

デトネーション波により駆動される衝撃波管の 作動特性に関する実験的研究*

金 泰 煥^{*1}, 小 原 哲 郎^{*2}
大八木 重 治^{*2}, 吉 川 正 人^{*3}

Experimental Study on Performance of Shock Tube Driven by Detonation Wave

Tae Hwan KIM, Tetsuro OBARA^{*4},
Shigeharu OHYAGI and Masato YOSHIKAWA

^{*4} Department of Mechanical Engineering, Saitama University,
255 Shimo-Ohkubo, Sakura-ku, Saitama-shi, Saitama, 338-8570 Japan

A detonation-driven shock tube is useful apparatus for producing high-enthalpy flow and it can be used to investigate a combustion flow inside Scramjet-engine. This detonation-driven shock tube produces a shock wave of high propagation Mach number using a particularly high-temperature gas behind detonation wave. However, state variables such as pressure and temperature behind detonation wave are not uniform, since a Taylor expansion wave follows precursor detonation wave so as to decrease these variables. Therefore, a performance of this device is necessary to be studied and this report is concerned with characteristics of this facility in order to produce a high-enthalpy flow. Experiments were conducted by applying a combination of sub-combustion tube and spiral-coil to produce a detonation wave. As a result, it was clarified that detonation wave was produced with extremely short distance from an igniter. The propagation Mach number of a shock wave was increased by diluting driver-gas with light-gas. A stagnation enthalpy behind reflected shock wave was evaluated and experimental conditions producing high-enthalpy flow were clarified, which would be practical to investigate a combustion flow inside a Scramjet-engine.

Key Words : Detonation, Shock Wave, Compressible Flow, Shock Tunnel

1. は じ め に

極超音速で飛行する次世代旅客機などのエンジンとして、燃焼を超音速流中で行わせるスクラムジェットエンジンが注目されている。スクラムジェットエンジンは、大気中の空気から酸素を得る空気吸い込み式エンジンであり、従来のロケットエンジンが燃料に加え酸化剤も運搬しているのに比較し、ペイロードを大きくできるという利点がある。スクラムジェットエンジンを開発するには、幅広い超音速の飛行条件に応じて燃料を噴射させ確実に着火を行わせるとともに、安定した保炎状態を得ることが技術的課題である^{(1)~(3)}。スクラムジェットエンジンでは、マッハ数2~5程度の超音速流中に燃料を噴射させ、燃焼を安定して行わせる必要があり、エンジン内では比エンタルピーの値

が5~20MJ/kg程度の高エンタルピー流れとなる⁽⁴⁾。したがって、スクラムジェットエンジンを開発するには、このような高エンタルピー流れを実験室において再現し、様々な飛行条件におけるエンジン性能を評価することが重要となる。

短時間ではあるが、高速流れを比較的容易に生成するための装置として衝撃風洞がある。これは、高圧室と低圧室の間の隔膜を瞬間的に破膜させることにより形成される衝撃波を管端において反射させ、反射衝撃波背後の高温・高圧領域を貯気槽として高速流を駆動する間欠式風洞である。衝撃風洞を用いてよりエンタルピーの高い流れを生成するには、衝撃波の伝ばマッハ数を高くする必要がある。一般的な衝撃風洞では高圧室の気体として分子量の小さい気体を選ぶとともに高圧室の圧力 p_4 と低圧室の圧力 p_1 の圧力比 p_4/p_1 を大きく設定すれば、伝ばマッハ数の高い衝撃波を駆動できることになる。しかしながら、装置の設計条件から p_4/p_1 の設定には上限があり、生成される衝撃波

* 原稿受付 2003年6月3日。

^{*1} 正員, 埼玉大学大学院(〒338-8570 さいたま市桜区下大久保255)。

^{*2} 正員, 埼玉大学工学部。

^{*3} 埼玉大学大学院。

E-mail: tobara@mech.saitama-u.ac.jp

の伝ばマッハ数も必ずと制限される。この問題を克服するため、高圧室の下流にピストンを挿入する改良を行った自由ピストン形衝撃風洞がある⁽⁵⁾。これは、高圧室の気体を開放することにより自由ピストンを駆動し、自由ピストン前方の気体を断熱圧縮することにより、高温・高圧気体を瞬間的に生成させ、これを開放することで伝ばマッハ数の高い衝撃波を駆動する方式である。自由ピストン形衝撃風洞を作動させる場合には、ピストンの運動による機械的な損失を伴うとともに、ピストンの運動を予測し制御しなければならないという課題が残る⁽⁵⁾。

一方、伝ばマッハ数の高い衝撃波を比較的容易に生成する装置としてデトネーション駆動形衝撃風洞がある。この装置では、高圧室に可燃性気体を充填し、可燃性気体の燃焼により生成されるデトネーション波背後の高温・高圧の気体を駆動気体として衝撃波を生成する。この方式を用いれば、より低い初期圧力比で伝ばマッハ数の高い衝撃波を発生させることができる利点がある。このようなデトネーション燃焼を衝撃波の駆動源として用いる考えは Bird⁽⁶⁾によって提案された。また、Yu ら⁽⁷⁾により、駆動気体として酸素と水素の混合気体（以下、酸水素と呼ぶ）を用い、デトネーション波背後の高温・高圧領域を貯気槽として衝撃波を生成させるデトネーション駆動形衝撃風洞が提案された。また、Yu らは実験で得られた圧力履歴が数値シミュレーション結果と良く一致するという結果を示している⁽⁷⁾。さらに、最近では大型のデトネーション駆動形衝撃風洞も構築されている⁽⁸⁾。

デトネーション駆動形衝撃風洞の作動モードには、(i) 衝撃波の伝ば方向と逆方向にデトネーション波を伝ばさせる Upstream Mode と、(ii) 衝撃波の伝ば方向と同じ方向にデトネーション波を伝ばさせる Downstream Mode の2種類がある^{(9) (10)}。Downstream Mode では、生成される衝撃波の伝ばマッハ数が高いものの、デトネーション波に追従する Taylor 膨張波により圧力および温度が低下するため、貯気槽における一様性が低いという欠点がある。本研究では生成される衝撃波のマッハ数は Downstream Mode に比較すれば低い、駆動気体の一様性が良好である Upstream Mode を用いて実験を行った。

本報では、副室を備えた点火管を新たに試作し、副室から噴射される既燃気体によりデトネーション波を生成する方式を用いた場合の作動特性について述べる。次にデトネーション駆動形衝撃風洞では、デトネーション波背後の高温・高圧気体を衝撃波の駆動源に使用するため、得られる一様流の持続時間は著しく短いとい

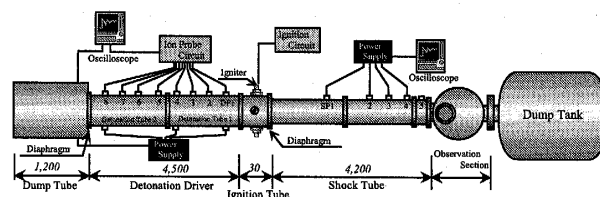


Fig. 1 Schematic diagram showing a detonation-driven shock tunnel

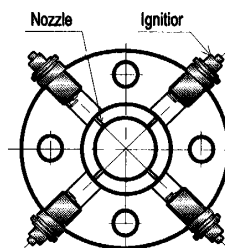


Fig. 2 Configuration of ignition tube mounted between detonation driver and shock tube

う欠点がある。そこで、隔膜における反射衝撃波を用いて一様流の持続時間を最も長く確保できるテイラリング条件について検討を行ったので報告する。

2. 実験装置および方法

2.1 実験装置 図1にデトネーション駆動形衝撃風洞の概略を示す。装置はステンレス製 (SUS304) で図の左から順にダンプチューブ (Dump Tube, 内径 210 mm)、駆動管 (Detonation Driver)、点火管 (Ignition Tube)、衝撃波管 (Shock Tube)、観測部 (Observation Section) およびダンプタンク (Dump Tank, 容積 0.75 m³) で構成される。駆動管、点火管および衝撃波管の内径は 50 mm であり、装置全体の長さは約 14 m である。

著者らは、これまで始動管 (内径 30 mm, 長さ 1 m) を駆動管に垂直に接続して混合気体の点火を行い、始動管内において生成させたデトネーション波を駆動管に入射させる方式を用いていた^{(11) (12)}。しかし、デトネーション波が始動管から駆動管へ回折して伝ばする際には膨張波が発生し、デトネーション波は衝撃波と燃焼波へと一度分離すると考えられた^{(11)~(13)}。そこで、この問題を解決するため、小規模な副室内で燃焼した既燃気体のジェット流を駆動管に噴射してデトネーションを開始させる方式への改良 (点火管と呼ぶ) を行った⁽¹⁴⁾。図2に点火管の概略を示す。点火管は、内径 50 mm の円管の周囲4ヶ所に自動車用点火プラグを副室 (容積 4 × 3 300 mm³) を介して取り付け

管である。副室内の混合気が着火されると、既燃気体は4ヶ所の副室から内径3mmのノズルを介して点火管の中心軸に向けて噴射され、そのジェット流によってデトネーション波を生成させた。なお、駆動管にはデフラグレーション波からデトネーション波への遷移(Deflagration to Detonation Transition, 以下 DDT と略す)を促進するため、外径4mmのステンレスパイプをピッチ約10mmでらせん状に巻いたスパイラルコイルを点火管から駆動管方向へ60mmの区間に挿入した⁽¹⁵⁾。なお、駆動管を左方向に伝ばしたデトネーション波は、ほぼ真空状態にしてあるダンブチューブ内において消炎し減衰される。

駆動管には8ヶ所(点火管から左方向へ順に DP1 ~ DP8)、同様に衝撃波管には4ヶ所(点火管から右方向へ順に SP1 ~ SP4)の測定孔が設けられている。点火プラグから測定孔までの距離を表1に示す。デトネーション波および衝撃波の圧力、伝ば速度を計測するため、圧力変換器を駆動管に3ヶ所、衝撃波管の4ヶ所に設置した。また、燃焼波の到達を検知するため、二針式イオンプローブを駆動管に8ヶ所、圧力変換器に対向させて設置してある。イオンプローブは直径1.4mmの鉄針2本(間隙約1mm、長さ約2.5mm)の間に直流電圧90Vを印加したものである。燃焼波背後の電離した気体が鉄針間を通過することにより鉄針間には導通状態となる特性を用いて燃焼波の到達を検知することができる。圧力変換器およびイオンプローブからの出力はストレージオシロスコープ(横河電機社製, DL1540, 200MS/s)2台を用いて同時記録されコンピュータで処理した。

Table 1 Distance of measuring station from igniter

Driver Tube	Distance [mm]	Shock Tube	Distance [mm]
DP1	200	SP1	1905
DP2	700	SP2	2905
DP3	1200	SP3	3405
DP4	1700	SP4	3910
DP5	2300		
DP6	2800		
DP7	3300		
DP8	3800		

2.2 実験方法および実験条件 表2に実験条件を示す。駆動気体は酸水素の混合気であり、当量比を $\phi = 1.0 \sim 3.0$ の範囲で変化させて実験を行った。また、駆動気体をヘリウムおよびアルゴンで希釈した条件でも実験を行った。駆動気体の初期圧力は40~340kPaの範囲である。衝撃波管には空気を充填し、初期圧力は0.1~41.3kPaの範囲である。実験を行う際にはま

ず、駆動管/ダンブチューブおよび駆動管/衝撃波管の間をそれぞれ隔膜で仕切った。隔膜には厚さ75 μm のマイラー膜、または厚さ400 μm の銅板を用いた。銅板には破膜に要する時間を短縮するためと破膜した際の開口面積を大きくさせるため、十字型の溝が切り込んである。ただし、実験における再現性を向上させるため、十字溝の深さおよび形状を均一に加工するように注意した⁽¹³⁾。

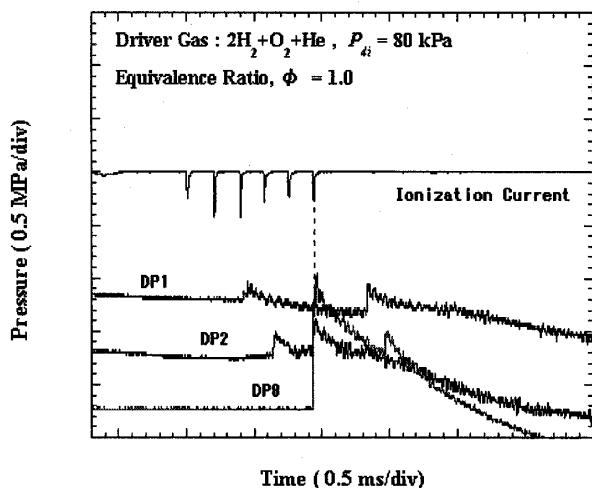
Table 2 Experimental conditions

Driver Gas	$\text{H}_2 + \text{O}_2/(2\phi) + \beta\text{M}$
Test Gas	Air
Driver Pressure, p_{4i} [kPa]	40 ~ 340
Test Gas Pressure, p_1 [kPa]	0.1 ~ 41.3
Equivalence Ratio, ϕ	1.0 ~ 3.0
Dilution Gas	He, Ar
Dilution Ratio, β	0, 1.0

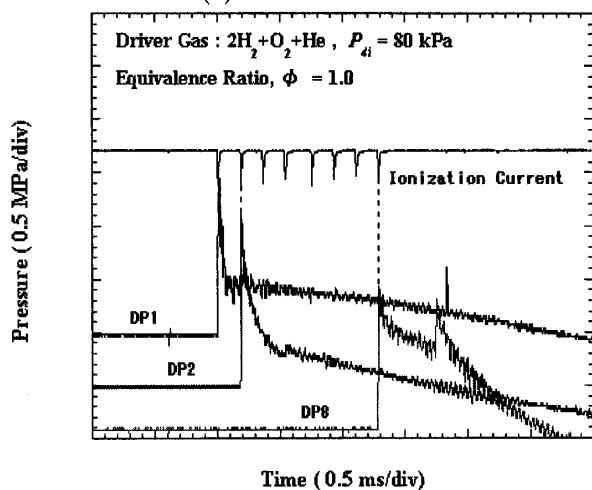
3. 結果及び考察

3.1 駆動管におけるデトネーション波の挙動 図3に駆動管の初期圧力が $p_{4i} = 80\text{kPa}$ 、当量比 $\phi = 1.0$ の場合に駆動管に設置されたイオンプローブからの電圧信号(上部)と、DP1, DP2およびDP8に取り付けられた圧力変換器より得られた圧力履歴(下部の3波形)を示す。図3(a)は駆動管の内部にスパイラルコイルを挿入していない場合であり、図3(b)は挿入した場合の圧力履歴である。図3(a)ではデトネーション波への遷移が起きていないことが明らかである。すなわち、イオンプローブは燃焼波の到達を検知しているものの、圧力履歴の立ち上がりとは明確に一致していない。これは、混合気の燃焼によって生じた衝撃波と燃焼波とが分離して伝ばしていることを示す。一方、図3(b)の場合には、DDTがDP1の位置で既に完了していることを示す。すなわち、DP1の位置において圧力の著しい立ち上がりと燃焼波の到達を示すイオンプローブの反応時刻が一致しており、DP1の位置において既にデトネーション波として伝ばしていることを示す。これらの実験結果からスパイラルコイルを挿入することによってDDTが短時間のうちに起こり、デトネーション遷移距離が短くなることが明らかである。なお、図の圧力波形上ではデトネーション波に追従するTaylor膨張波背後で絶対圧の値が負となる部分が観察されるが、これは実験に使用した圧力変換器に対する熱的影響であると考えられる。

図4に図3の圧力およびイオン電流波形からデトネーション波が2個の測定孔を通過する時間より求めたデトネーション波への遷移距離を示す。図の横軸は駆動気体の初期圧力 p_{4i} 、縦軸は点火プラグからデト



(a) Smooth Tube



(b) With spiral-coil inside a Tube

Fig. 3 Profile of ionization current (upper) and pressure histories (lower), showing propagation of detonation wave ($p_{4i} = 80$ kPa, $\phi = 1.0$)

ネーション波への遷移が確認できた距離 D_{id} を示す。駆動気体は当量比 $\phi = 1.0$ の酸水素混合気をヘリウムで希釈した気体である。点火管内にスパイラルコイルを挿入していない場合 (□印) には、デトネーション遷移距離 D_{id} が初期圧力の増加にしたがって短くなるが、点火管内にスパイラルコイルを挿入した場合 (○印) には D_{id} は初期圧力に依存せず 200 mm 以内であることが分かる。これは、燃焼によって生じた衝撃波がスパイラルコイルと干渉して未燃の混合気を乱す効果、および伝ば速度の遅い燃焼波がスパイラルコイルと干渉することにより乱流燃焼へと遷移し、燃焼速度が増加するためにデトネーション波への遷移時間を短くさせたと考えられる⁽¹⁶⁾。なお、始動管を用い

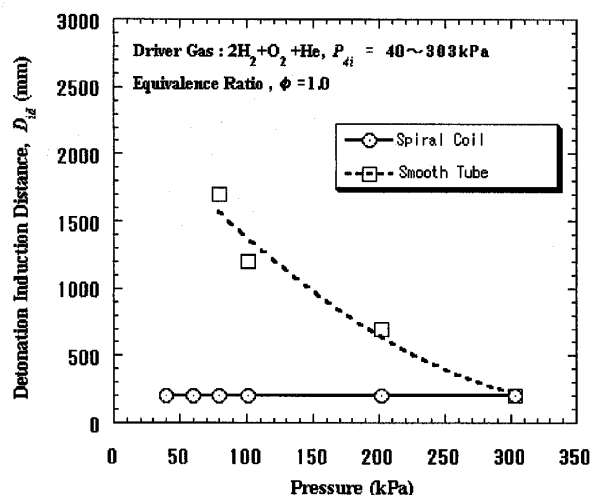


Fig. 4 Relationship between detonation induced distance (D_{id}) and initial pressure of driver gas p_{4i} ($p_{4i} = 40 \sim 303$ kPa, $\phi = 1.0$)

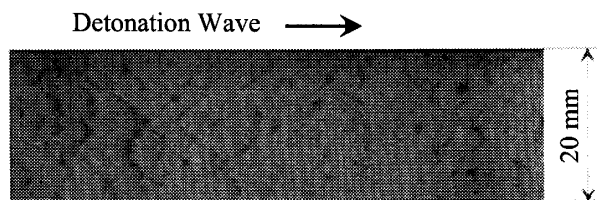


Fig. 5 Smoked foil record ($p_{4i} = 40$ kPa, $\phi = 1.0$)

た実験では、始動管内で生成されたデトネーション波が一度、衝撃波と燃焼波に分離してから DDT を起こす過程を経るため、 D_{id} は 200 ~ 500 mm と長い⁽¹¹⁾。したがって、点火管を用いる本方式のほうが D_{id} は短い結果となる。スパイラルコイルを挿入することにより、 D_{id} を短縮する効果が他の条件においても明らかにされたので、これ以降は全てスパイラルコイルを挿入して実験を行った。

デトネーション波は、垂直衝撃波とは異なり複雑な 3次元構造を有して伝ばすることが明らかにされている⁽¹⁷⁾。特に、入射衝撃波、反射衝撃波、マッハ波とそれらが 1点で交差してできる 3重点および燃焼波面などで構成されるのがデトネーション波の特徴である。したがって、すす膜を塗布したプレート上をデトネーション波が通過することにより、すす膜の一部が剥がされ、うろこ状の模様が形成される。図 5 に点火プラグから約 1000 mm 離れた駆動管内に取り付けて得たすす膜模様を示す。駆動気体は量論の酸水素混合気であり、初期圧力は $p_{4i} = 40$ kPa の条件である。すす膜上には規則的なセル構造が観察され、デトネーション波が維持されて伝ばしていることを示す。

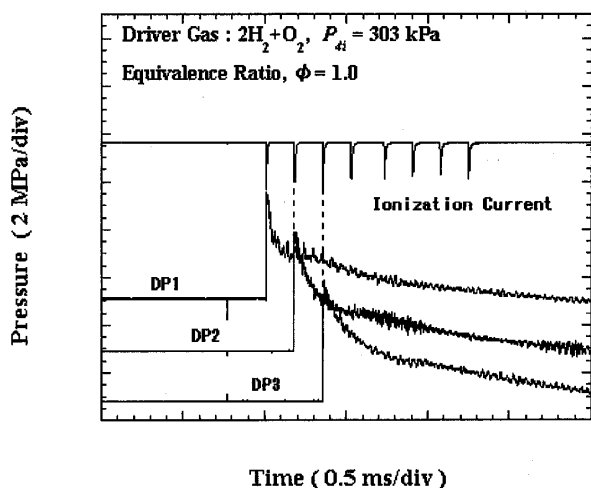


Fig. 6 Profile of ionization current (upper) and pressure histories (lower), showing propagation of detonation wave ($p_{4i} = 303$ kPa, $\phi = 1.0$)

図6に駆動管の初期圧力が $p_{4i} = 303$ kPa, 当量比 $\phi = 1.0$ の場合に駆動管に設置されたイオンプローブからの電圧信号(図上部)と, DP1, DP2 および DP3 に取り付けられた圧力変換器より得られた圧力履歴(図下部)を示す. DP1 の位置以降においてイオンプローブはほぼ一定間隔で燃焼波の到達を検知していることから, 点火プラグからの距離 $D < 200$ mm の範囲において DDT が起きていることがわかる. また, イオンプローブの電圧変化と圧力の立ち上がり時刻が一致していること, および圧力履歴からは波面背後に Taylor 膨張波が追従していると考えられることから, 典型的なデトネーション波の伝ばを確認することができる. DP3 における最高圧力は約 6.4 MPa であり, この値は化学平衡計算⁽¹⁸⁾ によって得られた Chapman-Jouguet (以下 C-J と略す) デトネーション波背後の圧力値にほぼ等しい.

図7に駆動管内を伝ばするデトネーション波の速度分布を示す. 横軸は点火プラグからの距離, 縦軸はデトネーション波の伝ば速度を示す. 駆動管の初期圧力を 101 kPa ~ 303 kPa の範囲で変化させた場合を示すが, $p_{4i} = 101$ kPa の条件を除けば, デトネーション波は駆動管内を一定の速度で伝ばしていることが明らかである. 初期圧力が $p_{4i} = 303$ kPa の場合, デトネーション波の伝ば速度 2950 m s^{-1} は, この条件における C-J デトネーション波の伝ば速度 2980 m s^{-1} に $\pm 1\%$ の誤差で一致している. 駆動管の初期圧力が $p_{4i} = 101$ kPa の場合には, $500 < D < 1000$ mm の領域で DDT が生じており, Overdriven デトネー

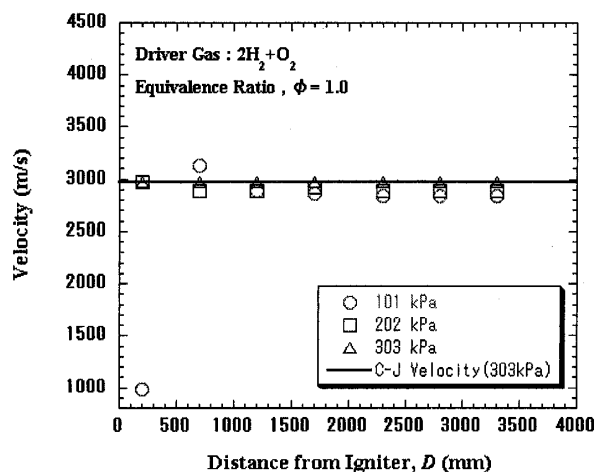


Fig. 7 Propagation velocity of detonation wave inside detonation-driver ($p_{4i} = 101 \sim 303$ kPa, $\phi = 1.0$)

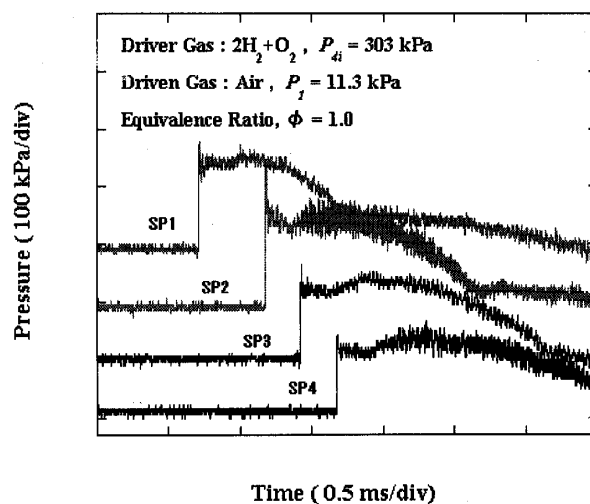


Fig. 8 Pressure histories of shock wave propagating inside shock tube ($p_{4i} = 303$ kPa, $p_1 = 11.3$ kPa, $\phi = 1.0$)

ションを経て定常デトネーション波へ遷移することがわかる.

3.2 衝撃波管内の挙動 図8に圧力変換器 SP1 ~ SP4 より得られた衝撃波管内の圧力履歴を示す. 駆動管内には, 量論の酸水素を初期圧力 $p_{4i} = 303$ kPa で充填し, 衝撃波管には初期圧力 $p_1 = 11.3$ kPa の空気を充填した. この実験条件では, 伝ばマッハ数 $M_s \approx 6.0$ の衝撃波が生成された. また, 衝撃波が SP1 ~ SP4 へ伝ばするにしたがって過圧力の低下が観察されるとともに, 衝撃波背後には膨張領域が観察される. これは, 駆動管内の一様性が単純衝撃波管に比較して十分ではないことに起因する. すなわち, デトネーション波が駆動管を伝ばした際, 図6に示すよ

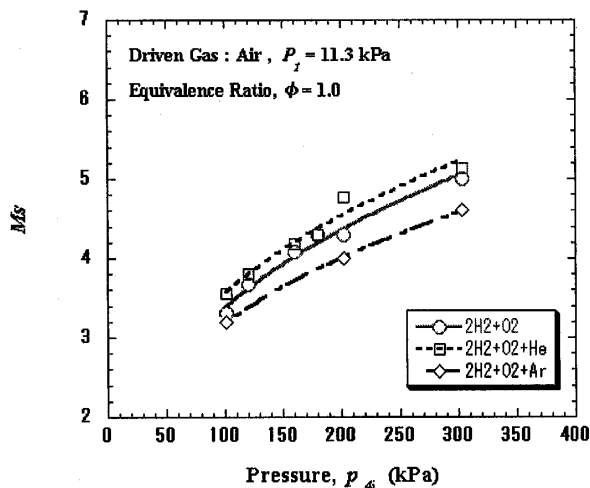


Fig. 9 Relationship between Mach number of shock wave M_s and initial pressure of driver gas p_{4i} ($p_1 = 11.3$ kPa, $\phi = 1.0$)

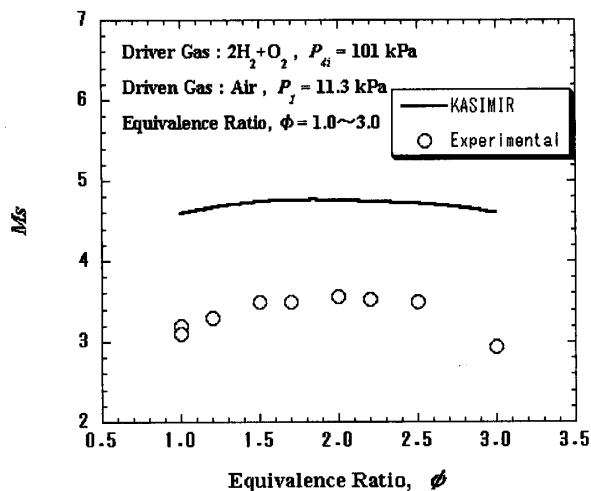


Fig. 10 Relationship between Mach number of shock wave M_s and equivalence ratio ϕ ($p_{4i} = 101$ kPa, $p_1 = 11.3$ kPa)

うにデトネーション波には Taylor 膨張波が追従するため、デトネーション波背後の状態が時間とともに変化する。したがって、隔膜が破膜した際に発生した膨張波が駆動気体中を伝ばする際、その非一様性のために反射し、それが衝撃波に追いつくためと考えられる。

図9に駆動気体の初期圧力と衝撃波の伝ばマッハ数の関係を示す。横軸は駆動管の初期圧力 p_{4i} 、縦軸に衝撃波管の管端付近で計測した衝撃波の伝ばマッハ数 M_s を示す。駆動気体として酸水素混合気をヘリウムおよびアルゴンで希釈した気体を用いた場合である。

駆動気体を分子量の小さいヘリウムで希釈することにより、衝撃波の伝ばマッハ数は増加する。逆に、分子量の大きいアルゴンで希釈することにより、衝撃波の伝ばマッハ数は大きく減少する。この結果は、衝撃波の伝ばマッハ数を増加させるには、駆動管の圧力を増加させることのみならず、量論の駆動気体を軽ガスで希釈する方法が有効であることを示す。

図10は、駆動管に充填する気体の当量比 ϕ に対して得られる衝撃波の伝ばマッハ数 M_s の関係を示し、駆動管の初期圧力が $p_{4i} = 101$ kPa、衝撃波管の初期圧力が $p_1 = 11.3$ kPa の場合である。なお、図には、衝撃波管数値シミュレーションコード KASIMIR⁽¹⁹⁾ との比較も示す。当量比 ϕ を 1.0 よりも大きくすると、生成される衝撃波マッハ数が増加する。これは当量比が 1.0 以上、すなわち燃料過剰の状態では、燃焼後に水素が燃え残るため駆動気体の分子量が小さくなるためであり、図9に示したように駆動気体をヘリウムで希釈したのと同様の効果による。これより、当量比が 1.5 ~ 2.0 で衝撃波の伝ばマッハ数は極大値となる。一方、当量比が $\phi > 2.0$ の条件では衝撃波の伝ばマッハ数は減少する。これは、 $\phi > 2.0$ では燃焼ガスの温度が低下するためと考えられる。KASIMIR による計算結果においても、同様な傾向が観察されるものの、実験と計算結果との差は大きい。この差異は、KASIMIR による計算では隔膜の破膜による損失や衝撃波に追従する膨張波の影響を無視しているためと考えられる。

図11は駆動管の初期圧力 p_{4i} を衝撃波管の初期圧力 p_1 で除した無次元圧力 p_{4i}/p_1 に対して得られた衝撃波マッハ数 M_s の関係である。圧力比を $p_{4i}/p_1 = 1000$ まで増加させることにより、伝ばマッハ数 $M_s \approx 12$ の衝撃波が生成された。

3.3 よどみ点エンタルピーおよびテイラリング条件 図12は、駆動管の初期圧力 p_{4i} を衝撃波管の初期圧力 p_1 で除した無次元圧力 p_{4i}/p_1 と、衝撃波管の管端における反射衝撃波背後のよどみ点比エンタルピー h_0 の関係を示す。

本実験で用いるデトネーション駆動形衝撃風洞は酸水素混合気の燃焼によって生成されるデトネーション波背後の高温・高圧気体を衝撃波の駆動源として使用するが、衝撃波には接触面が追従するため、衝撃波背後の一樣流の持続時間は短い。したがって、衝撃風洞においては衝撃波に追従する接触面に対して反射衝撃波を干渉させ、接触面の伝ばを遅らせ、試験時間を拡張する方法が有効となる。すなわち、反射衝撃波と接触面が干渉した際、マッハ波が反射するテイラード条

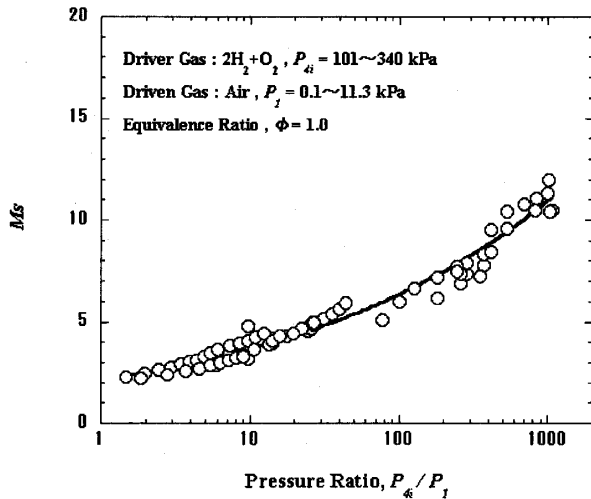


Fig. 11 Relationship between Mach number of shock wave M_s and pressure ratio p_{4i}/p_1 ($p_{4i} = 101 \sim 340$ kPa, $p_1 = 0.3 \sim 11.3$ kPa, $\phi = 1.0$)

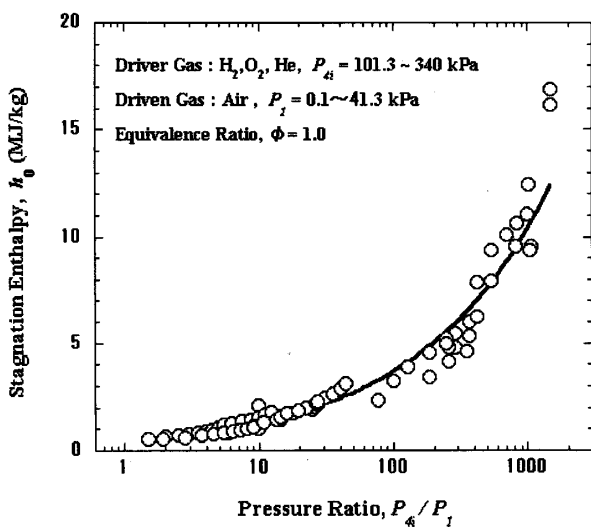


Fig. 12 Relationship between stagnation enthalpy h_0 and pressure ratio p_{4i}/p_1 ($p_{4i} = 101.3 \sim 340$ kPa, $p_1 = 0.1 \sim 41.3$ kPa, $\phi = 1.0$)

件を見出す必要がある。次に、テイラリング条件について検討するために、衝撃波管の管端における反射衝撃波背後の圧力履歴を調べた。

図13はよどみ点における反射衝撃波背後の圧力履歴を示し、駆動管に量論の酸水素を用いた場合である。図13(a)~(c)は、それぞれ駆動気体と衝撃波管の初期圧力を変化させた場合を示す。図13(a)は、 $p_{4i}/p_1 = 15$ の場合である。入射衝撃波が反射した背後で圧力が減

衰していることから、この場合には反射衝撃波が接触面と干渉した際に膨張波が反射するアンダーテイラード状態である。図13(b)は $p_{4i}/p_1 = 1133$ の場合である。反射衝撃波背後で圧力の立ち上がりが観察されることから、反射衝撃波が接触面と干渉した際に衝撃波が反射するオーバーテイラード状態である。図13(c)は、 $p_{4i}/p_1 = 1467$ とした場合であり、反射衝撃波背後で圧力一定の状態が比較的長い時間持続している。したがって、この実験条件においては反射衝撃波が接触面と干渉した際にマッハ波が反射するテイラード状態が得られたと考えられる。衝撃波の伝ばマッハ数は $M_s \approx 12$ であることから、この条件においてテイラード状態が得られるものと推察される。また、この実験条件による高圧力の持続時間は約3ms程度である。

4. まとめ

デトネーション駆動形衝撃風洞を試作し、その作動特性を明らかにするため圧力履歴およびイオン電流波形を計測した。また、テイラリング条件について検討するために、衝撃波管の管端における反射衝撃波背後の圧力変化を調べた。得られた結果を以下に要約する。

- (1) 副室を有する点火管と駆動管内にスパイラルコイルを挿入することにより、デトネーション波を生成することができた。この方式によりデトネーション波への遷移距離 D_{id} を計測した結果、駆動管の初期圧力に依存せず200mm以内の短距離であることが判り、始動管を用いた方式に比較し D_{id} が短い。
- (2) 駆動気体として酸水素混合気体をヘリウムおよびアルゴンで希釈した気体を用いる実験を行った。その結果、燃料過剰の状態および酸水素混合気を分子量の小さいヘリウムで希釈することにより、量論の酸水素混合気を使用した場合に比較し、伝ばマッハ数の高い衝撃波を生成することができることを明らかにした。
- (3) 反射衝撃波背後のよどみ点エンタルピーを求めた結果、 $h_0 \approx 16$ MJ/kgの高エンタルピー流を生成することができた。また、入射衝撃波の伝ばマッハ数が $M_s \approx 12$ となる条件においてテイラリングが成立することを明らかにした。これらより、本研究で試作したデトネーション駆動形衝撃波管は小型ではあるが、スクラムジェットエンジン内の燃焼場を明らかにするための風洞として利用可能と考えられる。

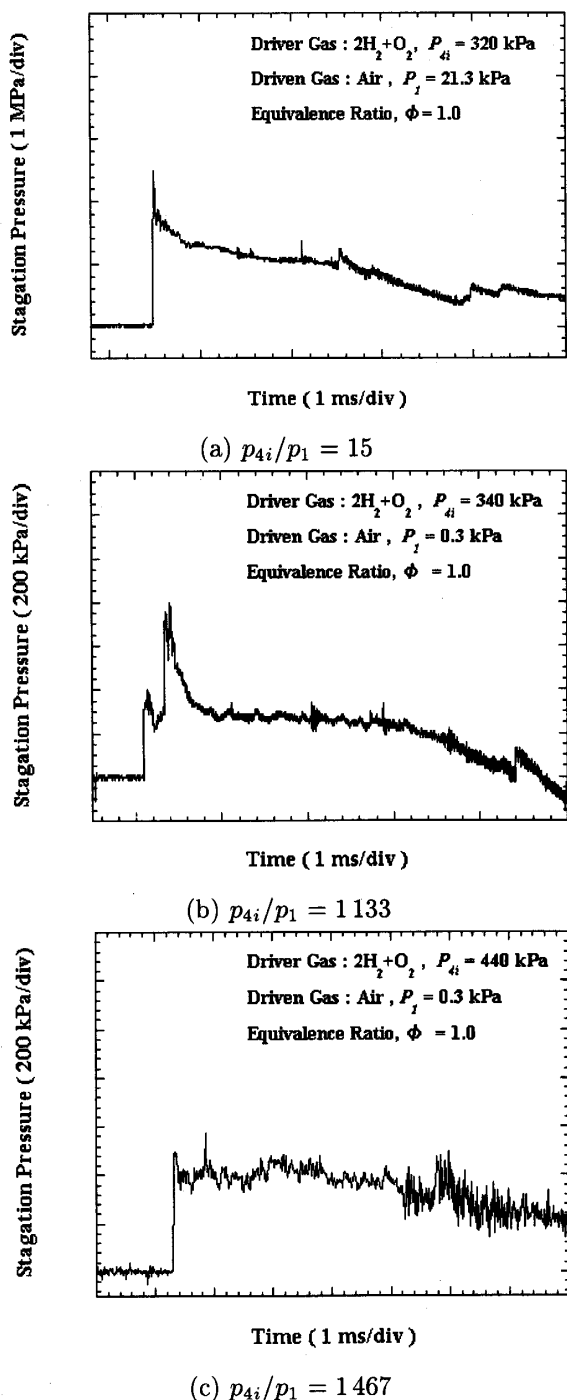


Fig. 13 Pressure histories behind reflected shock wave measured at stagnation point ($\phi = 1.0$)

謝 辞

本研究を行うにあたり、科学研究費（若手研究（B）、13750134）を受けた。また、実験を遂行するに当たり本学 吉橋照夫 技術官の協力を得た。ここに付記し謝意を表する。

文 献

- (1) Archer, R.D. and Saarlus, M., An Introduction to Aerospace Propulsion, Prentice-Hall, Inc., (1996).
- (2) Anderson, J.D.Jr., Highersonic and High Temperature Gas Dynamics, McGraw-Hill, Inc., (1989).
- (3) 久保田浪之介, 桑原卓雄, ラムジェット工学, 日刊工業新聞社, (1996).
- (4) Habermann, M., Olivier, H., Experimental Studies in a Detonation Driven Shock Tube at Elevated Pressures, 平成9年度衝撃波シンポジウム講演論文集, (1998), 551-554.
- (5) Itoh, K., ほか7名, A Numerical and Experimental Study of the Free Piston Shock Tunnel, *Proc. 19th Int. Symp. on Shock Waves*, Eds. Brun R., Dumitrescu, L.Z., I (1995), 257-262.
- (6) Bird, G.A., "A Note on Combustion Driven Shock Tubes", in Hypersonic Facilities in the Aerodynamics Department, *Royal Aircraft Establishment, Ed. Hufton, P.A., Rept., 146* (1957).
- (7) Yu, H.-R., ほか3名, Gaseous Detonation Driver for a Shock Tunnel, *Shock Waves*, 2 (1992), 245-254.
- (8) Lenartz, M., ほか2名, Development of a Detonation Driver for a Shock Tunnel, *Proc. of the 20th Int. Symp. on Shock Waves*, Eds. Sturtevant, B., et al., I (1995), 153-158.
- (9) Lu, F.K., ほか3名, Recent Advances in Detonation Techniques for High-Enthalpy Facility, *AIAA J.*, 38-9 (2000), 1676-1684.
- (10) Stuessy, W.S., ほか3名, Initial Operation of a High-Pressure Detonation-Driven Shock Tube Facility, *AIAA Paper*, 97-0665 (1997).
- (11) 山中昭央・ほか4名, デトネーション駆動形衝撃波管の作動特性, *機論*, 99-1479, B (2000), 2992-2998.
- (12) Obara, T., ほか3名, A Study on a Performance of Detonation-Driven Shock Tube, *Proc. of the 22nd Int. Symp. on Space Technology and Science*, Ed. Arakawa, Y., (2000), 1009-1014.
- (13) Yamanaka, A., ほか4名, Study on Performance of Detonation-Driven Shock Tube, *JSME Int. J.*, 45-2, B (2002), 425-431.
- (14) Knystautas, R., ほか3名, Direct Initiation of Spherical Detonation by a Hot Turbulent Gas Jet, *17th Symp. (Int.) on Combustion*, (1979), 1235-1245.
- (15) Shchelkin, K.I., *Soviet J. of Technical Physics*, 10 (1940), 823-827.
- (16) Obara, T., ほか3名, A High-Speed Photographic Study of the Transition from Deflagration to Detonation Wave, *Shock Waves*, 6-4 (1996) 205-210.
- (17) Lee, J.H.S., Dynamic Parameters of Gaseous Detonations, *Ann. Rev. Fluid Mech.*, 16 (1984), 311-336.
- (18) 疋田強, 秋田一雄, 燃焼概論, コロナ社, (1971).
- (19) Stoßwellenlabor, RWTH Aachen, *KASIMIR Shock Tube Simulation Program, Instruction Manual*, (1993).