

極超音速実験機の遷/超音速 PSP 圧力分布計測試験

中北和之、田口秀之（宇宙航空研究開発機構）
小川友岳、中谷浩規（東京理科大）
伊藤正剛（IHI エアロスペースエンジニアリング）
満尾和徳、栗田 充（宇宙航空研究開発機構）

HYTEX Pressure Measurement Test Using Pressure-Sensitive Paint at Transonic and Supersonic Wind Tunnels

Kazuyuki Nakakita, Hideyuki Taguchi (JAXA)
Tomotake Ogawa, Hiroki Nakatani (Tokyo University of Science)
Masatake Ito (ISE)
Kazunori Mitsuo, Mitsuru Kurita (JAXA)

概要

JAXA で基礎研究を進めている極超音速実験機（HYTEX）の遷音速及び超音速での空力特性を確認するため、10%スケール模型を用いて 1m×1m 超音速風洞(SWT1)及び 2m×2m 遷音速風洞(TWT1)において感圧塗料(PSP)による圧力分布計測試験を行った。PSP は SWT1 試験では複合 PSP を用い、TWT1 試験では PSP/TSP 塗り分けを用いた。SWT1 及び TWT1 で風洞試験を行い機体周りの詳細な圧力分布を取得した。本稿では $M=2.5$, 2.0, 1.4, 1.1, 0.9, 0.7 での PSP 試験結果について、模型上面及び下面での圧力分布とそれに関わる現象について考察を加える。また圧力孔計測データとの比較も行なった。

1. はじめに

JAXA では JAXA 長期ビジョンにおいて 2025 年にマッハ5クラスの極超音速輸送機を実証することを目指して掲げ、これに関係する技術の検討を進めている。この検討では東京-ロサンゼルス間をマッハ5で巡航し約2時間で飛行することを念頭に置き、このための小規模な極超音速飛行実験を計画している¹⁾。この小型極超音速実験機（Hypersonic Turbojet Experiment; HYTEX）の基本形状は簡易空力推算を用いた最適設計によって決定され、風洞実験や CFD 結果との比較・検証を通して設計手法の妥当性検証や、翼胴干渉、機体/エンジン干渉などの影響評価による性能向上の検討などが行われている段階である。

風洞試験による設計検証としては、これまでに巡航条件である $M=5$ での空力特性試験、圧力試験、空力加熱試験が行われている。本研究では HYTEX の加減速フェーズである遷音速/超音速領域での空力特性を取得することを目的とする。感圧塗料（Pressure-Sensitive Paint; PSP）を用いて機体上の圧力分布を取得し、遷音速、超音速の複雑な流れを含む速度領域において問題となる現象の有無の把握や、より良い機体形状の設計に向けた模型周りの流れ場の理解、機体表面全体での CFD 検証データの提供などを旨とする。

PSP 技術²⁾に関しては、2002 年度より JAXA 風洞技術開発センターの大型風洞群への PSP 計測システムを整備しており、これまでに遷音速での ONERA

M5 遷音速標準模型での技術検証³⁾や国産旅客機開発試験での表面圧力計測試験（MHI/JAXA 共同研究）⁴⁾を始めとし、遷音速での Lifting Body 試験機模型、低速での JAXA 高揚力装置風洞模型や SST 試験機模型、超音速での SST 試験機模型⁵⁾などすでに多種の研究開発試験に適用されている計測技術である。

以下に PSP 計測についてや本試験で用いた模型と風洞について述べ、さらに遷音速・超音速両風洞で行なわれた PSP 試験の結果を紹介し、結果についての考察を加える。

2. PSP 計測

2.1 PSP について

PSP は特定の有機分子からの発光が酸素消光によって減少することを用いた分子センサである。PSP からの発光量は酸素分子の少ない低圧環境下では大きくなり、高圧下では小さくなる。PSP は反応層と白色下地層の2層から構成され、計測対象模型の表面に塗装して用いられる。白色下地層は拡散反射によって反応層中の感圧色素の発光量を増大させるために用いられる。

感圧色素は吸収スペクトルに相当する光を吸収し、発光スペクトルの波長で発光する分子である。周囲に酸素分子が存在すれば酸素消光によって PSP の発光強度は小さくなる。

この圧力と発光量の関係は理論的には以下の Stern-Volmer の式；

$$\frac{I_{ref}}{I} = A + B \frac{P}{P_{ref}} \quad (1)$$

を用いて記述される。ここで、 I 及び P は試験時の発光量及び圧力、 I_{ref} 及び P_{ref} は無風時の既知圧力下での発光量及び圧力である。

2.2 PSP の温度依存性補正

PSP は圧力感度だけではなく温度依存性も持っている。定量的 PSP 計測にはこの温度補正が重要となる。十分精度の良い定量計測を行うためには模型温度を計測し、温度補正を加える必要がある。簡易的には温度計による代表点温度計測などが用いられるが、実際には温度分布が存在するため、JAXA PSP 計測システムでは以下の 2 つの方法を用いている。

2.2.1 PSP/TSP 塗り分け

模型温度分布の左右対称性を仮定し、模型の一半面に PSP、他半面に PSP より温度感度が大きく、圧力感度が小さい特性を持つ感温塗料 (Temperature-Sensitive paint; TSP) を塗装し、PSP・TSP 2 種類の計測データから相互補完的に温度と圧力を算出する方法である。図 1 に PSP/TSP 塗り分け塗装した O NERA M5 標準模型を例として示す。左右それぞれに PSP と TSP を塗装し、流れ場の左右対称性を仮定して PSP データの温度依存性を補正している。

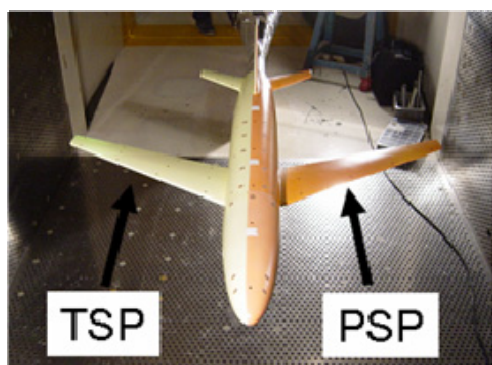


図 1 PSP/TSP 塗り分け

2.2.2 複合 PSP

2.2.1 に記した PSP/TSP 塗り分け手法では横滑り角があるようなケースや半裁模型などでは流れ場の左右対称性を用いることができず仮定を逸脱する。このような限界を打破するため、1 つの塗装に PSP 成分と TSP 成分を混合したものが複合 PSP である。図 2 に複合 PSP 分光特性の概念図を示す。PSP 成分の発光と TSP 成分の発光を光学フィルタで分離可能な異なる波長のものとし、図 3 に示すようにそれぞれの発光波長に対応した光学フィルタを備えた 2 台のカメラで独立に計測し、データ処理ソフト内で統合して PSP 成分の温度依存性補正を行なう。図 3 のようなカメラ 2 台システムの他に、カメラを 1 台とし、光学フィルタを交換して順に PSP 成分と TSP 成分を計測するシステムを用いる場合もある。図 2 の吸収波長は PSP・TSP 成分ともに UV から青色

領域に存在し、共通に励起可能であり、発行波長と干渉しないものである必要がある。

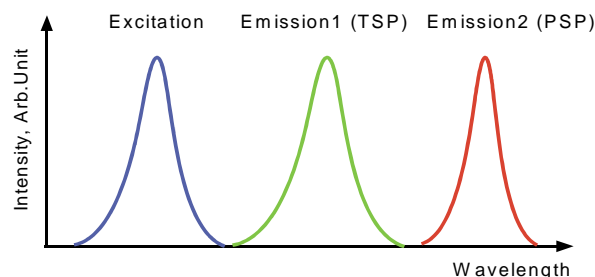


図 2 複合 PSP 分光特性の概念図

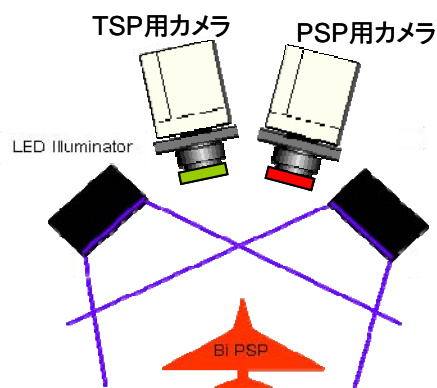
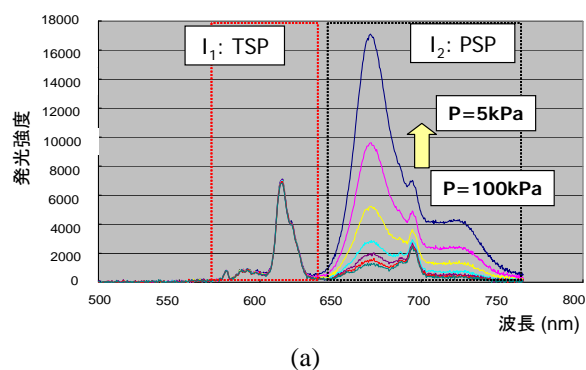
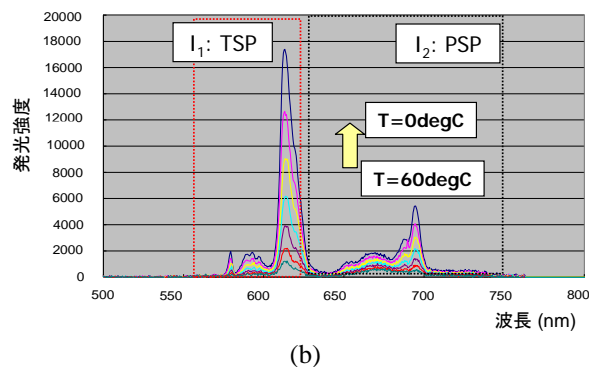


図 3 複合 PSP 計測システム



(a)



(b)

図 4 複合 PSP の圧力、温度に対する特性
(a) 圧力依存性, (b) 温度依存性

図 4(a)(b)に複合 PSP の圧力、温度に対する特性として圧力依存性と温度依存性のデータを示す。(a) の圧力依存性データでは PSP 成分の発光量が圧力に

対して大きく変化しているのに対し、TSP 成分はほとんど変化していない。(b)の温度依存性データでは PSP 成分、TSP 成分ともに温度に対する感度を持っているが、TSP 成分の方が感度が高いことが分かる。このようにほぼ温度感度だけを持ち圧力依存性の非常に小さい TSP 成分を使って圧力、温度ともに反応する PSP 成分の温度依存性を補正する。

2.3 PSP 計測システム

図 5 に TWT1 第 4 カートでの PSP 計測システムの様子を示す。全機周りの圧力分布を計測するため、上下左右の 4 方向にそれぞれ計測セットを設置し、計測時間の効率化のために同時に模型全面を計測している。それぞれの系は、PSP/TSP 励起光源と CCD カメラ、励起と発光の両光学フィルタや機器間同期用トリガ信号系などの付属装置類から成っている。

励起光源は PSP/TSP を励起するための装置であり、発光量の時間変動の小さい高安定型 300W キセノン光源や UV や紫などの LED を用いている。PSP/TSP からの発光を計測するためには A/D 分解能が 14bit あるいは 16bit の冷却型 CCD カメラを用いる。光学フィルタとしては、励起光源側の照射ヘッドに PSP と TSP の吸収スペクトルに相当する 400-550nm のみを透過させる励起光フィルタ、CCD カメラ側に PSP と TSP の発光スペクトルに相当する 590-710nm のみを透過させる発光フィルタを装着し PSP/TSP の発光計測画像に励起光成分が混入しないようにしている。

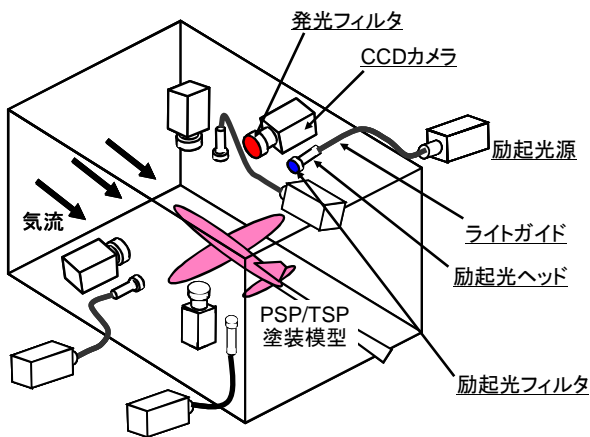


図 5 TWT1 第 4 カートでの PSP 計測システム

3. 模型及び風洞

3.1 試験模型

試験には 10% スケール極超音速機模型を用いた。全長 449mm、全幅 143mm、全高 59mm であり、エンジンインテークは着脱が可能である。本稿ではエンジンインテーク有の形態のデータのみを用いている。圧力孔は計 21 点設置されており、上面中心軸に 7 点、上面 offset(16mm)軸に 3 点、左側面 3 点、下面中心軸に 5 点（ただしエンジン有形態では下流側 3 点はエンジンインテーク内に位置する）、下面 offs

et(16mm)軸 1 点である。この他にエンジンインテーク内のピトー圧を計測するためにインテーク入り口部と出口部に 1 点ずつの合計 2 点も設置されている。この模型には空気力を計測するための天秤は装着されていない。

PSP の塗装状況としては、SWT1 試験では図 6 に示す複合 PSP を、TWT1 試験では PSP/TSP 塗り分けをそれぞれ用いた。本来であれば TWT1 試験でも複合 PSP を使用したいところであるが、複合 PSP は現在開発を進めている段階であり、今回の SWT1 試験で用いたものも TSP 成分の発光量劣化が比較的小さい、という問題点がある。このため試験シーケンスとして基準画像 (I_{ref}) 取得と通風画像 (I) の間の時間が短く、両者の間で大きな発光量劣化が生じない SWT1 試験でのみ使用した。TWT1 試験では風洞運転の違いから基準画像を風洞起動前に一式全て撮っておく必要があるため、今回の試験では劣化の影響の小さい PSP・TSP 塗料を用いることができる PSP/TSP 塗り分けを用いている。

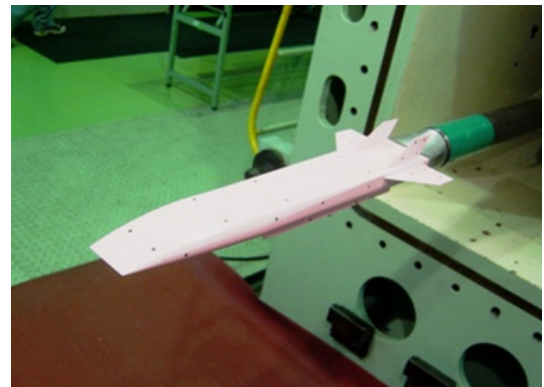


図 6 SWT1 用塗装：複合 PSP



図 7 TWT1 用塗装：PSP/TSP 塗り分け

3.2 風洞

本試験は JAXA 風洞技術開発センターの 1m×1m 超音速風洞(SWT1)と 2m×2m 遷音速風洞(TWT1)を使用して行なった。表 1 に SWT1 でのノミナル試験条件を、表 2 に TWT1 でのノミナル試験条件を記す。

表 1 SWT1 試験条件

マッハ数	澱点圧力 Po(kPa)	動圧 q (kPa)	単位 Re 数 ($1 \times 10^6/m$)
1.4	155	66.8	23.7
2.0	220	78.7	28.0
2.5	300	76.8	30.2

表 2 TWT1 試験条件

マッハ数	澱点圧力 Po(kPa)	動圧 q (kPa)	単位 Re 数 ($1 \times 10^6/m$)
0.7	100	24.7	12.0
0.9	100	33.5	13.3
1.1	100	39.7	13.8

TWT1 での PSP 計測系は図 5 に示されたものを用いた。SWT1 での PSP 試験では計測系は上方系と左舷側の側方系の 2 系統だけのシステムを使用した。

4. 試験結果

4.1 SWT1 試験

前述のように SWT1 での PSP 試験は複合 PSP を使っているため模型上下面全ての領域の圧力分布が計測可能となる。

図 8 に SWT1 での $M=2.5$, 迎角 0° のシュリーレン写真と PSP 結果との比較を示す。シュリーレン写真でのカラーフィルタの方向は横であり、上から下方向を正とした密度勾配に対し圧縮が赤、膨張が青となっている。

PSP データからは、上面でのノーズ部で弓上に等圧力線が分布していること、翼前縁に高圧領域があること、弱い剥離渦によると思われる負圧領域が見られることなどが分かる。下面では、エンジンインテーク入口で突き出した左右側壁前縁に衝撃波による高圧領域があること、底面前縁で先端が楔となっている部分だけに黄色い圧力上昇が見られること、インテーク底面に X 字型の先端からの圧縮波が明瞭に観察できること、などがある。下面側のインテーク出口付近ではインテーク内を通過しインテーク内部での衝撃波によって総圧損失を被った流れとインテーク外部の流れとが干渉することによる流れ場の圧力分布が見られることも興味深い。また、PSP データとシュリーレン写真を比べることで、PSP データでの圧力変化の存在する領域とシュリーレン写真での密度勾配が対応していることが分かる。

なお、SWT1 での PSP 試験では計測系は上方と側方の 2 系統だけであるため、上面計測と下面計測は異なるランのデータである。同様に PSP 計測とシュリーレン計測も同時に行うことはできず、異なるランの結果である。

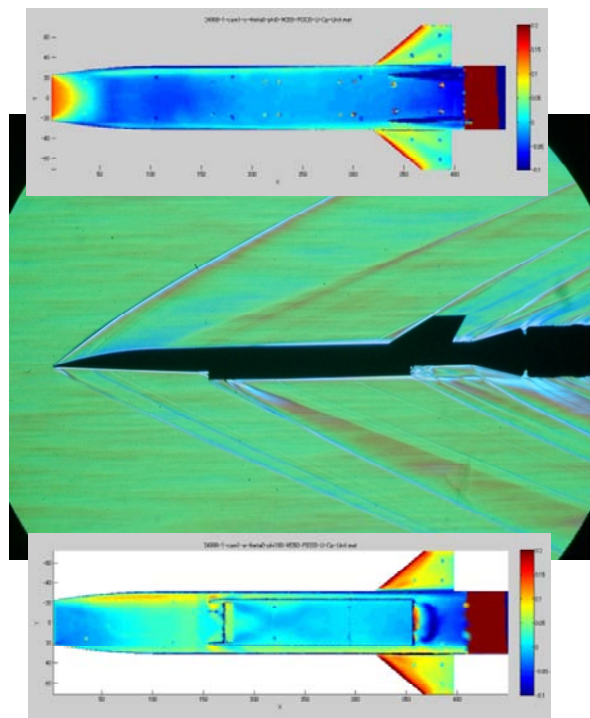


図 8 PSP 結果とシュリーレン写真の比較
 $M=2.5$, $\alpha=0$, 図中のカラーバー C_p : -0.1~0.2

図 9 は $M=2.5$ で迎角を -5° から $+5^\circ$ まで変化させたときの PSP データの比較である。上面ではノーズ部の圧力が迎角の大きくなるにつれエンジ色から水色に徐々に低下していくこと、翼面上の圧力も迎角が大きくなるにつれ低下し、剥離渦による負圧が顕著になること、などが見て取れる。下面では逆に迎角が大きくなるにつれ胴体下面と翼面の圧力が大きくなっていることが分かる。エンジンインテーク出口に弧状に分布する青色の負圧領域の位置、大きさは迎角によらずほぼ一定である。

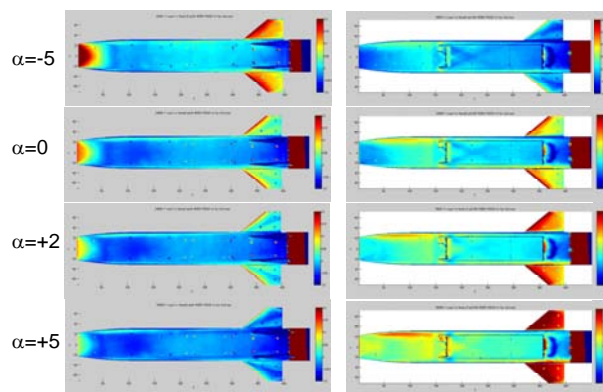


図 9 PSP 試験結果 ($M=2.5$)
左列：上面、右列：下面
図中のカラーバー C_p : -0.1~0.2

図 10 は $M=2.5$ 、迎角 0° の模型上面の PSP データと圧力孔データの比較である。模型上面中心部の圧力孔列 S1 と中心から 16mm オフセットした圧力孔列 S2 の 2 ヶ所での比較である。S2 ラインの PSP データで何点かスパイク上にノイズが見られるが、これは画像での位置同定用マーカがこのライン上に重なったことによる。

PSP データと圧力孔データとは定量的によく一致していることが分かる。1 点、S1 で最もノーズ側の圧力孔が PSP データとのずれが大きい。この原因としてはこの部分では模型厚さが薄く、温度変化が大きいこと、PSP の温度依存性補正が十分に処理できていないことなどが考えられる。

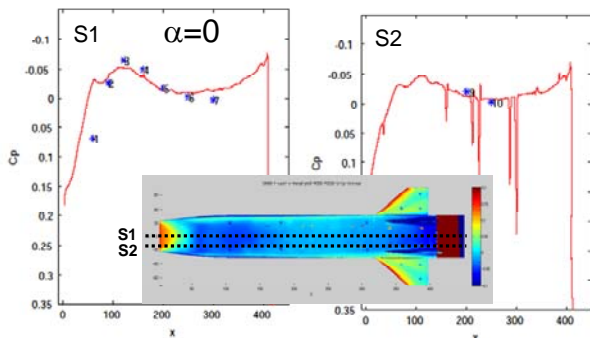


図 10 模型上面の PSP データと圧力孔データ
 $M=2.5$, $\alpha=0$, 図中のカラーバー $C_p: -0.1 \sim 0.2$

図 11, 12 はそれぞれ $M=2.0$, $M=1.4$ での迎角を 0° から $+5^\circ$ まで変化させたときの PSP データの比較である。上面でノーズ部の圧力の迎角が大きくなるにつれ徐々に低下していくこと、翼面上の圧力も迎角が大きくなるにつれ低下すること、下面では迎角が大きくなるにつれ胴体下面と翼面の圧力が大きくなること、などは $M=2.5$ での傾向と同様である。 $M=2.5$ と異なる点としては、 $M=1.4$ でノーズ部の圧力分布が $M=2.0$, $M=2.5$ では弧状であったのに対し、 $M=1.4$ では矩形に近くなっている。また $M=1.4$ では 2 本の垂直尾翼から生じる衝撃波によって胴体よりも垂直尾翼間の圧力が大きくなっていること、エンジンインテーク入り口でインテーク内流れが負始動となっているような圧力上昇があること、などが分かる。

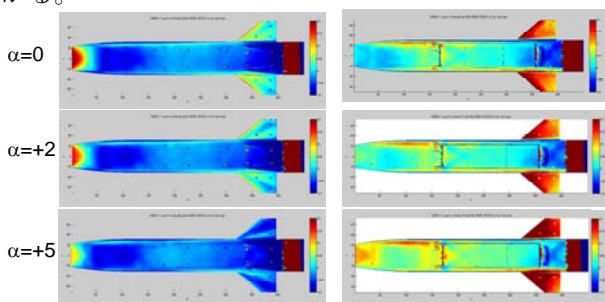


図 11 PSP 試験結果 ($M=2.0$)
左列：上面、右列：下面
図中のカラーバー $C_p: -0.1 \sim 0.2$

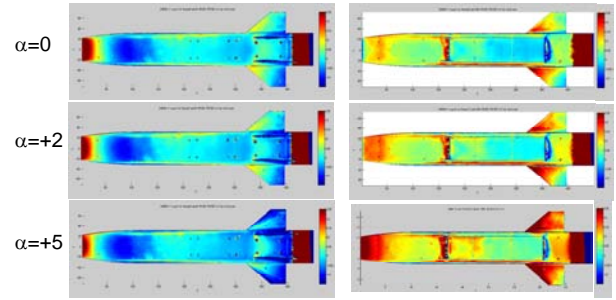


図 12 PSP 試験結果 ($M=1.4$)
左列：上面、右列：下面
図中のカラーバー $C_p: -0.15 \sim 0.25$

4.2 TWT1 試験

TWT1 での PSP 試験は PSP/TSP 塗り分けであるため、SWT1 での複合 PSP の結果と異なり模型半分の圧力分布として結果が得られる。

図 13 は $M=1.1$ で迎角を -5° から $+5^\circ$ まで変化させたときの PSP データの比較である。SWT1 での超音速の圧力分布と異なり、遷音速での模型表面圧力は変化の激しいものとなっている。垂直尾翼の間では流れがチャンネル流れとなり衝撃波による大きな圧力上昇が見られる。特に迎角 -5° では非常に大きな圧力の領域が現れている。また翼面上でも衝撃波が立ち圧力回復していると思われる流れに垂直な圧力分布も見られる。胴体下面ではエンジンインテークで流れが不始動となっており、入り口部に高い圧力領域が存在する。この下流にあたるエンジンインテーク底面では大きな負圧領域が形成されている。

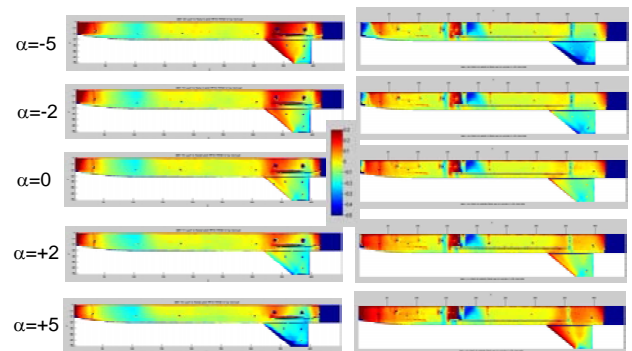


図 13 PSP 試験結果 ($M=1.1$)
左列：上面、右列：下面
図中のカラーバー $C_p: -0.5 \sim 0.3$

図 14 は $M=1.1$ 、迎角 0° での模型上面の PSP データと圧力孔データの S1 及び S2 ラインでの比較である。PSP データと圧力孔データとは定量的によく一致しているが、S1 ラインで負圧ピークの点での圧力孔と PSP データの差が大きい。他データでも同様な傾向が見られることから圧力センサ自体の不具合ではないであろうと考えられ、左右非対称の仮定からのずれにより PSP の温度依存性補正が十分でないこと、圧力孔が PSP 塗装領域と TSP 塗装領域の境界に位置することから圧力孔に非常に小さなバリ

などがあり、計測圧力に誤差を生んだ可能性などが考えられる。

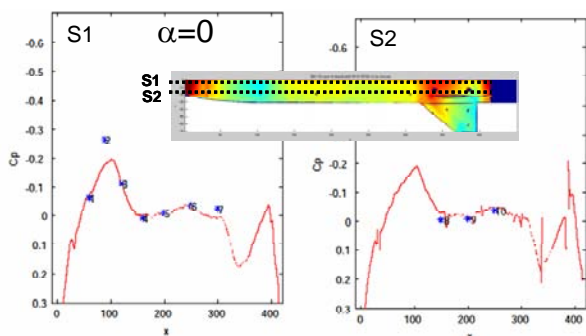


図 14 模型上面の PSP データと圧力孔データ
M=1.1, $\alpha=0$, 図の C_p 範囲: -0.5~0.3

図 15, 16 はそれぞれ M=0.9, 0.7 で迎角を -5° から $+5^\circ$ まで変化させたときの PSP データの比較である。ノーズ部、翼の上下面、2 枚の垂直尾翼間の流れの 3 ヶ所で迎角によって大きく流れ場が変化していることが明瞭に見て取れる。M=1.1 と M=0.9 及び M=0.7 の比較では、M=1.1 と M=0.9 及び M=0.7 の間には流れ場の構造に大きな違いがある。M=0.9 と M=0.7 の比較では両者に圧力変化の大きさでは差はあるものの、流れ場の構造は非常に似通っている。

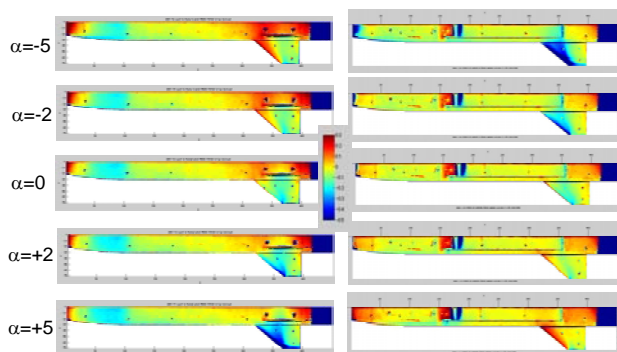


図 15 PSP 試験結果 (M=0.9)
左列: 上面、右列: 下面
図中のカラーバー C_p : -0.5~0.3

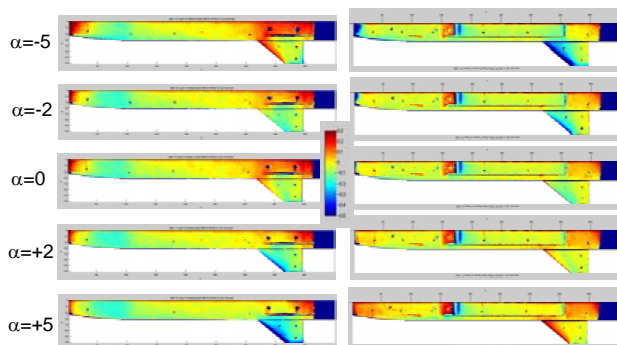


図 16 PSP 試験結果 (M=0.7)
左列: 上面、右列: 下面
図中のカラーバー C_p : -0.5~0.3

5. まとめ

PSP を用いてこれまでに風洞試験の行なわれたことのない HYTEX 加減速フェーズに相当する遷音速/超音速領域での機体表面の圧力分布を取得した。PSP を用いることによって模型表面全体の圧力分布を取得することが出来、主翼やインテーク周りの複雑流れ場などの遷音速/超音速での変化の大きな流れ場に対しても詳細な圧力分布特性を把握することが可能であった。PSP による圧力計測データは迎角やマッハ数による流れ場の変化の傾向の理解に有効であり、機体設計改善の点からも有用であると考えられる。また定量性の点からは圧力孔データとの一致もほぼ良好であった。

取得された PSP データは CFD 計算における比較・検証データとしてや、今後の HYTEX 設計の改良にあたっての参照データとして有効に活用してゆく所存である。

謝辞

本試験の遂行にあたり、試験計画、実験準備、風洞運転、データ取得/処理など広範にわたりサポートしていただいた JAXA 風洞技術開発センター 遷音速風洞セクション、超音速風洞セクションの皆様には謝意を表します。

参考文献

- 1) 田口他, “極超音速機のシステム検討,” 日本航空宇宙学会 第 37 期年会講演会講演集, 2006, pp. 96-99.
- 2) Bell, K. J. H., Schairer, E. T., Hand, L. A., and Mehta, R. D., “Surface Pressure Measurements Using Luminescent Coatings,” *Annual Review of Fluid Mechanics*, Vol. 33, 2001.
- 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, 2005, pp. 359-366.
- 4) 中北他, “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 CD-ROM 講演集 1A1, 2004.
- 5) 満尾他, “複合感圧塗料計測システムの研究開発,” 第 35 回可視化情報シンポジウム講演論文集 (可視化情報学会誌 Vol. 27, No.1), 2007, pp. 29-32.