

## 短パルスレーザーアシスト PPT におけるレーザーエネルギーが 推進性能に及ぼす影響

### The Influence that Laser Energy Gives to Thrust Performance in Short Pulse Laser Assisted PPT

○佐藤 慶祐(東海大)・大井 俊明・堀澤 秀之 (東海大・教授)

○Keisuke Sato(The University of Tokai)・Tosiaki Oi・Hideyuki Horisawa (The University of Tokai)

#### Abstract (概要)

An objective of this study was to improve the thrust performance of a laser-assisted pulsed plasma thruster. In this study, short-pulse operation of a laser-assisted pulsed plasma thruster was conducted. To estimate the thrust performance of a short-pulse laser-assisted pulsed plasma thruster, impulse bit measurement and mass shot measurement were conducted. From the results, impulse bit increased with increase of charge energy. In addition, mass shots also increased with increase of charge energy. From the results, the maximum specific impulse and mass shot for charge energy of 2.5 J were 20  $\mu$ Ns, respectively. The maximum specific impulse and maximum thrust efficiency were 4,000 s and 15 %, respectively.

#### 1. はじめに

小型人工衛星や大型人工衛星の姿勢制御用スラスタなどで用いられている電気推進ロケットエンジンの中にパルスプラズマスラスタ(PPT)がある。これの特徴としては主なパーツが電源とキャパシタと電極と推進剤だけというシンプルな構造であることである。しかし、イオンスラスタやアークジェットといったほかの電気推進と比較して非常に推進効率が低いことや低比推力である点が課題である。当研究室では、従来の PPT にさらなる推進性能の向上を目的とし、レーザーアブレーションプラズマをプラズマ源とし、それを電極で加速させるといった電磁加速複合推進機(レーザー・アシスト・パルスプラズマスラスタ 以下 LA-PPT)の開発及び基礎研究を行っている。

本研究室では、これまでの研究で実証された LA-PPT の高効率な作動方式である短パルス・高電圧作動を基本の作動条件とし、推進剤供給源となるプラズマを生成するレーザーアブレーションを起こすレーザーのエネルギーを変化させた場合の推進性能を評価するため、インパルスビット計測、マスショット計測を行った。

はめこむ構造である。図 1 のように、パルスレーザーを照射し、レーザーアブレーションプラズマを生成させる。このプラズマにより、電極間が短絡し放電電流が流れる。さらに、この放電電流によって、自己誘起磁場が形成され、ここでローレンツ力の発生によりプラズマが加速される。これが作動原理である。様々な固体推進剤でプラズマ生成が可能であり、推進剤タンクやバルブ、供給配管等が不要であり、コンパクトな推進システム構築が可能であり、レーザーアブレーションプラズマは高い初速度を持つため、高比推力の発生と高効率化が期待できる。

本研究では、電極長さ(電極幅×チャンネル長さ)が 10mm×5mm の加速電極を持つ矩形型の銅電極版を使用した。固体推進剤としてアルミナ(酸化アルミニウム  $Al_2O_3$ )を使用し、合計容量 50nF のキャパシタバンク(TDK 製セラミックコンデンサ定格電圧 20kV)を使用した。推進性能の計測においては、真空チャンバ内に LA-PPT を設置し、チャンバ外部より Nd:YAG レーザ(B.M.Industrise. 5000 series. wave length: 1,064 mm, pulse: 5mm, pulse energy: 50-200mJ)を照射した。チャンバ内で集光レンズ(焦点距離  $f=150$ mm)を使用して、推進剤表面に集光し、LA-PPT を作動させ、実験を行った。

#### 2. 装置及び方法

**2.1 推進器 (LA-PPT)** 図 1, 図 2 に本研究で使用したレーザーアシスト・パルスプラズマスラスタの外観を示す。充電したキャパシタに板状電極を接続し、固体の推進剤を

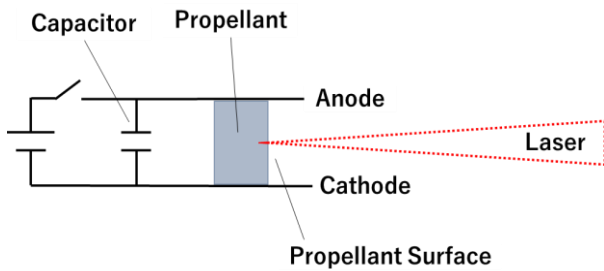


図1 LA-PPTの外観図



図2 LA-PPTの外観写真

**2.2 インパルスビット計測** 短パルス作動 LA-PPT のインパルスビット計測のためにターゲット式スラストスタンドを使用した。図3にインパルスビット計測の模式図を、図4にスラストスタンドの外観写真を示す。放電により生成されたプラズマブルームは前面プレートを通り、底面にある円錐状のプレートおよびプレートとの隙間から、ほとんどが径方向に排気される。ターゲット式スタンドは推進機のブルームが有する運動量をターゲットで捉え、その反作用による振り子の振れ幅を計測することで、インパルスビットの測定を行っている。本スラストスタンドの構成材料として、ターゲット部にはポリ塩化ビニルを使用し、アーム部は約 300 mm のアルミの中空丸棒  $\Phi = 6 \text{ mm}$  を使用している。推進機はラボジャッキの上に乘せた状態でターゲットの前方 30 mm の位置に設置した。なお、絶縁のため絶縁材料として約 15 mm のポリエチレンの板を挟んでいる。振り子の変位は C-MOS レーザ変位センサ (OPTEX FA, CD22-15V, resolution: 1.0  $\mu\text{m}$ , range:  $\pm 5.0 \text{ mm}$ , output voltage: 0 - 10 V) により測定し、データロガー (HIOKI, LR8431) によってセンサからの出力波形をモニタリングおよび取得を行った。

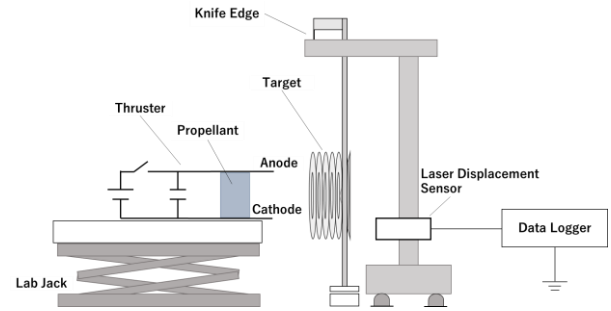


図3 インパルスビット計測システム

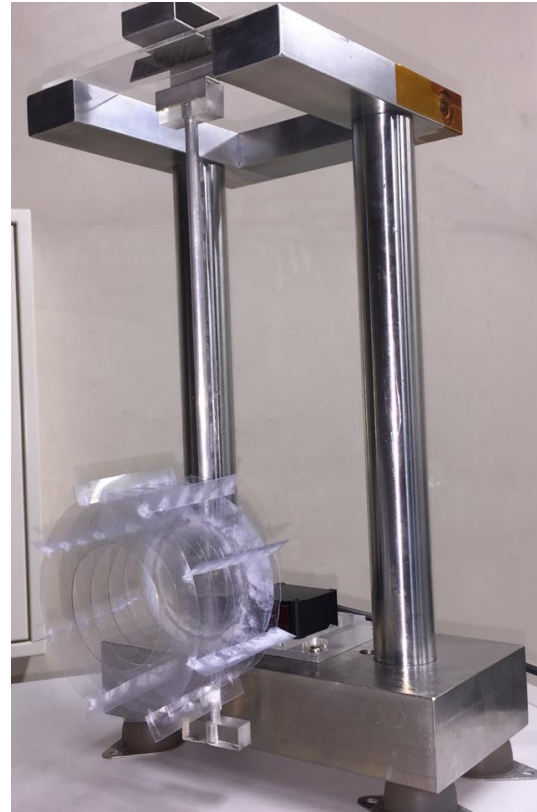


図4 ターゲット式スラストスタンド

**2.3 マスショット計測** 今回のマスショット計測では推進剤の体積計算に使用した共焦点レーザ顕微鏡 (KEYENCE VK-X200) を使用した。1 ショット当りの推進剤消費量、マスショットを推進剤および電極の作動前後の質量差から求めた。質量の計測には、精密天秤 (島津製作所製, AUX220 型, 秤量 220g, 最少表示 0.1mg, 使用温度範囲 5-40 $^{\circ}$ ) を用いた。手順としては、インパルスビット計測時と同じ配置で推進機をチャンバ内にセッティングし、任意の作動回数分推進機を作動させる。本研究においては、条件によって異なるが 2000 回作動させるにあたり、レーザエネルギーを 50mJ, 100mJ, 150mJ および 200mJ のレーザエネルギー別で計測した。推進剤と電極の質量を測定し、質量差を作動回数で除することにより 1 ショットあたりのマスショットを算出した。図5に今回のマスショット計測における外観を示す。

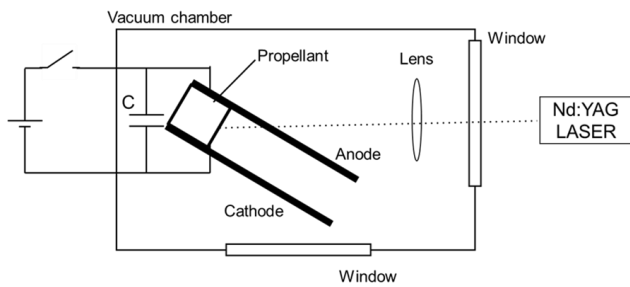


図5 マスショット計測の外観

### 3. 実験結果及び考察

図6に各レーザーエネルギーにおけるインパルスビット計測結果を示す。200mJ・10kV 作動において最大約  $I_{bit} = 20 \mu\text{Ns}$  を確認できた。さらに全てのレーザーエネルギーで  $I_{bit}$  は直線的に増加していることが分かる。レーザーエネルギーを 50~200 mJ で 50 mJ ずつ変化させた場合における  $I_{bit}$  の上昇は約  $4 \mu\text{Ns}$  であり (約  $80 \mu\text{Ns}/\text{J} = 80 \mu\text{N}/\text{W} = 80 \text{mN}/\text{kW}$  (単位レーザーエネルギー当たりの上昇率))、キャパシタバンクへの充電エネルギーを上昇させてもレーザーエネルギーによる  $I_{bit}$  の上昇率は同様の傾向のままである。

図7に充電エネルギーなし (0kV) と充電エネルギーあり (10kV) の各レーザーエネルギーの変化に対する電極損耗を加えたマスショットの計測結果を示し、図8に推進剤のみのマスショットの計測結果を示す。レーザーエネルギーの増加に伴い、図7における充電エネルギー付与の有無によるマスショットの差は小さくなっていることが確認できる。すなわち、この場合の LA-PPT 作動において、電極損耗はレーザー出力の増加に伴って減少するといえる。推進剤のみのマスショットで考えると、レーザーエネルギーが 50 mJ 上昇するごとに約  $0.06 \mu\text{g}$  増えている。これは充電エネルギー印加の有無に関わらず同様な結果となっていることから、放電エネルギー増加によるマスショットの増分は極めて小さいといえる。

図9にインパルスビット計測とマスショット計測の結果をもとに算出した比推力を示す。それぞれの図より、充電エネルギーの増加に伴い比推力は増加する傾向にあることが分かる。 $L_e = 50 \sim 200 \text{mJ}$  における電磁加速作動時の比推力は、 $I_{sp} = 2,600 \sim 4,000 \text{s}$  であった。一方、レーザーアブレーションのみの場合では、比推力は  $I_{sp} = 1,900 \sim 2,000 \text{s}$  であった。両者を比較すると、レーザーアブレーションのみの作動では、レーザーエネルギーの増加に伴い比推力が増加し、さらにレーザーエネルギーの増大に伴う比推力の変化が小さいことが確認された。

図10にこれらの結果より算出した推進効率を示す。レーザーアブレーションのみの作動における推進効率は 20 ~ 22 % でレーザーエネルギーの増大に対してほぼ一定で、一方、放電作動における推進効率はレーザーエネルギー増大に連れて 8 ~ 14 % に上昇する傾向が確認された。

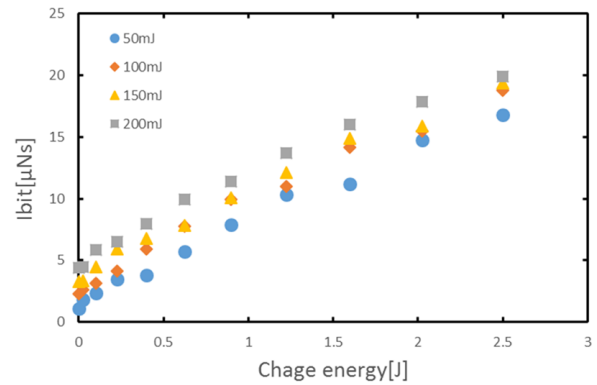


図6 各レーザーエネルギーのインパルスビット計測結果

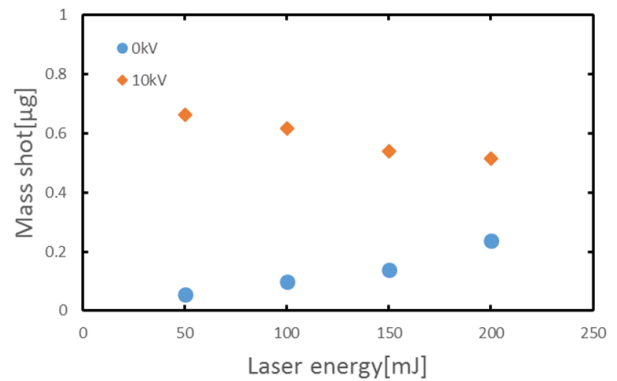


図7 充電エネルギーの有・無の作動におけるマスショット計測結果(電極損耗含む)

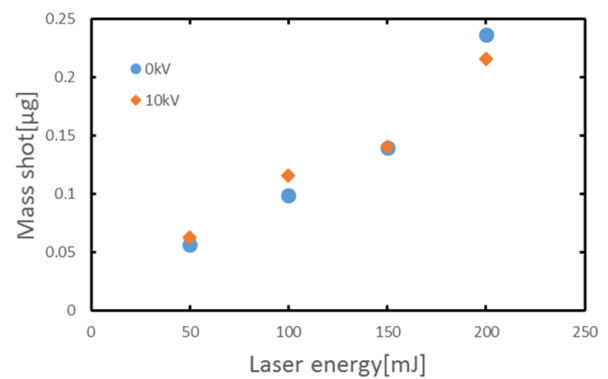


図8 充電エネルギーの有・無の作動におけるマスショット計測結果(推進剤のみ)

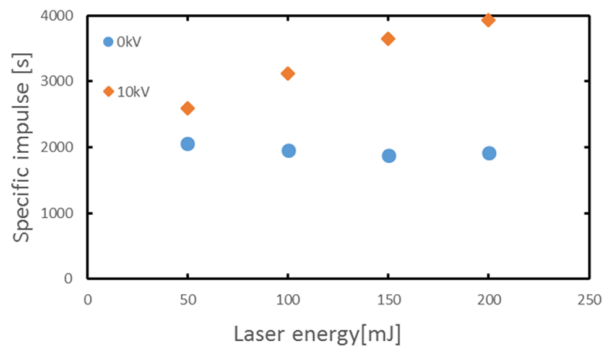


図9 充電エネルギーの有・無の作動における比推力

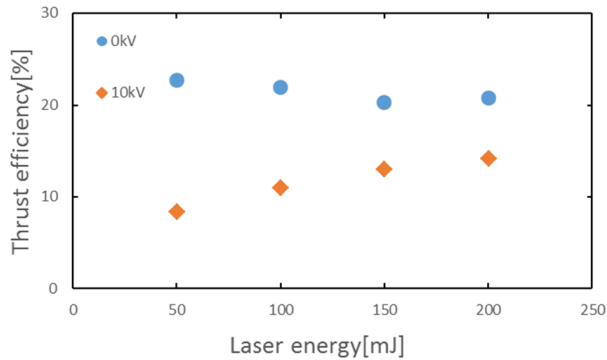


図 10 充電電圧の有・無の作動における推進効率

#### 4. まとめ

本研究において、低レーザーエネルギーでアブレーションを起こした場合の LA-PPT 作動では電極損耗やそれに伴う推進性能の変化としてどのように影響するのかを調査するために、50,100,150,200 mJ での各エネルギーでの作動実験を行い、推進性能計測を行った。

インパルスビット計測の結果、200 mJ・10 kV 作動において最大約  $I_{bit} = 20 \mu\text{Ns}$  であった。また、全てのレーザーエネルギーで  $I_{bit}$  は直線的に増加傾向にある。

マスショット計測の結果、電磁加速時の電極損耗を加えた場合、レーザーエネルギー 50 ~ 200 mJ のマスショットは 0.52 ~ 0.65  $\mu\text{g}/\text{shot}$  で減少傾向であった。一方、推進剤のみのマスショットは電磁加速の有無に関わらずあまり変化せず 0.06 ~ 0.23  $\mu\text{g}/\text{shot}$  であった。

これらの結果から比推力と推進効率を算出し、レーザーエネルギー 50 ~ 200 mJ における電磁加速作動時の比推力はレーザーエネルギーに比例して増加する傾向にあり、 $I_{sp} = 2,600 \sim 4,000 \text{ s}$  であった。一方、推進効率は電磁加速作動において 8 ~ 14 % で比推力と同様にレーザーエネルギーに比例して増加傾向にある。

今後は新しい推進器を開発し、さらなる推進性能の向上を目指す。

#### 5. 参考文献

- 1) Coletti, M, Ciaralli, S., and Gabriel, S.B: Intl. Electric Propulsion Conf. Paper 2013-198(2013).
- 2) Kiasaki, S., Tahara, H., Muraoka, R., Huanjun, C., Tanaka, M., and Wakizono, T.: Intl. Electric Propulsion Conf. Paper 2013-97(2013)
- 3) Egami, N., and Tahara, H: Intl Electric Propulsion Conf. Paper 2013-100(2013)
- 4) Gabriel, S and Rogers, S.: Intl Electric Propulsion Conf. Paper 2013-424(2013)
- 5) Horisawa, H., and Kimura, I.: Vacuum 65(2002)389.
- 6) Horisawa, H., Kawakami, M, Lin, W.-W., Igari, A, and Itusro, K: AIP Conference Proc. 664(2003) p.423

- 7) Kawakami, M., Lin, W.-W., Igari, A., and Horisawa, H., AIAA Paper 2003-5028(2003)
- 8) Horisawa, H., Kawakami, M, and Kimura, I.: Applied Physics A81(2005)303.
- 9) Horisawa, H., Sasaki, K., Igari, A., and Kimura, I.: The Review of Laser Engineering 34 (2006)435.
- 10) Sasaki, Y., Horisawa, H., and Funaki, I.: AIAA Paper 2008-5008(2008)
- 11) Horisawa, H. Sasaki, Y., Funaki, I, and Kimura, I.: AIAA Paper 2008-4818(2008)
- 12) Ono, T., Horisawa, H., and Funaki, I: AIAA Paper 2008-5008(2008)
- 13) Horisawa, H.: Intl. Electric Propulsion Conf. Paper 2011-274(2011).
- 14) Jahn, R. G.: Physics of Electric Propulsion, McGraw-Hill, 1968, pp.198-316
- 15) Burton, R. L., and Turchi, P. J.: Pulsed Plasma Thruster, Journal of Propulsion and power., 14(1998), pp.716-735
- 16) T.E. Markusic.: Phenomenological Model of Current Sheet Canting Pulsed Electromagnetic Accelerators, IEPC (International Electric Propulsion Conference) Paper, 2003, 2003-0293, pp.5-6