

レーザーアシストパルスプラズマスラスタの プラズマ挙動解析

小林治貴, ○大井川佑治, 山田修, 刈間瑞樹, 堀澤秀之 (東海大学工学部航空宇宙学科)
船木一幸 (ISAS/JAXA)

Plasma behavior analysis of Laser Assisted Pulsed Plasma Thruster
Haruki KOBAYASHI, Yuji OIGAWA, Osamu YAMADA, Mizuki KARIMA, Hideyuki HORISAWA
(Astronautics and Aeronautics Engineering, Tokai University)
Ikkoh FUNAKI (Japan Aerospace Exploration Agency)

Key Words: Pulsed Plasma Thruster, Laser ablation, Plasma behavior

Abstract

Plasma behavior analysis of a rectangular laser-assisted pulsed plasma thruster (LA-PPT) was conducted. Laser-ablation plasma in the thruster was induced through laser beam irradiation onto a solid target and accelerated by electrical means instead of direct acceleration only by using a laser beam. Plasma behaviors between planar electrodes were observed with time-resolved ICCD camera imaging. As the results from the ICCD imaging, typical speed of plasmas for charge voltage of 2000 V was 30 km/s.

1. 研究背景

1.1. レーザアシストパルスプラズマスラスタ (LA-PPT)

近年, 打上質量の低減はミッションコストの節約と打上回数増加に貢献するため小型衛星開発が増加している. 一方, これまで多くの小型衛星は推進システムを欠いており, フォーマーションフライトなど機動力を要するミッションに不向きであった. そのため, 小型衛星に搭載可能な小型の推進システム開発が注目されている¹⁻⁴⁾.

推進材をプラズマ化させ様々な方式で加速排出する電気推進は, 比推力が化学推進十数倍と優れており, 燃料が少量で済む. またプラズマを数 10 km/s で高速排出するため, 従来の宇宙機より大きな最高速度に到達できる. そのため, 電気推進は重力の影響が小さい宇宙空間での長期ミッションに適している. 電気推進は多くの方式で開発・実用されており, 中でもパルスプラズマスラスタ(PPT)は微小パルス推力が制御可能な点で, 姿勢制御用推進機や小型衛星推進に使用されている.

一方, 宇宙機搭載用のレーザー推進は, 技術発展によるレーザーシステム小型化の後押しを受け開発が進んでいる. この方式はあらゆる素材を推進材に使用

できるため, 簡潔小型な推進システムの製作が可能である⁵⁻⁸⁾.

当研究グループは, 従来の更なる電気推進の性能向上と小型化のため, 電気推進とレーザー推進を複合させたレーザーハイブリッドエレクトリックスラスタを開発し, その基礎研究を行っている⁹⁻¹⁴⁾. 加えて, レーザシステム自体の小型化, ハイパワー化を目的とし, コンパクトハイパワーファイバーレーザーを開発した.

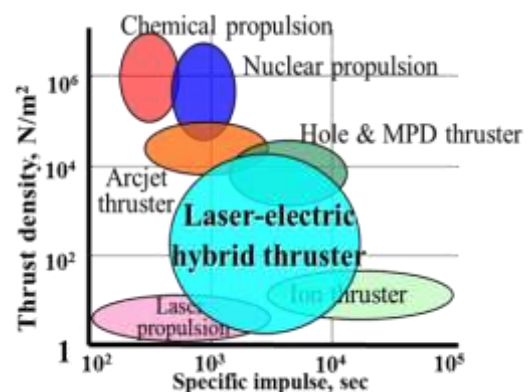


図 1 レーザエレクトリックハイブリッドスラスタの位置づけ

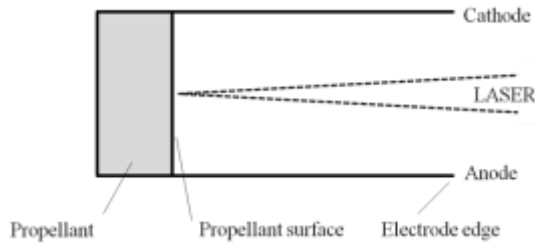


図 2 レーザアシストパルスプラズマスラスタ (LA-PPT) の作動原理

図 2 に矩形型レーザアシストパルスプラズマスラスタ (LA-PPT) の作動原理を示す。板状電極は充電されたキャパシタに接続し推進材を挟むように構成されている。パルスレーザを推進材中心に照射し、レーザアブレーションプラズマを生成させる。プラズマにより電極間が短絡し放電電流が生じイグニッションされる。放電電流により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。LA-PPT はどのような固体でもプラズマ生成が可能のため、バルブ、配管、タンク等の推進システムが不要である。そのためコンパクトな推進システム設計が可能である。また、レーザアブレーションプラズマの初速度は 100 km/s 以上の場合もあるため、高比推力の生成が可能である。

1.2. 目的

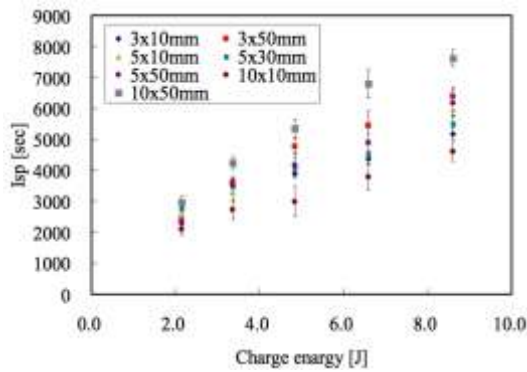


図 3 電極形状 (電極幅×チャンネル長さ) を変化させたときの充電エネルギーに対する LA-PPT の比推力

図 3 に電極形状 (電極幅×チャンネル長さ) を変化させたときの充電エネルギーに対する LA-PPT の比推力を示す。全ての電極形状において Isp は充電エネルギー増加に伴い増加した。このとき、最大比推力は 10 × 50 mm, 8.6 J において Isp = 7200s を得た。この結果は PPT の一般的な比推力 Isp = ~3000 と比較すると非常に大きいことがわかる。

しかし、この大きい Isp の発生メカニズムは詳細に解明されていない。

そこで、本研究では LA-PPT のプラズマ挙動を ICCD カメラを用いて観察し、その高速プラズマの発生メカニズムを解明することを目的とした。

2. 実験装置・解析手法

2.1. ICCD カメラ時間分解撮影



図 4 LA-PPT 概観

表 1 LA-PPT の構成と推進材

Chanel length : l	50 mm
Chanel width : w	10 mm
Chanel gap : h	15 mm
Electrode	Mo
Propellant	Al ₂ O ₃
Body	Al ₂ O ₃

図 4 と表 1 に矩形型 LA-PPT とその構成寸法と推進材を示す。電極は銅より融点が高い Mo を使用した。両電極はキャパシタ (1.45 uF × 5) に接続されている。

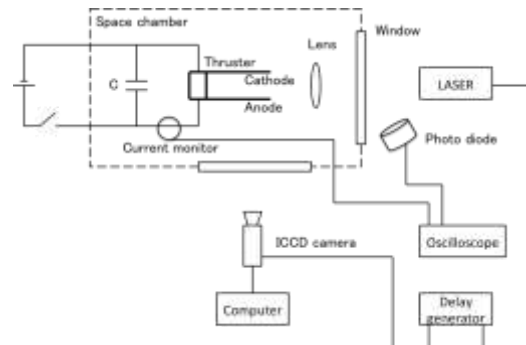


図 5 ICCD 時間分解撮影システム

図 5 にプラズマ挙動観察のための ICCD 時間分解撮影システムを示す。LA-PPT は真空チャンバ (5.0 x 10⁻⁵ torr) の中に配置し、チャンバ外部より Ns:YAG レーザ光 (CONTINUUM INC., Surelite II, wavelength: 1,064 nm, pulse width: 5ns, pulse energy: 400mJ) を投入。チャンバ内で集光後、推進材中心にレーザアブレーションプラズマを発生させ電極間を短絡、LA-PPT を作動させる。時間分解撮影には ICCD カメラ (ANDOR TECHNOLOGY, minimum gate width: 2ns) を使用した。露光時間は 10 ns である。

プラズマ挙動の時間分解撮影にはシャッタータイミングの意図的な制御が要求される。今回は、レーザアブレーション時を $t = 0$ とし、ICCD カメラのシャッタータイミングをピコ秒単位で制御できるディレイジェネレータを用い、意図的にシャッター信号の遅延制御を行った。

2.2. 画像解析

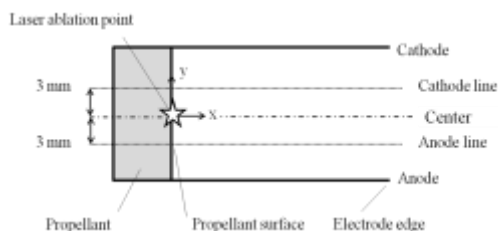


図 6 プラズマ挙動解析ライン(Anode ($y = 3 \text{ mm}$), Cathode ($y = -3 \text{ mm}$), Center ($y = 0 \text{ mm}$))

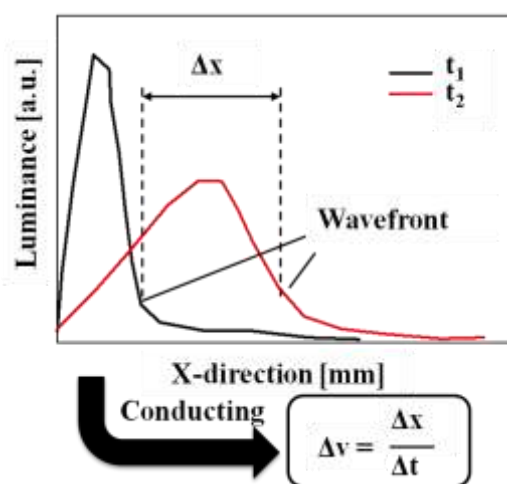


図 7 プラズマ速度解析例

プラズマ速度を求めることはプラズマ挙動の定量的把握に役立つ。今回、ICCD シャッター遅延時間の異なるプラズマ挙動写真を用いて、極板間内プラズマ先端位置の変化を比較しプラズマ速度を算出する。図 6 に解析ライン (Anode, Center, Cathode) と座標軸、図 7 に速度解析例を示す。

図 6 のように、レーザアブレーションポイントを座標原点とし、出口方向を X, Cathode 方向を Y とする。任意の遅延撮影画像が有する輝度のデジタル情報を推進材表面から X 方向に 1 ピクセル行抽出する。結果、図 7 のように位置 X に対する輝度の関係がわかる。次に、隣接ピクセルに対し最も輝度変化が大きい箇所を X 方向出口側から算出し、プラズマ先端 (Wavefront) とする。このプラズマ先端位置を撮影遅延時間の異なるプラズマ挙動写真と比較することで、2 つの撮影遅延時間の差の間に動いたプラズマの移動量が判明し速度を算出

する。また、電氣的極性によるプラズマ挙動の違いを観察するため、解析ラインは図 6 に示す通り Anode ($y = 3 \text{ mm}$), Cathode ($y = -3 \text{ mm}$), Center ($y = 0 \text{ mm}$) の 3 ラインとする。

3. 結果・考察

3.1. 放電電流波形

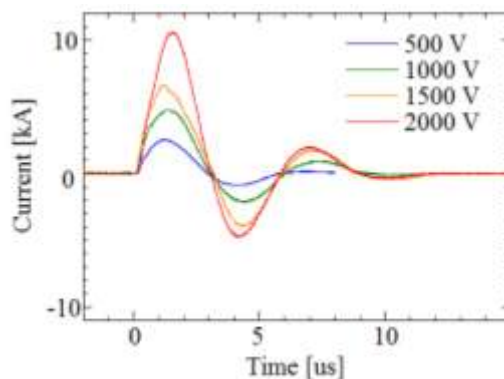


図 8 放電電流波形

図 8 に充電電圧 $V_c = 500, 1000, 1500, 2000 \text{ V}$ のときの放電電流波形を示す。2000 V, 1.5 us, において 10.5 kA を測定した。

3.2. ICCD 撮影結果

図 9~10 に $V_c = 0, 1000, 2000 \text{ V}$ における ICCD プラズマ撮影結果を示す。撮影画像中の矩形線は推進材表面, Anode (下側), Cathode (上側) を示している。

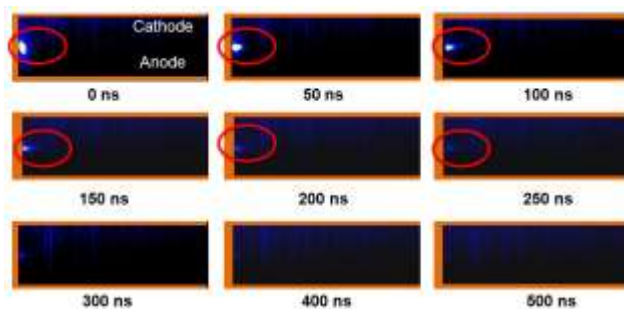


図 9 ICCD プラズマ挙動撮影画像 ($V_c = 0$)

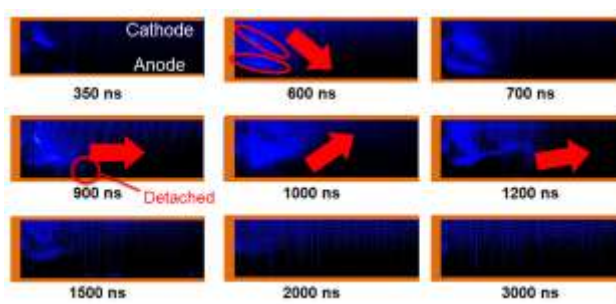


図 10 ICCD プラズマ挙動撮影画像 ($V_c = 1000$)

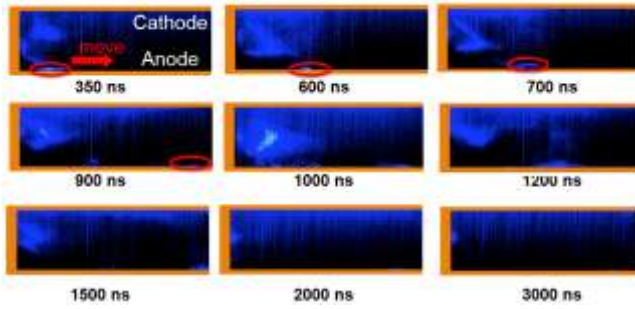


図 11 ICCD プラズマ挙動撮影画像 ($V_c = 2000$)

図 9 の $V_c = 0$ V は純粋なレーザアブレーションプラズマの発光を捉えている。そのブルームは $t = 0 \sim 250$ ns にかけて徐々に輝度を減衰させながら X 方向に拡散する。250 ns 後、レーザアブレーションポイントの微弱な発光点を除けば、極板間内に発光が確認できない。従って、本実験条件における LA-PPT における 250 ns 後の発光は、パルス放電に起因するといえる。

図 10 の $V_c = 1000$ V の $t = 600$ ns において約 $X = 10$ mm の Anode, Cathode 近傍に 2 つの線状発光を確認した。この線状発光の出口方向先端は Anode 方向に伸展し接触する。一方、900 ns では線状発光が Anode から剥離し、その先端は Cathode 方向に伸展する。1000 ns ではプラズマが出口方向に動く。2000 ns 以降はレーザアブレーションポイントの微弱発光を除き、極板間内で発光はほぼ確認できない。

図 11 の $V_c = 2000$ V の全撮影時刻において、 $V_c = 1000$ V より輝度が若干大きいプラズマ挙動はほぼ同様である。900 ns において Anode 表面の発光点がエッジに達したことを確認した。一方、 $V_c = 1000, 2000$ V の放電電流周期の初期時刻において、Anode 方向に伸展する線状発光を確認した。

3.3. プラズマ挙動分析

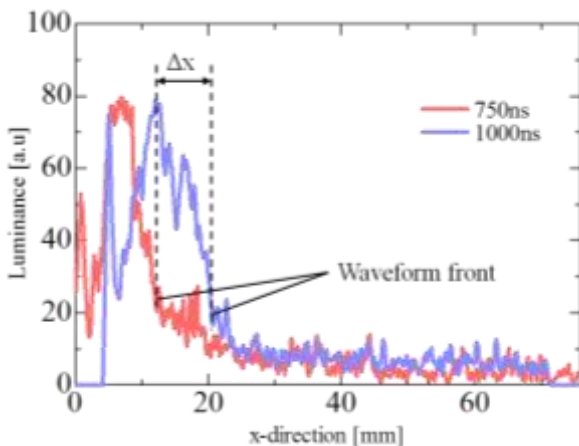
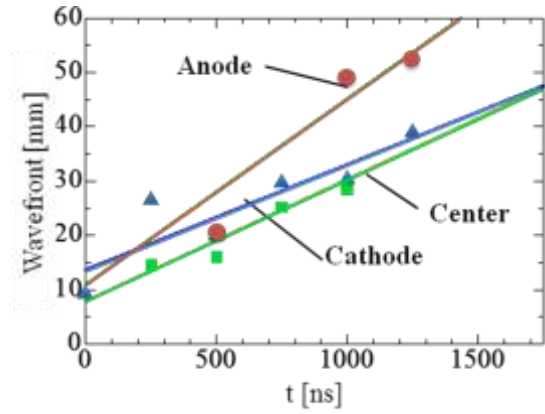
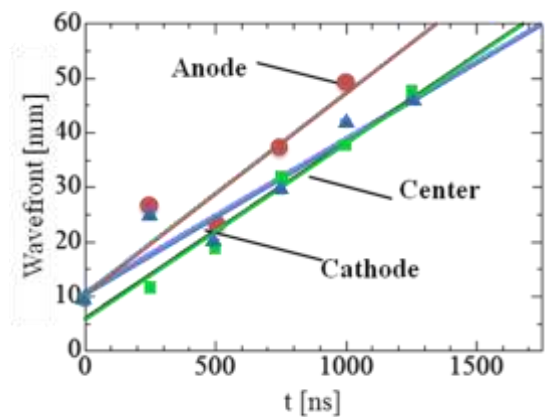


図 12 $V_c = 1000$ V, Center における 750 ns と 1000 ns 輝度の X 方向分布

図 12 に $V_c = 1000$ V, 解析ライン Center における 750 ns と 1000 ns それぞれの輝度の X 方向分布を示す。プラズマ先端を前節の手法で求めた結果、1000 ns が 750 ns より 8 mm 出口方向に進んでいることがわかった。よって、プラズマ速度を算出した結果 $v = 32$ km/s であった。



(a) 1000V



(b) 2000V

図 13 $t = 0 \sim 1250$ ns, 各解析ライン (Anode, Cathode, Center) におけるプラズマ先端位置と時刻の関係 (a) $V_c = 1000$ V, (b) $V_c = 2000$ V

図 13(a)に $V_c = 1000$, (b)に 2000 V とし、 $t = 0 \sim 1250$ ns における 3 つの解析ライン (Anode, Cathode, Center) それぞれのプラズマ先端位置と時刻の関係を示す。これより、 V_c と解析ラインによらず、プラズマ先端は時間経過に伴い出口方向に動くことがわかる。また、Anode が Cathode, Center よりプラズマ先端の動きが速い。これは ICCD 撮影画像の結果と同様であるため、当解析手法の有効性を示している。

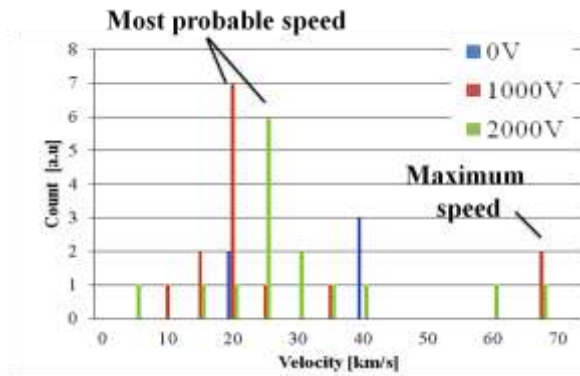


図 14 $V_c = 0, 1000, 2000 \text{ V}$ における
プラズマ速度の分布

図 14 に、 $V_c = 0, 1000, 2000 \text{ V}$ におけるプラズマ速度の分布を示す。図 14 より、最頻速度は 1000 V で $20 \sim 25 \text{ km/s}$ 、 2000 V で $25 \sim 30 \text{ km/s}$ であった。最高速度は $65 \sim 70 \text{ km/s}$ を V_c によらず得られた。

ここで、プラズマ速度を重力加速度 (9.8 m/s^2)

で割り比推力を試算する。すると、 $V_c = 2000 \text{ V}$ における最頻速度値 30 km/s の場合、 $I_{sp} = 3020 \text{ s}$ を算出した。一方、これまでの LA-PPT 研究のインパルス計測とマスショット計測から得た比推力の最大は 7200 s であった。一方、当グループが過去に行ったインパルスとマスショット計測から算出した比推力は $I_{sp} = \sim 7200$ である。これら比推力の大きな差異の原因として、今回の ICCD 撮影では撮影できない高速プラズマがあるからだと考えられる。

4. 結論

本研究は LA-PPT の高速プラズマ生成メカニズムを理解するため、ICCD カメラによるプラズマ挙動観察と得られた画像からプラズマ速度算出を行った。

ICCD 観察の結果、 $V_c = 1000, 2000 \text{ V}$ の初期において Anode 方向に伸展する線状の発光を確認した。プラズマ挙動解析の結果、極板間 Y 方向によらずプラズマ先端は出口方向に移動する。 $V_c = 2000 \text{ V}$ より $V_c = 1000 \text{ V}$ の方がプラズマ速度が大きい。ただし、充電電圧によらず、Anode 側のプラズマ速度は Center, Cathode より大きい。また、プラズマ速度の最頻値は $V_c = 1000, 2000 \text{ V}$ それぞれにおいて $20 \sim 25 \text{ km/s}$ 、 $25 \sim 30 \text{ km/s}$ だった。更に、最高速度は V_c によらず $65 \sim 70 \text{ km/s}$ だった。 $V_c = 2000 \text{ V}$ 時の最頻速度 30 km/s を重力加速度で割り $I_{sp} = 3060 \text{ sec}$ を算出した。一方、当グループが過去に行ったインパルスとマスショット計測から算出した比推力は $I_{sp} = \sim 7200$ である。これ

らの大きな差異は、速いプラズマは ICCD 画像には写らないため画像解析の結果に反映されなかったと考えられる。

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) Gonzales, D., and Baker, R., "Micropropulsion using a Nd:YAG Microchip Laser," Proceedings of SPIE Vol.4760, pp.752 - 765, 2002.
- 6) Pakhomov, A.V., et al., "Specific Impulse Study of Ablative Laser Propulsion," AIAA Paper 2001-3663, 2001.
- 7) Horisawa, H., and Kimura I., "Fundamental Study on Laser Plasma Accelerator for Propulsion Applications," Vacuum, Vol.65 (No.3-4), pp.389-396, 2002.
- 8) Horisawa, H., et al., Beamed Energy Propulsion: AIP Conference Proceedings Vol.664, 2003, pp.423-432. Horisawa, H., et al., IEPC 2003-75 (2003).
- 9) Kawakami, M., et al., AIAA Paper 2003-5028 (2003).
- 10) Horisawa, H., et al., Applied Physics A 81, pp.303-310 (2005).
- 11) Horisawa, H., et al., The Review of Laser Engineering 34, pp.435-441 (2006).
- 12) Sasaki, Y., et al., IEPC 2007-56 (2007).
- 13) Horisawa, H., et al, AIAA Paper 2008-4818 (2008).
- 14) Ono, T., et al, AIAA Paper 2008-5008 (2008).
- 15) Hideyuki Horisawa, "High Isp Mechanism of Rectangular Laser-Electromagnetic Hybrid Acceleration Thruster", IEPC-2011-274 p. 7-8A.B. Smith, C.D. Jones, and E.F. Roberts, "Article Title," Journal, Publisher,