宇宙環境における飛翔体の帯電と放電^{*1}

藤 井 治 久^{*2}・西 本 博 信^{*3}

Key Words: Space Engineering, Spacecraft, Space Environment

1. はじめに

宇宙飛翔体は、軌道上において、熱真空、太陽光、高エネルギー放射線環境などと共に、プラズマ環境に曝される。このプラズマ環境は、電子、正イオンの混在する荷電粒子場であり、飛翔体と相互作用して飛翔体に帯電放電現象をもたらす種々の影響を及ぼす。

ここに紹介する宇宙飛翔体の帯電放電現象は、現在まで十分に原因究明されたとは言えず、将来の宇宙機器の長寿命化、高信頼度化に対して充分留意すべき現象であるため、最近、宇宙工学、宇宙科学の研究対象として取り上げられるようになった。

本解説では、工学的・技術的観点に立脚して、まず、宇宙プラズマ環境の概要について述べる。次いで、このプラズマとの相互作用に起因した帯電・放電現象を、現在実用衛星等が多く飛翔しているプラズマ密度の希薄な静止軌道環境¹⁾と、将来宇宙ステーションや宇宙工場などの大型大電力宇宙システムが構築されていく

であろう高度数百 km の濃密なプラズマが存在する低地球軌道環境とに分けて概説する。また、今後の課題についても述べることにする。

2. 宇宙プラズマ環境の概要

地球近傍の宇宙環境の概略は第1図に示した構造になっている。この宇宙環境は電子、正イオンの混在したプラズマ状態にあり、通常 100 keV 以下の荷電粒子をプラズマと呼ぶ。第2図にプラズマ密度の地上高度依存性を示す²⁾。高度 400~500 km にプラズマ密度のピークが存在する。図の斜線領域は、太陽活動に応じて変化する密度の領域である。第1表には静止軌道と高度 400 km での典型的なプラズマ条件を示している³⁾。このようなプラズマ環境の構造や時間的変化は複雑で明確に把握されておらず、宇宙環境の把握そのものも宇宙科学の研究対象である。

3. 歴 史 的 経 緯

宇宙空間で飛翔体が帯電するという事は、宇宙開発の初期からある程度理解されていたが⁴⁾、飛翔体に大きな帯電が生じる事(異常帯電)が観測されたのは 1970 年代初頭で、米国 ATS-5 (Applications Technology Satellite-5) 衛星においてである⁵⁾。その根拠になったものの一つを第3図に示す。ATS-5 衛星が地球の蝕に入ると、搭載プラズマ検出器によるエネルギースペクトルに 4.2 keV のシフトが生じ、プロトンのスペクトルに 4.2 keV のカットオフが見られた。これは、蝕に入ると衛星が -4.2 kV の負電位に帯電したためであると推定された。このような蝕での衛星異常帯電が観測された後、それまでに起こった衛星の動作異常及び不具合が検討された結果、第4図に示すように、ローカルタイムの真夜中から明け方にかけて衛星異常の発生が集中していることが分かった。この原因の殆どが衛星帯電とそれに起因した放電であると考えられるようになった⁶⁾。その後、1970 年代半ばから、NASA や空軍を中心に、飛翔体帯電放

著 者 紹 介

藤 井 治 久 (非会員)

昭和 27 年生。兵庫県出身。昭和 55 年大阪大学大学院電気工学専攻博士課程修了。同年三菱電機(株)入社。以来、生産技術研究所にて、真空絶縁の研究に従事。電気学会、応用物理学会、AIAA 各会員。

西 本 博 信 (非会員)

昭和 13 年生。青森県出身。昭和 38 年東京電機大学工学部第2部電子工学科卒業。昭和 38 年東京大学生産技術研究所入所。昭和 47 年宇宙開発事業団入社。現在、宇宙/衛星環境の研究・開発に従事。電子情報通信学会、電気学会各会員。

^{*1} 平成 3 年 12 月 5 日原稿受理 Spacecraft Charging in Space Environment

^{*2} 三菱電機(株)生産技術研究所 Haruhisa FUJII

^{*3} 宇宙開発事業団筑波宇宙センター Hironobu NISHIMOTO

第1図 地球近傍の宇宙環境

第1表 プラズマ環境³⁾

(a) 静止軌道の熱プラズマ	
イオン H^+	$n_i = 9 \times 10 / \text{cm}^3$ $kT_i = 1.35 \text{ eV}$ $v_{ti} = 4.53 \text{ km/s}$
電子 e^-	$n_e = 9.5 \times 10 / \text{cm}^3$ $kT_e = 1.35 \text{ eV}$
軌道速度	$v_s = 3 \text{ km/s}$
(b) 低地球軌道(高速 400 km)の熱プラズマ	
イオン O^+	$n_i = 2 \times 10^5 / \text{cm}^3$ $kT_i = 0.09 \text{ eV}$ $v_{ti} = 0.29 \text{ km/s}$
電子 e^-	$n_e = 2 \times 10^5 / \text{cm}^3$ $kT_e = 0.22 \text{ eV}$
軌道速度	$v_s = 7.7 \text{ km/s}$
電流密度	$J_i = 9.4 \times 10^{-10} \text{ A/cm}^2$ (isotropic) $J_i = 2.6 \times 10^{-8} \text{ A/cm}^2$ (ram) $J_e = 2.4 \times 10^{-7} \text{ A/cm}^2$ (isotropic)

第2図 プラズマ密度の高度依存性²⁾ 第3図 ATS-5衛星において観測された衛星帯電によるプラズマ粒子フルエンスのエネルギースペクトル変化⁹⁾

電現象に関する研究が SCATHA (Spacecraft Charging at High Altitude) プロジェクトとして系統的組織的に行われるようになった。対象としては、宇宙環境プラズマの把握、帯電放電特性試験、材料開発、帯電解析、帯電中和器の開発、高電圧とプラズマとの相互作用解析、衛星設計規格の検討などがある。これらの成果は、過去5回の Spacecraft Charging Technology Conference 等で発表されてきている^{7~11)}。

4. 高高度軌道での飛翔体の帯電放電現象

4.1 帯電プロセス 衛星の帯電プロセスの基とな

第4図 衛星異常発生時のローカルタイム依存性⁹⁾
(半径方向に意味はない)

る物理現象は全く複雑であるが、荷電粒子の Maxwell-Boltzmann 分布が仮定されると、静止軌道での衛星帯電の基本式は、衛星に流入する各種電流によって、次のように表すことができる¹²⁾。

$$I_E(V) - [I_i(V) + I_{SE}(V) + I_{SI}(V) + I_{BSE}(V) + I_{PH}(V) + I_B(V)] = C \cdot dV/dt \quad (1)$$

ここで、 I_E : 入射電子電流

I_i : 入射イオン電流

I_{SE} : 入射電子による2次電子放出電流

I_{SI} : 入射正イオンによる2次電子放出電流

I_{BSE} : 後方散乱電子電流

I_{PH} : 光電子放出電流

I_B : 衛星からの荷電ビーム放出電流

V : 衛星電位

C : 静電容量

であり、第2表にこれらの典型的な値(詳細な値は材料により異なる)を、非サブストーム時とサブストーム時に分けて示す¹³⁾。(1)式より、 V は次式で表される。

$$V = (1/C) \int \{I_E - (I_i + I_{SE} + I_{SI} + I_{BSE} + I_{PH} + I_B)\} dt \quad (2)$$

これらの電流により、絶縁性表面材料で覆われた衛星は、第5図に示すように帯電する。第2表から、入射電子電流は入射正イオン(主にプロトン)電流よりも大きいので、衛星全体は負に帯電する。しかし、軌道上では太陽光による光電子放出効果が大きく、衛星の

第2表 静止軌道における各種電流値¹³⁾

パラメータ	非サブストーム	サブストーム
入射電子 電流密度(A/cm ²) 平均エネルギー(eV)	-10^{-11} 1000	-10^{-8} 6000
入射正イオン 電流密度(A/cm ²) 平均エネルギー(eV)	$+5 \times 10^{-15}$ 6000	$+5 \times 10^{-12}$ 12000
2次電子 電流密度(A/cm ²)	$+4 \times 10^{-12}$	$+4 \times 10^{-9}$
後方散乱電子 電流密度(A/cm ²)	$+2 \times 10^{-12}$	$+2 \times 10^{-9}$
光電子放出 電流密度(A/cm ²)	$+10^{-9}$	$+10^{-9}$

第5図 衛星帯電のモデル

日照側の帯電電位は日陰側に比べて小さい。つまり、同一衛星上で電位差が生ずる。このように、衛星全体が宇宙に対して負に帯電することを絶対帯電(Absolute Charging)、衛星表面上で電位差を持って帯電することを局所帯電(Differential Charging)と呼ぶ。サブストームが発生すると、第2表に示したように平均エネルギーの高い電子、プロトンが多量に衛星に流入するため、絶対帯電及び局所帯電の電位差は大きくなり、衛星構体と絶縁性表面材料との間などで放電する可能性がある。

このような帯電が生じる時間を見てみよう。衛星が半径 r の金属球であると仮定すると、衛星の宇宙空間に対する絶対帯電の時定数 τ_A は、(2)式より

$$\tau_A \approx CV/4\pi r^2 J \quad (3)$$

と書ける¹⁴⁾。ここで、 J は入射全電流密度である。 $r = 1.5$ m, $C \approx 1.5$ pF, $J = 0.5$ nA/cm², $V = -20$ kV とすると、 $\tau_A \sim 34$ ms となる。このように衛星表面が導電性の場合には瞬間的な電位変動による絶対帯

電が生ずる。

一方、衛星表面に厚さ d 、比誘電率 ϵ_r の絶縁材料が使用されていると、この表面材料の衛星構体に対する局所帯電の時定数 τ_0 は、

$$\tau_0 = \epsilon_0 \epsilon_r V / d \cdot J \quad (4)$$

となる。ここで、 ϵ_0 は真空中の誘電率である。 $d = 0.1 \text{ mm}$ 、 $\epsilon_r = 2.1$ 、 $J = 0.5 \text{ nA/cm}^2$ 、 $V = -10 \text{ kV}$ とすると、 $\tau_0 = 370 \text{ s}$ となり、絶対帯電に比べて局所帯電は非常に緩やかに生ずる。

ところで、比較的最近になって、前述した低エネルギー粒子による衛星表面の帯電の他に、高エネルギー電子による内部帯電 (Internal Charging) という現象も明らかになってきた¹⁵⁾。通常 $200 \sim 300 \text{ keV}$ 以下のエネルギーの電子は 0.5 mm 厚のアルミニウムで遮蔽することが可能であるが、これ以上の高エネルギーの電子は遮蔽することができず減速して、衛星内部に侵入する。これらの電子が、衛星内部のケーブル、プリント基板等の絶縁物中に蓄積 (帯電) することによって内部帯電が生ずる。地球近傍の宇宙環境では、放射線帯を中心に ($3 \sim 5.4 \times$ 地球半径の領域) 高フラックスの高エネルギー電子が存在し、サブストーム時には更にこのフラックスが増大する。増大した高エネルギー電子は1日か2日で静止軌道付近に拡散し、数日間高密度の状態が継続する。これらの高エネルギー電子が衛星内の絶縁物に蓄積した場合、衛星内部では光電子放出による帯電抑制効果がないので、徐々に絶縁物内部に高電界が形成され、その電界強度が絶縁物の破壊電界強度を越えると絶縁破壊が生ずる。この時、ケーブルに接続された素子やプリント基板上の素子に電流パルスが注入され、衛星の不具合の原因となる。

4.2 衛星帯電放電の及ぼす影響 第6図に衛星帯電放電の及ぼす影響の主なものを示す^{1,12)}。衛星が負に帯電するとプラズマ中の低エネルギー電子は減速され、また、低エネルギー正イオンは加速されるため、

第6図 衛星帯電放電による影響

低エネルギー・スペクトロメータの測定に誤差が生ずる。また、衛星材料からの脱ガス分子やスラスタから放出される推進剤粒子などが静電的に表面材料に付着し、太陽電池セルの効率低下や熱制御材料の熱制御性悪化を引き起こす可能性がある。

一方、帯電電位が高くなり放電が発生すると、それに付随した電磁波あるいは電流パルスが生ずる。電磁パルスは搭載機器に誘導電流を生じ、これらの機器の誤動作の原因となる。電流パルスが直接搭載機器に流入すると故障する可能性が高い。また、放電エネルギーにより太陽電池セルにクラックが発生したり、熱制御材料の蒸着面が剥離するといった種々のダメージが生ずる。これらのことから、衛星の帯電放電メカニズムを解明し、衛星の帯電放電を防止することは、将来の衛星にとって信頼性の面で極めて重要なことである。

4.3 帯電放電地上シミュレーション 宇宙での飛翔体帯電放電に最も大きな影響を及ぼすのはプラズマ中の電子であり、特にサブストーム時に静止軌道付近に流入する数 keV ～数十 keV の電子流である。従って、帯電放電メカニズムの解明と各種表面材料の帯電放電特性把握のため、各研究機関で宇宙環境の電子流を模擬できる電子線照射装置が実験に供されている (例えば、文献 16)～18))。第7図には、銀蒸着テフロン熱制御材料に電子線を照射したときの帯電放電特性の例を示している¹⁸⁾。この場合テフロンは -15 kV 程度に帯電し、照射開始後 32 分で放電が生じた。こ

第7図 銀蒸着テフロンに電子線照射による帯電と放電

第8図 第7図で観測された放電光

第9図 放電電流パルス波形例¹²⁾

ここで生じた放電は、第8図に示す試料表面全域にわたる沿面フラッシュオーバーで、試料表面に痕跡が生じる¹⁸⁾。このような放電は、照射エネルギーが高くても、ビーム電流密度が大きくても放電発生頻度が高くなる^{17,18)}。更に、厚さが25 μm 以下の銀蒸着テフロンの場合、表面の沿面フラッシュオーバーを伴った貫通破壊が生じ、その貫通穴径は20~30 μm である¹⁸⁾。放電電流の測定によると、典型的なパルス波形は第9図に示したようなものであり¹²⁾、パルス幅は試料の表面積が大きくなると1/2乗に比例して増加することが観測されている¹⁸⁾。熱制御材料として優れた熱光学的特性を持つため従来より多用されていた銀蒸着テフロンは帯電し易く、また、放電も起こり易い。一方、同じ熱制御材料であるアルミ蒸着カプトンは、テフロンと比較して帯電し難く、帯電により放電が発生しても放電は局部的で¹⁸⁾、放電の衛星への影響は小さいと考えられる。

4.4 宇宙環境での帯電放電の観測 米国空軍は、前述したSCATHAプロジェクトの一環として、1979年1月に宇宙での帯電放電の観測を行うためSCATHA(P 78-2)衛星を打ち上げた¹⁹⁾。この衛星に

第10図 SCATHA衛星に搭載されたSSPMの概略構成図²⁰⁾

は、各種の粒子測定器などと共に、衛星表面電位モニタSSPM(Satellite Surface Potential Monitor)²⁰⁾が搭載され宇宙環境下での帯電の様子を観測した。第10図にSSPMの概略構成図を示している。SCATHA衛星は円筒型のスピン衛星(スピン:1 rpm)で、円筒側面に180°離れて2台のSSPM-1, -2が搭載され、円筒上面にもう一つのSSPM-3が取り付けられた。このSSPMによって得られた結果の一例を第11図に示す。これは1979年4月24日のローカルタイムの真夜中近くでの帯電電位の変化をカプトン、テフロン、石英板について示したものである²⁰⁾。カプトン(-1)はSSPM-1に、カプトン(-2)はSSPM-2に、またカプトン(-3)、テフロン(-3)、石英板(-3)はSSPM-3に各々搭載された。カプトン(-1)とカプトン(-2)は、30秒のずれで、電位が周期的に変化している。SSPMが影になると負の高電位になり、太陽光があたると正の数Vになるということを示している。また、SSPM-3はこの時日陰状態になっていたため、各サンプルは負の高電位に帯電し、テフロン(-3)が最も高電位であった。次に、第12図に静止軌道付近でのカプトンの負電位の帯電率を示す²⁰⁾。高電位の帯電現象はローカルタイムの真夜中の2~3時間前に発生し、帯電頻度の最も大きい時間帯は明け方の5~6時頃であるということがわかる。また、SCATHA衛星に搭載されたパルスアナライザは、550日の観測期間中35日に計77回の自然現象による放電を観測した。その測定によると、放電周波数は5~32 MHz、放電パルス電圧は0.08~30.1 V(50 Ω 終端)であり、この電圧値は打ち上げ前のMIL-STD-1541による試験結果を上回っていた²¹⁾。更に、77回の放電のうち、表面放電が50回、内部放電が27回であった。この表面放電はローカルタイムの真夜中付近で観測され、衛星表面帯電に起因していると考えられ、また内部放電は日中部分で観測され、大きなサブ

第11図 SCATHA衛星のSSPMによって観測された各種材料の帯電特性²⁰⁾

第12図 SCATHA衛星のSSPMによって観測されたサブストーム時のカプトンの帯電率(静止軌道付近)²⁰⁾

ストーム、高エネルギー電子フラックスの増加と相関があり、内部帯電に起因するものと考えられた²¹⁾。

このような宇宙プラズマに起因する人工衛星の帯電放電の重要性が我が国においても認識され、1987年8月27日打ち上げられた技術試験衛星V型(ETS-V)に、帯電電位モニタPOM(Potential Monitor)が、

第13図 ETS-V搭載POMによって観測されたテフロンの帯電特性(1987年10月28日)

第14図 ETS-V搭載DIMによって観測された放電回数特性(1989年10月)

技術データ取得装置TEDA(Technical Data Acquisition Equipment)²²⁾の一つとして搭載され、宇宙空間での熱制御材料の帯電電位を計測している^{23,24)}。第13図に、1987年10月28日1日間のテフロンの帯電電位特性を示す。POMはETS-Vの南面ミッションパネルに取り付けられ、この時日照状態にあるが(太陽光入射角は小さく12°)、15時頃に電位が負に高くなった。これは、POMが太陽電池パドルやアンテナの影になり、光電子放出による帯電抑制効果がなくなったためと考えられる。また、第14図には同じくETS-Vに搭載された帯電放電モニタDIM(Discharge Monitor)により観測された放電回数の例を示している。必ずしも帯電による放電とは確定できないが、宇宙環境において放電が発生することが確認された。

このような宇宙環境での帯電放電は常時継続してモニタし、衛星の信頼性向上に役立てていく必要がある。

4.5 帯電放電防止技術 飛翔体がプラズマにより帯電すると、第6図に示したように、飛翔体に種々の

悪影響を及ぼし、飛翔体の信頼性にとって問題になる。従って、放電は勿論、帯電も防止しなければならない。帯電防止技術としては基本的に次の2種類がある。

4.5.1 受動的帯電制御 この帯電防止技術は、飛翔体表面に導電性材料や導電性コーティングを使用し、表面に絶縁物が露出しないようにするものである。

4.5.2 能動的帯電制御 帯電は飛翔体に宇宙プラズマ粒子が流入することにより生じるため、帯電を制御するには、飛翔体に流入する電流をキャンセルするように飛翔体から荷電粒子を放出すればよい。つまり、(1)式の I_0 を用いる。これが能動的帯電制御の基本原理解である。飛翔体からの荷電粒子放出方式としては次のものがある²⁵⁾。

- (1) 加熱陰極からの低エネルギー電子放出
- (2) 電子銃からの加速電子放出
- (3) プラズマ放出

(1)及び(2)は、飛翔体から宇宙へ電子を放出するもので絶対帯電には有効であるが、局所帯電は制御できない。絶対帯電も局所帯電も制御可能な(3)のプラズマ放出が有効で^{1,26)}、プラズマ放出機器としてはイオンエンジン中和器²⁷⁾が最適である。

プラズマ放出による能動的帯電制御の検証実験が、実際の宇宙環境でATS-6により行われた²⁸⁾。その例を第15図に示す。この中和器はホローカソード型プラズマ源で、セシウムプラズマが使用された。ATS-6は9:05に蝕に遭遇した。その時高電圧で小電流のプラズマ放電を起こすブルームモードで中和器を動作させたところ、 -3.2 kV の負電位を -1.5 kV 程度まで低下させることができた。次に、低電圧で大電流のプラズマ放電を起こすスポットモードで中和器を動作させると、衛星電位は 0 V になり周囲のプラズマと

第15図 ATS-6における能動的帯電制御実験²⁸⁾

同じにすることができた。その後、スポットモードを切ると -1.5 kV に上昇し、蝕が終わるまで持続した。このATS-6の実験結果は、低電圧で大電流の低エネルギープラズマ放電が、絶縁性表面を持つ実用衛星の帯電制御に有効な手法であることを実証した。

現在、このような能動的帯電制御を自動的に行うシステムの検討もなされている²⁹⁾。

4.6 極軌道での帯電現象³⁰⁾ 地球資源探査衛星や将来の極軌道プラットフォームは低高度・高緯度の南北極付近を飛翔する。極地方上空は、第1図に示したように、極冠領域にあたり、オーロラを励起する高エネルギーの荷電粒子が降下する領域であるため、静止軌道の環境条件に近い宇宙環境になる。従って、極軌道飛翔体は帯電を被ることになる。しかし、この領域は緯度で 10° 程度であるので、この領域を飛翔する時間は数分のオーダーであり、時間的には短い。

5. 低地球軌道での飛翔体の帯電放電

宇宙ステーションや将来の宇宙工場などの大型大電力宇宙システムは、低地球軌道の濃密なプラズマと相互作用して種々の影響をシステムに及ぼす。ここでは、それを概説する。

5.1 大電力高電圧宇宙システムにおける放電 大電力宇宙システムの実用化には、重量、電気効率の面から、バス電圧の高電圧化が不可避である。高バス電圧を太陽電池アレイから供給する場合問題になるのは、2節で述べた低地球軌道の濃密な宇宙環境プラズマとの相互作用による電流リークと放電現象である^{2,31)}。これらは、大電力宇宙システムの構築にとって重要課題となる。

低地球軌道環境に第16図のような高電圧(動作電圧

第16図 低地球軌道での高電圧ソーラアレイ

第17図 負バイアス時の高電圧アレイ太陽電池セル近傍の電位分布

V_{op})ソーラアレイを持ったプラットフォームが飛翔していると考えると、このフローティング電圧 V_{op} は、プラズマ中の正イオンと電子の流入により、プラズマ電位に対してバランスする。この時、プラズマ電位に対して負側及び正側のアレイの面積及び電圧を、それぞれ S_1 , S_2 , 及び V_1 , V_2 とすると、基本的に、

$$\left. \begin{aligned} J_i \cdot S_1 &= J_e \cdot S_2 \\ S_1/S_2 &= V_1/V_2 \\ V_{op} &= V_1 + V_2 \end{aligned} \right\} \quad (5)$$

が成立する。いま第16図に示したラム状態を考えると、第1表に示したように $J_i \sim 0.1J_e$ であるので、上式よりプラズマ電位に対して負に沈む部分 S_1 は全アレイ面積の9割程度になる。このプラズマ電位に対して大きく負に沈んだ部分のアレイをミクロに見てみると、第17図のような電位分布になると考えられる。つまり、太陽電池セルの表面にはカバーガラスが使用されるが、この部分に流入した正イオンがカバーガラス表面に蓄積され、その表面電位はセル間のインタコネクタの電位に対して正になる。この電位差によりインタコネクタ部に電界集中が生じ、電子の電界放出による放電が発生すると考えられている³²⁻³⁴⁾。このような放電は、第18図(a)に示すように、アレイが-200 V程度になると発生する。一方、同図(b)に示すように、プラズマ電位に対して正バイアスの場合、放電は発生しないが、+100 V程度から電流の急増(電流リーク)、いわゆるスナッチオーバー現象が見られる^{32,34)}。

宇宙プラズマ環境における放電開始電圧を第19図に示す³⁵⁾。この測定は、地上でのシミュレーション実験と宇宙でのPIX(Plasma Interaction Experiment)実験でなされたものである。これらの結果から、宇宙ステーションのバス電圧は200 V以下にすることが提唱された。

(a) 負バイアス

(b) 正バイアス

第18図 高電圧アレイとプラズマの干渉

第19図 プラズマ環境における放電開始電圧³⁵⁾

5.2 飛翔体のウェークにおける帯電現象 スペースシャトルや将来の宇宙ステーションの飛翔する軌道高度は200～500 km程度であり、第1表に示したように、プラズマのエネルギーは静止軌道環境に比べて小さい。この高度では、飛翔体の軌道速度7.7 km/sに対して、正イオン (0^+) の速度が0.29 km/sであるので、正イオンは飛翔体の進行方向の面には入射するが、それと反対側の面には入射し難い。一方、電子も平均エネルギーは小さいが、質量が小さいため、速度は300 km/s程度になり、飛翔体に等方的に入射することになる。従って、飛翔体の進行方向側（ラム）には両極性の荷電粒子が入射するが、進行方向と反対側にはウェークが形成され、電子のみが入射するようになる。このため、ウェーク側の面には負の帯電領域が形成される。直径5 mの宇宙機のウェークにおいて、数kVの負の帯電領域が形成されるとの計算結果があり、大型化すればますますこの効果は大きくなる³⁶⁾

5.3 大型宇宙システムにおける高電圧現象 飛翔体は弱い地球磁場中を飛行する。この飛翔体の運動（速度 v ）は、地球磁場（ B ）との相互作用により、飛翔体に電界

$$E = v \times B \quad (6)$$

を誘起する。この電界は、低地球軌道で0.2 V/m程度で、現状の衛星の規模では問題にならない。しかし、将来の大型宇宙システム、例えば、太陽発電衛星では数kmに及ぶ大きさのものが検討されており、この場合数kVオーダの誘起電圧が発生することになる²⁾。

また、この現象を積極的に利用することも検討されている³⁷⁾。例えば、2つの飛翔体間に導体の紐（テザー）を数百kmの長さに張り、この2つの衛星間に誘起される電圧により発電を行おうとするものである（Electro-Dynamic Tether）。

6. 宇宙飛翔体用高電圧機器の放電

宇宙機器の観測装置や通信機、推進機などには高電圧機器が使用される。例えば、科学衛星 EXOS-D（あけぼの）に搭載されたエネルギー分析器には5.3 kVの高電圧が使用され³⁸⁾、また、ETS-VIの南北軌道制御用電気推進機であるXeイオンエンジンには1 kVの高電圧が使用される²⁷⁾。このような高電圧によって放電事故が発生し、飛翔体全体がダメージを受ける危険性もある。本来、宇宙の真空度は、極めて高いので放電は起こらないはずである。しかし、現実には部分的にガスが閉じ込められていたり、不適当な有機材料からのガス放出等により放電が発生し、これが機器の破壊を招くことがある³⁹⁾。

また、衛星搭載用通信機や将来の太陽発電衛星の地上への送電用マイクロ波電源においては、マイクロ波の高出力化が重要課題になっている。この課題において、高真空中のマルチパクタ放電が発生する可能性がある。これは高周波導波管内で生ずる2次電子増倍作用による高真空中の放電である³⁹⁾。このマルチパクタ放電により、電磁干渉、導波管からのアウトガス、導波管の破壊等の問題が生ずる。

7. 宇宙における帯電放電に関する今後の課題

現在の人工衛星から宇宙ステーションや太陽発電衛星、宇宙工場などへ大型化・大電力化する宇宙システムにおいて、宇宙環境との相互作用に起因した帯電放電現象は種々のものがあり、今後深刻なものとなってくるであろう。

これらに対処し、長寿命でより信頼度の高い宇宙システムを構築していくために、次の点が重要な課題となると考えられる。

- 1) 宇宙環境の実態と特徴の把握
- 2) 宇宙環境での帯電放電現象の模擬実験技術開発
- 3) 宇宙環境での高電圧実験
- 4) 宇宙環境での帯電放電現象の理論的解析技術

これらの課題を克服することにより、将来の宇宙飛翔体の設計技術の確立が図られると考えられる。

7.1 宇宙環境の実態と特徴の把握 宇宙での帯電放電現象には、種々の環境要因が作用する。この宇宙環境要因は現在まで十分に解明されたとは言えず、環境の把握そのものが宇宙科学の研究対象となっている。特に、技術的工学的な観点から今後の宇宙機の設計に資するための宇宙環境の把握が重要になってくる。

これまでに述べたように、米国ではNASAや空軍が中心となってATS-5,6衛星やSCATHA衛星などにより環境データの取得を行い、現在も種々の衛星で観測が行われ、また、日本でもETS-VにTEDAが搭載され貴重なデータが取得されつつあり、ETS-VIにもTEDAが継続して搭載される。更に、宇宙ステーションプロジェクトにもPIMS (Plasma Interaction Monitoring Systems) の搭載が検討されている⁴⁰⁾。このような技術データは、データベース化、ネットワーク化され、積極的に宇宙開発に利用していくことが必要である。

7.2 宇宙環境での帯電放電現象の模擬実験技術 宇宙環境での帯電放電現象を把握するためには、宇宙環境に近い模擬実験装置（施設）を作り、現象解析とメカニズムの解明を図っていくことが必要である。

これまで、衛星帯電放電現象を模擬するために電子

ビーム照射装置が使用され、また低地球軌道プラズマとの相互作用を検討するために大型のプラズマチャンバが使用されている³⁴⁾。今後は、紫外線や高エネルギー荷電ビーム、プラズマ等の複合環境下で模擬実験を行っていく必要がある。

対象となる項目としては、

- (1) 宇宙真空空間の耐電圧特性の解明と、高エネルギー放射線・紫外線・プラズマ等の耐電圧への影響評価
- (2) 帯電現象の解明
- (3) 沿面耐電圧の検討
- (4) アーク放電・コロナ放電現象の検討

などがある。

7.3 宇宙環境での高電圧実験 宇宙環境での帯電放電現象を把握するための地上シミュレーション実験と共に、その理論的解析を明確化するため、実際の宇宙空間で高電圧実験を実施することも必要である。

既に米国では、PIX 実験や SPEAR (Space Power Experiments Aboard Rockets) 実験、BEAR (Beam Experiment Aboard Rockets) 実験などの高電圧実験が実施され、貴重なデータが取得されている¹¹⁾。我が国においても、1993年打ち上げ予定の SFU (Space Flyer Unit) で HVSA (High Voltage Solar Array) 実験が予定されている⁴¹⁾。このような高電圧に関する宇宙実験を、宇宙ステーションなどを利用して実施し、地上実験での解析の妥当性の検証を行っていくことが必要であると考えられる。

7.4 宇宙環境での帯電放電現象の理論的解析技術 宇宙環境データや地上実験、宇宙実験などにより帯電放電現象の理論的解明を行い、将来の大電力大型宇宙システムの設計に反映することが必要である。

米国では、静止軌道での帯電現象をモデル化し、帯電解析を行う NASCAP (NASA Charging Analyzer Program)⁴²⁾や、低地球軌道でのプラズマ干渉を解析する NASCAP/LEO (Low Earth Orbit) などが開発されている。このような解析プログラムは比較的簡略されたモデルが使用されており、理論的解明により更に高度化を図っていく必要がある。また、放電現象自体も含んだ解析プログラムも必要になってくる⁴³⁾。

日本はこの分野が立ち遅れており、環境データの整備と共にシミュレーション解析技術の確立を図っていく必要がある。

8. お わ り に

将来の宇宙システムの大電力化・大型化に対して、今後重要になってくるであろう宇宙プラズマとの相互作用に起因した帯電放電現象の概略を、宇宙環境条件

の特異性を考慮に入れて述べた。

今後、地球近傍の宇宙環境の観測を工学的技術的な視点から常時継続して実施すると共に、シミュレーション技術の高度化を図っていくことが必要である。更に、高電圧に関連した理工学実験も積極的に行い、宇宙空間への高電圧適用を図っていくことが重要である。この観点から、電気学会高電圧技術委員会に「宇宙における高電圧適用」調査専門委員会が1991年4月に設置され、高電圧と宇宙プラズマとの相互作用に関する調査活動を開始していることを付記しておく。

参 考 文 献

- 1) 藤井治久, 西本博信: 静電気学会誌, 13 (1989), p. 172.
- 2) Stevens, N. J.: Prog. Astronaut. Aeronaut., 71 (1980), p. 437.
- 3) Purvis, C. K., Stevens, N. J. and Berkopce, F. D.: NASA Technical Memorandum, TM-73867 (1978).
- 4) Chopra, K. P.: Rev. Mod. Phys., 33 (1961), p. 153.
- 5) DeForest, S. E.: J. Geophys. Res., 77 (1972), p. 651.
- 6) McPherson, D. A. and Schober, W. R.: Prog. Astronaut. Aeronaut., 47 (1976), p. 15.
- 7) Proc. Spacecraft Charging Technology Conf., NASA TMX-73537/AFGL-TR-77-0051 (1977).
- 8) Spacecraft Charging Technology-1978, NASA CP-2071/AFGL-TR-79-0082 (1979).
- 9) Spacecraft Charging Technology-1980, NASA CP-2182/AFGL-TR-81-0270 (1981).
- 10) Spacecraft Environmental Interactions Technology-1983, NASA CP-2359/AFGL-TR-85-0018 (1985).
- 11) Proc. Spacecraft Charging Technology Conf. (1989).
- 12) Garrett, H. B.: Rev. Geophys. Space Phys., 19 (1981), p. 577.
- 13) Francis, C. R.: J. Electrostatics, 11 (1982), p. 265.
- 14) Katz, I., et al.: 文献7), p. 319.
- 15) Coakley, P. G.: Spacecraft Anomaly Workshop, (1985).
- 16) Balmain, K. G.: Prog. Astronaut. Aeronaut., 71 (1980), p. 276.
- 17) Verdin, D.: J. Electrostatics, 11 (1982), p. 249.
- 18) Fujii, H., et al.: J. Spacecraft & Rockets, 25 (1988), p. 156.
- 19) Osgood, R. N.: 文献9), p. 365.
- 20) Mizera, P. F.: J. Spacecraft & Rockets, 20 (1983), p. 438.
- 21) Vampola, A. L., et al.: The Aerospace Spacecraft Charging Document, SD-TR-85-26 (1985).
- 22) 西本博信, 小泉民夫, 阿部俊雄, 藤田芳夫: 第29回宇宙科学技術連合講演会, 3C14 (1985).
- 23) Nishimoto, H., Fujii, H. and Abe, T.: AIAA 27th Aerospace Sciences Meeting, AIAA-89-0613 (1989).
- 24) Nishimoto, H., Fujii, H. and Abe, T.: 文献11), p. 98.
- 25) Cohen, H. A., et al.: 文献9), p. 888.
- 26) Fujii, H., et al.: Proc. 16th Int. Symp. Space Technology and Science (1988), p. 1613.
- 27) 中村嘉宏: 静電気学会誌, 10 (1986), p. 524.
- 28) Olsen, R. C.: J. Spacecraft & Rockets, 18 (1981), p. 462.
- 29) Shuman, B. M., et al.: J. Electrostatics, 20 (1987), p. 141.
- 30) Burke, W. J.: Proc. AFGL Workshop on Natural Charging of Large Space Structures in Near Earth Polar Orbit, AFGL-TR-83-0046 (1983), p. 163.
- 31) 藤井治久, 渋谷義一, 笠井鯉太郎, 阿部俊雄, 伊地智幸一, 栗木恭一: 第29回宇宙科学技術連合講演会, 3A18

- (1985).
- 32) Stevens, N. J. : Prog. Astronaut. Aeronaut., **71** (1980), p. 455.
- 33) Hastings, D. E., Wey, G. and Kaufman, D. : 文献 11), p. 275.
- 34) 藤井治久, 阿部俊雄, 伊地智幸一, 栗木恭一 : 第 31 回宇宙科学技術連合講演会, 3F17 (1987).
- 35) Stevens, N. J. : 文献 10), p. 263.
- 36) Rubin, A. G. and Besse, A. L. : Proc. AFGL Workshop on Natural Charging of Large Space Structures in Near Earth Polar Orbit, AFGL-TR-83-0046 (1983), p. 253.
- 37) Banks, P. M. : 27th Aerospace Sciences Meeting, AIAA -89-0675 (1989).
- 38) 林 友直, 橋本正之 : 静電気学会誌, **13** (1989), p. 164.
- 39) 武田 進 : 気体放電の基礎, 東明社, 1973, p. 162.
- 40) Whipple, E. C. and Barfield, J. N. : 文献 11), p. 556.
- 41) Natori, M. and Kuriki, K. : 40th Cong. Int. Astron. Fed., IAF-89-061 (1989).
- 42) Rubin, A. G., et al. : Prog. Astronaut. Aeronaut., **71** (1980), p. 318.
- 43) Cho, M. : Ph. D. Thesis, MIT (Dec, 1991).