

# 矩形型レーザアシスト・パルスプラズマスラストの 短パルス作動特性

東海大学大学院工学研究科

大井川佑治  
刈間瑞樹  
明石直  
細川大志  
堀澤秀之

## Characteristics of a Rectangular Laser-Assisted Pulsed Plasma Thruster in Short Pulse Operation

Yuji OIGAWA, Mizuki KARIMA, Nao AKASHI, Hiroshi HOSOKAWA, Hideyuki HORISAWA,  
Department of Aeronautics and Astronautics, Tokai University

### Abstract

To observe the plasma acceleration process in short pulse operation, observation of the plasma behaviors between the rectangular electrodes of the laser-assisted pulsed plasma thruster with an ICCD camera was conducted. From the result, it was shown that regardless of the vertical position, which was normal to the axial direction of the thruster, the plasma wavefront was moving toward electrode edge. Slightly larger speeds of plasma were obtained in anode side than cathode side for charge voltage 1 kV. On the other hand, discrepancy of speeds of plasma between electrodes was not obtained for charge voltage 10 kV.

**Keywords:** Electric propulsion, Laser ablation plasma, Laser electric hybrid thruster, Pulsed plasma thruster

### 1. 緒言

近年、小型人工衛星の需要が大幅に増大し、その用途も加速的に複雑化している。特に、小型衛星のドラッグフリー制御やフリーフォーメーションフライトに必要となる新しい小型推進機系開発の需要は高まる一方である<sup>1-4)</sup>。

一般的に小型衛星の推進系は、電力や質量に制限があるので、比較的高比推力が期待できる電気推進システムを用いることが有効である<sup>2-4)</sup>。現在各国において、質量 100kg 以下、電力 100W 以下の小型衛星用推進機（主推進機、姿勢制御用推進機を含む）の実現を目指し、様々な方式について

開発が進められている<sup>2-4)</sup>。特にパルスプラズマスラスト（Pulsed Plasma Thruster, PPT）は、構造が単純で小型化が容易であり、また微小インパルスビットの制御が可能な点で姿勢制御用の推進機として実用化されている<sup>18, 19)</sup>。さらに、小型衛星への搭載に適した推進機として注目されている<sup>20-23)</sup>。

一方、宇宙機搭載用のレーザ推進は、小型・高輝度レーザシステムの目覚ましい進化に伴って、各国で研究・開発が進められている。この方式では、様々な固体材料を推進剤に使用可能なため、タンク・バルブや配管系が不要で、小型で単純な推進

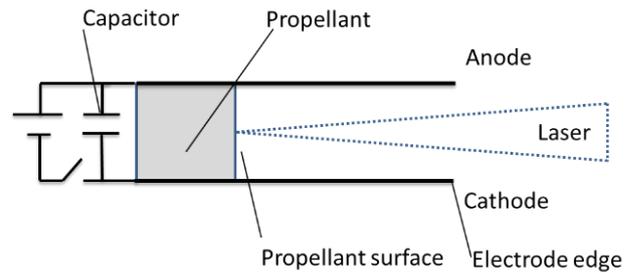
システムの構築が可能である<sup>5-8)</sup>。

このような状況の中で当研究グループは、電気推進機の更なる性能向上と小型化を目指し、電気推進とレーザー推進を複合化させた新しいレーザー・電気複合推進機を提案し、幾つかの方式に関する基礎研究を行っている<sup>9-15)</sup>。

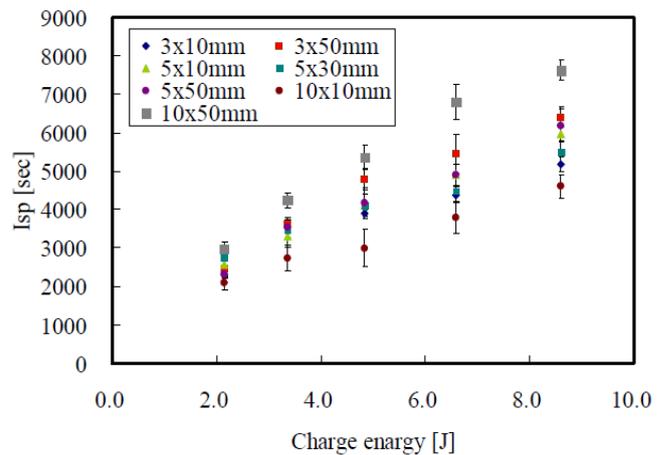
**Fig. 1** に矩形型レーザーアシスト・パルスプラズマスラスタ(LA-PPT)の構成を示す<sup>9-15)</sup>。板状電極は充電されたキャパシタに接続され、固体の推進剤を挟み込むように構成されている。図に示すように、パルスレーザーを推進剤中心に照射し、レーザーアブレーションプラズマを生成させる。このプラズマにより電極間が短絡し放電電流が生じる。この放電電流により、自己誘起磁場が誘起され、プラズマはローレンツ力により加速される<sup>17,18)</sup>。LA-PPT は様々な固体推進剤でプラズマ生成が可能のため、推進剤タンク、バルブ、供給配管等が不要で、コンパクトな推進システム構築が可能である。また、レーザーアブレーションプラズマが高初速度(数十 km/s)を持つという性質により、高比推力の発生および高効率化が期待できる。

**Fig. 2** に電極形状(電極幅×チャンネル長さ)を変化させた時の充電エネルギーに対するLA-PPTの比推力を示す<sup>15)</sup>。図より、比推力はすべての電極形状において充電エネルギー増加に伴い増加している。このとき電極形状 10 x 50 mm、充電エネルギー 8.6 J において比推力 7,200 s および推進効率 22%を得ている。

しかしながら、この高比推力発生メカニズムは詳細に把握されていない。そこで本研究では短パルス作動における矩形型 LA-PPT のプラズマ挙動の観察を ICCD カメラにより行い、得られた画像からプラズマ波面速度を算出することを目的とする。



**Fig. 1** Schematic of illustration of a rectangular laser-assisted pulsed plasma thruster (LA-PPT).



**Fig. 2** Variation of specific impulse with charging energy for thrusters with various electrode geometries (electrode length × electrode height).<sup>15)</sup>

## 2.実験装置および実験方法

### 2.1 プラズマ挙動時間分解撮影

矩形型電極の LA-PPT のプラズマ挙動を観察するために、ICCD カメラを用いた時間分解撮影を行った。得られた時間分解画像からプラズマ波面の抽出と解析を行い、プラズマ波面の移動速度、すなわちプラズマ速度を算出した。**Fig. 3** と **Table 1** に矩形型 LA-PPT の外観写真とその寸法・構成材料をそれぞれ示す。本研究は、**Fig. 2** に示す我々の過去の報告に基づいて、最も高い性能を示した 10 mm x 50 mm の矩形型電極を使用した<sup>15)</sup>。電極には高融点材料であるモリブデンを使用し、推進剤およびスラスタヘッドにはアルミナを用いた。両電極は **Fig. 1** に示すようにキャパシタ (EUROFARAD 製, EFD HT86P, 定格電圧 3.5 kV, 容量 1 μF および TDK 製セラミックコンデン

サ, 定格電圧 20 kV, 合計容量 24 nF [4 nF×6]) に接続されている (Fig. 4, 5).

Fig. 6 にプラズマ挙動観察のための時間分解撮影システムを示す. 本研究で対象とするレーザー照射に伴い発生するパルスプラズマの挙動は, 時間的・空間的な再現性が高いので, ICCD カメラの遅延時間を変化させながら任意の時間における画像を一コマずつ撮像することで, プラズマ挙動の時間変化を高時間分解能で捉えることが可能である. LA-PPT は真空チャンバ ( $6.7 \times 10^{-3}$  Pa) 中に設置し, チャンバ外部より Nd:YAG レーザ (B.M.Industries., 5000 series, wavelength: 1,064 nm, Pulse width: 5 ns, Pulse energy: 400 mJ) を照射した. チャンバ内で集光レンズ (焦点距離  $f=150$  mm) により推進剤表面に集光し, LA-PPT を作動させた.

プラズマ挙動の時間分解撮影には ICCD カメラ (ANDOR TECHNOLOGY, minimum gate width: 2 ns) を使用した. 1 コマ当たりのゲート幅は 10 ns とした. ICCD カメラの遅延時間はディレイジェネレータ (Stanford DG535 型 デジタル遅延パルス発生器) によって制御した. レーザの Q スイッチからの信号を起点として ICCD カメラに任意の遅延時間を与え, レーザパルスおよび ICCD カメラのゲートを同期させ, 任意の時間における画像を取得した. 特に, レーザのパルス波形の立ち上がりをフォトダイオードで計測することと同時に ICCD カメラのゲートのタイミングをモニターすることにより, レーザ照射を基点 ( $t=0$  s) とした任意の時間における撮影を可能とした. 本研究の実験条件においては, Q スイッチへのトリガ信号とレーザーパルスの立ち上がり時間のジッタが平均  $\pm 10$  ns 程度であった. すなわち, レーザパルスの立ち上がり時間の誤差が  $\pm 20$  ns 程度以下であれば, 高い再現性が確保できることが確認された. 従って, 本研究における取得画像の時間分解能は,  $\pm 10$  ns 程度であるといえる.

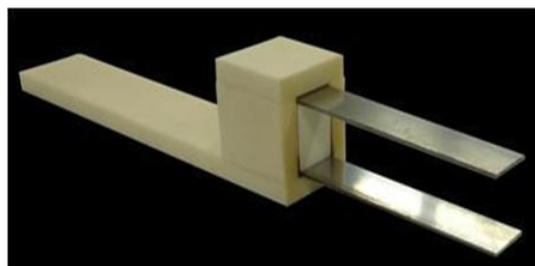


Fig. 3 Laser Assisted Pulsed Plasma Thruster (LA-PPT).

Table 1 Configuration of LA-PPT

Channel length: $l$	50 mm
Channel width: $w$	10 mm
Channel gap: $h$	15 mm
Electrode material	Mo
Propellant material	$\text{Al}_2\text{O}_3$
Body	$\text{Al}_2\text{O}_3$



Fig. 4 Capacitor for  $V_c=1$  kV..

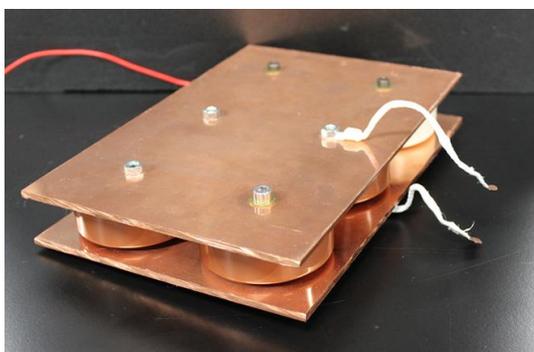


Fig. 5 Capacitor bank for  $V_c=10$  kV.

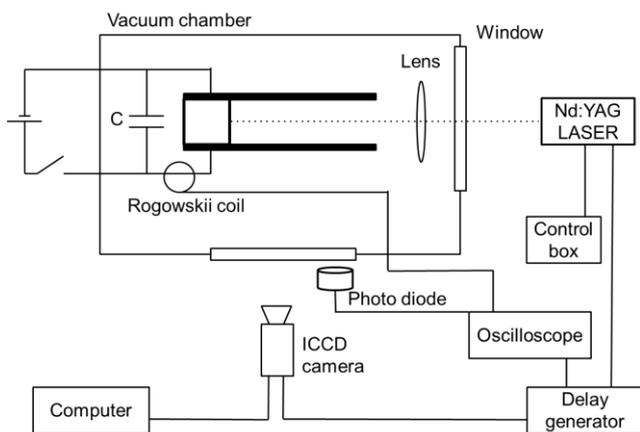


Fig. 6 Schematic of experimental set up for ICCD camera observation.

### 3. 実験結果及び考察

#### 3.1 放電電流測定

Fig. 7, 8 に充電電圧 1, 10 kV の放電電流波形をそれぞれ示す。1 kV の場合、周期は約 6  $\mu\text{s}$  で、放電電流立ち上がりから 1.7  $\mu\text{s}$  後に最大放電電流 6 kA に到達している。一方、10 kV 充電時の放電電流波形の周期は約 300 ns であり、立ち上がりから 150 ns 後に最大放電電流約 16 kA に到達している。なお、レーザアブレーション開始時刻から放電電流立ち上がりまでの時間差は 1 kV 時において平均 500~600 ns, 10 kV 時において平均 450~500 ns であった。

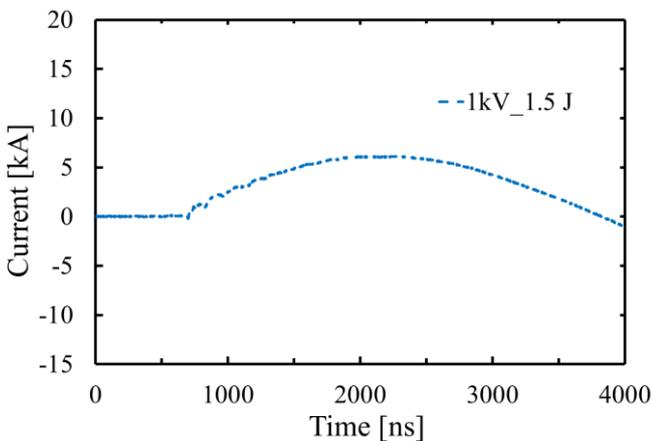


Fig. 7 Discharge current waveform for  $V_c = 1$  kV.

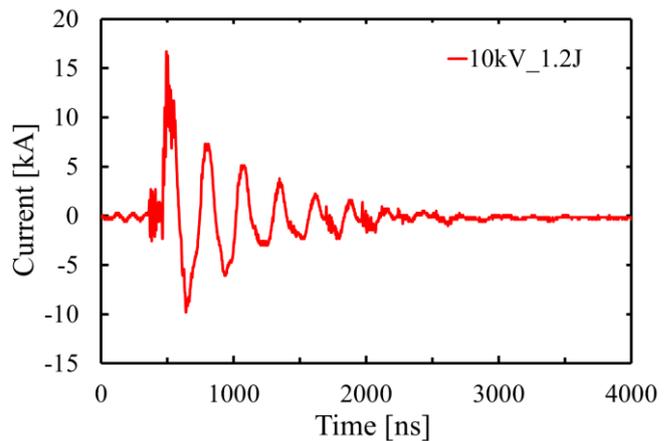


Fig. 8 Discharge current waveform for  $V_c = 10$  kV.

#### 3.2 プラズマ挙動時間分解撮影

Fig. 9 および Fig. 10 に  $V_c = 1, 10$  kV,  $E_c = 1.5, 1.2$  J におけるプラズマ挙動の撮影結果を示す。撮影画像中の白い矩形線は推進剤と電極（上側：Anode, 下側：Cathode）を示している。

Fig. 9 に  $V_c = 1$  kV の場合を示す。  $t = 700$  ns において Cathode 表面にスポット発光が見られる。  $t = 500$  ns では Anode 方向,  $t = 900 \sim 2500$  ns にかけては Anode 側のプラズマが先行する形で出口方向に進展している。また、排気方向ではない Anode の上外部へ発光の漏れが確認でき、損失が生じていると考えられる。  $t = 3000$  ns では電極全体が発光しているが、電極間中心部付近では発光は確認できない。  $t = 5000$  ns において急激な輝度低下が見られた後、  $t = 6000$  ns において Cathode 端部に強い発光が確認された。また、プラズマが電極端に到達後の電極端部付近における発光については、輝度の時間的・空間的な振動が見られ、挙動が著しく変化している。この挙動の変化は、一見不規則なように見受けられるが、複数回の撮影における同時刻において、高い再現性でこの現象が見られることが確認されたが、発光輝度と放電電流との間に強い相関関係は確認されなかった (Fig. 11)。

Fig. 10 に  $V_c = 10$  kV 時のプラズマ挙動の撮影結果を示す。  $t = 200 \sim 250$  ns において、強い発光が推進剤表面において確認できる。また  $t = 300$  ns 以降も推進剤表面付近が主に発光しており、1 kV 時に

確認された Anode の端および Cathode 表面の発光は確認されなかった. また,  $V_c=10$  kV においても発光輝度と放電電流との間に強い相関関係は確認されなかった (Fig. 12).

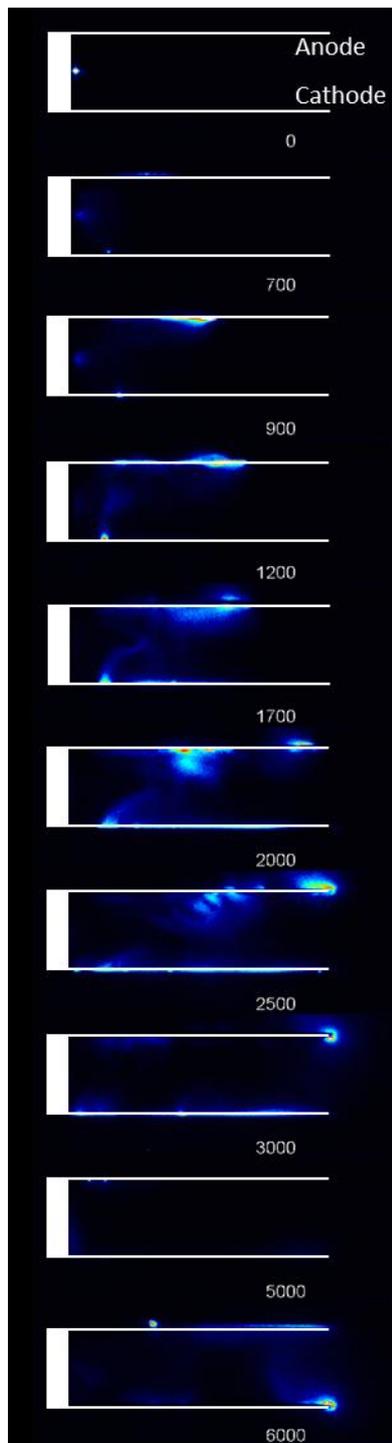


Fig. 9 Time resolved images for  $V_c = 1$  kV.

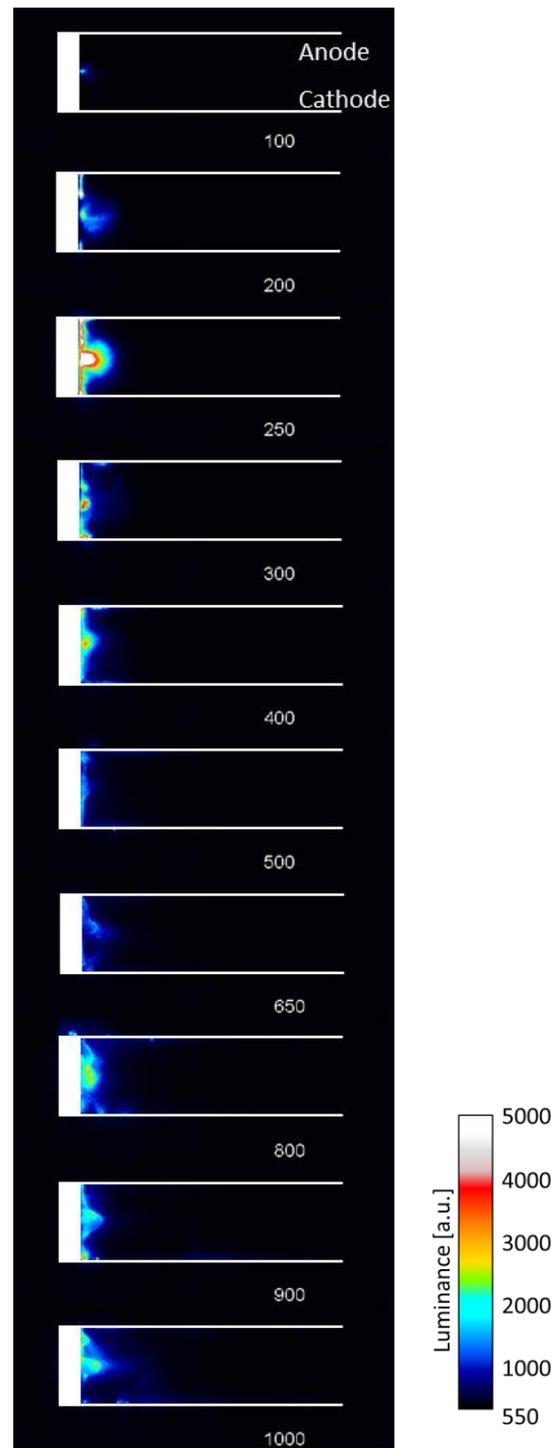
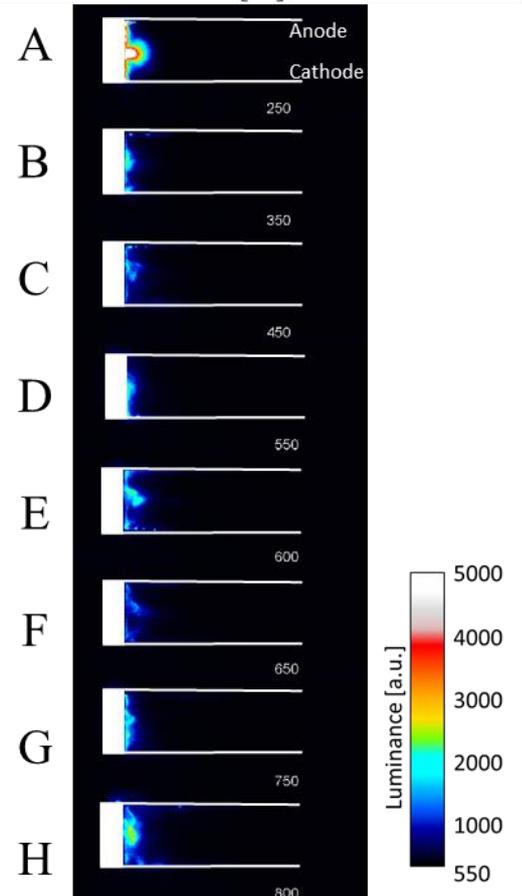
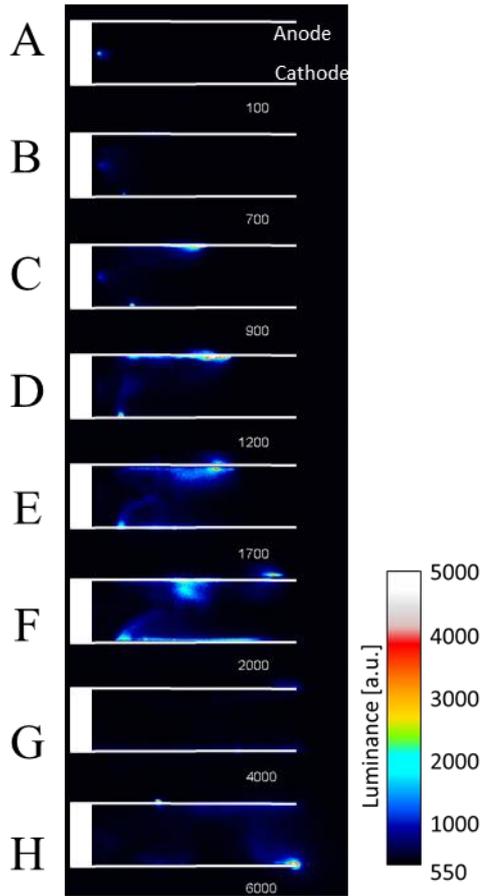
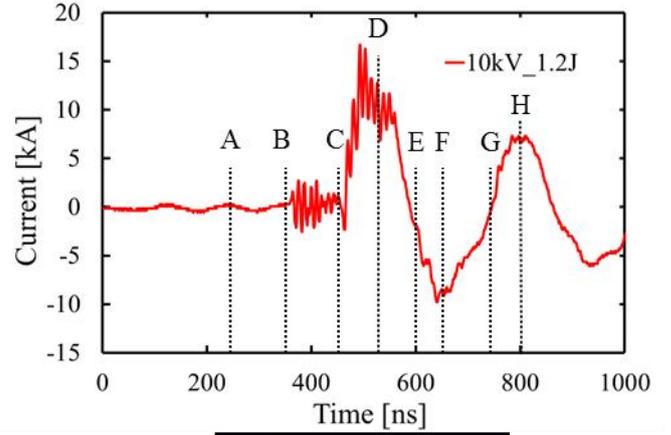
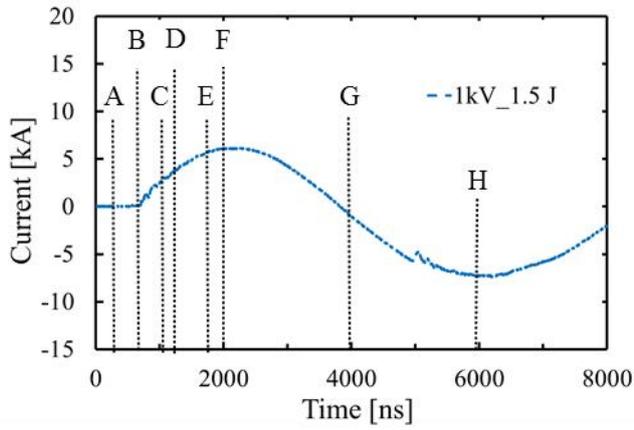


Fig. 10 Time resolved images for  $V_c = 10$  kV.



**Fig. 11** Comparison between discharge current waveform and ICCD images for  $V_c = 1$  kV.

**Fig. 12** Comparison between discharge current waveform and ICCD images for  $V_c = 10$  kV.

#### 4. 結言

矩形型電極のレーザアシスト・パルスプラズマスラストのプラズマ挙動観察を行い、以下のような結果を得た。

- (1) 短パルス作動により、最大放電電流の増大が確認された。
- (2) レーザ照射時から放電電流波形が立ち上がるまでに、1 kV において平均 500~600 ns、10 kV において平均 450~500 ns の遅延時間生じることが確認された。
- (3) 静電容量 1  $\mu$ F に電圧 1 kV およびエネルギー 1.5 J で充電した場合における電極間のプラズマ挙動は、Anode 側が先行して進展することが確認された。
- (4) 加えて電極間外での発光が確認されたことから、推力方向に寄与しないプラズマの漏れがあると考えられる。
- (5) 静電容量 24 nF、充電電圧 10 kV、充電エネルギー 1.2 J における電極間のプラズマ挙動は、主に推進剤表面が強く発光することが確認された。

#### References

- 1) Myers, R. M., et al.: Small Satellite Propulsion Options, AIAA Paper, 1994, pp. 94-2997.
- 2) Mueller, J.: Thruster Options for Microspacecraft: A Review and Evaluation of Existing Hardware and Emerging Technologies, AIAA Paper, 1997, 97-3058.
- 3) Leifer, S.: Overview of NASA's Advanced Propulsion Concepts Activities, AIAA Paper, 1998, 98-3183.
- 4) Micci, M. M., and Ketsdever, A. D. (ed.): Micropropulsion for Small Spacecraft, American Institute of Aeronautics and Astronautics, *Aeronautics and Astronautics.*, **187** (2000).
- 5) Gonzales, D., and Baker, R.: Micropropulsion Using a Nd:YAG Microchip Laser, Proceedings of SPIE
- 6) Pakhomov, A.V., et al.: Specific Impulse Study of Ablative Laser Propulsion, AIAA Paper, 2001, 2001-3663.
- 7) Horisawa, H., and Kimura I.: Fundamental Study on Laser Plasma Accelerator for Propulsion Applications, *Vacuum*, **65** (2002), pp.389-396.
- 8) Horisawa, H., et al., Beamed Energy Propulsion: AIP Conference Proceedings, **664** (2003), pp.423-432.
- 9) Kawakami, M., et al., AIAA Paper, 2003, 2003-5028.
- 10) Horisawa, H., et al., *Applied Physics A.*, **81** (2005), pp.303-310.
- 11) Horisawa, H., et al., The Review of Laser Engineering., **34** (2006), pp.435-441.
- 12) Sasaki, Y., et al., IEPC (International Electric Propulsion Conference) Paper, 2007-56.
- 13) Horisawa, H., et al, AIAA Paper, 2008, 2008-4818.
- 14) Ono, T., et al, AIAA Paper, 2008, 2008-5008.
- 15) Horisawa, H.: High Isp Mechanism of Rectangular Laser-Electromagnetic Hybrid Acceleration Thruster, IEPC (International Electric Propulsion Conference) Paper IEPC-2011-274, pp. 7-8
- 16) T.E. Markusic.: Phenomenological Model of Current Sheet Canting in Pulsed Electromagnetic Accelerators, IEPC (International Electric Propulsion Conference) Paper, 2003, 2003-0293, pp. 5-6
- 17) Jahn, R. G.: *Physics of Electric Propulsion*, McGraw-Hill, 1968, pp.198-316.
- 18) Burton, R. L., and Turchi, P. J.: Pulsed Plasma Thruster, *Journal of Propulsion and Power.*,**14** (1998), pp. 716-735.
- 19) 栗木恭一, 荒川義博, *電気推進ロケット入門*, 2003, 東京大学出版会, pp. 157-182.
- 20) Coletti, M., and Ciaralli, S., et al.: PPT development for Nanosatellites applications: experimental results, IEPC (International Electric Propulsion Conference) Paper IEPC-2013-198.
- 21) Kisasi, S., and Tahara, H., et al.: Research and Development of Electrothermal Pulsed Plasma Thruster Systems onboard Osaka Institute of Technology PROITERES Nano-Satellites, IEPC (International Electric Propulsion Conference) Paper IEPC-2013-97.
- 22) Egami, N., and Tahara, H., et al.: R&D, Launch and Initial Operation of the Osaka Institute of Technology 1<sup>st</sup> PROITERES Nano-satellite with Electrothermal Pulsed

Plasma Thrusters and Development of the 2<sup>nd</sup> Satellite,  
IEPC (International Electric Propulsion Conference)  
Paper IEPC-2013-100.

- 23) Gabriel, S., and Rogers, S.: The Applicability of Pulsed Plasma Thrusters to Rendezvous and Docking of Cubesats, IEPC (International Electric Propulsion Conference) Paper, 2013, IEPC-2013-424, pp. 1-3.