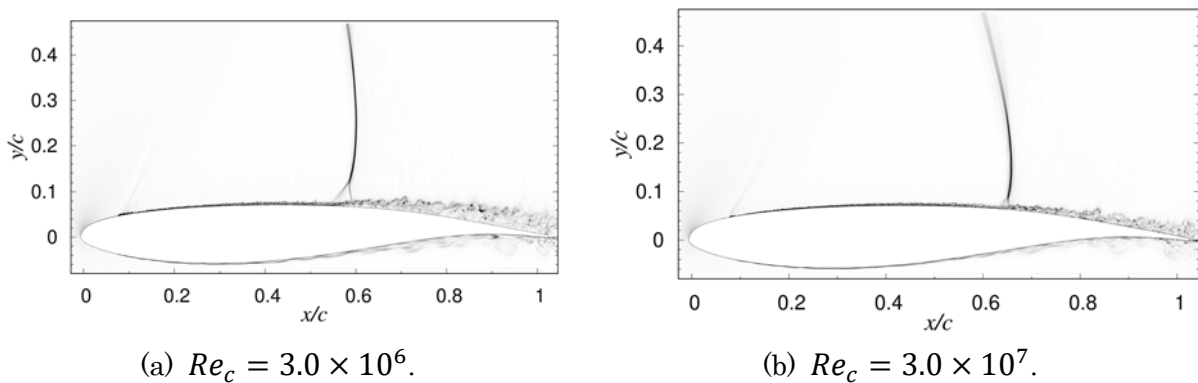
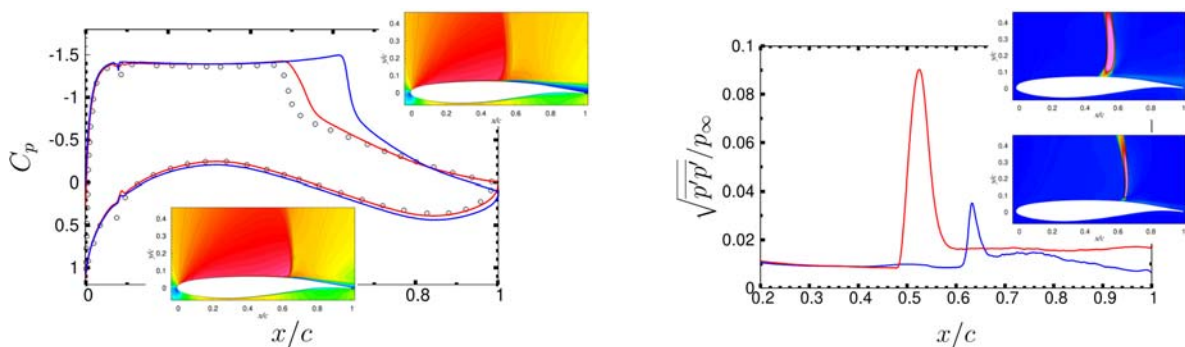


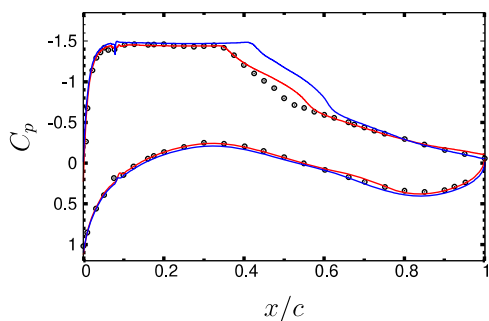
Fig. 4.2.4-13 Instantaneous density gradient magnitude in spanwise cross section at $M_\infty=0.73$ and $AoA=3.0$ deg obtained by equilibrium WMLES.



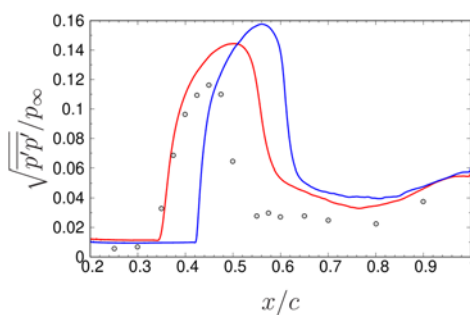
(a) Mean pressure coefficient C_p and time-averaged Mach number distributions. Top right figure: $Re_c = 3.0 \times 10^6$, bottom right figure: $Re_c = 3.0 \times 10^7$. contour range of 0 (blue) $< M < 1.4$ (pink).

(b) Distributions of pressure fluctuations. Top right figure: $Re_c = 3.0 \times 10^6$, bottom right figure: $Re_c = 3.0 \times 10^7$.

Fig. 4.2.4-14 Reynolds number effects on surface pressure coefficient and pressure fluctuations. Red lines: $Re_c = 3.0 \times 10^6$, blue lines: $Re_c = 3.0 \times 10^7$, black circles: experiment at $Re_c = 3.0 \times 10^6$ [7].

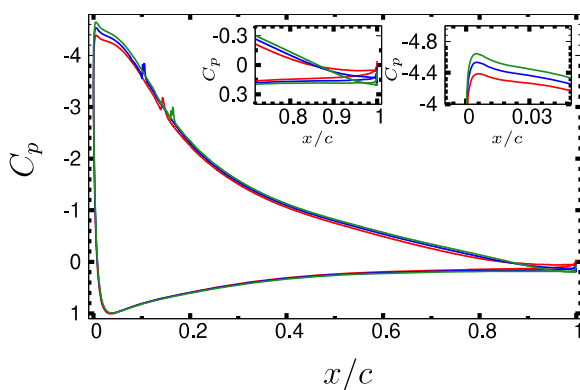


(a) Mean pressure coefficient C_p .

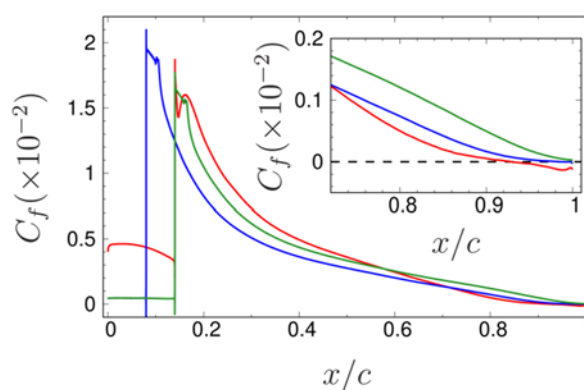


(b) Pressure fluctuations.

Fig. 4.2.4-15 Reynolds number effects on mean pressure coefficient and pressure fluctuations at $\alpha = 3.5$ deg. Lines and symbols as in Fig. 4.2.4-14.



(a) Mean pressure coefficient C_p .



(b) Skin friction coefficient C_f .

Fig. 4.2.4-16 Reynolds number effects on mean pressure coefficient and skin friction coefficient obtained by the WMLES at $M_\infty = 0.15$ and $\alpha = 13.3$ deg. Red lines: $Re_c = 2.1 \times 10^6$, $x_{tr} = 0.14$, blue lines: $Re_c = 2.1 \times 10^7$, $x_{tr} = 0.08$, green lines: $Re_c = 2.1 \times 10^7$, $x_{tr} = 0.14$.

c) 飛行安全性向上技術の研究開発

c)-1 非線形飛行力学モデルデータベースに基づく機体運動シミュレータの構築と計算規模・精度の見積もり

今年度は前年度に引き続き「非線形飛行力学データベース（以下DB）の構築」及び、実際の小型航空機を用いた試験結果と比較を行うことで「計算規模・精度の見積もり」の2点を実施した。

非線形飛行力学DBの構築では、前年形状選定モデル形状について作成した計算格子（総格子点数約2,000万点）を用いた（Fig. 4.2.4-17）。

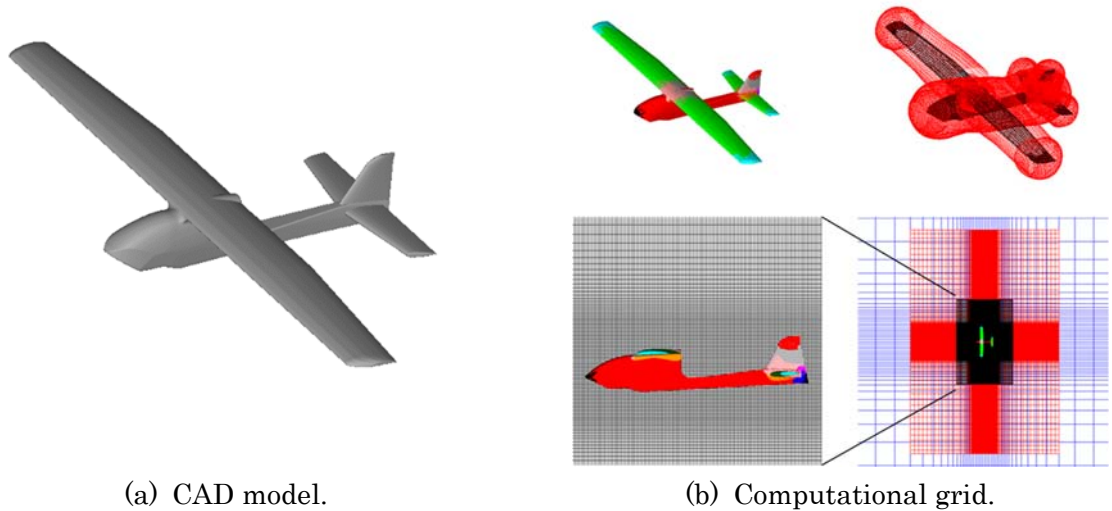


Fig. 4.2.4-17 CAD model and computational grid of airplane model.

機体の飛行状態をレイノルズ数（機速）、迎角、滑り角の3つのパラメータで規定し、それぞれを変更しながら全330状態を選定した。それぞれの状態について、上図計算格子を用いた流体計算を実施、機体にかかる6分力（力3成分+モーメント3成分）を算出することにより、飛行力学DBを構築した。構築したDBは、前年度開発した機体運動シミュレータへ組み込まれることとなるが、生のDBはパラメータ空間上の離散点でのみ空気力データを持っているため、前年度構築した機体運動シミュレータにそのまま組み込むことができない。そこで、離散的なDBを連続値へと補間するため、Kriging法[17]でのDB応答曲面構築を実装した。Fig. 4.2.4-18にKrigingモデル構築手順を示す。

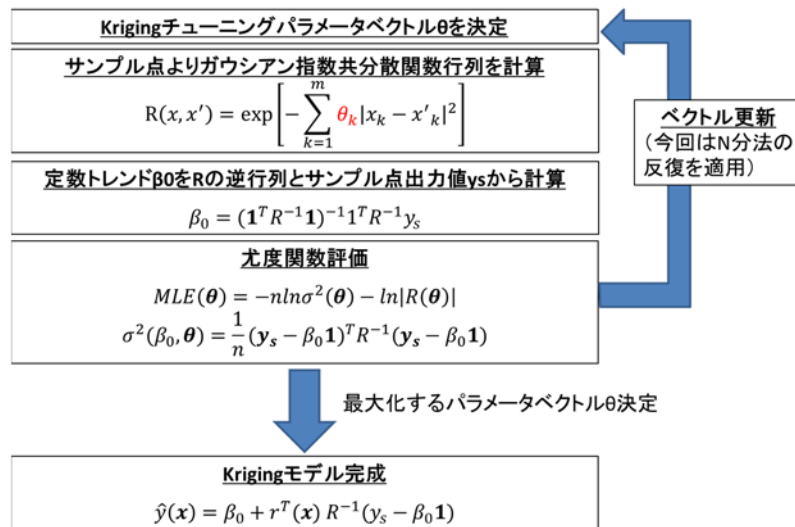


Fig. 4.2.4-18 Construction of Kriging Model.

この構築手順に従い、6分力の各成分についてKriging法による応答曲面を構築した。Fig. 4.2.4-19に構築した応答曲面の中で、滑り角 $\beta=0$ のパラメータ空間における C_x （機体進行方向空気力係数）、 C_z （機体垂直方向空気力係数）を例に示す。図中の黒丸点はDB構築のため、実際に流体計算

を行った点であり、それ以外の箇所では黒丸点での値を基に構築された応答曲面で値が出力されている。本研究で対象としている全機形状周りの流れは、飛行状態パラメータに従って非線形に空気力に変化し、特に迎角 α 方向には $\alpha=20 \text{ deg}$ 付近で失速による非線形的な大きな変化が生じるものの、下図に示すとおり Kriging 法による応答曲面は、比較的妥当な分布を与えることがわかる。本研究では計算資源量との兼ね合いから計算点の位置とパラメータ空間内の密度を決定したため、必ずしも十分に計算点を確保できなかった領域も存在するが、それにも関わらず全体的に物理的に妥当な空気力分布を与えたことから、Kriging 法による DB の応答曲面構築の有用性が示された。

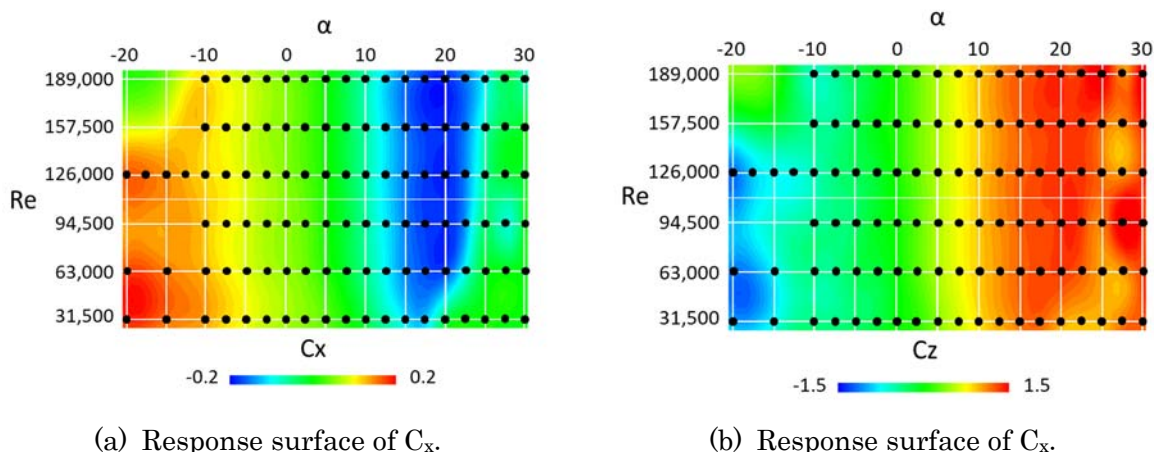


Fig. 4.2.4-19 Example of Kriging-base response surfaces ($\beta=0$).

上記で構築した飛行力学 DB と、機体運動シミュレータを組み合わせ、対象となる機体モデルの飛行挙動シミュレーションを行った。Table 4.2.4-1 にシミュレーションに要する機体モデルの諸元を示す。

Table 4.2.4-1 Specifications of UAV.

全重量	1.5 [kg]
慣性モーメント	$I_{xx} = 0.107 \text{ [kgm}^2\text{]}$
	$I_{yy} = 0.026 \text{ [kgm}^2\text{]}$
	$I_{zz} = 0.119 \text{ [kgm}^2\text{]}$
	$I_{xz} = 0.00107 \text{ [kgm}^2\text{]}$
	$I_{xy} = I_{yz} = 0 \text{ [kgm}^2\text{]}$
主翼平均翼弦長	0.216 [m]
主翼面積	0.426 [m ²]

この機体モデルについて、下記の初期条件、及び飛行条件を与えたシミュレーションを実施した。この条件は、後述する同機体形状によるフライト試験での自律飛行条件を可能な限り模擬したものである。

<初期条件>

迎角 $\alpha=3$ 度、滑り角 $\beta=0$ 度での釣合い水平飛行状態

(重力と推力が、揚力と抗力に拮抗して、各方向に加速度・角加速度 0 の状態)

<飛行条件>

釣合い水平飛行状態から開始して、

- ピッチ角（迎角）を上げつつ、対気速度（水平飛行速度）を低下させる、
- 飛行時は、推力とピッチ方向モーメントを調整しながら、下記条件を維持する、
- 高度を可能な限り変化させない（垂直方向速度、加速度を可能な限り 0 にする）、
- 角度変化時、速やかに角加速度が 0 となるようにする。

Fig. 4.2.4-20 に、機体挙動シミュレーションの結果を示す。対気速度を低下させつつ高度を維持するために、低下する揚力をピッチ角（迎角）の上昇で補う必要があるが、Fig. 4.2.4-20(a)から時間経過に伴い、対気速度が低下しつつ、ピッチ角が上昇する様子がシミュレーションで再現されていることがわかる。また、 $T=165$ sec 付近でピッチ角が急激に上昇しているが、この時のピッチ角が失速の発生する約 20 度であることから、失速に伴い空気力が大きく変化するために起こる挙動であると考えられる。その後計算が破綻してしまっただが、今回 DB で取り扱った計算点の範囲を逸脱したと同時に破綻していることから、その範囲では非物理的な空気力が評価されていると予測され、Kriging モデルによる空気力評価ではサンプル点の外挿の予測が難しいことを示唆している。失速後の挙動を正しく評価するには、現在よりもより広いパラメータ空間での DB 構築が必要となる。

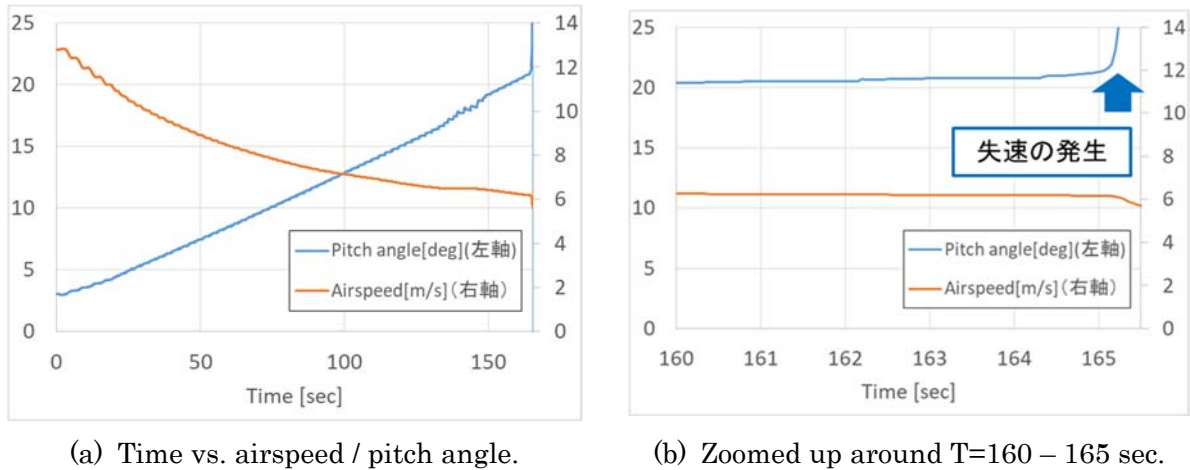


Fig. 4.2.4-20 Result of flight simulation.

非線形空気力学 DB 及び飛行挙動シミュレータを用いて予測した上記の飛行挙動の妥当性検証として、実際のフライト試験のデータとの比較を行った。フライト試験では飛行挙動シミュレーションの飛行条件と同じく、高度を維持しながら対気速度を下げる制御が適用されており、各フライト試験で Fig. 4.2.4-21(a)に示すような時系列フライトデータが得られる。しかしながら、飛行挙動シミュレータと異なり、実際の実験では時々により風などの外乱の影響が入るため、シミュレーション結果と単独の時系列データの比較や、時系列データ間の平均は難しい。そこで、Fig. 4.2.4-21(b)のように、

時間を廃して「ピッチ角 VS 対気速度」のデータとすることで、フライトデータ間の平均を行い、シミュレーション結果との比較を行った。

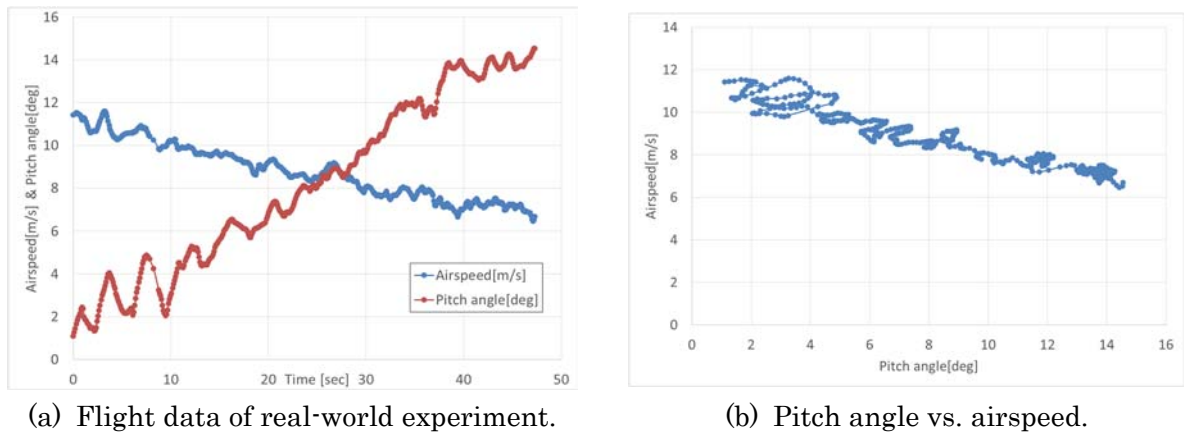


Fig. 4.2.4-21 Result of flight test.

フライト試験は 255 回行い、各ピッチ角における対気速度の平均値及び標準偏差を算出した。Fig. 4.2.4-22 にフライトシミュレーション結果との比較を示す。ピッチ角 8 deg から 20 deg 付近までの巡航部分での飛行挙動がよく一致している。これに対し低ピッチ角、及び失速角付近で両者に差があるが、前者は制御開始時点での飛行条件がフライトシミュレーションと実験で一致していないために発生しており、後者については今回使用した DB が失速付近の範囲について不十分であり、失速近傍の挙動を捉えきれないために発生したと考えられる。いずれの差も、飛行力学 DB の計算点を増やす、フライトシミュレーション条件をより現実に即したものにすることができると考えられることから、本機体モデルについて、実際の試験結果と比べて妥当な飛行挙動予測を可能とするフライトシミュレーションシステムが構築できたと考える。

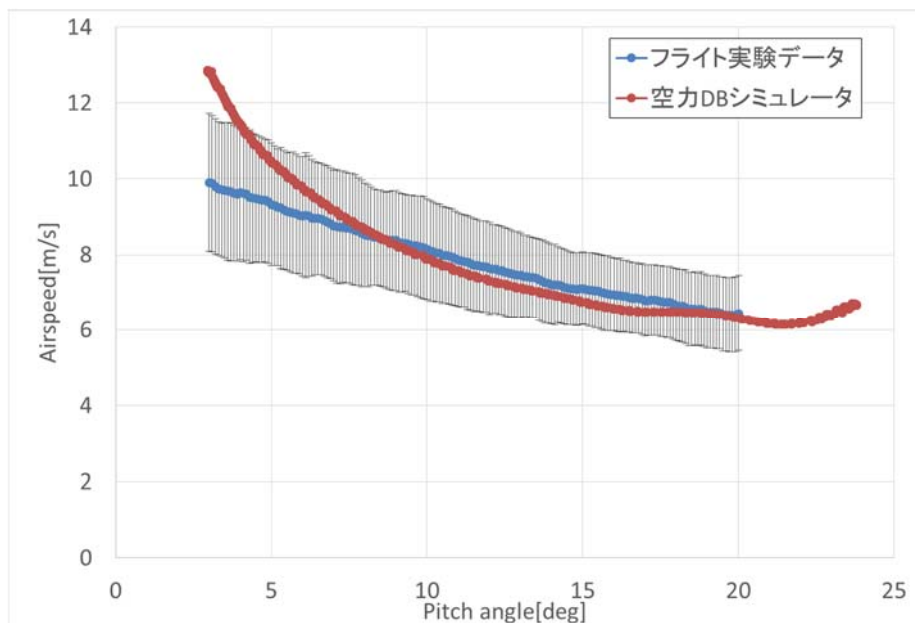


Fig. 4.2.4-22 Comparison between the flight simulation and the experiment.

以上の結果を踏まえて、計算規模・精度について検討を行った。今回構築した非線形空気力学 DB によるフライトシミュレーションシステムにおいて、最も大きな計算規模を有するのは DB 構築の部分であり、この部分の計算規模・精度がそのままフライトシミュレーションの計算規模・精度となる。これらを決定する要素は「DB の各サンプル点を評価する流体計算の精度」と「DB 構築のためのサンプル点数」の 2 点である。前者は各姿勢での空力値評価の定量性に関わるものであり、必要とする精度が高いほど、機体部品のモデル化や微細な流体構造の解像のために計算格子点数が増加し、計算コストが上昇する。後者は姿勢変化時の空力値評価の定量性に関わるものであり、サンプル点を増やすことにより、データ内挿の間隔が短くなることで精度が上昇、もしくは評価可能な飛行姿勢の領域を広げることができるが、サンプル点数に比例した計算コストが要求される。

上記の小型航空機を対象とした非線形空気力学フライトシミュレーションでは、サンプル点において空力値を評価するための流体計算を「京」にて行った。計算時間、資源量の観点から、今回の DB 構築では総格子点数は約 2,000 万点で、155 ノードを用いて 1 ケース約 4 時間で終了する規模の計算を 330 ケースについて行った。今回のセットアップの結果、Fig. 4.2.4-22 で示したとおり、巡航時の機体周りの流れの変化が穏やかな状態では実験データと比較的良好一致を示す一方で、失速時・開始時には大きな差が生じた。開始時の差はすでに述べたとおり、制御開始時の飛行状態の模擬が不完全なためと考えられるが、失速時の差は、DB 構築の精度に起因するものであると考えられ、「DB の各サンプル点を評価する流体計算の精度」と「DB 構築のためのサンプル点数」の 2 点から考察する。前者について、今回対象とした小型航空機周りの流れについて十分な精度の LES 計算を実施する場合、必要とされる計算格子点数は数億点から十数億点規模になると予測され、計算規模を小さくした今回の計算では、特に流れの変動の大きい失速付近での空力評価の精度が落ちたものと考えられる。後者について、今回 Kriging 法による応答曲面構築により、失速迎角付近の非線形な空力変化を定性的に捉えることができた。失速迎角近辺でのサンプル数を増やすことや上記の計算精度向上により非線形な空力変化評価の定量性を上げることは重要であると思われるが、今回失速後に計算が破綻した原因は、この部分の定量性ではなく、失速後の空力評価する迎角範囲が小さいことであると考えられる。失速発生直後に大きな迎角を取る瞬間に DB 構築の範囲を逸脱してしまい、Kriging 応答曲面の外挿領域に入ったことで非現実的な空力値が算出されたために、計算の破綻が発生すると見られ、このことは飛行状態範囲を確実に覆うパラメータ領域で DB 構築を行う必要性を示唆している。

以上より、今回開発したフライトシミュレーションシステムを実機航空機に適用する際、評価する流体計算の精度、DB 構築に要するサンプル点数の 2 点から計算規模・精度が決定される。これらはシミュレーションに必要とする空力値の精度と許容される計算時間・資源量を鑑みて調整することが可能である。DB 構築サンプル点の選択については飛行状態範囲を覆うパラメータ領域で行う必要があるが、また非線形性の強い領域で DB サンプル点を多く配置することで空力評価の定量性の向上が期待できる。

(3) 参考文献

- [1] 児玉他、「理研ポスト京プロセッサシミュレータの評価」、情報処理学会、研究報告ハイパフォーマンスコンピューティング (HPC)、2019-HPC-168(5), pp.1-7 (2019-02-06)。

- [2] Y. Tamaki, M. Harada, and T. Imamura, Near-wall modification of Spalart–Allmaras turbulence model for immersed boundary method, *AIAA Journal*, Vol. 55, No.9, pp. 3027-3039 (2017).
- [3] G. Urbin, and D. Knight, Large-eddy simulation of a supersonic boundary layer using an unstructured grid, *AIAA Journal*, Vol. 39. No. 7, pp. 1288-1295 (2001).
- [4] H. Kobayashi, The subgrid-scale models based on coherent structures for rotating homogeneous turbulence and turbulent channel flow, *Physics of Fluids*, Vol. 17, 045104-1–045104-12 (2005).
- [5] S. Kawai, and J. Larsson, Wall-modeling in large eddy simulation: Length scales, grid resolution, and accuracy, *Physics of Fluids*, Vol. 24, Issue 1, pp. 015105-1 – 015105-10, (2012).
- [6] S. Kawai, and J. Larsson, Dynamic non-equilibrium wall-modeling for large eddy simulation at high Reynolds numbers, *Physics of Fluids*, Vol. 25, Issue 1, pp. 015105-1 – 015105-22, (2013).
- [7] L. Jacquin, P. Molton, S. Deck, B. Maury, and D. Soulevant, Experimental study of shock oscillation over a transonic supercritical profile, *AIAA Journal*, Vol.47, No. 9, pp. 1985-1994, (2009).
- [8] S. K. Lele, Compact finite difference schemes with spectral-like resolution, *Journal of Computational Physics*, Vol. 103 No. 1, pp. 16-42, (1992).
- [9] S. Kawai, S. K. Shankar, and S. K. Lele, Assessment of localized artificial diffusivity scheme for large-eddy simulation of compressible turbulent flows, *Journal of Computational Physics*, Vol.229, Issue 5, pp. 1739-1762, (2010).
- [10] E. Lenormand., P. Sagaut, L. T. Phuoc, and P. Comte, Subgrid-scale models for large-eddy simulations of compressible wall bounded flows, *AIAA Journal*, Vol. 38, No. 8, pp. 1340-1350, (2000).
- [11] Y. Fukushima and S. Kawai, Wall-modeled large-eddy simulation of transonic airfoil buffet at high reynolds number, *AIAA Journal*, Vol. 56, No. 6, pp. 2372-2388, (2018).
- [12] T. von Kármán, Uber laminare und turbulente Reibung, *Zeitschrift für Angewandte Mathematik und Mechanik*, Vol. 1, pp. 233-252 (1921).
- [13] C. Gleyzes and P. Capbern, Experimental study of two AIRBUS/ONERA airfoils in near stall conditions, *Aerospace Science and Technology*, Vol. 7, No. 6, pp. 439-449, (2003).
- [14] M. Drela, “XFOIL: An analysis and design system for low Reynolds number airfoils.” *Low Reynolds number aerodynamics*. Springer, pp. 1-12, (1989).
- [15] A. Elsenaar, T. W. J. Binion, and E. Stanewsky, Reynolds number effects in transonic flow, *AGARD-AG-303*, (1988).
- [16] R. M. Pinkerton, The variation with Reynolds number of pressure distribution over an airfoil section, *NASA technical paper 613*, (1938).
- [17] Han Zhong-Hua and Ke-Shi Zhang, "Surrogate-based optimization." *Real-world applications of genetic algorithms* (2012) 343-362.

4-2-5. (サブ課題 E) 新材料に対応した高度成形・溶接シミュレータの研究開発

(1) 研究成果の要旨

自動車をはじめ、圧力容器、タービンなどの製造には、様々な鋼板のプレス成形や溶接が行われている。近年は、環境負荷低減や燃費向上への要請から、超高張力鋼などの新材料に対応した高度なプレス成形・溶接シミュレーションに基づく「ものづくり基盤工程の高度化」が必須となっている。本サブ課題では、「京」コンピュータで実績のある並列構造解析ソフトウェア **FrontISTR** を基盤とし、新材料に対応した高度成形・溶接シミュレータを開発する。

ポスト「京」コンピュータを用いれば、従来は不可能であった、寸法精度評価に十分な解析メッシュを使用でき、熱伝導（接触熱伝達を含む）・焼入れ効果（熱による材料特性の変化）との連成解析手法を構築することも可能となる。溶接では、熱・相変態・塑性流動の連成解析、ハイテン溶接部の水素脆化、m スケールの製品（自動車、圧力容器など）に対する数 μm スケールの溶融条件の制御、摩擦攪拌溶接やハイブリッド溶接に代表される次世代溶接法、の評価を可能とする。

当該分野の協力企業による評価のもと、本シミュレータを、強度と成形性を両立させた新材料の開発に必須のキラーアプリに育てる。

平成 31 年度（2019 年度）は、以下の項目について、開発されたキラーアプリケーションの「京」レベルの計算機による効果の推定とポスト「京」を利用した場合のアプリケーションの性能の推定を実施し、成果創出フェーズにつながるデータを取得した。これまでに、材料構成則を整備、熱構造一体型連成手法の構築、そして実際の複雑な入熱条件を模擬するために溶接金属部メッシュの出現を段階的に切り替える機能などを開発してきた。これらの要素技術をもとに、実証例題への適用を進めた。実証例題の適用に際しては、主に並列反復法ソルバーの大規模実問題への適用と性能評価、非線形問題を安定・高速に進展させるためのアルゴリズム開発、プリポストの機能拡充が本プロジェクトの柱となった。これらの成果を総合することで、ターゲットとした 2 つの実証例題について施工条件・溶接工程に沿った現象の再現が可能であること、その結果として得られる変形、溶接金属部における応力・塑性ひずみ分布、永久変形量などが評価可能であることを確認した。平成 31 年度（2019 年度）計画の各項目における実施内容と成果は以下の通りである。

- a) アセンブリ／接触問題の大規模解析が可能な反復法のターゲット問題への適用と並列性能評価
これまでに、本プロジェクトで開発を進めてきた陽的自由度消去ならびにマルチグリッド前処理付き反復解法によって、直接法では解けない規模の接触非線形問題が安定的に解けることを確認したが、今年度は溶接の実証例題について適用し、リファインによるメッシュの細分化と組み合わせた場合にも、安定に求解できることを確認した。
- b) アセンブリ問題に対する並列領域分割法の機能改善と並列性能最適化

実証例題の高精度化に関する検証には、そのメッシュ作成においてリファイナの利用が不可欠だが、アセンブリ問題に対応する機能である MPC 条件処理が、リファインを想定されていない実装となっていた。リファインは、領域分割後の分散メッシュで並列に処理されるが、従来実装では、領域分割時に自由度消去後の接続変化を想定し通信テーブルが構成できるよう必要に応じて袖領域を深くとるなどの対応をしていた。しかしながら、リファインするとこれらの想定外の繋がりが生じる可能性もあるため、リファインを想定した領域分割処理の最適化、通信テーブルの構築、またそれに伴った a) のソルバーで実施する行列行列積の実装についてプログラムを

改良した。

c) 全体モデルの溶接シミュレーションに対する精度検証

複雑な溶接工程に沿って溶接金属部メッシュが段階的に出現する等、より現実的な入熱条件が模擬できるような機能拡張を行った上で、2つの実証例題（超大型望遠鏡架台部のアーク溶接工程、ジブクライミングクレーンマストの要素試験モデルにおけるアーク溶接工程）への適用をすすめた。その中で直面した既存の解析アルゴリズムの不安定性や収束性をについて検討し改善することで、非線形問題に対するアルゴリズムの安定化・高速化を実施した。この結果、2つの実証例題について、その施工条件・溶接工程に沿った現象の再現が可能であり、その結果として得られる変形、溶接金属部における応力・塑性ひずみ分布、永久変形量などが評価可能であることを確認した。

d) プリポストによるプレス成形から溶接まで一連の工程の解析・動作検証

複数の解析が段階的に実施される溶接工程のシミュレーションをプリポストの中で統一的に扱えるようにする機能、溶接工程のシミュレーションに固有な複雑な入熱条件の設定をサポートする機能について機能拡張を行った。この結果、大規模望遠鏡の架台部のアーク溶接工程のような複雑形状モデルに対する入熱設定などが対応可能となった。

Press-forming and welding of various steel sheets are done in manufacturing processes of pressure vessel, turbine and automobile. In recent years, it is necessary to improve manufacturing process using numerical simulation of press-forming and welding corresponding to new material such as UHSS (Ultra High Strength Steel) to reduce environmental pollutant load or increase fuel efficiency. In this study, an advanced press-forming/welding simulator for new material is developed based on a parallel structural analysis program “FrontISTR” which has been used successfully on K computer.

On post-K computer, it is possible to use large-scale analysis meshes with sufficient resolution for evaluating dimensional accuracy and execute coupled analyses of structural deformation, heat conduction/contact heat transfer and hardening effect including thermal change of material properties. In welding simulations, we tackle coupled phenomena of heat-conduction/phase-transformation/plastic-flow, hydrogen embrittlement and control of welding condition (dozens of micrometer scale) for meter-scale parts of automobile, pressure vessel, etc. In addition, next-generation welding method is evaluated such as FSW (Friction Stir Welding) and hybrid welding.

Through cooperation with various companies in this field, we make our simulator a killer application software needed in development of new material which has sufficient strength and formability.

In FY2019, we proceeded verification analysis of the killer application that implemented the core element technologies that has been researched and developed, listed in the following:

a) Program code optimization improving parallel performance of iterative solution method for large-scale assembly/contact problems

It has been confirmed that the explicit nonlinear elimination and the multigrid

preconditioning iterative solution developed in this project can stably solve contact nonlinear problems of a scale that cannot be solved by the direct method. In this FY, we applied the method to welding target problem and confirmed that the solution could be obtained stably even when combined with mesh refinement.

b) Performance evaluation of parallel domain decomposition method for assembly problems

Though mesh refinement is required to obtain FE mesh with the required fineness for verifying the accuracy of the target problems, existing MPC processing had been not implemented assuming that the mesh is supposed to be refined. The mesh refinement is performed in parallel with the distributed mesh after domain decomposition in which a halo has been deepened where the connection is assumed to change due to elimination process, so that a communication table can be re-constructed. However, the unexpected connections may occur when refinement is performed. The domain decomposition program and the communication table reconstruction are optimized assuming to be performed with mesh refinement and a part of our iterative solver stated in a) also was optimized according to the change.

c) Accuracy verification for welding simulation of part model

After the basic enhancements developed to set up the heat input according to more practical welding sequence and bead metal mesh settings, application to the two target problems (arc welding process for super-large telescope base, jib Arc welding process in the element test model of the climbing crane mast) has been proceeded. During the application of these real-world problems, existing algorithm for nonlinear problems has been updated by examining the instability and convergence. With these improvements, the welding process according to practical sequence for these two target problems were simulated. It was confirmed the deformation, stress / plastic strain distribution in the weld metal, the amount of permanent deformation, etc. can be evaluated through this simulator.

d) Operation verification of pre/post program

Several functions of the pre-post program have been extended that enables the simulation of the welding process, in which multiple analyzes are performed in stages, to be handled uniformly in the pre-post and supports the setting of complex heat input conditions specific to the welding process. The operation of the solver call from the pre-post was verified.

(2) 本研究の内容

a) アセンブリ／接触問題の大規模解析が可能な反復法のターゲット問題への適用と並列性能評価

これまで接触問題で帰着する悪条件問題に対しても安定的に解を得るべく連立一時方程式解法として、直接法 (MUMPS) の適用が多かったが、大規模な問題では Fill-in 成分を格納する配列のメモリ確保エラーや、数百プロセス以上での並列効率の悪化が問題となっていた。数億・数十億規模のアセンブリ／接触問題を見据えたとき、数百プロセス以上の並列化が求められ、直接解法に比べ並列化効率のよい反復解法の開発に取り組んできた。本研究で開発した手法は、陽的自由度消去法を用い

た多点拘束条件処理によって係数行列を正定値化したうえで反復解法を適用させる方法である。

昨年度は、実証例題として車輪とレールの接触モデルを用いた動的接触解析を「京」コンピュータにて実施し、その性能評価を行った。接触摩擦が生じることから、反復解法としては GMRES 法をマルチグリッド前処理と組み合わせて用いた。オリジナルは 808,396 要素、927,314 節点（自由度数にして 2,781,942）のメッシュモデルであり、リファイン 1 回で約 2 千万自由度、リファイン 2 回で約 1 億 8 千万自由度の問題規模なる。「京」コンピュータにおいて、リファイン 2 回までの規模の計算を実施し 1.8 億自由度まで、本手法で安定的に解けることを確認した。その一方で、ソルバーに従来の直接解法（MUMPS）を適用した場合は、リファイン 1 回の時点で反復法の約二倍の計算時間を要し、リファイン 2 回では Fill-in 成分を格納する配列のメモリ確保エラーが生じ、求解に失敗した。

今年度は、昨年度までは車輪とレールの接触モデルに適用した本手法を、溶接の実証例題の一つである大規模望遠鏡架台のモデルに置き換えて、解法の安定性を確認した。用いたのは大規模望遠鏡架台モデルの中で小規模な 3 本パイプのモデルで概観を Fig. 4.2.5-1 に示す。

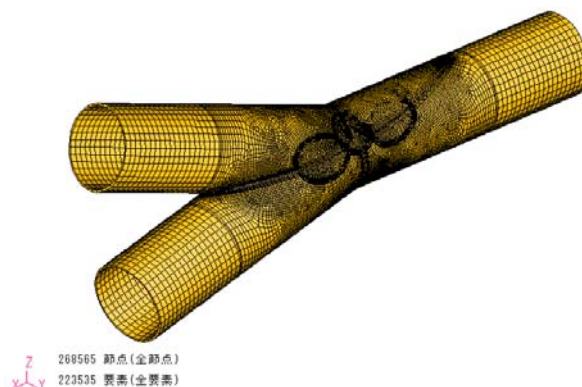


Fig. 4.2.5-1 Overview of three pipes model.

大規模望遠鏡架台モデルのデータでは、入熱条件の入力に AMPLITUDE を用いた DFLUX の定義をしているが、溶接線上の各要素に対する入熱が定義されていた。FrontISTR の基本仕様により、要素番号を直接指定した境界条件の入力を行うと、リファイン後の要素番号が変わってしまうため、意図した要素への境界条件入力とならない。要素番号の代わりに、その要素 1 つを含む要素グループとして、メッシュデータ内で定義しておき、その要素グループに対する境界条件を設定すれば、要素グループはリファインによって適切な内容に置き換わるため、リファイン後のメッシュに対しても意図した要素への境界条件入力となる。具体的には、Fig. 4.2.5-2 に示すような修正を、全ての DFLUX 定義に対して実施することで、リファインに対応する溶接問題の入力データとした。

入力例(修正前) :

解析制御ファイル	!DFLUX, AMP=AMP_DFLUX_352527 352527, BF, 9.9412
----------	--

入力例(修正後) :

メッシュファイル (追加)	!EGROUP, EGRP=G352527 352527
解析制御ファイル	!DFLUX, AMP=AMP_DFLUX_352527 G352527, BF, 9.9412

Fig. 4.2.5-2 Modification of input file related to heat input due to the mesh refinement.

上記の修正により、初期モデル（約 81 万自由度）に対し、リファインを最大で 3 回適用することで得られる約 3 億 5 千万自由度の細分化モデルについて熱伝導解析を実施し、本手法で安定的に解けることを確認した。

このとき用いたオリジナルモデル、リファイン 1 回適用モデル、リファイン 2 回モデルのメッシュの概観を Fig. 4.2.5-3 に示す。3 つのモデルを用いて最初の 5 パス分の入熱を再現する熱伝導解析を実施した。これにより、リファインによって入熱要素の体積が細分化されてもトータルの入熱量に相違なく、また解析結果（温度分布）にも相違が生じないことを確認した（Fig. 4.2.5-4）。

より精緻かつ超大規模な解析モデルの作成に必須となるリファイナの適用の想定下で、本手法が溶接工程を模擬する熱伝導解析の場合にも安定的に求解できることを確認した。

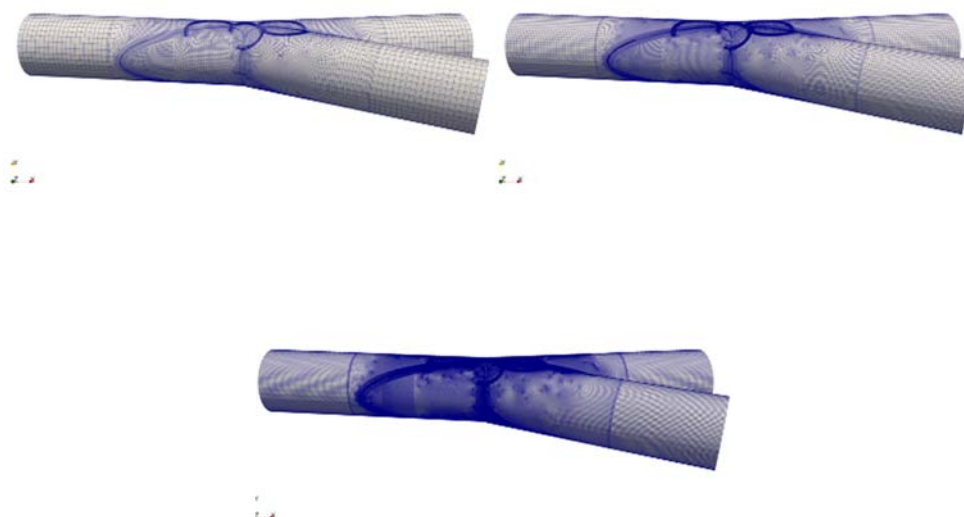


Fig. 4.2.5-3 Overviews of mesh models performed by mesh refinement. Upper left: original mesh, upper right: mesh refined once, lower: mesh refined twice.

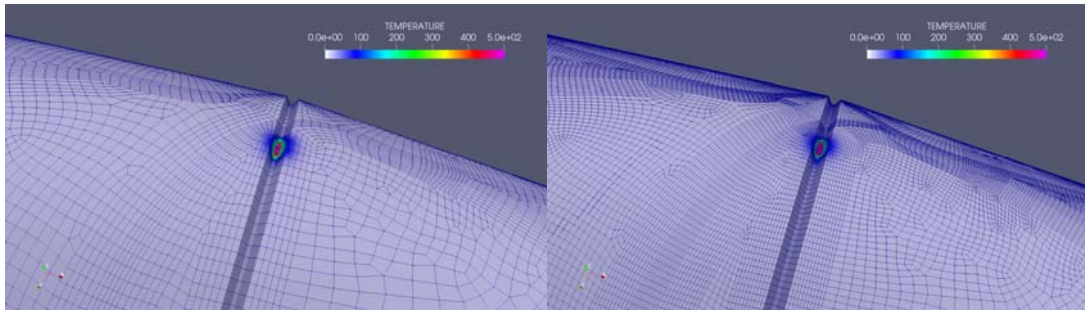


Fig. 4.2.5-4 Comparison of temperature distribution. Left: obtained by original mesh, right: obtained once-refined mesh.

b) アセンブリ問題に対する並列領域分割法の機能改善と並列性能最適化

これまで接触問題に関する対応を主に進めてきたが、アセンブリ問題への対応として MPC 対応を行った。これは、前節で述べた陽的自由度消去に基づく反復解法の適用にも密接に関連するものである。FrontISTR の従来までの MPC 機能は、リファインされることを想定していない実装になっており、MPC で陽的自由度消去を行う場合、スレーブ節点の自由度が消去されることにより、スレーブ節点が要素を介して接続していた節点と、マスター節点の全てが、互いに接続されたと同等な剛性行列の非零プロフィールとなる。このため、スレーブ節点が領域境界（袖領域）に存在する場合、自由度消去後の剛性行列に関する行列ベクトル積を行うためには、スレーブ節点の周辺において、局所的に袖領域を 1 層分だけ深くした通信テーブルを用意する必要がある（詳細は[1]を参照されたい）。この実現方法として、従来実装では、パーティショナによる領域分割時に、袖領域内のスレーブ節点を検索して、見付かった場合には、その部分について局所的に袖領域を深くする実装を行っていた。この実装のメリットとしては、陽的自由度消去で必要な行列三重積

$$K' = T^T K T \quad (4.2.5-1)$$

の計算において、自由度消去後に袖領域の外部節点として必要になる節点が予め袖領域に追加されているため、この行列三重積を各領域で完全に独立して計算できること、また、この行列三重積を計算する際に、2つの行列行列積に分割する必要がなく、3つの行列の積を一度に計算することが可能なことである。

一方、リファインを考慮する場合は、リファインによって全ての要素のサイズが半分になり、2次元では4分割、3次元では8分割されることとなる。このため、自由度消去されるスレーブ節点が要素を介して接続する節点は、リファインなしの場合とは異なってくる（Fig. 4.2.5-5）。袖領域に追加すべき節点はリファイン後に判明する。従来実装では、リファインしないことを前提として、自由度消去後の行列に対する通信テーブルを前もって作成していたが、リファインした場合には、その通信テーブルはもはや不適切なものとなる。また、リファインは、領域分割時ではなく、分散メッシュを読み込んだ並列計算時に行われるため、袖領域の追加および通信テーブルの修正は領域分割時ではなく、並列計算時に、リファインされたメッシュに対して行われる必要がある。

そこで、領域分割時にスレーブ節点周辺で袖領域を深くする処理は不要となるため、パーティショナにおいてこのための処理を行っている部分を無効化した。また、MPC の陽的自由度消去を行う部

分において、式(4.2.5-1)の行列三重積を行う必要があるが、自由度消去によって新たに袖領域の外部節点として必要になる節点が既存の外部節点に含まれている保証がないため、行列行列積を計算する中で、必要に応じて外部節点を追加する必要がある。これに伴い、実装を単純にするため、行列三重積を一度に計算するのではなく、2回の行列行列積を行う実装への変更を行った。

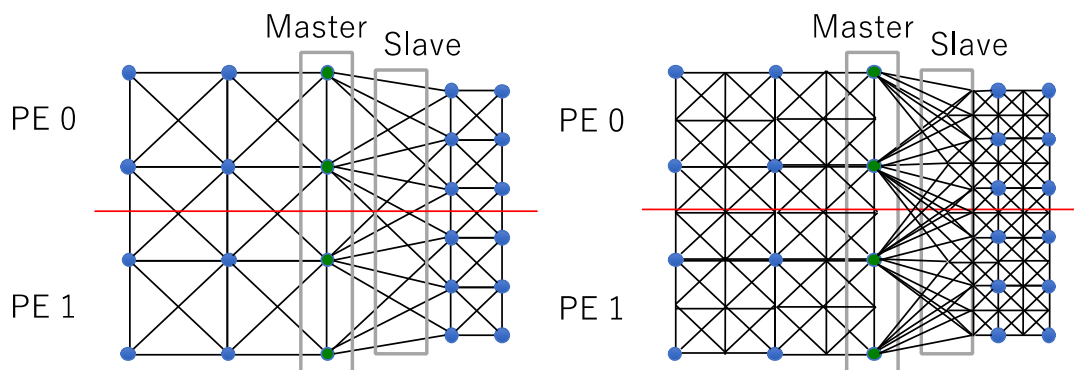


Fig. 4.2.5-5 Nodes where slave nodes connect through elements. Left: no mesh refinement, right: once-refined mesh.

c) 全体モデルの溶接シミュレーションに対する精度検証

これまでに開発した要素技術を元の実証例題へ適用を開始始めた昨年度に引き継ぎ、2つの実証例題に対し、熱変形解析までの実施とその精度検証を行った。とくに、実証例題のような溶接問題には数十パスの溶接工程があることからサブステップ数も膨大になり、陰解法を採用する我々のアプローチにおいて弾塑性を考慮する熱変形解析では非線形性を考慮するための多重ループ構造の中で釣り合い方程式に当たる連立一次方程式解法のコストもかかるため、計算時間の増大に悩まされた。この経験は、実証例題への適用によってこそ得られた貴重な知見でもあり、その個々に対処することで非線形実問題に対する既存アルゴリズムの改良や長時間実行想定した大量なファイル入出力の取扱いに関する機能改善、検算機能の追加を行った。本節では、はじめにそれらの改良点を述べた上で、実証例題(大規模望遠鏡の架台部のアーク溶接とジブクライミングクレーンマストのアーク溶接)への適用に関する具体的な成果を報告する。また大規模望遠鏡の架台部のアーク溶接問題については、リファインによるメッシュの細分化と精度検証も実施したので、その成果についても報告する。

c-1) 実証例題に適用するために実施したプログラム改良について

① 非線形実問題に対するアルゴリズムの改良

1. 溶接専用自動増分の追加(熱伝導)

溶接解析の熱伝導解析では、温度変化を一定の範囲に収める範囲でなるべく時間刻みを大きくとるため、自動増分を用いる必要がある。一方後の熱応力解析の収束性からすると、増分の変化はある程度穏やかに抑えられることがのぞましい。その点、FrontISTRのデフォルトの自動増分は時間刻みが増えやすく、後工程の熱応力解析で問題がでやすい実装となっていた。そこで、溶接用に固定増分解析を拡張した下記のロジックで時間調整を行った。なお、改良後のロジック中でも温度や時間の閾値を設定しなくてはならない部分もあり、そうした場合には、過去の溶接解析の知見から固定値を設定している。

2. 非線形静解析の初期値設定オプション!STEP, EXTRAPLATEDDU の追加 (熱応力)

前ステップの変位増分を、現ステップの初期増分として外挿することで、静応力解析の Newton-Raphson 法反復計算回数を削減するように修正した。効果はサブステップによって多少異なるが、おおむね 1.3 倍程度の高速化効果が見られた。

3. capacity 計算の高速化 (熱伝導)

現行の FrontISTR は以下のように Newton-Raphson 法の収束判定を行っている。

(1) 残差ノルム R 、内力ノルム Q として $\rightarrow R/Q < \text{閾値}$ なら収束

(2) 相対変位ノルム du 、NR 法修正量ノルム ddu として、 $ddu/du < \text{閾値}$ なら収束

実証例題はほとんど拘束のない熱荷重の解析であり、つり合い時の内力ノルムはほぼ 0 に近づく。そのため条件 1 による力の収束判定がほとんど有効にならず、もっぱら(2)の変位収束判定によってのみ収束する。しかしながら変位のみによる判定では、収束した場合と、反復法計算が進まずただ更新量が 0 に近い場合が区別できず、特に積極的に高速化を図る場合に精度を担保できない。本解析においても力のつり合いを適切に考慮できるよう、以下の通り判定条件の修正を行った。

(1) 残差ノルム R 、外力ノルム (機械荷重+熱荷重) F として $\rightarrow R/F < \text{閾値}$ なら収束

(2) (1)で、もし F が小さければ内力ノルム Q として $\rightarrow R/Q < \text{閾値}$ なら収束

(3) (2)で、もし Q も小さければ $R < \text{閾値}$ なら収束

(4) 3 反復目以降は相対変位による収束判定も有効化

4. Newton-Raphson 法収束判定の改良 (熱応力)

実証例題の解析は線型方程式ソルバーが非常に速く収束し、その分比熱計算が大きな部分を占めるためこの部分の高速化が必要であった。比熱 (質量相当) に関する剛性計算のサブルーチン heat_capacity_C3 は、整合質量行列を扱える $N \times N$ 形式で実装されているが、解析は集中質量で行っており、処理としては冗長であった。今回サブルーチン heat_capacity_C3 の集中質量行列を高速に処理する形に実装を変更した。本改修により、比熱計算時間が約 4.7 倍高速化した。

5. Newton-Raphson 法・線型方程式反復法ループの調整 (熱応力)

大規模溶接熱応力解析の計算は、下図に示すように、「時間ループ (ステップおよびサブステップ)」、「接触状態ループ」、「NR ループ」、及び「線形ソルバーの反復法ループ」の 4 重ループになっている (Fig. 4.2.5-6)。時間ループの適正な回数 (時間刻み) は、溶接トーチの速度からおおむね決められてしまう。一方 NR 法ループは各時間ステップの中でのつり合い計算であり、残差が力学的に妥当な値に設定した閾値を下回るかどうかで収束が決まる。反復法ループは、NR 法の収束を達成するための修正量を求める手続きであり、線形方程式が解けたことを残差ノルムと閾値の比較で判断する。この解は最終的なつり合い状態の解を得るための中間的なものであり、力学的な妥当性を保証すべき NR 法と違って、閾値の設定には任意性がある。すなわち、(NR 法が収束さえすれば) 緩い閾値で個々の反復を早く切り上げ、全体として高速に NR 法を収束させることも考えられる。

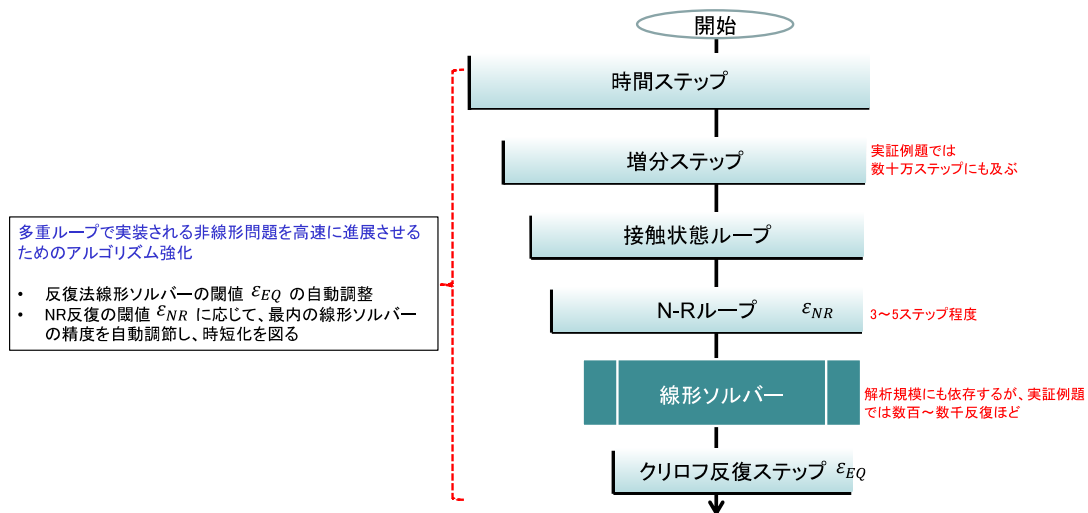


Fig. 4.2.5-6 Multi-loop structure of FrontISTR when considering both contact and nonlinear material analysis.

6. 熱荷重!TEMPERATURE、 MAXTEMP オプションの追加 (熱応力)

溶接解析の熱伝導解析の結果から取得した節点温度分布は、局所的な入熱条件と粗いメッシュの兼ね合いによって、極端に高温な節点および急峻な温度勾配を持つことがある。これは必ずしも現実の物理に即したものではなく、粗い離散化近似による副作用である。このような温度分布をそのまま熱応力解析に用いると、続く熱応力解析で妥当な収束解を得ることができない。そのため、読み込んだ熱荷重に対して上限温度の指定を行う機能を実装した。本機能は!TEMPERATURE キーワードのオプションとして実装され、指定された温度より節点温度が高い場合、その節点温度を指定温度に置き換えて計算を行う。

7. 弾塑性 Consistent 接線剛性行列 (熱応力)

FrontISTR の応力更新は後退型 Euler 積分法による。一方、接線剛性は古典弾塑性理論に基づく連続接線剛性を使用している。ところが後退型 Euler 積分法を用いる場合、上記の接線剛性を使用すると Newton 法の 2 次収束が得られないことが知られている。溶接解析の計算時間削減および収束性向上のため、FrontISTR にも Consistent 接線剛性による弾塑性解析機能を追加した (ただし *mises* 降伏関数のみ)。

② 長時間実行を想定した、大量なファイル入出力の取扱いに関する機能改善

1. リスタートファイルの指定時刻出力 (熱応力)

FrontISTR の!TIME_POINT カードは、指定した時刻での結果および可視化ファイル出力を行うカードである。一方で、リスタートファイルは時刻指定で出力する方法がこれまでなかった。今回、!RESTART の出力指定が有効な場合に、!TIME_POINT で指定した時刻でリスタートファイルも出力されるよう変更を行った。

2. 出力時間表示の修正 (熱伝導・熱応力)

以下の対応を実施した。

- a) 熱伝導解析時刻表示はステップ開始からの経過時間であり、他ステップ解析の進捗がわかりにくい課題 →表示時刻を通算時刻に変更
- b) 静解析側で熱伝導解析での経過時間が分からない課題 →result ファイルから熱伝導解析の経過時間を取得し表示する (Fig. 4.2.5-7)。

```
### stepcount(static), stepcount(heat), time in heat analysis: 1,9, 4.15403449E+00
```

Fig. 4.2.5-7 Output example of elapsed time for heat conduction analysis and thermal stress analysis.

③ 検算機能

熱伝導解析において、入熱の指定が妥当であるかを検算するため、各時間増分のモデル全体の入熱 $Q[W]$ と累積の入熱量 $W[J]$ をログファイル 0.log に出力するようにした。

$$Q^k = \sum_{elem} \int_{\Omega^e} Q_e^k dV \tag{4.2.5-2}$$

$$W = \sum_{k=1}^{nstep} Q^k \Delta t_k \tag{4.2.5-3}$$

出力先へは Fig. 4.2.5-8 のように表示される。

```
Accumulated heatgain(global): 0.90653E+02 #Q
heatgain per time(global) : 0.18131E+03 #W
```

Fig. 4.2.5-8 Output example of heat gain and accumulated heat gain at each time increment.

c-2) 実証例題への適用

① 大規模望遠鏡の架台部のアーク溶接

前節に述べた機能拡張を経て、実証例題の一つ目、大規模天体望遠鏡架台部のアーク溶接問題の中で最大となる 16 本パイプ 90 パスの問題に適用し、その動作検証を実施した。モデル図を Fig. 4.2.5-9 に、熱変形解析から得られた応力分布図を Fig. 4.2.5-10 示す。

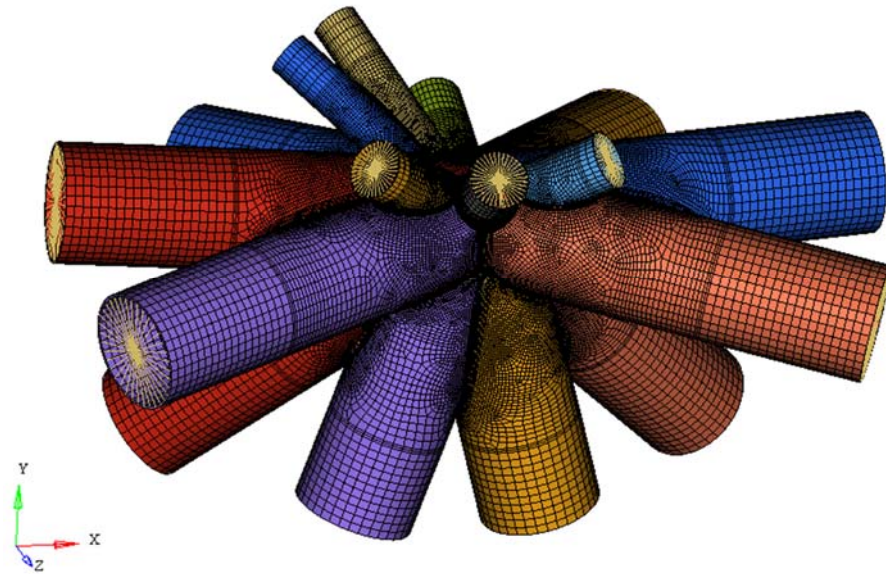


Fig. 4.2.5-9 Overview of 16 pipes model.

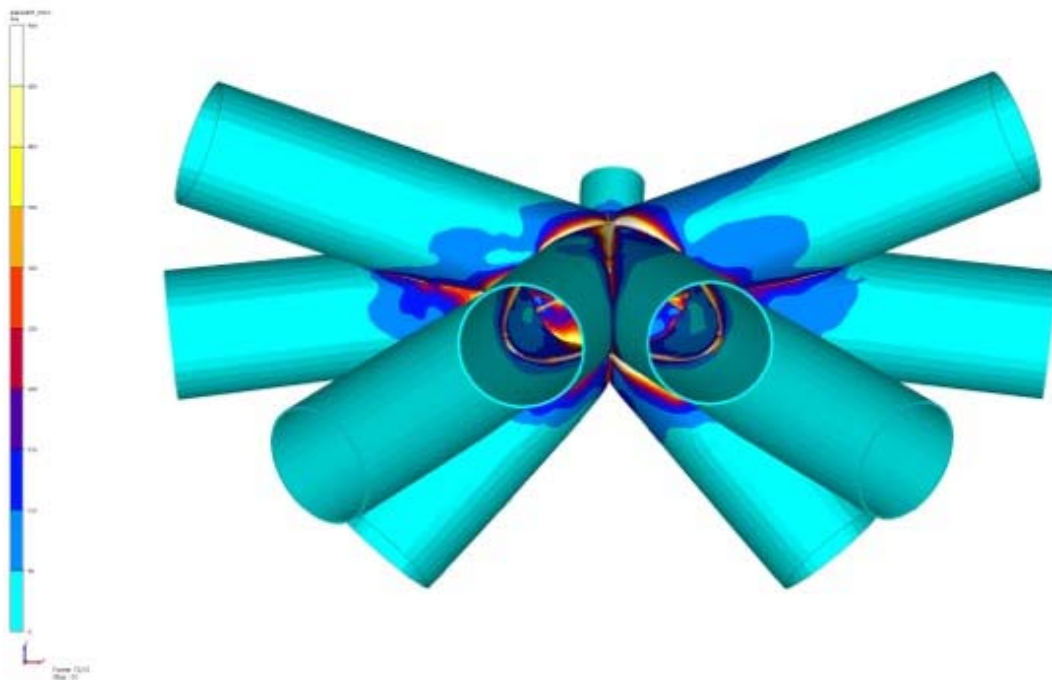
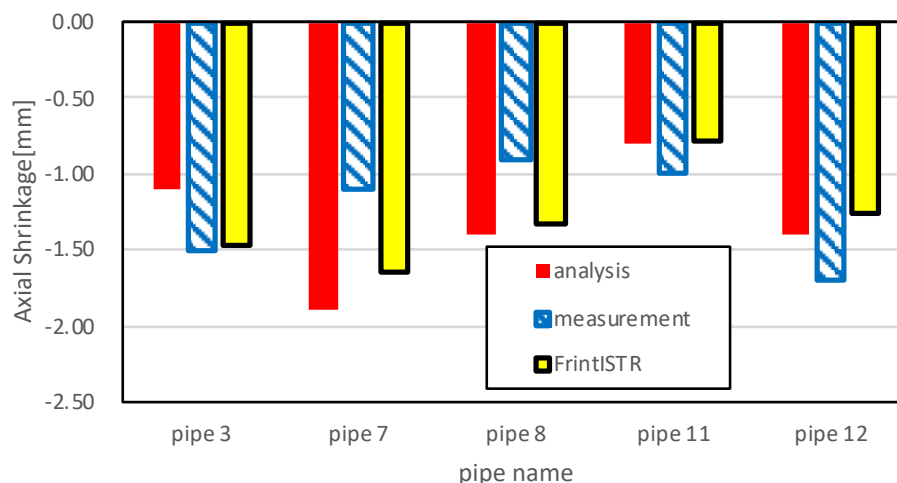


Fig. 4.2.5-10 The result of thermal elasto-plastic analysis (equivalent stress).

本問題の計算は [2]の論文に既報されており、各パイプの溶接によるパイプ軸方向の収縮量に関して比較を行った。比較結果を Fig. 4.2.5-11 に示す。図中の「analysis」は、[2]の既報論文での解析計算結果であり、「measurement」は、同論文の実験計測結果、「FrontISTR」が今回の計算結果である。一般に、溶接変形解析において、精度良い結果をだすのは非常に困難であり、計算精度の評価は慎重に行わなければならない。図中の「analysis」と、「FrontISTR」は、ほぼ一致した計算結果となっているとみなしてよいと考える。なお、パイプ軸方向の収縮量の算出方法は、下記のとおりで

ある。

- (1) 各パイプの溶接後の変位量から、ひとつ前のパイプの溶接終了時の変位の差を算出する。
- (2) その変位増分量の、パイプの軸方向の変位成分を算出(変位ベクトル×軸の方向余弦)する。
- (3) 軸方向の変位増分量を、パイプ先端部の全周の節点について算出しその平均をとる。



軸方向の収縮 (計算結果とモックアップモデルの実測値との比較)

Fig. 4.2.5-11 Comparison on axial shrinkage with previous studies [2].

また、解析精度のさらなる向上の観点から、メッシュ分割をリファインし、約 $2 \times 2 \times 2 = 8$ 倍のメッシュでの解析を実施した。解析時間の都合上、Fig. 4.2.5-1 で示した 3 本パイプモデルにおける、パイプ 1 とパイプ 2 を溶接する 5 パスの溶接終了時までを解析した。オリジナルメッシュとリファインメッシュによる 5 パス溶接終了時の溶接金属部の応力・ひずみを比較検証した。Fig. 4.2.5-12 および Fig. 4.2.5-13 は、溶接断面図の応力分布と塑性ひずみ部分分布を示している。リファインメッシュでは、溶接金属周辺の高い応力範囲が計算できていること、溶接金属内部の塑性ひずみの分布がより詳細に計算できていることがわかる。

16 本パイプの計算では、リファインをしない元のメッシュを用いたが、構造物全体の変形を評価するには、周辺部の部材の変形応力状態をきちんと計算することがポイントであり、溶接部への入熱量の大きさが構造全体の変形を決定することから、元のメッシュでも変形挙動は十分に評価しうると考えられる。その一方で、溶接金属近傍の応力ひずみ状態の評価や溶接金属部の残留応力などを詳細に見ようとすると、リファインすることでより精緻な計算ができることが示唆され、今回のリファインメッシュでも、それら进行评估するのに十分な細かさとは言えず、溶接金属近傍の母材側にできる熱影響部の評価には不十分である。相変態が問題となるのは、こうした領域での影響評価であり、さらなるリファインが必要といえる。

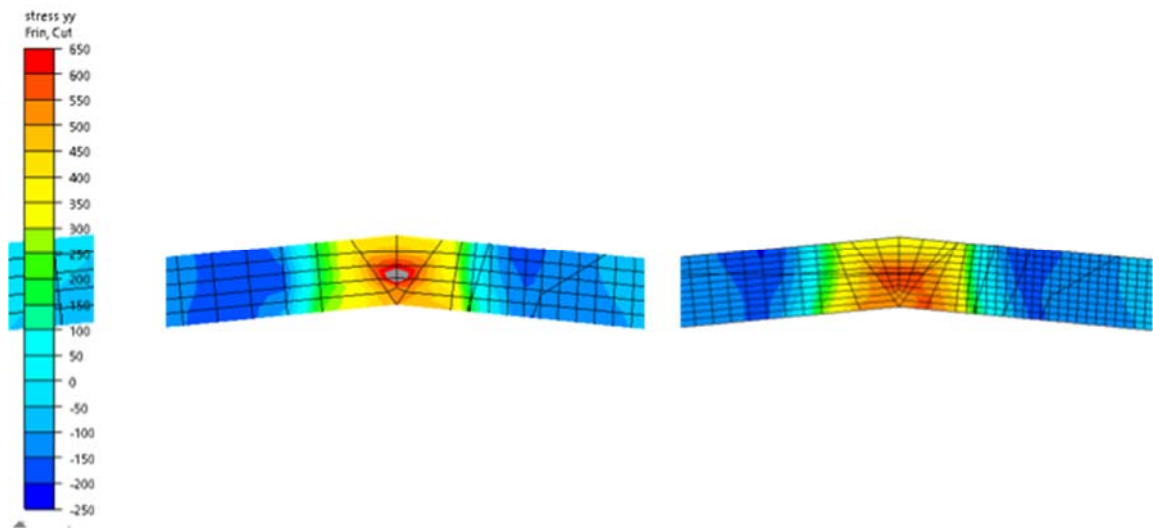


Fig. 4.2.5-12 Stress contour diagram in the direction of the weld line (components in the depth direction of the paper are displayed).

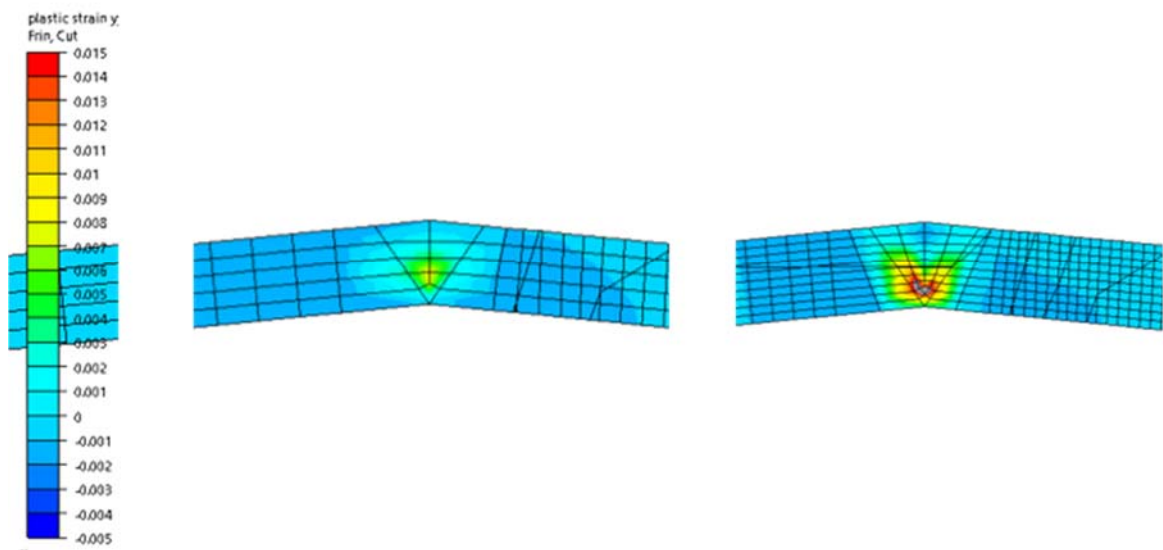


Fig. 4.2.5-13 Plastic strain contour diagram in the direction of the weld line (components in the depth direction of the paper are displayed).

② ジブクライミングクレーンマストのアーク溶接

実証例題の2つ目、ジブクライミングクレーンマストのアーク溶接問題への適用として、Fig. 4.2.5-14 に示すジブクライミングクレーンマストを構成する平面パネルの一部である要素試験モデルについて、ある溶接順序を想定した溶接工程を模擬し、変形量などを解析した。Fig. 4.2.5-15 に、作成した要素試験モデルの有限要素メッシュを示す。

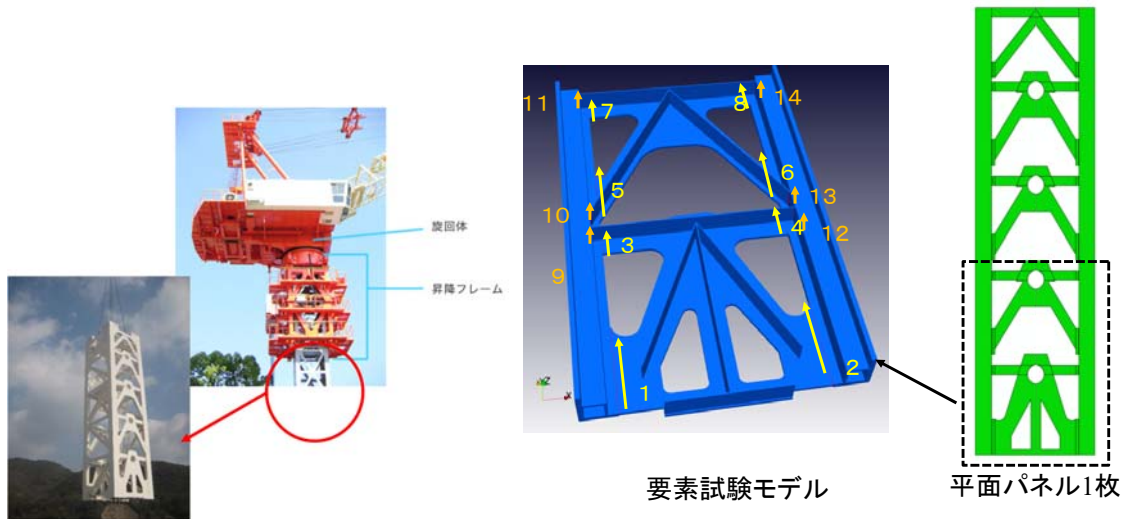


Fig. 4.2.5-14 Flat panel and element test model constituting jib climbing crane mast.

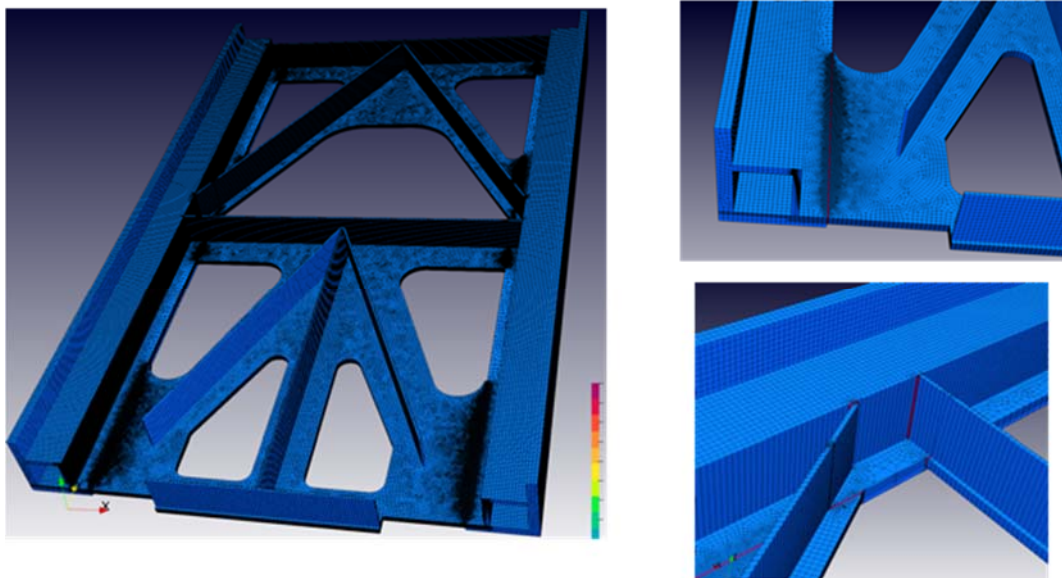


Fig. 4.2.5-15 Element test model mesh division. Left: overview, right: focused view near the welding pass.

溶接パス数は 28 パス、時間ステップ数は 10,362 である。計算環境としては、東大 Oakbridge-CX (CPU Intel® Xeon Platinum 8,280 (Cascade Lake) x 2 : 56 コア, メモリ 2,933 RDIMM 16 GB x 12 = 192 GB) を用いた。Flat MPI で 56 並列実行し全溶接パス完了時まで熱伝導解析は 8.69 時間、熱変形解析は 20.8 時間を要した。Fig. 4.2.5-16 に熱伝導解析の結果として得られた最大温度の履歴とある溶接パス入熱時の温度分布を示す。Fig. 4.2.5-17、Fig. 4.2.5-18 には熱変形解析の結果として得られた全パス完了時の応力分布図 (相当応力) と x 変位分布図を示す。こうした変位分布の評価から溶接工程後の開き量などが評価可能であり、溶接順序による開き量の違いなど検討できる。

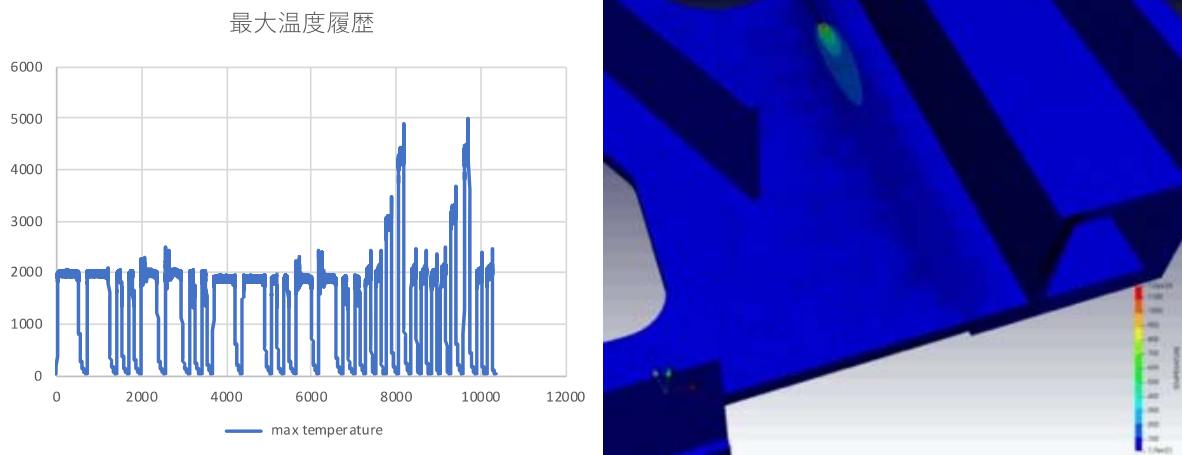


Fig. 4.2.5-16 The result of heat conduction analysis Left: Maximum temperature history, Right: Temperature distribution during heat input.

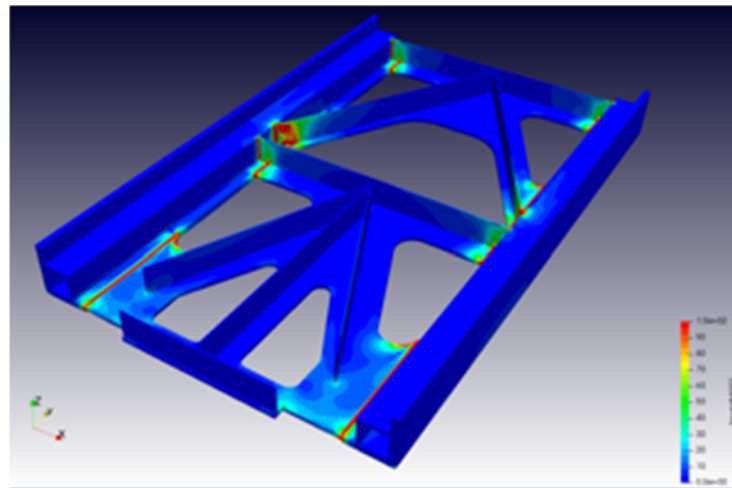


Fig. 4.2.5-17 Stress contour obtained thermal elasto-plastic analysis (equivalent stress).

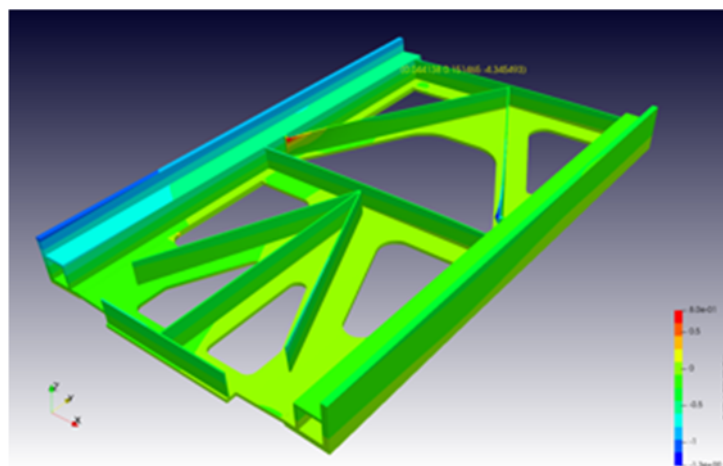


Fig. 4.2.5-18 x-direction displacement contour obtained thermal elasto-plastic analysis.

d) プリポストによるプレス成形から溶接まで一連の工程の解析・動作検証

溶接シミュレーション用プリポストの充実に向け今年度、新たに追加した項目は以下である。

- (1) 静解析、動解析、固有値解析での境界設定機能の追加
- (2) 複数段階の解析のための機能追加
- (3) 接触ペアを定義できる機能
- (4) 溶接パスを設定できる機能
- (5) ダミー要素への対応
- (6) !INCLUDE 機能を用いた複数ファイルへの分離

これらは、複数の解析が段階的に実施される溶接工程のシミュレーションをプリポストの中で統一的に扱えるようにする機能や、プレス工程や溶接工程のシミュレーションに特有な複雑な入力条件設定をサポートするために必要なものである。アプリケーションの開発環境には、昨年同様、「ウェブブラウザ上で動作する」ということから、「Electron」を採用している。Electron とは、Windows / Mac OS X / Linux 上で動作するクロスプラットフォームアプリケーションを、HTML、JavaScript、CSS の Web 技術を用いて開発できるフレームワークである。

前節 c)で、実際の溶接問題への適用におけるさまざまな機能拡張・プログラム改良について述べたが、溶接問題の難しさは、解析本体だけでなく、その入力データセットの作成にもある。複雑な形状にもなりうる周辺部材や溶接金属部モデルに対し、非常に細かな施工条件を再現する入力データの作成は特殊で煩雑な作業となる。FrontISTR では、「DFLUX」と「AMPLITUDE」の2つのカードを用い、互いに関連づけることで移動熱源を模擬するための設定を行っている。シンプルな形状であればそれほどではないものの、実際の形状や、細やかな施工条件になるとこの条件作成は煩雑な処理となることから、GUI 操作により、溶接パスの定義をできるようにした。Fig. 4.2.5-19 にプリポストウェア上での設定例を示す。溶接パスの経路および、電流、電圧、溶接効率、トーチの移動速度などの施工条件から、移動熱源を模擬するための体積発熱および AMPLITUDE の入力設定を行うことができる。

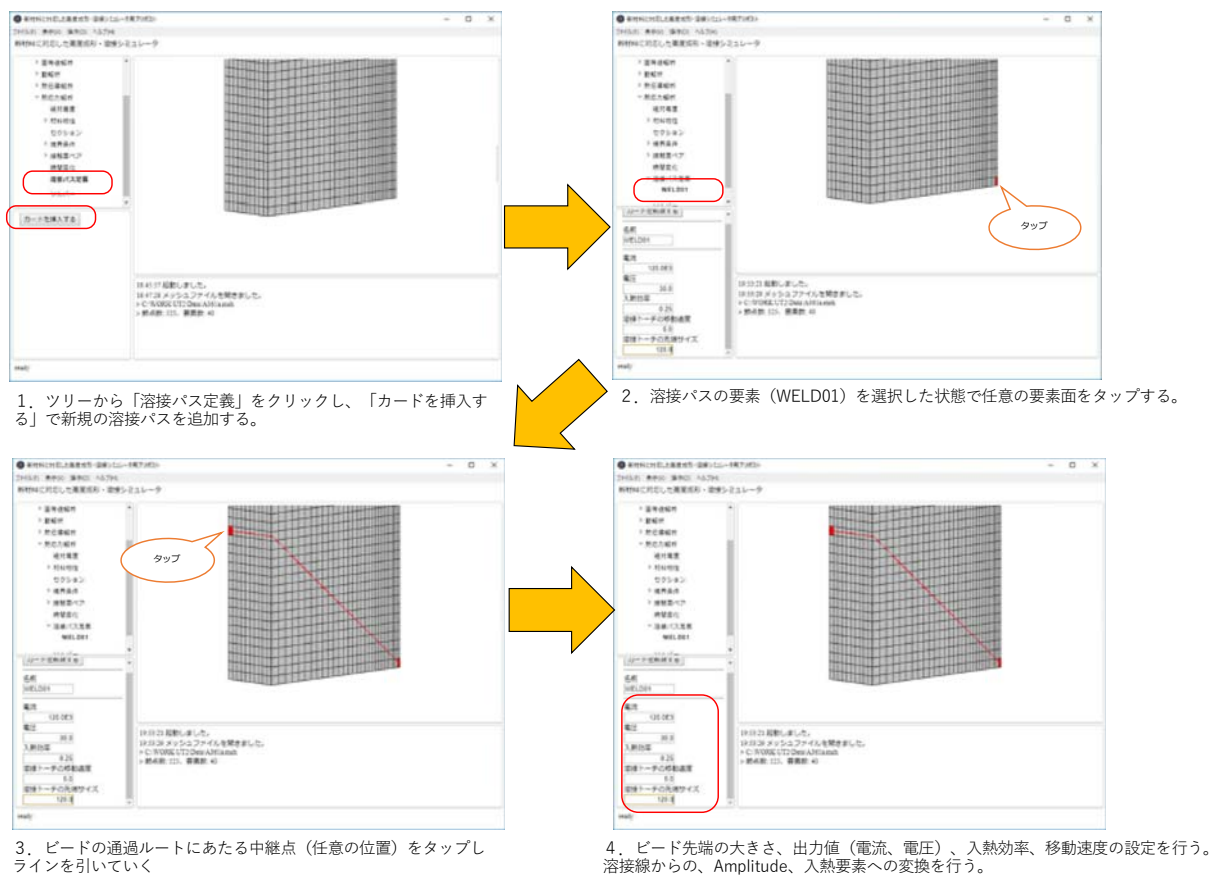


Fig. 4.2.5-19 Procedure for setting of welding passes in pre-post program.

(3) 参考文献

- [1] 後藤和哉、橋本学、奥田洋司、陰的および陽的自由度消去法を用いた多点拘束条件処理における並列反復法線形ソルバーの収束性、日本シミュレーション学会論文誌、Vol. 7、No. 1、pp. 1-9、2015。
- [2] Kazuki Ikushima, Toshizo Minamino, Atsushi Kawahara, Masakazu Shibahara, Hisato Yuto, Akihiro Nagai, Kazuhiko Tani, Tomoaki Tsuji, Junya Yamada, Mitsuyoshi Nakatani, Enhanced Large-scale Analysis Method and Its Application to Analysis of Multi-axial Pipe Weld, Welding in the world, Vol.60, No.5(2016), pp.915-929.

4-2-6. (サブ課題 F) マルチスケール熱可塑 CFRP 成形シミュレータの研究開発

(1) 研究成果の要旨

本サブ課題では、ジェットエンジンファンブレードや自動車ボディの CFRP (炭素繊維強化プラスチック) 化において実用が期待されている、熱可塑プリプレグシートを積層し加熱成形する製造手法を合理化するシミュレータの開発を行う。実用化に際しての最重要課題が合理的強度評価手法の確立であるが、そのためには、成形後の繊維配置が不明であるという根本的な問題の解決が必要である。加熱成形後の繊維配置を正確に予測し合理的な強度評価に基づく高度な最適設計を実施可能とするため、プリプレグシート 1 枚ずつを正確に有限要素モデル化し、加熱成形プロセスを精密に追

る成形シミュレータを開発する。開発項目の中核を占めるのは 1) 炭素繊維と樹脂を区分したミクロスケールでの成形シミュレータと、2) ミクロスケールシミュレーションの結果を直交異方性連続体へマルチスケール展開する方法論、3) 熱と接触大変形の強連成解析シミュレータである。

平成 31 年度 (2019 年度) は、以下の項目について、開発されたキラアアプリケーションの「京」レベルの計算機による効果の推定とポスト「京」を利用した場合のアプリケーションの性能の推定を実施し、成果創出フェーズにつながるデータを取得した。これまでに、高精度の熱可塑 CFRP 成形シミュレーションが可能なミクロスケール熱可塑成形シミュレータ、およびプリプレグシート単位での直交異方性連続体マクロスケール材料モデルの構築によるマクロスケール熱可塑成形シミュレータを完成し、さらにミクロスケールズームシミュレーション手法を構築した。以上の研究開発により、実部品のマルチスケール熱可塑 CFRP 成形シミュレーションが実施可能となった。平成 31 年度 (2019 年度) 計画の各項目における実施内容と成果は以下の通りである。

- a) 「京」クラスコンピュータにおけるジェットエンジン部品を対象とした熱可塑成形シミュレーションの実施

Structural Guide Vane (SGV) のマクロスケール熱間プレス成形シミュレーションを実施した。この結果、「京」レベル計算機では 1700 万自由度規模モデルまで解析可能であり、ポスト「京」を利用した場合、プリプレグ層レベルを精緻に解像可能な 91 億自由度規模モデルまで解析可能であることを推定した。

- b) 実成形品との照合によるジェットエンジン部品を対象としたシミュレーション結果の検証

SGV に関するミクロスケールズームシミュレーションを実施した。この結果、繊維周りの残留応力を詳細に算出することにより、層レベルの知見に加えて繊維レベルの新たな知見が得られる見通しを立てることができた。

This sub task aims at developing simulation software to rationalize manufacturing process of thermoplastic CFRP members. An accurate prediction of fiber direction after thermal press manufacturing process is required, and will be realized by the developed simulation software based of thin sheets lay-up modeling of finite elements. Development items are (1) micro-scale based simulator where carbon fiber/resin system is explicitly handled, (2) a multi-scale modeling methodology to constitute anisotropic continuum based model from micro-scale model and (3) strong-coupling simulation technology of thermal and large deformation problems with contacting.

We set two subjects to research in this FY2019. The results are summarized as follows:

- a) Execution of forming process simulation of CFRTP of test piece for developing fan blade of jet engine by hyper parallel computer of K computer class

Press forming simulation of Structural Guide Vane (SGV) was successfully executed by macro-scale based simulator using large scale model of 17 million degree of freedom. On post-K computer, it is possible to execute macro-scale press forming simulation with more accurate resolution of layer level using 9 billion degree of freedom.

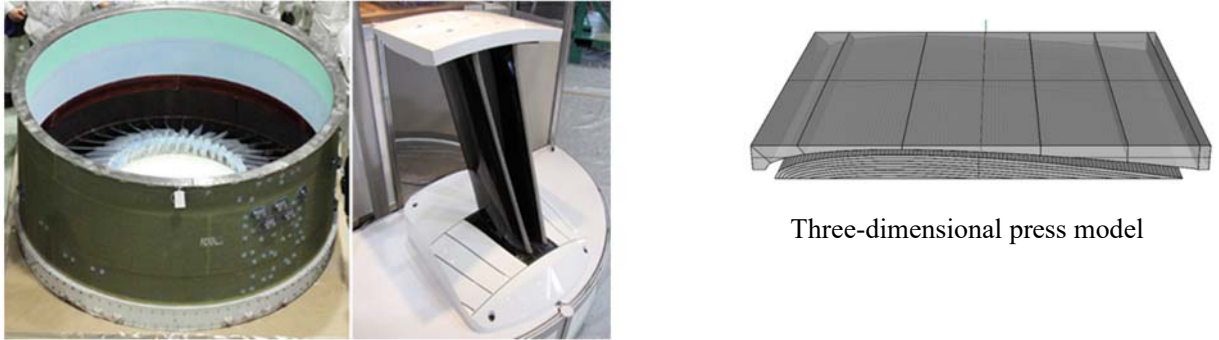
- b) Verification of simulation results of jet engine part by comparison with the actual size results
Micro-scale zooming-up press forming simulation concerning SGV in which boundary conditions are determined from macro-scale simulation results was executed. Residual stress distribution around actual size fiber was successfully clarified by representative volume element level zooming-up simulation.

(2) 本研究の内容

- a) 「京」クラスコンピュータにおけるジェットエンジン部品を対象とした熱可塑性成形シミュレーションの実施

「京」クラスコンピュータにおけるジェットエンジン部品を対象とした熱可塑性成形シミュレーションとして、Structural Guide Vane (SGV) のマクロスケール熱間プレス成形シミュレーションを実施した (Fig. 4.2.6-1)。ここでは、「京」レベル計算機を用いて、主に接触解析、熱伝導-構造連成解析機能の実部品成形問題への適用性を検証するとともに、ポスト「京」を利用した場合のアプリケーションの性能を推定することを目的とした。Fig. 4.2.6-2 に解析モデル及び解析条件を示す。ブレードの寸法は板厚 20 mm、長さ 700 mm、幅 200 mm であり、解析モデルは対称条件から 1/4 の領域を対象とした。積層構成は $[0/+30/-30/0]_6$ とした 24 層であり、プリプレグシート厚さ 400 μm とした。材料はプリプレグシート単位での直交異方性連続体マクロスケールモデル (繊維と樹脂を均質化) を適用し、メッシュは六面体一次要素を用いた分割により、5,963,662 節点、5,512,777 要素、17,860,986 自由度となった。接触解析には Lagrange 法を、連立一次方程式の解法には CG 法+ML 前処理を適用した。熱間プレス成形シミュレーションとして、200°Cのもとでプレスシミュレーションを実施し、それに引き続き室温まで冷却させる冷却固化シミュレーションを実施した。計算は「京」レベル計算機により実施し、並列数は 1,024 とした。プレスシミュレーションでは、1.0 s のプレス過程を時間増分 0.01 s のもとで 100 step にて、冷却固化シミュレーションでは、3,000 s の冷却過程を時間増分 15 s のもとで 200 step にて計算した。Fig. 4.2.6-3~Fig. 4.2.6-8 にプレス過程の最終時刻における残留応力分布を、Fig. 4.2.6-9~Fig. 4.2.6-14 に冷却固化過程の最終時刻における残留応力分布をそれぞれ示す。Fig. 4.2.6-3~Fig. 4.2.6-8 に示されるプレス過程を見ると、 σ_{11} 成分で中央上部の $\pm 30^\circ$ 層 (x_3 方向にも炭素繊維配向) で高い応力が発生、 σ_{22} 成分で全体で一様に負の値が発生、 σ_{33} で材料異方性のため 0° 層に $\pm 30^\circ$ 層より強い負の応力が発生、 σ_{12} で前縁部および後縁部で高いせん断応力が発生しており、接触解析が正常に機能していることが検証された。Fig. 4.2.6-9~Fig. 4.2.6-14 に示される冷却固化過程を見ると、 σ_{11} 成分で $\pm 30^\circ$ 層に高い応力が発生、 σ_{22} 成分で全体で一様に負の値が発生、 σ_{33} で材料異方性のため 0° 層に $\pm 30^\circ$ 層より強い負の応力が発生、 σ_{12} で前縁部および後縁部で高いせん断応力が発生、 σ_{23} で $\pm 30^\circ$ 層で正から負の応力分布が発生、 σ_{13} で $\pm 30^\circ$ 層で負から正の応力分布が発生しており、プレス過程も含めて熱伝導-構造連成解析が正常に機能していることが検証された。両過程の解析結果から、層レベルでの局所的応力集中が見られ、繊維うねりの要因につながり得るものと推定される。また、残留応力の絶対値はプレス過程よりも冷却固化過程の方が大きく、冷却固化過程の方が繊維うねり等の欠陥生成に大きく影響するであろうことが推定されることがわかった。この様に、マクロスケール熱間プレス成形シミュレーションにより、実部品の層レベルの複雑な応力分布を把握することが可能であり、欠陥発生状

況の予測が可能であることが検証された。以上の結果から、「京」レベル計算機では積層数 24 層、1,700 万自由度規模モデルまで解析可能であることから、ポスト「京」を利用した場合、積層数 100 層 91 億自由度規模モデルまで解析可能であることが試算され、プリプレグ層レベルをさらに精緻に解像可能なシミュレーションが可能であることを推定した。



<https://www.ihp.co.jp/ia/products/air-engine/sgv/index.html>

Fig. 4.2.6-1 Structural Guide Vane (SGV).

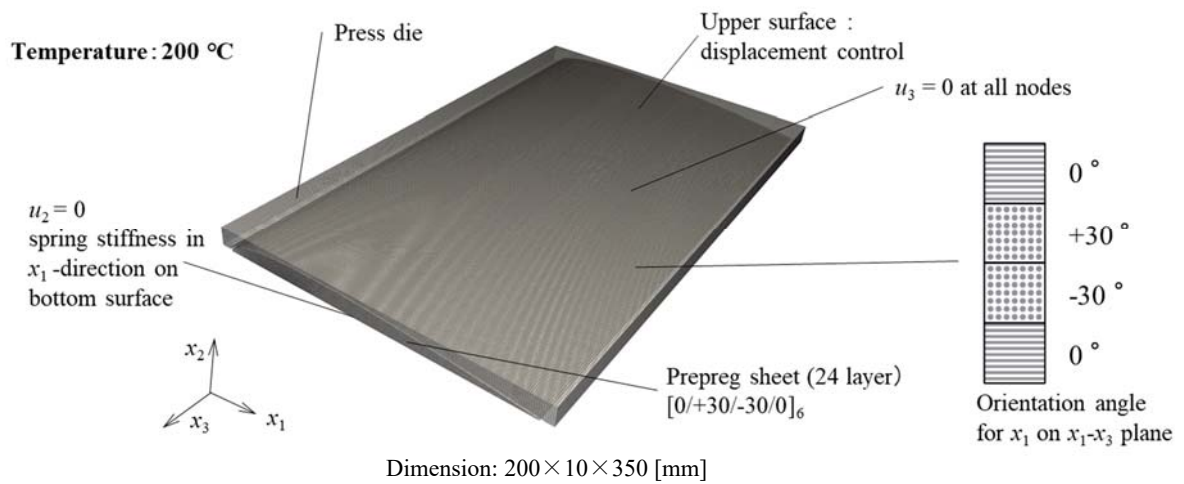


Fig. 4.2.6-2 Analysis model: 24 layers, prepreg sheet thickness 400 μ m.

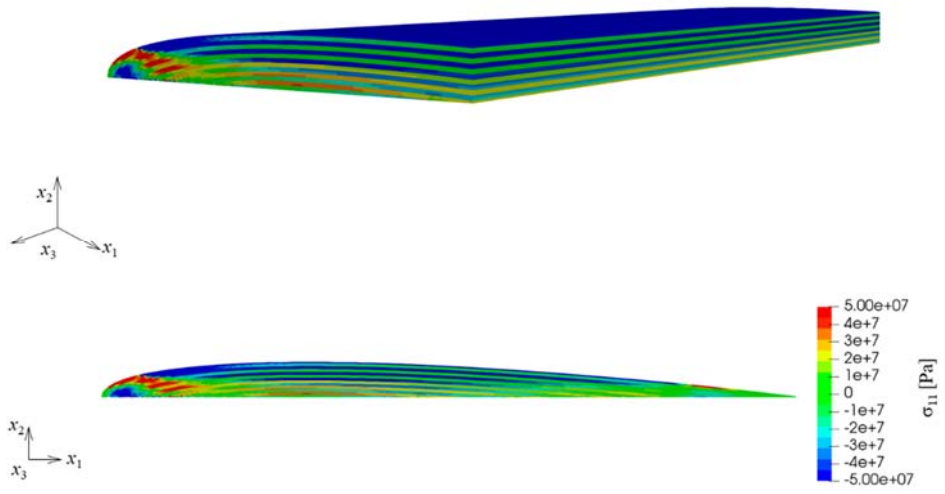


Fig. 4.2.6-3 Distribution of stress σ_{11} : pressing process.

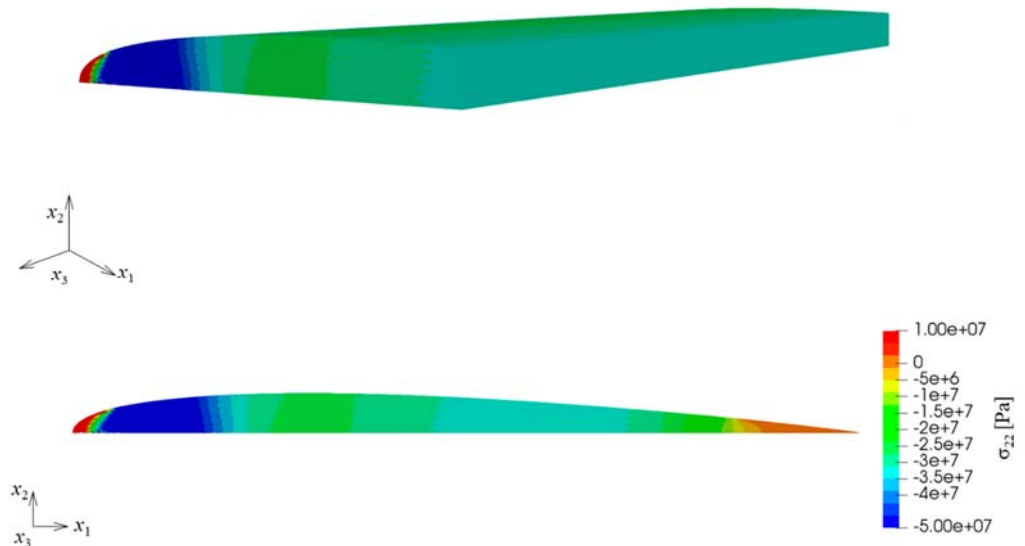


Fig. 4.2.6-4 Distribution of stress σ_{22} : pressing process.

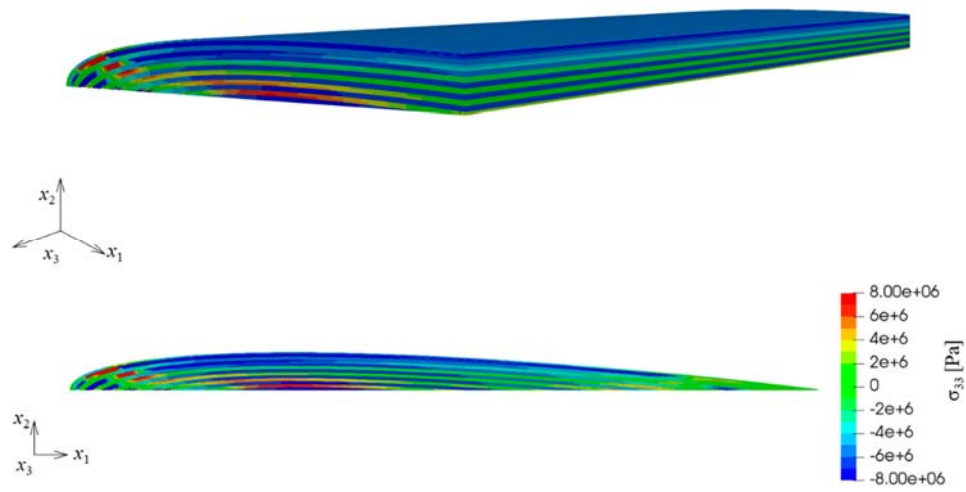


Fig. 4.2.6-5 Distribution of stress σ_{33} : pressing process.

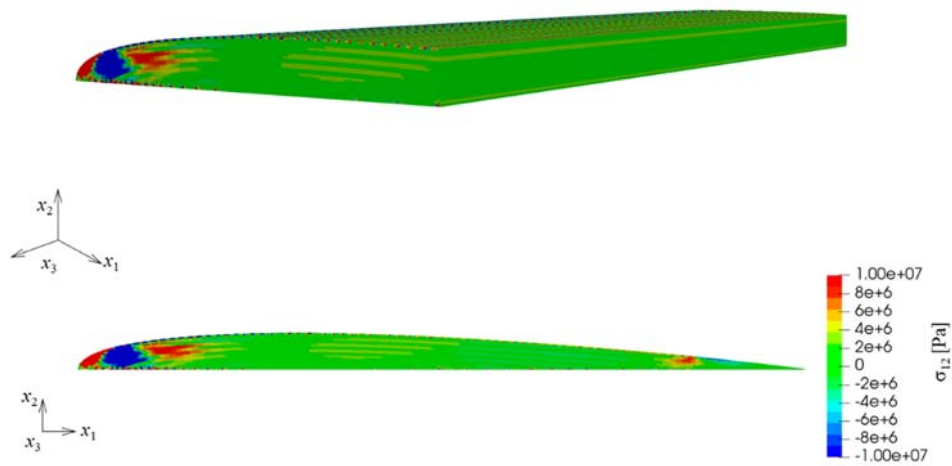


Fig. 4.2.6-6 Distribution of stress σ_{12} : pressing process.



Fig. 4.2.6-7 Distribution of stress σ_{23} : pressing process.



Fig. 4.2.6-8 Distribution of stress σ_{13} : pressing process.

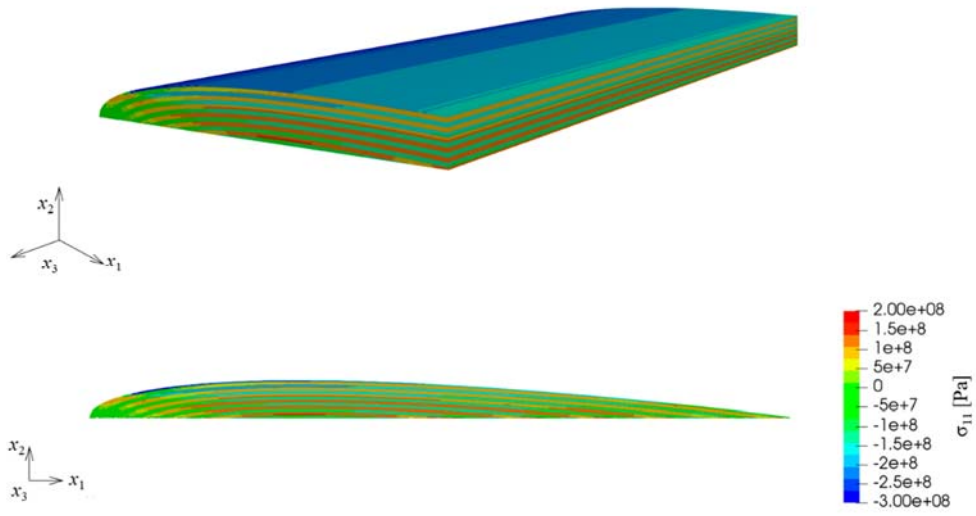


Fig. 4.2.6-9 Distribution of stress σ_{11} : cooling process.

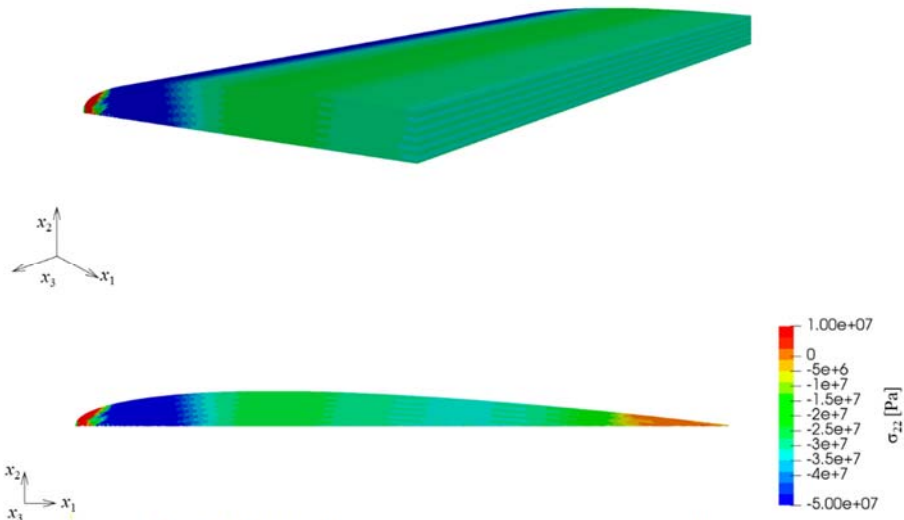


Fig. 4.2.6-10 Distribution of stress σ_{22} : cooling process.

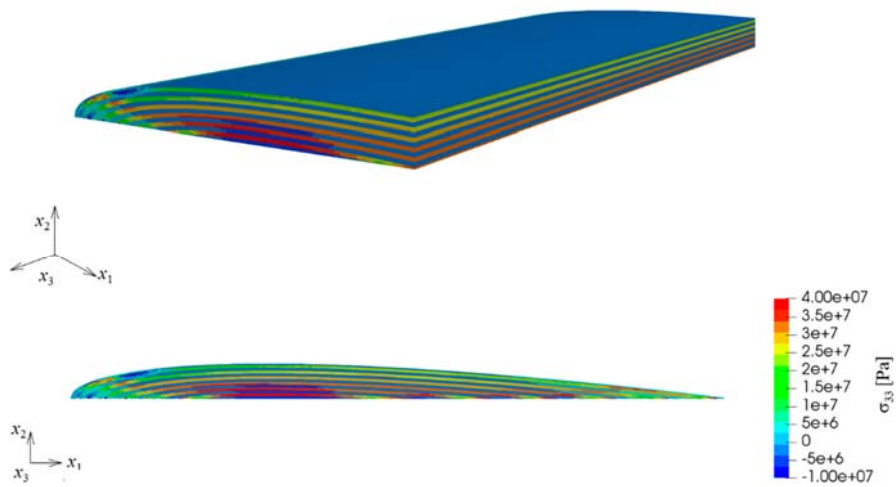


Fig. 4.2.6-11 Distribution of stress σ_{33} : cooling process.

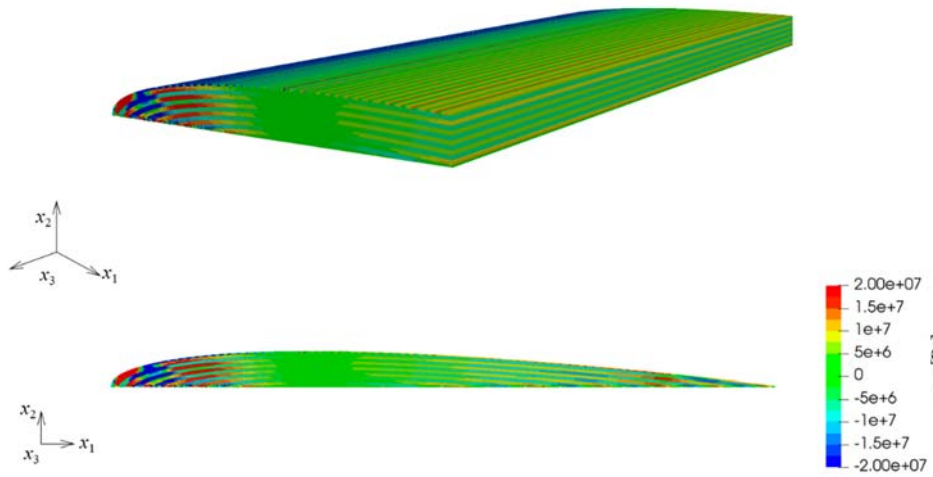


Fig. 4.2.6-12 Distribution of stress σ_{12} : cooling process.

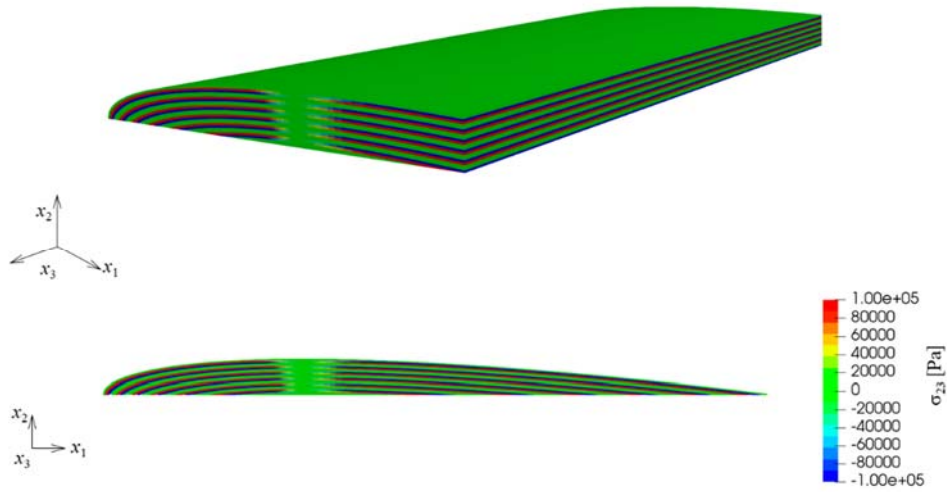


Fig. 4.2.6-13 Distribution of stress σ_{23} : cooling process.

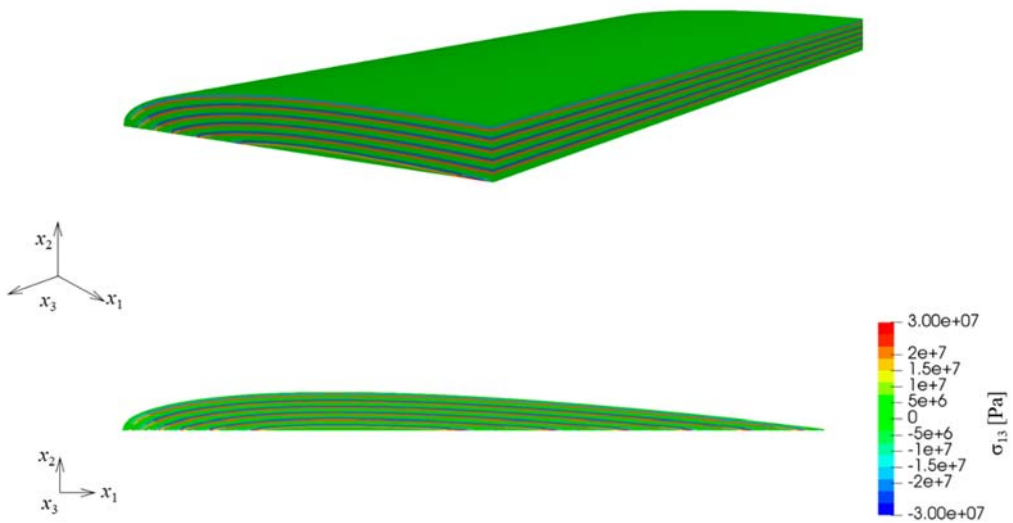


Fig. 4.2.6-14 Distribution of stress σ_{13} : cooling process.

b) 実成形品との照合によるジェットエンジン部品を対象としたシミュレーション結果の検証

実成形品との照合によるジェットエンジン部品を対象としたシミュレーション結果の検証として、SGVに関するミクロスケールズーミングシミュレーションを実施した。前述の a)項では、SGVの macroscale 熱間プレス成形シミュレーションにより、実部品の層レベルの複雑な応力分布を把握することが可能であり、欠陥発生状況の予測が可能であることを検証した。本項ではミクロスケールズーミングシミュレーションにより、繊維レベルの不整の予測が可能であることを検証することを目的とした (Fig. 4.2.6-15)。Fig. 4.2.6-16 にミクロスケールズーミングシミュレーションの解析手順を示す。解析モデルは長さ 1,250 mm、板厚 46 mm、幅 50 mm の寸法を有するプリプレグシートであり、炭素繊維の主軸が x_3 方向に配置された一方向材である。解析では、1) モデル全体に対して macroscale シミュレーションを実施、2) 板厚全域を含むミクロスケールズーミングモデルに macroscale シミュレーションの該当箇所の変位履歴を規定境界として付与、3) ミクロスケールズーミングシミュレーションを実施という手順をとる。尚、macroscale シミュレーションでは繊維と樹脂を均質化したモデルを、ミクロスケールズーミングシミュレーションでは繊維と樹脂を区分したモデルを使用した。冷却条件については macroscale シミュレーションおよびミクロスケールズーミングシミュレーションとも同じ条件とし、モデル上下面に異なる温度履歴を熱伝導解析の境界条件として直接付与した。ミクロスケールズーミングシミュレーションの検証として、モデル全体に対して繊維と樹脂を区分した macroscale ミクロスケールシミュレーション結果との比較を Fig. 4.2.6-17 に示す。Fig. 4.2.6-17 では、残留応力 σ_{11} 分布を示しており、macroscale ミクロスケールシミュレーションの結果はミクロスケールズーミングモデルに該当する領域を抜き出して示した。ミクロスケールズーミングシミュレーション結果は、macroscale ミクロスケールシミュレーション結果とよく一致しており、ミクロスケールズーミングシミュレーションにより、繊維周りの残留応力が算出可能であることがわかる。続いて、Fig. 4.2.6-17 では板厚全域レベルのミクロスケールズーミングシミュレーションについて示したが、代表体積要素 (RVE) レベルへの展開例を示す。Fig. 4.2.6-18 は、長さ 40 mm、板厚 0.407 mm、幅 20 mm の寸法を有するプリプレグシートに対しての板厚全域レベルのミクロスケールズーミングシミュレーションの解析手順を示したものであり、Fig. 4.2.6-17 に示した解析手順と同様である。プリプレグシートは炭素繊維の主軸が x_3 方向に配置された一方向材である。Fig. 4.2.6-19 に RVE レベルのミクロスケールズーミングシミュレーションについて示す。解析手順としては、板厚全域レベルのものと同様であるが、解析対象を RVE に限定しているため、板厚全域レベルよりも細かい要素分割が可能であり、境界条件も macroscale シミュレーション結果からの規定変位履歴のみならず、温度についても該当箇所の温度履歴を規定温度履歴として与えている。Fig. 4.2.6-20 に板厚全域レベルのミクロスケールズーミングシミュレーション結果と RVE レベルのミクロスケールズーミングシミュレーション結果を比較したものを示す。RVE レベルでは、CFRTP 層上部と CFRTP 層下部の 2 か所について実施しており、板厚レベルの該当箇所を抜き出した応力分布結果との比較を示した。応力 σ_{11} の分布および CFRTP 層上部の参照線上の分布を比較すると、RVE レベルの解析結果は板厚全域レベルの解析結果より滑らかであり、RVE レベルへのミクロスケールズーミングシミュレーションにより、繊維周りの残留応力をより詳細に算出し、繊維レベルの不整の予測が可能であることが検証された。以上の結果から、繊維周りの残留応力

を詳細に算出することにより、層レベルの知見に加えて繊維レベルの新たな知見が得られる見通しを立てることができた。

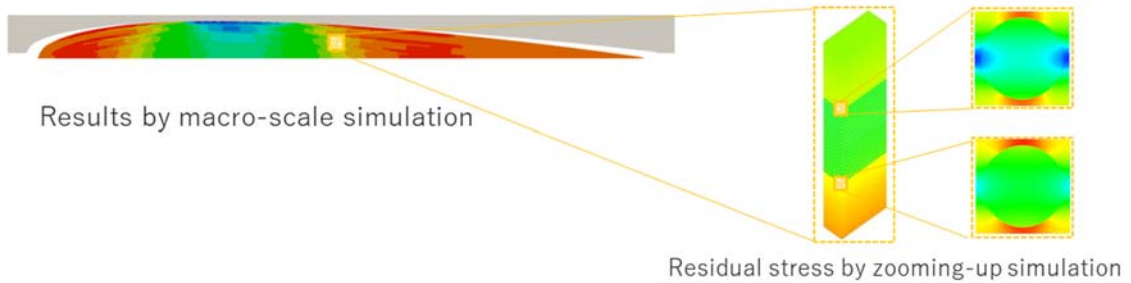


Fig. 4.2.6-15 Micro-scale zooming-up simulation.

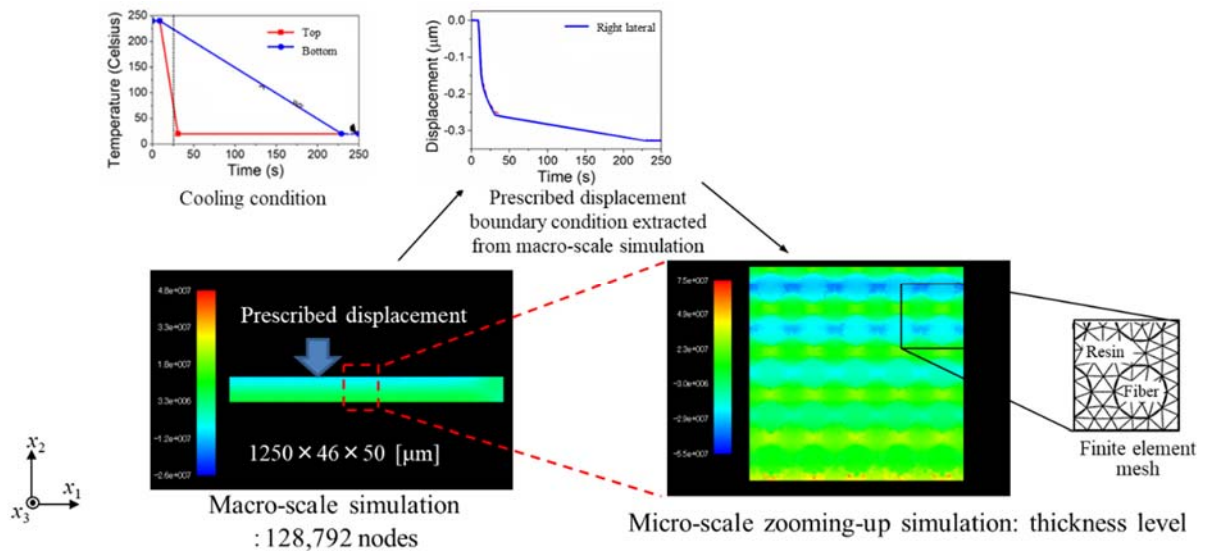


Fig. 4.2.6-16 Procedure of micro-scale zooming-up simulation.

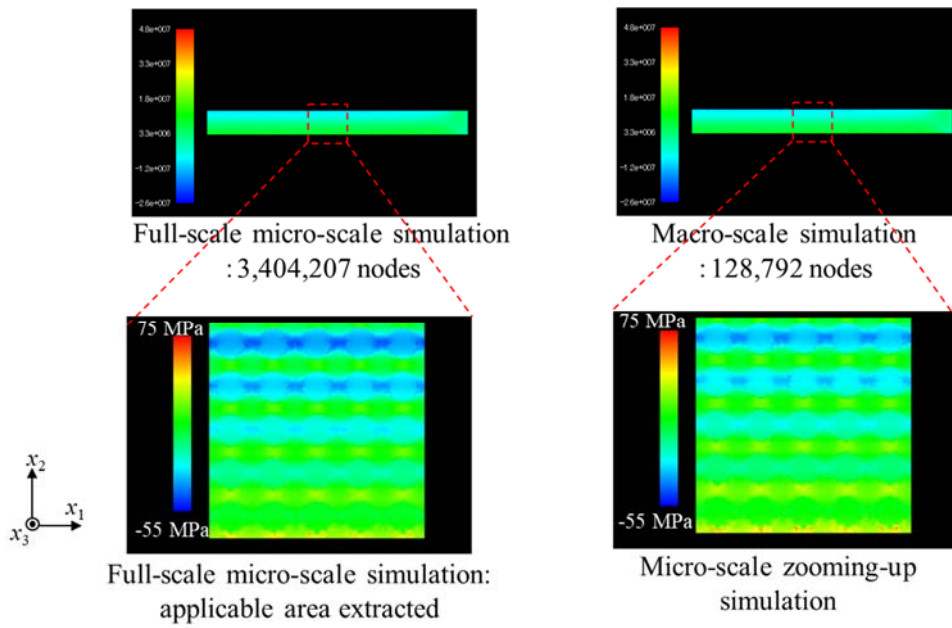


Fig. 4.2.6-17 Comparison of stress σ_{11} between micro-scale zooming-up simulation result and full-scale micro-scale simulation result.

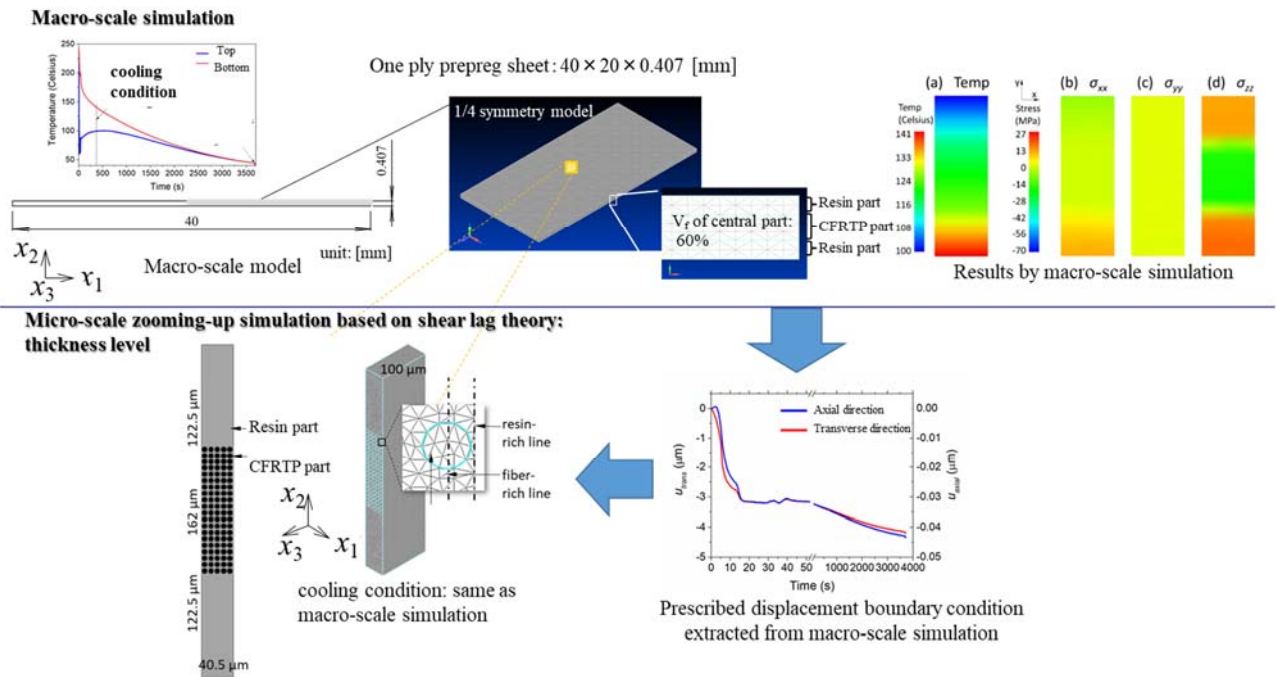


Fig. 4.2.6-18 Micro-scale zooming-up simulation: thickness level.

Micro-scale zooming-up simulation based on simplified asymptotic expansion: Representative volume element(RVE) level

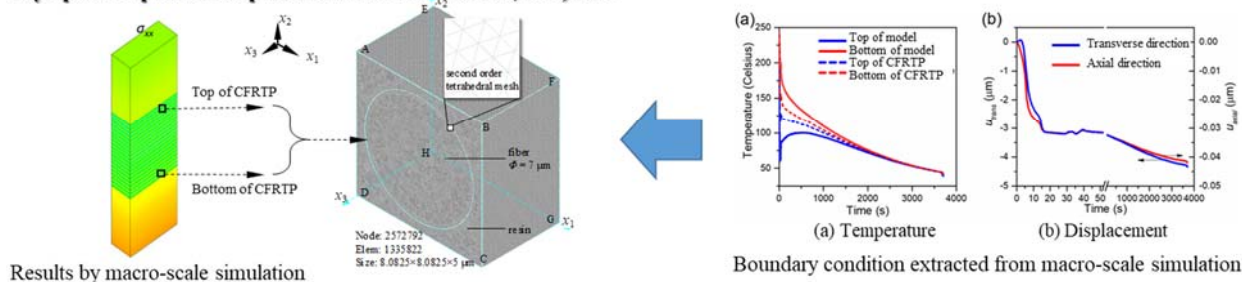


Fig. 4.2.6-19 Micro-scale zooming-up simulation: RVE level.

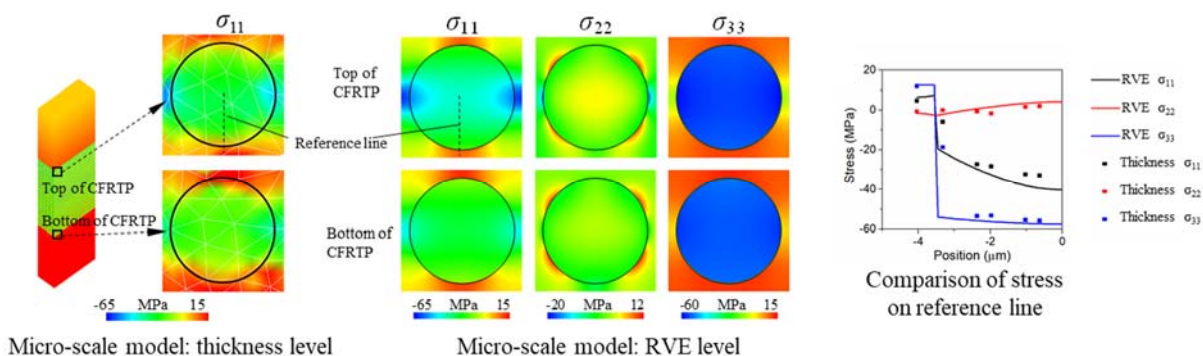


Fig. 4.2.6-20 Comparison of stress between thickness level result and RVE level result of micro-scale zooming-up simulation.

4-2-7. プロジェクトの総合的推進

プロジェクト全体の連携を密としつつ円滑に運営していくため、諮問委員会、評価委員会、全体推進会議、アプリケーション連携開発会議（重点課題⑥との連携）等を適宜開催し、参画各機関の連携・調整にあたった。特に、プロジェクト全体の進捗状況を確認しつつ計画の合理化を検討し、必要に応じて調査等を行うなど、プロジェクトの効果的・効率的推進に資する施策を実施した。また、プロジェクトで得られた成果については、可能な限り積極的に公開して今後の展開に資するとともに、ものづくり産業での早期戦力化を支援した。

平成 31 年度（2019 年度）は、引き続き、上記の各施策を順次開催しながら、重点課題間、サブ課題間の有効な連携研究活動のための支援を実施し、研究開発全体を円滑に実施するための調整を行った。なお、成果の外部への発表は、次節に記載する。

4-2-8. 成果の外部への発表

平成 31 年度（2019 年度）は、前述の各サブ課題の学術活動のほか、4-3 に示すアウトリーチ活動を実施した。以下に代表的な活動を示す。

(1) 2019 年度 キャンパス公開

日時：令和元年 5 月 31 日～令和元年 6 月 1 日
 場所：東京大学生産技術研究所 笠岡ラウンジ

展示物：各サブ課題紹介を含むポスター 7スライド

来場者：211名

(2)重点課題⑧・重点課題⑥ 第3回 HPC ものづくり統合ワークショップ

日時：令和元年9月19日

場所：東京大学生産技術研究所セミナー室

配布物：重点課題⑧パンフレット、計算工学ナビ

来場者：95名

(3)第5回ポスト「京」重点課題⑧「近未来型ものづくりを先導する革新的設計・製造プロセスの開発」シンポジウム

日時：令和2年3月16日（開催中止）

場所：東京大学生産技術研究所コンベンションホール

配布物：予稿集を作成し、参加予定者に配布

4-3. 活動内容

(1) アウトリーチ活動

年月日	行事
R1.5.31~6.1	東京大学生産技術研究所キャンパス公開
R1.9.5~6	国際フロンティア産業メッセ 2019
R1.9.19	重点課題⑧・重点課題⑥ 第3回 HPC ものづくり統合ワークショップ
R1.11.1	RIST 成果報告会
R1.11.9	R-CCS 一般公開
R1.11.18~21	SC19
R2.3.16	第5回 重点課題⑧ シンポジウム(開催中止)

(2) 全体推進会議兼諮問委員会

年月日	行事
R1.6.26	第14回全体推進会議兼第13回諮問委員会
R1.10.30	第15回全体推進会議兼第14回諮問委員会
R2.2.14	第16回全体推進会議兼第15回諮問委員会

(3) 連携事務局会議(幹事会)

年月日	行事
R1.8.5	第17回連携事務局会議(幹事会)

R1.10.8	第 18 回連携事務局会議(幹事会)
R2.1.10	第 19 回連携事務局会議(幹事会)

(4) アプリケーション連携開発会議

年 月 日	行 事
R1.6.11	平成 31 年度 第 1 回アプリケーション連携開発会議
R1.12.4	平成 31 年度 第 2 回アプリケーション連携開発会議

(5) サブ課題間連携開発会議

年 月 日	行 事
R1.12.10	車両空力設計最適化会議(サブ課題 A&B)
H31.4.23 R1.5.28 R1.6.25 R1.7.24	ファン性能・騒音最適設計検討会(サブ課題 A&C)
R1.6.14 R1.10.23 R2.1.29	材料・構造ソルバー開発会議(サブ課題 E&F)

(6) コデザイン

年 月 日	行 事
H31.4.24 R1.6.5 R1.8.8 R1.9.6 R1.10.3 R1.10.31 R1.12.11 R2.1.28 R2.2.28 R2.3.26	重点課題⑧ サブ WG

(7) サブ課題推進会議

サブ課題名	年 月 日	行 事
(1) (サブ課題 A) 上流設計プラットフォームの開発整備と産業利用実証によるものづくり革新	R1.5.24	時間並列計算法に関する打ち合わせ
	R1.5.31	
	R1.6.26	
	R1.9.26	
	R1.9.30	
	R1.10.4	
	R1.11.15	
	R1.12.16	
	R2.1.22	
	R2.2.17	
	R2.3.10	最適化に関する打ち合わせ
	R1.6.7	
	R1.10.17	
	R1.12.1	上流設計 PF 開発検討会議
	R1.5.20	
	R1.7.4	
	R1.9.20	
	R1.11.20	
	R2.1.23	
(2) (サブ課題 B) リアルタイム・リアルワールド自動車統合設計システムの研究開発	R2.1.24	開発検討会議
	R2.2.17	
	H31.4.1	
	H31.4.18	
	H31.4.23	
	H31.4.26	
	R1.5.9	
	R1.5.24	
	R1.6.11	
	R1.6.20	
	R1.6.27	
	R1.7.4	
	R1.7.11	
	R1.7.19	
	R1.7.25	
R1.8.9		
R1.8.21		

	R1.8.29 R1.9.12 R1.9.18 R1.9.30 R1.10.7 R1.11.21 R1.12.9 R1.12.24 R2.1.14 R2.1.22 R2.1.31 R2.2.10 R2.2.21 R2.2.27 R2.3.17	開発検討会議 開発検討会議 開発検討会議 開発検討会議 開発検討会議 開発検討会議 開発検討会議 開発検討会議 開発検討会議 開発検討会議 開発検討会議 開発検討会議 開発検討会議 開発検討会議 開発検討会議 開発検討会議
	H31.4.4 H31.4.18 R1.5.9 R1.5.20 R1.6.19 R1.7.9 R1.7.23 R1.9.18 R1.9.26 R1.10.21 R1.11.20 R1.12.25 R2.1.15 R2.1.23	構造 WG 開発会議(スズキ訪問) 構造 WG 開発会議 構造 WG 開発会議(タイヤメーカー WEB 会議) 構造 WG 開発会議(東工大訪問) 構造 WG 開発会議 構造 WG 開発会議 構造 WG 開発会議(マツダ) 構造 WG 開発会議(東工大訪問) 構造 WG 開発会議 構造 WG 開発会議 構造 WG 開発会議(東工大訪問) 構造 WG 開発会議 構造 WG 開発会議(スズキ) 構造 WG 開発会議
	R1.8.9 R2.1.14	AMR 開発会議 AMR 開発会議
(3) (サブ課題 C) 準直接計算 技術を活用したターボ機 械設計システムの研究開 発	R1.5.29 R1.7.18 R1.9.12 R1.11.21 R2.1.16 R2.3.31	サブ課題 8-C 開発検討会議

	R1.5.14 R1.8.9 R1.11.14 R2.2.12	第 8 回ターボ機械 HPC 実用化分科会 第 9 回ターボ機械 HPC 実用化分科会 第 10 回ターボ機械 HPC 実用化分科会 第 11 回ターボ機械 HPC 実用化分科会
(4) (サブ課題 D) 航空機の設計・運用革新を実現するコア技術の研究開発	H31.4.9, 17 R1.5.8, 21 R1.6.3, 24 R1.7.9 R1.8.5, 21 R1.9.4, 11, 17 R1.10.7, 17, 23 R1.11.13 R1.12.18 R2.1.20	コアソルバー開発会議
	R1.4.25 R1.7.10 R1.8.30 R2.1.6 R2.3.23	サブ課題 D 開発検討会議
(5) (サブ課題 E) 新材料に対応した高度成形・溶接シミュレータの研究開発	H31.4.23 R1.5.21 R1.7.3 R1.9.13 R1.10.1 R1.10.9 R2.1.17 R2.2.3 R2.2.12	平成 31 年度第 1 回サブ課題 E 進捗会議 平成 31 年度第 2 回サブ課題 E 進捗会議 平成 31 年度第 3 回サブ課題 E 進捗会議(プリポスト) 平成 31 年度第 4 回サブ課題 E 進捗会議 平成 31 年度第 5 回サブ課題 E 進捗会議(IHI 訪問) 平成 31 年度第 6 回サブ課題 E 進捗会議(プリポスト) 平成 31 年度第 7 回サブ課題 E 進捗会議 平成 31 年度第 8 回サブ課題 E 進捗会議 平成 31 年度第 9 回サブ課題 E 進捗会議(プリポスト)
	H31.4.12 R1.5.24 R1.6.7 R1.8.30 R1.10.5~7 R1.10.18 R1.12.3 R1.12.10 R2.1.24	平成 31 年度第 1 回 FrontISTR 開発会議 第 53 回 FrontISTR 研究会 第 54 回 FrontISTR 研究会 第 55 回 FrontISTR 研究会 FrontISTR 開発者合宿 第 1 回 FrontISTR シンポジウム FrontISTR 講習会 ITO を用いたハンズオン 第 57 回 FrontISTR 研究会 第 58 回 FrontISTR 研究会

(6) (サブ課題 F) マルチスケール熱可塑 CFRP 成形シミュレータの研究開発	H31.4.17	サブ課題 F 推進会議
	R1.5.29	
	R1.7.9	
	R1.8.23	
	R1.10.11	
	R1.11.15	
	R2.1.28	

4-4. 実施体制

業務項目	担当機関	担当責任者
(1) (サブ課題A) 設計を革新する多目的設計探査・高速計算技術の研究開発	宇宙航空研究開発機構	宇宙科学研究所 准教授 大山聖
a) 多目的設計探査技術	宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究所 東北大学流体科学研究所 東京理科大学工学部	准教授 大山聖 准教授 下山幸治 情報工学科 講師 立川智章
b) 高速計算技術		
b)-1 時間領域並列化法の「京」レベルの計算機でのキラアプリ実装と性能評価	九州大学情報基盤研究開発センター	情報基盤研究開発センター長 ／教授 小野謙二
b)-2 低 B/F アルゴリズムの「京」レベルの計算機でのキラアプリへの実装と性能評価	九州大学情報基盤研究開発センター	情報基盤研究開発センター長 ／教授 小野謙二
c) 上流設計技術		
c)-1 上流設計プラットフォームとキラアプリによる、実問題への適用と検証	理化学研究所計算科学研究センター 九州大学情報基盤研究開発センター	テクニカルスタッフ 川鍋友宏 情報基盤研究開発センター長 ／教授 小野謙二
(2) (サブ課題B) リアルタイム・リアルワールド自動車統合設計システムの研究開発	神戸大学大学院システム情報学研究科	教授 坪倉誠
a) 流体・構造統一連成解析システムを用いた産業応用最適設計解析	神戸大学大学院システム情報学研究科	教授 坪倉誠

b) ポスト「京」システムを対象とした基盤アプリの性能推定と高速化	理化学研究所計算科学研究センター	研究員 大西慶治
c) オイラー構造解析手法を用いた設計システムによる実車モデル構造解析の大規模化	山梨大学総合研究部	教授 岡澤重信
(3) (サブ課題C) 準直接計算技術を活用したターボ機械設計・評価システムの研究開発	東京大学生産技術研究所	革新的シミュレーション研究センター センター長/教授 加藤千幸
a) エクサスケール計算機で高速動作する流れソルバーの開発	東京大学生産技術研究所	革新的シミュレーション研究センター センター長/教授 加藤千幸
b) 大規模流体解析における収束性改善のための乱流解析手法の研究開発	東京大学生産技術研究所	革新的シミュレーション研究センター センター長/教授 加藤千幸
c) 格子ボルツマン法 (LBM) による直接計算手法の研究開発	九州大学大学院工学研究院	教授 古川雅人
d) LES 解析用の壁面モデルの研究開発	東京大学生産技術研究所	革新的シミュレーション研究センター センター長/教授 加藤千幸
(4) (サブ課題D) 航空機の設計・運用革新を実現するコア技術の研究開発	宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究所	准教授 高木亮治
a) 高速・高精度乱流解析技術の研究開発	宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究所	准教授 高木亮治
a)-1 直交格子ベース基盤ソルバーのポスト「京」向け高速化	宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究所	准教授 高木亮治
a)-2 直交格子ソルバーにおける LES (Large Eddy Simulation) 壁面モデルの開発と検証	東北大学大学院工学研究科	准教授 河合宗司
b) 設計評価技術の研究開発	宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究所	准教授 高木亮治

b)-1 高速バフケット/低速失速解析における wall-resolved LES 参照データベース構築と LES 壁面モデルの予測精度検証	東北大学大学院工学研究科	准教授 河合宗司
c) 飛行安全性向上技術の研究開発	東京理科大学工学部	機械工学科 教授 山本誠
c)-1 非線形飛行力学モデルデータベースに基づく機体運動シミュレータの構築と計算規模・精度の見積もり	東京理科大学工学部	機械工学科 教授 山本誠
(5) (サブ課題E) 新材料に対応した高度成形・溶接シミュレータの研究開発	東京大学大学院新領域創成科学研究科	教授 奥田洋司
(6) (サブ課題F) マルチスケール熱可塑CFRP成形シミュレータの研究開発	東京大学生産技術研究所	革新的シミュレーション研究センター 教授 吉川暢宏
(7) プロジェクトの総合的推進	東京大学生産技術研究所	革新的シミュレーション研究センター センター長・教授 加藤千幸

様式第 2 1

学 会 等 発 表 実 績

委託業務題目「近未来ものづくりを先導する革新的設計・製造プロセスの開発」

機関名 国立大学法人東京大学

1. 学会等における口頭・ポスター発表

発表した成果（発表題目、口頭・ポスター発表の別）	発表者氏名	発表した場所 （学会等名）	発表した時期	国内・ 外の別
Predictability of wall-modeled LES for Reynolds number effects of airfoil flows at transonic buffet and near-stall conditions (口頭発表)	Yuma Fukushima, Yoshiharu Tamaki, Soshi Kawai	AIAA Scitech 2020 Forum	2020 年 1 月	国外
Wall-modeled large-eddy simulations on non-body-conforming Cartesian grids: analysis on the conservation laws (口頭発表)	Yoshiharu Tamaki, Ryoji Takaki, Soshi Kawai	AIAA Scitech 2020 Forum	2020 年 1 月	国外
高速流体解析プログラムの高速化チューニング - FX100 から「富岳」へ - (口頭発表)	高木亮治	筑波大学 第 132 回計算科学コロキウム	2020 年 1 月	国内
Scalable Direct-Iterative Hybrid Solver for Sparse Matrices on Multi-Core and Vector Architectures (口頭発表)	Kenji Ono, Toshihiro, Kato, Satoshi Ohshima, Takeshi Nanri	International Conference on High Performance Computing in Asia-Pacific Region	2020 年 1 月	国外
地下水流動シミュレーションへの時間並列計算手法の適用 (ポスター発表)	宮城充宏、山元 肇、高見利也、飯 塚幹夫、小野謙 二、中島研吾	第 47 回岩盤力学に関するシンポジウム	2020 年 1 月	国内

Impact of the Estimation Method of the Ideal/Nadir Point on the Practically-Constrained Multi-Objective Optimization Problems for Decomposition-Based Multi-Objective Evolutionary Algorithm (口頭発表)	Hiroaki Fukumoto, Akira Oyama	IEEE SSCI 2019	2019年 12月	国外
実問題における効率的な多目的設計探索のための進化計算アルゴリズム CHEETAH/Rの開発(口頭発表&ポスター発表)	福本浩章、大山聖	進化計算シンポジウム 2019	2019年 12月	国内
発電用風車の概念設計最適化問題に基づいた最適化ベンチマーク問題の提案(口頭発表&ポスター発表)	大山聖、福本浩章、立川智章、苗村伸夫	進化計算シンポジウム 2019	2019年 12月	国内
Eulerian Finite Volume Formulation using Lagrangian Marker Particles for Deformable Solid-Fluid Interaction Problems (口頭発表)	Koji Nishiguchi, Rahul Bale, Tokimasa Shimada, Masafumi Otaka, Shigenobu Okazawa, Makoto Tsubokura	the 7th Asia-Pacific Congress on Computational Mechanics (APCOM), Taipei	2019年 12月	国外
Construction of a Car Aerodynamic-Motion Coupled Analysis Framework Using Hierarchical Orthogonal Grid (口頭発表)	Yotaro Nomoto, Rahul Bale, Keiji Onishi, Makoto Tsubokura	第33回数値流体力学シンポジウム、北海道大学、札幌	2019年 12月	国内

Numerical Investigation of Flow Control Effect by DBD Plasma Actuator against Wing Tip Effect over Three-dimensional Wing (口頭発表)	T. Abe; K. Asada; S. Sekimoto; K. Fukudome; H. Mamori; T. Tatsukawa; K. Fujii and M. Yamamoto	The Second Pacific Rim Thermal Engineering Conference (PRTEC 2019)	2019年 12月	国外
Application of Proper Orthogonal Decomposition Method and Galerkin Projection to Piping Flow Analysis (口頭発表)	Tatsuro Yashiki, Gaku Hashimoto, and Hiroshi Okuda	The 7th Asia-Pacific Congress on Computational Mechanics	2019年 12月	国外
Parallel Iterative Linear Solver with Explicit Master-slave Elimination for the Large Scale Structural Finite Element Analysis with Contact (口頭発表)	Masae Hayashi, Kazuya Goto, and Hiroshi Okuda	The 7th Asia-Pacific Congress on Computational Mechanics	2019年 12月	国外
Numerical Study on Multiphase Flow in a Cyclone Separator for Fuel Cell Vehicles (口頭発表)	Atsushi Tsurumaru, Keisuke Terada, Ryuji Furukawa, Mizue Munekata, Edit. Hiroyuki Yoshikawa, Kenji Ono	The 7th Asia-Pacific Congress on Computational Mechanics : APCOM 2019	2019年 12月	国外

Numerical Study of Air Flow Characteristics in a Compact Cyclone Separator for Fuel Cell Vehicles (ポスター発表)	Ryuji Furukawa, Atsushi Tsurumaru, Keisuke Terada, Mizue Munekata, Hiroyuki Yoshikawa, Takashi Watanabe, Kenji Ono	International Symposium on Novel and Sustainable Technology	2019年 12月	国外
Investigation of Effective Methods for Improving the Convergence of Parareal Method for 1D Advection Equation (口頭発表)	Mikio Iizuka, Kenji Ono	The 7th Asia-Pacific Congress on Computational Mechanics : APCOM 2019	2019年 12月	国外
Effective approach for identifying governing equations from data (口頭発表)	Issei Koga, Kenji Ono	The 7th Asia-Pacific Congress on Computational Mechanics : APCOM 2019	2019年 12月	国外
空気抵抗および揚力の低減を目的としたセダン型簡易車両の多目的形状最適化(口頭発表)	池田隼、中野樹、福本浩章、大山聖、平岡武宜、清水圭吾、中島卓司、坪倉誠	日本機械学会 第97期流体工学部門講演会	2019年 11月	国内
自動車空力特性に関する多目的形状最適化フレームワークの構築(口頭発表)	犬井太一、池田隼、中野樹、福本浩章、大山聖、平岡武宜、清水圭吾、中島卓司、坪倉誠	第33回数値流体力学シンポジウム	2019年 11月	国内
Proposal of an Optimization Benchmark Problem Based on Lunar Lander Landing Site Selection (口頭発表)	Akira Oyama	5th Optimization in Space Engineering Workshop (OSE5)	2019年 11月	国外

WLTP 認証に向けた自動車空 力シミュレーション手法の研究 開発 (ポスター発表)	大西慶治、バレ ラフル、坪倉誠	日本機械学会第 97 期流体力工学 部門講演会、ホテルアソシア豊 橋	2019 年 11 月	国内
Optimizing Multigrid Poisson Solver of Cartesian CFD code (ポスター発表)	Kazuto Ando, Rahul Bale, Keiji Onishi, Kiyoshi Kumahata, Kazuo Minami, Makoto Tsubokura	SC19 - International Conference for High Performance Computing, Networking, Storage and Analysis, Denver (CO)	2019 年 11 月	国外
自動車の狭帯域騒音の予測 (ポスター発表)	安藤裕啓、李崇 綱、坪倉誠、大西 慶治	日本機械学会第 97 期流体力工学 部門講演会、ホテルアソシア豊 橋	2019 年 11 月	国内
迎え角変動がある翼端渦挙動 と発生する空力騒音に関する 研究(ポスター発表)	渡邊雄一郎、加藤 千幸	日本機械学会 第 97 期 流体力工 学部門 講演会、ホテルアソシア 豊橋	2019 年 11 月	国内
ボックスファンの内部流れ非圧 縮性 LES/LES 解析 と放 射音の響解析(ポスター発表)	白藤拓、鈴木康 方、加藤千幸	日本機械学会 第 97 期 流体力工 学部門 講演会、ホテルアソシア 豊橋	2019 年 11 月	国内
単段遠心ポンプ内部流れの LES 解析(ポスター発表)	山出吉伸、渡邊啓 悦、加藤千幸	日本機械学会 第 97 期 流体力工 学部門 講演会、ホテルアソシア 豊橋	2019 年 11 月	国内
平板乱流境界層の数値解析を 用いた LES 壁面モ デルの検 討(ポスター発表)	三木悠也、加藤千 幸	日本機械学会 第 97 期 流体力工 学部門 講演会、ホテルアソシア 豊橋	2019 年 11 月	国内
「富岳」を活用したものづくり(次 世代ものづくり)(口頭発表)	加藤千幸	日本機械学会 第 97 期 流体力工 学部門 講演会、ホテルアソシア 豊橋	2019 年 11 月	国内
Predictability of wall- modeled large-eddy simulation for shockwave/turbulent boundary layer interacting separated flows (口頭発表)	Yuma Fukushima, Soshi Kawai	72nd Annual Meeting of the American Physical Society, Division of Fluid Dynamics	2019 年 11 月	国外

Equilibrium/non-equilibrium wall-modeled LES of airfoil stall phenomena at high-Reynolds number (口頭発表)	Yoshiharu Tamaki, Soshi Kawai	72nd Annual Meeting of the American Physical Society, Division of Fluid Dynamics	2019年 11月	国外
境界非適合直交格子における壁面モデル LES: 保存則とせん断応力バランス (口頭発表)	玉置義治、河合宗司	第33回数値流体力学シンポジウム	2019年 11月	国内
Swirling flow analysis in piping system using proper orthogonal decomposition method and Galerkin Projection (口頭発表)	Tatsuro Yashiki, Gaku Hashimoto, and Hiroshi Okuda	MORTech 2019	2019年 11月	国外
移流問題に対する Parareal 法による時間並列計算の収束性向上手法の評価(口頭発表)	飯塚幹夫、小野謙二	第33回数値流体力学シンポジウム(CFD2019)	2019年 11月	国内
時空間反転対称性無減衰・安定計算法の1次元移流方程式に対する検討(口頭発表)	飯塚幹夫、小野謙二	第33回数値流体力学シンポジウム(CFD2019)	2019年 11月	国内
自動車空力特性に関する多目的形状最適化フレームワークの構築(口頭発表)	池田隼、中野樹、犬井太一、福本浩章、大山聖、平岡武宜、清水圭吾、中島卓司、坪倉誠	自動車技術会 2019年秋季大会	2019年 10月	国内
多目的設計最適化エンジン CHEETAH/R の開発状況(招待講演)	大山聖	VINAS Users Conference 2019	2019年 10月	国内
From “K” to “Fugaku” era - HPC current situation and future prospects (口頭発表)	Chisachi Kato	VINAS Users Conference 2019、東京コンファレンスセンター品川	2019年 10月	国内
エッジ検出技術に基づいた intrusive 型不確実性定量評価手法の開発(口頭発表)	河合成孝、大山聖	日本機械学会 第29回設計工学・システム部門講演会	2019年 9月	国内
ゼロから始める多目的設計最適化(チュートリアル)(口頭発表)	大山聖	日本機械学会 第29回設計工学・システム部門講演会	2019年 9月	国内

分解に基づく多目的進化計算アルゴリズムにおける選択圧に関する考察(口頭発表)	福本浩章、大山聖	日本機械学会 第29回設計工学・システム部門講演会	2019年 9月	国内
多目的最適化問題に対する設計変数空間上の多様性を考慮した制約条件取扱手法の提案(口頭発表)	石川達将、福本浩章、大山聖、西田浩之	日本機械学会 第29回設計工学・システム部門講演会	2019年 9月	国内
大気アシスト型観測ロケットエンジンファンの多目的設計最適化(口頭発表)	斉藤巧真、大山聖、小林弘明、丸祐介	日本機械学会 第29回設計工学・システム部門講演会	2019年 9月	国内
散布図行列と並行座標プロットを併用した大規模設計データのインタラクティブ可視化(口頭発表)	近藤俊樹、立川智章、大山聖、小平剛央、釘持寛正	日本機械学会 第29回設計工学・システム部門講演会	2019年 9月	国内
月着陸最適候補地点の選定問題に基づく最適化ベンチマーク問題の提案(ポスター発表)	大山聖、福本浩章、立川智章	第16回進化計算学会研究会	2019年 9月	国内
階層的クラスタリングと平行座標プロットを用いた車体設計情報の抽出(口頭発表)	立川智章、大山聖、小平剛央、釘持寛正	日本機械学会 第29回設計工学・システム部門講演会	2019年 9月	国内
Some Topics on Many Criteria Optimization and Decision Analysis(口頭発表)	Akira Oyama	MACODA (Many Criteria Optimization and Decision Analysis)	2019年 9月	国外
Eulerian finite volume formulation using particle-in-cell method for large-scale parallel simulation of complex structures(口頭発表)	Koji Nishiguchi, Tokimasa Shimada, Masafumi Otaka, Shigenobu Okazawa, Makoto Tsubokura	ECCOMAS MSF 2019 THEMATIC CONFERENCE, Sarajevo, Bosnia-Herzegovina	2019年 9月	国外

NUMERICAL PREDICTION OF FLOW FIELD AND TURBULENCE LENGTH SCALE IN FAR WAKE OF AN AIRFOIL BY USING THE LARGE EDDY SIMULATION(口頭発表)	Tatsuya Mizumoto, Yasumasa Suzuki and Chisachi Kato	The 7th Asian Symposium on Computational Heat Transfer and Fluid Flow- 2019、東京理科大学	2019年 9月	国内
DBD プラズマアクチュエータを用いた剥離制御における翼端の影響(第2報):迎角と配置の依存性に関する数値的研究(口頭発表)	阿部巧、浅田健吾、関本諭志、福留功二、守裕也、立川智章、藤井孝藏、山本誠	日本流体力学会 年会 2019	2019年 9月	国内
Analysis of Transient Flows over an NACA0015 Airfoil Toward Better Flow Control Authority of Plasma Actuators(口頭発表)	T. Ogawa; K. Asada; T. Tatsukawa and K. Fujii	17th European Turbulence Conference (ETC 2019)	2019年 9月	国外
FFVHC-ACE の高速化(口頭発表)	高木亮治	第3回 HPCものづくり統合ワークショップ	2019年 9月	国内
シミュレーションデータを用いた基礎方程式の推定(口頭発表)	古賀孝成、小野謙二	日本応用数学会 2019年度年会	2019年 9月	国内
サイクロンセパレータ内における100億規模の並列粒子追跡(口頭発表)	宗像瑞恵、小野謙二、渡辺孝司	日本機械学会 第32回計算力学講演会(CMD2019)	2019年 9月	国内
時間並列計算法のフェーズフィールド法への応用(口頭発表)	飯塚幹夫、小野謙二	日本機械学会 第32回計算力学講演会(CMD2019)	2019年 9月	国内
GPによるデータを記述する偏微分方程式の推定(ポスター発表)	小野謙二、古賀孝成	第16回進化計算研究会	2019年 9月	国内
APPLICATIONS OF VERY LARGE SCALE FLUID-FLOW COMPUTATIONS TO INDUSTRIAL PROBLEMS(口頭発表)	Chisachi Kato	26th National Computational Fluid Dynamics Conference, Keelung Evergreen Laurel Hotel, Keelung, Taipei, Taiwan	2019年 8月	国外

Development of Parallel Finite Element Method Software for Analyzing Progressive Interface Failure of Large-scale CFRP Models(口頭発表)	Taichi Yamaguchi, Gaku Hashimoto, and Hiroshi Okuda	ICCM2019	2019年 8月	国外
配管内旋回流解析への固有直交分解法の適用(口頭発表)	矢敷達朗、橋本学、奥田洋司	第 32 回計算力学講演会	2019年 8月	国内
Benchmarking constrained surrogate-based optimization on low speed airfoil design problems(口頭発表)	Pramudita Satria Palar, Yohanes Bimo Dwianto, Rommel Regis, Akira Oyama, Lavi Rizki Zuhail	GECCO 2019 (The Genetic and Evolutionary Computation Conference)	2019年 7月	国外
Ensemble-based constraint handling in multiobjective optimization(口頭発表)	Aljosa Vodopija, Akira Oyama, Bogdan Filipic	GECCO 2019 (The Genetic and Evolutionary Computation Conference)	2019年 7月	国外
Improved Binary Additive Epsilon Indicator for Obtaining Uniformly Distributed Solutions in Multi-Objective Optimization(ポスター発表)	Tatsumasa Ishikawa, Hiroaki Fukumoto, Akira Oyama, Hiroyuki Nishida	GECCO 2019 (The Genetic and Evolutionary Computation Conference)	2019年 7月	国外
On improving the constraint-handling performance with modified multiple constraint ranking (MCR-mod) for engineering design optimization problems solved by evolutionary algorithms(口頭発表)	Yohanes Bimo Dwianto, Hiroaki Fukumoto, Akira Oyama	GECCO 2019 (The Genetic and Evolutionary Computation Conference)	2019年 7月	国外

Toward Realization of Real-Time Vehicle Aerodynamics Simulation (口頭発表)	Keiji Onishi, Makoto Tsubokura	ASME-JSME-KSME Joint Fluids Engineering Conference (AJK Fluids2019), San Francisco, CA	2019年 7月	国外
APPLICATIONS OF VERY LARGE SCALE FLUID-FLOW COMPUTATIONS TO INDUSTRIAL PROBLEMS (口頭発表)	Chisachi Kato	ASME - JSME - KSME Joint Fluids Engineering Conference 2019, Hyatt Regency, San Francisco, CA	2019年 7月	国外
Applications of Very Large Scale Fluid-Flow computations to Industrial Problems (口頭発表)	Chisachi Kato	ASME - JSME - KSME Joint Fluids Engineering Conference 2019, Hyatt Regency, San Francisco, CA, USA	2019年 7月	国外
Prediction of Aerodynamic Noise for Centrifugal Fan of Air-conditioner by Tetra-prism grids (口頭発表)	Taku IWASE, Daiwa SATO, Hideshi OBARA, Yoshinobu YAMADE, Chisachi KATO	ASME - JSME - KSME Joint Fluids Engineering Conference 2019, Hyatt Regency, San Francisco, CA, USA	2019年 7月	国外
FLOW FIELD AND PEROFMANCES ANALYSIS OF A CENTRIFUGAL PUMP DURING UNSTABLE OPERATING CONDITIONS(口頭発表)	Romain Prunieres, Chisachi Kato	ASME - JSME - KSME Joint Fluids Engineering Conference 2019, Hyatt Regency, San Francisco, CA, USA	2019年 7月	国外
LARGE EDDY SIMULATION OF A SUBMERGED VORTEX IN A SIMPLIFIED COMPUTATIONAL MODEL(口頭発表)	Yoshinobu Yamade, Chisachi Kato, akahide Nagahara, Jun Matsui	ASME - JSME - KSME Joint Fluids Engineering Conference 2019, Hyatt Regency, San Francisco, CA, USA	2019年 7月	国外

CONSIDERATION OF CFD ANALYSIS ACCURACY OF BOX FAN(口頭発表)	Shigeyuki Tomimatsu, Chisachi Kato	ASME - JSME - KSME Joint Fluids Engineering Conference 2019, Hyatt Regency, San Francisco, CA, USA	2019年 7月	国外
階層型等間隔直交構造格子を用いた高速・高精度乱流解析プログラムの開発(口頭発表)	高木亮治、河合宗司、福島裕馬、玉置義治、堤誠司、柴田寿一	第51回流体力学講演会／第37回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム	2019年 7月	国内
境界非適合直交格子における保存則を意識した壁面モデルの構築(口頭発表)	玉置義治、高木亮治、河合宗司	第51回流体力学講演会／第37回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム	2019年 7月	国内
フラットを有する車輪の接触挙動評価(口頭発表)	唐津卓哉、坂井宏隆、高垣昌和、林雅江	第23鉄道工学シンポジウム	2019年 7月	国内
Mixed Precision Conjugate Gradient Iterations Considering Hierarchical Memory Configurations(口頭発表)	Hiroki Hosokawa, Hiroshi Okuda	The US National Congress on Computational Mechanics (USNCCM) 15	2019年 7月	国外
Neural-net Prediction of Stress Concentration at Fillets for Efficient Structural Analysis Using Simplified FEM Models(口頭発表)	Taichi Yamaguchi, Gaku Hashimoto and Hiroshi Okuda	The US National Congress on Computational Mechanics (USNCCM) 15	2019年 7月	国外
Collecting Performance in a Cyclone Separator with a Hemispherical Head(口頭発表)	Misze Munekata, Kenji Ono, Takashi Watanabe	14th International Symposium on Experimental Computational Aerothermodynamics of Internal Flows	2019年 7月	国外
Coverage Enhancement of MOEA/D-M2M for Problems with Difficult-to-Approximate Pareto Front Boundaries(口頭発表)	Hiroaki Fukumoto, Akira Oyama	IEEE CEC 2019 (Congress on Evolutionary Computation)	2019年 6月	国外

Efficient Infill Criterion of Surrogate Model for Severely-Constrained Optimization Problems (口頭発表)	Yohanes Bimo Dwianto, Hiroaki Fukumoto, Akira Oyama	AIAA Aviation 2019 Forum	2019年 6月	国外
大規模自動車空力解析における In-situ 可視化(口頭発表)	大西慶治、ヤンソン ニクラス、坪倉誠	第24回計算工学講演会、ソニックシティ、大宮	2019年 6月	国内
Analysis of underwater undulatory swimming using self-propulsion simulations (口頭発表)	Rahul Bale, Kazuto Ando, Yuki Hayashi, Keiji Onishi, Makoto Tsubokura	第24回計算工学講演会、ソニックシティ、大宮	2019年 6月	国内
Particle-In-Cell Method using Hierarchical Cartesian Mesh for Deformable Solid-Fluid Interaction Problems (口頭発表)	Koji Nishiguchi, Tokimasa Shimada, Rahul Bale, Shigenobu Okazawa, Makoto Tsubokura	VIII International Conference on Coupled Problems in Science and Engineering, Sitges, Spain	2019年 6月	国外
ラグランジュマーカー粒子を用いたオイラー型有限体積法による圧縮性固体解析(口頭発表)	西口浩司、Rahul Bale、嶋田宗将、大高雅史、杉山裕文、岡澤重信、坪倉誠	第22回応用力学シンポジウム	2019年 6月	国内
階層型直交メッシュを用いた Particle-in-cell 法による構造解析(口頭発表)	西口浩司、嶋田宗将、大高雅史、岡澤重信、坪倉誠	第24回計算工学講演会、ソニックシティ、大宮	2019年 6月	国内
FFVHC-ACE の性能予測と高速化(口頭発表)	高木亮治	令和元年度 第2回アプリケーション連携開発会議	2019年 6月	国内
階層型等間隔直交構造格子を用いた高速・高精度乱流解析プログラム FFVHC-ACE について(口頭発表)	高木亮治	令和元年度 第1回アプリケーション連携開発会議	2019年 6月	国内
多目的設計探索ソフトウェア CHEETAH のご紹介(招待講演)	大山聖	VINAS トップソリューション春セミナー2019	2019年 5月	国内

階層的メモリ構造を考慮した反復法ソルバーの混合精度計算(口頭発表)	細川洋輝、奥田洋司	第 24 回計算工学講演会	2019 年 5 月	国内
第 4 回ポスト「京」重点課題⑧シンポジウム(3/13)の報告	森田直樹	第 53 回 FrontISTR 研究会	2019 年 5 月	国内
データを記述する方程式の推定(口頭発表)	古賀壺成、小野謙二	第 24 回計算工学講演会	2019 年 5 月	国内
移流問題に対する Parareal 法による時間並列計算の収束性向上手法の評価(口頭発表)	飯塚幹夫、小野謙二	第 24 回計算工学講演会	2019 年 5 月	国内
Investigation of effective methods to improve the convergence of parareal time integration for advection equation(口頭発表)	Mikio Iizuka, Kenji Ono	8th Workshop on Parallel-in-Time Integration	2019 年 5 月	国外
APPLICATIONS OF VERY LARGE SCALE FLUID-FLOW COMPUTATIONS TO INDUSTRIAL PROBLEMS(口頭発表)	加藤千幸	ASEAN HPC Project 重点 9 課題) 第 8 分野ワークショップ、計算科学振興財団(FOCUS)	2019 年 4 月	国内

2. 学会誌・雑誌等における論文掲載

掲載した論文(発表題目)	発表者氏名	発表した場所 (学会誌・雑誌等名)	発表した時期	国内・ 外の別
Stencil Penalty approach based constraint immersed boundary method	Rahul Bale, Neelesh A. Patankar, Niclas Jansson, Keiji Onishi, Makoto Tsubokura	Computers & Fluids, Vol, 200, pp. 104457-1-15	2020 年 3 月	国外
固有直交分解法の配管系旋回流解析への適用	矢敷達朗、奥田洋司	日本応用数理学会論文誌 30 巻 1 号、pp. 122-147	2020 年 3 月	国内

Localization simulation of a representative volume element with prescribed displacement boundary for investigating the thermal residual stresses of composite	Qi Wu, Hongzhou Zhai, Nobuhiro Yoshikawa, and Tomotaka Ogasawara	Composite Structures, Vol. 235, pp. 111723-1-10	2020年 3月	国外
Topology-free immersed boundary method for incompressible turbulence flows: An aerodynamic simulation for 'dirty' CAD geometry	Keiji Onishi, Makoto Tsubokura	arXiv, Computational Engineering, Finance, and Science, arXiv:2002.06206	2020年 2月	国外
Suction Vortices in a Pump Sump—Their Origin, Formation, and Dynamics	Yoshinobu Yamade, Chisachi Kato, Takahide NAGAHARA, Jun MATSUI	Journal of Fluids Engineering, Vol. 142, pp. 031110-1-26	2020年 2月	国外
Large-scale parallel finite element analysis of interface failure in CFRP models	Taichi Yamaguchi, Gaku Hashimoto, and Hiroshi Okuda	Journal of Advanced Simulation in Science and Engineering, Vol. 7, No. 1, pp. 1-14	2020年 2月	国外
乱れを含む流れの中に置かれた翼まわりの流れと発生する空力音に関する研究	小林典彰、鈴木康方、加藤千幸	生産研究 72 巻 1 号(2020), pp 81-86	2020年 1月	国内
有限要素法流れ解析ソルバーにおける陰的オーバーセット手法	山出吉伸、加藤千幸、渡邊啓悦	生産研究 72 巻 1 号(2020), pp 87-91	2020年 1月	国内
乱れを含む流れの中に置かれた翼から発生する空力音に関する研究(第1報:翼が一樣な乱れの影響を受ける場合)	小林典彰、鈴木康方、加藤千幸	日本機械学会論文集 2020年 86 巻 881 号 p.19-00336	2020年 1月	国内

ラグランジュマーカー粒子を用いたオイラー型有限体積法による圧縮性固体解析	西口浩司、嶋田宗将、大高雅史、岡澤重信、坪倉誠	土木学会論文集 A2(応用力学) 75 巻 2 号、pp. I_237-I_248	2019 年 12 月	国内
モデリングに役立てる数式発見	小野謙二	計算工学、Vol.24、No.4、pp. 3988-3991	2019 年 11 月	国内
多目的進化アルゴリズムと FEM 構造解析を用いた複数車種の車両構造同時設計最適化	大山聖、小平剛央、立川智章、渡辺毅、釧持寛正	日本機械学会論文集、Vol.85、No.879 (2019)、p. 19-00293	2019 年 10 月	国内
一台車モデルを用いた大規模並列有限要素法による曲線走行時の動的転がり接触挙動の再現と検証	坂井宏隆、唐津卓哉、林雅江、高垣昌和	日本機械学会論文集 85 巻 878 号、p. 19-00088	2019 年 10 月	国内
ポンプ吸込水槽に発生する水中渦の流れ構造	山出吉伸、加藤千幸、長原孝英、松井純	日本機械学会論文集、2019 年 85 巻 878 号、p. 19-00294	2019 年 9 月	国内
Effective Pre-processing of Genetic Programming for Solving Symbolic Regression in Equation Extraction	Issei Koga, Kenji Ono	Communications in Computer and Information Science, Vol. 1040, pp. 89-103	2019 年 8 月	国外
大規模スパコンが拓く次世代ものづくり	坪倉誠、大西慶治、西口浩司、李崇鋼、ラフルバレ、王威翔	日本シミュレーション学会誌 38 巻 2 号	2019 年 6 月	国内
ポンプ吸込水槽における吸込渦発生メカニズム	山出吉伸、加藤千幸、長原孝英、松井純	日本機械学会論文集、2019 年 85 巻 875 号、p. 19-00072	2019 年 6 月	国内
超並列 CFD が拓く次世代の自動車空力シミュレーション	坪倉誠	日本ガスタービン学会誌 47 巻 3 号、pp. 173-178	2019 年 5 月	国内
航空機実高レイノルズ数流れに対する CFD の挑戦	今村太郎、河合宗司	日本航空宇宙学会誌 67 巻 4 号、pp. 120-126	2019 年 4 月	国内
Assessment of Rotating Wheel Vehicle Aerodynamics Simulation using Cartesian Grid Method and Open-grill Full Vehicle Models	Keiji Onishi, Rahul Bale, Makoto Tsubokura	SAE Technical Paper	2019 年 4 月	国外

「近未来型ものづくりを先導する革新的設計・
製造プロセスの開発」
実施計画

平成31年2月5日
国立大学法人東京大学
加藤 千幸

改版履歴

変更時期	ページ	変更内容	変更理由
平成 29 年 5 月	8	サブ課題 D の分担機関・責任者の変更	基礎検討の加速を図るための実施体制変更による
	31	「空港近傍の航路モデルの開発」に係る記載の削除	
	33	実施体制図の変更	
	42	実施体制の変更	人事異動による
平成 29 年 12 月	1~3	「1. 実施概要」(1) ~ (3) の記載の変更	記述の修正による
	4~11	「1. 実施概要」(5) の目標の記載の変更	目標の明確化による
	13	「1. 実施概要」(6) の記載の変更	サブ課題間の連携体制の明確化のため
	13~15	「1. 実施概要」(7) の記載の変更	目標の明確化およびサブ課題間の連携体制の明確化のため
	16~43	「2. 研究開発内容詳細」(3) および (5) の記載の変更	目標の明確化および記述の修正による
	29~33	サブ課題 D における「飛行安全性向上に必要な非線形飛行力学モデルによる飛行制御」に係る記載の修正と「高度運航制御モデルの開発」に係る記載の削除	関連した課題の統合による
	43~45	「3. 採択時の留意事項への対応状況」の記載の変更	具体的対応の追記のため
	45~47	「4. 中間評価における指摘事項への対応状況」の追加	対応の追記のため
平成 31 年 2 月	42	実施体制の変更	人事異動による

内容

1. 実施概要	1
(1) 目的・意義	1
(2) 研究開発内容	1
(3) 目標・期待される成果	2
(4) 周辺領域への波及効果、課題全体における計算科学やシミュレーションの位置づけ	3
(5) 年次計画	4
(6) 実施体制	12
(7) 必要計算資源	13
2. 研究開発内容詳細	16
2-1. サブ課題 A. 設計を革新する多目的設計探査・高速計算技術の研究開発	16
(1) 目的・意義	16
(2) 実施内容	17
(3) 目標・期待される成果	18
(4) 「京」でできていること、ポスト「京」でなければならないこと	19
(5) 実施体制	20
2-2. サブ課題 B. リアルタイム・リアルワールド自動車統合設計システムの研究開発	21
(1) 目的・意義	21
(2) 実施内容	22
(3) 目標・期待される成果	22
(4) 「京」でできていること、ポスト「京」でなければならないこと	23
(5) 実施体制	24
2-3. サブ課題 C. 準直接計算技術を活用したターボ機械設計・評価システムの研究開発	25
(1) 目的・意義	25
(2) 実施内容	26
(3) 目標・期待される成果	27
(4) 「京」でできていること、ポスト「京」でなければならないこと	28
(5) 実施体制	29
2-4. サブ課題 D. 航空機的设计・運用革新を実現するコア技術の研究開発	29
(1) 目的・意義	29
(2) 実施内容	30
(3) 目標・期待される成果	31
(4) 「京」でできていること、ポスト「京」でなければならないこと	32
(5) 実施体制	32
2-5. サブ課題 E. 新材料に対応した高度成形・溶接シミュレータの研究開発	33
(1) 目的・意義	33

(2) 実施内容	35
(3) 目標・期待される成果.....	37
(4) 「京」でできていること、ポスト「京」でなければならないこと.....	38
(5) 実施体制	38
2-6. サブ課題 F. マルチスケール熱可塑CFRP成形シミュレータの研究開発	39
(1) 目的・意義	39
(2) 実施内容	40
(3) 目標・期待される成果.....	41
(4) 「京」でできていること、ポスト「京」でなければならないこと.....	42
(5) 実施体制	42
3. 採択時の留意事項への対応状況	43
4. 中間評価における指摘事項への対応状況	45

1. 実施概要

(1) 目的・意義

欧米ではドイツを中心として、生産工程のデジタル化・自動化による抜本的なコスト低減を狙ったインダストリー4.0 が推進されているが、ものづくりの低コスト化施策の費用対効果は上流に行くほど大きいという実態（2012年版ものづくり白書等参照）や早い段階で、社会の期待に沿う製品を企画することの重要性が益々大きくなりつつある状況に鑑み、本重点課題では、製品企画段階から設計・製造に至るまでのプロセスの、高度なデジタル技術を活用した革新（HPC デジタルエンジニアリング）に取り組む。これにより、多様なニーズに対応した、付加価値の高いものづくりを低コスト・迅速に実現し、我が国産業の国際競争力強化に貢献する。企画段階から製品コンセプト創出を重視した手法は、「コンセプトドリブン型ものづくり」として知られているが、その要は性能や信頼性の定量的な評価を通じた実現性の正確な見極めと、そのことによる高い製品完成度の担保である。すなわち、構造・形状最適化はもとより、製品の実働状態における特性の多角的評価を早い段階で実施するという設計手法の革新と、今後有望な新材料等に関する高信頼・高精度加工技術の開発を中心とする製造プロセスの革新が必須になる。本重点課題では、そのための中核的な手段となる、最先端スパコンを駆使した超高速統合シミュレーションを実現するために鍵となるアプリケーション・ソフトウェアを開発する。本研究開発は世界をリードする近未来型のものづくりを牽引する先導的施策として極めて意義深い。

(2) 研究開発内容

a) 全体方針

本重点課題の目的を達成するため、「京」の高度利用で培われたシミュレーション技術成果を基に各サブ課題の解決に必須の革新的要素技術を創出し、これを実装したアプリケーション・ソフトウェアを研究開発する。特に、サブ課題を【設計プロセスの革新】と【製造プロセスの革新】の2つのカテゴリーに分類して取り組む。前者については、上流設計プロセス革新のための、多目的最適設計プラットフォームや高速シミュレーション技術（サブ課題 A）とそれらをベースとする代表的実証システム（サブ課題 B～サブ課題 D）を開発し、後者については、広範囲のものづくりの核となる高信頼・高精度加工プロセスの実現に必要なシミュレータを開発する（サブ課題 E、サブ課題 F）。本重点課題では、開発するアプリケーション・ソフトウェアをポスト「京」時代の近未来ものづくりを牽引するキラーアプリケーションとして位置付ける。これらのアプリケーション・ソフトウェアは、「京」において実績のあるソフトウェアを基にしながら、各サブ課題の解決に必要な革新的機能を新しく研究開発し、実装することにより、効率的に開発する。

b) 実施内容

本重点課題では、上記の目標を達成するために、以下に記載する6つのサブ課題を設ける。

【設計プロセスの革新】

サブ課題 A：設計を革新する多目的設計探査・高速計算技術の研究開発

大規模多目的最適化技術と高速計算技術を研究開発することにより、製品の機能・品質等に関する意思決定の質的・時間的ブレークスルーを実現するための新しい設計基盤を整備する。

サブ課題 B：リアルタイム・リアルワールド自動車統合設計システムの研究開発

超短時間空力解析により、次世代自動車の開発期間の大幅に短縮するとともに、運転条件変化等を考慮したリアルワールドシミュレーションにより、次世代自動車の信頼性と完成度を向上させる。

サブ課題 C：準直接計算技術を活用したターボ機械設計・評価システムの研究開発

設計上流における性能や信頼性の評価精度の大幅な向上と大規模な多目的最適化技術の応用により、ターボ機械の性能・信頼性等の抜本的向上を図る。

サブ課題 D：航空機的设计・運用革新を実現するコア技術の研究開発

実機詳細形状を考慮したシミュレーションの活用により、航空機開発期間の大幅な短縮と開発コストの大幅な削減を図る。

【製造プロセスの革新】

サブ課題 E：新材料に対応した高度成形・溶接シミュレータの研究開発

溶接プロセスの超高精度解析技術の開発により、製造プロセスの高信頼化・短時間化を実現する。

サブ課題 F：マルチスケール熱可塑 CFRP 成形シミュレータの研究開発

広範の産業に普及が進む熱可塑性 CFRP を対象とした、マイクロ・マクロスケール解析技術を活用した、熱可塑成形シミュレータを開発し、合理的設計と製造管理に資する。

(3) 目標・期待される成果

ニーズに沿った価値創造と費用対効果の大きいものづくりを実現するため、設計の上流段階から製造に至るまでのプロセスにおいて、構造最適化、実働時の特性把握、高信頼・低コスト製造などを抜本的に加速するキラーアプリケーション（以下、「キラーアプリ」という）を研究開発し、代表的産業分野（自動車、ターボ機械、航空機等）を対象に、ポスト「京」クラスのスパコンを駆使すれば現実的な期間内に極めて完成度の高い設計が可能であることを実証する。

a) アウトプット成果

① 平成 29 年度終了時

各サブ課題で計画している主要機能の研究開発ならびにそれらを実装したキラーアプリプロトタイプの開発・機能の検証。

② 本格実施フェーズ終了時

各サブ課題で開発したキラーアプリ（設計プラットフォームを含む）の「京」レベル計算機による機能の予備的確認とポスト「京」を利用した場合の効果の推定。

③ ポスト「京」運用開始 5 年後

開発したキラーアプリ・統合システムのポスト「京」による機能の確認・強化と代表的な産業界実問題での効果の実証・実用化。

b) アウトカム成果

① ポスト「京」運用開始 5 年後

産業界によるポスト「京」利用効果の認知と先導メーカーによる、開発システムを活用した製品設計の実施。

② ポスト「京」運用 10 年後

開発システムの産業界での利用拡大。ポスト「京」レベルのスパコンが産業界でも広く利用可能になり、産業利用効果が飛躍的に増大。

(4) 周辺領域への波及効果、課題全体における計算科学やシミュレーションの位置づけ

ものづくりにおいては、製造プロセスへの IoT 等の利用が急速に進展しつつあり、ポスト「京」時代には製造面での生産性の大幅な向上が実現されている可能性が高い。したがって、ものづくりに対する大きな課題は徐々に上流に移ることが予測される。一方、今後のものづくりの課題の特徴は単一の課題ではなく、従来にも増して複雑多岐にわたるものになることが推定される。

本研究開発は、そのようなものづくりのトレンドを踏まえた場合に特に重要となる、新しい製品コンセプトの創出、さらにはその実現性・生産性・信頼性の評価を、最先端のシミュレーション技術を用いて上流工程で高速・高精度に実施することを可能にするものである。この成果は、大規模インフラから個別の民生製品まで広範に適用可能であり、その波及効果は極めて大きい。本研究開発において開発されるアプリケーション・ソフトウェア群は、ポスト「京」の能力を最大限に引き出す最先端の機能を有するとともに、ものづくりに必須のキラーアプリケーションとしての実用性・有用性を兼ね備える。したがって、計算科学の学術的進歩性への寄与はもとより、既存アプリケーションでは達成困難な、近未来型ものづくりを牽引するシミュレーション技術としての位置づけも大きい。

(5) 年次計画

課題全体	中間目標 (平成29年度)	各サブ課題が有する技術課題の詳細な掘り下げを行うとともに、その課題解決に資する解析手法の基本的アルゴリズムを開発し、検証する。次いで、キラーアプリケーション開発のための要素技術を研究開発し、それを実装したプロトタイプを作成する。さらに、比較的簡便な事例を対象として、開発したプロトタイプの機能を検証する。
	最終目標 (平成31年度)	データの入出力も含めてキラーアプリケーションを完成させる。ポスト「京」の単一ノードあるいは複数のノードを用いた計算、またはシミュレータによるノード性能の予測、およびネットワーク性能・通信量により、ポスト「京」を使用した場合に実施できる解析規模や計算時間などを推定する。「京」の数分の1から最大1/2程度のノードを数日から10日間程度占有利用するか、もしくはそれに相当する計算機資源を占有利用して、実際に対象とする問題のスケールダウンした問題や主要な設計プロセスに対してキラーアプリケーションを適用することにより、各サブ課題における課題解決の効果を見極める。

サブ課題名 (分担機関・責任者)	調査研究・準備研究フェーズ		本格実施フェーズ			
	平成26年度	平成27年度	平成28年度	平成29年度	平成30年度	平成31年度
サブ課題A 設計を革新する多目的設計探査・高速計算技術の研究開発 (JAXA宇宙研・大山聖、九大・小野謙二、東北大・大林茂、下山幸治)	<p>(目標)</p> <ul style="list-style-type: none"> ・アウトプットとアウトカムを考慮した全体の計画策定、およびポスト「京」計算機環境で効果的な計算技術の調査を実施する。 <p>(実施内容)</p> <ul style="list-style-type: none"> ・アウトプットとアウトカムを考慮した全体の計画策定、およびポスト「京」計算機環境で効果的な計算技術の調査 	<p>(目標)</p> <ul style="list-style-type: none"> ・多目的設計探査と高速計算技術の調査を進めるとともに、一部の主要技術について性能評価する。 <p>(実施内容)</p> <ul style="list-style-type: none"> ・多目的設計最適化についてはアルゴリズム検討を行う。 ・高速計算技術については実現可能性のテストコード開発を実施し、性能評価を 	<p>(目標)</p> <ul style="list-style-type: none"> ・多目的設計探査と高速計算技術の開発に一定の目途をつける。 ・上流設計プラットフォームの再設計が終わる。 <p>(実施内容)</p> <ul style="list-style-type: none"> ・多目的設計探査および高速計算技術の研究開発を進める。 ・上流設計プラットフォームの再設計を行う。 	<p>(目標)</p> <ul style="list-style-type: none"> ・多目的設計探査については、ターンアラウンドタイム短縮技術および制約条件取り扱い技術に目途をつけ、テスト問題で有効性を示す。 ・高速計算技術については、基本技術開発に目処をつけ、アプリケーションへの適用・評価を行い、その後のミドルウェア設計の指針を得 	<p>(目標)</p> <ul style="list-style-type: none"> ・多目的設計探査についてはサブ課題⑧-Bまたは⑧-Cと連携し、自動車の空力最適化またはファンの性能・騒音最適化を開始する。 ・高速計算技術については、フレームワークを開発・整備し、応用アプリに組み込む。 ・上流設計PFについては、WHEELを用いた多目的設計探査ワーク 	<p>(目標)</p> <ul style="list-style-type: none"> ・多目的設計探査については、開発した多目的設計最適化アルゴリズムを実設計問題に適用しその有効性を実証する。 ・高速計算技術については、高速計算技術を多くの分野で利用可能なフレームワークとして整備し、公開する。 ・上流設計PFについては、ワークフ

	を実施する。	施する。		<p>る。</p> <ul style="list-style-type: none"> ・上流設計PFについては、ワークフローを用い Capacity Computing 実証事例の検証、および多目的最適化アルゴリズム Cheetah の組み込みを行う。 <p>(実施内容)</p> <ul style="list-style-type: none"> ・多目的設計探査、高速計算技術の研究開発を進める。 ・上流設計プラットフォームの整備を行う。 ・小規模な系での適用事例について検討し、システム開発にフィードバックする。 	<p>フローの自動化を実証する。</p> <p>(実施内容)</p> <ul style="list-style-type: none"> ・多目的設計探査と高速計算技術の研究開発を進める。 ・上流設計プラットフォームに開発された多目的設計探査を実装しテストする。 	<p>ロー WHEEL をサブ課題間および重点課題間の連携に適用し、生産性の向上につなげる。</p> <p>(実施内容)</p> <ul style="list-style-type: none"> ・多目的設計探査と高速計算技術の研究開発を進める。 ・上流設計プラットフォームの有効性を実問題で実証する。 ・具体的な事例について開発システムを適用し、有効性の実証を行う。
<p>サブ課題B</p> <p>リアルタイム・リアルワールド自動車統合設計システムの研究開発（神戸大・坪倉誠、理研・大西慶治、山梨大・岡澤重信）</p>	<p>(目標)</p> <ul style="list-style-type: none"> ・研究開発計画の策定と推進体制の構築 <p>(実施内容)</p> <ul style="list-style-type: none"> ・基盤アプリ開発項目調査 ・システムの必要 	<p>(目標)</p> <ul style="list-style-type: none"> ・研究開発計画の策定と推進体制の構築 <p>(実施内容)</p> <ul style="list-style-type: none"> ・システムの基本設計 ・実証課題の選定 	<p>(目標)</p> <ul style="list-style-type: none"> ・アプリ高速化目標：定常空力を20時間程度 <p>(実施内容)</p> <ul style="list-style-type: none"> ・基盤アプリ高速化 ・流体・構造連成解 	<p>(目標)</p> <ul style="list-style-type: none"> ・実車空力解析については、ホンダとの連携による WLTP 認証取得に向けた取り組みを開始し、1~2車種の車両認証用データを提供 	<p>(目標)</p> <ul style="list-style-type: none"> ・実車空力解析については、WLTP の認可要求を満たすスペックを実現する。 ・圧縮性解析・6自由度移動境界解析については、自 	<p>(目標)</p> <ul style="list-style-type: none"> ・定常空力予測を数時間で完了することや空力数百ケースの多目的最適化を実現することでシステム有用性を実証する。

	<p>機能調査</p> <ul style="list-style-type: none"> ・ 産業界ニーズ調査 		<p>法の実装と検証</p> <ul style="list-style-type: none"> ・ 界面処理モデルの開発 	<p>する。</p> <ul style="list-style-type: none"> ・ 6自由度移動境界解析については、レーンチェンジ動作における渦挙動の解析を実施する。圧縮性解析については、ボンネット周り狭帯域音の直接解析を実施する。 ・ 構造解析については、陰解法化による時間増分制約の緩和、およびPIC法によるシェル構造のモデル化を可能にする。また、エンジンブロックモデルの振動解析の定量的検証、ホワイトボディの剛性解析を実施する。 <p>(実施内容)</p> <ul style="list-style-type: none"> ・ 基盤アプリ高速化と大規模化 ・ 流体・構造連成解法の実証解析 ・ システムプロトタイプ構築と検証解析 	<p>動車メーカーとの連携により実車による検証解析を実施する。</p> <ul style="list-style-type: none"> ・ 構造解析については、部分構造同士の場合に関してフィジビリティ・スタディを行い、その基礎モデルを確立する。 <p>(実施内容)</p> <ul style="list-style-type: none"> ・ 基盤アプリ高速化と大規模化 ・ システムプロトタイプの実証解析 ・ ポスト「京」での実証に向けた準備研究 	<ul style="list-style-type: none"> ・ 実車空力解析についてはターンアラウンドタイム(TAT)12時間で解析を実行可能とする。 ・ オイラー構造解析・圧縮性解析・6自由度移動境界解析については、実車自動車モデルを用いた多目的最適化を可能とするシステムを実現する。 <p>(実施内容)</p> <ul style="list-style-type: none"> ・ 本格システム稼働と産業界実用化評価 ・ ポスト「京」での実証に向けた準備研究
--	--	--	---	--	---	--

<p>サブ課題C 準直接計算技術を活用したターボ機械設計・評価システムの研究開発 (東大・加藤千幸、九大・古川雅人)</p>	<p>(目標) ・基本設計 ・ニーズ調査</p> <p>(実施内容) ・アプリ基本設計 ・体制構築(ターボ機械および船舶)</p>	<p>(目標) ・コアカーネル高速化達成 ・基本設計</p> <p>(実施内容) ・アプリ基本設計 ・体制構築(ターボ機械および船舶)</p>	<p>(目標) ・詳細設計、実装、検証</p> <p>(実施内容) ・アプリ開発(FFB、LBMコード、多目的最適化) ・開発中アプリの検証および試計算(2ケース)</p>	<p>(目標) ・FFBについては、ソフトウェアで現状の10倍の高速化(チューニングで2倍、高速化で5倍)の目途をつける。 ・LBMについては数兆規模の解析を可能とするプロトタイプを完成させ、乱流の予測精度を検証する。</p> <p>(実施内容) ・アプリ開発(FFB、LBMコード、多目的最適化) ・開発中アプリの検証および試計算(2ケース)</p>	<p>(目標) ・FFBについては開発した高速化技術をシステム実装し、ソフトウェアで10倍の高速化を確認するとともに、実装した壁面モデルおよび圧縮性コードの有用性を確認する。 ・LBMについてはターボ機械内部流れに対応するための移動メッシュ機能を実装する。</p> <p>(実施内容) ・開発したアプリを設計システムとして統合 ・設計システムの機能検証(2ケース)</p>	<p>(目標) ・ターボ機械設計システム(FFB高速化技術、圧縮性コード、壁面モデル、LBMコードを含む)を完成させ、一般公開するとともに、壁面モデルを用いた多目的最適について、小規模なテスト問題で検証する。 ・FFBについては高速化した設計システムをターボ機械内部流れに適用しその効果を実証する。 ・LBMについてはターボ機械内部流れ解析に適用する。数千億規模の解析によりシステムの有用性を確認する。</p> <p>(実施内容) ・小規模な問題による、設計システムの実証計算(2ケース)</p>
--	---	---	--	--	--	--

<p>サブ課題D 航空機的设计・運用革新を実現するコア技術の研究開発 (JAXA・高木亮治、東北大・河合宗司、東京理科大・藤井孝蔵(～平成28年7月)、東大・西成活裕(～平成28年7月))、東京理科大・山本誠(平成28年7月～))</p>	<p>(目標)</p> <p>(実施内容)</p> <ul style="list-style-type: none"> 研究開発計画の検討 実施体制の構築準備 	<p>(目標)</p> <ul style="list-style-type: none"> 研究開発計画の策定、実施体制の構築 <p>(実施内容)</p> <ul style="list-style-type: none"> 研究開発計画の詳細検討 実施体制の構築 要素技術の検討(ベースコード、壁モデル) 	<p>(目標)</p> <ul style="list-style-type: none"> 基盤コードの要素技術の研究開発 <p>(実施内容)</p> <ul style="list-style-type: none"> 基盤コードの研究開発 既存プログラムを用いた要素技術(LES壁面モデル、壁面形状モデル)の研究開発 	<p>(目標)</p> <ul style="list-style-type: none"> IP (Image Point)法を実装し、境界非適合格子に対するLES壁モデルの基盤コードへの実装を行う。 設計評価技術として、低速失速解析、降着装置騒音解析に着手する。 非線形飛行力学/空気力学連成プロトタイププログラムを開発する。 <p>(実施内容)</p> <ul style="list-style-type: none"> 基盤コードの研究開発 要素技術(LES壁面モデルなど)の検証・高度化 壁面形状モデル(レイヤー格子)の研究開発 	<p>(目標)</p> <ul style="list-style-type: none"> 基盤コードのレイヤー格子への対応を行う。 境界非適合格子に対するLES壁モデルの乱流境界層での有効性検証を行う。 非線形飛行力学/空気力学連成プロトタイププログラムの検証を行う。 <p>(実施内容)</p> <ul style="list-style-type: none"> 基盤コードの単純形状・簡易モデルでの検証・高度化 壁面形状モデル(レイヤー格子)の高度化 	<p>(目標)</p> <ul style="list-style-type: none"> 航空機実機詳細形状に対して、離着陸時の最大揚力予測、遷音速バフエット予測等が可能なアプリケーションプログラムを開発する。 開発したアプリケーションプログラムに関して、非線形運動におけるシミュレーションの信頼性を検証する。 <p>(実施内容)</p> <ul style="list-style-type: none"> ポスト「京」で実施する解析規模である約8,000億の格子が自動的に生成できることの確認 実機レイノルズ数から1～2桁落とした条件で、単独2次元翼を対象とした「後縁失速」「遷音速バフエット」の解析により、解析精度などの検証
---	--	--	--	--	---	---

<p>サブ課題E 新材料に対応した高度成形・溶接シミュレータの研究開発 (東大・奥田洋司)</p>	<p>【調査】 (目標) ・多階層並列直接法に関する調査 ・接触変形・熱弾塑性・相変態の相互作用を忠実に再現するアルゴリズムに関する調査 ・並列領域分割アルゴリズムに関する調査</p> <p>(実施内容) ・既存並列直接法ライブラリに関する調査 ・接触変形・接触を伴う弾塑性体の変位場と温度場を連成解析できるアルゴリズム、弾塑性体における相の体積分率の変化を解析できるアルゴリズムに関する調査 ・既存の逐次パーティショナの高速化、実行時間の計測</p>	<p>【開発】 (目標) ・Code Verification (アプリのコアとなる基本アルゴリズム、基本コードの作成) ・プリプロセッサ・ポストプロセッサ作成 (詳細設計)</p> <p>(実施内容) ・アセンブリ/接触問題の大規模解析が可能な並列反復法の開発 ・並列領域分割法の基本アルゴリズムの開発 ・熱弾塑性・相変態の強連成解析のための基本アルゴリズム開発 ・プリ・ポストの仕様作成、詳細設計</p>	<p>【開発】 (目標) ・Code Verification (アプリのコアとなる基本コード作成) ・プリプロセッサ・ポストプロセッサ作成 (基本コード開発)</p> <p>(実施内容) ・アセンブリ/接触問題の大規模解析が可能な並列反復法のコード検証 ・並列領域分割法のコード検証 ・並列領域分割法 ・材料構成則の基本アルゴリズムの開発 ・プリ・ポストの実装、仕様の見直し</p>	<p>【精度検証&パフォーマンス評価】 (目標) ・超大規模・高精度強連成解析ソルバーについては、数千万節点規模の問題に対する並列性能評価を行う。また、ベンチマーク問題(10万節点規模モデル)に対する精度をJWRIAN熱弾塑性コード(阪大接合研)と比較する。 ・プリ・ポストプロセッサについては、溶接解析の機能(溶接線、溶接条件の設定機能など)を拡張し、動作検証を実施する。</p> <p>(実施内容) ・協力機関から提供されたベンチマーク問題の解析を実施 ・開発コードによって、必要な計算精度が得られる</p>	<p>【部品規模での妥当性検討&パフォーマンス評価】 (目標) ・超大規模・高精度強連成解析ソルバーについては、数億～数十億節点規模の問題に対する並列性能の最適化を行う。また、実測値を用いて、部品モデル(数百万～数億節点)に対する精度をJWRIAN固有ひずみ法コード(阪大接合研)と比較する。 ・プリ・ポストプロセッサについては、溶接解析の機能(複数パスの設定機能など)を拡張し、動作検証を実施する。プレス成形解析機能(補助的なツール)からのデータ渡しについても検討する。</p> <p>(実施内容) ・協力機関から提</p>	<p>【全体規模での実証解析&パフォーマンス評価】 (目標) ・溶接工程における高精度な溶接順序探索および高速な逆ひずみ量推定を可能とする高度成形・溶接シミュレータを開発する。 ・超大規模・高精度強連成解析ソルバーについては、数百億～数千億節点規模の問題に対する並列性能の最適化を行う。自動車全体モデルや重機械フレーム全体モデル(数千万～数十億節点)に対する実証解析を実施する。 ・プリ・ポストプロセッサについては、プレス成形のスプリングバックによる残留応力を溶接の初期条件として渡す機能を実装し、動</p>
---	--	--	--	--	---	--

				かを検証 ・開発コードの並列計算性能を測定、大規模計算能力を検証 ・プリ・ポストを使用し、CADデータ、解析メッシュの作成、計算、可視化を実施	供された部品規模の溶接解析を実施 ・開発コードと固有ひずみ法による従来コードの解析結果を比較、計算精度を検証 ・協力機関の解析グループで高度溶接シミュレータおよびプリ・ポストを利用 ・ユーザの視点から、高度溶接シミュレータおよびプリ・ポストの機能の追加・改善	作検証を行う。 (実施内容) ・熱反りによって生じる溶接隙間量が最小となるような、最適な溶接順序を計算、開発アプリを溶接現場で利用、その効果を検討 ・これまで40日を必要とした逆ひずみ量の決定にどの程度の時間短縮が可能かを検討（逆ひずみ量の決定を10分～20分にするのが目標）
サブ課題F マルチスケール熱可塑CFRP成形シミュレータの研究開発（東大・吉川暢宏）	(目標) ・研究計画の策定 (実施内容) ・熱可塑樹脂成形シミュレーションに関する調査 ・熱可塑CFRPのマルチスケールモデル化に関する調査 ・熱可塑CFRP成形後の欠陥生成に関する調査	(目標) ・熱可塑樹脂モデルの開発 (実施内容) ・熱可塑樹脂単体の成形シミュレーションアルゴリズムを開発 ・「京」を用いた計算結果と樹脂単体の熱可塑成形試験の照合による検証	(目標) ・マルチスケール熱可塑CFRP成形シミュレータの開発とマクロモデルの構築 (実施内容) ・樹脂と繊維を区分したマクロモデル設定による熱可塑成形シミュレータの開発 ・試験片レベルの	(目標) ・マルチスケール熱可塑成形シミュレータの開発を完了するため初期プリプレグシート積層構成を正確に有限要素モデル化するメッシュャーの開発および接触大変形問題と熱伝導問題を強連成問題として解く	(目標) ・自動車ボディあるいはジェットエンジンファンブレードの開発段階で試作する試験体の熱可塑成形シミュレーションを実施し、実成形品との照合を行いシミュレータの実効性の確認	(目標) ・実効性を確認したシミュレータを活用し自動ボディあるいはジェットエンジンファンブレードの実部品レベルの熱可塑成形シミュレーションを実施し、繊維配向の乱れなどの製造誤差を低減する成形プロセ

	<ul style="list-style-type: none"> 研究計画の策定 		<p>計算を「京」上で実施し試験結果との照合による検証</p> <ul style="list-style-type: none"> 一方向強化プリプレグの熱可塑性成形マクロモデルの材料パラメータ決定 	<p>アルゴリズムの開発・実装。</p> <p>(実施内容)</p> <ul style="list-style-type: none"> 初期プリプレグシート積層構成を正確に有限要素モデル化するメッシュの開発 接触大変形問題と熱伝導問題を強連成問題として解くアルゴリズムの開発とマクロスケール熱可塑性成形シミュレータへの実装 	<p>(実施内容)</p> <ul style="list-style-type: none"> 自動車ボディあるいはジェットエンジンファンブレードの開発段階で試作する試験体の熱可塑性成形シミュレーションを「京」クラスコンピュータで実施 実成形品との照合によるシミュレーション結果の検証 	<p>スの策定と設計において勘案すべき製造誤差の見積もり</p> <p>(実施内容)</p> <ul style="list-style-type: none"> 自動車ボディあるいはジェットエンジンファンブレードの熱可塑性成形シミュレーションを「京」クラスコンピュータで実施 実成形品との照合によるシミュレーション結果の検証
プロジェクトの総合的推進	<p>(実施内容)</p> <ul style="list-style-type: none"> 各種会議・委員会と実施体制案の策定 アプリ連携開発会議と体制案の策定(コデザイン含む) 広報・普及実施方法案の策定 	<p>(実施内容)</p> <ul style="list-style-type: none"> 各種会議・委員会と実施体制の決定 アプリ連携開発会議と体制の決定(コデザイン含む) 広報・普及実施方法決定 	<p>(実施内容)</p> <ul style="list-style-type: none"> 各種会議・委員会の推進 アプリ連携開発会議の推進(コデザイン含む) 広報・普及の推進 	<p>(実施内容)</p> <ul style="list-style-type: none"> 各種会議・委員会の推進 アプリ連携開発会議の推進(コデザイン含む) 広報・普及の推進 	<p>(実施内容)</p> <ul style="list-style-type: none"> 各種会議・委員会の推進 アプリ連携開発会議の推進(コデザイン含む) 広報・普及の推進 	<p>(実施内容)</p> <ul style="list-style-type: none"> 各種会議・委員会の推進と取り纏め アプリ連携開発会議の推進(コデザイン含む)と取り纏め 広報・普及の推進と取り纏め 全体成果の取り纏め

(6) 実施体制

本重点課題の全体推進体制を下図に示す。課題全体の運営方針決定機関として、課題責任者・推進管理者等および重点課題⑥の課題責任者・推進管理者等を構成メンバーとする「重点課題連携事務局会議」を設ける。その下に、サブ課題推進主要メンバーから構成される「重点課題全体推進会議」を設け、重点課題連携事務局会議で決定された方針の共有並びにサブ課題間の連携促進等を議論する。さらに、第三者の視点で本プロジェクトの進捗状況の把握・評価・改善提言・指導等を行う「諮問委員会」を設置する。また、「アプリケーション連携開発会議」を設け、本重点課題で開発するキラーアプリケーションの効率的・効果的の開発を進める。以上の重点課題全体の推進をサポートする組織として、東京大学生産技術研究所革新的シミュレーション研究センター内に課題推進事務局を設置する。

アプリケーションの開発は以下の通り進める。ターゲットアプリケーションの開発は、国立研究開発法人理化学研究所計算科学研究センター（R-CCS）との密接な連携による、ハードウェア開発との協調設計により実施し、コデザイン会議において、他のサブ課題（サブ課題 B、サブ課題 D、サブ課題 E）も含めて、協調設計の成果であるカーネル情報を共有する。各サブ課題の研究開発の推進にあたっては、サブ課題 B～D による CFD ソルバー開発会議およびサブ課題 E、F による材料・構造ソルバー開発会議を開催し、サブ課題間の連携強化を図ることにより、開発効率の向上に努める。さらに、サブ課題 A では、その成果の検証において、多目的設計探査に関してはサブ課題 B およびサブ課題 C と、高速計算技術に関してはサブ課題 C と連携する。

本重点課題の推進では、スーパーコンピューティング技術産業応用協議会や公益財団法人計算科学振興財団との連携を重視する。また、本重点課題⑧において活用するアプリケーションの技術要素の多くは、重点課題⑥のものと共通していることから（たとえば、Frontflow/blue、Frontflow/red、Frontflow/violet、ADVENTURE、REVOCAP など）、前記の「アプリケーション連携開発会議」において、両者で連携をとり、情報交換を密に行い、効率的なアプリケーション開発を実施する。



重点課題⑧実施体制

(7) 必要計算資源

「京」の計算資源量

(単位：ノード時間/年)

H27 年度	H28 年度	H29 年度	H30 年度	H31 年度
1,806,531	18,000,000	23,400,000	25,740,000	9,317,968

「京」以外の計算資源量

(単位：ノード時間/年)

H27 年度	H28 年度	H29 年度	H30 年度	H31 年度
605,000	4,205,000	5,305,000	5,505,000	5,505,000

※ 「京」 計算資源量

サブ課題 A: 必要な「京」の計算資源量は約 300 万ノード時間/年である。

- ・自動車車両構造の多目的設計最適化の例

1 つの車両設計の性能評価に 4,000 ノード時間が必要であり、300 ケースの設計評価を実施するとして約 120 万ノード時間が 1 つの最適化計算に必要である。

サブ課題 B: 必要な「京」の計算資源量は約 500 万ノード時間/年である。

- ・リアルタイムシミュレーション

数億要素の最適化計算 50 ケース：200 万ノード時間/年

- ・リアルワールドシミュレーション

200 億要素の準直接計算：300 万ノード時間/年（50 万ノード時間×6/年）

サブ課題 C: 必要な「京」の計算資源量は約 2000 万ノード時間/年である。

300 億グリッドの準直接計算 5 ケース、1 億グリッドの最適化計算 150 ケース

サブ課題 D: 必要な「京」の計算資源量は航空機空力解析のアプリケーション開発進捗にあわせて 1,800 万ノード時間/年である。

- ・航空機のバフェット解析（風洞 Re 数）：1,400 万ノード時間/年（70 万ノード時間×20 ケース/年）
- ・モデル飛行機（Re=10⁶）の非線形制御空力 DB の作成：400 万ノード時間/年（1.6 万ノード時間×250 ケース/年）

サブ課題 E: 必要な「京」の計算資源量は約 150 万ノード時間/年である。

約 10 億自由度モデルでの計算（8,192 ノード×20 時間/ケース×10 ケース/年 =184 万ノード時間/年）

サブ課題 F: 必要な「京」の計算資源量は約 100 万ノード時間/年である。

ファンブレード 1 ケースあたり約 63 万ノード時間（熱伝導解析 36,864 ノード×3.2 時間，応力解析 36,864 ノード×14.0 時間）を要すると想定。5 ケースの試行を行ったとして、約 316 万ノード時間/年

◆ 海外に対する優位性—

欧米における「ものづくり」への IoT（Internet of Things）の活用目的は、上流工程（企画・設計段階）での柔軟でスピーディな対応（意思決定や正確な評価）の実現が大前提になる、主としてマスカスタマイゼーションの実現やサービスの拡大化で、その核心は生産システムの変革に対してである。これに対して、本事業では、超高速・高精度シミュレーション技術を駆使し多様な（ニーズに合った）製品の企画・設計を高速に実現することを重視して、これを包含した実施内容になっている。これにより今後の「ものづくり」に重要な視点である製品ライフサイクル（企画・設計～製造）最適化に大きく貢献することが期待でき、海外に対して優位性のあるものとなっている

さらに、上記計画を実現するための核となるアプリケーションの開発については、必要不可欠なものを「キラーアプリケーション」と位置付けて海外に比較して優位な機能の開発・実装を企画しており、世界を先導する研究開発を推進する。各サブ課題の具体的取り組み内容については、次節「2. 研究開発内容詳細」の中で記述する。

◆ サブ課題間の連携と相乗効果—

本重点課題では、「設計プロセスの革新」に関する 4 サブ課題と「製造プロセスの革新」に関する 2 サブ課題を設ける。

サブ課題 C で実施する、ターゲットアプリケーションのハードウェア開発との協調設計の成果であるカーネル情報は、他のサブ課題（サブ課題 B、サブ課題 D、サブ課題 E）に、コデザイン会議において共有される。各サブ課題の研究開発の推進にあたっては、サブ課題 B～D による CFD ソルバー開発会議、および、サブ課題 E、F による材料・構造ソルバー開発会議を開催し、サブ課題間の連

携強化を図る。これらにより開発の効率化が期待できる。

また、広範にわたるものづくりへの応用展開を可能とするために、サブ課題 A においては「コア技術プラットフォーム」を整備し、各サブ課題成果の基盤部分を統合整備する役割をもたせる。これによりサブ課題 A を中心とした情報共有化や成果のフォーマットの共通化が促進されるとともに、成果利用面における便宜性の向上という相乗効果が期待できる。なお、後述の通り、サブ課題 A で得られた成果を、多目的設計探査に関してはサブ課題 B およびサブ課題 C の研究開発に、また、高速計算技術に関してはサブ課題 C に展開する。

さらに、本重点課題⑧と重点課題⑥の各サブ課題で共通に利用するアプリケーションについては、技術分野等で括った「アプリケーション連携開発会議」を設けて推進することで、成果の質・量的な面と研究開発の効率面での相乗効果が得られる。

◆ 人材育成一

重点課題の枠組みで行う人材育成は OJT を基本とする。具体的には、PD を中心とした人材育成を、ポスト「京」レベルの計算機環境を駆使できるソフトの開発研究と今後のものづくりに有用な機能の実証研究をサブ課題ごとにリーダーの指導のもとに実践し、先端的かつ実用的ソフトの開発能力を身に着けさせる。

一方、HPCI 戦略プログラム事業での人材育成施策の継続性の観点から、「HPC 産業利用スクール」（スーパーコンピューティング技術産業応用協議会主催事業）や「先端ソフト開発者教育」（東京大学大学院工学系研究科の演習）については、必要に応じて講師派遣等のサポートを実施する。

2. 研究開発内容詳細

実証された HPC (High Performance Computing) 技術を広く普及させることを目的とした HPCI 戦略プログラム分野 4「次世代ものづくり」の成果として、「京」を駆使することにより、たとえば、船体の直接シミュレーションによる曳航水槽試験の代替ができることや車室内騒音の事前評価が実現できることといった、従来は不可能であったさまざまなことが実現できることを実証した。一方で、最適設計解を得るまでのターンアラウンドタイムが長大化することや制約条件が強い場合は最適設計解が得られないといった多目的設計最適化に関する問題、計算格子の作成に 1 週間、最悪の場合は格子の作成不能となることや解析ソルバーの実行が 1 週間となるといった解析に要する時間が長大化する問題、300 億要素の流体解析に 3 万ノード必要になるといった膨大な計算機リソースが必要となるといった問題、そして、HPC を利用する分野が、流体解析の場合は自動車、ターボ機械のみに限定されているという問題が顕在化してきた。

そのことを踏まえて、本重点課題では、ロバストで高速な多目的設計最適化アルゴリズムの研究開発 (サブ課題 A)、格子生成の完全自動化 (サブ課題 B、サブ課題 C、サブ課題 D) やソルバーの高速化 (サブ課題 C、サブ課題 D、サブ課題 E) により解析計算の大幅な短縮、新たな乱流モデルの研究開発 (サブ課題 C、サブ課題 D) により必要な計算機リソース量の削減、航空機分野 (サブ課題 D)、溶接 (サブ課題 E) や熱可塑性 CFRP 成形 (サブ課題 F) といった新たなものづくり分野への HPC の展開に資する、アルゴリズムの研究開発およびアプリケーションの開発に取り組むこととした。

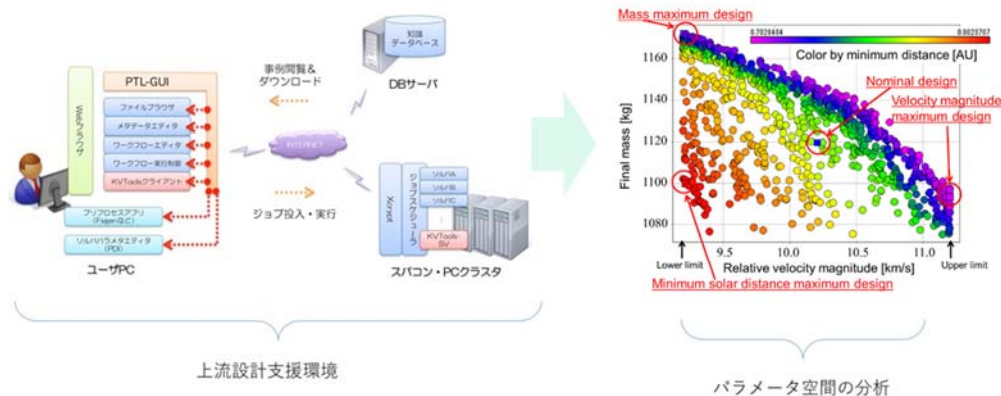
各サブ課題の取り組みの詳細は以下の通りである。

2-1. サブ課題 A. 設計を革新する多目的設計探査・高速計算技術の研究開発

(1) 目的・意義

設計は製品開発の上流工程に位置し、製品の性能やコストなどに大きく影響する重要な開発過程である。産業界における実設計問題は改善すべき性能指標が多数ある多目的設計最適化問題であり、性能指標間のトレードオフを設計の上流で明らかにする多目的設計最適化が必要とされているが、その適用先は限定されている。また、上流設計段階では、目的の製品を実現する多数の選択肢の中から最適なパラメータを迅速に選び、機能の実現・高品質化・コスト最小化による効率的な開発を進めていくことが要求される。

本計画では、前述の問題を解決するため、多目的設計探査技術および高速計算技術の研究開発を行う。また、これらを実装する上流設計プラットフォームを開発する。これらにより製品コスト低減や高品質化に貢献できる新設計基盤を整備し、産業競争力強化に貢献できることを実証する。



パラメータ空間における多数のシミュレーションを迅速に行い、
得られた結果から最適なパラメータを選択するアプローチ

計算機の新しい利用方法によるものづくりを支える技術であり、設計の革新的な方向転換を促す技術

サブ課題 A の社会的意義

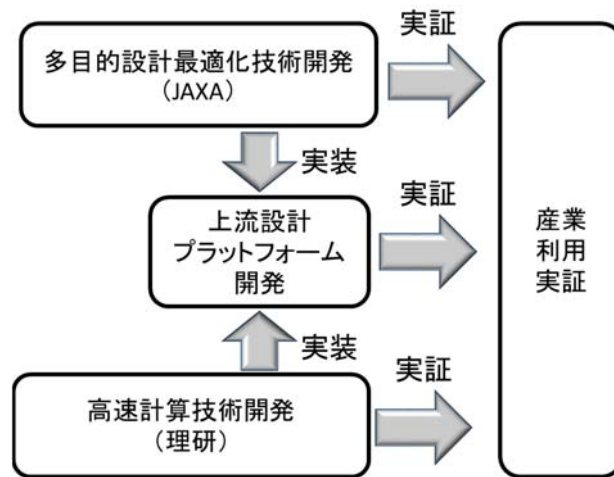
(2) 実施内容

宇宙航空研究開発機構（JAXA）で多目的設計最適化問題のトレードオフを可視化する多目的設計最適化技術、理化学研究所（理研）で多数の計算を短時間で実施する高速計算技術、九州大学で大規模計算の高速反復解法を開発する。また、Capacity Computing の設計活用を促進する上流設計プラットフォームについては、理化学研究所と九州大学が共同で開発する。多目的設計最適化技術および高速計算技術を上流設計プラットフォームと連携させ、メーカーや JAXA、他のサブ課題が抱える実設計問題に適用して有効性を実証する。また、開発した上流設計プラットフォームはポスト「京」以外でも使えるように整備して産業界に展開し、産業競争力強化に貢献する。

多目的設計最適化技術に関しては、HPCI 戦略プログラム分野 4「次世代ものづくり」で開発した世界初の大規模並列計算対応多目的設計最適化アプリ Cheetahなどをベースとし、制約条件が厳しい設計問題でも効率的にパレート最適解を探索可能な多目的設計最適化アルゴリズムやパレート最適解を得るために必要な計算時間を 1/2～1/10 に短縮する多目的設計最適化アルゴリズムを開発する。

高速計算技術では、(a) 世界で初めてとなる数値流体ソルバーの時間方向の並列化技術の開発を行う。ターゲットアプリとしては FrontFlow/blue, FrontFlow/violet を考えており、「京」レベルの 50 倍程度の高速化を目指す。(b) 行列・多重ベクトル積を使うアルゴリズム開発を行う。これにより、ポスト「京」の能力を活用できる基盤技術を開発し、技術の水平展開も行い、他のアプリの高度化に貢献する。

上流設計プラットフォーム開発では、HPCI 戦略プログラム分野 4「次世代ものづくり」で開発してきた HPC/PF をベースに、上記の要素技術を統合化し、アプリケーションの設計適用を支援するしくみとして整備を進める。また、内閣府の SIP（戦略的イノベーション創造プログラム）／革新的設計生産技術にて採択された「全体俯瞰設計と製品設計の着想を支援するワークスペースの研究開発」（研究代表者：小野謙二（九州大学情報基盤研究開発センター））と連携し、SIP プロジェクトで開発した技術を上流設計プラットフォームに導入することにより、研究開発を加速する。



サブ課題 A 実施内容

(3) 目標・期待される成果

a) アウトプット成果

多目的設計探索に関しては、「京」を用いることにより、たとえば、自動車部品の共通化と軽量化に対して従来は見出すことが不可能であった設計解を見出したり、従来不可能とされていたタイヤの空気抵抗と揚力を同時に低減できる設計解を見出したりすることに成功し、その有効性を証明できた。一方、最適設計解を見出すまでに要する時間が 40 日以上掛かったり、制約条件が強い場合は最適設計解（パレート最適解）を見出せなかったりする場合があることが判明した。そこで本サブ課題では、多目的最適設計探索技術の実用化を加速するために、設計解を見出すまでの時間を飛躍的に短縮するとともに、制約条件が強い場合においても設計解を見出すことができるアルゴリズムの研究開発を行い、設計者が使いやすい形でプラットフォーム上に実装して提供する。また、重点課題⑧で開発する全てのアプリケーションに共通する課題として解析に要する時間の短縮がある。本サブ課題では、上記の多目的設計探索技術の研究開発に加えて、時間短縮のための共通基盤技術として、高速計算技術の研究開発し、主要なアプリケーションに実装し、その効果を検証する。

①平成 29 年度終了時

- 1) 従来手法の 1/2～1/10 程度の少ない世代数でパレート最適解を得ることが可能な、また、制約条件が厳しい設計問題でも効率的にパレート最適解を探索可能な多目的設計最適化アルゴリズムを研究開発し、テスト問題で検証を行う。
- 2) 高速計算のための基本技術を開発し、重点課題⑥のサブ課題 B のフェーズフィールド法や重点課題⑧のサブ課題 C の流体シミュレーションへ適用する。それにより、基本性能を把握し、改善点を抽出し、その後の開発方針を決定する。
- 3) 上流設計プラットフォームの基本機能を整備する。
- 4) 多目的設計探索および高速計算技術の実証計算に用いるアプリケーションを決定し、当該アプリケーションとのインターフェースを決定する。

②本格実施フェーズ終了時

- 1) 従来手法の 1/2～1/10 程度の少ない世代数でパレート最適解を得ることが可能な多目的設計最

適化アルゴリズムや制約条件が厳しい設計問題でも効率的にパレート最適解を探索可能な多目的設計最適化アルゴリズムを研究開発し、実際の設計問題に適用して効果を実証する。

- 2) 高速計算技術を多くの分野で利用可能なフレームワークとして整備し、公開する。
- 3) 設計者が上流設計プラットフォームを利用することにより多目的設計探索や高速計算を容易に実現できることを証明する。

なお、多目的設計探索に関しては、重点課題⑧のサブ課題 B またはサブ課題 C と連携することにより、それぞれ自動車の空力最適化、または、ファンの性能・騒音の最適化に適用し、その効果を見極める。また、高速計算技術に関しては、上記の中間目標に記載のとおり、サブ課題⑥-B のフェーズフィールド法や重点課題⑧のサブ課題 C の流体シミュレーションに適用し、高速化の効果を検証する。

③ポスト「京」運用開始 5 年後

- 1) 多目的設計最適化技術、設計検討を開始して数時間後に計算結果が得られる高速計算技術、上流設計プラットフォーム技術が実設計に活用され、有効性が実証される。

b) アウトカム成果

①ポスト「京」運用開始 5 年後

- 1) 本サブ課題で開発した高速計算技術および上流設計プラットフォームが企業でカスタマイズ・活用され、実設計で効果を上げ始める。
- 2) ポスト「京」クラスのコンピュータを用いた多目的設計最適化が製品の設計開発に有効であることが産業界に認識される。

②ポスト「京」運用開始 10 年後

- 1) 多目的設計探索技術および高速計算技術が企業において活用され、製品開発期間の短縮・コスト削減、および製品品質向上に貢献する。
- 2) 上流設計プラットフォームは大規模計算のデータハンドリング、ワークフローシステムの基盤としてデファクトになり、コミュニティが形成され、それをサポートするソフトウェアベンダーが育っている。

(4) 「京」でできていること、ポスト「京」でなければならないこと

「京」においては、数百億規模の大規模シミュレーション技術の確立、および現実的な規模の計算を多数実施することにより多目的設計最適化技術の実証を行ってきた。その結果、空力音響設計最適化問題や衝突強度計算を含めた車両構造設計問題に対して、従来は見出すことが不可能であった設計解を見出すことに成功し、その有効性を証明できた。しかしながら、計算機資源の制約から、最適設計解を見出すまでに要する時間が 40 日以上掛かったり、また、多目的設計最適化を実施する際に十分な数の設計候補を評価することができなかつたため、制約条件が強い場合は最適設計解（パレート最適解）を見出せなかつたりする可能性があることが判明した。

ポスト「京」においては理論的な計算能力が増大する一方、解析に要する時間の短縮の技術が必要となる。このため、高速計算技術を開発し、多数のケースを短時間で計算することにより、「京」では実現できなかった新しいシミュレーションの活用方法を実現する。

高速計算技術では、形状データの入手後数時間で高い信頼性をもつ性能予測を実施し、設計プロセ

スの短時間化に貢献する。多目的設計最適化では、アルゴリズムの改良により必要な計算時間を従来の 1/2~1/10 に短縮し適用範囲と結果の信頼性を向上させる。また、制約条件が厳しい設計問題でも効率的にパレート最適解を探索可能な多目的設計最適化アルゴリズムを開発する。

本サブ課題では自動車車両やターボ機械の多目的設計探索を考えているが、たとえば、自動車車両の多目的設計最適化を例に挙げると、「京」コンピュータで実施する場合は約 5 万ノードを使って 100 時間の計算時間がかかってしまう。待ち時間を考慮すると計算時間が 1 週間以上かかってしまうが、ポスト「京」を用いることでこれを一晚（10 時間程度）で実施可能になる。

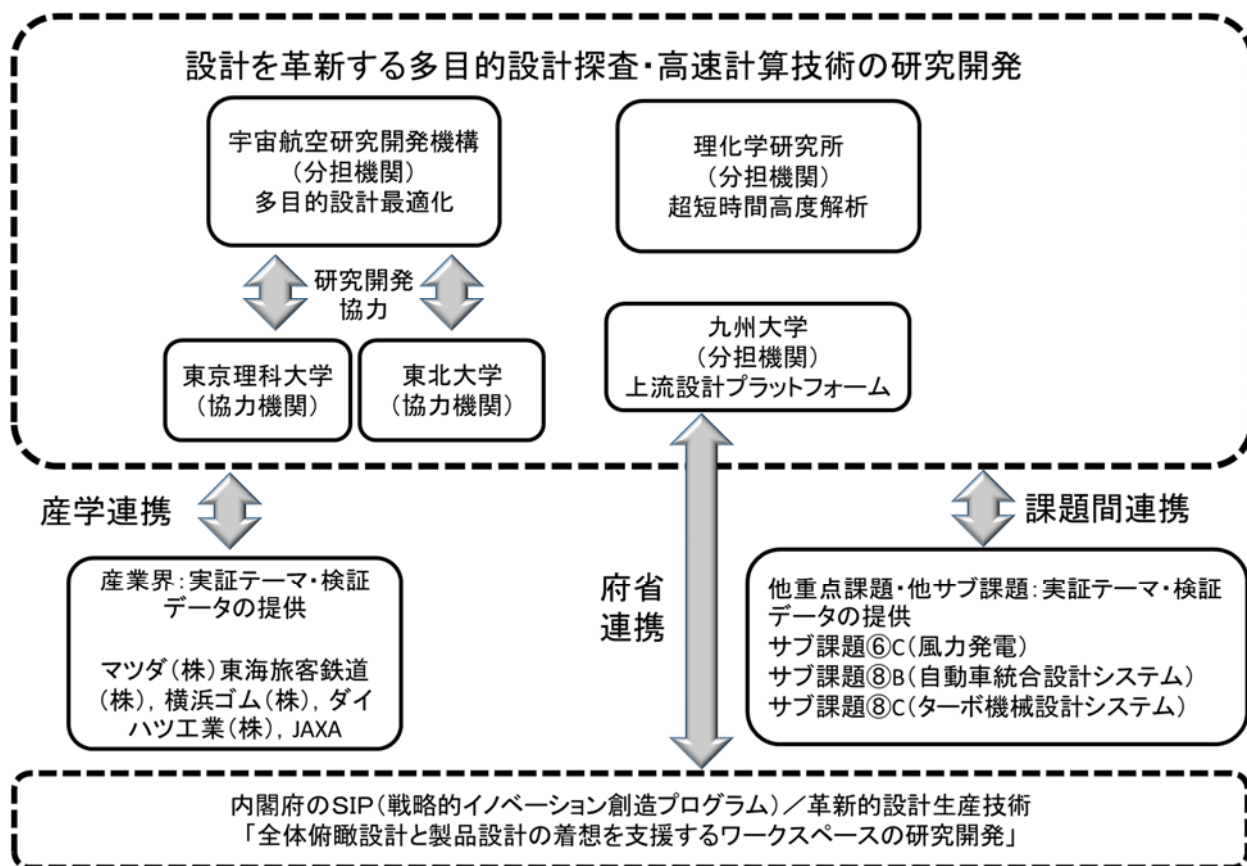
(5) 実施体制

多目的設計最適化の技術開発および実証は宇宙航空研究開発機構（JAXA）、超短時間高度解析技術の開発は理化学研究所、上流設計プラットフォームの整備は理化学研究所と九州大学が中心となって実施する。プロジェクト管理はサブ課題代表者の大山聖（JAXA）が務める。アプリの研究開発や実証計算を行うため、3 名（多目的設計最適化の開発に 1 名、上流設計プラットフォーム 1 名、高速計算技術 1 名）のポストドクを採用する。東北大学、東京理科大学などの学术界とも連携を深め、最新の技術・研究成果を反映させる。また、構想段階から産業界のメンバーと積極的に議論をかさね、産業界のニーズと合致した上流設計プラットフォームを整備する。現時点でマツダ（株）、東海旅客鉄道（株）、横浜ゴム（株）、ダイハツ工業（株）から協力機関となっていただけの実績を得ている。

JAXA、東北大学、理研、東京理科大は、HPCI 戦略プログラムで分野 4「次世代ものづくり」の研究開発課題を担当し、多目的設計最適化技術やポスト「京」にも適用可能な高速計算技術、ポスト処理技術で協調して成果を挙げてきた実績がある。

開発された個別設計技術および設計プラットフォームについては、JAXA や企業が抱える実際の設計開発問題に適用し、その有効性を実証する。また、重点課題⑧のサブ課題 B「自動車統合設計システム」、サブ課題 C「ターボ機械設計システム」および重点課題⑥サブ課題 C「風力発電」と連携し、自動車、ターボ機械、風車の設計プラットフォームを開発し実証する。

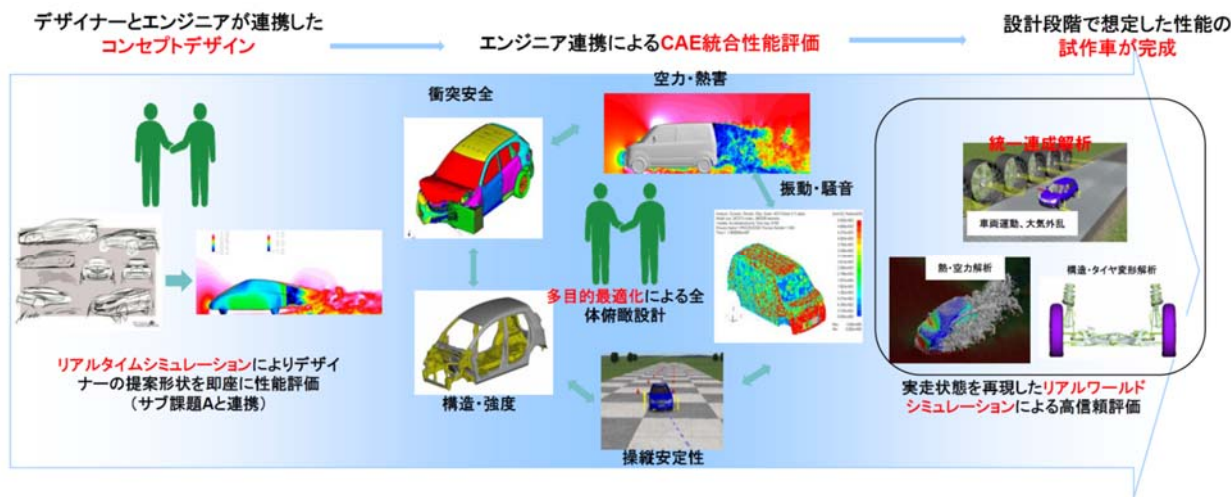
また、上流設計プラットフォームについては、内閣府の SIP（戦略的イノベーション創造プログラム）／革新的設計生産技術にて採択された「全体俯瞰設計と製品設計の着想を支援するワークスペースの研究開発」（研究代表者：小野（理研））と連携し、SIP プロジェクトで開発した技術を上流設計プラットフォームに移植することにより、研究開発を加速する。



2-2. サブ課題 B. リアルタイム・リアルワールド自動車統合設計システムの研究開発

(1) 目的・意義

新素材や新たな動力を用いた次世代自動車を早急にかつ高い品質で実現するためには、実験代替を目的とした既存の CAE を活用した設計手法に対して、より高次元で CAE を利用した設計プロセスの革新が必要である。HPC 環境を活用することで、設計上流側でデザイナーと技術者が協調したコンセプトデザインを支援する（リアルタイム）と共に、時々刻々と変化する運転条件を考慮した（リアルワールド）シミュレーションを実現することで予測精度・信頼性向上を実現する。このシステムが実現すれば、開発期間のさらなる短縮化と製品の性能向上の支援が可能となり、日本の自動車産業の国際競争力強化に貢献することができる。



サブ課題 B の社会的意義

(2) 実施内容

「京」で開発した熱流体 (FrontFlow、CUBE) や構造 (ADVENTURE) の連成解析技術 (REVOCAP) を基盤として、以下の開発を行う。

a) リアルタイムシミュレーション技術とプロセス間統合システムの開発

CAD データからの計算モデル作成時間がボトルネックとなる空力解析について、実験・実測に匹敵する速度で解析が可能なリアルタイムシミュレーション技術を開発する。理研 R-CCS で開発した階層直交格子と埋め込み境界に基づく格子作成手法 (CUBE)、ポスト「京」アーキテクチャとのコデザインによるストロングスケリング計算技術を活用して、ターンアラウンドタイムの抜本的短縮を図る (理研担当)。解析の高精度化には壁面近傍のボクセル境界面に対する壁面境界層モデルの構築が鍵となる。これはサブ課題 D と連携して開発を行う (神戸大担当)。これらを実現することでサブ課題 A と連携して、自動車用上流概念設計プラットフォームを構築する (神戸大担当)。本サブ課題で実現する実証解析として、車体形状変化に対する空力・構造強度を統合した解析や、樹脂等材質変化に対する構造強度・空力熱害最適化を統合した解析などを実施する (流体解析は神戸大、構造解析は山梨大担当)。なお、具体的な実証課題については、産学連携のコンソーシアムで議論して決定する。

b) リアルワールドシミュレーション技術とプロセス内統合システムの開発

既存のシミュレーションに対して格段に高精度で、かつ、実際の走行状態を考慮したリアルワールドシミュレーション技術を開発する。ここでは、「京」で開発した流体解析をポスト「京」アーキテクチャに最適化することでさらに空間解像度 (現行に対して 1 オーダー、空力解析で 0.1mm 程度) を高めると共に、理研 R-CCS で開発した統一データ構造に基づく流体・構造連成解析手法 (CUBE) を適用することで、システムの高精度化と信頼性の向上をはかる。本課題で実現する実証解析として、空力高速操安・乗り心地評価や車室内総合環境・快適性評価などを実施する。なお、具体的な実証課題については、産学連携のコンソーシアムで議論して決定する。

(3) 目標・期待される成果

新素材や新たな動力を用いた次世代自動車を早急にかつ高い品質で実現するためには、単なる実験の一部の代替を目的とした CAE を活用する既存の設計手法から脱却し、より高次元で CAE を利用した設計プロセスに革新することが必須である。本サブ課題では、「京」で実現した自動車空力連成解析

を基盤技術として、設計上流側でデザイナーと技術者が協調してコンセプトデザインを実施することを可能とするために、従来の 1/10 以下の時間で定常空力予測（リアルタイムシミュレーション）が可能なアプリケーションを開発する。また、設計初期段階において、空力・強度・音・熱・振動などの複数の物理現象が関連した設計問題に対する多目的最適設計解を見出すことを可能するために、時々刻々と変化する運転条件変化を考慮した（リアルワールドシミュレーション）、構造解析機能、圧縮性熱流体解析機能、移動境界解析機能を具備したアプリケーションを開発する。

a) アウトプット成果

①平成 29 年度終了時

- 1) 実車空力解析に対して、プリ処理・コアカーネルの高速化により 1 ケースのターンアラウンドタイム(TAT)24 時間以内を達成する。
- 2) 構造解析・圧縮性流れ解析・6 自由度移動境界解析のための基本プログラム開発し、基本動作や予測精度を検証する。

②本格実施フェーズ終了時

- 1) TAT12 時間で実車空力解析が可能なアプリケーションプログラムを開発する。
- 2) 実走行状態における多目的設計最適化が可能な、構造解析機能、圧縮性熱流体解析機能、移動境界解析機能を具備したアプリケーションプログラムを開発する。

なお、最終目標の達成に関しては、「京」の 1/2 程度のノードを 10 日間占有利用するか、もしくはそれに相当する計算機資源を使用し、最終目標である解像度 1mm、約 20 億格子による多目的設計最適化のための解析を実施することにより、アプリケーションの効果を評価する。また、ポスト「京」の単一ノードあるいは複数ノードを用いた計算、またはシミュレータによるノード性能の予測、およびネットワーク性能・通信量から、ポスト「京」を用いた場合の計算速度や実施可能な計算規模を推定することにより、総合的に判断する。

③ポスト「京」運用開始 5 年後

ポスト「京」を活用した実証解析を完了する。開発システムの産業界普及のために、コンソーシアムを通してシステム利用の人材教育を実施する。

b) アウトカム成果

①ポスト「京」運用開始 5 年後

開発システムの自動車産業界普及、実用化を進める。具体的には、ポスト「京」を活用して各企業（OEM）でのシステム実証試験を進めることで、OEM 固有の開発体制を支援する。あわせて各 OEM が導入予定の「京」クラススパコンでの実用化を加速する。さらに重点課題で対象とならなかった産業界への普及・利用推進を、ポスト「京」を活用して進める。

②ポスト「京」運用開始 10 年後

自動車産業界に対して開発システムの実用化が定着し、各 OEM 固有の自動車ものづくりの革新を実現する。

(4) 「京」でできていること、ポスト「京」でなければならないこと

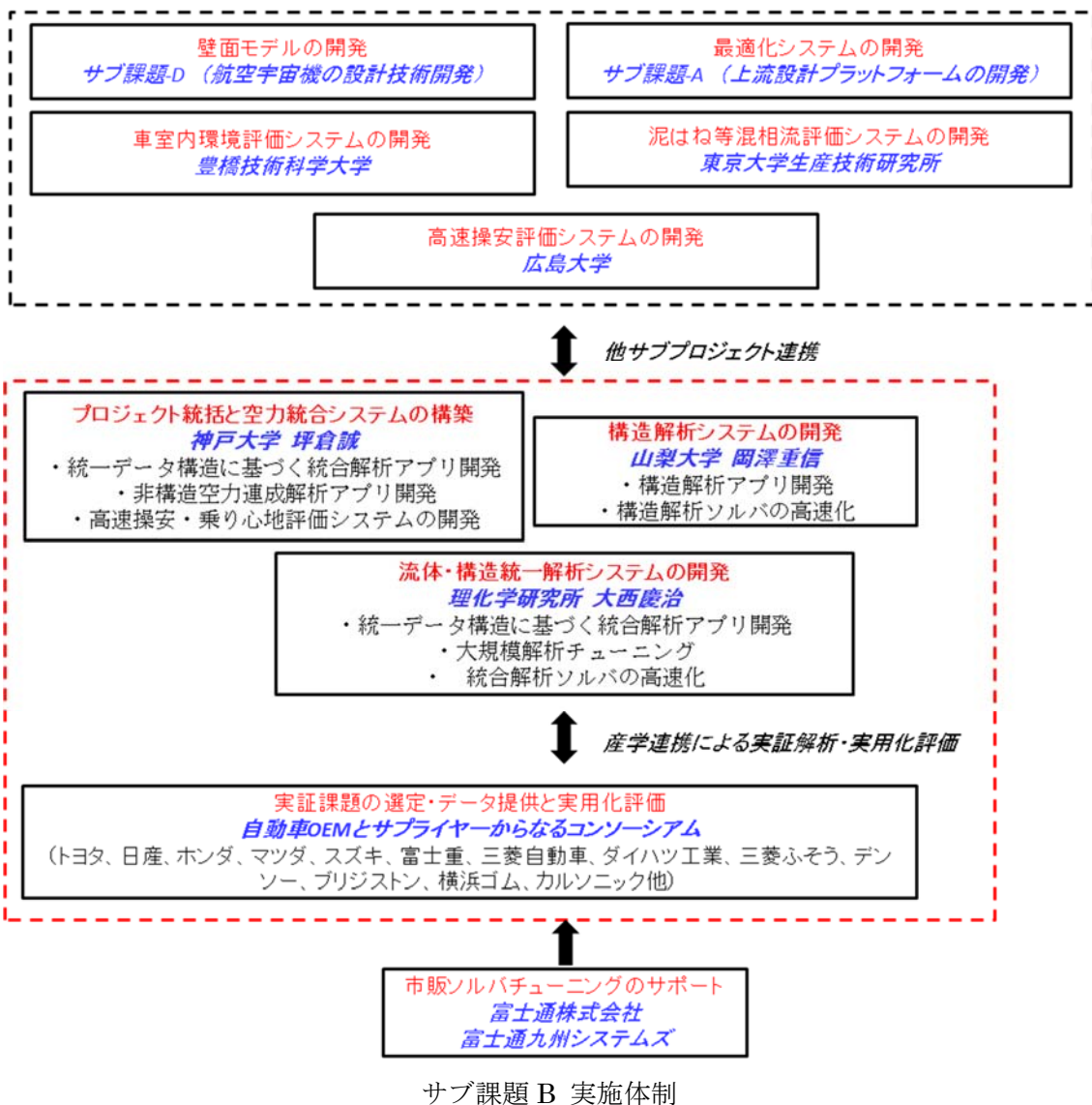
「京」では、風洞実験の代替として、風洞実験値に対して空気抵抗を 1~2%の精度で予測することに成功した。また、流体解析アプリケーションのチューニングや連成解析手法の開発により、空力と車両運動の双方向連成解析による高速走行安定性評価や、空力・構造・音響連成解析による車室内騒音評

価に世界で初めて成功した。これにより手法の有用性については「京」で実証された。しかしながら、格子作成を含むトータルターンアラウンド時間の問題で、本格実用化には至っていない。これに加えて CAE に期待されている形状最適化、さらには空力・構造等の多目的最適化に対応するためには、ポスト「京」の資源を想定してソルバー単体の抜本的なターンアラウンド時間の短縮（「京」の数十倍）と、乗り心地・操作性・快適性といったより高精度で信頼性の高いシステムの構築が不可欠である

（５）実施体制

統括と熱・流体解析ソルバーの開発、システムの全体設計は神戸大学が担当する。山梨大学は構造解析ソルバーの開発を担当する。流体と構造を統一的に扱う連成ソルバーは神戸大学が理化学研究所計算科学研究センター（以下、理研）と連携して開発し、特にシステム全体の高速化・大規模化チューニングは、理研が担当する。キラーアプリケーションの実証と実用化評価は自動車 OEM とサプライヤー（協力機関として参画）からなるコンソーシアムが担当する。具体的には、ソルバーの実証課題を産業界ニーズに合わせて選定し、プリ・ポスト処理も含めて、実際の設計開発現場での活用を想定して産業界が実用性の評価を行う。特に実車を対象とした場合、シミュレーション結果の検証・実証に必要となる実験・実測データの取得が大きな経済負担となるが、この費用は産業界がデータ提供することで負担する。活動成果の知的財産権の扱いについては、活動後の産業界実用化を促進するために、「京」で実施したコンソーシアム「HPC による自動車用次世代空力・熱設計システムの共同研究開発」の覚書を踏襲する。

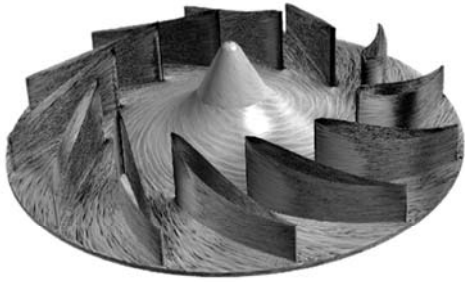
その他、車室内環境評価、車両運動連成操縦安定性評価、泥はね等混相流評価については、それぞれ各課題に対して実績のある豊橋技術科学大学、広島大学、東京大学生産技術研究所を協力機関として迎え、体制を強化する。また、ソルバーの高速化、システムの高精度化、プラットフォーム開発、個別実証課題等では、コデザイン設計成果を本システムの各種アルゴリズムにも反映させると共に、各サブ課題（A と D）や他機関を協力機関として迎え、連携を行う。



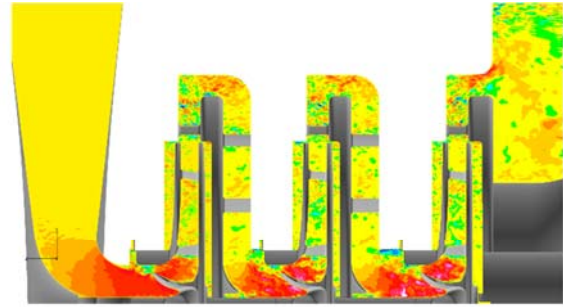
2-3. サブ課題 C. 準直接計算技術を活用したターボ機械設計・評価システムの研究開発

(1) 目的・意義

本サブ課題の目的は既存のターボ機械設計の高度化に資する設計システムを開発するとともに、これをターボ機械設計に適用しその有効性を実証することにある。本研究グループは数百億グリッドを用いた準直接計算技術の工学応用を世界に先駆けて実施し、その効果を実証した。本サブ課題では、この準直接計算技術をさらに発展させ、多目的最適化計算にも適用可能とすることを目的とする。これにより、開発する設計ツールは、単なる実験の代替ツールという枠を超え、ターボ機械設計にとって真に有用な情報を提供することを目指す。



遠心送風機内部流れ解析



多段遠心ポンプ内部流れ解析

ターボ機械の性能・信頼性向上により産業競争力強化に貢献

- ・ 最大1兆格子を用いた乱流の準直接計算により設計段階でターボ機械性能を高精度に予測
- ・ 広範囲な設計パラメータを短時間に探索する多目的設計

サブ課題 C の社会的意義

(2) 実施内容

エクサスケールの計算機を活用し、最大1兆グリッドの計算により、ほぼ全てのターボ機械の製品性能を、実験と同じ精度で予測する大規模流体解析技術を開発するとともに、全く新たな発想に基づく壁面モデルの開発により、計算資源量の抜本的な削減を図り多目的最適化計算にも適用可能とする。また、開発した設計システムをポンプ、ファン、船舶のプロペラ等のターボ機械設計に適用し、その有用性を実証するとともに各適用分野に特化したインターフェースを開発し実用化への準備をする。本研究開発でキーとなる準直接計算の実用技術は本研究グループが世界を先導する技術であるため、本研究開発は他の研究グループでは容易に追従することはできない。

a) ターボ機械設計システムの開発

- 1兆グリッド大規模準直接計算技術の開発（実施機関：東大）：「京」において300億グリッド（世界最大規模）の実用計算の実績のある既存の流体解析コード（FrontFlow/blue）をベースに、複数解ベクトルの同時計算や時間並列化手法等の実行効率・収束性向上のための新計算手法を導入するとともに、エクサスケールのマシンで高速で動作するようチューニングすることにより、最大1兆グリッド規模の準直接計算を実現する。
- 格子ボルツマン法コードの開発（実施機関：九大）：格子ボルツマン法（LBM）と Building Cube 法（BCM）を用いることにより、乱流場と音場の同時直接計算を可能とするアプリケーションを開発する。
- 準直接計算用壁面モデルの開発（実施機関：東大）：実験と同程度の精度を有する準直接計算に必要な計算資源量を抜本的に削減できる壁面モデルを開発し、FrontFlow/blue に実装する。サブ課題 A(1)と連携し、1万個体（100個体×100世代）の多目的最適化設計を数日で完了できることを示す。

b) ターボ機械設計システムの実証（実施機関：東大）

ポンプ、ファン、プロペラ等のターボ機械設計より、1兆規模の大規模解析が必要である実証ケースと多目的最適化計算を必要とする実証ケースをそれぞれ選定し、開発したシステムの有用性を実証する。また、分野ごとに必要なインターフェース（ステンシルベースの計算格子作成プログラム、分析ツール等）を拡充し、開発したシステムの実用化の準備をする。選定候補となる実証ケースを以下に示す。

- (i) ポンプ：小型のポンプを対象に最大 1 兆グリッド規模の準直接計算を実行し、設計の上流段階で、水力性能および製品の非定常特性（振動、騒音、スラスト等）をループ試験と同じ精度で予測する技術を確認し製品信頼性向上に貢献する。
- (ii) ファン：従来は実験主体で評価されていたファンの騒音を直接予測しながら、性能・効率・騒音等を含む多目的最適設計技術を開発する。
本実証計算はサブ課題 A と連携する。
- (iii) 船舶：プロペラによる自航条件や造波抵抗も含めて、船体の推進抵抗予測技術を高度化し船体設計の高度化に貢献する。具体的には、実海域における波浪中推進性能の把握、設計システムを活用した船体およびプロペラの形状最適化の技術を開発し、その実証を行う。

(3) 目標・期待される成果

HPCI 戦略プログラム分野 4 の一つの研究開発課題の成果として、数億から数 100 億規模の計算格子を利用した大規模な LES (Large Eddy Simulation) を適用することにより、ファンの性能や騒音、船の推進抵抗などを実験にとって代わり得る精度で予測したり、旋回失速など従来十分には解明されていなかった複雑な非定常流動現象を解明したりすることが可能であることを実証した。しかし、これらの計算には「京」の数千ノードから数万ノードの計算資源が必要であるため、直ちに企業における実用化には至らなかった。また、多段ポンプや水車の LES 解析には少なく見積もっても 5,000 億以上の格子が必要であり、「京」を用いても解析を実施することができなかった。さらに、「京」で実証した現有のアプリケーションでは、流体騒音の直接的な予測ができなかったり、計算格子の生成が困難である場合があったりするという問題点も顕在化した。そこで、本サブ課題では、ターボ機械分野において HPC 技術を普及拡大させるために、既存のアプリケーション (FFB) の計算速度の大幅な向上と計算規模や計算機能の拡大、計算資源量の大幅な削減を目指した LES 解析用の新たな壁面モデルの開発と実装、および、計算格子の完全自動生成と流体騒音の直接計算が可能な、Lattice Boltzmann 法 (LBM) に基づく新規アプリケーション (FFX) の開発を行う。

a) アウトプット成果

①平成 29 年度終了時

最終目標を達成するためのマイルストーンとして、平成 29 年度中に以下の要素技術ならびにプロトタイプアプリケーションを開発する。

- 1) 本重点課題の本格実施開始時点（平成 28 年 4 月時点）の FFB に対して、アプリケーションのみで 10 倍の高速化を達成するとともに、CPU の性能向上と合わせて、ポスト「京」において「京」と比較して 100 倍高速化できる目途を立てる (FFB)。
- 2) FFB の機能拡張の一環として空力騒音の直接計算精度を検証する (FFB)。
- 3) 最大 20 兆規模の大規模計算に対応可能なファイルシステムを開発する (FFB・FFX)。
- 4) LBM によるプロトタイプアプリケーションを開発し、空力騒音の予測精度を検証する (FFX)。
- 5) 大規模な LES 計算により、壁面近傍の渦の挙動の解明し、その結果に基づき、壁面モデルの定式化に関する基本方針を決定する (FFB・FFX・他の流体解析アプリケーション)。

②本格実施フェーズ終了時

HPC を駆使したターボ機械設計システムの構築のために鍵となる、以下の性能・機能を具備する

アプリケーションを開発すると共に、LES 解析に必要な計算資源を大幅に削減可能な壁面モデルを研究開発し、上記のアプリケーションに実装し、予測精度を検証する。

- 1) CPU の高速化と合わせて現状比 100 倍の高速計算、最大 7,000 億要素規模の LES 計算が実施可能で、非圧縮性流れ・圧縮性流れの双方に応用できるアプリケーション (FFB)。
- 2) ターボ機械の性能や騒音を、最大 20 兆格子を用いた直接計算により予測できる LBM に基づくアプリケーション (FFX)。
- 3) 従来の LES 計算に対して計算格子数を 1/100 以下に削減でき、ほぼ同等な精度で内部流れの予測が可能な LES 用壁面モデル。

なお、大規模化・高速化・機能強化した FFB に関しては、約 500 億規模の LES を単段の遠心ポンプの流れに適用し、連携するプロジェクトで取得する実験結果と比較することにより、性能、流体力、および内部流れの予測精度を検証する。一方、新規に開発する FFX に関しては、約 300 億規模の LES を小型のファンの流れや音の予測に適用し、連携するプロジェクトで取得する実験結果と比較することにより、性能・騒音の予測精度を検証する。これらの計算には「京」の数分の 1 のノードを用いるか、もしくはそれに相当する計算機資源を用いる。また、LES 用の壁面モデルの開発に関しては、上記の単段遠心ポンプの内部流れ解析に適用することにより、計算資源の削減量と予測精度を評価する。さらに、ポスト「京」を用いた場合の計算速度や実施可能な計算規模に関しては、ポスト「京」の単一ノードあるいは複数ノードを用いた解析またはシミュレータによるノード性能の予測から計算速度を推定するとともに、ネットワーク性能と通信量からアプリケーション全体の性能を評価する。

③ポスト「京」運用開始 5 年後

一般公開した設計システムをメンテナンスし定期的にアップデート版を一般公開する。

b) アウトカム成果

①ポスト「京」運用開始 5 年後

開発した設計システムが、ポンプの信頼性向上、ファンの性能・騒音の多目的設計、推進抵抗の予測技術としての実用化が進展する。

②ポスト「京」運用開始 10 年後

開発した設計システムをターボ機械・車体・船舶等のものづくり分野に普及させる。目標ユーザー企業数を 30 社とする。本サブ課題で開発する技術は、単に実験の代替を狙った乱流現象の高精度開発技術にとどまらず、多目的最適化計算機能をサポートしているため流体解析に関連するものづくり設計分野においても活用されることが期待される。

具体的な成果目標は産業界と協議中であるが、現時点で想定する目標を以下に示す。

- ・ ポンプ：設計段階で予測誤差を性能・効率 2 %、スラスト変動 5 %、騒音 5 dB とする。
- ・ ファン：騒音一定で効率 3 % 向上するか、もしくは効率一定で騒音 3 dB 低減する。
- ・ 船舶のプロペラ：プロペラスラスト係数一定でプロペラトルク係数を 5 % 低減する。

(4)「京」でできていること、ポスト「京」でなければならないこと

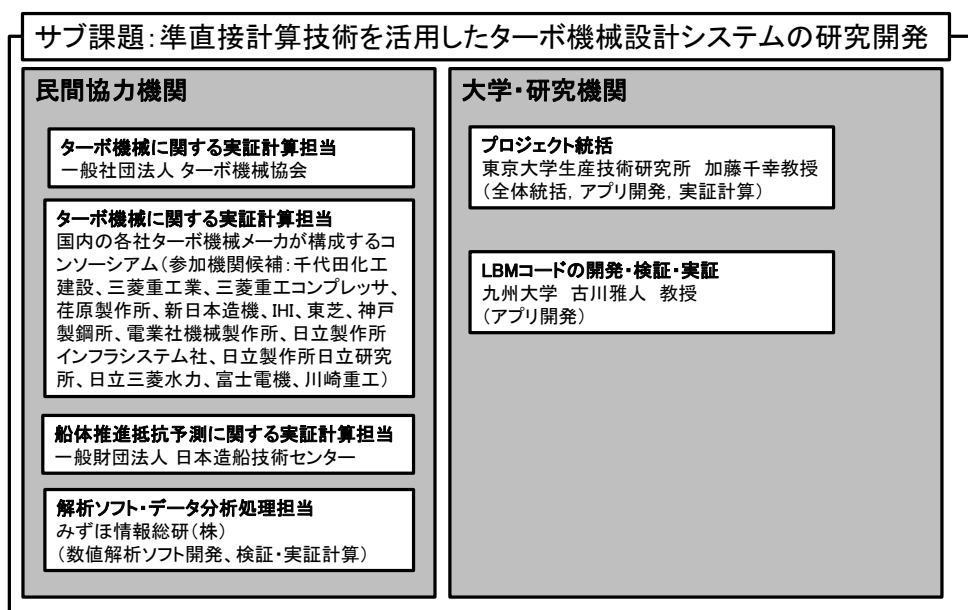
ペタスケールの計算機（「京」）を用いれば、数百億グリッドを用いて、ポンプやファン等に対し、実験を代替しうる性能の予測が可能であり、実際、本研究グループで 300 億グリッド規模の準直接計

算の実績を有している。今後、エクサスケールの計算機（ポスト「京」）を用いれば、最大1兆グリッドを用いた計算により、一部の機種（大型のポンプ）を除くターボ機械の大部分に対して、実験と同じ精度の製品の評価が数値計算により実現される。さらに、本サブ課題で開発する設計システムを活用すれば、1個体10億グリッド規模の、1万個体（100個体×100世代）の多目的最適化計算が可能となる。

(5) 実施体制

全体統括、流体解析コード(FrontFlow/blue)の開発およびこれらの実証は東京大学が担当する。設計システムのサブシステムであるLBMコードの開発および実証は東京大学と九州大学が担当する。ポンプ・ファンに関する実証に関しては、(一社)ターボ機械協会ターボ機械HPC実用化分科会(2016年10月1日設置)と連携して実施する。船舶の実証に関しては日本造船技術センターと連携して実施する。

本サブ課題で実施するコデザインの成果として、連続体(流体、構造、音響等)を対象とする解析コードのコアルーチンの高速化技術を他のサブ課題(A、B、D、E、F)に展開する。



サブ課題 C 実施体制

2-4. サブ課題 D. 航空機的设计・運用革新を実現するコア技術の研究開発

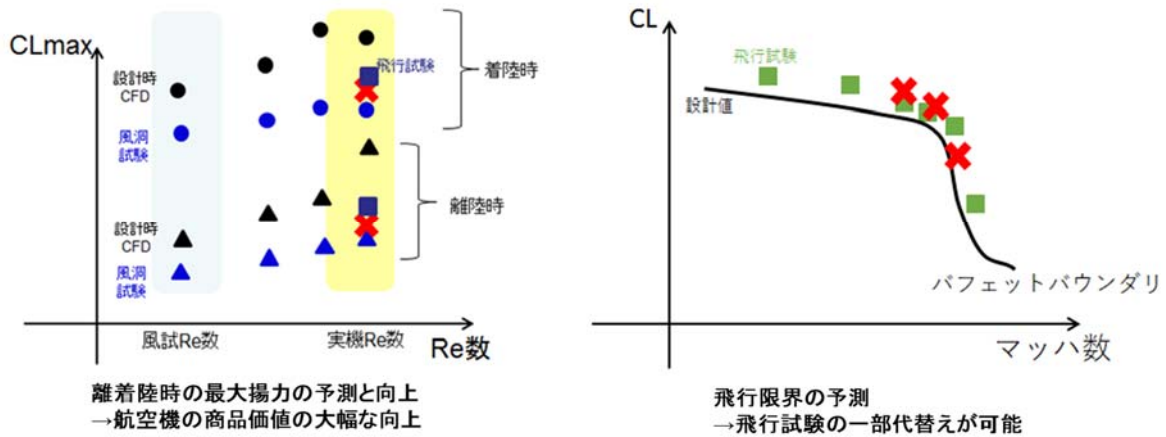
(1) 目的・意義

「設計・開発段階のみならず開発対象の運用・運航段階も含めて考えるのが『ものづくり』である」という観点に立ち、航空機的设计・開発および運用・運航における重大な課題を解決し、格段の効率化、高性能化、安全性向上、さらには利用者サービスとしての質の向上を実現するコア技術を確立する。これらの成果は航空分野に閉じるものではなく、広く産業界に展開する。

設計・開発における課題である設計の手戻りをなくすためのコア技術の開発に取り組む。手戻りの原因は、現状では実機試験など開発の下流段階でしか評価できない設計課題のためであり、これらの設計評価を設計初期段階で評価可能とするコア技術を開発する。そのため、実機飛行環境を忠実に再現で

き、また、高速に解析可能な革新的解析プログラムを、「京」での成果をベースとして研究開発する。これにより、設計の初期段階から、例えば巡航状態だけでなく離着陸状態などを含めた運用全体を俯瞰した新たな設計プロセスを提案できるようにする。

運用・運航における課題である、落ちにくい飛行機の実現について取り組む。危険な状況下での航空機の安定性・安全性の向上を可能とするため、横風、ダウンバーストなど急激な気象変動や大型機翼端渦によるダウンウォッシュ環境下における飛行特性の高精度予測技術を研究開発し、非線形飛行力学モデルの構築および非線形制御の導入など航空機の飛行制御技術の抜本的な改善を目指す。



サブ課題Dの社会的意義

(2) 実施内容

- a) 離着陸時および実機詳細形状対応の高速・高精度乱流解析技術の確立(JAXA、東北大、東京理科大)

飛行試験や実機試験など、実機がないと評価できない設計課題を、実機ができる前の設計初期段階で、限られた設計期間内に評価するために、流体现象の本質をとらえる準第一原理的手法、実機フライト環境を忠実に再現できる手法、これらの解析を高速に実施する技術を開発する。具体的には直交等間隔格子法をベースに高精度圧縮性ソルバー、壁面形状モデル、LES 壁面モデルを開発することで、フライトレイノルズ数流れの高精度乱流解析と複雑形状まわりの高速解析を実現する。ここで開発する技術は世界的にも研究開発途上である。特に LES 壁面モデルに関しては、我が国独自の取り組みを行っており、世界に先駆けて高速・高精度乱流解析技術の実現を目指している。開発した技術を、各種制約のためこれまで設計プロセスへの組み込みが困難だった設計課題(離着陸時の最大揚力の予測、遷音速バフエットの予測)に適用し検証を行う。具体的な実施内容は以下とする。

- ▶ 直交等間隔格子法をベースとした圧縮性流体プログラム基盤の研究開発：JAXA、東北大学
- ▶ 壁面形状モデルの研究開発：JAXA
- ▶ LES 壁面モデルの研究開発：東北大学
- ▶ 設計課題への適用：JAXA、東北大、東京理科大

- b) 飛行安全性の向上に必要な非線形飛行力学モデルによる飛行制御(JAXA、東京理科大、東北大)
乱気流や横風、翼端渦によるダウンウォッシュなど外乱を受けた飛行状況、特に失速を伴う飛行特

性の高精度予測に必要な非線形飛行力学モデルの構築および高精度空力 DB の構築を行う。加えて、これらに必要な壁モデルの高度化を進める。これにより、非線形飛行モデルに基づく制御による航空機飛行制御基盤技術の研究開発を行う。

- ▶ 非線形飛行力学モデルの開発：東京理科大、JAXA
- ▶ 高精度空力 DB の構築と航空機飛行制御基盤技術の研究開発：東京理科大、JAXA
- ▶ 高度壁モデルの開発：東北大

(3) 目標・期待される成果

航空機産業の国内生産額は、過去 5 年間で 1.1 兆円から 1.8 兆円と、年率約 5%で急成長しており、2030 年には 3 兆円を超えると期待されている。本サブ課題では、ポスト「京」の計算能力をフルに活用することにより、航空機設計の要となる空力設計技術を飛躍的に高度化することを狙っている。具体的には、従来の解析では不可能であった、離着陸時の最大揚力係数の推算と飛行限界の評価が可能なアプリケーションを開発する。最大揚力係数の推算やその向上を図ることができれば、離着陸滑走距離を短くすることができ、滑走路長の短い空港にも離着陸が可能となる他、高地空港（空気密度が低い）での運航柔軟性、空港周辺への騒音低減（上昇・下降の勾配が大きく取れるので Noise Foot Print とよばれる、航空機の離着陸時に騒音の影響を受ける地域が狭くなる）などの、航空機の商品価値の大幅な向上が期待できる。また、シミュレーションによる飛行限界の評価が可能となれば飛行試験の一部をシミュレーションにより代替することが可能となり、航空機の開発期間の大幅な短縮と開発コストの大幅な削減に繋がる。さらに、上記の数値シミュレーションを用いて、航空機の高揚力特性に関して、これまで取り扱いが困難だった非線形空力特性を含めた高精度な空力データベースを構築し、それを活用した飛行制御の高度化により航空機の安全性向上が期待できる。具体的に解釈すべき課題、および、開発するアプリケーションを以下に記す。

a) 離着陸時および実機詳細形状対応の高速・高精度乱流解析技術の確立

従来の数値解析では評価できなかった設計課題（離着陸時の最大揚力の予測、遷音速バフェットの予測など）を、精度、解析時間の両面から設計に使えるレベル評価可能なアプリケーションプログラムを開発する。

(i) アウトプット成果

①平成 29 年度終了時

下記の最終目標が達成できる基盤コードのプロトタイプを完成させ、簡易モデルにより要素技術を実証する。

②本格実施フェーズ終了時

航空機実機詳細形状に対する離着陸時の最大揚力の予測、遷音速バフェットの予測が可能となるアプリケーションプログラムを開発する。目標達成については、最終的にポスト「京」で実施する解析規模である約 8,000 億の格子が実機複雑形状に対して生成できることで確認する。また最大揚力の予測精度および遷音速バフェットの予測精度に関しては単独翼などを対象とした解析結果を既存の風洞実験値と比較することにより、解析精度を確認する。

③ポスト「京」運用開始 5 年後

約 8,000 億の計算格子を用いて、航空機実機詳細形状に対して数値シミュレーションを実施

し、フライト試験データと比較することにより、数値シミュレーションの解析精度を検証する。

(ii) アウトカム成果

①ポスト「京」運用開始 5 年後

上記の数値シミュレーションを利用した、新しい航空機設計プロセスを提案し、その実用化を進める。

②ポスト「京」運用開始 10 年後

上記の設計プロセスを実用化する。

b) 飛行安全性の向上に必要な非線形飛行力学モデルによる飛行制御

非線形飛行力学モデルを構築する。

(i) アウトプット成果

①平成 29 年度終了時

非線形飛行力学モデルのための基本検討を実施し、予備的な解析を実施する。

②本格実施フェーズ終了時

種々の条件下における航空機の空力特性を計算し、非線形飛行力学モデルのデータベースとして纏める。このデータベースを用いて、失速時等の飛行予測を行い、従来の線形飛行モデルによる予測に対する優位性を実証する。データベース作成に必要な計算ケース数は 250 ケースを想定。各ケースで数千万点規模の計算を行う。「京」を用いた場合、1,500 ノードを約 4 ヶ月占有する程度の資源量が必要となる。

③ポスト「京」運用開始 5 年後

企業との連携により非線形飛行モデルに基づく実機航空機の航空機飛行制御基盤技術を実証する。

(ii) アウトカム成果

①ポスト「京」運用開始 5 年後

非線形飛行モデルに基づく航空機飛行制御技術を提案する。

②ポスト「京」運用開始 10 年後

新たな航空機飛行制御技術を実用化する。

(4) 「京」でできていること、ポスト「京」でなければならないこと

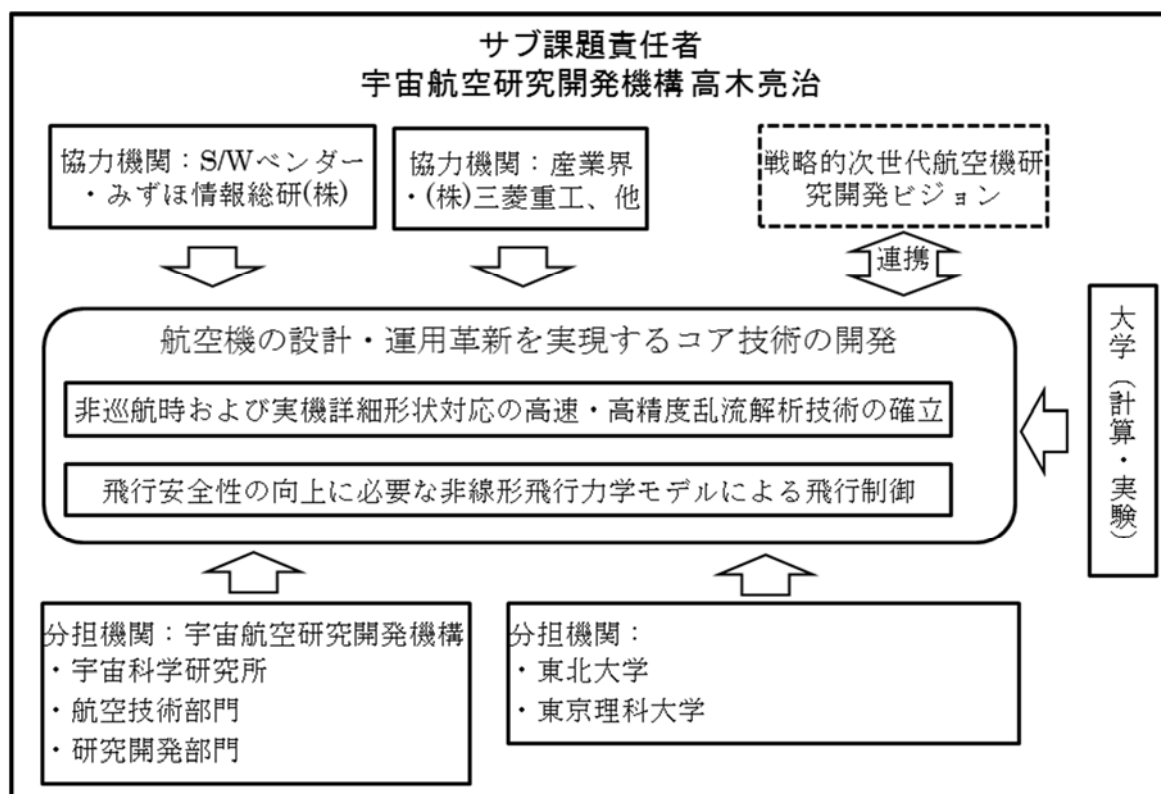
「京」では高解像度 LES 解析により、風洞試験に対応する、実機形状を簡略化したサブスケールモデルや $Re=10^6$ の 3 次元翼型モデルなどの要素モデル、および、設計点である巡航時の定常解析に対する詳細解析が可能であり、設計要求である全機空力抵抗予測精度 0.3%程度を実現した。しかし、実機スケール ($Re=10^7$ の実機モデル) の詳細解析は実現できず、特に、航空機の空力設計上重要度の高い、非巡航時 (離着陸时空力、バフエット、失速、離着陸時騒音など) の詳細解析にはポスト「京」が必要となる。「京」での実績より、実機スケールの詳細解析では 8,000 億点の計算格子を用いて 10,000PF 時間が必要と予測している。

(5) 実施体制

宇宙航空研究開発機構 (JAXA) は航空宇宙分野における大規模数値解析に関する、我が国における

中核機関であると同時に、「京」での研究開発実績（HPCI 戦略プログラム分野 4）も有する。JAXA 内部の関連部署（宇宙科学研究所、航空本部、研究開発部門）が連携すると同時に JAXA を中核として関連大学や民間協力機関、外部協力機関、特に文科省の「戦略的航空機研究開発ビジョン」との連携を積極的に進めながらポスト「京」を活用したコア技術の開発を進める。産業界との連携に関しては実際に航空機の開発を行っている三菱重工（株）と密接な連携を行う。具体的には単なる検証データの提供のみならず、実設計を革新するための各種要求要件の検討・整理、開発したツールの実設計での有効性検証などを協力して実施する。また、重点課題⑧内のサブ課題間では、基盤的な計算科学技術や共通で使えるプリポストツールの開発・利用などを連携して行う。

コデザインに関しては、重点課題⑧のターゲットアプリで得られた知見を基に、既存プログラムへの適用および評価を実施する。そこで得られる成果を本サブ課題で新たに開発するアプリケーションプログラムのデータおよびループ構造、各種アルゴリズムの設計に反映させる。



サブ課題 D 実施体制

2-5. サブ課題 E. 新材料に対応した高度成形・溶接シミュレータの研究開発

(1) 目的・意義

溶接工程は、工業製品の製造の根幹を支え、生産時間やコストに大きく影響を与える工程である。日本の基幹産業である自動車を始め、クレーン、圧力容器、タービン、配管、LNG タンクなどの製造では、様々な鋼板の溶接が行われている。

今日の工業製品の設計・製造において CAE の利用は不可欠である。しかし、複数部品の組み立てにおける計算規模の大きさや溶接部の現象の複雑さのため、現状では CAE を十分に適用できていない。

適切な溶接順序の探索における精度が低下したり、逆ひずみ量の決定に多くの時間を要したりする。そのため、溶接工程は依然として熟練工によるトライアル・アンド・エラーに頼っている。

一方、工業製品の製造では、環境負荷低減や燃費向上のために軽量化が強く望まれており、新材料の利用が広がっている。したがって、日本の産業競争力を国際的に強化するためには、新材料に対応した溶接法の開発などに、「ものづくり基盤」の高度化が重要である。

本研究は、上述の社会的な課題を踏まえ、溶接工程における溶接順序探索の高精度化、逆ひずみ量推定の高速化を目的とする。溶接工程における CAE 技術の高精度化・高速化によって、以下の三つが期待される。

- 生産時間の短縮やコストダウンに大きく貢献
- 熟練工によるトライアル・アンド・エラー依存からの脱却
- 溶接法の高度化につなげ、高張力鋼や超高張力鋼などの新材料利用を促進

本研究の目標は、ポスト「京」を用いて、自動車／重機械フレームの溶接工程で発生する全体規模での永久変形を予測することである。溶接工程では、数 m のスケールを有する自動車／重機械フレーム全体規模において、数 mm のスケールの溶接部が数千箇所存在する。また、溶接部で発生する溶融では数 μm スケールの現象を考える必要がある。自動車／重機械フレーム全体への残留応力の影響を高精度に予測したり、寸法精度を十分に評価したりするには、溶接シミュレーションにおいて数千億～数兆要素の解析メッシュが必要であり、かつ、熱弾塑性・相変態の大規模強連成解析の高速計算や大規模固有ひずみ解析の高精度計算が必須となる。ポスト「京」を用いれば、以下の特長を有する高度溶接シミュレーション技術を開発することが可能であり、従来の溶接シミュレーションの課題を解決できる。

- 溶接条件制御や溶融部の水素脆化の評価が可能な高精細メッシュを使用できる。
- 大規模強連成解析(熱弾塑性・相変態)、大規模固有ひずみ解析ができる。
- プレス成形シミュレーションも行うことができ、計算結果として得られた寸法精度を溶接シミュレーションの初期条件に使うことができる。
- 次世代溶接法(摩擦攪拌溶接など)に対応でき、溶接法の高度化に繋げる。

本研究では、「京」で実績があるオープンソース並列有限要素法ソフトウェア「FrontISTR」を基盤として、高度溶接シミュレータを開発する。以下に記述されるような点で、本研究で開発するソフトウェアは汎用ソフトとしての先進性と実用性の両方を兼ね備えており、市販コード(ADVENTURECluster、Abaqus、LS-DYNA、JSTAMP など)と差別化される。

- 拡張性の高い並列 FEM 共通基盤ライブラリ上での構造解析
- 機能の実装および先進的な並列計算機能
- 可搬性の高いソースプログラムであり、非線形解析(大変形・材料非線形・接触問題の静解析・動解析、固有値解析、熱伝導解析)を様々な計算環境で実行可能


また、「溶接シミュレータとしての先進性」として、

- アセンブリ／接触問題の大規模解析が可能な並列反復法

- 上記のソルバーと親和性の高い並列領域分割法
- 数 m 規模の解析領域に対して、数 μm の精度の予測が可能。このことにより、熟練工による多数回のトライアル・アンド・エラーがなくなり、試作レスの製造を実現、新材料を用いた溶接法の高度化を促進
- プレス成形時の寸法精度が溶接条件の適用範囲や継手の性能に影響するため、プレス成形と溶接の一連の工程を一つのプリ・ソルバー・ポストで解析可能


が挙げられる。

▶ 溶接におけるジブクライミングクレーンのマスト全体規模の永久変形予測
本溶接を行うときの「熱反りによって生じる溶接隙間量を小さくできる溶接順序」を高速かつ高精度に探し出す

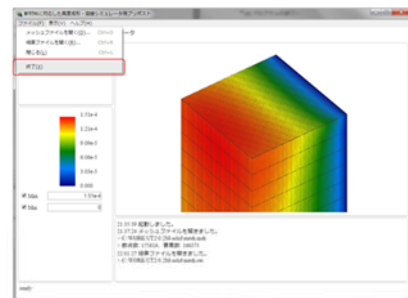


クレーンのマスト
(http://www.iuk.co.jp/howto/t_crane.html)

▶ 溶接におけるラダーフレーム／サスペンションメンバ全体規模の永久変形予測
「溶接解析ソフト(固有ひずみ法ソフト)を使用して逆ひずみ量を検討するのに要する時間(40日)を短縮化(10分～20分程度)する



自動車のラダーフレーム



超大規模・高精度強連成解析ソルバーを持つシミュレータの開発
→溶接工程における系全体規模での永久変形の予測を実現

一連の工程を解析可能なプリ・ポストプロセッサの開発
→プレス成形解析から溶接解析に至るワークフローをサポート

サブ課題 E の社会的意義

(2) 実施内容

a) 開発内容

「京」コンピュータで実績のある並列構造解析ソフトウェア「FrontISTR」を基盤として、新材料に対応した高度溶接シミュレータを開発する。開発内容は、

- FrontISTR ベースの超大規模・高精度強連成解析ソルバー
- 一連の工程を解析可能なプリ・ポストプロセッサ

である。

FrontISTR ベースの超大規模・高精度強連成解析ソルバーとして、

- (i) アセンブリ／接触問題の大規模解析が可能な並列反復法
- (ii) 大規模強連成解析手法(熱弾塑性・相変態)
- (iii) 大規模固有ひずみ法

を開発する。自動車／重機械フレームに存在する溶融部の解析には、数 m 規模の解析領域に対して、数 μm の要素を用いることが必要であり、全体の要素数は数千億～数兆(解析メッシュの粗密あり)となる。これまでの経験上、「京」では 1 日で 1,000 億要素程度の静解析が限界である。(ii) の解析手法では、自動車／重機械フレームの解析モデル全体と溶融部を一括して高精度に計算可能である。固有ひずみ法は、溶接近傍での計算結果から求めた固有ひずみを解析モデル全域に与えて、全域の変形を高速に

近似計算する解析手法である。(iii) の解析手法では、溶接近傍領域を広げることによって、従来の固有ひずみ法より高精度な高速計算を実現する。(ii) は解析者寄りの解析手法であり、(iii) は設計者寄りの解析手法であるが、目的に応じて使い分けることができる。(ii) と (iii) の解析手法の開発において、高張力鋼板（ハイテン）や超高張力鋼板（ウルトラハイテン）などの新材料に対応した材料構成則（Hill モデル、YLD モデル、Y-U モデルなど）も整備する。

一連の工程を解析可能なプリ・ポストプロセッサでは、プレス成形解析から溶接解析に至るワークフローをサポートする（下図参照）。このことを、既存のプリプロセッサ・ポストプロセッサへ溶接に特化した機能を追加することで実現する。実機の詳細形状から六面体 1 次要素や四面体 2 次要素を生成し、合金設計データベース「Thermo-Calc」と連動しながら物性値を設定し、ソルバーも呼ぶことができる。また、溶接線（ビード）部の複雑なメッシュ生成にも対応する。



b) 開発計画

各年度に対する実施内容は、アプリ開発計画を以下の (i) ~ (iv) に示す（※分担機関は、東京大学大学院のみである）。

(i) 2015 年度 - 2016 年度：【開発】

- ・ Code Verification (アプリのコアとなるコード作成)
 - アセンブリ／接触問題の大規模解析が可能な並列反復法
 - 並列領域分割法
 - 大規模強連成解析手法／大規模固有ひずみ法
- ・ プリプロセッサ・ポストプロセッサ (仕様、設計、開発)

(ii) 2017 年度：【精度検証とパフォーマンスの評価】

- ・ ベンチマーク問題での Calculation Verification
 - 小規模溶接モデル (市販コードとの比較)
- ・ ポスト「京」に対する最適化

(iii) 2018 年度：【部品規模での妥当性検討とパフォーマンスの評価】

- ・ 従来の溶接解析結果との比較
- ・ 実測値との比較

(iv) 2019 年度：【全体規模での実証解析とパフォーマンスの評価】

- ・ 車両全体モデル
- ・ 重機械フレーム全体モデル

・実測値との比較

(3) 目標・期待される成果

溶接は重要な製造工程の一つであるが、それを取り巻く一連の製作工程（単材加工、鉄構組立、仮付け溶接、本溶接）は従来、経験により管理されており、必ずしも最適な製作工程が実現されているわけではない。本サブ課題の目的は、ポスト「京」の計算能力を駆使する大規模な溶接シミュレータを開発し、溶接を中心とした一連の製作工程の総合的、かつ、高精度な予測を実現することにより、製作工程の抜本的な高効率化を実現することにある。具体的には、オープンソース並列有限要素解析ソフトウェア「FrontISTR（フロント・アイスター）」をベースとして、溶接工程における溶接順序の探索／逆ひずみ量の予測を高速、かつ、高精度に実施することが可能な高度成形・溶接シミュレータを開発する。本シミュレータができれば、プレス成形後の変形や残留応力を考慮し、数百パス必要な重機器の溶接の指針を高速に探し出すことができるようになる。たとえば、ラダーフレームの溶接では、従来の溶接解析ソフトウェアを使用して逆ひずみ量を検討するのに1ヶ月以上掛かっていたが、本シミュレータを利用すれば数十分以内に検討することが可能になる。また、溶融部での接触状態を数 μm の超高解像なメッシュによりシミュレーションできれば、従来の予測技術では数十%の誤差を有していた溶接における隙間量や応力解放・分配量を、数%の誤差で予測することが可能となり、熟練者でなくとも、溶接によって母材に何が起こるかを知ることが可能となり、製作工程の効率化と製品の信頼性の向上に対して大きく貢献できる。

開発するシミュレータは以下の特長を有する。すなわち、(1) 固有ひずみ法も開発を進めてはいるが、これまで利用されてきた固有ひずみ法ではなく、熱弾塑性解析によって解析領域全体を計算できること、(2) 自動車／重機械フレーム全体規模（数 m）の解析領域に対して、溶融部の接触状態が高解像度（数 μm ）に計算可能であること、(3) 温度場（熱伝導）と変位（弾塑性クリープ変形）の強連成解析が可能であることである。数 m 規模の解析領域に対して、数 μm の解像度を担保するには、数千億要素から数兆要素を用いた有限要素解析が必要となり、このようなシミュレーションはポスト「京」の計算能力により始めて実現されるものである。

a) アウトプット成果

①平成 29 年度終了時

高度成形・溶接シミュレータの基本アルゴリズムの開発とシミュレータへの実装を行い、入熱による熱弾塑性解析に関して、Abaqus（熱弾塑性解析を得意とする市販の構造解析ソルバー）や JWRIAN（大阪大学接合科学研究所が開発した溶接シミュレーションソフトウェア）などの計算結果と比較し、計算精度を検証する。また、シミュレータの並列計算性能を向上させ、その評価を基に、数 m の母材の溶融部を数 μm メッシュで解像する数千億要素から数兆要素を用いた熱弾塑性有限要素法解析が実現できる目途を立てる。

②本格実施フェーズ終了時

本サブ課題のターゲット問題である、(1) ジブクライミングクレーンのマスト全体規模の永久変形予測、(2) ラダーフレーム／サスペンションメンバ全体規模の永久変形予測に開発したシミュレータを適用し、部品規模の溶接解析の計算精度を従来手法による結果と比較し、開発したシミュレータの優位性を示す。全体規模（数 m）の溶接解析において、溶融部に数十 μm ～数百 μm オーダーの高解像

度のメッシュを使用し、実測値に対する固有力の誤差を従来ソフトの数十%から数%に減少できることを示す。また、数百パスでの隙間量や応力解放・分配量の計算に必要な時間を数日から数時間に短縮できることを示す。

③ポスト「京」運用開始 5 年後

高度溶接シミュレータを利用して、数 μm の溶接条件の制御が可能になる。計算結果を溶接線メッシュ生成へフィードバックすることによって、溶接順序だけでなく、最適な溶接範囲も予測できるようにする。継手の接合に対する詳細な評価、プレス成形時の寸法精度が溶接工程へ及ぼす影響を検討できるようになる。

b) アウトカム成果

①ポスト「京」運用開始 5 年後

参画している企業における高度溶接シミュレータの利用を拡大し、熟練工によるトライアル・アンド・エラーに依存していた溶接工程の見直しを実施し、生産時間の短縮やコストダウンにつなげる。高度溶接シミュレータを利用して造られた最初の製品を市場に出す。高度溶接シミュレータを摩擦攪拌溶接などの次世代溶接法へ適用し、製品の生産性を向上につなげる。

FrontISTR 研究会が中心となり、素材メーカ、加工メーカ、重工メーカ、学会の研究会などが協力し、溶接コンソーシアムを組織し、定期的な活動を行う。活動の目的は、高度溶接シミュレータの機能の追加・改善、メンテナンス、サポート、解析例題の蓄積などである。溶接コンソーシアムの立ち上げ準備は、本重点課題の本格実施フェーズ終了時までに行う予定である。

②ポスト「京」運用開始 10 年後

高度溶接シミュレーションを用いて、製品全体の疲労強度評価を実施する。シミュレーション結果を材料開発へフィードバックさせ、強度と成形性を両立させた材料開発に役立てる。また、溶融箇所の入熱、相変態、水素脆化などの微細な溶融現象の詳細なメカニズムの解明につなげ、溶接シミュレーションのさらなる高精度化を目指す。

(4) 「京」でできていること、ポスト「京」でなければできないこと

a) 「京」でできていること

「京」の 8,192 ノード (65,536 コア) を使用して、FrontISTR による 7,541,380,311 自由度の電子基板モデルの熱応力解析を実施した。有限要素解析の線形ソルバーとして、反復法 (前処理付き CG 法) を使用した。計算時間は、Hybrid 並列方式で 21.7 時間、Flat MPI 並列方式で 13.7 時間であった (対ピーク性能比 4.2%)。

b) ポスト「京」でなければできないこと

ポスト「京」を利用すれば、「京」より複雑な非線形連成現象の動解析が可能となり、2 桁大きな規模の問題を解くことが可能となる。

(5) 実施体制

並列構造解析ソフトウェア「FrontISTR」の開発を実施した東京大学を中核機関として高度溶接シミュレータを開発し、利用・評価フェーズにおいては民間協力機関の製造セクションと連携する (下図参照)。また、サブ課題 F の FrontCOMP とサブ課題間の連携も行う。サブ課題 F では、FrontCOMP の熱可塑性樹脂の解析に対して、本サブ課題 E で開発する大規模強連成解析手法 (熱弾塑性・相変態)

の成果の一部を利用する。開発されたアプリは、他分野、他プロジェクトとの連携にも展開する。



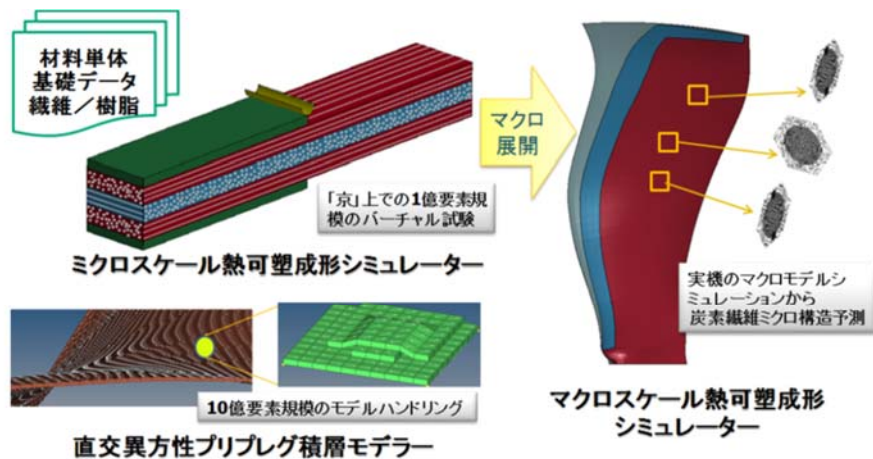
サブ課題 E 実施体制

2-6. サブ課題 F. マルチスケール熱可塑 CFRP 成形シミュレータの研究開発

(1) 目的・意義

ジェットエンジンファンブレードや自動車ボディの CFRP（炭素繊維強化プラスチック）化において、成形性の高さから薄さ 0.1 mm 程度の熱可塑プリプレグシートを積層し加熱成形する手法が有望視されている。プリプレグシートの形状や積層構成を設計変数とする高度な最適設計に期待が寄せられているが、設計と製造が密に連動してしまうこのような状況が CFRP の強度部材への適用を遅らせており、正確な強度評価すら実施困難な状況である。エクサスケール規模の計算インフラ整備により、ようやくプリプレグシート 1 枚ずつを正確に有限要素モデル化した成形シミュレーションが可能となり、現状を打開する技術イノベーションが実現するとの期待が高まっている。本研究開発では、プリプレグシート 1 枚ずつを正確に有限要素モデル化し、熱可塑 CFRP 成形プロセスを精密に辿る成形シミュレータを開発し、成形後の繊維配置を正確に予測し、合理的な強度評価に基づく高度な最適設計を実施可能とすることを目標とする。

目標とするシミュレータの完成により、製造の誤差まで考慮したうえでの CFRP 製品の設計の合理化が飛躍的に進むと予想される。すなわち、製造と破壊試験を繰り返す試行錯誤により進めざるを得なかった CFRP 製品の開発に、合理的強度評価に基づく設計技術を導入することが可能になる。自動車ボディやジェットエンジンファンブレード等、低環境負荷の要請の下、軽量化を推進せざるを得ない輸送機器において、開発目標のシミュレータは高付加価値製品を生み出す原動力となると期待される。



熱可塑性成形シミュレーション技術を開発

→ CFRP製部品の製造技術に関して、設計および製造プロセスの最適化を可能にし、大型熱可塑性国内メーカーの優位性を確立する

サブ課題 F の社会的意義

(2) 実施内容

炭素繊維と樹脂を区分したマイクロスケールでの成形シミュレーションを基礎とするマルチスケールシミュレーション手法の開発が中核となる。試験片レベルの実験と「京」を用いたシミュレーション結果を照合し開発した手法の予測精度を向上させる。さらに、試験体相当の部材に関する成形シミュレーションをエクサスケールコンピュータにより実施し、実機レベルでも正確な製造シミュレーションに基づく製造欠陥の予測まで可能であることを実証する。開発項目は次の通り。

a) ミクロスケール熱可塑性成形シミュレータの開発

炭素繊維と樹脂を区分したマイクロモデル設定を機軸とし、既に関済済みである熱硬化性樹脂 CFRP 成形シミュレータ **FrontCOMP_cure** をベースとするソフトウェア開発を行う。その改変の中心は温度解析コードおよび相変化による変形解析コードを熱硬化樹脂から熱可塑性樹脂対応へ変更することである。開発にあたってはサブ課題 E の接触変形・熱弾塑性・相変態の連成解析手法の開発と連携を図る。実験データとの照合により樹脂の温度依存材料パラメータを決定する手法も確立する。ソルバーの根幹部分はサブ課題 E 同様 **FrontISTR** にあり、**FrontISTR** に関するコデザインの成果を取り込んで開発の効率化を図る。

b) マルチスケール展開によるマクロスケール熱可塑性モデルの開発

開発したマイクロスケール熱可塑性成形シミュレータを「京」上で運用し、1枚1枚のプリプレグシートに対して、樹脂の温度依存性を考慮した直交異方性連続体としてのマクロモデルの材料パラメータを決定する。試験片を用いた熱可塑性成形実験データとの照合によりモデルの精度を向上させる。

c) マクロスケール熱可塑性成形シミュレータの開発

開発したマルチスケール手法をソフトウェアとして完成させるため、① 初期プリプレグシート積層構成を正確に有限要素モデル化するメッシュャーを開発した上で、② 直交異方性連続体マクロスケールモデルによる接触大変形問題と熱伝導問題を強連成問題として解く成形シミュレータを開発する。開発したソフトウェアの実証のため、試験体の試作と検証計算をエクサスケールコンピューティ

ングにより実施する。

(3) 目標・期待される成果

熱可塑 CFRP は比強度が高く、また、熱硬化性 CFRP よりもはるかに生産性が高いため、航空機のファンブレードや自動車のボディなどの材料として、その実用化に大きな期待が寄せられている。しかし、現状では、形状精度と強度信頼性を確保するための、シミュレーションを基軸とする有効な方法論は確立されておらず、試作機を製作しては破壊試験を繰り返すという、試行錯誤により設計しているため、材料の実用化や普及を図る上での大きな課題になっている。CFRP をマクロ異方性材料として扱う、既往のシミュレーションソフトウェアを流用した問題解決も試みられているが、材料モデルの正確さを欠くため、このような設計手法は十分に有効なものとはなっていない。この現状を打開するため、本サブ課題では、成形後の形状誤差、CFRP 材料内部の繊維配置のずれ、および、ボイドなどの欠陥発生などを正確に予測可能なシミュレータを開発し、材料の実用化を加速する。具体的には、CFRP 材料を構成する基本単位である炭素繊維 1 本 1 本と樹脂を区分して取り扱う、ミクロスケールの正確な材料シミュレーションモデルを構築することで、CFRP 材料の熱可塑変形特性を正確に予測可能な熱可塑 CFRP 成形シミュレーションを可能にする。このことにより、シミュレーション結果を活用した設計および製造の高度化を推進するとともに、試作回数を激減させ、開発コスト削減に貢献する。本サブ課題はアプリケーションの主要な応用先として、前述のジェットエンジンファンブレードを想定しているが、ポスト「京」の計算能力をもってしても、炭素繊維と樹脂を区分するミクロモデルの枠組みのみで実機全体のシミュレーションをすることは不可能である。そこでまず、炭素繊維を一方向に配して熱可塑樹脂でシート状にしたプリプレグシートに対して前記のミクロモデル・シミュレーションを実施し、その結果を基にして、プリプレグシートに関して精緻な材料マクロモデルを構築する。このようにして得られた、プリプレグシートの精緻な材料マクロモデルを用いて実機全体をモデル化し、成形プロセスを解析する。なお、ミクロモデルによるシミュレーションはプリプレグシートの一部に対して実施すればマクロモデルの構築は可能であるが、ファンブレードは厚み 100 μm のプリプレグシートが 200 層程度積層された構造になっており、1 ケース当たりのファンブレードの成形シミュレーションは 4,000 万自由度規模の接触大変形・熱伝導有限要素法解析を実施する必要がある。設計に適用するためには、炭素繊維の配向・密度やプロセス条件などを変えた数 100 ケースのシミュレーションを実施する必要があるためポスト「京」を駆使して始めて解決される課題である。

a) アウトプット成果

①平成 29 年度終了時

熱可塑樹脂の機械的性質および伝熱特性の温度依存性とひずみ速度依存性、さらには強度の非線形性を正確にモデル化し、熱可塑樹脂／炭素繊維を区分するミクロスケールモデルを用いた、高精度の熱可塑 CFRP 成形シミュレータを開発する。さらに、熱可塑樹脂／炭素繊維を均質の材料として扱う、プリプレグシート単位に対応する、精緻なマクロスケールモデルを構築し、成形プロセスを解析するために必要な「接触大変形解析」と「接触熱伝導解析」の連成解析手法を確立し、ソフトウェアとして実装することにより、マルチスケール熱可塑 CFRP 成形シミュレータの開発を完了させる。

②本格実施フェーズ終了時

試験体レベルでの熱可塑成形実験とシミュレーション結果を照合し、開発したマルチスケール熱可塑 CFRP 成形シミュレータの精度を検証する。ジェットエンジンファンブレードあるいは自動車ボディに関して、実寸をスケールダウンしたモデルを用いて「京」レベルの計算機にて成形シミュレーションを実施し、ポスト「京」を活用することで得られる効果を推定し、アプリケーション開発の目標達成を判断する。また、本シミュレータの適用により、ジェットエンジンファンブレードの開発および自動車ボディ開発のために有効な知見を見出す。

③ポスト「京」運用開始 5 年後

ジェットエンジンファンブレードの熱可塑成形シミュレーションをポスト「京」により実施し、「高効率軽量ジェットエンジンファンブレード」や「超軽量車体」の開発へ貢献できることを実証する。

b) アウトカム成果

①ポスト「京」運用開始 5 年後

開発したシステムを活用し、ポスト「京」によるジェットエンジンファンブレードや「超軽量車体」の設計および製造プロセスの最適化を実施し始める。

②ポスト「京」運用開始 10 年後

大型熱可塑 CFRP 製部品の製造技術に関して、国内メーカーの優位性を確立する。

(4) 「京」でできていること、ポスト「京」でなければならないこと

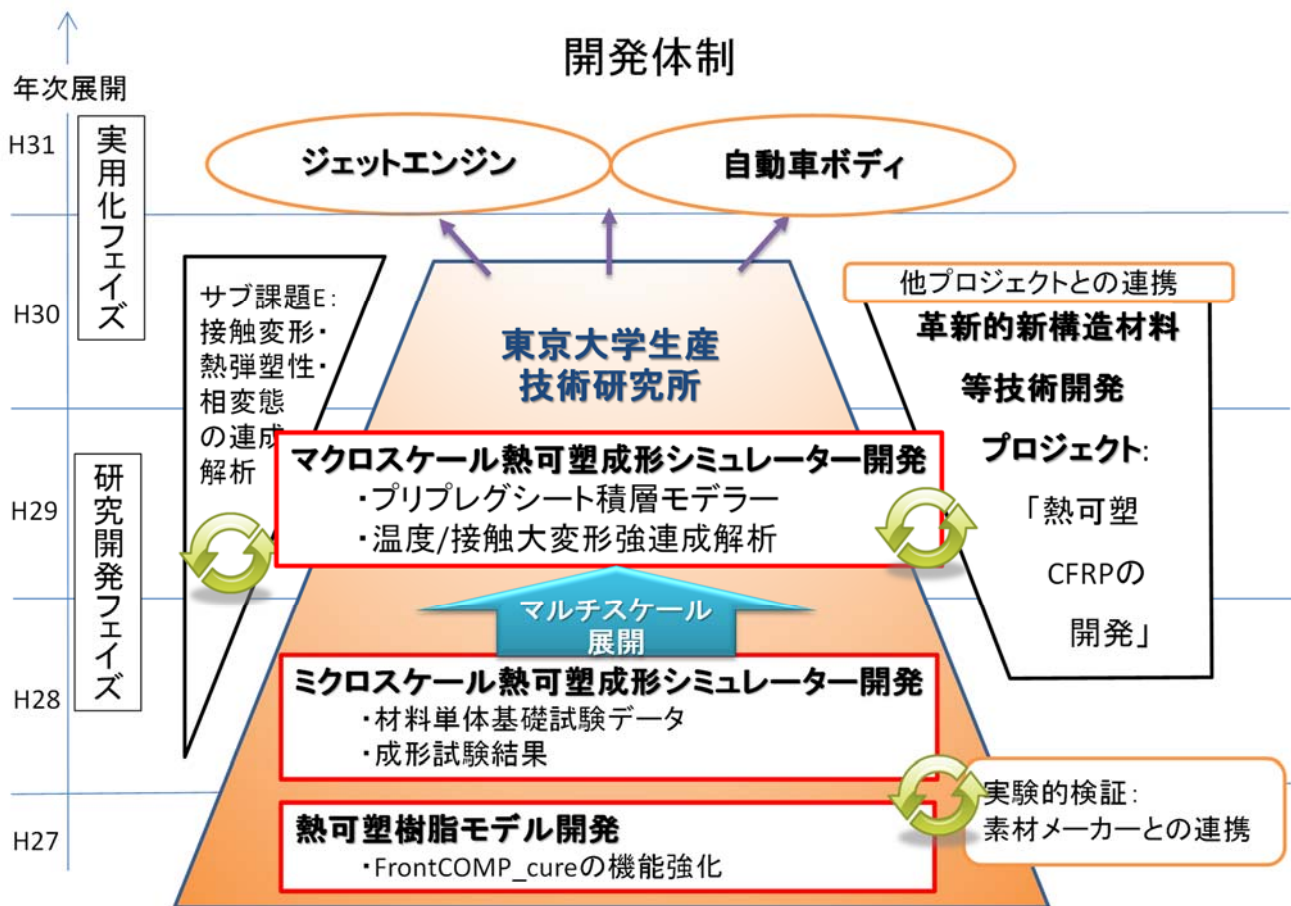
「京」では、ファンブレードを形成するプリプレグシートを数枚まとめて直交異方性体とするラフなマクロモデルによる構造解析が可能。ポスト「京」では、ファンブレードを形成するプリプレグシートを 1 枚ずつ正確にモデル化して行う熱可塑成形シミュレーションと構造解析まで実施可能となる。本研究開発では、熱可塑 CFRP の成形解析を非線形大変形と熱伝導の強連成問題として実行する手法を確立する。市販の海外製ソフトウェア (PAM-STAMP、PAM-FORM など) では、現状、大変形接触問題解析を流用した、材料モデルの合理性を欠くシミュレーションのみ可能となっており、ポスト「京」を用いた上記の解析により、それらに対する本研究の優位性を確かなものとする。

(5) 実施体制

東京大学生産技術研究所を中核として研究開発を進める。研究開発フェーズにおいては開発したアプリケーションの検証を、経済産業省：革新的新構造材料等技術開発プロジェクト「熱可塑 CFRP の開発」における実証的課題として位置付け、アプリケーションの展開を行う。開発後のアプリケーションを公開し、中部地区や北陸地区に形成された CFRP 材料研究開発クラスターでの活用に応じ、オールジャパンでの技術力向上に貢献する。

東京大学生産技術研究所における実施体制は以下の通り。

吉川 暢宏	教授	担当責任者	小笠原朋隆	研究員	実施担当
森田 直樹	助教	実施担当	呉奇	研究員	実施担当
針谷 耕太	技術専門職員	実施担当			



サブ課題 F 実施体制

3. 採択時の留意事項への対応状況

項	対応 (平成 29 年 12 月時点)
<p><指摘事項-1></p> <p>課題全体として達成すべき成果を明確にするとともに、その成果実現に向けた定量的・定性的な目標 (年間目標及び最終目標) を明確にすること。その際、最終的には設計支援までつながるように計画を具体化すること。また、ポスト「京」より先まで見据えた上で、ポスト「京」で実現することを明確にすること。</p>	<p>->準備研究期間を含めたこれまでの 2 年余りに及ぶ研究開発において、合計 7 回の全体推進会議、ならびに、6 回の諮問委員会を開催するとともに、サブ課題毎、あるいは、サブ課題間の横断的な連携開発会議において、目標の定量化や達成時期の明確化に努めてきた。また、その過程において、常に産業界からの意見も反映し、設計支援に繋がるアプリケーションの開発に努めている。なお、本重点課題が終了する時点でポスト「京」の全系が稼働しないことが明確になったため、サブ課題毎に目標達成の確認方法を検討した。</p> <p>->重点課題⑧では、富士通、NEC、インテル、IBM、およびマイクロソフトなどハードウェアベンダとも密接に連携することにより、ポスト「京」以降の CPU や計</p>

	<p>算機の動向に注視しながらアプリケーションの開発を実施している。特に、ポスト「京」の時代以降、産業界で主流となると思われる計算機（特に、CPU）を想定しながら各サブ課題でアプリケーションの開発を進めている。</p>
<p><指摘事項-2> 相乗効果が期待される他プロジェクト等と効果的に連携して取り組むとともに、役割分担を明確にすること。</p>	<p>->サブ課題 B に関して、2016 年 3 月末に、自動車会社 8 社、サプライヤー 3 社から構成される自動車次世代 CAE 技術開発に関するコンソーシアムを組織することが合意され、2017 年 11 月に設立され、産業界と連携してアプリケーションの開発を進めている。</p> <p>->サブ課題 C に関して、2016 年 10 月 1 日に一般社団法人ターボ機械協会内に、民間企業 32 社、大学等研究機関 15 機関 26 研究室からなる、「ターボ機械 HPC 実用化分科会」を組織し、アプリケーションの連携開発と開発したアプリケーションの実用化を推進している。</p> <p>->サブ課題 D に関して、2014 年 8 月 19 日に公表された文部科学省次世代航空科学技術タスクフォース「戦略的次世代航空機開発ビジョン」に協力するとともに、この結果を踏まえて、キラーアプリケーションの開発を進めている。</p> <p>->重点課題⑥と重点課題⑧のアプリケーション開発は共通技術要素が多いため、「アプリケーション連携開発会議」を設置し、常に最新情報を共有するとともに、ライブラリ等を共有化して開発を進めている。</p>
<p><指摘事項-3> 変化の早い産業界の状況を踏まえ、将来のニーズも見据えながら、適宜扱う課題の優先順位と構成を検討し、柔軟なプロジェクト推進を可能とする仕組みとすること。</p>	<p>->市販ソフトウェアでは実現不可能であり、かつ、産業界の将来的なニーズの大きいものを厳選して、各アプリケーションの開発を進めている。また、開発の進捗状況ならびに産業界からの期待大きさを反映し、研究費や「京」のリソースの配分を実施している。たとえば、本重点課題は合計 6 つのサブ課題から構成されているが、2017 年度にはサブ課題 C には全体の約 56% の「京」リソースを配分している。</p>
<p><指摘事項-4> アプリケーション開発体制については、共通基盤とそれ以外とを明確</p>	<p>->指摘事項-3 への対応に言及したとおり、研究リソースに関しては産業界からの期待の大きさや実現可能性を</p>

<p>にし、リソースを効果的に配分することのできる体制となっているか見直すこと。また、開発したアプリケーションを産業界に広く展開していくために、ユーザの利用環境や利用イメージを意識するとともに、市販アプリケーションとの差別化を明確にして開発に取り組む具体的な方針を明確にすること。</p>	<p>考慮し、かなりの傾斜配分を実施している。</p> <p>->市販アプリケーションとの差別化に関しても上記のとおり、基本的に市販のアプリケーションでは解析不可能であり、かつ、産業界からの将来ニーズの高い解析機能を具備したアプリケーションの開発を実施している。その際、産業界ではポスト「京」の全系を用いるような大規模解析はすぐには実現できないことを念頭に、入念な実用化計画を策定し、それに沿ったアプリケーションの開発を実施している。</p> <p>->サブ課題 A において、設計変数のパラメトリックスタディなど、ユーザの実利用イメージを想定した、設計プラットフォームを開発しており、重点課題⑧のほぼすべてのキラーアプリケーションはこのプラットフォーム上で利用することが可能になるように開発を進めている。</p>
<p><指摘事項-5></p> <p>人件費の占める割合が大きいが、本プロジェクトで雇用する研究者(ポスドク等)の人員計画を明確にするとともに、将来のステップアップまで見据えた登用、人材育成の取組の計画を明確にすること。</p>	<p>->各サブ課題において、若手人材のステップアップに留意し、たとえば、アルゴリズムの研究開発はポスドクが実施し、プログラムとしての実装やシステム整備は役務発注により対応している。特に、ポスドクにはアプリケーション開発と並行して、学会発表や査読付き論文の執筆も奨励して、本プロジェクト終了後にアカデミアや企業にステップアップできるように配慮している。</p>

4. 中間評価における指摘事項への対応状況

項	対応 (平成 29 年 12 月時点)
<p><指摘事項-1></p> <p>課題全体として達成すべき成果を明確にするとともに、その成果実現に向けた定量的・定性的な目標 (年間目標及び最終目標) を明確にすること。その際、サブ課題間の連携強化および、より優位性・独自性の高い課題を選択することを検討すること。</p>	<p>->中間評価時の自己点検において、また、その後の重点課題⑧全体推進会議および諮問委員会において、各サブ課題で達成目標の定量化、その科学的および産業上の意義の確認、目標達成判断方法について具体化した。例えば、サブ課題 B では、1 ケースのターンアラウンドタイム 12 時間で実車空力解析が可能なアプリケーションプログラムを開発し、「京」の 1/2 程度のノードを 10 日間占有利用するか、もしくはそれに相当する計算機資源を使用し、最終目標である解像度による多目的設計最適化のための解析を実施することにより、</p>

	<p>アプリケーションの効果を評価し、また、ポスト「京」の単一ノードあるいは複数ノードを用いた計算等から、ポスト「京」を用いた場合の計算速度や実施可能な計算規模を推定することにより、最終目標の達成について総合的に判断することとした。また、サブ課題 D では、これまで計算をすることができなかった、航空機実機詳細形状に対して、離着陸時の最大揚力および遷音速バフエットの予測が可能なアプリケーションを開発し、目標達成については、実機レイノルズ数から 1~2 桁落とした条件で、単独 2 次元翼を対象とした「後縁失速」「遷音速バフエット」の解析により、解析精度などを検証するとともに、最終的にポスト「京」で実施する解析規模である約 8,000 億の格子が自動的に生成できることを確認することとした。</p> <p>->サブ課題間の連携については、ターゲットアプリケーション開発に係るコデザインの成果を、コデザイン会議において、他のサブ課題（サブ課題 B、サブ課題 D、サブ課題 E）にカーネル情報を共有しており、各サブ課題の研究開発の推進には、サブ課題 B~D による CFD ソルバー開発会議、および、サブ課題 E、F による材料・構造ソルバー開発会議を開催し、サブ課題間の連携強化を図ることにより、開発効率の向上に努めている。また、サブ課題 A では、その成果の検証において、多目的設計探査に関してはサブ課題 B、および、サブ課題 C と、高速計算技術に関してはサブ課題 C と連携している。さらに、アプリケーションの技術要素が共通している重点課題⑥と連携を取り、効率的なアプリケーション開発を実施している。</p> <p>->より優位性・独自性の高い課題の選択については、採択時における指摘事項への対応状況にも記載したとおり、開発の進捗状況ならびに産業界からの期待大きさを反映し、研究費や「京」のリソースの配分を実施しており、今後もこれを実施する。なお、サブ課題 D では、上記の検討を踏まえて、「飛行安全性能向上技術の研究開発」について、次の変更を行った。当初計画していた「空港近傍の航空航路を対象とした運航シミュレーションと最適化」に係る研究開発を実施するよりも、空力に関連した要素技術の研究開発に注力する方</p>
--	--

	<p>が、ポスト「京」のアプリケーションの開発に当たっては有効であるため、横風やダウンバーストなど急激な気象変動時の飛行特性を表現可能な非線形飛行力学モデルなどの空力関連の要素技術を優先的に取り組むこととした。</p>
<p><指摘事項-2></p> <p>情報科学技術分野における研究開発の論文数、学会発表数は、事業の成果を議論する上で 1 つの指標となりうるため、分野の特性を考慮の上、論文数、学会発表数の達成目標値を設定すること。</p>	<p>->重点課題の目標の達成のため、現在アプリケーションの開発を行っているフェーズにあるが、このフェーズではアルゴリズムの研究開発および成果創出のフェーズと比較してアカデミックな成果を得ることが難しく、論文、学会発表を行うことが難しいと考えられる。今後、アプリケーションの開発が完了した段階で論文、学会発表の数は増加するものと考えられる。</p> <p>->一方、採択時における指摘事項への対応状況にも記載したとおり、本プロジェクトで雇用する研究者（ポスドク等）の将来のステップアップの観点から、ポスドクにはアプリケーション開発と並行して、学会発表や査読付き論文の執筆を奨励しており、ポスドク等（現在 12 名を雇用）を中心にして、論文、学会発表による成果の公表を考えている。</p> <p>->このことを踏まえて、プロジェクトの実施期間（5 年間）で論文 80 件、学会発表 700 件を達成目標とし、今後ともより多くの機会でも成果の公表を行うことに努める。</p>
<p><指摘事項-3></p> <p>予備計算などを通じて、サイエンス的な目標を明確にすること。その目標に対して、ポスト「京」でいつまでに何をどこまで明らかにすることを目指すのかを明確にすること。その時点でポスト「京」で初めてできる画期的な利活用について具体的に説明すること。</p>	<p>->本研究開発は、ものづくりの新しい製品コンセプトを創出し、その実現性・生産性・信頼性の評価を、最先端のシミュレーション技術を用いて上流工程で高速・高精度に実施することを可能にするアルゴリズムの研究開発およびアプリケーションの開発を推進するものである。得られた成果が、産業界にとって真に有用なものとなり、産業界において遅滞なく実用的に利用されるものとするために、関連企業からなるコンソーシアムといった組織等やカウンターパートナーとなる産業界と密に連携して、産業界のニーズを反映させたアルゴリズムの研究開発およびアプリケーションの開発を実施し、そのアルゴリズムおよびアプリケーションの有用性を同時に検証しながら、プロジェクトを推進</p>

	<p>している。</p> <p>->各サブ課題では、研究開発の進捗や産業界との議論を踏まえ、ポスト「京」の利用によってはじめて実現される解析について常に議論しており、また、中間評価に際しては、代表的ユーザや当該分野の専門家を委員に迎えた諮問委員会での議論を踏まえて、定量的に目標の見直しや達成状況の確認方法を検討したが、今後さらに検討を進める。</p>
--	---

(別紙1) 実施機関一覧

	実施機関	備考
サブ課題A	国立大学法人東京大学(加藤千幸)	代表機関(課題責任者)
	国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構(大山雪)	分担機関(サブ課題責任者)
	国立研究開発法人理化学研究所	分担機関
	国立大学法人東北大学	分担機関(H28から) 協力機関
	学校法人東京理科大学	分担機関(H28から)
	国立大学法人九州大学	分担機関(H28から)
	国立大学法人東京大学	協力機関(H27)
	国立大学法人和歌山大学	協力機関(H26,H27)
	マツダ株式会社	協力機関
	東海旅客鉄道株式会社	協力機関
横浜ゴム株式会社	協力機関	
サブ課題B	国立大学法人神戸大学(坪倉誠)	分担機関(サブ課題責任者)
	国立大学法人山梨大学	分担機関
	国立研究開発法人理化学研究所	分担機関
	国立大学法人豊橋技術科学大学	協力機関
	国立大学法人広島大学	協力機関
	国立大学法人北海道大学	協力機関(H29から)
	日産自動車株式会社	協力機関
	株式会社本田技術研究所	協力機関
	マツダ株式会社	協力機関
	スズキ株式会社	協力機関
	三菱自動車株式会社	協力機関
	三菱ふそうトラック・バス株式会社	協力機関
	株式会社デンソー	協力機関
	株式会社ブリヂストン	協力機関
	横浜ゴム株式会社	協力機関
	カルソニックカンセイ株式会社	協力機関
	トヨタ自動車株式会社	協力機関
	富士通株式会社	協力機関(H26,H27,H28)
	富士重工業株式会社	協力機関
ダイハツ工業株式会社	協力機関	
サブ課題C	国立大学法人東京大学(加藤千幸)	分担機関(サブ課題責任者)
	国立大学法人九州大学	分担機関
	国立大学法人室蘭工業大学	協力機関(H28から)
	国立大学法人東北大学	協力機関(H28から)
	国立大学法人東京工業大学	協力機関(H28から)
	国立大学法人横浜国立大学	協力機関(H28から)
	国立大学法人豊橋技術科学大学	協力機関(H28から)
	国立大学法人大阪大学	協力機関(H28から)
	国立大学法人富山大学	協力機関(H29から)
	国立大学法人岩手大学	協力機関(H30から)
	学校法人早稲田大学	協力機関(H28から)
	学校法人日本大学	協力機関(H29から)
	国立研究開発法人海上・港湾・航空技術研究所	協力機関(H28から)
	国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構	協力機関(H28から)
	独立行政法人 国立高等専門学校機構長野工業高等専門学校	協力機関(H29から)
	株式会社日立製作所	協力機関
	三菱重工業株式会社	協力機関
	川崎重工業株式会社	協力機関
	株式会社東芝	協力機関(H26~H29)
	株式会社荏原製作所	協力機関(H28から)
株式会社IHI	協力機関(H28から)	

	アルテアエンジニアリング株式会社	協力機関(H30)
	株式会社ヴァイナス	協力機関(H29から)
	株式会社神戸製鋼所	協力機関(H28から)
	株式会社CD-adapco	協力機関(H28)
	シーメンスPLMソフトウェア株式会社	協力機関(H29)
	シーメンス株式会社	協力機関(H30)
	新日本造機株式会社	協力機関(H28から)
	新菱工業株式会社	協力機関(H28から)
	株式会社数値フローデザイン	協力機関(H29から)
	ソニーグローバルマニュファクチャリング&オペレーションズ株式会社	協力機関(H28から)
	株式会社ソフトウェアクレイドル	協力機関(H28から)
	ダイキン工業株式会社	協力機関(H29から)
	千代田化工建設株式会社	協力機関(H28から)
	テラル株式会社	協力機関(H29から)
	株式会社電業社機械製作所	協力機関(H28から)
	株式会社デンソー	協力機関(H28から)
	東芝エネルギーシステムズ株式会社	協力機関(H30)
	NUMECAジャパン株式会社	協力機関(H28から)
	日本電気株式会社	協力機関(H28から)
	日本マイクロソフト株式会社	協力機関(H28から)
	ビジュアルテクノロジー株式会社	協力機関(H28から)
	日立三菱水力株式会社	協力機関(H28から)
	富士通株式会社	協力機関(H29から)
	富士電機株式会社	協力機関(H28から)
	株式会社本田技術研究所	協力機関(H28から)
	みずほ情報総研株式会社	協力機関(H30)
	株式会社三井造船昭島研究所	協力機関(H29から)
	三菱重工コンプレッサ株式会社	協力機関(H28から)
	三菱電機株式会社	協力機関(H28から)
	株式会社ミツヤ送風機製作所	協力機関(H29から)
	一般財団法人日本造船技術センター	協力機関
	一般財団法人ターボ機械協会	協力機関(H28から)
サブ課題D	国立研究開発法人宙航空研究開発機構(高木亮治)	分担機関(サブ課題責任者)
	学校法人東京理科大学	分担機関(H28から)
	国立大学法人東北大学	分担機関(H27から)
	国立大学法人東京大学	分担機関(H27から)
	三菱重工業株式会社	協力機関
	Imperial College London	協力機関(H29)
サブ課題E	国立大学法人東京大学(奥田洋司)	分担機関(サブ課題責任者)
	新日鐵住金株式会社	協力機関
	株式会社IHI	協力機関
	トヨタ自動車株式会社	協力機関(H26,H27,H28)
	株式会社ツバメックス	協力機関(H26,H27,H28)
	IHI運搬機械株式会社	協力機関(H29から)
	大阪大学接合科学研究所	協力機関(H29から)
	株式会社東芝	協力機関(H29から)
	福井県工業技術センター	協力機関(H29から)
サブ課題F	国立大学法人東京大学(吉川暢宏)	分担機関(サブ課題責任者)
	株式会社IHI	協力機関

公益財団法人計算科学振興財団 協力機関
 スーパーコンピューティング技術産業応用協議会 協力機関