

レーザ加熱によりスロットリングを実現する 0.1 N 級固体マイクロスラスタの性能評価

Performance Evaluation of Throttleable 0.1 N-Class Solid Propellant Microthruster by Laser Heating

○飯盛 翔太^{*1}, 原口 大地^{*2}, 矢野 康之^{*3}, 各務 聡^{*2}
 Shota ISAKARI^{*1}, Daichi HARAGUCHI^{*2}, Yasuyuki YANO^{*3} and Akira KAKAMI^{*2}

^{*1} 宮崎大学大学院工学研究科機械システム工学専攻,

^{*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

^{*1} Department of Mechanical Systems Engineering, University of Miyazaki

^{*2} Department of Mechanical Design Systems Engineering, University of Miyazaki, ^{*3} Technical Center, University of Miyazaki

Abstract: This paper describes a solid propellant microthruster that is throttleable by laser heating. Conventional solid propellant thrusters require neither tank nor valve, and accordingly have high reliability and simple structures. Nevertheless, the thrusters have not been applied to attitude or station keeping for satellites because they have difficulty in throttling including start and interrupt of thrust production. Hence, we proposed a new throttleable solid propellant microthruster using laser heating. The proposed thruster has combustion-controllable HTPB/AP-based composite solid propellant, combustion of which is maintained only while burning surface is heated with a semiconductor laser. Hence, combustion is started and interrupted by switching laser heating. In our previous study, a prototyped microthruster successfully started and interrupted thrust production by switching laser, and yielded stable thrusts and combustion chamber pressures with an average thrust, and I_{sp} efficiency of 0.02 N, and 46.6 %. On the other hand, firing tests showed ignition delay of approximately 3 s. In this paper, to shorten ignition delay, diameter of carbon black (C) that was used to effectively absorb laser beam was varied from 20 to 50 μm . Thrust measurement showed that the prototyped microthruster using 20- μm diameter C successfully yields average thrust 0.07 N, I_{sp} efficiency of 56.7 %, and ignition delay of 1.6 s.

1. 序論

全長 23 cm のペンシルロケットから始まった日本の宇宙開発は、60 年余り経過した今、飛躍的な進歩を遂げている。現在運用されている H-IIB ロケットの打上げ能力は、1963 年に打上げられた L-2 ロケットの 150 kg に対し、110 倍の約 16.5 t を誇る¹⁾。ロケットの打上げ能力の増大とともに大型化傾向にあった人工衛星は、近年、開発期間の短縮や費用削減の要求から、低コストで開発が可能な超小型衛星も注目されるようになった。2013 年以降、商用目的の超小型衛星の打上げ数は大幅に増加しており、超小型衛星の開発は研究段階から実用段階へ移行しつつある²⁾。

超小型衛星による高度なミッションの遂行には、姿勢・軌道制御のためのマイクロスラスタが必要不可欠である。しかし、重量や容積、電力などに制限がある超小型衛星において、軽量化や低コスト化、高い信頼性などの要求を満たし、軌道上での作動を実証したスラスタはまだ数少ない。超小型衛星の姿勢制御や軌道遷移にはスロットリングや作動の中断と再開が容易な液体推進系が考えられるが、バルブやタンクが必要であることからマイクロスラスタには不向きである。よって、バルブなどの配管系を必要とせず、小型化や信頼性の向上が可能であることから固体スラスタが適している。一方で、従来の固体スラスタは、燃焼の中断や再着火などの燃焼制御が困難なため、繰り返し動作が必要な姿勢制御には適用されてこなかった。

著者らは、配合比の調整により外部からの熱エネルギー供給時にのみ燃焼を維持する固体推進剤を用い、エネルギー源

としてレーザを使用することにより燃焼制御が可能な 0.1 N 級のマイクロスラスタを提案してきた。これまでに、燃焼制御が可能である推進剤の配合比³⁾を明らかにし、試作機では推力 0.02 N、比推力 I_{sp} は理論値の 46.6 % で安定した作動を示したものの、点火には 3~5 s の遅れが生じていた⁴⁾。

本稿では、スラスタの点火遅れを抑制し性能を向上させるため、レーザ光の吸収を促進するために固体推進剤に添加したカーボンブラック (C) の粒径に着目し、作動へ及ぼす影響や性能を評価した。また、サーモグラフィカメラを用いて、レーザ照射中の固体推進剤の固相温度分布を測定することで、C 粒径が点火遅れに影響する原因を検討する。

2. 提案する 0.1 N 級マイクロスラスタ

2.1 試作機概要 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、内部に推進剤が

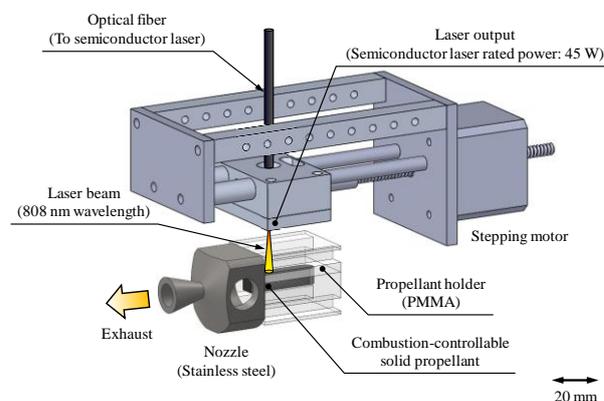


Fig. 1. Prototyped 0.1 N class microthruster.

充填された燃焼室を兼ねるプロペラントホルダ、半導体レーザーからなる、非常に簡素な構造である。レーザーは、プロペラントホルダ上面に設置され、樹脂製の窓を介して推進剤上面へ照射される。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、レーザーヘッドを移動することにより、常にレーザー光を燃焼面に追従させ、燃焼を維持する。

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 $\phi 100 \mu\text{m}$ 以下) を混合した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 までの間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⁵⁾。また、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) を 0.5 wt% 添加した。以上を捏和した後、スラリーの状態樹脂製のホルダ内に充填し、硬化させることで成形した。なお、C 粒径は $\phi 20, \phi 50 \mu\text{m}$ とし、粒径による性能への影響を評価する。

なお、この推進剤を設計燃焼室圧力 0.03 MPa、開口比 50 を有する試作したスラスタ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-CEA⁶⁾ (Chemical Equilibrium with Applications) により算出したところ、204.5 s であった。

2.3 半導体レーザー 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 (JOLD-45-CPXF-1L) の半導体レーザーを用いた。推進剤表面におけるレーザーパワー密度分布を Fig. 2 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 0.93 W/mm^2 であり、ビーム径は 6.6 mm であった。そこで、固体推進剤の幅を 5 mm とし、推進剤の上面を余すことなく加熱した。

2.4 ノズル 本研究では、スロート径 1 mm、 $L^* = 3.0 \text{ m}$ 、開口比 50 を有するステンレス鋼 (SUS303) 製のノズルを試作した。使用した推進剤は 0.18 MPa 以下の領域において燃焼が安定することが明らかになっていることから、設計燃焼室圧力を 0.03 MPa、設計推力を 0.1 N とした⁴⁾。

2.5 プロペラントホルダ プロペラントホルダは樹脂製であり、この内部に推進剤を充填した。また、レーザーの導入窓も兼ねることから、レーザーの透過性に優れたアクリル樹脂で製作した。

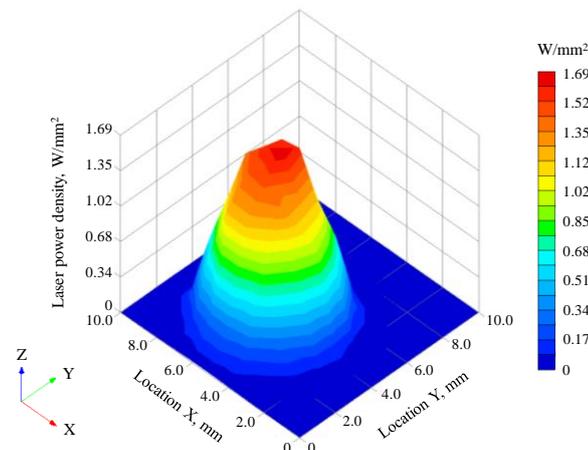


Fig. 2. Laser power profile.

3. 実験装置

3.1 真空装置 実験は Fig. 3 に示すような 320 mm 四方の SUS303 製の真空チェンバで行った。実験は、真空チェンバを、ロータリーポンプにより、雰囲気圧力を 1 kPa 以下まで減圧した真空環境下にて行った。

3.2 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、垂直振子式のスラストスタンドにより測定した。本スラストスタンドは、Flexural pivot を支点とする振子を推力により変位させ、このときの振子の変位を分解能 $1.5 \mu\text{m}$ のレーザー変位計により測定することで推力を評価する。なお、スラストスタンドは、実験前にロードセルを用いて較正した。

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た。

3.4 温度分布測定実験 C 粒径が点火遅れに影響する原因を明らかにするため、空間分解能 $25 \mu\text{m}$ を有する遠赤外線サーモグラフィカメラ (FLIR Systems, T620) を用いて固体推進剤の固相温度を測定した。実験系は、Fig. 4 に示すように、横長の燃焼容器内に固体推進剤を固定し、コリメートされたレーザー光を推進剤端面へ照射することができる。また、燃焼容器は、背圧を任意に調整することが可能であり、温度計測用の窓として遠赤外線の透過に優れた $\phi 50 \text{ mm}$ のゲ

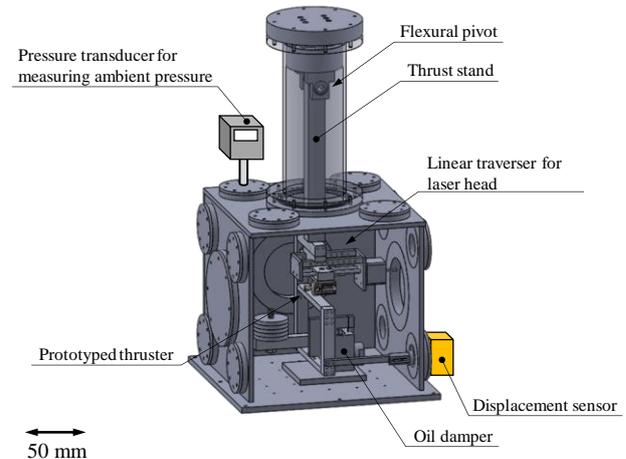


Fig. 3. Schematic of vacuum chamber with thrust stand.

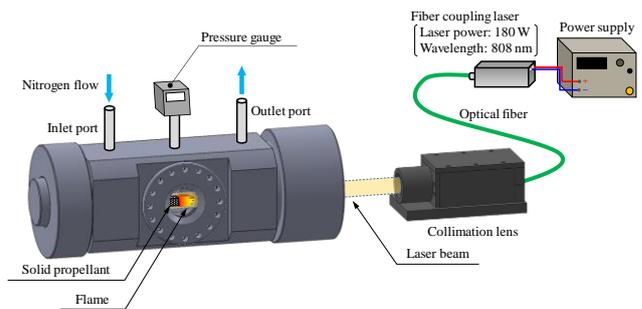


Fig. 4. Experimental setup for thermography.

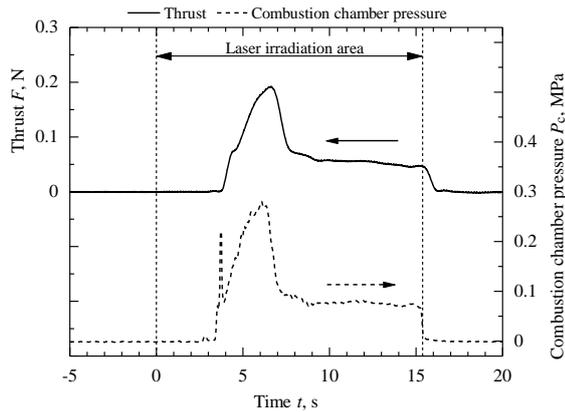


Fig. 5. Time history of thrust and combustion chamber pressure for 50- μm diameter C at laser head traverse velocity of 1.1 mm/s.

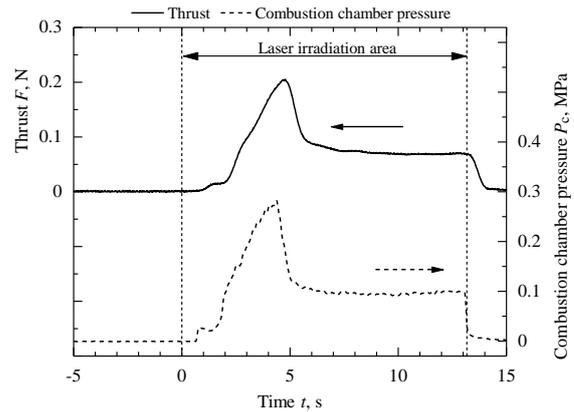


Fig. 6. Time history of thrust and combustion chamber pressure for 20- μm diameter C at laser head traverse velocity of 1.35 mm/s.

Table 1. Stability in thrust production.

C diam.	Laser head traverse velocity v , mm/s											
	0.7~ 0.95	1.0	1.05	1.1	1.15	1.2	1.25	1.3	1.35	1.4	1.45	1.5
50 μm	Δ	\circ	\circ	\circ	\circ	\times	—	—	—	—	—	—
20 μm	Δ	Δ	\circ	\circ	Δ	Δ	\circ	\circ	\circ	\circ	\circ	\circ

\circ : Stable thrust production, Δ : Unstable thrust production, \times : Not ignited

ルマニウム (Ge) 窓を利用した. なお, 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 窓を用いると実際よりも低い温度を示すことから, 事前に温度較正を行った.

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 以下の真空環境下で実験を実施した. レーザヘッドの初期位置は, 推進剤のノズル側の端に配置し, 照射中はステッピングモータによりレーザヘッドを一定速度で移動させることで, 後退する推進剤を常に加熱している. レーザヘッドの移動速度 v は $0.7 \leq v \leq 1.5$ mm/s を 0.05 mm/s 毎にそれぞれ変化させ, 推力及び燃焼室圧力を測定した.

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, 燃焼容器内を推力測定時と同様に 1 kPa 以下まで減圧して, レーザ照射中における固体推進剤の固相温度を測定し, C 粒径が点火遅れを変化させる理由について検討した.

5. 実験結果及び考察

5.1 推力及び燃焼室圧力測定 レーザヘッド移動速度 v を 1.1 mm/s, C 粒径を 50 μm とした場合の推力及び燃焼室圧力の時間履歴を Fig. 5 に示す. 以下, レーザ照射開始時刻を $t = 0$ s とする. $t = 3.5$ s で火花が現れ, 直後に燃焼室圧力が上昇し, $t = 6.1$ s で最大燃焼室圧力 0.28 MPa を示した. その後, 消炎することなく燃焼は安定し, 燃焼室圧力が一定となった $t = 7$ s 以降における平均燃焼室圧力は 0.1 MPa, 平均推力は 0.07 N であった. $t = 15.4$ s でレーザの照射を中断した

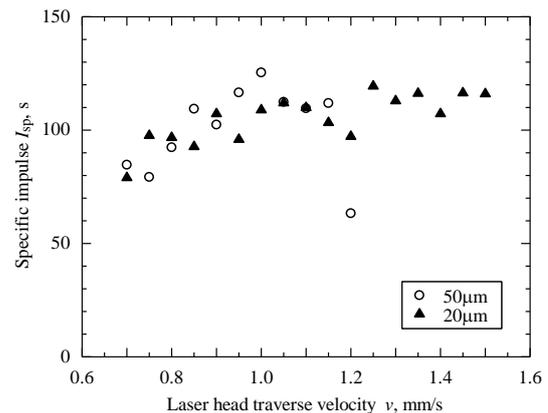


Fig. 7. Dependence of specific impulse on laser head traverse velocity.

ところ, 燃焼もほぼ同時に停止し, 燃焼の制御が可能であることを確認した. 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 τ と定義すると, この場合の点火遅れは約 3.5 s である. また, I_{sp} は 109.6 s, I_{sp} 効率は 53.6% であった.

C 粒径を 20 μm , $v = 1.35$ mm/s としたときの推力及び燃焼室圧力の時間履歴を Fig. 6 に示す. レーザは $t = 0 \sim 13.2$ s の間照射し続けている. レーザ照射開始直後に燃焼が開始し, $t = 5$ s 以降, 安定した作動を示した. その後, $t = 13.2$ s でレーザ照射を中断することにより固体推進剤の燃焼も停止した. このときの点火遅れは 1.6 s であり, 平均燃焼室圧力は 0.1 MPa, 平均推力は 0.07 N となり, 目標推力である 0.1 N に近くなっていた. また, I_{sp} は 116 s であり, I_{sp} 効率は 56.7% であった.

また, Table 1 のように, v により作動の安定性が影響を受けた. C 粒径が 50 μm の場合, $0.7 \leq v \leq 0.95$ mm/s では点火

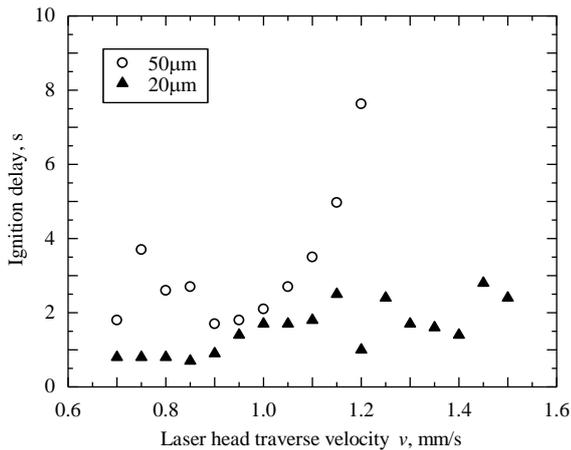


Fig. 8. Dependence of ignition delay time on laser head traverse velocity.

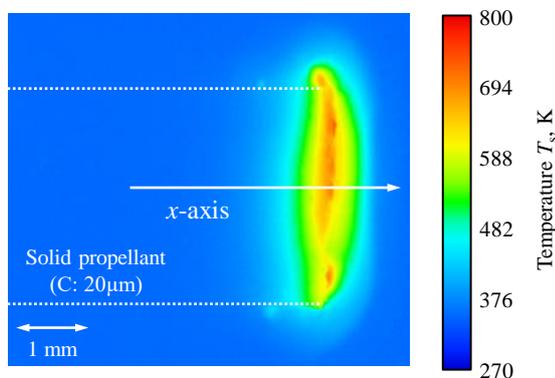


Fig. 9. Solid propellant temperature profile for 20- μm diameter C at $t = 0.5$ s, and back pressure of 1 kPa.

と消炎を繰り返す断続的な作動を示したが、 $v = 1.0$ mm/s 付近で作動が安定した。しかし、 $v \geq 1.2$ mm/s では点火しなくなった。一方で、C 粒径を $20 \mu\text{m}$ にすると、 $v \leq 1.2$ mm/s では断続的な作動を示す傾向にあったが、 $1.25 \leq v \leq 1.5$ mm/s という比較的速い領域で作動が安定した。このように C 粒径により、作動が安定する v の範囲が変化した。

6.2 比推力 I_{sp} レーザヘッドの移動速度 v に対する I_{sp} の依存性を Fig. 7 に示す。C 粒径 $50 \mu\text{m}$ において、 I_{sp} はレーザヘッドの移動速度の増加に伴って増加し、安定した作動が得られた $v = 1.0$ mm/s で最大値となり、 I_{sp} は 125 s、 I_{sp} 効率は 61.3% であった。また、C 粒径 $20 \mu\text{m}$ の場合も、不安定な作動になった低速領域において I_{sp} は 80 から 90 s 台に留まっていたが、安定作動が得られた $v = 1.25$ mm/s では $I_{sp} = 119$ s、 I_{sp} 効率は 58.4% を示し、 $20 \mu\text{m}$ では最大となった。このように、 v が変化したとき I_{sp} の最大値は C 粒径に殆ど依存せず、120 s 程度であった。

以上のことから、C 粒径の細粒化により、Table 1 のように作動が安定する v の範囲に違いが見られたものの、 I_{sp} には大きな影響はないことが分かった。

6.3 点火遅れ Fig. 8 にレーザヘッドの移動速度 v による点火遅れへの影響を示す。C 粒径 $50 \mu\text{m}$ では、点火遅れは、レーザヘッドの移動速度とともに長くなる傾向があり、安定した作動を示した $v = 1.0$ mm/s 近傍では約 3 s の点火遅れが

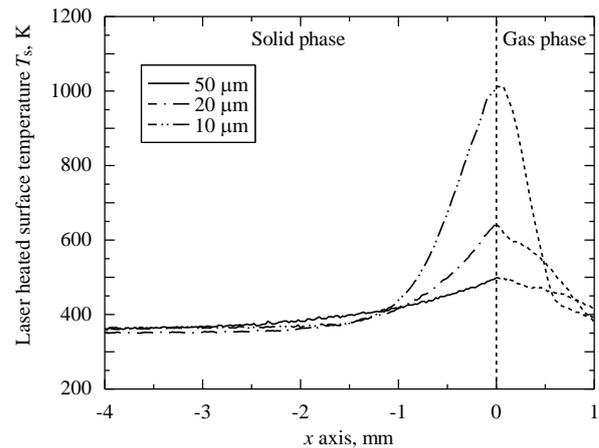


Fig. 10. Temperature profile of solid propellant along x axis for 20- μm diameter C at $t = 0.5$ s, and back pressure of 1 kPa.

認められた。それに対し、C 粒径 $20 \mu\text{m}$ の場合、作動が安定した $v \geq 1.25$ mm/s のときの点火遅れは、約 1.5 s となり短縮できていることが分かる。また、 v が 0.7 mm/s のように遅くなると、作動は不安定になるが点火遅れは 0.8 s まで抑えられている。このように、実験した v の領域で全体的に C 粒径が $50 \mu\text{m}$ よりも $20 \mu\text{m}$ の点火遅れが小さくなっている。

以上より、 v の増加により点火遅れが長くなる傾向があり、C 粒径を $50 \mu\text{m}$ より $20 \mu\text{m}$ と細粒化することにより点火遅れは小さくなった。ゆえに、点火遅れを抑制しながら、安定燃焼を維持するためには、 $20 \mu\text{m}$ の C を用いて、点火時のみ $v = 0.7$ mm/s 程度とし、点火後に $v = 1.3$ mm/s 程度まで増速する運用が考えられる。

6.4 固体推進剤の固相温度分布 C 粒径を $50 \mu\text{m}$ から $20 \mu\text{m}$ にすることで、点火遅れが短縮された。この理由を明らかにするために、真空下における点火前の推進剤の温度分布を Fig. 4 の実験装置を用いて測定した。Fig. 9 は温度分布の一例であり、C 粒径 $20 \mu\text{m}$ としたときの $t = 0.5$ s における温度分布である。燃焼容器内に固定された推進剤は、右側からレーザ加熱を受け、レーザ加熱面の温度 T_s は 642 ± 33 K まで上昇していた。このような推進剤の固相の温度分布を C 粒径 20 、 $50 \mu\text{m}$ 及びさらに細粒化した C 粒径 $10 \mu\text{m}$ について評価した。

$t = 0.5$ s におけるレーザ加熱面の法線 (x 軸方向) の温度分布を Fig. 10 に示す。気相の温度分布は燃焼生成物の放射率が未知であるため正確ではないが、推進剤固相の温度分布は較正しているため信頼できる。C 粒径 $50 \mu\text{m}$ のとき、 $t = 0.5$ s における T_s は 499 K であり、固相温度は、加熱面からの距離 x とともに指数関数的に減少した。また、同時刻における C 粒径 $20 \mu\text{m}$ の場合、 T_s は 642 K まで上昇した。さらに、C 粒径を $10 \mu\text{m}$ としたとき、 $t = 0.5$ s で T_s は 1011 K に達した。このように、粒径が小さいほど固体推進剤におけるレーザ加熱面の昇温が速かった。

先述の通り、C 粒径 $20 \mu\text{m}$ では点火に約 0.8 s、 $50 \mu\text{m}$ では約 1.5 s 必要であった。よって、C 粒径を小さくすることにより点火遅れが抑えられた理由として、C 粒径が小さいほど固体推進剤表面の温度上昇率が高くなるためと考えられる。

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. レーザ加熱によりスロットリング可能なマイクロスラスタを提案した。
2. レーザ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)の粒径を 20, 50 μm として、C 粒径の細粒化による比推力や点火遅れへ及ぼす影響を評価した。
3. C 粒径を 50 μm としたとき、レーザーヘッドの移動速度 $v = 1.0 \sim 1.15 \text{ mm/s}$ で安定した作動を示した。
4. C 粒径を 20 μm としたとき、 $v = 1.25 \sim 1.5 \text{ mm/s}$ で安定した作動を示した。このときの最大 I_{sp} は 119 s、 I_{sp} 効率 58.4 % であり、C 粒径は I_{sp} に殆ど影響しなかった。
5. 安定した燃焼が得られたときの点火遅れは、C 粒径 50 μm のとき約 3 s、20 μm のとき約 1.5 s であり、C の細粒化により点火遅れを短縮できた。
6. サーモグラフィによる温度測定より、C 粒径を小さくすることで推進剤の表面温度 T_s は急速に上昇していた。
7. このことから、点火遅れが抑制された C 粒径 20 μm にお

いて、点火時にのみ $v = 0.7 \text{ mm/s}$ 程度とし、点火後に $v = 1.3 \text{ mm/s}$ 程度まで増速することで、 I_{sp} を低下させることなく、短い点火遅れかつ安定した作動を実現できると考えられる。

参考文献

- 1) K. Takase, M. Tsuboi, and S. Mori, "Upper Stage Controlled Re-entry Experiment by H-IIB Launch Vehicle", Proceedings of 28th International Symposium on Space Technology and Science, ISTS2011-g-16, 2011.
- 2) B. Doncaster, et al., "2017 Nano/Microsatellite Market Forecast", *Small Satellite Report*, SpaceWorks Enterprises, Inc., 2017.
- 3) A. Kakami, S. Terashita, and T. Tachibana, "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.
- 4) 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.
- 5) A. Kakami, S. Terashita, and T. Tachibana, "Application of laser-assisted combustion to solid propellant for space propulsion", 46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Nashville, Tennessee, USA, AIAA-2010-6584, 2010.
- 6) S. Gordon, and B. J. McBride, "Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications", NASA Reference Publication 1311, 1996.
- 7) G. P. Sutton, and O. Biblarz, "Rocket Propulsion Elements", 8th ed., 2010.