

遷音速流における翼後流 PIV 計測による圧力推定

松島紀佐, 泉 知宏* (富山大学・工, *現在は東北大・院), 加藤裕之 (JAXA)

Pressure Estimation using PIV Measurement at Wing Wakes in Transonic Flows

by

Kisa Matsushima, Tomohiro Izumi and Hiroyuki Kato

ABSTRACT

A pressure estimation system using velocity data measured by PIV experiment has been developed and validated. The pressure estimation particularly aims to predict pressure distribution on a wake plane behind a wing. The system uses numerical computations of fluid dynamic equations called a 2.5-Dimensional model. The model has been implemented to recover three dimensional flow patterns from limited data on two-dimensional stereo-PIV measurements. For pressure estimation with the 2.5D model, three PIV measurement planes are used. In this article, the 2.5D model estimation is applied to wing wake of compressible flows. Instead of PIV experiment, three-dimensional CFD simulation is conducted about a rectangular wing. It provides velocity data on several wake planes. In addition to it, it gives pressure values which should be standard to evaluate the accuracy of pressures estimation. The free stream speed of the flow is transonic and shock waves are generated on a wing surface. The estimation results by 2.5D model has been evaluated by being compared with accurate pressure distributions as well as the estimation by a commonly used existing model. It has been found that 2.5D one works well for a plane normal to the free stream direction in wing wake flows. The accuracy of its estimation is less than 0.5%. In addition, through this research, an effective way to impose boundary conditions for pressure estimation has been found.

1. はじめに

近年、PIV (Particle Image Velocimetry) 実験手法は急速に歩を進め、非接触計測法の強みを生かして流体の詳細な速度計測法として、信頼性および汎用性を獲得しつつある。例えば、初期には高速気流に対して PIV 計測は精度良く対応出来なかったが、現在では、低速から超音速、更には極超音速流に至るまで計測出来るようになってきている。一方、PIV 計測と空気力学量を導出し設計ツールとして役立つ研究も行われている。PIV 計測された流速を用いて数値計算で圧力などの空力諸元を推定する研究であるが、30 年前に端緒につき、その後いろいろな成果が発表され、最近では圧力推定の Review Paper [1,2] も出版されている。このように、PIV 計測をベースとした圧力推定は活発に行われているが、著者らが研究対象としている主流に垂直な断面内の PIV 計測や圧力推定に関しては、著者らが知る限りまだ研究例が少ない。

これまで著者らは、翼の後流を対象に Stereo-PIV の特徴を踏まえ、非圧縮性流れ場の速度データから圧力を推定する手法に対し検討を重ねて来た [3-7]。その検討により主流に垂直な断面内の圧力推定には、速度の主流に沿った勾配 - 3 次元速度成分それぞれの面外の勾配 - が重要な役割を果たすことが分かった。この知見により、ある断面の圧力推定する場合には、圧力推定すべき断面に加えて、2 つの補助断面の Stereo-PIV 計測を行い、これらの 3 断面を用いる圧力推定式を提案した。この提案した手法を適用すると単独の断面を用いる一般的に行われている圧力推定に比べて、精度が格段に向上することを示した [6,7]。本論文では、この複数断面 Stereo-PIV 計測を用いた翼の後流断面内圧力推定手法の遷音速流 (圧縮性を待った流れ場) への適用を検討する。また、等エントロピーを仮定した圧力式の境界条件への適用や、Delft 大学の Prof. Oudheusden らが提案している圧縮性の圧力推定手法 [8,9] と著者らの提案手法との比較を行う。

2. 圧力推定の検証方法と圧縮性流体場の準備

2.1 対象としている PIV 計測

対象としている PIV 計測は、図 1 に示すように主流 (x 方向) に垂直な平面 (y-z 平面) 内の格子点に対し行われる。後流積分による空気力学量算出を意図しているからである。ちなみに、これまで論文や発表が数多くなされている一般的な PIV 計測は主流方向を含む面 (x-z 平面) に対し行われている。

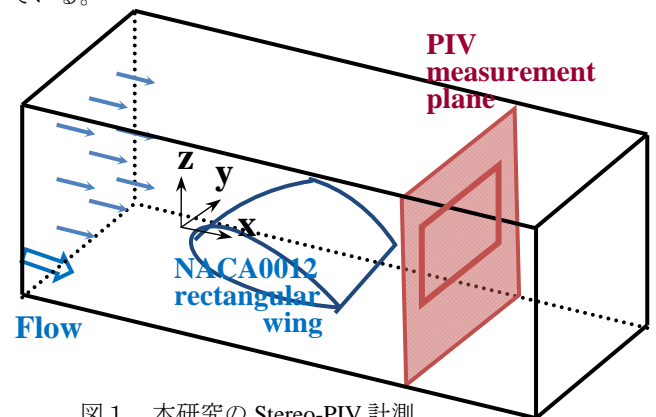


図 1 本研究の Stereo-PIV 計測

翼は NACA0012 の断面を持つ矩形翼である。矩形翼の翼端は円形状にしてある。翼 Chord 長 (C と表記する) を基準長さとして無次元化した。スパン長は 5C。JAXA で実施されている PIV 計測基礎実験と同様の仕様である。本研究における圧力推定手法では推定対象とする平面に加えてその平面近傍の 2 つの y-z 平面の速度計測も必要である。

2.2 圧力推定精度検証方法

PIV データの代替として CFD シミュレーションの結果を用いる。図 2 に示すように翼周り Navier-Stokes Simulation により代替流れ場を作成し、速度データ 3 断面分を抽出。

それらの速度データをPIV計測データとして、圧力推定計算を行う。一方、Navier-Stokes Simulationからは速度データの他に、対応する圧力値が得られる。その圧力値を正解（基準圧力）とし、提案手法で推定した圧力と比較することで、検証が行えるわけである。本研究では圧縮流での適用を考え、手始めにマッハ数0.7の翼周りの流れを扱う。

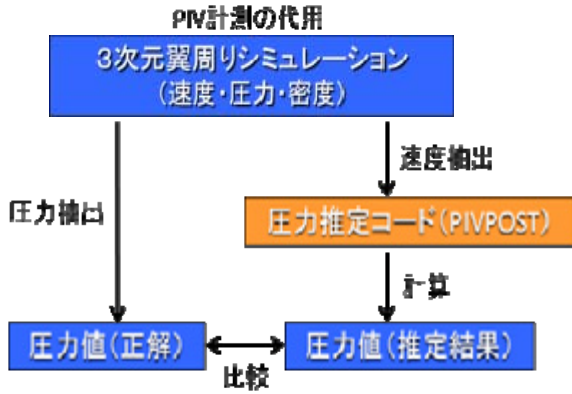


図2 検証方法

2.3 PIV実験代替翼周り流れ場シミュレーション

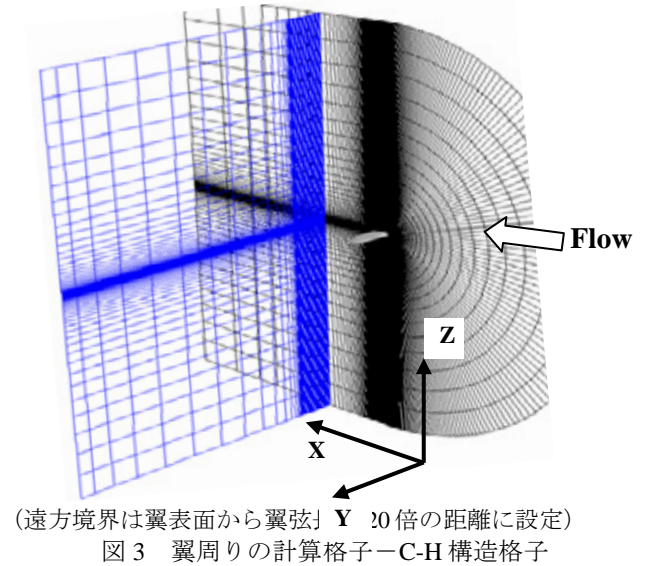
2 翼周り 3次元 Reynolds 平均 Navier-Stokes シミュレーションを行った。Mach 数 0.7、Reynolds 数 9.0 million とし、全面乱流として計算した。本稿では 4 章で迎角(α)=4.86°、5 章で 3.86° の結果を用いて議論する。図 3 が計算に用いた格子分布である。翼周りに C 型格、スパン方向が H 型格子で、翼のスパン中心断面を流れ場の対称面として、半スパン翼周りに格子を生成した。格子点数は Chord 方向 201 点 (翼面上に 121 点)、スパン方向に 58 点 (翼面上に 37 点)、翼から離れる空間方向に 49 点とした。計算手法は圧縮性 Navier-Stokes 方程式を基礎とする有限体積法(TCATコード)である[10,11]。乱流モデルは Baldwin-Lomax モデル。Mach0.7 は、遷音速としては比較的遅い流れではあるが、迎角 3.86° や 4.86° では、明確に衝撃波が認められる。大きな剥離は無く、定常状態の結果が得られた。計算結果の信頼性は、翼中央の対称面位置における表面 C_p 分布を NASA の 2 次元翼型風洞実験データと比較し確認した[12]。

図 4 に PIV 計測代替速度データを抽出する後流断面の格子点分布を示す。この平面上の格子点の圧力値を、計測された速度データを利用して推定するわけである。z=0 付近の赤の実線は半スパン翼位置と対応している。断面は、翼後縁から 0.2C 下流の位置である。抽出する断面サイズ(z 座標の最大最小、y 座標の最大)は、圧力推定における境界条件設定と関連して、推定された圧力の精度に影響するので、注意が必要である。

図 5 に対象流れ場の翼面上の衝撃波の状況(密度分布)を、図 6 に翼後縁から 0.2C 下流の位置(x=1.2C)の y-z 断面における密度分布図を示す。これらの流れ場は、Mach 0.7 迎角 4.86° Re 数 9.0 million である。一様流の密度を 1.0 と正規化している。

3. 圧力推定手法

MAC 法の定式化に倣い 3 次元非圧縮性 Navier-Stokes 方程式を変形すると 3 次元 Poisson 方程式が得られる。



(遠方境界は翼表面から翼弦 Y 20 倍の距離に設定)
図3 翼周りの計算格子-C-H 構造格子

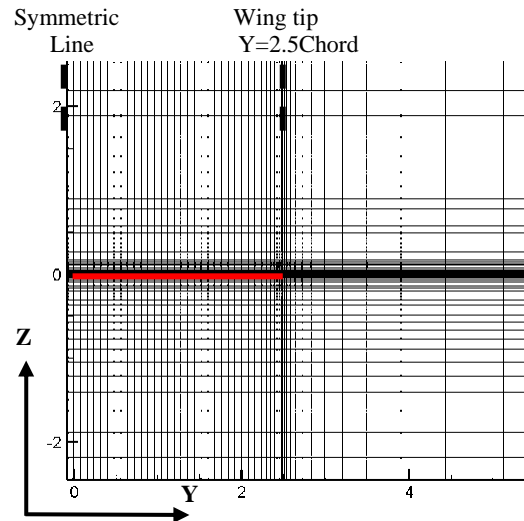


図4 計測面(PIV 代替)の格子分布
(X 軸のマイナス方向から見た Y-Z 平面)

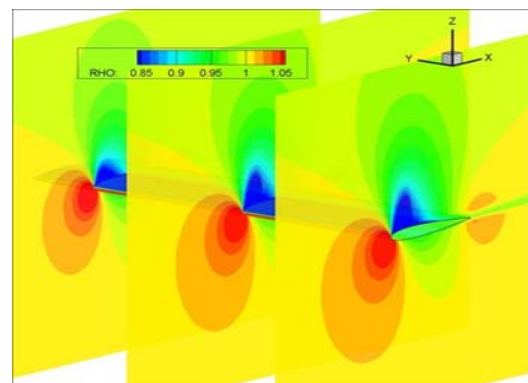


図5 圧力推定対象の圧縮性流れ場(密度分布)
(Mach 0.7, AoA=4.86°, Reynolds No.=9million)
翼とスパン断面(X-Z 平面)

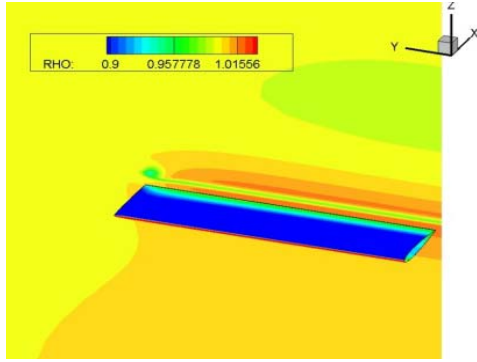


図6 圧力推定対象の圧縮性流れ場(密度分布)
(Mach 0.7, AoA=4.86°, Reynolds No.=9million)
翼表面と後流 Y-Z 平面

3次元 Poisson 方程式において、図1に示す x 軸を主流方向とし、この式の主流方向の物理量変化を 0 とすると一般的な 2次元平面内の圧力推定式となり、PIV 計測データは 1断面あれば計算できるようになる。しかし、本研究の対象である、主流に垂直な断面においては、主流方向の速度変化(3次元性)を無視すると精度の良い圧力推定が行えない事が以前の研究で分かっている[6,7]。一方で、3次元 Poisson 方程式をそのまま数値的に解くことを考えると、圧力を x,y,z の 3方向に離散化する必要があり、x 方向の両端境界 y-z 面に境界条件を設定しなければならない。この境界条件を PIV のデータから精度良く設定することは困難である。そこで、筆者らは、2次元の境界条件で 3次元性が考慮できる圧力推算 2.5D モデルを提案し、非圧縮性流体と見なせる低マッハ数の流れで、其の正当性を確認した[6,7]。以下に圧力推算 2.5D モデル方程式を示す。ここで、 p は圧力、 (u, v, w) は速度ベクトル \mathbf{U} の成分である。

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

$$\text{ただし、} E = \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} .$$

もともとこの式は非圧縮流を仮定し導き出した式であるので、圧縮性では考慮すべき項が省略されている。しかしながら、後流に限って考えると、圧縮性の影響である密度変化は小さいと考えられる事(図6参照)、また、通常は非圧縮性の条件から消去される $\text{div} \mathbf{U}$ の一部を E として敢えて Poisson 方程式に残していることから、密度の場所による変化が小さい領域での圧縮性流れの圧力推算には利用することができるのではないかと類推し検討を行う。

4. 圧力推定結果と検証

圧力推定は、図4に示した $x=1.2C$ の y-z 平面上で行う。この面を計測面と呼び、計測面をシミュレーション結果から切り出す。また同時に補助面 $x=1.1C$ と $1.3C$ の y-z 平面も切り出す。切り出す長方形は、y 方向領域として $y=0 \sim 8C$ 、z 方向の領域は $z=-1.7C \sim 1.7C$ の $8C \times 3.4C$ の領域(領域I)である。Y座標に関して、 $y=0$ がスパン中心位置であり $y=2.5$ が

翼端である。翼前縁は高さ $z=0$ に置かれている。 $x=1.1C, 1.2C, 1.3C$ の3断面のPIV代替速度データを用いた圧力推定結果と実際の3次元Navier-Stokesシミュレーション結果(正解)の基準圧力分布を比較する。流れ場は図5に示した NACA0012翼周りの Mach0.7、迎角4.86°、Re数9.0 million である。本研究の主目的は、非圧縮性に適用してきた2.5D モデル手法が圧縮性流体後流にも有効であるかを調査することであるが、等エントロピー性の考察やEq.(1)を数値計算によって解く際に必要となる境界条件についても検討する。

4.1 圧縮性流体翼後流の等エントロピー性について

速度から圧力を求めることが出来る、等エントロピー関係式を適用して、圧力推定を試みる。もちろん衝撃波や渦現象などの不可逆的な変化、粘性に支配される領域では、等エントロピー性は成り立たないのは自明であるが、翼の後流においての等エントロピー性の検証を行うため、以下にEq.(2)による圧力推定を行う。

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

ここで、 γ (比熱比) = 1.4、 ∞ の下付き文字は一樣流の値であることを示す。また、 U^2 は $u^2 + v^2 + w^2$ の意味である。Eq.(2)により求めた推定圧力は、基準圧力分布(正解圧力値)および2.5Dモデルの結果と比較する。

圧力推定対象の流れ場は、一樣流Mach数0.7、翼迎角3.86° Reynold数9.0MillionのNACA0012矩形翼周りの流れである。正解の圧力分布を図7に、Eq.(1)を用いる2.5Dモデルによる推定圧力分布を図8に、Eq.(2)を境界と全ての内点にも適用した結果を図9に示す。これらの圧力値は、一樣流の密度×一樣流音速の2乗で正規化してある。つまり、一樣流の圧力が $1/\gamma=0.714285\dots$ となる。

2.5Dモデルによる推定では、基準圧力との良い一致が見られる。一方、予測され得る結果ではあるが、等エントロピー仮定の下での推定結果は翼の境界層に対応する流域と翼端渦の領域で定性的に間違った状況になっている。本来、翼端渦の中心付近はエントロピーが増加しており、低圧であるべきであるが、図14においては、一樣流圧力よりもかなり高い圧力となっている。また、等エントロピー条件のもとでは、翼周囲の境界層に対応する領域における圧力値を非常に高く推定している。比較が分かりやすいように、図14では、圧力の最大値を0.737としているが、翼の後流に対応する領域の圧力(0.737以上は全て濃い赤色)の実際の圧力値は、非常に高い。つまり、等エントロピー式は、渦や粘性現象に対してエントロピー生成を許さないため、上手く働かない。しかし、それ以外の領域に対しては、良い精度で圧力を推定出来る。つまり、渦や粘性現象が特徴的な主流に垂直な後流断面領域全体に対しての圧力推定には適していないものの、翼から離れた流れの穏やかな流域の圧力推定には利用できる。

4.2 翼後流における2.5Dモデル圧力推定の検討

圧縮性流れ場に対する本圧力推定手法の検討を行う。対象はNACA0012翼周りのMach0.7、迎角4.86°の流れ場の後流断面である。図10に、正解となる基準圧力係数分布を示す。図の横軸と縦軸の目盛は、翼断面コード長Cで正規化された距離を示している。計測領域つまり、圧力推定対象領域は図7に示された領域より広く、横軸は8C、縦軸は3.4Cである。図7は、物理現象の変化が顕著の認められる部

分として、横軸については3.2Cまでの領域を示した。

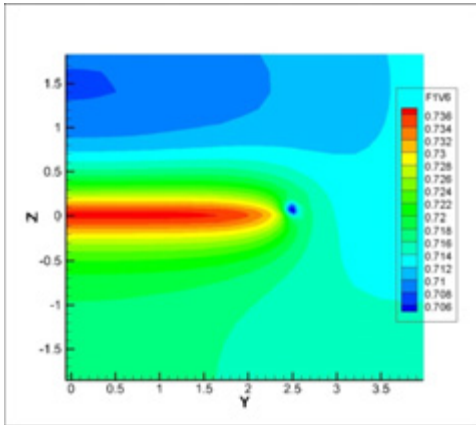


図7 基準圧力(正解)分布

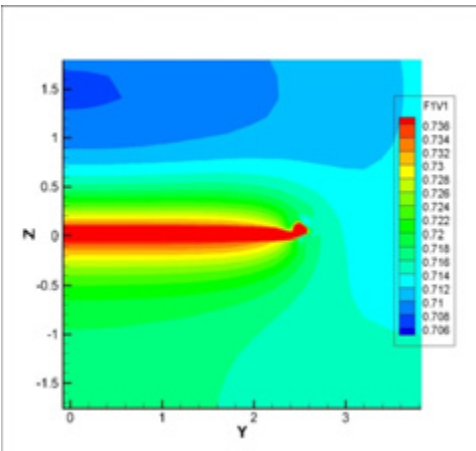


図8 等エントロピー仮定による推定圧力

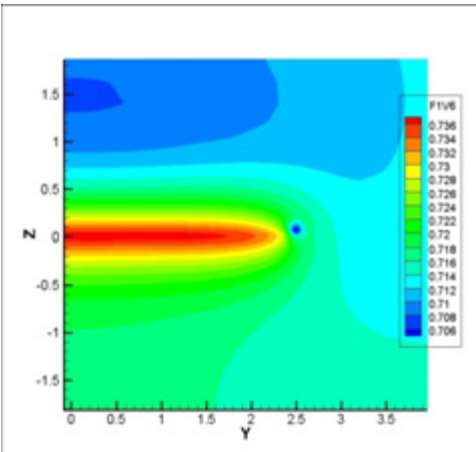


図9 2.5Dモデルによる圧力推定結果

図10において翼と翼の周囲の境界層の後流にあたる部分では C_p が高い(赤色~黄色)値を示している。翼端渦は、 C_p 値が低い青色~淡青色の円形部分として捉えられている。

4.2.1 圧力推定計算に用いる境界条件

推定対象である速度計測領域は、現状では、長方形領域である。Eq.(1)は楕円型偏微分方程式であるので、数値的に解(圧力 p の値)を求めるためには、長方形の4つの辺に境界条件を設定する必要がある。各辺をその位置で“右、

上、左、下”と呼ぶことにする。右は翼のスパン方向の左右対称の中心線である。

境界条件①では、右境界には正解の圧力値を与え、残る3つの上・左・下境界は Neumann 境界条件として、境界辺の垂直方向には圧力勾配=0 という条件を与えた。

境界条件②では、右境界に境界辺の垂直方向には圧力勾配=0 という条件を与え、残りの3つの境界には、等エントロピーを仮定して、速度成分を与えて Eq.(2)で計算される圧力値 P を設定する。本来、PIV 計測は、速度成分を計測するので、圧力値のデータを与えることはしない。しかし、圧力推定の計算のためには、境界上の少なくとも一部分での圧力を与えることが必要である。その圧力を決める方法として、物体から離れた境界では Eq.(2)が活用できるはずである。なぜなら、4.1の結果から、粘性や渦の影響の少ない場所では、流れを等エントロピーと仮定しても精度が保てることが確認されたからである。

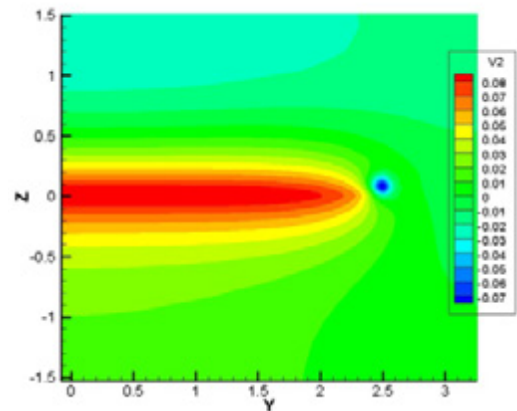


図10 基準 C_p 分布(翼後縁より0.2C下流断面)

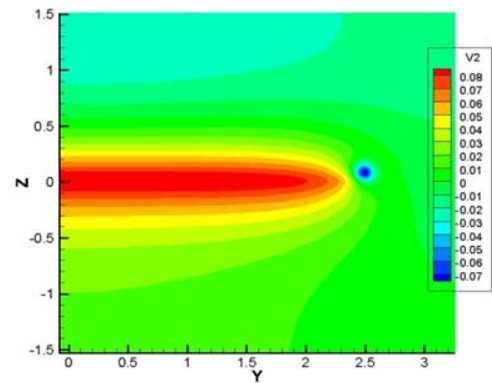


図11 境界条件①を用いた推定 C_p 分布

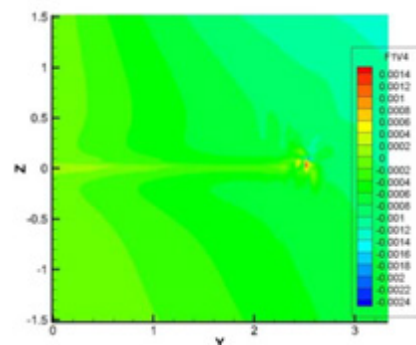


図12 境界条件①の推定結果誤差

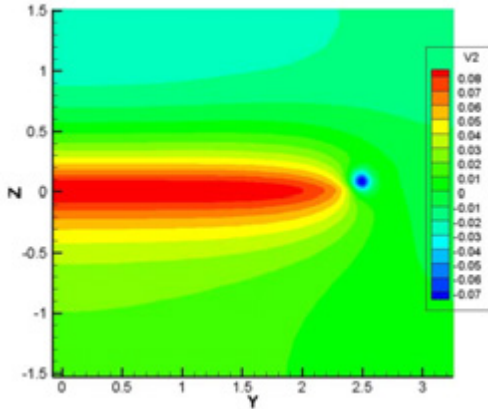


図13 境界条件②を用いた推定Cp分布

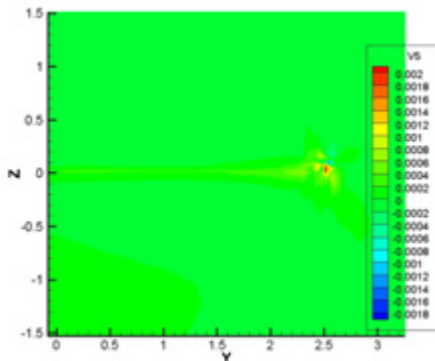


図 14 境界条件②の推定結果誤差

4.2.2 2.5D モデル圧力推定結果と検討

Eq.(1)による圧力推定を行った結果を示す。図 11 は境界条件①を用いて推定した結果の Cp 分布、図 12 は、各格子点で図 10 と図 11 の圧力値(Cp でないことに注意)の差を計算し可視化したものである。同様に図 13 は境界条件②を用いて推定した Cp 分布、図 14 は図 10 と図 13 の圧力値の差の分布図である。境界条件の設定法の違いにより、誤差の現れ方に違いはあるが、どちらの推定結果も、計測対象のほとんどの領域で有意な誤差はなく、翼端渦のあたりの誤差が最大である。一様流の正規化圧力値が 0.714 であることを考えると相対誤差は 0.3%以下となる。この結果により、流速 Mach0.7 程度の翼周遷音速流れ場の後流における圧力推定に対し本手法は有効であるという見通しが得られた。また、PIV 計測をベースにした圧力推定であるので、境界条件②のように計測された速度から境界条件とすべき圧力値が導出できることが望ましく、境界条件②が有効であることが分かったことも有意義な成果である。

今後は、より Mach 数の高い流れ場の後流への適用性や計測領域をどこまで狭く出来るかの検討を行うことが必要である。更に、PIV 代替の流れ場シミュレーション精度を上げるために Mesh 分割を細分化した計算結果を用いて、圧力推定を行う予定である。特に後流域での解像度を上げることによって実現象により近いデータとなるからである。

5. 他の手法との比較

PIV 結果からの圧力推定の基礎方程式は大きく 2 つに分けられる [2]。1 つは Poisson 方程式を解く方法 (A)、他は Navier-Stokes 方程式の各座標軸方向の運動量保存式を変形して得られる圧力の各座標軸方向の勾配を積分していく方

法 (B) である。圧縮性流体 PIV に対しては、筆者らの知る限りで、文献数はまだ多くないが全て B の方法が採用されている [2, 8, 9]。ここでは、圧縮性流れ場の後流域において、主流に垂直な断面に B の方法と 2.5D モデルを適用し、其の結果を検討する。圧力推定対象とした流れ場は、一様流 Mach 数 0.7、翼迎角 3.86° の NACA0012 翼周りの流れである

5.1 文献[8,9]の方法 -- 方法 B --

この方法は Eq.(3) または Eq.(4) の右辺に速度を代入して圧力の各座標軸方向の勾配を求め、その勾配の値を用いて、各方向に積分していくことで、実際の圧力値が算出されるというものである。

y座標軸方向 :

$$\frac{1}{p} \frac{\partial p}{\partial y} = \frac{\partial \ln(p/p_\infty)}{\partial y} = -\frac{1}{RT} \left(v \frac{\partial v}{\partial y} + w \frac{\partial v}{\partial z} \right) \quad \text{Eq.(3)}$$

z座標軸方向 :

$$\frac{1}{p} \frac{\partial p}{\partial z} = \frac{\partial \ln(p/p_\infty)}{\partial z} = -\frac{1}{RT} \left(v \frac{\partial w}{\partial y} + w \frac{\partial w}{\partial z} \right) \quad \text{Eq.(4)}$$

where

$$\frac{1}{RT} = \frac{\gamma M_\infty^2}{U_\infty^2 + (\gamma - 1) M_\infty^2 (U_\infty^2 - U^2) / 2}$$

上記の方法 B は、主流を含んだ断面つまり図 1 や図 3 の x-z 断面を対象にした PIV 計測に連携した圧力推定法であり、本稿で対象としている後流断面での圧力推定を意図して開発されているわけではなく、粘性項や面外勾配成分(3次元性)についての考慮はなされていない。

5.2 圧力推定結果の比較

方法 B と 2.5D モデルの後流断面における圧力推定精度の比較は、次のように行う。比較する物理量は圧力値ではなく圧力勾配をその場所の圧力で割ったものである。各方向への積分法によって誤差が変わってくることを考え、Eq.(3) または Eq.(4) の値を比較する事とした。方法 B については、Eq.(3) または Eq.(4) の右辺の値を求める。一方、基準圧力(正解)と 2.5D モデルは、既に得られた圧力値を用いて Eq.(3) または Eq.(4) の左辺を計算した。

図15-17にEq.(4)に相当する、z座標軸方向の勾配分布を示す。図15は基準圧力から算出し、図16は2.5Dモデルで推定した圧力から算出した。図17はBの方法に基づくものである。図15と図16は良い一致を示しているが、図17は他に比べ、翼端渦近辺および翼周辺の後流にあたるz=0の線付近の状況に明確な差異がみられる。これら差異の原因は、① 3次元性(面外の勾配成分)を考慮するかしないか、② 粘性の影響を考慮するかしないか、であると考えられる。方法Bはもともと衝撃波現象のある主流を含む面の圧力を求めるものであり、境界層の後流域や翼端渦の影響を表現するには不向きだったと言える。よって、圧力推定を行う場合、後流面であれば、本手法、主流を含む面に対しては、文献の手法といった使い分けが必要である。つまり、圧力推定流れ場の特徴によって現象をモデル化する際の主要項(対流項と粘性項の比率や面外勾配成分の寄与の大きさなど)が変わってくるので、圧力推定対象の流れ場によって手法を選択しなければならないことが分かった。

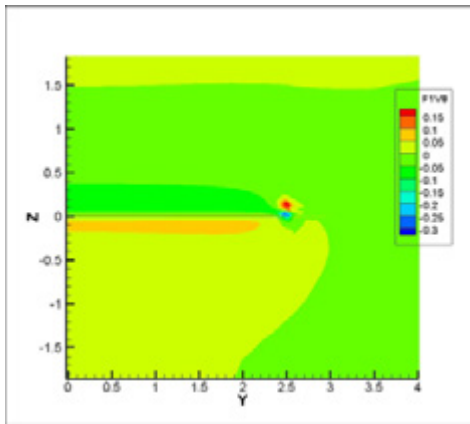


図15 基準Z方向圧力勾配

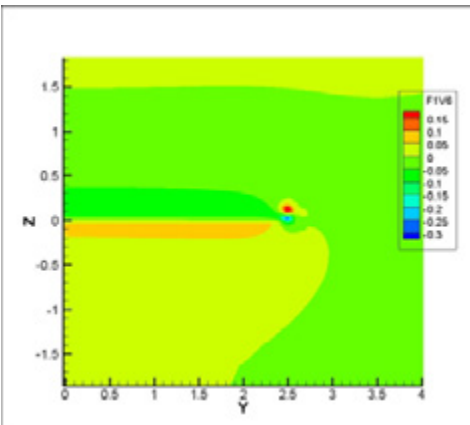


図16 2.5DモデルZ方向圧力勾配

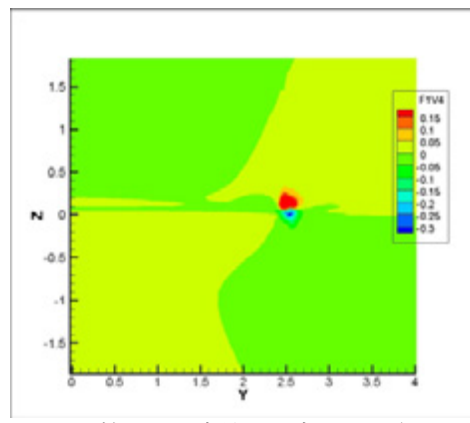


図17 文献[8,9]の方法 Z方向圧力勾配

6. 結論

圧縮性流れ場の速度データから圧力を推定する手法を提案し検討を行った。流れ場の対象は翼の後流である。検討方法は、正解が分かっている問題に対し、PIV計測速度データを抽出し、2.5Dモデルで圧力を未知数とする方程式を解き、得られた圧力と正解を比較する方法である。本稿でのPIV計測速度データは翼周りCFDシミュレーション結果で代替した。

2.5Dモデルは、翼面上には強い衝撃波がある遷音速流れの後流に対しても精度良く圧力が推定できることが分かった。同時に、Mach数0.7では、翼面上衝撃波が生じるといえども、後流断面においては空間的な密度変化は1~2%以下に抑えられることを確認した。また、推定計算を行う際に必要な境界条件について考察し、境界値として計測され

た速度成分を用いて等エントロピー条件で算出した圧力値と、勾配ゼロのNeumann条件を組み合わせることで、圧力計測を行わなくても境界条件の設定が出来ることを示した。

次に、粘性や3次元性を考慮しない別の基礎方程式に基づく圧縮性を考慮した圧力推定手法と比較し精度の検討を行った。後流においては、2.5Dモデルが非常に良い精度で圧力を推定出来ることを示した。つまり、翼の後流においては、粘性や3次元性を考慮する必要性が高いことが確認された。また、PIV計測を利用した圧力推定手法は、流れ場の違いによって手法を選択すべきである事がわかった。

参考文献

- 1) Charonko, J. J., King, C. V. et al. : Assessment of pressure field calculations from particle image velocimetry measurement: : Measurement Science and Technology, Vol. 21, 105401(15pp), 2010.
- 2) van Oudheusden, B W. : PIV-Based pressure measurement (Topical Review), Measurement Science and Technology, Vol. 24 , 032001 (32pp), 2013.
- 3) Aso, T., Matsushima, K. , Nakahashi, K : CFD Pressure Estimation using PIV Data, KSAS-JSSAS joint international symposium, Busan, Korea, pp. 156-163, Nov. 2006.
- 4) Kato, H., Matsushima, K., Ueno, M., Koike, S., Watanabe, S. : Drag and Lift Prediction Based on Wake Integration Method Using Stereo PIV, 8th International Symposium on PIV, Melbourne, Australia, PIV09-0073, , pp.1-8, Aug. 2009.
- 5) 加藤裕之,松島紀佐,上野真,小池俊輔,渡辺重哉 : 多断面ステレオPIVデータを用いた後流積分法による揚力・抗力推定, 第43回流体力学講演会/ANSS 2011講演集, 2A08, July 2011.
- 6) 松島紀佐,喜多良樹,加藤宏太,加藤裕之,小池俊輔, 渡辺重哉 : 翼後流 PIV 計測高度化のための CFD, 飛行機シンポジウム第49回講演会, 1G7, Oct. 2011.
- 7) 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.
- 8) van Oudheusden, B W. : Principles and Application of Velocimetry-based Planar Pressure Imaging in Compressible Flows with Shocks, Exp. Fluids, Vol. 45: pp. 657-674, 2008.
- 9) Ragni, D., Ashok, A., van Oudheusden B W. and Scarano, F. : Surface Pressure and Aerodynamic Loads Determination of a Transonic Airfoil Based on Particle Image Velocimetry, Measurement Science and technology. Vol. 20, 074005 (14pp), 2009.
- 10) Fujii, K. and Obayashi, S.: Navier-Stokes Simulation of Transonic Flows over a Practical Wing Configuration, AIAA Journal, Vol. 25, No.3, pp.369-370, 1987.
- 11) Obayashi, S. and Guruswamy, G. P. : Convergence Acceleration of an Aero elastic Navier-Stokes Solver, AIAA Journal, Vol.33, No.6, pp.1134-1141, 1995.
- 12) Harris, D. C.: Two-dimensional Aerodynamic Characteristics of the NACA0012 Airfoil in the Langley 8-Foot Transonic Pressure Tunnel, NASA T. M. 81976, April 1981.