

# 放電プラズマを用いた SHP163 スラスタの推進性能に燃焼室体積が与える影響評価

## Influence Evaluation of the Combustion Chamber Volume on SHP163 Thruster Performances Using Discharge Plasma

○青山 翼(首都大学東京・院)・高橋 一真・竹ヶ原 春貴(首都大学東京)

○Tsubasa Aoyama・Kazuma Takahashi・Haruki Takegahara (Tokyo Metropolitan University)

### Abstract (概要)

A SHP163 of HAN based liquid green monopropellant thruster using discharge plasma has been developed in our laboratory. Now, we focused on a method of reaction of monopropellant by electrolytic-decomposition and vaporization and a part of SHP163 without external gas. The objective of this study was to experimentally evaluate the influence on the thruster performances by changing the combustion chamber volume. In terms of the thrust power ratio, specific impulse and characteristic exhaust velocity efficiency, the thruster performances are discussed by considering the thrust and power consumption of the reacted SHP163. As a result, thruster performances were improved by use of the smaller combustion chamber volume. In addition, during the firing tests under vacuum condition, come out propellant in liquid from nozzle exit, also made quantitative measurements it.

### 記号の説明

$V_C$ :	燃焼室体積
$L_C$ :	燃焼室長さ
$D_C$ :	燃焼室径
$P_i$ :	推力電力比
$F$ :	推力
$I$ :	電流
$V$ :	電圧
$I_{SP}$ :	比推力
$m'_{SHP163}$ :	推進剤質量流量
$g$ :	重力加速度
$C^*$ :	特性排気速度
$P_C$ :	燃焼室圧力
$A_i$ :	スロート径
$C_F$ :	推進効率
$C^*_{CEA}$ :	理論特性排気速度
$\varepsilon$ :	膨張比
$\eta_{C^*}$ :	特性排気速度効率
$X$ :	未燃の推進剤の割合
$m'_{saucer}$ :	採取された推進剤量
$T_{VO}$ :	バルブオープン時間

およそ 70 年前に始まり、触媒と接触することで反応する簡素な構造で信頼性も高く実績のあるスラスタである。しかし、ヒドラジンは発がん性、揮発性を有する。そのため、取り扱いには排気装置のある設備や防護服が必要となり、使用するためには一定の設備投資費が必要であるといったデメリットを有している。そこで近年、ヒドラジンに替わる低毒性推進剤を用いたスラスタの研究開発が活発に行われており、現在では各研究機関において研究段階から宇宙での実証段階に進みつつある<sup>1-3)</sup>。

日本では、ヒドラジンよりも低毒かつ高性能である HAN(Hydroxyl Ammonium Nitrate)系推進剤の SHP163<sup>1,4)</sup>が ISAS/JAXA で開発され、本研究室でも SHP163 を用いた研究を行っている。SHP163 はヒドラジンに比べて低凝固点、高密度、高比推力であることに加え、高い断熱火炎温度を有することも特徴の一つである。そのため、これまでヒドラジンに用いていたイリジウム系触媒を SHP163 で使用すると高い断熱火炎温度や高腐食性によって触媒の劣化が確認されている<sup>5)</sup>。SHP163 をヒドラジンの代替とするには耐熱性や耐食性に優れた触媒の開発、または触媒を用いない新たな反応機構の開発が必須である。

そこで本研究室では、放電プラズマを用いた反応機構に着目し、これまで研究を行ってきた<sup>6-8)</sup>。放電プラズマを用いることでコールドスタートが可能であるといった長所が挙げられる。

### 1. 研究背景

これまで、多くの人工衛星や探査機に搭載されている姿勢制御用一液式スラスタの推進剤には主にヒドラジンが用いられている。ヒドラジンを用いたスラスタの研究開発は

### 2. 研究目的

図1にスラスタ概略図を示す。本研究で用いたスラスタはプラズマの生成に外部ガスを必要とせず、推進剤の一部を

直接気化し電離させ、反応を誘起する機構を有するスラストである。

これまでの研究では、実験計画法を用いて反応機構内の各パラメータが推進性能に影響を与える因子の評価を行った。<sup>8)</sup>

本研究では先行研究<sup>8)</sup>で得られた反応機構の構成を用いて反応機構下流側の燃焼室に着目した。燃焼室の体積を径と長さを変えることで体積を変化させ、推進性能に与える影響の評価を行った。また、これまでの実験において燃焼中にノズルから未燃の推進剤が液体の状態で噴出していることが確認されている。そのため、これを採取し現状の噴出量を把握することを目的に定量的な測定を行った。

## 2. 実験装置, 実験条件

### 2.1 スラスト

図2に反応機構の立体概略図を示す。反応機構には安価で加工性が良く、絶縁体であるポリカーボネートを使用している。透明な材料であるため燃焼試験時に内部の様子を容易に確認することが可能である。表1にスラストの諸元を示す。放電室内径は $\phi 2.0$  mm でインジェクタには孔径 $\phi 1.0$  mm の単孔噴射型を使用しており、放電室に対して直角上側から推進剤の供給を行なっている。電極は $\phi 4.0$  mm のステンレス製であり端面は平な形状となっている。電極ギャップは軸方向に 4.0 mm としている。そして、反応機構の下流側に燃焼室およびノズルを取り付けている。本研究では燃焼室の長さおよび径をパラメータとすることで体積を変更している。本研究で使用した各燃焼室の諸元を表2に示す。燃焼室IVは先行研究で用いていたものと同様である。ノズルはそれぞれスロート径 $\phi 1.2$ , 膨張比 $\epsilon=11$  のコンカルノズルを使用している。

### 2.2 実験装置

図3に実験概略図を示す。プラズマの生成には直流安定化電源(2 kV, 0.8 A)を用いており本実験ではアノードに 800 V を印加し、最大電流値は 0.8 A に設定して行った。電圧、電流の測定にはそれぞれ電圧、電流プローブを使用している。燃焼試験は真空チャンパー内で 100 Pa 程度まで減圧した環境で行なっているが、腐食性のある推進剤を使用しているため試験中は真空ポンプの作動を止め、ゲートバルブを閉じた状態で試験を行っている。

推進剤流量は窒素ガスの押し圧で調整しており、バルブ上流に設置したコリオリ流量計で質量流量の測定を行なっている。本研究で使用した SHP163 の線燃焼速度は圧力が 1MPa 程度になると急激に上昇することが確認されている<sup>10)</sup>が、本実験ではバルブ等の設備の問題や逆火の危険性を考慮して設計燃焼室圧力を 0.4 MPa に設定している。そして、推進剤の押し圧を 0.5 MPa とし、推進剤が 0.4g/s 流れることを想定している。スラストスタンドには板バネ式を採用しており、スラストスタンドの固有振動数が 30 Hz である。試験時の様子はスラスト上面と下流側からの 2ヶ所で撮影を行いリアルタイムでのモニタリングを行っている。

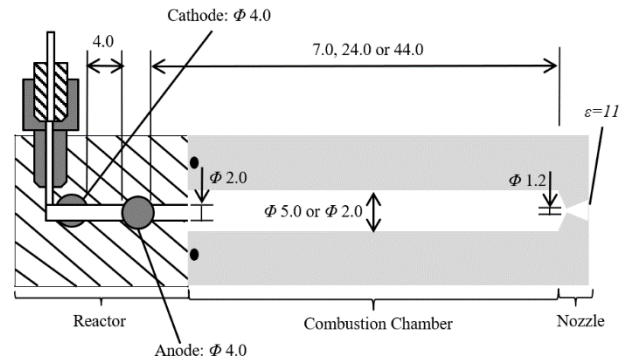


図1 スラスト概略図(Side View)

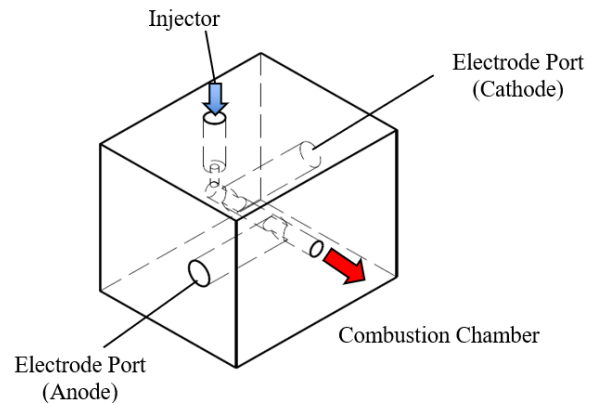


図2 反応機構の立体概略図

表1 スラスト諸元

Electrode Axial Gap, mm	4.0
Discharge Chamber Diameter, mm	$\phi 2.0$
Electrode Diameter, mm	$\phi 4.0$
Throat Diameter, mm	$\phi 1.2$
Target Thrust, N	1.0
Design Combustion Chamber Pressure, MPa	0.4
Target SHP163 Mass Flow Rate, g/s	0.4
Nozzle Expansion Ratio, -	11

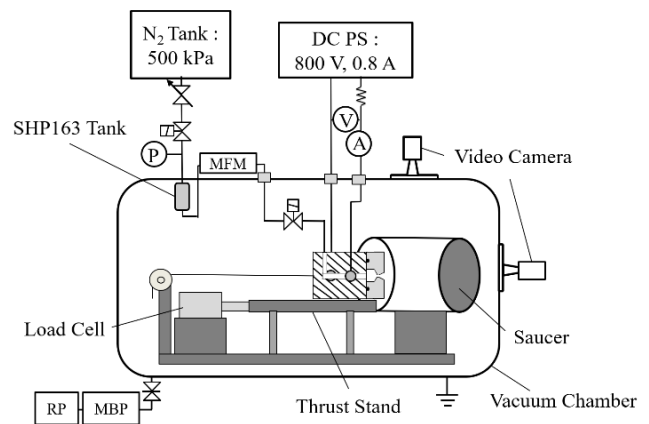


図3 実験概略図

表 2 各燃焼室諸元

	Length, mm	Diameter, mm	Volume, mm <sup>3</sup>
I.	7	Φ2	23.1
II.	7	Φ5	84.1
III.	24	Φ5	471.7
IV.	44	Φ5	810.2

### 2.3 実験シーケンス

実験シーケンスは次の 3 手順である

1. 電源を立ち上げ、推進剤バルブを開ける(マニュアル動作であるため完全な同期は取れていない)
2. 試験終了時は推進剤バルブを先に閉じる
3. 電源を立ち下げる

### 2.4 評価方法

燃焼試験時の結果として示す各値はバルブを閉める直前 3 秒間の平均値としている。

本研究では推力電力比, 比推力, C\*効率を推進性能として評価を行った。それぞれ次の(1), (2), (3)式を用いて算出した。

$$P_t = F / I \cdot V \quad (1)$$

$$I_{SP} = F / m'_{SHP163} \cdot g \quad (2)$$

$$\eta_{C^*} = (P_c \cdot A_t / m'_{SHP163}) / C_{CEA}^* \quad (3)$$

推力電力比および比推力の算出に用いた値は重力加速度  $g$  を除いてすべて実測値である。C\*効率を求めるのに必要な燃焼室圧力  $P_c$  は推力係数  $C_F = 1.6$  と仮定し、式(4)を用いて求めた値を使用している。また、理論特性排気速度  $C_{CEA}^*$  は NASA-CEA<sup>9)</sup>を用いて、燃焼室圧力 0.4 MPa, 凍結流れの条件下で計算を行っている。

$$P_c = F / A_t \cdot C_F \quad (4)$$

未燃の推進剤の割合算出には式(5)を用いた

$$X = m'_{Saucer} / T_{VO} \cdot m'_{SHP163} \quad (5)$$

推進剤の質量流量  $m'_{SHP163}$  はコリオリ流量計を用いて測定した値を使用している。

## 4. 実験結果・考察

本研究を通して真空環境下におけるプラズマの生成、推力の発生が安定して起こっていることが確認された。また、試験終了後には燃焼ガスの影響で 700 Pa 程度まで背圧が上昇している

図 4 に燃焼試験時のスラスタの様子を示す。これは、燃焼試験時にスラスタ上部から撮影したものである。アノード・カソード間に白い発光が確認され推進剤の反応が起こり、プラズマが生成していることが確認できる。電極間は軸方向に 4 mm のギャップがあるが実験中プラズマが生成されなかったことはなくプラズマの生成は安定に行われた。

図 5 に燃焼試験時の放電波形、図 6 に試験時の推力と推進剤流量の波形を示す。これらは燃焼室体積 I (表 2 参照)の時 ( $V_c = 23.1 \text{ mm}^3$ ,  $L_c = 7 \text{ mm}$ ,  $D_c = 2 \text{ mm}$ )である。この時、推力 130 mN, 消費電力 190 W (電流 0.28 A, 電圧 676 V), 推進剤流量 0.58 g/s であった。推進剤を直接プラズマ化させているため、プラズマ生成までにはやや時間を要しているが電流、電圧の立ち上がりとほとんど同時に推力も立ち上がっていることがわかる。バルブを閉じた後に激しく電流、電圧が変化しているが、これは推進剤の供給が止まったことでスラスタ内部に残った少量の推進剤が反応しているものと考えられる。

図 7 に燃焼室体積を変更した時の推力と消費電力の関係を示す。燃焼室体積を小さくすることで推力は上昇していることがわかる。体積が最大のもとの最小のものを比較すると 20%程度の向上が見られる。これは、燃焼室壁面における摩擦や熱の損失によって燃焼室の長さが長いほど推力が低下していると考えられる。同様に消費電力も体積最大のものに比べて最小のものは比較 20%程度小さくなっていることが分かった。

図 8 に燃焼室体積を変更した場合の推力電力比との関係を示す。燃焼室体積を小さくしていくことで推力は向上し、消費電力は下がるため推力電力比が向上することが分かった。体積が最大のもとの最小のものを比較すると約 60%の向上が見られた。続いて、図 9 に燃焼室体積を変更した場合の比推力と C\*効率の関係を表した影響を示す。燃焼室体積を変更しても、これらの推進性能にはほとんど影響していないことが分かった。通常、燃焼室の長さを変更した場合には C\*効率への影響は見られるが、本研究ではその影響は表れなかった。

今回、体積の違う 4 種類の燃焼室を用意して試験を行ったが燃焼室の体積に関わらず、30%前後の未反応の推進剤が採取された。ここでは、図 4, 5, 6 に示す燃焼室体積 I の時の結果を例として示す。燃焼試験時に使用した総推進剤流量は 7.9 g であり、そのうち実際に 2.4 g の推進剤が採取された。しかし、ノズルの端面を伝って採取容器の外側に出てしまった分や推進剤の構成要素である水やメタノールが真空環境の影響で気化してしまったことも十分考えられる。そのため、今回得られた結果は未燃の推進剤量の下限值であると考えられるべきである。

図 10 に燃焼試験で使用する前と後の推進剤 (SHP163) を示す。SHP163 はもともと無色透明の液体である(図 10 左図)。一方、実験後に採取されたもの(図 10 右図)は茶褐色に濁っており、これは放電、燃焼により推進剤の成分が変化したための変色であると考えられる。

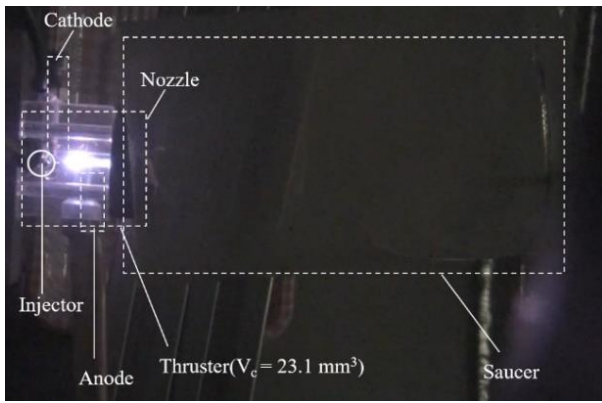


図4 燃焼試験時のスラストの様子

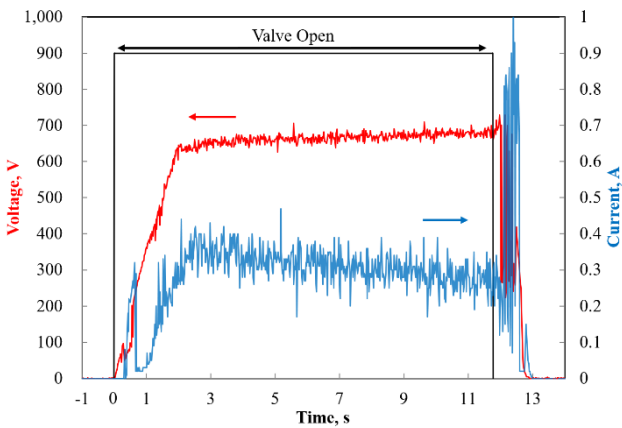


図5 燃焼試験時の放電波形

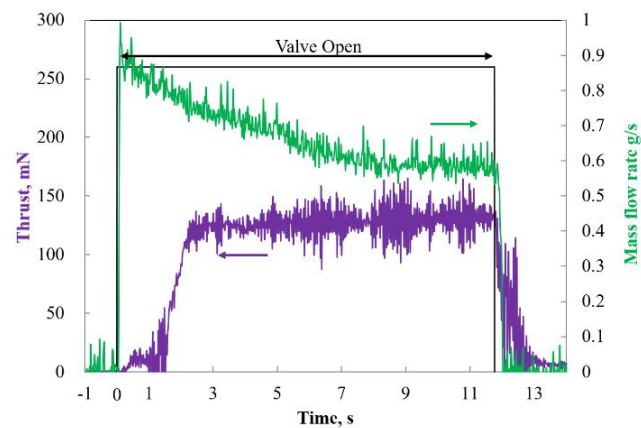


図6 燃焼試験時の推力・推進剤流量波形

### 5. 結論

HAN系推進剤 SHP163 を直接プラズマ化させる反応機構を用いた、1N級スラストの燃焼室体積を変更した場合の推進性能へ与える影響評価を行い、以下の結論を得た。

- 燃焼室体積を小さくすることで推力の向上、消費電力の削減することができ、推力電力比を60%向上させることに成功した。一方、現状のスラストのC\*効率、比推力を向上させることには繋がらず、反応性の向上には別のアプローチが必要であると考えられる。

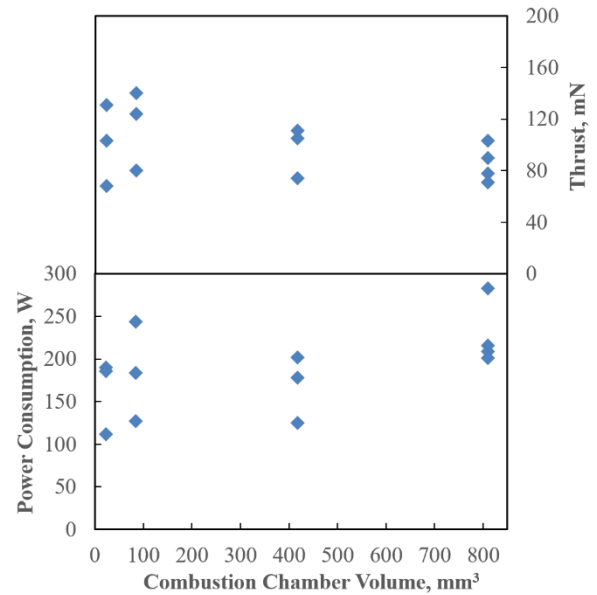


図7 燃焼室体積に推力と消費電力が与える影響

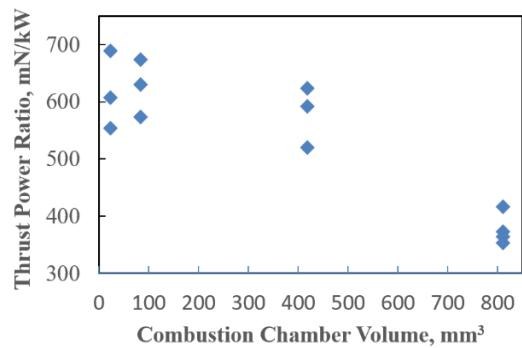


図8 燃焼室体積が推力電力比に与える影響

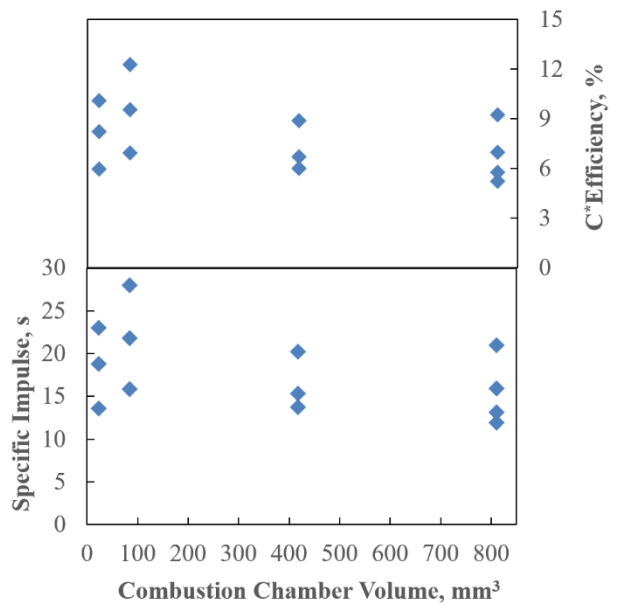


図9 燃焼室体積に比推力とC\*効率が与える影響

- ・ 燃焼試験時にノズルから液体の状態で噴出する未燃の推進剤の定量的な測定を行った。今回、体積の違う4種類の燃焼室を用意して行ったが燃焼室の体積に依らず30%前後の未燃の推進剤が採取された。しかし、ノズルの端面を伝って採取容器の外側に出てしまった分や真空環境の影響で気化してしまっていることも考えられるため、今回取得できた未燃の推進剤量は下限値であると考えらるべきである。

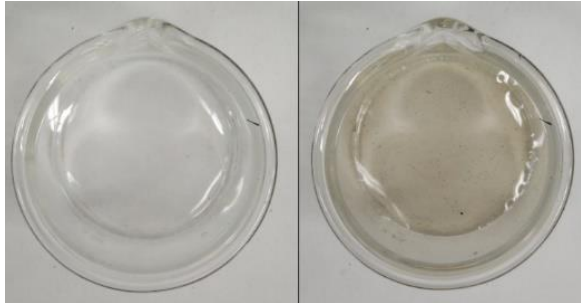


図 10 実験前後の SHP163 の様子  
(左:実験前, 右:実験後)

- 9) WATANABE, and Haruki TAKEGAHARA, et-al., "Influence of Design Factors on the Thrust Performance of Green Monopropellant Reaction System with Plasma", Trans. Japan Soc. Aero. Space Sci. Vol. 60, No. 2, pp. 103–108, 2017
- 9) Gordon, S. and McBride, B. J., "Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications", NASA Reference Publication 1311, 1994
- 10) Rachid Amrousse, Toshiyuki Katsumi, Noboru Itouyama, Nobuyuki Azuma, Hideshi Kagawa, Keigo Hatai, Hirohide Ikeda, Keiichi Hori "New HAN-based mixtures for reaction control system and low toxic spacecraft propulsion subsystem: Thermal decomposition and possible thruster applications", Combustion Flame, 162(2015), pp. 2686-2692

## 参考文献

- 1) T Katsumi, H. Kodama, T. Matsuo, H. Ogawa, N. Tsuboi, and K. Hori., "Combustion Characteristics of a Hydroxyl ammonium Nitrate Based Liquid Propellant. Combustion Mechanism and Application to Thrusters", Combustion, Explosion, and Shock Waves, Vol. 45, No. 4, pp. 442–453, 2009
- 2) Robert Masse, et-al., "AF-M315E Propulsion System Advances & Improvements", 52<sup>nd</sup> AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference 2016
- 3) Anflo K, et-al., "FLIGHT DEMONSTRATION OF NEW THRUSTER AND GREEN PROPELLANT TECHNOLOGY ON THE PRISMA SATELLITE", 21st Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites
- 4) 前川和彦, 岡範全, 松尾哲也, 白岩大次郎, 古川克己 堀恵一, 澤井秀次郎 "グリーンプロペラント推進系 (GPRCS) の宇宙実証", 第 60 回 宇宙科学技術連合講演会講演集, JSASS-2016-4614, 2016
- 5) 長田泰一, 増田井出夫, 齋藤憲吉, 梶原堅一, 田原弘一, "低毒性推進薬(HAN 系)用 ガスジェネレータの試", 2012-4191, 2012
- 6) Takahiro Shindo, Asato Wada, Hiroshi Maeda, Hiroki Watanabe, and Haruki Takegahara., "Performance of a green propellant thruster with discharge plasma" Acta Astronautica 131 (2017) 92-95
- 7) Asato Wada, Hiroki Watanabe, and Haruki Takegahara. "Performance Evaluation of a Hydroxylammonium-Nitrate-Based Monopropellant Thruster with Discharge Plasma System", 53rd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, AIAA Propulsion and Energy Forum, (AIAA 2017-4757)
- 8) Takahiro SHINDO, Asato WADA, Hiroshi MAEDA, Hiroki