

B10 矩形型レーザー・電磁加速複合推進機の加速機構

○山田修（東海大・院），真島悠樹（東海大・院），後藤智輝（東海大・学），堀澤秀之（東海大・工）
船木一幸(JAXA)

Department of Aeronautical and Astronautical Engineering, Tokai University
Hiratsuka, Kanagawa, 259-1292, Japan

Keywords: Laser Ablation Plasma, PPT, Laser-Electromagnetic Hybrid Thrusters

Abstract.

Experimental investigation of impulse-bit and propellant consumption rate, or mass shot, per single pulse discharge was conducted to characterize the thrust performance of the rectangular laser-electromagnetic hybrid acceleration thruster with various propellant materials. From the result, alumina propellant showed significantly superior performance. The largest values of the measured impulse-bit, specific impulse and thrust efficiency were 49 μNsec , 6,200 sec and 22%, respectively.

1. はじめに

近年、目覚ましいレーザー技術の進歩により装置の小型・高効率化が進み、それに伴いオンボード型レーザー推進の開発が急速に進められている。レーザー推進の利点は比推力の高さと単純な推進システムで、推力の細密制御性を保ったまま小型化が実現可能である。本研究ではこの推進システムを電磁加速と組み合わせ、レーザー・電磁加速複合推進機として更なる推進性能向上に向けて研究を進めている。この推進方式はレーザーを固体表面に集光することで発生するレーザーアブレーションプラズマに、放電によって発生するローレンツ力を用いて電磁的に加速排出することで推力を得る。様々な固体物質を推進剤として利用できることから、貯蔵タンクや配管、バルブなどを省くことが可能でシステムの小型単純化がはかれる。また、種々の相の推進剤に対してプラズマ化が可能である。

レーザーアブレーションプラズマの特徴は、固体から直接生成されるために数十 km/sec の高初速と指向性を持つことなどが挙げられる。このプラズマを電磁氣的加速に用いることで更なる比推力の向上が期待できる。

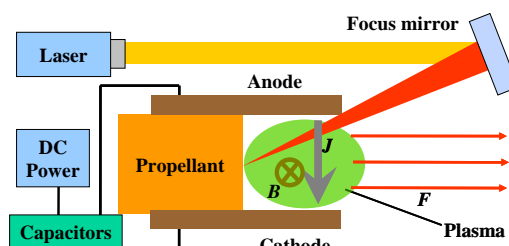


図 1. 推進システム概略図

図 1 にレーザー・電磁加速複合推進機の模式図を示す。固体推進剤と 2 枚の加速電極、キャパシタと電源装置、そしてレーザー装置及び光学系と非常に単純な構成となっている。図 2 には実験で使用した推進機ヘッドの写真を示す。この推進機の作動原理は、まずレーザー照射により発生したプラズマが拡散し、電極間を導通する。次にあらかじめキャパシタに充電された電荷が電極間を移動することで主放電が発生し、自己誘起磁場が発生する。プラズマ中では放電によって加熱膨張と電離が進み、さらに電場と磁場の相互作用によって加速され、後方に排出される。

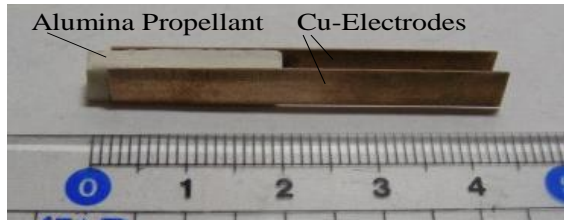


図 2. 推進機ヘッド

本研究では、矩形型レーザ・電磁加速複合推進機のプラズマ加速特性について、イオン速度計測ならびにプラズマ挙動の高速度観察などによって検討した。

2. 実験装置及び方法

2.1. 推進性能評価

推進性能を評価するため、推力測定実験、及びマスショット測定実験を行い、その結果から比推力、推進効率を算出して比較した。推力測定については本推進機がパルス作動であるため、1パルスで発生する推力の時間積分であるインパルスビット(Ibit)を測定した。実験装置の模式図を図3に示す。振り振り子式のスラストスタンドの下端に推進機を固定した。レーザを照射して推力を発生させることでスタンドが力を受けて変位が生じ、これを変位計で計測した。実験前後に錘を用いてスタンドのキャリブレーションを行

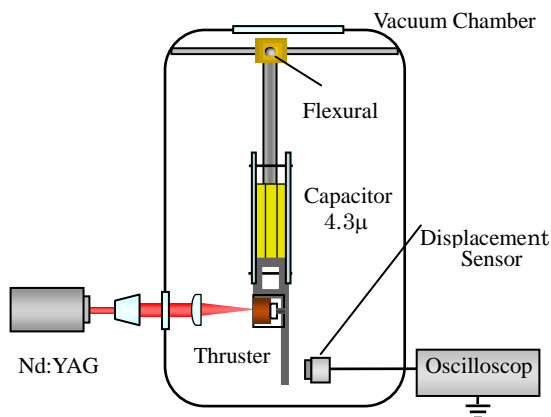


図 3. 推力測定装置の模式図

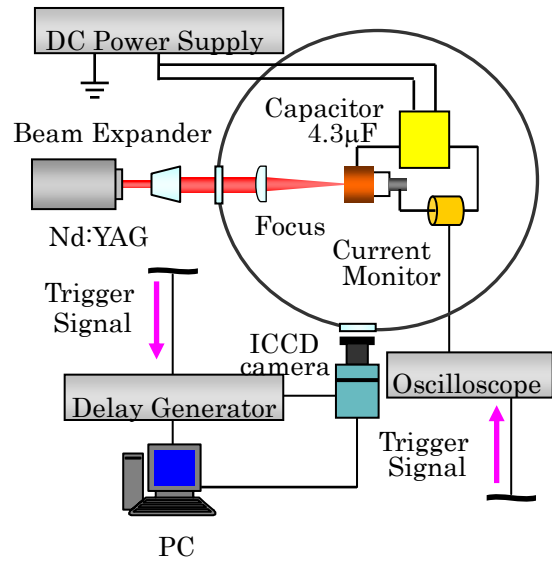


図 4. ICCD カメラの撮影装置図

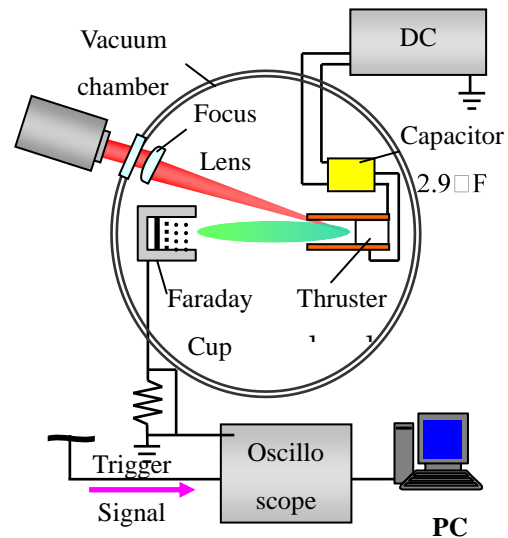


図 5. イオン電流測定実験模式図

い、実験で得た変位のデータと比較してインパルスビットを算出した。スラストスタンドは全長 450 mm のアルミ製で、支点には振りバネ(SDP/SI, 4.7×10^{-2} Nm/rad)を、変位測定には渦電流式非接触変位計(EMIC, 503-F, NPA-010, 最大レンジ: 1 mm, 最小分解能: 0.5 μ m)を用いた。レーザは Q スイッチ Nd:YAG レーザ(BMI, 5022DNS10, wavelength: $\lambda = 1,064$ nm, pulse energy: 266 mJ/pulse, pulse width: 10 nsec)を用い、焦点距離 100mm のレンズを用いて固体推進剤表面に集光する。また、真空チャンバの真空

度は 10^{-5} Torr とした。また、推進機の加速度チャンネルの長さや高さを変化させて推進性能を計測し、最適なサイズについて検討した。検討した加速チャンネルのサイズを表 1 に示す。

2.2. プラズマ加速特性評価

ファラデーカップを用いたイオン電流計測実験の模式図を図 5 に示す。ファラデーカップはグリッドが 3 枚で、最前列の 1 枚目をフロート、2 枚目をグランド、3 枚目を -150 V、コレクタを -10 V として実験を行った。トリガ入力にはレーザー照射の散乱光をフォトダイオードで観測することで取得した。推進機からファラデーカップまでの距離を飛行するイオンの平均速度を算出する。推進機・ファラデーカップ間の距離は 210 mm とし、充電エネルギーを変化させた各場合における流入イオン電流の時間履歴をオシロスコープで記録した。なお、イオンの平均到達時間は、イオン電流がピーク値をとる時刻とみなした。

表 1. 比較した加速チャンネルサイズ

Electrode height	Channel length	Width
3.0mm	10, 50mm	5.0mm
5.0mm	10, 30, 50mm	5.0mm
10.0mm	10, 50mm	5.0mm

3. 実験結果及び考察

3.1. 加速チャンネルサイズが推進性能に及ぼす影響

図 8 に推進機の加速チャンネル変化によるインパルスビットの変化を示す。いずれの場合においても、充電エネルギーが増大することによりインパルスビットが増加していることが分かる。電極高さが 5 mm の各場合（高さ×長さ＝ 5×10 , 5×30 , 5×50 mm）で比較すると、加速チャンネル長が最も長い 5×50 mm の場合が最も高いインパルスビットを示している。

電極高さの影響は、チャンネル長が 10 mm 一定の場合と、 50 mm 一定の場合とを比較する。 10 mm の場合、電極高 $3, 5, 10$ mm の中で 5 mm の時が一番インパルスビットが大きく、一方 50 mm の場合、電極高 10 mm の時が有利であった。

次に加速チャンネルサイズの変化による比推力の変化を図 9 に示す。図より、全ての場合において、充電電圧が増加すれば比推力も増加することが分かる。加速チャンネルが 10×50 の場合において、充電エネルギー 8.6 J のとき最も高い比推力 7200 sec が得られ、このときの推進効率率は 22% であった。

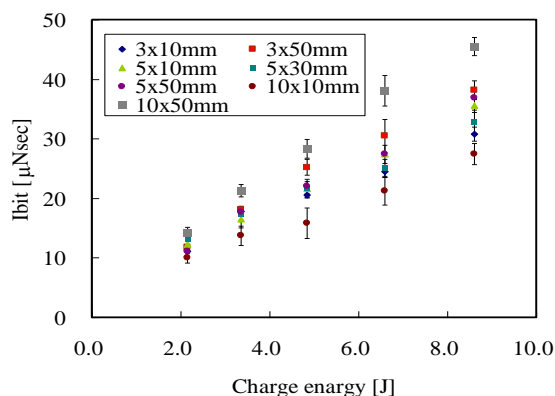


図 8. 充電エネルギーとインパルスビットの関係図
(レーザーエネルギー: 266 mJ/pulse)

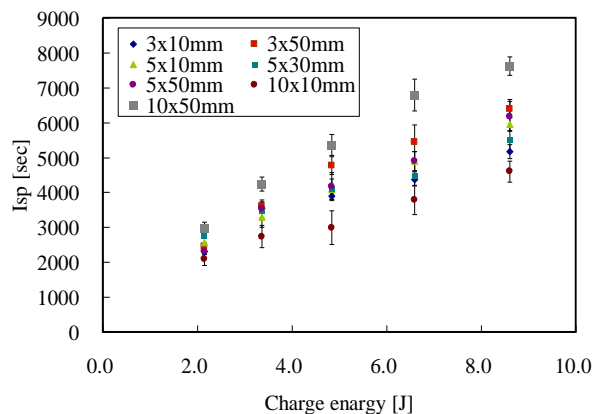


図 9. 充電エネルギーと比推力の関係図
(レーザーエネルギー: 266 mJ/pulse)

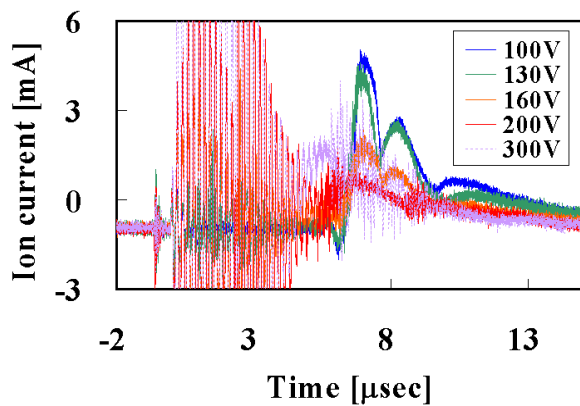


図 10 100~300 V におけるイオン電流の変化

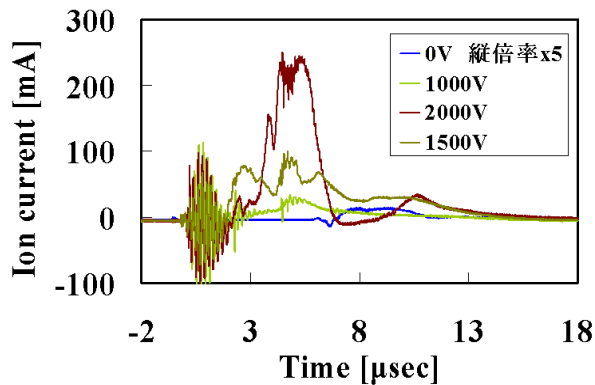


図 11 高電圧作動時のイオン電流時間履歴

3.2. ファラデーカップを用いたイオン電流計測

図 10 はキャパシタに印加する充電エネルギーを 0.02 から 0.19 J まで変化させ (印加電圧 100~300 V) ファラデーカップ流入イオン電流を計測した結果である。図より、100 V から 200 V まで充電電圧が上昇するにつれピーク値が減少していき、300 V まで上昇させるとピーク値の増加と左方向に移動していくという傾向が見られた。100 V の充電電圧では、ピーク値が 8 μsec 付近であるためイオンがほとんど加速されていないといえる。充電電圧を 200 V へ増大する過程で、150~180 V 付近から徐々にイオン電流の増大がみられるようになった。

図 11 により高い充電電圧作動におけるファラデーカップへの流入イオン電流を測定した結

果を示す。比較をしやすいように、充電エネルギーが 0 J の場合のみ縦軸方向に 5 倍に拡大して表示している。充電エネルギーが 0 J のときはイオン電流のピーク値をとる時間が 8 μsec であったのに対し、充電エネルギー 1.4 J のときは 5 μsec へと手前に移動した。流入電子排除の不確実性や放電ノイズによる波形の乱れなどの影響が大きいため概算ではあるが、これらの結果からイオンの平均飛行速度を算出すると、充電エネルギー 0 J で 25 km/sec、5.8 J で 42 km/sec であった。このことから電磁加速によってイオン速度が増加しているといえる。また 1.45 J からさらに充電エネルギーが上昇するにつれ、イオン電流がピークをとる時間は短縮されず、一方でピーク値が上昇していく傾向が見られた。すなわち、ファラデーカップへの流入イオンが増加しているといえる。

3.3. ICCD カメラによるプラズマ挙動観察

図 12 に各充電電圧の場合における放電電流の時間変化と典型的なプラズマ画像を示す。図 13 には、ICCD カメラで撮影したプラズマ挙動を示す。図より、レーザ照射後、推進剤表面に小さなスポットが誘起され、500 nsec までは充電電圧に関わらず同一であった。放電電流波形から、放電電流は 1000~1500 nsec で最大値をとっている。一方、プラズマの発光は 500 nsec 以降から顕著になり、放電電流の増大に伴い、発光も強くなっていることが分かる。

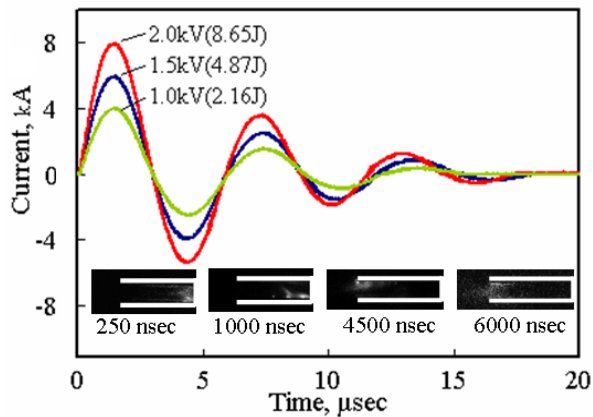


図 12.放電電流特性

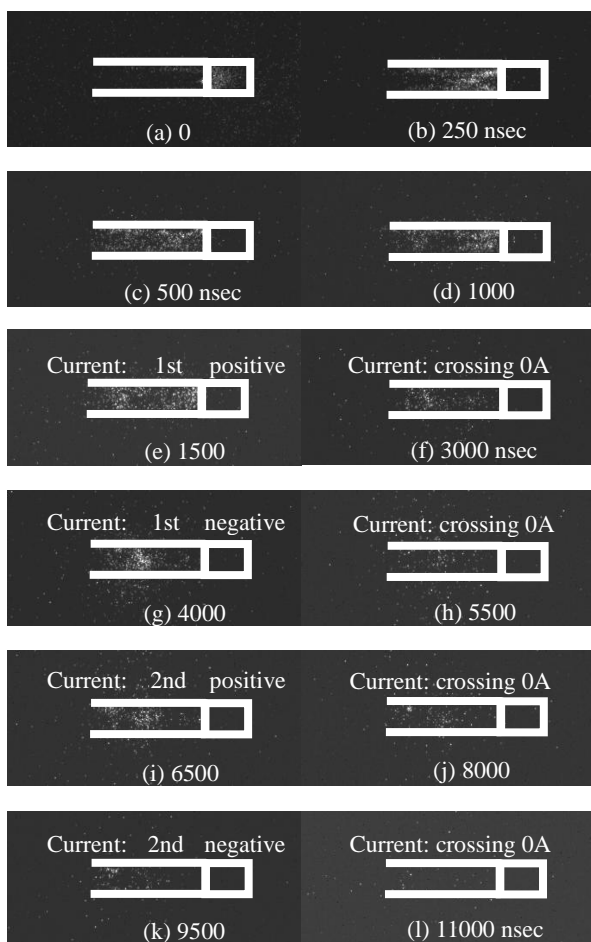


図 13.プラズマの挙動

4. まとめ

矩形型レーザー・電磁加速複合推進機の加速特性について検討し、以下の結論を得た。

1) 様々な加速チャンネルサイズを比較検討した結果、比較的大きい場合に推進性能が向上した。

2) ファラデーカップにより計測したイオン飛行速度の概算値は充電エネルギー 0 J で 25 km/sec, 5.8 J で 42 km/sec で、電磁気的な加速によってプラズマの速度が上昇していることが確認できた。

3) ICCDカメラによるプラズマ挙動の観察を行い、プラズマの発光強度および挙動が放電電流の大きさに依存していることが確認された。今回の実験では ICCDカメラによるプラズマ速度の見積もりには至らなかったが、今後は継続して実験方法の改良を重ね、速度計測を試みる。

参考文献

1. Myers, R.M., et al., "Small Satellite Propulsion Options," AIAA Paper 94-2997, June 1994.
2. Mueller, J., Thruster Options for Microspacecraft: A Review and Evaluation of Existing Hardware and Emerging Technologies, AIAA Paper 97-3058, July 1997.
3. Leifer, S., Overview of NASA's Advanced Propulsion Concepts Activities, AIAA Paper 98-3183, July 1998.
4. Micci, M. M., and Ketsdever, A. D. (ed.); Micropropulsion for Small Spacecraft (Prog. Astronautics and Aeronautics 187), American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2000.
5. Phipps, C., and Luke, J., "Diode Laser-Driven Microthrusters, A New Departure for Micropropulsion", AIAA Journal, Vol.40, No.2, 2002, pp.310-318.
6. Gonzales, D., and Baker, R., "Micropropulsion using a Nd:YAG Microchip Laser, Proceedings of SPIE Vol.4760, pp.752 - 765, 2002.
7. Pakhomov, A.V., et al., Specific Impulse Study of Ablative Laser Propulsion, AIAA Paper 2001-3663, 2001.
8. Horisawa, H., et al., Fundamental Study on Laser Plasma Accelerator for Propulsion Applications, Vacuum, Vol.65 (No.3-4), pp.389-396, 2002.

9. Hideyuki Horisawa, et al., Laser-assisted pulsed plasma thruster for space propulsion applications, *Applied Physics A, Materials Science & Processing*, Vol.81, pp.303 – 310, 2005.
10. Horisawa, H., et al., Laser-Electric Hybrid Acceleration System for Space Propulsion Applications, *The Review of Laser Engineering*, Vol.34, No.6, pp.435- 441, June 2006.6.
11. Tomohisa Ono, et al., Measurement of ion acceleration characteristics of a laser-electrostatic hybrid microthruster for space propulsion applications, *Vacuum*, Volume 83 (1), 2008, pp.213-216.
12. Jahn, R.G., *Physics of Electric Propulsion*: McGraw-Hill, 1968, pp.198-316.
13. Burton, R. L., and Turchi, P. J., *J. Propulsion and Power* 14, pp.716-699 (1998).
14. Kawakami, M., et al., *AIAA Paper 2003-5028* (2003).
15. Kawakami, M., et al., *Proc. Asian Joint Conf. on Propulsion and Power 2004*, pp.419 – 424 (2004).