

令和 4 年 5 月 15 日現在

機関番号：10101

研究種目：基盤研究(B)（一般）

研究期間：2019～2021

課題番号：19H02336

研究課題名（和文）ハイブリッドロケットノズル浸食の機構解明

研究課題名（英文）Nozzle throat erosion mechanisms in hybrid rockets

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） 13,200,000円

研究成果の概要（和文）：ハイブリッドロケットでは燃焼中にノズルスロット面積と燃料流量の履歴を取得することが共に困難なため、ノズル浸食の研究が進んでいなかった。本研究では、提案者らが開発に成功した、ノズルスロット面積と燃料流量の各時間履歴を同時に取得する手法を用いて、以下の成果を得た。酸化剤に酸素および亜酸化窒素を用いてノズル浸食履歴を取得し、燃焼ガスに含まれる酸化成分濃度で浸食速度を統一的に整理した。ローマ大学のD. Bianchiらの数値計算グループとの連携研究により、ノズル浸食の物理/化学機構を解明し、燃焼室圧力およびOF比の関数として浸食速度を予測手法を構築した。

研究成果の学術的意義や社会的意義

燃焼中のノズル浸食は、ロケットのスケールが小さくなるほど、また燃焼時間が長くなるほど、課題が深刻化する。その典型例は、相乗りで打上げられる小型宇宙機用キックモータにハイブリッドロケットを適用した場合である。必要な燃焼時間は要求される速度増分と加速度の制限で決まり、スケールには依存しない。1分を超える燃焼時間で数mmのノズル浸食は、初期スロット径が数mmしかないスケールのロケットに強く影響し、最適なノズルを設計するためにはノズル浸食履歴の予測が不可欠である。本研究で得られた成果は、本研究グループによる小型ハイブリッドキックモータの開発と事業化に繋がりがつつある。

研究成果の概要（英文）：Nozzle erosion study was limited because it is difficult to obtain both nozzle throat area and fuel flow rate histories during combustion in hybrid rockets. This study employed a method developed by this research group to simultaneously acquire both time histories of nozzle throat area and fuel flow rate and obtained the following results.

We obtained nozzle erosion histories using oxygen and nitrous oxide as oxidants and organized the erosion rates unified by using the concentration of oxidizing components in the combustion gas. In collaboration with the numerical research group of D. Bianchi et al. of the University of Rome, we elucidated the physical/chemical mechanism of nozzle erosion and developed a method to predict the erosion rate as a function of combustion chamber pressure and OF ratio.

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 ノズル浸食 地上燃焼実験 再現法

## 様式 C-19、F-19-1、Z-19（共通）

### 1. 研究開始当初の背景

本研究者らはこれまで、ロケット実験を小規模化して野心的な実験を許容することを目的として、無火薬式ロケットであるハイブリッドロケットを開発してきた。H29年度にはJAXA宇宙科学研究所の大学連携拠点に採択されたが、本拠点では、超小型深宇宙探査機が静止トランスファー軌道から月、金星、火星等に向かう軌道に移るためのハイブリッドキックモータをH32年度までに開発し、超小型探査機による深宇宙探査への道を拓く。本キックモータは酸化剤に亜酸化窒素（N<sub>2</sub>O）を使用し、推力は200 N～1 kNで、1分前後の長い燃焼時間を必要とする。並行して、推力50 kN級ハイブリッドロケットの予備検討を大手民間企業と共同で進めている。これをクラスタ化して総推力を200 kN前後とし、3段式ロケットで小型衛星を地球周回軌道に投入する計画である。酸化剤は液体酸素で、初段ロケットの燃焼時間は約100秒である。

提案者らは、これまで開発した最大のハイブリッドロケットである推力15 kN級を開発中、2014年6月に実施された地上燃焼実験で初めて、ノズル浸食に直面した。実験後の計測では、ノズルスロート内径は初期の67.3 mmから72.7 mm（等価円の半径）に拡大していた。これはスロート面積で17%の拡大、比推力で7秒前後の損失に相当する。

液体ロケットでは液体燃料でノズルを冷却するのが一般的である。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では液体燃料が無いため、固体ロケットと同様、グラファイトや炭素複合材等、材料の気化熱で耐熱性能を得るノズルが一般的に使用される。この際、ハイブリッドロケットは固体ロケットに比較して燃焼ガスに多くの酸化剤成分を含むため、ノズル浸食がより顕著である。ローマ大学のD. Bianchiらは、固体ロケットのノズル侵食を再現する数値モデルをハイブリッドロケットに適用し、固体ロケットの1.5～3倍の速度で侵食が進むことを示した（*Journal of Propulsion and Power*, Vol. 29, No. 3, pp. 547-558, 2013）。提案者らは、H27～29年度基盤（B）「ハイブリッドロケットノズル浸食の高精度時系列データ取得と機構解明」で開発された、ノズルスロート面積と燃料流量の各履歴を同時に取得する手法であるNozzle Throat Reconstruction Technique（以下、NTRT）を用いて、上記数値予測が妥当であることを世界で初めて実験的に示した（*Journal of Propulsion and Power*, Vol. 33, No. 6, 1369-1377, 2017.）。

ハイブリッドロケットでノズル浸食の実験的研究が進まない主な理由は、燃料流量とノズルスロート面積の各履歴を取得するのが困難なことである。固体ロケットでは固体推進剤の組成により燃焼ガスの組成が確定するため、燃焼室圧力と推力からノズルスロート面積を容易に算出できる。対してハイブリッドロケットでは、燃料流量が固体燃料のガス化速度で決まるために計測できず、燃焼ガスの組成が未知なのでこの手法が使えない。過去のデータは燃焼前後のノズルスロート面積等から算出した燃焼中の平均値のみであったが、浸食速度、燃焼ガス組成、およびノズル壁面温度等はいずれも非定常かつ相互の相関は非線形であるため、平均値はこれらの相関関係を示すものではない。ハイブリッドロケットでは燃焼ガス中の酸化剤成分がノズル浸食の重要因子であり、燃焼ガスの組成は燃料と酸化剤の流量比（OF比）で決まるため、燃料流量とノズルスロート面積の両履歴を同時に取得することが重要であるが、これに成功している研究グループは本研究者ら以外に世界に存在しない。

本研究者らは前述の基盤（B）研究において、推力200 N級および2 kN級モータ（地上燃焼実験用ロケット燃焼器）を用いて、酸素を酸化剤としてデータ取得を行ってきた。燃焼時間は5～15秒であった。この先行研究で、NTRTによるノズルスロート面積とOF比の両履歴同時取得が実証された。ハイブリッドロケットのノズル浸食を研究するための強力なツールを構築したという意味で画期的な成果である。本成果を受けて、ノズル浸食の研究を更に深める準備が整った。今後の開発で予定している、50 kN級の大スケール、100秒前後の長い燃焼時間、酸素以外の酸化剤（N<sub>2</sub>O）は、いずれも、先行研究がカバーしていない作動条件である。ノズル侵食はハイブリッドロケットの実用化を目指す全ての研究者が共有する課題である。本研究領域で世界を先導する立場にある提案者らにおいても実験データの蓄積が始まったばかりであり、解明すべき課題がまだ多く残されている。

### 2. 研究の目的

本研究は、本研究者らが開発に成功した、ノズルスロート面積と燃料流量の各時間履歴を同時に取得する手法であるNozzle Throat Reconstruction Technique（以下、NTRT）を用いて、

- ・酸化剤の種類およびロケットのスケールがノズル浸食特性に与える影響を明らかにする。
- ・既に構築されている、ローマ大学のD. Bianchiらの数値計算グループとの共同研究チームによる連携研究を進め、ノズル浸食の物理／化学機構を解明し、浸食速度予測手法を構築する。
- ・ノズル浸食を抑制する手法を見出す。

ことを目的とする。

### 3. 研究の方法

研究の手順は以下の通りである。

1. 酸化剤の種類を変えて地上燃焼実験を実施し、NTRT を用いて、酸化剤の種類、OF 比、ノズル壁面温度、および燃焼室圧力がノズル浸食に及ぼす影響を明らかにする。
2. 複数のスケールのモータで地上燃焼実験を実施し、モータスケールがノズル浸食に及ぼす影響を明らかにする。
3. ローマ大学の数値計算グループと共同研究を進展させ、ノズル浸食の物理/化学メカニズムをより広範な作動条件で解明し、ノズル浸食を予測する手法を開発する。
4. 浸食を抑制する技術を見出す。

各研究項目の実施内容の詳細を以下に説明する。

#### 1. 酸化剤の種類がノズル浸食に及ぼす影響：

これまでの研究では液体酸素を酸化剤とするモータ（酸素モータ）が用いられて来たが、本研究ではこれに加えて亜酸化窒素（N<sub>2</sub>O）を酸化剤とするモータ（亜酸化窒素モータ）も使用する。図1に示す地上燃焼実験装置で推力、燃焼室圧力、および酸化剤流量の各履歴を取得し、NTRTを用いてOF比およびノズルスロート面積の各履歴を得る。複数のスケールのモータを用いる。燃料には、両酸化剤条件共に、高密度ポリエチレンを使用する。幅広い燃焼実験条件（燃焼室圧力、OF比、および燃焼時間）に対応するため、必用に応じて提案者が開発したCAMUI（Cascaded Multistage Impinging-jet）型ハイブリッドモータを応用した、図2（下）に示すような燃料形状を採用する。CAMUI型モータは、図2（上）に示すように、二つのポートを有する燃料ブロックをポートの位相を90°ずつずらしながら軸方向に交互に配置することで衝突熱伝達を促進し、燃料流量を増加させる。一般的なハイブリッドモータではOF比を幅広く変更することは困難だが、CAMUI型であれば、図2（下）に示す3タイプの燃料ブロックを組み合わせることで、ノズル浸食に強く影響するOF比を幅広く変更出来る。

#### 2. モータスケールがノズル浸食に及ぼす影響：

スケールの影響は、主に酸素モータにより取得する。複数の推力レベルのモータを用いて燃焼実験を実施する。実験装置の基本的な構成は全ての推力レベルで同様である。

#### 3. 共同研究の発展的展開：

研究協力者であるローマ大学の D. Bianchi らとの共同研究により、ノズル浸食の予測を可能とする技術を構築する。現象が複雑なため、数値解析を単純化するための合理的な近似が不可欠である。固体ロケットでは、ノズルを流れる燃焼ガスのレイノルズ数やダムケラ数でノズル浸食が整理されているが、燃焼ガスに酸化物質を多く含むハイブリッドロケットでは化学反応の影響が強く、これらの無次元数のみでの整理は必ずしも妥当ではない。基礎燃焼学的に本機構を理解し、ハイブリッドロケットでもノズル浸食を普遍的に評価できる無次元数を見出すと共に、これに対応する数値解析を行うことで、ノズル浸食の予測を可能とする技術を構築する。

**4. ノズル浸食を抑制する技術：** ノズル浸食が起こる条件を明らかにした上で、ノズル浸食を抑制する技術を見出す。これまでの研究により有効な手法が複数見出されているが、実証データは、酸素を酸化剤とし、燃焼時間が短い条件に限られている。実験条件を先行研究よりも広げる計画である。

### 4. 研究成果

#### 1. 酸化剤の種類がノズル浸食に及ぼす影響：

酸化剤に酸素を用いた場合のノズル浸食特性は “Investigation of Graphite Nozzle Erosion in Hybrid Rockets Using Oxygen/High-Density Polyethylene.” Journal of Propulsion and Power, Vol. 36, No. 3, 2020, pp. 423–434. に纏めた。一方、亜酸化窒素を用いた場合の結果は Investigation of Graphite Nozzle Erosion in Hybrid Rockets Using N<sub>2</sub>O/HDPE. In AIAA Propulsion and Energy 2019 Forum, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2019. および “Comprehensive Data Reduction for N<sub>2</sub>O/HDPE Hybrid Rocket Motor Performance Evaluation.” Aerospace, Vol. 6, No. 4, 2019, p. 45. に纏めた。詳細についてはこれらの論文を参照されたい。ここではこれらの中から代表的な結果のみを示す。

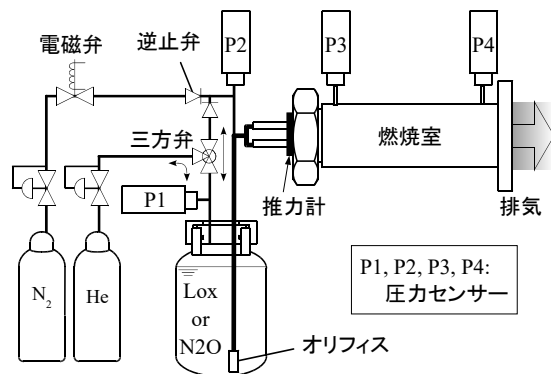


図1 地上燃焼実験装置の概要

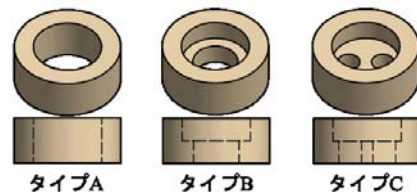
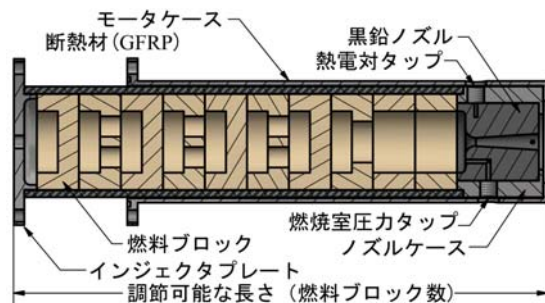


図2 地上燃焼実験用モータおよび燃料ブロック

図3に、酸素または亜酸化窒素を用いた場合の浸食開始係数の比較を示す。浸食開始係数は燃焼室圧力、OF比、およびノズルスロート壁面温度の関数で、浸食開始係数が小さいほどノズル浸食がより起こり易いことを示す。当量比を揃えて比較した場合、酸化剤に亜酸化窒素を用いた場合の方が、酸素を用いた場合よりもノズル浸食が起こり難いことが判る。一方、燃焼ガスに含まれる酸化化学種（O<sub>2</sub>、H<sub>2</sub>O、CO<sub>2</sub>等）の総モル濃度を揃えて比較すると、図4に示すように両者の差は無くなる。すなわち、亜酸化窒素を酸化剤とした場合に酸素を用いた場合よりもノズル浸食が抑制されるのは、燃焼ガス中の酸化剤化学種濃度が低下するのが理由であると考えられる。

## 2. モータスケールがノズル浸食に及ぼす影響：

モータのスケールがノズル浸食に及ぼす影響については“Investigation of Graphite Nozzle Erosion in Hybrid Rockets Using Oxygen/High-Density Polyethylene.” Journal of Propulsion and Power, Vol. 36, No. 3, 2020, pp. 423–434. に纏めた。結論としては、スケールの影響は無く、前述のノズル浸食開始係数を用いて統一的に整理出来ることを明らかにした。図5に、推力30 N級および2 kN級の3種類のモータ（2 kN級が2種類）を用いた結果を示す。モータスケールに依らず全ての結果をプロットしているが、高い相関が得られていることが解る。

## 3. 共同研究の発展的展開：

ローマ大学の数値計算グループとの共同研究の成果は、“Numerical Analysis of Nozzle Erosion in Hybrid Rockets and Comparison with Experiments.” Journal of Propulsion and Power, 2021, pp. 1–22. 等に纏めた。代表的な結果を図6に示す。横軸はOF比、縦軸は全燃焼期間中の平均のノズル浸食速度である。数値計算結果は実験結果を精度良く再現出来ていることがわかる。

## 4. ノズル浸食を抑制する技術：

上記までの研究により、ノズル浸食開始係数を臨界値以下に抑制出来れば、ノズル浸食を回避する事が出来る。ノズル浸食開始係数は燃焼室圧力、OF比、およびノズルスロート壁面温度の関数である。このうち燃焼室圧力とOF比はモータの設計により決まってしまうが、ノズルスロート壁面温度は冷却により下げることが出来る。ノズルを冷却することでノズル浸食を抑制出来る事が実験的に確認し、この結果を Evaluation of the Thermal Onset of Graphite Nozzle Erosion. In AIAA Propulsion and Energy 2020 Forum, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2020. で発表した。代表的な結果を図7に示す。Test 1, 3, および8以外はグラファイトノズルを水により外側から冷却している。黒のプロットはノズル浸食が始まった瞬間のノズル浸食開始係数を

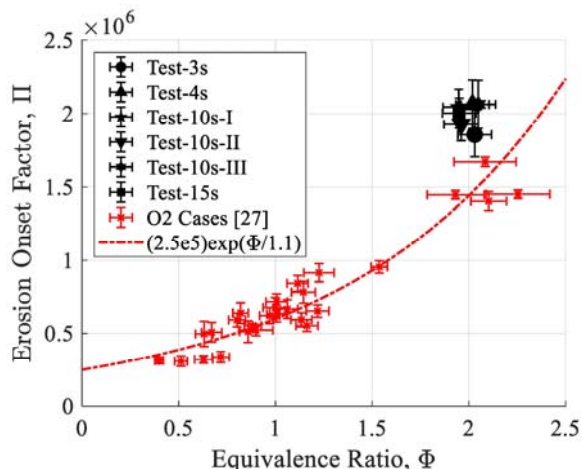


図3 浸食開始係数の比較(その1)

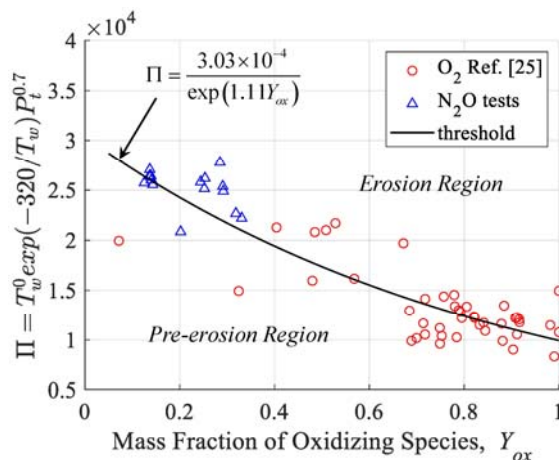


図4 浸食開始係数の比較(その2)

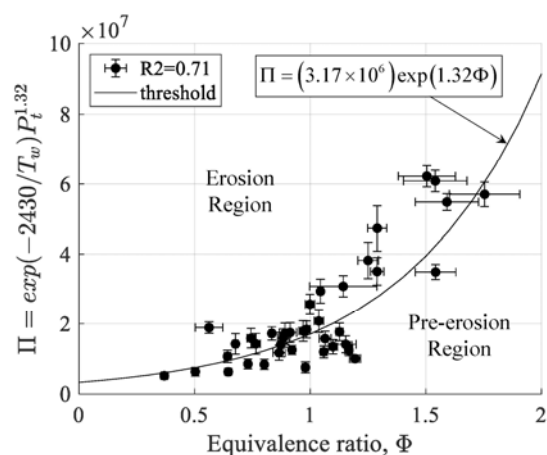


図5 ノズル浸食開始係数(全スケール)

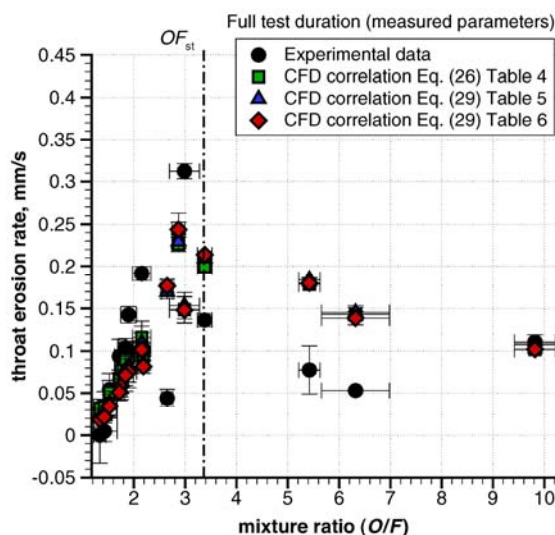


図6 実験結果と数値計算結果の比較

示すが、青のプロットの実験ではノズル浸食が起らなかったため、燃焼終了直前の値を示している。破線はノズル浸食が起こる境界を示しており、破線より上の領域ではノズル浸食が起こる。Test 5 および 7 では燃焼の全期間にわたって係数が境界を超えることは無く、ノズル浸食を抑制する事に成功した。

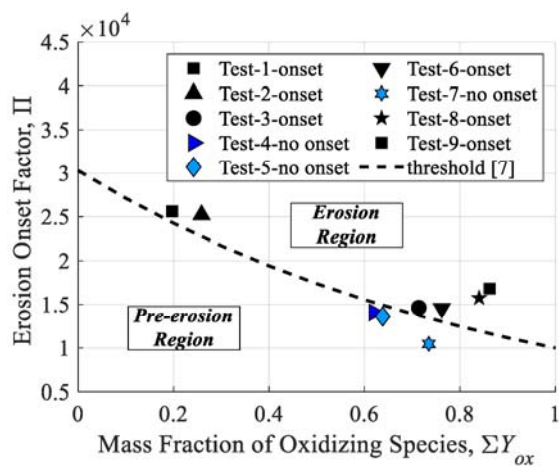


図7 浸食開始時のノズル浸食開始係数

## 5. 主な発表論文等

〔雑誌論文〕 計6件（うち査読付論文 5件/うち国際共著 2件/うちオープンアクセス 0件）

1. 著者名 Bianchi Daniele, Migliorino Mario Tindaro, Rotondi Marco, Kamps Landon, Nagata Harunori	4. 巻 38
2. 論文標題 Numerical Analysis of Nozzle Erosion in Hybrid Rockets and Comparison with Experiments	5. 発行年 2022年
3. 雑誌名 Journal of Propulsion and Power	6. 最初と最後の頁 389 ~ 409
掲載論文のDOI (デジタルオブジェクト識別子) 10.2514/1.B38547	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 Kamps Landon, Hirai Shota, Nagata Harunori	4. 巻 8
2. 論文標題 Hybrid Rockets as Post-Boost Stages and Kick Motors	5. 発行年 2021年
3. 雑誌名 Aerospace	6. 最初と最後の頁 253 ~ 253
掲載論文のDOI (デジタルオブジェクト識別子) 10.3390/aerospace8090253	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 Kamps Landon, Hirai Shota, Sakurai Kazuhito, Viscor Tor, Saito Yuji, Guan Raymond, Isochi Hikaru, Adachi Naoto, Itoh Mitsunori, Nagata Harunori	4. 巻 36
2. 論文標題 Investigation of Graphite Nozzle Erosion in Hybrid Rockets Using Oxygen/High-Density Polyethylene	5. 発行年 2020年
3. 雑誌名 Journal of Propulsion and Power	6. 最初と最後の頁 423 ~ 434
掲載論文のDOI (デジタルオブジェクト識別子) 10.2514/1.B37568	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 該当する
1. 著者名 Ito Seiji, Kamps Landon, Nagata Harunori	4. 巻 37
2. 論文標題 Fuel Regression Characteristics in Hybrid Rockets Using Nitrous Oxide/High-Density Polyethylene	5. 発行年 2021年
3. 雑誌名 Journal of Propulsion and Power	6. 最初と最後の頁 342 ~ 348
掲載論文のDOI (デジタルオブジェクト識別子) 10.2514/1.B37875	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 Kamps Landon, Hirai Shota, Sakurai Kazuhito, Viscor Tor, Saito Yuji, Guan Raymond, Isochi Hikaru, Adachi Naoto, Itoh Mitsunori, Nagata Harunori	4. 巻 0
2. 論文標題 Investigation of Graphite Nozzle Erosion in Hybrid Rockets Using Oxygen/High-Density Polyethylene	5. 発行年 2020年
3. 雑誌名 Journal of Propulsion and Power	6. 最初と最後の頁 1~12
掲載論文のDOI (デジタルオブジェクト識別子) 10.2514/1.B37568	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 該当する

1. 著者名 Kamps, Sakurai, Saito, Nagata	4. 巻 6
2. 論文標題 Comprehensive Data Reduction for N20/HDPE Hybrid Rocket Motor Performance Evaluation	5. 発行年 2019年
3. 雑誌名 Aerospace	6. 最初と最後の頁 45~45
掲載論文のDOI (デジタルオブジェクト識別子) 10.3390/aerospace6040045	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 9件)

1. 発表者名 Yuji Saito, Landon T. Kamps, Ayumu Tsuji and Harunori Nagata
2. 発表標題 Reconstruction techniques for determining O/F in hybrid rockets
3. 学会等名 AIAA Propulsion and Energy 2021 Forum (国際学会)
4. 発表年 2021年

1. 発表者名 Daniele Bianchi, Mario Tindaro Migliorino, Marco Rotondi, Landon Kamps, Harunori Nagata
2. 発表標題 Numerical Analysis of Nozzle Erosion in Hybrid Rockets and Comparison with Experiments
3. 学会等名 AIAA Propulsion and Energy 2021 Forum (国際学会)
4. 発表年 2021年

1. 発表者名 Hajime Inoue, Landon T. Kamps, Christopher P. Cadou, Shota Inoue, Yusuke Takada, Yuki Nobuhara, Harunori Nagata
2. 発表標題 Experimental Investigation of N2O/GOX Compounds as Hybrid Rocket Oxidizers
3. 学会等名 AIAA Propulsion and Energy 2021 Forum (国際学会)
4. 発表年 2021年

1. 発表者名 伊藤 聖司、Kamps Landon、永田 晴紀
2. 発表標題 グラファイトノズル浸食の熱的開始条件に関する研究
3. 学会等名 第64回宇宙科学技術連合講演会
4. 発表年 2020年

1. 発表者名 Ito Seiji, Kamps Landon T., Yoshimal Satoshi, Nagata Harunori
2. 発表標題 Evaluation of the Thermal Onset of Graphite Nozzle Erosion
3. 学会等名 AIAA Propulsion and Energy 2020 Forum (国際学会)
4. 発表年 2020年

1. 発表者名 Bianchi, D., Migliorino, M. T., Rotondi, M., Kamps, L. T., and Nagata, H
2. 発表標題 Numerical Analysis of Nozzle Heating and Erosion in Hybrid Rockets and Comparison with Experiments
3. 学会等名 AIAA Propulsion and Energy 2020 Forum (国際学会)
4. 発表年 2020年



1 . 発表者名 Landon T. Kamps, Kazuhito Sakurai, Kohei Ozawa and Harunori Nagata
2 . 発表標題 Investigation of Graphite Nozzle Erosion in Hybrid Rockets Using N2O/HDPE
3 . 学会等名 Propulsion and Energy 2019 Forum ( 国際学会 )
4 . 発表年 2019年

1 . 発表者名 Seiji Ito, Landon T. Kamps, Kazuhito Sakurai, Lisa Kageyama, Terutaka Okuda and Harunori Nagata
2 . 発表標題 Fuel Regression Characteristics in Hybrid Rockets Using N2O/HDPE
3 . 学会等名 Propulsion and Energy 2019 Forum ( 国際学会 )
4 . 発表年 2019年

1 . 発表者名 Lisa Kageyama, Landon T. Kamps and Harunori Nagata
2 . 発表標題 Effect of Aft Chamber Volume on Hybrid Rocket Combustion Efficiency
3 . 学会等名 Propulsion and Energy 2019 Forum ( 国際学会 )
4 . 発表年 2019年

1 . 発表者名 Landon Kamps , Pau Molas Roca , Erica Uchiyama , Tomohiro Takanashi , Harunori Nagata
2 . 発表標題 Development of N2O/HDPE Hybrid Rocket for Microsatellite Propulsion
3 . 学会等名 70th International Astronautical Congress ( 国際学会 )
4 . 発表年 2019年

1. 発表者名 奥田 晃崇, Landon T. Kamps, 櫻井 和人, 井上 卓, Tor Viscor, 内山 絵里香, 池田 華子, 吉丸 利, 脇田 督司, 永田 晴紀
2. 発表標題 アブレータ材料によるハイブリッドロケットノズル浸食抑制に関する研究
3. 学会等名 第57回燃焼シンポジウム
4. 発表年 2019年

1. 発表者名 吉丸 利, 永田 晴紀, 伊藤 聖司, Landon T. Kamps
2. 発表標題 冷却によるグラファイトノズルの浸食抑制効果
3. 学会等名 第57回燃焼シンポジウム
4. 発表年 2019年

1. 発表者名 伊藤 聖司, Kamps Landon, 櫻井 和人, 内山 絵里香, 影山 理沙, 脇田 督司, 永田 晴紀
2. 発表標題 超小型深宇宙探査機用ハイブリッドキックモータの開発
3. 学会等名 日本機械学会 2019年度年次大会
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	脇田 督司  (Wakita Masashi)  (80451441)	北海道大学・工学研究院・助教    (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
研究協力者	ピアンキ ダニエル  (Bianchi Daniele)	ローマ大学・Department of Mechanical and Aerospace Engineering・Associate Professor	

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