

荷電粒子ビーム放出による衛星帯電現象の解析

星 賢人 [1]; 村中 崇信 [2]; 小嶋 浩嗣 [3]; 臼井 英之 [4]; 篠原 育 [5]; 山川 宏 [3]

[1] 京大・工・電気; [2] 中京大・工・電気; [3] 京大・生存圏; [4] 神戸大・システム情報; [5] 宇宙研 / 宇宙機構

Analysis of satellite charging by charged particle beam emission

Kento Hoshi[1]; Takanobu Muranaka[2]; Hirotsugu Kojima[3]; Hideyuki Usui[4]; Iku Shinohara[5]; Hiroshi Yamakawa[3]

[1] Electrical Engineering, Kyoto Univ; [2] School of Eng. Chukyo Univ.; [3] RISH, Kyoto Univ.; [4] System informatics, Kobe Univ; [5] ISAS/JAXA

It is known that a satellite is charged by plasma in space. Satellite charging on surface is a cause of discharge and malfunction electric equipment, therefore a satellite is designed to mitigate surface charging. But recently, a new concept of satellite orbital control using the electromagnetic forces such as Lorentz force and coulomb forces has been proposed. This control method provides propellantless orbital control and very lightweight propulsion system compared to conventional chemical and electric propulsion. In order to achieve the charged satellite orbital control, establishing a method to control satellite surface potential arbitrarily was required. In this study, we analyze the potential characteristics on satellite surface when using electron emitter or ion emitter for charging.

Satellite charging will be caused due to collisions with charged particles in plasma. In general, surface potential is determined by the balance of inflow current and outflow current. It becomes a positive value in the sunshine, and a negative value in the shade. We assumed charged particle beam emission on surface, adding a forced current term on the current balance model. We investigate a surface potential characteristics that depends on forced current and space plasma parameters. The current balance model does not consider the decrease of net current by the beam attracted to own potential, plasma sheath effect, and space charge effect. So we investigate the result of analysis of the potential characteristics by using computer simulation.

宇宙空間を飛行する人工衛星は、周辺のプラズマにより自然と帯電してしまうことが知られている。衛星表面での帯電は放電を引き起こす一因となり、搭載電子機器の故障につながるため、通常は帯電を抑制するように設計が行われる。しかし近年、帯電現象を積極的に利用し、帯電した衛星に働くローレンツ力・クーロン力を軌道制御・姿勢制御に用いる手法が提案されている。このような帯電衛星を用いた推進システムが実現できれば、従来の推進システムと比べて非常に軽量で、ほぼ燃料不要な軌道制御が行えるため、特に小型衛星を用いた編隊飛行などに向いている。帯電衛星システムを実現するためには、自由に人工衛星表面の帯電量を制御する手法の確立が必要である。そこで本研究では、通常は帯電緩和に用いられる電子エミッタ・イオンエミッタを、逆に帯電させるために用いた場合、衛星表面でどのような帯電現象が起こるのかについて検討を行った。

人工衛星の帯電は周辺のプラズマ中のイオンや電子が衛星表面に衝突することで起こり、一般に衛星表面の電位は流入してくる電流と流出していく電流の平衡を与える点で定まる。イオン電流・電子電流・光電子電流・二次電子電流などの平衡から、日照時には一般に正に帯電し、日陰時には負に帯電する。本研究では、電子エミッタ・イオンエミッタによって荷電粒子ビームを衛星表面から放出することを想定し、電流の平衡モデルに強制的に電流を放出する項を加える。このモデルを用いて、強制電流に対する表面電位の変動を求め、背景プラズマのパラメータへの依存性を調べた結果について報告する。また、電流の平衡モデルでは、荷電粒子ビームが自分自身の電位に引きつけられて正味の放出電流量が小さくなる効果・シース形成による影響・空間電荷効果などは考慮されていない。より詳細な解析を行うため、それらの効果を考慮した計算機シミュレーションを用いて強制電流に対する衛星表面の電位変動を解析した結果について報告する。