

科学研究費助成事業 研究成果報告書

平成 28 年 6 月 9 日現在

機関番号：13201

研究種目：基盤研究(C) (一般)

研究期間：2012～2015

課題番号：24560188

研究課題名(和文) 数値流体力学とPIV実験の融合による移動物体後流現象解析と空力性能推算

研究課題名(英文) Wake flow analysis and the estimation of aerodynamic performance for moving objects by collaboration of computational fluid dynamics and PIV experiments

研究代表者

松島 紀佐 (Matsushima, Kisa)

富山大学・大学院理工学研究部(工学)・教授

研究者番号：40332514

交付決定額(研究期間全体)：(直接経費) 4,200,000円

研究成果の概要(和文)：輸送機器の空力性能改善のために有用な後流計測の実用的手法を提案した。その手法とは、ステレオPIV計測と計算機利用の数理手法を組合せたものである。通常の実験では、計測機器との干渉により本来の物理現象の計測値が得られない場合があるが、提案手法は非接触であり且つ平面計測といった利点を持つ。この手法の核は、ステレオPIVによる複数面(3面)の広範囲計測と、PIV結果の速度成分から圧力算出を行うための基礎方程式(2.5次元モデル)である。等エントロピー性が成立すべき適切な場所に境界を設定し、必要に応じてノイマン境界条件を併用することで、精度良く圧力が求まり、後流計測法として有効であることを示した。

研究成果の概要(英文)：The research proposed a practical and accurate method for wake flow measurement which was important to improve the aerodynamic performance of transport planes and vehicles. The method is the combination of stereo-PIV measurement and mathematical equations to be solved using a computer. In general, some instruments are needed to measure flow-field quantities, while the instruments could violate the flow-field, then accuracy could not be guaranteed. The proposed method is nonintrusive and productive, that is an advantage for measurement. Its originality lies in a basic equation called the 2.5-dimensional model to compute pressure quantities as well as large scaled stereo-PIV experiment to obtain velocity vector components. It was shown the proposed method had good ability of providing accurate physical properties such as velocity vectors and pressure when several boundaries were located on the isentropic flow region and the Neumann boundary conditions held for other boundaries.

研究分野：数値流体力学

キーワード：後流 空力性能解析 PIV計測 圧力推定計算 翼 自動車

1. 研究開始当初の背景

(1) PIV 計測実験 PIV は瞬時に流体速度分布を計測する方法である。初期には 2 次元平面内の 2 次元流速データの計測であったが、その後 2 台のカメラを使用したステレオ PIV により 3 次元の流速成分データ分布が 2 次元平面内で測れるようになった(図 1)。さらに現在では、レーザーシートを移動させ、複数枚ステレオ PIV を計測することで流速 3 成分の 3 次元分布が得られるようになっている。PIV は時間遅れなく広い範囲の流速を得られることや非接触計測という実験機器によって計測すべき流体の状態が乱されないといった長所を持っているため、信頼度の高い流速データを与える。それ故、乱流などの基礎的な流体現象研究においては重要な役割を果たしている。PIV 計測技術は発展を遂げ、高速流にも対応できるようになり非常に高価ではあるが体積空間内の計測も可能になりつつある。しかし、大きく発展した PIV 計測データを活用し科学や技術に生かす応用面は進歩が見られない。特に、空力設計に有用な移動物体の後流(主流に垂直な面、図 1 参照)についての PIV 計測や計測データ応用手法の学術研究は、申請者が知る限り国内では本研究以外ほとんどなく、世界的には、ドイツや英国で大学と自動車メーカーの新技术開発の共同研究が行われ始めている。

(2) PIV 計測と数値計算技術の融合 自動車や航空機などの機体開発においては、その流体力学的(空気力学的)性能を評価するためには圧力値が必要とする。しかし、PIV 実験は圧力値を計測しない。そこで PIV 実験結果から数値計算で圧力などの流れの物理量を求める研究が、実験と計算の利点を組み合わせるより高度な計測技術を構築する融合技術研究の一つとして行われている。

申請者はこの数年間、この研究を続けてはいたが、一般的に広く知られている圧力推定計算法では精度が不足していることを実感していた。その解決法を模索した結果、最近推定精度向上につながる独自の基礎式を導出し簡単な例題に適用したところ良好な結果を得た。

(3) 後流の物理現象の有用性 近年、航空機や自動車などの輸送機器の CO2 排出や燃費の規制が一段と厳しくなっており様々な抵抗の小さい車体や機体形状が求められている。現在、風洞や CFD(数値流体力学)を用いて低抵抗な形状の設計が行われているが、今後更なる空気抵抗低減のためには抵抗分解といった抵抗を物理的要因別に分離して詳細な解析を行うことが必要と考えられる。抵抗分解を可能にする後流現象解析に PIV 計測と数値計算を融合させた圧力推定技術が不可欠である。圧力推定技術の確立を目指す。もちろんその先には、計測速度と推定圧力を活用して、移動物体の空力性能を精度よく解析する念頭に置いている。

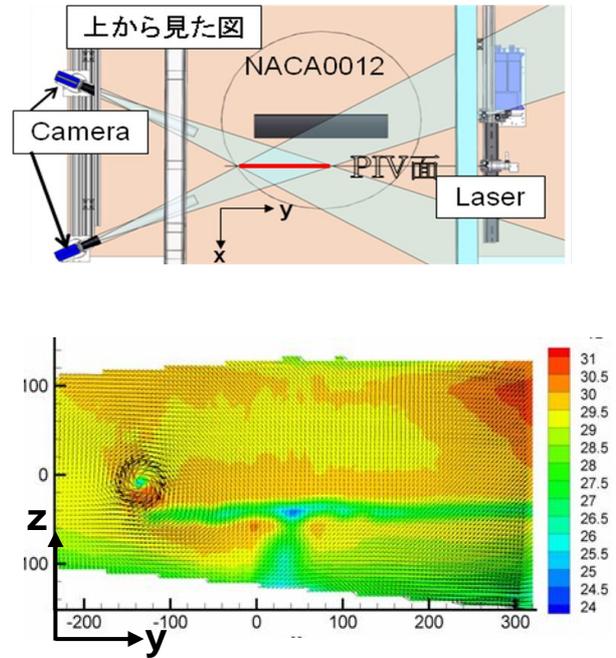


図 1 ステレオ PIV 装置と後流計測面(上の図)および計測結果の速度ベクトル(翼の後流)

2. 研究の目的

端的に言うと、自動車や航空機の後流に着目し、抵抗分解を可能にする後流現象解析に PIV 計測と数値計算を融合させた圧力推定技術が不可欠である、圧力推定技術の確立を目指す。図 2 に示すように、もちろんその先には、計測速度と推定圧力を活用して、移動物体の空力性能を精度良く解析する PIV ベース CFD 空力解析システムの構築を念頭に置いている。

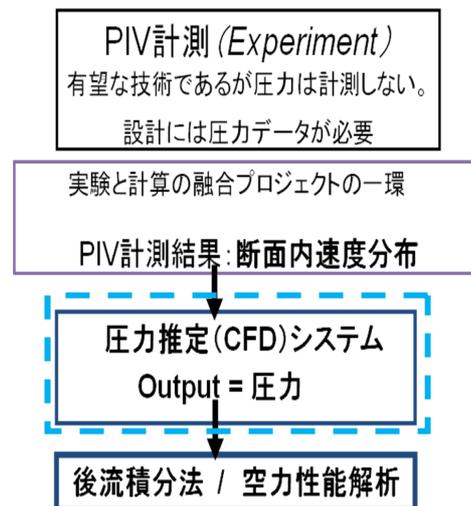


図 2 PIV ベース CFD 空力解析

(1) 圧力推定手法の提案と精度検証 申請者らが提案している圧力推定新手法の本格的な検証を行い、実際の設計や解析に活用できるように、推定精度に関するデータを揃える。例えば、計測の格子点分布や圧力推定に不可

欠な境界の位置や境界条件の設定法などが推定精度に与える影響を精査しデータベースを作成する。代表的な輸送機器である、航空機(この研究課題においては翼単体)と自動車の後流に対して、条件をいろいろに変化させて提案手法の有効性を調査する。

(2)圧縮性流れ場における後流への適用検討 マッハ 0.3 を超えると流体は圧縮性を持ち、翼面上には衝撃波が生成される。そのような流れ場の後流に対し、提案モデルが適用できるかの検討を行う。実際、提案モデルの圧力のポアソン方程式は遅い流れ(非圧縮流れ)の仮定を適用した Navier-Stokes 流体方程式から出発している。後流においては、圧縮性の効果が顕著となる現象はほとんど起こっていないと思えるが、十分な数値実験による検証が必要である。

(3)圧力推定数値計算に必要な境界条件の与え方や境界位置の考察 PIV 計測と本推定手法の融合を考えると、数値計算上必ず必要な境界条件の与え方を議論しなくてはならない。数値計算正確に収束させるためには、少なくとも境界上のある一点に置いて、正確な圧力値を指定する必要がある。その圧力値をどう決めるかが、圧力計測をしない場合は大きな問題となる。その解決策として、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があるかどうか判断する。また、境界上で境界線に垂直な方向の圧力勾配を与える。ノイマン条件についてもその有用性を考察する。また、PIV 圧力推定を精度よく行うための計測領域のサイズについても物体のスケールに対しての何倍程度必要かの指針を探る。目的の項目(1)(2)(3)に対しては、理想的な入力(誤差に無い)速度データを準備し、純粋に手法や境界条件の効果が抜き出せるように工夫した。

(4)計測誤差が推定圧力精度に与える影響についての考察 PIV 計測で得られた流速データには、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。

3. 研究の方法

(1) 圧力計算のための 2D モデルと 2.5D モデル 本課題研究では図 3 や図 4 に示すような翼や自動車の後流において、複数面でのステレオ PIV 計測を行って得た速度成分からその面内圧力分布を求めることを考える。従来の PIV 後処理では 2 次元圧力ポアソン式 (Eq.1) が用いられていた。しかし、後流面の様な主流に垂直な面での PIV 計測の場合は圧力方程式として、Eq.2 を用いないと精度良い推定が出来ないことが申請者の研究で明らかになった(参考文献 1.)。それぞれの式は、以下の通りである。2 つのポアソン方程式の違いは、面外(x)方向の各速度成分の微分値項である。これらの項が付け加わることで、推定精度が劇的に向上する。つまり、物体後流

では、3 次元的变化をとらえることが、その後流面の圧力を精度良く推定する鍵となるのではないかと推論された。3 次元的效果といっても対象となる面とその近傍の 2 つの面を用いての各速度成分の微分情報 (Eq.2) でも十分である。1 面のみでなく多少手間がかかるが、3 面計測することで、格段に小さな誤差で圧力推定可能ではないかと予想でき、そのことを確認するためにいろいろな例題を用いて圧力推定を行うこととした。Eq.1 を 2D モデルと、また Eq.2 を 2.5D モデルと呼ぶ。これらの偏微分方程式は図 5 に示す様な格子点上に離散化された物理量の関係式に差分近似され、圧力の収束解が得られるまで反復計算を行う。

$$\frac{\partial^2 p}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 p}{\partial z^2} = - \left\{ \left(\frac{\partial v}{\partial y} \right)^2 + \left(\frac{\partial w}{\partial z} \right)^2 + 2 \frac{\partial w}{\partial y} \frac{\partial v}{\partial z} + v \frac{\partial D}{\partial y} + w \frac{\partial D}{\partial z} \right\} + \frac{1}{\text{Re}} \left(\frac{\partial^2 D}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 D}{\partial z^2} \right),$$

$$(D = \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z}) \quad \text{Eq. 1}$$

$$\frac{\partial^2 p}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 p}{\partial z^2} = - \left\{ \left(\frac{\partial v}{\partial y} \right)^2 + \left(\frac{\partial w}{\partial z} \right)^2 + \frac{\partial v}{\partial x} \frac{\partial u}{\partial y} + 2 \frac{\partial w}{\partial y} \frac{\partial v}{\partial z} + \frac{\partial u}{\partial z} \frac{\partial w}{\partial x} + u \frac{\partial D}{\partial x} + v \frac{\partial D}{\partial y} + w \frac{\partial D}{\partial z} \right\} + \frac{1}{\text{Re}} \left(\frac{\partial^2 D}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 D}{\partial z^2} \right),$$

$$(D = \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z}) \quad \text{Eq. 2}$$

2) 圧力推定精度検証方法 圧力推定を行うにあたって、入力データとなる翼や自動車後流の PIV 計測データが必要となり、また、精度検証を行う際には比較対象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。そこで、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 次元翼周り若しくは自動車周りの流体解析 CFD 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計算に入力する。その計算結果が圧力推定値である。また、3 次元良く若しくは自動車周りシミュレーションによって得られた圧力値を正解値とし、比較・精度検証を行う。

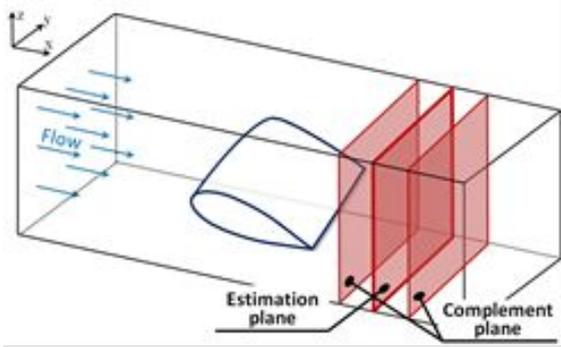


図3 翼後流における複数面 PIV 測定概略図

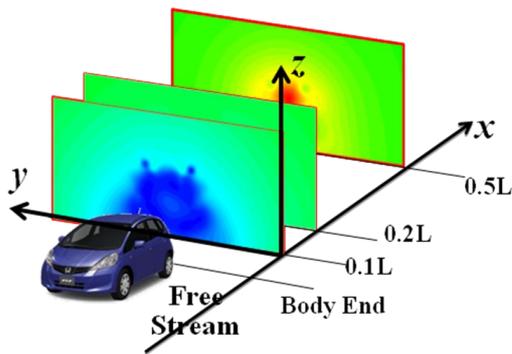


図4 自動車後流における複数面 PIV 測定 (Honda Fit <http://www.honda.co.jp/Fit/>)

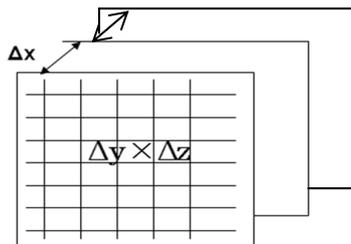


図5 ポアソン方程式の離散化格子概要

参考文献 1. 松島紀佐, 他 5 名: 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.26-28, 2011, 金沢.

4. 研究成果

(1) 圧縮性流れ場 (マッハ 0.82 で飛行中の翼) 後流計測面における圧力推定

図 6 - 8 に、正解圧力分布・2.5D モデルによる圧力推定結果・2D モデルによる圧力推定結果を迎角 4° の翼後流の場合について示す。面白いことに、翼端渦は 2D モデルでも捕えられているが、翼による全圧損失の効果は 2.5D を用いないと消えてしまっている。図 5 と図 6 を定量的に比較すると 2.5D モデルによる推定結果精度は 0.1% 以下の誤差であった。後流においては、非圧縮・圧縮に関わらず提案モデルによる圧力推定の有効性が確かめられた。

境界条件は既知の速度データから等エント

ロピー関係式を用いて計算した C_p (圧力係数値) と勾配ゼロのノイマン条件を用いている。等エントロピー関係式については、適用できる領域に制限がある。粘性減少や渦現象が実質的に根枯れに影響を及ぼしている場所には適用出来ない。例えば、図 7 の圧力推定であれば上と右と左の辺上の境界条件は等エントロピー関係式で計算できるが、左辺 (翼のスパン中心: 左右対称流れ場の片側のみを解いている) の赤色から黄緑に変化するまでのところは、翼近傍の境界層を引きずっている後流であり、等エントロピー性はないので別の境界条件 (勾配ゼロのノイマン条件) を与えている。高精度の推定結果が得られたことから、これらの境界条件設定法も有効であったと結論できる。

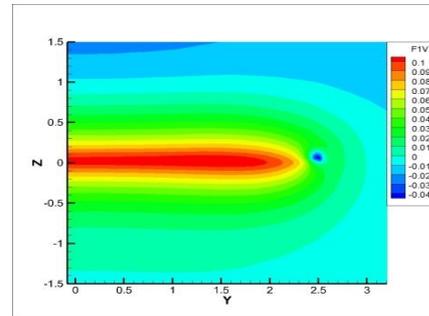


図6 正解圧力係数分布 (マッハ 0.82, 迎角= 3.86°)

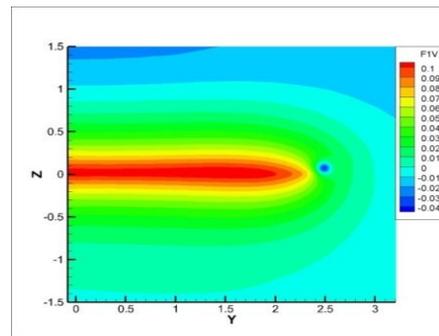


図7 2.5D モデルによる推定圧力係数分布

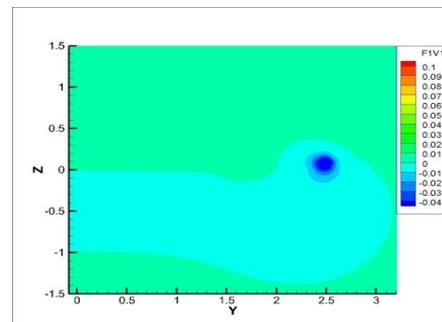


図8 2D モデルによる推定圧力係数分布

(2) 複雑な現象を含む (秒速 30m で走行する) 自動車後流の計測面における圧力推定
図 9 - 11 に、正解圧力分布・2.5D モデルによる圧力推定結果・2D モデルによる圧力推定結果を示す。(1) の結果と同様に、2.5D モデル

による推定結果が優れていることが分かる。自動車後流における 2.5D モデル圧力推定精度は、流れの複雑さを反映して Max5%程度であった。

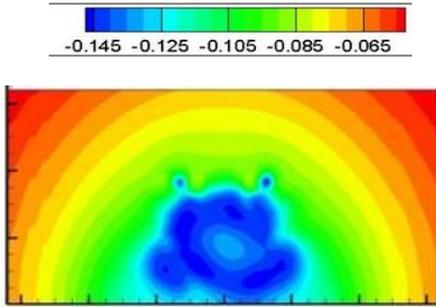


図 9 3D CFD (正解 Cp 分布).

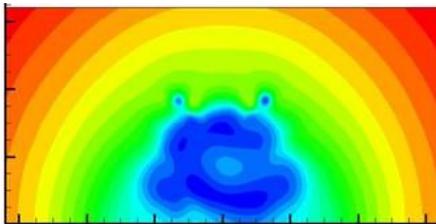


図 10 2.5D モデル (Three Planes).

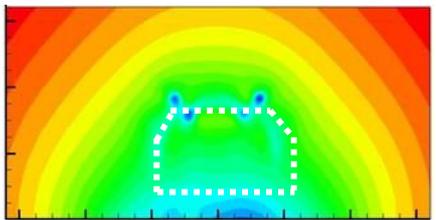


図 11 2D モデル (Single Plane).

(3)計測誤差の影響について

速度データに含まれる計測誤差が、圧力推定結果にどのように影響するのかを検証する。PIV 計測には誤差が混入するが、誤差混入に対してのロバスト性を調査するための誤差発生アルゴリズムを含むシミュレーションシステムを計算機上に構築した。風洞実験でのステレオ PIV 計測に伴う誤差は 2 種類ある。1 つは、測定機器の感度の揺らぎに起因するものであり、測定値が真の値(測定データの平均値)の周りに正規分布するものである。他の 1 つは、レーザー光が斜めに当たるために、計測面の水平方向に勾配を持った測定値が得られることである。真の値からの誤差が、方向性を持った分布になるものである。この 2 種を組み合わせさせた誤差を発生させて、理想的な入力データに加え、圧力推定を行う。付与した人工誤差の大きさは最大 10%、平均 3%であった。正解の圧力値を境界に与えると内点の誤差の影響は極端に少なくなり相対誤差 0.4%未満の圧力推定を行うことができることを確認した。境界圧力値に平均約 3%、最大約 10%の誤差が混入した場合、圧力推定結果に最大で 7%の誤差が表れ、本手法での推定圧力値に大きな影響を及ぼし

た。計測ノイズ対策として、誤差の傾向を解析して境界において誤差低減処理を行うことでその影響を抑制でき、圧力推定相対誤差を 0.61%に減少させることが出来た。

(4)実際の計測データへの適用

(本報告書 5 . [学会発表] の論文参照)

研究成果の(1)-(3)では、提案した 2.5D モデルや境界条件設定法の正当性や精度の評価を行い、良好な結果が得られたことを述べた。ここでは、2.5D モデル圧力推定手法を実際の風洞での PIV 試験に適用した結果を述べる。図 12 に風洞試験概観を示す。風試においても別実験で後流面の全圧分布を計測し、推定結果と比較した。図 13 に圧力推定した結果の全圧分布を示す。カラースケールの数値は、実際に全圧から参照圧値をひいている。推定全圧分布の様子は概ね良好である。詳細な比較のため、地面より高さ(Z)が 100mm の場所の y 方向全圧分布を風洞での計測値と 2.5D モデル推定値で比較した。図 14 に示すように 5%以内での精度で推定出来ている。



図 12 Honda Fit 25%モデル風洞 試験 (<http://www.honda.co.jp/Fit/>)

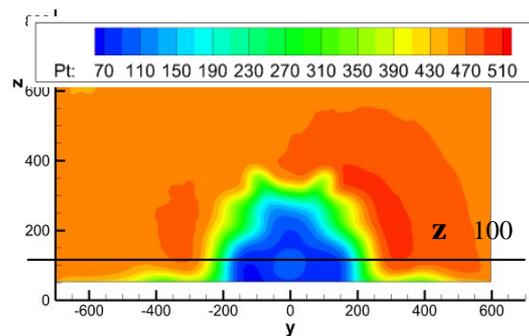


図 13 実計測データからの圧力推定結果 全圧分布

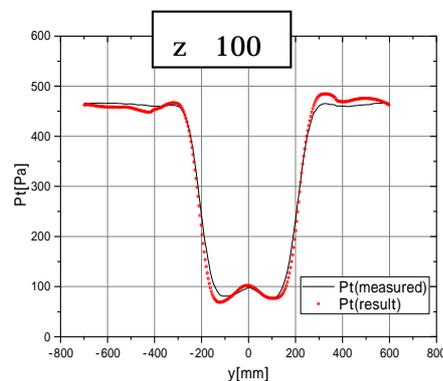


図 14 計測値と推定値の定量的圧力比較

5. 主な発表論文等
(研究代表者には下線)

[雑誌論文](計 4 件)

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, 宇宙航空研究開
発機構特別資料(JAXA-SP), Vol. 15-013, 2015,
pp.103-108, アブストラクト査読有.
[https://repository.exst.jaxa.jp/dspace/handle/a-is/
561746?locale=ja](https://repository.exst.jaxa.jp/dspace/handle/a-is/561746?locale=ja)

山口銀河, 松島紀佐, 加藤裕之,
遷音速飛行する翼の後流における PIV 圧力推
定計算法検証のための数値実験, 航空宇宙技
術, Vol.14, pp.85-94, 2015. 査読有.
[https://www.jstage.jst.go.jp/browse/astj/14/0/_co
ntents/-char/ja/](https://www.jstage.jst.go.jp/browse/astj/14/0/_contents/-char/ja/)

竹内和也, 松島紀佐, 金崎雅博, 楠瀬一洋,
超音速流における主翼前縁および後縁の後
退角の空力特性への影響の CFD 解析, Vol.81,
No.827, pp. 1-16, 2015. 査読有.
DOI: 10.1299/transjsme.15-00037.

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, 宇宙航空研究開発機構特別資料
(JAXA-SP), Vol. 13-011, 2013, pp.77-82. ア
ブストラクト査読有.
[https://repository.exst.jaxa.jp/dspace/bitstream/a-i
s/21382/1/62268014.pdf](https://repository.exst.jaxa.jp/dspace/bitstream/a-is/21382/1/62268014.pdf)

[学会発表](国際会議, 国内学会発表を全
て含め計 23 件)

○代表的なものを以下に記す.

K. Matsushima, R. Nanba, H. Kato
Pressure Analysis Based on PIV Measurement in
Airplane Wakes, the 30th Congress of the
International Council of the Aeronautical
Sciences, Sep. 25-30, 2016, To be presented,
Daejeon, Korea.

Fukuchi, Y., Murakumo, Y., Yonezawa, M.,
Matsushima, K.: Estimation of Pressure Profile
from PIV Data for the Wake Flow behind Vehicle,
The 18th International Symposia on Applications
of Laser Techniques, July 4-7, 2016, To be
presented, Lisbon PORTUGAL

K. Matsushima, H. Kato,
Numerical Assessment for PIV Pressure
Measurement in Airplane Wakes, AIAA Applied
Aerodynamics Conference, June 13- 17, 2016,
Washington D.C., USA.

K. Matsushima, G. Yamaguchi, H. Kato
Assessment of 2.5 Dimensional Model to
Calculate Pressure Using Stereo PIV Data in
Wing Wake Flows, FLUCOME 2013, Nov. 19-22,
2016, Nara.

H. Kato, K. Matsushima, M. Ueno,他 2 名;
Drag and Lift Estimation from 3-D Velocity Field
Data Measured by Multi-Plane Stereo PIV;

Paper-P12, pp.1-7, 5th symposium on Integrating
CFD and Experiments in Aerodynamics, Oct. 3-5,
2012, Tokyo.

[その他]

地域のビジネス誌に取材を受け, 研究内容を
地方の産業界に紹介して頂いた.

『実業の富山』最前線の研究現場から「空気
の圧力を指定する計算方式 2.5 次元モデル開
発-航空機や自動車の設計に新たな視点を生
む, No.108, 2013/11 月号, pp. 32-33,
実業の富山社.

6. 研究組織

(1) 研究代表者

松島 紀佐 (MATSUSHIMA Kisa)
富山大学・大学院理工学研究部(工学)・教授
研究者番号: 4 0 3 3 2 5 1 4

(2) 研究協力者

福地有一 (FUKUCHI Yuichi)
米澤誠仁 (YONEZAWA Masahito)
(株)本田技術研究所四輪 R & D センター