

レーザ加熱によるスロットリングを実現するマイクロ固体ロケットの性能評価

Performance Evaluation of Throttleable Micro Solid Rocket Using Laser Heating

○飯盛 翔太^{*1}, 浅倉 嵩雅^{*2}, 矢野 康之^{*3}, 各務 聡^{*2}

Shota ISAKARI, Takamasa ASAKURA, Yasuyuki YANO and Akira KAKAMI

^{*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} 宮崎大学工学部ものづくり教育実践センター

Abstract

本研究では、レーザ加熱によりスロットリングを可能とする固体推進剤を用いたマイクロスラスタの試作及び性能評価を行う。固体推進剤を用いたスラスタは、構造が簡素となる長所があるが、燃焼の制御が困難であるため人工衛星などの姿勢及び軌道制御には使用されてこなかった。そこで、推進剤の配合を調整することによりレーザ加熱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する。今回、レーザ導入窓材としてアクリル樹脂及びポリカーボネート樹脂を適用した 0.1 N 級の試作機の性能評価結果について報告する。

1. 序論

近年、小型衛星に注目が集まっており、大学や企業が製造や運用を行うことが可能になってきている。小型衛星は従来の大型衛星と比べて、開発期間を短縮できることに加えて、打ち上げや運用における費用削減といったメリットが挙げられる。また、大型衛星のピギーバック衛星として打ち上げの機会にも恵まれ、小型衛星はますます活躍の場が開かれてきている。

小型衛星による高度なミッションの実現には、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。そのため、衛星の姿勢制御や軌道保持のためのスラスタが必要であり、搭載されるスラスタにも軽量化や低コスト化、高い信頼性が要求される。従来、姿勢制御などには液体推進機が用いられてきたが、以上の要求を満たすためには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な固体推進機が良いと考えられる。一方で、従来の固体推進機は、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中にのみ燃焼が継続する推進剤を研究してきたが、熱エネルギー源としてレーザを使用することによって燃焼制御が可能な 0.1 N 級のマイクロスラスタを提案する。これまでの研究により、燃焼制御が可能である推進剤の配合比を明らかにしてきた²⁾。本稿では、レーザ導入窓を兼ね、固体推進剤を充填しているプロペラントホルダの材質に着目し、アクリル樹脂を適用した場合と、耐熱性に優れるポリカーボネート樹脂を適用した場合における、スラスタの作動へ及ぼす影響及び性能について評価した。また、サーモグラフィカメラを用いて、スラスタ作動時の固体推進剤及びレーザ導入窓における温度分布測定を行った。これにより、スラスタの作動及び性能にレーザ導入窓の材質が及ぼす影響を検討する。

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、半導体レーザからなる、非常に簡素な構造である。レーザは、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、レーザヘッドを移動することにより、常にレーザ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 までの間でレーザによる燃焼の ON/OFF 制御が可能であることが確認されている³⁾。また、レーザ光の吸収を促進するため $\phi 50 \mu\text{m}$ のカーボンブラックを 0.5 wt% 添加した。これらを捏和した後、スラリーの状態にて樹脂製の燃焼室内に充填し、硬化させることで成形した。

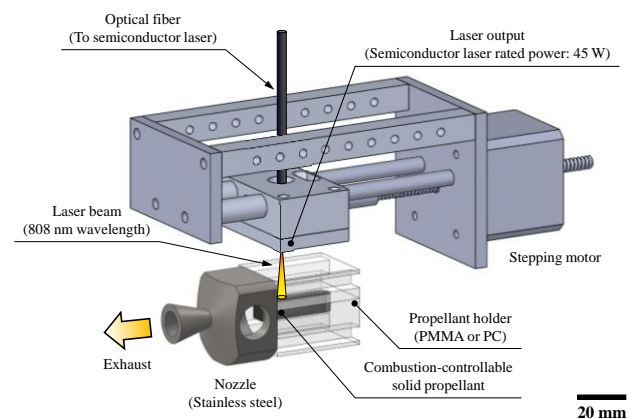


Fig. 1. Prototyped 0.1 N class microthruster.

なお、この推進剤を、後述するノズルを用いたときの理論比推力を化学平衡計算プログラム NASA-CEA (Chemical Equilibrium with Applications) を用いて算出したところ、204.5 sであった⁴⁾。

2.3 半導体レーザー 加熱用のレーザー源には、Jenoptik 製ファイバカップリング型高出力半導体レーザー JOLD-45-CPXF-1L を用いた。定格出力は 45 W、発振波長は 808 nm である。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 0.83 W/mm² であり、ビーム径は 5.18 mm であった。本結果より、固体推進剤の幅を 5 mm と設定し、それよりもやや大きい径をもつレーザー光を移動させながら、照射したため推進剤の上面を余すことなく加熱している。

2.4 ノズル 本研究では、スロート径 1 mm、 $L^* = 3.0$ 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⁵⁾。

2.5 レーザ導入窓 レーザ導入窓として、アクリル (PMMA) 樹脂と耐熱性に優れるポリカーボネート (PC) 樹脂を適用した。レーザ導入窓はスラスタの燃焼室も兼ねており、推進剤はこれら樹脂製のホルダ内部に充填されている。

3. 実験装置

3.1 真空装置 実験は Fig. 3 に示すような 320 mm 四方の真空チェンバを用いた。真空チェンバはステンレス鋼 (SUS303) 製である。真空チェンバ内は真空ポンプにより減圧し、雰囲気圧力は 1.0 kPa 以下の環境にて実験を実施した。

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された、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 を支点として、得られた推力により振子を変位させ、振子の変位を 1.5 μm の分解能を有するレーザ変位計により測定することで推力を測定する。なお、スラストスタンドは、実験前にロードセルを用いて校正した。

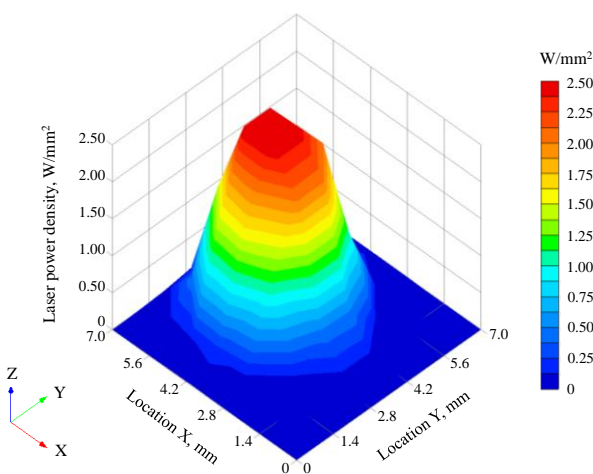


Fig. 2. Laser power profile.

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内の静圧を測定した。

3.4 温度分布測定実験 スラスタ作動時の固体推進剤及びレーザ導入窓の温度分布による影響を確認するため、FLIR 製赤外線サーモグラフィカメラ T620 を用いて温度分布測定を実施した。実験は、真空チェンバ内を N₂ ガスにより換気することで任意の背圧に調整し、赤外線の透過に優れる Ge 窓を設置したフランジを介して測定した。なお、サーモグラフィカメラの空間分解能は 14 μm である。

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上に設置し、雰囲気圧力を 1.0 kPa 以下とした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、推進剤のノズル側端面に配置し、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て、常に推進剤を加熱している。レーザヘッドの送り速度は、推進剤の燃焼速度に近い 0.70 mm/s 及び 0.90 mm/s で変化させ、推力及び燃焼室圧力を測定した。

4.2 温度分布測定実験 提案するマイクロスラスタは、固体推進剤が樹脂製のホルダ内部に充填されているため、スラスタを軸方向に切断した状態を模擬した、2次元カットモデルを使用した。実験は真空チェンバ内を N₂ ガスにより換気し、N₂ 雰囲気 0.1 MPa の環境下で実施した。また、レーザは、提案するスラスタの作動同様、固体推進剤上方より樹脂製の窓を介して照射した。レーザヘッドの送り速度は、推進剤の燃焼速度付近の 0.70 mm/s 及び 0.90 mm/s に設定しレーザ導入窓が PMMA 樹脂の場合と PC 樹脂の場合での温度分布の差異について検討した。

5. 実験結果及び考察

5.1 推力及び燃焼室圧力測定 レーザヘッド送り速度を 0.70 mm/s、レーザ導入窓として PMMA 樹脂を適用した場合

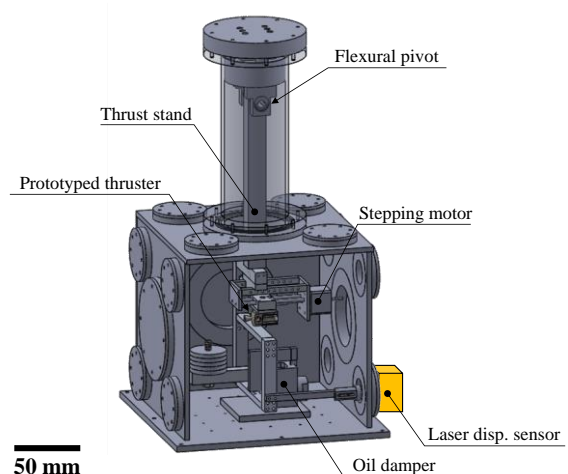


Fig. 3. Schematic of vacuum chamber with thrust stand.

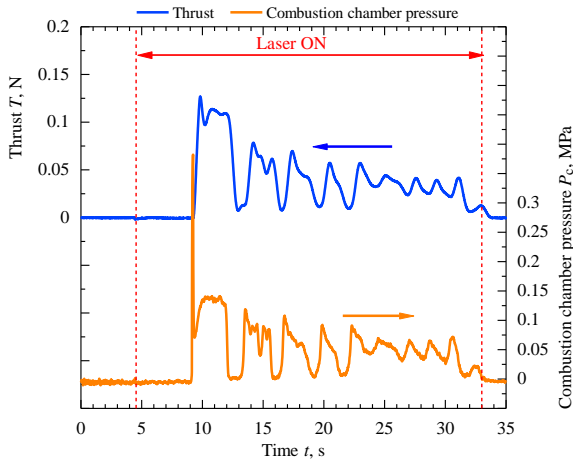


Fig. 4. Time history of combustion experiment for PMMA window at laser head traverse velocity of 0.70 mm/s.

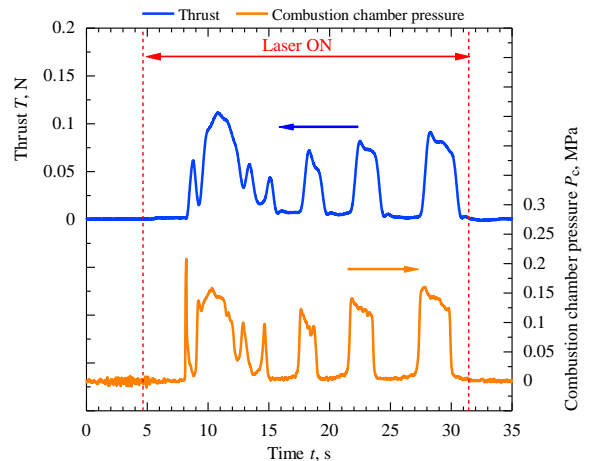


Fig. 5. Time history of combustion experiment for PC window at laser head traverse velocity of 0.70 mm/s.

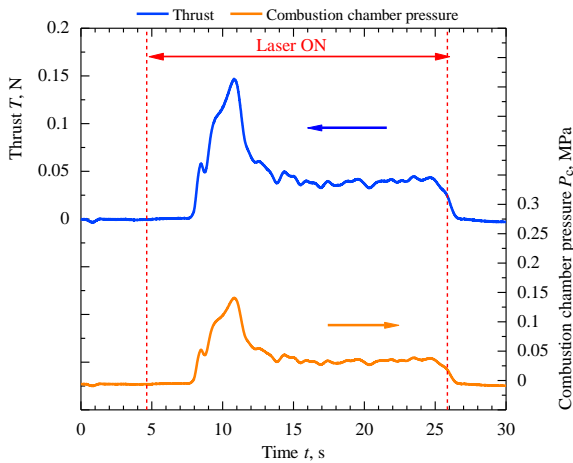


Fig. 6. Time history of combustion experiment for PMMA window at laser head traverse velocity of 0.90 mm/s.

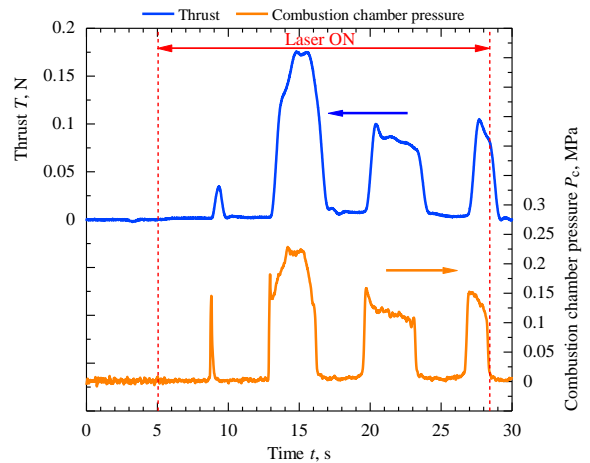


Fig. 7. Time history of combustion experiment for PC window at laser head traverse velocity of 0.90 mm/s.

の推力及び燃焼室圧力の時間履歴を Fig. 4 に、PC 樹脂窓を適用した場合の時間履歴を Fig. 5 に示す。同様に、レーザーヘッド送り速度を 0.90 mm/s とした場合の PMMA 樹脂窓と PC 樹脂窓の時間履歴を Fig. 6 及び Fig. 7 に示す。図中赤破線区間内がレーザーを照射させた時間である。さらに、それぞれの条件における I_{sp} を Table 1 に示す。

レーザーヘッド送り速度を 0.70 mm/s とした場合、それぞれのレーザー導入窓において断続的な燃焼を示した。一方で、レーザーヘッド送り速度を 0.90 mm/s とした場合、PMMA 樹脂窓を使用した場合、設計推力より低いものの、平均推力 0.05 N、平均燃焼室圧力 0.04 MPa を示し、燃焼が中断することなく連続した推力を生成した。この時の I_{sp} は 130 s であり、 I_{sp} 効率率は 64% を示した。同条件で、PC 樹脂窓を適用した場合、レーザーヘッド送り速度が 0.70 mm/s 同様に燃焼が断続的であり、非常に不安定な推力生成であった。この時の平均推力は 0.05 N、平均燃焼室圧力は 0.06 MPa であり、 I_{sp} は 122 s、 I_{sp} 効率率は 60% を示した。また、PC 樹脂窓はすべての実験条件において、燃焼が断続的であり不安定な推力生成を示したが、PMMA 樹脂窓においては、推進剤の燃焼速度近傍の 0.90 mm/s で連続した推力を生成した。

Table 1. Specific impulse of laser head traverse velocity.

Window	Laser head traverse velocity v , mm/s	
	0.70	0.90
PMMA	132	130
PC	111	122

Unit: sec

5.2 レーザ導入窓と比推力の関係 レーザ導入窓として PMMA 樹脂と PC 樹脂を用いた場合における、レーザーヘッドの送り速度と比推力の関係を Table 1 に示す。PMMA 樹脂窓を用いた場合、レーザーヘッド送り速度に関わらず I_{sp} は、130 s 付近を示し、このときの I_{sp} 効率率は 64~65% であった。

一方、PC 樹脂窓の場合の I_{sp} は、PMMA 樹脂窓と同等または僅かに低い傾向が見受けられた。

5.3 固体推進剤及びレーザー導入窓の温度分布 レーザ導入窓の材質の違いにより、スラスタの作動安定性及び性能に差異が見られたことから、固体推進剤及びレーザー導入窓における温度分布に着目し、サーモグラフィカメラを用いた温度分布測定を行った。レーザー照射開始から $t=2$ s 後の固体推進剤の温度分布を Fig. 8 に示す。このとき、推進剤上方から

レーザを 0.85 mm/s で右方向に移動させながら照射している。本結果より、PMMA 樹脂窓と比較して、PC 樹脂窓の燃焼面温度が低く、熱侵入厚さも薄くなっていることが確認された。また、PC 樹脂窓においては燃焼面下流側に黒色フレーク状の生成物が発生し、生成物が高温になっていることが判明した。この生成物の発生は、スラスタの推力測定実験においても確認されている。

5.4 スラスタの作動へ及ぼす影響 PMMA 樹脂窓においては、レーザヘッド送り速度 0.90 mm/s のとき連続した推力を生成した。これは、固体推進剤の燃焼速度に近いため、レーザが常に燃焼面に追従できていたものと考えられる。一方、PC 樹脂窓はすべての実験条件において、燃焼が断続的であった。この原因として、黒色フレーク状の生成物によりレーザの透過が阻害されていることが挙げられる。これにより、推進剤表面へのレーザ加熱が減り、燃焼面温度が低下し、熱分解反応が遅くなることで燃焼速度が低下する。すると、燃焼ガスの生成量が減少して燃焼室圧力が低下し、気相からの燃焼面への熱のフィードバック量が減少することによって消炎したものと考えられる。消炎中もレーザの加熱は継続しているため、いずれは再点火するが、同様のプロセスを繰り返すことにより断続的な燃焼を示し不安定な作動になったものと推察される。

5.5 樹脂窓における生成物 PC 樹脂窓において黒色フレーク状の生成物が発生した原因として、樹脂の熱分解過程による影響が考えられる。一般に PMMA 樹脂は 493 K 付近から熱分解が開始される。生成物の多くはメタクリル酸のモノマーであることが報告されており、レーザ導入窓は常に新鮮な状態であると思慮される。

一方で、PC 樹脂は 573 K 付近から熱分解が開始され、複雑な熱分解反応機構を経て多岐にわたる生成物が発生する。さらに、PC 樹脂において原料でもあるジヒドロキシ化合物に由来する構造は局所的な熱安定性が悪く、異物に変化しやすいという報告がある⁶⁾。このことから、PC 樹脂窓においては、レーザ及び固体推進剤の燃焼熱に伴う局所熱により、黒色フレーク状の生成物が発生したものと考えられる。

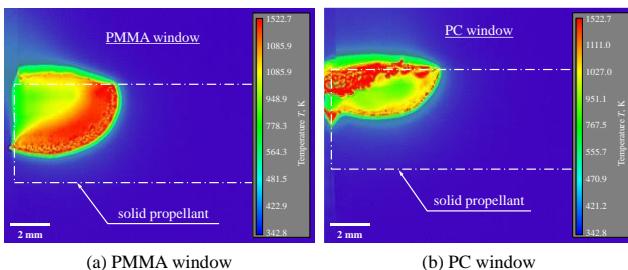


Fig. 8. Temperature distribution of the solid propellant at $t = 2$ s.

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. 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. 推進剤へのレーザ導入窓として、アクリル (PMMA) 樹脂及び耐熱性に優れたポリカーボネート (PC) 樹脂を適用し、性能を評価した。
3. PMMA 樹脂窓を適用した場合、 I_{sp} 効率は 65 % 付近を示し、レーザヘッド送り速度が固体推進剤の燃焼速度近傍である 0.9 mm/s 付近で安定した推力を生成した。
4. PC 樹脂窓を適用した場合は、全ての実験条件において断続的な推力生成であり、 I_{sp} は、PMMA 樹脂窓と同等または僅かに低い傾向が見受けられた。
5. サーモグラフィカメラを用いた温度測定の結果、PC 樹脂窓適用時の燃焼面温度が低いことを確認した。
6. PC 樹脂窓においては、熱分解により黒色フレーク状の生成物が発生し、スラスタの性能低下を誘発する可能性が示唆された。

謝 辞

本研究は、JSPS 科研費 基盤研究(B)25289308 の助成を受けたものです。

参考文献

- 1) Funase, R.: Low-cost Deep Space Exploration by Micro-spacecraft - Achievements of 50kg-class Deep Space Probe PROCYON -, Proceedings of 30th International Symposium on Space Technology and Science, Kobe, Japan, World Space Highlight, 2015.
- 2) 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 (2009), pp.145-151.
- 3) Kakami, A., Terashita, S. and Tachibana, T.: 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.
- 4) Gordon, S. and McBride, B. J.: Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications, NASA Reference Publication 1311, 1996.
- 5) Isakari, S., Onizuka, S., Yano, Y. and Kakami, A.: Performance Evaluation of a Throttleable Solid Propellant Thruster using Laser Heating, Proceedings of 30th International Symposium on Space Technology and Science, Kobe, Japan, ISTS2015-a-09, 2015.
- 6) 並木慎悟, 平見優一, 山本正規: ポリカーボネート樹脂の製造方法, 特許第 5445652 号 (2014).