

令和6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
「航空機デジタルフライトが拓く機体開発DXに向けた実証
研究」
成果報告書

令和7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6年度（当該年度）の実施内容	2
2-1. 当該年度（令6年度）の事業実施計画.....	2
2-2. 実施内容（成果）	3
(1) 階層型直交格子・圧縮性流体基盤アプリ FFVHC-AGE による低速から超音速までの幅広い航空機 飛行領域全域に渡る重要設計課題の予測評価.....	3
(2) 大規模複雑流体データのデータ駆動科学.....	19
(3) 「富岳」NEXT を見据えた次世代アプリケーションへの展開検討	23
(4) プロジェクトの総合的推進	29
2.3. 活動（研究会の活動等）	31
2.4. 実施体制	31
別添1 学会等発表実績	33

補助事業の名称

「富岳」成果創出加速プログラム
航空機デジタルフライトが拓く機体開発 DX に向けた実証研究

体系的番号： JPMXP1020230320

1. 補助事業の目的

本申請課題では、「富岳」と高度な計算科学およびデータ科学の融合が、航空機実機フライト試験を代替するデジタル技術を活用した新たな航空機開発プロセス、すなわち高忠実な準直接解析およびデータ駆動科学に基づく航空機デジタルフライトによる、今までの延長線上ではない機体開発 DX 促進技術となることを実証することを目的とする。また航空機開発メーカーとの緊密な連携の下、将来航空機設計プロセスの革新的 DX 促進に向けた実証研究を推進する。加えて、高忠実性と安定性を担保しつつ、低速（亜音速）から超音速までの広範な速度域の準直接解析を完全自動・高速に実施可能とする階層型直交格子・圧縮性流体解析基盤アプリ FVHC-ACE の開発を通して、航空工学分野だけでなく、圧縮性流体が関わる幅広い分野に貢献することを目指す。

2. 令和6年度（報告年度）の実施内容

2-1. 当該年度（令和6年度）の事業実施計画

- (1) 階層型直交格子・圧縮性流体基盤アプリ FVHC-ACE による低速から超音速までの幅広い航空機飛行領域全域に渡る重要設計課題の予測評価
 - (1 a) 航空機全機形状における高速バフエット現象の壁面モデル LES(large-eddy simulation)解析による予測評価の実施、および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) 航空機空力騒音要素モデル（航空機着陸脚および主翼高揚力装置）の壁面モデル LES・直接空力音響解析による空力音響予測評価の実施、および航空機複雑形状から発生する空力音響の試解析。

＜実施機関：国立大学法人東北大学＞
＜実施機関：国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構＞
 - (1 c) 粗い格子上での非物理的な圧力振動を低減させる階層型直交格子法における移動・変形物体計算手法の検討・開発。航空機主翼の高レイノルズ数・静的空力弾性の流体・構造連成解析による予測評価の実施。

＜実施機関：国立大学法人東北大学＞
- (2) 大規模複雑流体データのデータ駆動科学

確立した高速・並列化アルゴリズムを用いた航空機全機形状・高速バフエット現象における大規模複雑流体データのデータ駆動科学的解析の実施と有効性検証、および離着陸空力音響大規模データの試解析。

<実施機関：国立大学法人東北大学>

(3) 「富岳」NEXT を見据えた次世代アプリケーションへの展開検討

階層境界を含まない直交格子における KEEP スキームの基底関数ベース新アルゴリズムの確立、および基底関数ベース新アルゴリズムのカーネルプログラムでの評価。

<実施機関：国立大学法人東北大学>

<実施機関：国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構>

(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。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実施していく。

<実施機関：国立大学法人東北大学>

2-2. 実施内容（成果）

(1) 階層型直交格子・圧縮性流体基盤アプリ FVHC-ACE による低速から超音速までの幅広い航空機飛行領域全域に渡る重要設計課題の予測評価

(1 a) 航空機全機形状における高速バフエット現象の壁面モデル LES (large-eddy simulation) 解析による予測評価の実施、および国内連携機関の検証解析補助。

局所細分化格子法の開発

開発アプリ FVHC-ACE[1a.1]の階層型直交格子法[1a.2]に対する局所細分化格子法を新たに開発した。従来の FVHC-ACE では壁面上の階層境界（ハンギングノード）を含む計算格子に対する計算アルゴリズムが実装されておらず、例えば本課題が取り扱う形状である航空機全機形状に対して主翼と胴体で部分的に格子解像度を変化させるといった局所細分化格子(Fig. 1a.1)を用いた計算が不可能であった。本課題の参照データである航空機全機形状バフエット現象の風洞試験[1a.3]においては、乱流遷移を促進するために薄い円柱形状のトリップ（ディスクラフネス）が主翼の前縁から 10%の位置に使用されている(Fig. 1a.2. 併せて Fig. 1a.5.も参照)。前年度実施の解析においては計算格子でトリップを解像する必要性から、実際のトリップよりもサイズが大きく形状も異なる球を主翼に埋め込むことでトリップを模擬していたが、トリップのサイズと形状の違いが主翼上の乱流遷移や衝撃波位置の予測結果に影響を与えることが懸念された。風洞試験と同じサイズ・形状の微小なディスクラフネスを解像するためには壁面上で部分的

に格子解像度を変更可能な局所細分化格子法の開発が必要とされた。

令和 6 度新たに開発した局所細分化格子法の計算アルゴリズムの概要を以下で示す。壁面上で格子解像度が異なる局所細分化格子法で問題となるのは、階層境界と物体壁面が交わる壁面階層境界 (Fig. 1a.3 参照) における物理量の補間操作である。物体壁面が存在しない階層境界部分においては、粗い格子と細かい格子の間でそれぞれ補間操作 (例えば線形補間) を行うことで粗い (もしくは細かい) 格子の値を細かい (もしくは粗い) 格子の物理量に変換している。一方で、階層境界が壁面と交わる場合には補間元のセルに物体の中の固体セル (Fig. 1a.3 の q_3, q_4) が含まれる場合が発生し、階層境界での計算が破綻してしまう。そこで、FFVHC-ACE においては、補間に使用される固体セルを計算開始前に検知してフラグ付けしておき、検知された固体セルの値を階層境界の補間計算前に周囲流体セルの平均値で置き換える手法を新たに実装した。これにより、補間計算に固体セルが使用されても事前に適切な流体セルの値が代入されているため、流体計算に固体セルの値が入り混まない。本アルゴリズムで局所細分化格子を用いた数値計算を行った結果を Fig. 1a.4 に示す。階層境界と壁面が交わる近傍においても滑らかな流れ場分布が得られていることが確認できる。また本アルゴリズムにおいては固体セルの物理量の修正という演算が新たに追加されるが、修正固体セル数は流体セル数と比較すると少なく (本高速バフェット解析の例だと 0.1%以下)、全体の計算時間への影響はほとんどないこと (局所細分化格子で追加される演算の計算時間は全体の 1%以下) も確認済みである。

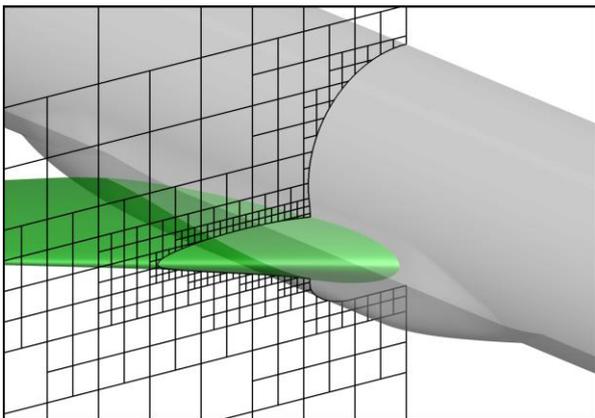


Fig. 1a.1 Example of the locally refined grid.

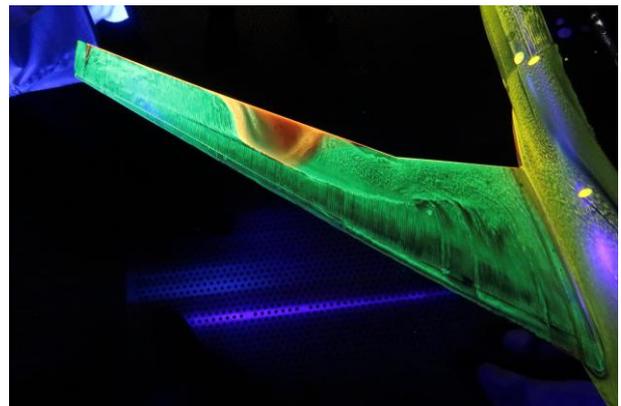


Fig. 1a.2 Flow visualization by wind tunnel experiments [image provided by JAXA].

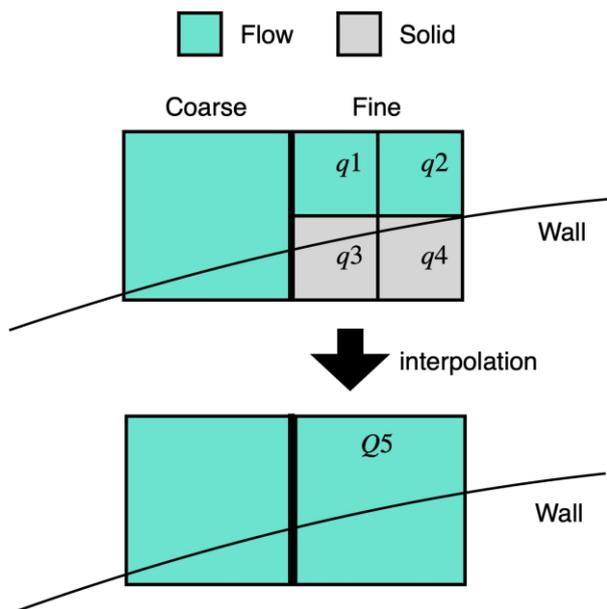


Fig. 1a.3 Hanging node on the wall boundary.

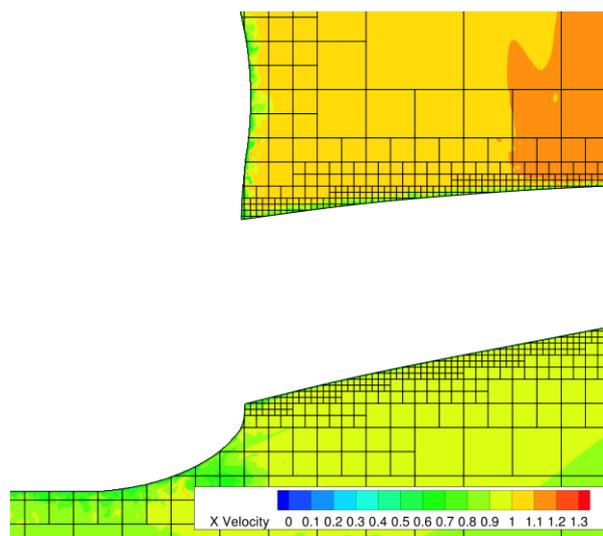


Fig. 1a.4 Velocity fields on the locally refined grid.

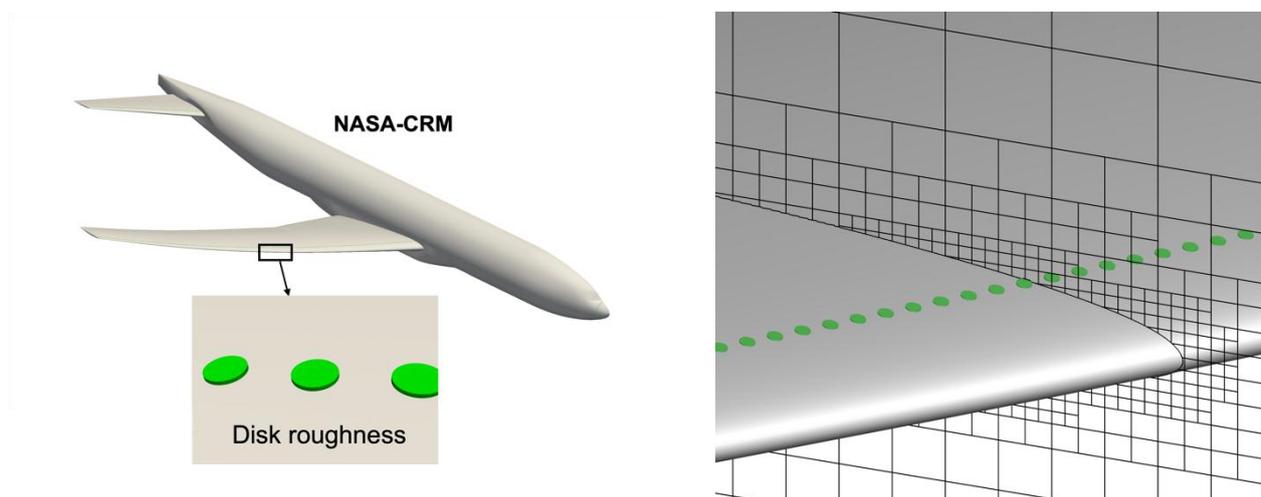
高速バフエット現象の壁面モデル LES 解析

上記で開発した局所細分化格子法を含む開発アプリ FVHC-ACE を用いて、航空機全機形状で発生する高速バフエット現象の予測を目的とした非定常壁面モデル LES 解析を実施した。解析対象とする航空機全機形状は、前年度に引き続き NASA-CRM[1a.4]である。NASA-CRM は NASA が開発した研究用のコモンモデルであり、広く研究利用されている航空機形状である。宇宙航空研究開発機構(JAXA)で実施された風洞試験[1a.3]と同一の条件となるように、一様流マッハ数を $M_\infty = 0.85$ 、平均空力翼弦長 C_{ref} ベースのレイノルズ数を $Re = 2.27 \times 10^6$ と設定した。本解析では高速バフエット現象のオンセット予測 (バフエット現象が発生し始める迎角の予測) をターゲットとしているため、風洞実験で得られたバフエットオンセット迎角 $\alpha \approx 3.5\text{deg}$ [1a.3]を参考に、迎角 $\alpha = 3.05\text{deg}$, 3.33deg , 3.61deg , 4.70deg , 5.78deg の 5 迎角を解析対象として設定している。これら 5 つの迎角ケースのうち $\alpha = 3.05\text{deg}$ が巡航迎角、 $\alpha = 3.33\text{deg}$ と $\alpha = 3.61\text{deg}$ がバフエットオンセット付近の迎角、 $\alpha = 4.70\text{deg}$ と $\alpha = 5.78\text{deg}$ がバフエット発生迎角である。

今年度の計算には平均空力翼弦長に対して約 2000 点となるような計算格子を使用した。乱流遷移を促進するためのトリップには前年度の球形状に変えて、風洞試験と全く同じサイズおよび形状のディスクラフネスを使用した。ディスクラフネスは Fig. 1a.5(a)に示すように底面の円柱直径に対し高さ方向が低い扁平な形状であることから、高さ方向の解像度を確保するために今年度開発した局所細分化格子法を使用し、ディスクラフネスを含む主翼前縁部のみをさらに 1 段階細かい解像度 (平均空力翼弦長に対して約 4000 点となる解像度) としている (Fig. 1a.5(b))。「富岳」の計算ノードを 3500 ノード (流体セル数約 93 億点) 使用した並列計算を行い、一様流が平均空力翼弦長を通過するまでの計算時間は約 8.6 時間である。計算スキームには前年度開発した非散逸かつ安定な KEEP スキーム[1a.5]の衝撃波捕獲法[1a.6-1a.7]を使用し、境界層内層をモデル化する壁面モデル LES(WMLES)[1a.8-1a.9]により、全機形状周りの空力予測評価の解析を実施した。

以下では $\alpha = 3.61\text{deg}$ (バフエットオンセット付近迎角) と $\alpha = 4.70\text{deg}$ (バフエット発生迎角) の結果を示す。Fig. 1a.6 は両迎角ケースにおけるスパン方向断面 ($\mu = 0.5$) の瞬間マッハ数分布である。Fig. 1a.6

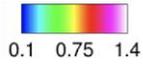
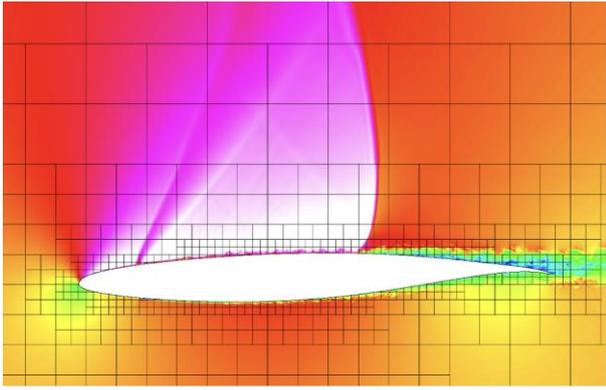
では比較のために前年度の球トリップを用いた解析(Fig. 1a.6 (a), (c))と今年度のディスクラフネスを使用した解析(Fig. 1a.6 (b), (d))の両方の結果を示している。 $\alpha = 3.61\text{deg}$ のケースではトリップの変更にも関わらずマッハ数分布がほとんど変化していない一方で、 $\alpha = 4.70\text{deg}$ のケースでは球トリップの場合よりもディスクラフネスの場合に衝撃波位置が大きく前縁側に移動しており、トリップに対する流れ場の感度が非常に大きいことが明らかとなった。Fig. 1a.7 は主翼上面の時間平均圧力係数 C_p 分布である。 $\alpha = 3.61\text{deg}$ のケースでは、球とディスクラフネスの両方のトリップに対して衝撃波位置を風洞試験結果よりも後縁側に予測している一方、 $\alpha = 4.70\text{deg}$ のケースでは球トリップで風洞試験結果よりも衝撃波位置を後縁側に予測していたのに対し、ディスクラフネスでは衝撃波がより前縁側に移動しており風洞試験に近い結果が得られている。以上からトリップサイズと形状に対する感度は特にバフエット発生条件で大きく、風洞試験で使用されたトリップを本数値計算でも忠実に再現することで、壁面モデル LES においても実験結果により近い流れ場が予測できることが確認された。今後はディスクラフネスを用いた本解析を実施し、統計量を取得することで風洞試験結果との詳細な定量比較、および壁面モデル LES のバフエットオンセット予測に対する適用性について、より詳しく調査を行なっていく予定である。



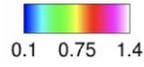
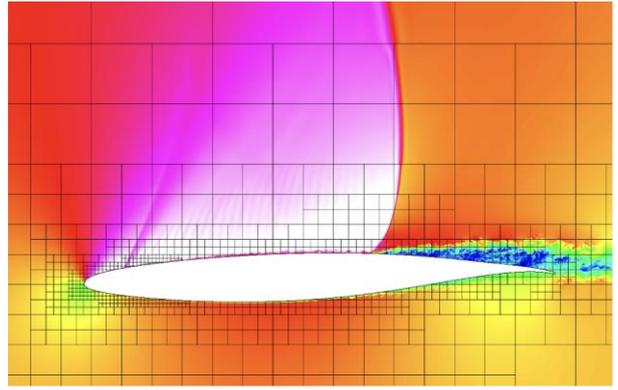
(a) NASA-CRM and the installment of the disk roughness on the main wing

(b) Locally refined grid around disk roughness

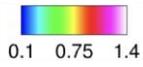
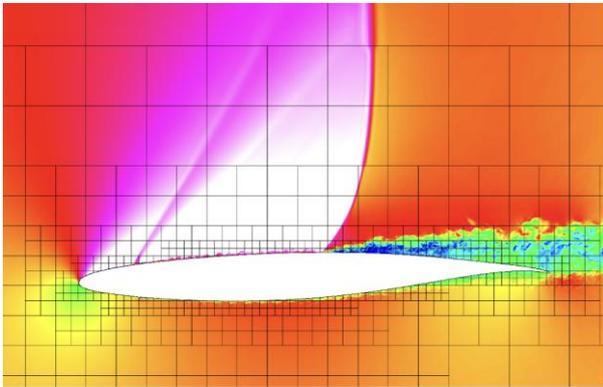
Fig. 1a.5 Disk roughness for turbulent transition and locally refined grid.



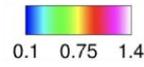
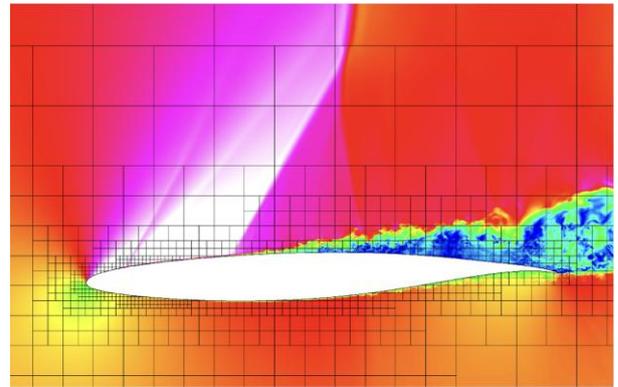
(a) $\alpha = 3.61^\circ$ with sphere trips



(b) $\alpha = 3.61^\circ$ with disk roughnesses

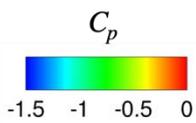
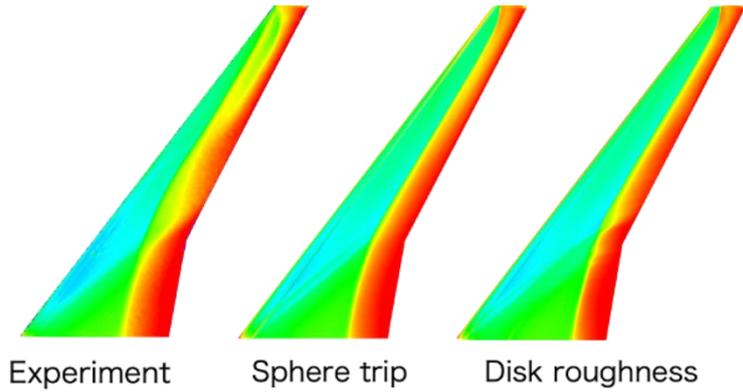


(c) $\alpha = 4.70^\circ$ with sphere trips



(d) $\alpha = 4.70^\circ$ with disk roughnesses

Fig. 1a.6 Instantaneous Mach number distributions.



(a) $\alpha = 3.61^\circ$

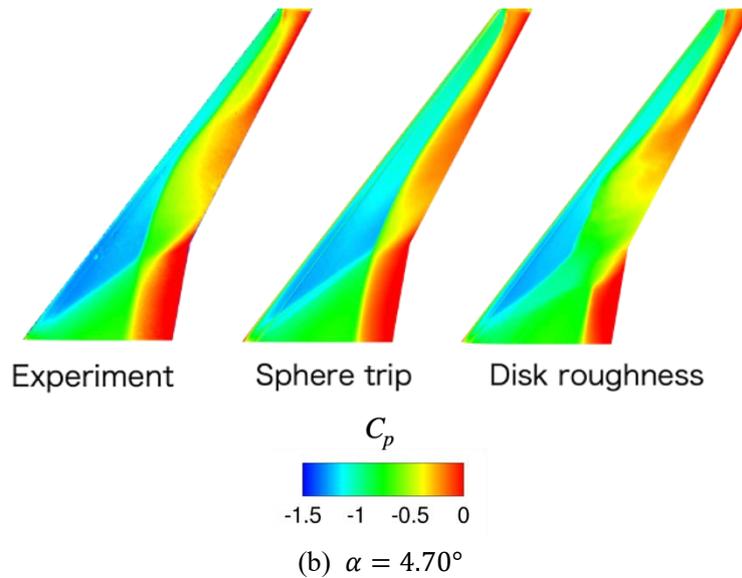


Fig. 1a.7 Time-averaged pressure coefficient C_p distributions on the main wing.

参考文献

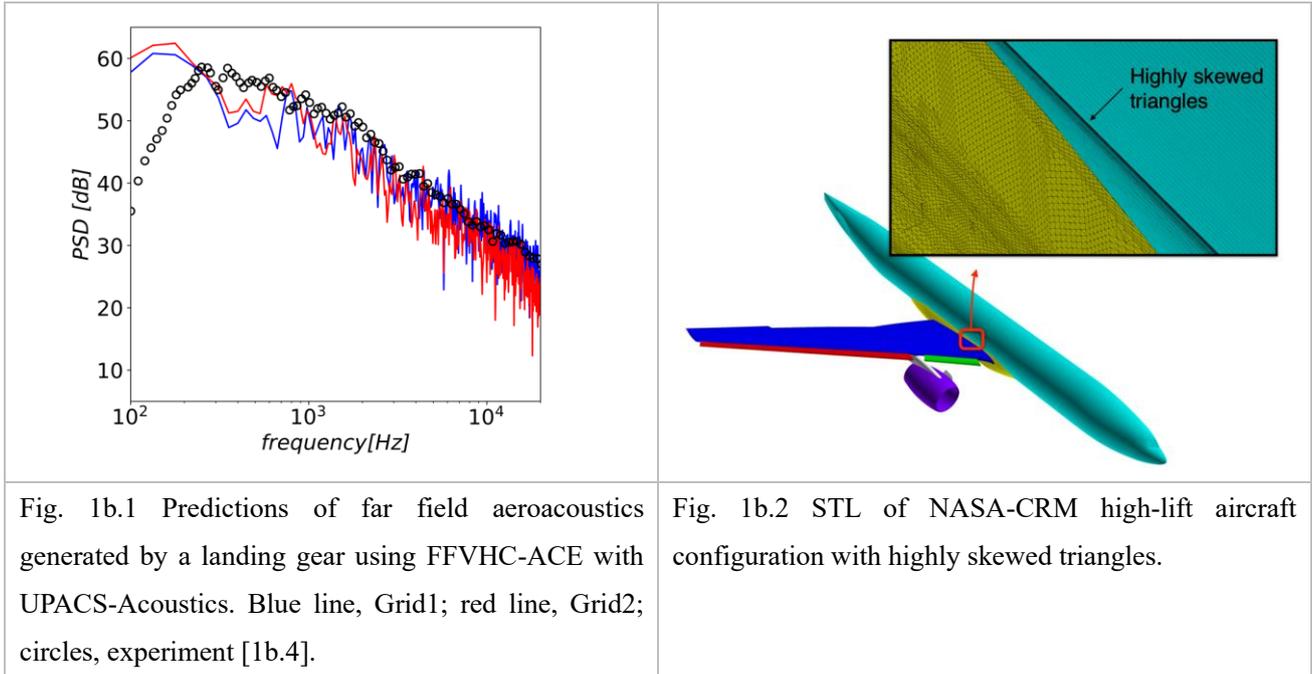
- [1a.1] Asada, H., Tamaki, Y., Takaki, R., Yumitori, T., Tamura, S., Hatanaka, K., Imai, K., Maeyama, H., & Kawai, S. (2023). FFVHC-ACE: fully automated Cartesian-grid-based solver for compressible large-eddy simulation. *AIAA Journal*, 61(8), 3466-3484.
- [1a.2] Nakahashi, K. (2013). Aeronautical CFD in the age of Petaflops-scale computing: From unstructured to Cartesian meshes. *European Journal of Mechanics-B/Fluids*, 40, 75-86.
- [1a.3] Sugioka, Y., Koike, S., Nakakita, K., Numata, D., Nonomura, T., & Asai, K. (2018). Experimental analysis of transonic buffet on a 3D swept wing using fast-response pressure-sensitive paint. *Experiments in Fluids*, 59, 1-20.
- [1a.4] Vassberg, J., Dehaan, M., Rivers, M., & Wahls, R. (2008, August). Development of a common research model for applied CFD validation studies. In *26th AIAA applied aerodynamics conference* (p. 6919).
- [1a.5] Kuya, Y., Totani, K., & Kawai, S. (2018). Kinetic energy and entropy preserving schemes for compressible flows by split convective forms. *Journal of Computational Physics*, 375, 823-853.
- [1a.6] Ducros, F., Ferrand, V., Nicoud, F., Weber, C., Darracq, D., Gacherieu, C., & Poinso, T. (1999). Large-eddy simulation of the shock/turbulence interaction. *Journal of Computational Physics*, 152(2), 517-549.
- [1a.7] Pirozzoli, S., & Bernardini, M. (2011). Direct numerical simulation database for impinging shock wave/turbulent boundary-layer interaction. *AIAA Journal*, 49(6), 1307-1312.
- [1a.8] Kawai, S., & Larsson, J. (2012). Wall-modeling in large eddy simulation: Length scales, grid resolution, and accuracy. *Physics of Fluids*, 24(1).
- [1a.9] Tamaki, Y., & Kawai, S. (2021). Wall modeling for large-eddy simulation on non-body-conforming Cartesian grids. *Physical Review Fluids*, 6(11), 114603.

- (1b) 航空機空力騒音要素モデル（航空機着陸脚および主翼高揚力装置）の壁面モデル LES・直接空力音響解析による空力音響予測評価の実施、および航空機複雑形状から発生する空力音響の試解析。

遠方空力音響解析ツールの開発および複雑形状 STL に対する解析安定化

開発アプリ FVHC-ACE[1b.1]を、近傍の空力音響予測のみならず遠方の空力音響予測へと展開するため、Ffowcs Williams Hawkins (FW-H)法[1b.2]を用いた解析ツールを開発した。具体的には、JAXA で開発された UPACS-Acoustics[1b.3]と開発アプリ FVHC-ACE のインターフェースを確立し、FVHC-ACE による高忠実な乱流解析で得られた瞬時場データを用いて UPACS-Acoustics による遠方の空力音響解析が可能なツールを開発した。UPACS-Acoustics は、Visualization Toolkit (VTK)形式の瞬時場データを読み込み、FW-H 法を用いて遠方の空力音響を予測する。用いる瞬時場データは全場のデータではなく、物体表面や物体を取り囲む閉曲面でのデータである。そこで、ユーザーが作成する任意の面における瞬時場データを、VTK 形式で出力できるよう FVHC-ACE を改良し、出力された VTK データを UPACS-Acoustics で読み込めるようにインターフェースを確立した。ユーザーが作成した面座標 VTK データの読み込みや、その面における瞬時場 VTK データの出力には VTK ライブラリを用いた。Fig. 1b.1 は、航空機騒音要素モデルである着陸脚装置に対して遠方の空力音響を予測した結果である。FVHC-ACE で壁面モデル LES 解析を Grid1(約 8 億点)と Grid2(約 38 億点)で行い、UPACS-Acoustics では物体から離れた面における瞬時場データを使用した。この図では着陸脚装置直上の 6m (車輪ホイール直径の 20 倍) 離れた位置におけるパワースペクトル密度(PSD)を示しているが、Grid1 と Grid2 による結果の両方で実験値とよい一致を示し、開発した遠方空力音響解析ツールの妥当性を検証できた。今後は、もう一つの航空機騒音要素モデルである翼の高揚力装置に対しても、開発した遠方空力音響解析ツールを適用し、近傍のみならず遠方の航空機騒音に対する予測可能性を示していく。

また、航空機実機形状のような複雑形状に対して作成された低品質 STL データに対して、FVHC-ACE による高忠実な乱流解析の安定化を実施した。ここでいう低品質 STL データとは、設計等の過程で CAD により作成された直後の STL データであり、物体表面の三角形要素を数値計算のために修正していない、すなわち歪な三角形要素が多量に含まれた STL データである。このような STL データでは、パーツごとに別々に STL データが作成され、なおかつその STL データが歪な三角形要素で構成されるため、パーツ間に微小な穴が存在する可能性が高い。これまでの FVHC-ACE では、このような微小な穴が存在する STL データを用いると、計算が不安定化する傾向にあった。そこで、格子サイズよりも小さな穴を除去する機能を FVHC-ACE に新たに実装し、歪な三角形要素を含む STL データに対しても安定な解析が実現できるように改良を行った。その結果、Fig. 1b.2 に示す歪な三角形要素を含む航空機実機複雑形状の STL データに対して、これまでは解析が不安定になっていたが、微小穴除去機能を用いることで安定な解析を実現することができた。後に示す航空機実機複雑形状の空力音響解析は、この微小穴除去機能によって実現されたものである。



航空機騒音要素モデルの空力音響予測評価

開発アプリ FFVHC-ACE[1b.1]を用いて、航空機騒音要素モデルである着陸脚装置まわりの空力音響解析を行った。主流条件は国際ワークショップ Benchmark Problems for Airframe Noise Computations (BANC)[1b.4]で設けられた課題と同じであり、レイノルズ数は $Re_D = 1.56 \times 10^6$ (D はホイール直径)、主流マッハ数は $M_\infty = 0.26$ 、迎角は 0deg である。令和5年度行ったホイール直径に1000点入るように生成したGrid1(8億点)の計算格子に加えて、2000点入るように生成したGrid2(38億点)の計算格子を用いて解析を行い、格子収束性を検証した。使用した「富岳」の計算ノード数はGrid1で384ノード、Grid2で768ノードである。計算時間は、主流がホイール直径を通過する時間(flow through time, $t = D/u_\infty$)に対して、Grid1で1.45時間、Grid2で5.28時間であった。また、実験で用いられた乱流遷移のためのトリップを模擬するために、最小格子幅の5倍を半径とする球をホイール面上と車軸上に設置した(球の半径は格子幅に依存するためGrid1とGrid2で球の大きさは異なる)。Fig. 1b.3に解析によって得られた瞬間の Q 値の等値面を示す。主流方向速度で色付けをしている。Grid1とGrid2で流れ場に大きな変化は見られないものの、Grid1ではホイール側面で乱流遷移が生じていないのに対し、Grid2では生じている。実験ではホイール側面での乱流遷移が報告されているため、Grid2を用いることにより、より実現象に近い流れ場が予測できたと考えられる。Fig. 1b.4に、ホイール後方における主流垂直(z)方向時間平均速度 \bar{w} と速度変動 w'_{rms} のスパン(y)方向分布を示す。BANCワークショップで公開された実験値も合わせて示している。平均速度と速度変動共に、Grid2による結果はGrid1による結果よりも定性的にも定量的にも実験値に近い。これは、ホイール間で生じる細かい渦構造がGrid2の細かい計算格子によってGrid1よりも正しく予測されたためである。なお、BANCワークショップで報告された他の流体ソルバーによる計算結果も比較のためFig. 1b.4に示しているが、FFVHC-ACE(Grid2)ほど平均速度の正のピークが実験値に近いソルバーはなく、速度変動も他のソルバーより実験値に近い結果が得られている。これはFFVHC-ACEが用いている運動エネルギー・エントロピー保存(KEEPスキーム)が非物理的な数値散逸を導入していないことにより得られたものと考えられる。Fig. 1b.5に、ホイール表面の点における圧力変動PSDを、

BANC ワークショップで報告された他ソルバーの結果と合わせて示す。Grid1 と Grid2 共に実験値の壁面圧力変動スペクトルをよく予測している。特に、上流側の K15 点において見られる 1000-2000Hz の特徴的な二つのピークに対して、ピーク値と周波数の両者をよく予測できている。この特徴的なピークは、ホイール間に存在するキャビティから生じるトーンノイズであることが知られており、このトーンノイズがよく予測できたことは FFVHC-ACE がキャビティ流れを高忠実に解析していることを示している。また K15 点と下流側の K20 点の両者で、高周波の空力音に対して、BANC ワークショップに参加した他ソルバーではスペクトルに大きなばらつきが見られる一方、FFVHC-ACE は実験値に近い値を予測しており、KEEP スキームによる非散逸性の利点が見受けられる。

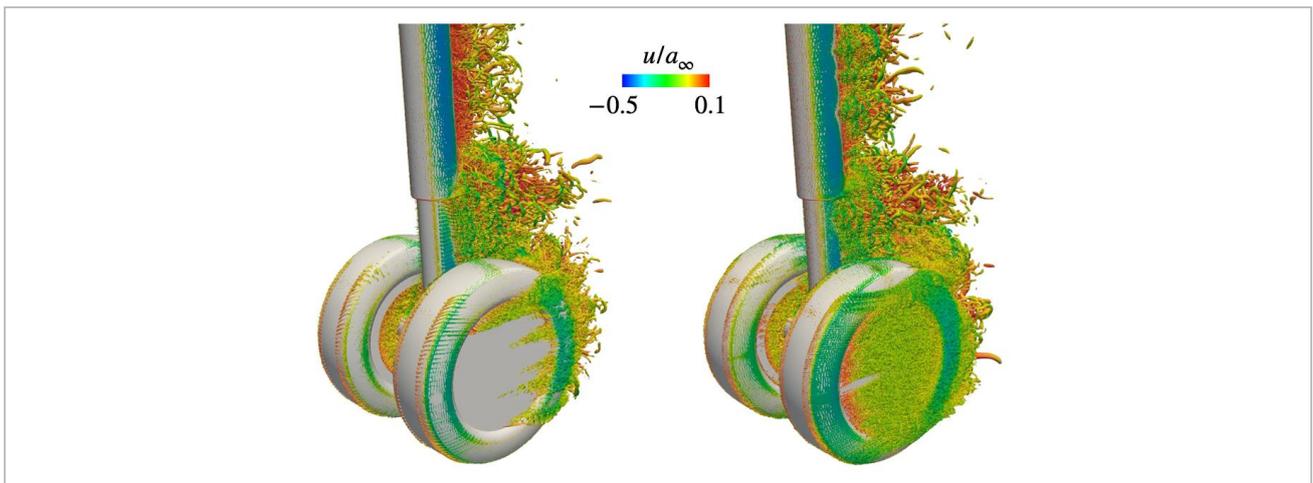
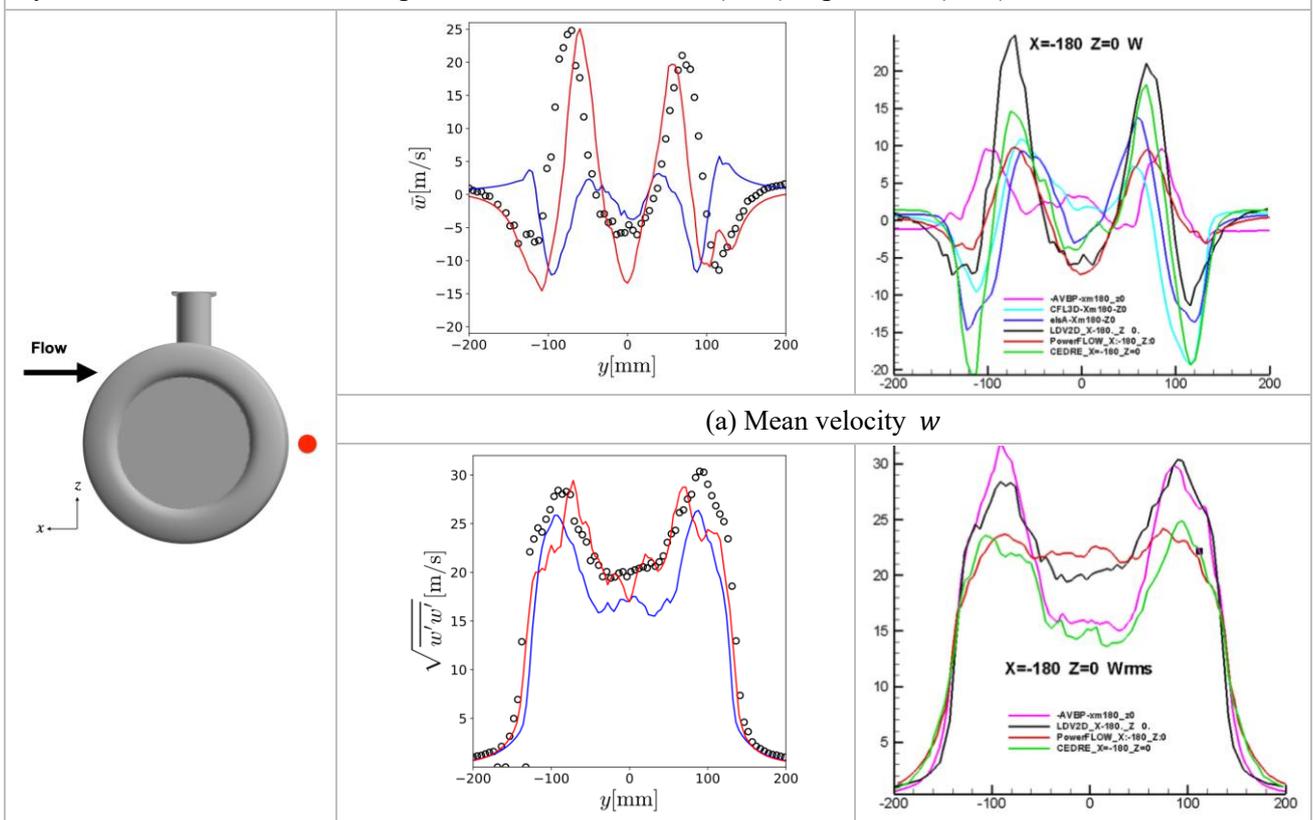
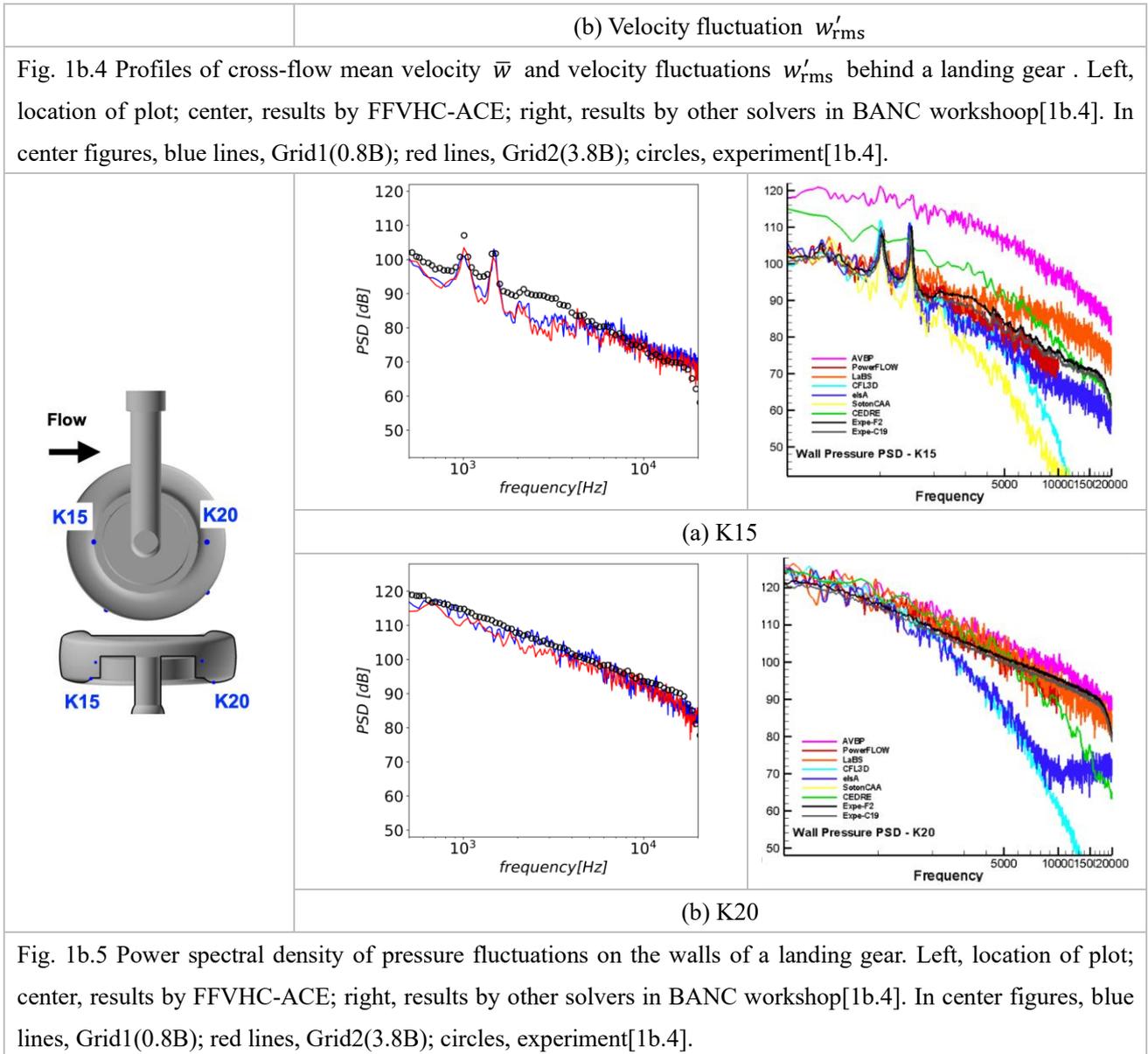


Fig. 1b.3 Instantaneous iso-surfaces of Q criterion colored by streamwise velocity around a landing gear obtained by aeroacoustics simulations using FFVHC-ACE. Left, Grid1(0.8B); right, Grid2(3.8B).





また、もう一つの航空機騒音要素モデルである 2 次元翼型の高揚力装置まわりの空力音響解析も実施した。形状は BANC ワークショップの課題となった 30P30N 形状[1b.5]であり、この形状では 3 つの翼素から生じる複雑な空力音の予測が難しいとされている。レイノルズ数は $Re_c = 1.71 \times 10^6$ (c は翼弦長)、マッハ数は $M_\infty = 0.17$ 、迎角は 5.5deg である。翼弦長に対して 4500 点入るように計算格子を生成し、総格子点数は 35 億点である。使用した「富岳」の計算ノード数は 1152 ノードであり、主流が翼弦長を通過するまでに要する計算時間は 15.3 時間であった。Fig. 1b.6 に瞬間の圧力変動場を示す。スラット covey やフラップ付近から生じる低周波の空力音や、スラット後流や母翼上面から生じる高周波の空力音など、三翼素から生じる複雑な空力音響の様子が伺える。Fig. 1b.7 にスラット下面、母翼下面、フラップ下面における壁面圧力 PSD を実験値と合わせて示す。空力音の予測によく使われる格子ボルツマン法を用いた商用コード PowerFlow による予測結果[1b.6]も示している。FFVHC-ACE による PSD の予測値は、実験値と概ねよく一致している。特に、スラット cove の流れに起因する 1000-4000Hz の複数のピーク(narrow band peaks, NBP)sやスラット後流渦に起因する 20000Hz 付近のピークに対して、ピーク値と周波数をよく予測

できている。PowerFlow では、NBPs は概ねよく予測できてはいるものの、高周波ピークについては実験値よりも低周波側で大きなピーク値を予測しており、FFVHC-ACE の高い予測精度が伺える。

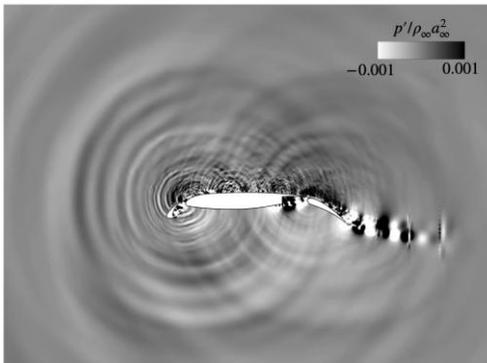
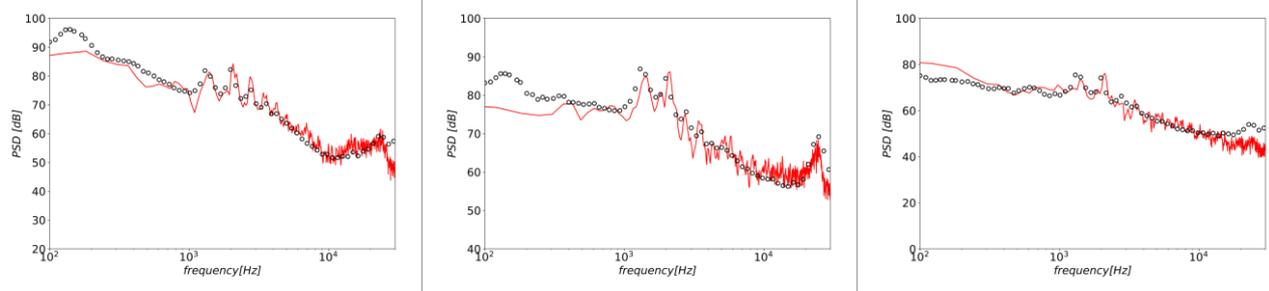
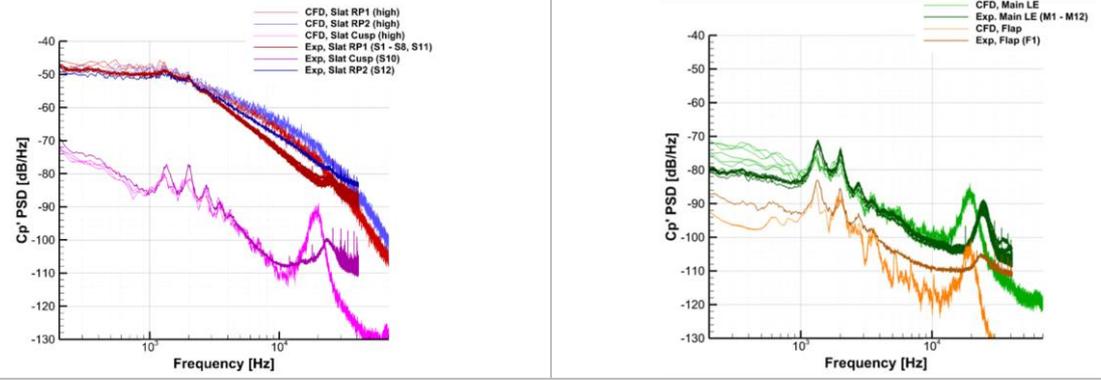


Fig. 1b.6 Instantaneous pressure fluctuations around a high-lift device 30P30N obtained by aeroacoustics simulations using FFVHC-ACE.



(a) FFVHC-ACE (left, slat; center, main wing; right, flap)



(b) PowerFlow (left, slat; right, main wing and flap)

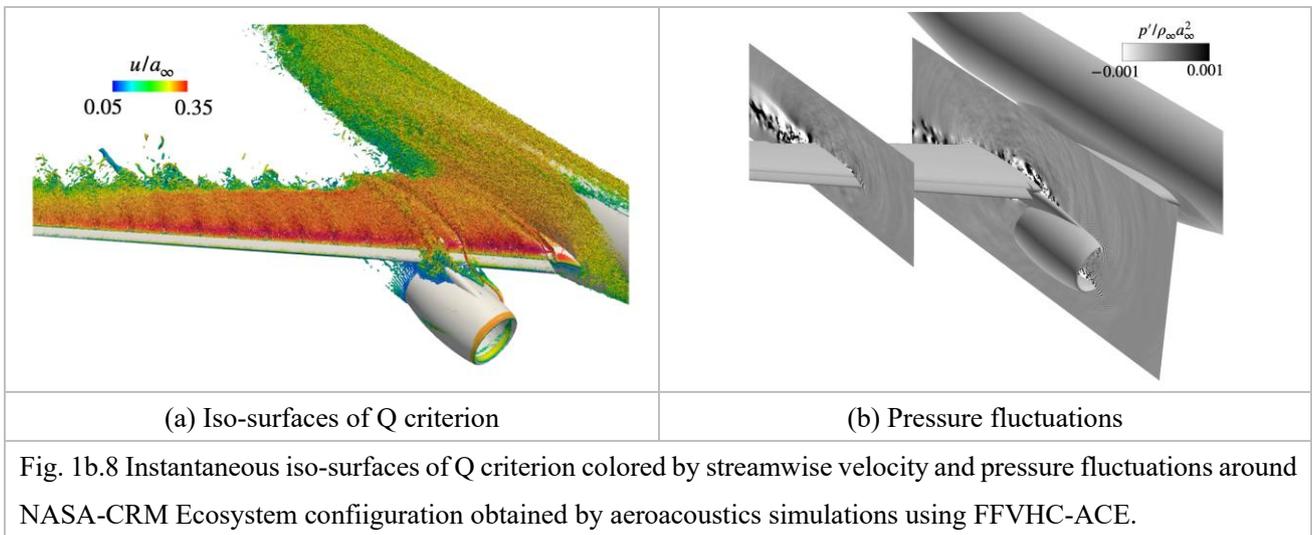
Fig. 1b.7 Power spectral density at lower surfaces of 30P30N obtained by FFVHC-ACE and PowerFlow[1b.6]. In (a), red lines, FFVHC-ACE; circles, experiments[1b.5].

以上より、開発アプリ FFVHC-ACE は航空機から生じる空力音響を精度よく予測できるポテンシャルを十分に有していると考えられる。なお、これらの解析では数十億点を超える大規模な計算格子を自動で生成しており、上記で示した解析結果は細い計算設定等のチューニングをしていない first try での解析結果である。したがって、FFVHC-ACE が特別なチューニングなく空力音の高忠実な予測ができることを示しており、産業界への応用が期待される。実際、本解析で用いた解析とは別形状の着陸脚装置に対して、

三菱重工が FVHC-ACE を用いた空力音響解析を行っており、風洞試験の近傍および遠方の圧力場(音場)をよく再現できている。

航空機実機複雑形状の空力音響解析

開発アプリ FVHC-ACE[1b.1]を用いて、航空機実機複雑形状で発生する空力音響の試解析を行った。解析対象とした航空機実機複雑形状は、主翼に加えて高揚力装置(スラット、フラップとそれらの支持装置)・胴体・エンジンナセルを含む NASA-CRM 高揚力形態 Ecosystem である。この航空機形状は、飛行性の certification by analysis (CbA)を推進する国際的な活動(参加機関：NASA, DLR, ONERA, JAXA, Boeing, Airbus, KHI)においても解析対象とされており、この航空機実機形状に対する空力音響計測を伴う風洞試験が、2025 年度に JAXA によって計画されている。このように本解析は風洞試験に先立った壁面モデル LES 解析であり、本研究が初となる試みである。レイノルズ数は $Re_c = 2.6 \times 10^6$ (c は平均空力翼弦長)、主流マッハ数は $M_\infty = 0.2$ 、迎角は 8.0deg である。平均空力翼弦長に 1000 点入る計算格子を作成し、総格子点数は約 21 億点である。「富岳」の使用ノード数は 1152 ノードであり、主流が平均空力翼弦長を 1 回通過するまでに要する計算時間は 1.8 時間である。Fig. 1b.8 に主流速度で色付けした瞬間の Q 値の等値面と瞬間の圧力変動を示す。乱流境界層による壁面近傍の細い渦や、スラット支持装置やエンジンナセルに装備したフィン (チェーン) から生じている縦渦が捉えられており、翼まわりで生じる空力音を予測している。なお、壁面上の点における圧力変動 PSD も取得中であり、JAXA により計画されている風洞試験のデータと今後詳細に比較していく予定である。



参考文献

- [1b.1] Asada, H., Tamaki, Y., Takaki, R., Yumitori, T., Tamura, S., Hatanaka, K., Imai, K., Maeyama, H., & Kawai, S. (2023). FVHC-ACE: fully automated Cartesian-grid-based solver for compressible large-eddy simulation. *AIAA Journal*, 61(8), 3466-3484.
- [1b.2] Ffowcs Williams, J. E., & Hawkins, D. L. (1969). Sound Generated by Turbulence and Surfaces in Arbitrary Motion. *Philosophical Transactions of the Royal Society*, A264, 321-342.
- [1b.3] Ikeda, T., Enomoto, S., Yamamoto, K., & Amemiya, K. (2017). Quadrupole Corrections for the Permeable-

Surface Flow Williams–Hawkins Equation. AIAA Journal, 55(7), 2307-2320.

[1b.4] Manoha, E., & Caruelle, B. (2015). Summary of the LAGOON solutions from the benchmark problems for airframe noise computations-III workshop. AIAA paper 2015-2844.

[1b.5] Choudhari, M., & Lockard, D. P. (2015). Assessment of Slat Noise Predictions for 30P30N High- Lift Configuration from BANC-III Workshop. AIAA Paper 2015-2844.

[1b.6] Yamamoto, K., Ura, H., Tanaka, K., & Murayama, M. (2024). Experimental and Numerical Investigation on Noise Directivity of the 30P30N Three-Element High-Lift Airfoil. AIAA Paper 2024-3350.

- (1c) 粗い格子での非物理的な圧力振動を低減させる階層型直交格子法における移動・変形物体計算手法の検討・開発。航空機主翼の高レイノルズ数・静的空力弾性の流体・構造連成解析による予測評価の実施。

階層型直交格子法における移動・変形物体計算手法の検討・開発

本項目の目的は、開発アプリ FVHC-ACE を移動・変形物体計算に展開し、壁面モデル LES による航空機主翼の空力弾性解析技術を立証することである。令和 5 年度は、形状データのみを入力とする完全自動な移動・変形物体解析フレームワークの構築を目指し、固定した物体非適合格子で移動・変形物体まわりの流れを計算する手法を検討した。開発手法を低レイノルズ数の強制振動円柱流れで検証したところ、計算格子が十分に細かい場合には参照解とよく一致した空力係数を予測できた。一方で、計算格子が境界層の速度分布を解像できないほど粗い場合には物体近傍で非物理的な圧力波が発生することがわかった。これは物体非適合格子法の先行研究においても認識されてきた学術的な問題である[1c.1]。

令和 6 年度は、令和 5 年度に見られた非物理的な圧力波を抑制する手法を検討・開発した。具体的には、圧力振動と密接に関連する保存誤差が速度勾配の大きな領域で発生するという仮説に基づき、物体表面で部分的な滑り速度を与えることで速度勾配を小さくする手法を開発した。Fig. 1c.1 に強制振動円柱流れに対して開発手法によって得られた瞬間圧力場を示す。ここでは最小格子幅が円柱直径の 1/25 倍の計算格子を用いており、令和 5 年度に非物理的な圧力波が発生した計算設定での結果を示している。左側の図が提案手法による結果、右側の図が令和 5 年度に検討した物体非適合格子法の結果を示しており、これより提案手法によって物体近傍から伝播する非物理的な圧力波が低減されることがわかった。本提案手法はこれまでに静止物体の物体非適合格子壁面モデル LES において保存誤差を改善するために導入された部分滑り速度境界条件[1c.2]と共通する点も多く、壁面モデル LES との相性も良い。したがって、本サブ課題を通して検討する物体非適合格子壁面モデル LES 手法においても高い有効性が期待できる。

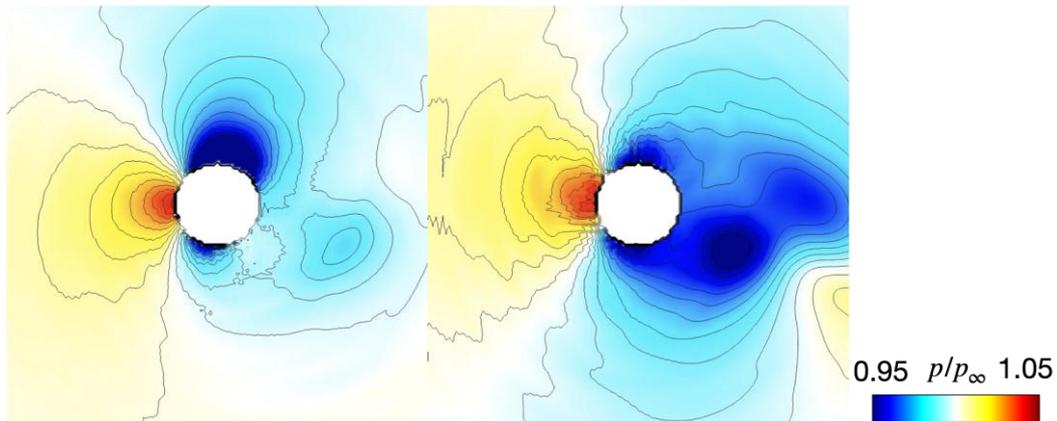


Fig. 1c.1 Instantaneous pressure fields around an oscillating cylinder. Left, proposed method; right, original non-body-fitted grid method.

KEEP スキームによる提案移動物体計算の乱流場への展開・検証

本項目では、令和 5 年度から検討・開発してきた KEEP スキームによる移動物体非適合格子法を乱流の準直接解析に展開した。まず、低レイノルズ数の乱流場を比較的細かい格子で壁面モデルを用いずに計算し、提案手法の wall-resolved LES 解析における妥当性を検証する。対象とする流れ場は進行波状壁面上の境界層であり、これは平面チャンネルの波状壁面形状を \sin 関数で表し、その位相を主流方向に位相速度 c で進行させた流れ場である。ここでは摩擦レイノルズ数 $Re_\tau \approx 180$ をターゲットとし、wall unit での格子幅が $\Delta x^+ \approx 0.5$ となる等間隔直交格子を用いた。Fig. 1c.2 に検討手法によって得られた瞬間流れ場を示す。左側の図は速度勾配テンソルの第二不変量 (Q 値) の等値面を主流方向速度で色付けしたものであり、右側の図は圧力場を示している。この図より、KEEP スキームによる提案移動物体計算法が物体壁面の移動を表現し、その周りの壁乱流特有のストリーク構造やヘアピン渦などを再現できることが確認できた。また、ここには示さないが、実際に得られた流れ場の渦構造が物体適合格子上での直接数値計算によって得られたものとよく一致していることも確認できている。また、圧力場を見ると、振動円柱解析において計算格子が粗い場合に見られた移動物体近傍からの非物理的な圧力波の伝播は見られない。したがって提案手法は非物理的な圧力波の観点からも十分に細かい格子を用いた wall-resolved LES 解析において有効であることがわかった。Fig. 1c.3 に得られた平均速度およびレイノルズせん断応力分布を示す。一般に、進行波状壁面境界層のように時間または空間方向に周期性を持つ流れ場に対しては、物理量を平均・周期変動成分・ランダム変動成分に分解することができ、これを三項分解と呼ぶ。Fig. 1c.3 右図のレイノルズせん断応力分布は三項分解に基づいて計算された周期変動成分、ランダム変動成分およびその総和を示している。Fig. 1c.3 より、提案手法によって得られた平均速度およびレイノルズせん断応力分布が物体適合格子上で DNS によって得られた参照解と良く一致していることがわかる。特に、レイノルズせん断応力については三項分解によって分けられる二つの変動成分をともに良く予測できており、壁面モデルを用いない LES 解析における提案する移動物体非適合格子法の有効性を実証することができた。

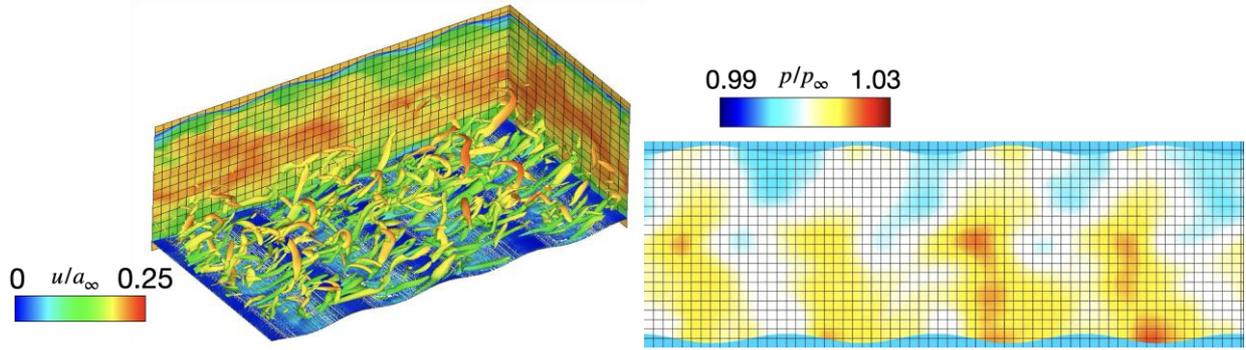


Fig. 1c.2 Instantaneous flowfields obtained by the proposed method on non-body-conforming grid for traveling wavy wall at $Re_\tau \approx 180$. Left, iso-surfaces of Q criterion colored by streamwise velocity; right, pressure. Every fifth grid point is shown.

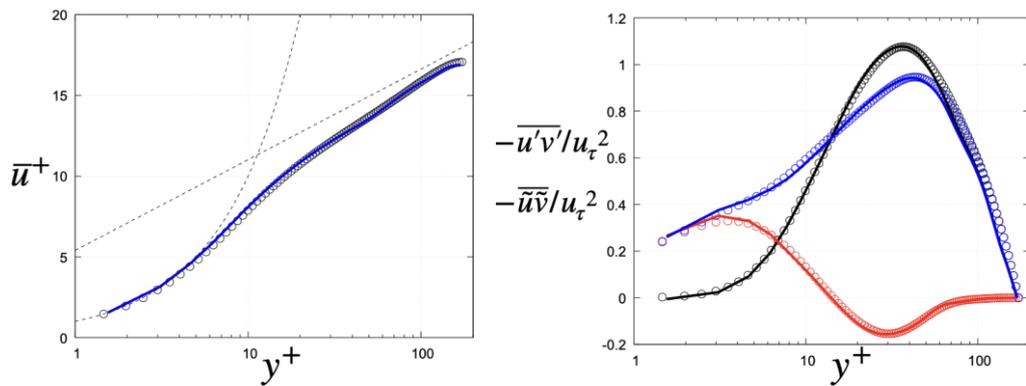


Fig. 1c.3 Mean streamwise velocity (left) and Reynolds shear stress (right) profiles on traveling wavy wall at $Re_\tau \approx 180$. Lines, proposed non-body-conforming grid method; open circles, reference data obtained by body-fitted grids. In the Reynolds shear stress profiles, black, red, and blue lines represent the random, periodic, and total components, respectively. Dashed lines in the left figure are $\bar{u}^+ = y^+$ and $\bar{u}^+ = \log(y^+)/0.41 + 5.2$.

これまでの壁面モデルを用いない比較的細かい格子での低レイノルズ数乱流解析に続き、令和6年度は提案手法を壁面モデル LES 解析に展開した。ここでは提案する移動物体計算法と壁面モデルを組み合わせた乱流解析手法の有効性を検証する。具体的には、開発アプリ FFVHC-ACE のキー要素技術の一つである非散逸の KEEP スキームをベースとし、静止物体に対して開発されてきた物体非適合格子法での壁面モデル LES 手法[1c.2]と、移動物体計算に特有のフレッシュセルへの inverse distance weighting 内挿[1c.3]を組み合わせることで、物体非適合格子法による世界初となる移動物体まわり流れの壁面モデル LES 解析の実現を試みる。

ここでは摩擦レイノルズ数が $Re_\tau \approx 1000$ の高レイノルズ数進行波状壁面境界層を対象として妥当性を検証する。令和6年度は主に壁面モデル LES 解析コードの開発を行い、数値計算を安定に実行できることを確認した。計算格子は各方向の wall unit での格子幅が $\Delta x^+ \approx 24.5$ の等間隔直交格子を用いており、境界層の内層を解像する wall-resolved LES に用いられる格子と比較して非常に粗い格子となっている。Fig.

1c.4 に提案手法により得られた瞬間の主流方向速度場を示す。現時点では予備的な計算結果となるが、図中の灰色で塗られた領域は進行波状壁面の内部を表しており、移動する壁面まわりの乱流場を安定に計算できていることがわかる。一般に、本解析のように粗い格子を用いる場合には、計算を安定に継続するためにフィルタリングなどによる数値粘性を付加する必要がある。一方で本解析はフィルタリングを用いておらず、非散逸の KEEP スキームをベースとする提案移動物体計算手法と壁面モデルの組み合わせによる高忠実な乱流解析の可能性を十分に示している。乱流統計量の予測性能などは今後詳細に検証する予定である。

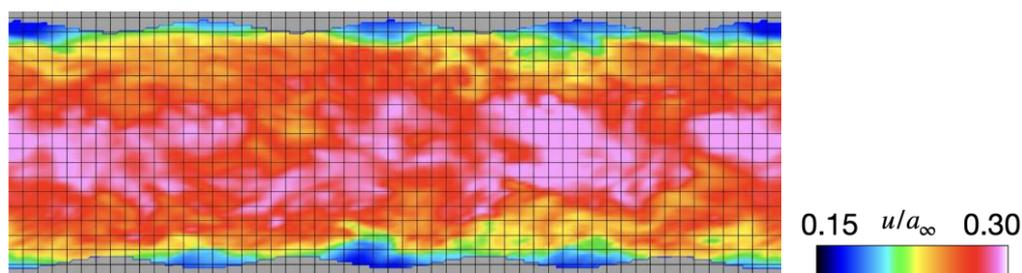


Fig. 1c.4 Instantaneous streamwise velocity fields on traveling wavy wall at $Re_\tau \approx 1000$. Every 10th grid point is shown. The gray-colored regions are inside the traveling wavy walls.

航空機主翼空力弾性の流体・構造連成解析

本項目では、巡航高迎角時の制限空力荷重予測とそれに基づく静的な主翼変形の準直接解析の実施に向け、開発アプリ FFVHC-ACE を用いた空力弾性解析（静空弾解析）に必要なツール群を再整備し、令和 5 年度試行した一方向空弾解析から双方向空弾解析へと展開できることを主翼簡易モデル（Boeing 777[1c.4, 1c.5]）において確認した。また双方向空弾解析が可能となったことで、分離反復型の連成解法を前提とした動的な空弾解析の実施時に必要なツール群の基礎が構築された。さらに、静空弾現象の準直接解析の検証として、ETW(European Transonic Windtunnel)での風洞実験データが提供されている HIRENASD モデルに対する解析準備を行なった。

主翼簡易モデルに対する空弾解析において、前年度までに開発した一方向連成のツール群を基盤とし、新たに構造モデル側の変位を空力モデルに反映させるツールを開発した（Fig.1c.5）。開発アプリ FFVHC-ACE は物体非適合格子を作成するため、構造モデルの変位を CAD モデル節点上に変換する方式を採用した。これにより、物体非適合格子における空気力評価、構造モデルへの空力荷重変換、空力モデルへの構造変位変換のツール群が揃い、反復型の双方向静空弾解析が可能となった。

上記ツールの検証に向けて、HIRENASD モデルの空弾解析の準備を行なった（Fig.1c.6）。まず、構造モデルに対して FEM による線形静解析を実施し、ベンチマークデータとして提供されている構造変位を得られることを確認した。また、FFVHC-ACE による準直接空力解析の実施に向けて簡易胴体形状付きの主翼形状 CAD データを整備した。これに並行して、参照データとするための HIRENASD モデルの RANS 解析も開始した。

以上のように、FFVHC-ACE における空弾解析において必須となる双方向連成を実施するツール群が整備され、令和 5 年度構築したツールのデバッグや主翼簡易モデルの検証を進めた。また、風洞実験データとの比較に向けて HIRENASD モデルの解析準備を開始し、令和 7 度には検証データを得られるよう進め

ていきたい。

簡易モデル (B777翼形態) での静空弾解析に基づく流体構造連成基礎ツールの構築

空力解析：FFVHC-ACEによるWMLES

Ma=0.172, Re=2.0x10⁷, AoA=10deg

荷重変位変換手法を改良

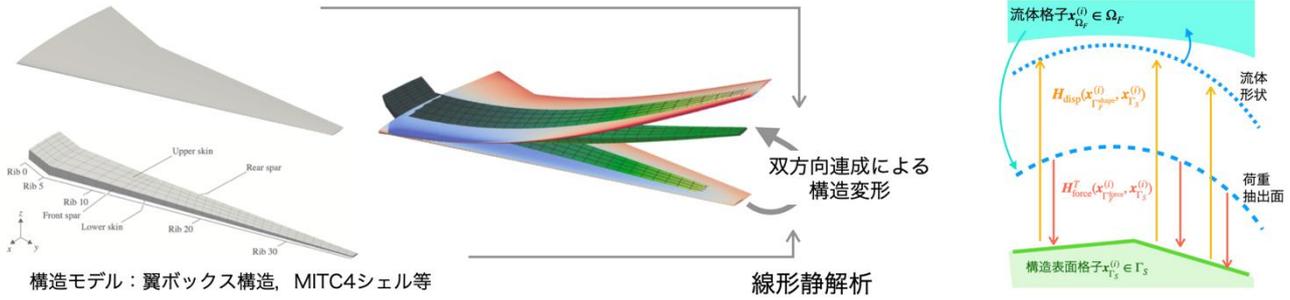


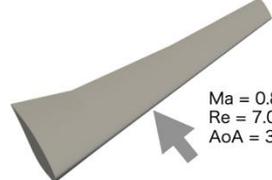
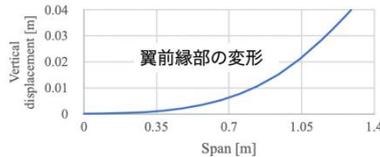
Fig. 1c.5 Summary of toolset for static aeroelasticity problem using FFVHC-ACE.

HIRENASDモデルによる実験データとの比較に向けた検討

(HIRENASD: High REynolds Number Aero-Structural Dynamics project)

- 変形静解析を試行し、構造FEMモデルについて問題なく解析を行えることを確認した
- 胴体部分の拘束を調整
- 仮想的な力を翼端に付加

- FFVHC-ACEでの準直接解析に向けて流体解析モデルの作成を行なった
- 参照解析としてRANS解析を実施した(右下图)
- 静的空弾変形に関し、ETWで行われた実験結果(右図)と比較予定



Ma = 0.8
Re = 7.0 x 10⁶
AoA = 3.0°

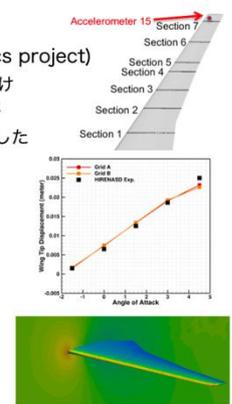


Fig. 1c.6 Preliminary analysis and setup for HIRENASD model using FFVHC-ACE.

参考文献

[1c.1] Brehm, C., Bara, M.F. & Kiris, C.C. (2019), “Development of immersed boundary computational aeroacoustic prediction capabilities for open-rotor noise,” *Journal of Computational Physics*, 388, 690-715.

[1c.2] Tamaki, Y. & Kawai, S. (2021), “Wall modeling for large-eddy simulation on non-body-conforming Cartesian grids,” *Physical Review Fluids*, 6, 114603.

[1c.3] Choung, H., Saravanan, V., Lee, S. & Cho, H. (2021), “Nonlinear weighting process in ghost-cell immersed boundary methods for compressible flow,” *Journal of Computational Physics*, 433, 110198.

[1c.4] Date, S., Abe, Y. & Okabe, T. (2022), “Effects of fiber properties on aerodynamic performance and structural sizing of composite aircraft wings,” *Aerospace Science and Technology*, 124, 107565.

[1c.5] Liu, Y., Date, S., Nagashima, T., Okabe, T. & Abe, Y. (2025), “Effects of aeroelastic coupling accuracy and geometrical nonlinearity on performances of optimized composite wings,” *Aerospace Science and Technology*, 158, 109926.

(2) 大規模複雑流体データのデータ駆動科学

確立した高速・並列化アルゴリズムを用いた航空機全機形状・高速バフエット現象における大規模複雑流体データのデータ駆動科学的解析の実施と有効性検証、および離着陸空力音響大規模データの試解析。

DMD/Hankel DMD の高速並列化アルゴリズムと 3 次元遷音速バフエット現象への適用

数百億点規模の超大規模データを流体现象の理解に役立つよう低次元抽出・見える化するために、超大規模データに対する動的モード分解(DMD)[2.1]の高速並列化アルゴリズムを開発した[2.2]。これにより、FFVHC-ACE[2.3]による高忠実解析から大規模データ解析までを実施可能なフレームワークが構築された。また、モード分解をより高精度に実現可能なハンケル DMD に対しても、数百億点規模の超大規模データに適用可能な高速並列化アルゴリズムを構築した。

DMD は、多くの瞬間流れデータ(スナップショットデータ)から特定の周波数と成長率を有する DMD モードを抽出する。流体分野に限らず多くの分野で幅広く用いられているが、数値流体力学分野における DMD の学術的課題は、数値シミュレーションで得られるスナップショットのデータサイズが大規模となるために、DMD で用いるデータ行列が巨大となり扱いが難しいことであった。この課題に対し、既往研究[2.4, 2.5, 2.6]では、巨大なデータ行列を小行列に近似することで、DMD で必要な計算コストと必要メモリの削減を行っている。しかし、これらの手法はユーザーパラメータが含まれており、正確なモード分解を与えるための適切なパラメータ値が問題に依存しかねない。それに対し本研究では、ユーザーパラメータを伴う近似を導入することなく、厳密に従来の DMD を再現可能な高速並列化アルゴリズムを構築した[2.2]。この高速並列化アルゴリズムでは、データ行列 X から $X^T X$ を並列計算し、数学的な等価性を保ちつつ DMD アルゴリズムを小行列のみで表現する。 $X^T X$ の並列計算では、流体シミュレーションで一般的に用いる領域分割法による並列化を応用しており、並列化した流体シミュレーションで得られたデータと相性が良いのも特徴である。

また加えて、構築した高速並列化アルゴリズムをハンケル DMD にも展開した。ハンケル DMD では、要素数が格子点数のベクトルであるスナップショットデータを複数並べることでさらに積層させ、データ行列が有する情報量を増加させることで、DMD によるモード分解の正確さを向上させる手法である[2.7]。格子点数が数百億点となる超大規模データに対しては、スナップショットを積層させることで更に大規模なデータ行列を扱わなくてはならず、ハンケル DMD の実現が困難であった。そのため、ハンケル DMD が数値シミュレーションデータのモード分解に有効であるかは明確でなかった。一方で、本研究で構築した高速並列化アルゴリズムを用いると、ハンケル DMD で必要な計算コストと必要メモリが従来 DMD のそれらと同等になり、大規模データに対しても高速かつ容易にハンケル DMD が実施可能となる。これにより、数値シミュレーションデータへのハンケル DMD の有効性を初めて示すことができる。

Fig. 2.1 と Fig. 2.2 は、(1a)で得られた航空機実機複雑形状 NASA-CRM 周りの遷音速バフエット現象データに対する DMD およびハンケル DMD の解析結果である。格子点数は約 20 億点、使用した「富岳」のノード数は 768 ノードであり、このような大規模データに対しても、DMD およびハンケル DMD に必要な計算時間は 10-20 分程度であった。3 次元遷音速バフエット現象では、主翼上面をスパン方向外縁に向かって伝播する特徴的な圧力変動が発生し、この圧力変動の周波数はストローハル数が $St \approx 0.3$ であると報告されている[2.8]。Fig. 2.1(a)には DMD モードの周波数と増幅率を示しており、 h はハンケル DMD のスナップショットデータ積層数である。 $h = 0$ の場合(通常の DMD と等価)では、 $St \approx 0.3$ 付近の DMD

モードは負の成長率を持っており、時間と共に非物理的に減衰する。一方、 $h = 10$ および 50 のハンケル DMD では、 $St \approx 0.3$ 付近で成長率がゼロに近い DMD モードを抽出しており、より実際の物理現象に近いモードを抽出することができている。Fig. 2.1(b)には、使用するモード数に対するデータ再構築エラーを示している。全ての使用モード数において h を増加させることで再構築エラーが減少することが確認でき、格子点数が数十億という大規模データに対するハンケル DMD の有効性を、本研究で初めて実証できたといえる。また、Fig. 2.2 には主翼上面の圧力変動に対する DMD モードを示している。モードの順番を貪欲法[2.9]に基づいてモード再構築への寄与率で決定し、上位から3つのモードを示した。時間は、ハンケル DMD で使用したスナップショットデータの最後の時間である。 $h = 0$ では3つのモード全てが時間と共に減衰し明確な圧力変動が見られないが、 $h = 50$ では3つのモード全てで明確な圧力変動が観察できる。特に、スパン方向に分布する圧力変動のセル構造（バフェットセルと呼ばれる）が見られ、複雑な流体现象データから特徴的な構造を抽出された、すなわち低次元化・見える化が実現されたと言える。

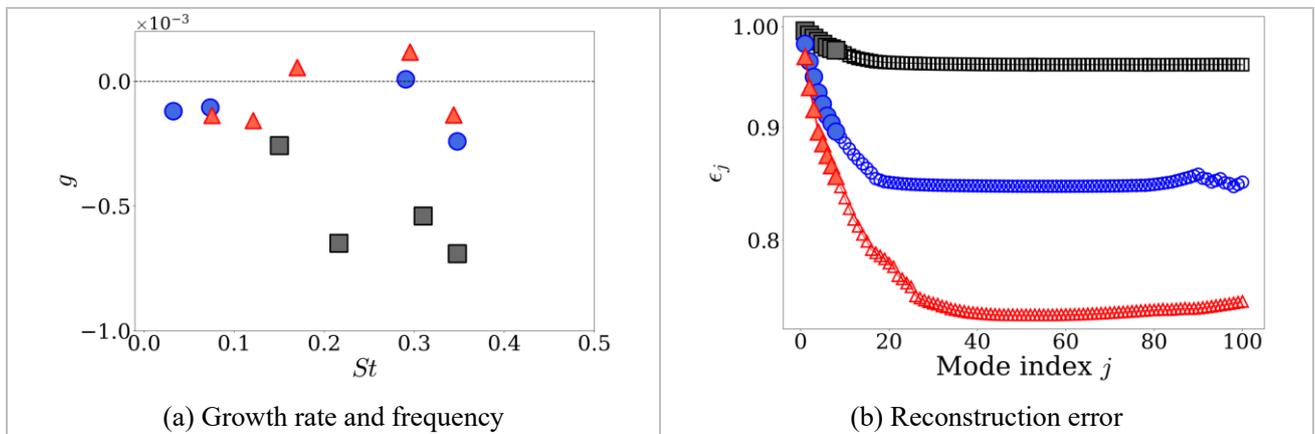
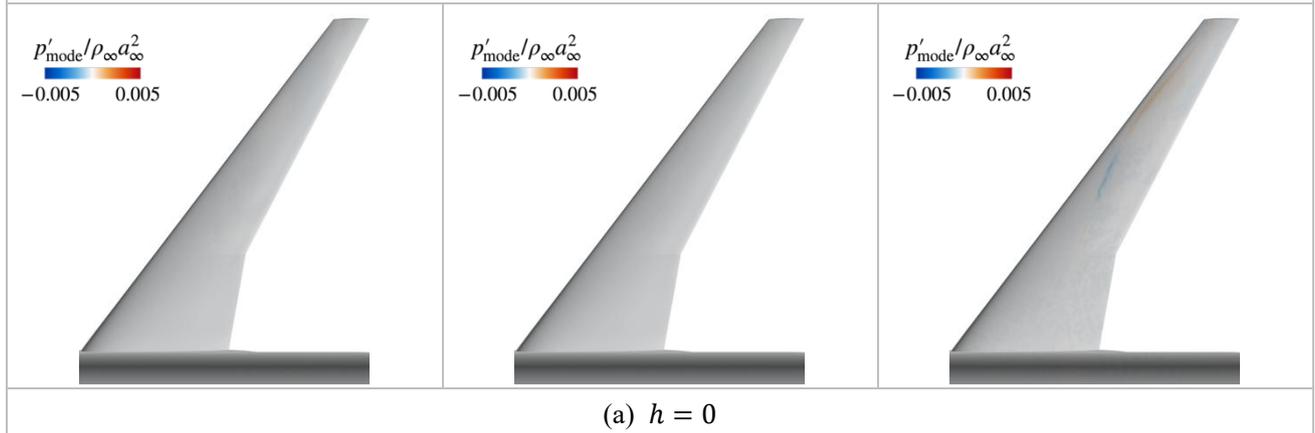
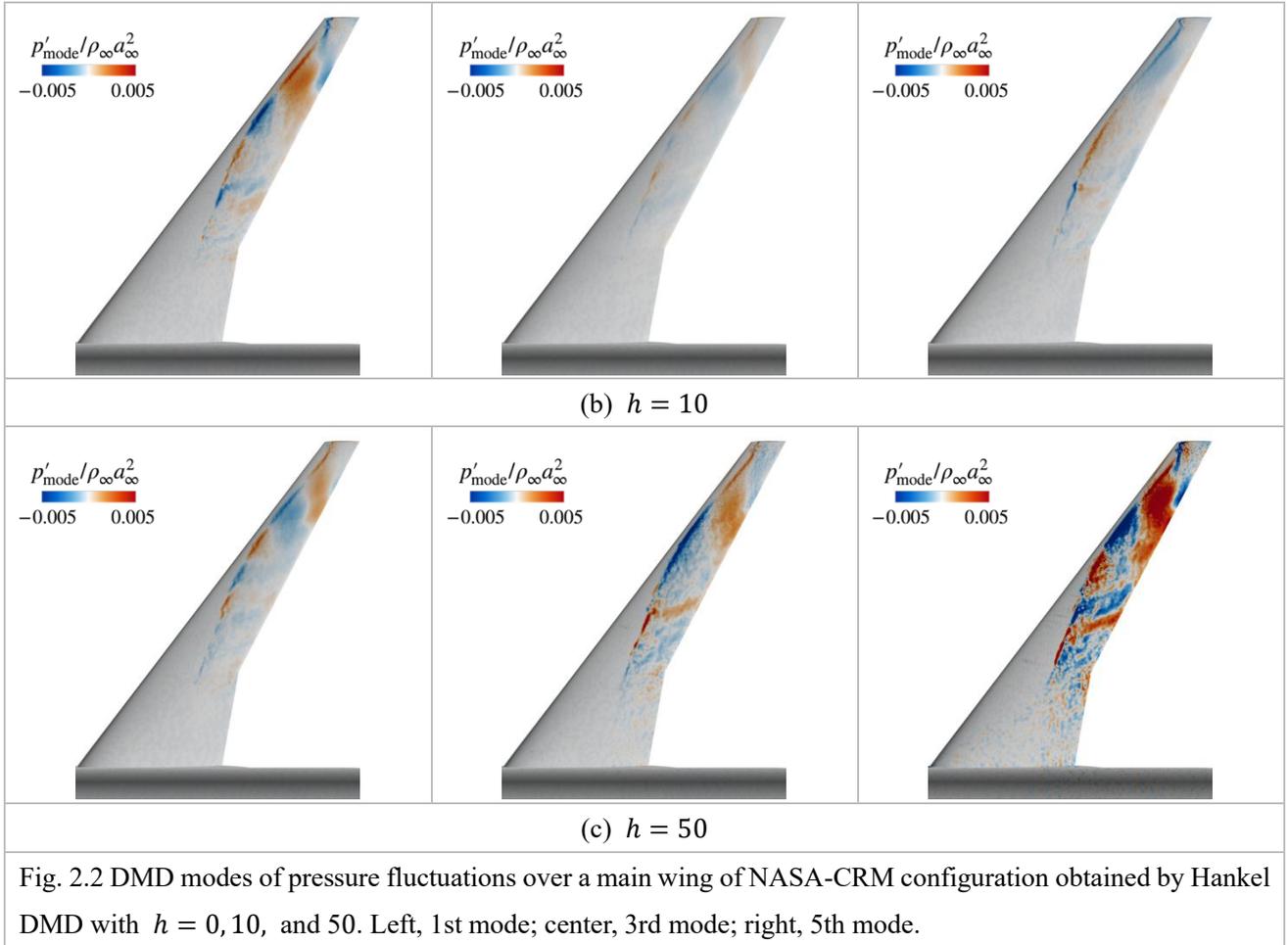


Fig. 2.1 Relationships between growth rates and frequencies of DMD modes and reconstruction errors obtained by Hankel DMD of high-fidelity flow data for NASA-CRM configuration. Black squares, $h = 0$; blue circles, $h = 10$; red triangles, $h = 50$. Filled symbols, first 8 modes; open symbols, other modes.





参考文献

- [2.1] Schmid, J. P. (2010). Dynamic mode decomposition of numerical and experimental data. *Journal of Fluid Mechanics*, 656, 5-28.
- [2.2] Asada, H., & Kawai, S. (2024). Exact parallelized dynamic mode decomposition with Hankel matrix for large-scale flow data. *Theoretical and Computational Fluid Dynamics*, 39(8), 1-34.
- [2.3] Asada, H., Tamaki, Y., Takaki, R., Yumitori, T., Tamura, S., Hatanaka, K., Imai, K., Maeyama, H., & Kawai, S. (2023). FVHC-ACE: fully automated Cartesian-grid-based solver for compressible large-eddy simulation. *AIAA Journal*, 61(8), 3466-3484.
- [2.4] Brunton, S. L., Proctor, J. L., Tu, J. H., & Kutz, J. N. (2016). Compressed sensing and dynamic mode decomposition. *Journal of Computational Dynamics*, 2(2), 165-191.
- [2.5] Sayadi, T., & Schmid, P. J. (2016). Parallel data-driven decomposition algorithm for large-scale datasets: with application to transitional boundary layers. *Theoretical and Computational Fluid Dynamics*, 30, 415-428.
- [2.6] Ohmichi, Y. (2017). Preconditioned dynamic mode decomposition and mode selection algorithms for large datasets using incremental proper orthogonal decomposition. *AIP Advances*, 7(7), 075318.
- [2.7] Champion, K.P., Brunton, S. L., & Kutz, J. N. (2019). Discovery of Nonlinear Multiscale Systems: Sampling Strategies and Embeddings, 18(1), 312-333.
- [2.8] Sugioka, Y., Nakakita, K., Koike, S., Nakajima, T., Nonomura, T., & Asai, K. (2021). Characteristic unsteady

pressure field on a civil aircraft wing related to the onset of transonic buffet. Experiments in Fluids, 62(20), 1-18.

[2.9] Natarajan, B.K. (1995). Sparse approximate solutions to linear systems. SIAM Journal on Computing, 24(2), 227-234.

(3) 「富岳」NEXT を見据えた次世代アプリケーションへの展開検討

階層境界を含まない直交格子における KEEP スキームの基底関数ベース新アルゴリズムの確立、および基底関数ベース新アルゴリズムのカーネルプログラムでの評価。

基底関数ベース KEEP スキームの確立

「富岳」NEXT を見据えた次世代アプリケーションの開発に向けて、流束再構築法(flux reconstruction 法、FR 法)[3.1]における運動エネルギー・エントロピー保存スキーム(KEEP スキーム)[3.2]を開発し、従来のステンシル計算から脱却する基底関数ベースの KEEP スキームを確立した。FR 法は、計算セル内に solution point(SP)と呼ばれる解の定義点を複数設け、SP で定義された物理量からセル内部の物理量分布を多項式で表現する。SP における物理量の空間微分は、多項式を解析的に微分することで求めることができ、従来のステンシル計算のような周りの計算セルの情報を用いた計算を必要としない。すなわち、FR 法では時間発展のために必要な情報がセル内でほぼ完結しているため、キャッシュメモリを有効に活用することができれば、次世代スパコンで想定される低 B/F 環境下や GPU などのアクセラレータにおいて高い演算性能を出せると期待できる計算手法である[3.3]。しかし、FR 法は数値安定性に課題があり、安定な流体シミュレーションを行うためには多大な数値粘性を付加しなくてはならず、その多大な数値粘性が高忠実な乱流解析の障壁になるという学術的課題がある。そこで本研究では、FR 法のフレームワークで非散逸かつ安定な KEEP スキームを構築することで、「富岳」NEXT を見据えた次世代の高忠実流体解析アプリケーションの開発を検討した。

FR 法では、運動エネルギー保存スキーム(KEP スキーム)が提案されている[3.4]。KEP スキームも数値粘性を導入しない非散逸スキームではあるが、数値粘性の導入なしでは計算が不安定になるという課題があった。運動エネルギー保存だけでなくエントロピー保存までも離散的に満たす KEEP スキームの方が、数値安定性に優れることが知られている。また、KEP-FR 法では SP を Gauss-Lobatto 点に基づいて配置することで、運動エネルギー保存を満たすことができるとされている。Gauss-Lobatto 点を選択している理由は、計算セル境界に SP が設けられるためであり、それにより運動エネルギー保存が FR 法で達成されると述べられている。しかし、Gauss-Lobatto 点を用いた数値積分は Gauss-Legendre 点を用いた数値積分よりも精度が低く、KEP-FR 法の定式化において厳密な積分が達成されない部分があることが本研究で明らかとなった。そのため、運動エネルギー保存は厳密には満たされておらず、これが数値不安定性を引き起こす原因と考えられる。これらを踏まえた上で、本研究では、SP を Gauss-Legendre 点に基づいて配置した上で、KEEP-FR 法を構築した。Gauss-Legendre 点は計算セルの境界に設けないため、直接的には運動エネルギー・エントロピー保存を満たすことが困難であるが、本研究で構築した KEEP-FR 法では、FR 法で用いている修正関数を適切に選択した上で、その修正関数による修正を KEEP スキームで用いている split form の微分項に用いることで、運動エネルギー・エントロピー保存を離散的に満たしている。

Fig. 3.1 は、非粘性 Taylor-Green 渦を 4 次精度の KEEP-FR 法で解析した数値実験結果であり、エントロピー保存エラーの時間履歴を示している。比較のため、数値粘性を導入している既存の FR 法と、既存の中心差分法(非散逸だが不安定)による解析結果も示している。非粘性流の解析であるため、エントロピーは変化せず保存するのが解析解であるが、数値粘性を導入した既存の FR 法は数値粘性により非物理的にエントロピーが増加し、既存の中心差分法は解析初期段階で不安定になり計算が破綻している。一方、本研究で構築した KEEP-FR 法は、数値粘性を導入しない非散逸スキームであるためエントロピー保存性を大幅に改善し、なおかつ安定な計算を実現している。このように提案した KEEP-FR 法は、「富岳」NEXT を見据えた次世代の高忠実流体解析アプリケーションの土台となりうるスキームであると考えている。

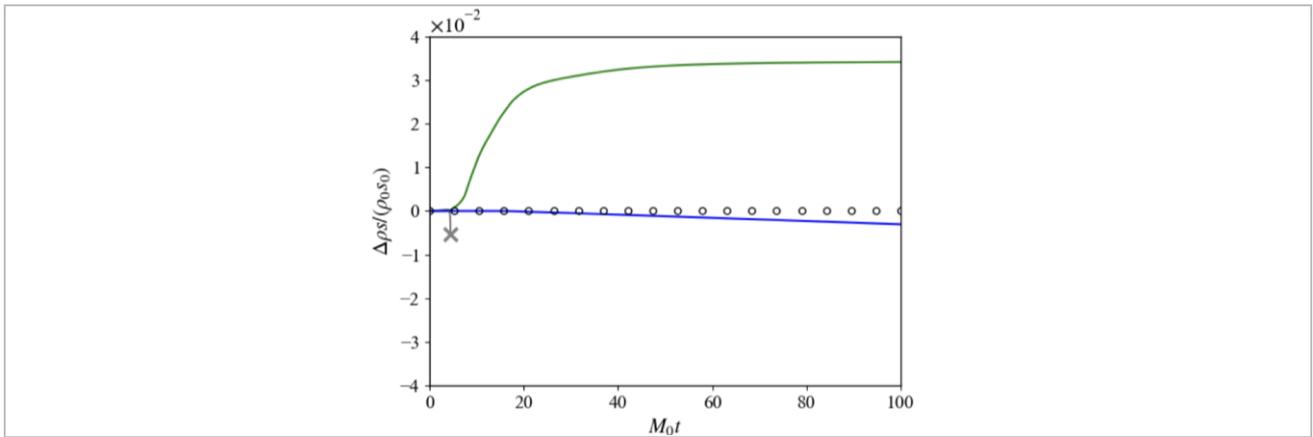


Fig. 3.1 Time histories of entropy conservation errors for inviscid Taylor-Green vortex on a Cartesian grid. Blue, proposed 4th-order KEEP-FR,; green, conventional Roe-FR; gray, conventional central scheme; circles, exact.

KEEP-FR 法の階層型直交格子への展開

確立した KEEP-FR 法を開発アプリ FFVHC-ACE へと展開するため、階層型直交格子へと展開した。階層型直交格子は、航空機実機形状のような複雑形状に対しても高速かつ容易に生成可能であり、開発アプリ FFVHC-ACE[3.5]における重要な解析技術の一つである。階層型直交格子では、格子細分化レベルが切り替わる階層境界があり、この階層境界の取り扱いが KEEP-FR 法を階層型直交格子へと展開する上で重要となる。

既存の FR 法などでは、階層境界を取り扱うための手法としてモルタル法[3.6]が考案されている。階層境界では SP の位置が細かいセルの境界と粗いセルの境界で一致しない(Fig. 3.2 参照)が、モルタル法ではこれらのセルの間にモルタルと呼ばれる中間面を設け、中間面に SP を新たに設ける。中間面の SP における物理量は、細かいセルと粗いセルの両者から補間して求め、これらの補間値から FR 法で用いる共通流束を求めた上で、得られた共通流束を細かいセルと粗いセルに補間し直す。補間の方法は様々考えられるが、従来のモルタル法では補間の L2 エラーを最小化する方法が考案されている。

それに対し本研究では、モルタル法よりも簡便な方法で階層境界を取り扱い、なおかつ運動エネルギー・エントロピー保存を満たす階層型直交格子 KEEP-FR 法を構築した。階層境界における SP は細かいセルの境界にある SP と一致させ、粗いセル側の階層境界の SP における物理量は、粗いセルの SP が保有する物理量から補間する。補間の方法は、KEEP スキームにおける運動エネルギー・エントロピー保存条件から解析的に求めている。その補間値から共通流束を計算し、細かいセルではその共通流束から、粗いセル

では改めて粗いセルの SP へと補間し直した共通流束から FR のフレームワークで計算することで、階層型直交格子 KEEP-FR 法が構築される。Fig. 3.3 は、構築した階層型直交格子 KEEP-FR 法(4次精度)で行った非粘性 Taylor-Green 渦の数値実験であり、エントロピー保存エラーの時間履歴を示している。比較のために、階層境界を含まない既存の 2 次精度中心差分法による解析結果も示している。既存の 2 次精度中心差分法では数値不安定性により解析が破綻しているが、構築した階層型直交格子 KEEP-FR 法では、数値粘性の導入なしにエントロピーを概ね保存しつつ、安定な解析を実現しており、KEEP-FR 法の開発アプリ FFVHC-ACE への展開への土台が構築できたと言える。

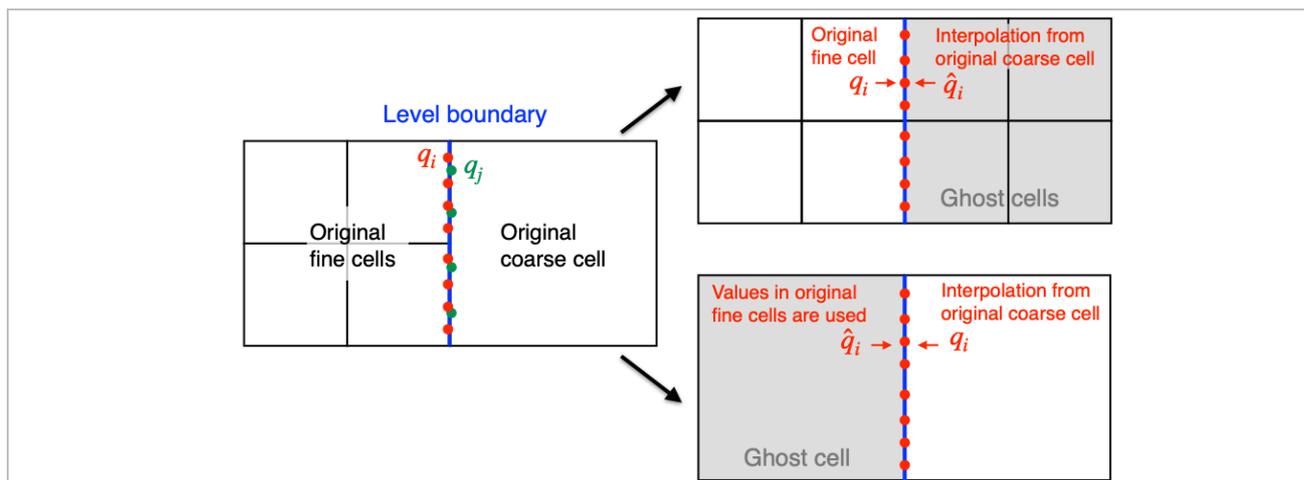


Fig. 3.2 Schematic of cells around a level boundary and interpolations in proposed KEEP-FR method for hierarchical Cartesian grids.

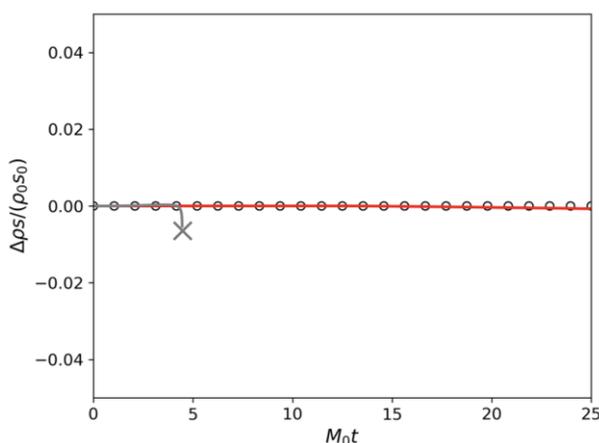


Fig. 3.3 Time histories of entropy conservation errors for inviscid Taylor-Green vortex on a hierarchical Cartesian grid with level boundaries. Red, proposed 4th-order KEEP-FR for hierarchical Cartesian grids; gray, conventional central (on Cartesian grids without level boundaries); circles, exact.

KEEP スキームのエントロピー保存性 (安定性) をさらに向上させる計算法の確立

当初の研究計画以上の拡大実施項目として、KEEP スキームのエントロピー保存性をさらに向上させる数値計算手法を確立した。一般に、計算スキームのエントロピー保存性は圧縮性流体解析における数値安定性と密接に関連しており、KEEP スキームは従来の中心差分系スキームと比較して、離散的にエントロ

ピー保存性を格段に向上させ、高い計算安定性を実現するスキームである。一方で、KEEP スキームはエントロピーを厳密には保存せず[3.7]、さらには流体の圧力と速度が一定の空間分布を維持する物理的性質（圧力平衡）を数値的に保つことができない[3.8]という点で課題が残されていた。そこで本研究は数値流束が圧力平衡を維持するための条件を導出し、エントロピー保存誤差解析によって圧力平衡を満たしながらエントロピー保存性を向上させる新しいKEEP スキームを開発した。Fig. 3.4 に提案スキームの数値流束を示す。従来のKEEP スキームと比較して、新しく提案するKEEP スキームは数値流束に含まれる密度 ρ と内部エネルギー e の算術平均を幾何平均に置き換えるというシンプルな修正を加えたものになっている。Fig. 3.5 に非粘性 Taylor-Green 渦（マッハ数 0.4）での数値実験結果を示す。この結果は提案手法により非常にシンプルな修正のみでKEEP スキームのエントロピー保存性をさらに向上させられることを示しており、本成果によりKEEP スキームの適用可能性が大きく広がることが期待できる。本研究成果をまとめた論文はすでに学術誌に受理・公開されている[3.9]。

	Proposed KEEP scheme	Original KEEP scheme
Mass flux	$C_j _{m+\frac{1}{2}} = \sqrt{\rho _m \rho _{m+1}} \frac{u_j _m + u_j _{m+1}}{2}$	$C_j _{m+\frac{1}{2}} = \frac{\rho _m + \rho _{m+1}}{2} \frac{u_j _m + u_j _{m+1}}{2}$
Momentum flux	$M_{ij} _{m+\frac{1}{2}} = C_j _{m+\frac{1}{2}} \frac{u_j _m + u_j _{m+1}}{2}$	$M_{ij} _{m+\frac{1}{2}} = C_j _{m+\frac{1}{2}} \frac{u_j _m + u_j _{m+1}}{2}$
Kinetic energy flux	$K_j _{m+\frac{1}{2}} = C_j _{m+\frac{1}{2}} \frac{u_i _m u_i _{m+1}}{2}$	$K_j _{m+\frac{1}{2}} = C_j _{m+\frac{1}{2}} \frac{u_i _m u_i _{m+1}}{2}$
Internal energy flux	$I_j _{m+\frac{1}{2}} = C_j _{m+\frac{1}{2}} \sqrt{e _m e _{m+1}}$	$I_j _{m+\frac{1}{2}} = C_j _{m+\frac{1}{2}} \frac{e _m + e _{m+1}}{2}$

Fig. 3.4 Numerical fluxes of the proposed (left) and original (right) KEEP schemes.

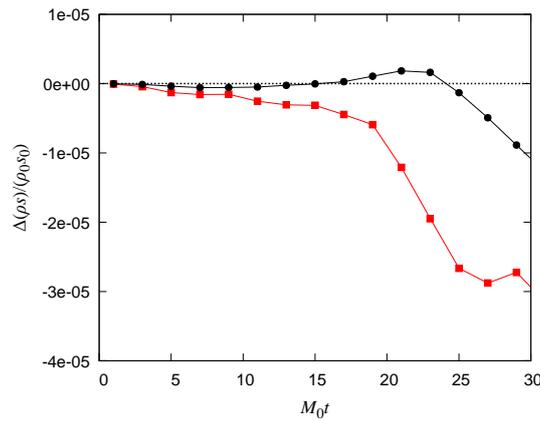


Fig. 3.5 Time histories of entropy conservation errors for inviscid Taylor-Green vortex. Black, proposed KEEP; red, original KEEP.

基底関数ベース新アルゴリズムのカーネルプログラムでの評価

「富岳」NEXT を見据えた次世代アプリケーションへの展開検討として、メモリアクセス性能がボトルネックとなるステンシル計算からの脱却を目指して、基底関数ベース新アルゴリズムの検討とカーネルプログラムを用いて現有システムでの評価を行った。物理現象の支配方程式である偏微分方程式での微分の評価を差分法ではステンシル計算で行うが、基底関数ベースの計算アルゴリズムでは、物理量分布は基底関数の重ね合わせで表現されるため、微分は解析的に求めることができステンシル計算を行う必要はない。基底関数ベースアルゴリズムとして、ここでは本研究で開発している KEEP-FR 法のベースとなっている FR 法[3.10]を採用した。FR 法における物理量ならびにその微分の計算は、共通するカーネル計算で実装される。このカーネル計算部分だけを実装したカーネルプログラムを令和 5 年度作成した。令和 6 年度は令和 5 年度開発したカーネルプログラムを用いて、当初の目的である B/F (=メモリアクセス量/演算量) の評価を行った。

評価にあたり、まずは B/F の求め方について検討を行った。H/W の B/F に関しては、理論的な値が公表されているが、メモリアクセス性能に関しては、理論性能とプログラムを実行した際の実際の性能とで乖離が見られるため、ベンチマークテストなどで測定される実測値を用いることとする。一方、アプリケーションプログラムの場合はプロファイラなどを利用して算出するのが一般的であり、ここでもプロファイラなどを利用して算出した。プロファイラを用いて実行時のデータから B/F を算出する場合 H/W の仕組みに依存するため、ソースプログラムから求めたものと乖離があることが確認できた。演算数に関してはプログラムのコンパイルの際に最適化を抑止することで比較的正確な演算数が求められるが、メモリアクセス量に関しては、ソースプログラムの実装方法によっては、最適化やキャッシュ利用の影響などでソースプログラムから算出する値と異なる場合があることが確認できた。Tab. 3.1 にはカーネルの異なる 3 種類の実装方法を示す。3dC は構造体 (3 次元配列+1 次元配列) の利用とメモリに対して連続アクセスとなるループ構造を用いた実装であり、4dC は 4 次元配列と連続アクセスでの実装、4dS は 4 次元配列とストライドアクセスでの実装である。これらのカーネルに対して imax (データサイズ) を 4,8,16,32 と変化させた場合のプロファイラで得られたメモリアクセス量[GBytes]を Tab. 3.2 に示す。ちなみにソースプログラムから算出したメモリアクセス量は 2.62[GBytes]である。4dC (4 次元配列+連続アクセス) ではプロファイラで取得された値とソースプログラムから算出される値がほぼ等しいが、他の実装方法では値が異なることがわかる。これは構造体の利用によるメモリアクセス量の増加や、ストライドアクセスの場合ブロックアクセスによるアクセス量の増加と考えられる。また、最適化の有無によっても値が異なることも確認できた。

Tab. 3.1 カーネルループの実装方法

3dC : 構造体+連続アクセス	4dC : 配列+連続アクセス	4dS : 配列+ストライドアクセス
<pre>do itr=1,itrmax; do n=1,nPhys do nc=1,ncmax do k=1,imax; do j=1,imax; do i=1,imax a3d(nc)%d(i,j,k,n) = a3d(nc)%d(i,j,k,n) + ... enddo; enddo; enddo enddo</pre>	<pre>do itr=1,itrmax; do n=1,nPhys do k=1,imax; do j=1,imax; do i=1,imax do nc=1,ncmax a4d(nc,i,j,k,n) = a4d(nc,i,j,k,n) + ... enddo enddo; enddo; enddo</pre>	<pre>do itr=1,itrmax do nc=1,ncmax; do k=1,imax; do j=1,imax; do i=1,imax do n=1,nPhys a4d(nc,i,j,k,n) = a4d(nc,i,j,k,n) + ... enddo enddo; enddo; enddo; enddo</pre>

enddo; enddo	enddo; enddo	enddo
--------------	--------------	-------

Tab. 3.2 カーネルの実装方法の違いによるメモリアクセス量[GByte]の違い

Imax		4	8	16	32
最適化適用 (-O3)	3dC	13.7	5.37	3.95	3.35
	4dC	2.63	2.66	2.77	2.85
	4dS	24.8	21.0	26.1	83.9
最適化非適用 (-g)	3dC	12.0	5.22	3.77	3.19
	4dC	2.63	2.66	2.75	2.78
	4dS	18.9	12.0	26.3	83.9

更に、問題設定、特に計算格子のブロックサイズにも原理的に依存することも判明した。我々の計算では計算領域を、複数の同じセル数を有するブロックに分割して計算を行うが、総セル数を一定にしてブロックサイズを変更した場合の演算量の変化の例を Tab. 3.3 に示す。FR 法での微分計算はブロックサイズが 1/2 になると演算量も 1/2 になる。一方、従来の差分計算（ステンシル計算）における微分（差分）では、演算量はブロックサイズに依存せず一定であるが、対流項の計算ではセル面での計算を行うためブロックサイズが 1/2 になると演算量は微増することがわかる。

Tab. 3.3 ブロックサイズによる演算量の変化

	N=4	N=8	N=16	N=32
ブロック	4×4×4	8×8×8	16×16×16	32×32×32
セル	24×24×24	12×12×12	6×6×6	3×3×3
FR での微分	1/8	1/4	1/2	1
FDM での差分	1	1	1	1
FDM での流束	1.11	1.06	1.03	1

B/F は計算性能の評価指標として重要であるが、実際のアプリケーションプログラムを用いて計算を行う際の性能が問題なので、B/F の算出もソースプログラムからの算出ではなく、実際に計算を行う状況での値で評価を行うべきであると考えている。以上の結果を踏まえて、カーネルプログラムの B/F の評価を行った結果が Tab. 3.4 である。今後は流体解析プログラム開発と B/F の評価を行い、基底関数ベース新アルゴリズムの優位性を確認する予定である。

Tab. 3.4 B/F の比較

imax	カーネル	演算数[Gflop]	アクセス量[GByte]	B/F
4	3dC	0.492	12.0	24.4
	4dC	0.492	2.63	5.35
	4dS	0.491	18.9	38.5
8	3dC	0.491	5.22	10.6

	4dC	0.491	2.66	5.40
	4dS	0.492	12.0	24.3
16	3dC	0.492	3.77	7.65
	4dC	0.491	2.75	5.60
	4dS	0.492	26.3	53.6
32	3dC	0.491	3.19	6.50
	4dC	0.492	2.78	5.65
	4dS	0.492	83.9	170

参考文献

- [3.1] Huynh, H. T. (2007). A flux reconstruction approach to high-order schemes including discontinuous Galerkin methods. 18th AIAA computational fluid dynamics conference, AIAA Paper 2007-4079.
- [3.2] Kuya, Y., Totani, K., & Kawai, S. (2018). Kinetic energy and entropy preserving schemes for compressible flows by split convective forms. *Journal of Computational Physics*, 375, 823-853.
- [3.3] Witherden, F. D., Farrington, A. M., & Vincent, P. E. (2014). PyFR: An open source framework for solving advection--diffusion type problems on streaming architectures using the flux reconstruction approach. *Computer Physics Communications*, 185(11), 3028-3040.
- [3.4] Abe, Y., Morinaka, I., Haga, T., Nonomura, T., Shibata, H., & Miyaji, K. (2018). Stable, non-dissipative, and conservative flux-reconstruction schemes in split forms. *Journal of Computational Physics*, 353, 193-227.
- [3.5] Asada, H., Tamaki, Y., Takaki, R., Yumitori, T., Tamura, S., Hatanaka, K., Imai, K., Maeyama, H., & Kawai, S. (2023). FFVHC-ACE: fully automated Cartesian-grid-based solver for compressible large-eddy simulation. *AIAA Journal*, 61(8), 3466-3484.
- [3.6] Kopriva, D. A. (1996). A Conservative Staggered-Grid Chebyshev Multidomain Method for Compressible Flows. II. A Semi-Structured Method. *Journal of Computational Physics*, 128(2), 475-488.
- [3.7] Tamaki, Y., Kuya, Y., & Kawai, S. (2022), "Comprehensive analysis of entropy conservation property of non-dissipative schemes for compressible flows: KEEP scheme redefined," *Journal of Computational Physics*, 468, 111494.
- [3.8] Shima, N., Kuya, Y., Tamaki, Y., & Kawai, S. (2021), "Preventing spurious pressure oscillations in split convective form discretization for compressible flows," *Journal of Computational Physics*, 427, 110060.
- [3.9] Kawai, S. & Kawai, S. (2025), "Logarithmic mean approximation in improving entropy conservation in KEEP scheme with pressure equilibrium preservation property for compressible flows," *Journal of Computational Physics*, 530, 113897.
- [3.10] Haga, T. & Kawai, S. (2019), "On a robust and accurate localized artificial diffusivity scheme for the high-order flux-reconstruction method", *Journal of Computational Physics*, 376, 534-563.

(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。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実施していく。

本課題および東北大学流体科学研究所航空機計算科学センターの主催でアウトリーチ活動として「航空機フォーラム in 大阪」を令和6年8月24日（土）10:00～16:00にナレッジキャピタルカンファレンスルームにて開催した。主に高校生・高専生・大学生を中心に40名強の方々にご参加いただいた。また本課題を含めた「富岳」成果創出加速プログラムの課題のうち、特にものづくり分野との関連が深い3課題およびNEDOのプロジェクト課題との合同で「第8回HPCものづくり統合ワークショップ」を令和6年12月3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（「富岳」成果創出加速プログラム3課題は、AIの活用によるHPCの産業応用の飛躍的な拡大と次世代計算基盤の構築（課題代表者：長谷川 洋介）、「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）。「国のプロジェクトの最新状況」セッションでは、「圧縮性流体解析統合基盤アプリ FFVHC-ACE：高忠実な圧縮性流体解析から大規模複雑データ解析まで」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98機関（官庁・団体・研究機関7機関、大学関係12機関、民間企業73社、マスコミ1社、その他5）で、参加人数は133名であり多数の方々にご参加いただいた。また令和6年12月27日（金）に開催された「次世代計算基盤に係る調査研究に関する合同ワークショップ」では、パネル・ディスカッション「今後の次世代計算基盤開発・整備の在り方」にて課題参加者がパネリストとして登壇した。加えて日本航空宇宙学会主催の第56回流体力学講演会／第42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、9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大阪大学の研究グループとも定期的な実施者会議を開催し、連携を密とした。加えて、本課題およびCREST[数理的情報活用基盤]「作用素論的データ解析に基づく複雑ダイナミクス計算基盤の創出」の主催で大規模複雑系・動的縮約数理計算ワークショップを開催した。また令和6年度も引き続き有能な若手研究員に本プロジェクトに参加してもらい、将来のステップアップまでを見据えた人材育成として、基礎学術研究と応用研究をバランス良く推進できるよう取り組んだ。

2-3. 活動（研究会の活動等）

1. 航空機フォーラム in 大阪（主催），令和6年8月19日
2. 『「富岳」成果創出加速プログラム』第8回 HPC ものづくり統合ワークショップ（共催），令和6年12月3日
3. 「富岳」成果創出加速プログラムシンポジウム（ポスター），令和6年12月25日
4. 次世代計算基盤に係る調査研究に関する合同ワークショップ，令和6年12月27日
5. 「富岳」成果創出加速プログラム研究交流会（ポスター），令和7年2月21日
6. 大規模複雑系・動的縮約数値計算ワークショップ（主催），令和7年3月7日-8日

2-4. 実施体制

業務項目	担当機関	担当責任者
<p>（1）階層型直交格子・圧縮性流体基盤アプリFFVHC-ACEによる低速から超音速までの幅広い航空機飛行領域全域に渡る重要設計課題の予測評価</p> <p>（1 a）航空機全機形状における高速バフエット現象の壁面モデル LES(large-eddy simulation)解析による予測評価の実施、および国内連携機関の検証解析補助。</p> <p>（1 b）航空機空力騒音要素モデル（航空機着陸脚および主翼高揚力装置）の壁面モデル LES・直接空力音響解析による空力音響予測評価の実施、および航空機複雑形状から発生する空力音響の試解析。</p> <p>（1 c）粗い格子上での非物理的な圧力振動を低減させる階層型直交格子法における移動・変形物体計算手法の検討・</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>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>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</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>河合 宗司</p> <p>高木 亮治</p> <p>河合 宗司</p>

開発。航空機主翼の高レイノルズ数・静的空力弾性の流体・構造連成解析による予測評価の実施。	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	阿部 圭晃
(2) 大規模複雑流体データのデータ駆動科学	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
(3) 「富岳」NEXTを見据えた次世代アプリケーションへの展開検討	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 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	河合 宗司 高木 亮治
(4) プロジェクトの総合的推進	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

別添 1 学会等発表実績

1. 学会誌・雑誌等における論文掲載

No.	掲載した論文（発表題目）	発表者氏名	発表した場所（学会誌・雑誌名等）	発表した時期
1	Wall-modeled LES of transonic buffet over NASA-CRM using FFVHC-ACE	Y. Tamaki and S. Kawai (Tohoku University)	AIAA Journal	April 2024
2	航空機的设计と流れ	阿部 圭晃 (東北大学)	ながれ（日本流体力学会誌）	2024年4月
3	Theoretical link in numerical shock thickness and shock-capturing dissipation	R. Ida, Y. Tamaki, and S. Kawai (Tohoku University)	Journal of Computational Physics	May 2024
4	高忠実な大規模非線形複雑流体データをどう活かすか	河合宗司 (東北大学)	日本機械学会 計算力学部門ニュースレター	2024年6月
5	航空機的设计と流れ	阿部圭晃 (東北大学)	ながれ	2024年6月
6	移動変形を含む複雑形状周りの高次精度圧縮性流体解析のための保存型メトリクスとその応用に関する研究	阿部圭晃 (東北大学)	ながれ	2024年6月
7	Exact parallelized dynamic mode decomposition with Hankel matrix for large-scale flow data	H. Asada and S. Kawai (Tohoku University)	Theoretical and Computational Fluid Dynamic	December 2024
8	航空機における非定常剥離流れの高精度予測を実現する大規模LES解析技術の適用性検証	弓取孝明, 田村駿, 今井和宏(三菱重工業), 河合宗司(東北大学)	三菱重工技報	2025年1月
9	Effects of aeroelastic coupling accuracy and geometrical nonlinearity on performances of optimized composite wings	Y. Liu, S. Date, T. Nagashima, T. Okabe, and Y. Abe (Tohoku University)	Aerospace Science and Technology	January 2025

2. 国際会議・シンポジウムにおける口頭・ポスター発表

No.	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（所属機関）	発表した場所（学会名等）	発表した時期
1	Physics-compatible kinetic-energy and entropy preserving (KEEP) scheme for high-fidelity simulation	S. Kawai (Tohoku University)	Penn Institute for Computational Science's colloquium series (USA Pennsylvania)	19 April (2024)

	of compressible turbulence (口頭・招待講演)			
2	Stable and non-dissipative physics-compatible kinetic-energy and entropy preserving (KEEP) scheme for compressible flows (口頭・招待講演)	S. Kawai (Tohoku University)	Penn State Special Fluid Dynamics Research Consortium, The Pennsylvania State University (USA Pennsylvania)	22 April (2024)
3	Stable and non-dissipative physics-compatible kinetic-energy and entropy preserving (KEEP) scheme for compressible flows (口頭・招待講演)	S. Kawai (Tohoku University)	Department of Mechanical and Aerospac Engineering, Sapienza University of Rome (Italy Rome)	3 June (2024)
4	Aeroacoustics simulations using kinetic-energy and entropy preserving (KEEP) schemes (口頭)	H. Asada and S. Kawai (Tohoku University)	30th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (Aeroacoustics 2024) (Italy Rome)	6 June (2024)
5	Wall-modeld LES of unsteady aerodynamics over a transonic pitching airfoil at high Reynolds number (口頭)	H. Sashida, S. Kawai and S. Kawai (Tohoku University)	13th International Symposium on Turbulence and Shear Flow Phenomena (TSFP13) (Canada Montreal)	25 June (2024)
6	Machine-Learned Sub-Grid Scale Backscatter in Coarse-grid LES (口頭)	S. Maejima and S. Kawai (Tohoku University)	13th International Symposium on Turbulence and Shear Flow Phenomena (TSFP13) (Canada Montreal)	26 June (2024)
7	Laminar-to-turbulent transition of M=0.8 boundary layer over a heated/cooled flat plate (口頭)	Y. Iwatani, H. Asada and S. Kawai (Tohoku University)	13th International Symposium on Turbulence and Shear Flow Phenomena (TSFP13) (Canada Montreal)	28 June (2024)
8	ミニマルチャネルを用いた乱流境界層外層大規模構造の内層乱流への影響解析 (口頭)	伍井遥希, 河合宗司 (東北大学)	2024 ANSS 第56回流体力学講演会/第42回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム (鹿児島)	2024年 7月4日

9	KEEPスキームの位相誤差が音波伝播解析に与える影響の理論的解析(口頭)	三輪直暉, 佐藤靖也, 浅田啓幸, 河合宗司 (東北大学)	2024 ANSS 第56回流体力学講演会/第42回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム (鹿児島)	2024年 7月4日
10	FFVHC-ACEを用いたNASA CRM 遷音速バフエット現象の迎角依存性(口頭)	前山大貴, 浅田啓幸, 河合宗司 (東北大学)	2024 ANSS 第56回流体力学講演会/第42回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム (鹿児島)	2024年 7月5日
11	直交格子法における物体形状情報の作成について(口頭)	高木亮治 (JAXA)	第56回流体力学講演会/第42回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム	2024年 7月5日
12	OpenACCを用いたGPGPU向け流体解析プログラムの開発(口頭)	高木亮治 (JAXA)	第56回流体力学講演会/第42回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム	2024年 7月5日
13	Data-driven fluid-structure interaction with fully-partitioned method and deep Koopman model(口頭)	Y. Abe, T. Yamazaki (Tohoku University), F. D. Witherden (Texas A&M), and Y. Kawano (Hiroshima University)	12th International Conference on Computational Fluid Dynamics (ICCFD12) (Kobe)	15 July (2024)
14	Kinetic-energy and entropy preserving (KEEP) scheme with logarithmic mean approximations for improved entropy conservation(口頭)	S. Kawai and S. Kawai (Tohoku University)	12th International Conference on Computational Fluid Dynamics (ICCFD12) (Kobe)	15 July (2024)
15	Stable and non-dissipative flux reconstruction schemes using Gauss-Legendre points with kinetic energy and entropy preservation (KEEP) property(口頭)	I. Homma, H. Asada and S. Kawai (Tohoku University)	12th International Conference on Computational Fluid Dynamics (ICCFD12) (Kobe)	17 July (2024)
16	On the approximations of the logarithmic mean in kinetic energy and entropy preserving (KEEP) scheme(口頭)	S. Kawai and S. Kawai (Tohoku University)	2024 AIAA AVIATION Forum and Exposition (USA Las Vegas)	30 July (2024)
17	Kinetic energy and entropy preserving (KEEP) flux	I. Homma, H. Asada, and S. Kawai (Tohoku University)	2024 AIAA AVIATION Forum and	30 July (2024)

	reconstruction schemes based on Gauss-Legendre nodes (口頭)		Exposition (USA Las Vegas)	
18	流れのシミュレーション科学最前線と航空機開発(口頭)	河合宗司 (東北大学)	2024 年度航空機フォーラム (大阪)	2024 年 8 月 24 日
19	ミニマルチャネル乱流を用いた内外層非線形相互作用のスペクトル解析(口頭)	伍井遥希, 河合宗司 (東北大学)	日本流体力学学会年会 2024 (仙台)	2024 年 9 月 26 日
20	壁面モデル LES の格子収束性について(口頭)	前山大貴, 河合宗司 (東北大学)	日本流体力学学会年会 2024 (仙台)	2024 年 9 月 27 日
21	Image-based Data Compression of Highfidelity Turbulence Data(口頭)	H. Nagata, H. Asada, S. Kawai and S. Kawai (Tohoku University)	ICFD 2024 21st International Conference on Flow Dynamics (Sendai)	19 November (2024)
22	Near-wall numerical coherent structures in wall-modeled large-eddy simulation(口頭・招待講演)	S. Kawai (Tohoku University)	Workshop on Coherent Structures for Turbulence Modeling (USA Santa Fe)	20 November (2024)
23	Spectral analysis of inner-outer layer nonlinear interactions using minimal channel turbulence(口頭)	H. Itsui and S. Kawai (Tohoku University)	77th APS Annual Meeting of the Division of Fluid Dynamics (APS-DFD2024) (USA Salt Lake City)	25 November (2024)
24	圧縮性流体解析統合基盤アプリ FFVHC-ACE: 高忠実な圧縮性流体解析から大規模複雑データ解析まで(口頭)	河合宗司 (東北大学)	第 8 回 HPC ものづくり統合ワークショップ (東京)	2024 年 12 月 3 日
25	ポスト「富岳」を見据えた次世代アプリケーションの検討(口頭)	高木亮治 (JAXA)	第 8 回 HPC ものづくり統合ワークショップ	2024 年 12 月 3 日
26	高次精度 FR 法におけるガウス点を用いた運動エネルギー・エントロピー保存	本間一誠, 服部泰知, 浅田啓幸, 河合宗司 (東北大学)	第 38 回数値流体力学シンポジウム (東京)	2024 年 12 月 12 日

	(KEEP)スキームの提案(口頭)			
27	階層型直交格子における運動エネルギー・エントロピー保存(KEEP)を満たすFR法の提案(口頭)	服部泰知, 本間一誠, 浅田啓幸, 河合宗司 (東北大学)	第38回数値流体力学シンポジウム(東京)	2024年 12月12日
28	KEEPスキームにおける圧力平衡維持とエントロピー保存性向上の両立(口頭)	河合成孝, 河合宗司 (東北大学)	第38回数値流体力学シンポジウム(東京)	2024年 12月13日
29	壁面加熱・冷却を伴う境界層乱流遷移予測に向けた壁面モデルLESの駆動法の検討(口頭)	江藤千夏, 岩谷優汰, 河合成孝, 河合宗司 (東北大学)	第38回数値流体力学シンポジウム(東京)	2024年 12月13日
30	大規模・高忠実な乱流データに対する画像圧縮法を応用したデータ圧縮(口頭)	永田晴輝, 浅田啓幸, 河合成孝, 河合宗司 (東北大学)	第38回数値流体力学シンポジウム(東京)	2024年 12月13日
31	KEEPスキームの位相誤差が音響解析に与える影響の理論解析(口頭)	三輪直暉, 浅田啓幸, 河合宗司 (東北大学)	第38回数値流体力学シンポジウム(東京)	2024年 12月13日
33	壁面モデルLESの謎(口頭)	河合宗司, 前山大貴 (東北大学)	令和6年度航空宇宙空力シンポジウム(いわき)	2025年 1月24日
34	Development of a highly efficient basis function-based KEEP scheme in a low B/F environment for post-Fugaku (ポスター)	T. Hattori (Tohoku University)	第4回「富岳」成果創出加速プログラム研究交流会(東京)	21 February (2025)
35	現象理解を深めたい大局的ダイナミクスを有する流体现象例の紹介(口頭)	河合宗司 (東北大学)	大規模複雑系・動的縮約数理計算ワークショップ(仙台)	2025年 3月7日
36	数十億点を超える超大規模データに対する高速並列シングルDMD(口頭)	浅田啓幸 (東北大学)	大規模複雑系・動的縮約数理計算ワークショップ(仙台)	2025年 3月7日
37	時間/空間/変数窓付きresolvent作用素解析による入出力関係推定:境界層乱	岩谷優汰 (東北大学)	大規模複雑系・動的縮約数理計算ワークショップ	2025年 3月7日

	流遷移現象の理解と制御 (口頭)		プ (仙台)	
--	---------------------	--	-----------	--