

## 研究論文

# レーザーにより燃焼制御および可変推力を実現する 宇宙用固体推進機の検討

各務 聡<sup>\*†</sup>, 眞崎信一郎<sup>\*\*</sup>, 冷水陵馬<sup>\*\*</sup>,  
堀澤秀之<sup>\*\*\*</sup>, 橘 武史<sup>\*\*\*\*</sup>

<sup>\*</sup>独立行政法人産業技術総合研究所実環境計測・診断研究ラボ 〒841-0025 佐賀県鳥栖市宿町807-1

<sup>†</sup>Corresponding address: akira-kakami@aist.go.jp

<sup>\*\*</sup>九州工業大学工学研究科機械知能工学専攻 〒841-8550 北九州市戸畑区仙水町1-1

<sup>\*\*\*</sup>東海大学工学部航空宇宙学科 〒259-1292 神奈川県平塚市北金目1117

<sup>\*\*\*\*</sup>九州工業大学工学部機械知能工学科 〒841-8550 北九州市戸畑区仙水町1-1

2005年11月21日 受付 2006年3月20日 受理

## 要旨

近年、宇宙開発のコストを削減するために、これまでに比類のない小型の宇宙機が製作され、大学などにより実際に打ち上げられるに至っている。このような小型宇宙機は現在のところ推進機を搭載していないが、今後、複雑なミッションを実現するためには、小型の推進機を搭載する必要がある。また、これに資する小型推進機は、ミッション時間を短縮するために比較的大きな推力を発生することも必要である。本論文では、このような小型・大推力の宇宙機用推進機を実現するために、固体推進機の燃焼をレーザーにより制御する推進機を提案した。予備実験として、窒素雰囲気下のコンポジット固体推進機に10~30 Wの定常出力のYAGレーザー(波長1064 nm)を照射し、いくつかの組成の推進機で燃焼のOn/Off制御が可能であることを示した。さらに、窒素雰囲気下の圧力を変化させ、各圧力における燃焼速度を求めたところ、従来の固体推進機と同様にVieilleの法則に従っていることを確認した。レーザーパワーに対しては、パワーの増加に伴って燃焼速度も増加しており、本研究で提案する推進機の方式により推力を制御できる可能性を示した。

## 1. 緒言

近年、宇宙開発コストの削減のために小型の宇宙機が注目され、大学などが超小型の人工衛星を製作し打ち上げるに至っている。このようなこれまでに比類無い小型宇宙機を発展させるには、これに資する推進機がこれまでの宇宙機用推進機に比して小型であり、さらに、ミッション時間の短縮の観点からこれまでよりも推力が大きいことが求められる。この小型・大推力という要請に応えるには、推進剤として固体推進機を用いた推進機が有効である。固体推進機は貯蔵用耐圧容器やバルブが不要であり、小型化・軽量化・高信頼性化を実現しやすいからである。さらに、固体推進機が含有する化学エネルギーを活用することによって、電気推進機などに比して大推力を得ることが可能である。その一方で、固体推進機は、燃焼を任意のタイミングで停止・再開させることや、推力を制御することが困難である。そのため、Star 27のような推進機がone shot thrusterとして軌道投入等に使われた実績があるが、宇宙機用として用途は限られており、宇宙機の位置・姿勢制御には液体推進機

が主として用いられてきた<sup>1)</sup>。

これまで、固体推進機においても燃焼制御や可変推力を実現するために様々な研究が行われてきた。燃焼室圧力を急減圧して燃焼を停止させる方法<sup>2)</sup>や過酸化水素水などを燃焼室に噴射することによって燃焼室圧力を制御し推力を制御する方法<sup>3)</sup>、variable area throat法などがあり、燃焼の停止・再開の制御や推力制御を不十分ながら部分的に実現している。いずれの方法もメカニカルバルブを使用しており、小型・軽量化や高信頼性化が求められる小型推進機にはバルブを搭載しないことが望ましい。

そこで、本研究では、さらに制御性に富み、信頼性が高く、より高性能の小型宇宙機用推進機を実現するために、小型の半導体レーザーを搭載し、その照射を制御することによって固体推進機の燃焼の開始・中断の制御や可変推力が可能で小型推進機を提案し、さらに、レーザーによる固体推進機の燃焼制御を実証するための予備実験をおこなったので、その結果について報告する。

## 2. 提案する推進機

### 2.1 提案する推進機の概要

Fig. 1は、提案する推進機の模式図である。本推進機はノズルや燃焼室等の従来の固体ロケットモータとほぼ同様な形状をしているが、固体推進薬として非自燃性固体推進薬を用いる点、燃焼制御用のレーザーダイオードやレーザー光導入用の窓を搭載している点が異なる。詳しくは後述するが、非自燃性固体推進薬とは、外部からの熱供給によって燃焼のOn/Off制御が可能な推進薬であり、本推進機においては、レーザーの照射によって燃焼を開始し、レーザー照射を中断することによって燃焼を停止させる推進薬である。また、レーザーパワーを変化させることにより燃焼速度を変化させ可変推力を実現できる。

熱源であるレーザーに関しては、現在、炭酸ガスレーザーなど多種多様なレーザーが実用化されているが、レーザーダイオード(LD)を本推進機に用いることにした。LDは反応タンクや放電チューブが不要であることから小型・軽量化が容易で、パワーレベルも単体で1~100 Wと小型宇宙機で推

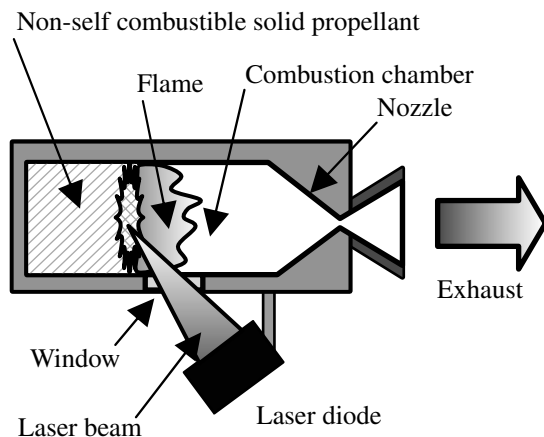


Fig. 1 Schematic diagram of designed solid propellant thruster using laser sustained combustion.

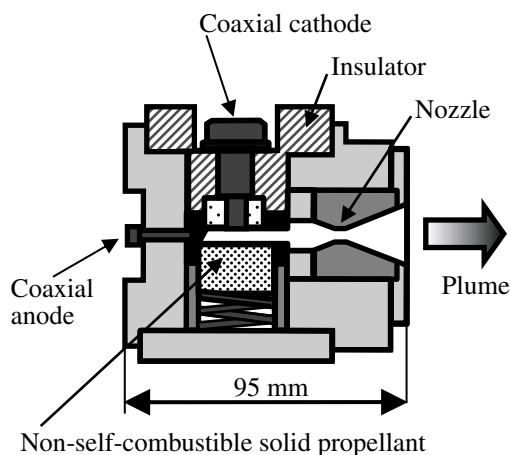


Fig. 2 Schematic diagram of SPAT (Solid Propellant Arcjet Thruster).

進機に許容される電力レベルである。エネルギー変換効率も他のレーザーに比して優れ、電気・光変換効率が50%近くあるLDが現在では入手可能である。さらに、LDのレーザーパワーは、駆動電流により制御できることから可変推力の実現が容易である。

### 2.2 非自燃性固体推進薬

従来の固体推進薬は一度着火すると燃焼が維持され続けることから、固体推進機の作動の開始や停止、推力制御を実現することが困難であった。これに対し、本推進機で使用することを提案する非自燃性固体推進薬は、燃焼表面に外部から熱が供給されている間は燃焼が持続され、熱の供給を中断すると燃焼も中断することから、外部熱源によって燃焼の開始や停止の制御が可能となる推進薬である。このような非自燃性固体推進薬の組成は、従来の固体推進薬と配合比を異なるものに調整したり、燃焼負触媒を添加したりすることによって、自律的に燃焼が持続しないようにし、外部からの熱の供給によって燃焼を制御できるようになるのである。

著者らは、これまで、アーク放電を燃焼制御用の熱源としたSPAT (Solid Propellant Arcjet Thruster) と呼ばれる推進機を提案し、Fig. 2のような試作機を製作し実証試験を行ってきた<sup>4)</sup>。約1 kWの定常アーク放電をSPAT内部の燃焼室で誘起すると、徐々に燃焼室内部の圧力が上昇し、非自燃性固体推進薬の表面に火花が確認された。放電中は放電電流と燃焼室圧力はともに安定しており燃焼と放電が安定して維持されていた。放電を中断するとともに燃焼も中断したことから、燃焼の制御が可能であることが示された。ここでの推力電力比は従来型アークジェットが約400 mN kW<sup>-1</sup>であるのに対し、SPATは2000 mN kW<sup>-1</sup>に達していたことから、SPATでは固体推進薬の燃焼によって推力が増加し、結果として推力電力比が向上したものと考えられる。

以上のように、SPATの作動を実証し、比較的高い推力電力比が得られたが、低電力で放電を安定化することが難しかった。実用を考えると、非自燃性推進薬を宇宙用の小型推進機に適用するためには、100 W程度でも安定に作動する高効率の熱源が必要である。一般に固体推進薬の燃焼温度は極めて高いことから、アーク放電と同様に火花に対して非接触でエネルギーを供給できる熱源が求められる。そこで、本研究では熱源として、小型で効率の良いレーザーダイオードに着目し、レーザー光として非接触でエネルギーを固体推進薬に供給するFig. 1のような推進機を提案し、燃焼制御に関する基礎的な実験を行ったので、その結果について報告する。

## 3. 実験装置

### 3.1 実験系全体

実験系全体図をFig. 3に示す。直径450 mm、高さ900 mmの円筒形の燃焼容器の内部に直径25 mmの円筒形の固体推進薬(または一辺25 mmの立方体)が固定されている。この燃焼容器は、ロータリーポンプで排気され、ボンベから窒素ガスを充填し、全ての実験を窒素雰囲気下で行った。燃焼容器内の圧力は、窒素供給系と排気系の各々に設けら

Table 1 Solid propellant samples.

Sample	Fuel HTPB, wt%	Oxidizer AP, wt%	Additive, parts						Color
			Ti	Al	Carbon black	Oxamide	LiF	NH <sub>4</sub> Cl	
1	27	73	7	-	-	-	-	-	Deep green
2	37	63	7	-	-	-	-	-	
3	44	56	11	-	-	-	-	-	
4	44	56	-	7	-	-	-	-	Gray
5	44	56	-	11	-	-	-	-	
6	20	80	-	20	-	-	-	-	
7	40	60	-	-	-	-	-	-	Orange
8	40	60	-	-	0.5	-	-	-	Black
9	50	50	-	-	0.5	-	-	-	
10	20	80	-	-	-	1 or 3	-	-	White
11	20	80	-	-	-	-	1 or 3	-	
12	20	80	-	-	-	-	-	1 or 3	

Laser power irradiated on propellant surface: 30W.

れたバルブによって所要の圧力に調整し一定に保たれており、今回は1 kPa~75 kPaの間で実験を行った。なお、燃焼容器内の圧力を1 kPaに設定したとき圧力変動はほとんど見られなかったが、25 kPa以上では燃焼ガスにより燃焼容器内圧力が変動したものの、変動幅は±2 kPa程度に抑制することが出来た。

真空装置の外側に50-W級のCW-YAGレーザー(Continuous Wave Yttrium Aluminum Garnet Laser)を設置し、ダイオードレーザーの代わりに利用した。このYAGレーザー光は、パイレックスガラス窓を通して燃焼容器内の固体推進薬に照射したが、このパイレックスガラス窓のレーザー透過率は70~80%であるため、固体推進薬に照射されるレーザーパワーは最大で35 Wである。

以上の実験系を用いて、レーザーによって固体推進薬の燃焼を制御できることを実証する実験を行った。また、燃焼速度(質量燃焼速度)の圧力依存性を調べるために、燃焼前後の推進薬の重量を測定し、この重量差と燃焼時間から質

量燃焼速度を求めた。なお、今回の実験において、レーザーの固体推進薬への照射時間は、燃焼が開始されてから更に15~30秒程度である。

### 3.2 使用したレーザー

50 W級のND励起YAGレーザー(波長1064 nm)をレーザーダイオードの代わりに用いたが、YAGレーザーを用いてもレーザーダイオードを用いたときとほぼ同じ実験結果が得られると考えられる。1 W以上の大出力レーザーダイオードの波長は800~1000 nmの近赤外線であり、YAGレーザーの基本波も近赤外線(1064 nm)であることから、YAGレーザーは大出力のレーザーダイオードの代替として用いることが可能だからである。なお、このYAGレーザーのビームの形状は長軸10 mm短軸6 mmの楕円形をしている。

### 3.3 固体推進薬

本実験で用いた固体推進薬をTable 1に示す。先述のSPATで燃焼制御が可能であったコンジット系推進薬で、燃料成分が末端水酸基ポリブタジエン(以後HTPBと略記)、酸化剤は過塩素酸アンモニウム(以後APと略記)である。さらに、大推力化のためにアルミニウムやチタン等の金属を、燃焼制御性を向上させるために塩酸アンモニウムやフッ化リチウムなどの燃焼負触媒を、レーザー光を効率よく吸収させるためにカーボンブラックを添加したものを製作し、添加物による燃焼の特性の変化を調べた。

## 4. 結果

### 4.1 燃焼の様子

5~30 Wのレーザー光を固体推進薬に照射したところ、レーザーを照射することによって燃焼が開始し、照射を中断すると燃焼も中断することを確認した。Fig. 4は、HTPB/AP/Ti=37/63/7の固体推進薬を75 kPaの窒素雰囲気下に設置し、30 Wのレーザー光を照射したときの燃焼の様子で

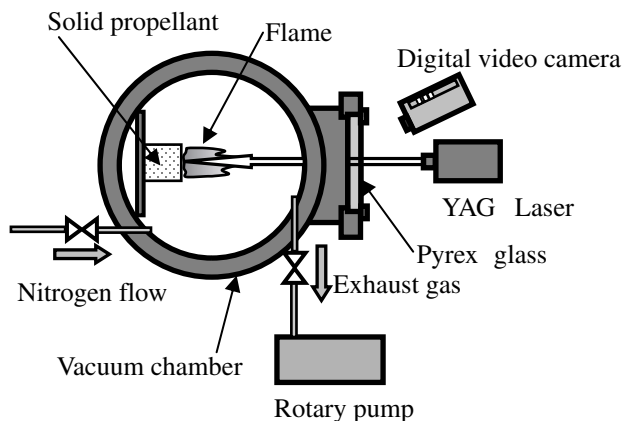
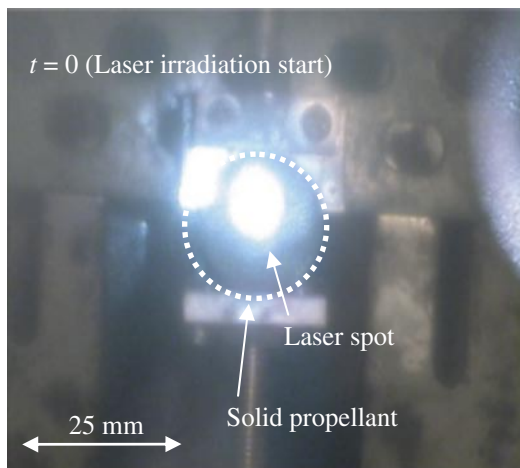


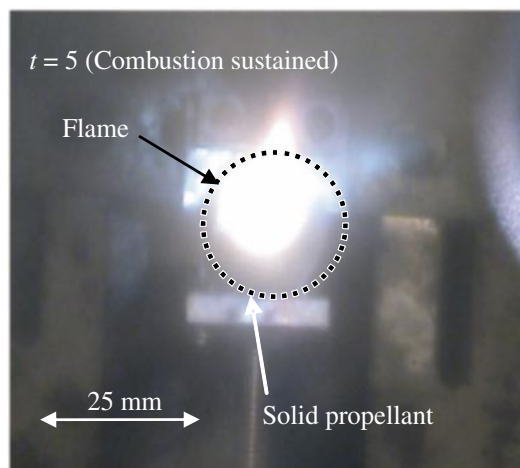
Fig. 3 Experimental setup (Top view).

あり、時間原点 $t=0$ はレーザーを照射開始した時刻である。Fig. 4 (a) のようにレーザー照射直後には煙すら発生していなかったが、 $t=1\sim 2$  秒に固体推進薬のレーザーの照射スポットから発煙が確認され、ほぼその直後( $t=3$  秒)にオレンジ色の火炎が確認された。この火炎は徐々に大きくなって行き、火炎を確認してから約1秒後に最大の大きさに達した(Fig. 4 (b))。火炎を確認してから15秒間レーザーを照射し続けたところ、この間、燃焼は安定して維持され続け、 $t=16\sim 17$ 秒にレーザーの照射を中断したところ火炎は徐々に小さくなり、照射中断後1~2秒で完全に消滅した。

なお、はじめ平らだった固体推進薬表面にはFig. 5のような楕円錐型のくぼみができており、楕円錐の底面の形状はレーザーのスポットよりもやや大きく、その面積はレーザーパワーと共に増加していた。10 Wのレーザー光を照射したとき長軸が13 mm、短軸が5 mm、30 Wのレーザーを照射したときにはそれぞれ20 mm、15 mmであった。また、レーザーを再度照射すると、中断していた燃焼が再着火・燃焼することも確認された。



(a) Immediately after the start of laser irradiation. A bright spot in the center of the solid propellant was not flame but reflected laser beam.



(b) During combustion

Fig. 4 Image of solid propellant surface before and after the combustion start.

#### 4.2 推進薬の種類と燃焼制御の可否

各推進薬における圧力と燃焼制御の可否の関係を Table 2 に示す。ここに示されているように、燃焼を開始・停止できる推進薬が存在する一方で、レーザーを120秒以上照射したにもかかわらず着火しないことや、化学量論比に近い推進薬を用いた場合にはレーザー照射中断後も燃焼が持続し、燃焼制御ができなくなることがあった。

レーザーによる燃焼の開始や停止が可能な推進薬の場合、レーザーを照射してから多くは約1秒後、遅くとも40秒後には着火したが、それに対し、着火できない推進薬は120秒以上レーザーを照射しても着火することはなかった。Table 1 に再度注目し、燃焼制御ができた推進薬と着火しなかった推進薬を比較すると、燃焼の開始・中断ができた推進薬は例外なく黒または灰色に近い色をしており、着火できなかった推進薬は白色あるいはオレンジ色のような暖色をしていることが分かる。特に、HTPB/AP=40/60に注目すると、カーボンブラックを含まないものは不着火だったが、カーボンブラックを0.5%添加した固体推進薬では燃焼の開始と中断を制御することができた。

このような推進薬の色に対する依存性は、アルミやチタン等を添加物とした場合にも確認されている。オレンジ色のHTPB/AP=35/65と黒色のHTPB/AP/Ti=37/63/7を比較しても、燃料と酸化剤の比率はほぼ同等であるにも関わらず、添加物を含まない推進薬は着火しなかったものの、7%のチタンを加えただけで燃焼容器内圧力(実機では燃焼室圧力に相当する)が1~100 kPaの範囲で燃焼の開始・中断を制御できるようになっていた。

以上のように燃焼開始・停止の可否が推進薬の色に依存したのは、色によるレーザー吸収率の違いのためであると考えられる。一般に、赤外光の吸収率は物質の色に依存し、黒や灰色などの物質は赤外光をよく吸収するが白色や暖色の物質は赤外光を反射する。また、前述のように、推進薬の色は添加物により大きく依存するが、その一方で、HTPBは透明な黄色の樹脂でAPは白色の結晶であることから、燃料と酸化剤の配合比を変えても基本的に黄色をベースとした色にしかならないため、燃料と酸化剤の配合比は推進薬の色に影響しないと考えられる。よって、着火に関しては、レーザーの吸収率に大きく影響する添加物の色が重要であり、レーザーの吸収率を考慮して適切な添加物を選択する

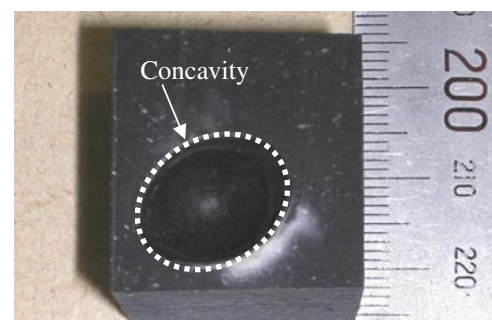


Fig. 5 Concavity developed on the initially flat solid propellant by laser sustained combustion.

Table 2 Combustion controllability of HTPB/AP-based solid propellant.

Sample	Back pressure, kPa				
	1	25	50	75	100
1	Uncontrollable				
2	Combustion controllable				
3	Uncontrollable				
4	Combustion controllable				
5	Uncontrollable				
6	Uncontrollable				
7	Not ignited				
8	Controllable				
9	Uncontrollable				
10,11,12	Not ignited				

Laser power irradiated on the solid propellants: 30-W.

必要がある。

また、配合比が化学量論比に近い場合や、添加物の量が多い場合、レーザーによる着火は可能であっても、レーザー照射を中断しても燃焼を中断させることができないことがあった。HTPB/AP/Ti=27/73/7とHTPB/AP/Ti=37/63/7を比較すると、チタン含有率は同じであるにもかかわらず、当量比に近い推進薬は、背圧が25 kPa以上になると燃焼が自律的に持続しレーザーの照射を中断させても消炎しなかった。その一方、固体推進薬が燃料過多の場合においても、レーザー照射を中断しても消炎ができなかった。HTPB/AP/C=40/60/0.5とHTPB/AP/C=50/50/0.5の推進薬に30 Wのレーザーを照射したところ、HTPB/AP/C=50/50/0.5は、背圧が25 kPa以上で自律的に燃焼が持続し燃焼を制御することができなくなった。同様に、TiやAlを0.5%だけHTPB/AP=50/50に添加しても、背圧が25 kPa以上になると自律的に燃焼が持続し消炎できなくなった。以上の結果から、燃料と酸化剤の比率が燃焼制御性に大きく影響することがわかるが、当量比と燃焼性の関連性は通常と逆になる場合が観察されており、今後詳細な検討が必要である。

また、Table 1より、添加物の比率も燃焼制御性に影響することが分かる。HTPB/AP/Al=44/56/7とHTPB/AP/Al=44/56/11を比較すると、酸化剤と燃料の比率が同じであるにもかかわらず、7%アルミニウムを含んだ推進薬は燃焼が制御できたが、11%のアルミニウムが添加された推進薬は背圧が25 kPa以上で消炎できなくなった。このことから、添加物の比率についても燃焼制御可能な範囲があるといえる。

なお、一般に、燃料過多の固体推進薬に金属燃料を添加した場合、金属の含有率が高くなるほど燃焼性が低下するといわれている。一方、レーザー支援燃焼の場合、金属粒子がレーザーを吸収する役割を担っていることから、金属の含有率が高いほどレーザーの吸収率が高くなり、金属含有率が高い推進薬で燃焼性が向上し、燃焼制御が不可能になったと考えられる。

### 4.3 燃焼速度

HTPB/AP/Ti=37/63/7の燃焼速度と圧力の相関をFig. 6に示す。この結果から、レーザーパワーが10, 30 Wのいずれの場合においても燃焼速度は雰囲気窒素の圧力に伴って増加する傾向にある。これは従来の固体推進薬の傾向と同じである。一般に、固体推進薬において圧力と燃焼速度の関係はVieilleの式が用いられており<sup>5)</sup>、Fig. 6にもこれを適用する。しかし、従来の固体推進薬の燃焼と異なり、レーザーによって固体推進薬の燃焼支援を行った場合、Fig. 5のように、固体推進薬はレーザーが照射された領域とその近傍のみが燃焼し、燃焼速度は場所により不均一である。そのため、線燃焼速度 $r$ を用いるVieilleの式をそのまま適用することができない。そこで、次のように、単位時間あたりの燃焼質量(質量燃焼速度) $\dot{m}$ を用いてVieilleの式を変形し、

$$\dot{m} = aP^n \quad (1)$$

を用いる。なお、 $\dot{m}$ は質量燃焼速度、 $a$ は推進薬の初期温度と組成に依存する係数、 $P$ は雰囲気圧力、 $n$ は圧力指数である。式(1)で表されるVieilleの法則を用いて近似曲線を求めたところ、Fig. 6中の実線及び点線のような曲線が得られたが、いずれも近似曲線と実験結果はよく一致していることが分かる。よって、レーザー支援燃焼下の固体推進薬でもVieilleの法則が適用可能であることが分かる。

### 5. まとめ

以下に本論文の内容を簡条書きにてまとめを記す。

- 高性能かつ高信頼性の小型宇宙用推進機を実現するために、レーザーによって固体推進薬の燃焼を制御する推進機を提案した。
- 真空環境下に設置された非自燃性固体推進薬にレーザーを照射したところ、レーザーの照射によって固体推進薬の燃焼の停止・再開が可能であることを示した。
- 固体推進薬の燃焼制御の可否は、固体推進薬の色にも依存していた。寒色の推進薬は着火するが、白色、暖色の推進薬は着火しなかった。これは、赤外線吸収率の違いによるものと考えられる。推進薬の色は添加物に大きく依存するため、添加物は色の観点からも、燃焼制御の可否を決定する重要な要素であるといえる。

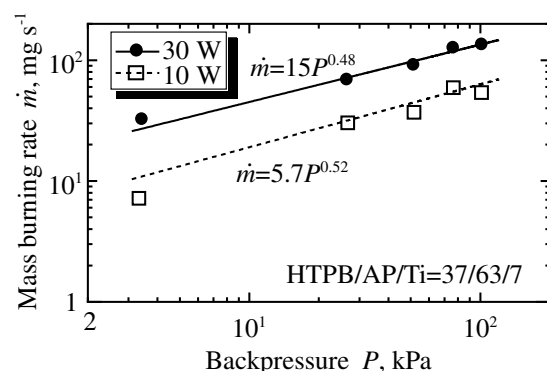


Fig. 6 Relationship between mass burning rate and back pressure under nitrogen atmosphere.

4. 燃料と酸化剤の比率も燃焼制御に影響し、過度に燃料過多の配合比でも、燃焼制御ができなくない場合があり、その関連性について更なる検討が必要である。
5. 本方式においても、燃焼速度は従来の固体推進薬と同じよう雰囲気圧力に依存しており、実験結果はVieilleの法則に従うものもある。また、燃焼速度はレーザーパワーにも依存する。

#### 謝辞

最後に、本研究で用いた固体推進薬を製作し、提供していただいた旭化成ケミカルズ株式会社に感謝の意を表します。

#### 引用文献

- 1) George P. Sutton and Oscar Biblarz, "Rocket Propulsion Elements", pp. 624-630 (2001), John Wiley & Sons Inc., New York.
- 2) 木村逸郎,「ロケット工学」, pp. 538-539 (1993), 養賢堂.
- 3) 五代富文,「固体ロケット・モータの推力大きさ制御の研究」, 航空宇宙技術研究所報告, TR-177 (1969).
- 4) T. Tachibana and H. Ohisa, Journal of Propulsion and Power, 11, 2 (1999).
- 5) 久保田浪之介,「ロケット燃焼工学」, p. 146 (1995), 日刊工業新聞社.

---



---

## Application of a laser to solid propellant microthruster for combustion control with variable thrust

Akira Kakami<sup>\*†</sup>, Shinichiro Masaki<sup>\*\*</sup>, Ryoma Hiyamizu<sup>\*\*</sup>,  
Hiroyuki Horisawa<sup>\*\*\*</sup>, and Takeshi Tachibana<sup>\*\*\*\*</sup>

A concept of a solid propellant thruster using laser sustained combustion was proposed to develop a microthruster for small spacecraft. The combustion of this proposed thruster is sustained only when laser beam is irradiated on the solid propellant surface, and thrust is variable with the laser power: this would be achieved by the combination of non-self-combustible solid propellants, whose combustion is sustained with additional heat input, and a laser diode that supplies the heat to the solid propellant. In order to demonstrate the concept of the proposed thruster, fuel rich composite propellants set in a nitrogen-purged chamber were irradiated with a 30-W class continuous-wave YAG laser, which is used as a tentative alternate to the laser diode. The experiment showed that the solid propellant combustion was sustained and interrupted by irradiating and interrupting the YAG laser. Mass burning rates measurement at back pressures from 1 to 100 kPa showed good agreement with Vieille's law, yielding the pressure exponents of about 0.5.

**Keywords:** Solid propellant, Laser sustained combustion, Space propulsion

<sup>\*</sup>On-Site Sensing and Diagnosis Research Laboratory, National Institute of Advanced Industrial Science and Technology (AIST), 807-1 Shuku-machi, Tosu, Saga 841-0025, JAPAN

<sup>†</sup>Corresponding address: akira-kakami@aist.go.jp

<sup>\*\*</sup>Dept. of Mechanical Engineering, Kyushu Institute of Technology, 1-1 Sensui-cho, Tobata-ku, Kitakyushu 804-8550, JAPAN

<sup>\*\*\*</sup>Department of Aeronautics and Astronautics, Tokai University, 1117 Kitakaname, Hiratsuka, Kanagawa 259-1292, JAPAN

<sup>\*\*\*\*</sup>Dept. of Mechanical Engineering, Kyushu Institute of Technology, 1-1 Sensui-cho, Tobata-ku, Kitakyushu 804-8550, JAPAN