

レーザー・電磁加速複合推進機の推進性能評価

○佐々木 勇介 (東海大・院), 佐々木 公喜 (東海大・院), 武田 啓仁 (東海大・院)
堀澤 秀之 (東海大・工), 木村 逸郎 (東京大学名誉教授)

Propulsive Performance Measurement of Laser-Electromagnetic Hybrid Thrusters

Yusuke Sasaki, Koki Sasaki, Akihito Takeda (Tokai University)

Hideyuki Horisawa (Tokai University), Itsuro Kimura (Professor emeritus, University of Tokyo)

Key Words : Laser ablation plasma, PPT, Laser-electromagnetic hybrid thrusters

Abstract

A fundamental study of a newly developed coaxial laser-electromagnetic hybrid thrusters was conducted, in which a laser-induced plasma was induced through laser beam irradiation onto a solid target and accelerated by electrical means instead of direct acceleration only by using a laser beam. Plasma behaviors emitted from a thruster were observed with an ICCD camera. In addition, from thrust measurement tests, it was shown that the maximum specific impulse was 2500sec for the 8.65J case.

1. はじめに

近年, 人工衛星の需要が高まる中, 打ち上げ総重量の軽量化, ミッションコストの削減を目的として小型人工衛星が注目を集めている. これまで, 多くの小型人工衛星には推進システムが搭載されていなかった. しかしながら, 将来的にはミッションに応じて, これによる姿勢および軌道の制御性が必要な場合が生じてくる. 質量が大幅に制限される小型衛星においては, 推進装置として比較的高い比推力が得られる電気推進機を用いるのが適していると考えられる.

電気推進機の 1 つであるパルスプラズマスラスト (Pulsed Plasma Thruster, PPT) は通常, テフロンを推進剤に用い, 推進機自体が単純構造であることから, 装置の小型化・軽量化が容易で, 小型衛星用の姿勢・軌道制御用推進機として注目されている¹⁻⁴⁾. この作動においては, 電極間に配置した固体推進剤の表面近傍でイグナイタによりパルス放電を行い, 推進剤を熔融・蒸発・プラズマ化し, 放電電流とその自己誘起磁場との相互作用 (Lorentz 力) による電磁加速により推力を発生する. ここで, 1 発のパルス放電によって, 推進剤の相変化 (熔融・蒸発・プラズマ化) ならびに電磁加速が同時になされる必要がある. しかしながら, パルス放電の開始から固体の相変化が完了するまでにはある程度の時間遅れがあり, 一連の相変化および電磁加速を同時に有効に完了するのは困難である. その結果, パルス放電が完了した後も推進剤が放電室に残留することなどにより, 推進剤利用効率が他の推進機よりも低くなることが問題とされている¹⁻⁴⁾. そこで, 我々は, この時間遅れを解

消するために, レーザを援用することにより固体推進剤を短時間でプラズマ化する, レーザ・電磁加速複合推進機を考案した⁵⁻⁶⁾. 本研究では, ICCD カメラにより放電時のプラズマの挙動を観察し, さらに, 振り振り子式スラストスタンドによりインパルスビットを測定することで, 推進性能評価を行った.

2. 実験装置および方法

2.1 レーザ・電磁加速複合推進機

Fig.1 に同軸型レーザー・電磁加速複合推進機の概略図を示す. この推進機の利点は, 短パルスレーザーを

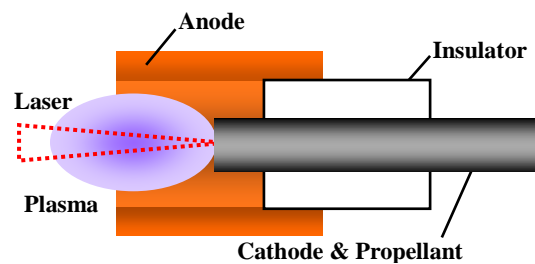


Fig.1 Schematic of a coaxial laser-electromagnetic hybrid thruster.

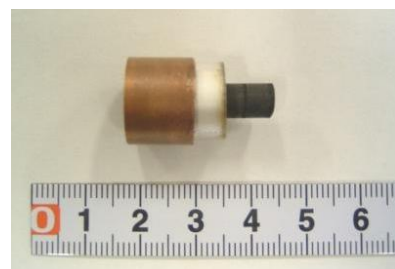


Fig.2 Photo of a coaxial laser-electromagnetic hybrid thruster.

固体推進剤に照射しプラズマを生成するため、推進剤に金属を含む様々な推進剤が利用可能な点である。また、推進剤がレーザーアブレーション加速と電磁的加速、さらには気体力学的加速によって複合的に加速されることである。

本研究では 2 種類のサイズの推進機について検討した。各種の寸法を Table 1 に示す。Fig.2 に推進機 II の写真を示す。陽極には $\phi 6\text{mm}$ あるいは $\phi 12\text{mm}$ の銅管、陰極兼推進剤には $\phi 3\text{mm}$ あるいは $\phi 6\text{mm}$ のカーボンファイバーを用いた。また、陰極表面から陽極出口端までの距離、すなわちチャンネル長は 3mm、あるいは 6mm で、絶縁材にはアルミナを用いた。

2.2 ICCD カメラによる排気プルームの挙動観察

Fig.3 に実験装置概略図を示す。レーザーには Nd:YAG レーザ (BMI, 5022DNS10, 波長: 1064nm, パルス幅: 10nsec, 最大パルスエネルギー: 1.4J/pulse) を使用した。発振したレーザーはビームエキスパンダによりビーム径を約 2.5 倍に広げ、石英ガラス窓を通してチャンバ内に導入し、集光レンズ ($f=100\text{mm}$) で推進剤表面に集光した。そのとき発生するプラズマの振舞いを調べるために、ICCD カメラ (ANDER TECHNOLOGY 製, 最短ゲート幅: 2nsec) を用いて観察を行った。Fig.3 に示すように、ICCD カメラはフォトダイオードからの信号に同期させた。本現象

Table 1 Sizes of thrusters

	Anode	Cathode	Channel length
Thruster I	$\phi 6\text{mm}$	$\phi 3\text{mm}$	$\phi 3\text{mm}$
Thruster II	$\phi 12\text{mm}$	$\phi 6\text{mm}$	$\phi 6\text{mm}$

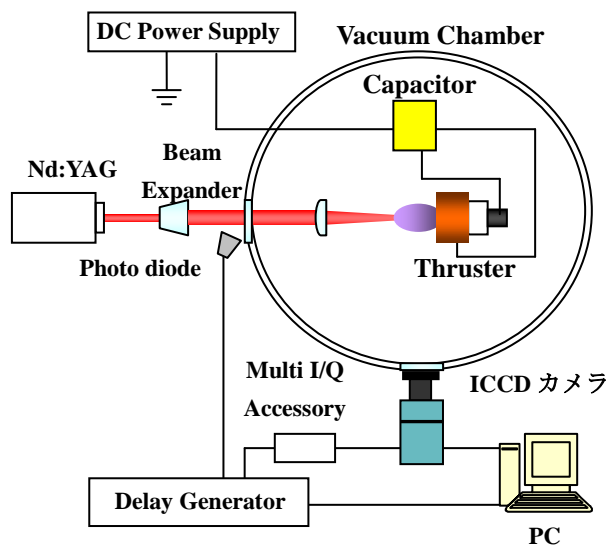


Fig.3 Schematic of experimental setup.

は再現性が高いため、各パルス放電作動毎にディレイジェネレータ (Stanford Research Systems 製, DS535, 分解能: 5psec) の遅延時間を変化させ、任意の時間におけるプラズマプルーム撮像を繰り返すことで、プラズマ挙動の時間変化が観察可能である。本実験においては ICCD カメラのゲート幅を 10nsec としたので、撮影の 1 フレームあたりの時間分解能は 10nsec である。

2.3 推進性能評価

Fig.4 にインパルスビット測定に用いた振り振り子式スラストスタンドを示す。Fig.5 に実験装置概略図を示す。振り子はアルミニウム製で、長さは 450mm,

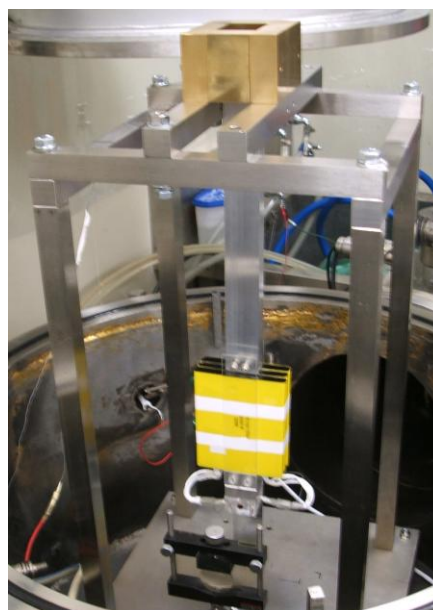


Fig.4 Photo of a thrust-stand.

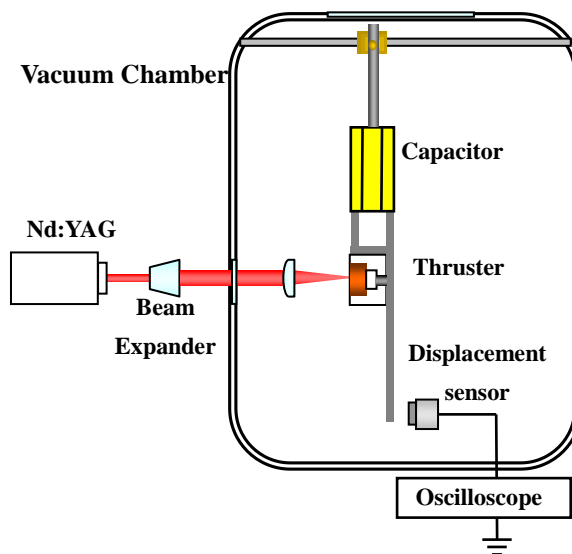


Fig.5 Schematic of experimental setup for measurement of an impulse bit.

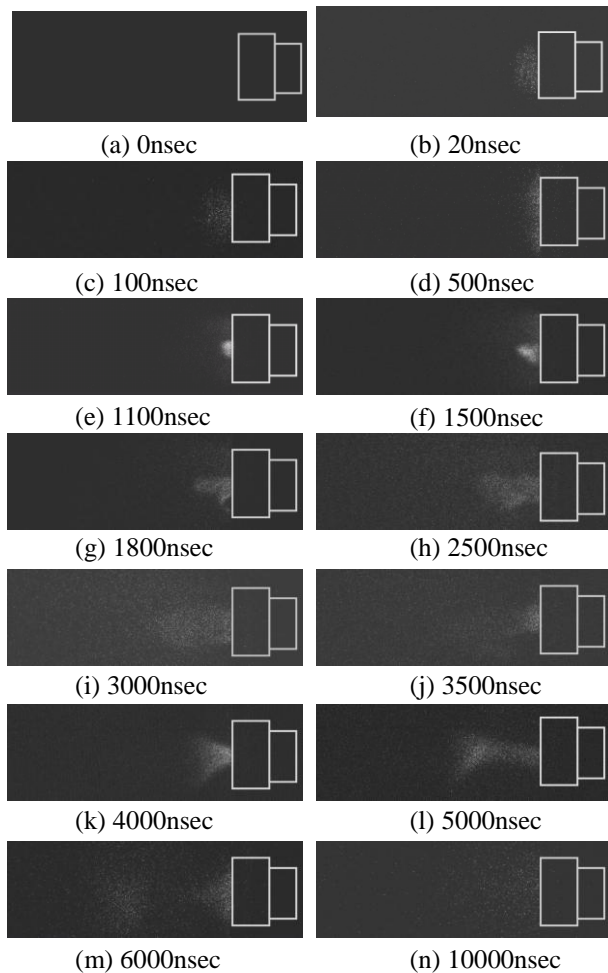


Fig.6 ICCD images of a plasma plume from a thruster for 1000V, 4.3 μ F, 2.16J

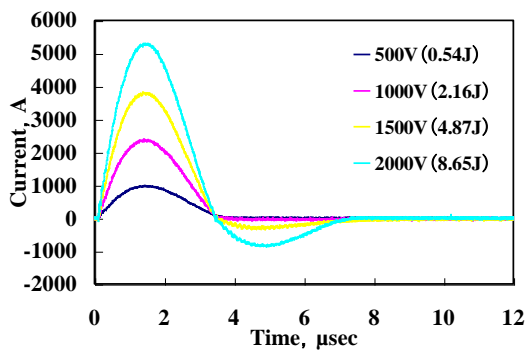


Fig.7 Temporal variations of discharge current. (Capacitor: 4.3 μ F, charged voltage: 500V~2000V)

幅は 30mm である. この振り子はピボット (SDP/SI, S99FXS-018710, バネ定数: $k=4.7 \times 10^{-2}$ Nm/rad) によって本体と接続されている. 振り子の変位は, 渦電流式非接触変位計 (EMIC 製, 測定範囲: 1.0mm, 分解能: 0.5 μ m) で測定した.

スラストスタンドの較正は以下の手順で行った. まず, 糸で吊るした既知の錘 (0.2159g) を電磁石に

より任意の高さで固定し, スラストスタンドに完全非弾性衝突をさせた. 次に, 錘の衝突でスラストスタンドに与えた任意のインパルスビットに対する振り子の変位をプロットし, 較正図を作成した. なお, 較正は大気中で行った.

3. 結果および考察

3.1 排気プルームの挙動

Fig.6 に充電電圧 1000V, コンデンサ容量 4.3 μ F の場合における ICCD カメラによるプルーム観察結果を示す. また, 比較のために作動時の放電電流波形を Fig.7 に示す. 推進剤 (陰極) の表面にレーザーが照射された瞬間を 0nsec とした. 20nsec あたりからレーザーアブレーションプラズマが発生していることが確認できた. Fig.7 から 1500nsec において, 放電電流がピーク値に達しており, 一方, ICCD カメラの撮影画像ではこの時間付近でプルームの発光が強くなり, 比較的収束している様子が見られた. 2500~3500nsec では, 放電電流は下降し, 一方, プルームは拡散傾向にある. 4500nsec 付近で放電電流は負のピーク値をとっており, このときのプルームも比較的収束している様子が見られる. その後, プルームの発光は弱まっていき, 10000nsec でほぼ消滅しているのが確認できた. この傾向は, 放電電流波形とほぼ一致しているのがわかる.

3.2 推進性能評価

本実験ではレーザーエネルギー 266mJ で固定し, 充電エネルギーを 1.22~8.65J と変化させてインパルスビットを測定した. 各推進機における充電エネルギーに対するインパルスビット測定結果を Fig.8 に示す. いずれの場合も, 充電エネルギーの増加に伴い, インパルスビットも増加した. また, 各エネルギーにおいて, 陽極径が大きい推進機 II (ϕ 12mm) のインパルスビットが推進機 I (陽極径: ϕ 6mm) の場合より約 2 倍大きいことがわかった. しかしながら, 単位面積当たりのインパルスビット (推力密度) で考えると, 小径の推進機 I が最大 2.3Nsec/m² で, 径が 2 倍の推進機 II の 1.2Nsec/m² と比較すると, 約 2 倍大きいことがわかる.

Fig.9 に充電エネルギーと運動量カップリング係数 C_m の関係を示す. 運動量カップリング係数は, $C_m = [\text{インパルスビット}] / [\text{充電エネルギー} + \text{レーザーエネルギー}]$ より算出した. 運動量カップリング係数は充電エネルギーが小さい場合において最大値だった.

Fig.10 に充電エネルギーと比推力の関係を示す. 充電エネルギーの増加に伴い, 比推力は増加した. また, 2 つの推進機の比推力の値はほぼ同程度だった.

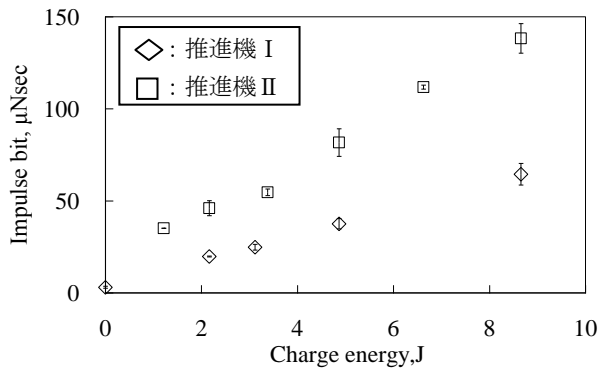


Fig.8 Plots of measured impulse bit for various energies charged to capacitors.

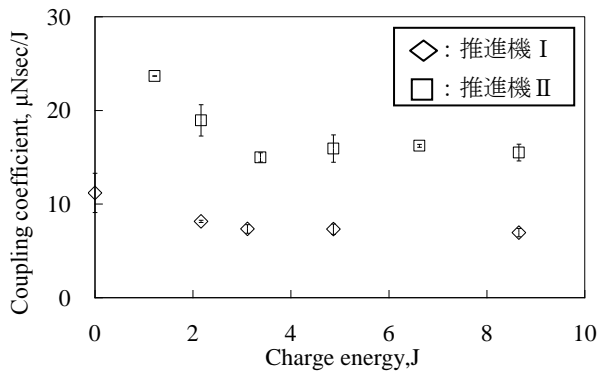


Fig.9 Plots of measured momentum coupling coefficient for various energies charged to capacitors.

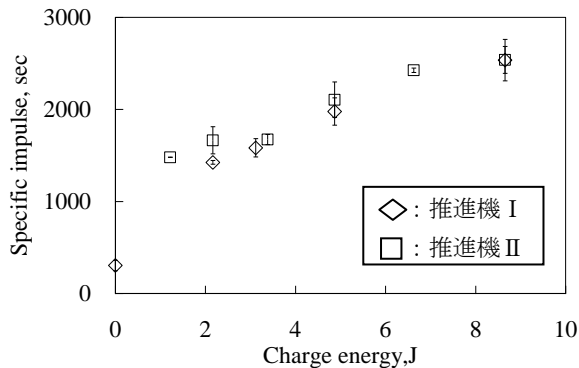


Fig.10 Plots of measured specific impulse for various energies charged to capacitors.

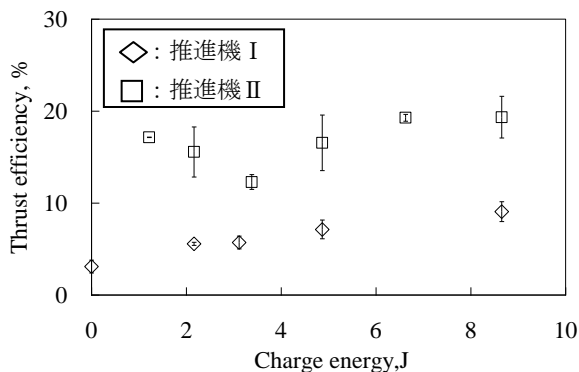


Fig.11 Plots of measured thrust efficiency for various energies charged to capacitors.

8.65Jにおいて比推力は約 2500sec となり、これと同程度のエネルギーレベルで作動させた一般的な PPT よりも高い値であった。従って、低エネルギー領域 (1.22 ~ 2.16J) では高エネルギー領域 (2.16 ~ 8.65J) に比べて、高 C_m が得られ、一方、高エネルギー領域では低エネルギー領域に比べて高比推力作動が得られることが確認された。

Fig.11 に充電エネルギーと推進効率の関係を示す。推進機 I の場合は充電エネルギーの増加に伴い、推進効率も増加した。一方、推進機 II の場合は低エネルギー領域 (1.22 ~ 2.16J) では推進効率は減少するが、高エネルギー領域 (2.16 ~ 8.65J) では増加した。充電エネルギー 8.65J において推進機 I の推進効率は 9%、推進機 II では 19% であり、いずれの場合もこれと同程度のエネルギーレベルで作動させた一般的な PPT よりも高い値が得られることが確認された。

4. まとめ

推進機のサイズを検討するために、2 種類の推進機を試作し、推進性能評価を行った。主たる結論は以下の通りである。

- (1) 電気的エネルギーの増加により推進性能が向上することが確認できた。
- (2) 推進機 I ($\phi 6\text{mm}$) の場合、充電エネルギー 8.65J の作動において、インパルスビット 64 μNsec 、運動量カップリング係数 6.9 $\mu\text{Nsec/J}$ 、比推力 2500sec、推進効率 9.1% が得られた。
- (3) 推進機 II ($\phi 12\text{mm}$) の場合、充電エネルギー 8.65J の作動において、インパルスビット 140 μNsec 、運動量カップリング係数 15 $\mu\text{Nsec/J}$ 、比推力 2500sec、推進効率 19% が得られた。

参考文献

1. John, R.G., Physics of Electric Propulsion: McGraw-Hill, 1968, pp.198-316.
2. Martinez-Sanchez, M., and Pollard, J. E., J. Propulsion and Power 14, pp.688-699 (1998).
3. Burton, R. L., and Turchi, P. J., J. Propulsion and Power 14, pp.716-699 (1998).
4. Micci, M. M., and Ketsdever, A. D. (ed.), 2000, pp.337-377.
5. Horisawa, H., Kawakami, M., et al., IEPC 2003-75 (2003).
6. Sasaki K., Takeda A., Horisawa H., et al., Electromagnetic Acceleration Characteristics of Laser-Electric Hybrid Thrusters, ISBEP2005.