

翼胴形態における航空機後流 PIV を用いた圧力推定手法

The Method of Pressure estimation with PIV in the Wake of an Airplane for wing-body configuration.

- 南波遼大, 富山大, 富山県富山市五福 3190, E-mail: m1571220@ems.u-toyama.ac.jp
- 松島紀佐, 富山大, 富山県富山市五福 3190, E-mail: kisam@eng.u-toyama.ac.jp
- 加藤裕之, JAXA, 東京都調布市深大寺東町 7-44-1, E-mail: kato.hiroyuki@jaxa.jp
- Ryodai Namba, University of Toyama, 3190, Gofuku, Toyama-city, Toyama
- Kisa Matsushima, University of Toyama, 3190, Gofuku, Toyama-city, Toyama
- Hiroyuki Kato, JAXA, 7-44-1, Shindaizi higashi Town, Chohu city, Tokyo

A numerical pressure estimation system which uses the 2.5 Dimensional model of a Poisson equation has been developed in order to let PIV measurement more advantageous in aerodynamic design. In the article, the system is examined if it can successfully handle a case where the data of flow speed measured by PIV experiments at wake of the wing-body configuration have noise error. The examination is fully performed using computer simulation. First, the noise data of flow velocity are produced to add them to the original ideal velocity data. The several different error patterns are prepared. Then, the pressure distributions are estimated by the system with the data in order to analyze how the noise errors affect the estimated results. The examination shows that boundary data imposed for the Poisson equation have great influence on the solutions all over the space. When a strategy is devised to reduce measurement errors on boundaries, fairly good pressure estimation can be done without caring the errors on inner space.

1. 緒言

近年、空力特性を知るための手法として、PIV (Particle Image Velocimetry) 計測がある。PIV 計測は、流体中に粒子を流し、シート光をあて撮影することで、粒子集団の移動距離を計測し、流速を算出する手法で、非接触計測かつ面計測ができるという点で優れた計測方法である。我々は航空機後流の PIV 計測で得られた流速データを、後流積分法に適用することで、空力特性を得ようとしている。後流積分法とは、航空機後流の流速データ及び圧力データから、抗力 (形状抵抗, 誘導抵抗, 二次形状抵抗) 及び揚力を算出する方法である [1]。しかし、PIV 計測は流速を測定する手法であるため、後流積分法に必要な圧力データが算出されない。そこで、本研究では、PIV 計測と後流積分法をつなげるために、PIV 計測によって得られる流速データから圧力を推定する手法について検証する。また、近年の主流である空間の圧力測定試験では流れ場に測定器を挿入する必要がある。圧力を速度から算出することができれば、非接触での圧力データとなるため非常に有用なデータであるといえ、本研究にはそういった面での価値もある。我々は、これまでの研究で、圧縮性及び非圧縮性の流れ場に対して、翼単体の後流及び翼胴結合体の流速データを用いた圧力推定手法について検証を重ねてきた [2-10]。その結果、ノイズのない流速データからの圧力推定は精度良い計算が可能であることがわかった。

本稿では、PIV 計測で得られる流速データには、多くの場合計測ノイズが含まれることを念頭に置いて、計測ノイズの圧力推定に及ぼす影響を考察する。対象は遷音速の流れ場の主流に垂直な翼胴結合体後流断面である。この計算の入力データとなる流速データは、FaSTAR を用いた CFD により用意する [10]。また、ノイズ誤差は乱数発生プログラムを用いて発生させ、ノイズのない流速データに誤差を付与する。その際に用いたプログラムは他の論文をもとに作成した [11, 12]。この検証により本圧力推定手法に影響を与えるノイズの特定を行う。また、ノイズの傾向を分析し、分析結果から分かった情報をもとに編み出したノイズ低減処理手法を用いて流速データを改善して圧力推定を行う事を試みる。このように、計測データに混入した誤差の低減処理の方向性も考察する。

2. 対象データ

対象データは、APC-I の解析条件に沿っており、機体形状は NASA-CRM を用いている [13, 14]。基礎方程式は Navier-Stokes 方程式で、CFD ソルバーは JAXA から提供されている圧縮性流体解析ソルバー FaSTAR を用いて計算を行なった。長さスケールは MAC 長 $C (=7.0053[m])$ で、速度は一樣流の音速で無次元化している。計算条件は、一樣流マッハ数 $M_\infty = 0.85$, 迎角 $\alpha = 4.84\text{deg}$, $Re = 2.26 \times 10^6$ であり、まず半裁モデルでの解析を行った。

半裁モデルでの計算後に、データをミラーリングして擬似的に完全モデルとしてデータを作った。これは、対称面での境界条件の設定を簡略化するためである [10]。

また、圧力推定において注目した後流面は、胴体先端から $X=9.2C$ 後方の位置である。ただし、圧力推定に用いる前後の補助データ面はそれぞれ $9.2C$ 後流面の ± 0.01 の位置の面を用いた。Fig. 1 に圧力推定面の位置を示す。

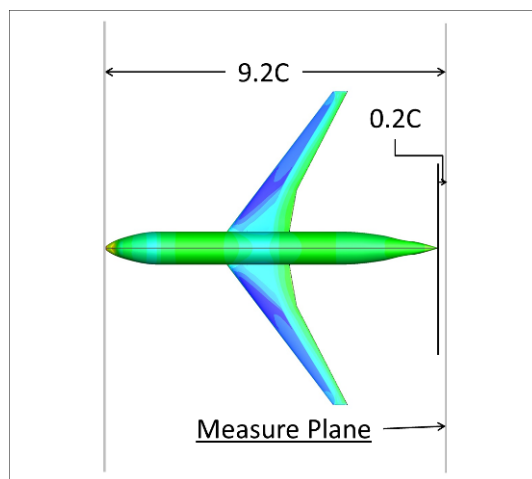


Fig. 1 圧力推定面の位置

さらに、実際の圧力測定試験で後流を計測するとき、主流方向に対して垂直な面をとる。しかし、CFD においては迎角を表現するため主流側に角度を持たせて計算しているため、 X 一定の面データを取ると実験の計測データとみている面が異なることになる。そこで用いる面データは、胴体の Z 方向中心を基準として迎角分だけ傾けている。Fig. 2 に圧力推定面の傾きを示す。

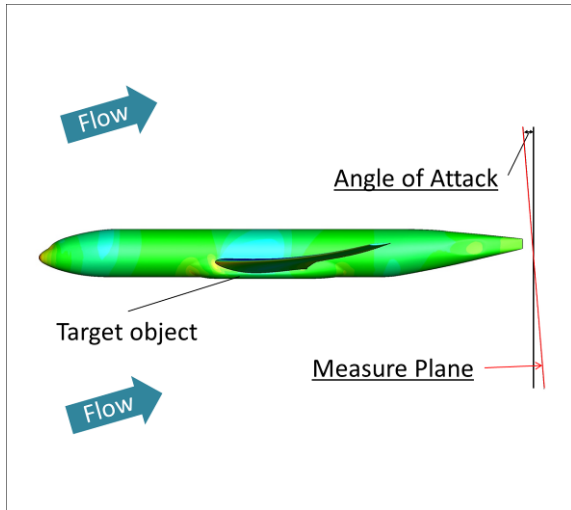


Fig. 2 圧力推定面の傾き

3. 圧力推定手法

3. 1. 圧力推定概要

完全モデルについての圧力推定手法の概要を Fig. 3 に示す。

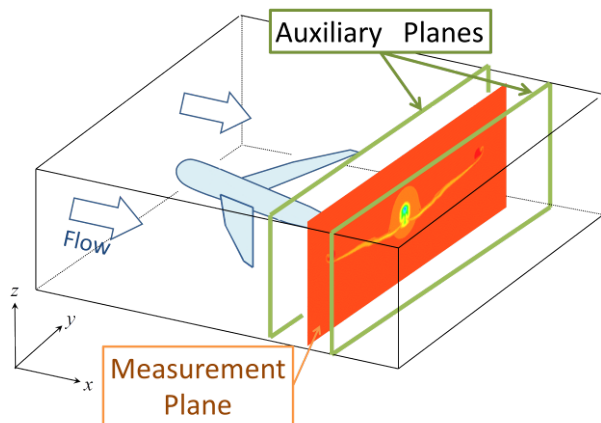


Fig. 3 圧力推定概要

胴体の先端から $9.2C$ 、胴体後端より $0.2C$ 後流の $Y-Z$ 面 ($X = 9.5C$) が、圧力推定を行う対象面である。

3. 2. 2.5 次元圧力推定モデル

3 次元非圧縮性の Navier-Stokes 方程式を変形すると 3 次元 Poisson 方程式が得られる。この 3 次元 Poisson 方程式を数値的に解くことで圧力を推定することができるが、3 次元 Poisson 方程式を解くためには、計算領域の X 方向両端境界の $Y-Z$ 面の値が境界条件として必要となり、流速データのみからではこの境界条件を精度よく定めることは極めて難しい。一方、我々の対象としてきた後流面を解析するためには、2 次元的な圧力推定では上手

くないことがわかっている。2 次元と 3 次元の中間モデルとして X 方向の速度勾配を考慮した 2.5 次元圧力推定モデルを使用する [3, 4]。2.5 次元モデル式を以下に示す。

$$\frac{\partial^2 p}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 p}{\partial z^2} = - \left[\begin{aligned} & \left(\frac{\partial v}{\partial y} \right)^2 + \left(\frac{\partial w}{\partial z} \right)^2 \\ & + \frac{\partial v}{\partial x} \frac{\partial u}{\partial y} + 2 \frac{\partial w}{\partial y} \frac{\partial v}{\partial z} + \frac{\partial u}{\partial z} \frac{\partial w}{\partial x} \\ & + u \frac{\partial D}{\partial x} + v \frac{\partial D}{\partial y} + w \frac{\partial D}{\partial z} \end{aligned} \right] + \frac{1}{\text{Re}} \left(\frac{\partial^2 D}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 D}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 D}{\partial z^2} \right)$$

$$D = \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z}$$

3. 3. 境界条件

圧力推定の際には、前述の 2.5 次元圧力推定モデル (Poisson 方程式) を解くのであるが、その際境界条件の設定は必須である。本稿で用いる境界条件は、ディリクレ条件と等エントロピー条件と呼んでいる 2 種の条件である。Fig. 4 に、圧力推定対象面の格子と、四辺の境界の位置を示す。Fig. 4 において計測面の各辺を左辺、上辺、右辺、下辺と呼ぶ。

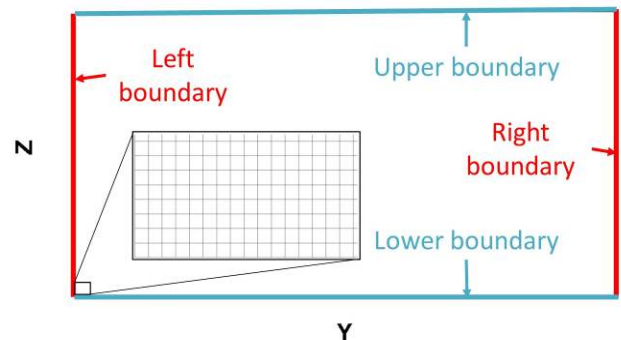


Fig. 4 境界辺説明

本稿で用いるディリクレ条件とは、正解の圧力値を境界边上に設定する。正解の値として、FaSTAR での計算結果の圧力値を用いる。境界値として与える圧力値には、誤差の考慮はしていない。

等エントロピー条件は、等エントロピー性を仮定したエネルギー関係式を用いて流速から圧力を算出し、その値を境界に与えるものである。等エントロピー条件は、速度から圧力を求められるという点において、圧力を計測する必要がないため、圧力推定において必要初期データが流速データのみで良い。以下に、境界条件として用いている等エントロピー関係式を示す。速度を用いて圧力値を算出するため、速度に乗っている誤差の影響を受ける。

$$\frac{P}{P_\infty} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_\infty^2 \left(1 - \frac{U^2}{U_\infty^2} \right) \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad \gamma : \text{比熱比}$$

本稿では、上下左右辺に適用する境界条件の組み合わせを 2 種類用いる。圧力推定では下記の 2 種類の条件を適用する。

[境界条件①]ディリクレ条件

四辺全てにディリクレ条件を適用するパターン

[境界条件②]等エントロピー条件

四辺全てに等エントロピーを適用するパターン

4. 格子変換

Fig. 2 で示したように, FaSTAR による計算結果から迎角分の角度をつけて面データを取り出している. その際に, FaSTAR 計算時の HexaGrid による格子では細かい格子と粗い格子が混在していたため, 取り出す面に合うように等間隔格子を張り直している. 格子変換前後の後流断面の格子をそれぞれ Fig. 5 と Fig. 6 に示す. なお, この変換処理を行った後に, ミラーリングを行っている.

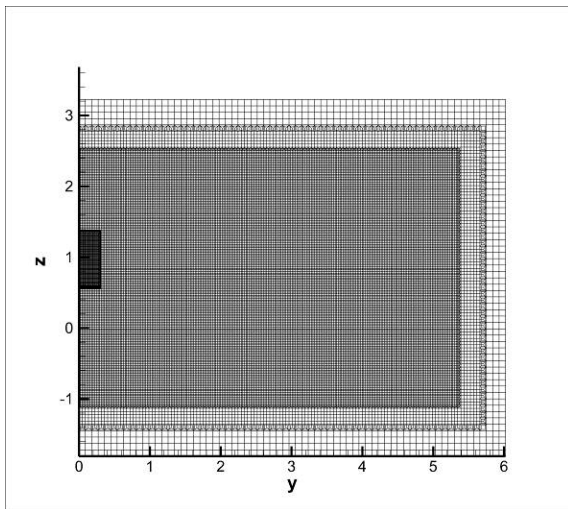


Fig. 5 変換前格子

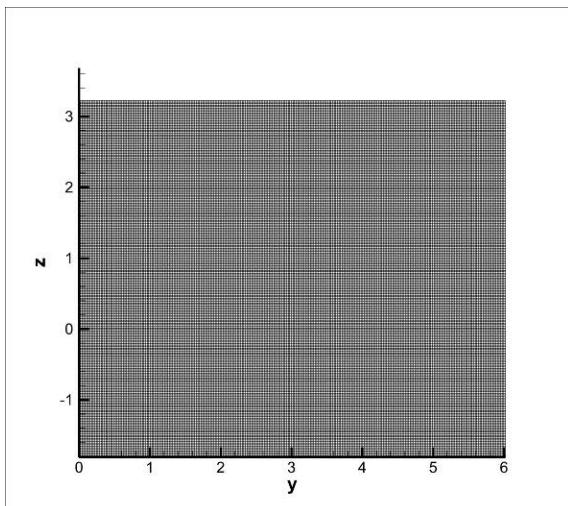


Fig. 6 変換後格子

5. 誤差生成及び付与

5. 1. 二種類の人工誤差

本研究では, 意図的に計測ノイズ(誤差)が乗った流速データを作るために, 3次元翼周りシミュレーションによって算出された流速データに人工誤差を足したものを計測ノイズ込の流速データとする. 計測誤差をシミュレーションするにあたり, 二種類の人工誤差を用いる. 計測データのばらつきを表す人工誤差を Random 誤差とし, 計測データに一樣な傾きで乗った誤差を表す人工誤差

を Tend 誤差とする. それらを足し合わせたものを RandomTend 誤差とする.

RandomTend 誤差の一例を Fig. 8 に, またその誤差を挿入した速度データを Fig. 9 に示す. また, 比較として誤差を挿入する前の速度データを Fig. 10 に示す. 誤差の大きさは, マッハ数 0.85 に対し, Random 誤差が最大約 4%, Tend 誤差が最大約 1%とし, 2種の誤差の合計の平均がマッハ数の約 5%となるよう生成した. 5%という数値は計測誤差としては過大であるが, 予備的な数値実験として影響が確実にわかる数値として採用した.

また, 今回の検証において誤差は主流方向の速度 U に対してのみ与えている.

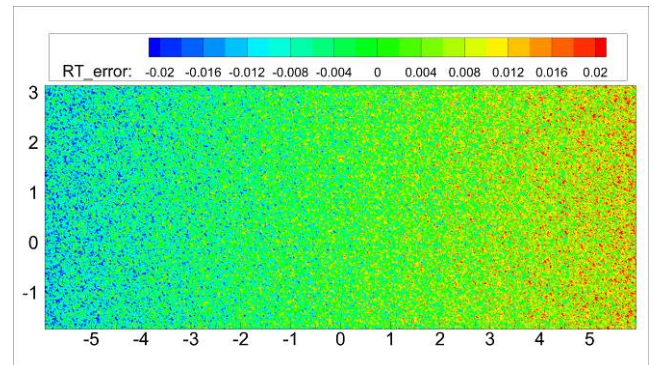


Fig. 8 誤差の一例 (RandomTend)

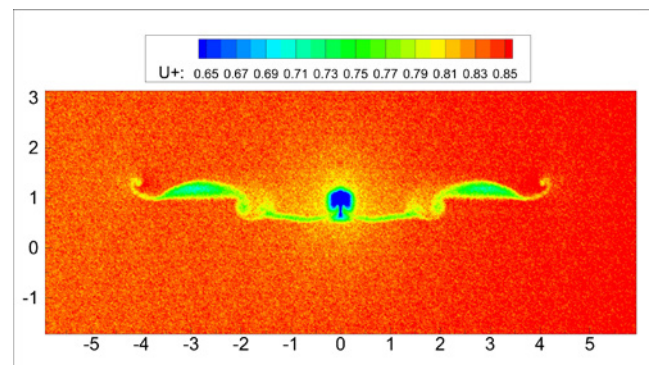


Fig. 9 誤差付与速度データ

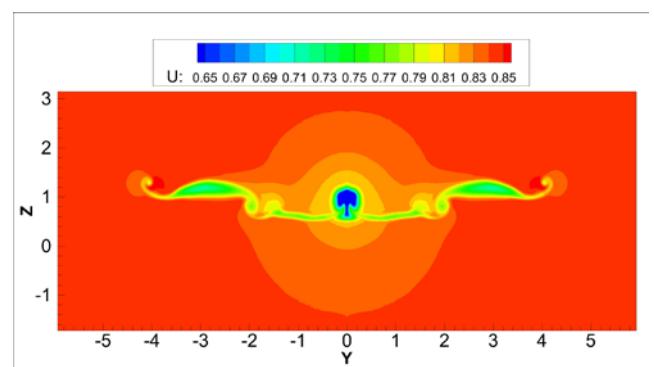


Fig. 10 誤差無し速度データ

5. 2. Random 誤差の表現

Random 誤差を表現するにあたり, 擬似乱数列を生成した. Random といってもコンピュータ上で発生できる乱数は, 必ず因果関係の定まった数列であり, 有限の周期をもっている. これを擬

似乱数という[13, 14]. しかし, その周期が十分に長く, かつ, 見かけ上の統計的性質が良好であれば乱数とみなすことができる. そのため, 本研究で扱う擬似乱数列には, 無規則性と等確率性についての検定を行い, 一定の基準を満たしている擬似乱数列のみを使用している. これにより, 流速データにばらつきを生じさせている. Random 誤差の一例を Fig. 11 に示す.

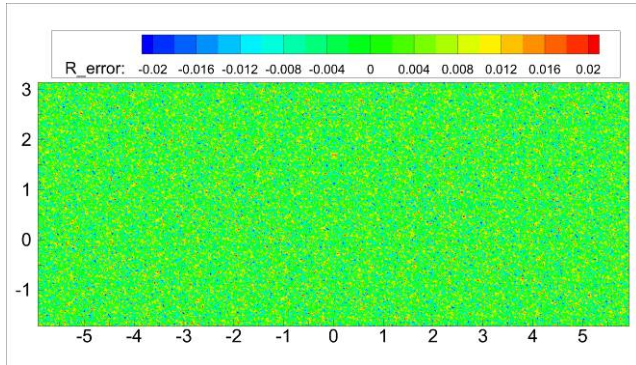


Fig. 11 誤差の一例 (Random)

5. 3. Tend 誤差の表現

Tend 誤差を表現するにあたり, 計測データの左辺から右側(遠方)境界に向けて一様の傾きを持たせた誤差を生成した. Tend 誤差の一例を Fig. 12 に示す.

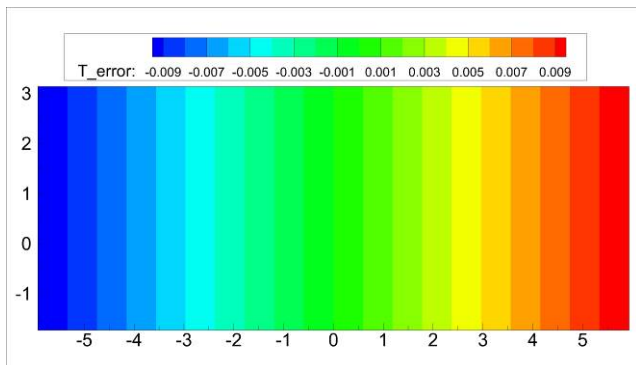


Fig. 12 誤差の一例 (Tend)

6. 誤差無し圧力推定

まず, 正解とする FaSTAR によって算出された圧力値を Fig. 13 に, 誤差の無いクリーンな流速データで境界条件②を適用して圧力推定した結果を Fig. 14 に示す.

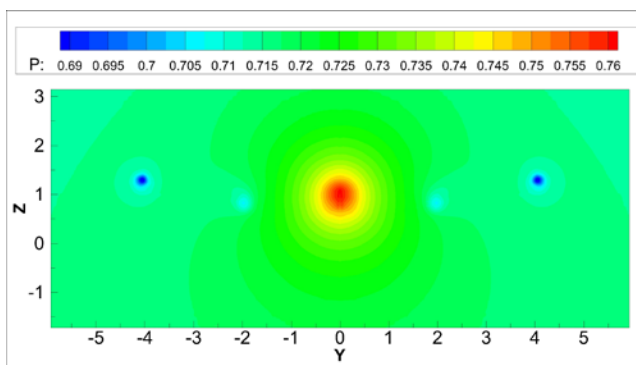


Fig. 13 正解圧力値分布

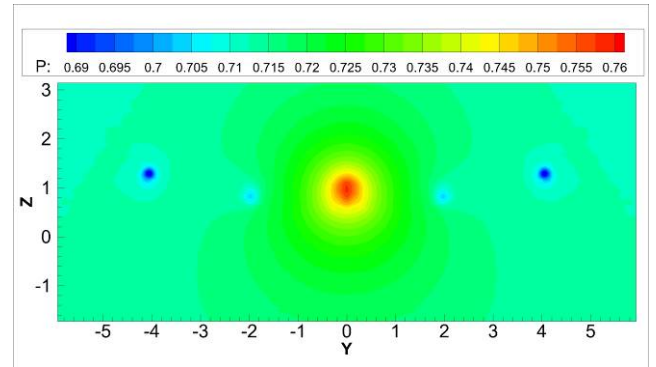


Fig. 14 圧力推定結果[境界条件②, 誤差無]

Fig. 13, Fig. 14 より, 誤差の無いデータによる境界条件②適用時の圧力推定は, 最大誤差約-0.0044, 平均誤差約-0.0126 であり, うまくできていることがわかる. しかし, 全体的に低めの圧力値が推定されており, これは, 等エントロピー条件で算出された境界の圧力値が 0.0033 (相対誤差として約 0.5%) 低いことにより, 引き続き, 0.5% の際については検討を行っている.

7. 圧力推定結果

境界条件①を適用した誤差を含んだ速度データによる圧力推定結果を Fig. 15 に, 正解値との絶対誤差を Fig. 16 にそれぞれ示す.

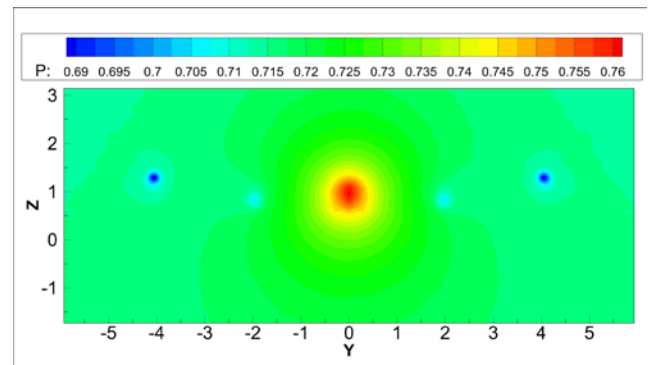


Fig. 15 圧力推定結果[境界条件①, RandomTend]

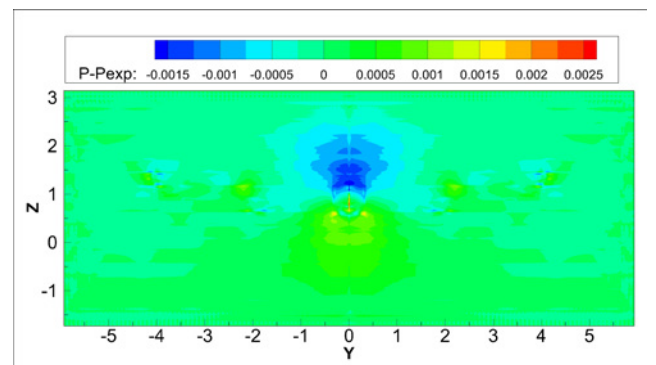


Fig. 16 絶対誤差[境界条件①, RandomTend]

Fig. 15, Fig. 16 より, 境界条件①を適用した場合には, 広範囲で高精度で圧力推定できていることがわかる. 特に胴体の後流において絶対誤差が大きいが, 誤差のない理想的なデータを用いて

圧力推定した場合にも同様の傾向が見られたため、今回付与した誤差の影響ではないと考えられる。付与誤差にのみ注目すると、全体的に大きな影響を及ぼしているとは言えない。これらのことから、境界値に正解値を与えるディリクレ条件は、計測データに混入している誤差の影響を受けづらいと考えられる。ただし、今回は境界値として CFD の値を用いており、誤差が乗っているような値を境界に直接挿入した場合には、その誤差の影響を受けてしまうと考えられる。

次に、境界条件②を適用した誤差を含んだ速度データによる圧力推定結果を Fig. 17 に、正解値との絶対誤差を Fig. 18 にそれぞれ示す。

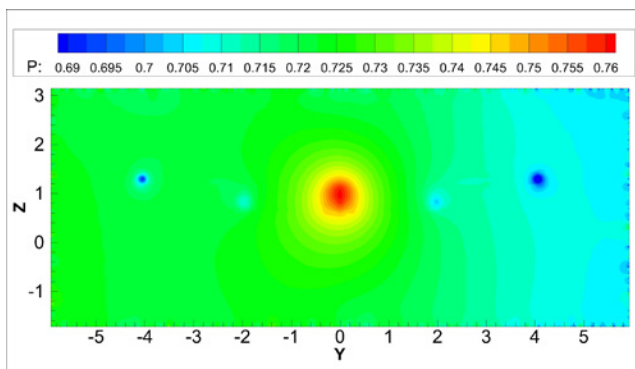


Fig. 17 圧力推定結果[境界条件②, RandomTend]

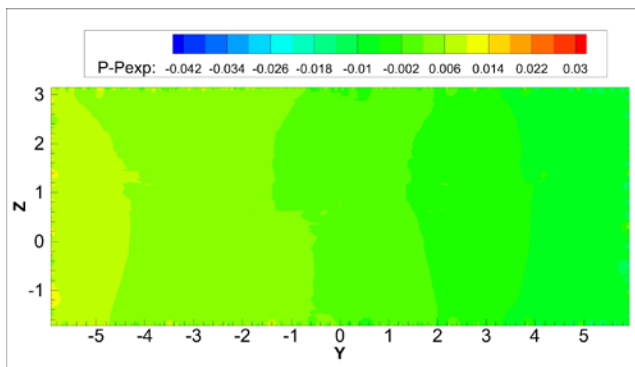


Fig. 18 絶対誤差[境界条件②, RandomTend]

Fig. 17, Fig. 18 より、境界条件②を適用した場合には、圧力推定が上手く行っていないことがわかり、ほぼ全範囲に少なくとも $-0.01 \sim 0.01$ 程度の誤差が生じていることがわかる。これは等エントロピー関係式の計算に用いられた流速値に乗っていた誤差の影響で、境界圧力値が理想的な値から外れてしまったためだと考えられる。過去の研究において、誤差のない理想的な流速データを用いた境界条件②での圧力推定においては、胴体後流や渦の影響がある部分で、正解値との誤差が大きくなったことがわかっている[10]。これらのことから、完全モデルでの圧力推定において全辺に等エントロピー条件を適用した場合、誤差の影響が現象再現の困難な部分に生じる誤差よりも大きくなる可能性があると考えられる。

Fig. 19 に辺を Fig. 18 の境界部分を拡大した誤差分布を示す。絶対値の大きい誤差は等エントロピー関係式によって計算される境界辺上に表れている。境界辺から直近の格子の値は、強い誤差の影響を少なからず受けているものの、境界から遠方の値では多くの部分で境界の誤差に比べ小さくなっている。このことから本

手法において計算格子内部の誤差は、計算過程である程度小さくなると考えられる。

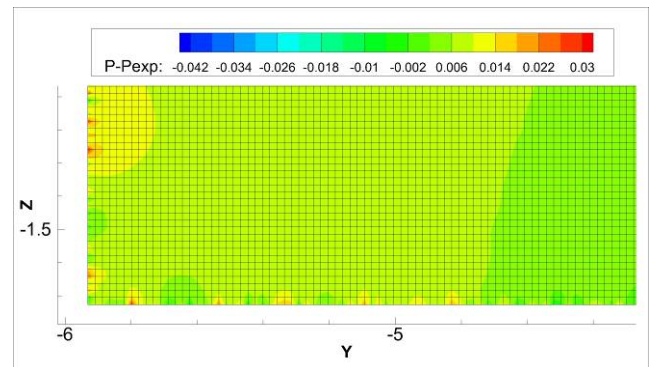


Fig. 19 境界絶対誤差[境界条件②, RandomTend]

8. 誤差処理

誤差の乗ったデータでの圧力推定を行うだけでなく、その誤差を処理して、圧力推定結果の改善を検討する。

8. 1. Random 誤差の低減

計測誤差に乗る Random 誤差を低減するために、重みを加味した移動平均による平滑化を行う。対象の格子点の値と、その上下左右の4点の値を参照し、平均をとり格子点の値とする。その際、元のデータの特徴をなくしてしまう恐れがあるため、対象格子点、上点、左点、右点、下点のそれぞれの重みを $(0.8, 0.05, 0.05, 0.05, 0.05)$ として平均をとる。ただし、境界付近は重みを $(0.6, 0.1, 0.1, 0.1, 0.1)$ を基準とし、場所により異なった点を参照している。

8. 2. Tend 誤差の低減

Tend 誤差を低減するために、本来ほとんど一様流と同等とみてよい翼遠方の値を参照し、補正する。y 方向の列ごとに、上下境界から数点を取り、それらの平均値を算出する。列ごとの一様流の平均値が出るので、それらと翼根にあたる左端の平均値との差をとると、その差が列ごとの傾きによって生じる誤差になる。その差の値を各列の値すべてから引くことで、傾きを補正する。

Fig. 20 に二種類の誤差処理を Fig. 8 の RandomTend 誤差に施したものを示す。

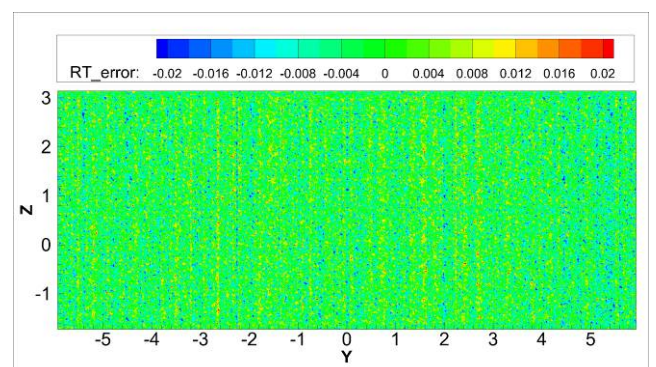


Fig. 20 誤差処理後の RandomTend 誤差

8. 3. 誤差付与圧力推定結果

次に、誤差処理を施した流速データでの圧力推定結果を示す。

境界条件②を適用した誤差処理後流速データによる圧力推定結果を Fig. 21 に、正解値との絶対誤差を Fig. 22 にそれぞれ示す。

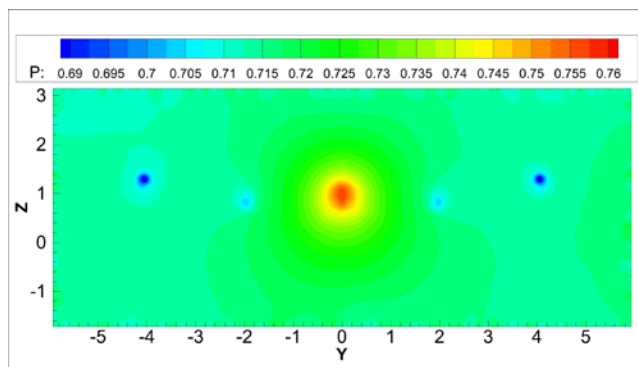


Fig. 21 圧力推定結果[境界条件②, RandomTend, 誤差処理済]

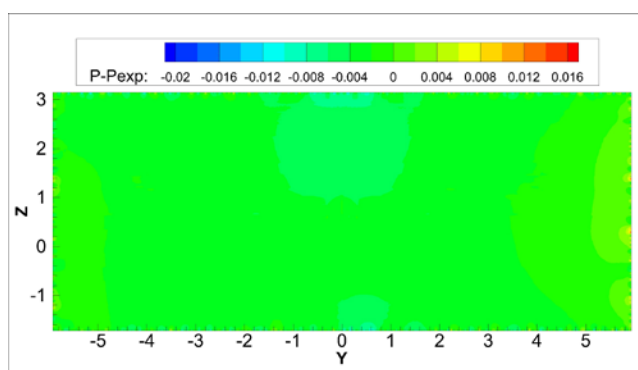


Fig. 22 絶対誤差[境界条件②, RandomTend, 誤差処理済]

Fig. 21, Fig. 22 より、誤差処理を行ったことにより正解圧力分布に近づいたことがわかる。Tend 誤差によってみられた傾きを取り除かれており、胴体を中心とした左右対称の圧力推定結果化になっている。全体的な誤差の大きさも半分程度になっており、誤差全体の緩和が成功していると考えられる。

流速データに対して、誤差処理を行っていない場合の推定圧力の絶対誤差 (Fig. 18) と、誤差処理を行った場合の推定圧力の絶対誤差 (Fig. 22) のスケールを $-0.01 \sim 0.01$ に統一した絶対誤差分布を Fig. 23 及び Fig. 24 にそれぞれ示す。

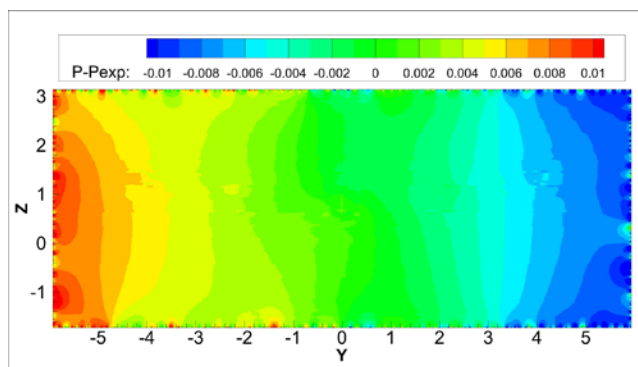


Fig. 23 絶対誤差 処理無[境界条件②, RandomTend]

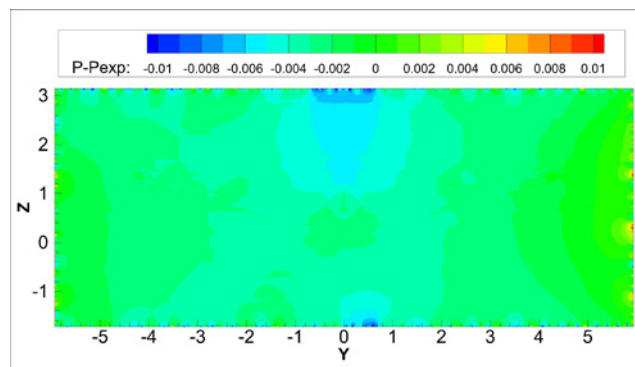


Fig. 24 絶対誤差 処理済 [境界条件②, RandomTend]

Fig. 23 より、Random 誤差よりも Tend 誤差の方が推定圧力値に大きな影響を与えていることがわかる。今回、Random 誤差の方が誤差の値としては大きく与えたが、局地的な大きい誤差よりも広範囲で小さい誤差が入る方が、圧力推定結果に与える影響が大きいと考えられる。その反面、Fig. 24 より、Tend 誤差は誤差の傾向がつかみやすく、誤差処理を非常にに行いやすいということがわかった。実用化に向けては、Tend 誤差の有無の認識は非常に大切であるが、境界値に含まれる誤差をより精度よく処理する方法を考える必要がある。

さらに、Fig. 25 に上辺の推定圧力値の比較グラフを示す。それぞれ、正解値 (橙)、誤差無しの推定圧力値 (緑)、誤差混入時の推定圧力値 (青)、誤差処理済み推定値 (黒) となっている。

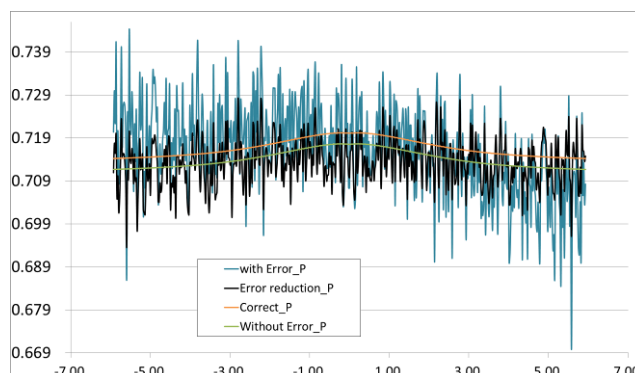


Fig. 25 上辺圧力推定値比較

Fig. 25 より、誤差処理後の推定値は誤差処理を施していない推定値よりも正解に近くなっていることが数値的に見て取れる。Tend 誤差の影響で誤差処理無し推定値が全体的に右下がりの傾向を示しているが、その傾向がみられなくなっていることから Tend 誤差成分の大部分を取り除くことができていると考えられる。

また、誤差処理後の推定値は、正解値よりも誤差の無いデータでの推定値に近いことが見て取れ、等エントロピー条件の適切な補正を考えることで、さらに正解値に近い値を推定できると考えられる。

9. 結言

PIV 圧力推定実用化へのアプローチとして、翼胴結合体を対象とした PIV 計測時に発生する計測ノイズを模擬し、全面にランダムに乗る計測ノイズと、一定の傾きをもつ計測ノイズが同時に発生している場合について予備的な検討を行った。

境界値に正解値を与える境界条件を全辺に用いた場合には、誤差に大きく左右されることなく、最大 0.0025 程度の誤差で圧力推定することができた。ただし、境界に与える圧力値を別途圧力測定で得る必要がある。

境界値に等エントロピー関係式で計算した圧力値を与える境界条件を全辺に用いた場合には、流速に混入している誤差の影響で推定圧力値に大きな影響を与えた。特に、一定の傾きを持つ誤差が最大になる左辺及び右辺で、最大 -0.042 程度の誤差となった。

誤差の処理を行った結果、等エントロピー関係式で計算した圧力値を与える境界条件を全辺に用いた場合でも、境界付近で最大 0.02 程度の誤差が生じたものの、広範囲で -0.006~0.002 付近の誤差で圧力推定することができた。

以上より、対称辺を持たない翼胴モデルに対して、流速データに乗っている誤差を適切に処理することができれば、圧力測定を必要としない境界条件を適用して良い精度で圧力推定可能であることがわかった。

今後の課題として、さらなる実現象を再現した圧力推定として Random 誤差の大きさを各格子点に対して依存性を持たせ、複雑な現象が起こっている部分で特に誤差が入るように模擬し、圧力推定に与える影響を考えると、等エントロピー条件の適切な補正を考える必要がある。

謝辞

本研究は JSPS 科研費 JP16K06884 の助成を受けたものです。

参考文献

- 1) Kusunose K.: A Wake Integration Method for Airplane Drag Prediction, ISBN4-86163-015-0 C3353. Tohoku University Press, Mar. 2005
- 2) Aso T., Matsushima K., Nakahashi K. : CFD Pressure Estimation using PIV Data, KSAS-JSSAS joint international symposium, Busan, Korea, pp.156-163, Nov. 2006
- 3) Matsushima K., Yonezawa M., Ogawa A. : Inverse Aerodynamic Analysis of Vehicle Wakes using PIV and CFD, Proc. 8th International Conference on Flow Dynamics, Sendai, Japan, OS6-4, Nov. 2011
- 4) 松島紀佐, 泉知宏, 加藤裕之 : 遷音速流における翼後流 PIV 計測による圧力推定, 航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム第 45 回流体力学講演会, July 2013
- 5) Matsushima K., Yamaguchi G., Kato H. : Assessment of 2.5 Dimensional Model to Calculate Pressure Using Stereo PIV Data in Wing Wake Flows, The 12th International Symposium on Fluid Control, Measurement and Visualization, Nov. 2013
- 6) 山口銀河, 松島紀佐, 加藤裕之 : 複数面ステレオ PIV 計測データを用いた翼後流圧力推定計算, 航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム第 46 回流体力学講演会, July 2014
- 7) 松島紀佐, 南波遼大, 山口銀河, 加藤裕之: PIV 圧力推定における速度データ計測誤差の影響解析シミュレーション, 第 33 回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム, 第 47 回流体力学講演会, July 2015
- 8) Kisa Matsushima, Hiroyuki Kato : Numerical Assessment for PIV Pressure Measurement in Airplane Wakes, 34th AIAA Applied Aerodynamics Conference, June 13-17 2016
- 9) Kisa Matsushima, Ryodai Namba, Hiroyuki Kato : Pressure Analysis Based on PIV Measurement in Airplane Wakes,

30th ICAS Sep. 28, 2016, ICAS 2016-3.8.1 Sep. 25-30, 2016

- 10) 南波遼大, 小林大志, 松島紀佐 : FaSTAR を用いた PC 並列計算航空機後流解析, 第 54 回飛行機シンポジウム, Oct. 2016
- 11) 村田 茂昭 : パーソナルコンピュータによる疑似乱数の発生とその検定, 札幌大学女子短期大学部紀要, 19 巻, Feb. 1992
- 12) 田中哲, 金川秀也 : 疑似乱数の検定法と SDE の近似解の精度について(確率数値解析に於ける諸問題, III). 数理解析研究所講義録, 1032 . pp. 21-45. 1998
- 13) 宇宙航空研究開発機構特別資料 JAXA Special Publication, First Aerodynamics Prediction Challenge (APC-I), pp.1-275, NOV. 2015
- 14) Second Aerodynamics Prediction Challenge (APC-II), <https://cfdfs.chofu.jaxa.jp/apc/>