

低毒性一液式推進剤を用いた 1N 級プラズマロケット エンジンの真空燃焼試験

○和田明哲, 前田洋志, 進藤崇央, 渡邊裕樹, 竹ヶ原春貴 (首都大学東京)
Email: Rcs@astak3.sd.tmu.ac.jp

Vacuum Firing Test of 1N-Class Green Monopropellant Plasma Rocket Engine

Asato Wada, Hiroshi Maeda, Tahahiro Shindo, Hiroki Watanabe, Haruki Takegahara
Tokyo Metropolitan University, Hino, Tokyo, 191-065, JAPAN

Green monopropellant thrusters have been continuously developed as replacement for conventional hydrazine thrusters. An ignition system by utilizing discharge plasma of swirling noble gas for green monopropellants has been proposed in substitution for the solid catalyst. Objective of this study is to evaluate thrust performance of thruster with discharge plasma ignition system by the measurement of thrust and pressure under vacuum. Stable operation was confirmed under vacuum. In addition, at initial argon gas mass flow rate of 0.15 g/s and initial SHP163 mass flow rate of 0.48 g/s, steady thrust and increased pressure were 0.31 N and 0.25 MPa, respectively.

Keywords: Discharge Plasma Ignition System, RCS Thruster, HAN-based Monopropellant, Green Monopropellant

I. 研究背景

近年では、人工衛星における姿勢制御用一液式推進剤スラスタとして、HAN (Hydroxyl Ammonium Nitrate)系推進剤を用いたスラスタの研究開発が活発に行われている。¹⁻³ HAN 系推進剤は、ヒドラジンに比べ、高密度および高比推力であることから低毒かつ高性能な一液式推進剤として注目されている。そのため、HAN 系推進剤は、推進剤充填時の取り扱いコストの削減や推進システム全体の質量削減に大きく寄与する事が期待されている。⁴ 日本では、その低毒性推進剤の一つである HAN 系推進剤 SHP163 (HAN / AN / Water / MeOH = 73.6 / 3.9 / 6.2 / 16.3 by weight percent) が開発された。⁵

従来の姿勢制御用スラスタでは、イリジウム系の固体触媒を用いた点火システムが一般的である。予熱した固体触媒に推進剤を接触させる事で反応を誘起するため、構造が簡素であり信頼性が高い。一方で、HAN 系推進剤に従来の触媒を用いた場合、その高い火炎温度と酸化雰囲気下により、触媒の粉砕や劣化が報告されてい

る。^{6,7} これらの問題を解決するため、従来の触媒の耐熱性等を含めた性能向上、または、従来の触媒に代わる新たな点火システムの開発が望まれてきた。近年では、耐熱性を向上させた LCH-240 と呼ばれる触媒が Aerojet - Rocketdyne 社によって開発された。⁸ 2016 年内には、その触媒を用いた HAN 系スラスタの軌道上での作動試験が予定されている。¹ また、日本国内においても、固体触媒の研究開発が進められているが、その反応性および燃焼室圧力の応答性が悪く、触媒が劣化し易い事が報告されている。^{2,9} そこで本研究では、従来の固体触媒からの脱却を目指し、放電プラズマを用いた点火システムに着目し研究を行ってきた。^{10, 11} 放電プラズマ点火システムにより、世界に先駆けてプラズマによる HAN 系推進剤の燃焼反応が確認された。¹⁰ この点火システムは、プラズマと推進剤を接触させる事により反応を誘起する事から、予熱せずに反応を開始させる事(コールドスタート)が可能である。また、放電プラズマとのラジカル生成の促進効果による推進剤の支援燃焼も期待できる。

II. 研究目的

過去の研究において、プラズマ生成ガスの旋回強度が SHP163 の安定燃焼(保炎)に強い影響を与える事が明らかになった。¹¹ また、これまでの点火システムの電極部を旋回流型インジェクタと組み合わせることにより主容積の約 50%程度まで小型化を行った結果、点火確率の向上に成功した。本研究では、この小型化した放電プラズマ点火システムの下流部にスロートを設け、真空中での燃焼試験を実施したので報告する。また、本研究は、放電プラズマ点火システムを用いた HAN 系スラスタの真空中での作動確認および推力と圧力測定による推進性能の評価を目的とした。

III. 実験装置および条件

放電プラズマ点火システムを用いた HAN 系スラスタの概略図を Fig. 1 に示す。この点火システムの放電部は、高電圧電極 (Anode)、旋回流型インジェクタ (Swirl Injector, 形状スワール数 6.7) を兼ねたグラウンド電極 (Cathode) および絶縁体 (Insulator) で構成されている。点火システムの下流部にはスロートを設けているが、本実験ではダイバージェントノズルを適用していないため、膨張比は、1 である。また、推進剤供給機構 (Propellant Injector) には、推進剤衝突型のダブルレットタイプインジェクタを採用している。スラスタを構成する全てのコンポーネントは、同軸形状である。

Figure 2 に実験装置の概略図を示す。推力測定装置は、主に 2 枚の板ばね (Spring Plate)、スラスタの固定台とロードセル (Load Cell, 共和電業製 LTS-200GA-M2) により構成され、これにより燃焼試験時の推力を測定した。推力較正には、滑車 (Pulley) および重り (Weight) を用いて、その重りを変化させることでロードセルへの負荷を変化させ推力値の較正を行った。また、アルゴンガス配管側に圧力センサ(長野計器製 KH-15)を設置し、燃焼試験時のスラスタ内部の圧力変化を測定した。

本研究の目標推力および燃焼室圧力は、それぞれ 0.74 N (膨張比: 1), 0.4 MPa とした。この時の SHP163 の流量は 0.48 g/s である。また、アルゴンガス流量は、0.15 g/s と設定した。SHP163 およびアルゴンガスの供給圧力は、それぞれ 0.43 MPa, 0.60 MPa である。ここで、SHP163 およびアルゴンガスの流量は、実験前後に大気圧下で測定した平均値である。真空槽内は、50~500 Pa 程度まで減圧し、燃焼試験を行った。また、プラズマ生成のための直流電源の最大印加電圧および制限電流の設定値は、それぞれ 2 kV, 0.8 A である。

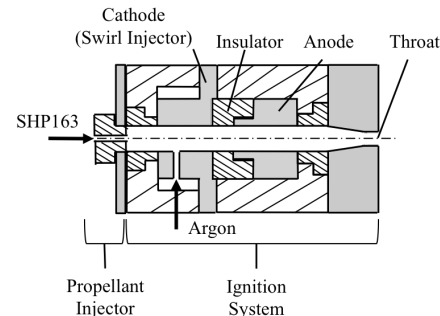


Fig. 1. Overview of thruster with discharge plasma ignition system.

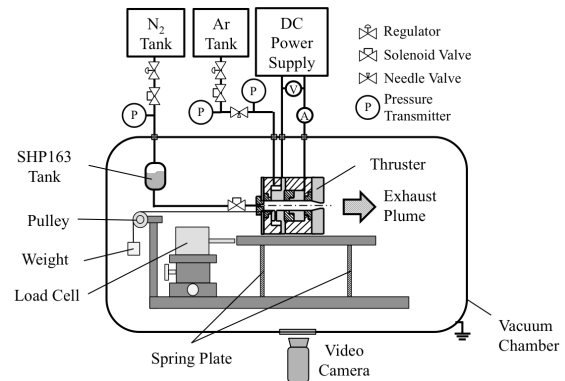


Fig. 2. Schematic of experimental apparatus.

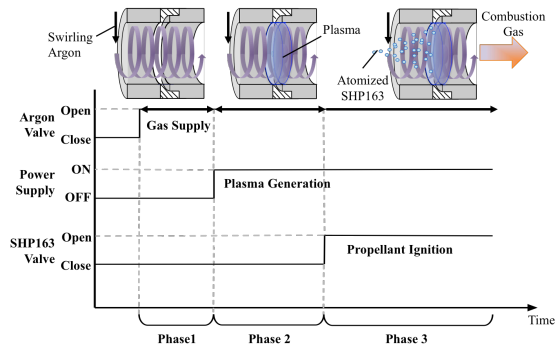


Fig. 3. Propellant ignition sequence.

Figure 3 に推進剤の点火シーケンスを示す。点火シーケンスは、Phase 1 から Phase 3 に分けられる。Phase 1 では、プラズマ生成のためのアルゴンガスを投入し、Phase 2 において直流電源により電圧を印加しプラズマを生成する。Phase 3 において、推進剤をプラズマに対して噴射し、推進剤の燃焼反応を誘起する。実験終了時はこの逆シーケンスで行った。

本研究では、プラズマ生成 (Phase 2) および燃焼時 (Phase 3) の平均消費電力 P を算出するため、下記の式を用いた。

$$P = \frac{1}{t_f - t_i} \sum_{t_i}^{t_f} V_{(i)} I_{(i)} \Delta t \quad (1)$$

ここで、 t_i および t_f は、Phase 2, 3 の開始および終了時間、 Δt はデータサンプリング周期を表し 1.0 ms に固定している。 $V_{(i)}$ および $I_{(i)}$ は放電電圧および電流の瞬時値である。

また、スラスタの燃焼効率を評価するため、 c^* (特性排気速度) 効率 η_{c^*} は、下記の式を用いた。

$$\eta_{c^*} = \frac{P_c A_t / m'_{SHP163}}{c^*_{CEA}} \quad (2)$$

ここで、 P_c は、燃焼室圧力、 A_t は、スロート断面積、 m'_{SHP163} は SHP163 の質量流量、 c^*_{CEA} は理論特性排気速度を表す。また、 c^* 効率は、SHP163 の燃焼反応のみを考慮し、 c^*_{CEA} は推力係数 1.24、燃焼室圧力 0.40 MPa、凍結流れを仮定し NASA-CEA により算出した。

IV. 実験結果

SHP163 流量 0.48 g/s、アルゴンガス流量 0.15 g/s において真空燃焼試験を実施した結果、スラスタの定常作動が確認された。Figure 4 に示すように推進剤の供給時には、スラスタ下流部よりブルームが確認された。また、スロート部より噴射されたジェット下流部において、マッハディスクが確認された。Figure 5 に燃焼試験時の放電電圧および電流波形を示す。アルゴンプラズマ生成 (Phase 2) 時の平均消費電力が 76 W であるのに対し、推進剤供給時 (Phase 3) には、平均消費電力が 415 W であった。推進剤供給時の消費電力の増加は、プラズマによる推進剤の燃焼反応に起因すると考えられる。

Figure 6 に燃焼試験時の推力および圧力波形を示す。推力および圧力波形において、0 秒時点でアルゴンガスがスラスタに供給されている状態であり、その際の推力および圧力は、それぞれ 0.06 N、0.02 MPa である。推進剤供給中の平均推力および圧力は、それぞれ 0.29 N、0.25 MPa であった。また、定常推力および圧力は、それぞれ 0.31 N、0.27 MPa であった。燃焼試験時の推力および圧力波形から定常的な作動が確認された。また、Phase 2 時の圧力波形は、放電ノイズの影響だと考えられる。Phase 1 から Phase 3 の圧力変化は、0.25 MPa である。この時の圧力変化は、アルゴンガス配管上流部で測定

した値である。このため、測定した圧力変化は、スワールインジェクタのオリフィス部やアルゴンガス配管での圧力損失により、燃焼室内の圧力変化に比べて小さい事が推測される。この時

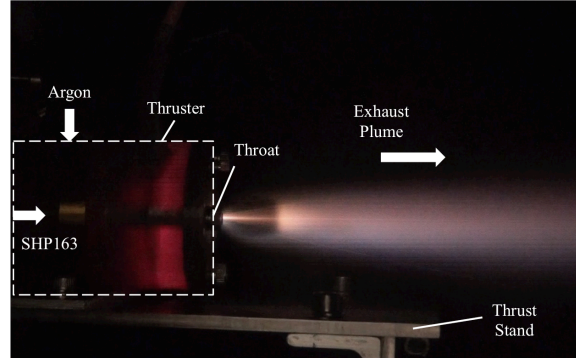


Fig. 4. Photograph of vacuum firing test.

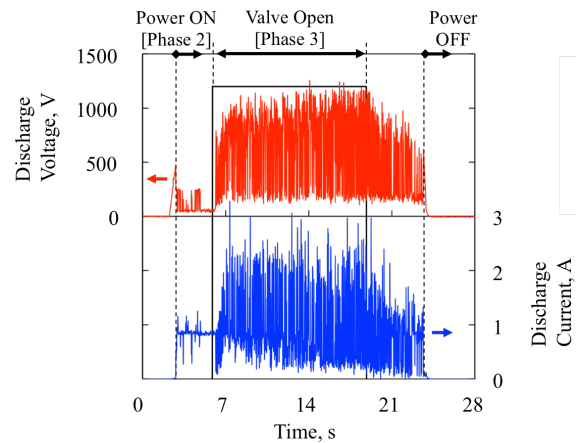


Fig. 5. Discharge waveform of vacuum firing test.

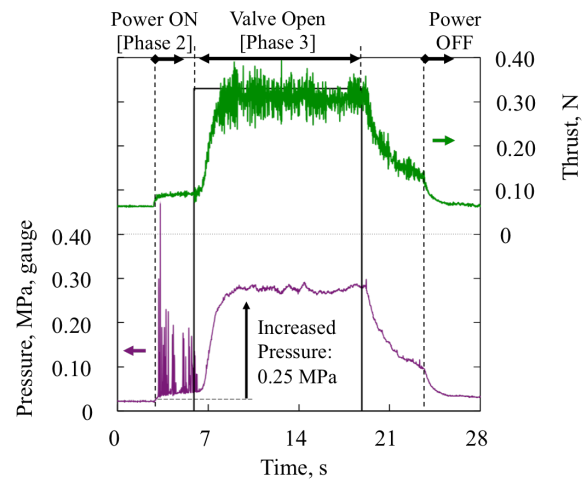


Fig. 6. Thrust and pressure waveform of vacuum firing test.

の圧力変化 0.25 MPa を燃焼室圧力と仮定すると、 c^* 効率は、47 %である。 c^* 効率が低いことから、燃焼室内での SHP163 の反応が不十分であったと考えられる。

また、本実験の SHP163 の供給圧力は、0.43 MPa であるため、スラスタ内部の圧力上昇により、SHP163 の供給が不安定な状態にあったと考えられる。

V. 結論

放電プラズマ点火システムを用いた HAN 系スラスタの真空燃焼試験により以下の結果が得られた。

- ・ 真空下において、12 秒の定常作動が確認された。
- ・ SHP163 供給時の定常推力およびスラスタ内部の圧力変化は、それぞれ 0.31 N, 0.25 MPa が確認された。また、SHP163 の流量が 0.48 g/s で供給されていたと仮定すると、その時の c^* 効率は、47 %である。

References

¹ Robert Masse, et al., “GPIM AF-M315E Propulsion System”, 51th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2015.

² Rachid Amrousse, et al., “New HAN-based mixtures for reaction control system and low toxic spacecraft propulsion subsystem: Thermal decomposition and possible thruster applications”, Combustion and Flame, Volume 162, p.2686-2692, 2015.

³ Michael Tsay, et al., “Development Status and IU CubeSat Application of Busek’s 0.5N Green

Monopropellant Thruster”, 28th Annual AIAA/USU, Conference on Small Satellites, 2014.

⁴ Robert L. Sacheim, et al., “Green Propulsion Advancement: Challenging the Maturity of Monopropellant Hydrazine”, Journal of Propulsion and Power, Vol. 30, No. 2, March-April 2014.

⁵ S. Togo, et al., “IMPROVEMENT OF HAN-BASED LIQUID MONOPROPELLANT COMBUSTION CHARACTERISTICS”, 2nd High Energy Materials (HEMs 2004), Belokuriha, Russia, 2004.

⁶ Mark D. Fokema, et al., “THERMALLY STABLE CATALYST AND PROCESS FOR THE DECOMPOSITION OF LIQUID PROPELLANTS, U.S. Patent, US 20070184971, Aug.9 2007.

⁷ Taiichi Nagata, et al., “Preliminary Design and Experiment for Gas Generator of HAN Based Propellant”, JSASS-2012-4191, 57th Symposium on Space Science and Technology, 2012. (In Japanese)

⁸ R. K. Masse, et al., “A New State-of-The-Art in AF-M315E Thruster Technologies”, 48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2012.

⁹ T. Katsumi, et al., “HAN-Based Green Propellant, Application, and Its Combustion Mechanism”, Combustion, Explosion, and Shock Waves, Vol. 48, No. 5, pp. 536-543, 2012.

¹⁰ Asato Wada, et al., “Basic Characteristics of Discharge Plasma Ignition System for RCS Thruster with Green Propellant”, Space Transportation Symposium, STCP-2013-063, 2014. (in Japanese)

¹¹ Asato Wada, et al., “Effect of Geometric Swirl Number of Discharge Plasma Catalyzer on Green Monopropellant Reaction Characteristics”, 30th International Symposium on Space Technology and Science, 2015-a-76, 2015.