

亜酸化窒素／ジメチルエーテル二液式推進機の高性能化

○浦岡 佑^{*1}, 青山 和央^{*2}, 矢野 康之^{*3}, 各務 聡^{*2}

^{*1} 宮崎大学大学院工学研究科機械システム工学専攻

^{*2} 宮崎大学工学部機械設計システム工学科 ^{*3} 宮崎大学ものづくり教育実践センター

1. 緒言

宇宙開発は、飛躍的な進歩を遂げ、地球軌道上には約3500個以上もの人工衛星が周回し、今後も更なる発展が続けることが予測される。近年では、大学等が宇宙開発に参入し、PROCYON等の超小型衛星が開発され、宇宙空間で作動している。人工衛星は、姿勢制御や軌道保持のために推進機が搭載されている。従来の二液式推進剤は、四酸化二窒素（以下、NTO）／ヒドラジン（以下、N₂H₄）が主流である。この推進剤は自己着火性を有し、酸化剤と燃料を衝突させることによって点火が可能であり、イグナイタを必要としないという長所を有する。

一方で、人体に対する毒性や環境への負荷が強いため地上試験では特別な処理が必要となり、安全対策にコストがかかる。また、凝固点がNTOは-11.2℃、N₂H₄は1.4℃と高く、貯蔵には適切な温度管理が必要となる。供給のためにはヘリウムや窒素のような加圧ガスが必要となり、供給系の構造が複雑となる。

本研究では、大学などが製作する超小型衛星に適用できる、毒性がなく構造が簡素な推進機を実現するために、酸化剤として亜酸化窒素（以下、N₂O）、燃焼としてジメチルエーテル（以下、DME）を用いる二液式推進機を提案する。これまでの研究により、背圧40kPaの真空下でも安定した作動を確認することができていたが、 I_{sp} 効率が50%、 C^* 効率は60%程度の低い値に留まっていた²⁾。そこで、本研究では、N₂O/DME二液式推進機を試作して、燃焼の安定化と性能の向上を目的とする。今回は、スパークプラグの位置をパラメータとして、N₂O/DME二液式推進機の高性能化を図った。

2. 提案する二液式推進機

提案するN₂O/DME二液式推進機は、次のような特徴を有している。N₂OとDMEはそれぞれ1.53と1.59と比重が高いため、推進剤の貯蔵タンクを小型化することが可能である。また、毒性が皆無で環境適合性に優れ、材料に対する反応性が少ないことから、地上試験や製造でのコストを削減できる。蒸気圧はN₂Oが3.18MPa、DMEが0.53MPaであり、自身の蒸気圧を利用して推進剤を供給することにより、供給用の加圧ガスが不要となることから、供給系の簡素化が可能である。また、打ち上げ時に何らかの緊急事態が起きた場合、推進剤を全て排出する必要があるが、N₂OとDMEの場合、自身の蒸気圧により、推進剤の緊急排出が容易である。N₂OとDMEはともに液化ガスであるため、圧力と温度を調整することによって、液体として貯蔵し、

気体として供給することができる。よって、律速段階である蒸発時間をゼロにすることができ、推進機と燃焼室を小型化できる。理論比推力はNTO/N₂H₄が318s、N₂O/DMEが290sと若干低くなっているが、以上のように機構が簡素で安全であることから、大学等の超小型衛星にも適用できるという長所を有する。

3. 実験装置

3.1 試作した推進機

試作した0.4N級の推進機の概略図を以下のFig. 1に、諸元をTable 1に示す。気化したN₂OとDMEは、点火時の急激な圧力上昇を抑制するバッファと噴射器を通じて燃焼室内へ供給される。その後、60Hz周期で繰り返し作動するスパークプラグにより点火する。燃焼熱はノズルを介して運動エネルギーに変換され、推力となる。

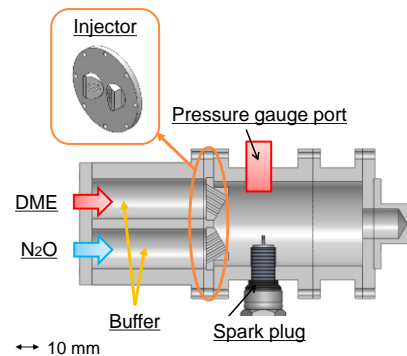


Fig. 1 試作した推進機の概略図

Table 1 試作した推進機の諸元

Target vacuum thrust	[N]	0.4
Combustion chamber pressure	[MPa]	0.4
Theoretical vacuum specific impulse	[s]	208 (O/F=3.5)
		198 (O/F=5.7)
		186 (O/F=8.0)
Thruster length	[mm]	116
Thruster outer diameter	[mm]	60
Combustion chamber inner diameter	[mm]	34
Characteristic length of combustion chamber	[m]	67.6
Throat area	[mm ²]	0.785
Nozzle area ratio (designed so that the thruster presents optimum expansion at the atmospheric back pressure)		1.3

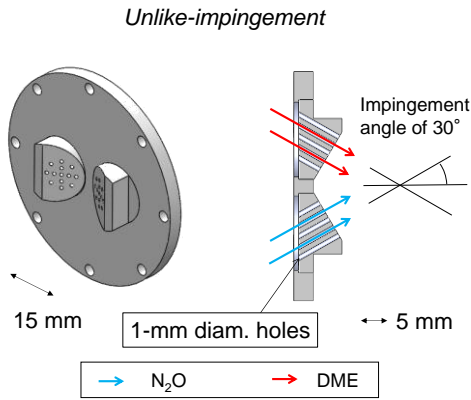


Fig. 2 試作した噴射器の概略図

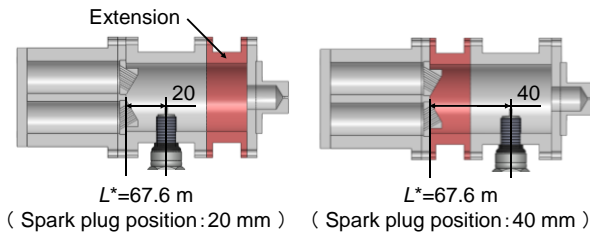


Fig. 3 L^* を変えた場合の推進機の概略図

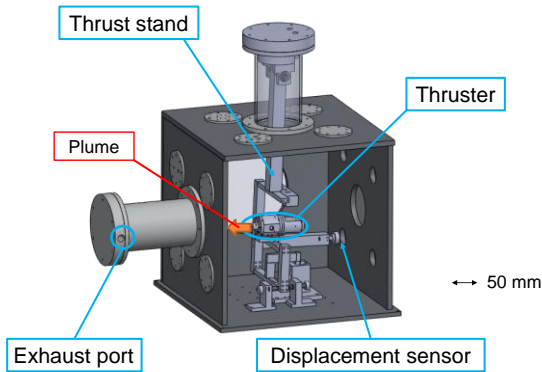


Fig. 4 真空容器の概略図

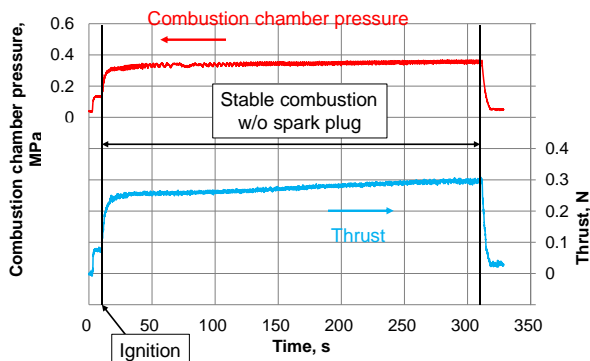


Fig. 5 燃焼室圧力と推力の時間変化

Fig. 2 に試作した衝突噴流型噴射器を示す。この噴射器には直径 1 mm、片側 13 個の噴射口が設けられており、 N_2O と DME を 30 度の角度で衝突させることにより、混合を促

進させる。また、Fig. 3 のように噴射口からスパークプラグの位置を 20 mm、40 mm とするように変化させた。

3.2 真空容器

以下の Fig. 4 に振り子式のスラストスタンドを搭載した真空容器の概略図を示す。この真空容器は真空ポンプにより減圧した。また、安全のために実験中は、真空容器内に窒素を供給して N_2O と DME を希釈している。というのも、未燃の DME がロータリーポンプに滞留すると、燃焼する危険性があるためである。そこで、窒素を供給することで、 DME の爆発限界以下まで希釈し、ロータリーポンプ内での点火を防止している。

4. 実験条件

実験条件である N_2O/DME の混合比(O/F)は、 I_{sp} が最大となる 3.5、量論混合比の 5.7、そして酸化剤過多の 8.0 の 3 条件で行った。 I_{sp} の理論値は化学平衡計算プログラム (CEA) を用いて計算し、推進剤の質量流量は真空推力が 0.4 N となるように決定した。

5. 実験結果

Fig. 5 は、安定した作動が得られたときの推力と燃焼室圧力の時間変化の一例であり、O/F=3.5、スパークプラグ位置が 20 mm の結果である。計測開始と同時に N_2O と DME を供給し始めているため、燃焼室圧力と推力が増加している。推進剤の流量が安定してから、スパークプラグで点火したところ、その直後の燃焼室圧力と推力が急激に上昇し、その後、推力や燃焼圧は変動することなく安定作動していた。なお、安定作動時には、スパークプラグを作動させることなく、燃焼は継続していた。点火してから 300 秒後に推進剤の供給を停止したところ、燃焼が中断した。このときの I_{sp} 効率は 73.0 %、 C^* 効率は 97.9 %であった。Table 2 に、今回行った燃焼実験で得られた I_{sp} 効率と C^* 効率を示す。なお、 C^* 効率が 100 % を越えたのは、マスフローコントローラに 10 % 程度の誤差があるためであると考えられる。スパークプラグ位置が 40 mm の場合では、全ての条件で一切点火することなく燃焼に至らなかった。そのため、スパークプラグの位置は安定した作動に影響していると考えられる。

Table 2 性能評価 (I_{sp} 効率および C^* 効率)

	O/F	I_{sp} 効率	C^* 効率
スパークプラグ位置:20 mm	3.5	73.0 %	97.9 %
	5.7	71.6 %	97.9 %
	8.0	80.9 %	105.7 %
スパークプラグ位置:40 mm	3.5	×	×
	5.7	×	×
	8.0	×	×

× : 点火しなかった場合

6. スパークプラグ位置による作動への影響

先述の通り、スパークプラグの位置により、点火遅れなく点火する場合と全く点火しない場合に分かれた。この理由として、点火直前の DME 濃度と流速の空間分布が起因していると考え、点火前の推進剤の流れを SolidWorks の Flow Simulation を用いて解析した。Flow Simulation は有限体積法を用いた CFD ソフトである。Fig. 6 と 7 は、点火前の推進機とスパークプラグの中心軸を含む断面における O/F=3.5 のときの流速と DME 濃度である。なお、凡例の最大流速は 5.0 m/s となっているが、これは 1.0 m/s 程度の遅い流れを表示するためであり、シミュレーション結果においても、流速は理論通りノズルスロートで音速に、ノズル出口ではマッハ 1.3 程度の流れとなった。

Fig. 6 (b) のスパークプラグ位置が 40 mm である流速を見ると、N₂O の噴流がスパークプラグの約 15 mm 上方を流速 2.5 m/s 程度で通過し、スパークプラグ電極間での平均流速は 0.35 m/s と低くなっている。また、Fig. 7 (b) のように、燃焼室の上流側には DME 濃度が 0.50 程度の領域がある。下流側には DME 濃度が 0.28 程度の領域があることがわかり、スパークプラグ電極間での DME 濃度は 0.42 と、N₂O/DME の量論混合比が 0.15 であることから、当量比で 3 程度となっている。

一方で、点火遅れ 0 秒で点火に至ったスパークプラグ位置が噴射口から 20 mm の場合は、Fig. 6 (a) のように、N₂O がスパークプラグの電極間近傍を流速 3.5 m/s 程度で通過している。そして、Fig. 7 (a) の DME 濃度に着目すると、DME 濃度が量論混合比である 0.15 に比較的近い領域が電極間の近傍にあることがわかる。

このことから、スパークプラグ位置が噴射口から 40 mm の場合に不着火となった理由として、スパークプラグ近傍での DME 濃度が高いことが原因と考えられる。一般的に炭化水素は、量論混合比に近いほど燃焼速度が速く、当量比 1~2 で点火に必要なエネルギーが最小となるが、スパークプラグの電極間とその周囲の当量比は 2~3 程度となっていた。そのため、スパークプラグ電極間の周囲が DME 濃度の高い領域に覆われていたことから、点火に至らなかったと考えられる。

それに対し、スパークプラグ位置が噴射口から 20 mm の場合は、スパークプラグの近傍に先述の流速 3.5 m/s 程度の N₂O の噴流が存在し、DME 濃度が量論混合比に近い領域がスパークプラグ周辺に形成されていることから、点火が容易である。そして、この 3.5 m/s の噴流によって初期火炎が広範囲に伝播し、安定した作動となったと考えられる。

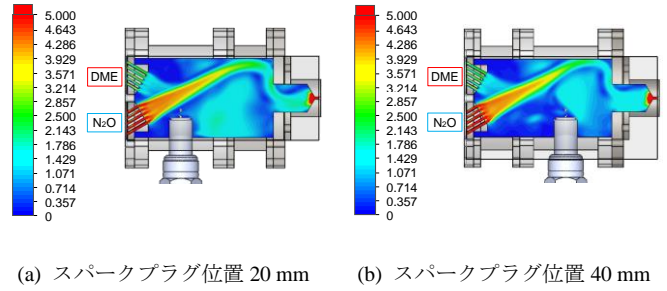


Fig. 6 O/F=3.5, $L^*=67.6$ m における点火前の流速

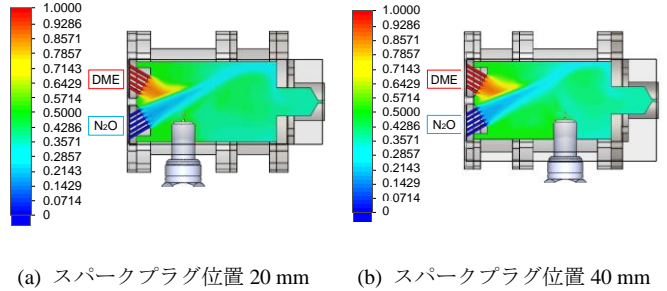


Fig. 7 O/F=3.5, $L^*=67.6$ m における点火前の DME 濃度

7. 結言

本研究では、燃焼安定化と性能の向上を目的として、N₂O/DME 二液式推進機を試作し、燃焼実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 N₂O/DME 二液式推進機を提案した。
- ▶ 燃焼を促進させるための衝突噴流型噴射器を用いて、燃焼室特性長(L^*)を調整して燃焼実験を行った。
- ▶ スパークプラグ位置が 20 mm の場合では、比推力最大となる O/F=3.5 のとき、 I_{sp} 効率が 73.0 %、 C^* 効率が 97.9 %であった。
- ▶ 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。
- ▶ 速やかな点火のためには、量論混合比に比較的近い DME 濃度の領域を広範囲に形成することが必要であると考えられる。

参考文献

- 1) Yoshihide SUGIMOTO, Naoya OZAKI, Stefano CAMPAGNOLA, Chit hong YAM, Bruno SARLI, Hongru CHEN, Yosuke KAWABATA, Satoshi OGURA, Kaito ARIU, Yasuhiro KAWAKATSU and Ryu FUNASE, "First Year Operation of a Micro-Spacecraft Asteroid Flyby Mission: PROCYON," Paper archives of 30th International Symposium on Space Technology and Science, 2015-f-17, July 2015.
- 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: 講演集録, STCP-2014-046, 相模原, 2015