

N₂O/DME 予混合型二液式推進機の性能評価

Performance Evaluation of N₂O/DME Bipropellant Thruster with Premixer

○倉永 敦史^{*1}, 佐藤 颯^{*2}, 矢野 康之^{*3}, 各務 聡^{*2}

Atsushi Kuranaga ^{*1}, Riku Sato ^{*2}, Yasuyuki YANO ^{*3} and Akira KAKAMI ^{*2}

^{*1}宮崎大学大学院工学研究科工学専攻機械・情報系コース,

^{*2}宮崎大学工学部機械設計システム工学科, ^{*3}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 (N₂O) and dimethyl ether (DME). Conventionally, nitrogen tetroxide and hydrazine are used in thrusters for spacecraft, however the gases require gas treatment systems in the ground tests due to toxicity and reactivity to materials. Hence, we proposed to apply N₂O and DME to a premixer-type bipropellant thruster in order to develop a compact and eco-friendly bipropellant thruster. N₂O and DME are neither toxic nor reactive to materials, and require no gas treatment systems in the ground tests. Moreover, N₂O and DME which are liquefied gases are stored in liquid form, and are readily mixed with a premixer. By direct injection of the premixed gas, the combustion chamber is enable compact, whereas conventional liquid propellant requires relatively large characteristic lengths such that propellant droplets are evaporated before being expelled from the nozzle. A propellant supply system is simplified because N₂O and DME have sufficient vapor pressures for supply using self-pressurization. In this study, we prototyped a 0.4 N class N₂O/DME premixer-type prototype bipropellant thruster using a coil type premixer. The thruster yields stable combustion, C* efficiency of 79.7%.

1. 序論

現在, 低コストかつ短期間で開発が可能な超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するようになった. 従来, 超小型衛星はピギーバック方式で打ち上げられてきたが, 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, 小型ロケットによる低価格での打ち上げが始まりつつある. 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) の軌道投入に成功している¹⁾. このように超小型衛星の打ち上げの機会が広がってきた.

今後, 超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, 軌道制御を行うための推進機が必要である. しかしながら, 超小型衛星はその小型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超小型衛星は多い. 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(N₂H₄)が用いられてきた. しかし, NTO/N₂H₄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℃, N₂H₄ が 1.4℃と高く, ヒータ等を用いて 20℃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/N₂H₄ を超小型衛星へ適用するのは困難である. 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(N₂O)/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作動の実証を行った.

2. N₂O/DME 予混合型二液式推進機^{2),3)}

N₂O 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. そのため, 自己の蒸気圧による供給が可能であり, 窒素等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出来る. 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 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, 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を 0 にできる. 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ぼなく, 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, 開口比 50 の凍結流において, NTO/N₂H₄ が 318 s に対し, N₂O/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, サージタンクの順に通過し, インジェクタにより燃焼室に供

給される。燃焼室の内径は 26 mm で、長さは 50.8 mm となっており、噴射口の面から 25.4 mm にある燃焼室側面に取り付けた 60 Hz で繰り返し作動するスパークプラグにより点火を行った。なお、推進機の各部品間は膨張黒鉛ガスケットを用いて気密している。

3.2 インジェクタ

図 2 に試作したインジェクタの外観を、表 1 に諸元を示す。噴射口の径は 1 mm で、厚さが 10 mm のインジェクタを 3 種類用いた。各インジェクタの穴数は 8 個のものと 16 個のものがあり、穴数 8 個のインジェクタは、直径 8 mm の円周上に等間隔で設けた $8 \times \phi 1(d8)$ と、16 mm の円周上に空けた $8 \times \phi 1(d16)$ がある。また、穴数が 16 個の $16 \times \phi 1$ は、 $8 \times \phi 1(d8)$ と $8 \times \phi 1(d16)$ を組み合わせた形となっている。

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)⁴⁾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 のコイル状に二巻した混合器を試作した(図 3(a))。これは、コイル状の流路を流れる過程で、気体の N_2O 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 5 MPa は必要のため、DME ではタンクを 30℃ に温めたが、 N_2O 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_2O 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行うための電磁弁を設けている。

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 まで昇圧し微少放電を起こした。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℃ 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

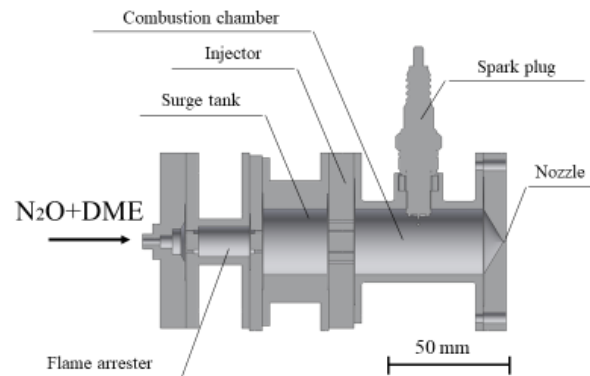


図 1 推進機の概要

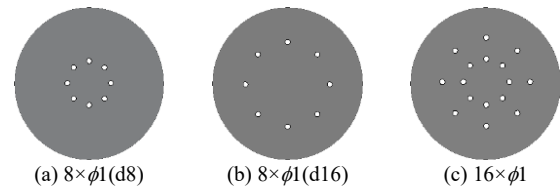
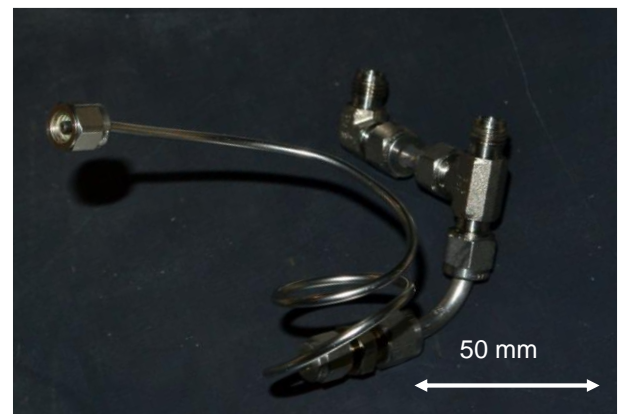


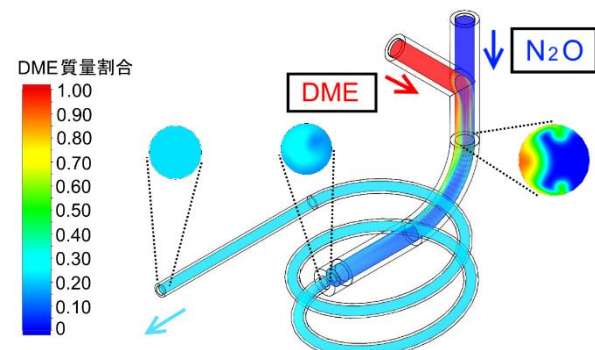
図 2 インジェクタ外観

表 1 インジェクタ諸元

名称	$8 \times \phi 1(d8)$	$8 \times \phi 1(d16)$	$16 \times \phi 1$
噴射口数	8	8	16
位置(直径)[mm]	8	16	8,16



(a)試作した混合器



(b)混合器の解析結果
図 3 混合器

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。

5. 実験条件

本研究では表 2 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 0.4 N になるよう決定し、混合比 O/F については理論 $I_{sp}(I_{sp,th})$ 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。表 2 に各 O/F における推進剤流量とその時の真空 $I_{sp,th}$, C^*_{th} も併せて示す。

6. 実験結果及び考察

6.1. 燃焼実験結果

実験の結果、燃焼は、1) 燃焼室圧力と推力がほぼ一定を持続し安定した燃焼、2) 安定した燃焼を維持できるものの突発的に消炎がおこる燃焼、3) 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に分かれた。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。スパークプラグの作動開始後 2 分間ほどは着火と消炎を繰り返す断続的な燃焼や、スパークプラグの作動を停止すると自律した燃焼を維持できず消炎したが、再度点火を行ったところ燃焼が安定し、その後、推進剤に供給を止めるまで安定した燃焼を維持した。この時の条件は、インジェクタの形状が $16 \times \phi 1$, O/F=3.5 であり、 C^* 効率は 77.9%, I_{sp} 効率は 52.6% であった。

6.1.2. 安定燃焼時に至るが突発的な消炎がある場合 (燃焼中断)

図 6 に燃焼中断となった条件の時間履歴の一例を示す。スパークプラグ作動開始後、着火と消炎を繰り返す断続的な燃焼となった。その後一時的に燃焼が安定するが約 20 秒後に燃焼が中断した。再度スパークプラグを作動させると速やかに燃焼が得られるが、その後も消炎を繰り返した。この時の条件は、インジェクタの形状が $16 \times \phi 1$, O/F=8.0 であり、 C^* 効率は 79.7%, I_{sp} 効率は 53.3% であった。

6.1.3. 断続的な燃焼を繰り返す場合 (断続燃焼)

図 7 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、インジェクタの形状が $8 \times \phi 1(d8)$, O/F=3.5 であり、 C^* 効率は 43.4%, I_{sp} 効率は 28.2% であった。

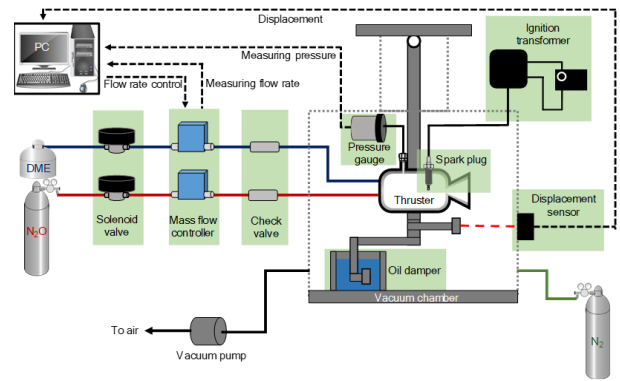


図 4 実験装置概略

表 2 推進剤条件

O/F	質量流量[mg/s]			$I_{sp,th}[s]$	$C^*_{th}[m/s]$
	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

比推力は開口比 1.3 のとき

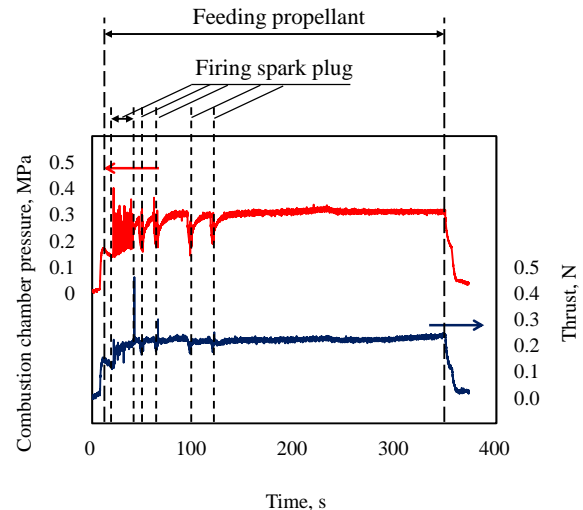


図 5 安定燃焼の燃焼室圧力・推力の時間履歴 ($16 \times \phi 1$, O/F=3.5)

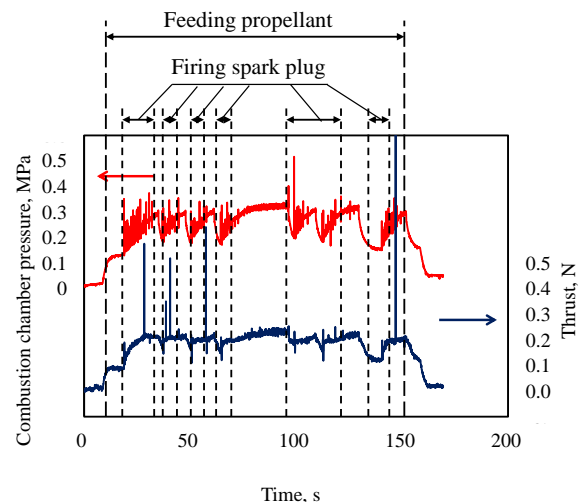


図 6 燃焼中断の燃焼室圧力・推力の時間履歴 ($16 \times \phi 1$, O/F=8.0)

6.2. 燃焼の安定性

表 3 に各インジェクタの実験結果を示す。16×φ1 が最も燃焼が安定し、理論上 I_{sp} が最大となる O/F=3.5 で安定した燃焼となり、その他の条件では安定燃焼時に消炎を伴う結果となった。また C*効率は最高で 79.7% であり、予混合型の N₂O/DME 二液式推進機の作動の実証を行うことが出来た。今後はインジェクタの形状に着目して C*効率と燃焼の安定性の向上を目指す。

7. 結言

本研究では超小型衛星への搭載に適した推進機として、予混合型の N₂O/DME 二液式推進機を提案し、その実現を目的とした。今回は予混合型における安定した燃焼の実現のため、3 種類のインジェクタを試作し、作動実験を行った。作動実験の結果、安定した燃焼、安定した燃焼を維持できるものの突発的に消炎がおこる燃焼、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に分かれた。16×φ1 のインジェクタにおいて C*効率は最大で 79.7% となり予混合型における N₂O/DME 推進機の作動を実証できた。今後は C*効率と燃焼の安定性の向上のために、引き続きインジェクタの形状に着目し高性能化を目指す。

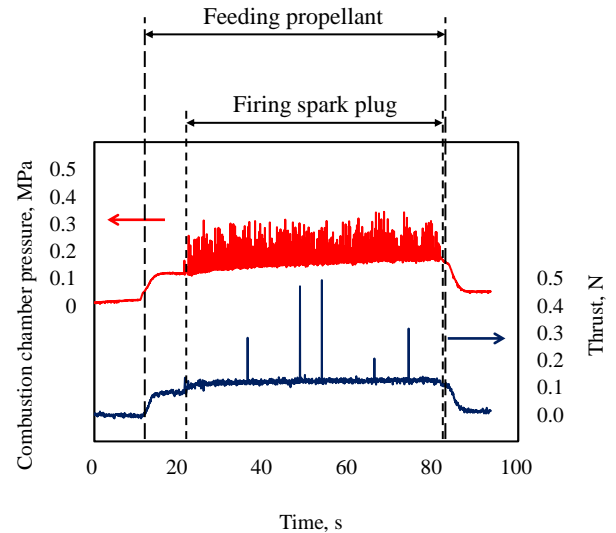


図 7 断続燃焼の燃焼室圧力・推力の時間履歴
(8×φ1(d8), O/F=3.5)

表 3 燃焼の安定性

O/F	8×φ1(d8)	8×φ1(d16)	16×φ1
3.5	▲	▲	●
5.7	▲	■	■
8.0	▲	■	■

● : 安定燃焼 ■ : 燃焼中断 ▲ : 断続燃焼

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) 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) Gordon, S. and McBride, B.J.: Computer Program for Calculation of Complex Equilibrium Compositions and Applications, NASA Reference Publication 1311, 1996.