

3A01 パルスデトネーションエンジンにおける音波を利用した

燃料充填過程の観測

吹場活佳，○平山歩果，松村朋輝（静岡大），
前田慎市（埼玉大），川崎央（静岡大），小林弘明（JAXA）

Observation of Fuel Filling Process Using Acoustic Waves in a Pulse Detonation Engine
Katsuyoshi Fukiba, Ayuka Hirayama, Tomoki Matsumura (Shizuoka univ.),
Shinichi Maeda (Saitama univ.), Akira Kawasaki (Shizuoka univ.), Hiroaki Kobayashi (JAXA)

Key Words: Detonation, Hydrogen, Fuel injection
Abstract

This study proposes a high-responsiveness gas detection method to observe the fuel filling process in a Pulse Detonation Engine (PDE), aiming to apply it to the reaction control system of a reusable sounding rocket. By measuring variations in the speed of sound using acoustic waves, the method can detect changes in the composition of gases. Experiments with air–helium mixtures demonstrated effective detection within a 1 ms interval, confirming the method's suitability for monitoring PDE internal conditions.

1. 序論

1.1 新観測ロケット

近年，世界中で低コスト化を目的とした再使用可能ロケットの研究が盛んに行われている．JAXA では将来の再使用型宇宙輸送システムの構築に向けた技術課題への取り組みとして，繰り返し運用を行う宇宙輸送システムの構築や要素技術の研究を広く行っている[1]．再使用型観測ロケットの研究としては，再使用ロケット実験機（RVT：Reusable Vehicle testing）及び RVT の後継機である RV-X（Reusable Vehicle Experiment）の要素技術研究が行われてきた．現在では，高度 100 km 以上の高度へ弾道飛行を行い，発射点に帰還する「新観測ロケット」と称される再使用型観測ロケットの研究開発が進められている．
この新観測ロケットは空気吸い込み式エンジンと姿勢制御用小型スラスタ（RCS：Reaction Control System）を用いて機体の姿勢を制御し，発射及び帰還時には垂直離着陸が想定されている．過去に飛行試験を行った RVT の RCS にはコールドガスジェット

が搭載されていた．RVT の飛行試験においてコールドガスジェットの比推力は 56 s 程度と低いことが確認されており，RCS の性能向上によって使用燃料の削減が期待できる．これは，総重量の低減や運用コストの削減という観点において非常に有利に働く．そこで，RCS での使用燃料削減に向けて，高比推力次世代型エンジンとして期待されるパルスデトネーションエンジンを RCS として利用することが検討されている．
1.2 パルスデトネーションエンジン
パルスデトネーションエンジン（PDE：Pulse Detonation Engine）とは，一端を閉じた直管に燃料と酸化剤の混合気を充填させて着火した際に生じる，デトネーション波と呼ばれる燃焼波を間欠的に発生させて間欠推力を得るエンジンである．図 1 に PDE の模式図を示す．デトネーション波は極超音速で衝撃波を伴い自走的に伝播するため，管内に充填された混合気の化学反応を短時間で完了させることがで



図1 PDE 模式図

きる[2]. PDE はデトネーション波による自己圧縮作用を用いて燃焼を行うため理論熱効率が低いとされており[2], 圧縮機を必要としないため軽量化が可能である. Schauer らの研究[3]においては, 水素・空気の混合気での空気吸い込み式 PDE の比推力が 4000 s 程度になることが確認されている. RCS に PDE を採用することで, 比推力の向上に伴う大幅な使用燃料の削減が期待できる. また, PDE はデトネーション波を単位時間あたりに発生させる頻度である作動周波数を変化させることで出力される推力の調整が可能である. PDE は作動周波数に比例して推力が上昇する特徴がある. 一方で, 単発でのデトネーションで大推力を得ることは難しいとされている. したがって, 現在研究されている PDE は, より大きな推力を得るために高周波数で正確に作動することが求められている.

1.3 燃焼試験

我々が 2023 年に行った燃焼試験では, PDE の作動周波数が 10 Hz よりも大きくなったときに着火成功率が低下し, 10 Hz 以上の周波数帯において安定した作動ができなかった[4]. 2024 年の燃焼試験では 2023 年よりも広い周波数帯で燃焼試験を実施し, PDE の性能を調査した. 高周波数帯での PDE の作動を可能にするには燃料の充填や着火のシーケンスの調整が必要になるため, 2024 年の燃焼試験ではシーケンスを変えて実験を行った. シーケンスの調整による PDE の諸性能への影響を評価したところ, シーケンスを調整することで着火成功率が向上することを確認した. 2024 年の燃焼試験では 40 Hz までの作動周波数で実験が行われたが, 今後さらに周波数をあげて作動する場合, 正確にシーケンスを調整する必要がある. そのためには, これまで計算による予測がされてきた PDE 管内の燃料充填過程について, 正確に把握することが重要になる.

1.4 従来の水素検知方法

シーケンスを調整するにあたって, PDE 管内の燃料充填の過程を性格に把握する必要がある. そこで, PDE 管内のある計測点において, 燃料が到達した瞬間を検知する手法を検討する.

本研究で用いる PDE の燃料が水素であることを利用して, 従来の水素検知機に用いられる手法を応用することを検討した.

既存の水素検知器には主に, 化学反応により水素を検知する「接触燃焼式」「半導体式」などの方式が採用されている.

接触燃焼式は可燃性ガスに対して利用される手法であり, 触媒上で吸着酸素と気体が反応することで生じる燃焼熱で白金線の温度を上昇させ, 温度上昇に伴う白金線の抵抗の増加分から気体の濃度を計測する方式である[5].

半導体式では, 半導体材料とガスの化学反応によって引き起こされる電気抵抗の変化を検出することで気体の検知を可能にしている[5].

これらの手法を適用した検知器は応答速度が速いことで知られるが, 1 ms のオーダーでシーケンスの調整を行う本研究においては, 既存の手法では不十分である. そこで, 化学的な手法ではなく, 物理的な手法を用いて, 反応速度を向上させた水素の検知方法を検討する.

2. 本研究の目的

燃焼試験で得られた結果から, PDE の性能向上を図るにはシーケンスの調整が有効であることがいえる. そこで, PDE 管内の燃料充填過程の観測のために, 従来の水素検知機よりも応答性の高い手法として音波を用いる手法を提案し, 空気と燃料である水素の混合気の検知方法の検討を行う.

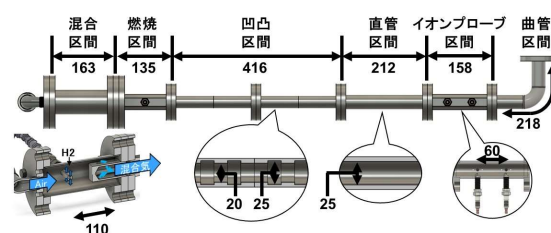


図2 本研究の手法を適用する PDE

3. 実験

3.1 本研究で検討する手法を適用する PDE

図 2 に本研究での手法を適用する PDE を示す．この PDE は艀装を考慮して排気部分に曲管を装着している．

PDE の燃料充填について，図 2 に示す PDE は最上流部から空気を連続的に供給し，空気の供給口より 50 mm 下流側に位置するインジェクタから，インジェクタバルブの開閉によって水素を間欠的に供給する．ミキサーが取り付けられた混合区間で空気と水素の混合が促進されて混合気となり，混合気は上流から連続的に供給される空気によって燃焼区間へ押し出される．燃焼区間では，点火プラグで発生させる火花で混合気に着火する．燃焼区間で燃焼が開始した混合気は凹凸区間を経てデトネーションへと遷移し，排気する反作用で推力を得る．インジェクタバルブの開閉時間や点火プラグの着火タイミングを操作することをシーケンスの調整と呼ぶ．

3.2 気体の変化を検知する原理

本研究での実験は実験室内で行ったため，安全性を考慮して水素の代わりにヘリウムを使用した．したがって以下の理論式では単原子分子であるヘリウムを想定している．

混合気の音速を求める．音速を求めるにあたり，混合気の比熱比 γ_{mix} と気体定数 R_{mix} を求める．混合気の気体定数 R_{mix} は一般気体定数 R_0 を混合気の平均モル質量 M_{mix} で割ることで求める[6]．

また，混合気の定積比熱 $C_{v_{mix}}$ は混合気の質量を m_{mix} ，空気の質量を m_{air} ，ヘリウムの質量を m_{He} とし，空気とヘリウムの定積比熱を $C_{v_{air}}$ ， $C_{v_{He}}$ とすると，式(1)のように表せる．

$$C_{v_{mix}} = \frac{m_{air}}{m_{mix}} C_{v_{air}} + \frac{m_{He}}{m_{mix}} C_{v_{He}} \quad (1)$$

さらに，空気は 2 原子分子，ヘリウムは単原子分子であることから式(2a,b)に示す関係を用いて式(1)は式(3)のようになる．

$$C_{v_{air}} = \frac{5}{2} R_{air}, \quad C_{v_{He}} = \frac{3}{2} R_{He} \quad (2a, b)$$

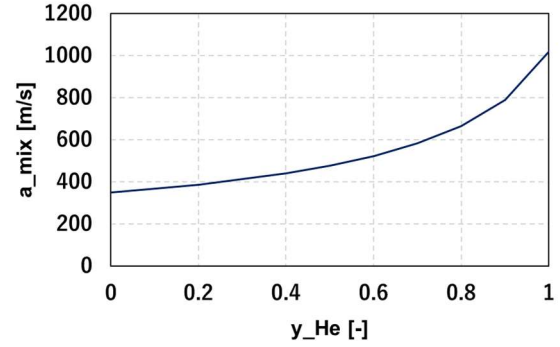


図 3 ヘリウムのモル分率の変化と音速の変化

$$C_{v_{mix}} = \frac{5}{2} \frac{m_{air}}{m_m} R_{air} + \frac{3}{2} \frac{m_{He}}{m_m} R_{He} \quad (3)$$

式(3)を用いると混合気の比熱比 γ_{mix} は

$$\gamma_{mix} = 1 + \frac{R_{mix}}{C_{v_{mix}}} \quad (4)$$

となる．混合気の温度を T とすると，混合気の音速 a_{mix} は式(5)に示す通りになる．

$$a_{mix} = \sqrt{\gamma_{mix} R_{mix} T} \quad (5)$$

この原理により，継続して音速を測定し続けることで空気の流れから混合気の流れへと変化した瞬間を検知することができる．

図 3 に空気中と空気・ヘリウム混合気中での音速の変化を示す．横軸はヘリウムのモル分率，縦軸は混合気中の音速 a_{mix} [m/s]である．モル分率が 0 のときは空気中，1 のときはヘリウム中での音速を示している．この原理を利用し，音速の増加を混合気の計測点への到達ととらえて，燃料充填過程の観測を行う手法の検討を行う．

3.3 実験方法と条件

実験で用いた機構を図 4 に示す．超音波発信機（トランスミッタ）と超音波受信機（レシーバ）を直線上に設置する．トランスミッタとレシーバは図 5 ように距離 L だけ離して固定する．ファンクションジェネレーターで連続的に超音波を発生させ，MOSFET を用いてこれを ON/OFF する．アンプを介して信号を増幅させ，トランスミッタから発信する．ファンクションジェネレーターで設定した超音波の周波数は 40 kHz である．MOSFET を用いて 1 ms 周期でこれを

ON/OFF する. 0.2 ms 超音波を発し, 0.8 ms の時間をあける周期で 40 kHz の超音波を発する (図 6). 0.2 ms 間で発信される超音波は 8 波形分である. トランスミッタから発せられた超音波をレシーバで受信すると, レシーバ側から波形が出力される. トランスミッタから発信を開始した時刻とレシーバで受信を開始した時刻の差 Δt と, トランスミッタからレシーバまでの距離 L を用いて音速を算出する. 超音波が伝播する気体の構成が変化すると音速が変化する現象を利用して, 音速の変化による気体の変化を検知する. これにより, PDE の燃料充填過程において, 計測点に混合気が到達したことを検知でき, 燃料の充填過程の観測が可能となる.

手法の有効性を確認するため, 以上の操作を空気中と空気・ヘリウム混合気中の 2 通りで行い, それぞれの条件で音速を計算する. 空気中で音速を計測する実験ではトランスミッタとレシーバの距離 L を 50 ,

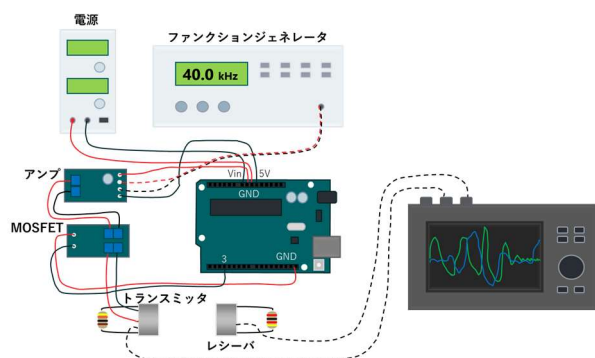


図 4 実験装置の模式図

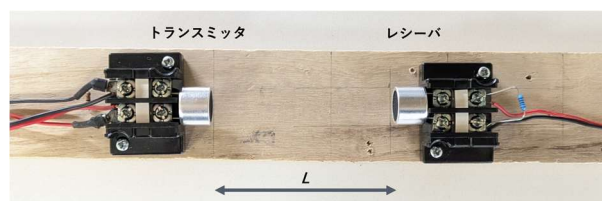


図 5 トランスミッタとレシーバ

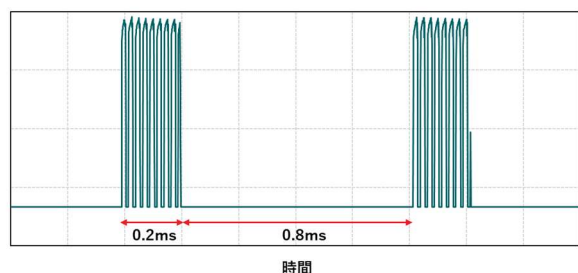


図 6 トランスミッタから出力される波形

$100, 150\text{ mm}$ の 3 通りに変化させる. 空気・ヘリウム混合気中で音速を計測する実験では, トランスミッタとレシーバの距離 L を 50 mm に固定する. これは, 混合気の密度が空気よりも小さくなるため距離が大きくなるとエネルギーが散逸してしまい, 波形の観測が難しくなるからである. トランスミッタとレシーバを含めた空間を覆い, 囲われた空間内にヘリウムを注入する. 空気中での音速と空気・ヘリウム混合気中での音速を比較し, 本手法の有効性を検討する.

3.4 実験データの処理方法

実験データで得られたデータの一部を図 7 に示す. 図中の青線の波形がトランスミッタから出力された超音波の波形, 緑線がレシーバの出力波形である. レシーバの出力波形は瞬時に立ち上がる訳ではない. また, ノイズの影響もあり, 立ち上がり時刻の判断は困難である. これらの波形に対し, 定量的に音波の発信と受信の開始点を設定するため, 以下のような操作を施すことで音速を計算する時間の基準点を設定する.

- 1) 波形の 2 乗移動平均 (区間: $25\text{ }\mu\text{s}$) をとる
- 2) $25\text{ }\mu\text{s}$ 間での変化率を算出する
- 3) 変化率に対してしきい値を設定し, トランスミッタの出力周期及びレシーバの出力周期中で最初にしきい値を超えた時間を基準点とする (表 1)
- 4) 基準点の時間差 Δt と距離 L から音速計算

以上の操作によって得られた音速計算の基準点を図 8 に示す. 移動平均及び変化率の算出を $25\text{ }\mu\text{s}$ 周期と設定したのは, 出力周波数が 40 kHz でありその周期が $25\text{ }\mu\text{s}$ であることより, 1 波形前との比較を行うためである.

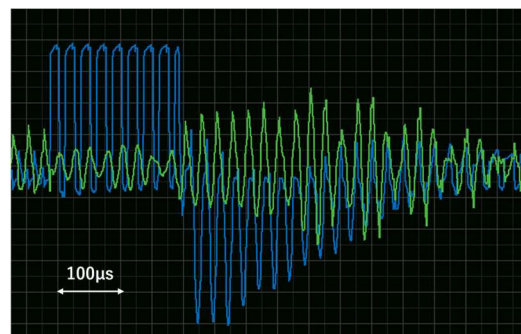


図 7 実験で得られた波形の一部

表 1 実験条件と変化率のしきい値		
	トランスミッタ	レシーバ
空気	0.1	2
混合気	0.1	0.03

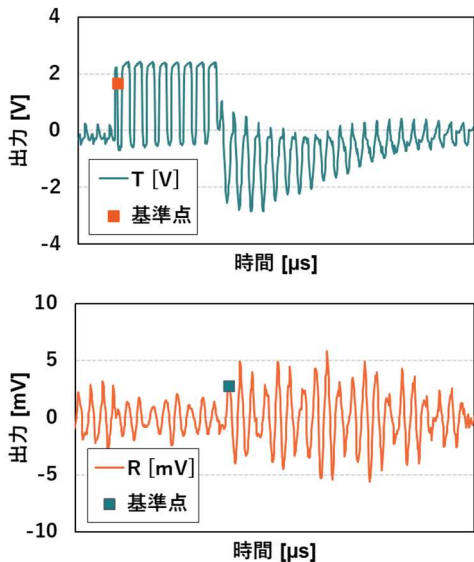


図 8 データ処理で得られた音速計算の基準点
(上：トランスミッタ T 下：レシーバ R)

3.5 実験結果

3.5.1 空気中での音速計測

図 9 に、空気中で超音波を発したときの距離 L とトランスミッタレシーバ間の出力の時間差 Δt の関係を示す。横軸は距離 L [mm]、縦軸は Δt [μs] である。各距離における Δt のプロットは、10 ms 間での実験で得られた波形に前述したデータ処理を施して算出した、トランスミッタとレシーバの出力時間差の平均値である。

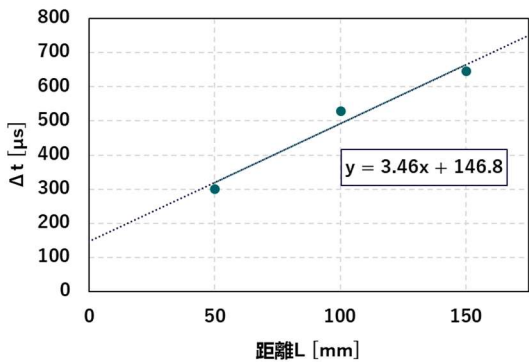


図 9 距離 L と時間差 Δt の関係

図 9 から得られる値で音速を計算すると、空気中で超音波を発した時に、距離 L に応じて音速が変化する結果となっている。これは、レシーバに音波が到達した瞬間から波形が出力されるまでに一定時間の遅れが存在することが原因だと考えられる。そこで図 9 に示す分布の近似式を用いて、レシーバの反応遅れを算出する。最小二乗法により算出した分布の近似式の y 切片が反応遅れであり、その時間は 146.8 μs と求められた。この値を利用し、 Δt から 147 μs を引いた値を Δt 推測値として音速を求めると、表 2 のようになる。反応遅れを除くと、測定した音速は空気中の音速と同様の結果が得られることがわかる。したがって、ヘリウムでの実験においては、レシーバの反応遅れを 147 μs として音速の計算を行う。

3.5.2 空気・ヘリウム混合気中での音速計測

図 10, 11 に、ヘリウムが注入された空間内で超音波を発した時の、トランスミッタ、レシーバの出力波形と、出力時間差 Δt を示す。図 10 はトランスミッタ、図 11 はレシーバ側の出力波形である。図 10, 11 中のプロットは音速計算の基準点である。図 10, 11 の横軸は時間[μs]、縦軸は出力[mV]である。

前述したデータをもとに各周期で算出した空気中、空気・ヘリウム混合気中での音速を図 12 に示す。図 12 の縦軸は音速[m/s]である。空気・ヘリウム混合気中での実験はトランスミッタレシーバ間の距離 L を 50 mm に固定しており、音速の変化を比較するために、 L が 50 mm のときの空気中での実験で得られた音速を混合気中での音速と並べて示している。

図 12 より、空気中と混合気中では混合気中の方が音速が大きいという結果を得た。これはヘリウムを含む空気中では、空気中よりも音速が大きくなるこ

表 2 Δt の推測値と音速

	Δt 推測値 [μs]	音速 [m/s]
50mm	143.5	348.4
100mm	372.9	268.1
150mm	489.1	306.7

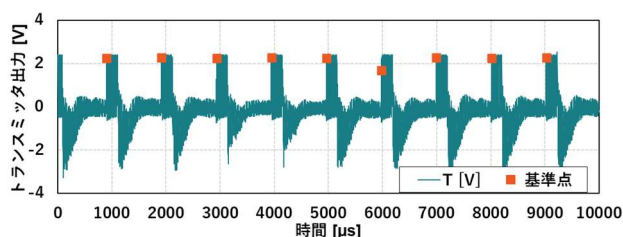


図 10 混合気中での波形（トランスミッタ）

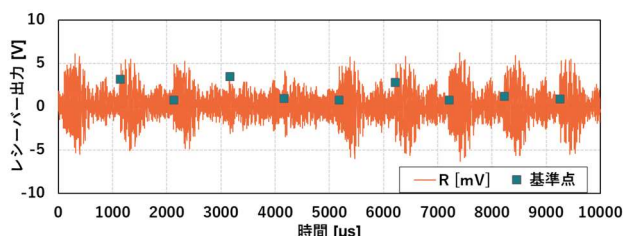


図 11 混合気中での波形（レシーバ）

とを示している図 3 に従う結果である．今回はヘリウムの濃度を計測することが困難な機構だったため、混合気中の音速の計算値から導かれるヘリウム濃度で算出した音速の正確性を確かめることはできない．しかし、本研究で目指す手法は混合気の有無の検知であり、図 12 から得られた結果では、混合気の検知が可能だといえる．

図 13 に、空気中と空気・ヘリウム混合気中での出力を示す．レシーバの出力のうち空気を緑線、空気・ヘリウム混合気をオレンジ線で示し、トランスミッタの出力波形は灰色の線で示す．図 12 中に示されている音速を計算した、空気中と混合気中でのレシーバの波形の一部を載せている．波形が急に立ち上がる時刻の比較により、トランスミッタの発信に対してレシーバが音波を受信した時間差を比較できる．

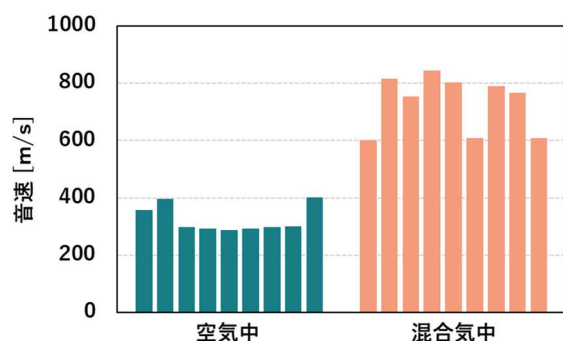


図 12 空気中・混合気中の音速（ $L=50\text{mm}$ ）

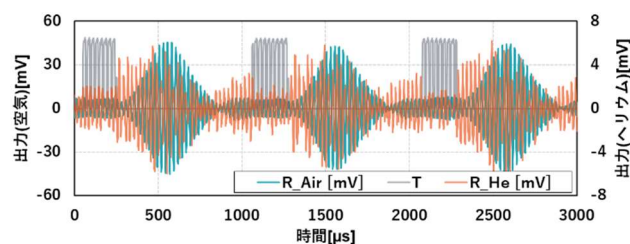


図 13 空気中と混合気中の
トランスミッタおよびレシーバの出力

図 13 より、空気中と混合気中では、同一のトランスミッタの出力に対して混合気中の方が短時間でレシーバが反応しており、 Δt が小さいという結果を得た． Δt の変化は音速の変化を意味しており、空気中での音速よりも空気とヘリウムの混合気中での音速の方が大きくなる現象を観測できているといえる．したがって、本研究において検討した手法を用いて、高周波数で周囲の気体の変化を検知することが可能であると言える．

4. 結論

本研究では、PDE のシーケンスを適切に調整するために、燃料充填過程の PDE 管内の状態を観測する手法を検討した．空気から混合気への周囲の気体の変化を高速で検知する手法として、音波を用いた気体の検知方法の検討を行った．

空気中及び空気・ヘリウムの混合気中で音速計測の実験において 1 ms 周期で超音波の ON/OFF を行い、空気中と混合気中での音速の変化を確認した．したがって本研究で検討した、音波を利用した混合気検知の手法は 1ms オーダーでの音速変化の検知が可能であることが考えられ、PDE 管内の状態の観測への適用が期待できる．

5. 参考文献

- [1] 野中聡,再使用ロケット実験機の現状,宇宙太陽発電, Vol.5, pp. 86-92, 2020.
- [2] 笠原次郎,パルスデトネーションエンジン開発の現状,日本燃焼学会誌, 第 55 巻 174 号, pp337-348,2013.

- [3] Schauer, F. , Stutrud, J. and Bradley, R.: Detonation Initiation Studies and Performance Result for Pulsed Detonation Engine Application, 39th AIAA Aerospace Sciences Meeting&Exhibit, AIAA2001-1129, 2001.
- [4] 荒木堅斗, 姿勢制御用曲がり管パルスデトネーションエンジンの推力測定, 令和 5 年度宇宙輸送シンポジウム, 2024
- [5] 原和裕, 半導体式ガスセンサおよび接触燃焼式ガスセンサ, 電気学会論文誌, Vol.135 No.8 pp270-275
- [6] Yunus A.Cengel, Michael A.Boles, 応用熱力学(1999), オーム社, pp176