ジメチルエーテル推進剤を用いた平行平板型パルスプラズマ推進機^{*1} A Parallel-Plate Pulsed Plasma Thruster Using a Dimethyl Ether Propellant

増井 創一^{*2}・各務 聡^{*3}・橘 武史^{*4}
Souichi MASUI, Akira KAKAMI and Takeshi TACHIBANA

Key Words: Pulsed Plasma Thruster, Dimethyl Ether, Parallel-Plate

Abstract: Use of liquid propellants, such as water or ethanol, as an alternative to the most common propellant, solid Teflon, for a pulsed plasma thruster (PPT) is reported to improve the performance of PPT by excluding the drawbacks of uncontrollable propellant feed rate and timing, while maintaining the advantages of digital control features. In this study, we propose to use dimethyl ether (DME) as for the liquid propellant PPT, because DME has a low freezing point (131 K at standard pressure) and an expedient vapor pressure (6 atm at standard temperature), both of which eliminate the need for a heater and pressurant when using a water or ethanol propellant. A series of experiments using a prototype DME-PPT with parallel-plate electrodes demonstrated reliable operation with a tendency for the electromagnetic impulse bit I_{bit} to increase in proportion to the stored capacitor energy E_c up to $I_{bit} = 53 \mu\text{Ns}$ at $E_c = 13 \text{ J}$.

記号の説明

G : 電極間距離
 l : 電極長
 B : 電極幅
 E_c : 主放電用キャパシタの充電エネルギー
 E : 電磁加速に使われたエネルギー
 W : 電熱加速に使われたエネルギー
 I_{bit} : インパルスビット, インパルス状の推力の積分値
 L : インダクタンス
 R : 電気抵抗
 μ : 真空の透磁率
 γ : 比熱比

1. はじめに

パルス型プラズマスラスタ (Pulsed Plasma Thruster, PPT) は小型・軽量で低消費電力作動が可能な宇宙用推進機で, パルス駆動によるデジタル制御ができるという特徴を有しており, 小型人工衛星の姿勢制御などに利用されている^{1,2)}. しかし従来のPPTでは, 推進剤としてテフロン[®]に代表される固体推進剤が用いられていることに起因する“Late-time ablation”や“Particulate emission”などの現象が発生し, 推進剤利用効率が低くなることが指摘されており, これが他の電気推進機に比べ推進性能が低くなる原因となっている³⁾. 前者は, パルスアーク放電終了後も固体

推進剤の表面温度が昇華温度よりも高いため昇華した推進剤が放電による加速を受けないまま流出し推力に寄与せず損失となる現象, 後者は, パルスアーク放電中または終了後にテフロン[®]の表面から推力に寄与しない低速な固体粒子が流出する現象である. また, これらの現象のほかに, 推進剤の供給が放電による熱を利用しているため, 推進剤の供給量を放電エネルギーと独立に変化させることができないことも, 比推力を向上させ難い要因となっている.

上記の問題を解消するために, 液体を推進剤として用いるPPT (Liquid Propellant Pulsed Plasma Thruster, LP-PPT) が提案されている. LP-PPTでは, 放電と推進剤の供給を独立して制御でき, 推進剤の供給量も任意に設定できるため, パルスアーク放電直前に適量の推進剤液滴を専用の噴射器を用いて供給することにより, “Late-time ablation”や“Particulate emission”などが回避され推進剤利用効率の向上につながる. また, 推進剤の供給量と放電エネルギーは独立しており, 推進剤供給量を固定したまま充電エネルギーだけを増加することが可能となり, 比推力の向上も可能となる. 推進剤としてエタノールを用いたLP-PPTにおいて, キャパシタの充電エネルギー 20 J時に, 比推力 4300 s, 推進効率 13%とテフロンを用いたPPTと比べて高い性能を得ることが報告されている⁴⁾.

しかし, これまで推進剤として試みられた水やエタノールでは以下のような問題がある. 水は, 凝固点が常圧で 273 Kと高いために, 宇宙空間において液体として貯蔵するにはヒーターなどで温度管理を行う必要がある. また, 水, エタノールの蒸気圧は常温でそれぞれ 2 kPa, 6 kPaであるため, 推進剤をタンクから供給するには加圧機構が必要となり, 推進機全体の質量増大や大型・複雑化してしまうこ

^{*1} © 2013 日本航空宇宙学会

平成 24 年 7 月 3 日原稿受付

^{*2} 九州工業大学大学院工学研究府機械知能工学研究専攻

^{*3} 宮崎大学工学部機械設計システム工学科

^{*4} 九州工業大学大学院工学研究府機械知能工学研究系

とが問題となる。

そこで本研究では、推進剤としてジメチルエーテル (Dimethyl Ether, DME) を用いた PPT (以下 DME-PPT と表記) を提案する⁵⁾。DME は、構造式が $\text{CH}_3\text{-O-CH}_3$ の無毒なエーテル化合物である。DME の凝固点は常圧で 125 K なので、宇宙空間においても液体として貯蔵することが容易である。また、DME の蒸気圧は常温で 600 kPa と適度に高く、自身の蒸気圧により供給することが可能である。

本報では、平行平板型 DME-PPT を試作し、その作動を実証するとともに、推力の測定を行い性能評価を行ったので、それらの結果について報告する。

2. 実験装置

2.1 自発放電方式の平行平板型 DME-PPT 第 1 図に試作した平行平板型 DME-PPT の概略図を、第 1 表に実験条件を示す。この試作機では、供給した DME が電極間で蒸発し電極間圧力を上昇させることにより、イグナイタを使わずに自発的にパルスアーク放電を誘起する。放電用の電極は、紙面垂直方向に幅 B が 10 mm のステンレスである。実験は、電極間距離 G は 10 mm とし電極の長さ l を 40, 70, 100 mm と変化させた場合と、電極の長さ l を 40 mm とし電極間距離 G を 10, 20, 30 mm と変化させた場合で行った。噴射器と電極との絶縁を行うために、平行平板電極と噴射器の間には、厚さ 5 mm のセラミックプレート

第 1 図 自発放電方式の平行平板型 DME-PPT

第 1 表 自発放電方式の平行平板型 DME-PPT の実験条件

電極番号	1	2	3	4	5
電極間距離 G , mm	10	10	10	20	30
電極長さ l , mm	100	70	40	40	40
電極幅 B , mm			10		
DME の噴射量 Δm , μg			25		
充電エネルギー E_c , J			1~13		

射器により供給した。この噴射器は、数十 μg オーダーでの噴射を可能にするために、DME のタンクと電磁バルブの磁気回路を一体化させることによりダイアフラムなどを廃した構造となっている。噴射器の噴射口は約 30 μm であり、1 回の噴射で 5~50 μg の範囲の DME を供給できる。ロッド先端にはシール材を使用しており、噴射口と接することにより DME の流出を防いでいる。現状でのリーク量の算出のために DME を充填した噴射器を真空中環境下に推力と噴射量との測定実験時間に相当する 5 時間放置したところ、噴射器の重量減少は 0.02 g であった。1 回あたりの噴射量 Δm の目標値が約 25 μg 、総噴射回数が 20000 回と設定した場合で総噴射量は 0.5 g 程度なのでリークによる影響は 4% 程度である。なお、充電エネルギー E_c は、1~13 J の範囲で実験を行った。

2.2 イグナイタ方式の平行平板型 DME-PPT 第 1 図の装置に、強制的に放電を誘起させるためにイグナイタを取り付けた平行平板型 DME-PPT でも同様な実験を行った。取り付けたイグナイタプラグ周辺の拡大した概略図を第 2 図に示す。また実験条件を第 2 表に示す。イグナイタを用いることにより、自発放電を誘起できない充電エネルギー領域でもパルスアーク放電を誘起できる。噴射器などは自発放電方式の DME-PPT と同じである。電極間距離 G と電極長さ l はそれぞれ 30 mm, 40 mm とし、噴射量 Δm は自発放電を誘起できない 25 μg とした。イグナイタプラグの芯線は、直径が 1 mm のタングステンの線であり、セラミックスプレートから 20 mm 離れた陰極側に固定している。芯線の先端位置は、陰極端面から 15 mm で、陰極

第 2 図 イグナイタプラグ周辺の拡大図

第 2 表 イグナイタ方式の平行平板型 DME-PPT の実験条件

電極間距離 G , mm	30
電極長さ l , mm	40
電極幅 B , mm	10
DME の噴射量 Δm , μg	25
充電エネルギー E_c , J	1~13

第3図 イグナイタ動作シーケンス

に短絡しないように先端から 1.5 mm より下側はアルミナで覆われている。イグナイタの印加電圧は約 15 kV、放電エネルギーは約 0.1 J である。また、第 3 図のようにイグナイタは、噴射器に作動信号を送信し終えてから 1 ms 後に駆動を行っている。

2.3 インパルスビット測定装置 本実験にて、インパルスビット I_{bit} (インパルス状に発生する推力を力積で評価したもの、 μNs) の測定には、PPT と対向するように設置されたスラストターゲットを使用している⁶⁾。スラストターゲットは、推進機のプルームがもつ運動量を振り子の運動に変換する装置であり、振り子の振幅により I_{bit} を評価することができる。スラストターゲットは、複数の円環と円錐を組み合わせることにより、その軸方向に向かった PPT のプルームはスラストターゲットの半径方向に向きを変え、軸方向への運動量が 0 となるため、正確にインパルスビットの測定を行うことができる装置である。インパルスビットとスラストターゲットの振り子の変位との関係は、紐で吊した錘をスラストターゲットに衝突させて、衝突する直前の錘の速度と衝突後の振り子の振動の振幅から予め求めている。

2.4 パルスアーク放電電流および電圧の波形計測 パルスアーク放電電流と電圧は、ログスキューコイルと電圧プローブを用いて測定する。また、時間変化から放電回路のインダクタンスと電気抵抗を算出する。

3. 実験結果

3.1 自発放電方式

3.1.1 作動可能な充電エネルギーの範囲 自発放電方式の試作機では、電極間距離 G が 10 mm の場合、電極長さ l が 40, 70 mm のとき充電エネルギー E_c が 7 J 以上でパルスアーク放電が誘起された。 l を 100 mm に伸ばすと $E_c = 5 \text{ J}$ 以上でも放電を誘起できた。

$l = 40 \text{ mm}$ のとき、 $G = 10 \text{ mm}$ のとき $E_c = 7 \text{ J}$ 以上でパルスアーク放電を誘起できたが、 $G = 20 \text{ mm}$ まで広げると誘起には最低でも 9 J 以上の充電エネルギーが必要となった。 G をさらに 30 mm まで伸ばすと、今回の最大充電エネルギーである 13 J でもパルスアーク放電は誘起されなかった。

3.1.2 インパルスビット 第 4 図に、電極間距離 G が 10 mm で、異なる電極長さ l におけるインパルスビット

第4図 異なる電極長さ l に対するときのインパルスビットと充電エネルギーの関係 (電極間距離 $G = 10 \text{ mm}$) 第5図 異なる電極間距離 G に対するときのインパルスビットと充電エネルギーの関係 (電極長さ $l = 40 \text{ mm}$)

I_{bit} と充電エネルギー E_c の関係を示す。自発放電方式の試作機においては、 E_c の増加とともに I_{bit} が増加する様子が示されている。

I_{bit} を与える理論式は、次式で表される⁷⁾。

$$I_{bit} = \frac{\mu G}{2BR} E + \left[\frac{8(\gamma - 1)}{\gamma^2(\gamma + 1)} \cdot \Delta m \cdot W \right]^{\frac{1}{2}} \quad (1)$$

第 1 項は、電磁加速によるインパルスビットを表現しており電磁加速に使われたエネルギー E に比例して変化する。第 2 項は、電熱加速によるインパルスビットを表現しており電熱加速に使われたエネルギー W に対して 0.5 乗で増加する。実験で得られた結果では、インパルスビットは充電エネルギーにほぼ比例して増加していることから、今回用いた平行平板型 DME-PPT では、電磁的加速が支配的であると推測される。また、 l が短いほど、インパルスビットが大きく、 $l = 40 \text{ mm}$ の I_{bit} は、 $l = 100 \text{ mm}$ の場合の約 5 倍になっている。

第 5 図に、 l が 40 mm で異なる G に対するインパルスビットと充電エネルギーの関係を示す。 G を 10 mm から 20 mm に伸ばすと、インパルスビットが 1.5~2 倍高くなっていることが分かる。インパルスビットは、理論上 (1) 式

第 6 図 異なる電極間距離 G に対するときの電気抵抗と充電エネルギーの関係 (電極長さ $l = 40$ mm)

第 7 図 イグナイタ方式の場合のインパルスビットと充電エネルギーの関係 ($l = 40$ mm, $G = 30$ mm) 比較として自発放電方式 ($l = 40$ mm, $G = 20$ mm) の結果も示す。

に示すように, G に比例し, プラズマの電気抵抗 R と電極幅 B に反比例する. R を, 放電電流波形から求めると第 6 図のようになる. G と B と第 6 図より, インパルスビットは, G を 10 mm から 20 mm に伸ばすことにより理論上は 1.7 倍ほど増加することになる. これは, 先の実験結果とほぼ一致している. すなわち, G を増加することにより R が増えたものの, G/B が大きくなり, 全体としては, 電磁気力が強まり I_{bit} が増加したものと考えられる.

3.2 イグナイタ点火方式 第 7 図に, イグナイタ点火方式を用い, 電極長さ $l = 40$ mm, 電極間距離 $G = 30$ mm として測定したインパルスビット I_{bit} と充電エネルギー E_c の関係を示す. なお, 比較のために自発放電方式を用いたときの $l = 40$ mm, $G = 20$ mm の結果も示している. イグナイタを用いることにより自発放電方式ではパルスアーク放電を誘起できなかった $G = 30$ mm においても作動が可能となった. イグナイタ点火方式 DME-PPT においても, 自発放電方式と同様にインパルスビットと充電エネルギーとの間には線形性がみられ電磁加速による推力が支配

的であると思われる. また, イグナイタ点火方式は, 自発放電方式よりもすべての充電エネルギーにおいてインパルスビットが大きくなっている. これは, 電極間距離 G を伸ばしてもイグナイタによりパルスアーク放電を誘起することができたためと考えられる. なお, イグナイタ点火方式では, 今回の条件では, E_c が最も大きい 13 J のときに, インパルスビットと比推力が最大となり, それぞれ 53 μNs, 200 s であった.

4. ま と め

水やエタノールよりも貯蔵・供給が容易であるジメチルエーテルを推進剤として用いた平行平板型 DME-PPT の試作機を用いた実験を行い次のような結果を得た.

- ・自発放電方式, イグナイタ点火方式ともにパルスアーク放電を誘起することができ, 再現性のある動作が可能であった.
- ・自発放電方式では, 電極間距離 G が広い場合や充電エネルギーが低い場合でのパルスアーク放電を誘起できない現象が生じる.
- ・自発放電方式, イグナイタ方式のいずれの場合もインパルスビットは, 充電エネルギーに対して比例的に増加しており, 推進剤の加速において電磁気力が支配的であると考えられる.
- ・インパルスビットは, 電極間距離 G を大きくするほど増加した. これはインダクタンス空間勾配が増加したためと考えられる.
- ・今回の実験範囲におけるインパルスビット, 比推力の最大値は, それぞれ 53 μNs, 200 s であり, 電極間距離 G を大きくできるイグナイタ方式 DME-PPT における充電エネルギー $E_c = 13$ J のときであった.

参 考 文 献

- 1) Burton, R. L. and Turch, P. J.: Pulsed Plasma Thruster, J. Propul. Power, **14** (1998), pp. 716-735.
- 2) Spanjers, G. G., McFall, K. A., Gulczinski III, F. S. and Spores, R. A.: Investigation of Propellant in Efficiency in a Pulsed Plasma Thruster, Proc. of 32nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, AIAA Paper 96-2723, 1996.
- 3) Spanjers, G. G., Lotspeich, J. S., McFall, K. A. and Spores, R. A.: Propellant Losses Because of Particulate Emission in a Pulsed Plasma Thruster, J. Propul. Power, **14** (1998), pp. 554-559.
- 4) Kakami, A., Koizumi, H., Komurasaki, K. and Arakawa, Y.: Design and Performance of Liquid Propellant Pulsed Plasma Thruster, Vacuum, **73** (2004), pp. 419-425.
- 5) Masui, S., Okada, T., Kitatomi, M., Kakami, A. and Tachibana, T.: A Pulsed Plasma Thruster Using Dimethyl Ether as Propellant, Trans. JSASS, Aerospace Tech. Japan, **10** (2012), pp. Pb_65-Pb_69.
- 6) Yanagi, R. and Kimura, I.: New Type of Target for the Measurement of Impulse Bits of Pulsed Plasma Thruster, J. Spacecraft Rockets, **19** (1982), pp. 246-249.
- 7) 栗木恭一, 荒川義博: 電気推進機ロケット入門, 東京大学出版会, 東京, 2003.