

HTPB/AP コンポジット推進剤を用いたレーザ点火型マイクロスラスタ

○飯盛 翔太^{*1}, 鬼塚 信吾^{*2}, 矢野 康之^{*3}, 各務 聡^{*4}
Shota ISAKARI, Shingo ONIZUKA, Yasuyuki YANO and Akira KAKAMI

^{*1} 宮崎大学工学部機械システム工学科, ^{*2} 宮崎大学大学院工学研究科機械システム工学専攻

^{*3} 宮崎大学工学部ものづくり教育実践センター, ^{*4} 宮崎大学工学部機械設計システム工学科

Abstract: 本研究では, HTPB/AP コンポジット推進剤を用いたレーザ点火型のマイクロスラスタの試作及び評価を行う。これまで固体推進剤を用いたワンショット型のマイクロスラスタには, B/KNO₃などの真空下で点火しやすい推進剤が使用されてきた。一方で, 比推力の点では真空下での点火が困難であるが性能に優れる HTPB/AP 系推進剤が好ましい。そこで, HTPB/AP コンポジット推進剤を樹脂により密封しレーザ加熱によって点火するマイクロスラスタを提案する。今回, 試作機での推力測定結果について報告する。

1. 序論

ロケットの打ち上げ能力の増大とともに大型化傾向にあった宇宙機であるが, 近年は開発期間の短縮や衛星のコスト削減という要求から, より安価な開発が可能な小型衛星が注目を浴びている。小型衛星による高度なミッションの実現には姿勢・軌道制御システムの中核となる超小型推進機(マイクロスラスタ)の研究開発が不可欠である。液体推進機に比べ, スラスタの小型化・軽量化のためにはバルブなどの配管系が必要なく, 小型化や信頼性の向上が可能な固体推進機が有望である。そこで, レーザの照射により固体推進剤を点火するワンショット型のマイクロスラスタを提案する。

これまで固体推進剤を用いたワンショット型のマイクロスラスタには, ボロン/硝酸カリウム(以下, B/KNO₃と記す)など真空下で点火しやすい推進剤が用いられた例がある¹⁾。一方で, B/KNO₃は点火薬であり比推力が比較的低いため, 高 ΔV 化のためには比推力の点では真空下での点火が困難であるが性能に優れる HTPB/AP 系推進剤が好ましい。そこで, HTPB/AP コンポジット推進剤を樹脂により密封しレーザの照射により点火するマイクロスラスタを提案し, 試作機を用いて推力測定を行った。

2. 実験装置

2.1 マイクロスラスタ 試作したマイクロスラスタの概略図を Fig. 1 に示す。スラスタはノズル, 推進剤, プロペラントホルダ, 半導体レーザから構成されている。プロペラントホルダは, 点火用レーザの透過窓も兼ねるために透過性に優れるアクリルで製作した。

本マイクロスラスタでは, 固体推進剤を樹脂により密封し, 推進剤表面を局部的にレーザ加熱することにより推進剤と樹脂の間で圧力上昇を引き起こし, 推進剤への点火を行う。試作したマイクロスラスタに関しては, 第3章に詳細を述べる。

2.2 真空装置 実験は Fig. 2 に示すような立方体型の真空チェンバを用いた。真空チェンバは燃焼ガスによる腐食を

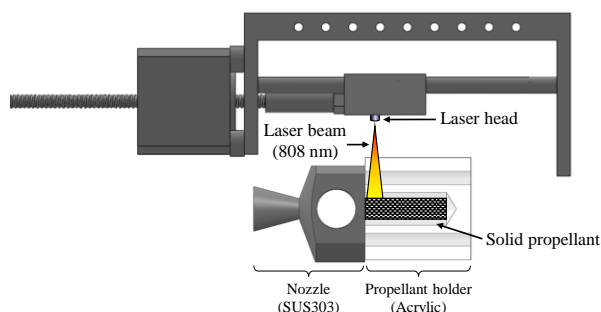


Fig. 1 提案するマイクロスラスタ

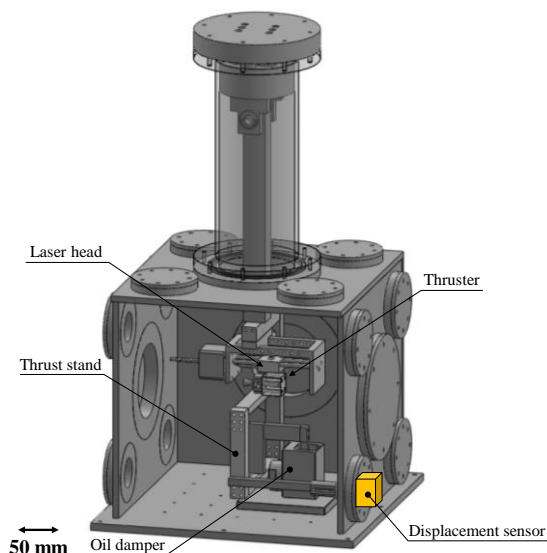


Fig. 2 真空チェンバ内部構造

考慮しステンレス鋼(SUS303)製である。真空ポンプを用いて真空チェンバ内を減圧し, 雰囲気圧力は1.0 kPa以下の環境下にて実験を実施した。

2.3 推力測定 マイクロスラスタの推力は, 真空チェンバ内に設置した振り子式スラストスタンドにより測定した。このスラストスタンドは, 振り子式の推力測定装置であり,

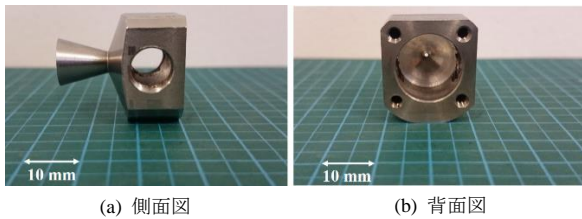


Fig. 3 試作したノズル

推力によって生じた振り子の変位をもとに推力を算出する。なお、変位測定にはレーザ変位計を用いた。

2.4 燃焼室圧力測定 燃焼室内の圧力測定には SICK 製圧力センサ PBT Pressure Transmitter を用いた。詳細は後述するが、試作機の燃焼室壁面に圧力測定用のポートを設けており、このポートに圧力センサを接続した。

3. 試作した 0.1 N 級マイクロスラスタ

3.1 ノズル 製作したノズルの外形を Fig. 3 に、諸元を Table 1 に示す。ノズル部は燃焼ガスによる腐食を考慮してステンレス鋼 (SUS303) を使用した。

3.2 推進剤 比推力の点で性能に優れる HTPB/AP コンポジット推進剤を使用した²⁾。HTPB と AP の配合比は 15/85 wt% であり、レーザ光の吸収を促進するためカーボンブラックを 0.5 wt% 添加している。また、形状は 5×5×20 mm の直方形である。

この推進剤を Table 1 の試作機に適用したときの理論性能を化学平衡計算プログラム NASA-CEA (Chemical Equilibrium with Applications) を用いて算出した³⁾。圧力がノズルの設計値である 0.03 MPa のとき、凍結流条件での比推力は 268.6 s であった。

3.3 プロペラントホルダ プロペラントホルダはレーザ光を透過するアクリルで製作し、中心部に直径 8 mm のドリル孔をあけた。この孔に推進剤を入れてレジンで密封した。なお、この密封には日新レジン製クリスタルレジンをを用いた。

3.4 半導体レーザ 推進剤の点火には、Jenoptik 製ファイバカップリング型高出力半導体レーザ JOLD-45-CPXF-1L を用いた。定格出力は 45 W、発振波長は 808 nm である。レーザパワー密度分布の測定を行った結果、レーザパワー密度は 0.98 W/mm² であり、ビーム径は 5.65 mm であった。

4. 実験結果及び考察

試作したマイクロスラスタを真空チェンバ内に設置してレーザを作動させるところ推力が発生した。半導体レーザ照射開始時刻を 0 s とし、推力及び燃焼室圧力の時間変化を Fig. 4 に示す。レーザの照射を開始して約 3 s 後に推力と燃焼室内の圧力上昇を確認した。また、レーザによる点火後、燃焼が継続し安定した推力及び圧力を示した。燃焼実験の様子を Fig. 5 に示す。燃焼が安定したとき平均推力は 0.1 N、平均燃焼室圧力は 0.17 MPa、比推力 I_{sp} は 101 s であった。

また、現状としてレーザによる点火後燃焼が開始するものの確実に燃焼を維持できる段階に至っておらず、火炎が途中で吹き消えてしまうことがしばしば発生している。このこと

設計推力 F	0.1 N
設計燃焼室圧力 p_c	0.03 MPa
スロート断面積 A_t	0.79 mm ²
燃焼室容積 V_c	2372.9 mm ³
燃焼室特性長 L^*	3.0 m
開口比 ϵ	50

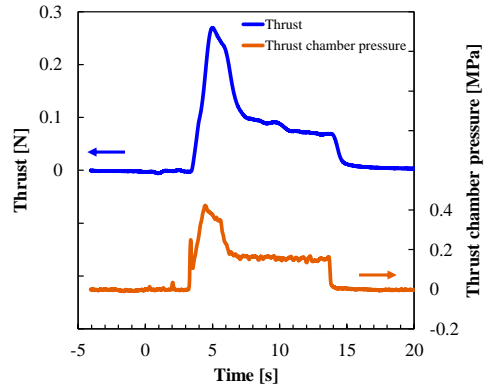


Fig. 4 推力及び燃焼室圧力測定結果

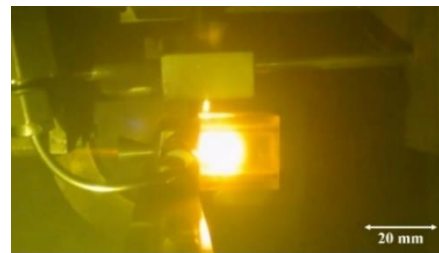


Fig. 5 燃焼実験の様子

から保炎についての検討が必要であり、レーザによる点火後のアブレーションの構造が未解明であるため、今後は高速カメラによる燃焼面の観察などを検討している。

5. 結言

本研究では、HTPB/AP コンポジット推進剤をレジンで密封し、レーザ加熱により点火するマイクロスラスタを考案し、以下の結論を得た。

- 1) 比推力の点で性能に優れる HTPB/AP コンポジット推進剤を用いた、0.1 N 級レーザ点火型のワンショット型マイクロスラスタを試作した。
- 2) 真空環境下での推進剤への着火及び燃焼を確認した。このときの比推力 I_{sp} は 101 s であった。
- 3) 推進剤を樹脂で密封することで、着火時の圧力増加を促した。

参考文献

- 1) 増田祐輔, 小泉宏之, 林 知之, 中野正勝, 小紫公也, 荒川義博: レーザ着火マイクロ固体ロケットにおける燃焼室圧力制御による性能向上, 日本航空宇宙学会論文集, **61** (2013), pp.9-15.
- 2) 木村逸郎: ロケット工学, 養賢堂, 1993.
- 3) Gordon, S. and McBride, B. J.: Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications, NASA Reference Publication 1311, 1996.