

EFD/CFD 融合可視化に関する基礎検討 (第 2 報)

伊藤貴之, 八反田香莉, 渡辺重哉, 口石茂, 保江かな子
お茶の水女子大学 / 宇宙航空研究開発機構

Fundamental Study on EFD/CFD Integrated Visualization (Second Report)

by

Takayuki Itoh, Kaori Hattanda, Shigeya Watanabe, Shigeru Kuchi-ishi, Kanako Yasue

ABSTRACT

EFD (Experimental Fluid Dynamics) and CFD (Computational Fluid Dynamics) are important techniques for simulation and analysis of fluid phenomena. We have been developing an EFD/CFD integrated visualization system as a part of EFD/CFD integrated system. As the second report of our work, this paper presents techniques for visual comparison of vortices, vorticity, and shockwaves between EFD and CFD. Also, this paper discusses a fundamental study on visualization of differences of scalar fields (e.g. pressure field) between EFD and CFD.

1. はじめに

航空機の機体周りの流速や、機体にかかる圧力・抵抗の計測は、航空機開発において非常に重要である。特に機体の後方に生じる流れの渦は、機体の損傷や燃費の悪化を招く可能性があるため、重要な観察点となっている。

流体现象の理解や分析のために、Experimental Fluid Dynamics (EFD) と Computational Fluid Dynamics (CFD) の 2 種類の手法が研究されている。EFD 技術は風洞などの実験環境を用いて模型周りの流速を計測するものであり、CFD よりも長い歴史を有する。EFD を適用することで、計測精度や風洞壁干渉などの誤差要因はあるものの、ある程度の信頼性を持った計測値が得られる。しかし、EFD ではランニングコストや使用可能日程の制限などから、重要性の高い模型形状や気流パラメータだけを適用して実験回数を限定することも多い。一方で、航空宇宙機開発をはじめとする多くの分野において、CFD に基づく計算機シミュレーション技術が広く用いられている。CFD を適用することで、複雑な流体现象をより容易に再現・可視化することが可能になる。ただし一般的に CFD では、実際の流体现象の再現に対する妥当性の検証が重要となる。

これらの両者の問題点を考慮し、EFD における実験結果と CFD におけるシミュレーション結果を比較し、その差分をわかりやすく可視化することは、シミュレーション技術の改良において重要である。そこで我々は EFD と CFD の融合可視化に取り組んでいる。前報¹⁾では航空機の機体表面の圧力分布の比較可視化を中心に報告した。その続報として本稿では、以下の 3 機能の基礎検討結果を報告する。

- 1) 機体後方における EFD と CFD の流速の比較可視化のための諸機能。具体的には、渦中心位置や渦度分布の比較可視化、流速の差分可視化の各機能を開発した。
- 2) 機体表面における EFD と CFD の衝撃波線の比較可視化。前報では機体表面の圧力値の勾配が大きい部位を抽出していたが、これを衝撃波線の抽出に置き換えた。
- 3) 機体表面における EFD と CFD の差分や誤差に着目した可視化のフレームワーク。ごく初期的な一例として、差分の大きい部位だけを明るく色付けする可視化を試みた。

2. 関連研究

2.1 EFD/CFD 融合システム ViDI

航空・宇宙開発の現場で EFD/CFD 融合技術を導入している例として、NASA Langley 研究所による 3 次元仮想実験診断システム (ViDI: Virtual Diagnostics Interface System)²⁾ が挙げられる。ViDI は、風洞実験の実施のための事前検討で、3 次元 CAD を用いることで実験の最適化及び効率化を図るシステムである。また、事前実施した CFD の計算結果と風洞試験結果を実験中にリアルタイムで厳密に比較・可視化することができる。ただし、EFD/CFD のデータフォーマット

の不統一などにより、データ比較に煩雑さが残る。

2.2 EFD/CFD 融合技術

デジタル・アナログハイブリッド風洞³⁾は、風洞と CFD を強く連携させたコンカレントな EFD/CFD 融合システムである。EFD/CFD 融合技術の基本方針は以下のとおりである。機体設計で定義された形状から、事前に CFD 解析を行う。続いて風洞試験において、EFD データと事前 CFD データとの統合可視化・比較処理を適用することで、準リアルタイムな評価を可能とする。その後、主要な EFD データを随時 CFD へ戻し、EFD の条件を基に詳細な CFD 解析を再実施する。その結果、EFD/CFD データおよび両者を融合させた最も確からしい結果がデータベース化され、以降の風洞試験や CFD 解析、設計開発に活用される。

本稿は、このような EFD/CFD 融合技術での両データ間の比較・評価を効率化するために、統合可視化手法を提案するものである。この統合可視化では、横に隣接する EFD/CFD データを交互に見ることで比較はできるが、両データの一貫性を測る定量的な解析や、EFD/CFD 間での特徴的な箇所をズレといった定性的な解析は難しい。

2.3 EFD/CFD 融合可視化

我々の EFD/CFD 融合可視化の基礎検討に関する前報¹⁾では、航空機機体における EFD/CFD の圧力値の分布可視化、差分表示、急勾配線の検出に関して報告している。急勾配線とは圧力が急激に変化している部分であり、このような箇所付近には渦や衝撃波などの特異点が見つかることが多いとされている。一方、流速に関しては分布可視化のみとなっている。そこで本研究では、流速に関して差分表示・渦の検出を行う。これと圧力の差分表示・急勾配線を同時に可視化することにより、航空機周りの EFD/CFD の特徴や急勾配線と渦の関係性など流体现象の解明に役立てたい。

2.4 渦中心検出手法

渦中心はベクタ場から検出可能であることが既に知られている。この渦中心検出手法は例えば、複雑なベクタ場を少数の流線で効果的に可視化するための流線開始点決定⁴⁾などに応用されている。一般的に渦中心は、速度場でのベクタが 0 である特異点の一種であり、自動抽出することが可能である。我々の実装における渦中心検出では、この手法を用いてベクタ場全体にわたって特異点を抽出した後、特異点が渦中心であるかを判定する。

3. EFD/CFD 融合可視化システム

3.1 想定するデータ

我々が現在開発中の EFD/CFD 融合可視化システムが想定するデータの例を図 1 に示す。この可視化システムでは、以下の 4 種類のデータが入力されていることを仮定する。

- 物体表面上の圧力に関する EFD/CFD データ。
 - 物体周りの流速に関する EFD/CFD データ。
- なお本稿で示す可視化結果では、模型形状 DLR-F6、マッハ数 0.75、迎角 0.19 度のデータを用いている。機体の形状および位置は、機体の前後方向を x 軸、左右方向を y 軸、上下方向を z 軸とする 3 次元直交座標系で表現されている。

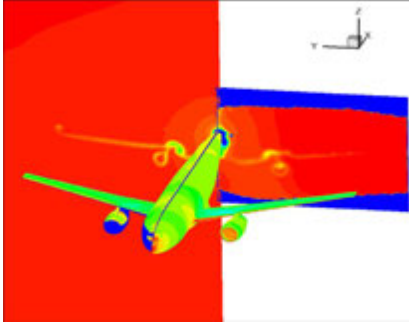


図1 圧力・流速分布の可視化例

現時点での我々の実装では、EFD データと CFD データに対して、3 次元空間中の一平面を軸として、互いに面/線対称な形状と位置関係を有することを仮定する。図 1 に示したデータでは、画面の左半分が圧力および流速の EFD データの表示結果、右半分が CFD データの表示結果であり、互いに面/線対称な形状と位置関係を有している。

前報¹⁾では我々自身で開発した表示プログラムによる可視化結果を示したが、現時点での我々の実装では可視化のための処理結果をソフトウェア TecPlot に転送して表示している。ただし現時点のシステム構成では、我々による処理結果は TecPlot が定める書式でのファイルでしか受け渡せないため、その制約の範囲で実現可能な技術を実装している。具体的には以下の形式で処理結果を出力している。

- 格子構造の各頂点における圧力や流速の差分値、その他の値を、各頂点におけるスカラ値・ベクタ値・色値 (RGB値) として出力する。
- 追加表示する点や線の情報を、座標値の集合として別ファイルに出力する。

3.2 データ統合・差分算出

本システムにおいて EFD および CFD の各データは格子構造をもって与えられることを前提とする。格子構造を構成する各頂点には座標値(x,y,z)の他に、圧力データではスカラ値 s が与えられ、流速データでは正規化されたベクタ値 (u,v,w) が与えられるものとする。

一般的に EFD データと CFD データでは、格子構造が全く同一であることは期待できない。我々が扱っているデータの場合、EFD データは圧力では三角形格子、流速では四角形格子であるのに対して、CFD データは三角形・四角形混合格子となっている。両者の差分の算出には、同じ座標での値を比較しなくてはならないことから、EFD/CFD の格子構造を統合する必要がある。本研究では EFD の値を基準として CFD の値を比較するという立場から、EFD の各格子点における CFD のスカラ値またはベクタ値を補間により求めることで、データを統合する。その後、EFD/CFD の各計測点の差分を算出する。データ統合の手順は以下のとおりである (図 2 参照)。

1. EFD 上の頂点 Ve に対応する CFD 上の座標値 Ve' を求める。
2. Ve' を囲む要素 Cc を求める。
3. Cc の頂点の値から Ve' における値を補間する。
4. EFD の全ての頂点に対して、1~3 を繰り返す。

スカラ値またはベクタ値の補間の手順は以下のとおりである (図 3 参照)。

1. 要素が四角形の場合には 2 個の三角形に分割する。
2. 点 Ve' と 3 頂点の各々を結ぶ線分を生成し、この線分で三角形を 3 つに分割する。
3. 点 Ve' における値を v とし、三角形の 3 頂点における値を v_1, v_2, v_3 とする。また、3 つの三角形の面積をそれぞれ S_{12}, S_{13}, S_{23} とし、その合計を S とする。このとき v の値は各三角形における値を面積で重みづけられた平均であるとすると、以下の式が成立する。

$$v = \frac{1}{S} \left(S_{12} \frac{v+v_1+v_2}{3} + S_{23} \frac{v+v_2+v_3}{3} + S_{31} \frac{v+v_3+v_1}{3} \right)$$

この式を v について解くことで、点 Ve' における値を求める。

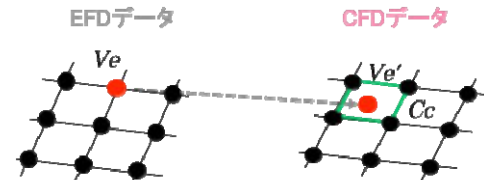


図2 EFD/CFD データ統合

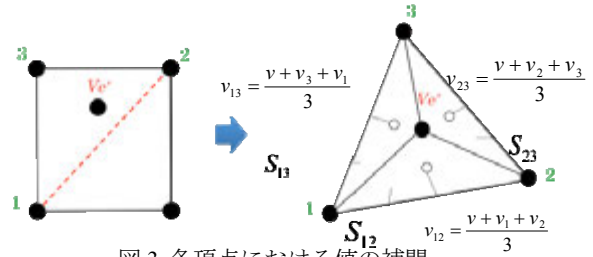


図3 各頂点における値の補間

以上の手順で EFD/CFD データを統合した後、EFD/CFD の各頂点において、圧力データの場合にはスカラ値の差分、流速データの場合にはベクタ値の長さの差分を算出し、差分の値に応じて頂点の色を算出する。

4. 渦中心や渦度に基づく流速の比較可視化

本章では、EFD/CFD データの流速を比較するために、渦中心や渦度を活用した可視化の事例を示す。

4.1 渦中心検出

渦は流れが不安定な箇所、機体の破損や燃費の悪化など飛行に悪影響を及ぼす可能性があることから、流体シミュレーションにおいて非常に重要な観察点となっている。渦中心や EFD/CFD 間の渦のズレを可視化することで、機体にかかる抵抗の直感的な理解を可能にする。

飛行機後部の速度場ではエンジン後部と翼端の後方に渦が発生している。翼端の渦 (翼端渦) は翼の上下の流速と圧力の差によって発生する渦であり、この渦の強さで機体にどれほどの抗力がかかっているかを確認することができる。一方、エンジン後部の渦は様々な要因が絡み合い乱流が発生していることにより、現在扱っている 2 次元平面のデータのみでは渦の発生要因や EFD/CFD 間の渦の対応関係を観察することが難しい。よって、本研究では翼端渦を検出して比較する。図 4 は、翼端渦の例である。

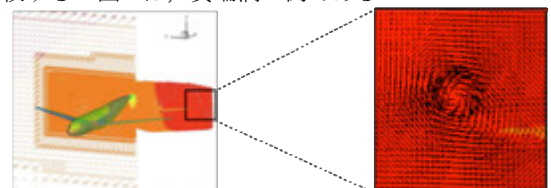


図4 翼端渦

続いて渦中心の検出手法について述べる。渦中心は速度が 0 である点の一種である。よって、速度場において速度が 0 となっている頂点を算出し、渦中心かそれ以外の点(鞍点)かの判定を行うことで、渦中心を検出する。渦中心検出手段として、文献⁴⁾の手法を用いる。渦中心検出手順は以下のとおりである。本研究では、扱っているデータが機体後部の平面データであるため、現段階ではその平面に生成される渦を対象としている。飛行機の圧力と流速の三次元空間は、機体前後方向が x 軸、速度場は yz 平面で構成されている。なお、ここでは飛行機に対して垂直にできる渦のみを算出するため、yz 平面を対象とする。以下、渦中心を検出する手法について論じる。

まず要素を 1 個選ぶ。要素が四角形である場合には 2 つの三角形に分割し、その各々について以下の処理を適用する。続いて、三角形の内部にベクタの長さが 0 となる点があるか判定する。ここで各頂点における流速を表すベクタを (v_i, w_i) とする。3 頂点におけるベクタを補間した結果として長さ 0 となる点が存在するとき、以下の式が成立する。

$$\begin{pmatrix} 0 \\ 0 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} v_0 \\ w_0 \end{pmatrix} \times p + \begin{pmatrix} v_1 \\ w_1 \end{pmatrix} \times q + \begin{pmatrix} v_2 \\ w_2 \end{pmatrix} \times (1-p-q)$$

この式を p, q について解いたとき、 p, q の値が以下の条件 $0 \leq p, 0 \leq q, 0 \leq 1-p-q$

を満たすとき、三角形内部にベクタの長さが 0 である点があると判定できる。さもなければ、この三角形内部にはベクタの長さが 0 である点は存在しない。

ベクタの長さが 0 である点が存在する場合には、その座標値を求める。上の式で求めた p, q を用いて、3 頂点と特異点の位置関係から以下の式により座標値 (y, z) を算出する。

$$\begin{pmatrix} y \\ z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} y_0 \\ z_0 \end{pmatrix} \times p + \begin{pmatrix} y_1 \\ z_1 \end{pmatrix} \times q + \begin{pmatrix} y_2 \\ z_2 \end{pmatrix} \times (1-p-q)$$

続いて、この点が渦中心であるか否かを判定する。この判定にはヤコビアン固有値を用いる。ヤコビアンは以下のように定義される。

$$J_v = \begin{bmatrix} \frac{\partial v}{\partial y} & \frac{\partial v}{\partial z} \\ \frac{\partial w}{\partial y} & \frac{\partial w}{\partial z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\partial v}{\partial y} & \frac{\partial w}{\partial y} \\ \frac{\partial v}{\partial z} & \frac{\partial w}{\partial z} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \frac{\partial v}{\partial v} & \frac{\partial v}{\partial w} \\ \frac{\partial w}{\partial v} & \frac{\partial w}{\partial w} \end{bmatrix}$$

$$= \begin{bmatrix} y_0 - y_2 & y_1 - y_2 \\ z_0 - z_2 & z_1 - z_2 \end{bmatrix}^t \times \begin{bmatrix} V_0 - V_2 & V_1 - V_2 \\ Z_0 - Z_2 & Z_1 - Z_2 \end{bmatrix}^t$$

J_v の固有値が正の場合は特異点から外に離れる流れ、負の場合は特異点に対し内に吹き込む流れを示す。さらに、固有値が複素数であった場合、実部が 0 以外であれば特異点は渦中心で、実部に正負両方ある場合は鞍点である。

4.2 渦度算出

渦の強さによって機体にかかる抵抗を測ることができることから、渦度の算出を行う。渦度とは、速度ベクタの回転のありさまを表す量であり、渦度の値の大小で渦の回転方向と強さを示すものである。渦度が負であると右回りの渦、正であると左回りの渦を指し、絶対値の大きさにより渦の強さを表す。本研究では機体前後に対し鉛直方向にできる渦を観察するため、ベクタの vw 成分のみを用いる。

渦度の式は次のように定義される。

$$rotV = \nabla \times V = \frac{\partial w}{\partial y} - \frac{\partial v}{\partial z}$$

この式を各格子点について解くことにより渦度を算出する。

4.3 実行例

前節までの処理で算出した速度場の、渦中心検出、渦度、差分表示の可視化結果を示す。図 5 は EFD と CFD における流速を色表示したものである。この結果から CFD は EFD に比べ、翼端にいくにつれて流速が遅くなっている傾向にあることや、翼・エンジン後部の流速が遅くなっていることが読み取れる。

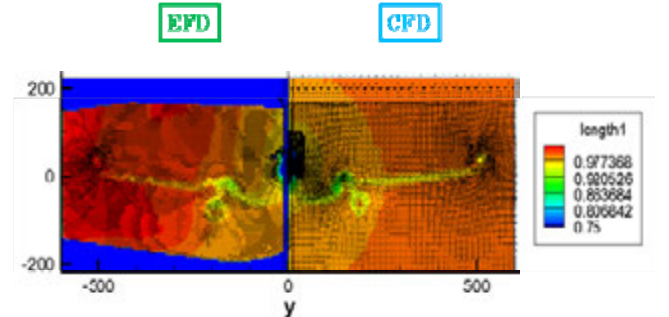


図 5 流速分布の可視化

4.3.1 渦中心検出結果

続いて渦中心の検出・比較の結果について述べる。図 6 に渦中心検出結果を示す。EFD の渦中心は図中央部より左半分の緑の四角、CFD の渦中心は右半分の青の四角で示されている。エンジン後部には乱流が起きていることから渦中心としていくつか検出されていると考えられる。そして翼端渦の中心が EFD/CFD 間でそれぞれ検出されている様子が確認できた。

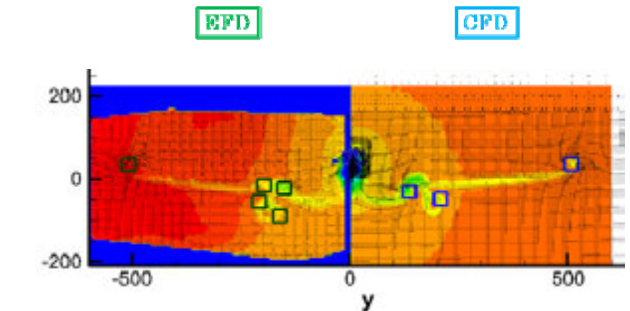


図 6 渦中心の検出結果

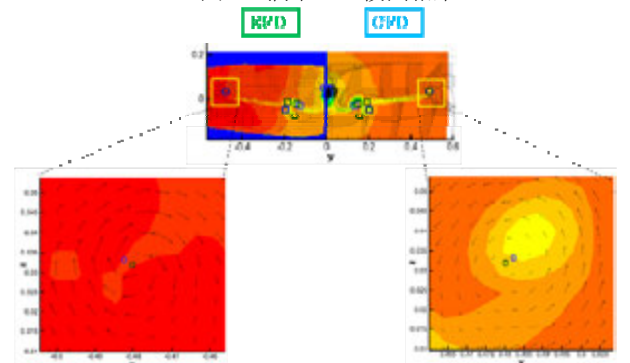


図 7 翼端渦の位置の比較

EFD/CFD の渦中心の比較結果を図 7 に示す。前章でも述べたように、エンジン後部の渦は様々な要因が絡み合い乱流が発生していることにより、現在扱っている 2 次元平面のデータのみでは渦の発生要因や EFD/CFD 間の渦の対応関係を観察することが難しい。よって図 7 では翼端渦のみを比較した。位置比較を分かりやすくするため、EFD/CFD の可視化結果に EFD/CFD の両渦中心検出結果を投影した。

ここでは渦中心の位置のズレが機体幅の割合のどれほどを占めるかを確認するため、機体幅を 1 として正規化を行った座標を用いている。EFD/CFD の翼端渦中心の座標を比

較すると、その座標のズレは機体幅に対して 0.1~0.2%程度であった。ただし EFD/CFD の渦の比較において、渦中心位置の比較だけでは値や渦の範囲の違いは把握できない。そこで渦中心位置の比較に加えて、差分算出結果や、渦の範囲などを統合表示する必要がある。

4.3.2 渦度検出結果

次に渦度の検出結果について述べる。図 8(上)では渦度のみを表示、図 8(下)は渦度にベクタと渦中心を重ねて表示した結果である。下図を見ると、渦度が発生している領域と渦中心の位置が一致している様子が読み取れる。青で示されている領域が負、つまり右回転の力が働いている領域、そして赤で示されている領域が正、つまり左回転の力が働いている領域を示している。

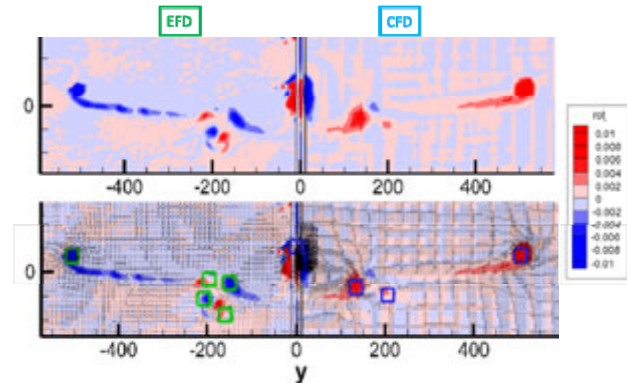


図 8 渦度の可視化例

図 9 は翼端周辺の渦度分布を拡大したものである。この図では比較を行いやすくするために、カラースケールと CFD の座標を調整している。赤は渦度がほとんど発生していない領域を示し、青に近づくると右回りの渦の力が強いことを示している。

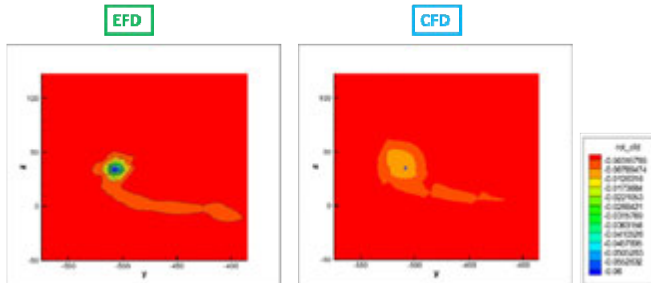


図 9 翼端における渦度の拡大表示

渦中心付近では、図 9(左)に示す EFD の渦のほうが、図 9(右)に示す CFD の渦に比べ、とても低い値を示していることがわかる。翼端渦の渦度が高いほど、機体にかかっている抵抗が大きい。この結果からは、EFD の方が CFD に比べ機体に強い抵抗がかかっているようなデータが得られていることが推測できる。

4.3.3 差分表示結果

最後に差分表示結果について述べる。図 10 は EFD から CFD の流速の差分をとった値を可視化した結果で、図 11 はその翼端部の拡大図である。渦中心付近の差分が約 0.078 を示していることから、流速に対し約 7.8%のずれがあることがわかった。なお、ここでの流速は試験条件として設定された流速を 1 として正規化した値である。

EFD/CFD のズレを比較・可視化することは、EFD や CFD の誤差の原因の検証に有効である。シミュレーションを行う際に考えうる誤差要因は、EFD の模型の形状変化、作業者の技能、実験環境、計算精度などの不確かさ要因が

挙げられ、CFD ではモデルの定式化・簡略化、丸め誤差、時間・空間の離散化などの不確かさなど数多くの要因がある。差分可視化で得られた結果を参考に、これらの誤差要因を考慮に入れ、両データの差を見ながらシミュレーションの改善が出来ると考えられる。

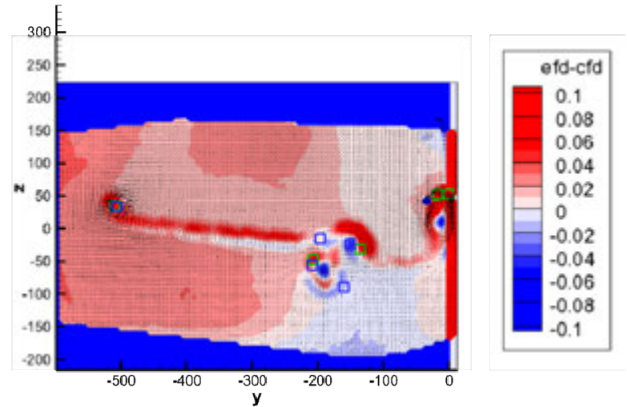


図 10 EFD/CFD 流速差分の表示結果 (全体)

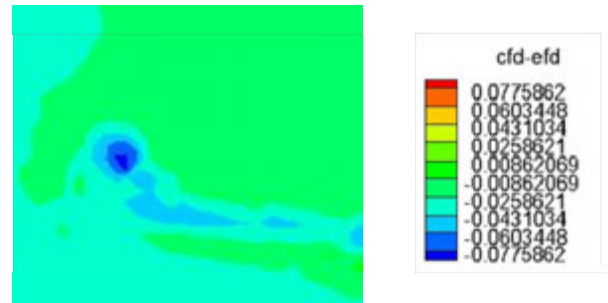


図 11 EFD/CFD 流速差分の表示結果 (翼端)

5. 機体表面における衝撃波線の可視化

遷音速～超音速で移動する物体は衝撃波を引き起こし、急激な圧力変化を引き起こす。本研究では機体表面上で衝撃波線が生じる位置を EFD データと CFD データに対して求め、その比較を行ってきた。前報¹⁾では圧力の勾配が一定以上である部位を検出してきた。現時点での我々の実装ではこれを修正して、以下の方法で算出した衝撃波線を可視化している。

5.1 衝撃波線の抽出

現時点での我々の実装では、局所マッハ数を用いた簡易的衝撃波検出法を用いている。圧力場の測定対象中のある点における圧力値を p とし、総圧を P_0 とする。また M をマッハ数とし、 γ を比熱比とする。このときこれらの変数の間には以下の式に表される関係

$$\frac{P_0}{p} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

が成立する。ここで $M=1$ である点が衝撃波の位置に相当する。なお我々のデータでは $P_0=100\text{kPa}$ 、 $\gamma=1.4$ としている。

衝撃波の位置の集合を曲線で表現するために、我々は以下の処理を実装している。

1. 1個の要素を選択し、各頂点における p の値から、各頂点における M の値を算出する。
2. その要素を構成する辺の両端点において、一方にて $M < 1$ 、他方にて $M > 1$ が成立するとき、辺上に $M=1$ が成立する点が存在する。両端点における M の値を M_1 および M_2 とし、両端点の位置を V_1 および V_2 とすると、 $M=1$ が成立する点の位置 V_3 は以下の式によって算出される。

$$V_3 = \frac{(M_2 - 1)V_1 + (M_1 - 1)V_2}{M_1 + M_2 - 2}$$

- 特別な場合を除いて、1個の要素を構成する辺上において、 $M=1$ が成立する点は偶数個存在する。その偶数個の点を連結することによって、要素内部における衝撃波の位置の集合を線分で近似する。
- 1.~3.の処理を各要素について反復することで線分を集め、それを接続順に並べ替えることで、衝撃波の位置の集合を曲線（を近似した折れ線）で表現する。

しかしこの方法では、以下のような不要な位置を検出してしまふことがある。現時点での我々の実装では、これらに対する判定処理を設けている。一つ目の判定処理として、圧力値の勾配の流速方向成分が正であっても負であっても抽出されてしまうので、圧力値の勾配方向を確認して抽出する。二つ目の判定処理として、流速方向に対して平行に近い角度を有する衝撃波や、圧力勾配が非常に小さい場合には、正しく衝撃波の位置を抽出できないことがあるため、必要に応じて抽出結果から除外する。

5.2 実行例

図 12,13 は本手法により衝撃波線を抽出した結果を示している。どちらの図も左側が CFD データ、右側が EFD データである。図 12 では緑色の部位にて $M<1$ であり、赤色の部位にて $M>1$ である。この結果から、CFD のほうが翼上面で $M>1$ となる部位が広く分布しており、それに起因して衝撃波線も EFD と比べてわずかに後方に位置していることがわかる。図 13 は圧力係数分布を色で表示して衝撃波線を重ねたものである。この結果から、CFD のほうが翼上面で圧力の低い部位が EFD と比べて広く分布していることがわかる。これに衝撃波線を重ねることで、EFD と CFD の差分を比較しやすくなると考えられる。

6. 差分や誤差を考慮に入れた可視化のフレームワーク

前報では EFD と CFD の差分に関する可視化結果を示したが、一般的に両者の差分の分布は一樣ではない。また、EFD による測定結果にも、CFD によるシミュレーション結果にも、一樣でない誤差が存在するが、この誤差分布も一般的には一樣ではない。このような差分や誤差が、どのように分布しているかを意識しながら可視化結果を観察することも、時としては重要である。

ここで問題を以下のように抽象化する。スカラー値（圧力や流速） s の分布を、位置の関数 $s=f(x,y,z)$ で表現できるとする。また、スカラー値の差分または誤差 d の分布も、位置の関数 $d=g(x,y,z)$ で表現できるとする。このとき s と d からその位置における色 $Color=h(s,d)$ を適切に算出する関数 h を定義できれば、差分や誤差を考慮した圧力や流速の可視化が可能になる。この考え方に基づいてごく単純な可視化を試みた。機体表面における EFD/CFD で求めた圧力値があるときに、その差分が大きな部位だけに着目した可視化がしたいとする。このとき、格子構造の各頂点における明度 *Intensity* と色相 *Hue* を以下の式

$$Intensity=ad, Hue=bs \quad (a,b \text{ は正の実数})$$

で算出し、その結果を RGB 表色系に変換して出力すればよい。ただし s は頂点における EFD と CFD の圧力値の平均、 d は頂点における EFD と CFD の圧力値の差分とする。

図 14 はこの考え方に基づいて機体表面の色を算出した結果である。差分の大きい部位にのみ明るい色が割り当てられており、両者の差分の考察に集中できる。今後は差分だけでなく誤差を考慮した可視化にも取り組みたい。

7. まとめ・今後の課題

本稿では EFD と CFD の融合可視化に関する基礎検討の第二報として、いくつかの試みを報告した。まず、EFD と CFD における渦中心や渦度を重ねて比較する手法を実装し、その結果を報告した。続いて、機体表面における衝撃波線を検出する手法を実装し、その結果を報告した。さらに、

EFD と CFD の差分や誤差を考慮に入れた可視化のフレームワークについて検討し、その初期的な試みを示した。

今後の課題として、まず差分や誤差を考慮に入れた可視化について、さらなる検討を試みたい。特に、差分と誤差の両方を考慮するにはさらなる定式化が必要である。そして、これまでに開発してきた諸処理を EFD/CFD 融合技術³⁾によりタイトに組み込むことで、さらに多くの可視化の事例をつくって検討を深めたい。

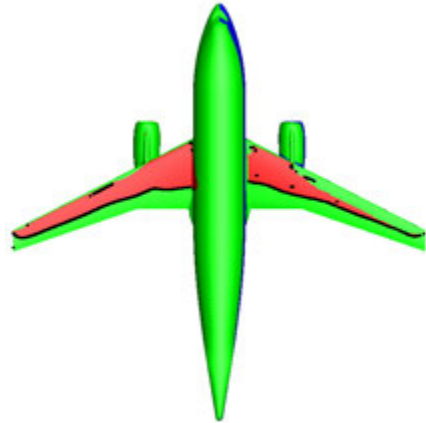


図 12 衝撃波線生成結果。左:CFD, 右:EFD。緑色は $M<1$ である領域を示し、赤色は $M>1$ である領域を示す。

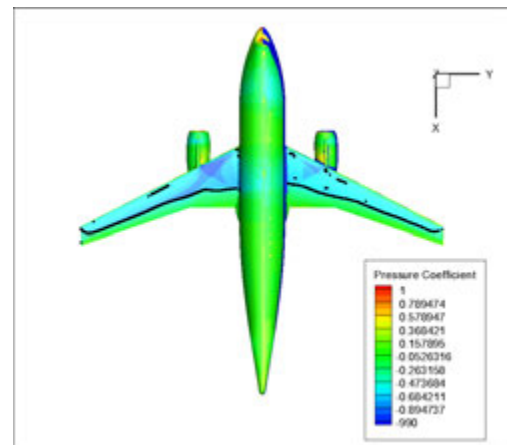


図 13 衝撃波線生成結果。左:CFD, 右:EFD。色は圧力係数。

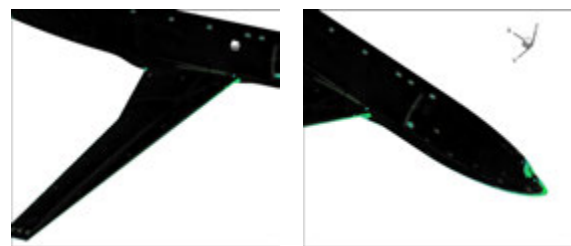


図 14 差分に着目した機体表面の圧力値の可視化

参考文献

- 伊藤, 笠松, 八反田, 渡辺, 口石, 保江, EFD/CFD 融合可視化に関する基礎検討第 43 回流体力学講演会 / 航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム, 2011.
- R. J. Schwartzs, G. A. Fleming, Virtual Diagnostics Interface: Real Time Comparison of Experimental Data and CFD Predictions for a NASA Ares I-Like Vehicle, ICIASF 2007, pp. 1-12, 2007.
- 口石, 渡辺, JAXA における EFD/CFD 融合に向けた試み, 第 41 回流体力学講演会 / 航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム, 2009.
- K. Koyamada, T. Ito, Seed Specification for Displaying a Streamline in an Irregular Volume, Engineering with Computers, pp.73-80, 1998.