[共同研究成果] 航空機エンジン排気ジェットと後流渦の相互作用の解析

三坂孝志¹,佐々木大輔²,大林茂³,中橋和博⁴ ¹東北大学学際科学フロンティア研究所,²金沢工業大学工学部 ³東北大学流体科学研究所,⁴宇宙航空研究開発機構

航空機の排気ジェットと後流渦の相互作用をラージエディシミュレーション(LES)により解 析した.これまで行ってきた航空機後流の巻き上がりから後流渦の崩壊までを解析する手法と同 様のアプローチを,排気ジェットと後流渦の相互作用の解析に適用した.エンジンなどの詳細形 状を含む航空機近傍の流れ解析には非構造格子レイノルズ平均ナビエ・ストークス方程式ソルバ ーを用い,排気ジェットと後流渦の相互作用を含む遠方の流れ場は直交格子積み上げ法 (Building-Cube Method, BCM)に基づく直交格子 LES ソルバーによって解析した.本稿では上記 ソルバーのカップリング手法について述べ,排気ジェットと後流渦の相互作用解析へと適用した 結果を報告する.解析結果から BCM のマルチレベル直交格子が排気ジェットを含む後流渦の解 析に有効であることが示された.

1. 緒論

飛行する航空機の後方に生じる後流渦は、その強力かつコヒーレントな渦構造から、離着陸す る後続航空機の飛行に影響を与える可能性がある[1].加えて、ジェット排気、後流渦および大気 の相互作用により生成される飛行機雲が飛行機雲由来の巻雲を誘発することが指摘されており、 その地球環境への影響が懸念されている[2,3].航空機の後流渦の発達は、巻き上がり、渦運動、 そして、消散のフェーズに分けることができる.航空機周りの数値流体力学(CFD)手法は巻き 上がりフェーズの解析には利用可能であるが、その後の渦運動の解析には時空間解像度の観点か ら不向きである.一方で、単純化された渦対のラージエディシミュレーション(LES)や直接数 値シミュレーション(DNS)が、様々な大気環境下における詳細な渦運動や消散の解析に用いら れているが、航空機の飛行形態(巡航、離着陸など)が発生する後流渦にどのような影響を与え るかを適切に考慮することはできない.

したがって、航空機近傍の流れ場と遠方の後流渦の時空間的な乖離を埋めるような数値解析に より、後流渦の発達に関してより理解を深めることが期待できる.著者らはこれまで航空機の詳 細形状を考慮したレイノルズ平均ナビエ・ストークス方程式 (RANS) 解析によって得られた流れ 場を、地面に固定した LES 空間内で擬似的に飛行させることにより現実的な航空機の後流を生成 する手法に関して、航空機の翼胴形態および高揚力形態において検討を行ってきた[4,5].この手 法により航空機後流の巻き上がりフェーズが、その後の後流渦の挙動にどう影響するかを解析し てきた.具体的には、後流渦の循環、コア半径および軌跡などの渦パラメータの時間発展に、巻 き上がり過程がどう影響するかを検討した.また、本手法は着陸時の地面近傍における後流渦の 挙動解析にも適用されている[6].着陸時には急激な揚力の減少により、後流渦に渦端が生じるが、 渦端を考慮した後流渦の地面との干渉解析はこれまで行われていなかった.

上記のようなアプローチは、後流渦の挙動理解のみならず、飛行機雲の生成過程に関連した航 空機の排気ジェットと後流渦の相互作用の解析にも有効であると考えられる.飛行機雲を構成す る氷晶の生成はエンジン排気直後から始まることが知られているが、このとき、航空機後流の巻 き上がり過程は完了しておらず、氷晶は航空機後流と複雑に干渉する[7].後流渦に巻き込まれた 氷晶は、渦対の自己誘導速度により、飛行高度から数百メートル降下する.飛行機雲はすぐに消える場合もあるが、氷過飽和大気中では長時間残留し、大気の鉛直シアの影響も相まって、大気中の大きな範囲を覆うことになる.過去の排気ジェットと後流渦の干渉に関する研究では、単純化されたジェットと単一渦の相互作用の解析が行われているが、現実に近い後流の巻き上がりを考慮した数値解析は行われていない[8].一方で、渦糸モデルにより巻き上がり過程を考慮した排気ジェットの挙動解析が行われているが[9]、渦糸モデルでは乱流の効果が考慮されておらず、機体や排気ジェットによる乱流が、排気と後流渦の相互作用にどのように影響するかは興味深い.

本研究では、これまで行ってきた後流渦の巻き上がりから崩壊までを解析するアプローチを用 いて、排気ジェットと後流渦の相互作用を巻き上がり過程から後流渦の形成までを解析する.数 値解析では、3 種類の流れ解析ソルバーを組み合わせて利用する.すなわち、非構造格子を用い たレイノルズ平均圧縮性ナビエ・ストークス方程式ソルバー、直交格子積み上げ法(Building-Cube Method, BCM)に基づく圧縮性 LES ソルバー、そして、BCM に基づく非圧縮性 LES ソルバーで ある.BCM のデータ構造により、航空機形状および局所流れスケールに応じたマルチレベル直交 格子を生成することができる.計算格子の局所流れスケールへの適合は、翼端渦や排気ジェット を適切な格子解像度で解析するために重要である.本研究では解析対象として CFM56-5 型のエン ジンナセルを搭載した DLR-F6 翼胴モデルを利用した.本稿では上記ソルバーを組み合わせた解 析手法を検討することを目的としている.組み合わせ手法により、直交格子ソルバーで取り扱い が難しい航空機周りの薄い境界層を考慮しつつ、後流渦流れの効果的な解析が期待できる.

2. 数值計算手法

境界層を含む航空機近傍の流れ場は、セル節点有限体積法に基づく非構造格子レイノルズ平均 圧縮性ナビエ・ストークスソルバー(TAS コード)により解析される[10].非粘性数値流束は Harten-Lax-van Leer-Einfeldt-Wada (HLLEW)近似リーマン解法によって求める.空間2次精度は、 Venkatakrishnan の制限関数を用いた基本変数の線形再構築によって実現される. Lower/Upper Symmetric Gauss-Seidel (LU-SGS)陰解法により時間積分を行う.乱流モデルには Menter の SST *k-*の モデルを用いた.非構造格子は格子生成ソフトウェア MEGG3D により生成した.また、Metis を 用いた領域分割により並列計算を行った.

一方で、中間場の排気ジェットと後流渦の相互作用は、BCM[11]に基づく圧縮性 LES ソルバー によって解析される[12]. BCM は格子生成、高次精度スキームの組み込み、および、後処理の簡 素化のために等間隔の直交格子を用いている.さらに、計算アルゴリズムを複雑化させることな く、格子を複雑形状および局所流れ場に適合させるために、ブロック構造格子を採用している. ブロック構造格子はデータ構造としても利点がある.計算領域は Cube と呼ばれるブロックに分割 されるが、格子解像度が Cube サイズで決まり、また、Cube を用いた並列処理が効率的に行われ るように、各 Cube は同じ数の格子点を含んでいる.非粘性数値流束は HLLEW と Skew-symmetric 型 2 次精度中心差分のハイブリッド手法で求める.HLLEW 流束の計算では 3 次精度 Monotone Upstream-centered Schemes for Conservation Laws (MUSCL) 補間を用いる.これらのスキームの切 り替えには Ducros センサーを用いる.Ducros センサーにより、渦など渦度の大きな領域では中心 差分が用いられ、衝撃波など速度場の発散の大きな場所では HLLEW 流束が用いられるため、本 研究で扱う遷音速の渦流れに有効である.粘性項は 2 次精度中心差分で離散化される.LES のサ ブグリッドスケールモデルとしてラグランジアンダイナミックモデルを用いる.時間積分は 3 次 精度ルンゲ・クッタ法によって行われる.

また、遠方場の排気ジェットと後流渦の相互作用は、陽解法を用いた圧縮性コードの時間刻み 幅の制限を緩和するため、BCMに基づく非圧縮性 LES ソルバーにより解析する[12]. 圧力はフラ クショナルステップ法で扱われる.一方、対流および粘性項は Skew-symmetric 型の 4 次精度中心 差分により離散化する. 圧縮性 BCM ソルバーと同じく,サブグリッドスケールモデルとしてラ グランジアンダイナミックモデル,時間積分には3次精度ルンゲ・クッタ法を用いる. 温度の方 程式はブジネスク近似により,運動量方程式の鉛直成分と連成される.

TAS コードと圧縮性 BCM ソルバーの組み合わせは、BCM ソルバーでの薄い境界層の扱いを回 避するためである.本研究では、航空機周りの詳細な流れ場ではなく、排気ジェットと後流の相 互作用とその遠方での時空間発展に注目している.しかしながら、そのような場合においても、 より現実に近い後流速度分布を与えることは重要である.過去の研究と同様に、双曲線正接関数 を用いた RANS から LES への一方向カップリングを行う.RANS 流れ場と LES の流れ場は LES の格子 3 点分の距離だけ物体から離れた点で、等しい重み付けとなる.RANS/LES ハイブリッド や Zonal LES 解析では、RANS から LES に切り替わる領域において LES で陽に解像されるべき 流れ場の変動成分を疑似的に再構成する必要がある.本研究では Lund らによって提案された比 較的単純なランダム法を用いた.擬似的な速度変動成分は RANS と LES の切り替わる領域で発 生させた.ランダム法を用いた.擬似的な速度変動成分は RANS と LES の切り替わる領域で発 りた.一方で、圧縮性 BCM ソルバーから非圧縮性 BCM ソルバーへの切り替えは、後流の任意 領域を単純に切り出し、飛行速度を速度場から差し引くことによって行われる(図 1).これによ り航空機基準の LES から、地面基準の LES へと切り替える.



図1 (a) 圧縮性 BCM ソルバーによる中間場のシミュレーションから(b) 非圧縮性 BCM ソルバーによる 遠方場シミュレーションへの切り替え.

3. 計算条件

図2にCFM56-5型エンジンを搭載したDLR-F6 翼胴モデル形状を示す. ナセル形状は解析関数の組み合わせによって生成した[13,14]. 一方,パイロンはナセル・パイロン付きのDLR-F6 翼胴 モデルのものをCADソフトウェアにより修整して用いている. TAS コードを用いた RANS シミ ュレーションでは,エンジンの入口および出口の近似的な境界条件として全圧,全温比を与えて いる.ここではファン入り口の全圧比を P/P₀=1.2,コアおよびバイパス出口の全圧比を P/P₀=1.93 および2.43とした.また,コアおよびバイパス出口の全温比を T/T₀=2.78および1.32と設定した. 流れの条件は,排気温度の実験値との比較のために実飛行条件ではなく,風洞実験の条件に近い マッハ数 0.75,レイノルズ数3×10⁶を設定し,迎え角は1度とした.後流渦の挙動に関しては, 循環「0,渦間隔b₀などの渦パラメータを用いた無次元化により,実スケールの後流渦の挙動と比 較することができる[1].数値解析は,サイバーサイエンスセンターの NEC Express5800 および流 体科学研究所の SGI Altix UV1000 において, OpenMP 並列により行った.



図 2 CFM56-5 型エンジンを搭載した DLR-F6 翼胴モデル形状, (a) 全体図, (b) エンジン付近の側面 図, (c) 正面図, および, (d) 背面図.

図 3(a)に示す RANS シミュレーションの計算格子は、プリズム、ピラミッド、そして、四面体で構成されており、格子点の総数は約 1,140 万点である.流れ場の対称性を仮定し、セミスパン領域の計算格子を用いている.一方.図 3(b)に示す BCM に基づくマルチレベル直交格子は、境界層を除く航空機まわりの流れ解析に用いられる.総 Cube 数は 6,413 であり、各 Cube に 16³点の格子点を含むので、格子点の総数は約 2,630 万点である.航空機後流、翼端渦、そして、ジェット排気を後流まで解像するために、図 3(c)に示すように後流に Cube を配置している.非圧縮性BCM を用いた解析は、図 3(c)に示す格子の後流部分を切り出して行われる.本研究では、翼端を原点として x/b₀=1.9 から 2.7 の領域を考え、自己誘導速度により降下する後流渦対を解像するために鉛直方向にも細かい格子を配置することとし、総 Cube 数 11,152、総格子点数 4,570 万点の格子を用いた.



図3 CFM56-5型エンジンを搭載した DLR-F6 翼胴モデルまわりの計算格子, (a) TAS コードを用いた RANS 解析のための非構造格子, (b) 圧縮性 BCM 解析の Cube 配置(太線は Cube の境界を表す), (c) 圧縮性 BCM 解析格子の上面図(線は Cube の境界を表す).

4. 解析結果

図 4(a)に RANS シミュレーションから得られた航空機表面の圧力係数 *C_p*分布を示す.また,エ ンジン周りの拡大図を図 4(b)に示す.また,図 5(a)および(b)にエンジンの断面上の流れ方向速度 および温度の分布を示す.コアおよびバイパス流れは境界条件により高速,高温となる.エンジ ン直後の温度分布は,高忠実度の飛行機雲モデルのために必要な情報である.これらのジェット 分布は,図 5(c)に示すエンジン後方の非構造格子の粗化により急速に拡散する. TAS コードのよ うな非構造格子 RANS ソルバーは,複雑形状周りの定常流れの解析に有効であるが,渦やジェッ ト流れの解析では直交格子 LES に利点がある.これらの理由から,本研究では非構造格子 RANS と直交格子 LES の組み合わせ手法を採用している.



図 4 RANS シミュレーションから得られた航空機表面の圧力係数 C_p 分布, (a) 全体図, (b) ナセル周 りの拡大図.



図 5 RANS シミュレーションで得られたエンジンの断面上の(a)流れ方向速度分布, (b)温度分布, および, (c) その断面の非構造格子.

図 6(a)および(b)は圧縮性 BCM ソルバーによる解析から得られた下流の断面上の渦度および温度分布である.衝撃波と境界層などの機体周りの領域で使用される風上スキームにより計算の安定性を確保しつつ,翼端渦と排気ジェットの渦構造は、中心差分スキームを使用することにより 拡散することなく捕らえられている.細かい直交格子を用いることにより、排気ジェットが下流 側まで解像されていることがわかる.図7は圧縮性 BCM ソルバーから得られた渦度の等値面を 示している.後流域の均一な直交格子により、乱流ジェットの発達を再現しつつ,翼端渦のよう な渦構造が下流までよく解像されている.また、中心差分のみを用いて解析を行った場合に生じ る流れ場の振動が効果的に抑制されている.





図6 圧縮性 BCM ソルバーによる解析から得られた下流の断面上の(a) 渦度および(b) 温度分布.



図7 圧縮性 BCM ソルバーにより得られた渦度の等値面, (a) 上面図, (b) 側面図.

図8に飛行経路に垂直な平面上の軸方向渦度分布の時間発展を示す.ここで上付き添え字*は渦 パラメータで無次元化された時間であることを示している[1].このフェーズでは陽解法を用いた 圧縮性ソルバーの時間刻み幅の制限を緩和するため,非圧縮性 BCM ソルバーを用いている.排 気ジェットの乱れは急速に減衰し,後流渦に巻き込まれている.これにより,渦対が有する楕円 流線の中に乱れた流れが分布する.一方で,翼端渦から発展した後流渦は,t*=1.014においては 安定した渦対構造を有する.図9に温度分布を図8と同様に可視化した結果を示す.ここでは基 準温度からの温度差を示している.高温の排気ジェットが後流渦に巻き込まれていることが確認 できる.排気温度は急速に低下しているが,実機の排気温度計測においても航空機の数百メート ル後方では排気温度が大気温度近くまで低下することが確認されている.



図8 飛行経路に垂直な平面上の渦度分布の時間発展, (a) t*=0.026, (b) t*=0.090, (c) t*=1.014.



図 9 飛行経路に垂直な平面上の温度分布の時間発展, (a) t*=0.026, (b) t*=0.090, (c) t*=1.014.

図 10 に非圧縮性 BCM ソルバーの結果から得られた後流渦の半径方向速度プロファイルと渦モ デル Rosenbrock-Hallock-Burnham, Lamb-Oseen および Jacquin's multi-scale model[15]との比較を示 す. 渦モデル毎にコア半径を調整して異なる時刻の LES の結果に分布を合わせているが,循環は 一定値としている.初期の急な分布は Jacquin's multi-scale model とよく一致する. これは Jacquin's multi-scale model が風洞実験の結果から導かれ,風洞実験では航空機近傍の後流渦を計測していた ためであると考えられる. LES の結果で $t^* = 0.016$ と 0.058 に見られる分布の乱れは,翼端直後で 軸対称になっていない速度分布を軸周りに平均化して速度プロファイルを求めているためである. 一方, $t^* = 0.44$ の分布は Lamb-Oseen 渦によく一致する. そして, $t^* = 1.014$ の巻き上がり後の分布 は Rosenbrock-Hallock-Burnham 渦モデルに一致する. Rosenbrock-Hallock-Burnham 渦モデルはラ イダーを使ったフィールド計測結果によく一致することが知られており,比較的遅い時刻の後流 渦の速度分布をよく表現すると考えられる.



図 10 非圧縮性 BCM ソルバーの結果から得られた後流渦の半径方向速度プロファイルと渦モデル Rosenbrock-Hallock-Burnham, Lamb-Oseen および Jacquin's multi-scale model との比較.





図 11 にエンジン後流の温度分布を示す. ここで青線は圧縮性 BCM ソルバーの結果,赤線は非 圧縮性 BCM ソルバーの結果を示す.また,風洞実験の結果[16]を黒点で示す.ここで縦軸の温度 は排気直後の温度で,横軸の距離は翼幅 b で規格化されている.温度の急速が低下は実験値とよ く一致している.非圧縮性 BCM ソルバーではブジネスク近似により浮力の効果が考慮されてい るが,排気ジェットの巻き上がりに関して,浮力の効果はほとんど見られなかった.

5. 結論

排気ジェットと後流渦の相互作用を数値流体シミュレーションによって解析した. 航空機後流 の巻き上がりから渦崩壊までを統一的に解析するアプローチを用いて,排気ジェットと航空機後 流の相互作用を航空機直後から後流渦の形成まで解析した. 航空機周りの薄い境界層を含む流れ は非構造格子 RANS ソルバーを用い,翼端渦や排気ジェットの発達は BCM に基づく直交格子 LES ソルバーにより解析した. ここでは上記コードの組み合わせによる解析手法を得られた流れ場か ら検討し,本アプローチによる排気ジェットと後流渦の相互作用の解析が有効であることを確認 した. BCM のマルチレベル直交格子は後流の排気ジェットや後流渦を精度良く解像するのに有効 であった. 後流渦の半径方向速度分布は,よく一致する渦モデルが時々刻々変化した. これは比 較した渦モデルの導出過程の違いにより生じる合理的な結果であると考えられる. また,ジェッ ト排気の温度低下は風洞実験の結果とよく一致した.

謝辞

本研究の成果は東北大学サイバーサイエンスセンター大規模科学計算機システムを利用するこ とにより得られた.BCM ソルバーの開発時には、特に並列コンピュータを利用させて頂いた.ま た、エンジンナセル形状を生成するためのコードは金崎雅博准教授(首都大学東京)に提供して 頂いた.関係各位に感謝の意を表します.

参考文献

- [1] Gerz, T., Holzäpfel, F., and Darracq, D., "Commercial Aircraft Wake Vortices," Progress in Aerospace Science, Vol. 38, No. 3, 2002, pp. 181-208.
- [2] Minnis, P., Young, D. F., Ngyuen, L., Garber, D. P., Jr., W. L. S., and Palikonda, R., "Transformation of Contrails into Cirrus during SUCCESS," Geophysical Research Letters, Vol. 25, No. 8, 1998, pp. 1157-1160.
- [3] Schumann, U., Graf, K., and Mannstein, H., "Potential to Reduce the Climate Impact of Aviation by Flight Level Changes," AIAA Paper 2011-3376, 2011.

- [4] Misaka, T., Holzäpfel, F., and Gerz, T., "Wake Evolution of Wing-Body Configuration from Roll-Up to Vortex Decay," AIAA Paper 2012-0428, 2012.
- [5] Misaka T., Holzäpfel F., Gerz T., "Wake Evolution of High-Lift Configuration from Roll-Up to Vortex Decay," AIAA Paper 2013-0362, 2013.
- [6] Stephan, A., Holzäpfel, F., and Misaka, T., "Hybrid Simulation of Wake-Vortex Evolution during Landing on Flat Terrain and with Plate Line," International Journal of Heat and Fluid Flow, accepted.
- [7] Schumann, U. (Ed.), Atmospheric Physics: Background Methods Trends, Springer, 2012.
- [8] Paugam, R., Paoli, R., and Cariolle, D., "Influence of Vortex Dynamics and Atmospheric Turbulence on the Early Evolution of a Contrail," Atmospheric Chemistry and Physics, Vol. 10, 2010, pp. 3922-3952.
- [9] Rossow V. J., and Brown A. P., "Effect of Jet-Exhaust Streams on Structure of Vortex Wakes," Journal of Aircraft, Vol. 47, No. 3, 2010, pp. 1076-1083.
- [10] Nakahashi, K., Ito, Y., and Togashi, F., "Some Challenges of Realistic Flow Simulations by Unstructured Grid CFD," International Journal for Numerical Methods in Fluids, Vol. 43, No. 6-7, 2003, pp. 769-783.
- [11] Nakahashi, K., "High-Density Mesh Flow Computations with Pre-/Post-Data Compressions," AIAA Paper 2005-4876, 2005.
- [12] Misaka, T., Obayashi, S., Stephan, A., Holzäpfel, F., Gerz, T., and Nakahashi, K., "Numerical Simulation of Jet-Wake Vortex Interaction," AIAA Paper 2014-0926, 2014.
- [13] Nakayama, Y., Kanazaki, M., Fukuyama, Y., Murayama, M., and Yamamoto, K., "Design of Novel Wing Body Considering Intake/Exhaust Effects," 03-04-2, The 2013 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology, Nov., 2013, Takamatsu, Japan.
- [14] Endo, N., Nakayama, Y., Kanazaki, M., Fukuyama, Y., Murayama, M., and Yamamoto, K., "Numerical Simulation of Engine/Airframe Integrated Civil Aircraft Considering Engine Intake/Exhaust," JSASS-2013-2065-F/A, The 45th Fluid Dynamics Conference of JSASS and the Aerospace Numerical Simulation Symposium 2013, July, 2013, Tokyo, Japan. (in Japanese)
- [15] Jacquin, L., Fabre, D., Geffroy, P., and Coustols, E., "The Properties of a Transport Aircraft Wake in the Extended Near Field: An Experimental Study," AIAA Paper 2001-1038, 2001.
- [16] Paoli, R., and Garnier, F., "Interaction of Exhaust Jets and Aircraft Wake Vortices: Small-scale Dynamics and Potential Microphysical-chemical Transformations," Comptes Rendus Physique, Vol. 6, 2005, pp. 525-547.