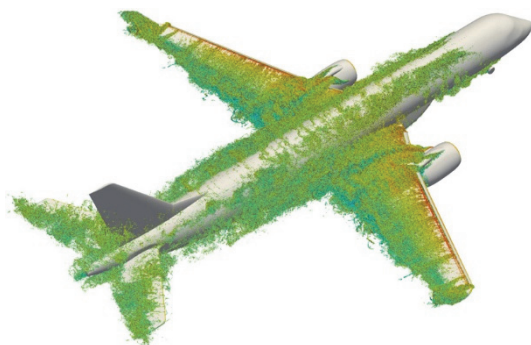


航空機における非定常剥離流れの高精度予測を実現する 大規模 LES 解析技術の適用性検証

Validation of the Applicability of LES Analysis Technology
for Accurate Prediction of Large-Scale Unsteady Flow around Aircraft



弓取 孝明*¹
Takaaki Yumitori

田村 駿*¹
Shun Tamura

今井 和宏*²
Kazuhiro Imai

河合 宗司*³
Soshi Kawai

航空機開発における空力特性の把握には風洞試験とともに CFD 解析が用いられるが、機体空力性能上重要な最大揚力係数を評価する場合は非定常剥離流れを解析対象とすることとなり、従来の CFD 解析技術では予測が困難な状況である。そこで三菱重工業株式会社では、非定常剥離流れ解析能力の大幅な向上を目指し、当該分野の COE である東北大学との共同研究を通じ、最新の大規模 LES 解析技術を実装した CFD ソルバーの実設計課題での適用性検証を実施中である。本報では、SpaceJet を対象とし、飛行試験結果との比較によって、最大揚力係数の予測精度向上を確認した成果を紹介する。

1. はじめに

航空機開発における空力特性の把握に風洞試験とともに CFD (Computational Fluid Dynamics) 解析が用いられるようになって久しく、現在ではハードウェアとソフトウェアの発展が相まって、空力に関連する認証のために必要な風洞試験や飛行試験を CFD 解析で代替する CbA (Certification by Analysis) についても活発に議論が始められるほどになっている。

一方、機体空力性能上重要な最大揚力係数については依然として CFD 解析では予測が困難な状況である。最大揚力係数は航空機が飛行するために必要な最小の速度を決める極めて重要な性能評価指標であるが、最大揚力係数となる飛行条件では主翼周りには非定常剥離流れとなっており従来の CFD 解析では捉えることが困難な現象の 1 つである。そこで本課題を解決するため、三菱重工業株式会社 (以下、当社) では、CFD 解析技術の国内 COE である東北大学との共同研究により、最大揚力係数の高精度予測を実現する CFD ソルバー FVHC-ACE⁽¹⁾ の製品開発への適用性検証を推進している。本報では、従来 CFD の課題及びそれを解決する最新の大規模 LES (Large Eddy Simulation) 解析技術を紹介し、SpaceJet を対象に、飛行試験結果の最大揚力係数との比較による、予測精度向上を確認した成果を紹介する。

2. 従来 CFD の現状と課題

従来、製品の実用的な設計・開発に広く利用されている解析手法として RANS (Reynolds Averaged Navier-Stokes) が挙げられる。RANS は渦を平均化したモデルとして組み込んだ方程式を解くことが特徴で、このモデル化により計算リソースを抑えることができ設計・開発への適用が容易であるが、渦を平均化したことにより非定常剥離流れが本質的に高精度で予測できないことが大きな課題として認識されている。ここで、RANS を用いた非定常剥離流れ予測精度低下の一例

*1 総合研究所 流体研究部

*2 総合研究所 特殊システム研究推進部 主席研究員

*3 東北大学 大学院工学研究科 航空宇宙工学専攻 教授 工博

として、米国航空宇宙学会主催の High Lift Prediction Workshop⁽²⁾で実施された、様々な参加者による RANS を用いた航空機模型に対する最大揚力係数の予測解析結果を図 1 に示す。この図より、最大揚力係数付近となる高迎角域において、参加者の解析結果は風洞試験データと比べて定量・定性的にばらつきが非常に大きい結果であり、最大揚力係数の高精度予測が非常に困難なことが示されている。

このような状況の中、RANS よりも物理的忠実度を上げた LES の設計適用が期待されている。LES は RANS のように渦を平均化するのではなく、空間格子サイズより大きい渦は直接解析し、格子サイズ以下の微小な渦をモデル化する解析手法で様々な乱流に対する適用性が高い手法であるが、これまでは簡易形状の基本的な流れ場に適用されるのみであり、実機的设计・開発に適用するためには大きく 3 つの課題を解決する必要がある。

1 つ目の課題は、高精度予測と現実的な計算リソースの両立である。壁面近傍に発達する境界層内層の乱流渦のサイズは非常に小さく、LES によって十分に解像するためには境界層内に膨大な格子を配置する必要がある。さらに、極微細な格子で安定に非定常解析するためには、解析上の時間進行幅も極めて小さく設定する必要があり、格子点数及び計算時間の増大を避け、精度を維持したまま現実的な計算リソースに抑えることが必要である。

2 つ目の課題は、高精度な LES を実現するための低数値散逸計算スキームの確立である。一般的な計算スキームには、解析を数値的に安定させるための数値粘性と呼ばれる非物理的なパラメータが含まれる。LES の場合、この数値粘性の大きさは物理的な乱流粘性と同程度のオーダーとなることから、渦が移流する過程で非物理的な散逸を助長し高精度な解析の妨げとなる。したがって、解析の安定性と低散逸性を両立した高度な計算スキームが必要となる。

3 つ目の課題は、格子生成負荷の削減である。LES は格子によって解像できる渦を捉える必要があるため、格子の歪みは解析結果に大きな影響を与える。そのため、RANS の格子と比較し、LES の格子は等方的とする必要があり特に物体近傍での格子生成難易度が飛躍的に増大する。加えて、現状の格子生成ツールはハードウェア及びソフトウェアの両面において、数十から数百億規模となる大規模な格子生成に対応できず、計算そのものよりも格子生成に多くの処理時間を費やされる場合も多く格子生成負荷の削減が必須である。

当社では、上記 3 つの課題を解決する最新の LES 解析技術を実装した FFVHC-ACE の導入及び検証を進めてきた。次章で大規模・高精度な LES を実現する最新技術について説明する。

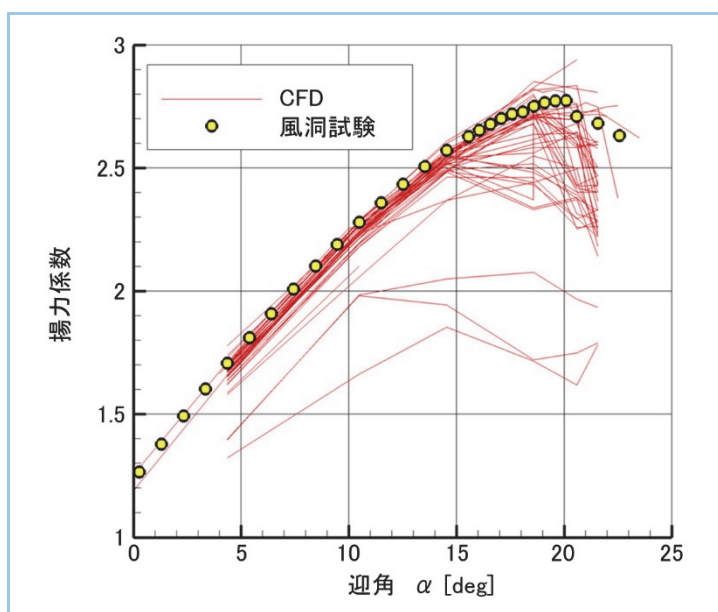


図1 航空機形状に対する揚力係数の予測解析結果

3. 大規模・高精度 LES 解析を実現するキー技術

前章で述べた 3 つの課題を解決するキー技術は、WMLES (Wall-Modeled LES)^{(3), (4)}, KEEP (Kinetic-Energy and Entropy Preserving)^{(5)~(8)}スキーム及び階層型等間隔直交格子^{(9), (10)}である。それぞれの概要を以下で説明する。

3.1 WMLES

WMLES は高精度予測と現実的な計算リソースを両立するキー技術である。LES には壁面近傍の取扱いによって大きく 2 種類の手法に分けられる。一つは壁面近傍の渦を直接解像する WRLES (Wall-Resolved LES), もう一つは壁面近傍をモデル化する WMLES である。東北大が開発した WMLES は壁面近傍に発達する境界層内層乱流渦が普遍的な乱流スケール則に従うことに着目し、壁面近傍を非常に粗い格子で解析しつつも乱流境界層を正確に解析可能な、高効率かつ高精度なモデルである。その成果により、細かい格子(壁面からの距離を示す無次元パラメータ $y^+ \approx 1$ 以下)で壁面近傍を解像する WRLES に比べ、非常に粗い格子 ($y^+ \approx 100$ 程度)で解析できることに加え、最小格子幅の制約を受ける時間進行幅も大きく取ることができ、WRLES と同じ解析をする場合で、レイノルズ数にも依存するが典型的なケースで格子規模を約 1/100, 解析所要時間を約 1/100 と、計算コストを約 1/10000 に削減可能で、現実的な計算リソースでの高精度 LES を実現している。

3.2 KEEP スキーム

KEEP スキームは渦の移流を高精度に解析するキー技術である。このスキームは、従来よく用いられる風上スキームでは満足しない運動エネルギー保存を満足し、エントロピー保存も大幅に向上させることにより非数値散逸かつ安定した計算が可能となる画期的な計算スキームとして東北大で開発された。ここで KEEP スキームを用いた解析例を図 2 に示す。図中左側に示す非粘性 Taylor-Green vortex 問題は、大きな初期渦が時間経過とともに混合・細分化されていくテスト問題で、渦が極限まで細分化される過程を追うことで、計算スキームの非散逸性と安定性が評価可能である。図は風上スキーム、中心差分スキーム、KEEP スキームの比較で縦軸がエントロピー保存エラー、横軸が無次元時間を示している。この問題は非粘性流れのため、渦が細分化されても物理粘性による散逸はなくエントロピーが保存されるため、エントロピーが 0 を保持した状態が厳密解であるが、逆にエントロピーの増加は数値的な散逸が発生していることを意味し、エントロピーの減少は計算が不安定なことを意味する。この図から風上スキームはエントロピーが増加し、中心差分スキームはすぐにエントロピーが減少し発散していることが分かる。一方、KEEP スキームはエントロピーが 0 を保持していることが分かる。また、図中右側に風上スキームと KEEP スキームによる平板乱流境界層の壁近傍渦構造の可視化図を示す。この図より、風上スキームでは渦が粗いのに対して KEEP スキームは微細な渦構造を高解像度で解析できていることが分かる。以上から、KEEP スキームは解析の安定性と非散逸性を両立し LES に適した高解像度スキームであることが分かる。

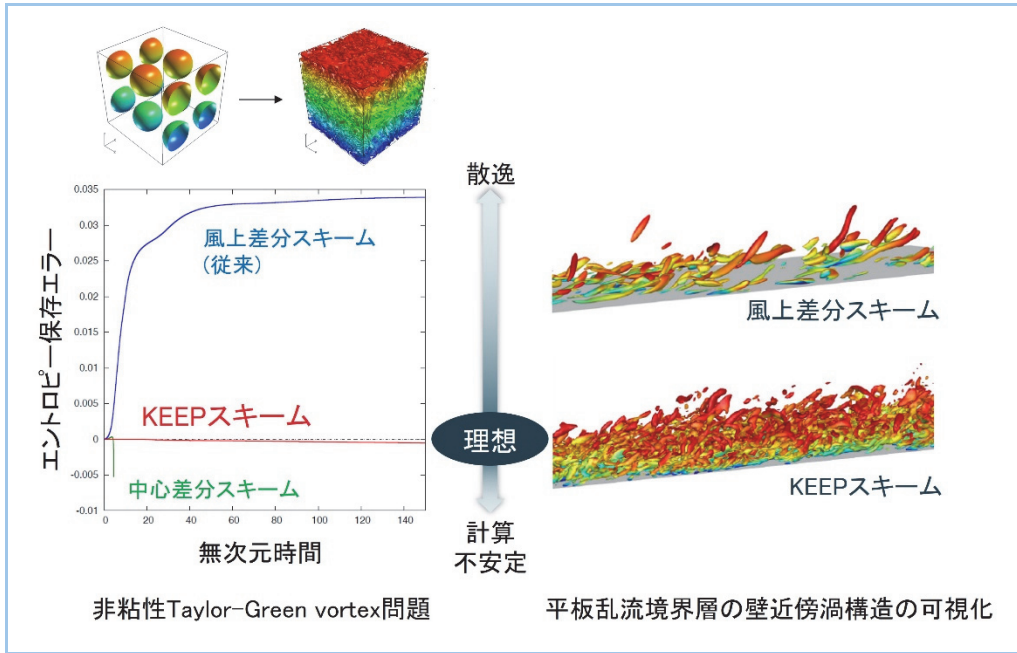


図2 KEEPスキームの解析結果

3.3 階層型等間隔直交格子

階層型直交格子は格子生成負荷を大幅に削減するキー技術である。階層型等間隔直交格子の概要図を図3に示す。階層型等間隔直交格子は、一般に用いられる機体表面形状に沿った格子(物体適合格子)で空間を分割する方法と異なり、機体表面形状に関係なく、等間隔の直交したブロックで空間を分割する。その後、壁面付近の高い分解能が必要な部分はそのブロック内に更に8つのブロックを生成し階層的に細分化し最終的な格子を得る。この階層型等間隔直交格子の利点は、CFDに理想的な等間隔かつ直交する品質の良い格子が生成できること、また機体形状の複雑さに依存しないため完全自動の格子生成ができることが挙げられ、大規模LESに必要なユーザによる格子生成が不要となり、応用研究で忠実度の高い流体シミュレーションの普及を妨げていた格子作成問題を解決している。尚、各ブロックにはすべて同じ格子点数が含まれており、計算負荷を平準化する並列化効率も極めて高く、大規模計算にも対応可能である。

これらのキー技術を実装したFFVHC-ACEを用い実機のデータで精度検証した成果を次章で示す。

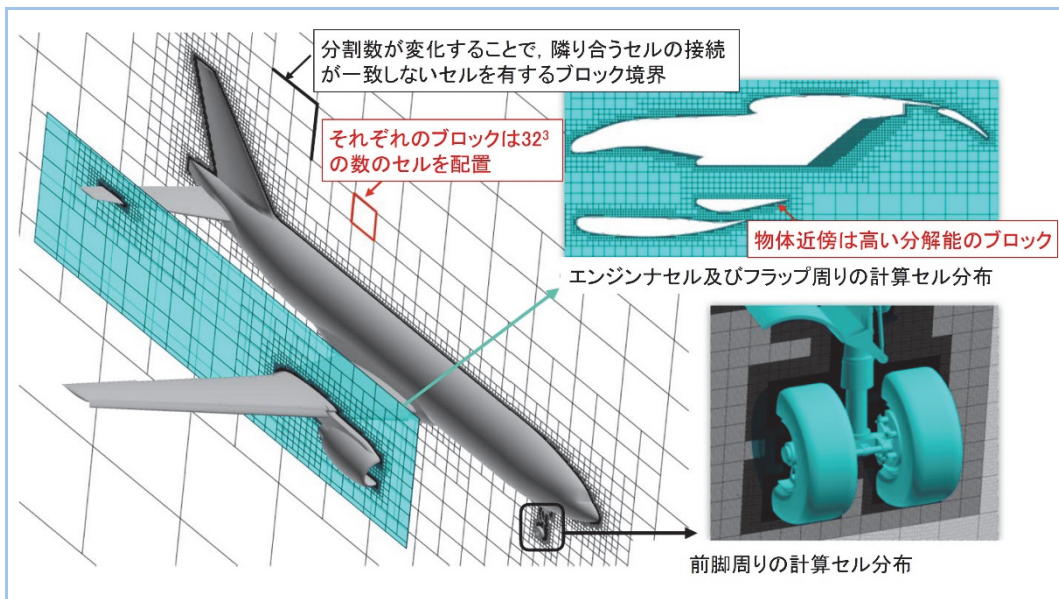


図3 階層型等間隔直交格子の概要図

4. SpaceJet 飛行試験結果との比較による予測精度検証

最新の LES 解析技術を実装した FFVHC-ACE を用いて、SpaceJet の失速飛行試験を対象に解析し最大揚力係数の予測精度を検証した。尚、解析にはスーパーコンピュータ“富岳”を用いた。

解析対象形状及びその近傍の対称断面における格子分布を図 4 に示す。

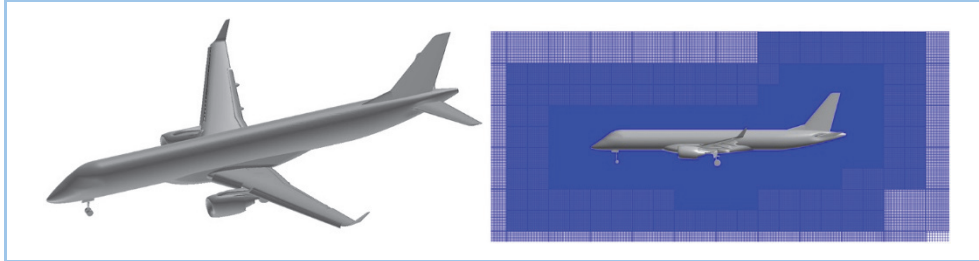


図4 解析対象形状及びその近傍の対称断面における格子分布

対象形態は飛行試験と同じ SpaceJet の着陸形態である。解析格子規模は、格子解像度の影響を把握するため総格子点数が約 40 億点の Grid1 と約 200 億点の Grid2 の 2 種類の格子を用いた。飛行マッハ数は約 0.2 であり最大揚力係数の迎角による変化傾向を把握するため、Grid1 は迎角 3 点、Grid2 は迎角 2 点をそれぞれ解析した。計算開始からデータ取得までに要した計算時間は迎角 1 点あたり Grid1 で約 2 日、Grid2 で約 1 週間程度と概ね実用的な範囲である。

富岳で使用したノード数とコア数は、Grid1 は 768 ノード/36864 コア、Grid2 は 3840 ノード/184320 コア(富岳全体の計算ノードの 2%程度)をそれぞれ用いた。また、Grid2 の 200 億点規模の超大規模格子は、完全自動で格子生成でき、その処理時間は 20 分以内と大幅な負荷低減が図れることを確認した。

揚力係数の飛行試験結果と CFD 解析結果の比較を図 5 に示す。Grid1 は低迎角において試験結果と良好に対応するが、最大揚力係数付近では試験の揚力より解析の揚力は小さく、過少評価の傾向である。一方、Grid2 は Grid1 の結果より試験結果に近づく。特に、最大揚力係数付近では誤差 2%以内と非常に小さく、良好な予測精度を有していることを確認した。

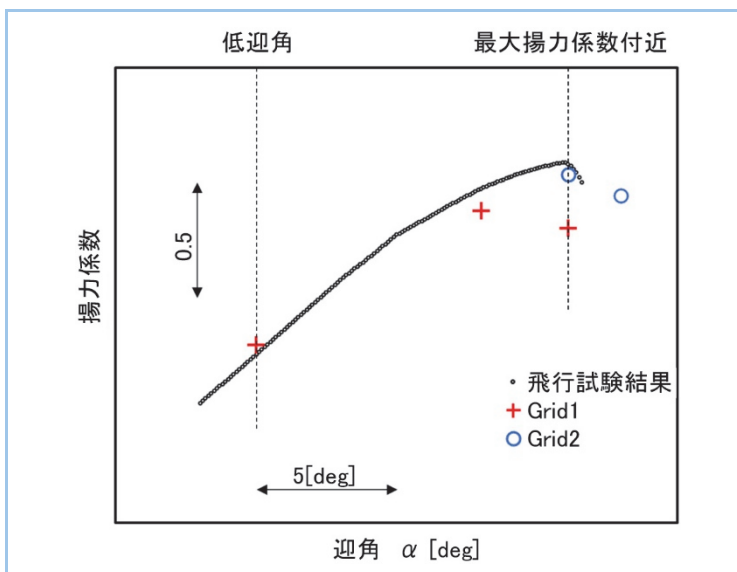


図5 揚力係数と迎角の関係に対する飛行試験と解析結果の比較

次に、揚力係数が異なる要因を把握するため、Grid1 と Grid2 の流線及び主流速度の分布を **図 6** に示す。流線が乱れている領域及び主流速度が青色の領域は流れが剥離し、主流速度が低下または逆流している。Grid1 と Grid2 の比較から、Grid1 は Grid2 より剥離傾向が強いことがわかる。Grid1 では、主翼上面の剥離傾向が強くと主流速度が減少することによって、上面の圧力が増加しその影響によって機体全体の揚力が減少したと考えられる。この結果から、最大揚力係数の予測においては 40 億点規模の格子では不十分で、より大規模な格子が必要であると言える。

また、機体周りの流れ場を把握するため、Grid2 の最大揚力における非定常乱流渦構造の可視化結果を **図 7** に示す。渦の色は主流方向の速度で青→緑→赤の順で速度が速いことを示している。この図より、主翼前縁に一定間隔で配置したスラットラックレールからの筋状の渦、ナセルチェーンからの縦渦とナセル内部の渦干渉及び前脚からの渦が胴体に沿う様子などの微細な渦が解析できていることが分かる。

以上から、従来高精度の予測が困難であった最大揚力係数に対し、FFVHC-ACE の精度を飛行試験結果により検証した結果、予測精度向上を確認した。

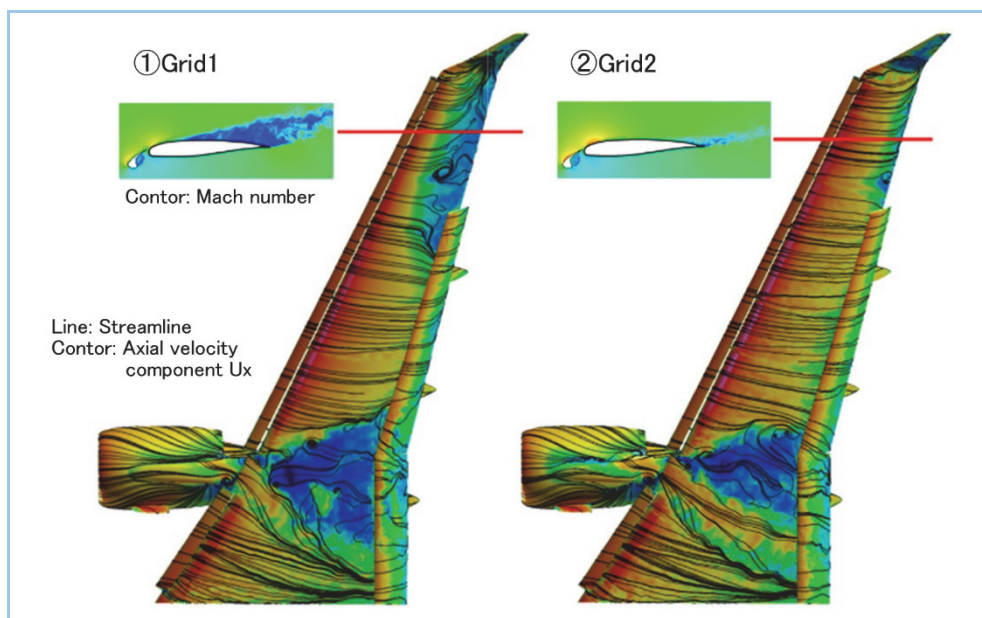


図6 Grid1 と Grid2 の流線および空間マッハ数の分布

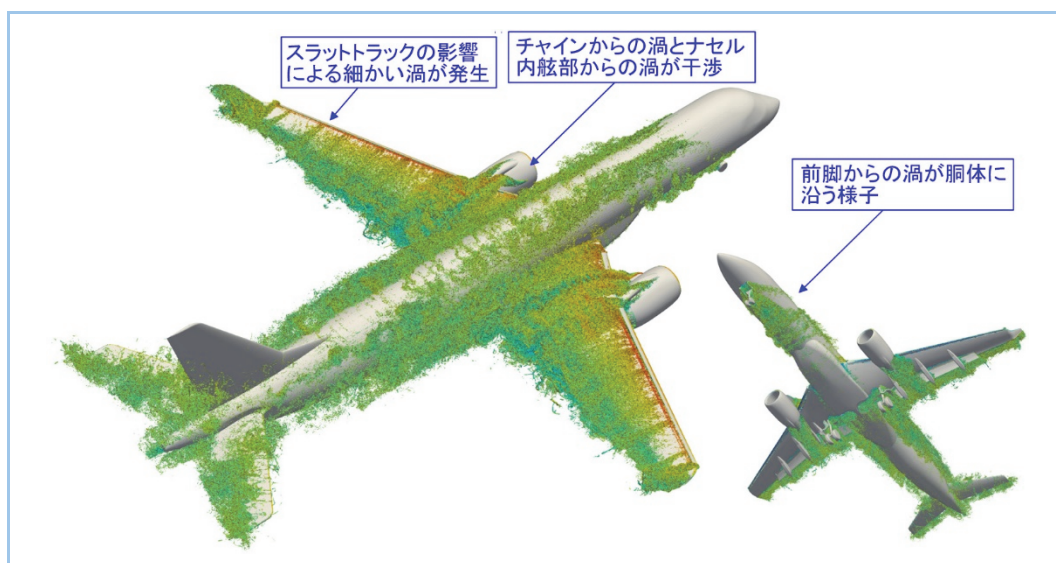


図7 渦構造の可視化結果

5. まとめ

最新の LES 解析技術を実装した FVHC-ACE を用いて、従来 CFD では高精度の予測が困難であった航空機の最大揚力係数の予測精度を検証した結果、実機の飛行試験に対し誤差 2%以内の予測精度を有することを確認し、大規模 LES の実問題への適用性を示した。

今後の展開として、遷音速バフエット及び機体騒音予測への適用が挙げられる。主翼上の衝撃波変動に起因する遷音速バフエットの高精度予測は飛行安全上重要である。そのため、現状は衝撃波対応していない KEEP スキームを衝撃波対応する必要がある。また環境適合性の観点で機体騒音を高精度に予測することも重要であり、FVHC-ACE の数値散逸が少なく詳細な渦が解像できる特長は音響解析に適しているため継続した検証が必要と考える。今後も東北大学との共同研究を通じて、解析技術の適用性検証を進め当社製品の開発に貢献していく。

本報における解析は、文部科学省“富岳”成果創出加速プログラム“航空機フライト試験を代替する近未来型設計技術の先導的実証研究”（課題番号：JPMXP1020200312）の一環として実施されたものであり、解析の実行に際してはスーパーコンピュータ“富岳”の計算資源の提供を受け実施した（課題番号 hp200137 hp210168 hp220160）。

参考文献

- (1) Asada, Hiroyuki, et al. FVHC-ACE: fully automated Cartesian-grid-based solver for compressible large-eddy simulation. *AIAA Journal* 61.8 (2023): 3466-3484.
- (2) Rumsey, Christopher L. High-Lift Prediction Workshops: Retrospective, Lessons Learned, and Future Prospects. 34th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS). 2024.
- (3) Kawai, Soshi, et al. Wall-modeling in large eddy simulation: Length scales, grid resolution, and accuracy. *Physics of fluids* 24.1 (2012).
- (4) Tamaki, Yoshiharu, et al. Wall modeling for large-eddy simulation on non-body-conforming Cartesian grids. *Physical Review Fluids* 6.11 (2021): 114603.
- (5) Kuya, Yuichi, et al. Kinetic energy and entropy preserving schemes for compressible flows by split convective forms. *Journal of Computational Physics* 375 (2018): 823-853.
- (6) Kuya, Yuichi, et al. A stable and non-dissipative kinetic energy and entropy preserving (KEEP) scheme for non-conforming block boundaries on Cartesian grids. *Computers & Fluids* 200 (2020): 104427.
- (7) Kuya, Yuichi, et al. High-order accurate kinetic-energy and entropy preserving (KEEP) schemes on curvilinear grids. *Journal of Computational Physics* 442 (2021): 110482.
- (8) Tamaki, Yoshiharu, et al. Comprehensive analysis of entropy conservation property of non-dissipative schemes for compressible flows: KEEP scheme redefined. *Journal of Computational Physics* 468 (2022): 111494.
- (9) Nakahashi, Kazuhiro. Aeronautical CFD in the age of Petaflops-scale computing: From unstructured to Cartesian meshes. *European Journal of Mechanics-B/Fluids* 40 (2013): 75-86.
- (10) Lintermann, Andreas, et al. Massively parallel grid generation on HPC systems. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering* 277 (2014): 131-153.