

感圧塗料による風洞試験圧力場計測手法の開発

Pressure Sensitive Paint Technique in Wind Tunnel Testing

名古屋航空宇宙システム製作所 石黒満津夫*¹ 真保雄一*²
 菱友計算株式会社 北真也*³
 航空宇宙技術研究所 浅井圭介*⁴

風洞試験における圧力計測は、従来は圧力孔による離散的な点計測であった。これに対して近年感圧塗料による模型表面全域の光学的圧力計測法が、低コストで生産性の高いデータを得る画期的な方法として世界各国で研究されている。しかし、本手法には画像データの計測ノイズ、感圧塗料の温度依存性等の圧力計測精度を低下させる要因が含まれており、的確な試験、データ処理が技術課題とされている。これらの技術課題を克服するため、航空宇宙技術研究所と共同で技術開発を行い、感圧塗料による圧力計測試験手法、データ処理手法を確立し、風洞試験手法として実用化した。

Pressure sensitive paint (PSP) is a newly-developed optical technique for measuring the continuous pressure field on a model surface. It has been widely studied because of its great advantage of better data productivity than conventional pressure tap measurement and reduced cost and time for pressure measurement. PSP technique has several problems in measurement accuracy due to noise in the measurement system, PSP temperature sensitivity, etc. To solve these problems and apply PSP to large production wind tunnels, PSP testing and data reduction were established through a joint research project with National Aerospace Laboratory in Japan.

1. はじめに

酸素消光性を有する蛍光物質と酸素透過性ポリマーから構成される感圧塗料 (Pressure Sensitive Paint) ⁽¹⁾ は、紫外線など特定の波長光の照射により励起され、基底状態に戻る際に励起波長より長い波長のりん光を放射する (図1参照)。この際に、回りの酸素分圧に依存して、励起された蛍光物質と酸素分子のエネルギー交換により、りん光の輝度変化が生じる。この原理を風洞試験に適用すれば、模型表面の感圧塗料の輝度変化を CCD カメラにより計測することで、模型全面の圧力分布を求めることが可能となる (図2⁽²⁾参照)。輝度と圧力の関係は、Stern-Volmer 関係式を変形した式(1)で表される⁽²⁾⁽³⁾。

$$\frac{I_{\text{ref}}}{I} = A(T) + B(T) \left(\frac{P}{P_{\text{ref}}} \right) + C(T) \left(\frac{P}{P_{\text{ref}}} \right)^2 + \dots \quad (1)$$

ここで、

I_{ref} , P_{ref} : 無風時等の既知の輝度、圧力

$A(T)$, $B(T)$, $C(T)$: 温度 T による校正係数

式(1)及び図3に示すとおり、同一温度下において感圧塗料の輝度は圧力と一対一に対応するが、温度により輝度に変化する (温度依存性) ことが分かる。したがって、感圧塗料試験の圧力計測精度を向上させるため、この温度依存性を的確に補正する必要があり、本報で温度依存性の補正を含め、感圧塗料試験のデータ処理方法、補正方法について開発検討を行った⁽³⁾。

2. データ処理手法

感圧塗料による圧力計測試験では、基準となる無風時の画像データと、通風時の画像データを取得する。この画像デー

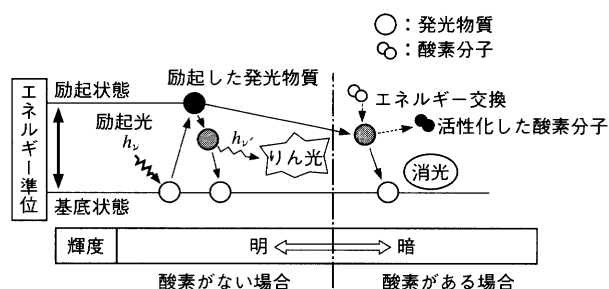


図1 感圧塗料の計測原理 紫外線等により励起された感圧塗料内の発光物質は、酸素濃度 (酸素分圧) の違いにより発光強度が変化する。
 Principle of pressure sensitive paint technique

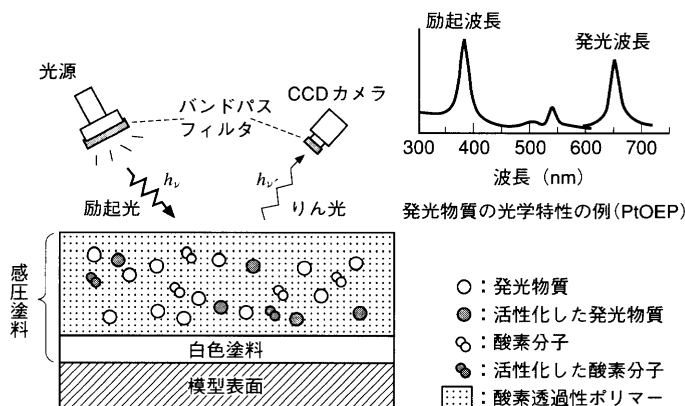


図2 計測手法概要と発光物質の光学特性の例 (PtOEP)⁽²⁾ 発光物質の光学特性に合せたバンドパスフィルタを用いて、CCDカメラにより発光の輝度を計測する。
 Measurement concept and optical characteristics of PtOEP

*¹ 研究部空力研究課 工博

*³ 航空宇宙技術部研究・技術課

*² 研究部空力研究課

*⁴ 先端的計測研究グループリーダ 工博

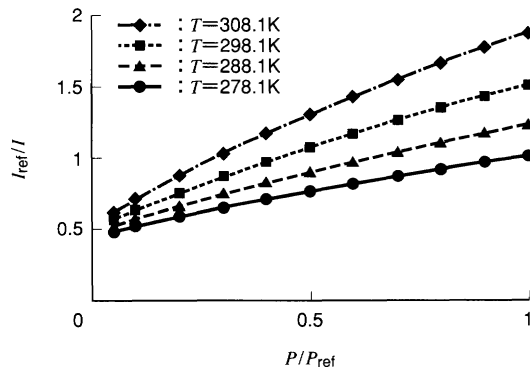


図3 感圧塗料の校正曲線の例 (PtOEP/GP 197)
一定温度下では輝度と圧力是一对一に対応するが、発光輝度は温度依存性を有する。
PSP calibration curves in static chamber (PtOEP/GP 197)

出の3段階に大別される。

2.1 前処理

取得された画像データに含まれている、CCDカメラの暗電流/ノイズ等の圧力計測精度を低下させる多数の誤差要因を除去する。

2.1.1 平均化

励起光源/感圧塗料の発光輝度の時間変化及びCCDカメラのショットノイズの影響を低減するため、複数枚数の画像データを用いて、Dark/通風/無風画像ごとに画像を平均化する。

2.1.2 Dark減算

CCDカメラの各画素は暗電流による初期出力を有するため、CCDカメラの絞りを閉じた状態のDark画像を取得し、無風時(No Wind)、通風時(On Wind)画像の各々から減算する。

2.1.3 空間フィルタ

画像データの空間的な高周波ノイズを除去するため、ローパスフィルタを適用する。

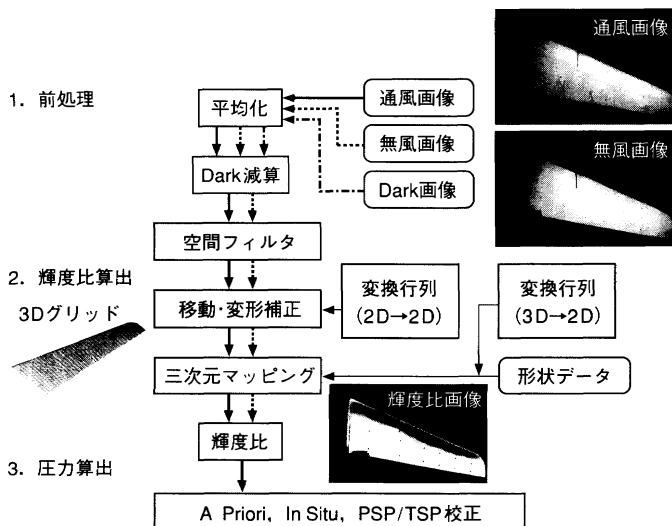


図4 データ処理手順 取得画像データに平均化等の前処理を施し、位置/移動補正後に輝度比を算出し、圧力を求める。
Data reduction procedure

無風(NoWind)画像

カメラ座標

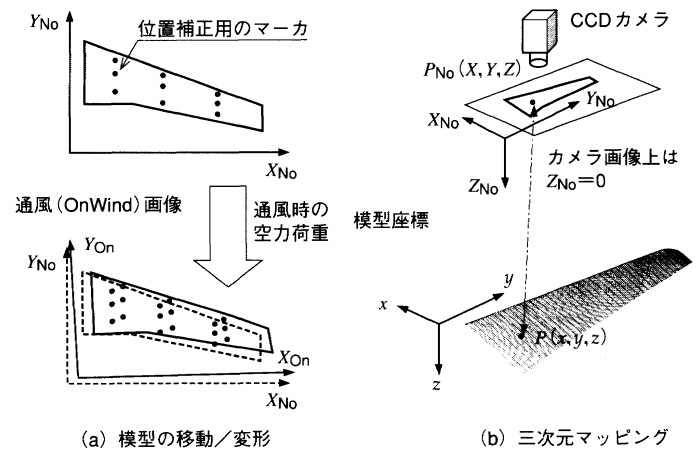


図5 模型の移動/変形と三次元マッピング 空力荷重による模型の位置/移動補正後に、三次元模型上へ画像データをマッピングする。
Model displacement and deformation due to aerodynamic loads, mapping from 2-D image to 3-D model geometry

2.2 輝度比の算出

無風、通風時の画像データを用いて輝度比を算出するが、空力荷重により模型が移動/変形しているため(図5参照)、初めに画像データの移動/変形補正を実施する。次にCFD(Computational Fluid Dynamics)と同様に、任意の位置の圧力データを抽出するため、画像データを三次元の模型形状表面にマッピングする。最後にマッピングされた通風、無風データを用いて輝度比を算出する。

2.2.1 移動・変形補正

前述のとおり、模型の移動/変形により無風、通風時の各画素が模型上の各点に1対1に対応していないため、通風時の画像を無風時の画像上にマッピングする必要がある。したがって、マッピング用の移動/変形補正の変換行列を算出するため、模型の既知の位置に基準マークを設置する。

輝度比を算出するため、模型の移動のみを補正する手法としてはアフィン変換があるが、ここでは、航空機の主翼への適用を考慮し、変形を含めた補正を実施するため、以下に示す2次変換式を用いて基準マーク位置から変換係数 a_i 、 b_i を算出する。

$$X_{On}(j) = \sum_{i=0}^2 a_i X_{No}(j)^i Y_{No}(j)^{2-i} \quad (2)$$

$$Y_{On}(j) = \sum_{i=0}^2 b_i X_{No}(j)^i Y_{No}(j)^{2-i} \quad (3)$$

ここで、

$X_{On}(j)$, $Y_{On}(j)$: 通風画像上の j 個目の基準マーク位置

$X_{No}(j)$, $Y_{No}(j)$: 無風画像上の j 個目の基準マーク位置

2.2.2 三次元マッピング

任意位置の圧力データを抽出するため、画像データを三次元模型上にマッピングする。なお、通風時の模型形状の移動・変形は前項の補正により無風時の画像に補正されているため、三次元マッピング時は模型を剛体として扱うことが可

能であり、平行移動、回転のみを考慮するアフィン変換を用いる。

(1) アフィン変換行列の算出

三次元アフィン変換行列を用いると任意の平行移動、回転を行列表現することが可能である。図5に示される模型座標 (x, y, z) からカメラ座標 (X, Y, Z) へのアフィン変換は式(4)で与えられる。

$$H [X \ Y \ 1] = [x \ y \ z \ 1] T_{ij} \quad (4)$$

ここで、

$$T_{ij} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{21} & C_{31} \\ C_{12} & C_{22} & C_{32} \\ C_{13} & C_{23} & C_{33} \\ C_{14} & C_{24} & C_{34} \end{bmatrix} \quad (5)$$

なお、 T_{ij} の各成分 C_{ij} は、画像データと三次元模型上の各々の基準マーク位置から、最小二乗法により算出される。

(2) マッピング

前項の変換行列を用いて画像データを三次元模型上にマッピングする。三次元形状には格子状の三次元グリッドを使用する。

2.2.3 輝度比

三次元グリッド上にマッピングされた通風、無風時の各々のデータを用いて、模型の各位置に対応する輝度比を算出する。

2.3 圧力の算出

輝度と圧力は式(1)によって関係づけられるが、圧力を算出するためには、感圧塗料の校正係数を求める必要がある。輝度比から圧力を算出する校正方法として、校正チャンバのサンプル試験データによる A Priori 法、風洞試験時に同時取得した圧力孔データによる In Situ 法、あるいは感温塗料 (TSP) の併用による PSP/TSP 法等の手法が挙げられる。

以下にこれら各校正方法の概要を示す。

(1) A Priori 法

圧力、温度を自由に調節可能な校正チャンバを用いて、風洞試験とは別に輝度比と圧力の校正係数の相関を決めるサンプル試験を実施する。このサンプル試験で取得した輝度比と圧力の校正係数を用いて、風洞試験の輝度比から圧力を算出する。本試験では、模型表面に取付けた温度センサによる模型代表温度を使用し圧力を算出した。

(2) In Situ 法

画像データ取得時に、圧力孔による圧力データも併せて計測することで、風洞試験時に輝度比と圧力の校正係数の相関を求め、圧力を算出する。

(3) PSP/TSP 法

感圧塗料 (PSP) の温度依存性を補正するため、感圧塗料と同様の計測原理を有する感温塗料 (TSP) を用いて、模型上の温度分布を計測する。ただし、感圧塗料が温度依存性を有するのと同様に、感温塗料は微小な圧力依存性を有するため、一意に温度を算出することはできない。したがって、校正チャンバから得られた感圧/感温各塗料の校正係数と輝度比を用いて圧力、温度を反復計算により算出する。

3. 風洞試験及び結果

3.1 風洞試験

風洞試験は航空宇宙技術研究所 2 m 遷音速風洞において実施した。試験概要を図6にまとめる。供試体は、平成9年度に簡易形状である H-II フェアリング (縮率 4.3%)、平成10年度に航空機全機形状の MU-300 (縮率 8%) を使用し、模型の上方に光源、CCD カメラを配置し、画像データを取得した。試験条件は、各試験共に総圧 0.8 kgf/cm²、気流マッハ数は H-II フェアリングで $M=0.2 \sim 0.9$ 、MU-300 で $M=0.6 \sim 0.8$ である。また、感圧塗料に PtOEP/GP 197⁽³⁾、感温塗料に EuTTA/PMMA⁽³⁾を使用した。

3.2 結果

(1) 圧力分布の面計測

H-II フェアリングの表面圧力分布を図7に示す。試験条件はマッハ数 0.9、迎角 4°であり、圧力算出には In-Situ 法を使用した。フェアリング先端部分の圧縮域、Cone 部分から円筒部にかけての膨張域、衝撃波の分布が確認される。次に MU-300 の主翼圧力分布を図8に示す。試験条件はマッハ数 0.74、迎角 2.4°であり、圧力算出には In-Situ 法を使用した。スパン方向にわたる衝撃波の分布、ナセル前方の圧力上昇等が確認できる。

以上のように圧力孔による離散的なデータと比較し、感

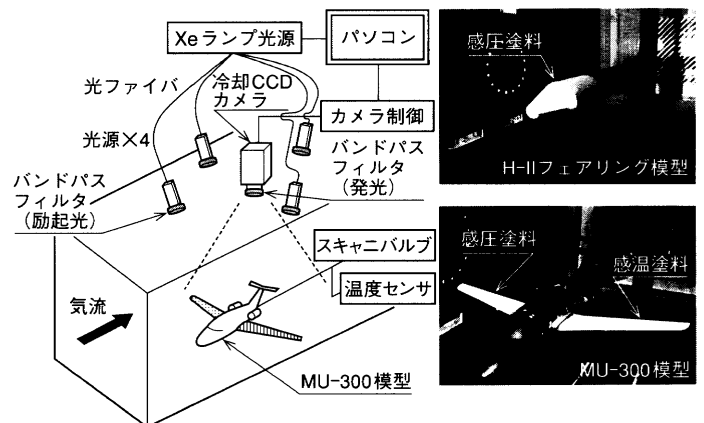


図6 試験概要 Xe ランプにより模型表面の感圧塗料を励起し、CCD カメラを用いて発光強度の画像データを取得する。
Experimental set-up

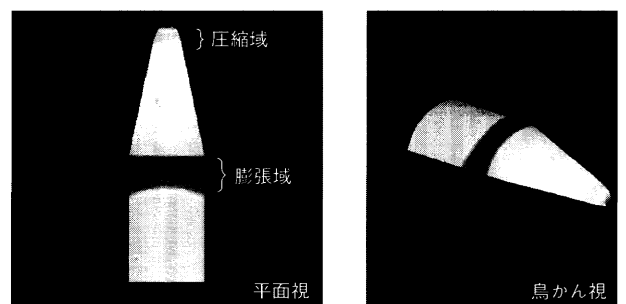


図7 H-II フェアリング表面圧力分布 ($M=0.9$, $\alpha=4^\circ$)
感圧塗料により CFD 解析と同様の連続的な表面圧力データが得られる。
Surface pressure distribution of H-II fairing model

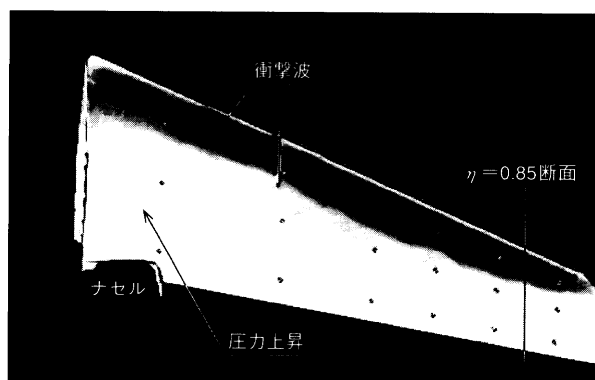


図8 MU-300 表面圧力分布 ($M=0.74$, $\alpha=2.4^\circ$) 感
圧塗料により、主翼全域の衝撃波位置を把握できる。
Surface pressure distribution of MU-300 model

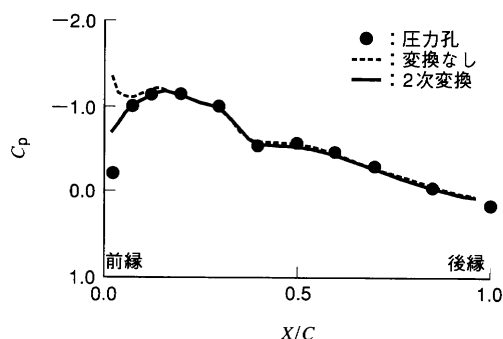


図9 移動・変形補正手法の比較 (MU-300 :
 $M=0.74$, $\alpha=2.4^\circ$, $\eta=0.85$) 移動/
変形を考慮した2次変換を用いることにより前
縁/後縁域の圧力計測精度が向上する。
Effect of model displacement/deformation
correction

感圧塗料を用いることにより、連続的な表面圧力分布を取得可能であり、構造/装備の詳細な荷重検討が可能となる。

(2) 移動・変形補正

空力荷重による模型の移動・変形補正手法を検討するため、移動・変形を考慮した2次変換による補正効果を比較する。前述のMU-300試験の $\eta=0.85$ 断面における圧力分布を図9に示す。変換なしの場合、輝度比算出時に前後縁部分の位置がずれるため、圧力計測の精度が低下する。一方、2次変換は模型の移動・変形を考慮することによって、圧力計測精度が向上することが確認できる。

(3) 温度補正

感圧塗料の、温度依存性の補正方法を検討するために、A Priori法、PSP/TSP法を用いた圧力分布の比較結果を図10に示す。

A Priori法と比較し、PSP/TSP法は圧力孔データと良好な一致を示している。これは、A Priori法では主翼翼根下面側に取付けた温度センサの温度を用いて模型代表点で温度補正を行っているためである。一方、計測面全域の表面温度を計測するPSP/TSP法は、衝撃波前後等の各領域

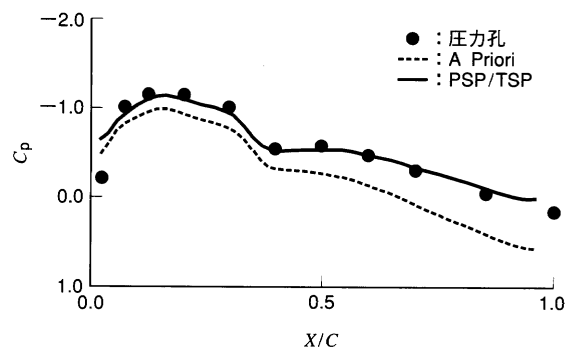


図10 温度補正手法の比較 (MU-300 : $M=0.74$, $\alpha=2.4^\circ$, $\eta=0.85$) PSP/TSP補正により、圧力
孔データを使用せずに高精度な圧力計測が可能となる。
Effect of temperature correction

の温度差を考慮した補正が可能であるため、計測精度が高く、有効な温度補正法であることが分かる。また、PSP/TSP法はIn-Situと異なり、圧力孔データを使用しない補正方法であるため、模型の圧力孔が不要であるという利点がある。

4. む す び

(1) 大型風洞試験への適用

感圧塗料による圧力計測試験手法を航空宇宙技術研究所2 m遷音速風洞へ適用し、感圧塗料による面計測の有効性を確認し、感圧塗料計測技術実用化の見通しを得た。

(2) データ処理手法の開発

空力荷重による移動/変形、感圧塗料の温度依存性等の各種補正手法を開発適用することで、圧力計測精度を向上させた。

(3) 今後の課題

感圧塗料計測技術の適用範囲を拡大していくため、今後、低速域、ロータ等の回転体/非定常流れ場の圧力計測手法を確立する必要がある。

なお、本研究は平成9、10年度に航空宇宙技術研究所との共同研究として実施された。

参 考 文 献

- (1) Crites, R. C., Pressure Sensitive Paint Technique, von Karman Institute for Fluid Dynamics Lecture Series (1993)
- (2) 浅井ほか, PtOEPをベースにした感圧塗料の発光特性, 第23回可視化情報シンポジウム講演論文集 (1995)
- (3) Shimbo, Y. et al., Evaluation of Several Calibration Techniques for Pressure Sensitive Paint in Transonic Testing, AIAA Paper No. 98-2502 (1998)