

## 科学研究費助成事業 研究成果報告書

平成 29 年 5 月 18 日現在

機関番号：10101

研究種目：挑戦的萌芽研究

研究期間：2015～2016

課題番号：15K14243

研究課題名(和文) 光造形技術を利用した端面燃焼式ハイブリッドロケットの実現と性能実証

研究課題名(英文) Development and Verification of End-burning Type Hybrid Rockets Using Optical Modeling Technology

研究代表者

永田 晴紀(Nagata, Harunori)

北海道大学・工学研究院・教授

研究者番号：40281787

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)：著者らは、軸方向に多数の微小ポートを有する固体燃料のポート出口端面で微小拡散火炎群を保持する「端面燃焼式ハイブリッドロケット」を提案してきたが、燃料の製作が困難なため実証実験を見送って来た。近年の3Dプリンタの発展により複雑な燃料形状が製作可能となり、世界で初めて端面燃焼式ハイブリッドロケットの実証実験を実施した。燃焼実験の結果、初期の非定常期間を経て、燃焼中に燃料-酸化剤比が一定に保たれる定常燃焼への移行が確認された。ポート内径が0.2～0.5 mmの単ポート燃料試料を用いた燃焼実験も実施した。燃え広がり燃焼と安定燃焼の2つのモードが観察され、両モードを分ける臨界摩擦速度が確認された。

研究成果の概要(英文)：The authors have previously proposed the concept of end burning type hybrid rockets which would use cylindrical fuel grains consisting of an array of many small ports running in the axial direction through which oxidizer gas would flow. Because of difficulty in manufacturing a fuel grain, the end burning hybrid rocket had yet to be achieved. The recent progress in 3D printing technology made novel end burning type hybrid rockets possible. The results of verification firing tests clearly distinguish the initial transient and steady periods of the end burning mode, and prove that no oxidizer to fuel ratio shift occurs during firing. Combustion experiments using single port fuel samples of 0.2 to 0.5 mm in inner diameter show that two combustion modes of flame propagating combustion and stabilized combustion are divided by a critical friction velocity and the flame traveling velocity in the stabilized mode coincides with the regression rate of the end-burning fuel.

研究分野：宇宙推進工学

キーワード：ハイブリッドロケット 端面燃焼 ロケット 航空宇宙工学 燃焼 固体燃焼

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。従来型ハイブリッドロケットの概念を図1に示す。酸化剤を含んだ燃焼ガスが円筒状固体燃料のポートを流れ、燃焼面となるポート内面に沿う乱流境界層内に拡散火炎が形成される。境界層内での混合が不十分なため燃焼効率が低い、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（単位推進剤あたりに得られる推力）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、著者らは図2に示す端面燃焼式ハイブリッドロケットを提案し（*J. of the Japan Soc. of Microgravity Application*, Vol. 17, No. 3, pp. 172-177, 2000）、燃焼機構を調べた。（*Combustion and Flame*, Vol. 147, No. 3, pp. 222-232, 2006等）。本方式では固体燃料の軸方向に無数の微小ポートが設けられており、その内部を酸化剤ガスが流れる。各微小ポート出口では、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。
- ・ 燃焼速度が燃焼室圧力の0.95乗に比例するため、推力を大きく変動させてもO/Fがほぼ変わらない。

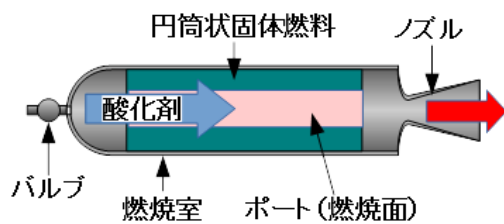


図1 従来型ハイブリッドロケット

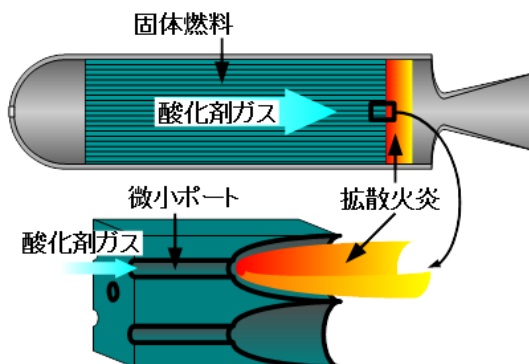


図2 端面燃焼式ハイブリッドロケット

という利点を得られる。しかし、燃料の成型が困難なため、その実証実験はこれまで断念されてきた。

2. 研究の目的

本研究は、高い燃焼効率、燃焼の全期間での定常燃焼、優れたスロットリング特性等、多くの利点が理論的に示されながら、固体燃料の形状が加工困難であったため実証研究が断念されてきた端面燃焼式ハイブリッドロケットについて、

- ・ 紫外線硬化樹脂の光造形技術に一次元規制液面法という独自の手法で改良を加え、誤差が0.1mmを下回る精度で樹脂を成型することを可能とした高精度3Dプリンタにより、端面燃焼式ハイブリッドロケットで要求される、従来の手法では製作が困難であった構造の燃料樹脂を成型する。
- ・ 成形された燃料樹脂を用いて、端面燃焼式ハイブリッドロケットの優れた動作特性を実証する。

ことを目的とする。

3. 研究の方法

本研究は、以下の2種類のサブテーマにより構成される。

- (1) 微小単ポート燃料試料を用いた燃え広がり/安定燃焼機構の調査
- (2) マルチポート燃料試料を用いた端面燃焼式ハイブリッドロケットの実証

それぞれのサブテーマにつき、研究方法を以下に記す。

- (1) 微小単ポート燃料試料を用いた燃え広がり/安定燃焼機構の調査

端面燃焼式ハイブリッドロケットは、著者らによって2002年に初めて報告された「安定燃焼モード」を利用する。過去の研究により、ポート内酸化剤流速が、壁面摩擦速度により決まる臨界値を超えると、燃え広がり燃焼から安定燃焼に移行することを明らかにした（*Combustion and Flame*, Vol. 147, No. 3, pp. 222-232, 2006）。本サブテーマでは、ポート内径が0.5mmを下回る条件でも上記物理機構が成立するかを調べ、モータ設計の指針



図3 微小単ポート試料

を提供する。

試料の外観を図 3 に示す。断面 12 mm×12mm、長さ 50 mm の四角柱で、中心軸に内径 0.2 mm、0.3 mm、または 0.5 mm のポートが設けられている。下部 1/4 インチ管を接続してガス酸素を流し、上部の噴出口をニクロム線で点火する。ポート内径、酸素ガス流量、および燃焼室圧力をパラメータとして燃え広がり特性を取得する。実験装置全体の概要を図 4 に示す。燃焼室圧力を変化させる場合は燃焼室を大容量キャッチタンクに接続し、燃焼室圧力を一定に保つ。

(2) マルチポート燃料試料を用いた端面燃焼式ハイブリッドロケットの実証

高精度 3D プリンタにより製作したマルチポート燃料を用いて、小型実証モータにより、燃焼特性を取得する。実証モータの概要を図 5 に示す。左側が酸素ガス供給配管、右側が

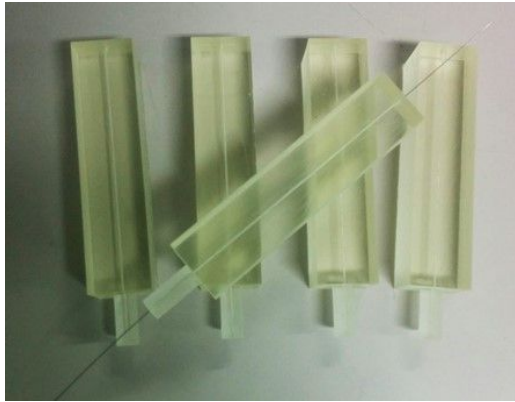


図 3 微小単ポート試料

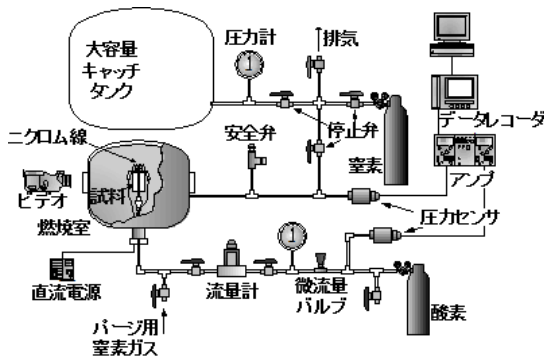


図 4 単ポート試料燃焼実験装置

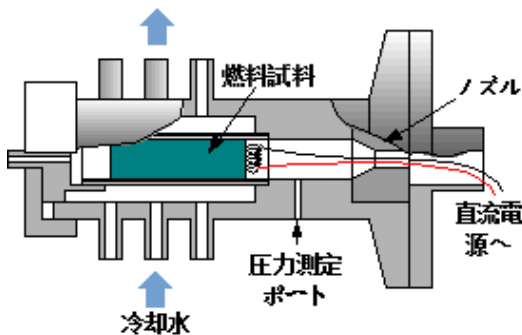


図 5 端面燃焼式実証モータ

ノズルである。点火はノズルを通して電力を供給されるニクロム線により行う。燃焼室内径は 20 mm、ノズルは先細ノズルで、先細部の内径(以下、ノズル径) 2.5 mm のグラファイト製である。

マルチポート試料の外観を図 6 に示す。外径 20 mm、軸長さ 50 mm で、内径 0.3 mm の軸方向のポートが 2 mm 間隔で設けられている。燃料の体積充填率は 98.1% となる。

4. 研究成果

(1) 微小単ポート燃料試料を用いた燃え広がり / 安定燃焼機構の調査

大気圧雰囲気における、ポート内酸化剤流速と火炎移動速度の関係を図 7 に示す。横軸は酸化剤流速、縦軸は火炎移動速度である。ポート内径が 0.5 mm のとき、火炎移動速度は酸化剤流速の増大に従って減少する。これは化学反応速度により燃え広がり速度が律速されている条件であり、一般的に Chemical regime と呼ばれている。更に酸化剤流速を減少させると、流速の増大に従って燃え広がり速度が増大する Thermal regime が観測されるのが通例であるが、微小ポートを用いた本実験条件では熱損失が大きく、Thermal regime



図 6 マルチポート試料

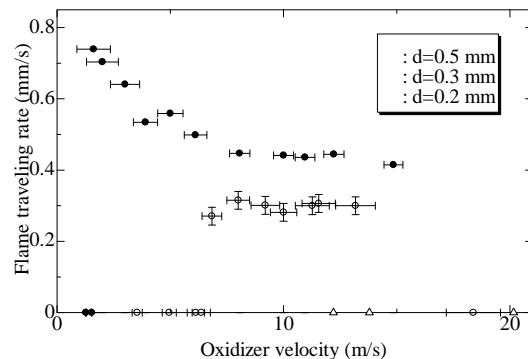


図 7 酸化剤流速と火炎移動速度の関係

は観察されなかった。Chemical regime から更に酸化剤流速を増大させると、やがて火炎移動速度が酸化剤流速にほとんど依存しなくなる。これが安定燃焼領域であり、このとき火炎はポート内径を拡大させながらゆっくりと上流へ移動する。ポート内径が 0.3 mm の条件では安定燃焼領域のみが観察された。内径 0.2 mm では、大気圧雰囲気では火炎は観察されなかった。

雰囲気圧力を大気圧よりも高くした条件での、ポート内酸化剤流速と火炎移動速度の関係を図 8 に示す。ポート内径は全て 0.3 mm である。大気圧雰囲気では安定燃焼領域しか観察されなかったが、高圧力雰囲気では燃え広がり燃焼も観察された。雰囲気圧力の上昇に従って、燃え広がり燃焼から安定燃焼に移行する酸化剤流速は増大する。

燃え広がり燃焼になるか安定燃焼になるかは、拡大前の酸化剤流路内で火炎を維持できるかどうかで決まる。当研究室における先行研究で、主流からの運動量輸送の指標である壁面摩擦速度が、燃え広がり燃焼と安定燃焼を分けていることが示され (*Proceedings of the Combustion Institute*, Volume 29, Issue 1, 2002, Pages 245–250) この指標は層流域でも適用可能であることが示された (*Combustion and Flame*, Vol. 159, No. 7, pp. 2466–2473, 2012)。この指標が微小燃料ポートにも適用可能かを調査した。実験条件をレイノルズ数と摩擦速度で整理したものを図 9 に示す。横

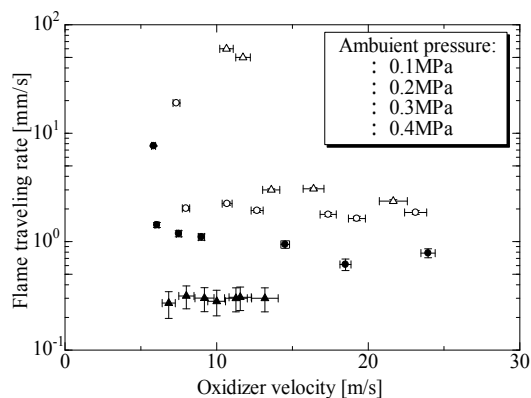


図 8 高圧力雰囲気における、酸化剤流速と火炎移動速度の関係

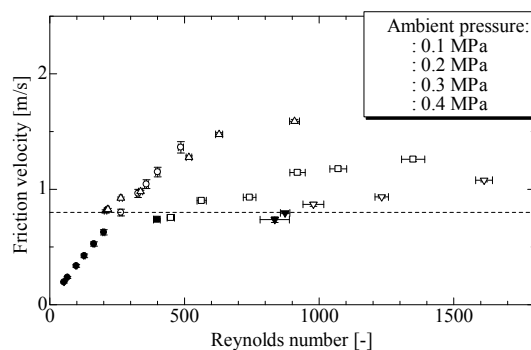


図 9 高圧力雰囲気における、酸化剤流速と火炎移動速度の関係

軸はポート内径を代表長さとしたときの、ポート内酸化剤流のレイノルズ数、縦軸は摩擦速度である。各プロットで黒塗りは燃え広がり燃焼、白抜きは安定燃焼を示す。図より、微小燃料ポートにおいても先行研究で見出された指標は有効であり、本燃料においては、摩擦速度が 0.8 m/s 付近で燃え広がり燃焼から安定燃焼への遷移が起こることが解る。

## (2) マルチポート燃料試料を用いた端面燃焼式ハイブリッドロケットの実証

燃焼実験前後の燃料試料の外観を図 10 に示す。ポート出口端面では各ポートの外周が外接していることや、軸方向にほぼ一様に燃え進んでいることから、端面燃焼が実現できていることが判る。燃焼室圧力と酸素流量の各履歴の一例を図 11 に示す。燃焼室圧力は点火後 6 秒程度でほぼ一定となっており、この時に端面の形状が定常に達したと思われる。

燃料流量と O/F (酸化剤と燃料の流量比) の各履歴を図 12 に示す。燃料流量は固体燃料のガス化速度で決まり、直接は計測出来ない

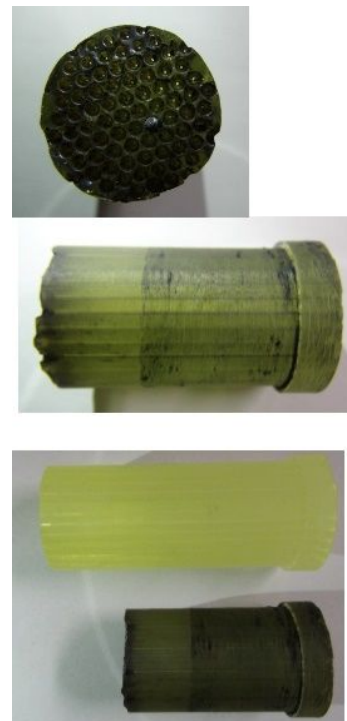


図 10 高圧力雰囲気における、酸化剤流速と火炎移動速度の関係

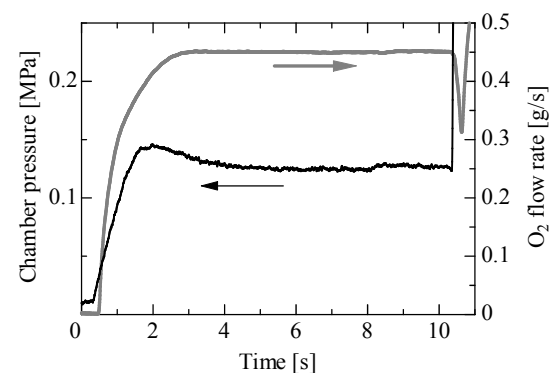


図 11 燃焼室流量と酸素流量の履歴

いため、再現法 (*Advances in Aircraft and Spacecraft Science*, Vol. 1, No. 3, pp. 273-289, 2014) を用いて算出した。両者とも、点火後 5~6 秒でほぼ一定値となり、燃焼中に O/F が変動しないという端面燃焼式の利点を実証された。

様々な酸素流量で燃焼実験を行い、定常状態で得られた O/F と酸素流量の関係を図 13 に示す。エラーバーは、主にポート内径の精度に拠るものである。一般的なハイブリッドロケットでは酸化剤流量が増加するに従って O/F が増加するが、端面燃焼式では酸素流量を変えてもほぼ同じ O/F が得られることが判る。これにより、推力を変動させても O/F シフトによる比推力の損失がほとんど発生しないという端面燃焼式の利点を実証された。

端面燃焼式ハイブリッドロケットでは、各ポートの火炎移動速度が、燃焼端面の後退速度を与えると考えられる。そこで、単ポート試料で得られた火炎移動速度を、マルチポート試料による燃焼実験で得られた燃料後退速度と比較した。火炎移動速度および燃料後退速度はポート内酸化剤流速に弱く依存するため、マルチポート実験においてポート内酸化剤流速が 20 m/s から 40 m/s までの範囲で得られたデータを比較対象とした。図から、両者はほぼ一致しており、安定燃焼における火炎移動速度がマルチポート燃料の後退速度を与えていることが示された。

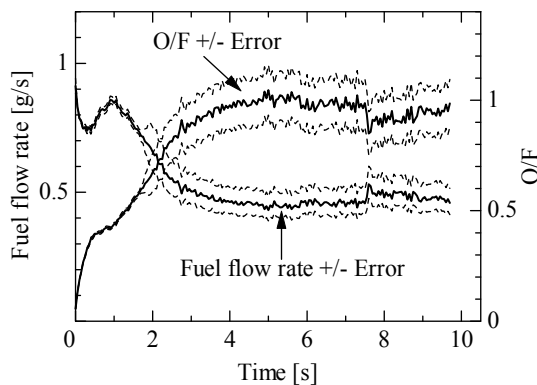


図 12 燃料流量と O/F の履歴

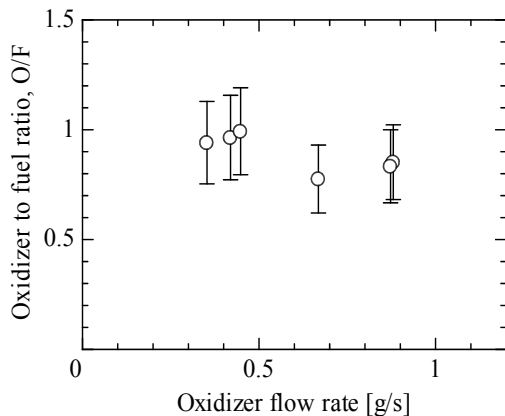


図 13 酸素流量と定常 O/F の関係

## 5. 主な発表論文等

〔雑誌論文〕(計 2 件)

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, 「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」, 日本航空宇宙学会論文集, 採択決定 (2017 年 5 月 11 日)

Y. Saito, T. Yokoi, L. Neumann, H. Yasukochi, K. Soeda, T. Totani, M. Wakita, H. Nagata, "Investigation of axial-injection end-burning hybrid rocket motor regression," *Advances in Aircraft and Spacecraft Science*, Vol. 4, No. 3, pp. 281-296, 2017 (査読有).

DOI: 10.12989/aas.2017.4.3.281

〔学会発表〕(計 12 件)

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, 「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時間応答性に関する研究」, 日本航空宇宙学会第 48 期定時社員総会および年会講演会,

2017/4/13, 東京大学山上会館 (東京)

横井俊希, 齋藤勇士, 尾村和信, 津地歩, 安河内裕之, 添田建太郎, 戸谷剛, 脇田督司, 永田晴紀, 「燃料微小管内を燃え広がる火炎への雰囲気圧力の影響」, 第 54 回燃焼シンポジウム, 2016/11/23, 仙台国際センター (仙台市)

津地歩, 齋藤勇士, 横井俊希, 尾村和信, 嶋田泰三, 戸谷剛, 脇田督示, 永田晴紀 「液体酸素を用いた固体燃料管内燃え広がる火炎に関する研究」, 第 54 回燃焼シンポジウム, 2016/11/23, 仙台国際センター (仙台市)

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, 「端面燃焼式ハイブリッドロケットの燃料後退モデルに関する考察」, 第 54 回燃焼シンポジウム, 2016/11/23, 仙台国際センター (仙台市)

Y. Saito, T. Yokoi, H. Yasukochi, K. Soeda, T. Totani, M. Wakita, H. Nagata, "Verification of the Throttling Characteristics of

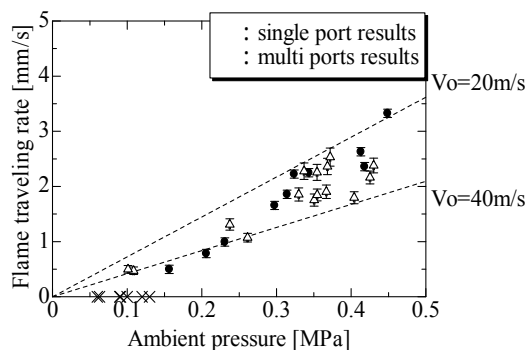


図 14 単ポートでの火炎移動速度とマルチポート試料での燃料後退速度の比較

Axial-Injection End-Burning type Hybrid Rockets,” 67th International Astronautical Congress, 2016/9/28, Expo Guadalajara (Guadalajara, Mexico)

永田晴紀、齋藤勇士、横井俊希、嶋田泰三、安河内裕之、添田建太郎、戸谷 剛、脇田督司、「端面燃焼式ハイブリッドロケットの推力制御特性」, 日本機械学会 2016 年度年次大会、2016/9/12、九州大学伊都キャンパス(福岡市)

齋藤勇士、横井俊希、安河内裕之、添田建太郎、戸谷剛、脇田督司、永田晴紀、「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」, 第 60 回宇宙科学技術連合講演会、2016/9/9、函館アリーナ(函館市)

Y. Saito, T. Yokoi, H. Yasukochi, K. Soeda, T. Totani, M. Wakita, H. Nagata, “Experimental and Analytical Investigation for Effect of Pressure on Regression Rate of Axial-Injection End-Burning Hybrid Rockets,” *AIAA Joint Propulsion and Energy Forum*, 2016/7/26, Salt Palace (Salt Lake City, UT, USA)

<http://dx.doi.org/10.2514/6.2016-4752>

齋藤勇士、横井俊希、嶋田泰三、安河内裕之、添田建太郎、戸谷剛、脇田督司、永田晴紀、「端面燃焼式ハイブリッドロケットの燃料後退速度の圧力依存性に関する研究」, 日本航空宇宙学会北部支部 2016 年講演会ならびに 第 17 回再使用型宇宙推進系シンポジウムプログラム、2016/3/9、北海道大学(札幌)

横井俊希、齋藤勇士、脇田督司、戸谷 剛、永田晴紀、「燃料微小管内での燃え広がり現象に関する研究」, 第 53 回燃焼シンポジウム、2015/11/17、つくば国際会議場(つくば)

横井俊希、齋藤勇士、ルーカスノイマン、脇田督司、戸谷剛、永田晴紀、「端面燃焼式ハイブリッドロケットの燃料後退特性に関する研究」, 第 59 回 宇宙科学技術連合講演会、2015/10/7、かごしま県民交流センター(鹿児島)

H. Nagata, H. Teraki, Y. Saito, R. Kanai, H. Yasukochi, M. Wakita, T. Totani, "Verification Firings of End-burning Type Hybrid Rockets", *51st AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, Orlando, FL, AIAA 2015-4199, 2015/7/28.

<http://dx.doi.org/10.2514/6.2015-4199>

〔その他〕

## 6 . 研究組織

### (1) 研究代表者

永田 晴紀 (NAGATA Harunori)  
北海道大学・大学院工学研究院・教授  
研究者番号：40281787

〔図書〕(計 0 件)

〔産業財産権〕

○出願状況(計 0 件)

○取得状況(計 0 件)