

令和 2 年 6 月 8 日現在

機関番号：12601

研究種目：基盤研究(C) (一般)

研究期間：2017～2019

課題番号：17K06943

研究課題名(和文) 端面燃焼式ハイブリッドロケットの実用化研究

研究課題名(英文) Practical use study of the Axial-Injection End-Burning Hybrid Rocket Motor

研究代表者

添田 建太郎 (SOEDA, KENTARO)

東京大学・大学院理学系研究科(理学部)・特任研究員

研究者番号：30795050

交付決定額(研究期間全体)：(直接経費) 3,600,000円

研究成果の概要(和文)：本研究は、高い燃焼効率や優れたスロットリング特性等の多くの利点を有し、H27-28年度の挑戦的萌芽研究において本提案者らによって初めて実証された「端面燃焼式ハイブリッドロケット」について、以下の成果が得られた。1) 3Dプリンタによる燃料造形において、高い生産性で、高精度、大型化が可能な造形条件を見出した、2) 様々な推力履歴でスロットリング燃焼実験を行い、推力応答特性を明らかにした、3) 酸化剤の種類を変えた燃焼実験および燃焼モデルの構築により、燃焼機構を明らかにした。

研究成果の学術的意義や社会的意義

端面燃焼ハイブリッドロケットエンジンは、原理自体は10年以上前から提唱され研究されたい。しかし、燃料の精密さゆえ製造が困難であり、安定した燃焼実験を行うことができず、実証に至らなかった。本研究では、精密造形が可能な3Dプリンタを使うことで大型燃料(40mm)を使った燃焼実験が可能になった。また、一般的なハイブリッドロケットエンジンでは実現が難しい推力可変の実験も行い、良好なスロットリングのデータが得られた。

研究成果の概要(英文)：In this study, following result was obtained. 1)Molding of the exact rocket fuel by 3D printer. 2)In the slot ring combustion experiment, I clarified a thrust reply characteristic, 3)By the combustion experiment that changed a kind of the oxidizer and the construction of the combustion model, I clarified combustion mechanism.

研究分野：メカトロニクス

キーワード：ハイブリッドロケット 端面燃焼 光造形 燃焼応答特性 消炎距離

様式 C-19、F-19-1、Z-19（共通）

1. 研究開始当初の背景

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打上げられる副衛星）として打上げられる超小型衛星にも搭載可能な安全な推進機関として注目されている。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。

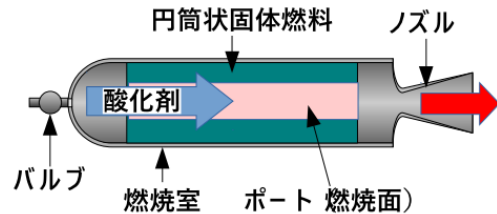


図 1 従来型ハイブリッドロケット

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、燃焼機構を調べた。本方式では各微小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、

- ・ 微小な拡散火炎が無数に形成されるため、燃料と酸化剤が混合し易く、1 に近い燃焼効率が得られる。

- ・ 点火直後を除いて全期間を通じて燃焼面積が変わらず、比推力の低下や推力の変化を招かない。

- ・ 燃焼速度（燃料後退速度）が燃焼室圧力にほぼ比例するため、推力を変動させても O/F が変わらない。という利点を得られる。実現のためには (1) 燃料断面に占めるポート総面積が 3% 以下、(2) ポートの間隔（ピッチ）がポート内径の数倍程度、という 2 条件を満たす必要がある。

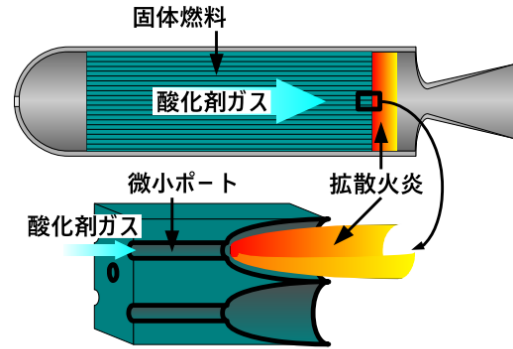


図 2 端面燃焼式ハイブリッドロケット

燃料の成型が困難なため実証実験は断念されてきたが、提案者らは H27~28 年度の挑戦的萌芽研究において、独自の手法で造形分解能と高速造形を両立させた光造形式 3D プリンタにより図 3 のような断面形状の円柱状燃料樹脂を成型し、上記の優れた動作特性を実証することに初めて成功した。この光造形式 3D プリンタは、「一次元規制液面型規制液面法」と呼ばれ、造形分解能が高く大体積の造形が可能である。さらに、形状の微細度に応じて緻密にレーザー光の強度を制御することにより、微細管形状を特徴とする本燃料を造形することが可能になった。

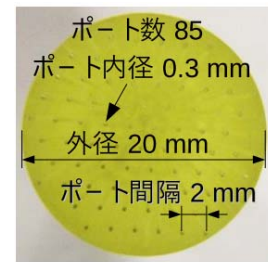


図 3 燃料の端面

本方式は英語では “Axial-injection End-burning Hybrid Rocket” と称し、提案者らが知る限りではアラバマ大学ハンツビル校および北京航空航天大学のグループらが追随している。アラバマ大学のグループはフィルター状の燃料を用いて基礎燃焼特性を明らかにしたが、適切な燃料-酸化剤比率を得るには至っていない。適切な比率を得るためには燃料の体積充填率が 97% 以上（燃料断面に占めるポート総面積が 3% 以下）とする必要があるが、彼らが用いたフィルター状燃料の体積充填率は 30% 未満であった。北京航空航天大学のグループは円柱状アクリル燃料の軸方向にドリル加工でポートを設け、体積充填率は上記条件を満たしたが、外径 50 mm の燃料の中心軸付近に内径 4 mm または 6 mm のポートを 7 個設けただけであり、定常燃焼を得るには至っていない。上記 2 条件を満たした燃料樹脂の成型に成功し、優れた燃焼特性を実証したのは提案者らのグループのみであり、先の挑戦的萌芽研究で得られた成果は世界をリードする画期的なものであった。

2. 研究の目的

本研究は、「端面燃焼式ハイブリッドロケット」について以下の 3 項目について明らかにすることを目的とする。

- 1) 3D プリンタによる燃料造形において、高い生産性で、高精度、大型化が可能な造形条件を見出す
- 2) 様々な推力履歴でスロットリング燃焼実験を行い、推力応答特性を明らかにする
- 3) 酸化剤の種類を変えた燃焼実験および燃焼モデルの構築により、燃焼機構を明らかにする

3. 研究の方法

1) ロケット燃料の作製は、本研究室にて開発した一次元規制液面型光造形装置「RECILS」を使い造形を行った。図4に造形装置の原理を示す。左上のノズルから光硬化樹脂を供給し、ガラスドラムとプラットフォーム間の隙間にある光硬化樹脂にレーザー光をスキャンすることで、必要な部分の樹脂を硬化させる。一回のスキャンで1ライン分の樹脂が硬化するので、プラットフォームを右下方向に移動させながらスキャンを連続することで、一面分の層を硬化させることができる。一層の造形完了後、プラットフォームを元の位置に戻しつつ所定の隙間に調整し、次の一層の造形を繰り返すことで、三次元の立体物を造形することができる。

図5に造形されたロケット燃料の写真を示す。最小Φ0.3mmのポート（貫通穴）が最大435本通っている構造のため、レーザーの照射エネルギーが適切でない場合、ポート内部のレジンが硬化してしまいポートが貫通しないなどの造形不良が発生してしまう他、造形寸法のばらつきにより、逆火や失火などの燃焼不良の原因になりうる。

2) 応答特性 及び 3) 燃焼機構の実験装置を図6に示す。両者の違いは、酸化剤として純酸素を使うか、亜酸化窒素(N₂O)を使うかが異なる。酸化剤の供給ラインは4本あり、酸化剤のON/OFF制御のためのボールバルブおよび流量調整のためのニードルバルブがそれぞれ配置されている。ニードルバルブの1つにはサーボモーターが接続され、マイクロコンピュータによって制御することで燃焼中の供給酸化剤の連続的な変化を可能にした。窒素の供給ラインにはボールバルブのみ配置し、燃焼後に開くことで消炎を促進した。

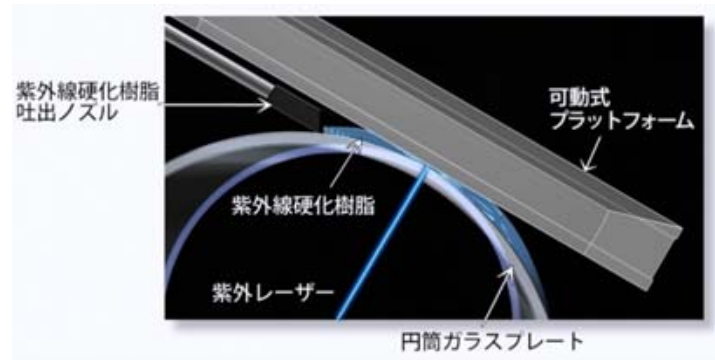


図4 RECILS造形原理



図5 造形したロケット燃料

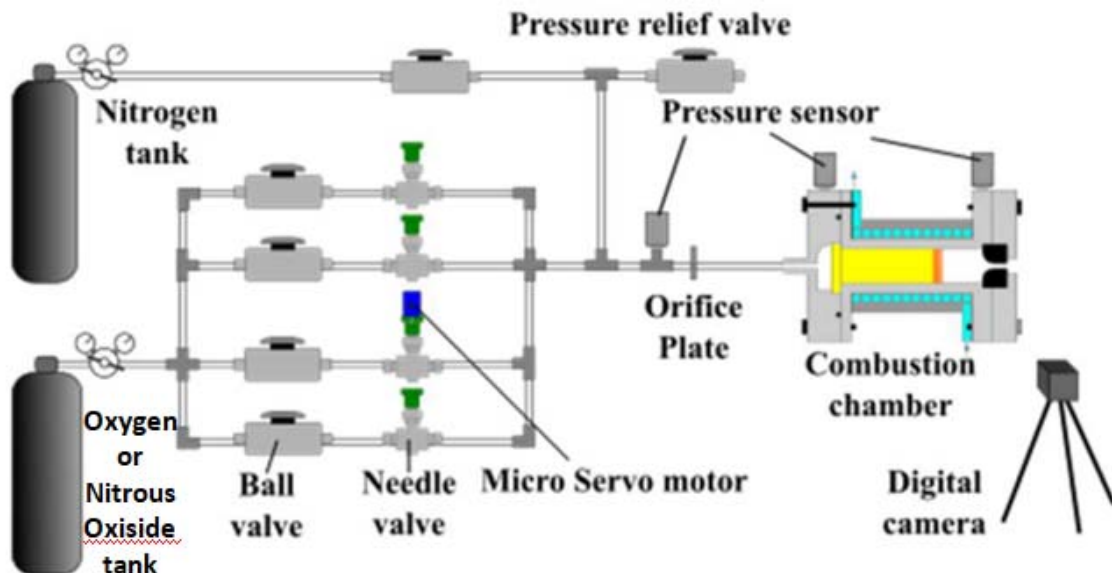


図6 燃焼実験装置

4. 研究成果

1) 造形燃料の高精度大型化：造形された燃料は、細いワイヤーをポートに通すことで、ポートの詰まりを検査することは可能であるが、手間がかかる上にポート径のバラツキを調べることは難しかった。そこで本研究では、X線CTを使い燃料内部のポートの状態を全数測定することとした。ポートの詰まりは空気と樹脂のX線透過率が異なるため、容易に判別できる。不良ポートを検出した際は、個別にワイヤーを通すなど対応することで、不良率を減少させることに成功した。また、燃料の寸法精度の向上のために、X線CTのデータ解析を行うことで、ポート径の分布を調べ照射エネルギーの最適値を求めることで、設計通りのポート径を得ることができるようになった。図7はロケット燃料のポート径の分布解析例である。(目標ポート径はΦ0.69mm)

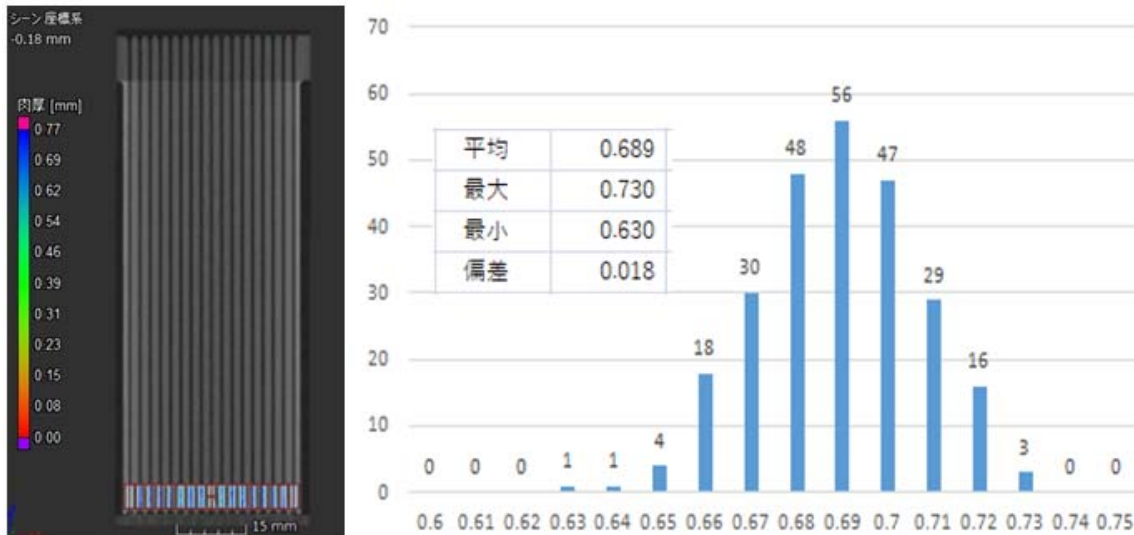


図7 X線CTのデータを使ったポート径の分布解析例

2) 応答特性：推力制御時の応答特性を、推力制御の幅、方向（増加方向か減少方向か）、および推力変動率（単位時間当たりの推力変動量）をパラメタとして取得した。ヒステリシスは応答の遅れが蓄積することにより起こること、応答の時定数は推力変動率が大きいほど長くなること、および推力の方向には依存しないことを明らかにした。図8は、Test-5 から Test10 の燃焼実験で得られた酸化剤流量と燃焼室圧力に見られるヒステリシス曲線例である。Test-5 に注目すると、1 サイクルでは、Turn-up 時の燃焼室圧力より Turn-down 時の燃焼室圧力の方が大きく、増加過程と減少過程で同じ経路をたどらないという結果が観測された。これは、ステップ状の推力制御燃焼実験と同様の結果である。各サイクルを比較すると、Test-5 では、同じ酸化剤流量での燃焼室圧力はサイクルを重ねるごとに増加していくという結果が得られた。よって、端面燃焼式ハイブリッドロケットは酸化剤流量の増減に対するヒステリシス特性およびサイクルに対するヒステリシス特性の 2 種類のヒステリシス特性を有していることが明らかとなった。

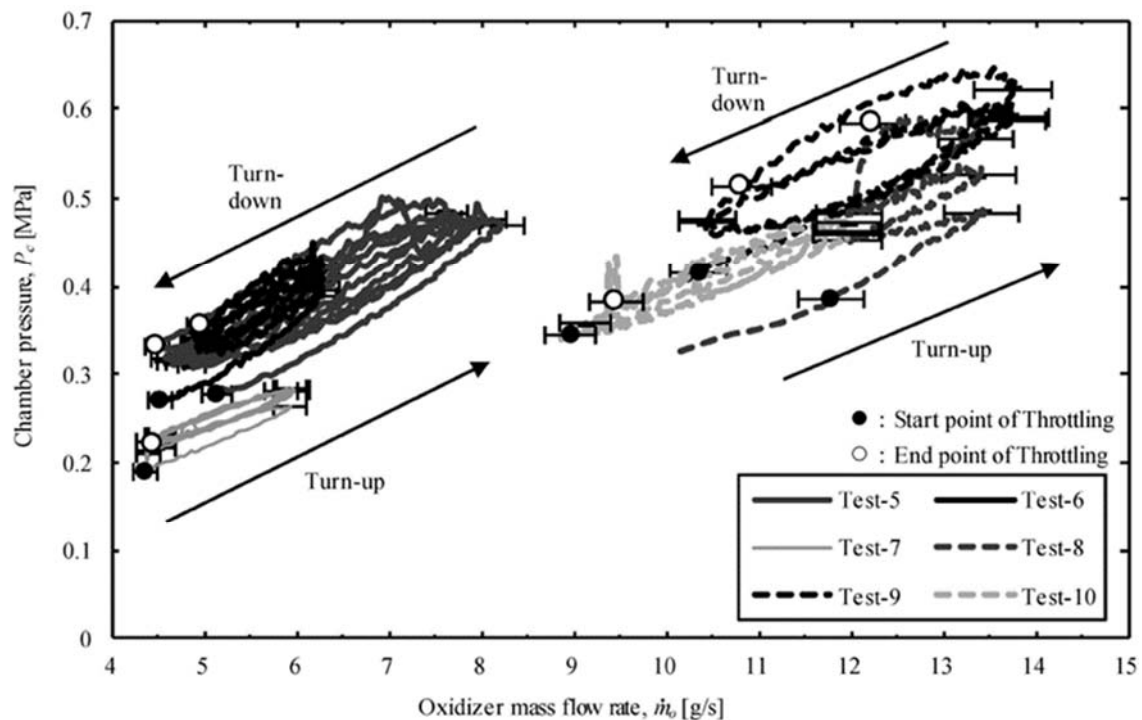


図8 酸化剤流量と燃焼室圧力に見られるヒステリシス曲線例

3) 燃焼機構：酸化剤として、純酸素に加えて亜酸化窒素 (N₂O) を用いて実験を行った。火炎移動速度は小さいものの、純酸素と同様の圧力依存性を確認した。亜酸化窒素を用いて推力制御実験を行ったところ、応答の時定数が酸素の場合よりも極めて短く、ヒステリシス特性も見られないことを確認した。図9は、酸化剤に亜酸化窒素を使った場合のTest1からTest4から得られた酸化剤流量と燃焼室圧力の関係を示す。点火時はノズルローゼットや溶解ノズルによって昇圧されているため、昇圧区間を除いたデータを用いた。どの実験でも直線的に推移しており、ヒステリシス特性は観察されなかった。Test1のみ推移する直線の傾きが大きく違うのはノズルシロウト径が 6.2 mm の物を用いており、他のは 5.4mm のものを用いているためである。

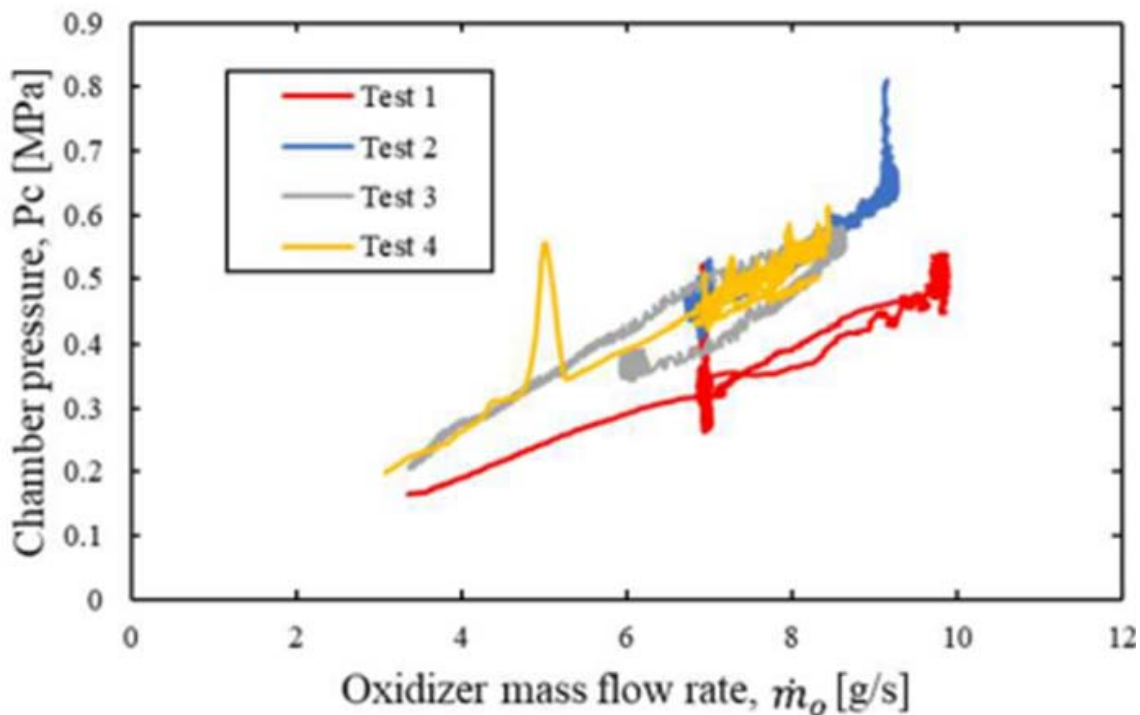


図9 酸化剤に亜酸化窒素を使った場合の酸化剤流量と燃焼室圧力の関係

5. 主な発表論文等

〔雑誌論文〕 計7件（うち査読付論文 5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 Saito Yuji, Kimino Masaya, Tsuji Ayumu, Okutani Yushi, Soeda Kentaro, Nagata Harunori	4. 巻 35
2. 論文標題 High Pressure Fuel Regression Characteristics of Axial-Injection End-Burning Hybrid Rockets	5. 発行年 2019年
3. 雑誌名 Journal of Propulsion and Power	6. 最初と最後の頁 328 ~ 341
掲載論文のDOI (デジタルオブジェクト識別子) http://dx.doi.org/10.2514/1.B37135	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 -
1. 著者名 齋藤 勇士、君野 正弥、添田 建太郎、戸谷 剛、永田 晴紀	4. 巻 66
2. 論文標題 端面燃焼式ハイブリッドロケットの超小型衛星への応用	5. 発行年 2018年
3. 雑誌名 日本航空宇宙学会誌	6. 最初と最後の頁 291 ~ 295
掲載論文のDOI (デジタルオブジェクト識別子) http://dx.doi.org/10.14822/kjsass.66.10_291	査読の有無 無
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 -
1. 著者名 Yuji SAITO, Masaya KIMINO, Ayumu TSUJI, Kazunobu OMURA, Hiroyuki YASUKOCHI, Kentaro SOEDA, Tsuyoshi TOTANI, Masashi WAKITA, and Harunori NAGATA	4. 巻 16
2. 論文標題 Investigation of Throttling Response Characteristics of Axial-Injection End-Burning Hybrid Rockets	5. 発行年 2018年
3. 雑誌名 31 ISTS Special Issue of Transaction of JSASS	6. 最初と最後の頁 9-18
掲載論文のDOI (デジタルオブジェクト識別子) 10.2322/tastj.16.9	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 -
1. 著者名 Yuji Saito, Toshiki Yokoi, Hiroyuki Yasukochi, Kentaro Soeda, Tsuyoshi Totani, Masashi Wakita and Harunori Nagata	4. 巻 34
2. 論文標題 Fuel Regression Characteristics of a Novel Axial-Injection End-Burning Hybrid Rocket	5. 発行年 2017年
3. 雑誌名 Journal of Propulsion and Power	6. 最初と最後の頁 247-259
掲載論文のDOI (デジタルオブジェクト識別子) 10.2514/1.B36369	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 -

1. 著者名 Harunori Nagata, Hayato Teraki, Yuji Saito, Ryuichiro Kanai, Hiroyuki Yasukochi, Masashi Wakita and Tsuyoshi Totani	4. 巻 33
2. 論文標題 Verification Firings of End-burning Type Hybrid Rockets	5. 発行年 2017年
3. 雑誌名 Journal of Propulsion and Power	6. 最初と最後の頁 1473-1477
掲載論文のDOI (デジタルオブジェクト識別子) 10.2514/1.B36359	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 -

1. 著者名 齋藤勇士, 横井俊希, 津地歩, 尾村和信, 安河内裕之, 添田建太郎, 戸谷剛, 脇田督司, 永田晴紀	4. 巻 65
2. 論文標題 端面燃焼式ハイブリッドロケットの推力制御特性に関する研究	5. 発行年 2017年
3. 雑誌名 日本航空宇宙学会論文集	6. 最初と最後の頁 157-167
掲載論文のDOI (デジタルオブジェクト識別子) 10.2322/jjsass.65.157	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 -

1. 著者名 Komizu K., Saito Y., Tsuji A., Nagata H.	4. 巻 2020
2. 論文標題 Experimental Investigation of the Continuous Transition of Flame-Spreading near the Blow-Off Limit	5. 発行年 2020年
3. 雑誌名 Journal of Combustion	6. 最初と最後の頁 1~7
掲載論文のDOI (デジタルオブジェクト識別子) 10.1155/2020/3187694	査読の有無 無
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13件 (うち招待講演 0件 / うち国際学会 5件)

1. 発表者名 Yuji Saito, Landon Kamps, Kodai Komizu, Kentaro Soeda, Daniele Bianchi, Francesco Nasuti and Harunori Nagata
2. 発表標題 The Accuracy of Reconstruction Techniques for Determining Hybrid Rocket Fuel Regression Rate
3. 学会等名 54th AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference (国際学会)
4. 発表年 2018年

1. 発表者名 Yushi Okutani, Yuji Saito, Masaya Kimino, Ayumu Tsuji, Kentaro Soeda, and Harunori Nagata
2. 発表標題 Investigation of Regression Rate under High-Pressure in Axial-Injection End-Burning Hybrid Rockets
3. 学会等名 54th AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference (国際学会)
4. 発表年 2018年

1. 発表者名 Yuji Saito, Masaya Kimino, Ayumu Tsuji, Yushi Okutani, Hiroyuki Yashukochi, Kentaro Soeda and Harunori Nagata
2. 発表標題 Investigation of Regression Characteristics under Relatively High-Pressure in Axial-Injection End-Burning Hybrid Rockets
3. 学会等名 53rd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference (国際学会)
4. 発表年 2017年

1. 発表者名 Yuji SAITO, Masaya KIMINO, Ayumu TSUJI, Kazunobu OMURA, Hiroyuki YASUKOCHI, Kentaro SOEDA, Tsuyoshi TOTANI, Masashi WAKITA and Harunori NAGATA
2. 発表標題 Investigation of Throttling Response Characteristics of Axial-Injection End-Burning Hybrid Rockets
3. 学会等名 31st International Symposium on Space Technology and Science (国際学会)
4. 発表年 2017年

1. 発表者名 齋藤勇士, Landon Kamps, 小水弘大, 永田晴紀
2. 発表標題 ハイブリッドロケット 燃焼データ 解析法の 精度に 関する 研究
3. 学会等名 日本航空宇宙学会北部支部2018年講演会
4. 発表年 2018年

1. 発表者名 齋藤勇士, 君野正弥, 津地歩, 尾村和信, 安河内裕之, 添田建太郎, 戸谷剛, 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宇宙機への応用
3. 学会等名 第61回 宇宙科学技術連合講演会
4. 発表年 2017年

1. 発表者名 齋藤勇士, 君野正弥, 奥谷勇士, 津地歩, 永田晴紀
2. 発表標題 端面燃焼式ハイブリッドロケットにおける燃焼室特性長さに関する研究
3. 学会等名 第61回 宇宙科学技術連合講演会
4. 発表年 2017年

1. 発表者名 齋藤勇士, 君野正弥, 津地歩, 尾村和信, 安河内裕之, 添田建太郎, 戸谷剛, 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時の時間応答性に関する研究
3. 学会等名 日本航空宇宙学会第48期年会講演会
4. 発表年 2017年

1. 発表者名 K. Omura, A. Tsuji, Y. Saito, M. Wakita, T. Totani, H. Nagata
2. 発表標題 Fuel Regression Characteristics of Axial-Injection End-Burning Hybrid Rockets Using Nitrous Oxide as an Oxidizer
3. 学会等名 The 14th International Conference on Flow Dynamics (国際学会)
4. 発表年 2017年

1. 発表者名 君野正弥, 齋藤勇士, 津地歩, 尾村和信, 安河内裕之, 添田建太郎, 戸谷剛, 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時におけるヒステリシス特性に関する研究
3. 学会等名 第61回 宇宙科学技術連合講演会
4. 発表年 2017年

1. 発表者名 尾村和信, 津地歩, 齋藤勇士, 君野正弥, 奥谷勇士, 小水弘大, 戸谷剛, 脇田督司, 永田晴紀
2. 発表標題 気体亜酸化窒素を酸化剤とした端面燃焼式ハイブリッドロケットの燃料後退特性
3. 学会等名 第61回 宇宙科学技術連合講演会
4. 発表年 2017年

1. 発表者名 押見 灯里, 津地 歩, 小水 弘大, 添田 建太郎, 横堀 秀一, 永田 晴紀
2. 発表標題 端面燃焼式ハイブリッドロケットにおける燃焼室特性長さが及ぼす c^* 効率への影響
3. 学会等名 第57回燃焼シンポジウム講演論文集 2019年11月
4. 発表年 2019年

1. 発表者名 小水 弘大, 奥田 椋太, 津地 歩, 押見 灯里, 添田 建太郎, 横堀 秀一, 永田 晴紀
2. 発表標題 亜酸化窒素を用いた端面燃焼式ハイブリッドロケットの推力制御特性
3. 学会等名 第57回燃焼シンポジウム講演論文集 2019年11月
4. 発表年 2019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)	
研究 分担者	田丸 博晴 (Tamaru Hiroharu) (30292767)	東京大学・大学院理学系研究科(理学部)・特任准教授 (12601)	