九州大学学術情報リポジトリ
Kyushu University Institutional Repository

# 航空機エンジン騒音の数値計算

猪口，雄三
九州大学大学院工学研究院

岡村，泰博
九州大学大学院工学府

谷川，啓亮
九州大学大学院工学府

山崎，伸彦
九州大学大学院工学研究院

https://doi.org/10.15017/1470165

出版情報：九州大学情報基盤研究開発センター全国共同利用システム広報. 2 (2), pp.50-53, 2008-11.
九州大学情報統括本部広報委員会
バージョン：
権利関係：

# 航空機エンジン騒音の数値計算

猪口雄三*　　岡村泰博†　　谷川啓亮‡　　山崎伸彦§

## 1　まえがき

現代の旅客機騒音のうち大部は今なおエンジン騒音で占められており、エンジン騒音のうち大きな割合を占めるのがファン騒音とジェット騒音である。このためファン騒音とジェット騒音については特に、騒音の予測手法や低減手法の研究開発と実証試験とが進められている。ファン騒音とジェット騒音とでは騒音特性がかなり異なる。前者はトーンノイズと呼ばれる単一周波数の音とその倍音成分が主成分で、耳で聞くと「キーン」という音として聞こえる。後者は広帯域騒音で、耳で聞くと「ゴーッ」という音として聞こえる。(ファン騒音もジェット騒音も超音速域になるとまた別の特性をもった騒音が発生するが、ここでは亜音速域のみを考慮する。) こうした騒音の予測手法には様々なものがあるが、本稿では、比較的計算負荷が小さいと考えられる手法、すなわち、音源を CFD (数値流体力学) で解いて求め、音源からの音の伝播を線形計算 (理論解析解) で求める手法について述べる。なお、近年のエンジン騒音とその対策の動向については大石の解説記事 [1] が航空分野以外の人にも分かりやすい。

## 2　計算例

### 2.1　ファン騒音の数値予測

ファン騒音の場合、ファン動翼下流の周期的な速度変動や圧力変動が、下流に位置する静翼に周期的な圧力変動を生じさせること (動静翼干渉) が、主たる騒音源となる。従ってファン騒音を計算するためにはまず、動静翼干渉を正確に計算する必要がある。ファンを過ぎる流れを数値流体力学 (CFD) 的に解いて、ファン動静翼面上の非定常圧力 (音源) を求めるため、JAXA (宇宙航空研究開発機構) の公開コードである UPACS(Unified Platform for Aerospace Computational Simulation) のターボ版を用いる。UPACS では空間 2 次精度の有限体積法をベースにした解法により圧縮性レイノルズ平均化 Navier-Stokes 方程式 (RANS) が解かれる。時間積分法と乱流モデルは複数の選択肢の中から選択できるが、ここでは時間 2 次精度の陰解法であるマトリッ

*九州大学大学院工学研究院 yuzo@aero.kyushu-u.ac.jp
†九州大学大学院工学府 yasu_o@aero.kyushu-u.ac.jp
‡九州大学大学院工学府 tanigawa@aero.kyushu-u.ac.jp
§九州大学大学院工学研究院 yamasaki@aero.kyushu-u.ac.jp

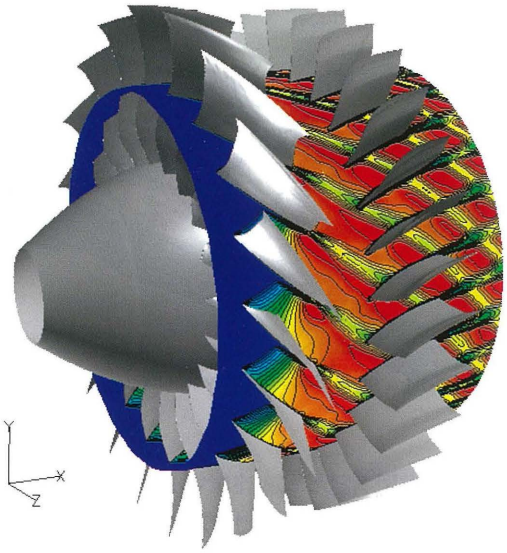


図 1: ファン動翼・静翼周りの流れの計算例。等高線は翼の半径方向中心位置における全圧分布の瞬時値を表す。境界層の影響で動翼の後縁から速度の遅い後流が下流に流れ、これが静翼に周期的な圧力変動をもたらし音源となる。

クスフリー型ガウス・ザイデル法と Spalart-Allmalas 乱流モデルを用いる。UPACS には MPI による並列化が実装されているが、今回は情報基盤研究開発センター研究用計算機システムの初めての利用ということもあり、まずは非並列で計算を行った。

ファン動静翼周りの流れの計算例を図 1 に示す。この例では計算格子を動翼 2 翼間と静翼 3 翼間に配しており、周方向に周期境界条件を課すことで全周計算をモデル化している。計算格子は構造格子で、総格子点数は約 150 万点である。こうして求めた非定常圧力分布 (音源) を、今度はファンダクト内の音の伝播をあつかう線形計算 (揚力面理論にもとづく解析的な計算手法) の入力として与え、ファンダクト内の音響モード・音圧などを数値予測する。騒音の計算結果は実験値をよい精度で予測できており、今後発表する予定である。

計算には PRIMERGY RX200S3 クラスタを使用した。非並列の場合、この計算例の計算時間は実時間で約 2 週間である。動静翼干渉の 1 周期を基準とするとき、初期値の影響がなくなり周期解が得られるまでに 34 周期を要する。35 周期分を計算し、最後の 1 周期分のデータを騒音計算の入力データとして用いる。なお、動静翼干渉の 35 周期をファンの回転で表すと 3.5 回転であり、時間積分のステップ数で表すと 17,500 ステップとなる。並列計算のテストとして 7 ブロック (動翼間 2、静翼間 3、接続部 2) を 4 コア に割り当て 10 ステップだけ計算したところ、user time で約 3 倍強の高速化となった。コンパイル時のオプションは -O である。なお、当研究室の 4 ノード PC クラスタ (Pentium4 3.0GHz、ギガビットイーサ接続、SuSE Linux 9.1、Intel Fortran 10.1) での MPI 4 並列計算と比べると約 2.5 倍速い。

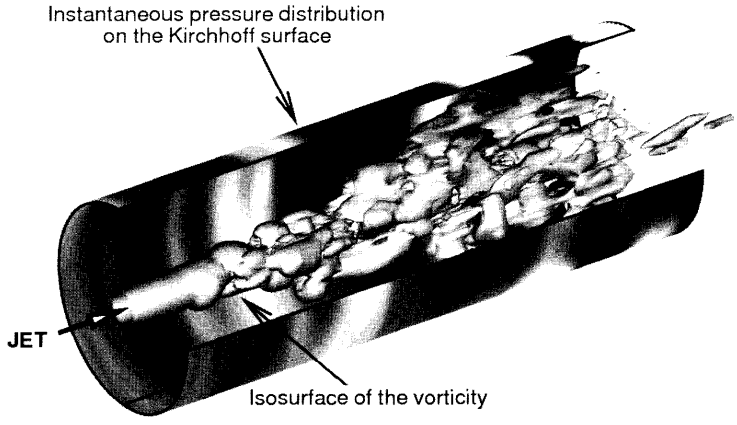


図 2: 格子点数約 180 万点のときの亜音速ジェット (マッハ数 0.9) の計算例。ジェット渦度の瞬時値を等値面で立体的に表し、キルヒホッフ面上の瞬時圧力分布をコンターで表示。キルヒホッフ面上の圧力変化のデータを用い、遠距離場の騒音を解析的に求める。

## 2.2　ジェット騒音の数値予測

ジェット騒音では、エンジン排気の噴流から生じる乱流渦が主な騒音源となる。従ってジェット騒音を計算するためにはまず、噴流の乱流構造を正確に計算しなければならない。このためジェット騒音の予測では RANS ではなく、乱流の数値予測に適したラージ・エディ・シミュレーション (LES) を採用する。亜音速噴流の乱流計算に用いるのはインハウスコードである。円筒座標系の圧縮性 Navier-Stokes 方程式に対し、空間微分項を 4 次精度コンパクト差分で求め、時間微分項を 3 段階 3 次精度ルンゲ・クッタ法で時間積分する。また解の高周波振動を取り除くため 10 次精度のコンパクトフィルタを適用する。並列化には MPI を用いる。

亜音速噴流の計算例を 図 2 に示す。計算格子は円筒座標系の構造格子で、総格子点数は約 180 万点である。こうして求めた円筒面 (キルヒホッフ面) 上の圧力変動を、今度は閉曲面からの音の伝播をあつかう線形計算 (キルヒホッフ法) の入力として与え、噴流から離れた遠距離場の音圧や周波数スペクトルなどを数値予測する。遠距離場での騒音の予測精度は騒音源の予測精度に依存し、騒音源の予測精度は用いる数値解法や境界条件、計算領域の大きさ、計算格子や格子点数、サブグリッドスケールモデル、総計算時間などに大きく依存する。このため現在はこれらの計算パラメタを振って予測精度を高めているところである。

この計算コードに関しては、PRIMERGY RX200S3 クラスタで計算するほうが PRIMEQUEST 580 で計算するよりも約 1.3 倍高速であったため、主に PRIMERGY を使用している。非並列の場合、この計算例の計算時間は実時間で約 3 週間である。噴流がノズル出口から出て流出境界に達するまでの流体時間を無次元時間の 1 と定義する。計算の時間積分のステップは流体時間で $2 \times 10^{-8}$ s で、無次元時間を 1 進めるのに必要なステップ数は約 27,000 である。初期値の影響を排除するため、騒音の計算は無次元時間 10 からはじめ、無次元時間 15 まで計算する (約 40 万時間ステップ)。MPI 並列計算では流れ方向 (円筒座標系の円筒軸方向) に分割をおこない、図 3 の結果を得ている。ここで図には記載していないが、この計算を行ったときの格

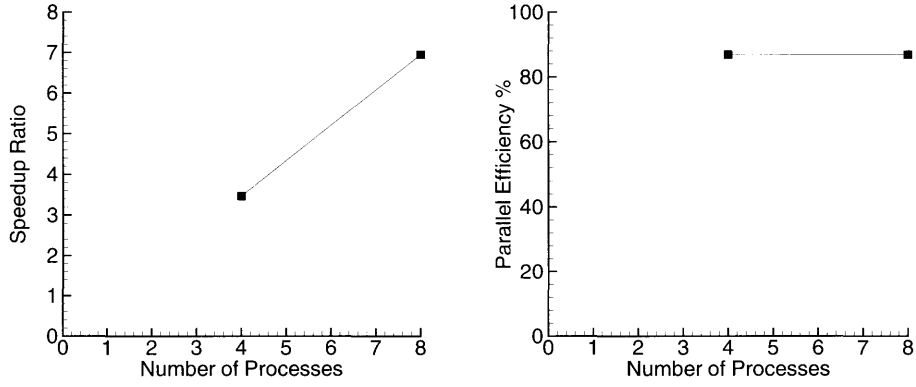


図 3: ジェット計算における MPI 並列計算の加速率と並列化効率。

子点数 (約 35 万点) では、並列数が 16 を超えると加速率・並列化効率ともに急激に悪化しており、分割数を増やして粒度が小さくなったのに対して、相対的に MPI 通信量が大きくなったことが原因と考えられる。コンパイル時のオプションは -Kfast -Kparallel であるが、自動並列化についてはあまり効果が得られていない。なお、PRIMERGY での 4 並列 MPI 計算を当研究室の PC クラスタでの 4 並列 MPI 計算と比べると、PRIMERGY の方が約 2 倍弱速い。

## 3 まとめ

九州大学情報基盤研究開発センターの計算用計算機システムのうち、主に PRIMERGY RX200S3 を用いて航空機エンジン騒音の計算を行った。従来の研究室計算機や他所スパコンを使った計算に比べ、費用・計算速度・ネットワークを介してのアクセス速度などの面で大きな改善が見られた。特にジェット騒音の計算については、従来は研究室のシングル CPU の PC で約 1 か月かかっていた計算が PRIMERGY の 8 コアを用いた MPI 並列計算で約 2 日で終わるようになっており、恩恵が大きい。なおファン騒音・ジェット騒音の計算のほかエンジン燃焼器をモデル化した燃焼計算でも PRIMERGY を使用しているが、今回は紙面の都合上割愛した。

## 参考文献

[1] 大石 勉，航空機エンジンの騒音問題に対する CFD 解析の適用と現状，日本ガスタービン学会誌，Vol.32, No.4 (2004) pp.47–53.