

宇宙環境下での長期信頼性評価の必要性について

宇宙科学研究所 佐々木進

今後の宇宙ミッションでは、ミッション期間の長期化が一般的な傾向である。例えば、惑星探査では目標の惑星に到達するだけで数年が必要な場合も珍しくないし、宇宙基地など長期運用を前提とした実験設備や、長寿命化によってコストを低減させることが必要な実用衛星についても、10年以上の寿命が要求される時代になっている。このためこれらの宇宙機本体や搭載機器の設計製作にあたっては、宇宙環境での長期信頼性が要求されるようになった。即ち、材料、構造、機能（電氣的、機械的、熱制御の機能など）について宇宙環境のもとでの長期の信頼性が要求される。

長期信頼性に関連する宇宙環境の特性としては、

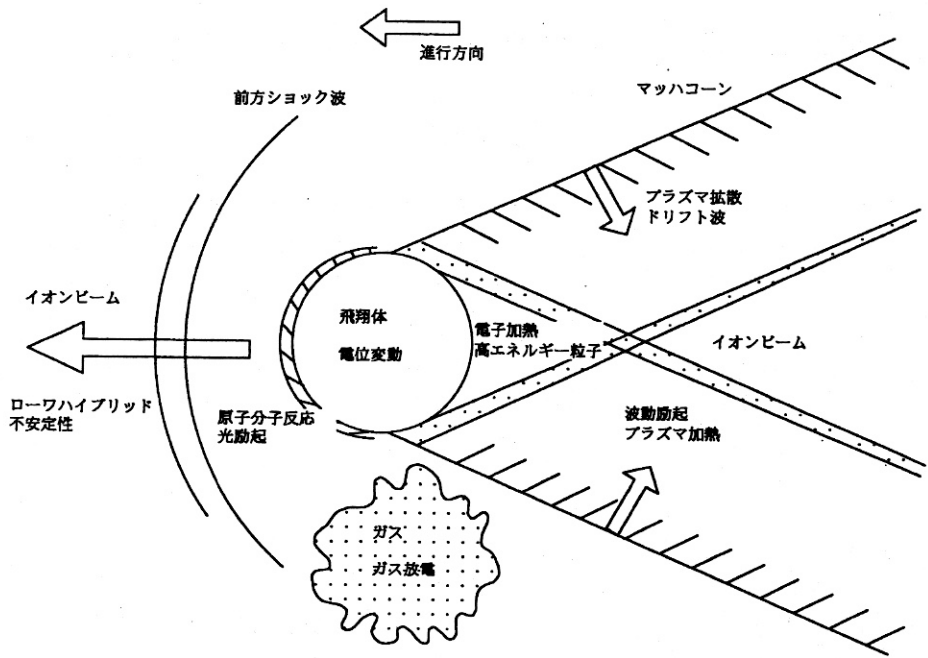
- ・超高真空（脱ガス、真空潤滑など）
- ・ガス環境（原子状酸素作用など）
- ・プラズマ環境（帯電、放電、高エネルギー粒子）
- ・放射線環境（宇宙放射線、太陽フレア粒子、放射線帯粒子）
- ・太陽光環境（主として紫外線）
- ・熱環境（熱サイクル、熱衝撃）
- ・微粒子環境（デブリ、メテオロイド）
- ・微小重力環境
- ・飛翔体環境（アウトガス、リーク、姿勢制御・推進器からのプルーム、高電圧作用、電位変動、微小振動）

等が上げられる。

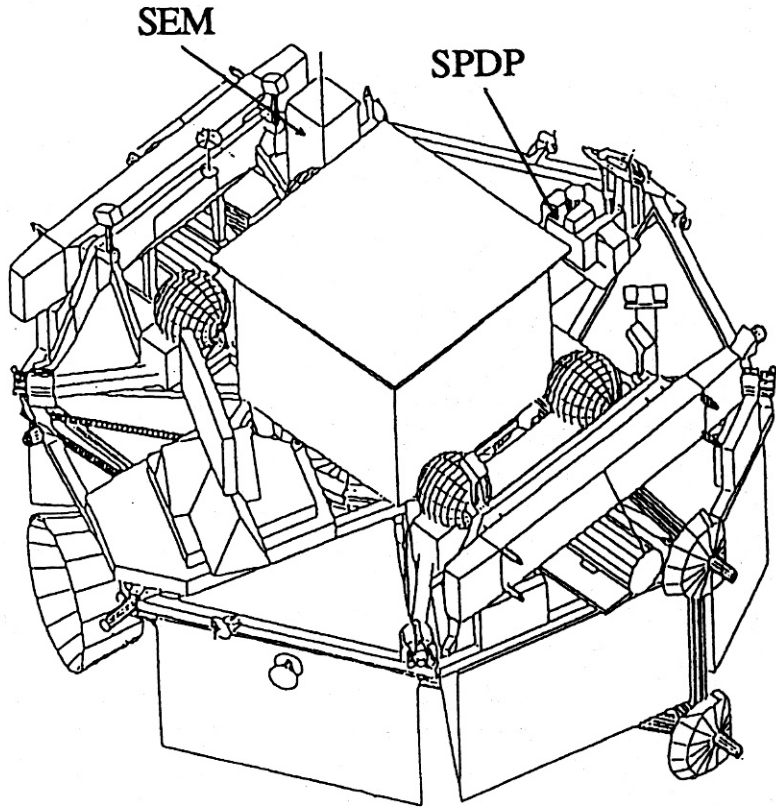
これらの宇宙空間特有の環境が宇宙機や搭載機器に長期的にどのような影響を与えるかについては、一部の表面材料や塗料に対する紫外線劣化などを除き系統的なデータは殆どないのが現状である。また、これらの環境の複合的な効果については、短期的な影響についてさえも一部の研究が始まったばかりである。しかし、これからの長寿命の宇宙機、搭載機器開発にあたっては、長期信頼性を評価する基準が早期に確立される必要がある。宇宙環境が機器にどのような長期的な影響を与えるかを評価する場合、例えば10年といった長時間の試験を実施することは実際的ではない。何らかの加速試験や等価試験の評価手法の確立が必要であるが、現状では学術的に裏付けのある評価方法は上記の殆どの環境要因で確立していない。特に機器設計の現場にいる技術者にとっては、これらの確立されたスタンダードがないことが大きな悩みとなっており、設計上の見落としや、逆にオーバースペックの設計や試験、といった問題が発生する可能性がある。

宇宙環境が宇宙機に与える長期的な影響の評価や評価法の確立は、一部の研究者が集中的に研究すれば可能となるような短期集中型の研究分野ではない。関連する幅広い分野の研究者が情報交換しながら同じような問題意識をもって持続的に研究し、また実飛翔のデータについても系統的に整理するといった時間のかかる地味な研究を積み重ねることにより、次第に確立していくような研究分野である。現在のところ、広い分野の研究者が集まり宇宙環境下の長期信頼性について議論できる場は日本にはあまりない。今回組織された宇宙環境評価のための研究会は、関連する分野の研究者が集い相互の研究紹介と討議を通じ、この分野の全般的な研究現状、問題点、今後の方向性についてお互いに理解を深めあう良い機会と思われる。

私自身は、上記環境要因の中の最後の項「飛翔体環境(Spacecraft-induced Environment)」(飛翔体上及び周辺に形成される飛翔体特有の宇宙環境)についての研究を行っているので、長期信頼性評価に関連して、本稿では最近行ったSFUの飛翔体環境計測（ガス環境、SFU電位、微小重力環境）と飛翔体が高電圧を持つ場合の表面劣化の実験室実験の結果を紹介する。



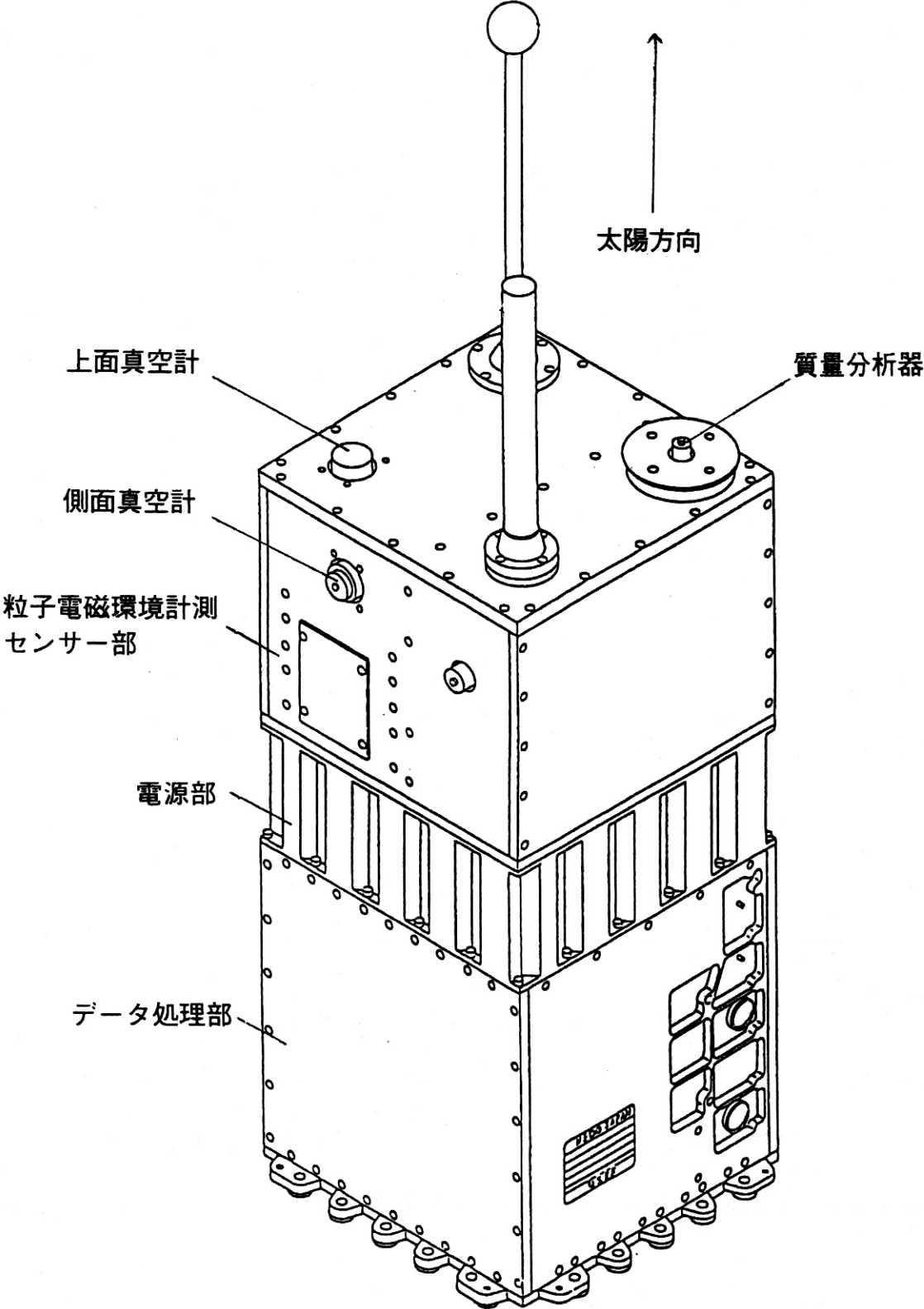
飛翔体周辺に形成される宇宙環境(Spacecraft-induced Environment)の概念図。宇宙空間媒質中を高速で飛翔する飛翔体周辺には自然の宇宙環境と異なる飛翔体特有の宇宙環境が形成される。飛翔体本体や搭載機器が現実に晒される宇宙環境という意味で重要である。



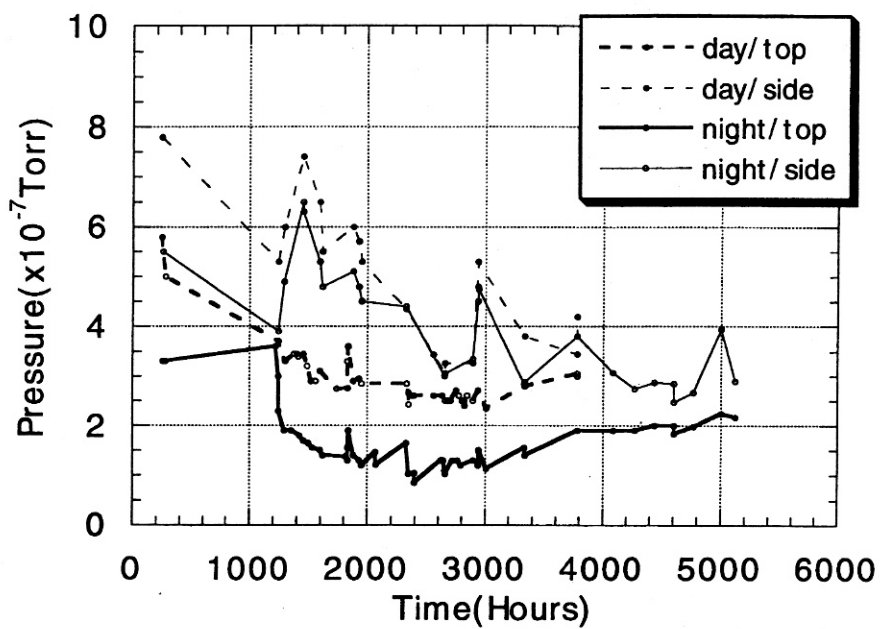
我が国で開発された再使用型宇宙実験プラットフォームSFUの鳥瞰図。SFUは1995年3月にH-II-3号機で打ち上げられ、様々な実験や観測を行った後1996年1月にスペースシャトル72号機で回収された。SFUには2台の環境計測装置(SEM, SPDP)が搭載され、SFU上及びSFU周辺に形成された宇宙環境(Spacecraft-induced Environment)を長期にわたり計測した。

計測器		主要性能
バス系環境計測装置		
暴露部	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	0 ~ 10 MHz, 0 ~ 300 pF
	波動受信機	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	8 種類
	マイクロ G メーター	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 mTorr ~ 1 Torr
		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	1 Hz ~ 30 kHz, CEM 検出方式
	材料劣化試料	3 種類

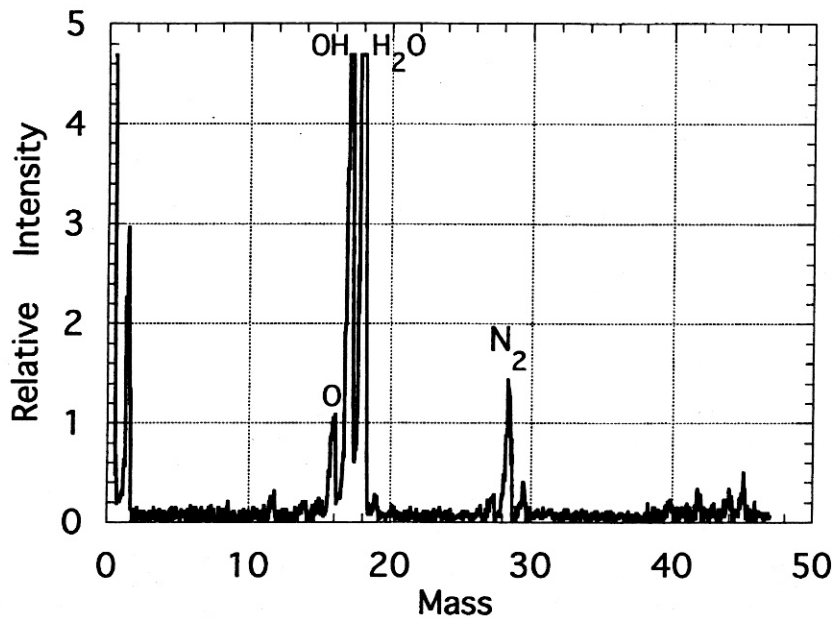
SFUに搭載された環境計測器のセンサーの主要性能。高エネルギー粒子環境以外の殆ど全ての宇宙環境（ガス、プラズマ、電磁波動、光学、磁場、微小重力、材料劣化）の総合計測が行われた。



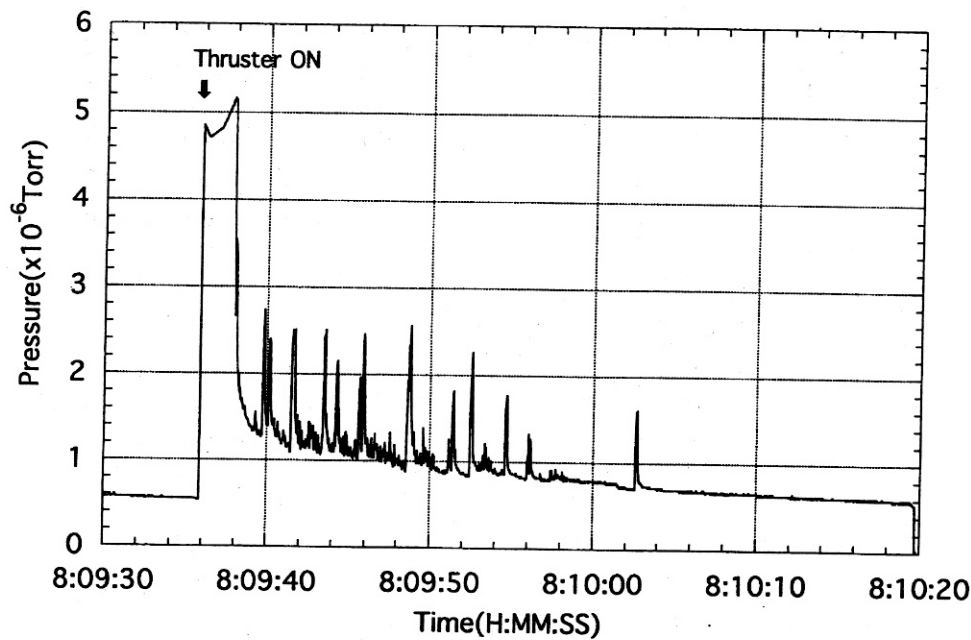
SFUに搭載されたバス系環境計測器（SEM）の構成。プラズマ、ガス、電磁波動、微小重力のセンサーが組み込まれている。この計測器は10ヶ月のミッション中、30分運用を単位として200回以上運用され、スペースシャトルでは得られていない飛翔体環境の長期的な推移についてのデータが得られた。



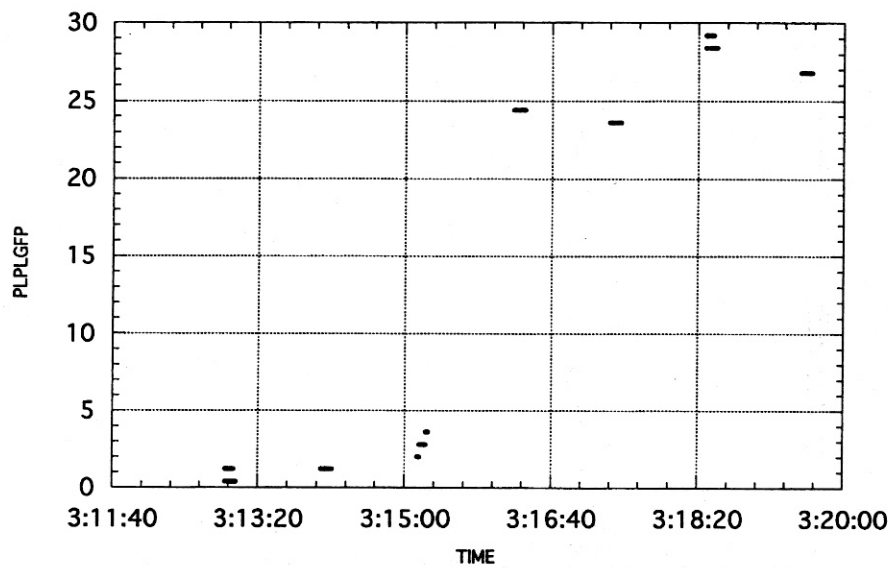
SFUで計測された約7ヶ月間の真空度の変化。太陽指向面(Top)、太陽指向方向と垂直な面(Side)の真空計のデータ。日照(day)、日陰(night)にわけて表示している。真空度はSFU表面からのアウトガスの影響が支配的でSFUの表面温度や姿勢制御モードにより大きく変動している。大型の飛翔体の場合、打ち上げ前に熱真空手法で脱ガスを行うことが困難であり、機器設計や機器の運用計画にあたっては長期的なアウトガスの影響を考慮する必要がある。



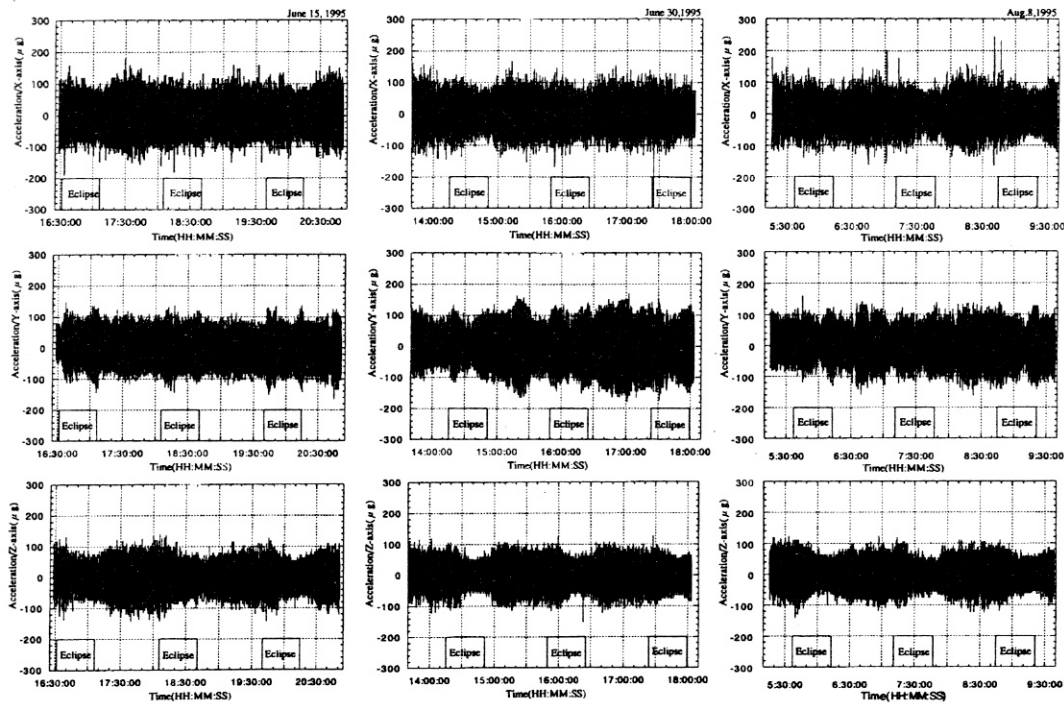
SFUの質量分析器（四重極質量分析計）で計測された打ち上げ後約2ヶ月後のSFU表面近くのガス成分。水、窒素、炭化水素がその主成分であった。図中、O、OHは分析管の電離部で水から作られたものと解釈される。



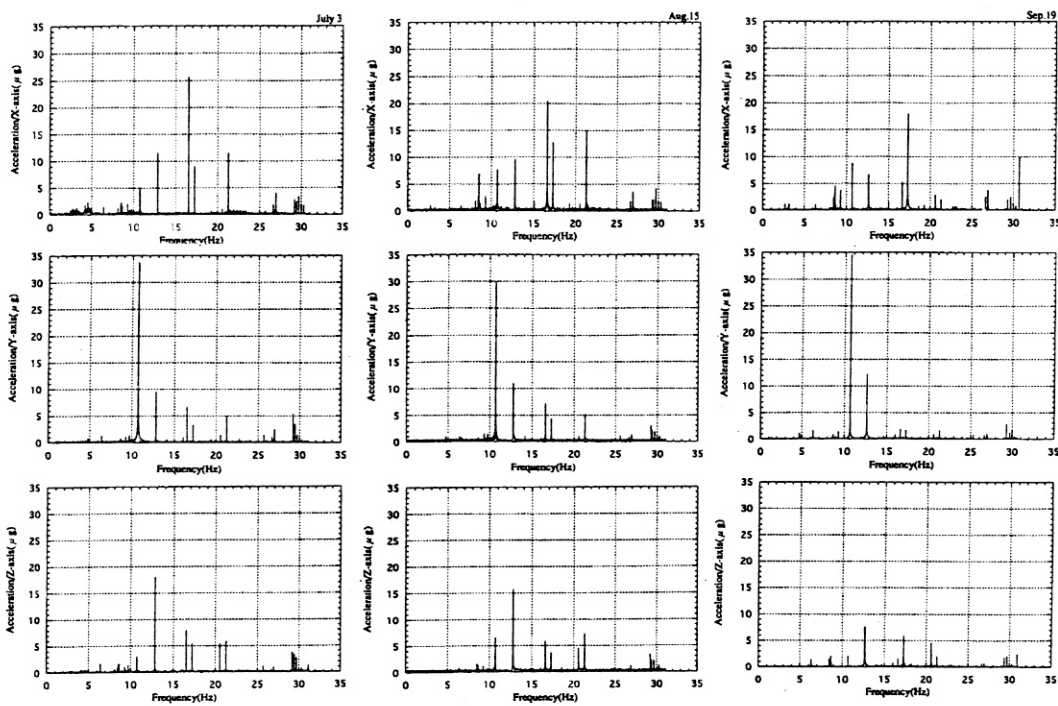
SFUで計測されたスラスタ噴射時の真空度の変化。真空計から約1m離れた場所にある3Nスラスタを1秒間動作させた時の様子。真空度は 5×10^{-6} Torrにまで達し、噴射後約20秒間は間欠的に真空度が悪くなる現象が見られた。スラスタガスの影響を完全に避けるには最低1分程度は待つ必要があることを示している。またスラスタガスの長期的な影響（表面汚染）については今後さらに研究する必要がある。



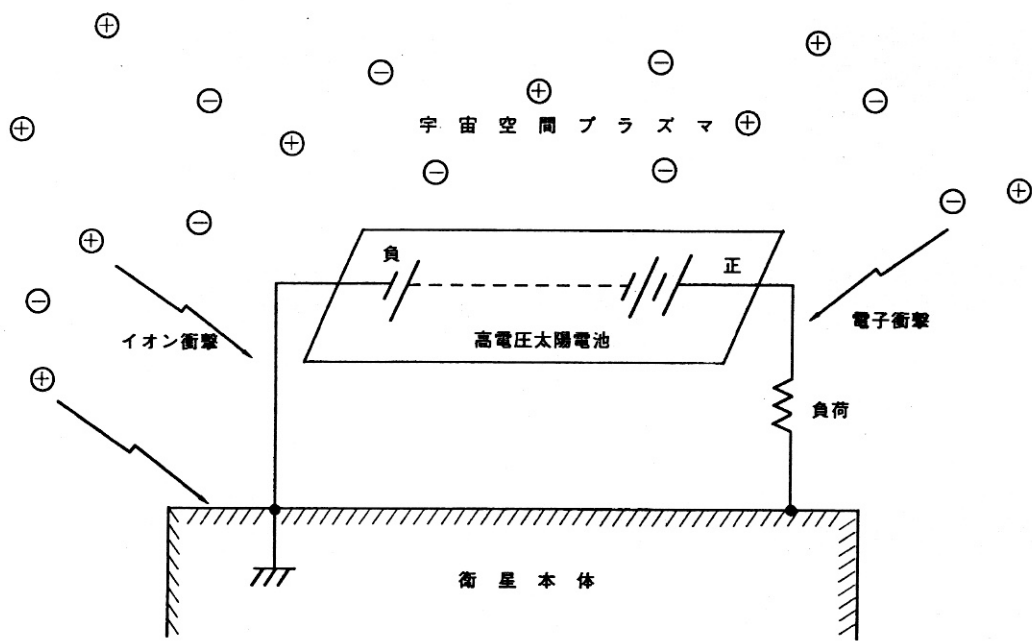
SFUのフローティングプローブ電位。縦軸の値(PLPLGFP)は負の符号をつけたSFUの電位(V単位)に相当する。3時15分頃の日陰から日照への変化に伴い、SFUの電位が約0Vから-25V付近まで変化したことがわかる。これは日照時の太陽電池パネルの起電力(約50V)により、SFU本体の電位が大きくふられたことを示している。これにより数十電子ボルトのエネルギーを持つ宇宙空間プラズマイオンがSFUに衝突したと思われる。衝突のエネルギーは軌道運動に基づくガス分子の衝突エネルギーの10倍程度に相当し、その化学的あるいは物理的な影響については今後研究を進める必要がある。



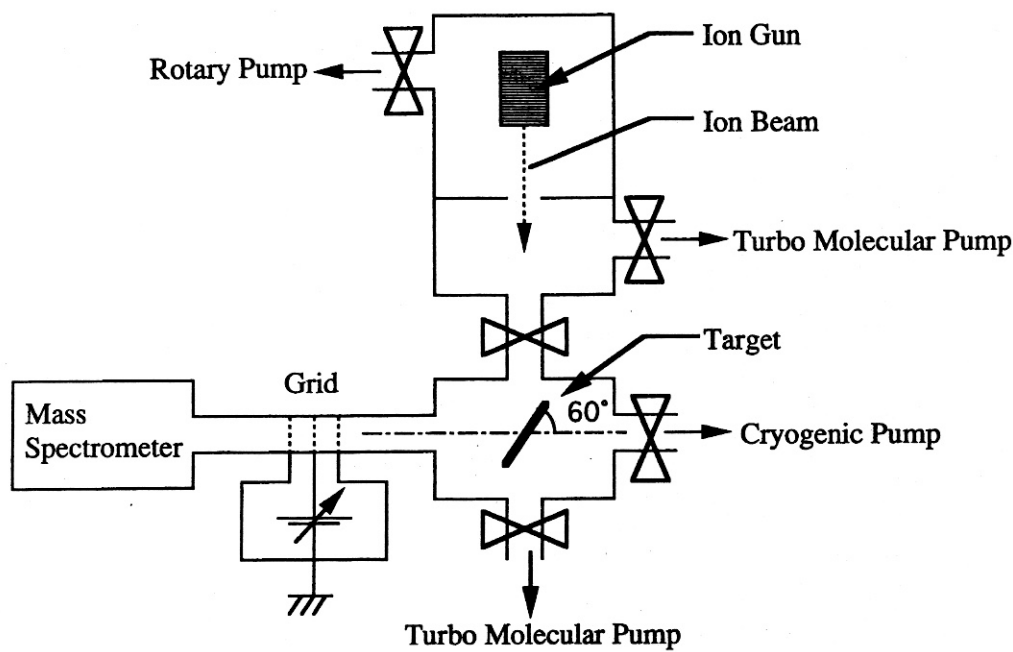
SFUで計測された微小重力環境の例。6月15日、6月30日、8月8日に得られたx,y,z軸のデータを示している。RMSで50 μ G程度の擾乱が常時観測され、その強度は軌道運動（約90分周期）で変調を受けていることがわかる。この擾乱はSFUの機械的なサブシステムを全て停止したときでも観測され、熱的あるいは電気的な原因によるものと考えられる。一般に静かと思われる無人の宇宙プラットフォームでもこの程度の擾乱が常時存在することを前提に、実験の計画を立てたり機器の設計を行う必要がある。



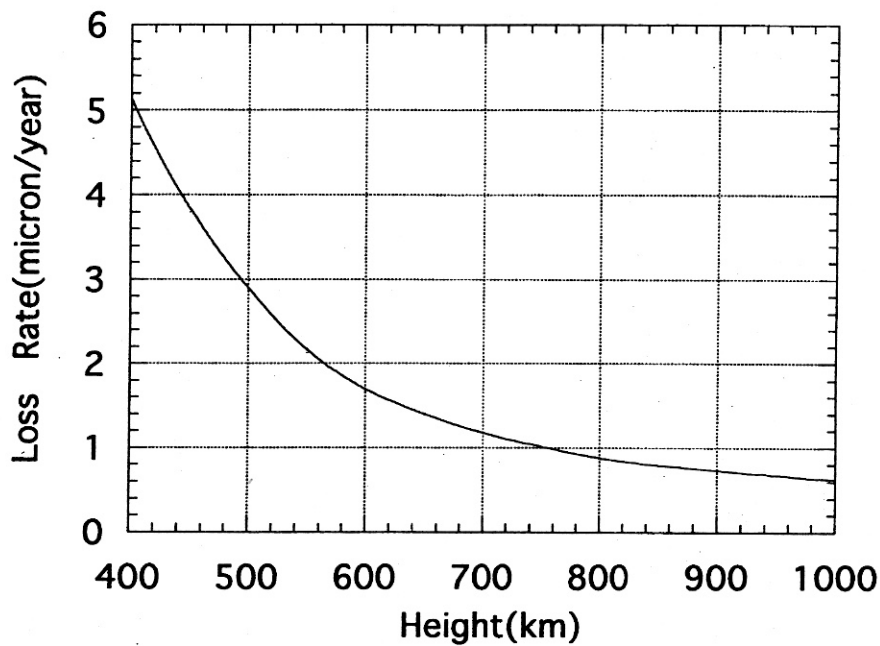
SFUで計測された微小重力環境の周波数スペクトル。7月3日、8月15日、9月19日に得られたx,y,z軸のデータの周波数分析結果を示している。軸によりピークの周波数は異なるが、いずれもSFUの構体の固有周波数に近い値となっている。



高電圧を使用する飛翔体の表面が受けるプラズマ作用。今後大電力の宇宙システムは電力損失を抑えるため高い電圧で発電することが考えられている。例えば宇宙基地では100-150V程度が予定され、発電衛星では1kV程度の電圧が想定されている。高電圧の太陽電池を使用する場合には衛星本体が大きく負電位となり、宇宙空間プラズマからのイオンの衝撃を受けることになる。電圧が100V以上の場合には、イオン衝撃によるスパッタリング作用が問題となる。



高電圧を使用する飛翔体の表面が受けるイオン衝撃による劣化を模擬するための実験室実験。ポリイミド等の宇宙機表面材料に高エネルギーイオンを照射し、スパッタリングによる質量欠損や宇宙機表面の汚染の原因となる二次イオンの成分を調べる。



実験室実験で得られた高エネルギーイオン照射による欠損率をもとに、1kVの負電位を持つ1mスケールの飛翔体のアルミ面が1年間に欠損する厚さを予測した例。高度500kmでは、イオン衝撃により10年間で約30ミクロン欠損すると予測され、薄膜の場合長期的には無視できない量となりうる。今後アルミだけでなく実際に使用される表面材料についてイオン衝撃の長期的な影響を評価する必要がある。