

## レーザー加熱により燃焼制御を行う固体マイクロスラスタにおいて カーボンブラックが性能に及ぼす影響

### Effect of Carbon Black on Performance for Laser controlled Solid Propellant Microthruster

○原口 大地\*1, 松浦 有佑\*2, 矢野 康之\*3, 各務 聡\*2

\*1 宮崎大学大学院工学研究科工学専攻機械・情報系コース

\*2 宮崎大学工学部機械設計システム工学科

\*3 宮崎大学工学部教育支援技術センター

## 1. 序論

ロケットの打ち上げ能力の増大に伴い、人工衛星は大型化傾向にあったが、近年小型衛星にも注目が集まっている。例としては、2014年に打ち上げられたほどよし3・4号などがある。小型衛星は、開発期間を短縮でき、開発コストを削減できることから大学やベンチャー企業でも開発が可能になり、宇宙開発産業への参入がしやすくなる。しかし、コンステレーションやフォーメーションフライトなどの高度なミッションの達成には、軌道保持・姿勢制御を行うためのスラスタが必要不可欠であるため、小型衛星への搭載に適したスラスタの開発が急務である。しかし、このようなスラスタの実現には非常に厳しい制約があり、例えば衛星が小型であることからスラスタ自体も小型である必要がある。また、スロットリングが可能であること、更に高い信頼性も要求される。軌道保持・姿勢制御を行うためのスラスタとして、スロットリングや作動の中断と再開が容易な液体スラスタが考えられるが、タンクやバルブを有するため小型化が困難である。そこで本研究では、固体スラスタに着目した。

固体スラスタは、構造が比較的簡素であることから小型化が容易である。更に、推進剤が固体であることからリークの恐れがなく、高い信頼性を得られるというメリットがある。一方で、一度点火すると燃焼が自律的に持続してしまうという性質を有しているため作動の中断と再開が困難であるというデメリットがある。

そこで本研究では、外部からのエネルギー供給なしでは燃焼が維持できない推進剤配合比を明らかにし、熱源としてレーザーを用いることで燃焼制御を行う固体マイクロスラスタを提案してきた。これまでの研究により、レーザー照射中の安定した作動とレーザーによる燃焼の制御性を実現してきた<sup>1)</sup>。更に、レーザーを吸収させるために推進剤に添加しているカーボンブラック(C)を細粒化することにより点火遅れが抑制されることを明らかにした。今回は、更なる点火遅れの抑制と性能向上のため、C添加量を従来の0.5 wt%に加え、0.3, 0.7 wt%と変化させ、性能評価を行った。

## 2. 試作した0.1 N級マイクロスラスタ

試作した0.1 N級マイクロスラスタの概略図を Fig. 1 に示す。試作したスラスタは、ノズル、燃焼制御可能な固体推進剤、レーザーヘッド、トラバース装置から構成されている。固体推進剤上面に樹脂製の窓を介してレーザー

を照射し、後退する燃焼面に追従させるためにレーザーヘッドをトラバース装置により移動させ、燃焼を維持させる。各部については以下で述べる。

### 2.1 ノズル

使用したノズルの諸元を Table 1 に示す。使用した末端水酸基ポリブタジエン(HTPB)、過塩素酸アンモニウム(AP)を用いたコンポジット推進剤は、燃焼面近傍の  $\mu\text{m}$  オーダーの領域で燃焼が完了し<sup>2)</sup>、更に  $L^*$  の増加は、熱損失により比推力の低下を招くため、このような大きな  $L^*$  は必要ない。しかし、圧力計のポートを設けるため、暫定的に 3.0 m とした。

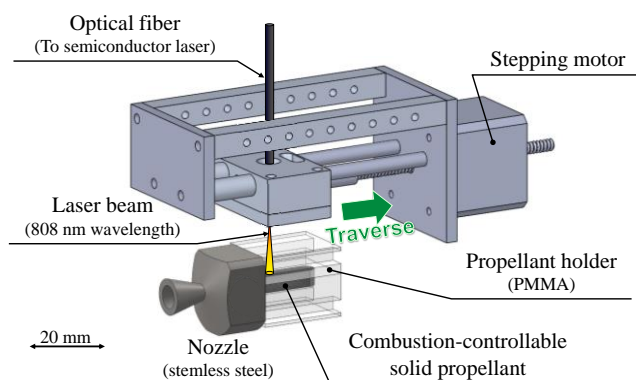


Fig. 1 試作した0.1 N級マイクロスラスタ

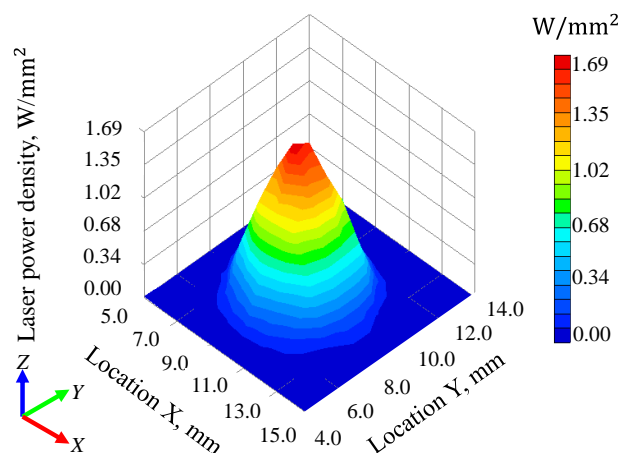


Fig. 2 レーザパワープロファイル

Table 1 ノズルの諸元

Target thrust $F$ , N	0.1
Target thrust chamber pressure $P_c$ , MPa	0.03
Throat cross section $A_t$ , mm <sup>2</sup>	0.79
Thrust chamber volume $V_c$ , mm <sup>3</sup>	2370
Characteristic length $L^*$ , m	3.0
Nozzle area ratio $\epsilon$	50

Table 2 理論比推力

HTPB, wt%	AP, wt%	C, wt%	Theoretical $I_{sp}$ , s
30	70	0.3	205.6
		0.5	204.5
		0.7	203.3

## 2.2 固体推進剤

使用した固体推進剤は、比較的比推力の高い HTPB/AP コンポジット推進剤で、配合比は、HTPB/AP=30/70 wt% である。この配合比は、通常の固体推進剤よりもあえて燃料を過多にすることで火炎からの熱フィードバックを低下させ、外部からのエネルギー供給中のみ燃焼を維持する配合となっている。過去の研究により、背圧 0.58 MPa 以下の雰囲気下でレーザーによる燃焼制御が可能であることが明らかにされている<sup>1)</sup>。AP 粒径は、ふるいにより 100  $\mu\text{m}$  以下に調整した。この推進剤にレーザー吸収のためカーボンブラック(C)を添加している。添加量は、添加量が性能への影響を評価するため、従来の 0.5 wt% に加え、0.3, 0.7 wt% とし、C の粒径は、過去の研究により点火遅れの短い 10  $\mu\text{m}$  とした。また、C を添加しない場合は、真空中で点火に至らないことが分かっている<sup>3)</sup>。推進剤形状は、 $5 \times 5 \times 20 \text{ mm}^3$  を有する直方形である。この推進剤は、レーザー導入窓を兼ねる PMMA 製のプロペラントホルダに封入されている。

これらの推進剤を 2.1 節で述べたノズルに適用したときの理論比推力  $I_{sp}$  を化学平衡計算プログラム NASA-CEA<sup>4)</sup>により算出した。算出結果を Table 2 に示す。

## 2.3 半導体レーザー

推進剤の点火と燃焼の維持には、熱源として半導体レーザー(JOLD-45-CPXF-1L)を用いた。定格出力は 45 W、発振波長 808 nm である。レーザーヘッドからの距離 13 mm におけるレーザーパワープロファイルの測定結果を Fig. 2 に示す。測定結果により算出したレーザーパワー密度は 0.89 W/mm<sup>2</sup>、ビーム径は 6.29 mm であった。この結果、幅 5 mm の固体推進剤の照射面全域に余すことなくレーザーを照射できている。

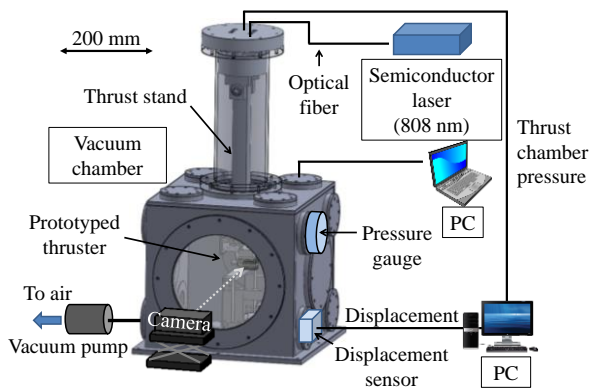


Fig. 3 スラストスタンド及び真空チャンバ

## 2.4 トラバース装置

レーザーヘッドを後退する燃焼面に追従させるため、トラバース装置を用いた。トラバース装置は、ステッピングモータにより駆動され、移動速度を 0.7~1.5 mm/s の間で 0.1 mm/s 毎に変化させた。

## 3. 実験装置

### 3.1 真空チャンバ

実験は、Fig. 3 に示すような SUS303 製で  $320 \times 320 \times 320 \text{ mm}^3$  の立方体の真空チャンバ内で行った。真空チャンバ内の背圧をロータリポンプで 1 kPa 以下に減圧した状態で実験を行った。

### 3.2 スラストスタンド

試作したスラストの推力は、真空チャンバ内に設置した振り子式のスラストスタンドにより測定した。スラストにより推力が発生するとスラストスタンドが変位し、1.5  $\mu\text{m}$  の分解能を有するレーザー変位計により変位を測定する。その変位を推力に換算することで測定を行った。スラストスタンドの較正は、ロードセルによりスラストスタンドに参照推力を与え、変位の出力値を測定することで行った。較正における決定係数の一例は、0.964 であった。

### 3.3 レーザ侵入深さ測定装置

点火遅れが C 添加量に依存した理由を明らかにするため、各推進剤のレーザー侵入深さを測定した。レーザー侵入

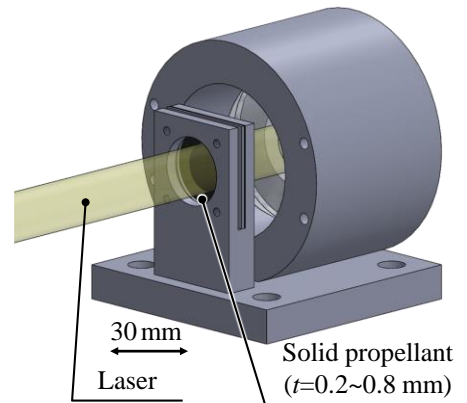


Fig. 4 レーザ侵入深さ測定装置

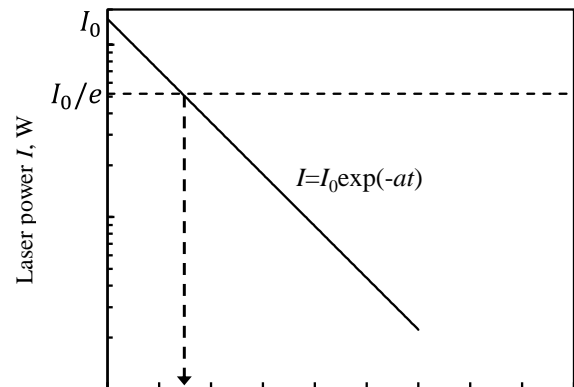


Fig. 5 レーザ侵入深さの定義

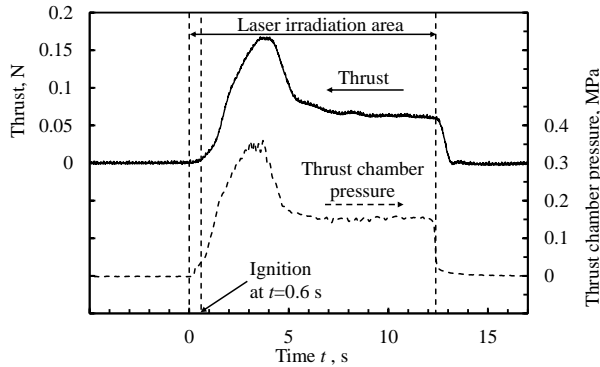


Fig. 6 推力及び推力室圧力の時間履歴(C: 0.3 wt%,  $v=1.3$  mm/s)

Table 3 燃焼の安定性

C, wt%	Laser head traverse velocity $v$ , mm/s								
	0.7	0.8	0.9	1.0	1.1	1.2	1.3	1.4	1.5
0.3	△	△	△	△	△	△	○	△	△
0.5	△	△	△	△	△	△	○	○	○
0.7	△	△	△	△	△	△	△	△	○

○: 安定した燃焼, △: 断続的な燃焼

深さ測定装置の概略図を Fig. 4 に示す。  $I_0$ [W] のレーザーを厚さを変化させた推進剤に照射し、透過したレーザーパワーを測定した。透過したレーザーパワーと推進剤の厚さの関係式は、Fig. 5 中の式のように表され、ベールの法則より係数  $a$  の逆数、すなわち  $I_0/e$  のレーザーを透過する推進剤の厚さが侵入深さと定義されている。

## 4. 実験方法

### 4.1 推力測定

試作したマイクロスラスタを真空チャンバ内に設置し、1 kPa 以下に減圧した状態で燃焼試験を行った。レーザーヘッドの初期位置は、点火遅れの短い推進剤端面から 5 mm の位置とし、レーザーの照射と同時にレーザーヘッドの移動を開始した。レーザーヘッド移動速度  $v$  は、0.7~1.5 mm/s の範囲で 0.1 mm/s 毎に変化させ、推力及び推力室圧力を測定した。

### 4.2 侵入深さ測定

侵入深さ測定に用いた推進剤の配合比は、試作機と同じであるが、レーザーを透過させる必要があるため、0.2~0.9 mm の厚さとした。レーザーパワーを 1.41 W に設定したレーザーを推進剤に照射し、カロリメータで透過したレーザーパワーを測定した。その値をプロットし、近似曲線から侵入深さを求めた。

## 5. 実験結果及び考察

### 5.1 推力測定

Fig. 6 に C 添加量 0.3 wt%,  $v=1.3$  mm/s での推力及び推力室圧力の時間履歴を示す。ここで、レーザー照射開始時を時間原点  $t=0$  s としている。レーザー照射開始から 0.6 s 後に点火し、推力 0.17 N、推力室圧力 0.36 MPa まで上昇するが、その後は推力約 0.06 N、推力室圧力約 0.15 MPa で安定した。  $t=12.4$  s でレーザーの照射を停止するとほぼ同

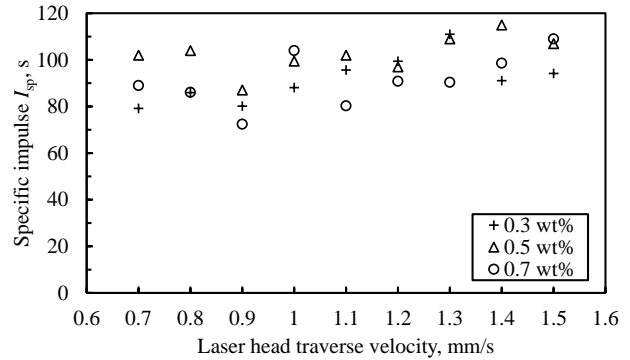


Fig. 7 レーザヘッド移動速度に対する比推力

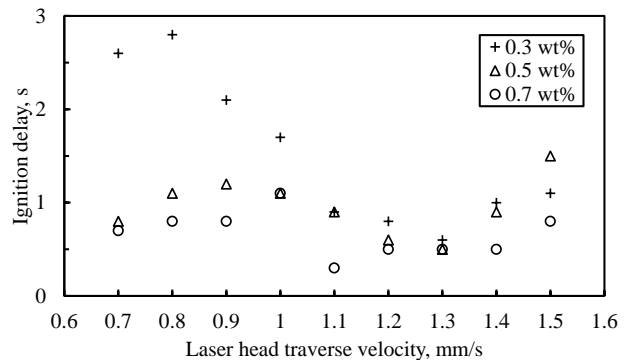


Fig. 8 レーザヘッド移動速度に対する点火遅れ

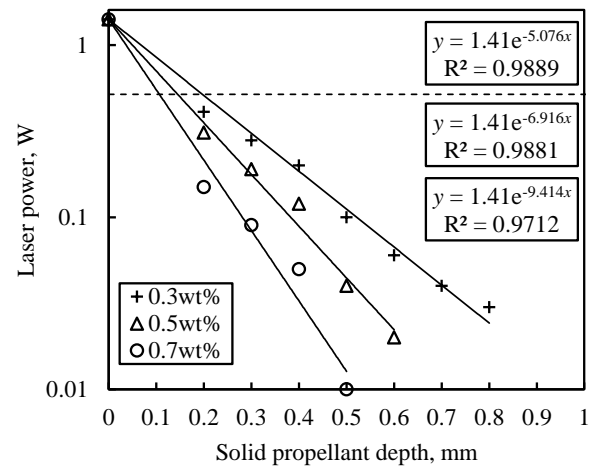


Fig. 9 レーザ侵入深さ

時に燃焼が中断し、燃焼の制御性が確認された。ここで、点火遅れを一般の固体ロケットで用いられる燃焼室圧力の 10% に達するまでの時間<sup>5)</sup>と定義すると、この場合の点火遅れは 0.6 s であった。なお、比推力  $I_{sp}$  は、111 s であった。

また、Table 3 に示すように、 $v$  の変化が燃焼の安定性に影響した。ここで、○の安定した燃焼とは、Fig. 6 のようにレーザー照射中、ほぼ一定の推力及び推力室圧力を示した場合であり、△の断続的な燃焼とは、レーザー照射中にも関わらず、1-5 s 程度周期で点火と消炎を繰り返す作動を指す。Table 3 より、安定した燃焼は、C 添加量 0.3 wt% では  $v=1.3$  mm/s、0.5 wt% では  $1.3 \leq v \leq 1.5$  mm/s、0.7 wt% では  $v=1.5$  mm/s で得られた。よって、従来の C 添加量

0.5 wt%以外の 0.3, 0.7 wt%においても燃焼が安定する条件があった。

### 5.2 比推力 $I_{sp}$

レーザーヘッド移動速度  $v$  に対する  $I_{sp}$  の依存性を Fig. 7 に示す。いずれの C 添加量においても燃焼が安定した条件で最大値を示し、0.3 wt%では 111 s, 0.5 wt%では 115 s, 0.7 wt%では 109 s であった。よって、比推力は C 添加量にほとんど影響しなかった。

### 5.3 点火遅れ

レーザーヘッド移動速度  $v$  に対する点火遅れの依存性を Fig. 8 に示す。点火遅れは、C 添加量 0.3 wt%では 0.6~2.8 s, 0.5 wt%では 0.5~1.5 s, 0.7 wt%では 0.3~1.1 s であった。また、全ての  $v$  の条件で C 添加量 0.7 wt%が点火遅れの最小値を示した。以上より、C 添加量を増加させることで性能を低下させることなく点火遅れが短縮された。

### 5.4 点火遅れが C 添加量に依存した理由

C 添加量を増加させることで点火遅れが抑制された。この原因を明らかにするため、3.3 節で示したレーザー侵入深さを測定した。測定結果を Fig. 9 に示す。レーザー侵入深さは、C 添加量 0.3 wt%では 0.11 mm, 0.5 wt%では 0.14 mm, 0.7 wt%では 0.20 mm であり、C 添加量の増加に伴ってレーザー侵入深さが減少した。これは、C 添加量の増加に伴い、レーザー光の吸収断面積が増加したためであると考えられる。以上より、レーザーが薄い領域で吸収されるようになったことから、レーザー照射面の温度が急速に上昇し、点火遅れが短くなったと考えられる。

## 6. 結言

- レーザ加熱により燃焼制御を行う固体マイクロスタを提案し、レーザーの吸収を促進するために固体推進剤へ添加したカーボンブラック(c)の添加量を 0.3, 0.5, 0.7 wt%と変化させ、性能評価を行った。
- 安定した燃焼は、C 添加量 0.3 wt%ではレーザーヘッド

移動速度  $v=1.3$  mm/s, 0.5 wt%では  $1.3 \leq v \leq 1.5$  mm/s, 0.7 wt%では  $v=1.5$  mm/s で得られた。

- 比推力  $I_{sp}$  は、0.3 wt%では 111 s, 0.5 wt%では 115 s, 0.7 wt%では 109 s であり、C 添加量にほとんど影響しなかった。
- 点火遅れは、C 添加量 0.3 wt%では 0.6~2.8 s, 0.5 wt%では 0.5~1.5 s, 0.7 wt%では 0.3~1.1 s となり、C 添加量の増加に伴って点火遅れが短くなった。
- C 添加量が点火遅れに依存した理由を明らかにするため、レーザー侵入深さを測定したところ、C 添加量 0.3 wt%では 0.11 mm, 0.5 wt%では 0.14 mm, 0.7 wt%では 0.20 mm であり、C 添加量の増加に伴ってレーザー侵入深さが減少した。これにより、C 添加量を増加させるとレーザーが薄い領域で吸収されるようになったことから、レーザー照射面の温度が急速に上昇し、点火遅れが短くなったと考えられる。

## 参考文献

- 1) Kakami, A., Terashita, S., and Tachibana, T.: A Laser Heating Method for Estimating Thermal Balance of Burning Solid Propellants, Science and Technology of Energetic Materials, 70, No. 6, pp. 145-151, 2009.
- 2) Kubota, N.: Propellants and explosives, WILEY-VCH GmbH, Weinheim, Germany, 2007, pp. 79-82.
- 3) Kakami, A., Masaki, S., Hiyamizu, R., Horisawa, H., and Tachibana, T.: Application of a laser to solid propellant microthruster for combustion control with variable thrust, Science and Technology of Energetic Materials, 67, No. 6 (2006), pp. 96-101 (in Japanese).
- 4) Gordon, S. and McBride, B. J.: Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications, NASA Reference Publication 1311, 1996.
- 5) Sutton, G. P. and Biblarz, O.: Rocket Propulsion Elements, JOHN WILEY & SONS, INC., Hoboken, 2001, pp. 459.