

令和元年6月24日現在

機関番号：17601

研究種目：基盤研究(B) (一般)

研究期間：2016～2018

課題番号：16H04593

研究課題名(和文) 亜酸化窒素/ジメチルエーテルを液化ガス推進剤とする高性能な二液式マイクロスラスター

研究課題名(英文) Liquified gas bipropellant microthruster using dimethyl ether and nitrous oxide

研究代表者

各務 聡 (KAKAMI, Akira)

宮崎大学・工学部・准教授

研究者番号：80415653

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)：本研究では、重量100 kg未満の小型衛星に機動性を付与する高性能なマイクロ推進機の実現のために、液化ガス推進剤(亜酸化窒素(N<sub>2</sub>O))を酸化剤、ジメチルエーテル(DME)を燃料を予混合してから供給する方式を提案し、その試作評価を行った。これまでに、推力0.4 N級の予混合型の試作機を用いて推力測定を行い、その作動の実証と性能評価を行った。また、予混合器の小型化のため、コイル型の予混合器を試作し、簡素な構造でも予混合が可能であることを数値シミュレーションにより示した。結果、最大の理論比推力(290 s)が得られる混合比において、特性排気速度効率(C\*効率)は84.5%が得られることを示した。

研究成果の学術的意義や社会的意義

現在、大学や企業により重量が100 kg程度の小型衛星が製作され、打ち上げられるようになった。小型衛星は、製作コストだけでなく打ち上げコストも大幅に削減できるため、多数の小型衛星によるコンステレーションが可能となり、比類のないミッションを実現する。一方で、適合する推進機が少なく、多くの小型衛星は弾道飛行に甘んじてきた。そこで、小型軽量で環境適合性に優れた高性能なマイクロ推進機の実現のため、毒性が極めて低い液化ガスであるため亜酸化窒素とジメチルエーテルを推進剤とし、予混合により小型化を実現することを着想した。本研究は、小型衛星に適合するロケット推進機を創出し、小型衛星の発展に資するものである。

研究成果の概要(英文)：In order to develop a high performance microthruster for small satellites, we proposed a bipropellant thruster using nitrous oxide (N<sub>2</sub>O) and dimethyl ether (DME) as propellant. The thruster has a premixer to enhance performance and downsize the thrust chamber. A 0.4-N class thruster was prototyped to show that the thruster produce thrust and to evaluate the performance. A two-turn coil-type premixer was designed to mix N<sub>2</sub>O and DME, and numerical simulation showed that the premixer mixed N<sub>2</sub>O and DME. Thrust measurement showed that characteristic velocity efficiency was 84.5% at O/F=3.5, at which the thruster theoretically produced the maximum specific impulse of 290 s.

研究分野：航空宇宙工学

キーワード：マイクロスラスター 二液式 化学推進 ジメチルエーテル 亜酸化窒素 無毒 環境適合性

## 様式 C-19、F-19-1、Z-19、CK-19 (共通)

### 1. 研究開始当初の背景

超小型衛星は、一部の例外を除き推進系を搭載しておらず、弾性飛行に甘んじてきた。というのも、従来の推進機では、四酸化二窒素(N<sub>2</sub>O)やヒドラジンなどの有毒な推進剤を利用していることから、超小型衛星に適用することが出来ないからである。そのため、環境適合性、高性能、小型かつ簡素という条件を満たす推進機が求められている。

従来の新型の宇宙機用の液体推進の研究に着目すると、一液式推進機が中心である。その例として、JAXA<sup>Ref.1</sup>のHAN (Hydroxyl Ammonium Nitrate)系 SHP-163 推進剤を用いた推進機 (理論比推力 254 秒)、ECAPS<sup>Ref.2</sup>のADN系推進機 (250 秒)、Aerojet<sup>Ref.3</sup>のHAN系 AF-M315Eを用いた推進機が挙げられる。また、超小型衛星に搭載された液体推進の例として、首都大学東京による過酸化水素を用いた一液式推進機(比推力 120 秒)があり、ほどよし1号に搭載され衛星軌道上で作動するに至っている<sup>Ref.4</sup>。一方で、以上の推進系は、環境適合性や性能が向上しているが、比推力に限界があり、蒸気圧が低い場合推進剤の供給には加圧ガスを要する。

#### <引用文献>

1. 松田竜太, 他, 平成 21 年度宇宙輸送シンポジウム, STCP-2009-36, 2009 年.
2. M. Persson, et. Al., 48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA 2012-3815, 2012.
3. R. K. Masse, et. Al., 48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA 2012-4335, 2012.
4. 佐久間, 他, 平成 26 年度宇宙輸送シンポジウム, STCP-2014-044, 2015 年.

### 2. 研究の目的

本研究の目的は、ジメチルエーテル(DME)と亜酸化窒素(N<sub>2</sub>O)を推進剤とする液化ガスマイクロスラスタを創出し、超小型衛星に機動性を付与し、高度なミッションの実現に貢献することである。具体的には次のような推進機を創出する。無毒な液化ガスである N<sub>2</sub>O と DME を推進剤とすることにより、環境適合性の向上と高比推力化(280 秒)を図る。

クライオ冷却など複雑な装置を用いず液体として推進剤を貯蔵し、また、蒸気圧により供給することによって、従来の加圧ガスとその供給系を廃して簡素な供給系を実現する。(図 1)

予混合ガス流の燃焼が高効率でありながら短距離で迅速に完結することに着目して、N<sub>2</sub>O と DME を予混合させ、気体のまま供給することにより、性能向上と小型化を実現する。

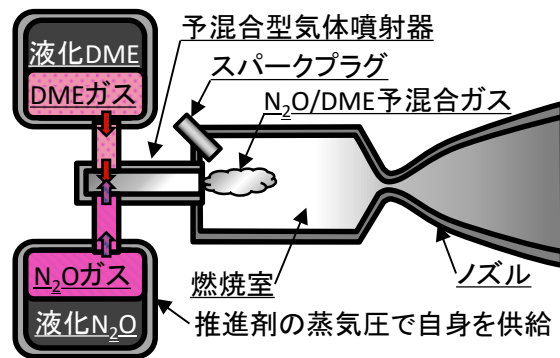


図 1 N<sub>2</sub>O/DME マイクロスラスタ

### 3. 研究の方法

本計画を遅滞なく遂行するために、1)推力や温度測定による性能評価、2)燃焼速度測定、3)内部観察による物理現象の解明を並行して進め、内部現象と燃焼特性を理解した上で合理的かつ効率的に性能向上を図る。

そこで、現有する推力測定装置を用いて試作機の性能評価を行うが、N<sub>2</sub>O/DME の燃焼に関する研究が皆無であることから、試行を繰り返し経験的に性能向上を図る。同時に、燃焼現象の解明のための内部観察、燃焼速度測定、スロットリング評価のための推力変動測定などの準備を実施する。

性能(比推力)の向上を図りながら、推進機内部の流動や燃焼に関する知見を得るとともに、燃焼速度の特性を精査して燃焼室の改良を図る。その上で、内部観察、試作評価、燃焼速度のデータを総合的に検討し設計指針を得て、超小型衛星系に適合する N<sub>2</sub>O/DME マイクロスラスタを実現する。

(1)マイクロスラスタの試作評価 推力 1N 級のプロトタイプを試作し、比推力、燃焼の安定性などの性能を評価し、推進機の温度分布測定により熱損失を算出する。このとき、推進剤流量、酸化剤燃料比、ノズルや燃焼室形状をパラメータとする。以上を基に燃焼室やノズルの改良点を検討し性能向上を図る。なお、推進機表面の温度測定において、熱電対による多点測定と現有するサーモグラフィカメラを併用し実験の効率化を図る。

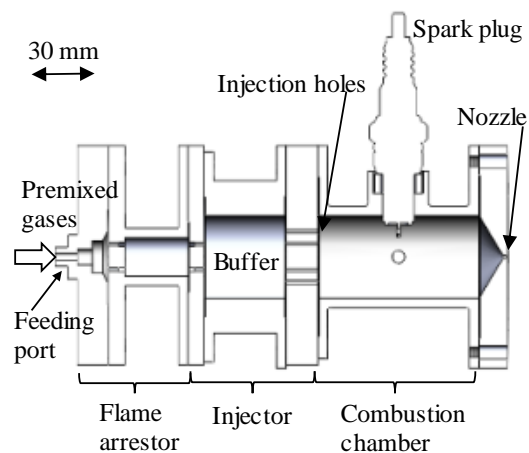


図 2 推力 0.4 N 級の推進機

(2)噴射器の試作評価 予混合型噴射器はガスバーナなどで利用されてきたが、その構造と性能は本マイクロスラスタに最適でない。そこで、 $N_2O$  や DME の特徴に適合する新方式の予混合噴射器の実現を試みる。

(3)燃焼速度計測 推進機の燃焼室や噴射器の設計には、燃焼速度が必要であるが、 $N_2O$  と DME の燃焼速度特性の測定事例は皆無である。そこで、燃焼室圧力(5 気圧前後)の燃焼容器を試作して燃焼速度を計測し、試作機の設計の効率化と性能向上を図る。

#### 4. 研究成果

##### 4.1 試作した予混合型 $N_2O$ /DME 推進機

図 2 は試作した予混合型推進機の全体図であり、目標推力は 0.4 N, 設計推力室圧力は 0.4 MPa である。 $N_2O$  と DME ガスは、コイル型の予混合器で混合される。この予混合器では、曲げ管路では、軸方向の主流だけでなく、遠心力の作用によって二次流れが生じることを利用して、 $N_2O$  と DME を混合している。

予混合ガスは、フレイムアレスタを通して噴射器へと供給される。フレイムアレスタを設けた理由として、スパークプラグ作動時に圧力スパイスが発生し、推進剤が逆流しようとしたからである。フレイムアレスタは、厚さ 10 mm のフランジの中心に  $\phi 8$  mm の孔を明け、 $\phi 1.59$  mm のステンレス球を封入し、万が一、予混合ガスが逆火してもステンレスボールで冷却し消炎する。

サージタンクは、燃焼の安定化のために使用した。燃焼が安定しても、化学反応の擾乱によって燃焼室圧力が変化すると、予混合推進剤

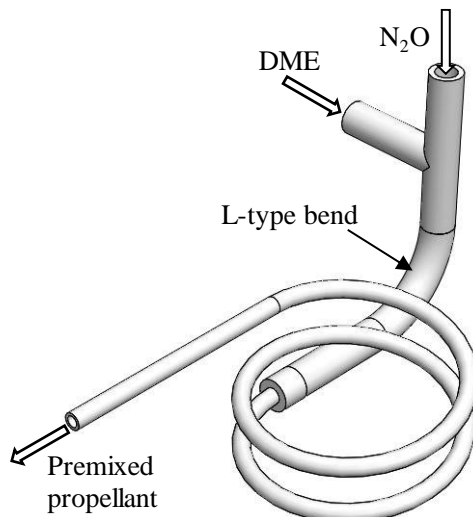


図 3 コイル型予混合器

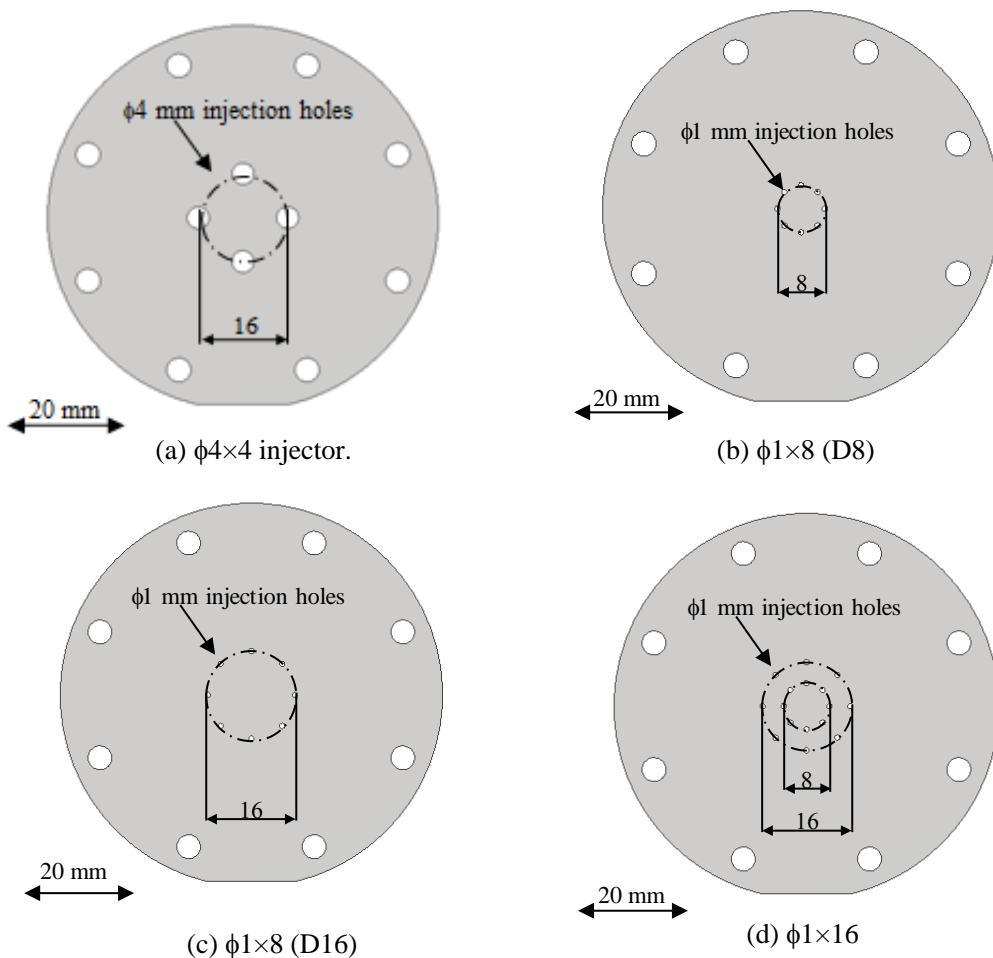


図 4 試作した噴射器

の噴射速度が変化し、火炎が吹き消えるか逆火する可能性がある。そこで、燃焼室圧力の変動を抑えるために、サージタンクを設けた。

予混合ガスは、噴射器の噴射孔から供給され、外形 26 mm、長さ 51 mm、燃焼室特性長 36 m の燃焼室に供給される。この燃焼室側面に圧力計とスパークプラグ用のポートを設けた。推力室で発生した燃焼ガスは、スロート断面積 0.785 mm<sup>2</sup>、開口比 1.3 のラバルノズルを通して排気される。なお、この開口比は、大気圧雰囲気中で推進機を設計燃焼室圧力で作動させたときに最適膨張になるように設計した。

#### 4.2 噴射器と予混合器

N<sub>2</sub>O と DME の混合のために、図 3 のような直径 35 mm のコイル型の混合器を試作した。内径 2 mm のステンレス管を 2 回巻いた形状をしており、カーブする流れにより二次流れが発生することを利用して予混合させている。なお、詳しくは後述するが、この混合器により混合できることをシミュレーションにより示した。

図 3 は、試作した噴射器である。N<sub>2</sub>O/DME 予混合ガスは、供給口から供給され、フレームアレースタを通して、サージタンク（内径 26 mm 長さ 30 mm）に流入する。その後、図 4 のような噴射孔から推進剤が燃焼室に供給される。

個々の噴射孔の数とサイズを表 1 に示す。噴射孔の個数とサイズを変更したのは、推進剤の流速を変更するためである。本推進機では、予混合ガスを使用するため、推進機内で推進剤どうしを衝突させる必要はないが、推進剤の流速と燃焼速度が一致する場所で保炎されるため、燃焼速度と推進剤の速度が近くなければならない。O/F=3.5、圧力 0.4 MPa の時の燃焼速度は不明であるが、酸化剤過多において O/F=14 (DME の体積比 6.54%)、圧力 0.4 MPa において 0.5 m/s 程度であるので、これよりも速いと考えられる。そこで、0.5~5m/s となるように噴射孔を製作した。簡単のために、N<sub>2</sub>O/DME 予混合ガスは、常温(300K)で供給され、圧力は設計燃焼室圧力(0.4MPa)で噴射孔から供給されると仮定した。

#### 4.3 試作評価と内部観察

φ4×4 や φ1×8 (D8) 噴射器では、全ての実験条件で、燃焼が不安定になった。すなわち、スパークプラグにより点火するがすぐに消炎するため、スパークプラグを作動させている間のみ断続的な燃焼が得られ、安定した燃焼を得るに至らなかった。一方で、φ1×8 (D16) や φ1×16 では、条件により安定した燃焼が得られた。すなわち、スパークプラグにより点火した後は、スパークプラグの微小放電がなくとも燃焼を維持し、かつ、推力と圧力がほぼ一定に保たれた。この時の c\*効率を図 5 に示す。O/F=3.5、推進剤流量が設計流量の 100%と 125%の時に安定した燃焼が得られ c\*効率は 84.5%となった。一方で、O/F を増加させるに伴って c\*効率は増加しているが、O/F=3.5 以上では、比推力が急激に低下するため、比推力の観点から有用ではない。よって、本実験の結果、提案する予混合型推進機で、安定燃焼と c\*効率 84.5%を得ることが出来た。

予混合器は、2 ターンのコイルを利用しているが、このような簡素な噴射器でも予混合可

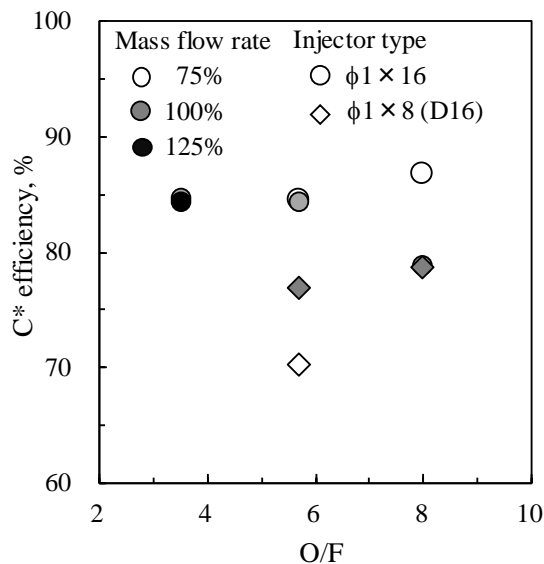


図 5 C\*効率と O/F.

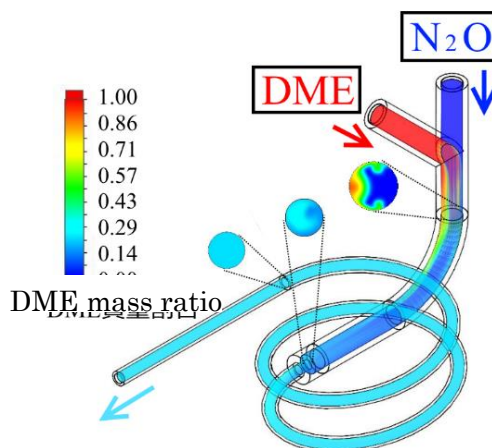


図 6 予混合器内の DME 濃度 (O/F=3.5, 推進剤流量:100%) .

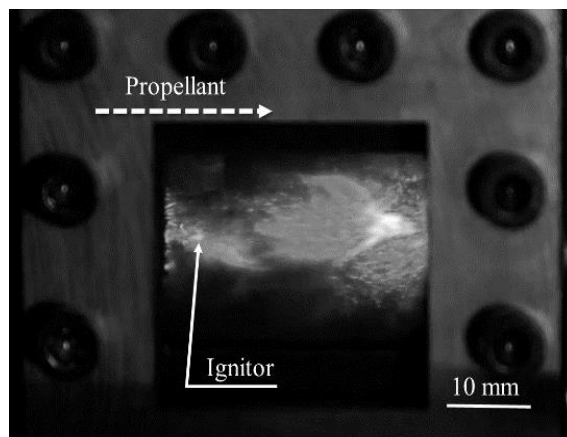


図 7 可視化推進機を用いた燃焼室内の観察.

能であることを示すため、シミュレーションを実施した。本来は、実験的に計測すべきであるが、管路の内径が 4 mm と狭隘でプローブが利用できないため、数値計算により評価した。

シミュレーションで求めた予混合器内部の DME 濃度を図 6 に示す。この時の O/F=3.5 で、DME 濃度に換算すると 22% である。図のように、混合を始めたチューブでは、DME と N<sub>2</sub>O の混合は不完全であるが、L 字型のバンドやコイル部での二次流れにより混合し、DME と N<sub>2</sub>O の混合が進んでいることが分かる。予混合器の出口の DME 濃度は 0.22 であり、完全に混合できていることが示された。

また、内部観察用の可視化推進機を試作した。すなわち、燃焼室の側面をガラスにして、その中の燃焼を高速度カメラにより観察できるようにした。図 7 は、試作した可視化推進機を他の推進機に適用した時の作動中の様子である。このように、スパークプラグにより点火した瞬間の火炎の挙動を測定できている。なお、今回は安全のために本可視化推進機を燃焼温度が低い推進機に適用して作動試験を行った。現在、予混合型 N<sub>2</sub>O/DME 推進機に適用し、内部観察を実施している。

#### 4.4 燃焼速度の計測について

予混合型の推進機において、燃焼速度は、噴射器の設計に欠かせないものである。というのも、予混合気体の火炎は、流速と燃焼速度がバランスしたときに維持されることから、噴射孔の個数や直径を決定する際に必要となる。そこで、図 8 のような球形容器型燃焼速度測定装置を利用して、燃焼速度を測定した。O/F は、14 近くでかなり希薄燃焼であるが、これは、最大の比推力が得られる O/F=3.5 では圧力上昇が急峻であったため、安全に鑑みて O/F を高くして実験を行った。図 9 に背圧と燃焼速度の関係を示す。燃焼速度は 0.4~0.8 m/s で常識的な範囲であるため、予混合ガスを安全にマイクロ推進機に適用できるといえる。

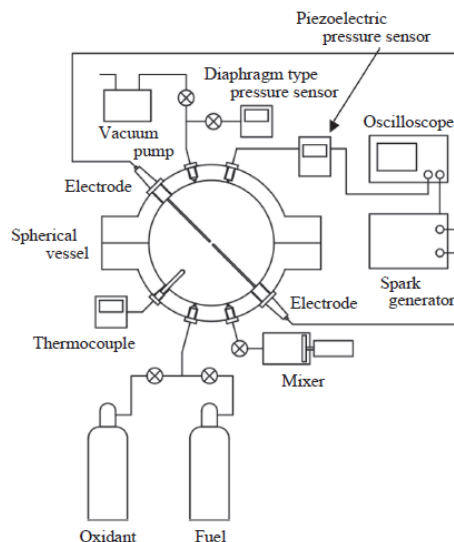


図 8 燃焼速度測定装置

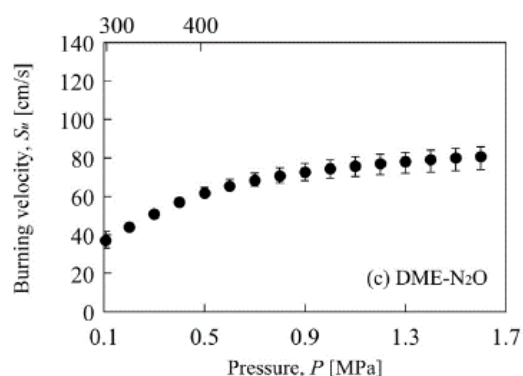


図 9 燃焼速度

## 5. 主な発表論文等

[雑誌論文] (計 3 件)

- ① Takamasa Asakura, Shouta Hayashi, Yasuyuki Yano, Akira Kakami, “Influence of Injector for Performance of N<sub>2</sub>O/DME Bipropellant Thruster,” Transactions of The Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan, Vol. 16, Issue 2, DOI: 10.2322/tastj.16.177, pp. 177-180, March 4 2018. (査読有り)
- ② Yohji Yamamoto and Takeshi Tachibana, Burning velocities of dimethyl ether (DME)-nitrous oxide (N<sub>2</sub>O) mixtures, Fuel, Vol. 217, pp. 160-165, April 2018. (査読有り)
- ③ Tasuku Uraoka, Yoshikazu Iwao, Yasuyuki Yano, Akira Kakami, “Improvement of Combustion Stability of N<sub>2</sub>O/DME Bipropellant in Vacuum,” Transactions of The Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan, Vol. 14, ISTS30, pp. Pa\_73-Pa\_81, December 2016. (査読有り)

[学会発表] (計 5 件)

1. Atsushi Kuranaga, Riku Sato, Yasuyuki Yano, and Akira Kakami, “N<sub>2</sub>O/DME bipropellant thruster with premixer,” 32nd International Symposium on Space Technology and Science, Fukui, Japan, 2017-a-59, June 15-21, 2019.
2. 倉永敦史, 佐藤颯, 矢野康之, 各務聡, “N<sub>2</sub>O/DME 予混合型二液式推進機の性能評価”, 平成 30 年度宇宙輸送シンポジウム, STCP-2018-053, 神奈川県相模原市, 2019 年 1 月 18 日.
3. 浅倉高雅, 倉永敦史, 矢野康之, 各務聡, “N<sub>2</sub>O と DME を推進剤に用いる 0.4N 級二液式推進機の混合方法による性能の向上”, 平成 29 年度宇宙輸送シンポジウム, STCP-2017-045, 神奈川県相模原市, 2018 年 1 月 18 日.
4. Takamasa Asakura, Shouta Hayashi, Yasuyuki Yano, Akira Kakami, “Influence of Injector for

Performance of N2O/DME Bipropellant Thruster,” 31st International Symposium on Space Technology and Science, Ehime, Japan, 2017-a-37, June 3-9, 2017.

5. 浅倉嵩雅, 林翔太, 矢野康之, 各務聡, “亜酸化窒素/ジメチルエーテル二液式推進機における噴射方法による性能への影響”, 平成 28 年度宇宙輸送シンポジウム, STCP-2016-009, 神奈川県相模原市, 2017 年 1 月 19 日.

〔図書〕 (計 0 件)

〔産業財産権〕

○出願状況 (計 0 件)

○取得状況 (計 0 件)

〔その他〕

ホームページ等

<https://sites.google.com/view/akira-kakami/home>

## 6. 研究組織

### (1) 研究分担者

研究分担者氏名：友松 重樹

ローマ字氏名：(TOMOMATSU, Sigeki)

所属研究機関名：宮崎大学

部局名：工学部

職名：助教

研究者番号 (8 桁)：30315353

研究分担者氏名：橋 武史

ローマ字氏名：(TACHIBANA, Takeshi)

所属研究機関名：北九州工業高等専門学校

部局名：生産デザイン工学科

職名：特命教授

研究者番号 (8 桁)：50179719

研究分担者氏名：山本 洋司

ローマ字氏名：(YAMAMOTO, Yohji)

所属研究機関名：北九州工業高等専門学校

部局名：生産デザイン工学科

職名：教授

研究者番号 (8 桁)：50707453

### (2) 研究協力者

研究協力者氏名：

ローマ字氏名：

※科研費による研究は、研究者の自覚と責任において実施するものです。そのため、研究の実施や研究成果の公表等については、国の要請等に基づくものではなく、その研究成果に関する見解や責任は、研究者個人に帰属されます。