

[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 2）

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 を利用してきた。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、昨年度[1]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 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。なお、本稿には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である TAS (Tohoku University Aerodynamic Simulation) コード[2-6]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）

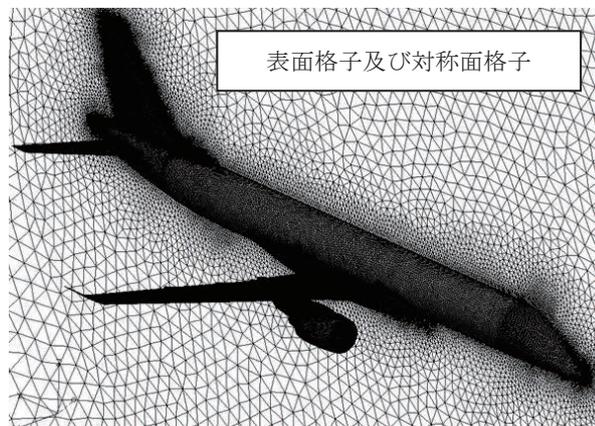


図 3 解析格子例（巡航形態）

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、スラスト・リバーサー作動状態等を紹介したが[1]、今回は地面効果に対する適用例を紹介する（図 4～7）。

機体が地上付近を飛行すると地面の影響により機体にはたらく空気力が変化することが一般的に知られている（地面効果）。地面効果を把握するために風洞試験を実施しているが、風洞内に地面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や模型の支持部の影響を検討する必要がある。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、離陸形態（脚下げ状態）において迎角を固定して、機体と地面との距離（ h ）を変化させた場合（ $h=h_1, h_2, h_1>h_2>0$ ）について紹介する（比較のため、地面が無い場合（Free Air, $h=\infty$ ）についても示す）。

図 4 に解析形状を示す。機体は離陸形態の脚下げ状態であり、脚及び脚扉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。

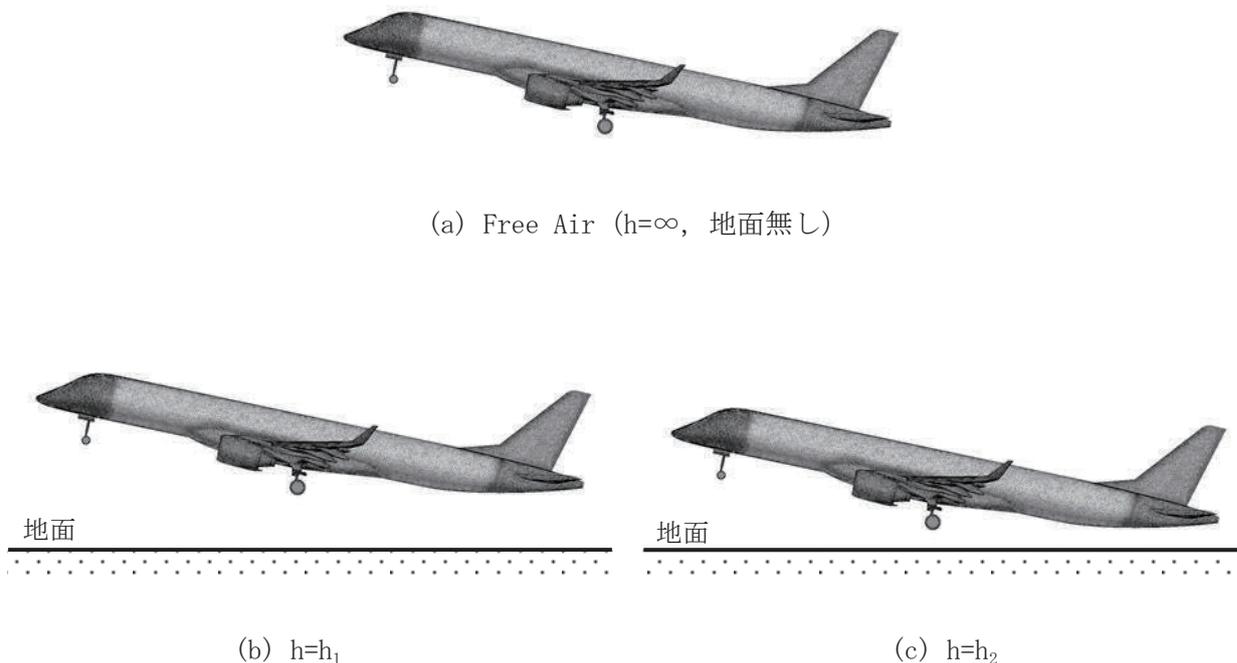


図 4 地面効果—解析形状

図5に機体表面の C_p 分布を示す。主翼については、上面側は地面の影響は小さいが、主翼下面については地面に近づくにつれて ((a)→(b)→(c))、 C_p が増加している。特に地面との距離が近い内翼側でその傾向が強くなっている。主翼全体としては、地面の影響により揚力が増加している。

水平尾翼については、地面に近づくにつれて上面側の C_p が減少し、下面側の C_p が増加する傾向にある。水平尾翼全体としても主翼と同様に、地面の影響により揚力が増加している。

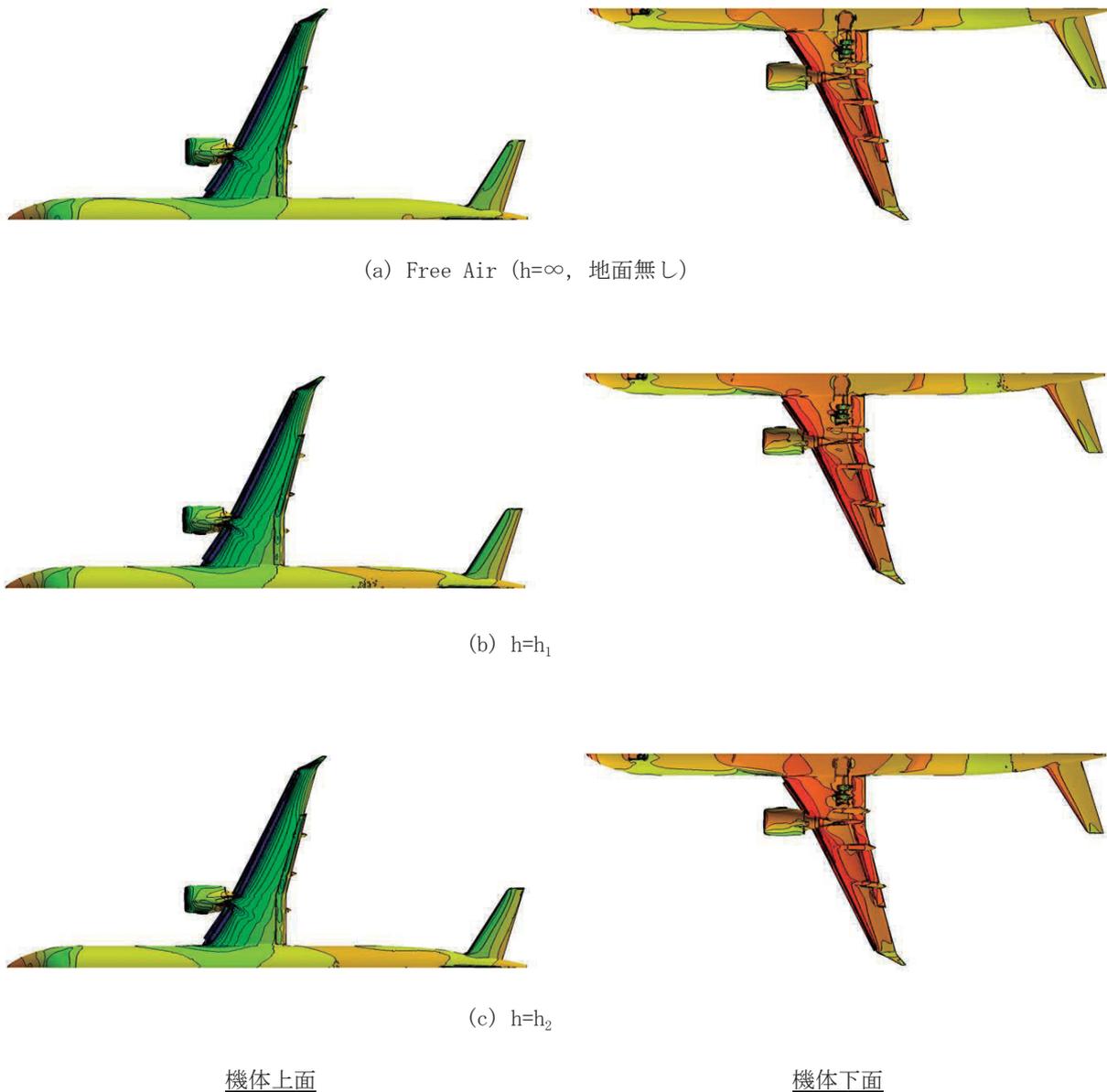
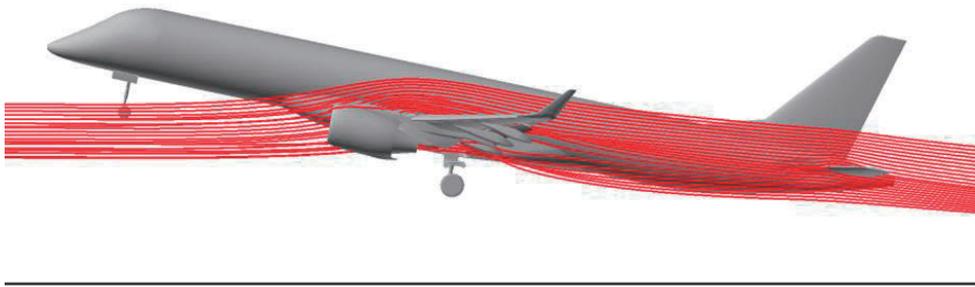


図5 地面効果—機体表面 C_p 分布

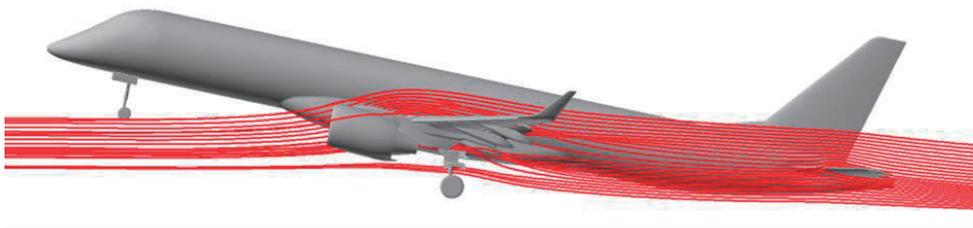
図 6 に機体まわりの流線を示す。流線は各形状とも水平尾翼付近の同じ位置を通るように描かれている。地面に近づくにつれて、水平尾翼付近の流れの方向が上向きに変化しており、吹き下しが減少していることが分かる。吹き下しが減少すると水平尾翼の局所迎角が増加するので、図 5 の水平尾翼の揚力増加と対応していることが分かる。



(a) Free Air ($h=\infty$, 地面無し)



(b) $h=h_1$



(c) $h=h_2$

図 6 地面効果—機体まわりの流線

図7に全機の揚力係数 CL 及びピッチングモーメント係数 Cm の地面効果を示す。全機 CL は機体が地面に近づくにつれて大きくなっており、図5の主翼及び水平尾翼の揚力増加と対応している。また、全機 Cm については、地面に近づくにつれて減少（頭下げ方向のピッチングモーメントが増加）しており、図5の水平尾翼の揚力増加及び図6の流線から観察された吹き下しの減少と対応している。

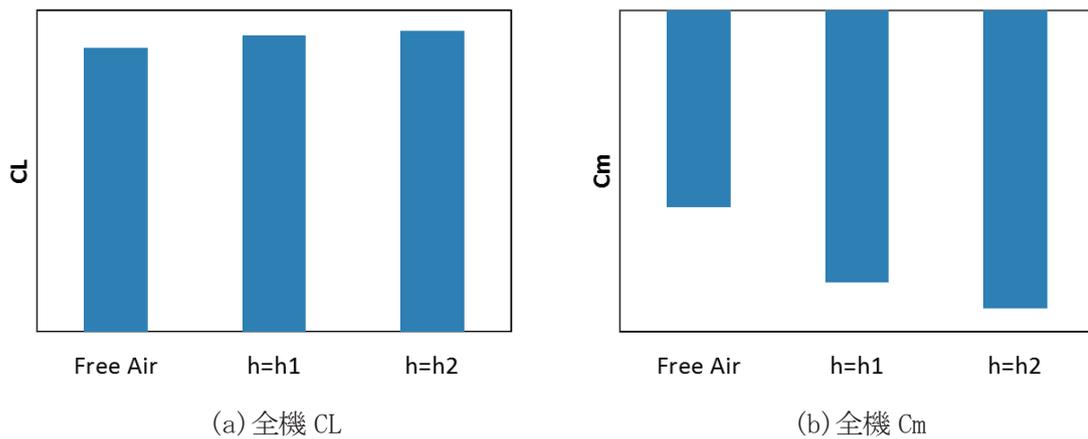


図7 地面効果—全機 CL 及び全機 Cm

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] 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.
- [3] 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.
- [4] 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.
- [5] 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.
- [6] 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.