

SFU を用いた飛翔体環境の研究

佐々木 進・渡辺 勇三・小山孝一郎・河島 信樹
賀谷 信幸*・横田 俊昭**・佐川 永一***
宮武 貞夫†・太田 正廣††・遠山 文雄†††

(1988年10月15日受理)

Study of Spacecraft Environment on SFU

By

Susumu SASAKI, Yuzo WATANABE, Koichiro OYAMA,
Nobuki KAWASHIMA, Nobuyuki KAYA*, Toshiaki YOKOTA**,
Eiichi SAGAWA***, Sadao MIYATAKE†,
Masahiro OHTA††, and Fumio TOHYAMA†††

Abstract: This report presents the studies of spacecraft environment planned on SFU (Space Flyer Unit) Mission 1. A diagnostic system to study a spacecraft environment on SFU will consist of vacuum gauges, a mass spectrometer, plasma probes, potential detectors, wave receivers, micro-g meters, a spectrometer, magnetometers, and an electron density fluctuation detector. It also carries test materials to study the surface-space medium interaction which will be recovered and analyzed on the ground. The major objectives of this project are to study; the plasma environment in the wake (why and how plasma is heated

* 神戸大学
** 愛媛大学
*** 通信総合研究所
† 電気通信大学
†† 都立大学
††† 東海大学

in the wake?), the electromagnetic environment in the ram (why there exists plasma turbulence in the front?), the interaction between gas and plasma (is the critical velocity ionization excited?), and the interaction between high speed space medium and solid (what is the mechanism to excite the shuttle glow?).

The results will be applied to the research of the fundamental plasma processes such as a plasma diffusion and a stability, and to the space plasma physics, as well. They will also be applied to predict the environment of larger space structures, such as a space station and a solar power system. The spacecraft environment modified by operating a plasma engine and a high-voltage solar array system will be also studied in SFU Mission 1.

概 要

SFU(Space Flyer Unit)に搭載される環境計測システムを用いて実施する飛翔体環境の研究内容について述べる。本研究は、飛翔体環境研究用に設計された真空計、質量分析器、プラズマ計測器、電位計、波動受信機、分光器、磁力計、電子密度変動検出器での環境計測及び材料劣化試験試料の回収分析により、(1)ウェイク領域での擾乱プラズマの構造(ウェイクでのプラズマ加熱機構は何か) (2)ラム方向の電磁環境(ラムでの電磁擾乱の発生機構は何か) (3)ガスとプラズマとの相互作用の解明(臨界速度放電現象は発生するか) (4)高速粒子(ガス、プラズマ)と固体表面の相互作用(シャトルグローの機構は何か)の研究を主目的としている。これらの結果は、プラズマ拡散、安定性などプラズマの基礎過程の研究や天体プラズマ物理の研究に直接応用されるだけでなく、宇宙基地など将来の大型宇宙構造物まわりの環境予測に用いることができる。本報告では、SFU 第一次ミッションで実施される電気推進実験及び高電圧太陽電池実験によって作られる飛翔体環境についても述べる。

1. 序 論

1993年初頭に初フライトが予定されているSFUでは、粒子、電磁、光学、重力など各種環境計測器を用いた飛翔体環境の研究が予定されている。SFUは、宇宙研、通産省、宇宙開発事業団が共同開発している多目的実験、観測用の宇宙プラットフォームである。第一次ミッションでは、理工学実験として、二次元展開実験、高電圧太陽電池実験、電気推進実験、プラズマ計測、材料実験、宇宙生物実験、天文観測として赤外望遠鏡による赤外観測、産業ミッションとして複合加熱炉、焦点加熱炉、単熱炉を用いた無重力材料実験、

NASDA 実験として、JEM 暴露部の部分モデル部試験及び気相成長実験が予定されている。総重量は約4トンで、高度約500 kmの円軌道に投入され、半年～1年のミッション終了後は、スペースシャトルにより回収され、繰返し再使用されることになっている。

宇宙空間を超イオン音速で飛翔する飛翔体は、宇宙空間媒質中に様々な擾乱をひきおこし、飛翔体周辺の環境は、自然の宇宙の粒子、電磁、光学環境とは異質なものとなる(佐々木、河島、1987年)。飛翔体による環境の擾乱は、飛翔体のスケールが大きくなるほど強くまた広範囲にわたるものとなる。宇宙基地時代を目前にして、宇宙飛翔体は急速に大型化されているが、このような大型飛翔体の周辺では、従来の小型衛星では発生しなかったような現象が励起される可能性がある。飛翔体環境の研究は、基礎研究の立場からは、飛翔体を、高速粒子と固体との相互作用を研究するための実験装置とみなした実験的研究であり、プラズマ中を運行する磁場を持たない天体(金星、彗星、惑星の衛星など)のシミュレーション実験と位置づけることができる。大型飛翔体での環境研究によって得られる各種スケージング則は、そのままこれら天体現象に適用することが可能となる。

一方、本格的な宇宙基地時代にむけて研究の始まった宇宙環境利用も、高速で飛翔する飛翔体上での宇宙環境利用であり、その推進には、飛翔体環境の研究が不可欠である。また宇宙基地や太陽発電衛星など恒常的な大型宇宙施設の維持、運用には、飛翔体環境のモニターが必須である。飛翔体環境の研究は、基礎研究の側面だけでなく、環境の立場から人類の宇宙進出を支える学問的基盤を与える応用的側面を持っている。

飛翔体環境の研究は、従来自然環境の観測の付随的なものとして実施され、組織性に欠ける極めて不十分なものであったが、スペースシャトル時代以降、環境の研究を目的とした質の高い研究が開始されている。しかしながら、その学問的レベルは、依然として未熟なものにとどまっている。例えば、宇宙空間のある軌道に投入された衛星の電位、周辺のガス及びプラズマ密度分布といった基本的なパラメーターでさえ現段階では定量的に予測することはできない。これは、飛翔体環境は、飛翔体の形状、表面状態にも依存する複雑、多様な物理プロセスで形成されるのに対し、得られているデータは余りにも断片的で少ないためである。既存の各種環境モデルと観測データとの大きな相違は、現在未だ気付かれていない重要な物理過程の存在を示唆している。

飛翔体環境の研究には、高度に組織化された環境計測システムを用いて、できるだけ大量の信頼性の高いデータを蓄積し、その全貌を把握する必要がある。多様なミッション構成で繰返し実施されるSFUでは、各種の条件のもとでの本格的な飛翔体環境の研究が可能である。また飛翔体環境研究の重要な柱である固体粒子相互作用の研究では、in-situでの粒子環境の計測とともに、その相互作用の相手である固体表面の変性を調べる必要がある。固体粒子相互作用の研究に用いる試験試料を回収し、その物性を地上で詳細分析できるSFUはこの点からも飛翔体環境の研究に極めて好都合な乗物であるといえる。

2. SFU 環境計測システム

SFUは、直径約4.55 m、高さ約1.4 mの八角形型の宇宙実験用プラットフォームで、実験装置は6ヶの箱状のペイロードユニット内と上面パネル上(暴露部)に搭載される。SFU

に搭載する環境計測システムは、将来の宇宙利用での標準的な環境計測装置のひとつのひな形として考案されているものである(佐々木等, 1988年)。このシステムは、ミッションに依存しないバス系環境計測装置(EMS: Environment Monitor System)とミッション環境計測装置(SPDP: Space Plasma Diagnostic Package)から構成される。これにより、基本的な環境パラメーターについてはミッションによらない同じ計測器で信頼性の高いデータを繰返し取得するとともに、ミッション(搭載実験機器)に依存するような環境パラメーターの計測については、ミッション環境計測装置にとりこんで、ミッション毎に最適の環境計測システムを柔軟に構成することができる。バス系環境計測装置は、暴露部環境計測装置(EMS-SEM)と各ペイロードユニット内の環境計測装置(EMS-PEM)からなる。前者は、真空計、質量分析器、簡易プラズマ計測器(ラングミュアプローブ)、精密プラズマ密度計(インピーダンスプローブ)、電位計測器、波動受信機、三軸マイクロGメーター及び材料劣化研究試料で構成される。後者は、簡易真空計(ピラニゲージ)、三軸マイクロGメーター、精密温度計で構成する。ミッション環境計測装置も、暴露部に搭載され、第一次ミッションでは、可視分光器、電子密度変動検出器、磁力計及び材料劣化研究試料で構成する。これらの計測器の基本的性能は、従来の自然環境計測器の延長上にあるが、飛翔体環境計測器として次のような特徴を持たせている。

(1) 多点計測

プラズマ計測器、電位計測器、波動受信器は、装置固定のプローブだけでなく、SFU機器搭載面上2点及びその裏面1点に分散した小型プローブをセンサーとして使用し電磁環境の多点計測を行なう。これにより、ラムとウェイクの環境を同時に観測することができる。特に波動受信機は2系統で構成し、異なる2点での波動を同時観測して波動成分の空間分布を計測する。また電子密度変動検出器と併用して、密度変動成分と電位変動成分を分離し波動のモードを同定することができる。真空計は、2本の電離真空計を用いて、異なる2方向の真空度を計測し飛翔体まわりの立体的なガス環境を計測する。重力環境については、暴露部だけでなくペイロードユニット内4ヶ所で多点計測を行なってその分布を計測する。

(2) 環境計測質量分析

飛翔体とともに動くガス雲の組成を分析するため、開口部に小型のガスだめを持つ構造としている。また開口部付近には、試験材料試料を搭載し、固体粒子相互作用で生成された分子を検出することによりそのプロセスを同定する。

(3) 環境計測分光分析

分光器は、空間分光観測だけでなく、レーザーダイオードを用いて試験材料試料の反射分光分析を行ない、固体粒子相互作用のプロセスを光学的に検出する。

(4) 試料の回収と精密分析

回収型であるというSFUの特長を利用して、(2)、(3)で使用する試料を回収後、材料分析し、ミッション中に得られた粒子、光学データとあわせ、固体粒子相互作用の過程を研究する。

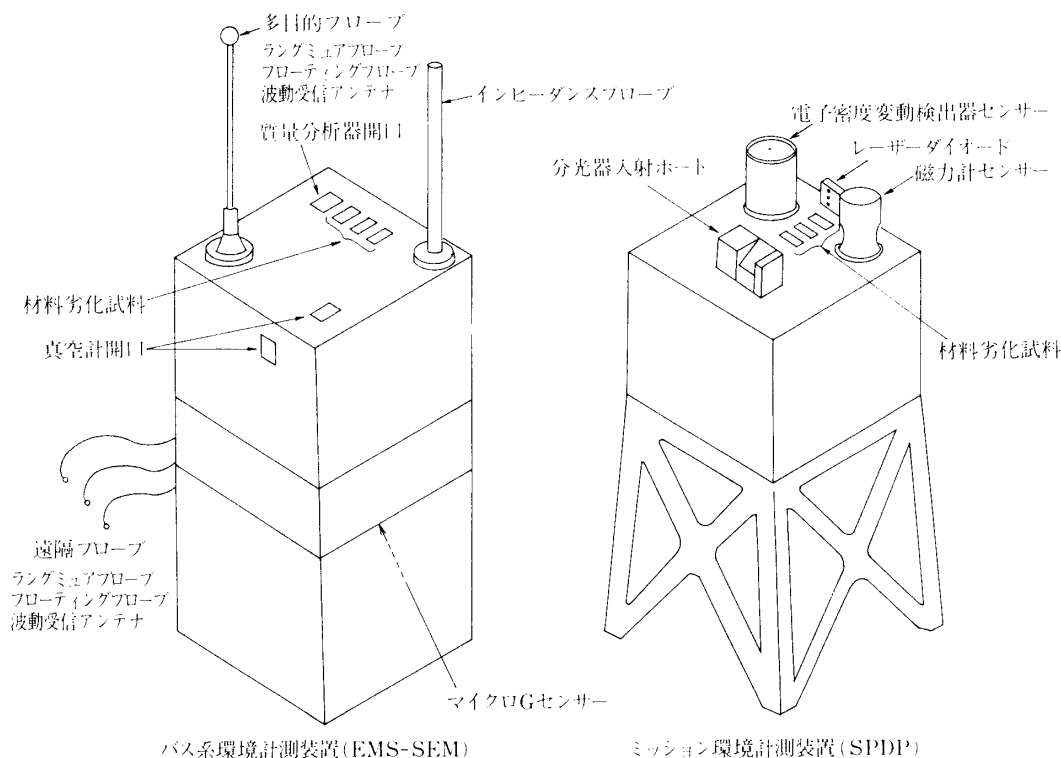
第1表に各計測器の性能、第1図に暴露部環境計測装置の外観図、第2図に搭載配置の

第1表 SFU 環境計測装置の構成と各計測器の主要性能.

計測器		主要性能
バス系環境計測装置		
暴露路	真空計	電離真空計 2 センサー $5 \times 10^{-4} \sim 10^{-8}$ Torr
	質量分析器	4 重極型センサー CEM 付 2 ~ 100 AMU
	プラズマプローブ	4 センサー ラングミュアモード (± 2 V 掃引) フローティングプローブ (± 100 V)
	インピーダンスプローブ 波動受信機	0 ~ 10 MHz, 3 ~ 300 pF 4 センサー, 2 受信機 0.1 kHz ~ 10 MHz
	マイクロ G メーター	3 軸サーボ型 ± 12.4 mg, 分解能 $10 \mu\text{g}$
PLU 部	材料劣化試料 マイクロ G メーター	3 種類 3 軸サーボ型 $\pm 880 \mu\text{g}$, 分解能 $10 \mu\text{g}$
	真空計	ピラニ型 10 m Torr ~ 1 Torr
	温度計	IC 温度センサー $-30 \sim +70^\circ\text{C}$
ミッション環境計測装置		
暴露部	可視分光器	2,000 ~ 8,000 Å, 分解能 25 Å 回転ミラー, 試料照射用レーザー付
	磁力計	3 軸フラックスゲート型 ± 0.5 Gauss, 分解能 0.1 %
	電子密度変動検出器 材料劣化試料	1 Hz ~ 30 kHz, CEM 検出方式 3 種類

例を示す。暴露部に搭載される両環境計測パッケージは、排熱の問題から基本的には、30分を単位に同時運用されるが、各種リソースが許す限り頻繁に運用されることになっている。ラム、ウェイクの環境を比較研究するため、SFU を進行方向直角軸まわりに回転 (1 revolution/5 min) させる観測モードを持っている。また、スラスター (ヒドラジン) 噴射時の環境の変動を研究するため、スラスターと同時運用の観測モードも持っている。ペイロードユニット内に搭載される環境計測装置は、ミッション期間中常時運用される。

環境計測装置は、単独で飛翔体環境の研究を行なうだけでなく、同乗実験装置の計測装置、運用支援装置としての役目も持っている。SFU 第一次ミッションでは、二次元展開高電圧太陽電池実験及び電気推進実験などの能動実験を評価するための計測装置として使用



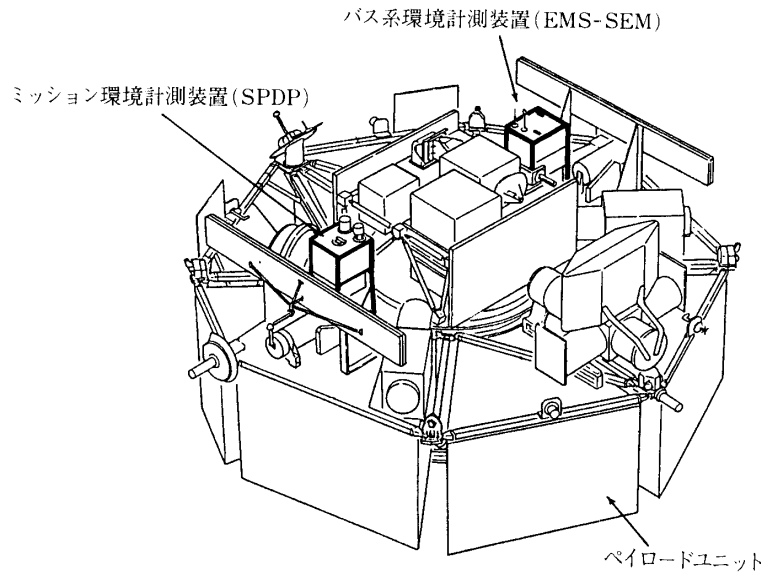
第1図 暴露部環境計測装置の外観図。各計測器のセンサーは上面プラットフォームに搭載される。バス系環境計測器は、3個の遠隔プローブを持ち、ラングミュアプローブ、フローティングプローブ、波動受信機アンテナとして切替えて使用される。

される。また、生物実験、材料実験など無重力実験についても重力環境及び真空環境モニターの立場から実験支援を行なう。さらに、粒子汚染に敏感な赤外望遠鏡に対しては、粒子環境をモニターしてその運用を支援する。

3. 飛翔体環境の研究

3-1 プラズマウェイクの研究

宇宙空間をイオン音波速度以上の高速で飛翔するSFUのすぐ後方では、プラズマ及び中性ガスが排除された高真空領域 (boid 領域) が作られる。高真空領域へのプラズマ及びガス拡散により飛翔体後方には空間的に広がったウェイク構造が形成される。真空中へのプラズマ拡散過程は、天体プラズマ現象の重要な素過程であり、またレーザー核融合での重要なプロセスである。この問題を厳密に扱うには、Vlasov-Poisson 方程式を self-consistent に解く必要があるが、相互にカップルしたこれら非線形方程式を現実の境界条件で厳密に解くことは極めて難しくこれまで行なわれていない。この問題を、一次元流体モデルで扱った場合でも、飛翔体後方で、イオンマッハコーンのショックの伝搬、拡散イ



第2図 環境計測装置のSFU暴露部搭載配置の例。遠隔プローブは、SFU上面に2箇所、SFU下面に1箇所配置される。4個のペイロードユニット内にも小型環境計測器 (EMS-PEM) が搭載される。

オンの加速，プラズマ密度勾配による不安定，相対して運動するプラズマの衝突による二流体不安定性，プラズマ不安定性に基づく電子，イオンの加熱，などの現象の励起が予測できる。

イオン温度 0 ，電子温度 T_e のプラズマに対する一次元流体モデルでは，連続の式，及び運動方程式から

$$\partial N / \partial t + \partial (NV) / \partial x = 0$$

$$\partial V / \partial t + V \cdot \partial V / \partial x = -e / M \cdot \partial \phi / \partial x$$

電子の Maxwell-Boltzman 分布を仮定すれば，

$$e\phi = T_e \cdot \ln(N/N_0)$$

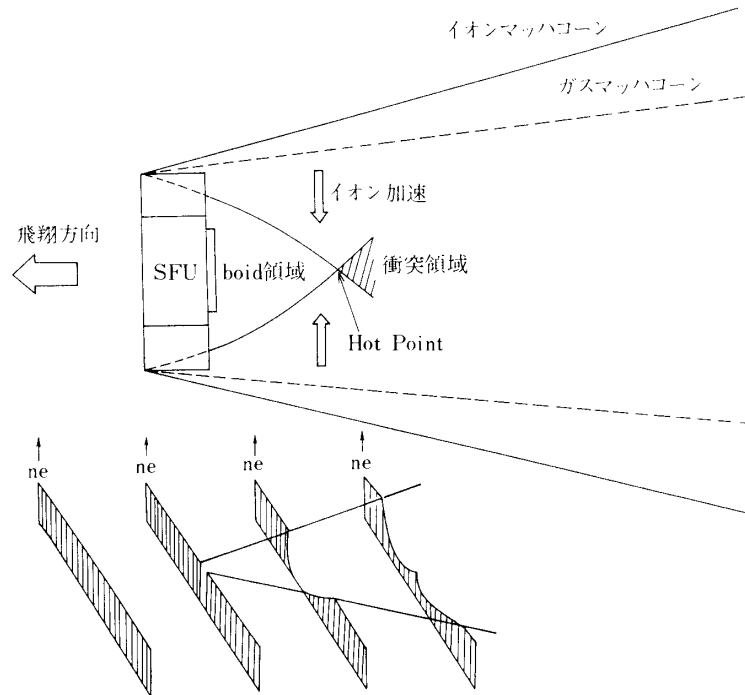
N ：プラズマ密度

V ：プラズマの速度

M ：イオン質量

ϕ ：ポテンシャル

これらの式は， $\tau = x/t$ とおけば解析的に解くことができ， $t=0$ の初期条件として， $x \leq 0$ で密度 N_0 のプラズマに対し，



第3図 SFU ウェイク部のプラズマ環境。boid 領域へのプラズマ拡散により、イオン加速、プラズマ不安定性、波動励起、プラズマ加熱が発生すると予測される。

$$V = \tau + S_o$$

$$N = N_o \cdot \exp(-\tau/S_o - 1)$$

$$\phi = -(T_e/e) \cdot (\tau/S_o + 1)$$

$$\text{拡散プラズマの先端の速度 } V_f = 2S_o \cdot \ln(\omega_i t)$$

S_o : イオン音波速度

ω_i : イオンプラズマ周波数 (密度 N_o)

の拡散の解が得られる (Gurevich et al., 1966).

これを飛行体速度 (V_s) とイオン音波速度の比で定義されるイオンマッハ数 S , スケール $2L$ の飛行体ウェイクに応用すると, 第3図に示すように, rarefaction wave がイオンマッハ角 $\theta = \tan^{-1}(1/S)$ 方向に伝搬し, 両端から拡散するイオンは拡散とともにその速度が増加し, 次式で表される位置 (Hot Point) から衝突を始めるという全体像が得られる。

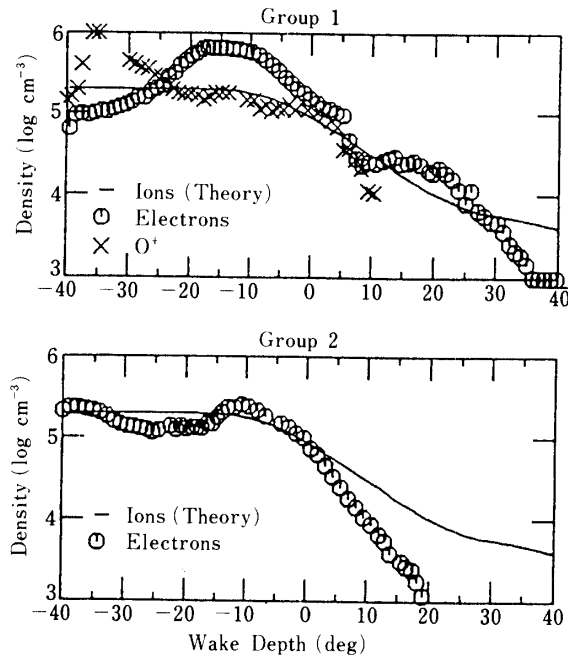
$$2 \cdot \ln(\omega_i z / V_s) = SL/z + 1$$

$$V_f = V_s L/z + S_o$$

z : 飛行体後方にできる Hot Point の位置

V_f : Hot Point でのイオン速度

両端から拡散したプラズマが交差する場所では、二流体不安定性の条件が成立する。一方中性ガスのマッハ線付近では、ほぼイオン音波速度のイオンと中性ガスの相互作用が励起されうる。これらの式は、飛翔体のスケールが大きいほど、擾乱の領域が拡がり、イオンの加速が大きくなることを示している。擾乱のスケールがラーモア運動のスケールより大きくなると磁場の影響を考慮することが必要となる。磁場を考慮したプラズマ拡散モデルは、1984-5年に行なわれた宇宙空間でのLi, Baの放出実験(AMPTE)以後、各種のシミュレーションが行なわれている。プラズマの拡散は、本質的にはプラズマの密度勾配を媒介とした電子からイオンへのエネルギー輸送のプロセスである。実験室実験のようにプラズマの容量が限られている場合は、有限の電子エネルギーのためイオン加速は、イオン音波速度程度までしか行なわれないが、宇宙空間の場合、無限に存在する熱電子により原理的には、拡散過程でイオンは、電子の熱速度付近(数keV)まで加速され得る。流体モデルのかわりにイオン温度を考慮したkinetic modelを適用した場合には、拡散とともにイオン温度が急速に低下することが示されている(Gurevich et al., 1966)。これらの議論を高度500 kmに投入されるスケール5 mのSFUに適用すると、イオン音波速度2 km/secに対し、

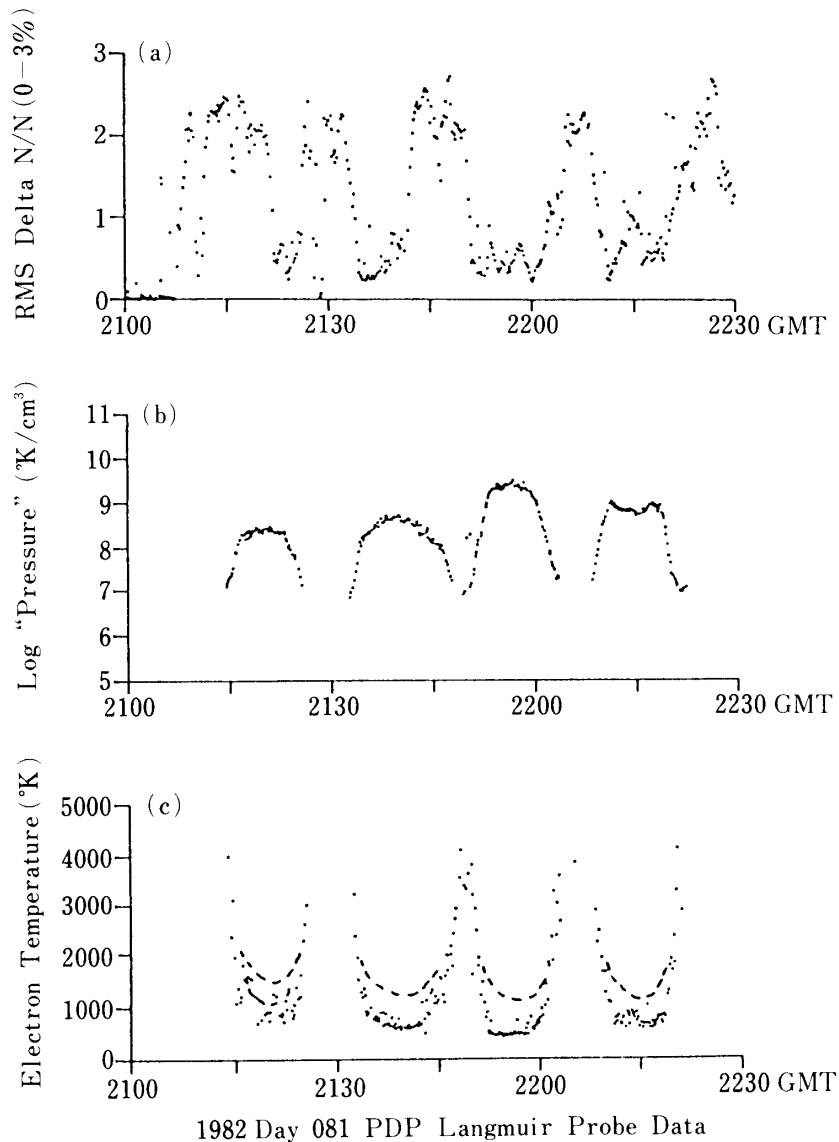


第4図 スペースシャトルで計測されたウェイク部のプラズマ密度 (Raitt et al., 1987)。プラス角がウェイク側、実線は、一次元モデルでの計算値。

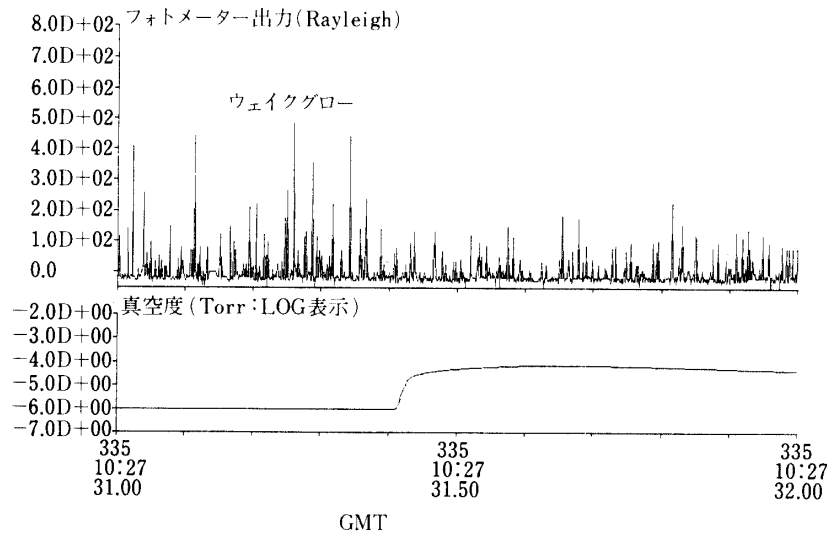
イオンマッハ数	4
イオンマッハ角	14度
Hot Point	後方 3.2 m
Hot Point でのイオン速度	8.3 km/sec (O^+ に対し 6 eV)

が得られる。

これまでの飛翔体プラズマ環境の観測では、プラズマの排除領域の検出(第4図)、ウェイク領域及びウェイク境界領域でのプラズマ密度擾乱の検出と数千度の電子温度の上昇



第5図 スペースシャトルで計測されたプラズマ密度擾乱と電子温度。オービターは進行方向に対し時間とともに回転している。計測器がガス密度の低い領域(ウェイク)に入った時、低周波(6-40 Hz)の強い擾乱(上パネル)と電子温度の上昇(下パネル)が観測されている(Murphy et al., 1986)。



第6図 SEPAC実験で観測されたウェイクグローとガス放射に伴う減衰。5577Åのフィルターをつけたフォトメーターはこの時ウェイク方向を観測している。アルゴンガスが放出され(335:10:27:31:40),真空度が 10^{-5} Torr台になった時から発光が抑圧されている。

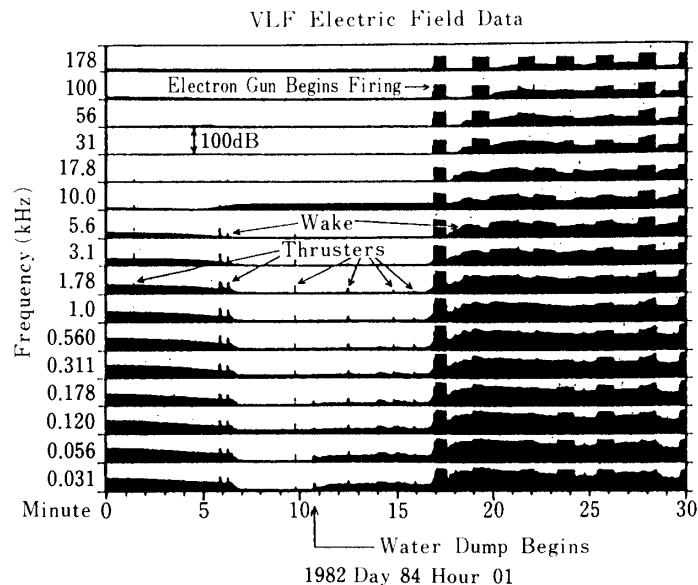
(第5図)が断片的に計測されているのみであるが、これらの現象は、ウェイク領域で強いプラズマ作用が発生していることを示唆している。これまでラムグローという進行方向側での強力な発光現象の存在のため余り注目されていないが、AE-C衛星やスペースシャトルSEPAC実験のデータは、ウェイク方向にも発光源が確かに存在していることを示している(AE-C; Torr, 1983)。ウェイク側では、ラムグローの場合と異なり、ramming中性ガスによる固体表面の衝突発光機構は存在し得ないので、ウェイク側での発光は高エネルギープラズマ粒子が関与していることを強く示唆している。特にSEPAC実験の場合は、中性ガス(Ar)放射により発光が抑圧される現象が見られ(第6図)、これは中性ガスとの衝突によりウェイクでのイオン加速が阻害されたためと解釈することができる。

SFUは、通常太陽指向姿勢をとるため、環境計測器は1周回で各1回のラム、ウェイク環境におかれる。SFUによるプラズマ環境の計測では、プラズマ密度を5カ所で多点立体的に計測しSFU周辺のプラズマ密度分布を正確に測定する。このため、プラズマ密度計測器の測定範囲下限は、20/ccに設定している。またラムとウェイクの環境を連続的に比較計測するため、SFUを5分で1回転させるモードをもっている。一方、AE-C衛星やSEPAC実験で観測されたウェイクでの発光現象を、180度視野回転型分光器を使って検出し、その発光領域がHot Point付近のプラズマ流交差領域か、その外側のガスプラズマ相互作用領域かを同定するとともに、スペクトルから励起プロセスを同定し、その発光機構を調べる。さらに、2台のVLF/HF帯波動受信機と4組のアンテナにより、ウェイク領域での励起波動のスペクトルだけでなく、波動強度の空間分布及びその到来方向を検出して、励起場所

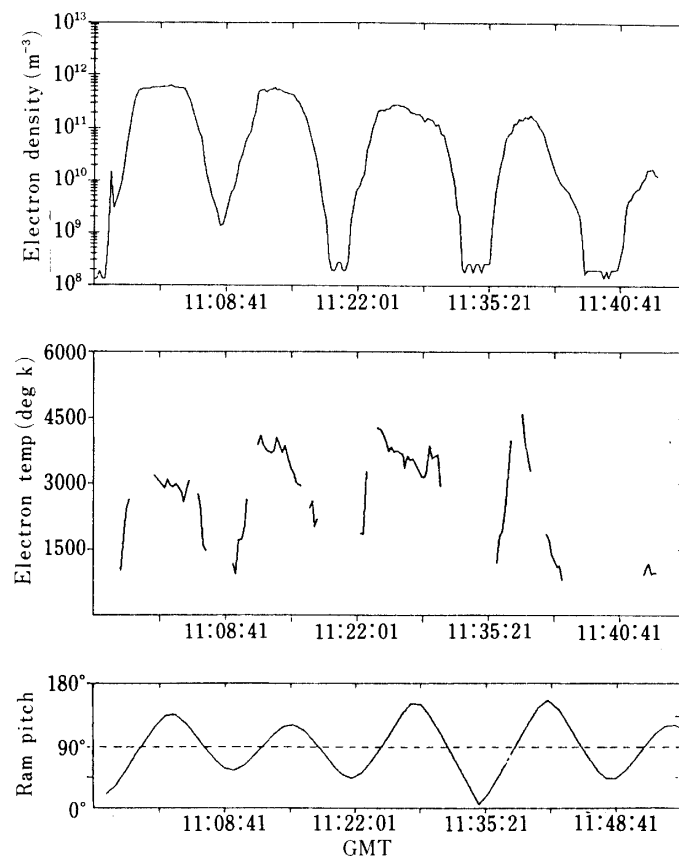
と励起機構を調べる。また、電子密度変動検出器のデータで、ポテンシャル成分と密度変動成分を分離し、波動のモードを同定する。電子温度については、SFU上4カ所で低速掃引のラングミュアプローブ系を用い、数百度の分解能で計測する。今回の研究では、高エネルギーイオンまたは電子の直接計測はできないが、ウェイク側での計測の場合、 10^{-10} A/cm²以上の高エネルギー粒子のSFU側へのフラックスがあればフローティングプローブでこれらを検出することができる。これらの計測から、ウェイクでのプラズマ密度分布、プラズマ擾乱場所の同定とその機構の同定及びモデルとの対比が可能となり、その結果は、スケーリング則を通じて金星ウェイクなど天体ウェイクや、宇宙基地などより大きい飛翔体のプラズマ環境の予測に応用される。特に大型飛翔体では、ウェイク領域で数キロボルト程度のプラズマの加熱、加速が発生した場合、ウェイク側の飛翔体表面では、プラズマ密度がほぼ0のため、帯電緩和が行なわれず、数キロボルトの部分帯電が発生する可能性があり、船外活動など安全面にも関連するため、ウェイク構造の研究は実用面でも必要とされる。

3-2 ラム側電磁環境の研究

スペースシャトル周辺の電磁環境計測で発見された重要な現象の一つに、kHz領域での広帯域の電磁ノイズがある (Samir et al., 1986)。3-1で述べたように、ウェイク側では飛翔体特有の擾乱があることが予測され、実際、小型衛星でも観測されていたが、スペースシャトルではラム側（進行方向側）にも強い静電ノイズが存在する事が見いだされた (第



第7図 スペースシャトルの電磁環境。オービターは進行方向に対し時間とともに回転している。計測器がラム側にあるとき10 kHz以下程度の電磁擾乱が観測されている。後半のラムでは、水の放出、電子ビームの放射に伴う波動も観測されている (Pickett et al., 1985)。

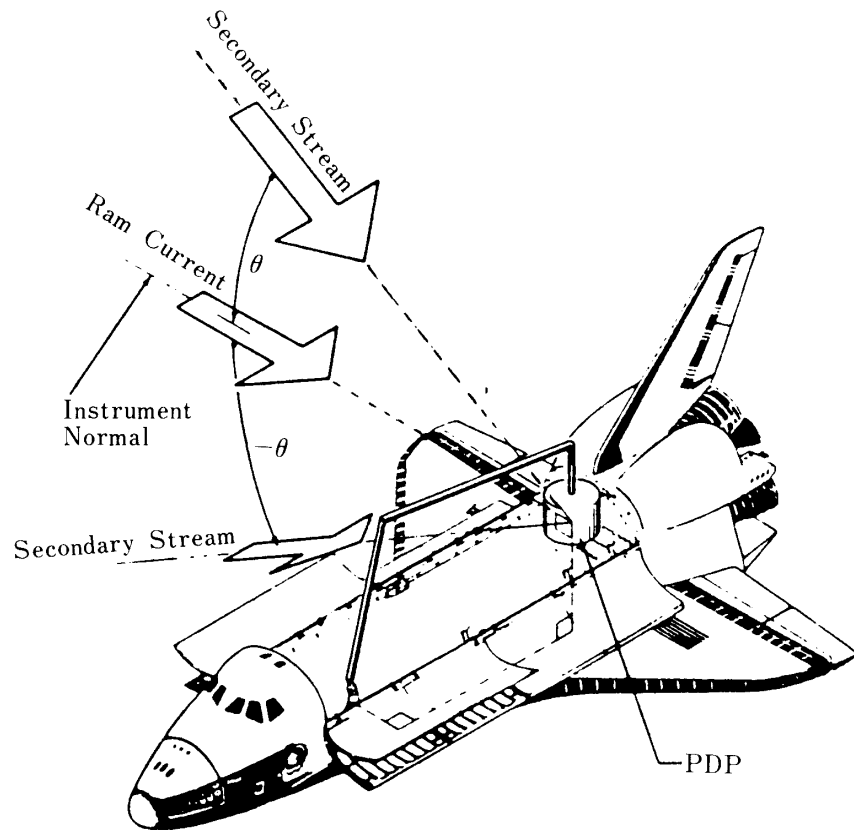


第8図 スペースシャトルで観測された周辺プラズマの電子温度。ピッチ角 90° 以上のラム方向で電子温度の上昇が観測された (Siskind et al., 1984)。

7図)。これらは一般に BOGES (Broadband Orbiter Generated Electrostatic) ノイズと呼ばれている (Shawhan et al., 1984)。更にスペースシャトルの場合、第5図で示したウェイク側での電子温度上昇とは逆に、小型衛星では検出されていないラム方向での電子温度の上昇も報告されている (第8図)。ラム側でのプラズマ擾乱の存在は、シャトル実験で使われたものとほぼ同じ計測器を搭載していた Ariel-1 衛星では観測されておらず、その励起機構は、シャトルが大型飛翔体であること又はアウトガスの多い飛翔体であることと関連があると思われる。このラム側での波動の励起の機構として、以下の3つの機構が考えられる。

(1) プラズマ密度勾配に起因する電磁現象

Ariel-1 衛星や SEPAC 実験で計測された飛翔体周辺のプラズマ密度は、ラム側で一定値をとるのではなく、ラム角が 0 の時最大となっている (Henderson and Samir, 1967; Sasaki et al., 1984)。このことは、ramming プラズマの一部は飛翔体表面で反射されていることを示している。固体表面との反射時にエネルギーを得たイオンは、進行方向側に飛



第9図 スペースシャトルラム方向で見いだされた二次イオン流の存在する方向 (Stone et al., 1983)

翔体とともに動くプラズマ雲を形成する。飛行体のスケールが大きいほど、大規模なプラズマ雲が生成される。このプラズマの密度勾配によりプラズマ不安定性が励起される可能性がある。

(2) $V \times B$ 電場に基づく電磁現象

飛行体とともに動くプラズマ雲では、最大 0.2 V/m の $V \times B$ 起電力により荷電分離が発生する。これによって発生する電場は、背景プラズマ中のイオンの運動を励起し、これにより低周波帯の波動が励起されうる。

(3) イオンビームによる不安定性

(1)でイオン反射が specular reflection であるとすれば、入射イオンと反射イオンビームによる二流体不安定性の条件が成立する。アウトガスが多く背景中性ガス密度が高い場合、臨界速度放電現象と類似の機構で強力な lower hybrid 不安定性が励起され、電離現象が発生しうる (Papadopoulos, 1984)。

一方、ラム側での奇妙な現象の1つに、STS-3号機で見いだされたオービター方向へのイオンビームがある(第9図)。これは、ラム方向に対し約50度の方向に観測されたイオン

ビームで、ラム電流の10-40%にも達するものである。その原因については、強度が背景中性ガス密度に依存したことから、中性ガスと背景プラズマの相互作用説をとる Stone らのグループと $V \times B$ ポテンシャルに起因するという説をとる Katz ら (Katz and Davis, 1987) との間で現在も論争が続いている (Stone et al., 1988)。このイオンビームの存在も、ラム側で観測された静電ノイズと関連がある可能性がある。

SFU による計測では、SFU 上4点のラングミュアプローブと1本のインピーダンスプローブによりラム側のプラズマ密度を計測して正確なプラズマ密度空間分布を求める。これにより、SFU とともに動くプラズマ雲の規模、ramming プラズマの反射率を知ることができる。また波動受信機は、ラム側での励起波の周波数計測のみでなく、4つのアンテナの観測により、波動の空間分布、到来方向の計測を行なって、励起領域がプラズマ雲内部なのか周辺なのかを同定する。また4点で行なう電位計測により $V \times B$ 電場の検出を試みる。これらにより、ラム方向の擾乱が上記どのメカニズムにより発生するのかについて結論を出す。ただし今回の環境計測システムには、STS-3 で発見されたラムイオンビームを検出できる低エネルギーイオンの検出器は含まれていない。

3-3 飛翔体電位とその電磁環境への影響の研究

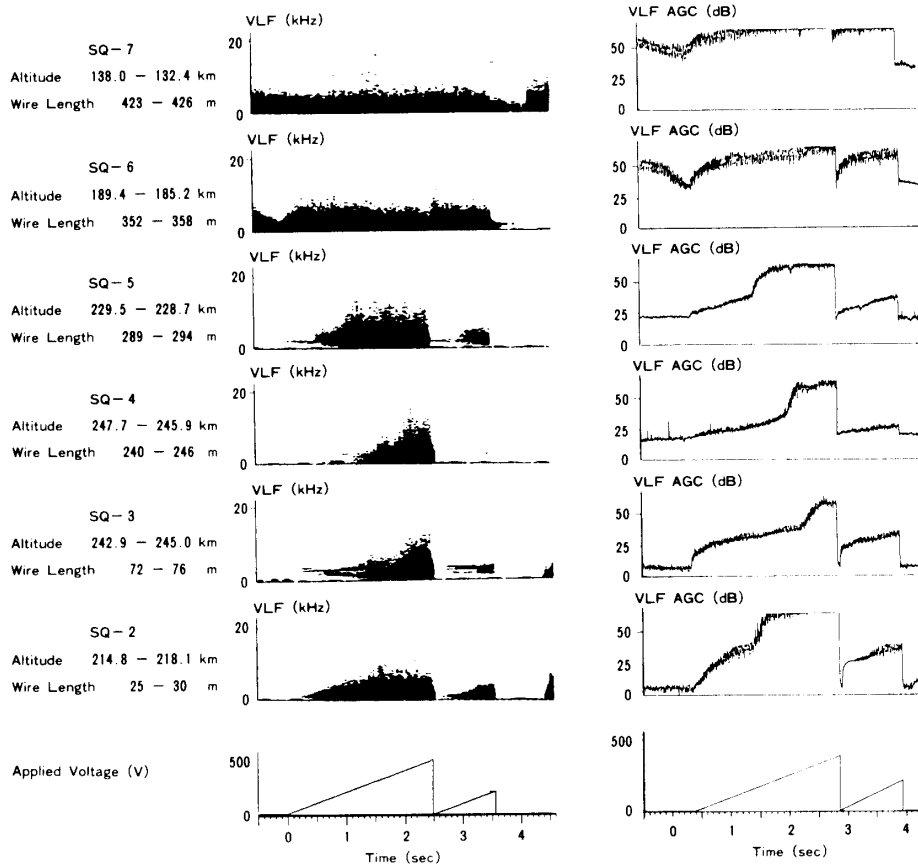
飛翔体電位は、定常的には太陽光による二次電子放出量と周辺プラズマからの電流量の釣合により決まる(日照時)。日陰時は、周辺プラズマの性質により決まる。磁気圏よりはるかに電子温度の低い高度500 km 付近に投入される SFU の電位は、後でのべるプラズマ放射実験や、高電圧太陽電池実験などの能動実験を実施した場合以外は、空間電位に対する電位差は従来のモデルから数ボルト以下と予測される。この高度領域で計測された飛翔体電位は、TIROS-7 でプラス 0.5 V (650 km)、OGO-4 でマイナス 0.7 V (400-650 km)、AE-C でマイナス 16 V (540 km) と報告されておりかなりばらついている (Garrett, 1981)。その理由としては、

- (1) 飛翔体周辺の空間電位が一様でない
- (2) 固体表面での ramming イオンの反射がある
- (3) $V \times B$ 起電力の影響
- (4) 3-1, 2 で述べた飛翔体周辺のプラズマ擾乱が飛翔体電位に影響している可能性がある。プラズマ擾乱による電子温度の上昇は、飛翔体電位を引下げ、またイオンビームのふりこみは飛翔体電位を引上げる。

が考えられる。

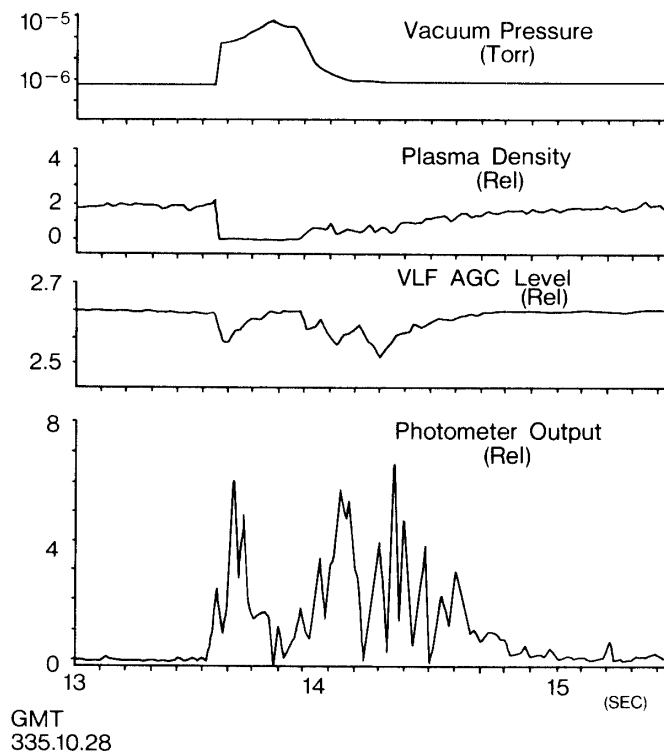
負電位に帯電した場合は、ramming イオンに対する飛翔体電位の静電レンズ効果により、ウェイク領域でイオンビームの生成とその focusing が発生する。この場合、3-1 で述べたウェイクのプラズマ構造、電磁環境はより一層複雑なものとなる。

飛翔体と周辺の空間電位との電位差が数 V 程度という小さな場合でも、電位差によって駆動されるプラズマの運動により低周波帯の波動が励起される。電位がプラス数ボルト程度の時は、低域混成波付近の波動が励起され、電位が上昇するにつれて低域混成波を中心とした広帯域波動に遷移することが、1985年に行なわれたテザーロケット実験で観測されている(第10図)。



第10図 親子分離型のロケット実験で0-500 Vの掃引電圧を両ロケット間に印加した時観測された低周波帯の波動励起。印加電圧の大部分は負電圧側にかかり、正電圧側のロケットの電位は十ボルト以下程度であるが、その電位差により波動が励起されている (Sasaki et al., 1988).

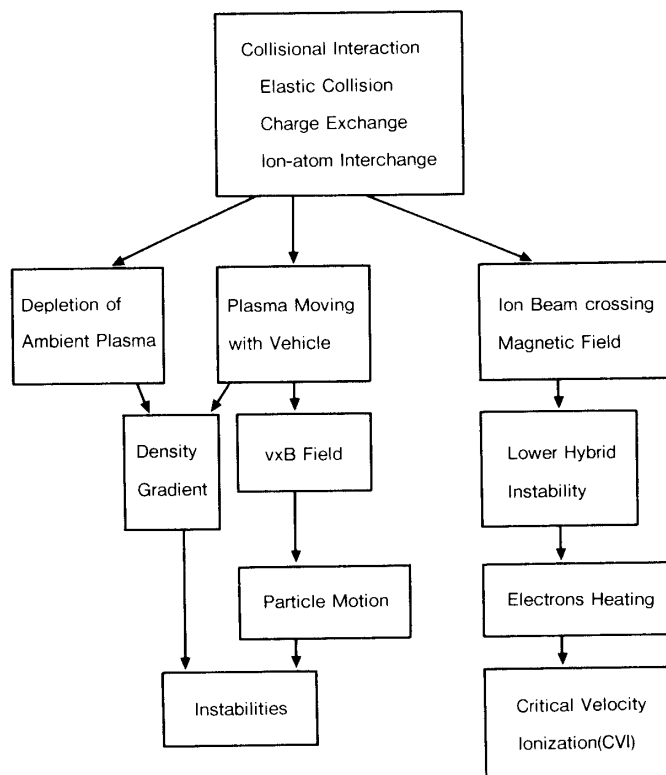
SFUの電位計測にはフローティングプローブを使用する。フローティングプローブは、SFU上異なる4カ所に分散され、入力インピーダンス100 M Ω で分解能40 mV、計測範囲 ± 100 Vの精密電位測定をSFUの各種の姿勢に対し行なう。これと、背景プラズマ密度、温度分布の情報から、飛行体の電位を決定する主要因を同定し、帯電がどのような物理機構で決定され、なぜ従来の衛星での計測値がばらついているのかを明らかにする。これにより得られる精密な帯電のモデルは、プラズマ中を高速で移動する惑星の衛星、彗星、流星などの電位の評価に用いることができ、またもっと強い帯電が問題となる静止衛星、磁気圏衛星の正確な帯電予測、さらに進んで帯電防止技術へ応用ができる。負帯電時の場合の静電レンズ効果によるイオンビームの検出は今回できない。波動受信機からのデータは、電位計測値との相関をとってポテンシャル駆動型の波動の存在を調べる。



第11図 スペースシャトル SEPAC 実験で観測されたスラスタ放射に伴う電磁環境の変化。この時、計測器はラム側を向いていた (Kawashima et al., 1985)。

3-4 ガスプラズマ相互作用の研究

中性ガスとプラズマとの相互作用は、惑星大気や彗星と太陽風との相互作用など宇宙プラズマ現象の重要な基礎過程である。ハレー彗星からの放出ガスと太陽風の相互作用や、木星イオからの噴出ガスと木星磁気圏プラズマとの相互作用はその典型的な例である。飛翔体からは、アウトガス、ガスリークなどの定常的な少量のガス放出だけでなく、姿勢制御、軌道保持のためのエンジン動作に伴う間欠的な大量のガス放出が行なわれる。ガス放出に伴う主要なプラズマ現象は(1)背景プラズマとの衝突による飛翔体とともに動く二次プラズマ雲の発生(2)ガス雲によるウェイク構造の形成である。荷電交換や ion-atom interchange で生成された飛翔体とともに動くプラズマでは、 $V \times B$ 起電力により電場が発生する。3-3 で述べたように、この電場により背景プラズマに電流が生成されイオンモードの不安定性が励起される。またプラズマ雲の密度勾配による不安定性の励起、プラズマ拡散にともなうイオン加速と不安定性励起が発生する。第11図に、SEPAC 実験で観測されたスラスタガス噴射時の電磁環境の変化を示す。低周波帯の波動の励起、発光現象、プラズマ密度変動が観測されている。さらに、放出されたガス雲の磁場垂直方向の速度がガス放電の臨界速度を越えるような場合には、Alfvén の提唱した臨界速度放電現象が発生す



第12図 宇宙空間での中性ガス放射に伴うプラズマプロセス。

る。ガス放射に伴って発生すると考えられるプラズマプロセスを第12図に示す。

SFUでは、姿勢制御、軌道保持のためにヒドラジンのスラスターが噴射される。スラスター動作により、 H_2O 、 N_2 、 H_2 、 CO 、 CO_2 などの分子が生成される。これらのガスの臨界放電速度は、それぞれ11.6、10.3、38.7、9.8、7.7 km/secであり、 CO_2 の場合は、SFUの速度と臨界放電速度はほぼ等しい。SFU-1ではミッション機器の電気推進実験でもヒドラジンが作動ガスとして使用される。また赤外望遠鏡からは、その運用中、約1 SCCMのヘリウムが定常的に放出される。

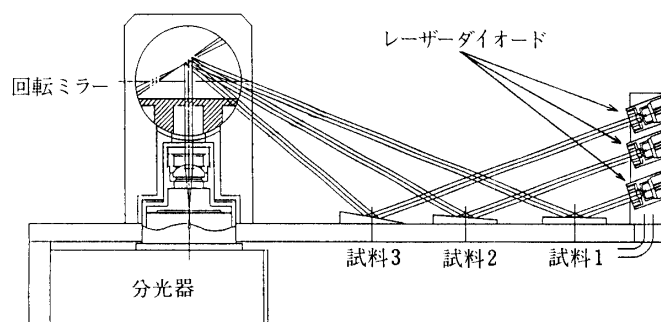
3-5 固体粒子相互作用の研究

高速で相対運動する飛翔体固体表面と宇宙空間媒質が強い相互作用を行なうことは、ラム方向を向いた表面材料の急速な劣化（質量減少）といわゆるラムグロー（シャトルグロー）により証明されている。前者については、原子状酸素がその主役を果していることは既に明らかになっており、どのような材質が劣化を受けにくいかという応用研究の段階になっている。後者については、その機構についての結論が得られておらず、現在次に示す5つの機構が提案されている。

- 1) NO_2 continuum (Torr, 1983, Swenson et al., 1985)
- 2) OH Meinel Band System (Slanger, 1983)
- 3) N_2 First Positive Band System (Green, 1984)

第2表 STS 41-D で計測された各種表面材料試料からの発光の強さ。rankingの番号が大きいものほど、宇宙空間媒質との相互作用による発光が強い(Mende et al., 1986)。

Material	Ranking
MgF ₂	8
Z 306	6
Z 302	9
Overcoated with Si	
Z 302	7
Polyethylene	1
401-C 10	2
Carbon cloth	4
Chemical conversion film	5
Anodized Al	3



第13図 半導体レーザーを用いた試料表面の反射スペクトル分光方法。反射強度、スペクトル分析により、表面の変質を検出する。試料は回収して地上で材料分析を行なう。

4) CO, O₂, NO 説

5) O, O₂ 吸着説(Prince, 1985)

いずれの場合も、数～十数 eV 程度のエネルギーを持った原子または分子と固体表面の相互作用の問題であり、地上ではその程度のエネルギーをもった中性ガスビームを生成することが困難なことから信頼性のあるデータが得られていない。

SFU による研究では、特定の試験試料を用いて

- (1) 質量分析器による生成された原子、分子の検出
- (2) 分光器による反応過程の同定
- (3) 回収試料の表面分析

の3つの方法で、固体粒子相互作用の研究を行なう。このため、これまでの STS による研究で周辺ガスと強い相互作用をするとみられる Z 302(塗料), MgF₂, カプトン, テフロン,

GaAs, カーボン, アルミ蒸着などの試験試料を質量分析器周辺, 分光器視野内に設置して実験を行なう(現在これらの候補試料の内, 3種類を搭載することになっている). 第2表にSTS 41-Dで研究された各種材料とその表面発光の強さのデータを示す.

固体表面での原子分子反応は, 固体表面温度にも強く依存すると予測されるので, 試験試料の温度も同時に計測する. 分光測定は, スペースシャトルでの研究でも, イメージインテンシファイアカメラに回折格子を装着した簡易なものしか使用されておらず, 本研究ではこれまで行なわれたものよりはるかに精密な分光測定が行なわれる(横田等, 1988年). スペースシャトル9号機では大型分光器での計測が行なわれたが(Torr and Torr, 1985), 大気光観測が主目的であったため固体表面を視野に入れることはできなかった. 分光器システムには半導体レーザーをとりつけ, 試料表面からのレーザー反射光の強度, 反射スペクトルからその劣化状態, 表面状態をモニターすることになっている(第13図). また日照時にも分光器への太陽光の直接入射が防止できる姿勢の場合には, 太陽光による試料の反射スペクトルも取得する.

4. 理工学実験の環境への影響

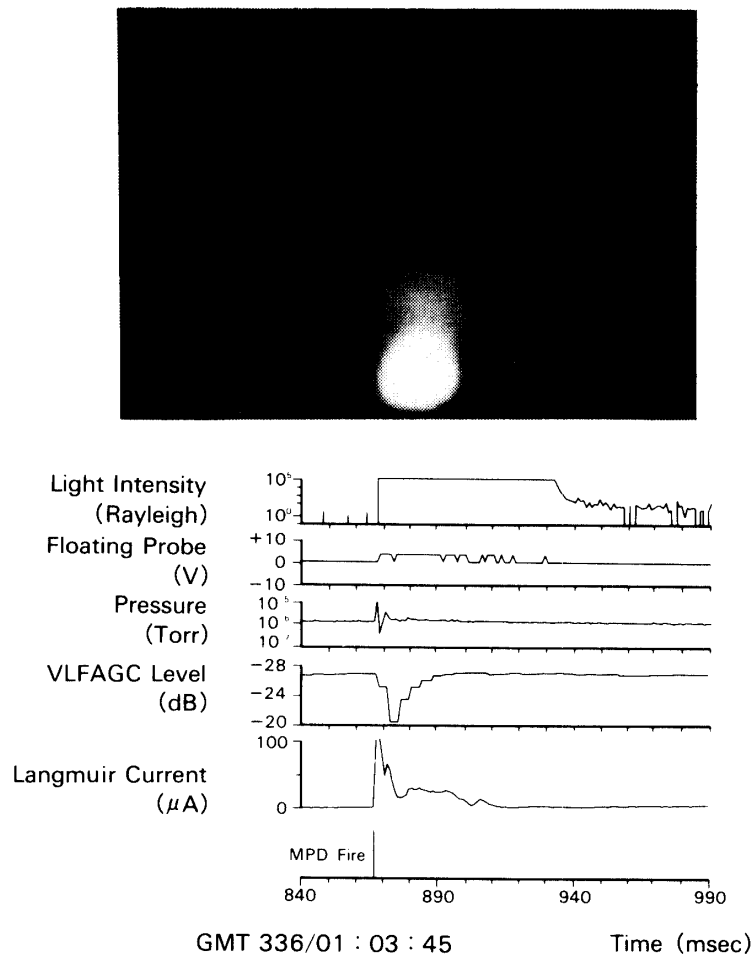
4-1 プラズマ放射実験

SFU-1では, 将来の有望な比推力が大きい宇宙推進エンジンとして Magneto-Plasma-Dynamic Arcjet(MPD-AJ)の実証試験が行なわれることになっている. この実験では, 1キロワットレベルのMPD-AJを1.4 Hzで動作させ, 30 mN以上の推力を発生してSFUの軌道変更実験を行なうことが計画されている. また軌道変更実験とは別にMPD-AJ動作に伴うプラズマ環境の研究も予定されている. 1回の放電で625 Jouleのエネルギーが放電ヘッドで開放される. 作動ガスとしては, ヒドラジンが使用される. MPD-AJの動作に伴いSFU本体及び周辺には次のような電磁現象が励起されると予測される.

- (1) SFUの本体のパルス的な電位の変動
- (2) 高密度高速プラズマと周辺プラズマとの相互作用による静電波, 電磁波の励起及び発光現象
- (3) 同時に放出される中性ガスが引起こす3-4で述べたような現象
- (4) pre-ejectionガスと高速プラズマとの荷電交換によって発生するSFUとともに動く低温プラズマ雲の生成と $V \times B$ 起電力による電磁現象
- (5) 理論的に予測されている電磁流体波の励起(プラズマ速度がアルフヴェン速度より遅くイオン音波速度より速いのでslow waveのショック波の励起が予測される)。

軌道変更実験では, プラズマがSFUの進行方向側に放射されるモードはないが, プラズマ環境の研究では, SFUを回転させ, プラズマを進行方向側にも放出する実験が予定されている. この場合は,

- (6) プラズマの静止系に対する速度は, 放出速度とSFUの速度の和(20~30 km/sec)となり, 背景ガスの臨界放電速度を充分超えるので放電現象が発生する可能性がある.



第14図 SEPAC MPD-AJ 放射実験で観測されたプラズマ放射と環境の変化. MPD-AJ の firing が終了した後, 数十 msec にわたって光学, 波動, 粒子環境の変化が継続している.

宇宙空間での MPD-AJ 動作に伴う各種プラズマ現象の研究は, 1983 年スペースシャトル 9 号機 SEPAC 実験で実施され各種の電磁現象が観測されたが, それらの発生機構の多くは謎のまま残されている. SEPAC 実験で観測された MPD-AJ 動作にともなう代表的なプラズマ現象は

- (a) プラズマ放射直後観測されたプラズマプローブ電流の急激でかつ大きな変化
 - (b) プラズマ放射後数十 msec にわたって観測されたプラズマ密度増大, 発光, ポテンシャル変動, 低周波帯の波動励起(第14図)
 - (c) 変化量は小さいが数百 msec にわたって観測されたプラズマ密度の増大である.
- (a)については, オービターの姿勢と密接な関係があるが, 現象が多様ではっきりとした規則性を見出すことができていない. (b)については, 磁場に対するオービターの進行

方向及び背景プラズマ密度と密接な関係があり、同時放出されたガスの臨界速度放電が高速プラズマによりトリガーされた可能性がある (Sasaki et al., 1986)。ただし、例外もあり、観測例も少ないことから完全に断定するまでにはいたっていない。(c)については、現在のところメカニズムが全く不明である。

SFU での実験では、1.4 Hz という SEPAC 実験の 10 倍以上の高頻度でプラズマ放射が行なわれ、姿勢に対する依存性のデータもきめ細かく取得できる。プラズマ計測、波動計測も 4 点 (インピーダンスプローブは、応答しない) で行なわれ、プラズマ密度及び波動強度の空間分布が取得できるため、MPD 放射によって作られるプラズマ環境の全体像を掴むことができる。また、分光器による計測では、回転ミラーの動作により、発光の空間分布の取得、スペクトル解析により発光プロセスの解明が可能である。とくに SEPAC 実験で観測された、数十 msec にわたるアフターグローは、100 キロレリー以上の強烈なもので、分光分析により臨界速度放電での高エネルギー電子による背景中性ガスの励起によるものか、その他の機構によるものかに関して結論を得ることができる。

4-2 高電圧太陽電池実験

大量のエネルギーを消費する宇宙基地では、電力損失を下げるため高電圧発電が望ましいとされている。高電圧発電の場合、発生した電圧と周辺プラズマの干渉により、電流リーク、アーク放電、最悪の場合はソーラーセルの破損、電源システムの故障が発生する可能性がある。プラズマとの干渉が無視できる電圧の上限として、宇宙基地では、300 V 程度の電圧での発電が考えられているが、未だ宇宙では十分な検証が行なわれたことはない。この実験では、二次元展開物の上に高電圧太陽電池を張り付け、セルの接続を制御して最終的には 500 V までの高電圧発電を試験することが予定されている。また高電圧太陽電池の運用で発生する SFU 本体への応力についても評価が行なわれる。これらの実験は、SFU の姿勢を制御してパネル面がラム方向及びウェイク方向にある場合について行なわれる。高電圧とプラズマとの干渉の問題は、高電圧起電力をもっている木星イオ衛星と木星磁気圏との相互作用など自然現象と関連しているだけでなく、静止衛星軌道日陰時での数十 KeV にもおよぶ衛星の負帯電現象や宇宙空間で荷電粒子放射実験を行なった時の高電圧帯電の問題と密接な関係がある。高電圧起電力体が宇宙プラズマ内におかれた場合、以下の現象が予測される。

- (1) 負極側で、イオンシースが形成され、正極側で電子シースが形成される。定常状態では、両極で集められるイオン電流と電子電流がつりあう。イオンシースは、デバイ長 (高度 500 km のプラズマでほぼ 2 cm) よりはるかに大きく広がり、実効的なイオンの補集面積は、電位差が 500 V の場合負電極面積の 100 倍程度となる。
- (2) 宇宙プラズマは電子電流密度がイオン電流密度よりはるかに大きいため、スペースポテンシャルとの電位差は、正極側よりも負極側の方が圧倒的に大きく、負極側へ高エネルギーイオンのボンバードメントが発生する。イオンボンバードは、表面発光を励起する。
- (3) 電極周辺に絶縁物がある場合、ボンバードイオンで絶縁物が帯電し、帯電電圧が

ある閾値をこえたとき電極との間でアーク放電が発生する。

- (4) イオンボンバードで発生した二次電子が加速されて電子なだれが発生する場合には放電が発生する。
- (5) 両電極周辺でプラズマの $E \times B$ ドリフト、又は電位駆動に基づく低周波帯の波動が励起される。
- (6) (3), (4) で負極側で放電が発生した場合、負極側でのインピーダンスが下がるため正極側に高電圧が印加し、正極側でも放電が発生する可能性がある。放電領域では、発光、プラズマ生成、広帯域電磁ノイズ放射が発生する。

プラズマを通して正負電極間に流れる電流は、高電圧太陽電池の実験機器内で計測され放電の検出が行なわれる。環境計測器では、放電の検出とともに高電圧体を作る電磁環境について研究を行なう。3-3 で述べたように空間プラズマ電位との電位差がわずか数ボルトでも強い低域混成波帯の波動が励起されることがロケット実験では観測されており、高電圧太陽電池の動作により SFU 周辺には、極めて強い低周波広帯域波動が励起されることが予測される。励起波動は、2 台の波動受信機で計測する。アーク放電が発生した場合は、MHz の高周波帯にまで達する帯域の波動が励起されることが考えられる。電位計により、高電圧電池の動作に伴う SFU の電位変動を計測する。分光器では、発光領域の場所の特定と放電の検知を行なう。4 台のプロープをもつプラズマ計測器はシース領域の規模、及び放電の検知、プラズマ発生領域の特定を行なう。これらの計測により、高電圧体とプラズマとの相互作用という基礎研究とともに、放電の前兆としてどのような現象が発生するかという高電圧電池の実用にとって重要な情報も得られることが期待できる。

5. 今後の環境科学研究

SFU で実施する飛翔体環境科学の研究の具体的内容について述べた。飛翔体環境の研究を今後さらに発展させるためには、次のような方向への研究が必要である。

(1) 天体现象シミュレーション

飛翔体環境の研究は、高速固体/プラズマ相互作用の研究という面から天体现象のシミュレーションとなっているが、飛翔体に天体シミュレーターとしての機能を追加することにより、より広範な天体现象を模擬できる。従来から行なわれている粒子ビーム、波動ビーム放射などの能動実験で作られる飛翔体環境の研究もプロセスシミュレーションとしてこの範疇に区分される。また制御できる磁場をもつ衛星も、磁場を持つ天体と高速プラズマの相互作用研究のためのシミュレーターとして重要な研究対象となる。

(2) 広範囲環境計測

飛翔体環境の研究では、飛翔体固定の1点だけでなく、周辺を多点計測する必要がある。SFU での環境計測では、多点計測が行なわれるがセンサーは SFU に固定されている。飛翔体環境研究の発展には、空間掃引の可能な計測システムが必要である。飛翔体スケールの 100~1000 倍程度の任意の空間の環境計測が可能となれば、研究は飛躍的に発展する。またこのような広範な環境計測結果は、飛翔体が自然の宇宙環境に与えるグローバルな影響の評価の研究にも使用できる。このような広範囲環境計測システムとして free-flying の

サブサテライトやテザーサブサテライト (Post et al., 1987)が提案されている。

(3) 総合環境計測

ここで述べた粒子、電磁、光学、重力環境計測に加えて、X線、ガンマ線等の放射線環境の計測及び宇宙塵など微粒子計測を含んだ総合環境計測装置に発展させることにより、宇宙基地等での多様な宇宙利用に標準計測装置として対応できる。総合環境計測装置が、多くの飛翔体に標準的に搭載されるようになれば、将来の有人宇宙活動を支える宇宙天気予報システム構想(富田等, 1988年)とリンクさせることにより、予報システムの一部を構成する観測装置としての役割を果たすこともできる。

(4) 飛翔体環境の制御

環境科学の応用的発展として、飛翔体環境の制御の研究がある。飛翔体環境形成のメカニズムがわかれば、宇宙環境利用のための電位環境、電磁環境、粒子環境、光学環境の制御が可能となる。飛翔体に電位を与えることによりウェイク構造を変化させ、周辺での電磁環境を制御することも可能となる。飛翔体材質や形状の工夫によるウェイク部での超高真空の実現や、原子状酸素に代表される粒子反応による材料劣化、水の放出やスラスタによる機体及び搭載機器の汚染を防止する対策にも飛翔体環境の情報は重要な役割を果たす。

なお、本研究報告で紹介したSFU環境計測装置は、宇宙科学研究所と通産省の委託を受けた(財)無人宇宙実験システム研究開発機構が共同で開発しているものです。

参 考 文 献

- Garrett H. B., The charging of spacecraft surfaces, *Rev. Geophys and Space Phys.*, 19, 4, 577, 1981.
- Green, B. D., Atomic recombination into excited molecular-A possible mechanism for shuttle glow, *Geophys. Res. Lett.*, 11, 576, 1984.
- Gurevich, A. V., L. V. Pariiskaya, and L. P. Pitaevskii, Self-similar motion of rarefied plasma, *Sov. Phys. JETP* 22, 449, 1966.
- Henderson, C. L., and U. Samir, Observations of the disturbed region around an ionosphere spacecraft, *Planet. Space Sci.*, 15, 1499, 1967.
- Katz, I., and V. A. Davis, Ram ion scattering caused by space shuttle $V \times B$ induced differential charging, *J. Geophys. Res.*, 92, 8787, 1987.
- Kawashima, N., M. Yanagisawa, S. Sasaki, K. Kuriki, T. Obayashi, T. Neubert, P. R. Williamson, P. M. Banks, W. T. Roberts, D. L. Reasoner, W. W. L. Taylor, and J. L. Burch, Vacuum and electromagnetic environment measured in SL-1 SEPAC, ISAS Res. Note RN. 318, 1985.
- Vehicle Glow Measurements on STS 41-D, *J. Spacecraft*, 23, 189, 1986.
- Murphy, G., J. Pickett, N. D' Angelo, and W. S. Kurth, Measurements of plasma parameters in the vicinity of the space shuttle, *Planet. Space Sci.*, 34, 993, 1986.
- Papadopoulos, K., On the shuttle glow (the plasma alternative), *Radio Sci.*, 19, 571, 1984.
- Pickett, J. S., G. B. Murphy, W. S. Kurth, S. D. Shawhan, Effects of Chemical Releases by the STS-3 Orbiter on the Ionosphere, *J. Geophys. Res.* 90, 3487, 1985.
- Post, R. S., J. D. Sullivan, J. H. Irby, and E. C. Lorenzini, Validation of Tethered Package

- Deployment for the Space Station, Massachusetts Institute of Technology, PFC/CP-87-21, 1987.
- Prince, R. H., On spacecraft-induced optical emission : A proposed second surface luminescent continuum component, *Geophys. Res. Lett.*, 12, 453, 1985.
- Raitt, W. J., J. V. Eccles, D. C. Thompson, P. M. Banks, P. R. Williamson, and R. I. Bush, Plasma parameters in the near wake of the space shuttle, *Geophys. Res. Lett.*, 14, 359, 1987.
- Samir, U., N. H. Stone, and K. H. Wright, Jr., On Plasma Disturbances Caused by the Motion of the Space Shuttle and Small Satellites : A Comparison of In Situ Observations, *J. Geophys. Res.*, 91, 277, 1986.
- Sasaki, S., N. Kawashima, K. Kuriki, M. Yanagisawa, T. Obayashi, M. Nagatomo, K. Ninomiya, M. Ejiri, I. Kudo, W. T. Roberts, C. R. Chappell, D. L. Reasoner, J. L. Burch, W. L. Taylor, P. M. Banks, P. R. Williamson, and O. K. Garriott, Gas Ionization Phenomena in SEPAC SPACELAB-1 Experiment -SEPAC Science Report No.1-, ISAS Res. Note RN 259, 1984.
- Sasaki, S., N. Kawashima, K. Kuriki, M. Yanagisawa, T. Obayashi, W. T. Roberts, D. L. Reasoner, W. W. L. Taylor, P. R. Williamson, P. M. Banks, and J. L. Burch, Gas Ionization Induced by a High Speed Plasma Injection in Space, *Geophys. Res. Lett.*, 13, 434, 1986.
- Sasaki, S., K. I. Oyama, N. Kawashima, T. Obayashi, K. Hirao, W. J. Raitt, N. B. Myers, P. R. Williamson, P. M. Banks, and W. F. Sharp, Tethered Rocket Experiment (CHARGE-2) : Initial Results on Electrodynamics, accepted by *Radio Science*, 1988.
- Shawhan, S. D., G. B. Murphy, and J. S. Pickett, Plasma Diagnostic Package initial assessment of the Orbiter plasma environment, *J. Spacecraft*, 21, 387, 1984.
- Siskind, D. E., W. J. Raitt, P. M. Banks, P. R. Williamson, Interactions between the orbiting Space Shuttle and the ionosphere, *Planet. Space Sci.*, 32, 881, 1984.
- Slinger, T. G., Conjectures on the origin of the surface glow of space vehicles, *Geophys. Res. Lett.*, 10, 130, 1983.
- Stone, N. H., U. Samir, K. H. Wright, Jr., D. L. Reasoner, and S. D. Shawhan, Multiple Ion Streams in the Vicinity of the Space Shuttle, *Geophys. Res. Lett.*, 10, 1215, 1983.
- Stone, N. H., U. Samir, K. H. Wright, Jr., and K. S. Hwang, Comment on "Ram Ion Scattering Caused by Space Shuttle $V \times B$ Induced Differential Charging" by I. Katz and V. A. Davis, *J. Geophys. Res.* 93, 4143, 1988.
- Swenson, G. R., S. B. Mende, and K. S. Clifton, Ram vehicle glow spectrum : Implication of NO_2 recombination continuum, *Geophys. Res. Lett.*, 12, 97, 1985.
- Torr, M. R., Optical Emissions Induced by Spacecraft-Atmosphere Interactions, *Geophys. Res. Lett.*, 10, 114, 1983.
- Torr, M. R., and D. G. Torr, A Preliminary Spectroscopic Assessment of the Spacelab 1/ Shuttle Optical Environment, *J. Geophys. Res.* 90, 1683, 1985.
- 佐々木, 河島 : 飛翔体環境科学, 宇宙研報告, 第45号, 1987年
- 佐々木, 渡辺, 小山, 河島, 賀谷, 横田, 佐川, 宮武 : 宇宙利用における飛翔体環境計測, 第5回宇宙利用シンポジウム, 1988年
- 富田, 宇宙天気予報グループ : 宇宙天気予報, 第5回宇宙利用シンポジウム, 1988年
- 横田, 佐々木, 渡辺, 河島 : SFU 環境観測用分光器, 宇宙研報告, 第56号, 1988年