

ルテニウム錯体系感圧塗料を用いた宇宙往還機模型の力計測

伊藤匡人 (青山学院大学), 大内弘文 (青山学院大院)

藤井孝藏, 大山聖, 佐藤清, 入門朋子 (JAXA/ISAS), 林光一 (青山学院大)

Force measurements of the shuttle model using PSP with Ruthenium() complex

Masato Ito, Hirofumi Ouchi, A.Koichi Hayashi (Aoyama Gakuin University)

Kozo Fujii, Oyama Akira, Kiyoshi Sato, Tomoko Irikado (JAXA/ISAS)

Efficient and reliable PSP/TSP measurement system has been developed by using Ruthenium (II) complex and poly-IBM-co-TFEM binder and developing associated image data processing software SMAP for wind tunnel tests in small-scale to large-scale wind tunnels. The present PSP measurement system is inexpensive and easy-to-handle because it uses blue LED as light source. The optimal compounding ratio was found to obtain sufficient pressure and temperature sensitivity of PSP and TSP to improve its accuracy and reliability. SMAP is the GUI-based user-friendly free software that enables automated image data post-processing for PSP/TSP measurement. The present PSP/TSP measurement system has been validated by wind tunnel tests in the large-scale transonic/supersonic wind tunnel in ISAS/JAXA. As for wind tunnel tests of a Shuttle-Orbiter model, the image data post-processing has been successfully demonstrated by using image registration with edge detection and local marker detection. The lift force obtained using mapping process of the PSP measurement data generally agreed with the balance measurement data.

1. 序論

近年, 感圧塗料 (Pressure Sensitive Paint: PSP) 計測は, 航空宇宙分野のみならず幅広い工業分野において注目されている^[1,2]. PSP 計測は, 高解像度な表面圧力計測が可能であるため, 従来の静圧孔計測に比べて得られる流れ情報が非常に多い. また面計測という利点を生かし, 模型の上下面を圧力積分することにより, 高価な天秤を用いることなく模型にかかる空気力を算出することができる.

本研究では可視光による安価で汎用的な PSP 計測を目指し, 光源に青色 LED, PSP の色素として青色 LED で励起可能な Ru 錯体を用いている. 本研究室ではこれまでに青色 LED を用いた PSP 計測システムを大型遷/超音速風洞に適用し, 比較的簡単な形状模型に対する計測システムの問題点の洗い出し, 及び信頼性検証を行ってきた^[3]. その結果, 翼面上の圧力分布や PSP 計測より得られた空気力は比較データと良い一致が得られた. また PSP 計測法を Schlieren 法や Oil Flow と併用することで, より詳細に模型表面上の流れ場を解析し, Schlieren 法や Oil Flow だけでは分からない有用な情報を取得することができた. しかし, これらの検証において特に問題となったのが, 圧力や空気力などの情報を取得するまでに必要な画像処理である.

PSP 計測において画像処理が占める時間及び労力のウェイトは大きいと見られるため, 画像処理に関する研究も幅広く行われている^[4]. 特に海外では, 画像処理を一括して行うことができるソフトウェアが多数開発されてきたが, 未だに研究室レベルで手軽に利用でき, かつ無償で提供されるような高機能の画像処理ソフトウェアは見当たらないのが現状である. 本研究室では, これまで PSP 計測の広い普及を目指し, 効率的に画像処理が行える汎用性の高いソフトウェアの開発を進めてきた. 特にソフトウェアに必要な基礎技術であるノイズ除去や

位置補正などの画像処理に関する研究を藤松らが中心となって行ってきた^[5].

しかし, 画像処理も含めた PSP 計測システムの汎用性を高めるためには, 簡単な形状模型だけではなく, 形状が複雑な模型でも対応できるような画像処理ソフトウェアが不可欠である. そこで本研究では, 複雑模型に対しても効率的に画像処理が行える汎用性の高いソフトウェアを開発し, 画像処理も含めた汎用性の高く, 効率的な PSP 計測システムの確立を目的とする.

実験は ISAS/JAXA の遷/超音速大型風洞で行い, 2つの尾翼を有する宇宙往還機模型を用いた. 計測システムの信頼性を検証するために模型にかかる力を算出し, 別途, 天秤を使って求めたデータと比較した.

2. PSP 及び TSP について

励起光照射時の PSP の発光強度変化には温度依存性があるため, 定量的な PSP 計測を行うためには物体表面上の温度も同時に取得し, PSP の温度依存性を除去する必要がある. 本研究では, 温度情報の取得に感温塗料(TSP)計測を用いるため PSP 及び TSP の色素は, 青色 LED で励起可能な Ruthenium(II) 錯体系のもので統一した. PSP 及び TSP の組成を Table.1 に示す. PSP バインダーには温度感度を低く抑えることができる Poly-IBM-co-TFEM (ISTA/JAXA より提供) を, TSP のバインダーには, 圧力感度を低く抑えることができるアクリル塗料 (Hobby Color: グンゼ産業) を用いた. また事前に行う較正試験を通して, 塗料に含まれる色素とバインダーの配合比を変えることにより, 塗料の圧力感度, 温度感度, 発光量, 応答性の最適化を図った塗料を実験で用いている. また圧力較正には a priori 法を用いた.

3. 計測システムおよび実験概要

宇宙研大型風洞施設の遷音速・超音速風洞において、Fig. 1のようなセッティングで実験を行った。実験に用いた模型は、尾翼の付いた宇宙往還機模型である。外光を遮断するために暗幕を設置し、その中に青色 LED とバンドパスフィルタ(透過波長域 $650 \pm 20\text{nm}$)を装着した CCD カメラ(浜松ホトニクス 12bit 分解能 1024×1024)を置いて撮影を行った。PSP によって得られた模型の上面、下面の圧力分布画像から圧力による空気力を算出するため、模型の上下両面からの撮影を行っている。実験条件は $M=0.8 \sim 1.2$ 、及び迎角は $0, 15, 25[\text{deg}]$ とした。また、より詳細に流れ場を解析するために、Schlieren 法や Oil Flow による可視化実験も行った。

4. 画像処理ソフトの開発と PSP 計測の大型風洞における問題点

本研究室では汎用的で、高性能の PSP 画像後処理ソフトウェアを無償で公開するべく、SMAP (Software for Molecular-Sensing Application-Oriented Postprocessing)の開発に取り組んできた。

PSP 計測で取得した実験データから圧力・温度画像を取得したり、表面圧力積分による力算出を行う場合、Fig. 2 に示すように様々な画像処理を行う必要がある。画像処理ソフトウェア SMAP を使えば、これらの一連の作業を手軽に行うことができる。SMAP の特徴的な機能には様々なものがあるが、以下では、画像処理の中で最も時間がかかっていた位置補正について述べる。

PSP 計測では、通風時と無風時の発光強度の比から圧力を算出するため、通風中における模型の移動量から画像の位置補正を行うことが必要である。特に、通風時に模型に大きな空気力がかかる大型風洞施設での計測は、Fig. 3 に示すように位置補正無しでは正確な圧力画像を得ることができない。位置補正には、模型表面上に黒色のマジックなどで打ったマーカー点を使うのが一般的である。無風時と通風時のマーカー点の位置をアフィン変換によって対応付けることにより、並進、回転といった模型の移動量の補正を行うことができる。

マーカー点を手動で検出する場合、マーカー点のピクセル位置を 1 つ 1 つ目で確認しながら手作業で決定するため、画像データの後処理で最も時間を取られる作業である。実際に手作業で後処理を行った場合、10 時間オーダーの手間が必要であった。特に宇宙往還機のような複雑形状の場合、マーカー点の数が単に多いというだけでなく、形状の複雑性に起因する問題点があるため、多大な労力がかかる。したがって、画像データの後処理を効率よく進めるためには、自動的にマーカー点を検出することが不可欠である。6.1 節において、マーカー点の自動検出について述べる。

5.3 次元模型表面格子データの取得

PSP 計測において模型にかかる力を算出するためには、圧

力画像を 3 次元模型表面格子データに貼り付けるマッピングと呼ばれる作業を行う必要がある。通常、模型形状データは設計図から作成するのが一般的であるが、今回の模型には設計図が無いため、Fig. 4(a)に示すような模型形状計測装置(自動ステージとレーザー変位センサーを組合せたもの)を用いて、模型形状データを取得した。

レーザー位置を固定し、模型を載せたステージが 2 方向に移動することで、模型の各方向から模型表面の点群データを取得することができる。また各方向から撮影した形状データは、Rapid Form2004 (日商エレクトロニクス)を利用して貼り合わせを行い、Fig. 5(b)に示すような 3 次元模型表面格子データを作成した。

6. 実験結果及び考察

6.1 マーカー点の自動検出による位置補正の効率化

往還機模型の上下面には約 60 点、左右面には約 40 点マーカー点を打った。デルタ翼模型などの簡単な形状とは異なり、複雑模型を用いた場合、マーカー点検出で問題となるのは、以下の 2 点である。

尾翼部分は光量が弱く、かつ奥行きが存在する。

主翼の影になる部分は周りと発光強度が異なる。

そこで、のように、周りと同じ閾値ではマーカー点検出ができなかった領域に対しては、Fig. 5 に示すようにマーカー点がきちんと検出できるような閾値を個別に設定できるようにした。また、のように、主翼の影になる部分に対しては、主翼の付け根、キルク、翼端など模型の特徴点 4, 5 点をマーカー点として使用するエッジ検出を行えるようにした。

以上のように通常のマーカー点自動検出に加えて領域ごとに閾値を変更し、模型の特徴点をマーカー点として使用すれば、模型の移動量が大きく、かつ形状が複雑でマーカー点検出が困難な領域が存在するケースでも、Fig. 6 のように正確に位置補正が行えることが分かった。

6.2 Mach=0.9、及び Mach=1.5 の $\alpha=15[\text{deg}]$ における結果

$M=0.9$ 、 $\alpha=15[\text{deg}]$ における上下側面の圧力、温度分布を Fig. 7 に示す。各方向から取得した画像はきちんと流れ場の様子を捉えていることが分かる。Fig. 8 に、この条件における翼面上の様子を PSP 及び Oil flow を用いて可視化したものを示す。翼根とキルクの前縁から剥離渦が生じ、大きな負圧領域が存在している。また翼の付け根から 80%程度の位置にかけて衝撃波が発生し、翼面上に強い圧力上昇を引き起こしている様子が PSP 画像から分かる。さらに前縁から発生した剥離渦は、衝撃波と干渉し、渦崩壊を引き起こしている様子が Oil Flow から確認できる。

$M=1.5$ 、 $\alpha=15[\text{deg}]$ における実験結果を Fig. 9 に示す。機体の前方には離脱衝撃波、また主翼の付け根、キルクから衝撃波が発生していることが分かる。離脱衝撃波通過後の流れは急激に減速されるため、翼面上には $M=0.9$ の時の様な局所衝

撃波は発生せず、一様に低圧領域が広がっている様子が PSP 画像から確認できる。また側面の PSP 及び Oil Flow から、模型下方から巻き込む流れが側面で加速し、下流に流れ去っている様子が分かる。

6.3 力算出結果

ここでは三角形で構成される非構造格子からなる表面形状に対し、上下面から撮影した圧力分布をマッピングしたことにに関して述べる。

マッピング画像を取得するためには、模型の 3 次元表面格子点上に、PSP から取得した圧力情報を与える必要がある。三角形の 3 点の圧力情報を平均した値をその三角形の圧力値とし、その値に三角形の面積をかけることでその面にかかる力を算出する。この処理を全ての三角形面に対して行い、マッピング後の模型にかかる力を算出する。

Fig.11 に M=0.9 と M=1.5 における垂直方向の力成分 F_z の比較を示す。比較しているデータは、PSP を用いた圧力積分による力データと内装天秤を用いた力データである。M=0.9 の結果は、定性的な傾向は良く捉えているが、最大で約 25% ほどの違いが生じている。M=0.9 など遷音速領域では、胴体表面上など圧力が急激に変化するため、上下方向に加え横方向から撮影した圧力分布もマッピングする必要があると考えられる。一方、M=1.5 の超音速領域では定量的にも良い一致を示した。

7. 結論

Ruthenium(II)錯体ベースの PSP 計測手法を複雑形状の宇宙往還機模型に適用し、問題点の抽出及び解決を行い、画像処理も含めた汎用性の高く、効率的な PSP/TSP 同時計測システムを確立した。その結果を以下に示す。

- (1) PSP 計測における画像処理の効率化を図るためにソフトウェア開発の検証を行い、結果として SMAP という無償で高機能な画像処理ソフトウェアを開発した。このソフトを用いることにより、模型の移動量が大きく、かつマーカー点の自動検出が困難な領域が存在するケースでも、領域毎の閾値の変更や、エッジ検出を付け加えて行うことで効率良く画像処理を行うことができるようになった。
- (2) 複雑形状の宇宙往還機模型表面上の圧力および温度分布を取得し、PSP/TSP 同時計測と Schlieren 法や Oil Flow 法を組合せることで流れ場の様子を捉えた。
- (3) PSP 計測で取得した模型にかかる力と天秤で計測した力を比較し、定性的に良い一致を確認した。

8. SMAP

SMAP は、文部科学省科学技術振興調整費「機能性分子による熱流体センシング技術の研究開発 (MOSAIC)」の元に行われた。SMAP は感圧塗料 (PSP) 技術の普及を目的としており、下記のアドレス (宇宙科学研究本部、藤井研究室ホ

ームページ) より無料で公開している。

<http://flab.eng.isas.jaxa.jp>

参考文献

[1] Matsumura, S., et al, "Feasibility of Detecting Streamwise Vortices From Roughness Elements Using Temperature Sensitive Paint in a Mach 4 Ludwig Tube," AIAA Paper 2002-3238, (2002).
 [2] Liu, T., Campbell, B. T., Burns, S. P. and Sullivan, J.P., "Temperature and Pressure Sensitive Paints in Aerodynamics," Applied Mechanics Reviews, Vol. 50, No. 4, pp. 227-246, (1997).
 [3] Ouchi, H., Irikado, T., Fujii, K., Hayashi, A, K, "PSP Measurements in the Large-Scale Transonic Wind Tunnel and Associated Image Data Processing," 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit (2005).
 [4] Y, L., Sant., "Image Processing Tools Applied to Wind Tunnel Testing," 48th CASI Annual Conference, Toronto, Canada, 29 avril-2-mai, (2001).
 [5] Fujimatsu, N., Fujii, K., Tamura, ., "IMPROVEMENT OF THE NOISE FILTERING AND IMAGE REGISTRATION METHODS FOR PSP EXPERIMENTS," ASME/FED&JSME Joint Fluids Conference, Honolulu, July (2003).

Table.1 PSP/TSP

	感圧塗料(PSP)	感温塗料(TSP)
色素	Bath-phen)Ru: 460(nm)	Ru (phen): 450(nm)
バインダー	Poly-IBM-co-TFEM	Hobby Color
溶媒	Dichloromethane	Ethanol
色素:バインダー	1:450	1:10

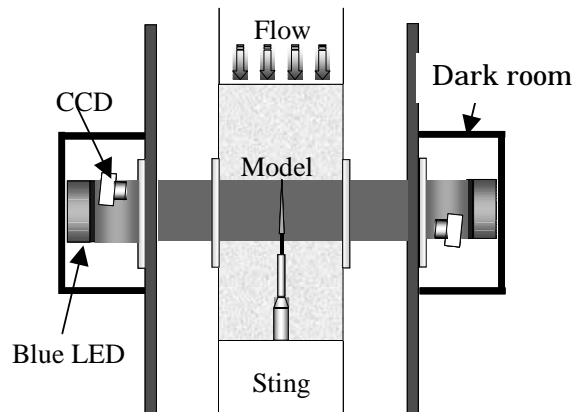


Fig. 1 PSP/TSP measurement system.

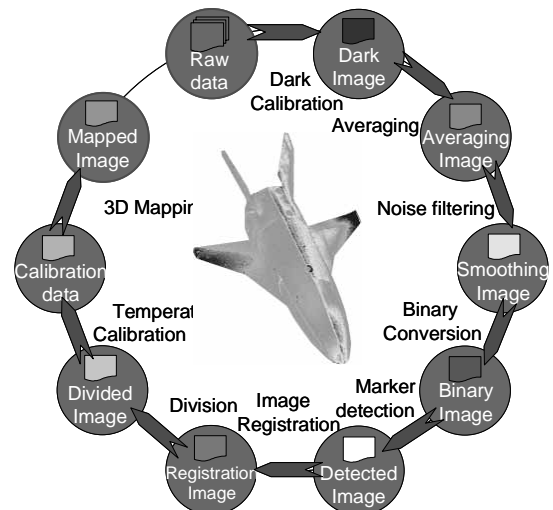


Fig. 2 The flow chart of the image data processing on SMAP.



Fig. 3 Without registration image of a Shuttle-Orbiter model.

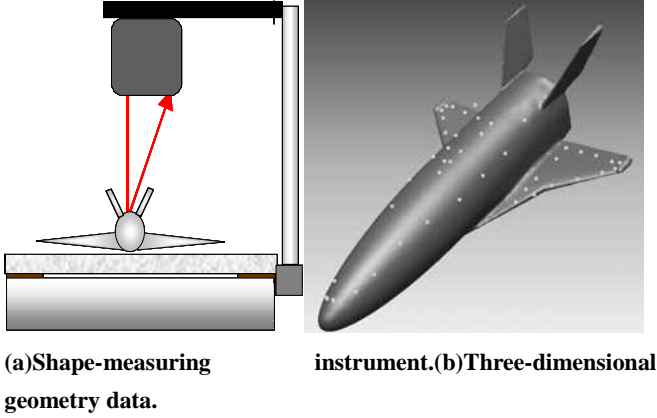


Fig. 4 Three-dimensional mapping.

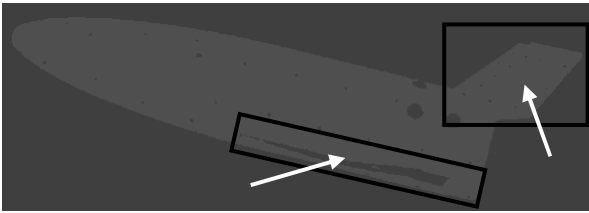


Fig. 5 Binary conversion image which divided the parts for the marker detection.

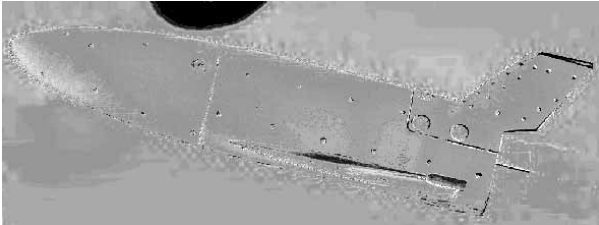


Fig. 6 Corrected registration image of the Shuttle model.



Fig. 7 Flow fields over the Shuttle model at $M=0.9$, $\alpha=15[deg]$.

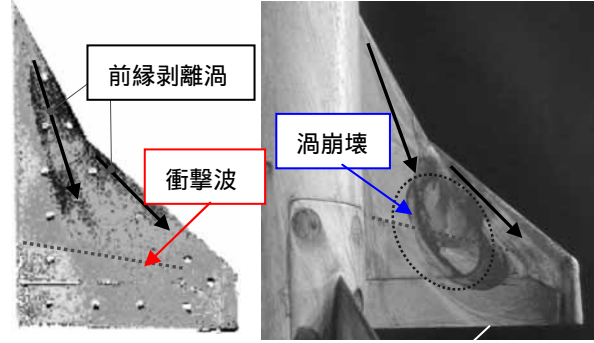


Fig. 8 Flow fields over the wing at $M=0.9$, $\alpha=15[deg]$.

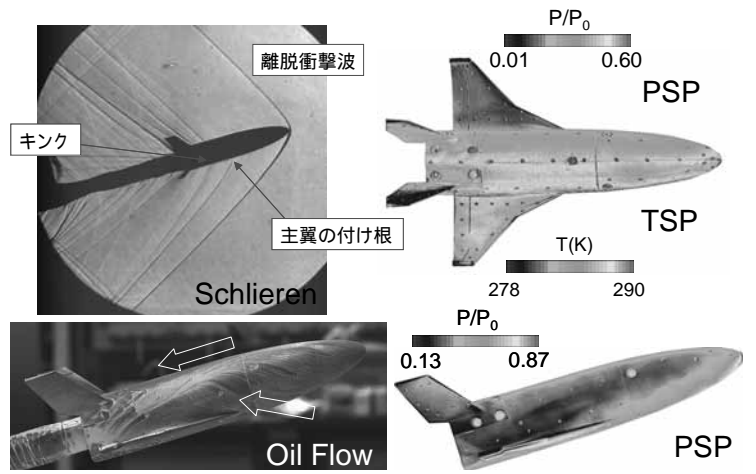


Fig. 9 Flow fields of the model at $M=1.5$, $\alpha=15[deg]$ ($P_0=150[kPa]$).

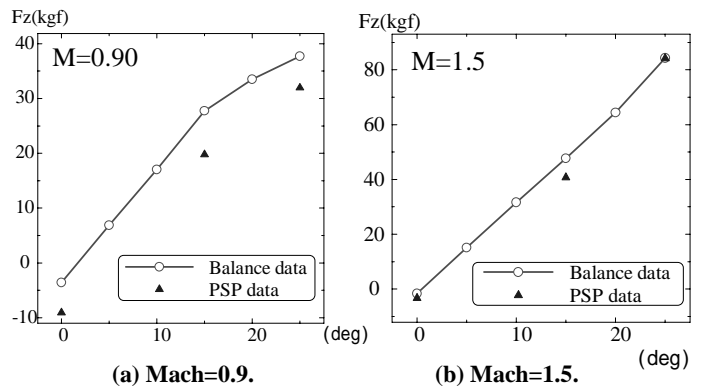


Fig. 11 Comparison of PSP data and balance measurement data.