

## 科学研究費助成事業（科学研究費補助金）研究成果報告書

平成24年4月13日現在

機関番号：17201

研究種目：基盤研究(C)

研究期間：2009～2011

課題番号：21560180

研究課題名（和文） 超音速ノズル内の衝撃波構造におけるヒステリシスおよび非対称現象の解明

研究課題名（英文） Study on Hysteretic and Asymmetric Phenomena of Shock Wave Structure in Supersonic Nozzles

研究代表者

瀬戸口 俊明 (SETOGUCHI TOSHIAKI)

佐賀大学・海洋エネルギー研究センター・教授

研究者番号：90145186

研究成果の概要（和文）：超音速ノズル（ラバルノズルとも呼ばれている）において、そのノズルスロート下流側に超音速流れが実現される場合、風洞のよどみ圧と背圧の比 $\phi$ が、 $\phi_c < \phi < \phi_e$ （ $\phi_c$ ：ノズルスロートで流れがチョークする最小圧力比、 $\phi_e$ ：ラバルノズル内で発生する衝撃波が、その出口に位置する時の圧力比）の状態では、衝撃波がラバルノズル内に発生する。ここで、 $\phi$ が増加し、その後減少する場合には、この両過程で同じ圧力比 $\phi$ の値の状態であっても、衝撃波構造（すなわち、衝撃波の定在する位置およびその形状）に違いが生ずることが予想される。本研究は、この衝撃波構造に生ずる履歴現象について、その発生状態を総合的に解明するとともに、現象の時間的変化割合が履歴現象に及ぼす影響を明らかにした。更に、衝撃波構造の非対称現象と履歴現象の関連を示した。

研究成果の概要（英文）：In a supersonic nozzle (Laval nozzle), a shock wave is generated in the supersonic flow downstream of the nozzle throat in case of  $\phi_c < \phi < \phi_e$  ( $\phi$ : ratio of back pressure to stagnation pressure of the wind tunnel,  $\phi_c$ : minimum pressure ratio for choking at the nozzle throat,  $\phi_e$ : pressure ratio in case with the shock wave at the exit of the Laval nozzle). Here, even if value of  $\phi$  is the same in the processes of an increase and a decrease of  $\phi$ , the difference for shock wave structure (position and shape of the shock wave) is expected to arise. In this study, the hysteresis phenomenon for shock wave structure in supersonic nozzles was elucidated based on experimental and simulated results comprehensively and the effect of rate of the change of pressure ratio on the hysteretic phenomenon was indicated specifically. Further, the relationship of hysteretic and asymmetric phenomenon of shock wave structure was shown based on experimental results.

交付決定額

(金額単位：円)

	直接経費	間接経費	合計
2009年度	2,200,000	660,000	2,860,000
2010年度	1,100,000	330,000	1,430,000
2011年度	500,000	150,000	650,000
総計	3,800,000	1,140,000	4,940,000

研究分野：工学

科研費の分科・細目：機械工学・流体工学

キーワード：圧縮・非圧縮流

## 1. 研究開始当初の背景

超音速ノズルにおいて貯気圧  $p_0$  と背圧  $p_b$  との圧力比  $\phi (=p_0/p_b)$  が準定常的に変化する場

合、特定の範囲でノズル内の衝撃波構造にヒステリシス現象が生ずることが知られている。流れにおけるヒステリシス現象とは、あ

る設定状態で流れを形成しようとする場合には、それに至るまでおよび元の状態に戻るまでに、流れは過渡状態を経験することになる。この場合、一般的に、流れの変化過程が準定常的であっても流れの特性は履歴現象(ヒステリシスループ)を伴うことが考えられる。これは流れの変化過程が速いとき、その応答時間が遅れるために生じる現象とは区別される。

近年、外部流れである超音速噴流中に発生する衝撃波構造に関するヒステリシス現象について、実験的、数値的研究が数多く報告されている。一方、衝撃波を伴う超音速内部流動については多くの産業分野において観察することができる。なお、従来の研究の多くは、圧力比が一定の条件における定常状態の研究がほとんどである。しかし、工業的に利用されている流れ場は、圧力比が時間とともに変動する非定常状態であると思われる、産業機器の性能向上の観点からは流れに生ずる衝撃波のヒステリシス現象を解明することは重要であると考えられる。しかしながら、超音速内部流れ場で生ずる衝撃波の挙動に関してのヒステリシス現象とその発生条件についての調査研究は少ないのが現状である。従って、この圧力比が時間的に変動する非定常変動場について、その詳細な解明が重要な研究課題となっていた。

## 2. 研究の目的

音速ノズル(ラバルノズルとも呼ばれている)において、そのノズルスロート下流側に超音速流れが実現される場合、風洞のよどみ圧と背圧の比 $\phi$ が、 $\phi_c < \phi < \phi_e$  ( $\phi_c$ : ノズルスロートで流れがチョークする最小圧力比、 $\phi_e$ : ラバルノズル内で発生する衝撃波が、その出口に位置する時の圧力比)の状態では、衝撃波がラバルノズル内に発生する。ここで、 $\phi$ が増加し、その後減少する場合には、この両過程で同じ圧力比 $\phi$ の値の状態であっても、衝撃波構造(すなわち、衝撃波の定在する位置およびその形状)に違いが生ずることが予想される。

本研究では、超音速ノズル内の衝撃波構造に着目し、申請期間3年間で、以下に示す3つの課題について、数値解析および実験により明らかにすることを目的とした。

(1) 超音速ノズル内の衝撃波構造の履歴現象を総合的に示すことで、履歴現象の発生条件を明らかにする。

(2) 現象の時間的変化割合が履歴現象に及ぼす影響を明らかにすることで、流れの準定常解析手法が可能な適用限界を明確にする。

(3) 衝撃波構造における履歴現象と非対称現象の関連を明らかにする。

## 3. 研究の方法

### (1) 実験装置と方法

本実験で使用した装置は、コンプレッサー、除湿機、貯気槽、電動バルブ、貯気室、ノズルから構成されている(図1)。作動気体である貯気槽内の圧縮空気は、電動バルブを経て貯気室に導かれ、貯気室で一度よどみ状態となった後、ノズルより大気中に放出される。

ラバルノズル末広部とそれに続く断面積一定の管路部内衝撃波構造のヒステリシス現象を調べるために図2に示すノズルを使用した。ノズルは、特性曲線法により設計され、スロート高さは6 mm ( $D_U$ )である。なお、ノズル下流側には、ストレート部が接続されており、ストレート部入口直前での設計マッハ数 $M_{th}$ は2.0である。実験は、電動バルブを用いて、図1で示す貯気圧 $p_0$ と大気圧 $p_b$ (一定)との圧力比 $\phi (= p_0/p_b)$ を連続的にゆっくりと変化させて行った。ストレート部において衝撃波位置を変化させる場合、 $\phi$ を2.16から2.86まで増加させた後、2.86から2.16まで減少させた( $x = 65$  mm~95 mm)。末広部で衝撃波位置を変化させる場合、 $\phi$ は1.42から2.02まで増加させた後、2.02から1.42まで減少させた( $x = 25$  mm~55 mm)。

ヒステリシス現象に及ぼすノズル出口マッハ数とノズル長さの効果を示すために、図3と表1に示すノズルを使用した。なお、それぞれはノズルの詳細図と寸法を示す。図中の各ノズルのスロート高さ $D_t$ は11 mmの一定とした。Case A, B, および $C_0$ のノズル出口の設計マッハ数 $M_e$ は、それぞれ1.64, 1.85, および2.06である。また、Case  $C_1$ から $C_3$ のノズル出口の設計マッハ数は、 $C_0$ と同様の2.06である。なお、Case  $C_1$ ,  $C_2$ , および $C_3$ は、Case  $C_0$ のノズル出口よりノズル軸に平行にそれぞれ $0.45D_t$ ,  $1D_t$ , および $5D_t$ だけノズル壁面を延長したノズルである。実験は、電動バルブを用いて、貯気圧 $p_0$ と大気圧 $p_b$ との圧力比 $\phi (= p_0/p_b)$ を連続的に変化させて行った。Case AからCase  $C_3$ の $\phi$ は、それぞれ1.70~2.20 (Case A), 1.72~3.20 (Case B), 1.80~3.25 (Case  $C_0$ ), 1.80~3.25 (Case  $C_1$ ), 1.80~3.10 (Case  $C_2$ ), および1.80~2.64 (Case  $C_3$ )の範囲で増減を行った。なお、Case Aから $C_3$ においての1秒間当たりの圧力比の変化量の絶対値 $\dot{\phi}$ には、ヒステリシスが生ずる場合の条件を使用した。本実験では、Case Aから $C_3$ の $\dot{\phi}$ は、それぞれ0.082 (1/s) (Case A), 0.081 (1/s) (Case B), 0.083 (1/s), 0.098 (Case  $C_0$ ), 0.097 (1/s) (Case  $C_1$ ), 0.098 (1/s) (Case  $C_2$ ), および0.098 (1/s) (Case  $C_3$ )とした。また、衝撃波の移動距離( $L$ : スロートからノズル軸上の先頭衝撃波までの距離)は、 $0.88 \leq L/D_t \leq 4.51$ とした。

流れ場の可視化にはハイスピードデジタルイメージングカメラ高速度ビデオ(Vision

Research 社製, Phantom V710)によるシュリーレン法を用い, 圧力比計測時と可視化が同時に判定できるようにしてある. なお, 各々の  $\Delta\phi$  に対し数回の実験を行い, 現象の再現性を確認した.

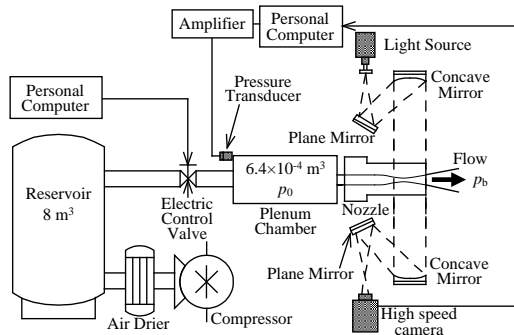


図 1 Experimental apparatus (Unit: mm)

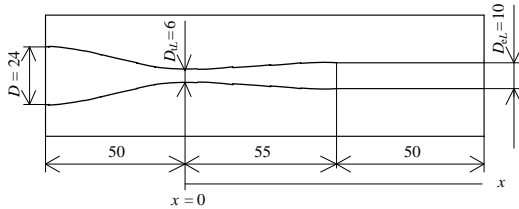


図 2 Details of Laval nozzle (Unit: mm)

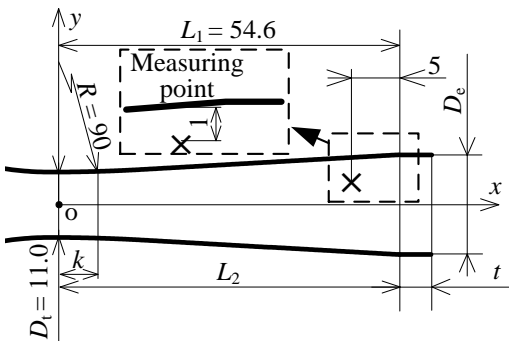


図 3 Details of supersonic nozzle (Unit: mm)

表 1 Configurations of supersonic nozzle (Unit: mm)

Nozzle type	$L_2$	$t$	$k$	$D_e/D_t$	$M_e$
Case A	54.6	0	4.05	1.3	1.64
Case B	54.6	0	8.09	1.5	1.85
Case C <sub>0</sub>	54.6	0	12.2	1.8	2.06
Case C <sub>1</sub>	54.6	5 (0.45D <sub>t</sub> )	12.2	1.8	2.06
Case C <sub>2</sub>	54.6	11 (1D <sub>t</sub> )	12.2	1.8	2.06
Case C <sub>3</sub>	54.6	55 (5D <sub>t</sub> )	12.2	1.8	2.06

## (2) 数値解析手法

本解析において用いた非定常基礎方程式は, 連続の式, 二次元圧縮性 Navier-Stokes 方程式, およびエネルギー式の保存形表示式である. 計算は, 一般曲線座標系表示された支配方程式を用いるとともに, 有限体積法により離散化された. なお, 対流項に

は前処理型の Roe スキーム(空間 2 次精度), 粘性項は二次精度中心差分により評価した. また, 時間積分については, dual time stepping 法を適用した陰解法を用いた. 計算には Fluent 6.2 を用い, 乱流モデルは SST モデルを使用した.

図 4 は, 本計算で使用した計算領域とノズルの詳細を示す. このノズルは, 図 2 と同じ形状とした. なお, ノズル下流側には, ストレート部が接続されており, ストレート部入口直前での設計マッハ数  $M_{th}$  は, 2.0 である. なお, 計算格子点数は  $230 \times 85$  である. 計算条件として, 作動気体には空気を用い, 入口温度  $T_0$  は 300 K の一定とした. 入口境界には,  $\phi$  が時間的に変化する条件を与えた. また, 下流境界条件には全圧一定と静圧一定の条件を用いた. また, ノズル中心線で対称条件を, 固体壁部で断熱, 滑りなしの条件が適用された.

本計算では, 準定常状態を対象とするため, 図 5 で示すように初期圧力比  $\phi_{st}$  から圧力比の変化量  $\Delta\phi$  だけ増加させたときの定常解を準定常解として求め, さらにこのときの状態を初期条件としてさらに  $\Delta\phi$  だけ増加させて準定常解を求め, これを上限圧力  $\phi_{up}$  まで繰り返した後, 今度は  $\Delta\phi$  だけ圧力比を減少させながら準定常解を求め, 初期圧力比  $\phi_{st}$  まで繰り返した. なお, 圧力比の変化量は  $\Delta\phi = 3$  kPa に固定し, ヒステリシスが起る範囲で調査した. なお, 本計算では, ストレート部において衝撃波位置を変化させる場合,  $\phi$  を 2.20 から 3.02 まで増加させた後, 3.02 から 2.20 まで減少させた. 末広部で衝撃波位置を変化させる場合,  $\phi$  は 1.35 から 2.17 まで増加させた後, 2.17 から 1.35 まで減少させた.

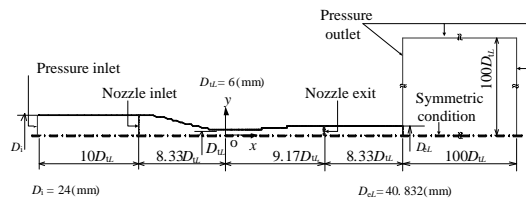


図 4 Computational domain

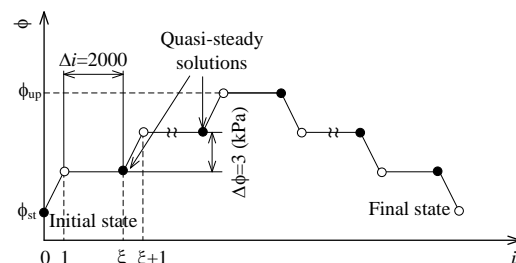


図 5 Computational procedure

## 4. 研究成果

(1) ラバルノズル(図 2)末広部とそれに続く

断面積一定の管路部内の衝撃波構造にはヒステリシス現象が存在することを実験的に示し、圧力比が減少する場合と増加する場合で、先頭衝撃波位置には差異が生ずることを明らかにした(図6, 図7).

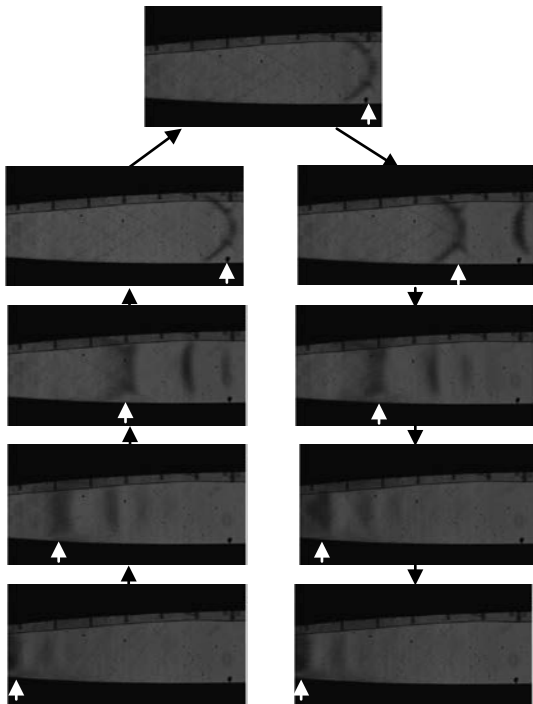


図6 Schlieren photographs (Divergent section,  $\Delta\phi=1.138$  1/s)

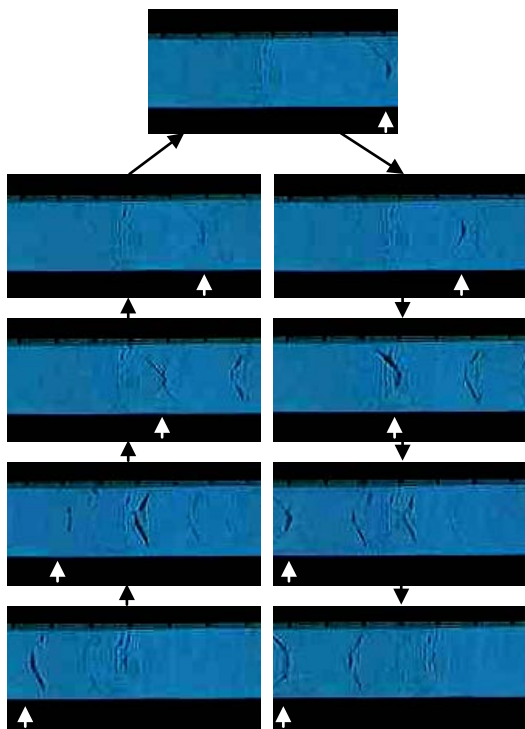


図7 Schlieren photographs (Straight section,  $\Delta\phi=1.131$  1/s)

(2) 圧力比 $\phi$ とラバルノズルスロートから先頭衝撃波までの距離( $L/D_u$ )との間には履歴現象が存在することを示し、履歴現象が発生する圧力比の時間変化割合( $\Delta\phi$ )との関係を示した(図8, 図9).

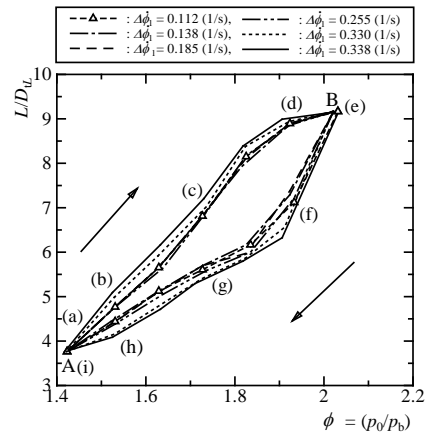


図8 Effect of  $\Delta\phi$  for divergent section

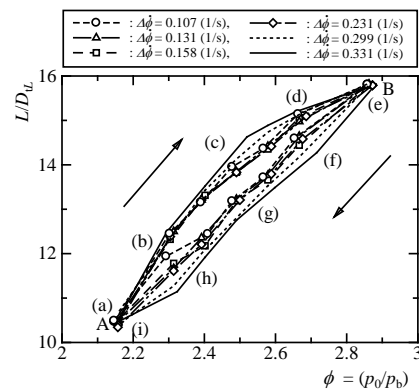
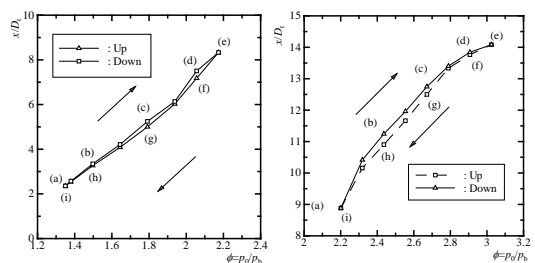


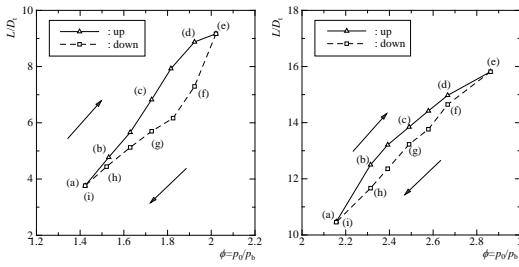
図9 Effect of  $\Delta\phi$  for straight section

(3) 流れの準定常解析手法が可能な適用限界を考慮した適切な $\Delta\phi$ を用いることで先頭衝撃波位置( $L/D_u$ )のヒステリシス現象の発生を確認し、計算結果は実験結果を概ね再現していることがわかった(図10, 図11).



(a) Divergent section (b) Straight section

図10 Hysteresis diagrams for location of shock wave (Calculation)



(a) Divergent section (b) Straight section

図 11 Hysteresis diagrams for location of shock wave (Experiment)

(4) 湿り空気が超音速ノズルで加速膨張される場合の流動場は、非平衡凝縮の発生や衝撃波と境界層との干渉により強い非定常性を示すため、数値的に精度よく解析するには膨大な時間と多くの格子数が必要であるとともに乱流モデルを含めた高度な流れのモデル化が必要であることを示した。

(5) 出口マッハ数が異なる 3 種類の超音速ノズル(図 3)に対し、圧力比 $\phi$ とノズルスロートから先頭衝撃波までの距離 ( $L/D_0$ )との間には履歴現象が存在することを示し、履歴現象が発生する圧力比の時間変化割合 ( $\Delta\phi$ ) の限界値を明らかにした(表 2)。

Table 2 Limit value of  $\Delta\phi$  for occurrence of hysteresis phenomena

Nozzle type	$\phi$ [1/s]
Case A	0.096
Case B	0.097
Case C <sub>0</sub>	0.113
Case C <sub>1</sub>	0.107
Case C <sub>2</sub>	0.100
Case C <sub>3</sub>	0.098

(6) 超音速ノズル出口の設計マッハ数が大きくなるとヒステリシスループが存在する圧力比の範囲が大きくなることを示した(図 12)。

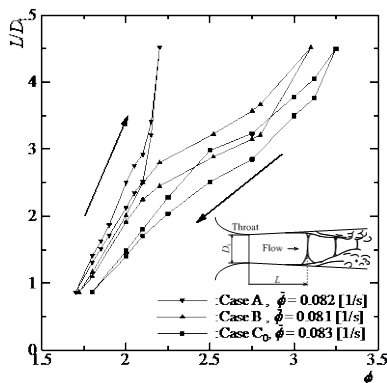


図 12 Hysteresis diagrams for location of shock wave (Cases A, B, C<sub>0</sub>)

(7) 超音速ノズル出口長さが長くなるとヒステリシスループが存在する圧力比の範囲が小さくなることを示した(図 13)。

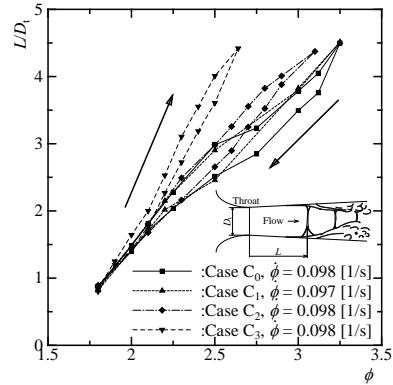


図 13 Hysteresis diagrams for location of shock wave (Cases C<sub>0</sub>, C<sub>1</sub>, C<sub>2</sub>, C<sub>3</sub>)

(8) ノズル出口での境界層のはく離領域には先頭衝撃波位置と同様にヒステリシスが存在することがわかった(図 14)。

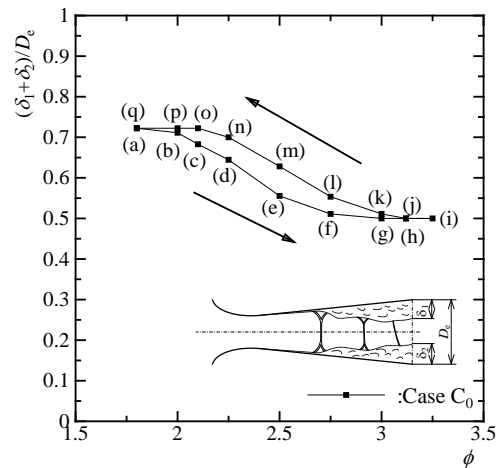
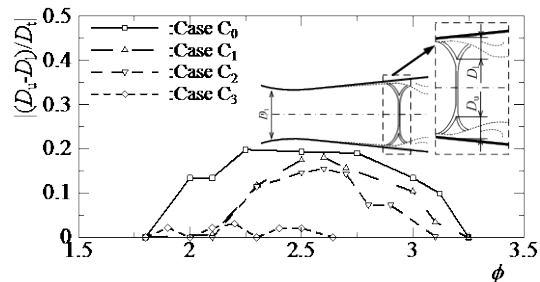
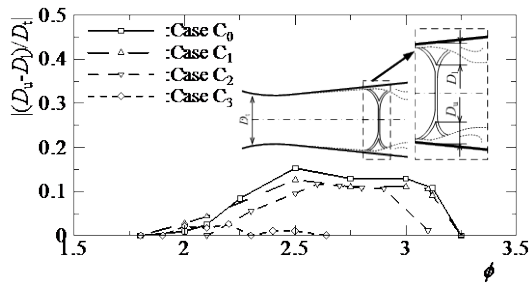


図 14 Distance of separated boundary layer (Case C<sub>0</sub>)

(9) 超音速ノズル出口長さが長くなると先頭衝撃波の非対称性が小さくなることがわかった(図 15)。また、実験より得られた衝撃波の履歴現象および衝撃波の非対称性は、数値的にほぼ再現できることを示した。



(a) Increase of  $\phi$



(b) Decrease of  $\phi$

図 15 Distance from triple point to upper and lower walls (Cases  $C_0$ ,  $C_1$ ,  $C_2$ ,  $C_3$ )

## 5. 主な発表論文等

(研究代表者、研究分担者及び連携研究者には下線)

[雑誌論文] (計 3 件)

- ① Shigeru Matsuo, Toshiaki Setoguchi, Junji Nagao, Miah Md. Ashraful Alam, Heuy Dong Kim, Experimental study on hysteresis phenomena of shock wave structure in an over-expanded axisymmetric jet, Journal of Mechanical Science and Technology, Vol.25, No.10, 2011, pp.2559-2565.
- ② Toshiaki Setoguchi, Shigeru Matsuo, Miah Md. Ashraful Alam, Junji Nagao, Heuy Dong Kim, Hysteretic Phenomenon of Shock Wave in a Supersonic Nozzle, Journal of Thermal Science, Vol.9, No.6, 2010, pp.526-532.
- ③ Toshiaki Setoguchi, Shigeru Matsuo, Miah Md. Ashraful Alam, Junji Nagao, Heuy Dong Kim, Study on the Hysteretic Phenomena of Shock Waves in a Supersonic Nozzle, Advances and Applications in Fluid Mechanics, Vol.7, Issue 2, 2010, pp.117-137.

[学会発表] (計 8 件)

- ① Shigeru Matsuo, Toshiaki Setoguchi, Seiya Tokuda, Junji Nagao, Heuy Dong Kim, Hysteretic Phenomena of Asymmetric Shock Wave in Supersonic Nozzle, Proceedings of the Eighth KSME-JSME Thermal and Fluids Engineering Conference, 2012, GSF23-001.
- ② 徳田聖也, 松尾繁, 塩見憲正, 瀬戸口俊明, 超音速ノズル内衝撃波のヒステリシス現象, 日本機械学会九州支部講演論文集, No.128-1, 2012, pp.285-286.
- ③ 松尾繁, 橋本時忠, 瀬戸口俊明, 超音速ノズル流れにおける衝撃波特性のヒステリシス現象, 平成 23 年度衝撃波シンポジウム講演論文集, 2012, pp.205-208.
- ④ Miah Md. Ashraful Alam, Shigeru Matsuo, Junji Nagao, Toshiaki

Setoguchi, Numerical Experiments on Hysteretic Phenomena of Shock Waves in Supersonic Nozzle, Proceedings of International Conference on Mechanical Engineering 2011, ICME11-FL-16, 2011.

- ⑤ Shigeru Matsuo, Toshiaki Setoguchi, Norimasa Shiomi, H. D. Kim, Hysteretic Phenomena of Shock Waves with Asymmetric Characteristics in a Supersonic Nozzle, Proceedings of 11th Asian Symposium on Visualization, ASV11-12-06, 2011.
- ⑥ 松尾繁, 塩見憲正, Alam Miah Md. Ashraful, 長尾淳司, 瀬戸口俊明, 超音速ノズル内で生ずる衝撃波のヒステリシス現象に関する研究, 平成 21 年度衝撃波シンポジウム講演論文集, 2010, pp.303-306.
- ⑦ Toshiaki Setoguchi, Shigeru Matsuo, Junji Nagao, Tokitada Hashimoto, Heuy Dong Kim, Hysteresis Phenomena of Shock Wave Structure in Supersonic Flow Fields, Proceedings of the 14th International Symposium on Flow Visualization, 2010, ISFV14-2C-1.
- ⑧ Toshiaki Setoguchi, Shigeru Matsuo, Miah Md. Ashraful Alam, Norimasa Shiomi, Heuy Dong Kim, Hysteresis Phenomenon of Shock Wave in a Supersonic Nozzle, Proceedings of the 13th International Symposium on Transport Phenomena and Dynamics of Rotating Machinery, 2010, ISROMAC13-TS34.

## 6. 研究組織

### (1) 研究代表者

瀬戸口 俊明 (セトグチ トシアキ)  
佐賀大学・海洋エネルギー研究センター・教授  
研究者番号: 90145186

### (2) 研究分担者

松尾 繁 (マツオ シゲル)  
佐賀大学・大学院工学系研究科・教授  
研究者番号: 60229424  
塩見 憲正 (シオミ ノリマサ)  
佐賀大学・大学院工学系研究科・助教  
研究者番号: 80284610

### (3) 連携研究者

安信 強 (ヤスノブ ツヨシ)  
北九州工業高等専門学校・教授  
研究者番号: 70239771