

レーザ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^{*1}, 森優太^{*3}, 矢野 康之^{*2}, 各務 聡^{*3}

^{*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} 宮崎大学工学部教育研究支援技術センター, ^{*3} 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 a 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. However, the oxidizer-to-fuel ratio (O/F) varies during thruster firing because the fuel-grain cavity is enlarged owing to combustion. The O/F shift decreased specific impulse and varies thrust. Moreover, there was no appropriate ignitor that enables quick and reliable repetitive ignition. Hence, we propose a gas-generator-type hybrid thruster using laser ignition for onboard propulsion systems. In the thruster, the gas generator produced fuel-rich combustion gas at a constant flow rate to maintain the optimal O/F. The semiconductor laser was used to ignite the fuel in the gas generator for enabling the repetitive restarts. In this study, a 0.4 N class gas-generator-type hybrid thruster was prototyped in order to show that the thruster produced combustion. The test showed that for HTPB/C = 100/0.5 and 100/5 wt%, the thruster produced combustion by laser heating and interrupted the combustion by interrupting laser heating the supply of the oxidizer.

1 序論

超小型衛星は、低コストで短期間の開発が可能のため、自然環境の観測等の様々な分野に利用されて、大学やベンチャー企業が超小型衛星の開発を行っている¹⁾。例として、2014年11月に質量60kg級の超小型衛星「ほどよし1号」が打ち上げられ、2014年12月3日に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^{2),3)}。

この他にも、多数の超小型衛星を用いたコンステレーションにより高度な地上観測が可能になると言われており、地球上の全地域の航空写真をリアルタイムで更新するサービスも提案されている。以上のような意欲的なミッションを達成するためには、軌道保持や姿勢制御用の推進機が必要である。このような推進機には、小型、簡素な構造による高い信頼性、さらには繰り返し作動やスロットリングが要求される。

そこで、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と燃焼の中断が可能である⁴⁾。一方で、従来のハイブリッド推進機は、固体燃料の燃焼面付近では燃料過多で、離れた所では酸化剤過多で燃焼するため、比推力が低くなっていた。また、固体燃料の燃焼面が後退すると、ポート径が拡大して燃焼面が増加するため、酸化剤と燃料の混合比 (O/F) を最適値で維持することが困難であった。さらに、繰り返し作動が可能で宇宙機に適合する点火器が存在しておらず、作動の再開が困難である。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 レーザ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

Fig. 1 に提案するレーザ点火を利用したガスジェネレータ型ハイブリッドロケット推進機の構造を示す。小型で軽量な半導体レーザを点火器に使用することで、燃焼により推進薬が変形しても確実に加熱できるため、安定した再点火が実現可能である。また、ガスジェネレータで、固体燃料と気体酸化剤を燃焼させて燃料過多の燃焼ガスを生成し、別途供給した酸化剤と燃焼室で再燃焼させる。これにより、燃料を一定の流量で燃焼室に供給することで推力を一定に保つとともに、最適な O/F で作動させることが可能となるため高い比推力を得られる。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、再点火と高性能化が可能である。

3 試作した推進機

Fig. 2 に試作した推進機の概略図を示す。試作した推進機は、半導体レーザ、ガスジェネレータ、推進剤、燃焼室、ノズルから構成される。各部については以下に述べる。

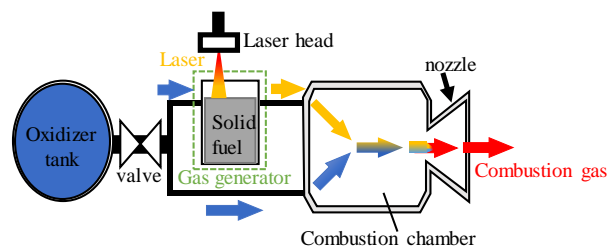


Fig.1 レーザ点火を利用したガスジェネレータ型ハイブリッドロケット推進機

3.1 半導体レーザー

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ガスジェネレータ用の点火器として用いた。このレーザーのビームを整形するためにコリメートレンズを使用した。Fig. 3に固体燃料表面におけるレーザーパワー密度分布を示す。レーザービームは、レーザーヘッドに取り付けているPMMA製のレーザー導入窓を介して固体燃料に照射される。固体燃料の加熱面におけるレーザーパワー密度は、平均で1.22 W/mm²、ビーム径は4.99 mm (1/e²)であった。

3.2 ガスジェネレータ

ガスジェネレータは、Fig. 2のように固体燃料を充填したプロペラントホルダ (PMMA) とレーザーヘッド、インジェクタで構成されている。ガスジェネレータは、固体燃料に酸化剤を衝突させて、その衝突面をレーザー加熱することで点火して燃料過多のガスを発生させた。ここでは、迅速で確実な点火のために、レーザー加熱面に酸化剤が直撃するように半導体レーザーと酸化剤を同じ方向から供給する。なお、インジェクタの噴射口(直径5 mm)はレーザービーム径(直径4.99 mm)よりも大きく、固体燃料をあますことなく酸化剤を供給できる。

3.3 推進剤

燃料には、末端水酸基ポリブタジエン (HTPB) を使用し、レーザー光を吸収させるために粒径24 nmのカーボンブラック (C) を0.5, 5 wt%添加した。酸化剤には、毒性が無く、液体として貯蔵できる亜酸化窒素 (N₂O) を使用する。この理由として、蒸気圧が6.4 MPaであるため、蒸気圧によって自身を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ことが挙げられる。Table 1に固体燃料の配合比に対する理論比推力とO/Fを示す。これは設計燃焼室圧力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) で計算した⁵⁾。理論比推力はともに270 s以上であり、実用化されている二液式推進機 (320 s) と比較しても遜色無い。

3.4 燃焼室

Fig. 2のように、燃焼室は、内側と外側の2つの中空円筒から構成されており、2つの円筒の隙間をN₂Oの流路として用いた。内側の円筒に、φ1 mmの孔を16箇所設け、この孔からN₂Oを燃焼室に供給している。ガスジェネレータで生成した燃料過多のガスは、燃焼室の中心軸に沿って供給され、燃焼室内でN₂Oと衝突している。これにより、燃料ガスと酸化剤を混合し燃焼を促進することで特性排気速度 (C*) 効率の向上を図った。

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が、今回は大気雰囲気下で実験するため、コン

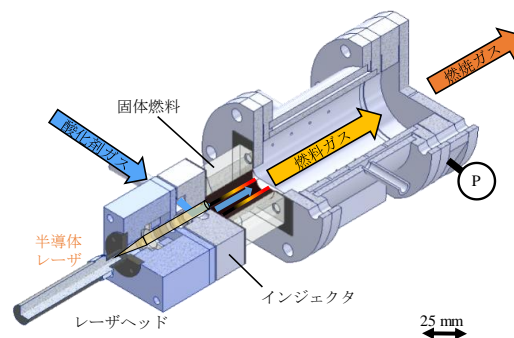


Fig. 2 試作した推進機

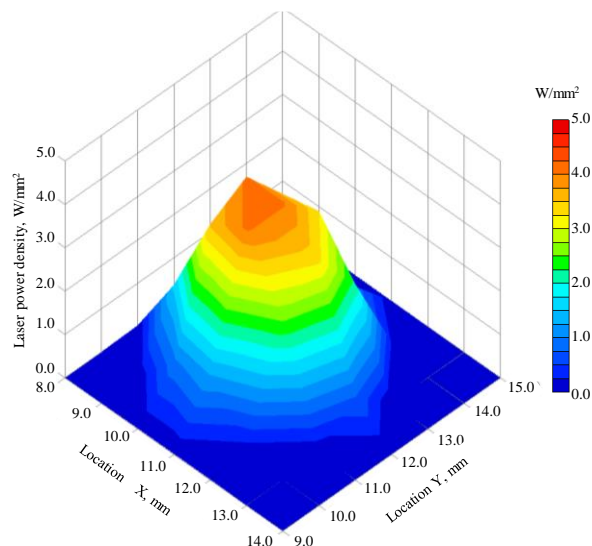


Fig. 3 固体燃料表面におけるレーザーパワー密度分布

Table 1 固体燃料の配合比に対する理論比推力と O/F

Mixture ratio, wt%	Theoretical specific impulse ^a , s	O/F
100/0.5	274	4.9
100/5	283	5.2

バージェントノズルを使用した。このノズルでは、0.4 Nの推力を得るためにスロート径を1 mmとした。

4 実験装置・方法

4.1 試作機の作動実験

Fig. 4のような実験装置を用いて試作機の作動実験を行った。推進機は、320 mm四方のSUS303製の真空チャンバ内に設置したスラストスタンドに固定している。今回は、推力を測定していないが、推進機を大気圧下で作動させ、レーザー点火の可否及びガスジェネレータの燃料ガスの供給の可否を検証した。

4.2 酸化剤供給系

N₂Oは、液体として高圧ボンベに保管されているため、気化させてから供給している。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・中断を速やかに行っている。N₂Oは、ガスジェネレータと燃焼室のそれぞれに供給する。なお、安全のためガスジェネレータの上流に、燃焼ガスの逆流を防ぐフレイムアRESTAを設置した。

Table 2に質量流量を示す。N₂Oの総流量 $\dot{m}_{0,t}$ は、比推力が最大となるO/Fで0.4 Nの推力を生成するように決定した。ガス

ジェネレータと燃焼室に供給する N_2O 流量の比率をパラメータとして、ガスジェネレータが生成する燃料流量 \dot{m}_f を測定している。なお、燃料流量 \dot{m}_f は、燃焼前後のプロペラントホルダの重量差を計測し、燃焼時間で除すことにより算出した。

4.3 燃焼室圧力測定

燃焼室内の圧力測定には、SICK 製の圧力センサ PBT Pressure Transmitter を用いた。試作した推進機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。なお、燃焼室と圧力センサはコイル状のステンレス管を介して接続しており、燃焼時に発生する急激な圧力や温度上昇による圧力センサの破損を防いだ。

4.4 固体燃料の温度分布測定

5.1 節で後述するが、HTPB/C と N_2O は、 N_2O 供給中にもかかわらず、レーザ加熱を中断すると燃焼が停止してしまった。そこで、その原因を検証するため、遠赤外線サーモグラフィカメラ (FLIR Systems, T620, 空間分解能 $25 \mu\text{m}$) を用いて燃料の固相温度を測定した。実験系は、Fig. 5 に示すように、プロペラントホルダのハーフカットモデルを製作し、試作機と同じレーザヘッド・インジェクタを用いてレーザ照射と酸化剤の供給を行っている。気流の観点から、本来はハーフカットにすべきではないが、サーモグラフィは遠赤外線光を利用し、遠赤固体外線光を通す窓は高価で毒性を有する。そのため、気流を正確に再現できないがハーフカットモデルを用いた。また、安全のために、 N_2O の代わりに、分子量や粘性が類似した CO_2 を使用し、流量は N_2O と同じ 104 mg/s とした。

真空チェンバ用の観察窓には、遠赤外線透過率が高い $\phi 50 \text{ mm}$ の Ge 窓を利用した。Ge 窓は $2 - 10 \mu\text{m}$ の赤外域における透過率が約 42 % であることから、Ge 窓を用いる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。また、点火前のガスジェネレータ内を模擬するため、真空チェンバ内を 1 kPa 以下まで減圧し空気を換気して、 0.1 MPa まで窒素換気した。

5 実験結果及び考察

5.1 推進機の作動実験

$\dot{m}_{\text{o,g}}/\dot{m}_{\text{o,t}} = 1/2$ のときの HTPB/C = 100/0.5 wt% の燃焼室圧力の時間履歴を Fig. 6 に示す。レーザ照射開始時間を $t = 0 \text{ s}$ とする。 $t = -8.8 \text{ s}$ に N_2O を供給したところ、燃焼室圧力は N_2O 気流により 0.11 MPa まで上昇した。 $t = 0 \text{ s}$ にレーザ加熱を開始すると、 $t = 8 \text{ s}$ にガスジェネレータ内で Fig. 7 のように燃焼が開始したが、燃焼室圧力は 0.11 MPa のままであった。 N_2O 供給とレーザ加熱をしている間は、固体燃料は燃焼していたが、 $t = 30 \text{ s}$ にレーザ照射のみを停止すると燃焼が中断してしまった。その後、 $t = 41.2 \text{ s}$ まで N_2O の供給を続けたが消炎したままであ

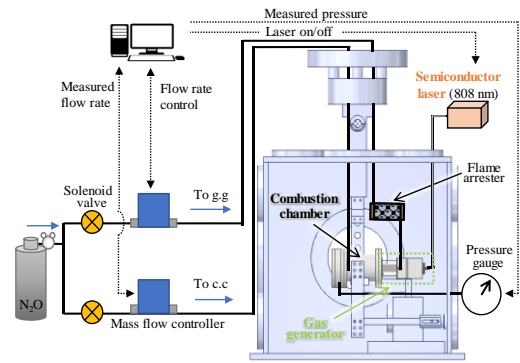


Fig. 4 作動実験の実験装置

Table 2 質量流量

Mixture ratio, wt%		$\dot{m}_{\text{o,g}}/\dot{m}_{\text{o,t}}$			Total N_2O $\dot{m}_{\text{o,t}}$, mg/s
		1/5	1/3	1/2	
100/0.5	N_2O flow rate to gas generator	24.7	41.2	61.8	123.6
100/5	$\dot{m}_{\text{o,g}}$, mg/s	24.1	40.1	60.3	120.5

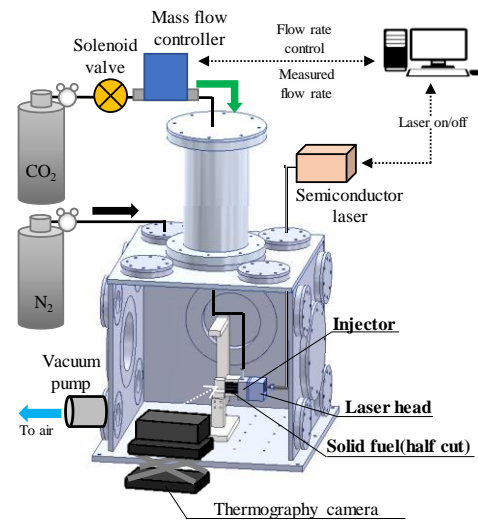


Fig. 5 固相温度分布測定の実験装置

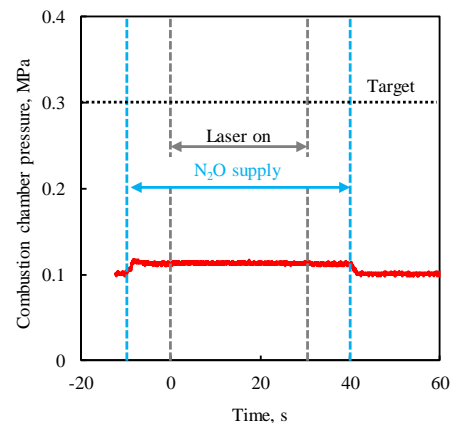


Fig. 6 $\dot{m}_{\text{o,g}}/\dot{m}_{\text{o,t}} = 1/2$ のときの HTPB/C = 100/0.5 wt% の燃焼室圧力の時間履歴

た。なお、今回行った全ての実験で同様の結果になった。

5.2 ガスジェネレータによる燃料流量

ガスジェネレータへの N_2O の分配比と燃料ガス流量の関係を Fig. 8 に示す。いずれの固体燃料でもガスジェネレータは、レーザ照射中のみ燃料ガスを供給し、燃料流量は $1.65 - 5.01 \text{ mg/s}$ であり、燃料流量は目標値の $1/5$ 以下に留まった。以上の

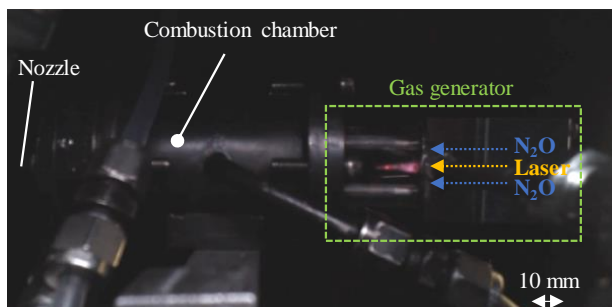


Fig. 7 燃焼を開始したときのガスジェネレータ

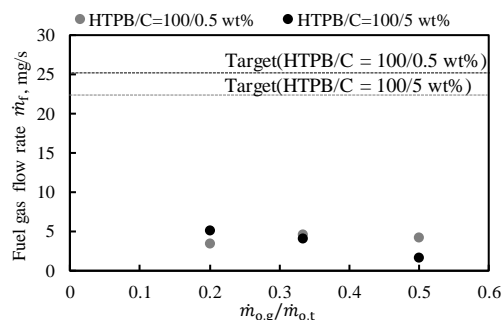


Fig. 8 ガスジェネレータへの N_2O 総流量の分配比と燃料ガス流量の関係

ようにガスジェネレータはレーザー加熱中には作動を実証したものの、目標流量を達成することはできなかった。

5.3 固体燃料の温度分布

Fig. 9 は、HTPB/C = 100/0.5 wt%を用いたとき、レーザー加熱後 5.67 s のときの表面温度分布である。Fig. 10 は温度を測定した領域を示しており、固体燃料は、右から CO_2 気流の衝突とレーザー加熱を受けている。Fig. 9 のようにレーザーの加熱面近傍の温度は 1300 K を超えており、 N_2O の熱分解温度 923 K に達している。

以上より、レーザー停止後に燃焼を維持できない原因として、 N_2O は、燃焼面付近では点火温度以上になっているが、燃焼面から離れた領域では冷えたままと考えられる。そのため、レーザー中断後も燃焼を継続するためには、レーザー加熱の領域を広げることで燃焼面から離れた N_2O を加熱する時間をかせぎ、 N_2O の分解ガスをより多く生成する必要があると考えられる。

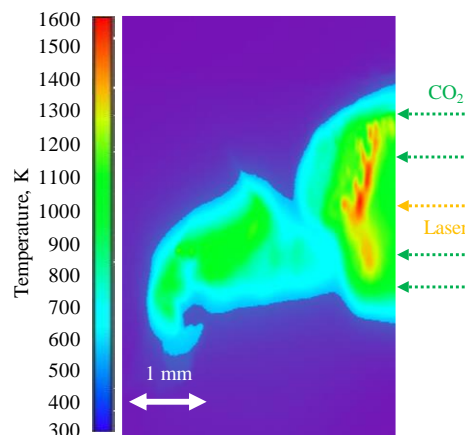


Fig. 9 HTPB/C = 100/0.5 wt%の表面温度が最高時の温度分布

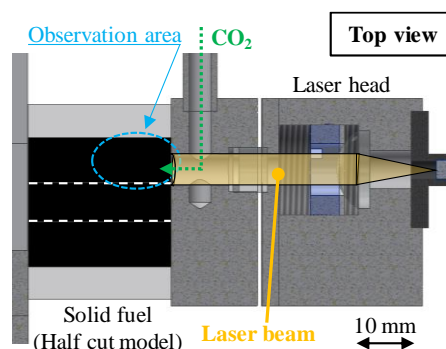


Fig.10 固相温度分布の測定領域

6 結論

本研究では、超小型衛星の搭載に適した推進機として、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を提案し、その実現を目的としている。今回は、試作機の作動実験を行い、以下の結論を得た。

1. 宇宙機搭載用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を提案した。
2. HTPB/C=100/0.5 wt%, 100/5 wt%は、ともに N_2O 供給とレーザー加熱により点火したが、レーザーを停止すると燃焼が中断してしまった。
3. ガスジェネレータの作動を実証できたが、ガスジェネレータの供給した燃料流量は目標値の 1/5 以下であった。
4. 燃焼時を模擬した固体燃料の加熱面は N_2O の熱分解温度 923 K に達していた。
5. レーザー中断後も燃焼を継続するためには、レーザー加熱の領域を拡大することで燃焼面から離れた N_2O を加熱する時間をかせぎ、 N_2O の分解ガスをより多く生成する必要があると考えられる。

参考文献

- 1) 中須賀真一：超小型衛星の研究開発，精密工学誌，vol. 77，No.1. P37, 2011.
- 2) 佐久間岳志，大平健弘，佐原宏典，宮下直己，倉本祐輔，松井正安，吉本誠司，鶴田佳宏，中須賀真一：60wt%過酸化水素水を用いた超小型衛星搭載用推進機の開発と軌道上実証，平成 26 年度宇宙輸送シンポジウム，STCP-2014-044.
- 3) 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.
- 4) 久保田浪之介：ロケット燃焼工学，日刊工業新聞社，1995.
- 5) Gordon, S. and McBride, B. J. : Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications, NASA Reference Publication 1311, 1996.