

# 加速度環境におけるパラフィンワックス燃料後退速度の 可視化システム開発

根木 智也<sup>\*1</sup>, 小澤 晃平<sup>\*1</sup>, 坪井 伸幸<sup>\*1</sup>,  
中田 大将<sup>\*2</sup>, 内海 政春<sup>\*2</sup>, 安田 一貴<sup>\*2</sup>

<sup>\*1</sup> 九州工業大学

<sup>\*2</sup> 室蘭工業大学

## Development of Visualization System for Fuel Regression of Paraffin Wax in Acceleration Environments

Tomoya NEKI<sup>\*1</sup>, Kohei OZAWA<sup>\*1</sup>, Nobuyuki TSUBOI<sup>\*1</sup>,  
Daisuke NAKATA<sup>\*2</sup>, Masaharu UCHIUMI<sup>\*2</sup>, Kazuki YASUDA<sup>\*2</sup>

<sup>\*1</sup> Kyusyu Institute of Technology

<sup>\*2</sup> Muroran Institute of Technology

### ABSTRACT

Paraffin wax achieves high fuel regression rates as solid fuels for hybrid rockets through mass transport in the form of molten fuel film flow and droplets. However, the acceleration environment during rocket flight, which particularly contributes to the flow of the liquid film, can cause fuel regression different from that observed in static firing tests. In order to elucidate the characteristics of the system, a fuel regression visualization and observation system was developed using the acceleration environment caused by a rocket sled, high-speed images of combustion under the acceleration environment were acquired.

**Keywords:** Hybrid rocket, Wax fuel, Regression rate, Acceleration environment, Rocket sled

### 概要

パラフィンワックスは溶融した燃料液膜の流動や液滴による物質輸送によって高い燃料後退速度を実現するハイブリッド用固体燃料である。しかし、ロケット飛翔時の加速度環境は、特に液膜の流動に寄与し、地上燃焼実験とは異なる燃料後退を生じうる。本研究ではその特性を解明するため、ロケットエンジンにより走行する高速走行架台(ロケットスレッド)による加速度環境を利用した燃料後退可視化観察システムの開発を行い、加速度環境下燃焼時のハイスピード映像を取得した。

### 1. 背景

ハイブリッドロケットは燃料と酸化剤を分離した状態で貯蔵・運用できるため、液体ロケット、固体ロケットと比べて安全性が高い。また、酸化剤流量や点火器を制御することで推力の調整や、消炎、再着火が理論上可能である。また、ハイブリッドロケットの燃料と酸化剤は環境への影響が少ないものを選択可能なことや低コストであることから長年研究されている。

ハイブリッドロケットは燃料後退速度が低く高い推力-重量比の実現が難しいという課題がある。高い後退速度を得る方法の一つとして、パラフィンワックス系燃料(以下、ワックス燃料と呼ぶ)を用いることが挙げられる。ワックス燃料は溶融した燃料表面に形成される液膜の流動や飛散する液滴

の物質輸送によって高後退速度が得られる。<sup>1)</sup>この液膜、液滴は燃焼器内ガスに比べ高密度で飛行中の加速度により大きな体積力を受け、通常、後退速度-酸化剤質量流束で整理される燃料後退速度曲線に変化が生じる。<sup>2)</sup>この特性変化は推力計画を引き起こし、燃焼ガスの混合比にずれや未燃推進剤の増加を招き、飛行性能低下につながる。<sup>3)</sup>従って、ワックス燃料を用いたロケットの飛行性能の向上のためには、実働環境での燃焼過程を解明する必要がある。燃焼過程の解明のためにロケットスレッドを用いた加速度環境燃焼を行った。ロケットスレッドは水平方向に加速することにより加速度を与える。よって、実働環境とは異なるが実験設備に要求されるハードルが低いことや比較的短時間で繰り返し実験が行えることなどからロケットスレッドを用いた。本研究は異なる加速度環境によって生じる燃焼特性の変化を解明することを最終目標としている。

昨年度はロケットスレッドに可視化システムをパイロードした走行に成功した。今年度は昨年度のシステムを改修し、走行燃焼時のハイスピード映像の取得を目標として実験を行った。ハイスピード映像から瞬間燃料後退速度を取得し、液化燃料の流動特性を観察することで加速度が燃焼に与える影響を調べる。

## 2. 実験方法および実験装置

### 2.1. 実験装置

実験装置はミッション系と加速系から構成される。実験装置概略図を図1に実験場概略図を図2に示す。ミッション系は、供給系、制御計測系、供試体・固体燃料、点火系、光学系、構造系の各サブシステムから構成される。

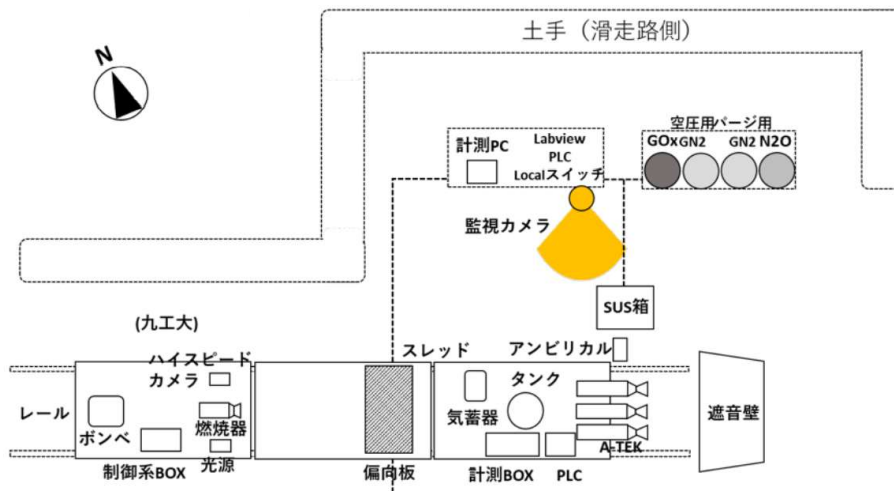


図1 実験装置概略図

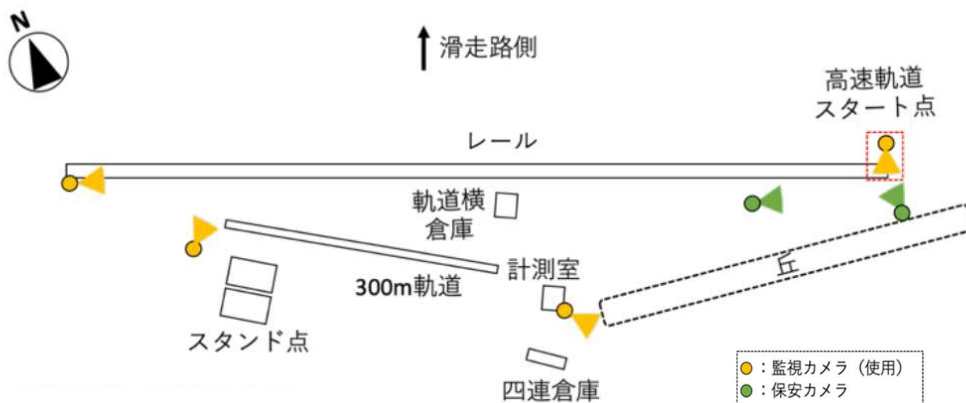


図2 実験場概略図

### 2.1.1. 供給系サブシステム

本研究にて使用した実験装置の系統図を図3に示す。装置は3系統の供給系からなる。メインGOX供給には容積は9.1L, 充填圧力14.7MPaのガスタンクを使用し, 供給および停止はサーボモータによりボールバルブを開閉することで行う。ボールバルブ上流には安全のため遮断弁を挿入した。点火用GOXおよびパージ用窒素は室蘭工大側から供給する。

メインGOX流量 $\dot{m}_t$ はメインバルブの下流に設けたチョークオリフィス上流圧 $p_0$ , 温度 $T$ , オリフィス断面積 $A^*$ (内径 $r = 0.9\text{mm}$ ), 気体定数 $R (= 259.8\text{J/kgK})$ , 比熱比 $\gamma = 1.4$ および流量係数 $C_d = 0.806$ より以下の式から求めた。

$$\dot{m}_t = C_d \frac{p_0 A^*}{\sqrt{RT}} \sqrt{\gamma \left( \frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}}$$

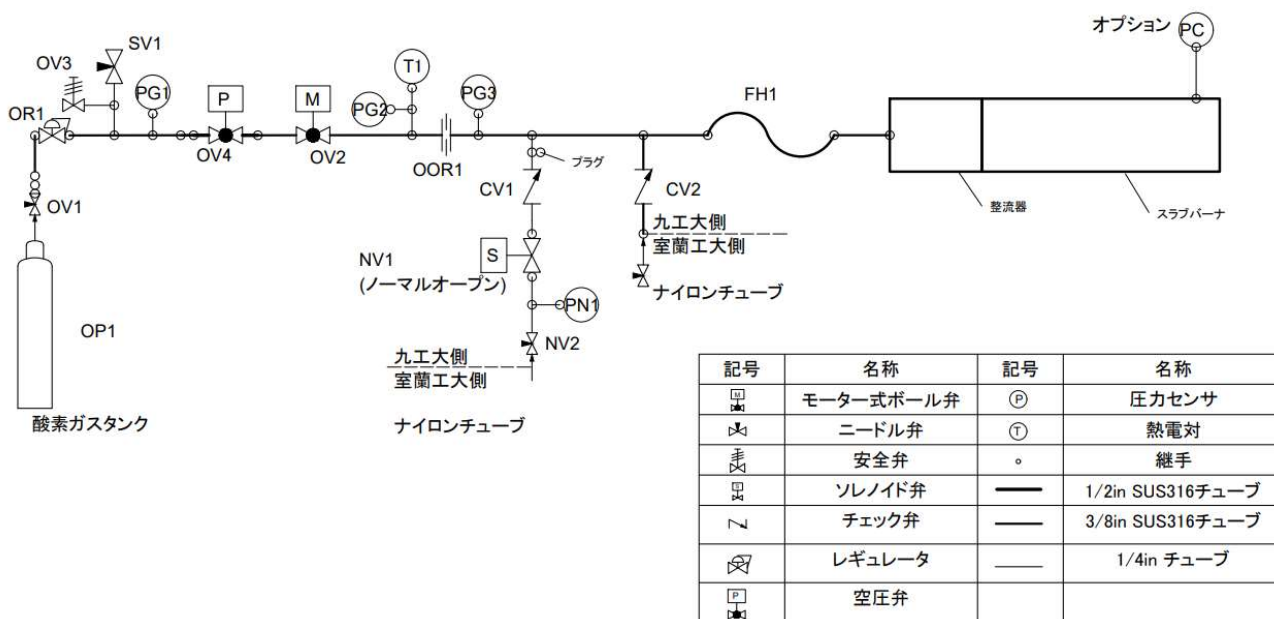


図3 実験系統図

### 2.1.2. 制御計測系サブシステム

制御計測系はメイン制御ボックスに各センサ類に対応するモジュールを接続する構成となっている。構成概略を図4に示す。メインボックスはアルミ製の防水ボックスにすることでシールドした。スタート点付近に計測用PCと通信アンテナを設置しシステムとの通信を行った。計測用PCはスタート点から離れた地点にある計測室からリモートデスクトップにより操作した。これにより無線で各センサ類をリアルタイムでモニタができる。モニタリング画面を図5に示す。図の赤枠上部でシステムの動作状況が確認できる。正常に動作すると緑色に点灯し, エラーが発生すると赤色に点灯する。赤枠中部は圧力がモニタリングでき, 上からPN1, PG2, PG1, PG3である。赤枠下部はT1と加速度の値をモニタリングできる。

計測室からはmicroSDへの記録開始の信号を送った後, 自動シーケンスモードに切り替える。データロガーのサンプリング周波数は100Hzである。今回用いた通信アンテナでは通信距離がロケットス

レッド軌道に対して短くレール中間の150mほどで通信を喪失した。データの記録およびシーケンス動作は通信の有無に関係なく行われる。

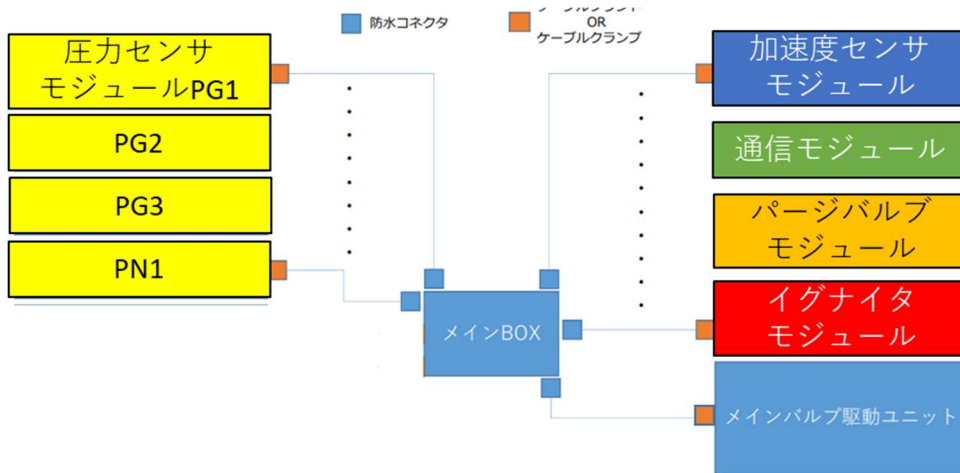
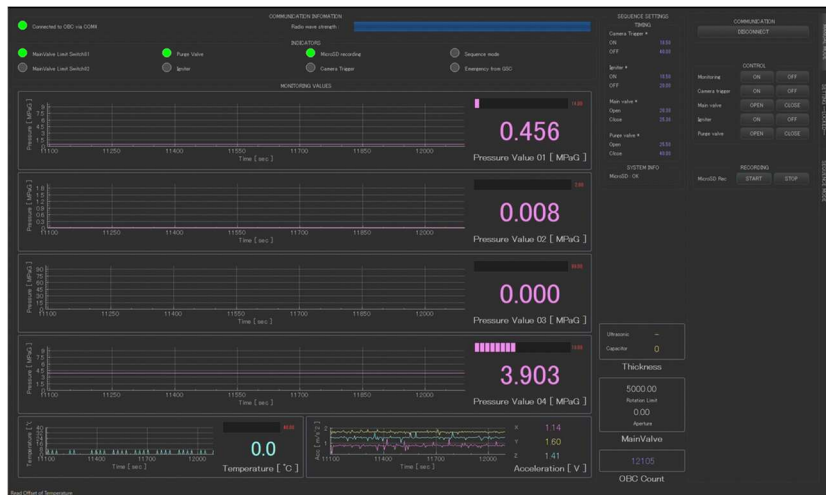
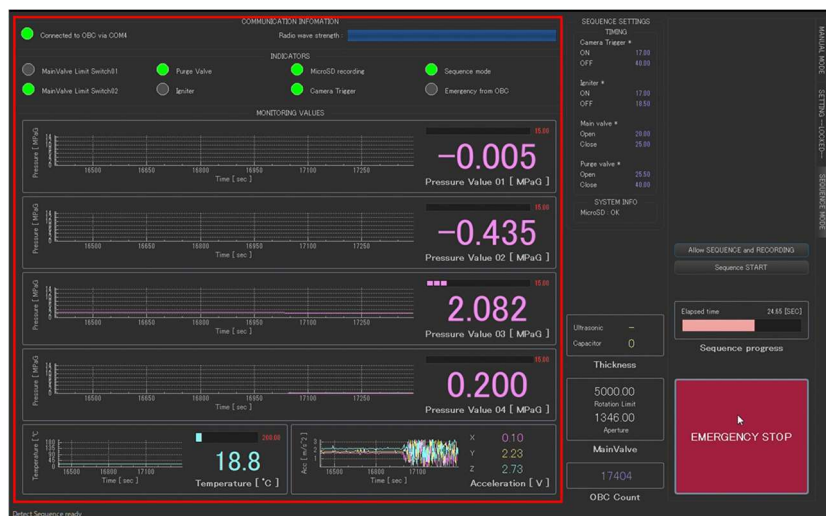


図4 システム構成概略図



A. 手動モード



B. 自動モード

図5 モニタリング画面

### 2.1.3. 供試体・固体燃料

図6に燃焼器断面図を示す。燃焼器はほぼすべてSUS303によって製作されている。二次元平面での境界層燃焼の可視化を行うため、矩形型燃焼器の側面にはガラスとガラスからなる観察窓を設置した。燃焼器上流部には、格子内径4mmの整流器を設置した。整流器断面図を図7に示す。燃焼器は、20mm×24mmの矩形流路を有し、燃焼器への流入から、流出に至るまでGOXはほぼストレートに流れる。燃焼器の後方に音速ノズルを追加できる構造であるが、本実験では大気圧燃焼のため使用しなかった。燃焼圧は出口の上部の圧力計ポートに取り付けられる圧力計によって計測できるが本実験では使用しなかった。

点火には導線電極間のアーク放電による非火薬の手法を用いた。二本の点火用導線は、燃焼器の排気口からとりまわし、不織布テープにより簡易的にグレインへ固定した。取り付けたものを図9に示す。この導線は主流流入後排気口から排出される。また、グレインの前縁部の導線先端周辺に市販のゲル着火剤（主成分メタノール、エチレングリコール）を塗布した。

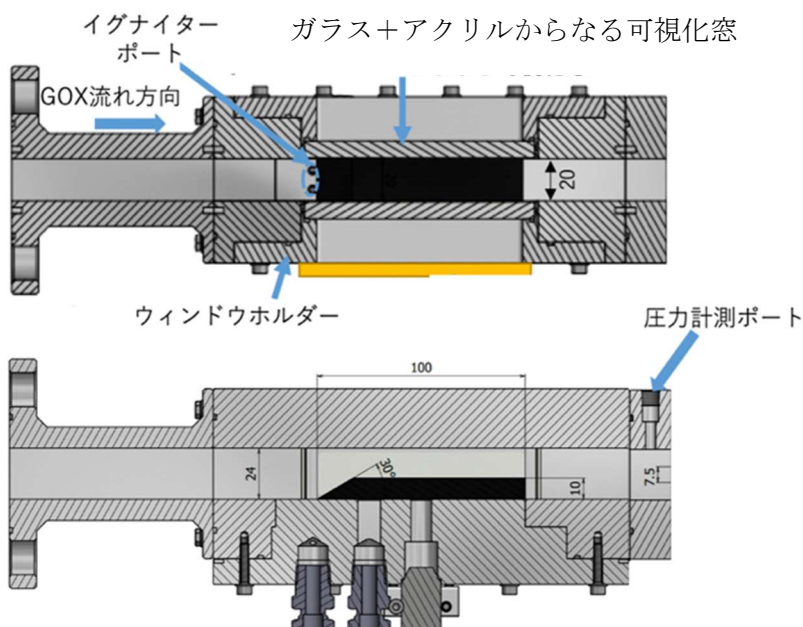


図6 燃焼器断面図

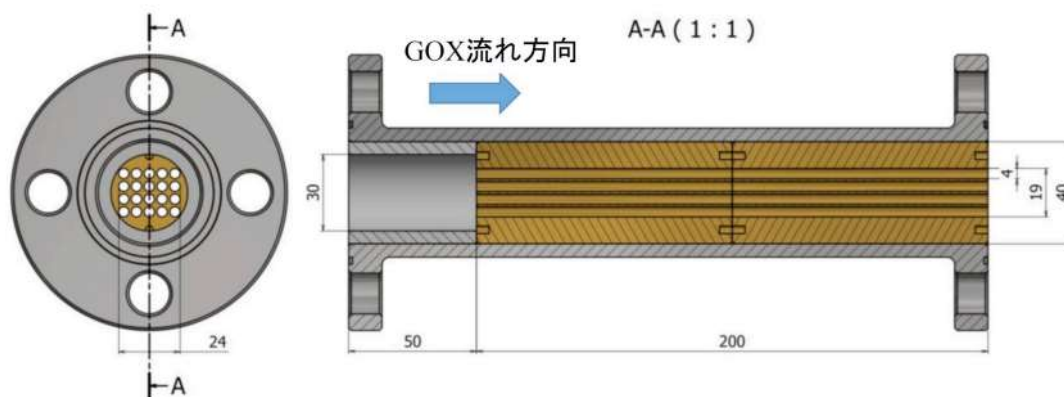


図7 整流器断面図

固体燃料には炭化水素系合成ワックスであるFT-0070を用いた。FT-0070はパラフィンワックスとほぼ同様の性質を持つ。<sup>4)</sup>グレインは高さ10mm、幅20mm、長さ100mmで成型し、グレイン前縁は約30°に面取りした。

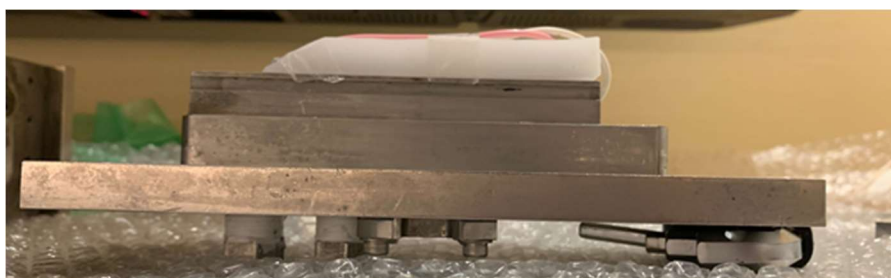


図8 燃焼器底面に取り付けたグレイン

#### 2.1.4. 光学系

本研究ではワックス燃料と気体酸素を用いた大気圧燃焼を燃焼器側面に設けた観察窓から撮影することで燃焼過程の解明に取り組んでいる。撮影手法として背景散乱光写真法を適用した。実際の配置を図9に示す。これは、カメラの受光方向から散乱光源を背景光として照射し、カメラと光源の間に置いた被写体の影を撮影する手法である。

燃焼器観察窓には貼り付け式透明定規を図10のように張り付けた。

ハイスピードカメラにはPhotron製のFASTCAM Mini AX100を使用した。防水処置として3Dプリンタを用いたカメラカバーを作成した。カバーの隙間やケーブルの接続部はテープで補強することで防水した。取り付けの様子を図10にカメラの仕様を表1に示す。

ハイスピードカメラのほかにも実験のスタート点に記録用ビデオカメラを設置した。また、燃焼器出口の様子を撮影するためロケットスレッドにgoproを取り付けた。

ハイスピードカメラの被写界深度は約8mmだった。

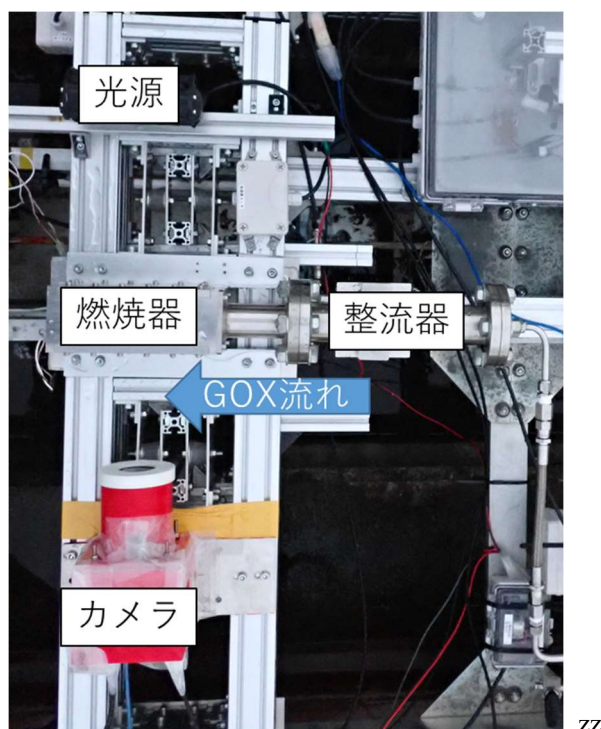


図9 背景散乱光写真法

表1 カメラ仕様

FASTCAM Mini AX100	
カラー	フルカラー
解像度[pixel]	1024×208
シャッター速度[ms]	1/100
フレームレート [fps]	6000
収録時間[s]	8.96
メモリ容量[GB]	16

AF-S NIKOR 35mm f/1.8G ED	
製造	Nikon
焦点距離[mm]	35
F値	1.8 - 16
質量[g]	305

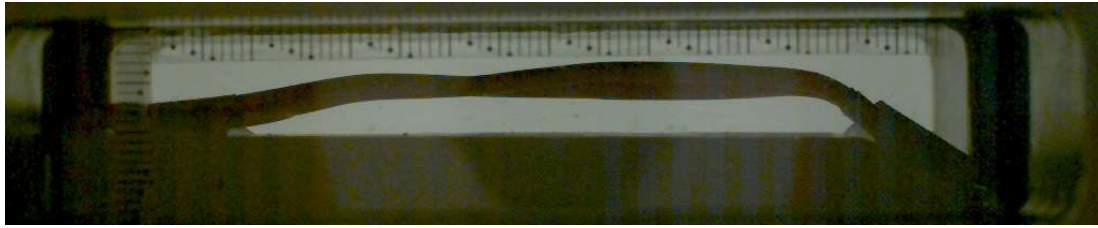


図10 燃焼器観察窓の様子

### 2.1.5. 構造系

実験機器をロケットスレッドに搭載するために、Misumiのアルミフレーム HFS8-6060 を主構造の素材として使用した。システム全体を図11に示す。

ロケットスレッド走行時に発生する振動対策として、図12のように制振機構を設けた。供試体と光学系を搭載したフレームを計測器系のフレームはアルファゲル製のインシュレーターで接続されており、アルミフレーム用ローラーで進行方向への変位を許容しつつ制振できる。供給系は、整流器上流部にフレキシブルチューブを用いることで変位を許容した。

通信用のアンテナはロケットスレッドの連絡台車にある偏向板の支柱に取り付けた。電波を遮られにくくすることで通信環境の改善を図った。

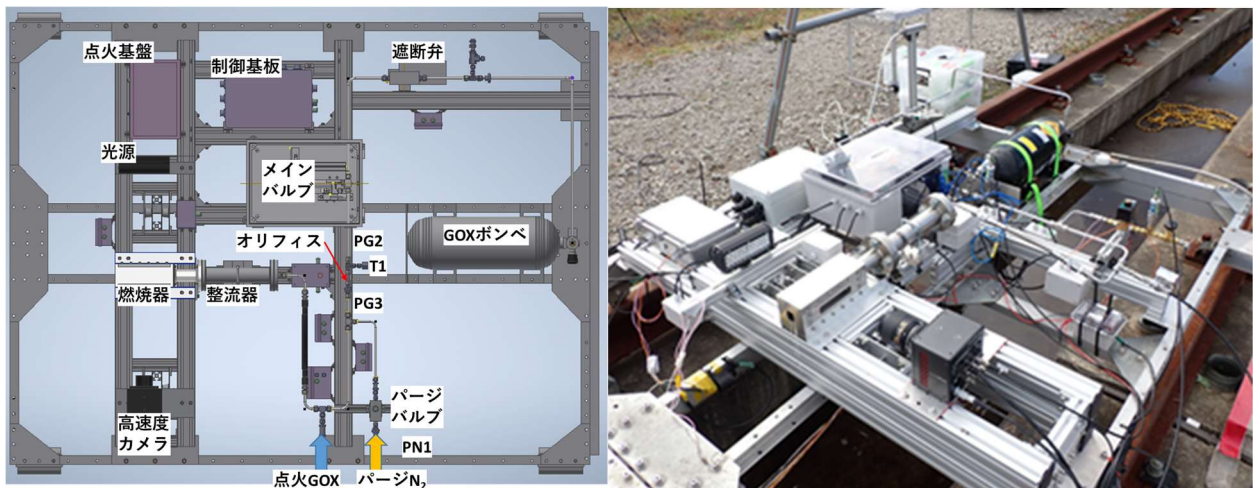


図11 CADおよび実際のシステム全体図

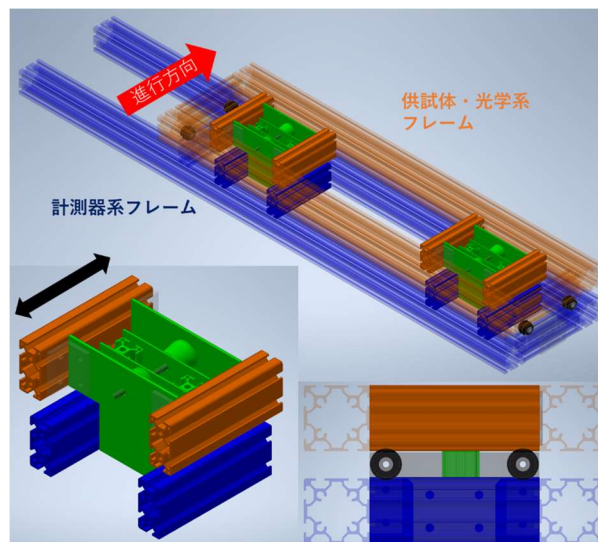


図 12 制振機構

## 2.2. 実験方法

加速側は、室蘭工業大学白老エンジン実験場にてフルサイズ高速走行実験設備を使用した。

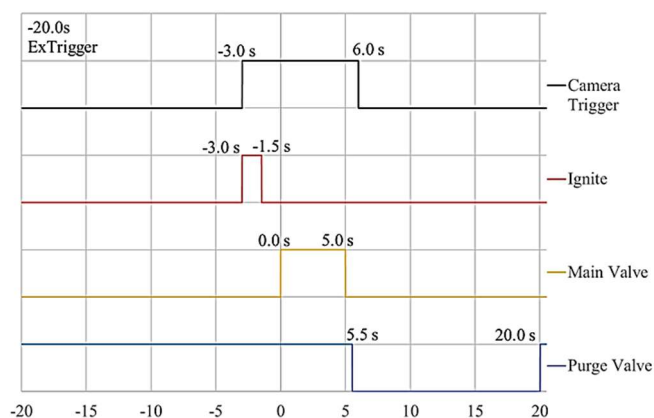
ロケットスレッドはペイロード台車、連絡台車、推進台車からなりそれぞれ160kg, 50kg, 350kgの計560kgであった。実験には推力100kg程度のハイブリッドロケットを3本クラスタ化して用いた。

ロケットスレッドを図13に示す。シーケンスロジックを図14に示す。

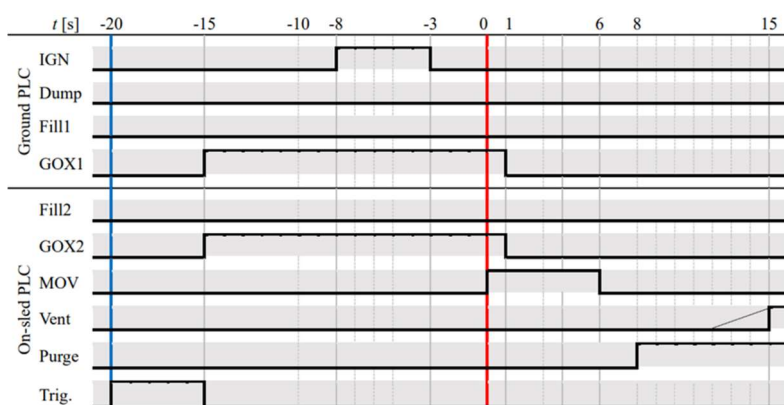
ロケットスレッドはレール間に設置された水路に制動版を突入させることで減速・停止する構造のため機器の防水が必要である。



図13 ロケットスレッド



九工大



室工大

図14 シーケンスロジック

## 3. 実験結果

### 3.1. 走行燃焼実験結果

実験は2021年10月11日～2021年10月15日、2021年11月1日～2021年11月5日の2週間に分けて行った。第1週目は結露が原因と考えられる不具合が熱電対および主弁モータに発生した。走行燃焼には至ら



なかったが、地上燃焼実験およびロケットスレッドの走行による構造の堅牢性の確認を行った。第2週目には第1週目の不具合箇所を修正した。しかし、第2週目にも結露が原因と考えられる不具合がPG2ひずみゲージアンプに発生した。PG2に関しては加速系のデータロガーで取得した。走行燃焼およびハイスピード映像の取得に計3回成功した。3回の走行燃焼実験はメインGOX流量を変化させて行った。実験結果を表2に示す。加速度はいずれの走行においても最大で0.5G程度だった。1回目と3回目の加速度の時間履歴を図15に示す。この時、平均後退速度はハイスピード映像から取得した。燃焼時間はPG2の最大値の80%の領域とした。平均酸化剤質量流束は燃焼前後で燃料の相似性を仮定して平均をとることで求めた。#1の燃料消費量に関しては走行燃焼中に燃料グレイン前方が脱落し、喪失したため計測できなかった。#2はPG2の記録に失敗した。そのため質量流量はPG1を代用して算出した参考値である。また、燃焼時間はハイスピード映像から決定した。

次に、#1、#3のPG2、QおよびT1の時間履歴を図16に示す。#1と#3を比較すると#3のほうが燃焼時間が長い。これは主弁サーボモータの開閉時間の違いによるものだった。

昨年度までの実験から得られた後退速度<sup>5)</sup>とNakagawaら<sup>6)7)</sup>によって得られた後退速度を比較した結果を図17に示す。本実験以外は燃料質量から後退速度を算出している。本実験では映像から算出したため質量ベースの後退速度に比べて低い。#2のプロット点はほかの2点に比べて特異なように見える。これは、質量流量の参考値としてPG1を用いたためである。PG1とPG2それぞれを用いて算出した質量流量Q、Q'を比較したものを図18に示す。#1では約2.1g/s、#3では約2.5g/sの差が生じている。今回算出した参考値が実際の質量流量よりも2.0g/s大きいと仮定すると質量流束は約4.7kg/m<sup>2</sup>s大きくなる。

表2 実験結果

	オリフィス上流圧 [MPa]	質量流量 [g/s]	燃料消費量 [g]	燃焼時間 [s]	平均後退速度 [mm/s]	平均質量流束 [kg/m <sup>2</sup> s]	O/F
#1	5.6	28.9	-	4.32	1.24	64.1	-
#2	-	21.0	9.9	4.40	0.689	49.4	9.33
#3	2.1	11.3	9.5	5.18	0.483	27	6.16

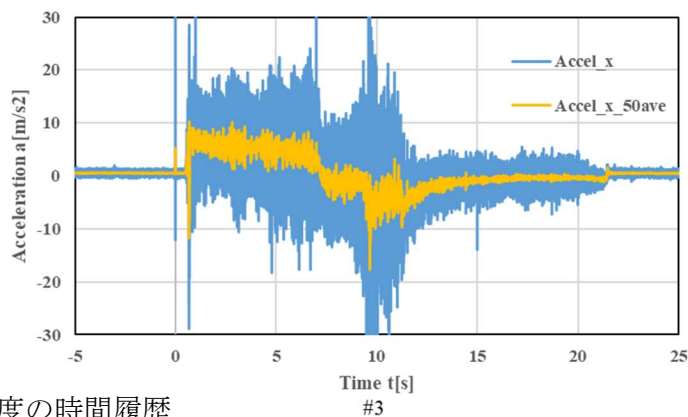
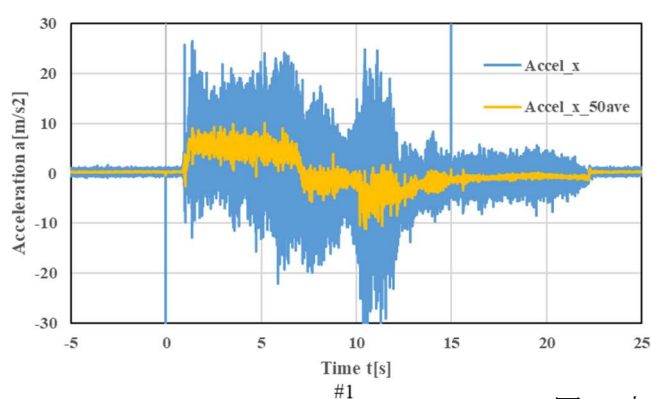


図15 加速度の時間履歴

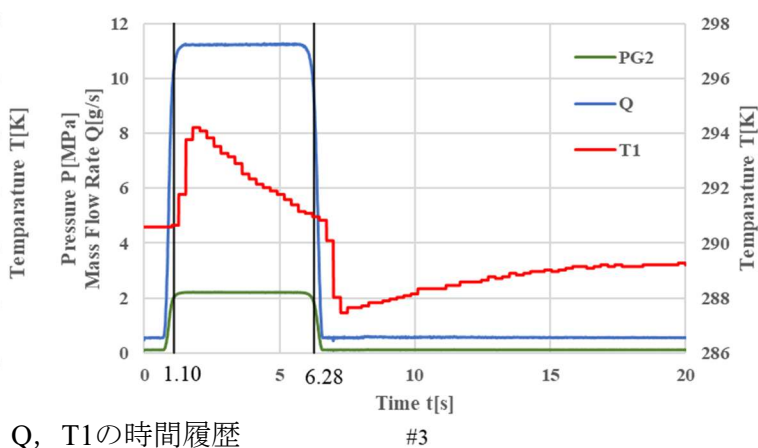
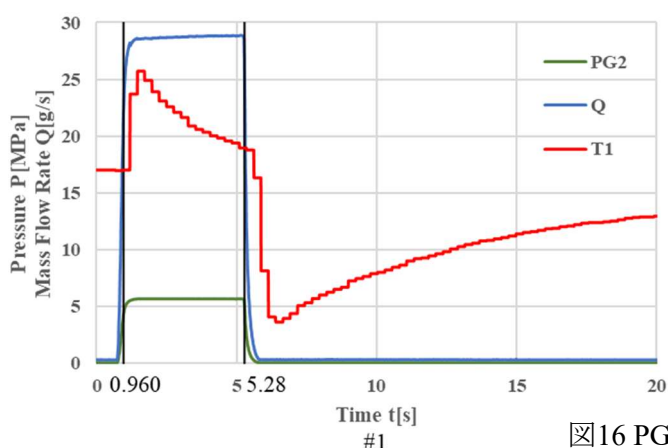


図16 PG2, Q, T1の時間履歴

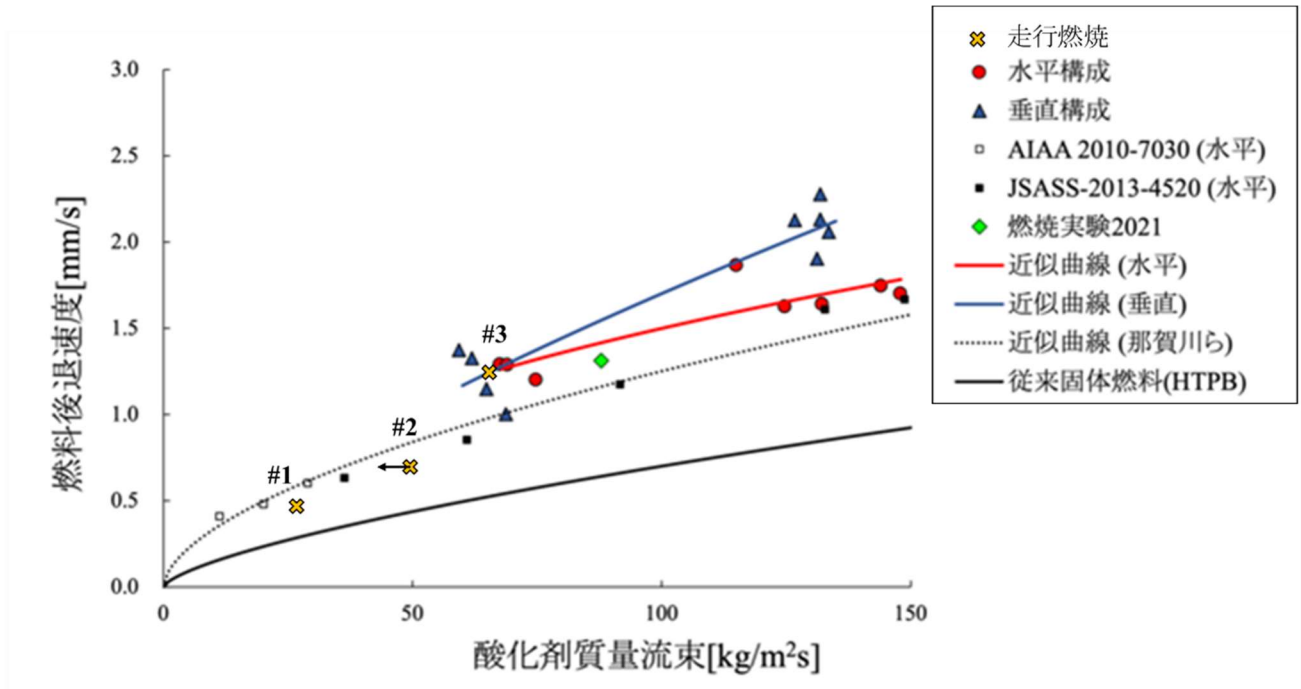


図17 酸化剤質量流束と燃料後退速度の関係

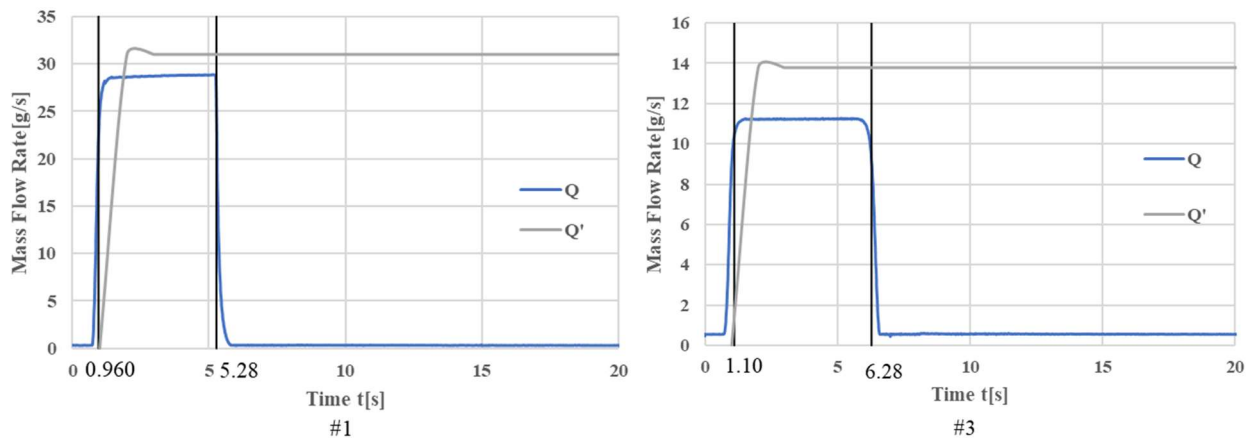


図18 Q, Q'の比較

### 3.2. ハイスピード映像

#### 3.2.1. 燃焼実験#1

OV2へ開信号が送られた時刻を0sとして、#1で取得したハイスピード映像を-0.04sから1sごとに切り抜いた画像を図19に示す。燃焼時間はPG2の最大値から80%の領域とし、図20では0.96sからその領域となる。#1は燃焼中に燃料前方が脱落した。この脱落に関してはグレイン前方の底面も燃焼している様子がハイスピード映像から観察できた。これはグレイン取付時に燃焼器とグレインの間の空隙が大きい箇所で火炎が保持され、空隙で燃料後退が発生していたためと考えられる。

ハイスピード映像からは 液滴の飛散や液膜の波たちが観察できた。

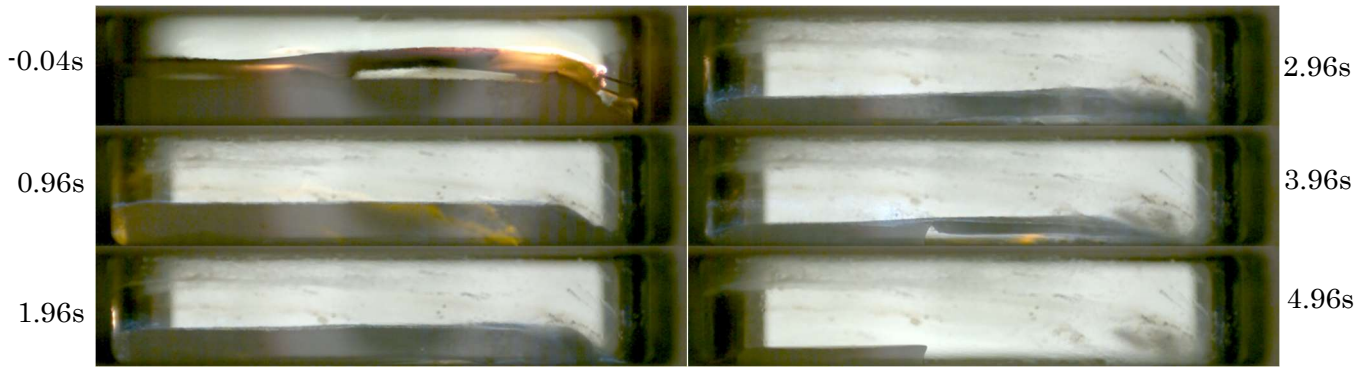


図19 #1 -0.04[s]から1[s]毎

### 3.2.2. 燃焼実験#2

OV2へ開信号が送られた時刻を0sとして、#2で取得したハイスピード映像を-0.67sから1sごとに切り抜いた画像を図20に示す。液膜の波たち、液滴の飛散は#2でも観察できた。点火用導線を固定していたテープにより可視化窓と固体燃料側面の間に形成された淀み点に起因すると考えられる不均一な燃料後退が観察された。テープ前後で液膜の流動・液滴の飛散の様子が異なっていた。後方は液膜の波たちや液滴の飛散が前方に比べて激しかった。



図20 #2 -0.67[s]から1[s]毎

### 3.2.3. 走行燃焼実験#3

OV2へ開信号が送られた時刻を0sとして、0.99sごとの画像を図21に示す。3回目の実験では導線固定用テープの位置をグレイン後方に変更した。これにより燃料が均一に後退した。3回目の走行実験終了後にはメインバルブモータの不具合が発覚した。この走行実験において燃焼時間が長いのはモータの不具合によるものと考えられる。ログデータでは#1、#2と比較してモータの駆動時間が約0.4sほど長かった。圧力履歴だけでなくハイスピード映像からも燃焼時間が長いことが確認できた。液膜の波たち、液滴の飛散のどちらもあまり見られなかった。

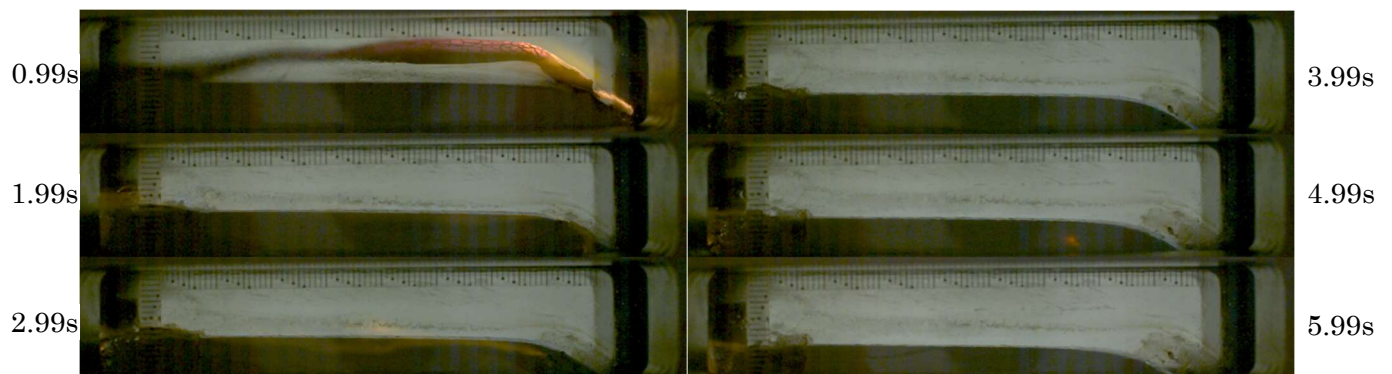


図21 #3 0.99[s]から1[s]毎

### 3.3. 発生した問題点

第1週目は熱電対と主弁モータに不具合が生じた。どちらも結露が原因と考えられる。防湿ベントと基板保護コーティングによる結露対策を施していたが、熱電対基板の動作マージンが他の機器よりも小さかったため対応できなかった。第2週目にはモジュール化していた熱電対基板をメインボックスに格納することで結露の影響を小さくして対策した。

実験において点火器の不動や不着火が数回あった。不点火に関して点火用導線の電極の結露や放電後の劣化が原因と考えられる。これは九工大の実験準備完了後から実験開始までの時間や作業環境の湿度が影響する。不着火に関しては着火ゲルの量や塗布後の時間経過による着火剤の揮発や吸水などが影響していると考えられる。

アンテナの通信能力の不足で走行途中に信号を喪失した。リモートデスクトップからのモニタリングおよびシステムの操作はできなくなった。データの記録は可能である。

燃焼器出口から走行実験の減速時に水路の水が主弁までの配管に浸入していた。この水は窒素を流す程度では整流器の中から排出できず走行後は整流器の分解が必要だった。

レールの中間付近でシステムの通信の喪失があった。これは通信距離が足りなかったことによるものでデータの記録は可能であるが通信喪失後は圧力や温度の監視はできず可視化システムの操作もできなくなる。

ハイスピード映像では燃焼器が振動していた。要因の一つとして光学系を搭載したアルミフレームの剛性が低いことが考えられる。また、燃焼器およびハイスピードカメラはアルミフレームにねじにより取り付けられている。この取り付け部分で振動が起きていることも考えられる。

## 4. まとめ

加速度環境におけるパラフィンワックス燃料後退速度の可視化システム開発の研究成果を以下に示す。

- ・可視化システムの防水を確認した。
- ・スレッド実験形態での加速度環境下燃焼のハイスピード映像を取得した。
- ・3パターンでの酸化剤流量での実験に成功し、実験手法を確立した。
- ・スレッドによる加速環境燃焼での平均燃料後退速度を得た。
- ・実験時の問題点とその要因について推察した。

今後の展望としては得られたハイスピード映像の解析を行い、リアルタイム後退速度を取得する。また、静置環境と加速度環境における燃焼を比較し特性変化のメカニズムを考察する。

## 謝辞

本研究は科研費 18K13926 の助成を受けたものです。  
また、令和三年度 Linear Hyper G 公募共同研究の助成を受けたものです。  
最後にシステムの開発や改修にご協力いただいた九州工業大学技術部の皆様ありがとうございました。

## 参考文献

- 1) M. A. Karabeyoglu, B. J. Cantwell, D. Altman, "Development and Testing of Paraffin-based Hybrid Rocket Fuels," AIAA2001-4503, 2001.
- 2) Adachi, M., and Shimada, T, "Liquid Films Instability Analysis of Liquefying Hybrid Rocket Fuels Under Supercritical Conditions," AIAA Journal, AIAA, Vol. 53, No. 6, pp. 1578-1589, 2015.
- 3) Kohei Ozawa, Toru Shimada, "Performance of Mixture-Ratio-Controlled Hybrid Rockets for Nominal Fuel Regression" Journal of Propulsion and Power, 2020
- 4) Kohei Ozawa, "Boundary-Layer Combustion of Wax-based Fuels at Various Chamber Pressures under Two Static Acceleration Environments", AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, AIAA-2019-4100,

2019.

5) 吉野拓郎 (2019). “異なる加速度環境におけるワックス燃料の後退速度取得と可視化”

6) S. Hikone, T. Isiguro, S. Maruyama, I. Nakagawa, “Regression Rate Characteristics and Burning Mechanism of Some Hybrid Rocket Fuels,” AIAA Paper, pp. 2010-7030, 2010.

7) Nakagawa, I., Shinohara, K., and Sakio, K., “Performance Improvement of a Wax Fuel Hybrid Rocket,” 57th Space Sciences and Technology Conference, JSASS-2013-4520, Yonago, Japan, 2013.