

1E04 半導体レーザー維持プラズマスラスタのノズル熱解析 及び性能評価

○鷲見圭亮, 塚平珠貴, 西田昌平, 松井信（静岡大学）

Nozzle Thermal Analysis and Performance Evaluation of a Diode Laser-Sustained Plasma Thruster
Keisuke Sumi, Tamaki Tsukadaira, Shohei Nishida and Makoto Matsui (Shizuoka University)

Key Words : Laser-Sustained Plasma, CW Laser, Laser propulsion

Abstract

Laser propulsion is a space transportation system that generates thrust using laser light emitted from a laser unit mounted on a satellite as an energy source. In previous studies, LSP (laser thermal propulsion) has been focused on as a heat source for laser propulsion systems, and evaluations of thrust performance using LSP have been conducted. However, when using high-power lasers as an energy source, the nozzle is exposed to extremely harsh thermal conditions. In this study, steady-state thermal analysis was performed on two types of nozzles, and the feasibility of operating a thruster using a 4 kW diode laser was evaluated. As a result, it was found that operation at an output of 4 kW is possible with Model 2. Therefore, performance evaluation was conducted using that model. The results showed a maximum thrust of 0.62 N, a maximum specific impulse of 121 s, and a maximum thrust efficiency of 7.6%.

1. 序論

近年, NASAのアルテミス計画に代表されるように, 月面探査基地や火星有人飛行など, 人類の宇宙進出に向けた計画が数多く企図されている. そこで人類の宇宙進出を進め, 活動領域を広げるために, 活動領域を広げるために様々な宇宙輸送システムが検討されている. 将来的には比推力の大きい電気推進が必要となり, その中で推力が大きいアークジェットがある. アークジェットは図1に示すようにアーク放電により推進剤を加熱し, ノズルで膨張させることにより推力を得る推進法であり, 主に軌道遷移に用いられている^{1,2)}. アークジェットは, 他の推進法に比べ大推力が得られる利点がある一方で, 欠点として電極の熱的損耗により, 稼動寿命が約1,000時間程度に限られることが挙げられる³⁾. 他方で, アークジェットの寿命の問題を克服する新たな宇宙推進法としてレーザー推進が挙げられる. レーザー推進とは, 図1に示すようにレーザーでエネルギーを伝送し, レーザー維持プラズマ (Laser Sustained Plasma, LSP) で推進剤を加熱し推力を得る推進法である^{4,5)}. LSP型のレーザー推進は間接的に熱源であるプラズマを維持することができるため, 電極の損耗による寿命の制限がない. さらにレーザー推進の寿命はレーザー源に依存すると考えられており, 光源として半導体レーザーを用いる場合には, 約10,000時間程度の運用が可能であると考えられている.

レーザー推進の研究では, 主にCO₂レーザーがLSP

生成のレーザー光源として多く用いられてきた^{6,7)}. その理由として, これまではLSP生成のためのレーザー光源に必要なkW級がCO₂レーザーに限られていたためである⁸⁾. しかしながら, CO₂レーザーは, 装置が大型であること, 電力-光出力変換効率が約10%程度で変換効率が悪いことなどの弊害があり, 将来的なレーザー推進の実現のためには, よりエネルギー変換効率が高く, 小型なレーザーが望まれていた.

昨今の半導体技術の向上は著しく, 半導体の性能改善とともに半導体レーザーの出力も向上してきた. また, 半導体レーザーを誘起光とするファイバーレーザーやディスクレーザーなどといった固体レーザーの高出力化も進んでおり, CW出力のファイバーレーザーでは既にシングルモードで出力10kWに達している⁹⁾. これらのレーザーはCO₂レーザーに比べエネルギー変換効率が高く, 装置も小型であることからレーザー推進のためのレーザー光源として有望視されている. 今後のLSP型のレーザー推進における研究では, 半導体技術の向上に伴い, より高出力なレーザーを使用してLSP型スラスタの推進性能の評価が行われていくと考えられる.

図1に示すようにLSPスラスタは, LSPを透過したレーザー光がノズルに衝突するような構造となっている. 先行研究により, 入射したレーザーエネルギーの多くはプラズマを透過し, 半導体レーザーを用いたAr-LSPの吸収率は, 約10-15%であり, 約85-

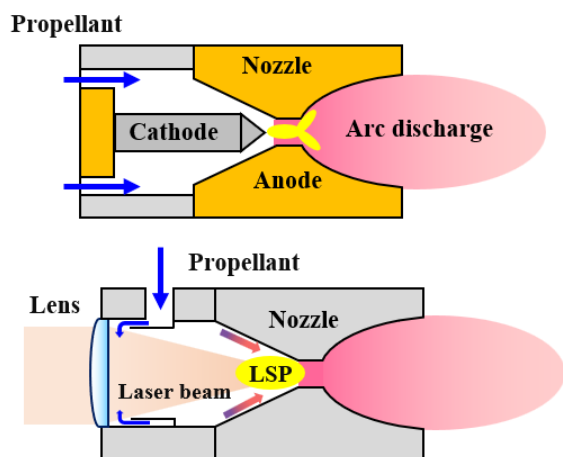


図1. 各推進システムの模式図

90%のレーザーを透過することがわかっている¹⁰⁻¹¹⁾。つまり、投入レーザーパワーが高いほどレーザー光の透過量も増加することが考えられるため、ノズル部において熱的に厳しくなることが考えられる。

そこで本研究では、作成したLSPスラスタのノズル熱解析を行い、作動条件下において当該ノズルが材料の融点に達しないことを数値的に確認した。これにより、ノズルの熱的健全性を検証するとともに、スラスタの性能評価を実施した。

2. ノズル熱解析

2-1. LSPスラスタノズル

本研究で使用するレーザーは4kW級半導体レーザーを用いているため、出力4kWでスラスタを作動させ、性能データを取得することを目指としている。また、LSPスラスタにおいては透過レーザーによる熱的影響が大きいことから、それぞれのノズルにおいて透過するレーザーパワーをパラメーターにFusion360のCADソフトを用いてノズルの定常熱解析を行うことで作成したノズルが何Wのレーザーまで許容できるのかを評価した。なお、今回使用しているノズルの材質は銅である。

ここで、以下に図2及び図3に本熱解析で使用した

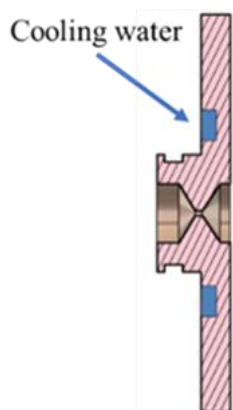


図2. Model 1 断面図.

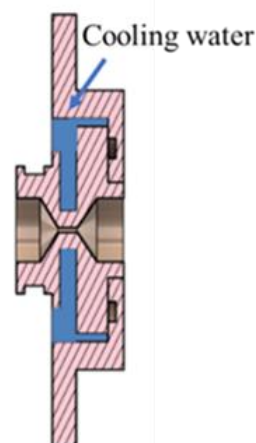


図3. Model 2 断面図.

ノズルの断面図を示す。それぞれのノズルをModel 1, Model 2とする。それぞれのモデルでは、左側が、推進剤が流入する部分となっており、右側が推進剤の出口部分となっている。冷却水路とスロート部の距離が異なっており、Model 2においては、スロート部に冷却水が流れている形状となっており、Model 1よりも高出力なレーザーにも対応できるように工夫した。

2-2. ノズルの定常熱解析結果及び考察

先述したとおり、本解析の条件においては透過レーザーパワーをパラメーターとし、冷却水温度を27℃、銅の表面を研磨面とした。なお以下の図4に熱の流入部を示す。本解析では、赤い線で塗られている部分がレーザー光を吸収する場所として解析を行った。以下の図5に解析結果を示す。Model 1においては、出力3kWの部分で銅の融点温度(1083℃)付近まで達し、スロート部の最大温度は1064℃になることがわかった。レーザー出力が3kW以下であれば、ノズルの温度は材料の融点を下回ることが確認され、レーザーによる熱的影響は許容範囲であった。また、実際に出力3kWでスラスタを作動させたところスロート部が融解することなく、正常に作動ができ、3.25kWで作動させた場合、スロート部が融解し、スロート径が縮小した。そのためこの結果は妥当性があると考えられる。一方、出力4kWではスロート部最大温度は1410℃と融点を大きく超える結果となっている。実際に出力4kWでスラスタを作動させた場合、作動中にプレナム室内の急激な圧力上昇が起こった。スロート部を確認したところ銅が完全に融解し、スロートが塞がっている事が確認された。一方、Model 2においては、スロート部の最大温度は出力4kWでも561℃という解析結果となっており、銅の融点を大きく下回る結果となった。実際にこのモデルでスラスタを作動させたところ、スロートが縮小もしくは塞

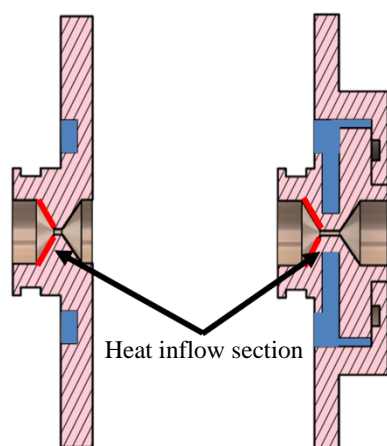


図4. 熱の流入部

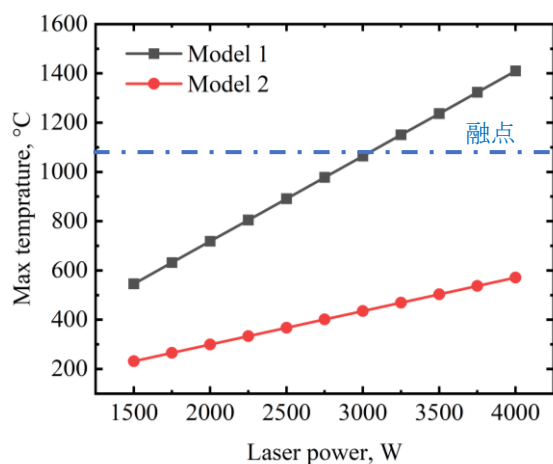


図5. スロート部最大温度

がることによるプレナム室の急激な圧力上昇は起こらず、スロート部を確認したところ加工された形跡は確認されなかった。

以上から、より高出力なレーザーでスラスタの安定作動を行うためには、スロート付近に冷却水を流すことが有効である。よって、Model 2においては出力4kWでの性能データの取得が可能であるため、Model 2を用いて出力4kWにおける性能評価を行う。



図6 Model 1 (4kW作動)



図7 Model 2 (4kW作動)

3. LSPスラスタの実験装置及び手順

図8に実験装置の模式図を示す。使用している半導体レーザーは浜松ホトニクス社 (LE1178MOD) であり、設計波長、最大出力はそれぞれ、940 nm、4.4 kWである。搭載されている焦点距離60mmの標準レンズを使用した場合、スポット形状は矩形型であり、寸法は0.67 mm×0.87 mmである。レーザーの発振モードは可変であり、低出力でのアライメントモードと高出力の発振モードがあり、低出力のアライメントモードで焦点を合わせることが可能である。また、本実験では流体制御機器の外部制御を行うシステムをArduinoで開発した。このシステムをArduinoスイッチと名付け、それを図9に示す。ボックスの中には流体制御機器の制御を行うATmega328Pのマイコンを搭載したArduinoボードが内蔵されており、制御用の回路が組み込まれている。概略図を図10に示す。本システムはこの後の実験手順でも述べるが、LSPを発光させた後、スイッチを切り替えることにより供給する作動ガスの流量を任意のペースで任意の流量まで制御することが可能である。また、制

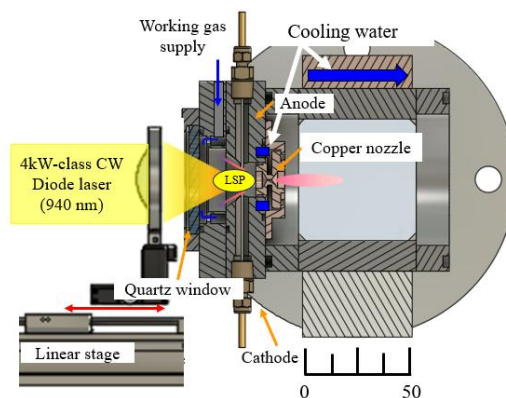


図8 実験装置の概略図.

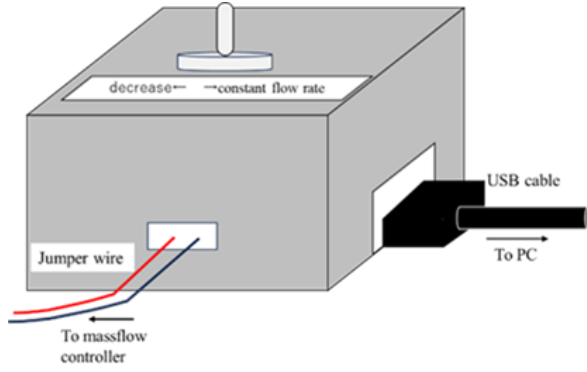


図9 Arduinoスイッチ

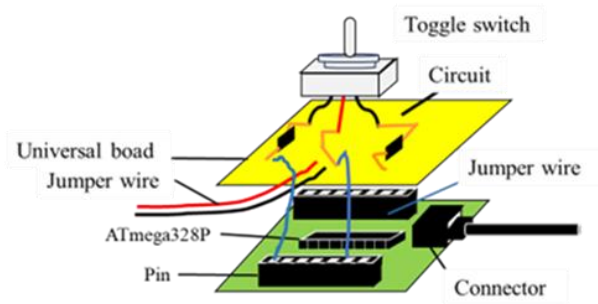


図10. Arduinoスイッチ制御回路

御方法については、PCソフトのArduino IDEでプログラミングを行い、専用のケーブルをArduinoに接続し制御命令をマイコンに送信することで制御を行っている。

デモスラスタは1.5MPa,安全率2の耐圧を持ち、ナイロンチューブを通して作動ガスが供給される。LSP生成後、トラバースに設置された集光レンズをレーザー軸下流方向に動かすことでLSPをノズル付近まで移動させる。そしてArduinoスイッチを切り替えることで作動ガスの流量を任意のペースで所定の流量まで減少させ5秒間ほど流量を維持する。下流には0.6mmのスロート径を持つノズルが設置されており、ノズルを通過する作動ガスとLSPとの熱交換により、ガスを加熱しノズルにて膨張させることで、推力を発生させる。

本実験では、LSPをスロート付近に移動させ、目標流量に到達した後のプレナム圧を計測することにより、デモ機の推進性能の見積もりを行った。作動条件を表1に示す。

表1. 作動条件

Laser power, Max.	4,000 W
Laser intensity, Max.	12.6 GW/m ²
F-number	F1.2
Wavelength of the diode laser	927 nm & 951nm
Throat diameter	0.6 mm
Mass flow rate	0.72 - 0.80 g/s
Working gas	Argon
Argon pressure	0.88 - 0.92 MPa

4. 推進性能評価の原理

本研究では、レーザー推進機の作動時におけるプレナム圧から推進性能評価を行うためにソニックフロー法を用いた。ソニックフロー法は、超音速ノズルの閉塞条件から気流の淀み点エンタルピーを推算する方法であり、等エントロピー流れ、準一次元流れ、定常流れであることを仮定すると、比エンタルピー h_{av} は次の式で表すことができる¹²⁾。

$$h_{av} = \left(\frac{A^* p_{pl}}{\dot{m}} \right)^2 \frac{\gamma^2}{\gamma - 1} \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma + 1}{\gamma - 1}} \quad (1)$$

ここで、 \dot{m} は質量流量、 A^* はスロート面積、 p_{pl} はプレナム圧である。すなわち、プレナム圧を計測することにより比エンタルピーを求める事ができる。

ここで、エンタルピーと温度の関係は、

$$h_{av} = \int c_p dT \quad (2)$$

と表すことができる。ここで求められる T はプレナム室温度であるので、ノズル出口での速度は、

$$v_e = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma - 1} RT_c \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_c} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} \right]} \quad (3)$$

となる。ノズルでの最適膨張を仮定すると推力 F 及び比推力 I_{sp} は、

$$F = \dot{m} v_e \quad (4)$$

$$I_{sp} = \frac{v_e}{g_0} \quad (5)$$

と表すことができる。ここで推進エネルギーと投入電力の比から推進効率 η が次の式で定義する。

$$\eta = \frac{(F^2 - F_{cold}^2)}{2\dot{m}P} \quad (6)$$

ここで F_{cold} は生ガスでの推力、 P_{laser} は投入したレーザーの出力である。本研究では、レーザー推進デモ機の推進性能評価として、式(4)、式(5)、(6)で示されている推力、比推力、推進効率を算出した。

5. 実験結果及び考察

図10に圧力計から取得したレーザー推進デモ機の圧力履歴を示す。LSPが生成されると急激な圧力上昇が生じる。その後、トラバースに設置されたレンズを移動させることによって、LSPをスロート付近まで移動するとプレナム圧は0.03 MPa程度上昇する。これはLSPをノズル部で維持させたことによって、推進剤ガスとの熱交換量が増加したことが原因である。推進剤ガスは熱伝導が非常に悪く、LSPの位置がスロート部から離れていると十分に熱交換されないため損失が大きくなる。本研究で用いているデモ機はスロートからLSP生成部まで10 mm程度離れているため、LSPをスロート付近まで移動させ、熱交換量を増加させる必要がある。LSP移動

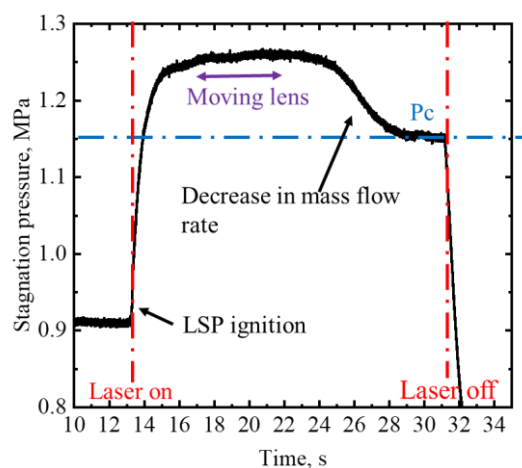


図11 典型的なプレナム圧履歴

後は、目標流量まで変化させ、その後5-10秒程度プラズマを維持し、そのときの圧力をよどみ点圧力として推力、比推力、推進効率の算出を行った。結果として、最大推力は0.62 N、最大比推力121 s、最大推進効率は7.6%と算出され、投入質量流量が多いほど推進性能が向上する結果となった。

実験結果より、推力、比推力、推進効率共に投入質量流量が多いほど上昇する傾向が見られた。この原因として考えられるのは、投入する質量流量が大きいほどプレナム室内が高圧になったことで、LSPのレーザー吸収率が増加し、熱効率がよくなったことが考えられる。先行研究より、LSPは高圧であればあるほど逆制動放射吸収が増加することによって吸収率が増加傾向にあることが示されている。ここで、熱効率の計算結果を図15に示す。投入質量流量が増加すると共に熱効率が増加傾向にあり、エネルギー変換が効率的に行われていることが示されている。また、図16にプレナム室内温度の計算結果を示す。レーザーのエネルギー変換効率が上昇すると共にプレナム室温度が上昇し、より大きい推力を生み出せることができる。このことから、高い性能を得るためには、LSPのレーザー吸収率を上げていき、熱効率をよくすることが重要である。

一方、比推力においては、投入質量流量が減少すると共に減少する結果となっている。本来、宇宙機においてはペイロードを増やすために、貯蔵する推進剤のタンク体積を抑える必要があり、投入質量流量が減少すると共に比推力が低下してしまうのは望ましくない。比推力が低下した原因は、質量流量が0.44g/s-0.52g/sの時、熱効率の低下率が29%となっており、推進剤の熱容量の低下率18%を上回っているためである。質量流量が少ないほど推進剤を暖めるために必要となるエネルギーが少なくなるが、それ以上にレーザーエネルギーが熱に変換される

割合が減少しているため、プレナム室温度も投入質量流量が減少すると共に低下してしまった。ここで、LSPスラスタのエネルギー損失について考える。LSPスラスタのエネルギー損失の一つに熱損失がある。この熱損失の具体的な内容は、冷却水より奪われるエネルギー、輻射損失などがある。今回の場合で考えると、スロート付近に冷却水を流した形状が熱損失を増加させてしまったと考えられた。通常、圧力が下がるほどLSPのレーザー吸収率は低下し、LSPが持つエネルギーは減少すると考えられるため、冷却が過剰であった場合、推進剤を十分に加熱できず、より低質量流量で高い比推力は得られない。そのため、より少ない質量流量で高い比推力を得るためには、ノズルの冷却構造を変えること、F値を小さくすることでLSPのレーザー吸収率を上げ効率を良くすることが必要であると考えられる。

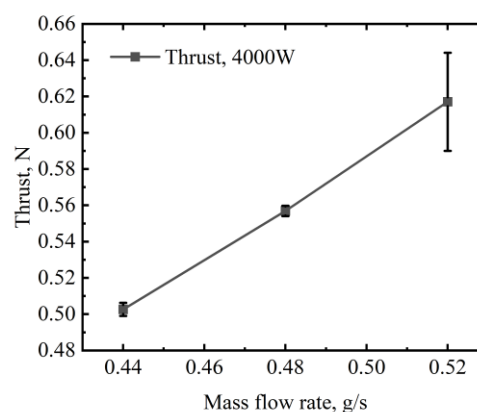


図12 流量ごとの推力

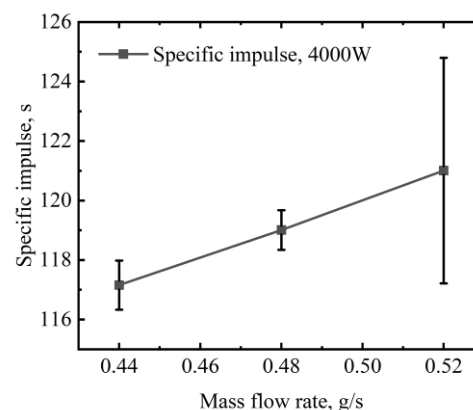


図13 流量ごとの比推力

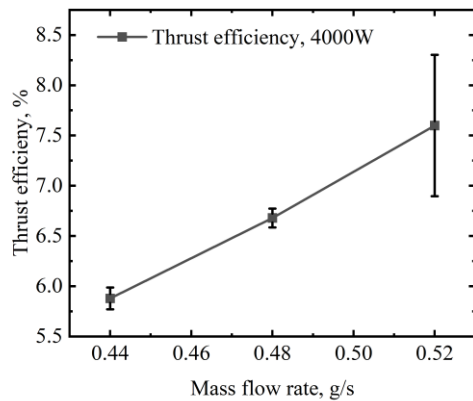


図14 流量ごとの推進効率

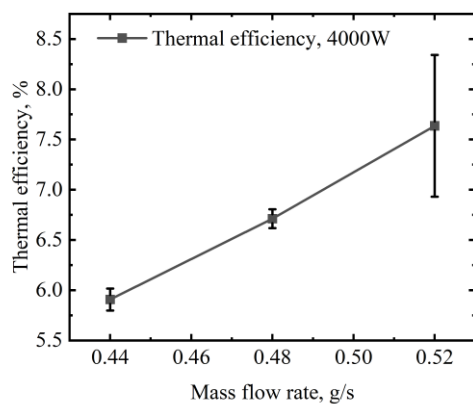


図15 流量ごとの熱効率

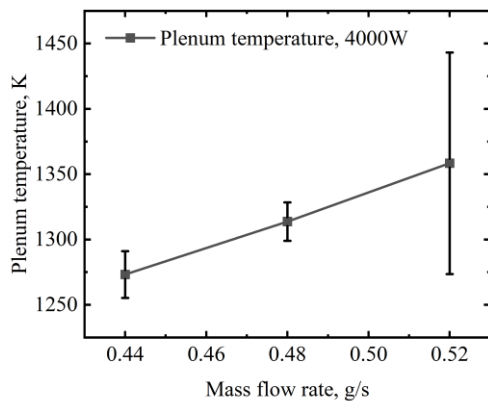


図16 流量ごとのプレナム室温度

6. まとめ及び今後の展望

Fusion360のCADソフトを用いてレーザーによる熱的影響を定常熱解析することによってスロート部の温度を評価した。Model 1においては出力3kW以下、Model 2においては、出力4kWでの作動が可能であることがわかり、実際にスラスタを安定的に作動させることに成功した。

レーザー推進デモ機を作成し、半導体レーザーを用いた推進性能の出力4kWで評価を行った。結果と

して、最大推力は0.62 N、最大比推力121 s、最大推進効率は7.6%と算出され、投入質量流量が大きいほど高い性能が得られるという結果となった。

今後の展望としては、熱損失の増加により推進剤流量が減少すると共に比推力の低下が起こったことが考えられたため、ノズルの冷却構造の改良、F値を下げることでLSPのレーザー吸収率を高め、熱効率を高めていくことで性能向上を図っていく予定である。

7. 参考文献

- 1) Hoskins, W. A., Cassady, R. J., Morgan, O., Myers, R. M., Wilson, F., King, D. Q., and deGrys, K.: 30 Years of Electric Propulsion Flight Experience at Aerojet Rocketdyne, International, 33rd Electric Propulsion Conference, Washington DC, IEPC-2013-439, 2013.
- 2) Zube, D., Lichon, P., Cohen, D., Lichtin, D., Bailey, J., and Chillelli, N.: Initial On-Orbit Performance of Hydrazine Arcjets on A2100TM Satellites, AIAA Paper 1999-2272, 1999.
- 3) Zube, D. E., Messershmide, E. W., and Dittmann, A.: Project ATOS - Ammonia Arcjet Lifetime Qualification and System Components Test, AIAA1995-2508, San Diego, 1995.
- 4) Keefer, D., Welle, R., and Peters, C.: Power absorption in laser-sustained argon plasmas, *AIAA J.*, **24** (1986), pp. 1663-1669.
- 5) Legner, H. H., and Douglas-Hamilton, D.H.: CW Laser Propulsion, *J. Energy*, **2** (1978), pp. 85-94.
- 6) Matsui, M., Tanaka, K., Nomura, S., Komurasaki, K., Yamagiwa, Y., and Arakawa, Y.: Generation and diagnostics of atmospheric pressure CO₂ plasma by laser driven plasma wind tunnel, *J. Appl. Phys.*, **112** (2012), pp.112-117.
- 7) Matsui, M., Yoneda, S., Komurasaki, K., Yamagiwa, Y., and Arakawa, Y.: Atomic-Oxygen-Flow Generation by Laser-Driven Plasma Wind Tunnel as Low-Earth-Orbit-Environment Simulator, *AIAA J.*, **52** (2014), pp. 1806-1810.
- 8) Yagi, S., Maruyama, T., Nagai, H., Izawa, T., Washio, K., Nagaki, Y., Goto, K., Nakazawa, M., Yuuzu, T.: Development of Laser in the 20th Century and Prospect in the Future, *Laser Review*, Vol. 29, No. 1 (2001), pp. 37-55.
- 9) Kitajima, S.: High-Power Solid-State Lasers and their Latest Trend, *J. Plasma Fusion Res.* Vol. 97, No.7 (2021), pp. 388-395.
- 10) Inoue, T., Uehara, S., Komurasaki, K., Arakawa, Y.: Energy Conversion in a CW Laser Thruster, *Journal of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*. Vol. 54, No.627(2006), pp. 168-174.
- 11) Takano, S., Okamoto, K., Homme, Y., and Matsui, M., "Effect of Flow Velocity on Generation Condition of Diode Laser-Sustained Plasma using Argon," *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, Aerospace Technology Japan, Vol. 22, No.,

- 2024, pp. 1-6.
- 12) Matsui, M., Yamagishi, S., Komurasaki, K., Yamagiwa, Y., and Arakawa, Y.: Thermal Efficiency of Laser Driven Inductively Coupled Plasma Generator Flows, *Trans. JA Aerospace Tech. Japan*, **8** (2010), pp. pe47-51.