

感圧・感温塗料圧力計測系のための 取得画像後処理ソフトウェアの開発

大山聖(ISAS/JAXA)[°] , 藤松信義(青山学院大学) ,

伊藤匡人(青山学院大学) , 藤井孝藏(ISAS/JAXA)

Development of Postprocessing Software for PSP/TSP Pressure Measurement System

Akira Oyama, Nobuyoshi FUJIMATSU, Masato Ito, and Kozo Fujii

ABSTRACT

To promote utilization of pressure/temperature sensitive paint (PSP/TSP) surface pressure measurement for wind tunnel testing, a robust and user-friendly post-processing software named “Software for Molecular-sensing Application-oriented Postprocessing (SMAP)” has been developed and now it is open to the public on our website. SMAP enables efficient image data processing for PSP/TSP surface pressure measurement with dark calibration, averaging, several smoothing options, manual/automatic marker detection, edge detection, image registration, image division, temperature calibration, pressure calibration, and surface pressure mapping to three-dimensional model. In this paper, some features of SMAP are introduced and wind tunnel tests of a reusable launch vehicle model in the large-scale transonic/supersonic wind tunnel in ISAS/JAXA are demonstrated.

Keywords : Pressure/temperature sensitive paint, automated marker detection, Edge detection, Image registration

1. はじめに

感圧塗料 (PSP) 表面圧力計測法¹⁾は、酸素分子との反応によって明るさを変える色素を利用した表面圧力測定法であり、模型表面圧力分布を「面」情報として得ることが出来るため、従来の圧力孔を用いた計測法では不可能とされていた高い空間分解能を持った計測や翼後縁など圧力孔の設置が困難な場所の圧力の計測を可能とする。また、模型への圧力孔の設置が必要ではないため、安価に模型が製作できる利点もある。さらに、得られた表面圧力分布画像を三次元模型形状データにマッピングし圧力を積分することで高価な天秤なしで力計測をすることも可能である。これらの理由から、航空宇宙分野から始まった PSP 表面圧力計測法の利用は現在では航空宇宙分野のみならず¹⁾幅広い工業分野において注目されている^{2,3)}。

しかしながら、PSP 表面圧力計測法は取得した輝度画像から圧力分布を得るまでに、ノイズ除去、基準画像と通風画像の位置合わせ、基準画像と通風画像の割り算、温度補正などさまざまな画像データ処理を行わなくてはならず、これが PSP 表面圧力計測法の普及を妨げる一因となっ

ている。

このことから、著者らは PSP 表面圧力計測に必要な輝度画像から圧力画像取得および力計測までの画像データ後処理ソフトウェア SMAP (Software for Molecular-sensing Application-oriented Postprocessing)を開発し^{4,5,6)}、昨年一般への公開を開始した⁷⁾。

本稿では、この PSP 表面圧力計測用画像後処理ソフトウェア SMAP を紹介し、宇宙往還機を模した複雑模型を使った風洞実験を行い、その有効性を確認する。

2. 取得画像後処理ソフトウェア SMAP

SMAP は PSP 表面圧力計測に必要な輝度画像から圧力画像および力計測までの画像データの一連の後処理 (図 1)を効率的に行うための MS-Windows 用ソフトウェアである。SMAP は 1) GUI ベースのインターフェイス (図 2) をもち、操作が簡単である、2) 自動マーカー検出機能などをもち後処理作業を最小化できる、3) エッジ検出機能などをもち、複雑な模型の風洞試験などでも精度のよい結果が得られる、4) 圧力画像の三次元模型へのマッピングが出来る、などの特徴をもつ。本章では SMAP の中で行

われる画像処理のうち自動マーカー検出, エッジ検出, 圧力画像の三次元模型へのマッピングについて説明する. その他の後処理については参考文献 1)などを参照されたい.

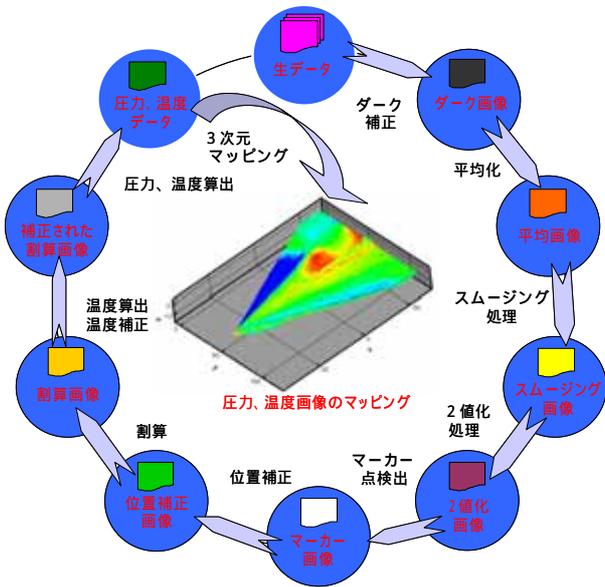


Fig. 1 Flowchart of post-processing in SMAP

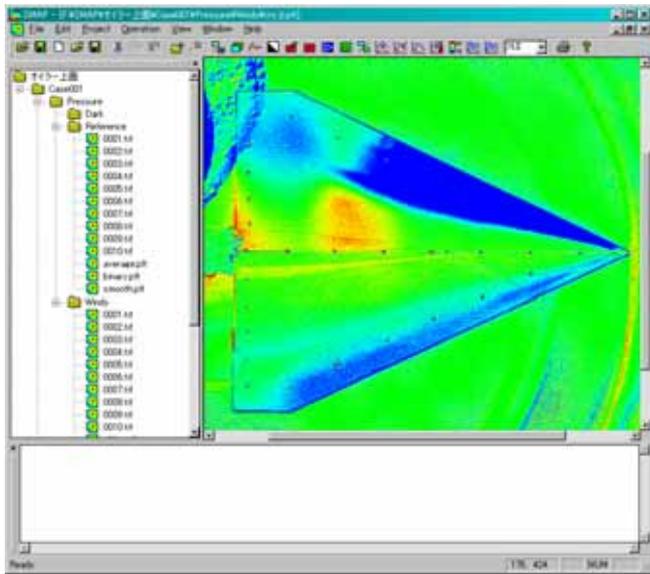


Fig. 2 SMAP window

2.1 自動マーカー検出

PSP 表面圧力計測法では, 通風時と無風時における PSP の発光強度の比から圧力を算出する. 通風時には通常模型に空気がかかり模型が移動してしまうため, 通風画像の位置補正が必要になる. 通風画像の位置補正をするためには, 一般に模型表面上に複数のマーカー点をうち, 通風画像と無風画像のマーカー点が一致するように画像をアフィン変換する.

この作業を行うためには通風画像および無風画像のマ

ーカー点を検出し, それらを 1 対 1 に対応させなくてはならない. 従来はこのマーカー点の検出および対応付けをひとつひとつ目で確認しながら手作業行ってきたため, 非常に時間と労力がかかる作業であった.

SMAP では自動マーカー検出機能⁵⁾が組み込まれている. SMAP に組み込まれている自動マーカー検出機能は以下のアルゴリズムに基づく.

- 1) 画像を 2 値化する
- 2) 2 値化画像のピクセルに対して縦方向横方向それぞれに Wavelet 変換を行う
- 3) Wavelet 成分で非 0 値を持つ点についてマーカー重心検出アルゴリズム⁴⁾を適用する
- 4) 同一の候補点が存在する場合や, 半径が適当な大きさでなければ除外する

また, 宇宙往還機のような複雑形状 (図 3) の場合, 風洞の制約上均等に光量をあてるのが難しかったり, 影になって発光強度が小さくなってしまふ部分が存在するため, 場所に応じて 2 値化の閾値を設定することも可能にしている.

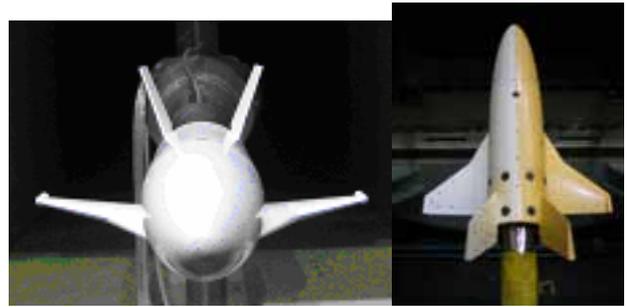


Fig. 3 Reusable launch vehicle (RLV) model

2.2 エッジ検出

以上の操作により, マーカー点をうつことが可能な部分では精度のよい位置補正を効率よく行うことが出来る. しかしながら, これらの操作だけでは宇宙往還機模型の主翼のようにマーカー点をうつことができない部分で位置補正を精度よく行うことが出来ない (図 4).

このため, SMAP は Wavelet 変換を用いて模型の角などの特徴点を自動的に検出するエッジ検出機能⁴⁾を備えている. エッジ検出機能で検出された特徴点をマーカー点として追加することで, 宇宙往還機模型のような複雑な模型でも精度よく位置補正することが出来る.

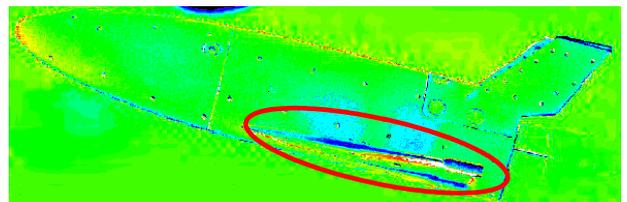


Fig. 4 Observed image without edge detection.

2.3 圧力画像の三次元模型へのマッピング

PSP 表面圧力計測法により圧力画像を得た後,その画像を三次元模型形状にマッピングしその圧力を積分することで,圧力により模型にかかる力を計測することが出来る.

SMAP では圧力画像,模型表面形状データ(三角形非構造格子データ),およびマーカー点の2次元座標とそれに対応する模型形状データ上の3次元座標を入力することで圧力分布を模型形状表面にマッピングすることが出来る(図5).マッピングの詳細については参考文献1)を参照されたい.

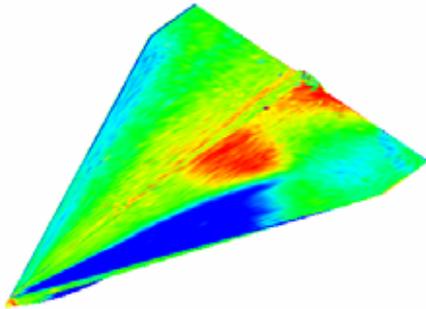


Fig. 5 Pressure and temperature image mapped onto a delta-wing model.

3. 宇宙往還機模型を用いた検証

3.1 実験方法

実験は JAXA 宇宙科学研究本部の遷音速・超音速大型風洞において行った.模型は図3の宇宙往還機模型である.実験条件はマッハ数 0.8~1.2,迎角 0, 15, 25 度とした.

感圧塗料及び感温塗料の温度補正に用いる感温塗料は青色 LED で励起可能な Ruthenium(II)錯体系のもの^{8,9)}とした.圧力較正には a priori 法を用いている.

実験装置の概要を図6に示す.外光を遮断するために風洞窓の外側に暗幕を設置し,その中にバンドパスフィルタを装着した CCD カメラと青色 LED 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,模型を 90 度回転させて模型の上下両面からの撮影を行っている.天秤による力計測も比較のために PSP 計測と同時にやっている.

力計測をするために必要な模型形状データはレーザー変位センサーと自動ステージを組み合わせた形状計測装置を利用した.この装置では2方向に移動する自動ステージ上に模型を設置し,変位センサーから放射されるレーザーを計測することにより,模型表面の点群データが取得できる.メインボディおよび尾翼について上下左右各方向から点群データを取得し,Rapid Form 2004 を使用して Filter 処理,Smooth 処理を行ったあと,それぞれのデータを貼り合わせるにより模型のポリゴンデータを作成した.

詳細については文献 10)を参照されたい.

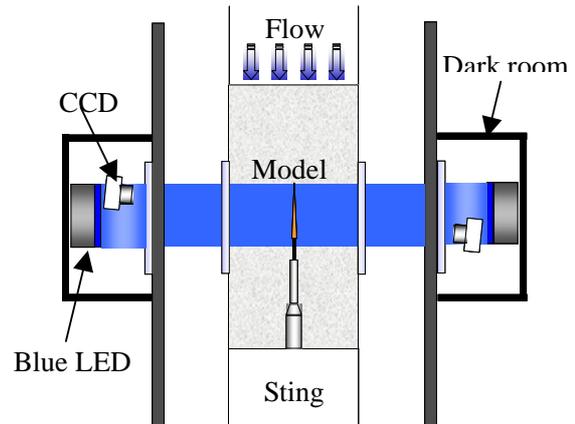


Fig. 6 PSP measurement system for ISAS/JAXA transonic/supersonic wind tunnel

3.1 実験結果

マッハ数 0.9,迎角 15 度における上下側面の圧力,温度分布を図7に示す.これらの画像を得るのにかかった時間は30分程度である.この宇宙往還機模型についてはSMAPを使った後処理しか行っていないが,SMAP が開発されるまでは図5にあるような単純な模型でさえ一日仕事であったことを考えると後処理の大幅な効率化である.また,図7を見ると奥行きのある部分や,影になる部分,マーカー点のない主翼側面も精度よく圧力画像を得ることができていることがわかる.この画像から,翼根とキッ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ことや翼根から 80%程度の位置にかけて衝撃波が発生していることがわかる.

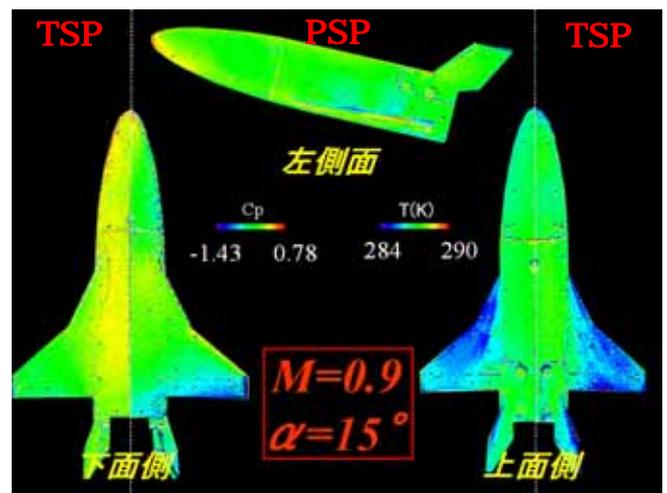


Fig. 7 Pressure and temperature distributions on the RLV model at $M=0.9$ and $\alpha=15$ [deg.].

マッハ数 1.5 迎角 15 度における実験結果を図8に示す.超音速では $M=0.9$ の時の様な局所衝撃波は発生せず,翼

上面には一様に低圧領域が広がっている。また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。

図9に超音速(マッハ数1.5)および遷音速(マッハ数0.9)における圧力画像を三次元模型形状データにマッピングし積分することにより得られた模型垂直方向軸力と天秤計測力の比較を示す。マッハ数1.5では定性的・定量的に両者は良い一致を示している。一方、マッハ数0.9の結果は、定性的な傾向は良く捉えているが、定量的には最大で約25%の違いが生じている。今回は上下方向から得られた圧力分布を模型上に転写したが、遷音速領域では胴体表面上などで圧力の変化が大きいため、上下方向に加え横方向から撮影した圧力分布も使う必要があったと考えられる。

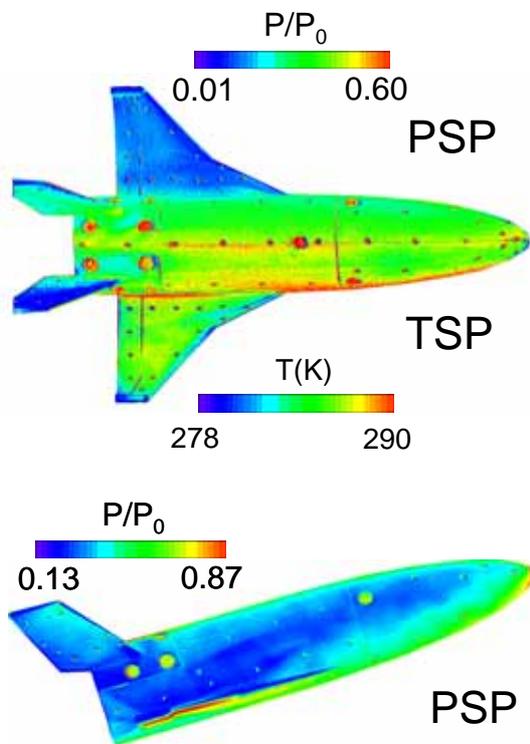


Fig. 8 Pressure and temperature distributions on the RLV model at $M=1.5$ and $\alpha=15$ [deg].

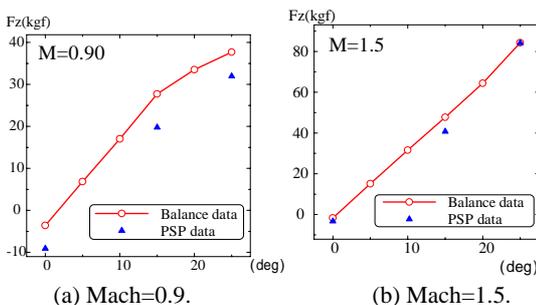


Fig. 9 Comparison of PSP data and balance measurement data.

6. まとめ

はじめに、PSP 表面圧力計測用画像後処理ソフトウェア SMAP を紹介した。SMAP は 1) GUI ベースのインターフェイス (図 2) をもち、操作が簡単である、2) 自動マーカー検出機能などをもち後処理作業を最小化できる、3) エッジ検出機能などをもち、複雑な模型の風洞試験などでも精度のよい結果が得られる、4) 圧力画像の三次元模型へのマッピングが出来る、などの特徴をもっている。

次に、宇宙往還機を模した複雑模型を使った風洞実験を行い、その後処理を行なうことで、SMAP の検証を行なった。この結果、SMAP が開発されるまでは単純な模型でさえ一日仕事であった後処理が宇宙往還機模型のような複雑な模型でさえ数十分で終わられた。また、奥行きのある部分や、影になる部分、マーカー点のない主翼側面も精度よく圧力画像を得ることができた。

参 考 文 献

- 1) 可視化情報学会: 感圧塗料を用いた圧力計測技術, 可視化情報学会講習会, (2002).
- 2) 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).
- 3) 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 (1997) pp. 227-246.
- 4) 藤松信義, 田村善昭, 藤井孝蔵: 感圧塗料のための画像処理に関する一考察, 第 30 回可視化情報シンポジウム, (2002).
- 5) 藤松信義, 田村善昭, 藤井孝蔵: 感圧塗料のためのデータ処理の全自動化への試み, 第 31 回可視化情報シンポジウム, (2003).
- 6) Nobuyoshi Fujimatsu, Yoshiaki Tamura, Akira Oyama and Kozo Fujii; Software for Molecular-sensing Application-oriented Postprocessing, Proceedings of International Workshop on Molecular Imaging for Interdisciplinary Research, (2004) pp.94-95.
- 7) <http://flab.eng.isas.jaxa.jp>
- 8) 中井祐輔, 藤松信義, 藤井孝蔵, 服部直三: 感圧・感温塗料を用いた斜め平板衝突噴流の圧力計測, 第 33 期航空宇宙学会年会(2002)。
- 9) 大内弘文, 藤松信義, 藤井孝蔵, 入門朋子, 佐藤清: Ru 錯体を用いた PSP 計測系の確立~宇宙研大型風洞における試み~, 第 31 回可視化情報シンポジウム(2003)。
- 10) 伊藤匡人, 大内弘文, 藤井孝蔵, 大山聖, 佐藤清, 入門朋子, 林光一: 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, 平成 16 年度宇宙航行の力学シンポジウム(2005).