

No. 4

感圧塗料の吹出し式超音速風洞試験への適用（予備試験）

真保 雄一、野口 正芳、牧野 好和、飯島 由美
神田 宏、浅井 圭介（航空宇宙技術研究所）

Blowdown Tunnel Application of Pressure Sensitive Paint (Preliminary Test)

Yuichi Shimbo, Masayoshi Noguchi, Yoshikazu Makino, Yoshimi Iijima,
Hiroshi Kanda and Keisuke Asai (National Aerospace Laboratory)

概 要

感圧塗料(PSP)は計測原理が化学反応に拠っているため温度依存性が高く、模型表面温度の変化が計測誤差につながりやすいため、模型表面温度が時々刻々と変化する吹出し式風洞における適用は困難とされていた。そこで、感圧塗料と類似の計測原理、装置で温度を計測する感温塗料(TSP)を感圧塗料と併用することによって模型表面上の圧力分布と温度分布を同時に計測し、感圧塗料の温度依存性の補正を行う PSP/TSP 複合較正法の吹出し式風洞試験における有効性を検討するための予備試験を実施した。感圧塗料、感温塗料を塗布したマイラーフィルムを貼付けた SST 模型を用いて M=2 における超音速風洞試験を実施した結果、40 秒間の風洞通風中に模型の表面温度が約 5K 低下すること、温度補正を行うことによって感圧塗料による圧力データは通風中の 6 回の計測ではほぼ一致すること、さらに感圧塗料の計測結果が従来の圧力孔による計測結果と比較的良好な一致を示すことが明かとなった。

1. はじめに

感圧塗料 (Pressure Sensitive Paint : PSP) は従来の圧力孔による計測と比較して一回の計測で得られる情報量が格段に多い光学的な面計測であり、圧力計測風洞試験のコストと模型製作／準備期間の短縮を図れることから新しい圧力計測法として注目を集めており、航空宇宙技術研究所では平成 6 年以来感圧塗料と計測法の開発に従事している[1-5]。

感圧塗料は計測原理が化学反応に拠っているため[1-3]、温度依存性が比較的強く、被計測面の非一様な温度分布や、無風時／通風時の温度差が計測誤差に結び付きやすい[4, 6]。そのため、これまでの感圧塗料の適用例は模型の温度平衡状態が比較的实现されやすい連続式の風洞を中心に行われてきた。

PSP/TSP 複合較正法は感圧塗料の温度依存性による計測誤差を除去するために、感圧塗料と類似の原理に基づく表面温度計測法である感温塗料 (Temperature Sensitive Paint : TSP, [7]) を併用し、風洞通風中の模型の表面圧力と表面温度を同時に計測し、感圧塗料の温度依存性を補正するものである。本手法は、米国 Purdue 大学によるタービンプレードに対する適用例[8]、筆者らの航技研遷音速風洞における H-II ロケットフェアリング模型に対する適用例[4]が報告されているが、これらはいずれも定

常的な温度環境における適用例である。

現在航空宇宙技術研究所では次世代 SST の国際共同開発を念頭に小型超音速実験機プロジェクトを推進しており、その風洞試験は模型の表面温度が時々刻々と変化する吹出し式の超音速風洞が中心となっている。そこで、吹出し式風洞試験における PSP/TSP 複合較正法の有効性の評価と技術的問題点の把握のため、SST 形状の模型を用いた予備風洞試験を行った。

2. 感圧／感温塗料

感圧塗料（以下 PSP と表記する）は白金オクタエチルポルフィリン(PtOEP)と酸素透過性シリコンポリマー(Genesee, GP197)を使用した。PtOEP は米国ワシントン大学によって開発された PSP 開発初期段階の化合物[9]であり、筆者らによって光化学的特性が詳細に調べられている[1, 2]。また感温塗料(以下 TSP と表記する)としては航技研及び Purdue 大学における較正試験結果[7,10]を参考に EuTTA (Europium thenoyltrifluoro-acetonate)とアクリル樹脂 PMMA を使用した。両塗料は同一波長域に励起、発光波長を持つため、後述の様に同一の装置による同時計測が可能である。

3. 試験概要

図 1 に試験概要図を示す。試験は航空宇宙技術研究所の 1 m 超音速風洞 (B 風洞) で行った。本風洞は 1 m×1 m の正方形の計測部を持つ吹出し式風洞であり、一様流マッハ数は 1.4 から 4.0、風洞総圧は 152 kPa から 1275 kPa で、通風時間は最大約 40 秒である。

実験に用いた模型は航空宇宙技術研究所が進めている小型超音速実験機プロジェクトのロケット実験機 3 次形状の 8.5% 圧力模型である。模型は全長 978mm、全幅 401mm の鉄製で、後胴から直接ステーキング支持されており、舵面はすべて中立位置となっている。模型には胴体 2 断面と翼 3 断面に合計 90 点の圧力孔が設置されているが、SST 特有の薄翼 (翼厚比 3%) であるため、翼上面の圧力孔は左舷側に、翼下面の圧力孔は右舷側に設けられている。また、模型には推進系搭載の影響を把握するため大小 2 種類のフロースルーナセルがダイバータを介して翼下面に取り付け可能となっている。模型はシュリーレン窓を通して翼下面が観測可能となるようピッチ角 0°、バンク角 90° に設置した。

PSP と TSP は代表厚さ 90 μ m のシール状マイラーフィルムにエアブラシで塗装した。渦電流式の厚みゲージで計測した PSP、TSP 各々の代表厚さは 15 μ m と 20 μ m であった。PSP のフィルムは左舷側の翼下面のナセル周辺 (15~75% セミスパン位置) に、TSP のフィルムは右舷側の対応する位置に模型の圧力孔を塞ぐ形に貼り付けた (図 2)。

模型の翼両舷の 60% セミスパン位置には各々 8 個の直径約 4mm の円形のマークを設置した。模型上のマーク位置は正確に測定し、後述の 3 次元模型座標から 2 次元の画像座標へのマッピングの際に使用した。

両塗料の発光強度はシュリーレン窓の外側に設置した冷却式 14 ビットデジタル CCD カメラで同時に取得した。画像サイズは 1008×1018 ピクセルで、本試験では 1 ピクセルが模型表面上の約 0.3mm 四方に対応する。CCD カメラへの励起光の入射を防ぐため、赤色フィルターを 50mm のカメラレンズに取り付け、レンズの絞りを F11 とし、CCD が露出オーバーとまらない範囲で極力明るい画像を取得するため、シャッタースピードは 350ms に設定した。励起光源はキセノンランプを用い、シュリーレン窓のすぐ外側に設置した 2 つの照射器まで励起光を光ファイバーで導いた。また、反対側のシュリーレン窓は暗幕で覆い、CCD カメラと照明装置は

簡易暗室内に設置した。

実験は、小ナセル搭載形態、大ナセル搭載形態各々について $M=2$ (風洞総圧 220kPa、一様流静温 161 K)、 $\alpha=0^\circ$ において実施し、通風に先立ち 10 枚の暗電流画像と無風時画像を取得した。1 ブローの通風時間は風洞の最大通風時間に相当する 40 秒間とし、1 枚の画像の撮影とパーソナルコンピュータへの保存に約 6.5 秒を要するため、その間に 6 枚の通風時画像を取得した。なお、使用した PSP の圧力変化に対する応答時間は約 2 秒であるため [11]、風洞の各ブロー毎の最初の通風時画像は、風洞内の気流が安定した約 3 秒後に取得することとした。

4. 静的較正試験

試験に使用した両塗料の光化学的特性を把握するため、PSP と TSP を塗付したマイラーフィルムをアルミニウム製の小片に貼り付け、静的較正試験用チャンバにおいて静的較正データを取得した。圧力は 5~100kPa (5~10kPa 刻み)、温度は 283.1~303.1K (5K 刻み) の範囲で変化させ、3 日間にわたり 3 回の静的較正試験を実施した。図 3 に PSP と TSP の静的較正データを示す。図中の○、□、△のシンボルは各日のデータに対応している。図 3 (a) の PSP の較正データは、高い圧力感度と良好な再現性を示す一方で、比較的強い温度依存性も同時に示している。一方、図 3 (b) の TSP の較正データは、高い温度感度と若干の圧力感度を示すものの、再現性では PSP に劣っていることわかる。また、図 3 (c) は TSP の較正データを横軸を温度比とし、圧力をパラメータとして書き直したものである。

両塗料の静的較正データは、図 3 に実線で示すように最小二乗法によって式 (1) と (2) の形の 4 次関数に近似し、後述の PSP/TSP 複合較正に使用した。

$$\text{PSP} : \frac{I_p(P_c, T_c)}{I_p(P, T)} = \sum_{i=0}^4 B_{pi}(T) \left(\frac{P}{P_c} \right)^i \quad (1)$$

$$\text{TSP} : \frac{I_t(P, T)}{I_t(P_c, T_c)} = \sum_{i=0}^4 B_{ti}(P) \left(\frac{T}{T_c} \right)^i \quad (2)$$

ここで I_p は PSP の発光強度、 I_t は TSP の発光強度を、 P_c と T_c は静的較正試験の基準圧力と温度を示す。4 次関数の係数 $B_{pi}(T)$ と $B_{ti}(P)$ は静的較正を行った一定の温度と圧力条件において算出し、任意の温度、圧力条件については線形補間によって求めることとした。

5. データ処理

PSP と TSP の画像データの処理は Power Macintosh 9600/350 パーソナルコンピュータ上において図 4 の手順で行った。まず初めに、画像の S/N 比を向上させるために 10 枚ずつ取得した暗電流画像と無風時画像を各々平均し、さらに平均無風時画像と 6 枚の通風時画像から平均暗電流画像を減算して CCD カメラの暗電流補正を行った。次に、各画像から 16 点のマークの中心位置を検出し、式(3)で表される 3 次元の模型座標系(x, y, z)から 2 次元の画像座標系(X, Y)の間のアフィン変換行列 A を最小二乗法により決定した。

$$H \begin{bmatrix} X & Y & 1 \end{bmatrix}^T = A \begin{bmatrix} x & y & z & 1 \end{bmatrix}^T \quad (3)$$

ここで A は 3 軸回りの回転と 3 軸方向の平行移動を表す 3 行 4 列の行列である。このアフィン変換行列を用いることにより、模型上の任意の点における PSP、TSP それぞれの発光強度を画像から抜き出すことが可能となり、両塗料の無風時と通風時の発光輝度比が算出できる。

最後に図 5 にフローチャートを示す PSP/TSP 複合較正法を適用し、前述の静的較正試験データと無風時の圧力 Pr、温度 Tr を用いて式(4)と(5)を反復計算し、圧力と温度の収束値を求めた。なお、無風時画像取得前に 2 時間以上模型を大気中に放置したため、無風時の模型表面温度は室温と等しいと仮定した。

$$\text{PSP} : \frac{I_p(\text{Pr}, \text{Tr})}{I_p(\text{P}, \text{T})} = \frac{I_p(\text{Pc}, \text{Tc})}{I_p(\text{P}, \text{T})} / \frac{I_p(\text{Pc}, \text{Tc})}{I_p(\text{Pr}, \text{Tr})} \quad (4)$$

$$\text{TSP} : \frac{I_t(\text{P}, \text{T})}{I_t(\text{Pr}, \text{Tr})} = \frac{I_t(\text{P}, \text{T})}{I_t(\text{Pc}, \text{Tc})} / \frac{I_t(\text{Pr}, \text{Tr})}{I_t(\text{Pc}, \text{Tc})} \quad (5)$$

6. 試験結果

小ナセル形態の 50%セミスパン位置 ($\eta=0.5$) における結果の一例を 1 ブロー中の 1, 3, 5 枚目の通風時画像に対応するデータ (#1, #3, #5) として図 6 に示す。時間の経過に従い、図 6(a)の TSP の輝度比は増加、図 6(b)の PSP の輝度比は減少していることがわかる。PSP/TSP 複合較正法を用いて算出した図 6(c)の温度データは模型の表面温度が約 296K から約 290K に低下したことを示しており、これはおおよそ無風時の温度(297.5K)と $M=2$ における断熱壁温度(287.6K)に対応している。温度変化は翼弦方向

にはほぼ一様であるが、模型が薄い翼の前後縁部分は中央部よりも低い温度を示している。一方圧力データはこの表面温度の低下にも関わらず 3 回の計測でばらつきは小さく、特に #3, #5 の計測結果はほぼ一致している。この結果より吹出し式超音速風洞試験においても PSP/TSP 複合較正法が PSP の温度依存性の影響の除去に有効であることがわかる。

図 7 に $\eta=0.5, 0.7$ における大小ナセル搭載形態の PSP データ(実線)と圧力孔データ(○)の比較を示す。ここで圧力孔データは塗料無し状態で計測されたものである。両形態ともに PSP データは圧力孔データと定性的に良く一致しており、定量的にも圧力孔データとの差は最大でも C_p で 0.1 程度である。

図 8 は小ナセル形態の $\eta=0.5$ を例として、前述の静的較正の精度が実験データに及ぼす影響を評価したものである。図 3 の近似曲線の元データからの標準偏差 (3 σ 値) は PSP、TSP それぞれの輝度比として 0.0099, 0.0156 であり、図 8(a)は図 6(b)の PSP の輝度比データ(#1)に PSP の $\pm 3 \sigma$ 値を与えた場合の圧力、温度分布を表している。これによって温度分布は変化しないものの、圧力データには C_p として約 ± 0.02 の変化を生ずることがわかる。同様に図 8(b)は図 6(a)の TSP の輝度比データに $\pm 3 \sigma$ 値を与えた結果を表しており、この場合温度分布に $\pm 1K$ の変化が生ずるのみならず、PSP の温度感度のために圧力分布にも C_p として約 ± 0.02 の変化を生ずることがわかる。さらに図 8(c)は両塗料の輝度比に各々 $\pm 3 \sigma$ の変化を与えた場合の最大変化量で、 C_p として、 ± 0.04 、温度として $\pm 1K$ の変化を生じており、静的較正データの精度が計測データに大きな影響を及ぼすことがわかる。また、PSP を適用した左翼と TSP を適用した右翼の間の温度環境の差も誤差原因として考えられる。

図 9 には大小ナセル搭載形態について 3 枚目の通風時画像(#3)に基づく圧力場の可視化画像を示す。模型に対する視点はアフィン変換行列を用いて模型の真上としてあり、実際の CCD カメラの撮影アングルとは異なっている。画像は両形態ともにナセルとダイバータ前方に衝撃波による強い圧縮部分(暗い黒色の部分)が見られ、典型的な機体/推進系干渉の圧力場が捉えられている。この圧縮領域は Compression Lift として機体と推進系の間の干渉空気力を積極的に利用して揚抗比の向上を図る SST 設計の基幹技術であるが、薄翼の SST 模型には十分な数の圧力孔を設けることは通常困難であり、また衝撃波位置はマッハ数に非常に敏感であるため、感圧塗料を用いた圧力計測の有用性を実証する好例

である。また、本実験のデータ処理においては圧力孔データを参照しての補正は一切行っておらず、SSTに限らず既存の圧力孔を持たない力試験模型を用いての高速域における圧力計測、圧力場の可視化が可能であることがわかる。

航空宇宙技術研究所では小型超音速実験機プロジェクトを通じて Navier-Stokes コードを用いた CFD 解析にも積極的に取り組んでおり、図 10 は大ナセル形態について CFD 解析、本予備試験結果と圧力孔データの比較を行ったものである。3 者の定性的傾向はよく一致しているが、定量的には CFD 解析の方が圧力孔データとより良好な一致を示している。一方で新規形状に対応する計算格子の生成に要する時間や、舵切り形態の解析等 CFD 解析にも未だ制限、制約が多く、感圧塗料を用いた圧力計測は今後の次世代 SST の開発において CFD と補完しあいながら重要な役割を果たすことが期待される。

7. 結論

- (1) PSP/TSP 複合較正法を用いることにより、模型の表面温度が時々刻々変化する吹き出し式超音速風洞においても感圧塗料による圧力計測手法が十分適用可能であることが明かとなった。
- (2) 感圧塗料の計測結果は圧力孔データと比較的良好な一致を示したが、静的較正データの精度が計測精度に大きな影響を及ぼすことが明かとなった。
- (3) 本実験においては、 $M=2$ における約 40 秒間の通風で模型の表面温度が約 5K 低下することが明かとなった。
- (4) 感圧塗料の適用によって SST 形状特有の機体／推進系の複雑な干渉圧力場の把握が可能となった。

予備試験の結果は全体として有望であったため、同じ模型の上下面に感圧、感温塗料を直接塗布した本試験を後日実施した。本試験の結果については次回の風洞研究会議において報告の予定である。

謝辞

本発表で用いたデータ処理プログラムは航空宇宙技術研究所／三菱重工業の共同研究を通じて整備されたものである。

参考文献

- [1] 浅井、神田、飯島、「PIOP 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
- [2] 浅井、飯島、神田、李、大倉、「各種の感圧塗料のサンプル特性試験」、第 25 回可視化情報シンポジウム講演論文集, 1997
- [3] Asai K., Kanda H., Cunningham C., Erasquin R. and Sullivan J., "Surface Pressure Measurement in a Cryogenic Wind Tunnel by Using Luminescent Coating", 17th ICIASF, Sept., 1997
- [4] Shimbo Y., Asai K., Kanda H., Iijima Y., Komatsu N., Kita S. and Ishiguro M., Evaluation of Several Calibration Techniques of Pressure Sensitive Paint at Transonic Testing, AIAA-98-2502
- [5] 神田、飯島、浅井、「光学的圧力分布観測装置の構成」、第 26 回可視化情報シンポジウム講演論文集, 1998
- [6] Shimbo Y., Mehta R. D. and Cantwell B. J., Vortical Flow Field Investigation Using the Pressure Sensitive Paint Technique at Low Speed, AIAA-97-0388
- [7] 飯島、神田、国益、浅井、「各種の感温塗料のサンプル特性試験」、第 58 回、第 59 回風洞研究会議論文集、NAL SP-38, pp. 187-193
- [8] Liu T., Johnston R., Torgerson S., Fleeter S. and Sullivan J., "Rotor Blade Pressure Measurement in a High Speed Axial Compressor Using Pressure and Temperature Sensitive Paint", AIAA-97-0162
- [9] McLachlan B. G., Kavandi J. L., Callis J. B., Gouterman M., Green E., Khalil G. and Burns D., "Surface pressure field mapping using luminescent coatings", Experiments in Fluids 14 (1993)
- [10] Liu T., Campbell B. T., Burns S. P. and Sullivan J. P., "Temperature and Pressure-Sensitive Luminescent paints in Aerodynamics", Appl. Mech. Rev., Vol. 50, No. 4, 1997
- [11] Baron A. E., Danielson J. D. S., Gouterman M., Wan J. R., Callis J. B. and McLachlan B., "Submillisecond response times of oxygen-quenched luminescent coatings", Rev. Sci. Instrum. 64 (12), Dec. 1993, pp. 3394-3402

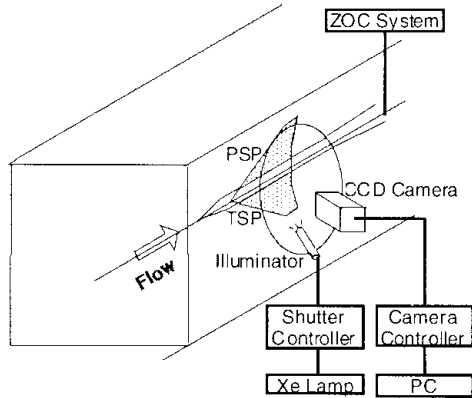


図 1 試験概要図

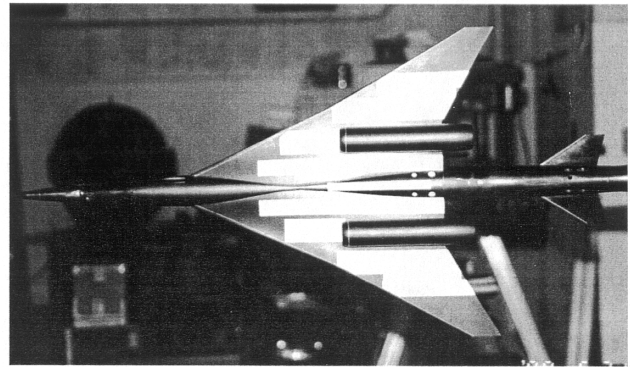
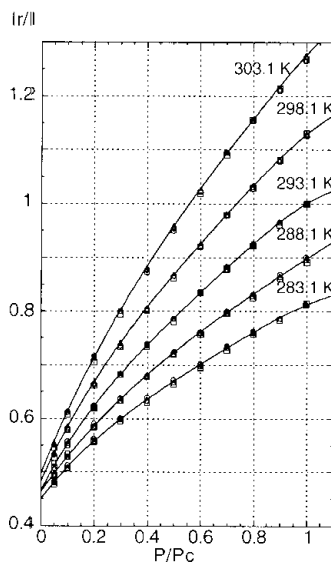
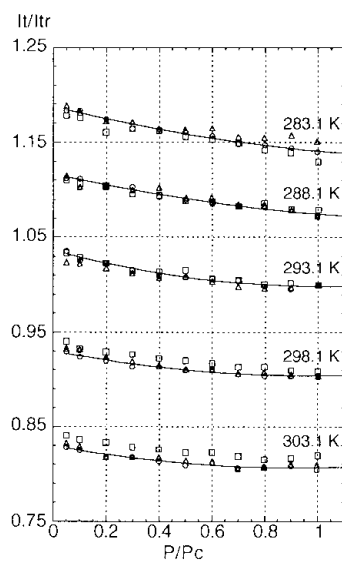


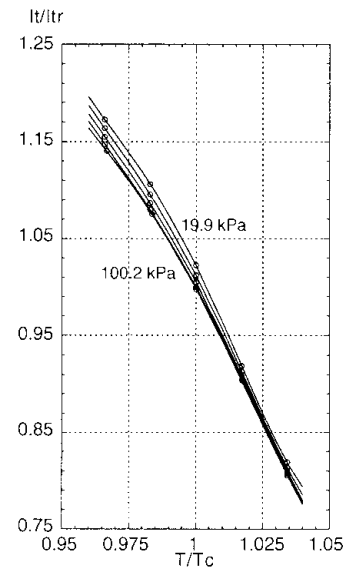
図 2 感圧塗料／感温塗料フィルム貼付け状態



(a) 感圧塗料の圧力感度



(b) 感温塗料の圧力感度



(c) 感温塗料の温度感度

図 3 静的較正結果

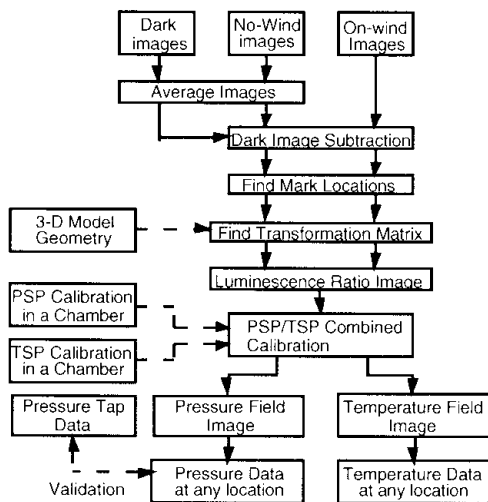


図 4 データ処理のフローチャート

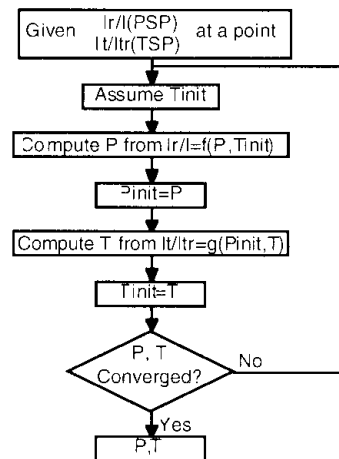
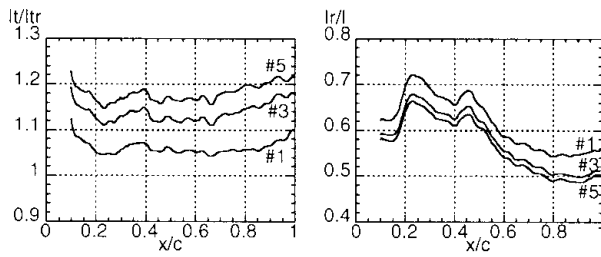
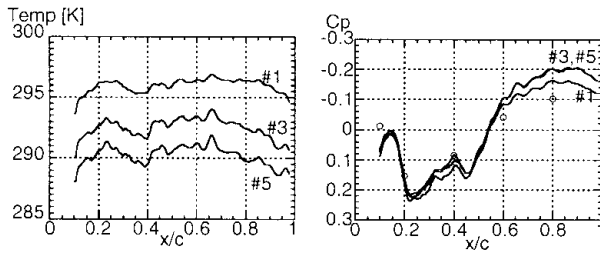


図 5 PSP/TSP 複合較正法

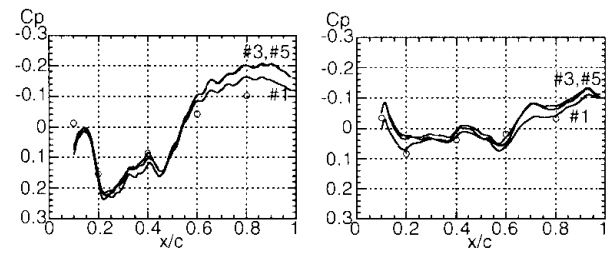


(a) 感温塗料の輝度比 (b) 感圧塗料の輝度比

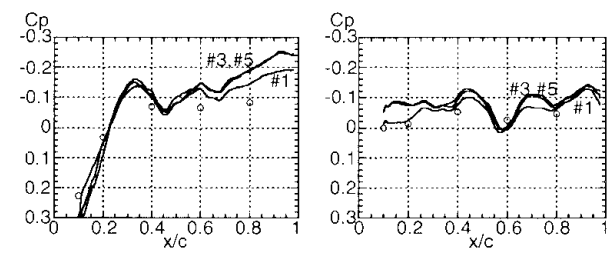


(c) 温度分布 (d) 圧力分布

図6 結果例 (小ナセル形態、 $\eta=0.5$)

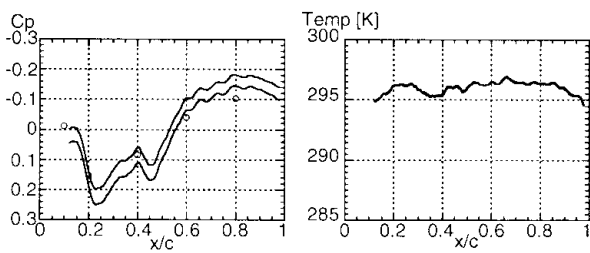


(a) 小ナセル形態

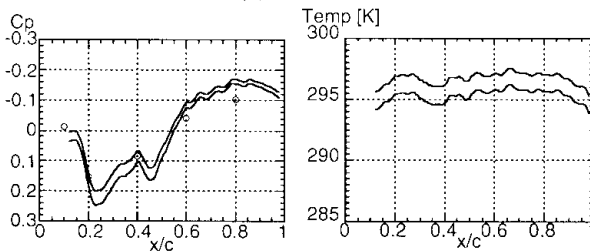


(b) 大ナセル形態

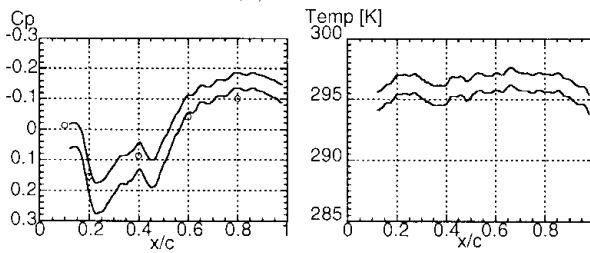
図7 圧力孔データとの比較 (左: $\eta=0.5$ 、右: $\eta=0.7$)



(a) PSP のみ



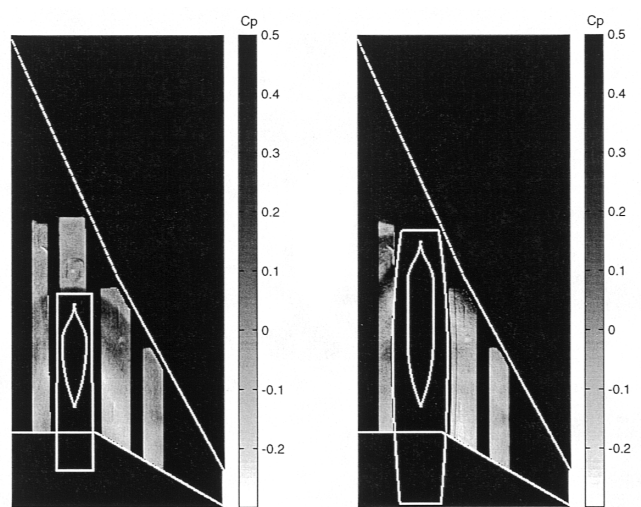
(b) TSP のみ



(c) PSP/TSP 双方

図8 静的校正データの標準偏差の影響

(小ナセル形態、 $\eta=0.5$)



(a) 小ナセル形態

(b) 大ナセル形態

図9 圧力場画像

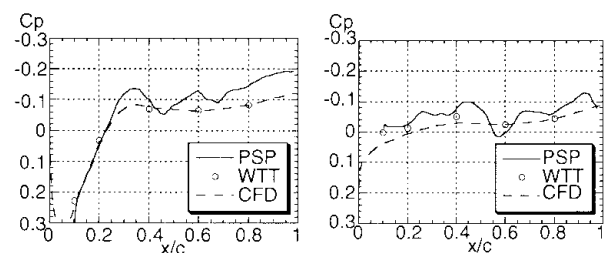


図10 CFDデータとの比較

(大ナセル形態、左: $\eta=0.5$ 、右: $\eta=0.7$)