

磁気圏環境における光電子放出に関する シミュレーション研究

村中 崇信*¹, 上田 裕子*^{2,*3}, 白井 英之*^{4,*3}, 篠原 育*^{2,*3}

Numerical Analysis for Photoelectron Emission in the Magnetospheric Plasma

Takanobu MURANAKA*¹, Hiroko O. UEDA*^{2,*3}, Hideyuki USUI*^{4,*3} and Iku SHINOHARA*^{2,*3}

Abstract

A three-dimensional electrostatic full Particle-In-Cell code has been developed to analyze spacecraft-plasma interactions quantitatively. We adopted the code to evaluate the correlation between the floating potential of a spacecraft and the photoelectron current in the magnetospheric plasma environment by comparing the computation results and the observation ones by the GEOTAIL spacecraft. The numerical model of the velocity distribution function of the photoelectron described as double Maxwellian was proposed to consider the correlation and the space charge effect of the photoelectron that affects to the current collection onto a spacecraft was also discussed.

Keywords: Photoelectron current, spacecraft potential, magnetospheric plasma, 3 D full Particle-In-Cell Code

1. はじめに

宇宙機搭載電位プローブによる宇宙空間電位計測を精度よく行うためには、プローブ電位の基準電位となる宇宙機電位を正しく評価する事が必要不可欠である。宇宙機周辺には、宇宙環境由来の背景プラズマや宇宙機自身が放出する荷電粒子が存在することが知られているが、宇宙機はこれらの荷電粒子と相互作用し、宇宙機に流入する正味の電荷量によって宇宙機電位が決定される。ところで、地球磁気圏においては、背景プラズマ密度が0.1/cc程度と非常に希薄であるため、宇宙機日照面より放出される光電子が最も支配的な電流成分となる。宇宙機に流入する背景イオンはほぼ無視出来るオーダーであり、宇宙機電位は、光電子と宇宙機に流入する背景電子のバランスによって決定される [Nakagawa *et al.*, 2000, Ishisaka, 2000]。従って、この様な希薄な背景プラズマ環境においては、放出光電子のフラックス値に加えて、そのエネルギー分布、あるいは、速度分布を知る事が、宇宙機電位の定常値（飽和値）を評価する上で必要不可欠である。一方、観測衛星による電子電流計測では、背景電子と光電子を区別して計測する事は不可能である。また、計測する電子は宇宙機に流入するものに限られ、宇宙機から放出する光電子そのものを計測する事も不可能である。

* 1 JEDI/JAXA
* 2 ISAS/JAXA
* 3 JST/CREST
* 4 Kobe University

本研究では、我々がこれまでに開発してきた3次元完全粒子静電コードを適用して、速度分布に関する放出光電子のモデル化を行い、シミュレーションによってGEOTAIL観測データより解析的に得られた、宇宙機電位と光電子電流の相関について検証を行った。また、宇宙機周辺に拡散する光電子の静電的影響についても解析を行った。

2. コードの概要

開発した計算コードは3次元 full-Particle-In-Cell (PIC) [Birdsall and Langdon, 1985] 静電モデルに基づいている。プラズマはイオンと電子それぞれを粒子として扱い、運動方程式 (1) を陽に解くことで軌道を求める。ここで、 x, v, q, m, t はそれぞれ、粒子の位置、速度、電荷量、質量、時間であり、 E, B はそれぞれ、静電場および静磁場である。 j は粒子の種類を表す。

$$\begin{aligned} \frac{d^2 \vec{x}_j}{dt^2} &= \frac{q_j}{m_j} (\vec{E} + \vec{v}_j \times \vec{B}) \\ \frac{d \vec{x}_j}{dt} &= \vec{v}_j \end{aligned} \quad (1)$$

静電場は、ポアソン方程式 (2) を解く事で、格子点上の空間電荷によって決定される。

$$-\epsilon_0 \nabla^2 \phi = \rho \quad (2)$$

ここで、 ϵ_0, ϕ, ρ はそれぞれ、真空の誘電率、電位、電荷密度を示す。

計算空間は3次元等幅直交格子であり、電位の境界条件は外部境界で電位を0としている。粒子流入の境界条件は、外部境界から Maxwell 速度分布で定義される背景プラズマを流入させている。また、宇宙機表面の電位は Capacity Matrix 法 [Hockney and Eastwood, 1988] により求めている。プラズマの運動と静電場はセルフコンシステントになるようにそれぞれを更新する。

コードは高速計算を達成するために、空間領域に対して MPI 並列化が施されている。

3. 磁気圏環境における宇宙機電位と光電子電流の相関

3.1. GEOTAIL 観測データによる解析結果

GEOTAIL は円筒形の構体を持ち、その直径と高さはそれぞれ、2.2 m および 1.6 m である。構体表面は In_2O_3 コーティングされている。GEOTAIL はスピン衛星で、周期は 0.33 Hz、スピン軸は太陽黄道面に対して 87 度となるように、太陽方向に傾斜している。衛星軌道は観測目的別に大きく二つ存在し、本稿で使用されたデータ取得期間は、観測の第一段階 (1992 年 9 月から 1994 年 10 月) であり、GEOTAIL は月の軌道よりも遠方の磁気圏遠尾部領域を観測する軌道に置かれた。この時の遠地点の最大値は約 210 Re である。背景プラズマの密度と温度は、プラズマ計測装置 (LEP-EA) により取得された 3 次元粒子速度分布により得られる。ここで、プラズマ計測装置のエネルギーレンジは電子について 60 eV から 38 keV である [Mukai *et al.*, 1994]。

図 1 に Nakagawa 等による、GEOTAIL によるプラズマ密度、温度の観測データから求めた、宇宙機電位に対する光電子電流値のグラフを示す [Nakagawa *et al.*, 2000]。前述した様に、実際の計測では光電子のみを選択的に計測することは不可能であるため、宇宙機電位が定常であるとき、(3) 式から求められる、宇宙機に流入する正味の背景電子電流と、宇宙機から放出される正味の光電子電流が等しいとして、正味の光電子電流を決定している。

$$I_e(V_s) = en_e A \sqrt{\frac{8kT_e}{\pi m_e}} \exp\left(\frac{eV_s}{kT_e}\right) \quad (3)$$

ただし、 $I_e, V_s, e, n_e, m_e, k, T_e$ はそれぞれ、背景電子電流、宇宙機電位、電気素量、電子密度、電子質量、ボルツマン定数、電子温度であり、 A は宇宙機の表面積で、GEOTAIL の場合、円筒構体の表面積として 18.7 m^2 を使用した。宇宙機への正味

電流を考慮する際、背景イオン電流は微量のためその影響を無視している。また、プラズマの温度は等方的であると仮定している。図1のグラフ中の3本の回帰曲線は、光電子エネルギー分布関数が3つの Maxwell 型分布関数の線形結合で良く記述される事を示している。観測データの解析より、光電子電流密度は次の様に表せる [Nakagawa *et al.*, 2000].

$$J(V_s)[\mu A / m^2] = 53 \exp\left(\frac{-V_s}{1.6}\right) + 21 \exp\left(\frac{-V_s}{3.0}\right) + 4 \exp\left(\frac{-V_s}{8.9}\right) \quad (4)$$

(4) 式より、この解析より3つの温度は1.6, 3.0, 8.9 eVと求められている。

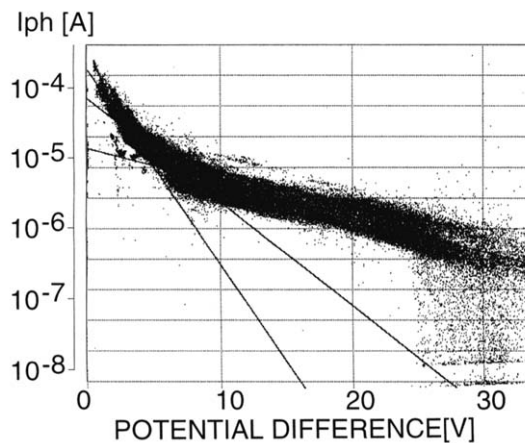


図1 GEOTAILによるプラズマ密度、温度計測から解析的に求められた正味光電子電流と宇宙機電位 ([Nakagawa *et al.*, 2000] の Fig. 5. 横軸 POTENTIAL DIFFERENCE に相当)。本データではバイアス電流によって制御された電位プローブセンサと宇宙機電位の差を POTENTIAL DIFFERENCE としてプロットしている。プローブセンサ部電位がその周辺プラズマ電位とほぼ等しいため、POTENTIAL DIFFERENCE は実質プローブセンサ部周辺のプラズマに対する宇宙機電位を示すものとして考える事ができる。データ取得は1993年9月14日から1993年12月30日の期間中、12秒毎に行われた。また、プロットした電流値は12秒間の平均値である。

3.2. 磁気圏プラズマ環境における光電子放出シミュレーション

この解析結果に基づいて、本研究では光電子の速度分布関数を複数の Maxwell 分布の線形結合でモデル化する事とし、端緒として2つの Maxwell 分布の線形結合を使用した。この光電子放出モデルを使用して、宇宙機電位と光電子電流の相関をシミュレーションにより求め、観測データに基づく解析結果と比較検討した。以降、この光電子放出モデルを Double Maxwell 光電子モデルと呼称する事とし、同様に速度分布を1つの Maxwell 分布で与えた光電子放出モデルを Single Maxwell 光電子モデルと呼称する事とする。

プラズマパラメータおよび計算条件を以下に示す。背景プラズマは、磁気圏ローブ領域を仮定し、密度 $0.1/cc$ 、温度 $100 eV$ の電子とプロトンから成る。光電子電流は総フラックス $50 \mu A/m^2$ とし、温度 $1.5 eV$ の光電子 $45 \mu A/m^2$ と、温度 $5.0 eV$ の光電子 $5 \mu A/m^2$ の和で定義した。簡単のため、外部磁場と背景プラズマのドリフト速度は0とした。

計算空間の概略図を図2に示す。格子幅 $dx = 0.5 m$ の等幅矩形格子で構成される直交座標系で計算空間 $X*Y*Z = 64*64*64$ 、GEOTAIL 衛星モデルは $X*Y*Z = 4*4*3$ 格子で定義した。日照面は +X 面とし、この面から光電子を放出させた。また、ポアソン式を解く際の電位境界条件は、外部境界で電位0とした。宇宙機モデルは、その表面のみ流入出する荷電粒子と電荷の授受を行うものとし、その電位は宇宙機モデル表面上の各格

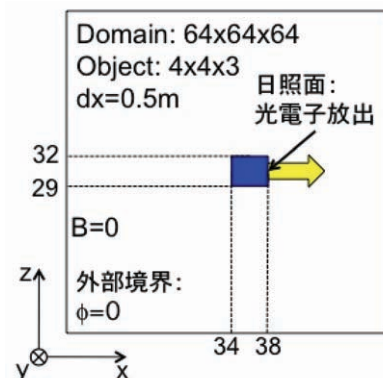


図2 計算体系の概略図。Y座標は紙面奥行き方向で、宇宙機モデルは $Y = 29$ から $Y = 33$ に配置。光電子は日照面 +X 面から放出される。計算空間内の電位は、外部境界における電位 $\phi = 0$ に対して一意的に求まる。

子点の蓄積電荷と、Capacity Matrixによって求められた誘電率によって、外部境界条件に対して一意的に計算される。本シミュレーションでは、外部境界での電位0を基準にしてシミュレーション空間内の電位を計算するため、求まる宇宙機電位は実機のプローブセンサ周辺部のプラズマ電位が0である場合、観測データと一致すると考える事ができる。また、構築した光電子放出モデルでは、日照面から設定したフラックス量を満たす様に、放出面から設定した光電子温度で角度分布がコサイン分布を満たす様に電子を放出する。[Muranaka *et al.*, 2008]

図3に温度1.5 eVと5.0 eVの光電子それぞれについて、数密度の空間分布を経過時間0.04, 0.41, 1.65 msの順に示す。いずれの等高線図でも、放出面に相当する+X面近傍では、光電子密度が高くなっている事が分かる。また、光電子の拡散の様子は、温度1.5 eV成分については、はじめに放出面方向に指向性を持ちつつ、計算空間全体に拡散していくが、宇宙機電位の上昇に従って拡散の範囲が宇宙機近傍に向かって縮小して行く事が解る。同様に、温度5.0 eV成分については、はじめに放出面方向に指向性を持ちながら拡散し、その後、宇宙機周辺に対照的に光電子が拡散する様子が見て取れる。

図4にt=0からt=1.65 msまでに得られた宇宙機電位と光電子電流値の相関を示す。このグラフは、宇宙機電位の定常値が得られる過程での時間経過を示している。一般に、物体周辺に厚いシースが形成される場合の電流収集は、Orbital Motion Limited (OML) 理論によって解析的に求められる。宇宙機電位が正となる場合の、光電子放出を考慮したOML理論から計算される正味の収集電流は以下の式で表される [Hastings and Garrett, 1996].

$$j_{net}(V_s) = j_{0e}(1 + eV_s/kT_e) - j_{0i} \exp(-eV_s/kT_i) - j_{ph0} \exp(-eV_s/kT_{ph})(1 + eV_s/kT_{ph}) \quad (5)$$

ただし、

$$j_{0e,i} = en_{e,i} \sqrt{kT_{e,i}/2\pi m_{e,i}} \quad (6)$$

ここで、 j_{net} , T_i , T_{ph} , j_{ph0} はそれぞれ、正味電流密度、イオン温度、光電子温度、宇宙機電位0Vの時に放出される光電子電流密度である。また、(6)式の添字、e,iはそれぞれ、電子、イオンを示す。OML理論を適用する際に衛星は導体球と仮定した。(5)式右辺第三項は正味の光電子電流密度を表す。光電子の速度分布モデルに複数のMaxwell分布の線形結合を使用する場合は、(5)式の右辺第三項は各光電子速度分布に対する正味電流値の和として次式の様記述できる。

$$j_{ph_{net}}(V_s) = \sum_{k=1}^n j_{ph0_k} \exp(-eV_s/kT_{ph_k})(1 + eV_s/kT_{ph_k}) \quad (7)$$

ここで、nは放出光電子をモデル化するMaxwell型分布の数であり、本研究ではn=2に相当する。

図4グラフ中では、点はシミュレーション結果を示し、実線は(7)式から求められる光電子電流値を示している。図4(左)に、設定した2つの光電子温度1.5 eVと5.0 eVそれぞれに対するものを示し、図4(右)に両者を合わせたものを示す。図4(左)中で、光電子温度1.5 eVのシミュレーション結果について、宇宙機電位が10Vより大の領域ではばらつきが見られるが、この領域では逐次計算ステップで正味電流値が正負の間で変動しており、電流値の解像度が設定した粒子シミュレーションの限界値に近づいている事を示している。また、同成分で宇宙機電位7Vから8V周辺では、シミュレーション結果がOML理論値を下回っているが、図4(右)で全体的に見ると、宇宙機電位に対する、正味放出光電子電流値は、シミュレーション結果とOML理論から導かれる解析解の間で良い一致を示している事が分かる。

ところで、OML理論には荷電粒子の空間電荷効果の影響は考慮されていない。図3に示した光電子数密度のグラフから、宇宙機周辺に光電子が拡散し、放出面近傍では、背景プラズマ密度の10倍から100倍程度の電子密度となっており、また放出面以外の宇宙機表面近傍には光電子シースと見なし得る密度勾配も確認できる。宇宙機周辺に拡散した光電子の空間電荷効果の影響としては、宇宙機電位を宇宙機近傍で遮蔽し、背景電子およびイオンの宇宙機への電流収集量を変化させる可能性がある。また、放出される光電子自身も、自分自身の空間電位の影響を受け、宇宙機からの正味光電子電流量に影響を及ぼす事が考えられる。本シミュレーションにおいてこの影響を明らかにするために、前述の計算体系および計算条件のもとに、光電子放出なしで空間電位計算を行い、光電子の空間電荷効果の影響の有無を調査した。このとき、宇宙機電位は図3で経過時間1.65 msに得られた値23.2 Vを固定電位として使用した。図5にこれらの計算結果を、光電子放出面を含むX方向1次元で比較したものを示す。この図から明らかな様に、両者の空間電位計算結果にはほとんど差が見られず、宇宙機周辺電位に対する光電子の空間電荷効果は無視できると言える。従って、宇宙機の電流収集は本計算条件の

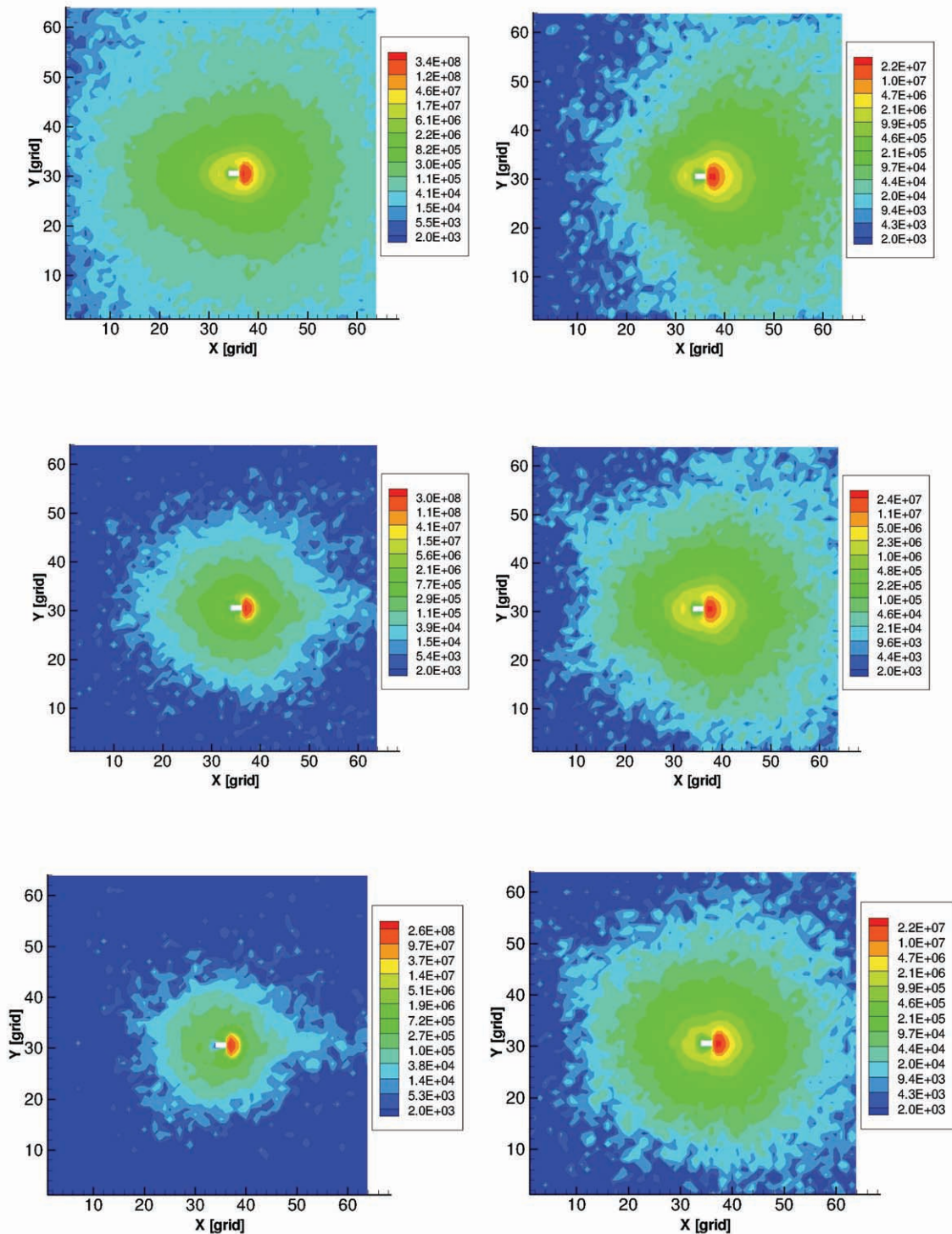


図3 光電子温度1.5 eV (左)と5.0 eV (右) 各成分それぞれについての光電子数密度 $[m^{-3}]$ の等高線図。縦軸と横軸は計算空間のX,Z座標 [grid] であり、宇宙機モデルを白色で示す。3次元シミュレーション結果より宇宙機中央X-Z平面 ($Y = 32$) を抽出した結果を示している。光電子は中央宇宙機モデル+X面 (紙面向かって右側) から放出されている。経過時間は上段より、それぞれ0.04, 0.41, 1.65 msであり、このときの宇宙機電位は、それぞれ、8.0, 16.6, 23.2 Vである。

範囲では、OML理論による見積りで十分であると考えることができる。

次に、図1に示した観測データから得られた宇宙機電位と光電子電流との相関を検証するために、宇宙機電位に対する光電子電流の定常値をシミュレーションによって求めた。前述した様に、宇宙機電位は背景電子電流と正味光電子電流のバランスで決定されるので、ここでは背景電子密度をパラメータとすることで、宇宙機浮動電位を変化させ、同時にそれ

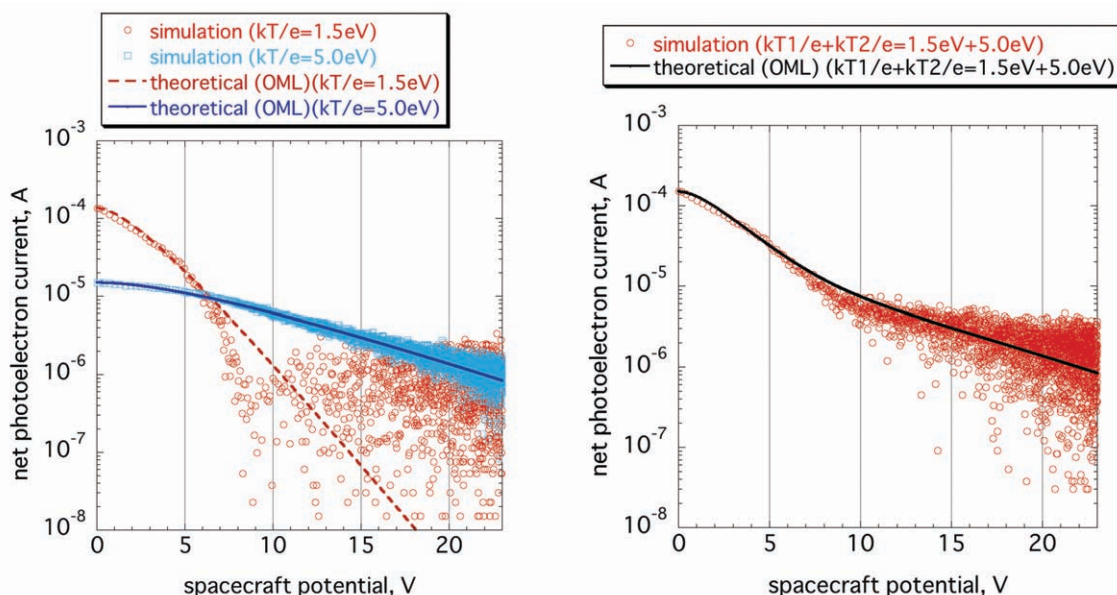


図4 宇宙機電位と正味光電子電流. 2つの光電子温度成分各々について(左)と, これらの和による総量(右). 実線および破線は OML 理論から得られる解析解を示し, 点はシミュレーション結果を示す.

それぞれに対する正味光電子電流の定常値を求めた. シミュレーション結果を図6に示す. 図6(左)は Double Maxwell 光電子モデルでシミュレーションした場合の計算結果を, 改めて Double Maxwellian でフィッティングした結果を示している. 図6(右)は, 四角で示した Double Maxwell 光電子モデル計算結果と, 同(左)で得られた2つの温度に相当する回帰曲線を同時に描いたものであり, また参考のために, 丸で示した Single Maxwell 光電子モデル計算結果とこれに対する回帰曲線を同時に示している. 図6(右)のグラフ中の回帰曲線は, 速度3成分を含有したものであるため, グラフの傾きから $3/2kT_{ph}$ を求める事ができる. Double Maxwell 光電子モデルの2つの電子温度は, 設定値 1.5 eV と 5.0 eV に対し, シミュレーション結果より得られた回帰曲線から求めた電子温度は, 2.0 eV および 5.1 eV となった. 高温側の温度は設定値を良く再現しているが, 低温側の温度はシミュレーション結果の方が設定値より約3割高い結果となった. 一方で, Single Maxwell 光電子モデルでは, 設定値 1.5 eV に対し, シミュレーション結果から逆に求めた電子温度は 1.5 eV となり, 設定値を良く再現している結果となった.

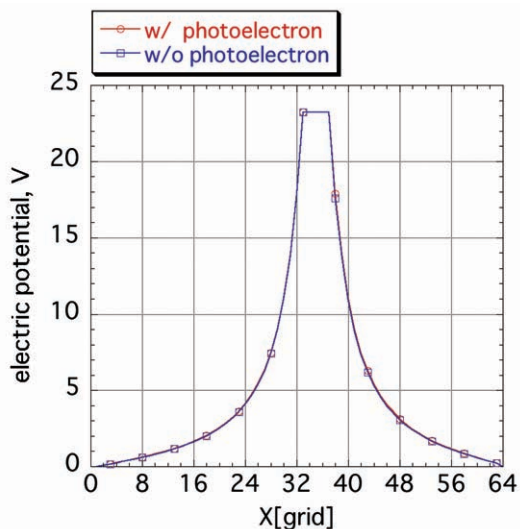


図5 光電子の有無による, 宇宙機周辺電位の比較. $Y = 31, Z = 31$ [grid] における電位計算結果の X 方向1次元プロット.

4. ま と め

本グループでは, 宇宙機と宇宙機周辺に存在するプラズマとの相互作用を詳細かつ定量的に評価するために, 3次元 full-PIC 静電コードを開発している. 現在までに開発が完了したコードの機能 [Muranaka *et al.*, 2008] を適用して, GEOTAIL のプラズマ観測データから求められた, 宇宙機電位と光電子電流の相関について検証した. 実機では直接選択的に計測不可能な光電子について, Double Maxwell 型速度分布により速度分布関数のモデル化を行った. 光電子電流と宇宙機電位の相関をシミュレーションと OML 理論値で比較した結果, 両者は概ね良く一致しており, 収集電流に対して, 宇宙機周辺に拡散

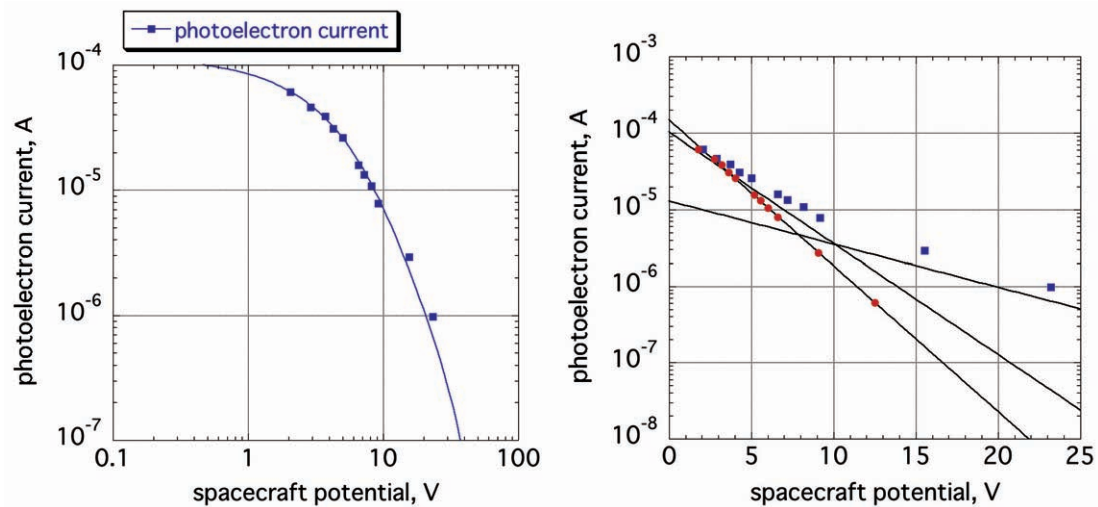


図6 定常状態の宇宙機電位に対する、正味の光電子電流のシミュレーション結果。四角は Double Maxwell 光電子モデル、丸は Single Maxwell 光電子モデルを示す。図6 (左) は Double Maxwell 光電子モデルによる計算結果を改めて Double Maxwellian でフィッティングした結果を示し、同 (右) は得られた回帰曲線を同時に示したものである。この結果は速度3成分を含んだものであるため、グラフの傾きから $3/2 kT_{ph}$ を得ることができる。

する光電子の静電的影響は無視出来る事が分かった。次に、背景電子密度をパラメータとして、複数の宇宙機電位に対する光電子電流の定常値をシミュレーションによってそれぞれ求め、実機観測データから得られた解析解と比較した。その結果、宇宙機電位と光電子電流の相関が定性的に一致した。Single Maxwell 光電子モデルの場合、シミュレーション結果から逆算して求めた光電子温度は設定値をよく再現していたが、Double Maxwell 光電子モデルの場合、シミュレーション結果から逆算して求めた各光電子温度は、高温側の温度は設定値をよく再現したが、低温側の温度は設定値と比較して、3割程度高く見積もられる結果を得た。高温側の光電子温度は、図4から明らか様な様に、宇宙機浮動電位の定常値を最終的に決定付ける重要な物理量であると考えられるが、シミュレーション結果から逆に求めた温度が設定値をよく再現している事から、この光電子放出モデルによって、宇宙機浮動電位の定常値を正しく見積もることができるものと考えられる。一方で、低温側の光電子温度については、シミュレーション結果に従うと、観測データから得られた低温側の光電子温度は、放出時の光電子温度より高温である可能性があると言える。本研究では 1.5 eV と 5.0 eV の Double Maxwell 型速度分布で放出光電子をモデル化したが、宇宙機電位が +数 V 程度から +数 10 V に至までの範囲で、実機観測データから求められたような宇宙機浮動電位と光電子電流の相関が得られ、このモデルによって、磁気圏日照面における宇宙機電位を定量的に評価出来るものと考えられる。

謝 辞

本研究における計算機シミュレーションは、名古屋大学太陽地球環境研究所との共同研究として、名古屋大学情報基盤センターの大型計算機を使用して実行した。また、同シミュレーションは宇宙航空研究開発機構大型計算機システム (JSS) を使用して実行した。

参 考 文 献

- [1] Birdsall, C. K., and Langdon, A. B, Plasma Physics via Computer Simulation, McGraw-Hill, New York, 1985.
- [2] Hastings, D., and Garrett, H., Spacecraft-Environment Interactions, Cambridge Atmospheric and Space Science Series, Cambridge University Press, UK, 1996.
- [3] Hockney, R. W., and Eastwood, J. W., Computer Simulation Using Particles, Institute of Physics Publishing, Bristol and Philadelphia, 1988.
- [4] Ishisaka, K., "Analysis of GEOTAIL Spacecraft Potentials and Its Application to the Magnetospheric Plasma Diagnostic," Ph. D

thesis, Mar. 2000.

- [5] Mukai, T., Machida, S., Saito, Y., Hirahara, M., Terasawa, T., Kaya, N., Obara, T., Ejiri, M., and Nishida, A., “The low energy particle (LEP) onboard the GEOTAIL satellite,” *J. Geomag. Geoelectr.*, vol. 46, 669–692, 1994.
- [6] Muranaka, T., Ueda, H. O., Usui, H., and Shinohara, I., “Evaluation of Electric Field Probe On-board Spacecraft Using a 3 D Full PIC Simulation,” *Proc. 26 th International Symposium on Space Technology and Science*, Hamamatsu, Japan, 1–8 June, 2008.
- [7] Nakagawa, T., Ishii, T., Tsuruda, K., Hayakawa, H., and Mukai, T., “Net Current Density of Photoelectrons Emitted from the Surface of the GEOTAIL spacecraft,” *Earth, Planets and Space*, vol. 52, pp. 283–292, 2000.