

科学研究費助成事業 研究成果報告書

平成 29 年 6 月 15 日現在

機関番号：12401

研究種目：若手研究(B)

研究期間：2014～2016

課題番号：26870096

研究課題名(和文) 飛行体開始型デトネーション燃焼器：大容量・高圧燃焼ガスの瞬時生成機構の実証

研究課題名(英文) Detonation combustor initiated by a high-speed projectile: experimental study on instantaneous combustion process for generating high-pressure burned gas

研究代表者

前田 慎市 (MAEDA, Shinichi)

埼玉大学・研究機構研究企画推進室・助教

研究者番号：60709319

交付決定額(研究期間全体)：(直接経費) 3,000,000円

研究成果の概要(和文)：燃焼器内へ高速飛行体を突入させて強い衝撃波を生成し、燃焼反応を誘起する、またはデトネーションを開始する手法を実験的に検証した。デトネーション燃焼を駆動源とする高速飛行体射出機構を構築し、一段式ガス銃で1400 m/s、二段式ガス銃で2500 m/sの飛行体射出速度を得た。得られた高速飛行体を可燃性混合気中へ突入させ、燃焼波およびデトネーション波の発生を確認した。複数の燃焼モードが観測され、その発生条件を整理する2つの無次元パラメータを提案した。また燃料濃度の勾配がある場合には、飛行体近傍の燃料濃度がデトネーションの開始に重要であり、濃度勾配下においてもデトネーションを維持できることを示した。

研究成果の概要(英文)：The high-speed projectile was launched into the combustor in order to form the strong shock wave in the combustible mixture, and we experimentally demonstrated the initiation of combustion wave or detonation wave around the projectile. The high-speed gas gun, which was driven by detonation combustion, was constructed, and we obtained the projectile velocity of 1400 m/s or 2500 m/s in the single-stage or the two-stage gas gun, respectively. Several types of combustion mode were observed around the projectile launched into the combustor, and the two dimensionless-parameters were proposed in order to express the occurrence condition of each combustion mode. The experiment was also carried out under the gradient field of the fuel concentration. The detonation wave could be sustained around the projectile in the gradient field. The result indicated that the fuel concentration in the vicinity of the projectile was important factor for initiating the detonation.

研究分野：燃焼工学

キーワード：デトネーション 衝撃波誘起燃焼 高速ガス銃

1. 研究開始当初の背景

可燃性ガス中を極超音速(音速の5倍~7倍)で進行する燃焼モードであるデトネーション波を応用した燃焼器は、衝撃波の圧縮作用により初期圧力の20倍~30倍の高い圧力の燃焼ガスを瞬時に生成できる。エンジンサイクルに適用した場合、作動流体の機械的予圧縮なしでも20%~30%の理論熱効率が得られる。これによりエンジンシステムを革新的に単純化できる可能性がある。実用化への課題は、迅速なデトネーション波の起爆手法である。現状では、半閉鎖空間内(小径の直管内など)を亜音速で伝播するデフラグレーション波の1次元的な加速を経てデトネーション波へ遷移させるため、小容積の直管燃焼器を用いて高周波数で間欠的にデトネーション燃焼を発生させる方法が一般的である。しかし、遷移時間・距離の存在は、作動周波数の制限や燃焼ガスの圧力低下を招く。従って、デトネーション波への遷移時間・距離の短縮という課題に応える必要性に迫られている。

2. 研究の目的

本研究では、燃焼器内へ高速飛行体を突入させることで、その周囲へ強い衝撃波を生成し、燃焼反応を誘起する、またはデトネーションを開始する手法を実験的に検証する。周囲壁面を必要としないため、燃焼器形状・大きさが任意に設定可能となり、大容量の可燃性ガスを短時間で燃焼可能となる。加えて、飛行体が燃焼波やデトネーション波の起爆・安定化源として常に機能するため、燃料・酸化剤の混合状態や爆発性の低い燃料など広範囲に対応できる可能性がある。

具体的には、以下の目的で研究を行った。

- (1) 簡便な高速飛行体射出機構の構築を目指して、飛行体駆動にデトネーション燃焼で生成した高エンタルピガスを利用する手法を検証する。
- (2) 燃焼器へ高速飛行体を突入させることにより、可燃性混合気中への燃焼反応の誘起、およびデトネーション波の開始を検証する。

3. 研究の方法

以下の項目について研究を行った。

(1) デトネーション駆動高速ガス銃を構築し、飛行体の射出速度を検証する。

(2) 完全予混合状態の可燃性混合気、および燃料濃度の勾配場が存在する可燃性混合気において、高速飛行体による燃焼反応の誘起、およびデトネーション波の開始について検証する。

以下、実験装置について詳しく述べる。

(1) デトネーション駆動高速ガス銃

本研究では、図1および図2に示す実験装置を構築した。

図1は、最もシンプルな構造として2本の直管のみから成る一段式ガス銃である。デトネーション管および発射管から成り、その下流には飛行体速度を計測するための観測チャンバが接続される。デトネーション管は、内径50mmの単純なステンレス鋼管であり、長さは2180、3020、4280mmの3条件で実験を行った。デトネーション管にはあらかじめ可燃性予混合気が充填され、上流端付近に取付けた点火装置で点火を行う。可燃性予混合気として、初期圧力120~450kPaの水素・酸素量論混合気、または初期圧力450kPaで固定し水素・酸素の量論混合気をヘリウムで10~60%希釈したものを用いた。一般に、飛行体の加速には分子量の小さい軽ガス(水素やヘリウム)を用いることが適しており、可燃性予混合気をヘリウムで希釈することにより飛行体加速性能に及ぼす影響を調査した。発射管は内径5mmのステンレス鋼管であり、全長は1040mmである。飛行体は直径4.76mmの高密度ポリエチレン球(質量は約52mg)であり、あらかじめ発射管の上流端に固定される。観測チャンバには光学窓が設置されており、高速度カメラ(nac, ULTRA Cam HS-106E)およびシュリーレン光学系を用いて飛行体および飛行体周りの密度勾配を可視化した。これにより、飛行体位置の時間変化から速度を計測した。

図2は、飛行体加速に軽ガスを効率的に利用するために構築した二段式ガス銃である。一

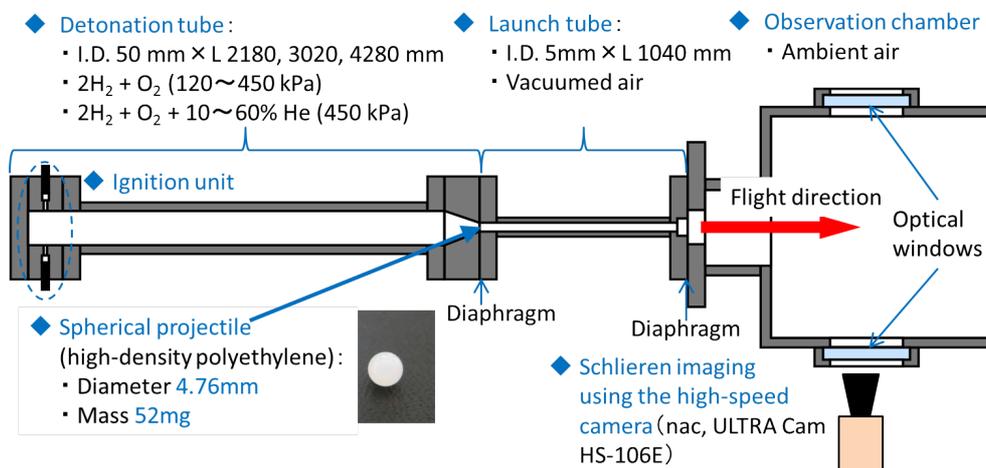


図1 一段式デトネーション駆動高速ガス銃

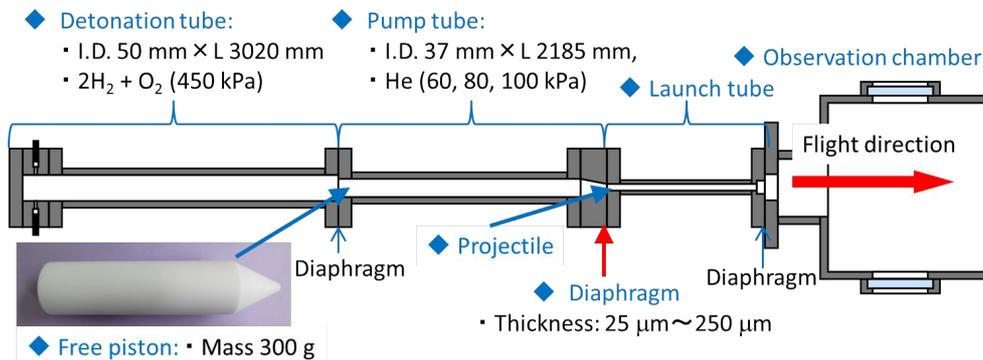


図2 二段式デトネーション駆動高速ガス銃

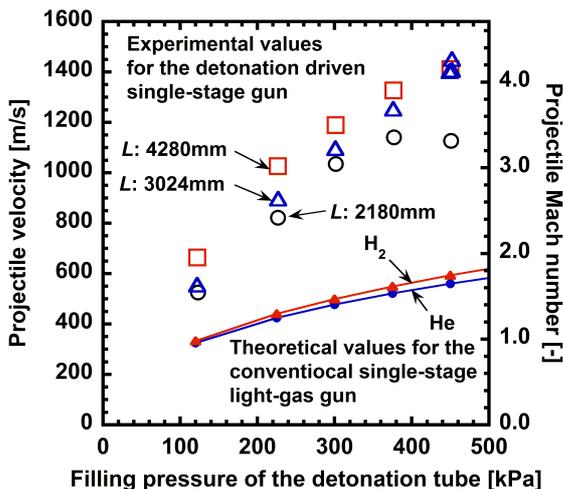


図3 一段式デトネーション駆動高速ガス銃の射出性能

段式ガス銃のデトネーション管と発射管の間に、ヘリウムを圧縮するための圧縮管を追加した。デトネーション管内で発生させた高圧の燃焼生成ガスでフリーピストンを駆動し、圧縮管内にあらかじめ充填されたヘリウムを圧縮する。生成された高圧のヘリウムで直接飛行体を加速する。デトネーション管（長さ 3020 mm）および発射管は、一段式ガス銃と同じであり、可燃性予混合気は初期圧力 450 kPa の水素・酸素量論混合気とした。(2)高速飛行体による可燃性混合気の燃焼

図1および図2において、観測チャンバに静止状態の可燃性混合気を充填して高速飛行体を突入させる。完全予混合状態の可燃性混合気として、水素・酸素およびエチレン・酸素の当量混合気をアルゴンまたは窒素で希釈した4種類の混合気 ($C_2H_4 + 3O_2 + 12Ar$, $C_2H_4 + 3O_2 + 2.5N_2$, $2H_2 + O_2 + 3Ar$, $2H_2 + O_2 + N_2$) を用い、初期圧力 (25 kPa 間隔で 25 kPa ~ 100 kPa), および飛行体マッハ数 (3 ~ 8) を変更した。可燃性混合気をアルゴンまたは窒素で希釈することにより、混合気の実効活性化エネルギーが異なる条件で実験を行った。

燃料濃度の勾配場が存在する可燃性混合気として、観測チャンバにあらかじめ充填した $O_2 + 3Ar$ 混合気に対して、上側からノズルを用いて水素を噴射することで、燃料濃度の勾配を生成した。水素の噴射量、および水素

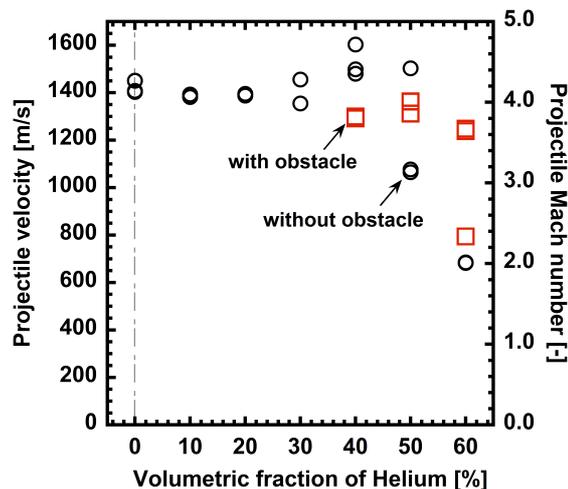


図4 一段式デトネーション駆動高速ガス銃の射出性能（ヘリウム希釈）

噴射から高速飛行体の突入までの時間を変更することで、燃料濃度勾配の大きさが燃焼過程に与える影響を検証した。

4. 研究成果

(1)デトネーション駆動高速ガス銃の射出性能

図3および図4に、本研究で得られた一段式ガス銃の射出性能を示す。図3は水素・酸素予混合気を用いた場合であり、横軸は充填圧力である。図4はヘリウムで希釈した水素・酸素予混合気を用いた場合であり、横軸はヘリウムの体積割合である。図3より充填圧力を増加させるに従って飛行体速度は上昇し、充填圧力 450 kPa では 1400 m/s 程度を得た。この傾向は、デトネーション管内の圧力が上昇し、飛行体の駆動圧力が増加したためである。また、3種類のデトネーション管長さ(図中の L) について比較すると、長さが増加するに従い飛行体速度が上昇する傾向が得られた。これは、デトネーション波面後方に形成される減速希薄波領域がデトネーション管長さの増大によって拡大され、発射管入口近傍の圧力減衰が緩やかになったためと言える。また、図3には実験と同じ形状の一段式ガス銃において、デトネーション管内に水素またはヘリウムを充填して飛行体を駆動する従来型の一段式軽ガス銃の理論性能を示した。デトネーション駆動の場合、同じ充

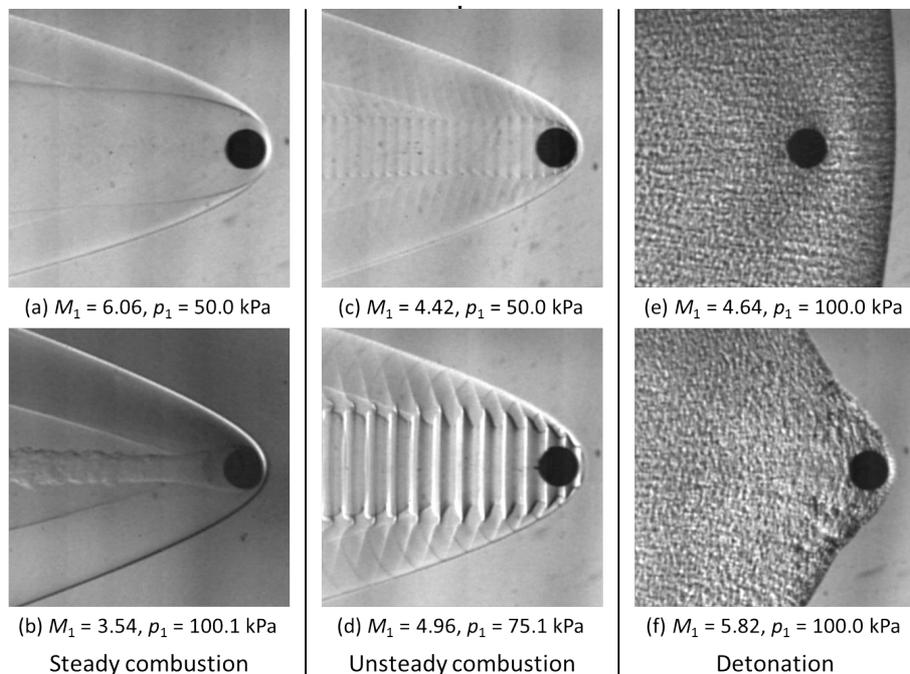


図5 高速飛行体周りに形成される各燃焼モードのシュリーレン画像 ($2\text{H}_2 + \text{O}_2 + 3\text{Ar}$ 混合気)

填圧力で比べると従来型ガス銃の概ね2倍以上の射出性能が得られることが分かる。本装置の場合、デトネーション駆動で得られた飛行体速度 (1400 m/s) を得るには、水素またはヘリウムを 5 MPa 以上で充填する必要がある。次に、図 4 よりヘリウム希釈割合が 30% 以内では、飛行体速度に明確な影響が出ないことが分かる。希釈割合が 40% 以上の条件では、可燃性混合気の反応性低下によりデトネーションの発生が不安定になるため、デトネーション管内に火炎伝播時の擾乱源となる障害物を設置した実験も行った。擾乱源の設置によりデトネーションの発生が促進されることは古くから知られている。障害物を設置しない場合では、飛行体速度は希釈割合 40% で上昇した後、50% 以上で急激に低下した。また障害物を設置した場合では、希釈割合に依らず飛行体速度は希釈がない場合と (0%) ほぼ同等となった。これより、ヘリウム希釈による可燃性混合気の熱力学的状態の変化は、射出性能に明確な影響を与えないことが分かる。希釈割合 40% において擾乱源を設置しない場合、発射管の入口に近い位置でデフラグレーションからデトネーションへの遷移が起こることが確認されている。遷移直後のデトネーション波は過駆動状態となることが知られており、安定伝播状態のデトネーション波よりも高い圧力が生成される。この圧力上昇が飛行体速度の上昇に貢献したと考えられる。また、図 4 はガス銃へのエネルギー投入 (水素の発熱量) を減少させても飛行体速度が維持されることを示しており、ヘリウム希釈によってガス銃のエネルギー効率が向上したことが分かる。さらに二段式ガス銃を用いることで、安定して 2500 m/s 程度の高速飛行体を射出可能となった。

(2) 高速飛行体による可燃性混合気の燃焼
完全予混合状態の可燃性混合気の場合

図 5 に、 $2\text{H}_2 + \text{O}_2 + 3\text{Ar}$ 混合気中で高速飛行体周りに形成された燃焼波およびデトネーション波のシュリーレン画像を示す (図中の M_1 : 飛行体マッハ数, p_1 : 初期圧力)。高速飛行体周りに形成される燃焼モードは、図 5 (a), (b): 定常燃焼 (Steady combustion), 図 5 (c), (d): 非定常燃焼 (Unsteady combustion), および図 5 (e), (f): デトネーション (Detonation) の大きく 3 種類に分類された。定常燃焼は、飛行体近傍の燃焼波面に時間的、空間的な変動が見られない燃焼モードである。一方で、非定常燃焼は飛行体よどみ流線における燃焼波面の時間的な振動が、飛行体の周囲から下流にかけて燃焼波面の規則的な空間振動として現れる燃焼モードである。さらに、デトネーションは飛行体によってデトネーション波が開始された燃焼モードである。図 5 (e) では、飛行体マッハ数がデトネーション波の自走伝播マッハ数である Chapman-Jouguet (C-J) デトネーション・マッハ数よりも低いため、デトネーション波は飛行体に先行して伝播している。一方、図 5 (f) では、飛行体マッハ数が C-J デトネーション・マッハ数よりも高いため、飛行体の前面で起爆されたオーバードリブン・デトネーション波が外側へ減衰する過程で斜めデトネーション波を形成している。

次に、これら燃焼モードの発生条件について述べる。定性的には、定常燃焼は飛行体マッハ数または混合気の初期圧力が低い領域において観測されたが、定常燃焼と非定常燃焼を隔てる飛行体マッハ数や初期圧力の値は、混合気組成によって異なることが分かった。このことは、化学反応特性が混合気組成によって異なるためであると考えられる。また、図 5 (a) と (b) を比較すると、定常燃焼においても違いが見られる。図 5 (a) は飛行体マッハ数が高く、初期圧力が低い条件で観測され

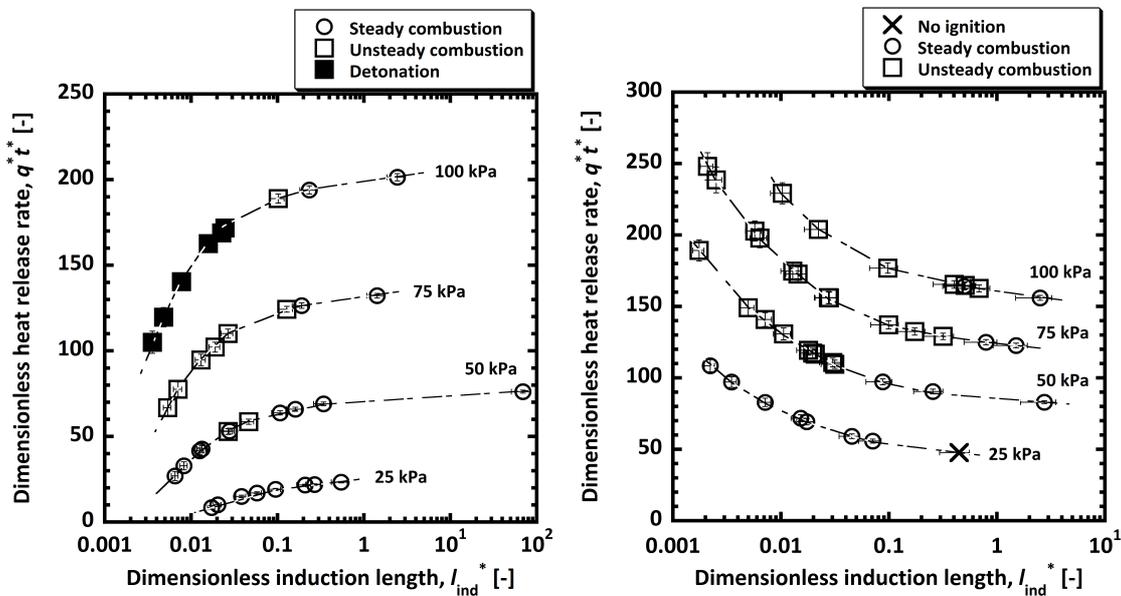


図6 無次元誘導反応距離と無次元発熱速度を用いた、高速飛行体周りの燃焼モードの整理
 左図: $2\text{H}_2 + \text{O}_2 + 3\text{Ar}$ 混合気, 右図: $\text{C}_2\text{H}_4 + 3\text{O}_2 + 12\text{Ar}$ 混合気

た定常燃焼であり、飛行体前面の広い領域にわたって燃焼波面が形成されている。一方で、図5(b)は飛行体マッハ数が低い条件で観測された定常燃焼であり、飛行体近傍の燃焼波面は表面近くの狭い領域に形成されている。燃焼波面は飛行体の後流に沿うように絞られ、やがて伴流に巻き込まれるような形で燃焼波面が乱れている様子が分かる。定常燃焼および非定常燃焼は4種類全ての混合気で観測された一方で、デトネーションは $2\text{H}_2 + \text{O}_2 + 3\text{Ar}$ 混合気の100 kPaでのみ観測された。球形状の鈍頭飛行体によるデトネーションの開始条件は、よどみ流線上の化学反応の特性値というよりも、デトネーション構造の特性長さであるデトネーション・セル幅で整理されると考えられる。本研究で得られたデトネーションの開始条件は、過去の研究<引用文献>のセル幅で整理された開始条件と矛盾しないことが確認された。

本研究では、高速飛行体周りの燃焼モードの発生条件を統一的に整理する無次元パラメータとして、無次元誘導反応距離 l_{ind}^* と無次元発熱速度 $q^* t^*$ を提案した。図6には例として、アルゴンで希釈した2種類の可燃性混合気において無次元パラメータで整理した結果を示す。無次元パラメータの定義にあたっては、飛行体よどみ流線上の状態を、飛行体マッハ数と等しい垂直衝撃波と、その背後の状態を初期状態とする定容爆発と単純化して化学反応計算を行った。この仮定により可燃性混合気の組成と初期状態に依存した化学反応の特性時間を簡易な計算手法で得られる。計算結果より、非定常燃焼の発生条件に影響を与える化学反応過程のパラメータとして2つを抽出した。1つは温度の時間変化の最大値 $(dT/dt)_{\text{max}}$ <引用文献> である。もう1つは誘導反応時間 t_{ind} であり、温度勾配が最大値となるまでの時刻と定義した。 $q^* t^*$ は、 $(dT/dt)_{\text{max}}$ を衝撃波背後の温度 T_2

で除した値 q^* (Heat release rate parameter) と、非定常燃焼の発生要因である発熱反応によって駆動される圧力波の伝播特性時間 t^* を掛けた無次元パラメータである。 q^* は、発熱反応において比熱が一定と仮定した場合に、単位質量あたりの発熱速度(比エンタルピー上昇速度)の最大値を初期(衝撃波背後)の比エンタルピーで基準化した値である。 $q^* t^*$ は、発熱反応によって前方の衝撃波へ駆動される圧力波の強さを代表しており、 $q^* t^*$ の値がある値を下回ると非定常燃焼を発生し得ないと考えられる。次に l_{ind}^* は、 t_{ind} と衝撃波背後の流速 u_2 を掛けた値(衝撃波背後の流れに乗って進行する誘導反応距離を代表)を飛行体直径 d で除した無次元パラメータである。図6からは、各混合気において l_{ind}^* がある値を上回ると、 $q^* t^*$ の値に依らず非定常燃焼が発生しないことが分かる。この領域では衝撃波背後の温度が低く、それに伴い誘導反応時間は指数関数的に増大する。誘導反応時間の増大によって非定常燃焼が発生しなくなり、図5(b)のように飛行体表面の狭い領域に燃焼波面が形成されると考えられる。一方で、 l_{ind}^* が小さな領域においては、 $q^* t^*$ がある値を下回ると非定常燃焼が発生しないことが分かる。同様の傾向は、窒素で希釈した可燃性混合気においても見られた。本研究の結果より、 $q^* t^*$ と l_{ind}^* のそれぞれに希釈の種類に依らないしきい値が存在することが示唆された。水素燃料では $q^* t^*$ の値が約50以上、かつ l_{ind}^* の値が約0.03~0.3以下、エチレン燃料では $q^* t^*$ の値が約100以上、かつ l_{ind}^* の値が約0.1~1.5以下であれば非定常燃焼が発生することが分かった。これより、振動燃焼が発生し得る誘導反応距離のしきい値は、水素燃料では飛行体直径の1/25倍~1/3倍程度、エチレン燃料では飛行体直径の1/10倍~1.5倍程度であることが分かる。これは、エチレン燃料では、水素燃料と比べて大

きな誘導反応距離でも振動燃焼が発生し得ることを示している。エチレン燃料は、水素燃料と比べて全体的に無次元発熱速度が高いことが影響している可能性が考えられる。

燃料濃度の勾配場が存在する可燃性混合気の場合

高速飛行体によるデトネーションの開始には、飛行体近傍の燃料濃度（当量比）が重要であることが分かった。つまり、総括的な当量比がデトネーションの開始条件を満足していなくとも、飛行体近傍において開始条件を満足していれば、デトネーション波面を維持できる可能性が示唆された。

<引用文献>

Maeda, S., Sumiya, S., Kasahara, J., Matsuo, A., Scale effect of spherical projectiles for stabilization of oblique detonation waves, Shock Waves, Vol.25, 2015, 141-150.

Matsuo, A. and Fujii, K., Prediction method of unsteady combustion around hypersonic projectile in stoichiometric hydrogen-air, AIAA Journal, Vol.36, No.10, 1998, 1834-1841.

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8件)

【査読有】前田 慎市、青島 亮太、黒澤 哲朗、小原 哲郎、フレームジェット対向噴射による管内へのデトネーション起爆、日本機械学会論文集, Vol. 83 No.846, No.16-00269, 2017.

DOI:10.1299/transjsme.16-00269

【査読有】Shinichi Maeda, Shoichiro Kanno, Isshu Yoshiki, Tetsuro Obara, Time-resolved schlieren observations of shock-induced combustion around a high-speed spherical projectile, Science and Technology of Energetic Materials, Vol.78 No.1, pp.19-26, 2017.

【査読有】Shinichi Maeda, Shoichiro Kanno, Isshu Yoshiki, Tetsuro Obara, Experimental study on acceleration of projectile by a gaseous detonation-driven gas gun using a light gas, Science and Technology of Energetic Materials, Vol.77 No.4, pp.79-85, 2016.

【査読有】前田 慎市、青島 亮太、黒澤 哲朗、市川 昌紀、小原 哲郎、流路直交型副室を用いたフレームジェットの火炎加速およびデトネーション遷移距離に及ぼす影響、日本燃焼学会誌, Vol. 57 No. 181, pp. 222-231, 2015.

【査読有】前田 慎市、菅野 祥一郎、古

藤 亮平、小原 哲郎、気体デトネーション駆動型ガス銃を用いた飛行体加速実験、日本機械学会論文集, Vol.81 No.822, No.14-00332, 2015.

DOI:10.1299/transjsme.14-00332

他【査読有】3件

[学会発表](計16件)

吉木 一秀、菅野 祥一郎、前田 慎市、小原 哲郎、可燃性予混合気の規則性が球形飛行体周りの衝撃波誘起燃焼に与える影響、第48回流体力学講演会/第34回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム, 2016年7月8日, 石川県・金沢市.

前田 慎市、菅野 祥一郎、吉木 一秀、小原 哲郎、高速飛行体周りに誘起される燃焼現象の時系列可視化観測、第53回燃焼シンポジウム, 2015年11月18日, 茨城県・つくば市.

菅野 祥一郎、吉木 一秀、前田 慎市、小原 哲郎、気体デトネーション駆動型ガス銃における軽ガスを用いた射出性能の向上に関する研究、平成26年度衝撃波シンポジウム, 2015年3月11日, 群馬県・渋川市.

青島 亮太、黒澤 哲朗、前田 慎市、小原 哲郎、副室から噴射されたフレームジェットによるデトネーション開始過程、平成26年度衝撃波シンポジウム, 2015年3月10日, 群馬県・渋川市.

古藤 亮平、佐藤 拓、前田 慎市、小原 哲郎、六フッ化硫黄で希釈した可燃性予混合気体中を伝播するデトネーション波の実験研究、第52回燃焼シンポジウム, 2014年12月4日, 岡山県・岡山市.

[その他]

ホームページ等

<http://park.saitama-u.ac.jp/~netsu/>

6. 研究組織

(1)研究代表者

前田 慎市 (MAEDA, Shinichi)

埼玉大学・大学院理工学研究科・助教

研究者番号： 60709319