■原著論文/ORIGINAL PAPER■

可燃性超音速流中でのデトネーション波の伝播

Propagation of Detonation Waves in a Supersonic Combustible Flow

片岡 秀文*・石井 一洋

KATAOKA, Hidefumi* and ISHII, Kazuhiro

横浜国立大学大学院工学府 / 工学研究院 〒240-8501 横浜市保土ヶ谷区常盤台 79-5 Yokohama National University, 79-5 Tokiwadai, Hodogaya-ku, Yokohama 240-8501, Japan

2008 年 7 月 3 日受付; 2008 年 10 月 22 日受理/Received 3 July, 2008; Accepted 22 October, 2008

Abstract : In the present study, propagation of detonation in a supersonic combustible flow was experimentally studied as a first step to realize the behavior of standing detonation for hypersonic propulsion. Experiments were performed in the detonation tube combined with a shock tube providing the supersonic flow of a stoichiometric oxyhydrogen. The flow Mach number behind the incident shock wave was estimated to be 1.2. The experimental results show that depending on the flow velocity, the apparent propagation velocity of detonation in the supersonic flow is higher in the upstream and lower in the downstream direction than the Chapman-Jouguet (CJ) velocity. The smoked plate records demonstrate cellular patterns deformed in the flow direction, which is due to velocity change of the leading shock front constructing the cellular structure. The calculated aspect ratios of the cell agree well with the experimental ones under the assumption that the velocity of the transverse wave is not affected by the flowing mixture.

Key Words : Detonation, Standing detonation, Supersonic flow, Cellular Structure

1. 緒言

近年, デトネーションを利用したエンジンが注目され ており[1], これらは, 燃焼器内に間欠的にデトネーショ ン波を発生させるパルスデトネーションエンジン (Pulse Detonation Engine, PDE) と燃焼器内にデトネーションを定 在させる静止デトネーションエンジン (Standing Detonation Engine, SDE) の 2 つに大別できる. デトネーションは媒質 中をマッハ数 3.5 ~ 7.0 程度で伝播する燃焼形態で, SDE は極超音速飛行での作動が可能と考えられる. SDE の性能 は Wintenberger らの理論計算[2]により求められている.

静止デトネーションに関する本格的な研究は 1950 年代 に Nicholls らによって開始され[3],彼らはマッハディス クを用いて静止デトネーションを実現しようとした[4,5]. その後,Gross らは斜めデトネーションを生成するため に、楔により生成された斜め衝撃波を用いた実験を行った [1,3].デトネーションでは衝撃波と燃焼の間に強い相互作 用が存在するが、これらの実験では、一部の場合を除き燃 焼の存在は衝撃波に影響を及ぼすことはなかった.そこで、 これらの現象はデトネーションとは区別され、衝撃波誘起 燃焼[3]と呼ばれることがある. その後も静止デトネーションに関する研究[6,7]は行われたが, その実現には至ってはいない.

地上実験での静止デトネーションの実現には,次に示す 二つの大きな課題がある.第一はデトネーション波の伝播 速度と釣り合う可燃性超音速流の生成,第二は可燃性超音 速流中でのデトネーションの起爆方法である.第一の課題 に関しては,これまでに寺尾らによって可燃性超音速流中 での見かけ上のデトネーション波の伝播速度の変化が確認 された[7].また Vasil'ev らは,可燃性超音速流中を伝播す るデトネーション波の流れに対する伝播速度は CJ 速度と 異なると報告している[8].第二の課題に関しては,静止状 態下ではこれまでに様々な研究が行われている.しかしな がら,可燃性超音速流中でのデトネーションの起爆の研究 例は少ない[9].

本研究では、静止デトネーションの実現のための第一歩 として、可燃性超音速流中でのデトネーション波の伝播の 様子を実験的に調べることを目的とした.入射衝撃波背後 の流れを可燃性超音速流として用い、その流れに対して垂 直にデトネーション波を導入、起爆させ、流れの中でデト ネーション波を伝播させた.その際、圧力履歴、シュリー レン写真、すす膜模様を観測した.

^{*} Corresponding author. E-mail: d05sb104@ynu.ac.jp

2. 実験装置および方法

2.1. 実験装置

本研究で使用した実験装置の概略図を図1に、 試験部の 詳細図を図 2 に示す.実験装置は高圧部,低圧部,試験 部,ダンピング部,導入管 (Initiation tube) からなる。長さ 3020 mm の高圧部とダンピング部下流側 1770 mm は内径 50 mm, 長さ 530 mm の導入管は内径 15.8 mm の円断面で あり,長さ 3020 mm の低圧部,長さ 620 mm の試験部,ダ ンピング部上流側 1250 mm は 40 mm × 20 mm の矩形断面 となっている. 図 2 における P1 から P5 には圧電式圧力変 換器 (PCB 社製, 113A24, 113A26) または導入管の設置が 可能である.本研究では、デトネーション波が各圧力変換 器間の移動に要した時間 (21.4 ~ 45.2 µs) と各圧力変換器 の応答時間 (1 µs 以下) により、デトネーション波の伝播 速度は2桁精度であると考えられる. 高圧部と低圧部を分 ける隔膜は H 型の切込みを入れた 0.4 mm のアルミニウム 製, 試験部と導入管を分ける隔膜は 0.1 mm のポリエチレ ンテレフタレート (PET) 製,または十字の切込みを入れた 0.4 mm の銅製を用いた. すすは 40 mm × 390 mm の試験部 側壁に直接塗布し、後述するシュリーレン光学系に用いた 光学窓は、すす膜採取用試験部側壁と同じ大きさで 40 mm × 390 mm の BK7 製である. 混合気の点火は, 導入管端フ ランジに設けた自動車用点火プラグにより CDI (Capacitor Discharge Ignition) 点火回路を用いて行った.また、導入管 中心からの距離をxとおき、下流方向を正とした.

本研究で用いたシュリーレン光学系を図 3 に示す. 光源 には発光半値幅 20 ~ 30 ns のスパーク光源 (株式会社横浜 技術研究所, Nanospark 1400)を用いた. ICCD カメラ (浜 松フォトニクス社製, C8484-05G)のゲート幅はスパーク 光源のタイムジッターと発光半値幅により 200 ns とした. カメラと光源の同期はデジタル遅延パルス発生器 (Stanford Research Systems, DG535)により行った.

2.2. 実験方法および条件

本実験では、低圧部、試験部、ダンピング部、導入管に は当量比1の水素-酸素混合気,高圧部にはヘリウムを用 いた。まず高圧部、低圧部、試験部、ダンピング部、導入 管に所定の圧力まで、それぞれに所定の気体を充填する. 次に高圧部と低圧部を分ける隔膜を破断させ、低圧部、試 験部、ダンピング部に衝撃波を入射させる。その入射衝撃 波背後の流れを可燃性超音速流として利用する. 隔膜が破 断した際に, 高圧部には膨張波が上流方向に音速で伝播し, その膨張波の到達を隔膜から上流 90 mm に設置した汎用 圧力変換器 (PCB 社製, 113A21) によって検出し, デジタ ル遅延パルス発生器を用いて任意に設定した時間をおいて パルスを点火回路に入力する.パルス受信後,導入管端で 導入管に封入された気体が点火され、デトネーション波へ の遷移過程 (Deflagration to Detonation Transition, DDT) を経 て, デトネーション波が導入管を伝播する. デトネーショ ン波が導入部と試験部を分ける隔膜に達すると隔膜が破断 し、試験部に対して垂直にデトネーション波が伝播する. 試験部に導入されたデトネーション波は,試験部での流路 拡大の影響を受け、衝撃波と燃焼波に分かれる. その後,



Fig.2 Schematic of test section. (dimensions: mm)



Fig.1 Schematic of experimental apparatus.



Fig.3 Schematic of the schlieren setup.

 Table 1 Experimental conditions (P: static pressure, T: static temperature, M: Mach number).

Condition	P [kPa]	<i>T</i> [K]	М
Quiescent	70	293 ± 8	0
M = 0.9	79 ± 6	460 ± 25	0.90 ± 0.04
<i>M</i> = 1.2	69 ± 6	600 ± 30	1.2 ± 0.04

分かれた衝撃波が流路側壁で反射することによって再起爆 し[10],デトネーション波は試験気体中を上流,下流方向 に伝播する.

実験条件を表1に示す. P, T, Mはそれぞれ試験部での 試験気体の静圧,静温,マッハ数である.静圧,静温,マッ ハ数,試験部での流れの持続時間は実測された試験部での 衝撃波速度より KASIMIR [11]を用いて求め,試験部での 流れの持続時間は求めた値の半分[12]としてM = 0.9の時 は約1 ms, M = 1.2の時は約0.5 ms と見積もった.導入管 の初期圧は100 kPa または200 kPa とした.実験はそれぞ れの条件で3回ずつ行い,その平均値を用いて評価した.

3. 実験結果および考察

3.1. 圧力履歴

3.1.1. 導入部初期圧と隔膜素材の影響

図 4 に静止状態条件での圧力履歴を示す. 導入管は P5 に設置し、 P_{IT} は導入部の初期圧である. AISTJAN [13]を 用いて計算したデトネーションの CJ 圧 P_{CJ} は P_{CJ} = 1326 kPa である. 横軸は導入管端での点火時刻を 0 としたとき からの時間である. (a) は P_{IT} = 100 kPa で PET 製隔膜を用 い, (b) は P_{IT} = 200 kPa で PET 製隔膜を用い, (c) では P_{IT} = 200 kPa で銅製隔膜を用いた. 図 4 において、それぞれ



Fig.4 Pressure histories in the test section. Quiescent condition (P_{IT} : initial pressure of the initiation tube. Position of initiation tube: P5).

の条件で、立ち上がりの時間以外には大きな違いは見られ ず、全ての条件において、最初の圧力の立ち上がり時の最 高値はほぼ CJ 値以上となっていることから、P4 以降では デトネーションが伝播していることがわかる.ここで、全 ての条件において P1 の最高値は CJ 値を大きく上回ってい るが、これは現象的なものか、圧力変換器の振動の影響な のかは不明である.また、全ての条件において、P3 と P4 は二度の大きな立ち上がりを観測しているが、二度目の圧 力の立ち上がりは、導入管から入射したデトネーション波 が流路下部で反射した反射波であると考えられる.さらに、 P3 では P4 に比べ二度目の立ち上がりまでに要する時間が 減少していることと、P1 では一度の立ち上がりであること



Distance from the center of the initiation tube, x [mm]

Fig.5 x-t diagram of the detonation front for the quiescent condition.



(a) Upstream propagation (position of the initiation tube: P5)





から、反射波は前方にあるデトネーション波に追いつき、 一体となって伝播していると考えられる.また、図 4(c) に おいて、0.69 ms での圧力変動はシュリーレン写真撮影時 の光源発光時のノイズである.

図 5 に静止状態条件の時に得られた圧力履歴からデト ネーション波面の x-t 線図を示す. どの条件においても, 傾きはほぼ一定である. 導入管から最も離れた P1, P2 間 のデトネーション波の伝播速度は 2800 m/s であり, CJ 速 度 V_{CJ} = 2823 m/s に近い値となっている. これより,実験 で得られたデトネーション波は P1, P2 間において安定に 伝播をしており,起爆の影響もほとんどないと考えられる. 一般に,初期圧力の上昇とともに DDT 距離は減少するこ



Distance from the center of the initiation tube, x [mm]Fig.7 *x-t* diagram of the detonation front (M = 1.2).

Table 2 Measured velocities of detonation and combustible flow. V_{DOWN} : velocity of detonation propagating downstream, V_{CJ} : velocity of CJ-detonation, V_{UP} : velocity of detonation propagating upstream, U: velocity of combustible flow.

Condition	V _{DOWN} [m/s]	V _{CJ} [m/s]	V _{UP} [m/s]	U [m/s]
M = 0.9	3400	2782	2100	610
<i>M</i> = 1.2	3600	2736	1800	910

とがわかっている[14-16]. 図 5 において導入管の初期圧力 を上げることにより導入管での DDT 距離が減少し,点火 から各圧力変換器到達までに要した時間が短くなったと考 えられる. 図 5 において,導入管の初期圧が 200 kPa の時, 隔膜の素材の違いによる明確な違いは見られない.そこで, シュリーレン写真を撮影する時は,隔膜の飛散が少ない銅 製隔膜を用いて導入管初期圧力 $P_{IT} = 200$ kPa とし,すす膜 採取の場合は容易に作成できる PET 製隔膜を用いて $P_{IT} = 100$ kPa とした.

3.1.2. デトネーション伝播速度と流速の関係

図6に、流れの条件がM=1.2の時の圧力履歴を示す.(a) では導入管を P5 に設置し、上流に伝播するデトネーショ ン波を、(b) は導入管を P1 に設置し、下流に伝播するデト ネーション波をそれぞれ測定した.M=1.2の時の CJ 圧は $P_{CJ} = 618$ kPa である。下流伝播時の P2 以外の全ての圧力 変換器では圧力の立ち上がり時の最高値はほぼ P_{CJ} または それ以上であり、上流伝播においては P4 より上流の位置、 下流伝播においては P3 より下流の位置ではデトネーショ ン波が伝播していることがわかる。上流伝播、下流伝播そ れぞれ P3、P4 と P2、P3 では、静止状態時に見られた反射 波によるものと考えられる 2 度目の立ち上がりを観測して いる。

図 7 に M = 1.2 の時における圧力履歴から得られたデト ネーション波面の x-t 線図を示す.上流伝播,下流伝播と もに傾きはほぼ一定であり,安定したデトネーション波の 伝播であることがわかる.上流伝播と下流伝播での傾きの 差は,流れの影響によってデトネーションの見かけ上の伝 播速度が変化したためである.

表 2 に M = 0.9, M = 1.2 の時の圧力履歴から得られた可 燃性流れ中のデトネーションの見かけ上の伝播速度 V (上 流伝播 V_{UP} , 下流伝播 V_{DOWN}), CJ デトネーションの伝播 速度 V_{CJ} , 可燃性流れの流速 U を示す. V_{UP} と V_{DOWN} は, それぞれ最も起爆の影響が少ないと考えられる導入管から 最も離れた P1 と P2 間, P4 と P5 間の速度とした. どちら の条件においても V_{UP} は V_{CJ} より遅く, V_{DOWN} は V_{CJ} より 速くなっていることがわかる. M = 1.2 において V_{CJ} - U = 1800 m/s, V_{CJ} + U = 3600 m/s であり, それぞれ V_{UP} = 1800 m/s, V_{DOWN} = 3600 m/s とよく一致しており, 次式のような 関係が成り立つと考えられる.

$$V = V_{\rm CJ} \pm U \tag{1}$$

M=0.9においても M=1.2 と同様に, デトネーション波の 伝播速度と可燃性流れの流速との関係は (1) 式とよく一致 している. これより,本研究の結果は,可燃性流れの中を 伝播するデトネーションの見かけ上の伝播速度は流れの流 速分だけ CJ 速度から変化することを示している.また,(1) 式が成り立つ本研究の結果は,流れに対するデトネーショ ンの伝播速度は CJ 速度であることを示しており, CJ 速



Fig.8 Schlieren photographs of the detonation front.

度と異なるとした Vasil'ev らの結果[8]とは異なっている. Vasil'ev らは、その原因の一つに、上流部と下流部での流 れの圧力と温度の変化による CJ 圧の変化を挙げている. Vasil'ev らは超音速風洞を用いて実験を行っており、境界 層の影響により主流の圧力と温度が変化している. Vasil'ev らの実験での上流部と下流部での主流の CJ 圧の比は、25.3 atm (下流) / 15.1 atm (上流) = 1.68 である.本研究では、入 射衝撃波の減衰による主流の圧力と温度の変化があり, M = 1.2 の時, 図 6 の立ち上がり前の流れの圧力から予想さ れる主流の CJ 圧の比は、上流伝播では 700 kPa (上流) / 660 kPa (下流) = 1.1, 下流伝播では 660 kPa (上流) / 620 kPa (下 流)=1.1 で, M=0.9 では最も変化した時の CJ 圧の比は 1.1 であった.ここで,主流温度は,実測された圧力の値にな るような衝撃波の強さから見積もった。本研究で用いた流 れの CJ 圧の比は、両条件ともに Vasil'ev らの実験条件よ り小さい値となっており、これは本研究で用いた流れが、 Vasil'ev らが用いた流れより CJ 圧の変化が少ない流れであ ることを示している.これより、本研究では、CJ 圧の変化 が少ない流れを用いたので、CJ 速度との差がない結果が得 られたと考えられる.

3.2. シュリーレン画像

図 8 にデトネーション波のシュリーレン画像を示す.(a) は静止状態,(b) は M = 0.9 の上流伝播,(c) は M = 1.2 の上 流伝播,(d) は M = 0.9 の下流伝播,(e) は M = 1.2 の下流伝 播である.図の下に示したスケールは導入管中心からの距 離 x である.図 8(a) では,デトネーション波面は,起爆の 影響がほとんどなく,ほぼ平らであると見なせる.それに 比べて図 8(b) から(e) のデトネーション波面は流れの方向 に凸になっており,流れの影響があることがわかる.図 9 に入射衝撃波からの距離 L_d と境界層の厚さ δ の関係を示 す.実線は M = 1.2,点線は M = 0.9 である.境界層の厚さ δ は次に示す(2)式によって求められる[17].

$$\delta = 0.22 L_{\rm d}^{0.8} \left(\frac{\mu}{\rho U}\right)^{0.2} \tag{2}$$

ここで, μ は入射衝撃波背後の混合気の粘性係数, ρ は入 射衝撃波前方の混合気の密度である. 混合気の粘性係数は, それぞれの気体の粘性係数[18]と Chapman-Enskog theory



Fig.9 Relationship between the distance from the incident shock wave, L_d and the boundary layer thickness, δ .



Fig.10 *L*_d- *t* diagram of detonation front (starting point: position of the initiation tube center, end point: position taking Fig.8).



Fig.11 Detonation velocity distribution in the combustible flow (M = 1.2).

[19]を用いて見積もった.図10に、図8が撮られたときの 圧力履歴から予想される、デトネーション波面の L_{d-t} 線図 を示す.始点はデトネーション波面が導入管中心に位置し た時を、終点は図8が撮られた時を表している.図11に M = 1.2の時の、CJ速度(2736 m/s)から可燃性流れの速度 を加減して求められたデトネーションの伝播速度分布を示 す.図11(a)は上流伝播、図11(b)は下流伝播である.境界 層内の速度分布には1/7乗則を用い、入射衝撃波背後の可 燃性流れの速度分布を求めた.試験部下面を0とした高さ をHとした.

図 12 に, M = 1.2 の時の, H = 20 mm においてデトネー ション波が図 8 と同じ位置に来たときの, デトネーション の伝播速度分布から計算されたデトネーション波面を示 す. デトネーションの伝播速度分布は,導入管からデトネー ション波面の距離が 80 mm 増加するごとに段階的に変化 すると仮定した. 図 12(a) は上流伝播, 図 12(b) は下流伝播 である. 図 8(c), (e) と図 12(a), (b) をそれぞれ見比べると, どちらも下流方向に凸であり,実験と計算は定性的によく 一致している. したがって, デトネーション波面が下流方 向に凸であるのは,流れの速度分布の影響であると考えら れる. H = 3 mm と H = 20 mm でのデトネーション波面位 置の流れ方向の差を表 3 に示す. 表 3 を見ると,全ての条



[mm]

of the initiation tube, x [mm]

Fig.12 Calculated profiles of the detonation front (M = 1.2).

Table 3 The differences of the detonation front position between H = 3mm and H = 20 mm.

Condition		Experiment [mm]	Calculation [mm]	
<i>M</i> = 0.9	downstream	0.76	1.1	
	upstream	0.89	1.6	
<i>M</i> = 1.2	downstream	2.7	6.9	
	upstream	1.3	3.7	

件において計算値は実験値より大きくなっている. 図 11 の速度分布は、CJ速度から可燃性流れの速度を加減して求 められたものであり、デトネーション波面の湾曲による伝 播方向の変化は考慮されていない. したがって、計算値と 実験値の差が生じた理由の一つとして、デトネーション波 面の湾曲によるデトネーション波の伝播方向の変化が考え られる.

3.3. セルサイズと伝播速度の関係

図 13 に M= 1.2 の時のすす膜模様を,表4 に各条件での すす膜記録から得られたセル長さとセル幅を示す.(a) は 導入管より上流側 290 mm,(b) は下流側 290 mm でのすす 膜模様であり,(a) と(b) ではアスペクト比の違うセル模様 が得られた.また表4を見ると,セル幅 Wに関して M= 1.2 では下流 2.1 mm,上流 2.4 mm,M= 0.9 では下流 1.6 mm, 上流 1.8 mm でほぼ同じである.しかし,セルのアスペク ト比 L/WはM= 1.2 では下流 2.3,上流 1.3,M= 0.9 では下 流 1.8,上流 1.4 で下流伝播の方が上流伝播に比べて大きい ことがわかる.Levinらは数値計算により,M= 2 の水素一 空気流動混合気中を上流,下流に伝播するデトネーション において,セル幅の差はないが,セルのアスペクト比は下 流側の方が大きい[20]という結果を示し,本研究結果と一





Table 4 Measured cell sizes and aspect ratio (*L*: cell length, *W*: cell width).

Condition		<i>L</i> [mm]	W[mm]	L / W
Quiescent		2.5	1.7	1.5
<i>M</i> =0.9	downstream	2.8	1.6	1.8
	upstream	2.5	1.8	1.4
<i>M</i> =1.2	downstream	4.8	2.1	2.3
	upstream	3.0	2.4	1.3

致している.

図 14 にデトネーションのセル構造とすす膜模様の模式 図を示す. L はセル長さ, W はセル幅, V はデトネーショ ン波の伝播速度, V_T はデトネーションの横波の伝播速度で ある.すす膜模様はデトネーションの入射衝撃波,マッハ ステム,横波の3つの波が重なる三重点の軌跡であると考 えられている.図14より三重点はデトネーションの進行 方向にV,進行方向と垂直な方向にV_Tで動くと考えると, セルのアスペクト比L/W はデトネーション波の伝播速度V とデトネーションの横波の伝播速度V_Tを用いて(3)式のよ うに表せる.静止状態ではV=V_{CI}である.

$$\frac{L}{W} = \frac{V}{V_{\rm T}} \tag{3}$$

L : Cell length Soot track records V_T Incident shock wave ---- Transverse wave ---- Mach stem

Fig.14 Cellular structure and soot track records. V: velocity of detonation front, V_T : velocity of transverse wave.

ここで、本研究では *V* は実測できるが、*V*_T は実測で求め るのが困難である. Strehlow は *W/L* \cong 0.6 である[21]と報告 し、Pintgen らは三重点の軌跡のなす角度は 33° である[22] と示しており、このとき *W/L* = 0.65 となる. Hanana ら[23] は、スラッピングと呼ばれる横波の軌跡が現れる矩形型 と、スラッピングの現れない対角型に分け *W/L* を調べた結 果、矩形型では *W/L* = 0.56、対角型では *W/L* = 0.77 として いる. 図 13 ではスラッピングが現れていることが確認さ れ、Hanana らの分類では矩形型であると考えられる. 以上 から本研究では *W/L* = 0.6 と見積もり、*V*_T = 0.6*V*_{CJ} とした.

表4で示されたように、デトネーション波の伝播方向と 平行な可燃性の流れは、セル幅Wには影響を与えず、セル 長さLにのみ影響を与えている。可燃性流れの影響を入れ たセルのアスペクト比は、前述した流れと伝播速度の関係 である(1)式を(3)式に用いて、(4)式のように表すことが できると考えられる。

$$\frac{L}{W} = \frac{V}{V_{\rm T}} = \frac{V_{\rm CJ} \pm U}{V_{\rm T}} \tag{4}$$

図 15 に、セルのアスペクト比 L/W と見かけ上の伝播速度 V との関係を示す。 V_{CI} は温度と圧力に依存するが、本実 験条件内では V_{CI} の最大の差は 3.2 % であり、その差はほ とんどないと考えられるので、(4) 式を用いた L/W の計算 では 293 K、70 kPa の時の V_{CI} を用いて計算した。図 15 を 見ると、(4) 式より求めた値は実験値によく一致している ことから、(4) 式は有効であると考えられる。

4. 結言

本研究では,可燃性超音速流中を流れに対して平行に伝 播するデトネーション波の挙動を調べ,以下のことを明ら かにした.

1. 可燃性超音速流中におけるデトネーション波の見かけ上 の伝播速度は、可燃性超音速流の流速の分だけ CJ デト



Fig.15 Relationship between *L/W* and *V* (*L*: cell length, *W*: cell width, *V*: velocity of detonation propagation).

ネーションの伝播速度から変化する.

- 可燃性超音速流中を伝播するデトネーション波のセルの アスペクト比は、CJ デトネーション波の伝播速度、横 波の伝播速度と可燃性超音速流の流速から求めた値と実 験値がよく一致した。
- 本実験においてデトネーション波が下流方向で凸である ことは可燃性超音速流れの速度分布の影響であることが 定性的に示された。

謝辞

本研究の一部は平成 17, 18 年度科学研究費補助金基盤 (C) (17560696) の支援により行われた.また,本研究に協 力して頂いた本学学生の小島隆義君と小池泰久君に謝意を 表す.

References

- 1. Kailasanath, K., AIAA J. 38 No.9: 1698-1708 (2000).
- 2. Wintenberger, E., Shepherd, J. E., AIAA2003-0714, (2003).
- Tsuji, H., J. JSME (in Japanese) 70 No.583: 1205-1214 (1967).
- Nicholls, J. A., Dabora, E., K., Proc. Combust. Inst. 8: 644-655 (1962).
- 5. Nicholls, J. A., Proc. Combust. Inst. 9: 488-498 (1963).
- 6. Gross, R. A., AIAA J. 50 No.5: 1225-1227 (1963).
- Terao, K., Ishii, K., Totsuka, T., and Ishikawa, Y., AIAA2002-5164, (2002).
- Vasil'ev, A. A., Zvegintsev, V. I., and Nalivaichenko, D.G., Combustion, Explosion, and Shock Waves 42 No.5:568-581 (2006).
- Carrier, G. F., Fedell, F. E. and Fink, S. F., *Combust Flame* 103: 281-295 (1995).
- Kataoka, H., Kojima, T., Ishii, K., Proc. Forty-Fifth Symp. (Jpn.) Combust. (in Japanese): 88-89 (2007).
- 11. Esser, B., Die Zustandsgrößen im Stoßwellenkanal als Ergebnis eines exakten Riemanlösers. Doctoral Thesis, Shock

Wave Laboratory, RWTH Aachen (1992).

- Kuratani, K., Tsuchiya, S., Sock Wave in Chemistry and Physics (in Japanese): 41-52 (1968).
- 13. Tanaka, K., Proc. Forty-Fourth Symp. (Jpn.) Combust. (in Japanese): 330-331 (2006).
- Egerton, A., and Gates, S. F., *Proc. Roy. Soc.* A 114: 152-160 (1927).
- 15. Kuznetsov, M., Alekseev, V., Matsukov, I, and Dorofeev, S., Shock Waves 14: 205-215 (2005).
- Bollinger,L. E., Fong, M. C., and Edse, R., ARS J. 31: 588-595 (1961).
- 17. Fay, J., A., Physics of Fluids 2 No.3: 283-289 (1959)

- JSME, JSME Data Book: Thermophysical Properties of fluids (1983)
- 19. Bird, R., B., Stewart, W., E., and Lightfoot, E., N., Transport Phenomena Second Edition: 23-29 (2002)
- Levin, V. A., Markov, V. V., Zhuravskaya, T. A., and Osinkin, S. F., Proc. 21th International Colloquim on the Dynaics of Explosions and Reactive Systems, Paper 79 (2007).
- 21. Strehlow, R. A., Combust. Flame 12: 81-101 (1968).
- 22. Pintgen, F., Eckett, C. A., Austin, J. M., and Shepherd, J., E., *Combust. Flame* 133: 211-229 (2003).
- 23. Hanana, M., Lefebvre, M. H., and Tiggelen, P. J. V., *Shock Waves* 11: 77-88 (2001).