

レーザ加熱によりスロットリングを実現する固体推進機

○ 鬼塚 信吾 (宮大・院) 飯盛 翔太 (宮大・学)
 矢野 康之 (ものづくり教育実践センター) 各務 聡 (宮大・工)

1. 序論

2010年10月の惑星探査衛星「はやぶさ」の帰還や、2014年12月の「はやぶさ2」の打ち上げ成功など、近年の宇宙開発は急速に進歩している。今後のさらなる発展のためには「高い信頼性」、「小型化」、「低コスト化」が求められており、宇宙機搭載用の小型推進機もこれに応えることが必要とされている。これまで著者らは、以上の要求を満たすために、固体推進機に着目し研究を進めてきた。従来は液体推進機が宇宙機の軌道遷移や姿勢制御に用いられてきたが、固体推進機にはタンクやバルブが不要という長所がある。そのため構造が簡素となり、小型化・軽量化が可能である。また、液漏れ事故の心配がなく、信頼性が高いという長所を有している。一方で、固体推進機は燃焼制御が難しく、スロットリングが困難であるという欠点があった^{[1][2]}。このため、スロットリングを必要な姿勢制御用の推進機にはこれまで使用されてこなかった。

そこで、本研究では、レーザ加熱によりスロットリングが可能な固体推進機を提案している。これまでの研究で、レーザ加熱により燃焼の ON/OFF 制御が可能な配合を明らかにしてきた^[3]。また、試作機を用いて真空中での推力生成の ON/OFF が可能なことを示した。一方で、燃焼が不安定で推力が変動し、レーザ照射開始と推力生成の開始には6秒程度の遅れがあった^{[4][6]}。

今回、安定した推力を得るために、燃焼室圧力を0.03 [MPa]まで低下させた推進機を試作した。さらに、レーザの吸収率向上による性能向上を目指しカーボンブラック(CB)の配合比が異なる2種類の推進機を用いてCBの配合比の違いによる影響を評価した。

2. 提案する推進機

本研究で提案する推進機の概略図を Fig. 1 に示す。レーザ加熱により燃焼制御可能な固体推進剤をプロペラントホルダに充填し、ノズルに固定されている。このプロペラントホルダは、レーザ光を透過させるためにアクリルで製作している。その推進機の上に光ファイバーの端を設置し、上方から推進剤に向けてレーザ光を照射する。燃焼が開始すると、燃焼面が後退するので、それに合わせてレーザヘッドも移動させ、燃焼面に常にレーザ光を照射することにより燃焼を維持する。必要な時のみレーザ照射を行い、推力が不要となった時点でレーザを OFF にすることによって消炎させる。以上のようにレーザによりスロットリングを実現するのである。

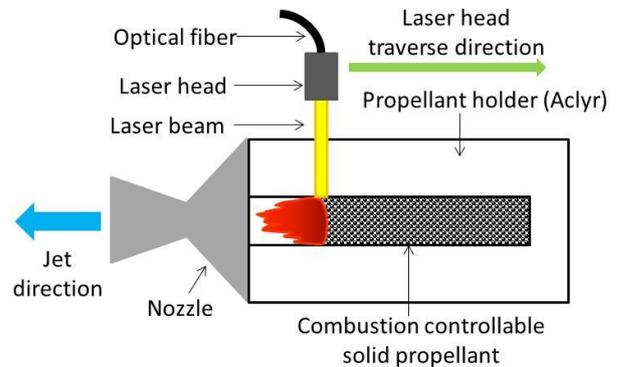


Fig. 1 提案する推進機概略図

3. 固体推進剤

本研究で使用する推進剤を Fig. 2 に、その配合比を Table 1 に示す。また、本研究で試作したノズル(開口比 50)を使用した場合の理論比推力 $I_{sp,th}$ を Table 2 に示す。本研究で使用した推進剤は、バインダに HTPB (末端水素基ポリブタジエン)、酸化剤に AP (過塩素酸アンモニウム)を用いた。さらに、レーザ光を吸収し着火を促すために、CB (カーボンブラック)を 0.05 [wt%], 0.5 [wt%]添加した。なお、これらの推進剤は過去のストランドバーナー試験で、背圧 0.58 [MPa]までの間で燃焼の ON/OFF ができることを確認している。実験で使用の際は、 $5 \times 5 \times 20$ [mm]のサイズに切り出して使用した。



Fig. 2 使用する推進剤

Table 1 推進剤配合比

配合比	CB 0.05[wt%]入り	CB 0.5[wt%]入り
HTPB [wt%]	30	
AP [wt%]	70	
CB [wt%]	0.05	0.5

Table 2 理論比推力 $I_{sp,th}$

理論比推力	CB 0.05 [wt%]入り	CB 0.5 [wt%]入り
$I_{sp,th}$ [s]	207	204

※燃焼室圧力 0.03 [MPa], 開口比 50

4. 試作機

本研究で試作した推力0.1 [N]級推進機のノズルを Fig. 3 に、その諸元を Table 2 に示す。推力の安定化のために、設計燃焼室圧力を 0.03 [MPa]とした。推進機は燃焼ガスによる腐食を考慮し、SUS303 を用いた。



Fig. 3 ノズル外形

Table 3 ノズル諸元

目標推力	[N]	0.1
設計燃焼室圧力	[MPa]	0.03
スロート断面積	[m ²]	7.85×10^{-7}
開口比		50

5. 実験装置

5.1 スラストスタンド (推力測定装置)

スラストスタンドの概略図を Fig. 4 に示す。このスラストスタンドは、フレキシブルヒンジを支点とした振子で、推力を振り子の変位に変換し、変位を評価することによって推力を測定する装置である。このスラストスタンドの振子に試作機を搭載し、さらに上方にレーザヘッドを移動させるトラバース装置を設置した。

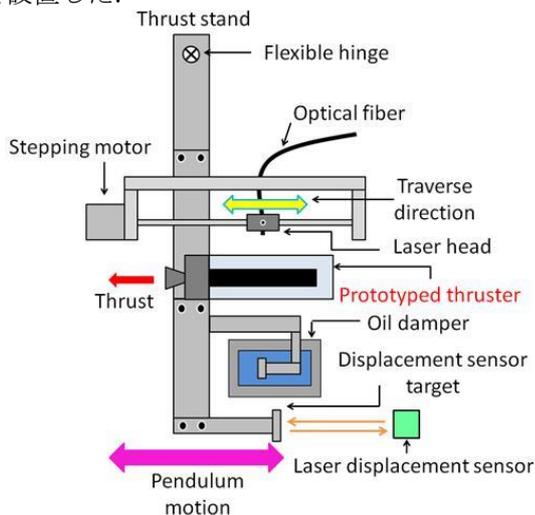


Fig. 4 スラストスタンド概略図

5.2 真空容器

Fig. 5 は真空容器の概略図である。真空容器は燃焼ガスを考慮し SUS303 で製作した。真空容器は Fig. 5 に示したスラストスタンドを設置している。真空ポンプにより真空を保ち、排気ガスを外部へ排出する。実験時、真空容器内部は 3 [kPa]程度まで減圧されていた。

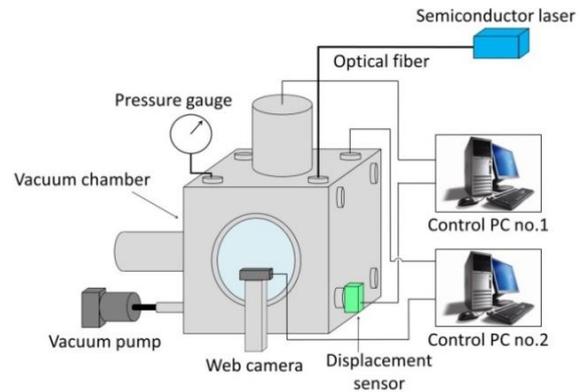


Fig. 5 真空容器概略図

5.3 レーザ

本研究で使用する半導体レーザの発振波長は 808 [nm]、定格出力は 45 [W]である。半導体レーザの推進剤表面におけるレーザパワー密度分布を Fig. 6 に示す。この時のビーム径は 5.65 [mm]、レーザパワー密度の平均値は 0.98 [W/mm²]であった。(Table 4)

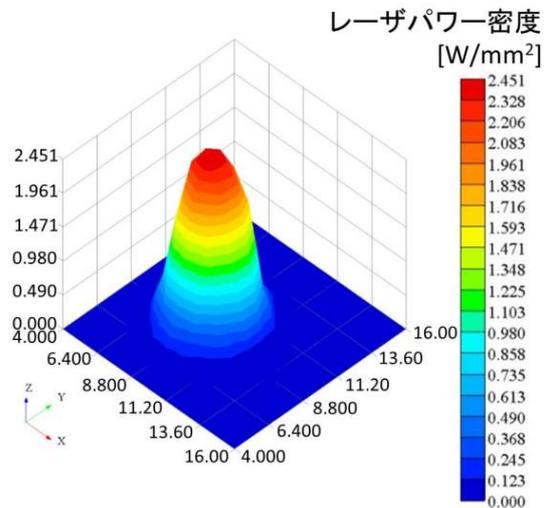


Fig. 6 レーザパワー密度分布

Table 4 レーザパワー密度測定結果

トータルパワー	[W]	36
ビーム径	[mm]	5.65
レーザパワー密度	[W/mm ²]	0.98

6. 実験条件

レーザヘッド送り速度を進剤の燃焼速度に近い 0.3 [mm/s]~0.6 [mm/s]の間で 0.05 [mm/s]間隔で移動させ実験を行った。

7. 実験結果及び考察

7.1 実験の様子

燃焼中の様子を Fig. 7 に示す。Fig.7 のように、推進剤が燃焼するとオレンジ色の火炎が発生した。



Fig. 7 燃焼中の様子

7.2 実験結果

CB 0.05 [wt%]入り推進剤を用いた時の燃焼室圧力及び推力を Fig. 8 に示す. この時のレーザヘッド送り速度は 0.4 [mm/s]である. 図中の赤線区間内がレーザを照射した区間である. レーザ照射開始後約 5 [s]で推進剤に点火した. レーザ照射中の平均燃焼室圧力は 0.04 [MPa], 平均推力は 0.03 [N], 比推力 I_{sp} は 148 [s], I_{sp} 効率は 71.7 [%]であった. なお, CB 0.05 [wt%]入り推進剤を用いた時, レーザヘッド送り速度を 0.3~0.6 [mm/s]で変化させても断続的な作動を示した.

一方で, CB 0.5 [wt%]入り推進剤を用いた時, Fig. 9 のようにレーザ照射中の燃焼室圧力, 推力は共に安定しレーザ照射の中断とともに推力生成も中断した. レーザ照射開始後 3 [s]で推進剤に点火し, レーザ照射中の平均燃焼室圧力は 0.03[MPa], 平均推力は 0.02 [N], 比推力 I_{sp} は 95 [s], I_{sp} 効率は 46.6 [%]であった.

7.3 CB の配合比の影響

Table 5 より, 着火遅れは CB 0.5 [wt%]入り推進剤を用いた時の方が 2 [s]短かった. さらに, CB 0.5 [wt%]入り推進剤を用いた時, レーザヘッド送り速度 0.4~0.5 [mm/s]で作動が安定したのに対し, CB 0.05 [wt%]入り推進剤を用いた場合はどの実験条件でも作動は安定しなかった. この理由として, レーザ吸収率の違いが考えられる. HTPB は近赤外光の一部しか吸収しないが, CB はほぼ 100 %吸収する. よって, CB を多く含む CB 0.5 [wt%]入り推進剤の方がレーザ光の吸収が良いために点火遅れが短くなった. また, CB 0.05 [wt%]入り推進剤を用いた時と比較すると初期点火時の圧力上昇が小さくなっている. これは点火遅れが短くなることで, レーザヘッドの移動に伴う加熱による活性化部が小さくなったためと考えられる. このことから, CB 0.5 [wt%]入り推進剤の方が燃焼室の圧力変動が小さくなったため作動が安定したと考えられる.

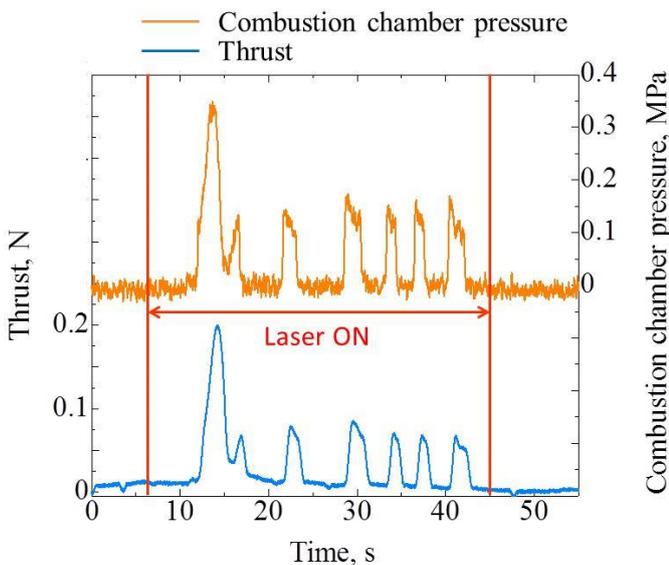


Fig. 8 実験結果 : CB 0.05 [wt%]入り推進剤

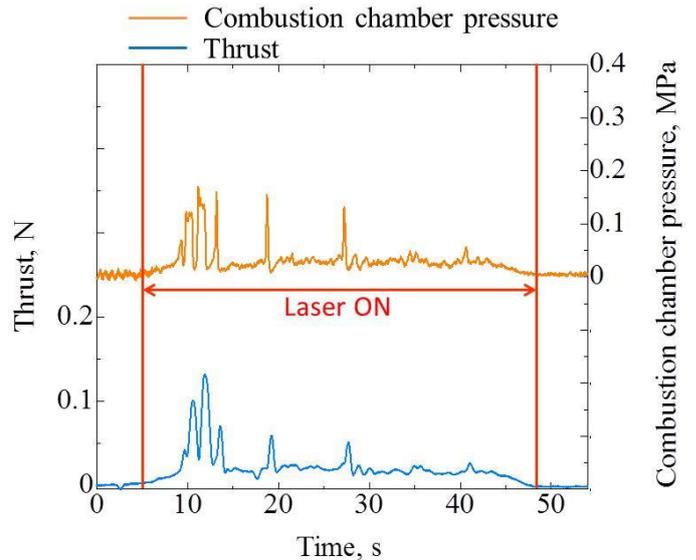


Fig. 9 実験結果 : CB 0.5 [wt%]入り推進剤

Table 5 実験結果一覧

推進剤	CB 0.05 [wt%]入り	CB 0.5 [wt%]入り
着火遅れ [s]	5	3
平均圧力 [MPa]	0.04	0.03
平均推力 [N]	0.03	0.02
比推力 I_{sp} [s]	148	95
I_{sp} 効率 [%]	71.7	46.6

8. 結論

本研究をまとめると以下ようになる.

- レーザ加熱によりスロットリング可能な推進機を提案した. 推進剤として燃焼制御可能な推進剤を用い, 熱源には小型で高効率である半導体レーザを用いている.
- 推進剤には CB の配合比が異なる 2 種類の推進剤を用いた.
- CB 0.05 [wt%]入り推進剤を用いた時, レーザ照射中の平均燃焼室圧力は 0.04 [MPa], 平均推力は 0.03 [N], 比推力 I_{sp} は 148 [s], I_{sp} 効率は 71.7 [%]であった.
- CB 0.5 [wt%]入り推進剤を用いた時, レーザ照射中の平均燃焼室圧力は 0.03 [MPa], 平均推力は 0.02 [N], 比推力 I_{sp} は 95 [s], I_{sp} 効率は 46.6 [%]であった.
- CB 0.5 [wt%]入り推進剤は CB 0.05 [wt%]入り推進剤を用いた場合よりも推力, 燃焼室圧力ともに安定する

参考文献

- [1] 桑原 卓雄, ロケットエンジン概論, 2009
- [2] 佐貫 亦男, ロケット工学, 株式会社コロナ社, 1970

- [3] Akira Kakami, Ryoma Hiyamizu, Kiyotaka Shuzenji and Takeshi Tachibana, “*Laser-Assisted Combustion of Solid Propellant at Low Pressures,*” *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 24, No. 6, pp. 1355-1360, November 2008.
- [4] 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.
- [5] Akira Kakami, Hamada Taketoshi, Shigeki Ishihara and Takeshi Tachibana, “*Laser assisted combustion of solid propellant for a 100 mN class variable thrust rocket motor,*” 48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA-2012-4042, July 31 2012.
- [6] Akira Kakami, Hamada Taketoshi, Masayuki Shimoda and Takeshi Tachibana, “*Throttleable solid propellant microthruster using laser-assisted combustion,*” 49th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA 2013-4078, June 15 2013, San Jose, California.