

令和3年度高性能汎用計算機高度利用事業

「富岳」成果創出加速プログラム

「航空機フライト試験を代替する近未来型設計技術の先導的実証研究」

成果報告書

令和4年5月30日

国立大学法人東北大学

国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構

河合 宗司

目次

1. 補助事業の目的	1
2. 令和3年度（当該年度）の実施内容	1
2-1. 当該年度（令3年度）の事業実施計画.....	1
2-2. 実施内容（成果）	2
(1) 航空機実機複雑形状での空力課題に対する壁面モデルを用いた準直接解析.....	2
(2) 実飛行レイノルズ数での空力課題に対する主翼基本形状の準直接解析.....	12
(3) 主翼空力構造連成課題に対する多設計変数・多目的最適化手法の試行.....	16
(4) プロジェクトの総合的推進	21
2.3. 活動（研究会の活動等）	22
2.4. 実施体制	22
別添1 学会等発表実績	23

補助事業の名称

「富岳」成果創出加速プログラム

航空機フライト試験を代替する近未来型設計技術の先導的実証研究

1. 補助事業の目的

航空機的设计・開発において、開発下流段階の実機フライト試験など実機製造後でないと評価できずにいる設計上の重要課題（空力課題（最大揚力・失速予測など）や主翼空力構造連成課題など）がある。このため開発下流段階で重大な手戻りが発生するリスクが生じ、開発期間の長期化等の開発リスクとなっている。本補助事業では、高度な計算科学により、ものができる前の設計初期段階でこれらの重要課題を評価可能とすることで、実機フライト試験を代替する新たな設計プロセス技術を先導的に実証することを目的とする。また先の重点課題では、前後処理を含めて高速かつ高精度に流体現象の本質をとらえる準直接解析技術を開発した。本事業では、この準直接解析を実機複雑形状かつ10の7乗オーダーの実飛行レイノルズ数環境下に適用し、その有効性を示し、国内航空機開発メーカーとの連携のもと民間旅客機設計開発プロセスへの展開を試みる。

2. 令和3年度（報告年度）の実施内容

2-1. 当該年度（令和3年度）の事業実施計画

(1) 航空機全機複雑形状での空力課題に対する壁面モデルを用いた準直接解析

(1 a) 階層型直交格子基盤ソルバーFFVHC-ACEにおける壁面モデルLES (large-eddy simulation) 解析の解析精度を主翼基本形状で検証し、本手法による航空機全機複雑形状・高揚力形態解析を実施する。また必要に応じて国内連携機関の検証解析補助を行う。

<実施機関：国立大学法人東北大学>

(1 b) 階層型直交格子基盤ソルバーFFVHC-ACEにおける物体適合レイヤー格子法・壁面モデルLESを開発し、その解析精度を主翼基本形状解析で検証する。また本手法により航空機全機複雑形状・高揚力形態解析を実施する。

<実施機関：国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構>

<実施機関：国立大学法人東北大学>

(1 c) 階層型直交格子基盤ソルバーFFVHC-ACEの大規模並列性能とノード性能のさらなる高速化、表面力積分出力などのデータ出力機能強化による利便性向上を実施する。

<実施機関：国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構>

(2) 実飛行レイノルズ数での空力課題に対する主翼基本形状の準直接解析

高次精度・構造格子ソルバーを用いて実飛行レイノルズ数・主翼基本形状の大規模LES解析を実施し、高忠実な高レイノルズ数乱流データベースを構築する。また超大規模複雑流体データを用いたデータ科学的解析法の試行解析を実施する。

<実施機関：国立大学法人東北大学>

(3) 主翼空力構造連成課題に対する多設計変数・多目的最適化手法の試行

主翼空力構造連成最適化解析に向け、空力変数を固定し、主翼内部構造変数（構造解析に用いる部材厚み等）を設計変数とした多設計変数・多目的最適化の試行解析を実施する。

<実施機関：国立大学法人東北大学>

(4) 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な運営のため、研究協力機関との実施者会議や統括会議などを開催し、研究協力機関や連携機関の連携・調整にあたる。国内外の関連課題との連携や、産業界の実ニーズの把握をタイムリーに取り込むため、海外連携大学研究者および連携企業研究者と定期的に交流する。また、プロジェクトで得られた成果は学会発表・論文発表やホームページでのデータベースの公開など積極的に公開する。若手研究員については、有能な人材を確保し、育成する計画を継続する。これに伴い、若手研究員の連携、将来のステップアップまで見据えた登用や人材育成の取り組みを継続していく。

2-2. 実施内容（成果）

(1) 航空機実機複雑形状での空力課題に対する壁面モデルを用いた準直接解析

(1 a) 階層型直交格子基盤ソルバーFFVHC-ACE における壁面モデル LES の開発および航空機全機複雑形状・高揚力形態解析

高忠実な準直接解析(LES)では、乱流の正確な解像が必要不可欠となる。複雑形状まわりの圧縮性流体解析で広く一般的に用いられている風上法は、安定な解析を実現するために強い数値拡散を加えており、LES に適しているとは言い難い。一方、数値拡散がゼロである計算手法（非散逸スキーム）は LES に理想的ではあるが、従来の非散逸スキームは数値的な不安定性が問題となっていた。本研究では圧縮性 LES における計算スキームの重要性に問題意識を持ち、先行的な研究段階として「非散逸性」と「安定性」を同時に満たす計算手法「KEEP (kinetic energy and entropy preserving) スキーム」を開発してきた [1a.1-1a.3]。KEEP スキームは非散逸な中心系スキームでありながら、運動エネルギーとエントロピーの離散レベルでの保存を満たすことで飛躍的に安定性を向上させている。昨年度は、開発アプリ FFVHC-ACE（階層型直交格子・圧縮性流体基盤ソルバー）に KEEP スキームを実装し、数値振動を除去する階層型直交格子 low-pass フィルターの開発までを実施した。今年度は、KEEP スキームを実装した FFVHC-ACE を用いて、主翼基本形状および実際の航空機全機複雑形状まわりの壁面モデル LES を実施し、学術研究から産業応用・実用までの使用に耐えうるロバスト性や準直接解析の有効性を示した。

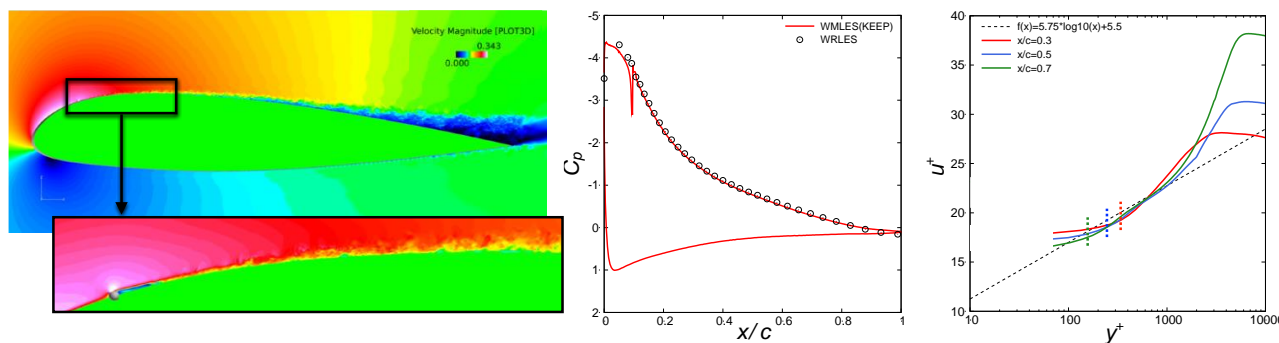


Fig.1a.1 Wall-modeled LES of airfoil flow using FFVHC-ACE. Left, instantaneous velocity; middle, surface mean pressure; right, mean streamwise velocity.

主翼基本形状の失速流れ予測

本年度は、まず主翼基本形状(A-airfoil)まわりの失速流れの予測評価を行い、開発した物体非適合階層型直交格子ソルバーFFVHC-ACEの解析精度の検証を行った。レイノルズ数は $Re_c = 1.0 \times 10^7$ の高レイノルズ数条件、マッハ数は $M_\infty = 0.15$ 、迎角は $\alpha = 13.3\text{deg}$ であり、壁面近傍をモデル化せず準直接的に解像する通常のLES解析結果(約382億点、(2)で後述)と比較することで解析精度を検証した。本壁面モデルLESで用いた格子点数は約9.2億点であり、翼前縁での乱流遷移を模擬するために球体のtripを設けた。Fig.1a.1に得られた結果を示す。Trip直後から乱流遷移し、翼後縁で剥離する失速流れが予測できている。またFig.1a.1中央図と右図に示す様に、圧力分布は参照解(壁面近傍をモデル化しないLES解析結果)と良く一致しており、境界層内の速度分布も対数則に従っていることから、壁面モデルにより高精度な乱流境界層予測が実現できることが確認された。

航空機全機複雑形状・高揚力形態(JSM形状)解析

本年度は、開発したFFVHC-ACEを用いて、航空機全機複雑形状に対する最大揚力予測評価をターゲットに解析を実施した。解析対象とする航空機全機形状は、高揚力装置(スラット、フラップ、それらの支持装置)を含むJAXA standard model(JSM)形状[1a.4]とした。主流レイノルズ数が $Re_c = 1.93 \times 10^6$ という高レイノルズ数流れに対し、迎角 $\alpha = 10.48, 18.58, 21.57\text{deg}$ の3ケースで壁面モデルLES解析を実施し、その空力予測評価を行った。当初計画では最大揚力付近($\alpha = 18.58\text{deg}$)のみの解析予定であったが、KEEPスキームの開発成功など当初計画以上の非常に有効な進展があったため、航空機設計上重要となる失速前後の解析にも計画を拡大し実施した。なお、この主流条件は3rd High Lift Prediction Workshop[1a.5-1a.6]と同様の条件である。Fig.1a.2左図に得られた瞬間流れ場の概要を示す。高揚力装置を含む非常に複雑な航空機全機形状に対して、形状データの入力のみで完全に自動的に階層型等間隔直交格子を生成し、ロバストで高忠実な準直接(壁面モデルLES)解析を実現した。これを実現できたのはFFVHC-ACEに実装した3つのキラー技術である、階層型等間隔直交格子法[1a.7-1a.8]、壁面モデルLES[1a.9-1a.10]、KEEPスキーム[1a.1-1a.3]が全て揃ったことに起因する。また、スラット支持装置からの縦渦を捉えることにも成功しており、細かい複雑な形状による流れ場への影響も忠実に予測している。

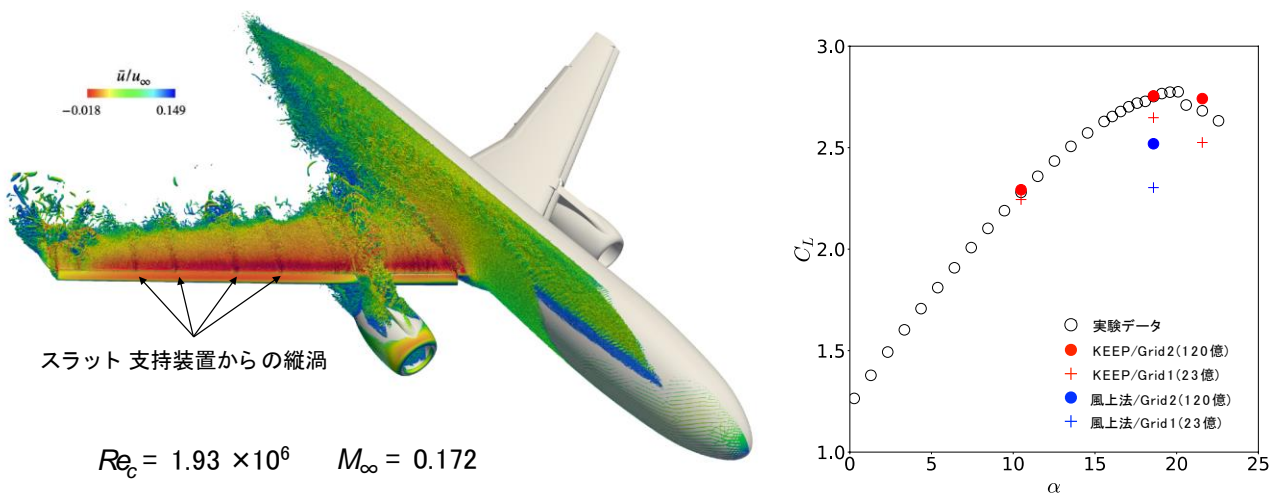


Fig.1a.2 Wall-modeled LES around full aircraft configuration (JSM) using FFVHC-ACE. Left, iso-surfaces of Q criterion colored by streamwise velocity; right, lift coefficient in terms of angle of attack.

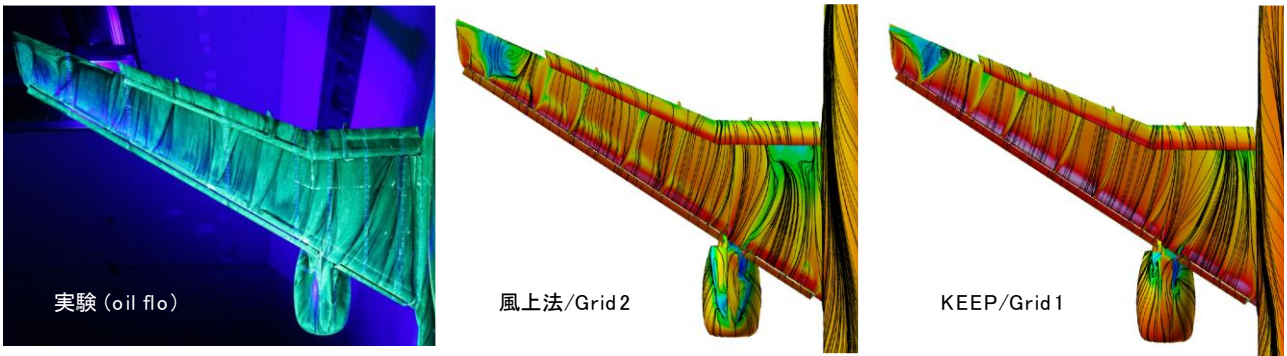


Fig.1a.3 Comparisons of streamlines around JSM configuration obtained by wall-modeled LES using FFVHC-ACE and experiments.

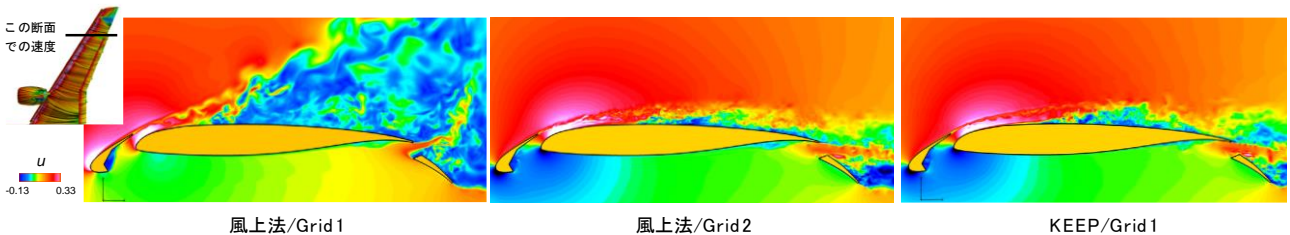


Fig.1a.4 Comparisons of instantaneous streamwise velocity distributions around JSM configuration obtained by wall-modeled LES using FFVHC-ACE.

Fig.1a.2 右図に予測した揚力係数を示す。壁面付近での格子細分化レベルが異なる二つの計算格子 (Grid1 : 約 23 億点、 Grid2 : 約 120 億点) を用い、我々が開発した KEEP スキームと従来の風上法の両方で解析を行い比較した。 $\alpha = 18.58\text{deg}$ において、KEEP スキーム/Grid2 は実験値とほぼ一致した揚力係数を予測した。また KEEP スキーム/Grid1 (粗い格子) で得られた揚力係数は、風上法/Grid2 (細かい格子) で得られた揚力係数よりも実験値に近い値が得られることを確認した。これらは KEEP スキームの非散逸性が従来の風上法に比べて飛躍的に高忠実な解析を可能としていることを意味している。また比較的 low迎角である $\alpha = 10.48\text{deg}$ では、Grid1 であっても KEEP スキームは実験値をよく予測しており、Grid2 の結果ともほぼ一致しており格子収束性が見られる。更に、揚力係数のみならず、Fig.1a.3 に示す表面流線

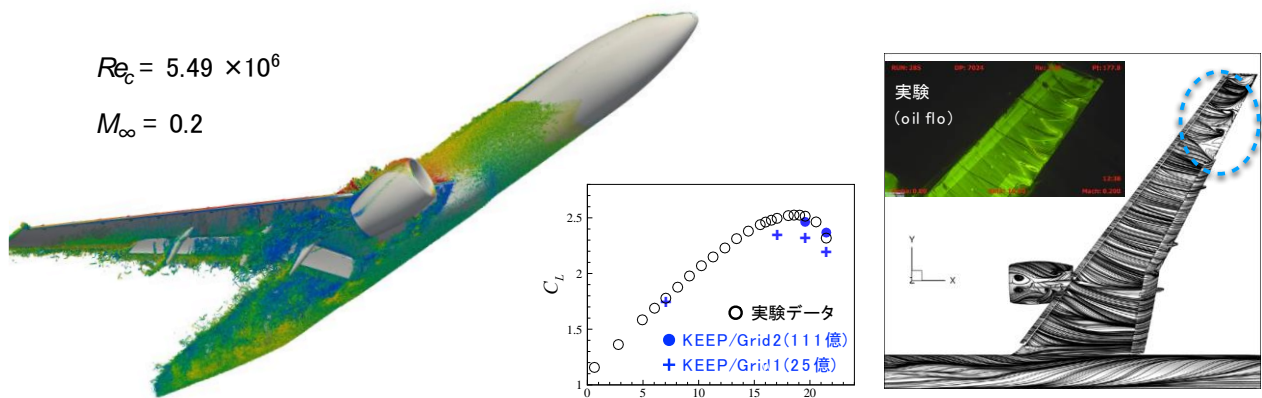


Fig.1a.5 Wall-modeled LES around full aircraft configuration (CRM-HL) using FFVHC-ACE. Left, iso-surfaces of Q criterion colored by streamwise velocity; middle, lift coefficient in terms of angle of attack; right, streamlines.

(剥離形態、 $\alpha = 18.58\text{deg}$) の予測や、Fig.1a.4 に示す外舷側断面における速度分布にも KEEP スキームの優位性が窺える。 $\alpha = 18.58\text{deg}$ の剥離形態 (Fig.1a.3) では、風上法/Grid2 では風洞試験 (oil flow) で見られない内舷側の剥離が予測されたが、KEEP スキームでは Grid1 であっても内舷側の付着流など実験と同様の剥離形態を正確に予測している (KEEP スキーム/Grid2 でも同様)。また断面の速度分布 (Fig.1a.4) では、風上法/Grid1 では流れが大きく剥離しているのに対し、KEEP スキーム/Grid1 ではほとんど剥離が生じていない。この剥離の有無は、スキームで解像している乱流構造の差に起因していると考えており、Grid1 において KEEP スキームは風上法より格段に細かい乱流構造の解像に成功している。更に、その KEEP スキーム/Grid1 により解像される乱流構造は、風上法/Grid2 と同等あるいはそれ以上に細かい構造である。以上より、壁面モデルおよび KEEP スキームにより、最大揚力付近の剥離を伴う複雑な乱流現象の高忠実な予測が可能となることを確認した。また壁面モデルおよび KEEP スキームを実装した FFVHC-ACE はこれらの計算において、形状データ入力のみでシームレスで完全自動、「ロバスト」・高速な解析を実現しており、今まで困難であった航空機全機周りの準直接 (壁面モデル LES) 解析が実現され、最大揚力付近の定量的評価が可能となった。これらは当初計画を大幅に上回る研究成果である。

国際ワークショップへの参加による開発アプリ FFVHC-ACE の国際的プレゼンス向上

開発アプリ FFVHC-ACE の国際的プレゼンス向上を目指し、アメリカ航空宇宙学会 (AIAA) が主催する最大揚力点付近の航空機全機複雑形状解析を行う 4th AIAA High Lift Prediction Workshop [1a.11]に参加し、FFVHC-ACE を用いた解析結果の提供を行った。2022 年 1 月に開催された本ワークショップは Boeing や NASA、海外大学機関など世界の研究機関が多く参加しており、参加者が共通の課題をさまざまなアプローチから取り組むことで、数値流体シミュレーションの現状や将来の在り方を議論する場である。課題は、JSM 形状と同様の高揚力装置展開形態である NASA High-lift Common Research Model (CRM-HL)であり、レイノルズ数は $Re_c = 5.5 \times 10^6$ (JSM 形状解析の約 3 倍) である。迎角は $\alpha = 7.05, 17.05, 19.57, 21.47\text{deg}$ の 4 ケースで解析を行った。計算格子は Grid1 (約 25 億点) と Grid2 (約 111 億点) の 2 つを用い、Grid1 で全ての迎角ケースに対して、Grid2 で高迎角側の 2 迎角 ($\alpha = 19.57, 21.47\text{deg}$) に対して FFVHC-ACE を用いた壁面モデル LES 解析を実施した。計算手法は上記の JSM 形状解析と同様である。Fig.1a.5 に得られた結果を示す。図に示すように、低迎角 ($\alpha = 7.05\text{deg}$) では揚力、表面圧力係数に関し

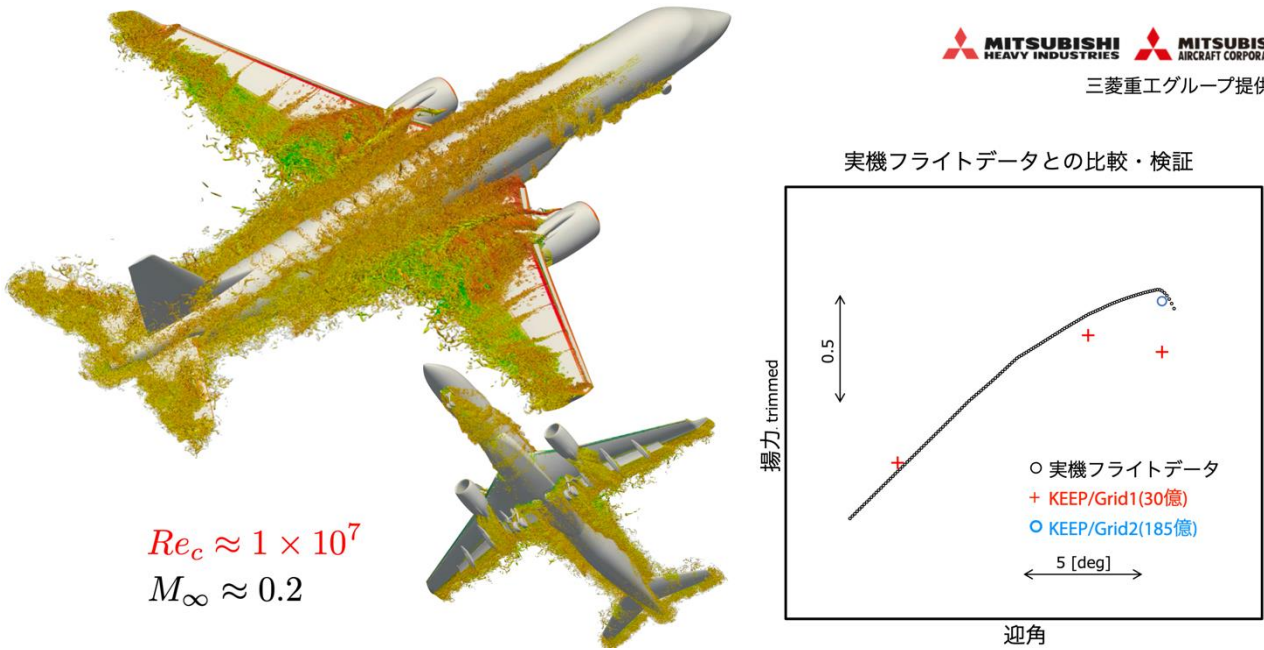


Fig. 1 a6 Wall-modeled LES of full-aircraft (Mitsubishi SpaceJet) configuration at flight Reynolds number using FFVHC-ACE. Left, iso-surfaces of Q criterion colored by streamwise velocity; right, lift coefficient in terms of angle of attack.

て Grid1 で十分な予測精度が得られることが示された。さらに、高迎角 ($\alpha = 19.57$) では Grid1 では若干揚力が過小となるものの、Grid2 では揚力、表面圧力係数ともに風洞試験結果と良く一致した。また、より詳細に剥離の形態を調べたところ、翼端付近の三角形の剥離等についても実験と良い一致が得られることが示された。上記結果は JSM 形状と同様の傾向であり、航空機全機形状解析に対する FFVHC-ACE を用いた解析の共通の知見となることが確認できた (後述の民間旅客機(Mitsubishi SpaceJet)実機フライト解析でも同様の結果が得られている)。本解析のような高忠実・大規模な航空機全機周りの壁面モデル LES 解析は世界初の成果であり、ワークショップでも評価を受けている。なお本成果は、KEEP スキームを含むアプリ FFVHC-ACE 開発の成功および追加計算資源の提供により得られた当初計画を上回る研究成果である。

開発アプリ FFVHC-ACE を用いた民間旅客機(Mitsubishi SpaceJet)実機フライト解析

本年度は本プロジェクトで開発を進めているアプリ FFVHC-ACE (階層型直交格子・圧縮性流体基盤ソルバー) を国内連携機関である三菱重工グループに展開した。また開発アプリ FFVHC-ACE を用いて三菱重工グループが民間旅客機 (Mitsubishi SpaceJet) 形状の実機フライト条件での壁面モデル LES 解析を実施し、その空力予測精度の検証を行った。実施機関 (東北大学) は、FFVHC-ACE の利用方法、および先行して実施した上記 JSM 形状・航空機全機解析で得られた知見を提供し、解析のサポートを行った。Fig. 1a6 はその解析結果である。上記の JSM 形状および CRM-HL 形状解析と同様に、形状データの入力のみで完全に自動で、ロバストかつ高速に民間旅客機 (Mitsubishi SpaceJet) 形状の実機フライト解析が実現できることが確認できた。比較的細かい形状でありながら最大揚力に影響を持つ、ナセル・チェーンからの縦渦やスラット支持装置からの渦が解像されていることが分かる。また高迎角条件では着陸装置である前脚から発生する渦が胴体に沿って主翼上面側を通る様子も見られる。Fig. 1a6 右図に示すよう

に、本年度は3つの迎角での解析を実施した。本研究で開発した壁面モデルおよびKEEPスキームを用いることで、低迎角条件では比較的粗い格子Grid1で、また最大揚力付近の高迎角条件ではGrid2を用いることで揚力が実機フライトデータと良い一致を示すことが明らかになった。これらの傾向は、機体形状が異なるJSM形状およびCRM-HL形状解析結果と同様であり、開発アプリFFVHC-ACEの航空機全機周りの空力予測評価に対するロバスト性を示すものと考えている。なお本成果は、アプリFFVHC-ACE開発の成功および追加計算資源の提供により得られた当初計画を大幅に上回る研究成果である。

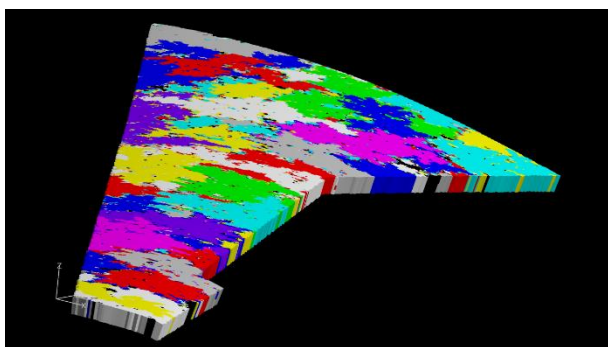
参考文献

- [1a.1] Y. Kuya, K. Totani and S. Kawai, “Kinetic energy and entropy preserving schemes for compressible flows by split convective forms”, Journal of Computational Physics, vol. 375, pp. 828-853, 2018.
- [1a.2] Y. Kuya and S. Kawai, “A stable and non-dissipative kinetic energy and entropy preserving (KEEP) scheme for non-conforming block boundaries on Cartesian grids”, Computers & Fluids, vol. 200, 104427, 2020.
- [1a.3] Y. Kuya and S. Kawai, “High-order accurate kinetic-energy and entropy preserving (KEEP) scheme on curvilinear grids”, Journal of Computational Physics, vol. 442, 104482, 2020.
- [1a.4] Y. Yokokawa, M. Murayama, H. Uchida, K. Tanaka, T. Ito, and K. Yamamoto, “Aerodynamic influence of a half-span model installation for high-lift configuration experiment”, AIAA paper 2010-684, 2010.
- [1a.5] C. L. Rumsey, J. P. Slotnick and A. J. Sclafani, “Overview and summary of the third AIAA high lift prediction workshop”, Journal of Aircraft, Vol. 56, No. 2, pp. 621-644, 2019.
- [1a.6] 3rd AIAA CFD High Lift Prediction Workshop, <https://hiliftpw.larc.nasa.gov/index-workshop3.html>, accessed in 2022.
- [1a.7] K. Nakahashi, “Aeronautical CFD in the age of Petaflops-scale computing: From unstructured to Cartesian meshes”, European Journal of Mechanics-B/Fluids, Vol. 40, pp. 75-86, 2013.
- [1a.8] A. Lintermann, S. Schlimpert, J. H. Grimmen, C. Gunther, M. Meinke, and W. Schroder, “Massively parallel grid generation on HPC systems”, Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, Vol. 277, pp. 131–153, 2014.
- [1a.9] S. Kawai and J. Larsson, “Wall-modeling in large eddy simulation: Length scales, grid resolution, and accuracy”, Physics of Fluids, Vol. 24, No. 1, p. 015105, 2012.
- [1a.10] Y. Tamaki and S. Kawai, “Wall-modeling for large- eddy simulation on non-body-conforming Cartesian grids”, Physical Review of Fluids, Vol. 6, No. 11, pp. 114603, 2021.
- [1a.11] 4th AIAA CFD High Lift Prediction Workshop, <https://hiliftpw.larc.nasa.gov>, accessed in 2022.

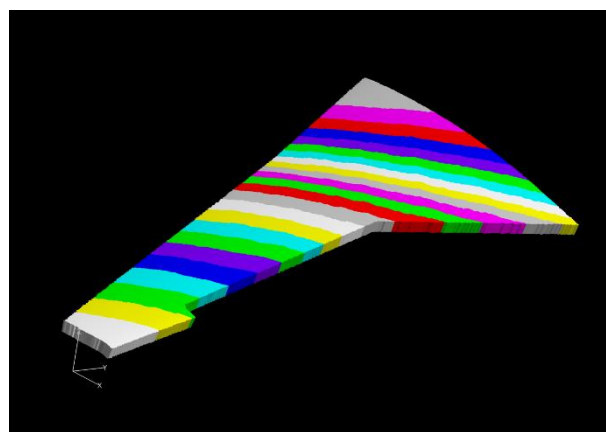
(1b) 階層型直交格子基盤ソルバーFFVHC-ACEにおける物体適合レイヤー格子法の開発および航空機全機複雑形状・高揚力形態解析

階層型直交格子基盤ソルバーFFVHC-ACEにおける物体適合レイヤー格子法の開発を進めた。階層型直交格子と物体適合レイヤー格子を組み合わせた解析を実施するために必要となる領域分割などの前処理プログラム (mkLayer) の機能改良を行った。本前処理プログラムは昨年度開発したが、最終ターゲットとなる航空機全機複雑形状・高揚力形態解析では、十数億点規模のレイヤー格子の利用が想定され、その場合、前処理実行に必要なメモリ総量が5TByte以上、100時間以上と推定された。処理時間に関しては現状でも実施が不可能ではないが、メモリ容量に関しては現環境では実行できないことが判明した。

そのため、現環境でも実行できるように省メモリ化と高速化を実施した。省メモリ化に関しては、レイヤー格子を作成するツール (MEGG3D) との連携を強化することで、mkLayer が必要となる情報を MEGG3D から取得できるようにし、mkLayer での処理および必要となるメモリ量の削減を実現した。高速化に関しては、まずは領域分割手法を改良した。従来手法では分割された領域に多くの飛び地があり (Fig.1b.1(a)) 結果として各領域の隣接領域数が多くなり、検索処理に多大な時間を必要としていた。領域分割アルゴリズムを工夫することで、分割された領域で飛び地が大幅に減少し (Fig.1b.1(b))、その結果隣接領域数も減少することで処理時間の短縮が実現できた。更に、壁から鉛直方向に指定した距離だけ離れた位置にある Image Point (IP : 壁面モデル LES の駆動に必要) の検索と壁面との紐付けに関して、従来手法のセル中心との最短距離を探索する方向から、壁から鉛直方向に検索し、セルの内外判定と組み合わせることで大幅な処理時間の短縮を実現した。これらの改良により、最終ターゲットの解析に対して、1/10 程度規模の 1.2 億点のレイヤー格子の前処理において、従来比でメモリに関しては約 1/5、処理時間に関しては約 1/6 を達成し、最終ターゲットの解析を実行できる目処が得られた。



(a) Before the modification

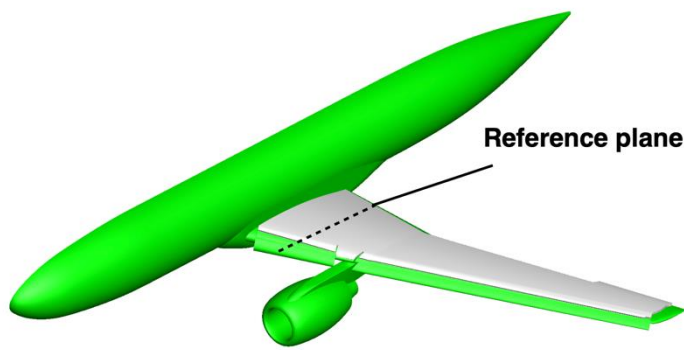


(b) After the modification

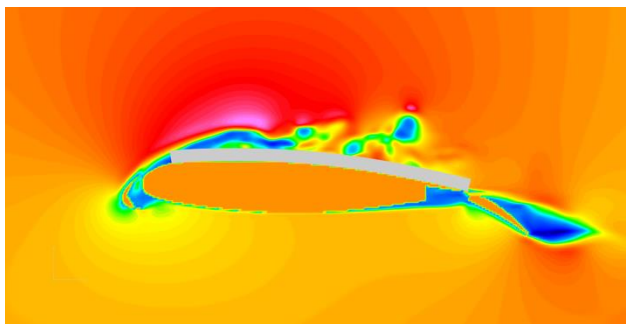
Fig. 1b.1 Improvement of data decomposition method.

物体適合レイヤー格子法に対応した階層型直交格子基盤ソルバーFFVHC-ACE に関して、物体適合レイヤー格子と背景となる階層型等間隔直交格子間のデータ補間機能の改修を実施した。階層型直交格子では、物体壁面境界近傍の流れ場が物体非適合格子によって計算されるため流体现象の再現精度が相対的に低いと考えられる。そこで、物体適合レイヤー格子から背景直交格子への補間を、従来から実装済の壁面近傍でのデータ補間機能に加えて、壁面から離れた位置、具体的にはレイヤー格子最外層に近い領域でデータ補間を行えるようにソルバーの改修を実施した。レイヤー格子の最外層から数セル内側に入った領域に存在する階層型直交格子にレイヤー格子の値を補間することで、壁面近傍の付着乱流境界層は物体適合レイヤー格子の壁面モデル LES を用いて高精度に解析可能とし、物体から離れた領域は階層型直交格子の LES を用いたロバストな壁面モデル LES 解析を実施することが可能となった。また、本機能の追加実装により、補間点情報の作成時間、具体的には補間先となるセルを囲む補間元のセル中心で構成される四面体の探索時間が増大することが予想されたため、重合格子間のデータ補間に必要な情報の入出力機能を追加した。これにより補間点情報の構築に比較的長時間を要するような大規模格子においても一度補間点情報を構築することで、次回以降はその補間点情報を読み込み、計算を即座に開始することが

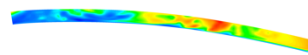
可能となった。現在までに、物体適合レイヤー格子が 5.6 億点、背景直交格子が 23 億点規模の計算格子について、「富岳」を用いて補間点情報の構築が正常に完了することを確認している。また、更なる大規模格子を用いた将来の解析も見据えて、補間点情報生成アルゴリズムの更なる高速化も検討している。物体適合レイヤー格子法を用いた FFVHC-ACE による航空機全機複雑形状・高揚力形態（JSM 形状）周りの解析（Fig.1b.2 参照）を実施し、断面（Fig.1b.2(a)中の Reference plane）における瞬間流れ場を可視化することで、改修した重合格子間補間機能の検証を実施した（Fig.1b.2(b)-(d)）。物体から離れた領域は階層型直交格子を用いた LES（Fig.1b.2(b)）、物体壁面近傍領域は物体適合レイヤー格子を用いた壁面モデル LES（Fig.1b.2(c)）が実現されており、また階層型等間隔直交格子とレイヤー格子間でデータ補間が行われる重合格子境界付近においても、非物理的な振動などが発生しないことが示された（Fig.1b.2(d)）。



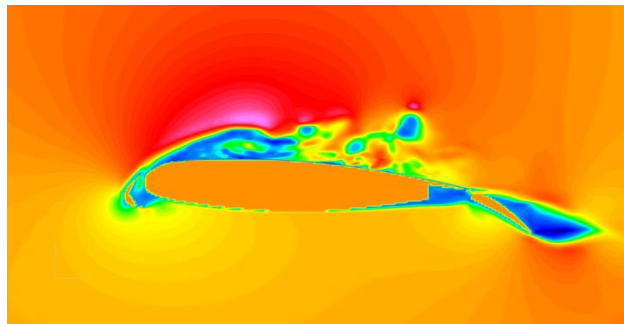
(a) Body-fitted layer grid generated on the main wing of the JSM.



(b) Hierarchical Cartesian grid



(c) Body-fitted layer grid



(d) Hierarchical Cartesian + layer grids

Fig. 1b.2 Instantaneous streamwise velocity fields around the wing of the JSM.

(1 c) 階層型直交格子基盤ソルバーFFVHC-ACE の高速化・機能強化および利便性向上

階層型直交格子基盤ソルバーFFVHC-ACE のノード性能の高速化ならびに大規模並列性能の調査を実

施した。ノード性能の高速化に関しては、これまで FFVHC-ACE から切り出した模擬カーネルに対して適用し、効果を確認した高速化手法を FFVHC-ACE 本体の 5 つの主要カーネルに適用した。FFVHC-ACE の主要部分は多次元データに対する多重ループ、しかもループ長が 100 未満の処理で構成されている。またループボディが大きいのも特徴である。このような特徴を持ったループに対する高速化手法として、①ループの一重化 (サブルーチン間でのデータの受け渡しの際の大きさ引き継ぎ配列を利用)、②ループ分割 (コンパイラ機能を利用)、③ループブロッキング (手動による)、の三点セットを適用した高速化手法を適用した 5 つのカーネルのうち、4 つ (**gradient**: 物理量の微分値の計算、**vflux**: 粘性流束の計算、**turbbc**: 壁の処理、**dq**: 流束の差分計算) においては、1.2 倍から 7.8 倍の高速化を達成した。一方、残り 1 つ (**cflux**: 対流項の計算) に関してはチューニングによる高速化が得られなかった。これはループの一重化によって本来は計算しない配列の袖の部分も計算することとなり、演算量が 8.3%増加したことが原因であると考えられる。Fig.1c.1 にチューニング前後での FFVHC-ACE の主要カーネルの経過時間を示す。ただし、ここでは **cflux** に対しては高速化チューニングを適用していない。全体としては 1.2 倍の高速化となった。

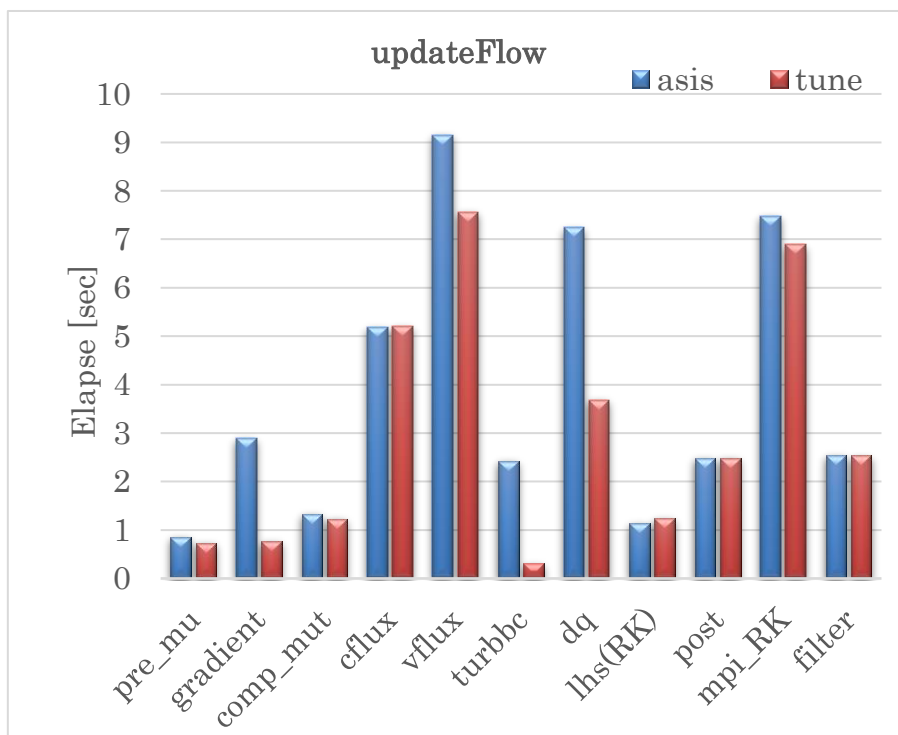
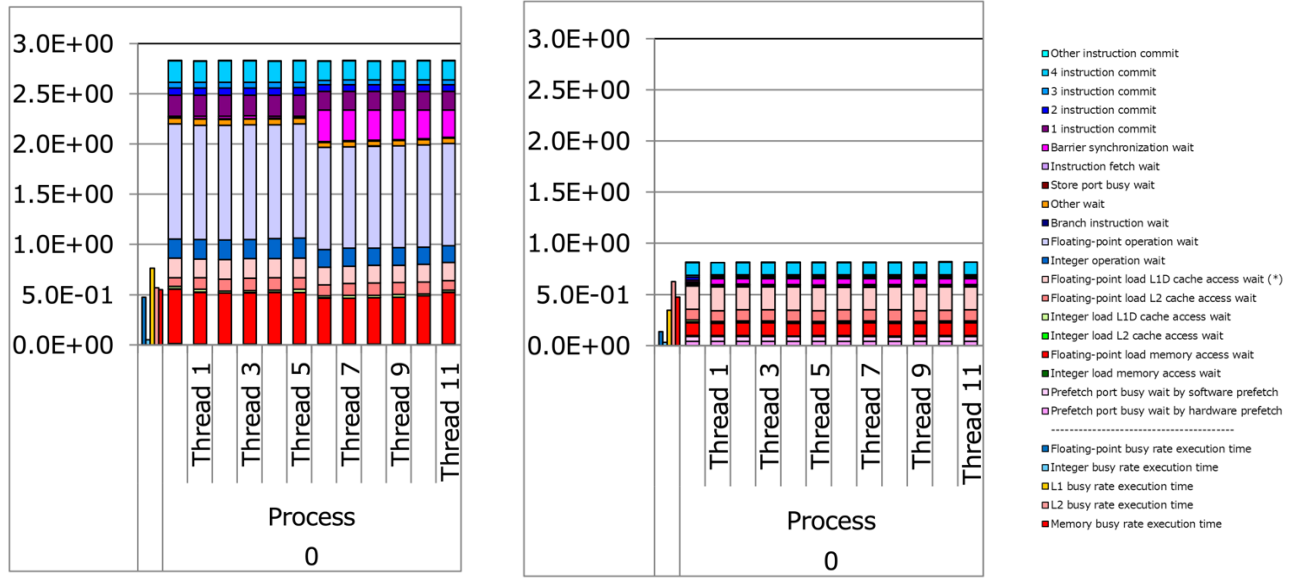


Fig. 1c.1 Elapsed time of major kernels.

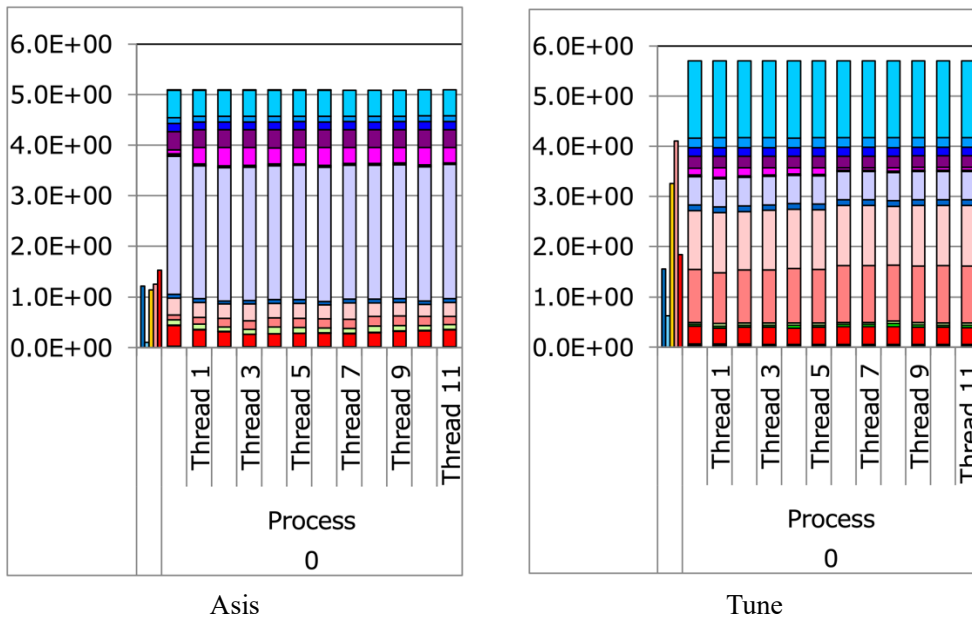
Fig.1c.2 に高速化チューニング前後の CPU 解析レポートの結果の代表例 (**gradient**、**cflux**) を示す。Fig.1c.2(a)は **gradient** の結果を示すが、asis で見られたスレッド間インバランスはループの一重化で、浮動小数点演算待ちはループ分割による SIMD、ソフトウェアパイプラインなどの適用により、それぞれ改善されていることがわかる。一方、Fig.1c.2(b)は **cflux** の結果を示すが、図中左にあるビジー時間の棒グラフが高くなっている事などより、高速化チューニングにより、性能特性は改善されていることがわかるが、前述した様に演算量自体が増えているため、これらの効果が帳消しとなり、結果的に高速化が得られない結果となった。



Asis

Tune

(a) Gradient



Asis

Tune

(b) Cflux

Fig. 1c.2 CPU performance analysis report for “gradient” and “cflux”.

大規模並列性能に関しては、大規模並列時の性能がふらつくといったデータの再現性に問題が見られたが、最適化適用後のロードモジュールの DISK からの読み込み速度のばらつきが原因と判明した。その影響を排除して計測を行った結果を Fig.1c.3 に示す。この結果は 3 次元分割時の Weak-scaling の結果である。「富岳」32,768 ノードで並列化効率が 80%程度あり、現状の解析規模を考慮すると、特に大きな問題にはならないことが確認できた。

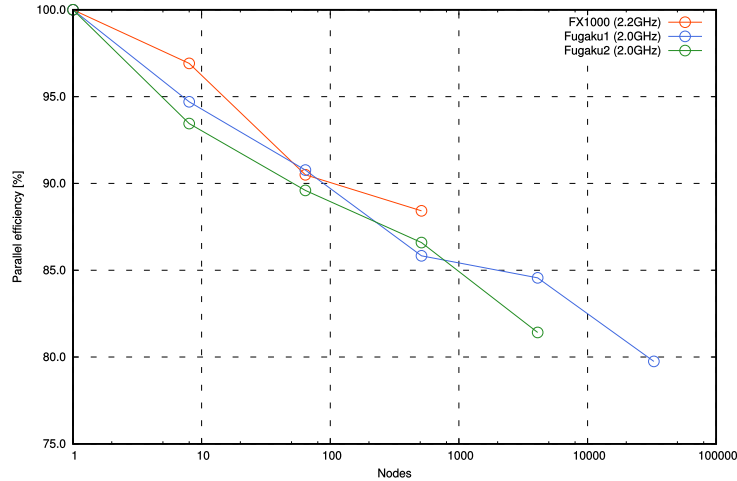


Fig. 1c.3 Large-scale parallel computing performance in weak-scaling.

また機能強化、利便性向上として物体表面に働く力積分のカーネル部を実装した。物体表面に働く力を積分する際に、表面法線を考慮した表面面積要素を用いることで、流体計算で用いている壁面における流束を用いた表面積分が可能となった。

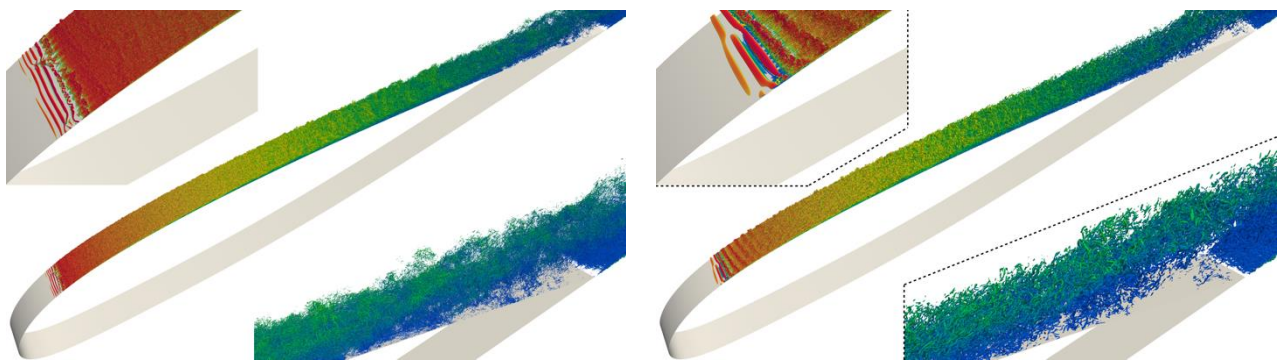
(2) 実飛行レイノルズ数での空力課題に対する主翼基本形状の準直接解析

航空機実飛行レイノルズ数における準直接 LES 解析

航空機実飛行レイノルズ数レベル（翼弦長 c 、一様流速 u_∞ ベースのレイノルズ数 $Re_c = 1.0 \times 10^7$ ）、失速直前の条件（迎角 $\alpha = 13.3\text{deg}$ ）、主翼基本形状（A-Airfoil）における壁面近傍をモデル化しない大規模 LES 解析を実施した。解析には In-house コードである高次精度構造格子圧縮性流体ソルバを用いた。計算格子は構造格子であり、過去の知見に基づき壁面近傍の粘性スケールの乱流構造を十分に捉えられる格子解像度で格子を作成した結果、総格子点数は約 382 億点となった。計算には「富岳」8,640 ノードを使用し、MPI (34,560 分割領域) および OpenMP (12 スレッド) を併用して計算を並列化している。空間離散化には 6 次精度コンパクト差分法 [2.1]、エイリアシングエラー等による数値不安定性を抑制するために 8 次精度 3 重対角 low-pass フィルタ [2.2] を使用する。時間積分法は 2 点後退差分を適用した陰解法 [2.3、2.4] であり、時間精度を保つための内部反復回数は 5 回とした。なお、本計算は low-pass フィルタがサブグリッドスケールの散逸を模擬すると考える乱流モデルを用いない implicit LES である。本年度は、昨年度開始した計算を続行し、流れ場統計的にほぼ定常な状態になった後、乱流統計量の収束に必要なと考えられる $T_{ave} u_\infty / c = 2.4$ (T_{ave} : 平均時間) 分の統計データを取得し、計算を完了した。

また本年度は、得られた計算結果と、過去に実施した風洞試験レベルレイノルズ数 ($Re_c = 2.1 \times 10^6$) における同形状・同迎角の解析 [2.5] と比較することでレイノルズ数に対する流れ場の変化 (レイノルズ数効果) を調査した。初めに Fig. 2.1 に得られた計算結果における Q 値等値面の分布の比較を示す。レイノルズ数の増加とともに、空間内の渦が劇的に小さくなっていることが観察できる。また、図中左上に示す遷移点付近では、レイノルズ数により剥離形態の違いが見られ、 $Re_c = 2.1 \times 10^6$ では層流剥離泡による急激な遷移であるのに対し、本解析の $Re_c = 1.0 \times 10^7$ ではスパン方向に波打つ擾乱が発達して遷移が生じ

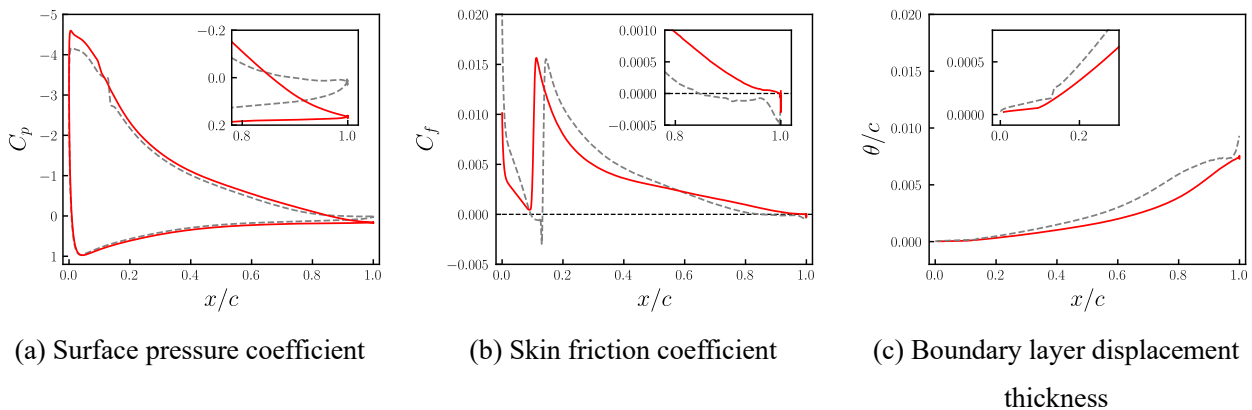
ている。次に Fig. 2.2 に上記 2 つのレイノルズ数における平均表面圧力係数 C_p 、壁面摩擦係数 C_f 、境界層排除厚み θ を示す。 C_p 分布 (Fig. 2.2(a)) からは、前縁付近の負圧ピークの増強と併せ、後縁での圧力回復の促進が見られる。平均揚力係数 C_L はこの C_p 分布の積分によって得られるが、本計算結果では $C_L = 1.67$ であり、 $Re_c = 2.1 \times 10^6$ での値 $C_L = 1.50$ と比較して約 10%上昇した。次に C_f 分布 (Fig. 2.2(b)) からは、レイノルズ数の増加に伴い乱流遷移点 ($x/c \approx 0.1$ に存在する急激な C_f) が上流へ移動するとともに、後縁付近の $C_f < 0$ の領域がほぼ消失していることが観察できる。さらに θ の分布 (Fig. 2.2(c)) からは、全体的な境界層厚みの減少が見られる。これらのレイノルズ数効果は過去の風洞結果[2.6]における観察と一致している。特に、 θ の全体的な減少は境界層による排除効果の減少を示しており、先述の揚力上昇の原因となっている。よって、 θ の減少を引き起こしたメカニズムの調査を元に、レイノルズ数効果の根本的な原因となる流体物理を現在調査している。



(a) $Re_c = 1.0 \times 10^7$ (present LES)

(b) $Re_c = 2.1 \times 10^6$ [2.5]

Fig. 2.1 Comparisons of Q-criterion iso-surfaces colored by streamwise velocity.



(a) Surface pressure coefficient

(b) Skin friction coefficient

(c) Boundary layer displacement thickness

Fig. 2.2 Reynolds number effects on statistically averaged flowfield around A-airfoil at a near-stall condition. Red lines, present LES at $Re_c = 1.0 \times 10^7$; grey lines, LES at $Re_c = 2.1 \times 10^6$ [2.5].

なお、本計算では速度、レイノルズ応力といった基本的な統計量と併せて、レイノルズ応力のバジェット等の乱流モデリングに役立つ高次統計量も取得している。本計算は世界初となるレベルの高レイノルズ数で実施しており、得られた高レイノルズ数データベースは広く乱流モデリングの改善・検証に役立つと考えており、今後、本データベースを Web 公開することを予定している。

超大規模複雑流データの低次元抽出

「富岳」を用いることによりこれまで実現困難であった航空機実飛行レベルの高レイノルズ数条件 ($Re_c = 1.0 \times 10^7$) においても壁面まで解像する LES 解析が可能になっている。しかし、この様な超大規模解析で得られた複雑流体现象の超大規模データから、どの様にキーとなる流体现象を抽出し、解明するのは、未だ多くの課題が残されている。本研究では、この様な超大規模複雑流データを解析する方法論として、データ科学的解析法の開発・適用を試みている。具体的には、POD [2.7]による主要構造の抽出やDMD [2.8]による周波数分解、resolvent 解析[2.9]による入出力解析を試みている。今年度は、遷音速バフェットの LES データに対する Dynamic mode decomposition (DMD) 解析を行い、妥当性検証を行うと同時に、遷音速バフェットの衝撃波振動維持機構についての考察を行った。

Fig. 2.3 に遷音速バフェットの LES 解析データ (圧力変動) に DMD 解析を適用した結果を示す。ここでは、ストローハル数が $St = 0.065$ (バフェット周波数) における DMD モードを示している。なお、LES 解析データには細かい渦などの小さいスケールが含まれているため、まず POD によって現象を簡略化した後、DMD による周波数分解を実施した。LES 解析は格子点数が $5600 \times 230 \times 565 = 7.28$ 億の大規模解析 (「京」で実施) であり、スパン方向のある断面データに対して DMD 解析を行っている。Fig. 2.3 より、DMD により、細かい流れ構造が取り除かれた状態で、遷音速バフェットに特徴的な衝撃波振動が抽出できることが確認できた。またこの低次元化された流れ場データから、3つの特徴的な圧力変動を抽出することができた。

1つ目の圧力変動は、衝撃波背後から衝撃波上方を回り込み前方に到達する圧力変動である (Fig. 2.3 中の(i))。衝撃波前方の圧力が変動すると、衝撃波関係式より衝撃波強さが変化し、衝撃波振動を誘発すると考えられる。また、この衝撃波を回り込む圧力変動はバフェット周波数で変動しており、衝撃波振動に深く関連していると考えている。過去の resolvent 解析[2.10]でも、衝撃波前方に入力 (forcing) モードが確認されており、衝撃波前方の圧力変動が重要であることが示唆されている。2つ目の特徴的な圧力変動は、衝撃波足元から後縁へ伝わり、後縁を回り込んで翼下面を前方へ伝わる圧力変動である (Fig. 2.3 中の(ii))。1つ目の圧力変動と同様に、衝撃波前方に到達する場合は衝撃波振動と関連すると考えられるが、本 DMD 解析結果からは、2つ目の圧力変動が翼前縁を回り込んで衝撃波前方に到達する様子は見受けられず、衝撃波振動との関連性は低いと考えられる。3つ目の圧力変動は、翼後縁付近に見られる圧力変動である (Fig. 2.3 中の(iii))。これは、衝撃波背後の境界層剥離の大きさが周期的に変化することで生じる現象を示している。過去にも、本研究では衝撃波足元からの剥離が周期的に変動することで、衝撃波背後の亜音速流の圧力が周期的に変化し、衝撃波強さの変動および衝撃波の移動を促しているという物理モデルを提案している[2.11]。本 DMD 解析結果は、その提案していた物理モデルをサポートする結果を示している。なお、これら3つの圧力変動の解明は、DMD 解析により複雑流体データからキーとなる流体现象を抽出し (低次元化し)、理解しやすくした結果と考えている。

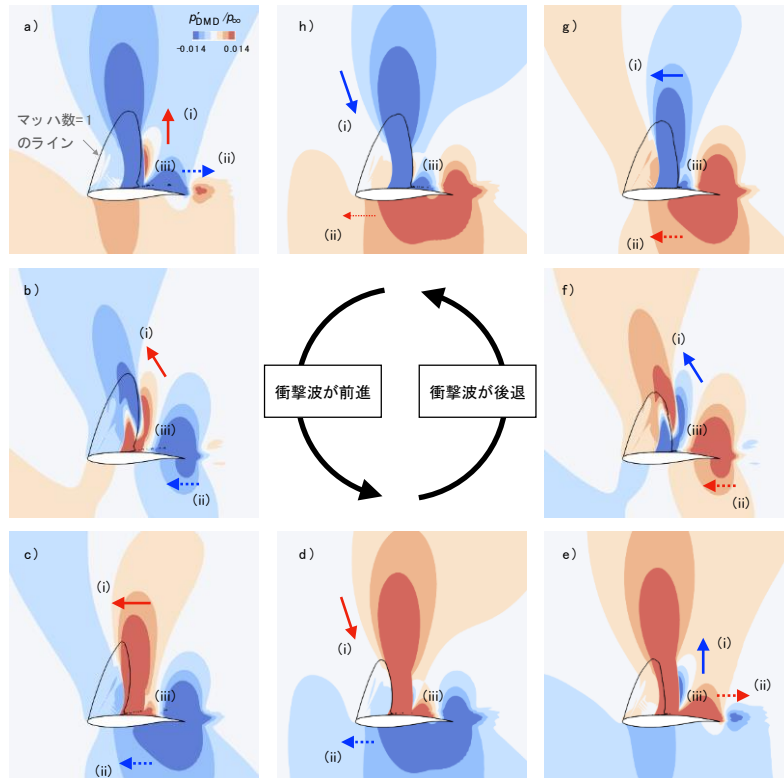


Fig.2.3 Buffet cycle of pressure fluctuations obtained by DMD analysis.

参考文献

- [2.1] S. K. Lele, "Compact finite difference schemes with spectral-like resolution," *Journal of Computational Physics*, Vol. 103, No. 1, pp. 16–42, (1992).
- [2.2] D. V. Gaitonde and M. R. Visbal, "Pade-type higher-order boundary filters for the Navier–Stokes equations," *AIAA Journal*, Vol. 38, No. 11, pp. 2103–2112, (2000).
- [2.3] S. Obayashi, K. Fujii and S. Gavali, "Navier–Stokes simulation of wind-tunnel flow using LU-ADI factorization algorithm," NASA-TM-100042, NASA, (1988).
- [2.4] N. Iizuka, "Study of Mach number effect on the dynamic stability of a blunt re-entry capsule," Ph.D. thesis, University of Tokyo, (2006).
- [2.5] K. Asada and S. Kawai, "Large-eddy simulation of airfoil flow near stall condition at Reynolds number 2.1×10^6 ," *Physics of Fluids*, Vol. 30, No. 8, pp. 085103, (2018).
- [2.6] R. M. Pinkerton, "The variation with Reynolds number of pressure distribution over an airfoil section", NACA Report No. 613, (1938).
- [2.7] J. L. Lumley, "The structure of inhomogeneous turbulent flows", *proceedings of the International Colloquium on the Fine Scale Structure of the Atmosphere and Its Influence on Radio Wave Propagation*, edited by A. M. Yaglam, and V. I. Tatarsky, Doklady Akademi Nauk SSSR, Nauka, Moscow, 1967.
- [2.8] P. J. Schmid, "Dynamic mode decomposition of numerical and experimental data", *Journal of Fluid Mechanics*, Vol 656, pp. 5-28, 2010.
- [2.9] B. J. McKeon and A. S. Sharma, "A critical layer model for turbulent pipe flow", *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 658, pp. 336-

[2.10] F. Sartor, C. Mettot and D. Sipp, “Stability, Receptivity, and Sensitivity Analyses of Buffeting Transonic Flow over a Profile”, AIAA Journal, Vol 53, No. 7, pp. 1980-1993, 2015.

[2.11] Y. Fukushima and S. Kawai, “Self-sustained shock-wave oscillations mechanisms of transonic airfoil buffet”, AIAA paper 2019-1846, 2019.

(3) 主翼空力構造連成課題に対する多設計変数・多目的最適化手法の試行

昨年度開発しテスト関数問題で性能検証した、遺伝的アルゴリズム (GA) と機械学習 (多層パーセプトロン (MLP) 型ニューラルネットワークによる近似モデリング) を組み合わせたデータ駆動型の多設計変数・多目的最適化手法 (Fig. 3.1) を用いて、2次元遷音速翼型の空力形状最適化の試行解析を実施した。翼型形状は、PARSEC と呼ばれる方法により、9 個の設計変数を用いて表現した。目的関数は、マッハ数 0.73 および迎角 2 度における、抗力係数 C_d の最小化と、揚力係数 C_l の最大化 (図中ではマイナスをかけたものを最小化として表記) の 2 つである。

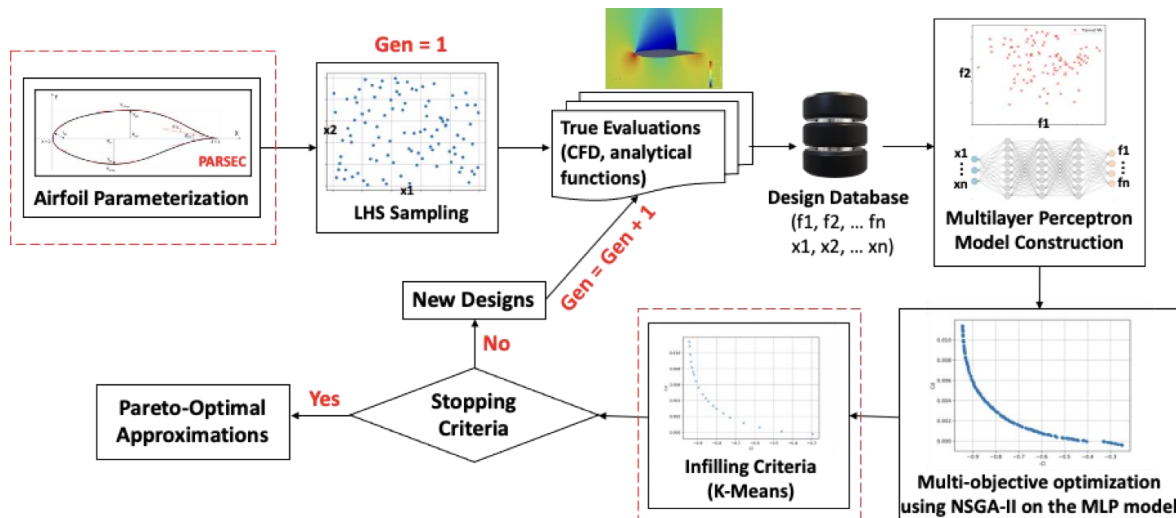
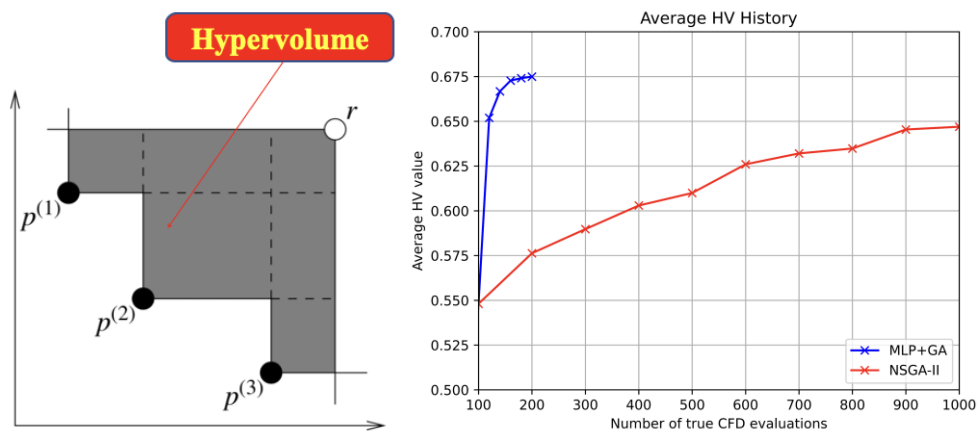


Fig. 3.1 Many-variable and multi-objective optimization approach with GA and DNN.

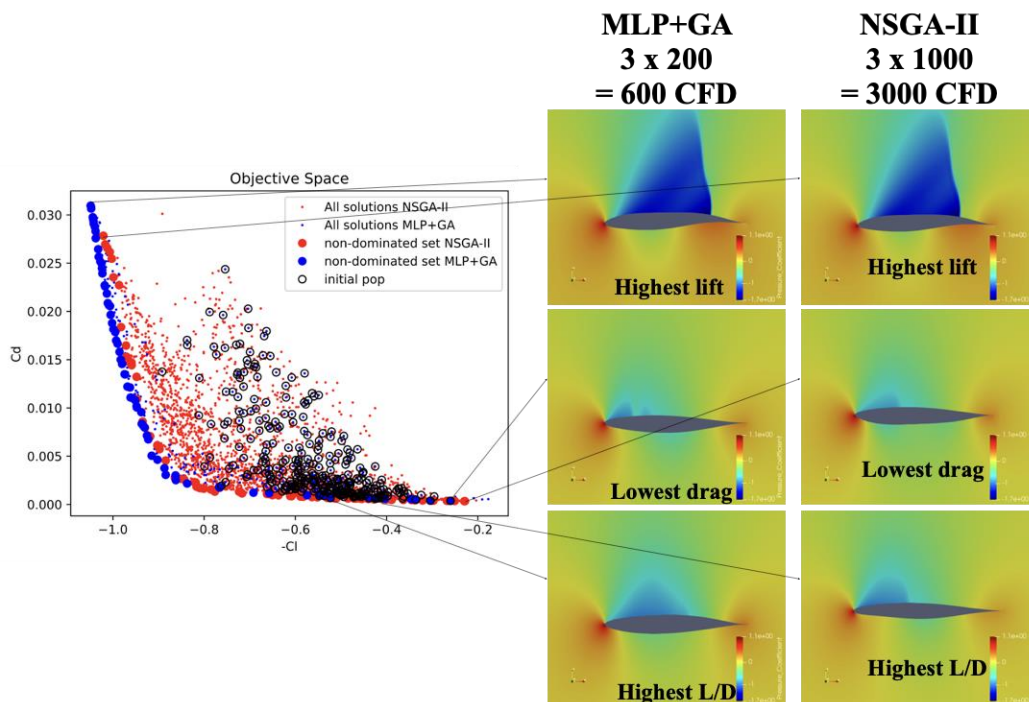
通常の遺伝的アルゴリズム (NSGA-II) 単独利用と本開発手法 (MLP+GA) それぞれによって得られた、2次元遷音速翼型の空力形状最適化の結果を Fig. 3.2 に示す。Fig. 3.2(a)は、得られた最適解集合が目的関数空間で形作る支配面積 (Hypervolume) の履歴を Computational fluid dynamics (CFD) の実施回数に対してプロットしたもので、Hypervolume が大きくなるほどより良い最適解を多く探索できている状態を表す。最初にランダムに生成された 100 個の翼型形状について CFD を実施した結果を共通の初期データとして、NSGA-II では最適化により新たに探索し CFD を実施した翼型形状を 100 個ずつ、MLP+GA では 10 個ずつデータに追加していく。Fig. 3.2(a)より、MLP+GA では 10 形状×10 サイクル=100 回の CFD 追加実施で Hypervolume が上がりきっており、最適解探索が収束している様子を確認できる。一方、NSGA-II 単独では 100 形状×9 サイクル=900 回の CFD 追加実施をしても、MLP+GA の Hypervolume 値に到達できていない。この結果から、本開発手法により多設計変数・多目的最適化において約 10 倍の高速化を実証できた。

また Fig. 3.2(b)は各手法により得られた最適解の分布と、 C_d 最小・ C_l 最大・揚抗比 (C_l/C_d) 最大に対

応する翼型形状および流れ場を示している。MLP+GA の方が CFD の実施回数を削減しているにもかかわらず、最終的には両手法とも互いに類似した形状および流れ場を探索できている。この結果から、本開発手法が採用する機械学習による近似モデリングの正確性を実証できた。



(a) Histories of hypervolume in terms of the number of CFD evaluations



(b) Optimal solutions plotted in the objective function space and the corresponding shapes and pressure fields

Fig. 3.2 Results obtained by 2-D airfoil shape optimization (MLP+GA vs NSGA-II).

次に、ここまで開発、検証を進めた GA と機械学習を組み合わせたデータ駆動型の多設計変数・多目的最適化手法により、遷音速旅客機主翼の静空弾・構造サイジング解析に基づく部材配置最適化を試行した。今年度取り組んだ内容は、大きく分けて以下の 3 つである。

1. 翼平面形状を固定したリブ配置最適化
2. 翼平面形状を固定したリブ・ストリンガー配置最適化
3. 翼平面形状とリブ・ストリンガー配置の最適化

なお今年度の当初計画では翼平面形固定による構造配置最適化を計画していたが、次年度予定を前倒し

して 3 点目を試行した。まず、これら 3 点に共通する問題設定を述べる。主翼平面形の基本形状はボーイング 777 を参考に作成し、Fig. 3.3(a)のように設定した。また翼根から 4 度の上反角を設け、翼型は RAE2822 で固定した。飛行条件は高度 10,000m をマッハ 0.84 とした。

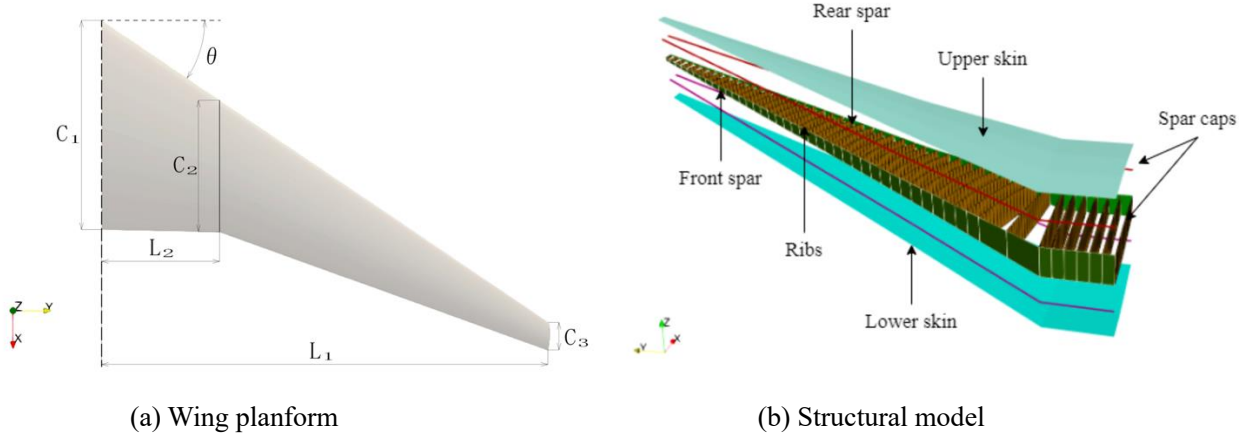


Fig. 3.3 Geometrical specification of wing shape and structural layout.

翼平面形状を固定したリブの本数・配置最適化

まず、スキン、主桁、リブをモデリングした計算負荷の小さいモデルでの解析から行った。このモデルをモデル 1 と呼ぶ。ストリンガーはモデリングしていないが、ストリンガーの強度は 0.2m 間隔で配置されているものとしてスキンの一部として考慮した。強度解析、破壊判定のとき、スキンとストリンガーが存在すると仮定した場合の伸び剛性と同程度になるまでスキンの断面積を大きくすることでストリンガーの強度も考慮した。前後桁は翼の前縁と後縁の間、前縁から 20%と 65%の位置に配置した。リブは翼根 からキック部まで主流方向に平行、キック部から翼端まで後桁に垂直になるようモデリングした。リブの個数と配置は設計変数であり、最適解探索中に変化する。構造モデルは有限要素解析を行う。この構造モデルはロッド要素、シェル要素で構成されている。同一リブ間のスキンのシェル要素の厚さは同一である。その他のシェル要素、ロッド要素は独立して断面積と厚さが変化する。シェル要素の厚さの下限は 0.2mm、ロッド要素の断面積の下限は 6.5mm²、ロッド要素の上限を 64,516mm² とした。なお、全部材は CFRP とし、繊維は T800S、樹脂は#3900-2B とした。複合材部材は繊維の方向を [0、 45、 -45、 90、 90、 -45、 45、 0]の擬似等方材とし、各層の厚み（全層同一とする）を構造サイジングの対象とした。またリブ配置を定義するため、Fig. 3.4 に示すような周波数変調を用いることで、リブ本数と位置を連続変数化した。

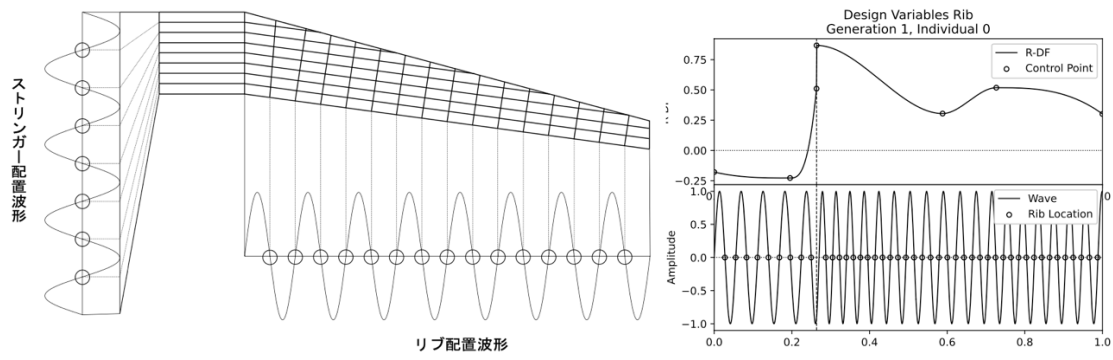


Fig. 3.4 Continuous parameters for rib layout.

上述のモデルを対象に、Fig. 3.5 に示す GA と機械学習の組み合わせによる最適化手法を用い、重量最小化・リブ本数最小化を目的とするリブ配置最適化を行った。その結果、5 回の機械学習モデルの更新により Fig. 3.6 に示すリブ本数と重量の分布を得た。これにより、通常の GA を使用した場合と比較して真値評価（学習モデルによらない数値解析）の回数は 72%削減され、GA と機械学習の組み合わせによる最適化手法が全体の大幅な計算コスト削減を実現していることが分かる。この場合、Hypervolume は収束しているものの、リブ本数と重量の間にトレードオフが存在せず、リブ本数が少ないほど全体の重量が小さくなる。また詳細は割愛するが、等間隔分布にすることが最軽量機体となるという結果を得た。これは、ある意味既存の機体設計で用いられる標準的なモデルが最適解であることを示唆するが、本モデルでは翼構造において主翼曲げ方向の強度に重要なストリンガーをモデル化していないことが実際の機体設計との差異として考えられた。そのため次に、ストリンガーも構造要素化したモデルを構築し検証を実施した。

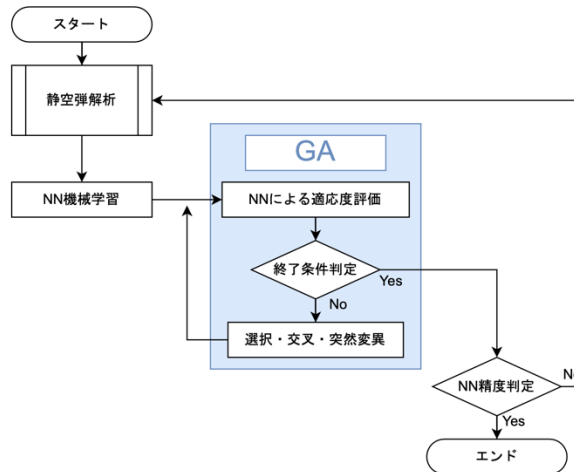


Fig. 3.5 Flowchart of GA+NN algorithm for optimization of structural layout.

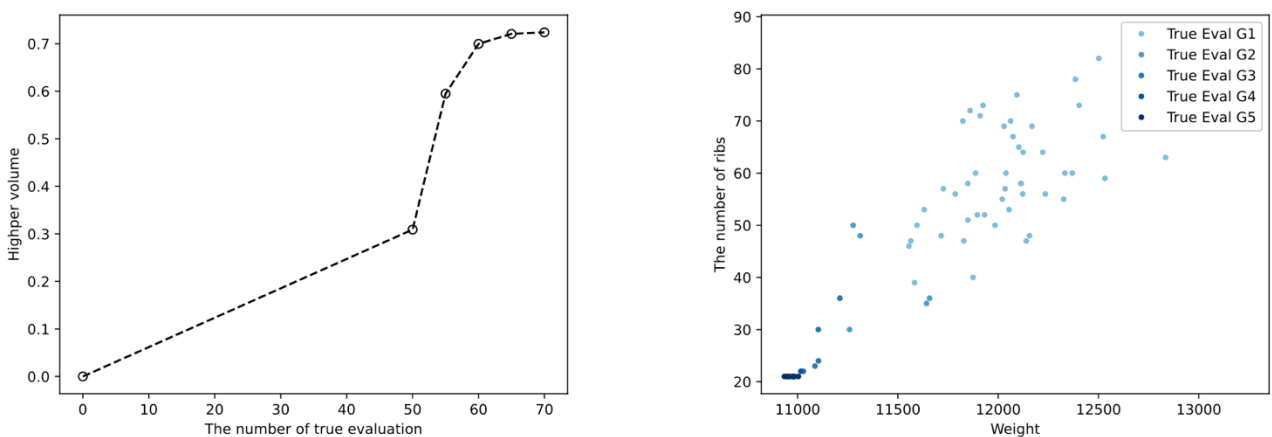


Fig. 3.6 Results of optimization of rib layout.

翼平面形状を固定したリブ・ストリンガーの本数・配置最適化

ここでは、前段に示したリブ本数・配置の連続変数に加え、構造モデル化したストリンガーの本数・配

置も連続変数化し、リブとストリンガーを合わせた部材数最小化と重量最小化を目的関数として最適化を実施した。その結果、リブ本数・配置最適化と同様に、部材数と重量最小化にはトレードオフはなく、やはり部材数を減らすことが重量最小化につながることを示された。一方、各個体のストリンガーの本数・配置を決める制御変数の一つ (x_{Lrel}) が重量最小化に寄与することが Fig. 3.8 のように明らかになり、特に制御変数 x_{Lrel} と部材数を説明変数として重量に対する重回帰分析に基づき、重決定係数が 0.86 となることが分かった。

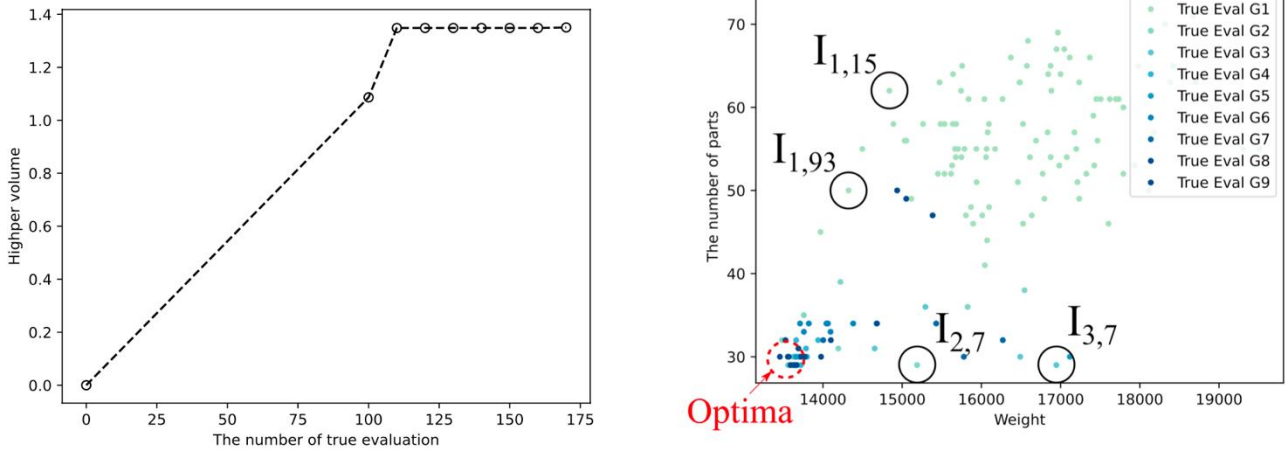


Fig. 3.7 Results of optimization of rib / stringer layout.

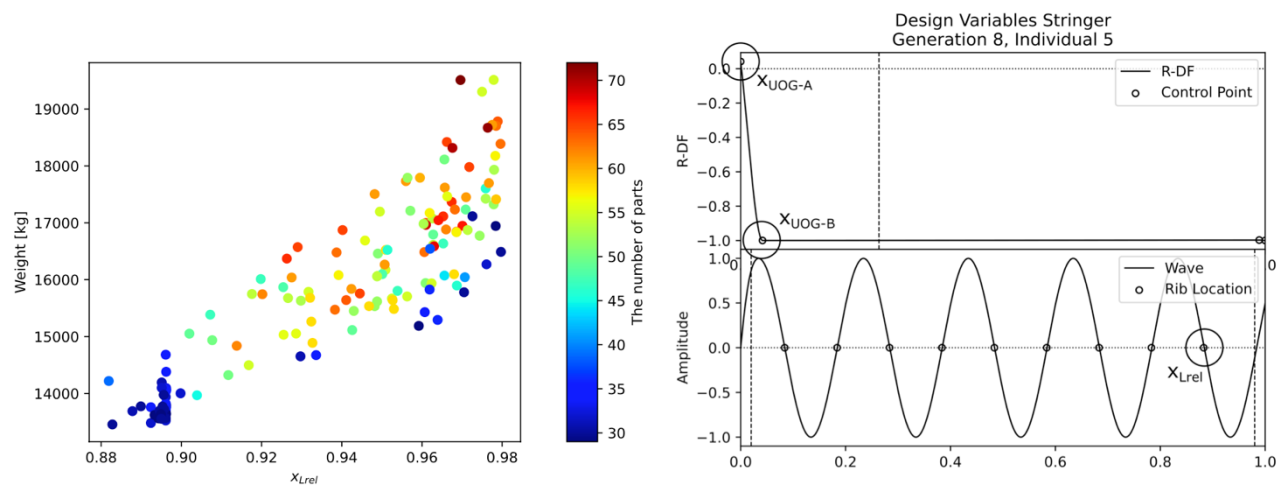


Fig. 3.8 Weight variance by a parameter of stringer layout.

翼平面形状とリブ・ストリンガー配置の最適化

最後に、上述の部材数・配置に加えて、翼平面形状 (Fig. 3.4) を変数とした最適化を試行した。本内容は来年度に行う計画だったが、進捗に応じて前倒しで実行したものである。ここまでで部材本数と重量にトレードオフ関係が見られなかったため、ここでは重量と抗力係数の最小化を目的とした最適化に切り替えた。Fig. 3.9 に示すように、これらの間に目的関数間のトレードオフを表すパレート面が見られつつあり、次年度以降更なる解析を進めていく計画である。なお試行的な結果ではあるが、このようなパレート面を得るまでにかかった真値評価回数は、GA のみを用いた場合と比べて 83%削減された。翼平面形状の変化により設計変数が多くなったことで、本研究で提案する GA と機械学習の組み合わせが更なる有

効性を示すことが期待される。

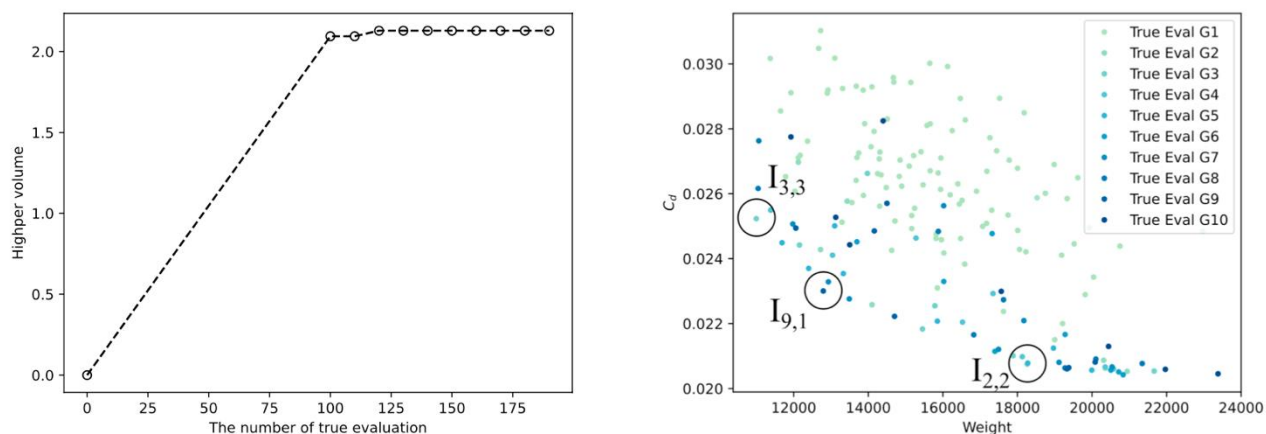


Fig. 3.9 Results of optimization of wing planform and rib / stringer layout.

(4) プロジェクトの総合的推進

本課題を含めた「富岳」成果創出加速プログラム「領域3 産業競争力の強化」の4課題合同で「第5回 HPC ものづくり統合ワークショップ」を令和3年10月22日(金)10:00~17:00にオンラインで開催した(4課題は、「富岳」を利用した革新的流体性能予測技術の研究開発(課題代表者:加藤 千幸)、スーパーシミュレーションとAIを連携活用した実機クリーンエネルギーシステムのデジタルツインの構築と活用(課題代表者:吉村 忍)、「富岳」が拓く Society 5.0 時代のスマートデザイン(課題代表者:坪倉 誠)および本課題)。「富岳」成果創出加速プログラムの最新状況セッションでは、「富岳」を用いた次世代の航空機全機 LES 解析」という題目で、課題代表者から本課題の最新の研究成果について講演した。本ワークショップの参加機関等は104機関(官庁・団体・研究機関11機関、大学関係15機関、民間企業74社、マスコミ1社、その他3)で、参加人数は192名であり多数の方々にご参加いただいた。また今年度は本課題主催の第1回「富岳」航空機プロジェクトシンポジウムを令和4年3月23日(水)13:00~17:30にオンラインで開催した。「富岳」航空機プロジェクトの最新状況セッションでは、本課題参加メンバーから、「富岳」航空機プロジェクト課題概要、FFVHC-ACEのキー技術紹介として壁面モデルLES、計算スキーム(KEEPスキーム)、「富岳」高速化チューニング、自動格子生成と航空機全機LES解析例の5件の講演を行った。産業・研究応用への期待セッションでは、三菱重工業、川崎重工業、JAXAの方々による招待講演を実施した。本シンポジウムは本課題単独での開催であったが、52機関(官庁・団体・研究機関10機関、大学関係16機関、民間企業25社、マスコミ1社、その他2)、参加人数は91名とこちらも多数の方々にご参加いただいた。

また日本航空宇宙学会主催の第54回流体力学講演会/第40回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウムでは、企画セッション「高レイノルズ数流れと空気力学」を企画し、本課題から2件の講演を行った。

プロジェクト全体の連携を密としつつ円滑な情報共有や運営のため、6月、10月、12月に研究協力機関(JAXA)および連携機関(三菱重工グループ)と全体推進会議を開催した。またデータ科学を用いた超大規模時系列データ解析手法の構築で連携している海外連携機関(UCLA)とも定期的な実施者会議を

開催し、連携を密とした。

2-3. 活動（研究会の活動等）

1. 『「富岳」成果創出加速プログラム』第5回 HPC ものづくり統合ワークショップ（共催），2021年10月22日。
2. 「富岳」成果創出加速プログラム研究交流会，2022年3月14日-15日。
3. 第1回「富岳」航空機プロジェクトシンポジウム，2022年3月23日。
4. 「富岳」成果創出加速プログラムシンポジウム，2022年3月27日。

2-4. 実施体制

実施項目	実施場所	担当責任者
（1）航空機全機複雑形状での空力課題に対する壁面モデルを用いた準直接解析		
（1 a）FFVHC-AGEにおける壁面モデルLESと主翼基本形状解析及び航空機全機複雑形状・高揚力形態解析	国立大学法人東北大学	河合宗司
（1 b）レイヤー格子法を用いたFFVHC-AGEにおける壁面モデルLESと主翼基本形状解析及び航空機全機複雑形状・高揚力形態解析	国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構 国立大学法人東北大学	高木亮治
（1 c）FFVHC-AGEの高速化と機能強化による利便性向上	国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構	高木亮治
（2）実飛行レイノルズ数での空力課題に対する主翼基本形状の準直接解析	国立大学法人東北大学	河合宗司
（3）主翼空力構造連成課題に対する多設計変数・多目的最適化手法の試行	国立大学法人東北大学	下山幸治
（4）プロジェクトの総合的推進	国立大学法人東北大学	河合宗司

別添 1 学会等発表実績

査読付き学術論文

1. Yoshiharu Tamaki and Soshi Kawai, “Wall modeling for large-eddy simulation on non-body-conforming Cartesian grids” *Physical Review Fluids*, Vol. 6, pp. 114603, (2021).

解説・特集記事

1. 河合宗司, “航空工学における高忠実・大規模 LES データの可視化” *可視化情報学会誌*, Vol. 41, pp. 11-12, (2021).

学会発表

1. Muhammad Alfiyandy Hariansyah and Koji Shimoyama, “On the Use of a Multilayer Perceptron as an Aerodynamic Performance Approximator in Multi-Objective Transonic Airfoil Shape Optimization”, 18th International Conference on Flow Dynamics, 27–29 October (2021).
2. Yuta Inaba, Shugo Date, Muhammad Alfiyandy Hariansyah, Yoshiaki Abe, Koji Shimoyama, Tomonaga Okabe and Shigeru Obayashi “Optimization of Structural Layout for Composite Aircraft Wings”, 18th International Conference on Flow Dynamics, 27–29 October (2021).
3. Yoshiharu Tamaki and Soshi Kawai, “Wall-resolved LES of near-stall airfoil flow at $Re_c=10^7$ using the supercomputer Fugaku”, AIAA SciTech 2022 Forum, 3-7 January (2022).
4. Hiroyuki Asada and Soshi Kawai, “LES of full aircraft configuration using non-dissipative KEEP scheme with conservative explicit filter”, AIAA SciTech 2022 Forum, 3-7 January (2022).
5. Soshi Kawai, “Fully-automated high-fidelity scale-resolving simulation around full-aircraft configurations”, The 4th R-CCS International Symposium Program, 7-8 February (2022), 招待講演.
6. 玉置義治, 河合宗司, “壁面モデル LES を用いた剥離流れ場の予測について：積分型境界層方程式に基づく考察”, 第 53 回流体力学講演会／第 39 回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム, 2021 年 6 月 30 日–7 月 2 日.
7. 浅田啓幸, 河合宗司, “保存則を満たす階層型直交格子 filter の提案と LES への適用”, 第 53 回流体力学講演会／第 39 回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム, 2021 年 6 月 30 日–7 月 2 日.
8. 稲葉裕太, 伊達周吾, Hariansyah Muhammad Alfiyandy, 阿部圭晃, 高見光, 下山幸治, 岡部朋永, 大林茂, “複合材航空機の主翼設計における構造部材配置の最適化”, 第 53 回流体力学講演会 / 第 39 回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム, 2021 年 6 月 30 日–7 月 2 日.
9. 高木亮治, “埋め込み境界法における表面分布予測精度の検証 —第 2 回 直交格子 CFD ワークショップ—”, 第 53 回流体力学講演会／第 39 回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム, 2021 年 6 月 30 日–7 月 2 日.
10. 河合宗司, “高レイノルズ数壁乱流現象の圧縮性・高忠実 LES への取り組み”, 自動車技術会 CFD 技術部門委員会, 2021 年 7 月 2 日 (招待講演) .
11. 河合宗司, “圧縮性流体現象の Large-eddy simulation”, 第 5 回 アドバンス・シミュレーション・セミナー, 2021 年 10 月 6 日 (招待講演) .

12. Muhammad Alfiyandy Hariansyah, 下山幸治, “On the Use of a Multilayer Perceptron Based Surrogate Model in Evolutionary Optimization”, 日本機械学会第34回計算力学講演会, 2021年9月21-23日.
13. 河合宗司, 高木亮治, 浅田啓幸, 玉置義治, 粟飯原あや, 前山大貴, “「富岳」を用いた実飛行レイノルズ数・航空機全機複雑形状のLES解析に向けて”, 第59回飛行機シンポジウム, 2021年11月30日-12月2日.
14. 玉置義治, 久谷雄一, 河合宗司, “圧縮性非散逸スキームにおけるエントロピー保存性の理論解析”, 第35回数値流体力学シンポジウム, 2021年12月14日-16日.
15. 浅田啓幸, 河合宗司, “階層型直交格子と非散逸KEEPスキームによる航空機全機形状の壁面モデルLES”, 第35回数値流体力学シンポジウム, 2021年12月14日-16日.
16. 浅田啓幸, 玉置義治, 久谷雄一, 高木亮治, 河合宗司, “高忠実LESを実現する圧縮性流体解析手法 ~航空機離着陸形態まわりLES~, スーパーコンピュータ「富岳」成果創出加速プログラムシンポジウム富岳百景(研究交流会), 2022年3月14日.
17. 河合宗司, “「安定性」と「非散逸性」を同時に満たす次世代の圧縮性流体ソルバーと航空機全機LES解析”, 第5回CAEワークショップ, 2022年3月4日(招待講演).
18. 河合宗司, “安定・高忠実な圧縮性流体ソルバーと航空機全機LES解析”, 第2回「富岳」流体予測革新プロジェクトシンポジウム, 2022年3月9日(招待講演).