

# 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

山口銀河, 松島紀佐 (富山大学), 加藤裕之 (宇宙航空研究開発機構)

## Computational Pressure Estimation using Multi-plane Stereo PIV Measurement in the Wake of a Wing

by

Ginga Yamaguchi, Kisa Matsushima (Toyama University) and Hiroyuki Kato (JAXA)

### ABSTRACT

A 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 this article, the system is examined in the view point of its ability for practical application. First, the isentropic relation of pressure and velocity is introduced as a convenient technique to impose boundary conditions for the Poisson equation. Then, the system is examined if it is available to the variety of configurations of PIV measurement regions. The results show it has good ability for the variety of the region size, shape and the number of divided sub-regions.

### 1. はじめに

近年, 発展してきている風洞試験における流体の計測手法に, PIV (Particle Image Velocimetry) 計測がある. PIV 計測は非接触計測であることから, 流れに影響を及ぼすことのない計測が可能であり, 流体の速度分布の面計測が可能で, 最近では, 低速流のみならず超音速流に至るまで高精度に測定が可能となっている.

我々は PIV 計測を翼後流に用い, 後流積分法を適用することで, 航空機設計のための有用な情報を得ようとしている. 翼にかかる空気力の構成要素を, その発生要因ごとに算出できるのが後流積分法である. 後流積分法は, 翼後流断面の流速データと圧力データをもとに, 翼にかかる抗力 (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 計測では圧力の測定は行わないため, PIV 計測のデータのみでは後流積分法を適用することができない.

そこで, 本研究では, PIV と後流積分法を結び付けるため, 本圧力推定手法により, 翼後流の速度データを用いた圧力推定を行う. これまでの筆者らの研究では, 圧縮性及び非圧縮性の流れ場に対して, 翼後流の流速データを用いた圧力推定手法について検討を重ねてきた [2-8]. 特に, 注目すべきは圧縮性流れに対しても翼後流では本推定手法が良い結果を与える事が分かってきた事であろう.

本稿では, PIV 計測への実装を目的とし, 圧縮性流れとされる速度域での翼後流圧力推定において等エントロピーを仮定した圧力式の境界条件への適用を行い, 等エントロピー条件の有意性を示す. また, 高速流の PIV 計測で得られる狭い領域の速度データ及び複数枚に分割された速度データに対しても, 等エントロピー条件を用いた本圧力推定手法が有用であることを示す.

### 2. 圧力推定の検証方法と流体場の準備

#### 2. 1. 対象としている PIV 計測面

PIV 計測面は翼後流において主流 (x 方向) に垂直な平面 (y-z 平面) である. 筆者の知る限り, これまで発表されている PIV 計測データを用いた圧力推定は主流方向を含む面 (x-z 平面) に対し行われており, 主流方向に垂直な面での圧力推定はユニークである.

翼は JAXA で実施されている PIV 計測基礎実験と同様の NACA0012 の断面を持つ矩形翼とする. 翼コード長 (C と表記する) を基準長さとして無次元化した. 図 2-1 は半スパンの翼についての PIV 計測の半載モデルである. スパン長は  $5C$  であり, 矩形翼の端を閉じさせるため翼端は半スパン長の 5% を直径とする半円形状とした. x 座標は翼前縁を 0 とした. PIV 計測面は翼後縁より  $0.2C$  後流の y-z 面 (x

=  $1.2C$ ) を対象とし, 後流面から翼に向かって左手の面を翼対称面とする. また, 図 2-1 に示すように計測面の各辺を左辺, 上辺, 右辺, 下辺と呼ぶ.

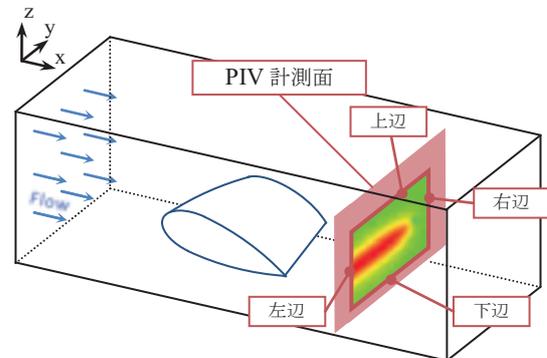


図 2-1 ステレオ PIV 半載モデル

#### 2. 2. 圧力推定精度検証方法

圧力推定を行う際, 入力データとなる翼後流の PIV 計測データが必要となり, 精度検証を行う際には正解となる圧力値が必要である. 通常の PIV 計測では流速値のみ得られ, 対応する圧力値は得られない. この理由から, 本研究では 3 次元翼周りシミュレーションを行い, PIV 計測の代用速度データの算出, 及び精度検証を行う際に必要な正解圧力値の算出を行っている.

本研究を行う際は, 3 次元翼周りシミュレーションで得た流速データを PIV 計測データの代用データとして用いて圧力推定を行い, その結果を推定値とする. 推定結果の比較及び検証は 3 次元翼周りシミュレーションによって得られた圧力を用いて行う.

#### 2. 3. PIV 計測代用 3 次元翼周りシミュレーション

本研究では, PIV 計測代用の流速データ算出, 及び検証用正解圧力値算出のため, 3 次元翼周りレイノルズ平均ナビエ・ストークス シミュレーションを行う. マッハ数 0.82, 迎え角  $1.86^\circ$ , レイノルズ数 3.0 million とし, 全面乱流として計算を行った. 図 2-2 に計算で用いた格子を示す. 翼周りに C 型格子, スパン方向に H 型格子で, 翼のスパン中心を対称面として, 半スパン翼周りに格子を生成する. 格子点数はコード方向 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. 計算手法は圧縮性ナビエ・ストークス方程式を基礎式とする有限体積法 (TCAT コード) である [9,10]. 乱流モデルは Baldwin-Lomax モデルを用いる. 計算結果の信頼性

は、翼中央の対称面位置における表面 Cp 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[11].

図 2-3 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. 断面は翼後縁から 0.2C 下流の位置である. 図 2-4 に翼対称面における密度分布を, 図 2-5 に翼後縁から 0.2C 下流の位置の y-z 断面における密度分布を示す.

圧力推定は翼後縁から 0.2C 下流の位置について行う.

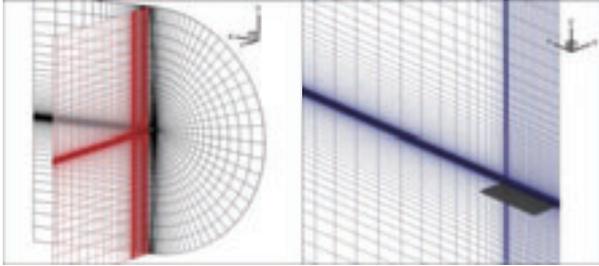


図 2-2 C-H 構造翼周り格子 図 2-3 PIV 計測面格子

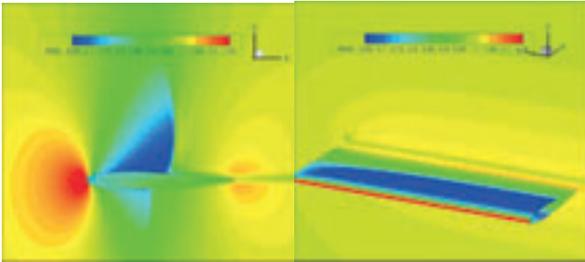


図 2-4 密度分布 (y = 0) 図 2-5 密度分布 (x = 1.2C)

### 3. 圧力推定手法

#### 3. 1. 翼後流 3 断面の速度データを用いた圧力推定

3 次元非圧縮ナビエ・ストークス方程式を変形すると, 圧力についての 3 次元ポアソン方程式が得られる. この 3 次元ポアソン方程式において, x 方向の物理量変化を 0 とすると, 2 次元平面内の圧力推定式, つまり一断面 PIV 計測データを用いた圧力推定式が得られる.

しかし, 2 次元的な圧力計算では有意な結果を得られない. そこで, 我々は近傍の 3 次元性を取り入れるため主流方向の速度勾配を考慮した以下の 2.5D モデルを提案した [5,6]. なお, 圧力推定領域は, 翼の半スパン位置を対称条件とした片側のみである.

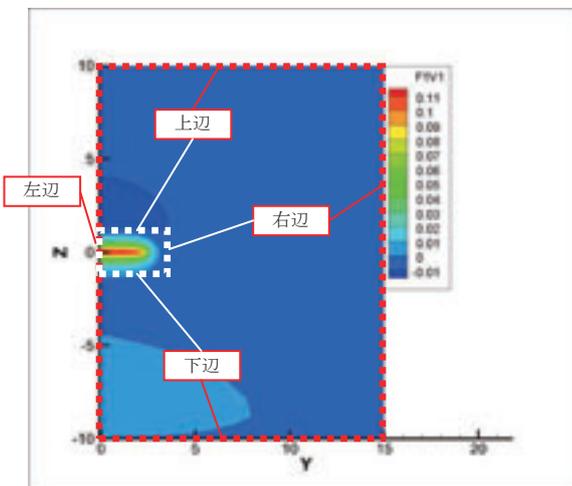


図 3-1 圧力推定領域① (赤点線), 領域② (白点線)

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

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

マッハ数 0.82 という圧縮性を考慮すべき場合においても, 非圧縮流の仮定から導かれるモデルで計算を行うのは, 図 2-5 で示すように後流においては, 圧縮性の影響(場所による密度変化)が小さいためである[7,8].

#### 3. 2. 等エントロピー条件

式(1)の圧力のポアソン方程式を用いることで, 速度から圧力を求めることができる. この圧力のポアソン方程式を解くに際して, 境界条件の設定は非常に重要な要素となる.

本稿では, 我々がこれまでに設定していた境界条件 I (後述) に加え, 等エントロピー条件を用いた圧力推定を行う. 等エントロピー条件は, 速度から圧力が導出できるため, 流速を計測する PIV 計測と相性が良い. 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ため, 左辺の境界条件には用いない. 式(2)に等エントロピー条件関係式を示す.

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

ここで,  $\gamma$  (比熱比) = 1.4,  $\infty$  の下付き文字は一様流の値である. また,  $U^2$  は  $u^2 + v^2 + w^2$  である. 圧力推定では, 対象領域の境界边上各格子点において, 式(2)の関係より求めた圧力値を等エントロピー境界条件として用いる.

#### 3. 3. PIV 計測領域に対応した圧力推定領域

圧力推定は, 図 2-3 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, この計測面において 3 次元翼周りシミュレーション結果から流速データ及び圧力データを切り出す. また, 同時に補助平面として  $x = 1.1C$  及び  $1.3C$  の y-z 平面も切り出す. 切り出す圧力推定領域のサイズとして, 2 種類の圧力推定領域①, ②を用意した.

圧力推定領域①は, y 方向領域として  $y = 0 \sim 15C$ , z 方向の領域は  $z = -10C \sim 10C$  の  $15C \times 20C$  の領域であり, 図 3-1 において赤点線で示す. 圧力推定領域②は y 方向領域として  $y = 0 \sim 3.5C$ , z 方向の領域は  $z = -1C \sim 1C$  の  $3.5C \times 2C$  の領域であり, 図 3-1 において白点線で示す. y 座標に関して,  $y = 0$  がスパン中心位置(対称面)であり,  $y = 2.5C$  が翼端である. 翼前縁は,  $x = 0$  で高さ  $z = 0$  に置かれている.

#### 3. 4. 圧力推定に用いる境界条件

圧力推定は 3 次元翼周りシミュレーションにより得た翼後流の流速データを用いる. 計算の際, 境界条件が必要となる. 用いる境界条件は, 3.2. で示した等エントロピー条件の他に, 境界辺の垂直方向に圧力勾配が 0 というノイマン条件, 正解の圧力値を与えるという 3 つの条件を用いる. なお, 境界条件は図 3-1 に示す各辺に設定する.

境界条件 I は, 左境界に正解の圧力値を与え, その他 3 辺にノイマン条件を与える条件とする.

境界条件Ⅱは、左境界にノイマン条件を与え、その他 3 辺に等エントロピー条件を与える条件とする。

#### 4. 圧力推定結果

##### (PIV 計測領域サイズと境界条件についての検討)

圧力推定は、3.3.と3.4.で述べた圧力推定領域及び境界条件について行う。図 4-1 に 3 次元翼周りシミュレーションから得た正解  $C_p$  分布を示す。境界条件Ⅰと圧力推定領域①を用いた  $C_p$  分布を図 4-2 に、境界条件Ⅰと圧力推定領域②を図 4-3 に示す。図 4-4 にスケールを変更した正解  $C_p$  分布を示し、圧力推定領域②を青点線で示す。また、境界条件Ⅱと圧力推定領域①を用いた  $C_p$  分布を図 4-5 に、境界条件Ⅱと圧力推定領域②を図 4-6 に示す。

##### [境界条件Ⅰ]

図 4-2 より、圧力推定領域①における境界条件Ⅰの計算結果は、正解  $C_p$  分布との相対誤差は最大でも 0.32% であり、定量的に評価してもこの条件は設定可能である。この条件の成立から、圧力推定領域①において 1 辺のみの圧力計測により精度の良い圧力推定が可能であることが分かる。

しかし、図 4-3 に示すように圧力推定領域②を用いた場合、誤差の大きい結果となった。これはノイマン条件の境界辺において、図 4-4 で示すように圧力推定領域②の境界位置で圧力の勾配を有するため、ノイマン条件の境界辺において圧力勾配が垂直方向に 0 でなくなり、ノイマン条件が不成立となったためであると考えられる。

##### [境界条件Ⅱ]

図 4-5 より、圧力推定領域①における境界条件Ⅱを用いた計算結果は、正解  $C_p$  分布との相対誤差は最大でも 0.28% であり、境界条件Ⅰを用いた場合と同様に、この条件においても設定可能であると言える。

図 4-6 に示す圧力推定領域②及び境界条件Ⅱを用いた計算結果は、正解  $C_p$  分布との相対誤差は最大でも 0.35% であることから、定量的に評価しても精度良く計算されており、この条件についても設定可能であると言える。

さらに、図 4-7 に圧力推定領域②における、境界条件Ⅱの境界辺上の圧力の正解値と等エントロピー条件による計算値を示す。縦軸は圧力値を示し、横軸は座標値を示しており、グラフの実線 PRE は正解圧力値、三角形プロットの P は等エントロピー条件による算出圧力値を示す。図 4-8 に図 4-7 で示す境界辺位置を示した。横軸において、境界辺の上辺及び下辺では図 4-8 における  $y$  座標値  $0C \sim 3.5C$  であり、右辺では図 4-8 における  $z$  座標値  $-1C \sim 1C$  である。

図 4-7 において、正解値と等エントロピー条件算出値を比較しても、誤差の最大値は  $6.0 \times 10^{-5}$  であることから、圧力推定領域②においても等エントロピーを設定可能である。この結果から等エントロピーを用いた場合、境界条件として圧力値を計測せず、また PIV 計測領域を狭くとした場合でも圧力推定が可能であることが分かる。

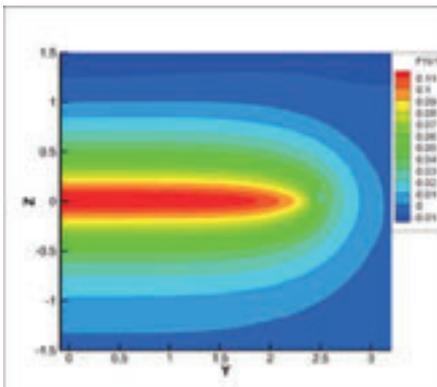


図 4-1 正解  $C_p$  分布

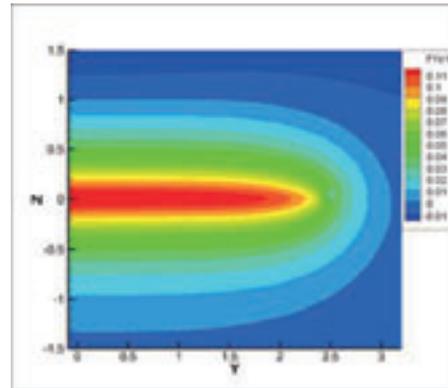


図 4-2 境界条件Ⅰ，圧力推定領域①における  $C_p$  分布

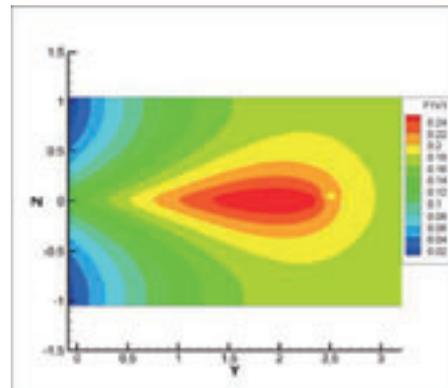


図 4-3 境界条件Ⅰ，圧力推定領域②における  $C_p$  分布

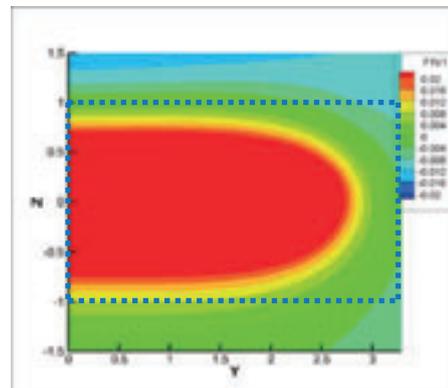


図 4-4 スケールを変更した正解  $C_p$  分布

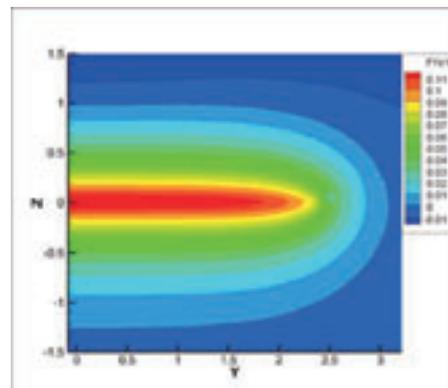


図 4-5 境界条件Ⅱ，圧力推定領域①における  $C_p$  分布

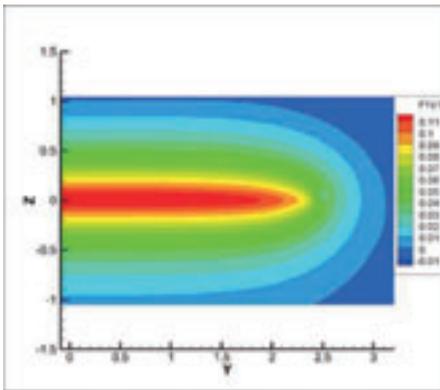


図 4-6 境界条件 II, 圧力推定領域②における Cp 分布

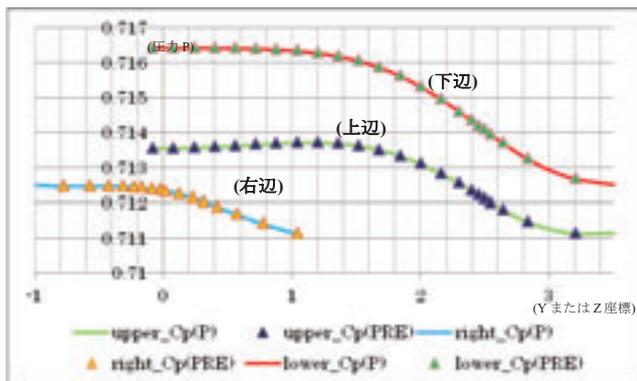


図 4-7 等エントロピー条件による境界圧力値の検討

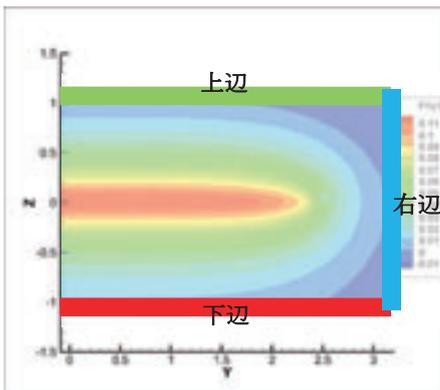


図 4-8 図 4-7 に対応する境界位置図

## 5. 領域分割された PIV 計測を意図した圧力推定

### 5. 1. PIV 計測領域と圧力推定領域

PIV 計測は対象の流速が高速の場合、一度に広い領域を精度良く計測する事が困難になり、計測対象領域を分割して複数回に分けて計測が行われる。以下に、領域が分割された PIV 予備試験での計測例を示す。

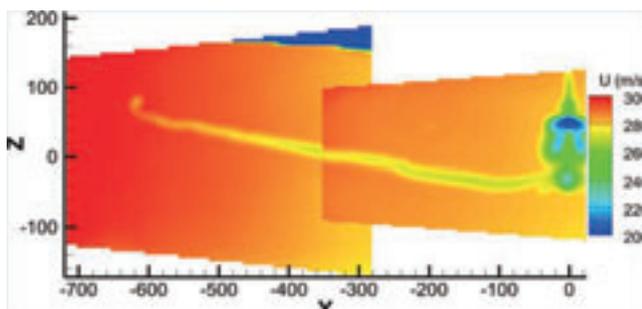


図 5-1 PIV 計測例 (主流方向速度分布)

図 5-1 は、翼の後流の一断面(y-z面)を、翼端を含む領域と翼根や機体対称面を含む領域の 2 つに分割して計測を行った結果で、PIV 計測の領域は大小 2 つの台形で示される領域になっている。この様な計測結果から圧力を推定するには、計測データと圧力推定ソルバーの修正が必要である。図 5-1 の 2 つの台形領域を変更し、図 5-2 の一点鎖線で囲まれた 2 つの矩形で示される領域を計測領域と認識することで、PIV 計測領域がこのように複数分割された場合にも、圧力推定計算ができるようにソルバーを修正した。

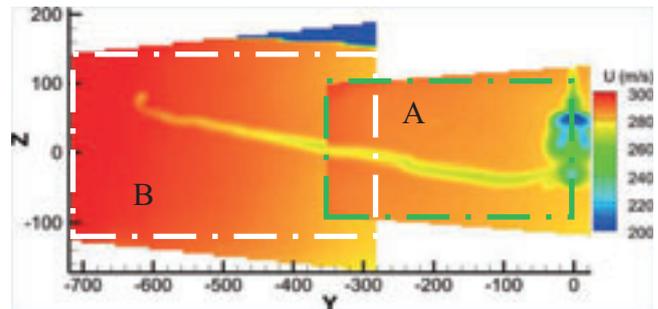


図 5-2 対応する数値計算領域

### 5. 2. 2 枚の代用 PIV 計測データの加工

2 枚の代用 PIV 計測データの準備については、2.3.で述べた 3 次元翼周りシミュレーションにより得た流速データを用いる。図 5-2 のような PIV 計測を意図するため領域 A, B の 2 つの矩形領域に分け、速度データの切り出しを行う。PIV 実験データ(図 5-1 と図 5-2)は y 軸マイナス側が表示されているが、シミュレーションや圧力推定の計算結果は y 軸プラス側が表示されているため、実験と計算では、圧力推定の対称となる領域が左右逆になっている事に御留意頂きたい。

図 5-3~5-5 に 2 つの矩形領域流速データ例として  $x=1.2$  の後流断面を示す。圧力推定は 3 断面を用いるため、 $x=1.2$  後流断面の他に  $x=1.1, 1.3$  後流断面の切り出しも行う。

矩形領域 A は  $1.8C \times 2C$  の領域とし、矩形領域 B は  $2.2C \times 3C$  の領域とした。速度データ切り出し領域は上記の様であるが、圧力推定ソルバーへの入力領域は、図 5-3~5-5 の示す様に、領域 A の速度データも領域 B の速度データも、 $4.3C \times 4.0C$  ( $y=0 \sim 4.2, z=-2.0C \sim 2.0C$ ) という(領域 A も領域 B も含んだ)広い領域の一部に有意な速度データがある入力形式にしている。速度データの得られていない矩形領域 (A,B) 以外の流速データに関しては、0 を入力している。

速度データを用いて圧力推定を行う際、2 つに分かれている PIV 計測データを結合し、一つのデータとして用いる。2 つの速度データ結合した速度データ例として、 $x=1.2$  後流断面データを図 5-6~5-8 に示す。図 5-3~5-5 と同様に、圧力推定の際は  $x=1.1, 1.3$  後流断面の流速データも用いる。

図中の点線は PIV 計測領域 A とし、2 点鎖線は PIV 計測領域 B とする。なお、本稿は 2 つの矩形領域の流速データを用いる圧力推定の最初の試みであるため、領域 A, B の速度データは、3 次元翼周りシミュレーションの格子点での速度を用いた。そのため、流速データ結合の際に、矩形領域が重なる点における格子点のずれ修正や流速値の補間を行う必要はない。本稿で確認するのは、境界が複雑に階段状になっていても圧力推定が正しく行えるかどうかである。

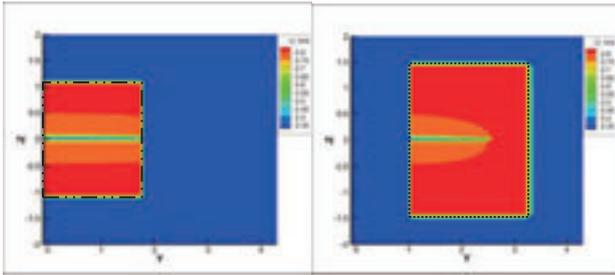


図 5-3 PIV 計測を意図した流速データ  $u(x = 1.20C)$

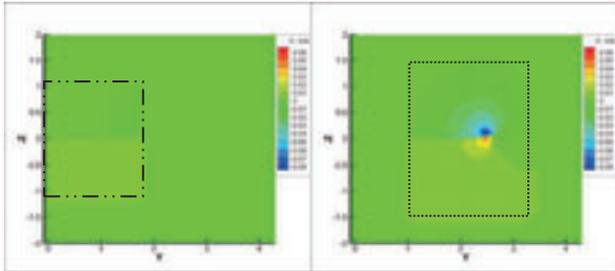


図 5-4 PIV 計測を意図した流速データ  $v(x = 1.20C)$

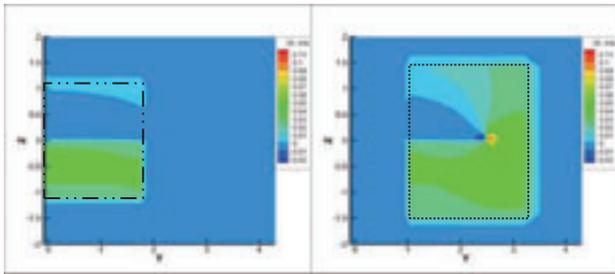


図 5-5 PIV 計測を意図した流速データ  $w(x = 1.20C)$

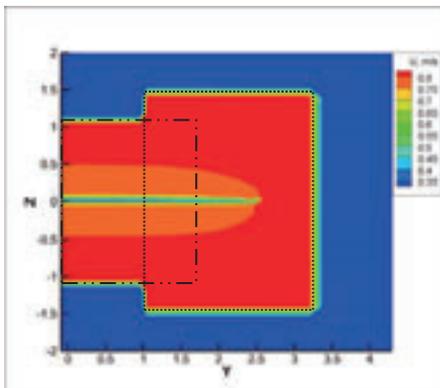


図 5-6 圧力推定用流速データ  $u(x = 1.20C)$

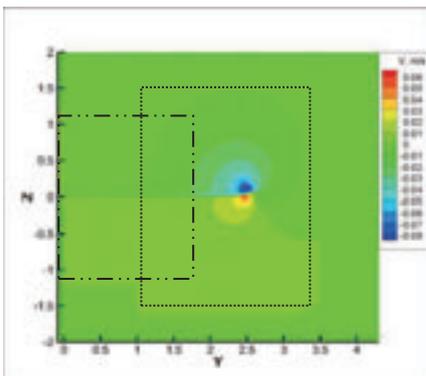


図 5-7 圧力推定用流速データ  $v(x = 1.20C)$

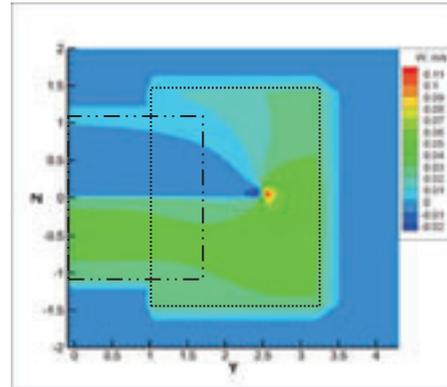


図 5-8 圧力推定用流速データ  $w(x = 1.20C)$

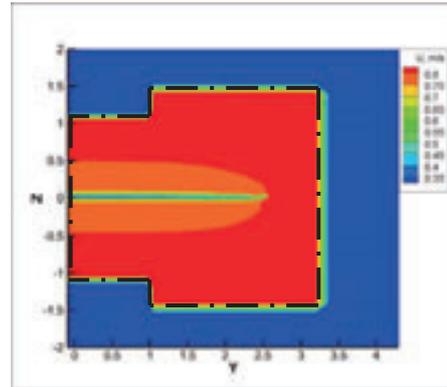


図 5-9 流速データに対する境界条件設定位置

### 5. 3. 複数分割の PIV 計測に対する圧力推定

5. 2. で示した方法で切り出し及び結合を行った翼後流の  $x=1.1C, 1.2C, 1.3C$  断面の速度データを基に、圧力推定を行う。圧力推定計算は 2.5D モデル式(1)を用いる。

境界条件は、図 5-9 の黒一点鎖線で示すように、流速データの外周に沿って設定する。圧力推定計算は全ての領域に対し行われるが、圧力推定領域の中に境界条件を設けることで、既存のソルバーを用いた複雑な圧力推定領域の計算を可能にした。

### 5. 4. 圧力推定結果

図 5-10 に分割した PIV 計測に対応する圧力推定  $C_p$  分布を示す。計算に用いた境界条件は境界条件Ⅱである。図 5-11 に 3 次元翼周りシミュレーションから得た正解  $C_p$  分布を示す。なお、図中の白色一点鎖線は図 5-10 で行われる圧力推定領域である。

図 5-10 と図 5-11 より、境界条件Ⅱにおける計算結果は、正解  $C_p$  分布との誤差は最大でも 0.35% となり、定量的に評価しても図 5-1 の PIV 計測例のような複数枚の分割計測された PIV 速度データが入力された場合も圧力推定可能であることがわかる。

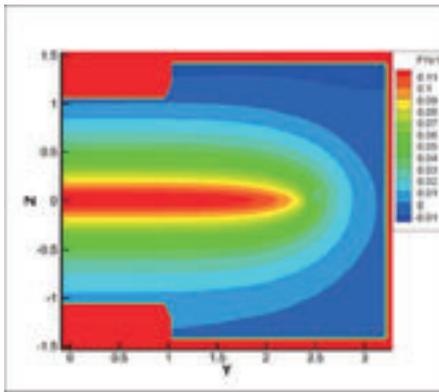


図 5-10 分割計測に対応した境界条件 II における  $C_p$  分布

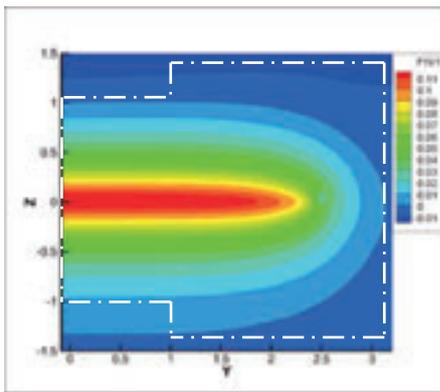


図 5-11 正解  $C_p$  分布

## 6. 結言

翼後流面上のステレオ PIV 計測結果を用いた圧力推定ソルバーに関する実際的な応用を見据えての検討を行った。PIV の代用データ及び推定結果の検証については 3 次元翼周りシミュレーションの結果を用いた。例題として、圧縮性の流れ場を取り上げ、マッハ数 0.82、レイノルズ数 3.0 million、迎え角  $1.86^\circ$  の翼周り流れシミュレーションを行い、翼後縁から  $0.2C$  の位置の後流面における圧力推定を行った。検討項目は、圧力推定に際しての境界条件の設定法、境界位置、圧力推定領域である。

境界条件に等エントロピー条件を用いた圧力推定結果について、圧力推定領域を狭めた場合においても、設定可能であることが分かった。このことから、等エントロピー条件を用いることで、PIV 計測領域を翼面から  $1C$  程度離れた位置までの計測により、境界条件として圧力計測をしない場合においても圧力推定が可能であることが分かった。また、分割された速度データに対する圧力推定計算についても検証を行い、2 つに分割された矩形領域の流速データの入力に対しても精度良い圧力推定が可能であることを確認した。

これらの結果から、本圧力推定手法は高速流の PIV 計測で得られる狭い領域の速度データ及び複数枚に分割された速度データに対しても計算可能であると言える。

なお、本稿では 2 つの矩形領域の流速データは 3 次元翼周りシミュレーションにより得ている。そのため、矩形領域が重なる点での格子点及び流速値は同一であるので、補間等は行っていない。しかし、実際の PIV 計測においては、2 つの矩形流速データの重なる領域において格子点のずれや流速値の誤差が発生すると考えられる。今後は実際の PIV 計測の流速データを用いた圧力推定を行い、発生する問題について取り組んでいく。

## 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) Kato H., Matsushima K., Ueno M., Koike S., Watanabe S. : Drag and Lift Prediction Based on Wake Integration Method Using Stereo PIV, 8<sup>th</sup> International Symposium on PIV, Melbourne, Australia, PIV09-0073, pp.1-8, Aug.2009
- 4) 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 回流体講演会/ANSS 2011 講演集, 2A08, July. 2011.
- 5) 松島紀佐, 喜多良樹, 加藤裕太, 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
- 6) Matsushima K., Yonezawa M., Ogawa A. : Inverse Aerodynamic Analysis of Vehicle Wakes using PIV and CFD, Proc. 8<sup>th</sup> International Conference on Flow Dynamics, Sendai, Japan, OS6-4, Nov. 2011
- 7) 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
- 8) Matsushima K., Yamaguchi G., Kato H. : Assessment of 2.5 Dimensional Model to Calculate Pressure Using Stereo PIV Data in Wing Wake Flows, The 12<sup>th</sup> International Symposium on Fluid Control, Measurement and Visualization, Nov.2013
- 9) 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
- 10) Obayashi S. and Guruswamy G.P. : Convergence Acceleration of an Aeroelastic Navier-Stokes Solver, AIAA Journal, Vol.33, No.6, pp.1134- 1141, 1995
- 11) 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