

# 噴流と衝撃波の干渉が流れ場に及ぼす影響

新井 隆景\*<sup>1</sup> 坂上 昇史\*<sup>2</sup>

## 1. は じ め に

航空機のエンジンは翼下面に取り付ける場合が多い。超音速機の場合、デルタ翼を用いる場合が多いので、翼後縁から衝撃波が生じ[1]、ジェット噴流はその衝撃波と干渉を生じる。流れが湾曲する衝撃波を通過すると渦度が生じることが知られている[2]。その場合、衝撃波と干渉した噴流の特性が変化し、圧力伝播の様相が変わることが予想される。そこで、本研究では、超音速噴流と衝撃波の干渉が流れの様相と近距離場の圧力に及ぼす影響を明らかにするために実験的研究を行った。

## 2. 実験装置及び実験方法

実験では、大阪府立大学工学研究科航空宇宙工学分野に設置されている吸込み式超音速風洞（マッハ数2.5）（測定断面30 mm × 30 mm, 80 mm × 80 mm）を改良して用いた。風洞内にストラットを挿入することを試みたが、風洞の制約上できなかったので、図1に示すように、エンジンを模擬した噴流を主流の下側に設けた。主流のマッハ数は約2.3、下側の噴流のマッハ数は約3.0であり、超音速飛行時を模擬した。流れは、数値解析手法による検討を後に加えることを考えて、2次元とした。

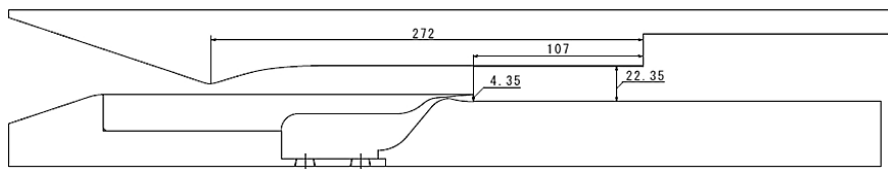


図1 風洞概略

図2は風洞の設置概略を示している。ジェットエンジン噴流を模擬した空気はヒーターで加熱された後、集合洞を通り測定部へ導かれる。ただし、現時点では集合洞が製作中であり、噴流は加熱できていない。図3は風洞の全景の写真を示している。

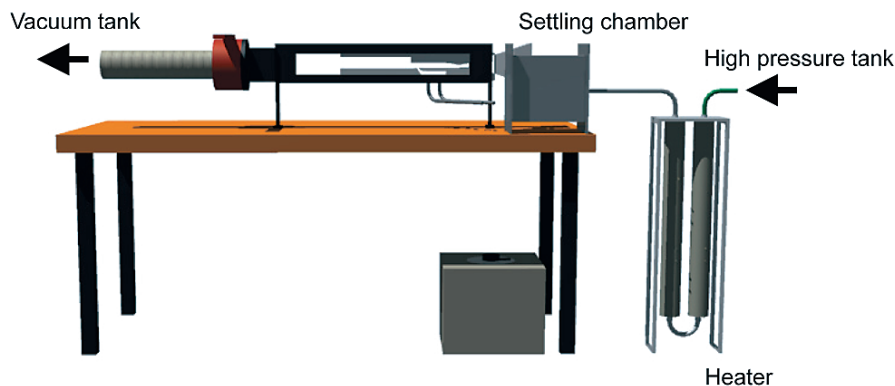


図2 実験装置概略

\* 1 大阪府立大学 大学院工学研究科航空宇宙海洋系専攻 航空宇宙工学分野 教授（代表者）

\* 2 大阪府立大学 大学院工学研究科航空宇宙海洋系専攻 航空宇宙工学分野 助教

流れの可視化にはシュリーレン法を用いた。光源は閃光時間180 nsのフラッシュを用い、60 Hzで高速ビデオカメラと同期して撮影した。流れの静圧の測定には静圧測定プローブを新たに製作した[3]。静圧プローブは図4に示すように、直径0.88 mmのステンレス管の先端を尖らせ、先端から約19直径下流の位置で測定するようになっている。静圧孔は左右2箇所直径0.2 mmの孔とした。プローブのステンレス管表面の境界層の影響を少なくするために乱流環を設けた。これにより、急激な圧力上昇も捕らえられると考えられる。

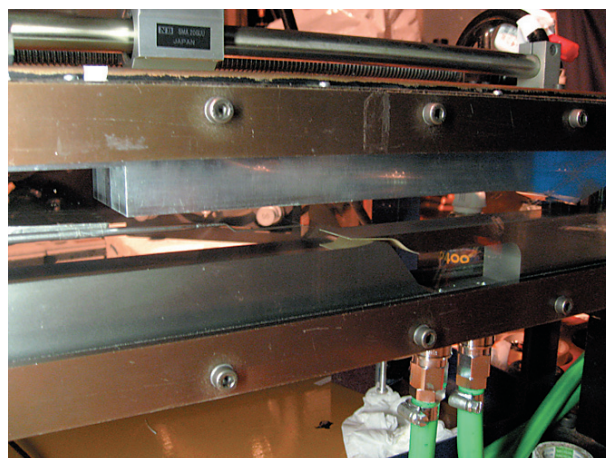


図3 風洞全景

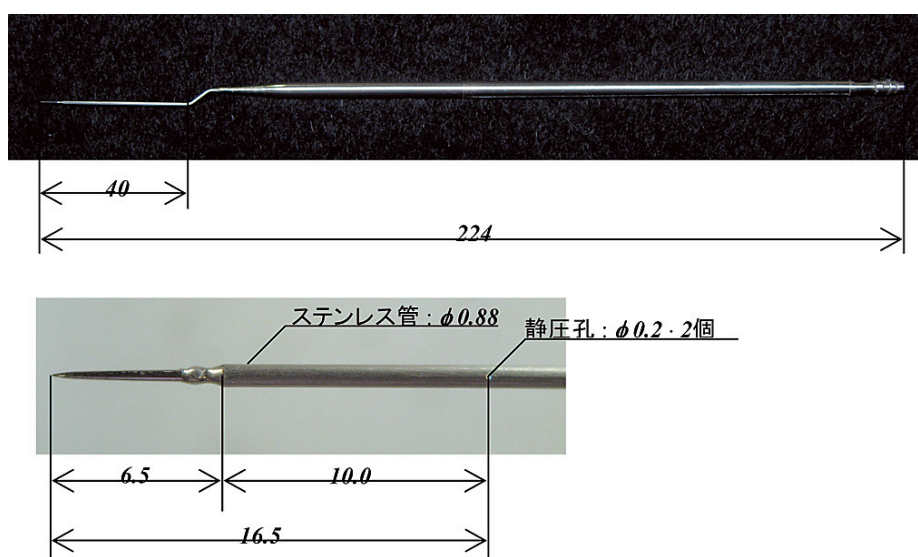


図4 静圧プローブ

### 3. 実験結果

#### 3.1 流れの可視化

図5は流れ場のシュリーレン写真の一例を示している。この写真は200枚の瞬間写真の平均画像である。主流と噴流の静圧がつりあっておらず、噴流は過膨張の状態であり、噴流出口で衝撃波が発生している。風洞上壁に設置した衝撃波発生装置（厚さ0.3 mmのアルミ板）により、斜め衝撃波が作られ、噴流に入射している様子が分かる。噴流内に入射した衝撃波は下壁面で反射し、せん断層を通過していることも分かる。図6は噴流がない場合の流れ場のシュリーレン写真である。風洞上壁から発生した斜め衝撃波が下壁面で反射している様子が分かる。風洞下壁の境界層は、衝撃波が入射する前は、輝線がはっきり見えるので、層流状態と考えられる[4]。衝撃波入射後は輝線がはっきりしなくなり、境界層は乱流に遷移していると考えられることができる。図7、8はシュリーレン写真における輝度の変動実効値を示している。白く明るい箇所が変動実効値が大きい場所を示している。すなわち、白く明るい箇所が流れに垂直方向の密度勾配の変動が大きい場所を示している。図7、8より、衝撃波の位置では密度勾配の変動が大きくなっていることが分かる。図7からは、主流と噴流との境界のせん断層で変動が大きくなっていることが分かる。

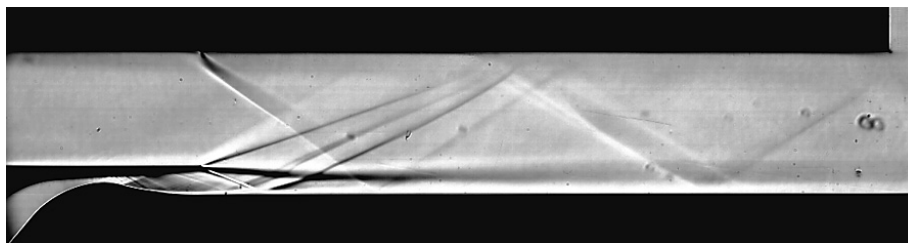


図5 噴流と干渉する流れ場の可視化（シュリーレン写真，ナイフエッジは水平）

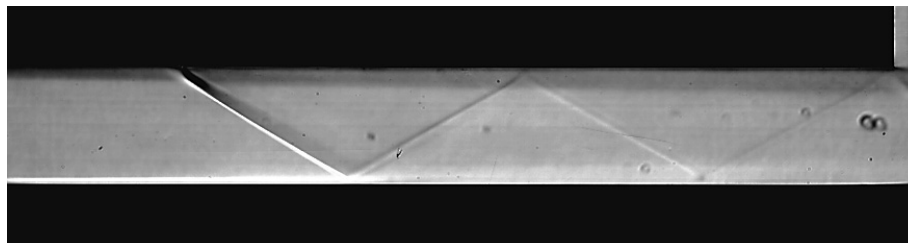


図6 流れ場の可視化（シュリーレン写真，ナイフエッジは水平）（噴流なし）

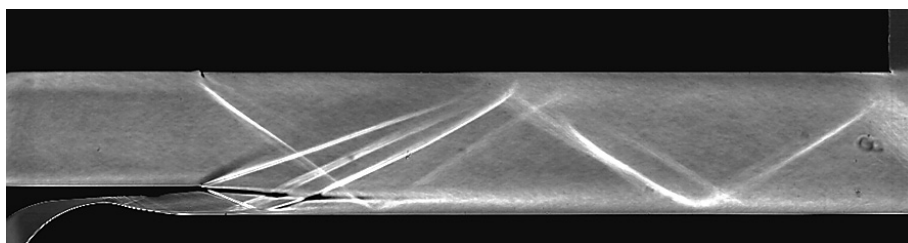


図7 シュリーレン写真における輝度の変動実効値（噴流あり）

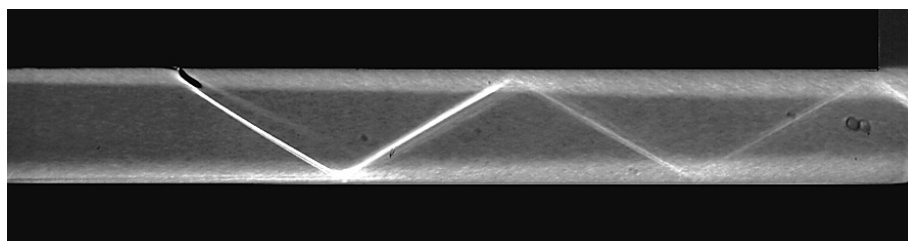


図8 シュリーレン写真における輝度の変動実効値（噴流なし）

### 3.2 静圧測定位置

図9は、噴流と衝撃波が干渉する場合の静圧測定位置と座標系を示している。座標は、仕切り版の後端を原点に取り、垂直上向きに $y$ 軸、流れ方向に $x$ 軸を取った。測定位置は噴流内（ $y = -1.8 \text{ mm}$ ）と主流内（ $y = 6.0 \text{ mm}$ ）とし、静圧の流れ方向変化を測定した。図10は噴流がない場合の計測位置と座標系を示している。原点は下壁上にとり、その $x$ 方向位置は図9と同じとした。測定位置は、位置下壁から $y = 2.5 \text{ mm}$ 、 $y = 6.0 \text{ mm}$ の位置とし、静圧の流れ方向変化を測定した。図9の噴流内の位置の下壁からの距離は図10の下壁からの距離と同じとなっている。すなわち、噴流を通過して衝撃波が反射する場合と下壁の境界層を通過して反射する場合とを比較できるようにした。

### 3.3 静圧測定結果

図11は主流内の静圧の流れ方向変化を流れのシュリーレン写真と併に示している。図中の凡例で「SW」は噴流がない場合、「Jet\_SW」は噴流があり、衝撃波と干渉している場合、「Jet」は噴流はあるが、衝撃波が上壁からの衝撃波の入射がない場合を示している。また、「SW」、「Jet\_SW」、「Jet」の後の数字は実験番号を示しており、特に意味はない。圧力は主流上流の $x = -18 \text{ mm}$ の位置の値で無次元化して示した。噴流がない「Jet」の場合、 $x = 15 \text{ mm}$ 付近で斜め衝撃波の影響で静圧は急激に上昇していることが分かる。この斜め衝撃波は膨張波と対になっているので、 $x = 20 \text{ mm}$ 付近から減少し、その後一定値を取った後、下壁から反射してきた斜め衝撃波の影響で $x = 32 \text{ mm}$ 付近で再び上昇し、その後減少する。一



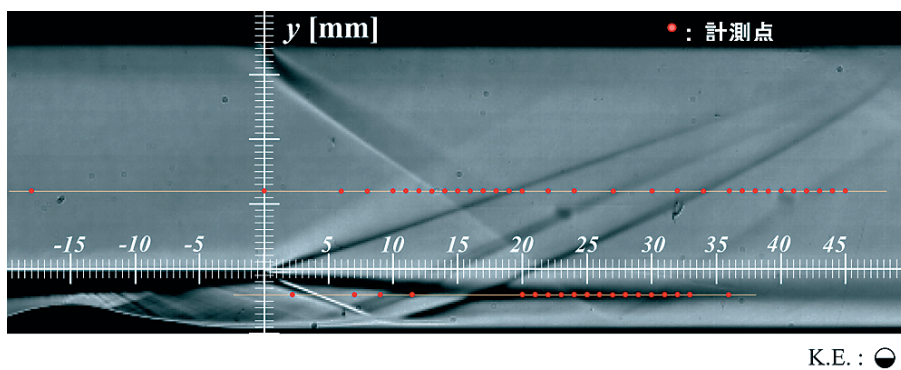


図9 計測位置（噴流あり）

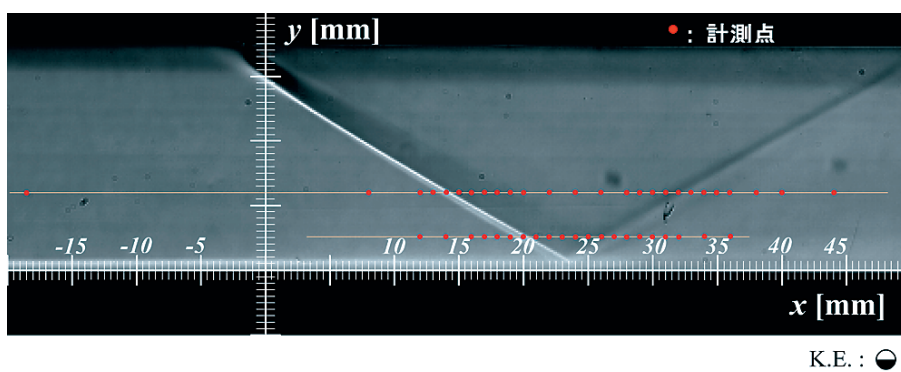


図10 計測位置（噴流なし）

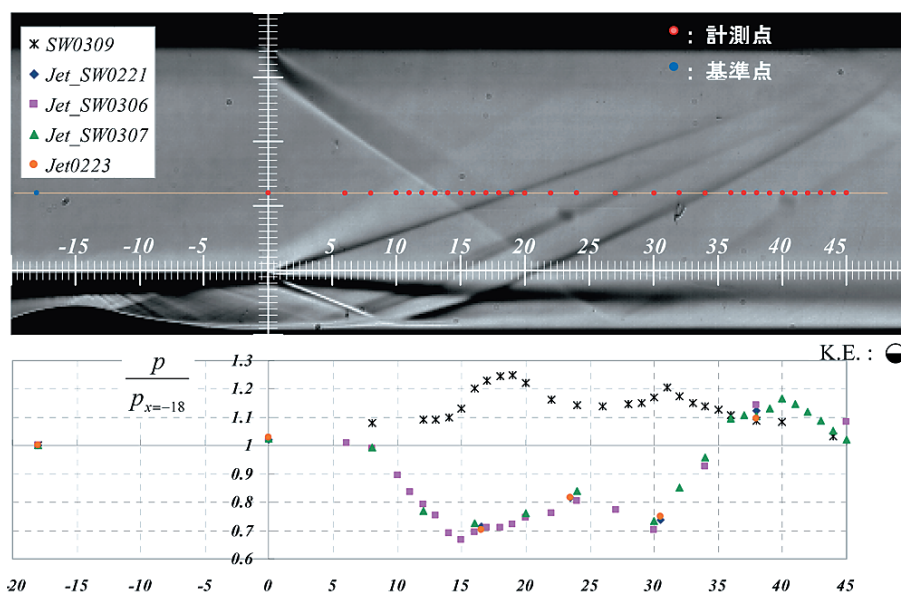
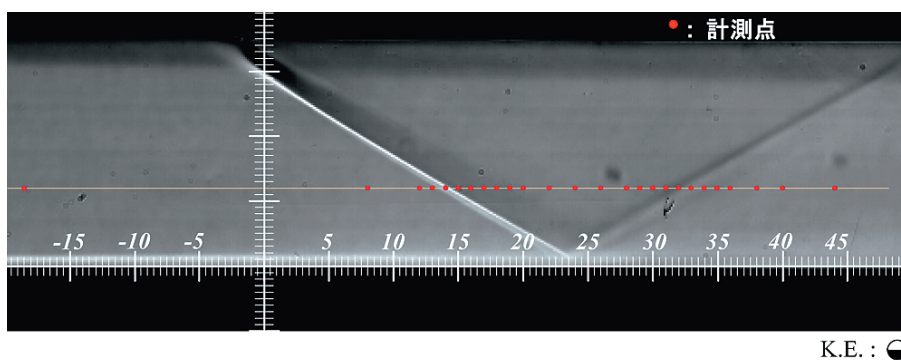


図11 静圧の流れ方向分布（主流内）

方、噴流が存在する場合は、仕切り板後端から発生した膨張波の影響で圧力は減少し、その後膨張波のすぐ後ろの衝撃波で上昇する。さらに下流の  $x = 30 \text{ mm}$  付近で、不足膨張噴流のために生じた衝撃波の影響で圧力が上昇し、その下流では、上壁から斜め衝撃波が下壁で反射した衝撃波の影響で、さらに圧力が上昇していることが分かる。

図 12 は噴流内の静圧の流れ方向変化を示してしる。図には比較のため、噴流がない場合の静圧の変化も示している。測定位置は、比較可能とするために、壁面からの距離を同じとした。圧力は斜め衝撃波の前方の位置における値で無次元化した（図中の  $x1$  の位置）。噴流がある場合、静圧は衝撃波の上流からすでに上昇し始めている。このように、衝撃波前方から圧力が上昇することの原因の一つとして、プローブ表面の境界層中を圧力が伝播することが考えられる。しかし、噴流が存在しない場合には、斜め衝撃波の流れが通過すると圧力が上昇することが分かり、プローブ表面の境界層の影響はほとんど現れていないと考えられる。すなわち、これは、測定位置はせん断層内であることが原因と考えられる。今後、数値計算と比較してその原因を明らかにしたい。噴流がない場合の静圧分は衝撃波背後の高圧領域が  $5 \text{ mm}$  程度維持された後、反射衝撃波背後の膨張波で圧力が減少する。それに対し、噴流がある場合には、入射衝撃波背後の膨張波の影響が大きく、その領域で圧力が減少し、その後、反射衝撃波で圧力が再び上昇する。

本実験で用いた斜め衝撃波発生装置は厚み  $0.3 \text{ mm}$  の板であるため、衝撃波と膨張波が対で形成され、流れ場が複雑になっている。この後は、楔形状の衝撃波発生装置を用いるなど、工夫する必要がある。

### 3.4 噴流の通過が衝撃波の強さに及ぼす影響

衝撃波が噴流を通過することにより、強さが変化するかを調べるために、図 11 に示した結果を再整理した。すなわち、反射衝撃波（噴流がある場合には、噴流内を通過してきている）の上流  $3 \text{ mm}$  の位置を改めて  $x = 0$  とし、その位置における圧力で無次元化した。図中の凡例は図 11 と同じであるが、「SW 0309」と「Jet\_SW 0307」とを比較した。なお、 $y$  方向位置は  $y = 6.0 \text{ mm}$  である。流れが斜め衝撃波を通過することによる圧力上昇は、噴流と衝撃波が干渉している場合でも、噴流がない場合とほぼ同じであることがわかる。

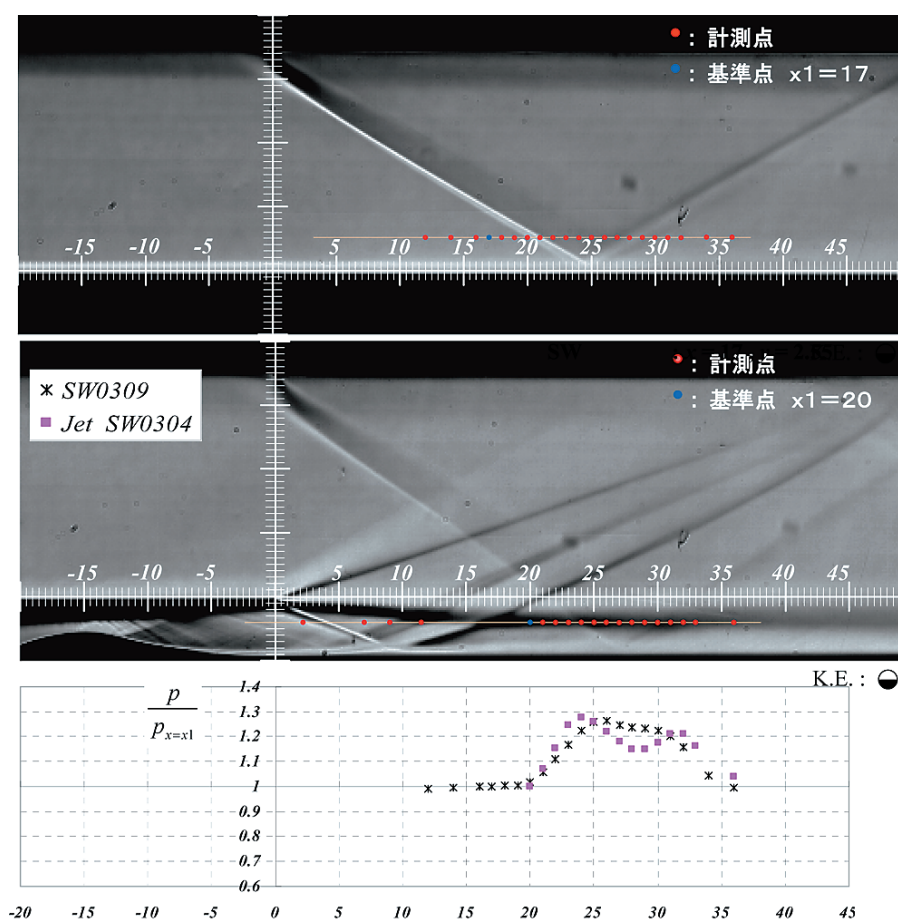


図 12 静圧の流れ方向変化（噴流内）

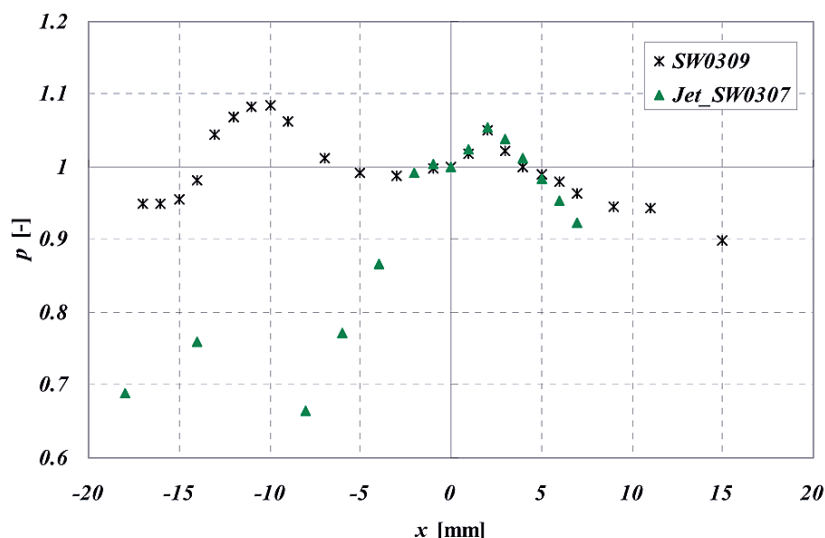


図13 噴流の通過が衝撃波の強さに及ぼす影響

#### 4. ま と め

超音速噴流と衝撃波の干渉が流れの様相と近距離場の圧力に及ぼす影響を明らかにするために実験的研究を行った。まず、超音速飛行する機体のエンジン排気を模擬した流れ場を作り、シュリーレン法により、流れ場の観察を行った。次に、静超音速噴流と衝撃波が干渉する超音速流れ場の静圧分布を測定した。その結果、流れ場を理解する上で、圧力分布の情報が有用であること、超音速噴流と衝撃波が干渉するすると、干渉が存在しない流れ場とは異なる静圧分布を取ることが分かった。

#### 5. 今 後 の 課 題

今年度では実験装置の製作と静圧測定方法の確立を行い、超音速噴流と衝撃波の干渉現象の流れ場の解明の第一歩が踏み出した。当初の進捗とはやや遅れている。今後は、超音速噴流の全温と全圧を変化させ、衝撃波の干渉が流れ場に及ぼす影響を明らかにする。流れ場の計測には、今年度行った静圧測定その他、熱線流速計による質量流束の測定、全圧プローブによる全圧分布測定を行い、流れ場の全容を明らかにする。さらに、数値計算との比較も行う予定である。実験結果の項でも指摘したが、衝撃波発生方法の変更も行いたい。

#### 謝 辞

本研究には、大阪府立大学大学院工学研究科航空宇宙工学分野、楠亀拓也君ならびに久保良介君の協力をいただいた。実験装置の製作は大阪府立大学生産技術センターによる。ここに付記し謝意を表する。

#### 参 考 文 献

- [1] 楠亀拓也，超音速流中に置かれた楔翼の境界層剥離制御，大阪府立大学大学院工学研究科修士論文，2008－3。
- [2] 谷一郎，流れ学，岩波書店
- [3] H. W. Liepmann and A. Roshko, Elements of Gasdynamics, Dover Publications, INC., 144-146.
- [4] 坂上昇史，中村行博，西岡通男，超音速境界層遷移を支配する非線形攪乱に関する実験的研究，日本流体力学年会 2005, AM 05-04-008 (CDROM)。