

マイクロホールスラスタの作動特性

伊藤康正^{*1}・櫻井 亨^{*2}

Experimental Properties of Low-Power Micro-Hall Thrusters

by

Yasumasa ITOH and Tohru SAKURAI

(Received on Sep. 28, 2001, accepted on Nov. 21, 2001)

Abstract

Two types of low power micro-Hall thrusters, i.e., End-Hall type and TAL (Thruster with Anode Layer) type thrusters are designed and installed in our laboratory and their performance properties are studied by using typical two kinds of propellant, Ar and Xe. Experimental results are as follows; 1) Electrical power covers a range of 12 – 65 W and 12 – 85 W for End-Hall thruster and TAL thruster, respectively. 2) Discharge currents are proportional to discharge voltages. 3) By using ion-beam current measurements almost same results are obtained for thrust and thrust efficiency for both thrusters. 4) A comparison of propellants, Ar and Xe reveals that Xe is superior to Ar in all performance characteristics except for acceleration efficiency, which is due to the superiority of Xe in its ionization efficiency.

Keywords: Micro-Hall Thruster, End-Hall Thruster, TAL Thruster, Thrust, Propellants,

1. はじめに

これまでの宇宙探査ミッションを“Big Science”として位置付け巨費を投じて来た NASA も、1990 年代に入り“Faster, Cheaper, Better”というスローガンを掲げるなど宇宙開発にも効率や経済性が要求されるようになった¹⁾。このため、推進手段として高比推力の電気推進が注目を集めるようになり、より積極的に電気推進を採用するミッションが増えている。更に近年打ち上げコスト、開発コストの削減のため総重量 100kg 以下の小型人工衛星に注目が集まるようになった。それらは重量によりマイクロサット(<100 kg)、ナノサット(<20 kg)、ピコサット(<1 kg)と呼ばれ、供給出来る電力も異なる。このため限られた電力で効率よく作動するスラスタが求められている²⁾。

本研究では電気推進の中でも低電力で作動する静電加速型の推進器である 100 W 以下の低電力ホールスラスタの試作、評価を行った^{3) 4)}。特に、低電力ホールスラスタは地球近傍での使用には最適であるとされている。

2. ホールスラスタの原理

ホールスラスタは Fig. 1 に示すように円筒形のチャンネルと呼ばれるプラズマ生成・加速領域をもち、そのチャンネル内には半径方向磁場 B とイオン加速方向である軸方向電場 E が形成される。カソードから放出された電子が、チャンネル内に到達すると磁場に補

足され、磁場と電場の相互作用による $E \times B$ ドリフトを行う。これにより電子は直接アノードに向かわず、チャンネル内を円周方向に運動する。この電子電流をホール電流 (j) と呼び、ホールスラスタの名前の由来となっている。アノード側から供給される推進剤である中性粒子がこの電子と衝突することにより電離し、イオンとなる。このイオンは軸方向電場およびローレンツ力 ($j \times B$) によって加速され、その反作用で推力を得る。これがホールスラスタの作動原理で、イオンスラスタと異なりイオン加速のためのグリッドを必要とせず、グリッドの耐久性などを考慮しなくてよい、また空間電荷制限電流により推力密度制限を受けないなどの利点が挙げられる。

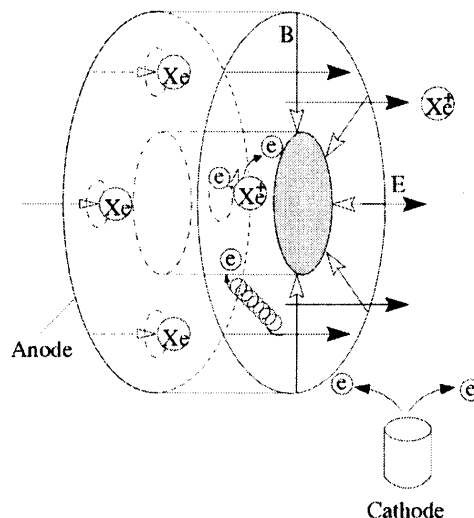


Fig.1 Working principles of Hall thruster

* 1 工学部航空宇宙専攻博士課程前期 2000 年度修了,
現在(株)アストロリサーチ勤務

* 2 工学部航空宇宙学科教授

ホールスラスタは大きく 3 種類に分けることが出来る。先ず最も作動実績のある SPT(Stationary Plasma Thruster)と寿命の面で有利とされる TAL(Thruster with Anode Layer), そして構造的に簡単に作動環境に左右され難い end-Hall Thruster がある^{5), 6)}。

SPT は長いチャンネルを持ち、材質はセラミックで、作動の安定性に優れている。現在のホールスラスタの主流であるが、チャンネル材質であるセラミックの耐久性がスラスタの寿命を決める要因になっている。

TAL は短いチャンネルを持ち、材質は金属である。チャンネルが短いので、寿命の面では SPT より有利であると考えられている。

end-Hall は、TAL と同様に短いチャンネルを持ち、他の 2 つと異なり内部磁場を持たないため、構造が簡単で小型化の際有利であると考えられている。

3. 実験装置及び測定系

3.1 実験装置全体像

実験装置の全体図を Fig. 2 に示す。本実験で使用する真空チャンバーは長さ 1m, 直径 0.6m の円筒形のステンレス製である。このチャンバー内にスラスタを設置し、作動実験を行った。内部を真空にするためロータリーポンプとターボ分子ポンプ (TMP) を使用した。真空度はピラニー真空計 (Pirani Gauge) と広帯域電離真空計 (Ionization Gauge) を用いた。

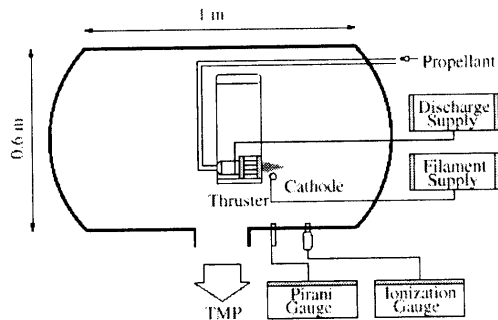


Fig.2 Experimental apparatuses

3.2 マイクロホールスラスタ (TAL スラスタおよび end-Hall スラスタ)

実験では end-Hall スラスタ (以下 end-Hall と記す。)と TAL スラスタ (以下 TAL と記す。)の両方のスラスタを製作し、それぞれの性能を比較した。Fig. 3 (A), (B) に end-Hall と TAL のスラスタの構造を示す。end-Hall は内部磁極が無く、長いセラミックチャンネルを有するように製作した。一方 TAL はアノードの先端に形成されるアノードレイヤーと呼ばれる電離加速領域からアノードの空洞部分に拡散して来た電子によって更に電離が行われるようにアノードに空洞を付けたホローアノードの形にして推進剤の利用効率を改善した。磁場は純鉄の前面と背面のポールピースと中心軸の内部磁極と SmCo 磁石 4 本から得るように設計した。

3.3 カソード

ホールスラスタでは、放電維持のためと加速したイオンビームを中和するための電子源となるカソードが必要である。今回の実験では熱電子放出が簡単なフィラメントカソードを用いた。φ0.27 mm のタングステンフィラメントに 0.6 – 2.0 eV の低仕事関数のト

リブルカーボネイトを溶剤に混ぜて付着させ、フィラメントに電流を流すことによってこの酸化物を加熱し、熱電子を放出させた。フィラメント自体から電子を放出させているわけではないので、1300 – 1500K の加熱で 2 – 10 A/cm² の熱電子電流密度が得られ、フィラメントに流す電流も 2A と比較的強く抑えることが出来た。

3.4 推進剤

ホールスラスタの推進剤としては、一般的に電離電位の低い希ガスが用いられている。今回の実験では質量の比較的大きいアルゴン (Ar) とキセノン (Xe) を使用し、推進剤の違いによる特性も調べた。

3.5 イオン電流

イオン電流を計測するために 20 cm × 20 cm の銅製のイオンコレクタをスラスタから 20 cm 離して設置し、コレクタに -30 V の電圧を与えて測定を行った。この測定から、推進剤利用効率、加速効率を求めた。

3.6 イオンビーム角度分布測定

ステッピングモータにアームを取り付け、そのアームの先端にコレクタを固定し、イオンビームの角度分布を求めた。コレクタには -30 V の電圧を与えた。

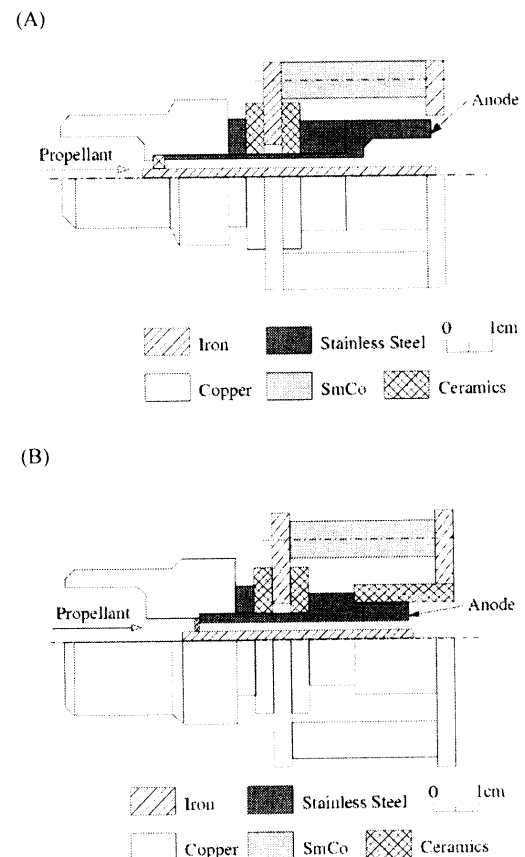


Fig.3 Schematics of end-Hall thruster(A) and TAL thruster(B)

4. 実験結果

4.1 放電特性

スラスタの作動特性である放電特性即ち放電電圧 V_d と放電電流 I_d との関係を調べた。end-Hall 及び TAL での Xe についての結果を Fig. 4 (A),(B)に示す。双方共放電電圧に比例して放電電流が増加しており、end-Hall 及び TAL による違いは特に見えていない。推進剤の Ar 及び Xe についての違いが明瞭に現れ Xe が Ar より数倍の放電電流が得られることが確認された。

4.2 イオンビームの測定

放電電流中のイオン電流の測定を行った。測定したイオン電流から推進剤利用効率と加速効率を求めることが出来る。それぞれ推進剤利用効率については、Fig. 5 (A),(B)に、加速効率については Fig. 6 (A),(B)に示した。

Fig. 5(A) から判る様に end-Hall の推進剤利用効率は Ar の場合では放電電圧が増加するにつれ、増加が緩やかとなる傾向が見られ、チャンネルでの電離が飽和に近くなっていることが分かる。一方、Xe の場合は推進剤利用効率が急激に増加し、Ar で最高 35% であるのに対して Xe では最高で 85%にも達している。これは推進剤がもつ特性に大きく依存しているためと考えられる。すなわち、電離電位や電離衝突断面積など Ar より Xe が優れているため電離に必要なエネルギーが少なく済むためだと言える。しかし、Fig. 6 の加速効率を見ると Ar で 35% であるのに対して Xe では 13% と低くなっている。これは放電電流中に占める電子電流が非常に多

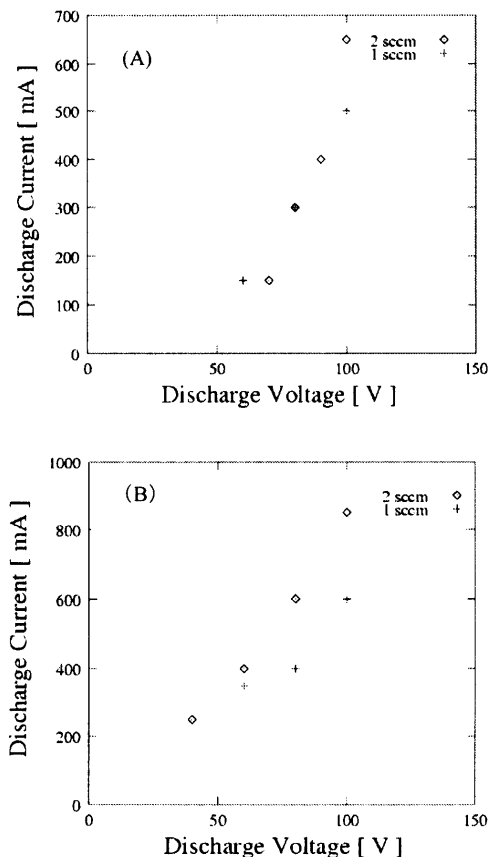


Fig.4 Discharge-currents of end-Hall thruster(A) and TAL(B) in case of Xe propellant

いことを示しているが、Xe でこのような結果になったのは、電子供給源であるカソードの影響が大きいと考えられる。すなわち、Xe は非常に電離し易く、推進剤利用効率からも判るようにイオンビームの量自体も多いため、カソードの位置にアノードからの放電電流ブルームが到達し、加速されたイオンビームの直撃を受け、電子供給が増加したためではないかと推測する。これは作動中にカソードへの電力供給を止めても作動し続けたということからも裏付けられる。このようなことから今回の実験では Xe での作動範囲が限られてしまったという結果となった。一方 Fig.5(B)に示すように TAL での推進剤利用効率は Xe で 85%にも達した。これは end-Hall の場合とほぼ同じ値であり、二つのスラスタ共十分な電離が行われていると言える。Xe では推進剤流量を 1,2 sccm と変化させてもこの推進剤利用効率は変わらず、この流量の範囲では十分な電離が可能であることが判る。加速効率についても end-Hall と同様に Ar と Xe では Ar の方が優れているという結果となった。

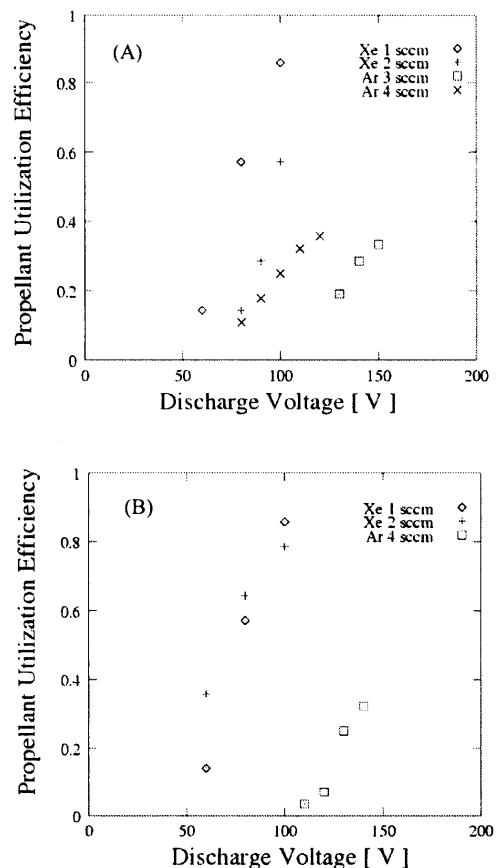


Fig.5 Propellant utilization efficiency of end-Hall thruster(A) and TAL (B)

4.3 イオンビーム角度分布測定

ホールスラスタは同じ静電加速型のイオンスラスタに比べ広いビーム発散角を持つ。これはイオンを加速する電場形状に依存しているためであり、ホールスラスタではこのイオンビームの収束性が重要である。そのためイオンコレクタを用いてイオンビームの角度分布測定を行った。スラスタの中心軸を 0° として 90° までのイオンビーム電流の測定を行った。

end-Hall では放電電圧を 100, 130, 160 V と変化させて角度分布を測定した。放電電圧の増加に伴い 0° 付近のイオン電流が増加した。ビームの発散の程度を角度分布の半頂角として定義すると、それぞれ 28° (100V), 32° (130 V), 33° (160 V) となり、それほど大きな変化は見られなかった。この事はイオンビームの収束性に大きく影響を与えるチャンネル内の電場形状は放電電圧によって大きく変化しないと言う事を意味していると考えられる

TAL でも同様な実験を行った。放電電圧を 80, 100, 120 V と変化させた時のイオンビームの半頂角は 19° (80 V), 19° (100 V), 15° (120 V) であった。放電電圧に対しての変化は見られなかった。end-Hall と TAL の角度分布を比較すると、その角度分布に大きな違いがあった。end-Hall では 0° から 30° 付近まで緩やかにイオンビーム電流が減少し、 $30^\circ \sim 40^\circ$ で急激に減少していた。一方、TAL では $10^\circ \sim 30^\circ$ でイオンビームが急激に減少している。この結果 TAL の方がビームの収束性に優れていると言う結果が得られた。

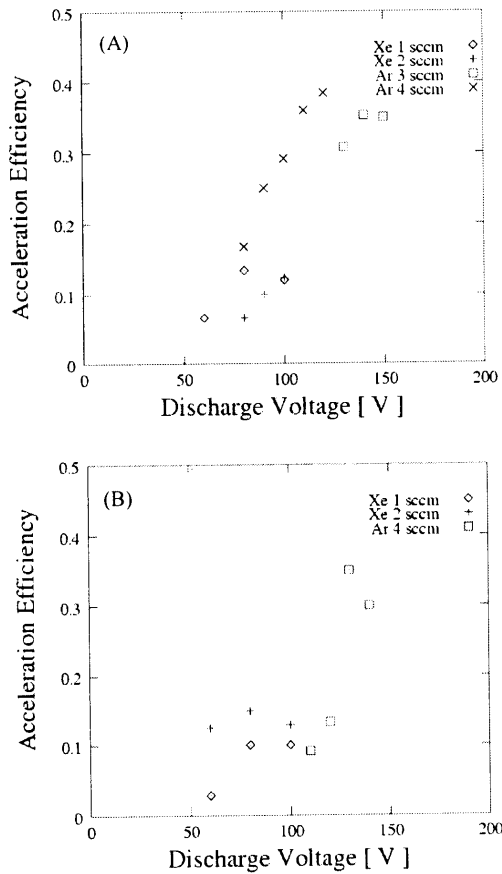


Fig.6 Acceleration efficiency of end-Hall thruster(A) and TAL (B)

4.4 推進性能

ホールスラスタにおける推力は次の式で表わすことができる。

$$T = \dot{m} \cdot v_i \quad (1)$$

推進剤流量を $\dot{m}$, イオンの速度を v_i で表わしている。 v_i は放電電圧 V_d を用いて近似的に表わすと、

$$v_i = \sqrt{\frac{2eV_d}{M}} \quad (2)$$

しかし、実際のスラスタではイオンビームが軸方向だけでなく、半径方向にも加速され、さらに加速自体が非常に局所的に行われるために、イオンに与えられるエネルギーが均一でなく、イオンの速度にばらつきがある。そこでイオンビーム電流 I_i を用いた式で表わすと、

$$T = \sqrt{\frac{M}{e}} I_i \langle v_i \cos \psi \rangle \quad (3)$$

となる。 M はイオンの質量、 e は電荷、 ψ はスラスタの軸方向となす角、カギ括弧は平均を示す。ここでイオンの平均速度 v_i を用いたビーム収束効率 η_f を定義すると、

$$\eta_f = \left(\frac{\langle v_i \cos \psi \rangle}{v_i} \right)^2 \quad (4)$$

となり、推力は

$$T = \sqrt{\frac{M}{e}} I_i \sqrt{\eta_f} v_i \quad (5)$$

と表わすことが出来る。またホールスラスタの推進効率 η_T は、運動エネルギーと投入電力の比で定義され、

$$\eta_T = \frac{\dot{m} v_i^2}{2V_d I_d} = \frac{T^2}{2\dot{m} V_d I_d} \quad (6)$$

となる。この他の効率として推進剤利用効率 η_u , 加速効率 η_a , エネルギー効率 η_e がそれぞれ次式で求められる。

$$\eta_u = \frac{I_i}{I_m} = \frac{M I_i}{e \dot{m}} \quad (7)$$

$$\eta_a = \frac{I_i}{I_d} \quad (8)$$

$$\eta_e = \frac{\frac{1}{2} M \overline{v_i^2}}{e V_d} \quad (9)$$

これらを用いて推進効率を示すと次のようになる。

$$\eta_T = \eta_f \eta_u \eta_a \eta_e \quad (10)$$

同様に推力もこれらの効率を用いて表わすことが出来る。

$$T = \eta_u \dot{m} \sqrt{\frac{2eV_d \eta_e \eta_f}{M}} \quad (11)$$

また、推進機として評価する場合、比推力 I_{sp} があり、以下のよう定義される。

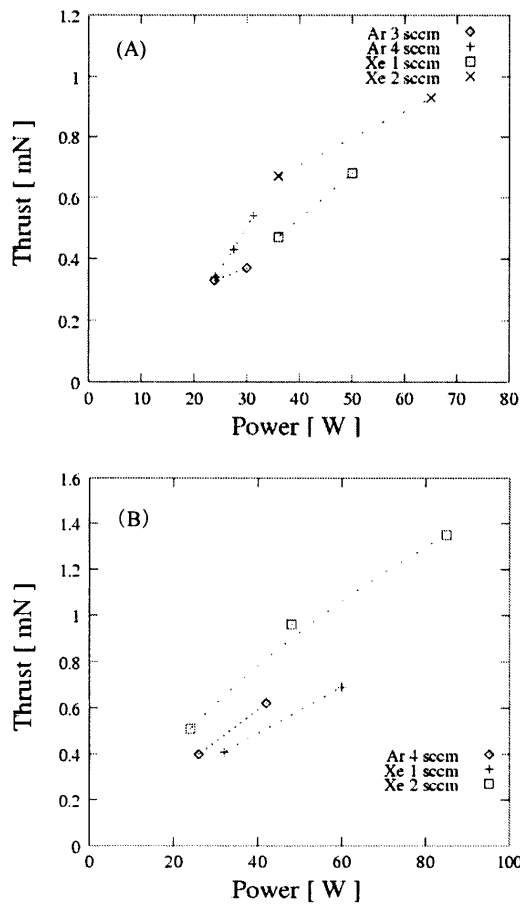


Fig.7 Thrust obtained by end-Hall thruster (A) and TAL (B)

$$I_{sp} = \frac{T}{mg} \quad (12)$$

これまで求めた推進剤利用効率, 加速効率, 集束効率, エネルギー効率から推進効率及び推力 T を計算で求めた. さらに得られた推力 T から比推力 I_{sp} を求めた.

これらの結果を Fig.7 と Fig.8 に示す. これらの図より推力に関しては end-Hall スラスタの場合 Xe 2sccm で最大 0.93 mN の推力が得られた. 推進剤が Ar で 4sccm の場合より推力が大きいのは, 加速される Xe と Ar の質量差と推進剤利用効率が高いことによる.

このため Ar 4sccm と比較しても Xe 1sccm の方が高い推力を得ている. 推進性能に関しては, Xe を用いたとき, 比推力 I_{sp} が最大 712s, 推進効率が 4.8% であった. Xe と Ar の違いは比推力では若干出ているものの, 推進効率ではそれほど変わらなかった. 一般的なホールスラスタであれば効率の中でも推進剤利用効率が推進効率に最も影響を与え, Xe と Ar で推進剤利用効率が 2 倍の差があれば, 推進効率も 2 倍の差として現れるのが通常である. しかし今回の結果は, 推進剤利用効率が 2 倍違っても拘わらず推進効率はそれほど変わらなかった. これは前に記したように Xe の場合の加速効率の低下が原因であったと考えられる.

TAL の場合, 推力に関しては, Xe 2sccm で最大 1.35 mN の推

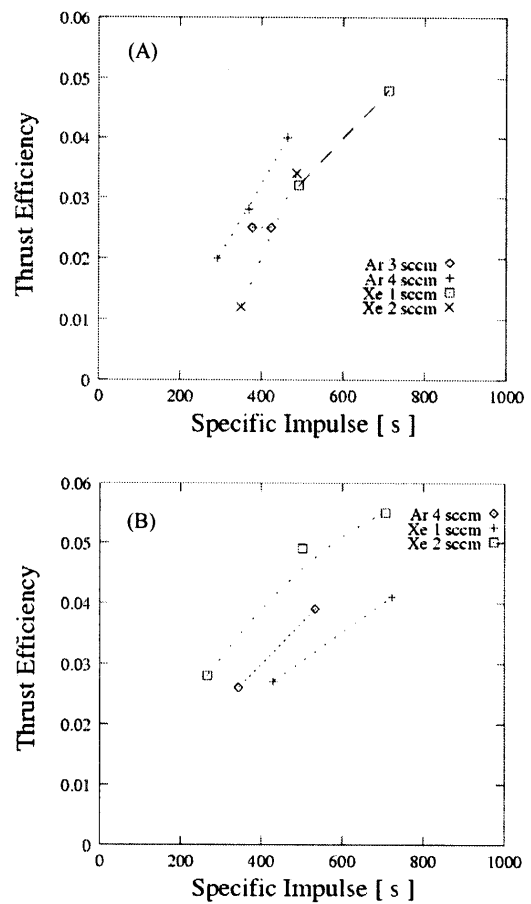


Fig.8 Thrust efficiency obtained by end-Hall thruster(A) and TAL (B)

力が得られた. より高電圧でより高い推力が得られることが期待出来る. 推進性能に関しては比推力 I_{sp} が最大 722 s, 推進効率 5.5% であった. TAL でも end-Hall の場合と同様, 推進剤の違いが明瞭で無かった. この原因は同様に Xe での加速効率の低下が影響していると考えられる.

5. まとめ

低電力ホールスラスタである end-Hall スラスタと TAL の設計, 製作を行い作動実験を行った. 実験の結果をまとめると次のようになる.

- 1) スラスタの作動域は, end-Hall で 12 – 65 W, TAL で 12 – 85 W であった.
- 2) 測定された放電特性は, end-Hall, TAL 共にこれまでのものと異なり放電電流が放電電圧に比例し増加しほぼ同様な結果を得た.
- 3) 推進剤として Xe と Ar を使用し, 実験を行ったが加速効率を除いて Xe の方が優れた結果が得られた.

今後の課題としては, 今回の実験では Xe を推進剤として用いた場合カソードの電子供給が過剰となり, このためジュール過熱によりスラスタの温度が上がり熱的にスラスタの部品がもたなくなった. このため作動範囲が限定されたが, 推進剤利用効率は 1 KW クラス同等の性能を示しており, より高電圧の

作動により大幅な性能の改善が期待されるところである。また、推力性能をより正確に評価するために直接推力測定を行うことが必要であり、このための精度の良いスラスタスタンドを開発製作する必要がある。更にチャンネル内での電離過程、電子輸送過程を解明するために数値解析によるシミュレーションも行う必要がある。

謝辞

本論文に対し査読者からの有為な助言を頂き感謝します。また、論文編集に際し坂田圭司君、川上雅敏君の多大な協力に対し感謝します。

参考文献

- 1) Martinez-Sanchez, M., Spacecraft Electric Propulsion – An Overview, *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 14, No. 5, 1998, pp. 688 – 699.
- 2) Muller, J., Thruster Options for Microspacecraft: A Review and Evaluation of state of the Art and Emerging Technologies, *Micropropulsion for small spacecraft progress in Astronautics and aeronautics*, Vol. 187, 2000, p.45
- 3) 伊藤康正, 桜井 亨, 低電力ホールスラスタの作動特性, 第 41 回航空原動機・宇宙推進講演会, 2000, p p . 40 -43.
- 4) 伊藤康正, マイクロホールスラスタの作動特性及び推進性能に関する実験, 東海大学大学院 2000 年度修士論文.
- 5) Kim, V., Main physical features and processes determining the performance of stationary plasma thrusters, *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 14, No. 5, 1998, pp.736 – 743.
- 6) Kaufman, H.R., Robinson, R.S., and Seddon, R.I., End-Hall Ion Source, *Journal of Vacuum Science and Technology A*, Vol. 5, No. 4, 1987, pp. 2081 – 2084.