

## [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 4）**

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 SpaceJet（旧 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[1-3]に引き続き、この空力解析シミュレーションの内容と、SpaceJet 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、Mitsubishi SpaceJet（旧三菱リージョナルジェット（MRJ）：図 1）の開発を進めている。SpaceJet 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／多目的設計探査の研究など、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 SpaceJet 開発における適用状況を紹介する。



図 1 Mitsubishi SpaceJet

## 2. SpaceJet 開発における CFD 解析

SpaceJet 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、SpaceJet 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

SpaceJet 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[4-8]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。

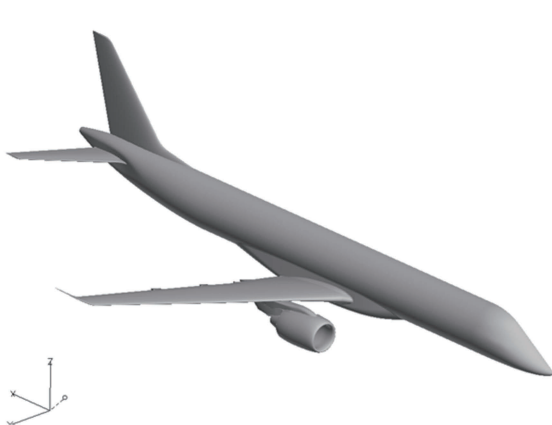


図 2 解析形状例（巡航形態）

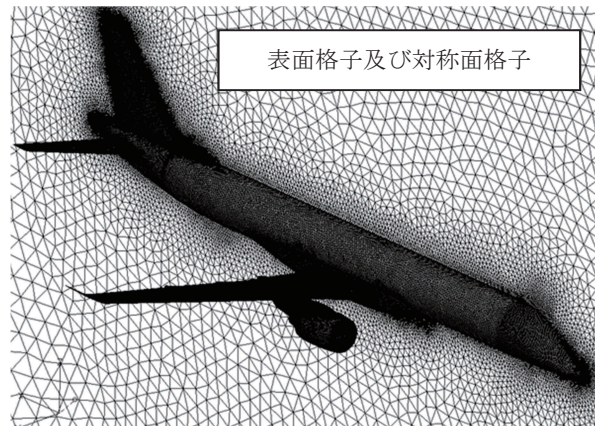


図 3 解析格子例（巡航形態）

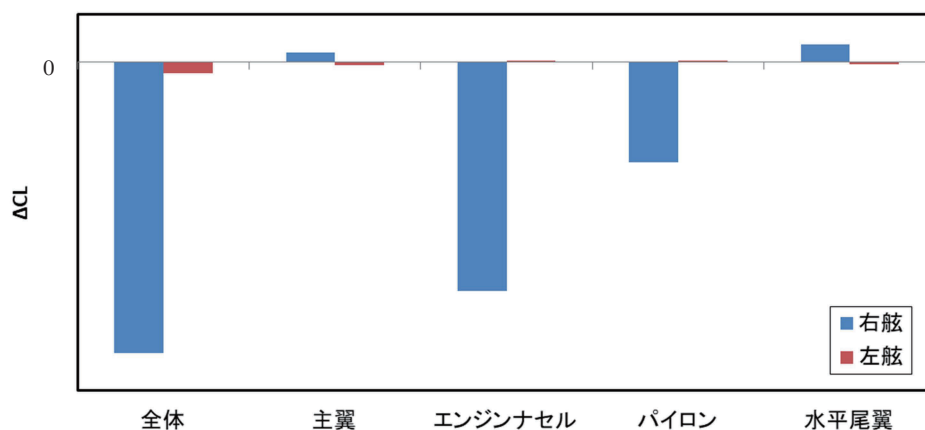
#### 4. 空力解析例

本章では、SpaceJet 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。

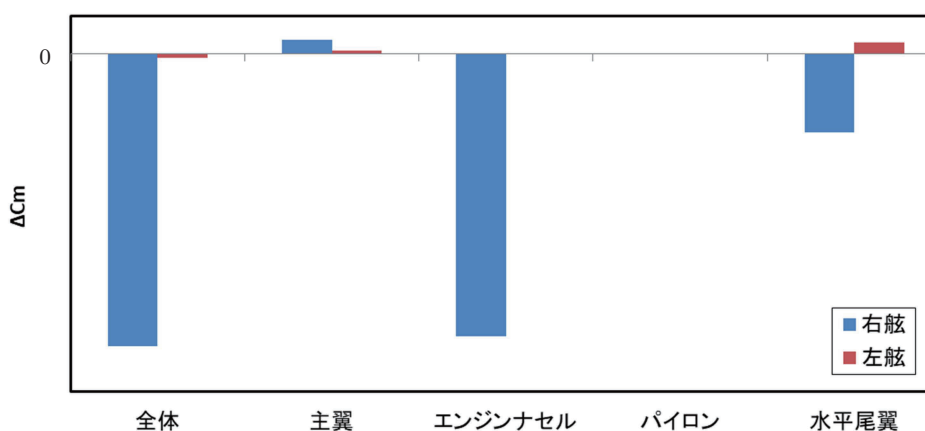
SpaceJet の開発においては、航空機の離陸から着陸後の静止までの一連の形態に対して CFD 解析を適用している。その中には、比較的規模の大きな解析が必要となる形態が含まれる。これまでに、各飛行形態への適用例として離着陸形態（脚下げを含む）、舵面操舵形態、地面効果、スラスト・リバーサー作動状態に対する適用例を紹介したが[1-3]、今回は左右 2 つあるエンジンのうち片方のエンジンが停止した非対称推力状態について紹介する（図 4～6）。

航空機のエンジンは様々な要因により飛行中に停止する可能性があり、その場合にも飛行を継続し無事に着陸する必要がある。エンジン停止によりその推力が非対称となる場合には機体に非対称の空気が発生することになる。エンジンの推力も含めて、この状態を風洞試験で模擬することは困難であり、飛行試験のリスク低減及び物理現象の把握のために解析を実施している。今回は離陸上昇中に右舷側のエンジンが停止した場合について空力的な影響について検討する（離陸形態（脚下げ）、エンジン推力はエンジンの吸気面及び排気面の境界条件で模擬）。

図 4 に右舷エンジンが停止した場合の空力係数の変化を示す。エンジン推力が減少する右舷側において、エンジンナセル及びパイロンの空気力変化が大きく、エンジン停止により揚力が減少している。水平尾翼については揚力が増加しているが、これはエンジンナセルやパイロンを含む主翼全体の揚力が減少することで吹き下ろしが減少したためである。ピッチングモーメントに関



(a) 揚力変化



(b) ピッチングモーメント変化

図 4 空力係数変化

しては、前述の揚力変化と機軸方向のモーメント基準位置の関係により、基準位置より前方のエンジンナセルでは減少、基準位置付近のパイロンでは変化小、基準位置よりも後方の水平尾翼では減少となる（水平尾翼は揚力が増加）。片舷のエンジンが停止することで、揚力等の力が変化するだけでなく、ピッチングモーメントも変化し、左右舷での揚力変化の違いによるローリングモーメントや推力そのものの非対称によるヨーイングモーメントも発生する。

図5に機体全体の表面圧力分布 ( $C_p$  分布) を示す。エンジン停止による影響はエンジンナセル、パイロン及び水平尾翼付近に限定されており、その傾向は前述の空力係数の変化と対応している。

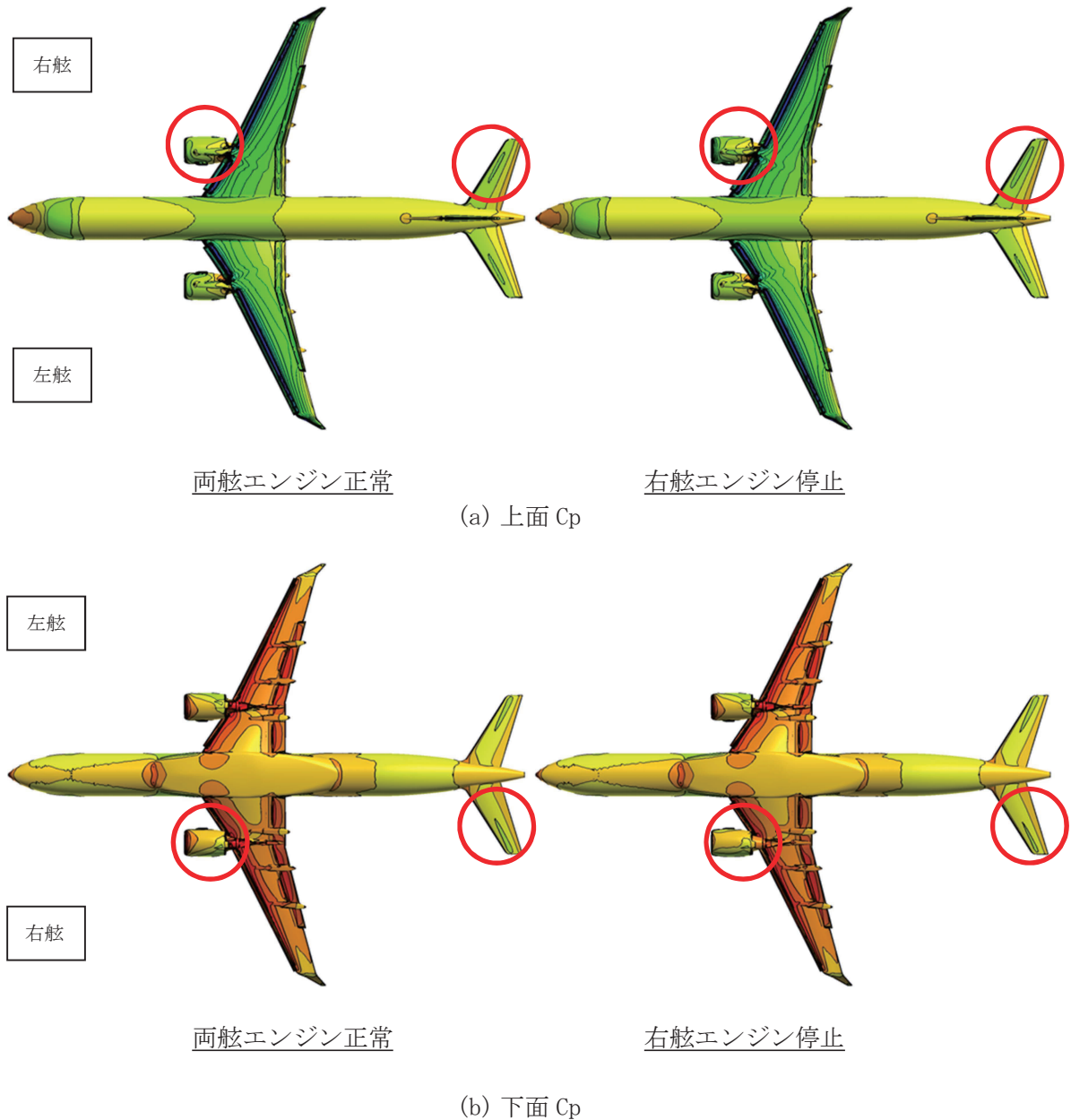
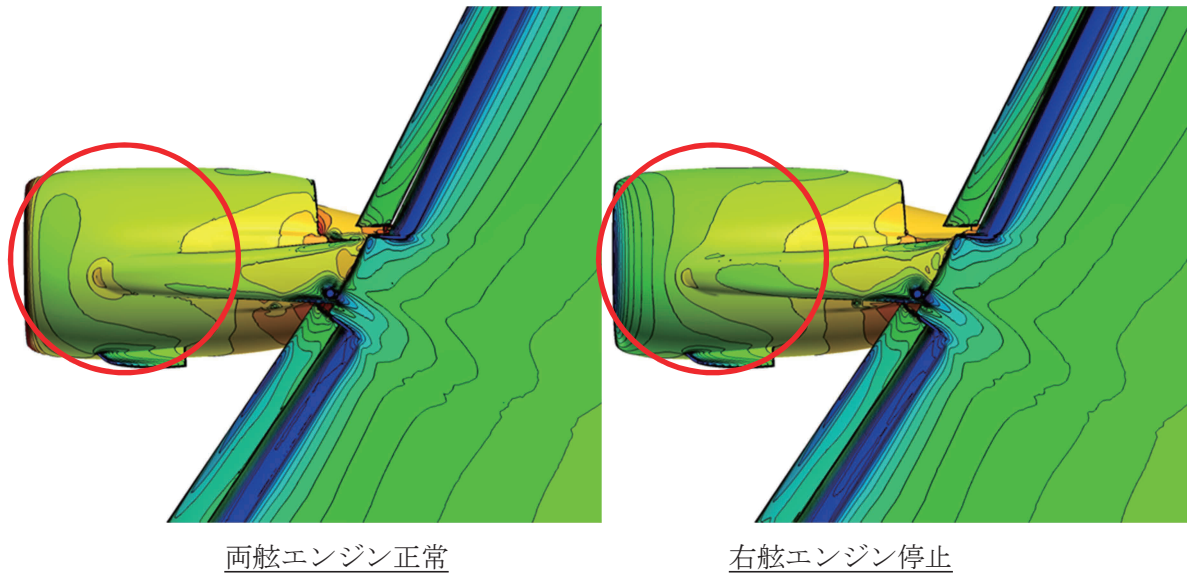
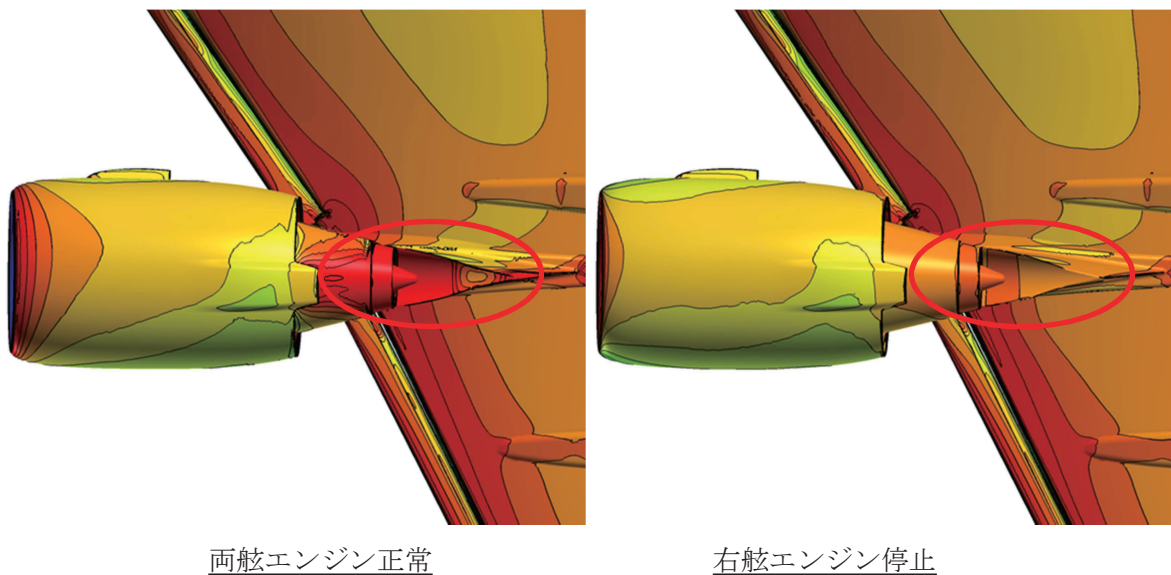


図5 機体表面圧力分布—機体全体

図 6 に右舷エンジン付近の表面圧力分布 ( $C_p$  分布) の拡大図を示す。エンジン停止により吸気量が変わるため、エンジンナセル前縁付近の激点位置が変化し圧力分布も変化するが、高压の排気の影響 (図中の赤部分) がエンジン停止により減少することの方が影響としては大きいと考えられ、エンジンナセル、パイロンともエンジン停止により下面側の圧力が減少 (揚力減少) していることが分かる。



(a) 上面  $C_p$



(b) 下面  $C_p$

図 6 機体表面圧力分布—エンジン付近 (右舷)

## 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SpaceJet 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SpaceJet 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] 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 3) ”, SENAC, Vol. 52, No.3, 2019, pp.8-14.
- [4] 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.
- [5] Murayama, M. and Yamamoto, K., “Comparison Study of Drag Prediction for the 3<sup>rd</sup> CFD Drag Prediction Workshop by Structured and Unstructured Mesh Method,” AIAA Paper 2007-0258, June 2002.
- [6] 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.
- [7] Shrov, D. and Nakahashi, K., “A Boundary Recovery Algorithm for Delaunay Tetrahedral Meshing,” Proceedings of 5<sup>th</sup> International Conference on Numerical Grid Generation in Computational Fluid Simulations, Mississippi State, Mississippi, 1996, pp.229-238.
- [8] 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.