

# レーザーアシスト・パルスプラズマスラスタの繰り返し動作特性

刈間瑞樹, 大井川佑治, 明石直, 細川大志, 堀澤秀之 (東海大)

## Abstract

A fundamental study of high-repetition rate operation of a laser-assisted pulsed plasma thruster (LA-PPT) was conducted, which utilizes a laser beam to generate a plasma from a solid propellant surface and then accelerates the plasma by electromagnetic force. To elucidate discharge characteristics and continuous thrust characteristics under given electrical power inputs, repetitive-pulse operation of a laser-assisted pulsed plasma thruster was conducted at 10 Hz. As results, it was shown that discharge pulses were occurring simultaneously with laser pulses at each pulse operated at a repetition rate of 10 Hz. In addition, the maximum thrust was 0.5 mN at 3.9 J/pulse at 10 Hz corresponds to average power of 39 W. From a combination of the measured thrust and mass consumption rate of the propellant, typical values of specific impulse and thrust efficiency were 8,700 s and 0.50, respectively.

Keyword: Laser ablation plasma, Laser-assisted pulsed plasma thruster, High-repetition rate operation

## 1. はじめに

近年の宇宙開発において、開発期間の短縮や打ち上げコストの削減が重要視されるようになり、宇宙機の小型化・高効率化が求められている。人工衛星では総重量 10kg 以下のナノサット、更には 0.1~1kg のピコサット等が各国で開発されている。その中で推進機は、重量の制約から非搭載とされる場合が多かった。しかし、測地や通信など、正確な投入や軌道修正が必要となる衛星や深宇宙探査などといったミッションの多様化に伴い、小型宇宙機が推進機を必要とする場面も増え、コンパクトで高効率な推進機の需要が高まっている。

そのような背景から、宇宙機用の推進機として電気推進が適切であるとされ、多くの機関で研究が進められている。大きな特徴として数千から 1 万秒と高い比推力を実現可能であること、また、推進効率、制御性、耐久性にも優れている。また宇宙空間では電力供給に限られるため、作動電力を抑えることも重要であるが、100W 以下で動作する超小型推進機として、パルスプラズマスラスタ (PPT)、イオンスラスタ、レジストジェット、アークジェットなどが実用化されており、ミッション内容に応じて多様な加速方式の電気推進が開発されてきた。

また実用には至っていないが、レーザー推進も電気推進と同様に、高効率な推進システムとして注目されている。レーザーを利用した推進機には、グラウンドベース型とオンボード型の二つの方式が存在する。前者では、機体とは別にレーザーの照射基点を確保し、遠隔地より機体に向けてレーザーを照射しエネルギーを供給する方式である。この方法では、機体内部にレーザー発振システムを搭載しない

ために小型・軽量化において有利である。それに対し、レーザー発振システムを機体内部に搭載する方式がオンボード型である。近年のレーザー装置の小型化・高効率化・高出力化を受けて、後者のシステムを使用した小型宇宙推進システムの開発が盛んになってきた。

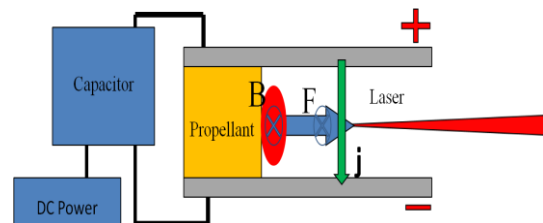


Fig1. Schematic of laser- electromagnetic hybrid acceleration thruster.

レーザープラズマ推進は、物質の表面にレーザーを集光することで発生するアブレーションプラズマを利用していることが特徴で、数百 km/s という高い排気速度が得られることや、微小な推力レベルでの動作が可能であるなどの利点がある。また、様々な固体推進剤が利用可能であることから配管系などを省くことができ、宇宙環境における適応性・耐久性に優れていることも長所である。

我々はこれら 2 つの推進システムを組み合わせ、レーザー・電気加速複合推進機として、更なる推進性能の向上を目指した検討を行っている。本研究では、レーザーアブレーションプラズマの電磁加速に着目し、Fig.1 に示したような PPT にレーザーを援用したレーザーアシスト PPT を試作し、推進性能の評価・検討を行っている。

従来の PPT では、固体推進剤としてテフロンを用い、表面付近でイグナイタによるパルス放電を

行うことで、シードプラズマを発生させる。このプラズマの発生によってあらかじめ電圧を印加した極板から主放電が起こり、その電流と自己誘起磁場との相互作用（Lorenz 力）による電磁式加速作用および電熱加速作用により推進力を発生させる。この一連の作動の中で、主放電と推進剤のアブレーションの時間関係が同時でなく、すなわち主放電の完了後も推進剤が放電室内に残留する問題がある。このことから電磁加速を受けずに排出されるため推進剤の利用効率ならびに推進効率を低下させてしまう等の影響がある。

この問題に対し、本研究ではプラズマ生成にレーザを援用することで、推進剤のプラズマ化を瞬時に行い主放電との時間差を抑え、推進性能の向上を狙いとしている。レーザを援用することで以下の利点が見込める。

- 1) 推進剤には様々な固体材料が使用でき、耐熱性の高いものを使用することで、主放電の加熱による加速に寄与しない推進剤のアブレーションを抑制することができる。本研究では推進剤にアルミナを使用しているが、これはテフロンが 390°C で熱分解を始めるのに対し、融点が 2054°C であるため熱影響を受けづらい。
- 2) イグナイタを排除することで、耐久性の向上や構造を簡潔化できる。
- 3) プラズマがごく短時間で発生するため、適切なタイミングで放電室に供給できる。
- 4) 高精度でマスショットのコントロールが可能となる。
- 5) プラズマ密度の制御が可能である。

以上の利点から、従来の PPT の問題点を解決し、さらに高性能な推進システムが実現できる。

我々はこれまでの研究で、様々な加速チャンネルが与えるレーザアシスト・PPT の比推力特性を計測した。その結果が図 2 である。図から全ての加速チャンネル長で充電エネルギーが増加すると共に比推力も増加している。また 10×50 のチャンネル長、充電エネルギー 8.6J で最も高い比推力 7200s が得られた。

またこれまでの我々の研究はシングルパルス作動で計測を行っていた。一方で実用化のために繰り返し作動における動作特性を調べる必要がある。そこで本研究ではスラスタを同じ動作範囲内で 10Hz における繰り返し作動を行うことでその特性の解明を行った。そのため本研究では繰り返し作動における放電電流の測定、スラスタスタンドを用いた推力測定及びマスショット測定を行った。

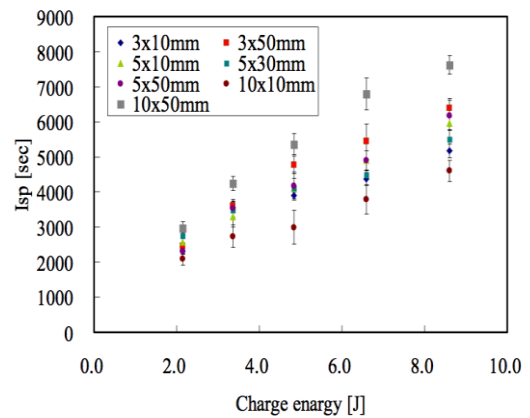


Fig. 2 Variation of specific impulse with charge energies for thrusters with various electrode geometries

## 2. 実験装置および方法

矩形型のレーザアシスト・PPT の概略図と実際の写真を図 1, 3 に示す。スラスタは銅電極（幅 5mm、チャンネル長 50mm、電極間距離 10mm）、ボディがアクリル、推進剤がアルミナから形成されている。

放電電流波形計測の実験装置概略図を図 4 に示す。今回はレーザ源として Q-SW の Nd : YAG レーザ (BMI, 5022DNS10, wavelength: 1064 nm, fixed pulse energy: 420 mJ/pulse, pulse width: 10 nsec, repetition rate: 10 Hz) を使用した。

レーザは、石英窓を介して真空チャンバ（10<sup>-3</sup> Pa）の中に照射し、集光レンズ（f= 100mm）を通して、推進剤に集光させた。放電電流はカレントモニタ (Pearson Electronics, Model-6600, maximum current: 10 kA, minimum rise time: 5 nsec) とオシロスコープ (LeCroy, 9374TM, range: 1 nsec/div ~ 5 msec/div) を使用して計測を行った。本研究ではスラスタに 10Hz でレーザを照射し、充電電圧を 500V ~ 3000V で変化させて放電電流を計測した。

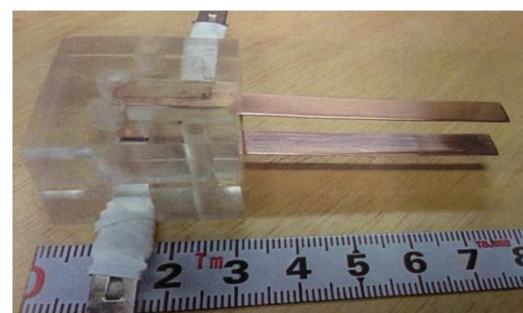


Fig.3 Photo of laser-electric hybrid thruster.

推力測定ではナイフエッジ式スラストスタンド (length: 280 mm, natural frequency: 1 Hz) を使用して測定を行った。実験装置概略図を図 5 として示す。スラストスタンドは真空チャンバ内に設置され、推進機後方に設置された変位センサ(EMIC CORP., NPA-010, resolution: 0.5  $\mu\text{m}$ , range: 0~1.0 mm, output voltage: 0~1.0 V)によって変位が計測される。またセンサからの出力電圧は、オシロスコープ (Tektronix, TDS3034B, band width: 300MHz, the best sampling rate: 2.5 GS/s)によって計測される。本研究では 10Hz による繰り返し作動を行っており、定常的な推力が発生すると考えられる。そのため、キャリブレーションに関しても図 4 のように推進機後方に滑車を使用して錘を設置し、リフターによってゆっくりと力を加えることでキャリブレーションを行った。

マスショット測定における実験装置概要図は図 4 と同じである。各充電電圧値において 10Hz で 50 秒間作動させ、それによって出来た推進剤表面のクレータの溝の深さをレーザ顕微鏡を使用することで測定し比推力、推進効率を算出した。

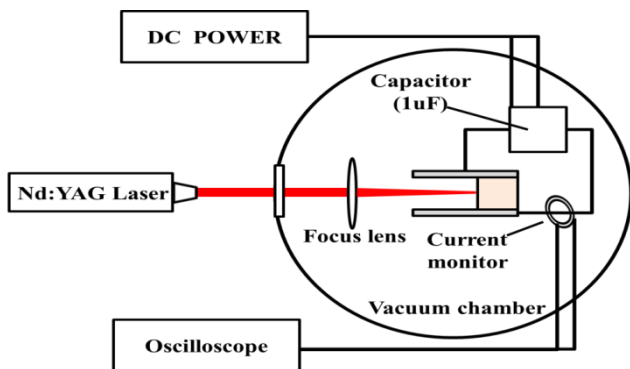


Fig.4 Schematic of experimental setup.

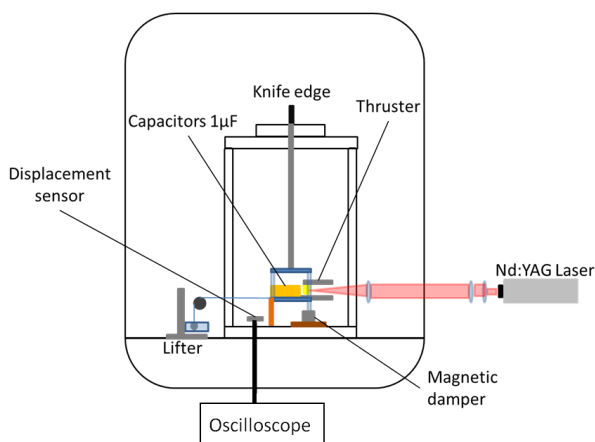


Fig.6. Schematic of continuous thrust measurement system.

### 3. 結果および考察

#### 3.1 放電電流測定

図 6 に放電電流波形の実験結果を示す。充電電圧 500V~3000V の全ての電圧値において約 1.5 $\mu\text{s}$  で最大値をとっている。4.5 $\mu\text{s}$  で最小値に達している。その後、6 $\mu\text{s}$  で第 2 ピーク値に達し、10.5 $\mu\text{s}$  に第 2 最小値に達した。電流は約 30 $\mu\text{s}$  で 0 に収束している。

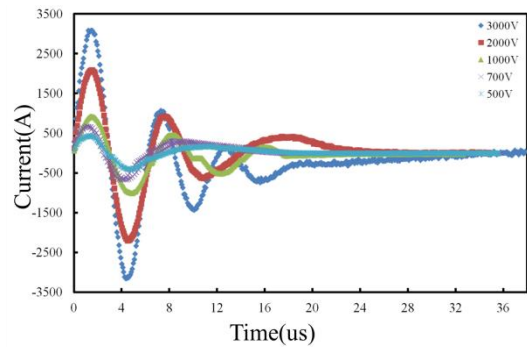


Fig.7 discharge current waveform

#### 3.2 推力測定

推力測定で得られた変位出力の一例を図 7 に示す。大きなノイズが出力されているが、これは 10Hz で出力されているため、放電によるノイズであると考えられる。また、約 10 秒後に変位は一定値に収束されていることが確認でき、推力が定常的に発生していることが分かる。

これら得られた変位の出力結果から、各充電エネルギーにおける推力のプロットを図 8 に示す。図から充電エネルギーの増加とともに推力が増加していることが分かる。最大推力は 3.9J/pulse のとき 0.5mN という値が得られた。

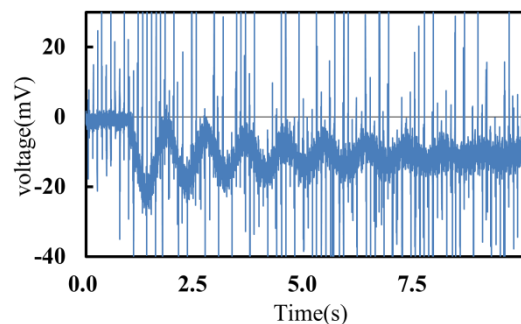


Fig.8 Typical output from displacement sensor (charge energy: 3.92J/pulse)

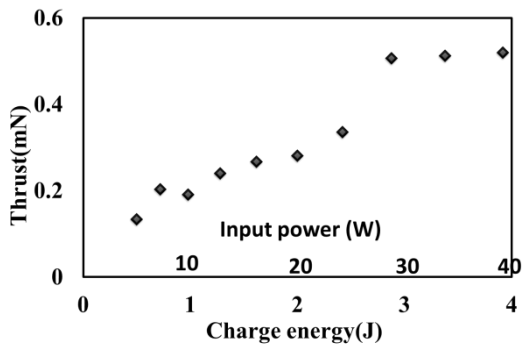


Fig.9 Variation of measured thrust with charge energy.

### 3.3 マスショット測定

マスショット測定より得られた実験結果は図 10 のようになった。図から、充電電圧を増加させることで、推進剤の消費量も大きくなっていくことが分かる。これらの結果から、比推力と推進効率を求めた。その値を表 1 として示す。結果として比推力は 8700、推進効率 50% という値になった。結果から比較的高い比推力と推進効率を得られていることが分かる。これはスラスタの熱効率の増加によるものであると考えられる。推進剤表面は繰り返し作動によるレーザの照射と放電により加熱されるため、推進剤のアブレーション効率はシングルパルス作動に比べ大きくなると考えられる。しかし実験データが不十分であるため、さらなる測定が必要である。

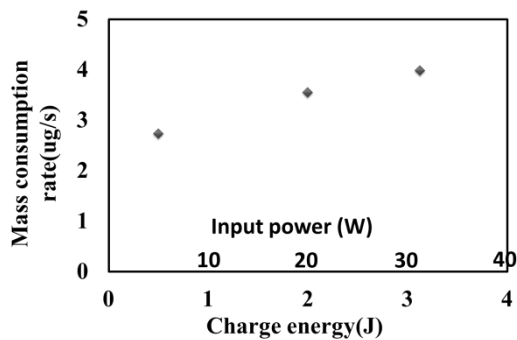


Fig.10 Mass consumption rate of propellant.

Table 1. Typical specific impulse and thrust efficiency.

$E$ [J]	$I_{sp}$ [s]	$\eta_t$
0.5	5400	0.25
2	8700	0.50

### 4. まとめ

本研究ではレーザアシスト・パルスプラズマスラスタを 10Hz で繰り返し作動を行い、その放電電流特性及び推力特性を計測した。結果として放電電流は全ての電圧値において 1.5 $\mu$ s で最大値をとり、30 $\mu$ s で収束した。また推力は 3.9J/pulse のとき最大推力 0.5mN をとり、比推力と推進効率はそれぞれ 8700s、50% であった。

### 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).