

# N<sub>2</sub>O/ジメチルエーテル推進剤を用いた宇宙用小型推進機

○山中 元貴(九工大・工・院), 松下 達也(九工大・工・院), 渡邊 慎平(九工大・工・学)  
各務 聡(宮崎大・工), 橘 武史(九工大・工院)

## 1 序論

人工衛星には軌道保持や姿勢制御のために、小型推進機(以下、スラスタ)が搭載されている。現在、その推進剤として、性能や信頼性に優れたヒドラジン系 2 液式推進剤が用いられている。しかし、毒性が非常に強く取り扱いが困難であるため、安全対策にコストがかかる。また、凝固点が 1℃と高いため、貯蔵時には温度管理装置が必要となり、スラスタの重量の増加につながる。

そこで、本研究では、低毒で凝固点の低い亜酸化窒素(以下、N<sub>2</sub>O)とジメチルエーテル(以下、DME)を用いた 2 液式推進剤のスラスタを提案し、その性能を検討する。

これまで、N<sub>2</sub>O /DME スラスタを試作し、大気圧雰囲気下で実験を行ったが、推力は目標の 40 %程度しか得られなかった。推進剤の混合の不十分さと熱の損失が原因と考えられるため、本研究ではスラスタの燃焼室の形状を改善して、推力の向上を図った。

## 2 N<sub>2</sub>O/DME 推進剤

酸化剤として用いる N<sub>2</sub>O は、笑気ガスとも呼ばれ、食品添加物や麻酔としても利用される。燃料として用いる DME は、示性式 CH<sub>3</sub>OCH<sub>3</sub> のエーテル化合物であり、燃焼時に煤や PM(Particulate Matter)の発生がなく自動車用の燃料としても期待される。また、空気中において容易に分解し、温室効果やオゾン層破壊の心配がないことから、フロンガスに代わるスプレー缶の噴射剤として利用されてきた。この N<sub>2</sub>O と DME を 2 液式推進剤として用いることにより、以下のような利点がある。

- 無毒である。
- 金属材料に対し腐食性がない。
- 凝固点は N<sub>2</sub>O が -102℃、DME が -141℃ と低いため、宇宙空間において液体として貯蔵でき、ヒーターによる温度管理が不要となる。
- 飽和蒸気圧は N<sub>2</sub>O が 5 MPa、DME が 0.6 MPa と扱いに適しており、自己の圧力でスラスタに供給できる。また容易に気化するため、霧化が不要であり、混合させやすい。
- スラスタの性能を示す比推力の理論値は、N<sub>2</sub>O<sub>4</sub>/ヒドラジンスラスタが 319 s、N<sub>2</sub>O/DME スラスタが 287 s であり、遜色ない性能である。

以上より N<sub>2</sub>O と DME は安全性、貯蔵性に優れた高性能な推進剤と言え、スラスタの小型軽量化や簡素化に貢献する。

## 3 実験装置及び実験手順

昨年度試作した旧スラスタの構造は Fig. 1 の左図に示すように、N<sub>2</sub>O と DME をそれぞれ 1 つの供給口から燃焼室に送り込む構造であったため、混合が不十分になり易かった。そこで、今回 Fig. 1 の右図に示すように、N<sub>2</sub>O と DME の供給口を同軸円周上にそれぞれ数か所設け、燃焼室に対し均一に供給できるようにし、混合の促進を図った。また、供給口を微小穴にすることで、燃焼ガスが供給ラインに逆流することを防ぐ効果も得られた。この混合方法を実現するために、Fig. 2 に示すような二重管構造を採用し、更に DME を再生冷却剤として利用可能な構造にした。次に、燃焼室特性長さ  $L^*$  の変化による燃焼への影響を調べるために、Fig. 3 に示すように  $L^*$  の異なる 3 種類の燃焼室を試作した。

実験の手順は、推進剤を供給後にイグナイタで放電を起こし、燃焼を誘起させている。

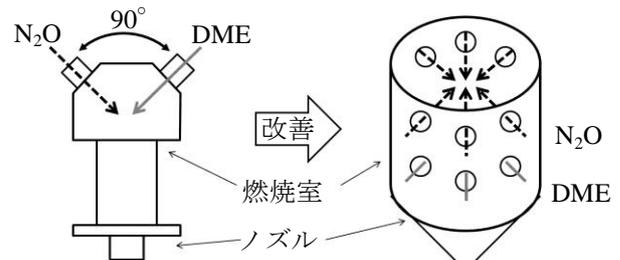


Fig. 1 推進剤の混合方法の概略図

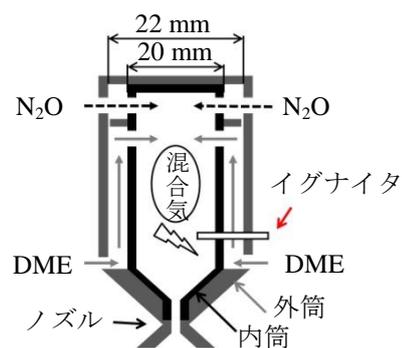


Fig. 2 二重管構造の概略図

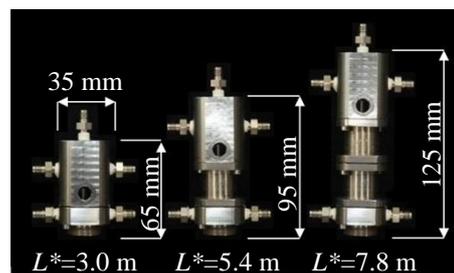


Fig. 3  $L^*$  の異なる燃焼室の外観図

#### 4 実験条件

今回試作した二重管構造スラスタ(以下, 新スラスタ)を用いて①旧スラスタとの性能比較, ②混合比の変化による影響, ③燃焼室特性長さの変化による影響, ④熱損失の影響を調査した. 実験条件は, 大気圧雰囲気下で推力 1.0 N を得られるように設定した. 混合比は, 理論的に比推力が最大となる混合比  $O/F=3.5$ , 量論混合比  $O/F=5.7$ , 酸化剤過多となる混合比  $O/F=8.0$  とした. 燃焼室特性長さは,  $L^*=3.0$  m,  $L^*=5.4$  m,  $L^*=7.8$  m の 3 種類を用いる.

#### 5 結果及び考察

##### 5.1 新スラスタと旧スラスタの性能比較

$O/F=3.5$ ,  $L^*=7.8$  m の場合の燃焼室圧力と推力の時間変化を Fig. 4 に示す. 放電開始と同時に燃焼室圧力が 0.3 MPa 程度まで上昇し, その数秒後に放電を停止したが燃焼室圧力は安定して維持することを確認した. 燃焼の完了度を示す  $C^*$  効率は 73 % 得られ, 推力は目標の 50 % にまで向上した.

旧スラスタとの性能比較を Table 1 に示す. 旧スラスタと比較して  $C^*$  効率は 38 %, 推力は 25 % 向上しており, 推進剤の混合促進の効果が得られたと考えられる.

##### 5.2 混合比の変化による影響

$L^*=7.8$  m の場合において, 混合比を  $O/F=3.5$ ,  $O/F=5.7$ ,  $O/F=8.0$  と変化させた時の比推力の結果を Table 2 に示す. これより,  $O/F=8.0$ ,  $O/F=5.7$ ,  $O/F=3.5$  の順に比推力が高くなることを確認した.

これは, 理論値と同様の傾向を示し,  $O/F=3.5$  で比推力が最大となっている.

##### 5.3 燃焼室特性長さの変化による影響と熱損失の影響

$O/F=3.5$  の場合において, 燃焼室特性長さを  $L^*=3.0$  m,  $L^*=5.4$  m,  $L^*=7.8$  m と変化させた時の  $C^*$  効率を Table 3 に示す. 結果より,  $L^*$  の変化によって  $C^*$  効率の変化は見られなかった.

これは, 推進剤の発熱量に対し, スラスタの壁面に奪われる熱量が非常に小さいためと考えられる. そこで, 熱損失の影響を調べるために燃焼室壁面の温度を測定した所, スラスタに奪われる熱量は推進剤の発熱量に対し, 十分に小さい値であった.

#### 6 まとめ

本研究にて,  $N_2O/DME$  推進剤の混合促進を可能とする二重管構造スラスタを試作し, 大気圧雰囲気下で作動実験を行った所, 以下の結論を得た.

- 新スラスタの  $C^*$  効率は 73 %, 推力は目標の 50 % まで向上した.  
(旧スラスタと比較して  $C^*$  効率は 38 %, 推力は 25 % 向上した)

- 混合比を変化させた所, 理論値の傾向と同様に  $O/F=8.0$ ,  $O/F=5.7$ ,  $O/F=3.5$  の順に比推力は高くなった.
- 燃焼室特性長さを変化させた所,  $L^*=3.0$  m,  $L^*=5.4$  m,  $L^*=7.8$  m の  $C^*$  効率は同程度であった.
- 熱損失の影響を調べた所, スラスタに奪われる熱量は推進剤の発熱量と比較して十分に小さい値であった.

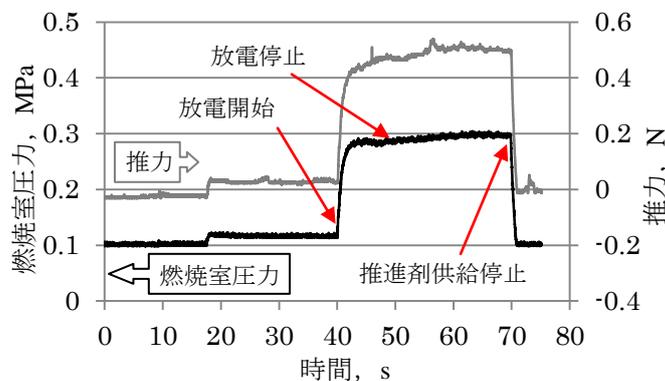


Fig. 4 燃焼室圧力と推力の時間変化

Table 1 新スラスタと旧スラスタの性能比較

		推力, N	$C^*$ 効率, %
目標値		1.0	100
実験値	旧スラスタ	0.4	53
	新スラスタ	0.5	73

Table 2 異なる混合比に対する比推力

$O/F$	比推力, s	理論比推力, s
3.5	86.8	170
5.7	83	164
8.0	79	158

Table 3 異なる燃焼室特性長さに対する  $C^*$  効率

燃焼室特性長さ $L^*$ , m	$C^*$ 効率, %
3.0	72.3
5.4	72.5
7.8	72.7

#### 7 参考文献

- 1) 富田 信之 他, ロケット工学基礎知識, コロナ社, 2001
- 2) 日本 DME フォーラム編, DME ハンドブック, オーム社, 2006
- 3) 社団法人日本化学会編, 丸善, 1977
- 4) 鈴木 弘一, ロケットエンジン, 森北出版, 2004