

■原著論文/ORIGINAL PAPER■

CJ デトネーション速度近傍で飛行するラム加速器飛翔体周りの流れ場と火炎の観測

Observation of the Flowfield and Flame around the Ram-Accelerator Projectile Traveling near the CJ Detonation Speed

八房 智顕*・岩村 一洋・東田 圭右・遠藤 琢磨・滝 史郎

YATSUFUSA, Tomoaki*, IWAMURA, Kazuhiro, HIGASHIDA, Keisuke, ENDO, Takuma, and TAKI, Shiro

広島大学大学院工学研究科 〒739-8527 東広島市鏡山1-4-1
Hiroshima University, 1-4-1 Kagamiyama, Higashi-Hiroshima 739-8527, Japan

2006年2月13日受付; 2006年6月10日受理/Received 13 February, 2006; Accepted 10 June, 2006

Abstract : The combustion and thrust characteristics of a ram accelerator in a case where the projectile speed was close to the Chapman-Jouguet (CJ) detonation speed were experimentally investigated. Methane-air mixtures with different equivalence ratios were used in the experiments. In the case of the fuel-lean condition, positive net thrust was not obtained although the combustion region was kept behind the projectile. That is to say, the combustion near the projectile was extremely weak. In the case of the equivalence ratio of unity, a flamelet attached to the projectile shoulder was observed. The flamelet generated the secondary shock wave. The secondary shock wave induced the ignition of the mixture, and the combustion occurred near the tube wall, thus enhancing the combustion of the nearby projectile. The results indicate that the appropriate configuration of the flame can drastically enhance the thrust.

Key Words : Ram accelerator, Shock induced combustion, Detonation

1. 緒言

ラム加速器は、可燃性混合気の燃焼エネルギーを利用して飛翔体を秒速数 km まで加速させる装置であり、1980 年代にワシントン大学の Hertzberg ら[1]によって提案され、研究が進められてきた。ラム加速器の推進原理は、以下のとおりである。鋭頭の飛翔体を可燃性混合気を充填した管内に超音速で打ち込み、適当な方法で点火すると、飛翔体背後に高圧の燃焼領域が保持され、飛翔体が推力を受けて加速される。ラム加速器は、飛翔体を加速するための高圧領域が常に飛翔体近傍にあるため、加速効率が高く、更に二段軽ガス銃では難しい大型化が可能である。ラム加速器における最大到達速度は、チャップマン・ジュゲ (CJ) デトネーション速度の 2 倍以上であるとの解析結果もあり[2]、地上から低軌道まで物資を直接投入するための初期加速装置として期待される。

しかし、これまでにラム加速器によって得られた飛翔体の最高速度は 2.7 km/s であり[3]、当初期待されていた第一

宇宙速度 (7.9 km/s)には届いていない。飛翔体速度が十分に得られない最大の理由は、飛翔体速度が充填混合気の CJ デトネーション速度を超えると飛翔体周囲流れが不安定になり、不始動を起こしてしまうことにある。飛翔体速度が CJ デトネーション速度と同程度、もしくはそれ以上の速度域における飛翔体周りの燃焼流れ場の解明は、この速度域での安定な加速の実現に不可欠である。

既往の研究の多くでは、ラム加速管内の飛翔体周りの流れ場を研究するにあたり、管壁に取り付けた圧力センサと光センサからの出力より内部流れを推定するにとどまっております[4-7]、更に詳しく現象を理解するためには可視化により加速管内の飛翔体周りの流れ場を観測する必要があります。広島大学のラム加速器 (HURAMAC) は、加速管内部流れを可視化観測できるように設計された[8]。飛翔体周りの流れ場を可視化に適した二次元流れにすることで、ラム加速管を矩形断面とし、飛翔体を二次元形状とした。HURAMAC を用いたこれまでの研究は、CJ デトネーション速度以下で飛翔体が飛行する熱閉塞モードにおいて、それ以前は不明であった飛翔体周りの燃焼流れ場を、可視化観測によって明らかにした[9-13]。

* Corresponding author. E-mail: yatsu@hiroshima-u.ac.jp

本研究では、これまでに可視化観測が行われていなかった、飛翔体速度がCJデトネーション速度と同程度の速度域における飛翔体周りの燃焼流れ場を可視化観測した。ラム加速器の加速管に充填する可燃性混合気には空気・メタン混合気を用い、当量比を変化させて実験を行った。

2. 実験装置

2.1. ラム加速器

図1に広島大学のラム加速器 (HURAMAC) の構成を示す。HURAMACは、大きく分けて、実験区間である4mのラム加速部と、飛翔体の初期入射速度を得るためのデトネーション駆動二段軽ガス銃から成る。飛翔体発射位置から捕獲部まで、図2のようにガイドレールが取り付けられており、飛翔体側面の溝をこのガイドレールにはめ込むことで飛翔体の運動方向を拘束している。飛翔体は、二段軽ガス銃によって、着火サボ、加速サボとともに加速される。射

出後は、まず真空排気室に進入して加速用ヘリウムが排気され、ラム加速部に加速用ヘリウムの影響が出ないようにしている。真空排気室では、サボストップによって加速サボを停止させる。飛翔体と着火サボは、ラム加速区間手前の長さ200mmの着火管に進入する。着火管には発熱量や圧力を適当に調整した混合気が充填されており、着火サボ前方に形成される離脱衝撃波によって着火が生じる。ラム加速区間に進入した飛翔体は着火サボと離れ、飛翔体背後に燃焼領域を保持して推力を受け加速される。加速区間の直後には捕獲管が設置してあり、飛翔体は捕獲部で停止する。なお、ラム加速区間を進む飛翔体周りの圧力場は圧力センサによって測定し、さらに加速区間の19箇所に設置した磁気センサによって飛翔体速度を測定した。

図3に飛翔体、着火サボ、加速サボを示す。飛翔体、着火サボ、および加速サボは、いずれもポリカーボネート製である。なお本文中では、飛翔体の最も太い部分を肩、肩よりも前方をくさび部、後方を尾部と呼ぶ。飛翔体の貫通

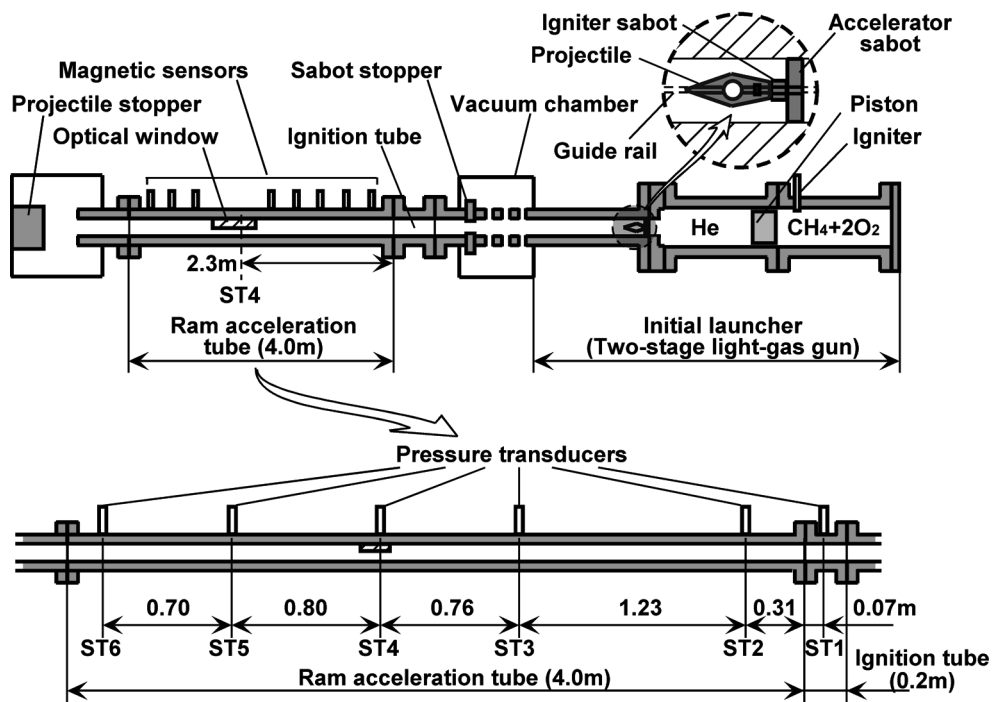


Fig.1 Schematic arrangement of HURAMAC.

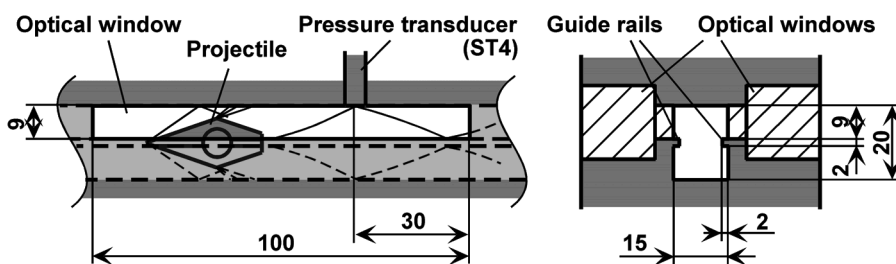


Fig.2 Details of the observation region and the cross section of the acceleration tube. Dimension in mm.

穴は、飛翔体を軽量化するためのものである。飛翔体を軽量化し、強度を高めるためには、くさび部の半頂角を大きくすることが有効である。しかしくさび部半頂角が大きくなると、先頭衝撃波が強められて抵抗が大きくなってしまふ。実験では、二段軽ガス銃における初期加速時の衝撃力に耐え得る強度を持った最小角度である 19 度にくさび部の半頂角を固定する。

2.2. 可視化光学系

図 1 に示したように、ラム加速部入口から 2.3 m の位置に観測用光学窓が設置されている。光学窓は、視野が高さ 9 mm、長さ 100 mm の石英ガラスである。可視化領域は、図 2 に示したように、ガイドレール上端からラム加速管上端までの上半分である。図 4 に光学系を示す。この光学系

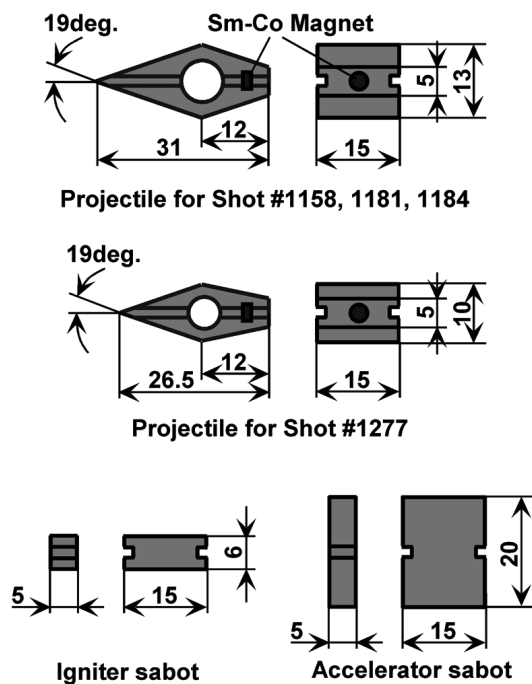


Fig.3 Projectile, igniter sabot, and accelerator sabot. Dimension in mm.

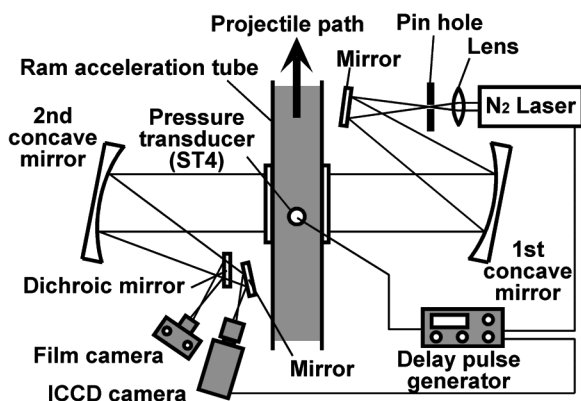


Fig.4 Optical system of co-axial and simultaneous shadowgraph and self-emission observation.

では、同軸・同時刻のシャドウグラフ像と自発光像とが撮影可能である。

観測部のラム加速管上壁には圧力センサが設置してあり、撮影と合わせて管壁の圧力履歴が測定される。飛翔体通過時の衝撃波による圧力上昇時の圧力信号から適当に遅延させてトリガとし、シャドウグラフ撮影と自発光撮影を行う。分離波長が約 450 nm のダイクロイックミラーを使用して瞬間シャドウグラフ撮影用の紫外レーザー光 (N₂-laser, 331 nm, パルス幅 5 ns) と燃焼による自発光とを分離し、それぞれの撮像光学系に導いた。シャドウグラフ光学系では、開放のフィルムカメラ (フィルム : Kodak Tri-X pan ISO 400) を使用した。自発光撮影では、ダイクロイックミラーを透過した波長 450 nm 以上の可視光を ICCD カメラ (PCO DiCAM pro) で記録した。ICCD カメラのゲート幅は 500 ns で、今回行った実験条件では、露光中の飛翔体移動距離は最大約 0.8 mm である。

3. 実験結果

3.1. 非燃焼時の飛翔体周りの流れ場

飛翔体周りの流れ場の基本的な構造を明らかにするため、まず加速管内に窒素ガスを充填し、燃焼が生じない条件で実験を行った。実験条件の詳細および結果の一部を表 1 に示す。なお表中の q_{CJ} は、CJ 状態における単位質量混合気の発熱量であり、 Q_{CJ} は q_{CJ} を初期温度と初期状態の

Table 1 Experimental conditions and results

Shot #	1181	1158	1277	1184
Ram acceleration tube				
Mixture	N2	CH4 + Air		
ER	-	0.45	1.00	1.55
D_{CJ} [m/s]	-	1439	1826	1815
$Q_{CJ} (q_{CJ}/c_p T_0)$	-	4.1	8.2	6.8
Sound Speed [m/s]	350	348	351	354
Initial conditions	$p_0 = 0.4\text{MPa}, T_0 = 290\text{-}300\text{K}$			
Ignition tube				
Mixture	N2	CH4 + Air		
ER	-	0.45	1.00	1.55
Initial conditions	$p_0 = 0.3\text{MPa}, T_0 = 290\text{-}300\text{K}$			
Projectile				
Half nose angle [deg.]	19			
Length [mm]	30.9	30.9	26.5	30.9
Height [mm]	13	13	10	13
Mass [g]	3.4	3.1	2.6	3.3
Experimental results				
V_p at ST2 [m/s]	1489	1566	1612	1535
V_p at ST4 [m/s]	1416	1539	1710	1613
M_p at ST4	4.0	4.4	4.9	4.6
V_p/D_{CJ} at ST4	-	1.07	0.94	0.89
Average thrust at 1.5-2.5m [N]	-226	-108	131	58

(ER: Equivalence Ratio)

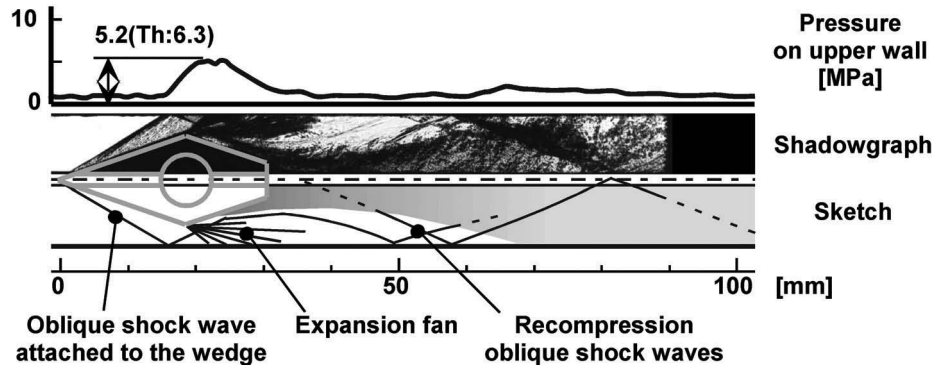


Fig.5 Pressure history and shadowgraph image around the projectile in N₂ gas. (Shot # 1181)

定圧比熱で無次元化した無次元発熱量である。

図 5 に、非燃焼実験時の管上壁圧力履歴、シャドウグラフ像および流れ場のスケッチを示す。シャドウグラフ像は管の上半分を可視化しており、図中には飛翔体位置が示してある。スケッチは、上下反転させて描いてある。なお、飛翔体は紙面上を右から左に移動している。圧力センサは観測窓右端から 30 mm の位置に設置してあり、圧力履歴の横軸は観測窓通過時の飛翔体速度を経過時間に掛け合わせて距離としたものを示した。飛翔体周りの流れ場が定常的であると仮定すれば、示した圧力履歴は上壁面における圧力分布に一致する。また、飛翔体先端からの距離をスケッチ下の目盛りで示した。

飛翔体先端からは斜め衝撃波が発生しており、衝撃波は管上壁で反射し、壁面圧力が上昇している。飛翔体肩部からは管壁に向かって膨張波が発生しており、写真では暗い影として写っている。この膨張波により壁面圧力が低下している。先頭斜め衝撃波の反射により生ずる圧力上昇は 5.2 MPa で、理論値の 6.3 MPa よりも 2 割程度低い。圧力センサの応答時間は 1 μs 以下で、現象に対して十分な時間解像度がある。しかし圧力センサの受圧面は約 5 mmφ であるのに対し、衝撃波で圧力が上昇し、膨張波の影響を受けて圧力が低下するまでの距離が 5 mm よりも短い。このため圧力センサの空間解像度が不十分となり、低い圧力として測定されたと考えられる。飛翔体は、後方に向けて管中心面から管上壁に向けて徐々に広がる暗い影を引きずっているが、この部分は周囲に比べて乱れが強い領域であると考えられる。また、飛翔体後方では下方からの流れと上方からの流れとが衝突し、中心面方向から管壁に向かう斜め衝撃波が形成されている。この衝撃波は 60 mm 付近で管壁に達し、壁面での圧力上昇として捉えられている。

3.2. 可燃性混合気を用いたラム加速実験

図 6 に、ラム加速管充填混合気の当量比と飛翔体入射速度に対する始動 (Start) と不始動 (Unstart) の実験結果を示す。始動とは、飛翔体尾部近傍に燃焼による高圧領域が安定に保持された状態である。不始動とは、飛翔体周囲で流れが閉塞して、飛翔体前方に衝撃波を吐き出し飛翔体が急

減速する場合と、燃焼領域が飛翔体後方に脱落する場合との 2 つに大別され、前者をホット・アンスタート (H.U.)、後者をフォール・オフ (F.O.) と呼ぶ。実験毎の始動・不始動の判定は、加速管に設置した 6 個の圧力センサによる圧力履歴から行った。

当量比の変化に対しては $ER = 0.45 - 1.60$ の範囲で始動が見られ、この範囲外の当量比では、フォール・オフ (F.O.) が生じた。また、始動が見られたいずれの当量比においても、始動のための下限入射速度が存在し、下限入射速度以下ではホット・アンスタート (H.U.) が生じた。また、当量比が 1 に近いほど下限入射速度は高くなった。始動に対する上限入射速度 [14] は、飛翔体初期加速用二段軽ガス銃の性能上の制限のため、本実験では見られなかった。

図 7 に、燃焼実験時の圧力履歴、シャドウグラフ像および自発光像を示す。実験条件および結果の一部を表 1 に示した。飛翔体は紙面上を右から左に移動している。自発光像は、シャドウグラフ像と同時刻 (同期の誤差は ± 5 μs) に撮影したものであり、ここでは上下を反転させて示した。写真中には飛翔体の位置を描き込んでおり、自発光像には先頭斜め衝撃波も描き込んだ。圧力履歴は、図 5 の場合と同様に、経過時間に撮影時の飛翔体速度を掛け合わせた距

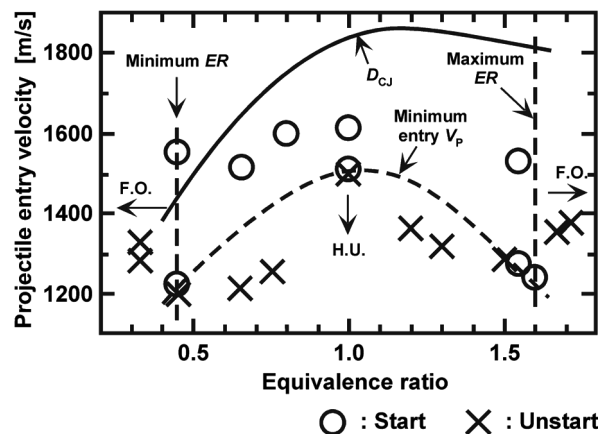
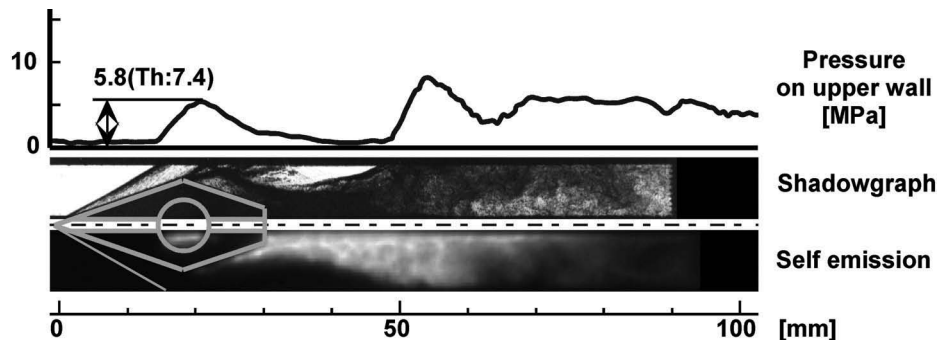
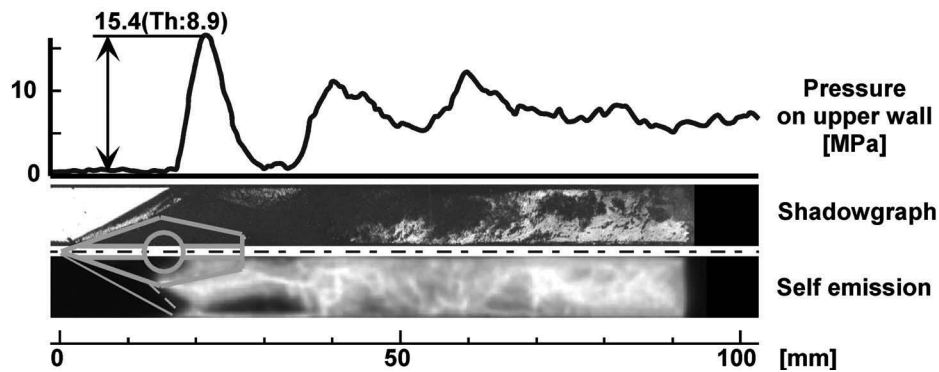


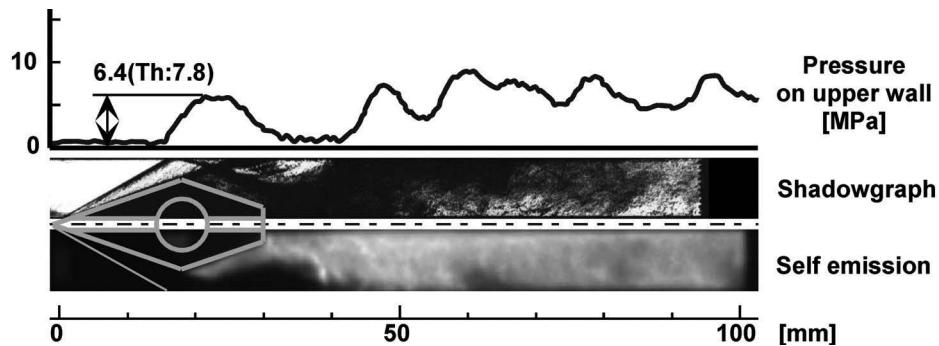
Fig.6 Experimental results on start and unstart as a function of equivalence ratio and projectile entry velocity.



(a) $ER = 0.45$ (Shot # 1158)



(b) $ER = 1.00$ (Shot # 1277)



(c) $ER = 1.55$ (Shot # 1184)

Fig.7 Pressure histories, shadowgraph images, and self-emission images in combustion conditions.

離の関数として示した。実験は充填混合気の当量比を 0.45, 1.00, 1.55 と変化させて行った。なお燃焼領域は、自発光像のみからでは発光の弱い部分が露光不足で感知されていない可能性もあるため、シャドウグラフ像と合わせて判断した。なお本文中で述べる推力とは、飛翔体進行方向に、燃焼領域から飛翔体に作用する力である。

図 7(a) は、充填混合気が $ER = 0.45$ の場合である。ただし、本実験のシャドウグラフ像は、上側 1 mm が写っていない。撮影時の飛翔体速度は 1539 m/s で、充填混合気の CJ デトネーション速度を越えている。飛翔体周りの燃焼流れ場は、衝撃波を前方に放出することもなく、また燃焼領域が脱落することもなく、不始動状態は生じていないが、

飛翔体は減速されている。実験時の飛翔体速度は図 5 に示した非燃焼時の場合よりも高く、燃焼領域から全く推力が得られないと仮定すれば非燃焼時よりも大きな減速を示すはずであるが、減速の程度は非燃焼時の場合よりも小さいため、飛翔体を受ける抗力よりも小さいが、飛翔体は燃焼領域から推力を受けていると言える。

シャドウグラフ像に見られる先頭斜め衝撃波は、図 5 の場合と同様に、管上壁で反射し壁面上の圧力を上昇させている。反射衝撃波によるピーク圧力は測定値が 5.8 MPa で、理論値 (7.4 MPa) よりも 2 割程度低い。これは図 5 の場合と同様に、圧力センサ受圧部の空間解像度が足りていないためである。飛翔体先端から 50 mm までの圧力履歴は、非

燃焼実験の場合とほぼ同様である。また、シャドウグラフ像においても、飛翔体くさび部の流れ場に非燃焼実験時との差異は見られない。したがって、くさび部および先頭斜め衝撃波反射部付近には、火炎の影響はないと言える。

自発光像には、飛翔体尾部表面、および飛翔体背後の再循環領域に発光が見られ、この領域で燃焼が生じている。飛翔体尾部付近から管壁に向けて伸びる界面は、シャドウグラフ像と自発光像のいずれにも見られ、これらの位置はほぼ一致している。この界面が管壁に到達する、飛翔体先端から 50 mm 付近では圧力上昇が生じており、界面は衝撃波を伴っていると考えられる。シャドウグラフ像において、図 5 の非燃焼時における飛翔体背後の衝撃波群とは異なり、界面の濃淡が明瞭であることから、界面付近で急激な発熱が生じて密度変化が大きくなったものと思われる。したがって、飛翔体背後に見られる界面は、燃焼領域を直後に伴った衝撃波であると考えられる。

図 7(b) は、充填混合気が $ER = 1.00$ の場合である。撮影時の飛翔体速度は、充填混合気の CJ デトネーション速度の 94 % であり、飛翔体は加速状態にある。先頭斜め衝撃波の反射による圧力上昇 15.4 MPa は、燃焼が生じない場合の理論値である 8.9 MPa に比べて大幅に高い。図 7(b) のシャドウグラフ像を詳しく調べると、飛翔体肩部直前から、衝撃波が発生しているのがわかる。この衝撃波は肩部近傍の飛翔体表面境界層内に保炎された火炎片によって形成されたものと考えられる。境界層内に火炎片が存在すると、燃焼による膨張で飛翔体表面に付着したくさびのような役割を果たし、そこから衝撃波が発生する[15]。この衝撃波は先頭衝撃波とほぼ同時に管壁に入射し、高い圧力上昇に寄与している。また、先頭衝撃波の管壁での反射位置には、自発光像において発光が見られる。この位置での燃焼は、飛翔体表面に保炎された火炎が超音速流中を伝播して遡り、この位置に到達したとは考えにくい。ここでは衝撃波加熱による着火が起こったと考えられる。燃焼部の発光強度は、自発光撮影カメラのダイナミックレンジの、86 % 以上の輝度を持った領域面積が観測領域面積に占める割合で比較すると、図 7(a) の $ER = 0.45$ や図 7(b) の $ER = 1.55$ の場合では 1 % 以下であるのに対し、本条件では 16 % であり、飛翔体後方の広範囲で強い発光が見られる。また壁面の圧力履歴においても、高圧領域が飛翔体に近い位置に存在しており、飛翔体が推力を受けやすい状態になっていることがわかる。なお、飛翔体の内部が光っているように見えるのは、火炎発光が透明なポリカーボネート製の飛翔体内で乱反射しているためである。

図 7(c) は、充填混合気が $ER = 1.55$ の場合である。撮影時の飛翔体は加速状態にあり、速度は 1613 m/s で充填混合気の CJ デトネーション速度の 89 % である。自発光像では、飛翔体の肩部から尾部表面に火炎が保炎され、尾部付近から比較的短い距離で管壁にまで火炎が到達して管全体に燃え広がっており、飛翔体後方の燃焼の様子は図 7(b) に示した $ER = 1.00$ の場合とよく似た火炎配置になっている。し

かし、飛翔体近傍の燃焼状態は異なっている。まず、先頭衝撃波の反射による圧力上昇は、非燃焼を仮定した理論値の 7.8 MPa よりも 2 割程度低い 6.4 MPa であり、図 7(a) に示した $ER = 0.45$ の場合と同様に、飛翔体くさび部に火炎が影響していないと考えられる。また、先頭衝撃波の管壁での反射による自着火も生じていない。更に $ER = 1.00$ の場合には、飛翔体肩部から尾部表面にかけて火炎が厚く広がっているのに対し、本条件では発光が肩部よりも後方の飛翔体表面に薄く張り付いたように見られ、境界層近傍にかろうじて火炎が保持されているような状態であろうと推定される。また $ER = 1.00$ の場合には燃焼領域中に見られる非常に強い発光領域が、本条件では見られない。

4. 流れ場および燃焼状態の考察

飛翔体速度がデトネーションの CJ 速度と同程度か、もしくはそれ以上の場合、安定に大きな推力を得るためには、飛翔体近傍での燃焼速度を高め、燃焼を短時間で完了させる必要がある。これを達成するためには、飛翔体くさび部に形成される先頭衝撃波の反射波によって燃焼を誘起させることが望ましい。

図 7(a) に示した $ER = 0.45$ の場合では、飛翔体速度が CJ デトネーション速度を越えており、衝撃波に誘起された燃焼が期待されるが、先頭衝撃波やその反射波近傍における誘起燃焼は確認できない。図 7(c) の $ER = 1.55$ の場合においても、先頭衝撃波反射部近傍には衝撃波誘起燃焼は確認できない。特に、図 7(a) の $ER = 0.45$ の場合の結果では、自発光が見られる領域の形状と図 5 のシャドウグラフ像において飛翔体後方の暗い影のように写っている乱流領域の形状は良く似ている。また、自発光領域前方の流れが、飛翔体と同程度の速度で管中心面に平行に流れているとすると、発光領域前面の法線方向速度は 300 - 500 m/s である。したがって、燃焼領域前方に衝撃波を伴ってはいるが、燃焼は衝撃波に誘起された燃焼ではなく、強い乱流により燃焼速度が高められたデフラグレーションであると思われる。このため、飛翔体近傍の圧力が十分に上昇せず、十分な推力が得られなかったと考えられる。

一方、図 7(b) に示した $ER = 1.00$ の場合では、管壁の先頭衝撃波反射部に火炎発光が見られ、衝撃波加熱によって自着火したものと考えられる。先頭衝撃波の反射による衝撃波加熱の程度と、それがどの程度着火遅れ時間に影響するのかを以下に考察する。

図 8 に、先頭衝撃波とその反射の様子を示す。図 9 は、図 8 に示した領域 (iii)、すなわち先頭衝撃波反射部背後の温度をマッハ数に対して計算したもので、実験を行ったくさび角 19 度の他、14 度と 24 度についても示した。また、垂直衝撃波背後の温度も合わせて示した。考慮した気体は、実験に用いたメタン・空気混合気であり、 $ER = 1.00$ である。計算は燃焼が起こらないものとして行った。この条件での CJ デトネーションの伝播マッハ数は 5.2 であり、図中に丸

印で示した. なお, 24 度ではマッハ反射と正常反射の 2 つの解が存在するが, ここでは正常反射について計算した.

図 9 において, くさび角が大きくなると反射衝撃波背後の温度は上昇するが, くさび角が 24 度の場合においても, 反射衝撃波背後の温度は垂直衝撃波背後の温度に比べて大幅に低い. したがって, ラム加速器内部での燃焼に求められる短い着火遅れ時間は, 単一の斜め衝撃波が単純に正常反射されることによる衝撃波加熱では難しいと考えられる.

図 7(b) の $ER = 1.00$ の条件で見られた, 反射衝撃波背後の衝撃波加熱による自着火については, 飛翔体近傍の流れ場をさらに詳しく調べる必要がある. 図 10 は, 図 7(b) の飛翔体近傍の流れ場を拡大したものである. 飛翔体の肩部直前に付着した火炎片から形成された第二衝撃波の角度は, 飛翔体進行方向に対して 47 度であり, 衝撃波前方の流線に対しては約 28 度である. 形成された衝撃波前方の状態を元に, 衝撃波による流れの転向角を求めると約 12 度となる. 転向した流れは, 自発光像に描き込んだ発光領域前面の細い破線にほぼ平行である.

先頭衝撃波の反射衝撃波背後では, 非燃焼の正常反射の状態で推定されるマッハ数が 1.05 であり, ほぼ音速である. この領域に第二衝撃波が影響しているが, シャドウグラフ像は不明瞭で, この領域での衝撃波構造はわからない.

19 度のくさび部によって形成される反射衝撃波背後の温度は, 図 9 に示されるように非燃焼条件では約 800 K であり, CJ 状態における衝撃波加熱温度の約 1550 K に比べると大幅に低いため, 単純に先頭衝撃波の反射による加熱だけでは着火は起こらないと考えられる. 図 9 に示した反射部背後の温度は, 非燃焼の衝撃波反射を仮定したものであり, 反射衝撃波直後で発熱が生じた場合, 反射角度が大きくなり反射衝撃波直後の未燃領域の温度が非燃焼時に比べて高温になる. このため反射衝撃波背後で一旦発熱が起こると, 反射衝撃波が強められて更に発熱反応が起こりやすくなると考えられる. 飛翔体表面の火炎片から発した第二衝撃波は, 先頭衝撃波反射部背後のほぼ音速まで減速された領域に侵入し, 発熱反応の開始に寄与すると考えられる.

なお, 加速管に設置したいずれの圧力センサにおいても, 図 7(b) と同様な圧力履歴であり, 加速管内での飛翔体周りの流れ場はほぼ定常状態にあると考えられる. したがって, 先頭斜め衝撃波が管壁で反射し, 衝撃波加熱着火が生じた領域は, 飛翔体周りの流れ場を大きく変えてしまうほど不安定な状態ではないと考えられる.

前述の図 9 に示した解析より, 衝撃波誘起燃焼を発生させる十分に強い衝撃波加熱は, 先頭衝撃波の単純な正常反射では得られず, 垂直衝撃波が発生するマッハ反射が必要であると考えられる. しかし本結果から明らかのように, 飛翔体周りの火炎配置によっては, 火炎前面から形成される衝撃波がじょう乱源となり, 反射部後方の発熱を誘発して反射衝撃波を強め, 衝撃波加熱による自着火が可能とな

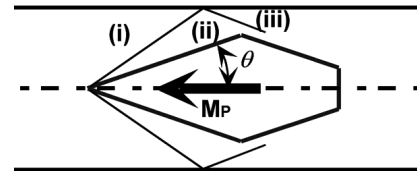


Fig.8 Configuration for analytical calculation of shock heating around the projectile

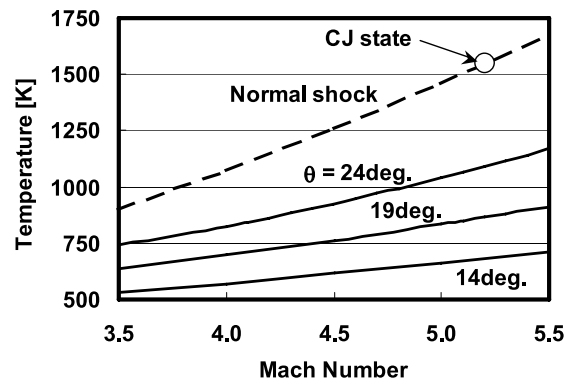


Fig.9 Temperature behind regularly reflected shock waves and normal shock wave

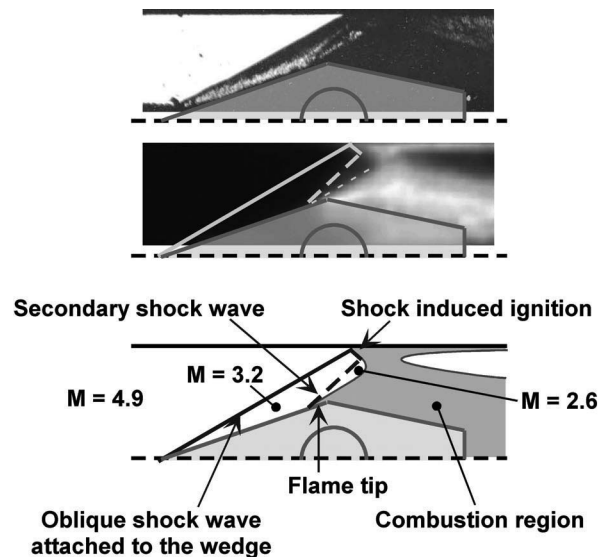


Fig.10 Details of combustion flowfield around the projectile in the case of $ER = 1.00$ shown in Fig.7(b)

る. 飛翔体くさび角を大きくすることでマッハ反射を発生させる方法は, 飛翔体に加わる抗力が大きくなるため有利ではないのに対し, 火炎配置による反射衝撃波の強化は, 抗力を大幅に増加させることなく実現でき, その面で望ましいと言える. しかし, 望ましい火炎配置が形成される条件は, 混合気組成, 飛翔体マッハ数, 飛翔体形状, および飛翔体表面の材質や状態などに影響される非常に狭い範囲である可能性があり, さらなる研究が必要である.

5. 結言

当量比の異なるメタン・空気混合気を用いて、CJ デトネーション速度近傍のラム加速実験を行い、以下の結果を得た。

当量比が 0.45 の燃料が希薄な混合気を用いて、混合気の CJ デトネーション速度よりも高い速度で飛翔体をラム加速管内に入射させた。加速管全域で飛翔体背後に燃焼領域は保持されたが、燃焼領域前方の衝撃波が弱く、衝撃波誘起燃焼は生じなかった。また、燃焼領域から推力は得られたが、飛翔体を受ける抗力よりも小さく、飛翔体は減速した。

当量比が 1.00 の混合気を用いた実験では、飛翔体の肩部直前に付着した火炎片が観測され、この火炎片によって第二衝撃波が形成された。第二衝撃波により先頭衝撃波の反射部後方に発熱反応が誘発されて反射衝撃波を強め、衝撃波誘起燃焼が生じたと考えられ、壁面近傍の反射部で自着火が確認された。この自着火により飛翔体近傍の燃焼が促進され、大きな推力が得られた。

解析結果によると、行われた実験の範囲内では、単純な先頭衝撃波の正常反射では衝撃波誘起燃焼は発生しない。しかし飛翔体周辺の火炎配置によっては、上述のように衝撃波誘起燃焼が発生する場合が見られた。したがって、飛翔体くさび角を大きくして衝撃波誘起燃焼を発生させる方法に比べ、火炎配置による衝撃波誘起燃焼の形成は、抗力の大幅な増加を避けることができ、CJ デトネーション速度よりも飛翔体速度が高い領域で効果的に推力を得る方法であると考えられる。

謝辞

本研究は、日本学術振興会科学研究費補助金 (若手研究 (B) No.15760596) の補助を受けて行われた。

References

1. Hertzberg A., Bruckner A.P., Bogdanoff D.W., *AIAA J.*, 26-2: 195-203 (1988).
2. Yungster S. and Bruckner A. P., *J. of Propulsion and Power*, 8-2: 457-463 (1992).
3. Bruckner A.P., *Proc. of the 3rd Int. Workshop on Ram Accelerators*, 3-23 (1997).
4. Hertzberg A., Bruckner A.P., Knowlen C., *Shock Waves*, 1-1: 17-25 (1991).
5. Hertzberg A., Bruckner A.P., Knowlen C., *J. of Propulsion and Power*, 7-5: 828-836 (1991).
6. Knowlen C., Higgins A.J., Bruckner A.P., Bauer P., *AIAA Paper* 96-0098 (1996).
7. Bundy C., Knowlen C., and Bruckner A. P., *Proc. of 18th Int. Colloquium on the Dynamics of Explosion and Reactive Systems*, CD-ROM (2001)
8. Chang X., Kanemoto H., Shiro Taki, *ISTS Paper* 94-a-05 (1994).
9. Taki S., Yatsufusa T., Zhang C., *Proc. of the 3rd Asian-Pacific Conference on Technology and Science*, 363-368 (2000).
10. Yatsufusa T., Chang X., Shiro Taki, *AIAA Paper* 2001-1765 (2001).
11. 八房智顕, 上野良介, 丸山泰大, 張新宇, 滝史郎, 日本機械学会論文集B編, 67-656: 1065-1072 (2001).
12. 八房智顕, 深堀智, 柳瀬崇博, 張新宇, 滝史郎, 日本航空宇宙学会誌, 49-573: 354-359 (2001).
13. Yatsufusa T., Taki S., *Shock Waves* 12-3: 235-240 (2002).
14. Higgins, A.J., Knowlen, C., and Bruckner, A.P., *J. of Propulsion and Power*, 14-6: 951-958 (1998).
15. Li, C., Kaikasanath K., and Oran E.S., *Phys. of Fluids*, 6-4: 1600-1611 (1994).