

# 低毒性推進剤にプラズマ支援燃焼を適用した 1N 級小型推進機

九工大・工府 出田 啓介  
九工大・工府 石橋 拓也  
宮崎大・工 各務 聡  
九工大・工院 橘 武史

## 1. 序論

現在、人工衛星等の姿勢制御及び軌道遷移には、小型のロケットエンジン(以下スラスタ)が用いられる。スラスタの作動に用いる推進剤として、現在ではヒドラジンが主流となっている。ヒドラジンは高比推力で非常に着火し易く、触媒と組み合わせることで容易に分解できるという利点がある。しかし、ヒドラジンは毒性が非常に強く、取り扱いの際には、人体との接触や吸入を防ぐ必要があるため、安全対策にコストがかかる<sup>(1)</sup>。また一液式スラスタとして使用する際に用いる触媒は脆く、熱により劣化し、破砕することで配管を詰まらせる恐れがあることや、触媒の生産を海外に依存しているという問題がある。この現状に対処する手段として、ヒドラジンに替わる推進剤を用い、触媒を使わず推進剤に着火させるスラスタを実用化させる必要がある。本研究では、低毒性且つ、貯蔵性が良い推進剤を用い、繰り返し利用が可能な点火装置であるプラズマジェット(以下 P.J.)着火器を備えた従来にない新たな燃焼方式のスラスタを提案する。

## 2. 低毒性推進剤の選定と性能評価

近年、低毒性推進剤の使用を目的とした研究が活発的に行われており、様々な推進剤が注目されている。例としては、ジメチルエーテル(DME)、エタノール、亜酸化窒素( $N_2O$ )、ヒドロキシルアンモニウムナイトレート系推進剤(HAN 系推進剤)が主に挙げられる。本研究では、比較的貯蔵性及び入手性に優れている  $N_2O$  とエタノールを採用しており、二液式推進剤として用いる。 $N_2O$  とエタノールは共に毒性が低く、食品添加物や医療用としても用いられており、人体への影響は小さい。また、 $N_2O$  は液化ガスとして貯蔵ができ、5 MPa の蒸気圧を持つため、推進剤としての利用とエタノールの加圧とを共用できるという利点がある<sup>(2)</sup>。

Table 1 に  $N_2O$ /エタノール推進剤の性能評価を行った結果を示す。この値は推進剤の比推力( $I_{sp}$ )を示しており、推進剤そのものが持つ性能である。また、比較として、ヒドラジンを二液式として用いた四酸化二窒素( $N_2O_4$ )/ヒドラジン推進剤の結果を示す。比推力の評価方法は、化学平衡計算プログラム NASA-Chemical Equilibrium with Application (CEA)を用いて解析を行った<sup>(3)</sup>。条件は設定燃焼室圧力 0.4 MPa、開口比 80 で行っている。また、 $N_2O$ /エタノール推進剤の混合比  $O/F$  は比推力が最大となる  $O/F=4$  としている。解析結果から分かるように  $N_2O$ /エタノール推進剤は、ヒドラジンと同等の特性を持つことから、代替推進剤として十分な特性を有すると言える。

## 3. P.J.着火器

本研究では、触媒に替わる新たな点火方式として、P.J.による支援燃焼を行っている。これはアークジェットスラスタと同じ構造であり、実際に宇宙用推進機として搭載されているため、信頼性が高く、安定した作動が可能である。P.J.は高熱源であり、プラズマ化したジェットを放出するため、ラジカルにより化学反応を促進する効果が期待できる。本研究では、 $N_2O$  を作動ガスとして用いている。

## 4. 推進剤の噴射

液体推進剤を燃焼させる場合、液体を微粒化した状態で噴射し、蒸発に要する時間を短縮させる必要がある。本研究では、同軸型噴射器を用いており、推進剤の供給を行っている。同軸型噴射器は、気体と液体を同時に供給するため、 $N_2O$  ガスとエタノールを共に使用することで、エタノールの微粒化と推進剤の混合を同時に行える利点がある。

## 5. 試作スラスタ

本研究で試作したスラスタの概略及び写真を Fig.3 に示す。設定燃焼室圧力は 0.65MPa (大気圧下)であり、設定推力は 1.2 N としている。燃焼室の側面には、圧力ポートを設け、実験中は圧力を測定できるようになっている。なお、P.J.の投入電力は約 1.5 kW としている。

Table 1 推進剤の性能比較

	$N_2O$ /エタノール	$N_2O_4$ /ヒドラジン
$I_{sp}$ [sec]	288	320

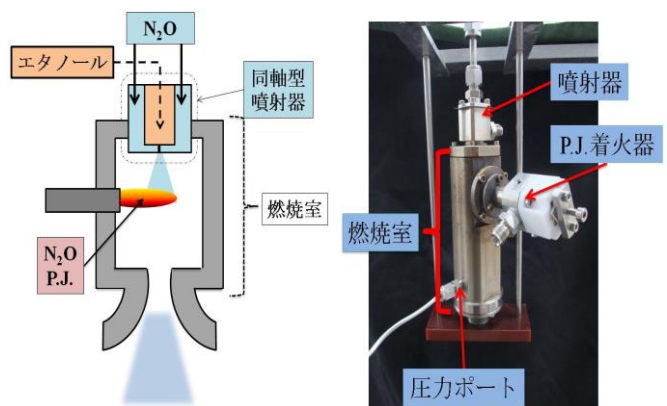


Fig. 1 試作スラスタの概略及び写真

6. 実験概要・評価方法

試作したスラスタの仕様を Table 2 に示す。今回は安全面を考慮して大気圧下で燃焼実験を行い、実験中は燃焼室圧力と推力を計測した。N<sub>2</sub>O/エタノール推進剤の混合比は比推力が最大となる O/F=4 としている。また、今回使用するエタノールは、可燃性の液体であるため、燃焼室圧力の上昇後に P.J.の作動を停止させ、自律燃焼が可能であるかを試みた。実験後には C\*効率を算出し、性能評価を行った。

7. 実験結果・考察

Fig.4 に燃焼室圧力、P.J.放電電流、エタノール供給量の時間経過を示す。これから分かるように、燃焼室内の圧力は 280 kPa 程まで上昇した。しかし、エタノールの供給後、すぐに圧力は上昇せず、安定するまでに時間を要している。これは、P.J.によるエネルギーがエタノールの蒸発に使われ、燃焼が始まるまでに時間を要するためだと考えられる。また、P.J.の作動開始直後に圧力の上昇が確認できる。これは、N<sub>2</sub>O が P.J.のエネルギーを得ることで、自己発熱、分解したものによると考えられる。

また、P.J.放電電流の波形から分かるように、P.J.の作動停止後においても、燃焼室圧力は安定しており、推進剤の供給のみで、燃焼が維持できていることが分かる。同条件での実験を繰り返したところ、燃焼室圧力が約 200 kPa に達するまでは P.J.による支援燃焼は必要であり、その後は P.J.の作動を停止しても自律燃焼が可能となることが分かった。

Fig. 5 に燃焼室圧力と推力の時間変化を示す。このグラフから分かるように、燃焼室圧力と推力の時間変位が同じ推移で変化していることから、推進剤の燃焼により推力が発生していることが考えられ、今回試作したスラスタが作動したことが確認できた。

得られた実験結果より、性能評価を行ったところ、C\*効率は、約 60% となり、計測された推力は 0.35 N となり、目標の約 30% であることが分かった。また、推力係数 C<sub>f</sub> が設定の 1.24 に対し、0.53 であった。C\*効率が 60% となった原因については、推進剤の微粒化が不完全であり、燃焼室内での反応が十分行われず、未燃ガスとしてノズルから排出されていることが第一に考えられる。その他の原因としては、スラスタ本体や外部への熱損失が起きていることが考えられる。これらの対策としては、噴射器から噴射される液体推進剤の粒径をさらに細かくすることや、熱損失を低減するための工夫として、推進剤の供給を再生冷却方式化することで、解決できると考えられる。また、今回設計したスラスタは、大気圧下での実験であるため、ノズル開口比が非常に小さくなり、適正膨張できていないと考えられる。よって大気圧下での推力測定は非常に難しいため、真空中での実験が望まれる。

8. 結論

- ・ 従来型に替わる新たなスラスタとして N<sub>2</sub>O/エタノール推進剤にプラズマ支援燃焼を行う方式を提案し、作動が確認できた。
- ・ 燃焼実験を行ったところ、C\*効率は 60% 達成できた。
- ・ スラスタより推力の発生が確認されたが、目標推力の 30% 程となり、ノズルでの推力への変換が不十分である。

9. 参考文献

1. 木村逸郎,ロケット工学, 1993
2. 徳留 真一郎, 八木下 剛, 羽生 宏人, 鈴木直洋, 大毛 康弘, 嶋田 徹, 亜酸化窒素(N<sub>2</sub>O)/エタノール推進系の実験研究, JAXA Repository ISSN: 1349-1113
3. Gordon, S., and McBride, B. J., "Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications," NASA RP-1311, 1994

Table 2 スラスタ仕様

設定燃焼室圧力	650 [kPa]
設定推力	1.2 [N]
燃焼室断熱火炎温度	2926 [K]
ノズル開口比	2
比推力(真空中)	228 [sec]
比推力(大気圧下)	193 [sec]

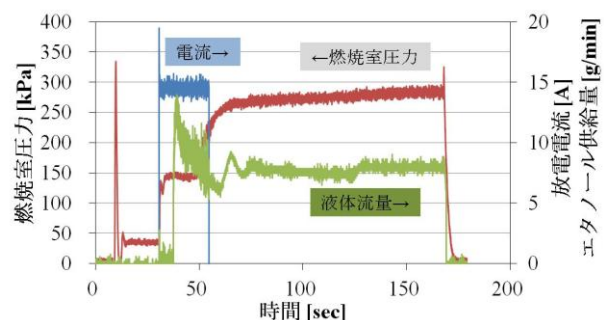


Fig. 2 各計測値の時間経過

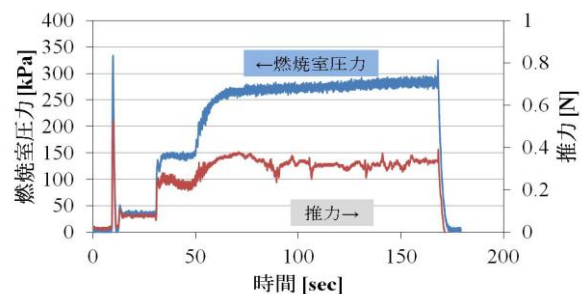


Fig. 3 燃焼室圧力と推力の時間推移