

# デトネーション駆動型衝撃風洞を用いた スクラムジェット燃焼器モデル内の燃焼過程\*

小原 哲郎<sup>\*1</sup>, 伊藤 豪明<sup>\*2</sup>, 金 泰 煥<sup>\*3</sup>  
大八木 重治<sup>\*1</sup>, 坪井 伸幸<sup>\*4</sup>

## Combustion Processes in Model SCRAM Jet Combustor Using Detonation Driven Shock Tunnel

Tetsuro OBARA<sup>\*5</sup>, Takeaki ITO, Tae-Hwan KIM,  
Shigeharu OHYAGI and Nobuyuki TSUBOI

<sup>\*5</sup> Department of Mechanical Engineering, Saitama University,  
255 Shimo-Ohkubo, Sakura-ku, Saitama-shi, Saitama, 338-8570 Japan

Experiments were conducted in order to investigate mixing and combustion processes in a model SCRAM (Supersonic Combustion RAM) jet combustor equipped with a backward-facing step. A detonation-driven shock tunnel was used to generate high-enthalpy flow of Mach number three. Firstly, an influence of installing a sidewall on the combustor model was investigated. Secondly, flow-fields around the step were visualized using high-speed video camera with an aid of schlieren technique. A hydrogen fuel was injected perpendicular to the supersonic flow behind the backward-facing step and a height of the step and an injection distance were varied in order to investigate the effects of these parameters on a characteristic of the combustion. As a result, the injected hydrogen was ignited behind the step and increasing the height of step became effective to the ignition and flame holding behaviors. Furthermore, a non-dimensional injection distance with respect to height of the step was considered to be an important parameter to influence an ignition and combustion processes in the model SCRAM jet combustor.

**Key Words:** Supersonic Flow, Combustion, Shock Wave, Ignition, Detonation, SCRAM Jet Engine, Shock Tunnel

### 1. は じ め に

次世代の極超音速機や宇宙往還機用の推進機関としてスクラムジェット (Supersonic Combustion RAM Jet, 以下 SCRAM Jet と略す) エンジンが注目され, その研究開発が進められている. SCRAM Jet エンジンでは, 超音速の空気流をエンジンに吸い込み, 燃焼器内においても気流の速度を超音速に保ったまま燃料を噴射し燃焼させる方式である. SCRAM Jet エンジンでは広い飛行マッハ数域において高いエンジン性能を発揮することが期待されており, その開発に向けた研究が行われている. しかしながら, SCRAM Jet エンジンの燃焼器内に流入する空気は大流量となること, 気流の速度を超音速にまで減速しないため, 燃焼器内

における気流の温度は比較的低く燃焼には適さない条件であること, さらにエンジンの長さを考えるならば極めて短い時間内に流入した空気流と燃料の混合を完了し燃焼させる必要があることなど, 技術的に克服すべき課題が多くある. まず第1に, 超音速状態である空気流と燃料の混合過程および燃焼過程を明らかにすることが重要である. また, 燃焼器内では比エンタルピーの値が 5 ~ 20 MJ/kg 程度の高エンタルピー流れとなるため, 実験室においてこのような高エンタルピー流れを生成することも重要である<sup>(1)~(6)</sup>.

超音速の空気流と燃料を混合させる最も単純な方法は, 平板から超音速流中へ燃料を垂直噴射する方式であるが, 空気流と燃料との混合促進という観点から燃料噴射孔の上流に後向きステップを設けて流れ場を積極的に乱す方法が考えられる. これまで, Huber ら<sup>(7)</sup>や McClinton<sup>(8)</sup>によって噴射孔の上流に後向きステップを設けることにより, ステップ背後の再循環流と噴射孔上流の再循環流とが合体して燃料の滞留時間が延び, 着火および保炎に有利であることが提案されてき

\* 原稿受付 2005 年 9 月 20 日.

<sup>\*1</sup> 正員, 埼玉大学工学部(☎ 338-8570) さいたま市桜区下大久保 255).

<sup>\*2</sup> 埼玉大学大学院理工学研究科.

<sup>\*3</sup> (株)フルキャストセントラル(☎ 229-1106 相模原市大山町 4-12) [元: 埼玉大学大学院理工学研究科].

<sup>\*4</sup> 正員, 宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究本部(☎ 229-8510 相模原市由野台 3-1-1).

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

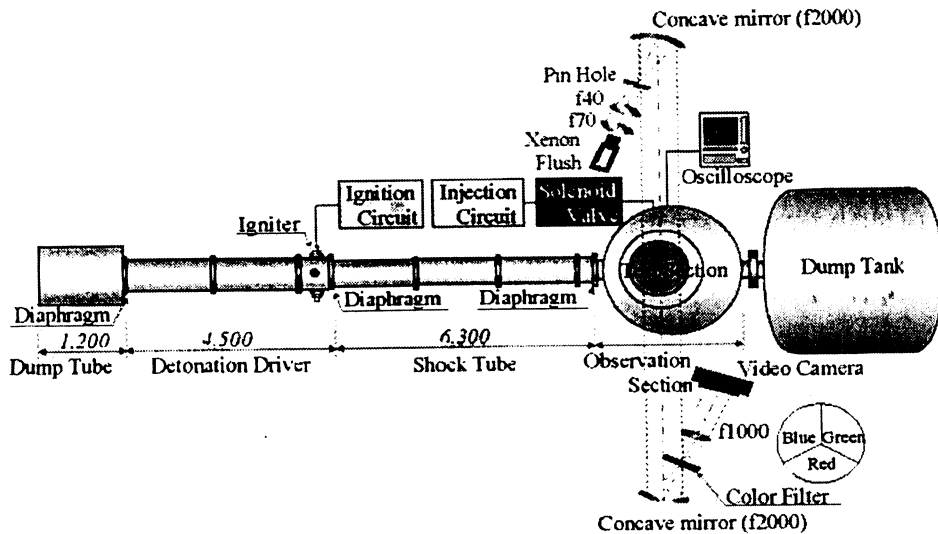


Fig. 1 Schematic diagram of experimental set-up using detonation-driven shock tunnel.

た。また、富岡ら<sup>(9)(10)</sup>は2つの再循環流が合体したモデルに拡張し、再循環領域における着火モデルを提案している。さらに、燃料噴射孔形状や噴射方式の違いによる混合過程<sup>(11)(12)</sup>、主流マッハ数の違いによる燃焼過程<sup>(13)</sup>について調べられており、燃料噴射孔上流の物体形状を変化させた場合の燃焼器内における流れ場の可視化観察<sup>(14)~(16)</sup>も行われている。しかしながら、SCRAM Jet 燃焼器内において空気流と燃料との混合過程を支配する要因は十分に明らかにされておらず、このエンジンを開発するには空気流と燃料との混合過程や燃焼過程について詳しく調べる必要がある。

本研究では、超音速の空気流と燃料との混合、着火および保炎に有効である後向きステップを用い、ステップ背後の超音速空気流と燃料との混合および燃焼過程について調べることが目的とする<sup>(17)~(19)</sup>。特に、後向きステップの高さ、ステップ後端から燃料噴射孔までの距離を変化させ、点火遅れ時間、燃焼の有無に及ぼす影響について、高速シュリーレン写真および壁面圧力計測から定量的に明らかにすることを研究目的とする。著者らは、これまで比較的容易に高エンタルピー流れを生成することのできるデトネーション駆動型衝撃風洞の作動特性について調べてきたが<sup>(5)(6)</sup>、その観測部内に後向きステップを有するSCRAM Jet 燃焼器モデルを設置し、ステップの高さやステップと噴射孔との距離が再循環領域や主流と噴射燃料流との混合および燃焼過程に及ぼす影響を調べる実験を行ったので報告する。

## 2. 実験装置および方法

**2.1 デトネーション駆動型衝撃風洞** 図1に実験に用いたデトネーション駆動型衝撃風洞の概略を示す<sup>(5)(6)(18)(19)</sup>。デトネーション駆動型衝撃風洞は、左から順にダンプチューブ、駆動管、点火管、衝撃波管、観測部およびダンプタンクから構成され、装置全体の長さは約15mである。駆動管および衝撃波管の内径は $d = 50$  mmであり、駆動管内にはデトネーション波の生成を容易にするためのスパイラルコイルが挿入してある<sup>(5)</sup>。デトネーション駆動型衝撃風洞を衝撃波背後の流れの一様性が良好であるUpstream Modeで作動させた。すなわち、駆動管において化学量論混合比の酸素・水素の混合気体（以下酸水素と略す）を充填しておき、4個の副室から構成される点火管<sup>(6)</sup>においてこれを点火させると駆動管内を左方向に伝播するデトネーション波が生成される。デトネーション波背後の気体は高圧かつ高温状態となるため、これを駆動気体として衝撃波を発生させれば、高いマッハ数の衝撃波を比較的容易に生成させることができる<sup>(5)(6)</sup>。この衝撃風洞を用いて生成できるよどみ点比エンタルピーの値は、約16 MJ/kgと見積もられる<sup>(18)</sup>。衝撃波管の管端において衝撃波を反射させることにより生成される高温・高圧気体を貯気槽としてLavalノズルを用いて膨張させることにより、観測部内に設置したSCRAM Jet 燃焼器モデル内にマッハ数 $M = 3$ の高エンタルピー流れを生成させた。また、本実験に用いた衝撃風洞の作動特性を実験的に調べたところ、観測部内において一様流が得られる時間は約3 msと見積

もられており<sup>(6)</sup>, この試験時間内における流れ場について観察した. SCRAM Jet 燃焼器モデル内における流れ場の可視化にはシュリーレン光学系および高速度ビデオカメラ (Vision Research Inc., Phantom V7.1) を用いた<sup>(18)</sup>.

**2.2 燃焼器モデル** 図2に観測部内に設置した SCRAM Jet 燃焼器モデルの概略を示す. 図2(a)はモデル全体図であり, 図2(b)は観測窓である側壁を取付けたときの側面図を示す. モデルはアルミニウム製であり, 全長 210 mm, 全幅 50 mm である. モデルのインレットに相当する前縁はくさび型とし長さ 35 mm, 平板間の間隔 17 mm である. なお, モデルの軸方向長さは 175 mm である. モデル底面には後向きステップが設けられており, モデル底面に平板を挿入することによってステップの高さを変化させることができる. ステップ後方の底面にはステップ後端からの距離が 5 mm から 40 mm の位置まで 5 mm 間隔で直径 1.5 mm の燃料噴射孔が合計 24 個設けられている. 噴射位置はモデル側面に配管されているバルブの開閉によって調節可能である. また, モデル上面には前縁からの距離 45 mm から 145 mm まで 20 mm 間隔で圧力変換器 (PCB Piezotronics, 113A24, 立上り時間  $1 \mu\text{s}$  以下) を壁面に面一で取付けた. 圧力変換器からの電圧信号をストレージオシロスコープ (横河電機, DL1540, サンプリング速度 200 MS/s) 2 台を用いて計測した. モデル側面には後向きステップ後方の流れ場を可視化するために光学ガラス (BK-7) を設けた側壁が取付けられている.

**2.3 実験方法** 表1に実験条件を示す. 駆動気体には化学量論混合比の酸素・水素混合気体を用い, 初期圧力  $p_{4i}$  を 200 ~ 310 kPa の範囲で変化させることにより, 生成される衝撃波の伝播マッハ数を変化させた. 衝撃波管内に充填する試験気体は空気であり, その初期圧力  $p_1$  を 15.2 ~ 31.3 kPa の範囲で変化させた. ステップ背後から噴射する気体は水素およびヘリウムであり, 貯気槽圧  $p_j$  を 75 ~ 300 kPa の範囲で変化させた. なお, 衝撃風洞内の静圧と噴射気体の貯気槽圧の圧力比より, 水素およびヘリウムは音速でステップ背後から噴射されることになる. SCRAM Jet 燃焼器モデル内に流入する空気流のマッハ数  $M$  は 3 で一定とした. 後向きステップの高さ  $h$  を 0 ~ 8 mm まで 2 mm 間隔で, ステップ後端から燃料噴射孔までの距離  $D$  を 5 ~ 40 mm の範囲で変化させて実験を行った.

Table 1 Experimental conditions.

| Parameter                     | Condition                  |
|-------------------------------|----------------------------|
| Driver Gas                    | $2\text{H}_2 + \text{O}_2$ |
| Driver Gas Pressure, $p_{4i}$ | 200 ~ 310 kPa              |
| Test Gas                      | Air                        |
| Test Gas Pressure, $p_1$      | 15.2 ~ 31.3 kPa            |
| Injection Gas                 | $\text{H}_2, \text{He}$    |
| Injection Gas Pressure, $p_j$ | 75 ~ 300 kPa               |
| Freestream Mach Number, $M$   | 3.0                        |
| Height of Step, $h$           | 0 ~ 8 mm                   |
| Injection Distance, $D$       | 5 ~ 40 mm                  |

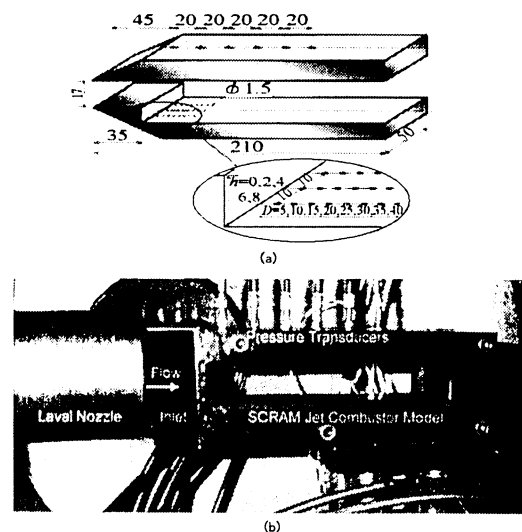


Fig. 2 Schematic diagram of SCRAM Jet combustor model, (a) Combustor model,  $h$ : height of step,  $D$ : injection distance, (b) Photograph showing installation of Laval nozzle and combustor model.

### 3. 実験結果

最初に SCRAM Jet 燃焼器モデルの側面に観測窓を取付けず流れを開放した場合と, 観測窓を取付けた場合の圧力分布の違いについて比較する. 次に, 燃焼器モデルの後向きステップの高さを変化させた場合の流れ場や燃焼過程について述べる.

**3.1 燃焼器モデル内の圧力分布** 図3は, 燃料を噴射しない条件でほぼ定常状態に達した際の燃焼器モデル壁面上における圧力分布を示しており, 燃焼器モデルにおける側壁の有無による比較を示す. 縦軸は圧力, 横軸はモデル前縁からの距離  $L$  であり, モデル上流に後向きステップを取付けていない場合 ( $h = 0 \text{ mm}$ )

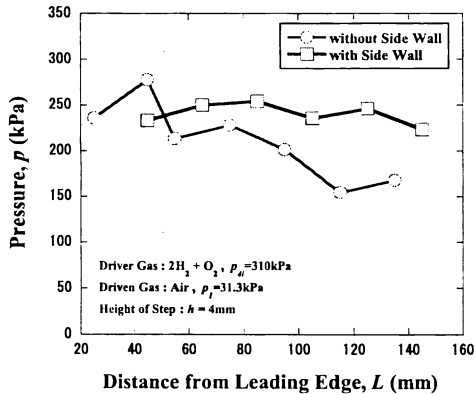


Fig. 3 Pressure distributions on the wall comparing a difference of combustor model.

を示す。○印は側壁が無い場合の圧力分布であるが、モデル前縁からの距離の増加に伴い圧力の低下が観察される。一方、□印で示す側壁を設けた場合には、モデル内で圧力がほぼ一定に保たれていることがわかる。燃焼器モデルに側壁が無い場合には、インレットから流入した空気流が側面から開放されること、および前縁部分で生じた衝撃波が側壁で反射しないため、モデル内で圧力の低下が生じる。したがって、側壁を設けることによってモデル後方においても圧力一定の状態が持続し、SCRAM Jet の燃焼実験に適するものと考えられる。

図 4 に後向きステップの高さ  $h = 4$  mm、ステップ背後から燃料噴射孔までの距離  $D = 5$  mm および 10 mm の 2 箇所から燃料を噴射した場合の圧力分布を示す。図の縦軸および横軸は図 3 と同様である。燃料を噴射しない場合 (○印)、ヘリウムを噴射した場合 (□印)、水素を噴射した場合 (◇印) の比較を示す。図 3 と比較し、前縁からの距離  $L = 60$  mm 付近において圧力の低下が観察される。これは、後向きのステップを設けることにより、ステップ後端から Prandtl-Meyer の膨張波扇が形成されることによる。燃料噴射の有無に関わらず、どの場合も壁圧分布はほぼ同様の傾向を示していることがわかる。後述するように燃料噴射孔から水素を噴射した場合には、燃焼器モデル内で水素が燃焼していると考えられるが、燃焼による圧力の上昇は観察されない。

図 5 にステップの高さ  $h = 4$  mm、ステップ後端からの距離  $D = 10$  mm の位置から (a) 水素を噴射した場合、および (b) ヘリウムを噴射した場合の圧力波形を示す。ここで、EP1~EP6 は図 2(a) に示す圧力変換器取付け孔に対応する。両図において EP1~EP6

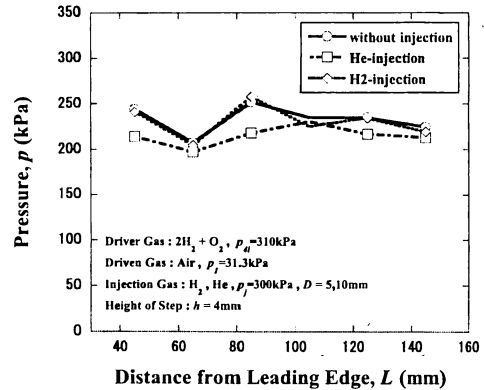


Fig. 4 Pressure distributions on the wall of combustor model comparing a difference of injection.

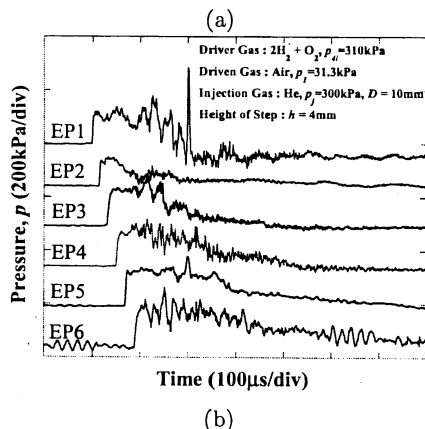
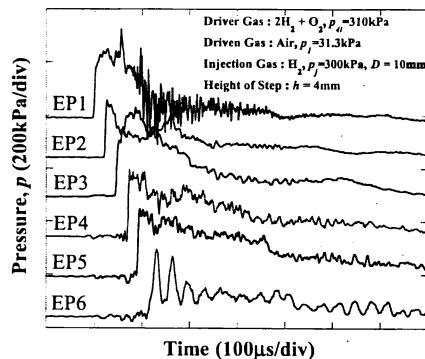


Fig. 5 Pressure histories on the wall of combustor model, Injection: (a) hydrogen, (b) helium.

の全ての位置で入射衝撃波による圧力の立上がりが見え観察された後で、圧力が低下することがわかる。また、図 5(a) の水素を噴射した場合には EP2 の測定孔で最初の圧力の立ち上がりから約  $150 \mu\text{s}$  後に再度、圧力

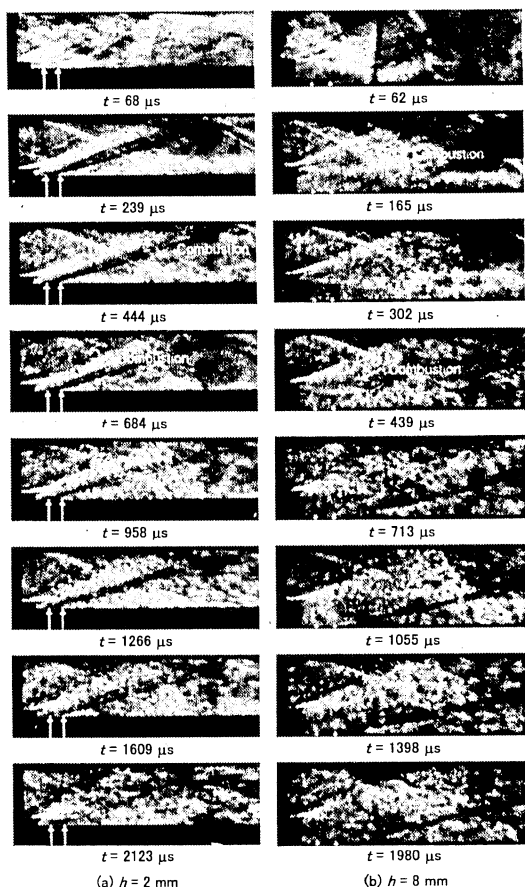


Fig. 6 Sequential schlieren photographs showing the combustion processes behind backward-facing step, height of step: (a)  $h = 2$  mm, (b)  $h = 8$  mm.

が上昇する様子が観察される。図 5(b) のヘリウム噴射ではこの立ち上がりが観察されないことから、この圧力上昇は水素の燃焼開始に伴う圧力上昇であると推測される。すなわち、燃焼開始時にはほぼ定容燃焼に近い形で燃焼器内の混合気体が着火されるため、圧力上昇を伴うと考えられる。

**3.2 燃焼器モデル内の燃焼開始過程** 図 6 に燃焼器モデル内のシュリーレン写真を示し、(a) はステップの高さ  $h = 2$  mm の場合、(b) は  $h = 8$  mm の場合の時系列写真であり、高速ビデオカメラによる映像から取得したものである。図の各コマ下部には衝撃波が入射してから経過時刻  $t$  が示してある。両図ともに水素燃料を  $D = 5$  mm および 10 mm の 2 箇所から噴射させてあり（噴射孔の位置を白矢印で示す）、主流は左から右方向へと流れる。衝撃波が入射した背後

では、ステップ角部から発生する Prandtl-Meyer の膨張波が白色として観察できる。また、超音速流がモデル前縁部分と干渉することによって発生する衝撃波がモデル内部の上下壁面で反射を繰り返す様子がわかり、Prandtl-Meyer の膨張波扇とも干渉を起こす。さらに、ステップの角部で剥離した流れがモデル底面に再付着する際に形成される再付着衝撃波、燃料を噴射した際に形成される弓形衝撃波が噴射孔部分から形成される様子がわかる。図 6(a) では  $t = 444$   $\mu$ s 付近において燃焼が開始されたことを示す雲状のコントラスト変化 (Combustion) が観察できる。燃焼が開始された位置については観察領域外であり特定はできないが、ステップ後端から離れた位置において燃焼が生じることは明らかである。燃焼波は時間の経過とともに上流方向へと伝播する。図 6(b) に示す  $h = 8$  mm の場合では、 $t = 165$   $\mu$ s 付近の写真において燃焼の開始が確認できる。したがって、ステップの高さを増加させることにより燃焼の開始時刻が短くなることがわかる。ステップ後端の下流部分において燃料が滞留する量が増え、より燃焼に適した流れ場となっていると考えられるが、これについては後述する。

図 7 は、ステップの高さが  $h = 8$  mm の場合における直接写真を示し、図 6(b) のシュリーレン写真に対応する。この場合には、光源を用いず高速度ビデオカメラを観測部の手前に設置し、燃焼器モデルから発せられる発光自体を直接撮影し時系列順に並べてある。図 6 に示したシュリーレン写真のみでは燃焼の開始および燃焼領域を判断することが難しいため、図 7 に示した直接映像を併用し判断している。図 7(a) ではデトネーション駆動管から発せられる発光は検出されていない。これはデトネーション駆動管内をデトネーション波が伝播する時間と、入射衝撃波が観測部に到達するまでの時間に数 ms の時間差があるためである。図 7(b) においてステップ角部から燃焼器モデル上部の領域において燃焼による自発光が観察できる。図 6 に示したシュリーレン写真による観察結果も考慮するならば、この際に生じた燃焼はインレットで発生した衝撃波がステップ上流におけるモデル底面と干渉した際に生じた反射衝撃波と、ステップ下流に発生する再付着衝撃波が干渉した領域で生じる。また、燃焼による発光は図 7(c) 以降の時間においてもステップ後方において活発に生じており、後述するようにステップの高さが比較的高い場合には、ステップ後方に再循環領域が形成されることにより水素がステップ後端領域にまで輸送され、ステップ後方の比較的大きな領域において混合気が形成されるためと考えられる。デトネーション

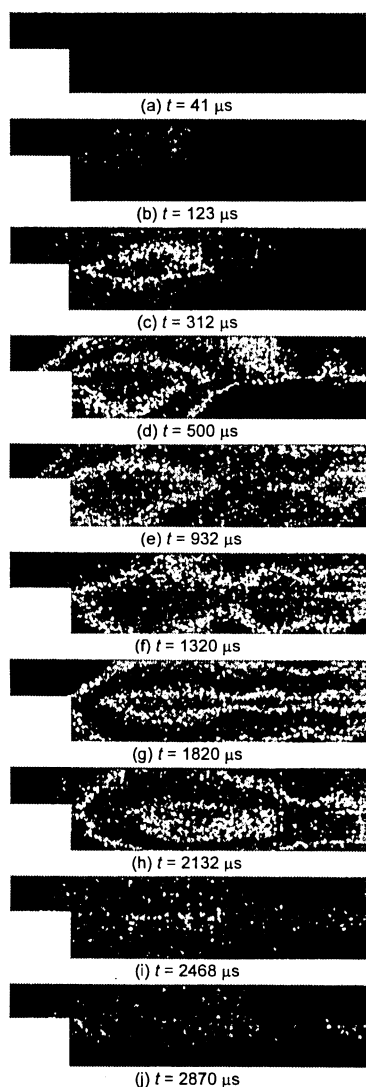


Fig. 7 Direct photographs showing ignition processes behind the step ( $h = 8$  mm)

ン駆動型衝撃風洞における主流の持続時間が約 3 ms と短いことから、燃焼によって生じる発光の持続時間と対応している。

**3.3 ステップ高さの違いによる燃焼場の観察** 図 8 にモデル内のシュリーレン写真を示し、これらは図 6 と同様にステップ背後からの距離  $D = 5$  mm, 10 mm の 2 箇所から燃料を噴射した場合であり、燃焼器モデル内において燃焼が確認された時刻の写真を示してある。図 8(a)~(d) はそれぞれステップの高さ  $h = 2$  mm から 8 mm まで 2 mm ごとに変化させた場合である。図 8(a)~(d) の全ての条件でインレットで発生した衝

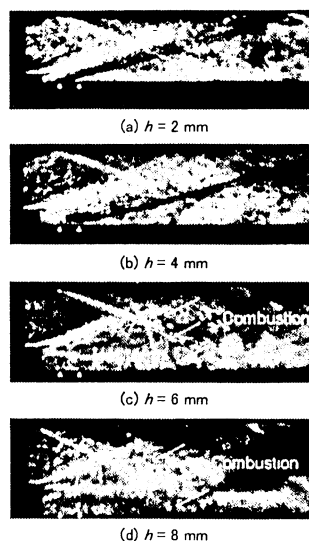


Fig. 8 Schlieren photographs behind the backward-facing step by changing height of the step and elapsed time: (a)  $h = 2$  mm,  $t = 444$   $\mu$ s, (b)  $h = 4$  mm,  $t = 381$   $\mu$ s, (c)  $h = 6$  mm,  $t = 275$   $\mu$ s, (d)  $h = 8$  mm,  $t = 165$   $\mu$ s.

撃波が反射する様子が捉えられている。また、ステップ角部から主流とステップ背後の速度差により形成されたせん断層、さらには Prandtl-Meyer の膨張波扇が観察される。図 8(a) に示した  $h = 2$  mm の場合、燃料噴射により発生した弓形衝撃波がモデル底面から発達する様子が観察されるが、活発な燃焼には至っていない。これは、ステップの高さが  $h = 2$  mm と小さい場合には、それに対応して発生する再循環領域のスケールが小さいためにステップ背後から噴射した燃料がステップ背後で滞留する量が少なく、主流により燃料の大部分が下流へ流されてしまうためと考えられる。図 8(b)  $h = 4$  mm の場合では噴射孔付近および下流で燃焼が確認できる。これは、 $h = 2$  mm に比べステップ背後に形成される再循環領域が大きくなったことにより、燃料が活発ではないものの主流と混合されて燃焼しているためである。図 8(c)  $h = 6$  mm および図 8(d)  $h = 8$  mm の場合では、ステップ背後から噴射孔域において比較的強い燃焼 (Combustion) が生じていると考えられ、燃料噴射による弓形衝撃波を観察することは難しい。これは、ステップ背後に形成される再循環流によって燃料がステップ背後にまで輸送され、主流と燃料との混合が促進されるためと考えられる。着火はインレットで発生した衝撃波がステップ上流の

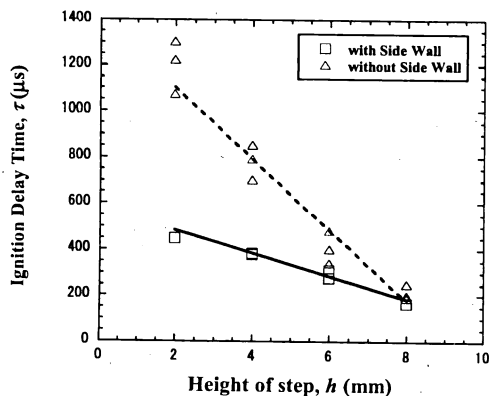


Fig. 9 Direct photographs showing the combustion behind the step, non-dimensional injection distance: (a)  $D/h = \infty$ , (b)  $D/h = 6$ , (c)  $D/h = 3$ , (d)  $D/h = 2$ , (e)  $D/h = 1.5$ .

モデル底面と干渉した際の反射衝撃波と再付着衝撃波が干渉した領域で生じることがわかる。また、ステップの高さを  $h = 2 \text{ mm} \sim 8 \text{ mm}$  まで増加させることによって着火が起こる時間が短縮されていることがわかる。

図9は、これら高速度ビデオカメラによる映像を分析し、入射衝撃波の到達から図7に示したようにモデル内において燃焼 (Combustion) が確認されるまでの見かけ上の時間  $\tau$  (縦軸) をステップの高さ  $h$  (横軸) の違いによって整理したものである。ここで、着火遅れ時間とは噴射孔と対向した位置にある EP1 の位置に取付けた圧力変換器が最初に立上った時刻 (入射衝撃波の到達) からモデル内において燃焼が確認できるまでの経過時間を意味する。また、図にはモデルにおける側壁の有無による違いが示されている。図よりステップ高さが高くなるにつれて着火遅れ時間が短くなっていることがわかる。これは、ステップが高いほどステップ背後に形成される再循環領域が大きくなり、ステップ背後における燃料滞留量が多くなるためと考えられる。さらに、側壁を設けた場合には、特にステップ高さが低い条件において着火遅れ時間が短くなっていることが顕著に確認できる。これは、側壁を設けることにより図3に示したようにモデル内部において衝撃波の反射が繰り返されることにより圧力の高い状態が維持されるため、自己着火温度に達する時間が短くなるためと考えられる。

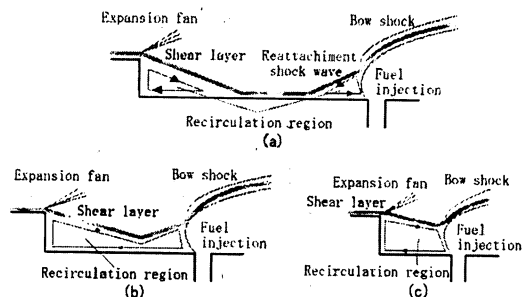


Fig. 10 Classification of flow-fields by a behavior of re-circulation region generated behind step: (a) separated type, (b) concave type, (c) trapezoidal type.

#### 4. 考 察

図6および図8に示したシュリーレン写真より、後向きステップ背後に形成される流れ場を再循環領域の形成状態から3種類に分類することができる。図10はステップの高さ  $h$  を一定とし、ステップ後端から燃料噴射孔までの距離  $D$  を変化させた場合におけるステップ背後の流れ場の模式図を示す。

図10(a)はステップの高さ  $h$  に対して  $D$  が十分大きい場合に観察される流れ場であり、ここでは再循環領域分離型と呼ぶ。この場合、ステップ角部より剥離した主流が再付着し、再付着衝撃波を発生することでステップ背後の再循環流と噴射孔上流の再循環流が分離し合体しない流れ場のパターンであり、主流と燃料との混合は促進されないと考えられる。図10(b)は  $h$  に対して  $D$  が比較的大きい場合に観察される流れ場であり、ここでは再循環領域凹型と呼ぶ。この場合、ステップ角部で剥離した主流が再付着する点が噴射孔上流に形成される再循環流と合体するが、燃料がステップ後端にまで輸送される量が少ない流れ場である。図10(c)は  $h$  に対して  $D$  が小さい場合に観察される流れ場で、ここでは再循環領域台型と呼ぶ。この場合、ステップ角部で剥離した主流の再付着点より上流に燃料噴射孔があり、せん断層が燃料噴射により持ち上げられるパターンである。この場合にはステップ背後に形成される再循環流と噴射孔上流の再循環流が合体し、主流と燃料との混合が最も活発に行われると考えられる。図10(b)に示す再循環領域凹型および図10(c)に示す再循環領域台型は、ステップ背後の再循環領域と燃料噴射に伴う再循環流が合体する形態である。しかし、主流と噴射燃料流との混合を促進させる観点か

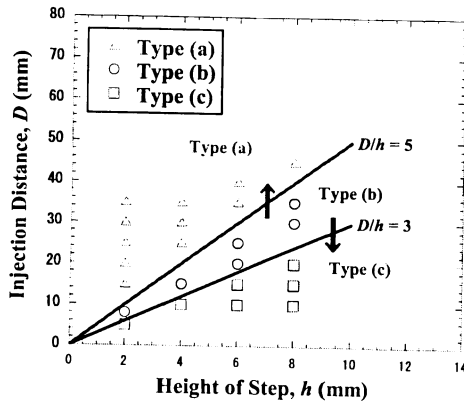


Fig. 11 Classification of the combustion flow-fields varied with height of step  $h$  and injection distance  $D$ .

ら、図 10(c) に示した再循環流台形型が望ましい<sup>(18)</sup>。

後向きステップ背後の流れ場をステップ後端から噴射孔までの距離  $D$  のステップ高さ  $h$  に対する無次元数  $D/h$  により流れ場および燃焼状態を分類することは SCRAM Jet 燃焼器の設計にあたり重要と考えられる。図 11 はステップ後端から噴射孔までの距離  $D$  (横軸) とステップ高さ  $h$  による流れ場の分類を示し、高速度ビデオカメラのシュリーレン映像<sup>(18)</sup>よりそれぞれの流れ場に分類した結果である。図において△印は図 10(a) に示す再循環領域分離型、○印は再循環領域凹型、□印は再循環領域台形型を示す。図より、ステップの高さ  $h$  の 5 倍以上の位置から燃料を噴射した場合、流れ場は再循環領域分離型に分類される。ステップの高さ  $h$  の 3 倍以下の位置から燃料を噴射した場合、流れ場は再循環領域台形型となり、その中間的な位置から燃料を噴射した場合に再循環領域凹型になると考えられる。すなわち、本実験装置では  $D/h > 5$  で再循環領域分離型、 $3 \leq D/h \leq 5$  で再循環領域凹型、 $D/h < 3$  で再循環領域台形型に分類されることが確認された。これにより、燃焼器モデル内において燃焼を誘起するためには、主流と燃料との混合が最も促進される再循環領域台形型になる  $D/h < 3$  の条件を満たすことが重要と考えられた。

シュリーレン光学系によって得られる写真では、燃焼によるコントラスト変化が鮮明ではないため、燃焼の有無を判断するのが難しい。そこで、図 12 に後向きステップ背後の燃焼状態を確認するための直接写真を示し、これは、観測部に設置したカメラのシャッターを開放状態として撮影したものである。カメラの

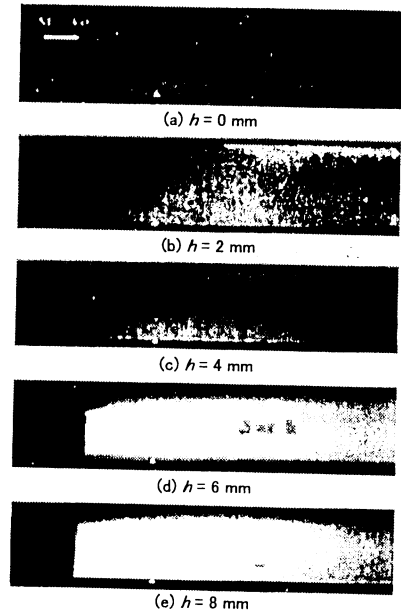


Fig. 12 Direct photographs showing the combustion behind the step, non-dimensional injection distance: (a)  $D/h = \infty$ , (b)  $D/h = 6$ , (c)  $D/h = 3$ , (d)  $D/h = 2$ , (e)  $D/h = 1.5$ .

シャッターを開放状態で撮影するため、時間とともに変化する燃焼状態の画像が全て重ね合わされた情報しか得られないが、燃焼の有無を判断するには適当である。図 12 は、ステップ後端から燃料噴射孔までの距離を  $D = 12$  mm で一定とし、ステップの高さを  $h = 0 \sim 8$  mm まで 2 mm 刻みで変化させた場合である。図 12(a)～(c) に示すように  $0 < D/h \leq 3.0$  の条件では、ステップ背後では燃焼が活発に生じていない。これは、図 11 に示すように流れ場が再循環領域分離型であり、燃料がステップ後方には滞留できず、下流に流されるためと考えられる。図 12(d) ( $D/h = 2.0$ ) および図 12(e) ( $D/h = 1.5$ ) の場合には、ステップ背後で燃焼が活発に生じている。これは、流れ場が再循環領域台形型であるため、燃料がステップ後方領域まで再循環領域によって滞留するため燃焼に有利であるためと考えられる。なお、デトネーション駆動管内やノズル内部における発光量は直接写真に撮影されていないことから、ステップ背後で燃焼した際の発光量に比べて弱いと考えられる。

## 5. まとめ

比較的容易に高エンタルピー流れを生成することのできるデトネーション駆動型衝撃風洞を用い、SCRAM



Jet 燃焼器を模したモデル内における流れ場や燃焼過程について実験的に調べた。得られた結果を要約すると以下の通りである。

- (1) 燃焼器モデルに側壁を設けることで衝撃波がモデル内で反射を繰り返すことにより、モデル内で圧力の高い状態を維持できることが確認できた。また、側壁を設けることにより、衝撃波の入射から燃料の着火が確認できる着火遅れ時間が短くなることも確認できた。
- (2) 後向きステップの高さを増すほど、ステップ背後において燃料が滞留する量が増加すると考えられ、着火遅れ時間が短くなることが確認できた。ステップの高さが高いほど着火に有利であることが明らかにされた。
- (3) 燃料噴射距離  $D$  とステップ高さ  $h$  の無次元数  $D/h$  により後向きステップ背後の流れ場が変化する。本燃焼器モデルにおける流れ場は、 $D/h > 5$  の条件で再循環領域分離型、 $3 \leq D/h \leq 5$  の条件で再循環領域凹型、 $D/h < 3$  の条件で再循環領域台形型と分類できる。
- (4) 本燃焼器モデルにおいて燃焼を誘起するためにはステップ背後の再循環流と燃料噴射孔上流に形成される再循環流が合体し主流と燃料の混合が促進される再循環領域台形型 ( $D/h < 3$ ) の条件を満たすことが重要である。

## 謝 辞

本実験を行うにあたり、本学 吉橋 照夫 技師および元 本学大学院生 成田 匡輝 君の協力を得た。また、流れ場の可視化を行うにあたり、(株)ノビテック 小西 信宇、磯近 明 両氏の協力を得た。ここに付記し謝意を表する。

## 文 献

- (1) Lenartz, M., et al., Development of a Detonation Driver for a Shock Tunnel, *Proc. 20th Int. Symp. on Shock Waves*, I (1995), pp.153-158.
- (2) Habermann, M. and Olivier, H., Experimental Studies in a Detonation Driven Shock Tube at Elevated Pressures, *Proc. of Symp. on Shock Waves, Japan '97*, (1998), pp.551-554.
- (3) Lu, F.K., et al., Recent Advances in Detonation Techniques for High-enthalpy Facilities, *AIAA J.*, 38-9 (2000), pp.1676-1684.
- (4) Itoh, K., et al., Hypersonic Aerothermodynamic and Scramjet Research using High Enthalpy Shock Tunnel, *Shock Waves*, 12 (2002), pp.93-98.
- (5) Yamanaka A., et al., Study on Performance of Detonation-Driven Shock Tube, *JSME Int. J., Series B*, 45-2, (2002), pp.425-431.
- (6) Kim, T.-H., et al., Experimental Study on Performance of Shock Tube Driven by Detonation Wave, *Transactions of the Japan Society of Mechanical Engineers, Series B*, 70-691, (2004), pp.707-714.
- (7) Huber, P.W., et al., Criteria for Self-Ignition of Supersonic Hydrogen-Air Mixtures, *NASA TP*, 1457 (1979).
- (8) McClinton, C.R., Autoignition of Hydrogen injected transverse to Supersonic Airstream, *AIAA Paper*, 79-1239 (1979).
- (9) Tomioka, S., et al., Evaluation of Ignition Models which are applied to a Supersonic Combustor with Backward-Steps and Perpendicular Wall Injectors, *Proc. 5th Annual Meeting and Symp. on Ram/Scramjets* (1995), pp.159-264.
- (10) Tomioka, S., et al., Investigation of Flow Field at Pre-Ignition Phase in a Supersonic Combustor with Backward-Steps and Perpendicular Wall Injectors, *Proc. 6th Annual Meeting and Symp. on Ram/Scramjets* (1996), pp.149-154.
- (11) Gaston, M.J., et al., Comparison of two Hypermixing Fuel Injectors in a Supersonic Combustor, *AIAA*, 98-0964 (36th Aerospace Sci. Meeting & Exhibit), (1998).
- (12) Brandstetter, A., et al., Flame Stabilization in Supersonic Combustion, *AIAA 2002-5224* (AIAA/AAAF 11th Int. Space Planes and Hypersonic Systems and Technol. Conference), (2002).
- (13) O'Byrne, S., et al., Measurement and Imaging of Supersonic Combustion in a Model Scramjet Engine, *Proc. 21st Int. Symp. on Shock Waves*, (1997).
- (14) O'Byrne, S., et al., Establishment of the Near-Wake Flow of a Cone and Wedge in a Transient Hypersonic Freestream, *Proc. 22nd Int. Symp. on Shock Waves*, (1999).
- (15) Arai, T., et al., Experiments of Pre-Mixed Shock-Induced Combustion Scramjet with Forebody-Wall Fuel Injection, *AIAA 2002-5243* (AIAA/AAAF 11th Int. Space Planes and Hypersonic Systems and Technol. Conference), (2002).
- (16) Gardner, A.D., et al., Upstream Porthole Injection in a 2-D Scramjet Model, *Shock Waves*, 11 (2002), pp.369-375.
- (17) Kim, T.-H., Obara, T. and Ohyagi, S., Fuel Mixing and Combustion into a Supersonic Air Flow, *Proc. KSAS-JSASS Joint Symp. on Aerospace Eng.*, (2004), pp.261-268.
- (18) Kim, T.-H., et al., Experimental Study on Flow Field behind Backward-Facing Step using Detonation-Driven Shock Tunnel, *J. Japan Soc. for Aeronautical and Space Sci.*, 52-608 (2004), pp.385-392.
- (19) Obara, T., et al., Experimental Study on a Flow Field behind Backward-Facing Step using Detonation-Driven Shock Tunnel, *Proc. 20th Int. Colloquium on the Dynamics of Explosion and Reactive Systems, Montreal*, (2005), CD-ROM.