

## 感圧塗料を用いた推進系付き小型超音速実験機の風洞試験

○真保 雄一、高倉 一浩、倉山 和大（三菱重工業）

牧野 好和、野口 正芳（航空宇宙技術研究所）

### Pressure Sensitive Paint Application to the Transonic Wind Tunnel Test of the Powered National Supersonic Experimental Transport

Yuichi SHIMBO, Kazuhiro TAKAKURA, Kazuhiro KURAYAMA (Mitsubishi Heavy Industries, Ltd.)

and

Yoshikazu MAKINO, Masayoshi NOGUCHI (National Aerospace Laboratory)

#### 概 要

次世代 SST の開発において空力設計上の主要な課題となる機体/推進系の干渉問題の詳細を把握するため、フロースルーナセルの後方に流量調整用のプラグ装置を有する模型を用いて推進系付き小型超音速実験機（ジェット実験機）の風洞試験を航技研 2 m × 2 m 遷音速風洞において実施した。本試験では通常 of 空気力、圧力の計測に加え、感圧塗料を用いた表面圧力の計測を同時に行うことによってデータ生産性を飛躍的に向上させると共に、フロースルーナセル内の空気流量の減少に伴うナセル抵抗の増加がナセル入口前方に形成される強い圧縮領域によるものであることを明らかにした。本試験で得られたデータはジェット実験機の開発及びにその設計ツールとなる CFD コードの検証に役立てられる予定である。

#### 1. はじめに

SST では主翼下面に搭載されるダイバータもしくはパイロンや、エンジンナセルの先端から発生する強い衝撃波によって主翼下面の流れ場が大きく変化するため、推進系の搭載位置が重要な設計パラメータとなり、さらに推進系自体の性能が空気取入口前方のマッハ数、気流偏向角に影響される等機体/推進系干渉が機体設計上の大きな技術課題となる。

推進系を含む SST の全機形態の風洞試験においてはエンジン排気を実機と相似とすることは一般に困難であり、フロースルーナセルが使用されることが多いが、機体の空力特性、特に抵抗がナセル内部流量によって変化するため、その影響を定量的に把握する必要がある<sup>1)</sup>。航空宇宙技術研究所を中心として進められている推進系付き小型超音速実験

機（ジェット実験機）の開発にあたっては CFD、風洞試験の両面からこの機体/推進系干渉の問題に取り組んでおり、流れ場の詳細を把握し、ジェット実験機の概念設計のための基本空力特性データを取得するとともに、推進系付き SST 模型の風洞試験技術の確立とを目的としてナセル干渉検討風洞試験を実施した。

本試験では従来の計測技術に加え、特に機体/推進系干渉の把握のために感圧塗料<sup>2)</sup> (PSP: Pressure Sensitive Paint) による表面圧力の計測を行った点が特徴である。感圧塗料を用いた圧力計測は塗料を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従来の圧力孔による計測に比べて格段に多くデータの生産性を飛躍的に向上させるばかりでなく、予期しない局所的な圧力変化も確実に捉えることができる。

また、SSTの主翼は超音速の巡航状態における造波抵抗を低減するために翼厚比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あまり多くの圧力孔を設置することができない上、ナセルの表面圧力を詳細に計測するためには大量の圧力配管をナセルから主翼を通して計測器に導く必要があり、模型が非常に複雑な構造とならざるを得ない。このような場合、感圧塗料は圧力計測の重要な手段となる。

2. 試験概要

実験に用いた模型は図1に概要を示す小型超音速実験機(ジェット実験機)概念検討形状17%模型で、全長は1360mm、全幅は837.7mmである。本模型の主翼は線形理論を用いて設計されたワープ付きのアロー翼(内翼前縁後退角66°、外翼前縁後退角42°)であり、胴体はOgive形状の前胴部に円筒を接続した形状となっている。主翼下面にはM=1.7を設計点とした固定2段ランプ式空気取入口を持ち、ジェット実験機への搭載が予定されているエンジンの収納を想定した形状のフロースルーナセルを取付けている。さらにナセル出口後方にはスティングに固定したプラグ装置があり、内蔵した電動モータを駆動しプラグ位置を変更することによってフロースルーナセル内の空気流量を変化させることができるようになっている。

試験は航空宇宙技術研究所の2m×2m遷音速風洞において風洞総圧60kPa、一様流マッハ数M=0.6～1.4の範囲で実施し、胴体内の内挿天秤によって全機6分力を、左舷側のナセルに内蔵したナセル天秤によってナセル(ダイバータを含む)単体の6分力を計測した。また、左右両フロースルーナセル内部には空気流量を計測するための各々31点の総圧管と6点の静圧孔が一定断面積部に、4点の静圧孔がナセル出口に設けられており、前胴部に内蔵された2台の機械式圧力走査器(スキャニバル

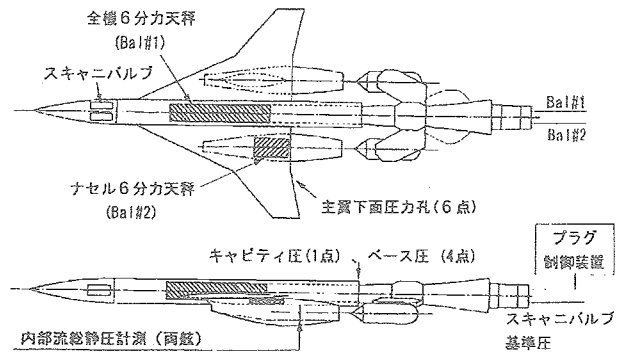


図1 模型概要図

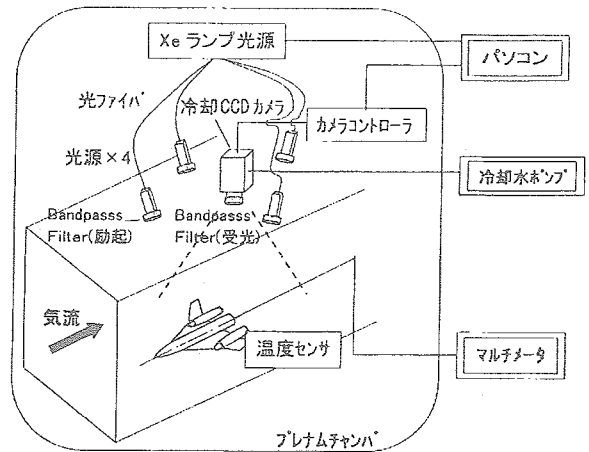


図2 試験概要図

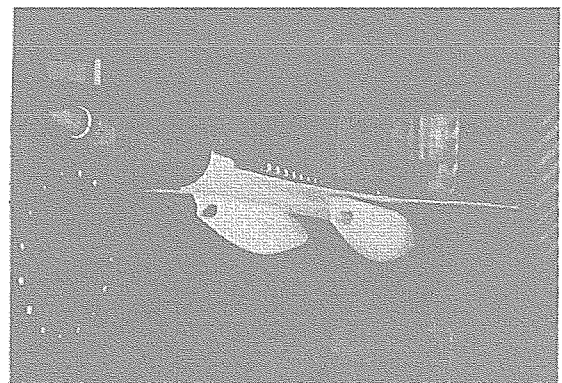


図3 模型写真

ブ)を用いて圧力変換器による圧力計測を行った。

一方感圧塗料による圧力計測は、感圧塗料の温度依存性に伴う計測誤差を低減するため、これまで航空宇宙技術研究所/三菱重工業の共同研究を通じて2m×2m遷音速風洞において実績のある感圧塗料(PSP)/感温塗料(TSP: Temperature Sensitive Paint)複合較正法<sup>3)</sup>を採用した。本試験では図2に概要を示すように励起用の紫外線光源と受光用

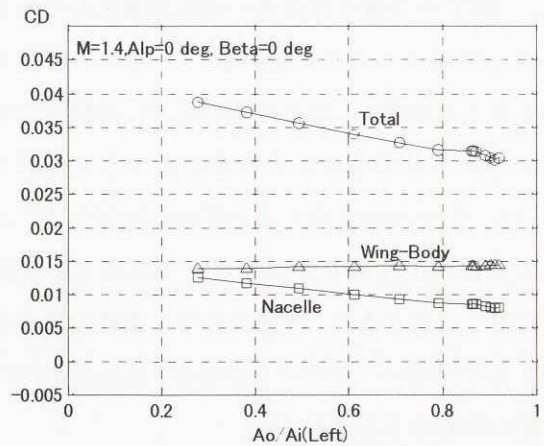
の CCD カメラを風洞測定部の天井に設置し、模型の左舷側下面に感圧塗料(PtOEP/IBM)、右舷側下面に感温塗料(EuTTA/PMMA)を塗布して(図3)、模型を 180° ロール回転させた状態で天秤、圧力変換器による計測と同時に行った。

フロースルーナセル内の空気流量はナセル内の静圧孔 6 点の平均静圧と総圧 31 点から亜音速/超音速ピトー管公式によって局所マッハ数、密度を算出し、これに分担断面積比を乗じて足し合わせることで求め、ナセル内に入り込む流管が一樣流中において占める断面積  $A_o$  と空気取入口の幾何学的正面面積  $A_i$  の比  $A_o/A_i$  の形で評価した ( $A_o/A_i$  の値が大きい程ナセル内に多くの空気が流れていることを表している)。なお、フロースルーダクトを有する模型の場合、軸力方向の天秤出力にはダクトの内部に作用する空気力 (総圧損失、摩擦抵抗) も含まれているため、運動量理論を用いた内部抵抗の補正を行い、機体外部に作用する空気力のみを取り出した<sup>4,5)</sup>。

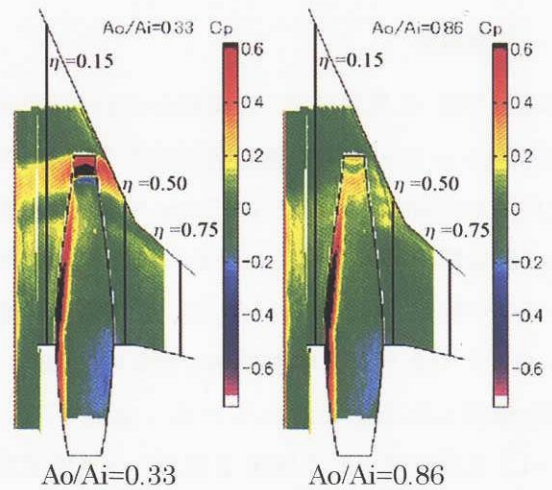
3. 試験結果

図 3 (A)に  $M=1.4$ 、 $\alpha=0^\circ$ 、 $\beta=0^\circ$  における左舷側フロースルーナセル内流量の変化に伴う抵抗の変化を示す。図中のナセル抵抗はナセル 1 個分である。ジェット実験機ではナセルが相対的に大きいため、全機の抵抗の半分以上をナセル抵抗が占めており、ナセル内流量が減少すると、翼胴部分の抵抗はほとんど変化せず、主にナセルの抵抗増加によって全機の抵抗が増加していることがわかる。プラグ装置を持たない通常のフロースルーナセル付模型の場合には、ナセル内流量は出来高の 1 点のみとなるため、機体の性能推算に当たってはマッハ数ごとにこのようなデータを用いて実機のエンジン作動状態 (流量条件) における抵抗値を推算する必要がある。

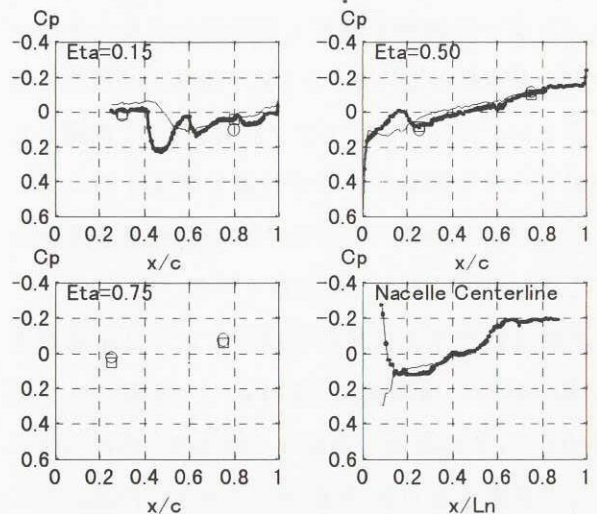
図 3 (B)にはナセル内流量が  $A_o/A_i=0.86$  と  $0.33$



(A) 抵抗特性の変化



(B) 下面圧力場の変化



(C) 圧力分布の変化

Ao/Ai	感圧塗料	圧力孔
0.86	—	○
0.33	—	□

図 3 フロースルーナセル内空気流量変化の効果 ( $M=1.4$ 、 $\alpha=0^\circ$ 、 $\beta=0^\circ$ )



の場合の主翼下面空気取入口付近の圧力分布を感圧塗料によって計測した結果を示す。ナセル内流量を減少させると空気取入口部分で流れが塞ぎ止められ、ランプ部分の圧力が上昇すると共に左右に圧縮領域が広がり、その後方では流れが再加速されてカウルリップでは負圧となっている様子が見られる。この圧縮領域は前縁キック付近で主翼前縁から飛び出しているため、主翼上面側にまでその影響が及んでいるものと考えられる。また、ナセルの最大径位置の後方ではナセル径の絞込みに伴って流れが膨張して負圧が発生しており、ナセル抵抗を大きくしている原因となっていることが分かる。

さらに図3(C)には感圧塗料の計測結果から主翼下面と、ナセルの下面中心線上の圧力分布を切り出し、主翼については模型に設けてある各断面2点ずつの圧力孔の計測結果と比較した結果を示す ( $\eta=0.75$  については感圧塗料の計測範囲外)。横軸は主翼については局所翼弦長で、ナセルについてはナセル全長で無次元化してある。主翼下面の  $\eta=0.15$  ではナセル内流量の減少に伴う圧縮領域が  $x/c=0.5$  付近に、 $\eta=0.5$  ではその後方の負圧領域が  $x/c=0.1 \sim 0.2$  付近に現れているのに対して、外翼側の  $\eta=0.75$  では圧力孔データ2点を見る限りは圧力分布に大きな変化が無いことが分かる。さらにナセル下面中心線上ではナセルからあふれた流れがカウル部分につくる高い負圧領域が見られる一方で、その後方の圧力分布はほとんど変化していない。ランプ部分の圧力上昇の影響は内部抵抗補正によって予め除去されているため、図3(A)に現れている抵抗の増加は主に空気取入口部分で流れが塞ぎ止められ、ナセル前方部及びダイバータ部分の圧力が上がることに由来するものと考えられる。

また、図4には  $\alpha=0^\circ$ 、 $\beta=0^\circ$  において一様流マッハ数の変化が圧力分布に与える影響を示す。超音速になると亜音速では見られなかった強い圧縮領域が空気取入口前方に発生してカウル

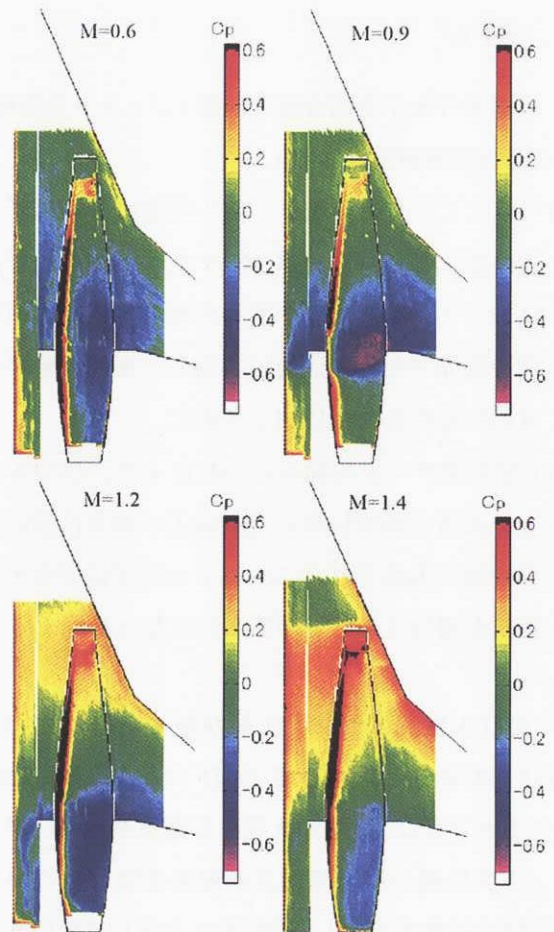


図4 マッハ数に伴う圧力場の変化( $\alpha=0^\circ$ 、 $\beta=0^\circ$ )

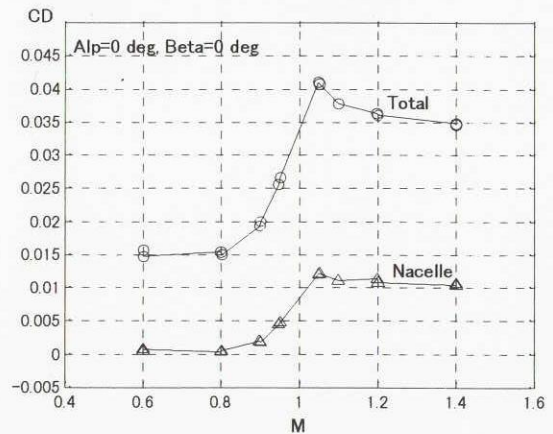


図5 マッハ数に伴う抵抗の変化( $\alpha=0^\circ$ 、 $\beta=0^\circ$ )

部分の圧力を上昇させていること、ナセルの最大径位置の後方ではナセル径の絞込みに伴って流れが膨張して強い負圧が発生していることが分かる。これは図5に示すようにナセル及び全機の抵抗を増大させる原因となっており、今後のジェット実験機的设计においてはナセル形状の設定の際に注意が必要である。

## 4. まとめ

推進系付き小型超音速実験機（ジェット実験機）の遷音速風洞試験を実施し、

- (1) 天秤による全機荷重、ナセル荷重の計測、圧力変換器によるフロールーナセル内流量の計測に加えて、感圧塗料を用いた模型表面圧力の計測を国内で初めて同時に実施し、風洞試験データの生産性を大幅に向上させた。
- (2) 上記計測データの組み合わせにより、ナセル内空気流量の減少に伴い空気取入口前方に強い圧縮領域が形成され、これによって主にナセルの抵抗が増加することが明らかになった。

今後は本風洞試験結果を航技研で行われているCFD解析結果と比較してCFDコードの検証に役立てるとともに、海外の大型超音速風洞においてジェット実験機の設計点付近の超音速領域についても同様の試験を実施し、設計データとして活用する計画である。

## 参考文献

- 1) Kulfan R. M. and Sigalla A., AIRFRAME-PROPULSION SYSTEM AERODYNAMIC INTERFERENCE PREDICTIONS AT HIGH TRANSONIC MACH NUMBERS INCLUDING OFF-DESIGN ENGINE AIRFLOW EFFECTS, AGARD-CP-301
- 2) 浅井圭介、神田宏、飯島由美、国益徹也、河野敬、感圧塗料と感温塗料－低温風洞への応用を中心に、NAL SP-42, pp.25-30
- 3) SHIMBO Y., MAKINO Y. and NOGUCHI M., Blowdown Tunnel Application of the Pressure Sensitive Paint, AIAA-99-2502
- 4) Seddon J. and Goldsmith E. L., Intake Aerodynamics, American Institute of Aeronautics and Astronautics, inc., 1985
- 5) 真保雄一、牧野好和、SST形状のナセル干渉検討風洞試験(遷音速風洞試験)、日本航空宇宙学会第31期年会講演集、pp.174-177