

特集記事

# 実験用航空機を用いた 飛行状態の主翼変形量と圧力の光学計測\*

中北 和之\*\*, 栗田 充\*\*\*

## Optical Measurements of Wing Deformation and Pressure on Experimental Airplanes under Flight Conditions

Kazuyuki NAKAKITA and Mitsuru KURITA

### 1. はじめに

我が国における航空宇宙開発の空力特性分野では風洞試験あるいは CFD (Computational Fluid Dynamics) による特性推定, 性能改善, デバイス開発などが活発に行われている。一方, 民間, 防衛を合わせても実機開発の経験は少なく, 風洞試験や CFD (ここでは両者を合わせて地上試験と呼ぶこととする) を経て設計された機体の実飛行時の空力特性データの蓄積という点では欧米各国に大きく後れを取っている。地上試験データから設計された実機の空力特性に設計時の特性とどのような差が生じているかを知ることは地上試験を改良すべき点の洗い出しや次世代機の空力設計へのフィードバックとの観点から非常に重要である。著者らが所属する宇宙航空研究開発機構 (JAXA) においても, 所有する実験用航空機を用いて実飛行時の静的及び動的空力特性の同定技術開発<sup>1,2)</sup>や詳細空力データの 1 つとして圧力孔計測や感圧塗料 (Pressure-Sensitive Paint; PSP) 計測技術<sup>3,4)</sup>を用いた圧力分布データ取得技術の開発を進めている。

PSP 計測技術は風洞試験では実用域に達しつつある。機体に圧力孔を設けることの難しい実験機での圧力計測では, カメラによる計測ができる部位との制約はあるものの原理的には場所や材料を選ばずに画像圧力計測が可能となる PSP 計測のメリットは大きい。アメリカ・Purdue 大<sup>5)</sup>やイギリス・DERA<sup>6)</sup>, ドイツ・DLR では実機飛行試験での PSP 計測の実施例が報告されている。

また, 空力特性を議論する上で機体あるいはモデルの形状は大きな影響を及ぼすが, 近年の風洞試験ではそれぞれの試験ケースにおける設計時形状 (= 無風時の形状) が空気力によってどのように弾性変形したか (特に翼のねじれによる局所迎角変化の影響が大きい) を定量的に変形量計測 (Model Deformation Measurement;

MDM)<sup>7)</sup>した上で, CFD も導入して基準形状における空力特性に正規化することで異なる風洞間の実験データであってもデータのばらつきを補正し, より精度の高い空力特性差が議論できるようになってきている<sup>8)</sup>。飛行試験における空力特性を議論する際にも主翼の弾性変形量を把握した上で正規化を行わなければ地上試験と飛行試験の間での意味のある比較はできない。

本稿では実機の空力特性取得技術開発の一環として行われている飛行試験での主翼上の圧力分布及び主翼の曲げ・ねじり変形量の定量的光学計測として, フライト PSP 計測技術と主翼変形量計測技術の 2 つの計測技術について紹介する。

### 2. 実験用航空機及び試験空域

フライト PSP 計測技術と主翼変形量計測技術の飛行試験は JAXA 実験用航空機 Beechcraft 式 65 型 Queen Air (以下, クイーンエア) を用いて行った。Fig. 1 にクイーンエアの外観を示す。クイーンエアは非与圧の双発プロペラ機であり, その諸元は Table 1 の通りである。

フライト PSP 計測試験は微弱な発光を用いる PSP 計測を行うため試験は夜間に行い, 空港運用時間の観点から仙台空港を拠点として宮城県～福島県沖の太平洋上の空域を用いて試験を行った。主翼上面への月光の入射を避けるため, 飛行時間中に月が昇っていない月齢の期間を選んだ。飛行高度は 1000ft～4000ft, 飛行速度は 100～160mile-per-hour (mph) であり, 全て 1G トリム飛行で試験を行った。主翼変形量計測試験では調布飛行場を拠点とし, 相模湾上空の試験空域で試験を行った。飛行高度は 3000ft 以下, 飛行速度は 120～160mph である。1G 条件でのトリム飛行を基本とし, 機体の垂直方向の荷重を変化させた場合の主翼の変形を調べるため, 60° (2G 相当) 及び 45° (1.4G 相当) バンクの左旋回飛行も含めた。

フライト PSP 計測試験及び主翼変形量計測試験は航空法 11 条但し書による試験飛行許可を東京航空局から取得した上で行った。

\* 原稿受付 2015 年 4 月 28 日

\*\* 正会員 宇宙航空研究開発機構 航空技術部門  
(〒182-8522 東京都調布市深大寺東町 7-44-1,  
E-mail: nakakita@chofu.jaxa.jp)

\*\*\* 非会員 宇宙航空研究開発機構 航空技術部門



Fig. 1 JAXA experimental airplane, Queen Air.

Table 1 Specifications of the JAXA Queen Air.

全長	10.16 m
全幅	13.98 m
全高	4.32 m
最大速度	330 km/h

### 3. フライト PSP 計測

#### 3.1 計測システムの構成

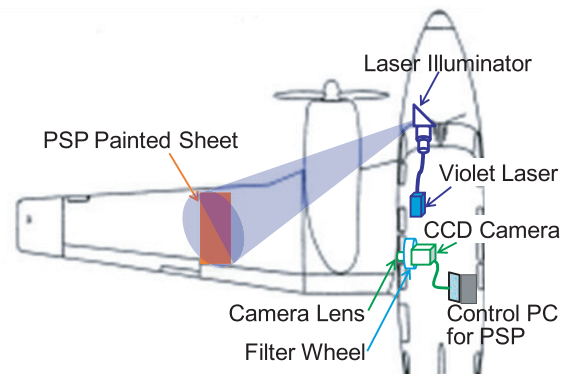
フライト PSP 計測試験では PSP 計測と圧力孔計測の 2 種類の圧力計測を行った。Fig. 2 (a), (b) に 2 つのシステムの構成を示す。Fig. 2 (c) はクイーンエアキャビン内に設置された計測システムの制御・計測部であり、計測用機器は CCD カメラを設置する光学架台の付いたラックに収納される。

PSP 計測側の主要機器は PSP 励起光源である紫半導体レーザ (OMICRON 製 LDM405D.1200.CWA.L.M, 光出力 1.2W) と PSP 発光計測用の CCD カメラ (HPK 製 ORCA-II-BT-1024G) である。ラック内に設置された紫半導体レーザ光は光ファイバによって Fig. 3 に示す胴体上部の風防まで伝送され、光学ガラス窓から主翼上面に照射される。励起光を照射されることで PSP シートが発光し、Fig. 4 に示すように CCD カメラはキャビンのアクリル窓を通して PSP シートの発光を計測する。

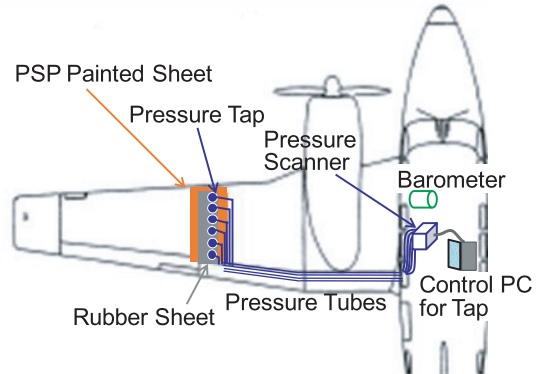
圧力孔計測は主翼上に設置された圧力孔から圧力チューブによってキャビン内の圧力スキャナまで圧力を伝送した上で計測するものであり、紙面の制約上、詳細については参考文献 9) を参照して頂きたい。圧力孔計測は PSP 計測で得られた圧力分布を評価するための基準圧力計測として行った。後述する *in-situ* 法による PSP データ処理に際しては、PSP データを圧力値に変換するための校正データとしても用いた。

#### 3.2 PSP シート

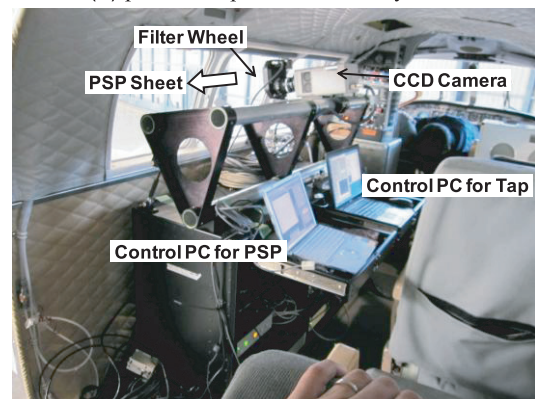
PSP シートは Fig. 5 に示すように主翼上面の幅約 300mm、翼弦方向約 900mm の範囲に設置した。翼弦方向は主翼上面のリベット列を避けるために 4 分割されている。スパン位置としては、万一の剥離を考慮して操舵面であるエルロン上流部は避け、かつプロペラ後流の影響を極力受けない部位とした。PSP シートのベースと



(a) flight PSP measurement system.



(b) pressure tap measurement system.



(c) Equipments for flight PSP system in the cabin.

Fig. 2 Pressure measurement systems on the Queen Air.



Fig. 3 Laser illumination windshield at the top of the fuselage.

なるシートは航空機での使用実績のある航空機用マーキング (3 M 製 VS7704 (P)) である。事前にこのシートに白色下地塗装を行った上でクイーンエアに設置し、そ



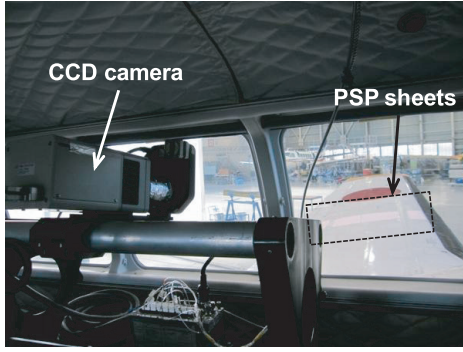


Fig. 4 CCD camera and PSP sheet on the wing.

の上で PSP (米国 ISSI 社製 BF-750) を塗装した。ISSI 製 BF 塗料は感圧成分 (以下, PSP 成分; 赤色発光) と Reference 成分 (以下, TSP 成分; 黄色発光) の 2 つの発光成分を持つ 2-color PSP 塗料である。PSP 成分の温度依存性と TSP 成分の温度依存性がほぼ同じなため, 両者の比を取ることで温度変化や励起光強度変化への補償機能を持つものである。難点としては劣化速度の大きいことが挙げられる。

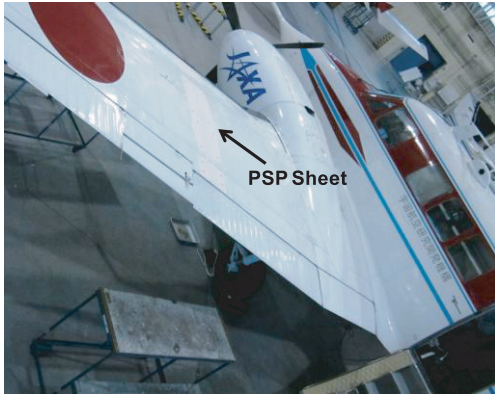


Fig. 5 PSP sheets on the main wing.

### 3.3 圧力の算出

PSP の発光量と圧力の関係は既知圧力下の発光量  $I_{ref}$  と圧力  $P_{ref}$ , 飛行試験での計測時の発光量  $I$  と圧力  $P$  から, 理論的には以下の Stern-Volmer 式;

$$\frac{I_{ref}}{I} = A + B \frac{P}{P_{ref}} \quad (1)$$

あるいは式(1)を多項式に拡張した;

$$\frac{I_{ref}}{I} = C_1 + C_2 \frac{P}{P_{ref}} + C_3 \left( \frac{P}{P_{ref}} \right)^2 \quad (2)$$

を用いて PSP 発光量を圧力値に変換する。

計測画像は町の灯火や雲からの反射光, 地上での空港設備など多くの迷光成分の影響を受けるため, 迷光要因を除去するために, PSP 励起光源 ON/OFF 状態の 2 種類の計測画像を用いた背景減算が重要となる。また励起光量及び温度補正のため TSP 成分を使った PSP 成分補正も行うため, 以下の 4 種類の計測データを 1 セットの計測データとして用いる;

[1] PSP 成分の発光画像データ;  $I_1$

[2] TSP 成分の発光画像データ;  $I_2$

[3] 励起レーザなしの PSP 成分背景画像データ;  $I_3$

[4] 励起レーザなしの TSP 成分背景画像データ;  $I_4$

これら 4 種類の画像から, PSP 成分の実効値  $I_{PSP}$  と TSP 成分の実効値  $I_{TSP}$ ;

$$\begin{aligned} I_{PSP} &= I_1 - I_3 \\ I_{TSP} &= I_2 - I_4 \end{aligned} \quad (3)$$

を算出する。

TSP 成分を用いた PSP 成分の補正には, 式(3)で算出された  $I_{PSP}$ ,  $I_{TSP}$  を用いて式(1), (2)を書き直した式;

$$\frac{I_{ref, PSP} / I_{ref, TSP}}{I_{PSP} / I_{TSP}} = A + B \frac{P}{P_{ref}} \quad (4)$$

$$\frac{I_{ref, PSP} / I_{ref, TSP}}{I_{PSP} / I_{TSP}} = C_1 + C_2 \frac{P}{P_{ref}} + C_3 \left( \frac{P}{P_{ref}} \right)^2 \quad (5)$$

を用いる。

式(4), (5)の未知数を決定するための PSP の発光量と圧力の関係の較正手法としては, *a-priori* 較正, *in-situ* 較正<sup>3)</sup>, 両者の利点を併用した *a-priori/in-situ hybrid* 法<sup>4)</sup>などの方法がある。ここでは PSP シートと同時に塗装された PSP サンプルを事前に較正しその結果を用いる *a-priori* 較正 (式(5)を使用) と, PSP 計測と同時に取得された圧力孔計測データを用いて未知数を決定する *in-situ* 較正 (式(4)を使用) の 2 つの方法を比較した。

## 4. 主翼変形量計測

### 4.1 計測システムの構成

主翼の変形量計測では, 2 台のカメラを用いたステレオ計測法によって主翼上に設置した計測用マーカ位置を 3 次元計測し, 地上静止時と飛行時のマーカ位置の差を変形量とする。Fig. 6 にクイーンエアへの計測システム設置状況を示す。カメラとしては変形によるマーカ位置変化を高精度に分解するため高解像度 CCD カメラ (Prosilica 製 GE4900, 解像度  $4872 \times 3248$  ピクセル) を用いた。計測はキャビン左舷側窓に設置したカメラから左舷主翼上面を計測する。カメラは Fig. 2 (c) 及び Fig. 4 に示したラック上の光学架台に剛に固定された。

主翼の変形変形量は振動などの影響によっても変化するため, 画像取得時には計測用 PC に接続されたトリガソースから 2 台のカメラに計測開始トリガ信号を送ることと同期を取った。

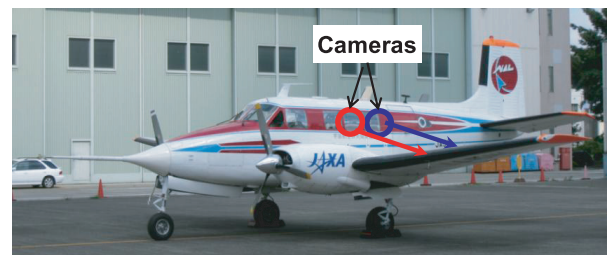


Fig. 6 Stereo camera arrangement on the Queen Air.

## 4.2 ターゲットマーカ

カメラ画像を用いたステレオ計測では、複数の画像間で共通する特徴点を抽出し、対応をとることで計測対象の3次元位置を求めることができる。翼面は滑らかな白色であり、特徴点となるものは無いため、PSPシートで用いたものと同じ航空機用マーキングに黒丸を印刷したものを特徴点（ターゲットマーカ）として左舷主翼上面に設置した。ターゲットマーカは Fig. 7 に示すように、コード方向に前縁/中央/後縁の3点とし、それをスパン方向に5列設置した。

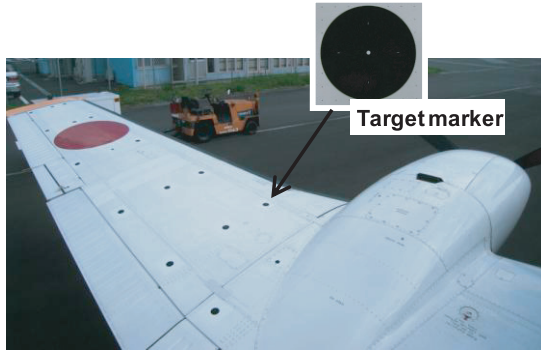


Fig. 7 Target markers on the port-side main wing.

## 4.3 カメラモデル

ターゲットマーカの3次元位置算出には式(6), (7)に示すピンホールカメラモデルを使用する<sup>10)</sup>。式(6), (7)は3次元空間とカメラ画像との幾何学的関係を表し、3次元空間（世界座標系）における3次元位置  $(X, Y, Z)$  及び  $(X_0, Y_0, Z_0)$  とカメラ画像（画像座標系）上の位置  $(x, y)$  を対応付ける。  $c$  はフォーカス、  $(x_0, y_0)$  は主点位置のずれであり、この他にレンズ歪の影響補正を導入する場合もある。

$$x - x_0 = -c \frac{a_{11}(X - X_0) + a_{12}(Y - Y_0) + a_{13}(Z - Z_0)}{a_{31}(X - X_0) + a_{32}(Y - Y_0) + a_{33}(Z - Z_0)} \quad (6)$$

$$y - y_0 = -c \frac{a_{21}(X - X_0) + a_{22}(Y - Y_0) + a_{23}(Z - Z_0)}{a_{31}(X - X_0) + a_{32}(Y - Y_0) + a_{33}(Z - Z_0)} \quad (7)$$

## 4.4 カメラ校正

式(6), (7)中の未知数  $a_{11} \sim a_{33}$  はカメラ校正を通して決定する。3次元位置が分かっている特徴点をカメラで撮影し、3次元位置と画像上のピクセル位置から未知数を同定する。校正の詳細は参考文献11を参照して頂きたい。

特徴点としては Fig. 7 に示したターゲットマーカを用いる。カメラ校正時の特徴点は計測対象領域内に均一に配置されていることが理想であり、主翼上面のターゲットマーカだけでなく、ターゲットマーカが設置された軽量の発泡スチロールのブロックを翼の上面に設置することで高さ方向への特徴点を追加した。

各ターゲットマーカの3次元位置算出には非接触で遠方にある対象物の3次元位置を計測することができるトータルステーションを導入し、計測データをクイーン

エアの機体軸に変換する操作を経て校正に用いた。その様子を Fig. 8 に示す。

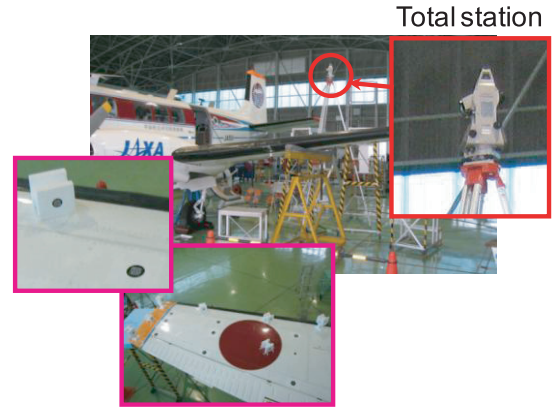


Fig. 8 3-dimensional measurement of the target markers.

## 5. 飛行試験による主翼変形量と圧力の計測

### 5.1 主翼上圧力分布の計測

Fig. 9 はフライト PSP 試験時の励起レーザ光によって発光する PSP シートの様子である。Fig.10 (a), (b) はクイーンエア主翼上の *in-situ* 校正による PSP 計測結果である。主翼上の計測位置を明らかにするため、PSP 計測結果の背景に計測生画像を重ね書きしている。Fig.10 (a) は  $U=70\text{m/s}$ ,  $\alpha=2.7^\circ$  の主翼前縁で圧力が低下し、後縁に近づくにつれ徐々に圧力が回復する分布が捕らえられている。単調に圧力が回復していく Fig.10 (a) に対して Fig.10 (b) のフラップ展開ケースでは、主翼前縁で圧力は低下しているが主翼中央部から後縁にかけてはフラップ隙間の影響でほぼ同じ圧力であり Fig.10 (a) とは異なることが分かる。

Fig.10 (a), (b) で背景に見える多数の白い線は海岸線の民家や街灯などであり、長いカメラ露光時間（本ケースでは3s）中に飛行機が振動するためである。PSP 計測時に灯火などが存在すると迷光として主翼上面に入射し、PSP 計測画像に重畳する。迷光が最も問題となったのは地上で取得する大気圧下での基準画像であり、空港ターミナルや空港周辺の建築物の照明の影響を大きく受けた。迷光成分はPSP発光ありの計測画像からPSP発光なしで取得した背景画像を減算することによりその影響を100カウント以下（PSP発光25000～30000カウントに対し）に低減することができ、ほぼ影響を除去することができたが、飛行機の飛行により背景条件は時々刻々変化するため完全に除去することはできなかった。迷光成分の影響除去は屋外でのPSP計測の大きな課題である。

Fig.11 は圧力孔計測データと Fig.10 に示した PSP 計測結果の定量的比較である。Fig.11 (a) は *a-priori* 校正による PSP 結果であり、PSP シートと同時に作成された PSP サンプルを校正し、その結果を用いてデータ処理を行っている。圧力分布の傾向は圧力孔計測と一致



しているが、2～5 kPa のオフセットが生じている。このオフセットの原因としては迷光成分の残存や温度依存性補償に用いた TSP 成分の光劣化の影響などが考えられる。Fig.11 (b) は *in-situ* 較正による PSP 結果であり、圧力孔データを導入して PSP シートの圧力感度算出を行っているため Fig.11 (a) の *a-priori* 較正による PSP 結果で現れたオフセットは圧力孔データ導入により除去され、PSP 結果は圧力孔データと良く一致している。ただし、今後の飛行試験を考えた場合、*in-situ* 較正では PSP シートや PSP 塗装だけではなく、圧力センサも同時に装着する必要があるため PSP 計測の難易度は高くなる。迷光除去の精度向上や温度依存性補償の向上による *a-priori* 較正での高精度な PSP 計測が理想である。

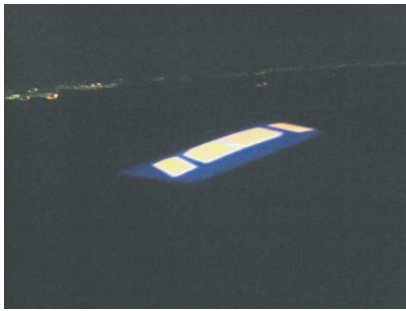
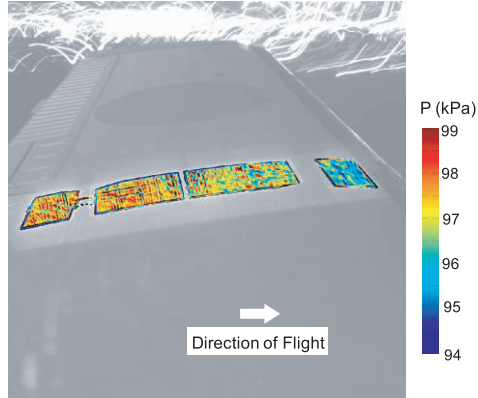
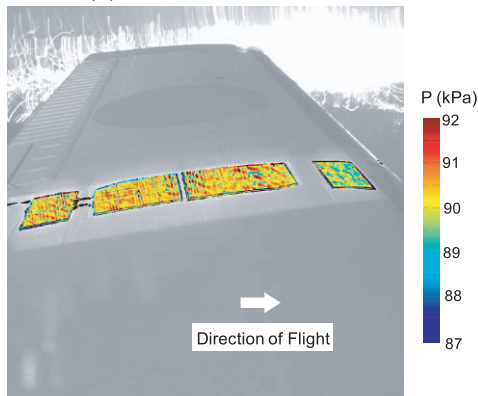


Fig. 9 Luminescence of the PSP sheet on the main wing.

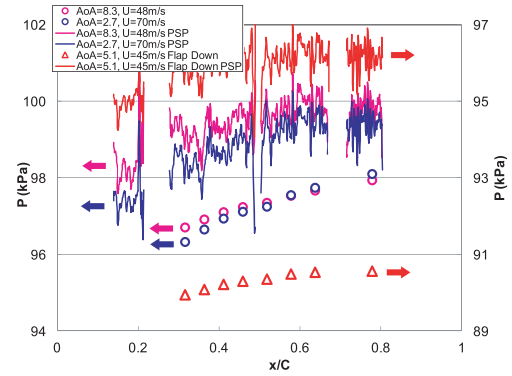


(a)  $U=70\text{m/s}$ ,  $\alpha=2.7^\circ$ ,  $h=300\text{ m}$ .

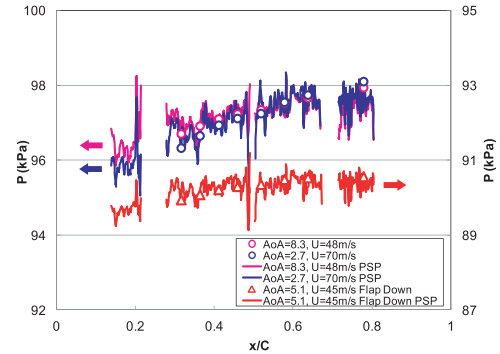


(b)  $U=45\text{m/s}$ ,  $\alpha=5.1^\circ$ ,  $h=1200\text{m}$ , flap/gear down.

Fig.10 Pressure distribution on the wing measured by PSP (*in-situ* calibration).



(a) *A-priori* calibration.



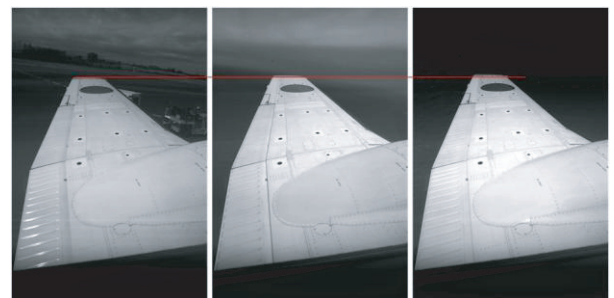
(b) *In-situ* calibration.

Fig.11 Pressure comparison between the PSP and pressure tap measurements.

## 5.2 主翼変形量の計測

Fig.12 に地上待機、1 G 水平飛行状態、60°バンク飛行による 2 G 飛行の計測画像を示す。翼端における変化を比較するために図中に赤線を挿入してある。変形量は小さいが、主翼荷重が増すにつれて主翼の変形が大きくなっている様子が分かる。

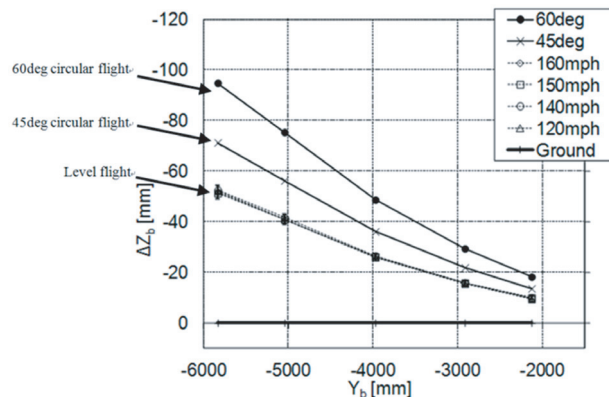
Fig.13 は計測画像上のターゲットマーカから算出した左舷主翼の曲げとねじり角である。Fig.13 (a) の曲げ変形結果では Fig.12 でも分かる荷重による変化の様子が明確に計測されている。翼根から翼端に向かって変形量は大きくなり 1 G 飛行条件での翼端では 50mm 程度である。水平飛行では全速度条件での変形量の差はほとんど見られない。1.4G 及び 2 G 飛行条件では荷重倍数の差に応じた変形量として翼端での変形量約 70mm 及び約 100mm が計測されている。



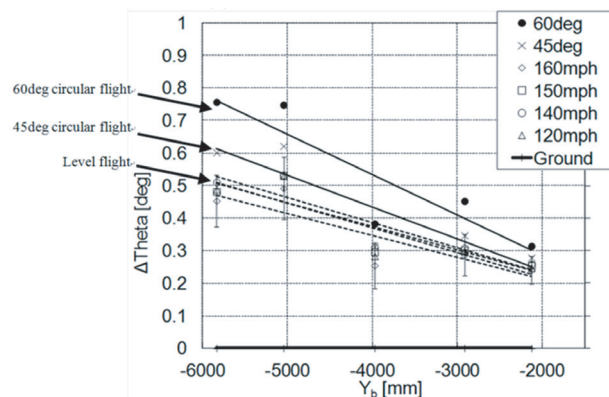
(a) ground (0G). (b) 1G level flight. (c) 60° 2G flight.

Fig.12 Camera images from ground level and 1 G/ 2 G flight.

Fig.13 (b) のねじり角は、同じスパンの断面における前縁側と後縁側の2点のターゲットマーカーから求められた。後退角を持つ主翼では曲げ変形が生じた際にはねじり下げ（マイナス迎角）が発生するが、クイーンエアの主翼は後退角が無いためねじり角変化は  $+1^\circ$  未満となっている。ねじり角の変化量が小さいためにばらつきはやや大きいが、1 G 水平飛行でのねじり角変形量が約  $0.5^\circ$ 、1.4G 及び 2 G 飛行条件ではねじり角の変形量が小さく、精度的に厳しい条件ながら、ねじり角変化量約  $0.6^\circ$  及び約  $0.8^\circ$  と曲げ変形と同様に荷重倍数に応じてねじり角変化量が大きくなる傾向も捉えられている。



(a) Bending.



(b) Twist.

Fig.13 Measurement results of the Queen Air main wing deformation.

## 6. まとめ

JAXA 実験用航空機クイーンエアを用いた実飛行環境で、主翼上の圧力分布及び主翼の曲げ・ねじり変形量を光学計測によって定量的に取得する技術であるフライト PSP 計測技術と主翼変形量計測技術の2つの計測技術について紹介した。

フライト PSP 計測では、風洞試験で確立された PSP 計測技術を飛行試験に拡張し、迷光対策としての背景減算や、温度補償機能を持つ 2-color PSP の使用などによって圧力分布の幅が  $2 \sim 3 \text{ kPa}$  と PSP 計測としては

圧力変化の小さい計測でありながら *a-priori* 法であっても圧力孔計測データとの比較で定性的な傾向は一致し、*in-situ* 法では定量的な計測を行うことができている。

主翼変形量計測では、1 G 水平飛行での翼端部変形量約 50mm、ねじり角変形量が迎角増加方向に  $0.5^\circ$  程度との定量値を算出し、1.4G 及び 2 G 旋回飛行では曲げ計測値はほぼ荷重倍数に比例し、ねじり角は変形量が小さく精度が厳しい条件ながら曲げ変形と同様に荷重倍数に応じてねじり角変化量が大きくなる傾向を捉えている。

本稿では非与圧の双発プロペラ機であるクイーンエアを用いた技術開発について述べたが、JAXA には新たにジェット実験機「飛翔」が導入されており、高速飛行条件でのフライト PSP 計測技術及び主翼変形量計測技術、さらには静的及び動的空気特性同定技術などの開発を行う環境が整えられている。国産航空機の開発や性能向上に寄与する技術とすべく、現在はクイーンエアで培われた諸技術の高速飛行条件への拡張を進めているところである。

## 参考文献

- 1) 成岡優：飛行特性取得のための飛行データ自動抽出方法，第 49 回飛行機シンポジウム講演集，1 B 3，(2011)。
- 2) 成岡優，日野琢磨，土屋武司，鈴木真二：実飛行データからの特性推定，第 50 回飛行機シンポジウム講演集，1 C12，(2012)。
- 3) Bell, J. H., Schairer, E. T., Hand, L. A., Mehta, R. D.: Surface Pressure Measurements Using Luminescent Coatings, Annual Review of Fluid Mechanics, Vol. 33 (2001) pp.155-206.
- 4) 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 (2005) pp. 359-366.
- 5) Lachendro, N., Crafton, J., Gsuille, M., Scroggin, A., Sullivan, J., Carney, T., Stirm, B.: Flight Test of Pressure Sensitive Paint Laser Scanning System, 7th Annual PSP Workshop, (1999).
- 6) Cripps, M. N., Holmes, J. W., : The First Flight of a Fluorescent lifetime Imaging PSP System, 7th Annual PSP Workshop, (1999).
- 7) 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講演集，1 D 3，(2010)。
- 8) Yasue, K., Ueno, m., Koga, S., Kohzai, M.: CFD-Aided Model Deformation Corrections of NASA Common Research Model Wind Tunnel Data, AIAA-2015-0620 (2015).
- 9) Nakakita, K., Koike, S., Kurita, M., Masui, K.: Flight PSP Measurement Test Using Beechcraft 65, AIAA-2012-1189 (2012).
- 10) 日本写真測量学会編：写真による三次元測定，共立出版 (1983)。
- 11) 栗田充，小池俊輔，中北和之，増位和也：飛行環境における主翼変形計測技術，第 50 回飛行機シンポジウム講演集，1 C13，(2012)。