

## Space Flyer Unitを用いた飛翔体周辺プラズマ環境の研究

佐々木進 渡辺勇三 小山孝一郎 河島信樹 賀谷信幸 蔡東生  
(宇宙科学研究所) (神戸大)

横田俊昭 宮武貞夫 佐川永一 太田正廣 遠山文雄  
(愛媛大) (電通大) (通信総研) (都立大) (東海大)

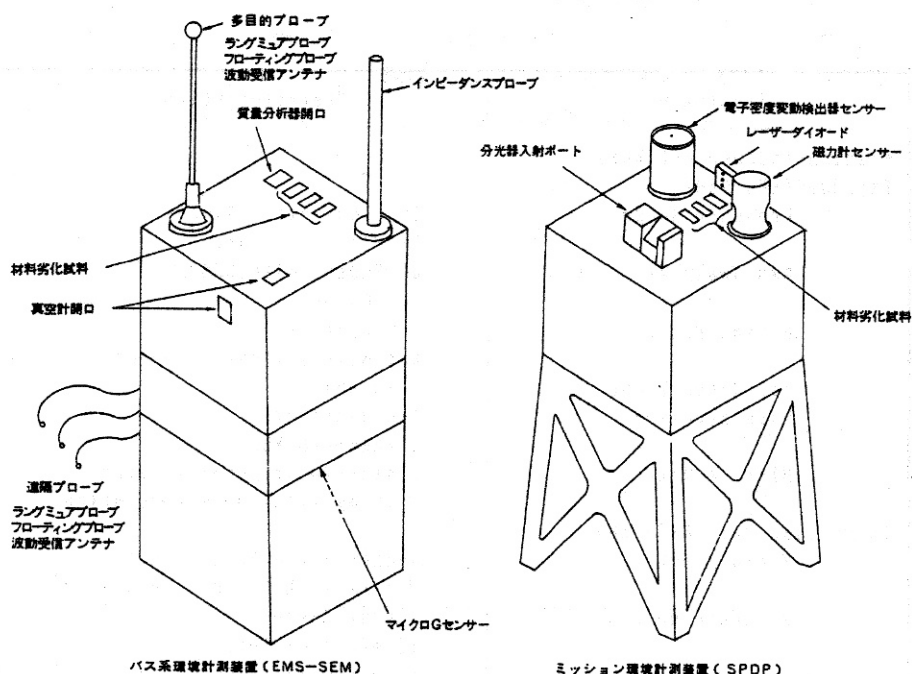
## 1 序論

1994年の初フライトをめざして開発されているSpace Flyer Unit(SFU)では、粒子、電磁、光学など各種計測器を用いた飛翔体プラズマ環境の研究が計画されている。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宇宙実験・天文観測用の回収再使用型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、NASDAのH-2ロケットにより高度約500kmの円軌道に投入され、約半年のミッション遂行後は、スペースシャトルにより回収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、宇宙空間プラズマ中に様々な擾乱をひきおこすが、擾乱の規模は、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。飛翔体プラズマ環境の研究は、飛翔体を高速プラズマ流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。大型飛翔体のプラズマ環境研究によって得られる各種スケールリング則は、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半恒久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。飛翔体プラズマ環境は後述のように複雑な物理過程の組合せによって形成されるものであり、その全貌を把握するためには、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解析する必要がある。多様なミッション構成で繰返し実施され

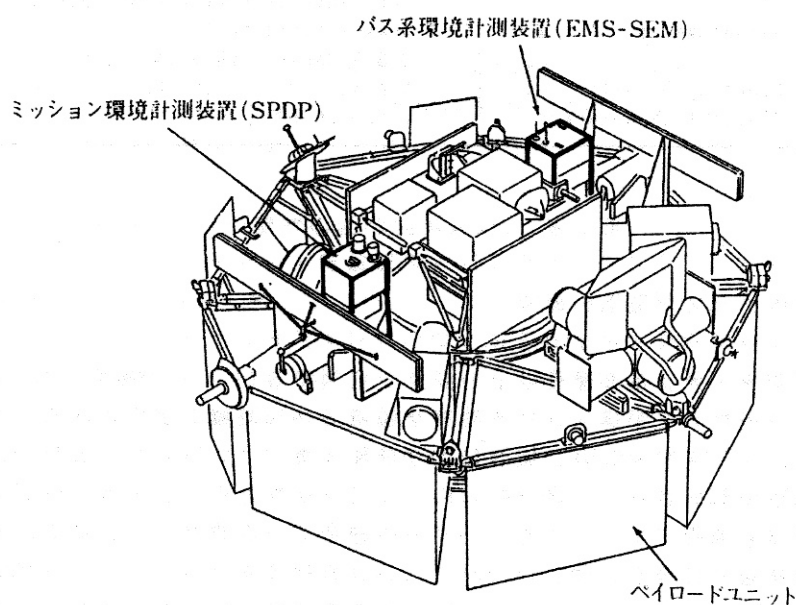
るSFUでは、各種の条件のもとでの本格的な飛翔体プラズマ環境の研究が可能となる。また飛翔体環境研究の重要な柱である固体粒子相互作用の研究では、in-situでの粒子環境の計測とともに、その相互作用の相手である固体表面の変性を調べる必要がある。固体粒子相互作用の研究に用いる試験試料を回収し、その物性を地上で詳細分析できるSFUはこの点からも、飛翔体環境の研究に極めて好都合な乗物であるといえる。

## 2 SFUプラズマ環境計測システム

SFUは、直径約4.55m、高さ約1.4m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ヶの箱状のベ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、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（搭乗実験機器）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)と各ベイロードユニット内の環境計測装置(EMS-PEN)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。第1表に各計測器の性能、第1図に暴露部環境計測器の外観図、第2図に搭載配置の例を示す。ラム、ウエイクのプラズマ環境を比較計測するため、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。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も使用される。



第1図 SFU暴露部搭載環境計測器パッケージ



第2図 SFU環境計測器の搭載配置図

| Instrument                                     | Characteristics                                                                                |
|------------------------------------------------|------------------------------------------------------------------------------------------------|
| Mission-Independent (EMS)<br>Exposed (EMS-SEN) |                                                                                                |
| Pressure Gauge                                 | Two Ionization Gauges<br>$5 \times 10^{-4} \sim 10^{-8}$ Torr                                  |
| Mass Analyzer                                  | QP Sensor with CEM<br>2 ~ 100 AMU                                                              |
| Plasma Probe                                   | 4 Sensors<br>Langmuir & Floating Modes                                                         |
| Impedance Probe                                | 0-10 MHz                                                                                       |
| Wave Receiver                                  | Two Receivers<br>0.1 kHz ~ 10 MHz                                                              |
| Micro-g Meter                                  | 3-axes Servo Accelerometer<br>$\pm 10$ mg with $10 \mu\text{g}$ resolution                     |
| In Payload Unit (EMS-PEN)                      |                                                                                                |
| Micro-g Meter                                  | 3-axes Servo Accelerometer<br>$\pm 1$ mg with $20 \mu\text{g}$ resolution                      |
| Pressure Monitor                               | Pirani Gauge<br>10 mTorr ~ 1 Torr                                                              |
| Mission-Dependent (SPDP)<br>Exposed            |                                                                                                |
| Spectroscope                                   | 2000 ~ 8000 Å with 25 Å resolution<br>Movable Object Mirror                                    |
| Magnetometer                                   | Test Materials with Laser Diodes<br>3-axes Fluxgate Type<br>$\pm 0.5$ Gauss with 0.1% accuracy |
| Electron Density<br>Fluctuation Detector       | Langmuir Probe with CEM<br>1 Hz ~ 30 kHz                                                       |

第 1 表 SFU環境計測器の性能

### 3 飛翔体プラズマ環境の研究

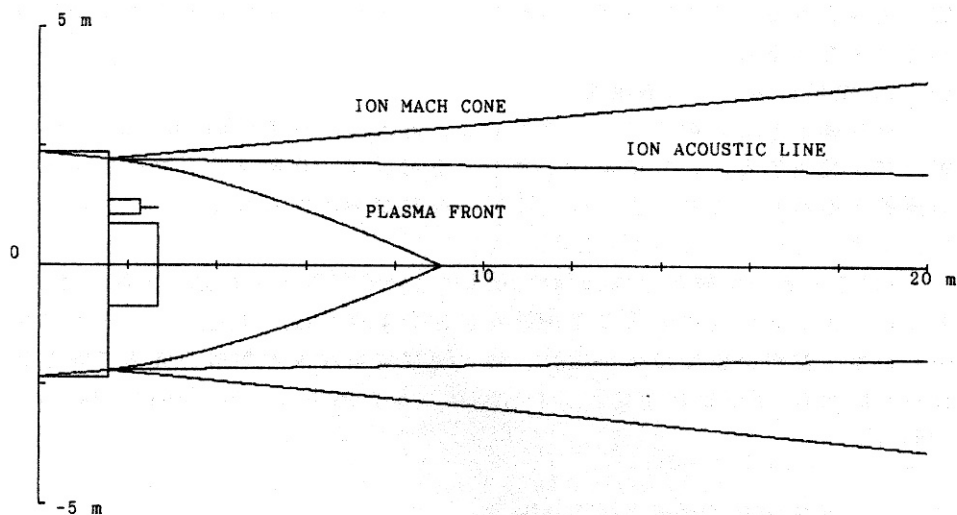
#### 3-1 プラズマウェイクの研究

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 (void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。高度500kmに投入されるスケール5mのSFUの場合、イオン音波速度2km/sec に対し、

|                  |                     |
|------------------|---------------------|
| イオンマッハ数          | 4                   |
| イオンマッハ角          | 14度                 |
| Hot Point        | 後方3.2m              |
| Hot Pointでのイオン速度 | 8.3km/sec(0°に対し6eV) |

となる(第3図)。



第3図 1次元プラズマ拡散モデルで計算したSFU周辺プラズマ環境。SFUが図中左側に8km/secで飛翔する場合のプラズマウェイク。

### 3-2 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出された。これらは一般にBOGES (Broadband Orbiter Generated Electrostatic) ノイズと呼ばれている(Shawhan, 1984)。更にスペースシャトルの場合、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。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は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度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、進行方向側に飛翔体とともに動くプラズマ雲を形成する。飛翔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

飛翔体とともに動くプラズマ雲では、最大  $0.2V/m$  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。

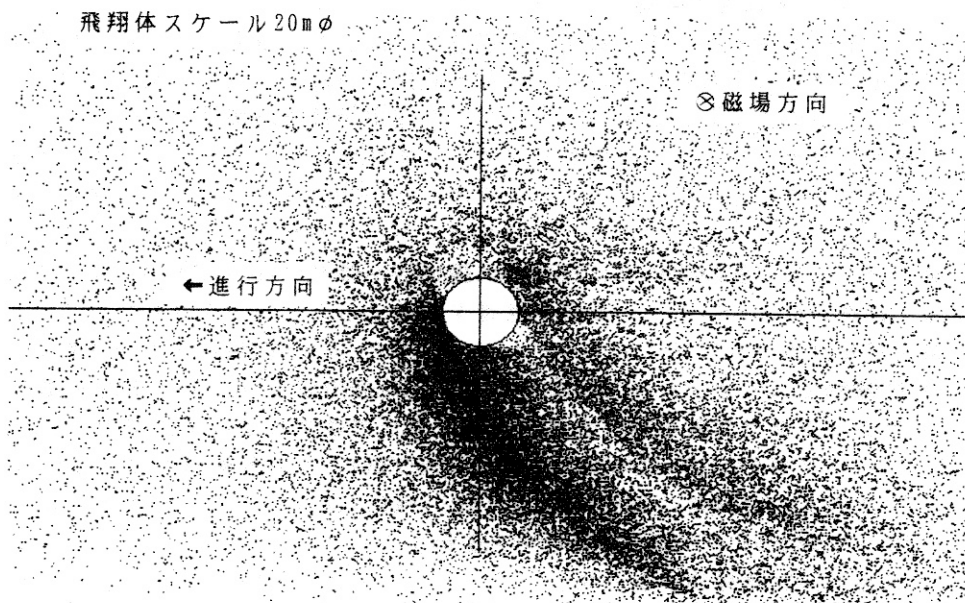
### (3) イオンビームによる不安定性

(1) でイオン反射が specular reflection であるとするれば、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)。

## 3-3 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。第4図に球状飛翔体表面から一様にアウトガスがあり飛翔体が磁力線に対し直角方向に飛翔する場合に二次的に発生するプラズマ密度分布の計算例を示した。2本の二次プラズマのベルト、二次プラズマのウェイクが形成されていることがわかる。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。前章で述べたように、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。1983年に実施され

たSEPAC実験でのガス放射実験では、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、Alfvenの提唱した臨界速度放電現象が発生する。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。



第4図 飛翔体周辺二次プラズマ密度分布の計算例

### 3-4 理工学実験がプラズマ環境に及ぼす影響

#### (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1.4Hzで動作させ、30mN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3-3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）。

## (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、300V程度の電圧での発電が考えられているが、未だ宇宙では充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500Vまでの高電圧発電を試験することが予定されている。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。

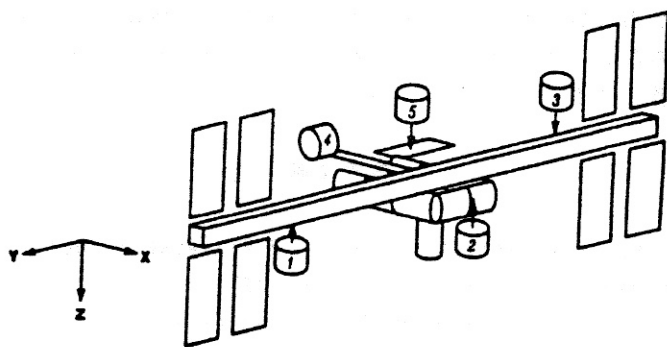
- 1) 負極側で、イオンシースが形成され、正極側で電子シースが形成される。
- 2) 宇宙プラズマは電子電流密度がイオン電流密度よりはるかに大きいため、スペースポテンシャルとの電位差は、正極側よりも負極側の方が圧倒的に大きく、負極側へ高エネルギーイオンのボンバードメントが発生する。イオンボンバードは、表面発光を励起する。
- 3) 電極周辺に絶縁物がある場合、ボンバードイオンで絶縁物が帯電し、帯電電圧がある閾値をこえたとき電極との間でアーク放電が発生する。
- 4) イオンボンバードで発生した二次電子が加速されて電子なだれが発生する場合には放電が発生する。
- 5) 両電極周辺でプラズマの $E \times B$ 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) 放電が発生した場合、電極部で、光発生、プラズマ生成、広帯域電磁ノイズ放射が発生する。

## 4 プラズマ環境研究の将来計画

### 4-1 宇宙基地環境モニター計画

1995年からの建設が予定されている宇宙基地では、基地汚染モニターとしてプラズマ環境計測システム（PIMS: Plasma Interactions Monitoring System）の搭載がNASA MSFCで検討されている。この計画では、合計6ヶの

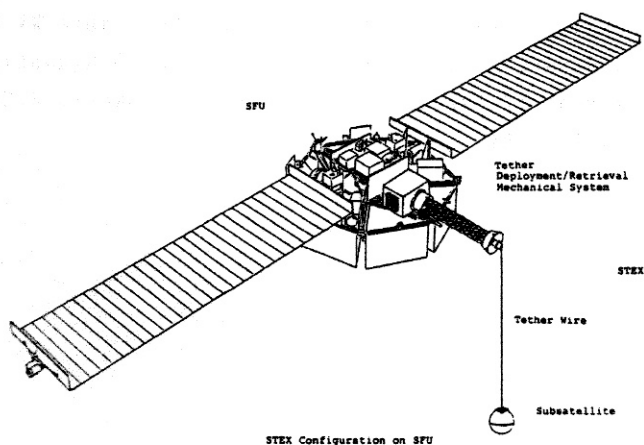
環境計測器パッケージを宇宙基地各所に分散配置して多点総合計測を行なうことになっている（第5図）。我が国でも飛翔体環境科学研究の立場から本計画に参加することが検討されている。計測項目としては、電子、イオンエネルギー分析、プラズマ密度、温度、ガス分析、真空度、電磁場、分光、微粒子が候補となっている。



第5図 宇宙基地環境計測装置(PIMS)の搭載案

#### 4-2 SFUテザー衛星計画

飛翔体周辺の環境を1-10kmまでの広範囲で計測するための環境計測テザー衛星の提案がSFU第二次ミッション実験候補として提案されている。この計画では宇宙テザーシステムの安定性と動特性の研究も予定されている。テザー衛星での計測項目は、電磁波動、プラズマ密度温度、真空度である。第6図に環境計測テザー衛星システムを用いた飛翔体環境計測の概念図を示す。



第6図 テザー衛星を用いた飛翔体周辺環境の計測概念図

## 5 結論

Space Flyer Unitで計画しているプラズマ環境計測装置とそれを用いた科学研究について紹介した。これにより、飛翔体そのものを実験装置とみなした天体プラズマ物理、基礎プラズマ物理の研究を行なうとともに、環境計測の立場から宇宙環境利用実験への寄与、ガスリークなど事故検知の立場及び劣化予測の立場から飛翔体そのものへの運用支援を行なうことができる。今後、宇宙基地、宇宙実験プラットフォームなど大型飛翔体が次々と軌道へ投入されるのにもない、本分野の研究は新しい学問分野としてますます発展していくものと考えられる。

## 参考文献

- Gurenvich, 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.
- Papadopoulos, K., On the shuttle glow (the plasma alternative), Radio Sci., 19, 571, 1984.
- 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. Onavashi, 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 - JSAS Res. Note RN 259, 1984.
- Shawhan, S.D., G.B. Murphy, and J.S. Pickett, Plasma Diagnostic Package initial assessment of the Orbiter plasma environment, J. Spacecr. Rockets, 21, 387, 1984.