

## [先端的大規模計算利用サービス利用成果]

# 民間航空機空力設計への適用のための 大規模空力シミュレーション技術の開発

— エンジンスラストリバーサ空力解析技術開発 —

村山光宏, 竹中啓三  
三菱航空機株式会社

三菱航空機株式会社では、平成 20 年度第 2 期より、先端的大規模計算シミュレーションプログラム利用サービスの枠組みで、東北大学殿所有ベクトル計算機、SX-7C を利用させて頂いている。この大規模計算機を活用し、民間航空機の空力設計に適用可能な、大規模空力解析技術に関する要素技術開発を実施してきた。開発した要素技術を設計に適用する事で、空力設計における開発リスクの低減、機体性能要求の達成や開発スケジュールキープが期待できる。本論文では、空力要素技術のなかでも、特に大規模解析が要求されるエンジンスラストリバーサ（逆噴射装置）の解析技術について紹介する。

## 1. はじめに

三菱重工業株式会社では、平成 15 年度より独立行政法人新エネルギー・産業技術総合開発機構殿の助成を受け、環境適応型高性能小型航空機に関する要素技術の研究開発を進めて来た。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、多分野統合最適設計システムの研究など非常に広範囲にわたっている。要素技術開発を進める際には、最先端の技術を開発に迅速に適用する必要があることから、社内の研究開発だけではなく、宇宙航空研究開発機構殿、東北大学殿等の外部研究機関との共同研究を通じて産官学の技術を結集し、世界レベルの技術競争力を獲得、保持している。

三菱航空機株式会社ではその成果を発展させ、更なる高度化に向けた研究開発を行っている。現在、当社では環境負荷低減の為、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 割程度もの燃費削減を目標とした機体の設計開発を行っている（呼称 MRJ、図 1 参照）。

開発した要素技術は汎用的に民間航空機設計に適用可能であるが、当社では、その先駆けとして、開発した要素技術を小型民間機の設計に適用し、効果を評価している。

これまでに計算流体力学（CFD）を用いた空力設計ツールに関しては、航空機の全機解析のような複雑形状へ対応可能な非構造格子法の適用を核として、解析格子生成の高速化や形状生成自動化、多目的最適化技術との融合、高精度非定常フラッタ解析、高精度空力騒音解析などの解析・最適化技術の要素技術開発を実施し、高度化を図ってきた。しかしながら、解析ツールの高度化に伴い、その解析規模も飛躍的に大きくなってきている。翼面上の流れの剥離や非定常現象が支配的ではない巡航時の設計には、風洞試験・飛行試験と並び、既に CFD が主要な空力設計ツールとなってきている。しかし、設計で要求される機体の離陸から巡航、着陸停止までの一連の運用エンベロープ全域での評価規模は数 10 万ケースにもものぼり、これまでの計算技術及び計算機能力では実現困難であることから、その大部分を簡易解析や風洞試験等の他の評価手段に依存している状況であった。設計効率の向上や、他の評価手段との相互補完的利用による設計・評価精度の向上・設計リスク低減の為には、より多数のケースの評価を所定期間で実現する為の計算技術及び計算機能力の向上が必須である。

三菱航空機株式会社は、平成 20 年度第 2 期より、先端的大規模計算シミュレーションプログラ

ム利用サービスの枠組みで、東北大学殿所有ベクトル計算機、SX-7C を利用させて頂いている。この大規模計算機を活用し、民間航空機の空力設計に適用可能な、大規模空力解析技術に関する要素技術開発を実施してきた。開発した要素技術を設計に適用する事で、空力設計における開発リスクの低減、機体性能要求の達成や開発スケジュールキープが期待できる。本論文では、特に大規模解析が要求されるエンジンスラストリバーサ（逆噴射装置）の要素技術開発状況について紹介する。



図 1 MRJ 完成予想図

## 2. エンジンスラストリバーサ空力設計に関する要素技術開発

### 2. 1 エンジンスラストリバーサ空力設計の課題

エンジンスラストリバーサ（逆噴射装置）は、主に航空機の着陸時にエンジン排気を逆噴射させることにより、スポイラ等による空力ブレーキと脚によるブレーキを補助し、着陸距離を短縮させるために用いられている。特に、雪氷滑走路等の条件時には制動性能確保に必須であり、エアラインからの強い要求もある。

高バイパス比エンジンが主翼下側に設置されている形態の民間ジェット機においては、図 2 に示されるような、エンジンナセル後部が後方へスライドし、カスケードと呼ばれる吹き出し口からエンジンのファン排気のみを逆噴射させるカスケード型のスラストリバーサが広く普及している。通常、片舷側のエンジンにつき独立した十数個のカスケードから構成され、各カスケードで独立に逆噴射の前方・側方噴射角度を調整している。

空力設計としては、スラストリバーサからの噴流と機体との複雑な空力干渉を正確に把握し、エンジンインレットへの逆噴射噴流の再吸い込みや地面上の石などの異物吸い込みによるエンジンへの悪影響を避け、スラストリバーサの運用速度域の設定、必要な制動力とスラストリバーサ作動時の操縦安定性確保、噴流と機体（機器）との干渉の制御などの多数の設計要求を満足する必要がある。各カスケードからの逆噴射の前方・側方噴射角度を調整して噴流と機体との干渉を減らす等により、これらすべての設計要求を満足するように各カスケードの噴射角度を設計する。また、必要とする逆推力、及び設定した噴出し角度を達成できるように、各カスケードを構成するカスケードベーン自体の設計も重要となる。

従来、スラストリバーサの設計は経験則と大規模な風洞試験によって実施されてきた。風洞試験では、エンジンの吸い込み、ジェット排気、逆噴射流の模擬や、噴流発生時の模型に作用する空気力の計測方法等に技術課題がある。加えて、風洞試験模型の縮尺では数 mm のサイズとなるカスケード形状の模擬も困難である。そのため、スラストリバーサの風洞試験には非常に大規模か

つ複雑な模型及び試験設備が要求され、試験コストも非常に大きくなっていった。また、風洞試験によって、カスケードの噴流噴出し角の機体性能や操縦安定性に対する感度情報を取得する為には、多大な試験ケース・カスケード交換作業が必要となる。このように従来のスラストリバーサ設計は、大規模風洞試験と飛行試験（地上走行試験）での試行錯誤的な経験に大きく依存した設計であり、再設計が必要になった場合には、設計コストとスケジュールに対する影響が大きいという設計リスクがある。

このような設計リスクの低減については、巡航時の設計においては既に実用化された設計ツールである CFD をスラストリバーサ設計に適用することが望まれる。しかし、その適用に際しては、

(1) 前縁スラットや後縁フラップのような高揚力装置を展開した多翼素形態に加え、スピードブレーキ等を含む解析形状の複雑さに起因する解析格子生成の困難さ、(2) エンジン吸気・排気や十数個にも及ぶ各カスケードからの噴流模擬、地面模擬等の境界条件の複雑さ、(3) 複雑形状解析と大規模な剥離流やカスケードからの噴流の干渉などの非常に複雑な流れ場の解像のための高密度格子の使用に起因する解析規模と解析時間の長大化、が主な適用の阻害要因であった。

そこで、解析技術に関しては、非構造格子生成技術の高度化、大規模並列化計算技術及び汎用的な境界条件設定ツールの要素技術開発等により克服し、東北大学殿の大型計算機を利用して頂く事により、本格的なスラストリバーサの解析技術を確立した。以降に、その解析例を紹介する。



(a) スラストリバーサ未展開時



(b) スラストリバーサ展開時

図2 中部国際空港にて撮影の Boeing737 型機

## 2. 2 CFD 解析コード

CFD 解析には、東北大学で開発された TAS (Tohoku University Aerodynamic Simulation) code[1]-[5]をベースとした解析コードを使用した。ソルバーは圧縮性 Reynolds-Averaged Navier-Stokes 方程式を基礎方程式としたセル節点有限体積法による非構造格子法ソルバーである。流束評価には HLLW 法[6]を用い、U-MUSCL 法により高次精度化[7]を行った。時間積分には LU-SGS 陰解法[8]を用いた。乱流モデルには Menter SST 2 方程式モデル[9]-[10]を用いた。非構造格子として、四面体、プリズム、ピラミッドからなるハイブリッド計算格子を用いている。なお、今回の解析に用いるような高揚力装置とスピードブレーキを展開した複雑な航空機全機離着陸解析形状に対して、表面格子から空間格子まで約 1 日で高品質の粘性計算用の格子が作成可能である。

計算ソルバーはスカラー計算機・ベクトル計算機の双方に対応可能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。

## 2. 3 解析技術適用例

### 2. 3. 1 カスケードベーン解析

図 3 にカスケード 2 次元断面の模式図を示す。カスケードベーン的设计にあたっては、図に示すような Bull-nose 部における流れの剥離による運動量損失や、各カスケードベーン背後の急激な加速による流れの剥離による運動量損失等を減らし、必要とする逆推力及び設定した噴射角度を達成できるように設計を行う必要がある。本節では実際の設計を踏襲し、後述する噴流流向・流速計測風洞試験の為のカスケード設計の実施例を紹介する。

2 次元 CFD 解析によるスラストリバーサ噴流の前方噴射角度に関するカスケードベーン設計前後の解析結果 (マッハ数分布) を図 4 に示す。ファンノズル部にノズル圧力比の境界条件を与え、カスケードを通過し一様流中に吹き出す流れ場を模擬し、噴流が設定した噴射角度になるようカスケードベーン形状の設定を行った。図には設計前後のカスケードベーン形状は示されていないが、設計により設定した噴射角度を適切に達成できている様子がわかる。

設計したカスケードの妥当性に関しては、図 5 に示す簡易エンジンナセル模型を用いた噴流流向・流速計測風洞試験により確認を行った。5 孔ヨーメータを用いてカスケードからの噴流の圧力を計測し、流速と流向の妥当性を確認する試験である。試験は三菱重工業名古屋航空宇宙システム製作所 2m 低速風洞にて実施した。対応する CFD 解析として、図 6 に示すスラストリバーサエンジン単体に対して CFD 解析を行った。この解析では先に述べた 2 次元 CFD 解析とは異なり、ファンノズル部からカスケード部のエンジン内部流については直接解かず、カスケード出口面に対して設定した噴射角度と総温、総圧、マッハ数の境界条件を与えて各カスケードからの噴流を模擬している。なお、簡易エンジンナセル模型を用いた風洞試験と対応させるために、本解析結果ではエンジン吸気・排気条件は模擬していない。

図 7 にスラストリバーサエンジン単体 CFD 解析結果の総圧等値面を示す。主翼及び胴体への噴流の衝突及び機体空気力との干渉を避ける為に、各カスケードで前方・側方噴射角度を調整し吹き出し方向を上下に分けている様子がわかる。図 8 に風洞試験結果と CFD 解析結果のカスケード噴流の  $M/M_j$  分布比較 ( $M$ : 気流 Mach 数,  $M_j$ : 供給空気の理論 Mach 数) を示す。なお、 $M_j$  は次式で表される。

$$M_j = \sqrt{\frac{2}{\gamma-1} \left\{ \left( \frac{p_t}{p_{atm}} \right)^\frac{\gamma-1}{\gamma} - 1 \right\}} \quad (1)$$

ここで、 $p_t$ はダクト内総圧、 $p_{atm}$ は大気圧である。風洞試験結果とCFD解析結果は、噴流中心(高M/Mj領域)の位置と噴流の広がり方、及びM/Mjのピーク値や半径方向の分布も概ね一致しており、カスケードベーンが設計通りに機能している様子が確認できる。

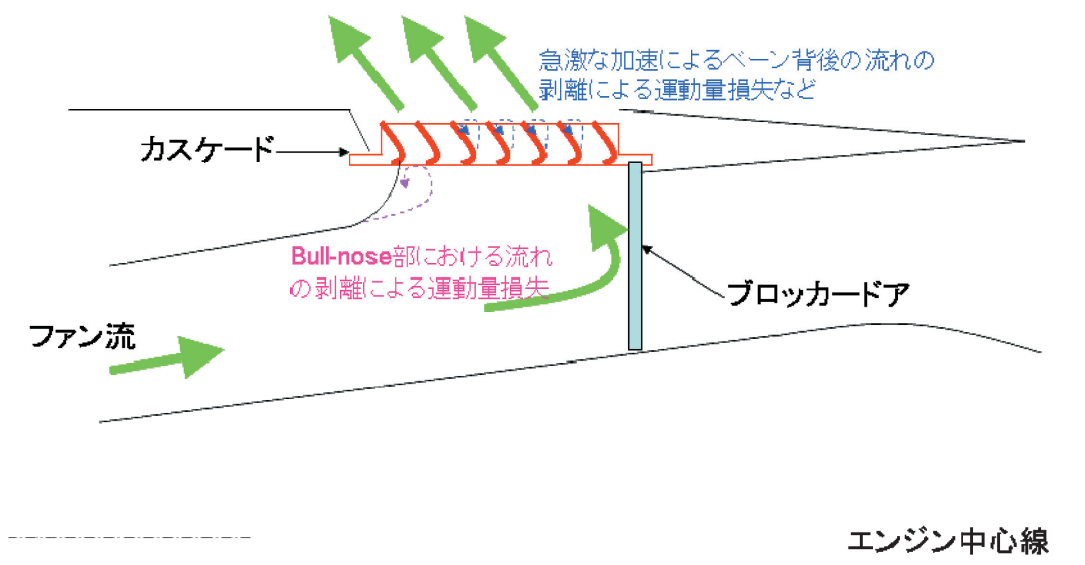


図3 カスケード2次元断面の模式図

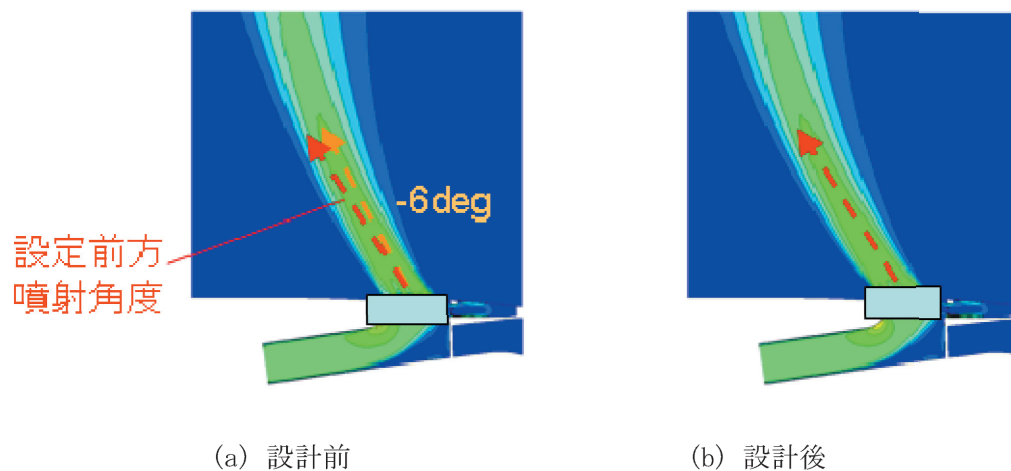
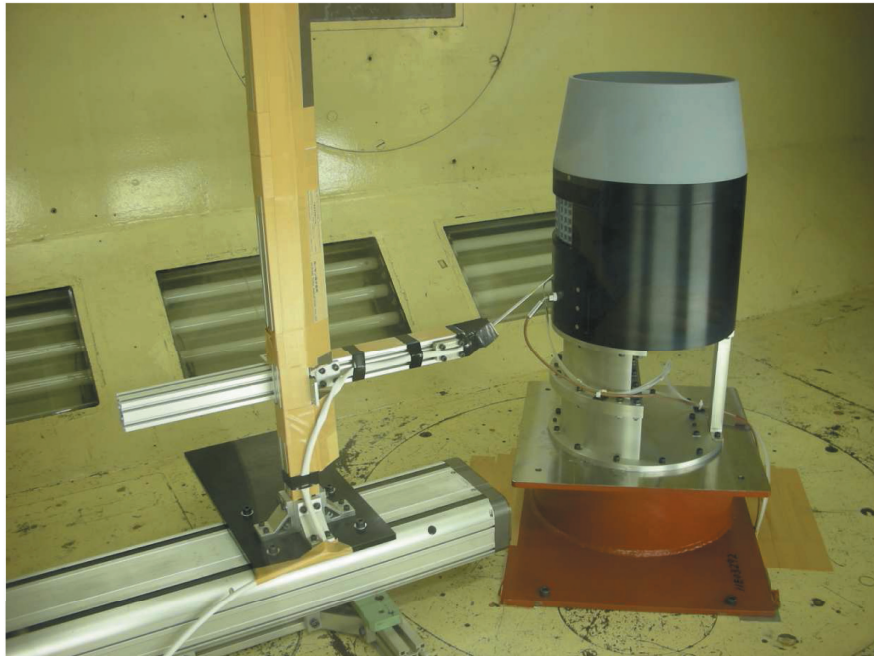
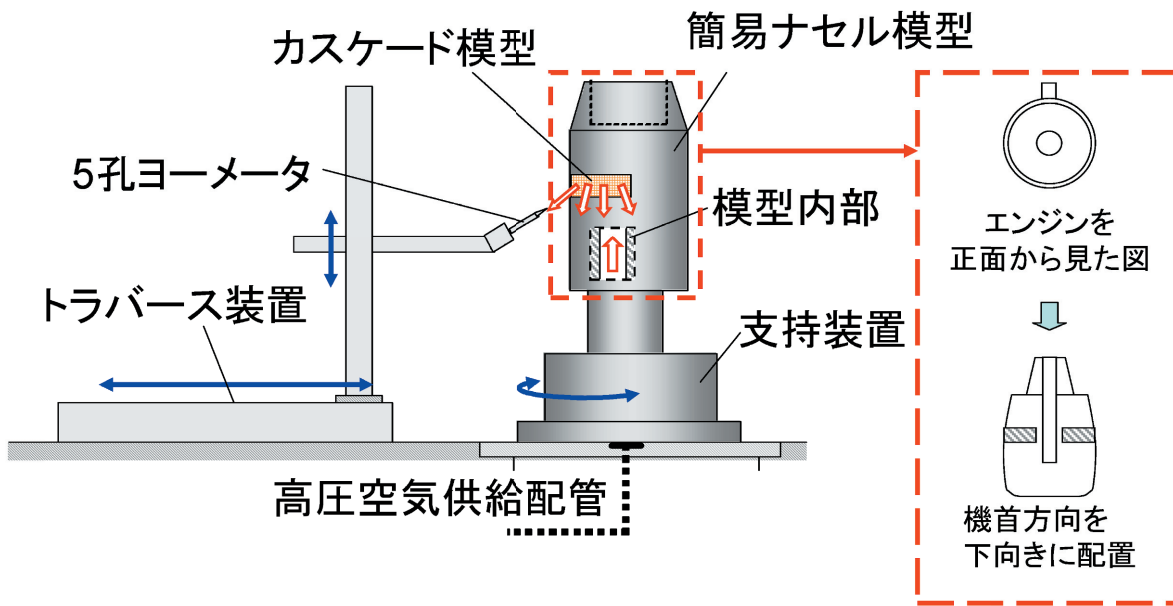


図4 カスケードベーン2次元形状 設計例

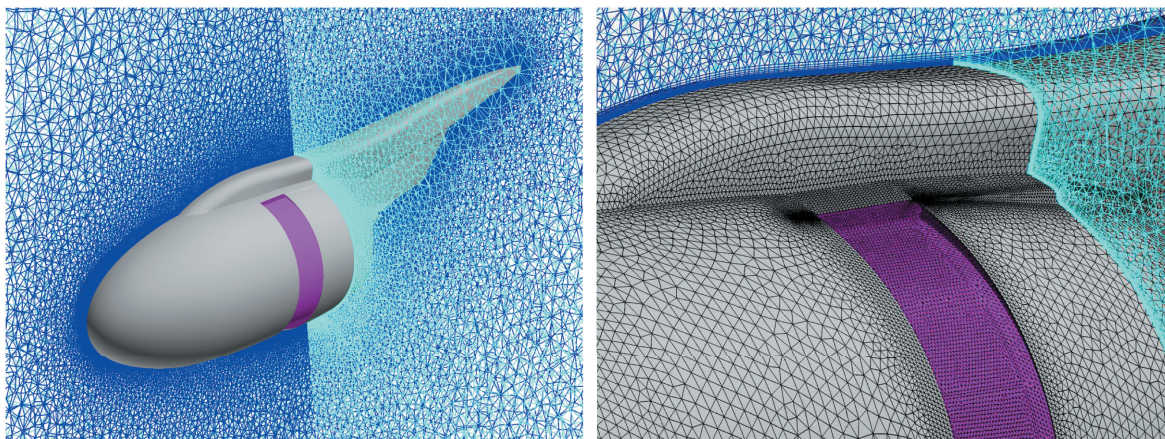


(a) 試験模型写真



(b) 試験概要図

図5 スラストリバーサ噴流 流速・流向確認試験 (MHI 2m 低速風洞) の概要



(a) 鳥瞰図 (b) パイロン近傍拡大図  
図6 スラストリバーサエンジン単体 CFD 解析格子

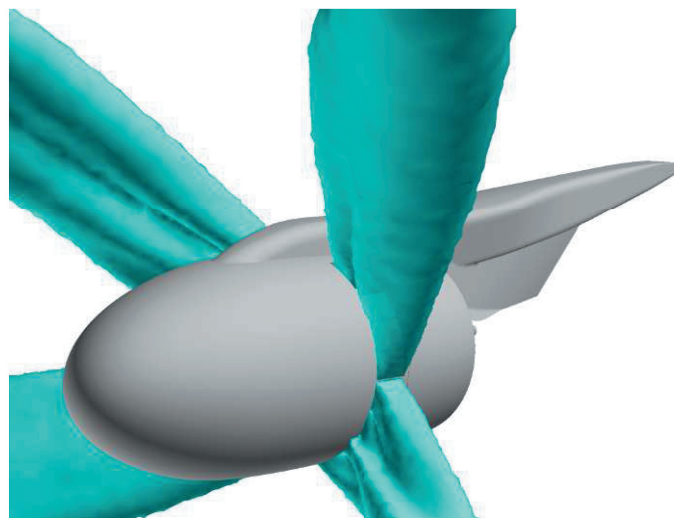
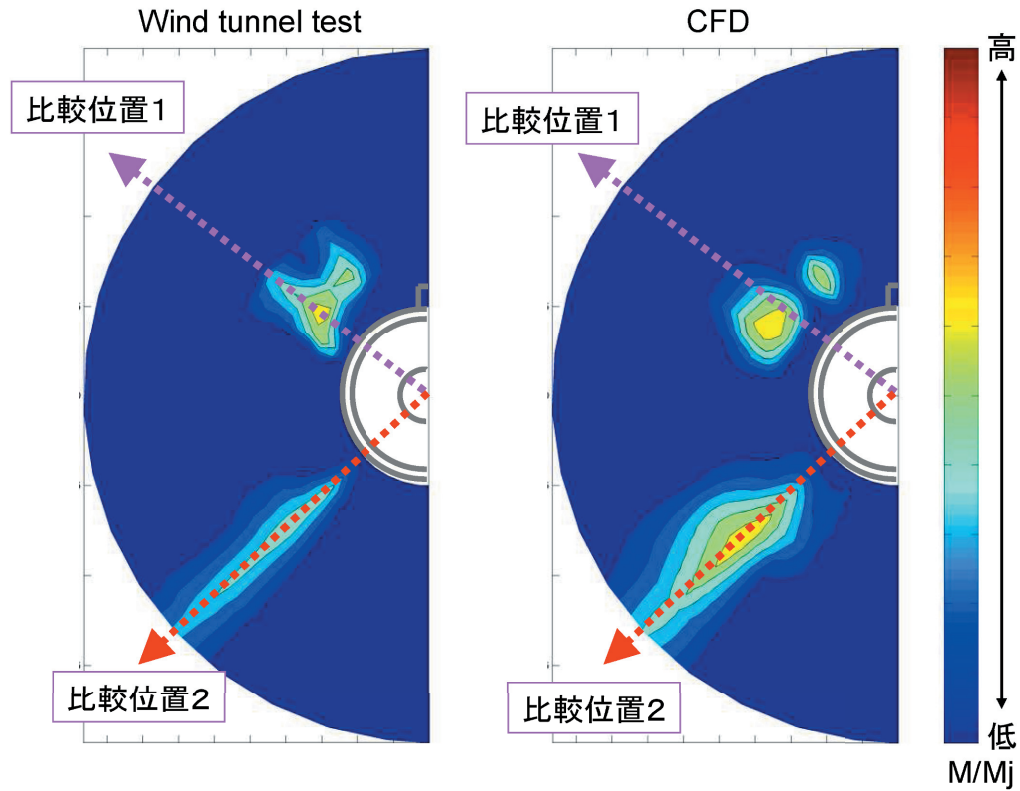
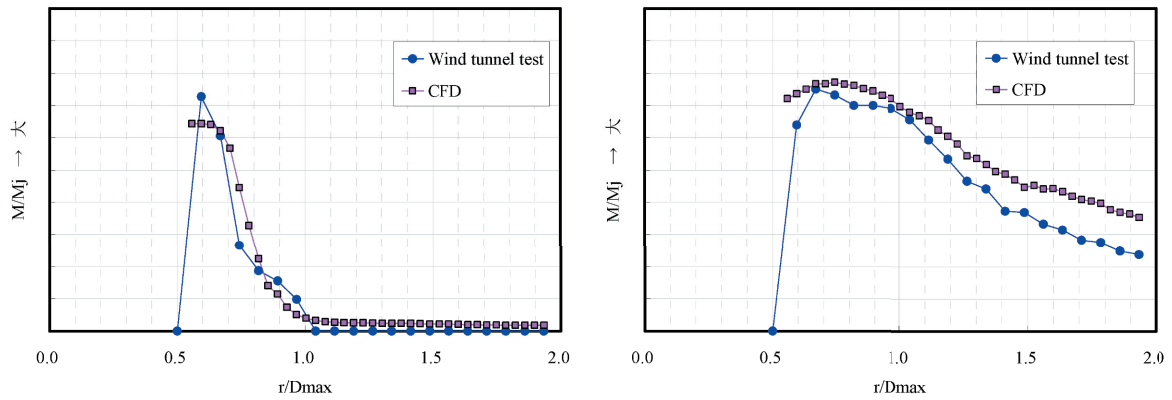


図7 スラストリバーサエンジン単体 CFD 解析結果 総圧等値面



(i) 風洞試験結果 (ii) エンジン単体CFD解析結果  
(a) 等高線比較 (エンジン正面図)



(i) 比較位置1 (ii) 比較位置2  
(b) 半径方向の分布比較 (r:エンジン中心からの距離, Dmax:エンジン最大直径)

図8 カスケード噴流 M/Mj 分布比較 (M:気流Mach数, Mj:供給空気の理論Mach数)



### 2. 3. 2 全機着陸形態 CFD を用いたスラストリバーサ吹き出し角度最適化設計

図9にスラストリバーサ全機 CFD 解析用計算格子の一例を示す。着陸時の地面接地後の形態であり、前縁スラット及び後縁フラップとスピードブレーキが展開されている。フラップ可動部を覆うフラップトラックフェアリングも含め、着陸時の機体形態を忠実に模擬している。格子点数は約 1500 万点、格子要素数は約 4500 万要素である。

解析は東北大学サイバーサイエンスセンター SX-7C 32CPU(理論性能 512GFLOPS)を利用している。本解析の実行性能は約 100G FLOPS であり、解析時間は約 1 日である。

この実行性能は現行のスカラー計算機では数百コアの解析に相当する。数百コアの解析では、高い並列化効率を維持する事は容易ではなく、少ない CPU で高い演算性能を発揮できるベクトル計算機向きのアプリケーションであると考えられる。

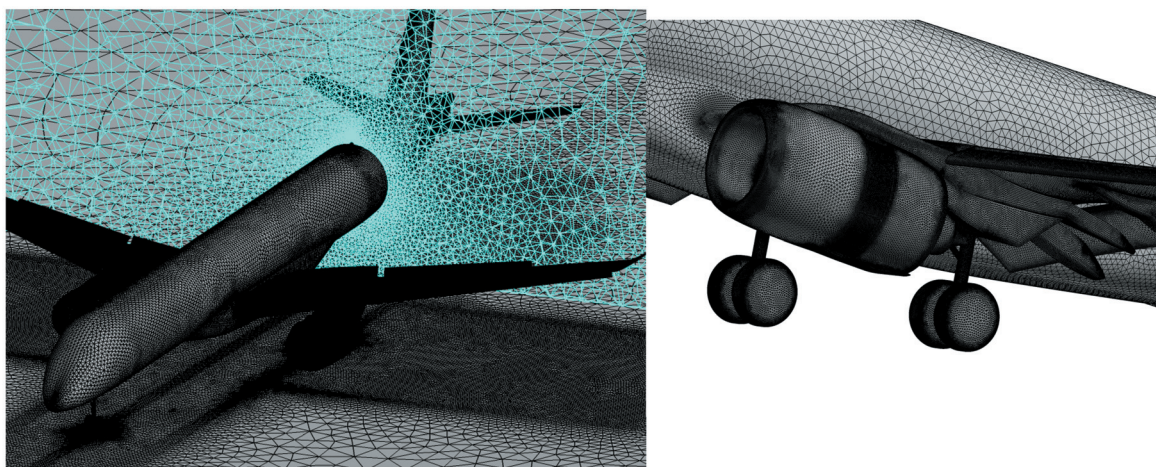


図9 スラストリバーサ全機 CFD 解析用計算格子の例

図10に解析結果の一例を示す。スラストリバーサ部に関しては前述のスラストリバーサエンジン単体 CFD 解析と同様にカスケード出口面に境界条件を与えている。また、エンジン吸気・排気も適切に模擬し、地面に関しては移動地面境界条件を課して模擬している。

図10に示される解析結果では、内翼上側のカスケードからの噴流が胴体に直接衝突・干渉している様子や、内翼下側のカスケードからの噴流が一旦地面に衝突した後、主流に押し戻されて巻き上がり、エンジンインレットに再吸込みされている様子がみられ、エンジンへの悪影響の可能性がある。また、外翼上側のカスケードからの噴流が主翼上面の広範囲を通過し、スピードブレーキの効きを悪くしている様子がわかる。スラストリバーサ作動により、エンジン逆推力によるブレーキ力が増加するが、一方、逆噴射流と機体の空力干渉による機体の空力抵抗減少と揚力増加による脚のブレーキ力減少が見られるため、機体との空力干渉を減らす事も重要である。

本 CFD の活用により各カスケードからの複雑な逆噴射流の軌跡を把握でき、噴流と機体の空力干渉を減らし、かつエンジンへの再吸込みを遅らせてスラストリバーサ作動可能速度域を広げるための各カスケードの噴射角度の設計方針を決定できる。

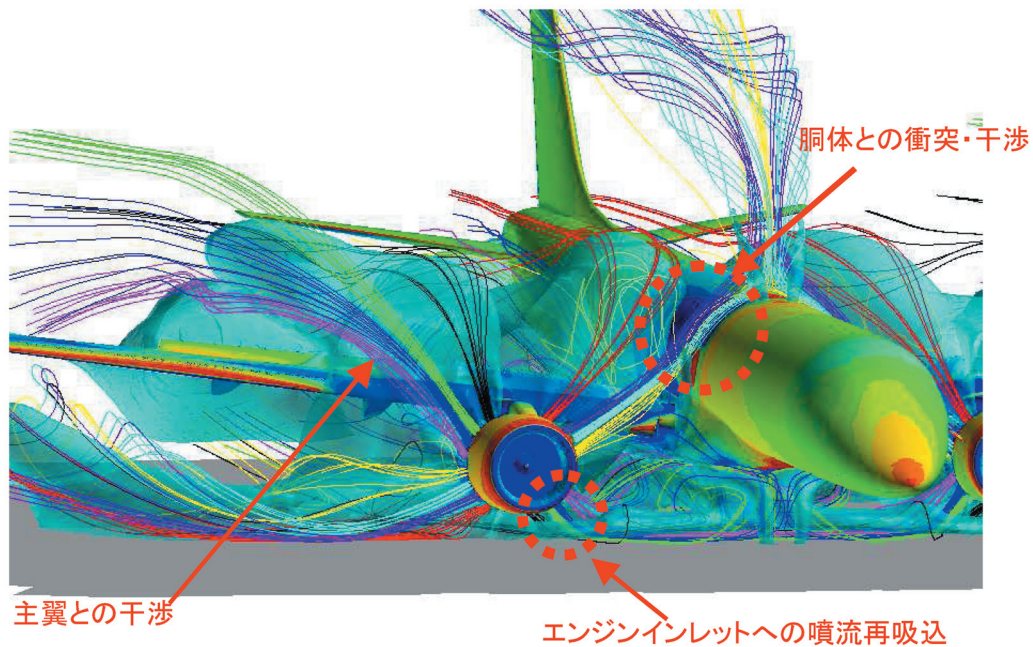


図 10 スラストリバーサ全機 CFD 解析結果例 (機体表面  $C_p$  ・ 流線 ・ 総圧等値面)

スラストリバーサ作動時の制動力に関しては、CFD の検証を目的として、三菱重工名古屋航空宇宙システム製作所 2m 低速風洞にて、スラストリバーサ機体干渉検討用簡易低速風洞試験を実施した。本風洞試験は、エンジン・スラストリバーサ部を図 11 に示されるような簡易的な逆推力ノズルに変更しており、実機のカスケード噴出しパターンと詳細は異なるものの、逆噴射流と機体の空力干渉の規模を調べたものである。CFD と風洞試験結果との比較を図 12 示す。図 12 には機速 110kt 及び 60kt において逆推力を変化させた際の制動力 (=逆推力+機体空力抵抗+脚による摩擦抵抗) の変化を示している。CFD 結果に関しては各機速において運用上想定されている逆推力時において、カスケードの噴射角度を変えたいくつかの結果についてプロットしている。風洞試験結果と CFD 解析結果は良い一致を示しており、CFD 解析結果の妥当性が示されている。

CFD では地面境界条件 (固定地面 (固定地面板) や移動地面 (Moving belt 地面板)) の影響、模型支持部との干渉、更にはエンジン吸気・排気模擬の有無によるカスケード噴流と機体の空力干渉の変化など、風洞試験で模擬する事が難しい部分を詳細に評価が可能であり、風洞試験結果と CFD 結果の相互補完的利用によって設計・評価精度の向上・設計リスク低減が期待できる。



図 11 スラストリバーサ機体干渉検討用簡易低速風洞試験 (MHI 2m 低速風洞)

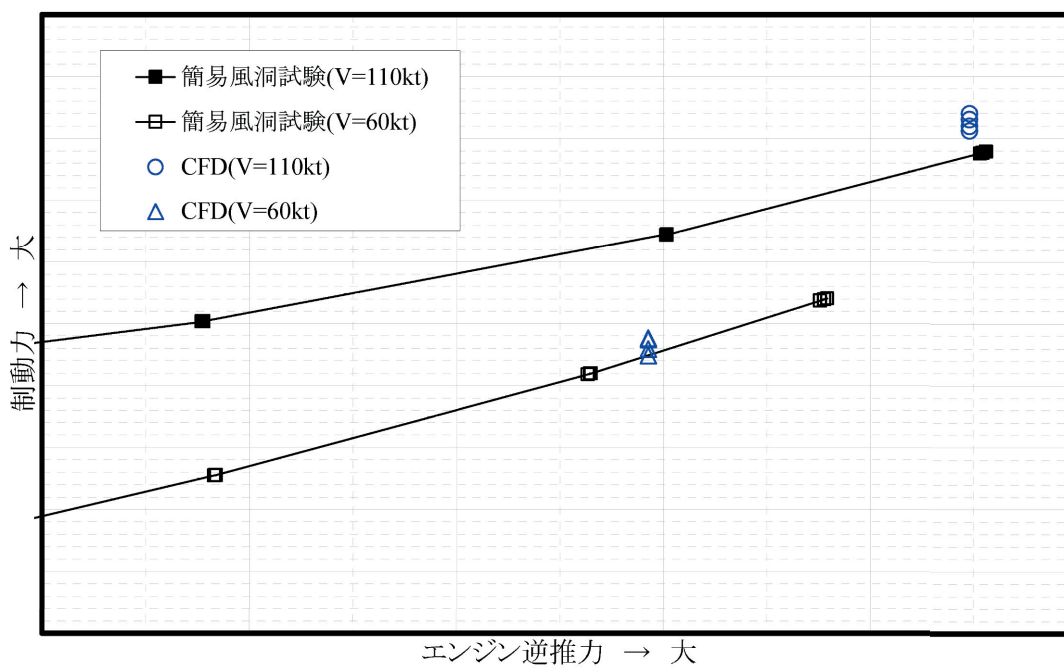


図 12 機体制動力 (=逆推力+機体空力抵抗+脚による摩擦抵抗) 比較評価結果

### 3. おわりに

平成 20 年度 先端的大規模計算シミュレーションプログラム利用サービスを利用して頂き、世界でもトップレベルの計算機環境を利用する事で、これまで実施が困難であった航空機の実運用に沿った離陸から巡航、そして着陸停止までの一連の代表条件を評価できる解析ツールの開発が可能となった。特に全機離着陸高揚力装置展開形態や全機スラストリバーサ作動形態に対する CFD 解析の本格的な設計適用は世界にも例が見られず、本要素技術の適用によって、空力設計に関する開発リスク低減、機体性能要求の達成や開発スケジュールキープが期待できる。

#### 謝辞

本技術開発は、文部科学省 先端研究施設共用促進事業 先端的大規模計算シミュレーションプログラム利用サービスの枠組みにて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できた。解析コード技術開発に関しては東北大学殿、宇宙航空研究開発機構殿にご協力いただいた。計算機利用と解析コードチューニングにあたり、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] 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.
- [2] 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, Jan. 2007.
- [3] 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, pp. 75-96.
- [4] Sharov, D. and Nakahashi, K., "A Boundary Recovery Algorithm for Delaunay Tetrahedral Meshing," Proceedings of 5th International Conference on Numerical Grid Generation in Computational Field Simulations, Mississippi State, Mississippi, 1996, pp. 229-238.
- [5] 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.
- [6] Obayashi, S. and Guruswamy, G. P., "Convergence Acceleration of an Aeroelastic Navier-Stokes Solver," *AIAA Journal*, Vol. 33, No. 6, 1995, pp. 1134-1141.
- [7] Burg, C., "Higher Order Variable Extrapolation For Unstructured Finite Volume RANS Flow Solvers," AIAA Paper 2005-4999, 2005.
- [8] Sharov, D. and Nakahashi, K., "Reordering of Hybrid Unstructured Grids for Lower-Upper Symmetric Gauss-Seidel Computations," *AIAA Journal*, Vol. 36, No. 3, 1998, pp. 484-486.
- [9] Menter, F. R., "Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications," *AIAA Journal*, Vol. 32, No. 8, August 1994, pp. 1598-1605.
- [10] Menter, F. R., Kuntz, M., and Langtry, R., "Ten Years of Industrial Experience with the SST Turbulence Model," *Turbulence, Heat and Mass Transfer 4*, ed: K. Hanjalic, Y. Nagano, and M. Tummers, Begell House, Inc., 2003, pp. 625 - 632.