

## 実用風洞試験のための PIV/PSP 計測技術の研究開発

### Progress of PIV/PSP measurement technology at Wind Tunnel Technology Center

風洞技術開発センター 高度化セクション 藤井啓介

Keisuke Fujii (Advanced Technology Section, Wind Tunnel Technology Center)

#### Abstract

A suite of large scale wind tunnels at Wind Tunnel Technology Center (WINTeC) have been equipped with advanced measurement techniques including Particle Image Velocimetry (PIV) and Pressure-Sensitive Paint (PSP) measurement to increase WINTeC overall strength. Some PIV or PSP tests of non-aeronautical application have been conducted recently, demonstrating their advantageous aspects.

#### 1. はじめに

風洞技術開発センターでは各種航空宇宙プロジェクト及び先端的流体制御研究等のより効果的な推進を目的として、風洞試験技術精度向上・可測領域拡大を進めてきている。特に近年、信頼性向上へ向けた高精度計測データ・多面的計測への要求や急速に進歩する CFD 技術検証のための実験データへの要求などがつよくなり、計測精度向上・データ生産性向上と並行して可測領域の拡大・面計測法の実用風洞試験技術として同時に整備することが求められてきている。そのような状況を踏まえ、JAXA 独自実用技術として粒子画像流速計測法(PIV: Particle Image Velocimetry)、感圧塗料表面圧力計測法(PSP: Pressure-Sensitive Paint)の先進光学計測法を 2001 年度より本格的に整備をしてきたが、その適用先は主に航空系プロジェクトに偏っているのが現状である。ここで整備してきている試験・計測技術はしかしながら必ずしも航空系プロジェクトに限った手法ではなく、さまざまな適用可能性がある。ここでは昨年度実施またはデータ処理を行った非航空系への計測実施例を主体に紹介し、適用範囲拡大・将来の方向性の検討などにつなげることを目的とする。

#### 2. PIV 計測における研究・成果の概要

PIV による流速計測原理は、流体に予め混入させた微細なシード粒子をレーザーシートにより非常に短い時間間隔で 2 回光らせ、その間の粒子移動量を CCD カメラで計測するというもので、速度の定義そのものを利用した計測手法である。PIV 技術は実験室レベルの低速流体計測においては既にほぼ確立された計測手法であるが大型実用風洞への適用例は世界的レベルの海外風洞を見てもまだ少なく、風洞のサイズや特殊性を考慮したシステムの開発が課題となっている。そこで風洞技術開発センターでは、PIV システムの整備にあたり速度 3 成分の計測が可能で、且つ、光学機器配置に関する柔軟性が高いステレオ PIV システムの導入を行ってきている。

##### 2.1. 逆噴射ジェット PIV 計測

PIV 計測の実施例としてここでは、宇宙科学研究本部からの依頼を受け実施した逆噴射ジェット PIV 計測<sup>(1)</sup>をまず挙げることにする。これは、再突入体が着陸等に際し流れに対し逆方向にジェットを噴射するとき流れ場を変える事によりジェットの推力以外に大きな空気力の変化が生じうるために、模型に働く空気力計測と併せて行ったもので、流れ場の直接的理解を通して推力、ジェット位置、個数等設計に資する目的で実施した。実際、風洞試験模型 (Fig.1) に働く抵抗 (ジェット推力を除いた空気力) は、迎角及びジェット総圧に依存しており、特に迎角 $\alpha=0\text{deg}$ のときジェット推力の増加によ

って抵抗が急激に減少することがわかっていた (Fig.2)。そこで流れの構造を調べるためここでは2次元PIVを実施した。その際、自由流と同時に逆噴射ジェットの流れ場を観測するために高圧ジェットにPIVシードを混入させるためのシーディング装置を新規製作し対応した。その結果どちらの流れ場も良好に計測することができ、逆噴射のないケース (Fig.3) において存在していた大きな剥離領域が逆噴射により抑えられてしまい (Fig.4)、結果的に抵抗低減が現れたことがわかった。迎角による効果と逆噴射量の効果を定量的・視覚的に捉えることにより、効率的な設計に必要なデータを得る技術の獲得を確認できた。

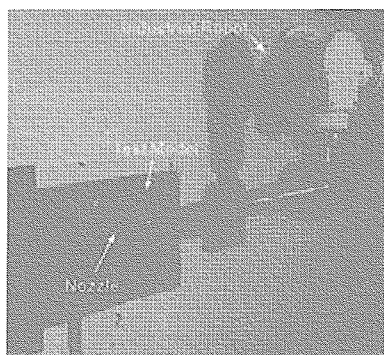


Fig.1. PIV measurement of a jet model

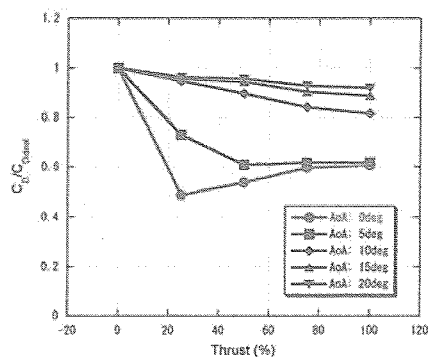


Fig. 2. Drag variation with the jet thrust

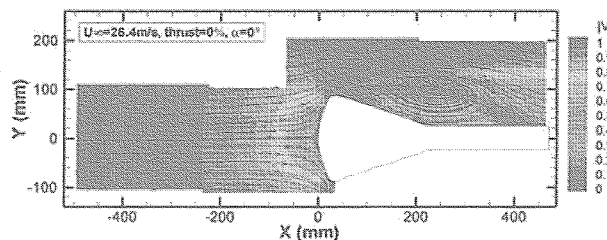


Fig.3. Velocity field with no jet thrust

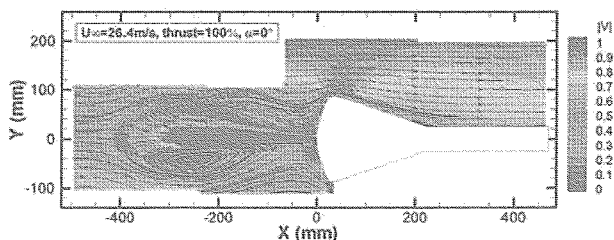


Fig.4. Velocity field at full jet thrust

## 2.2. サンドブラスト粒子速度分布計測

風洞技術開発センターにおいて整備を進めている PIV システムは基本的には同センター風洞における各種空力実験での適用を主眼においているものの、それ以外の適用例としては 2004 年に実施した固体ロケットノズル損耗模擬装置のアルミナ粒子速度計測が挙げられる。これは H-IIA6 号機事故でのノズル部損耗現象の模擬のためのサンドブラスト装置において、損耗量評価の基準となるアルミナ粒子衝突速度を計測したものである。計測の様子、結果を Fig.5 および Fig.6 に示す。

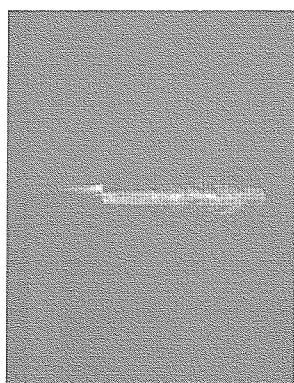


Fig.5. Sand-brust visualized by the laser light sheet

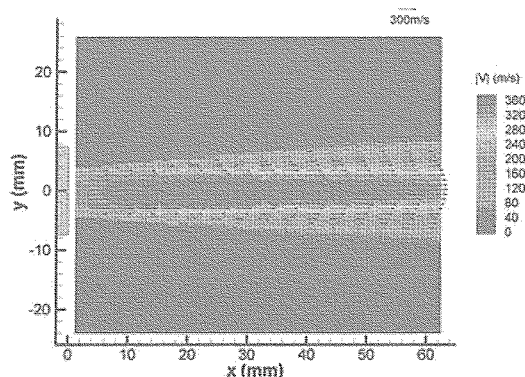


Fig.6. Velocity field obtained by the PIV

この例ではサンドブラスト粒子を PIV シードとして直接利用することによりシステム変更をほとんどすることなく、評価試験の基準量の直接計測ができたという意味でリソースの有効利用の一例といえる。

### 3. PSP 計測における研究・成果の概要

感圧塗料による表面圧力計測は、蛍光または燐光の発光が周辺酸素分子の抑制効果により圧力依存性を持つという特性を利用した計測法である。実験室レベルにおいて手法的には既にほぼ確立されたものであるが、開発フェーズに有用な計測技術への成熟という観点からは、上記 PIV 計測技術と同様に大型実用風洞への適用における特殊性を考慮したシステムの開発が課題となっている。これまでに模型形状データから模型グリッドを作成し、そのグリッド点上における表面圧力データとして整理するシステムを整備し、更に複数台のカメラを同時に使用することでより広範囲の圧力データを短時間で取得するシステムとして整備中である。ここでは将来宇宙輸送研究センターにおいて検討を進めているリフティングボディ形状再突入実験機模型周りの遷音速領域における空気力・表面圧力分布計測、および極超音速領域における表面圧力の面計測に関して結果の例を示す。

#### 3.1. リフティングボディ形態表面圧力計測

本実験で使用した模型はリフティングボディ形態の再突入機に関する検討を行う目的でHYFLEX形状を基により良好なL/Dを確保するように変更させたものをベースライン形状 (Fig.7) とし一連の空力特性の取得を過去に実施されたものである。その一連の風洞試験の中で遷音速領域において空力特性の非線型性が顕著に現れた (Fig.8) ため、その改善のためにいくつかの形状変更が考えられた。本実験はベースライン形態における非線形的空力特性を引き起こす流れ場の表面圧力場計測とともに形状変更後の表面圧力場の計測をPSPによって実施したものである。

Fig.8 には音速をはさんでいくつかの Mach 数における揚力特性が示されているが□印で示される Mach 数において特に迎角 $\alpha=5$  deg 付近から揚力傾斜が急激に減少する傾向が見られている。この迎角をはさんで $\alpha=0$  deg および $\alpha=10$  deg における上面側の圧力分布を Fig.9 に示す。 $\alpha=0$  deg ではフィンの内側で強い膨張波が発生していることがわかるが、 $\alpha=10$  deg においては後部胴体上面全体で失速状態に入っており揚力特性に影響が出たことが分かる。表面圧力を面計測することで定量性をもちつつ直感的な情報を得ることができていることがわかる。

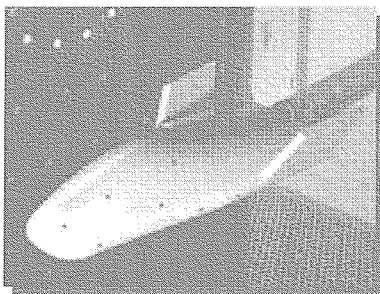


Fig.7. Tested model

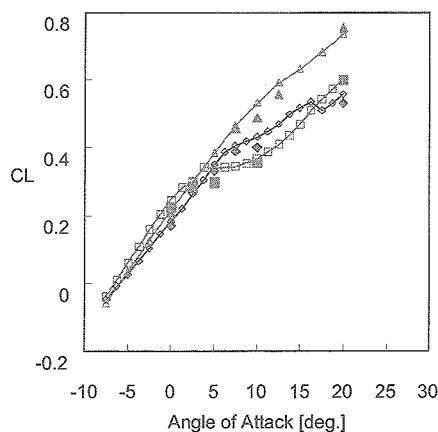


Fig.8. Lift-curve

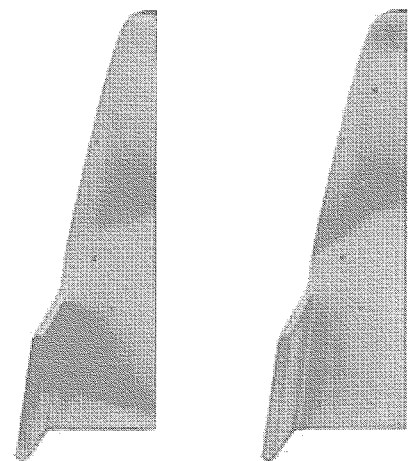


Fig.9. Pressure distribution by PSP  
(left) $\alpha=0$  deg (right) $\alpha=10$  deg

### 3.2. 極超音速流における感圧塗料計測

極超音速風洞では一般に模型表面温度が高くなるため感圧塗料計測には適さないが、通風時間の十分短い衝撃風洞では感圧塗料による表面圧力場の面計測が可能である。ここで示す実験自体は数年前に実施されたもの<sup>(3)</sup>だがそこで得られた技術・システムは現在でも維持・整備されている。Fig.10 に示される半球円柱に三角翼のついた単純形状における圧力分布をPSPにより得た(Fig.11)。Fig.12 には前縁に沿った圧力分布を高速応答圧力センサと比較した結果を示す。これにより圧力センサでは得られない空間解像度で十分な精度の結果が得られることが示されている。

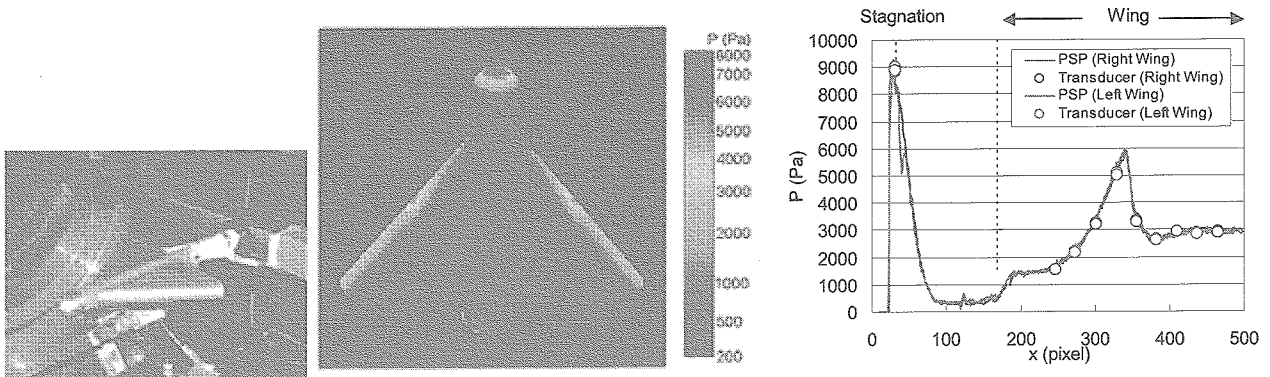


Fig.10 PSP model

Fig.11. Pressure distribution

Fig. 12. Pressure along the leading edge (square symbols for sensor measurement)

obtained at a shock tunnel test

### 4. まとめ

風洞技術開発センターにおいて風洞試験技術向上の一環として空間速度場計測および詳細表面圧力場計測をそれぞれ PIV、PSP により実用大型風洞に適用、システム整備を行っている。それぞれ宇宙機設計に関わる試験を通して定量性を確保しつつ視覚的情報を得られる技術レベルであることが示された。

### 5. 参考文献

- (1) Kato, H., Watanabe, S., Hashimoto, T., Osako, Y., Nonaka, S., Ogawa, H. and Inatani, Y., "Velocity Measurement of Opposing Jet for Vertical Landing Rocket," 6<sup>th</sup> International Symposium on Particle Image Velocimetry, Pasadena, CA, Sept.21-23, 2005
- (2) Kurita, M., Nakakita, K., Mitsuo, K., Kawato, H., Yamamoto, Y., Watanabe, S. and Fujii, K., "Aerodynamic Characteristics of a Lifting-Body-Type Reentry Vehicle at Transonic Speeds," 44<sup>th</sup> AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit Reno NV 2006, AIAA paper 2006-665
- (3) Nakakita, K. and Asai, K., "Pressure-Sensitive Paint Application to a Wing-Body Model in a Hypersonic Shock Tunnel," 22<sup>nd</sup> AIAA Aerodynamics Measurement Technology and Ground Testing Conference, St.Louis, MO 2002, AIAA-2002-2911