

感圧塗料計測データを用いた CFD コード検証について

中北和之、満尾和徳、栗田充、渡辺重哉、山本一臣、向井純一

JAXA/総合技術研究本部 (ISTA)

高木亮治

JAXA/宇宙科学研究本部 (ISAS)

CFD Code Validation Using Pressure-Sensitive Paint Measurement

by

Kazuyuki Nakakita, Kazunori Mitsuo, Mitsuru Kurita, Shigeya Watanabe, Kazuomi Yamamoto, Junichi Mukai (JAXA/ISTA)
Roji Takaki (JAXA/ISAS)

ABSTRACT

Pressure-Sensitive Paint (PSP) is an image base pressure measurement technique and its data has much larger pressure information than the conventional pressure tap measurement. It produces quantitative pressure data. The PSP was estimated its performance as a CFD validation tool in this paper. At first, overview of PSP and PSP development at JAXA were described. PSP and CFD data of ONERA M5 model, which is a standard model of transonic wind tunnels, were used to compare with each other. The PSP test of ONERA M5 was conducted at JAXA 2m x 2m Transonic Wind Tunnel. Its test condition used in PSP/CFD comparison was $M=0.84$, $\alpha=0^\circ$, $P_0=100\text{kPa}$. The PSP results were quantitatively in good agreement with pressure tap data and also good agreement with CFD data globally. There were 3 different regions between PSP and CFD data. Those regions were graphed and their possible reasons were considered. PSP and CFD data comparison on several arbitrary lines on test model were also demonstrated. It could be clear up the discrepancies between PSP and CFD data and the difference between PSP and pressure tap measurement. Then the superiority of PSP data was estimated comparing with pressure tap measurement. It is considered that PSP has large potential as CFD validation tool because it has large quantitative pressure information similar to CFD data.

1. はじめに

現在の流体研究や航空宇宙機開発における CFD の重要性、効率性については広く認識されているところである。しかし流体現象を数学的にモデル化し、コンピュータ言語で記述し、さらにそのモデルを離散点上で解く CFD では、その結果が実際の流体現象をシミュレートできていることの妥当性確認が不可欠となる。この妥当性確認についても、コードの検証、格子配置や密度の検証、使用する乱流モデルの妥当性確認など様々の観点から信頼できるデータを用いての検証が必要となる。

一方、流体現象のもう 1 つのシミュレーション手法である風洞実験 (Experimental Fluid Dynamics; EFD) について考える。その結果は、計測精度や風洞壁干渉・支持干渉の問題、風洞乱れによる遷移促進などの誤差要因はあるが、ある程度の信頼性を持った計測データが得られるものと考えられている。しかし、流体シミュレーションツールとしては気流パラメータの制限や模型形状のパラメータスタディまで含めると生産性が高いとは言えず、特に大型風洞での試験ではランニングコストや使用可能日程の問題もあり、重要性の高い形状や気流パラメータに限定した試験にならざるを得ない。

このような両者の特徴から、CFD と EFD は EFD データを使った CFD 検証、逆に CFD データを使った EFD 検証、あるいは CFD によるパラメータスタディと EFD による重要ポイントデータの取得、といった相互補完によってより有効なツールとなるものと考えられている。

この中で EFD による CFD 検証について考える。EFD による CFD 検証は前述の通り数学的なシミュレーションである CFD が流体的な現象を捉えていることを確認する手段である。圧力、空気力、熱流束、流れの可視化などの風洞試験データが用いられる。風洞試験データ側には計測精度や風洞壁干渉・支持干渉の問題、風洞乱れによる乱流遷移促進などの不確定性も含まれていることに注意しなければならない。これら諸データの中で、熱流束は主に極超音速で重要となりその他の速度領域では計測されないこと、風洞試験での空気力は天秤を用いた模型全体での積分値としての評価であり、局所的な比較が行えないこと、流れの可視

化では分布は評価できるが ON/OFF 的な比較しか行えないこと、などから詳細な検証には圧力データが適している。これまでは圧力孔データで検証が行われてきたが、計測 ch 数や圧力孔や圧力伝送チューブなどの制限から最大 200~300 点程度の離散的な限られた領域だけでの評価しか行えない。

1990 年代から画像計測による新しい圧力計測技術である感圧塗料¹ (Pressure-Sensitive Paint; PSP) が開発され、用いられるようになって来た。PSP は従来模型表面に設けられた離散的な圧力孔でしか求められなかった圧力分布を、PSP を塗装した模型を CCD カメラで画像計測することによって、連続的かつ詳細に得ることができるとされる計測技術である。視覚的に細部の流れ場までの把握が容易であり、また定量的かつ詳細な圧力情報が得られることから航空宇宙機の研究・開発に大きく寄与することが可能な風洞試験技術としてアメリカを始め、ロシア、ドイツ、フランス、日本など各国で研究開発が進められている。

本稿では従来の圧力孔計測法に比べ遥かに詳細な圧力分布を計測可能な PSP の CFD 検証データとしての有用性を評価する。評価用データとしては遷音速での航空機形状標準模型の 1 つである ONERA M5 を用い、風洞試験での PSP データと、同じ試験条件で計算した CFD データを用いる。これを用いて PSP データと CFD データの相互比較を行い、データの定性的・定量的な差異の確認を行う。CFD 検証データとしての PSP の有用性評価では従来型圧力孔計測との比較としての観点から PSP データのポテンシャルを評価する。他に CFD 検証用データとして PSP データを用いる場合に留意すべき誤差要因についても考察する。

2. PSP について

2-1. PSP の原理

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。Fig.2-1 に示すように 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。この発光量と圧力の関係を校正によって決定し、発光量計測データから圧力分布を算出するのが PSP 計測である。



Fig.2-1 PSP 発光量と圧力の関係

Fig.2-2 に PSP 計測の概要を示す。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。分子センサである感圧色素をバインダと呼ばれる酸素透過性ポリマーと混合したものが反応層である。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。反応層と白色下地層を合わせた膜厚は 40~70 μm 程度である。

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る感圧色素から酸素分子へのエネルギー移動が生じるため、発光に費やされるエネルギーが減少し、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；

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

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。実際の PSP 特性は必ずしも Stern-Volmer の式では記述できず、様々の記述方法が用いられる。

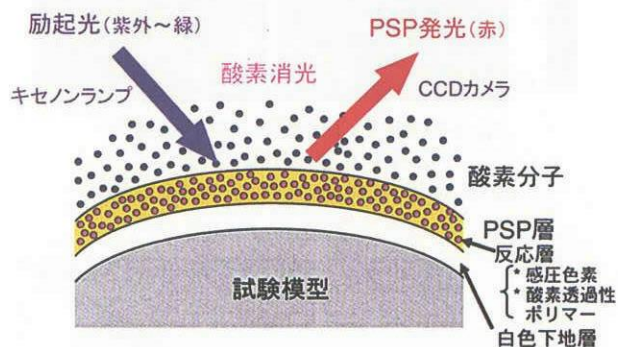


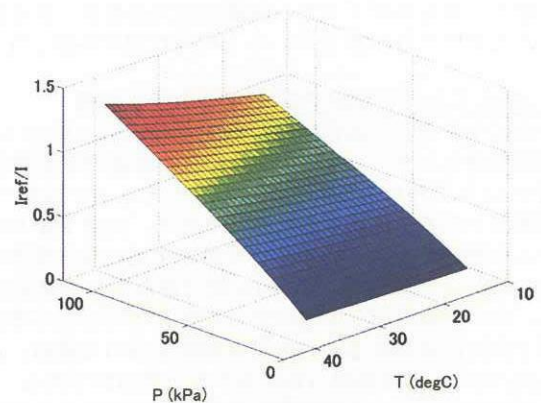
Fig.2-2 PSP の原理と構成

PSP は圧力感度だけではなく、温度依存性も併せ持っている。このため定量的 PSP 計測にはこの温度補正が重要となる。JAXA では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 TSP 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) 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^{2,3}を用いている。

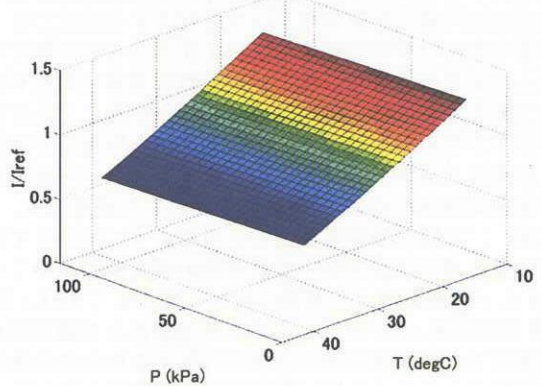
使用する PSP としては感圧色素 PtTFPP とフッ素系バインダ Poly(IBM-co-FEM)、TSP は感温色素 Ru(phen) と酸素透過性の小さいポリウレタン系バインダの組み合わせである。Fig.2-3 にその PSP と TSP の温度・圧力特性を示す。

2-2. PSP と従来型圧力計測法の比較

Fig.2-4 に PSP と従来センサの計測領域イメージを示す。PSP の最大の特徴は連続的な詳細分布としての「面」デー



(a) PSP



(b) TSP

Fig.2-3 PSP/TSP 発光強度の圧力・温度特性



Fig.2-4 PSP と従来センサの計測領域イメージ

タが得られることであり、従来型の圧力孔計測では 100~300 点程度の離散的圧力孔データに限定されていた圧力データが、数 10 万画素からなる画像圧力データになる。また、従来型圧力孔計測では空力模型に圧力孔も併設するか、専用の圧力模型の製作が必要であり、長い製作期間が必要であったり製作コストが高くなったりする。一方 PSP では現状技術では少なくとも数点の圧力孔が必要であるが、基本的に空力模型を用いた圧力計測が可能となる。信頼性、計測精度に関しては圧力孔計測には長い実績があるため現在のところ最も信頼性の高い圧力計測技術である。PSP は精度的には圧力センサにやや劣るが、実用的な PSP では圧力孔データを導入することにより PSP の計測精度を向上させる技術も用いられている。

PSP 計測データは計測された機体周りの圧力分布の解析や流れ場の理解・把握、より優れた機体やコンポーネントの形状・配置などの設計を最適化する、などの目的に対し強力なツールとなりうる。また構造的な用途として機体表面の圧力分布からモーメントやせん断力分布を求めたり、構造解析の荷重データとしても用いることができる。これまでは離散的な圧力孔データを用い、内挿によって推定さ

れてきたこれらのデータも、詳細な圧力分布データを提供することができる PSP を用いると内挿作業が不要となる。

2-3. JAXA における実用 PSP 計測システム整備

宇宙航空研究開発機構(JAXA)総合技術研究本部(ISTA)風洞技術開発センター(WINTEC)では、旧航空宇宙技術研究所で10年にわたり研究開発を進めてきたPSP技術^{4,5}を大型風洞での実用開発試験に供するため、実用PSP計測システムの整備を進めている。まず開発用途に最も需要の高い2m×2m遷音速風洞、1m×1m超音速風洞から整備に着手し、次いで絶対圧センサであるPSPが不得手とする低速領域での技術開発を2m×2m低速風洞を用いて進め、これを6.5m×5.5m低速風洞へも拡張するとの方針である。

大型実用風洞での計測技術の機能高度化のためにPSP技術を導入することにより、圧力計測の情報量増大によって実用用途に詳細な圧力分布データを提供するだけでなく、圧力模型を用いず空力模型を用いて圧力分布を計測することにより試験の低コスト化と、模型製作期間の短縮や煩雑な圧力配管取り付け・確認作業が不要になることなど模型ハンドリングの向上による試験の効率化も目指している。

この実用PSP計測システムは、新エネルギー・産業技術総合開発機構(NEDO)からの助成を受けて三菱重工業、富士重工業、日本航空機開発協会の3者によって行われている国産の環境適応型高性能小型航空機の研究開発の中でも、JAXAと三菱重工業との共同研究の一環としてJAXA 2m×2m遷音速風洞(TWT1)において実施された初期機体形状の高速域での機体表面圧力分布を計測するための基礎試験の一部で本システムを用いた国内初の開発用PSP試験⁶が行われるなど、航空機開発用途にも用いられつつある。

3. CFD 計算及び境界条件

風洞試験でのPSPデータに対応するCFD計算としては、格子点数648万点、98ブロックのマルチブロック構造格子を用い、JAXA/ISTAの基盤CFDコードであるUPACS^{7,8,9}を用いて計算を行った。ソルバーはセルセンター型の有限体積法により定式化されている。対流項はRoeのFlux Difference Splittingを用い、MUSCL法により2次精度の計算を行っている。また粘性項は2次精度中心差分型の定式化になっている。乱流モデルにはSpalart-Allmarasの1方程式モデルを用い、CFD側では全面乱流を仮定している。

一方、風洞試験側での境界層条件は模型前縁へのトリッピング・ラフネス等の装着は行っておらず、自然遷移である。

4. 結果および考察

4-1. TWT1でのONERA M5模型試験結果

TWT1の標準模型であるONERA M5模型を用いて遷音速領域でのPSP試験を行った^{10,11}。Fig.4-1はPSP/TSP塗装されたONERA M5模型である。

この試験結果の一例として、 $M=0.84$, $\alpha=0.6^\circ$, $P_0=100\text{kPa}$ のケースでの模型上面の圧力と温度の計測結果をFig.4-2に示す。左半面の C_p 分布画像では主翼上面コード方向の衝撃波構造が内翼側(2段)と外翼側(1段)で異なっていること、翼面上の圧力分布が胴体上にも影響を及ぼしていること、など模型上の複雑な圧力分布が捕らえられている。またこの結果に対応するスキャニバルブによる圧力孔データとPSP計測結果との比較がFig.4-4(b)(c)である。両者の比較よりPSPによる計測結果は圧力孔データと定量的にも非常に良く一致している。

Fig.4-2に示された結果を含む一連の試験結果を用いてPSPの計測精度評価を行った。評価方法としては、圧力孔データを正とし、対応するPSP計測データと圧力孔データ



Fig.4-1 PSP/TSP 塗装された ONERA M5 模型と
圧力孔列の設置位置
右舷側 (ピンク) : PSP、左舷側 (黄色) : TSP

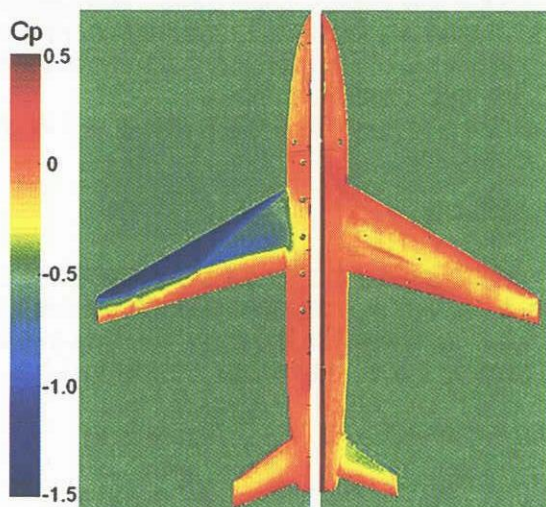


Fig.4-2 ONERA M5 模型 PSP 計測結果
左側：上面、右側：下面
($M=0.84$, $\alpha=0.6^\circ$, $q=31.1\text{kPa}$, $P_s=62.9\text{kPa}$)

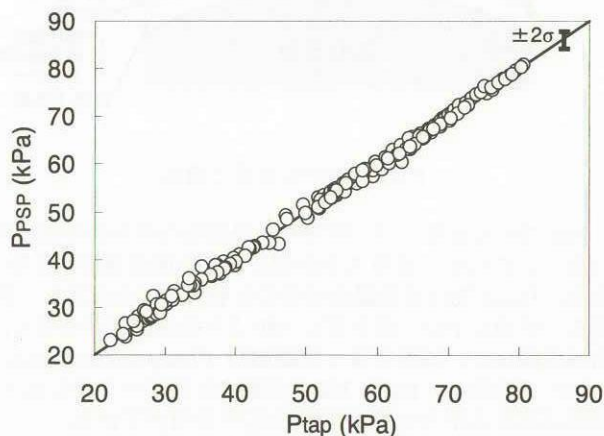


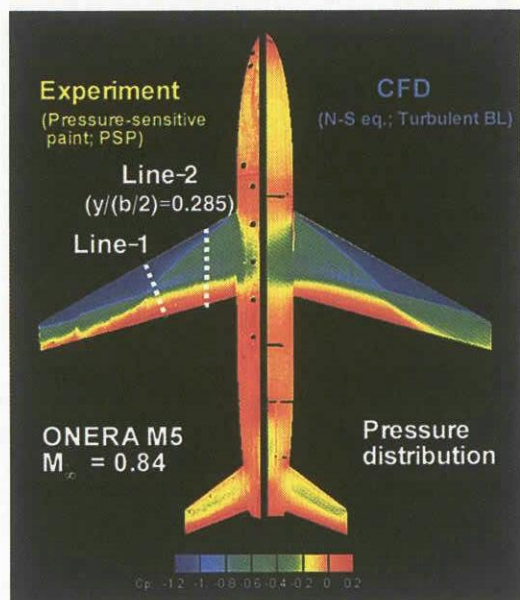
Fig.4-3 PSP の計測精度評価
($2\sigma=1.9\text{kPa}$; $2\sigma[C_p]=0.06$ at $M=0.84$, $P_0=100\text{kPa}$, $q=31.1\text{kPa}$)

との差を評価した。Fig.4-3に圧力孔データとPSP計測結果との比較を示す。PSP結果と圧力孔データは良好な一致を示しており、両者の差の標準偏差 σ は0.95kPaであった。計測誤差として 2σ をとった場合、 $2\sigma=1.9\text{kPa}$ に相当する C_p

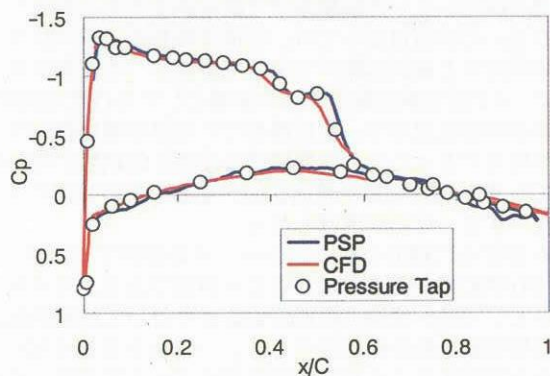
は $M=0.84$, $P_0=100\text{kPa}$ を基準とすると($q=31.1\text{kPa}$)、およそ 0.06 となる。

4-2. ONERA M5 試験結果の PSP/CFD 比較

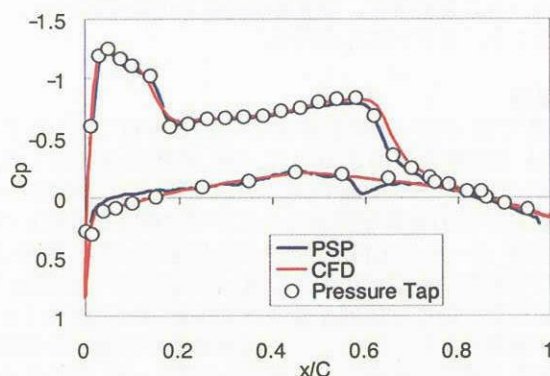
Fig. 4-4 に 4.1 節で紹介した PSP による ONERA M5 模型 圧力分布と対応する CFD 結果¹²との比較を示す。Fig. 4-4(a)は模型上面での圧力分布の比較、(b) (c)は(a)上に記入された 2 本の白破線 Line-1 と Line-2 に存在する圧力孔列上での PSP, CFD, スキャニバルブによる圧力孔データの 3 者の



(a) 模型上面圧力分布；左側：PSP、右側：CFD



(b) PSP、CFD と圧力孔の比較; Line-1



(c) PSP、CFD と圧力孔の比較; Line-2

Fig.4-4 ONERA M5 模型上圧力分布
($M=0.84$, $\alpha=0.6^\circ$, $q=31.1\text{kPa}$, $P_s=62.9\text{kPa}$)

比較である。また Fig.4-5(a)は Fig.4-4(a)と同じ図であるが (b)-(i)に結果を示すそれぞれの $y/(b/2)$ 線の位置及び PSP・CFD 比較で両者の結果に差の大きな 3 つの領域を図示したもの、(b)-(i)が主翼上の等 $y/(b/2)$ 断面上で 0.2~0.9 まで 0.1 刻みで PSP と CFD による圧力分布を比較したものである。

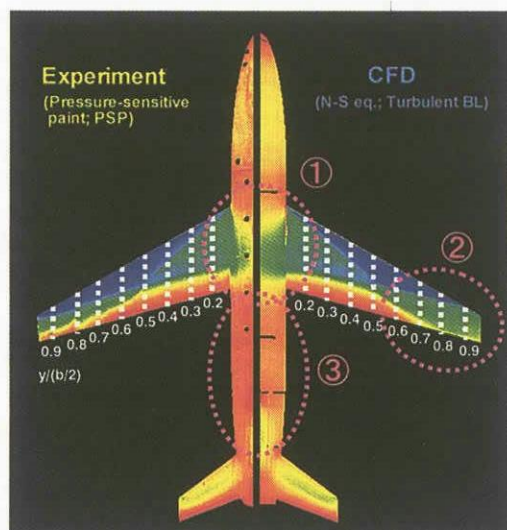
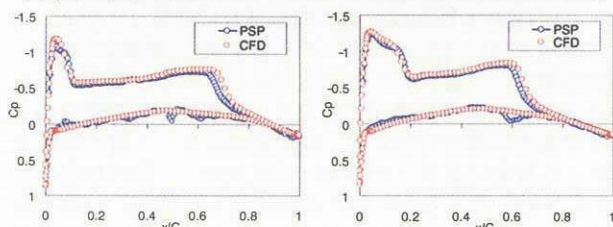
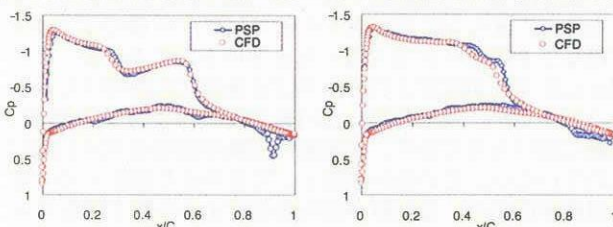
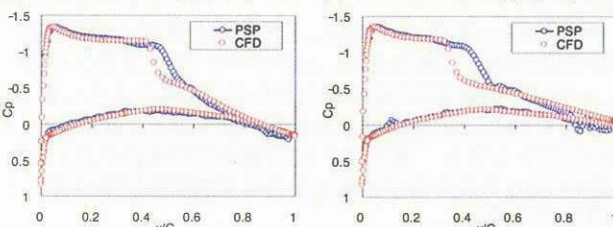
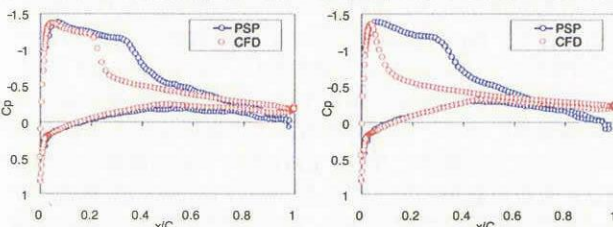
全体的な傾向としては Fig.4-4(a)から分かるように PSP と CFD の結果は全体として良く一致している。また Fig.4-4 (b) (c)の圧力孔データとの比較から PSP、CFD とともに定量的にも圧力孔データと差のない値が算出されていることが分かる。

しかし、Fig.4-4(a)を詳細に比較すると、Fig.4-5(a)上にピンク色破線で囲った 3ヶ所で PSP/CFD 両者の結果に差のことが分かる。まず①の主翼-胴体接合部であるが、胴体上への主翼上圧力分布影響領域の大きさが両者で異なる。この原因として考えられるのは、全面乱流で計算された CFD と胴体・主翼ともに自然遷移である PSP との流れの差や、光学計測である PSP の翼面上の発光と胴体上の発光が干渉し誤差となる自己反射の問題などが可能性として考えられる。次に②の主翼端では衝撃波の存在位置が異なり、PSP より CFD で衝撃波位置が前縁寄りに位置している。ここには示さないが他の一連の PSP と CFD の結果より、衝撃波が前方に位置することは迎角がより大きい場合に相当する。CFD での計算格子と異なり、風洞模型では空気力によって模型が弾性変形する。後退翼の場合、一般に弾性変形により翼端は捻り下げ方向に弾性変形し、②の相違と方向としては一致するが、弾性変形の量が定量的に一致するかどうかの評価までは行っていない。他にも乱流と自然遷移の境界層条件の差がこの流れ場の差を引き起こした可能性もある。③としては後胴での圧力レベルが CFD データと比較して PSP データで大きくなっていることである。この部分に圧力孔が設置されていれば定量的な評価が行えるところであるが、残念ながら ONERA M5 胴体の圧力孔は前胴部に設けられており、後胴部や主翼/胴体結合部には設けられていない。この差の原因としてはやはり胴体上での境界層条件の差や、境界層や弾性変形による主翼上の圧力分布の差が胴体上にも影響を及ぼしていることなどが考えられる。

Fig.4-5(b)-(i)は Fig.4-5(a)上に示された白破線上での PSP/CFD 圧力分布の比較である。PSP データは CCD カメラ画素上の全ての点で定量値が算出されるためこのように任意の部位で CFD との定量的な比較が可能である。またデータ点の密度としても、翼端など CFD 側の格子密度の高い部分を除き CFD の表面格子密度を上回る空間解像度でのデータを提供可能である。

これらの図を通して Fig.4-5(a)では視覚的にしか判断できなかった PSP データと CFD データとの差異がより詳細に判別できる。Fig.4-5(b)-(d)に示される内翼側では PSP データと CFD データにほとんど差がない。(e) $y/(b/2)=0.5$ で両者の衝撃波位置で多少の差が生じ、衝撃波の位置や構成に違いが現れていることが分かる。この差は $y/(b/2)$ の値が大きくなるにつれ顕著になり、CFD データ側の衝撃波位置が前方にずれる結果となっている。(i)の $y/(b/2)=0.9$ では PSP データでの衝撃波位置は 30%コード付近に存在するのに対し、CFD データでは翼前縁で衝撃波が立っている。

このように CFD と同程度の情報量を持つ PSP データでは、任意部位でデータを切り取り、評価しやすい形でデータを検討することも可能であり、CFD データの検証や相互比較なども非常に容易となる。

(a) $y/(b/2)$ 線の位置及び PSP/CFD 比較で差の大きな領域(b) PSP/CFD 比較; $y/(b/2)=0.2$ (c) PSP/CFD 比較; $y/(b/2)=0.3$ (d) PSP/CFD 比較; $y/(b/2)=0.4$ (e) PSP/CFD 比較; $y/(b/2)=0.5$ (f) PSP/CFD 比較; $y/(b/2)=0.6$ (g) PSP/CFD 比較; $y/(b/2)=0.7$ (h) PSP/CFD 比較; $y/(b/2)=0.8$ (i) PSP/CFD 比較; $y/(b/2)=0.9$ Fig.4-5 ONERA M5 模型上圧力分布の PSP・CFD 比較
($M=0.84$, $\alpha=0.6^\circ$, $q=31.1\text{kPa}$, $P_s=62.9\text{kPa}$)

4-3. PSP データを用いた CFD 検証

4.2 節では PSP データと CFD データとの比較としての観点でデータを考察したが、ここでは PSP データを用いた CFD データの検証との観点で PSP データを眺めてみたい。

従来から詳細な流れ場の比較として CFD データを検証する手段としては圧力孔データが用いられてきた。PSP データはこの圧力孔データによる検証を大きく進歩させるポテンシャルを持っている。そのポテンシャルとは情報量の大きさである。

4.2 節での結果がその一例となるであろう。圧力孔データを用いた CFD データの検証として ONERA M5 試験を見た場合、Fig.4.4 (b)(c)上の圧力孔データと CFD データとの比較が検証結果となる。この結果だけでは CFD と風洞実験は良く一致しており、コードの妥当性が確認されたということになるであろう。しかし、PSP を用い、さらに詳細かつ模型全体での検証を行った結果が 4.2 節の通りである。また PSP データは定量的データであるため、Fig.4-5 (b)-(i)のように PSP/CFD を模型上の任意の位置取り出し定量的に比較することも可能である。将来的な解析の結果、PSP データと CFD データとの差は模型弾性や境界層条件の差、あるいは風洞試験側の誤差との結果もありうるかもしれないが、CFD のデータ量に比肩する情報量で CFD データを検証可能な PSP は強力な CFD 検証ツールとなりうるポテンシャルを持っていると言える。

4-4. PSP データ側の誤差要因

4.3 節で述べたように PSP は CFD 検証ツールとして大きなポテンシャルを秘めている。しかし、PSP データも風洞試験データ全てが持ちうるものと、PSP 特有のもの双方の誤差要因を持っている。CFD 検証用データとして使用する際にはこのような誤差要因を持ちうるデータであることを念頭において使用する必要がある。

まず PSP のばらつき誤差であるが、4.1 節で紹介したように現在のおおまかな PSP の計測精度は 2σ で約 2kPa である。また系統誤差の要因としては、PSP 試験と CFD 計算間で数値上は同一とした試験条件で設定誤差がある場合が考えられる。その項目としては、気流状態量の誤差や圧力センサの誤差など風洞試験データ全てが持ちうる諸誤差要因の他に、4.2 節で誤差源の 1 つの候補としてあげた風洞試験時の模型の弾性変形や、使用模型での境界層遷移位置データが未取得であったり、境界層遷移位置計測試験が行われていても PSP 塗装状態と表面状態が異なり遷移位置に差があったりする、などが挙げられる。

CFD 検証用に精度の高い PSP データを提供するためには PSP/CFD 間の条件差をなくすことが重要である。その対策の一例としては、前述の模型弾性変形に対しては風洞試験時には模型変形量計測を併せて行い、CFD 計算格子側にこの情報を反映することや、境界層遷移データで実際に境界層遷移位置計測試験を行う、あるいは模型にトリッピング・ラフネスを装着し、境界層条件を全面乱流に固定してしまうこと、などが考えられる。

4. 結論

本稿では PSP の概要を紹介し、TWT1 で行われた ONERA M5 標準模型を用いた PSP 試験結果を示した。 $M=0.84$, $\alpha=0.6^\circ$, $P_0=100\text{kPa}$ のケースを例とし、PSP データと対応する CFD 計算結果を用いてまずは相互比較のレベルから PSP データと CFD データの比較を行った。両者は全体として分布や定量値に大きな違いはないが、局所的に差が存在した。特に主翼胴体結合部、主翼端、後胴の 3ヶ所で差が顕著であり、原因として境界層条件の違いや模型の弾性変形が原因の候補として挙げられた。PSP に限定されず風洞試験一般にわたって言えることでもあるが、PSP データを CFD 検証用データとして用いるためには、PSP 試験時の模型変形量や境界層遷移位置などの補足計測データも

取得し、PSP と CFD の試験条件の差をなくすることが重要と考えられる。

PSP データの CFD 検証データとしての利点についての考察も行った。CFD 検証データとしての PSP 計測の利点としては何よりもまず数 10 万点の画素でデータを計測可能であるとの情報量の大きさである。圧力孔計測と異なり、模型表面全体でのデータ比較が可能であり検証領域を制限されないことや、CFD 側で翼端などの格子密度の高い部分を除き CFD の表面格子密度を上回る空間解像度での解像度で圧力分布を把握できる、などの利点もある。ただし、PSP は光学計測であるのでフラップ隙間やエンジンナセルの内弦側など光学的にアクセスできない部位ではデータが取得できないとの課題も存在する。また PSP は定量的画像計測であるため 1 画素ごとに定量圧力値を持つデータを算出する。これはオイルフローや感温液晶、チャイナクレヤなど定性的画像計測法とは異なる利点である。検証用データとしては計測精度がどの程度かも重要となる。現在の PSP の計測精度は本文中にも示した通り 2σ で約 2kPa であり、依然、従来型の圧力孔計測に用いられる機械式圧力センサの方が優れている。このため当面は PSP 計測と圧力孔計測は併用され、重要点には圧力孔を設置し、より精度の高いポイントデータを取得し、PSP 計測側ではこれらの圧力孔データを計測精度改善に取り込みつつ模型全面データを算出する、との方向で検証用としての利用が進んでいくものとする。

CFD に比肩する情報量を持ち、かつ定量的なデータで CFD データを検証可能な PSP は強力な CFD 検証ツールとなるポテンシャルを持っていると言える。

PSP をさらに CFD 検証用ツールとして有用な技術として、言い換えると、それは同時に空力研究開発全般にわたって有用な技術と同義であるが、さらに発展させるためにはまだいくつもの課題が残っている。その中には、現在は約 2kPa である PSP 計測精度の向上や、光学的計測技術である PSP では問題となるナセルや翼胴結合部での幾何学的光学反射である自己反射に対応する補正ルーチンの導入、本文中でも述べた模型変形量計測の導入などである。これらの発展を行い、今後 PSP 技術が CFD 検証や航空宇宙分野の研究・開発により有用なツールとなるようさらに開発を進めていく所存である。

参考文献

- 1) J. H. Bell, E. T. Schairer, L. A. Hand and R. D. Mehta, "Surface Pressure Measurements Using Luminescent Coatings," Annual Review of Fluid Mechanics, Vol. 33, 2001.
- 2) Y. Shimbo, K. Asai, H. Kanda, Y. Iijima, M. Komatsu, S. Kita and M. Ishiguro, "Evaluation of Several calibration techniques for Pressure-Sensitive Paint in Transonic Testing," AIAA Paper 98-2502, 1998.
- 3) 栗田充, 中北和之, 満尾和徳, 神田宏, 浅井圭介, 渡辺重哉, "NAL 1m×1m 超音速風洞における SST 模型感圧塗料試験", 日本航空宇宙学会第 34 期年会講演会, 2003.
- 4) 浅井圭介, 神田宏, 飯島由美, 杉浦裕樹, 真保雄一, 石黒満津夫, 小松信義, "開発風洞試験のための感圧塗料技術の開発", 日本航空宇宙学会第 34 期年会講演会, 2003.
- 5) 知的基盤整備推進事業 "機能性分子による熱流体センシング技術の研究開発(MOSAIC)" プロジェクト HP : <http://www.nal.go.jp/fluid/jpn/mosaic/index.html>
- 6) 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.
- 7) 山本, 他, "CFD 共通基盤プログラム UPACS の開発", 第 14 回数値流体力学シンポジウム, 2000. 12
- 8) T. Yamane, K. Yamamoto, S. Enomoto, H. Yamazaki, R. Takaki, and T. Iwamiya, "Development of a Common CFD Platform - UPACS -," in Parallel Computational Fluid Dynamics - Proceedings of the Parallel CFD 2000 Conference, Trondheim, Norway, Elsevier Science B. V., 2001, 257-264.
- 9) R. Takaki, K. Yamamoto, T. Yamane, S. Enomoto, and J. Mukai, "The Development of the UPACS CFD Environment," in High Performance Computing - Proceedings of 5th International Symposium, ISHPC 2003, Ed. Veidenbaum et. al., Springer, 2003, pp307-319.
- 10) 中北和之, 栗田充, 満尾和徳, 渡辺重哉, "大型実用風洞における感圧塗料技術の研究開発," 宇宙航空研究開発機構 第 1 回総合技術研究本部公開研究発表会, 2004.
- 11) K. Nakakita, M. Kurita, and K. Mitsuo, "Development of the Pressure-Sensitive Paint Measurement for Large Wind Tunnels at Japan Aerospace Exploration Agency," ICAS 2004-3.2.2, 2004.
- 12) 山本一臣, 向井純一, 高木亮治, "UPACS による ONERA M5 周りの流れ解析," 航空宇宙数値シミュレーションシンポジウム 2002 概要集, 2002.