

令和5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6年5月17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5年度（当該年度）の実施内容	2
2-1. 当該年度（令5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.....	20
(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）	30
2.4. 実施体制	30
別添1 学会等発表実績	32

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 FFVHC-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5年度（報告年度）の実施内容

2-1. 当該年度（令和5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 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
 - (1 a) KEEP(Kinetic Energy and Entropy Preserving)スキームの衝撃波捕獲法の検討・開発。
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)試解析および本解析、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) KEEP スキームによる空力音響解析手法の検討・開発。航空機空力騒音要素モデルの試解析および本解析。
＜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) 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。流体・構造間の荷重変位変換ツールの検討・開発、および航空機主翼静的空力弾性試解析。
＜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

高速化・並列化が可能な超大規模データのデータ駆動科学的解析法の検討・開発。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試解析および本解析。

<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

KEEP スキームの基底関数ベース新アルゴリズムの検討およびカーネルプログラムの試作。階層型直交格子・圧縮性流体解析基盤アプリ FFVHC-ACE の改良。

<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。

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 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

(1 a) KEEP (Kinetic Energy and Entropy Preserving) スキームの衝撃波捕獲法の検討・開発。

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) 試解析および本解析、国内連携機関の検証解析補助。

KEEP スキームの衝撃波捕獲法の開発

開発アプリ FFVHC-ACE[1a.1]を用いて遷音速流れを解析するため、KEEP スキーム[1a.2]の衝撃波捕獲法（ハイブリッドスキーム）を開発した。開発スキームは非散逸 KEEP スキーム[1a.2]をベースに風上数値粘性を衝撃波近傍のみに加えることで、衝撃波を安定に捕獲しつつ乱流境界層などの乱流現象を低散逸かつ高忠実に計算することを可能とするのを目指したものである。数値粘性を付加する領域は以下のダクロスセンサー[1a.3]によってコントロールする。

$$\theta \equiv \frac{|\nabla \cdot \mathbf{u}|}{|\nabla \cdot \mathbf{u}| + |\nabla \times \mathbf{u}| + \varepsilon} \quad (1)$$

ここで、 ε は効率的に衝撃波のみで数値粘性が付加されるようにするためのパラメータであり [1a.4]、プレリミナリー解析により $\varepsilon = 10^{-2}$ と設定した。以上の衝撃波センサーを使用することで、開発したハイブリッドスキームのセル境界（ハーフ点 $m + 1/2$ ）における数値流束 $\mathbf{F}_{m+1/2}^{hybrid}$ は以下のように表される。

$$\mathbf{F}_{m+\frac{1}{2}}^{hybrid} = \mathbf{F}_{m+\frac{1}{2}}^{KEEP} - \Theta \frac{|\tilde{\mathbf{A}}|}{2} (\mathbf{Q}_{m+1} - \mathbf{Q}_m), \quad (2)$$

ここで $\mathbf{F}_{m+\frac{1}{2}}^{KEEP}$ は KEEP フラックス、右辺第二項は数値粘性フラックスであり風上スキームの一種である Roe スキーム[1a.5]によって評価されている ($\tilde{\mathbf{A}}$ は Roe 平均によって計算された流束ジャコビアンマトリックス、 \mathbf{Q} は保存量である)。

以下では、開発したハイブリッドスキームの有効性について三次元後退翼を持つ航空機形状の遷音速衝撃波乱流境界層干渉流れ（高速バフェット流れ）で検証する。次節で説明する航空機形状 NASA-CRM[1a.6]周りの遷音速流れ場解析に本ハイブリッドスキームを適用した例を Fig.1a.1 に示す。Fig.1a.1(a)は主翼のあるスパン位置における断面における瞬間の流れ方向速度分布 u/a_∞ （ここで a_∞ は一様流音速）、Fig.1a.1(b)は同じ時刻における衝撃波センサー（ダクロスセンサー） Θ の分布である。Fig.1a.1(b)より本衝撃波センサーは衝撃波近傍の不連続面を検知し、それらの領域に対し数値粘性を加えることで安定に衝撃波捕獲を可能にしつつ、乱流境界層領域は非散逸スキームの KEEP スキームにより高忠実に乱流渦構造を解像できている(Fig.1a.1(a))。Fig.1a.2 は翼面近傍の乱流構造（スパン方向渦度 ω_z の瞬間分布）の本ハイブリッドスキームによる計算結果と従来風上スキームを用いた場合の、計算結果の比較である。両手法ともに衝撃波と乱流境界層が干渉する流れ場を安定に計算できているが、本ハイブリッドスキームは細かい乱流渦構造まで高忠実に解像できており、その有効性が確認できる。

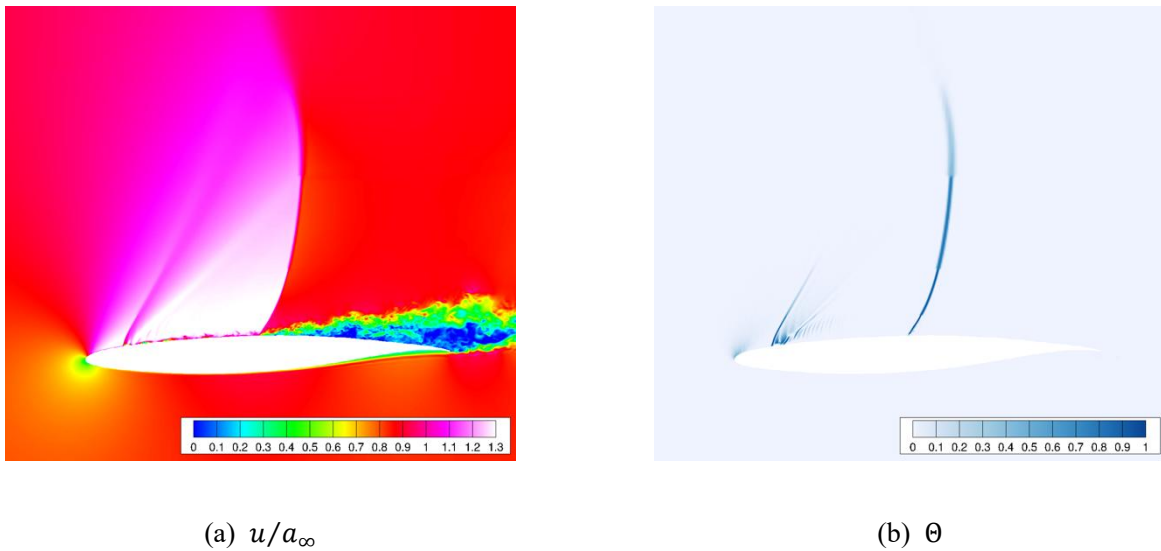
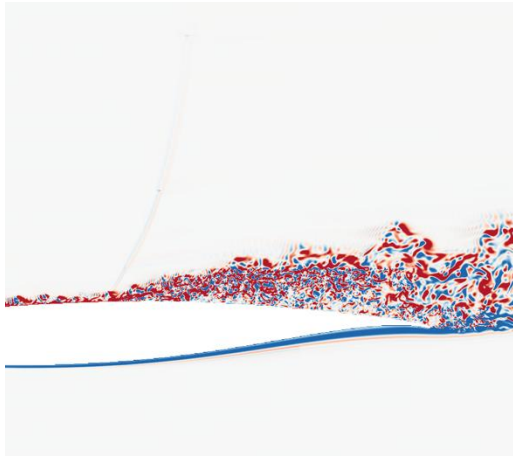
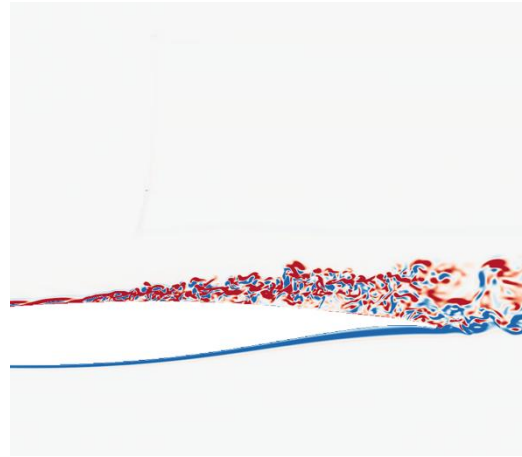


Fig. 1a.1 Instantaneous (a) streamwise velocity and (b) shock sensor distributions around the NASA-CRM.



(a) Present hybrid scheme



(b) Conventional upwind scheme

Fig. 1a.2 Instantaneous spanwise vorticity distributions around the NASA-CRM.

高速バフエット解析

上記で開発した衝撃波捕獲機能を持つ開発アプリ FVHC-ACE を用いて、航空機全機形状に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解析の試解析および本解析の一部を実施した。解析対象とする航空機全機形状は、NASA-CRM (NASA Common Research Model)[1a.6]とした。NASA-CRM は NASA が開発した研究用のコモンモデルである、広く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.7]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.7]を参考に、迎角 $\alpha = 3.05\text{deg}$ 3.33deg 3.61deg 4.70deg 5.78deg の 5 迎角の解析を実施した。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。計算には平均空力翼弦長に対して約 1000 点となるような解像度の階層型等間隔直交格子 [1a.8](Grid1: 流体セルの総数約 23 億点)を使用し、境界層内層をモデル化する壁面モデル LES(WMLES)[1a.9-1a.10]を実施することで、全機形状周りの空力予測評価の試解析および本解析の一部を実施した。計算は、「富岳」の 768 ノードを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 3.4 時間である。

Fig.1a.3 に一番高い迎角ケース $\alpha = 5.78\text{deg}$ における瞬間の三次元乱流渦構造 (Q 値の等値面で乱流渦構造を可視化している) および衝撃波構造をグレーの面で示している。また Fig.1a.4 に全迎角ケースに対するスパン方向断面 ($\mu = 0.5$) の瞬間速度分布を示す。FVHC-ACE[1a.1]のキー技術である、階層型等間隔直交格子法[1a.8]、壁面モデル LES[1a.9-1a.10]、KEEP スキームに加えて[1a.2]、開発した衝撃波捕獲を可能とするハイブリッドスキームを組み合わせることで、航空機全機形状周り遷音速流れをロバストかつ安定に解析できている。また不連続面である衝撃波を安定に捕獲しつつ、壁面近傍に発達する境界層内の乱流渦構造を高忠実に解像している。

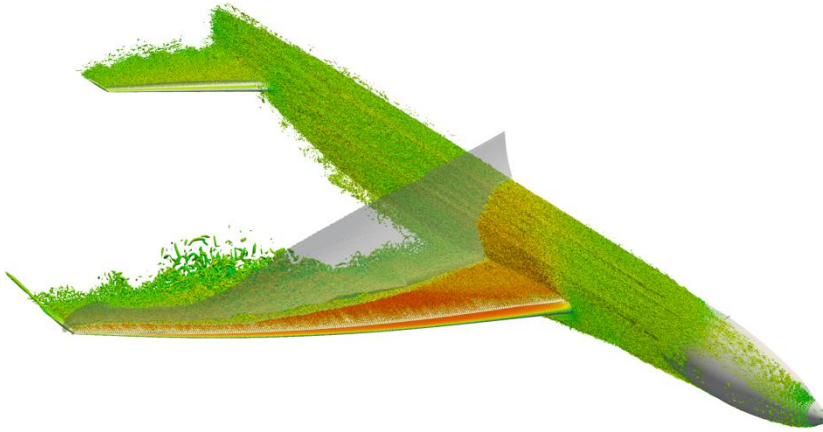


Fig. 1a.3 Instantaneous vortical structures visualized by the iso-surfaces of the Q-criterion and shock structures at the angle of attack $\alpha = 5.78\text{deg}$.

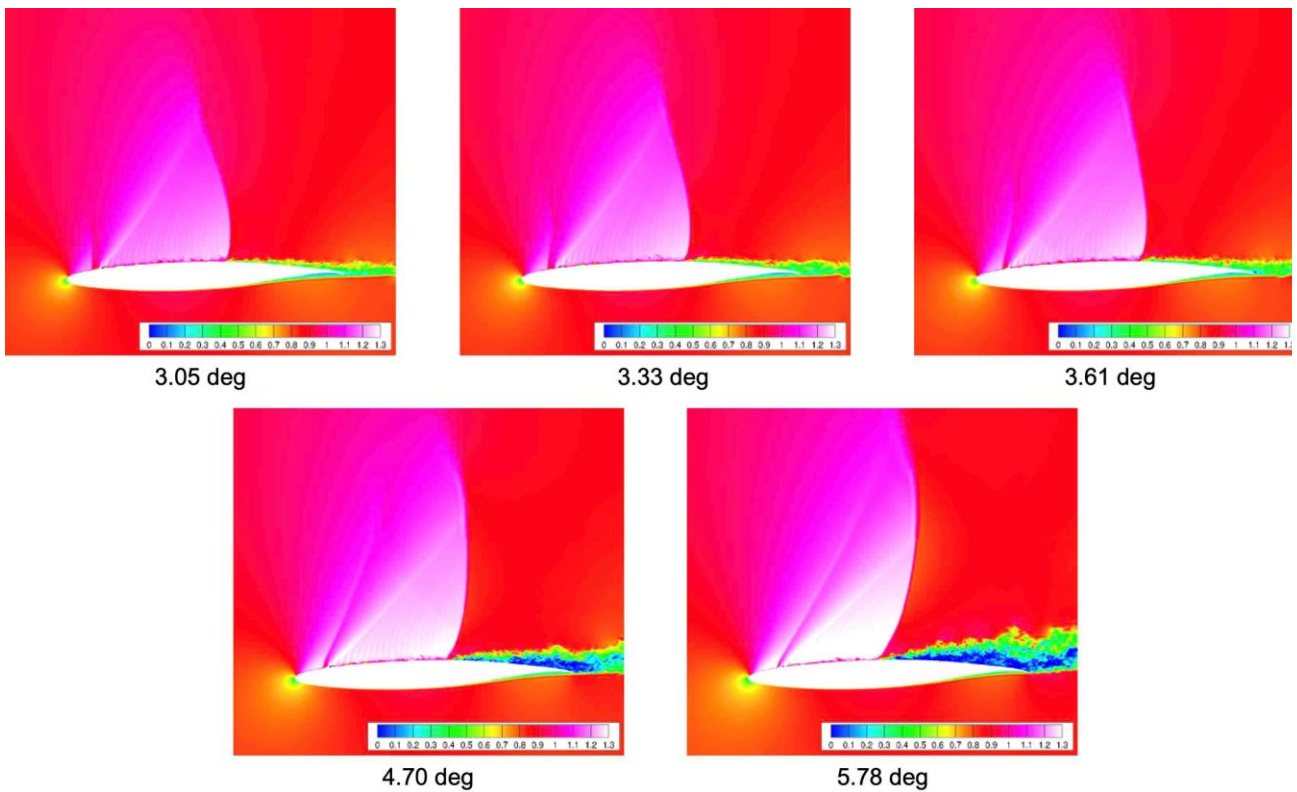


Fig.1a.4 Instantaneous streamwise velocity (u/a_∞) distributions around the main wing at the spanwise cross-section ($\eta = 0.5$) with five different angles of attack.

まだ Grid1 の比較的粗い格子であるが、Fig.1a.5 に本解析によって得られた揚力係数 C_L を示す。全ての迎角 α において、JAXA による風洞実験[1a.7]で得られた値とよく一致した結果が得られている。特にバフエットオンセットの指標として、揚力傾斜 ($C_L - \alpha$ 曲線) の傾きがオンセット付近より高い迎角で小さく

なることが知られているが[1a.7]、本解析ではその傾向も捉えられている(Fig.1a.5(b))。

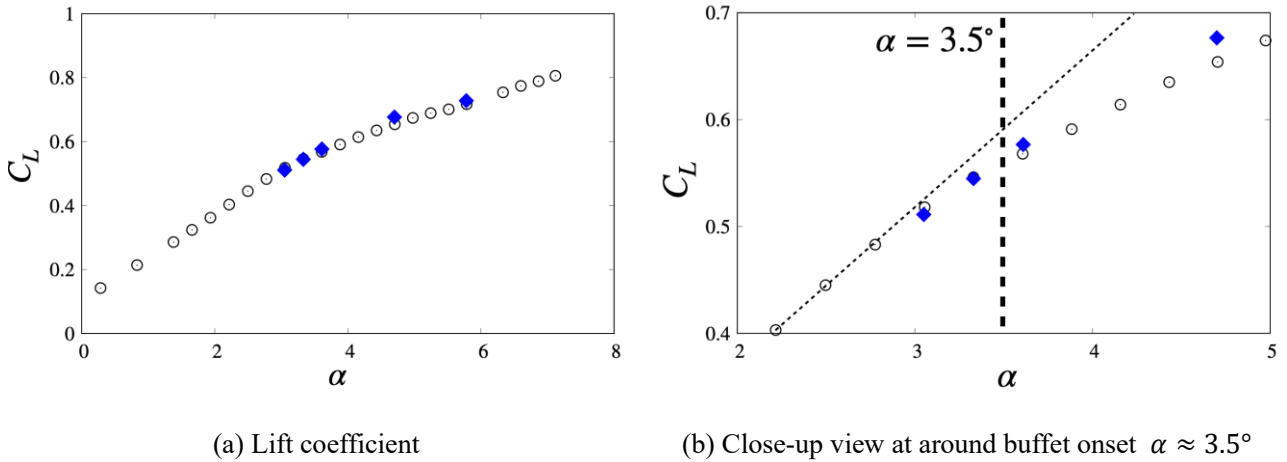


Fig.1a.5 Lift coefficient C_L in terms of the angle of attack α obtained by the present WMLES. Blue square present WMLES; white circle experiment.

Fig.1a.6 に翼面上の時間平均圧力係数 C_p 分布を示す。Fig.1a.6(a)はPSP(pressure sensitive paint)を用いた風洞実験[1a.7]によって得られた結果であり、Fig.1a.6(b)が本壁面モデルLESで得られた結果である。Sugioka et al.[1a.7]でも言及されているように、バフエットオンセット付近迎角($\alpha = 3.33\text{deg}, 3.61\text{deg}$)では巡航迎角 $\alpha = 3.05\text{deg}$ からの顕著な差は見られないのに対し、バフエット発生迎角 $\alpha = 4.70\text{deg}, 5.78\text{deg}$ になると衝撃波が前縁側に移動し、より大規模な剥離が生じており、この傾向は本壁面モデルLESでも定性的に再現されている。

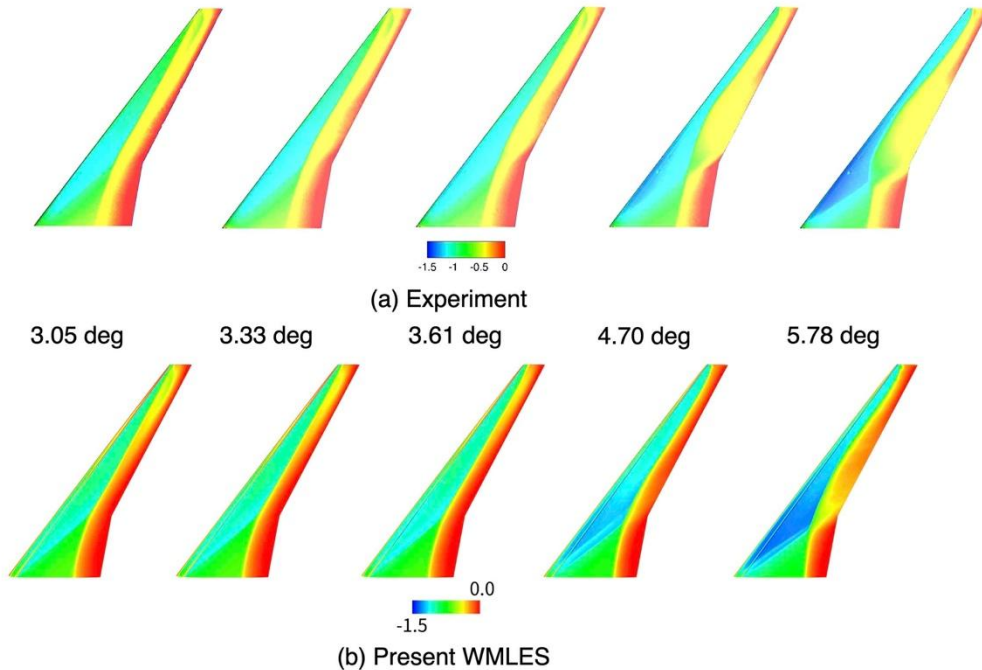


Fig.1a.6 Time-averaged C_p distributions over the main wing obtained by (a) wind tunnel experiment and (b) present WMLES.

最後に高速バフエットを特徴づける現象であるバフエットセルの発生について確認するため、Fig.1a.7に翼面上における瞬間の圧力変動 C_p' 分布を示す。バフエットセルは特徴的な圧力変動分布がスパン中央付近で発生し、翼端側に向かって伝搬していく現象であり、バフエットの発生と関係があることが風洞実験によって示唆されている[1a.7]。Fig.1a.7には本解析で得られた全5迎角の結果を示している。迎角が低い方の3ケース($\alpha = 3.05\text{deg}, 3.33\text{deg}, 3.61\text{deg}$)でははっきりしたバフエットセルが確認されないのに対し、Grid1の比較的粗い格子であるが、迎角が高い方の2ケース($\alpha = 4.70\text{deg}, 5.78\text{deg}$)ではバフエットセルの発生が明瞭に確認できる。壁面モデルLESにおいても風洞実験で報告されたバフエットセルの発生が確認できる一方で、風洞実験ではバフエットオンセット付近迎角である $\alpha = 3.61^\circ$ においても明瞭なバフエットセルが観察されると報告されており[1a.7]、本解析結果との差異も確認される。今後はより細かい計算格子Grid2(主翼平均空力翼弦長に約2000点となるような解像度)を使用した解析も実施し、バフエットセル発生条件とバフエットオンセットの関係や壁面モデル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。

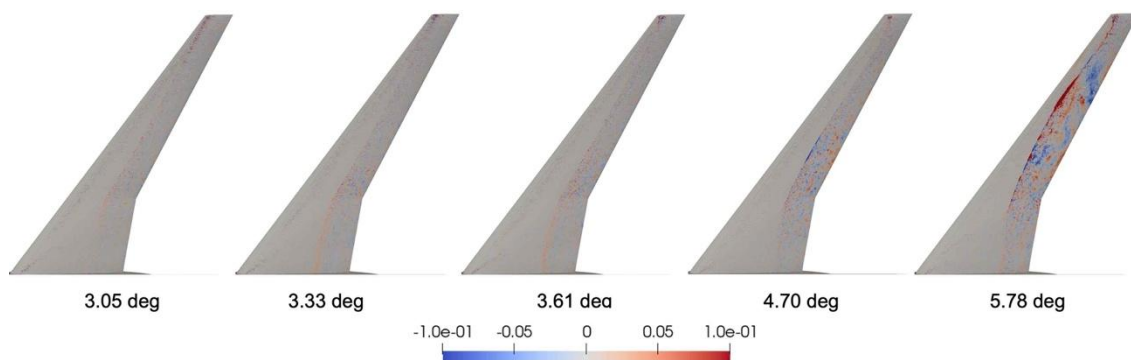


Fig.1a.7 Instantaneous C_p' distributions over the main wing obtained by the present WMLES.

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

開発アプリ FVHC-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 5th AIAA High Lift Prediction Workshop [1a.11]に参加するための試解析を実施した。令和6年8月に開催予定の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から構成される参加者が、各々の計算アプローチによって最大揚力点付近の航空機全機複雑形状解析を行い、その結果を通して数値流体シミュレーションの現状や将来の在り方について議論する場である。今回、課題の一つであるレイノルズ数効果の検証について FVHC-ACE を用いて解析を実施し、ワークショップにデータ提供および参加する予定である。解析対象は高揚力装置展開形態である NASA High-lift Common Research Model (CRM-HL)形状であり、マッハ数 0.2 の流れにおいて、レイノルズ数 $Re_c = 5.49 \times 10^6, 16 \times 10^6, 30 \times 10^6$ に対してそれぞれ迎角 $\alpha = 6\text{ deg}, 18\text{ deg}, 20\text{ deg}$ の解析を行う予定としている。これら3迎角のうち、 $\alpha = 6\text{ deg}$ が $C_L - \alpha$ 曲線の線形領域、 $\alpha = 18\text{ deg}$ および $\alpha = 20\text{ deg}$ が最大揚力点付近の迎角となっている。計算格子はGrid0(約6.4億点、平均空力翼弦長に対して約500点)、Grid1(約26億点、平均空力翼弦長に対して約1000点)、Grid2(111億点、平均空力翼弦長に対して約2000点)の3格子を用いて解析を実施する予定であり、本年度はGrid0を用いた試解析を進めた。計算は、「富岳」の192ノードを使用し、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2.9時間である。

Fig.1a.8(a)に Grid0 の試解析で得られた揚力係数を示す。なお今回の解析ケースにおいては実験データが未提供のため、前回のワークショップ (4th AIAA High Lift Prediction Workshop) において提供された同条件 ($Re_c = 5.49 \times 10^6$) での実験データ[1a.12]を参考として記載している。Fig.1a.8(a)より、レイノルズ数の増加により揚力がより高くなるという一般的なレイノルズ数効果の傾向を捉えていることがわかる。また、低迎角 ($\alpha = 6$ deg) では Grid0 でも実験データと比較的良く一致するものの、高迎角側においては Grid0 の揚力が実験データよりも過小評価されている。この格子が粗い場合に高迎角側で揚力を低く見積もることは過去の我々の結果と同様[1a.1]であり、想定内である。Fig.1a.8(b)および(c)に $\alpha = 20$ deg、 $Re_c = 30 \times 10^6$ における表面摩擦コンター図、表面流線図をそれぞれ示す。これらの図から、高迎角 ($\alpha = 20$ deg) では翼弦中央付近から流れの顕著な剥離が見られ、これによって揚力が下がっていることが示唆される。FFVHC-ACE を用いた過去の解析例[1a.1]からも、粗い格子を用いた場合に高迎角側で揚力が低めに予測される傾向が出ている。よって本解析ケースにおいても、より細かい計算格子である Grid1、Grid2 を用いて解析を行うことで剥離が抑えられ、Grid0 の結果と比べて揚力が高く予測されると考えられる。今後は Grid1、Grid2 の解析を進め、格子収束性の評価を行い、特に最大揚力点付近の剥離形態に注目して考察を行う予定である。

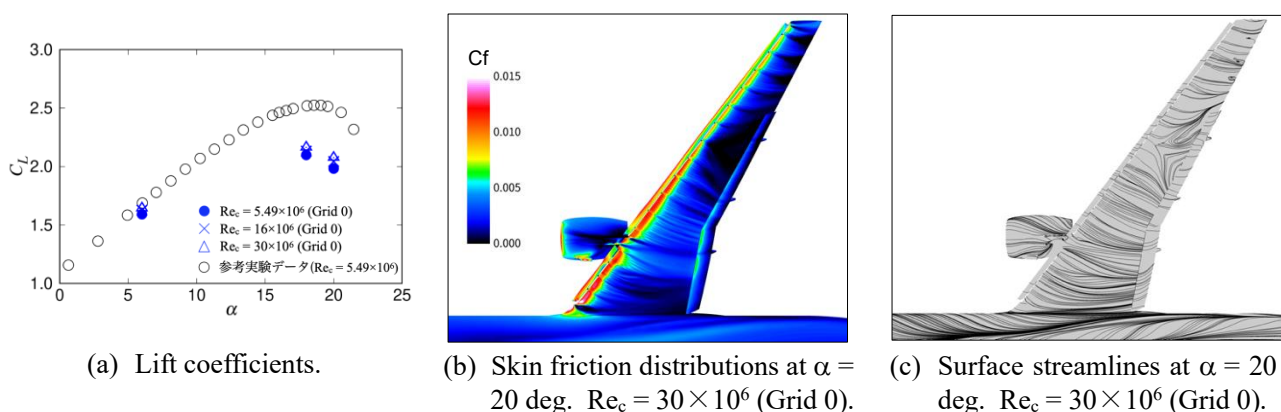


Fig.1a.8 Time-averaged lift coefficients skin friction distributions and surface streamlines of CRM-HL configuration obtained by the WMLES using FFVHC-ACE with Grid 0.

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] 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.3] Ducros F. Ferrand V. Nicoud F. Weber C. Darracq D. Gacherieu C. & Poinot T. (1999). Large-eddy simulation of the shock/turbulence interaction. Journal of Computational Physics 152(2) 517-549.
- [1a.4] Pirozzoli S. & Bernardini M. (2011). Direct numerical simulation database for impinging shock wave/turbulent boundary-layer interaction. AIAA Journal 49(6) 1307-1312.
- [1a.5] Roe P. L. (1981). Approximate Riemann solvers parameter vectors and difference schemes. Journal of computational physics 43(2) 357-372.

- [1a.6] 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.7] 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.8] 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.9] Kawai S. & Larsson J. (2012). Wall-modeling in large eddy simulation: Length scales grid resolution and accuracy. *Physics of Fluids* 24(1).
- [1a.10] Tamaki Y. & Kawai S. (2021). Wall modeling for large-eddy simulation on non-body-conforming Cartesian grids. *Physical Review Fluids* 6(11) 114603.
- [1a.11] 5th AIAA CFD High Lift Prediction Workshop <https://hiliftpw.larc.nasa.gov> accessed in 2024.
- [1a.12] Wind tunnel data from the QinetiQ Five-Meter Pressurized Low-Speed Wind Tunnel 4th AIAA CFD High Lift Prediction Workshop <https://hiliftpw.larc.nasa.gov/Workshop4/windtunneldata.html> accessed in 2024.

(1b) KEEP スキームによる空力音響解析手法の検討・開発。航空機空力騒音要素モデルの試解析および本解析。

KEEP スキームによる空力音響解析手法の検討

開発アプリ FVHC-ACE[1b.1]を空力音響解析へと展開するために、基本形状である円柱周りの流れで発生するエオルス音の解析を通して、階層型直交格子の格子細分化レベルが切り替わる階層境界での非物理的な音波反射の有無を検証した。Fig.1b.1(a)のように円柱後流に意図的に階層境界を設けた階層型直交格子を生成し、開発アプリ FVHC-ACE を用いて 2 次精度 KEEP スキーム[1b.2 1b.3]による解析を行うことで検証した。なお、階層境界での数値振動を低減するために、本研究が開発した階層型直交格子フィルター[1b.4]も用いている。円柱後流が乱流化し小さな渦が階層境界を通過するケースを想定して、レイノルズ数は $Re_D = 3900$ 、主流マッハ数は $M_\infty = 0.1$ とした。これは過去の研究[1b.5]でも用いられた条件である。Fig.1b.1(b)に、瞬間の圧力場を示す。階層境界で僅かな圧力振動が生じてはいるものの、その振動による非物理的な音波の発生は明確には確認されなかった。これは、これまで数値振動を低減するために開発された階層型直交格子フィルターによって、階層境界での格子幅の急激な変化による悪影響を低減できているためと考えられる。したがって、開発アプリ FVHC-ACE による空力音響解析に向けて、階層境界での音波反射を抑制する技術を開発する必要性は低いと考え、次に示す航空機騒音要素モデルの解析を実施した。

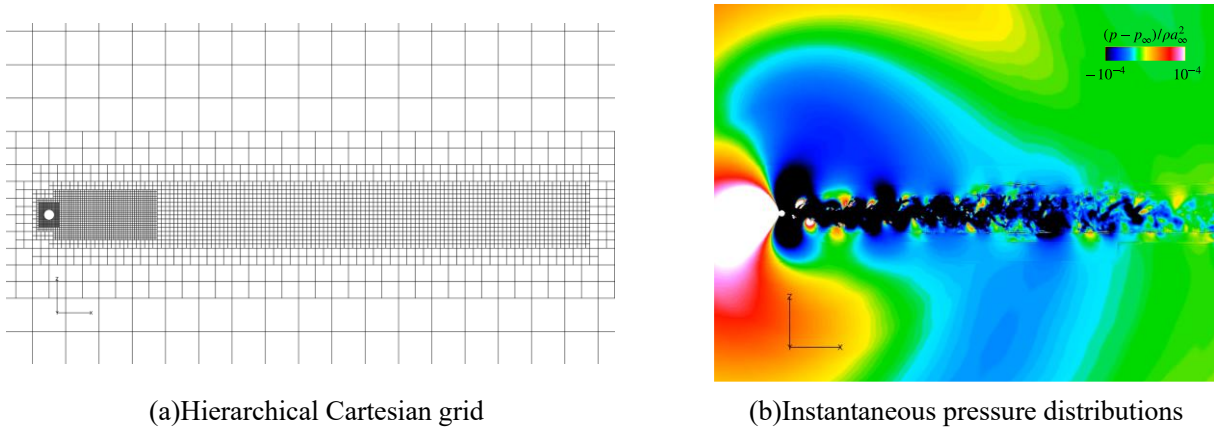


Fig1b.1 Computational grid and instantaneous pressure distributions obtained by simulations with FFVHC-ACE.

航空機空力騒音要素モデルの試解析および本解析

航空機空力騒音要素モデルとして降着脚装置まわりの空力音響解析を開発アプリ FFVHC-ACE を用いて実施した。レイノルズ数はホイール直径 D を基準として $Re_D = 1.56 \times 10^6$ 、マッハ数は $M_\infty = 0.26$ 、迎角は 0deg とした。この主流条件は、国際ワークショップ Benchmark Problems for Airframe Noise Computations(BANC)[1b.6 1b.7]の課題と同じ条件である。Fig. 1b.2(a)のように階層型直交格子を生成し、ホイール直径に対して1000点($D/\Delta x_{\min} = 1000$)となるよう最小格子幅を決定した。総格子点数は約10億点である。使用した「富岳」の計算ノード数は384ノードであり、一様流がホイール直径を通過するまでの計算時間は1.45時間である。また、実験[1b.7]で設置している乱流遷移のためのtripを模擬するために、球体をホイール上および車軸上に設置した(Fig. 1b.2(a)に示す青色の点)。球体の半径は最小格子幅の5倍($r = 5\Delta x_{\min}$)であり、間隔は球体半径の4倍($d = 4r = 20\Delta x_{\min}$)とした。なお、この降着脚装置のような複雑形状に細かいtripを設けても、開発アプリ FFVHC-ACE は自動で計算格子を生成し、安定に高忠実な壁面モデル LES 解析を実現していることを強調したい。Fig.1b.2(b c)に、主流方向速度で色付けした瞬間のQ値の等値面と圧力変動分布をそれぞれ示す。壁面モデル LES により、降着装置後方の細かい渦構造を捉えており(Fig. 1b.2(b))、ホイール内部のキャビティによる音響共鳴から生じる空力音も予測している(Fig. 1b.2(c))。一方、乱流遷移推進のために球体をtripとして設けているが、trip後流では乱流遷移が見られない。Fig. 1b.3に、壁面上の3つの点(K1 K9 K15)における圧力のパワースペクトル密度を示す。開発アプリ FFVHC-ACE による計算は、降着脚装置近傍場の空力音特性を概ね捉えていることが分かる。特に、K15点ではホイール内部のキャビティによる音響共鳴で生じる二つのピークが見られるが、開発アプリ FFVHC-ACE はこのピークをよく捉えており、これがK1点の二つのピークを引き起こしている。一方、二つのピーク付近のスペクトル強度は、実験値と比較して低く予測している。これは、計算格子が粗いことや、ホイール上の乱流遷移が導入した球体では十分に再現できなかったことが原因の可能性として考えられ、今後検証を進めていく予定である。なお、K1点では全体的にスペクトル強度を低く予測しており、これも計算格子が粗いことが原因の可能性もあるが、BANCIII ワークショップで報告された他のソルバーによる解析結果でも同様に低く予測しており、実験値に不備がある可能性も十分にあると考えている。以上より、降着脚装置まわりの空力音響 LES 解析を開発アプリ FFVHC-ACE を用いて容易かつ安定に行うことができ、空力音特性を概ね良く予測したが、格子収束性などを検証する余地があると結

論づけられる。

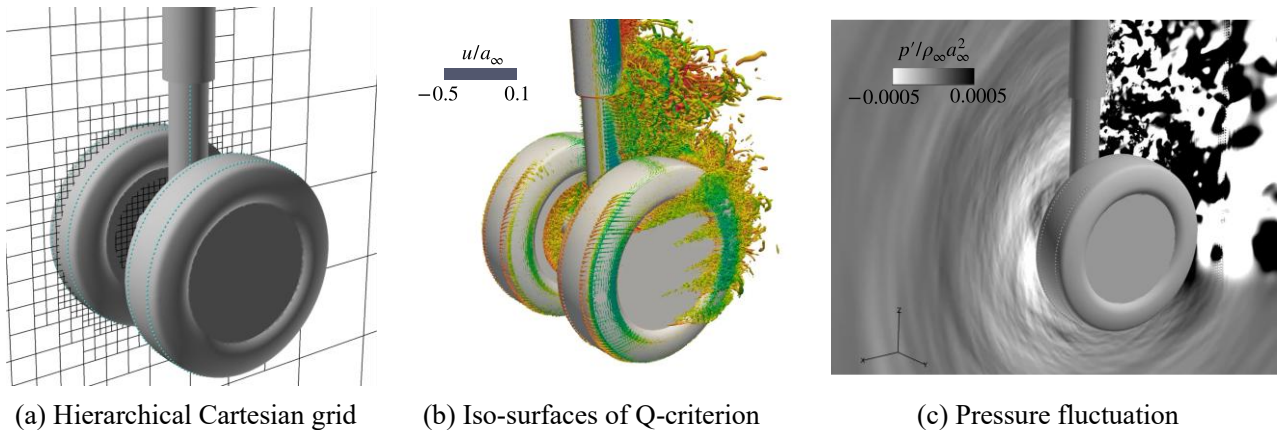


Fig.1b.2 Computational grid and instantaneous flows obtained by aeroacoustics simulations around landing gear using FFVHC-ACE.

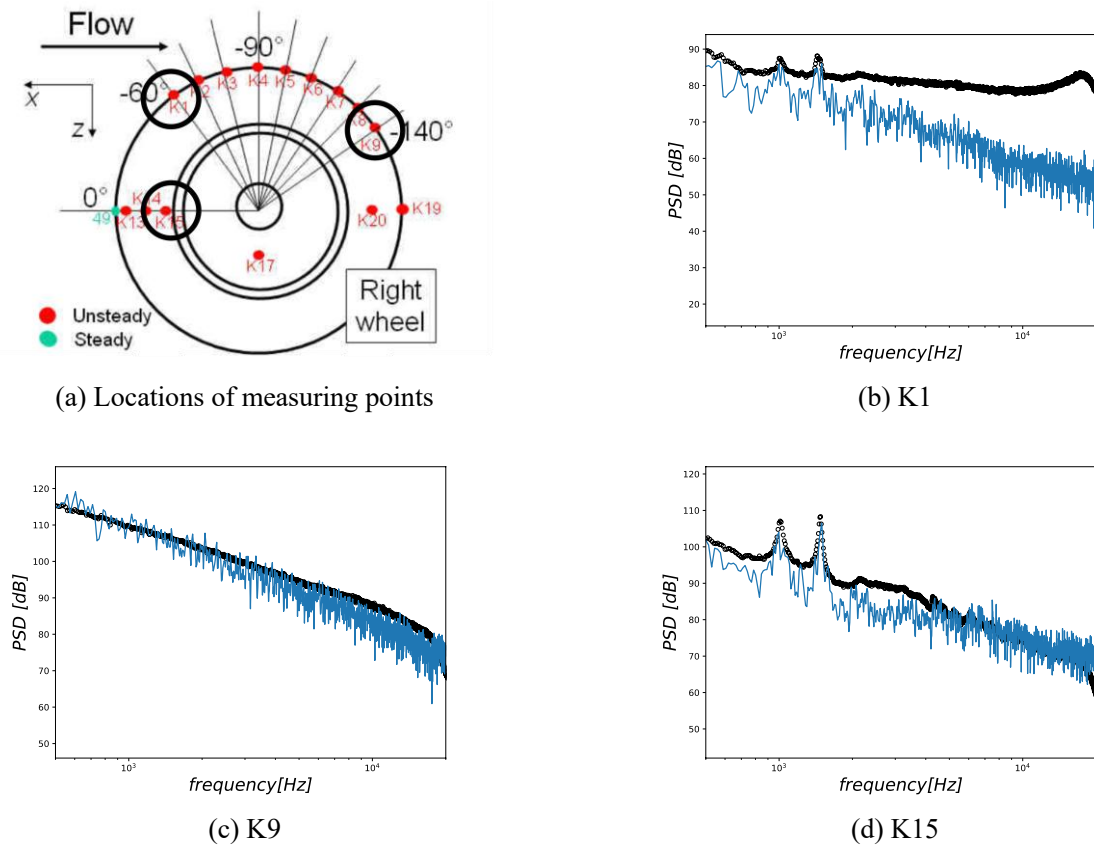
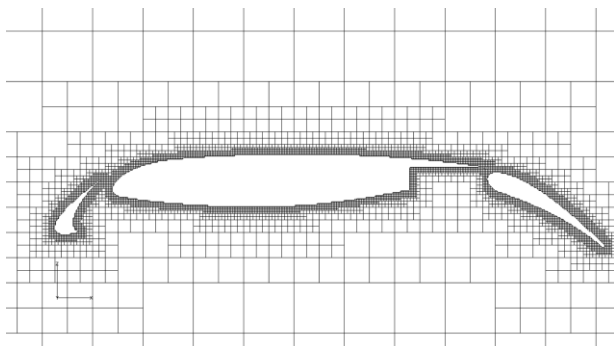


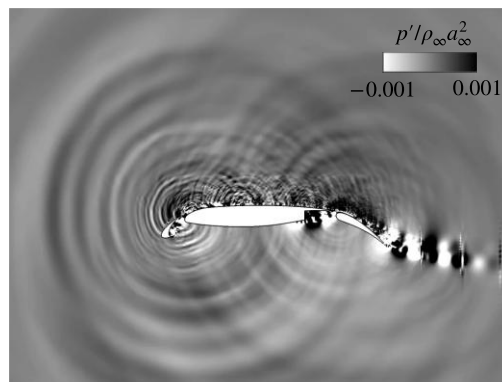
Fig.1b.3 Power spectrum density of pressure fluctuations at three locations on the wall of landing gear obtained by direct aeroacoustics simulations using FFVHC-ACE. White circles: experiment [1b.7]; blue lines FFVHC-ACE.

また、もう一つの航空機空力騒音要素モデルとして高揚力装置まわりの空力音響解析を実施した。レイノルズ数はコード長 c を基準として $Re_c = 1.71 \times 10^6$ 、マッハ数は $M_\infty = 0.17$ 、迎角は 5.5deg であり、これは BANCIII ワークショップの課題[1b.7]と同条件である。Fig. 1b.4(a)のように階層型直交格子を生成し、計算領域のスパン方向領域幅は $0.44c$ 、コード長に対して4600点、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、一様流がコード長を通り過ぎるまでの計算時間は 15.3 時間である。Fig. 1b.4(b)に瞬間の圧力変動を示す。中程度の波長を持つスラット cove からのキャビティー音や、短い波長を持つスラット後流やフラップ後流からの空力音など、高揚力装置に特徴的な空力音を予測している。Fig. 1b.5 に壁面上の 3 つの点における圧力のパワースペクトル密度を示す。全ての点において、開発アプリ FFVHC-ACE は中程度の周波数(1-2kHz 付近)に存在する特徴的なスペクトルのピークを捉えている。これらのピークはスラット cove によるキャビティー音として知られており、降着脚装置と同様にキャビティー音をよく予測していると言える。また、特筆すべき点として、スラット下面(S10)と母翼下面(M7)において、高周波のピークの周波数とスペクトル強度を概ねよく予測していることが挙げられる。この高周波ピークはスラット後流のカルマン渦による空力音であり、数値粘性ゼロの非散逸な KEEP スキームがカルマン渦の細かい構造をよく捉えた結果、この高周波ピークをよく予測できたと考えている。なお、本解析で得られたスペクトルはデータの平均が足りないために滑らかなデータとはなっていない。今後は、より長い時間の計算データからスペクトルの平均化をすると共に、格子収束性についても今後、検証していく予定である。

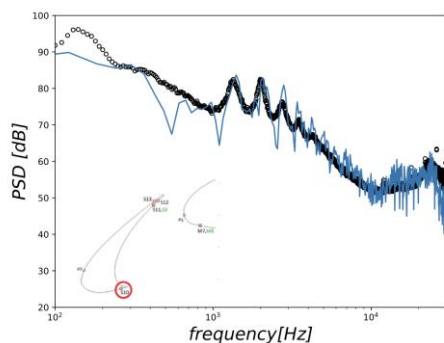


(a) Hierarchical Cartesian grid

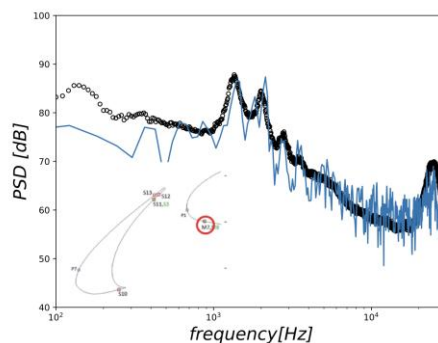


(b) Pressure fluctuations

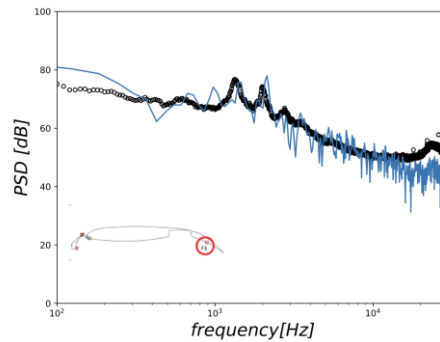
Fig.1b.4. Computational grid and instantaneous pressure fluctuations for high-lift devices obtained by direct aeroacoustics simulations using FFVHC-ACE.



(a) S10: lower surface of slat



(b) M7: lower surface of main wing



(c) F1: lower surface of flap

Fig.1b.5 Power spectrum density of pressure fluctuations at three locations on the wall of high-lift devices obtained by direct aeroacoustics simulations using FFVHC-ACE. White circles: experiment [1b.6]; blue lines FFVHC-ACE.

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). FFVHC-ACE: fully automated Cartesian-grid-based solver for compressible large-eddy simulation. AIAA Journal 61(8) 3466-3484.
- [1b.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.
- [1b.3] Kuya Y. & Kawai S. (2020). A stable and non-dissipative kinetic energy and entropy preserving (KEEP) scheme for non-conforming block boundaries on Cartesian grids. Computers & Fluids 200(30) 104427.
- [1b.4] Asada H. & Kawai S. (2023). Conservative low-pass filter with compact stencils for hierarchical Cartesian mesh. Computers & Fluids 252(15) 105769.
- [1b.5] Kravchenko A. G. & Moin P. (2000). Numerical studies of flow over a circular cylinder at $Re_D=3900$. Physics of Fluids 12 403-417.
- [1b.6] Choudhari M. & Lockard D. P. (2015). Assessment of Slat Noise Predictions for 30P30N High- Lift Configuration from BANC-III Workshop. 21st AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference AIAA Paper 2015-2844.
- [1b.7] Manoha E. & Caruelle B. (2015). Summary of the LAGOON Solutions from the Benchmark problems for Airframe Noise Computations-III Workshop. 21st AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference AIAA Paper 2015-2846.

(1c) 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。流体・構造間の荷重変位変換ツールの検討・開発、および航空機主翼静的空力弾性試解析。

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

圧縮性流体解析ソルバーFFVHC-ACE [1c.1]を移動・変形物体計算へ展開し、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を目的としている。今年度は、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、固定した直交格子で移動・変形物体まわりの流れを計算する手法の検討を実施した。特に、開発アプリ FFVHC-ACE の壁面境界条件を移動境界へと拡張するにあたり、壁面での流束差分計算およびフレッシュセル取り扱い手法の検討を行った。フレッシュセルとは、物体の移動・変形に伴い、1時間ステップの間で固体から流体へと状態が変わるセルのことであり、1ステップ前の物理量を持たないために特殊な扱いを要する。本研究では開発アプリ FFVHC-ACE をベースとする壁面流束差分計算手法に加え、フレッシュセルに inverse distance weighting (IDW) 内挿[1c.2]を導入し、移動・変形物体計算手法を構築した。

固定した直交格子で移動・変形物体を扱う提案手法を上下方向に振動する円柱まわりの二次元低レイノルズ数流れ(円柱直径 D を基準として $Re_D = 180$)に対して妥当性を検証した。Fig. 1c. 1 および Fig. 1c. 2 にそれぞれ最小格子幅 $\Delta x = D/50$ の固定直交格子上で計算した瞬時渦度場および瞬時圧力場を示す。これらの図は、従来の移動物体適合格子法による流れ場と比較しており、提案手法によって物体適合格子法と定性的によく一致した流れ場が得られた。ここでは開発アプリ FFVHC-ACE のキー要素技術の一つである非散逸の KEEP スキーム[1c.3]を用いており、本研究により世界初となる固定した物体非適合格子上で数値散逸なしの移動物体解析を実現している。

Fig. 1c. 3 に最小格子幅およびの固定直交格子上で予測された振動円柱に加わる揚力係数および抗力係数の時間履歴を示す。ここでも従来の移動物体適合格子法の結果と比較しており、計算格子がある程度細かい場合には定量的にもよく空力係数を予測できることがわかった。一方、計算格子が粗い場合には空力係数履歴に非物理的な振動が生じることが明らかとなった。これは移動埋め込み境界法の先行研究[1c.4]に見られる圧力振動に類似した現象であり、その根本的な原因や解決手法は未だ明らかになっていない。本解析により、壁面境界条件に用いられる不等間隔差分の誤差が非物理的圧力振動を引き起こす一つの要因であると考えている。この成果を受けて、次年度には壁面モデル LES への展開を見据え、非物理的圧力振動の解決手法の検討および乱流場への展開を実施する方針である。

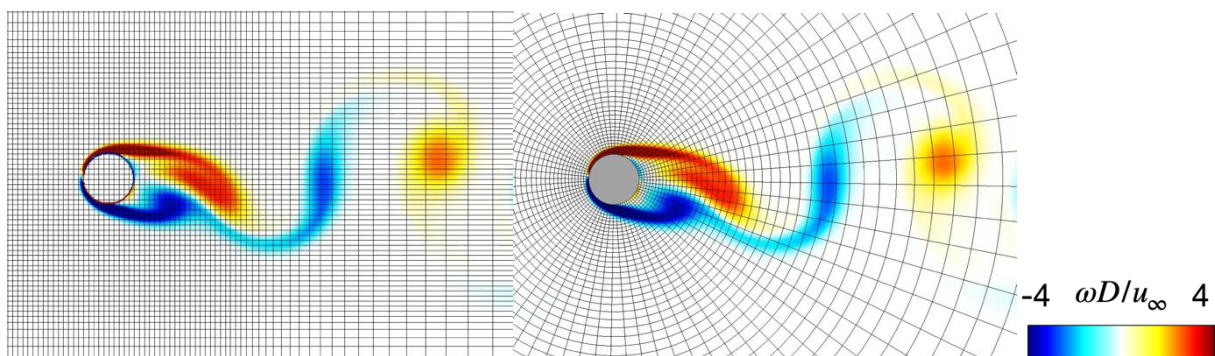


Fig. 1c. 1 Instantaneous vorticity distributions for the oscillating cylinder case. Every fifth grid point is shown. Left proposed method on fixed Cartesian grid ($\Delta x = D/50$); right conventional method on body-fitted grid.

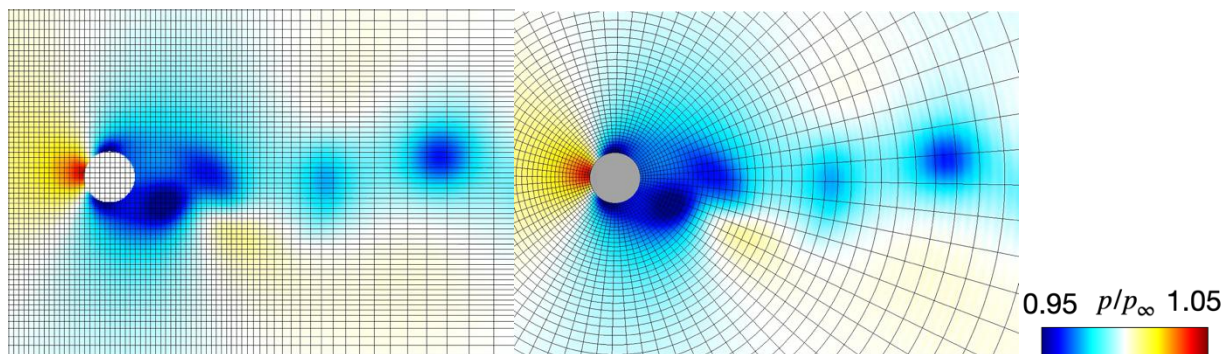


Fig. 1c. 2 Instantaneous pressure distributions for the oscillating cylinder case. Every fifth grid point is shown. Left proposed method on fixed Cartesian grid ($\Delta x = D/50$); right conventional method body-fitted grid.

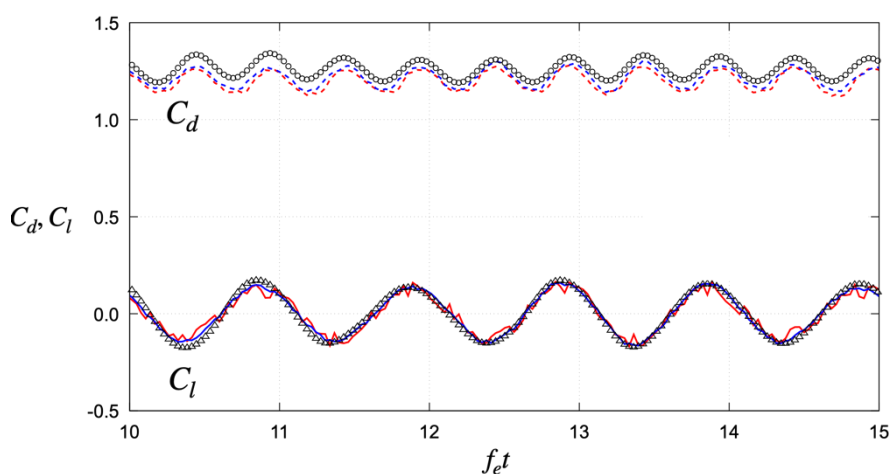


Fig. 1c. 3 Time histories of lift and drag coefficients for the oscillating cylinder case (C_l : lift coefficient C_d : drag coefficient). Blue and red lines proposed method on fixed Cartesian grid with $\Delta x = D/50$ and $D/25$ respectively; circles and triangles conventional method on body-fitted grid.

移動変形物体まわりの高忠実壁面モデル LES 解析

高次精度・構造格子ソルバーを用いて高レイノルズ数・遷音速強制振動翼流れの壁面モデル LES 解析を実施した。強制振動翼流れは流体構造連成現象である遷音速フラッター解析の前段解析となる流れであり、本研究を通して壁面モデル LES[1c.5]の移動・変形物体解析および流体構造連成解析への展開を目指す。また、物体適合格子による本解析データは、物体非適合 FVHC-ACE 解析の参照データを兼ねる。

本研究では、NACA64A010 対称翼を対象として $x/c = 0.25$ を中心として迎角 α を振動させる解析を実施した。平均迎角は $\alpha_m = 0^\circ$ (境界層が剥離しないケース) および 4° (境界層剥離が見られるケース) の 2 ケースを設定し、ともに迎角の振幅は 1.01° とした。コード長を基準としたレイノルズ数は $Re_c = 1.2 \times 10^7$ 、一様流マッハ数は $M_\infty = 0.8$ とし、過去の実験条件と一致させた解析を行う。このような実飛行・高レイノルズ数条件かつ遷音速領域での強制振動翼の準直接乱流解析は世界初となる。本解析は壁面モデルを採用することにより、1 ケースあたりの計算格子点数を約 37 億点に抑えることで実現している。

Fig. 1c. 4 にスパン方向に平均化されたピッチダウン時のマッハ数分布を示す。 $\alpha_m = 0^\circ$ の流れ場では、

$\alpha = 0^\circ$ で固定されたときの上下対称な流れ場とは大きく異なる、流れの位相遅れに起因する上下非対称な衝撃波運動を再現できている。また、 $\alpha_m = 4^\circ$ のケースでは後縁付近で低速領域が厚くなっており、衝撃波と乱流境界層の干渉による剥離現象を予測できていることがわかる。Fig. 1c. 5 に揚力係数の時間履歴を示す。 $\alpha_m = 0^\circ$ および 4° の両ケースにおいて、翼の運動と衝撃波振動の位相差に起因するヒステリシスループを再現しており、 $\alpha_m = 0^\circ$ のケースでは実験データ [1c.6] とよく一致した。この結果は移動物体まわりの高忠実度乱流解析における壁面モデル LES の妥当性を示し、流体構造連成解析である遷音速フラッター解析への適用可能性も示唆される。

Fig. 1c. 6 に表面圧力係数 C_p の第一フーリエモードの実部 $Re(C_p)$ および虚部 $Im(C_p)$ の分布を示す。 $Re(C_p)$ と $Im(C_p)$ はそれぞれ翼の振動に対する同位相成分および位相遅れ成分を表しており、特に位相遅れ成分は Fig. 1c. 5 に見られる揚力係数のヒステリシスループの形成において重要な役割を担う。 $\alpha_m = 0^\circ$ のケースでは実部、虚部ともに実験データと定量的によく一致し、表面圧力係数の時間変動をよく再現できることが明らかとなった。また $\alpha_m = 4^\circ$ のケースにおいても実験データと定性的に一致し、衝撃波付近の圧力係数に翼振動からの位相遅れが生じるようすを予測できている。この結果から本解析で用いた壁面モデル LES は境界層の剥離を伴う流れにおいても有効であることを示した。

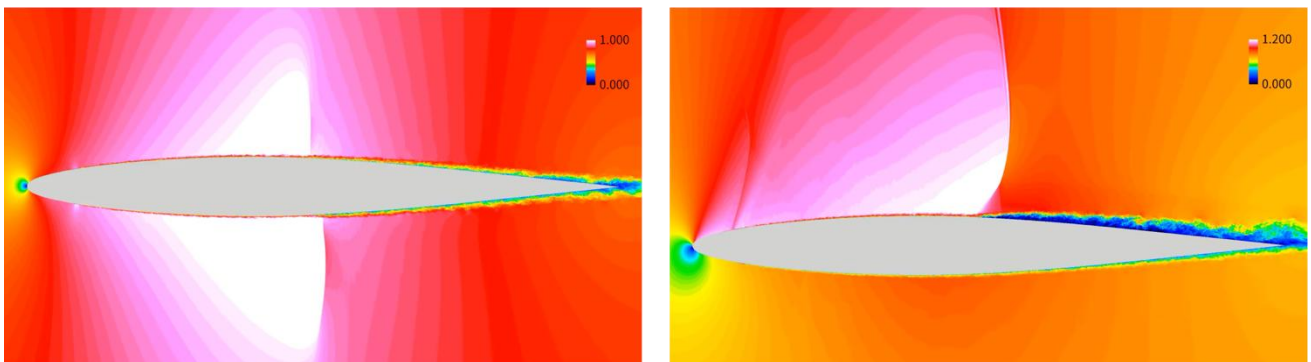


Fig. 1c. 4 Spanwise-averaged Mach-number distributions around the transonic pitching airfoils at pitch down phase. Left $\alpha_m = 0^\circ$; right $\alpha_m = 4^\circ$.

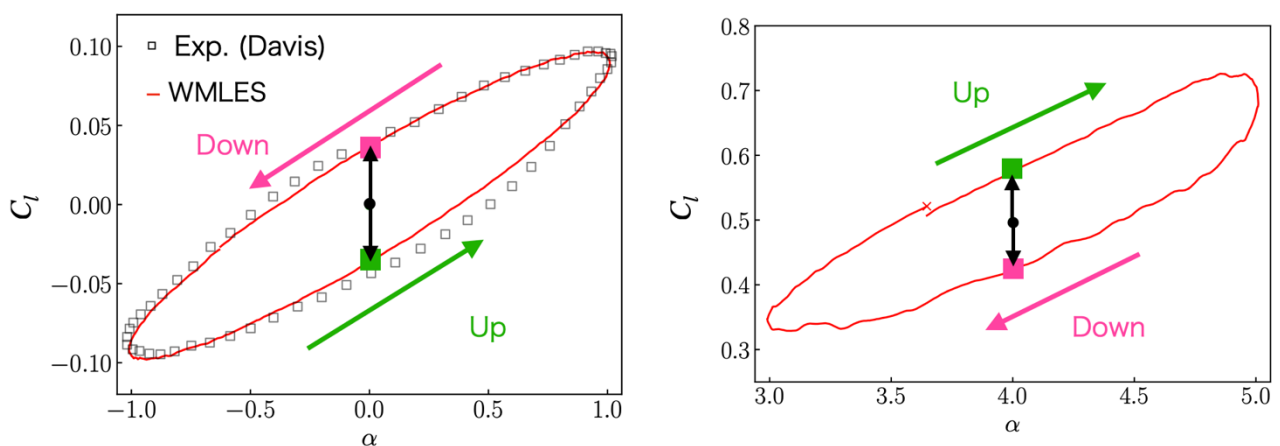


Fig. 1c. 5 Time histories of lift coefficient of the transonic pitching airfoil. Left $\alpha_m = 0^\circ$; right $\alpha_m = 4^\circ$; squares

experimental data [1c.6]; black circles results for fixed airfoil at $\alpha = 0^\circ$ and $\alpha = 4^\circ$.

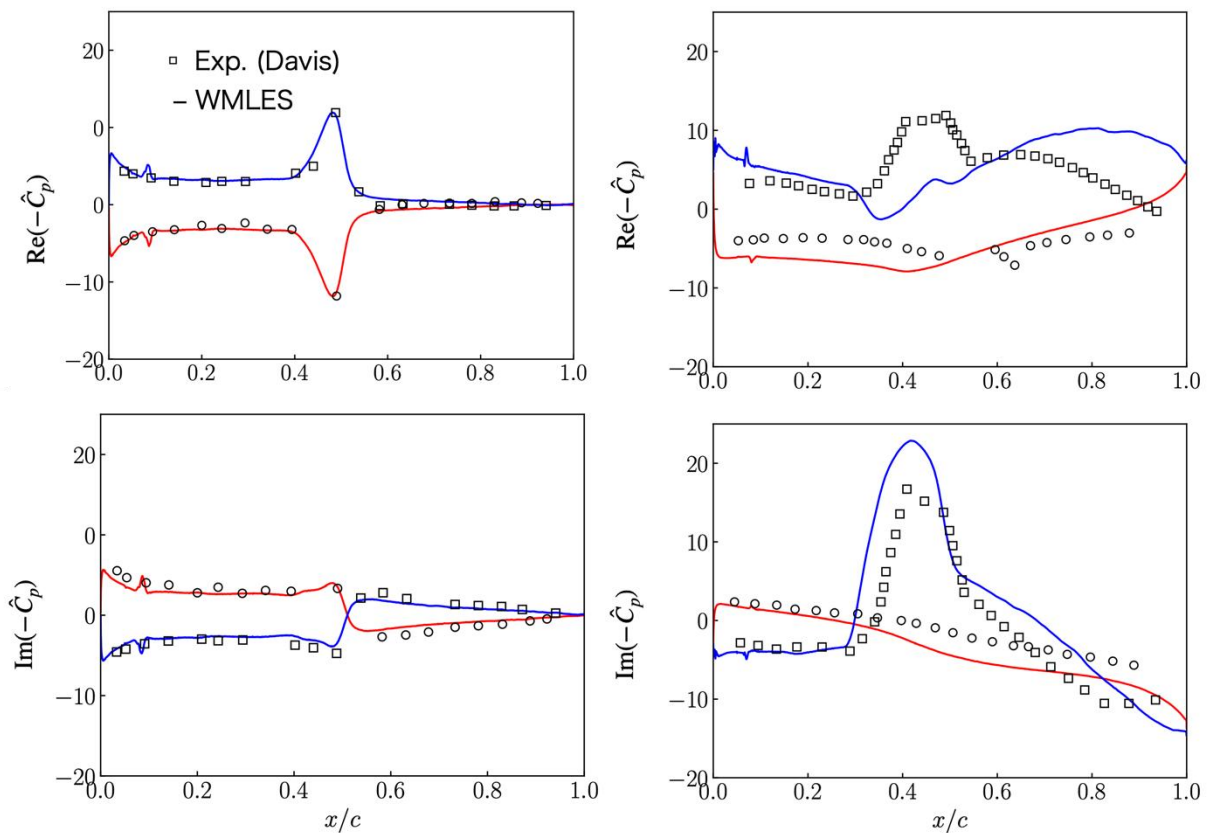


Fig. 1c. 6 Distributions of the real and imaginary parts of the first Fourier mode of surface pressure coefficient. Left column $\alpha_m = 0^\circ$; right column $\alpha_m = 4^\circ$; upper row real part; bottom row imaginary part; blue lines upper airfoil surface; red lines lower airfoil surface; squares experimental data [1c.6].

航空機主翼静的空力弾性試解析

令和 5 年度は、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 FVHC-ACE を用いた静的空力弾性解析（静空弾解析）に必要なツール群を開発し、試解析を実施した。静空弾解析を行うために必要な、(1)主翼に発生する空力荷重を構造モデルの節点に移す（荷重変換）、(2)構造解析を行い得られた構造モデルの変位を空力形状に反映させる（変位変換）、という荷重と変位の変換方法を検討し、一方向静空弾試解析までを実施した。試解析の問題設定として、既に別の研究で実績のある Boeing 777 の主翼簡易モデルを採用した[1c.7 1c.8]。

(1)の荷重変換では、開発アプリ FVHC-ACE を用いた物体非適合格子による空力解析を想定していることから、まず主翼表面の形状データ上に定義された空力節点で空気を定義し直す必要がある。ここでは荷重の受け渡しを滑らかにするため構造モデルの節点密度に近い粗い空力形状データを作成し、その後構造節点へと変換するツールを構築した。これにより、空力荷重が構造モデルにおいて滑らかに変換されることを確認した。

(2)の変位変換では、開発アプリ FVHC-ACE の物体非適合格子を作成する際の形状データに対し、構

造モデルの変位を反映させる必要がある。荷重の変換と異なり変位の変換は物理量の補間で行えることから、空力・構造モデル間の粗密差は大きく影響しないと考えられた。そのため、ここでの変位変換は構造モデルと空力格子を作成する形状データの間で直接やり取りするようツール構築を行い、滑らかに変位が変換されることを確認した。

以上のツール群を構築し、実際に B777 クラスの主翼簡易モデルで一方向連成による静空弾試解析を行った。Fig. 1c.7 では空力荷重の構造節点への変換と構造モデル上での変形解析までを示している。実際にはこの後に構造変形を空力形状データへ反映させるツールも構築しており、これによって開発アプリ FFVHC-ACE による壁面モデル LES から構造変形まで繋げるツールが完成した。本項目で実施する静空弾の双方向解析では、上述の荷重変換と変位変換のツール、及び開発アプリ FFVHC-ACE と構造解析を繰り返し実行することが求められるが、令和 5 年度の研究開発によって必要なツール群は一通り完成したと言える。

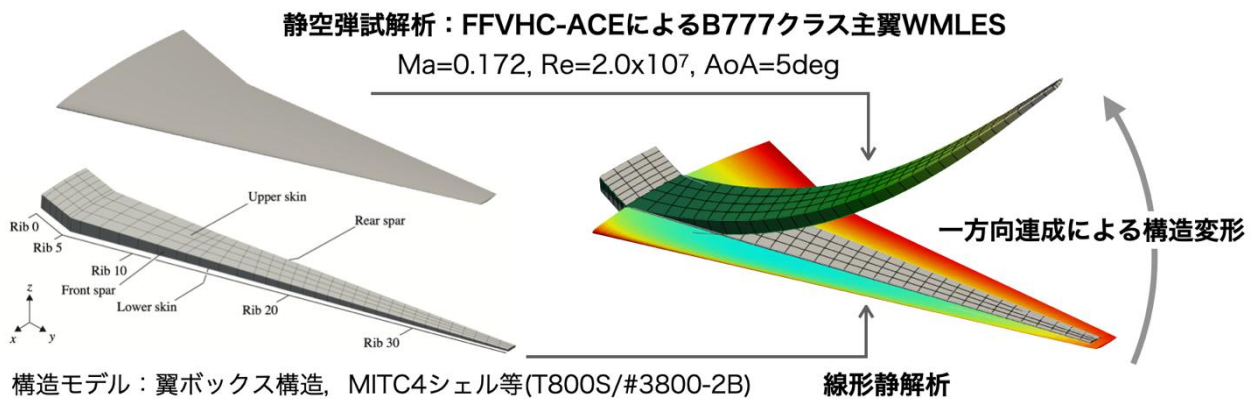


Fig. 1c.7 Summary of preliminary analysis for static aeroelasticity using FFVHC-ACE.

参考文献

- [1c.1] Asada, H., Tamaki, Y., Takaki, R., Yumitori, T., Tamura, S., Hatanaki, K., Imai, K., Maeyama, H. and Kawai, S. (2023), “FFVHC-ACE: Fully Automated Cartesian-Grid-Based Solver for Compressible Large-Eddy Simulation,” AIAA Journal, 61 (8), 3466-3484.
- [1c.2] Choung, H., Saravanan, V., Lee, S. and Cho, H. (2021), “Nonlinear weighting process in ghost-cell immersed boundary methods for compressible flow,” Journal of Computational Physics, 433, 110198.
- [1c.3] Brehm, C., Bara, M.F. and Kiris, C.C. (2019), “Development of immersed boundary computational aeroacoustic prediction capabilities for open-rotor noise,” Journal of Computational Physics, 388, 690-715.
- [1c.4] Kuya, Y., Totani, K. and Kawai, S. (2012), “Kinetic energy and entropy preserving schemes for compressible flows by split convective forms,” Journal of Computational Physics, 375, 823-853, (2018).
- [1c.5] Kawai, S. and Larsson, J., “Wall-modeling in large eddy simulation: Length scales, grid resolution, and accuracy,” Physics of Fluids, 24 (1), 015105.
- [1c.6] Davis, S.S. and Malcolm, G.N. (1980), “Transonic shock-wave/boundary-layer interaction on an

oscillating airfoil,” AIAA Journal, 18 (11), 1306-1312.

[1c.7] Date S. Abe Y. Yamamoto T. & Okabe T. (2021) “Fluid-structural design analysis for composite aircraft wings with various fiber properties” Journal of Fluid Science and Technology 16 (1) 1-23.

[1c.8] Date S. Abe Y. & Okabe T. “Effects of fiber properties on aerodynamic performance and structural sizing of composite aircraft wings” Aerospace Science and Technology 124 107565 (2022).

(2) 大規模複雑流体データのデータ駆動科学

高速化・並列化が可能な超大規模データのデータ駆動科学的解析法の検討・開発。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試解析および本解析。

高速化・並列化が可能な超大規模データのデータ駆動科学的解析法の検討・開発

開発アプリ FVHC-ACE[2.1]による高忠実な流体解析で得られる超大規模データから、現象理解や機体開発に有意義な知見を見つけ出すデータ駆動科学的手法を開発した。具体的には、動的モード分解(DMD)[2.2 2.3]を格子点数が数十億を超える超大規模データに適用可能とする並列化手法を検討し、DMD解析ソルバーを開発した。また、開発した並列化手法を、高精度にモード分解するハンケル DMD[2.4 2.5]に展開した。

DMD では、スナップショットと呼ばれる瞬間データから構成される行列に対して固有値分解を行い、複雑流れを特定の周波数と成長率を有する DMD モードに分解する。支配方程式を必要とせずデータのみを用いて解析できるため、数値流体力学の分野のみならず、実験流体力学や他の分野でも幅広く用いられている。しかし、大規模データに対して DMD を適用しようとする、固有値分解を行う行列を構築するために必要な計算コストや必要メモリが問題となる。重要な事は、固有値分解を行う行列そのもののサイズは膨大でないが、その行列を構築するまでに巨大な行列を扱わなくてはならない点である。過去の研究[2.6 2.7 2.8]では、固有値分解を行う行列を構築するための計算コスト削減手法やメモリ削減手法が提案されているものの、問題やデータサイズに依存すると思われる何らかしらの近似を用いている。一方、本研究では、近似を用いること無く厳密に元の DMD を再現する並列化手法を開発した。開発した並列化手法では、データ行列 $X = [\mathbf{x}_1, \mathbf{x}_2, \dots, \mathbf{x}_k]$ ($\mathbf{x}_m (m = 1, 2, \dots, k)$ はスナップショット) に対して $X^T X$ を並列計算し、計算された $X^T X$ を用いて DMD のアルゴリズムを数学的に厳密な等価性を保った上で構成する。大規模な並列計算は、この $X^T X$ の計算のみで構築でき、他の行列演算は全て数学的に等価な小さい行列の積で表せることを理論的に導いている。その結果、数十億を超える大規模データに対して、DMD の計算コストと必要メモリを近似なしで大幅に削減することに成功している。

加えて本研究では、開発した並列化手法はハンケル DMD に容易に展開可能であることを見出している。ハンケル DMD は、行列内でデータを横だけでなく縦にも並べて構築されるハンケル行列を用い、データ行列内に含まれる情報を増やすことで、モード分解(DMD モードによる流れ場の再構築)の精度を向上させる手法である。その有効性は Takens の埋め込み定理[2.9]によって数学的に保証されており、非線形動的ダイナミクスを解析する多くの研究で埋め込み定理は用いられている。一方、ハンケル DMD ではデータ行列内のデータを増やすため、数十億を超える大規模データから構築されるデータ行列は更に巨

大となり、扱いが難しくなる。それに対し、本研究では、開発した並列化手法をハンケル DMD に展開し、ハンケル DMD のアルゴリズムは行列積 $X^T X$ と小さな行列積のみで構築できることを明らかにした。これにより、元来データが巨大となるために流体分野(特に数値流体力学の分野)であまり使われてこなかったハンケル DMD が、通常の DMD と同じ計算コストと必要メモリで実現可能となっている。Fig. 2.1(a)に、物体適合格子と東北大ソルバーによる円柱流れデータ($Re_D = 150$)に対して、構築した並列ハンケル DMD 解析ソルバーで得られた固有値(周波数と成長率)を示す。並列計算は「富岳」を用いて行い、並列数は 1 2 4 8 16 32 64 とした。数学的に等価であるため、並列化しない従来のハンケル DMD と同様の結果が得られている(全ての並列数でプロットが重なっている)。なお、ここでは示さないが、DMD モードも同様の結果が得られている。また、Fig. 2.1(b)に、並列数に対する計算コストを示す。使用する並列数に対応して計算コストが削減され、ほぼ理想的な並列化効率が得られた。

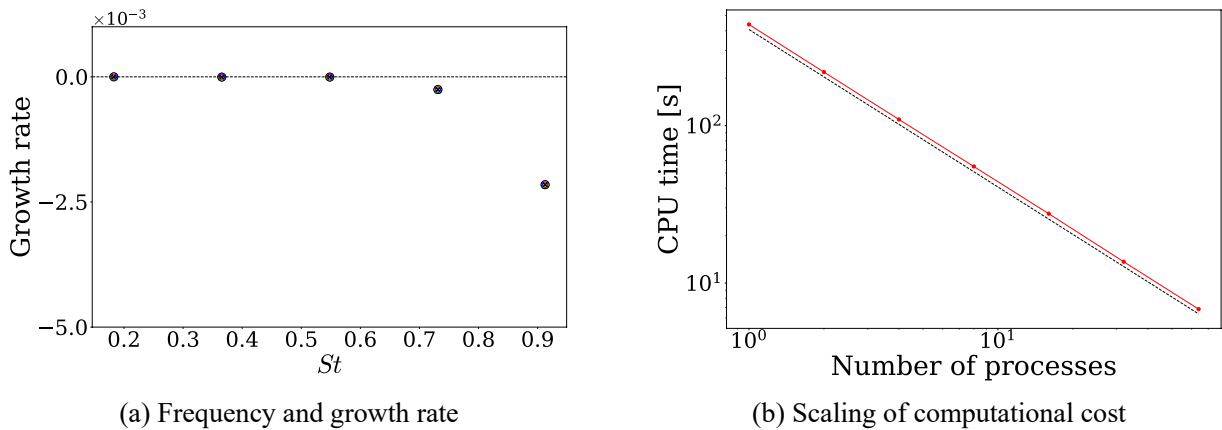


Fig.2.1 Frequency and growth rate of DMD modes and scaling of computational cost of parallel Hankel DMD for cylinder flow at $Re_D = 150$. Number of processes in Hankel DMD is 1 2 4 6 8 16 32 64. In (a) white circle conventional Hankel DMD; red circle 1 process; green hexagon 2 processes; blue square 4 processes; cyan triangle 8 processes; magenta inverted triangle 16 processes; yellow plus 32 processes; black cross 64 processes. In (b) red solid present scaling; black dotted ideal scaling.

航空機全機形状・高速バフェ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試解析および本解析

開発アプリ FVHC-ACE で得られた航空機全機まわり高速バフェット現象の大規模 LES データに対して、開発した並列ハンケル DMD 解析ソルバーを用いたモード解析の試解析と本解析を実施した。航空機形状は NASA-CRM 形状であり、レイノルズ数は平均空力翼弦長 c_{MAC} を基準として $Re_c = 1.52 \times 10^6$ 、主流マッハ数は $M_\infty = 0.85$ 、迎角は 5.92deg とした。この条件は過去の実験[2.10]と同じ主流条件であり、実験ではバフェットセルと呼ばれる主翼スパン方向の圧力伝播が観測されている。開発アプリ FVHC-ACE により総格子点数が約 20 億点の階層型直交格子を生成し、バフェットセル 9-10 周期の間に圧力のスナップショットを 200 枚取得してハンケル DMD を実施した。超大規模データであるため、「富岳」の 1536 ノードを用いてハンケル DMD の大規模並列計算を行った。まず、20 億点という超大規模データに対しても、開発したソルバーを用いてハンケル DMD が実現できたことを強調したい。計算時間は大規模並列計算により約 10 分程度であり、容易にハンケル DMD が実施できる。Fig. 2.2 に、通常の DMD とハンケル DMD で得られた周波数と成長率を示す。実験では、バフェットセルのストローハル数が $St \approx 0.3$ であ

ることが報告されているため、その周波数付近の拡大図も示す。通常の DMD では、 $St \approx 0.3$ のモードのみならず全てのモードが負の成長率を示している。これはモードが時間と共に減衰し、最終的には消滅することを示しており、周期的なバフエツセルの伝播という実際の物理現象を再現できていない。一方、ハンケル DMD は、 $St \approx 0.3$ のモードの成長率がほぼゼロであり、成長も減衰もしない周期的なモードを抽出しているため、より正確に物理現象をモード分解できていると考えられる。Fig. 2.3 に、最後のスナップショットの時刻における $St \approx 0.3$ の圧力変動の DMD モードを示す。比較のために、開発アプリ FFVHC-ACE で得られた LES データも示す。通常の DMD では負の成長率のためにモードが消滅しているが、ハンケル DMD ではほぼゼロの成長率のため明確なモード分布が見受けられる。また、このモードはスパン方向に圧力の増減(赤と青の縞模様)を示しており、スパン方向に伝播する圧力変動、すなわちバフエツセルを抽出していることが分かる。LES データでは乱流に細かい構造も合わせて可視化されているためバフエツセルが見えづらくなっているが、ハンケル DMD によりモード分解したことで明確にバフエツセルを観測することができる。以上より、数十億を超える実用的な航空機まわり流れデータに対しても、適切かつ高速にハンケル DMD を行うことができるようになったと結論付けられる。今後は、さらに高忠実な数百億を超えるデータへの適用と、(1a)で得られるバフエツセル付近データに対してハンケル DMD を行い、バフエツセルメカニズムの解明を目指す。

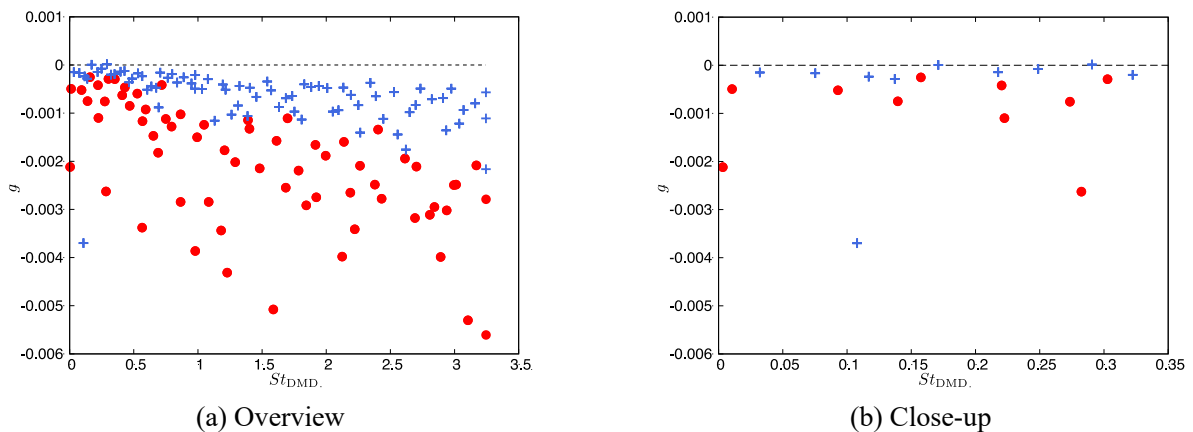


Fig.2.2 Frequency and growth rate of DMD modes for three-dimensional transonic buffet around NASA-CRM configuration obtained by parallel Hankel DMD. Red circles conventional DMD without Hankel matrices; blue pluses Hankel DMD.

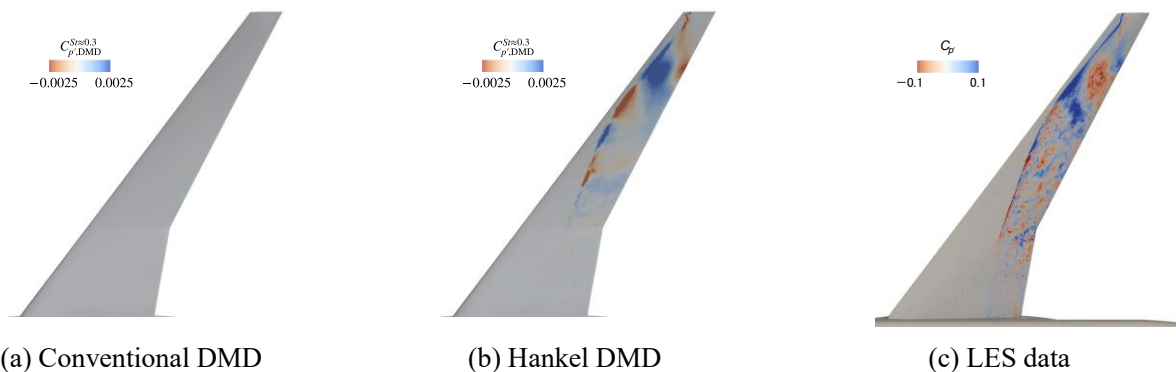


Fig.2.3 DMD mode of pressure fluctuations at $St \approx 0.3$ over NASA-CRM wing obtained by conventional DMD and Hankel DMD along with original LES data.

参考文献

- [2.1] 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.
- [2.2] Schmid J. P. (2010). Dynamic mode decomposition of numerical and experimental data. *Journal of Fluid Mechanics* 656 5-28.
- [2.3] Schmid J. P. (2022). Dynamic Mode Decomposition and Its Variants. *Annual Review of Fluid Mechanics* 54 225-254.
- [2.4] Brunton S. L. Brunton B. W. Proctor J. L. Kaiser E. & Kutz J. N. (2017). Chaos as an intermittently forced linear system. *Nature Communications* 8(1) 19.
- [2.5] Champion K.P. Brunton S. L. & Kutz J. N. (2019). Discovery of Nonlinear Multiscale Systems: Sampling Strategies and Embeddings 18(1) 312-333.
- [2.6] 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.
- [2.7] Sayadi T. and 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.
- [2.8] Ohmichi Y. (2017). Preconditioned dynamic mode decomposition and mode selection algorithms for large datasets using incremental proper orthogonal decomposition. *AIP Advances* 7(7) 075318.
- [2.9] Takens F. (1981). Detecting strange attractors in turbulence. *Dynamical Systems and Turbulence: proceedings of a symposium held at the University of Warwick 1979/80* 366-381.
- [2.10] Koike S. Ueno M. Nakakita K. & Hashimoto A. (2016). Unsteady pressure measurement of transonic buffet on NASA common research model. 34th AIAA Applied Aerodynamics Conference AIAA Paper 2016-4044.

(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

KEEP スキームの基底関数ベース新アルゴリズムの検討およびカーネルプログラムの試作。階層型直交格子・圧縮性流体解析基盤アプリ FFVHC-ACE の改良。

KEEP スキームの基底関数ベース新アルゴリズムの検討

「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、低 B/F 比でも高い実行効率を実現する基底関数ベースの新しい KEEP スキームの構築を検討した。具体的には、流束再構築法(flux-reconstruction 法、FR 法)[3.1]をベースとした KEEP スキーム[3.2 3.3]の開発を検討した。FR 法は、計算セル内に解の定義点(solution point SP)を設けて、SP の値を用いてセル内の物理量分布を多項式で表す数値計算法である(Fig.3.1 参照)。セル境界面では物理量分布が不連続となるが、隣のセル情報を用いて計算されるセル境界面での共通流束に合わせて、セル内の流束分布を修正関数により修正する。有限体積法のようなステンシルベースの数値解析アルゴリズムでは計算セルから離れた情報(隣の更に隣のセルの情報など)を必要としていたが、基底関数ベースの FR 法は情報が計算セル内でほぼ完結しており、そのアルゴ

リズム内で必要な情報は隣のセルまでのみとなる。そのため、キャッシュメモリを有効活用でき[3.4]、低 B/F 比(更には GPU を代表とするアクセラレータの利用)が想定される次世代のスパコンでも高い実行効率を達成すると期待できる。一方、KEEP スキームは非散逸かつ安定な特徴を持ち乱流解析を高精度に実現する[3.5]ため、高忠実な流体解析には必須の技術である。したがって、FR 法をベースとして新たな KEEP スキームを構築することが、高忠実流体解析を実現する次世代アプリケーションの開発に重要な役割を果たすと考えている。

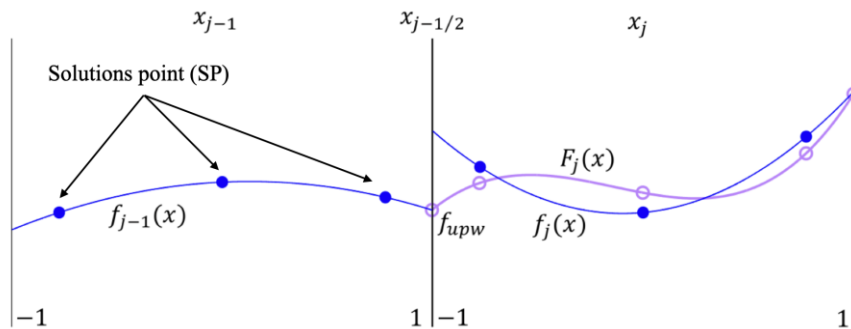
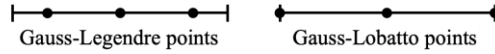


Fig.3.1 Schematic of variable distributions in computational cells for FR methods. Blue uncorrected distributions; purple corrected distributions.

FR 法ベースの KEEP スキームを構築する上で、本研究では、まず過去の研究で提案されていた FR-KEEP スキーム[3.6](KEEP は運動エネルギー保存を示す)を参考とした。FR-KEEP スキームは、SP を Gauss-Lobatto 点に基づいて配置し、特定のセル境界面での共通流束や対流項微分の split 形式、更には g_2 修正関数を用いることで、KEEP を満たし非散逸性を保ちつつ安定性を向上させる。この考えの下、KEEP だけではなく KEEP(運動エネルギー・エントロピー保存)を満たす共通流束や split 形式を FR 法で活用し、更に安定で非散逸な FR-KEEP スキームを構築した(Fig.3.2)。Fig.3.3 に、非粘性 Taylor-Green 渦による数値実験結果を示す。マッハ数が $M_\infty = 0.1, 0.4$ の 2 ケースを示しており、非圧縮性条件の $M_\infty = 0.1$ よりも圧縮性条件の $M_\infty = 0.4$ の方が、安定に計算することが難しいケースとなる。 $M_\infty = 0.1$ では、FR-KEEP スキームはエントロピーが急激に減少し計算が破綻しているのに対し、構築した FR-KEEP スキームはエントロピーを概ね保存しつつ安定な計算を実現している。一方、 $M_\infty = 0.4$ では、FR-KEEP スキームよりは安定に計算できているものの、FR-KEEP スキームでも計算が不安定になり破綻した。この原因を理論的に解析したところ、SP に Gauss-Lobatto 点を用いると、数値積分が厳密に満たされない定式化が存在し、厳密には KEEP が満たされないことを明らかにした。

① Gauss-Lobatto points for SP



② g_2 function for flux correction

③ KEEP numerical fluxes

e.g.) mass flux: $\frac{\partial \rho u_j}{\partial x_j} \approx \frac{C_j|_{m+1/2} - C_j|_{m-1/2}}{\Delta x_j}$ $C_j|_{m\pm 1/2} = \frac{\rho|_m + \rho|_{m\pm 1}}{2} \frac{u_j|_m + u_j|_{m\pm 1}}{2}$

④ KEEP split form for convective terms

e.g.) momentum conservation Eq. : $\frac{\partial \rho u_j}{\partial x_j} = \frac{1}{2} \frac{\partial \rho u_j}{\partial x_j} + \frac{1}{2} u_j \frac{\partial \rho}{\partial x_j} + \frac{1}{2} \rho \frac{\partial u_j}{\partial x_j}$

Fig.3.2 Requirements of FR-KEEP scheme using Gauss-Lobatto solution points.

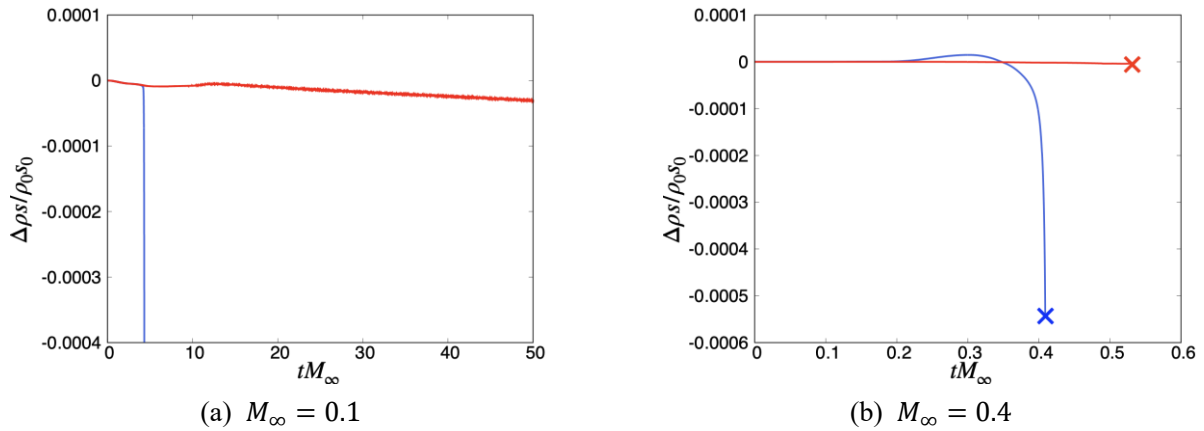


Fig.3.3 Time histories of total entropy conservation error for inviscid Taylor-Green vortex. Cross symbols indicate that computations are blown up. Red FR-KEEP; blue FR-KEP.

そこで、SP に Gauss-Lobatto 点を用いずに、元来 FR 法でよく用いられる Gauss-Legendre 点を用いて KEEP を満たす方法論を検討した。Gauss-Legendre 点は、Gauss-Lobatto 点よりも数値積分精度が高いことで知られ[3.7]、少ない積分点(SP と同一)で厳密な積分が実現できる。しかし、Gauss-Legendre 点は Gauss-Lobatto 点と異なりセル境界面に点を持たない。これが KEP を満たす上で障壁となり、過去の研究では Gauss-Lobatto 点を用いていたが、本研究ではセル境界面に SP を持たない Gauss-Legendre 点でも KEEP を満たす新たな定式化を理論的に導くことに成功している。具体的には、KEEP を満たす共通流束や split 方式を適用するだけでなく、修正関数を g_2 関数から g_a 関数に変更し、更には split 方式で生じる全ての項に物理量の修正を適用することで、数値積分を厳密に満たしつつ KEEP を満たせることを見出すことに成功した。Fig. 3.4 に $M_\infty = 0.4$ の非粘性 Taylor-Green 渦による数値実験結果を示す。参考のため、ステンシルベースの 2 次精度 KEEP スキーム、風上法、通常の 2 次精度中心差分の結果も示している。前述の通り SP に Gauss-Lobatto 点を用いると計算初期で計算が破綻していたが、Gauss-Legendre 点を用いた新たな FR-KEEP スキームは、ステンシルベースの KEEP スキームと同程度にエントロピーを保存しつつ安定に計算できていることが分かる。また、風上法は数値粘性のために非物理的なエントロピーの増大を引き起こしていることを鑑みても、構築した FR-KEEP スキームの非散逸性の利点が伺える。以上より、次世代のスパコンで高忠実な流体解析を実現する上で、基盤となる数値解析技術の基礎が構築できたと考えて

いる。今後は、FR-KEEP スキームを次世代アプリケーション内で活用するために、複雑形状の扱いを得意とする階層型直交格子で KEEP を満たすアルゴリズムの検討や、高レイノルズ数流れの高忠実 LES 解析を実現する壁面モデルへの展開を予定している。

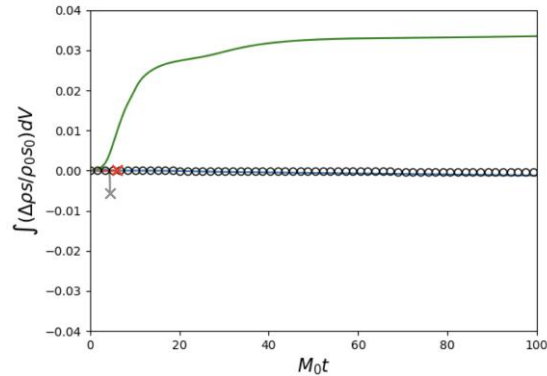


Fig.3.4 Time histories of total entropy conservation error for inviscid Taylor-Green vortex. Cross symbols indicate that computations are blown up. White circle stencil-based 2nd-order KEEP; blue proposed FR-KEEP; red FR-KEEP; gray stencil-based 2nd-order central; green stencil-based upwind.

カーネルプログラムの試作と評価および開発アプリ FVHC-ACE の改良

「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の試作ならびに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、基底関数ベースでは、物理量分布は基底関数の重ね合わせで表現されるので、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 FR 法[3.8]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。まず、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作成した。その際にいくつかのデータ構造（データ配列の定義の仕方）や関連してループ構造について実装を行い、それらの性能評価を現有システムで実施した。

FR 法における物理量はセルとその内部に構造格子的に配置された SP で定義される。そのため、データ構造としては一般的には `cells(nc)%a(spi spj spk n)` と表現される。ここで `cells` はセルの配列、`nc` はセルインデックス、`a` は SP で定義される物理量配列、`spi spj spk` は SP のインデックス、`n` は物理量を示す。この物理量 `a` に対して SP における微分 (`dadx`: x 軸方向微分、`dady`: y 軸方向微分、`dadz`: z 軸方向微分) は Fig. 3.5 の様に計算される。ここで、`dphi` は基底関数の係数を微分したものである。

```
do nc=1 number_of_cells
  do n=1 number_of_physicalValue
    do k=1 number_of_sp
      do j=1 number_of_sp
        do i=1 number_of_sp
```

```

cells(nc)%dadx(i j k n) = 0.0d0
cells(nc)%dady(i j k n) = 0.0d0
cells(nc)%dadz(i j k n) = 0.0d0
do l=1 number_of_baseFunction
    cells(nc)%dadx(i j k n) = cells(nc)%dadx(i j k n) + cells(nc)%a(l j k n)*dphi(i l)
    cells(nc)%dady(i j k n) = cells(nc)%dady(i j k n) + cells(nc)%a(i l k n)*dphi(j l)
    cells(nc)%dadz(i j k n) = cells(nc)%dadz(i j k n) + cells(nc)%a(i j l n)*dphi(k l)
enddo
enddo
enddo
enddo
enddo
enddo

```

Fig. 3.5 Kernel algorithm of FR method.

このカーネルアルゴリズムに対して、いくつかのデータ構造（配列）ならびにループ構造を実装し、現有システムで性能評価を行った。データ構造に関してはセルデータを構造体で表現し SP データを 3 次元配列もしくは 1 次元配列で実装したもの、セルと SP を融合して 4 次元配列で実装したものを評価した。ループ構造に関しては、データ構造の実装に合わせたループに対して、OpenMP によるスレッド並列を適用するループをセルループにするか SP ループにするか、更には SP と物理量変数を融合することでカーネル部分を密行列計算に置き換えることができ、その計算に DGEMM を適用したケースも評価した。性能評価は現有システムとして Intel CPU、A64FX CPU で実施したが、ここでは A64FX での結果を Fig. 3.6 に示す。図の横軸は SP の数を、縦軸は経過時間を示し、下に行くほど高性能であることを示している。SP の数が大きくなるほど計算精度が向上する。またプログラムの SP の増加はループ長の増加を意味する。図ではいくつかの実装の結果を示している。OpenMP によるスレッド並列を、SP ループに適用したものが「SL」、セルループに適用したものが「CL」で示されている。また SP の配列が 3 次元配列（ループは 3 重ループ）のものが「3D」（cells(nc)%a3d(spi spj spk n)）、1 次元配列（ループは 1 重ループ）のものが「1D」（cells(nc)%a1d(sp n)）である。「3DMat」は SP が 3 次元配列で物理量変数と組み合わせることで密行列を作成し、DGEMM を適用したもの、「4D」はセルと SP を融合して 4 次元配列で実装したものの（a4d(nc spi spj spk n)）である。「fis」と「fus」は多重となるカーネルループを分割したものと融合したものである。通常、FR 法では SP=3 4 程度が使われており、その辺りをターゲットとしており、その辺りで有効な実装方法に関するデータが取得できた。具体的には、「4Dfus SL」ならびに「3D CL」が有望であることが判明した。同時に、もっと大きな SP を使うことで超高次精度計算の実現可能性も検討しており、その辺りの情報も得られ、今後の検討に有益な物になると考えられる。

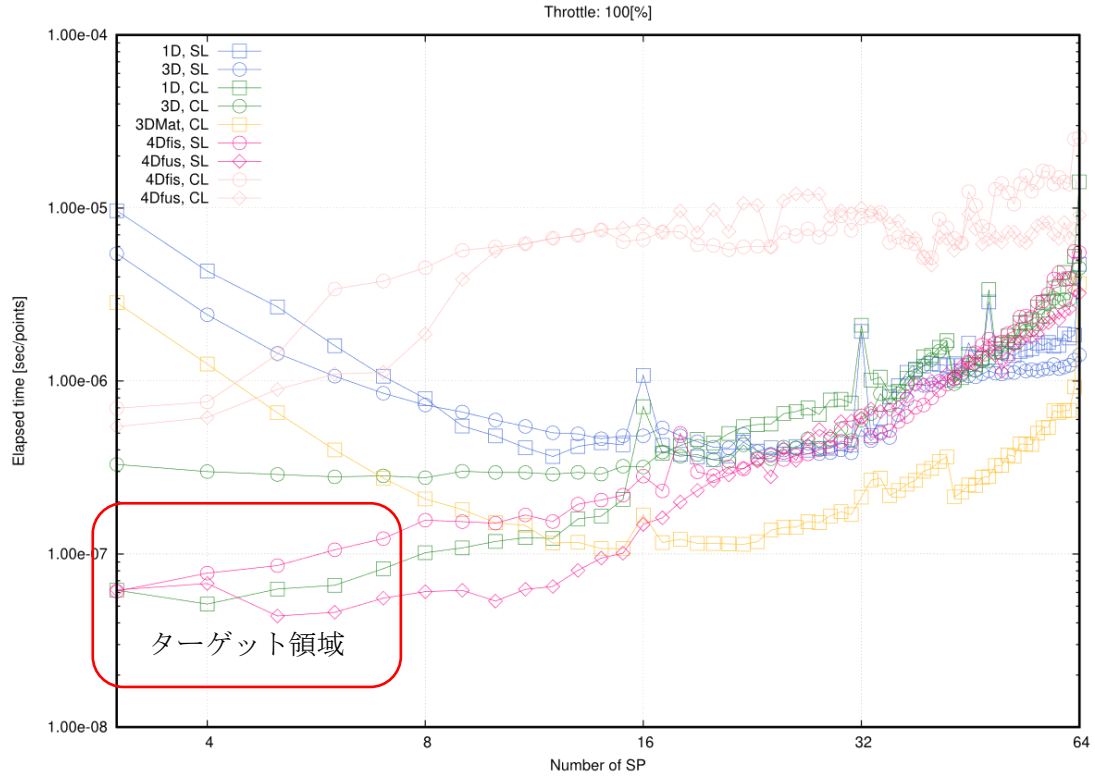


Fig. 3.6 Elapsed time in terms of the number of SP for kernel algorithms of FR method.

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] Kuya Y. & Kawai S. (2021). High-order accurate kinetic-energy and entropy preserving (KEEP) schemes on curvilinear grids. *Journal of Computational Physics* 442 110482.

[3.4] 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.

[3.5] 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] 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.

[3.7] Kopriva D. A. & Gassner G. (2010). On the quadrature and weak form choices in collocation type discontinuous Galerkin spectral element methods. *Journal of Scientific Computing* 44 136-155.

[3.8] 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

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5年8月19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対面で開催した。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、ものづくり分野との関連が深い4課題合同で「第7回HPCものづくり統合ワークショップ」を令和5年12月5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、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: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課題の最新状況セッション」セッションでは、「富岳」航空機プロジェクト:高忠実な圧縮性流体解析基盤アプリFFVHC-ACEの今後の展開と最新状況」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96機関(官庁・団体・研究機関10機関、大学関係10機関、民間企業71社、その他5)で、参加人数は132名であり多数の方々にご参加いただいた。また第6回HPCIコンソーシアムシンポジウムでは、パネル・ディスカッション『「富岳」、これからの利用と若手プロジェクト・リーダーによる先進アプリ課題への期待』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55回流体力学講演会/第41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1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。

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5年8月19日
2. 第6回 HPCI コンソーシアムシンポジウム（パネルディスカッション），令和5年10月25日
3. 『「富岳」成果創出加速プログラム』第7回 HPC ものづくり統合ワークショップ（共催），令和5年12月5日．
4. 「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5年12月1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5年3月12日．

2-4. 実施体制

業務項目	担当機関	担当責任者
（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		
（1 a）KEEPスキームの衝撃波捕獲法の検討・開発。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試解析および本解析、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）KEEP スキームによる空力音響解析手法の検討・開発。航空機空力騒音要素モデルの試解析および本解析。	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
	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
（1 c）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。流体・構造間の荷重変位変換ツールの検討・開発、および航空機主翼静的空	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
	宮城県仙台市青葉区片平二丁	阿部 圭晃

力弾性試解析。	目 1 - 1 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	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	FFVHC-ACE: Fully Automated Cartesian-Grid-Based Solver for Compressible Large-Eddy Simulation	H. Asada Y. Tamaki R. Takaki T. Yumitori S. Tamura K. Hatanaka K. Imai H. Maeyama and S. Kawai	AIAA Journal Vol. 61 No. 8 pp. 3466-3484. DOI: 10.2514/1.J062593	August 2023
2	Theoretical link in numerical shock thickness and shock-capturing dissipation	R. Ida Y. Tamaki and S. Kawai	Journal of Computational Physics Vol. 505 pp. 112901. DOI: 10.1016/j.jcp.2024.112901	February 2024
3	安定性と非散逸性を両立する圧縮性流体計算スキームと航空機全機 LES 解析	河合宗司	計算工学 Vol. 28 No. 3 pp. 4643-4647.	2023 年 7 月
4	高度な計算科学とデータ駆動科学の融合による航空機デジタルフライトで機体開発 DX を促進	河合宗司	計算工学ナビ Vol. 25 pp. 2-3.	2023 年 9 月
5	計算格子の完全自動生成による流体解析と計算手法の検証	高木亮治	航空宇宙技術 Vol.2 2 pp. 79-93. DOI: 10.2322/astj.22.79	2023 年 10 月

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	Wall-modeled LES of complex full aircraft configurations at high Reynolds numbers (招待 Keynote address)	Soshi Kawai (Tohoku University)	ASME-JSME-KSME Fluids Engineering Division 2023 (Osaka Japan)	11 July 2023
2	Physics-compatible KEEP scheme and high-fidelity scale-resolving simulation of compressible flows (口頭)	Soshi Kawai Yuichi Kuya Hiroyuki Asada Hiromichi Sashida (Tohoku University)	14th International ERCOFTAC Symposium on Engineering Turbulence Modelling and Measurements	6 September 2023
3	Stable and Non-dissipative Flux Reconstruction Schemes in Split Forms : Preservation of Kinetic Energy of Entropy (口頭)	Issei Homma Hiroyuki Asada Soshi Kawai (Tohoku University)	ICFD 20th International Conference on Flow Dynamics (Sendai Japan)	6 November 2023
4	Wall-Modeled LES of Transonic Flow at High Reynolds Number Around a Pitching Airfoil (口頭)	Hiromichi Sashida Takumi Aoyama Shigetaka Kawai Soshi Kawai (Tohoku University)	ICFD 20th International Conference on Flow Dynamics (Sendai Japan)	7 November 2023

5	DNS of laminar-to-turbulent transition over a cooled/heated supercritical wing (口頭)	Hiroyuki Asada Yuta Iwatani Soshi Kawai (Tohoku University)	APS 76th Annual Meeting of the Division of Fluid Dynamics (Washington D.C. USA)	21 November 2023
6	POD and DMD of three-dimensional transonic aircraft buffet using large-scale LES data (口頭)	Hiroyuki Asada Soshi Kawai (Tohoku University)	2024 AIAA SciTech Forum (Orlando USA)	8 January 2024
7	Wall-modeled LES of pitching airfoil at high Reynolds number transonic flows (口頭)	Hirofumi Sashida Takumi Aoyama Shigetaka Kawai Soshi Kawai (Tohoku University)	2024 AIAA SciTech Forum (Orlando USA)	8 January 2024
8	Transonic buffet simulations over NASA-CRM by wall-modeled large-eddy simulation using Cartesian-grid-based flow solver FFVHC-ACE (口頭)	Hirofumi Maeyama Hiroyuki Asada Soshi Kawai (Tohoku University)	2024 AIAA SciTech Forum (Orlando USA)	12 January 2024
9	3次元遷音速バフケット現象の大規模 LES データに対する POD/DMD 解析 (口頭)	浅田啓幸 河合宗司 (東北大学)	第 55 回 流体力学講演会 / 第 41 回 航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム (東京)	2023 年 7 月 13 日
10	運動エネルギー・エントロピー保存(KEEP)スキームの空力音響解析 (口頭)	佐藤靖也 浅田啓幸 三輪直暉 河合宗司 (東北大学)	第 55 回 流体力学講演会 / 第 41 回 航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム (東京)	2023 年 7 月 13 日
11	壁面モデル LES による遷音速強制振動翼の非定常空力現象解析 (口頭)	指田裕理 青山拓海 河合宗司 (東北大学)	第 55 回 流体力学講演会 / 第 41 回 航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム (東京)	2023 年 7 月 13 日
12	埋め込み境界法における保存則について (口頭)	高木亮治 (JAXA)	第 55 回 流体力学講演会 / 第 41 回 航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム (東京)	2023 年 7 月 13 日
13	ハイブリッド並列のススメ (口頭)	高木亮治 (JAXA)	第 55 回 流体力学講演会 / 第 41 回 航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム (東京)	2023 年 7 月 13 日
14	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)	航空機フォーラム (大阪)	2023 年 8 月 19 日
15	遷音速境界層乱流遷移現象に対する壁面温度効果 (口頭)	岩谷優汰 浅田啓幸 河合宗司 (東北大学)	日本流体力学年會 2023 (東京)	2023 年 9 月 22 日
16	「富岳」航空機プロジェクト：高忠実な圧縮性流体解析基盤アプリ FFVHC-ACE の今後の展開と最新状況 (口頭)	河合宗司 (東北大学)	第 7 回 HPC ものづくり統合ワークショップ (東京)	2023 年 12 月 5 日
17	非散逸 KEEP スキームと直交格子法による高忠実な移動境界流れ解析に向けて (口頭)	河合成孝 河合宗司 (東北大学)	第 37 回 数値流体力学シンポジウム (名古屋)	2023 年 12 月 15 日

18	KEEP スキームを用いた空力音響解析における位相誤差の影響 (口頭)	佐藤靖也 浅田啓幸 三輪直暉 河合宗司 (東北大学)	第 37 回 数値流体力学シンポジウム (名古屋)	2023 年 12 月 17 日
19	画像圧縮法を応用した高忠実な乱流場のデータ圧縮 (口頭)	永田晴輝 浅田啓幸 河合成孝 河合宗司 (東北大学)	第 37 回 数値流体力学シンポジウム (名古屋)	2023 年 12 月 17 日
20	運動エネルギー・エントロピー保存(KEEP)スキームの高次精度非構造格子 FR 法への展開 (口頭)	本間一誠 浅田啓幸 河合宗司 (東北大学)	第 37 回 数値流体力学シンポジウム (名古屋)	2023 年 12 月 17 日
21	富岳 NEXT を見据えた KEEP スキームの次世代計算アルゴリズム (ポスター)	本間一誠 (東北大学)	第 3 回「富岳」成果創出加速プログラム研究交流会 (東京)	2024 年 3 月 12 日
21	円柱周りカルマン渦放出現象のレゾルベント解析におけるレイノルズ応力項の影響 (口頭)	三宅翼 岩谷優汰 浅田啓幸 河合宗司 (東北大学)	日本機械学会東北支部第 59 期総会・講演会 (仙台)	2024 年 3 月 15 日
22	航空工学におけるデータ駆動型の空力弾性解析に向けた取り組み (招待講演)	阿部 圭晃 (東北大学)	第 11 回制御部門マルチシンポジウム	2024 年 3 月 20 日