

# JAXA 6.5m × 5.5m 低速風洞における PSP 計測システムの研究開発

満尾 和徳、栗田 充、口石 茂、藤井 啓介、渡辺 重哉  
(宇宙航空研究開発機構 総合技術研究本部)

## Research and Development of PSP Measurement System at JAXA 6.5m x 5.5m Low-Speed Wind Tunnel

Kazunori MITSUO, Mitsuru KURITA, Shigeru KUCHI-ISHI,  
Keisuke FUJII and Shigeya WATANABE  
(Japan Aerospace Exploration Agency / Institute of Aerospace Technology)

### Abstract

Pressure-Sensitive Paint (PSP) measurement system was developed in the JAXA 6.5m x 5.5m low-speed wind tunnel. Pressure images on a high-lift-device (HLD) model, which was built for R&D for next generation of civil transport aircraft, were measured by the low-speed PSP system. The dependencies of pressure patterns on flow speed and angle of attack were investigated. Pressure distribution peculiar to the HLD model were clearly visualized. The measurement accuracy of the present low-speed PSP system was approximately 0.16 - 0.2 in  $C_p$  at 60m/s. These results indicated that this PSP system was a practical measurement tool to acquire pressure images on an aerodynamic model at low-speed.

### 1. はじめに

燐光物質の酸素消光現象を利用した感圧塗料計測 (Pressure-Sensitive Paint: PSP) と呼ばれる表面圧力場計測技術が注目をされている。従来の静圧孔を用いた計測では限られた離散的なデータしか得られないが、PSP を用いると模型全面の詳細なデータが取得できる。また、塗装するだけで良いので手間がかからず、安価に計測することができる利点がある。すでに、超音速/遷音速域の高速流れ場における PSP 計測は多くの実績があり、実用化されつつある<sup>[1], [2]</sup>。JAXA の PSP 技術は国産小型旅客機開発に利用され、設計用圧力データを提供している<sup>[3]</sup>。

JAXA では、低速における航空機性能向上を目的として、航空機の離着陸特性の改善に大きな効果がある高揚力装置に注目して研究を行なっている。その研究の一環として、JAXA 6.5 m × 5.5m 低速風洞 (LWT1) において、感圧塗料 (PSP) による高揚力半裁装置模型の表面圧力場計測を実施した<sup>[4]-[6]</sup>。JAXA 大型低速風洞におけ

る初めての試みである。PSP 計測は、模型全体の詳細な圧力場 (流れ場) 情報を得ることができるため、先進風洞計測ツールとして注目されている。

低速における計測では PSP の発光が弱く、また圧力の変化が小さいため計測が困難であり、まだ実用レベルには達していない。さらに、PSP は圧力感度を有するだけでなく、温度によっても発光強度が変化するため、圧力変化の小さい低速では温度の影響を強く受ける<sup>[7]-[9]</sup>。

そこで、本研究では大型低速風洞に PSP 計測システムを適用するため、高出力 LED 励起照明を開発し、さらに温度感度の低い PSP を使用することにより、計測精度向上を図った。PSP 発光強度の圧力値への変換は、静圧孔データを参照した *In-situ* 法を用いた。

本文では、まず、PSP 塗装環境、励起 LED 光源、カメラシステムなど大型低速風洞対応型 PSP システムについて説明する。次に、PSP の計測精度および模型表面圧力場の迎角および速度依存性に関する結果を紹介する。

2. 低速 PSP 計測システム

2.1 PSP 塗装系

PSP は圧力感度だけではなく同時に温度感度を有するため、温度による計測誤差を生じる。特に、圧力変化の小さい低速ではその影響を強く受ける。そこで、本実験では温度感度の低い ISSI 社製の FIB-PSP を使用し、温度による計測誤差を軽減した。図 1 に特性を示す。圧力感度の線形性が良く、温度感度は 1%/℃ 未満である。

LWT1 で使用する模型 (図 2) は巨大であるため、模型塗装時にも大掛かりな装置が必要となる。通常 1m 程度の模型であれば、塗装専用のブース内で塗装を行うが、2m を超えるサイズの模型の場合、専用ブースで塗装できないため風洞カート内で塗装しなければならない。図 3 に示すように、模型周りを透明なカーテンで囲い、塗料が飛散しないように養生して塗装した。PSP 塗装は、完全防備スーツを装着した作業員 2 人で行った。塗装作業以外に、マスキングや PSP 計測用マーカー取り付けなどを含めて準備に 2 日を要した (塗装乾燥の週末 2 日間を除く)。

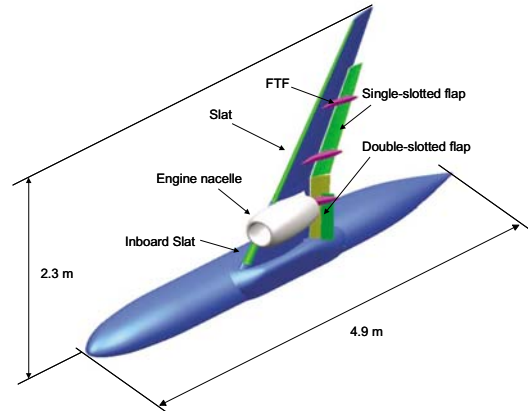
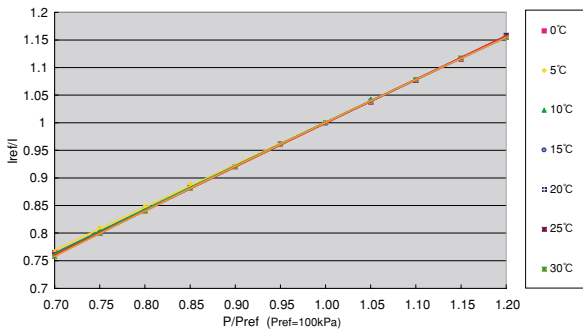


図 2 JAXA 高揚力装置半裁標準模型の鳥瞰図

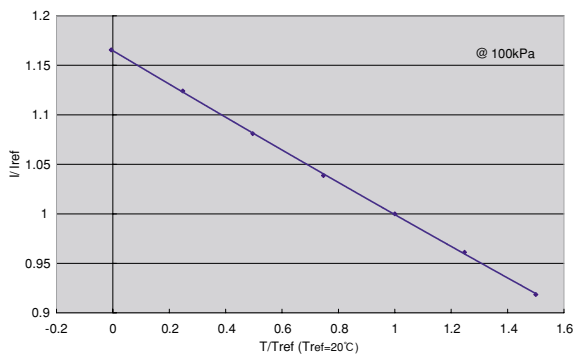


(a) PSP 塗装

(b) マーカー取り付け



(a) 圧力感度特性



(b) 温度感度特性

図 1 PSP の圧力・温度感度特性



(c) PSP 塗装された模型

図 3 PSP 塗装作業及び、PSP 塗装模型の写真

2.2 光学系

高迎角をなす高揚力装置模型の上面全体を計測するため、カートの上流と下流に CCD カメラを 2 台設置し、PSP 計測を行なった。その 2 台を用いて主翼全体を計測するグローバル計測と、重要な箇所を局所的に計測するクローズアップ計測の 2 種類の計測を行なった。図 4 の模式図が示すように、16bit-CCD カメラ (HAMAMATSU PHOTONICS, ORCA-II-BT104) 2 台と高出力 LED 励起照明 2 台をカートに配置した。本実験で使用した PSP

の励起帯は 380-530nm にあり、発光ピークは 650nm にある。PSP の発光のみを捉えるため CCD カメラの前面に  $650 \pm 20\text{nm}$  バンドパスフィルタを設置して計測した。

大型風洞で光学系を設置する場合、手間と人手がかかるため、予め光学系の配置を検討しておくことで作業効率が良くなる。PSP 計測では図 5 に示すような CAD データを活用した電子モックアップを使用して光学系の配置を事前に決定した。

通風時と無風時における取得画像枚数はそれぞれ 64 枚で、計測に要した時間は各々 8 分程度であった。画像処理で画質を評価した結果、16 枚程度で S/N が十分高い処理画像が得られることを確認したので、処理に使用する枚数は 16 枚とした。

PSP の発光を強めるため高出力 LED 励起照明を作製した (図 6, 7, 8)。405nm にピークをもつ 1024 個の LED 素子を並べて大型化したものである。これまで使用していた 300W の Xe 光源よりも十分明るい。LED が発する熱による発光特性の変化を抑えるため、ファンにより LED 基板の背面を空冷している。さらに、LED 発光強度を安定に作動させるため、フォトダイオード (PD) によるフィードバック制御機能を備えている。

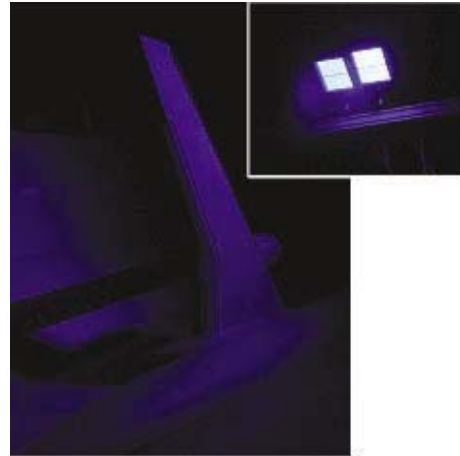


図 6 LED 励起照明により照らされた模型

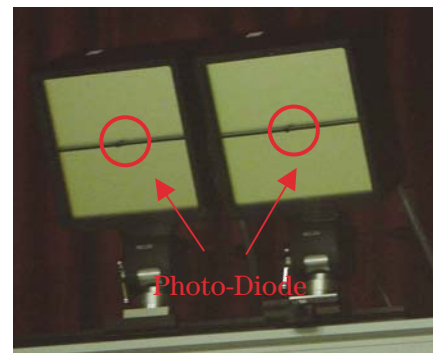


図 7 LED 励起照明

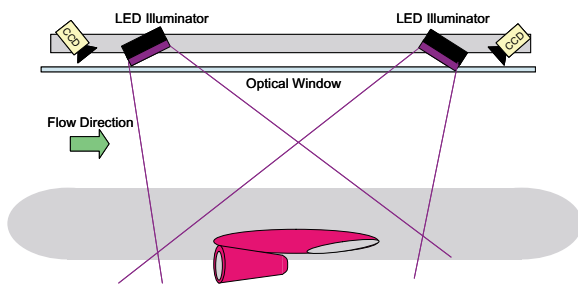


図 4 PSP 光学系

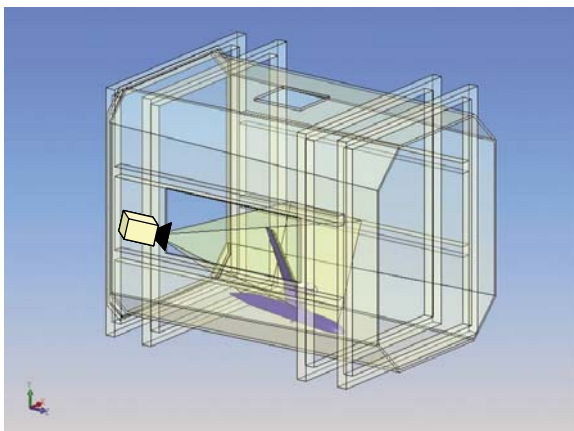


図 5 LWT1 ストラットカートおよび模型の電子モックアップ

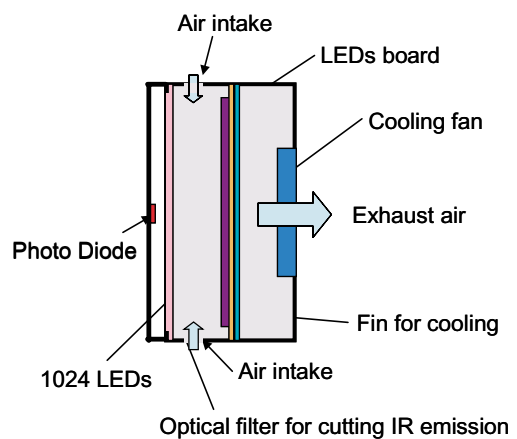


図 8 LED 励起照明の内部構造

### 2.3 計測方法

PSP 画像から圧力画像を得るためには、通風中の PSP 画像と無風時の PSP 画像が必要である。先にも述べたように、PSP は温度感度を有するため、通風時と無風時の間に温度差がない方がよい。そこで、本試験では通風画像取得後、直ちに風洞を停止し、通風直後の PSP 画像を計測することで PSP の温度依存性を軽減した<sup>[10]</sup>。

試験の手順は以下の通りである。試験条件（風速、迎角）設定後、模型温度の安定を待ってから通風中の PSP 画像計測と静圧孔データを取得した。模型には温度センサーが内蔵されており、模型温度が安定してから計測を開始した。通風中の計測が終了して風洞停止後、無風時における PSP 画像を計測する。1 ケース毎にこのシーケンスを繰り返して実験を行なった。

## 2.4 画像処理

画像処理は、これまで遷音速、超音速風洞試験において実績のあるプログラムを基本とし<sup>[11]</sup>、画像フィルタなど、低速用に一部改良したプログラムを使用した。PSP 画像を圧力に変換する手法は、圧力孔を参照する *In-situ* 法を用いた。

## 3. 実験結果

風速  $U=60\text{m/sec}$ 、迎角  $\alpha=15\text{deg}$  の実験結果を図 9 に示す。カラーバーの赤色が高压、青色が低压を表している。赤褐色の部位は胴体などデータのない領域を表している。スラット後方の母翼前縁に強い负压領域がみられ、さらに外舷フラップ外側にも低压領域がみられる。また、翼端では渦による低压パターンが確認できる。

PSP 画像から圧力への変換は、静圧孔を参照した *In-situ* 法を用いた。その *In-situ* 曲線を図 10 に示す。フィッティングカーブは 2 次式を用いた。フィッティングの精度（RMS : Root-Mean-Square）は  $C_p$  換算で約 0.16 であった。風速  $60\text{m/s}$  における他の迎角のケースも約 0.16 ~ 0.2 であった。データのバラつきは主として PSP の温度依存性によるものである。HLD 模型の主翼は複数の部位から構成されており、構造が複雑であるため温度分布の不均一さを生じやすい。そのため、*In-situ* 曲線に主翼全体の静圧孔を参照すると、温度による計測誤差の影響を受ける。しかし、翼面上の圧力分布は  $C_p$  換算で約 5 の範囲で分布するので、0.2 の分解能があれば十分に圧力分布を可視化することができる。

図 11 に PSP と静圧孔データの比較を示す。S21 ~ S101 はそれぞれ静圧孔列の位置を表している。主翼全体に亘って PSP データは静圧孔データと良く一致しているのがわかる。しかしながら、局所的に少し差が大きくなっている箇所がある。たとえば、S61 圧力孔列の後縁部分を見ると、PSP と静圧孔の差が大きくなっている。これは、翼下面にフラップ収納スペースがあり、断面形状がこの部分で急激に変化するため温度の影響を強く受けるからである。このような温度による誤差を解消し、

計測精度を高めるため、JAXA では圧力と温度を同時に計測できる複合 PSP の開発を進めている<sup>[12]</sup>。

圧力分布の迎角依存性を調べるため、流速  $U=60\text{m/s}$ 、迎角  $\alpha=5, 10, 15\text{deg}$  の PSP 計測結果を図 12 に示す。迎角が大きくなるに従い、スラット上面に负压の領域が現れはじめ、またスラット後方の母翼前縁に生じるサクシオンピークが強くなる。さらに、翼端では渦による低压領域がみられ、迎角により形成される低压領域は変化している。図 13 に PSP と静圧孔の比較を示す。迎角が変わっても PSP データは静圧孔データとよく合っているのがわかる。

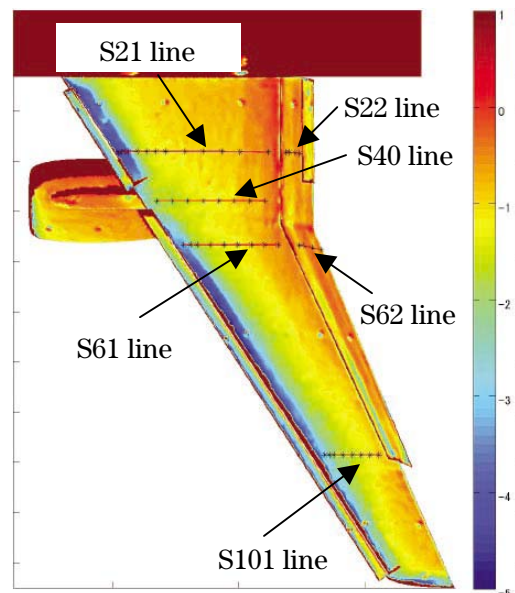


図 9 主翼上の静圧孔位置 ( $U=60\text{m/s}$ ,  $\alpha=15\text{deg}$ )

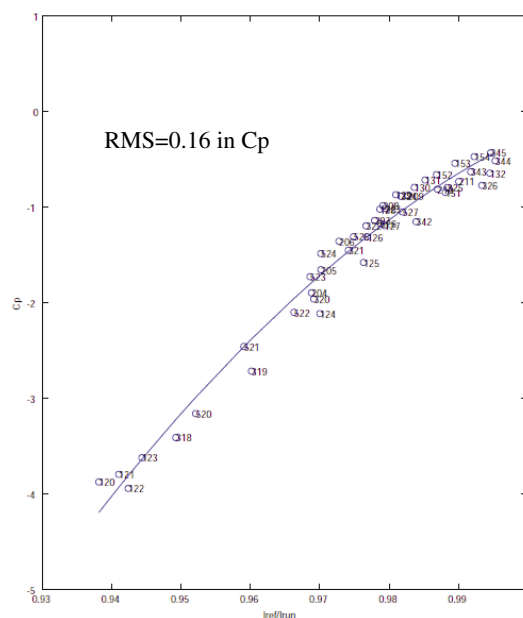


図 10 *In-situ* 較正カーブ ( $U=60\text{m/s}$ ,  $\alpha=15\text{deg}$ )

次に、圧力分布の速度依存性を図 14, 15 に示す。速度が遅くなるにしたがい画像の S/N が悪くなっている。30m/s の動圧は 60m/s の 4 分の 1 であり、PSP 発光強度変化が 4 分の 1 になるためノイズの影響が大きくなる。U=30m/s における計測精度は RMS 値で約 0.4 (in Cp) であった。風速 30m/s ではノイズが大きく計測精度は期待できないが、可視化としては十分使用できる。

#### 4. まとめ

高揚力形態旅客機模型の主翼表面圧力場を計測するた

め、JAXA6.5m × 5.5m 低速風洞用 PSP システムを開発し、その実用性を評価した。PSP 塗装系、光源/カメラを含む光学系は適正に機能し、画像処理手法も有効であることが確認できた。本 PSP システムを用いることにより、風速 60m/s において RMS 値約 0.2 (Cp 換算) の精度で圧力場を計測することができる。また、高揚力装置模型特有の圧力場を鮮明に可視化することができ、本 PSP 計測システムは低速試験において有効な圧力場計測ツールであることが実証された。

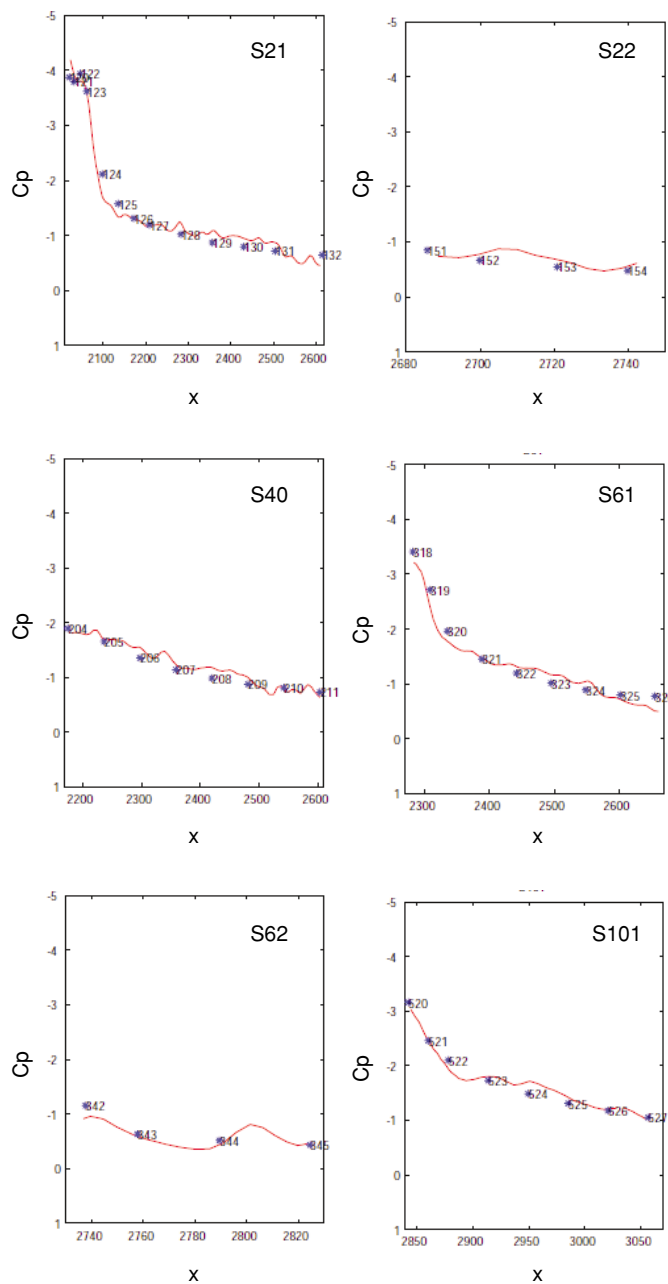


図 11 PSP データと静圧孔データの比較 (U=60m/s,  $\alpha=15\text{deg}$ )

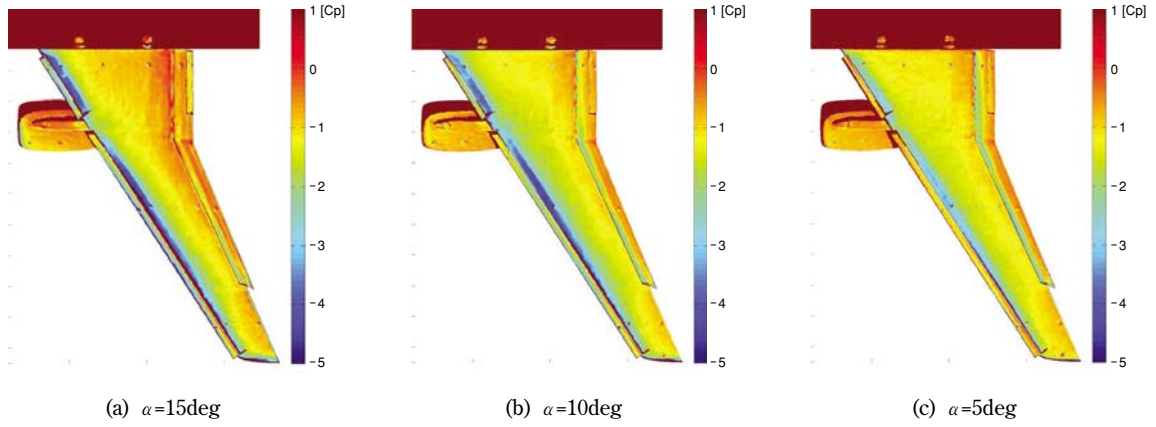


図 12 圧力分布の迎角依存性 (U=60m/s)

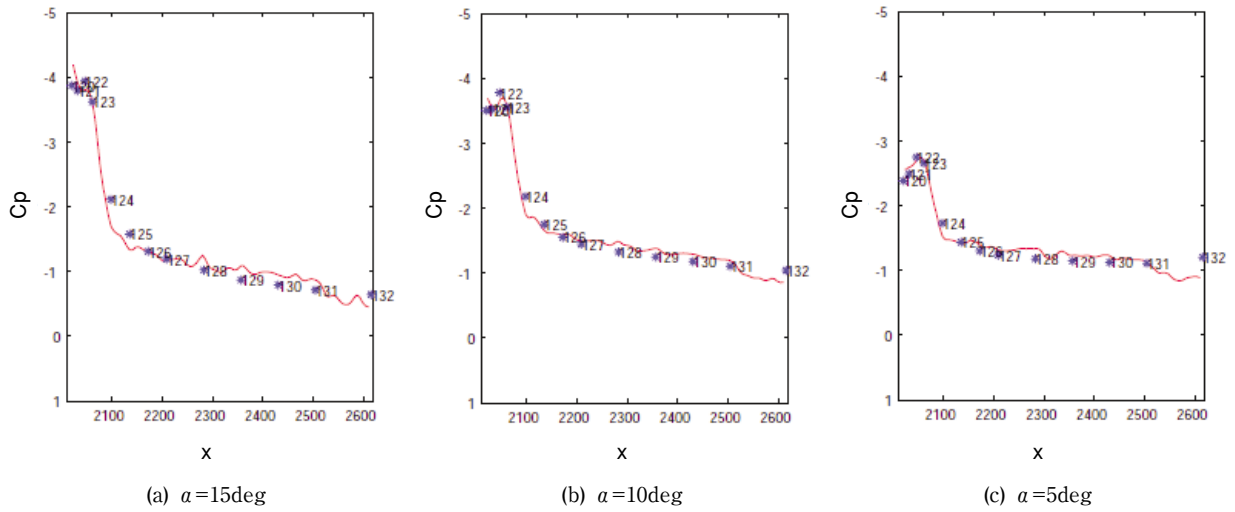


図 13 PSP データと静圧孔データの比較 (S21 line, U=60m/s)

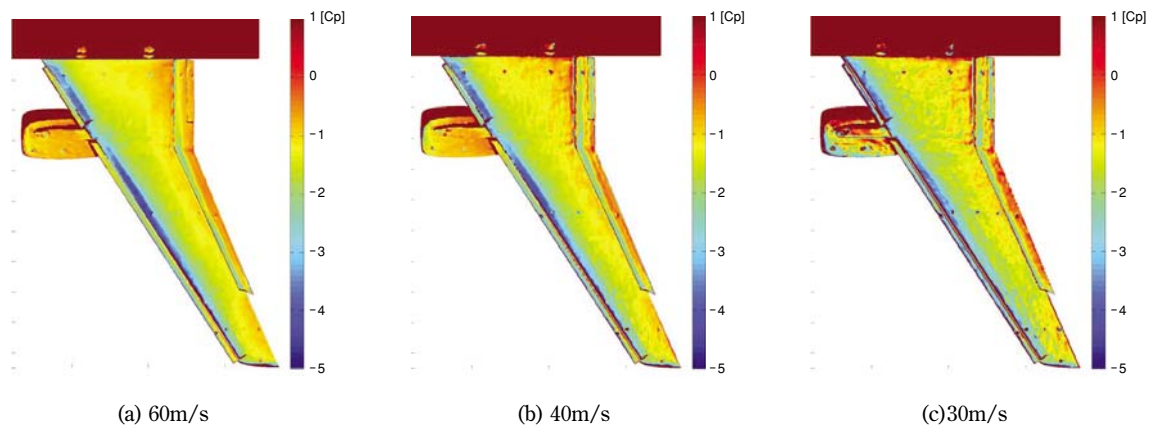


図 14 圧力分布の速度依存性 ( $\alpha=10\text{ deg}$ )

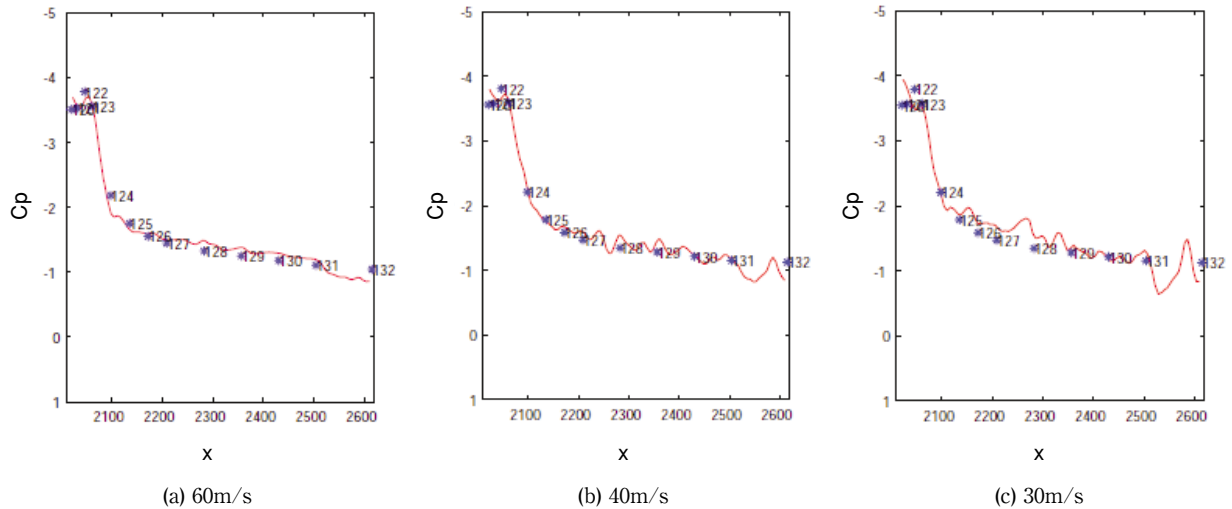


図 15 PSP データと静圧孔データの比較 (S21 line ,  $\alpha=10$  deg)

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, pp.227-246, 1997.

[ 3 ] 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 , February, 2006, pp.359-366.

[ 4 ] Ito, T., Yokokawa, Y., Ura, H, Kato, H., Mitsuo, K. and Yamamoto, K., "Height-Lift Device Testing in JAXA 6.5m x 5.5m Low-speed Wind Tunnel," 25th AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference, AIAA 2006-3643, San Francisco, California,. 5-8 June 2006.

[ 5 ] 満尾和徳, 栗田充, 口石茂, 藤井啓介, 渡辺重哉, 伊藤正剛: JAXA 高揚力形態旅客機模型の低速風洞試験 (低速 PSP 計測システムの開発), 第 44 回飛行機シンポジウム, 大宮ソニックシティー, 2006 年 10 月.

[ 6 ] Mitsuo, K., Kurita, M., Kuchi-Ishi, S., Fujii, K., Ito, T. and Watanabe, S., "PSP Measurement of a High-Lift-Device Model in JAXA 6.5m x 5.5m Low-Speed Wind Tunnel," AIAA-2007-1065, Reno, Nevada, 2007.

[ 7 ] 坂上博隆, 満尾和徳, 中北和之: 感圧塗料技術の近年の動向について, 可視化情報学会誌-特集記事, Vol.24, No.95, pp.218-223, 2004 年.

[ 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, Japan, 2004.

[ 9 ] 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.

[10] 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.

[11] 栗田充, 満尾和徳, 口石茂, 中北和之, 藤井啓介, 渡辺重哉: JAXA 実用風洞における PSP 計測法処理技術, 第 34 回可視化情報シンポジウム, 工学院大学, 2006 年 7 月 25 日.

[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.