

# 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

## Influence of Mixer for Performance of N<sub>2</sub>O/DME Bipropellant Thruster with Premixer

○倉永 敦史<sup>\*1</sup>, Aung Soe Min<sup>\*1</sup>, 岡林 宏紀<sup>\*2</sup>, 矢野 康之<sup>\*3</sup>, 各務 聡<sup>\*2</sup>

Atsushi Kuranaga<sup>\*1</sup>, Aung Soe Min<sup>\*1</sup>, Okabayashi hiroki<sup>\*2</sup>, Yasuyuki YANO<sup>\*3</sup> and Akira KAKAMI<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 performance of a proposed premixer-type bipropellant thruster using nitrous oxide (N<sub>2</sub>O) and dimethyl ether (DME). Conventionally, nitrogen tetroxide and hydrazine are used as a propellant for on-board propulsion in spacecraft. However, conventional propellant requires gas treatment systems for ground tests owing to toxicity and reactivity to materials. Hence, we proposed an N<sub>2</sub>O/DME premixer-type thruster to develop an eco-friendly propulsion device. N<sub>2</sub>O and DME are neither toxic nor reactive to materials, and do not require expensive gas treatment systems for ground tests. Moreover, N<sub>2</sub>O and DME, liquefied gases are stored in liquid form, and are readily mixed with a premixer. Direct injection of the premixed gas downsizes combustion chamber, whereas conventional liquid propellant requires relatively large characteristic lengths such that propellant droplets are evaporated before being expelled from the nozzle. The propellant supply system is simplified because N<sub>2</sub>O and DME have sufficient vapor pressures for supply using self-pressurization. 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 installation of a glowplug shortened the time required for stable combustion.

### 1. 緒言

現在、低コストかつ短期間で開発が可能な小型人工衛星が注目され、大学やベンチャー企業などがその開発に参入している。従来、小型衛星はピギーバック方式で打ち上げられることが多かったが、高頻度の地上観測サービスなどの新たなビジネスモデルを見据えて、低価格で打ち上げられる専用の小型ロケットの開発が世界中で進んでいる。日本においても小型ロケット SS-520 5号機による超小型衛星 TRICOM-1R (たすき) の軌道投入の成功<sup>1)</sup>や、民間主導で開発が進んでいる観測ロケット MOMO が宇宙空間に到達している<sup>2)</sup>。このように小型衛星の打ち上げの機会は広がっている。

今後、小型衛星がコンステレーションや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広げていくためには、姿勢制御や軌道変更を行うための推進機が必要である。しかしながら、小型衛星はその小型さゆえに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、推進機を搭載していない小型衛星は多い。また、従来の宇宙機用の二液式推進機では、推進剤として四酸化二窒素(NTO)/ヒドラジン(N<sub>2</sub>H<sub>4</sub>)が用いられてきた。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となり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り、推進剤供給には窒素などの加圧ガスを必要とすることから、構造が複雑になる。

以上の理由から、NTO/N<sub>2</sub>H<sub>4</sub>を小型衛星へ適用するのは困難であった。そのため、無毒で環境適合性に優れた小型で簡素な推進機が求められている。本研究では、無毒で環境適合性に優れた亜酸化窒素(N<sub>2</sub>O)/ジメチルエーテル(DME)を推進剤とする予混合型の二液式推進機を提案する。今回はコイル型の予混合器を用いて0.4 N級の推進機を試作した。さらに、迅速な点火を目指しグロープラグを取り付け、性能を評価した。

### 2. N<sub>2</sub>O/DME 予混合型二液式推進機

N<sub>2</sub>O と DME は、毒性が皆無な液化ガスで、蒸気圧がそれぞれ 6.4 MPa と 0.6 MPa である<sup>3),4)</sup>。そのため、自己の蒸気圧による供給が可能であり、窒素などの加圧ガスが不要となることから、供給系を簡素化することができる。また、気体として燃焼室に供給することにより、燃焼室における蒸発時間を無くすることができることから燃焼室の小型化が可能となる。さらに、気体は混合が容易であることを利用して、予め混合してから供給することにより、燃焼室における混合時間も無くすることができる。そのため、高性能化と小型化が可能となる。金属材料などに対する反応性がほとんどなく、圧力と温度の調節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、推力室圧力 0.4 MPa、開口比 50 の凍結流において、NTO/N<sub>2</sub>H<sub>4</sub>が 318 s に対し、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

本研究で試作した 0.4 N 級の推進機を図 1 に示す。混合器から供給された推進剤は、フレームアレスタ、サージタンク、噴射器の順に通過し燃焼室に供給される。燃焼室特性長 ( $L^*$ ) は 45 m となっており、燃焼室にはグロープラグと 60 Hz で繰り返して作動するスパークプラグを取り付け点火した。燃焼ガスはノズルを通り外へ排出され推力を発生する。なお、推進機の各部品間は膨張黒鉛ガasketを用いて気密した。

#### 3.2 噴射器

図 2 に試作した噴射器の外観を示す。噴射器には厚さ

10 mm で直径 1 mm の噴射口が、直径 8 mm と 16 mm の円周上に 8 個ずつ、計 16 個設けたものを用いた。

### 3.3 ノズル

DME の蒸気圧(0.6 MPa)を用いた自己加圧による供給を行うために設計燃焼室圧力を 0.4 MPa として、設計推力が 0.4 N となるようにノズルのスロート径を 1 mm とした。大気圧下でノズル出口の流れを最適膨張とするためノズルの開口比は 1.3 としている。なお、この設計は化学平衡計算プログラム(NASA-Chemical Equilibrium with Applications, CEA)<sup>9)</sup>により得た理論値を用いた。

### 3.4 混合器

推進剤の混合ため、内径 2 mm のステンレス管を直径 35 mm のコイル状に二巻きした混合器を試作した。試作した混合器を図 3(a)に示す。これは、コイル状の流路を流れる過程で、気体の N<sub>2</sub>O と DME が二次流れにより混合されることをねらっている。設計にあたり SOLIDWORKS の Flow Simulation を用いて数値流体解析を行った。図 3(b)に DME 質量割合が 0.22(酸化剤燃料比 O/F=3.5, 比推力が最高になる比率)の条件における解析結果を示す。コイル上流側では濃度にムラがあり十分に混合されていないが、コイル下流側では DME 質量割合が均一に 0.22 となり、十分に混合できていることがわかる。以上より、今回はこの形状の混合器を用いた。

## 4. 実験装置

本研究で用いる実験装置の概略を図 4 に示す。自己加圧による供給のためには供給圧力が 0.5 MPa は必要のため、DME ではタンクを 30°C まで温めたが、N<sub>2</sub>O は常温でも十分に蒸気圧が高いため、加熱せず圧力レギュレータを用いて減圧した。

N<sub>2</sub>O と DME はマスフローコントローラにより、推進剤流量を調整し、実験中は流量を一定に保っている。また、安全のために、逆止弁と推進剤の供給開始や中断を瞬時にを行うための電磁弁を設けている。

グロープラグは直流安定化電源を用いて 60 W の電力で作動させた。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、耐熱温度が 125°C と低い。そこで、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 のステンレス管のコイルを用いて燃焼ガスを冷却してから圧力を計測している。また、推力は、振り子式のスラストスタンドを用いて測定し、レーザ変位計で求めた振り子の変位をもとに推力を算出した。

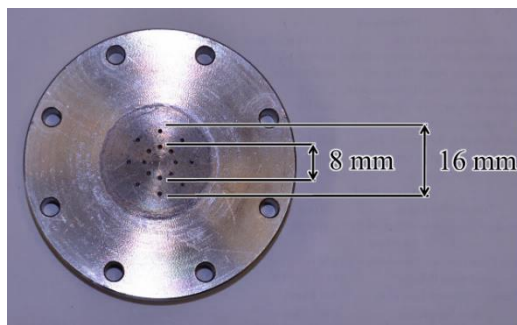
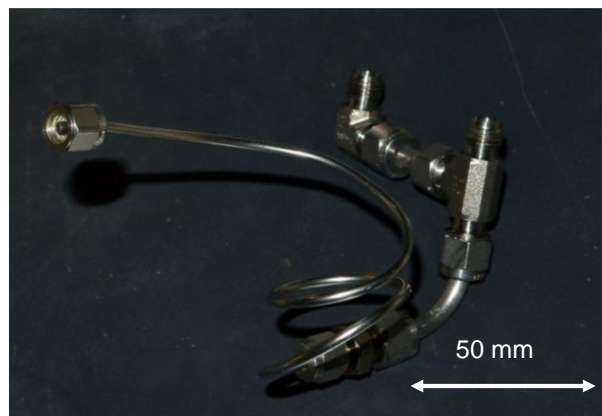
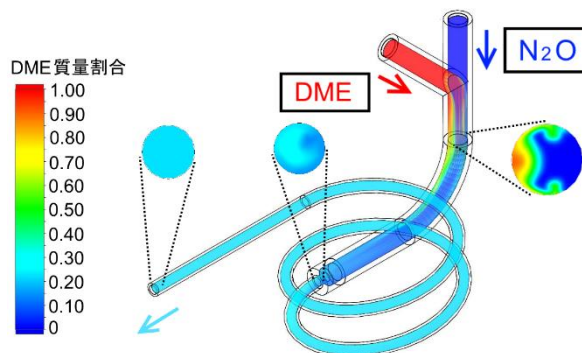


図 2. 噴射器



(a)試作した混合器



(b)混合器の解析結果  
図 3 混合器

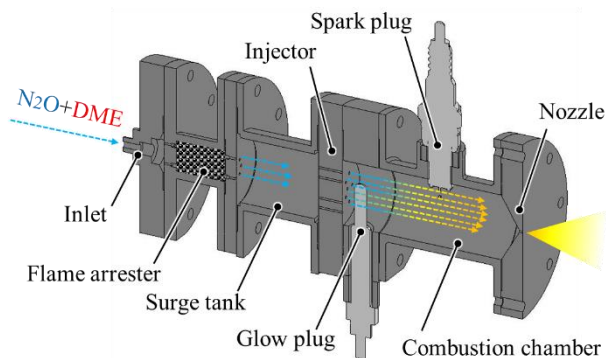


図 1. 推進機

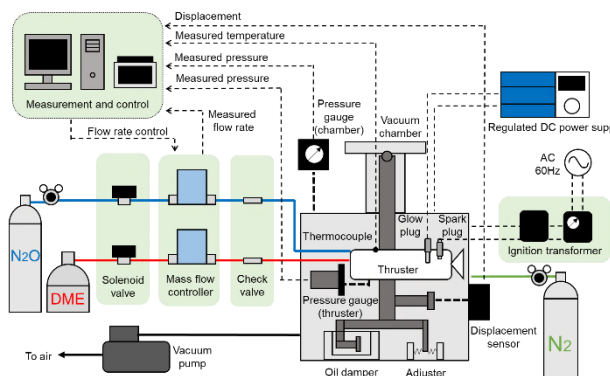


図 4. 実験装置の概要

## 5. 実験条件

### 5.1 グローブプラグの使用/不使用

グローブプラグを使用した場合と、グローブプラグは取り付けられているが使用しない二つの条件を行った。使用した場合は、推進剤の供給前に1分以上作動させてから供給を開始した。なお、燃焼が安定した場合はグローブプラグの作動を速やかに停止した。

### 5.2 推進剤流量

本研究では表1のように推進剤の混合比を実験パラメータとして作動実験を行った。推進剤の流量は推力が0.4Nになるよう決定し、混合比O/Fについては理論 $I_{sp}$ 及び理論 $C^*$ が最大となるO/F=3.5を中心に、量論混合比のO/F=5.7、燃料過多のO/F=3.0で実験を行った。さらに、目標の推力を0.4Nとしたこれらの条件を基準として75%と125%の流量でも実験を行った。表2に各O/Fにおける推進剤流量とその時の真空理論 $I_{sp}$ 、理論 $C^*$ もあわせて示す。

表1. 推進剤流量

O/F	質量流量, mg/s			理論 $I_{sp}$ , s	理論 $C^*$ , m/s
	N <sub>2</sub> O	DME	N <sub>2</sub> O+DME		
3.0	151	50	202	213.8	1554.7
3.5	156	45	201	214.3	1559.3
5.7	178	31	209	207.1	1506.5

理論比推力は開口比1.3のとき

## 6. 実験結果及び考察

### 6.1 燃焼実験の結果

実験の結果、燃焼は、1)燃焼室圧力と推力がほぼ一定を維持し安定した燃焼、2)スパークプラグの作動時にのみ着火と消炎を繰り返す断続的な燃焼となった。以下に各々の燃焼の安定性における実験結果の燃焼室圧力と推力の時間履歴の一例を示す。

#### 6.1.1 安定した燃焼の場合 (安定燃焼)

図5に安定燃焼となった条件の時間履歴の一例を示す。まず、推進剤の供給前にグローブプラグを作動させた。その後、推進剤の供給を開始し、スパークプラグを60Hzで繰り返し作動させると、着火と消炎を繰り返す断続的な燃焼となったが、スパークプラグの繰り返し作動からおおよそ5秒後、自律燃焼を開始し燃焼が安定した。安定燃焼の開始から5分後に推進剤の供給を停止させたが、突発的に燃焼が中断した場合は、再度スパークプラグにより点火を行った。この時の条件は、グローブプラグ使用、推進剤流量75%、O/F=5.7であり、 $C^*$ 効率は65.0%、 $I_{sp}$ 効率は36.5%であった。

#### 6.1.2 断続的な燃焼を繰り返す場合 (断続燃焼)

図6に断続燃焼となった条件の時間履歴の一例を示す。スパークプラグの作動開始後、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停止すると燃焼も中断し、安定燃焼に至らなかった。この時の条件は、グローブプラグ不使用、推進剤流量100%、O/F=3.0であり、 $C^*$ 効率は33.3%、 $I_{sp}$ 効率は26.1%であった。

### 6.2 燃焼の安定性

表2に燃焼の安定性と安定した燃焼に至るまでの時間を示す。グローブプラグを使用することで、断続燃焼であった条件でも安定した燃焼を得ることができた。さらに、ス

ークプラグの作動から安定した燃焼に至るまでの時間も短くなった。

このことから、グローブプラグなどの熱面を燃焼室内部に設けることは、安定した燃焼に至るまでの時間を短くするのに効果的であると考えられる。

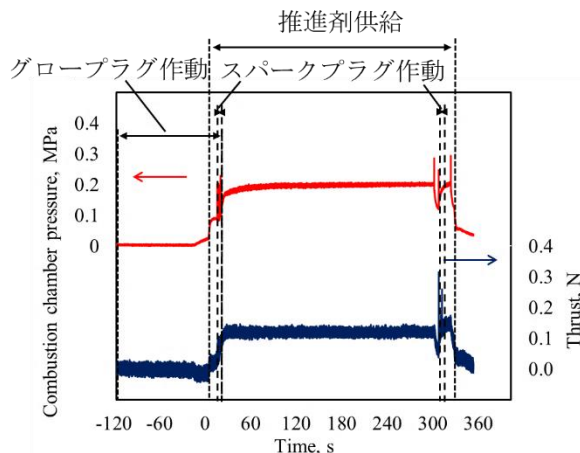


図5. 安定燃焼時の燃焼室圧力・推力の時間履歴 (グローブプラグ使用, 推進剤流量75%, O/F=5.7)

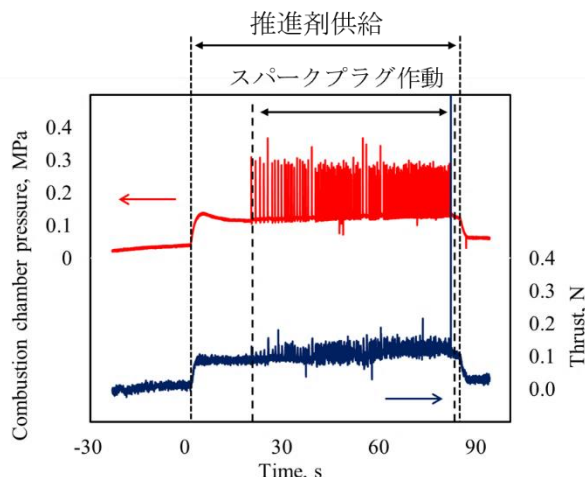


図6. 断続燃焼時の燃焼室圧力・推力の時間履歴 (グローブプラグ不使用, 推進剤流量100%, O/F=3.0)

表2. 燃焼の安定性と安定した燃焼に至るまでの時間

推進剤流量	O/F	グローブプラグ	
		不使用	使用
75%	3.0	断続燃焼	断続燃焼
	3.5	断続燃焼	断続燃焼
	5.7	18 s	5 s
100%	3.0	断続燃焼	断続燃焼
	3.5	58 s	4 s
	5.7	17 s	12 s
125%	3.0	断続燃焼	7 s
	3.5	12 s	3 s
	5.7	21 s	4 s

### 7. 結言

本研究では小型衛星への搭載に適した推進機として、予混合型の N<sub>2</sub>O/DME 二液式推進機を提案した。今回は、迅速な点火のために、グロープラグを推進機に取り付け性能を評価した。これにより以下のような結論を得た。

1. グロープラグを使用することで、安定した燃焼に至るまでの時間を短くすることができた。
2. グロープラグなどの熱面を燃焼室内部に設けることで、安定した燃焼に至るまでの時間を短くできると考えられる。
3. 性能の理論値が最大となる O/F=3.5 において、C\*効率 は最大で 68.6% となった。
4. C\*効率が低下した原因として、グロープラグによる熱損失が考えられる。
5. 確実に点火するためにフレームホルダなどの熱面を設けることも考えられるが、C\*効率の低下を防ぐために熱容量を小さくし熱損失を少なくする必要があると考えられる。

### 6. 参考文献

- 1) 松本健, 青柳賢英, 小畑俊裕, 中須賀真一: SS-520-5 搭載超小型衛星 TRICOM-1R(たすき)の軌道上評価, 観測ロケットシンポジウム 2018 講演集, SA6000127006.
- 2) 稲川貴大, 金井竜一郎, 植松千春, 池本和史, 森岡澄夫: 観測ロケット MOMO の開発概要, 第 63 回宇宙科学技術連合講演会講演集, JSASS-2019-4514.
- 3) 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.
- 4) 日本DMEフォーラム編: DMEハンドブック, オーム社, 2012.
- 5) Gordon, S. and McBird, B. J.: Computer Program for Calculation of Complex Equilibrium Compositions and Applications, NASA Reference Publication 1311, 1996.
- 6) 桑原卓雄: ロケット推進エンジン概論, 産業図書株式会社, 2009.
- 7) Akira Kakamia, Atsushi Kuranaga, Yasuyuki Yano: Premixing-type Liquefied Gas Bipropellant Thruster Using Nitrous Oxide/Dimethyl Ether, Aerospace Science and Technology Volume 94 105351, 2019.

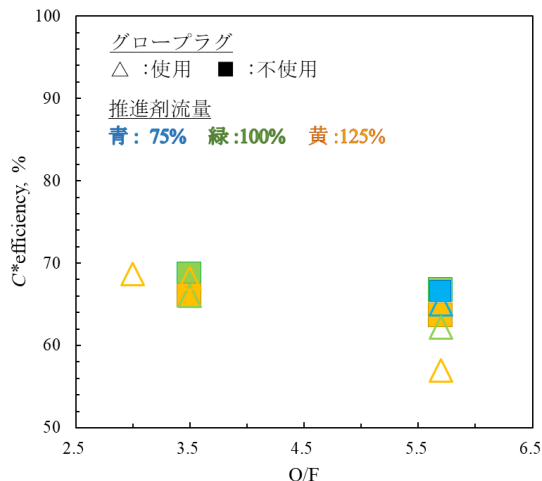


図 7. 安定燃焼における C\*効率と O/F の関係

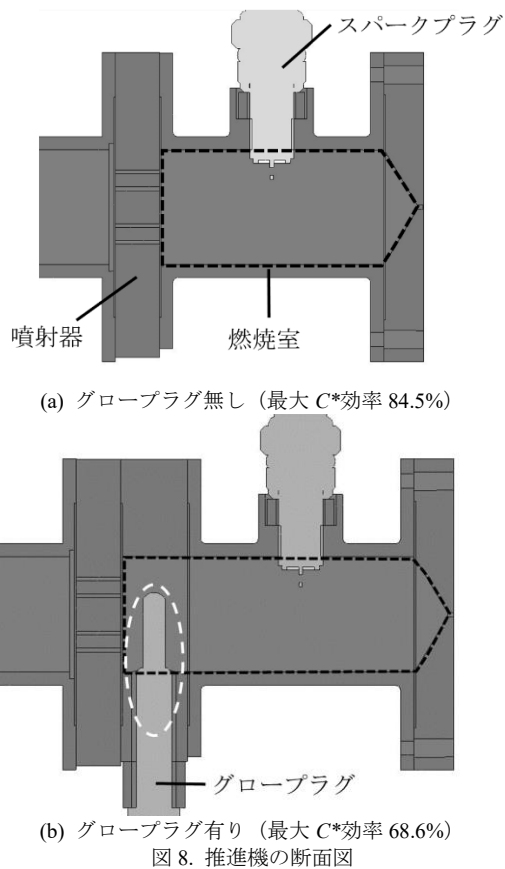


図 8. 推進機の断面図