

令和4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5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 .....	2
2.令和4年度（当該年度）の実施内容 .....	2
2-1. 当該年度（令4年度）の事業実施計画.....	2
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.....	11
(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.....	13
(4) プロジェクトの総合的推進 .....	19
2.3. 活動（研究会の活動等） .....	20
2.4. 実施体制 .....	20
<b>別添1 学会等発表実績 .....</b>	<b>22</b>

## 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4年度（報告年度）の実施内容

#### 2-1. 当該年度（令和4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による航空機全機複雑形状・高揚力形態の壁面モデルLES (large-eddy simulation) 本解析、国内連携機関の検証解析補助

<実施機関：国立大学法人東北大学>

(1 b) 物体適合レイヤー格子法を用いた階層型直交格子基盤ソルバーFFVHC-ACEによる航空機全機複雑形状・高揚力形態の壁面モデルLES 本解析

<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、力積分の機能強化による利便性向上

<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た実飛行レイノルズ数・主翼基本形状の大規模LES解析データベース解析を実施する。また学術雑誌論文掲載の後、高レイノルズ数乱流データベースを公開する。

<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

空力変数および構造変数を可変とした多設計変数・多目的最適化の試行解析を実施する。また機械学習を用いた多設計変数・多目的最適化手法の評価・検証を実施する。

＜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、国内外の連携機関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・論文発表やシンポジウムの開催、ホームページでのデータベースの公開などにより積極的に公開する。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

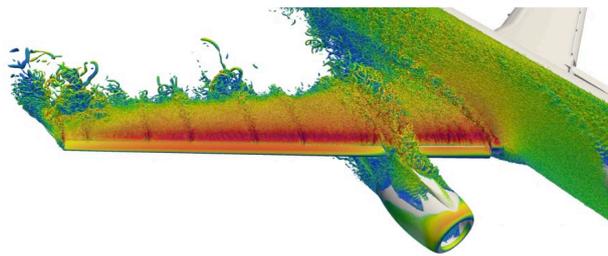
#### (1 a) 階層型直交格子基盤ソルバーFFVHC-ACEによる航空機全機複雑形状・高揚力形態の壁面モデルLES (large-eddy simulation) 本解析、国内連携機関の検証解析補助

#### 航空機全機複雑形状・高揚力形態(JSM形状)の最大揚力予測評価

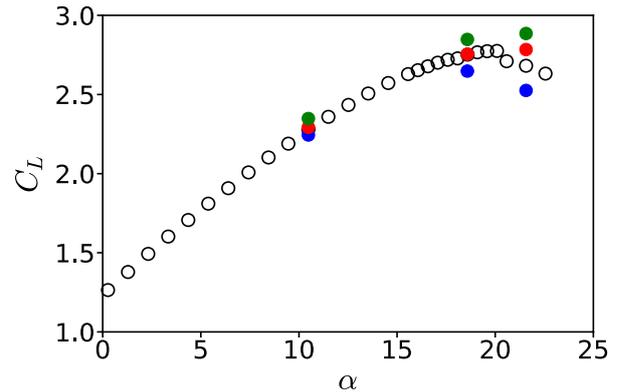
開発アプリ FFVHC-ACE を用いて、航空機全機複雑形状に対する最大揚力予測評価をターゲットに解析を実施した。解析対象とする航空機全機形状は、高揚力装置（スラット、フラップ、それらの支持装置）を含む JAXA standard model (JSM) 形状[1a.1]とした。平均空力翼弦長ベースのレイノルズ数が $Re_c = 1.93 \times 10^6$ という高レイノルズ数流れに対し、迎角 $\alpha = 10.48, 18.58, 21.57 \text{ deg}$ の3ケースで壁面モデルLES解析を実施し、その空力予測評価を行った。なお、本解析条件はAIAA（アメリカ航空宇宙学会）3rd High Lift Prediction Workshop [1a.2-1a.3]と同じ条件である。昨年度はGrid1（23億点、768ノード）およびGrid2（117億点、3456ノード）を用いた解析を実施したが、今年度は新たにGrid3（492億点、15360ノード）を用いた大規模解析を追加で実施し、得られた結果に対する格子収束性の検証を行なった。

約500億点規模（Grid3）の大規模解析であっても、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自動に階層型等間隔直交格子を生成し、かつロバストで高忠実な準直接（壁面モデルLES）解析を実現できることを確認した。これを実現できたのは開発アプリFFVHC-ACEに実装した3つのキー学術成果である、階層型等間隔直交格子法 [1a.4]、壁面モデルLES [1a.5, 1a.6]、KEEPスキーム [1a.7-1a.10]が全て揃ったことに起因する。ここで、キー技術となっている壁面モデルLESおよびKEEPスキームは我々独自の学術成果である。なお、計算格子生成にかかる時間は、Grid3であっても約20分程度であり、一様流が平均空力翼弦長を5回通り過ぎるまでに流体計算でかかる時間と比べると、1%以下である。Fig. 1a.1(a)に、Grid2で得られた18.58degにおける瞬間の流れ場を示す。比較的小さいスラット支持装置から発生し、翼面上を流れる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再現している。

Fig. 1a.1(b)に、予測した揚力係数を示す。全ての迎角において、実験値とよく一致した予測を得ること



(a) Iso-surfaces of Q criterion



(b) Lift coefficients

Fig. 1a.1 Instantaneous iso-surfaces of Q criterion and time-averaged lift coefficients in terms of angles of attack  $\alpha$  of high-lift aircraft configuration (JSM) obtained by FFVHC-ACE. Blue circle, Grid1; red circle, Grid2; green circle, Grid3; black open circles, experiments.

ができた。特に、ほぼ剥離を伴わない付着流である低迎角条件 (10.48deg) では、3つの格子間の差が小さく、Grid1で概ね格子収束を得ることができた。一方、剥離を伴う失速点付近の高迎角条件 (18.58deg、21.57deg) では、Grid1では不十分であり、Grid2相当の格子解像度が必要であることが明らかとなった。また、18.58degにおいて、Grid2が実験値とほぼ一致している一方、Grid3は実験値より高い揚力係数を予測しており、21.57degにおいてもGrid3による予測の方がGrid2と比べて実験値より高い予測をしているが、Grid3の結果がGrid2よりも高精度な予測を与えていることを強調したい。Grid3で予測した揚力係数と実験値が異なる要因については、実験では床面境界層が影響していることが示唆されている。実験ではJSM半裁模型を床面に設置して風洞試験を行っており、床面で発達した境界層がJSM模型の翼上面に乗り上がり、高揚力装置を含む翼まわりの流れに大きく影響することが報告されている[1a.11-1a.13]。計算では床面等を含まないfree-airの条件であり、Grid3はこの条件下においてより正確な揚力係数を予測していると考えられる。なお、NASA-CRM-HL形状を対象として床面境界層を模擬した解析も開発アプリFFVHC-ACEを用いて実施しており、床面境界層が翼上面の剥離形態、即ち揚力係数に大きく影響することを本研究でも実証している(4th AIAA Aviation Forumで発表[1a.14])。

Fig. 1a.2に解析を行った3つの迎角における表面流線を示す。主翼上面ではほぼ付着流となる低迎角の10.48degと主翼翼端で小さな剥離を伴う失速直前の18.58degでは、3つ全ての計算格子で同等の表面流線が得られ、翼翼端付近の剥離と内舷側の付着の様相は実験とよく一致した。したがって、剥離がほとんどない、あるいは規模が小さい迎角において剥離形態を予測する上では、Grid1で十分に良い予測ができると言える。一方、大規模剥離が生じる失速後の21.57degでは、Grid1を用いると外舷側で過剰な剥離を予測した。この剥離はスラット支持装置の後方から生じており、スラット支持装置からの縦渦の解像度が重要となり、Grid1ではその解像度が不足していることが過剰な剥離を予測した原因の一つと考えられる。一方、Grid2とGrid3では、同等の表面流線が得られ、実験ともよく一致している。内舷側では、Grid3は付着流、Grid2は若干の剥離を予測しているが、Grid3の方が格子解像度が高く、より高忠実な解析となっていることを強調しておきたい。また、実験では内舷側の前縁と後縁の両方で剥離を示しているが、これは床面境界層の影響が大きいことが報告されている[1a.11-1a.13]。

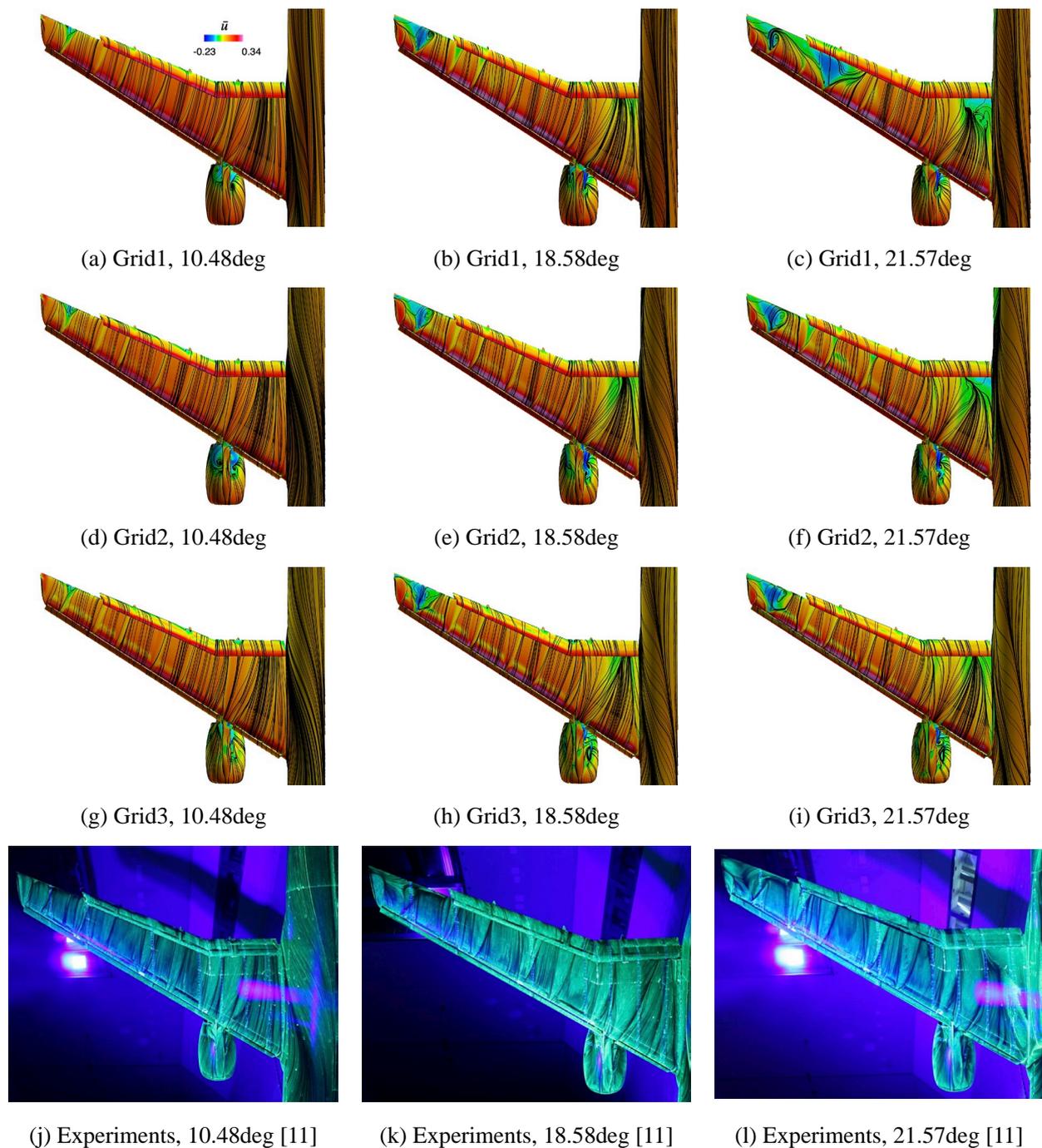
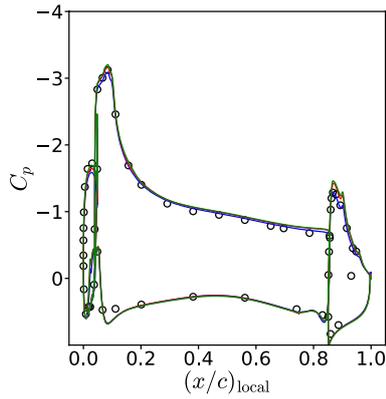
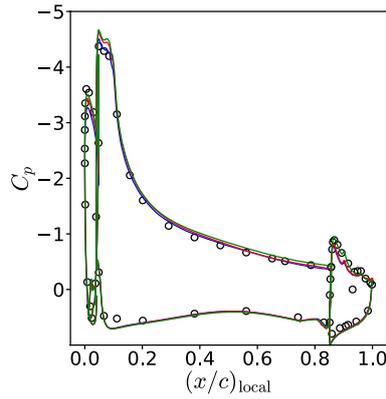


Fig. 1a.2 Time-averaged streamlines around JSM configuration.

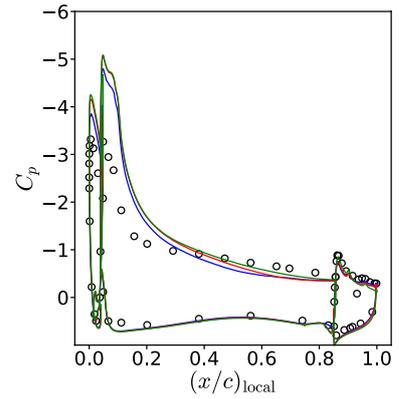
次に Fig. 1a.3 に 3 つの主翼スパン断面における平均圧力係数分布を示す。スパン断面位置を示す三つの section (A, G, H) は 3rd High Lift Prediction Workshop [1a.2-1a.3] に定められているスパン断面位置と同じであり、Section A は内舷側、Section G と H は外舷側である。10.48deg では、3 つの格子でほぼ同じ圧力分布を示しており、実験値ともよく一致していることから、空力係数や翼面上流線と同様に Grid1 で格子収束していると考えられる。18.58deg においても、Grid1 でやや低いサクションピークを予測するものの、3 つの計算格子で同等の圧力分布が得られ、実験値ともよく一致している。一方、21.58deg では、Grid1 が外舷側 (Section G) の過剰な剥離の影響で高い圧力分布を示しており、これが揚力を低く予測した原因となっている。Grid2 と Grid3 では、実験値とよく一致した格子収束解が得られている。内舷側 (Section



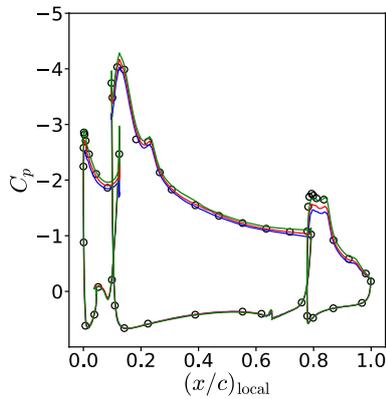
(a) Section A, 10.48deg



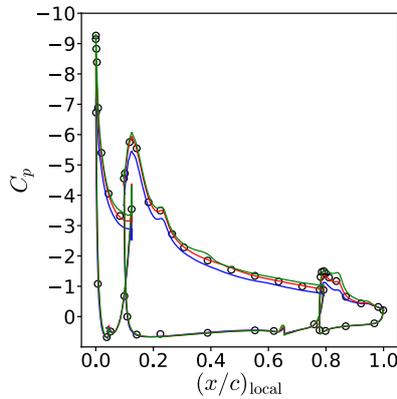
(b) Section A, 18.58deg



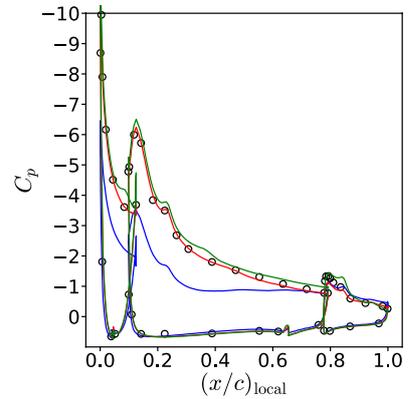
(c) Section A, 21.57deg



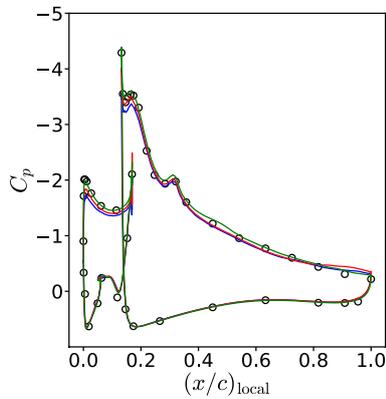
(d) Section G, 10.48deg



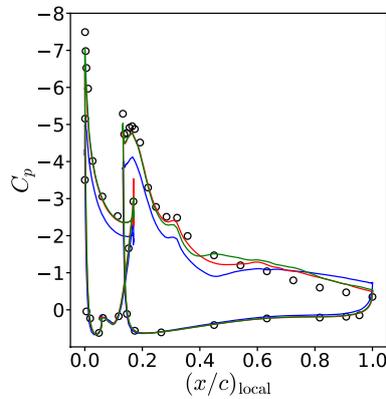
(e) Section G, 18.58deg



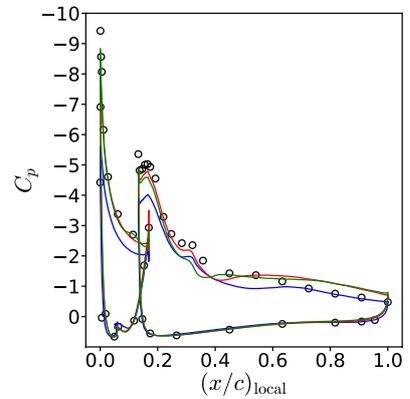
(f) Section G, 21.57deg



(g) Section H, 10.48deg



(h) Section H, 18.58deg



(i) Section H, 21.57deg

Fig. 1a.3 Time-averaged pressure coefficients in terms of streamwise location normalized by local chord length at each spanwise cross-section around JSM configuration. Blue line, Grid1; red line, Grid2; green line, Grid3; black open circles, experiments.

A) の前縁では実験と比べて過剰なサクシオンピークを予測しているが、これは Fig. 1a.2 の表面流線で見られた主翼前縁での内舷剥離の有無を示しており、前述したように実験では床面境界層の影響がある。

### 三菱航空機 SpaceJet 実機フライト試験の最大揚力予測評価

尾翼・脚を含む実際の航空機実機（三菱航空機 SpaceJet）フライトを対象とした、実飛行レイノルズ数

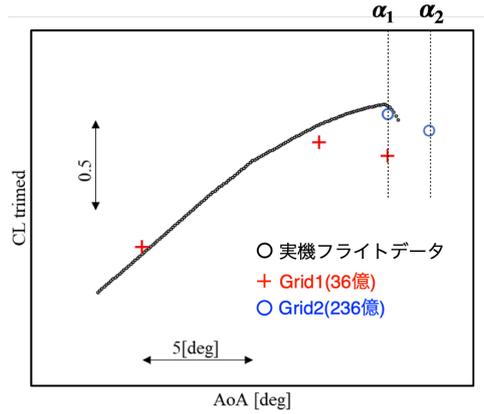


Fig. 1a.4 Time-averaged lift coefficients in terms of angle of attack (AoA) of Mitsubishi SpaceJet configuration obtained by FFVHC-ACE.

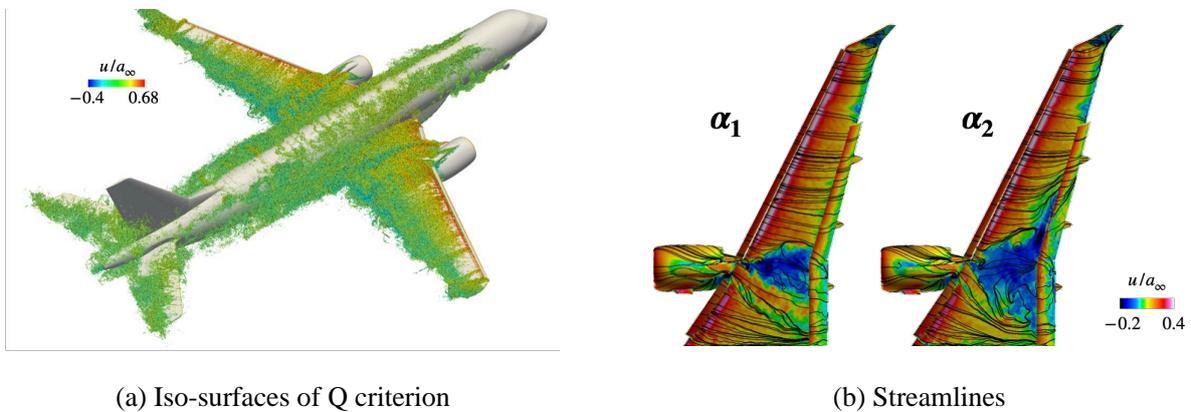


Fig. 1a.5 Instantaneous flows around Mitsubishi SpaceJet configuration predicted by FFVHC-ACE.

( $Re_c \approx 10^7$ )における最大揚力予測評価を開発アプリ FFVHC-ACE を用いて実施した。壁面モデル LES 解析結果を実機フライト試験結果と比較し、失速付近の揚力係数予測評価を行なった。なお、準直接（壁面モデル LES）解析結果を実機フライト試験データと比較し予測評価を行うのは、我々が知る限り本研究が初めての試みである。解析条件は飛行試験と同じであり、計算格子は JSM 形状に対する解析を参考にし、Grid1 (36 億、768 ノード) および Grid2 (236 億、3840 ノード) の二つの格子を用いた。また、開発アプリ FFVHC-ACE を用いた解析は、東北大学の研究グループが補助を実施したが、実際の解析は三菱重工グループが行なった。ここでも、形状データ (STL データ) を入力するだけで格子を自動生成し、ユーザーを問わない高品質かつ高忠実な完全自動壁面モデル LES 解析が実現できたことを強調しておきたい。Fig. 1a.4 に、予測した揚力係数を飛行試験データと合わせて示す。本研究では、開発アプリ FFVHC-ACE を使うことで世界初となる航空機実機フライト試験の最大揚力予測評価に成功している。失速点よりも十分に低迎角条件 (ほぼ付着流) では Grid1 で揚力係数をよく予測しており、失速付近の高迎角条件 (剥離を伴う) では Grid2 相当が必要であることが分かった。これは、JSM 形状に対する解析と同じ傾向であり、レイノルズ数が約一桁異なる実飛行レイノルズ数でも、壁面モデル LES では必要な格子点数が大きく変化しないことを意味する。また、Fig. 1a.4 より最大揚力を得る迎角も飛行試験データとよく一致していることがわかる。Fig. 1a.5 に、失速付近の迎角における Q 値の等値面と瞬間の表面流線を示す。Q 値の等値面では、ナセルチャインからの縦渦と脚からの縦渦を捉えていることが分かり、細かい形状による流れ場への影響をよく評価できていると言える。なお、これらの縦渦は、過去の研究で剥離形態や揚力係数

に重要であることが示唆されている[1a.15-1a.16]。また、瞬間の表面流線では、二つの迎角において、外舷側の剥離形態に大きな変化はないものの、エンジンナセル後方での剥離が高迎角であるほど大きくなり、結果的に揚力係数が低下していることが分かる。この内舷側の剥離が大きくなり失速に至る現象は、実際の設計においても同様であり、航空機実機複雑形状まわりの剥離現象をよく予測できていると言える。

## 参考文献

- [1a.1] 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.2] 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.3] 3rd AIAA CFD High Lift Prediction Workshop, <https://hiliftpw.larc.nasa.gov/index-workshop3.html> (Retrieved on March 27, 2023)
- [1a.4] 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.5] 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.6] 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.7] 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.8] 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.9] 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.10] Y. Tamaki, Y. Kuya and S. Kawai, “Comprehensive analysis of entropy conservation property of non-dissipative schemes for compressible flows: KEEP scheme redefined”, Journal of Computational Physics, vol. 468, 101494, 2022.
- [1a.11] Y. Ito, M. Murayama, Y. Yokokawa, K. Yamamoto, K. Tanaka and T. Hirai, “Wind Tunnel Installation Effects on Japan Aerospace Exploration Agency’s Standard Model”, Journal of Aircraft, Vol. 59, 2022, pp. 1-22.
- [1a.12] N. Ashton, P. Batten, A. W. Cary, K. R. Holst and V. Skaperdas, “HLPW-4/GMGW-3: Hybrid RANS/LES Technology Focus Group Workshop Summary,” AIAA Aviation 2022 Forum, 2022, AIAA paper, No. 2022-3293.
- [1a.13] B. Konig, B. M. Duda and G. M. Laskowski, “Lattice Boltzmann Simulations for the 4th AIAA High-Lift Prediction Workshop using PowerFLOW,” AIAA Aviation 2022 Forum, 2022, AIAA paper, No. 2022-3433.
- [1a.14] 4th AIAA CFD High Lift Prediction Workshop, <https://hiliftpw.larc.nasa.gov/index-workshop4.html> (Retrieved on March 27, 2023)
- [1a.15] R. Rudnik, “Stall behaviour of the EUROLIFT high lift configurations”, 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2008, AIAA paper, No. 2008-836.
- [1a.16] Y. Ito, M. Murayama, K. Yamamoto, A. M. Shih, and B. K. Soni, “Efficient computational fluid dynamics evaluation of small-

(1 b) 物体適合レイヤー格子法を用いた階層型直交格子基盤ソルバーFFVHC-ACEによる航空機全機複雑形状・高揚力形態の壁面モデル LES 本解析

レイヤー格子対応版の開発アプリ FFVHC-ACE は、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しつつ、物体から離れた領域は階層型直交格子を用いたロバストな LES 解析を実施することを目指し構築したものである。今年度は、JSM 形状の母翼上面に対し課題(1a)の Grid1 相当の解像度をもつ非構造レイヤー格子 (総格子点数約 5.6 億点、Fig. 1b.1 参照) を作成し、航空機全機複雑形状・高揚力形態の壁面モデル LES 本解析を実施した。これにより、航空機ま

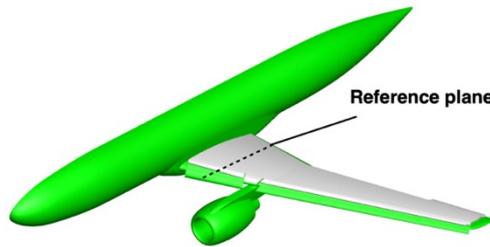


Fig. 1b.1 Body-fitted layer grid over a main wing of JSM configuration (gray region, 5.6 billion cells).

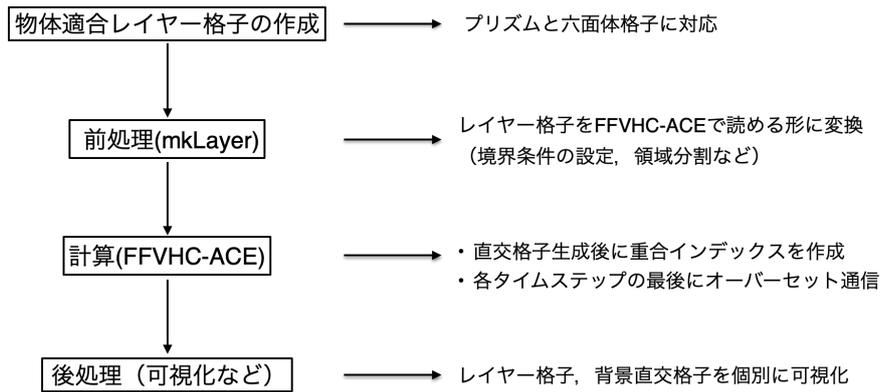


Fig. 1b.2 Flow chart of simulation by FFVHC-ACE with body-fitted layer grid.

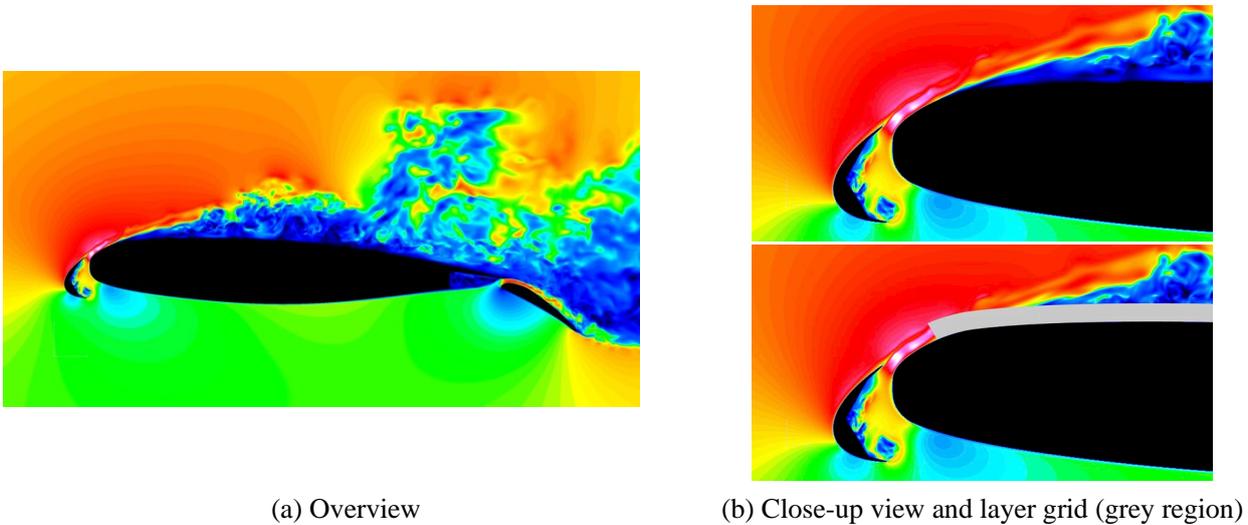


Fig. 1b.3 Instantaneous streamwise velocity around JSM configuration at spanwise cross-section.

わりのような複雑形状に対しても背景階層型直交格子に加えて、部分的にレイヤー格子を用いた壁面モデル LES 解析が安定に実施可能であることを実証した。具体的には、昨年度に引き続き、レイヤー格子の領域分割など前処理プログラム (mkLayer) の改良を行った。主に処理速度の更なる高速化と省メモリ化を行い、最終ターゲットであるレイヤー格子 5.6 億点での前処理を、現計算環境 (最大で 660[GB] のメモリ) を用いて現実的な時間 (利用するノード数に依存するが、典型的には 1 日程度) で実施することに成功し、レイヤー格子を用いた本解析が可能となった。また FVHC-ACE でレイヤー格子と背景直交格子間でのデータ補間に必要となる重合インデックスを作成するが、補間位置の変更および補間対象検索アルゴリズムの改良によりレイヤー格子を用いた解析のロバスト性を向上させた。

本研究により開発したレイヤー格子対応版 FVHC-ACE の計算フローチャートを Fig. 1b.2 に示す。レイヤー格子対応版 FVHC-ACE では、初めに非構造物体適合レイヤー格子を別途作成し、内製プログラムである mkLayer を使用して開発アプリ FVHC-ACE で読める形式に変換を行う。そして、開発アプリ FVHC-ACE 内でレイヤー格子の読み込みと背景直交格子作成を終えた後、補間に使用する四面体を探索し重合インデックスを作成する。一度作成した重合インデックス情報は保存して再度読み込むことが可能であり、同じ物体形状かつ同じ計算格子であれば二回目以降の計算を迅速に開始することが可能な設計となっている。レイヤー格子対応版 FVHC-ACE では、物体適合レイヤー格子と背景直交格子で独立に時間発展計算を行い、各ステップの最後でオーバーセット通信を行うことで情報を相互にやり取りする。背景直交格子の計算に使用する流体解析プログラムは課題(1a)で開発されたレイヤー格子非対応版 FVHC-ACE と共通化されており、また Git ブランチを用いて管理することでレイヤー格子非対応側のプログラム修正を反映可能としている。

物体適合レイヤー格子を用いた航空機全機複雑形状・高揚力形態 (JSM 形状) 周りの本解析結果を Fig. 1b.3 に示す (Fig. 1b.1 中の Reference plane を含む断面を可視化)。物体適合レイヤー格子と背景直交格子の重合格子境界部においても滑らかな流れ場の物理量分布が得られており重合補間が正しく行えていることが確認できる (Fig. 1b.3(b)参照)。また、乱流統計量を取得するのに十分な時間に対しても安定に計算が実施できることを確認しており、背景直交格子に加えて部分的に物体適合レイヤー格子を使用した実機複雑形状まわりの壁面モデル LES 解析がロバストに実施できることが実証された。

### (1 c) 階層型直交格子基盤ソルバーFVHC-ACE の大規模並列性能とノード性能のさらなる高速化、力積分の機能強化による利便性向上

階層型直交格子基盤ソルバーFVHC-ACE の大規模並列性能を支えるノード性能のさらなる高速化として、レイヤー格子の重合情報作成処理の高速化を行った。具体的には、重合情報作成処理で一番重い処理となっている補間対象セルの探索アルゴリズムを改良し、事前情報も利用して探索範囲を絞り込むことで高速化を行った。その結果、前述した本解析の 5.6 億点のレイヤー格子で 10 時間以上かかっていた重合情報作成処理時間を 1.5 時間程度まで短縮し、本解析を可能とした。

また、今後のプログラム開発に資するために、ノード性能のさらなる高速化の可能性や「富岳」next での解析規模の見積もりを行った。ノード性能の更なる高速化に関しては、カーネルプログラムを対象として OpenACC を用いた GPGPU での性能評価や、L2 キャッシュを積極的に利用するためにブロックサイズを通常 (32) より小さくした場合の評価を行った。いずれの結果でも更なる高速化の可能性が示された。また、現状の最大規模の解析 (650 億点) を基準として、「富岳」next を想定した解析規模を見積

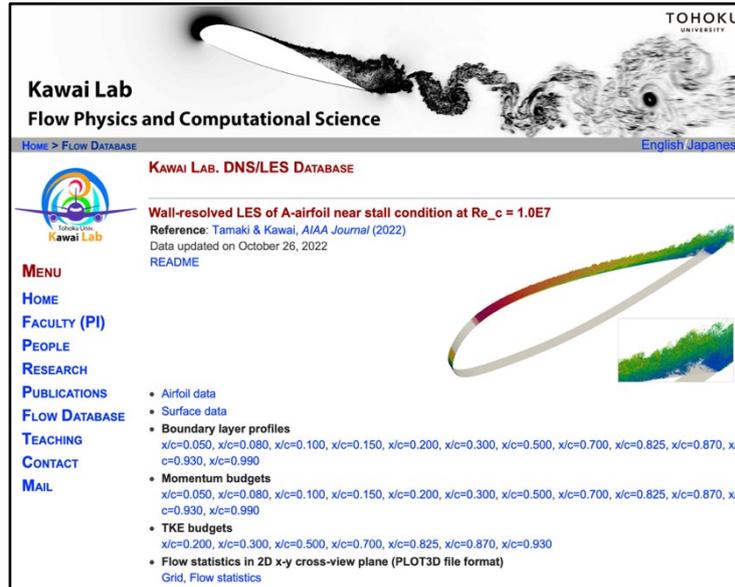


Fig. 2.1 Website for LES database.

もった。これらの結果より、今後のプログラム開発におけるいくつかの参考情報が得られた。これらの結果を参考にして「富岳」next に向けてのプログラム開発を実施する予定である。

階層型直交格子基盤ソルバーFFVHC-ACE の利便性向上として、産業界における実際の空力設計解析に使われる際に必要となる機能である表面力積分出力を領域毎に出力できるように機能強化を行った。形状データである STL ファイルを管理する TPL ファイルで指定される ID 毎に表面積分を実施、出力することが可能となり、解析結果からより詳細な設計情報を把握できるようになった。加えて FFVHC-ACE の格子局所細分化機能、および非定常流体データの点データ出力機能を追加した。

## (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

### 高次精度・構造格子ソルバーを用いた実飛行レイノルズ数・主翼基本形状の大規模 LES 解析データベース解析と高レイノルズ数乱流データベースの公開

本課題では、主翼基本形状 (A-airfoil) の航空機実飛行レイノルズ数レベル (翼弦長・一様流速レイノルズ数  $Re_c = 1.0 \times 10^7$ )、失速直前の条件 (迎角  $\alpha = 13.3\text{deg}$ ) における壁面近傍をモデル化しない大規模 LES 解析を昨年度までに実施完了している。今年度はこの LES 結果およびその分析について学術論文[2.1]を投稿するとともに、得られたデータを編纂し、Web 上[2.2]でのデータベース公開を実施した (Fig. 2.1)。データベースは表面圧力・摩擦係数分布、運動量・乱流運動エネルギーのバジェット、翼型近傍場における速度・レイノルズ応力の面内分布等を含んでいる。このような高レイノルズ数翼型まわり流れの高精度乱流データベースは世界に先駆けた成果であり、航空業界における乱流モデルの検証・改善等に広く役に立つことが期待される。

### 大規模データに対するデータ駆動科学

開発アプリ FFVHC-ACE で得られる数百億点規模の大規模非定常複雑流体データから、流体现象を理解するきっかけを導く方針を提示するために、固有直交分解 (POD)[2.3]と動的モード分解 (DMD)[2.4]を大規模データへ適用可能なソルバーの構築を行ない、低次元モード解析を可能とした。POD と DMD を

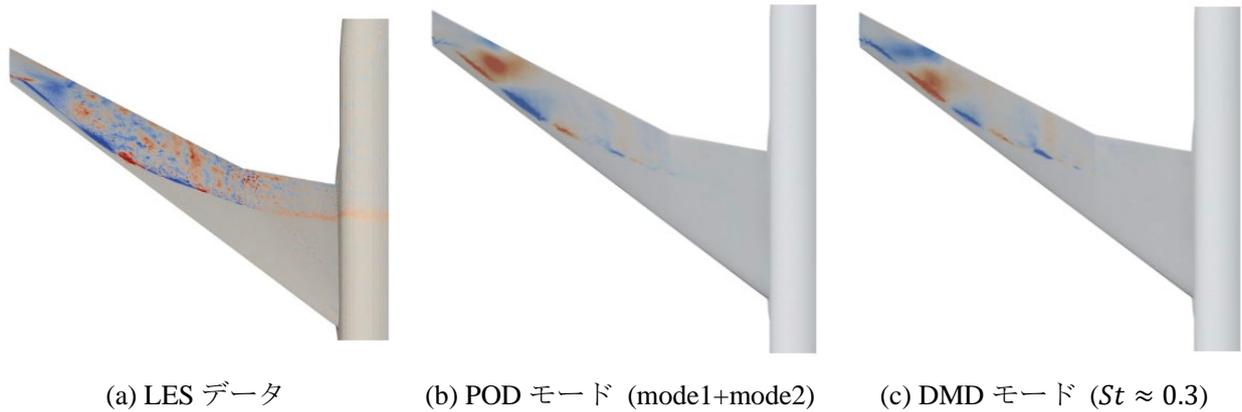


Fig. 2.2 Pressure fluctuation distributions at three-dimensional transonic buffet condition.  $-1 < Cp' < 0.1$  in (a).

超大規模データに対して行う上で問題となるのは、行列演算にかかる計算コストと巨大行列を扱うための必要メモリである。これらの問題に対し、本研究では block randomized アプローチ[2.5]を活用し、POD と DMD の超並列化および超高速化を行なった。Block randomized アプローチは、計算領域を分割して得られるブロックごとに randomized アプローチを行う方法であり、ブロック毎に個別に randomized POD/DMD を実施することで、容易に並列化が可能となり、分散メモリ環境下でのデータ解析が可能となる。特に、開発アプリ FFVHC-ACE ではブロックベースの階層型直交格子法を採用しており、得られる大規模データもブロックベースで得られるため、block randomized アプローチとの相性が良い。また、randomized アプローチにより、巨大行列の固有値解析を大幅に高速化できる。まず、block randomized アプローチを実装したソルバーを構築し、円柱まわりの流れ (円柱直径 $d$ を基準としたレイノルズ数  $Re_d = 150$ ) に適用し妥当性を検証した。その結果、block randomized アプローチを用いずに直接 POD/DMD 解析を行なった場合とほぼ一致した固有値およびモードを得ることができ、構築した手法の妥当性が確認できた。続いて、開発アプリ FFVHC-ACE で得られた 3 次元遷音速バフェット現象 (平均空力翼弦長を基準としたレイノルズ数  $Re_c = 1.5 \times 10^6$ , 主流マッハ数  $M_\infty = 0.85$ , 迎角  $\alpha = 5.92\text{deg}$ ) の LES 試解析データに構築した block randomized POD/DMD ソルバーを適用した。このデータは、総格子点数が 22 億点の大規模データである (スナップショット数は 200)。また、後退翼上で発生する 3 次元バフェット現象では、翼弦方向の衝撃波振動に加えて、スパン方向に伝播する圧力変動 (バフェットセル) が特徴的な複雑流れである[2.6, 2.7]。元々の LES 試解析データは、スパン方向に伝播する構造は見られてはいたものの、細かい乱流構造も含まれており、バフェットセル構造がクリアに現れていない (Fig. 2.2(a))。一方、POD を行うことで、細かい乱流構造を除外し、エネルギー保有率の高いバフェットセルのみを示したモードを抽出することができることを確認した (Fig. 2.2(b))。また、DMD では、バフェットセルの伝播周波数 ( $St \approx 0.3$ ) のモードを抽出し、そのモードがスパン方向の圧力伝播をよく表していることを確認した (Fig. 2.2(c))。さらに、 $St \approx 0.3$ 以外の周波数のモードにおいても、バフェットセルが存在することを明らかにした。これは、過去の文献で、明確な圧力スペクトルのピークが無く、幅広い周波数で高いエネルギースペクトルが得られていることと一貫している。以上より、開発アプリ FFVHC-ACE と相性のよい block randomized POD/DMD を構築し、実際に大規模データに適用可能であることを示した。今後は、より自動的に重要な流体现象および現象の因果関係を抽出するモード分解法を構築することを考えている。

## 参考文献

- [2.1] Y. Tamaki and S. Kawai, "Wall-resolved large-eddy simulation of near-stall airfoil flow at  $Re_c = 10^7$ ," AIAA Journal, 61 (2), 698-711, (2023).
- [2.2] <https://www.klab.mech.tohoku.ac.jp/database/index.html> (Retrieved on March 20, 2023)
- [2.3] G. Berkooz, P. Holmes and J. L. Lumley, "The proper orthogonal decomposition in the analysis of turbulent flows," Annual Review of Fluid Mechanics, Vol. 25, No. 1, 1993, pp. 539-575.
- [2.4] P. J. Schmid, "Dynamic mode decomposition of numerical and experimental data," Journal of Fluid Mechanics, Vol. 656, 2010, pp. 5-28.
- [2.5] N. B. Erichson, L. Mathelin, J. N. Kutz and S. L. Brunton, "Randomized Dynamic Mode Decomposition", SIAM Journal on Applied Dynamical Systems, vol. 18, No. 4, 2019, pp. 1867-1891.
- [2.6] S. Koike, *et al.* "Unsteady pressure measurement of transonic buffet on NASA common research model." 34th AIAA Applied Aerodynamics Conference. 2016.
- [2.7] Y. Sugioka, *et al.* "Experimental analysis of transonic buffet on a 3D swept wing using fast-response pressure-sensitive paint." *Experiments in Fluids* 59 (2018).

### (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

#### 機械学習を用いた多設計変数・多目的最適化手法の評価・検証

昨年度から継続して、遺伝的アルゴリズム (GA) と機械学習 (NN) 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) について、2次元遷音速翼型の空力形状最適化を対象として性能検証を実施した。昨年度 (2目的関数、0制約条件、9設計変数) に比べて、今年度 (2目的関数、3制約条件、18設計変数) は最適化問題を難化させた。翼型形状は、Bスプライン補間曲線により、18個の設計変数を用いて詳細に表現した。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。さらに、翼型形状が構造強度の観点から現実的なものとなるように、3つの制約条件を考慮した。

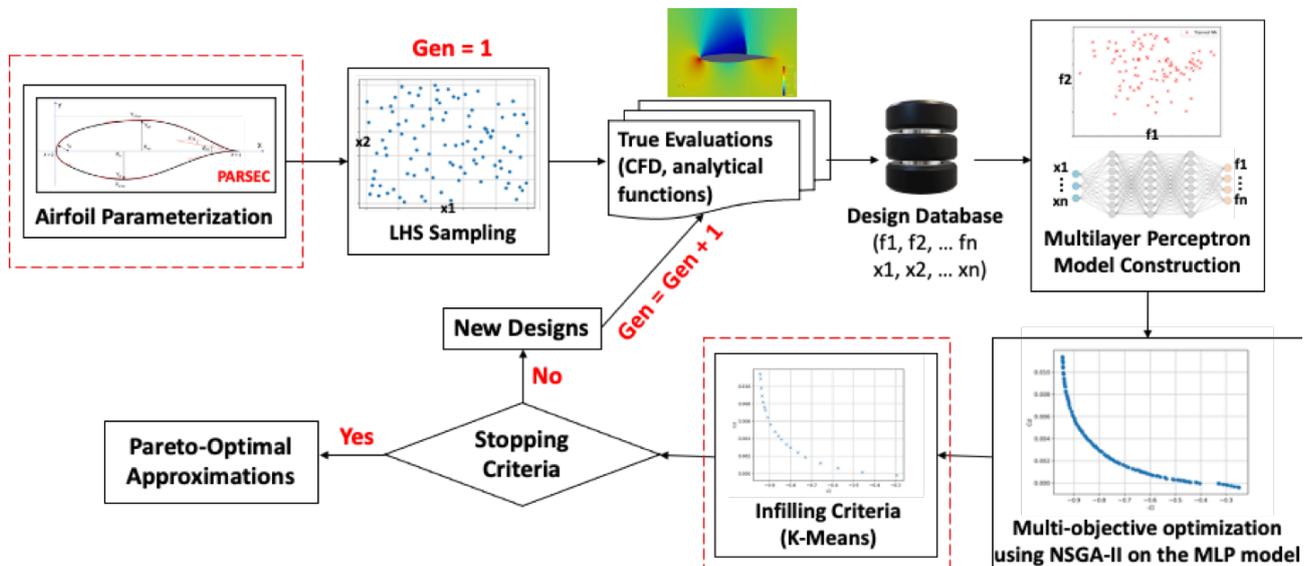


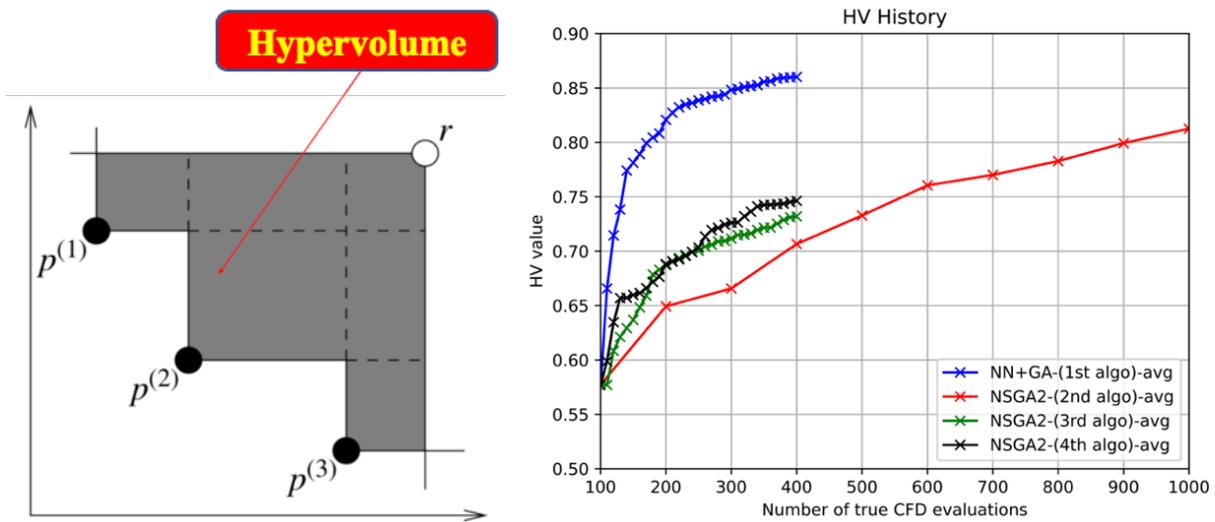
Fig. 3.1 Many-variable and multi-objective optimization approach with GA and NN.

本開発手法 (NN+GA、手法 1) と通常の遺伝的アルゴリズム単独利用 (NSGA-II、手法 2、3、4) 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。各手法で、初期形状および追加形状のケース数を以下のように変えて設定している。

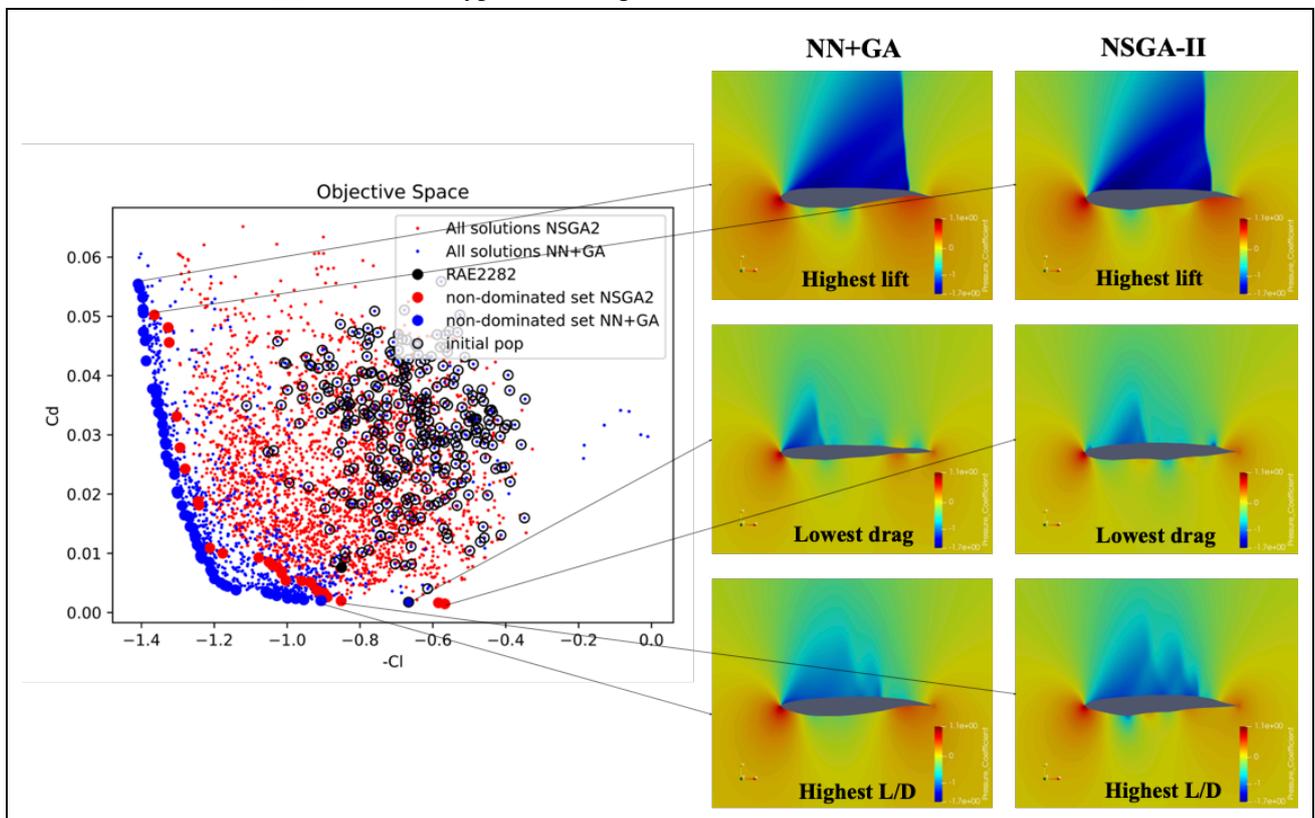
- NN+GA (手法 1)  
初期形状 100 ケース + 追加形状 20 ケース + … = CFD 解析 400 ケース
- NSGA-II (手法 2)  
初期形状 100 ケース + 追加形状 100 ケース + … = CFD 解析 1000 ケース
- NSGA-II (手法 3)  
初期形状 100 → 20 ケース (設計変数空間でダウンセレクト) + 追加形状 20 ケース + … = CFD 解析 400 ケース
- NSGA-II (手法 4)  
初期形状 100 → 20 ケース (目的関数空間でダウンセレクト) + 追加形状 20 ケース + … = CFD 解析 400 ケース

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 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。Fig. 3.2(a)より、NN+GA (手法 1) が最も早く最適解を探索している様子を確認できる。一方、NSGA-II はいくら設定 (手法 2、3、4) を変えても、NN+GA (手法 1) の性能を上回ることができなかった。NN+GA (手法 1) は、NSGA-II (手法 2) の 40% の計算時間で、NSGA-II (手法 2) よりも HV 値の高い (Cd および Cl についてより優れた) 最適解集合を探索できた。

また、Fig. 3.2(b)は NN+GA (手法 1) および NSGA-II (手法 2) により得られた最適解の目的関数空間分布と、Cd 最小・Cl 最大・揚抗比 (Cl/Cd) 最大に対応する翼型形状および流れ場を示している。NN+GA (手法 1) は左下 (すなわち、Cd 最小化かつ Cl 最大化) 方向に凸に一様に分布する最適解集合を探索できているのに比べて、NSGA-II (手法 2) は特に分布の曲率が大きくなる中央部分 (すなわち、Cd 最小化と Cl 最大化のバランスが急激に変わる、設計にとって重要な情報を表す部分) で解探索が遅れている様子が確認できる。以上の結果から、多目的関数・多制約条件・多設計変数を有する空力形状最適化において、本研究で開発した NN+GA の有効性を実証できた。



(a) Histories of hypervolume against the number of CFD evaluations



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

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

### 空力変数および構造変数を可変とした多設計変数・多目的最適化の試行解析

ここまでに開発、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。前年度までに、「翼平面形状を固定したリブ配置最適化」と「翼平面形状を固定したリブ・ストリンガー配置最適化」に取り組み、今年度は「翼平面形状とリブ・ストリンガー配置の最適化」を行なった。本最適

化では機械学習を併用することで、機械学習未使用時と比較して目的関数評価に要するコストを 83%削減できた。さらに最適化結果を分析することで、抵抗係数および構造重量の最小化はトレードオフ関係にあることを確認し、両目的関数のバランスを左右する重要な設計情報（翼平面形の違い、破壊モードの違いなど）を明示することができた。以下にその詳細を記載する。

解析対象とす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 10000m をマッハ 0.84 とした。

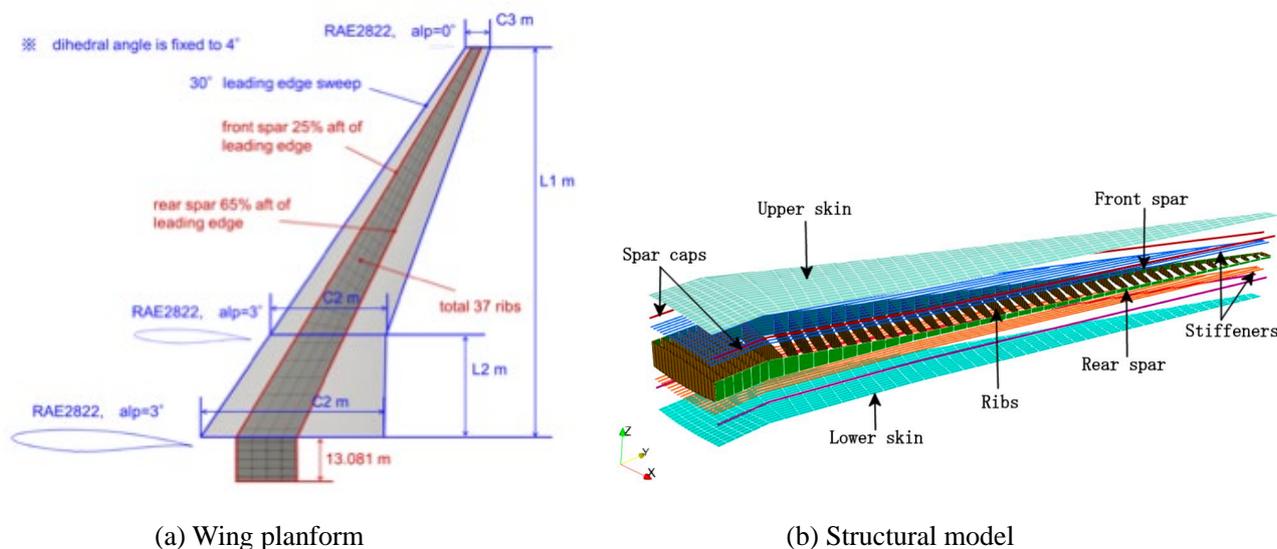


Fig. 3.3 Geometrical specification of wing shape and structural layout.

主翼ボックス構造として、スキン、主桁、リブ、ストリンガーをモデル化した。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。リブとストリンガーの本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（線形静解析）を行った。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 6.5mm<sup>2</sup>、ロッド要素の上限を 64516mm<sup>2</sup> とした。また、全部材は CFRP とし、繊維は T800S、樹脂は #3900-2B とした（Boeing 787 と同等）。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、リブとストリンガー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、本数と位置を連続変数化した。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採用した。

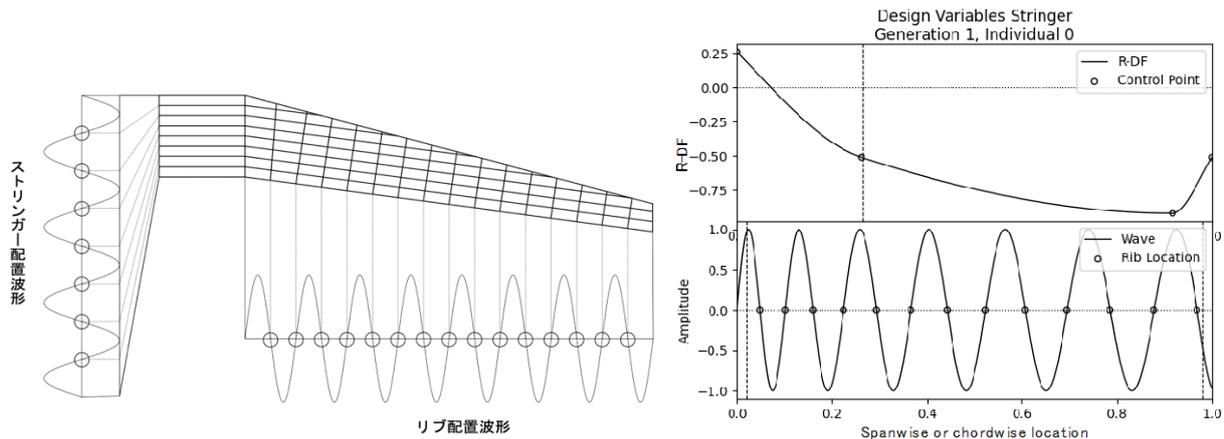


Fig. 3.4 Continuous parameters for rib layout.

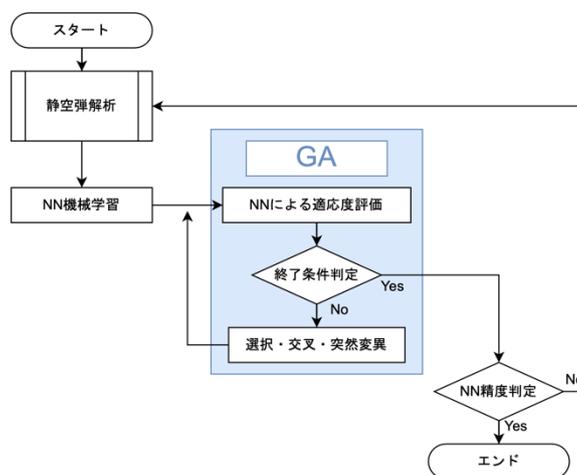


Fig. 3.5 Flowchart of GA+NN algorithm for optimization of structural layout.

設計変数	
ストリング・リブの制御点 翼平面形	21
目的関数	
構造重量最小 抵抗係数最小	2
拘束条件	
揚力係数一定 $0.45 \leq M.S. \leq 0.55$ リブ・ストリング数制限 翼面積一定	5

Fig. 3.6 Problem specification for planform and structural-layout optimization.

Fig. 3.6 に、本解析で行なった最適化の問題設定を示す。ストリングとリブの本数と配置を制御する変数と、翼平面形を制御する変数を 21 個、目的関数を構造重量と抵抗係数の最小化とし、各種拘束条件を課した。前年度までに構造重量と部材本数の 2 目的最適化を行なったものの、トレードオフ関係が見られなかったため、本問題では抵抗係数と構造重量の 2 目的関数に切り替えた。

GA	
初期個体	100
世代数 (NNモデルを使用)	250
Neural Network	
NNの更新数	10
エポック数/隠れ層ノード数	200/128
NNの更新用のモデル計算数	更新毎に8個体を追加

Fig. 3.7 Settings for GA and neural network.

Fig. 3.7 に、GA と neural network (NN) の設定を示す。初期個体を元に NN モデルを作成し、GA により 250 世代更新することでパレート面を得る。パレート面から 8 個体を新たに定義し解析を行うことで、NN モデルを更新する。本解析では NN の更新は 10 回行なった。

まず、Fig.3.8 に本解析で得られた全ての個体の解析結果を示す。縦軸に抵抗係数、横軸に構造重量を示しており、両者はトレードオフ関係になっていることが分かる。ここまでの解析で Hyper Volume は十分に収束していることを確認しており、妥当なパレート面が得られたと考えられる。また、通常の GA を使用した場合と比較して真値評価 (NN モデルによらない数値解析) の回数は 1000 回から 172 回へと 83%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的大幅な計算コスト削減を実現していることが分かる。

Fig.3.8 の上部には、パレート面から抽出した 3 つの代表的な個体の構造重量を詳細に示す。いずれの部材も変化を生じるが、特にストリンガーの重量変化が全体に大きく寄与することが分かる。一方、全体重量の増加時にリブ重量は減少する場合 ( $I_{3,3}$  から  $I_{9,1}$  への変化) もあることが興味深い結果として得られた。これは次に示すが、キंकから翼端のリブ数がアスペクト比に応じて非単調変化することに起因したと考えられる。

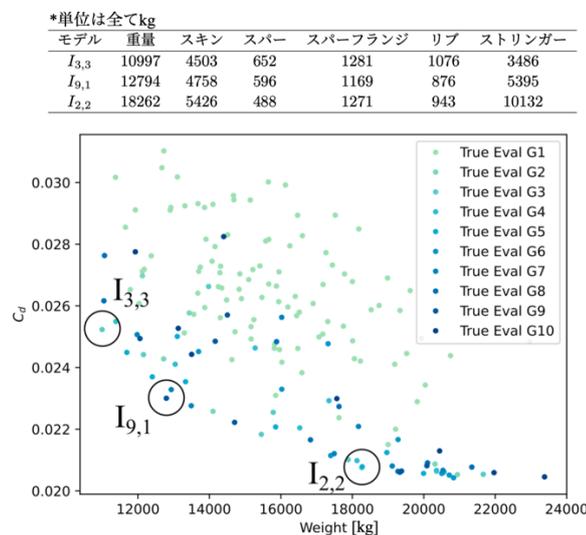


Fig. 3.8 Results of optimization.

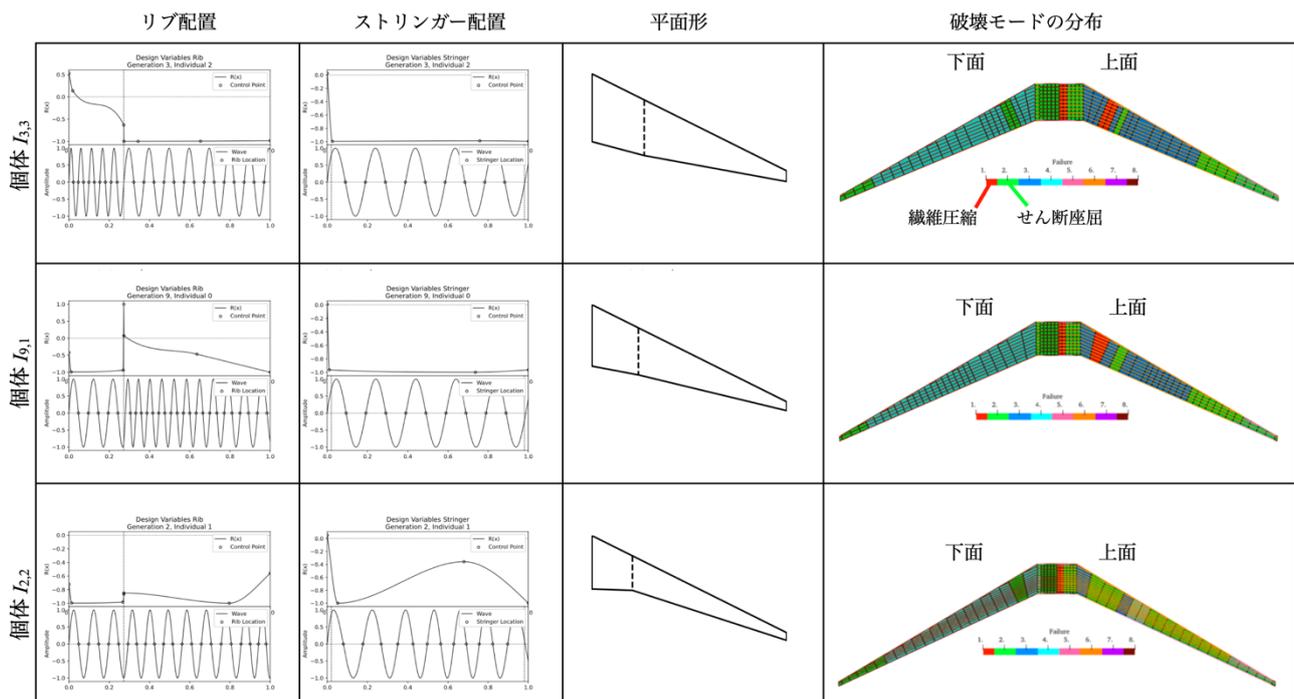


Fig. 3.9 Representative samples: structural layout, planform, and failure modes.

Fig.3.9 には、パレート面から抽出した代表的な 3 個体の部材配置、平面形、破壊モードを示す。翌平面形としては、高アスペクト比であるほど抵抗係数が小さく重量が大きくなる、という典型的な結果を得た。一方、破壊モードとしては、上面スキンの破壊に関して高アスペクト比の場合はせん断座屈（図中に黄緑色で表示）が支配的となり、低アスペクト比の場合は翼根近くで繊維圧縮座屈による材料破壊（図中に赤色で表示）が生じることが明らかとなった。このように、翼平面形と部材配置の最適化を同時に行い、かつ最適解における構造部材の破壊モードまで特定するのは世界初の成果であり、本解析で取り入れた解析手法により初めて実現可能となった。このように本試行解析によって、GA と機械学習による最適化手法が実問題においても効果を発揮することが十分に示されたと考えている。

#### （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 6 回 HPC ものづくり統合ワークショップ」を令和 4 年 9 月 27 日（火）10:00～17:00 に対面およびオンラインのハイブリッドで開催した（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」の時代の HPC の利用成果」セッションでは、「フライトエンベロープ全域予測を目指した航空機全機高忠実 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。また本課題の国内連携機関である三菱重工グループより「富岳を用いた航空機解析の実例紹介と今後の展望」という題目で本課題の開発基盤アプリ FFVHC-ACE の産業利用の最新の研究成果について講演を行った。また「富岳」の時代の成果の実用化とポスト「富岳」の時代に向けて」セッションのパネルディスカッションでは、課題代表者がパネリス

トとして登壇した。本ワークショップの参加機関等は 105 機関（官庁・団体・研究機関 9 機関、大学関係 16 機関、民間企業 76 社、その他 4）で、参加人数は 150 名であり多数の方々にご参加いただきました。加えて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、4 月、6 月、10 月、12 月、3 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。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[2.2]などで積極的に公開した。

### 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. 「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

業務項目	担当機関	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）階層型直交格子基盤ソルバーFFVHC-ACEによる航空機全機複雑形状・高揚力形態の壁面モデルLES (large-eddy simulation) 本解析、国内連携機関の検証解析補助	宮城県仙台市青葉区荒巻字青葉 6-6-01 国立大学法人東北大学	河合宗司
（1 b）物体適合レイヤー格子法を用いた階層型直交格子基盤ソルバーFFVHC-ACEによる航空機全機複雑形状・高揚力形態の壁面モデルLES本解析	神奈川県相模原市中央区由野台 3-1-1 国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構	高木亮治
	宮城県仙台市青葉区荒巻字青葉 6-6-01	河合宗司

<p>(1c) 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、力積分の機能強化による利便性向上</p>	<p>国立大学法人東北大学 神奈川県相模原市中央区由野台3-1-1 国立研究開発法人宇宙航空研究</p>	<p>高木亮治</p>
<p>(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</p>	<p>宮城県仙台市青葉区荒巻字青葉6-6-01 国立大学法人東北大学</p>	<p>河合宗司</p>
<p>(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</p>	<p>宮城県仙台市青葉区片平二丁目1-1 国立大学法人東北大学</p>	<p>下山幸治</p>
<p>(4) プロジェクトの総合的推進</p>	<p>宮城県仙台市青葉区荒巻字青葉6-6-01 国立大学法人東北大学</p>	<p>河合宗司</p>

## 別添 1 学会等発表実績

### 査読付き学術論文

1. Hiroyuki Asada, Yoshiharu Tamaki, Ryoji Takaki, Takaaki Yumitori, Shun Tamura, Keita Hatanaka, Kazuhiro Imai, Hirotaka Maeyama, and Soshi Kawai, "FFVHC-ACE: fully automated Cartesian-grid-based solver for compressible large-eddy simulation," *AIAA Journal*, Article in Advance, (2023).
2. Hiroyuki Asada and Soshi Kawai, "Conservative low-pass filter with compact stencils for hierarchical Cartesian mesh," *Computers & Fluids*, vol. 252, pp. 105769, (2023).
3. Aya Aihara and Soshi Kawai, "Effects of spanwise domain size on LES-predicted aerodynamics of stalled airfoil," *AIAA Journal*, vol. 61, no. 3, pp. 1440-1446, (2023).
4. Yoshiharu Tamaki and Soshi Kawai, "Wall-resolved large-eddy simulation of near-stall airfoil flow at  $Re_c=10^7$ ," *AIAA Journal*, vol. 61, no. 2, pp. 698-711, (2023).
5. Yoshiharu Tamaki, Yuchi Kuya, and Soshi Kawai, "Comprehensive analysis of entropy conservation property of non-dissipative schemes for compressible flows: KEEP scheme redefined," *Journal of Computational Physics*, vol. 468, pp. 111494, (2022).

### 解説・特集記事

1. 河合宗司, “安定・高忠実な KEEP スキームで実現する航空機開発の新たなイノベーション,” *計算工学ナビ*, vol. 23, pp. 2-3, (2022).
2. 河合宗司, “圧縮性流体 LES 基盤ソルバーFFVHC-ACE,” *計算工学ナビ*, vol. 23, pp. 6, (2022).

### 学会発表

1. Soshi Kawai, “Fully automated high-fidelity scale-resolving simulation of compressible flows,” Seminar at UCLA, 17 February (2023).
2. Hiroyuki Asada, Yoshiharu Tamaki, Ryoji Takaki and Soshi Kawai, “Compressible flow solver FFVHC-ACE for fully automated LES of aeronautical flows”, AIAA SCITECH Forum 2023, 25 January (2023).
3. Yoshiharu Tamaki and Soshi Kawai, “Wall-modeled LES of transonic buffet over NASA-CRM using Cartesian-grid-based flow solver FFVHC-ACE”, AIAA SCITECH Forum 2023, 23 January (2023).
4. Muhammad Alfiyandy Hariansyah and Koji Shimoyama, “Aerodynamic Shape Optimization of CRM Wing via Deep Learning-assisted Genetic Algorithm,” *33rd Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS 2022)*, Stockholm, Sweden, 4–9 September 2022.
5. Hiroyuki Asada and Soshi Kawai, “High-Fidelity Wall-Modeled LES around Full Aircraft Configuration near Stall Condition”, 15th World Congress on Computational Mechanics & 8th Asian Pacific Congress on Computational Mechanics (WCCM-APCOM 2022), 4 August (2022).
6. Hiroyuki Asada and Soshi Kawai, “Fully-Automated High-Fidelity LES Around High-Lift Aircraft Configuration Near Stall”, 11th International Conference on Computational Fluid Dynamics (ICCFD11), 11 July (2022).

7. Yoshiharu Tamaki, Hiroyuki Asada, Ryoji Takaki, and Soshi Kawai, "Wall-modeled LES around the CRM-HL using Fully-automated Cartesian-grid-based Flow Solver FVHC-ACE", AIAA AVIATION 2022 Forum, 20 Jun (2022).
8. 阿部圭晃, "航空機の設計開発に資する高忠実連成解析に向けて", 第2回「富岳」成果創出加速プログラム 研究交流会, 2023年3月7日.
9. 河合宗司, "安定・高忠実を両立する次世代の圧縮性流体ソルバーと航空機全機 LES 解析", 令和4年度航空宇宙空力シンポジウム, 2023年1月6日.
10. 高木亮治, "階層型等間隔直交構造格子法における物体表面付近の解析精度について", 令和4年度航空宇宙空力シンポジウム, 2023年1月6日.
11. 今井和宏, "FFVHC-ACE を用いた航空機の最大揚力係数予測," 第36回数値流体力学シンポジウム, 2022年12月14日.
12. 高木亮治, "埋め込み境界法での保存性の考察", 第36回数値流体力学シンポジウム, 2022年12月14日.
13. 河合宗司, "次世代の圧縮性流体 LES ソルバと航空機全機解析," 日本機械学会 中国四国支部 特別講演会, 2022年11月11日. (招待講演)
14. 河合宗司, 浅田啓幸, "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," 第9回 HPCI システム利用研究課題成果報告会, 2022年10月28日.
15. 高木亮治, "航空機実機実飛行条件における空力特性評価技術の実現に向けて", アドバンス・シミュレーション・セミナー2022, 2022年10月28日.
16. 河合宗司, "フライトエンベロープ全域予測を目指した航空機全機高忠実 LES 解析," 『「富岳」成果創出加速プログラム』第6回 HPC ものづくり統合ワークショップ, 2022年9月27日.
17. 弓取孝明, "富岳を用いた航空機解析の実例紹介と今後の展望," 『「富岳」成果創出加速プログラム』第6回 HPC ものづくり統合ワークショップ, 2022年9月27日.
18. 高木亮治, "ポスト「富岳」時代のアプリケーション開発", 第6回 HPC ものづくり統合ワークショップ, 2022年9月27日.
19. Muhammad Alfiyandy Hariansyah, 下山幸治, "深層学習支援遺伝的アルゴリズムを使用した翼空力形状最適化", 日本機械学会 2022 年度年次大会, 富山, 2022年9月11-14日.
20. 河合宗司, "安定・高忠実な次世代の圧縮性流体ソルバーと「富岳」を用いた航空機全機 LES 解析," 2022年度 産総研対話交流会講習会 大規模計算の展望, 2022年8月26日. (招待講演)
21. 玉置義治, 河合宗司, "FFVHC-ACE による NASA-CRM 遷音速バフェットの壁面モデル LES," 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, 2022年7月1日.
22. 浅田啓幸, 河合宗司, "航空機全機高揚力形態・高レイノルズ数条件の高忠実 LES," 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, 2022年7月1日.
23. 高木亮治, "埋め込み境界法を用いた移動物体周りの流れの解析 -第3回直交格子 CFD ワークショップ-", 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 2022年, 2022年7月1日.