

科学研究費助成事業（科学研究費補助金）研究成果報告書

平成24年 6月15日現在

機関番号：82645

研究種目：基盤研究(A)

研究期間：2009年度～2011年度

課題番号：21246127

研究課題名(和文) HAN系推進剤を用いた宇宙飛翔体用低毒性推進系の研究

研究課題名(英文) Research of a low toxicity propulsion system for space craft using HAN propellant.

研究代表者

堀 恵一 (Hori Keiichi)

独立行政法人宇宙航空研究開発機構・宇宙科学研究所・教授

研究者番号：40202303

研究成果の概要(和文)：

本研究は宇宙飛翔体用推進剤に、従来の推進剤と比較して低毒性かつ高性能な HAN(Hydroxyl Ammonium Nitrate)系推進剤を搭載することを課題としたものである。HAN系推進剤は触媒着火、電気着火、電気推進により、軌道変換や姿勢制御、軌道保持に適した推力の大きさや効率に対応できるものである。本課題では、全ての方式において着火に成功し、フライトモデルを検討するために必要な基礎データ取得を完了した。今後、様々なミッション要求に適応した形態のスラスタ開発に移行して軌道上実証を目指す。

研究成果の概要(英文)：

The objective of this study is application of HAN based propellant to thruster of space craft. As compared with the current propellant, Hydrazine, toxicity is low and specific impulse is high. With catalyst ignition, electric ignition, and electric propulsion, HAN based propellant can achieve the thrust and the specific impulse appropriate to maneuver the orbit, to control the attitude, and to keep the orbit. As the results of these studies, HAN propellant was able to be ignited in all systems. The obtained characteristics of the ignition and the combustion are useful to design and to test a flight model. In the future, thruster based on these results will be developed, and will be tested on the orbit.

交付決定額

(金額単位:円)

	直接経費	間接経費	合計
21年度	17,200,000	5,160,000	22,360,000
22年度	11,000,000	3,300,000	14,300,000
23年度	7,100,000	2,130,000	9,230,000
総計	35,300,000	10,590,000	45,890,000

研究分野:航空宇宙工学

科研費の分科・細目:総合工学、航空宇宙工学

キーワード: HAN、推進、低毒性、人工衛星、スラスタ、触媒、電気推進、直流アークジェットスラスタ

1. 研究開始当初の背景

従来、宇宙飛翔体用1液スラスタの推進剤に多く用いられているヒドラジンは、発がん性を有するため、作業現場において濃度が厳しく規制されており、防護服の着用や安全確保のための検知器の設置など、危険作業に対応するための高額な運用費用を必要とする。そのため、世界的にも低毒性推進剤であるグリーンプロペラントに注目が集まっている。

本研究では、ヒドラジンにかわる低毒性推進剤である HAN(Hydroxyl Ammonium Nitrate)に着目した。HAN系推進剤はヒドラジンを超える性能

を有し、かつ低毒性であることから、海外の宇宙機関でも活発に研究されている。しかし、その燃焼速度の速さから燃焼を制御しきれずに、未だヒドラジンの代替レベルに至っていない。

研究代表者はこれまでに多くの研究を重ね、HAN系推進剤にメタノールを添加することで、融点・密度・比推力の全てでヒドラジンを上回り、燃焼特性に優れ、使用温度域での粘度が実用域という、高性能のまま反応速度が実用レベルに達した HAN系推進剤を世界に先駆けて開発することに成功した。これを用いた宇宙飛翔体用推進系の研究を行い、これまで切望されてき

た安全でかつ高性能な宇宙飛行体の実現という課題に取り組む。これが実現されると宇宙開発が簡便なものとなり、より一般的な市場の構築に寄与できる。

2. 研究の目的

本研究で目指すものは、低毒性かつ高性能な HAN 系推進剤を宇宙用飛行体の推進系へ搭載することである。

HAN 系推進剤は、1 つの推進剤で触媒着火、電気着火、アーク放電着火に対応できる特性を持っている。それぞれの特性を活かした推進系を開発するための設計パラメータを取得し、HAN 系推進剤による統合型推進系を目指して基礎データの取得を行うことを目的とする。

(1) 着火機構と特性

触媒着火は、従来のヒドラジン 1 液推進系に用いられているもので、昇温して活性化させた触媒に推進剤を噴霧することで分解反応が急激に進行して着火する機構である。このシステムは、停止・再着火・パルス作動が燃料の噴射制御のみに依存するシステムであり、ロケット分離後の軌道変換などの中規模推力に適している。

電気着火は高電圧で放電したスパークを着火源にする方法である。触媒層などを省略できるなど、構造が簡素化される。このシステムでは噴霧している HAN 系推進剤に対して放電することで火をつけるものであるため、極めて短時間のパルス燃焼が可能であり、高精度姿勢制御で必要とされるミニマムインパルスビットを極めて小さくできる。

アーク放電着火は内部に陽極と陰極を構成し、その極間にアーク放電を発生させて作動ガスを加熱し、生成したプラズマをノズルで膨張させて高エンタルピー超音速流を発生させるものである。高比推力であり、長期的に軌道保持が必要なミッションに適している。

(2) HAN 系推進剤統合型推進系

それぞれの着火方法においてフライトモデルの開発に必要なスラスタの基礎研究を推し進める。そして将来的に、HAN 推進剤タンクを共用して、ミッションから求められる運用を各々の推進系の組合せで実現できる統合型推進系の開発を目指す。そのために、HAN 系推進剤を用いたスラスタの基礎データを取得・蓄積する。

3. 研究の方法

HAN 推進剤を使用した統合型推進系の研究を進めるにあたり、着火方式毎に分けて基礎データを取得する研究方法をとることとした。それぞれの着火方式毎の研究の進め方について以下に示す。

(1) 触媒着火機構の研究手法

HAN と共に、ブレンドしたメタノールについても共通で分解できる触媒をオープンカップ試験およびスラスタ燃焼試験により検討し、両成分を効率的に分解できる触媒および燃焼器内部の設

計パラメータを明らかにする。そして、燃焼器形態において、触媒が劣化せずに触媒反応が維持される触媒温度に保持できる燃料流量パラメータを取得する。また、触媒の低温活性の検討にも着手し、室温の触媒において反応性を確認する

得られた設計パラメータを基に、燃焼器より上流の供給系を含む推進系システムを製作し、気球実験機を用いて高度約 35km における低温 (-40℃) 低圧環境下の高高度燃焼試験に供試して、より宇宙環境に近い状況での試験を行う。

(2) 電気着火機構の研究手法

推力 1N クラスの推進機内の圧力上昇は 20 気圧程度となるため、真空環境から比較的高圧下における幅広い圧力環境下での放電プラズマの生成・維持が必要となる。そこで大気圧プラズマに着目し、その生成を試み、性質、特性を調査して、大気圧付近において低電力で放電が維持できるか確認する。

そこで得られた知見を基に HAN 系推進剤の分解反応について、放電周波数や投入エネルギーの影響評価を行う。また、微小容器内での放電による HAN 系推進剤の分解を試み、推力の発生を確認する。さらに、放電プラズマによる反応誘起機構の構築を目的として反応誘起に低周波プラズマを用いた周波数や投入電力の影響評価も行なう。そして、熱エネルギーおよび電気エネルギーによる分解反応性の違いを評価するために、熱エネルギーのみで分解反応を誘起させ、プラズマを適用した場合と比較・性能評価を行う。

(3) アーク放電着火機構の研究手法

HAN 系推進剤の燃焼生成物である H_2O 、 CO_2 、 N_2 を用いて 10kW 級直流アークジェットスラスタの噴射実験を行って、基礎放電特性、放電電極の損耗状態、作動安定性を調べる。電極構造を変化させて電極間距離を変化させ、45° 円錐状陰極や半球状陰極、純タングステン円錐状陰極などにおいて放電電圧の変化や安定作動について評価を行う。

さらにアーク放電で HAN 系推進剤の燃焼を促進する推進機の研究に関して、対向した電極にアーク放電を誘起し、そのプラズマに HAN 水溶液を噴霧することで、触媒を用いなくとも燃焼反応が誘起されるかを確認する。

これらの試験結果を基にして性能向上を目指して改良を行うこととする、10kW 級直流アークジェットスラスタで HAN 系推進剤分解ガスによる噴射実験を行ない推進効率等のデータを取得して評価する。これらの結果を踏まえ、ガスジェネレータを組み込んだ実機システムを構築し、作動実験を繰り返し、システムの高い安定性を実証していく。

4. 研究成果

各々の着火方式で得られた研究成果をそれぞれについて以下に示す。

(1) 触媒着火スラスタ

スラスタ形態(図 1)での燃焼試験を実施し、推進剤を微粒化することにより、ヒドラジンと同様の触媒着火方式で着火および燃焼維持が可能であることを確認した。

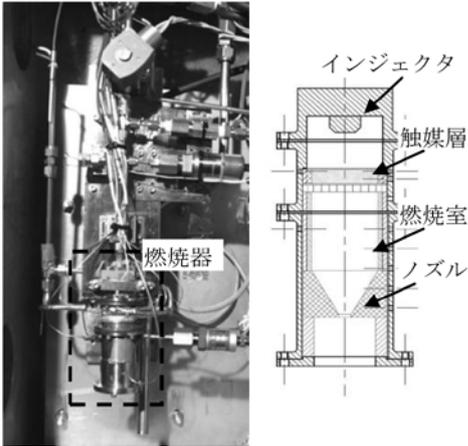


図 1: 実験装置外観(左)と触媒着火スラスタ断面図(右)

各種パラメータの着火・燃焼特性に与える影響を取得し、HAN 系推進剤の燃焼が安定する理想的な燃焼室内の温度場(図 2)を得た。この理想的な温度場に基づき、触媒層長および推進剤流量の最適化を行った結果、地上燃焼試験において 30 秒間の連続燃焼を達成した。また、同時に触媒層長と推進剤流量が燃焼特性に及ぼす影響を取得することができた。

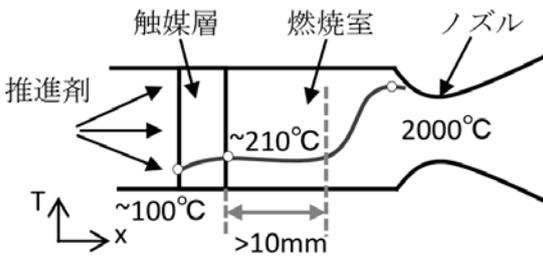


図 2: 理想的な燃焼器内の温度場

この地上試験の結果を踏まえ、大気球を利用した飛行実験システムの実証実験(BOV 3 号機)において、高度 35km で燃焼試験を実施した。 -40°C の低温環境下で着火および安定した燃焼が確認され、ヒドラジン同等の比推力で地上燃焼試験を再現する 30 秒間の連続燃焼を達成した。(図 3)これらの研究成果により、HAN 系推進剤を用いた触媒着火スラスタを宇宙機へ搭載することが現実的であることが示された。

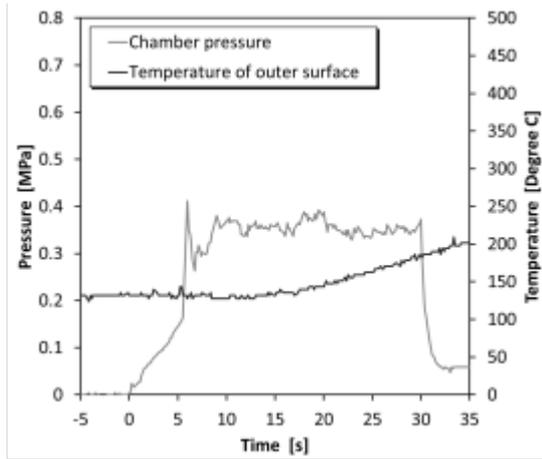


図 3: 高度 35km での燃焼試験における燃焼圧力および燃焼室外壁温度履歴

(2) 電気着火スラスタ

放電プラズマによる HAN 系推進剤の分解反応誘起・維持を行う機構に関する研究では、針電極や球状電極を使ったグロー放電や、低周波プラズマジェットと HAN 系推進剤の反応量評価を実施した。

針電極放電によるオープンカップ実験では、針電極先端と推進剤表面との間で安定した放電を確認した。50W 程度の電力で 10^{-1}g/s 程度の推進剤の反応量を確認した。また、周波数依存性を調べたところ、高周波数ほど高い反応量が得られた。この反応量は 1N スラスタに必要な反応量に相当するため、放電プラズマを使った分解促進機構の有用性を示している。しかし、反応生成物やジュール加熱による電極の損耗も確認され、長時間放電では放電が不安定になることも確認された。

He ガスを用いた低周波プラズマジェットの電極位置や流量、周波数、印加電圧による点火特性を調べた。金属製の He 配管を用いたグロー放電の点火には周波数に依存せず高電圧が必要で、ガラス製配管を用いた誘電体バリア放電の点火には高周波と高電圧が必要であることが分かった。図 4 のような電極と HAN 系推進剤の配置で、両放電が点火する条件のもと、HAN 系推進剤を放電管に暴露した結果、表 1 のとおりグロー放電の場合に $10^{-2}\sim 10^{-1}\text{g/s}$ 程度の反応を確認した。このときの放電電力は既存の触媒スラスタと同程度であった。低周波プラズマジェットは低電力で比較的高いプラズマ密度が達成できるとともに、比較的簡素な構造であることから、推進機への適用も有用であると考えられる。

以上、放電プラズマによる反応量の評価を行い、反応誘起機構の有効性を示したとともに、RCS スラスタの設計に重要な指針・課題を明らかにした。

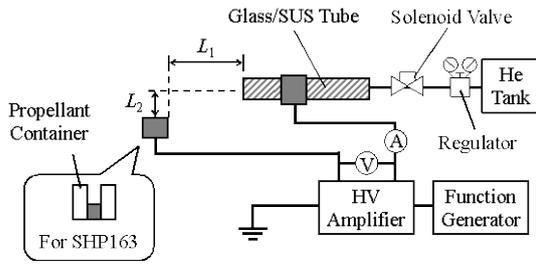


図4：低周波プラズマジェット生成装置

表1:反応量結果

	周波数 [Hz]	反応量[g/s]
誘電体バリア 放電(ガラス管)	100	4.3×10^{-5}
グロー放電 (金属管)	5 K	1.4×10^{-4}
	100	1.8×10^{-2}
	5 K	4.0×10^{-1}

(3) アーク放電着スラスタ-1

本研究では、直流アークジェットスラスタの推進剤として、HAN 系推進剤の適合性を調べた。まず基礎実験用に使用してきた推進剤供給系を用いて、実際に液体として HAN 系推進剤、または HAN 系推進剤の分解ガス(H_2O 、 CO_2 、 N_2)、比較対象として窒素を供給し、アークジェットを作動させた。さらに、スラスタ実機システムに用いられるガスジェネレータを組み込み作動実験を行った。これらの基礎実験より直流アークジェットスラスタの性能特性を調べ、HAN 系推進剤の適合性を検討した。

実験装置の概略図を図5に示す。本研究で用いた真空チャンバは内径1.2m、長さ2mの円筒形で、材質はステンレスである。真空チャンバ内の排気はロータリーポンプ((株)大阪真空機器製作所、P600、排気速度600m³/h)とメカニカルブースタ((株)大阪真空機器製作所、R6002、排気速度6000m³/h)を併用して行う。真空チャンバ内部の圧力はピラニ真空計を用いて測定する。最高到達真空度は1Pa前後である。直流アークジェットスラスタは真空チャンバ内に設置されており、作動ガス、電力、冷却水は真空チャンバ側面のフランジを介してチャンバ内に取り込まれる。推力測定方法は剛体振り子式である。

使用した水冷式直流アークジェットスラスタは図6に示すように、ノズル形状をした銅製のアノード、純タングステン製のカソード、および両電極を絶縁するテフロンとマコールの絶縁材から構成されている。カソードは銅製のカソードホルダー、アノードは真鍮製のアノードホルダーで固定されている。アノードノズル部とカソードホルダーは水冷されている。作動ガスはカソード根元部分から旋回流として供給される。

得られた主な成果を以下にまとめる。

① 基礎実験用に使用してきた推進剤供給系を用いて、HAN 系推進剤の分解ガス、比較対象として窒素を供給し、アークジェットを作動させた。両推進剤ともに45V、105Aの条件で、投入電力は4.73kWであった。分解ガスでは、噴射時の推

力72.7mN、比推力460.6sec、推進効率3.48%となった。窒素ガスでは、噴射時の推力205.6mN、比推力392.6sec、推進効率11.4%であった。窒素ガスの推力と推進効率がHAN系推進剤のそれらより大きい、比推力はHAN系推進剤の場合が高く、ヒドラジンアークジェットスラスタの500secに近い値が得られた。しかしながら、本実験の水冷式アークジェットは熱損失が大きく、推進効率が輻射冷却式アークジェットと比べて小さくなることを考慮しても、推進効率は低すぎるので今後構造上の改善が必要と考えられる。

② 液体状態にてHAN系推進剤を供給した場合、推力は220.6mN、比推力は308.4sec、推進効率は5.67%となった。HAN系推進剤分解ガスの性能と比べると少し悪いが、液体供給の様々な損失を考慮するとまずまずの性能である。また10分間の連続作動においても安定した放電、およびプルームが観察された。しかしながら、カソードの損耗は比較的大きく、10分の作動で陰極先端が1mm程度後退した。今後カソード寿命の向上が必要である。

③ スラスタ実機システムに採用されている、ガスジェネレータを導入し、HAN系推進剤を気化し、一定量で供給、また推進剤を加熱することによる性能向上を図った。その結果、ガスジェネレータによるHAN系推進剤の噴射に成功することができた。しかしながら、ガスジェネレータの触媒層温度を上昇させることで推力がマイナスにシフトしてしまい、正確に推力が測定できなくなった。噴射停止後もしばらくは推力シフトが大きくなるが、さらに時間が経つと推力シフトは解消された。この原因として、ガスジェネレータからの熱入力による、テフロンホース等から荷重発生、ロードセルの出力シフト、スラストスタンドの歪みなどが考え、実験装置の改良が必要である。

以上のように、HAN系推進剤によるアークジェットスラスタの安定作動、基礎性能の取得に成功したが、性能向上、寿命改善のためのスラスタ本体構造の改良、実験装置システムそのものの改良などが必要であることがわかった。これらは今後短期間に十分対応可能であると考えられる。

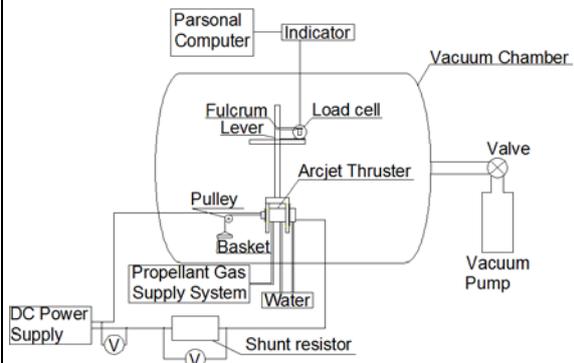


図5：アークジェットスラスタ実験装置

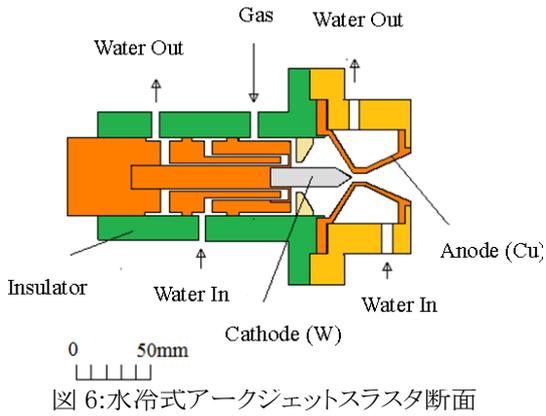


図 6:水冷式アークジェットスラスタ断面

(4) アーク放電着火スラスタ-2

アークプラズマを用いた HAN 系推進薬の支援燃焼に関する研究に関しては、図 7 のような試作機を製作し、その作動を実証するとともに推力測定により性能を評価した。

アークプラズマ源と推進機を試作して、窒素を用いた同軸型噴射機により HAN 系推進薬を霧化し、窒素ガスをアークジェットの作動流体として実験を行った。結果、図 8 のように HAN 系推進薬を供給すると推力室の圧力が上昇した。このことから、プラズマ支援燃焼を用いた HAN 系一液式推進機の作動を実証したといえる。

また、燃焼の完了度を示す指標である特性排気速度効率(c^* 効率)を推力室圧力から求めた。図 7 のようにプラズマジェットと HAN 系推進剤を 90° の対向角度で衝突させた時、 c^* 効率は約 90%にまで達していた。

さらに、垂直振り子型の推力測定装置を製作して推力測定を行った。この結果、図 8 のように圧力上昇とともに推力が増加し、提案する方式により推力を生成できることを示した。

性能に関しては、大気圧下における理論比推力は約 160 s であるにもかかわらず、実験では比推力は約 50 s 程度に留まった。この理由として c^* 効率が低いことが原因としてあげられる。図 9 は、 c^* 効率と推力の関係である。 c^* 効率の増加に伴って推力が若干であるが増加している。推力は、理論推力に比して低く 0.45 N 程度である。また、一般に c^* 効率は 90%を超えるのに対し、今回の実験では 53~80 %にとどまった。以上より、比推力が理論値を下回った一因が、低 c^* 効率、すなわち、燃焼が完了していないことであることを示唆していると言える。

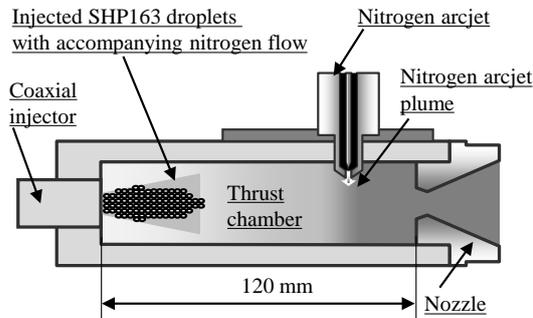


図 7: 試作した推進機

なお、これまでの研究で同実験条件下において c^* 効率が 90 %以上に達していた。よって、高い c^* 効率で推進機が作動するように実験装置を整えることにより、さらなる性能向上が可能であると考えられる。

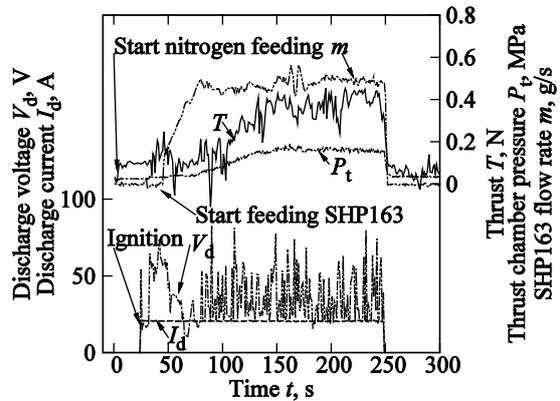


図 8: 放電電圧・電流、推力室圧力、推力、HAN 系推進薬の質量流量の履歴

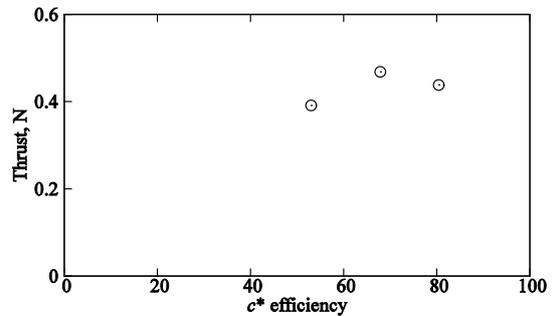


図 9: c^* 効率と推力の関係

5. 主な発表論文等

[雑誌論文] (計 4 件)

- ① [Junichiro AOYAGI](#), [Yuta MATSUURA](#), [Toru TAJIKA](#) and [Haruki TAKEGAHARA](#), “Atmospheric Pressure Plasma Formation for Green-Propellant Reaction”, *Frontier of Applied Plasma Technology*, 4-1, pp.35-36, 2011, 査読有
- ② [Akira Kakami](#), [Natsuki Yamamoto](#), [Keisuke Ideta](#) and [Takeshi Tachibana](#) “Design and experiments of a HAN-based monopropellant thruster using arc-discharge assisted combustion”, *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan*, 10, Pa_13-Pa_17, 2011, 査読有,
- ③ [T. Katsumi](#), [R. Matsuda](#), [T. Inoue](#), [N. Tsuboi](#), [H. Ogawa](#), [S. Sawai](#), [K. Hori](#), “COMBUSTION CHARACTERISTICS OF HYDROXYLAMMONIUM NITRATE AQUEOUS SOLUTIONS”, *International Journal of Energetic Materials and Chemical Propulsion*, Vol. 9, Issue 3, pp. 219-231, 2010, 査読有

- ④ T. Katsumi, H. Kodama, T. Matsuo, J. Nakatsuka, K. Hasegawa, K. Kobayashi, H. Ogawa, N. Tsuboi, S. Sawai, K. Hori, “Combustion Characteristics of HAN-based Liquid Monopropellant - Combustion mechanism and application to thruster-“, Combustion, Explosion, and Shock Waves, Springer, Vol. 45, No. 4, pp. 442-453, 2009, 査読有

[学会発表] (計 10 件)

- ① Toshiaki Iizuka, Minori Komatsu, Toru Tajika, Junichiro Aoyagi, Haruki Takegahara, and Taiichi Nagata, “Fundamental Study on Low Frequency Plasma Jet for HAN based Propellant,” Asia Joint Conference on Propulsion and Power, Xi’an, China, 2. Mar. 2012.
- ② Katsuya Fujita, Nobuyuki Tanaka, Hiroshi Miyake, Hirokazu Tahara, Taiichi Nagata and Ideo Masuda, “Performance Characteristics of DC Arcjet Thrusters Using Low Toxicity Propellant HAN,” Asian Joint Conference on Propulsion and Power (AJSP) Xi’an, China, AJCPP2012-004, 2.Mar.2012
- ③ 出田啓介, 石橋拓也, 各務聡, 橋武史, “HAN系一液式推進剤にプラズマ支援燃焼を用いた小型スラスタ”, 平成23年度宇宙輸送シンポジウム, STCP-2011-033, 神奈川県相模原市, 2012年1月19日
- ④ Hirokazu Tahara, Yusuke Okamachi, Katsuya Fujita, Kazuya Nakagawa, Masamichi Naka, Taiichi Nagata and Ideo Masuda, “Compatibility Study of Low Toxicity Propellant Gas “HAN” for DC Arcjet Thrusters,” 32nd International Electric Propulsion Conference (32nd IEPC), Kurhaus, Wiesbaden, Germany, IEPC-2011-036, 13. Sept. 2011.
- ⑤ T. Katsumi, K. Hori, “HAN based green propellant. Application and its Combustion Mechanism”, 7th International Seminar on Flame Structure, Novosibirsk, Russia, 14.7. 2011
- ⑥ 松田竜太, 勝身俊之, 井上朋, 中塚潤一, 長谷川克也, 小林清和, 澤井秀次郎, 堀恵一, 水書稔治, “HAN系スラスタの開発 - 高高度燃焼試験-”, 平成22年度宇宙輸送シンポジウム, 2011年1月21日
- ⑦ 山本夏輝, 出田 啓介, 各務聡, 橋武史, HAN系一液式推進剤にプラズマ支援燃焼を用いた小型推進機, 平成22年度宇宙輸送シンポジウム, STCP-2010-074, 神奈川県相模原市, 2011年1月20日
- ⑧ T. Katsumi, R. Matsuda, T. Inoue and K. Hori, “Combustion Wave Structure of Hydroxylammonium Nitrate Aqueous Solutions”, 46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Nashville, TN, 27. Jul. 2010
- ⑨ Yuta Matsuura, Toru Tajika, Junichiro Aoyagi, and Haruki Takegahara, “STUDY ON DECOMPOSITION OF GREEN PROPELLANT WITH ATMOSPHERIC PLASMA FOR PLASMA CHEMICAL THRUSTER,” 61st International Astronautical Congress, Prague, Czech, 29. Sept. 2010.
- ⑩ Hirokazu Tahara, Yusuke Okamachi, Sadanori Nakagawa and Taiichi Nagata, “Compatibility Study of Low Toxicity Propellant Decomposed Gas for DC Arcjet Thrusters,” 31st International Electric Propulsion Conference, University of Michigan, Michigan, USA, IEPC-2009-257, 2. Sept. 2009.

6. 研究組織

(1)研究代表者

堀 恵一(Keiichi Hori)
独立行政法人 宇宙航空研究開発機構・
宇宙科学研究所・教授
研究者番号:40202303

(2)研究分担者

- ① 竹ヶ原 春貴(Haruki Takegahara)
首都大学東京システムデザイン研究科
研究者番号:20227010
- ② 青柳 潤一郎(Junichiro Aoyagi)
首都大学東京システムデザイン研究科
研究者番号:10453036
- ③ 橋 武史(Takeshi Tachibana)
九州工業大学工学研究院・教授
研究者番号:50179719
- ④ 各務 聡(Akira Kakami)
九州工業大学工学研究院・助教
研究者番号:80415653
- ⑤ 田原 弘一(Hirokazu Tahara)
大阪工業大学工学部・教授
研究者番号:20207210

(3)連携研究者

- ① 澤井 秀次郎(Shujiro Sawai)
独立行政法人 宇宙航空研究開発機構・
宇宙科学研究所・準教授
研究者番号:30270440
- ② 長田 泰一(Taiichi Nagata)
独立行政法人 宇宙航空研究開発機構・
研究開発本部・開発員
研究者番号:40421862
- ③ 中塚 潤一(Junichi Nakatsuka)
独立行政法人 宇宙航空研究開発機構・
宇宙科学研究所・開発員
研究者番号:00462896