

## マイクロ波を用いた化学・電気デュアルモード推進機の試作・評価 Design and Performance of Chemical/Electric Dual-mode Thruster Using Microwave

○ 藤原 祐一<sup>\*1</sup>, 宮坂 遼也<sup>\*2</sup>, 矢野 康之<sup>\*3</sup>, 各務 聡<sup>\*2</sup>  
Yuichi Fujihara, Ryouya Miyasaka, Yasuyuki Yano and Akira Kakami

<sup>\*1</sup> 宮崎大学大学院工学研究科工学専攻機械・情報系コース

<sup>\*2</sup> 宮崎大学機械設計システム工学科, <sup>\*3</sup> 宮崎大学工学部教育研究支援技術センター

<sup>\*1</sup> *Department of Mechanical Design Systems Engineering, University of Miyazaki*

<sup>\*2</sup> *Department of Mechanical Design Systems Engineering, <sup>\*3</sup> University of Miyazaki, Technical Center, University of Miyazaki*

**Abstract :** This paper describes the design and performance of a dual-mode microwave thruster using nitrous oxide (N<sub>2</sub>O) and dimethyl ether (DME) as a bipropellant. The thruster needs to be compact and lightweight because of the lack of space of the microsatellites. Moreover, from the viewpoint of safety, the propellant must be non-toxic. Hence, we propose a microwave dual-mode thruster with N<sub>2</sub>O/DME bipropellant. In the chemical-propulsion mode, the thruster produces thrust in the same way as an N<sub>2</sub>O/DME bipropellant thruster. In the electric-propulsion mode, the total enthalpy is increased by use of microwave plasma. We prototyped and tested a dual-mode microwave thruster and showed that the thruster worked in both electric and chemical propulsion modes.

### 1. 序論

宇宙開発は、国家が主導する大事業であったが、ロケットの空きスペースに小型衛星が相乗りするピギーバック方式の利用機会が増加した。また、開発費用が低下したことにより、大学等の研究機関やベンチャー企業などが小型衛星の開発が可能になっている。日本国内では、2009年1月に観測技術衛星いぶきりと共に打ち上げられた7機の小型衛星<sup>2-8)</sup>や、2019年1月に打ち上げられた株式会社 ALE と東北大学により共同開発された ALE-1<sup>9)</sup>など、大学やベンチャー企業等が小型衛星の製作と軌道投入を行い、その発展に期待が高まっている。

今後、多数の小型衛星を運用する衛星コンステレーションといったより高度なミッションを実現し、活躍の場を広げるには軌道制御や姿勢制御のための推進機が必要である。しかし、小型衛星には重量や容積に制約があり、従来の推進機をそのまま搭載することは困難であるため、小型で高性能な推進機が必要となる。また、安全性の観点から推進剤には低毒性が求められる。

そこで、亜酸化窒素(N<sub>2</sub>O)/ジメチルエーテル(DME)を推進剤とし、化学・電気の2つのモードで作動するマイクロ波推進機を提案する。化学推進モードでは、大推力作動が可能な二液式推進機として作動し、電気推進モードでは、アークジェットやレジストジェットのように、推進剤に電気エネルギーを与えてエンタルピーを増加させて、高比推力を実現する。すなわち、マイクロ波プラズマ源は、化学推進モードでは点火器、電気推進モードでは熱源として用いるのである。また、マイクロ波は、無電極放電でプラズマを生成できるため、長寿命化が可能である。本稿では、提案した推進機の試作および評価を行ったので、これについて紹介する。

### 2. 提案する推進機

先述の通り、本研究では、燃料に DME、酸化剤に N<sub>2</sub>O を用いたデュアルモード推進機を提案する。電気推進モードでは、DME のみを推進剤とする。というのも、完全に解離したときの平均分子量は、DME が N<sub>2</sub>O よりも小さく、比推力  $I_{sp}$  は DME の方が高くなるからである。DME が完全に解離すると平均分子量は 5.1 で、ヘリウムと水との中間の値である。よって、MET (Microwave Electro-thermal Thruster) の研究結果<sup>10)</sup>から推測すると、この推進機では 300~400 s 台の比推力が得られると考えられる。

電気推進モードは、ジュール熱を用いる電熱加速型であり、電気推進の中では大推力という長所がある。電熱加速型には、アークジェットやレジストジェットがある。アークジェットはプラズマ中のジュール熱を利用し、高温になるため、電極の損耗が問題となる。また、レジストジェットではヒータを利用するがヒータが高温化で劣化する。そのため、寿命が短くなるという問題があった<sup>11,12)</sup>。それに対し、本方式では、マイクロ波プラズマを無電極放電で生成できるため、電極が劣化しないという長所がある。

一方、化学推進モードでは、燃料に DME、酸化剤には N<sub>2</sub>O を使用して、従来の二液式推進機と同様な作動をする。N<sub>2</sub>O/DME は気化が容易なため、気体として燃焼室に供給することにより、律速段階である蒸発時間を 0 にできることから、推力室の小型化が可能となる<sup>13)</sup>。性能は、化学平衡計算プログラム NASA-CEA (Chemical Equilibrium with Applications)<sup>14)</sup>により理論比推力を算出したところ NTO/N<sub>2</sub>H<sub>4</sub> が 318 s、N<sub>2</sub>O/DME が 290 s と遜色ない。

また、N<sub>2</sub>O/DME は、環境適合性に優れ、推進系の小型化に貢献できる。NTO/N<sub>2</sub>H<sub>4</sub> は、毒性が強く環境への負荷が大きく安全対策にコストがかかっていた。また、凝固点は、NTO が -11.2℃、N<sub>2</sub>H<sub>4</sub> が 1.4℃ と高く、貯蔵

にはヒータが必要であった。さらに、蒸気圧が低い  
ため供給用の加圧ガスが用いられている。

それに対し、 $N_2O/DME$  は、共に毒性が皆無な液化  
ガスで、蒸気圧はそれぞれ 5.14 MPa、0.53 MPa である  
ことから、自己の蒸気圧による供給が可能である。また、  
凝固点は、 $N_2O$  が  $-90.8^\circ C$ 、 $DME$  が  $-141.5^\circ C$  と  
 $NTO/N_2H_4$  と比較して低い。よって、窒素等の加圧ガス  
が不要となり、供給系を簡素化することができる。

### 3. 試作したデュアルモード推進機

**3.1 試作機の概要** 試作したデュアルモード推進機  
の概略図を Fig. 1 を示す。この試作機は、マイクロ波  
プラズマ源、推力室、ノズルから構成されている。電気  
推進モードでは、 $DME$  をマイクロ波プラズマ源へ供給し、  
放電により加熱されたプラズマジェットは、推力  
室を経てノズルから排出される。設計比推力は 330  
s、設計推力を 30 mN とした<sup>10)</sup>。

化学推進モードでは、設計推力は 0.4 N としている。  
 $N_2O$  を  $DME$  に混合器により混合してから予混合ガス  
を推力室に供給する。その予混合ガスをマイクロ波  
プラズマで点火し、点火後は速やかにマイクロ波プラズ  
マ源を Off にする。

**3.2 ノズルと推力室** 推進剤を自己蒸気圧で供給で  
きるようにするため化学推進モードの設計推力室圧力  
を 0.4 MPa としている。また、設計推力を得るために  
ノズルのスロート径を 1.0 mm とした。推力室は、Fig.  
2 のような形状をしており、材質は SUS303 である。また、  
化学反応やマイクロ波プラズマとの熱交換の促進  
のため、推進剤にスワールを与えている。

**3.3 マイクロ波電源** マイクロ波電源は、ARIOS 製の  
MP201B を使用し、周波数が 2.45 GHz、定格出力が 200  
W である。この周波数は、電波法により工業的に定め  
られたものであるため、電源や周辺機器が安価で入手  
性に優れている。

**3.4 マイクロ波プラズマ源** マイクロ波プラズマ源  
は、電気推進モードの熱源として、化学推進モードの  
点火器としての役割を担っている。このマイクロ波  
プラズマ源は、Fig. 3 のように共振器、アンテナから主に  
構成されている。共振器とは、導体で閉じ込められた  
容器のことで、特定の周波数の電場が増大する共振現  
象を生じさせる装置である。今回は、これを利用し、  
マイクロ波によるプラズマ生成を図った。また、アン  
テナとして、構造が簡素で基本的なアンテナの代表で  
あるモノポールポールアンテナを使用した。このアン  
テナがプラズマにより劣化するのを防ぐため、Fig. 4 の  
ように絶縁管で保護している。

電気推進モードでは、この共振器に  $DME$  推進剤を  
供給し、モノポールアンテナのまわりを回転させて熱  
交換を促進し、高性能化を図っている。

**3.5 混合器** 推進剤の混合のため、ステンレス管をコ  
イル状に四巻きにした混合器を試作した。これは、曲  
がり管に生ずる二次元流れを用いて  $N_2O$  と  $DME$  を混  
合させている。この混合器で混合できることを示すた  
め、SOLIDWORKS の Flow Simulation を用いて数値解  
析を行った。Figure 5 は、比推力が理論上最大となる酸  
化剤燃料比(O/F)が 3.5 のときの数値解析の結果である。  
混合器出口断面での質量割合が 0.22 であり、完全に混  
合した場合の燃料の質量割合と等しいことから、十分

に混合できているといえる。

**3.6 フレームアレスタ** 安全のためにフレームアレ  
スタを推進剤の供給ライン上に設置した。内部には、  
1/8 インチの鉄球を充填しており、燃焼で生じた熱を  
鉄球に吸収させることで、火炎の遡上を防いでいる。

**3.7 燃料および酸化剤供給系** 燃料および酸化剤は、  
高圧ボンベに貯蔵しており、それぞれの流量はマスフ  
ローコントローラにより一定に保つ。また、燃料供給  
の開始と中断を瞬時にできるように供給ライン上に電  
磁弁を設置した。

Table 1 実験条件 (電気推進モード)

設計推力, mN	30
設計比推力, s	330
推進剤流量, mg/s	5.0
入射電力, W	120
マイクロ波の照射時間, s	90

Table 2 実験条件 (化学推進モード)

設計推力	0.4	
設計推力室圧力	0.4	
O/F	8.4	
推進剤流量, mg/s	DME	26.3
	dry air	221
入射電力, W	120	
マイクロ波の照射時間, s	30	

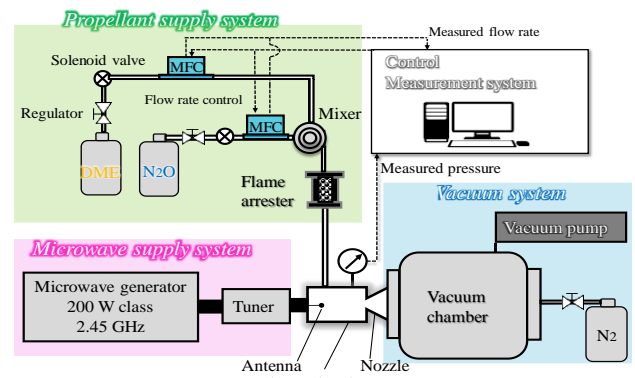


Fig. 1 推進機の概略図

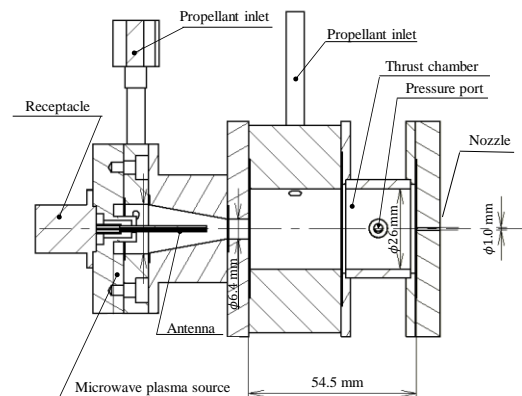


Fig. 2 推力室の構造と寸法

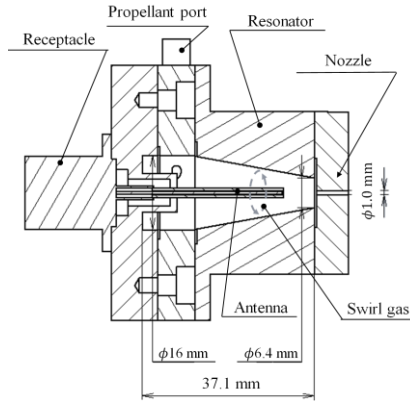


Fig. 3 マイクロ波プラズマ源の構造

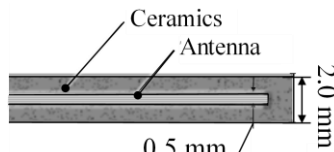


Fig. 4 絶縁管を挿入したときのアンテナの断面図

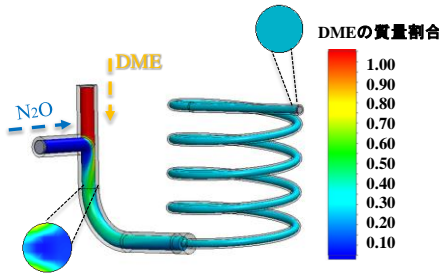


Fig. 5 混合器の数値解析の結果

## 4. 実験方法

**4.1 電気推進モードの作動実験** Table 1 に実験条件を示す。作動条件を従来の電気推進機と同じにするため、式(1)で定義される比パワー $\alpha$ を 20 MJ/kg とした。

$$\alpha = \frac{P}{\dot{m}} \quad (1)$$

ただし、 $P$ は投入電力、 $\dot{m}$ は推進剤流量である。投入電力を 100 W とすることから、DME の推進剤流量を 5 mg/s とする。

**4.2 化学推進モードの作動実験** Table 2 に実験条件を示す。本実験では、燃料に DME を使用したが、安全のため、酸化剤を人工空気(dry air)で代用した。推進剤の流量は、理論比推力が最大となる O/F=8.4 のときに推力 0.4 N を得るために、DME 流量を 26.3 mg/s、dry air 流量を 221 mg/s とした。

## 5. 実験結果

**5.1 電気推進モードの作動実験** Figure 6 に推力室圧力と投入電力の時間履歴を示す。なお、投入電力というのは、マイクロ波プラズマ源に供給された電力、す

なわち、入射電力（マイクロ波プラズマ源に供給した電力）から反射電力（マイクロ波プラズマ源が反射した電力）を差し引いた正味の値である。 $t=5$  s から推進剤を、 $t=35$  s からマイクロ波を供給した。その後、徐々に投入電力を増加させた。 $t=55$  s に投入電力 120 W に達したときに、Fig. 7 のようなプラズマが点火した。このとき、推力室圧力は、11.95 kPa まで上昇し、マイクロ波を供給している間は、この値で保たれていた。マイクロ波の照射を停止すると、約 10 s かけてにコールドガスの圧力値である 7.3 kPa に戻った。以上より、発光と圧力の上昇が見られたことから電気推進モードの作動を実証できたといえる。

**5.2 化学推進モードの作動実験** Figure 8 に推力室圧力と投入電力の時間履歴を示す。 $t=7$  s から推進剤の供給を、 $t=35$  s からマイクロ波の投入を開始した。 $t=50$  s で投入電力が約 60 W に達すると、燃焼を開始したが、すぐに消炎し、その後は点火と消炎を繰り返す断続的な燃焼になった。その結果、圧力が激しく変動している。マイクロ波プラズマ源の作動を停止すると断続的な燃焼も停止し、マイクロ波プラズマなしでは燃焼を維持できなかった。また、断続的な燃焼が生じている  $t=50 \sim 80$  s の間には、Fig. 8 のように投入電力も変動していた。

## 6. 考察

**6.1 断続的な燃焼** 今回、化学推進モードでは、Fig. 8 のような断続的な燃焼になった。従来のスパークプラグを用いた  $N_2O/DME$  二液式推進機の先行研究においても、Fig. 8 のような断続的な燃焼がみられている。よって、断続的な燃焼は、マイクロ波プラズマ源が原因ではなく、燃焼室の形状によるものと考えられる。

これまでの研究<sup>15)</sup>により、断続的な燃焼の原因は、推力室の壁面が火炎から熱を吸収し、点火後すぐに消炎するためである。よって、推力室の改良により、マイクロ波プラズマ源を用いた場合でも安定した燃焼が得られるといえる。そのため、グロープラグによる予熱やプリバーナ（予燃焼室）を用いた二段燃焼により解決できると考えている。

**6.2 投入電力の値の変動** Figure 8 のように断続的な燃焼が起きているとき、投入電力が変動しているが、これは、人為的なものではなく、試作機に起因するものである。本実験では、マイクロ波電源の入射電力を一定に保っているが、反射電力が増加すると投入電力は低下する。よって、投入電力の変動は反射電力の変動に起因している。

ここで、反射について考える。この反射電圧と入射電圧の比を反射率  $\Gamma$  という。 $\Gamma$  は、

$$\Gamma = \frac{Z_L - Z_0}{Z_L + Z_0} \quad (2)$$

で表される。ただし、 $Z_L$  は負荷（この場合ではマイクロ波プラズマ源）のインピーダンス、 $Z_0$  は線路の特性インピーダンスである。また、投入電力  $P$  は、入射電力  $P^+$  として、

$$P = P^+(1 - |\Gamma|^2) \quad (3)$$

で表される。 $Z_0$  はケーブルの特性に依存するが、マイ

クログラズマ源の特性インピーダンス $Z_L$ は、一般に内部の誘電率や透磁率に依存する。そのため、燃焼ガスやプラズマの生成、密度の変化により、マイクロ波プラズマ源のインピーダンスが変化して反射率 $\Gamma$ が大きくなり、結果として投入電力 $P$ が低下したと考えられる。

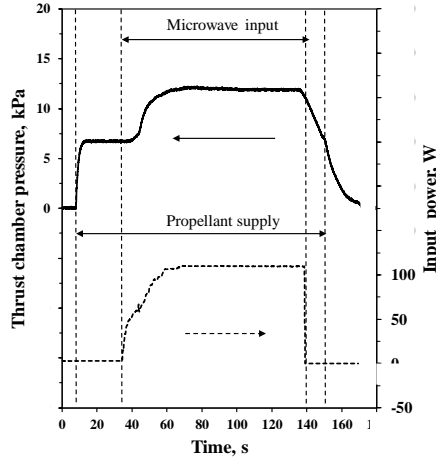


Fig. 6 推力室圧力と投入電力の時間履歴 (電気推進モード)

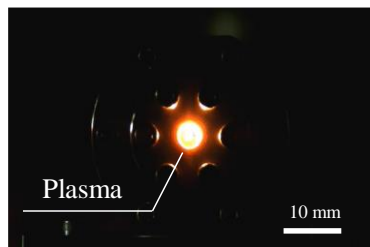


Fig. 7 作動時の様子

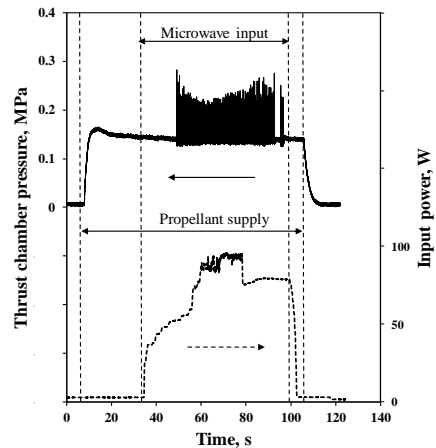


Fig. 8 推力室圧力と投入電力の時間履歴 (化学推進モード)

## 7. 結論

本研究では、小型衛星の搭載に適した推進機として、マイクロ波を用いた化学・電気デュアルモード推進機を提案し、その実現を目的としている。本稿では、両モードにおいて試作機の作動実験を行い、以下の結論を得た。

- 1) 電気推進モードの作動実験を行い、作動の実証を確認した。
- 2) 化学推進モードの作動実験を行い、断続的な燃焼ではあるが、作動の実証をした。この断続的な燃焼の原因として、推進機の壁面で熱を吸収してしまい、点火してもすぐに消炎していると考えられる。

## 参考文献

- 1) Kasuya, M., Nakajima, M. and Hamazaki, T.: Greenhouse Gases Observing Satellite (GOSAT)
- 2) Program Overview and Its Development Status, Trans. JSASS Space Tech. Japan, 7 ists26(2009), pp. To\_4\_5 - 4\_10.
- 3) 能見公博：テザー宇宙ロボット衛星 STARS の開発, 日本機械学会ロボティクス・メカトロニクス講演会, 2009, 1A2 - G06.
- 4) 石川智浩, 中野正勝, 若林良二, 宮野智行：航空高専衛星 KKS-1 の FM 設計, 第 51 回宇宙科学技術連合化講演会講演集, 2007, 1B-05.
- 5) Komatsu, M. and Nakasuka, N.: University of Tokyo Nano Satellite Project "PRISM", Trans. JSASS Space Tech. Japan, 7, ists26(2009), pp. Tf\_19 - Tf\_24.
- 6) 大久保博志, 千葉正克, 東久雄：小型衛星 SOHLA-1 の設計・開発と運用, 第 52 回宇宙科学技術連合講演会講演集, 2008, pp.1069 - 1072.
- 7) 氏家恵理子, 他：高高度発光現象及び地球ガンマ線観測を目指す超小型衛星 SPRITE-SAT の開発, 電子情報通信学会技術研究報告, SANE, 宇宙・航空エレクトロニクス, 108(2008), pp.1-6.
- 8) 栞原 聡文, 藤田 伸哉, 蒲池 康, 岡島 礼奈, 他：1S10 ALE 衛星プロジェクト概要, 第 62 回宇宙科学技術連合講演会, SASS-2018-S4010 JSASS-2018-4338.
- 9) 川島一能, 他：小型実証衛星 1 型(SDS-1)の開発・運用, 第 53 回宇宙科学技術連合講演会講演集, 2009, pp.1307 - 1319.
- 10) Kevin D.Diamant, Byron L. Zeigler, and Ronald B.Cohen：Microwave Electro-thermal Thruster Performance.
- 11) Dressler, G., Morningstar, R. E., Sackheim, et al, "Flight Qualification of the Augmented Electrothermal Hydrazine Thruster," 17th AIAA/SAE/ASME Joint Propulsion Conference, AIAA Paper 1981-1410, Colorado Springs, Colorado, July 1981.
- 12) 田原弘一：将来のミッションに向けた電気推進ロケットエンジンの現状と課題, 小特集 電気推進ロケットエンジン技術の現状と展望, pp.66, 2017.
- 13) 日本 DME フォーラム編：DME ハンドブック, オーム社, 2012.
- 14) Gordon, S. and McBird, B.J.: Computer Program for Calculation of Complex Equilibrium Compositions and Applications, NASA Reference Publication 1311, 1996.
- 15) 倉永敦史, Aung Soe Min, 岡林宏紀, 矢野康之, 各務聡：N<sub>2</sub>O/DME 予混合型二液式推進機における混合器による性能への影響, 令和元年度宇宙輸送シンポジウム, STCP-2019-028.