

レーザ加熱により燃焼制御を行う固体マイクロスラスタの試作評価

Design and Evaluation of Laser-controlled Solid Propellant Microthruster

○原口 大地^{*1}, 生田 智史^{*2}, 矢野 康之^{*3}, 各務 聡^{*2}
Daichi HARAGUCHI^{*1}, Satoshi IKUTA^{*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 window was consistently touched with burning surface to prevent laser-beam dispersion due to the combustion products. Thrust measurement showed that the prototyped microthruster successfully yields average thrust 0.03 N, I_{sp} of 70.9 s, ignition delay of 4.2 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、近年は開発コストの削減や開発期間の短縮などの要求から超小型衛星にも注目が集まっている。これまでの超小型衛星の打上げは、大型衛星との相乗りする形が主流であったが、2012 年に 5 機の CubeSat が宇宙ステーション補給機「こうのとり」3 号によって ISS へと運ばれ軌道上に放出される等、超小型衛星の打上げ機会も整備されつつある。このような背景から、超小型衛星の市場はますます開拓され、宇宙開発の重要な部分を担うことは間違いないだろう。しかし、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遂行には、姿勢・軌道制御用のスラスタが不可欠であるため、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。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。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った。

そこで、本研究では、外部からのエネルギー供給中にのみ燃焼が維持する推進剤配合比を明らかにし、熱源としてレーザ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

ーザを追従させるレーザヘッド移動装置を搭載した試作機を用いて、レーザ照射中の安定した作動とレーザによる燃焼の制御を実現した。しかし、レーザヘッド移動装置は、他の要素に比して大きく複雑なため、今回はノズルの噴射方向と燃焼面を垂直にすることでレーザヘッド移動装置を用い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 燃焼面と窓との相対位置をパラメータとするため、Fig. 1 から 3 に示す 3 機のスラスタを試作した。

Figure 1 の常時接触型スラスタは、ノズル、固体推進剤、PMMA 製のレーザ導入窓、ばね及び半導体レーザからなる、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。レーザ照射により燃焼が開始すると、燃焼面が後退するが、圧縮されたばねにより推進剤が押し上げられ、燃焼中は常に燃焼面と延長窓が接触するようにした。

燃焼面と延長窓を接触させる理由は、レーザを煤などにより減衰させないためである。すなわち、燃焼面と延長窓を接触させて火炎により延長窓の表面を気化させることで、付着した煤を取り除きレーザ透過率の減衰を防ぐのである。

Figure 2 に非接触型スラスタ 1 を示す。このスラスタは、延長窓とばねを設けておらず、燃焼面と窓の相対距離は 21 mm である。また、Fig. 3 の非接触型スラスタ 2 は、延長窓を設置して燃焼面との相対距離を 4 mm に設計している。なお、非接触型では、燃焼により推進剤が後退すると（延長）窓と燃焼面の距離が増加していく。

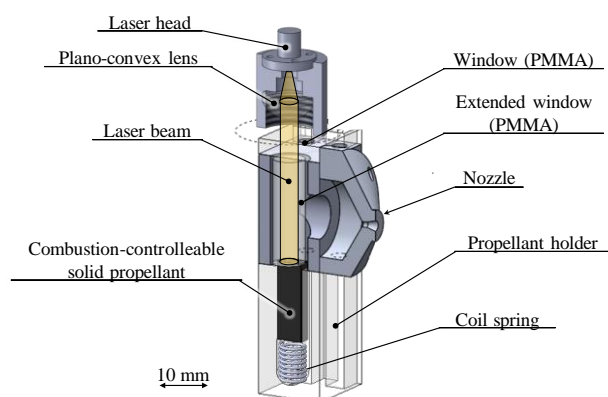


Fig. 1 Prototyped thruster whose window is consistently contacted with burning surface.

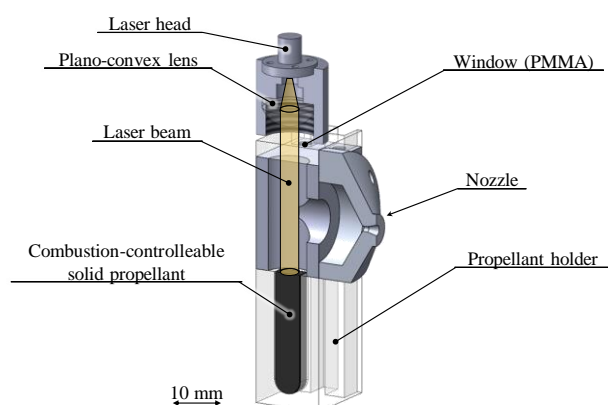


Fig. 2 Prototyped thruster 1 whose window is not touched to the burning surface (Initial burning-surface-to-window distance: 21 mm).

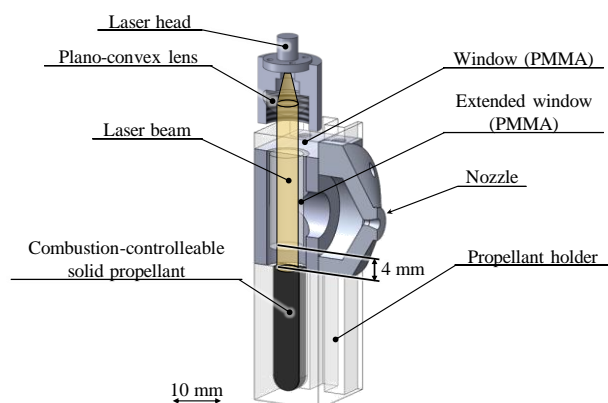


Fig. 3 Prototyped thruster 2 whose window is not touched to the burning surface (Initial burning-surface-to-window distance: 4 mm).

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) を混合したコンボ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, レーザ点火に 60 s 以上必要なため²⁾, レーザ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%

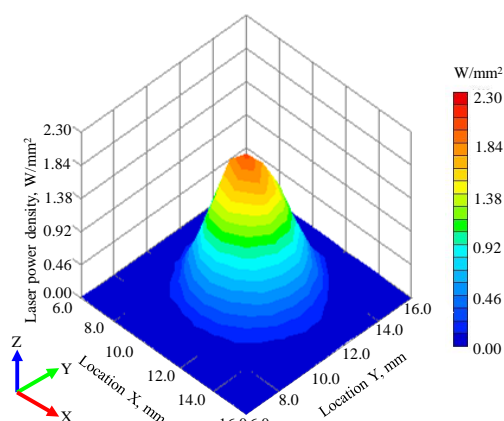


Fig. 4 Laser power profile.

Table 1 Configuration prototyped nozzle.

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

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, 開口比を小さくしているのこの値よりも小さくなる。これについては 2.4 節で述べる。

2.3 半導体レーザー 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) を用いた。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. 4 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 0.78 W/mm^2 であり, 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に加熱することができる。

2.4 ノズル 使用したノズルの諸元を Table 1 に示す。一般に, HTPB/AP 系コンボジット推進剤は, 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^* は必要なく, 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, 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, 使用した真空チャンバの背圧は 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 とした⁵⁾。

3. 実験装置

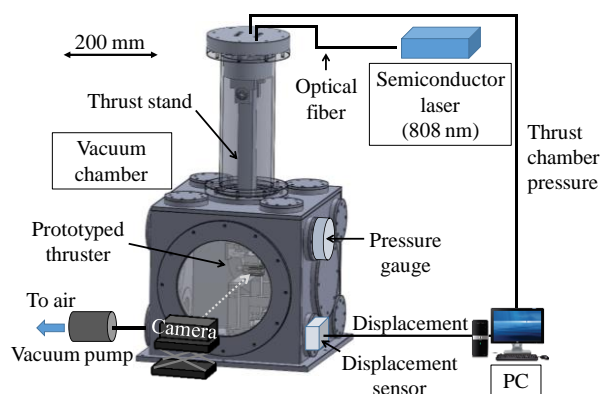


Fig. 5 Schematic of vacuum chamber.

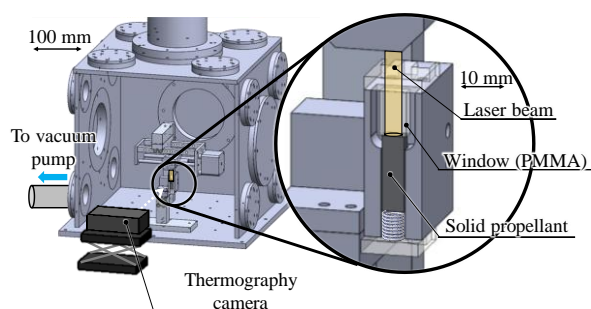


Fig. 6 Experimental setup of thermography.

3.1 真空装置 実験は Fig. 5 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 試作したスラスタの推力は、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。スラスタにより推力が発生すると振り子が変位し、1.5 μm 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、0.99 以上であった。

3.3 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。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している。

3.4 温度分布測定実験 燃焼面と窓の接触の有無が点火遅れに影響する理由を検討するため、遠赤外線サーモグラフィカメラ (FLIR Systems, T620, 空間分解能 25 μm) を用いて固体推進剤の固相温度を測定した。その実験系を Fig. 6 に示す。スラスタを半分にカットしたようなハーフカットモデルを作製し、真空チャンバ内の背圧を 1 kPa 程度まで減圧することでスラスタの点火時を模擬している。また、温度計測用の窓として遠赤外線の透過に優れる Ge 窓を利用した。Ge 窓は 2~10 μm の赤外域における透過率が約 42 % であるため、Ge 窓を通すと実際よりも低い温度を示すことから、温度較正を行っている。

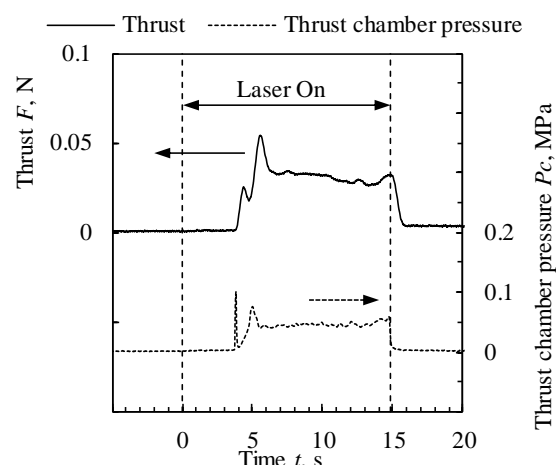


Fig. 7 Time history of thrust and thrust chamber pressure for permanent contact type thruster.

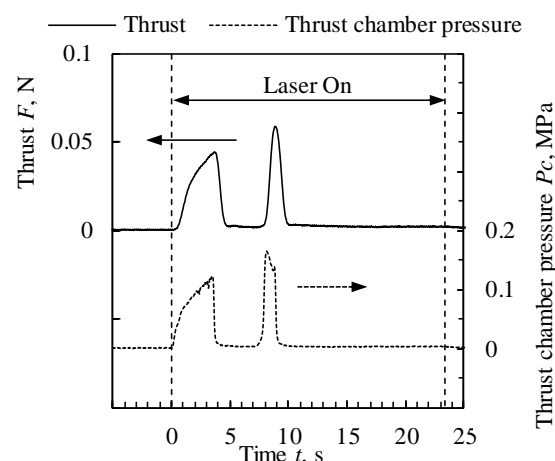


Fig. 8 Time history of thrust and thrust chamber pressure for non-contact type thruster 1.

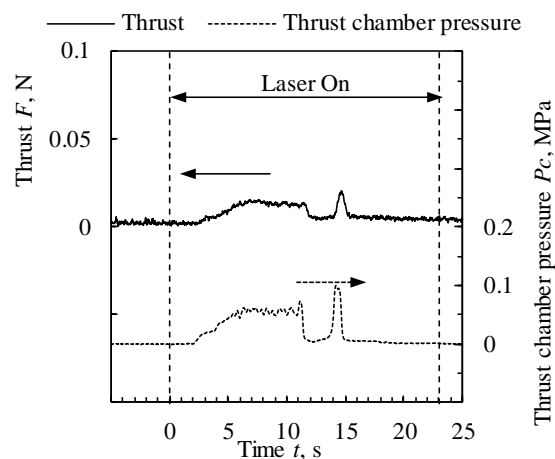


Fig. 9 Time history of thrust and thrust chamber pressure for non-contact type thruster 2.

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

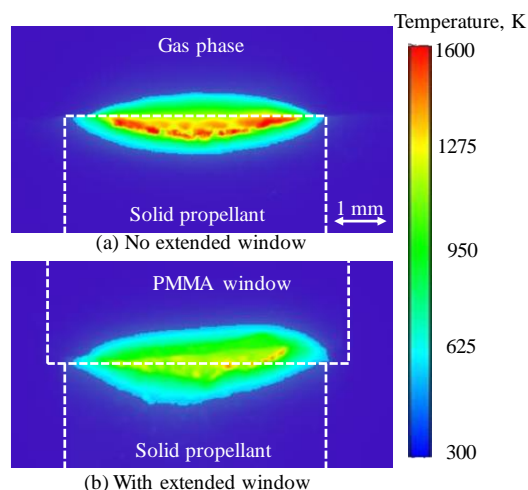


Fig. 10 Solid propellant temperature profile simulating ignition at $t=1.0$ s, at back pressure of 1 kPa.

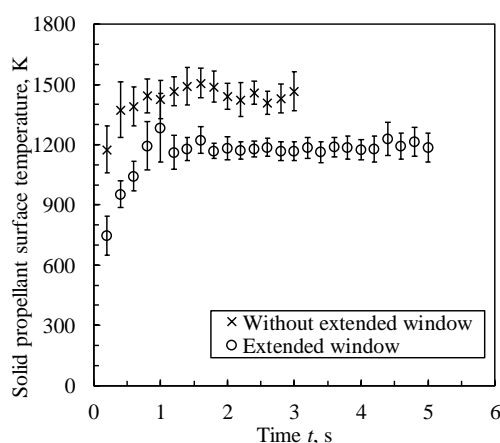


Fig. 11 Time history of laser heated surface temperature at back pressure of 1 kPa.

4. 実験方法

4.1 推力測定実験 試作したマイクロスラスタをスラストスタンドに設置し、雰囲気圧力が 1 kPa の真空環境下で燃焼試験を実施した。燃焼試験は同条件で 5 回繰り返し、各性能の平均及び誤差範囲を算出した。

4.2 温度分布測定実験 3.4 節の実験装置を用いてレーザ照射中における固体推進剤の温度分布を測定した。スラスタの点火時を模擬するため、真空チャンバ内を推力測定時と同様に 1 kPa 程度まで減圧して、レーザ照射中における固体推進剤の固相温度を測定し、燃焼面と窓の接触の有無が点火遅れに影響する原因について検討した。

5. 実験結果及び考察

5.1 常時接触型スラスタの燃焼試験 ばね及び延長窓を用いた常時接触型スラスタ (Fig. 1) における推力及び推力室圧力の時間履歴を Fig. 7 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 3.8 s 後に点火し、その後は推力約 0.03 N、推力室圧力約 0.05 MPa 程度で安定し、照射開始から 14.8 s 後にレーザを停止すると、

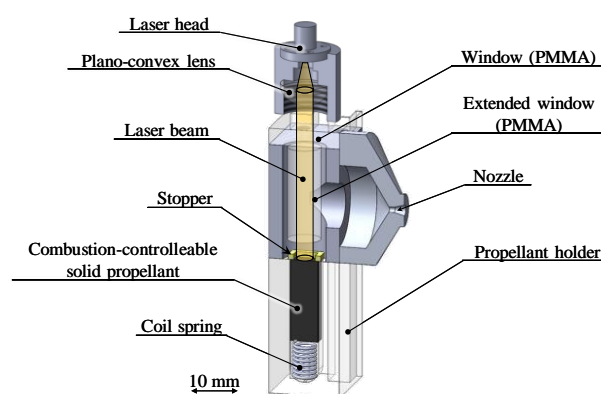


Fig. 12 Schematic of thruster with constant relative distance between combustion surface and extended window.

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。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 θ と定義すると、この場合の点火遅れは 3.8 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 70.9 ± 9.5 s, 比推力効率 $38.9 \pm 5.2\%$, 点火遅れ 4.2 ± 0.8 s となった。

5.2 非接触型スラスタ 1 の燃焼試験 ばね及び延長窓を設置しない非接触型スラスタ 1 (Fig. 2) における推力及び推力室圧力の時間履歴は、Fig. 8 のようになった。この条件では、レーザ照射開始から 0.2 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。5 回繰り返して取得した点火遅れの平均は、 0.5 ± 0.2 s であった。

5.3 非接触型スラスタ 2 の燃焼試験 燃焼面と延長窓を 4 mm 離れた非接触型スラスタ 2 (Fig. 3) の推力及び推力室圧力の時間履歴を Fig. 9 に示す。Fig. 9 より、レーザ照射から 2.3 s 後に点火し、その後は約 10 s 程度安定した燃焼を示した。しかし、その後はレーザ照射中にも関わらず消炎し、約 2 s 後に再点火したが、1 s 程度の短い燃焼であった。再度消炎後、9 s 程度レーザを照射し続けたが、点火には至らなかった。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 1.3 ± 0.5 s となった。

5.4 燃焼の安定性 6.1 節で述べた常時接触型スラスタでは燃焼が継続し、6.2 節の非接触型スラスタ 1 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。また、6.3 節で述べた非接触型スラスタ 2 において、燃焼が 10 s 程度で消炎したのも、同じ原因であると考えられる。

5.5 固体推進剤の固相温度分布 常時接触型スラスタと非接触型スラスタで点火遅れに差が生じた。この原因を明らかにするため、3.4 節の装置を用いて点火時を模擬した固体推進剤の温度分布を測定した。Fig. 10 に燃焼面と窓を

接触させた場合と接触させなかった場合のレーザ照射開始から 1.0 s 後の温度分布を示す。また、Fig. 11 は、レーザ加熱を受けた推進剤表面の温度の時間履歴を表している。Fig. 11 より、燃焼面と窓が接触していない場合、レーザ照射から 0.4 s 後に推進剤表面温度は 1370 ± 140 K に達しており、その後は 1400 から 1500 K を維持している。一方、燃焼面と窓が接触している場合は、1 s 後に 1280 ± 172 K まで昇温し、その後は 1200 K 程度に留まった。

5.6 点火遅れに差が生じた理由 レーザ加熱面と延長窓が接触している場合、温度上昇の遅れや低下が点火遅れの増加に繋がった。また、燃焼面と延長窓が接触している場合に表面温度が低下したのは PMMA の熱分解によるものと考えられる。PMMA は、543 K で熱分解するため、温度が上昇した推進剤が冷却されたためである。このように、燃焼面と窓が接触している常時接触型スラスタでは点火遅れが長くなった。

以上の結果より、燃焼面と窓を離すことは点火遅れの短縮に有効であったが、燃焼面と窓の相対距離の増加により燃焼は約 10 s で消炎した。故に、燃焼面と窓の相対距離を常に一定距離に保ち、その相対距離の最適化を行うことで短い点火遅れと安定燃焼を両立できると考えられる。また、燃焼面と窓の相対距離を一定に保つスラスタとして、Fig. 12 に示すようなストッパとばねを用いて燃焼面の位置を固定することで実現できると考える。

6. 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、3 機のスラスタを試作した。
3. ばね及び延長窓を用いて燃焼面と窓を接触させたスラ

スタでは、レーザ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 70.9 ± 9.5 s, 比推力効率 $38.9 \pm 5.2\%$, 点火遅れ 4.2 ± 0.8 s であった。

4. ばね及び延長窓を設置しないスラスタでは、点火遅れは 0.2 s と短縮されたが、燃焼が中断し安定した作動には至らなかった。
5. 燃焼面と窓の相対距離を 4 mm 離したスラスタでは、点火遅れは 1.3 ± 0.5 s と短縮されたが、燃焼は 10 s 程度で消炎した。
6. 推進剤のレーザ加熱面と窓が接触している場合と接触していない場合の温度分布を測定した。照射開始から 1.0 s 後の表面温度は、接触していない場合は 1430 ± 96 K であったが、接触している場合は 1280 ± 172 K に留まった。これは、熱分解した PMMA 窓に冷却されたためである。
7. 以上の結果より、燃焼面と窓の相対距離を常に一定距離に保ち、その相対距離の最適化を行うことで短い点火遅れと継続した燃焼が得られると考えられる。

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) 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.