

# JAXA 風洞における先進空力計測技術

満尾 和徳\*

## Advanced Aerodynamic Measurement in JAXA Wind Tunnels

Kazunori Mitsuo

### 1. はじめに

旅客機やロケット、再突入カプセルなど航空宇宙機体の研究開発では風洞試験により空気力学的な機体性能を評価している。たとえば、旅客機開発では空気抵抗軽減による燃費向上が強く求められており、機体開発において空力性能改善が必須の課題になっている。そのような要求に応えるためには風洞模型全体のオーバーオール空力性能だけでなく、機体の局所的な流れの診断や可視化が不可欠である。たとえば、ボルジェネなどの空力デバイスの効果を評価する場合、天秤による力計測だけではなぜそのような結果が得られたのか理解できない。また、機体の空力設計では CFD (Computational Fluid Dynamics) が活用されているが、その空力モデル検証のためにも流れの詳細な情報が必要とされている。

近年、CCD カメラや光源などの計測機器の進歩により、高速かつ明瞭に現象を捉えることができるようになり、機体周りの流れやその表面を詳細に可視化・計測できるようになってきた。

JAXA 航空技術部門空力技術研究ユニットでは、航空宇宙機開発における風洞試験のニーズを先取りし、先進空力計測技術の開発を行ってきた。その成果は、JAXA プロジェクトの機体開発はもとより、MRJ (Mitsubishi Regional Jet) などの開発にも利用されてきた。本レポートでは、JAXA 空力技術研究ユニットが開発している先進空力技術の一部を紹介する。風洞や計測技術の情報は以下の航空技術部門のホームページでも閲覧できる。

<http://www.aero.jaxa.jp/facilities/windtunnel/>,

<http://www.aero.jaxa.jp/research/basic/windtunnel/>

### 2. 先進空力計測

#### 2.1 感圧塗料計測 (PSP 計測)

JAXA では旧航空宇宙技術研究所時代の 1994 年より

感圧塗料(Pressure-Sensitive Paint; PSP)計測技術に関する基礎研究を開始し、2002 年からは風洞技術開発センター(WINTEC)において実用風洞試験向け PSP 計測システム(実用 PSP 計測システム)の整備を進めてきた。実用 PSP 計測システムは三菱重工業/三菱航空機との共同研究における MRJ 開発風洞試験<sup>1,2)</sup>や JAXA プロジェクトなど<sup>3,4)</sup>に用いられ、詳細な圧力分布計測結果が空力の現象把握や構造強度評価などに活用されている。

PSP 計測原理図を Fig.1 に示す。PSP 計測では風洞模型にスプレーガンを用いて PSP を塗装する。PSP は面を直接押す力を測るセンサではなく、酸素に感応する分子センサである。Xe アークランプや LED 光源を用いて紫外線を当てると PSP は赤色に発光し、その発光をバンドパスフィルタを介して CCD カメラで計測する。発光強度は酸素が多いと暗く、酸素が少ないと明るく発光する。空気中の酸素の割合は 21% で一定であるため酸素量の変化を捉えることで圧力を計測することができる。PSP の発光強度は温度によっても変化し、それが計測誤差の要因になる。

JAXA では、低速風洞から超音速風洞に至る幅広い速度域の風洞群で実用化を進めており、その一例を紹介する。

6.5m×5.5m 低速風洞(LWT1)の計測例を紹介する<sup>3)</sup>。大型低速風洞で使用する模型は巨大であるため PSP 塗装は風洞内で行った。PSP 光学系と模型が離れているため照明強度の強い LED 光源を製作し、PSP 発光の S/N を高める工夫をした。また、低速では圧力変化が小さいため多数の画像枚数(64 枚程度)を取得するとともに、温度による誤差を軽減するため通風直後の基準画像を取得することで計測精度を改善した。Fig.2 に示すようにスラット後方の強い負圧領域などの翼面上の圧力分布が明瞭に計測された。

Fig.3 に 2m×2m 遷音速風洞(TWT1)で実施した DLR-F6 模型上の M=0.75 での圧力計測例を紹介する。主翼上面前縁での負圧領域と衝撃波による急激な圧力回復、胴体上の圧力分布などが明瞭に捉えられ、圧力孔計測では取得できない詳細流れ場計測ができていたことが分かる。データ処理は模型 CAD データに基づいた 3 次元グリッド上で行われ、処理結果の精度向上のため圧力

\* 国立研究開発法人 宇宙航空研究開発機構 航空技術部門 空力技術研究ユニット

〒182-8522 東京都調布市深大寺東町 7-44-1

孔計測データを導入した a-priori/in-situ hybrid 法<sup>2)</sup>や Self-Illumination(SI)補正<sup>5)</sup>を導入している。

2013 年度には実用 PSP 計測システムのデータ生産性と準リアルタイムデータ処理を高機能化した基幹 PSP 計測システム<sup>6)</sup>が完成した。TWT1 での PSP 計測であれば、1 分間以内での PSP 計測データ取得と次ケースのデータ取得時間である 1 分間での準リアルタイムデータ処理が可能となった。データ処理結果は 3 次元グリッドに対応した PSP 計測ファイルとして保存されるだけでなく、TWT1 においてはデジタル/アナログ・ハイブリッド風洞(DAHWIN)<sup>7)</sup>に PSP 計測ファイルを転送し、CFD 結果と風洞試験における PSP 計測結果を準リアルタイムで比較できる機能も持つ。

PSP 計測の課題は温度による計測誤差の解消である。PSP/TSP 塗分けによる温度補正を行っているが、模型片側しか計測できないデメリットがある。その問題を解決するため感圧色素と感温色素を混合した複合 PSP を開発している<sup>8)</sup>。

非定常空力現象への PSP 計測需要も増大しつつあり、2014 年度から非定常 PSP 計測<sup>9)</sup>についてもオプション計測に加えることとなった。高速応答型 PSP としてアルミ陽極酸化被膜 PSP (AA-PSP)、PSP 励起光源としては高出力青色 LD/LED、高速度カメラからなる計測システムを用いる場合、5kHz 程度までの非定常現象であれば計測が可能となっている。定常現象計測用 PSP 計測と比べ、研究開発段階の技術も含まれ、現時点では模型も陽極酸化可能なアルミ製模型に限定されるため、オプション計測として実施可能かどうかは個別の計測課題次第となるが、可能な限りの非定常 PSP 需要に応えていきたい。

## 2.2 粒子画像流速測定法 (PIV)

空力技術研究ユニットでは航空宇宙機の機体周りの空間速度場を診断するために、粒子画像流速測定法 (PIV; Particle Image Velocimetry) の研究開発を行なっている。現在、6.5m×5.5m 低速風洞、2m×2m 低速風洞、及び 2m×2m 遷音速風洞においては、オプション計測としてユーザが PIV を使用できる (Fig.4)。整備されている PIV システムは、2 次元 PIV (平面内速度 2 成分) とステレオ PIV (平面内速度 3 成分) (Fig.5) に対応しており、さらに、定常と時系列のどちらにも対応可能である。

定常 PIV 計測では、サンプリングレートが 4Hz とするが、1,000~5,000 枚程度のシード画像を撮影することにより、平均速度分布の他、乱れ度、レイノルズ応力等の統計量データが取得可能である。一方、時系列 PIV 計測では、10kHz 程度までのサンプリングレートでデータが取得可能であり、定常 PIV で取得できる統計量データに加えて、速度変動のスペクトル解析等、時間軸方向に関するデータ解析も可能である。

PIV 計測では、使用するカメラレンズの選択により、模型後流等の広い空間の速度分布 (Fig.6)<sup>10)</sup>から、極薄

い境界層内の速度分布<sup>11)</sup>まで、幅広い計測対象に対応することができる。ただし、空間解像度を高くした場合は、カメラ画素数の制約から撮影領域は狭くなる。そこで、必要な計測領域をカバーするために、カメラをトラバースして複数断面の計測<sup>12)</sup>を実施している。

撮影されたシード画像から速度分布を求めるためには、2 時刻間でのシード移動量の計算が必要となる。クラスタ PC を用いて計算しても、1,000 枚のステレオ PIV シード画像を処理するのに 2 時間程度の計算時間を要する。そこで、JAXA では、Cell B.E.を使ったアクセラレータを用いた高速処理システムを開発した<sup>13)</sup>。本システムを使って処理することで、1,000 枚のシード画像を 10 分以内で処理することが可能である。特に、2m×2m 遷音速風洞では、DAHWIN との連携により、試験中に準リアルタイムで PIV 計測結果と CFD 計算結果との比較が可能である。

一般的に、PIV 計測には、カメラやレーザ装置等の準備に時間がかかるため、開発試験への適用が難しいという問題がある。この問題に対して、JAXA では、独自のカメラフォーカス機構や、さまざまな計測領域に対応したトラバース装置等を開発することで、計測準備期間を大幅に短縮した。通常の風洞試験では、PIV の準備は、2 日以内で完了する。

PIV 計測では、風洞ユーザが要求する計測領域に対して、カメラやレーザ装置等のセットアップの検討を行う。より確実に、かつ精度の良い計測データを取得する上では、事前に、PIV 計測を考慮した全体試験計画を立てることが重要である。特に、シード画像取得時には、模型表面等からの強いレーザ散乱光がカメラに入ることによるハレーションの影響が問題となることが多い<sup>14)</sup>。そのため、試験計画時に、光学アクセス等の制約の中から、よりハレーションを抑えることができるセットアップ (模型、カメラ、シート光等の配置) を選択することが重要となる。

## 2.3 変形量計測

風洞試験では空力荷重の作用により試験模型の翼に変形(たわみ、ねじり)が生じる。この変形により、空力荷重は変形なしの状態とは異なる結果となる。一方、近年 CFD の進展により、複雑機体形状における空力荷重の予測精度が向上しているが、CFD で用いる機体と実際の風洞試験で使用する模型とは、空力荷重による変形の影響を受けるため、異なる形状となる可能性があり、風洞試験と CFD との結果比較においては、その影響を知ることが非常に重要な課題となっており、風洞試験における模型変形量計測の必要性が高まっている。

風洞試験における非接触の計測手法としては、マーカ法、モアレ法、光切断法等があるが、模型上での測定点位置が明確である、比較的計測精度が高い等の利点により、これまでマーカ法が広く用いられてきた<sup>15)</sup>、<sup>16)</sup>。マーカを用いたステレオ写真法による変形量計測では、2 台の高解像度 CCD カメラにより模型を撮影し、模型に

貼付されたマーカの三次元位置を計測することで、模型形状の空力変形量(たわみ, ねじり)を算出する。

三角測量の原理に基づき、対応点の三次元位置を計測するためには、カメラキャリブレーションにより、カメラの位置・姿勢等に関するパラメータ(カメラパラメータ)を知る必要がある。本手法では、カメラモデルとして Fig.7 に示されるピンホールカメラモデルを採用した<sup>17)</sup>。図中、(X, Y, Z)は対象物 P の地上座標、(X0, Y0, Z0)は投影中心の空間座標、c は画面距離、(x, y)は対応する写真像の写真座標である。

本手法における翼のたわみ及びねじり量の算出は、はじめにマーカ画像から胴体及び主翼マーカの三次元位置を計算する。Fig.8 の計算フローに示すように、胴体マーカ位置から、通風時の胴体の移動量(平行移動、ピッチ変更)を計算し、主翼マーカの三次元位置に対して、胴体移動量を差し引くことにより、主翼マーカのたわみ量を計算する。さらに、たわみ量に対して、各スパン方向の前縁と後縁に配置されたマーカの曲げ量の差分とそのコード方向の距離から、ねじり量を計算する。計測精度はたわみ量で±0.1mm 程度、ねじり量で±0.2° 程度である。

## 2.4 音源探査(騒音計測)

今後、航空機の空港離着陸数が倍増するとの予測<sup>18)</sup>や、ICAO (International Civil Aviation Organization) による騒音規制強化などの理由から、空港周辺における騒音の低減が必要である。航空機騒音に関して、離陸時においては依然としてエンジン騒音が支配的要因であるが、空港への着陸進入時においては、エンジン出力を絞る為、最新の機体ではエンジン騒音よりも機体から発生する風切音(空力騒音)が大きい機種も存在する。この機体から発生する空力騒音は、前縁スラットや後縁フラップといった高揚力装置、ならびに降着装置(Landing Gear)が主な騒音源である。従って、近年の航空機開発においては、エンジン騒音低減は勿論のこと、これらの空力騒音の低減が技術課題として世界的に取り組まれている<sup>19)</sup>。

騒音を低減しようとする場合には、一般的に騒音源と全体の騒音レベルに占める寄与を把握したうえで、最も寄与が大きい騒音源から対策を施すことが効果的である。1本のマイクロホンを用いて、複雑な形状を持つ物体から発生する複数の空力騒音源の位置とその寄与を把握することは、様々な条件下(例えば、ある特定の形状のみを模擬した供試体を用いた計測を行うなど)で取得したデータを比較する必要があり、非常に多くの手間と時間がかかる。近年では、一度の計測で音源位置とその騒音レベルを把握する計測技術として、レーダーアレイの計測技術である Beamforming 法を空力騒音計測へ適用することが行われるようになった。JAXA においても、独自に開発した多数のマイクロホンを用いた Beamforming 法による音源探査計測技術を開発し、オプション計測として利用可能である<sup>20)・25)</sup>。

Beamforming による音源探査計測では、多数のマイ

クロホンを放射状に配置して、騒音信号を集録する。音波は波の一種であり、空気中を音速で伝わってマイクロホンへ到達する。音源と各マイクロホンとの相対距離は異なる為、ある時間に放射された音波が各マイクロホンへ到達する時間(伝播時間)もマイクロホン毎に異なる。

この計測法は、伝播時間差を利用して、音波の位相を逆算し、波形を合成することで騒音レベル分布を算出する。ここで、着目している位置に音源が存在すれば、位相情報を正確に逆算できるため、波形を合成すると強め合う。一方、音源が存在しなければ、正確な位相を逆算できない為、合成された波形は弱くなる。任意の解析領域に対して、この計算を行うことで周波数毎の音圧レベル分布が算出される。

音源探査計測技術が利用できる風洞は、6.5m×5.5m 低速風洞(LWT1)及び 2m×2m 低速風洞(LWT2)である。LWT1 では、ストラットカートで 91ch 又は 96ch のマイクロホンアレイを適用でき、LWT2 では固定壁カート及び無響カートに 96ch のマイクロホンアレイを適用できる。計測可能周波数は 500Hz～80kHz (1/3 オクターブバンド)であり、無響カート使用時の音圧レベルの再現性精度は±0.2dB 以下である。無響カートとは KevLar 膜を利用した低騒音化されたカートである (Fig.12)。

## 3. まとめ

JAXA 航空技術部門空力技術研究ユニットが開発する先進空力計測技術を紹介した。今後は、さらなる計測技術の高度化に取り組むとともに、表面摩擦力計測などの新しい計測技術にも挑戦していきたい。JAXA では大型風洞群の供用を行っており、空力計測技術もオプション計測として利用することができる。風洞試験の内容に応じて利用を検討して頂ければ幸いである。風洞の供用とオプション計測の利用については、新事業促進部の URL (<http://aerospacebiz.jaxa.jp/jp/facilities/list/>) から申し込むことができる。

## 参考文献

- 1) 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 1A1, 2004.
- 2) Nakakita, K., Kurita, M., Mitsuo, K. and Watanabe, S.: Practical Pressure-Sensitive Paint Measurement System for Industrial Wind Tunnels at JAXA, Meas. Sci. Technol. 17, 2005, pp. 359-366.
- 3) 満尾和徳, 中北和之, 栗田充, 渡辺重哉: JAXA 感圧塗料 (PSP) 計測システムの研究開発 (1) 概要編-, JAXA-RR-13-005, 2014 年 2 月.
- 4) Kurita, M., Nakakita, K., Mitsuo, K., Yamamoto, Y., Watanabe, S., Fujii, K., and Kawato, H.: Aerodynamic Characteristics of a Lifting-Body-Type Reentry Vehicle at Transonic Speeds, AIAA-2006-0665, 2006.
- 5) 口石茂, 栗田充, 満尾和徳, 藤井啓介: 感圧塗料計測法 Self-Illumination 補正プログラムの開発, JAXA-RR-08-002, 2008.
- 6) 中北和之, 栗田充, 満尾和徳, 山谷英樹: JAXA における感圧塗料計測システムの高機能化, 第 52 回飛行機シンポジウム講演集 1F09, 2014.
- 7) 口石茂, 渡辺重哉: デジタル/アナログ・ハイブリッド風洞 (DAHWIN)

の航空・宇宙機研究開発への適用とその展望, 日本航空宇宙学会誌, 62 (2014), pp. 160-165.

8) 満尾和徳, 栗田充, 中北和之, 藤井啓介, 渡辺重哉, 伊藤正剛, 和田雄二: 複合 PSP 計測技術の研究開発, JAXA-RR-07-0123, 2008年2月.

9) 中北和之: 非定常空力現象への感圧塗料計測の応用, 日本航空宇宙学会誌, Vol. 62, No. 8, 2014, pp. 271-277.

10) 加藤裕之, 渡辺重哉, 塩原辰郎, 渡邊篤史: JAXA 2m×2m 遷音速風洞における DLR F6 模型のステレオ PIV 計測, 第 80 回風洞研究会論文集, JAXA-SP-09-004.

11) 小池俊輔, 加藤裕之, 中北和之, 佐藤衛, 徳川直子, 石川敬掲: 大型遷音速風洞での高空間分解能 PIV による超音速境界層計測, 日本流体力学会年会 2011 講演論文集, 2011.

12) 加藤裕之, 渡辺重哉, 橋本拓郎, 藤井啓介: AXA 高揚力形態旅客機模型の低速風洞試験 (ステレオ PIV 計測), 第 44 回飛行機シンポジウム講演論文集 2B3, 2006.

13) 富田明彦, 加藤辰哉, 加藤裕之, 藤田直行, 渡辺重哉: Cell/B.E. を用いたステレオ PIV 計測の準リアルタイム処理, 第 42 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 2010 2A7, 2010.

14) 加藤裕之, 橋本拓郎, 渡辺重哉: ステレオ PIV 計測における模型表面ハレーション防止法, 宇宙航空研究開発機構研究開発報告, JAXA-RR-05-027, 2005.

15) Burner, A. W., Fleming, G. A., and Hoppe, J. C.: Comparison of three optical methods for measuring model deformation, AIAA-2000-0835.

16) Burner, A. W., Goad, W. K., Massey, E. A., Goad, L. R., Goodliff, S. L. and Bissett, O. W., Wing Deformation Measurements of the DLR-F6 Transport Configuration in National Transonic Facility, AIAA-2008-6921.

17) 日本写真測量学会, 写真による三次元測定—応用写真測量—, 1983.

18) <http://www.icao.int/icao/en/Env2010/Noise.htm>

19) Dobryzinski, W.: Almost 40 Years of Airframe Noise Research: What Did We Achieve? , J. Aircraft, vol. 47, No. 2, 2010.

20) Don H. Johnson, et al.: ARRAY SIGNAL PROCESSING -CONCEPTS AND TECHNIQUES, PRENTICE HALL

21) Thomas J. Mueller: Aeroacoustic Measurements, Springer-Verlag, 2002

22) Ito, T., et al.: Aerodynamic/Aeroacoustic testing in Anechoic Closed Test Sections of Low-speed Wind Tunnels, AIAA Paper 2010-3750, 2010.

23) Yokokawa, Y., et al.: Experimental Study on Noise Generation of a Two-Wheel Main Landing Gear, AIAA Paper 2010-3973, 2010.

24) 浦, 伊藤ほか: 超音波帯域における空力騒音源探査技術の開発, 日本流体力学会年会 2011 講演要旨集, pp194, 2011.

25) 浦, 中北ほか: JAXA 2m×2m 低速風洞無響カートにおける翼模型の空力/騒音特性, 第 41 回流体力学講演会講演集, JSASS-2009-0165, 2009

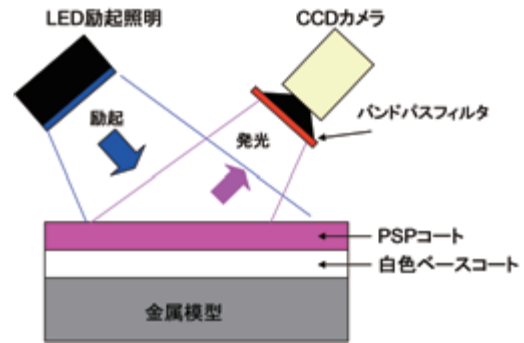


Fig.1 Principle of PSP measurement.

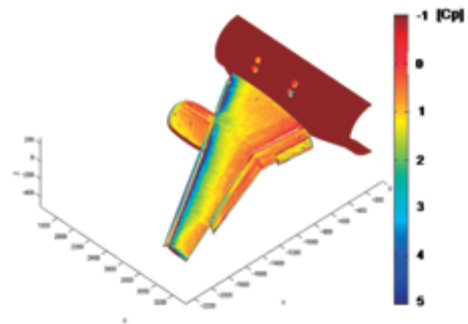
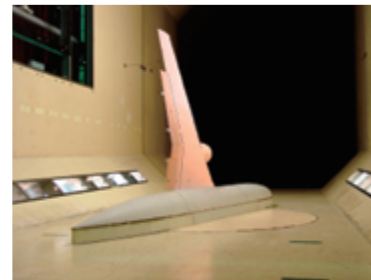


Fig.2 PSP measurement in 6.5m x 5.5m low-speed wind tunnel ( $U_{\infty}=60\text{m/s}$ ,  $\text{AoA}=15\text{deg}$ ).

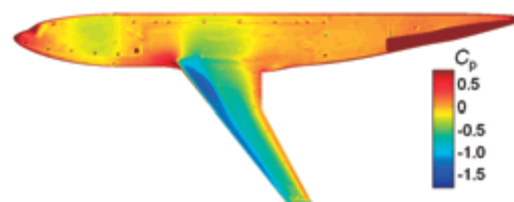


Fig.3 Pressure image on the DLR-F6 model in 2m x 2m transonic wind tunnel ( $M=0.75$ ,  $\text{AoA}=0.6\text{ deg}$ ).

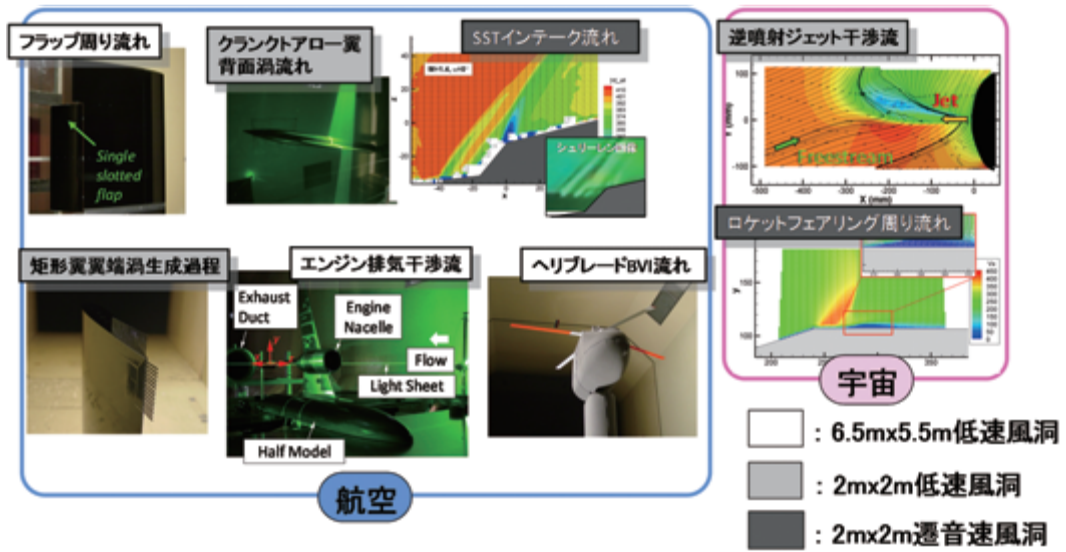


Fig.4 Examples for PIV measurement.

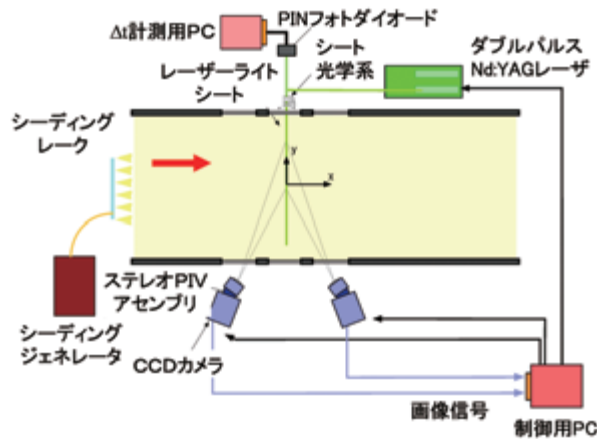


Fig.5 PIV measurement system.

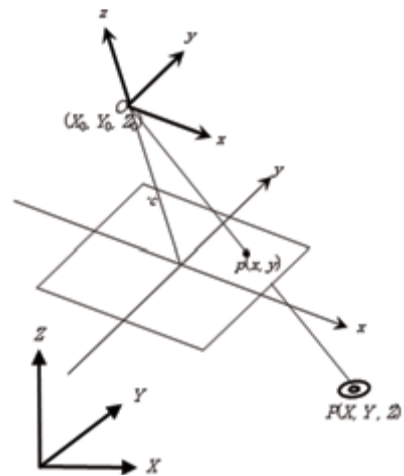


Fig.7 Pinhole camera model.

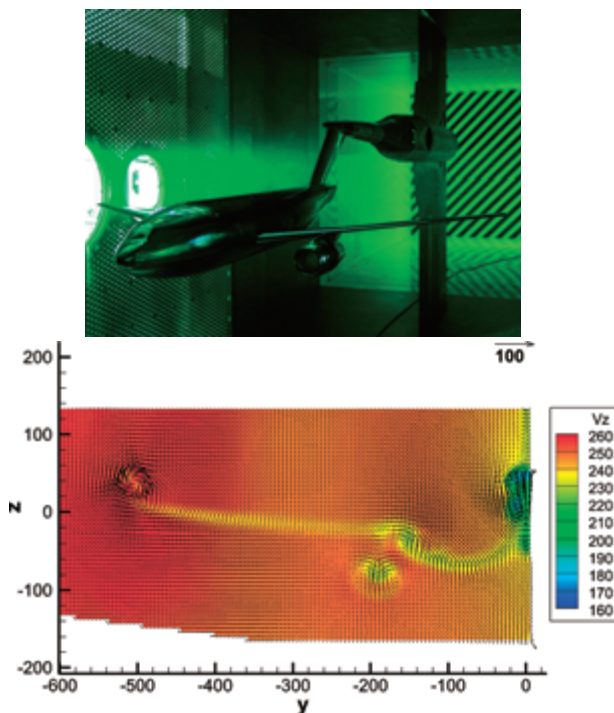


Fig.6 Wake flow of DLR-F6 model by PIV measurement in 2m x 2m transonic wind tunnel.

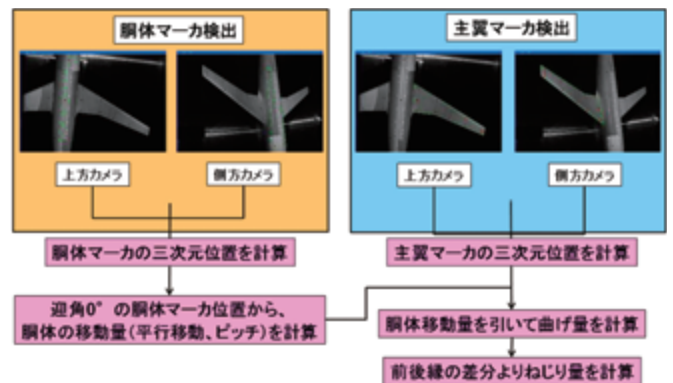


Fig.8. Flow chart of calculating deformation of a model.

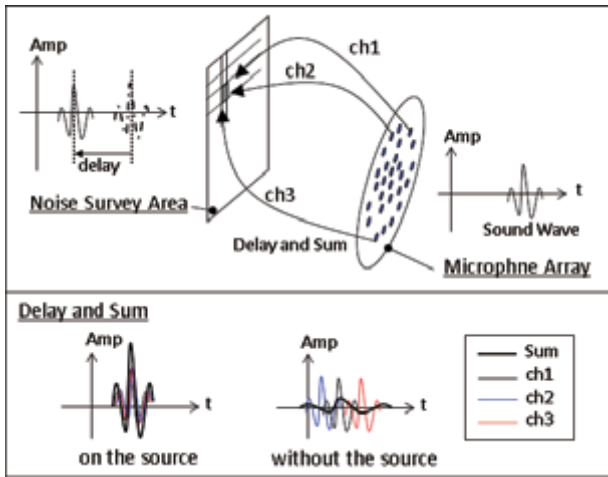


Fig9. Concept of beamforming method.

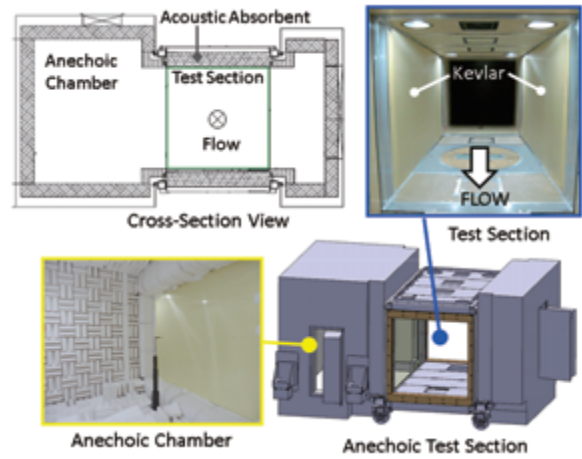


Fig12. Anechoic test section of 2m x 2m low-speed wind tunnel.

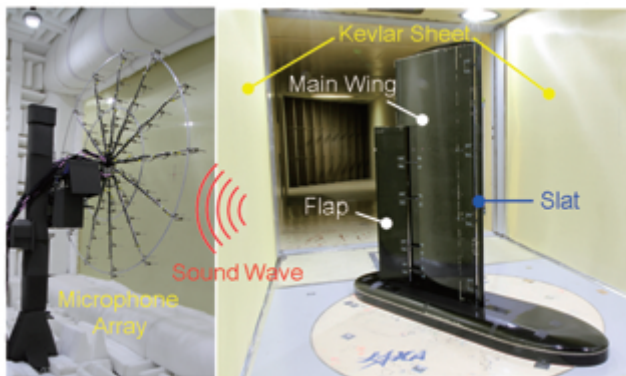


Fig10. Noise measurement system in an anechoic cart of 2m x 2m low-speed wind tunnel.

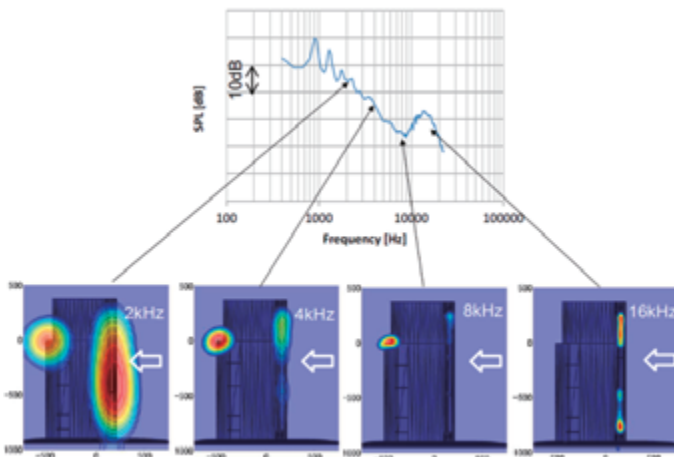


Fig11. Results of noise measurement on the half-model.