

レーザアシストパルスプラズマ推進機の 作動特性に関する基礎研究

川上雅敏^{*1}・堀澤秀之^{*2}・木村逸郎^{*3}

Fundamental study on operating characteristics of a laser-assisted pulsed plasma thruster

by

Masatoshi Kawakami^{*1}, Hideyuki Horisawa^{*2}, and Itsuro Kimura^{*3}

(Received on March 29, 2004 & accepted on May 26, 2004)

Abstract

An assessment of a novel laser-assisted pulsed plasma thruster (PPT) was conducted, in which a laser-induced plasma was induced through laser beam irradiation onto a solid target and accelerated by electrical means instead of direct acceleration using only a laser beam. It was found that the discharge duration at low-voltage cases was as long as that of the laser-induced plasma. While in high-voltage cases, the discharge duration was much longer than that of the laser-induced plasma. In this case, the laser-induced plasma must be leading the main discharge from a capacitor, where some amount of neutral components of vaporized propellant must be ionized through the discharge. At 8.65 J discharge energy, the maximum current reached about 8000 A. With a newly developed torsion-balance-type thrust stand, the thrust performance characteristics of the thruster could be estimated. The impulse bit and specific impulse linearly increased. On the other hand, the coupling coefficient and the thrust efficiency did not increase linearly. The coupling coefficient decreased with energy showing a maximum value (20.8 $\mu\text{Nsec/J}$) at 0 J, or in pure laser ablation cases. The thrust efficiency first decreased with energy from 0 to 1.4 J and then increased linearly with energy from 1.4 J to 8.6 J. At 8.65 J operation, impulse bit of 38.1 μNsec , specific impulse of 3791 sec, thrust efficiency of 8 %, and coupling coefficient of 4.3 $\mu\text{Nsec/J}$ were obtained.

Keywords: Laser propulsion, PPT, Laser-electric hybrid propulsion, ICCD camera observation, torsion-balance thrust measurement

1. はじめに

パルス作動のプラズマ推進機 (Pulsed Plasma Thruster, PPT) は、通常、固体のテフロンを推進剤に用い、推進機自体が単純構造であることから、装置の小型化・軽量化が容易で、小型衛星用の軌道制御・姿勢制御用推進機として注目されている^{1)~4)}。この作動においては、電極間に配置した固体推進剤の表面近傍で数 μsec 程度のパルス放電を行い、推進剤を熔融・蒸発・プラズマ化し、放電電流とその自己誘起磁場との相互作用 (Lorentz 力) による電磁式加速作用および電熱式 (空力) 加速作用により推進力を発生する。ここで、特に電磁式加速においては、1発のパルス放電によって、推進剤の相変化 (熔融・蒸発・プラズマ化) ならびに電磁加速が同時になされる必要がある。しかしながら、パルス放電の開始から固体の相変化が完了するまでにはある程度の時間遅れがあり、短パルス幅 (時間) のうちに、一連の相変化および電磁加速

を同時に有効に完了するのは困難である。その結果、パルス放電が完了した後も推進剤が放電室に残留することなどにより、推進効率が他の推進機よりも低くなるのが問題とされている^{1)~4)}。そこで、本研究においては、この時間遅れを解消するために、レーザを援用することで固体推進剤を短時間でプラズマ化し、推進機に利用する方式 (レーザアシスト PPT) を考案した。本報告では、レーザと電気の投入エネルギー比を変化させ、それぞれのエネルギー比における、パルス放電特性の評価、および振り天秤式推力測定器による推進性能の評価それぞれについて述べる。

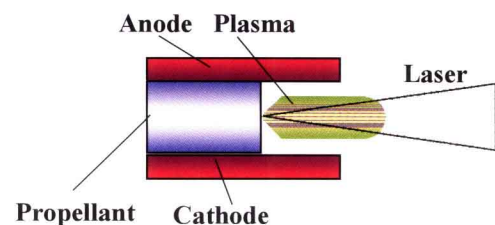


Fig.1 Schematic of a laser-assisted pulsed plasma thruster.

* 1 工学部航空宇宙学博士前期課程
* 2 工学部航空宇宙学科助教授
* 3 東京大学名誉教授

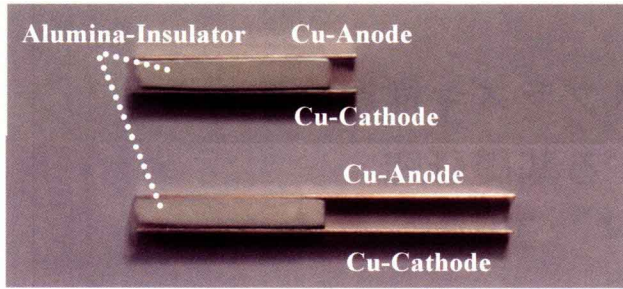


Fig.2 Photo of rectangular laser-assisted pulsed plasma thruster, discharge channel length: 3mm (above) and 20mm (below).

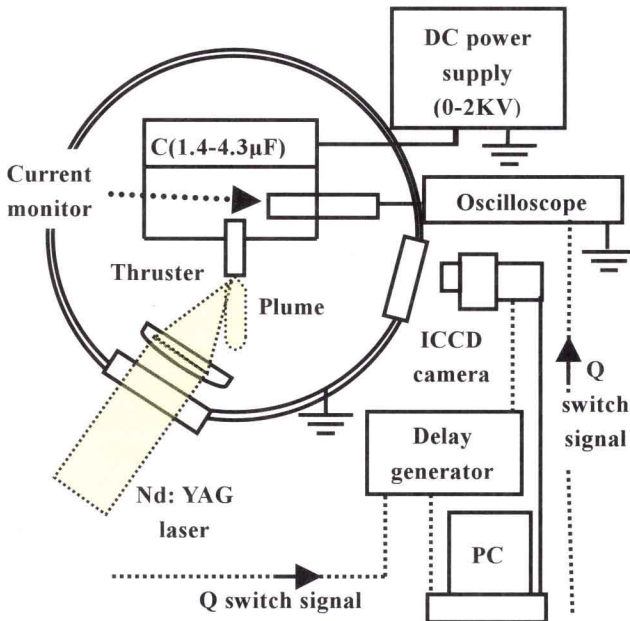


Fig.3 Schematic of experimental setup.

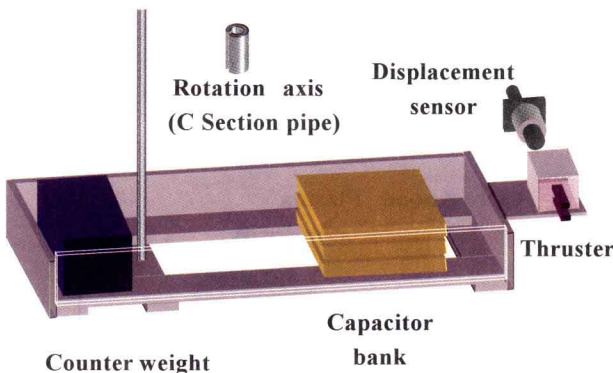


Fig.4 Schematic of a thrust-stand.

2. レーザアシストパルスプラズマ推進機

レーザアシストパルスプラズマ推進機の模式図を Fig.1 に示す. 図のようにレーザビームを固体推進剤表面に照射することで, 表面からプラズマを極板間に生成する. そのため, 推進剤にはテフロン以外にも金属, プラスチック, セラミック, など様々な物質を利用可能である. 生成されたプラズマはレーザアブレーションによって加速されているため, 推進効率および推進剤の質量損失の改善が期待できる. また, レーザ誘起プラズマによって電極のスイッチングを行うので, 放電を誘起するためのイグナイタは不要である. Fig.2 に示すように, 本研究では, PPT で広く用いられる矩形型を採用し, 加速チャンネル長 3 mm と 20 mm の二種類を試作した. 電極は陽極, 陰極ともに銅板 (幅 5mm) を使用し, 推進剤兼絶縁材には熱および化学的安定性が高いアルミナ (厚さ 3mm) を使用した.

3. 実験装置および方法

3.1 放電電流測定

Fig.3 に実験装置概略図を示す. レーザには, 短パルス Nd:YAG レーザ (BMI, 5022DNS10, 波長: 1064 nm, パルス幅: 10 nsec, 使用パルスエネルギー: 161 mJ/pulse) を使用した. 発振したレーザは, ビームエキスパンダでビーム径を 2.5 倍に広げ, 石英ガラス窓を通して真空チャンパー内 (10^{-3} Pa) に導入し, 集光レンズ ($f=100$ mm) で集光した. そのとき発生するプラズマにより, 放電が誘起され電流が流れる. そのとき流れた電流波形をカレントモニター (Person Electronics, Model-7355, 定格: 10 kA, 最小立ち上がり時間: 5 nsec) で測定し, デジタルオシロスコープ (LeCroy, 9374TM, レンジ: 1 nsec/div~5 msec/div) で記録した. このとき, デジタルオシロスコープはレーザの Q スイッチでトリガーを掛けた.

3.2 振り振り子式推力測定装置

本研究では振り振り子式の推力測定器を作成し, μ Nsec オーダーの微小インパルスビットの測定を試みた. Fig.4 に示すように, 推力測定器は, 振り振り子, 回転軸, 変位計, カウンターウェイトから構成される. 振り子は軽量化のためアルミニウム製アングル材を使用し, 全長 470 mm とした. 回転中心から推進機までの距離は 350 mm とした. 回転軸には C 型のアルミニウム製パイプ (外径 6 mm, 肉厚 0.5 mm, 長さ 450 mm) を使用した. このばね定数は $k=4.7 \times 10^{-2}$ Nm/rad であった⁵⁾. 振り子の変位測定には, 渦電流式非接触変位計 (EMIC, 503-F 型, センサ部 NPA-010, 作動範囲 1 mm, 最小分能 0.5μ m) を用いた. 渦電流式非接触変位計の位置は回転中心から 344 mm とした. カウンターウェイト (真鍮製) は, 回転軸から推進機と反対側の 70mm の位置に設置した.

3.3 測定原理

推力測定器においては, 振り子に推進機を乗せ, 推進機がプラズマを加速・排気したときの反力による振り子が受ける力を測定することによって, インパルスを測定する. 減衰がない場合の振り子の運動方程式は,

$$\ddot{x} + \omega_0^2 = \frac{l_m T(t)}{J}, \quad (1)$$

ここで l_m : 回転軸からの距離, x : 変位, $T(t)$: インパルスで,

$$\omega_0 = \sqrt{\frac{k}{J}}, \quad (2)$$

k : ばね定数, ω_0 : 固有振動数, J : 慣性モーメントである. 振り子が静止した状態で $t = 0$ にインパルス $T(t) = I l_i \alpha(t)$ が加わった場合(1)式の解は,

$$x(t) = A^* \sin \omega_0 t, \quad (3)$$

となる. ここで A^* : 振幅で,

$$A^* = \frac{I l_i l_m}{J \omega_0}, \quad (4)$$

である. ここで l_i : 回転軸からのインパルス発生点の距離である.

もし, 較正における既知のインパルス I_{cal} に対する振幅が A^*_{cal} なら, インパルスは I_{cal}/A^*_{cal} の比から次のように見積もることが出来る⁶⁾,

$$I = \frac{J \omega_0}{l_i l_m} A^* = \frac{I_{cal}}{A^*_{cal}} A^*. \quad (5)$$

較正において, l_i と l_m が異なる場合に対しては,

$$A^*_{cal} = \frac{I l_{cal} l_{mcal}}{J \omega_0}. \quad (6)$$

(4)式より, インパルスは次のように表せる,

$$I = \frac{l_{cal} l_{mcal}}{l_i l_m} \frac{I_{cal}}{A^*_{cal}} A^*. \quad (7)$$

3.4 推力測定器の較正

推力測定器の較正においては, 重りの衝突を高速度カメラで観察する方法を用いた⁶⁾. すなわち, 重り(アルミニウムロッド)の両端を細い糸(長さ 480 mm)でつるし, 任意の高さから推力測定器に衝突させたときの, 衝突前後の速度から力積を算出し, またそのときの変位形の出力を記録した. 重りの速度は, 高速度カメラで撮影した画像を画像解析ソフトで解析することで見積もった. 較正は大気中で行ったため, 周囲大気の流れの影響を防ぐため, アングル材とビニールシートで作成した小型の較正室で行った. Fig.5 に較正結果を示す. 最小自乗法による較正曲線の傾きは, $34.13 \mu\text{Nsec/V}$ であった. このときの決定係数は $R^2 = 0.9965$ であった. 較正実験と推進機がインパルスを発生する位置の違いによる補正をすると, 較正值は $36.29 \mu\text{Nsec/V}$ となった.

3.5 インパルスビット測定実験装置

実験装置図を Fig.6 に示す. レーザの光路はアルミ平面ミラーを二枚使用することで調整し, 集光レンズ($f = 100 \text{ mm}$)を使用し推進剤表面に集光した. このときレーザエネルギーは 161 mJ とした. また, 充電エネルギー

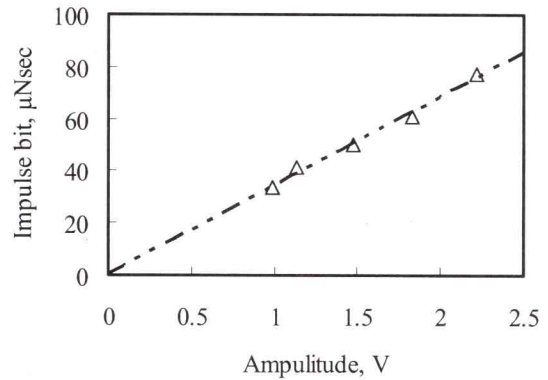


Fig.5 Result of calibration.

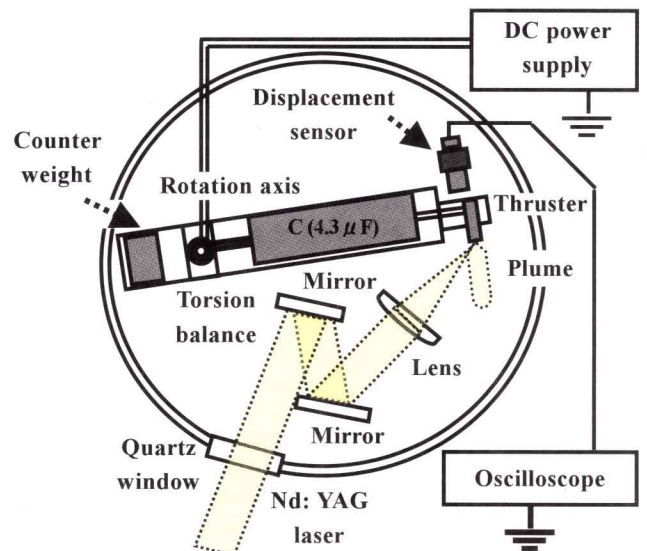


Fig.6 Schematic of experimental setup for impulse measurements.

8.65 J の条件における 266 ショットと 401 ショット後のマスショットを電子天秤 (SHIMADZU LIBROR AEX-200G) を用いて測定した. そのマスショットの平均値は $1.026 \mu\text{g}$ であった.

4. 結果および考察

4.1 放電電流測定結果

4.1.1 充電エネルギー: $0 \sim 7.2 \text{ mJ}$

Fig.7 に充電エネルギー $0 \sim 7.2 \text{ mJ}$ でのチャンネル長 3 mm と 20 mm の放電電流波形を示す. このときの作動条件は容量 $1.4 \mu\text{F}$, 充電電圧 $0 \text{ V} \sim 100 \text{ V}$ である. まず特徴的なのは $0 \text{ V} \sim 100 \text{ V}$ の低電圧でも放電が起こることである. これは, レーザアブレーションによりプラズマを生成していることに起因する. また, チャンネル長 3 mm , 充電電圧 0 V では, 高周波 (周期 $50 \sim 60 \text{ nsec}$) を含んだピーク電流 $20 \sim 40 \text{ A}$ 程度が最大で $1 \mu\text{sec}$ 程度観測された. 充電電圧が大きくなるごとにピーク電圧も大きくなり, 電流波形は従来の PPT にみられるような典

型的なパルス放電に似た波形へと成長した。充電電圧 100 V 程度になると、ピーク電流が 70 A となり、およそ 3 μsec 程度で 0 A に収束した。二つの矩形型の違いを比べると、チャンネル長 20 mm の方が、ピーク電流値が高く、充電電圧 100 V で 85 A である。また、チャンネル長 3 mm の方は放電波形に数百 nsec 程度の振動を含んでいるが、これは極板が短いことによる放電の不安定性によると思われる。また、双方の場合において、500 nsec 位までのパルス幅数十 nsec の高周波振動波形が見られたが、これは、初期の放電が不安定なときに起きるコロナ放電⁷⁾によるものと考えられる。

4.1.2 充電エネルギー：0.29 J ~ 0.72 J

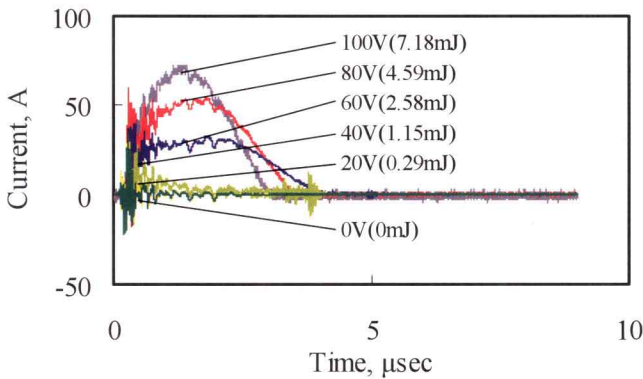
Fig.8 に充電エネルギー 0.29 ~ 0.72 J でのチャンネル長 3 mm と 20 mm の放電電流波形を示す。このときの作動条件は容量 1.4 μF 、充電電圧 200 V ~ 1000 V である。充電電圧が高くなるごとにピーク電流も上昇し、電流値が零に収束するまでの時間も長なった。それと同時に低電圧モードでは単パルスのだった放電波形は調和減数振動のような波形へと変わった。これは、LCR 回路と等価的に見ることができる一般的な PPT の放電波形と同様である。1000 V でのピーク電流値は、チャンネル長 3 mm が 1406 A、チャンネル長 20 mm が 1391 A であった。

また、(a), (b)ともに、0 A に収束するまで、11 μsec かかることが確認された。チャンネル長 3 mm においては、放電電流がプラス側からマイナス側に推移するときに、0 A 付近で電流波形が高周波で振動することが認められた。これは、チャンネル長 20 mm では見られなかった。この理由としては、放電の極性が変わるときに放電が不安定となり、コロナ放電のような振動を起こすのではないかと考えられる。

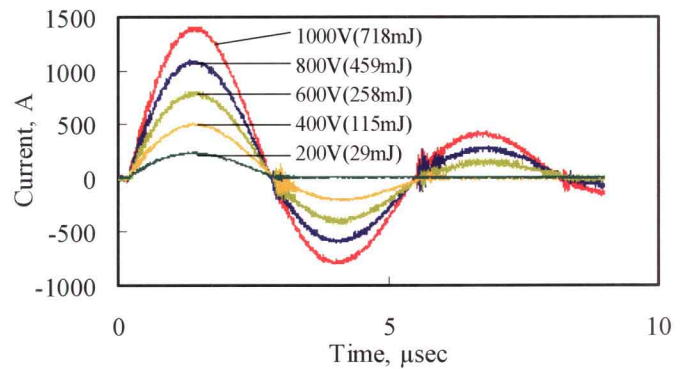
放電電流波形から LCR 回路と等価と見立てて、インダクタンスの値を見積もったところ、チャンネル長 3 mm では 530 nH、チャンネル長 20 mm では、569 nH となった。

4.1.3 充電エネルギー：2.16 J ~ 8.65 J

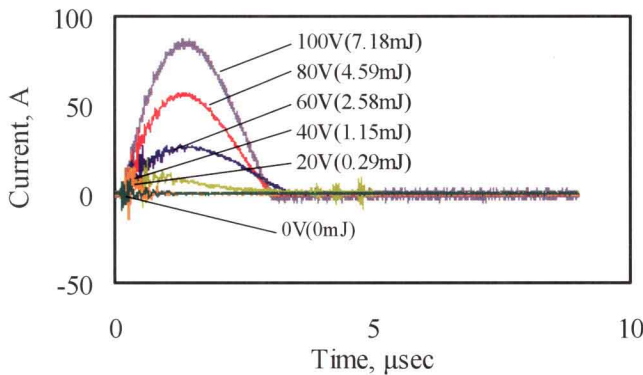
Fig.9 に充電エネルギー 2.16 ~ 8.65 J チャンネル長 20 mm の放電電流波形を示す。このときの作動条件は容量 4.3 μF 充電電圧 1 kV ~ 2 kV である。充電電圧 2 kV (8.65 J) におけるピーク電流値は 7938 A (1.5 μsec) であった。また、電流波形から周期は 6 μsec 、また 0 A に収束する時間は 18 μsec で、このときのインダクタンスは 212 nH、抵抗値は 57 $\text{m}\mu\Omega$ であった。前述の場合と比べて、高電圧高容量化および推進機内の回路定数改善によりピーク電流値が 8 kA 程度に上昇した。



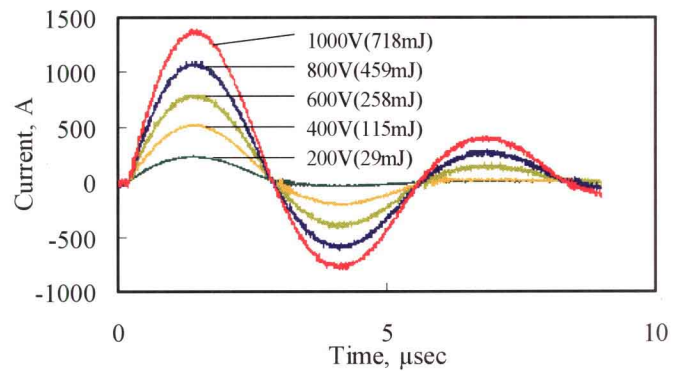
(a) Rectangular type PPT: Channel length: 3 mm.



(a) Rectangular type PPT: Channel length: 3 mm.



(b) Rectangular type PPT: Channel length: 20 mm.



(b) Rectangular type PPT: Channel length: 20 mm.

Fig.7 Temporal variations of discharge current of thrusters for low-voltage conditions.

Fig.8 Temporal variations of discharge current of thrusters for high-voltage conditions.

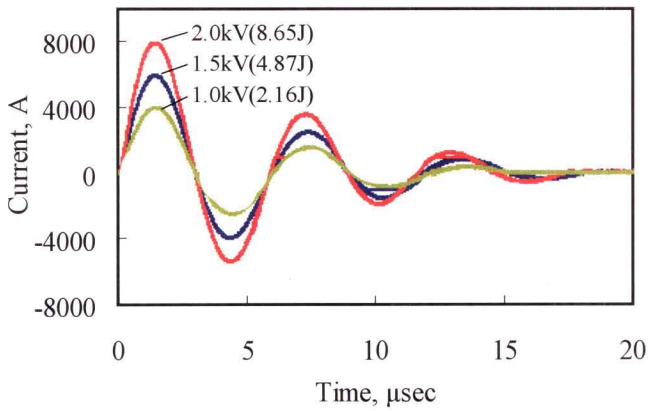


Fig.9 Temporal variations of discharge current of rectangular thruster (channel length: 20 mm) for higher voltage and capacity conditions.

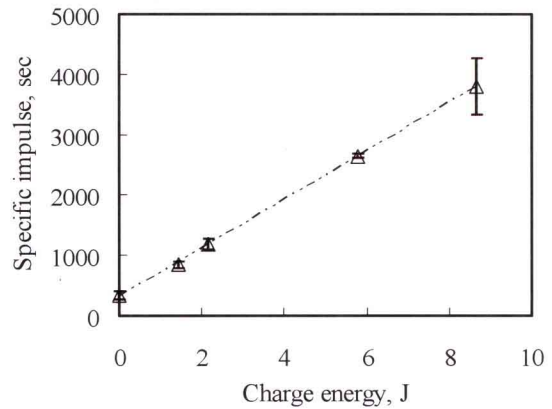


Fig.12 Plots of measured specific impulse for various energies charged to capacitors.

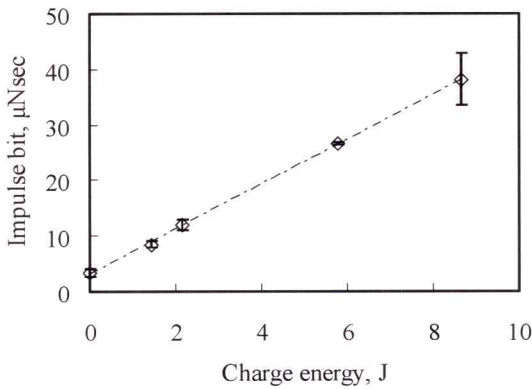


Fig.10 Plots of measured impulse bit for various energies charged to capacitors.

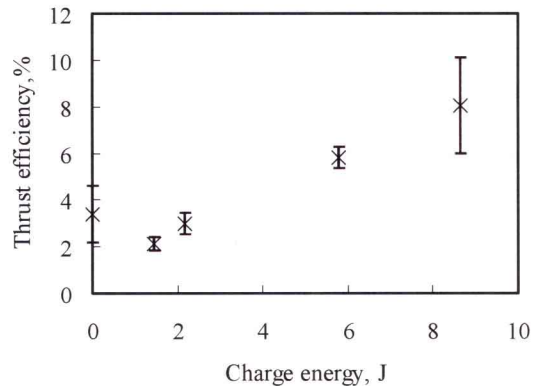


Fig.13 Plots of measured thrust efficiency for various energies charged to capacitors.

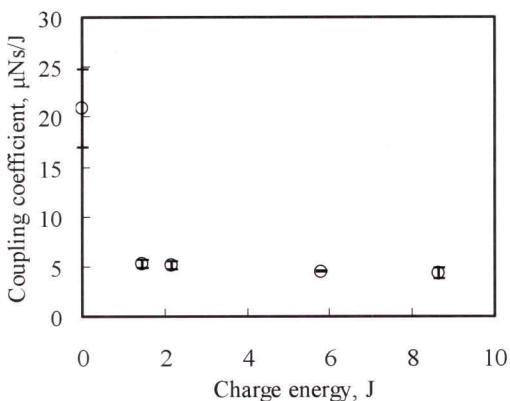


Fig.11 Plots of measured momentum coupling coefficient for various energies charged to capacitors.

これらの二種類を通して、二つの特徴的な放電波形が確認された。それは 500 nsec 程度の時間まで確認される高周波と、マイクロ秒オーダーの波形である。このような、特性時間の違う波形が存在する理由として、前者は、レーザアブレーションによるプラズマの振る舞いに依存し、後者は放電に依存するものと考えられる。

4.2 推進性能測定結果

充電エネルギーに対するインパルスビット測定結果を Fig.10 に示す。この図が示すようにインパルスビットは充電エネルギーに対して 3.36 から 38.1 μNsec まで線形的に増加した。ここで、0 J の場合に、3.36 μNsec の値が得られているが、これはレーザ（エネルギー：161 mJ）による純粋なレーザアブレーションの効果である。これらの偏差は、おそらく作動ごとのレーザパルスエネルギー、光学的／機械的なずれによるものであると思われる。

Fig.11 に運動量カップリング係数と充電エネルギーの関係を示す。運動量カップリング係数は 0 J または純粋なレーザアブレーションのケースにおいて最大値を示しながら、充電エネルギーに伴って減少していく。しかし

5. 結論

ながら、この最大値は一般的なレーザアブレーションのケースで与えられる値に比べて低い⁸⁾。これはおそらくアルミナのアブレーション閾値が高いために、マスショットが小さいことによると思われる。

比推力と充電エネルギーの関係を Fig.12 示す。この図より比推力は充電エネルギーに比例して増加していることが分かる。161 mJ のレーザエネルギーによる純粋なレーザアブレーションである 0 J において、比推力は 334 sec であった。しかしながら、8.65 J において比推力は 3791 sec であり、これと同じようなエネルギーレベルで作動させた一般的な PPT よりもかなり高い³⁾。これはおそらく、電磁加速作用を受けるプラズマが初期の段階でレーザアブレーションによる方向の揃った初速を持っていることによるものと考えられる。

Fig.13 に推進効率 (= [運動エネルギー / (充電エネルギー + レーザエネルギー)]) と充電エネルギーの関係を示す。これらのケースでは、トータルエネルギーの見積もりにおいて、充電エネルギーにレーザパルスエネルギーの 161 mJ を加えた。図に示すように推進効率は 0 から 1.44 J の充電エネルギーに伴って最初に減少し、そして次に 1.44 J から 8.65 J の充電エネルギーに伴って線形に増加した。0 J の場合は、純粋なレーザアブレーション (レーザエネルギー : 161 mJ) であるが、このときの推進効率は 1.44 J と 2.16 J の場合に比べてより高い。従って、低エネルギーの場合における推進効率は、純粋なレーザアブレーションよりも低いことが示された。低エネルギーにおいてプラズマ加速における電氣的効果の寄与はおそらく不十分であった。言い換えれば、純粋なレーザアブレーションの推進効率はより高い電気エネルギーで回復できると考えられる。

この研究における与えられた導入エネルギー領域 7~9 J の推進効率の値は同等のエネルギーで作動させている一般的な PPT よりも十分に高い³⁾。これはおそらく、レーザアブレーションによって誘起されたプラズマ初速の効果のためであると思われる。プラズマのほとんどの部分は 1~1.5 μsec の主放電が始まる以前の短い時間 (~700 nsec) に初速を伴った推進剤として放電チャンネル内に供給され、主放電を誘起する。同時に、電流を作るプラズマの大部分がおそらく電磁加速すなわち Lorentz 力によって加速される。この過程においては、一般的な PPT の主要な損失のひとつである late-time vaporization は影響が小さいと考えられる。また、我々の ICCD カメラ観察では、主放電を通して誘起される推進剤表面の蒸発はほとんど見られなかった⁹⁾。これは推進剤で用いたアルミナが、熱および化学的耐久性が高いことによるものと考えられる。

本研究では、新型レーザ/電気複合型推進システムの作動特性評価を行った。この推進機において、レーザと電気の投入エネルギーを変化させて放電電流特性評価および推進性能評価を行った。主たる結論は以下の通りである。

- (1) チャンネル長さ 3 mm と 20 mm の二種類の推進機ともに、作動電圧 0 V と高電圧 2000 V では放電時間に違いがみられた。前者は 1~1.5 μsec 程度であり、後者は 20~30 μsec 程度であった。
- (2) μNsec オーダーの微小インパルス測定専用振り振り子式推力測定器を作成し、インパルスビットを測定した。インパルスビットと比推力は充電エネルギーに対して直線的に増加した。
- (3) 運動量カップリング係数は 0 J (純粋なレーザアブレーション) の場合で最大値を示した後、エネルギー増大に伴って減少した。
- (4) 推進効率は、0 J から 1.44 J の場合に、エネルギーに伴って減少し、続いて 1.44 J から 8.65 J の場合では、直線的に増加した。
- (5) エネルギーが 8.65 J の作動において、インパルスビット 38.1 μNsec, 比推力 3791 sec, 推進効率 8 %, 運動量カップリング係数 4.3 μNsec/J が得られた。

参考文献

- 1) John, R.G., *Physics of Electric Propulsion*: McGraw-Hill, (1968), pp.198-316.
- 2) Martinez-Sanchez, M., and Pollard, J. E., *J. Propulsion and Power* **14**, (1998), pp.688-699.
- 3) Burton, R. L., and Turchi, P. J., *J. Propulsion and Power* **14**, (1998), pp.716-699.
- 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), pp.337-377.
- 5) Masahiko Kameoka and Haruki Takegahara, Yukio Shimizu and Kyoichiro Toki., IEPC2003-093, (2003).
- 6) Koizumi, H., Kakami, A., Furuta, Y., Komurasaki, K. and Arakawa, Y., IEPC2003-087, (2003).
- 7) 星義信, 機械技術研究報告, 第 183 号, (1998).
- 8) Phipps, Jr, C. R., Turner, T. P., Harrison, R. F., York, G. W., Osborne, W. Z., Anderson, G. K., Corlis, X. F., Haynes, L. C., Steele, H. S., and Spicochi, K. C., *J. Applied Phys.*, **64**, (1988), pp.1083-1096.
- 9) Kawakami, M., Igari, A., Horisawa, H. and Kimura, I., *AIP Conference Proceedings* **702**, (2004), pp.456-467.