

矩形型レーザーアシスト PPT 排気プルームのプロープ計測

山田 修*, 堀澤 秀之, 小林 治貴, 大井川 祐治, 細川 大志 (東海大学)

Probe measurement of exhaust plume by Rectangular Laser-Assisted Pulsed Plasma Thruster.

Osamu Yamada*, Hideyuki Horisawa, Haruki Kobayashi, Yuji Ohigawa Taishi Hosokawa,
(Tokai University)

Abstract

In this study, we perform fundamental researches of laser-assisted pulsed plasma thruster used plasma generation by the laser ablation. We observed behavior of the plasma using ICCD camera and measured ion current by Faraday cup. As the result, the airspeed of the plasma calculate by Faraday cup was 134km/s when charge voltage 1,000 V charged in a condenser and irradiate laser energy 190 mJ and it was 216 km/s when 2000 V.

キーワード: 電気推進機, パルスプラズマスラスタ, ICCDカメラ, 宇宙工学, レーザアブレーション

Keyword: Electric propulsion, Pulsed plasma thruster, ICCD camera, Space engineering Laser ablation,

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が限られるため、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、アーキ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。

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として挙げられる。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・アシストパルスプラズマスラスタとして、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、PPTにレーザーを援用した矩形型のレーザーアシスト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引き放電との時間差を抑え、推進性能の向上を狙っている。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) レーザアブレーションプラズマがごく短時間で発生するため、プラズマを適切なタイミングで放電室に供給できる。

4) 高精度でマッシュアップ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。図 1 にレーザ・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、そしてレーザ装置及び光学系と非常に単純な構成となっている。

この推進機の作動原理は、まずレーザ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印加された充電エネルギーにより電極間に主放電が発生し、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。短パルスのレーザを用いる事でプラズマ生成を瞬時に完了させることが可能で、数千 A という非常に高いピーク放電電流が得られる。ローレンツ力が放電電流値の 2 乗に比例するため推力の大幅な向上が期待できる。また、この推力の発生過程がレーザ照射から連続して完了するためレーザ自体がスイッチングの役割も果たし、推力制御が容易なパルス作動が可能となる。

本研究では矩形型 PPT (パルスプラズマスラスタ) にレーザを援用する形で推進性能の評価を行った。図 2 に今回用いたスラスタの写真を図 2 に示す。また、推進機のサイズを表 1 に示す。極板にモリブデン、推進剤にアルミナ、スラスタのボディにアルミナを用いた。これはモリブデンに耐食性・耐酸化性があり、アブレーション時にアルミナの酸素と極板が酸化を起こさせないためである。また、プラズマ発生時にボディが融解しないように高融点・高沸点のアルミナを用いた。

推進剤にアルミナを用いた際のプラズマの発生段階を ICCD カメラで撮影し、挙動を解明するとともに Faraday cup によるプラズマイオン電流計測を行った。

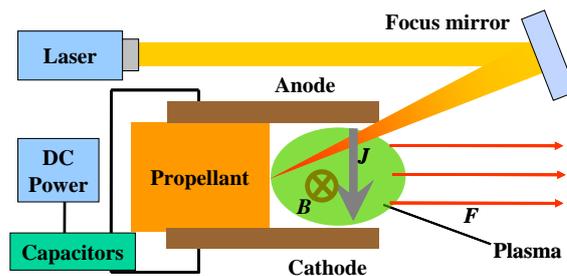


図 1 推進システムの概略図

Fig. 1 Diagrammatical view of propulsion system

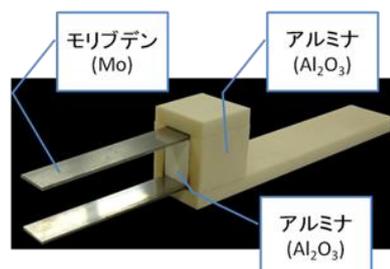


図 2 矩形型パルスプラズマスラスタ

Fig. 2 Rectangular Pulsed Plasma Thruster

表 1. 推進機の大きさ

Table. 1 Size of Pulsed Plasma Thruster

全長	155[mm]
チャンネル長	50[mm]
チャンネル幅	20[mm]
極板間距離	15[mm]

2. 実験装置及び方法

2.1 ICCD カメラによる電磁加速プラズマの挙動観察

図 3 に実験装置の概略図を示す。レーザには Nd:YAG レーザ (Continuum 社製, Surelite II-10, 波長: 1064 nm, パルス幅: 5-7 nsec, 最大パルスエネルギー: 650 mJ/pulse) を使用した。発振したレーザ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、アクリル製の窓を通してチャンバ内に導入し、集光レンズ ($f=100$ 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 (ANDERTECHNOLOGY 製, 最短ゲート幅: 2 nsec) を用いて観察を行った。図 3 に示すように、ICCD カメラはディレイジェネレータからの信号に同期させた。本現象は再現性が高いため、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：5 psec) の遅延時間を変化させ、任意の時間におけるプラズマブ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 50 nsec としたので、撮影の 1 フレームあたりの時間分解能は 50 nsec である。

2.2 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 4 に示す。本実験で用いた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 -36 V、2 枚目をフロート、3 枚目をフロート、コレクタを -28.2 V として実験を行った。トリガ入力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。

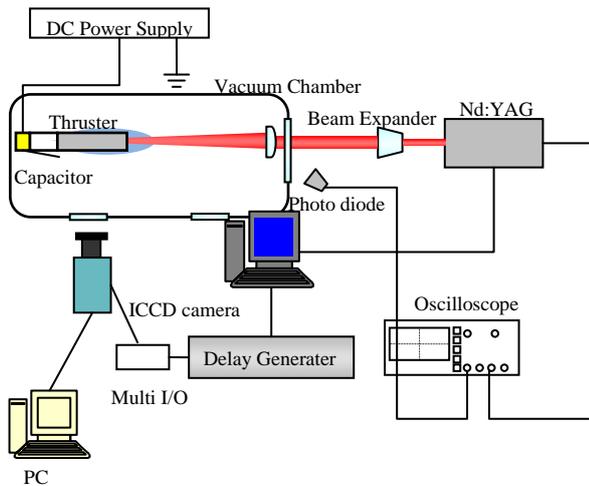


図 3 プラズマ挙動観察の概略図

Fig. 3 Diagrammatical view of the plasma behavior observation

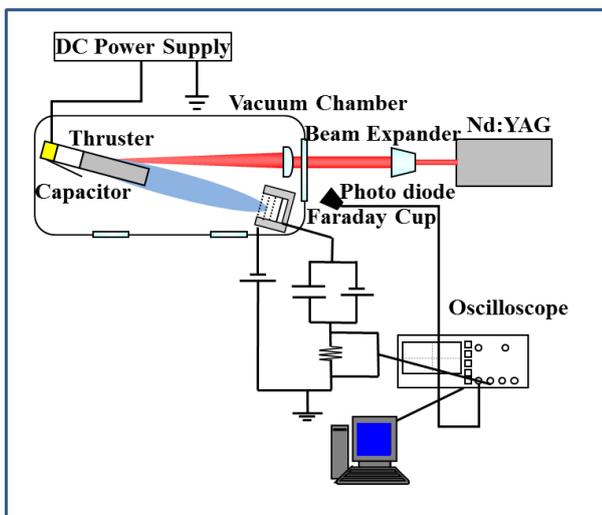


図 4 ファラデーカップによる電流波形計測の概略図

Fig. 4 Schematic of ion current measurement system with Faraday cup

本実験ではレーザーエネルギーを 190~606 mJ、充電電圧を 0~2000 V の範囲で変化させ充電エネルギー及びレーザーエネルギー変化によるプラズマイオン量及び到達時間の関係性を調べるため実験を行った。またこれらの結果よりプラズマイオン飛行速度を求めた、算出方法として平均分布速度の算出と 2 点間によるピーク値の差から速度を算出する 2 つの方法で行った。本実験では、推進機とファラデーカップ間の距離は 400 mm と 600 mm で計測し、時間履歴をオシロスコープで記録して評価した。

3. 実験結果および考察

3.1 プラズマ挙動観察結果

図 5, 6 に充電電圧 500 V と 1500 V の場合のプラズマ挙動観察結果を示す。これらの画像は下側が陽極で、上側が陰極であり、レーザー発射直後を 0 sec とし、露光時間が 50 nsec とし撮影を行った。また、図 7 にその時の放電電流波形をカレントモニターを用いて計測したものを示す。

撮影の結果、放電の初期に、陽極付近で強い発光が確認された。また、傾斜したカレントシート（陽極側が先行）のような構造を確認することができた。この得られた画像より、極板の先端まで移動する時間、すなわちチャンネル長、50 mm をプラズマの境界が移動する時間から、プラズマの飛行速度を算出した。その結果、充電電

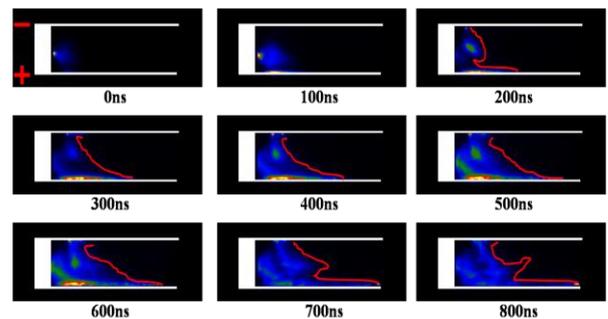


図 5 プラズマ挙動の撮影（電圧：500[V]）

Fig. 5 Photography of the plasma behavior (Voltage : 500 [V])

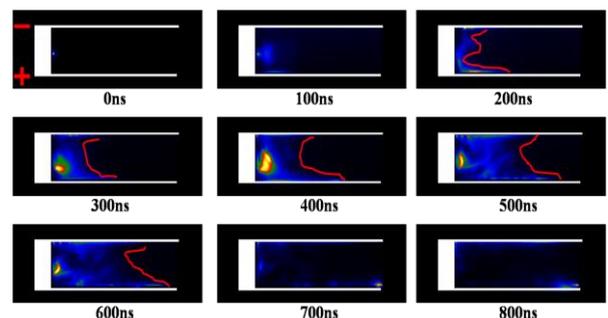


図 6 プラズマ挙動の撮影（電圧：1500[V]）

Fig. 6 Photography of the plasma behavior (Voltage : 1500[V])

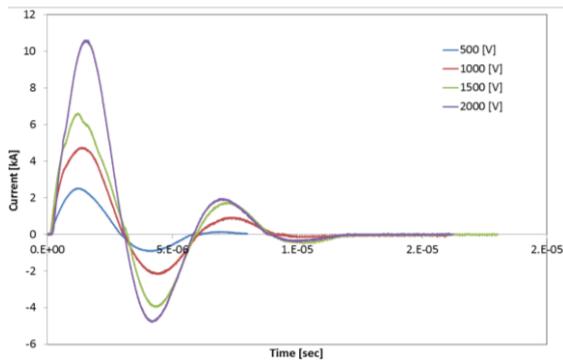


図 7 放電電流波形

Fig. 7 Electric discharge current waveform

圧が 500 V の時の平均速度が 34.9 km/s, 1000 V の時, 85.0 km/s, 1500 V の時, 97.4 km/s であった. これにより, 充電電圧の増加に伴い, プラズマの速度が増大していくことが確認された. また, 放電電流波形より 3 μsec 毎に放電が起こっていることが確認された.

3.2 ファラデーカップを用いた電流計測

レーザエネルギー 190 mJ 一定の時の充電電圧変化によるイオン電流波形の結果を示す. 0~300 V では充電電圧増加してもイオン電流量はあまり変化せず, 一方, 電流ピーク値の到達時間は早くなっている (図 8). さらに 500 ~ 1000 V では充電電圧増加に伴いイオン電流量の増加とともに, 電流ピークの数も 0~300 V の時と比べて増加している (図 9). 1250~2000 V ではイオン電流の第 1 ピークの値より第 2 ピークの方がイオン電流量が増大していく傾向にある (図 10). 充電電圧が 1000 V の時, 第 1 ピークイオン電流と第 2 ピークの時間は 5.01 μsec, 放電電流のピーク時間は 3.20 μsec となり, 2000 V の時はピークイオン電流が 3.36 μsec, 放電電流は 3.01 μsec となった. この事より充電電圧増加に伴いそれぞれのピークイオン電流の時間間隔が短くなっていることが確認された.

次にレーザエネルギーを変化させた時のそれぞれのイオン電流の結果を示す. 充電電圧 0 V の時レーザエネルギー 190, 433, 606 mJ の 3 つの条件でのイオン電流波形を図 11 に示す. レーザエネルギーが増加するにつれてイオン電流量が増加し, 到達時間が早くなっている. さらに充電電圧 1000 V の時のそれぞれのイオン電流波形を図 12 に示す. イオン電流の第 1 ピークイオン電流に関しては到達時間はそれぞれのレーザエネルギーで 5.70 μsec 付近となり, あまり変化がない. しかし, 第 2 ピークイオン電流はレーザエネルギーが増大するにつれて到達時間が早くなっている. このことから第 2 ピークに関してはレーザ推進の影響が寄与していると考えられる. 図 13

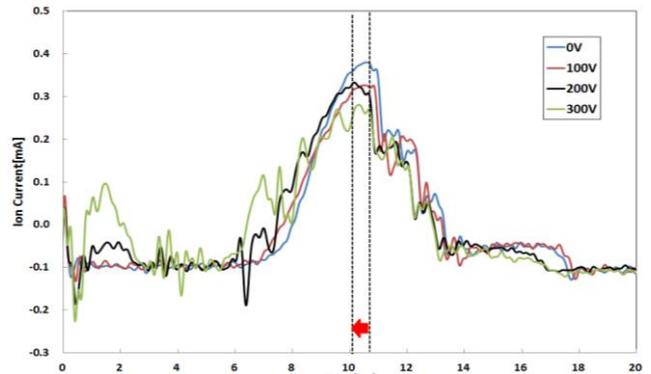


図 8 イオン電流波形 (充電電圧 0~300 [V])

Fig. 8 Ion current waveform (Charged Voltage: 0~ 300 [V])

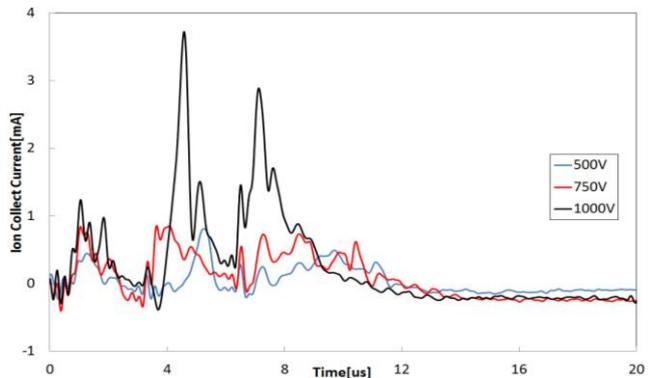


図 9 イオン電流波形 (500 [V]~ 1000 [V])

Fig. 9 Ion current waveform (500 [V]~ 1000 [V])

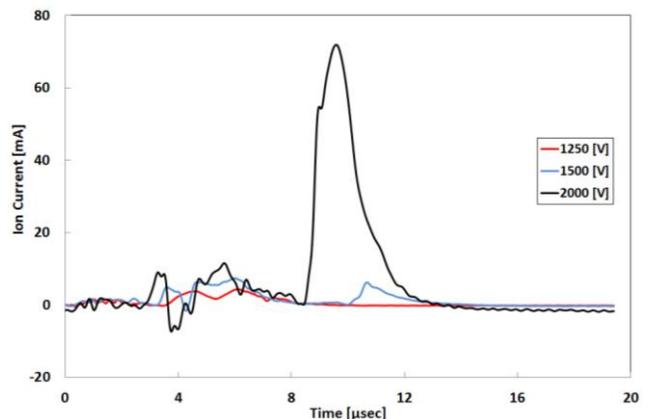


図 10 イオン電流波形 (充電電圧 1250 ~ 2000 [V])

Fig. 10 Ion current waveform
(Charged Voltage: 1250 ~ 2000 [V])

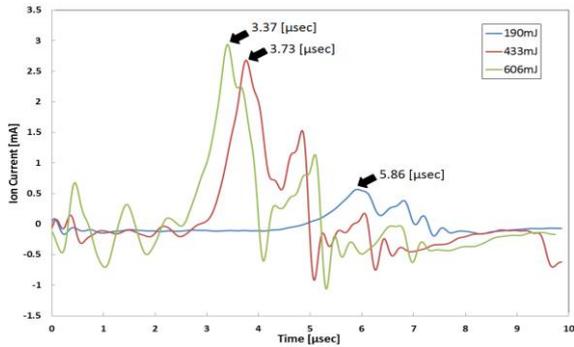


図 11 レーザエネルギー変化によるイオン電流波形
(充電電圧 0 [V])

Fig. 11 Ion current waveform as the laser energy changed
(Charged Voltage:0 [V])

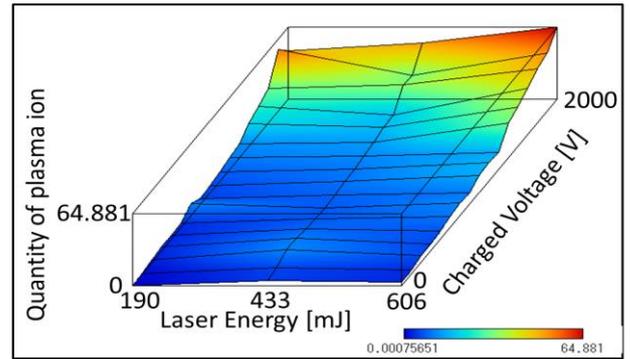


図 13 レーザエネルギー及び充電電圧変化による
プラズマイオン量

Fig. 13 Quantity of Plasma as the laser energy and charged
Volatage changed

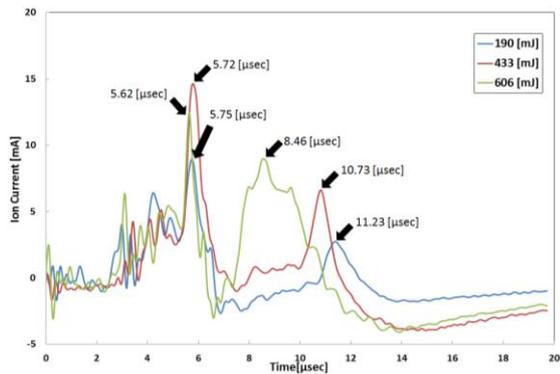


図 12 レーザエネルギー変化によるイオン電流波形
(充電電圧 1000 [V])

Fig. 12 Ion current waveform as the laser energy changed
(Charged Voltage:1000 [V])

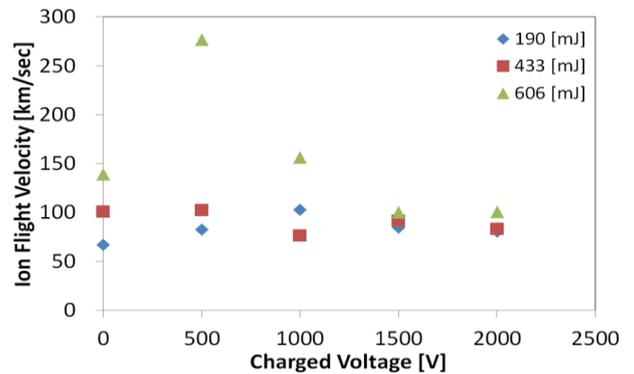


図 14 イオン平均分布速度

Fig. 14 Ion mean distribution rate

にレーザーエネルギー及び充電電圧をそれぞれ変化させた時の総イオン量を示す。この結果からレーザーエネルギー及び充電電圧増加に伴いイオン量が増加していることを確認した。

次にこれらの結果よりイオン飛行速度を平均分布速度として算出した結果を図 14 に示す。充電電圧 500 V において、レーザーエネルギー 433, 606 mJ の時最大速度 102 km/s, 277 km/s, レーザエネルギー 190 mJ の時 1000 V で 103 km/s をとり、以降速度は減少傾向にある。この事は充電電圧が増加するにつれて放電時間が長くなるため、分布速度は減少すると考えられる。

また、ピーク電流における 2 点間の差（推進剤表面から 400 mm と 600 mm）から求めた平均イオン飛行速度を図 15 に示す。レーザーエネルギー 190 mJ において充電電

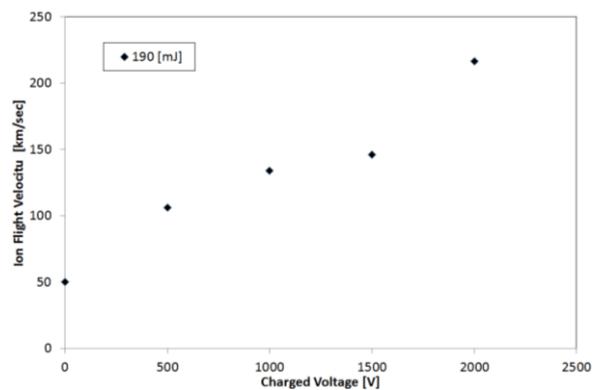


図 15 平均イオン飛行速度（レーザーエネルギー 190 [mJ]）

Fig. 15 Mean Ion Flight velocity (Laser Energy: 190 [mJ])

圧 0 V の時 50 km/s, 1000V の時 134 km/s, 2000 V の時 216 km/s となり電圧増加に伴い平均イオン飛行速度も増加していることから, 充電電圧と飛行速度に相関関係があることが確かめられた。

4. まとめと今後の予定

今回の実験において, ICCD カメラを用いたプラズマ挙動の観察から陽極に強い発光を観察し, また陽極に先行するようにカレントシートを形成することが確認された。

今後は ICCD カメラの感度を上げて撮影を行い, こちらの結果からもより正確なイオン飛行速度を算出し, ファラデーカップにより求めた値と比較していく予定である。

また, ファラデーカップを用いたイオン電流計測を行った結果, レーザエネルギー及び充電電圧増加に伴いイオン電流量の増加を確認した。これより投入エネルギーがプラズマ生成量と相関関係にあるといえる。また充電電圧の値によってイオン電流のピーク回数が変わるが, 1000 V 以降の第 2 ピークにおいてはレーザエネルギーの影響が強く寄与していると考えられる。次に, ファラデーカップの実験結果からイオン飛行速度を求めた。平均分布法では 500 V 付近で最大速度を取り, 以降放電時間が長くなるため減少していく傾向にある。

一方, 2 点間のピーク値から求めた平均速度では充電電圧と相関関係が確認された。このことよりローレンツ力の影響は全時間を通して影響していると考えられる。

今後はファラデーカップの設置点を変えてより正確な速度を算出していく予定である。

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).