

# レーザー点火を利用したガスジェネレータ型ハイブリッド推進機

## Gas-generator-type hybrid thruster using a laser ignition

○山下省吾<sup>\*1</sup>, 矢野 康之<sup>\*2</sup>, 各務 聡<sup>\*3</sup>

<sup>\*1</sup> 宮崎大学大学院工学専攻工学研究科機械・情報系コース

<sup>\*2</sup> 宮崎大学工学部教育研究支援技術センター, <sup>\*3</sup> 宮崎大学工学部機械設計システム工学科

Abstract: This paper describes the design and test of gas-generator-type hybrid thruster using a laser ignition for onboard propulsion systems. Conventional hybrid rocket engines have advantages such as variable thrust and combustion interruption. Whereas oxidizer-to-fuel ratio (O/F) varies during thruster firing, and this decreases specific impulse because the fuel-grain cavity is enlarged owing to combustion. Hence, we propose gas-generator-type hybrid thruster using a laser ignition for onboard propulsion systems. In the thruster, the gas generator produces fuel-rich combustion gas using oxidizers, and supply it at a constant flow rate to maintain O/F at the optimum value. The semiconductor laser is used to ignite gas generator fuel for enabling the repetitive restarts. The test showed that the use of HTPB/AP/C = 50/50/0.5 wt% allows to produce the fuel rich gas in the gas generator at the target flow rate and combustion was interrupted by interrupting the supply of the oxidizer.

### 1. 序論

近年, 短期間の開発や低コストという利点から超小型衛星に注目が集まっており, 大学やベンチャー企業, 新興国で開発が行われている. 例として, 2014年12月3日, 東京大学を中心に開発された超小型深宇宙探査機 PROCYON がはやぶさ2の相乗り副ペイロードとして打ち上げられた<sup>1)</sup>. この他にも, 超小型衛星の用途として, コンステレーションやフォーメーションフライトなどの高度なミッションがあり, 例として Google map の画像のリアルタイム化を実現できることが挙げられる. このような意欲的なミッションを達成するために, 軌道保持・姿勢制御を行うための推進機が必要不可欠であり, その開発が急務である. しかし, このような推進機の実現には克服すべき課題がある. すなわち, 推進機が小型で, 構造が簡素であることが求められる. また, 繰り返し作動やスロットリングが可能で, 高い信頼性が要求される.

以上を満たす推進機として, ハイブリッド推進機に着目した. ハイブリッド推進機は酸化剤と燃料を別々に貯蔵するため安全性が高く, 二液式液体推進機よりも構造が簡素で小型化が可能である. また, 酸化剤流量の調整によるスロットリング, 燃焼の中断が可能である<sup>2)</sup>. 一方で, 従来のハイブリッド推進機は, 燃焼面付近では燃料過多, 離れた所では酸化剤過多の燃焼

となるため, 比推力が低くなっていた. また, 固体燃料の後退により, ポート径が拡大し, 最適な酸化剤と燃料の混合比 O/F の維持が困難であった. さらに, 宇宙機に適合し, 繰り返し作動が可能な点火器が存在しない. そこで, 本研究では, レーザ点火を用いたガスジェネレータ型ハイブリッド推進機を提案し, 試作機の性能評価を行った.

### 2. ガスジェネレータ型ハイブリッド推進機

Fig. 1 に提案するレーザー点火を用いたガスジェネレータ型ハイブリッド推進機の構造を示す. 小型・軽量の半導体レーザーを点火器に用いることで再点火を実現する. また, ガスジェネレータで固体燃料を一部の気体酸化剤と反応させて燃料過多の燃焼ガス (以下, 燃料ガス) を生成する. これにより, 常に燃料

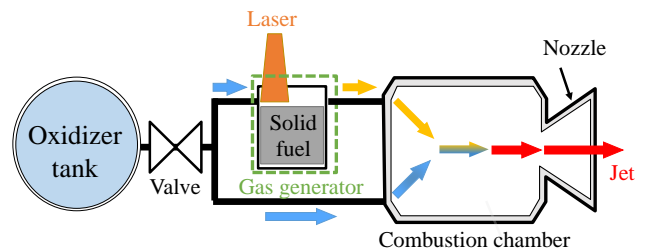


Fig. 1 レーザ点火を用いたガスジェネレータ型ハイブリッド推進機の構造

ガスを一定の流量で燃焼室に供給し、酸化剤と再度混合することで高い比推力での作動を実現する。以上のように、提案する推進機は超小型衛星に適しており、高性能化が可能となる。

### 3. 試作した推進機

#### 3.1. 試作機

Fig. 2 に試作機の概略図を示す。試作した推進機は、ノズル、固体燃料、液体酸化剤、レーザヘッド、ガスジェネレータから構成されている。各部については以下で述べる。

#### 3.2. 固体燃料・酸化剤

燃料に末端水酸基ポリブタジエン (HTPB) を使用し、レーザ光の吸収のために粒径  $3\ \mu\text{m}$  のカーボンブラック (C) を 0.5 wt% 添加した。詳しくは後述するが、HTPB/C = 100/0.5 wt% は、半導体レーザで点火できなかったため、過塩素酸アンモニウム (AP, 粒径  $100\ \mu\text{m}$  以下) を添加している。このときの HTPB/AP/C の配合は、HTPB/AP/C = 30/70/0.5 wt%, 50/50/0.5 wt% とした。なお、この配合は燃料過多であり、点火しても外部からの熱供給がないと燃焼を維持できない<sup>3)</sup>。

酸化剤として、毒性が無く、液体として貯蔵できる亜酸化窒素 ( $\text{N}_2\text{O}$ ) を使用した。蒸気圧が 6.4 MPa であるため、蒸気圧によって供給できることから、加圧ガスが不要となり、供給系が簡素になる。

理論比推力は設計燃焼室圧力 0.3 MPa, 開口比 50 として化学平衡計算プログラム NASA-CEA (Chemical Equilibrium with Applications)<sup>4)</sup> で計算した。Table 1 に示すように、今回使用する配合では、比推力はほぼ同じであった。

#### 3.3. ガスジェネレータ

ガスジェネレータはプロペラントホルダとレーザヘッドで構成されている。プロペラントホルダは、レーザ導入窓を兼ねるためレーザ透過率が高い PMMA を使用し、これに酸化剤流路を有する HTPB/C ベースの固体燃料を充填した。この流路をレーザ加熱することにより点火して、燃料ガスを発生させる。また、燃料の流量を一定に保つために、固体燃料を矩形とし、燃焼面が後退してもその面積を一定に保つようにした。

#### 3.4. 半導体レーザ

点火器用レーザとして、Jenoptik 製の定格出力 45 W, 発振波長 808 nm (JOLD-45-CPXF-1L) の半導体レーザを用いた。この

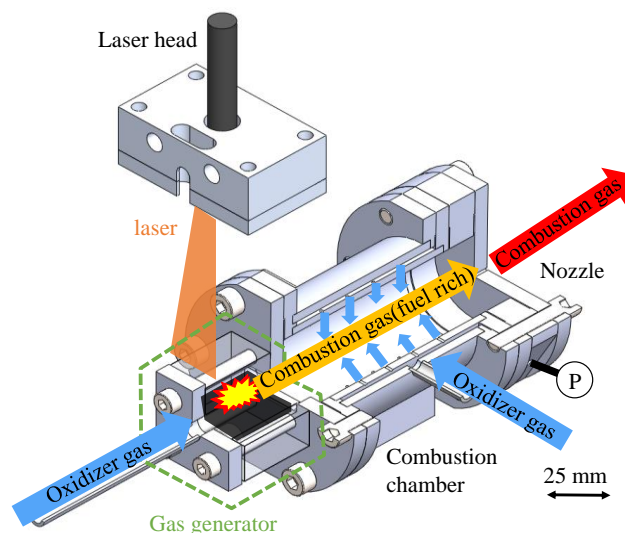


Fig. 2 試作機の概略図

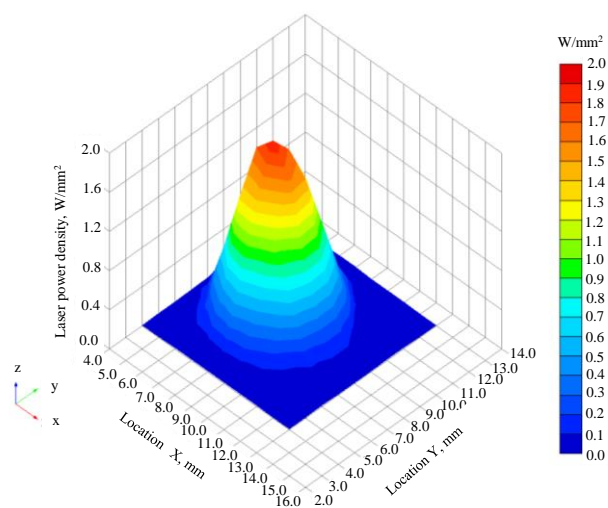


Fig. 3 レーザパワー密度分布

Table 1 燃料の配合による O/F 及び理論比推力

配合, wt%	O/F	理論比推力, s
100/0/0.5	4.9	274
30/70/0.5	0.9	273
50/50/0.5	2.0	272

レーザのビームを整形するためにコリメートレンズを使用している。Fig. 3 に推進剤表面におけるレーザパワー密度分布を示す。固体燃料の加熱面におけるレーザパワー密度は平均で  $0.59\ \text{W}/\text{mm}^2$ , ビーム径は  $5.96\ \text{mm}$  ( $1/e^2$ ) であった。

#### 3.5. ノズル

一般的な宇宙機搭載用の推進機のノズル開口比は 50 以上であることが多い。今回は大気雰囲気下で実験するため、開口比

1とし、設計推力 0.4 N を得るためにスロート径を 1 mm とした。

### 3.6. 燃焼室

Fig. 2 のように、燃焼室は円筒形をしており、N<sub>2</sub>O 供給用の 4 つの孔をその側面に空けている。燃焼室の外側に同軸状に円筒を配置して、燃焼室との隙間を N<sub>2</sub>O の流路とした。ガスジェネレータで生成した燃料ガスは左側から軸方向に向かって供給し、燃焼室内部で N<sub>2</sub>O と燃料ガスを衝突させている。これにより、混合を促進し、特性排気速度効率の向上を図っている。

### 3.7. 酸化剤供給系

N<sub>2</sub>O は、液体として高压ボンベに充填し、気化させてから供給する。圧力レギュレータにより 5 atm まで減圧してから、マスフローコントローラに供給し、流量を一定に保った。また、供給ライン上に電磁弁を設置し、供給の開始・中断を速やかにを行っている。なお、ガスジェネレータの上流に、燃料ガスの逆流を防ぐフレイムアラスタを設置した。

## 4. 実験方法

Table 2 に実験条件、Fig 4 に実験装置の全体図を示す。0.4 N の推力を生成するため、供給する N<sub>2</sub>O の総流量を HTPB/AP/C = 0/100/0.5 wt%, 30/70/0.5 wt%, 50/50/0.5 wt% で 124, 71, 100 mg/s とした。また、ガスジェネレータと燃焼室に供給する N<sub>2</sub>O 流量の比率を変化させ、作動の可否やガスジェネレータが生成する固体燃料の流量を調べた。なお、固体燃料の流量は、プロペラントホルダの燃焼前後の重量差を計測し、N<sub>2</sub>O 流量の供給時間で除すことにより算出した。

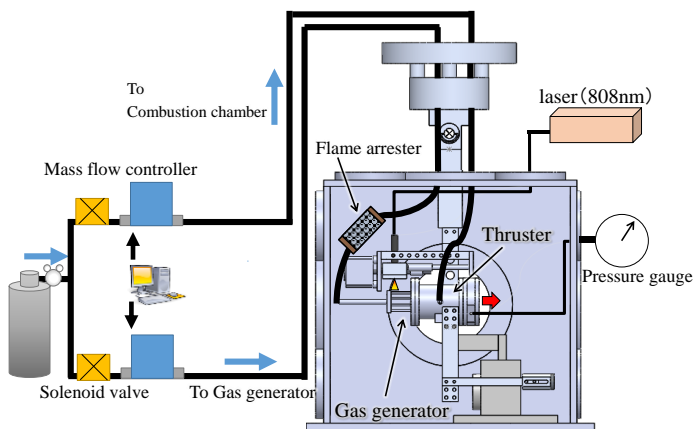


Fig. 4 実験装置の概略図

Table 2 実験条件

配合比, wt%	ガスジェネレータに供給する N <sub>2</sub> O の流量 $\dot{m}_g$ , mg/s					N <sub>2</sub> O の総 流量, mg/s
	45	60	74	89	104	
100/0/0.5	45	60	74	89	104	124
30/70/0.5	14.2	23.7	35.5	47.7	-	71
50/50/0.5	32.2	49.8	66.3	79.6	-	100

## 5. 実験結果及び考察

### 5.1 作動実験

固体燃料を用いたときの燃焼室圧力の時間履歴を示す。以下、レーザー照射開始時刻を  $t = 0$  s とする。

#### 5.1.1 HTPB/C=100/0.5 wt% の場合

Fig. 5 は、ガスジェネレータに供給する N<sub>2</sub>O の質量流量  $\dot{m}_g = 104$  mg/s のときの燃焼室圧力の時間履歴を示している。 $t = 0$  s で N<sub>2</sub>O の供給により燃焼室内圧力が上昇したが、これはコールドガスの圧力で、燃焼によるものではない。 $t = 0 \sim 21$  s の間、N<sub>2</sub>O の供給とレーザー照射を継続したが、火炎は現れることなく、燃焼は誘起されなかった。燃焼実験後の固体燃料は、 $\phi 9$  mm の凸型の窪みができていた。この燃料では、他の  $\dot{m}_g$  においても同様の結果が得られた。

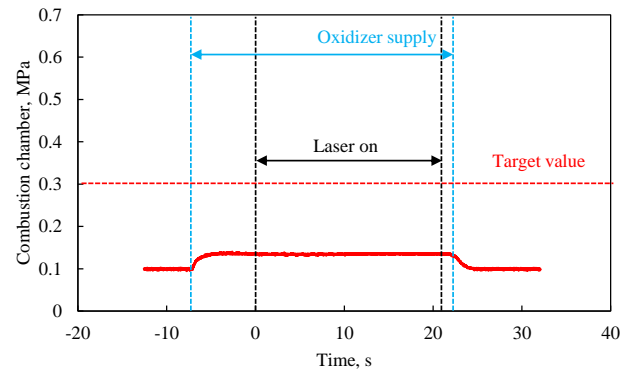


Fig. 5 燃焼室圧力の時間履歴  
(HTPB/C=100/0.5 wt%,  $\dot{m}_g = 104$  mg/s)

#### 5.1.2 HTPB/AP/C=30/70/0.5 wt% の場合

Fig. 6 に  $\dot{m}_g = 47.4$  mg/s のときの燃焼室圧力の時間履歴を示す。 $t = -10.6$  s から N<sub>2</sub>O を供給し、 $t = 0$  s でレーザーを点火したところ、すぐに点火したため、 $t = 1.7$  s にレーザー照射を中断した。レーザー照射の中断後も燃焼し続け、また、燃焼室圧力は急激に上昇し、 $t = 6.38$  s で最高燃焼室圧力 0.65 MPa に達した。N<sub>2</sub>O の供給を中断する前に固体燃料が燃え尽きたため、 $t = 12.7$  s には、圧力が N<sub>2</sub>O のコールドガスの圧力まで戻っている。この燃料で

は、他の $\dot{m}_g$ においても同様の結果が得られた。

### 5.1.3 HTPB/AP/C=50/50/0.5 wt%の場合

Fig. 7に $\dot{m}_g=66.3$  mg/sのときの燃焼室圧力の時間履歴を示す。 $t=-10$  sで $N_2O$ を供給し、 $t=0\sim 4.3$  sでレーザを照射したが、点火しなかった。そこで、 $t=33$  sに再度照射したところ、 $t=40$  sに点火したため、その直後に照射を中断した。点火後は安定した燃焼が得られ、燃焼室圧力は上昇し、 $t=67.2$  sでピークの0.4 MPaに達した。その後、燃焼室圧力は緩やかに下降し、ほぼ一定の0.2 MPaになった。 $t=151$  sに $N_2O$ の供給を中断すると、燃焼は中断した。このように、レーザ点火と酸化剤の供給中断による燃焼の中断を確認している。

一方で安定した燃焼が得られなかったことがあった。Fig. 8はその一例で、 $\dot{m}_g=49.8$  mg/sのときのものである。 $t=-7.4$  sで $N_2O$ を供給し、 $t=0\sim 6.3$  sでレーザを照射したところ、0.15 MPaまで上昇し、燃焼したが、すぐに消炎した。 $t=13.6\sim 27.1$  sで再度レーザ照射したが、 $t=0\sim 6.3$  sと同様な結果となり、燃焼を維持できなかった。さらに、 $t=38\sim 45$  sでレーザ照射したが、0.13 MPaで圧力は変動せず、燃焼に至らなかった。

## 5.2 ガスジェネレータの燃料ガス流量

Fig. 9にガスジェネレータに供給した $N_2O$ 流量と発生した燃料ガス流量の関係を示す。それぞれの固体燃料の目標値は色で対応している点線で示している。

### 5.2.1 HTPB/C=100/0.5 wt%の場合

この場合、5.1.1で述べたように点火に至らなかったが、燃料ガス流量は3.13～4.20 mg/sであった。これは、5.1.1で述べたように、火炎は発生しなかったが、レーザアブレーションにより、燃料が蒸発したためである。必ずしも、ガスジェネレータ内で燃焼する必要はないが、レーザアブレーションでは、目標流量(29.2 mg/s)をまかなうことができないためガスジェネレータでは燃焼を起こす必要がある。

### 5.2.2 HTPB/AP/C=30/70/0.5 wt%の場合

いずれの $\dot{m}_g$ でも、ガスジェネレータ内で燃焼が発生した。燃料ガス流量は456～489 mg/sであり、 $\dot{m}_g$ によらずほぼ一定であった。一方で、目標燃料ガス流量(79 mg/s)を大幅に超えている。しかし、ガス発生量は燃焼面積に比例するので、燃焼面積を減らすことにより目標値に近づけることができると考えられる。なお、酸化剤の供給中断による燃焼の中断は未確認であ

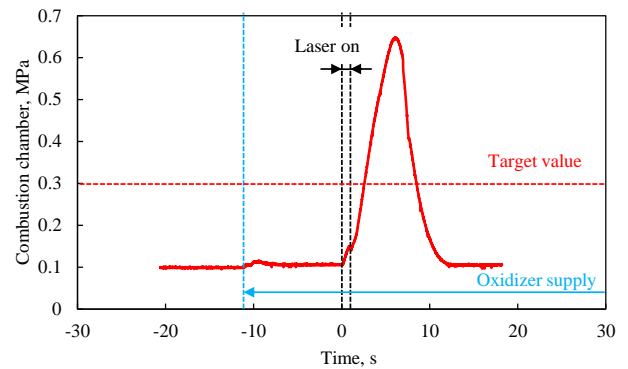


Fig. 6 燃焼室圧力の時間履歴  
(HTPB/AP/C=30/70/0.5 wt%,  $\dot{m}_g=47.4$  mg/s)

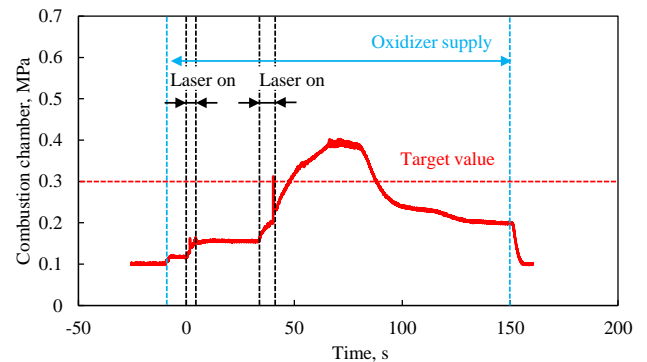


Fig. 7 安定燃焼した場合の燃焼室圧力の時間履歴  
(HTPB/AP/C=50/50/0.5 wt%,  $\dot{m}_g=66.3$  mg/s)

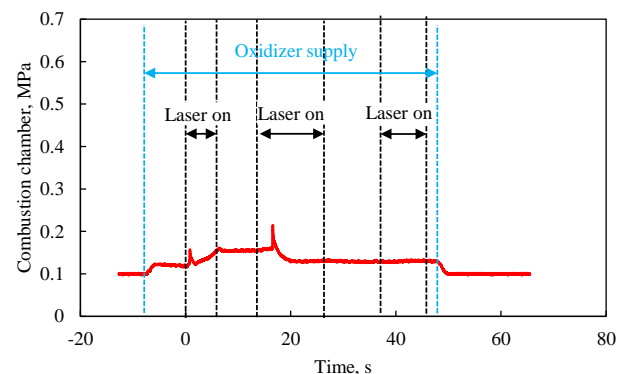


Fig. 8 燃焼に至らなかった場合の燃焼室圧力の時間履歴  
(HTPB/AP/C=50/50/0.5 wt%,  $\dot{m}_g=49.8$  mg/s)

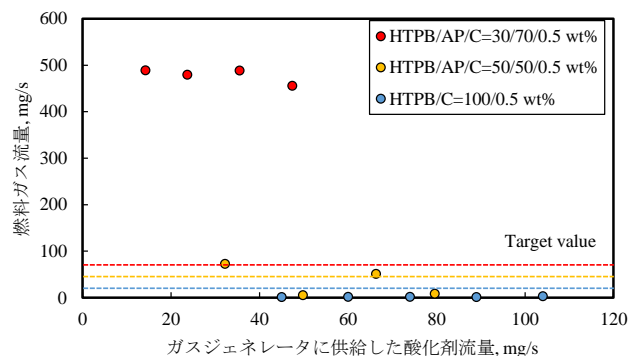


Fig. 9 ガスジェネレータに供給した $N_2O$ 流量と発生した燃料ガス流量の関係

るため、今後確認する予定である。

### 5.2.3 HTPB/AP/C=50/50/0.5 wt%の場合

$\dot{m}_g$ の大きさにより点火する場合と点火しない場合に分かれたが、 $\dot{m}_g=66.3 \text{ mg/s}$ のときに目標燃料ガス流量を供給できている。この $\dot{m}_g$ で実験を繰り返していないため再現性は不明だが、この配合を用いることにより、目標の燃料ガス流量を達成できると言える。

## 6. 結言

本研究では超小型衛星に搭載に適した推進機として、レーザ点火を用いたガスジェネレータ型ハイブリッド推進機を提案し、その実現を目的としている。今回は試作評価により、以下の結論を得た。

1. 固体燃料 HTPB/C=100/0.5 wt%をガスジェネレータに適用し、 $\text{N}_2\text{O}$ 供給とレーザ照射したが、固体燃料は燃焼しなかった。レーザアブレーションにより、燃料ガスは生成していたものの、その量は、目標値をはるかに下回っていた。
2. HTPB/AP/C=30/70/0.5 wt%は $\text{N}_2\text{O}$ を供給している間、ガスジェネレータ間で燃焼した。目標燃料ガス流量を大幅に超えていたが、燃焼面積を減らすことにより目標値に近づけることができると考えられる。
3. HTPB/AP/C=50/50/0.5 wt%は安定した燃焼が得られ、最高燃焼室圧力 0.4 MPa に達した。また、 $\text{N}_2\text{O}$ の供給を中断することで、燃焼を中断できた。
4. HTPB/AP/C=50/50/0.5 wt%を用いることで、目標流量を達成できると考えられる。

## 参考文献

- 1) 土田和幸：新宇宙探査機 PROCYON に関連した東京理科大の取り組み，日本航空宇宙学会誌，2016年 64巻第2号 p.58-59
- 2) 久保田浪之介：ロケット燃焼工学，日刊工業新聞社，1995
- 3) 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
- 4) Gordon, S. and McBride, B.J.: Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications, NASA Reference Publication 1311, 1996