

衛星設計に向けたホールスラスタプルーム解析コードの開発状況

Development Status of a Numerical Tool for Hall Thruster Plume and Spacecraft Interaction Analysis

○村中 崇信(中京大)・稲永 康隆(三菱電機)

○Takanobu Muranaka (Chukyo University)・Yasutaka Inanaga (Mitsubishi Electric Corporation)

Abstract

A three-dimensional electrostatic numerical tool has been developed to evaluate a spacecraft and Hall thruster plume interactions for a satellite design. In this tool, Particle-In-Cell method is adopted to solve trajectories of beam and charge exchange ions under electrostatic field self-consistently. Particle tracking method is adopted to reduce numerical costs, which evaluates the ion impingement torque, sputtering rates of surface materials. We validated the tool by comparing experimental data from ground tests and in-orbit operation with numerical results for SPT-100 Hall thruster: angular distribution of the plume ions, the impingement torque and the sputtering rates on the solar array paddle for a large-scale geosynchronous satellite.

1. 目的および背景

通信衛星の大型化・長寿命化のトレンドの中で、打上重量の低減すなわちコスト削減を主な利点として、電気推進の適用が急速に進んでいる。特に、ホールスラスタは、イオンスラスタと比較して大きな推力密度を持ち、静止衛星の南北軌道保持から軌道遷移等に適用範囲を拡大してきている。

電気推進搭載衛星では、スラスタから噴射されるイオンビームとそれにより形成されるプラズマ(プルーム)が衛星自身に衝突し、トルクの発生やスパッタリング損耗、損耗粒子の再付着が生じ、衛星の機能に影響するリスクがある。例えば、太陽電池カバーガラスの光学特性は発電効率に、熱制御材の反射・輻射特性の変化は衛星の熱環境に影響する。

ホールスラスタの搭載においては、イオンスラスタと比較して低い平均 250V 程度の加速を受けたイオンと大きいビーム発散角を考慮し、さらに今後の大推力化にも発展できる、定量的なイオン衝突の評価ツールが衛星設計に求められる。欧米では数値解析による評価手法が確立されており、すでに多数の衛星設計事例¹⁾で活用されている。

本研究では、今後拡大が見込まれる国内のホールスラスタ搭載の大型衛星を対象として、衛星全体とプルームとの衝突による相互作用の評価を目的とする。また、衛星設計において有用であるためには、種々のコンフィグレーションに関してパラメトリックな実行が可能であ

ることも要件に付加される。そこで、3次元静電コードによるプラズマ解析技術^{2,3)}を応用しつつ、評価すべき項目を考慮した上で簡素化したプルームモデルを採用する。これにより計算機資源を抑制して、EWS クラスの計算機で現実的な時間内での精度の良い解析の達成を目標とする。

ここでは、ツールの概要を紹介し、ホールスラスタ SPT-100⁴⁾を例にとり、地上試験および軌道上試験結果との比較によるツールの妥当性検証の結果を述べる。さらに、太陽電池パドル(Solar Array Paddle: SAP)表面の損耗量の計算結果について紹介する。

2. 数値モデリングとコードの概要

プルーム中には、スラスタから噴射される高速なビームイオン、電子および電離しなかった中性粒子が存在し、加えて 2 次的に生成される熱的で低速な電荷交換(Charge-exchange: CEX)イオンが共存する。これらの粒子は、それぞれの運動の時間スケールやエネルギーに大きな違いがあるため、下記に説明する、それぞれを独立に解くモデリング⁵⁾を行った。図 1 のフローチャートを示すように、大きく 2 つに分かれ、前半を PIC (Particle in Cell)スキームによるプルーム定常場の算出、後半は PT (Particle Tracking)スキームによる衛星へのイオン衝突評価からなる。以下、モデリングの詳細について述べる。

2.1 電子 電子は流体近似し、次式の Boltzmann 分布に従う。

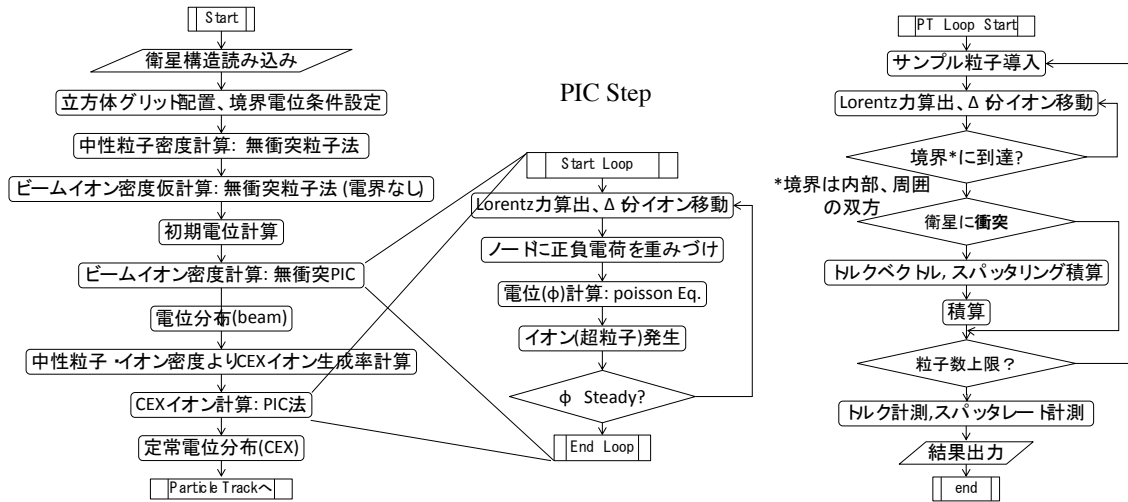


図1 解析フローチャート(左: PIC 部, 右: PT 部)

$$n_e(x) = n_0 \exp\left\{\frac{\phi(x) - \phi_{\max}}{T_e}\right\} \quad (1)$$

n_0 はスラスト出口における電子密度, T_e [eV] は解析系内で一様と仮定した電子温度である. ϕ_{\max} はスラスト近傍の電位であり, カソードのキーパ電位を想定している.

2.2 中性粒子 中性粒子は, 無衝突を仮定した粒子法により運動方程式を解き, 所定の時間刻みを経た密度分布を定常解とした. 粒子放出の位置分布はスラストチャンネル円環面内で一様分布とし, 速度分布は放電チャンネル内温度相当の熱速度をもつ Maxwell 分布で放出されるとした. チェンバ背圧に相当する中性粒子密度値を, 室温を仮定した気体の状態方程式から算出し, 求めた中性粒子密度分布に一律に加算した. 現状では中和器からの放出は考慮せず, 中和器流量をスラストチャンネルからの放出流量に加算した.

2.3 ビームイオン ビームイオンは無衝突を仮定し Particle-In-Cell (PIC)法で電位と自己無撞着に解く.

ビームイオンの放出については, 位置分布はチャンネル内で一様, ビーム出射角分布を式(2)で示した角度範囲をそれぞれ制限した複数のコサイン分布の線形結合⁵⁾により表した. 係数 A_i と出射角の制限角 θ_i を調整して地上試験での電流密度分布⁶⁾と整合させた.

$$f(\theta) = \sum_i^n A_i \cos(\theta) : |\theta| \leq \theta_i \quad (2)$$

出射角 θ に対するビームイオンのエネルギー E (eV) の分布は同様に地上試験結果の近似式⁶⁾を用いた.

$$E(\theta) = b_0 + \frac{b_1}{\theta^2 + b_2} \quad (3)$$

ここで, $b_0 = -185.59$, $b_1 = 2.8984 \times 10^6$, $b_2 = 6839$ とした.

PIC ステップでは 1 個イオンのみを考慮している.

2.4 電荷交換イオン 電荷交換イオン (CEX イオン) は, 時間刻みごとに各計算格子において生成レートに

応じ発生させる. 発生時に Maxwell 分布に従う等方的な熱速度を与え, 運動はビームイオンより大きい時間刻みの PIC 法で解く.

CEX イオンの生成レート dn_{CEX}/dt は, ビームイオン密度 n_b , 中性粒子密度 n_n , 平均ビームイオン速度 v_b , および, 電荷交換断面積 Q_{CEX} から各格子位置 x の関数として次式⁷⁾で決定されるとした.

$$dn_{\text{CEX}} / dt = n_b(x)n_n(x)v_b Q_{\text{CEX}} \quad (4)$$

$$Q_{\text{CEX}} = (k_1 \log_{10} v_b + k_2) \times 10^{-20} [m^{-2}] \quad (5)$$

ここで, $k_1 = -13.6$, $k_2 = 87.3$ である⁸⁾.

CEX の生成がビームイオンと中性粒子の密度分布に与える影響は無視できるとし, 所定の計算格子における CEX イオン生成レートは計算期間を通じて一定である.

2.5 電位分布 電位を決定する支配方程式は, 式(6)に示す非線形 Poisson 方程式である. 所定の時間前後の電位分布間の残差が一定値を下回ることで定常の判定を行っている.

$$-\epsilon_0 \nabla^2 \phi(x) = e [n_{\text{bi}}(x) + n_{\text{CEX}}(x) - n_0 \exp\left\{\frac{\phi(x) - \phi_{\max}}{T_e}\right\}] \quad (6)$$

解法には 3 次元 SOR 法を使用している. 計算体系の外部境界条件には Neumann 条件を適用した. 衛星面上の電位は表面格子点ごとに設定可能であるが, 次章に示す計算では一律 0V とした.

2.6 粒子追跡法 (PT 法) ビームイオンおよび CEX イオンと衛星との相互作用は, 電位の定常分布中のサンプル粒子の軌道を解析系内・外の境界に達するまで追跡し, 衛星表面への粒子衝突を評価する. サンプル粒子衝突の積算により流入電流を算出する. ここでは, 2 個イオンを考慮し, 1 個イオンを 2 個イオン比に応じて減じている. ただし 2 個イオンの空間・放出角分布は考慮していない.

2.7 衝突トルク 衝突トルクの計算においては、衛星表面に流入するサンプル粒子の運動量から、衛星重心に対して付与されるトルク T は次式で計算される。

$$T_k = \frac{2M_k}{t_s} \sum_i^n [w_i (R_i \times \Delta v_i)] \quad (7)$$

ここで、 T_k , R_i , M_k , w_i , Δv_i はそれぞれ、 k 種のサンプル粒子によるトルクベクトル、 n 個のサンプル粒子のうち i 番目のサンプル粒子の衝突点の衛星重心からの位置ベクトル、サンプル粒子の質量、重み、衝突前後の速度変化ベクトルである。 t_s は PT を行う期間である。

2.8 スパッタリングレート あるエネルギーを持ったイオン 1 個の垂直入射に対して材料ごとに決まるスパッタリングイールド $Y(E)$ [atoms/ion] は、Yamamura-Tawara の半実験式⁹⁾から算出した。また、スパッタリングイールドの角度依存性は、Yamamura らの式¹⁰⁾から算出した。金属元素に対して上記二つの半実験式は有効である。一方、化合物へは適用外であるが、式中の因子の調整により実測データ^{11,12)}と整合させた値を用いた。

求めたスパッタリングイールドを材料の密度を用いて [mm^3/C] の単位に変換し、サンプル粒子 1 個による電流密度を乗じて全衝突粒子の積算を行うことで、スパッタリングレート [nm/hr] が算出できる。

3. 地上試験および軌道上データとの比較

はじめに電流密度のビーム発散角依存性について、地上試験と軌道上データの双方が公開されているホールスラスタ SPT-100 について解析結果と比較する。表 1 に計算条件

表 1 SPT-100 解析に関する計算パラメータ

項目	値
推進剤流量 [mg/s]	5.54
口径 [mm]	100
放電電圧 [V]	300
放電電流 [A]	4.5
ビーム電流 [A]	3.27
平均ビームエネルギー [eV]	245
ガス温度 [K]	1240
計算体系 [grids]	64 × 64 × 64
空間刻み幅 [mm]	50
衛星サイズ [grids]	2 × 2 × 2
電子温度 [eV]	1.5

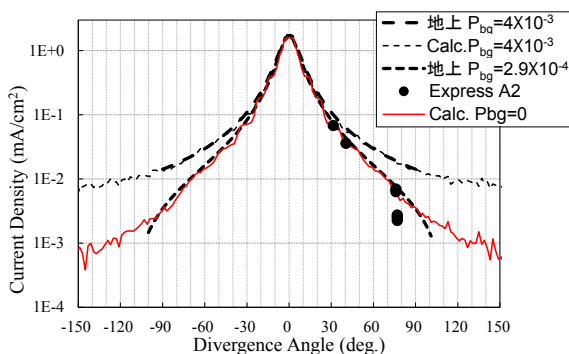


図 2 電流密度のビーム発散角依存性の実測との比較



図 3 Express A 衛星の外観¹⁶⁾

表 2 Express A でのトルク計算のパラメータ

項目	値
計算体系 [grids]	240 × 114 × 88
空間刻み幅 [mm]	50
宇宙機電位 [V]	0
電子温度 [eV]	1.5
中性ガス温度 [eV]	0.1
電荷交換イオン温度 [eV]	0.1

を示す。解析での電流密度の測定距離はスラスタ噴射中心から 1m の円弧上とした。

図 2 に地上試験^{6,13,14)}および Express A2 衛星での軌道上¹⁵⁾で実測された電流密度を示し、併せてチェンバ背圧 P_{bg} [Pa] を変えた解析でのビームイオンと CEX イオンの電流密度の和を示す。地上試験および軌道上データは測定距離が解析と異なるが、それぞれの測定値を $1/r^2$ 則に従い 1m の値に補正して示している。また、Express A3 のデータはスラスタ-電流モニタ間に構造物による干渉が推定されたため選択しなかった。解析結果は、高背圧下では実験結果を良く再現し、背圧 0 では軌道上の実測結果を良く再現で

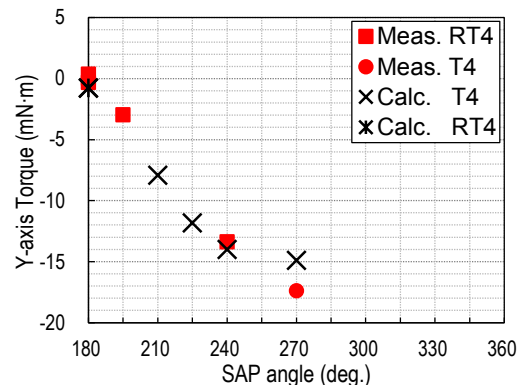
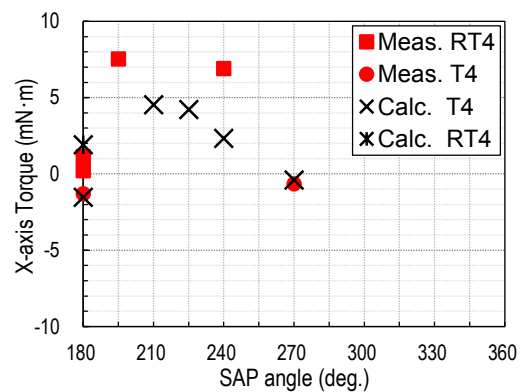


図 4 計算されたトルクと実測との比較

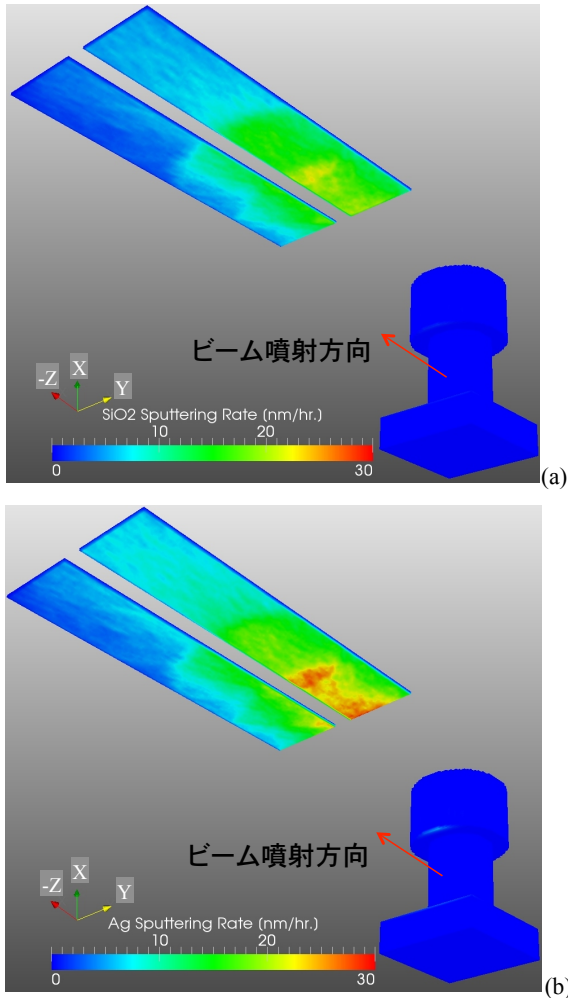


図 6 スパッタリングレート(nm/hr.):(a) SiO₂, (b) Ag.

きた。

次にトルクに関する比較を行う。図 3 に衛星の外観¹⁶⁾を示す Express A2, A3 による軌道上データを用いる。本衛星は構体高さ 4.1m, 南北それぞれの SAP サイズはおおよそ 3.7 × 8m である。構体のほぼ中央部に、東西および南北軌道保持用に 4 方向、主・従系を含め 8 台の SPT-100 を搭載している。

解析では、構体と南側の SAP および南北軌道保持用スラスタ 1 台の構成を 50 mm × 50 mm × 50 mm の立方体格子によってモデル化した。トルク計算の条件について表 2 にまとめる。Express A の SAP 構造および材料は不明であるため、運動量についての適応係数として、垂直方向 0.8, 接線方向 0.6¹⁷⁾を採用した。

図 4 に衛星重心に与えられる各軸のトルクを実測値と比較する。SAP 回転角は 180°, 360°で地球方向に SAP が平行となる位置, 270°で同軸に垂直となる位置である。座標系については次章の図 5 に示すが, X 軸が反地球方向, スラスタ噴射方向は-Z 軸方向(南側)にとる。軌道上データはスラスタ噴射軸が重心をオフセットして噴射¹⁴⁾されている影響をオフセット長と標準推力(85 mN)により補正した値を用いている。T4 と RT4 は南側の主系・従系スラスタを

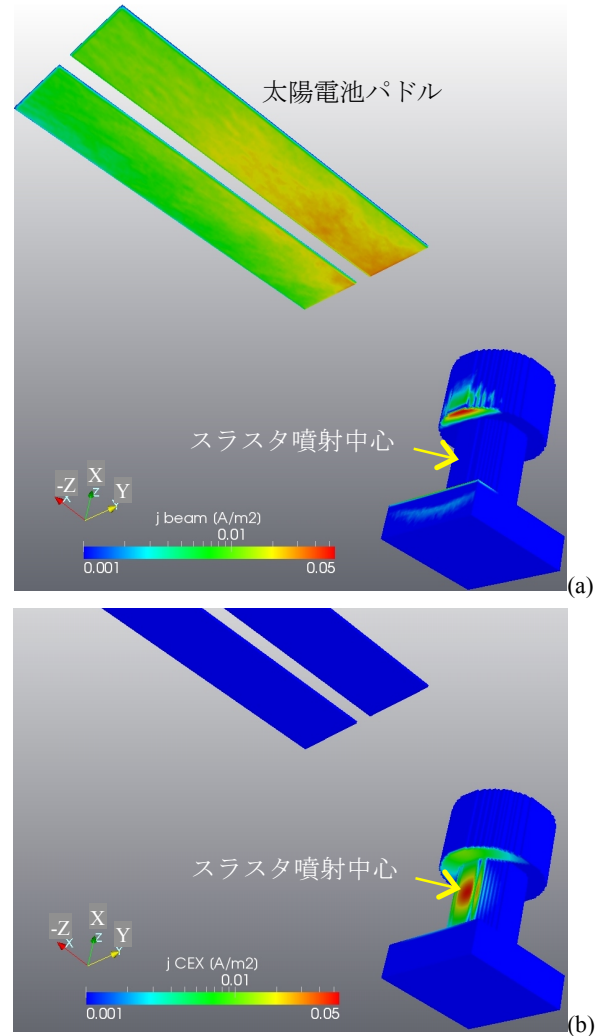


図 5 衛星表面に流入する成分ごとのイオン電流 : (a)ビームイオン, (b) CEX イオン。

示す。

計算されたトルクはいずれの軸でも実測の増減の傾向を反映できている。特に Y 軸周りは値についてもよい一致をみていると判断できる。X 軸周りの値の不整合は適応係数の値に原因があると考えられる。

4. スパッタリング損耗評価

Express A 衛星についてイオンビームによる流入電流を図 5 に示す。計算条件は前章のトルク計算と同じである。ビームイオンは SAP 下面と構体のスラスタ噴射面から見える面に広く分布する。スラスタ噴射中心の位置は衛星中心軸からオフセットされ、噴射軸が 5.7°外側(図の左右側)に向いている¹⁴⁾ため、2 枚の SAP 間で流入電流密度に差異が見られる。CEX イオンの流入は構体側には顕著であるが、SAP への流入は表示した電流密度範囲で見えていない。

図 6 に衛星表面のスパッタリングレートを(a)にインターコネクタに用いられる Ag, (b)にカバーガラスに用いられる SiO₂ を例にとって示す。図 5 の電流分布との比較からスパッタリングの損耗量を支配するのは、本解析ではビームイオン成分である。スパッタリングレートは SAP 上で最大

となり Ag はおよそ 30nm/hr., SiO₂ は 20nm/hr. と算出された。SAP は 360° の回転を太陽指向で制御されるため、衛星寿命までの損耗量を評価するには、SAP 回転角ごとのスパッタリングレートを計算し、スラスタ動作時間との積算を行うことになる。

Express A 衛星ではスラスタ噴射軸が SAP に平行しており、スラスタの総噴射時間のオーダである数千時間では数十 μ m となる大きな損耗量が推定される。一般には、スラスタ噴射軸をキャントして SAP 等の構造からイオンビームを遠ざける設計により、損耗量を上記の数%まで低減できる。

5. まとめ

開発したプルーム解析ツールの妥当性を地上試験および軌道上運用の各種結果により検証した。さらに、ホールスラスタプルームと衛星の相互作用のひとつである、スパッタリングを Ag および SiO₂ について示した。

今後、スラスタ損耗粒子や被スパッタ粒子の再付着も解析に加えていく予定である。また、本ツールの拡張・高度化により衛星設計の各フェーズでの活用を進めていく。

参考文献

- 1) Corey, R. and Pidgeon, D.: Electric Propulsion at Space Systems/Loral, IEPC-2009-270, 2009.
- 2) Muranaka, T., Hosoda, S., Kim, J., Hatta, S., Ikeda, K., Hamanaga, T., Cho, M., Usui, H., Ueda, H. O., Koga, K., and Goka, T.: Development of Multi-Utility Spacecraft Charging Analysis Tool (MUSCAT), IEEE Trans. PS, 36, No. 5, 2008, pp.2336-2349.
- 3) Muranaka, T., Shinohara, I., Funaki, I., Kajimura, Y., Nakano, M., and Takaki, R.: Research and Development of Plasma Simulation Tools in JEDI/JAXA, J. Space Tech. Sci., 25, No. 2, 2011, pp.1-18.
- 4) Goebels, D. M., and Katz, I.: Fundamentals of Electric Propulsion: Ion and Hall Thrusters, John Wiley and Sons, New Jersey, 2008, Chapter 9.
- 5) Muranaka, T. and Inanaga, Y.: Development of a Numerical Tool for Hall Thruster Plume and Spacecraft Interaction Analysis, Proc. 31st ISTS, 2017, 2017-o-1-07.
- 6) Randolph, T., Pencil, E. and Manzella, D.: Far-Field Plume Contamination and Sputtering of the Stationary Plasma Thruster, Proc. 30th JPC, 1994, AIAA-94-2855.
- 7) Wang, J., Brinza, D. and Young, M.: Three-Dimensional Particle Simulations of Ion Propulsion Plasma Environment for Deep Space 1, J. Spacecraft and Rockets, 38, No. 3, 2001, pp.433-440.
- 8) Boyd, I. D.: Numerical Simulation of Hall Thruster Plasma Plumes in Space, IEEE Trans. PS, 34, No. 5, 2006, pp. 2140-2147.
- 9) Yamamura, Y. and Tawara, H.: Energy Dependence of ion-Induced Sputtering Yields from Monoatomic Solids at Normal Incidence, Atomic Data and Nuclear Data Tables, 62, 1996, pp.149-253.
- 10) Yamamura, Y., Itikawa, Y., Itoh, N.: Angular dependence of sputtering yields of monatomic solids, IPPJ-AM-26,1983.
- 11) Tartz, M., Heyn, T., Bundesmann, C., Neumann, H.: Differential Sputter Yields of Boron Nitride, Quartz, and Kapton Due to Low Energy Xe⁺ Bombardment, IEPC-2009-240, 2009.
- 12) Yalin, A. P., Rubin, B., Domingue, S. R., Glueckert, Z., Williams, J. D.: Measuring sputter yields of ceramic materials, Proc. 43rd JPC, 2007, AIAA-2007-5314.
- 13) Manzella, D. and Sankovic, J.: Hall Thruster Beam Characterization, Proc. 31st JPC, 1995, AIAA-95-2927.
- 14) Jankovsky, R. S., Jacobson, D. T., Rawlin, V. K., Mason, L. S., Manteniaks, M. A., Manzella, D. H., Hofer, R. R., Peterson, P. Y.: NASA's Hall Thruster Program, Proc. 37th JPC, 2001, AIAA-2001-3888.
- 15) Sitnikova, N., Volkov, D., Maximov, I., Petrusevich, V. and Allen, D.: Hall Effect Thruster Interactions Data From the Russian Express-A2 and Express-A3 Satellites, NASA CR-2003-212005/Part 1-12, 2003.
- 16) http://space.skyrocket.de/doc_sdat/ekspress-a.htm (accessed February 17, 2018).
- 17) Corey, R. L., Snyder, J. S., Price, X., Malone, S. P. and Randolph, T. M.: Hall Thruster Plume Model for Spacecraft Impingement Torque: Development and Validation, J. Spacecraft and Rockets, 45, No. 4, 2008, pp.766-775.