

令和 4 年 5 月 19 日現在

機関番号：10101

研究種目：基盤研究(C) (一般)

研究期間：2019～2021

課題番号：19K04832

研究課題名(和文)液体酸素-固体燃料の拡散燃焼機構の解明と端面燃焼式ハイブリッドロケットへの適用

研究課題名(英文)Elucidation of Diffusion Flame Mechanism of Liquid Oxygen-Solid Fuel and its Application to End-Burning Hybrid Rocket

研究代表者

脇田 督司 (Wakita, Masashi)

北海道大学・工学研究院・助教

研究者番号：80451441

交付決定額(研究期間全体)：(直接経費) 3,300,000円

研究成果の概要(和文)：本研究では「端面燃焼式ハイブリッドロケット」を実用化する事を目指して、気体酸素ではなく液体酸素を酸化剤として用いた場合の基礎燃焼特性を明らかにした。また、液体酸素の冷却にも耐える靱性の高い3D造形された単ポート燃料およびマルチポート燃料を用いて燃焼実験を行い、液体酸素供給でも端面燃焼が成立することを確認した。さらに火炎伝播速度のポート径依存性や圧力依存性などの燃焼特性を確認し、端面燃焼式ハイブリッドロケットの成立性を検討するために必要な知見を得た。

研究成果の学術的意義や社会的意義

本研究では、これまで気体酸化剤でしか得られていなかった端面燃焼が液体酸化剤(液体酸素)においても確認され、端面燃焼式ハイブリッドロケットが液体酸素でも成立することが確認された。また液体酸素を用いた場合の端面燃焼における基礎燃焼特性の解明や燃焼モデルに基づく関係式の導出により、高い燃焼効率、優れたスロットリング特性、固体ロケットをも凌ぐ燃焼速度等の多くの利点を有する本方式の実用化に向けて必要不可欠な知見を得ることができた。

研究成果の概要(英文)：In this study, we clarified the basic combustion characteristics when liquid oxygen is used as an oxidizer instead of gaseous oxygen, aiming at the practical application of "end-burning" hybrid rocket. Combustion experiments were also conducted using single-port and multi-port fuels with high toughness that can withstand the cooling of liquid oxygen, and it was confirmed that "end-burning" combustion is possible even with liquid oxygen supply. Furthermore, the dependence of fuel regression rate on port diameter and pressure was confirmed, and the knowledge necessary to examine the feasibility of "end-burning" hybrid rockets was obtained.

研究分野：推進工学 燃焼工学

キーワード：ハイブリッドロケット 端面燃焼 液体酸化剤 固体燃焼 拡散火炎 推進 3Dプリンタ

1. 研究開始当初の背景

- (1) 固体燃料と液体酸化剤の組合せを推進剤とするハイブリッドロケットは、安全や安価等の利点から、特に近年はピギーバック(主衛星打上げの余剰能力で上げられる副衛星)として打上げられる超小型宇宙機にも搭載可能な安全な推進機関として注目されている。例えば JAXA は 2017 年度、提案者らの研究グループを「超小型深宇宙探査機用キックモータ研究開発拠点」に採択した。図 1 に示すような従来型ハイブリッドロケットは、燃焼効率が低い、ポート内径が拡大するに従って O/F (燃料と酸化剤の流量比) が最適値からずれて比推力(単位推進剤あたりの推力)が悪化する、スロットリング時にも O/F が変化してしまう、等の課題がある。これらの課題を解決するため、提案者らは図 2 に示す端面燃焼式ハイブリッドロケットを 2000 年に提案した。本方式では各微小ポートを酸化剤ガスが流れ、各ポート出口で拡散火炎がポート径を押し広げながら上流方向へ燃え進む。これにより、1 に近い燃焼効率、燃焼中および推力制御時共に一定の O/F、固体ロケット用推進剤の燃焼速度(50 気圧で 5~10 mm/s)をも凌ぐ燃焼速度(50 気圧で 30 mm/s 前後)等の利点を有する画期的なハイブリッドロケットが実現出来る。実現のためには円柱状固体燃料の軸方向に微小ポートを無数に配置する必要があるが、成型が困難なため実証実験は断念されて来たが、近年の高精度 3D プリント技術により燃焼の成型が可能になり、2014 年度に世界で初めて実証実験に成功した。
- (2) 実機において酸化剤は液体で搭載されるため、液体酸化剤にどのように適用するかが次の課題であった。酸化剤を液体のまま供給出来れば、酸化剤ガス化装置の搭載が不要となり、小型ロケットへの適用に道が拓ける。工学的価値を有するのに合わせて、固体燃料と液体酸化剤の界面に成立する拡散火炎についてはこれまでほとんど研究されておらず、基礎燃焼学的にも興味深い研究対象であった。

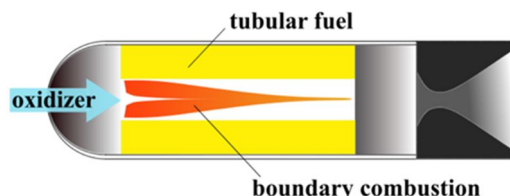


図 1 従来型ハイブリッドロケット

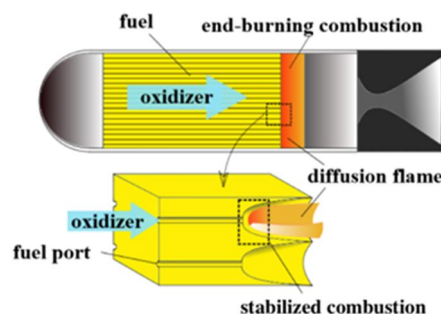


図 2 端面燃焼式ハイブリッドロケット

2. 研究の目的

本研究の目的は以下の 3 点である。

- (1) 端面燃焼式固体燃料に液体酸素を直接供給した場合の基礎燃焼機構を解明する。
- (2) 端面燃焼式固体燃料のガス化速度を液体酸素流量および雰囲気気圧力の関数として取得する。
- (3) ハイブリッドロケットとして成立する設計点を見出し、小型ロケットにより性能を実証する。

3. 研究の方法

- (1) 実験装置の概念図を図 3 に示す。実験装置は主に燃焼器と供給系、および計測系に分かれ、供給系は主に液体酸素の供給ラインと液体窒素による冷却系、および燃焼停止と燃焼器加圧用の窒素ラインで構成される。計測系は、ビデオカメラによる光学観測、液体酸素流量の計測および燃料表面温度の測定で構成される。燃焼器の二枚の観測窓の片側に LED バックライトを設置し、もう片側からビデオカメラで燃焼の様子を収録することで燃焼状態を観測するとともに、火炎先端の位置を調べることで、軸方向燃料後退速度の取得を行った。

液体酸素の流量計測は、事前に流出係数が調べられたオリフィスの前後の圧力差を取得することで行った

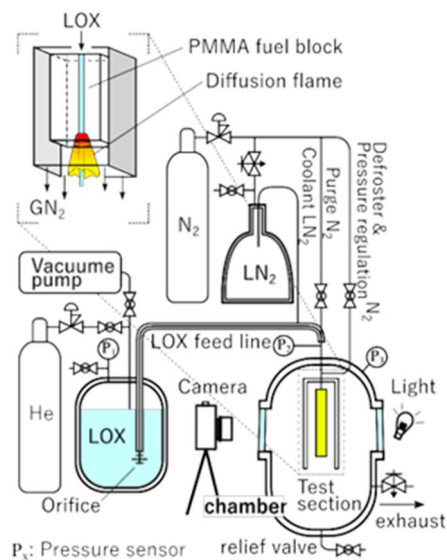


図3 実験装置の概念図

- (2) 実験に用いた燃料を図4～図6に示す。図4は液体酸素を用いた単ポートでの基礎燃焼特性の把握のために用いられたポリメタクリル乳酸 (PMMA)単ポート燃料である。図5、図6はそれらの特性を3D プリントされた燃料で確認するために用いられた単ポート燃料および

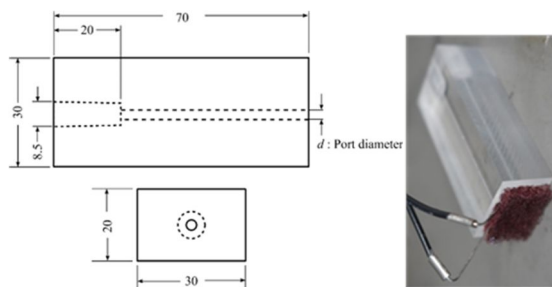


図4 ポリメタクリル乳酸 (PMMA)単ポート燃料

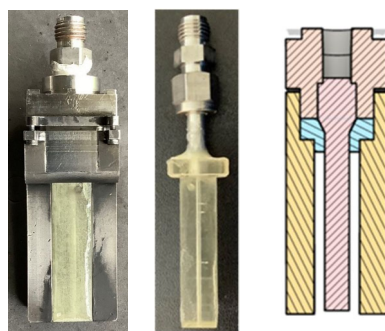


図5 キーエンス社 AGILISTA AR-M2 を用いて
3D 造形された単ポート燃料

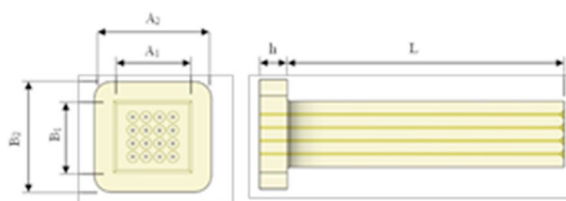


図6 キーエンス社 AGILISTA AR-M2 を用いて
3D 造形されたマルチポート燃料

マルチポート燃料である。従来の3D プリンタで造形した燃料は、液体燃料の冷却による割

れが頻発した。そこで燃料割れを防ぐため、キーエンス製高精細 3D プリンタの AGILISTA での燃料製作を行った。AGILISTA はインクジェット方式での造形を行い、使用する光硬化性樹脂はアクリルに少量のウレタンを加えていることで、従来のものよりも靱性が高い。

4. 研究成果

- (1) ミリオードの比較的大きな単一のポートを有する PMMA 燃料 (図 4) を用いた液体酸素供給の燃焼を実現し、燃焼室の圧力に比例して燃料後退速度が増加することを明らかにし (図 7)、酸化剤流速と燃料圧力の関数として燃料後退速度の実験式を構築した。これはガス酸素供給の燃焼特性と一致し (図 8)、液体酸素を用いた場合でも高圧な燃焼条件下で高推力なロケットを実現可能なことを示した。本研究で得られた実験式を下記に示す。

$$V_f = \left(\frac{C_1(d)}{V_{ox}} + C_2(d) \right) P_c^{1.279} \quad (1)$$

$$C_1(d) = -1.486d^{0.6858} + 6.722 \quad (2)$$

$$C_2(d) = 4.652d^{0.4008} - 2.057 \quad (3)$$

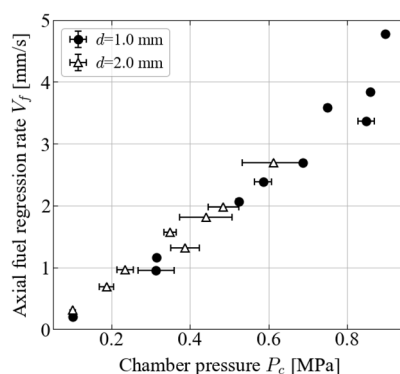


図 7 軸方向燃料後退速の圧力依存性

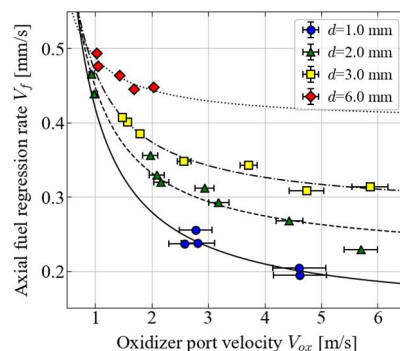


図 8 キーエンス社 AGILISTA AR-M2 を用いて 3D 造形されたマルチポート燃料

- (2) 燃料後退モデルの構築：同軸酸素噴流拡散火炎と安定燃焼火炎がよく似ていることに注目し、同軸拡散火炎の安定機構に着想を得ることで酸素燃料混合ガス流速、および火炎燃料間の消炎距離を簡易的にモデル化し、さらに軸方向燃料後退速度の物理モデルを構築することができた。また、このモデルから解析的に得られた燃料後退速度は、実験で得られた後退速度に対する流速/ポート径/圧力の依存性いずれに対しても定量的にある程度一致することを示し、構築したモデルが一定の妥当性を有することを確かめた (図 9)。
- (3) 初期は東京大学の有する高精度 3D プリンタを用いて造形した光硬化性樹脂燃料を用いて実験を行っていたが、酸化剤として用いる液体酸素は極低温流体であるため、熱応力が発生し燃料割れが頻発していた。本年度は従来の光硬化性樹脂燃料に代わる新しい燃料として靱性の高いキーエンス AGILISTA AR-M2 で造形した単ポート燃料およびマルチポート燃料を用いて燃焼実験を行った (図 10)。単ポート燃焼では安定燃焼を確認し、過去の PMMA 燃料と同様の燃焼特性および火炎伝播速度をもつことを確認した。マルチポート燃焼では、世界初の液体酸素を酸化剤とした端面燃焼式ハイブリッドロケット用燃料の燃焼に成功した。マルチポート燃焼でも安定燃焼を確認し、隣接するポート同士が繋がって後退する端面燃焼式ハイブリッドロケットの定常燃焼条件を満たすことを確認した。しかし、単ポート燃料で確認された火炎伝播速度のポート径の依存性は確認されなかった (図 11)。そのため、

火炎伝播速度の実験式を気体酸素の先行研究と同様の形で求めた。ここで、雰囲気圧力 P_c は 0.1013 MPa、圧力指数 n は 1 とし、実験定数 C_1 および C_2 は、それぞれ 1.83×10^{-6} 、 2.91×10^{-6} である。

$$V_f = \left(\frac{C_1}{V_{ox}} + C_2 \right) P_c^n \quad (4)$$

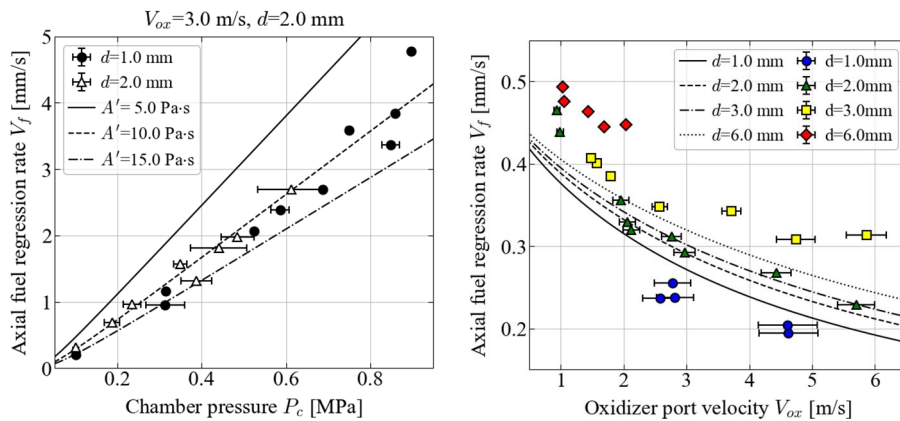


図9 後退速度に対する流速/ポート径/圧力依存性のモデル解析値との比較



図10 キーエンス単ポート燃料(左)およびマルチポート燃料(右)の燃焼の様子

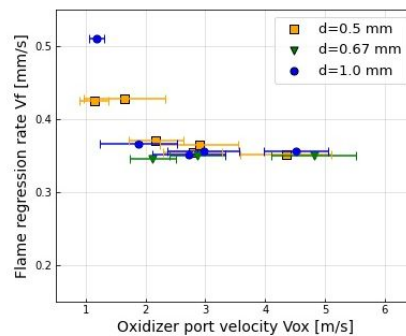


図11 マルチポート燃料における火炎伝播速度とポート内酸化剤流速およびポート径の関係

- (4) 研究期間全体を通じて実施した研究の成果として本研究では、高い燃焼効率、優れたスロットリング特性、固体ロケットをも凌ぐ燃焼速度等の多くの利点を有する「端面燃焼式ハイブリッドロケット」を実用化する事を目指して、気体酸素ではなく液体酸素を酸化剤として用いて単ポート燃料およびマルチポート燃料を用いて燃焼実験を行い、液体酸素供給でも端面燃焼が成立することを確認した。また火炎伝播速度のポート径依存性や圧力依存性などの燃焼特性を確認し、端面燃焼式ハイブリッドロケットの成立性を検討するために必要な知見を得た。

5. 主な発表論文等

〔雑誌論文〕 計1件（うち査読付論文 1件/うち国際共著 0件/うちオープンアクセス 0件）

1. 著者名 Tsuji Ayumu, Saito Yuji, Kamps Landon, Wakita Masashi, Nagata Harunori	4. 巻 38
2. 論文標題 Stabilized combustion of circular fuel duct with liquid oxygen	5. 発行年 2020年
3. 雑誌名 Proceedings of the Combustion Institute	6. 最初と最後の頁 4845-4855
掲載論文のDOI（デジタルオブジェクト識別子） 10.1016/j.proci.2020.07.001	査読の有無 有
オープンアクセス オープンアクセスではない、又はオープンアクセスが困難	国際共著 -

〔学会発表〕 計6件（うち招待講演 0件/うち国際学会 2件）

1. 発表者名 津地歩, 深田真衣, 山田藍, 脇田督司, 永田晴紀
2. 発表標題 端面燃焼式ハイブリッドロケットの推力制御応答に関するシミュレーション
3. 学会等名 2020年度日本機械学会年次大会
4. 発表年 2020年

1. 発表者名 Ayumu Tsuji, Yuji Saito, Landon Kamps, Masashi Wakita, Harunori Nagata
2. 発表標題 Stabilized Combustion of Circular Fuel Duct with Liquid Oxygen
3. 学会等名 38th International Symposium on Combustion (国際学会)
4. 発表年 2020年

1. 発表者名 津地歩, 脇田督司, 永田晴紀
2. 発表標題 液体酸素供給端面燃焼式ハイブリッドロケットの設計と実現可能性検討
3. 学会等名 第2回ハイブリッドロケットシンポジウム
4. 発表年 2019年

1. 発表者名 Ayumu Tsuji, Yuji Saito, Kamps Landon, Masashi Wakita, Harunori Nagata,
2. 発表標題 Stabilized Combustion of Circular Fuel Duct with Liquid Oxygen
3. 学会等名 38th International Symposium on Combustion (国際学会)
4. 発表年 2020年

1. 発表者名 野中響己、津地歩、李介維、永田晴紀、脇田督司
2. 発表標題 液体酸素が流れる固体燃料管列の燃え拡がり特性
3. 学会等名 令和3年度宇宙輸送シンポジウム
4. 発表年 2022年

1. 発表者名 李介維, 野中響己, 鈴木翔, 深田真衣, ケンブス ランドン, 脇田督司, 永田晴紀
2. 発表標題 液体酸素を用いる端面燃焼式ハイブリッドロケット実機開発にむけた基盤データ構築
3. 学会等名 日本機械学会北海道学生会第51回学生員卒業研究発表講演会
4. 発表年 2022年

〔図書〕 計0件

〔産業財産権〕

〔その他〕

-

6. 研究組織

	氏名 (ローマ字氏名) (研究者番号)	所属研究機関・部局・職 (機関番号)	備考
研究 分担者	永田 晴紀 (Nagata Harunori) (40281787)	北海道大学・工学研究院・教授 (10101)	

6. 研究組織（つづき）

	氏名 (ローマ字氏名) (研究者番号)	所属研究機関・部局・職 (機関番号)	備考
研究分担者	添田 建太郎 (Soeda Kentaro) (30795050)	東京大学・大学院理学系研究科(理学部)・特任研究員 (12601)	

7. 科研費を使用して開催した国際研究集会

〔国際研究集会〕 計0件

8. 本研究に関連して実施した国際共同研究の実施状況

共同研究相手国	相手方研究機関