

平成 30 年 6 月 21 日現在

機関番号：32644

研究種目：挑戦的萌芽研究

研究期間：2015～2017

課題番号：15K14256

研究課題名(和文)メガピクセル・マイクロプラズマジェットの詳細加工と医療応用への挑戦

研究課題名(英文)Microfabrication of mega-pixel micro-plasmajets and their potentials for medical 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

交付決定額(研究期間全体)：(直接経費) 3,000,000円

研究成果の概要(和文)：研究目的は超薄型の小型から大型の直流高効率プラズマジェットアレイの構築ならびに高性能化の実現のための重要な要素の追求である。第一にマイクロプラズマジェットアレイの試作および作動実験を行い、超薄型ノズル要素のマルチ化により小型推進機はもとより、大型推進機としても適用可能であることおよび推進性能が同サイズの単一ノズルよりも高性能となる点を実証した。第二に新たな微小ノズル要素の最有力候補としてファイバ先端熱源を用いた新型レーザ加熱マイクロプラズマジェットの試作および作動実験を行った。最後に低電力プラズマ源に必須の化学エネルギー援用を目指し、新しい安全な液体推進剤の開発を行い、複数の有力候補を抽出した。

研究成果の概要(英文)：The objective of this study is to investigate primary subjects for development and improvement of thin, small or large DC plasmajet-array. Firstly, micro-fabrication and demonstration of micro-plasmajet-array were conducted. It was shown that multi-nozzle configuration of thin nozzle elements was appropriate for large thrusters rather than small thrusters, and that thrust performance was higher than single nozzles with the same sizes. Secondly, development of a novel laser-thermal micro-plasmajet employing a laser-diode coupled fiber-tip heat source was conducted for a potential candidate of innovative micro-nozzle elements. In addition, to employ and enhance chemical energy required for low-power plasma sources, development of novel, safe, non-toxic liquid propellant was conducted. Some potential liquids were extracted.

研究分野：工学

キーワード：推進・エンジン 電気推進 微細加工 表面加工 マイクロマルチプラズマジェットアレイ, プラズマ源 マルチ噴流効果 プラズマ除去加工

1. 研究開始当初の背景

当初の国内外の研究動向として、i)マイクロプラズマ源が国内外で多数の試作・開発、ii)マイクロプラズマ溶射(スタンフォード大学)やプラズマ表面加工(Plasma Assisted Chemical Etching(PACE))などの材料加工への利用、iv)プラズマ推進機(東海大・本研究室)、v)MEMS電子エミッタアレイ、などが類似研究であった。これらと本研究の相違点は、各特徴で分類すると同様のプラズマ源があり得るが、これらの例では本体が大型でプラズマ生成がRF励起が主で低効率であるなどの点が欠点である。これに対して、我々のグループでは、i)マイクロノズル/マイクロノズルアレイのレーザ微細加工(出口サイズ500 μm 、スロートサイズ最小30 μm 、全長500 μm の微小ノズル/アレイの試作に成功)、ii)DCマイクロプラズマジェットの高電圧放電試験/性能試験(ノズル出口サイズ500 μm 、スロートサイズ100 μm 、全長500 μm のノズルに電極を蒸着し、安定な直流放電作動条件を実現(消費電力3W程度))、ならびに推力測定による作動特性評価実験を実施、iii)マイクロノズルアレイの空気力学的性能評価/噴流干渉特性評価(非放電時の噴流干渉効果による気体加速性能の向上を確認しノズル間隙縮小による性能向上を実証し物理的な機構について検討(実験および数値シミュレーション))などを実証した。

これらを踏まえ、マイクロプラズマジェットアレイの構築を最終目標とし、マイクロノズルアレイの放電特性評価実験を実施し、安定作動条件について検討した。すなわち、コミュニケーション連続までの結果を踏まえ、有効加速方式、最適作動条件を実現することを目標に掲げた。この方式の場合、超薄型の高効率プラズマ源なので、小型化が容易で、アレイ化による大面積化も可能である。直接的には、宇宙推進機や表面加工、医療などの分野で応用可能である。

2. 研究の目的

本研究の目的は、前例のない超薄型の小型～大型の直流高効率プラズマジェットアレイの構築である。当初のノズル要素は0.5mm角程度であったが、アレイ化により大型化も可能である。本プラズマ源は、宇宙推進機に限らず表面加工や医療応用などの幅広い分野に活躍の場があり、これらを実証する点に特色・意義がある。本システムは、超薄型ノズルのマルチ化により小型推進機はもとより、大型推進機としても適用可能であり、かつその推進性能が同サイズのシングルノズルよりも高性能である点が画期的であり、かつ斬新な提案であるといえる。

本研究の重要要素の一点目は、i)従来のアーク放電方式の放棄による超小型化・薄型化の実現である。従来の直流放電式のプラズマジェット(数kW級)は、アーク放電に伴うアーク加熱により作動ガスを数万度まで

加熱している。このため電極・ノズル材料の損耗や凍結流損失が問題であった。研究代表者らはプラズマジェットを数W程度に低電力化する場合には、グロー放電に近い形態の方が有利であることを実証し、この場合、高効率なガス加熱が可能で、電極への熱負荷が軽減できる点を示した。これにより、著しい小型化、さらには薄型化を可能にした。

二点目は、ii)マルチ化による小型化に伴う性能低下の克服である。従来、ノズルサイズが1mm以下の内部流はレイノルズ数低下に伴う粘性損失の影響が大きく、効率が著しく低下する重大な問題であった。この問題に対して、我々は微小ノズルを近接させて複数配置し、マルチ化により推進性能が著しく向上することを実験的に実証し、かつ数値シミュレーションで物理的機構を解明した。

三点目は、iii)マルチ化が可能にする高性能超薄型(小型/大型)推進機である。ロケットノズルのマルチ化は配管系などが複雑化し質量増大が不可避であった。これに対して、我々はノズル要素を超小型に微細加工することでマルチノズルアレイを構築した。さらに本ノズルアレイは超薄型であり、かつ性能は同サイズのシングルノズルよりも高性能であり得ることを実験によって指摘した。これは超小型ノズルアレイだからこそ実現できる新しい特性である。

3. 研究の方法

3.1. マイクロプラズマジェットアレイの試作および作動実験

(1) マイクロミリングによるステンレス製6x6マイクロノズルアレイおよびプラズマジェットアレイの試作

1) マイクロミリングによるステンレス製マイクロノズルアレイの試作、2) マイクロミリングによるアルミナ製本体およびマルチ陰極アレイホルダの試作、3) 顕微鏡によるノズル形状評価、などを実施した。

(2) 安定作動条件の検討

1) 各種質量流量における放電電圧・電流特性・プレナム室圧力の測定、2) 放電ブルーム挙動撮像およびオシロスコープによる放電の時間的安定性の評価、3) 安定作動条件の検討、などを実施した。

(3) 電極の設置方法の検討および耐久性試験

1) 電極の蒸着による試作加工および耐久性評価、2) タングステン電極(マルチ陰極アレイ)の試作および耐久性試験、3) 直流放電による放電電圧・電流特性の評価、などを実施した。

(4) 推力測定に基づく推進性能評価

1) 各種作動条件における推力測定実験、2) 測定推力・質量流量からの比推力・推進効率の見積り、3) 推力測定装置の改良、などを実施した。

3.2. ファイバ先端熱源を用いた新型超小

型レーザー加熱マイクロプラズマジェット の試作および作動実験

(1) ファイバ先端熱源の高温発生特性の把握

1) FEM シミュレーションによるファイバ先端高温発生機構, 2) FEM シミュレーションによるファイバ先端熱源による液体推進剤の加熱特性評価, などを実施した.

(2) ファイバ先端熱源を用いた新型超小型レーザー加熱マイクロプラズマジェットの試作

1) ファイバ先端熱源を用いた新型超小型レーザー加熱マイクロプラズマジェットの試作, 2) ファイバ先端熱源を用いた新型超小型レーザー加熱マイクロプラズマジェットの作動実験, などを実施した.

3. 3. 新しい安全な無毒性液体推進剤の抽出

小型衛星では電源に大きな制約がある一方で, 推進剤には化学エネルギーが高い危険物を用いることは非常に困難である. 本研究では, 標準状態では化学的に安全・安定で高密度エネルギー投入時のみ高い化学エネルギーを発生する特性を持つ液体推進剤の選定を行った.

(1) 化学平衡計算による推進剤の選定

化学平衡計算により様々な液体に高エネルギー密度 (比入力 $[W/(kg/s) = J/kg]$) を投入した際の推進性能を予測し, 適切な推進剤を複数選定した (酢酸水溶液, HFE, 炭酸水などを選定).

(2) 低電力アークジェット推進機による各種推進剤の性能評価

選定した各種液体推進剤について低電力アークジェット推進機を用いた推進性能比較を行った.

4. 研究成果

4. 1. マイクロプラズマジェットアレイの試作および作動実験

(1) 実験装置および方法

マイクロノズルを複数個アレイ状に配置したマイクロ・プラズマジェットアレイ推進機について検討し, その有効性を示した. アレイ推進機の陰極には, 金属蒸着電極, フィラメント状電極および針状電極などを試してきた. 蒸着電極は耐久性に問題があった. フィラメント状電極は全体が赤熱するため, 推進機ヘッドの耐熱性および熱損失が課題となった. 一方, 針状電極ではガスの加熱が各陰極の先端部に局在させることが可能となったが, 放電電流が一部の電極に集中する傾向が確認された. そこで本研究では, 各電極 (針状陰極) を電気的に孤立させた新型のマイクロ・マルチ・プラズマジェットアレイ推進機 (6×6アレイ) を試作した. すなわち, 36個の各陰極に電気的に独立した抵抗を取り付け, 各電極の放電電流を制御し, アレイ全体の放電を均一化させることを図った. 試作した新型アレイ推進機の作動試験を行

い, 放電特性ならびに推進特性について実験的に評価した.

図1に実験装置構成図を示す. 真空チャンバー内の圧力は4 Paとし, 推進剤ガスには窒素ガスを用いた. 各条件における推力は, 光楯子式レーザ変位センサを備えた石英ガラス製カンチレバー型の推力測定装置を用いて真空中で測定した.

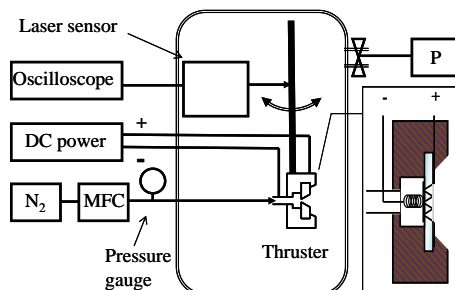


Fig.1 Schematics of experimental setups.

アレイ推進機の本体はアルミナ製で, 直径が38 mm, 全長が13 mmである. 各ノズル要素の中心部には陰極挿入用の直径0.2 mm, 深さ1 mmの穴が開けてある. 各陰極には直径0.2 mmのタングステン棒を用いた. 6×6=36個あるノズルの全高は12 mmである. ノズル1要素の出口角は1.9 mm, スロート径が0.2 mm, 長さが1 mmで, ノズル間の幅は0.1 mmとした. ノズル全体の放電箇所を均一化させるために, 36個の各陰極に独立の抵抗を接続し, 各電極の放電電流の制御を図った.

(2) 結果および考察

放電作動試験はノズル全体の推進剤流量2.1~37.5 mg/s, 放電電流10~90 mAで行った. 図2にノズル出口部から観察した放電作動実験時の画像を示す.

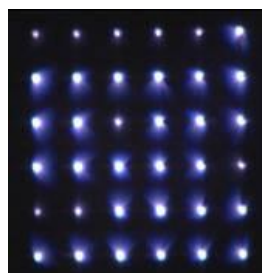


Fig.2 Photo of plasma plumes operated under different discharge current

6×6アレイ推進機の推進性能を評価するために, マイクロ・シングル・プラズマジェット, ならびに3×3マイクロ・マルチ・プラズマジェット・アレイ推進機との推進性能の比較を行った. それぞれの場合でノズル数が異なるので, 比較においてはノズル1要素当たりの平均質量流量および平均投入電力, ならびに平均推力, 平均比推力を算出しそれぞれプロットした. 平均比推力の結果をそれぞれ図3に示す. 図より, シングルとアレイ1要

素当りの推進性能を比較すると、アレイの方が高い推進性能を示しており、放電作動時においても排気噴流の干渉による推進性能向上の効果が確認されたといえる。すなわち、ノズル個数を増加させると、推進性能が大幅に向上することが確認できた。

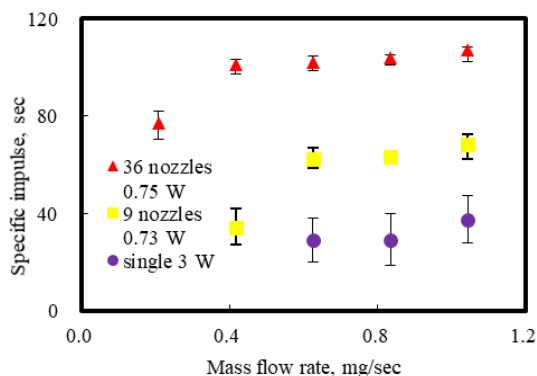


Fig.3 Specific impulse vs mass flow rate for comparison of nozzle performance.

4. 2. ファイバ先端熱源を用いた新型超小型レーザー加熱マイクロプラズマジェットの試作および性能評価

(1) 装置および方法

半導体レーザーに結合した光ファイバーの先端部に局所的な高温熱源を形成される現象は、既に医療分野で、特に生体の切除・切断を行うレーザー手術において実用化されている。この光ファイバー端面には、あらかじめ酸化チタン膜がコーティングされており、この膜がレーザーを吸収することで加熱されて、光ファイバーの先端部に局所的な熱源が発生する。これまでの研究で、コア径 0.4 mm のファイバーと、出力 6 W の LD を用いた場合、レーザー発振後約 180 ms で 3000 K 以上の高温が発生することが確認されている。

本研究で開発を目指すレーザー加熱マイクロプラズマジェットは、前述の光ファイバー先端熱源を用いて推進剤を加熱・気化し、ノズルにより空力的に加速することで推力を得る方式である。その概念図を図 4 に示す。レーザーを照射すると、ファイバー先端部の高温熱源により推進剤が加熱・気化され、最終的にノズルで加速される。本方式では、用いる半導体レーザーが小型・低消費電力（直流・低電圧）なので、電源系を含めたシステムの小型・単純化が可能である。

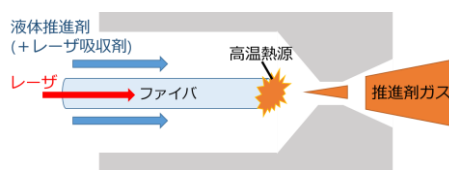


Fig.4 Schematic of laser-thermal micro-plasmajet with LD coupled fiber heat source.

本研究では、伝熱シミュレーションによりファイバー先端高温部の形成メカニズムについて検討した。本シミュレーションでは、Autodesk 社のシミュレーションコード (Autodesk Simulation CFD 2015) を用いた。

光ファイバーは石英ガラス製の円柱で、標準状態の空气中に設置した状況を仮定した。本シミュレーションにおけるレーザーの入力は、ファイバー端面においてレーザー出力相当の熱流束が入力すると仮定した。さらに本シミュレーションでは、ファイバー端面におけるレーザー光の吸収率（あるいは損失率）を 40%~100% の範囲で仮定した。さらに、光ファイバー径を縮小した場合 (1/4~1/40) についても同様のシミュレーションを行い、ファイバー端面における高温部の発生現象について検証した。

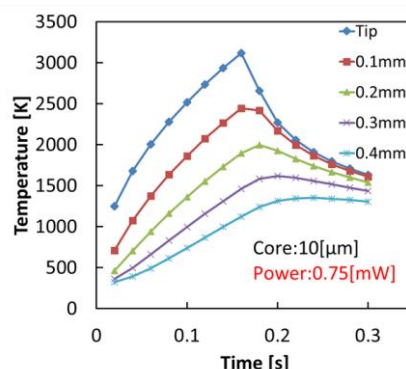


Fig.5 Simulation results of laser-thermal micro-plasmajet with LD coupled fiber heat source for (a) fiber diameter of 0.4 mm, LD power of 6 W, and (b) 0.010 mm, 0.75 mW. .

(2) 結果および考察

図 5 は直径が小さい光ファイバーを用いた場合の温度変化を示す。なおこの場合はファイバー直径の縮小に伴ってレーザー出力も低下させ、ファイバー径 10 μm でレーザー出力 0.75 mW の場合である。図より、ファイバー径が小さい場合は、0.75 mW という微小出力のレーザーを用いた場合においても端面およびその付近における温度は時間経過に伴って急激に上昇し、特に先端部では 180 ms 後に 3000 K 以上に達していることがわかる。これらの結果から、ファイバー径を縮小することで、微小出力のレーザーでも十分に高温を発生可能なことがわかった。

また、図 5 の端面および先端部から 0.1~0.4 mm の各位置におけるファイバー温度の分布をみると、特に先端部で約 1500 K/0.1 mm, の割合で急激に温度が低下していることがわかる。このことから、形成される高温領域は非常に薄いといえる。

4. 3. 新しい安全な無毒性液体推進剤の抽出

(1) 装置および方法

本研究では、プラズマジェット、アークジ

ェット, レーザー熱推進機などの電熱加速型推進機に用いる液体推進剤の選定を行った. 推進剤には, 標準状態で安全かつ化学的に安定で, 入手性に優れており, 特定の閾値を超える入力エネルギー密度を与えられた場合に, 化学的エネルギーを生成するものを選定した. 本研究の目的は, 標準状態で安全かつ安定な液体からの発熱特性を調査することであるため, 選定する推進剤は著しい発熱特性を示す方が好ましい. 様々な液体におけるエネルギー入力時の化学反応や反応温度, 反応生成物などを把握するために, 化学平衡計算に基づく数値シミュレーションを行った.

標準状態で化学的に安定な, 水をベースとした液体推進剤の発熱特性を調査するために, いくつかの液体およびそれらの組み合わせを, 化学平衡計算コード (CEA) を用いて比較・検討した. さらに, 広く使用されている標準液体推進剤として, 比較のためにヒドラジンの計算も行った.

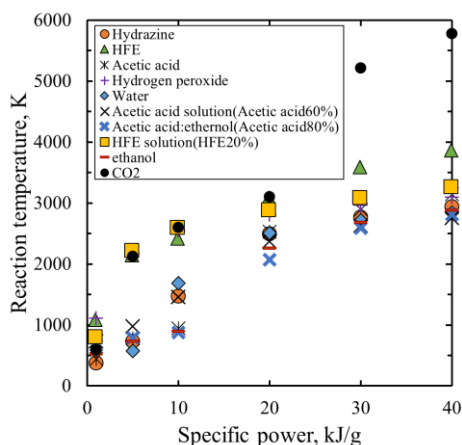


Fig.6 Variation of reaction temperatures vs specific powers for liquids.

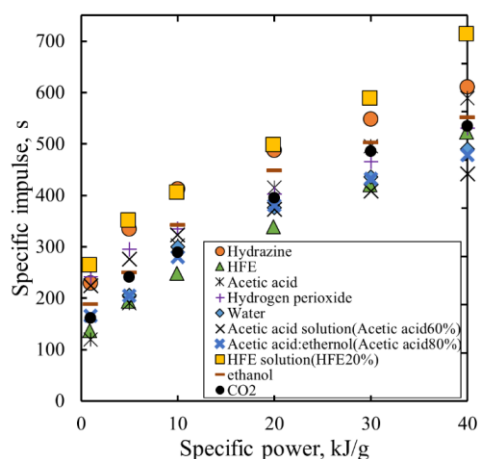


Fig.7 Variation of specific impulses vs specific powers for liquids.

(2) 結果および考察

本研究では, 様々な液体について検討を行った. 特に分子構造中に酸化剤となる O や F を含むものに注目して性能評価を行った. そ

の結果の一例として, 水, 酢酸, 酢酸水溶液 (60 mol%), HFE (Hydrofluoroether), HFE 水溶液 (20 mol%), 過酸化水素, 酢酸-エタノール混合液, エタノール, 二酸化炭素およびヒドラジンについて評価した結果を示す. 図 6 にそれぞれの比入力 (または比エネルギー) に対する反応温度の変化を示す. 全ての推進剤において, 反応温度は比入力が増えるにつれてほぼ単調に増加する. 特に, HFE および HFE 水溶液, CO₂ は, 比入力 (1~40 kJ/g) の範囲で高い反応温度 (HFE : 1000~3900 K, HFE 水溶液 : 1500~3500 K, CO₂ : 590~5800 K) を示す. その後, 過酸化水素が続く (1100~3100 K).

図 7 にそれぞれの比入力 (または比エネルギー) に対する比推力の推移を示す. 反応温度と同様に, 全ての推進剤の場合に比入力の増加に伴い比推力も単調に増加する. 広範囲の比入力 (1~40 kJ/g) において, HFE 水溶液が 230~710 s と最も高い値を示し, 従来最も採用されているヒドラジンを越える性能を示すことが確認された.

5. 主な発表論文等

【雑誌論文】 (計 7 件)

- ① S. Shibagaki, T. Ikeda, H. Horisawa, Exothermal Characteristic of Stable Liquids for Laser-Thermal Propulsion Applications, *Frontier of Applied Plasma Technology*, Vol.10(2), 2017, pp.53-58 (査読有).
- ② H. Horisawa, N. Kobayashi, S. Takenaka, A. Kobayashi, Micro-multi-plasmajet array thruster for space propulsion applications, *Vacuum*, Vol.136, 2017, pp.190-195 (査読有).
- ③ S. Shibagaki, K. Wada, S. Komine, M. Isoda, H. Horisawa, Performance Prediction of a Chemically-assisted Laser Thermal Thruster, *Proc. MJJIC2016*, Paper-ID: 1570304470, 2016 (査読有).
- ④ K. Wada, S. Shibagaki, M. Isoda, H. Horisawa, Development of a Novel Laser Thermal Microthruster with a Laser-diode-coupled Fiber-tip Heat Source, *Proc. MJJIC2016*, Paper-ID: 1570304514, 2016 (査読有).
- ⑤ N. Yanagida, H. Horisawa, A. Kobayashi, Al-Water Fed Chemically Augmented DC Arcjet Characteristics, *Frontier of Applied Plasma Technology*, Vol.8(1), 2015, pp.25-30 (査読有).
- ⑥ 堀澤秀之, 宇宙用レーザー推進機, レーザー研究, Vol.43(9), 2015, pp.606-610 (査読有).
- ⑦ N. Yanagida, H. Horisawa, A. Kobayashi, An Al-water Fed DC Arcjet, *Proc.*

〔学会発表〕(計 25 件)

- ① Y. Arai, S. Shaibagaki, K. Wada, M. Tsuchiya, T. Ikeda, H. Horisawa, Chemically Augmented Arcjet Thrusters, 31st ISTS, 2017-b-69, 2017.
- ② M. Tsuchiya, Y. Arai, K. Wada, M. Isoda, S. Shibagaki, T. Ikeda, H. Horisawa, Chemically Augmented Laser-thermal Thrusters, 31st ISTS, 2017-b-74, 2017.
- ③ S. Shibagaki, K. Wada, M. Tsuchiya, Y. Arai, T. Ikeda, H. Horisawa, Development of Chemically Augmented Electrothermal Thrusters, 31st ISTS, 2017-b-44, 2017.
- ④ S. Shibagaki, K. Wada, Y. Arai, M. Tsuchiya, T. Ikeda, H. Horisawa, Evaluation of Exothermic Performance of Chemically Augmented Electrothermal Thrusters, 35th IEPC, IEPC2017-421, 2017.
- ⑤ M. Tsuchiya, S. Shaibagaki, K. Wada, S. Komine, M. Isoda, Y. Arai, T. Ikeda, H. Horisawa, Chemically Augmented Laser Microthrusters, 35th IEPC, IEPC2017-408, 2017.
- ⑥ Y. Arai, S. Shaibagaki, K. Wada, M. Tsuchiya, T. Ikeda, H. Horisawa, Development of Chemically-augmented Lowpower Arcjet Thrusters, 35th IEPC, IEPC2017-407, 2017.
- ⑦ 堀澤, 加藤, 加藤, 武中, 柴垣, 矢野, 大井, レーザーを援用した小型プラズマ推進機, 第 61 回宇宙科学技術連合講演会, 2017.
- ⑧ 田口, 柴垣, 和田, 豊田, 池田, 堀澤, 光ファイバー先端熱源を用いた超小型レーザー加熱推進機の数値シミュレーション, 第 61 回宇宙科学技術連合講演会, 2017.
- ⑨ 豊田, 柴垣, 和田, 田口, 池田, 堀澤, 光ファイバー先端熱源を用いた超小型レーザー加熱推進機の研究開発, 第 61 回宇宙科学技術連合講演会, 2017.
- ⑩ 土屋, 柴垣, 新井, 池田, 堀澤, 化学援用推進機に用いる低毒性液体推進剤の選定, 第 61 回宇宙科学技術連合講演会, 2017.
- ⑪ 柴垣, 土屋, 池田, 堀澤, 低毒性液体推進剤を用いた化学援用電熱加速型推進機の推進性能予測, 平成 29 年度宇宙輸送シンポジウム, 2017.
- ⑫ H. Horisawa, High-power lasers versus low-power LEDs for space propulsion applications, International High Power Laser Ablation Directed Energy, 2016.
- ⑬ 和田, 柴垣, 福田, 堀澤, 光ファイバー先端熱源によるレーザー加熱推進機の開発, 日本航空宇宙学会第 47 期定時社員総会/年会講演会, 2016.
- ⑭ 柴垣, 和田, 小峰, 福田, 堀澤, 化学援用レーザー加熱推進機用の液体推進剤の評価, 日本航空宇宙学会第 47 期定時社員総会/年会講演会, 2016.
- ⑮ Y. Fukuda, K. Kondo, T. Shimojo, H. Horisawa, A Laser Thermal Microthruster with a Novel Laser-Diode-Coupled Fiber-Tip Thermal Source, 34th IEPC, IEPC-2015-335, 2015.
- ⑯ S. Shibagaki, K. Wada, Y. Fukuda, K. Kondo, H. Horisawa, Extraction of Explosive Characteristics from Stable Materials Irradiated by Low-Power Laser Diodes, 34th IEPC, IEPC-2015-466, 2015.
- ⑰ K. Wada, S. Shibagaki, Y. Fukuda, K. Kondo, H. Horisawa, High-Temperature Generation of a Diode-Laser Coupled Fiber-Tip Heat Source, 34th IEPC, IEPC-2015-482, 2015.
- ⑱ Y. Fukuda, K. Wada, S. Shibagaki, T. Ikeda, S. Yamaguchi, H. Horisawa, A Microthruster with a Laser-Diode-Coupled Fiber-Tip Heat Source, The Tenth International Symposium on Applied Plasma Science, 2015.
- ⑲ S. Takenaka, N. Kobayashi, H. Horisawa, A. Kobayashi, Characteristics of a Micro-Multi-Plasmajet-Array Thruster, The Tenth International Symposium on Applied Plasma Science, 2015.
- ⑳ 柴垣, 福田, 和田, 堀澤, 低電力半導体レーザー照射による安定物質の発熱反応を利用したレーザー推進, 第 59 回宇宙科学技術連合講演会, 2015.

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

山口 滋 (Yamaguchi, Shigeru)
東海大学・理学部・教授
研究者番号: 40297205