

電熱加速型パルスプラズマスラスタの作動メカニズムに関する数値計算

Numerical Calculation on Operational Mechanism of Electrothermal Pulsed Plasma Thrusters

○藤田 亮太・隆宝 洸貴・森川 直樹・小野 航平・榎本 光佑 (大阪工大・院)
 岡原 勇人・松本 優希 (大阪工大・学)・田原 弘一・高田 恭子 (大阪工大)
 協園 堯 (ハイサーブ CEO)

○Ryota Fujita・Koki Ryuho・Naoki Morikawa・Kohei Ono・Kosuke Enomoto・Hayato Okahara・Yuki Matsumoto
 Hirokazu Tahara・Kyoko Takada (Osaka Institute of Technology)・Takashi Wakizono (High Serve)

Abstract (概要)

The Project of Osaka Institute of Technology Electric-Rocket-Engine onboard Small Space Ship (PROITERES) was started at Osaka Institute of Technology in 2007. The 2nd PROITERES nano-satellite with high-power electrothermal pulsed plasma thrusters (PPTs) for orbit changing of 50-100km in altitude near-earth orbit was determined to be launched as piggyback payloads (main satellites: GOSAT-2 and Khalifasat) by H-IIA rocket from JAXA Tanegashima Space Center in July 2018. The main mission is to achieve longer distance orbital transfer, i.e. changing more than 10 km in altitude on near-earth orbits by longtime operation and high power PPTs. However, the discharge phenomenon of the PPT was observed to end with about ten microseconds. Therefore, physical phenomenon is difficult to be measured by the experiment. This research aims to elucidate the physical phenomena and to predict the thrust performance by numerical calculation. In the present paper, we examine the interior physical phenomena and the performance characteristics by numerical calculation when changing cavity length. As a result, it calculated performances agreed with experimental ones, and the cavity lengths between 10 mm and 50 mm with a stored energy of 31.59 J achieved a maximum total impulse of 92 Ns.

記号の説明

α : エネルギー (温度) 適応係数	q : エネルギーフラックス
A : キャビティおよびノズルの断面積	Q : キャパシタ内の電荷
C : キャパシタンス	Q_{ab} : アブレーションしたガスの熱エネルギー[W/m ³]
e : 単位体積当たりの全エネルギー, または電荷素量	Q_{conv} : シースを考慮した PTFE への熱伝導エネルギー [W/m ³]
E_i : PTFE 中の炭素とフッ素の存在比を考慮した 1 価電離の平均電離エネルギー (15.36eV)	Q_j : 放電電流によるジュール加熱のエネルギー[W/m ³]
j : 放電電流密度 (=J/A)	Q_{rad} : 制動放射エネルギー[W/m ³]
J : 放電電流	Q_{rec} : 表面再結合による PTFE へのエネルギー[W/m ³]
k : ボルツマン定数	$Q_{rec,in}$: PTFE 内部で吸収される表面再結合エネルギー [W/m ³]
K : プラズマ中の熱伝導率	r : PTFE 表面 ($r=0$) からの深さ
L : キャビティ長さ, またはインダクタンス	r_c : キャビティの最短半径 (2.0mm)
L_{noz} : ノズル長さ	R : 電気抵抗
L_{cir} : 断面の周長さ	T : プラズマの温度
m : 質量	T_c : PTFE の特性温度
n : 数密度	u : 流速
p : プラズマの圧力	ϕ : シースの電位差
p_c : PTFE の特性圧力	Φ : 粘性によるエネルギー散逸[W/m ³]
p_{vap} : PTFE の蒸気圧	ΔH : PTFE の結合エネルギー[J/kg]
	γ : 比熱比

- I : アブレーションフラックス[kg/(m²s)]
 - η : プラズマの抵抗率
 - κ : 固体 PTFE の熱伝導率
 - φ : PTFE へのフラックス
 - Θ : PTFE 内部の温度
 - ρ : プラズマの密度
 - ρ_s : 固体 PTFE の密度
 - μ : 壁面摩擦応力
- 添 字
- c: キャパシタ
 - e: 電子
 - h: 重粒子 (イオンと中性粒子)
 - i: イオン
 - n: 中性粒子
 - p: プラズマ
 - s: PTFE 表面
 - tran: 主放電回路のケーブル (電極含む)
 - w: クヌッセン層の表面

1. はじめに

近年、100 kg 以下の超小型衛星に小型推進機を搭載する件数および計画が年々増加している^{1,2)}。

小型推進機の中でも電気推進機パルスプラズマスラスト (Pulsed Plasma Thruster : PPT) は、主に昇華性が優れた固体のポリテトラフルオロエチレン (Polytetrafluoroethylene : PTFE) を推進剤に採用しており、推進剤タンクやバルブ等が不要、電極間に推進剤を設け点火装置であるイグナイタのパルス放電により推進剤壁面を昇華・電離させプラズマを発生させる。電極形状は一般的に2種類ほど存在し、それぞれで発生させたプラズマの加速方法は異なる。電磁加速型 PPT は電磁氣的に、電熱加速型 PPT は気体力学的に加速させ推力を得る。PPT の作動原理は、時間間隔を設定したイグニッション放電によりキャパシタに充電された初期エネルギーを数十 μ s 以下で主放電させ、放電後キャパシタに電圧を充電、設定した時間間隔でイグニッション放電を発生する、この一連の動作を連続的に行うことからイグニッション放電の時間間隔、パルス幅を可変することで消費電力を変更させることが可能である。以上から PPT は小型・軽量化に優れており、数十 W 以下でも作動が可能と、超小型衛星に搭載するには最適な小型推進機の一つであるといえる。また、2013 年に打上げられた Surrey Satellite Technology Limited (SSTL) の 3U サイズである「STRaND-1」

衛星に約 0.336 kg の μ PPT が搭載され宇宙実証³⁾を行うなど、PPT はこれまで 15 機以上の宇宙機に搭載された実績があり、表 1 にその一部と現在販売が行われている PPT の仕様をまとめた^{4,6)}。表に示す「LES 8/9」と「EO-1」、 「FalconSat-3」は実際に PPT を搭載した衛星、PPTCUP については Mars Space Ltd (MSL), Clyde Space Ltd (CSL), University of Southampton (UoS)により、MPACS は Busek Co. Inc.により開発・販売されている PPT となっている。これまで実用化されてきた PPT の 8 割ほどを占めるのは固体推進剤テフロン⁷⁾の供給機構が確立され、長時間作動および比較的高い比推力を誇る平行平板型の電極形状、いわゆる電磁加速型 PPT であった。しかし、表 1 に示すように推力電力比および推進効率等については 10-20 μ Ns/W, 1-13%にとどまる。現在、超小型衛星において軌道遷移を実証するミッションが多く実証・計画されており、より推力電力比や推進効率等が高い値を示す小型推進機が求められる⁸⁾。このことから推力電力比および推進効率が高い値を達成可能な同軸型の電極形状である電熱加速型 PPT の研究が近年活発化している^{7,8)}。

大阪工業大学では 2007 年以降、電気推進機を搭載した超小型衛星 PROITERES (Project of Osaka Institute of Technology Electric-Rocket-Engine onboard Small Space Ship) の開発を進めている⁹⁾。2012 年 9 月 9 日には電熱加速型 PPT を搭載した PROITERES 衛星 1 号機がインド宇宙研究機関 (Indian Space Research Organisation : ISRO) の PSLV-C21 ロケットにより打ち上げに成功した。1 号機は一辺が 290 mm の立方体で質量は 14.5 kg であり、メインミッションには PPT の運転による投入軌道高度から 1 km の高度上昇を実証することであった。現在、GOSAT-2/Khalifasat 相乗り小型衛星に採択され、2018 年度に H-IIA ロケットで打ち上げ予定である PROITERES 衛星 2 号機の研究開発を行っており (図 1, 表 2), 30 W 級電熱加速型 PPT システムを用いて 10 km 以上の軌道遷移の実証ミッションを掲げ、我々は 2 号機搭載用 PPT システムの研究開発を行っている¹⁰⁾。

しかし、PPT は放電時間が約 10 μ s と非常に短く、発生する現象も非正常であり、また主放電に遅れて昇華することでほぼ電離せず推力にならない推進剤であるレイトタイムアブレーションという現象が存在する。PPT の開発を行うにはこのような物理現象の解明を行う必要がある。本研究では数値計算により PPT 特有の物理現象を解明し、実機の開発指針に役立てることを目的としている。

表 1 実際に衛星へ搭載および販売されている PPT の仕様

	LES 8/9, 1975	EO-1, 2000	PPTCUP/MSL, CSL, UoS	FalconSat-3, 2007 MPACS/Busek Co. Inc.
Electrode geometry	Parallel type	Parallel type	Parallel type	Coaxial type
Capacitor energy, J	20-80	8.5-56	2	1.96
Specific impulse, s	1000-1450	650-1400	600	827
Thrust cost, μ Ns/W	15-19	10.7-11	20	40.8
Thrust efficiency, %	7-13	3.4-7.6	6	8.4

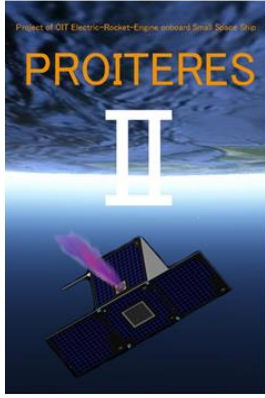


図1 PROITERES 衛星 2号機の概要

表2 PROITERES 衛星 2号機の仕様

Mass, kg	45 or less
Dimensions, mm	470 x 470 x 450
Electrical power, W	60
Altitude, km	613
Life time, years	1-2

2. 数値計算モデル

2.1 仮定 本数値モデルにおける主な仮定は以下の通りである。図2に使用したモデルの概要を示す^{11,12)}。

- 1) プラズマ中では局所熱平衡 ($T_e = T_i = T_n \equiv T$) が成立する。
- 2) 電離は1価のみを考慮し、電離平衡状態にある。
- 3) プラズマ流は1流体とみなす。
- 4) 電場、磁場の影響は考慮しない。
- 5) プラズマのインピーダンスは直流抵抗成分のみ。
- 6) 放電回路はLCR直列回路とみなす。

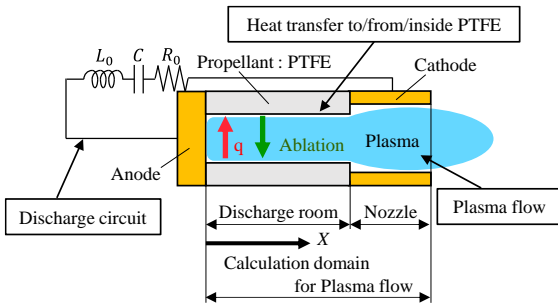


図2 本数値計算モデル

2.2.1 流体の保存則 断面積分布を考慮したプラズマ流の軸方向の質量、運動量およびエネルギーの保存はそれぞれ以下の式で表される。

$$\begin{aligned}
 \frac{\partial(A\rho)}{\partial t} + \frac{\partial(A\rho u)}{\partial x} &= L_{cir}\Gamma \\
 \frac{\partial(A\rho u)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x}[A(\rho u^2 + p)] &= p \frac{\partial A}{\partial x} - \tau_0 L_{cir} \\
 \frac{\partial(Ae)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x}[Au(e + p)] &= A(Q_j - Q_{rad} - Q_{conv} - Q_{rec} + Q_{ab} - \Phi)
 \end{aligned} \tag{1}$$

ここで、 L_{cir} は断面の周長さ、 Γ はアブレーションフラックス、 τ_0 は壁面における摩擦応力、 e は単位体積当たりの全エネルギー： $e = p/(\gamma - 1) + \rho u^2/2$ である。比熱比 γ は1.1とした。 Q_j は放電電流によるジュール加熱、 Q_{rad} は制動放射によるエネルギー損失、 Q_{conv} はシースを考慮した熱伝達によるPTFE表面へのエネルギー供給、 Q_{rec} は表面再結合によるPTFEへのエネルギー供給、 Q_{ab} はアブレーションしたガスの熱エネルギー、 Φ はエネルギー散逸を表す。

2.2.2 放電電流によるジュール加熱 放電電流によるジュール加熱 Q_j は次式で表される。

$$Q_j = \eta \cdot j^2 \tag{2}$$

ここで、 j は放電電流の電流密度を表す。プラズマの電気抵抗率 η は、電子のイオン・中性粒子との衝突を考慮して、次式で計算される。

$$\eta = \frac{\ln \Lambda}{1.53 \times 10^{-2} T^{3/2}} + \frac{m_e}{n_e e^2} \cdot \sigma_{e-n} n_n \left(\frac{3kT}{m_e} \right)^{1/2} \tag{3}$$

ここで、 σ_{en} は電子-中性粒子間の衝突断面積、 $\ln \Lambda$ はクーロン対数を表す。

2.2.3 制動放射によるエネルギー損失 制動放射による単位体積のエネルギー損失 Q_{rad} は次式で計算される。

$$Q_{rad} = 1.57 \times 10^{-40} n_e^2 T^{1/2} \tag{4}$$

2.2.4 固体表面近傍の温度 電子と重粒子は質量差が大きいため、電子から重粒子へのエネルギー伝達に関する平均自由距離 λ_{eE} は、例えばプラズマ密度、中性粒子密度ともに 10^{24} m^{-3} 程度のプラズマにおいてもmmオーダーとなる。従って、半径方向へ向かう電子のエネルギー伝達に関する衝突は無視でき、PTFE表面近傍における電子温度 $T_{e,w}$ は中心軸上の温度にほぼ等しいと考えられる。

$$T_{e,w} = T \tag{5}$$

一方、重粒子間のエネルギー伝達に関する平均自由距離は λ_{eE} より小さく、PTFE表面から昇華する低温 (T_s 程度) の中性粒子の影響もあり、表面付近の重粒子温度は中心軸の温度よりも低い。従って、表面付近では局所熱平衡は成立しない ($T_{e,w} > T_{i,w} \approx T_{n,w}$)。PTFE表面付近の温度分布の概略を図3に示す。熱伝達を計算する際には、表面からエネルギー伝達に関する平均自由距離だけ離れた位置 (クヌッセン層の表面) の温度を用いるべきである。そこで本計算では、クヌッセン層の表面において、重粒子の熱伝達エネルギーフラックス $q_{h,conv}$ が、中心軸から表面へ向かう重粒子の熱伝導エネルギーフラックス $q_{h,cond}$ に等しいとして重粒子温度 $T_{h,w}$ を求めた。その際、圧力、電子およびイオンの数密度は半径方向に一定であると仮定した。

$$p = (2n_e + n_n)kT = (n_e T + n_e T_{h,w} + n_{n,w} T_{h,w})k \tag{6}$$

ここで、 $n_{n,w}$ はクヌッセン層の表面における中性粒子の数密度である (以後、添字wはクヌッセン層の表面を表す)。

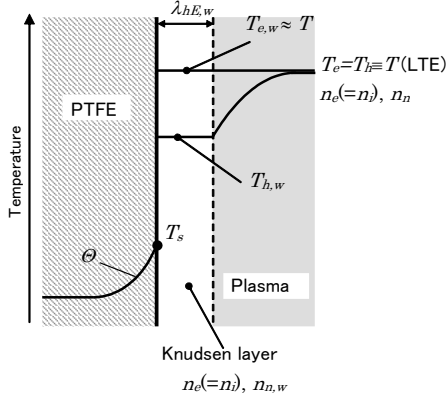


図3 PTFE表面付近の温度分布の概要

表面に入射する電子、イオンおよび中性粒子のフラックスは次のように表される。

$$\begin{aligned} \varphi_e = \varphi_i = \frac{1}{4} n_e \left(\frac{8kT_{h,w}}{\pi m_i} \right)^{1/2} \\ \varphi_n = \frac{1}{4} n_{n,w} \left(\frac{8kT_{h,w}}{\pi m_i} \right)^{1/2} \end{aligned} \quad (7)$$

ここで、 $T_{h,w}$ は固体表面近傍の重粒子温度を表す。クヌッセン層の表面からPTFE表面に向かう重粒子の熱伝達エネルギーフラックスは次式となる。

$$q_{h,conv} = \alpha_i (\varphi_i + \varphi_n) \cdot 2k(T_{h,w} - T_s) \quad (8)$$

ここで、 T_s はPTFE表面温度、イオンおよび中性粒子のエネルギー(温度)適応係数 α_i および α_n は、一般に気体温度に大きく依存するが、数百 K以上の高温領域では、剛体球衝突モデルから導かれる次式の一定値に収束することが知られている。

$$\alpha_i = \alpha_n = \frac{2\mu}{(1+\mu)^2} \quad (9)$$

ここで、 μ は気体原子の質量 M と固体を構成する原子の質量 m の比である $\mu = M/m$ 。本計算においては、 M と m は平均としては同じであるため、 $\mu=1$ 、即ち $\alpha_i = \alpha_n = 0.5$ とした。中心軸から表面への熱伝達のエネルギーフラックスは次式で近似する。

$$q_{h,cond} \approx \frac{K_h + K_{h,w}}{2} \frac{T - T_{h,w}}{r_c} \quad (10)$$

ここで、 r_c はキャビティの最短半径(2.0 mm)、 K_h は重粒子による熱伝導率である。 $K_{h,w}$ は、

$$K_{h,w} = K_{i,w} + K_{n,w} = \frac{3k^2 T_{h,w}}{2m_i} (n_e \tau_{iE,w} + n_{n,w} \tau_{nE,w}) \quad (11)$$

で表され、 K_h は添字wを除いた式となる。ここで、イオンおよび中性粒子のエネルギー伝達に関する平均自由時間 $\tau_{E(w)}$ 、 $\tau_{nE(w)}$ を求める際はイオン同士のクーロン衝突、重粒子の電子との衝突は無視した。

式(8)と式(10)を等しく置き、式(6)と連立することにより、 $T_{h,w}$ と $n_{n,w}$ が求められる。

2.2.5 シースの影響を考慮したPTFE表面への熱伝達 プラズマからの単位時間・単位体積当たりの熱伝達によるエネルギー損失は、次式で表される。

$$Q_{conv} = (q_e + q_i + q_n) \cdot \frac{L_{cir}}{A} \quad (12)$$

ここで、 q_e 、 q_i および q_n はそれぞれ電子、イオンおよび中性粒子によるPTFE表面への熱伝達のエネルギーフラックスである。シースの電位差 ϕ は、次式で表される。

$$\phi = \frac{kT}{2e} \ln \left(\frac{Tm_i}{T_{h,w}m_e} \right) \quad (13)$$

シースの影響を考慮した各粒子による熱伝達エネルギーフラックスは次のように表される。

$$q_e = \varphi_e \cdot 2kT \quad (14)$$

$$q_i = \alpha_i \varphi_i [2k(T_{h,w} - T_s) + e\phi] \quad (15)$$

$$q_n = \alpha_n \varphi_n \cdot 2k(T_{h,w} - T_s) \quad (16)$$

2.2.6 表面再結合 PTFE表面の反射率を0と仮定して、表面再結合によるPTFE表面へのエネルギーフラックスは電離エネルギー E_i を考慮して次式で計算した。

$$q_{rec} = \varphi_i e E_i \quad (17)$$

2.2.7 PTFE内部の熱伝導 プラズマからPTFEへの熱供給は数 μ s程度で終了するため、PTFE内部で温度上昇する範囲は表面から10 μ m程度以下となるため、温度場計算は $x-r$ の2次元直交座標($r=0$:表面)で行った。このとき、PTFE内部の温度場 $\Theta(x,r)$ の支配方程式と表面における境界条件は、以下のように表される。

$$\begin{aligned} \frac{\partial \Theta}{\partial t} = \frac{\kappa}{\rho_0 C_p} \left(\frac{\partial^2 \Theta}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \Theta}{\partial r^2} \right) + \frac{Q_{rec,in}}{\rho_0 C_p} \\ \kappa \frac{\partial \Theta}{\partial r} \Big|_{r=0} = (Q_{conv} - Q_{ab}) \cdot \frac{A}{L_{cir}} \end{aligned} \quad (18)$$

ここで、 κ は熱伝導率、 ρ_0 は密度、 C_p は比熱である。表面再結合による放射エネルギーは次式で決まる分布によりPTFEに吸収される。

$$Q_{rec,in} = q_{rec} C \exp(-Cr) \quad (19)$$

ここで、 $Q_{rec,in}$ はPTFE内部の単位時間・単位体積に吸収されるエネルギー、 C は厚み t_1 における透過率 T_1 から決まる値である： $C = -\ln(T_1)/t_1$ 。電離エネルギーから計算すると、再結合放射の波長は0.1 μ m程度以下に分布すると考えられる。参照できるPTFEの透過率が存在しなかったが、他のフッ素樹脂(PFAやFEP)の傾向から、再結合放射の波長域においては、非常に低い透過率であると推定される。

また、PTFEがゲル化する温度600 Kまで上昇した後、単位体積に投入される熱量が結合エネルギー $\rho \Delta H$ に達するまで温度を一定とした($\Delta H = 1.5 \times 10^6$ J/kg)。

2.2.8 アブレーションフラックス アブレーションフラックスは、次のラングミュアの法則(Langmuir's law)により求められる。

$$\Gamma = \left(\frac{m_i}{2\pi k T_s} \right)^{1/2} p_{vap} \quad (20)$$

p_{vap} はPTFEの蒸気圧であり、次式で与えられる。

$$p_{vap} = p_c \exp(-T_c / T_s) \quad (21)$$

ここで、 p_c 、 T_c は特性圧力、特性温度と呼ばれる物性値 ($p_c = 1.84 \times 10^{15}$ Pa, $T_c = 20815$ K) である。

2.2.9 アブレーションした気体の熱エネルギー 単位時間に単位体積のプラズマに入る、PTFE表面からアブレーションした気体の熱エネルギーは次式で表される。

$$Q_{ab} = \frac{\Gamma}{m_i} \cdot 2kT_s \cdot \frac{L_{cir}}{A} \quad (22)$$

2.2.10 放電回路 放電回路は、プラズマの抵抗を含むLCR直列回路とし、次のように表される。

$$(L_{tran} + L_c)\ddot{Q} + (R_{tran} + R_c + R_p)\dot{Q} + \frac{Q}{C} = 0$$

$$J = -\dot{Q} \quad (23)$$

ここで、 Q はキャパシタ内の電荷、 L_{tran} はケーブルのインダクタンス、 L_c はキャパシタの内部インダクタンス、 R_{tran} はケーブルの直流抵抗、 R_c はキャパシタの等価直列抵抗、 C はキャパシタの静電容量、 J は放電電流である。プラズマの抵抗は、式(3)で計算されるプラズマの抵抗率をキャビティの範囲で積分することにより求めた。

$$R_p = \int_0^L (\eta / A) dx \quad (24)$$

2.2.11 粘性・発散による運動量とエネルギーの損失 流れのレイノルズ数は時刻・位置により異なり、粘性の影響を無視することはできない。本計算では、簡易的にある時刻・位置における軸方向速度の半径方向分布 $U(r)$ を、平均速度 u の理想的な層流分布(放物線分布)あるいは乱流分布(1/7乗分布)のいずれかに仮定し、その分布から摩擦応力 τ_0 とエネルギー散逸 Φ を求めた。乱流へ遷移するレイノルズ数の閾値は2500とし、レイノルズ数算出時の代表長さは $4A/L_{cir}$ とした。

ノズル出口における発散による運動量およびエネルギーの損失は、発散により排出速度が、

$$\int U(r) \cos\{\tan^{-1}(r/L_{noz})\} \cdot 2\pi r dr / \int U(r) 2\pi r dr$$

倍になるとして見積もる。 L_{noz} はノズル長さ、積分範囲はノズル出口面である。

2.3 計算スキーム 流れ場はTVD-マコーマック法、放電回路はルンゲクッタ法により構成されている。

3. 本数値計算の妥当性

本章より本稿で行った数値計算について述べる。まず、前章で説明した本数値計算が、同様の条件で実施した初期性能値とトータルインパルスの実験結果と比較して整合性がとれているか確認した。その後、確立した数値計算を用いてレ

イトタイムアブレーションや推進剤壁面、すなわち放電室内において発生する昇華量を計算し、推進性能や長時間作動にどのような影響があるのか調査した。

まず実験と同様の条件で数値計算を行い、実験との整合性を確認した。表3に主な数値計算と実験の条件をまとめる。先行研究において30 W級の電力域では放電室直径3 mm以下の場合安定作動が行えず、直径5 mm以上では放電室内の圧力が下がり、インパルスビット(1ショットあたりに発生する力積)および噴射回数の上限が低下するため、放電室直径4 mmに固定した。放電室長さについては50 mmより増加するとシステムが大きくなり、またトータルインパルスが低下することが報告されていることから上限を50 mmに設定した¹³⁾。

表3 数値計算および実験条件

Cavity length, mm	10/15/20/25/30/35/40/45/50
Cavity diameter, mm	4
Nozzle length, mm	14
Nozzle half angle, deg.	0
Capacitance, μ F	19.5
Charging voltage, V	1,800
Input energy, J	31.59
Inductance, μ H	0.189
Resistance, m Ω	9.84

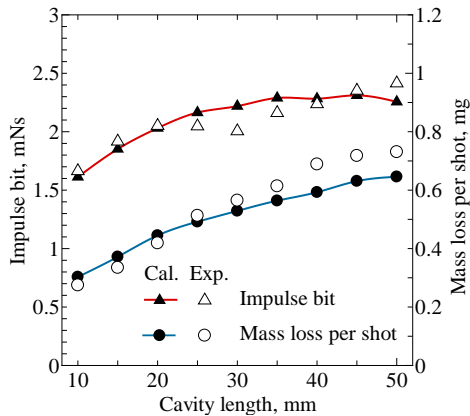
初期性能値の測定として放電室長さを10-50 mmの5 mm刻みで実施した実験と同様の条件で数値計算を行い、放電室形状を変更させ各条件で比較し、計算の妥当性について検証した。図4(a)に放電室長さに対するインパルスビットとマスショット(1ショットあたりに消費する推進剤の質量)を、(b)に比推力(燃費を表す指標)と推進効率(キャパシタ内の初期エネルギーが推進エネルギーになる割合)の計算および実験結果を示す。

放電室長さが増すにつれ、放電室内体積が増加することで昇華・排出させるマスショットが増加した。また、放出されるマスショット、推進剤質量流量が増えたことで、自ずとインパルスビットも増加したと考えられる。比推力については放電室長さが増すにつれ、発生するマスショットに比インパルスビットが小さいため減少した。この原因として放電室長さが長くなることでエネルギー密度(昇華体積当たりの投入エネルギー)が減少し放電室内部の圧力が低下したことが挙げられる。推進効率については放電室長さが変化しても一定水準を保っていることがわかる。

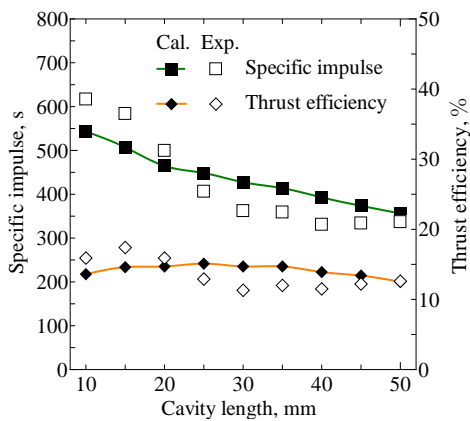
計算されたインパルスビット、マスショット、比推力および推進効率は同様の条件における実験結果と比べ、それぞれ最大で相対誤差 11%, 14%, 12%および 25%の範囲に収まっており、各放電室長さにおいても定性的にも一致していることが確認できた。

次に上述した初期性能値の計算および実験の結果から高インパルスビットを示した放電室長さ 50 mm の条件でトータルインパルスを測定した実験と、同様の条件で数値計算を行い、連続作動時における計算の妥当性を検証した。

図5にトータルインパルス測定した実験結果と算出した計算結果を示す。10万ショットにおける連続作動の結果から実験では92 Ns, 計算では98 Nsとなり、誤差は6.1%となった。また、作動を繰り返すことで放電室直径が拡大し放電室内部の圧力やエネルギー密度が低下してインパルスビットが減少する傾向も概ね算出することができ、数値計算の妥当性を確認した。



(a) インパルスビットおよびマスショットと放電室長さの関係



(b) 比推力および推進効率と放電室長さの関係
図4 計算および実験結果

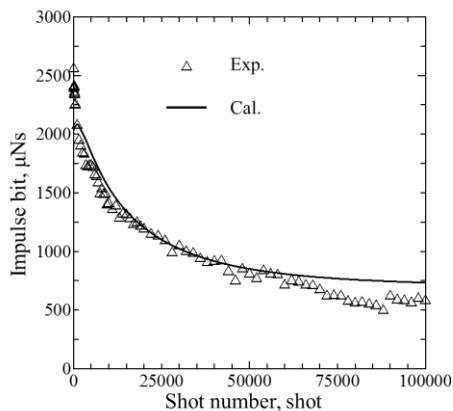


図5 計算および実験におけるインパルスビットの履歴

4. 放電時の物理現象

第3章において本数値計算の妥当性を確認することができた。次に本章では本数値計算を用いてPPTの放電時に発生する物理現象を解明する。本稿では1ショットした際に発生する現象の時間変化を算出し、推力を生み出す過程を確認した。また電磁加速型PPTでは性能の低下に結びつくことが報告されているレイトタイムアブレーションが電熱加速型PPTでは性能に影響するのか検証した。その他、同様の条件において推進剤であるPTFE壁面の昇華量分布を算出した。電熱加速型PPTは推進剤がパイプ状になっており、連続作動を行うことで推進剤内径の壁面が昇華していきノズル内径と同径以上になると壁面で炭化が発生して作動停止の原因になる。連続作動時における放電室直径の拡大を抑制し、より長時間作動を実現できると考える。

各現象の発生過程を把握するため1ショット時に発生する現象の時間変化を算出した。表4に計算の条件を示す。この条件はPROITERES衛星2号機に搭載予定であるPPTの条件と同様である。図6に放電室の中心部に当たる放電室長さ25 mm地点で発生する物理現象の計算結果を示す。

表4 数値計算の条件

Cavity length, mm	50
Cavity diameter, mm	4
Nozzle length, mm	14
Nozzle half angle, deg.	0
Capacitance, μF	19.5
Charging voltage, V	1,800
Input energy, J	31.59
Inductance, μH	0.189
Resistance, $\text{m}\Omega$	9.84

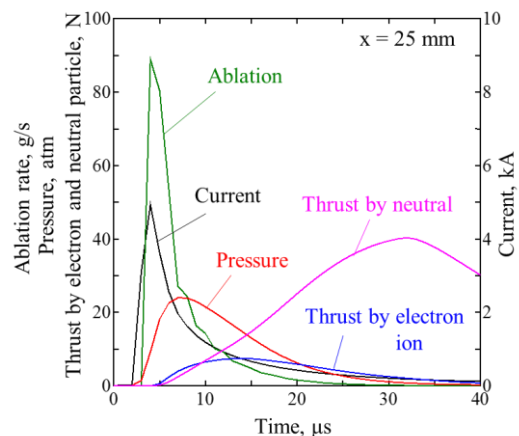


図6 放電時における各物理現象の時間変化

結果、放電電流・昇華・圧力・推力の順に現象が経過していることがわかった。まず放電室内部に電流が流れ、その影響で急激に放電室・推進剤壁面が昇華して、放電室内部の圧力が上昇する。そして、昇華した推進剤を排出することが確認された。また、昇華は放電電流から数 μs 遅れて

発生し、昇華した推進剤はほぼ電離しておらず、レイタイムアブレーションが発生している。電磁加速型PPTではローレンツ力により電離したプラズマのみを推力として加速させるため性能低下につながるが、電熱加速型PPTでは中性粒子も気体力学的に排出するため性能低下にはつながらないことが確認された。このため、電熱加速型PPTの方が推進剤の利用率高く、推進効率や推力電力比に優れていることがわかる。

次に表4の条件で推進剤であるPTFE壁面の昇華量とマッハ数の分布を算出した。図7に昇華量分布の時間変化、図8にマッハ数分布の時間変化を示す。結果からアノード付近に比べ、ノズル付近における昇華量が少ないことがわかった。この原因はマッハ数分布を確認するとわかる。ノズル付近では流速が速くなり、熱フラックスが低下するためである。これまで電磁加速型PPTのように推進剤を供給する機構を電熱加速型PPTにも取り付けようと研究されてきたが、そのほとんどがこの推進剤の不均一な昇華が原因で取り付けることができていないなど電熱加速型PPTにおいて推進剤の不均一な昇華は問題となっている⁷⁾。しかし、この計算の結果からノズルの条件を変更し、放電室内の流速を制御することである程度の昇華量の傾向および放電室内の不均一な昇華を抑制することが可能であると考えられる。

表3の条件で各放電室長さにおける放電室直径の拡大量を算出した結果を図9に示す。結果、放電室長さを長くすると放電室内部のエネルギー密度が低下し、単位断面積当たりの昇華量が減少したため、放電室直径の拡大量を抑制可能であることがわかった。これによりPPTの構造を変更して長時間作動を行わずとも放電室長さを長くすると推進効率や長時間作動の観点で良い結果を示すことが検証された。

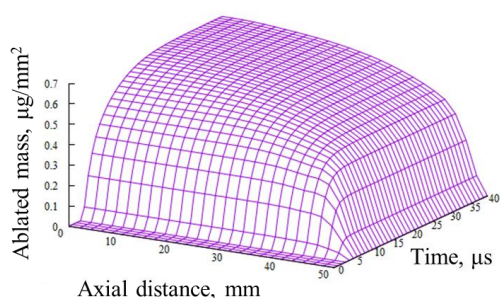


図7 PTFE 昇華量分布の時間変化

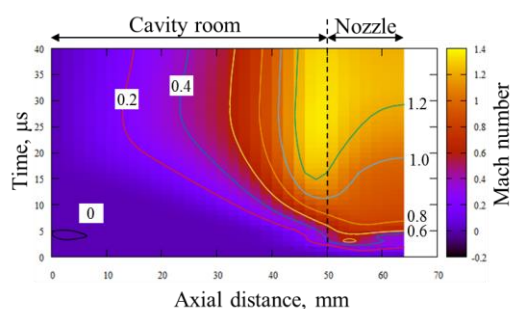


図8 マッハ数分布の時間変化

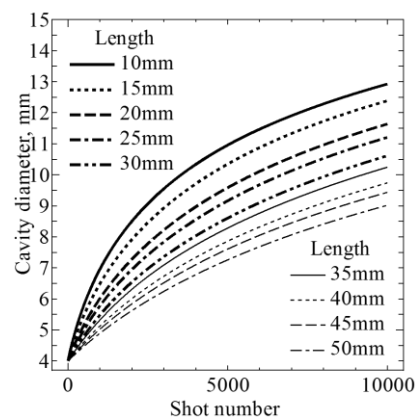


図9 各放電室長さにおける放電室直径の変化

5. まとめ

現在、小型推進機を超小型衛星に搭載する件数が増えているため、PPTが注目されている。しかし、PPTの放電時間は非常に短く、発生する現象も非定常であり、実機の開発を行うには物理現象を特定することが求められる。本研究では数値計算を用いて現象解明を行っている。本稿で行った計算結果を以下に示す。

- 1) 現在、本研究室で開発されている30 W級PPTの実験条件と同様の条件の下、数値シミュレーションを行った。インパルスビット、マスショット、比推力および推進効率を比較した結果、最大で相対誤差11%、14%、12%および25%の範囲に収まった。またトータルインパルスの比較では各ショット数におけるインパルスビットや傾向が概ね合致し、整合性を確認した。
- 2) 確立した数値計算を用いて放電時に発生する現象の時間変化を算出した。その結果、放電電流・アブレーション・圧力・推力の順に現象が発生していることがわかった。また、電磁加速型PPTでは推進性能の低下の原因であるレイタイムアブレーションが確認されたが、気体力学的に推力を生み出す電熱加速型PPTでは性能の低下には結びつかないことが確認された。
- 3) 放電室内の推進剤昇華量とマッハ数分布を算出した。その結果、アノード付近からノズル付近にかけて昇華量が徐々に低下していることを確認した。この要因として放電室内の流速が関係しており、ノズル付近では流速が速くなることで熱フラックスが低下し、不均一な昇華が発生した。これによりノズル形状を変更することである程度の昇華傾向を抑制することが可能である。
- 4) 放電室長さ10-50 mmで連続作動を模擬した計算を行い、放電室直径の拡大量を確認した。その結果、放電室長さが長くなると放電室内部のエネルギー密度が低下し、単位断面積当たりの昇華量が減少することで放電室直径の拡大量を抑制することができた。
- 5) 本計算で用いた条件では放電室長さ50 mmにおいて最も良い性能を示すことができた。単に推力、インパルスビットが高いだけではなく、連続作動時の放電室直径の拡大量

を抑制し長時間作動が見込まれることから高トータルインパルスを達成することが可能である。

参考文献

- 1) 小泉宏之, 笠木友介, 稲垣匡志, 河原大樹, 柳沼和也, 浅川純, 小紫公也: 小型衛星用推進機—マイクロスラスターの開発と今後の課題, 第58回宇宙科学技術連合講演会講演集, 2014, JSASS-2014-4333.
 - 2) Koizumi, H., Kawahara H., Yaginuma, K., Asakawa, J., Nakagawa, Y., Nakamura, Y., Kojima, S., Matsuguma, T., Funase, R., Nakatsuka, J. and Komurasaki, K.: Initial Flight Operations of the Miniature Propulsion System Installed on Small Space Probe: PROCYON, Trans. JSASS Aerospace Tech. Japan, 2016, Vol. 14, No. ists30, pp. Pb_13-Pb_22.
 - 3) Shaw P. V., Lappas V. J. and Underwood C. I.: Design, development and evaluation of an 8 μ PPT propulsion module for a 3U CubeSat application, 32nd International Electric Propulsion Conference, 2011, IEPC-2011-115, Wiesbaden, Germany.
 - 4) Molina-Cabrera P., Herdrich G., Lau M., Fausolas S., Schoenherr T. and Komurasaki K.: Pulsed Plasma Thrusters: a worldwide review and long yearned classification, 32nd International Electric Propulsion Conference, 2011, IEPC-2011-340, Wiesbaden, Germany.
 - 5) Scott W. Benson, Lynn A. Arrington, W. Andrew Hoskins and Nicole J. Meckel: Development of a PPT for the EO-1 Spacecraft, 35th Joint Propulsion Conference and Exhibit cosponsored by AIAA, ASME, SAE, and ASEE, 1999, AIAA-99-2276, Los Angeles, California, USA.
 - 6) Simone, C. and Michele, C. and Stephen, B., G.: Qualification of a Pulsed Plasma Thruster for Cubesat Propulsion (PPTCUP), Joint Conf.: 30th International Symposium on Space Technology and Science (30th ISTS), 34th International Electric Propulsion Conference (34th IEPC), 6th Nano-Satellite Symposium (6th NSAT), 2015, IEPC-2015-208 /ISTS-2015-b-208, Hyogo, Japan.
 - 7) Yoshikawa, T.: Endurance Test of PTFE-sheet-fed Pulsed Plasma Thruster, Joint Conf.: 30th International Symposium on Space Technology and Science (30th ISTS), 34th International Electric Propulsion Conference (34th IEPC), 6th Nano-Satellite Symposium (6th NSAT), 2015, IEPC-2015-481p/ISTS-2015-b-481p, Hyogo, Japan.
 - 8) Tajiri, K., Mori, S., Yamashita, D., Watanabe, H., Sahara, H. and Takegahara, H.: Development of Pulsed Plasma Thruster for Micro Satellite in Tokyo Metropolitan University, Joint Conf.: 30th International Symposium on Space Technology and Science (30th ISTS), 34th International Electric Propulsion Conference (34th IEPC), 6th Nano-Satellite Symposium (6th NSAT), 2015, IEPC-2015-210/ISTS-2015-b-210, Hyogo, Japan.
 - 9) Kamimura, T., Nishimura, Y., Ikeda, T., and Tahara, H.: R&D and Final Operation of Osaka Institute of Technology 1st PROITERES Nano-Satellite with Electrothermal Pulsed Plasma Thrusters and Development of 2nd and 3rd Satellites, Joint Conf.: 30th International Symposium on Space Technology and Science (30th ISTS), 34th International Electric Propulsion Conference (34th IEPC), 6th Nano-Satellite Symposium (6th NSAT), 2015, IEPC-2015-209/ISTS-2015-b-209, Hyogo, Japan.
 - 10) Fujita, R., Muraoka, R., Ikeda, I., Kanaoka, K., Tahara, H., and Wakizono, T., “Development of Electrothermal Pulsed Plasma Thruster Systems for Powered Flight of Micro-Satellites”, Frontier of Applied Plasma Technology, 2015, Vol.8, No.1, pp.19-24.
 - 11) 藤田亮太, 金岡啓太, 田原弘一, “プラズマ流体解析を用いた大阪工業大学 PROITERES 衛星 2 号機搭載用電熱加速型パルスプラズマスラスターの性能評価”, プラズマ応用科学, Vol.23-1, pp.17-22, 2015.
 - 12) Fujita, R., Muraoka, R., Kanaoka, K., Huanjun, C., Tanaka, M., Tahara, H., Wakizono, T., “Flowfield Simulation and Performance Prediction of Electrothermal Pulsed Plasma Thrusters Onboard Osaka Institute of Technology PROITERES Nano-Satellite Series”, Joint Conf.: 30th International Symposium on Space Technology and Science, 34th International Electric Propulsion Conference, 2015, IEPC-2015-207/ISTS-2015-b-207, Hyogo, Japan.
- 藤田亮太, 隆宝洗貴, 金岡啓太, 森川直樹, 小野航平, 榎本光佑, 田原弘一, 高田恭子, 脇園堯 “数値シミュレーションを用いた電熱加速型パルスプラズマスラスターの作動特性予測”, 第57回航空原動機・宇宙推進講演会, 2017, JSASS-2017-0012.