

宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA Research and Development Report

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—

満尾 和徳, 栗田 充, 中北 和之
藤井 啓介, 渡辺 重哉, 伊藤 正剛

2007年3月

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

宇宙航空研究開発機構研究開発報告
JAXA Research and Development Report

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—

Temperature Correction of Pressure-Sensitive
Paint Measurement Using an Infrared Camera
—Application to Low-Speed Testing—

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}

Kazunori MITSUO^{*1}, Mitsuru KURITA^{*1}, Kazuyuki NAKAKITA^{*1},
Keisuke FUJII^{*1}, Shigeya WATANABE^{*1} and Masatake ITO^{*2}

*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.

2007年3月
March 2007

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

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 -

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}

Temperature Correction of Pressure-Sensitive Paint Measurement Using an Infrared Camera - Application to Low-Speed Testing -

Kazunori MITSUO, Mitsuru KURITA,
Kazuyuki NAKAKITA, Keisuke FUJII, Shigeya WATANABE and Masatake ITO

Abstract

A Pressure-Sensitive Paint (PSP) measurement system has been developed in the large-scale wind tunnels of the Wind Tunnel Technology Center (WINTeC). PSP technique provides a simple and inexpensive way to obtain overall pressure images on an aerodynamic model surface with high spatial resolution. However, the luminescent intensity of PSP depends on both pressure and temperature. Therefore, temperature correction of PSP should be conducted to increase measurement accuracy. For our present PSP system, a PSP/Temperature-Sensitive Paint (TSP) combined system is used for temperature correction. When the PSP/TSP combined system is applied, the flowfield on both right and left wings of a model should be identical. Accordingly, the system cannot acquire pressure images on a model at sideslip angles. A half-model is also inapplicable, because it is not a symmetric configuration. To solve these problems, a PSP system combined with an infrared (IR) camera was developed. This technique could acquire pressure images without the limitations mentioned above. The PSP/IR combined system was applied to 2 m x 2 m low-speed wind tunnel for verification purposes because measurement accuracy of low-speed PSP is acutely sensitive to error due to the temperature dependence of PSP. It was found that a PSP system with an IR camera could improve measurement accuracy compared with the conventional PSP technique, verifying that this temperature correction method is a useful technique for low-speed testing.

Keywords: *Pressure-Sensitive Paint, Infrared Camera, Low-Speed*

概 要

風洞技術開発センター（WINTeC）では、感圧塗料（Pressure-Sensitive Paint: PSP）計測の大型実用風洞群への整備を進めている。従来の静圧孔を用いた電子式センサーによる計測では離散的なデータしか得られなかったが、PSPを用いることで模型上の面情報が得られ、衝撃波位置などの詳細流れ場の情報を可視化することができる。しかしながら、感圧塗料の発光強度は圧力依存性と同時に温度依存性を有しているため、計測精度を向上させるためには何らかの手法を用いて温度補正を施す必要がある。これまで、我々は、模型の左右片側ずつを感圧塗料と感温塗料で塗り分けすることで温度補正を行ってきた。しかし、この手法の場合、流れの左右対称性を仮定しなければならず、さらに片側の圧力場情報しか得られない短所がある。よって、横滑り角をとるような計測や半裁模型など非対称形状模型試験には適用できない。このような背景から、本研究では赤外線カメラ（IR カメラ）を用いて模型上の温度分布を計測し、その温度をPSP温度補正に利用する方法を試みた。温度依存性に起因する計測誤差は、特に圧力変化の小さい低速域で致命的な計測誤差になる。そこで、本PSP計測システムを2m×2m低速風洞試験に適応し、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。また、低速風洞試験における計測精度は、一様流速50m/sにおいてC_p換算で約0.1（0.15kPa）を達成した。

* 平成19年3月5日受付 (Received 5 March, 2007)

*¹ JAXA 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.)

1. はじめに

近年、圧力によって発光強度が変化する感圧塗料 (Pressure-Sensitive Paint: PSP) を用いた表面圧力場計測が注目されている¹⁻⁴⁾。従来の静圧孔を用いた電子式センサーによる計測では離散的なデータしか得られなかったが、PSP を用いることで模型上の面情報が得られる。また、模型に圧力孔を設けるためには手間と費用が掛かるが、PSP 計測の場合、模型を塗装するだけであるため、手軽かつ安価に圧力場を計測することができる。さらに、PSP 計測では詳細な圧力場が得られるため、衝撃波の位置など流れ場情報も知ることができる。

JAXA 風洞技術開発センターでは PSP 計測システムの大規模風洞群への適用を進めている。超音速/遷音速風洞における実績は数多くあり、すでに実用段階にある⁴⁻⁶⁾。環境適応型高性能小型航空機の開発においては、設計用表面圧力場データを取得/提供している。

PSP の発光強度は圧力に依存するだけでなく、温度によっても変化するため、精度良く計測するためには温度補正が必要である。著者らの計測システムにおいては、PSP の温度感度を補正するため、遷音速/超音速風洞実験では PSP/TSP (Temperature-Sensitive Paint) 塗り分けによる温度補正を行っている。しかし、この方法では、模型左右の流れ場の対称性を仮定しているため横滑り角をとった姿勢での計測ができない。この問題を解消するため複合塗料と呼ばれる感圧色素と感温色素を混合した塗料の研究が進められているが、まだ計測精度が不十分であり実用段階にない⁷⁾。

そこで、本研究では赤外線 (Infrared: IR) カメラを温度場計測に導入した PSP 計測システムを開発した。IR カメラによる温度場計測は実績があり、広く一般に用いられている。IR カメラを使用することにより上述した問題に関係なく PSP 計測が可能となる。

特に、低速では遷/超音速に比べ計測する圧力のレンジが狭く温度の影響が顕著に現れるため温度補正は不可欠であり、本計測システムの技術実証試験に適している。ポリフィリンを使用する一般的な PSP では、温度 1℃あたり約 1~2% 発光強度が変化する。これは圧力に換算すると約 1~2 kPa に相当する。風速 50m/s における動圧が約 1.5kPa であることを考えると、温度による計測誤差が無視できないことがわかる⁸⁾。低速 PSP 技術は航空宇宙以外の分野への応用も期待されており⁹⁾、各研究機関で開発が進められている^{10,11)}。

実証試験に 8.5% 小型超音速機 (SST) 3 次形状模型を用いてデルタ翼表面圧力場を計測し、IR カメラによる温度補正機能の有効性を評価した^{12,13)}。本稿では、まず今回開発した PSP 計測システム、および画像処理法について説明する。さらに、温度補正の効果を示し、本 PSP シ

ステムの計測精度について議論する。

2. PSP 計測法について

感圧塗料 (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構成されている。この塗料は、市販されている模型塗装用のスプレーガンを用いて容易に模型へ塗装することができる。一般に、PSP の発光を増強させるため、PSP を塗る前に白色塗料 (ベースコート) を模型に塗装しておく。この工程により PSP の発光は数倍に増強する。白色ベースコートと PSP の膜厚はそれぞれ約 50μm、5μm 程度になる。

PSP 計測の原理を図 1 に示す。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。光源には光学フィルタが取り付けられ、PSP の励起帯に合った波長の光のみが選択的に放射される。同様に CCD カメラの前面には PSP の発光だけを選択的に捉えるように光学フィルタが取り付けられている。

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 発光強度と圧力は、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¹⁴⁾。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、温度補正が必要である。圧力データの具体的な算出方法については後述する。

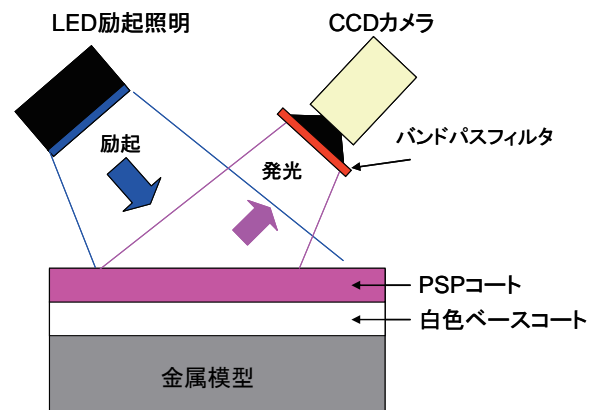


図 1 感圧塗料計測の模式図

3. PSP計測システム

3-1 PSPの仕様

実験で使用したPSPは白金ポルフィリン (PtTFPP) とフッ素系ポリマー (Poly-IBM-co-TFEM) からなる。このPSPは圧力感度が高く、光劣化にも強い。これまで、遷音速風洞試験などで実績のある塗料である⁴⁻⁶⁾。低速流(大気圧付近)ではPSPの発光強度は弱いため発光を増強させるために色素濃度の最適化を行った。溶液中の色素濃度を増加させると発光強度は単調に強くなるが、あるポイントで発光が減少し始める。それは、この時点での濃度以上に色素を加えると感圧色素同士の分子間距離が接近しすぎるため、励起-未励起分子間の非衝突エネルギー移動による濃度消光が起こるからである。濃度消光が起こるポイントの手前では、色素濃度増加量に対する発光強度の変化量は小さくなるので、色素濃度を高くしても効果が小さい。そのため、コスト面も考慮して発光が減少し始めるポイントの手前を感圧塗料色素濃度に定めた。

PSP計測を実施するにあたって、事前にPSPの特性を評価しておく必要がある。評価試験では、圧力と温度を制御できる真空チャンバーを用いた感圧塗料自動較正装置を使用する。図2に示すように、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。PSP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。

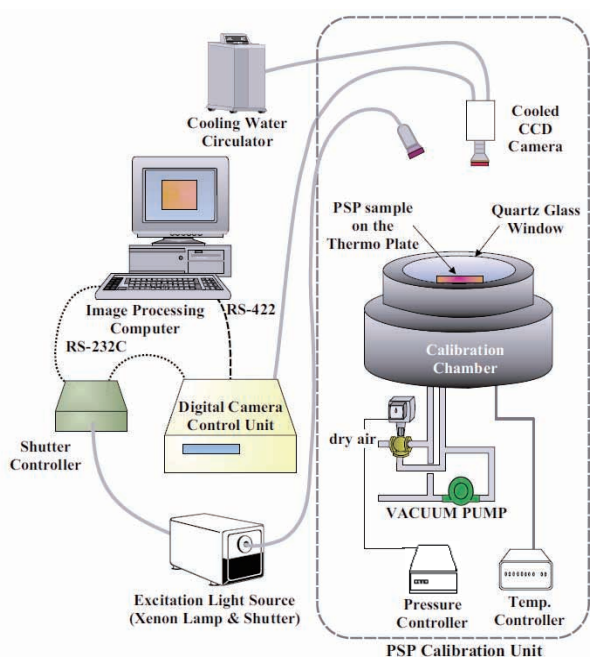


図2 感圧塗料自動較正装置の模式図

図3,4にPSPの圧力/温度感度特性を示す。 P_0 は100kPaを表す。図より明らかなように、PSPは圧力感度と同時に温度依存性を有するため温度補正が必要であることがわかる。本PSPでは、約1.5%/°C程度の温度感度がある。このフッ素系ポリマーを使用したPSPの大きな特徴は、温度によって圧力感度特性が変わらないことである(図3)。この特性によりデータ処理の簡略化が可能になる。一般的なPSPで温度補正を行う場合、PSP温度の絶対値が必要であるが、このPSPでは通風時と無風時の温度差($T_{run}-T_{ref}$)がわかれば温度補正が可能である。

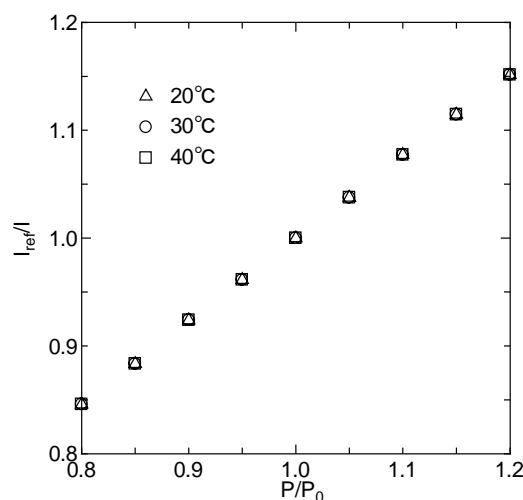


図3 PSPの圧力感度 ($P_0=100\text{kPa}$)

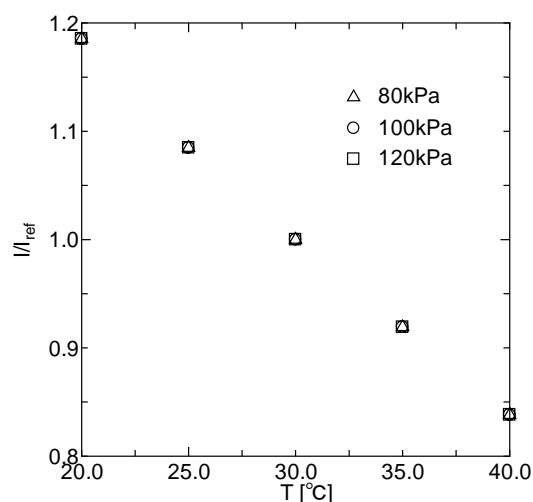


図4 PSPの温度感度 ($T_{ref}=30^\circ\text{C}$)

3-2 IRカメラを用いたPSP計測システム

次に、IRカメラを用いたPSP計測システムの概要を図5に示す。低速用PSPシステムは、高精度16bit CCDカメラ (HAMAMATSU PHOTONICS C4880-50-26W, 画像サイズ: 1024ピクセル×1024ピクセル) と、励起用Xe光源 (HAMAMATSU PHOTONICS C4338) から構成され

ている。カメラの前面には PSP の発光のみを選択的に透過バンドパスフィルタ (590-710nm) と IR カットフィルタを取り付けた。一方、励起光照射器には PSP の励起帯に適したバンドパスフィルタ (380-530nm) および IR カットフィルタを取り付けた。また、励起照明強度の安定性を確認するため照射器の前面に Photo-Diode (PD) を取り付け、励起光強度をモニターした。

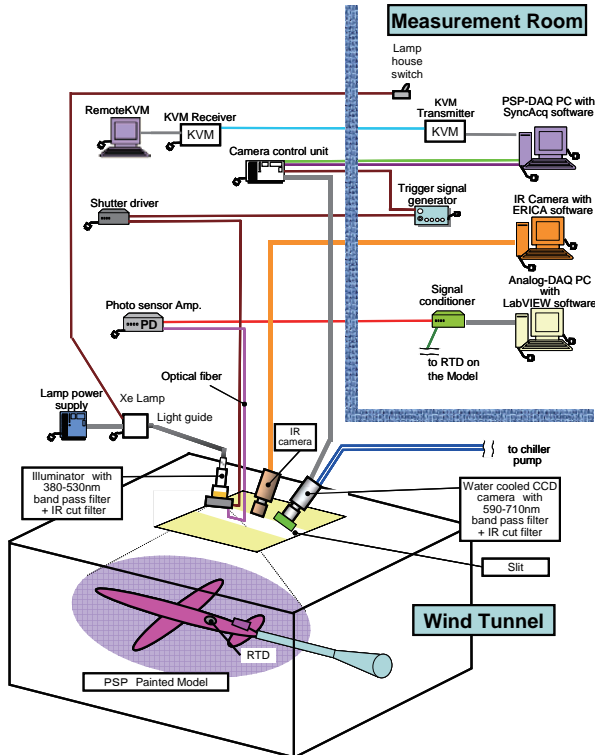


図5 IRカメラを用いたPSP計測システム

IRカメラ (AGEMA Infrared System: THV 900) は風洞の天井観測部にPSP用CCDカメラと並んだ位置に設置され、模型を上から計測するように取り付けられた。画像サイズは136ピクセル×272ピクセルである。赤外線透過率は風洞の観測窓ガラス材質に強く依存するため観測窓ガラスは用いず、風洞天井部に気流に影響を与えない程度にスリット (幅20cm) を設けて計測した (図6)。PSP計測用CCDカメラとIRカメラを同期させ、同時に画像を計測できるように設定した。

PSP計測では、式(1)に示すように発光強度の比から圧力を求めるために通風時と無風時のPSP画像を計測する必要がある。後述するように、通風前の無風時状態ではIRカメラでマーカーを鮮明に認識できなかったため通風直後の基準画像を計測した。

また、低速ではPSP発光強度変化が小さいためS/Nが悪い。そのため、PSPとIR画像をそれぞれ1ケースのデータ取得に64枚計測して平均化することによりS/Nを高めた。CCDカメラの露光時間は2.7秒、画像取得間隔は

8秒であり、通風中の1ケース当たりのデータ取得時間は、約8.5分間であった。

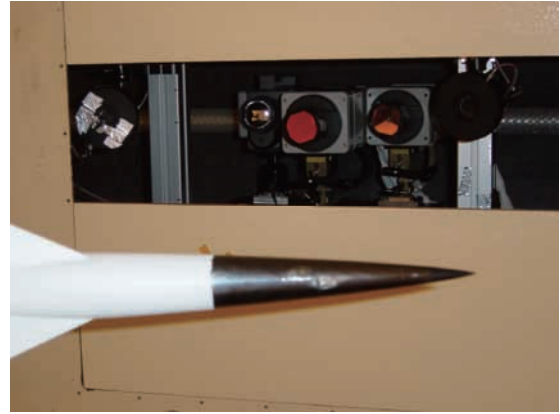


図6 風洞カート天井に設置したスリット

IRカメラでPSP塗装模型の温度分布を計測するにあたって、図7に示す装置を用いてPSPの輻射率を事前に計測した。PSPサンプルをチャンバー内に設置し、ペルチェ素子を用いて温度を制御した。サンプル基板には测温抵抗体を取り付けられ、温度をモニターできるようにした。なお、ガラス材質の影響を避けるため、チャンバーのガラス窓は取り外して計測を行なった。

IRカメラで計測した温度は輻射率の関数になっているので、测温抵抗体で計測した温度とIRカメラで計測した温度場の平均値が同じになるように輻射率を決定した。PSPの輻射率は0.91であった。この数値をIRカメラにインプットし、本試験でのすべての温度場計測を実施した。

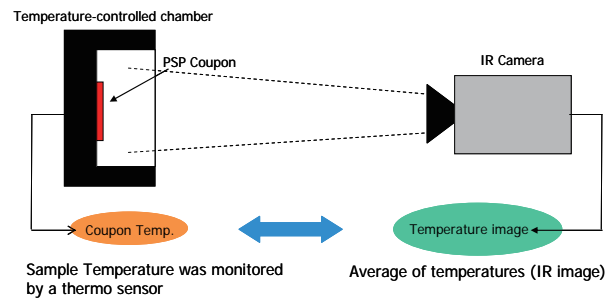


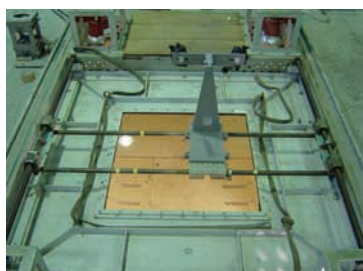
図7 PSP輻射率計測装置

3-3 JAXA 2m x 2m 低速風洞と超音速機模型

実験は風洞技術開発センターの2m×2m低速風洞 (LWT2) の固定壁カートで行なった。図8に示すように、カート天井部と側面に大きな光学窓が配置されており、光学計測に対応できるようになっている。また、ロボットアームによる模型支持を用いることにより自由に模型の姿勢を変えることができる (図9)。

図10に実験に用いた超音速機模型 (SST3次形状模型, 8.5%スケール) を示す¹⁵⁾。左翼上面には静圧孔が3列 (S1 (y/b=30%), S2 (y/b=50%), S3 (y/b=70%)) 設けられて

いる（計点 35 点）．静圧孔データの取得には，LWT2 の ZOC を使用した．圧力センサーのフルスケールは 20 inchH₂O (4.98 k Pa) であり，精度はフルスケールの 0.15% である．



(a) カート上部



(b) カート側面

図 8 2m×2m 低速風洞の外観



図 9 ロボットアームで支持された SST 模型

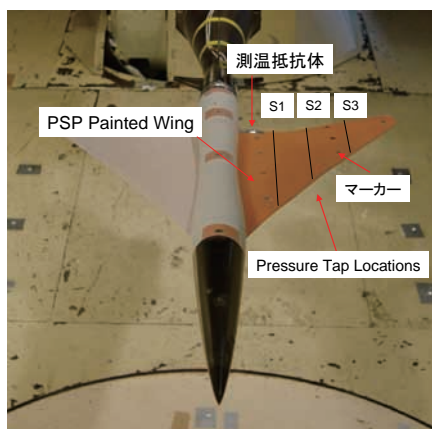


図 10 PSP 塗装された SST 模型

PSP の塗装はエアスプレーガンを用いて行った．PSP 計測の場合，多少の塗り斑は画像の比をとることにより解消されるため，ほぼ均一に塗装できれば問題なく計測できる．

通常の PSP 計測では，白色アンダーコートの上にマーカーを貼り付けるが，IR 計測では PSP 塗装部との放射率の違いを利用してアルミ箔マーカーの形を際立たせるため，本試験では PSP 塗装の上からアルミ箔マーカーを貼り付けた（12 点）．アルミ箔マーカーを取り付ける際，しっかりと接着しなければ試験中に剥がれることがあるので注意が必要である．また，模型温度の時系列変化データを取得するため測温抵抗体を模型に設置した．

4. データ処理法

4-1 圧力変換方法

CCD カメラで計測した PSP 発光強度画像を圧力に変換する方法は大きく分けて 2 種類ある．事前の較正により取得した PSP の圧力/温度感度特性のみを利用して PSP 発光強度を圧力に変換する *A-priori* 法と，実験中の静圧孔データを参照する *In-situ* 法がある¹⁾⁶⁾．低速では PSP からの発光シグナルが弱いいため *A-priori* 法では精度の確保が難しい．そのため，本研究では *In-situ* 法を用いて圧力場に変換した．

In-situ 法は PSP 較正データを必要とせず，静圧孔データを参照する処理方法である．通風時と無風時の画像の比をとり，静圧孔まわりの発光強度比を抜き出す．本処理では，圧力孔周りの 9 ピクセル×9 ピクセルの領域を指定し，その領域から圧力孔面積相当分の 3 ピクセル×3 ピクセルの領域を除外して PSP の発光強度比とした．(1) 式をもとに静圧孔データと発光強度比から次式のような較正式が得られる．

$$\frac{P}{P_{ref}} = B_1 + B_2 \left(\frac{I_{ref}}{I} \right) \quad (2)$$

式中の I は PSP 発光強度， ref は無風時状態を表す．較正係数 B_1 ， B_2 は最小自乗法で求めることができる．この較正式を用いて PSP 発光強度比画像を圧力画像へ変換する．理論的には線形式に従うが，実際には励起照明の変動やコンタミネーションなどの影響を受け，一般には非線形性を考慮して多項式を用いることが多い．本研究では 2 次式を採用した．

$$\frac{P}{P_{ref}} = B_1 + B_2 \left(\frac{I_{ref}}{I} \right) + B_3 \left(\frac{I_{ref}}{I} \right)^2 \quad (3)$$

以下に，PSP 発光強度の温度依存性除去の方法について

て説明する¹⁶⁾。本計測で使用する PSP は、圧力感度が温度に依存しないという特性を持っており、以下のように単純化して処理することができる。PSP の通風時 (*run*) の輝度値を $I_{run}(P_{run}, T_{run})$ とし、無風時 (*ref*) の輝度値を $I_{ref}(P_{ref}, T_{ref})$ とすると、PSP の発光強度比は以下のように表される。

$$\frac{I_{ref}}{I_{run}} \equiv \frac{I(p_{ref}, T_{ref})}{I(p_{run}, T_{run})} \quad (4)$$

この式では、温度の影響を含んだ式となっている。温度の影響を除去した発光強度比を

$$\frac{I_{ref}}{I} \equiv \frac{I(p_{ref}, T_{ref})}{I(p_{run}, T_{ref})} \quad (5)$$

とし、式変形を施すと以下のように書ける。(5) 式では無風時の温度に合わせている。

$$\begin{aligned} \frac{I_{ref}}{I} &\equiv \frac{I(p_{ref}, T_{ref})}{I(p_{run}, T_{ref})} \\ &\equiv \frac{I(p_{ref}, T_{ref})}{I(p_{run}, T_{run})} \cdot \frac{I(p_{run}, T_{run})}{I(p_{run}, T_{ref})} \end{aligned} \quad (6)$$

(6) 式は、無風時と通風時の温度差 ($T_{run}-T_{ref}$) を求め、温度差に応じた発光強度の変化量を (4) 式にかければ、温度依存性を除去した発光強度比 (I_{ref}/I) が求まることを示している。通風時と無風時の温度差は IR カメラを用いて計測することができ、その温度差に対応した PSP の発光強度変化量を図 4 のデータをもとに計算する。この温度補正済みの発光強度比を(3)に適用して *In-situ* 較正カーブを求める。

4-2 画像処理方法

先述したように、通風前画像では IR カメラでマーカーを識別することができなかったため、通風直後の無風時画像を用いて画像処理を行なった。この方法を用いると通風時と無風時間の模型温度差が小さく、計測誤差を軽減できる利点がある。画像処理手順は以下の通りである¹⁾、¹⁸⁾。本データ処理は、MATLAB を用いて行なった。

(1) ダーク減算処理

CCD で計測した PSP 画像の輝度値には 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。

(2) 平均化

PSP 計測画像には CCD 特性に起因するショットノイズが含まれている。そのノイズ成分を軽減する方法

として PSP 画像を多数計測し、平均化する方法がとられる。高速流れ場計測の場合、10 枚程度平均化すれば十分効果があるが、低速の場合、さらに多くの枚数を要する。本処理では 64 枚の PSP 画像を使用した。さらに、ノイズが目立つため画像フィルタをかけた。MATLAB に組み込まれている *wiener filter* と *median filter* を使用して S/N を向上させた。できるだけ多数の画像を平均化するのが望ましいが、計測時間の制約から 64 枚とした。CCD のショットノイズに関する誤差は画像枚数 (N) の $1/\sqrt{N}$ に比例することがわかっており、64 枚であれば十分精度は確保できる。

(3) 画像位置合わせ

PSP 計測では、通風中の画像と無風時の画像計測し、それらの比をとることで PSP の塗り斑や、励起照明の非一様性による影響をキャンセルする。一般に、通風すると模型は空気力を受けるため変形や移動を受ける。したがって、厳密に画像の比をとるためには両画像間の位置合わせが必要となる (図 11, 12)。

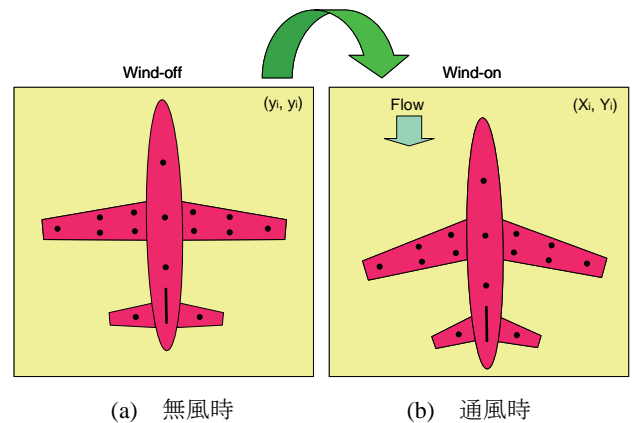


図 11 模型上のマーカーイメージ

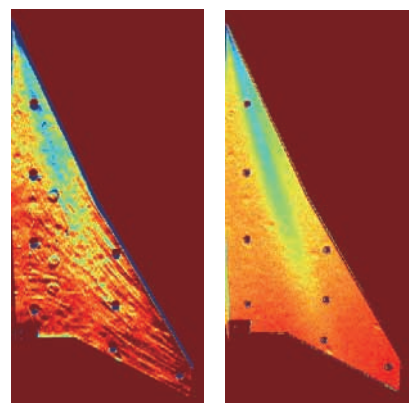


図 12 位置合わせの効果

図 12 から明らかなように、画像位置合わせ誤差を補正しないと、マーカー位置や模型の輪郭がずれ、塗り斑の影響が顕著になる。図中の (X, Y) , (x, y) はマーカー座標を表し、 i はマーカーの ID 番号を表している。

一般には、模型上に貼り付けたマーカー位置を参照して通風画像と無風画像間の位置合わせを行なう（模型上の特徴点を利用することも可能）。マーカー位置は PSP 画像全体を 2 値化して検出し、そのマーカー形状から重心を算出する。画像変換は、一般に以下に示すような 2 次式を用いて幾何補正される。さらに高次の式も考えられるが、模型変形の小さい場合には 2 次で十分な位置合わせ精度が確保できる。この変換は、模型の平行移動、回転、伸縮、捩（ねじ）れに対応している。無風時画像上のマーカー位置を $r_i = r_i(x_i, y_i)$ とし、通風時画像上のマーカー位置を $R_i = R_i(X_i, Y_i)$ とすると、 i 番目のマーカー位置の関係式は次式で与えられる。

$$x_i = a_1 + a_2 X_i + a_3 Y_i + a_4 X_i^2 + a_5 X_i Y_i + a_6 Y_i^2 \quad (7)$$

$$y_i = b_1 + b_2 X_i + b_3 Y_i + b_4 X_i^2 + b_5 X_i Y_i + b_6 Y_i^2 \quad (8)$$

各係数 $a_1 \sim a_6$, $b_1 \sim b_6$ は、最小二乗法により計算できる。

$$F(a_i) = \sum_i \left[x_i - (a_1 + a_2 X_i + a_3 Y_i + a_4 X_i^2 + a_5 X_i Y_i + a_6 Y_i^2) \right]^2 \quad (9)$$

$$G(b_i) = \sum_i \left[y_i - (b_1 + b_2 X_i + b_3 Y_i + b_4 X_i^2 + b_5 X_i Y_i + b_6 Y_i^2) \right]^2 \quad (10)$$

$$\frac{\partial F(a_i)}{\partial a_i} = 0 \quad (11)$$

$$\frac{\partial G(b_i)}{\partial b_i} = 0 \quad (12) \quad (i=1 \sim 6)$$

上記方程式の解を求めるにはマーカーが最低 6 点必要であるが、実用上十分な精度を得るためには、マーカーの数は 10~15 点程度必要である。求めた係数 $a_1 \sim a_6$, $b_1 \sim b_6$ を用いて、通風時画像の画像ピクセルすべてに対して変換処理を行なう。この位置合わせ処理は、PSP 画像と IR 画像の両方について実施する。PSP の無風時画像に一致するように PSP の通風画像と、IR と無風/通風時画像を変換した。

(4) 圧力画像への変換

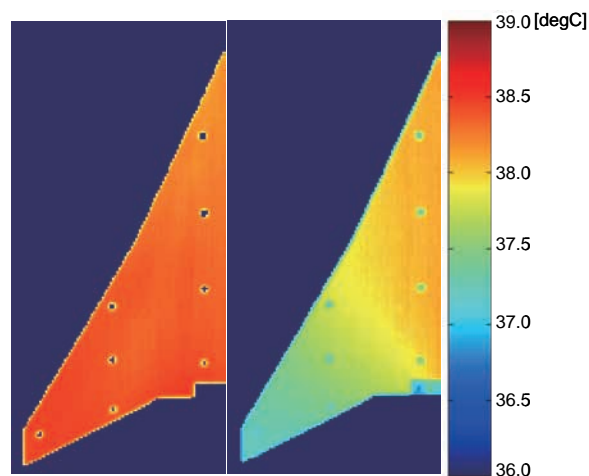
先に述べたように、IR カメラにより取得された通風

時と無風時間の温度差から、無風時の温度分布と同じになるように通風時の PSP 発光強度画像 (I_{run}) に温度補正を加えた。その後、静圧孔周り発光強度比 ($I_{\text{ref}}/I_{\text{run}}$) と静圧孔データから *In-situ* 較正曲線を求めて PSP 画像をピクセル毎に圧力 (P_{run}) へ変換した。

5. 計測結果および考察

5-1 IR カメラによる温度計測の結果

次に、IR カメラで計測した温度分布の結果を示す。風洞一様流流速 $U=50\text{m/sec}$ 、迎角 $\alpha=20^\circ$ における温度分布を図 13 に示す。画像中に見られる翼根後縁の矩形切り欠きは測温抵抗体を設置した箇所である。通風開始直後から、送風機のモーターからの発熱により模型温度は上昇するが、通風中の温度分布はほぼ一様であった。しかし、風洞停止直後の温度分布では翼端の温度が低く、不均一な分布になった。風洞停止直前の総温は気温よりも高かったため翼厚の薄い翼端から冷却が進行したためである。通風直後の温度分布は、模型形状と気温に大きく左右されるので本試験で使用したような薄翼の模型の場合、温度補正は不可欠である。



(a) 通風時 ($U=50\text{m/s}$) (b) 無風時 (風洞停止直後)

図 13 IR カメラで計測した温度分布 ($\alpha=20^\circ$)

図 14 に通風前の模型温度分布を示す。PSP 表面とアルミ箔マーカー表面の輻射率の違いからマーカーを識別する予定であったが、図からわかるように、翼面上のアルミ箔マーカーを IR カメラでは鮮明に認識することができなかった。

常温における物体の温度を IR カメラで計測する場合、周辺温度の影響を少なからず受けてしまう。特に、アルミ箔マーカーの表面は鏡面であるため周囲温度（カート壁温度）を反射し、擬似的に周囲温度に近くなることが予想される。IR カメラの設定において、雰囲気温度、周辺温度、湿度、カメラと物体間距離などのパラメータを

入力して補正しているにも関わらず、周辺温度の影響を排除することができなかったと考えられる。

図 14 の一部見えているマーカーは、PSP 部分より温度が若干高く見える。試験を始める前は洞内の白熱灯照明を点けて作業を行っており、その作業後直ぐに PSP 計測を始めたため、冷め切らない照明の熱をアルミ箔マーカーが反射したものと推測される。

アルミ箔マーカーの表面が周囲温度（カート壁温度）を反射するという性質を利用し、模型温度と周囲温度間に差をつけることでマーカーを認識できるか試みた。風速 50m/s の場合、気流温度の上昇率が高く、模型温度とカート壁温度間に容易に差が生じるため、鮮明にアルミ箔マーカーを認識することができた。しかし、風速 30m/s においても試みたが、模型とカート壁との間に温度差を生じさせることが出来ず、マーカーを認識することができなかった¹³⁾。

本計測では模型温度の正確な絶対値が必ずしも必要ではなく、通風時と無風時における PSP の温度差が計測できれば、PSP の温度補正は可能である。したがって、周辺温度の影響が完全に無視できない状態であっても通風時と無風時の温度差を得ることができれば問題なく計測できる。後述するように、IR カメラによる温度補正は有効に機能していることから、模型上の PSP の温度差は正確に捉えているものと考えられる。

図 15 に $U=50\text{m/s}$ 、迎角 $\alpha=12^\circ$ と 16° における温度分布を示す。なお、模型の背景に見えるのは風洞床面の温度である。迎角を変えても模型上の温度分はほぼ変わらず均一であった。風洞を運転している間、模型の温度は上昇し続けるため、後に計測した $\alpha=12\text{deg}$ の方が温度レベルが高くなった。

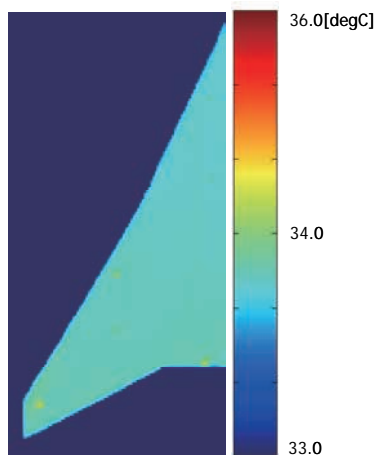
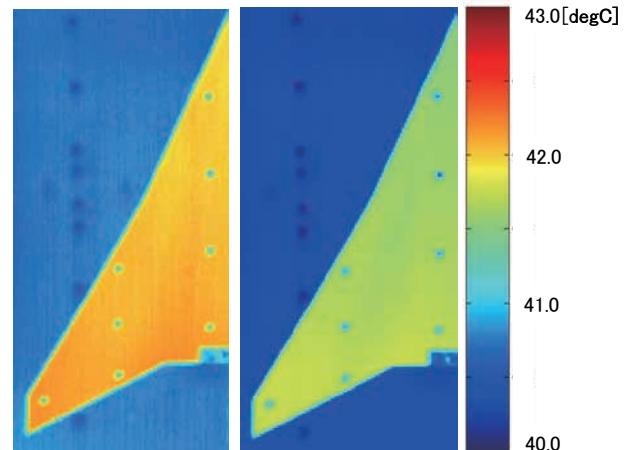


図 14 通風前に IR カメラで計測した温度分布
($U=0\text{m/s}$, $\alpha=20^\circ$)



(a) $\alpha=12\text{deg}$ (b) $\alpha=16\text{deg}$
図 15 IR カメラで計測した温度分布($U=50\text{m/s}$)

5-2 PSP 計測の結果

本 PSP システムを用いて計測した圧力画像を図 16 に示す。なお、キャプション中の q は動圧を表している。デルタ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、前縁に生じる剥離渦は強くなるが、下流に行くに従い翼面から離れるためデルタ翼の上流側に強い低圧領域が形成されている。また、迎角が小さくなるほど渦が弱くなるため低圧領域の圧力低下量が小さくなり、負圧のピークが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¹⁹⁾。このような詳細な圧力場データから流れ場についての細かな理解が可能となるのは PSP 計測ならではのメリットと言える。なお、翼後縁に見られる円弧状の輪郭は、翼下面に付着した気流中のオイルが回り込んだことによる汚染であり、現象ではないことに注意していただきたい。また、前縁付近もオイルで汚染された痕跡が見られたので、その領域（前縁からコード長に対して数%以内の範囲）にある静圧孔はデータ処理に用いないことにした。

次に、静圧孔データと PSP 計測結果の比較を図 17 に示す。図中には、PSP の IR 画像による温度補正有りとなしの結果を示してある。S1, S2, S3 はそれぞれ静圧孔列の位置を表す。C は各断面位置でのコード長、 x は前縁からの距離を表す。温度補正無しとは、通風中の画像と通風直後の無風時画像を使って温度差の影響を無視して *in-situ* 処理した結果である。すべてのケースにおいて、温度補正を施すことにより明らかに計測精度が改善されているのがわかる。渦直下では温度補正により圧力が低下し、その後流側で逆になるように見えるのは、温度補正によって *in-situ* 較正カーブの傾きが大きくなり、PSP

発光強度比変化に対する圧力感度が大きくなったためである。なお、 $x/C=1.0$ 近傍で PSP データが撥ねているのが見られるが、これは画像間位置合わせ精度が不十分なため生じた結果であり、この部分は無効なデータである。

次に、計測精度を評価するため PSP 画像を圧力に変換する際に用いた *In-situ* 較正曲線 ($U=50\text{m/sec}$, $\alpha=16^\circ$) を図 18 に示す。温度補正処理を行った結果ではデータのばらつきが著しく軽減され、温度による影響が補正されていることがわかる。PSP と静圧孔データの差の RMS (Root-mean-Square) 値は、温度補正ありの場合で $C_p=0.07$ 、補正無しの場合で $C_p=0.25$ であった。 $U=50\text{m/s}$ の他のケースも考慮して、本計測システムの計測精度は約 $C_p=0.1$ (0.15kPa) と評価した。なお、静圧孔データの精度 (ZOC の計測精度) は 7.5Pa (C_p 換算で $0.005 @U=50\text{m/s}$) 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。

温度補正有りの結果は、補正無しの場合よりもノイズ成分が若干多い。温度補正を行う場合、IR 画像と PSP 画像の計 4 枚の画像を処理することになり、位置合わせ誤差や IR 画像自身もつ計測精度の影響を受けたものと考えられる。画像位置合わせは、通常 3 次元計測器を用いて正確に計測したマーカー座標を用いて画像処理する。しかし、本試験では位置計測済みマーカーの上にさらにアルミ箔マーカーを手作業で重ね付けしたため、画像上でサブピクセル (1 ピクセル以下) の位置精度が出せなかったものと考えられる。

上記した 2 つの課題は、マーカーの位置精度と画像のフィルタリング改善により解決できる問題であり、IR カメラを用いた温度補正システムの本質的な問題ではない。マーカー位置精度に関しては、アルミ箔マーカーの中心に丸穴を開け、ターゲットポイントが狙えるように工夫することで対応できる。

以下に今後の課題について示す。IR カメラを併用したシステムを用いることにより計測精度は著しく向上したが、将来的に実用化を想定した場合、次の点が問題となる。IR カメラで認識させるためアルミ箔マーカーを用いたが、効果あまり見られなかった。そのため IR カメラで認識できるマーカーの開発が必要である。また、IR カメラ計測では観測用光学窓ガラス材質が限定されることや、周囲温度の写りこみ、異なるシステムを併用することによる手間が課題として挙げられる。

さらに、計測精度以外にデータ生産性も重要なファクターである。現在の IR カメラを用いた PSP 計測システムでは、マーカーを認識することができないため通風前の無風時画像を使用することが出来なかった。この方法の場合、通風ごとに通風直後の無風時画像を計測しなければならず計測に時間を要するため、データ生産性が著し

く低下する。この問題を解消するため、圧力と温度場を同時に計測する感圧/感温複合塗料^{20), 21)}や、温度の影響をほとんど受けない低温度感度 PSP を用いた計測システムの研究を進めている。

6. まとめ

PSP 計測の計測精度向上のため、温度補正の高精度化を目的として IR カメラを導入した PSP 計測システムを構築し、低速風洞にてそ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) では C_p 換算で RMS 値が $0.2\sim 0.25$ ($@U=50\text{m/s}$) 程度であった精度を、約 3 分の 1 に軽減することができ、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。低速風洞試験における計測精度は、風速 50m/s において C_p 換算で約 0.1 (0.15kPa) を達成した。

さらに、従来の PSP/TSP 塗り分けによる温度補正法では不可能であった、横滑り角をとる形態や半裁模型の表面圧力場計測が可能になった。今後は、IR カメラで鮮明に認識できるマーカー開発や、周辺温度の移りこみ対策などシステムの改良を検討する。また、新しい技術として、感圧/感温複合塗料や温度感度を低減した PSP を用いた新規 PSP 計測システムの開発にも取り組むたいと考えている。

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。

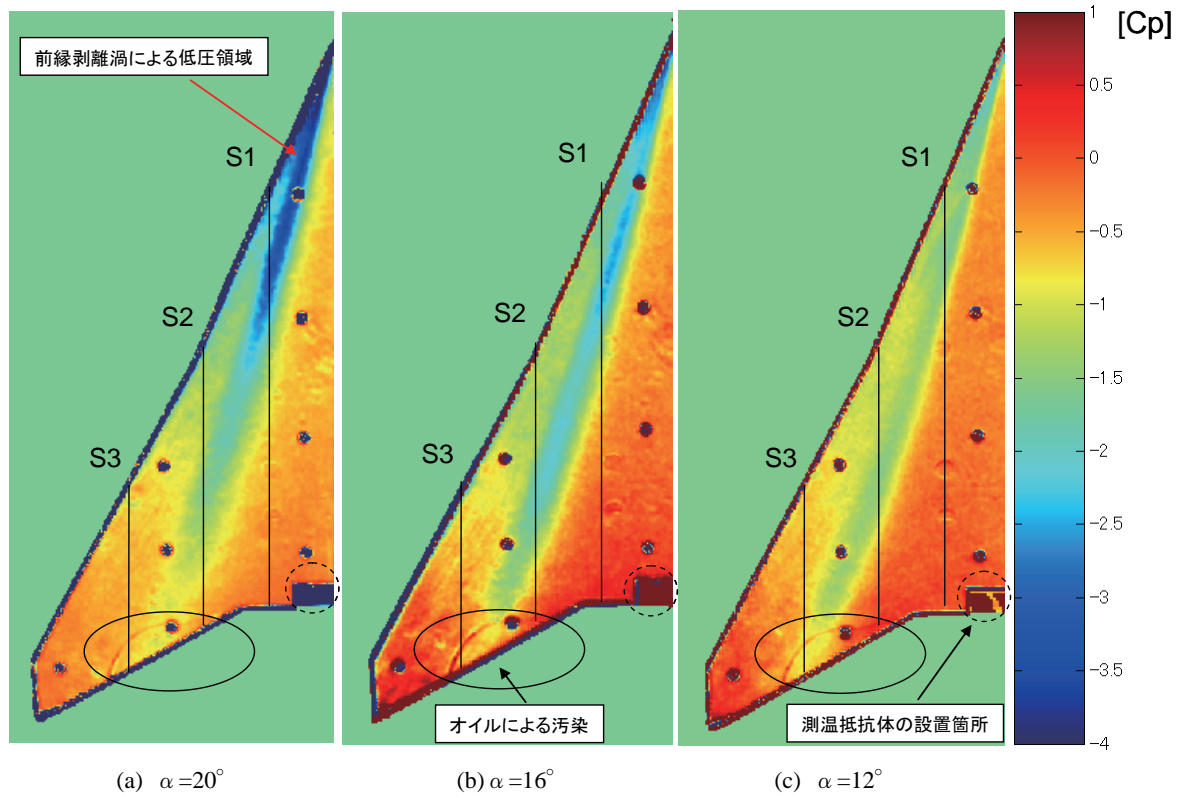


図 16 PSP 計測によって得られた圧力分布 ($U=50\text{m/s}$, $q=1.5\text{kPa}$)

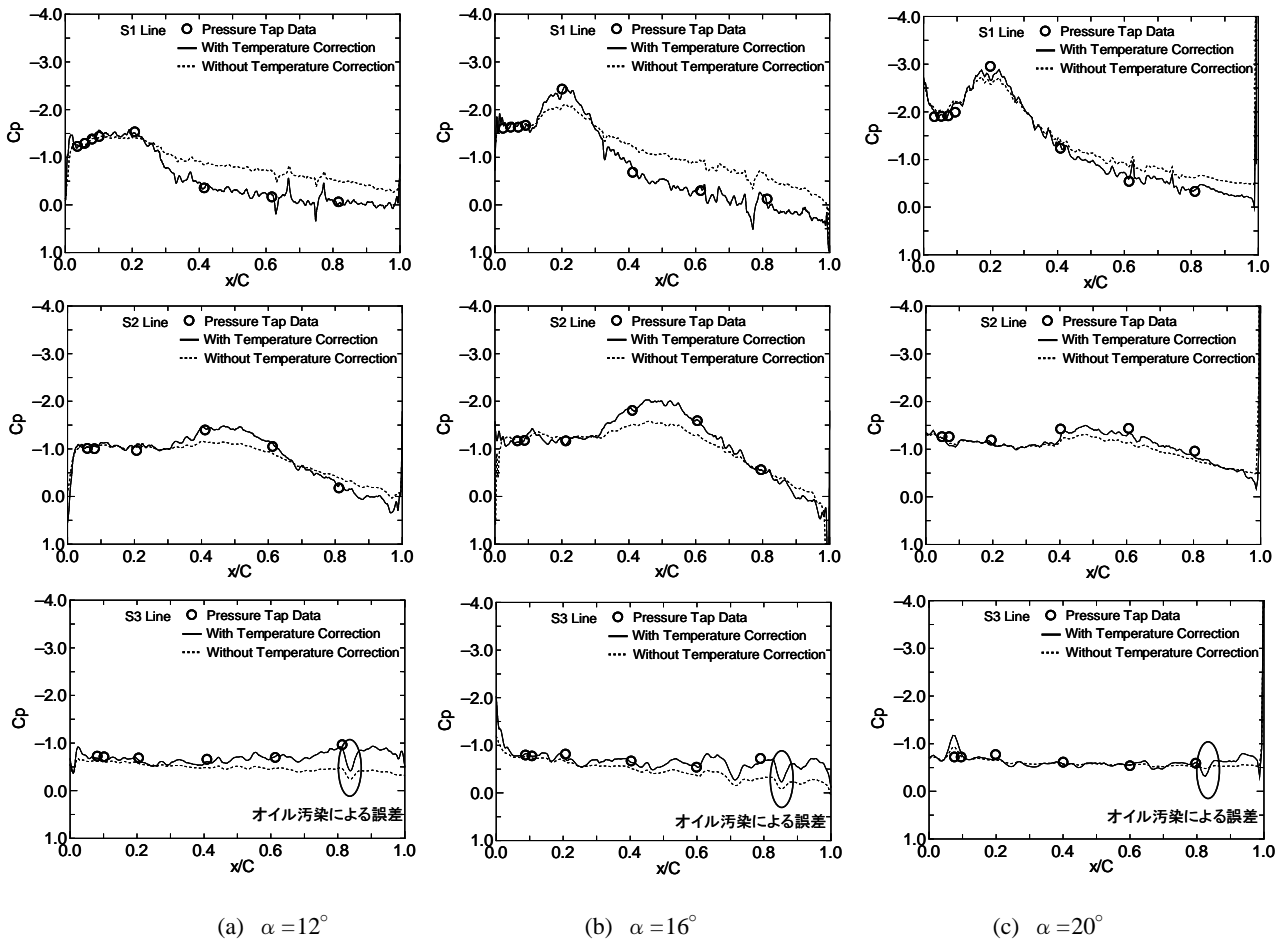
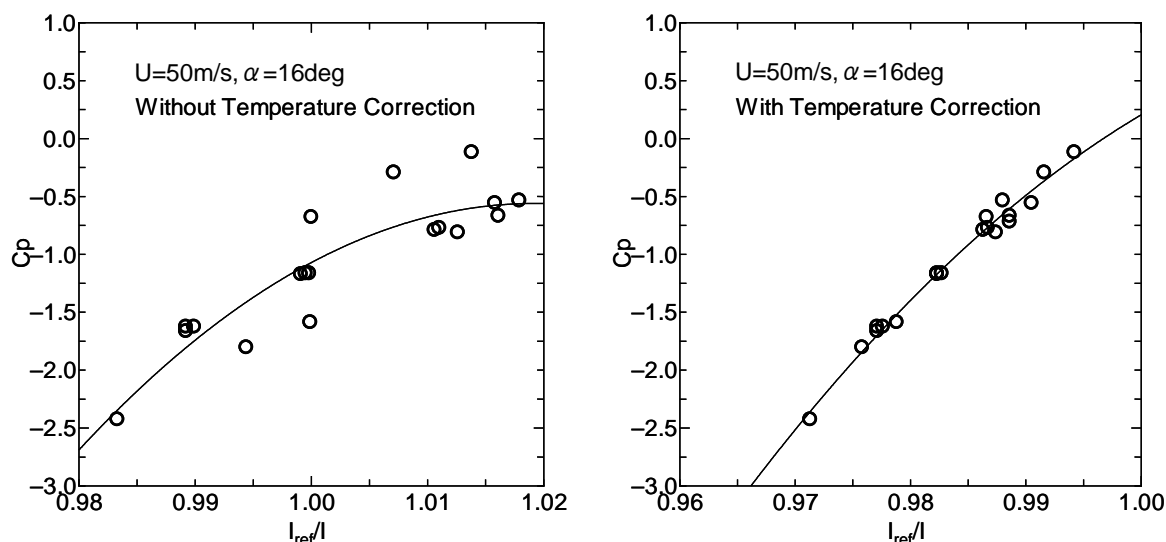


図 17 PSP データと静圧孔データの比較 ($U=50\text{m/s}$, $q=1.5\text{kPa}$)



(a) 温度補正なし

(b) 温度補正あり

図 18 *In-situ* 較正カーブ ($U=50\text{m/s}$, $\alpha=16^\circ$, $q=1.5\text{kPa}$)

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) 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 (2006), pp.359-366.
- 5) 栗田充, 中北和之, 満尾和徳, 神田宏, 渡辺重哉, 浅井圭介: NAL1m \times 1m 超音速風洞における SST 模型感圧塗料試験, 日本航空宇宙学会第 34 期年会, 2003 年.
- 6) 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.
- 7) 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.
- 8) 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, Yokohama, 2004.

- 9) 池田充, 小山達弥, 鈴木昌弘, 高岩利充, 満尾和徳, 中北和之: 感圧塗料を用いたパンタグラフの舟体・枠組間における空力干渉の影響評価, 第 33 回可視化情報シンポジウム, 工学院大学, 2005 年 7 月 27 日.
- 10) Sant, Y. Le, Bouvier, F., Merienne, M. C. and Peron, J. L., "Low Speed Tests using PSP at ONERA," 39th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, AIAA 2001-0555, Reno, Nevada, 2001.
- 11) Engler, R. H., Merienne, M. C., Klein, C. and Sant, Y. L., "Application of PSP in low speed flows," *Aerospace Science and Technology*, 6, (2002), pp.313-322.
- 12) 満尾和徳, 栗田充, 中北和之, 渡辺重哉: 感圧塗料計測の低速風洞試験への適用, 第 33 回可視化情報シンポジウム, 工学院大学, 2005 年 7 月 27 日.
- 13) 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.
- 14) Liu, T. and Sullivan, J. P., "Pressure and Temperature Sensitive Paints", Springer Berlin Heidelberg, New York, 2004.
- 15) 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.

- 16) 特許：特許第 3867248 「温度依存性補正を加えた感圧塗料の insitu 計測手法とその装置」
- 17) 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.
- 18) Bell, J. H. and McLachlan, B. G., “Image Registration for Luminescent Paint Sensors,” 31st AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, Reno, Nevada, AIAA 93-0178, 1993.
- 19) 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.
- 20) Mitsuo, K., Kurita, M., Nakakita, K., Fujii, K. and Watanabe, S. “Development of Bi-Luminophore Pressure-Sensitive Paint Systems”, the 22nd International Congress on Instrumentation in Aerospace Simulation Facilities, 2007 (to be published).
- 21) 満尾和徳, 栗田充, 中北和之, 藤井啓介, 渡辺重哉, 和田雄二：複合感圧塗料計測システムの研究開発, 第 35 回可視化情報シンポジウム, 工学院大学, 2007 年 7 月 24 日.

宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-06-028

発行 平成19年3月30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 (株)ビー・シー・シー

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

© 2007 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・電子媒体に加工することを禁じます。

