

パルス型プラズマスラスタにおける液体推進剤噴射に関する実験的研究

東京大学大学院 小泉宏之 各務聡
小紫公也 荒川義博

Experimental Study of Liquid Propellant injection for a Pulsed Plasma Thruster

Hiroyuki KOIZUMI, Akira KAKAMI, Kimiya KOMURASAKI, and Yoshihiro ARAKAWA

Department of Aeronautics and Astronautics, University of Tokyo

Abstract

Recently Pulsed Plasma Thruster (PPT) gets a lot of attention as a strong candidate of micro thrusters, but it has the disadvantage of poor thruster performance because of a low propellant utilization when a solid propellant is used. In this study, the use of liquid propellant for PPT was designed to observe the injection process and to investigate its effect on arc discharge and thruster performance. From the experiment, the injection of a liquid propellant into vacuum enables arc discharge without ignition plugs and PPT discharge characteristics were investigated to improve PPT performance.

Keywords: PPT, Electric propulsion, Micro thruster, Liquid propellant

1. はじめに

マイクロスラスタの有力候補として、PPT(Pulsed Plasma Thruster)と呼ばれる固体推進剤を用いたパルス作動型のプラズマスラスタがある。Figure 1 に模式図を示す。しかしながら、放電による固体表面のアブレーションによって推進剤の供給を行うため、放電が終了したあとも推進剤が過剰に供給されるため効率的な推進剤利用がなされておらず、非常に低い効率を持つという欠点を有している^{1,2)}。また、放電を開始するための高電圧イグナイタの損傷も大きな問題となっている。

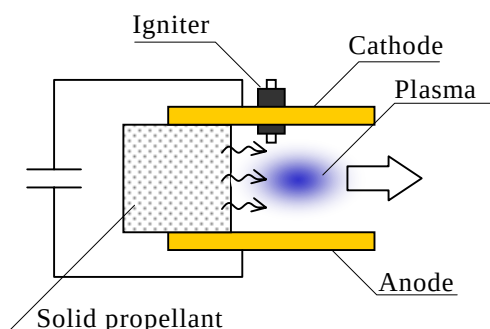


Fig.1 Schematic of solid propellant PPT

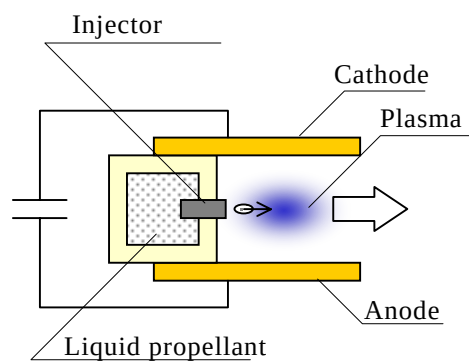


Fig.2 Schematic of liquid propellant PPT

上記のような欠点を克服するために多くの研究が行われているが、本研究では固体推進剤の代わりに液体推進剤を用いた PPT、すなわち液体推進剤 PPT を提案する。推進剤として液体を使うことにより適切な流量制御と、液体からの圧力上昇によるイグナイタを用いない点火機構が得られるのではないかと考えている。このような特性は気体を用いることによって得られるが、放出された気体は熱速度で拡散していくため μs オーダの高速バルブや特殊な放電機構が必要となる^{3,4)}。また、高圧ガスを貯蔵するためのタンクも必要となりマイクロスラスタには適していない。この点、液体は気体ほどすばやい拡散を起こさないため、比較的応答速度の遅いバルブを用いても推進剤の有効利用できる可能性がある。

Figure 2 に液体推進剤 PPT の模式図を示す。

想定している方式は次のようになる。まず、高電圧が印加された電極間に液体推進剤が噴射される。真空中において液体の一部は蒸発し電極間の圧力を局所的に上昇させ放電が発生する。この放電によって残りの液体も気化され、さらに放電を促進し電極間にプラズマが生成される。生成されたプラズマはそれ自身を流れる電流と回路を流れる電流によって誘起された磁場との相互作用および熱的な加速を受けて高速で排出される。

液体推進剤 PPT には、液体供給のために、新たなパルス動作型の噴射器が必要となる。これまでの研究^{5,6)}においては、構造の簡易化および高速応答化のためバルブを用いない噴射器を模索してきたが、低い再現性やマイクロスラスタとしての不適當さなどの難点をかかえていた。しかしながら、推進剤として気体を用いた場合には気体が熱速度で拡散し、電極間から放出されるのと同程度の時間(μs のオーダ)でバルブを動作さ

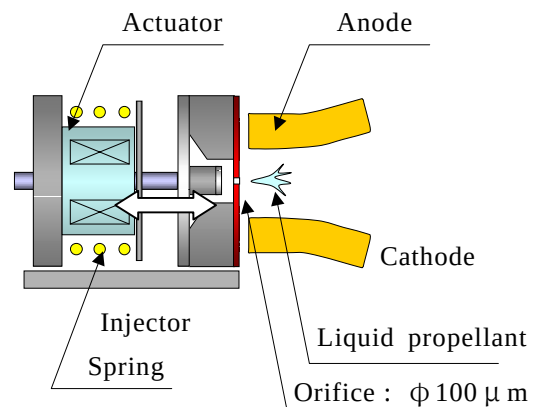


Fig.3 Designed liquid propellant PPT

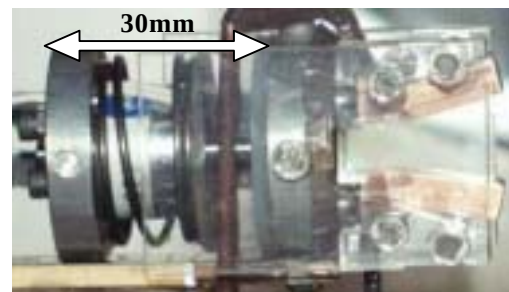


Fig.4 Picture of a liquid propellant PPT

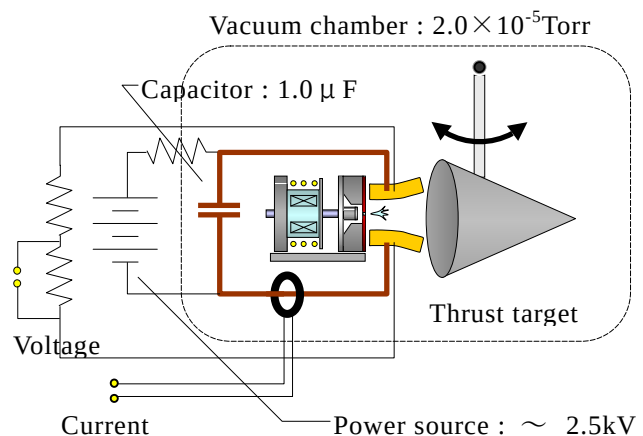


Fig.5 Schematic of experimental apparatus

せる必要があるが、液体を用いた場合にはそのような拡散は起こらないため、今回のような ms オーダのバルブであっても使用可能であると考えた。そこで本研究では、過去の研究に比べ再現性が良く、マイクロスラストとして適したミニバルブ噴射器を使用することを提案し、これを用いて液体推進剤 PPT の実験を行った。

2. 実験装置

噴射器には Figure 3、Figure 4 に示す小型ソレノイドアクチュエータ（ $\phi 19\text{mm} \times 12\text{mm}$ ）を用いたバルブ方式を使用した。このバルブはシリコンゴム膜とオリフィス（ $\phi 0.1\text{mm}$ ）を閉じるためのピストンから成り、アクチュエータを含めた噴射器の大きさは $\phi 30\text{mm} \times 40\text{mm}$ である。なお今回、液体推進剤にはすべてエタノールを、噴射量の測定には電離真空計の指示値を使用した⁷⁾。

真空チャンバ内において平板電極間に高電圧を印加し、液体推進剤を供給することによって放電誘起の実験を行った。電極は幅 5mm、長さ 20mm の銅角棒からなり電極間距離が下流方向に 7mm～14mm へと広がるフレア形状である。

電極とコンデンサをつなぐ高電圧回路は、 $\phi 2.0\text{mm}$ の銅線によって長形状（ $30\text{mm} \times 80\text{mm}$ ）に形成されている。銅線の長さから計算される回路の抵抗値は $0.3\text{m}\Omega$ であるが、周期 $2\mu\text{s}$ の電流を仮定した表皮効果を考慮すると抵抗値は $3.3\text{m}\Omega$ となる。また、回路形状から計算されるインダクタンスの値は 110nH である。なお、いずれもコンデンサ内部の抵抗とインダクタンスは考慮されていない。

また、ターゲット式振り子を用いてインパルスビットの大まかな見積もりを行った（Figure 5 参照）。ターゲットは塩化ビニル製のコーン型で、 $10\mu\text{Ns}$ のインパルスビットに対して 0.25mm の変位を示す。変位測定はレーザ変位計を用いて真空チャンバ外部から行った。較正は大気中で糸に吊るした 0.3g の重りをターゲットに当て、衝突前後の速度差を高速度カメラで測定しインパルスを見積もった。実験装置の概略図を Figure 5 に示す。

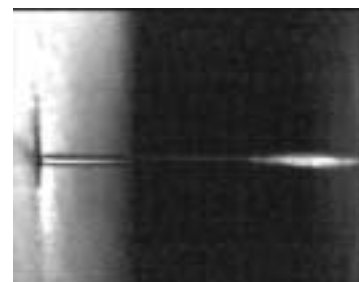


Fig.6 Image of injection in the atmosphere

3. 実験結果と考察

3. 1 液体推進剤噴射器

真空チャンバ内における噴射器（Figure 4）の動作試験を行った結果、真空中でアクチュエータへの電圧印加時間（ 1.8ms 以上）に応じて、 $10\mu\text{g}$ 以上の推進剤噴射を再現性よく行うことができた。Figures 6、7 は高速度カメラを用いてそれぞれ大気中と真空中における噴射形状の違いを確認したものである。ただし、低噴射量での撮影

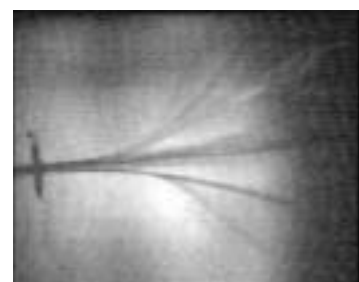


Fig.7 Image of injection in vacuum

が困難であったため、噴射量が 1mg 程度のものを撮影したものである。

ただし、マイクロスラスタとして 1 shot あたり使用できるエネルギーは数 J 程度であることを考え、仮にエネルギー変換効率：10%、 I_{sp} ：1000sec と仮定すると、1shot あたりに必要な推進剤量は数 μg となる。従って上述の最小噴射量 10 μg の噴射器では推進剤の過剰供給が起こることが予想される。

3. 2 放電とインパルス

液体噴射による放電誘起の実験においては、10 μg 以上の微小量液体を噴射することで、イグナイタを用いず放電を誘起させることに成功した。Figure 8 はコンデンサの充電電圧:2.5kV 時の放電の様子を 250 frames/s で流し撮影したものである。この放電は毎回の噴射に応じて起こり、噴射に伴わない放電は確認されなかった。この結果より液体噴射による PPT の可能性を示すことができたと言える。また、Figure 8 の写真からは放電により電極下流にプルームが生成されている様子が確認された。実際、ターゲット式振り子を用いて推力を測定した実験では、インパルスビットが放電を行うことにより Cold flow の状態から増加することが確認できた。

エネルギーを $E = 0.0\text{J}$ (Cold flow)、2.0J、3.1J (印加電圧 = 0.0kV、2.0kV、2.5kV) としたときの、各噴射量に対するインパルスビット、比推力の見積もりを Figure 9、10 にそれぞれ示した。インパルスビットの見積もりは、測定ごとにばらつきはあるものの、最小自乗法による近似曲線はそれぞれ、ほぼ同じ傾きを示し、エネ

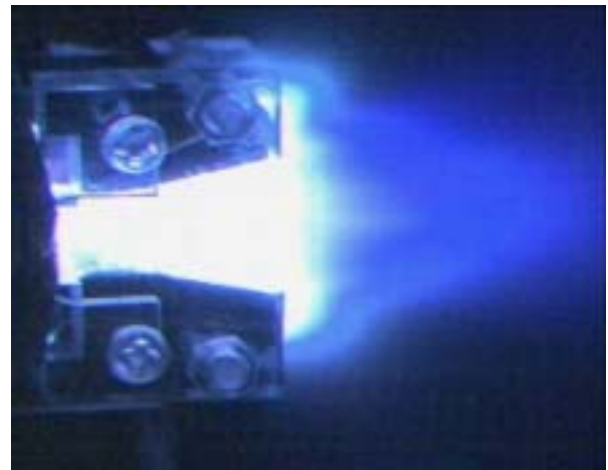


Fig.8 The discharge initiated by a liquid propellant injection

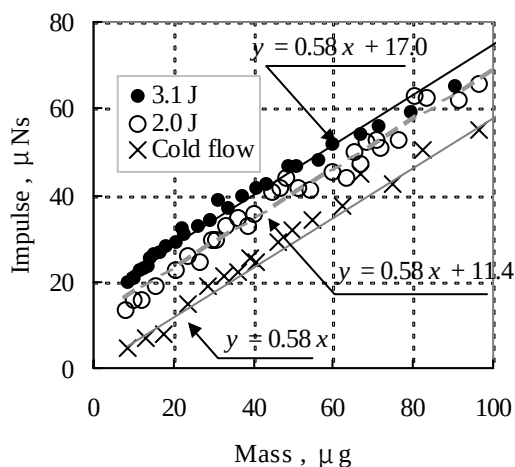


Fig.9 Impulse bit dependence on mass shot

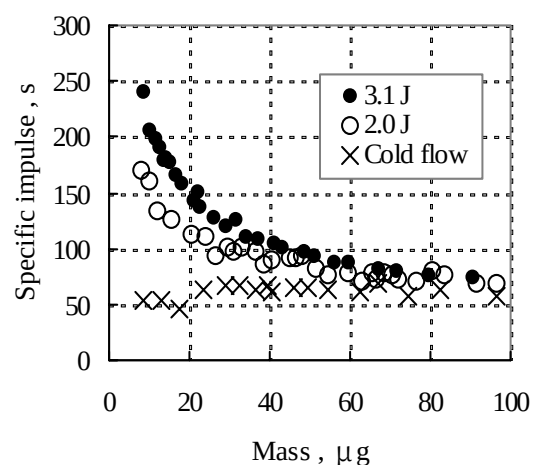


Fig.10 Specific impulse dependence on mass shot

ギーに応じて切片の値が上昇している。インパルスを放電によるものと Cold flow のものとに分けて考えれば、直線の傾きは cold flow の速度、切片は放電によるインパルスを表している。ここで、注目すべき点は、今回の実験範囲では総噴射量を変化させても、放電によるインパルスには変化が表れていないことである。これは総噴射量によらず放電により加速される質量が一定であることを示唆している。

比推力 (Figure 10) は PPT としては若干低い値にとどまっているが、総噴射量を下げるにしたがって急激に上昇している様子がわかる。上述のように放電によって加速を受ける質量が一定であると考え、総噴射量を減らすことにより放電加速を受ける質量の割合が増え、Isp は放電加速によるものに近づいていくものと考えられる。従って、噴射器の応答速度を高め、さらに詳細な流量制御を行うことにより、性能を高めることができるであろう。

3.3 電波流形

本実験で得られた典型的な電流波形を Figure 11 に示す。このような減衰振動波形は PPT に典型的な電流波形である。PPT の電流波形は基本的に LRC 回路モデルを用いて説明されるが、Figure 11 では時間と共に周波数が若干変化している。これは電極間のプラズマ位置と状態が時間と共に変化するためである。従って回路モデルは正確には L、R が時間変化するものとなり、コンデンサに蓄えられている電荷 $Q(t)$ についての式は次のようになる⁸⁾。

$$\frac{d}{dt} \left(L(t) \frac{dQ}{dt} \right) + R(t) \frac{dQ}{dt} + \frac{1}{C} Q = 0 \quad (1)$$

式(1)から $L(t)$ 、 $R(t)$ の変化の様子を見積もるため、 $L(t)$ 、 $R(t)$ の形を

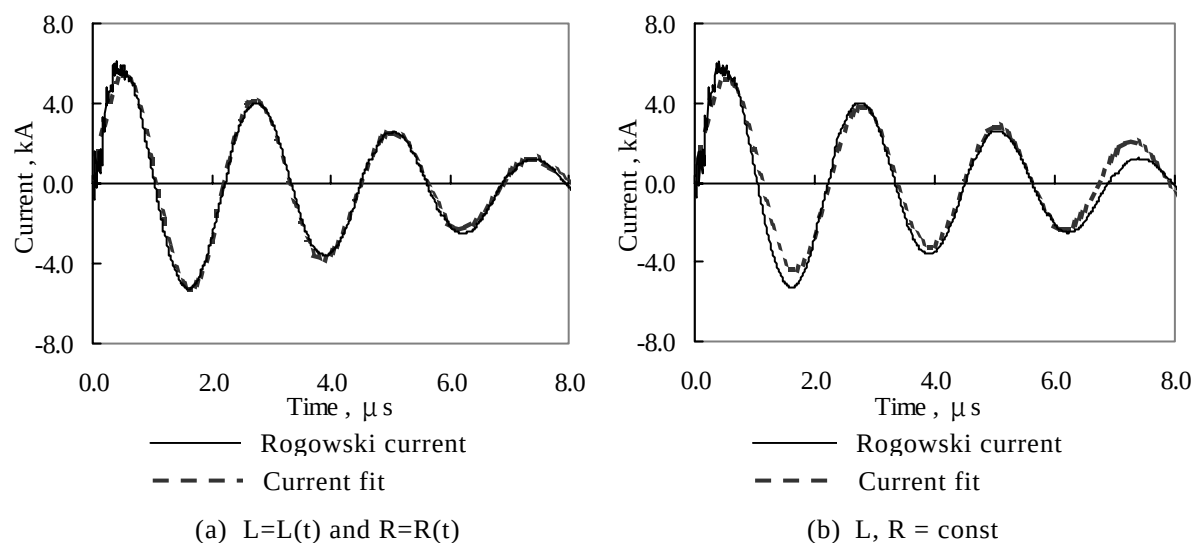


Fig.11 Current waveforms for LRC circuit

$$\begin{aligned} L(t) &= L_0 + (dL/dt_0) t \\ R(t) &= R_0 + (dR/dt_0) t \end{aligned} \quad (2)$$

と仮定して式(1)を数値的に解き、各エネルギー(1.13～3.13J)における測定結果と、最小自乗法によりフィッティングを行った。その結果を Table 1 に示す。なお、Figure 11 には L、R に式(2)の形を仮定した場合と、L、R を固定した場合のフィッティングの結果を示してある。L、R を固定した場合にはフィッティングが十分に行われていないのがわかる。なお、E = 3.13J の結果については電流波形が t = 5.0 μs あたりから乱れていたため、それ以降の波形は用いなかった。従って E = 3.13J の結果は参考値とした。インダクタンスの初期値は前述の回路形状より計算された値(110nH)とほぼ同程度のものとなった。抵抗の初期値は実験手法の節で述べた表皮効果を考慮した際の計算値に近いものとなったが、時間と共に大きく増加する結果となった。また、エネルギーの増加 (=電流値の増加)に伴い平均の抵抗値は減少している。

ここで、PPT の回路において、コンデンサから回路に運ばれたエネルギーについて

$$E = \int_0^{\tau} P dt = \int_0^{\tau} J (RJ + \frac{d}{dt} LJ) dt = \int_0^{\tau} J^2 (R + \frac{1}{2} \frac{dL}{dt}) dt \quad (3)$$

という関係が成り立つ⁸⁾。すなわち、投入されたエネルギーは式(3)の最右辺 1 項目: 散逸熱と 2 項目: 電磁力がプラズマを動かすのに用いられた仕事とに分けられる。測定された電流波形とフィッティングにより求められた R(t)、L(t)を用いて、この第 1 項、第

Table 1 Fitting coefficient for L(t) and R(t).

Energy [J]	L ₀ [nH]	dL/dt ₀ [nH/μs]	R ₀ [mΩ]	dR/dt ₀ [mΩ/μs]
1.13 (1.50kV)	120	4.60	1.24	16.5
1.53 (1.75kV)	118	4.82	2.39	13.8
2.00 (2.00kV)	119	3.87	5.11	10.8
2.53 (2.25kV)	119	3.97	5.01	10.6
3.13 (2.50kV)	(113)	(8.64)	(3.66)	(9.6)

Table 2 Electrical efficiency.

Energy [J]	Work done on the plasma [J]	Dissipation [J]	Electrical Efficiency [%]
1.13 (1.50kV)	0.07	1.06	6.04
1.53 (1.75kV)	0.10	1.46	6.60
2.00 (2.00kV)	0.12	1.90	5.73
2.53 (2.25kV)	0.15	2.46	5.80
3.13 (2.50kV)	(0.40)	(2.50)	(13.71)

2項を計算した。その結果を Table 2 に示す。ここで Electrical Efficiency とは投入エネルギー中の電磁加速に用いられたエネルギーの割合である。従って、今回の実験ではエネルギーのうち約 6%ほどがプラズマの加速に用いられたと考えられる。ただし散逸については、回路中における散逸とプラズマ中における散逸とに分けられ、後者はプラズマの電離や温度上昇に用いられ、その一部は熱的加速としてスラストのインパルスに貢献することとなる。本実験においても放電によるインパルスの一部は熱的加速によるものと考えられるが、電極形状を工夫することによりこのエネルギーがより効率よく回収されることになるだろう。

ここで、 $E=2.0\text{J}$ 、 $m=10\text{ }\mu\text{g}$ のときに効率 6%として計算すると比推力は約 500sec となるが、今回の実験では同条件における比推力は 150sec ほどである。この原因としては、次節で述べるように、一部の推進剤のみが電磁加速を受けていることが考えられる。例えば、 $m=10\text{ }\mu\text{g}$ のうち $1\text{ }\mu\text{g}$ が 6%の効率で加速を受け、残りは Cold flow として 500m/s で排出され则认为ると、その平均の比推力は約 200sec となり今回の測定とほぼ一致する。

3. 4 放電のタイミングについて

今回、比推力が低い値にとどまった原因として、そもそも放電時に大半の推進剤は電極間には存在せず、それが性能の低下につながっているのではないかと考えた。そこで、アクチュエータへの電圧印加時間、アクチュエータの軸(バルブの弁)の変位、放電発生時刻の測定を行った。その結果を Figure 12 に示す。このグラフより、アクチュエータは、トリガー電圧印加開始後 3.0ms 程で動き出し、その直後に放電が生じていることがわかる。(ただしアクチュエータの動きを測定するために使用したレーザ変位計はサンプリング周期:1024 μsec 、解像度:50 μm である。)つまり、先の推測のように、放電はバルブが開いた直後約 1.0msec 以内に生じ、その間に噴出されたわずかな推進剤のみが放電による加速を受けていることが示された。この早すぎる放電時刻の原因としては、バルブが開いた直後、推進剤が液体として飛び出す前に、ごく一部の気化した推進剤により電極間の圧力が上昇し放電が生じていると考えている。すなわち、放電と液体の噴出とのタイミングが適切でないのではないかと。従って今後の改良策としては、

- ・ 蒸気圧の低い液体を用いることにより放電時刻を遅らせる。
- ・ 液体の噴出に合わせて、コンデン

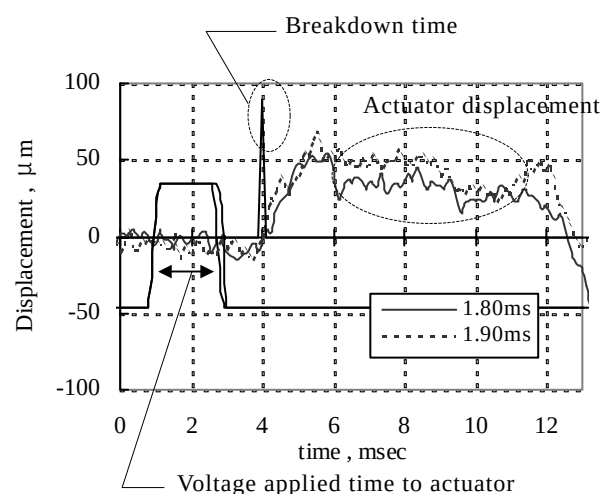


Fig.12 Breakdown time and actuator displacement

サへの充電を行う。

- ・ イグナイタの使用

などが考えられる。

4. 結論

本研究では、液体推進剤を使用したパルス型プラズマスラスタを提案し、ミニバルブ型の噴射器を使用して実験を行い以下の結論を得た。

- ・ 液体推進剤の噴射によって放電が誘起されることを確認した。
- ・ プルームの存在、インパルスの発生、PPT に典型的な電流波形が確認し、液体推進剤 PPT のスラスタとしての評価を行った。
- ・ 現時点で性能が低い理由として、液体からの蒸発によって生じる放電のタイミングが適切でない可能性を示した。

参考文献

- 1) R.L.Burton and P.J.Turchi: “Pulsed Plasma Thruster” , *Journal of Propulsion and Power*, Vol.14, No.5, Sep.-Oct.1998, pp716-735.
- 2) Ronald A. Spores, Ronald B. Cohen, and Mitat Birkan: “The USAF electric propulsion program” *International Electric Propulsion Conference '97 proceedings*, No. 97-001, 1997.
- 3) J.K. Ziemer, E.A. Cubbin, E.Y. Choueiri, and D. Birx: “Performance characterization of a high efficiency gas-fed pulsed plasma thruster” *In 33rd Joint Propulsion Conference*, Seattle, Washington, July 6-9 1997. AIAA 97-2925.
- 4) J.K. Ziemer, E.Y. Choueiri, and D. Birx: “ Is the gas-fed PPT an electromagnetic accelerator? An investigation using measured performance” *In 35th Joint Propulsion Conference*, Los Angeles, California, June 20-24 1999. AIAA 99-2289.
- 5) 各務聡・小泉宏之・小紫公也・荒川義博：「液体推進剤 PPT の基礎研究」，第 4 4 回宇宙科学技術連合講演会講演論文集，p607，2000.
- 6) 各務聡・小泉宏之・小紫公也・荒川義博：「液体推進剤 PPT の実験的研究」，第 4 1 回航空原動機・宇宙推進講演会講演論文集，p172，2001.
- 7) John E Bartness and Rosina M Georgiadis: “Experimental methods for determination of ionization gauge relative sensitivities for different gases”, *Vacuum*, Vol.33, No.3, 1983.
- 8) Robert G. Jahn: “Physics of Electric Propulsion”, McGraw-hill book company, 1968.