

レーザー加熱により燃焼制御を行う可動部を持たない固体マイクロスラスタの試作評価

Performance of a Throttleable Solid Propellant Microthruster Using Laser Heating

○生田 智史^{*1}, 井上 翔^{*2}, 矢野 康之^{*3}, 各務 聡^{*2}
Satoshi IKUTA ^{*1}, Sho INOUE^{*2}, Yasuyuki YANO^{*3} and Akira KAKAMI^{*2}

^{*1} 宮崎大学大学院工学専攻工学研究科機械・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研究支援技術センター

Abstract: This paper describes the performance evaluation of a 0.1-N class combustion-controlleable solid propellant microthruster using laser heating. Conventional solid propellant thrusters are relatively compact and reliable because the thrusters require no tanks nor valves and never induces propellant leakage. On the other hand, interruption and restart of thrust production is difficult because the combustion is autonomously sustained once the propellant is ignited. Therefore, solid propellant thrusters have never been applied to orbit maintenance or attitude control. Hence, we have developed the solid propellants in which combustion is sustained only while external heat was supplied to burning surface, and proposed a throttleable solid propellant microthruster using semiconductor laser as a heat source. In our previous study, in a prototyped 0.1-N class thruster, a laser head was moved by a linear traverser such that laser beam followed the regressing burning surface. The thruster interrupted and restarted thrust production by switching laser. However, the use of linear traverser increases thruster weight. Hence, we redesigned a 0.1-N class prototype, in which the relative distance between the window and the burning surface is constantly kept at 4 mm. Thrust measurement showed that the prototyped microthruster successfully yields average thrust 0.2 N, I_{sp} of 70.3 s, ignition delay of 0.9 s.

1. 序論

ロケットの打上げ能力の増大に伴い、大型化傾向にあった人工衛星であったが、近年は、開発期間の短縮や衛星の打ち上げ及び運用における費用の削減やなどの要求から超小型衛星にも注目が集まってきた。超小型衛星によるコンステレーション等の高度なミッションの達成には、軌道・姿勢制御用のスラスタが必要であるため、超小型衛星に適合したマイクロスラスタの開発が急務となっている。超小型衛星に搭載するためには、厳しい積載制限から小型で軽量であること、また、スロットリングが可能、高い信頼性が求められる。従来、姿勢制御等を行うスラスタとして、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用いられてきたが、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。さらに、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った。そのため、繰り返し作動を必要とする軌道・姿勢制御用のスラスタとして適用されてこなかった。

そこで、本研究では、外部からのエネルギー供給されている間のみ燃焼が維持する固体推進剤を開発し、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、燃焼面にレーザーを追従させるレーザーヘッド移動装置を搭載した試作機を用いて、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を実現している¹⁾。しかし、レーザーヘッド移動装置を使用することで構造が複雑になり、スラスタが大型化してしまった。そこで、今回はレーザーヘッド移動装置

を使用しないスラスタを試作し、性能評価を行った。

2. 提案する 0.1 N 級マイクロスラスタ

2.1 試作機の概要 燃焼面とレーザー導入窓との相対位置をパラメータとするため、Fig. 1, 2 に示す 2 機のスラスタを試作した。

Figure 1 の非接触型スラスタは、ノズル、固体推進剤、PMMA 製のレーザー導入窓、レーザーヘッドから構成される非常に簡素な構造である。平凸レンズによりコリメートされたレーザーは、レーザー導入窓を介して固体推進剤の上へ照射される。レーザー照射により、燃焼が開始すると、燃焼面が後退するため、燃焼面とレーザー導入窓の相対距離が増加する。

Figure 2 のギャップ一定型スラスタは、燃焼面とレーザー導入窓の相対距離を 4 mm とした。ばね及びストッパーを用いることで燃焼面とレーザー導入窓の相対距離を常に 4 mm に保つように設計した。

2.2 固体推進剤 燃料として末端水酸基ポリブタジエン (HTPB)、酸化剤として過塩素酸アンモニウム (AP、粒径 100 μm 以下) を混合したコンジット推進剤を使用した。HTPB と AP の配合比は 30/70 wt% であり、雰囲気圧力が 0.58 MPa までレーザーによる燃焼の On/Off 制御が可能であることを確認している¹⁾。また、HTPB/AP のみでは、レーザー点火に 60 s 以上必要であったため²⁾、レーザー光の吸収を促進するためにカーボンブラック (C、粒径 24 nm) を 0.7 wt% 添加した。推進剤形状は、 $5 \times 5 \times 20 \text{ mm}^3$ を有する直方形であり、側面着火を防ぐために側面にエポキシ樹脂を塗布している。

設計燃焼室圧力 0.1 MPa、開口比 50 のノズルにこの推進剤を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-CEA³⁾ (Chemical Equilibrium with Applications) により算出したところ、203.3 s であった。なお、本試作機

では、背圧が 1 kPa のため開口比を小さくしているのでは、この値よりも小さくなる。これについては 2.3 節で述べる。

2.3 ノズル 使用したノズルの諸元を Table 1 に示す。一般に、HTPB/AP 系コンポジット推進剤は、燃焼面近傍の μm オーダーの領域で燃焼が完了するため⁴⁾、燃焼室特性長 L^* は小さくて良く、かえって熱損失により比推力の低下を招く。しかし、今回は、燃焼室圧力を安定化し、かつ燃焼室の圧力計のポートを設けるため、暫定的に 2.3 m とした。また、使用した真空チェンバの背圧は 1 kPa 程度のため、開口比を 4 とした。そのため、理論比推力は、182.3 s となる。使用した推進剤は、背圧 0.18 MPa 以下の領域において燃焼が安定するため、設計燃焼室圧力を 0.1 MPa、設計推力を 0.1 N としている⁵⁾。

2.4 半導体レーザ 推進剤の点火及び燃焼維持用のレーザには、Jenoptik 製の定格出力 45 W、発振波長 808 nm の半導体レーザ (JOLD-45-CPXF-1L) を使用した。平凸レンズによりコリメートしたレーザのパワー密度分布を Fig. 3 に示す。このときの照射面における平均レーザパワー密度は 0.78 W/mm^2 、ビーム径は 6.0 mm であった。そのため、 $5 \times 5 \text{ mm}^2$ の推進剤照射面の全域を加熱することができる。

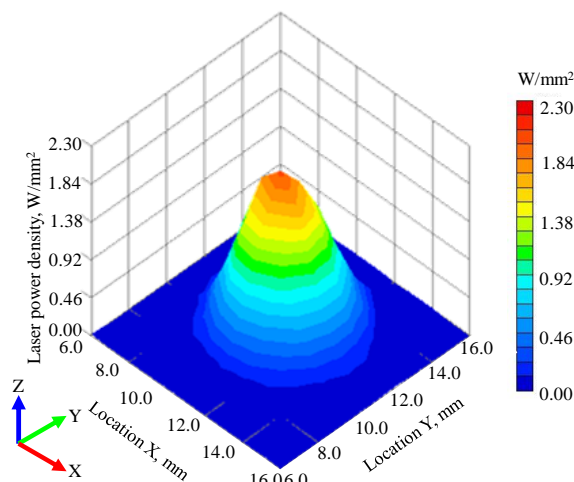


Fig. 3 レーザパワー密度分布

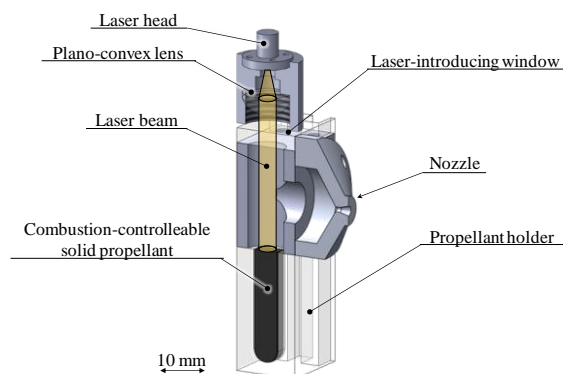


Fig. 1 試作したスラスタ(非接触型)

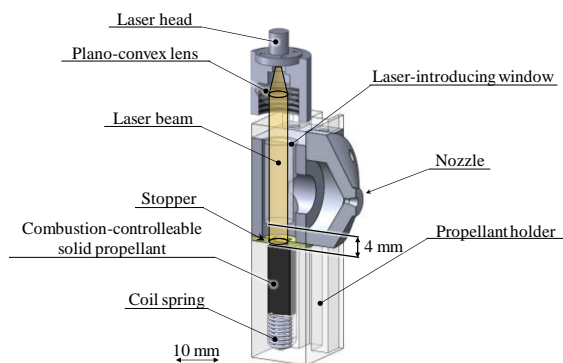


Fig. 2 試作したスラスタ(ギャップ一定型)

Table 1 ノズルの諸元

Target thrust F , N	0.1
Target thrust chamber pressure P_c , MPa	0.1
Throat cross section A_t , mm^2	0.79
Thrust chamber volume V_c , mm^3	1820
Characteristic length L^* , m	2.3
Nozzle area ratio ϵ	4

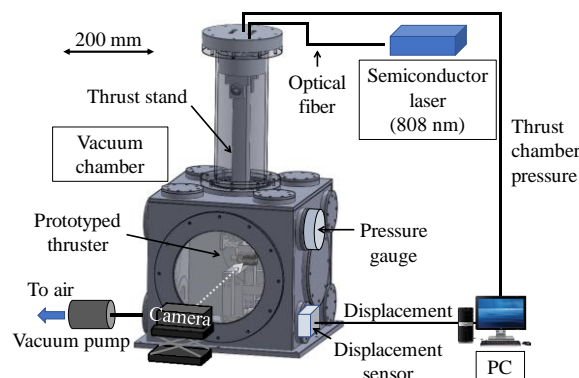


Fig. 4 実験装置の概略図

3. 実験装置

3.1 真空チェンバ 実験は Fig. 4 に示すような 320 mm 四方の SUS303 製の真空チャンバで行った。この真空チャンバを、ロータリーポンプにより雰囲気圧力を 1 kPa 程度まで減圧して燃焼試験を行った。

3.2 推力測定装置 試作したスラスタの推力は、真空チェ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。スラスタにより推力が発生すると振り子の変位し、 $1.5 \mu\text{m}$ の分解能を有するレーザ変位計によって測定する。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。なお、較正における決定係数は、0.999 以上であった。誤差を求めるために同条件下で 5 回繰り返し測定を行った。

3.3 圧力測定装置 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。試作したスラスタの燃焼室壁面に圧力測定用のポートを設けており、このポートを介して燃焼室圧力を測定を行った。

3.4 高速度撮影 比推力低下の原因を解明するために、高速度カメラ (FASTCAM Mini AX100) を用いて燃焼試験中の燃焼室内の撮影を行った。その実験系を Fig. 5 に示す。燃焼室内をアクリル窓のより観察できるようにした可視化燃焼室を作製し、燃焼試験と同様の条件で撮影を行った。

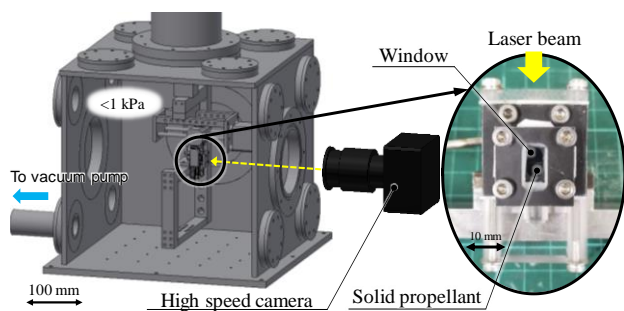


Fig. 5 高速度撮影装置の概略図

4. 実験結果及び考察

4.1 非接触型スラスタの燃焼試験 非接触型スラスタ (Fig. 1) における推力及び推力室圧力の時間履歴を Fig. 6 に示す. なお, レーザ照射開始時を時間原点としている. レーザ照射開始から 0.3 s 後に点火したが, 安定動作には至らず, 4 s 程度で消炎した. それから約 3 s 後に再点火したが, 燃焼は 1 s 程度しか維持できず, その後は 14 s 程度レーザを照射し続けたが点火することはなかった. ここで, 点火遅れを一般に固体ロケットで用いられている最大燃焼室圧力の 10% に達する時間⁶⁾と定義すると, この場合の点火遅れは 0.28 s である. 同条件で 5 回繰り返して取得したところ, 比推力 60.5 ± 2.9 s, 比推力効率 $33.2 \pm 1.6\%$, 点火遅れ 0.5 ± 0.2 s となった.

4.2 ギャップ一定型スラスタの燃焼試験 ばね及びストッパーを用いて, レーザ導入窓と燃焼面の相対距離を 4 mm で一定に保ったギャップ一定型スラスタ (Fig. 2) のレーザの On/off により燃焼を制御できた場合での推力及び推力室圧力の時間履歴を Fig. 7 に示す. Fig. 7 より, レーザ照射から 0.6 s 後に点火し, $t=8.4$ s でレーザ照射を停止するまで約 8 s 間燃焼が安定した. 同条件で 5 回繰り返してデータを取得したところ, 点火遅れは 0.9 ± 0.3 s, 比推力 70.3 ± 17.1 s となった.

しかし, レーザ照射を停止した後, 燃焼が持続することがあった. この自律燃焼は, 固体推進剤の予熱に起因すると思われる. 一般的に固相温度が上昇すると反応性が高まり, 燃焼速度が向上する. ギャップ一定型スラスタでは, 固体推進剤がストッパーに接触しており, ストッパーが燃焼とレーザ照射によって加熱されることで固相温度が上昇する. というのも, 燃焼室圧力は, 燃焼速度が大きいほど高くなり, ギャップ一定型の燃焼室圧力が非接触型よりも高くなったからである. したがって, レーザの照射停止によって燃焼を停止するためには, 固体推進剤の温度管理を行う必要がある.

4.3 燃焼の安定性 4.2 節で述べたギャップ一定型スラスタでは燃焼が継続し, 6.1 節の非接触型スラスタでは燃焼が継続しなかった. この理由を検討するため, 燃焼試験後の窓のレーザ透過率を測定した. 透過率の測定結果を Table 2 に示す. Table 2 より, ばね及び延長窓を設置しなかった Fig. 2 のスラスタが消炎したのは, 窓のレーザ透過率

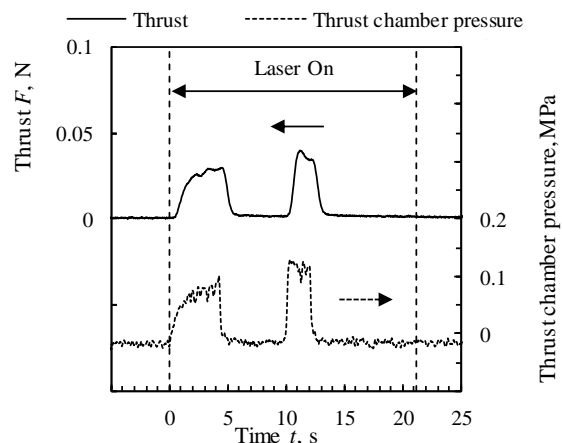


Fig. 6 推力及び燃焼室圧力の時間履歴 (非接触型)

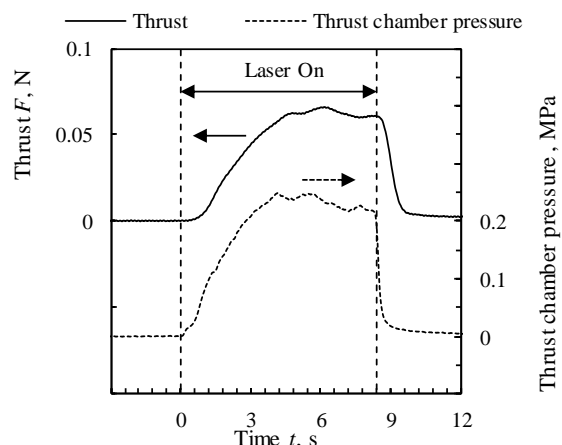


Fig. 7 推力及び燃焼室圧力の時間履歴 (ギャップ一定型)

Table 2 Laser transmittance of window after thruster firing test.

Condition	Transmittance, %
Without spring and extended window	39.2
With spring and extended window	66.9

が 39.2% まで減衰したため, 燃焼維持に必要なレーザパワーが得られなかったことが原因といえる.

4.4 比推力低下の原因 非接触型スラスタとギャップ一定型スラスタで比推力効率が 30~40% と低い結果となった. この原因を明らかにするため, 3.4 節の装置を用いて燃焼室内を観察した. Fig. 8 に燃焼試験中の燃焼室内の様子を示す. また, Fig. 9 は, 実験前後のレーザ導入窓を示している. Fig. 8 より, 燃焼中に AP 粒子が飛び出ていることが分かる. 固体推進剤にレーザが照射されると AP 粒子はレーザを透過し, カーボンブラックを含んだ HTPB が気化する. この気化ガスが空気銃のように AP 粒子を飛ばしているため, AP が未燃のまま放出され, 比推力低下へしていると考えられる.

さらに Fig. 9 から分かるようにレーザ導入窓が溶けていることが分かる. 燃焼試験前後でのレーザ導入窓の減少

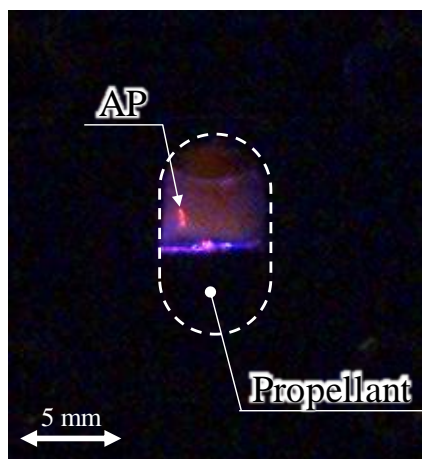


Fig. 8 燃焼室内の様子

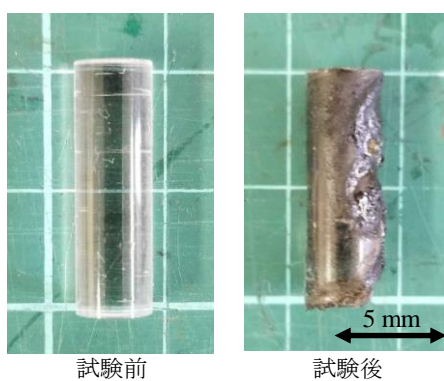


Fig. 9 レーザ導入窓

量を算出してみたところ、推進剤質量比で約 30% 減少していた。これにより、アクリルが燃料として作用することで燃料過多状態となっていることが考えられる。

以上の結果から、さらなる性能向上のためには、AP 粒径の細粒化によって AP の分解を促進することが必要である。また、アクリル減少量を低下させるために、燃焼ガスがレーザー導入窓に接触する量を減らす必要がある。今後は、以上の点に着目して推進機を改良し、性能向上をはかる。

5. 結言

本研究では、HTPB/AP コンポジット推進剤を用いたレーザー加熱によりスロットリングを実現するマイクロスラスタを試作評価し、以下の結論を得た。

1. ノズルの噴射方向と燃焼面を垂直にすることでレーザーヘッド移動装置を用いないスラスタを提案した。
2. 燃焼面と窓との相対位置をパラメータとするため、2機のスラスタを試作した。
3. ばね及び延長窓を設置しない非接触型スラスタでは、点火したがレーザー照射中に燃焼が消失し安定した作動に至らなかった。また、比推力 60.5 ± 2.9 s, 比推力効率 $33.2 \pm 1.6\%$, 点火遅れ 0.5 ± 0.2 s, であった。
4. ばね及び延長窓、ストッパーを用いて燃焼面と窓の相対距離を 4 mm 離れたギャップ一定型スラスタでは、レーザーによる燃焼の制御性及び安定燃焼を確認した。また、比推力 70.3 ± 17.1 s, 比推力効率 $38.6 \pm 9.4\%$, 点火

遅れ 0.9 ± 0.3 s であった。しかし、自律燃焼してしまう場合もあった。

5. 非接触型スラスタとギャップ一定型スラスタで比推力効率が 30 ~ 40% と低い結果となった原因を明らかにするために燃焼室内を観察した。その結果、HTPB の気化したガスによって過塩素酸アンモニウム(AP)粒子が未燃のまま飛び出していることが分かった。
6. 燃焼試験前後でレーザー導入窓が推進剤質量比で約 30% 減少していることが分かった。アクリルの気化により燃料過多状態になり、比推力の低下に繋がったと考えられる。
7. 以上の結果より、ギャップ一定型スラスタで安定した燃焼と速やかな点火を実現することができるが、更なる性能向上のためには、燃料過多状態を改善するためにスラスタの再設計が必要である。

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) 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).
- 3) S. Gordon, and B. J. McBride, "Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications", NASA Reference Publication 1311, 1996.
- 4) Kubota, N.: Propellants and explosives, WILEY-VCH GmbH, Weinheim, Germany, 2007, pp. 79-82.
- 5) S. Isakari, S. Onizuka, Y. Yano, and A. Kakami, "Performance Evaluation of a Throttleable Solid Propellant Thruster Using Laser Heating", *Transaction of JSASS, Aerospace Technology Japan*, 14, No. ists30, pp. Pa_61-Pa_66, 2016.
- 6) G. P. Sutton, and O. Biblarz, "Rocket Propulsion Elements", 8th ed., 2010.