B 3 0 1

感圧塗料計測の低速風洞試験への適用

満尾和徳[○] (宇宙航空研究開発機構), 栗田充 (宇宙航空研究開発機構)

中北和之 (宇宙航空研究開発機構), 渡辺重哉 (宇宙航空研究開発機構)

Application of Pressure-Sensitive Paint Measurement to Low Speed Testing

Kazunori MITSUO, Mitsuru KURITA,
Kazuyuki NAKAKITA and Shigeo WATANABE

ABSTRACT

Pressure-Sensitive Paint (PSP) measurement was applied to low-speed testing at LWT2 of WINTec/JAXA. The luminescent intensity of PSP depends not only on pressure but also on temperature. The temperature dependence of PSP should be compensated for increasing measurement accuracy. So far, the temperature correction of PSP was conducted by using PSP/TSP combined system at supersonic and transonic flow. However, this measurement system at low-speed was not enough for practical use, since the error of TSP measurement and the temperature difference between right and left wing were not negligible. For improving the measurement accuracy, PSP system combined with an infrared (IR) camera was developed. The Super-Sonic Transport (SST) model was used for verification test. As a result, the PSP system with IR camera could improve measurement accuracy, including that the temperature correction by an IR camera was a useful technique for low-speed testing.

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

1. はじめに

圧力の違い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を浴びている。これまで、超音速や遷音速域の速い気流中における PSP 計測は数多くの実績があり、実用段階にある^{1), 2)}。近年、この PSP 計測を低速域へ適用する試みがなされており、各国の研究機関が開発を進めている³⁾。低速に適用できれば、航空宇宙分野だけではなく、自動車や鉄道への応用が期待できる。

低速域では動圧が小さく、S/N が低いため高速気流中では顕著に現れなかった誤差要因が問題になる。PSP は圧力感度と同時に温度感度を有する。例えば、ポルフィリンと呼ばれる感圧色素では 1℃あたり発光強度が約 1%変化し、この変化量は圧力に換算すると約 1kPaに相当する。また、PSP の発光は励起光強度の安定性に強く依存し、励起光強度が 1%変動すれば、約 1kPaの誤差になる。50m/secの風速で動圧が 1.5kPa であることから、これらが致命的な計測誤差になることは容易に推察できる。

JAXA においても PSP システムの低速風洞への適用を

進めている。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 塗り分けによる温度補正を行っている。しかし、低速では微弱な圧力変化を計測するため、感温塗料の計測精度、左右翼構造の差異に起因する計測誤差により十分な精度が得られなかった⁴⁾。

そこで、通風直後の模型温度が通風中の温度と同じであるという仮定のもと、通風直後の基準画像を使用することにより PSP の温度補正を試みた⁴⁾⁻⁶⁾。しかし、航空機模型のように翼厚が薄い構造ではこの仮定は実現せず、計測精度向上のためには積極的な温度補正が必要であることがわかった。

本研究では、計測誤差軽減のため赤外線 (Infrared: IR) カメラによる PSP の温度補正を行い、計測精度向上を試みた。この方法を用いれば、PSP が塗られた部分の温度分布を直接計測できるので上述したような問題は生じず、計測精度向上が期待できる。なお、データ処理は *In-situ* 法を用いているため、励起光強度変動に起因する計測誤差は受けない。本研究では実証試験に 8.5% SST 模型 (3 次形状) 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。

2. IRカメラを用いたPSP計測システム

2-1 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。低速（大気圧付近）ではPSPの発光は弱いため、発光を増強するために色素濃度の最適化を行った。参考までに、以下にPSPの圧力/温度感度特性を示す。PSPは圧力感度特性と同時に温度依存性を有するため温度補正が必要となる。

Fig. 1 Pressure-Sensitivity of PSP

Fig. 2 Temperature-Sensitivity of PSP

2-2 PSP計測システム

IRカメラを用いたPSP計測システムの概要をFig. 3に示す。低速用PSPシステムは、16bitCCDカメラ (HAMAMATSU PHOTONICS C4880-50-26W) と励起用Xe光源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する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。また、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。

IRカメラ (AMEGA Infrared System: THV 900) は風洞の天井観測部にPSP用CCDカメラと併設され、模型を上から計測するように取り付けた。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を設けて計測した。また、PSP計測用CCDカメラとIRカメラを同期させ、PSP画像と温度画像を同時に計測できるように設定した。

Fig. 3 PSP System Combined with IR Camera at LWT2.

2-3 2m x 2m 低速風洞 (LWT2) と SST 模型

実験は WINTec/JAXA 所有の 2m×2m 低速風洞 (LWT2) で行った。LWT2の最大風速は60m/secである。模型をロボットアームにより支持することにより、模型姿勢を自由に変更することができる。

Fig. 4に実験に用いたSST模型 (8.5%, 3次形状)を示す。左翼には静圧孔が3列 (S1 (y/b=30%), S2 (y/b=50%), S3 (y/b=70%)) 設けられている。模型にはIRカメラで認識できるように、アルミ箔のマーカーを取り付けた。また、温度モニター用に測温抵抗体を模型に設置した。

Fig. 4 Photo of SST model

3. 画像処理方法

本システムでは IR カメラによって得られた温度分布を用いて、PSP の温度補正を行う。PSP 画像から圧力画像への変換は、静圧孔を参照する *In-situ* 法を用いた。PSP の温度感度特性(発光強度と温度の関係)を予め計測しておき、計測した温度分布から PSP の発光強度補正を行う。

なお、通風時と無風時間の模型温度差が小さい方が計測誤差を軽減できるため、無風時画像として通風直後の画像を用いることにした。画像処理手順は以下の通りである。

- (1) PSP 画像の平均化とダーク画像減算。(CCD のショットノイズを軽減し、S/N を高めるため処理画像枚数を 64 枚とした。)
- (2) 模型上のマーカー座標を用いて、通風画像と無風時画像の位置合わせ。
- (3) IR カメラにより取得された温度分布を用いて、通風時画像 (I_{run}) と無風時画像 (I_{ref}) の温度補正。
- (4) 圧力孔周り発光強度比 (I_{ref}/I_{run}) と静圧孔データから *In-situ* 較正曲線を求めて圧力変換。

4. 計測結果

4-1 IR カメラ計測による温度計測の結果

$U=50\text{m/sec}$, $AoA(\text{Angle of Attack})=20^\circ$ における IR カメラを用いて計測した温度分布を Fig. 5 に示す。通風中の温度分布はほぼ均温であるが、通風直後の温度分布は翼端の温度が低く、不均一であった。これは、模型翼端の翼厚が薄く、また試験を実施したのが真夏(7月)の気温が高い日であったため、風洞を停止した直後から翼端の温度が急激に低下したことが原因である。なお、過去に自動車模型を用いた実験を行ったことがあるが、その実験では温度分布の不均一はほとんど現れなかった⁵⁾。(5月に試験を実施。)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模型の場合、積極的な温度補正が必要となる。

4-2 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 Fig. 6 に示す。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、デルタ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。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翼上面の流れの剥離により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。

次に、静圧孔データと PSP 計測結果の比較を Fig. 7 に示す。図中には、PSP の IR 画像による温度補正有りと無しの結果を示してある。温度補正無しは、通風直後の基準画像で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。

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 ($U=50\text{m/sec}$, $AoA=16^\circ$) を Fig. 8 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。温度補正ありの場合で RMS (Root-mean-Square) 値は $C_p=0.07$ 、補正無しの場合で $C_p=0.25$ であった。

C_p 分布をみると、若干ノイズ成分が多いように感じられる。その原因はマーカーの位置精度誤差によるものである。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処理する。本試験では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、サブピクセルの位置精度が出せなかった。

また、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るため、位置合わせ誤差や、IR 画像自身がもつ計測精度の影響を受けるため、ノイズが加算された結果となった。

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。今後これらの課題を改善し、計測精度向上を図る予定である。

5. まとめ

低速風洞実験における感圧塗料計測の計測精度向上のため IR カメラを導入したシステムを構築し、その有効性を評価した。その結果、従来の方法(通風直後の基準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た。画像位置合わせ精度の改善、画像フィルタリングの最適化により、さらなる精度向上が期待できる。

参考文献

- 1) 中北和之, 栗田充, 満尾和徳, 渡辺重哉, 真保雄一, “国産小型航空機開発への感圧塗料技術の適用,” 第42回飛行機シンポジウム講演集 1A1, 2004.
- 2) Kurita, M., Nakakita, K., Mitsuo, K. and Watanabe, S: Data Processing of Pressure-Sensitive Paint for Industrial Wind Tunnel Testing, 24th AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference, AIAA-2004-2189, Portland (2004).
- 3) Mébarki Y. and Cooper K.R.: Aerodynamic Testing of a Generic Automotive Model with Pressure Sensitive Paint, the 10th International Symposium on Flow Visualization, ISFV-2002-F0120, Japan (2002).
- 4) 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).
- 5) Mitsuo, K., Iijima, Y., Nishizawa, A., Nakakita, K. and Asai, K.: Application of PSP Measurement to Low Speed Wind Tunnel Testing using an Automobile Model, Proceedings of MOSAIC Workshop, Tokyo, Japan (2003), pp.70-71.
- 6) Bell, James H.: Applications of Pressure-Sensitive Paint Testing at Very Low Flow Speeds, 42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, AIAA-2004-0878, Reno, Nevada (2004).

(a) Wind-off Image (b) Wind-on Image
Fig. 5 Temperature Image acquired by Infrared Camera
($U=50\text{m/sec}$, $AoA=20^\circ$)

(a) $AoA=20^\circ$ (b) $AoA=16^\circ$ (c) $AoA=12^\circ$
Fig. 6 Pressure Distribution. ($U=50\text{m/sec}$)

(a) $AoA=12^\circ$ (b) $AoA=16^\circ$ (c) $AoA=20^\circ$
Fig. 7 Comparison of PSP with Pressure Tap Data ($U=50\text{m/sec}$)

(a) With Temperature Correction

(b) Without Temperature Correction

Fig. 8 In-situ Calibration Curve. ($U=50\text{m/sec}$, $AoA=16^\circ$)