

# レーザー加熱によりスロットリングを行う固体ロケット推進機

○鬼塚 信吾(宮大工・院), 上米良 国知(宮大工)  
矢野 康之(ものづくり教育実践センター), 各務 聡(宮大工)

## 1.研究背景

近年, 人工衛星の軌道・姿勢制御を行う宇宙機用の推進機にも小型化や高い信頼性が要求されてきている. 固体推進機は, 液体推進機に比べ, バルブ等の配管系を必要としないため, 小型化や信頼性の向上が可能である. 一方で固体推進剤は一度着火すると燃え続けるため, 燃焼の中断や再着火などを含めたスロットリングが困難であることから, 繰り返し作動が必要な姿勢制御などには用いられなかった. そこで, 本研究では, 外部からの熱供給がある場合にのみ燃焼を維持する固体推進剤を用いて, その熱源をレーザーとすることにより燃焼の ON/OFF を含めたスロットリングが可能となる推進機を提案する.

これまでに, 燃焼を模擬する压力容器を用いて燃焼の制御が可能な固体推進剤の配合とその燃焼速度, 必要なレーザーパワーを明らかにした. そこで, 今回, 推進機を試作し作動実験と推力測定を行った.

## 2.実験装置

Fig. 1 に実験装置の概略図を示す. 実験は中央部の真空容器内で行う. 真空容器には Fig. 2 に示すスラストスタンドが内蔵されており, これに推進機を搭載して推力を測定する. Fig. 3 は今回試作した推進機であり, Table 1 にその諸元を示す. Fig. 4 に推進剤を格納するプロペラントホルダを示す. Fig. 5 は今回試作したレーザーヘッド用のトラバース装置である.

スラストスタンドは振り子式のスラストスタンドを用いており, バネ・マス・ダッシュポッド系の力学を用いているため原理が明快で, 高精度の測定が可能である. ねじりバネ型のヒンジを用いることにより, 振り子を支える摩擦やヒステリシスの問題を解決している. また, 振り子の余分な振動を抑制するために, オイルダンパを用いた.

推進機はプロペラントホルダと燃焼室をかねるノズルから構成されている. プロペラントホルダを通して固体推進剤にレーザーを照射するため, レーザの透過率が高いアクリルを用いて製作した. また, レーザ加熱により加熱された部分の推進剤のみが燃焼して燃焼面が後退するため, トラバース装置によりレーザーヘッドを移動させ推進機に常にレーザーが当たるようにしている.

ノズルに関しては, これまでの研究により, 安定した燃焼が得られた 30 kPa を設計燃焼室圧とし, スロット断面積を  $0.78 \text{ mm}^2$  とした. また, 燃焼を安定化するために燃焼室特性長  $L^*$  を  $31.7 \text{ m}$  としている. なお, 燃焼ガスの特性は CEA により計算した.

今回は推力測定の精度向上のためにレーザーヘッドのトラバース装置を改良した. 以前試作したレーザーヘッドは, ラック&ピニオンを用いたもので 300 g 程度の重さがあった. そのため, 移動により推力測定装置の振り子の重心がずれ振り子の平衡位置がドリフトした. そこで, 全ねじを軸とするモータを用いることによりレーザーヘッドを 50 g まで軽量化し, レーザヘッドの移動によるドリフトを抑制した.

## 3.推進剤

固体推進剤は, これまでに压力容器を用いた研究の結論から 180 kPa 以下で燃焼が安定し, 燃焼の ON/OFF を制御することができた HTPB/AP/C = 30/70/0.05 wt% を用いてお

り, 形状は  $5.7 \times 5.7 \times 17 \text{ mm}^3$  の直方体である.

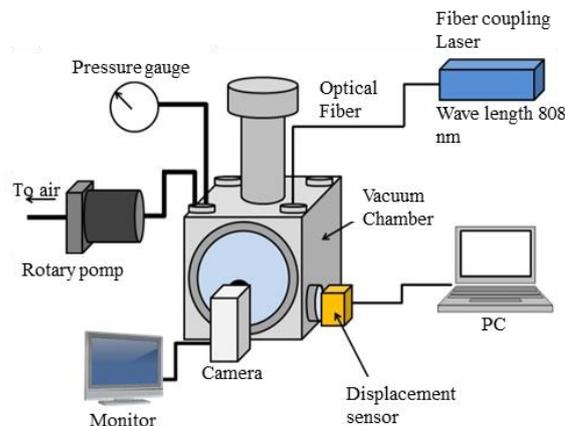


Fig. 1 実験装置概略図

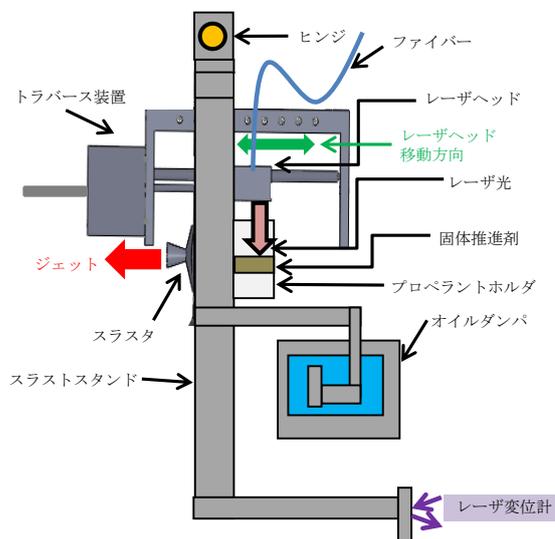


Fig. 2 スラストスタンド概略図

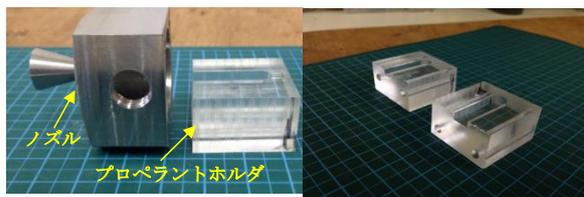


Fig. 3 試作した推進機

Fig. 4 試作したプロペラントホルダ

Table 1 試作した推進機の諸元

材料		SUS303
目標推力 $T$	[N]	0.03
ノズル深さ $t$	[mm]	11.2
ノズル入口断面積 $A_1$	[mm <sup>2</sup> ]	314.2
スロット断面積 $A_t$	[mm <sup>2</sup> ]	0.79
ノズル出口断面積 $A_2$	[mm <sup>2</sup> ]	39.5
ノズル断面積比 $\varepsilon (A_2/A_1)$		50
燃焼室特性長 $L^*$	[m]	31.7

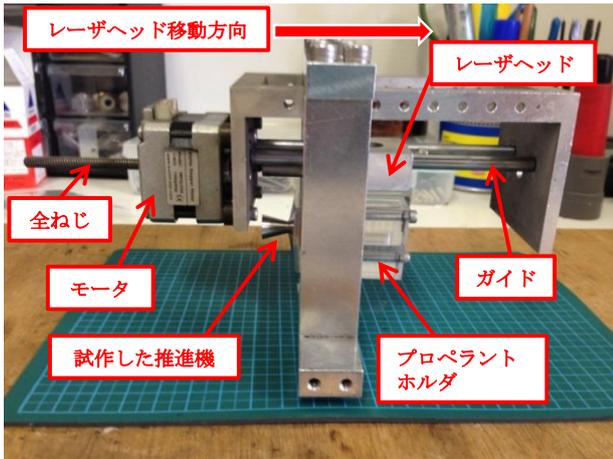


Fig. 5 試作した推進機とレーザーヘッドのトラバース装置

### 3.実験方法

実験は、真空ポンプにより大気圧から約 1.3 kPa まで減圧する。レーザーヘッドを速度 0.4 mm/s で移動させながら推進剤をレーザー加熱した。このときのスラストスタンドの振子の変位をセンサにより測定し、推力を算出した。同時に、燃焼室圧力を測定している。なお、Table 2 に実験条件を示す。

Table 2 実験条件

レーザーパワー密度 $I_L$ [W/mm <sup>2</sup> ]	0.69
レーザーパワー $P$ [W]	30
レーザー照射距離 [mm]	16
レーザーヘッド送り速度 $v$ [mm/s]	0.40
ノズル断面積 $A_t$ [mm <sup>2</sup> ]	0.79

### 4.実験結果

Fig. 6 に燃焼室圧力の時間変化を、Fig. 7 に推力の時間変化を示す。Fig. 8 には今回と同じレーザーパワー密度、レーザーヘッド送り速度で、 $L^*=0.25$  m の推進機を用いた過去の結果を示す。今回は  $t=4$  s からレーザー照射を行い  $t=11$  s でレーザー照射を中断した。

Fig. 6 と Fig. 7 より、レーザー照射を開始して  $t=1.5$  s から燃焼室圧力が緩やかに上昇している。 $t=6$  s 付近から推力が生成され、燃焼室圧力も増加した。 $t=7$  s 付近で燃焼室圧力が上昇し、 $t=7.5$  s 付近で推力も増加している。 $t=8$  s 付近にかけて燃焼室圧力が低下した後、 $t=8.5$  s 付近で再度上昇している。推力も同様な変化を繰り返していた。 $t=11$  s にレーザー照射を中断すると消失し、圧力と推力は減少し 0 となっている。

Fig. 6 の A で示した  $t=4$  s ~  $t=5.5$  s 領域では、レーザー照射を開始しても燃焼室の圧力が上昇していない。これは推進剤の燃焼が始まる前の燃焼室の圧力が低いため着火が遅れていると考えられる。また、Fig. 8 の  $L^*=0.25$  m のときの過去の結果からも着火遅れは確認できる。そのため、着火遅れを減らすためには何らかの方法で燃焼開始前の燃焼室を加圧することなどが必要となる。

また、レーザー照射中 ( $t=6$  s ~  $t=11$  s) では消失することなく燃焼を維持している。圧力や推力は変動しているものの、 $L^*=0.25$  m の時の結果 (Fig. 8) と比較すると、圧力変動と推力変動は緩やかになり燃焼を安定化できていることがわかる。

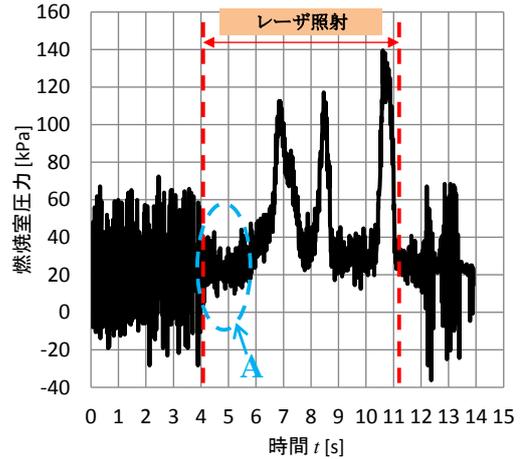


Fig. 6 燃焼室圧力の時間変化

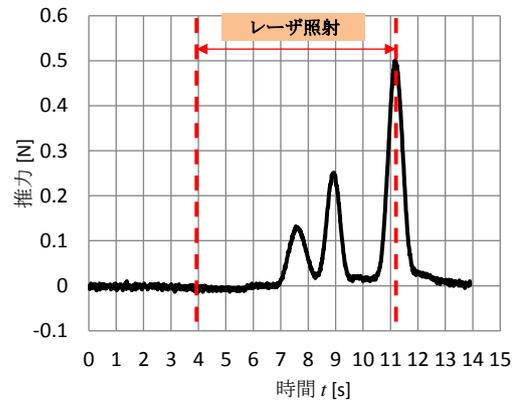


Fig. 7 推力の時間変化

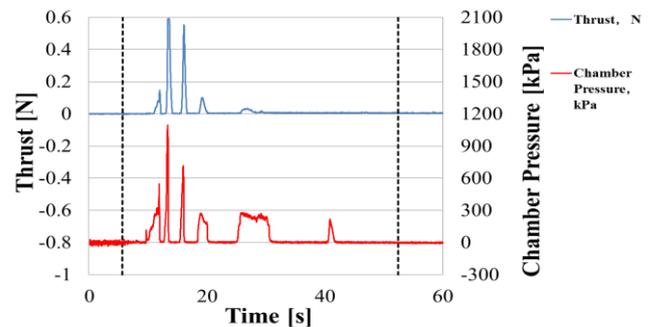


Fig. 8 過去の測定結果 ( $L^*=0.25$  m,  $A_t=0.5$  mm<sup>2</sup>)

### 5.まとめ

- 外部からの熱供給がある場合にのみ燃焼を維持する固体推進剤を用いて、その熱源をレーザーとすることにより燃焼の ON/OFF を含めたスロットリングが可能となる推進機を提案した。
- 安定した燃焼が得られるよう設計燃焼室圧力を 30 kPa とし、燃焼室特性長  $L^*$  を 31.7 m とした推進機を試作し推力測定を行った。
- レーザー照射開始から 1.5 s 間は燃焼室圧力が上昇せず、推進剤への着火遅れがみられた。その後燃焼室圧力は緩やかに上昇した。
- 燃焼室圧力と推力は安定化できており、推進剤に着火してからは、レーザー照射中に推力生成され消失することはなかった。

## 参考文献

- [1] 濱田剛俊, 下田真之, 各務聡, 橘武史, “レーザ照射により作動制御を行うマイクロ固体推進機の試作, 平成 24 年度宇宙輸送シンポジウム”, STCP-2012-006, 神奈川県相模原市, 2013 年 1 月 17 日.
- [2] Masayuki Shimoda, Taketoshi Hamada, Akira Kakami, and Takeshi Tachibana, "Prototype of 0.1 N-class Solid Propellant Thruster with Laser-Controlled Combustion", 29th International Symposium on Space Technology and Science, 2013-a-06, June 5 2013, Nagoya Japan.
- [3] 石原茂樹, 濱田剛俊, 賀来寛人, 各務聡, 橘武史, “レーザ照射により燃焼を制御する 0.1N 級固体スラスターの試作”, 平成 23 年度宇宙輸送シンポジウム, STCP-2011-009, 2012 年 1 月 19-20 日, 神奈川県相模原市.
- [4] 守田昌弘, 石原茂樹, 濱田剛俊, 各務聡, 橘武史, “レーザ加熱による固体推進薬燃焼の制御特性”, 平成 22 年度宇宙輸送シンポジウム, STCP-2010-063, 2011 年 1 月 20-21 日, 神奈川県相模原市.
- [5] Akira Kakami, Shota Terashita and Takeshi 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, July 26 2010.