

# NAL 1m×1m 超音速風洞における SST 模型感圧塗料試験

中北和之、栗田充、満尾和徳、神田 宏、渡辺重哉 (JAXA)  
浅井圭介 (元航技研 (現東北大学大学院工学研究科))

Pressure-Sensitive Paint Test Using a SST Configuration Model at the NAL 1m×1m Supersonic Wind Tunnel

Kazuyuki Nakakita, Mitsuru Kurita, Kazunori Mitsuo, Hiroshi Kanda, Shigeya Watanabe (JAXA)  
Keisuke Asai (NAL)

## Abstract

Pressure-sensitive paint techniques make the measurement of global surface pressure distributions possible, which are different from point measurements by conventional pressure transducers. The present study was conducted to make the pressure-sensitive paint measurement practicable at the NAL 1m×1m supersonic wind tunnel. Since the temperature of a model decreases with test time in the wind tunnel, the temperature dependence of luminescent intensity of the pressure-sensitive paint is a large source of error for pressure measurements. A temperature-correction method using a temperature-sensitive paint for the pressure-sensitive paint was applied. The temperature-corrected pressure-sensitive paint data were compared with pressure data using pressure transducers. As a result, good agreements were obtained between the pressure-sensitive paint data and pressure transducer data.

## 1. はじめに

航空・宇宙機の開発において機体に働く空気力分布に関する情報は必須であり、表面圧力計測は風洞実験における重要な計測項目のひとつである。感圧塗料 (Pressure-Sensitive Paint: PSP) は光化学反応を利用した圧力計測技術であり、従来の圧力変換器を使用した点計測とは異なり、面計測ができる特長を持つ。また、構造上、圧力孔設置が困難な薄翼部等の圧力分布も計測可能であり、さらに、得られる情報量が多いため CFD 検証<sup>1)</sup>や構造設計にも有益なデータ提供が可能である。

航技研では1993年よりPSPを用いた圧力計測技術の研究を行ってきた。そこでは、PSPの性能を向上させるための基礎研究に加え、大型実用風洞を用いたH2フェアリング<sup>2)</sup>やSST模型<sup>3)</sup>における実用的な圧力計測も行ってきた。2002年度からは、これらの技術蓄積を活かし、大型実用風洞での基本計測手法のひとつとしてPSP計測技術を導入するための技術整備を開始した。そこでの主要な技術的課題としては、大型模型への塗装技術や大型風洞での光学計測系構築、効果的な解析ソフトの開発、計測精度の向上等がある。

本研究はNAL 1m×1m 超音速風洞へのPSP計測技術整備を行うことを目的とし、上述した技術的課題の解決を行う。さらに、従来のものより性能を向上させたPSPを本研究では使用しており、その計測精度の検証も行う。

## 2. 実験方法

### 2.1 実験装置

風洞は間欠吹出式のNAL 1m×1m 超音速風洞を使用し、試験条件は主流マッハ数 2.0、主流静圧 27.8kPa、動圧 78.4kPa である。模型は全長 0.79m の 8.5%スケールロケット実験機第4次形状単体圧力模型 (以下、SST

模型)<sup>1)</sup>である。した。主流単位レイノルズ数は  $2.6 \times 10^7 [1/m]$  である。通風時にはPSP計測と同時に、圧力変換器を使用した翼および胴体部の圧力孔による計測を行う。Fig.1に模型の写真を示す。

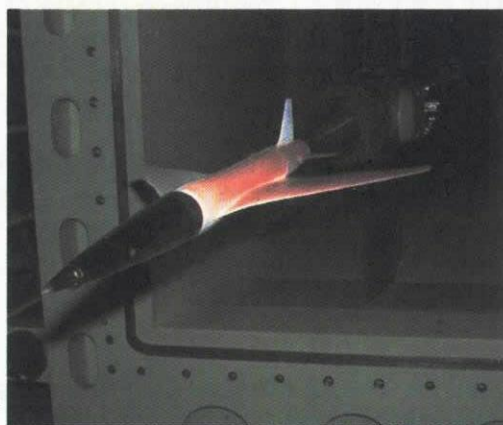


Fig.1 PSP/TSP 塗装された SST 模型  
右舷半面(透明): TSP、左舷半面(赤色): PSP

カメラには 35mm レンズ( $f=4.0$ )を設置した 14bit 冷却 CCD カメラを使用した。励起光源には 300W 連続キセノンランプ 2 台を使用し、照射器までライトガイドで導いた。各々は風洞天井壁の補助観測窓上方に設置した光学架台に取り付けられ、カメラ側には  $625 \pm 50 \text{nm}$ 、照射器側には  $400 \pm 50 \text{nm}$  の光学フィルタと IR カットフィルタを設置した。なお、光学計測系を含む補助観測窓およびシュリーレン窓は迷光を避けるため、その外側を暗幕で覆っている。計測システムの概要を Fig.2 に示す。

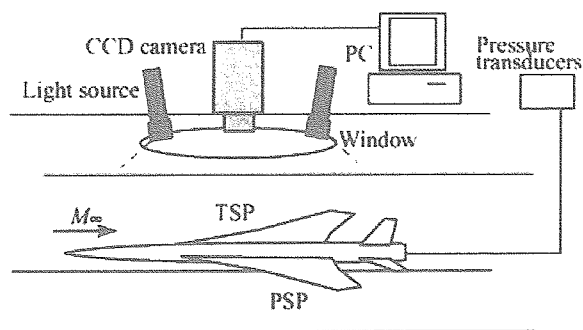


Fig.2 PSP 計測システム

2.2 感圧塗料と感温塗料

PSP 計測法は酸素分圧、つまり、圧力に応じて発光強度が変化する化学物質を利用した計測法である。しかし、この化学物質は一般に圧力のみならず、温度によっても発光強度を変化させる特性をもつ (PSP の温度依存性<sup>4)</sup>)。そのため、通風中に時々刻々と模型温度が変化する間欠吹出式超音速風洞では、温度依存性を考慮しないと大きな圧力計測誤差が生じる。本研究ではこれまで用いられてきた手法と同様<sup>2, 3)</sup>、横すべり角は 0° で試験を行うため、模型圧力および温度場は左右対称と仮定し、感温塗料 (Temperature-Sensitive Paint: TSP) と PSP を模型左右で塗り分け、TSP を使用して模型表面温度を計測することにより、PSP の温度依存性を補正した。

本研究で使用した PSP は 650nm に発光ピークを持つ PtTFPP を発光物質とし Poly(IBM-co-TFEM) をバインダとしたものである<sup>5)</sup>。また、TSP は 612nm に発光ピークを持つ EuTTA を発光物質とし PMMA をバインダとした<sup>3)</sup>。なお、溶媒は PSP、TSP ともにトルエンである。

PSP および TSP 塗装の際には、まず、発光量を増加させるために、模型の上に白色アンダーコートを塗布し、次に、PSP、TSP を各々模型左右対称にエアブラシで塗りつけた。白色塗料を含めた塗装膜厚はおおよそ 40~100μm 程度である。

2.3 較正方法

理論的には、PSP 発光強度と圧力の関係は(1)式の Stern-Volmer 関係式に従う<sup>6)</sup>。

$$I_{ref}/I = C_1(p/p_{ref}) + C_2 \quad (1)$$

本研究では PSP の非線形性を考慮し、以下の 2 次式を使用した。

$$I_{ref}/I = C_{p1}(p/p_{ref})^2 + C_{p2}(p/p_{ref}) + C_{p3} \quad (2)$$

また、TSP の場合は(3)式を使用した。

$$I/I_{ref} = C_{T1}(T/T_{ref})^2 + C_{T2}(T/T_{ref}) + C_{T3} \quad (3)$$

ここで、 $I$  は発光強度、 $p$  と  $T$  は圧力と温度であり、係数  $C$  は実験により求める。なお、添え字  $ref$  は既知 (基準時) の状態であり、通風前の無風時に計測するため、圧力は大気圧、温度は室温で各々様である。添え字の無いものは通風中の状態を示す。

PSP の較正方法には *in-situ* 法と *a-priori* 法の 2 種類が一般に用いられる<sup>6)</sup>。

*In-situ* 法は模型に圧力孔を設け、圧力変換器を用い

て得た圧力データと圧力孔周辺の PSP データを比較して較正を行う方法である。ただし、この方法では温度による影響を含んだ状態での較正となるため、通風時の模型温度は均一である必要がある。

一方、*a-priori* 法は圧力/温度が可変のチャンバー内に設置した試験片を用いて、事前(後)に圧力特性や温度特性を調べる方法である。この方法では通風中の模型表面温度データが別途必要であるが、模型に圧力孔を必要としない。本研究では較正方法に *a-priori* 法を採用した。第 3 図に本研究で使用した PSP、TSP の圧力、温度特性を示す。今回使用した PSP は圧力感度の温度依存性が小さいという長所を持つ。また、今回使用した TSP は、温度感度は良いが、吸収帯ピークが 342nm にあり、今回のように BK7 を用いた風洞観測窓の場合には十分な強度の励起光が与えにくい。つまり、TSP の発光強度が弱くなるという難点を持つ。計測時には PSP と TSP でカメラに入る発光強度を同程度にする必要があるため、本研究ではカメラに入る PSP 発光強度を抑える波長の光学フィルタをカメラ側に設置した。

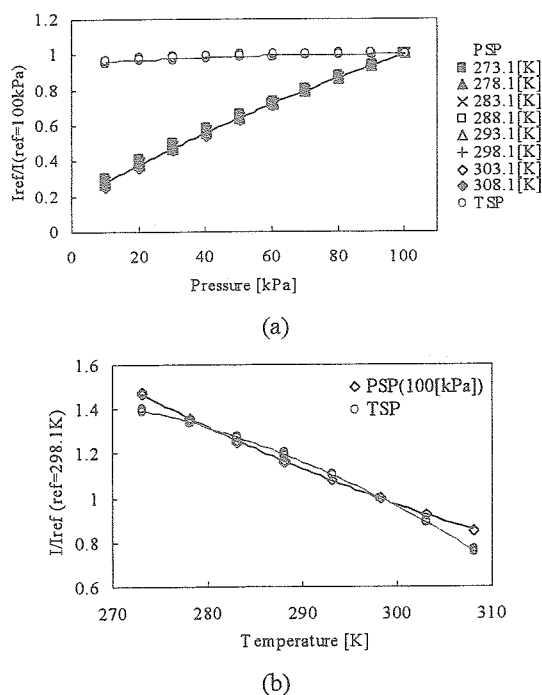


Fig.3 PSP・TSP の圧力温度特性 (a) 圧力特性 ( $I_{ref} : 100[\text{kPa}]$ における発光強度)、(b) 温度特性 ( $I_{ref} : 298.1[\text{K}]$ における発光強度)

2.4 データ処理

データ処理の概要を Fig.4 に示す。まず、平均化およびダーク減算を行った基準、通風発光強度画像に対し、位置(形状)補正を行う。次にフィルタを用いてノイズ除去を行う。最後に TSP データを用い温度補正を行った後、圧力値に変換する。

ここで、模型の位置(形状)補正について述べる。模型や模型支持系は、通風時に受ける空気力によってたわみを生じさせるため、通風時の形状や模型位置は基準時(無風時)のものとは異なる。したがって、計測誤差を軽減させるためには、通風時の模型形状や位置を基準時の状態に合わせるように補正する必要がある。本研

究では模型表面上に配置した片翼 15 点の円形マーキング(Fig.5(a)の黒点)を利用し、2 次の画像変換<sup>9)</sup>を用いて位置(形状)補正を行った。

また、PSP 温度依存性の補正については、模型左右に塗りわけた PSP と TSP の発光強度を同時計測し、TSP で得た模型表面温度分布データを PSP の温度特性にかえすことにより、PSP 発光強度の温度依存性の補正を行った。なお、今回のデータ処理では PSP 圧力感度の温度依存性と、TSP 発光強度の圧力依存性を無視している。

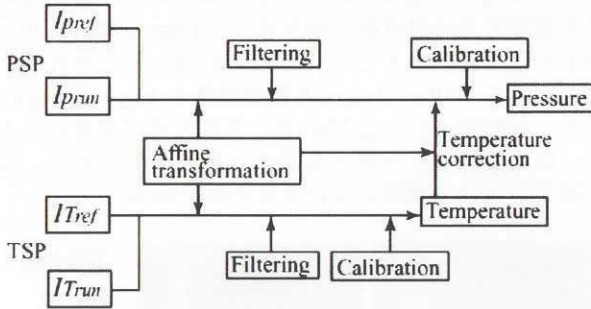


Fig.4 データ処理方法の概要

### 3. 1m×1m 超音速風洞試験

#### 3.1 PSP 試験結果

SST 模型のデザインポイントである  $M=2.0$ ,  $\alpha=+2^\circ$  での SST 模型上面の  $C_p$  分布を Fig.5 に示す。Fig.5(a)では翼前縁部に発生した前縁剥離渦による負圧領域の詳細な分布が分かる。この負圧領域はダブルデルタ翼のキंक部分よりやや上流から発生し、キंक部分から下流側で大きくなっている。(b)~(e)の各断面での圧力分布からもこの剥離渦による負圧領域の大きさや負圧の程度が分かる。定量的にも PSP による計測結果は圧力孔データと良く一致しており、十分な精度で計測できていると言える。再現性についても異なる run での同一ケースの PSP 計測結果は良い再現性を示している。

Fig.6 は  $M=2.0$ ,  $\alpha=-2^\circ$  での PSP 試験結果である。このケースでは計測面である模型上面が気流にさらされる状態となるため、翼前縁付近での高圧から徐々に圧力が低下する単調な圧力分布となっていることが Fig.6(a)より分かる。定量的な評価としても圧力孔データとの一致は良好であり、PSP の計測精度は定量計測として問題のないレベルである。

Fig.7 は  $M=2.0$ ,  $\alpha=+6^\circ$  のケースである。Fig.7(a)より、このケースでは迎角が非常に大きいため強くかつ大きな前縁剥離渦が発生していることが明瞭に把握できる。また、前縁剥離渦以外の部分でも翼全体にわたり比較的大きな圧力変化が発生している。定量的な圧力孔データとの比較では Fig.5, 6 と比べてややずれが存在するが、大きなものではない。このずれの原因の一つとして考えられるものに右翼と左翼に温度差があり、左右翼での温度対称性を仮定している PSP 温度補正に誤差が発生していることが考えられる。

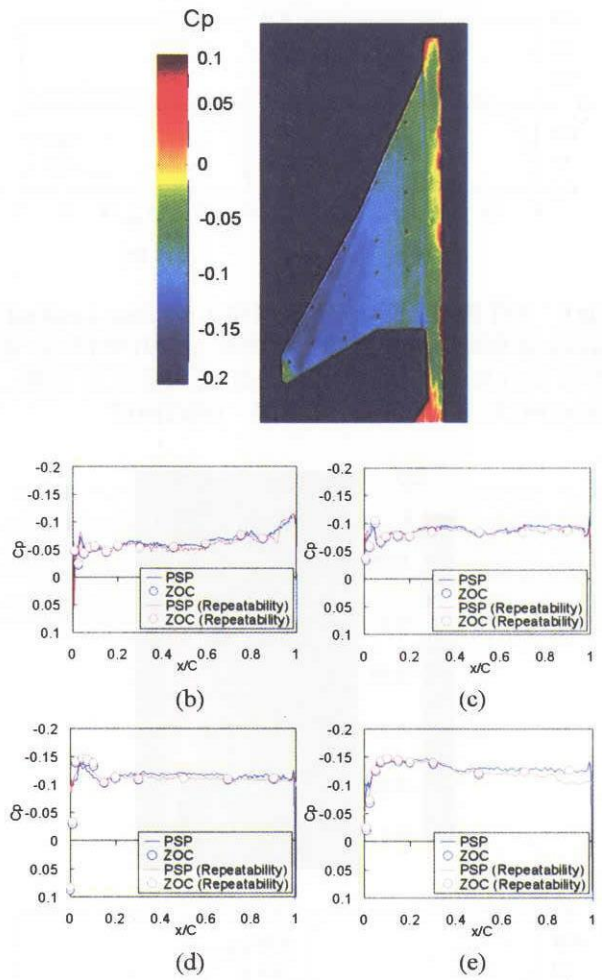
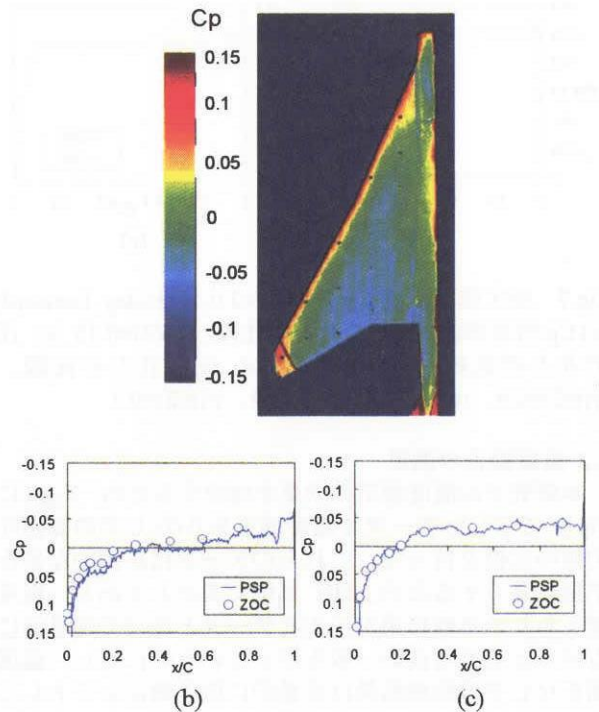


Fig.5 SST 模型上面  $C_p$  分布( $M=2.0$ ,  $\alpha=+2\text{deg}$ , Leeward) (a)  $C_p$  分布画像、(b)圧力孔との比較、 $y/(b/2)=0.15$ 、(c) 圧力孔との比較、 $y/(b/2)=0.3$ 、(d) 圧力孔との比較、 $y/(b/2)=0.5$ 、(e) 圧力孔との比較、 $y/(b/2)=0.7$



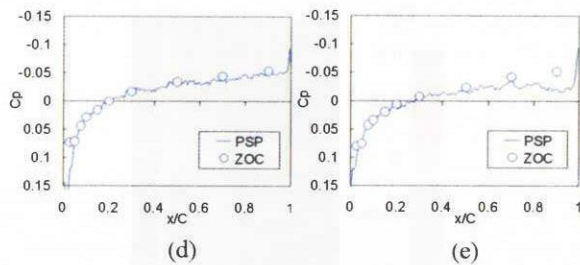


Fig.6 SST 模型上面 Cp 分布 ( $M=2.0$ ,  $\alpha=-2\text{deg}$ , Leeward) (a) Cp 分布画像、(b)圧力孔との比較、 $y/(b/2)=0.15$ 、(c) 圧力孔との比較、 $y/(b/2)=0.3$ 、(d) 圧力孔との比較、 $y/(b/2)=0.5$ 、(e) 圧力孔との比較、 $y/(b/2)=0.7$

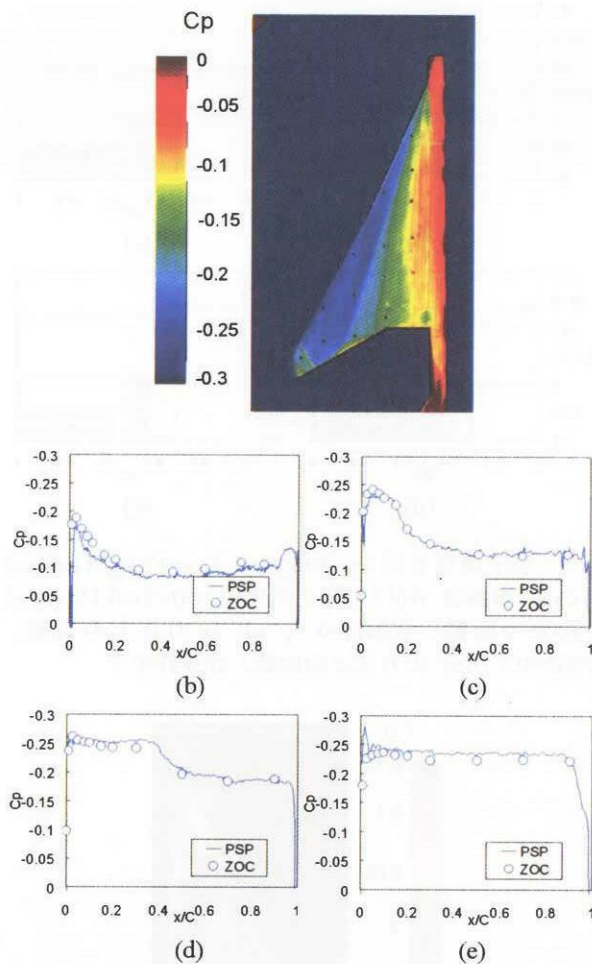


Fig.7 SST 模型上面 Cp 分布 ( $M=2.0$ ,  $\alpha=+6\text{deg}$ , Leeward) (a) Cp 分布画像、(b)圧力孔との比較、 $y/(b/2)=0.15$ 、(c) 圧力孔との比較、 $y/(b/2)=0.3$ 、(d) 圧力孔との比較、 $y/(b/2)=0.5$ 、(e) 圧力孔との比較、 $y/(b/2)=0.7$

### 3.2 温度補正の効果

本研究での温度補正の効果を確認するため、Fig.8 に Fig.5 で示したデータで温度補正あり/なしでの算出圧力値の比較を行った。これらのデータは定量的な差を把握し易くするため、kPa 単位で表示してある。温度補正ありの処理結果が圧力孔データと比べて定量的にも分布としても良い一致を示しているのに対し、温度補正なしでの処理結果は定量的に低圧側にシフトして

しまい、その差は 10kPa を越える部分もある。また、分布としても温度補正ありでのデータや圧力孔データと違った分布を示している。この比較より通風中の模型温度が基準画像 Iref を取得した時点の温度と異なる通常の風洞試験では、積極的な温度補正を行わない限り定量 PSP 計測を行うことができないことは明らかである。

また本研究でもちいた  $1\text{m}\times 1\text{m}$  超音速風洞の場合、吹出式風洞であるため、模型温度は通風中に時時刻々と変化する。Fig.9(a)~(c)は 6.5sec 間隔で取得した TSP 画像から算出した温度分布である。翼厚の薄い翼前後縁部や翼端部での温度低下が大きく、13sec の間に  $10\sim 15^\circ\text{C}$  の温度変化が生じていることが分かる。それぞれに対応する PSP による圧力算出結果を Fig.9(d)~(g)に示す。各時刻における PSP データ間の差は非常に小さく、圧力変換器データとも良い一致を示しており、温度補正が有効に機能していることが分かる。

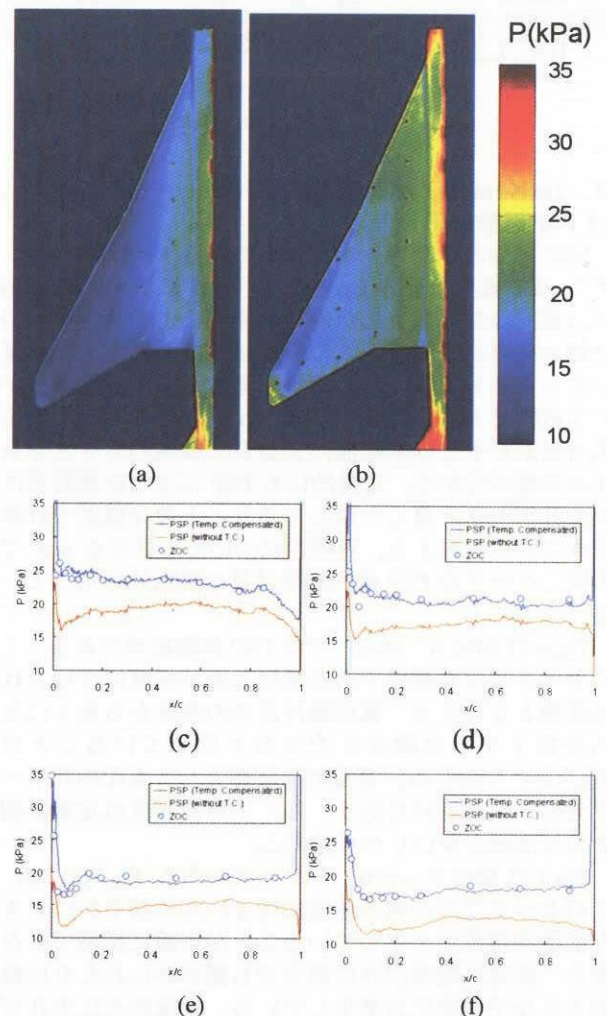


Fig.8 温度補正の効果 ( $M=2.0$ ,  $\alpha=+2\text{deg}$ , Leeward) (a)圧力分布、温度補正なし、(b)圧力分布、温度補正あり、(c)圧力孔との比較、 $y/(b/2)=0.15$ 、(d) 圧力孔との比較、 $y/(b/2)=0.3$ 、(e) 圧力孔との比較、 $y/(b/2)=0.5$ 、(f) 圧力孔との比較、 $y/(b/2)=0.7$

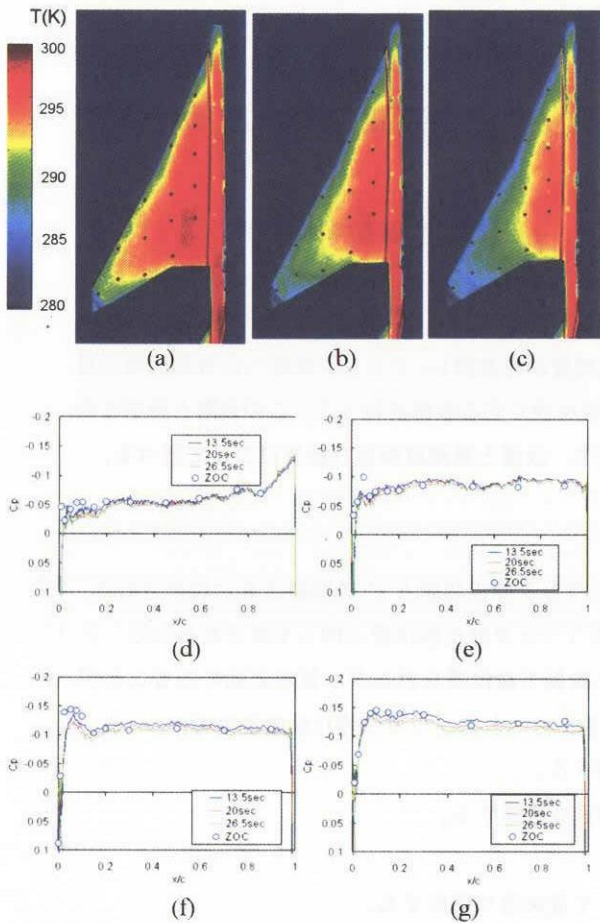


Fig.9 通風時間中の模型温度変化と PSP データ比較  
( $M=2.0, \alpha=+2\text{deg}$ , Leeward)

(a) 温度分布, 13.5sec (b) 温度分布, 20sec, (c) 温度分布, 26.5sec (d)  $C_p$  分布,  $y/(b/2)=0.15$ , (e)  $C_p$  分布,  $y/(b/2)=0.3$ , (f)  $C_p$  分布,  $y/(b/2)=0.5$ , (g)  $C_p$  分布,  $y/(b/2)=0.7$

4. まとめ

PSP 計測技術を大型実用風洞における基本計測手法のひとつに加えるための基礎試験として、NAL 1m×1m 超音速風洞において SST 模型形状の PSP 計測試験を行った。結果として、各種の補正方法が有効に機能し、圧力変換器データと定量的に良く一致する PSP データを得ることができた。

謝辞

本研究を行うにあたり多大なご協力をいただいた、航技研超音速風洞グループの皆様、野口正芳氏、吉田憲司氏に深く感謝いたします。

参考文献

- 1) 高木亮治、山本一臣、吉田憲司、"NEXST-1 周りの流れの CFD 解析結果の比較," NAL SP 掲載予定.
- 2) Shimbo, Y., Asai, K., Kanda, H., Iijima, Y., Komatsu, N., Kita, S., and Ishiguro, M. "Evaluation of Several Calibration Techniques for Pressure Sensitive Paint in Transonic Testing," AIAA paper 98-2502, 1998.
- 3) Shimbo, Y., Noguchi, M., and Makino, Y., "Blowdown Tunnel Application of Pressure Sensitive Paint," AIAA Paper 99-3169, 1999.
- 4) 浅井圭介、"力測定の最先端—光学的圧力分布測定

法について," ながれ **18**, pp. 215-221, 1999.

- 5) Egami, Y., Iijima, Y., Amao, Y., Asai, K., Fuji, A., Teduka, N., and Kameda, ., "Quantitative Visualization of the Leading-edge Vortices on a Delta Wing by Using Pressure-sensitive Paint," Journal of Visualization, **4**, pp.139-150, 2001.
- 6) "感圧塗料を用いた圧力計測技術," 可視化情報学会, 2002.