

[共同研究成果]

民間航空機開発における大規模 CFD 解析の適用（その 3）

前田一郎
三菱航空機株式会社

三菱航空機株式会社では、平成 20 年度の先端的大規模計算利用サービスに始まり、平成 23 年度からは民間企業利用サービスの枠組みで、東北大学サイバーサイエンスセンターにて運用しているベクトル計算機、SX-9/SX-ACE を利用している。このスーパーコンピュータを利用することで、数値流体力学 (CFD) による空力解析シミュレーションを MRJ 開発で本格的に活用することが可能となった。これにより、空力に関連する設計リスクを最小限に抑え、飛行安全上のリスク低減を図ることができた。本稿では、これまでの報告[1, 2]に引き続き、この空力解析シミュレーションの内容と、MRJ 開発における適用状況を紹介する。

1. はじめに

三菱航空機株式会社では、平成 20 年度より YS-11 以来半世紀ぶりとなる国産旅客機、三菱リージョナルジェット (MRJ: 図 1) の開発を進めている。MRJ の開発では、環境負荷低減のため、同クラスの現行ジェット旅客機の燃費に対して、機体の軽量化・低抵抗化と新エンジンの搭載を含めて 2 割以上の燃費削減を目標としており、これを支える要素技術の開発に東北大学や宇宙航空研究開発機構と連携した産官学の共同研究を積極的に活用してきた。その内容は、空気力学、空力弾性、材料/構造、装備、飛行制御等の各要素技術や、多分野統合最適化/多目的設計探索の研究など、広範囲にわたっている。本稿では、東北大学との共同研究で開発した数値流体力学 (CFD) を用いた空力解析コードについて、東北大学所有の SX-9/SX-ACE による解析例と MRJ 開発における適用状況を紹介する。



図 1 三菱リージョナルジェット (MRJ)

2. MRJ 開発における CFD 解析

MRJ の開発においては、平成 20 年度より東北大学サイバーサイエンスセンターのスーパーコンピュータ及び解析ツールを利用して、空力設計、空力データ設定、空力に関連する装備品設計等に対して CFD 解析を活用してきた。本稿では、その中でも設計や現在実施中の飛行試験において特に重要となる項目に対する解析について紹介する。尚、本稿に記載した解析以外にも、本システムの利点を活用した計算も数多く実施しており、MRJ 開発に大きく貢献して頂いている。その例としては、飛行試験（主には荷重飛行試験）のデータ処理に必要な CFD データベースの構築や飛行試験対応解析等が挙げられる。前者の飛行試験データ処理に関しては膨大なケース数の解析が必要となるため、スーパーコンピュータを適用することで飛行試験データ処理を効率的に実施することが出来た。また、後者の飛行試験対応解析に関しては、スーパーコンピュータの適用により迅速により詳細な CFD 解析を実施することが可能となり、飛行試験で観察された事象の把握や理解に役立てることで飛行試験をより効率的かつ効果的に実施することが出来ている。

3. CFD 解析コード

MRJ 開発には主に東北大学の非構造格子ソルバーTAS (Tohoku University Aerodynamic Simulation) コード[3-7]を使用している。主に 3 次元の圧縮性・粘性流体に本ソルバーを適用している。図 2 に解析形状例を、図 3 に解析格子例をそれぞれ示す。

開発した解析コードはベクトル計算機向けにチューニングされており、効率の良い計算領域分割による MPI 並列化を用いて大規模並列計算を実現している。



図 2 解析形状例 (巡航形態)

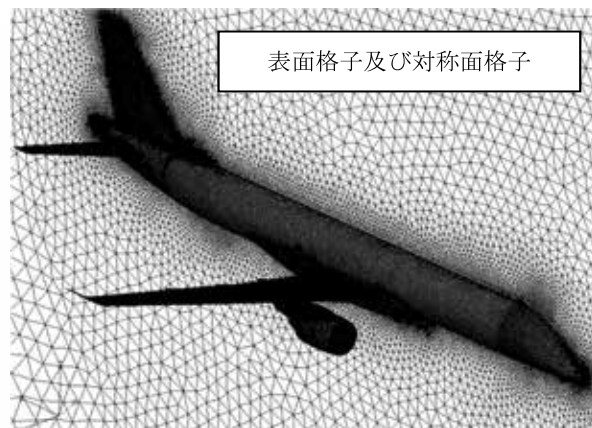


図 3 解析格子例 (巡航形態)

4. 空力解析例

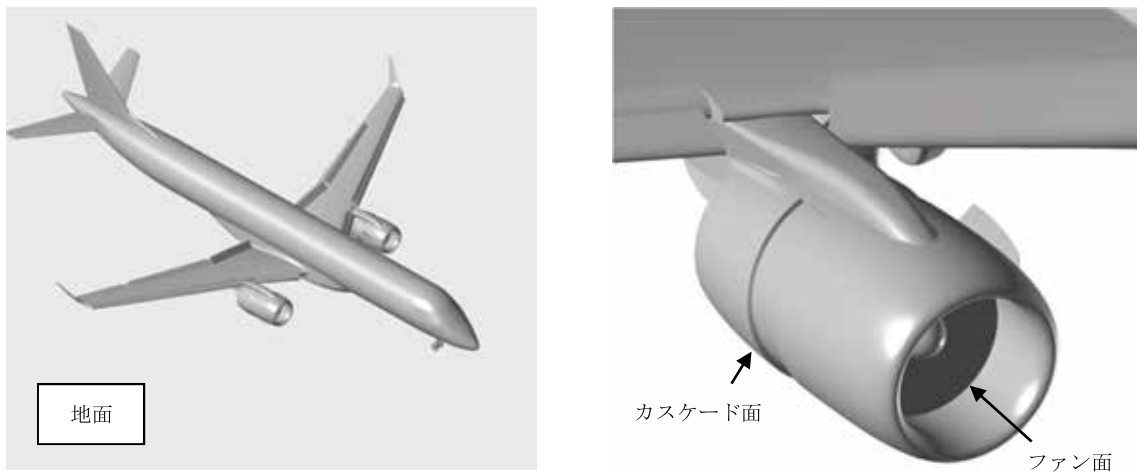
本章では、MRJ の開発における空力関連の設計評価・確認への解析適用例を紹介する。

MRJ の開発においては、航空機の離陸から着陸後の静止までの一連の形態に対して CFD 解析を適用している。その中には、比較的規模の大きな解析が必要となる形態が含まれる。これまでに、各飛行形態への適用例として離着陸形態（脚下げを含む）、舵面操舵形態、地面効果に対する適用例を紹介したが[1, 2]，今回はスラスト・リバーサー作動状態について紹介する（図 4～6）。

航空機は着陸して接地した後、停止するためにスピード・ブレーキやスラスト・リバーサー（逆推力装置：エンジンのファン排気を前方に噴射）により減速（制動）を行う。スラスト・リバーサーの性能は制動距離を評価する上で非常に重要であり、その設計や性能評価のために風洞試験を実施しているが、スラスト・リバーサーの吹き出しを模擬する必要があるため、データが取得出来る試験条件が限定される場合がある。また、飛行試験においては飛行安全上の観点から取得出来るデータが制約される場合がある。CFD 解析ではそれらの制約を受けないため、風洞試験データや飛行試験データを補完することが可能である。ここでは、スラスト・リバーサーの稼働可能条件を確認するために実施されたスラスト・リバーサー排気のエンジンへの再流入

(re-ingestion) の検討に関して、横風のない状態で機体の速度を変化させた場合 ($U=U_1 \sim U_4$, $U_1 > U_2 > U_3 > U_4$) と横風を変化させた場合 ($U=U_2$, $V=V_1, V_2$, $V_1 < V_2$) について紹介する。

図 4 に解析形状を示す。機体は着陸形態（脚下げ状態）であり、脚／脚扉、スポイラー操舵（スピード・ブレーキ）についても模擬されている。また、地面の影響を考慮するため地面もモデル化されている（移動地面）。ナセル部分については、ファン面及びカスケード面（スラスト・リバーサー作動時のファン流の排気面）には解析条件に応じた境界条件を与えて解析を実施している。



(a) 機体全体

(b) ナセル部分

図 4 解析形状

図 5 に機体の速度を変化させた場合におけるスラスト・リバーサー排気の流線を示す（機体表面は圧力分布）。排気は主に斜め上方（内舷側、外舷側）と斜め下方（内舷側、外舷側）の 4 方向に吹き出されている。排気の吹き出し速度は一定としているので、機体の速度を減少させていくと ($U_1 \rightarrow U_4$) 相対的に吹き出し速度が大きくなるため、より機体速度の影響を受けにくくなる。結果として前方に吹き出された排気の一部がファン面に再流入する場が生じる (図 5(c), (d))。斜め下方（内舷側）の吹き出しは地面と対称面の存在により前方への広がりが大きく、ファン面への再流入の可能性が高くなっていることが分かる。

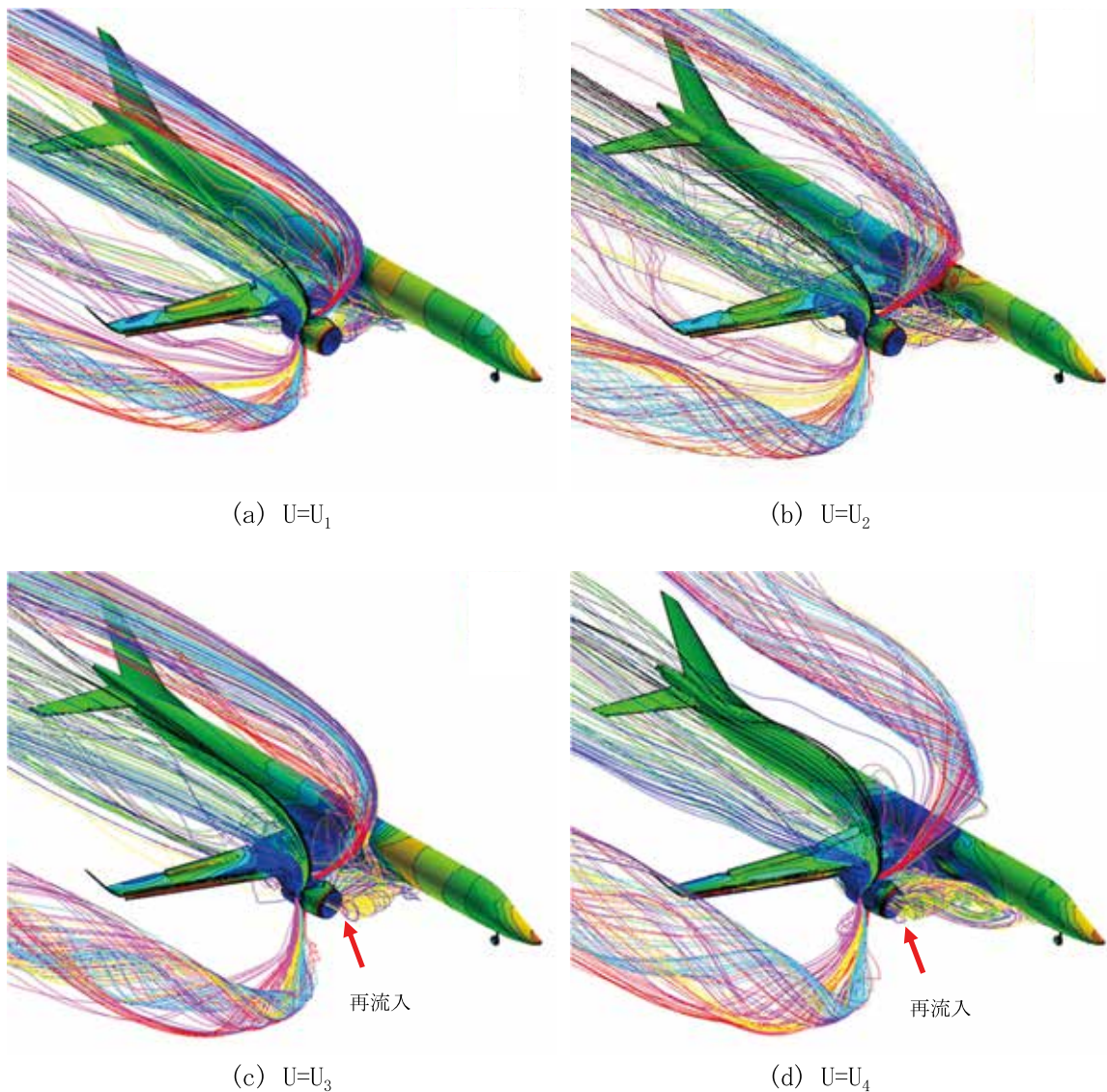


図 5 流線—機体速度変化

図6に横風を変化させた場合におけるスラスト・リバーサー排気の流線を示す（機体の速度は $U=U_0$ ）。風上側（右舷側）のエンジンのスラスト・リバーサー排気が風下側（左舷側）に流され、風下側（左舷側）の内舷側への吹き出しからの流れが押し戻される形になっている。横風が強くなると、風下側（左舷側）で地面の存在する下方（内舷側）の吹き出しからの排気がファン面に再流入する可能性が高くなっていることが分かる。

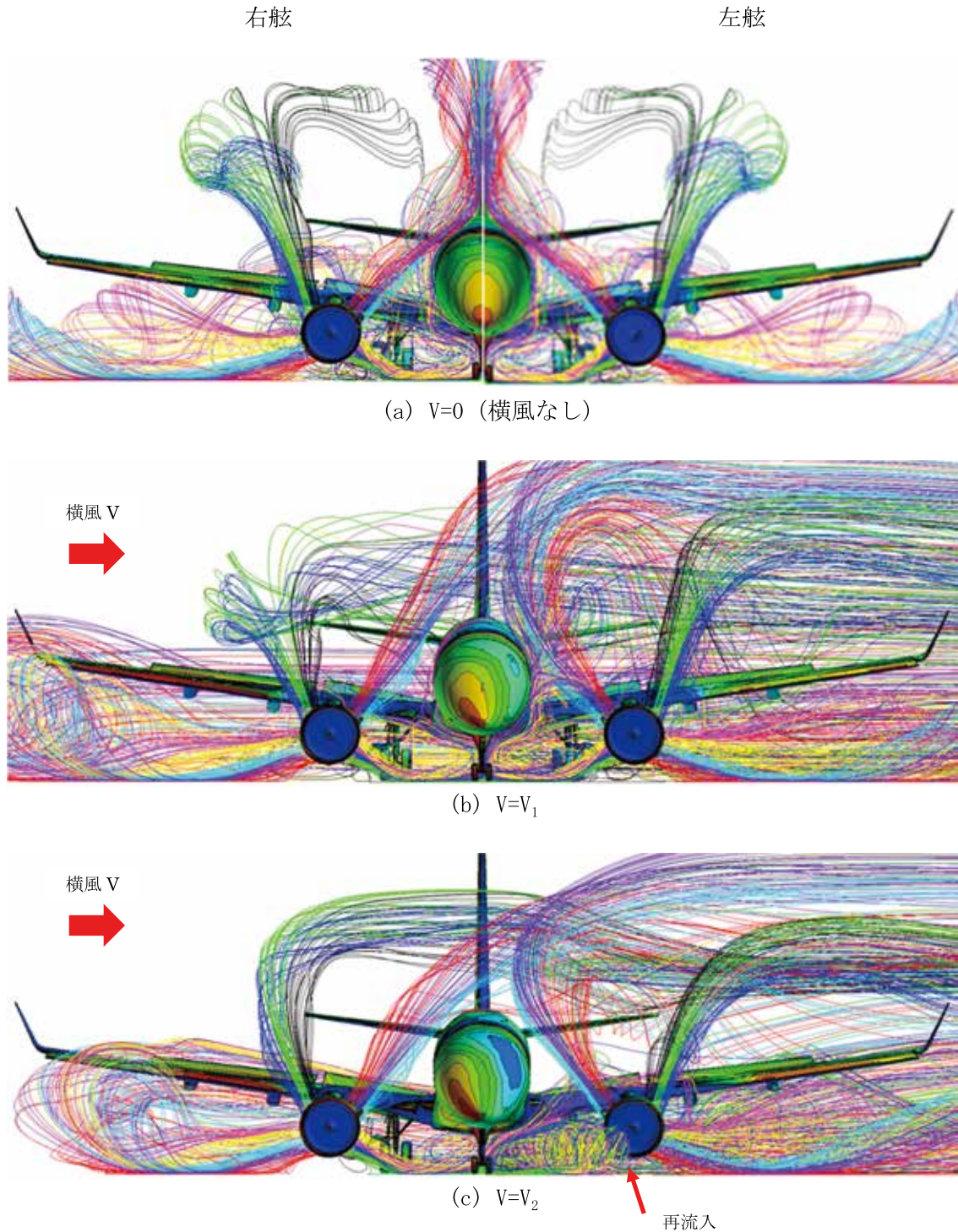


図6 流線—横風変化

5. おわりに

民間企業利用サービスにより、世界でもトップレベルの計算機環境を利用することで、当社の計算機環境では困難であった CFD 空力解析の本格活用を MRJ 開発で実現することができた。東北大学で開発された解析コードやスーパーコンピュータを MRJ の設計段階から積極活用することにより、空力に関連する設計リスクを最小限に抑え、飛行試験における飛行安全上のリスク低減を図ることができた。今後も引き続き飛行試験や設計確認作業のためにスーパーコンピュータを活用させて頂くとともに、飛行試験データを用いて解析コードの検証や精度向上を図る予定である。

謝辞

本研究開発は、東北大学サイバーサイエンスセンターのスーパーコンピュータを利用することで実現することができた。解析コードの開発では、東北大学の大林研究室、旧中橋研究室にご協力いただいた。また、計算機利用と解析コードのチューニングにあたっては、同センター関係各位に有益なご指導とご協力をいただいた。ここに感謝の意を表します。

参考文献

- [1] 前田一郎, “民間航空機開発における大規模 CFD 解析の適用”, SENAC, Vol. 50, No.3, 2017, pp.8-14.
- [2] 前田一郎, “民間航空機開発における大規模 CFD 解析の適用 (その 2) ”, SENAC, Vol. 51, No.3, 2018, pp.9-15.
- [3] Nakahashi, K., Togashi, F., Fujita, T. and Ito, Y., “Numerical Simulations on Separation of Scaled Supersonic Experimental Airplane from Rocket Booster at Supersonic Speed,” AIAA Paper 2002-2843, June 2002.
- [4] Murayama, M. and Yamamoto, K., “Comparison Study of Drag Prediction for the 3rd CFD Drag Prediction Workshop by Structured and Unstructured Mesh Method,” AIAA Paper 2007-0258, June 2002.
- [5] Ito, Y. and Nakahashi, K., “Surface Triangulation for Polygonal Models Based on CAD Data,” *International Journal for Numerical Methods in Fluids*, Vol. 39, Issue 1, 2002.
- [6] Shrov, D. and Nakahashi, K., “A Boundary Recovery Algorithm for Delaunay Tetrahedral Meshing,” Proceedings of 5th International Conference on Numerical Grid Generation in Computational Fluid Simulations, Mississippi State, Mississippi, 1996, pp.229-238.
- [7] Ito, Y. and Nakahashi, K., “Improvements in the Reliability and Quality of Unstructured Hybrid Mesh Generation,” *International Journal for Numerical Methods in Fluids*, Vol. 45, Issue 1, May 2004, pp.79-108.