

N₂O/DME を推進剤とするスラスタ

○松下達也(九工大・院), 渡邊慎平(九工大・院), 坂東佳祐(九工大・学)
各務聡(宮崎大・工), 橋武史(九工大・工院)

1 研究背景

人工衛星や探査機などの宇宙機には姿勢や軌道の制御のために小型の推進機(以下, スラスタ)が搭載されている。現在, スラスタの推進剤には性能や信頼性の高さから主にヒドラジン系 2 液式推進剤が用いられている。しかし, ヒドラジンは人体に対し強い毒性を持っており, 取扱い時の安全対策にコストがかかる。また, 凝固点が 1 °C と高いため, 宇宙空間で液体として保存するためには温度管理装置が必要となり, スラスタの重量増加に繋がる¹⁾。

そこで, 本研究は無毒かつ低凝固点の亜酸化窒素(以下, N₂O)とジメチルエーテル(以下, DME)を推進剤に用いたスラスタを提案する。

これまでに N₂O/DME 推進剤を用いたスラスタの作動を実証している。しかし, 推力は目標値 1 N の 50 % に留まっている。この原因として, 燃焼室において反応が完了していないと考えられる。そこで, 推進剤供給方法やスラスタ構造を変更し, 燃焼を促進させることで性能の向上を図った。

2 N₂O/DME 推進剤概要

本研究では N₂O を酸化剤, DME を燃料とした 2 液式推進剤を提案している。N₂O は医療用麻酔薬や食品添加物, DME はスプレー缶の噴射剤として利用されていることからわかるように, N₂O と DME とともに人体に対して毒性はない。また, 金属材料に対しても腐食性は無い。凝固点は N₂O が -102 °C, DME が -144 °C と非常に低く^{2) 3)}, 宇宙空間での保存に温度管理装置は不要である。さらに, N₂O は 5 MPa, DME は 0.6 MPa の飽和蒸気圧を有しているため^{2) 3)}, 自己の圧力でスラスタに供給でき, 気化しやすい性質であることから加圧装置や噴霧装置が不要になる。

スラスタ性能の判断基準の 1 つとして比推力がある。提案する N₂O/DME スラスタの理論比推力は 294 s, 四酸化二窒素/ヒドラジンスラスタは 338 s であるが, 上記の利点を考慮すれば, スラスタの小型軽量化が可能になるため, 遜色ない性能を有していると判断できる。

以上のことから, N₂O/DME 推進剤を用いることで, 取扱性, 安全性に優れた高性能なスラスタの実現が可能となる。

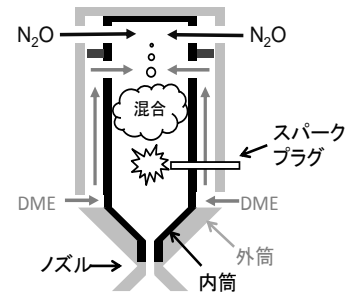


Fig. 1 2重管構造スラスタ概要

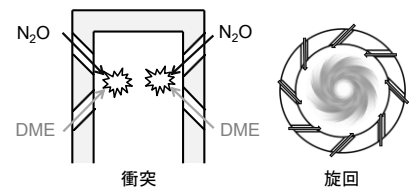


Fig. 2 衝突型および旋回型供給方法概要

3 実験装置

3.1 2重管構造スラスタ

本研究では推進剤による再生冷却を目的として, 燃焼室を 2 重管構造としたスラスタを提案してきた。2 重管構造スラスタの概要を Fig. 1 に示す。内筒と外筒の隙間に DME を流すことで高温になるスラスタの冷却を行い, 同時に推進剤の予熱をしている。推進剤は内筒円周上に設けた微小穴より N₂O と DME を上下段に分けてそれぞれ並行に供給している。この時, 供給口が微小であることや, 内筒と外筒に隙間があることにより, 着火時に燃焼ガスが供給ラインへ逆流することを防ぐ効果もある。推進剤への着火方法としては, スパークプラグを使用した火花放電による点火方式を採用している。

3.2 内筒の変更

推進剤の混合を改善することにより燃焼の促進を目的としてスラスタ内筒の変更を行った。そこで, 供給流速を上げることで混合が促進すると考え, 供給口を縮小した内筒を製作した。

また, 供給角度が性能に与える影響を調べるために供給角度を変更した内筒も製作した。この時, 変更した供給角度によって衝突型と旋回型の 2 種類を製作した。

3.3 小型スラスタ

一般的に燃焼室特性長さ L^* は大きくなるほど、燃焼の完了度は向上する傾向にあるが、一方で、スラスタが大きくなるため熱損失や壁面での摩擦損失なども増加する⁴⁾。これまでのスラスタは $L^*=3.0$ m であることから、一般的なスラスタの $L^*=1$ m に比べ、燃焼室が大きい。そこで、スラスタ全体を小型化し、 L^* を 1.5 m まで短縮することで、性能の向上が期待できると考えた。Fig. 3 に製作した小型スラスタ外観および $L^*=3.0$ のスラスタとの比較を示す。また、小型スラスタの推進剤供給方法も旋回型と衝突型の2種類とした。

4 実験目的および実験結果

推進剤供給方法の変更およびスラスタサイズの変更が性能へ与える影響を調べるために、内筒やスラスタ構造を変更して実験を行った。

なお、本研究は各実験を全て大気圧雰囲気で行っている。また、推進剤流量はどの条件においてもスラスタが大気圧雰囲気下で 1 N の推力を発揮するように設定している。

5 結果及び考察

5.1 推進剤供給方法の変更

内筒の変更による性能の比較を行った。実験結果を Table 1 に示す。この結果より、内筒による推進剤供給方法の変更では性能に大きな差はなく、性能の上昇も見られなかった。つまり本研究において、推進剤供給速度や角度はスラスタの性能に大きな影響を与えないと考えられる。

5.2 小型スラスタ

スラスタの小型化による性能への影響を調べた。に実験結果を示す。Fig. 4 に小型衝突型の燃焼室圧力、推力の時間変化を示す。これより、放電停止後も燃焼室圧力、推力ともに安定していることから、スラスタを小型化した際も安定した燃焼を維持していることが確認できる。また、Table 2 に実験結果のまとめを示す。この結果より、小型スラスタの性能はこれまでのものと遜色のないものであった。つまり、性能の向上には至らなかったが、スラスタの小型の観点においては成功したと言える。

6 まとめ

本研究において 2 重管構造スラスタの内筒を変更したスラスタ、小型スラスタおよび N_2O 再生冷却スラスタを試作し、作動実験を行った結果、以下の結論を得た。

- 混合比を変化させた比推力を比較すると理論どおりの傾向を示した。
- 内筒を変更することで推進剤の供給方法を変

化させたが、性能の違いは見られなかった。

- スラスタを小型化しても遜色ない性能を発揮できた。

7 参考文献

- 1) 鈴木弘一, ロケットエンジン, 森北出版, 2004
- 2) 日本 DE 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) 木村逸郎, ロケット工学, 養賢堂, 1993

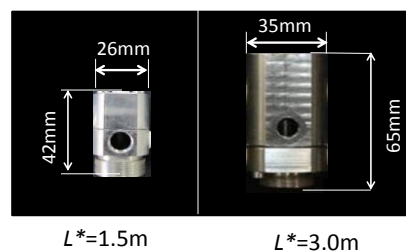


Fig. 3 小型スラスタ外観および比較

Table 1 各内筒での性能比較

| 内筒形状 | 推力, N | 燃焼室圧力, MPa | C*効率, % |
|------|-------|------------|---------|
| 小供給口 | 0.50 | 0.25 | 60 |
| 衝突型 | 0.45 | 0.28 | 65 |
| 旋回型 | 0.51 | 0.30 | 75 |

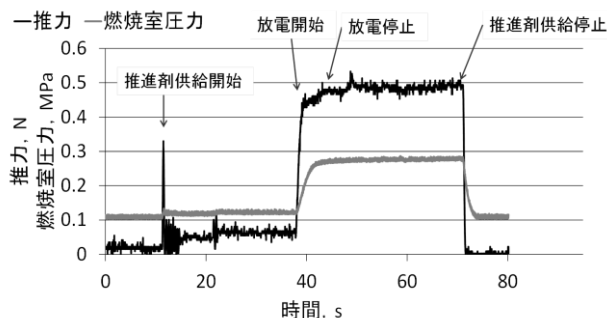


Fig. 4 小型スラスタでの燃焼室圧力、推力時間変化

Table 2 小型スラスタ実験結果まとめ

| スラスタ形状 | 推力, N | 燃焼室圧力, MPa | C*効率, % |
|--------|-------|------------|---------|
| 小型衝突 | 0.50 | 0.28 | 70 |
| 小型旋回 | 0.45 | 0.25 | 62 |