

## 高周波放電スラストのエネルギー収支に関する研究

大宅, 将史  
九州大学総合理工学府先端エネルギー工学専攻

小川, 真司  
九州大学総合理工学府先端エネルギー工学専攻

山本, 直嗣  
九州大学総合理工学府先端エネルギー工学専攻

梶村, 好宏  
九州大学総合理工学府先端エネルギー工学専攻

他

<https://doi.org/10.15017/14573>

---

出版情報 : 九州大学大学院総合理工学報告. 29 (1), pp. 1-6, 2007-11. 九州大学大学院総合理工学府  
バージョン :  
権利関係 :

# 高周波放電スラスタのエネルギー収支に関する研究

大宅将史<sup>\*1</sup>、小川真司<sup>\*2</sup>、山本直嗣<sup>\*3</sup>、梶村好宏<sup>\*3</sup>、中島秀紀<sup>\*3</sup>

## A Study of Energy Balance in a Radio Frequency Thruster

Masashi OYA, Shinji OGAWA, Naoji YAMAMOTO, Yoshihiro KAJIMURA and  
Hideki NAKASIMA

Graduate School of Engineering Sciences, Kyushu University

<sup>†</sup>E-mail of corresponding author: hagakure@aees.kyushu-u.ac.jp

An energy balance in inductively coupled radio frequency electrothermal thruster using water as a propellant was investigated with the objective of improving the thrust performance. Absorption efficiency was estimated by means of an I-V sensor, enthalpy transfer efficiency was estimated by means of a spectrometer and thrust efficiency was estimated by means of a thrust stand. The absorption efficiency using water is 0.75, which is worse than that using argon. This is because the plasma number density using water is less than that of argon due to the low ionization coefficient. The enthalpy transfer efficiency using water is 0.14, which is superior to that using argon. This is because the temperature using water is lower than that of argon. The thrust efficiency using water is 0.05. The left energy would be dispersed as frozen flow loss and nozzle loss. Overall, the thrust performance, thrust, specific impulse and thrust efficiency are 3.6 mN, 340 sec, and 0.05, respectively, at mass flow rate = 1.1 mg/s, and Incident power = 100 W.

**Key words:** Space propulsion, Water plasma, Inductively coupled plasma, Electrothermal thruster

### 1. 緒 言

近年、日本が先導役となり、低コスト・短開発期間等の利点を持つ超小型衛星の開発が活発である<sup>1, 2)</sup>。小型衛星用の次世代宇宙用エンジンが開発されたならば、小型衛星の機能は大幅に向上し、大型衛星を脅かす存在となる<sup>3, 4)</sup>。その有力な候補のひとつに、小型衛星の軌道変更用として、推力密度および推力電力比が大きい高周波放電（誘導性放電）スラスタ<sup>5-8)</sup>がある。

Fig. 1に高周波放電スラスタの概念図を示す。推力発生原理として、アンテナに高周波を流すことにより、誘導磁場が生じ、それを打ち消す向きに渦電流が流れる。渦電流による衝突性のオーム加熱により推進剤が加熱される。加熱された推進剤がノズルによりエンタルピーを軸方向の運動エネルギーに変換し、高速の排気ガスとして噴射させることで推力を得る<sup>2)</sup>。このスラスタの利点として、他の電気推進と比較して、推力密度および推力電力比が大きい。電極がプラズマと接していないため、アンテナの損耗がなく、長寿命であり、

同時にコンタミネーションが少ない、等が挙げられる。このようなスラスタの研究は様々な機関で行われており、例えば、General Electric Company(GEC)が研究開発した高周波放電スラスタは、推進剤に希ガスのアルゴンとヘリウムもしくはそれらの混合気体を用いている。このスラスタの推進性能として、推進剤にアルゴンを用いて、投入電力71.4 kW、推進剤流量0.98 kg/sで、推力2.30 N、比推力241 sec、推進効率0.15であった<sup>5)</sup>。しかしながら、投入電力が70 kWと非常に大きく、そのままでは小型衛星には搭載できない。

一方、小型衛星に搭載する上で最大の障壁はサイズの制約である。この解決策として、われわれは、推進剤にアルゴン等の希ガスではなく、常温で液体である水を用いた。水は、安価で安全であり、また、他の推進剤は常温気体であるが水は液体であるために、最大の容積を占める貯蔵タンクの小容量化が図れ、システム全体の小型化が可能となる。

本研究グループでは、これらの利点に着目し、水を推進剤とした高周波放電スラスタの研究、開発を行ってきた<sup>9)</sup>。しかしながら、電力から推力へのエネルギー変換効率すなわち推進効率は0.3%と非常に低く、実用

\*1 先端エネルギー理工学専攻修士課程

\*2 先端エネルギー理工学専攻修士課程  
(現在 ボッシュ(株))

\*3 先端エネルギー理工学専攻

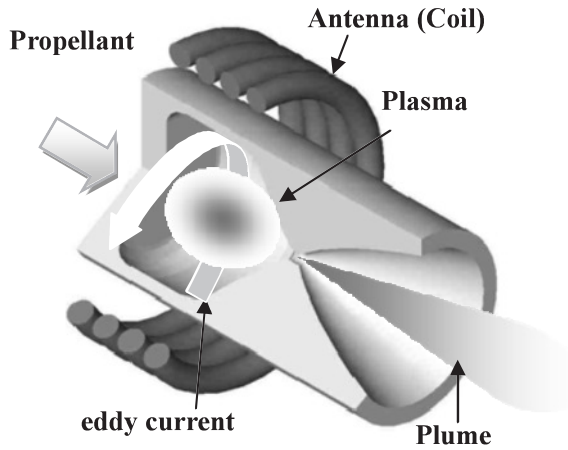


Fig. 1 Schematic of RF thruster.

化には程遠かった。そこで、本研究の目的は、高周波放電スラスタのエネルギー収支を解明し、性能向上を図ることである。そこで、I-Vセンサおよびスラストスタンドを製作し、高周波からプラズマへの電力伝達効率、比投入エンタルピー変換効率、および推力を測定し、高周波放電スラスタのエネルギーバランスを算出した。

## 2. 実験装置

電力伝達効率および比エンタルピー変換効率を計測する実験装置をFig. 2に、推力測定を行うためのスラストスタンドをFig. 3に示す。放電室の圧力計測にはセラミックキャパシタンスマノメータ（アルバック製、CCMT-1000A）を用いた。誘導性放電を維持するための高周波電源として、周波数3 MHz最大出力1.5 kWの高周波増幅器（サムウエイ製、T145-6024B）を用いた。マッチングは2つの真空コンデンサを用いて調整した。高周波はらせん形アンテナ（直径1 mm）を経て放電管内に投入される。アンテナの巻数は25巻、全長は30 mmであった。また、スラスタおよび放電室への流量調整は、推進剤タンクの温度を変化させて制御した。流量の較正は一定時間経過前後の質量変化によって行った。放電管は内径18 mm、長さ150 mmの石英管を用い、オリフィスの直径は1 mmとした。推進剤として水、アルゴンの2種類を用いた。電力のプラズマへの伝達をI-Vセンサを用いて算出した。また、比投入エンタルピー上昇を求めるため、小型分光器を用いて、相対強度法により、算出した。測定点はアンテナ下流端の中心である。分光器にはファイバー入力的小型分光器で、2048素子リニアCCDが内臓され、収差補正凹面グレーティング、測定波長は245 nmから880 nm、分解能は0.85 nmのものを用いた。推力の測定には、振り子式スラストスタンドを用いた。振り子式スラストスタンドの寸法

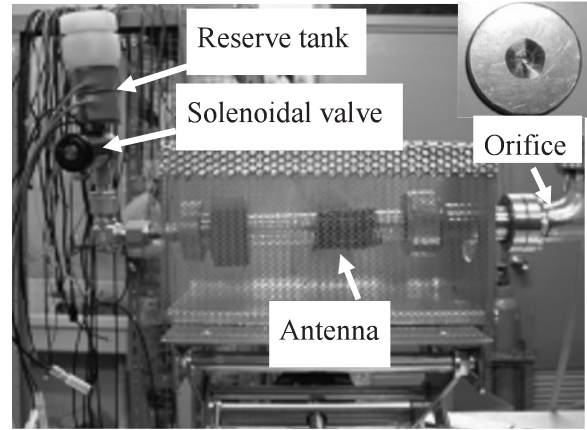


Fig. 2 Picture of a plasma measurement system.

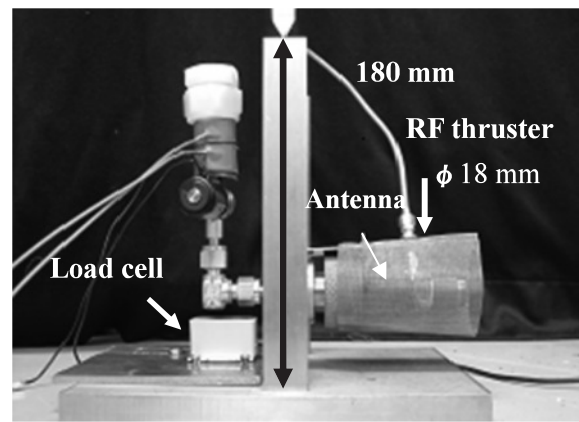


Fig. 3 Thrust stand for thrust measurement.

は内径267 mmの真空容器に入るように設計を行った。振り子の変位を微小荷重用ロードセル（共和電業製、LTS-50GA）によって計測した。推力測定は直径267 mm、長さ400 mmの真空チャンバを用いて行い、到達圧力は7 Paでスラスタ作動時圧力は40 Paであった。

## 3. 結果と考察

各効率を以下のように定義する。

$$P_p = \frac{1}{2} I_p^2 R_p \quad (1)$$

$$\eta_p = \frac{P_p}{P_i} \quad (2)$$

$$\Delta H = \dot{m} \int_{T_0}^T c_p T' dT \quad (3)$$

$$\eta_H = \frac{\Delta H \dot{m}}{P_p} \quad (4)$$

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{m} g} \quad (5)$$

$$\eta_t = \frac{F_{total}^2 - F_p^2}{2 \dot{m} P_i} \quad (6)$$

- $P_i$  : 投入電力
- $P_p$  : プラズマ吸収電力
- $\Delta H$  : 比エンタルピー上昇
- $F$  : 推力
- $\eta_p$  : 電力伝達効率<sup>10)</sup>
- $\eta_H$  : 比投入エンタルピー変換効率
- $\eta_t$  : 推進効率

### 3.1 推力較正

本研究で使用したスラストスタンドの較正結果を Fig. 4に示す。この振り子式スタンドの固有振動数は1.4 Hzとなっており、周囲の振動源からの共振の影響はないと考えられる。推力較正は荷重をかけていない状態から0.2 g、0.5 g、1 g、2 gと分銅を載せ変えて行った。

この測定装置の誤差としては以下のような誤差要因が考えられる。まず、ばらつきによる誤差であるが、0.2 g、0.5 g、1.0 g、2.0 gでのそれぞれの標準偏差は、0.20 mV、0.41 mV、0.33 mV、1.0 mVであった。これより誤差はそれぞれに対して15%、13%、6.0%、8.8%であった。つぎに、S/N比は370であったため、これに起因する誤差は0.27%となり無視できることがわかる。さらに、フィッティング誤差は $R^2=0.998$ であった。よって、2.0 mNの推力発生時に誤差は14%であり、10 mNでは6%と算出された。

### 3.2 流量制御

はじめにニードルバルブによるコンダクタンスの制御により、流量調整を試みた。しかしながら液体および気体の混相状態においては、突然流量が増えるなど、一定流量の供給が困難で制御ができなかった。そこで、水の蒸気圧の温度依存性に着目し、推進剤タンクに巻き付けたヒータを使用して推進剤タンクの温度を調整することにより、流量調整を試みた。 Fig. 5に示すようにヒータ電力が0 Wでは流量は1.1 mg/sであったが、30 W投入時には、3.8 mg/sに増加した。このように、ヒータに供給する電力を制御することにより、放電室へ供給する水の流量を制御することができた。

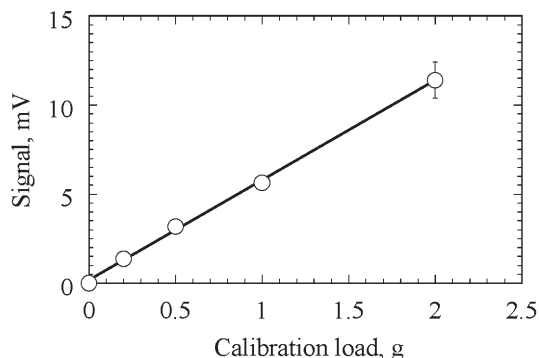


Fig. 4 Calibration results of the thrust stand developed

at Kyushu University.

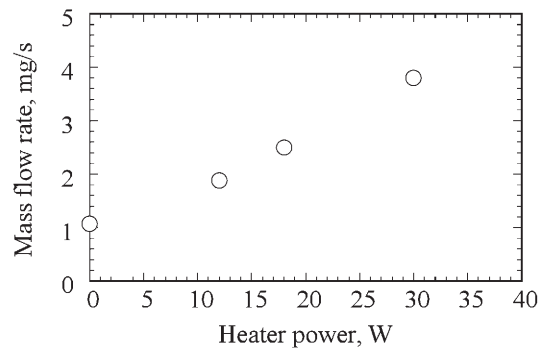


Fig. 5 Relation between mass flow rate and heater power.

### 3.3 電力伝達効率

電力伝達効率はFig. 6に示すような等価回路を仮定し、I-Vセンサで測定した電流 $I_{rf}$ および電圧 $V_{rf}$ 波形よりインピーダンスを算出し、このインピーダンスよりプラズマに流れる電流 $I_p$ とプラズマ抵抗 $R_p$ を算出して求めた。

Fig.7に投入電力に対する電力伝達効率を示す。電力伝達効率は、推進剤が水の場合、100 Wにおいて、電力伝達効率は0.75であったが200 Wにおいては0.8と増加した。このように、推進剤の種類にかかわらず投入電力の増加とともに電力伝達効率が上昇していることがわかる。これは、比投入エンタルピーが上昇したことにより、プラズマ密度が増加し、その結果放電が容量性から誘導性へと変化していったことが要因として考えられる。これは、Fig. 8に見られるように、50 Wの低電力投入時には、アンテナ周辺よりもむしろアンテナと支持部の間で発光が見られていたが、投入電力の増加に伴い、アンテナ周辺で強い発光が見られるようになってきていることからわかる。さらに投入電力の増加に伴いプラズマからの発光強度も大きくなっていることから、プラズマ密度の増加が示唆される。

一方、電力伝達効率の推進剤依存性は、水の投入電力100 W時における電力伝達効率は0.75に対し、アルゴンでは0.91と、アルゴンが水を上回っている。

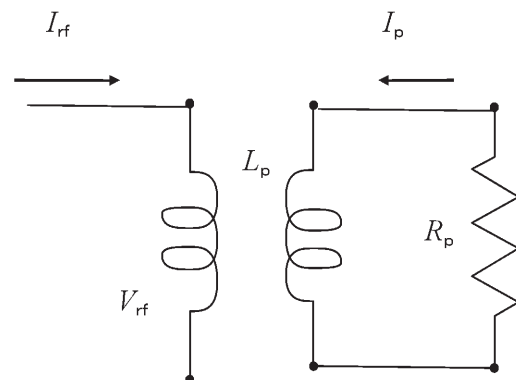


Fig. 6 Equivalent circuit of a RF thruster.

水の場合の比投入エンタルピー（単位質量流量当たり投入されるエンタルピー）が91 MJ/kgとアルゴンの11 MJ/kgと比較して大きいにもかかわらず、電力伝達効率が悪いのは、水がアルゴンよりも電離速度係数が小さいことによって、プラズマ密度がアルゴンと比較すると低くなったためと思われる。実際に、アルゴンと比較して水を推進剤に用いた場合、回路を流れる電流は9.2 Aとアルゴンの1.8倍であり、回路損失が増加している。

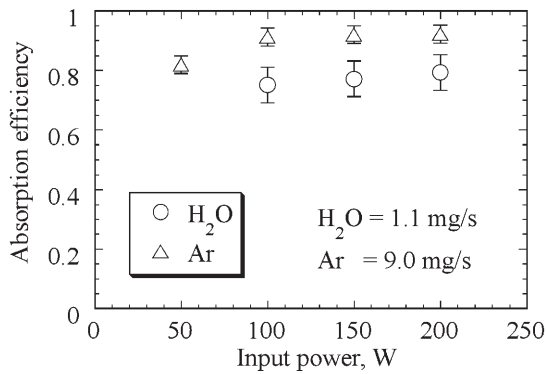


Fig. 7 Absorption efficiency for different gases.

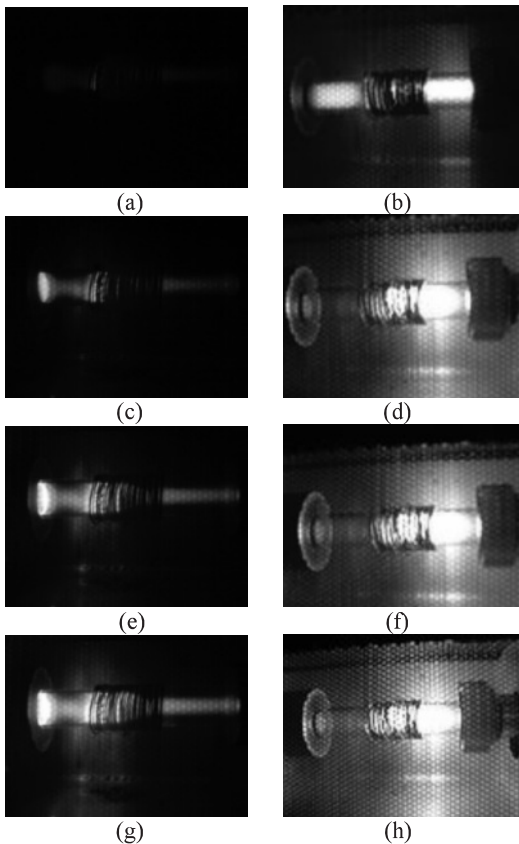


Fig. 8 Picture of RF plasma for different power. (a) H<sub>2</sub>O,  $P_i=50$  W, (b) Ar,  $P_i=50$  W, (c) H<sub>2</sub>O,  $P_i=100$  W, (d) Ar,  $P_i=100$  W, (e) H<sub>2</sub>O,  $P_i=150$  W, (f) Ar,  $P_i=150$  W, (g) H<sub>2</sub>O,  $P_i=200$  W, (h) Ar,  $P_i=200$  W

### 3.4 比エンタルピー変換効率

比投入エンタルピー変換効率は、エンタルピー変化を算出し求めた。推進剤のエンタルピー上昇は、LTE (Local Thermodynamic Equilibrium) を仮定して、プラズマからの発光より算出した電子励起温度を推進剤の温度として算出した。今回用いた水素原子とアルゴン原子のスペクトルの遷移データ<sup>11)</sup>をTable 1に示す。

Fig. 9に投入電力に対する比投入エンタルピー変換効率を示す。Fig. 9より、投入電力が増加するに従って、比投入エンタルピー変換効率は減少していることがわかる。これは投入電力の増加に伴い、温度が上昇し、その結果として、壁面損失および輻射熱損失が増加したためである。水の方がアルゴンよりも比投入エンタルピー変換効率が良いが、これは、150 W投入時において、アルゴンが5,600 Kであるのに対して、水が2,800 Kと水の方が温度が低く、結果として熱損失が抑えられたためと考えられる。水の温度が低い原因として、解離にエネルギーを費やしたためである。平衡計算より、水の流量1.1 mg/s, 2,800 Kにおいて解離に、20 Wのエネルギーを消費している。

Table 1 Transition data of target atoms

(a) hydrogen (b) argon

(a)			
Wavelength, nm	$A_{21}, s^{-1}$	$E_2, eV$	$g_2$
486.1	$2.0 \times 10^7$	12.7	6
486.1	$3.4 \times 10^6$	12.7	4
656.2	$2.2 \times 10^7$	12.0	4
656.2	$6.4 \times 10^7$	12.0	6
(b)			
Wavelength, nm	$A_{21}, s^{-1}$	$E_2, eV$	$g_2$
555.9	$1.4 \times 10^6$	15.1	5
560.7	$2.2 \times 10^6$	15.1	3
641.6	$1.2 \times 10^6$	14.8	5
675.3	$1.9 \times 10^6$	14.7	5
696.5	$6.4 \times 10^6$	13.3	3
706.7	$3.8 \times 10^6$	13.3	5
727.3	$1.8 \times 10^6$	13.3	3
738.4	$8.5 \times 10^6$	13.3	5
763.5	$2.5 \times 10^7$	13.1	5
794.8	$1.9 \times 10^7$	13.2	3
826.5	$1.5 \times 10^7$	13.3	3
840.8	$2.2 \times 10^7$	13.3	5
842.5	$2.2 \times 10^7$	13.0	5
852.1	$1.4 \times 10^7$	13.2	3
866.8	$2.4 \times 10^6$	13.1	3



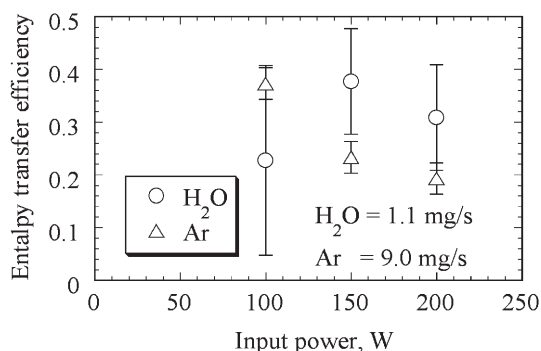


Fig. 9 Enthalpy transfer efficiency for different gases.

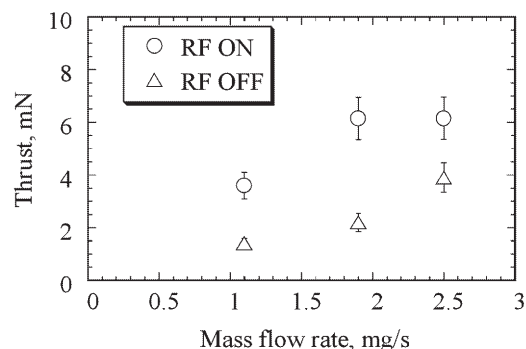


Fig. 10 Relation between mass flow rate and thrust.

### 3.5 推力測定

Fig. 10に、投入高周波電力100 Wにおいて、推進剤に水を用いて、ヒータ温度により流量を変化させたときの推力を示す。流量が1.1 mg/sにおいて、プラズマ着火前は1.4 mNであった推力がプラズマ着火後は3.6 mNに増加した。このように、プラズマの着火により推力が増加していた。流量の推力への依存性をみると、1.1 mg/s, 1.9 mg/s, 2.5 mg/sと流量の増加に伴い、推力は3.6 mN, 6.1 mN, 6.1 mNと、流量1.9 mg/sにおいて最大となっている。このためFig. 11に示すように、比推力は流量が1.9 mg/s以下では340 sec程度であったが、2.5 mg/sでは250 secと低下している。一方、推進効率も1.9 mg/sでは0.09であったが、前後の流量では0.05であった。このように推進効率には最適値が存在した。この要因として、以下のことが考えられる。すなわち、低流量においては、放電室内の圧力が低いためプラズマ密度が低く、その結果、高周波からプラズマへの電力伝達効率が低下したことに起因すると考えられる。一方、流量2.5 mg/sにおいて推進効率が低くなったのは、比投入エンタルピーが低下し、その結果、重粒子の温度が低下したためと考えられる。実際に比推力も低下しており、またプラズマからの発光強度が弱いことから裏付けられる。

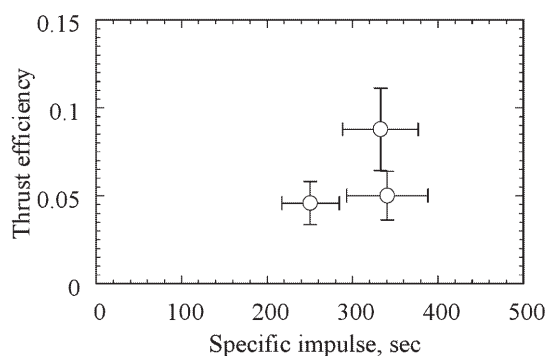


Fig. 11 Specific impulse vs. thrust efficiency.

Fig. 12に推進剤に水を用いた高周波放電スラスタの推進剤流量1.1 mg/sでのエネルギーバランスを示す。現在100 Wのうち5 Wのみ、推力に変換され、残りは回路損失、熱損失、ノズルでの損失および凍結流損失として、散逸されている。性能向上のためには、まず現在25%のエネルギーが損失している電力伝達効率の改善が挙げられる。これは、放電室形状やアンテナの最適化、またはアルゴンやナトリウム等をシードとして添加することにより改善すると考える。また最大のエネルギー損失と考えられる熱損失は、再生冷却によって回収することが可能と考える。さらに、ノズル効率および凍結流損失に関しては放電室内圧力の増加並びにノズル計上の改良が必要である。

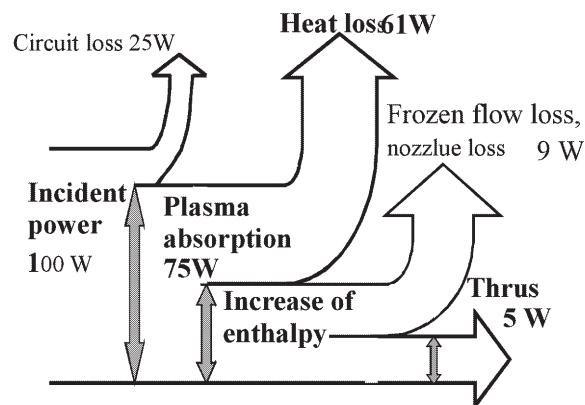


Fig. 12 Energy balance in RF thruster using water.

## 4. 結 言

水を用いた高周波放電スラスタにおいて、I-Vセンサ、分光器、およびスラストスタンドを用いて、電力伝達効率、比投入エンタルピー変換効率、および推力を測定した。投入電力100 Wにおいて、プラズマに吸収された電力が75 Wで、回路損失として25 Wが散逸された。そのプラズマに吸収された75 Wのうち、推進剤のエンタルピー上昇に費やされたエネルギーは14 Wで、61 Wが熱損失となった。また、最終的に推力として、5 Wが変換され、残りのエネルギー9 Wは、凍結流損失およびノズル損失となった。この効率の低さの要因とし

て、熱損失が大きい、完全な誘導性結合プラズマではなく、一部容量結合しているために、電力伝達効率が低い、およびノズル損失、凍結流損失が大きいと認められる。

### 謝 辞

本研究は平成16年度九州大学総理工奨励研究の補助を受けた。ここに感謝の意を表す。

### 参 考 文 献

- 1) M. Kato, S. Takayama, U. Nakamura, K. Yoshihara, and H. Hashimoto, "Road Map of Small Satellite in JAXA," International Astronautics Congress, Paper 05.B5.6.B.01, Oct. 2005.
- 2) H. Sahara, S. Nakasuka, and C. Kobayashi, "Propulsion System for Panel Extension Satellite (PETSAT)," AIAA Paper 2005-3956, July 2005.
- 3) J. Mueller, "Thruster Options for Microspacecraft: A Review and Evaluation of State-of-the Art and Emerging Technologies," Micropropulsion for Small Spacecraft, edited by M. M. Micci and A. D. Ketsdever, Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol.187, AIAA, Reston, VA, 2000, pp. 45-137.
- 4) J. Mueller, C. Marrese, J. Polk, E. Yang, A. Green, V. White, D. Bame, I. Chadraborty, and S. Vargo, "An Overview of MEMS-Based Micropropulsion Development at JPL," Acta Astronautica, Vol. 52, Nos. 9-12, 2003, pp. 881-895.
- 5) J. Pollard, E. Lichtin, D. A. Cohen, R. B., "RF discharge electrothermal propulsion - Results from a lab-scale thruster," AIAA paper 1987-2124, July, 1987.
- 6) L. Brewer, G. Frind, T. Karras, D.G. Holmes, "Results Of A Preliminary, High Power RF Thruster Test," AIAA paper 89-2382, July, 1989
- 7) L. B. Olson, "Operation of a 50 watt RF plasma thruster," AIAA paper 2001-3903, July, 2001
- 8) A. Mironer, F. Hushfar, "Radio Frequency Heating of a Dense Moving Plasma," AIAA paper 1963-45 Mar. 1, 1963,
- 9) S. Ogawa, "A study of miniature rocket engine using waster as a propellant", Bachelor thesis, Kyushu University, Fukuoka, 2005. (in Japanese)
- 10) M. A. Lieberman, A. J. Lichtenberg, "Principles of Plasma Discharges and Materials Processing" ED research Co. pp. 285-303.