

# 亜酸化窒素／ジメチルエーテル二液式推進機における 噴射方法による性能への影響 Influence of injection system for performance of N<sub>2</sub>O/DME bipropellant thruster

浅倉嵩雅\*<sup>1</sup>, 林翔太\*<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

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)を推進剤とする小型人工衛星用の二液式推進機を提案する。従来の研究では試作機を用いて性能評価を行ってきたが、C\*効率は60%であり、さらなる性能の向上が必要であった。そこで噴射方法を改良し、N<sub>2</sub>OとDMEの混合を促進させることにより、性能の向上を図った。今回、0.4N級の試作機を用いて真空中での推力を測定し、性能の評価を行った。理論比推力が最大となるO/F=3.5ではC\*効率は62.5%となった。

## 1. 緒言

現在、低コストかつ短期間での開発が可能な超小型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。その打ち上げ件数は、2013年以降、爆発的な増加傾向にある。今後、超小型衛星の活躍の場を拡大していくためには、軌道保持や姿勢制御のための推進機が必要である。

一方で、超小型衛星は、搭載できる重量や容積の制約のために、従来の推進機を搭載することが困難であり、超小型衛星に推進機を搭載した例はまだ少ない。

従来、四酸化二窒素(N<sub>2</sub>O)/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多く宇宙機に搭載されてきた。宇宙機用としては比推力が高いという長所があるが、毒性のために地上試験において排ガス処理が必要となる。また、凝固点はN<sub>2</sub>Oが-11.2℃、N<sub>2</sub>H<sub>4</sub>が1.4℃と高く、ヒータや推進剤供給に窒素などの加圧ガスを要する。以上のような理由のため、大学などが開発する超小型衛星への適用は困難だった。

そこで、無毒な亜酸化窒素(N<sub>2</sub>O)/ジメチルエーテル(DME)を推進剤とする二液式推進機を提案し、試作機を用いた性能の評価を行ってきた<sup>2)</sup>。今回は推進剤の噴射方法に着目し性能への影響を検討した。

## 2. N<sub>2</sub>O/DME 二液式推進機

N<sub>2</sub>OとDMEは、無毒な液化ガスであり、金属への反応性がなく、液体として貯蔵が可能であることから、貯蔵性に優れている。また、気化が容易であるため、気体として燃焼室へ供給することより、律速段階である液滴の蒸発時間が0にできることから、燃焼室の小型化が可能である。蒸気圧は、N<sub>2</sub>Oが3.18MPa、DMEが0.53MPaと高く、自

己の蒸気圧による供給が可能であることから加圧ガスを必要としない。比重はN<sub>2</sub>Oが1.44、N<sub>2</sub>H<sub>4</sub>が1.01であるのに対し、N<sub>2</sub>Oが1.53、DMEが1.59と高いことから、タンクの小型化が可能である。理論比推力はN<sub>2</sub>O/N<sub>2</sub>H<sub>4</sub>が318s、N<sub>2</sub>O/DMEが290sと低下するが安全性や簡素さという面で有利である。以上のことから提案する推進機は大学等が開発する超小型衛星に適しているといえる。

## 3. 実験装置

### 3.1. 試作機

試作した0.4N級の推進機の概略図をFig. 1に、緒元をTable 1に示す。酸化剤と燃料は、インジェクタにより燃焼室へ供給される。酸化剤と燃料は点火時の圧力スパイクを抑制するためのバッファを通過しインジェクタにより燃焼室へ供給される。また、N<sub>2</sub>OとDMEには自燃性がないため、商用交流をイグニッショントランスに用いて昇圧し、イグナイタにより微小放電をくり返し起こすことによって点火する。

インジェクタは、Fig. 2に示す3種類を試作した。従来の噴射器と同じ衝突噴流型では、Fig.2(a)のように衝突角30°として燃料と酸化剤を衝突させている。また、これまでの研究によりオリフィスとシャワーヘッドを組み合わせた簡素な噴射器により、先述の衝突噴流型よりもC\*効率が高くなっていた。そこで、Fig.2(b)のような片側に13個の穴を設けたシャワーヘッドの下流側に穴径15mmのオリフィスを1つ設けたシャワーヘッド1オリフィス型を試作した。また、今回、混合をさらに促進させるため、Fig.2(c)のような穴径10mmの穴を2つ設けたシャワーヘッド2オリフィス型を試作した。

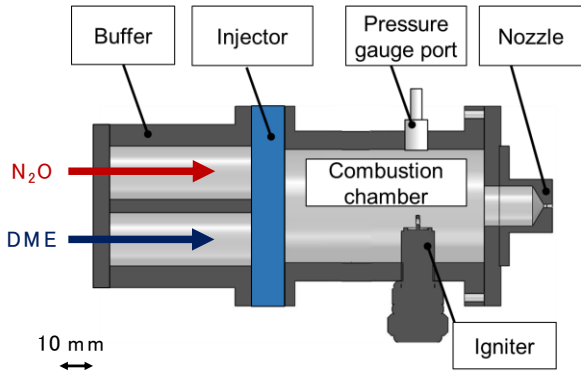
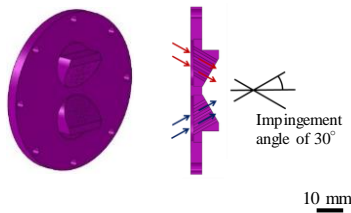


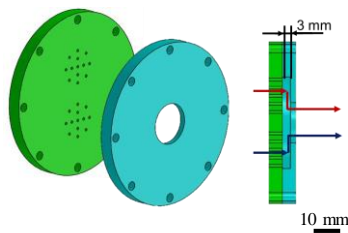
Fig. 1 試作機概略図

Table 1 試作機緒元

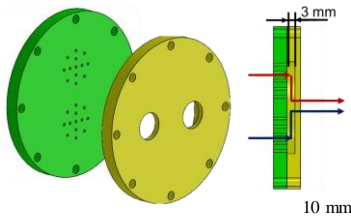
スロート直径[mm]	1.0
開口比[mm]	1.3
設計推力[N]	0.4
設計燃焼室圧力[MPa]	0.4
理論比推力[s]	208
全長[mm]	141
外径(MAX) [mm]	60
外径(MIN) [mm]	45
内径[mm]	34
材質	SUS303



(a)衝突噴流型



(b)シャワーヘッド1オリフィス型



(c)シャワーヘッド2オリフィス型



Fig. 2 インジェクタ概略図

### 3.2. 実験系

本研究で用いた実験装置の概略図を Fig. 3 に示す.  $N_2O$  と DME の供給ライン上にそれぞれマスフローコントローラを配置し流量の制御を行った. 電磁弁は, 供給の開始と停止を瞬時に行えるようにするため配置し, 安全のために逆止弁を設置している.

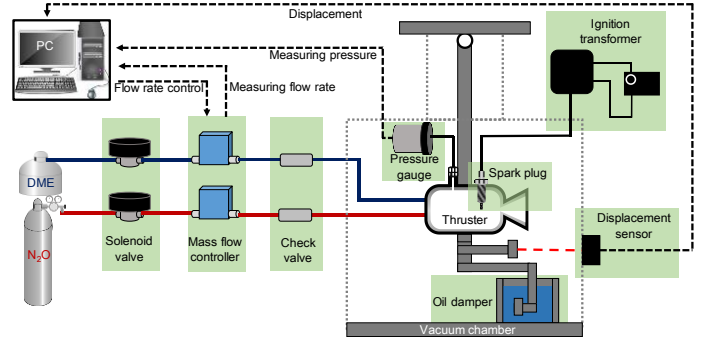


Fig. 3 実験装置概略図

### 3.3. 実験条件

今回, 設計推力を 0.4 N として Table 2 に示す条件にて行った. 各 O/F における理論比推力は化学平衡計算プログラム NASA-CEA<sup>3)</sup>を用いて算出している. また, 燃焼室内部の気流が非対称になるためイグナイタの取り付け位置を  $N_2O$  供給口側, DME 供給口側の場合で実験した.

Table 2 実験条件

O/F	設定流量[mg/s]	理論比推力[s]
3.5(理論比推力最大)	208	208
5.7(量論混合比)	218	198
8.0(酸化剤過多)	232	186

## 4. 実験結果及び考察

### 4.1. 燃焼室圧力・推力の時間変化

実験条件やインジェクタにより燃焼の安定性が変化していた. すなわち, イグナイタ作動後に点火し, 燃焼を持続させる場合や, イグナイタの繰り返し作動中のみ消炎と着火を繰り返す断続的な作動をする場合に分かれた. Fig. 4 は作動の安定した場合の燃焼室圧力および推力の時間履歴である. このときのインジェクタは衝突噴流型で, イグナイタの設置位置は  $N_2O$  供給口側であり, O/F=5.7 とした. イグナイタの作動開始から 50 s 間は, 燃焼室圧力, 推力ともに消炎と着火を繰り返す断続的な作動をしていた. 50 s 後になると燃焼室圧力が一定となり, イグナイタを作動させなくとも燃焼は安定していた. このときの燃焼室圧力は 0.24 MPa, 推力は 0.12 N, C\*効率 は 59.5% であった.

一方で, イグナイタを 1 分以上作動させても安定した燃焼が得られないことがあった. Fig. 5 にその 1 例を示す. イグナイタ作動を繰り返している間は消炎と着火を繰り返していたが, イグナイタを停止すると, 作動も同時に停止した. このときの C\*効率は 28.4% であった.

## 4.2. 実験条件と作動の安定

実験条件と作動の安定の関係を Table 3 に示す. 衝突噴流型では, O/F=5.7 でのみ作動が安定した. シャワーヘッド1オリフィス型では, 燃焼が安定する場合と断続する場合に分かれていた. 一方で, シャワーヘッド2オリフィス型インジェクタでは, 安定した作動が得られず, 着火と消炎を繰り返した.

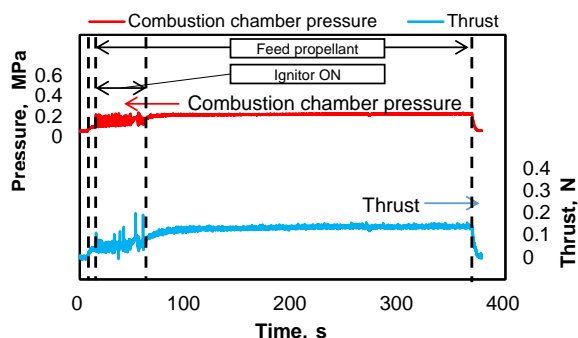


Fig. 4 推力および圧力の時間履歴

(衝突噴流型, O/F=5.7, イグナイタ設置位置: N<sub>2</sub>O 供給側)

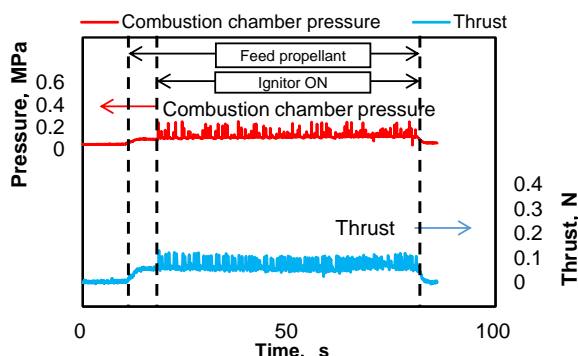


Fig. 5 推力および圧力の時間履歴(断続)

(衝突噴流型, O/F=3.5, イグナイタ設置位置: N<sub>2</sub>O 供給側)

Table 3 各実験条件における作動の安定

イグナイタ 設置位置	N <sub>2</sub> O 供給側			DME 供給側		
	O/F	3.5	5.7	8.0	3.5	5.7
衝突噴流		△	○	△	○	△
1オリフィス		○	○	△	△	○
2オリフィス		△	△	△	-	-

○: 安定 △: 断続

## 4.3. O/F と C\*効率の関係

O/F と C\*効率の関係を Fig. 6 に示す. すべての O/F においてシャワーヘッド1オリフィス型を適用したとき, C\*効率は最も高くなった. 理論比推力が最大となる O/F=3.5 では, N<sub>2</sub>O 供給口側にイグナイタを設置した場合に C\*効率は最大で 62.5% となった.

## 4.4. 流体解析

先述のとおり, 実験条件やインジェクタにより燃焼の安定性が変化していた. 安定した作動を得られる条件を明らかにするため, 燃焼室内部の流れを SOLIDWORKS の CFD ソフトウェアである Flow Simulation を用いて解析をした.

Flow Simulation は, 矩形の計算メッシュに対し, 有限体積法(FVM)によってナビエ・ストークス方程式を解いている. メッシュは Fig. 7 のように, 全体的に均一な大きさの格子を用いているが, 今回はイグナイタ間の流速と DME 濃度に注目するため, イグナイタ近傍のメッシュ数はより細かく設定した.

Fig. 8 にインジェクタにシャワーヘッド1オリフィス型を用いたときの結果である. イグナイタを N<sub>2</sub>O 供給側に設置した場合, イグナイタ電極間における平均 DME 質量割合は 0.215, 平均流速は 0.516 m/s であった. 一方で, DME 供給側にイグナイタを設置した場合の平均 DME 質量割合は 0.234, 平均流速は 0.025m/s と流速に大きな違いがあった.

また, Fig. 9 にインジェクタにシャワーヘッド2オリフィス型を適用した場合の解析結果を示す. イグナイタ電極間における平均 DME 質量割合は 0.212, 平均流速は 0.030 m/s であり流速はシャワーヘッド1オリフィス型を使用した場合と比べ燃焼室全体の DME 質量割合の偏りが少なく, 流速が比較的遅くなっていた.

## 4.5. 作動の安定とイグナイタ電極間における流速・DME 質量割合の関係

ここで, 作動の安定性と評価のため, スパークプラグにおける推進剤流量と DME 質量割合に注目する. Fig. 10 に作動の安定とイグナイタ電極間における平均流速及び平均 DME 質量割合の関係を示す. イグナイタ電極間における平均流速が 0.5 m/s 以下, DME 質量割合が 0.3 以上の領域では, 着火と消炎を繰り返す断続的な作動を示し, 平均流速が 0.5 m/s 以上で DME 質量割合が 0.2 以下の領域では安定した作動を示していた. 以上により, 流速と DME 質量割合が作動の安定性に影響していると考えられる.

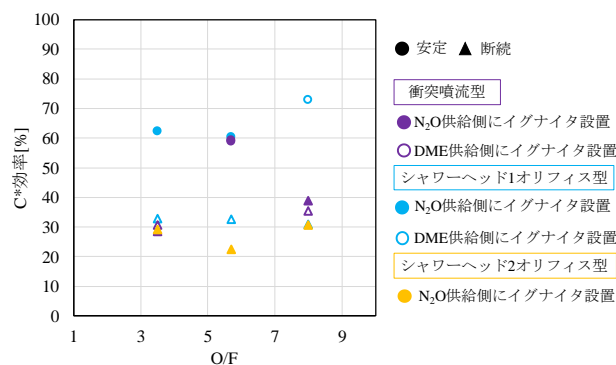


Fig. 6 O/F と C\*効率の関係

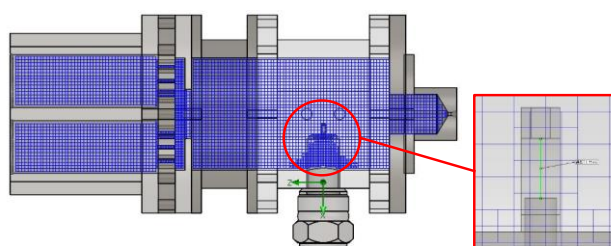


Fig. 7 解析モデル

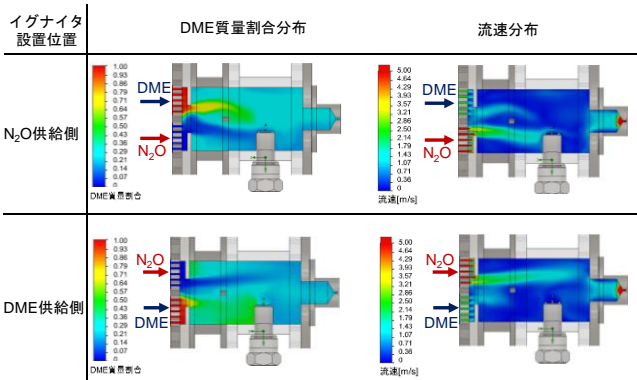


Fig. 8 解析結果(シャワーヘッド1オリフィス型, O/F=3.5)

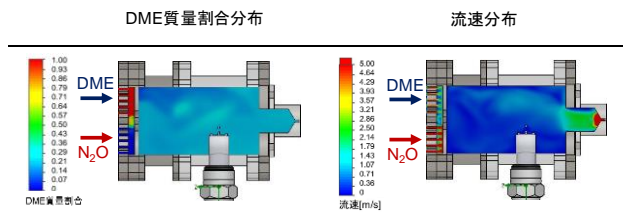


Fig. 9 解析結果(シャワーヘッド2オリフィス型, O/F=3.5)

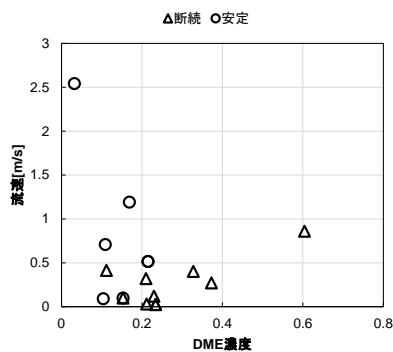


Fig. 10 作動の安定とイグナイタ電極間における平均流速及び平均DME濃度の関係

## 5. 結言

本研究では、推進剤の噴射方法に着目し、N<sub>2</sub>O/DME 二液式推進機を試作し、性能試験を行ったことで以下の結論を得た。

- 無毒で環境適合性に優れた N<sub>2</sub>O/DME 二液式推進機を提案した。
- インジェクタに衝突噴流型、シャワーヘッド1オリフィス型、シャワーヘッド2オリフィス型の計3種類を試作し、真空中での性能試験を行った。
- 各O/Fにおいてシャワーヘッド1オリフィス型を適用したとき、C\*効率は最も高くなり、理論比推力が最大となるO/F=3.5では、N<sub>2</sub>O供給口側にイグナイタを設置した場合にC\*効率は62.5%となった。
- 点火直前の推進剤の流れをSolidWorksのFlow Simulationを用いて解析を行った。
- イグナイタ電極間の流速が0.5 m/s以上かつDME質量割合が0.2以下の領域で作動が安定する傾向があることを確認した。

## 参考文献

- 1) B. Doncaster, et al., "2017 Nano/Microsatellite Market Forecast", Small satellite Report, Space Works Enterprise, Inc., 2017.
- 2) 浦岡佑, 岩男佳和, 矢野康之, 各務聡, "亜酸化窒素/ジメチルエーテル二液式推進機の真空雰囲気下における作動実験", 平成26年度宇宙輸送シンポジウム, STCP-2014-046, 2015年
- 3) Gordon, S. and McBird, B.J. : Computer Program for Calculation of Complex Equilibrium Compositions and Applications, NASA Reference Publication 1311, 1996.