

# N<sub>2</sub>O と DME を推進剤に用いる 0.4N 級二液式推進機の推進剤混合方法による性能の向上 Performance Improvement by Mixing Method of 0.4N Class N<sub>2</sub>O/DME Bipropellant Thruster

○浅倉 嵩雅<sup>\*1</sup>, 倉永 敦史<sup>\*2</sup>, 矢野 康之<sup>\*3</sup>, 各務 聡<sup>\*2</sup>

<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> 宮崎大学工学部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

## Abstract

This paper describes the performance of a proposed bipropellant thruster using nitrous oxide (N<sub>2</sub>O) and dimethyl ether (DME). Conventionally, nitrogen tetroxide and hydrazine are used in thrusters for spacecraft, but requires gas treatment systems in the ground tests due to toxicity and reactivity to materials. Hence, we proposed to apply N<sub>2</sub>O and DME to a bipropellant thruster in order to develop a compact and eco-friendly bipropellant thruster. N<sub>2</sub>O and DME, which are liquefied gas, are neither toxic nor reactive to materials, and require no gas treatment system in the ground tests. Furthermore, the combustion chamber can be downsized because gaseous injection can eliminate the evaporation time. The application vapor pressures of 6.4 MPa (N<sub>2</sub>O) and 0.6 MPa (DME) at 25 °C to self-pressurization would eliminate the necessity of pressurant to simplify the feeding systems. In this study, a 0.4-N class N<sub>2</sub>O/DME bipropellant thruster was prototyped, and tested in a vacuum chamber. The thruster yields combustion chamber pressure of 0.32 MPa, with corresponding C\* efficiency of 79.2 % at O/F = 3.5.

## 1.序論

現在、低コストかつ短期間での開発が可能な超小型人工衛星に注目が集まり、その開発に大学やベンチャー企業などが参入するようになった。打ち上げ件数は、2013 年以降、爆発的に増加する傾向にある。また、超小型衛星は従来、ピギーバック方式で打ち上げられてきたが、最近では、超小型衛星専用のミニロケットの開発が進められ、2018 年 2 月 3 日には JAXA が全長約 10 m のロケット「SS-520 5 号機」による超小型衛星 TRICOM-1R の打ち上げを成功させた。このように、超小型衛星の打ち上げの機会は広がっている。

今後、この超小型衛星がコンステレーション、フォーメーションフライトといった複雑なミッションを遂行し、活躍の場を拡大していくためには、軌道制御や姿勢制御のための推進機が必要である。しかしながら、超小型衛星には重量や容積の制約があり、従来の推進機をそのまま搭載することは困難である。そのため、超小型衛星に推進機を搭載した例は少ない。また、安全性の観点から推進剤には低毒性が求められる。

従来、四酸化二窒素(NTO)/ヒドラジン(N<sub>2</sub>H<sub>4</sub>)を推進剤とする二液式推進機が人工衛星に搭載されてきた。しかし、NTO/N<sub>2</sub>H<sub>4</sub> は強い毒性を有するため地上試験において排ガス処理が必要で安全対策にコストがかかる。さらに、凝固点は NTO が -11.2 °C、N<sub>2</sub>H<sub>4</sub> が 1.4 °C と高く、ヒータ等を用いて 20 °C 程度で保温する必要がある、推進剤供給には窒素などの加圧ガスを要することから、構造が複雑になる。

以上の理由により、NTO/N<sub>2</sub>H<sub>4</sub> を超小型衛星へ適用することは困難である。そのため、無毒で環境適合性に優れた推進剤を用いた、小型かつ簡素な推進機が求められている。

本研究は、無毒で環境適合性に優れた N<sub>2</sub>O/DME を推進剤とする二液式推進機を提案する。これまでの試作評価により、安定した燃焼が得られたが、C\* 効率( $\eta_{c^*}$ )は 70 % 未満と低い値に留まっていた。そこで、推進剤の混合方法に着目し、性能の向上を図った。

## 2.N<sub>2</sub>O/DME 二液式推進機<sup>(2,3)</sup>

N<sub>2</sub>O と DME は共に毒性が皆無で、蒸気圧はそれぞれ 6.4 MPa、0.6 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。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出来る。また、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、燃焼室の小型化が可能となる。さらに、金属等の材料に対する反応性が少ないことや圧力温度調整により液体として貯蔵できるため貯蔵性に優れている。理論比推力は 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。以上のように安全性が高く取り扱いが容易な上に、簡素化と小型化が望めることから、提案する推進機は、超小型衛星に適合しているといえる。

## 3.試作した推進機

**3.1.試作推進機** 本研究では N<sub>2</sub>O と DME の混合の促進により性能の向上を目指し、Figs. 3.1, 3.2 のような推進機を試作した。

燃焼室内で推進剤が偏らないように N<sub>2</sub>O と DME はそれぞれ 2 ヶ所の注入口から供給した。N<sub>2</sub>O は、推進機軸方向に供給し、DME は燃焼室側壁の噴射口から中心に向かって噴射した。この構造により、スパークプラグ近傍の DME 濃度を下げ、その下流で N<sub>2</sub>O が DME をさらに混合する。このような構造にした理由は、スパークプラグ近傍の DME 質量割合が 20 % 以下で燃焼が安定する傾向があったためである<sup>(4)</sup>。すなわち、上流側では点火しやすい O/F にし、下流で DME を追加して、性能が最大となる O/F にするのである。なお、点火用のスパークプラグは 60 Hz で繰り返し作動させ、推進機の各部品間のシールには膨張黒鉛ガスケットを用いた。

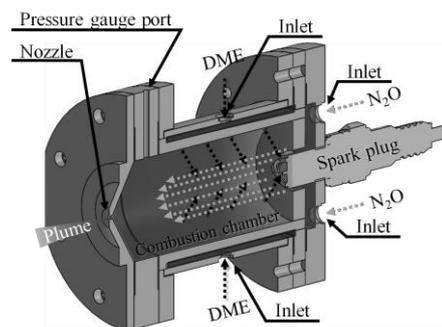


Fig.3.1. Schematic of prototype thruster.

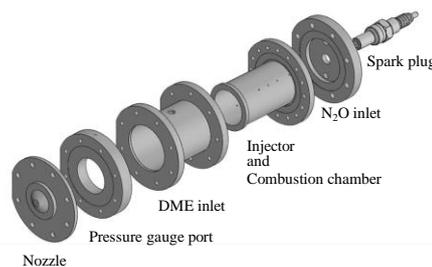


Fig.3.2. Parts of prototype thruster.

3.2.インジェクタ/燃焼室 試作したインジェクタ/燃焼室の外観を Figs.3.3 に、緒言を Table 3.1 に示す. インジェクタは、燃焼室及びスパークプラグと一体になっており、 $N_2O$  はスパークプラグの外周から噴射される. DME は、燃焼室側壁に設けた16個の $\phi 1.0$  mmの噴射口から供給した. 噴射口は同一円周上に $90^\circ$ 間隔で4個設け、これを1組として4組配置している. また、Fig. 3.4 のように推進機を中心軸に対する噴射角 $\delta$ を $75^\circ$ とし、燃焼室内径 $d$ は Fig. 3.5 のように12.0~30.0 mmの4種類とした. なお、燃焼室の長さは64 mmで一定としている.

3.4.ノズル 設計推力が0.4 Nとなるように、ノズルのスロート径は1.0 mmとした. また、DMEの蒸気圧(0.6 MPa)を用いた自己加圧により供給するため、設計燃焼室圧力を0.4 MPaとしている. さらに、ノズル出口の流れを最適膨脹とするためノズルの開口比は1.3にした. なお、以上の値は化学平衡計算プログラム(NASA-Chemical Equilibrium with Application: CEA)<sup>(5)</sup>により求めた理論値を用いて算出した.

#### 4.実験装置

本研究で用いる実験装置の概略を Fig. 4.1 に示す.  $N_2O$  および DME の供給ライン上にマスフローコントローラを配置し、推進剤流量を調整した. また、安全のために、逆止弁と、推進剤の供給開始と中断を瞬時に行うための電磁弁を設けている. 自己加圧による供給のためには供給圧力が5 atmは必要なため、DMEタンクを $30^\circ C$ に温め、また、 $N_2O$ は圧力レギュレータを用いて減圧した. 点火はスパークプラグで行うため、イグニッショントランスにより5 kVまで昇圧し微小放電を起こした. 燃焼室圧力の測定には汎用の圧力計を用いるが、圧力センサを高温のガスから保護するため、内径2 mm、長さ2 mのステンレス管により燃焼ガスを冷却してから測定した. 推力は、振り子式のスラストスタンドを用いて測定し、変位センサで求めた振り子の振幅をもとに推力を算出する.

#### 5.実験条件

本研究では燃焼室内径 $d$ を実験パラメータとして作動実験を行った. その詳細を Table 5.1 に示す.

推進剤の流量は推力が0.4 Nになるよう決定し、混合比O/Fについては理論 $Isp(Isp_{th})$ 及び理論 $C^*(C^*_{th})$ が最大となるO/F=3.5を中心に、量論混合比O/F=5.7、酸化剤過多O/F=8.0で実験を行った. Table 5.2 に各O/Fにおける推進剤流量とその時の真空 $Isp_{th}$ 、 $C^*_{th}$ も併せて示す.

#### 6.実験結果及び考察

6.1.作動実験結果 作動試験を行ったところ、燃焼の安定性が条件によって変化した. すなわち、燃焼が消炎することなく安定した場合、安定した燃焼が得られるも途中で消炎してしまう場合、スパークプラグの繰り返し作動のため断続的な燃焼を繰り返し自律燃焼に至らない場合に分かれた. ここでは、各々について燃焼室圧力と推力の時間履歴を示す

6.1.1 燃焼が安定した場合 Fig. 6.1 に安定燃焼となった条件の時間履歴の1例を示す. スパークプラグの作動開始後の約30秒間は着火と消炎を繰り返す断続的な燃焼となった. その後、燃焼が安定し、供給を止めるまでの5分間持続した. この時の実験条件はO/F=8.0、 $d=25.0$  mmであり、 $C^*$ 効率( $\eta_{C^*}$ )は89.3%、 $Isp$ 効率( $\eta_{Isp}$ )は62.0%となった.

6.1.2 安定燃焼時に途中で消炎する場合 Fig. 6.2 に燃焼中断となった条件ときの1例である. この時の実験条件はO/F=3.5、 $d=12.0$  mmである. 7.1.1と同様にスパークプラグ作動後、燃焼が安定したが、その約100秒後に燃焼が停止した. スパークプラグを作動すると安定した燃焼が再開

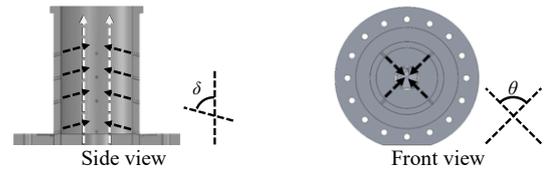


Fig.3.3. Schematic of injector

Table 3.1. Injector

Number of holes		16
Injection degree[deg.]	$\delta$	75
	$\theta$	90
Injection holes diam.[mm]	DME	1.0
	$N_2O$	12.0

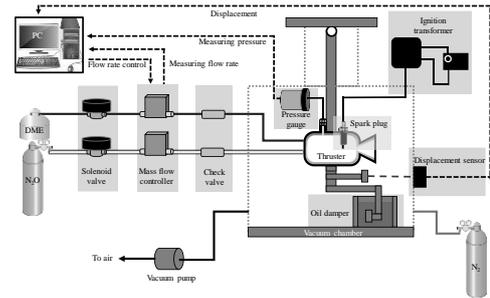


Fig.4.1. Schematic diagram of the experimental apparatus.

Table 5.1. Parameter of thruster.

Combustion chamber inner diam. $d$ [mm]	12.0, 18.5, 25.0, 30.0
--	------------------------

Table 5.2. Parameter of propellant.

O/F	mass flow rate [mg/s]			Vacuum $Isp_{th}$ [s]	$C^*_{th}$ [m/s]
	$N_2O$	DME	$N_2O + DME$		
3.5	162	46	208	207.5	1508.3
5.7	186	33	219	197.7	1437.4
8.0	207	26	233	185.7	1350.1

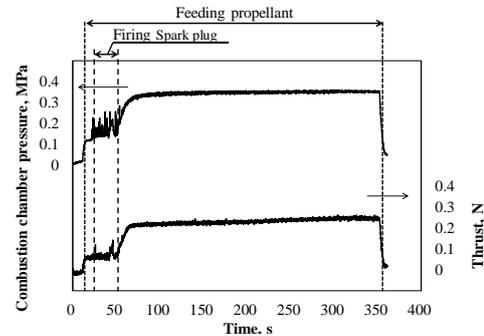


Fig.6.1. Time history of combustion chamber pressure for stable combustion. ( $d=25.0$  mm, O/F=8.0)

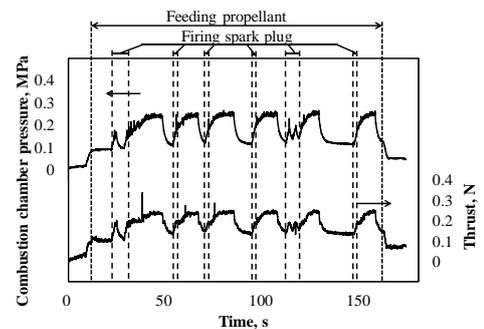


Fig.6.2. Time history of combustion chamber pressure for stable combustion with automation interruption. ( $d=12.0$  mm, O/F=3.5)

したが、再度中断した。このように、安定した燃焼が得られるが突発的な消炎が起きた。なお、この時の $\eta_{C^*}$ は66.8%、 $\eta_{sp}$ は60.0%となった。

**6.1.3 断続的な燃焼を繰り返す場合** Fig. 6.3 は断続燃焼となったときの1例である。この時の実験条件はO/F=8.0、 $d=30.0$  mmである。スパークプラグを繰り返し作動している間中は着火と消炎を繰り返す断続的な燃焼となり、1分後にスパークプラグの作動を止めると燃焼も中断し、安定燃焼に至らなかった。この時の性能は平均で、 $\eta_{C^*}$ が39.0%、 $\eta_{sp}$ が23.0%となった。

**6.2.燃焼室内径  $d$  と性能の関係** 燃焼室内径  $d$  による性能への影響を評価するため、 $d=12.0, 18.5, 25.0, 30.0$  mmの計4種類で作動実験を行った。Fig. 6.4 に  $d$  と  $\eta_{C^*}$  の関係を示す。 $d=25.0$  mmの条件において  $Isp_{th}$ 、 $C^*_{th}$  がともに最大となるO/F=3.5で $\eta_{C^*}$ は最大の79.2%となった。傾向を見ると、 $d=12.0$  mmから25.0 mmの範囲では、 $d$ の増加に伴って $\eta_{C^*}$ が向上している。逆に、 $d=25.0$  mmから30.0 mmの範囲では低下していく傾向にあった。この結果から、 $d=20\sim 30$  mmに $\eta_{C^*}$ が最大となる $d$ が存在すると考えられる。

### 7.流体解析

6.2で述べたように、燃焼室内径  $d$  の違いにより性能に差が見られた。この理由を明らかにするため、Solid worksに付属するFlow simulationを用いて有限体積法による内部流れの解析を行った。ただし、燃焼時とは内部流れは異なる。Fig. 7.1は計算領域内の格子状のメッシュであり、Table 7.1にベースメッシュ数を示している。スパークプラグ近傍等の形状が複雑な領域ではメッシュはより細かくなっている。

Fig. 7.2, 7.3に  $d=30.0$  mmと  $d=12.0$  mmの2条件において、 $Isp_{th}$ が最大となるO/F=3.5の解析結果を示す。上側がDME質量割合の分布で下側が流速の分布である。

$d=30.0$  mmの場合、6.2に示したように性能が低くなっていた。DME質量割合の分布をみると、燃焼室中心では十分に混合出来ていない。これは  $d$  が大きく、DMEの流れが中心の流れに届いていないためである。そのため十分な混合が出来ず、性能が低下したと考えられる。

一方、 $d=12.0$  mmの場合、燃焼室中心まで十分に混合できている。よって、燃焼室内径を小さくすることにより混合を促進できる。しかし、Fig. 6.7のように25.0 mmから12.0 mmの範囲では  $d$  が小さくなるにつれて $\eta_{C^*}$ は低くなる傾向にあった。これは、 $d$  が小さくなると流速が上昇し推進剤の滞留時間が短くなり、性能が低下したと考えられる。以上より、 $d=25.0$  mm近くの間領域で $\eta_{C^*}$ が最大となったのはDMEの混合と流速に起因するといえる。

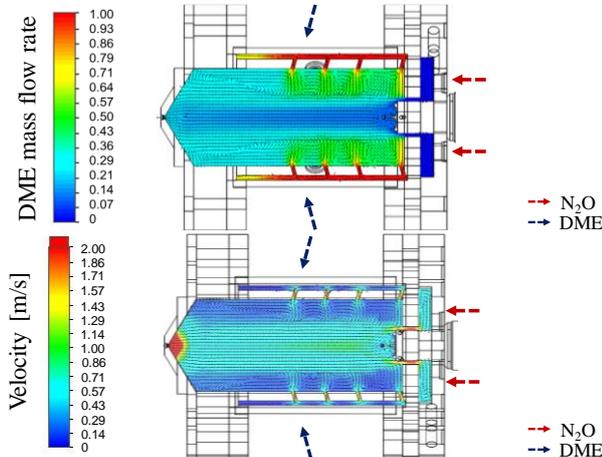


Fig.7.2. Result of Flow Simulation.( $d=30.0$  mm)

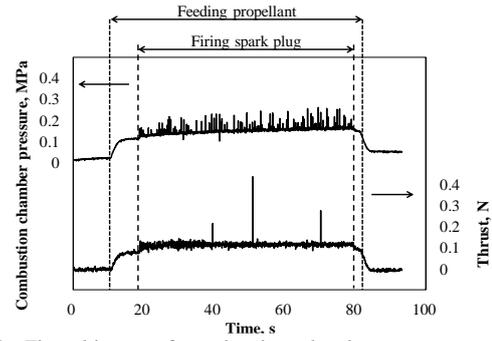


Fig.6.3. Time history of combustion chamber pressure unstable combustion. ( $d=30.0$  mm, O/F=8.0)

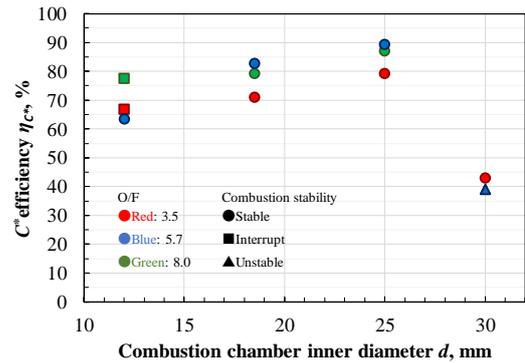


Fig.6.4. Dependence of  $C^*$  efficiency  $\eta_{C^*}$  and  $d$

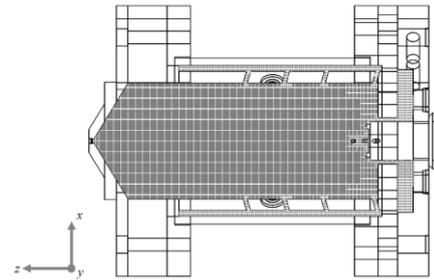


Fig.7.1. Calculation region of mesh model.

Table7.1. Number of meshes.

Axis	Mesh
Horizontal direction, x	20
Vertical direction, y	20
Axial direction, z	46

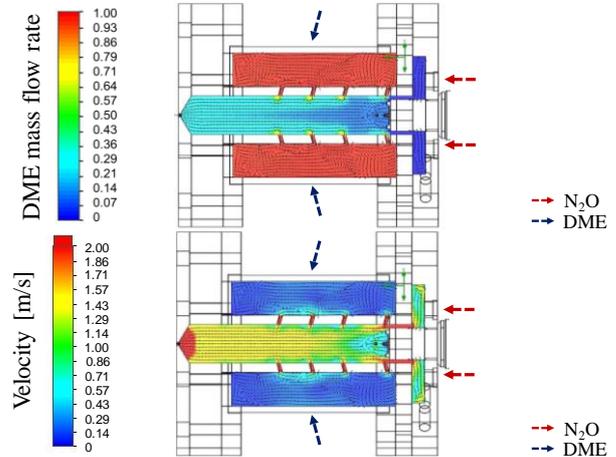


Fig.7.3. Result of Flow Simulation.( $d=12.0$  mm)

## 8. 結言

本研究では超小型衛星搭載に適した推進機として、無毒で小型・簡素化を望める  $N_2O/DME$  二液式推進機を提案し、その実現を目的としている。今回は、性能の向上のため、推進剤の混合方法に着目し 0.4N 級の試作機による真空下での作動実験を行った。これにより以下の知見を得た。

- i. 燃焼の安定性は消炎することなく安定した場合、安定した燃焼が得られるも途中で消炎してしまう場合、スパークプラグの繰り返し作動のため断続的な燃焼を繰り返し自律燃焼に至らない場合の3種類に分かれた。
- ii. 性能の理論値が最大となる  $O/F = 3.5$  において  $\eta_{c^*}$  は最大で 79.2% となった。
- iii. 各燃焼室内径の  $d$  における  $\eta_{c^*}$  を比較すると、燃焼室内径  $d$  が 12~25 mm の範囲では  $d$  が大きくなるにつれて  $\eta_{c^*}$  が向上していく傾向にあった。一方で、燃焼室内径  $d$  が 25~30 mm の範囲では  $d$  が大きくなるにつれて  $\eta_{c^*}$  が低下していく傾向にあった。このことから、 $\eta_{c^*}$  が最大となる最適な燃焼室内径  $d$  がおよそ 20~30 mm の範囲に存在する可能性が考えられる。

## 参考文献

- 1) B. Doncaster, et al. :2017 Nano/Microsatellite Market Forecast”, Small satellite Report, Space Works Enterprise, Inc.,2017.
- 2) 仲町一郎, 大木不二雄, 田中元治, 千原秀昭 : 化学大辞典, 株式会社東京化学同人, 1989
- 3) 日本 DME フォーラム編 : DME ハンドブック, オーム社, 2012
- 4) Takamasa Asakura, Shouta Hayashi, Yasuyuki Yano, Akira Kakami: Influence of Injector for Performance of  $N_2O/DME$  Bipropellant Thruster, 31st International Symposium on Space Technology and Science, Ehime, Japan, 2017-a-37, June 3-9, 2017.
- 5) Gordon, S. and McBird, B.J. : Computer Program for Calculation of Complex Equilibrium Compositions and Applications, NASA Reference Publication 1311, 1996.