

# 旋回を伴う超音速流れの非定常特性 Unsteady Characteristics of Supersonic Swirl Flow

○学 藤井 裕史 (芝浦工大) 上野 達央 (芝浦工大)  
山口 岳彦 (芝浦工大) 正 角田 和巳 (芝浦工大)

Yuji Fujii, Shibaura Institute of Technology, 3-9-14 Shibaura Minato-ku, Tokyo

Tatsuhisa Ueno, Shibaura Institute of Technology

Takehiko Yamaguchi, Shibaura Institute of Technology

Kazumi Tsunoda, Shibaura Institute of Technology

Key Words : Supersonic flow, Swirl flow, Shock Wave

## 1. 緒言

超音速旋回流は、スクラムジェットエンジンにおける燃料の混合促進などに利用される流動様式で、流れ場の基本的な特性について従来より解明が進められてきた<sup>[1]</sup>。しかし、その大半は旋回噴流を対象としたものであり、旋回流が形成されるノズル内での流動特性に関しては、非定常性を考慮して詳細に検討を行う必要がある。本研究は、上記のような流れ場の形成過程に関連して、ノズル内における旋回流と衝撃波の非定常特性を調べたものであり、衝撃波の発生条件化における旋回量と流れ場との対応を、ノズル全域にわたって明らかにすることを目的とする。

## 2. 実験装置及び実験方法

実験に用いた軸対称ラバルノズルの形状を Fig.1 に示す。ノズルの全長は 455mm で、スロートは入り口から 85mm の位置にあり、145mm からノズル出口までは等断面になっている。流路直径は入り口で 80mm、スロート部で 20mm、等断面領域で 26mm となっている。

ノズル入り口には 12 枚のスワールペーンが取り付けられ、この羽根の角度を変えることによって旋回量が調整される。本研究ではペーンの取り付け角度  $\phi$  を、 $\phi=0^\circ$ 、 $30^\circ$ 、 $45^\circ$ 、 $60^\circ$  の 4 種類の場合に設定して実験を行った。

流路壁には  $60\text{mm} \leq x \leq 425\text{mm}$  の領域に 20mm 間隔で圧力孔が設置されており、ここから全圧ピトー管及び静圧ピトー管を挿入して、壁と垂直方向の全圧  $P_t$ 、静圧  $P_s$  を 1mm 間隔で測定した。また、これらの圧力孔と対称の壁面上において 5mm 間隔で壁面静圧  $P_w$  を測定した。さらに、ノズル内の非定常流れを可視化するため 195mm 以降をアクリル製流路とし、内壁に油膜 (オレイン酸、酸化チタン、流動パラフィン) を 1:2:6 の重量比で混合し絵具で着色したもの) を塗布してその移動パターンをビデオ撮影した。取得された画像は LaVision 社の PIV 用統合ソフト DaVis を利用して解析し、油膜の時間変化を定量的に評価した。なお本研究では大気圧  $P_0$  と下流側真空タンク内の圧力  $P_b$  との比  $P_b/P_0$  を運転圧力比として実験結果を整理した。

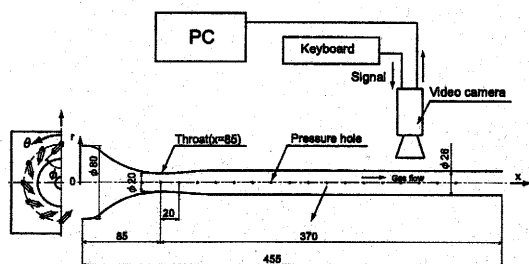


Fig.1 Laval nozzle

## 3. 実験結果及び考察

### 3.1 壁面静圧分布

Fig.2 に  $\phi=0^\circ$ 、 $60^\circ$  の場合について、圧力比  $P_b/P_0$  = 0.1, 0.4, 0.5, 0.8 における壁面静圧  $P_w$  の流れ方向分布を示す。

$P_b/P_0 = 0.1 \sim 0.3$  ではペーンの角度によらず分布形状は同一で、流れ場全体が超音速状態となっている。

$P_b/P_0 = 0.4$  に達すると  $x=400\text{mm}$  以降で静圧上昇が始まり、 $P_b/P_0 = 0.5$  ではノズル上流から中流域まで静圧上昇の開始点が移動している。これは、ノズル下流で発生した衝撃波が、運転圧力比の増加とともに上流へ伝播していくことに対応しており、旋回角の大きい流れほど、衝撃波がより上流まで移動していることがわかる。 $P_b/P_0 = 0.8$  の場合  $\phi=60^\circ$  では流れが十分加速されずに全体が亜音速となっているが、他の角度では流れがチョークしており、旋回角によって流れの閉そく条件が異なることが確認できる。 $x=145\text{mm}$  以降の等断面流路の位置で流れが超音速状態のときは、下流部に向かうにつれて徐々に静圧が上昇し、亜音速のときは静圧が下降する。これは管摩擦の影響による境界層の発達によって、流れの有効断面積が減少したためと考えられる<sup>[2,3]</sup>。なお、図中の実線は数値計算で得られたノズル内の静圧分布である。 $P_b/P_0 = 0.5$  で数値計算と実験結果で大きなずれがみられるが、定性的には実験結果と同様の傾向を示していることが確認できる。

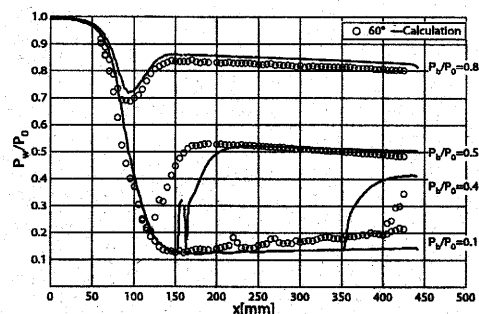
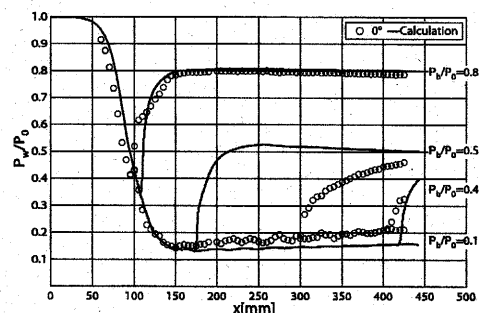


Fig.2 Wall pressure distributions ( $\phi=0^\circ$ ,  $60^\circ$ )

### 3.2 全圧分布およびマッハ数分布

Fig.3 は壁面と垂直方向の全圧分布  $P_t$  を大気圧  $P_0$  で無次元化したものである。中心軸付近で圧力の低下が見られるが、その傾向は、旋回角が増えるにつれて著しくなる。これは、旋回によって周方向の速度成分が現れることで向心方向加速度が発生し、これを維持するために中心部が低圧となるような圧力勾配が生じるからであり、同様の結果が静圧分布でも観察された。

Fig.4 はピトー管計測によって得られた静圧と全圧からマッハ数を求め、その  $x$  方向成分を運転圧力比  $P_b/P_0$  に対して整理したものである。 $P_b/P_0 = 0.2, 0.5$  の場合はいずれの条件においてもスロートの位置 ( $x=85\text{mm}$ ) で  $M=1$  に達しており、臨界状態になっていることが確認できる。 $P_b/P_0 = 0.2$  では、ベーンの角度によらずスロートより下流で超音速状態となり、軸対称な分布が維持されている。一方  $P_b/P_0 = 0.5$  では、 $\phi=0^\circ, 30^\circ$  の場合マッハ数分布の形状に軸対称性が見られない。これは  $P_b/P_0 = 0.5$  の場合、それぞれの旋回角に対して、衝撃波が境界層と干渉しながら上流へ移動していく領域が  $120\text{mm} < x < 300\text{mm}$  の区間に相当しており、この領域で流れ場の非一様性と非定常性が強くなったためと考えられる。 $P_b/P_0 = 0.8$  では、大半の領域で亜音速状態となっており、旋回角が大きいほど中心付近でのマッハ数の低下が大きくなっている。

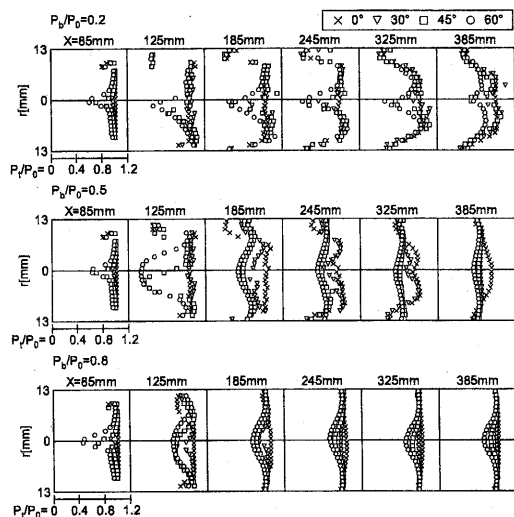


Fig.3 Stagnation pressure profiles along the radial direction

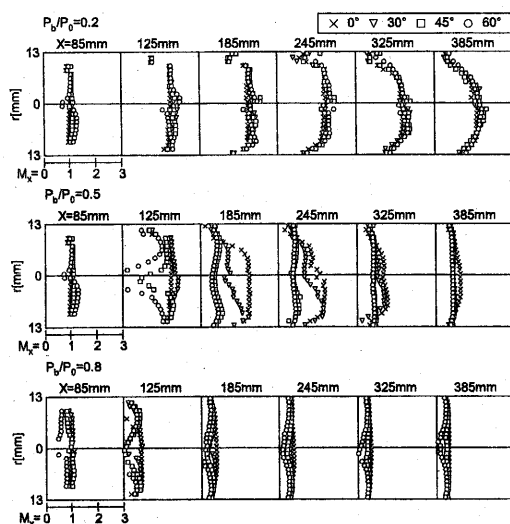


Fig.4 Mach number profiles along the radial direction

### 3.3 油膜法による非定常流れの可視化

Fig.5, 6 は、旋回角  $\phi=60^\circ$  における可視化写真と、画像解析によって得られた油膜の移動速度ベクトルとを重ねて表示したものである。また比較のため、画像が取得されたときと同じ圧力比における壁面静圧分布も共に示してある。

$P_b/P_0 = 0.425$  では  $x=315\text{mm}$  付近、 $P_b/P_0 = 0.430$  では  $x=285\text{mm}$  付近でベクトルの向きが急激に変化しており、この位置を衝撃波が通過していることがわかる。また、この位置と実験で得られた静圧上昇の位置を比べると非常に良く一致している。このことから、Fig.3 の壁面静圧分布で示唆された圧力分布の時間変化と衝撃波の伝播とは、正確に対応していることが確認できる。また、ベクトルの向きが衝撃波下流で旋回方向に傾いているのは、衝撃波通過後に軸方向の流速成分が大きく減速され、その様子が油膜パターンに反映されたことによる。

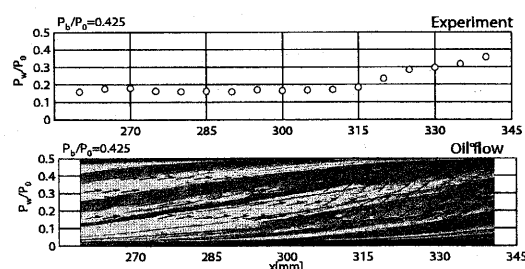


Fig.5 Oil flow pattern ( $\phi=60^\circ$ ,  $P_b/P_0 = 0.425$ )

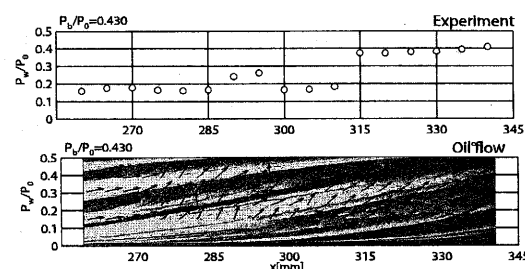


Fig.6 Oil flow pattern ( $\phi=60^\circ$ ,  $P_b/P_0 = 0.430$ )

## 4 結論

本研究で得られた結果をまとめると次のようになる。

- (1) ラバルノズル内の超音速旋回流場で発生した衝撃波は、旋回角が大きいほど、より低い運転圧力比 ( $P_b/P_0$ ) で上流に到達する。
- (2) 旋回角とともに向心加速度が増加するため、これに対応してノズル中心付近では著しく圧力が低下する。また、衝撃波の下流側では、上流側に比べて断面内の圧力変化量が相対的に小さくなる。
- (3) 油膜の移動パターンは、衝撃波の伝播による静圧上昇点の時間変化と正確に対応する。また、衝撃波下流では流れの旋回角が増加する。

## 5 参考文献

- [1] Cutler, A.D., Levery, B.S. and Kraus, D.K., An Experimental Investigation of Supersonic Swirling Jets, AIAA-93-2922, (1993), 1-11.
- [2] 松尾一泰, 圧縮性流体力学, 理工学社, (1994)
- [3] 久保田浪之介, 超音速の流れ学, 山海堂, (2003)