

宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA Research and Development Report

複合PSP計測システムの研究開発

満尾 和徳, 栗田 充, 中北 和之, 藤井 啓介,
渡辺 重哉, 伊藤 正剛, 片桐 真也, 和田 雄二

2008年2月

宇宙航空研究開発機構
Japan Aerospace Exploration Agency

複合 PSP 計測システムの研究開発*

満尾 和徳^{*1}, 栗田 充^{*1}, 中北 和之^{*1},

藤井 啓介^{*1}, 渡辺 重哉^{*1}, 伊藤 正剛^{*2}, 片桐 真也^{*3}, 和田 雄二^{*4}

Research and Development of Bi-luminophore PSP Measurement Systems*

Kazunori MITSUO^{*1}, Mitsuru KURITA^{*1}, Kazuyuki NAKAKITA^{*1}
Keisuke FUJII^{*1}, Shigeya WATANABE^{*1}, Masatake ITO^{*2}, Shinya KATAGIRI^{*3} and Yuji WADA^{*4}

Abstract

Pressure-Sensitive Paint (PSP) system is a useful measurement tool for acquiring overall pressure images on an aerodynamic model. However, the luminescent intensity of PSP depends on both pressure and temperature. Thereby, Bi-luminophore PSP (bi-PSP) has been developed in order to correct the error due to temperature dependence of the PSP. The bi-PSP contained pressure- and temperature-sensitive dye. Tetranuclear europium (III) complexes and PdTFPP were used as temperature- and pressure-sensitive dye, respectively. The Eu complex was developed as a temperature sensor of the bi-PSP in cooperation with Osaka University. The luminescence intensity of the Eu complex was highly sensitive to temperature and insensitive to pressure. The bi-PSP was examined using a painted coupon and its characteristics were clarified. As a verification test, pressure distributions on a supersonic transport (SST) model at low-speed flow were acquired by the bi-PSP measurement system. The root-mean-square difference of C_p between PSP and tap data at 50m/s was approximately 0.1 (150 Pa) at flow speed of 50m/s, indicating that this bi-PSP system can accurately measure pressure as an IR camera combined PSP system. Furthermore, this bi-PSP system was more convenient rather than an IR combined PSP system for practical use.

Keywords: Pressure-Sensitive Paint, Bi-Luminophore Paint, Low-Speed Flow

概 要

JAXA 総合技術研究本部 (Institute of Aerospace Technology: IAT) 風洞技術開発センター (Wind Tunnel Technology Center: WINTEC) では、感圧塗料 (Pressure-Sensitive Paint: PSP) を利用した表面圧力場計測技術の研究開発を行なっている。PSP 計測は従来の電子式センサーによる計測と比較して、安価で手軽に風洞模型全面の圧力場を可視化することができる利点がある。しかし、PSP の発光強度は圧力だけではなく温度にも依存するため、計測精度を高めるためには PSP 温度補正が不可欠である。過去の実験において、IR カメラを利用した温度補正により計測精度を改善することに成功している。しかし、赤外線 (IR) カメラ計測では、周辺温度の写りこみや、マーカーが検出できないなどの問題があり、さらに 2 種類の異なる計測システムを操作する煩雑さがあるため実用計測システムには不向きである。そこで、上記した IR カメラ併用システムの問題を解消する計測システムとして、PSP に感温色素を混合した複合感圧塗料 (複合 PSP) の研究を開始した。複合 PSP に使用する感温色素は、大阪大学と共同開発をした。複合 PSP システムの技術実証として、JAXA2m×2m 低速風洞試験に適用し、複合 PSP 計測システムの有効性を評価した。その結果、従来の方法 (通風直後の無風時画像を用いた計測法) よりも定量的に計測精度を向上させることができ、本システムの温度補正機能が有効であることが実証された。一様流速 $U_\infty=50\text{m/s}$ において計測精度は約 150Pa を達成した。また、複合 PSP システムの利点として、IR カメラを併用するシステムよりも使い勝手が良く、実用システムとして有望であることが確認できた。

* 平成 19 年 12 月 3 日受付 (Received 3 December, 2007)

*1 総合技術研究本部 風洞技術開発センター(Wind Tunnel Technology Center, Institute of Aerospace Technology)

*2 IHI エアロスペースエンジニアリング(IHI Aerospace Engineering Co.,Ltd)

*3 大阪大学大学院 工学研究科 生命先端工学専攻(Division of Advanced Science and Biotechnology, Graduate School of Engineering, Osaka University)

*4 東京工業大学大学院 理工学研究科 応用化学専攻(Department of Applied Chemistry, Graduate School of Engineering, Tokyo Institute of Technology)

1. はじめに

近年、航空宇宙分野の熱流体計測において、感圧塗料 (Pressure-Sensitive Paint: PSP) を用いた模型表面圧力場計測が注目を浴びている¹⁾⁴⁾。従来の電子式センサーでは離散的な圧力情報しか得られなかったが、PSP を用いることにより模型表面圧力を面で計測することができる。さらに、静圧孔を設けるよりも簡単に、しかも安価に計測できる利点がある。超・遷音速における速度域の計測では、ほぼ実用化されつつあり⁵⁾、国産旅客機開発にも貢献している⁶⁾。PSP は圧力感度と同時に温度感度を有するため、計測精度向上のためには温度補正が必要であることがわかっている。JAXA/IAT/WINTEC では、PSP の温度依存性を補正するため、PSP/TSP (Temperature-Sensitive Paint : 感温塗料) 塗り分けによる温度補正を行ってきた。この方法は、気流に対して模型の左右対称性が成立する場合、たとえば右翼を PSP、左翼を TSP に塗り分けて PSP の温度補正を行うものである。精度良く圧力場を計測することが可能であるが、模型片側の情報しか得ることができず、さらに横滑り角をとる形態の計測に対応できない。また、低速試験では、左右の温度分布の差や、TSP 精度の影響を強く受けるため、高い計測精度が期待できない⁷⁾。

上記問題を解消するため、赤外線 (Infrared: IR) カメラを用いた PSP 温度補正を試みた。PSP が塗装された部分の温度分布を直接計測することにより、PSP 温度感度の影響を補正し、計測精度を改善することができた^{8,9)}。しかし、IR カメラを用いる場合、観測用光学窓のガラス材質に制限があるとともに、周辺温度の写りこみ対策が必要である。また PSP と異なるシステムを併用するため計測系全体のハンドリングが煩雑になるという問題点がある。そのため、IR カメラを併用した計測システムは実用には不向きである。

これらの問題を解消するため、圧力/温度場同時計測法のひとつである PSP に感温色素を混合した複合 PSP (Binary Pressure-Sensitive Paint: Bi-PSP) による計測を行った^{10,11)}。複合 PSP 計測では、2 種類の分子センサーを用いて同じ領域の圧力と温度を同時に計測するため精度向上が期待でき、また PSP 計測システムで統一できる利点がある。

高い計測精度を達成するため、大阪大学と共同で複合

PSP 用高性能感温色素の開発を行った。開発した色素の温度感度は約 3%/°C (1°Cあたりの発光強度の変化率) であり、さらに圧力感度が小さいため、複合 PSP 用感温色素に適している。

本研究では、感圧色素として PdTFPP (Pd (II) meso-Tetra (Pentafluorophenyl) Porphine) を用いて複合化を行い、サンプル試験を通して複合 PSP の特性を評価した¹²⁾。さらに、実証試験に 8.5%小型超音速実験機 (Super-Sonic Transport: SST) 模型 (4 次形状) を用いて低速流れ場中のクランク・アロー翼表面圧力場を計測し、複合 PSP による温度補正機能の有効性を実証した。以後、本誌ではこの模型を SST 模型と呼ぶことにする。

2. 複合 PSP 計測について

2.1 計測の原理

複合 PSP の説明の前に、まず PSP について簡単に説明する。PSP は、感圧色素と呼ばれる酸素に感応する分子センサーと酸素透過性ポリマー、およびそれぞれを溶解する溶媒からなる。計測システムは、塗料を励起する励起照明 (Xe アークランプや LED など) と、その発光を計測する CCD カメラなどの検知器から構成される。

PSP の発光強度画像から圧力分布を求めるためには、通風中の PSP 画像と無風時の PSP 画像が必要となる。これらの比をとることで、塗り斑や照明の不均一照射の影響をキャンセルできる。PSP 発光強度 (I) と圧力(P)は、理論的に以下に示すような Stern-Volmer 式によって関連付けられる。添え字の run, ref はそれぞれ通風時と無風時 (基準) の状態を示す。

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

ここで、A と B はそれぞれ係数で、一般に温度の関数である。したがって、温度分布を生じるような現象が伴う圧力場を計測する場合には、温度補正が不可欠である。

温度による計測誤差を解消するため、PSP に感温色素を混合した複合 PSP が考案された。両色素に共通の励起帯の光を照射することにより、感圧色素と感温色素にエネルギーを与え、異なる波長の発光を得る (図 1)。2 色の発光強度の圧力・温度感度が異なれば、圧力と温度を同時に求

めることができる。複合 PSP では以下に示す特性を満たすことが要求される。

- ① 2 色素を共通の励起波長で励起できる。
- ② 2 色素の発光 (I_1 , I_2) がはっきりと分離できる。
- ③ 2 色素, ポリマーは共通の溶媒に溶解する。
- ④ 2 色素の感度特性の一様性。
- ⑤ 光劣化に強い色素の組み合わせ。

複合 PSP 計測では, 2 色素の発光を計測するため, 2 台の CCD カメラの前面にそれぞれ感圧色素と感温色素の発光のみを通す光学フィルタを取り付けて計測する。または, 図 2 に示すようなフィルタホイールと呼ばれる複数の光学フィルタを入れ替えることが出来る装置を用いて計測する。この方法の場合, 2 倍の画像 (I_1 と I_2 の発光画像) を計測することになるため計測時間を要するが, 1 台の CCD カメラで計測できる利点がある。本研究ではフィルタホイールを用いて計測した。

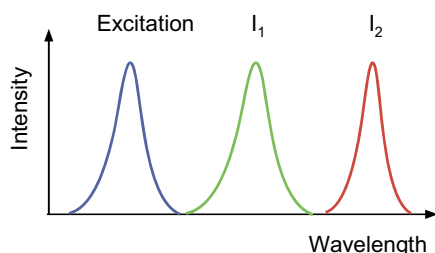


図 1 複合 PSP の発光イメージ

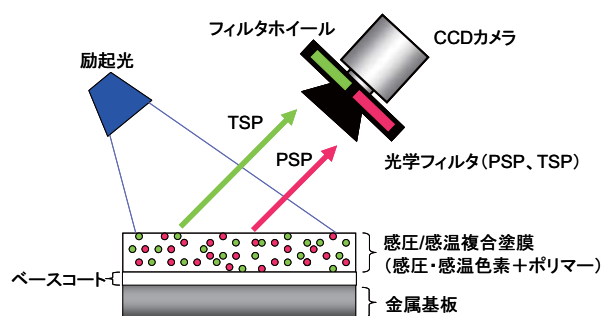


図 2 複合 PSP 計測の概略図

2.2 複合 PSP の基本特性

本実験で使用した複合 PSP¹³⁾は, 感圧色素である PdTFPP と, 感温色素である Eu 四核錯体 ($[Eu_4(\mu-O)(L_2)_{10}]$, $L_2 = 2\text{-hydroxy-4-dodecyloxybenzophenone}$)^{14), 15)}, およびフッ素系ポリマー (Poly-IBM-co-TFEM) からなる。Eu 四核錯体 (図 3) は, 過去に複合 PSP に使用したクマリン色素

よりも温度感度が高く, また圧力感度が小さい。感圧, 感温色素それぞれの発光ピークは 670nm と 615nm にあり, 共通の波長で励起することができる。開発された感温色素 (Eu 四核錯体) は一般的な希土類錯体とは異なり, 可視域 (400nm 付近) で励起することができる。さらに, 両色素とも共通の溶媒に可溶である。

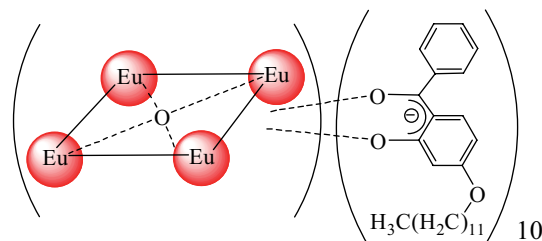


図 3 感温色素に用いた希土類の構造式

複合 PSP の発光スペクトルの感圧特性と感温特性を図 4 と 5 に示す (以降では, Eu 錯体の発光を I_1 , PdTFPP の発光を I_2 と称する.)。 I_1 と I_2 の発光は, 一部重なっている部分はあるが, 波長的に分離できている。

圧力を 100kPa から 5kPa まで変化させたにも関わらず, I_1 の発光は圧力に依存せず, 温度によって大きく変化することわかった。温度感度は約 3%/°C である。一方, ポルフィリンである I_2 の発光は圧力によって大きく変化し, さらに温度によっても発光強度が変化することがわかった。本複合 PSP を用いて圧力と温度を計測する場合, I_1 の発光から温度を, I_2 の発光から圧力を算出することになる。

次に, 複合 PSP の感圧, 感温特性を示す。塗料の特性評価には, 図 6 に示す自動校正装置を使用した。PSP サンプル基板を真空チャンバーの中に設置し, 上方から励起照明を当てて CCD カメラで発光強度画像を計測する。サンプルの温度はチャンバー内に内蔵されたペルチェ基板で制御され, チャンバー内圧は圧力コントローラにより調整される。これらの機能はすべてコンピュータによって制御され, 自動計測が可能となっている。計測した圧力, 温度, 発光強度のデータから圧力/温度感度特性が求まる。

発光フィルタとして, I_1 の発光を計測するために BG40 (Schot) と O56 (HOYA) を使用し, I_2 の発光を計測するために R66 (HOYA) を使用した。データは 100kPa, 20°C の発光強度を用いて正規化した結果である。

図 7 からわかるように, 感温色素の発光強度は, 温度によ

って大きく変化するが、圧力によってほとんど変わらない。

温度感度は温度域によって異なるが、約 $2\sim 3\%/^{\circ}\text{C}$ である。

なお、温度感度は圧力に依存しない。

次に感圧色素の特性を図 8 に示す。温度感度は圧力に依存せず、温度感度は約 $1.5\%/^{\circ}\text{C}$ である。感圧感度はほぼ線形であり、十分な圧力感度 (約 $0.85\%/kPa$) がある。また、本複合 PSP の I_2 の圧力感度は温度に依存しない。この特性は、フッ素系ポリマーを用いた PSP に見られる。

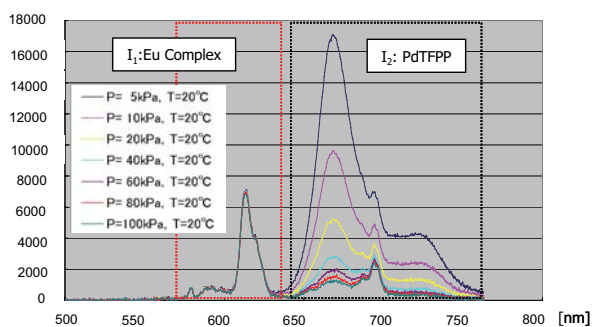


図 4 複合 PSP における発光スペクトルの圧力特性

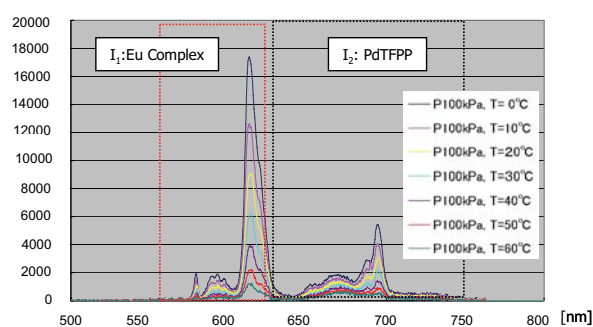


図 5 複合 PSP における発光スペクトルの温度特性

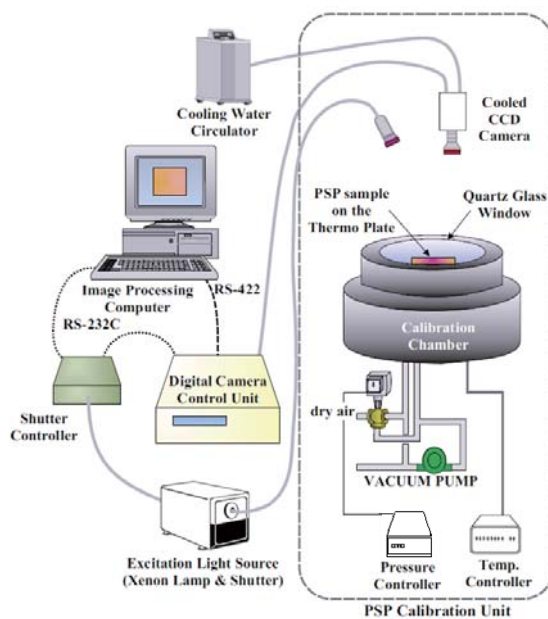


図 6 感圧塗料自動校正装置の模式図

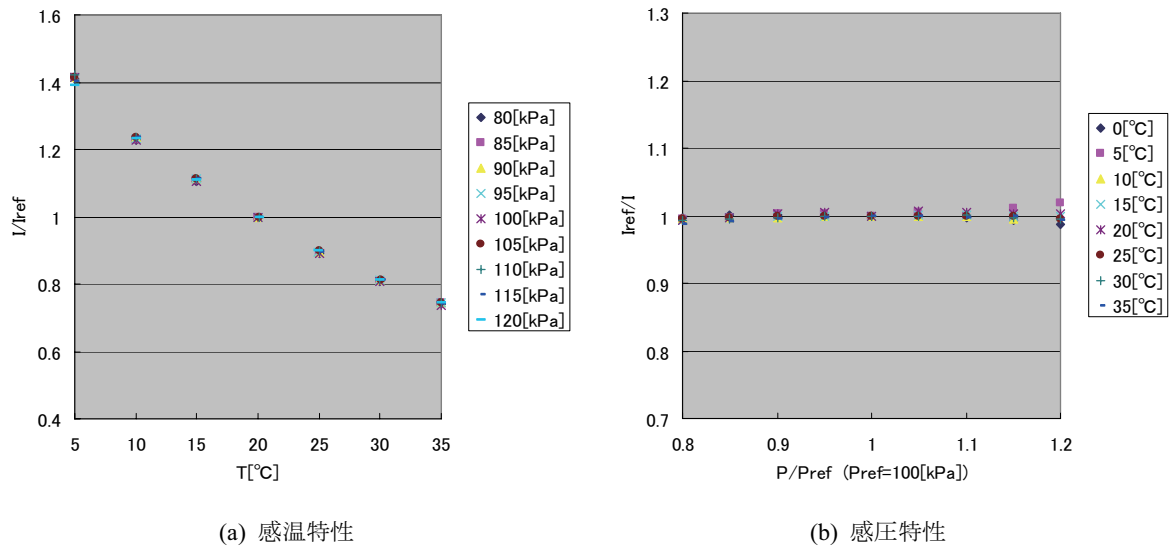


図 7 複合 PSP における感温色素の感度特性

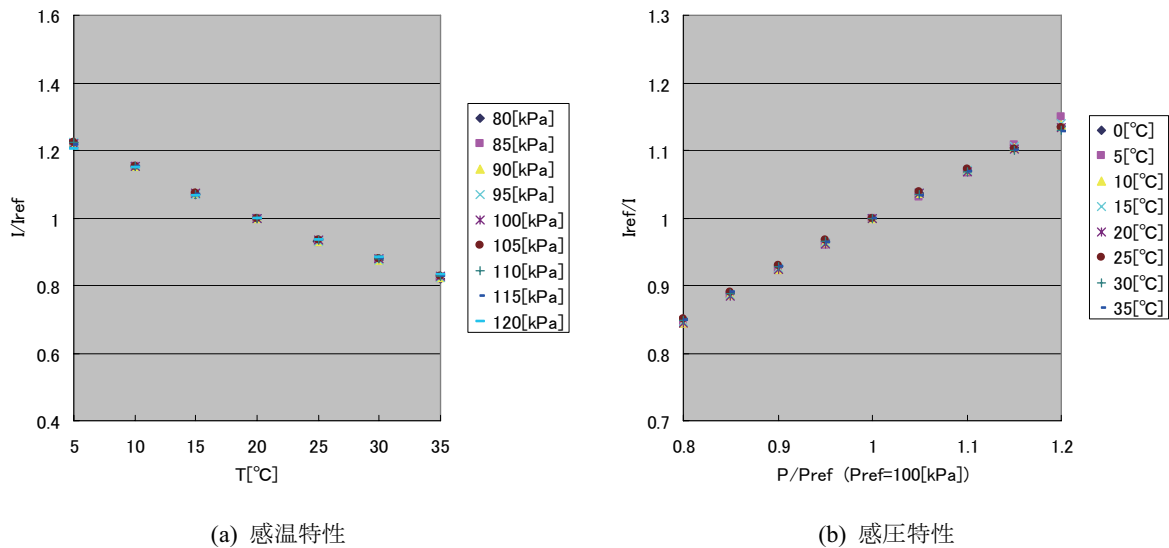


図 8 複合 PSP における感圧色素の感度特性

3. 複合 PSP 計測システムの実証実験

3.1 複合 PSP の仕様

本試験で使用した複合 PSP の仕様は 2 章で述べたものと同じで、ポルフィリンである PdTFPP と、希土類である Eu 四核錯体から構成されている。

3.2 光学系

JAXA 2m×2m 低速風洞に設置した複合 PSP 計測システムの概要を図 9 に示す。励起照明として、LED 光源 (HAMAMATSU PHOTONICS K.K, LEDA002-470-04) を用いた。LED 素子が 196 個配列されており、1 台のコントロ

ーで 4 個の LED ヘッドを同時に動作させることができる。本試験では複合 PSP を発光させるため、UV (405nm) LED 素子を使用した。

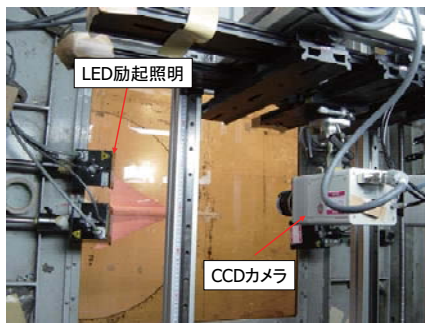
LED 照明により照らされた模型からの複合 PSP 発光を、フィルタホイール (HAMAMATSU PHOTONICS K.K, PTCA002) を介して CCD カメラ (HAMAMATSU PHOTONICS K.K, ORCA-II-BT1024) で計測した。フィルタホイールには、感圧色素用と感温色素用の 2 種類のフィルタが取り付けられ、ホイールを回転することで交互に 2 色の発光を計測した。励起光による劣化を最小限に抑えるため LED は画像計測時にのみ点灯させ、ファンクション



(a) 全体写真



(b) 遮光用暗幕で測定部全体を覆った風洞



(c) 風洞天井部の写真

図 12 2m×2m 低速風洞 (LWT2) の写真

3.4 計測手順

図 13 に計測手順について示す。まず、風洞運転を開始してから模型に取り付けた測温抵抗が示す温度が安定するまで待機した。温度が落ち着いた後、通風画像を取得した。フィルタホイールを用いて感温色素の発光強度 (I_1) と感圧色素の発光強度 (I_2) を計測するためのフィルタを交互に入れ替え、それぞれの発光を計測した。本試験では S/N 比を高めるため I_1 , I_2 発光強度画像をそれぞれ 32 枚計測し、平均化した。通風画像を計測後、通風を止め、気流速度がゼロになってから通風後の無風時の画像を計測した。通風から風洞が完全に停止するまでは約 2 分である。無風時の画像も同じく 32 枚計測した。

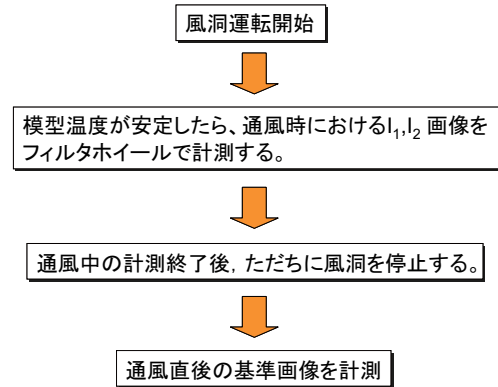


図 13 計測手順のフロー

3.5 画像処理方法

まず, I_1 と I_2 の発光強度画像に対してダーク減算を行う。CCD カメラで計測した輝度値には, CCD の暗電流による成分が含まれているので, その成分を差し引く必要がある。PSP 計測画像とは別に, PSP を発光させていない時の画像 (ダーク画像) を計測し, PSP 画像からダーク画像を差し引く。ダーク減算後, 32 枚の発光強度画像を平均化処理する。

平均化の後, I_2 の無風時画像に合うように画像間の位置合わせを行なう。次に, I_1 と I_2 における通風と無風時における発光強度比を計算する。 I_1 の無風時と通風時における比と, 温度感度特性から, 無風時に対する通風時の温度変化分を見積もる。ちなみに, I_2 (PSP) の圧力感度特性は温度に依存しないため, 通風時と無風時の間の温度差を知ることができれば, PSP の温度補正は可能となる。

較正試験データから, I_1 と I_2 の温度感度は両者とも局所的な温度範囲で線形とみなせる。また, 感圧色素の圧力感度は温度に依存しない特性をもつ。この特性を利用すると, I_1 , I_2 と静圧孔データを用いた *In-situ* 法により, 次式のよう温度補正を考慮した圧力変換が可能になる。*In-situ* 法とは, 静圧孔周りの PSP 発光強度比と, 静圧孔にかかる圧力との関係から得られる較正カーブを用いて, PSP 発光強度画像を圧力画像に変換する方法である。

$$\frac{P_{run}}{P_{ref}} = f\left(\frac{I_{2,ref}}{I_{2,run}} \cdot \frac{I_{1,run}}{I_{1,ref}}\right) = A + B\left(\frac{I_{2,ref}}{I_{2,run}} \cdot \frac{I_{1,run}}{I_{1,ref}}\right) \quad (2)$$

ここで, A と B は変換係数であり, 最小自乗法により求めた。

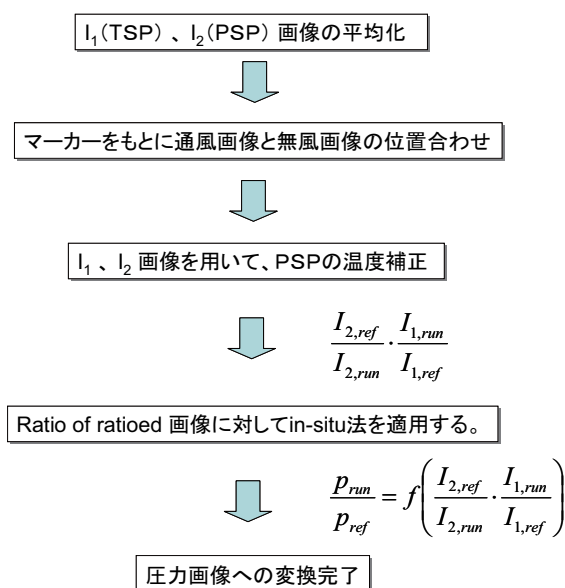


図 14 画像処理手順のフロー

3.6 計測結果

(A) 温度分布

複合 PSP を用いて SST 模型上の圧力分布を計測した結果を示す。まず、通風中の模型上の温度分布を推定するため、感温色素の発光強度から算出した温度差（無風温度-通風温度）分布を図 15 に示す。図から明らかなように、僅かな温度差（1℃程度）であるが、翼端で温度が低く、また翼胴付近で現象には関係のない温度パターンがみられた。通風後は、翼端の構造的に薄い部分から熱が奪われていくので、翼端に向かうほど温度が大幅に低下したと考えられる。また、流れの影響ではない温度パターンが生じている部分は、圧力配管を樹脂で埋めたところであり、模型材質との熱伝導率の相違により生じる温度差の影響を受けているものと推定される。この程度の温度差でも低速 PSP 計測では致命的な誤差となる。参考までに、塗装していない状態の模型の写真を図 16 に示す。丸で囲った箇所が温度の影響が出ている樹脂埋め部分である。

さらに、樹脂の部分以外に、前縁に沿って温度パターンが可視化されている。この場所は前縁剥離渦が強く誘導される領域である。強い渦が発生する箇所では、熱伝達が高くなり、他の場所よりも気流温度の影響を受けるため温度パターンを形成しやすい。気流の温度は模型の温度よりも

高いため、渦が発生している部分の温度が周りに比べて高くなったものと推定される。

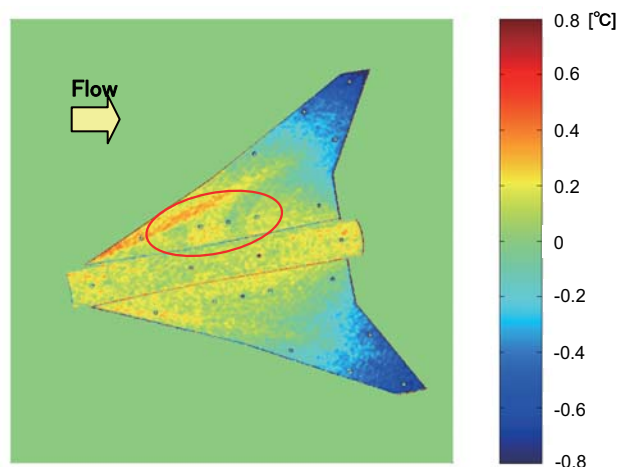


図 15 温度差分布（無風温度-通風温度）
 $(U_{\infty}=50\text{m/s}, \alpha=12\text{deg}, \beta=10\text{deg})$



図 16 PSP 塗装前の模型の状態

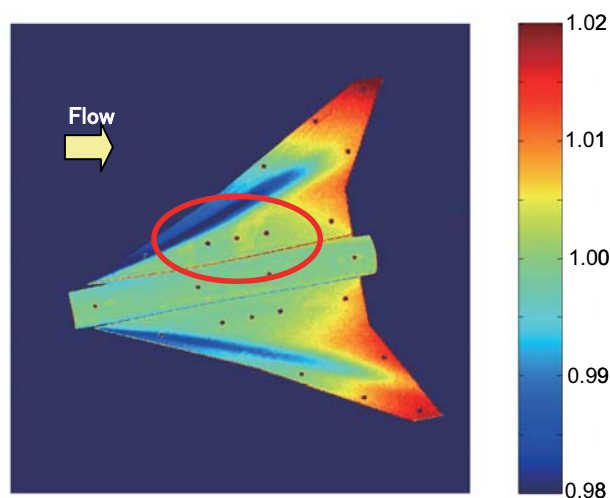


図 17 発光強度比 ($I_{2,ref}/I_{2,run}$) 画像
 $(U_{\infty}=50\text{m/s}, \alpha=12\text{deg}, \beta=10\text{deg})$

温度の影響を示すため、温度補正無しの発光強度比 ($I_2 / I_{2, \text{ref}}$) イメージを図 17 に示す。明らかに翼端や樹脂で埋められた箇所は温度の影響を強く受けているのがわかる。この画像からわかるように、精度良く計測するためには PSP の温度補正が不可欠である。

(B) PSP 温度補正

校正データの感度特性式を用いて算出した温度分布を用いて PSP 発光の温度補正を行った後、*In-situ* 法により PSP イメージを圧力イメージに変換した。しかし、温度補正の効果はみられたが、十分な精度を確保することができなかった。本複合 PSP の場合、色素は励起光により劣化を受ける。サンプル試験における励起照明と PSP の位置関係（距離）と、風洞試験時におけるそれは異なり、また励起光照射時間も同じではない。そのため、両者間で劣化の程度が異なる。結果として、校正試験時における複合 PSP の感度特性と風洞における感度特性が異なり、計測誤差になったものと考えられる。

そこで、3-5 節で示したように、感圧、感温色素の発光の両方に *In-situ* 法をかけることにより、擬似的な温度補正を試みた。この方法が適用できるのは、① I_2 （感圧側の発光）の圧力感度特性の温度依存性がない、② I_1 （感温側の発光）の温度感度が線形であるという特性を満たす必要がある。本件の複合 PSP はこれらの条件を満たしている。

温度補正の効果を確認するため、温度補正有りとは温度補正無しの *In-situ* 校正直線を比較した結果を図 18 に示す。試験条件は、一様流風速 $U_\infty=50\text{m/s}$ 、 $\alpha=12^\circ$ 、 $\beta=10^\circ$ である。図から温度補正による効果は明らかであり、Root Mean Square(RMS)はそれぞれ C_p （圧力係数）換算で 0.27（補正無し）と 0.07（補正有り）であった。ここで、圧力係数 C_p は $(P-P_\infty)/0.5\rho_\infty U_\infty^2$ （ P ：物体上の局所圧力、 P_∞ ：一様流圧力、 ρ_∞ ：一様流密度）で定義される無次元量である。また、RMS の定義は、以下に示すように、近似曲線（*In-situ* 校正線）上の点 (X_i) と、計測値 (x_i) 間の差分の二乗平均の平方根で与えられる。

$$RMS = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^N (X_i - x_i)^2}{N}} \quad (2)$$

(N ：計測データ数)

なお、静圧孔データの精度（ZOC 圧力センサーの計測精度）は 7.5Pa (C_p 換算で 0.005 @ $U_\infty=50\text{m/s}$) あり、PSP の計測精度に比べ無視できるためここでは考慮していない。図 19 に温度補正処理後の圧力分布画像を示す。温度補正により樹脂部分の温度パターンが消え、計測精度が改善されているのがわかる。なお、他のケースにおいても同等の計測精度が得られ、平均で約 0.1 (C_p 換算の RMS 値) であった。

(C) 主翼上の圧力分布

次に、風速を 50m/s に固定し、迎角を 8deg~20deg に変化させたときの測定結果を図 20 に示す。クランクト・アロー翼特有の前縁剥離渦により生じる低圧領域が鮮明に可視化されているのがわかる。迎角が大きい場合、翼の上流側に強い低圧領域が形成され、迎角が小さくなるに従い下流方向に低圧領域が伸びている。また、迎角が小さくなるほど低圧領域の圧力レベルが小さくなり、前縁方向にシフトしているのがわかる。これは迎角が小さいほど前縁剥離渦が翼前縁に近づき、かつ翼面に近づくことを示しており過去の多くの実験結果とも一致する¹⁸⁾。

横滑り角 β を取ったケースを図 21 に示す。 β の大きさによって、主翼上の左右の圧力パターンが異なっているのが鮮明に捉えられている。以前の PSP/TSP 塗り分け計測では不可能であったが、複合 PSP を用いることにより、計測領域の制限を受けることなく両翼の圧力分布を計測することが可能になった。

図 22 に PSP データと静圧孔データの比較 (S1~S5 line) を示す（風速 $U_\infty=50\text{m/s}$ 、迎角 $\alpha=16\text{deg}$ ）。温度補正無しの *In-situ* 処理結果（破線）も同図に記載されている。複合 PSP を用いて温度補正をすることにより、精度が向上しているのがわかる。また、 β をとった時の S2 Line における PSP データと静圧孔データの比較を図 23 に示す。模型の姿勢を変えても良く一致しているのがわかる。

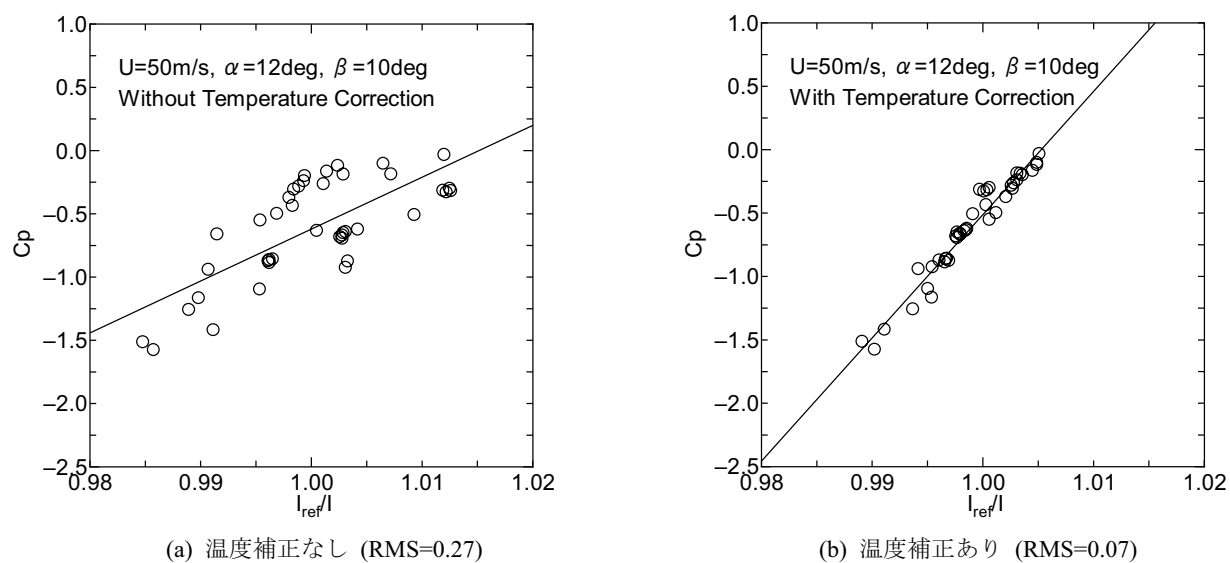


図 18 In-situ calibration カーブ ($U_\infty=50\text{m/s}$, $\alpha=12\text{deg}$, $\beta=10\text{deg}$) .

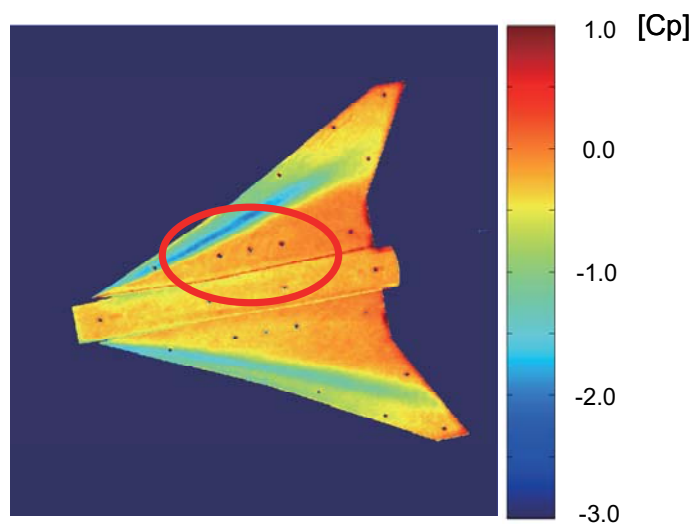
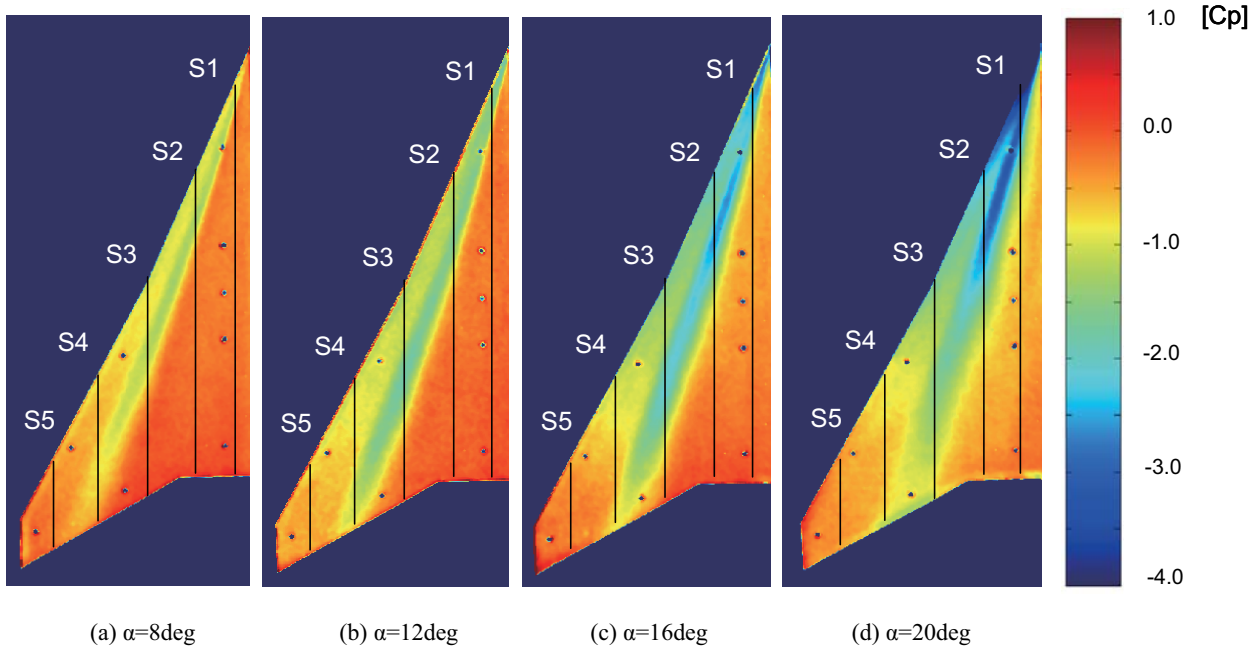
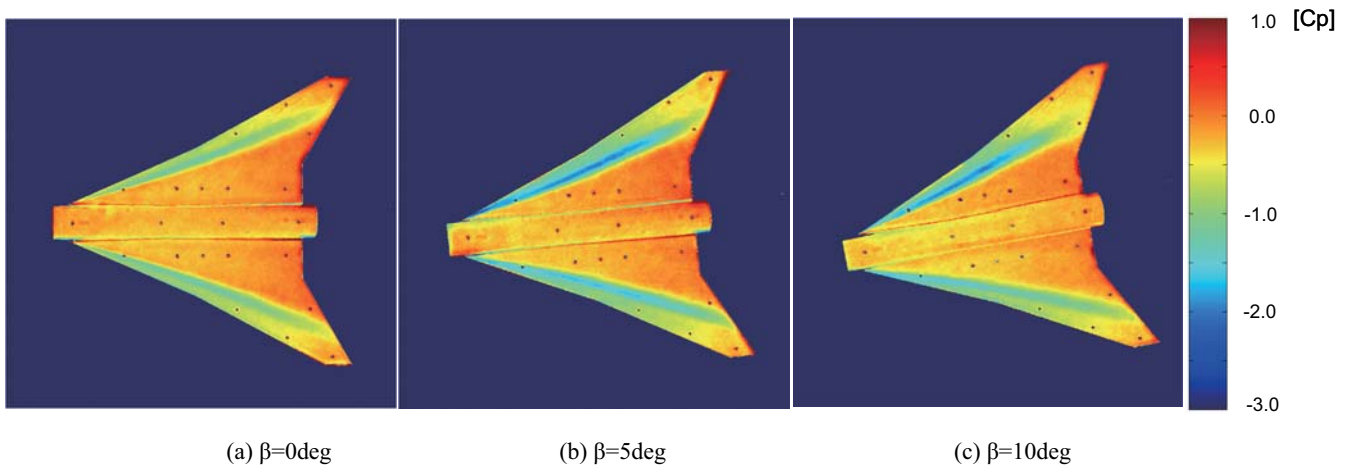
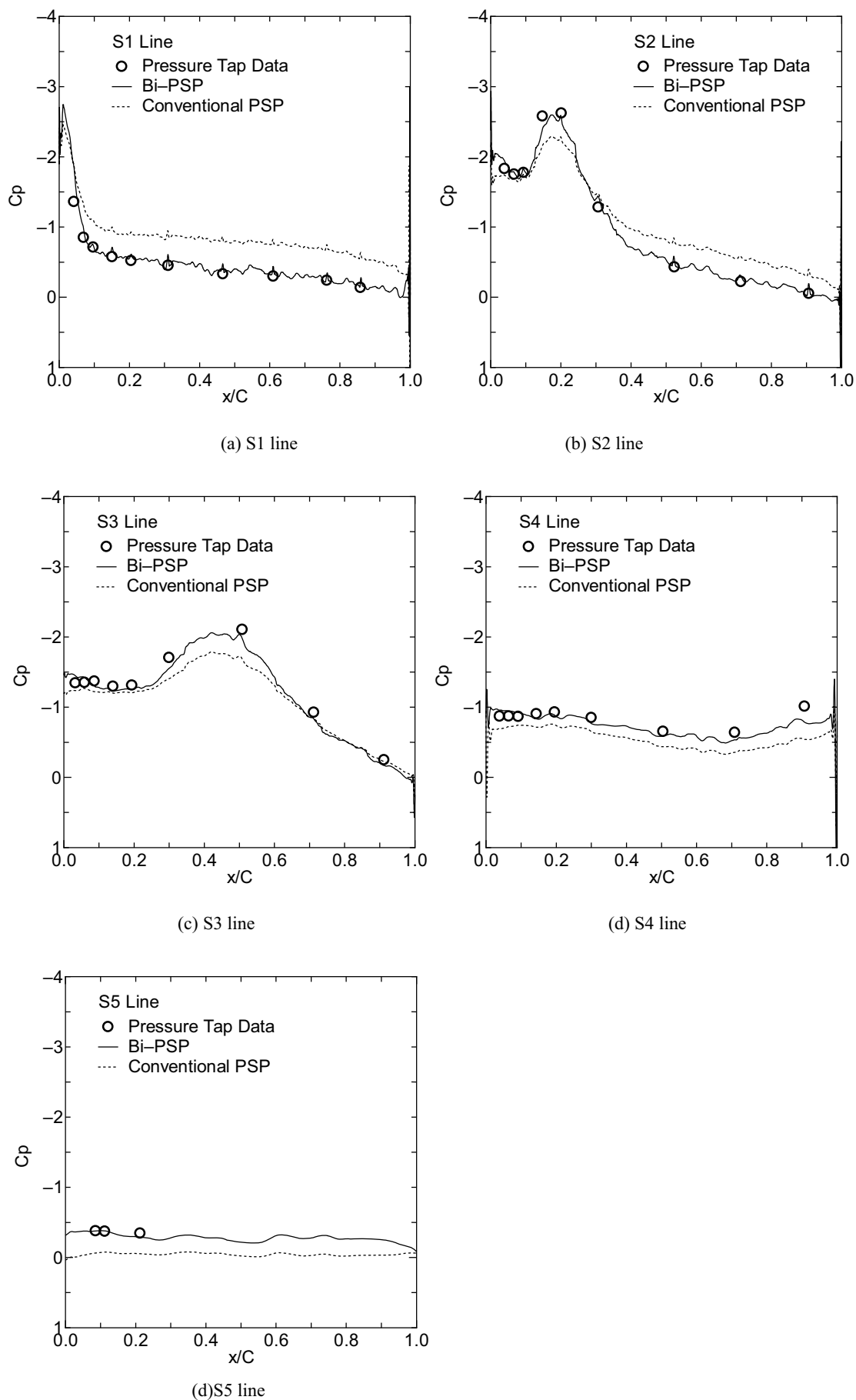


図 19 温度補正処理した圧力分布 ($U_\infty=50\text{m/s}$, $\alpha=12\text{deg}$, $\beta=10\text{deg}$)

図 20 圧力分布の迎角依存性 ($U_\infty=50\text{m/s}$, $\beta=0\text{deg}$)図 21 圧力分布の横滑り角 (β) への依存性 ($U_\infty=50\text{m/s}$, $\alpha=12\text{deg}$, $\beta=0\text{deg}$)

図 22 PSP データと静圧孔データの比較 ($U_\infty=50\text{m/s}$, $\alpha=16\text{deg}$, $\beta=0\text{deg}$)

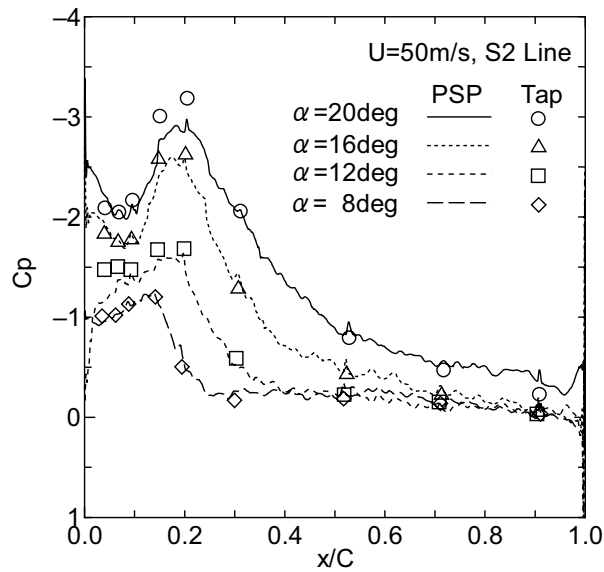


図 23 α 変化に対する PSP データと静圧孔データの比較 ($U_{\infty}=50\text{m/s}$, $\beta=0\text{deg}$, S2 Line)

4. まとめ

PdTFPP と Eu 四核錯体を混合した複合 PSP を新規に開発し、その評価試験を JAXA 2m×2m 低速風洞にて実施した。本研究によって得られた結果を以下に示す。

- (1)ポルフィリンである PdTFPP と希土類錯体である Eu 四核錯体を用いた複合 PSP を開発した。Eu 四核錯体の温度感度は非常に高いことから、複合 PSP の感温色素として適している。
- (2)Eu 錯体と PdTFPP の発光強度比 ($(I_{2, \text{ref}}/I_{2, \text{run}}) \cdot (I_{1, \text{run}}/I_{1, \text{ref}})$) に *In-situ* 法を適用することで、温度補正を考慮した圧力変換が可能となり、精度良く圧力場を計測することができた。
- (3)複合 PSP を使用することにより、赤外線カメラを併用した PSP システムと同程度の計測精度を達成し、 $U_{\infty}=50\text{m/s}$ において、 C_p 換算で RMS 約 0.1 (150Pa) であった。また、赤外線カメラ併用 PSP システムと比較して、システムの使い勝手を向上させることができた。
- (4)低速における SST 模型の表面圧力場を鮮明に可視化することができ、翼前縁に生じる剥離渦パターンの迎角、および横滑り角依存性を捉えることができた。また、複合 PSP を用いることにより、以前の PSP/TSP 塗り分け計測ではできなかった横滑り角をとる形態の計測が可能となった。

5. 今後の課題

新規に開発された複合 PSP システムを用いることにより計測精度を改善することができたが、色素の劣化があるため実用試験で本格的に使用するためには、特性の改善が必要である。大学の協力のもと、特性の安定した複合 PSP の開発を今後も進める予定である。

謝辞

PSP 計測を実施するにあたり、風洞遮光設備の構築、模型取付け/風洞データ取得を担当して頂いた低速風洞セクションの藤田敏美氏、岩崎昭人氏、浦弘樹氏に感謝の意を表します。また、SST 模型を提供して頂いた航空プログラムグループ/超音速機チームにも感謝致します。

参考文献

- 1) Bell, J.H, Schairer, E. T., Hand, L. A and Mehta, R. D., "Surface Pressure Measurements Using Luminescent Coatings," Annu. Rev. Fluid Mech., 33 (2001), pp.155-206.
- 2) Liu, T., Campbell, B. T., Burns, S. P. and Sullivan, J. P., "Temperature- and Pressure-Sensitive Luminescent Paints in Aerodynamics", Appl. Mech. Rev., 50-4 (1997), pp.227-246.
- 3) Engler, R. H., Klein, C. And Trinks, O., "Pressure-Sensitive

- Paint Systems for Pressure Distribution Measurements in Wind Tunnels and Turbomachines,” Measurement Science and Technology, Vol. 11, No. 7 (2000), pp. 1077-1085.
- 4) Liu, T. and Sullivan, J. P., “Pressure and Temperature Sensitive Paints”, Springer Berlin Heidelberg New York, 2004.
- 5) Kurita, M., Nakakita, K., Mitsuo, K., and Watanabe, S., “Temperature Correction of Pressure-Sensitive Paint for Industrial Wind Tunnel Testing,” JOURNAL OF AIRCRAFT, Vol. 43, No. 5, September–October 2006, pp. 1499-1505.
- 6) 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 No 2, pp.359-366 (2006).
- 7) Mitsuo, K., Nakakita, K. and Kurita, M., “Application of Pressure-Sensitive Paint to Low-Speed Wind Tunnel Testing at Japan Aerospace Exploration Agency,” 24th International Congress of the Aeronautical Sciences, ICAS 2004-3.2.3, August, Yokohama, Japan, 2004.
- 8) 満尾和徳, 栗田充, 中北和之, 藤井啓介, 渡辺重哉, 伊藤正剛 : 赤外線カメラを利用した感圧塗料温度補正法の研究 -低速流れへの適用-, JAXA-RR-06-028, 2007.
- 9) Mitsuo, K., Kurita, M., Nakakita, K. and Watanabe, S., “Temperature Correction of PSP Measurement for Low-Speed Flow Using Infrared Camera,” 21st International Congress on Instrumentation in Aerospace Simulation Facilities, ICIASF’05 10-1, 30 August, Sendai, Japan, 2005.
- 10) 満尾和徳, 栗田充, 中北和之, 藤井啓介, 渡辺重哉 : 複合感圧塗料計測の低速風洞試験への適用, 第34回可視化情報シンポジウム, 工学院大学, 2006年, 7月.
- 11) Mitsuo, K., Asai, K., Hayasaka, M. and Kameda, M., “Temperature Correction of PSP Measurement Using Dual-Luminophor Coating,” Journal of Visualization, Vol.6, No.3(2003), pp.321-331.
- 12) Mitsuo, K., Kurita, M., Nakakita, K. Fujii, K. and Watanabe, S., “Development of Bi-Luminophore Pressure-Sensitive Paint Systems,” 22nd International Congress on Instrumentation in Aerospace Simulation Facilities, ICIASF’07, 2007.
- 13) 特願 2007-129965 : 複合分子センサ
- 14) 特開 2007-71714 : 感温センサ及び感温塗料
- 15) Katagiri, S., Manseki, K., Tsukahara, Y., Mitsuo, K., Wada, Y., “Luminescent Polymer Film Containing Tetranuclear Eu(III) Complex as Temperature-Sensing Device,” Journal of Alloys and Compounds, Vol. 453, No. 1-2, pp. L1-L3, April, 2008.
- 16) Bell, J. H., “Applications of Pressure sensitive Paint to Testing at Very Low Flow Speeds,” 42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, Reno, Nevada, AIAA-2004-0878, 2004.
- 17) 堀之内茂, 大貫武, 吉田憲司, 郭東潤, 徳川直子, 滝沢実, 進藤重美, 町田茂, 村上義隆, 中野英一郎, 高木正平, 柳良二, 坂田公夫 : 小型超音速実験機 (ロケット実験機 ; NEXST-1) の基本設計結果について, JAXA-RR-05-044, 2006年3月.
- 18) Watanabe, S., Kato, H., Kwak, D. Y., Shirotake, M. and Rinoie, K., “Stereo PIV measurements of leading edge separation vortices on a cranked arrow wing,” Meas. Sci. Technol. Vol. 15 (2004), pp.1079-1089.

宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-07-023

発行 平成 20 年 2 月 29 日
編集・発行 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
URL : <http://www.jaxa.jp/>
印刷・製本 (有) ノースアイランド

本書及び内容についてのお問い合わせは、下記にお願いいたします。

宇宙航空研究開発機構 情報システム部 研究開発情報センター
〒305-8505 茨城県つくば市千現 2-1-1
TEL : 029-868-2079 FAX : 029-868-2956

© 2008 宇宙航空研究開発機構

※ 本書の一部または全部を無断複写・転載・電子媒体等に加工作することを禁じます。

