

機関番号：32644

研究種目：基盤研究(B)

研究期間：2008～2010

課題番号：20360385

研究課題名(和文) レーザ・電気複合加速型プラズマ推進機の作動特性評価  
及び実用化に向けたシステム構築研究課題名(英文) Characterization of Laser-Electric Hybrid Acceleration Plasma Thruster  
and System Development for Spacecraft Applications

研究代表者

堀澤 秀之 (HORISAWA HIDEYUKI)

東海大学・工学部・教授

研究者番号：30256169

研究成果の概要(和文)：固体表面から発生するレーザアブレーションプラズマを電氣的に追加加速する新しい複合プラズマ加速方式を用いた宇宙推進システムの実現を目指した基礎研究を行った。推進性能評価実験により、比推力が7,000秒を超えるような高比推力作動が実現可能なことが示された。また、小型高輝度ファイバーレーザシステムの構築ならびに推力測定装置のPID制御などを達成し、小型衛星への搭載を目指したシステム構築がなされた。

研究成果の概要(英文)：A novel laser-electric hybrid acceleration system for space propulsion applications was developed and its feasibility study was conducted. From the thrust performance test, it was shown that high-specific-impulse operation up to 7,000 sec was achieved. In addition, developments of a compact high-power fiber laser system and a PID controlled thrust stand were conducted for onboard system components of micro spacecraft.

交付決定額

(金額単位：円)

	直接経費	間接経費	合計
2008年度	13,400,000	4,020,000	17,420,000
2009年度	800,000	240,000	1,040,000
2010年度	800,000	240,000	1,040,000
総計	15,000,000	4,500,000	19,500,000

研究分野：航空宇宙推進工学，プラズマ工学，レーザ工学

科研費の分科・細目：総合工学・航空宇宙学

キーワード：推進・エンジン・宇宙推進機・プラズマ推進機・レーザ推進機・レーザ電気複合推進機

## 1. 研究開始当初の背景

(1)研究の学術的背景：レーザ・電気複合加速型推進機とは、レーザを固体ターゲットに照射することでプラズマを生成し、これを電氣的に加速して推進力を発生する推進機で、申請者が名付けた方式である(図1)。この場合、レーザ誘起プラズマを生成させることで、任意の密度、質量、速度のプラズマを推進剤として利用可能なので、既存の電機推進機、あるいはレーザ推進機に比べて推力・比推力の幅広い制御が可能なが長所である。また、

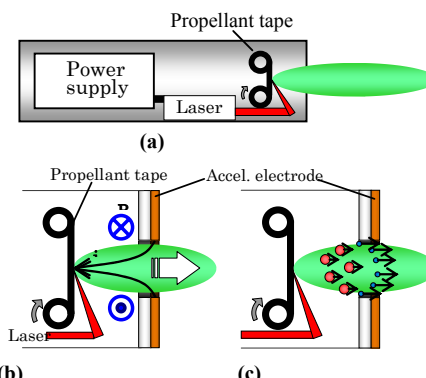


図1 レーザ・電気複合加速型プラズマ推進機：(a)推進システム概略図，(b)レーザ・電磁加速複合モード，(c)レーザ・静電加速複合モード。

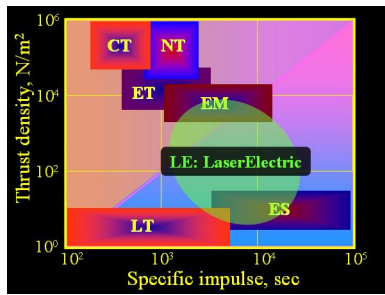


図 2 各種推進機の推力密度と比推力の比較 (CT: Chemical Thermal, NT: Nuclear Thermal, ET: Electric Thermal, EM: Electromagnetic, ES: Electrostatic, LT: Laser Thermal, LE: Laser-Electric Hybrid)

固体ターゲットから生成されるプラズマを推進剤に利用するので、推進剤の貯蔵タンクや配管、弁などが不要である。従って、推進システムを単純かつ軽量にできる点も有利である。そこで本研究では、この先進的な推進システムを小型衛星に搭載することを想定して、第一に推進特性の評価・把握を目的とし、第二に電源も含めた推進システムとして統合・最適化することを主たる目的としている。

(2)国内・国外の研究動向：当該分野における同様の研究は我々の知る限り皆無といえる。一方、小型レーザー推進機に関しては、幾つかの関連研究があるので、以下に研究動向及び位置づけを記す。

①Phipps (Photonic Associates) ほかに：「小型レーザープラズマ推進機」(1W 級 LD およびテープ状ターゲット使用) の推進特性を実験的に評価し、小型衛星搭載用のシステムを構築した。本研究におけるレーザー熱加速モードに相当する。衛星搭載用小型推進システムとして大きさ・重さともに一つの目標ならびに比較対象となり得る。

②Pakhomov (アラバマ大学ハンツビル校) ほかに：「レーザーアブレーション推進機」として単一パルスのモード同期 Nd:YAG レーザ (パルスエネルギー 30mJ, パルス幅 100psec) を各種材料に照射して生成されるプラズマの噴射速度・比推力などの推進特性を実験的に評価した。本研究におけるレーザープラズマ加速モードに相当する。

③Gonzales (MIT) ほかに：「小型マイクロチップレーザープラズマ推進機」として Nd:YAG マイクロチップレーザー (パルスエネルギー 0.1mJ, パルス幅 250psec, 繰返し周波数 1kHz) を金属ターゲットに照射したときの推力を実験的に測定し、推進特性について評価した。レーザープラズマ加速モードに相当する。

④小泉, 荒川 (東京大学), 中野 (東京都立航空高専) ほかに：「デュアル推進モードマイクロ LD 推進機」として小型衛星搭載用のレ

ーザ推進システムを構築した。レーザー熱加速モードに相当する。また、衛星搭載用小型システムとして、もう一つの比較対象となり得る。

(3)レーザー・電気加速複合型推進機の着想：我々は最近の研究で、レーザーエネルギーを任意に変化させ、かつ推進機の加速機構を工夫することで、比較的低密度のプラズマを静電加速する高比推力作動から、高密度プラズマを電磁加速する高推力作動まで、幅広い作動モードを同一推進機で選択可能なことを見出した。図 2 に各種方式との比較を示す。従来の電気推進機における静電加速式と電磁加速式とは、電極形状、プラズマ密度、作動電圧、放電電流などが大きく異なるので、同一推進機でこれらを実現することはほぼ不可能であった。本推進機は、これを実現可能にしているところに特徴がある (図 1)。

(4)研究開始当初の知見：我々はこれまで、レーザー・電気複合加速型プラズマ推進機のうちの i)レーザー・電磁加速複合推進機と ii)レーザー・静電加速複合推進機の 2 種類についてそれぞれ独立に作動特性および推進性能について検討してきた。すなわち、i)では高推力密度の実現を目指し、ii)では高比推力を目指してきた。その過程で、ほぼ同一の電極形状で、電磁加速あるいは静電加速を実現し得る作動形態が可能であるという重大な知見を得た。すなわち、短パルス・レーザー誘起プラズマを静電加速する場合は、加速電極に負の電圧を印加する場合よりもむしろ正を印加する方が有利であることが分った。従って、図 1 に示すような同軸状の電極形態を採用する場合、電磁加速式と同様の電極形態が利用できる。

## 2. 研究の目的

(1)研究目的：本研究は、材料表面への集光レーザー照射で発生するアブレーションプラズマを電氣的に追加加速する新しい複合プラズマ加速方式を用いた宇宙推進システムの実現を目指した基礎研究である。第一の目的は、推進特性および加速機構の実験的評価 (推力測定評価および排気プラズマ診断) である。第二の目的は、本推進機の有する推進性能の幅広い制御性 (推力, 比推力) を活かして、小型衛星への搭載を目指した推進システム (推進機, 電源も含む) の構築および最適化である。

(2)研究期間内の達成目標：本研究計画は主として、次の 3 つの主たる段階を経て遂行される。第 1 段階は、『実験システムの構築』で、第 2 段階は、『推進特性の把握・評価』、さらに、第 3 段階は、『推進システムの構築』で

ある。最終的には、小型衛星への搭載を想定した電源装置も含めた推進システム全体の最適化および設計を行うことを目指している。これらを実現するために、各年度における実施事項を以下のように3分割して、それぞれ独立して実施する。すなわち、①推進性能評価・最適化、②プラズマ診断、ならびに③電源構築・最適化である。これらは、各研究者がそれぞれ分担して遂行する。

①推進性能評価・最適化：i)各種材料に対するレーザー照射痕観察による除去量の計測，ii)プラズマ放出に伴う推進力の測定，iii)電極形状の最適化，iv)レーザー加速方式，静電加速方式，電磁加速方式を統合した推進機の構築，などについて検討する。

②プラズマ診断：i)レーザー分光プラズマ診断技術の構築，ii)プラズマ温度，密度，速度のレーザー分光計測，iii)推進性能の算出，などについて検討する。

③電源構築・最適化：i)レーザー加速方式と静電加速方式ならびに電磁加速方式とを統合した電源の構築，ii)電源システムの最適化，などについて検討する。

### (3)本研究の特色

①特色：レーザー・電気加速複合型推進機についてはこれまで申請者ら以外に検討した例がなく、このことから本方式について検討すること自体に独創性があるといえる。従来の電気推進機では困難とされてきた静電加速／電磁加速あるいは高比推力／高推力までの幅広い作動モードを実現でき、これらを実現する新しい推進機という点にも独創性がある。また、この新しい推進機の加速特性・機構について検討することは、新型推進機の開発という枠組みのみに捕われない、すなわち、材料加工用の新型プラズマ源への応用なども含めた新しい技術のシーズになり得る点に学術的および工学的な意義がある。

②意義：1台の推進機および電源で低推力高比推力モードから高推力モードまで高推進効率を維持したまま作動条件を変更可能なロバスト性の極めて高い小型・軽量推進システムが実現可能となる。また、1台の推進機がミッション運用上の不測の擾乱や、あるいは運用中に新たに追加された軌道・姿勢変更の要求などに応じて柔軟にロバストに対応可能となる点に意義がある。これらは、小型衛星に特徴的なフォーメーションフライトなどの運用の際に、推進機に要求される理想的な究極の課題といえる。

### 3. 研究の方法

(1) 推進機の最適化：レーザー・静電加速複合

モードとレーザー・電磁加速複合モードと純粋なレーザー推進モードのそれぞれについて、各種作動条件を変化させたときの推進性能を評価し、最適な作動条件について検討する。また、推力測定実験と同時にイオンエネルギー（速度）計測実験も行い、推進性能について相補的に検証する。

(2) 超小型高輝度高繰り返しレーザーシステムの構築：Qスイッチ駆動のマイクロチップレーザーをLD励起ファイバレーザーで増幅する新しいハイブリッドレーザーシステムの構築を行う。ビームコンバイナによりファイバ光軸に対して空間的に光路を結合する必要のない単純かつコンパクトなファイバ体型レーザーシステムの構築を目指す。

(3) プラズマ速度の計測・評価：プラズマの自発光の分光計測ならびにPLIF計測を行い、プラズマの諸量の診断を試みる。また、ファラデーカップを用いた生成イオンの飛行時間計測を行う。測定結果から推進性能も試算し、推力測定データと比較検討することで、推力実測値と分光診断結果とを相補的に検証する。

(4) 推力測定システム、電源システムの構築・最適化：推力測定システムは、微小推力測定システムならびにその制御系の構築を行う。電源システムについては、各種システムを最適化（小型化、軽量化も含む）し、レーザー電源回路、高電圧回路、パルス回路、制御系をそれぞれ構築し、コンポーネント化する。

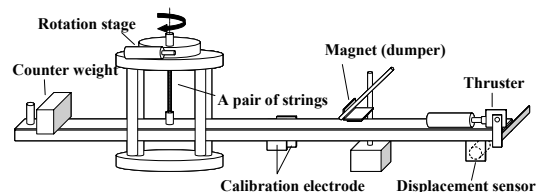


図3 微小推力測定装置（上図：模式図，下図真空槽に設置した様子）。

### 4. 研究成果

(1) 初年度の成果：初年度は、真空排気系およびレーザー発振器の導入・設置，ならびに推進機・推力測定装置の製作・構築を実施した。後期に入り、推力測定の試行実験を行った。

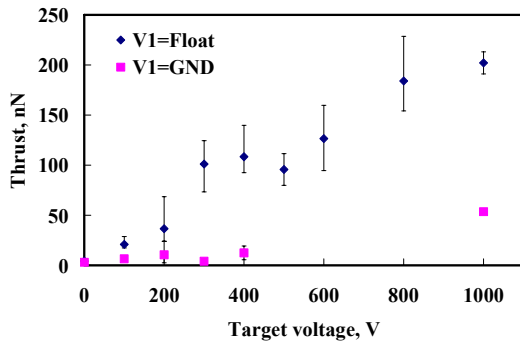


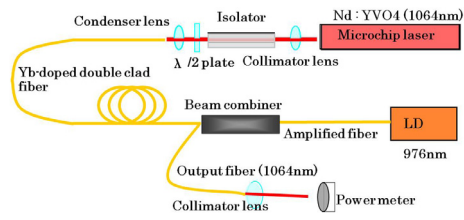
図4 微小推力測定装置による推力測定結果の一例。

また、推力測定装置は、水平振り振り子式を採用し、振り子の変位は渦電流式非接触変位センサ（分解能  $0.2 \mu\text{m}$ ）で計測する方式を取った。また、作動時の振り子の振動は、永久磁石による渦電流式電磁ダンパにより抑制した（図3）。本装置は、既に試作・改良を重ね、振り子長  $1 \text{ m}$  により最小測定限界  $1.4 \text{ nN}$  を実現した（図4）。校正には、静電式アクチュエータを自作し、真空中にて校正が行えるようにした。推進性能評価の試行実験では、既存のマイクロチップレーザ（パルス幅  $250 \text{ psec}$ 、繰返し周波数  $1 \text{ kHz}$ ）を使用し、レーザアブレーションにより発生したプラズマ（単体では推力  $5 \text{ nN}$  程度）に対して静電加速用電場（電圧  $1 \text{ kV}$  程度まで）を印加することで、著しい推進性能の向上（最大で  $120 \text{ nN}$ ）を確認した（図4）。プラズマ分光システムの構築については、主として既存のレーザ分光用光源である OPO の調整ならびに作動試験を行った。作動試験においては、主として、PLIF や吸収分光実験を行った。電源システムの構築については、特にレーザの各主要要素用のドライバ・電源システムの構築を行った。すなわち、マイクロチップレーザ用ドライバや増幅用半導体レーザ用ドライバ、Q-sw ドライバ、ペルチェドライバなどがこれに相当する。

(2) 次年度の成果：次年度は、特に①超小型高輝度レーザ装置の開発、②振り振り子式推力測定装置の制御系の構築、③レーザ・電磁加速複合推進機の性能評価、を行った。

①小型 Q スイッチマイクロチップレーザのレーザ光を LD 励起ファイバレーザで増幅する超小型の高輝度高繰返しレーザシステムを構築した。小型化を目指したコンポーネント化を進めた（図5）。

②従来の振り振り子式推力測定装置に電磁アクチュエータおよび PC からなる制御系を構築した（図6）。PID 制御の結果、振り子の変位を抑制して原点に維持した状態で、マイクロニュートン級の推力を計測することに成功した。これにより、レンズ・ターゲット



MOPA (Master Oscillator & Power Amplifier) System

図5 超小型高輝度レーザ装置の概略図。

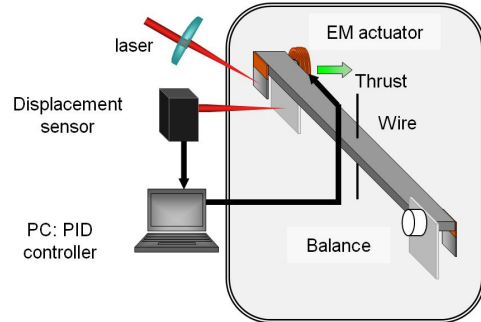


図6 推力測定装置のPID制御系。

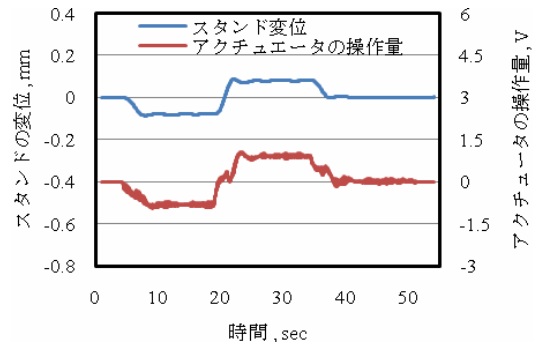


図7 推力測定装置のPID制御。

間距離を維持したまま推力を精密に評価することが可能となった（図7）。

③小型矩形型、小型同軸型、超小型同軸型の3種類の推進機についてそれぞれ推進性能の評価を行った。また、推進機の更なる小型化に向けたコンデンサなどの回路部品や電極形状の最適化について検討した。

(3) 最終年度の成果：最終年度の目標は、①超小型高輝度レーザ装置の高性能化、②レーザ・電磁加速複合推進機の加速機構解明・高性能化、であった。以下にそれぞれの成果について記す。

①小型 Q スイッチマイクロチップレーザのレーザ光を LD 励起ファイバレーザで増幅する超小型の高輝度高繰返しレーザシステムの小型化を実施し性能評価を行った。特に、ファイバへのレーザ光の入力は、ビームコンバイナを用いることで、光学系の空間的な配置を避けることができ、システムの小型化・単純化に成功した。レーザの性能は、パルス

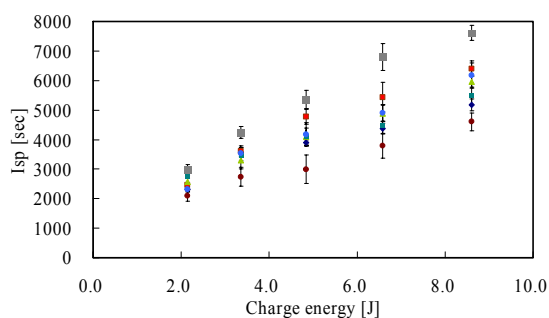


図8 各種形状の推進機の比推力測定結果。

幅 1 nsec 程度, 繰り返し周波数 25~100 kHz, 平均パルスエネルギー 0.2 mJ を達成した。

②これまでの本研究の成果として得られたレーザ・電磁加速複合推進機で高比推力が得られるという作動機構を探るため, 排気プラズマの高速撮像による観察, 及びファラデーカップによるイオン速度計測を行った。それぞれの計測の結果, 典型的な排気プラズマ速度は充電エネルギーが 1.4 J の時に約 40 km/sec であった。これまでのインパルス計測及びマスショット計測結果から得られた同条件における比推力は  $I_{sp}=4,000$  sec であったので, それぞれの矛盾のない結果となった。高性能化を目指した電極計上の最適化については, 推進剤にアルミナを用いた場合で, 充電エネルギー 8.6 J 時に, 最高で  $I_{bit} = 43$  uNsec,  $I_{sp} = 7,000$  sec (推進効率 20%) という高比推力作動が可能であることを確認した (図 8)。

## 5. 主な発表論文等

[雑誌論文] (計 19 件)

- ①H. Horisawa ほか 2 名, Chemically-Assisted Pulsed Laser-Ramjet, AIP Conference Proceedings Vol.1282, 2010, pp.17-22, 査読有。
- ②H. Horisawa, S. Eto, Laser-Assisted Micro-Pulsejet Thruster, AIP Conference Proceedings Vol.1282, 2010, pp.23-29, 査読有。
- ③Y. Kishida, M. Katayama, H. Horisawa, Rectangular Pulsed Laser-Electromagnetic Hybrid Accelerator, AIP Conference Proceedings Vol.1282, 2010, pp.55-58, 査読有。
- ④H. Horisawa, S. Sumida, I. Funaki, Thrust Generation with Low-Power Continuous-Wave Laser and Aluminum Foil Interaction, AIP Conference Proceedings Vol.1230, 2010, pp.168-175, 査読有。
- ⑤T. Shinohara, H. Horisawa ほか 2 名, A Pulsed Laser-Electromagnetic Hybrid Accelerator for Space Propulsion Application, AIP Conference Proceedings Vol.1230, 2010, pp.338-347, 査読有。
- ⑥H. Horisawa, S. Sumida, I. Funaki, Low-Power Laser-Metal Interaction for Space

Propulsion Applications, AIP Conference Proceedings Vol.1278, 2010, pp.184-199, 査読有。

⑦H. Horisawa, T. Shinohara, K. Tei, S. Yamaguchi, High-Isp Mode of Pulsed Laser-Electromagnetic Hybrid Accelerator for Space Propulsion Applications, AIP Conference Proceedings Vol.1278, 2010, pp.191-199, 査読有。

⑧H. Horisawa, Y. Sasaki, T. Shinohara, I. Funaki, Thrust Characteristics of a Coaxial Laser-Electromagnetic Hybrid Thruster, Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Space Technology Japan, Vol.8, 2010, pp.Pb\_33-Pb\_38, 査読有。

⑨C. Phipps, H. Horisawa(5 番目, 他 7 名), Review: Laser-Ablation Propulsion, Journal of Propulsion and Power Vol.26, 2010, pp.609-637, 査読有。

⑩H. Horisawa, F. Sawada, S. Hagiwara, I. Funaki, Micro-multi-plasmajet array thruster for space propulsion applications, Vacuum, Vol.85, 2010, pp. 574-578, 査読有。

⑪S. Sumida, H. Horisawa, I. Funaki, Experimental Investigation of  $\mu$ N-class Laser Ablation Thruster, Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Space Technology Japan, Vol.7, 2009, pp.Pb\_159-Pb\_162, 査読有。

⑫小野智久, 堀澤秀之, 船木一幸: レーザ・電気複合推進機の静電加速モードにおける推進特性, 東海大学工学部紀要, Vol.49, 2009, pp.101-106, 査読有。

⑬H. Horisawa, F. Sawada, S. Hagiwara, I. Funaki, Propulsive Characteristics of Micro-Multi-Plasmajet Array Thruster, Advances in Applied Plasma Science, Vol.7, 2009, pp.95-98, 査読有。

⑭Y. Kishida, M. Katayama, H. Horisawa, Rectangular Pulsed Laser-Electromagnetic Hybrid Accelerator, Advances in Applied Plasma Science, Vol.7, 2009, pp.83-86, 査読有。

⑮S. Hagiwara, F. Sawada, H. Horisawa, I. Funaki, Experimental and Numerical Investigation on Thrust Performance Improvement of Micro-Single-Nozzle Thrusters, Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Space Technology Japan, Vol.7, 2009, pp.Pb\_17-22, 査読有。

⑯F. Sawada, A. Koshiyama, S. Hagiwara, H. Horisawa, I. Funaki, Effects of Nozzle Geometries on Thrust Performance Improvement of Micro-Multi-Nozzle-Array Thrusters, Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Space Technology Japan, Vol.7, 2009, pp.Pb\_77-82, 査読有。

⑰K. Ueno, I. Funaki, T. Kimura, H. Horisawa,

H. Yamakawa, Thrust Measurement of a Pure Magnetic Sail Using Parallelogram-Pendulum Method, Journal of Propulsion and Power, Vol.25, 2009, pp.536-539, 査読有.

⑱H. Horisawa, F. Sawada, K. Onodera, I. Funaki, Numerical simulation of micro-nozzle and micro-nozzle-array flowfield characteristics, Vacuum, Vol.83, 2008, pp.52-56, 査読有

⑲T. Ono, Y. Uchida, H. Horisawa, I. Funaki, Measurement of ion acceleration characteristics of a laser-electrostatic hybrid microthruster for space propulsion applications, Vacuum, Vol.83, 2008, pp.213-216, 査読有.

〔学会発表〕 (計 46 件)

①H. Horisawa, I. Funaki, Force generation through low-power laser-metal interaction, 7th International Conference on Photo-Excited Processes and Applications, 2010.8.18, Technical University of Denmark.

②H. Horisawa, S. Yamaguchi, Forward plasma emission through laser-foil interaction with nano-second lasers, 7th International Conference on Photo-Excited Processes and Applications, 2010.8.18, Technical University of Denmark

③H. Horisawa, I. Kimura, Comparison of photon rocket and laser-plasma accelerator for space propulsion applications, 7th International Conference on Photo-Excited Processes and Applications, 2010.8.18, Technical University of Denmark

④H. Horisawa, S. Hagiwara, R. Hitomi, I. Funaki, Micro-Multi-Plasmajet Array Thruster, AIAA-2010-7108, 46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2010.6.26, Nashville TN.

⑤H. Horisawa, H. Yonamine, I. Funaki, Thrust Generation Phenomena Through Low-Power CW Laser-Metal Interaction for Onboard Space Propulsion Systems, AIAA-2010-6939, 46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2010.6.27, Nashville TN.

⑥H. Horisawa, T. Shinohara, K. Tei, Development of Compact High-Power Laser System for Laser-Electric Hybrid Propulsion System, AIAA-2010-6937, 46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2010.6.28, Nashville TN.

⑦I. Funaki, Y. Nakayama, H. Horisawa, Micro-thruster Options for the Japanese Space Gravitational Wave Observatory Missions, Asian Joint Conference on Propulsion and Power 2010, 2010.3.5, Miyazaki Kanko Hotel.

⑧H. Horisawa, Y. Sasaki, T. Shinohara, I. Funaki,

Thrust Characteristics of a Coaxial Laser-Electromagnetic Hybrid Thruster, ISTS2009-b-36, 27th International Symposium on Space Technology and Science, 2009.7.8, Tsukuba International Convention Center.

⑨S. Hagiwara, F. Sawada, H. Horisawa, I. Funaki, Preliminary Thrust Performance Test of a Micro Multi-Plasmajet-Array Thruster, ISTS2009-b-20, 27th International Symposium on Space Technology and Science, 2009.7.8, Tsukuba International Convention Center.

⑩Y. Kishida, M. Katayama, H. Horisawa, Rectangular Pulsed Laser-Electromagnetic Hybrid Accelerator, ISTS2009-b-19, 27th International Symposium on Space Technology and Science, 2009.7.8, Tsukuba International Convention Center.

⑪H. Horisawa, Y. Sasaki, I. Funaki, I. Kimura, Electromagnetic Acceleration Characteristics of a Laser-Electric Hybrid Thruster, AIAA-2008-4818, 44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2008.7.22, Hartford CT.

⑫T. Ono, Y. Uchida, H. Horisawa, I. Funaki, Laser-Electrostatic Acceleration Characteristics of a Laser-Electric Hybrid Thruster, AIAA-2008-5008, 44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2008.7.22, Hartford CT.

⑬S. Sumida, H. Horisawa, I. Funaki, Fundamental Characteristics of a Low - Fluence CW Laser Thruster, AIAA-2008-4864, 44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2008.7.22, Hartford CT.

⑭S. Sumida, S. Yokoyama, H. Horisawa, I. Funaki, Experimental Investigation of micro-N-class Laser Ablation Thruster, 2008-b-41, 26th International Symposium on Space Technology and Science, 2008.6.5, Act City Hamamatsu.

〔その他〕

<http://www.ea.u-tokai.ac.jp/horisawa/>

## 6. 研究組織

### (1) 研究代表者

堀澤 秀之 (HORISAWA HIDEYUKI)  
東海大学・工学部・教授  
研究者番号：30256169

### (2) 研究分担者

船木 一幸 (FUNAKI IKKOH)  
独立行政法人宇宙航空研究開発機構  
・宇宙科学研究本部・准教授  
研究者番号：50311171  
山口 滋 (YAMAGUCHI SHIGERU)  
東海大学・理学部・教授  
研究者番号：40297205