

レーザ・電気複合加速推進機の静電加速モードにおける推進特性

小野 智久^{*1} 堀澤 秀之^{*2} 船木 一幸^{*3}

Thrust performance of a laser-electrostatic hybrid acceleration mode for laser-electric hybrid propulsion system

by

Tomohisa ONO^{*1}, Hideyuki HORISAWA^{*2} and Ikkoh FUNAKI^{*3}

(Received on March 31, 2009 and accepted on May 25, 2009)

Abstract

A fundamental study on a laser-electric hybrid acceleration thruster was conducted for space propulsion applications. A new type of thruster, in which laser induced plasma is accelerated by double acceleration electrodes with a 6-mm-diameter hole, was tested to characterize its thrust performance. A bifilar pendulum thrust stand was designed and built to evaluate thrust performance in the laser plasma thruster mode and laser-electrostatic acceleration mode. The arm length was 1000 mm, and a bifilar line was placed at the center of gravity, or at a shorter side of the length ratio of 3:7. The thruster was mounted on the longer side edge and counter weight was mounted on the other side. It was confirmed that the minimum measurable thrust was 1.4 nN with an oscillation frequency of about 140 s. Microscopic vibration caused by some mechanical vibration of the thrust stand was damped by a passive electromagnetic dumper. The average thrust of the laser plasma thruster mode was 8.8 nN and that of laser-electrostatic acceleration mode ranged from 6.5 nN to 54 nN when the target voltage was applied from +100 V to +1000 V in which the first electrode voltage was grounded. On the other hand, in the laser-electrostatic acceleration mode where the first electrode was at floating voltage, the average thrust was from 21 nN to 202 nN in which the target voltage was changed from +100 V to +1000 V. It was found that floating of the first electrode voltage was more effective for improving thrust performance than grounding, in which laser induced plasma was accelerated by an additional electrostatic field between the target and first electrode.

Keywords: Laser, Laser Thruster, Laser Ablation, Thrust Stand, Electrostatic Acceleration

1. まえがき

近年、小型で軽量なナノ衛星やピコ衛星などの超小型人工衛星の研究・開発が盛んに行われているが、これまで多くの小型衛星には推進システムが搭載されていなかった。そのため、将来的にはミッションに応じた姿勢・軌道の制御を行う推進システムが必要となると考えられる。しかし、このような衛星は質量に大幅な制限を受けるため、小型かつ高性能である必要がある¹⁾。そこで、我々が注目しているのがオンボード型の小型レーザプラズマ推進機である。このタイプのレーザ推進機は、近年のレーザ装置の大幅な小型・高出力化及び高効率化に伴い衛星への搭載が可能になったことから注目が高まり、現在研究が進められている²⁾⁻⁷⁾。

レーザ推進機の利点は固体推進剤を利用出来るため推進剤選択肢が増えること、またそれによりタンク、バルブ、配管系が不要となることから小型かつ軽量と

なることが挙げられる。また、レーザの投入エネルギーを変えることにより幅広い推力制御性が得られる¹⁾⁻⁴⁾。

このような状況で我々は、固体推進剤にレーザを照射して生成したプラズマを、加速電極を用いて電氣的に加速することで、推進性能向上の可能性を検討してきた (Fig.1, Fig.2)。この方式には、加速電極の電圧を変化させることにより、静電加速方式と電磁加速方式の二つの加速方式を切り替えて使うことが出来るという特徴がある。

本研究ではレーザプラズマスラストモードとレーザ・静電加速複合モードの推力を、微小推力測定用スラストスタンドを使用して測定した。

1.1 レーザ・電気複合加速推進機

Fig.1 にレーザ・電気複合推進機の動作モードのコンセプト及びプラズマ加速機構の模式図を示す。推進機は板状陰極の銅平板と、銅平板に単円孔を開けた加速電極を兼ねた陽極からなる。陰極・陽極間に配置したキャパシタに電圧を印加後に、レーザを陰極表面に集

* 1 工学研究科航空宇宙学専攻
* 2 航空宇宙学科 教授 工博
* 3 宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究本部 准教授

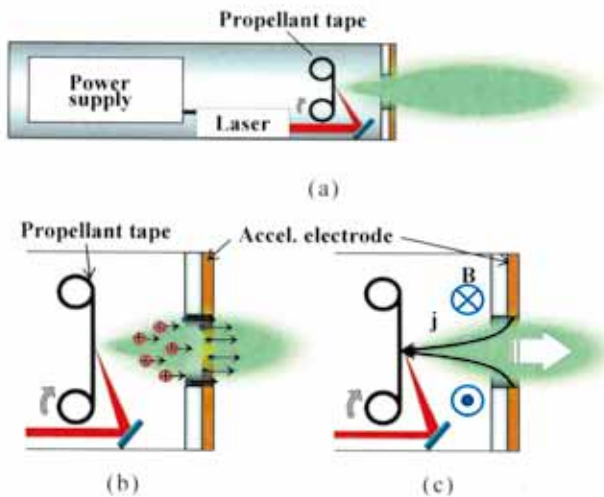


Fig.1 Concept and operation mode of laser-electric hybrid acceleration thrusters, (a) laser plasma thruster (LPT) mode, (b) laser-electrostatic hybrid acceleration (L-ES) mode, and (c) laser-electromagnetic hybrid acceleration (L-EM) mode.

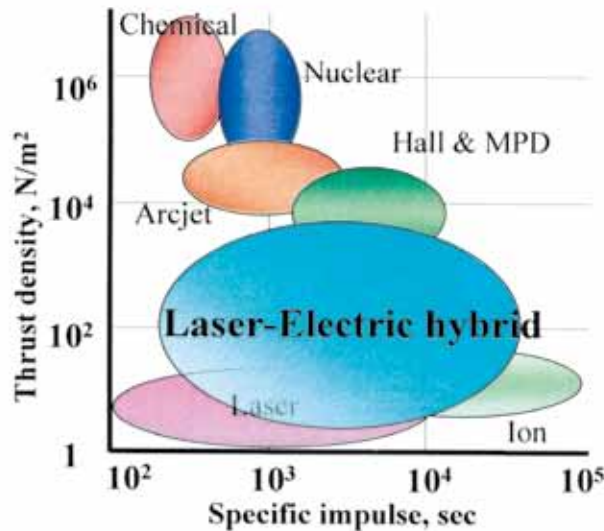


Fig.2 Operation range of a laser electric hybrid propulsion system

光・照射することで、放電室内にプラズマ（推進剤）が供給される。その後の加速方式は印加電圧および放電電流により異なる。

レーザプラズマスラスタ（LPT）モードの場合、レーザ照射直後に表面から電子が放出され、照射点に残された正イオン同士がクーロン力を及ぼし合うこと、ならびに前出の電子と静電的に引き合うことで、イオンが加速され排気される。

レーザ・静電加速複合（L-ES）モードの場合、加速電極を用いて静電場を発生させると、前述の初速度を持ったレーザアブレーションプラズマはさらに加

速されるので、高比推力が期待できる（Fig.1(b)）。

一方、レーザ・電磁加速複合（L-EM）モードの場合、レーザ照射に伴って発生するプラズマを介して電極間に大電流が流れる。このとき、放電電流 j で誘起される磁場 B と j との相互作用（ローレンツ力 $j \times B$ ）により、レーザアブレーションプラズマはさらに電磁的に加速される。この場合、従来の PPT と異なり、初速度をもつレーザアブレーションプラズマが推進剤として加速領域に供給されるため、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、レーザによって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⁸⁾⁻³⁾（Fig.1(c)）。

Fig.2 に各種推進システムの比推力と推力密度の関係を示す。図に示すように、レーザ・電気複合加速推進機はレーザの投入エネルギー及び投入電気エネルギーの制御によりレーザプラズマスラスタモード、レーザ・静電加速複合モード、レーザ・電磁加速複合モードの 3 種類の作動方式を切り替えて使うことができ、それにより他の推進システムに比べ、比推力ならびに推力密度をミッションに応じて変化させることができるという特徴を持つ。

2. 実験装置

2.1 レーザ装置

本研究では、レーザ装置としてマイクロチップレーザを用いた。このレーザは、1994 年に MIT で発明された固体レーザで、共振器長 1~12 mm、同断面 1~2 mm 角と非常に小型であるという特徴がある。これを数 W 程度の半導体レーザで励起することにより、電気的なスイッチングなしでパルス幅 200~300 ps、エネルギー 15~250 μ J/pulse 程度のビームを 1~70 kHz の高繰り返しで発振が可能である。また、パルス幅が短いことから比較的ピークパワーの高いビームの発振が可能である。このことから、従来の固体レーザと比べて、推進剤として金属を含む様々な材料を使用することが可能である。さらにアブレーションルームは、クーロン爆発の寄与により、ターゲット表面に対して比較的垂直にしかも収束した形で生成される傾向にある³⁾。本実験では JDS UNIPHASE 社製のマイクロチップレーザを用いた。Table 1 にレーザの仕様を示す。共振器部分はペン先程度の大きさで、直流 24 V で作動するため、電源の限られた人工衛星や探査機における利用に適している。

2.2 レーザ・電気複合加速推進機

本実験においては Fig.3 に示す推進機を試作した。推進剤には厚さ 0.3 mm の銅平板を用い、加速電極には厚さ 0.3 mm で直径 6 mm の単孔を開けた銅平板を 2 枚（第 1 電極、第 2 電極）用いた。加速電極間には厚さ 0.5 mm の絶縁材に 8 mm の単円孔を開けたものを挟んだ。固体推進剤と加速電極間距離は 3 mm であ

る、これは本研究で使用するマイクロチップレーザで誘起されるレーザアブレーションプラズマの大半は半頂角約 45° の範囲内に存在することから決定した。固体推進剤はアクチュエータにより照射位置を変えることができ、常に新しい面にレーザを照射出来るようになっている。

2.3 推力測定装置

レーザプラズマスラストモードの推力が数 nN～数 μN 程度と極めて低く、過去に開発されたスラストスタンドでは測定が困難であった。そこで、本研究では単純だが上記のように極めて低い推力を測定可能な 2 本吊り振り子式のスラストスタンドを製作した。本スラストスタンドは以下の主要要素から構成される。Fig.4 に本実験で使用したスラストスタンドの概略図を示す。

A) アーム (振り子)

アームにはコの字型アルミチャンネル (幅 30 mm, 高さ 15 mm, 厚さ 2 mm, 長さ 1 m) を用い、3:7 で内分する点に重心が来るようカウンタウエイトで調節し、結合具を用いて 140 mm の糸で吊るした。

B) 吊るし糸

2 本吊り振り子において復原力は T を吊るし糸に加わる張力、θ はアームの回転角とすると、以下の式 (1) で表される。従って、吊るし糸の材質に無関係である。

$$F = 2T \sin\theta \quad (1)$$

2 本の張力のバランスを取る方法として、糸を輪状にする方法を取った。そのため結束強度と引張り力に優れたナイロン製の釣り糸を使用した。

C) カウンタウエイト

カウンタウエイトは、振り子の重心を回転軸に近付けるために使用した。重心位置を回転軸に近付けることにより、振り子に働くトルクを抑えることが出来る。本スラストスタンドにおいては完全固定型のカウンタウエイトと、微調整用の移動型カウンタウエイトの 2 種類を用いて重心調整を行った。

D) ダンパ

スラストスタンドの周期振動は測定可能最低推力を小さくすると復原力を小さくせざるを得ないことから、長時間待機しなければ減衰しない。そのため、本研究ではスラストスタンド自体の周期的な振動を抑え、短時間で減衰させるために非接触の受動電磁ダンパを使用した。このダンパには So-Co 磁石をアーム上に浮かせて配置することで、振幅に比例して発生する渦電流による力を復原力に上乗せすることができ、Fig.5 に示すように振動を減衰させることが可能になった。

E) 変位計

振り子の揺れを検出する変位計には非接触渦電流式変位計を用いた。(作動範囲: 2 mm, 分解能: 1 μm)

なお、推進機は長辺側の最遠部に設置した。変位のゼロ点調節には吊るし糸を支える土台上板に設置した周方向ステージ (作動範囲: ±5°, 変位計位置の円周方向位置決め精度: 12 μm) により行った。また、後述する推力の較正用としてスラストスタンド上とその横に平行極板を設置した。これら計測系に加わる真空チャンバからの微小振動はアルファゲル®またはソルボセイン®を用いて抑えた。

2.4 推力評価方法

今回開発した 2 本吊り振り子式スラストスタンドの振動周期は電磁ダンパによる減衰がない場合、実測値で約 140 秒であり、推力発生時間をスラストスタンドの周期と比べて十分に長くすることが

Table 1 Specifications of the microchip laser

Average pulse energy	60 μJ/Pulse
Wave length	1064 nm
Repetition frequency	1 kHz
Pulse width	<750 psec
Peak power	0.067 MW
Beam width	2 mm
Power supply voltage	DC 24 V

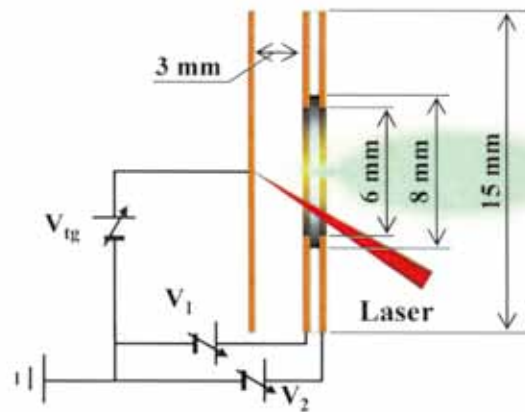


Fig.3 Schematic of laser-electric hybrid thruster

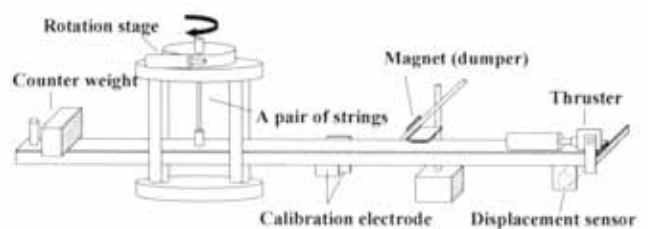


Fig.4 Schematic of thrust stand

困難なため通常は力積が計測対象となる。本研究ではレーザー装置が受動Qスイッチ方式で1 kHzでレーザー光が発信されることから、一定時間（レーザーアブレーションプラズマの噴射量にほとんど変化がない時間）だけレーザーを照射し、発生したスタンドの最大変位を計測、その後レーザー照射時間と同時間、後述する推力較正用電極間に静電力を印加し、それにより発生する最大変位と比較することで力（平均推力）を計測した。

3. 実験方法

3.1 LPTモード及びL-ESモードの推力測定

Fig.6に推力測定用実験装置の配置図を示す。計測はステンレス製真空チャンバ内（長さ1 m×直径0.6 m、真空度 $<2.0 \times 10^{-5}$ Torr）にスラストスタンドを設置し行った。レーザー光は真空チャンバの石英窓より導入後アルミミラーで反射させ、石英ガラス製の集光レンズ（ $f=150$ mm）によりパワー密度 2.5 MW/cm^2 にて、固体推進剤（銅）表面に集光してレーザーアブレーションさせた。各実験前においてはスラストスタンドがゼロ点で静止していることを示すため、レーザー照射30 s前から計測を開始し、15秒間のレーザー照射後、発生した変位が再び0点に戻るまで非接触渦電流式変位計にて計測を続けた。

レーザープラズマスラストモードでは、加速電極を用いず固体推進剤電位はアース電位（GND）とし、計測は全部で5回行った。

レーザー・静電加速複合モードでは、固体推進剤電位を $0 \text{ V} \sim 1000 \text{ V}$ まで変化させ、1枚目（ V_1 ）の電位はGNDもしくは浮遊電位、2枚目（ V_2 ）の電位は推進機系内で加速させるためGNDにし、それぞれの場合について比較、検討を行った。

3.2 推力較正

本実験では推力較正方法として Fig.4 及び Fig.6 に示すように、2枚の極板間にレーザー照射時間と同時間、電圧を印加し静電力を発生させ、そのとき生じる変位量を計測することで推力較正を行った。

推力較正時の静電力は極板面積、距離、印加電圧の関係式を利用して求めた。ただし、本実験で使用した電極の寸法が電極間距離と比較して小さく、端効果を見捨てる事が出来ないことからその影響を考慮した⁹⁾。極板間距離は20 mm、印加電圧は0 Vから50 V刻みで300 Vまで変化させた。印加する電圧により発生する力 F は式(2)で表される。ここで、 ϵ_0 は真空中の誘電率、 a は極板短辺の長さ、 b は極板長辺の長さ、 D は極板間距離、 V は印加電圧である。Fig.7にその結果の一例を示す。

$$F = \frac{1}{2} \epsilon_0 \left\{ \left(a + \frac{3}{8} D \right) \times \left(b + \frac{3}{8} D \right) \right\} \frac{V^2}{D^2} \quad (2)$$

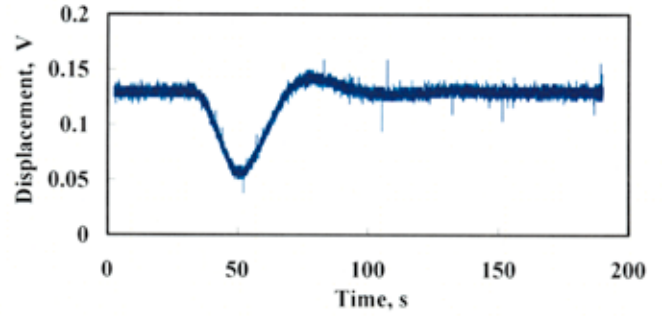


Fig.5 Vibration damping characteristic of the thrust stand

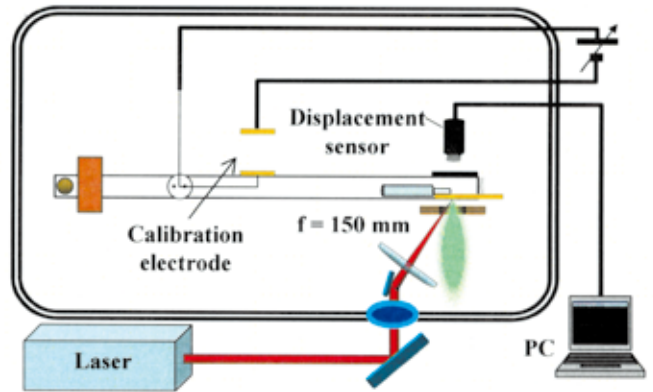


Fig.6 Experimental Setup

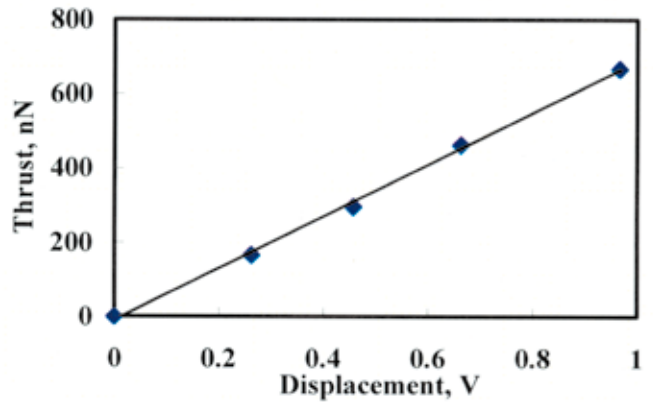


Fig.7 Calibration result

Table 2 Thrust performance characteristics of the laser-plasma thruster mode

runs	1st	2nd	3rd	4th	5th
Average, nN	8.8	8.8	7.9	9.1	9.3

4. 結果及び考察

4.1 LPTモードの推力測定

Table 2に加速電極を用いず、純粋なレーザーアブレーションプラズマにより発生した変位を推力に換算した結果を示す。これよりレーザープラズマスラストモードで発生する推力は約8.8 nNであること

が分かる。

4.2 L-ES モードの推力測定

次に Fig.8 に Fig.3 の推進機を用いて静電加速させることで発生した変位を推力に較正し、横軸に固体推進剤電圧、縦軸に推力をとったものを示す。これより、固体推進剤に同じ電圧を印加した場合でも、1枚目の電極電位 (V_1) を Float にした場合と GND にした場合では推力が異なる事がわかる。例えば 400 V の電位差がある場合、 V_1 が GND の場合の推力の平均値は 12.4 nN であるのに対し、Float にした場合は 108.4 nN と約 8.7 倍の増加量になっている。1000 V の場合も同様で、 V_1 が GND の場合 53.5 nN であるのに対し、Float にした場合は 202.1 nN と約 3.8 倍の増加量となっている。

ここで、 V_1 が浮遊電位の場合は推力に上限がある傾向が出ているが、この原因は固体推進剤が変位することにより焦点から外れてしまうことによると考えられる。変位の時間変化から固体推進剤電圧が 1000 V の場合、5 秒程度で 50 μm レンズ-固体推進剤距離が変化し、15 秒間の照射ではより変位が大きくなってしまい、他条件と比較してプラズマの噴射量が少なくなっている。このことから、実際には推力は線形的に上昇していくと考えられる。また、固体推進剤電圧が 0 V の場合はレーザープラズマスタモードとなるが、この場合の推力が前節の加速電極を用いずに行った推力より低くなっている。この理由としては、本研究により発生するプラズマの大半は半頂角 45°の広がりを持っているが、一部は 60°まで広がっている。そのため今回の推進機形状は 45°までの範囲の広がりを持つプラズマを加速させることを対象としているため、それが加速電極に衝突してしまい、推力が低くなってしまったものと考えられる。

次に固体推進剤電圧に対する、1枚目電極 (V_1) が浮遊電位の場合の電極電圧をデジタルオシロスコープで計測した。その結果例を Fig.9 に示す。これより、レーザーを照射すると約 1.2 μs で 28.5 V 程度まで上昇し、その後時間的に緩やかに低下してることがわかる。これは固体推進剤に電圧を印加するとレーザーアブレーションプラズマの空間電位が上昇することが原因と考えられる。ピーク電圧の値は固体推進剤に印加した電圧によって異なり、0 V の場合は約 -0.1 V、20 V の場合は約 5 V、400 V の場合は約 20 V、800 V の場合は約 28 V 程度の値を取った。

V_1 を浮遊電位にした場合の方が GND にした場合より推力が向上する理由としては、 V_1 =GND の場合、本研究で使用するマイクロチップレーザで生成されるレーザーアブレーションプラズマは、1パルスあたりの投入エネルギーが小さくごく表層しかアブレーションしないため、プラズマ自体の広がりも半頂角 45°~60°という特徴がある。そして、固体推進剤電位の上昇により空間電位が増加すると、周囲の 0

V 電位の物体に向かってプラズマ自体が発散する傾向が確認されている。従って、プラズマが加速電極に向かって発散し、一部は電極と衝突し、加速電極を通過できたイオンも発散した状態で排気されることになるので、固体推進剤電位を上げてても推力が上昇しにくいものと考えられる。

一方、 V_1 を浮遊電位にした場合、Fig.9 のように V_1 の電圧が時間とともに変化することから、これが性能を大きく変える要因と考えられる。詳細な原因は不明だが、 V_1 の電圧が一時的に上昇することで、2枚の加速電極が静電レンズの役割を果たしプラズマを収束させている可能性が考えられる。これにより、例えば初期に 1000 V の空間電位を持つプラズマがそれより電氣的に低い加速電極に向かって飛行し、その後初期の高速イオンが加速電極に付着することで一枚目の電圧が 1.2 μs という短時間で上昇する。加速電極がプラスの電位を持ったことにより、2枚目との電極との間でイオンが収束するような電場がわずかに形成され、それにより推力が向上した可能性が考えられる。

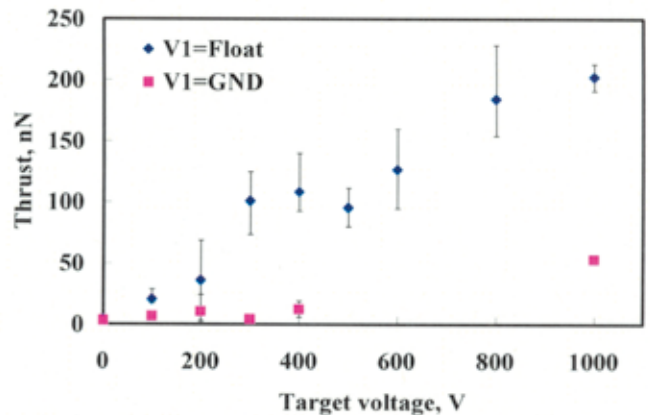


Fig.8 Thrust characteristics of the laser-electrostatic hybrid acceleration mode

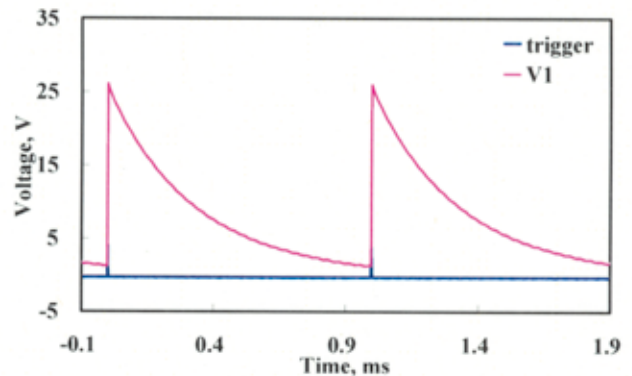


Fig.9 Temporal evolution of the first electrode voltage, $V_{Te}=800\text{ V}$, $V_1=F$, $V_2=V_3=GND$

5. 結論

レーザー・電気複合加速推進機の推力測定を行うため 2 本吊り振り子式微小推力測定用スラストスタンドの開発を行った。また、LPT モードと L-ES モードの推力測定を行った。その結果以下の結論を得た。

1) 2 本吊り振り子式スラストスタンドの開発により、1.4 nN 以上の推力を持つ推進機の測定が可能になった。それにより LPT モード及び L-ES モードにおける推力測定が可能となった。ただし、集光深度や、較正誤差等の問題があり、推力測定手順の確立及び較正方法に対する検討が必要であると考えられる。

2) L-ES モードにおいて固体推進剤の電位を上げ、1 枚目の電極との間で加速させることで推力の向上が確認できた。ただし、1 枚目加速電極を GND にした場合より浮遊電位にした場合の方推力が大幅に向上することが確認された。

参考文献

- 1) 堀澤 秀之：日本航空宇宙学会誌 51, 2003, pp.191-196
- 2) Phipps, C. and Luke, J., Diode Laser-Driven Microthrusters : A New Departure for Micropropulsion, AIAA Journal, Vol. 40, 2002, pp.310-318.
- 3) Gonzales, D., Baker, R., AIAA Paper 3789, 2001
- 4) 猪狩晃他, 宇宙輸送シンポジウム, pp.328-338, 2004
- 5) Phipps, C., Turner, T. P., et. al., Impulse Coupling to Targets in Vacuum by KrF, HF, and CO₂ Single Pulse Lasers, J.Appl.Phys., Vol. 64, 1988, pp.1083-1096.
- 6) Phipps, C., Luke, J., McDuff, G. and Lippert, T., Laser Ablation Powered Mini-Thruster, Proceedings of SPIE, Vol.4760, 2002, pp.833-842.
- 7) Gonzales, D. and Baker, R.: Microchip Laser Propulsion for Small Satellites, AIAA Paper 3789, 2001.
- 8) Phipps C., Luke, J., AIAA, Journal, Vol.40, No.2, 2002, pp310-318
- 9) ファインマン物理学 III, 岩波書店, pp77-78