

旋回強度がプラズマと低毒性一液式推進剤の 燃焼反応に与える影響評価

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

Evaluation of the Effects of Swirl Strength on Discharge Plasma and Combustion with Green Monopropellant

Asato Wada, Toshiaki Iizuka, Takahiro Shindo, Shunsuke Kawabata, Hiroshi Maeda,
Hiroki Watanabe and Haruki Takegahara
Tokyo Metropolitan University, Hino, Tokyo, 191-065, JAPAN

A new reaction system using discharge plasma of noble gas has been proposed in substitution for conventional solid catalyst for attitude control system thruster with hydroxyl ammonium nitrate (HAN) based monopropellant. The reaction system, a laboratory model of discharge plasma catalyzer (DPC-LM) is expected to enhance combustion by the ion-molecule and radical-molecule reaction by discharge plasma and to enable cold start operation (preheating is not necessary). Objective of this study is to evaluate the effects of discharge plasma by swirling gas flow, such as geometric swirl number (swirl strength) on propellant reaction characteristics of DPC-LM. Stable combustion was confirmed at argon gas mass flow rate from 0.125 to 0.175 g/s and SHP163 (HAN based monopropellant) mass flow rate of 0.3 g/s. In addition, effect of swirl strength on reaction delay time is confirmed, and the higher geometric swirl number is made that time shorter.

Keywords: Discharge Plasma, Ignition System, Swirl Strength, Green Monopropellant

I. 研究背景

人工衛星における姿勢制御用スラスタの一液式推進剤には、ヒドラジンが使われてきた。¹ ヒドラジンは、発癌性物質であり、気化し易く急性毒性も高いため安全管理が非常に難しい。そのため、1990年代からヒドラジンに代わる低毒性一液式推進剤として、HAN (Hydroxyl Ammonium Nitrate)系推進剤の研究開発が行われている。²⁻⁴ 本研究では、その低毒性推進剤の一つである HAN 系推進剤 SHP163 (酸化剤: HAN, 燃料: メタノール)に着目した。³⁻⁴ 低毒性推進剤は、高密度および高比推力であることから、推進システム全体の質量削減に大きく寄与することが期待される。⁵ そのため、ヒドラジンに代わる低毒性かつ高性能な一液式推進剤として注目されている。従来の姿勢制御用スラスタでは、

イリジウム系の触媒を用いた点火機構が一般的である。予熱した触媒に推進剤を接触させること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、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による触媒の粉砕や劣化が報告されており⁶⁻⁷、適用が困難である。これらの問題を解決するために、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反応誘起機構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 社によって研究開発されている。⁸ 一方、本研究では、従来の触媒からの脱却を目指して、放電プラズマを用いた反応誘起機構 (Discharge Plasma Catalyzer - Laboratory Model, DPC-LM)に着目し研究を行ってきた。⁹ この反応誘起機構は、放電プラズマと低毒性推進剤のイ

オン分子反応やラジカル生成の促進効果による推進剤の支援燃焼が期待できる。また、推進剤バルブの開閉のみならずプラズマの ON/OFF によって反応を制御することが可能であり、プラズマと推進剤を接触させることで反応を誘起することから従来の触媒のように予熱せずに反応誘起を開始させる (コールドスタート) 可能性を有している。

II. 研究目的

過去の研究により、推進剤供給の直前における放電部のプラズマ分布が燃焼反応に対して、強い影響を与えることが明らかになった。⁹ 本研究では、放電プラズマ反応誘起機構上流側に取り付けられた旋回流型インジェクタの旋回強度による放電プラズマ生成に対する影響評価を行い、その燃焼反応に与える影響評価を実施したので報告する。また、推進剤流量およびプラズマ生成のために用いられるアルゴンガス流量の流量条件を固定し、その条件下における安定燃焼の確率を評価し、その推進剤の反応遅れ時間等の燃焼反応特性について評価した。これらの実験的な評価により、放電プラズマ反応誘起機構の基本性能を取得することを目的とした。

III. 実験装置および条件

放電プラズマ反応誘起機構 (DPC-LM) の概略図を Fig. 1 に示す。この反応誘起機構の放電部は、高電圧電極 (Anode)、グラウンド電極 (Cathode) および絶縁体 (Insulator) で構成されている。また、DPC-LM の上流側には、旋回流型インジェクタ (Swirl Injector) を配置している。DPC-LM および Swirl Injector を構成する全てのコンポーネントは、内径 4.2 mm の同軸形状である。また、本研究では放電プラズマの分布がプラズマ化する中性ガスの流れ場に強く影響されることから、放電部内で一様なプラズマを生成することを目的として Swirl Injector を採用している。

本機構の作動原理は、初めに Swirl Injector によりアルゴンガスに旋回を加え、DPC-LM の放電部へ導入する。続いて、直流電源により Anode と Cathode 間に強電界を発生させ、アルゴンガスを電離しプラズマ化させる。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。また、DPC-LM および Swirl Injector は、ユニット化されており、電極形状やインジェクタの種類の変更などの実験目的別に柔軟に対応し変更できる特徴がある。

本研究では、形状スワール数を旋回強度とし、Swirl Injector の主流径 4.2 mm およびオリフィス径 1.0 mm を固定しオリフィスの数を変更することにより旋回強度を変更した。旋回強度によるプラズマ分布と燃焼性能への影響を比較するため、形状スワール数 0, 7, 13 (以下、Swirl-0, Swirl-7, Swirl-13 と呼称) の 3 種類を用いて実験を行った。Figure 2 に Swirl Injector の概略図を示す。

燃焼試験において、推進剤流量を推力 1N 相当の $0.3 \text{ g/s} \pm 0.03 \text{ g/s}$ とし、アルゴンガス流量は、推進剤流量の約 50 % 程度の 0.125 g/s から 0.175 g/s の範囲で行った。また、放電プラズマの分布評価を行うために、DPC-LM の下流側から放電部内の撮影を行った。撮影は各アルゴン流量において、2 回ずつ別日に取得しており、一度の実験で 5 秒間の放電中に 3 回連続で撮影を行っている。ここで、燃焼試験とプラズマ分布の確認実験は別実験であることに留意されたい。

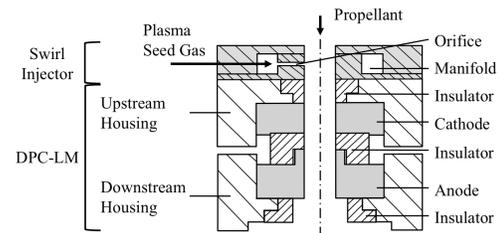


Fig. 1 Overview of DPC-LM with swirl injector.

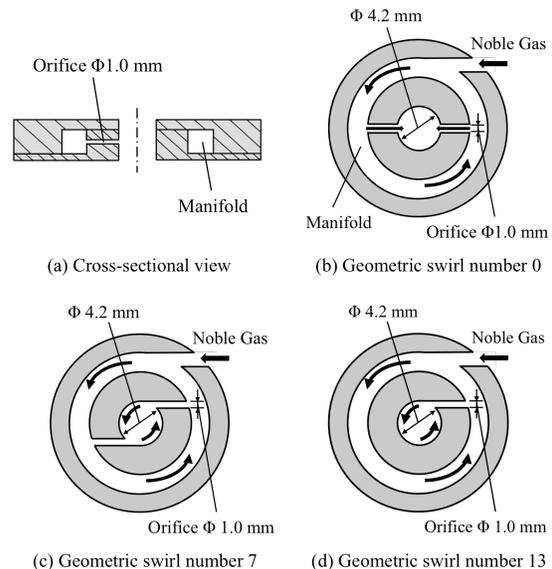


Fig. 2 Schematic of swirl injector with (a) cross-sectional view and geometric swirl number of (b) 0, (c) 7, (d) 13 - Top view.

燃焼試験時のシーケンスは、Phase1 から 3 に分けられる。Phase1 では、プラズマ生成のためのガスを投入し、Phase2 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。最後に、Phase3 において、生成したプラズマに推進剤を 5 秒程度噴射し、推進剤の燃焼反応を誘起する。実験終了時は逆シーケンスで行った。

IV. 実験結果

A. 燃焼試験

推進剤流量 $0.3 \text{ g/s} \pm 0.03 \text{ g/s}$ 、アルゴンガス流量 0.125 g/s から 0.175 g/s において燃焼試験を行った結果、どの旋回強度においても火炎の生成が確認された。しかしながら、安定燃焼と不安定燃焼の 2 ケースが確認された。そのため、Table 1 に示すような安定燃焼確率について評価した。安定燃焼確率は、各旋回強度およびアルゴンガス流量の条件下における全データ数中の安定燃焼が確認された回数の割合で示す。ここで、安定燃焼は、推進剤供給中に、連続的な火炎の生成が確認された場合であり、不安定燃焼は、火炎の生成が不連続な場合である。その結果、Swirl-0 を除いて、各旋回強度で推進剤の安定燃焼が確認された。一方、Swirl-13 のアルゴンガス流量 0.175 g/s において、不安定燃焼が確認された。これは、アルゴンガス流量および旋回強度が強いことにより、推進剤の供給に影響を与え、推進剤の反応に影響を与えたことが考えられる。

次に推進剤供給前の放電部内のプラズマ分布を確認した。その結果を Fig.3 に示す。Swirl-0 について、放電部内のプラズマの状態が他の Swirl Injector と異なり、プラズマが充満していないことが確認できる。加えて、プラズマの生成状態が時間経過と共に大きく変化していることが確認できる。一方、アルゴンガスを旋回させた場合、ほぼ一樣なプラズマが生成され、時間経過による変化が少なく、時間経過によるプラズマ充満度に対する影響は少ないと言える。

以上のことから、推進剤の燃焼反応は、アルゴンガスの旋回強度が強く影響し、推進剤の安定燃焼を誘起するには、放電部に一樣なプラズマを生成する必要があると考えられる。

B. 反応遅れ時間

DPC-LM の基本性能として、反応遅れ時間 (Reaction Delay Time) を調査した。ここで、Fig.4

Table 1 The ratio of continued propellant reaction.

		Argon Gas Mass Flow Rate, g/s		
		0.125	0.150	0.175
Geometric Swirl Number	0	25 % (1/4)	50 % (3/6)	67 % (2/3)
	7	67 % (2/3)	100 % (9/9)	50 % (2/4)
	13	100 % (6/6)	60 % (3/5)	25 % (1/4)

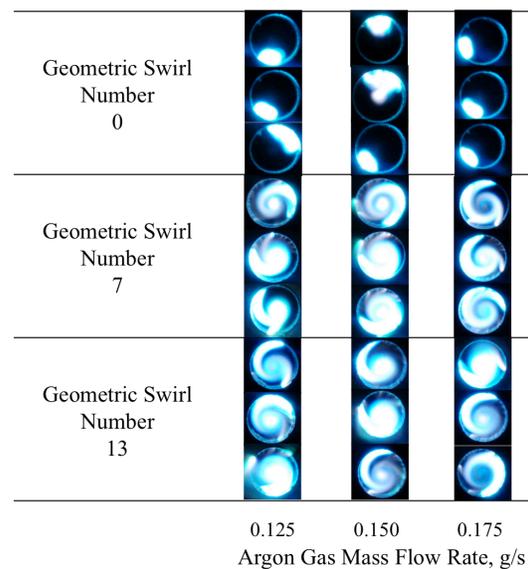


Fig. 3 Effects of argon gas mass flow rate and geometric swirl number on plasma distribution. These pictures were taken from downstream of DPC-LM. (ISO: 800, exposure time: 2.5 ms, f: 20).

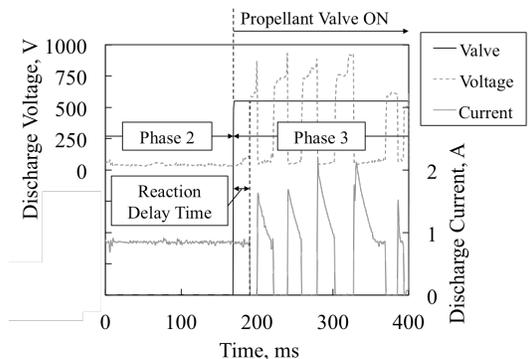


Fig. 4 Description of the reaction delay time. DPC-LM with geometric swirl number 7 at conditions; propellant mass flow rate 0.30 g/s and argon gas mass flow rate 0.125 g/s .

にアルゴン流量 0.125 g/s, 推進剤流量 0.30 g/s の条件下で燃焼試験を行った際の放電電圧および電流波形を示す. 推進剤とプラズマとの間で反応が誘起された場合には, 推進剤の未反応物や反応生成物, その燃焼ガスの発生により, それらの要素が電気抵抗となり, 電極間の放電経路に電気的な変化が発生したと考えられる. これにより, プラズマ生成時 (Phase2) に比べ, 推進剤の反応後 (Phase3) に放電電流および電圧波形が変化すると推察できる. 姿勢制御用スラストの推力の遅れ (立ち上がり) 時間は, 推進剤バルブが開いた時間からそのスラストの運用推力の 90 %上昇するまでの時間と定義されるが, 本研究では, DPI-LM に燃焼室およびノズルを取り付けていないため, プラズマ生成した後, 推進剤バルブを開いてから放電部に到達するまでの時間と推進剤が反応を開始するまでの時間の合計を反応遅れ時間と定義する.

Figure 5 に各形状スワール数における推進剤流量と反応遅れ時間の関係を示す. 旋回強度が高くなると伴に反応遅れが短く, また, 各旋回強度において, 反応遅れ時間がアルゴンガス流量により影響されないことが明らかになった. 一方, ガスを旋回させない(形状スワール数 0)や旋回強度が弱くなるにつれ, 反応遅れ時間が長くなる傾向がある. これは, 旋回強度により, 放電部内のプラズマ分布が異なることで推進剤の反応遅れ時間に影響を与えたと考えられる. また, 推進剤インジェクタが Swirl Injector の上流部に位置することからアルゴンガスの流れが推進剤の供給に影響を与え, これにより反応遅れ時間に影響を与えたことが考えられる.

V. 結論

DPC-LM における旋回強度がプラズマおよび燃焼反応特性に与える影響評価により以下の結果が得られた.

- ・ アルゴンガス流量 0.125 g/s から 0.175 g/s および推進剤流量 0.3 g/s \pm 0.03 g/s (推力 1N 相当)において, 確実な火炎の生成が確認された.
- ・ 燃焼反応特性として旋回強度がプラズマ生成および反応遅れ時間に影響し, 旋回強度が強い場合において, 反応遅れ時間がより短くなることが確認された.

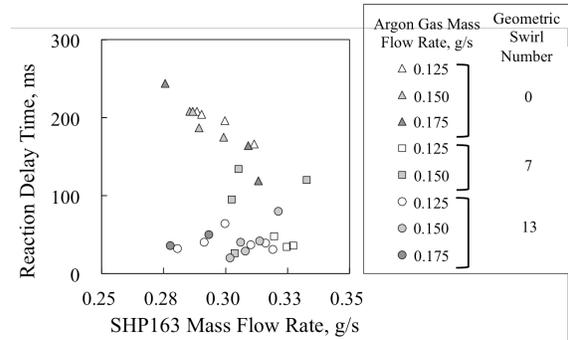


Fig. 5 Comparison between reaction delay time of each geometric swirl number.

References

- ¹ T. W. Price and D. D. Evans, "The Status of Monopropellant Hydrazine Technology", NASA Technical Report 32-1227, 1968.
- ² Ronald A. Spores, Robert Masse, Scott Kimbrel and Chris McLean, "GPIM AF-M315E Propulsion System Development", 50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2014.
- ³ Nobuhiko Tanaka, et al., "The "Greening" of Spacecraft Reaction Control Systems," Mitsubishi Heavy Industries Technical Review, Vol. 48, No. 4, p.44-50, December 2011.
- ⁴ Keigo Hatai, et al., "THE RESEARCH AND DEVELOPMENT ACTIVITIES ON HAN-BASED MONOPROPELLANT THRUSTER IN JAXA", Space Propulsion Conference, 2014.
- ⁵ Eric H. Cardiff, Henry W. Mulkey, and Caitlin E. Bacha, "An Analysis of Green Propulsion Applied to NASA Missions", Space Propulsion Conference, 2014.
- ⁶ Mark D. Fokema and James E. Torkelson, "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 Toshiaki Iizuka, Takahiro Shindo, Asato Wada, et al., "Basic Characteristics of Discharge Plasma Ignition System for 1N-Class RCS Thruster with Green Monopropellant," Propulsion and Energy 2014, 28-30 July, 2014.