

レーザー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性能評価

Evaluation of a Throttleable Solid Propellant Microthruster Using Laser Heating

○生田 智史^{*1}, 水谷 康一郎^{*1}, 矢野 康之^{*2}, 各務 聡^{*3}
Satoshi IKUTA^{*1}, Koichiro MIZUTANI^{*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} 宮崎大学工学部教育研究支援技術センター, ^{*3} 東京都立大学システムデザイン工学部航空宇宙工学科

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, we designed a 0.1-N class prototyped thruster, in which the relative distance between the window and the burning surface was constantly kept at 4 mm. The thruster interrupted and restarted thrust production by switching on/off the laser. However, the specific impulse efficiency was lowered by approx. 30%. Hence, stainless steel (SUS303) and heat resistant resin were tested to evaluate the effect of thruster materials on performance. Thrust measurement showed that using the SUS303 thruster yielded an average thrust of 0.05N, I_{sp} of 77.4 s, ignition delay of 1.4 s, and Resin thruster had an average thrust of 0.08N, I_{sp} of 85.2 s, and ignition delay of 1.7 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などの要求から超小型衛星にも注目が集まっている。超小型衛星によるコンステレーションフライト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。従来の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、タンクやバルブを必要とするため小型化が困難であった。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小型化が容易であり、さらに、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た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う。そこで、推進剤を改良して真空中に暴露してもレーザー点火を可能にし、レーザーを推進剤燃焼面に対して垂直に照射することでレーザーヘッド移動装置を取り除きスラスタの小型化を図った。今回は、更なる性能向上のためにスラスタの材質が性能に与える影響を評価した。

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 今回、スラスタの材質をパラメータとするため、ステンレス及び耐熱樹脂を用いてスラスタ(ノズル・燃焼室・プロペラントホルダ)を試作した。試作したスラスタの概略図を Fig. 1 及び Fig. 2 に示す。スラスタは、ノズル、燃焼室、固体推進剤、アクリル製のレーザー導入窓、延長窓、ばね及び半導体レーザーからなる、非常に簡素な構造である。本稿では、板状の窓と固定している円柱形状の窓を延長窓と呼称する。平凸レンズによりコリメートされたレーザーは、窓及び延長窓を介して固体推進剤の上面へと照射される。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、ばね及びストッパーを用いて燃焼中は常に燃焼面と延長窓の相対距離が 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 HTPB/AP コンポ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、5×5×20 mm³ 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。推進剤は、推進剤容器であるプロペラントホルダに固定して使用される。また、設計推力室圧力 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、雰囲気圧力が 1 kPa のため開口比を小さくしているため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⁾、大きな燃焼室特性長 L^* が必要なく、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、推力室圧力を安定化し、圧力計用のポートを設けるため、暫定的に 2.3 m とした。また、使用した真空チャンバの雰囲気圧力が 1 kPa 程度のため、開口比は 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、雰囲気圧力 0.18 MPa 以下の領域において燃焼が安定するため、設計推力室圧力を 0.1 MPa、設計推力を 0.1 N としている⁵⁾。

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

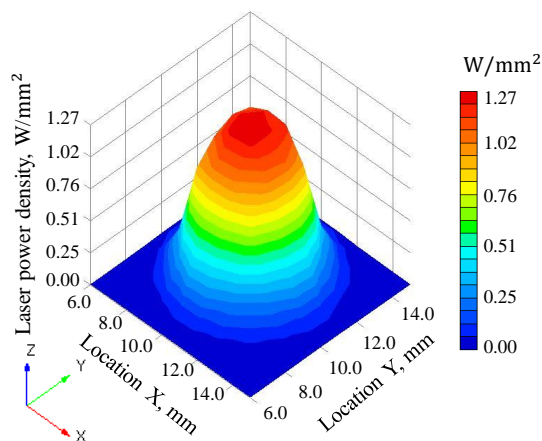


Fig. 3 レーザパワー密度分布

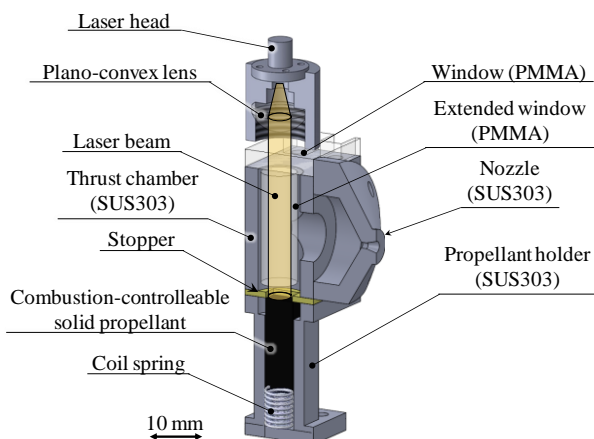


Fig. 1 試作したスラスト (ステンレス製)

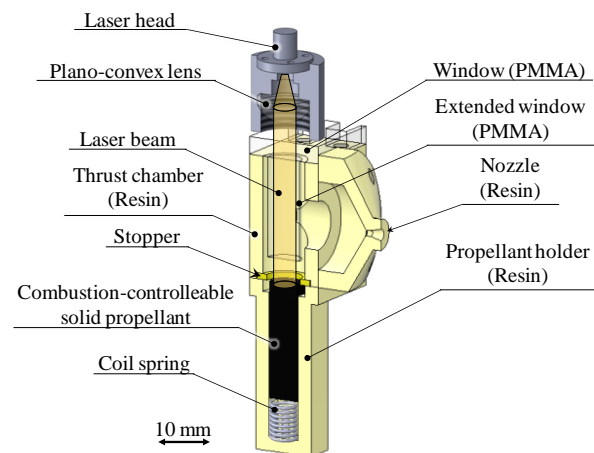


Fig. 2 試作したスラスト (耐熱樹脂製)

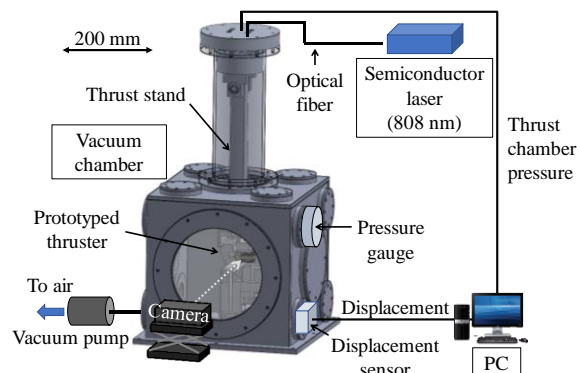


Fig. 4 真空チャンバの概略図

2.4 半導体レーザー 固体推進剤の点火及び燃焼維持用のレーザーには、Jenoptik 製の定格出力 45 W、発振波長 808 nm の半導体レーザー (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ー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ーパワー密度は 0.72 W/mm^2 、ビーム径は 6.9 mm であった。そのため、 $5 \times 5 \text{ mm}^2$ の燃焼面の全域を加熱することができる。

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 試作したスラストの推力は、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。スラストにより推力が発生すると振り子が変位し、 $1.5 \mu\text{m}$ 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

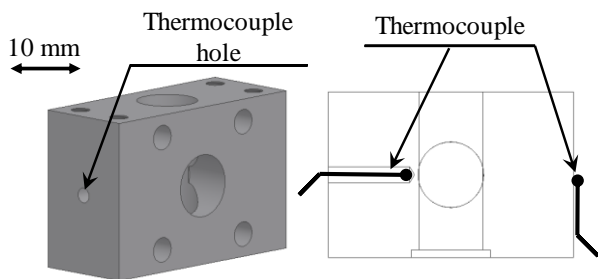


Fig. 5 温度測定用燃焼室

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。また、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推力室圧力を測定した。

3.4 スラスタの温度測定 スラスタの熱損失を評価するため、K型熱電対を用いて、燃焼室の内部と外部の二点の温度測定を行った。温度測定用に製作した燃焼室及び熱電対の位置を Fig. 5 に示す。内部温度は、レーザの影響を受ける燃焼室の内壁温度ではなく燃焼室にドリル孔をあけてその底面の温度を内部温度とした。

4. 実験結果及び考察

4.1 ステンレス製スラスタの燃焼試験 ステンレス製スラスタ (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。ここで、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 1.1s で点火し、その後は推力及び推力室圧力が上昇し、最大で推力が約 0.08 N、推力室圧力が約 0.07 MPa に達し、安定した燃焼を示した。レーザ照射を 10.2 s で停止すると、速やかに推力及び推力室圧力がゼロに戻り、燃焼を制御できた。

同条件で5回繰り返し取得したところ、比推力 77.4 ± 9.4 s、比推力効率 $42.5 \pm 5.2\%$ 、点火遅れ 1.4 ± 0.2 s となった。

4.2 耐熱樹脂製スラスタの燃焼試験 耐熱樹脂製スラスタ (Fig. 2) における推力及び推力室圧力の時間履歴を Fig. 7 に示す。この条件では、レーザ照射開始から 1.8 s 後に点火し、その後は推力が約 0.05 N、推力室圧力が約 0.08 MPa 程度で安定し、照射開始から 12.2 s 後にレーザ照射を停止すると、速やかに推力及び推力室圧力がゼロに戻り、燃焼を制御できた。

同条件で5回繰り返し取得したところ、比推力 85.2 ± 7.0 s、比推力効率 $46.8 \pm 3.8\%$ 、点火遅れ 1.7 ± 0.5 s となった。

4.3 スラスタの熱損失推定 ステンレス製スラスタでは、耐熱樹脂製スラスタに比べて比推力が 10 s 程度低い結果となった。この原因を明らかにするため、3.4 節の燃焼室を用いて燃焼試験中の温度を測定した。Fig. 8 にステンレス製スラスタの燃焼試験中の温度の時間履歴を示す。Fig. 8 か

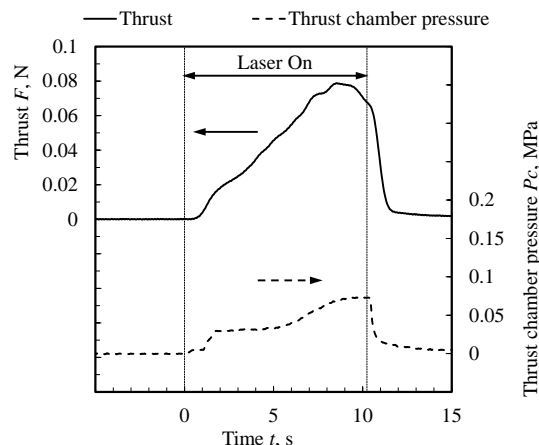


Fig. 6 スラスタの推力及び推力室圧力の時間履歴 (ステンレス製)

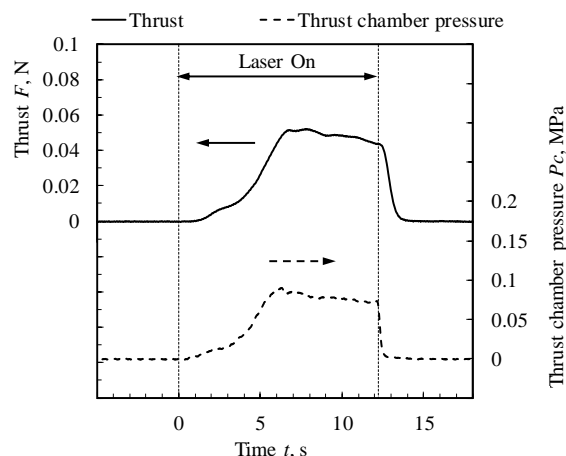


Fig. 7 スラスタの推力及び推力室圧力の時間履歴 (耐熱樹脂製)

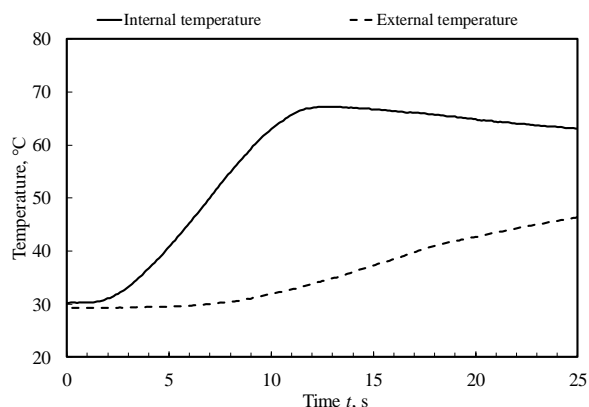
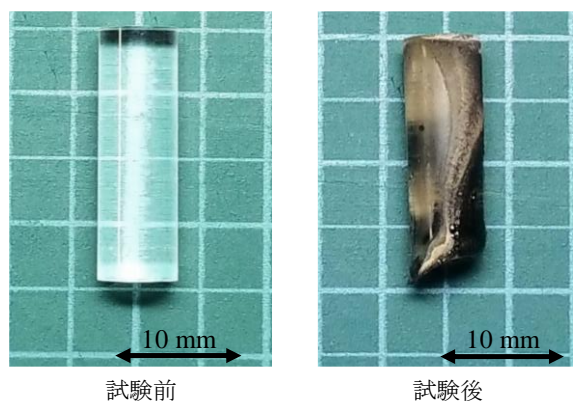


Fig. 8 スラスタ温度の時間履歴

ら、レーザ照射により点火後、測定している二点の温度が上昇し、最大で 30°C 程度の差が生じており、燃焼試験では熱平衡に達していないことが分かった。この燃焼室の温度上昇による熱損失を二点間の温度差から算出したところ、平均で 77.6 ± 17.4 J でスラスタ発生熱の約 6% を占めていた。なお、スラスタ発生熱は、燃焼試験による固体推進剤減少量と NASA-CEA により算出した固体推進剤のエンタルピ



試験前 試験後
Fig. 9 アクリル製窓の様子

一から求めた。

4.4 比推力低下の原因 今回、試作したステンレス製及び耐熱樹脂製のスラスタでは、どちらも比推力効率が40~50%と低い結果となった。また、ステンレス製と耐熱樹脂製で比推力に10s程度の差が生じた。この差が生じた原因として、ステンレスと耐熱樹脂の熱容量の差が考えられる。ステンレスは、比熱や密度が耐熱樹脂よりも高いため、同型のスラスタでは、熱容量が大きくなる。そのため、ステンレス製では、燃焼試験中にスラスタの温度上昇によって失われる熱量が耐熱樹脂製に比べて多くなり、比推力が低くなった。

また、試作した2機のスラスタの比推力効率40~50%と低い結果を示した原因として、アクリル製延長窓による影響が考えられる。Fig. 9は、燃焼試験前後のアクリル製延長窓の様子であり、燃焼試験の前後でアクリル製延長窓が蒸発していることが分かる。アクリル製延長窓は、10%程度減少しており、この蒸発によって、熱の損失が起こり比推力の低下に繋がっていると考える。アクリルのエンタルピーと減少量から燃焼試験での蒸発熱を算出した。アクリルの蒸発による熱損失は、 260.5 ± 25.5 Jでスラスタ発生熱の約20%であった。

以上の結果より、スラスタの材質をステンレス製から耐熱樹脂製にすることで燃焼室壁面への熱伝導による熱損失が軽減するため、比推力の向上に有効であった。しかし、更なる性能向上のためには、アクリル製窓の蒸発による熱損失を軽減することが必要である。

5. 結論

本研究では、HTPB/AP コンポジット推進剤を用いたレーザーにより燃焼制御を行う固体マイクロスラスタを試作評価し、以下の結論を得た。

1. スラスタの材質が性能に与える影響を評価するため、2機のスラスタを試作した。
2. ステンレス製スラスタでは、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 77.4 ± 9.4 s, 比推力効率 $42.5 \pm 5.2\%$, 点火遅れ 1.4 ± 0.2 s であった。
3. 耐熱樹脂製スラスタでは、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 85.2 ± 7.0 s,

4. 比推力効率 $46.8 \pm 3.8\%$, 点火遅れ 1.7 ± 0.5 s であった。
4. スラスタ温度測定結果から、ステンレス製燃焼室による熱損失が 77.6 ± 17.4 J であり、スラスタ発生熱の約6%と推定される。
5. アクリル製窓の蒸発による熱損失は、 260.5 ± 25.5 J であり、スラスタ発生熱の約20%と算出された。
6. 以上の結果から、耐熱樹脂製のスラスタを用いることで比推力が10s程度向上することができることが分かった。更なる性能向上のためには、アクリル製窓の蒸発を軽減する必要がある。

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.