

令和 2 年 6 月 22 日現在

機関番号：82645

研究種目：研究活動スタート支援

研究期間：2018～2019

課題番号：18H05900・19K21074

研究課題名（和文）低毒性ADN系一液式推進剤を用いた宇宙推進機に関する研究

研究課題名（英文）Study on Space Propulsion with a Low Toxicity ADN-Based Monopropellant

研究代表者

和田 明哲（Wada, Asato）

国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構・宇宙科学研究所・宇宙航空プロジェクト研究員

研究者番号：40824991

交付決定額（研究期間全体）：（直接経費） 2,100,000円

研究成果の概要（和文）：本研究では、地球周回衛星および探査機等の姿勢制御や軌道制御用の推進技術として、宇宙機の自在性獲得のため、アンモニウムジニトラミド系イオン液体および放電プラズマを応用した新たな宇宙推進技術を提案し、その要素技術の基礎研究を実施した。その結果、本プラズマ点火機構の実現可能性を実験的かつ解析的に示した。当該機構により本イオン液体のプラズマ点火に成功し電気的特性および点火特性を取得し、イオン液体供給機構の解析的検討により、当該推進機構の設計指針の取得に成功した。また、解析的に推進性能の簡易予測モデルの構築に成功した。

研究成果の学術的意義や社会的意義

本研究の成果は、放電プラズマによるアンモニウムジニトラミド系イオン液体の電気的特性と点火特性の取得および解析モデルを構築したことで、化学推進機構への適用可能性を示し、当該スラスターの設計指針を得たことである。また、イオン液体特有の電気的化学反应性を応用することで、化学推進機構のみならず、電気的なエネルギーを主とする電気推進機構への応用が期待でき、新たな宇宙推進技術の創出が可能である。また、これら宇宙推進技術の発展により、社会インフラとなっている地球観測衛星や通信衛星等の推進技術の更なる機能高度化やより遠方領域での将来宇宙科学ミッションの実現が期待できる。

研究成果の概要（英文）：Space propulsion for artificial satellites and space probes have been continuously developed and researched in the world. In this study, the energetic ionic liquid propulsion with discharge plasma has been proposed in substitution for a conventional propulsion system. The objectives of this study are to design and build the thruster with discharge plasma for the ammonium dinitramide based ionic liquid monopropellant. As a result, it was confirmed that the plasma ignition and electrolysis of this ionic liquid were experimentally observed. In addition, the liquid injectors were analysis evaluated and it was confirmed that the feasibility, the simplified analysis model of propulsive performance was built and the performance of this thruster was obtained by this analysis.

研究分野：宇宙推進工学

キーワード：Direct Current Plasma Electrolysis Ignition Combustion ADN-based Ionic Liquid Green Mono propellant Chemical Plasma Thruster Micro Propulsion System

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。

## 様式 C-19、F-19-1、Z-19 (共通)

### 1. 研究開始当初の背景

#### (1) 研究背景

本研究では、地球周回衛星や探査機等の宇宙機の姿勢制御や軌道制御用スラスタの更なる高性能化と運用性向上の実現に向け、より低毒な ADN (Ammonium dinitramide) を基剤としたイオン液体推進剤を使用した宇宙推進機の研究開発に取り組んでいる。低毒性推進剤 (Green Propellants; GPs と以降呼称) の中でも、HAN (Hydroxyl ammonium nitrate) や ADN を基剤とした一液式推進剤の研究開発が盛んに行われている。その中でも特に常温常圧下で化学的安定性を有した当該イオン液体は、ヒドラジンや他の GPs に比べ、蒸気圧および凝固点が低いため、宇宙環境下での貯蔵性に優れ、高密度かつ熱エネルギー的に高性能 (高比推力) な一液式推進剤として期待できる。一方で、これら GPs や当該イオン液体は、ヒドラジンに比べ高い性能を有するが、高性能な故に断熱火炎温度が約 1800 度以上と燃焼室内が高温かつ酸化雰囲気下に晒されるため、従来の固体触媒スラスタでは、触媒の粉砕、焼結や劣化が推進剤共通の技術課題である。これらスラスタ機構の耐久性や燃焼反応性の低下は、熱設計、触媒形状、活性物質等の材質の改善により簡単に克服出来るものではなく、推進剤の性能を固体触媒の耐熱性能に合わせて意図的に調製し開発しているのが現状であり、推進剤の点火方式および推進原理の抜本的な見直しと検討が必要である。

そこで、申請者は、これまでに国産低毒性 HAN 系推進剤 (SHP163; HAN/硝安/水/メタノール=73.6%/3.9%/6.2%/16.3%) の燃焼反応を誘起できる新たな点火機構として、放電プラズマを応用した研究に取り組んできた。同軸円筒形上の電極を設け、その電極中にプラズマ生成ガスを導入し、直流電源により電極間に強電界を発生させ、プラズマ生成ガス (アルゴン) を電離 (プラズマ化) させる。その生成したプラズマ中に推進剤を投入することで、推進剤の燃焼反応を誘起する機構となっている。これまでの自らの研究成果として、SHP163 の保炎および繰り返し点火可能な放電プラズマ点火機構を確立した。また、世界に先駆けて、15 秒間の真空下定常作動に成功し、推力 0.5N を達成し、各因子の影響評価により 0.2N-1N 級 HAN 系スラスタの設計指針および実現可能性を示した。

#### (2) 研究課題

推力 0.7N から 1N 相当の流量において、特性排気速度 (C-star) 効率が約 41% と低く、SHP163 の反応が不十分であると示唆される。現状の設計燃焼室圧力 0.4 MPa (1.0 MPa 以下) では、水の蒸発潜熱が HAN の分解熱を上回るため、HAN の分解が抑制されている可能性がある。よって、SHP163 を十分に反応させる (C-star 効率の向上を図る) には、設計燃焼室圧力を 1.0 MPa 以上に設定する必要がある。しかし、設計燃焼室圧力を 1.0 MPa 以上とした場合、高圧ガス保安法により小型衛星や超小型衛星への適用は困難である。また、1.0 MPa 付近の圧力下で、線燃焼速度が急激に上昇することが報告されていることから逆火の危険性がありスラスタへの適用が困難である。そこで、SHP163 と同等に低毒かつ高性能 (高密度かつ高比推力) な国産の ADN 系イオン液体推進剤に注目した。しかし、ADN 系推進剤の電気的特性および放電プラズマによる点火特性は、明らかになっていない。

### 2. 研究の目的

本研究では、地球周回衛星の姿勢制御や軌道制御から、より遠方領域かつ長期運用の超小型宇宙機の推進制御による探査自在性の獲得のため、高性能化かつ運用性向上による超小型推進系の実現を目指し、低毒性 ADN 系イオン液体推進剤を使用した宇宙推進機の研究開発に取り組んでいる。その中で本研究課題では、ADN 系イオン液体推進剤の点火および保炎が可能な機構の確立を目指し、放電プラズマによるイオン液体の点火特性および電気的特性を取得すること、また

当該点火機構を使用したスラストの設計指針および実現可能性を示すことを目的とし研究を実施した。

### 3. 研究の方法

本研究では、以下、(1)～(3)の研究内容と方法により実施した。

- (1) ADN系イオン液体推進剤の点火特性および電気的特性の実験的な評価。
- (2) 当該推進剤の供給機構に関する解析的な検討評価。
- (3) 化学的反応経路の観点による複数組成の混合気相領域における当該スラスト機構の推進性能予測モデルの構築と検討評価。

### 4. 研究成果

先述の研究目的および方法により研究期間全体を通じて得られた主な成果は、以下、(1)～(3)の通りである。

#### (1) ADN系イオン液体推進剤の点火特性および電気的特性の実験的な評価について

ADN系イオン液体の電気的特性および放電プラズマによる着火特性は、明らかになっておらず着火機構の技術課題として、放電プラズマによる着火および燃焼メカニズムは、解明できていないことが挙げられる。宇宙推進系の着火機構として、推進剤を繰り返し（再現良く）着火かつ定常的な燃焼を誘起させる必要があるため、イオン液体推進剤の着火および燃焼に支配的な因子の把握は、不可欠であると考えられる。本実験では、大気圧下および減圧環境下において、液体推進剤が流れ場を有さないオープンカップでの着火試験を実施した。本実験は、ADN系イオン液体推進剤(ADN-EILP442; ADN/MMAN/Urea = 40%/40%/20%)の電気的特性(絶縁破壊電圧、プラズマ化の可否)および着火の有無を実験的に評価することを目的とした。

- ① 大気圧環境下において、イオン液体の直接的な絶縁破壊および着火に成功した。着火試験中に本着火機構の下流部より、白煙および火炎の発生が確認され、同時に圧力上昇が確認された。一方で、絶縁破壊前に電極間での円面放電と思われる挙動が放電波形により確認された。したがって、電極間のジュール加熱により、イオン液体が加熱され熱分解を促進する結果となったと考えられる。
- ② 減圧環境(10Pa程度)下において、大気圧環境下と同様にイオン液体のプラズマ化に成功した。第1図は、減圧環境下におけるオープンカップ燃焼試験時の電圧、電流、当該機構内部の圧力および試験容器内の圧力波形である。また、第2図は、本試験時のプラズマおよび反応気体の様子である。本試験時の電圧印加開始から終了までに、真空槽内の圧力が少なくとも80Paの圧力上昇が確認された。これは、イオン液体の着火により発生した反応ガスに起因するものと示唆される。
- ③ 今回計測した放電波形(第3図)より、イオン液体に対し直接的に絶縁破壊を起こし、凝縮相における発熱反応と電気分解により生じたガスを種として、プラズマを生成したと考えられる。また本実験では、直流電源により放電を形成しているが、高い電気抵抗を有するイオン液体およびその分解ガスを媒体とすることでパルス的かつ非定常的に放電が形成されたと考えられる。

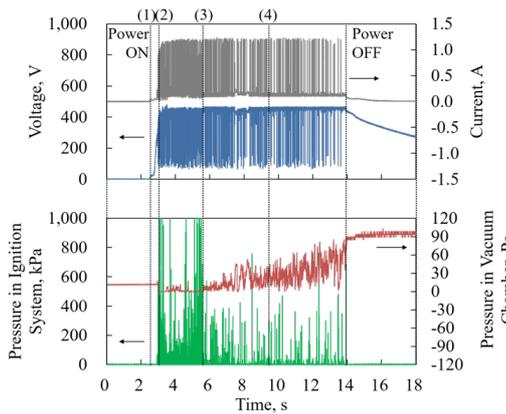
#### (2) 当該推進剤の供給機構に関する解析的な検討評価について

本イオン液体では、液化のために溶媒として水やアルコール類を調製しておらず、固体物質同士を共融させて液化させていることから、他の推進剤に比べ高粘性を有する。そのため、50 mg/s から 500 mg/s の推進剤流量で供給可能な機構の選定とその供給方法の妥当性を解析的に検証した。本研究では、主に旋回型、無衝突噴射型、衝突噴射型の3種について評価した。また、宇宙機搭載の推進システムの検討において、推進剤の供給に必要な押ガス圧力

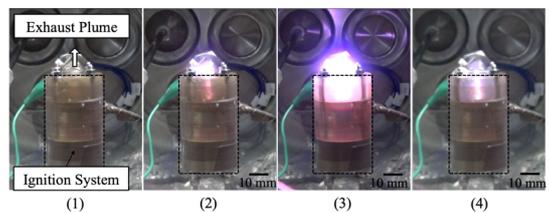
は、調圧式またはブローダウン式など加圧ガス方式により選定されるが、ここでは 0.1MPa から 2.0MPa の圧力領域で検討を行った。本条件下では、旋回型および無衝突噴射型で供給機構としての有効性を解析的に確認することができた。

(3) 化学的反應経路の観点による複数組成の混合気相領域における当該スラスタ機構の推進性能予測モデルの構築と検討評価について

放電プラズマによる推進剤の反応因子の基本的な反応因子として、圧力、温度、流れ場、電場、各種ラジカル、イオン、電子、中性粒子等の励起原子/分子などが挙げられる。更に細分化すると、化学反応速度、熱/プラズマ輸送等のプラズマ物理特性が支配的な因子として挙げられる。これらの反応因子を考慮した上で、燃焼反応およびプラズマ反応のカップリングを行う必要がある。イオン/分子反応および電子衝突反応に比べ、燃焼反応が反応速度律速となることから、活性ラジカル種や励起原子/分子による反応経路を整理、把握することが重要となる。本研究では、性能予測モデルの構築および本解析モデルによるスラスタ設計への応用を目指し、ある分解・燃焼温度における気相領域での化学種と組成割合を算出するため、化学反応シミュレーションソフト CHEMIKIN-Pro 内の Premixed Burner Model を用いた。雰囲気圧力 0.4 MPa における燃焼温度に対する分解ガスおよび燃焼ガス組成の質量割合を計算した。ここで、本解析で対象とする推進剤は、ADN-EILP442 とした。また、本モデルでは、原子および分子の電離/解離反応が考慮出来ていない。そのため、簡易化のため H、H<sub>2</sub>、N<sub>2</sub>、H<sub>2</sub>O、NO、N<sub>2</sub>O、NO<sub>2</sub>、NH<sub>3</sub>、CO、CO<sub>2</sub> の各電離/解離反応についてのみ考慮し、相互作用を無視して、内部エネルギーを算出した。また本イオン液体の分解は、硝酸アンモニウムの解離温度を超えることで開始されることから、初期温度条件は硝酸アンモニウムの解離温度としている。以上の結果より、予想される組成を基に燃焼室とノズル間のエンタルピー変化から比推力を算出した。第 4 図は、化学反応シミュレーションによる燃焼室温度と混合気体組成の質量割合の関係を示した計算結果である。ADN-EILP442 の断熱火炎温度時の組成質量割合は、化学平衡計算結果とほぼ一致した。第 5 図は、ADN 系高エネルギーイオン液体の一つである ADN、MMAN、urea から成るイオン液体の分解反応から燃焼反応までに想定される化学反応経路を示した図である。本反応経路は、生成物の割合を解析することで、主要な素反応を選定した。燃焼温度分布が大きく 3 つに大別できることが分かっており、硝酸アンモニウムの分解後、1<sup>st</sup> flame zone、plateau zone、2<sup>nd</sup> flame zone の温度領域に分けら

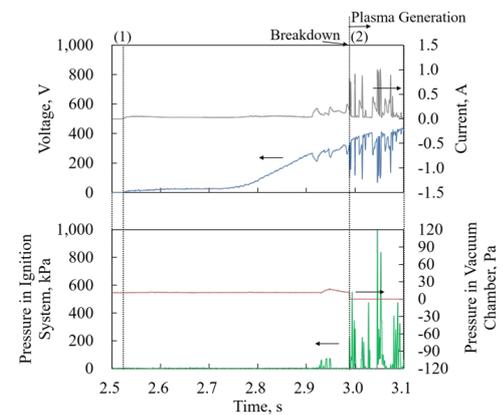


第 1 図 減圧環境下オープンカップ燃焼試験結果



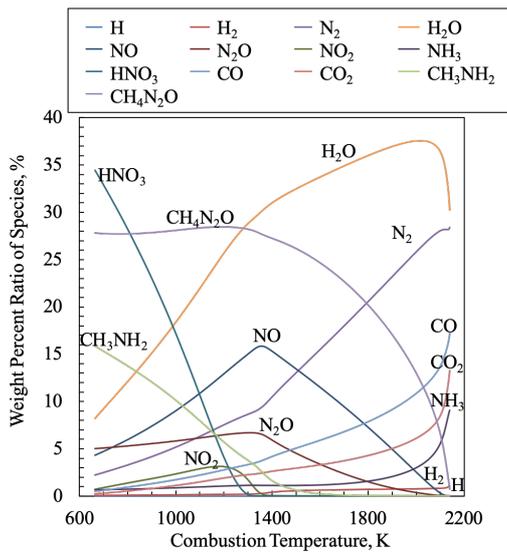
第 2 図 減圧環境下オープンカップ燃焼試験時のプラズマおよび反応気体の様子

示した図である。本反応経路は、生成物の割合を解析することで、主要な素反応を選定した。燃焼温度分布が大きく 3 つに大別できることが分かっており、硝酸アンモニウムの分解後、1<sup>st</sup> flame zone、plateau zone、2<sup>nd</sup> flame zone の温度領域に分けら

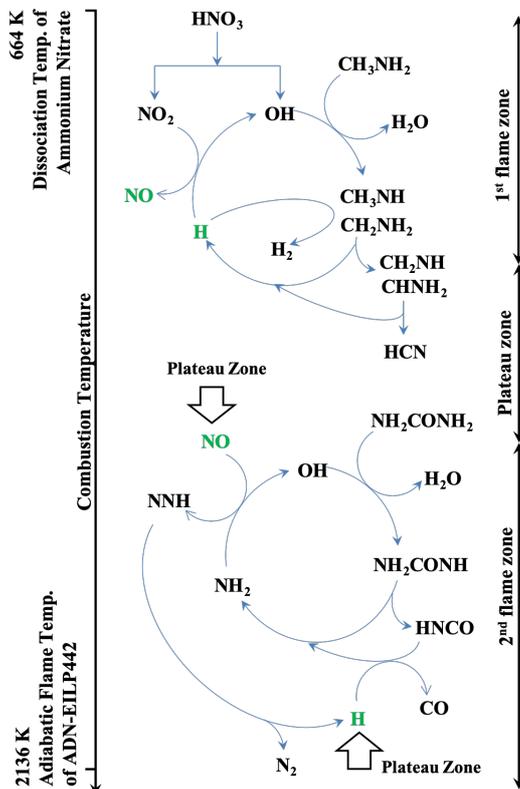


第 3 図 減圧環境下オープンカップ絶縁破壊およびプラズマ生成時の各波形

れる。各反応領域において、OH ラジカルがメチルアミンや urea との反応に強く寄与している。硝酸アンモニウムの解離温度 (664 K) から  $\text{HNO}_3$  および  $\text{CH}_3\text{NH}_2$  の顕著な消費が確認でき、第 5 図に示した反応経路の様に  $\text{NO}_2$  および OH ラジカルの反応が支配的に進行していることが予想される。燃焼温度 1354 K 付近にて、 $\text{CH}_4\text{N}_2\text{O}$ 、 $\text{N}_2\text{O}$ 、 $\text{NO}$  が主に消費され、それと同時に  $\text{N}_2$  の生成が確認できる。本結果を基に、718 K、1354 K、1800 K、2316 K (ADN-EILP442 の断熱火炎温度) の 4 点における生成エンタルピを算出し、比推力に換算した。第 6 図は、投入電力および推進剤供給量と比推力の関係を示した図である。化学平衡計算による比推力値は、250 秒であることから、断熱火炎温度まで燃焼反応が進み、プラズマ加速させた場合、本計算条件では約 75% の比推力向上が確認できる。また、分解または燃焼途中でのエンタルピ変



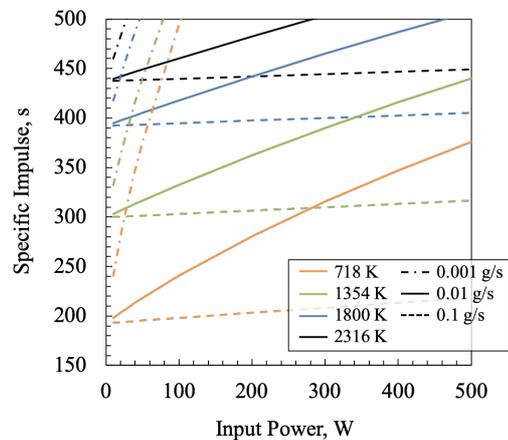
第 4 図 ADN-EILP442 の燃焼温度領域と各組成における気体質量割合の関係



第 5 図 ADN-EILP442 の気相領域における主反応経路

化量および比電力 (投入電力と推進剤質量の比) は、完全燃焼 (断熱火炎温度) に達した時に比べ減少し、比推力値に顕著に影響していることが分かる。

以上のように本研究で得られた成果は、放電プラズマによる ADN 系イオン液体の電気的特性と点火特性の把握や解析的なモデルを構築したことで、化学推進機構への適用可能性を示し、当該スラスタの設計指針を得た。イオン液体特有の電気的化学反应性に適しており、その分解した反応気体や燃焼反応気体の気相領域での気体力学的な電熱加速、凝縮相領域での直接的な電気分解およびそのイオンや電子の電界加速などのプラズマ推進方式に応用が可能である。本研究は国内外において、一線を画す技術基盤の基礎研究であり、新たな宇宙推進システム構築への礎と成り得る。本研究の今後の展望として、化学的特性と電気的特性を加味した推進剤の設計とプラズマ推進機構への応用により、宇宙推進システム全体として横断的な研究への発展が期待できる。



第 6 図 比推力と投入電力の関係

5. 主な発表論文等

〔雑誌論文〕 計2件（うち査読付論文 0件/うち国際共著 0件/うちオープンアクセス 1件）

1. 著者名 和田 明哲、伊東山 登、羽生 宏人	4. 巻 JAXA-RR-19-003
2. 論文標題 超小型宇宙機搭載に向けた一液式推進系のトレードオフ評価	5. 発行年 2020年
3. 雑誌名 JAXA Research and Development Report: Technical Report of The Research Activity for High Energy Materials 2019	6. 最初と最後の頁 11-16
掲載論文のDOI（デジタルオブジェクト識別子） 10.20637/JAXA-RR-19-003/0002	査読の有無 無
オープンアクセス オープンアクセスとしている（また、その予定である）	国際共著 -

1. 著者名 Wada Asato and Habu Hiroto	4. 巻 AIAA 2020-1895
2. 論文標題 Electric Ignition Characteristics of an Ammonium-Dinitramide-Based Ionic Liquid Monopropellant with Discharge Plasma	5. 発行年 2020年
3. 雑誌名 AIAA Scitech 2020 Forum	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） 10.2514/6.2020-1895	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3件（うち招待講演 0件/うち国際学会 1件）

1. 発表者名 和田 明哲、羽生 宏人
2. 発表標題 放電プラズマによるADN系イオン液体推進剤の着火検討
3. 学会等名 平成30年度 宇宙科学に関する室内実験シンポジウム
4. 発表年 2019年

1. 発表者名 Asato Wada and Hiroto Habu
2. 発表標題 Electric Ignition Characteristics of an Ammonium-Dinitramide-Based Ionic Liquid Monopropellant with Discharge Plasma
3. 学会等名 AIAA Scitech 2020 Forum（国際学会）
4. 発表年 2020年

1. 発表者名 和田 明哲、伊東山 登、羽生 宏人
2. 発表標題 高エネルギーイオン液体推進剤を用いた放電プラズマスラストの簡易性能解析
3. 学会等名 第63回宇宙科学技術連合講演会
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