

ノズル形状が同軸型液体 PPT の性能に与える影響

○黒木将太郎(九工大・院), 宮城欣也(九工大・学)

各務聡(宮崎大・工), 橘武史(九工大・工院)

1 はじめに

パルス型プラズマスラスタ (Pulsed Plasma Thruster, PPT) は、電磁・電熱加速型の宇宙用電気推進機である。PPT は、微小推力のパルス制御が可能であるため、人工衛星の高精度姿勢制御、フォーメーションフライトに適している。また、小型・軽量、低電力作動という特徴を有するため、とりわけ小型人工衛星の推進機として利用されている^[1]。しかし、従来の固体推進剤を用いた PPT は、推進剤利用効率が低いという問題があった。その原因として、主放電終了後も推進剤表面の温度が高く、昇華により推進剤が流出することと、推進剤の固体粒子が剥離し、低速で流出することにより、推進剤が無駄に供給されることが挙げられる^[1]。この対策として、液体推進剤を用いた PPT (Liquid Propellant PPT, LP-PPT) が提案されている^[2]。LP-PPT は噴射器を用いることにより、推進剤の供給量を能動的に制御することができる。そのため、上記の問題点を解決でき、固体 PPT に比べ高い性能を得ることが確認されている^[2]。

これまでの LP-PPT に関する研究は平行平板型電極が主であり、同軸型電極の研究例は少ない。そこで本研究では、電磁加速と電熱加速により高い性能が得られる同軸型 LP-PPT に着目し、ノズル形状が性能に与える影響を評価した。実験パラメータはノズル角度と開口比の 2 つである。

2 実験装置および実験条件

図 1 に同軸型 LP-PPT の概略図を示す。同軸型 LP-PPT は、ノズル形状の陽極、放電室のキャビティ、陰極兼パルス噴射器が同軸上に配置されており、陽極と陰極は主放電用キャパシタへ接続されている。パルス噴射器は、電磁バルブ方式であり、ソレノイドアクチュエータへの電圧印加によりロッドを動かし、噴射口を開閉することで、推進剤の噴射を制御する。

LP-PPT の動作は、主放電用キャパシタを充電した状態で、パルス噴射器によってキャビティ内へ推進剤を供給することから始まる。この推進剤は真空中で急速に気化し電極間の圧力が上昇する。これにより、自発放電が起こり、主放電用キャパシタに蓄えられた電荷が一斉に開放されて主放電が誘起される。このとき、推進剤はプラズマ化されるとともに、電磁・電熱的に加速されてノズルから排出され、推力を得る。今回、主放電の誘起にはイグナイタは用いず、推進剤の気化による自発放電方式を用いた。液体推進剤はエタノールを用いた。

推力測定は 0.03 Pa 以下まで減圧した真空チェンバ内で行った。パルス噴射器の作動は、PC により

制御している。主放電用キャパシタは 4.5 μF 、充電エネルギー E は最大で 15 J、充電電圧は最大で 2.58 kV である。なお、充電エネルギー $E=0$ J は、推進剤を噴射し、放電を誘起させないときを示している。キャビティ直径 D は 3 mm、長さ L は 10 mm である。1 回当たりの推進剤噴射量 (マスショット) Δm は 15 μg を目標値とした。また、PPT のパルス状の推力 (インパルスビット、力積状の推力) は振り子式スラストターゲットを用いて測定した。主放電電流・電圧波形はログスキーコイルと高電圧プローブを用いてオシロスコープで測定した。

図 2 にノズルの外形、表 1 にノズルの寸法を示す。ノズル角度 (半頂角) θ は 10°, 20°, 30° とし、開口比 ε は 30, 60, 90 とした。

3 実験結果および考察

図 3 に作動時の様子を示す。ノズル出口からブルームが伸びている様子が確認できる。全てのノズルにおいて、ブルームは推進剤を噴射したときのみ発生し、作動確率は 100% であった。

図 4 に、開口比 ε を 30 で一定とし、ノズル角度 θ を 10°, 20°, 30° と変化させた場合のインパルスビット-充電エネルギーのグラフを示す。図 3 より、どのノズル角度においても、充電エネルギーの増加に伴い、インパルスビットが増加していることがわかる。また、ノズル角度が大きいほど

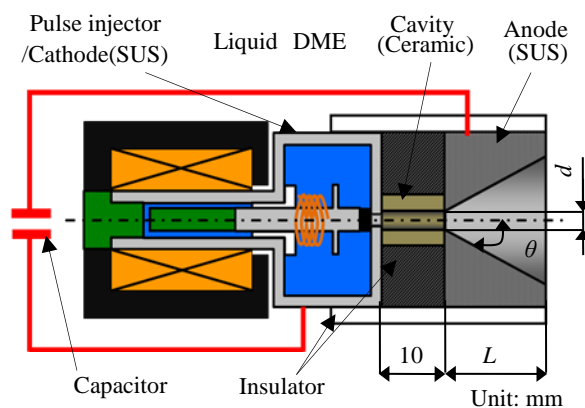


図 1 同軸型 LP-PPT 試作機概略図

表 1 ノズル寸法

θ , deg	ε	D , mm	L , mm
10	30	16.4	38.1
20	30	16.4	18.5
20	60	23.2	27.8
20	90	28.5	35.0
30	30	16.4	11.6
30	60	23.2	17.5
30	90	28.5	22.0

図 2 ノズル外形

インパルスビットは大きくなる傾向にある。しかし、その影響が顕著な、充電エネルギー $E=15$ J に

においても、インパルスビットの差は 11.9 μNs であり(ノズル角度 $\theta = 10^\circ, 30^\circ$ で比較), 推力レベルで考慮するとその差は非常に小さい。これは、ノズル角度を大きくしても、放電経路が変わらなかったためと考えられる。このことは、図 5 に示す主放電電流波形において、ノズルごとの違いが見られないことから推測される。それにより、ノズル角度を変えても、電磁的加速への影響が小さく、結果としてインパルスビットの変化も小さくなったと考えられる。

図 6 に、ノズル角度 θ を 20° で一定とし、開口比 ε を 30, 60, 90 と変化させた場合のインパルスビット-充電エネルギーのグラフを示す。どの開口比においても、充電エネルギーの増加に伴いインパルスビットが増加している。また、開口比 ε が 30 のときが最もインパルスビットが大きく、次いで 90, 60 となっている。しかし、充電エネルギー $E = 11 \text{ J}$ の場合でも、インパルスビットの差は 10.5 μNs であり(開口比 $\varepsilon = 30, 60$ で比較), 推力レベルで考慮するとその差は非常に小さい。これは、外気圧とキャビティ内圧の圧力比が非常に大きく、開口比 $\varepsilon = 30 \sim 90$ の範囲では、推力係数 C_F の変化が小さかったためであると考えられる^[3]。それにより、開口比を変えても、電熱的加速への影響が小さく、結果としてインパルスビットの変化も小さくなったと考えられる。

図 4, 図 6 において、わずかにインパルスビットの変化が見られたのは、電極損失の影響だと考えられる。

4 まとめ

- 全てのノズル形状において、インパルスビットは充電エネルギーに伴い増加する。
- ノズル形状を変えても放電波形は変わらず、電磁的加速への影響は小さい。
- 外気圧とキャビティ内圧の圧力比は非常に大きく、 $\varepsilon = 30 \sim 90$ の範囲では推力係数 C_F の変化は小さいため、開口比を変えても電熱的加速への影響は小さい。
- 小型軽量化の面から、開口比は小さく、ノズル角度は大きくしたほうが良い。
- 今後は、一部電極ノズルなどを用いて、放電経路の影響を調べていく必要がある。

参考文献

1. Burton, R. L. and Turch, P. J.: Pulsed Plasma Thruster, J. Propulsion and Power., Vol. 10, No. 5, Sep., pp.716-735, 1998.
2. Kakami, A., Koizumi, H., Komurasaki, K., and Arakawa, Y.: Design and performance of liquid propellant Pulsed Plasma Thruster, Vacuum, 73, 2004.
3. 鈴木弘一, ロケットエンジン, 森北出版株式会社, 2004 年.

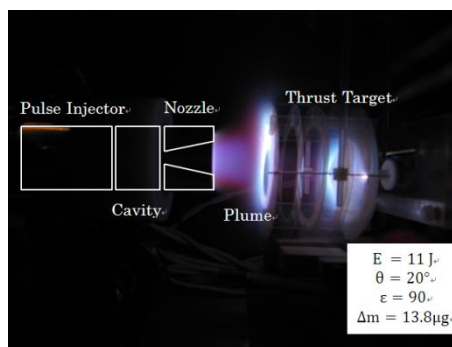


図 3 作動時の様子

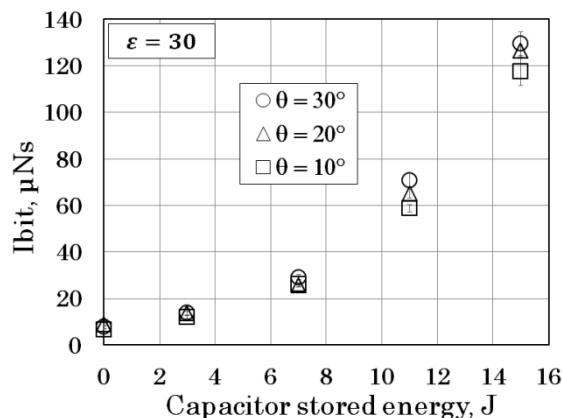


図 4 ノズル角度の影響

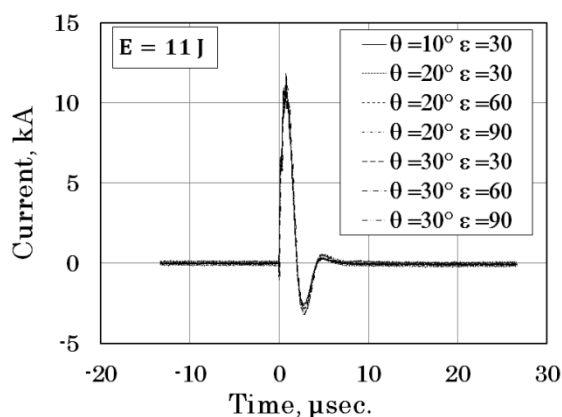


図 5 主放電電流波形

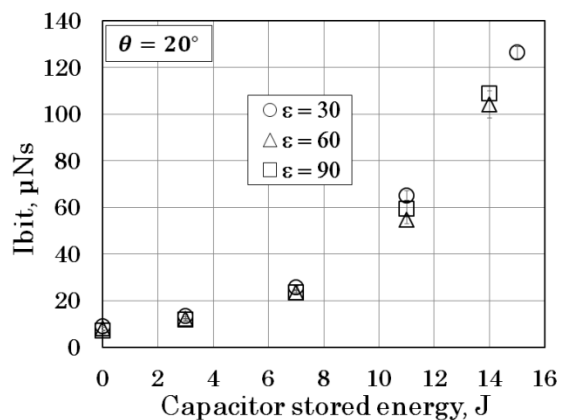


図 6 開口比の影響