

論文の内容の要旨

論文題目 Blowdown Tunnel Application of the Pressure Sensitive Paint
 by the PSP/TSP Simultaneous Measurement
 (PSP/TSP 同時計測による吹出式風洞への感圧塗料の適用)

氏 名 Yuichi Shimbo
 真保 雄一

航空機の機体表面圧力分布データは局所的な流れ場を把握し、空力特性を確認する手段であると共に、機体の構造、装備設計においても利用され、航空機の開発においては数百点の圧力孔を設置した風洞実験模型を用いて幅広い飛行条件についてデータを取得するのが一般的である。このような圧力孔による計測では模型製作や実験準備の際に圧力配管の取扱に多大な労力を費やす必要がある他、圧力孔の設置点のみでしかデータが得られない点計測であるため、模型設計の際には限られた数の圧力孔の設置場所を慎重に検討する必要があった。

これに対して感圧塗料 PSP (Pressure Sensitive Paint) は特殊な光化学的特性を持つ発光物質を酸素透過性ポリマーの塗膜中に拡散させたものであり、これに発光物質特有の波長の励起光を照射した際の塗膜の発光強度から圧力を求める光学的な圧力計測法である。PSP は塗布した領域全体の圧力データが得られる面計測であるため 1 回の計測で得られる情報量が圧力孔計測に比べて格段に多く、また複雑な圧力配管が不要となり、模型の設計製作期間の短縮、コスト削減が可能となる。さらに、航空機特有の薄翼や、模型の構造や加工上の制約から圧力孔を設置することが困難な部分の圧力計測が可能となるため、海外では実験室レベルから航空機の開発に用いられる大型風洞まで普及が進んできたが、その一方で計測原理が化学反応に拠っているために生じる温度依存性に起因する計測誤差についての懸念は未だ解消されていない。そのため、PSP を使用すれば理想的には風洞実験模型には圧力孔が必要無くなるとの予測に反して、これまで行われた風洞実験への適用は模型表面の圧力場のみならず温度場も定常かつ平衡状態にある連続式の高速度風洞に限られ、さらに PSP の温度依存性を補正するための *in situ* 法と呼ばれる較正法を使用するため、模型には圧力孔が必須であった。

本論文ではこの PSP の温度依存性の問題を解決するために、圧力場が定常であっても模型表面温度が時々刻々と変化するために従来 PSP がほとんど使われてこなかった吹出式風洞に容易に適用可能な PSP 計測手法を開発した。本手法では、航空機の風洞実験模型の片側半面に従来と同様の PSP を、反対側半面には PSP と類似の光化学的特性を有する感温塗料 TSP (Temperature Sensitive Paint) を塗布し、同一の CCD カメラで両塗料の画像を同時に撮影することによって画像計測の簡略化を実現した。また、データ処理の過程においては模型の両半面の温度条件は同一であると仮定して TSP で計測された模型表面の温度場データを用いて PSP の温度依存性を補正し、予め各塗料を塗布した試験片を用いた静的較正実験で把握した PSP、TSP 各々の圧力、温度による輝度の変化から圧力を求める PSP/TSP 複合較正法(図 1)を採用し、吹出式風洞における模型表面温度の変化に対応可能とすると共に、*in situ* 較正に使用する圧力孔データを必要としない PSP 計測を可能とした。

本論文ではまず圧力、温度場とも定常で、海外の大型風洞実験設備と類似の実験条件となり、また、計測する圧力のレベルが最終的な目的である吹出式超音速風洞における風洞実験と類似となる連続式遷音速風洞において予備実験を行った。本実験では航空宇宙技術研究所(当時)の2m×2m 遷音速風洞において使用する塗料の発光波長のみを透過する光学フィルタを取付けた画像サイズ1008×1018ピクセルの14ビット冷却式CCDカメラと、キセノンランプの光を光ファイバで導き、塗料の励起波長のみを透過する光学フィルタを取付けた4台の照射器から構成される光学計測装置を風洞の天井部に設置し、主翼の右舷側上面に発光物質PtOEPと酸素透過性ポリマーGP-197を組合せたPSP、左舷側上面に発光物質EuTTAと酸素非透過性ポリマーPMMAを組合せたTSPを塗付したビジネスジェット機模型についてPSP/TSP同時計測を行った(図2)。無風時と通風中に得られた画像を処理して求めたPSP、TSP各々の輝度比データにPSP/TSP複合較正を適用して求めたマッハ数 $M=0.73$ 、迎角 $\alpha=2.3^\circ$ における圧力場の定量的可視化結果の例を図3に示す。また、図3に示す4断面についてPSP計測結果を抜き出し、同一断面に設置された圧力孔による計測の結果と、通風前後各々の無風画像を使用した従来のin situ較正を適用した結果と併せて図4に示す。各断面ともに圧力孔データを全く参照しないPSP/TSP複合較正でも、PSP計測結果と圧力孔データの一致は良好であり、圧力孔データを参照するin situ較正と同等の計測精度を有していることが分かる。また、図5(a)は計測を行った全ての実験条件においてPSPの計測結果と圧力孔データの対応を示しており、PSP計測結果が20~80kPaの広い圧力範囲において圧力孔データとほぼ一致しており、これを統計的に処理すると図5(b)に示すように合計3530点のPSP計測結果と圧力孔データの平均差分は0.49kPaとなっている。これは圧力係数に換算するとマッハ数 $M=0.6$ において $C_p=0.03$ 、 $M=0.75$ において $C_p=0.02$ に相当し、海外の大型風洞でのin situ較正を用いたPSP適用例における代表的な計測精度 $C_p=0.04$ と同等となっており、PSP/TSP同時計測が圧力場、温度場とも定常な実験条件では有効であることが確認された。

超音速旅客機(SST)形状では一般に主翼下面に搭載される推進系から発生する強い衝撃波によって流れ場が変化し、機体の空力特性に大きな影響を与えることが知られている。一方でSSTの主翼は翼厚比3~4%の薄翼を使用することが多く、縮尺模型の場合には構造上の制約から多数の圧力孔を設置することができず、PSPは圧力計測の重要な手段となる。そのため予備実験に引き続き、吹出式風洞におけるPSP/TSP同時計測の有効性を確認すると共に、SST形状の機体/推進系の干渉を把握するために航空宇宙技術研究所(当時)の1m×1m吹出式超音速風洞において風洞実験を実施した。本実験においても、遷音速風洞実験と同一のPSPをSST模型の右舷側上下面に、TSPを左舷側上下面に塗布し、主翼の下面に大小2種類のナセルを搭載した形態とナセル無しの形態についてマッハ数 $M=1.4\sim 2.0$ において実験を行った。本実験では光学アクセスの制約から遷音速風洞実験と同様の光学計測装置は風洞計測部の左舷側シュリーレン窓の外側に設置し、これに対応して模型は $\pm 90^\circ$ バンクさせ、迎角、横滑り角ともに 0° の状態です上面について計測を行った(図6)。実験は風洞通風前の模型表面温度が一定の状態が無風時の画像を計測し、通風時には使用したPSPの急激な圧力変化に対する応答が約2秒であることを勘案し、風洞気流が静定してから2秒後に1枚目の画像を、その後約6.5秒毎に合計6枚の通風画像を取得した(図7)。取得した各々の画像についてPSP/TSP複合較正を適用した結果、最大翼厚4.9mmの翼半幅位置 $x/c=0.5$ において、大ナセル搭載時には図8に示すように $M=2.0$ における40秒間の通風中に模型表面温度が約10%低下し、これに対応して圧力場が定常であってもPSPの輝度比データが変化を示したにもかかわらず、処理された圧力データは2枚目の画像以降ほぼ同一の結果を示し、PSPの温度依存性が問題無く補正されていることが明らかとなった。またデータ処理の過程において圧力孔データを一切参照しなかったにもかかわらず、大ナセル、小ナセル各々を搭載した形態の $x/c=0.09$ 、 0.5 におけるPSP計測結果は同時に計測された圧力孔データと良好な一致を示し、さらに圧力孔による点計測では捉えられない急激な圧力変化の詳細を捉えている(図9)。この結果よりPSP/TSP同時計測を行うことによってPSPが模型表面温度が時々刻々変化する吹出式風洞に適用可能となったのみならず、圧力孔を持たない模型についても圧力計測が可能となることが明らかにされた。さらに遷音速風洞実験の場合と同様に、実験を実施した各マッハ数、形態におけるPSP計測結果と圧力孔データの関係を図10にまとめる。PSP計測結果は20kPa~60kPaまでの広い圧力範囲において圧力孔データとよく一致しており、合計411サンプルを平均すると約3.2kPaの計測誤差となっている。この計測誤差は物理量としては遷音速風洞実験よりも大きくなっており、その原因としてはPSP/TSP複合較正では同一と仮定している左右の主翼の温度場の不均一、データ処理の際に適用する静的較正実験結果の低温、低圧環境における精度等に起因するものと考えられるが、一方で超音速風洞実験では動圧も高く、圧力係数に換算するとマッハ数 $M=2.0$ では $C_p=0.04$ に相当し、前述の遷音速風洞実験、海外における計測実績とほぼ同等となっており、十分な計測精度を有している。最後に図11は大ナセル、小ナセル

ル各々について $M=2.0$ における下面の圧力分布を示したものである。推進系との干渉によって発生する複雑な衝撃波を含む圧力場が明確に捉えられており、PSP 計測の定量的な圧力場の可視化手法としての有用性が示されている。

以上の結果より、PSP と TSP を風洞実験模型の両半面に塗り分け、PSP/TSP 複合較正を適用することによって PSP の温度依存性の問題が解決され、圧力孔データを参照することなく PSP 計測が吹出式風洞においても適用可能となることが明らかにされた。

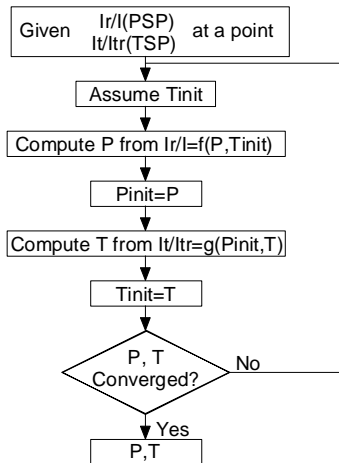


図1 PSP/TSP 複合較正のフローチャート

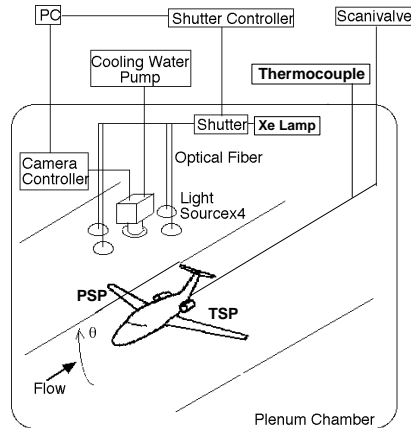


図2 遷音速風洞実験概要図

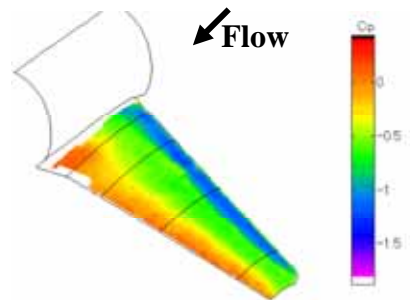


図3 遷音速風洞実験における圧力場計測例 ($M=0.73$, $\alpha=2.3^\circ$)

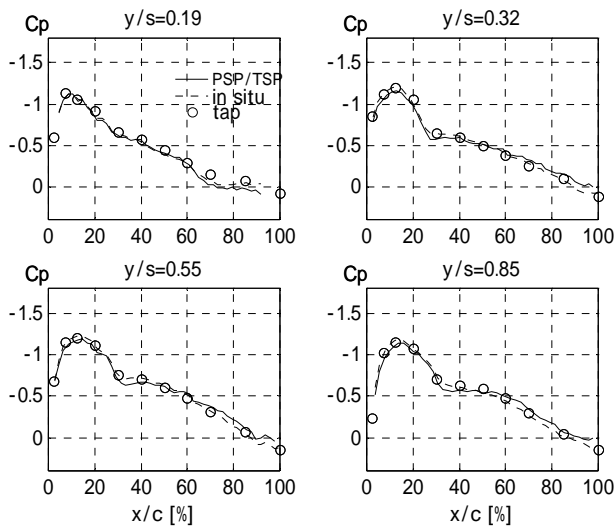


図4 遷音速風洞実験における PSP 計測結果と圧力孔データの比較例 ($M=0.73$, $\alpha=2.3^\circ$)

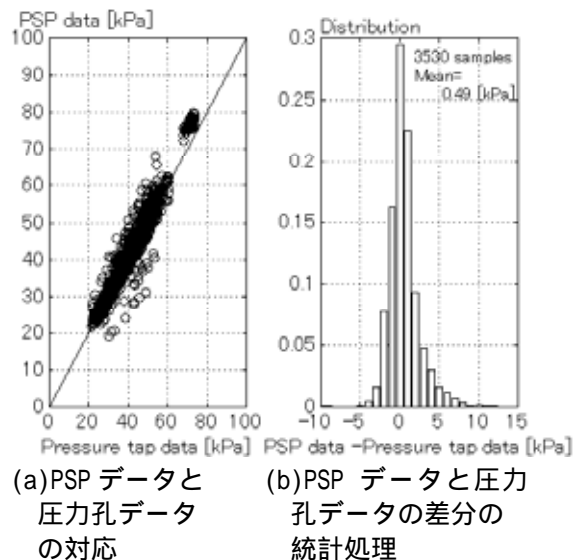


図5 遷音速風洞実験における計測精度の評価

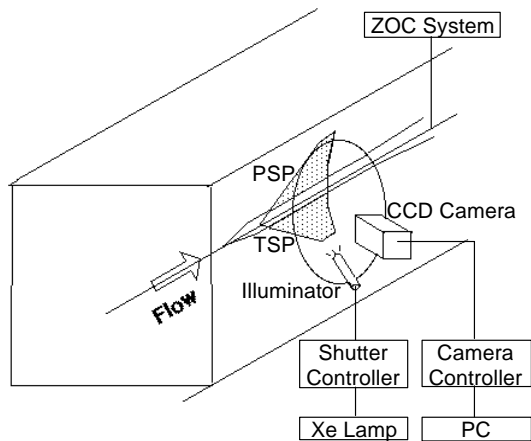
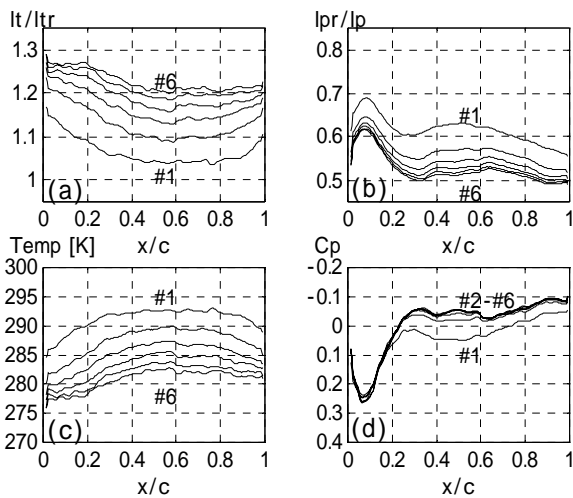


図6 吹出式超音速風洞実験概要図



(a) TSP 輝度比、(b) PSP 輝度比、(c) 温度、(d) 圧力係数

図8 吹出式超音速風洞実験における PSP/TSP 複合較正の適用結果例 (大ナセル形態、 $M=2.0$ 、 $\alpha=0.5$)

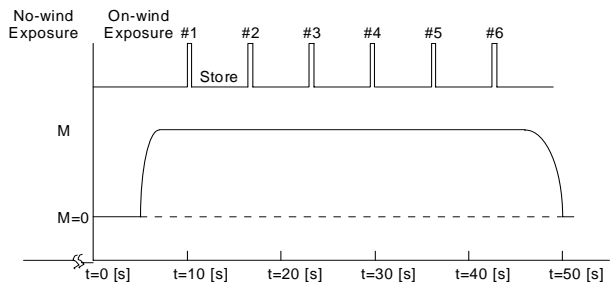
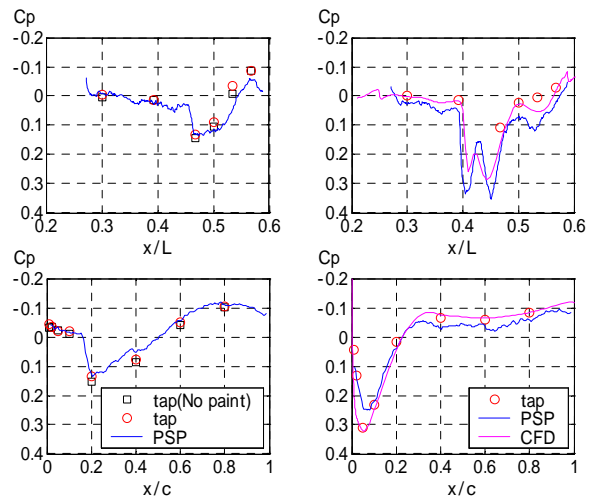
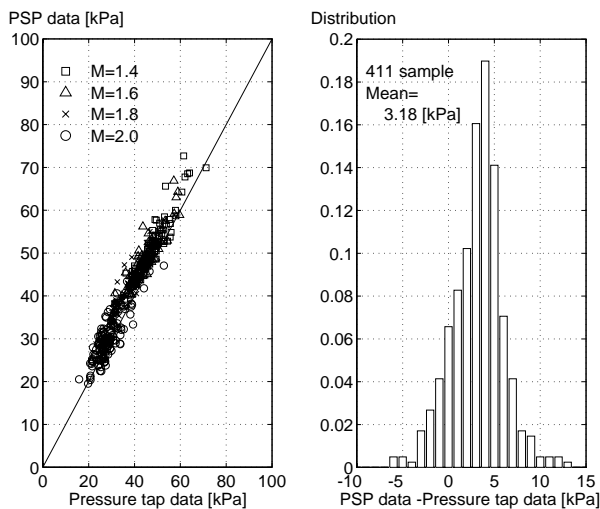


図7 吹出式超音速風洞実験の計測手順



(a) 小ナセル形態 (b) 大ナセル形態

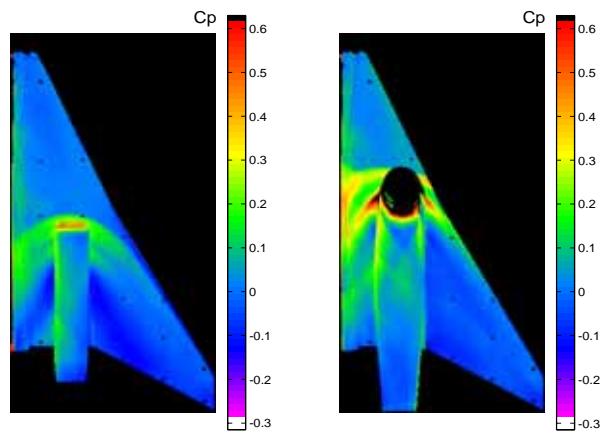
図9 吹出式超音速風洞実験における PSP データと圧力孔データの比較 ($M=2.0$ 、上段 $\alpha=0.09$ 、下段 $\alpha=0.5$)



(a) PSP データと圧力孔データの対応

(b) PSP データと圧力孔データの差分の統計処理

図10 吹出式超音速風洞実験における計測精度の評価



(a) 小ナセル形態

(b) 大ナセル形態

図11 吹出式超音速風洞実験における主翼下面の圧力場の可視化 ($M=2.0$)