

マイクロ・マルチ・プラズマジェット・アレイの作動特性

萩原 秀志^{*1} 人見 亮輔^{*2} 堀澤 秀之^{*3}

Preliminary Thrust Performance Test of a Micro Multi-Plasmajet-Array Thruster

by

Shuji HAGIWARA^{*1}, Ryosuke HITOMI^{*2} and Hideyuki HORISAWA^{*3}

(Received on Sep. 29, 2010 and accepted on Jan. 12, 2011)

Abstract

Microfabrication of a 3 x 3 micro multi-plasmajet array with ultra-violet lasers and their thrust performance tests were conducted for nozzle elements with exit height of 0.5 mm and lengths 0.5 mm. Stable discharge and operational conditions were confirmed for the 3 x 3 micro multi-plasmajet array thruster. To evaluate thrust characteristics of the arrayed plasmajet, thrust characteristics of the thruster were compared with those of the micro-single-nozzle plasmajet. The thrust was measured by a calibrated cantilever-type thrust stand in vacuum. It was shown that the thrust and specific impulse of with the micro-plasmajet array were higher than those of the micro-single-nozzle plasmajet due to the multi-jet effect. Moreover, from the experiment, it was shown that for different throat sizes and identical exit height of the 3 x 3 micro multi-plasmajet array thruster, the thrust performance increases when the throat size becomes smaller. The typical values of the thrust, specific impulse and thrust efficiency of the micro-plasmajet array thruster operated at 5.4 W with 11.3 mg/sec of propellant mass flow were 8.6 mN, 78 sec, and 0.22, respectively.

Keywords: Micro-plasmajet thruster, micro-multi-nozzle-array, micro-fabrication

1. まえがき

アークジェット(プラズマジェット)推進機は、システムや構造が比較的単純で軽量化に適し、また、推力密度が大きく、電熱型推進機の中でも比較的高比推力が発生可能で、これまで、静止軌道上での南北制御などをはじめ、多くの実用衛星に搭載されてきた¹⁾。投入電力が500～1,000 W程度のいわゆる低電力型直流アークジェットは、小型・軽量衛星用の推進機として、数多くの特性・性能評価がなされてきた²⁻⁷⁾。また、100～300 W程度の微小電力アークジェットについては、直流定常作動型⁸⁻¹³⁾、マイクロ波加熱型¹⁴⁾、パルス型¹⁵⁻¹⁶⁾などについて、高性能化を目指した研究がなされてきた。

筆者らは、これまで投入電力が5W程度の微小電力アークジェットについて、その放電特性⁸⁾、プラズマ加熱特性⁹⁻¹⁰⁾、ならびにこれらと推進性能の相互関係について検討してきた¹¹⁾。微小電流領域で安定作動可能な高性能アークジェット推進機が実現できれば、構造が簡単で小型・軽量化が容易であることから、小型衛星用推進装置として適していると考えられる。ノズルの微細加工には、Nd:YAGレーザの第5高調波(波長213 nm)を用い、投入電力5W程度で作動可能な

マイクロアークジェット推進機を試作し、作動試験を行った¹²⁾。その結果、このようなマイクロノズル流は、ノズル末広部が短いため過度の不足膨張流れとなり、推進性能が背圧に大きく影響されることが確認された。そこで、これを緩和し推進性能の向上を図るために、マイクロノズルを複数個アレイ状に配置したアレイノズルについて検討し、その有効性を示した¹³⁾。

本研究では、Nd:YAGレーザ第5高調波を用いマイクロノズル及びノズル個数が複数個のマイクロアレイノズルの試作を行い、試作した推進機の放電作動時の推進特性について実験的に評価した。

2. 実験装置および方法

2.1 短パルス紫外レーザによるマイクロノズル加工

一般にアークジェットのノズルにはタングステンなどの高融点材料が用いられるが、機械的特性が高いことから機械加工が困難であり、自由な3次元形状を構築することが困難である。これに対して短パルスレーザを用いる場合、この種の材料に対しても比較的容易に微細加工を施すことが可能である。そこで我々は、短パルスレーザ加工を適用し、マイクロノズルの試作を行った。このような微細加工を実現するために、Fig.1に示すレーザ加工システムを構築した。特に、レーザ照射部における溶融・

*1 工学研究科航空宇宙学専攻修士課程

*2 工学部航空宇宙学科学部生

*3 工学部航空宇宙学科教授 工博

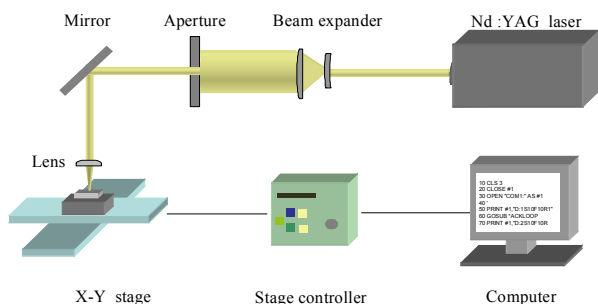


Fig. 1 Laser micromachining system using 5th harmonic Nd:YAG laser with wavelength of 213 nm.

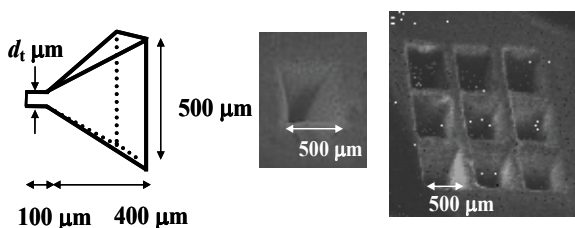


Fig. 2 Photos of microfabricated micro-nozzles and geometry of micro-nozzle.

ひび割れなどの影響を局限し、精密な加工を実現するために、紫外レーザーを使用した。レーザー発振器には、Q-switch 駆動 Nd:YAG レーザ (NEWWAVE RESEARCH 社製 Tempest-10) の第 5 高調波 (Fifth-HG, 波長 213 nm, パルス幅 5 nsec, パルス繰り返し周波数 10 Hz) を用いた。本システムは紫外光発生用に複数の非線形光学結晶を備えており、すなわち第 2 高調波 (SHG) 用に KTP, 第 3 高調波 (THG) 用に BBO, 第 5 高調波 (Fifth-HG) 用に BBO を使用している。

ノズル材料には、耐熱性、絶縁性に優れ、かつ熱膨張率が小さくすなわち温度変化に伴う変形が小さいなどの利点から石英ガラスを用いた。レーザー光は試料に対して集光レンズ ($f=40\text{mm}$) で集光して大気中で照射した。図に示すように試料は X-Y ステージ上に固定し、あらかじめプログラム化した目的形状になって移動させた。この方法により試料面上でレーザー光を相対的にスキャンさせ、レーザー照射回数を制御することで、3次元構造の微細加工を実現可能とした。なお、ステージの最小送り速度は $2\ \mu\text{m}/\text{sec}$ で X-Y 方向の最大移動距離はそれぞれ 100 mm である。

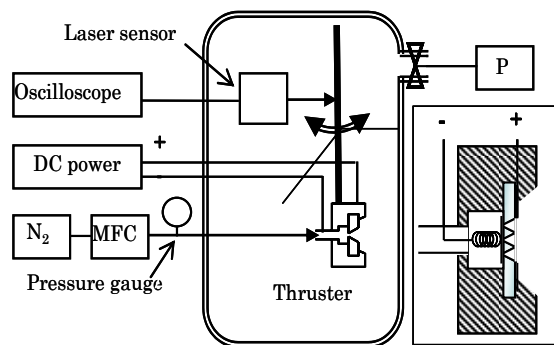
レーザーで形成した加工痕の形状精度は、走査型電子顕微鏡 (SEM, JOEL JSM 5410LV) および光学顕微鏡により出口角、ノズル間隔ならびにスロートサイズを計測することで評価した。試作したマイクロノズおよび単一ノズルをアレイ状に複数配列した

マイクロアレイノズルを Fig.2 に示す。推進性能の評価に用いたノズルは全長 0.5 mm の矩形型で、スロートサイズ $90\ \mu\text{m}$ 及び $60\ \mu\text{m}$, ノズル出口角は $500\ \mu\text{m}$ とした。また石英ガラスの両面に金を蒸着し、これを電極とした。

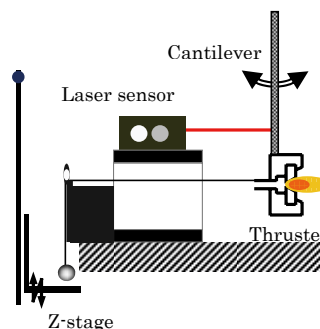
2.2 プラズマジェットの推進性測定方法

本研究では、二種類のマイクロノズル、すなわちシングルノズルおよびアレイノズルのそれぞれの放電作動時の推進性能を評価し、アレイノズルの有効性を検討した。また、スロートサイズ (d_t) の異なるマイクロアレイノズルの放電作動時の推進性能を評価し、スロートサイズはそれぞれ $60\ \mu\text{m}$, $90\ \mu\text{m}$ とした。Fig.3 (a) に実験装置構成を示す。実験中の真空チャンバー内の圧力は $4\ \text{Pa}$ であった。

ノズルに推進剤ガス (窒素ガス) を流したときに発生する推力を石英ガラス製カンチレバー型のスラストスタンドを用いて測定した。Fig.3 (b) にスラストスタンドの概略図を示す。発生した推力によるカンチレバーの変位は光てこ式レーザ変位センサにより測定した。推力の校正は、図に示すように質量が既知の重りを吊り下げ、このときに発生するカンチレバーの変位を測定することで行った。本研究では、ノズル流により誘起される推力を純粋に評価するために、ノズルに対して電力を投入しないコールドガス作動の条件、および放電作動試験における推進性能について検討した。



(a) Experimental setup.



(b) Cantilever-type thrust stand.

Fig. 3 Schematics of experimental setups.

3. 結果および考察

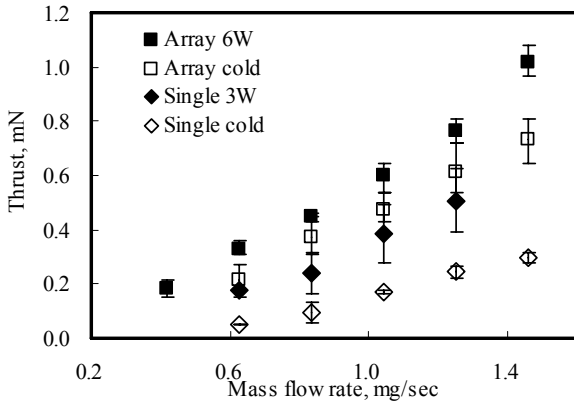


Fig. 4 Thrust vs mass flow rate for comparison of nozzle performance.

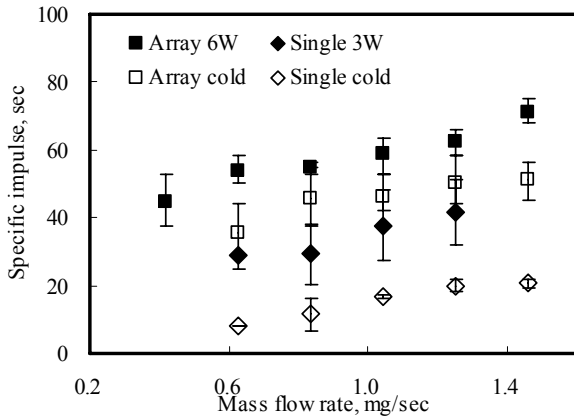


Fig. 5 Specific impulse vs mass flow rate for comparison of nozzle performance.

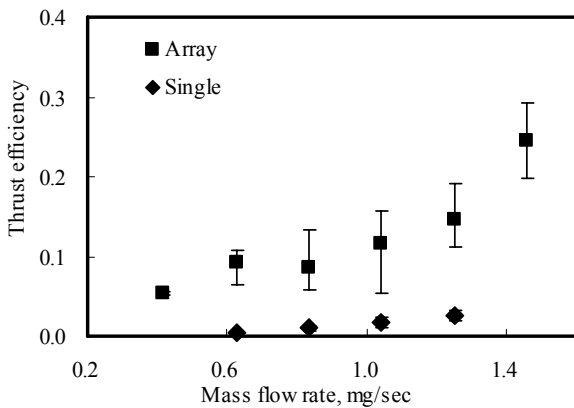


Fig. 6 Thrust efficiency vs mass flow rate for comparison of nozzle performance.

3.1 シングル・プラズマジェットとプラズマジェット・アレイの推進性能比較

Fig.4 および Fig.5 にマイクロ・シングル・プラズマジェットの推力, 比推力と 3×3 マイクロ・マルチ・プラズマジェット・アレイのノズル要素の平均推力と平均比推力を示す. ここでマイクロ・シングル・プラズマジェットの場合, 特に放電作動時(投入電力 3 W)の推力値のばらつきが比較的大きい. これは測定値が小さいことのみならず放電に伴うノイズが大ききことによる. 図より, 各場合において, 質量流量の増大により推力が直線的に向上していることがわかる. 一方, 比推力については, 質量流量が増大するにつれて各場合で一定値に漸近する傾向が認められた. 本推進機のような空気力学的加速が支配的な場合, 比推力は主としてプレナム室内のガス温度に依存するといえる. 従って, 投入電力が同程度の場合は, 一定の比推力値を示す傾向があることは当然といえる. またシングルとアレイ要素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の向上が確認された¹⁷⁾.

推進剤流量 1.25 mg/sec における放電作動時の推力, 比推力を比較すると, シングル・プラズマジェットの推力 0.51 mN, 比推力 41 sec(投入電力 2.9 W)に対し, プラズマジェット・アレイでは平均推力 0.77 mN, 平均比推力 62 sec(全投入電力 6.5 W)となり, アレイノズルの使用により, 推進性能は 51% 向上した.

Fig.6 にシングル・プラズマジェットとプラズマジェット・アレイ 1 要素平均の各流量におけるコールドガス推力を差し引いた推進効率を示す. 図より, アレイノズルにすることで推進効率が大きく向上していることがわかる. 流量 1.25 mg/sec における推進効率は, シングル・プラズマジェットで 0.03, プラズマジェット・アレイで 0.15 となった. 推進効率が低いことについては, 推進剤の一部が熱エネルギーを受け取らずに排気されたためと推察する.

3.2 マイクロ・マルチ・プラズマジェット・アレイ推進機の放電特性

Fig.7 に $d_t=90 \mu\text{m}$ のマイクロ・マルチ・プラズマジェット・アレイ推進機の各推進剤流量における放電電流, 放電電圧とプレナム圧力の関係を示す. 図より, どの流量でも放電電流が 18 mA から 20 mA にかけて放電電圧が -170 V 程急激に低下しており, 放電電流・電圧特性があたかもグロー放電からアーク放電に移行しているかのような傾向が見受けられた. また, 遷移前は流量が少ないほど放電電圧は高く, 遷移後は流量が少ないほど放電電圧は低くなる傾向がある.

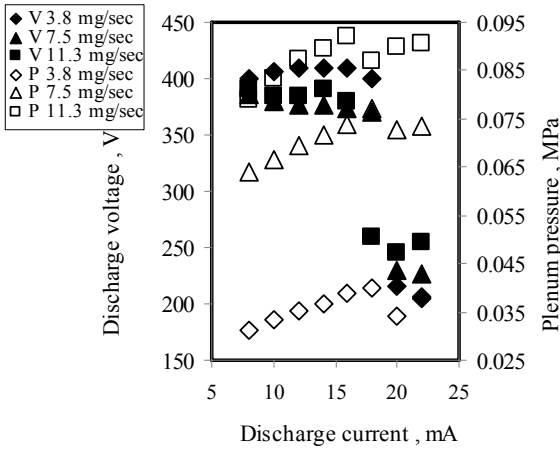


Fig. 7 Discharge voltage and discharge plenum pressure vs discharge current.

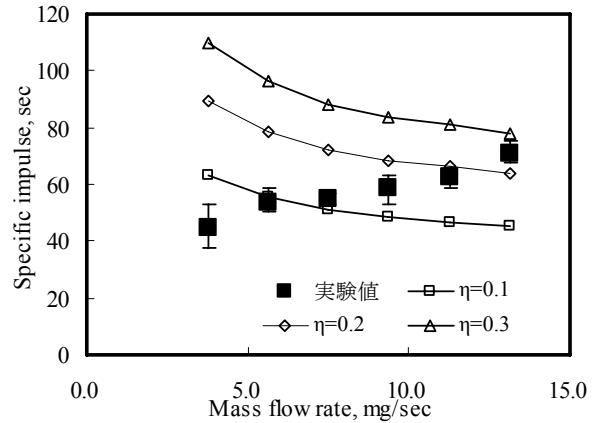


Fig. 9 Specific impulse vs mass flow rate.

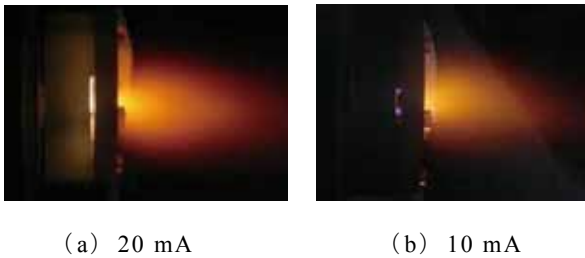


Fig. 8 Photos of stable plasma plumes operated under different discharge current.

Fig.8に放電電流 10 mA および 20 mA での放電作動時の様子を示す. 放電電流 10 mA では複数のノズルから放電が起きている様子が確認でき, 放電電流が 20 mA の場合では 10 mA に比べ, 放電室内の発光が強くなっていることが確認できた. すなわち, 放電電流増大に伴うジュール加熱によりプラズマの温度が上昇していると考えられる.

3.3 準一次元ノズル流れを仮定した理論性能との比較

前節と同じノズルを用いた場合の実験結果と, 準一次元ノズル流れを仮定して求めた理論性能の比較を行った. 本実験結果より推進効率 η を 10~30% と仮定し, 電気-熱変換効率を η_1 , 熱-運動エネルギー変換効率を η_2 とすると, η は,

$$\eta = \eta_1 \eta_2 \quad (1)$$

と表される. また, 電気-熱変換式は,

$$\eta_1 P = \dot{m} C_p (T_h - T_c), \quad (2)$$

熱-運動エネルギー変換式は,

$$\frac{1}{2} u_e^2 = \eta_2 C_p (T_h - T_e) \quad (3)$$

で表される. ここで, P は投入電力, \dot{m} は推進剤流量, C_p は定圧比熱, T_h は加熱後のプレナム温度, T_c は加熱前のプレナム温度, u_e はノズル出口における流速, T_e はノズル出口温度である. P , \dot{m} , T_c は実験時での値を用い, T_e はノズル開口比から出口マッハ数を求めて導出した.

Fig.9に η_1 を0.5と仮定し, η_2 を0.2, 0.4, 0.6と仮定したときの理論比推力と実験値を比較した結果を示す. ここで, 一般的なプラズマジェットでは $\eta_1 = 0.5 \sim 0.8$ 程度で¹⁸⁾, 本研究の場合は超小型で微小電力放電なので比較的効率 $\eta_1 = 0.5$ を仮定した.

理論比推力では投入電力がほぼ一定なため, 推進剤流量が少ない時ほどプレナム室内の理論温度が上昇し, 比推力が大きくなっている. 一方, 実験値では流量が小さい領域では, 比推力が著しく低下している. これは, 流量低下に伴うレイノルズ数の低下により, ノズル内部の粘性損失が顕著になるためと考えられる.

3.4 マイクロ・マルチ・プラズマジェット・アレイ推進機の推力測定結果

Fig.10~12に $d_t=60 \mu\text{m}$, $d_t=90 \mu\text{m}$ の放電及びコールドガス作動時の推力, 比推力, 推進効率を示す. 推進剤流量 11.25 mg/sec におけるコールドガス作動時の推力は $d_t=60 \mu\text{m}$ では7.2 mN, $90 \mu\text{m}$ では5.5 mNであった. また, 放電作動時の推力は, $d_t=60 \mu\text{m}$ では8.6 mN, $90 \mu\text{m}$ では6.9 mNであり, 放電作動時の推力上昇率はそれぞれ19%, 25%となった.

また, 放電作動時の比推力は $d_t=60 \mu\text{m}$ では78 sec, $d_t=90 \mu\text{m}$ では62 secとなり, スロートサイズの縮小によって推進性能が26%向上した. 推進効率は特

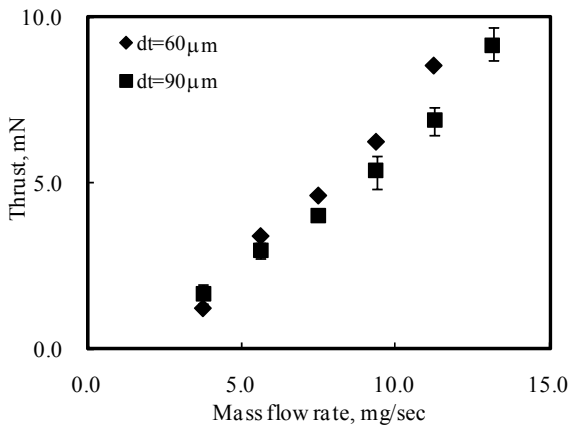


Fig. 10 Thrust vs mass flow rate for comparison of nozzle performance.

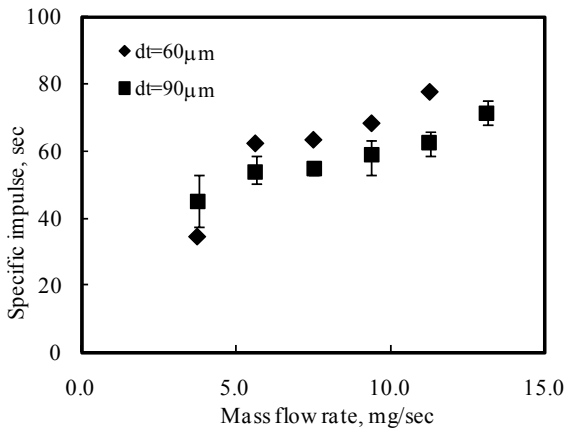


Fig. 11 Specific impulse vs mass flow rate for comparison of nozzle performance.

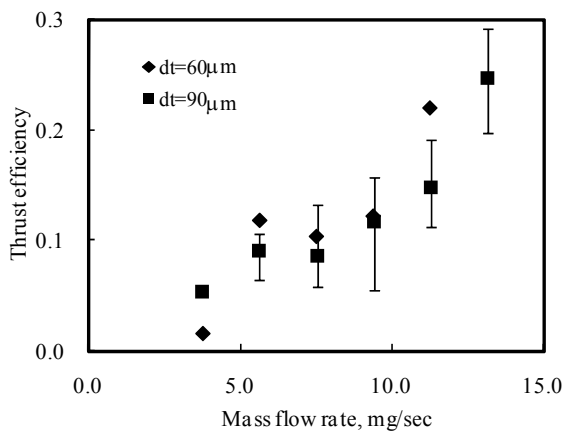


Fig.12 Thrust efficiency vs mass flow rate for comparison of nozzle performance.

に $d_t=90 \mu\text{m}$ ではばらつきが大きく比較が困難ではあるが、推進剤流量 11.25 mg/sec における代表値を比較すると $d_t=60 \mu\text{m}$ では 0.15 , $d_t=90 \mu\text{m}$ では 0.22 であった。

各ノズルのプレナム圧力を比較すると、 $d_t=60 \mu\text{m}$ では 0.28 MPa , $d_t=90 \mu\text{m}$ では 0.13 MPa となり、スロートサイズの縮小によりプレナム圧力が2倍以上に上昇した。スロートサイズの縮小によって推進性能は向上したが、放電作動が不安定になりやすく、特に流量が多く、プレナム圧力が大きい時ほど不安定になる傾向が見られた。

5. 結論

本研究では、Nd:YAGレーザ第5高調波（波長213 nm）を用いてマイクロアレイノズル（ノズル数 3×3 ）を微細加工し、コールドガス作動及び、放電作動における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) マイクロ・シングル・プラズマジェットと 3×3 マイクロ・マルチ・プラズマジェット・アレイの放電作動時の推進性能を比較したところ、推進剤流量 1.25 mg/sec における推力、比推力はシングル・プラズマジェットでは推力 0.51 mN , 比推力 41 sec , プラズマジェット・アレイでは平均推力 0.77 mN , 平均比推力 62 sec となり、アレイノズルの使用により、推進性能は 51% 向上した。

(2) 3×3 マイクロ・マルチ・プラズマジェット・アレイを用いて放電作動試験を行ったところ各推進剤流量における放電特性を確認し、放電形態の遷移を示した。

(3) 3×3 マイクロ・マルチ・プラズマジェット・アレイの放電作動時の推進性能は推進剤流量が 11.25 mg/sec の時、スロートサイズ $60 \mu\text{m}$ では推力 8.6 mN , 比推力 78 sec , 推進効率 0.22 , $90 \mu\text{m}$ では推力 6.9 mN , 比推力 62 sec , 推進効率 0.15 となり、スロートサイズの縮小による推進性能の向上を示した。

参考文献

- 1) 栗木, 荒川編, 電気推進ロケット入門, 東京大学出版会, 2003.
- 2) Birkan, M. A., "Arcjets and Arc Heaters: An Overview of Research Status and Needs", *Journal of Propulsion and Power*, 12 (1996), pp.1011-1017.
- 3) Martinez-Sanchez, M., and Pollard, J.E., "Spacecraft Electric Propulsion-An Overview", *Journal of Propulsion and Power*, 14 (1998), pp.688-699.

- 4) 荻原, 細田, 木村, 國中, 都木, 栗木, “可視化実験による低電力 DC アーケット放電部現象の考察,” *日本航空宇宙学会論文集*, 48 (2000), pp.250 – 256.
- 5) Curran, F.M., and Sarmiento, C.J., “Low Power Arcjet Performance Characterization”, AIAA Paper 90-2578, 1990.
- 6) Andrenucci, M., Saccoccia, G., Scortecci, F., Panattoni, N., Schulz, U., and Deininger, W.D., “Performance Study of a Laboratory Model of Low Power Arcjet”, IEPC Paper 91-045, 1991.
- 7) Sankovic, J.M., and Jacobson, D.T., “Performance of a Miniaturized Arcjet”, AIAA Paper 95-2822, 1995.
- 8) Horisawa, H., and Kimura, I., “Influence of Constrictor Size on Thrust Performance of a Very Low Power Arcjet,” AIAA Paper 98-3633, July 1998.
- 9) Horisawa, H., and Kimura, I., “Optimization of Arc Constrictor Sizes in Low Power Arcjet Thrusters,” AIAA Paper 97-3202, July 1997.
- 10) Horisawa, H. and Kimura, I.: Studies of Very Low Power Arcjets, Chap.6 in *Micropropulsion for Small Spacecraft* (Micci, M.M., and Ketsdever, A.D. eds.), *Progress in Astronautics and Aeronautics* Vol.187, pp.185-197, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2000.
- 11) Horisawa, H., Ashiya, H. and Kimura, I.: Discharge Characteristics of a Very Low-Power Arcjet, IEPC 03-0078, 2003.
- 12) 堀澤秀之, 芦谷穂高, 木村逸郎: 微小電力アーケット推進機, *日本航空宇宙学会誌*, 52 (2004).
- 13) Horisawa, H., Onodera, K., Tsuyoshi, N. and Kimura, I.: “Multi-Jet Effects of Micro-Nozzle Array in Very Low-Power DC Micro-Arcjets,” AIAA Paper 06-4496, July 2006.
- 14) Nordling, D., Souliez, F., and Micci, M. M., “Low-power Microwave Arcjet Testing”, AIAA Paper 98-3499, 1998.
- 15) Willmes, G. F., and Burton, R. L., “Thrust Performance of a Very Low Power Pulsed Arcjet”, AIAA Paper 94-3125, 1994.
- 16) Willmes, G.F., and Burton, R.L., “Performance Measurements and Energy Losses in a 100 Watt Pulsed Arcjet”, AIAA Paper 96-2966, 1996.
- 17) Horisawa, H., Sawada, F., Onodera, K., and Funaki, I.: Numerical simulation of micro-nozzle and micro-nozzle-array flowfield characteristics, *Vacuum*, 83 (2008), pp.52-56.
- 18) Horisawa, H., and Kimura, I., “Optimization of Arc Constrictor Sizes in Low Power Arcjet Thrusters,” AIAA Paper 97-3202, 1997.