JAXA の大型風洞群*

—我が国の航空宇宙機開発を支える基幹設備—

渡辺 重哉**

Large-scale Industrial Wind Tunnels in JAXA

—Wind Tunnels for Development of Aircraft and Space Vehicles in Japan—

Shigeya WATANABE

1. はじめに

ライト兄弟による人類初の動力有人飛行の成功は、独自に開発した風洞を用いた数多くの風洞試験データに基づく機体形状の効率的改良の取り組みがその成功の大きな要因であった。以来、航空機やロケットの開発においては常に風洞が用いられ、その性能向上を支えてきた。我が国においては、戦後の航空機開発の空白期間を経て、新たな航空機開発を再開するに当たり、航空機の空力特性の最終確認のための大型風洞が旧航空宇宙技術研究所（現宇宙航空研究開発機構：JAXA）に集中して整備された。戦後開発されたほぼすべての航空機・宇宙機は JAXA の大型風洞群での試験を経て、空へと飛び立って行った。試験速度域は、低速から極超音速までの全速度域をカバーし、近年整備された防衛省の三音速風洞¹⁾とともに、現在でもその役割を担い続けている。

これらの風洞群には 1950 年竣工の 2 m × 2 m 遷音速風洞を筆頭に建設後 50 年程度を経過した風洞もあるが、設備の定期的な改修や新たな試験・計測技術の開発・整備、データ精度やデータ生産性の向上を目指した努力を継続することにより、その価値を着実に高めている。

本稿では、JAXA 大型風洞群の概要を紹介するとともに、近年の試験・計測技術の開発やデータ精度及び生産性の向上の取り組みについて述べる。また、スーパーコンピュータの発達とともに飛躍的に発展し、航空宇宙機開発になくてはならない設計ツールとして成長してきた数値流体シミュレーション技術（CFD: Computational Fluid Dynamics）との連携についても合わせて紹介する。

2. JAXA 大型風洞群

2.1 風洞のラインアップ

JAXA の主要な風洞群は主に調布航空宇宙センター（CAC）に整備されており、風洞技術開発センター（WINTeC）が管理している。Table 1 に示すように、

航空機開発用の大型風洞を中心とした「基盤風洞」と、風洞試験・計測技術の開発や基礎的な空力研究のために用いられる中・小型の「研究風洞」に分類される。低速、遷音速、超音速、極超音速の各速度域で、最も大規模な 4 つの基盤風洞について次節以降に概要を紹介する。

なお、上記の風洞以外の JAXA の主要風洞としては、フラッタ試験に特化した 0.6 m × 0.6 m 遷音速フラッタ風洞（調布）、高エンタルピー環境で飛行する高速物体周りの流れを模擬する高温衝撃風洞（HIEST、角田）、大学共同利用設備として活用されている 0.6 m × 0.6 m 遷音速風洞/超音速風洞（相模原）などがある。また、小規模ではあるが 0.6 m × 0.6 m 磁力支持風洞（調布；低速）は、磁力で模型を浮かせることにより模型支持による空力干渉のない状態で試験ができる世界的にも希少な風洞である²⁾。

2.2 6.5 m × 5.5 m 低速風洞

航空機の離着陸特性や低速における各種空力現象を調べるための風洞で、航空宇宙分野では我が国最大の設備である（Fig. 1；名称の「6.5 m × 5.5 m」は測定部断面のサイズを、図中の矢印は気流の向きを表す）。揚力、抗力などの空気力や表面圧力等の基本的な計測の他、近年は PIV（粒子画像流速測定法）や PSP（感圧塗料法）等

Table 1 Wind tunnels in JAXA CAC.

分類	風洞名	形式	測定部	風速、マッハ数
開発用風洞 (基盤風洞)	6.5 m × 5.5 m 低速風洞 LWT1	連続循環式	高さ 6.5 m、幅 5.5 m (四隅に 1 m の切り欠きがある八角形)	1 – 70 m/s
	2 m × 2 m 低速風洞 LWT2	連続循環式	2 m × 2 m 正方形断面 長さ 4 m	3 – 60 m/s (normal) Max. 67 m/s
	2 m × 2 m 遷音速風洞 TWT1	連続循環式	2 m × 2 m 正方形断面	M=0.1 – 1.4
	1 m × 1 m 超音速風洞 SWT1	間欠吹き出し式	1 m × 1 m 正方形断面	M=1.4 – 4.0
	0.5 m/1.27 m 極超音速風洞 HWT1/2	間欠吹き出し式 (真空吸引込み併用)	φ0.5 m / φ1.27 m ノズル出口径	M=5, 7, 9 (φ0.5 m) M=10 (φ1.27 m)
	750 kW アーク加熱風洞 110 kW 誘導プラズマ加熱風洞 AWT/PWT	縮流安定型アーク加熱風洞(AWT) 誘導結合プラズマ型加熱風洞(PWT)	φ11.5 cm ノズル出口径(AWT) 自由噴流式(PWT)	M=4.8 (AWT, designed) Subsonic(PWT)
研究用風洞	0.8 m × 0.45 m 高レイノルズ数遷音速風洞 TWT2	間欠吹き出し式	高さ 0.8 m、幅 0.45 m	M=0.2 – 1.4
	0.44 m 極超音速衝撃風洞 HST	二段圧縮型衝撃風洞 ノズル出口径	φ0.44 m ノズル出口径	M=10, 12

* 原稿受付 2011 年 11 月 9 日

** (独)宇宙航空研究開発機構 (〒182-8522 東京都調布市深大寺東町 7-44-1, E-mail: watanabe.shigeya@jaxa.jp)

Fig. 1 JAXA 6.5m × 5.5m Low-speed Wind Tunnel.

の画像流体計測技術も活用されている。航空機の機体騒音低減の重要性が高まる中、騒音計測技術の研究開発も推進し、専用の音源探査システムを整備した。また、地面の近傍で飛行する際に問題となる地面効果を模擬するための地面板も新規に開発中である。

2.3 2m × 2m 遷音速風洞

航空機の巡航状態での空力特性や遷音速領域における各種空力現象を調べるための風洞で、防衛省の三音速風洞とともに我が国の主力の遷音速風洞である (Fig. 2)。基本的な計測の他に、シュリーレン法による空間密度場の可視化、PSP 計測、PIV 計測や模型変形計測などの画像計測も可能である。初の国産ジェット旅客機である MRJ (Mitsubishi Regional Jet) の開発においては、データ精度の向上に取り組むとともに (4 章参照)、PSP が本格的に活用され、空力/構造設計の高度化/高効率化に貢献している³⁾。また、HTV-R 等のカプセル型宇宙機の遷音速における動安定特性を計測するための動安定試験技術の開発にも着手している。

2.4 1m × 1m 超音速風洞

超音速航空機や宇宙機の超音速特性や超音速での各種の空力現象を調べるための風洞で、防衛省の三音速風洞とともに我が国の中核的な超音速風洞である (Fig. 3)。基本計測の他に、シュリーレン法、PSP 計測などの画像流体計測も行われる。最近では風洞始動/停止時に模型に働く荷重や試験可能な最大模型サイズの正確な推定などの本風洞に特化した研究の成果も活用されている。

2.5 0.5m/1.27m 極超音速風洞

宇宙往還機、回収カプセル、極超音速航空機などの極超音速空力特性及び極超音速域特有の空力現象を調べるための風洞である (Fig. 4)。ノズル上流部は共通で、ノズル出口直径が 0.5m と 1.27m の 2 つの測定部を持つ。後者は米国 AEDC の風洞と並んで世界最大である。

Fig. 2 JAXA 2m × 2m Transonic Wind Tunnel.

Fig. 3 JAXA 1m × 1m Supersonic Wind Tunnel.

Fig. 4 JAXA 0.5m/1.27m Hypersonic Wind Tunnel.

空気力および表面圧力の基本計測の他に、極超音速領域で重要となる空力加熱分布測定のための赤外線カメラ法が導入されている。また、通常のシュリーレン撮影を行うことができるが、それをさらに発展させ、空間密度場の 3 次元可視化を可能とする CT (コンピュータ断層撮影) シュリーレン技術の開発も行っている (3.3 節参照)。

3. 先進空力・騒音計測技術の研究開発

本章では、航空宇宙機の空力設計の高度化/高効率化、複雑な空力現象の解明、CFD データの多面的検証を目的とした、JAXA における先進的な空力・騒音計測技術の研究開発の状況を紹介する。風洞試験時の空力荷重による模型変形の計測技術についても近年開発中だが、誌面の都合で取り上げられないため、文献 4 を参照されたい。

3.1 感圧塗料法 (PSP)

これまで模型表面圧力の計測は、模型表面に開けた圧力孔から圧力配管を介して圧力センサに接続する点計測により行われてきた。このような計測では、模型の製作が複雑であるとともに、多数の配管のため長い準備時間を要することや、模型が薄い部分には圧力配管が設置できない、などの問題があった。これらの課題を解決するとともに、表面圧力分布の詳細な面計測を可能にする手法として感圧塗料法 (PSP) を導入し、定常圧力計測については実機開発試験にも適用可能な技術レベルまで高めてきた^{3,5)}。適用速度域は、超音速、遷音速、低速であるが、低速では一般に計測する圧力の変動量が小さく、

絶対圧計測的な性質を持つ PSP では計測精度を確保することが困難となる。その対策として赤外線カメラ、PSP と感温塗料 (TSP) を混合した複合塗料⁶⁾を用いて PSP の温度依存性を高精度に補償することにより、現状、風速 20~25m/s 程度までは実用的な測定が可能となっている。

また、航空機の高性能化や開発競争の激化に伴い、剥離、衝撃波振動によるバフエット、空力/構造連成問題であるフラッタなどの非定常空力現象の航空機設計における重要性が増すとともに、航空機騒音への関心の高まりを受け、PSP による非定常圧計測の研究開発にも取り組んでいる。H-IIA のような大型ロケットのフェアリング模型 (Fig. 5) を用いて 2m × 2m 遷音速風洞において非定常 PSP 計測を行った例を Fig. 6 に示す⁷⁾。PSP 色素をバインダーを用いずに模型表面の陽極酸化アルミの微細孔内にディッピング法により配置することにより kHz オーダの高速圧力応答性を確保している。Fig. 6 では高速度カメラにより 0.2ms 間隔で撮影したものを 1/5 に間引き 1ms 間隔で表示しているが、フェアリング先端のコーンと後部の円柱の結合部付近で発生している衝撃波/境界層干渉に伴う剥離域において、圧力分布が非定常に変動している状況が面分布でわかる。この結果は、非定常 PSP により、このような複雑な非定常空力現象の理解に極めて有益な情報が得られることを示唆している。

3.2 粒子画像流速測定法(PIV)

航空機や宇宙機周りの流れを詳細に知ることは、空力

Fig. 5 Rocket fairing model coated by unsteady PSP in JAXA 2m × 2m Transonic Wind Tunnel (right-bottom: PSP measurement area)⁷⁾.

Fig. 6 Unsteady pressure distribution history near cone-cylinder junction by unsteady PSP ($M=0.8$, $\alpha=4^\circ$; 1 ms interval from left-top to right-bottom)⁷⁾.

形状の問題点を発見して改良の方向性を見出したり、乱流、剥離などの複雑な流体現象の理解を促進するために重要である。そのための計測技術の一つとして、瞬時の空間速度場を計測することが可能な PIV の実用化が機械分野を中心に急速に進んだ。本格的な航空宇宙分野への適用は世界的にもやや遅れたが、JAXA においては比較的初期から大型実用風洞での実用化を目指した研究開発を進めてきた⁸⁻⁹⁾。機器の制約で当初は数 Hz オーダでしか画像取得ができなかったが、その後の高速度カメラや高繰り返しレーザの急速な発達に伴い、数~数十 kHz オーダでの時系列なデータ取得が可能になってきている。非定常空力現象をより詳細に調べる目的で、JAXA においても近年、時系列 PIV システムの開発に注力している。その一例として、2m × 2m 低速風洞において NACA0012 翼型の矩形翼 (Fig. 7) に初期的に適用した結果 (渦度分布) を Fig. 8 に示す¹⁰⁾。一様流風速 15m/s、迎角 -2.5° で矩形翼の後縁付近の速度場を 2D PIV で側方から測定したものである。翼の後縁の上下面から放出された向きが逆の渦が干渉しながら後方へ流れ、それぞれが変形しつつ 2つの小さい渦に分裂して行く様子がわかる。このような速度流の時系列データは、剥離流や後流やジェット排気干渉流などの非定常流れ現象を理解するのに有効であるだけでなく、データを周波数解析することにより、特定周波数の騒音源の探索にも活用できるものと期待される。

また、PIV データを航空宇宙機設計に直接的に活用する工夫として、模型の後流の気流垂直断面での PIV 計測結果を用いて圧力のポワソン方程式を解いて圧力分布を算出し、速度場と得られた圧力場のデータから後流積分法により揚力や抗力のスパン方向分布を推算する手法を考案した¹¹⁾。旅客機模型等で定性的な有効性は確認したが、現状、まだ精度は不十分である。本手法では気流方向の速度や圧力の勾配を便宜上無視しているが、それらを考慮することにより精度向上が期待できる。

3.3 CT シュリーレン法

圧縮性流れの空間可視化手法としてシュリーレン法が広く用いられているが、シュリーレン法では光軸に垂直な 2 次元的な密度勾配しかわからないため、医学分野にお

Fig. 7 NACA 0012 wing model illuminated by PIV laser light sheet in JAXA 2m × 2m Low-speed Wind Tunnel¹⁰⁾.

いて実用化されている CT (コンピュータ断層撮影) 技術の導入により密度勾配の 3 次元可視化を可能とする CT シュリーレン技術の開発を行っている。具体的には、風洞の模型支持装置の変角ロール機構と通常のシュリーレンシステムを用いて、同じ試験条件下で一様流方向を軸として模型を少しずつロール回転させて多数のシュリーレン画像を撮影する。それらの画像に対して CT と同様のアルゴリズムによる処理を施すことにより、密度勾配の空間分布が 3 次元的に可視化される。Fig. 9 に CT シュリーレン法の基礎実験に使用した鈍頭物体模型 (HB-2 標準模型) を 1.27m 極超音速風洞に設置した状態を示す。一様流マッハ数 9.6, 迎角 30° で保持したまま模型を回転し、シュリーレン画像を撮影した。Fig. 10 に取得画像に対して CT 処理をして空間密度勾配を計算した結果を示す。Fig. 10(a) に示される一様流垂直断面 (破線) を前方から見た図が Fig. 10(b) である。胴体先端から発生するバウショックと後部のフレア部から発生する衝撃波の両者が明確に可視化されており、圧縮性 3 次元流の理解に有効なツールであることがわかる。また、従来のシュリーレンデータは左右対称面での衝撃波位置情報を除き CFD データの直接的な検証には向かないが、CT シュリーレンでは 3 次元の衝撃波形状がわかるので CFD 検証データとしての有用性が高い。一方、凹部がある模型ではその部分に光が届かないためデータが得られないという点や、模型により影になる部分では衝撃波強度などの定量的な保証ができないという点など、今後解決すべき課題も多い。

3.4 音源探査技術

これまで航空機の高揚力装置や脚から発生する離着陸時の機体騒音は、機体開発の後期に低騒音風洞を用いて確認されてきたが、近年機体騒音問題がクローズアップされるにつれて、開発初期に騒音計測を行い騒音上の問題を早期に発見するニーズが高まっている。その場合、空力特性計測と一緒に通常の低速風洞を使って騒音計測をする必要があるが、模型から出た騒音が測定部壁で反射したり、送風機の騒音が風路の上下流から測定部に伝播してくるなど、通常のマイクを用いた騒音計測が困

難になるため、音源探査手法を用いた計測が盛んになりつつある。JAXA においても音源探査技術の研究開発を行い、6.5m $\times$ 5.5m 低速風洞及び 2m $\times$ 2m 低速風洞に対して音源探査システムを整備した¹²⁻¹³⁾。

音源探査は、多数のマイクロフォンをアレイ状に配置し、計測された音圧レベルと位相情報を利用して音源位置を探索する技術である。JAXA 低速風洞においては、周波数領域での Conventional Beamforming 法を適用している。本手法では、各マイクロフォンで得られたデータの位相を考慮して探索面上のパワーレベルの相関を調べ、その分布をプロットすることにより音源位置の判別が可能となる。更に、暗騒音が比較的大きい空力風洞に

Fig. 9 HB-2 ballistic model for CT schlieren technique in JAXA 1.27m Hypersonic Wind Tunnel.

Fig. 10 CT-reconstructed schlieren image of HB-2 model ($M=9.6$, $\alpha=30^\circ$).

Fig. 8 Time-resolved PIV results of vorticity near trailing edge of NACA0012 airfoil ($U=15\text{m/s}$, $\alpha=-2.5^\circ$, 5kHz sampling, camera resolution: 1280×600 pix, interrogation spot size: 32×32 pix, 50% overlap)¹⁰⁾.

適用するため、異なるマイク間で強い相関を持つ信号データに着目し、高いダイナミックレンジを確保する処理手法を適用し、精度を向上させている。

特に、 $2\text{m} \times 2\text{m}$ 低速風洞では、暗騒音の低減により音源探査の精度を向上させるために無響測定部 (Fig.11) を整備した¹³⁾。本測定部は、高張力で張ったケブラーシートで側壁を構成し、その両側に併設した無響室に設置したマイクロフォンアレイにより、ケブラー壁を透過して来る騒音を計測することができる。高揚力装置付きの半裁翼模型から発生する騒音の音源探査結果を Fig.12 に示す。主翼端、前縁スラットの隙間、後縁フラップの翼端などから騒音が発生している様子が明らかであるとともに、80kHz という高周波数帯まで計測が可能となっている。本結果が示すように、実機の縮尺模型から発生する騒音を、実機スケールに換算して影響の大きい周波数帯で計測できるようになり、航空機の基礎的な騒音評価を比較的小さな模型と風洞によって行うことが可能となった。

4. 試験データ精度/生産性の向上への取り組み

MRJ の開発試験等を通じ試験データの精度/信頼性および生産性の向上のニーズが顕在化してきており、特に $2\text{m} \times 2\text{m}$ 遷音速風洞でその対策を重点的に行ってきた¹⁴⁾。

MRJ 風試の初期に、揚力や抗力などの空力特性デー

Fig.11 Microphone array system at JAXA $2\text{m} \times 2\text{m}$ Low-speed Wind Tunnel with anechoic chamber¹³⁾.

Fig.12 Noise source distribution measured by microphone array system at JAXA $2\text{m} \times 2\text{m}$ Low-speed Wind Tunnel¹³⁾.

タの再現性が通風中の天秤 (模型に働く空気力とモーメントを計測する装置) の温度ドリフトにより悪いことが明らかになり、その対策として通風開始初期の天秤温度上昇時にはデータを取得しない「予備加熱法」を採用した。これにより、温度ドリフトを大幅に低減させることができ、データの再現性を海外主要風洞レベル ($\pm 1 \sim 2$ カウント [1 カウントは抗力係数で 0.0001]) に改善することに成功している。予備加熱によりデータの生産性が落ちる問題については、試験ケースの順序の工夫や、マッハ数変更の際にも模型表面温度を一定に保つように気流総温度を制御するなどの対策により、生産性の低下を防ぐ努力をしている。また、予備加熱をなくしてさらに生産性を上げるために、熱膨張の非常に小さいスーパーインバー材を用いた新規の天秤開発にも着手しており、従来素材の天秤に比べ温度ドリフトの小さい天秤の製作が可能であることが実証されつつある¹⁵⁾。

また、絶対的な精度向上の取り組み¹⁴⁾として、較正精度の標準偏差がフルスケールの 0.1% 以下という世界トップレベルの較正精度を持つ複合荷重自動天秤較正装置を開発した (Fig.13)。更に、実機の飛行時には存在しない一様流の気流方向の圧力勾配や、風洞壁や模型支持系の存在が絶対精度改善の大きな障壁となっているが、模型と風洞全体を解析対象とした CFD の活用により、これらの誤差要因の低減でも成果を上げつつある。

試験データ精度の向上と並行してデータの信頼性を定量化するため、統計理論に基づく不確かさ解析手法を導入し、試験データの不確かさの定量化も推進している¹⁶⁻¹⁷⁾。本手法の導入により、1.27m 極超音速風洞は世界トップレベルの気流の一様性を有することが定量的に明確となった。すでに 1.27m 極超音速風洞と $1\text{m} \times 1\text{m}$ 超音速風洞においては本手法の導入が完了し、 $2\text{m} \times 2\text{m}$ 遷音速風洞などの残りの風洞へと適用を拡大している。不確かさ解析の導入により、データ精度に対する各誤差の感度が明確になり、感度の高い誤差源を集中的に改善することにより効率的な精度向上ができる点も本手法の大きな利点である。

5. 風洞と CFD との融合

CFD の急速な発達に伴い航空宇宙機設計における CFD の重要性が高まってきた。それに合わせて風洞の役割も、複雑形状/複雑流れ場に関する詳細な空力データ取得と CFD データ検証へとその比重を移しつつある。そのような流れを受けて、風洞実験 (EFD)、CFD 双方の相互補完による付加価値向上を目指して、EFD/CFD 融合システムである「デジタル/アナログ・ハイブリッド風洞」の開発を行っている¹⁸⁾。本システムのコンセプトを Fig.14 に示すが、風洞試験開始前の系統的な CFD の実施による風洞試験計画/模型設計の最適化、風洞試験時の風試データと CFD データのリアルタイム比較、両者の条件を完全に揃えた上での EFD/CFD 統合データベース

Fig.13 JAXA's new balance calibration system¹⁴⁾.

Fig.14 Concept of Digital/Analog-Hybrid Wind Tunnel.

の蓄積などの機能を有する。これはあくまでも EFD/CFD 融合の初期プラットフォームに過ぎず、今後データ同化機能や高度な相互補完機能を追加して行くことにより、より有用性の高いシステムに育てていく予定である。

6. おわりに

我が国の航空宇宙機の開発を支える基幹設備である JAXA 大型実用風洞群の概要を紹介するとともに、その付加価値を高めるための風洞試験・計測技術の開発、データ精度/生産性の向上の取り組みについて報告した。

JAXA では、これらの風洞群の 2025 年頃のあるべき姿を示した「JAXA 風洞ビジョン 2025」を 2009 年に発表した¹⁹⁾、本ビジョンは下記の 3 本柱からなっている：

- 1) 風洞試験・計測技術の開発等を通じ、世界トップ品質の風洞群を整備しアジア標準風洞としての地位を確立
- 2) 欧米風洞の試験能力を凌駕する世界トップの風洞 1 基を新規に開発
- 3) 風洞技術をベースとした、世界をリードする実機空力特性予測・評価技術の獲得

これらの大きな目標の実現に向けた風洞改修・新規開発、風洞試験・計測技術の継続的な研究開発を推進するとともに、CFD や他分野技術との連携を強化することを通じて、我が国の航空宇宙機の開発および空気力学の発展により一層貢献していきたいと考えている。

謝 辞

本稿の作成にあたって、JAXA 風洞技術開発センターの伊藤健氏、加藤裕之氏、須谷記和氏、中北和之氏、永井伸治氏、浜本滋氏、藤井啓介氏にご協力頂いた。こ

こに謝意を表する。

参 考 文 献

- 1) 宇田川直彦：防衛省技術研究本部の三音速風洞装置，防衛技術ジャーナル，27 巻，10 号（2007）pp. 16-23.
- 2) 澤田秀夫，国益徹也：低速風洞用 60cm 磁力支持装置の開発，日本航空宇宙学会論文集，Vol. 50, No. 580（2002）pp. 188-195.
- 3) 中北和之，栗田充，満尾和徳，渡辺重哉，真保雄一：国産小型航空機開発への感圧塗料技術の適用，第 42 回飛行機シンポジウム講演集（2004）.
- 4) 加藤裕之，中北和之，栗田充，中島努，山谷英樹：風洞試験におけるマーカーを用いた写真測量法による模型変形量計測，第 48 回飛行機シンポジウム/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2010 講演集，JSASS-2010-5032（2010）.
- 5) Nakakita, K., Kurita, M., Mitsuo, K., Watanabe, S.: Practical pressure-sensitive paint measurement system for industrial wind tunnels at JAXA, Meas. Sci. Technol., Vol. 17（2006）pp. 359-366.
- 6) Mitsuo, K., Kurita, M., Nakakita, K., Watanabe, S., Wada, Y.: Temperature Correction of PSP Measurement Using Bifluorophore Dyes, AIAA-2008-3945（2008）.
- 7) 中北和之，今川健太郎，高間良樹，加藤裕之，中島努：ロケットフェアリング模型の非定常 PSP 計測，第 43 回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2011 講演集，JSASS-2011-2081（2011）.
- 8) 加藤裕之，渡辺重哉：粒子画像流速測定法（PIV）の大型風洞への適用，ながれ，22 巻，4 号（2003）pp. 289-298.
- 9) 渡辺重哉，加藤裕之，橋本拓郎：大型風洞用粒子画像流速測定（PIV）システムの開発，第 41 回飛行機シンポジウム講演集（2003）.
- 10) Kato, H., Koike, S., Nakakita, K., Iwasaki, A.: Time-Resolved PIV Applied to NACA0012 Airfoil in Low-speed Wind Tunnel, Proc. 11th Asian Symposium on Visualization, Niigata（2011）.
- 11) Kato, H., Matsushima, K., Ueno, M., Koike, S., Watanabe, S.: Drag and lift prediction Based on Wake Integration Method Using Stereo PIV, 8th Int. Symposium on Particle Image Velocimetry, PIV09-0073（2009）.
- 12) Ito T., et al: Aeroacoustic Noise Measurements in Aerodynamic Low-speed Wind Tunnels, 26th International Congress of the Aeronautical Sciences, ICAS 2008 -3.2.3（2008）.
- 13) 伊藤健，浦弘樹，日高亜希子：空力試験風洞における騒音計測技術～静かな航空機の実現を目指して～，JAXA 第 2 回航空プログラムシンポジウム前刷集（2011）pp. 106-107.
- 14) 須谷記和，香西政孝，上野真，古賀星吾，浜本滋，橋本敦，村山光宏，山本一臣：JAXA 2m × 2m 遷音速風洞（JTWT）における精度向上の取り組み，第 49 回飛行機シンポジウム講演集，JSASS-2011-5167（2011）.
- 15) 香西政孝，古賀星吾，長井達正，須谷記和：低熱膨張材を用いた高速風洞用内挿式六分力天秤の試作，第 49 回飛行機シンポジウム講演集，JSASS-2011-5169（2011）.
- 16) 永井伸治，津田尚一，小山忠勇，平林則明，関根英夫，渡利實：極超音速風洞における不確かさの表示と応用，日本航空宇宙学会論文集，53 巻（2005）pp. 491-497.
- 17) Nagai, S., Iijima, H.: Uncertainty Identification of Supersonic Wind Tunnel Testing, J. Aircraft, Vol. 48, No.2（2011）pp. 567-577.
- 18) Watanabe, S., Kuchi-ishi, S., Aoyama, T.: A Prototype System towards EFD/CFD Integration: Digital/Analog-Hybrid Wind Tunnel, 27th International Congress of the Aeronautical Sciences, ICAS 2010-3.3.2（2010）.
- 19) 浜本滋：JAXA 風洞群の現状と課題，第 47 回飛行機シンポジウム講演集，JSASS-2009-5109（2009）.