

● 宇宙実験・観測フリーフライヤ(SFU)
の成果

● 平成8年11月20日

文部省宇宙科学研究所
宇宙開発事業団
新エネルギー・産業技術総合開発機構／
財団法人 無人宇宙実験システム研究開発機構

目 次

1. ミッション概要

- 1. 1 目的
- 1. 2 SFUシステムの概要
- 1. 3 運用管制システム
- 1. 4 打ち上げの経過
- 1. 5 回収運用の経過
- 1. 6 着陸後の作業経過
- 1. 7 軌道運用中の不具合
 - 1. 7. 1 太陽電池パドル(SAP)ラッチ異常
 - 1. 7. 2 姿勢制御推進系(RCS)の推力損失

2. 実験運用と結果

- 2. 1 実験システムの概要
- 2. 2 実験運用の経過
- 2. 3 宇宙赤外線望遠鏡(IRTS)の実験結果
- 2. 4 2次元展開／高電圧ソーラアレイ(2D/HV)の実験結果
- 2. 5 電気推進実験(EPEX)の結果
- 2. 6 プラズマ計測装置／環境モニタ(SPDP/EMS)の計測結果
- 2. 7 宇宙生物実験(BIO)の結果
- 2. 8 凝固・結晶成長実験(MEX)の結果
- 2. 9 SFU搭載実験機器部(EFFU)の実験結果
- 2. 10 気相成長基礎実験装置(GDEF)の実験結果
- 2. 11 複合加熱炉(GDF)の実験成果
- 2. 12 焦点加熱炉(MHF)の実験成果
- 2. 13 単熱炉(IHF)の実験成果

3. 成果総括

1. ミッション概要

1.1 目的

- (1) 宇宙実験・観測フリーフライヤ(SFU)フライトシステムの機能及びH-IIロケット、地上局通信網、スペースシャトルとのインタフェースを立証し、打ち上げ、軌道上実験運用、回収を行う。
- (2) 文部省宇宙科学研究所(ISAS)、科学技術庁(STA) 宇宙開発事業団(NASDA)、及び通商産業省(MITI) 新エネルギー・産業技術総合開発機構(NEDO) 無人宇宙実験システム研究開発機構(USEF)が共同開発し、宇宙理工学実験・観測を実施する。

1.2 SFUシステムの概要

SFUシステムは、軌道・姿勢制御、通信、電力などSFU全体の運用に関わるコアシステムと、その支援を受ける実験システムから成る。SFUの性能実績概要を表1.1-1に、軌道上で太陽電池パドル(SAP)を展開した時の外観形状を図1.1-1に示した。

主構体はアルミ合金製の変形八角形のトラスで、着脱可能な台形箱が8個取付けられている。このうち2個にはコアシステム機器が搭載されるバスユニット(BSU)で、6個は実験機器が搭載されるペイロードユニット(PLU)である。熱制御は、ヒートパイプ等を用いた能動方式と、熱制御材による受動方式の組み合わせにより、ユニット毎に行われる。

姿勢制御は3軸安定方式により行われ、通常は太陽指向で運用される。太陽センサ、地球センサにより姿勢を検出し、3台のリアクションホイールと磁気トルカ又はヒドラジンを用いた12個の3Nスラストからなる姿勢制御用推進系(RCS)により制御される。H-IIロケットから分離された後、及び、スペースシャトルとランデブを行う際に用いられる軌道変換用推進系(OCT)は、8個の23Nスラストで構成される。推進剤はRCSと同様にヒドラジンで、主構体中心部のタンク内に搭載される。

通信データ処理系(COMS)は、Sバンドを用いた通信系と16ビットのマイクロプロセッサのデータ処理系とからなる。地上局あるいはシャトルオービタへのテレメトリ送信速度は、1kbps、16kbps、128kbpsで、実時間データ及び4Mビット、80Mビットの搭載データレコーダの再生データを送信する。コマンドは実時間で行われるリアルタイムコマンドのほか、一旦搭載メモリに記憶した後に絶対実施時刻を指定するタイムラインコマンド、相対実施時刻を指定するタイムコマンドが実行できる。

電力系は軽量でコンパクトに収納できるフレキシブル太陽電池パドル(SAP)と4台の19Ah容量NiCd電池から成る。SAPの発生電力は寿命初期(BOL)に2.7kW以上で、日照日陰を通して850Wを実験に供給できる。

表 1.1 - 1 SFUの性能実績概要

軌 道	: 高度 打ち上げ分離時	330 km
	実験運用, 開始時	486 km
	回収時	472 km
	傾斜角	28.5度
形状寸法	: 本 体	4.46m (直径) × 2.80m (高さ)
	太陽電池パドル	24.4m (展開時) × 2.40m (幅)
重 量	: 打ち上げ時	3850 kg
	回 収 時	3500 kg
電 力	: BOL	2.8 kW
	実験用	850 W
姿勢制御	: 太陽指向	三軸姿勢制御
加速度環境	: $10^{-4} g_0$	

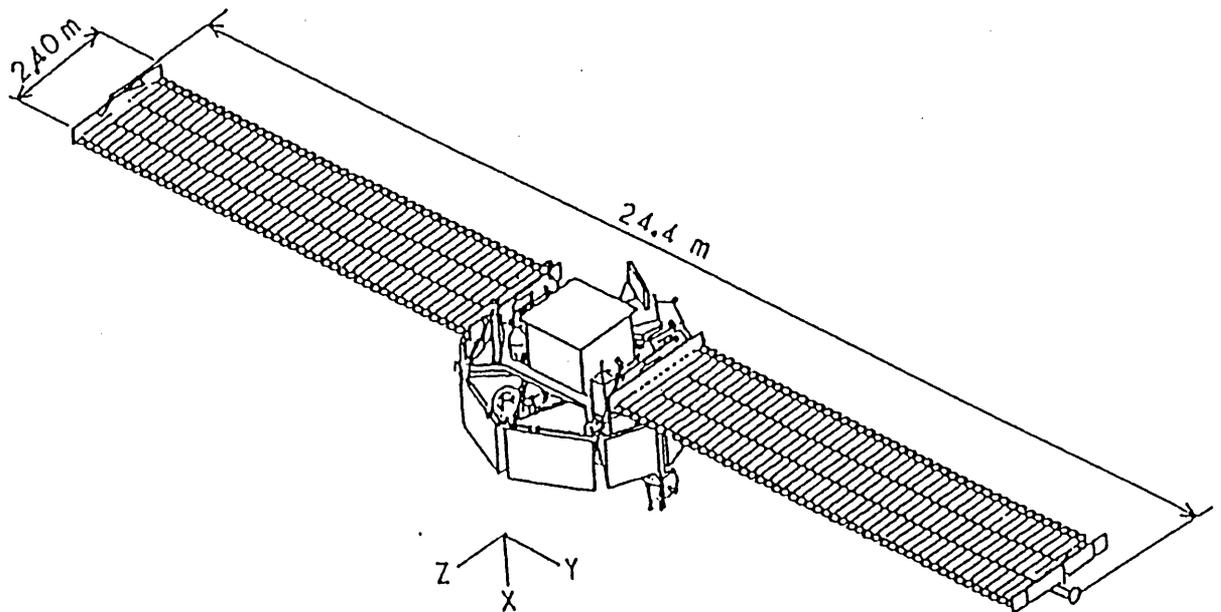


図 1.1 - 1 SFU外観図

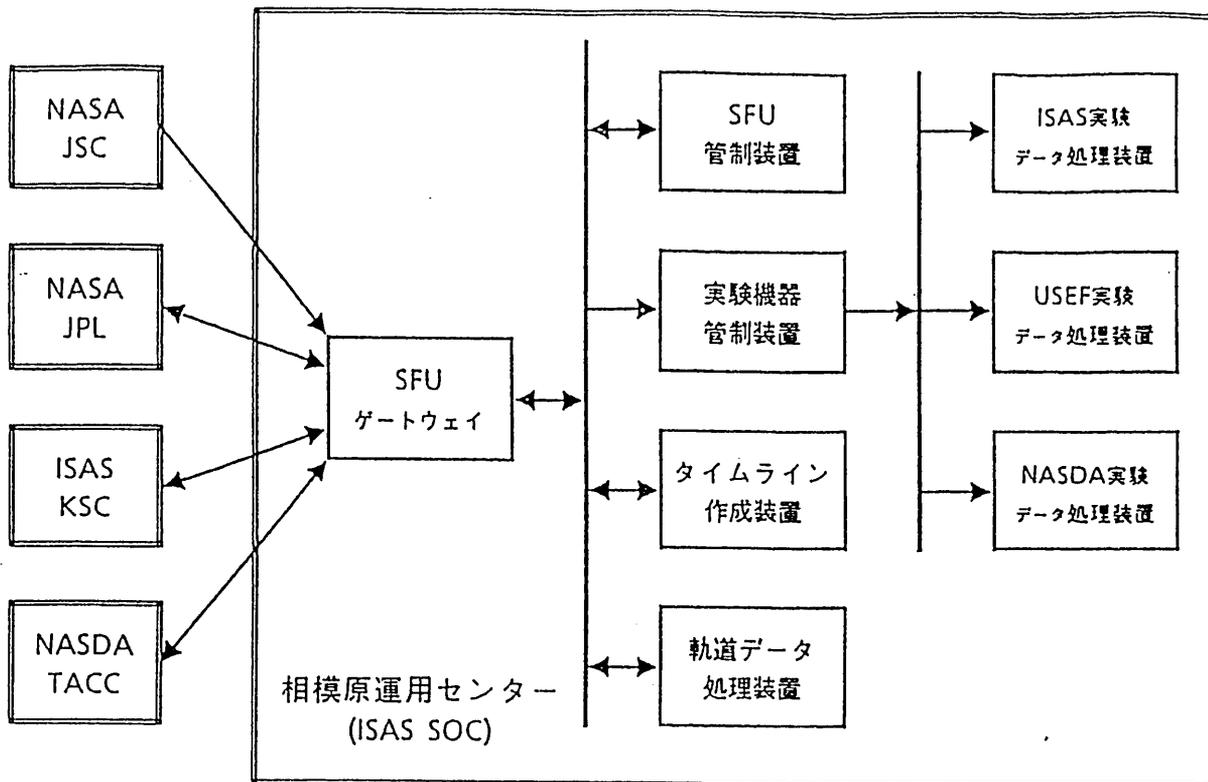


図 1.3 - 1 SFU運用管制システムの基本構成

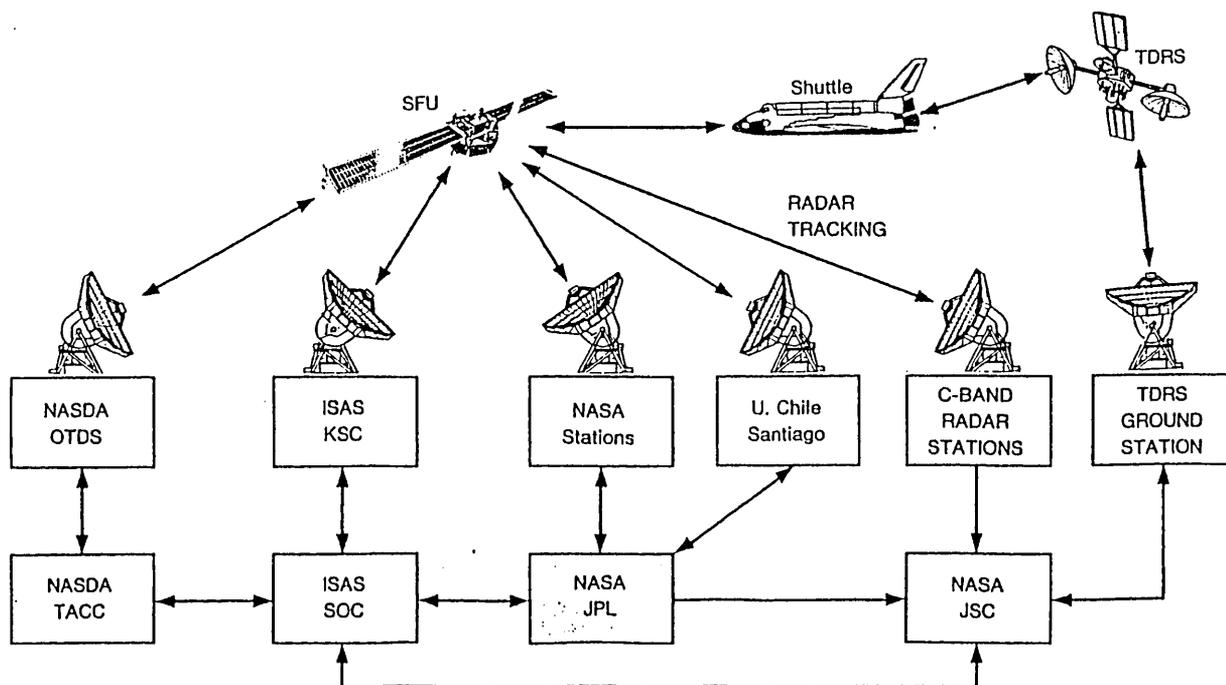


図 1.3 - 2 SFU運用管制地上局網

1.3 軌道運用管制システム

(1) 運用管制システム

SFUは、飛行毎に異なる実験機器を搭載することができる。SFU運用管制システムでは、SFUの特徴を生かせるように以下のように設計された。

- a. 分散系の構成とし、将来の飛行にも柔軟に対応できるようにした。
- b. 装置間のデータ伝送インタフェースには標準方式を採用し、どの装置でもデータフォーマットとしてSFU標準フォーマットを使用する。
- c. どの地上局を使用する場合でもSFU運用センターから同じ手順で使用できる。

SFU運用管制システムを構成する主な装置とその接続形態を図1.3-1に示す。SFUの追跡に使用される地上局は全てSFUゲートウェイを介して相模原運用センター、(ISAS SOC)内の装置と接続されている。地上局毎のデータ伝送上の差異は全てゲートウェイで吸収され、SFU運用センター内では地上局の違いを全く意識せずにSFUを運用することができる。

(2) 地上局網

図1.3-2にSFU運用管制地上局網の構成を示す。使用された地上局のうち、主局として用いられたのは宇宙科学研究所の鹿児島宇宙空間観測所(KSC)：内之浦局である。宇宙開発事業団の沖縄追跡管制所(OTDS)は内之浦局の代替局として使用された。NASAの深宇宙探査網DSN(Deep Space Network)の4局(ゴールドストーン、キャンベラ、マドリッド、ワロップスの各局)及びチリ大学のサンチャゴ局は、初期フェーズと回収フェーズに可視時間帯を拡大するために使用された。又上述のDSN4局は、宇宙赤外線望遠鏡(IRTS)による観測の期間中も適宜地上局として使われた。コマンドの発行やテレメトリデータのモニタは常にSOCにおいて集中的に行われた。回収フェーズにおいてSFUとシャトルオービタが十分に接近して直接交信できるようになった後は、コマンドはSOC及びシャトルオービタから発行された。この時のテレメトリデータはシャトルオービタ、NASA JSC, SOCの3ヶ所でモニタされた。

1.4 打ち上げの経過

SFUは、1995年3月18日、17時01分(以下時刻は日本標準時)、H-IIロケット試験機3号機により宇宙開発事業団、種子島宇宙センターから「ひまわり」5号(GMS-5)と共に打ち上げられた。投入軌道高度は330kmで、直ちに太陽捕捉、太陽電池パドルの展開を行った。衛星の国際登録番号は9501101。その後3月19日から3月23日までSFUは軌道変換を行い運用軌道486km(初期高度)に達した。3月24日から3月26日にかけて、コアシステムの全機器のチェックアウトを実施し、正常動作を確認して3月26日21時より実験運用に入った。

1.5 回収運用の経過

(1) 回収準備作業

スペースシャトルによるSFUの回収はシャトルの燃料余裕により会合点(Control Box)ランデブから直接(Ground Up)ランデブで行われることになった。ランデブのためのPRO(位相回帰軌道, Phase Repeating Orbit)への移行作業として、3回の軌道制御をOCTにより行う予定であったが、2回の軌道調整後(この時の軌道高度は472 km)SFUの姿勢に異常が発生した(詳細は後述)。異常原因となった姿勢制御用推進系(RCS)の3Nスラスタ2基は直ちに運用から分離され、太陽指向姿勢を再び確立した後、システム冗長系であるリアクションホイールと磁気トルカを用いた姿勢制御モードNM(Normal Mode, 太陽指向姿勢)に切り換えた。

平成8年1月3日にSFU回収手順(姿勢及び軌道)の変更をNASAと合意した。即ち、緊急時の複合(ハイブリッド)ランデブ等の姿勢制御にRCS系の余力を温存する意図から、以降の軌道制御は行わないこととした。このためシャトルのローンチウィンドは59分から46分に短縮された。また、回収姿勢を予定のRTM(Retrieval Mode, 地球指向姿勢)からNMに変更した。その後打ち上げまでに開かれた飛行前審査(FRR, 1月4日)、飛行前2日前審査(1月9日)にてSFUが回収可能な状態であることが確認された。

相模原オペレーションセンター(SOC)の準備としては国内リハーサル6回、NASA(JSC, JPL)との合同リハーサル(JIS, Joint Integrated Simulation)を5回行い、非常時運用の訓練も行った。平成8年1月9日にはNASA Cバンドレーダによる追跡が始まり、1月11日にSFUの軌道決定値を受理し、準備を完了した。

(2) 回収運用実施結果

以下にスペースシャトルSTS-72の打ち上げ以降の活動を時系列でまとめる。

1月11日(木)

STS-72は18時41分に打ち上げられ、予定の軌道に達した。その結果ハイブリッドランデブは不要となる。

1月12日(金)

シャトルは正常に飛行。

1月13日(土)

回収作業の行われた4周回の様子を図1.5-1に示す。

- 14時50分、PI(Payload Interleaver)リンクによりSFUとオービタの交信が可能となる。
- 15時44分、オービタは最終フェーズ開始(TI, Terminal Initiation)の軌道制御を実行した。
- 17時09分よりSAP収納を開始し完了したと思われたが、ラッチが確認できず、予備系モータへ切り換えて2回、主系に戻して1回、部分展開・再収納を試みたが

ラッチ確認はできなかった。

- NASA/JSC の支援室CSR(Customer Support Room)に詰めていたSFUプロジェクト主査の最終判断によりシャトルへの干渉をさける姿勢(EPM-90及びEPM+90)に移行して、18時35分及び47分にSAP-1, SAP-2をそれぞれ切り離した。
- 回収姿勢に移行した後、19時56分に若田宇宙飛行士の操作するロボットアーム(RMS)によりSFUを捕獲した。
- 20時39分にSFUはシャトルカーゴベイ内に固定され、遠隔操作コネクタROEU(Remotely Operated Electrical Umbilical)を結合し、オービタより電力供給が開始された。
- 21時57分にSFUの電源断完了。

1月14日(日)～1月19日(金)

- RCS系の保温はROEUを通して基本系ヒータで行われていたが、1月14日にスラスト近傍温度が7℃近くまで低下したので冗長系ヒータも加えて熱制御した。
- 船外活動が行われた1月17日に上記温度が10℃まで下がったが、NASAと予め合意されていたシャトル姿勢変更により規定温度範囲に保った。

1月20日

- STS-72は16時42分ケネディ宇宙センターに着陸した。直後に行われたカーゴベイ内排気検査においてヒドラジン漏洩の痕跡は発見されなかった。

RCSスラスト12基のうち2基について推力損失を生じていたが、残存10基の能力により、SAP切り離し時の姿勢制御、回収姿勢制御などを果すことができた。

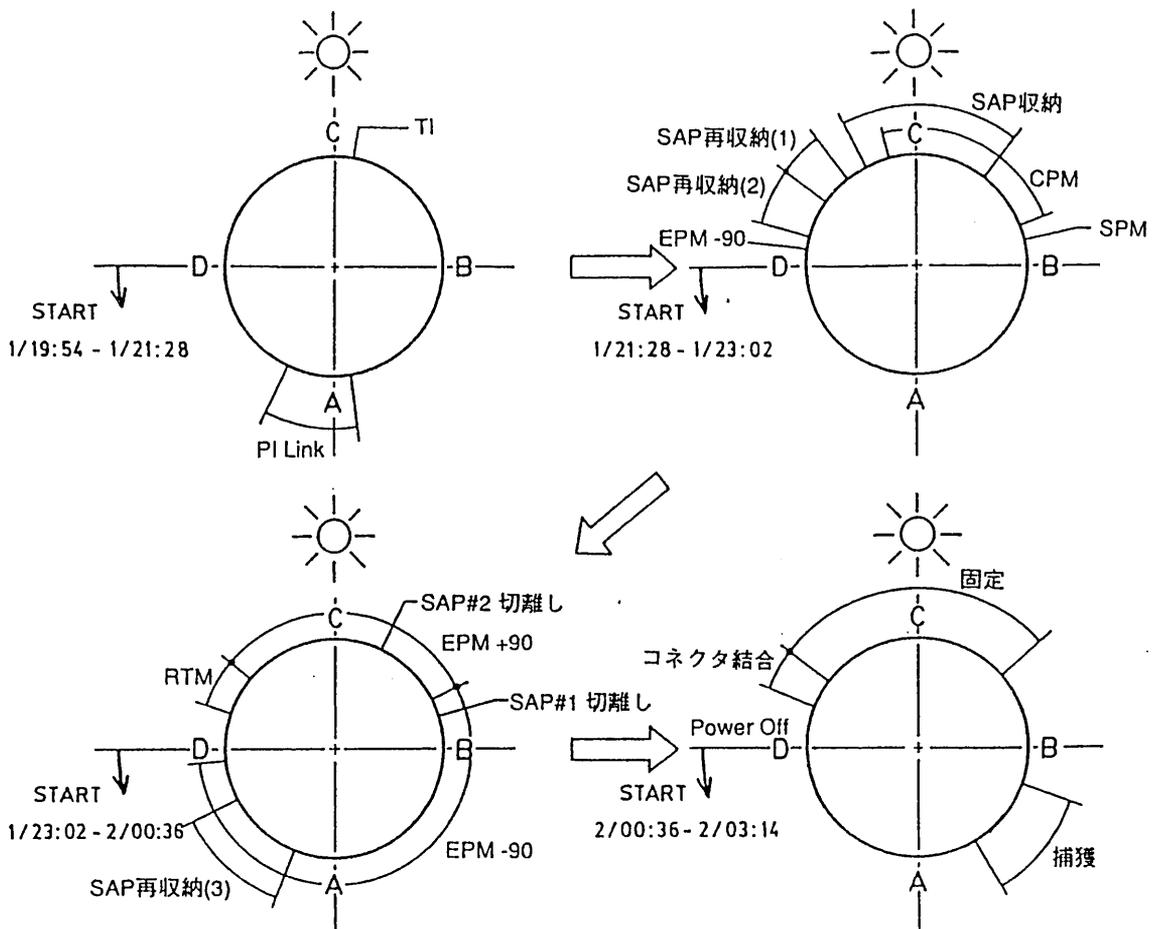


図 1.5 - 1 スペースシャトルによるSFU回収運用

時刻はミッション経過時刻(日/時:分)を示す。

1.6 着陸後の作業経過

STS-72 Endeavour 号は日本時間で1996年1月20日16時42分、ケネディ・スペース・センターへ無事に着陸した。

(1) NASA-OPF (Orbiter Processing Facility) での活動

着陸したSTS-72はヒドラジン漏洩の無い事が確認された後、OPF Bay-3に格納された。SFUは1月27日にペイロード運搬車/コンテナであるキャニスタに収納され、その後VPF (Vertical Processing Facility) へ輸送された。

(2) NASA-VPF (Vertical Processing Facility) における活動

1月29日にSFUは専用輸送コンテナであるPTRD (Payload Transportation & Rotation Device) に収納された。SFUのNASAからの引き渡しは、PTRD上で行われ、それ以降はSFU側の作業となった。

(3) 米国民間施設アストロテック (Astrotech社) での作業

1月30日、SFUを収納したPTRDはアストロテックへ輸送された。SFUはアストロテックのHPF (Hazardous Processing Facility) に設置された。

● ヒドラジン排出準備作業

1月30日に火工品等の取り外しを行った後、SFUをPTRDから作業用の設置ドーリへ移設した。その際、ロードセルを用いて重量計測を実施した。1月31日には各センサー類、実験試料などの保護カバーを取り付けた。

● ヒドラジン排出作業

排出作業の前にリークチェックを行い、異常無しと判定されたので、1月31日～2月13日にRCS/OCTのヒドラジン排出及び洗浄作業が実施された。ヒドラジンの排出量はRCSから51.3kg、OCTから453.1kgであった(打ち上げ時の充填量はRCS:99.8kg、OCT:649.9kg)。洗浄には脱ミネラル・脱イオン水を用い、RCSは液側とガス側共に3回、OCTは2回のフラッシングを実施した。

● ヒドラジン排出後作業

2月14日～21日にはスカフ・プレート、グラブル・フィクスチャ、PDA (Payload Disconnecting Assembly)、実験サンプルの取り外しが行われた。実験サンプルはSFUに先立ち担当者が付き添い、日本に空輸された。また、2月15日にはマイクロメテオロイド/デブリ検査チームがSFUの調査を行った。

(4) SFU出荷作業

2月19～20日には、SFUからキールトラニオンを取り外し、設置ドーリよりSFUコンテナへの移設を行った。その後、日本から作業のため搬入した機材等を梱包し、SFUコンテナと共にトラックに積み込んだ。2月29日、SFUは米国からの輸出港となるジョージア州、サバンナへ陸送され、通関手続きを終了した後、3月5日朝に日本へ向かって出航、3月28日、横浜港に到着した。

1.7 軌道運用中の不具合

1.7.1 太陽電池パドル(SAP)ラッチ異常

1996年1月13日、スペースシャトルによるSFUの回収に際し、太陽電池パドル(SAP : Solar Array Paddle) 2翼の収納を実行したが、収納完了(ラッチ)状態を確認することができず、安全回収のためNASAと予め交わされていた合意に基づき、両翼ともSFU本体から切り離された。

(1) 太陽電池パドルの概要

SFUには幅約2.4m、展開時長さ約10mのフレキシブル太陽電池パドル(SAP)が2翼搭載された。図1.7.1-1に示すように、SAPの主な構造は、アレイブランケット、伸展マスト、プレッシャーボード、保持開放機構から構成される。

アレイブランケットは、一翼当り太陽電池セルを実装した45枚のアクティブパネルと、セルを実装していない3枚のブランクパネルから成り、後者のうち2枚はパドル付根に、1枚は先端部に装着し影の影響を避けている。各パネルは約0.2m×2.4mで、ヒンジにより結合されている。パネルの基板は50 μ mのポリイミドフィルムである。アレイブランケットの長さに沿う両端には電力を伝達するフラットハーネスが装着されている。フラットハーネスにはアレイブランケットの折り畳みを補助するわずかなバネ力をあたえられている。

伸展マストは円筒状キャニスタ内に格納され、パドル駆動回路(ADE : Array Drive Electronics)により制御されるモータで伸展・収納される。

プレッシャーボードはSFU本体側に固定されたインナーボードと伸展マスト先端の OUTER BOARD から成り、アレイブランケットが折り畳まれた時にこの2枚のボードで挟まれて保持される。2枚のボードは保持開放機構(CRM; Clamp Release Mechanism)により収納時にアレイブランケットを挟んで押し付ける力を与える(図1.7.1-1(2/2)参照)。CRMはリンク機構で、開放時には「Y字型」形状をしているが、OUTER BOARDの押し付け力が一定値(3kgf)を越えるとリンクが動き、ガイドフィッティングと呼ばれる受け金具の根本に噛み合い図1.7.1-1(1/2)のように「T字型」に開いてラッチする。

(2) テレメトリデータの解析

収納運用中のテレメトリデータより以下の異常事象が判明した。

- a) 両翼ともラッチ位置の手前100~150mmの位置でマストが停止した(停止時刻及びマスト長さを示すマストカウントより推定)
- b) 保持開放機構のラッチ動作が正常な場合より200~300mm手前から開始した(Y字型よりT字形に開き始めを示すスイッチ信号より推定)。
- c) ラッチ手前でADE内部のパドル駆動モータ過電流防止回路が働き異常停止した。

(3) 飛行後データの解析

飛行後にシャトル飛行士により撮影されたビデオや写真を入手して分析した結果、切り離された後の太陽電池パドル一翼について次の事項が明かになった。

- a) マストは正常時より約100mm 伸展した位置で停止している。
- b) アウターボードとインナーボードの間隔が正常にラッチした場合より100mm 以上広い。
- c) 保持開放機構リンクがT字型に開いている
- d) アレイブランケットの一部が異常な折り畳まれ方をしており、ガイドフィッティングに引っかかっている。

(4) SAP エンジニアリングモデルを用いた再現試験

以上の解析結果を確認するため、SAPエンジニアリングモデルを使用し、パネル面外方向挙動を抑えないよう吊り具の一部を外し(重力補正を若干犠牲にして)再現試験を行った。確認された事象は次の通り。

- a) 図1.7.1-2に示すようにインナーボード側ブランクパネルとこれに隣接するアクティブパネルにおいて正常時山折れとなるパネル結合ヒンジラインの一部が逆(谷方向)に折れる。
- b) 逆に折れたパネルがマスト側にはみ出した状態で、保持開放機構のリンクがラッチ動作を開始する。

(5) ラッチ異常の推定原因

以上の解析及び試験結果を基にして異常の発生は以下のように推定される。パネルに折り畳みぐせを与えるフラットハーネスの弾性により、剛性の極めて低いブランクパネルのヒンジラインに逆反りを生ずるような曲げモーメントが生じた。このブランクパネルの逆折れ変形が隣接するアクティブパネル数枚に伝わり、マスト側にはみ出す変形をもたらした。これによりアウターボードの移動を阻害する荷重が発生し、保持開放機構がラッチ状態(T字型)となり、ガイドフィッティングに当たったためそれ以上の収納が不可能となった。

(6) 今後への対応

SFU太陽電池パドルに生じた収納異常は、極めて柔軟な膜構造のフレキシブルパドルの故に、無重量環境下でのその挙動予測が困難であることによって生じた。今後基礎技術的には無重量環境下での膜構造力学の研究を深めると共に、今後の設計では所期の挙動からの変化を極力抑えて、ミッション目的が損なわれることのないようなシステムの構築を心懸ける事が重要であると考えられる。

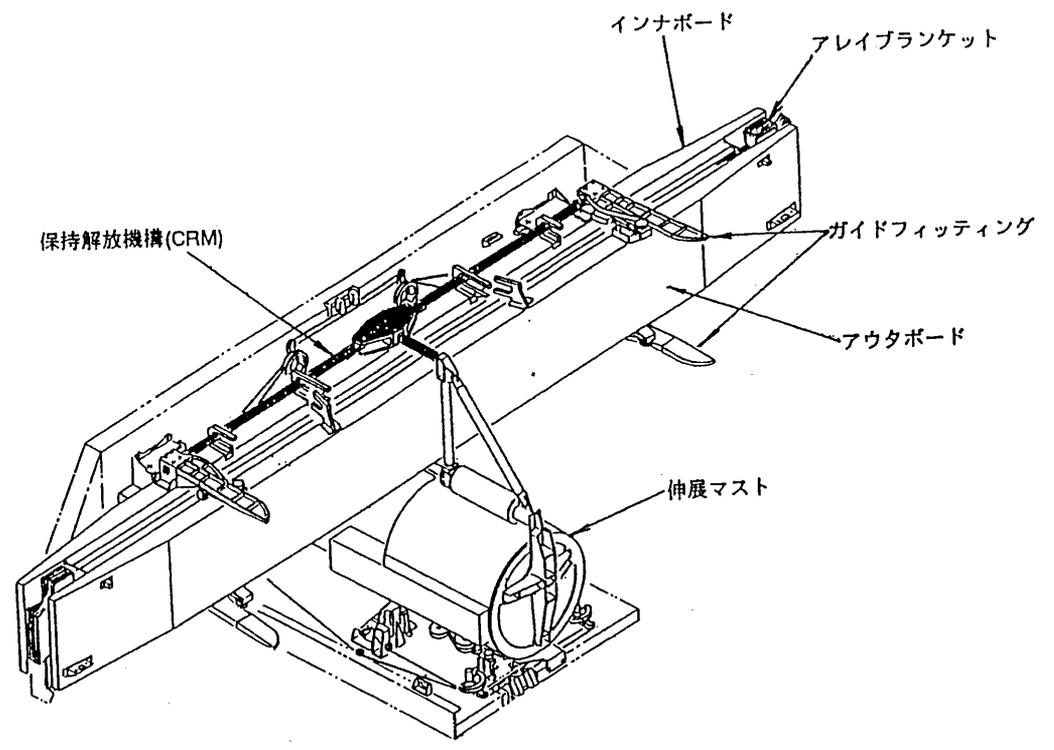


図 1.7.1 - 1 (1/2) 太陽電池パドル外觀図 (収納状態)

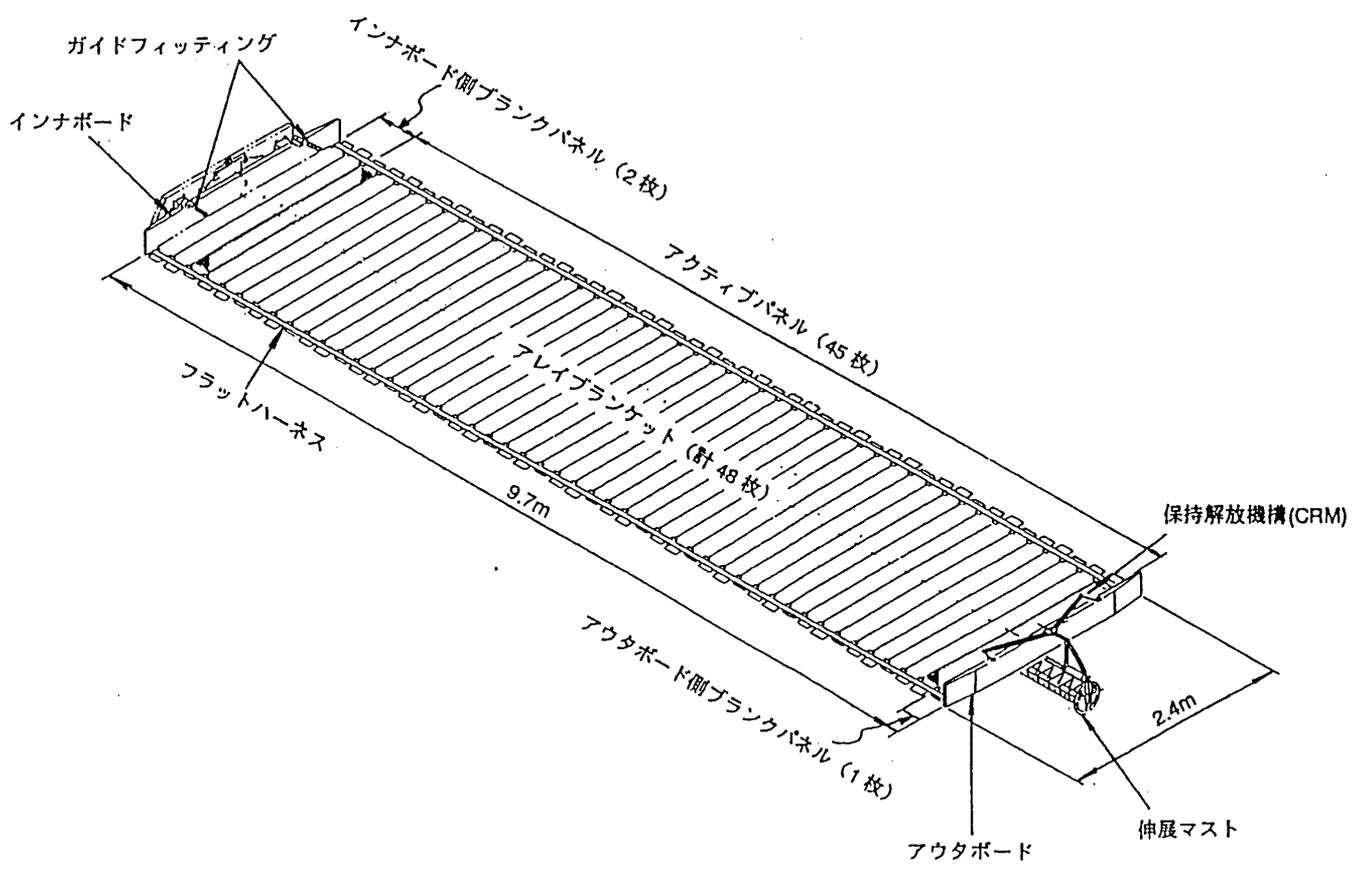


図 1.7.1 - 1 (2/2) 太陽電池パドル外觀図 (展開状態)

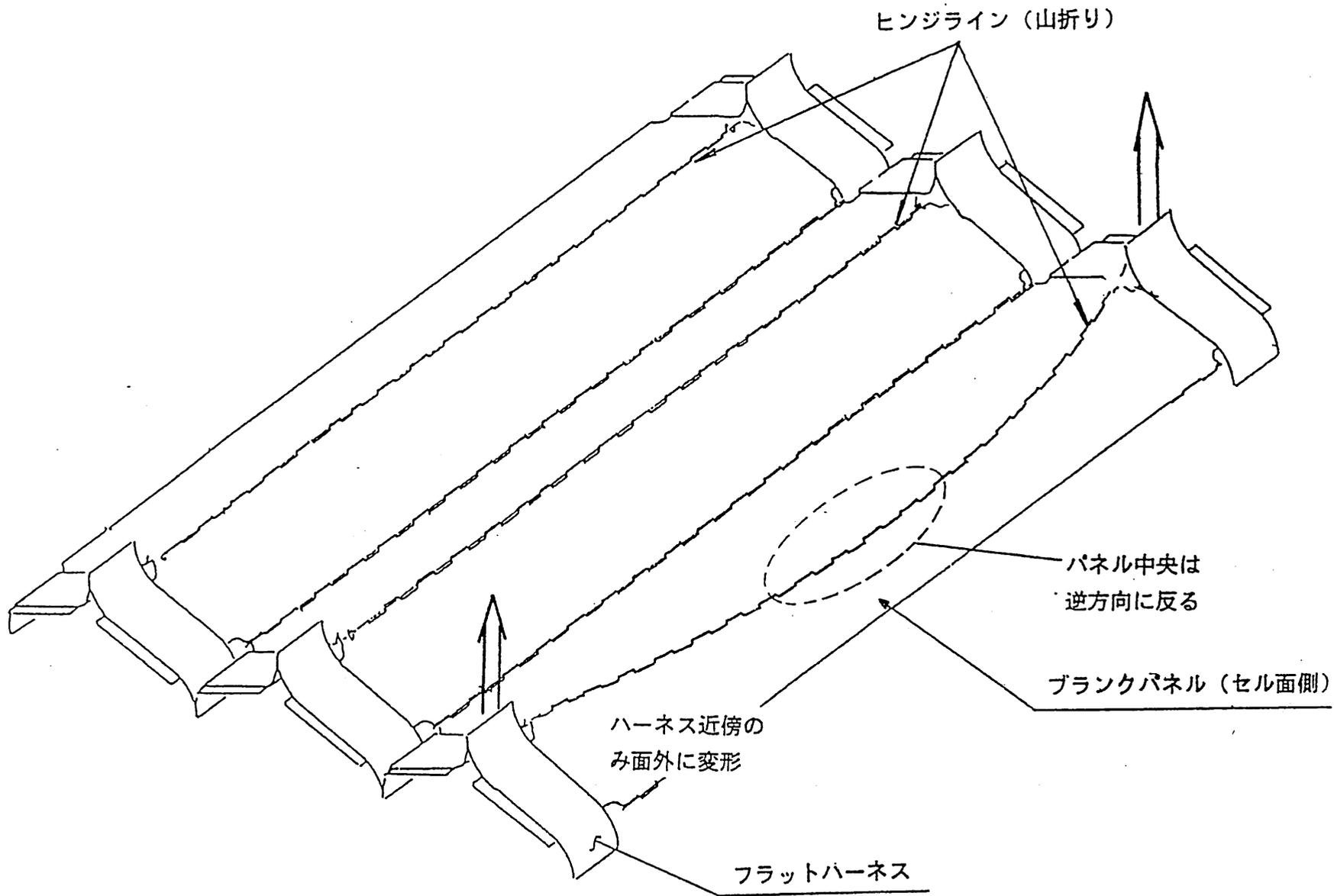


図 1.7.1-2 ブランクパネル逆折れ原理

1.7.2 姿勢制御用推進系(RCS)スラスタの推力損失

SFUのRCSスラスタについて飛行後解析を実施し、SFU回収準備として行った2回の軌道調整の後、予定していた最終軌道調整直前に生じた不具合について原因を明かにした。

(1) RCSスラスタ系

RCSスラスタ系のシステム系統図を図1.7.2-1に、配置図を図1.7.2-2に表わす。RCSスラスタ系は2組のタンクモジュールと4組のスラスタモジュールから成る。タンクモジュールは2個のタンクで構成され、ブラダを用いたブローダウン方式により推薬が供給される。各々のスラスタモジュールは3個の3Nスラスタと、1個の23Nスラスタより成る。RCSスラスタ系は冗長構成を採用しており、スラスタ故障時には、機能アサインメントを変更して残りのスラスタで運用する。

(2) 不具合発生と直後の対応

1995年12月26日に以下のようなSFU姿勢制御の異常状態が発見された。即ち、-Z軸回りに0.4 deg/secで回転していると共に、姿勢制御モードは太陽指向モード(SPM)から外れ、太陽捕捉モード(SAM)になっていた。航法誘導制御系(NGC)は自動異常検知機能により主系から冗長系に切り替わっていた。RCSのL8, L11の推薬弁は連続的に開コマンドを受信したため、温度はそれぞれ110℃、97℃に上昇していた。-Z軸回りの回転により太陽電池による発電が阻害され、バッテリー電圧が日陰時に32.5V以下に低下していた。

以上の状況からスラスタL8, L11の推力低下又は喪失が異常原因と判定し、これらの使用を禁止した。NGC系を主系に戻し、残りのスラスタにより太陽捕捉を行った結果、バッテリー電圧は回復し、以後バッテリー性能に問題のないことが明らかになった。

(3) 回収運用前の原因推定

STS-72打ち上げ前に異常原因究明のFTA作業を行い、スラスタの推力喪失原因はスラスタインジェクタ部又はカピラリチューブ部の目詰まりによる推薬供給停止と推定した。また目詰まりは熱サイクルにより破碎した触媒の粉末が逆流し、固着したものと推定し、NASAもこれを了承した。

(4) 飛行後解析結果

飛行後にRCSスラスタ系はSFUシステムから取り外され、以下の状態が確認された。推薬弁は作動試験及び分解検査の結果異常なかったが、スラスタL8及びL11は単体ガスフロー試験の結果完全に閉塞していた。スラスタL8及びL11を分解し検査したところ、どちらもスラスタ燃焼室直前のインジェクタ部が図1.7.2-3のように完全に閉塞していた。インジェクタ部の閉塞をもたらした付着物の成分分析を行ったところ、付着物にはフッ素(F)を主体として炭素(C)、酸素(O)と少量の硅素(Si)、および微量の鉄

(Fe)とクローム(Cr)が含まれていた。これら付着物の出所については、フッ素(69%)、炭素(21.6%)、酸素(9.4%)から成るリング潤滑剤(Crytox 240AC)と推定された。少量の珪素及び微量の鉄とCrはそれぞれタンクブラダの加硫強化剤SiO₂、スラスタや推葉弁に用いられているステンレス鋼に由来するものと推定されるが、何れも閉塞をもたらすような量でないことが確認された。L8, L11以外のスラスタについては、潤滑剤の流跡痕がオリフィス入口に認められたものもあったが、何れも閉塞には至っていなかった。上記の潤滑剤をヒドラジンに浸漬し、温度を100℃近くまで上昇させると、潤滑剤の油成分が溶け出し、フッ素を含む固形成分が残滓として生ずることが判かった。

(5) 不具合原因について

上記の解析結果を基に、RCSスラスタ L8, L11 の推力中断の原因を以下のように結論した。即ちスラスタ本体と推葉弁の組み付けに用いたリング用潤滑剤の余剰部分が固化・堆積してオリフィス部流路を狭め、より高温に曝されたインジェクタ部を閉塞したことによるものである。(これまで塗布手順の詳細規定がなかったので作業者の経験に頼る所が多く、この手順がうまく機能しなくなった)。異常部位については飛行中の推定とほぼ一致していたが、目詰まりをもたらした物質については回収したことで特定することができた。

(6) 今後の対策

今回発生したRCSスラスタの推力損失のような不具合は、組み付け時に使用するリング用潤滑剤の塗布手順を厳格に規定することにより、再発を防止することができると判断する。

51

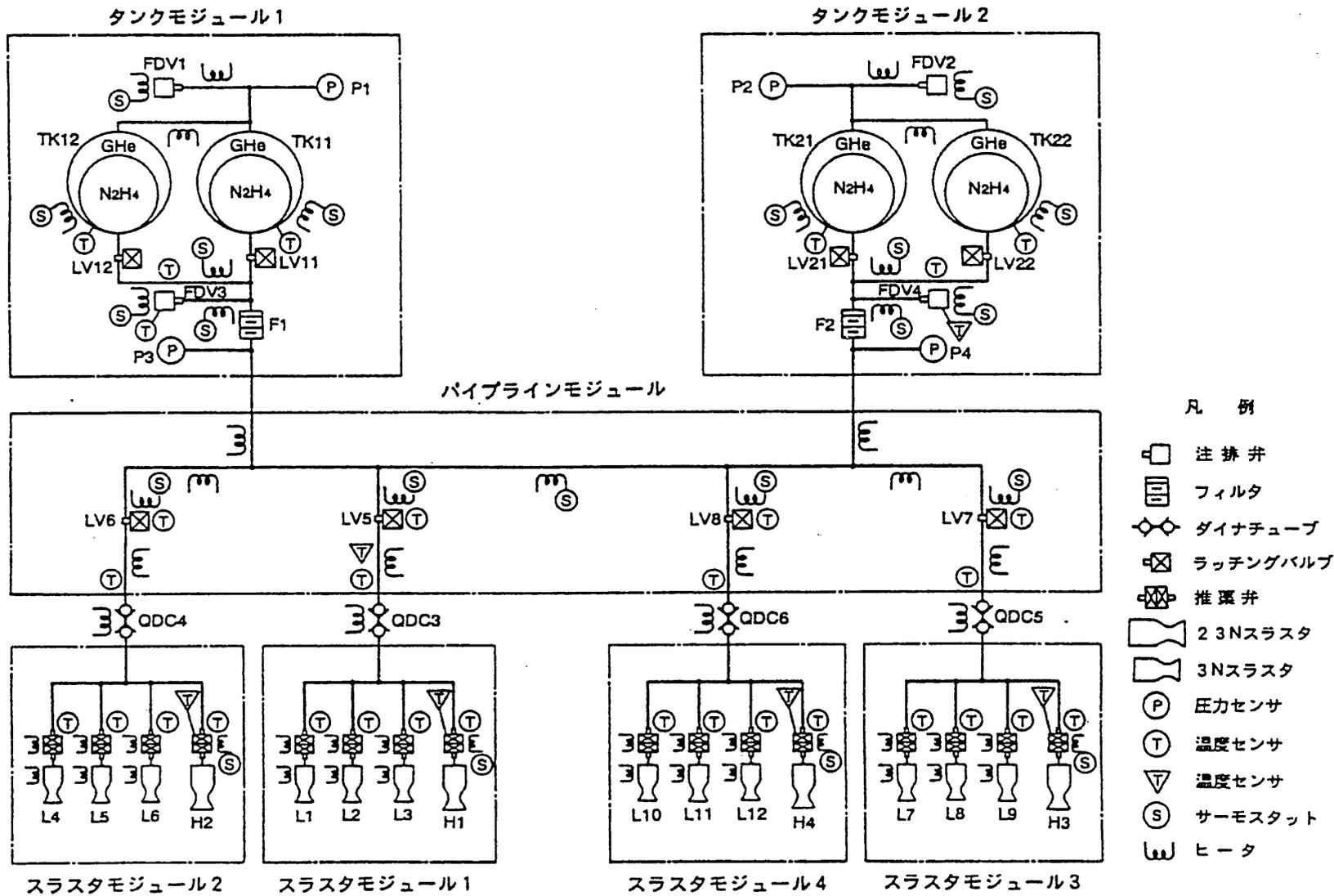


図 1.7.2-1 RCS システム系統図

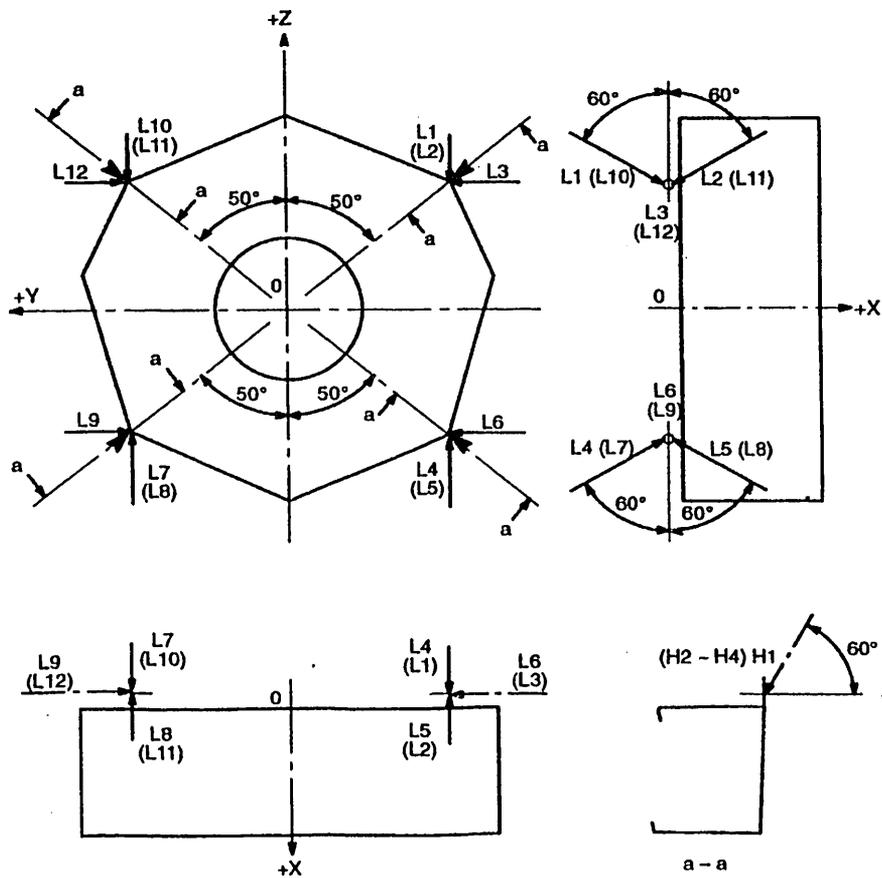
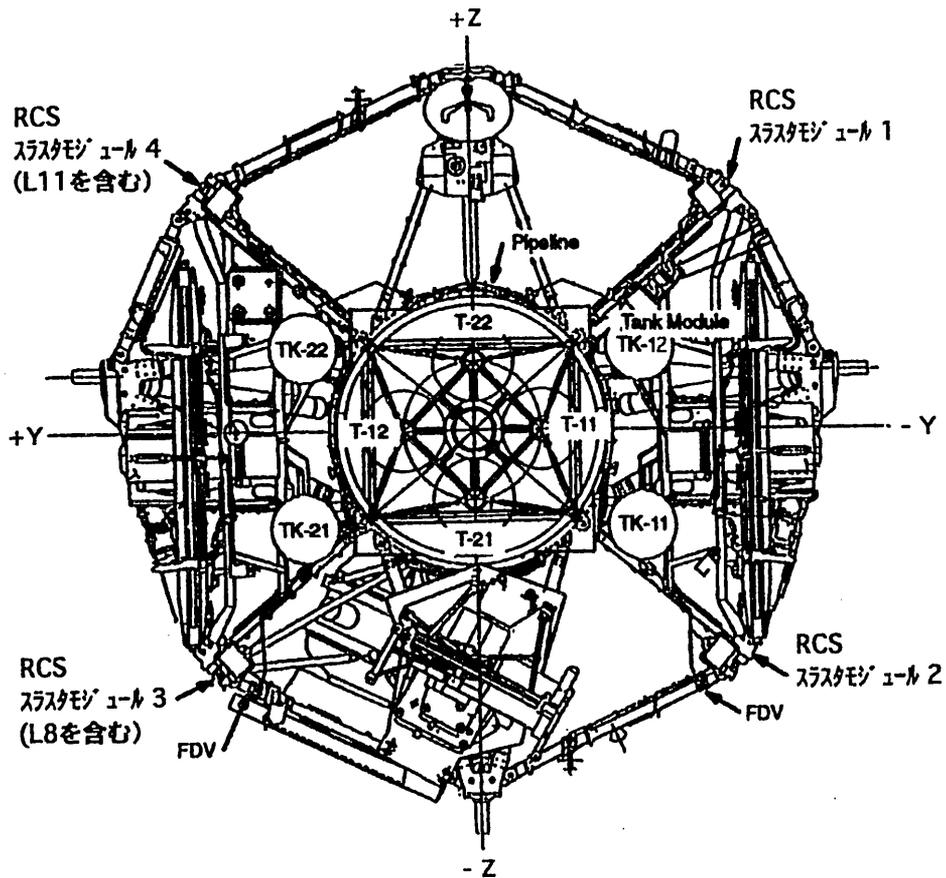
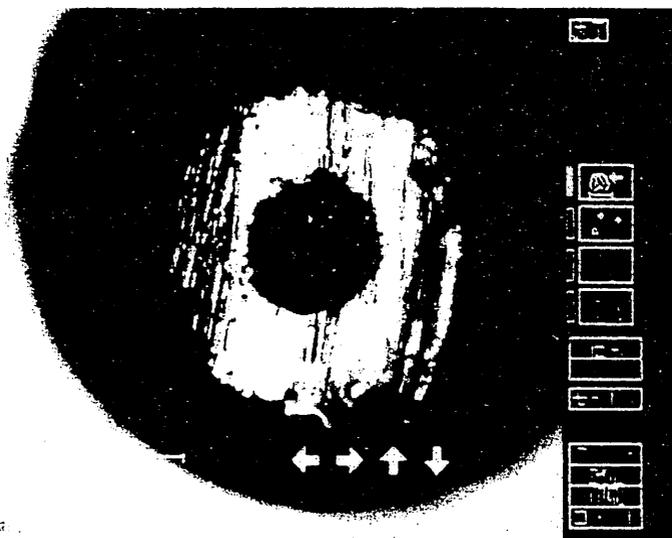
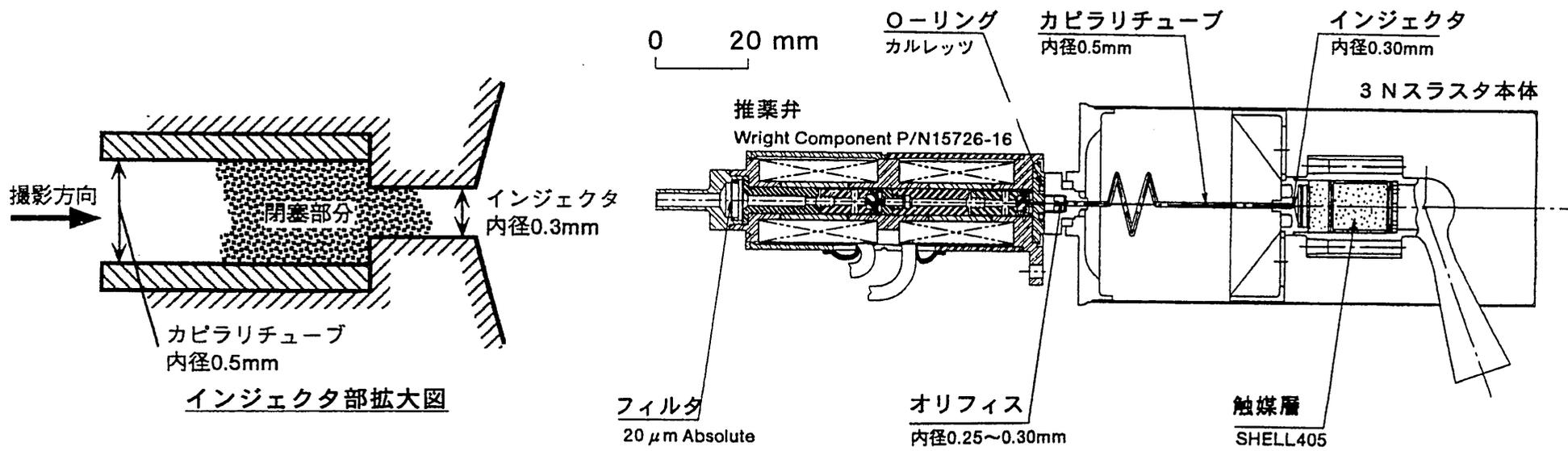


図 1.7.2-2 RCSスラスタ配置図



L-8スラスタ インジェクタ入口



L-11スラスタ インジェクタ入口

図 1.7.2-3 RCS スラスタ インジェクタ閉塞状況

17

2.1 実験システムの概要

SFU には 4 実施機関の下記の実験・観測装置が搭載された。

宇宙科学研究所：

- 宇宙赤外望遠鏡(IRTS)
- 2次元展開／高電圧ソーラーアレイ(2D/HV)
- 電気推進実験(EPEX)
- プラズマ計測装置(SPDP)
- 宇宙生物実験(BIO)
- 凝固・結晶成長実験(MEX)

宇宙開発事業団：

- SFU搭載実験機器部(EFFU)
- 気相成長基礎実験装置(GDEF)

新エネルギー・産業技術総合開発機構／無人宇宙実験システム研究開発機構：

- 複合加熱炉(GHF)
- 焦点加熱炉(MHF)
- 単熱炉(IHF)

これらの実験・観測装置は図 2.1-1 のように SFU 構体に取り付けられた。宇宙空間への曝露を要する 2D/HV, SPDP, EFFU (含: GDEF) は構体上面 (-X 面) に搭載され、宇宙への視野角や視野方向に特殊な要求のある実験・観測機器である IRTS は視野中心軸を X 軸に垂直にし、又、EPEX は推力軸を X 軸に垂直にして搭載された。EPEX を含む他の実験は図 2.1-1 のようにペイロードボックス内に搭載された。

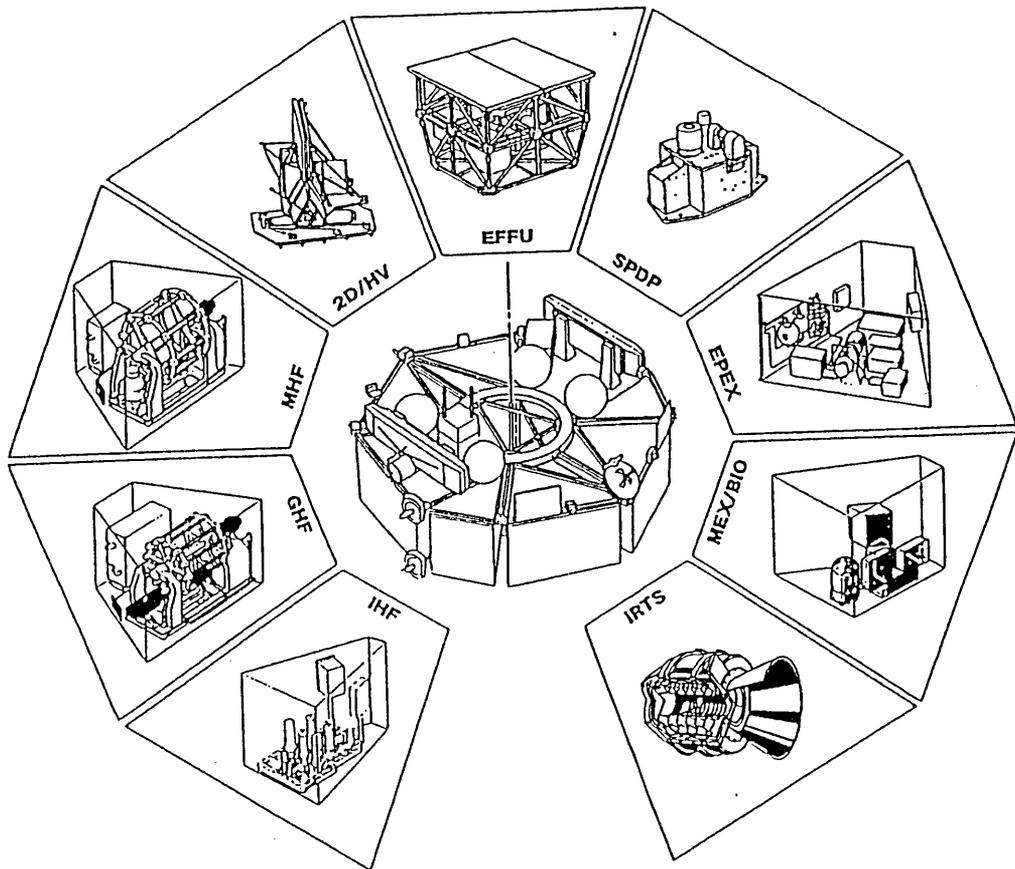


图 2. 1 - 1 SFU 搭载实验

2.2 実験・運用の経過

SFU実験ではリソース（重量・電力，実験時間等）を関係三機関に等配分するため，各実験のサクセスレベルをミニマムレベル，サクセス（ノミナル）レベル，サフィシェントレベル，エキストラレベルの4段階に分け，できる限りレベルを揃えて実験が進められるように計画した。

図2.2-1に実験運用の経過を示す。3月26日から3月29日にかけて実験・観測機器のチェックアウトを行い，全実験がミニマムサクセスレベルをクリアしたことを確認した。3月30日より4月26日までは宇宙科学研究所の宇宙赤外線望遠鏡（IRTS）と宇宙生物実験（BIO）のサクセスレベルの観測及び実験に着手した。IRTSでは極低温・超流動液体ヘリウムの寿命を，またBIOでは産卵期の迫っていたイモリを使用していることを配慮したものである。その後は各機関の実験のサクセスレベルが揃うように順次実験の運用を行った。

観測・実験の完了後には，IRTSサンシェードの投棄，2次元展開／高電圧アレイ（2D/HV）プレッシャーボードのロック，及び電気推進実験（EPEX）の残留ヒドラジン投棄などのNASA安全性の対象となる作業をとどこおりなく完了した。また，実験期間中のコアシステム運用は正常でSFUは安定して飛行した。

SUCCESS

IRTS 3/30 _____ 4/27
 BIO _____ 4/6
 IHF _____ 5/1 5/7
 EFFU _____ 5/7
 MEX _____ 5/25
 2D/HV _____ 5/25 6/2
 _____ 5/26,27 5/28,29
 EPEX _____ 5/30
 GHF _____ 6/3
 MHF _____ 6/12
 SPDP _____ 6/12 6/23

SUFFICIENT

IHF 6:25 _____ 7/1
 EFFU _____ 7/1
 EPEX _____ 7/16
 _____ 7/17,18 7/21,22
 MEX _____ 7/19 7/26 8:2 8:5
 MHF _____ 7/26 8:2 8:5 8:12
 2D/HV _____ 7/19 7/24 8:3 8:4 8:5
 SPDP _____ 7/3 7/7 7/17,18 8:4
 _____ 6/12
 _____ 6/12 6:23
 _____ 6/12 6/12 6:23,24

EXTRA

EFFU 8:12 _____ 8:18
 BIO _____ 8:22 8:24 8:31
 GHF _____ 8:24 8:31
 SPDP _____ 8:23

圖 2. 2 - 1 SFU 實驗實施經過

2.3 宇宙赤外線望遠鏡 (IRTS) の成果概要

IRTSの観測では実験の全期間にわたって観測機器は全て正常に働き、液体ヘリウム（絶対温度 2 K）で冷却された検出器により波長 $1\mu\text{m}$ から $800\mu\text{m}$ の間の広い赤外線領域にわたって高感度の観測を行い、予定した以上の天空範囲にわたって良質で大量のデータを取得した。現在データ解析は一部に限られているが、既に多くの興味深い成果が得られている。以下に概要を示す。なお、IRTSの開発は、宇宙研、名古屋大学、東京大学などの国内の研究者に加えて、米国NASA Ames研究所、カリフォルニア大学の研究者の参加のもとに進められた。

(1) 宇宙空間に普遍的に広がる有機物質の観測

IRTS に搭載された近、中間赤外線分光器によって天の川銀河の星間空間中に特徴的なスペクトル（図 2.3-1）が観測された。このスペクトルは図 2.3-2 に示すようなベンゼン環をたくさん含んだ多環式芳香族炭化水素 (PAH: Polycyclic Aromatic Hydrocarbon) に特有なものであり、有機物の存在を示すものである。

図 2.3-3 はIRTSで観測されたPAHの示す特徴的なバンド（3.3, 6.2, 7.7, 8.6, 11.3 ミクロン）の天の川の中での強度分布を示したものである。このあたりの天の川にはW51と呼ばれる星形成領域（中央）があるが、この領域に限らず、広く天の川空間全体にこの放射が認められる。これまでこの種のスペクトルは惑星状星雲等の個々の天体において観測された例はあるが、このように銀河面全域に広がっていることが確認されたのはこれが初めてである。また、PAHの分布は星間塵（100 ミクロン）、星間ガスとの相関が極めて良く、このことは有機物が星間空間中に他の物質と共存して普遍的に存在していることを示している。

IRTS による PAH 放射の発見は太陽系が形成される以前にすでに宇宙空間には有機物(PAH)が存在していたことを示唆しており、生命の起源の問題にとっても興味深い発見として注目される。

(2) 宇宙初期における星・銀河形成の痕跡の観測

ビッグバン以降 始めて星や銀河の生まれる過程は今でも謎として残されているが、その痕跡が赤外線領域に現われるのではないかと考えられている。IRTS には近赤外域に非常に感度の高いしかも分光機能を備えた観測器が搭載されており、これによって今までにない精度の高い観測に成功した。現在データの解析中であり、今後の成果が期待される。

(3) その他

- ・黄道光の精密なスペクトル観測にも成功により、その成因に新たな知見を提供した。
- ・遠赤外観測において宇宙の電離した炭素の分布を観測した。
- ・新たに絶対温度数度という低温の宇宙塵の存在を示唆するデータを取得した。

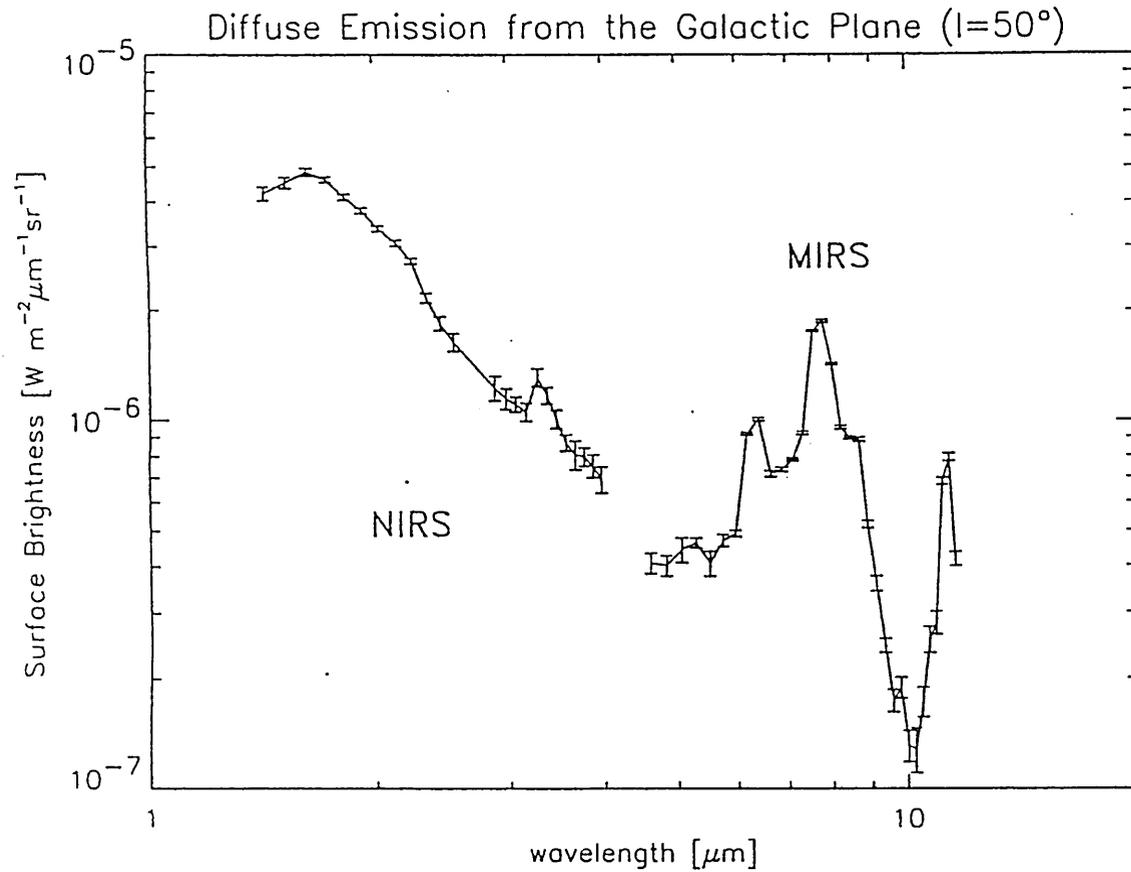


図2. 3-1 IRTSによって観測された銀河面のスペクトル

有機物質起源と考えられるバンド構造が波長、3.3, 6.2, 7.7, 8.6, 11.2ミクロンに認められる。

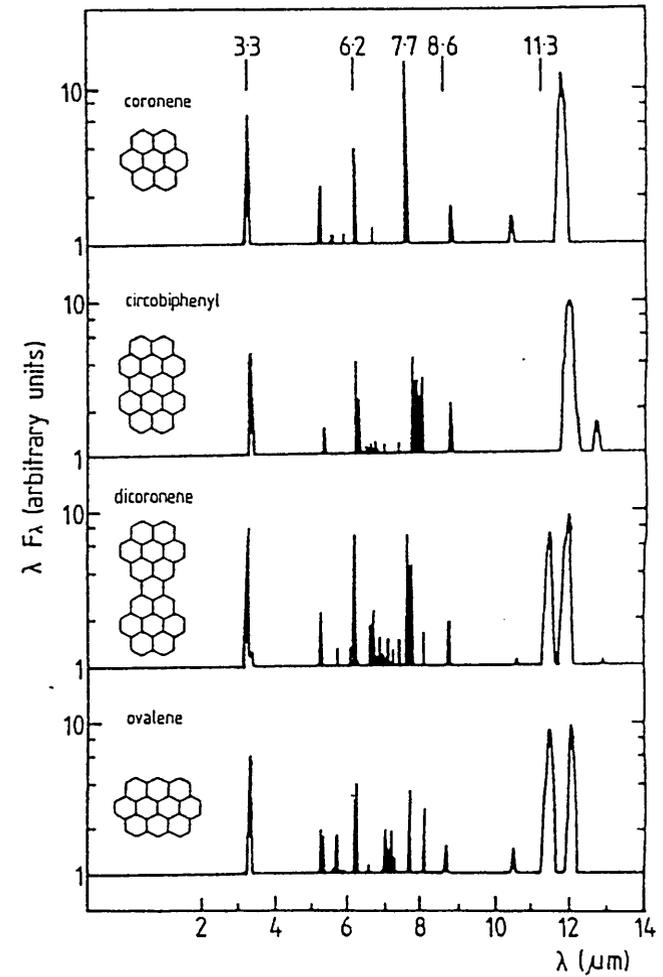


図2. 3-2 各種多環式芳香族炭化水素;PAHの予想されるスペクトル。最上段図中の数字は天体から観測される波長を示す。各図の左側に分子構造が示されている。

有機物質（多環芳香族炭化水素）が放射する様々な赤外線スペクトルで見た銀河面
 （星形成領域W 5 1（中央）の周辺の銀河面）
 100ミクロンはシケイトなど無機物質の放射する赤外線

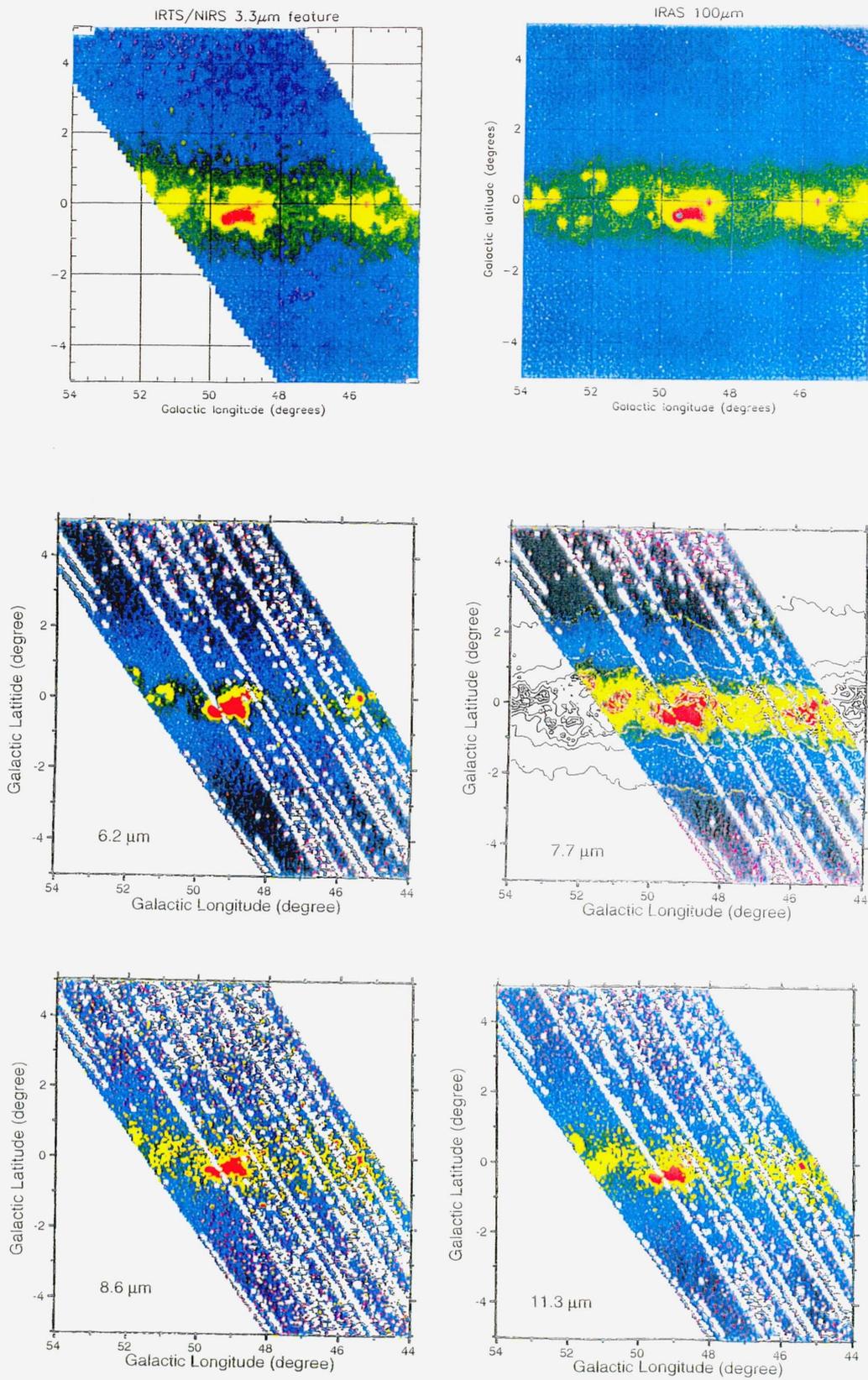


図 2.3 - 3

2.4 2次元展開／高電圧ソーラーアレイ実験(2D/HV)の成果

(1) 実験目的

- a) 直交して伸展するマストにより、小さく折り畳まれた(三浦折り)ブランケットを2軸方向に同時に展開し、逆操作により収納することを確認する。
- b) アレイの一部に貼られた太陽電池セルの直列結合により高電圧を発生させ、電離層プラズマとの干渉の有無を調べる。

(2) 2D/HVシステム

図2.4-1に2D/HV展開部の構造を示す。構成要素は上方から、折り畳んだアレイを収納・確保する一对のプレッシャーボード、展開・収納のアクチュエータ及び展開後の支持構造体としての主・副マスト、全体の構造を支持する下部プレート、及びSFU本体と結合するためのベースプレートとから成る。アレイは主・副マストによりプレッシャーボードから引き出され、図2.4-2に示すように直角二等辺三角形の膜面構造体として宇宙にて展開される。制御及びデータ計測は2つの独立する電子機器により実施される。ベースプレートには、収納異常時に展開部分を切り離し放出するための機構が装備されている。

(3) 実験運用と結果

SFU打ち上げ後、1995年3月28日に収納状態でのチェックアウトを実施し、2D/HVの全てのテレメトリデータが正常に取得できた。2D/HVアレイの展開収納実験は1995年5月27日に行われた。図2.4-3(a)はモニタテレビによる全展開の映像で、(b)は地上試験時に同じ角度から撮った写真である。このような柔軟な膜面構造物においては重力が作用する地上での試験は困難であり、今回は軌道上の展開途中の映像も十分に取得することができたので、地上試験への数多くの検討事項を明確にすることができた。

モニタテレビ画像、マスト伸展長などのテレメトリデータは正常であり、完全展開が確認された。しかし展開中のアレイ加速度、太陽電池セルの温度と出力のテレメトリデータは時間的に変化がなく、異常であった。そのため高電圧アレイ実験を中止した。その後、同日中に収納実験を行い、テレメトリデータにより正常な収納を確認した。8月3日にはシャトルの安全性要求に対応するためプレッシャーボードのロックを実施した。

(4) テレメトリ異常の原因解析

- a) 異常のあった全てのテレメトリデータは二個の分離コネクタ(37ピン及び61ピン)のうち37ピンの分離コネクタを通過している。
- b) マスト伸展を駆動する電力は61ピンの分離コネクタを通過して供給される。
- c) 打上げ直後のチェックアウトにおいてすべてのテレメトリデータが正常であることを確認して以降、異常を発見するまでの間に赤外望遠鏡(IRTS)のサンシールド展開及び投棄が行われている。
- d) サンシールド展開前後で2D/HV火工品取付部温度が31℃から70℃に、2D/HV

に隣接する姿勢制御推進系 (RCS) スラスタモジュール #3 の温度が 40°C から 80°C に上昇した。

これらの事実に基づいて、サンシールド展開後その裏面からの太陽反射光による予想外の熱入力が 2D/HV系にあったものと推測し、詳細な熱解析を行った。図 2.4-4 はサンシールド展開時の SFU の形態を示す。図 2.4-5 は切り離し機構の説明図である。(a) 図において、一次ケーブルを火工品で切断すると、一段プーリーが回転しそれにつながる二次ケーブルが緩んで、タイダウン機構や分離コネクタを解放する。(b) 図は分離コネクタの外観で、37ピンのコネクタが右側、61ピンのコネクタが左に写っている。熱解析の結果、(a) 図の二次ケーブルの温度は 90°C に至ることが判明した。これによる二次ケーブルの伸びを求めると、37ピンの分離コネクタは外れ、61ピンの分離コネクタはケーブル長にして 0.3mm の余裕で辛うじて分離されずにとどまったものと推定された。

(5) 飛行後解析

飛行後の外観検査から 37ピンの分離コネクタは外れ、61ピンの分離コネクタは外れずにいることが確認された (図 2.4-5 (b))。又、ベースプレートの銀・テフロン表面にはワイヤハーネス、ケーブル、プーリー等の影が太陽紫外線 (UV) 等の照射で焼き付けられていた。37ピンの分離コネクタを抑えるプーリーの影を観察した結果、明瞭な (正常位置の) 影のほかにプーリーがより開く方向に動いたと思われる薄い影が認められ、ケーブルの伸びを助長した可能性があることが判明した。また、アレイブランケットは正常に収納されていることが確認された。

(6) 結論

- a) 2次元展開機構は正常に動作し、アレイブランケットも正しく展開し、元の状態に折り畳まれた。
- b) 高電圧アレイ実験に関わるテレメトリデータは分離コネクタの異常分離により実施できなかった。今後の対策としては、分離機能を損なうことなく熱制御カバーを設置することや、展開物反射面の特性を適正に選んだりすることによる熱入力の大幅な変化に耐える設計が必要である。

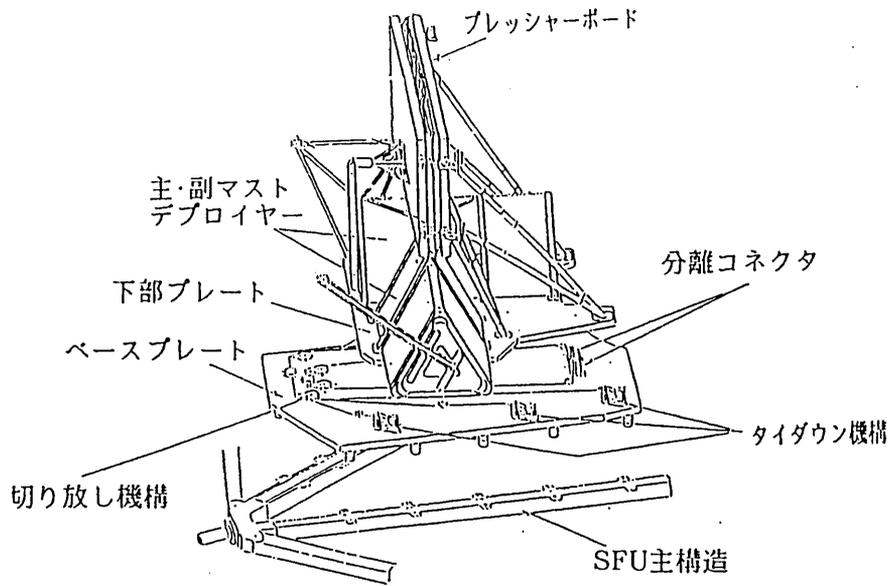


図2. 4-1 2D/HV展開部の構成

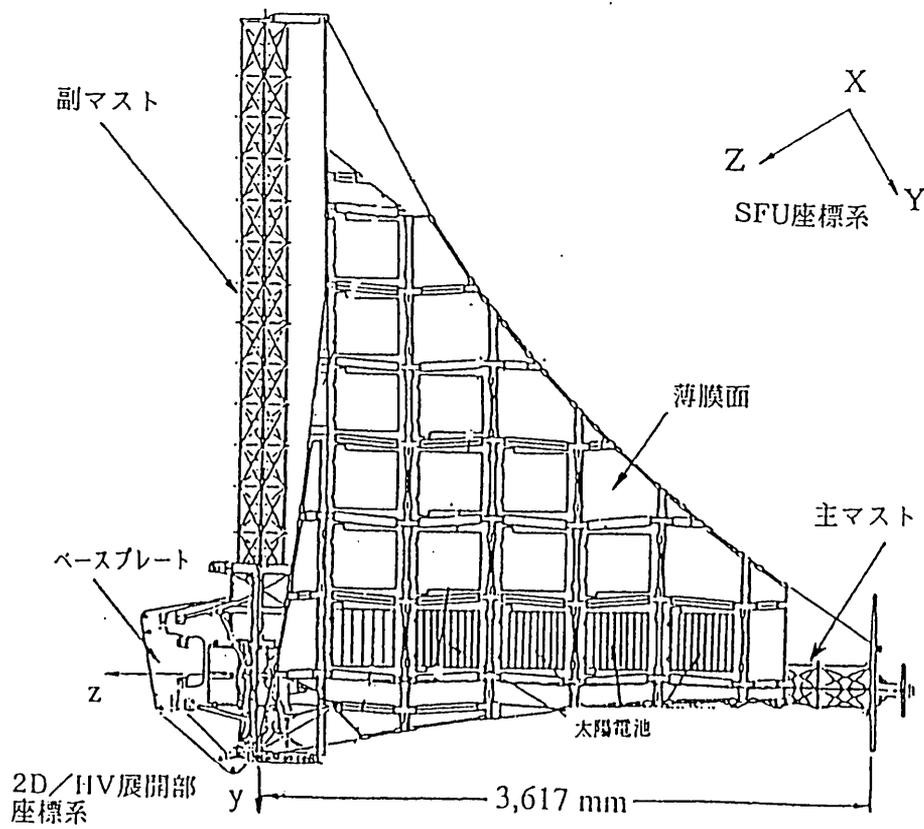
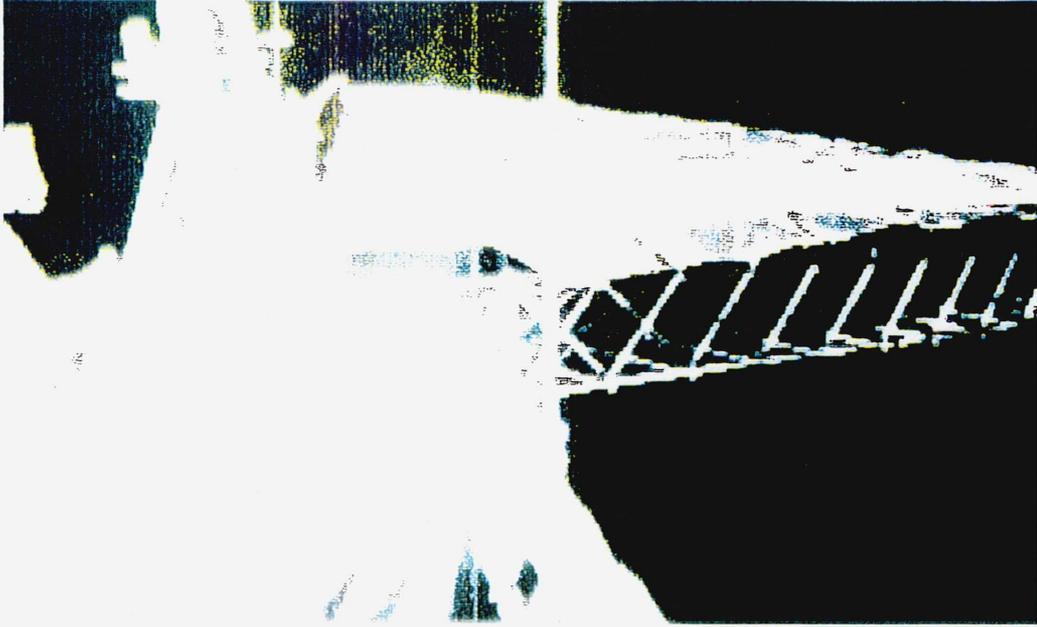
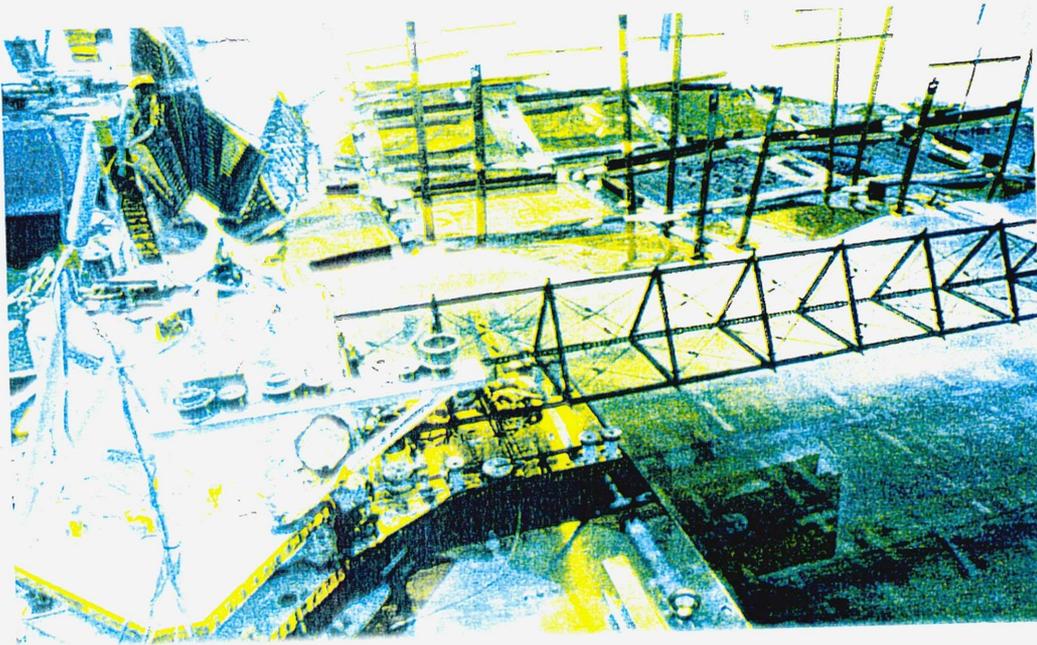


図2. 4-2 2D/HV薄膜面の展開時の形態



(a) 軌道上全展開の図



(b) 地上試験状況

図 2. 4 - 3 2D/HV軌道上全展開と同じ角度で見た地上試験状況

29

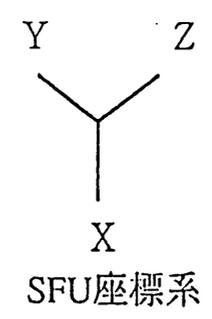
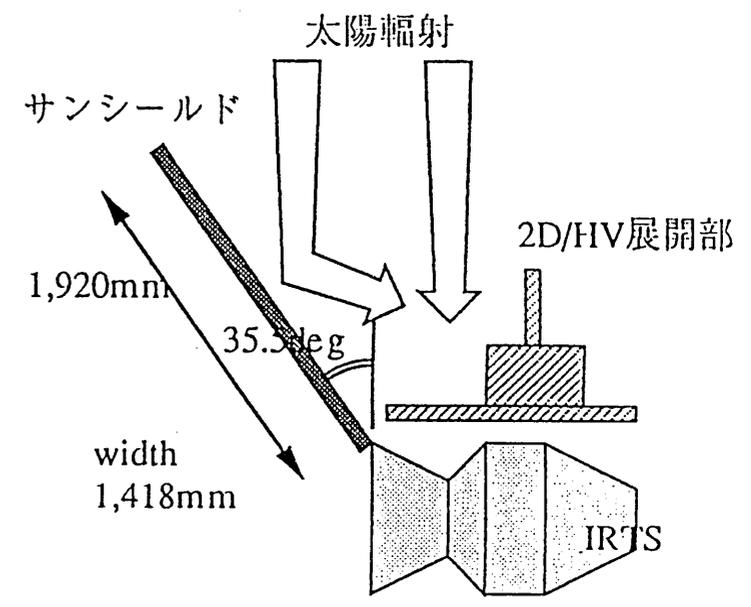
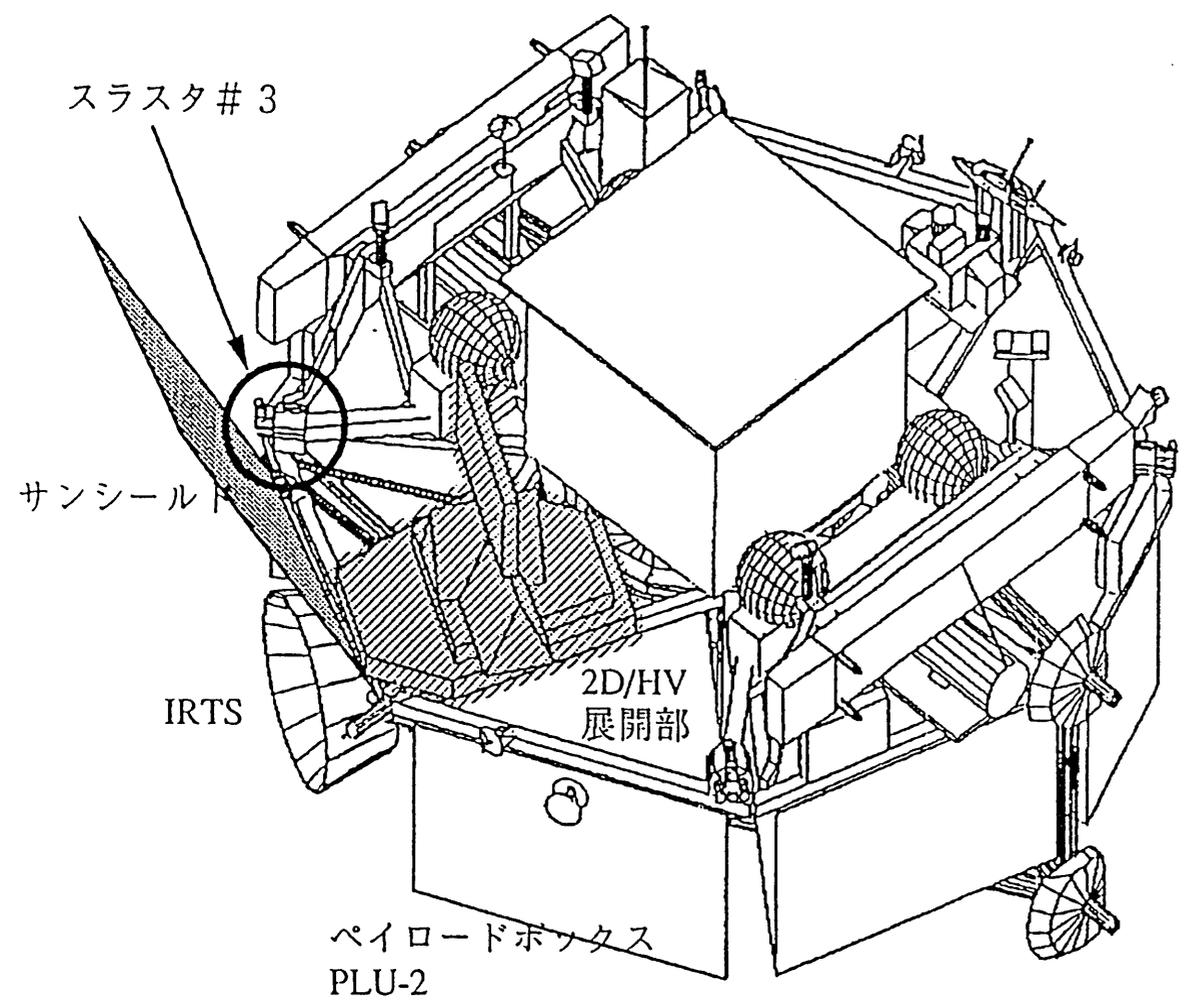
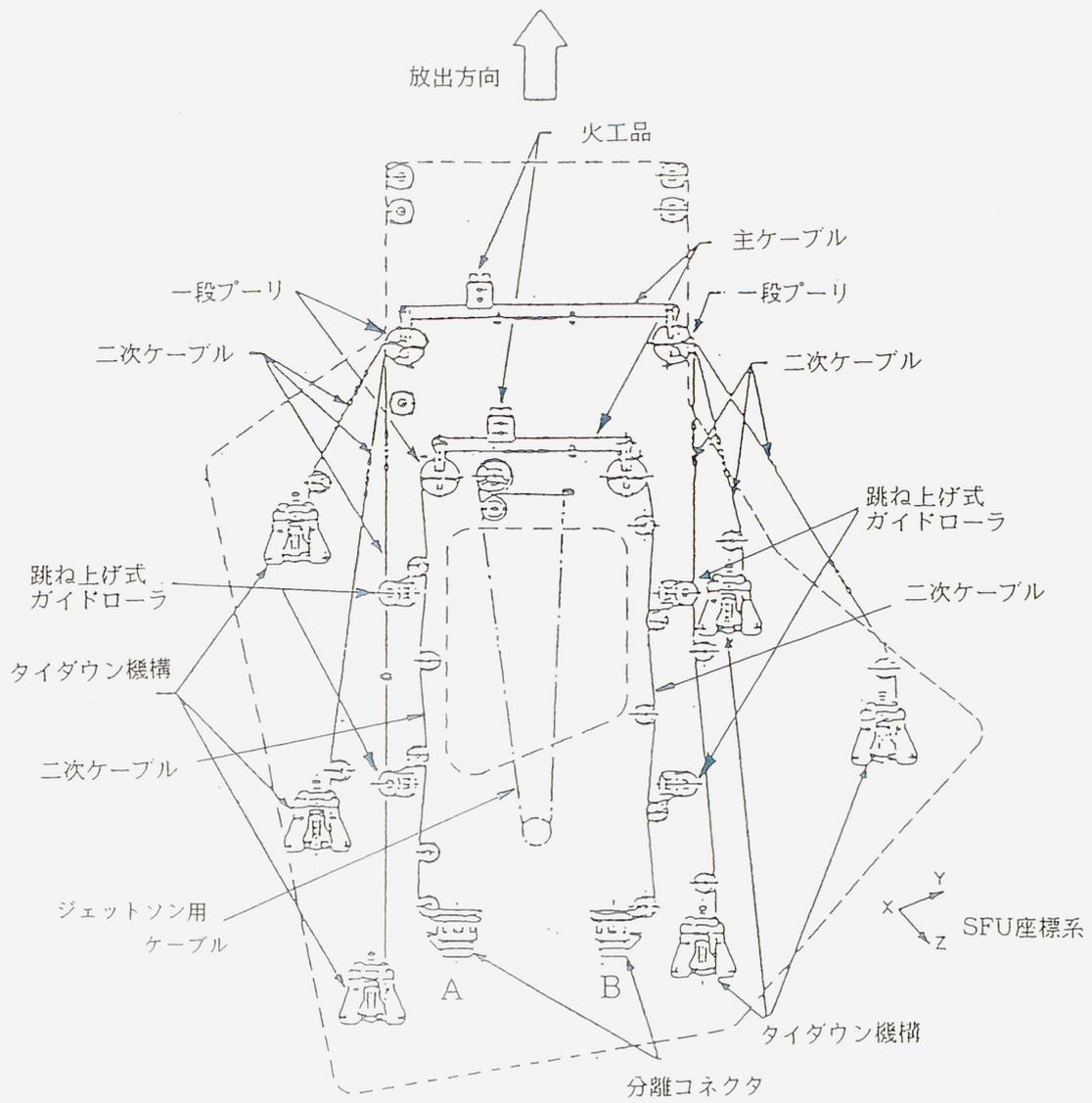
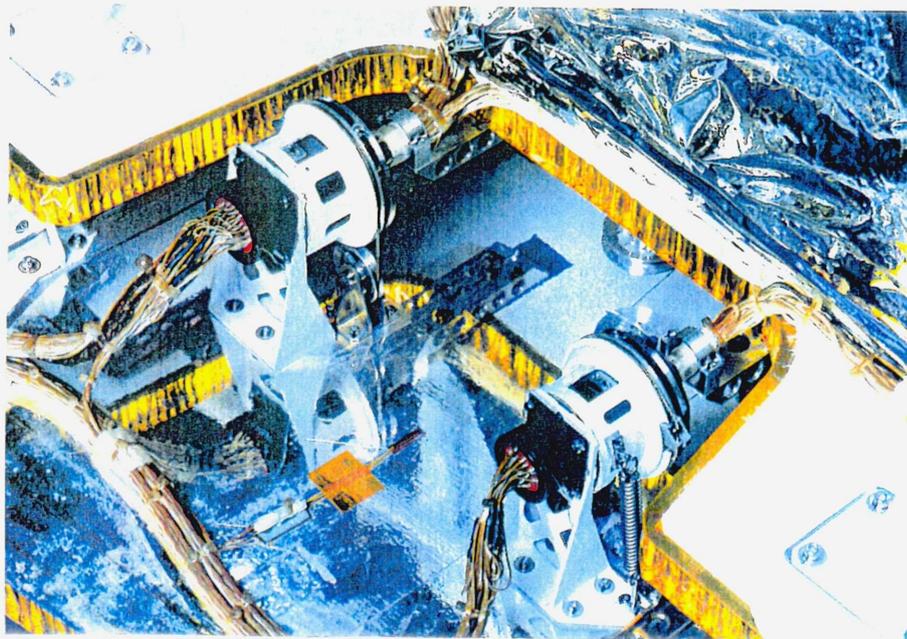


図 2.4-4 SFUにおける2D/HV展開部の装着位置



(a) ベースプレート上の切り離し機構の詳細



(b) 分離コネクタ

図 2.4-5 切り離し機構

2.5 電気推進実験 (EPEX) の結果

(1) 目的

電気推進実験 (EPEX) はMPDアークジェット (Magneto・plasma・dynamic Arcjet) をスラストシステムとして搭載し、軌道上で推進機能を確認することを目的とした。

(2) EPEXシステム

MPDアークジェットはヒドラジンを推進剤として用いる繰り返しパルス型の電気推進の一種で、約6 kAのアーク放電によって推進剤をプラズマ状態にし、その磁場によって生ずるローレンツ力でプラズマを加速噴射する。軌道上ではSFUから日照時で最大430Wの電力供給を受け、約150 μ secのパルス状放電を0.5~1.8 Hzで繰り返す。発生推力は1パルス当たりのインパルスとして約3.6 mN・secである。図2.5-1にブロック図を示す。推進剤はガス発生器によってガスに分解して一旦、貯気槽に保持され、パルス状のアーク放電に同期した形で高速電磁弁を開閉することにより、アーク放電部へと供給される。図2.5-2にEPEX実験の搭載状況を示す。

(3) 実験運用と結果

打ち上げ後の1995年3月の実験では推進剤であるヒドラジンの温度・圧力状態、パルス状アーク放電の電源回路であるキャパシタバンクへの充電機能、その他のテレメトリが正常であることが確認された。

5月の実験では、ヒドラジンの供給動作、繰り返しプラズマ噴射動作が正常であることを確認する一方、SFUの姿勢に与える外乱、即ち発生推力をSFUのNGC系を用いて評価した。その結果、発生推力は地上試験で得られていた値と一致することが確認された。また、貯気槽の圧カブローダウンにより算定される推進剤消費率からアーク放電時の比推力を求めたところ約1,100秒となり、これも地上試験の結果と一致した。また、噴射プラズマの直近に位置するアンテナを選んで、電波干渉の有無を試験したところ、テレメトリ同期に影響することが判明し、プラズマの存在が確認された。

6月~7月の実験では与えられた実験時間を活用し、繰り返しプラズマ噴射を実施した。結果として43,395回の作動回数を達成した。そのうち、ミスファイアの割合は0.3%未満と良好な成績であった。

7月~8月の実験では残留ヒドラジンの宇宙空間への投棄、推薬供給系の真空乾燥を実施し、スペースシャトルによるSFUの安全回収に備えた。

回収後の地上での点検ではEPEXは全て正常であり、推薬供給系のヒドラジン濃度も完全にゼロであることが確認された。

(4) 結論

今回の宇宙実験でEPEXシステムの推進機能が確認されたことにより、MPDアークジェットは将来の宇宙ミッションに適用可能なスラストシステムとしての飛行実績を獲得したことになる。

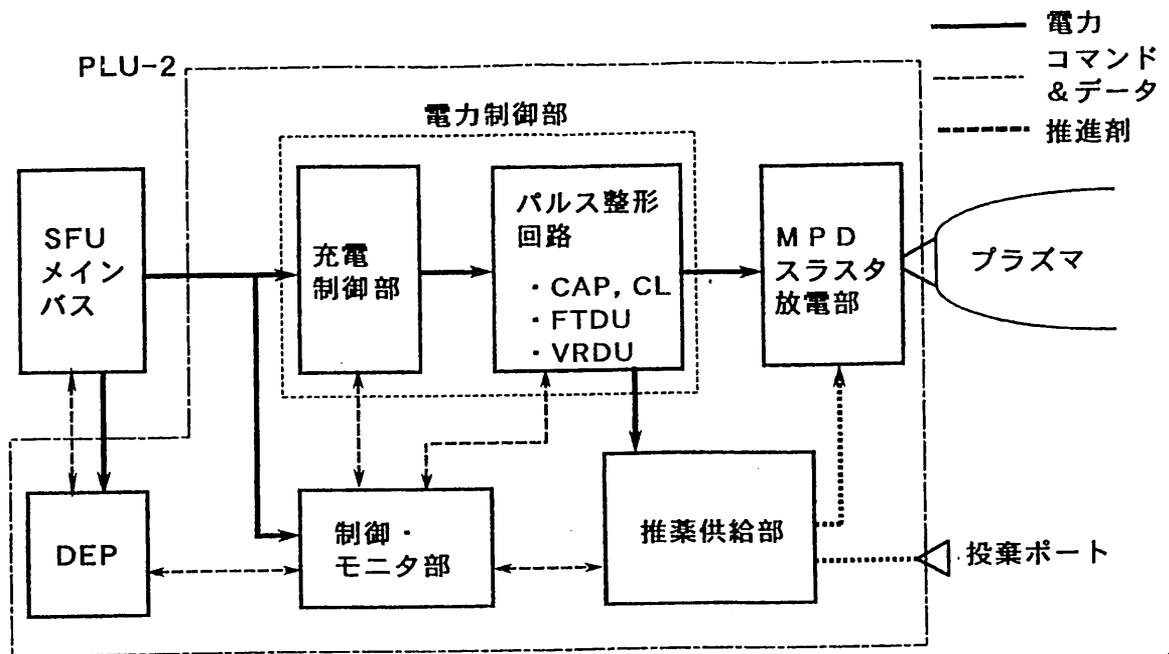
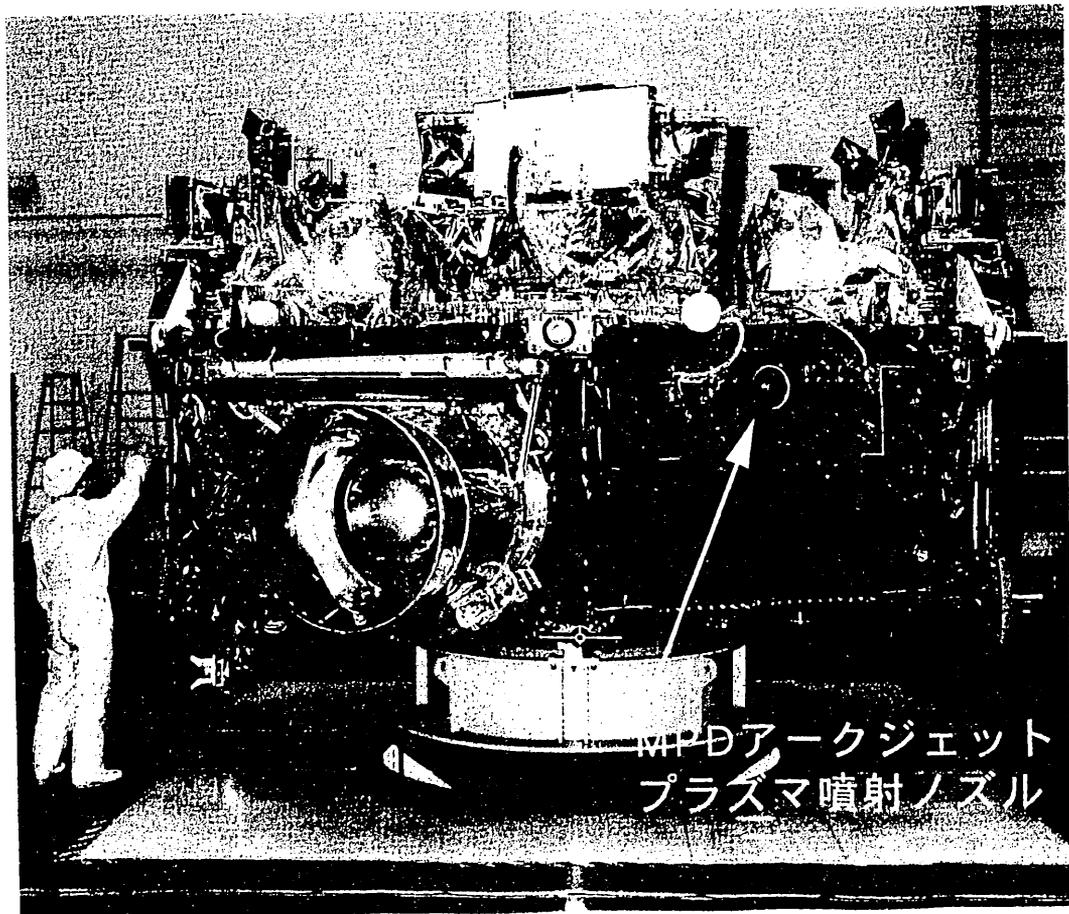


図2.5-1 EPEXシステム・ブロック図。



MPDアークジェット
プラズマ噴射ノズル

図 2.5-2 EPEXの搭載状況。

2. 6 プラズマ計測装置／環境モニタ (SPDP/SEM) の計測結果

SFUでは、ガス、プラズマ、電磁場、光学、マイクロGの宇宙環境を総合的・多点的に計測するための2台の宇宙環境計測装置SPDP (Space Plasma Diagnostic Package)とSEM (SFU Environment Monitor) が搭載された。これらの環境計測装置は、SFU上とその周辺に形成される宇宙環境を明らかにするとともに、実験担当者に対し実験結果を評価するために必要な宇宙環境データを提供することを目的としている。SPDPは可視分光器、磁力計、電子密度変動検出器から構成され、SEMは電離真空計、質量分析器、プラズマプローブ、インピーダンスプローブ、波動受信機、マイクロGセンサーから構成される。両環境計測器には宇宙環境下での材料の劣化を調べるためのサンプルが計11枚搭載された。2台の環境計測装置は、95年3月の打ち上げ後から8月末までの実験運用フェーズ中は、実験要求に基づき平均して毎日1～2時間程度運用され、9月以降の回収準備フェーズにおいても毎週1～2時間程度定期的に運用された。

ガス環境は2本の真空計と質量分析器により計測された。太陽指向側(-X方向)に開口をもつ真空計は、真空計内に発生するフォトエレクトロンの影響を受け、日陰中よりも日照中の方が見かけ上真空度が悪い。また、横向きのゲージ(+Z方向)は、太陽指向側のゲージより真空度が悪い。これは、周辺機器からのアウトガスを検知したためと思われる。両ゲージともに、SFUのガス環境は打ち上げ後1ヶ月位までは、アウトガスの影響を強く受けていることを示している。質量分析器でも、アウトガス起源と思われる水分子、酸素原子、窒素分子が主要成分として検出された。また、炭化水素系と思われるガスも検出された。

プラズマ環境は、SEMに搭載した球プローブとSFU上3ヶ所に配置した平板プローブをラングミュアプローブ及びフローティングプローブとして計測するとともに、SEM上の円筒プローブをインピーダンスプローブとして計測した。プローブには±2Vの掃引電圧を印加してラングミュア電流特性を取得しプラズマ密度と電子温度を求めた。フローティングプローブによる計測では、日照時SFUの電位が数10V変化することが観測されたが、これは太陽電池パネルの起電力によりSFUの電位が振られたためと推測される。インピーダンスプローブでは、アッパーハイブリッドレゾナンス周波数の検出によりプラズマ密度が精密に求められた。

電磁環境は、SEMに搭載した球プローブとSFU上3ヶ所の平板プローブをモノポールアンテナとして2台の波動受信機で計測するとともに、SPDPの電子密度変動検出器と磁力計により計測した。波動受信機では低周波領域でブロードバンドの波動が殆ど常時観測された。これは、スペースシャトルオービタでこれまで観測されている低周波ブロードバンド静電波動(BOGESと名付けられている)に対応した静電波動である可能性が高い。電子密度変動検出器では、チャンネルトロンと平板プローブで計測したダイナミックスペクトルによりプラズマ波の波数を求めることができた。磁力計で計測された地球磁場は、モデル磁場IGRFから幾分ずれているが、これは磁気トルカの影響を受けたものと考えられる。

光学環境は、可視分光器により計測され、スラスタ噴射に対応したオーロララインの発光現象や地球大気光が検出された。また、半透明の材料劣化試料の下に組み込まれたレーザー光の強度を計測して、材料表面の変質を約半年にわたって観測した。金とアルミニウムの蒸着膜は次第に欠損して透過光が増加するのに対し、ユーピレックス膜の透過光は表面劣化により次第に透過光が減少した。これらは、実験室での模擬実験の結果と一致している。

マイクロG環境は、SEM内部とペイロードユニット内4ヶ所に搭載したサーボ加速度計により計測された。X、Y、Z各軸毎に特徴をもつ振動（Gジッター）が検出され、この振動の強度には軌道周回に同期した変調がかかっていることが見いだされた。Gジッターは主として10 Hz以上の帯域に存在した。SFUで計測されたマイクロGレベルの変動を、スペースシャトルのデータ、ユーレカのスペック、宇宙基地で推薦されているスペックと比較した例を図2.6に示す。SFUでのマイクロG環境は、スペースシャトルよりも高品質で、宇宙材料実験の一般的なスペックを充分満足していることがわかる。

材料劣化研究試料として、炭素繊維、金蒸着フィルム、ポリフェニレンスルフィド炭素繊維強化樹脂、フッ化マグネシウム蒸着フィルム、カプトン、テフロン、酸化ケイ素蒸着フィルム、ポリイミドフィルムのサンプルが搭載された。回収後、表面反射光学顕微鏡による表面観察を行い、表面形状の変化をmm~ μ mの精度で調べた。カプトンの劣化が著しいのに対し、炭素繊維や炭素繊維強化樹脂の劣化は少なかった。金蒸着膜の原子間力顕微鏡ならびに摩擦顕微鏡による測定では、エッチングは認められないが会合によって金蒸着粒子の粒子径が大きくなっていることが認められた。カプトン表面は原形を留めない程度までエッチングされていた。テフロン表面の非晶部分は選択的にエッチングされた可能性が高い。酸化ケイ素表面はエッチングされ、粒子径の大きなものが残っていることが観察された。

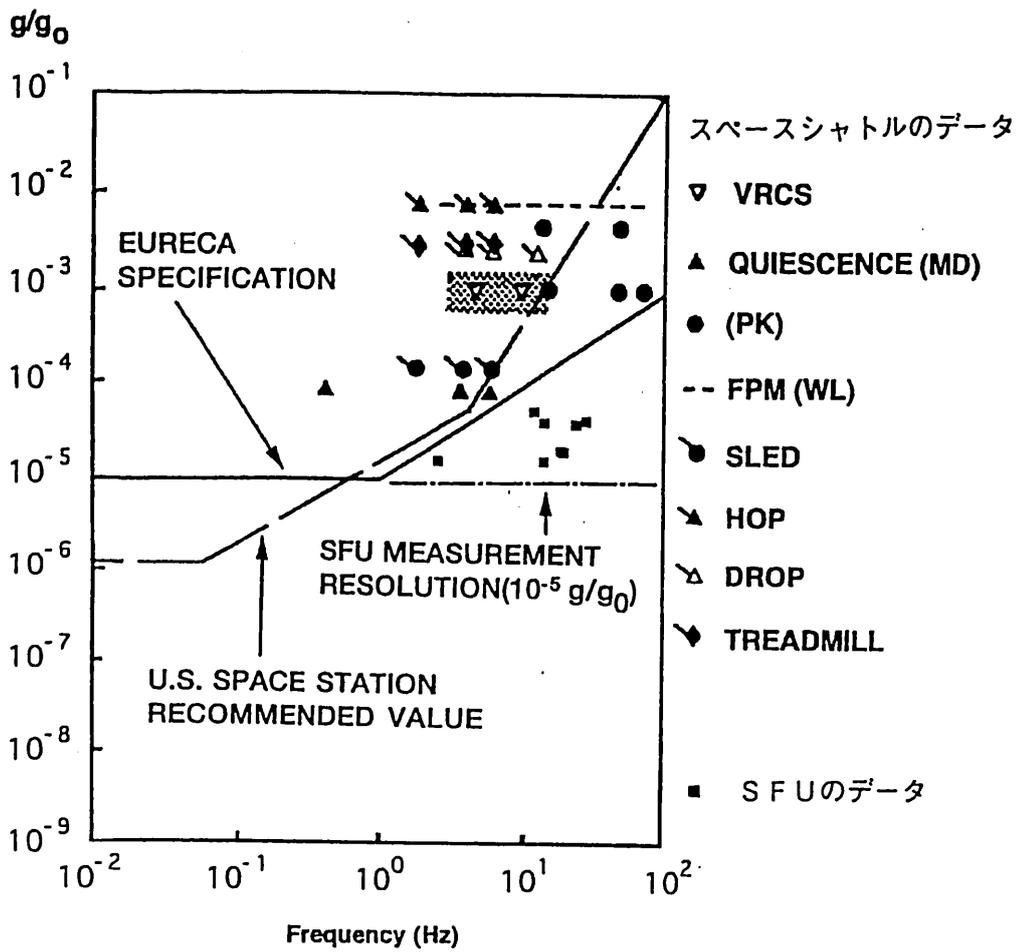


図2. 6 SFUとスペースシャトルとのGレベルの比較 (典型例)
 (引用文献:H.Hamacher et al., ESA SP-256, 1987)

2.7 宇宙生物実験(BIO)の結果

(1) 実験目的

- a) アカハライモリを用いて宇宙での産卵と卵の初期発生におよぼす重力の影響を探る.
- b) 生物実験装置を SFU に搭載し, 生命維持等の機能を宇宙空間で実現する.

(2) 実験方法と装置

冬眠状態に維持され, 体腔内に精子を保持し, 徐放性ホルモン剤を投与したアカハライモリの雌を打ち上げ, 軌道上で受精・産卵を行わせる. 胚の発生状態は回収後に調べ, 地上の発生と比較する.

雌イモリ 2 体は生命維持循環水系を接続した水槽中に維持される. 循環ループには濾過部, 熱交換部が, 気相部には酸素発生部 (超酸化カリウム使用) が組み込まれている. 水槽観察窓にはモノクロ CCD カメラ, 照明用発光ダイオードが取付けられている. 水槽は与圧容器に収められると共に, この与圧容器の中にはコマンド, テレメトリ (温度, 圧力等) の送受信を行う実験コンピュータも組み込まれ, SFU データ処理系と結合されている.

(3) 実験運用の経緯

H-II 打ち上げ前から回収に至る経緯は次の通り.

●1994年

11,12月 新潟および岩手でイモリを採取.

●1995年

1月19日 イモリ約100匹を射場に搬入.

● 2月20日 徐放性ホルモン剤投与.

● 3月18日 打ち上げ後3時間55分後の測定により打ち上げ前後の22分間の給電断の支障がなかったことを確認.

● 3月25日 水温を20℃へ上昇.

● 3月30日 ゼリー層に包まれた卵の画像 (図 2.7-1) を取得.

● 4月 6日 実験終了に伴い薬剤溶液による固定を行った. 溶液添加未確認のまま凍結した. それ以降-10℃以下の条件で維持.

●1996年

1月 7日 軌道上最終テレメトリデータ取得.

● 2月19日 SFUより BIO与圧容器を取り出し日本へ持ち帰った.

(4) 飛行後の解析

引き渡し直後の与圧容器内圧は1気圧より若干低く, 回収直前の値1気圧より下がっていた. BIOの収納されたペイロードボックス (SPLU-2) はカーゴベイ収納後は舷側より外部に位置しており, 太陽光照射時に高温には曝され, また船外活動試験時には寒冷環境におかれることとなって, 大幅な温度変化を受けたと考えられる. このため動作圧1.

1.3 気圧のリリーフ弁が開いたことにより、回収時に発見された気圧低下が生じたものと推定される。更にこの温度の変化によって生じたと思われる水槽の亀裂が回収後に発見され、飼育水が与圧容器内（図 2.7-2）に流出していた。

（5）実験成果と今後の課題

軌道上での試料固定は不完全ではあったが、スペースシャトルによる回収まで凍結状態にあり、その後に水槽から水が失われたことで、腐敗なく卵を回収できた。卵・胚は 21 個あり、図 2.7-3 のように神経板の形成された胚や、尾芽胚に達したと見られる胚もある。図 2.7-4 の薄切試料は、桑実胚から胞胚期にあると推定され、胚の形態については地上での発生と変わるところは観察されていない。発生の経過の情報はないが、地上の発生と同様に進んだとすると、回収された胚は受精・産卵から 2~5 日を経たものと見ることができる。以上のように発生初期から宇宙環境においても発生の形態的变化は正常に進行すると結論することができる。

SFU の BIO 実験では生体試料の積み込みが打ち上げの 3 週間以上も前であったにもかかわらず、軌道上での冬眠状態と生命維持に成功した。水槽の亀裂を防ぐには加工歪みを除去する工程・温度管理が必要である。

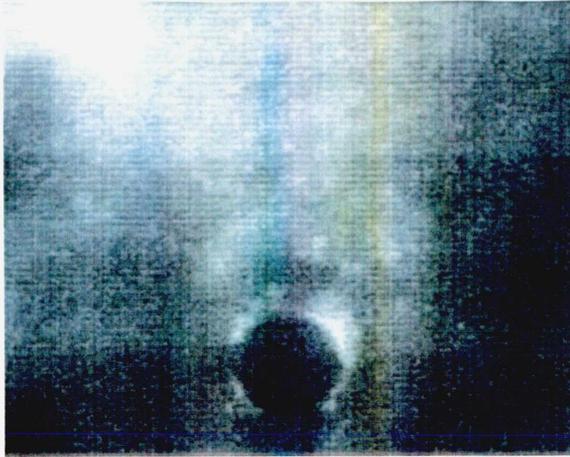
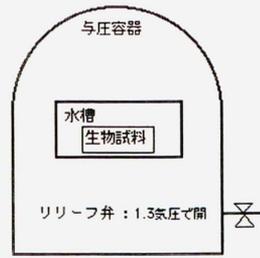


図 2.7-1 軌道上で取得された卵の画像



与圧容器内圧
 スペースシャトルシャトルによる回収直前：1.0気圧 -15℃
 地上回収後：1気圧より若干低圧 22℃

図 2.7-2 BIO実験装置

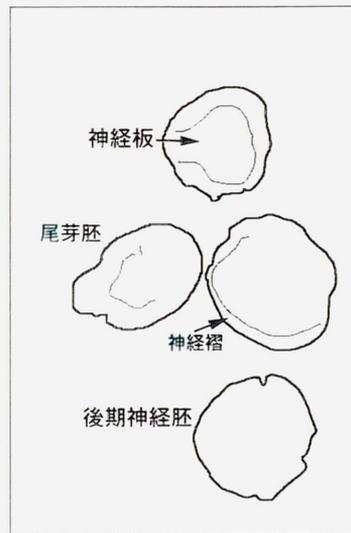


図 2.7-3 回収された胚：神経板の形成が見られる神経胚や尾芽胚

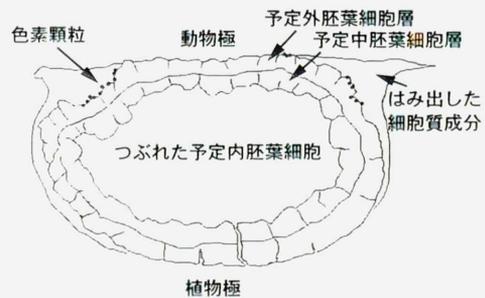
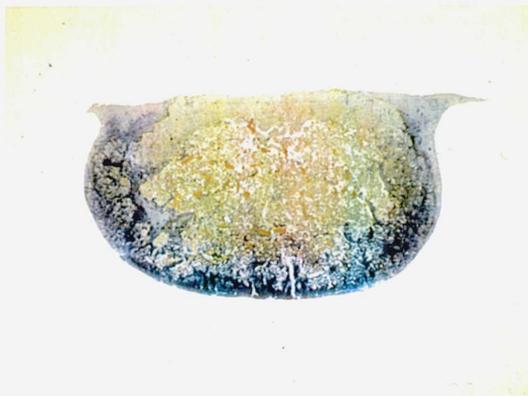


図 2.7-4 胚の薄切切片の光学顕微像：後期桑実胚から初期胞胚

2.8 凝固・結晶成長実験 (MEX) の結果

(1) 実験目的

微小重力環境を利用し、無対流下での凝固・結晶成長中における固液界面近傍の液相中の濃度・温度分布を可視化し、界面形態の形成因子を探る。

(2) 実験装置

濃度・温度分布を求めるのに干渉計を用いるが、従来の試験光路と参照光路とを分ける Mach-Zehnder 型干渉計は外乱に弱い。これを避けるため剛性を増すと構造重量が増えるので、本実験では両光路を共通とする偏光分割方式を開発した。図 2.8-1 は観察用の試料セルの模式図である。石英ガラスセルに試料として微量のエタノールを混ぜたサリチル酸フェニル（透明）を封入し、両端のメタルブロックを介して接合したペルチェ素子により、試料の加熱、冷却を行う。温度制御用熱電対が THIGH, TLOW, 試料測温用熱電対が T1, T2 である。

(3) 実験運用

試料を溶解させるため THIGH を 70°C, TLOW を 20°C に設定し保持する。地上重力下では対流があるため、4~5時間の保持で平坦な固液界面、均一溶質が得られるが、微小重力下では10時間程度を必要とする。実験中に加熱、保持を5時間行った時点で温度低下が生ずるという異常が発生した。この時得られた画像を図 2.8-2 に示す。繰り返し実験を試みたが長時間保持はできなかった。地上で5時間保持した画質確認試験時の画像は明かに固液界面や干渉縞を示しており、軌道上では未溶解部が壁又は液相中に存在して、鮮明な画像が得られなかったと思われる。

(4) 飛行後解析

飛行後に光学系を試験した結果、光路のずれなどは全くないことが確認された。実験中の温度低下は実験制御系の通信に関する異常に起因する。MEXの実験制御器 (MEX/CE) は宇宙生物実験の制御器 (BIO/CEC) を介して SFU コアシステム (SFU-MC) と結合している。両制御器間の通信の方式は SFU-MC と実験機器間の通信の方式に準拠しており、図 2.8-3 に示すように、ヘッダーから始まりコマンドないしデータ、最後に BCC が付与される。受信側ではこの信号を受け取り BCC をチェックして正しければ Ack を返信して通信が終了する。実験時間が長く経過すると BIO/CEC より出される送受信確認信号に余分にゼロ信号が付く場合があり、これを MEX では未定義信号と解し MEX/CE が電源を遮断したものである。

(5) 成果と今後の対応

宇宙での実験を行うための偏光分割方式による光学系が健全であることを確認できた。制御系の通信異常への対応としては、インタフェースを外乱に強い設計とすることを徹底する必要がある。

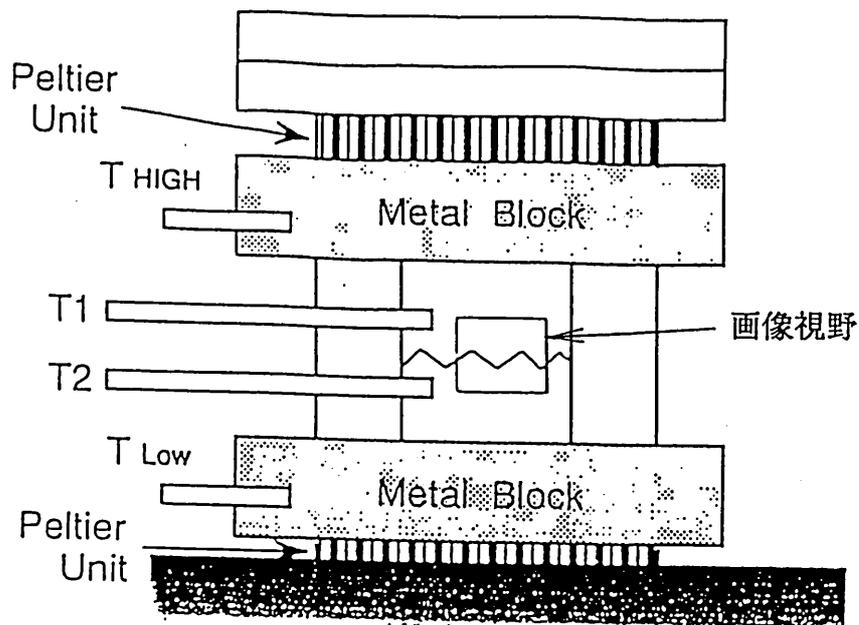
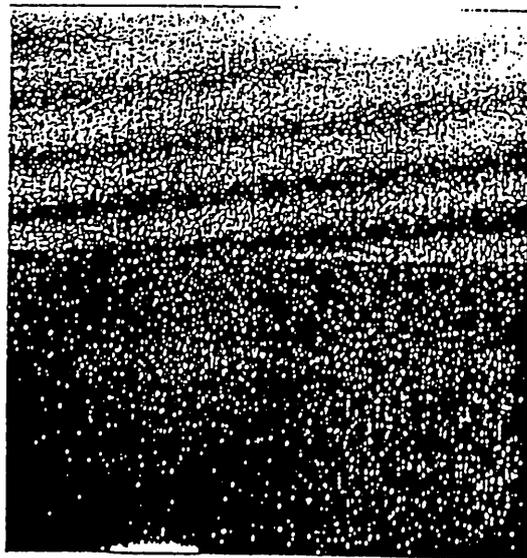


図2. 8-1 観察用の試料セル

画質確認試験



軌道上実験

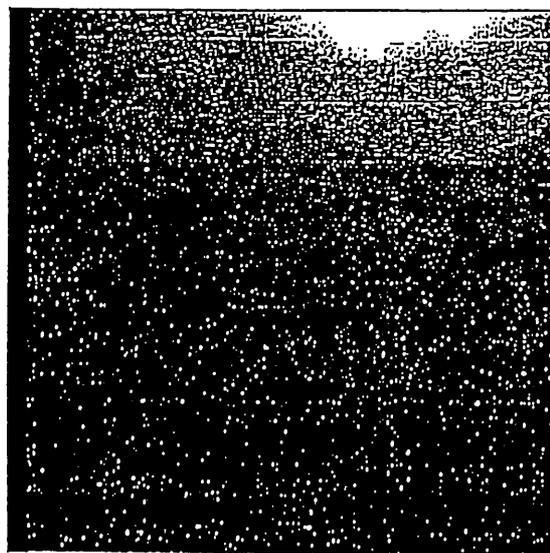
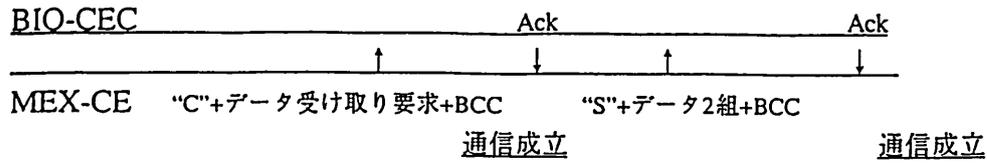
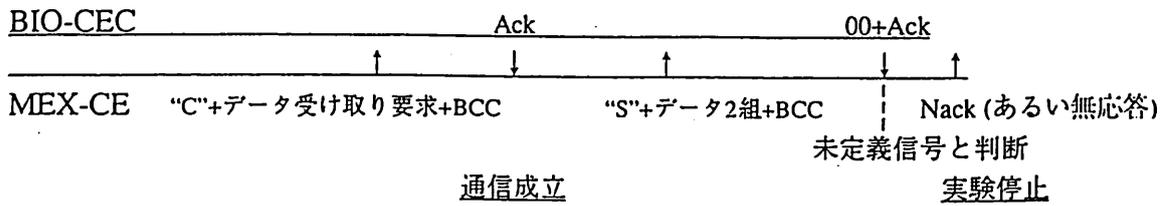


図2. 8-2 画質確認試験時の干渉縞像と実際のダウンリンク像

正常通信時



通信障害時



注：BIO-CECからの通信は全てコマンドであり、SFUシステムからの緊急停止コマンドを含めヘッダー"C"が最初に付加されており、"00"で始まる通信はないことがインターフェースで決まっている。

図 2.8 - 3 MEX における実験制御系の通信異常

2. 9 SFU搭載実験機器部 (EFFU) の成果概要

SFU搭載実験機器部 (EFFU) は、日本が参加する国際宇宙ステーション計画の中の日本実験モジュール (JEM) の構成要素である曝露部の部分モデルである。図 2. 9-1 に主要構成を示す。

EFFUでは以下の4テーマについて実験を行い、JEM曝露部開発のための先行技術確認を行うことができた。

また、フライト前後での特性に大きな変化はなく、EFFUとして打ち上げから回収までの耐環境性があることが確認された。

(1) 流体ループ熱制御系実験

流体ループ熱制御システムは、ポンプにより循環させた冷媒に実験機器等から発生した熱をコールドプレートを通じて吸熱させ、ラジエータから放熱することで熱制御を行う方式である。

軌道上実測温度は、熱数学モデルによる予測温度とよく一致したことにより、流体ループ熱制御系の設計、解析手法の妥当性が確認されるとともに、コールドプレート、ポンプ等の搭載コンポーネントの設計が妥当であることが確認された。

同様に熱制御系の設計を行うJEMに対して、EFFUの設計・解析手法が適用可能であることが確認された。

(2) 装置交換機構実験

JEM曝露部では、実験ペイロードを結合するために装置交換機構 (EEU) を有している。EEUは、曝露部の実験ペイロードと曝露部との機械的結合/分離機能を有し、電気、流体等のインタフェースを受け持つ。その機構としてトグルリンク式ラッチ機構を採用している。EEUの長期真空環境下における各摺動部の機能、耐久性を評価するため、結合荷重伝達メカニズム、精調芯機構、摺動部の固体潤滑方法等をJEM-EEUとほぼ等価とした実験用EEUを用い、JEM-EEUの軌道上運用の要求回数50回を越える55回の分離/結合を繰り返し、機能性能データおよび潤滑性能等のデータを取得した。その結果EEUの設計手法が妥当であり、JEMに適用できることが確認された。

(3) 微小重力 ($\mu-g$) 環境特性実験

JEM曝露部において実験装置作動時等の $\mu-g$ 環境の設計データを取得することを目的とし、実験装置近傍、SFUとのインタフェース部、EFFUの加振源であるポンプ近傍、の3カ所に $\mu-g$ センサを取付け、微小重力計測を実施した。計測された加速度は、今回搭載したダイヤモンド気相成長基礎実験を行う要求条件に対して十分に小さかった。また、今回実施した微小重力環境を予測する解析方法は、JEM曝露部での微小重力環境の予測に活用していく。

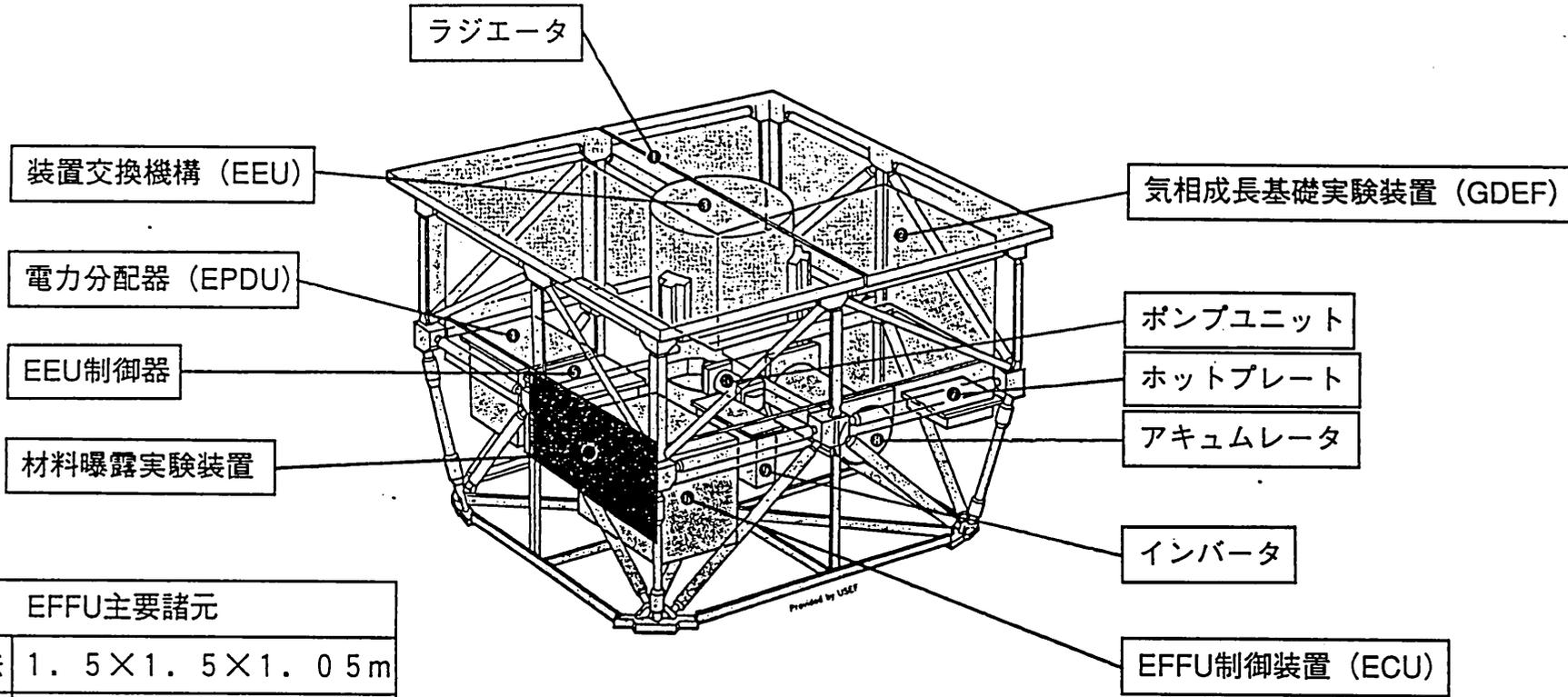
(4) 材料曝露実験

JEM等で使用予定の材料の軌道上環境による変化、劣化データを取得し、JEM等への適用評価を行った。材料サンプルは、紫外線による変化を評価するために常に太陽光が照射するラジエータ上面（SFU座標の-X面）と、ほとんど照射しない側面（SFU座標の+Z面）とに取り付けられた。

また、地球低軌道上で材料の変化、劣化に与える影響が大きいと考えられている原子状酸素、紫外線、放射線の累積照射量の計測も併せて実施した。

材料サンプルの評価の結果、JEMでの使用を予定している材料について熱制御材の劣化特性、潤滑剤の寿命特性等の有用なデータを取得した。図2.9-2にテフロン（βクロス）断面TEM観察写真を示す。軌道上で原子状酸素の影響を受けテフロン層が侵食されガラス繊維の露出が観察された。

以上の結果から、EFFUの実験成果によりJEM曝露部の設計及び解析の手法の妥当性が確認され、JEM曝露部の先行モデルとしての役割を十分に果たしたと評価できる。

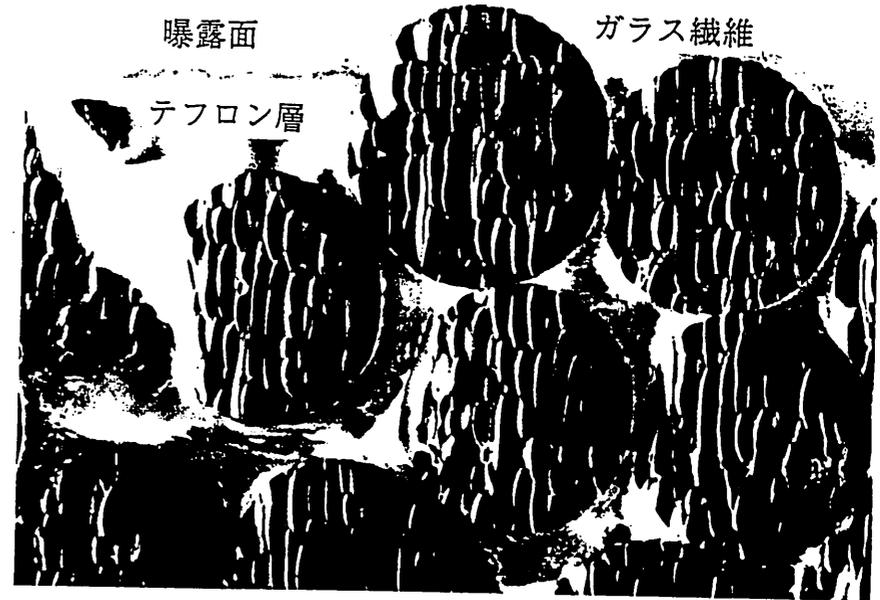


EFFU主要諸元	
外形寸法	1.5 × 1.5 × 1.05 m
重量	約 300 kg
消費電力	平均 430 W 以下

図 2. 9-1 EFFU主要構成



フライト前



フライト後

図2. 9-2 テフロン (βクロス) 断面TEM観察

2. 10 E F F U—気相成長基礎実験 (G D E F)

1. 実験概要

将来の高機能電子材料として期待されているダイヤモンド薄膜の化学気相成長 (Chemical Vapor Deposition; CVD) を実験テーマとして、宇宙での気相成長に関する実験技術の修得や、熱対流の抑制による結晶成長条件の安定化等、CVD実験に対する微小重力環境の有効性の評価を目的に、気相成長基礎実験装置 (Gas Dynamics Experiment Facility; GDEF) を開発し、同装置により、プラズマ観察実験およびダイヤモンド薄膜の成長実験の2種類の実験を行った。

2. 結果の概要

GDEFは所定の軌道上実験を正常に実施し、プラズマ分光スペクトル、プラズマ発光画像、ダイヤモンド薄膜試料、各種温度データ等、実験の評価に必要な実験データおよび実験試料の取得を行うことができた。これにより、低電力プラズマCVD技術、ガス流量制御、プラズマのその場観察等、宇宙での気相成長に関する基礎的な技術の修得が行われたものと考えられる。

現在までの実験の評価解析について、生成したダイヤモンド薄膜の一次評価として電子顕微鏡観察やラマン分光計測等を行い、ダイヤモンドの生成を確認した。また、プラズマの観察実験については、発光画像やスペクトルの解析を行っており、地上と軌道上でのプラズマの状態の変化が観察されている。現時点における実験成果の概要は次の通りである。

(1) プラズマ観察実験

微小重力環境では、温度差に起因する熱対流が抑制され、熱及び物質輸送条件などが地上のそれとは異なり、プラズマの状態が変化することが予想される。本実験では、種々の実験条件において水素・メタン混合ガスのプラズマからの発光スペクトルを計測し、直流放電プラズマCVDにおけるプラズマの状態を比較した。

水素原子のスペクトルの測定結果から、微小重力実験では地上実験と比較して、化学気相成長の反応に関与する励起状態にある原子状水素の絶対数が増加しているものと思われるが、プラズマの温度自体は微小重力下では低下する傾向にあると考えられることが分かった。

軌道上実験におけるプラズマの発光画像を図2.10-1に示す。

(2) ダイヤモンド成長実験

ダイヤモンド薄膜の成長が確認され、その観察の結果、地上とは成長条件が大きく変化していることが分かった。6枚の基板の全てにダイヤモンドが形成できたことから、地上に比べて安定して合成が進んだ可能性がある。

ダイヤモンド単結晶上のエピタキシャル成長では、双晶が成長しており、不完全ながらエピタキシャル成長も一部行われたものと考えられる。

タンタル基板上に生成したダイヤモンドの走査電子顕微鏡写真を図2.10-2に示す。

3. 今後の予定

今後、ダイヤモンド薄膜の破壊検査等の詳細解析を行い、プラズマ観察実験の結果と合わせ、宇宙の微小重力環境がダイヤモンドの気相成長にどのような影響を及ぼしたかについて、詳細に解析する予定である。

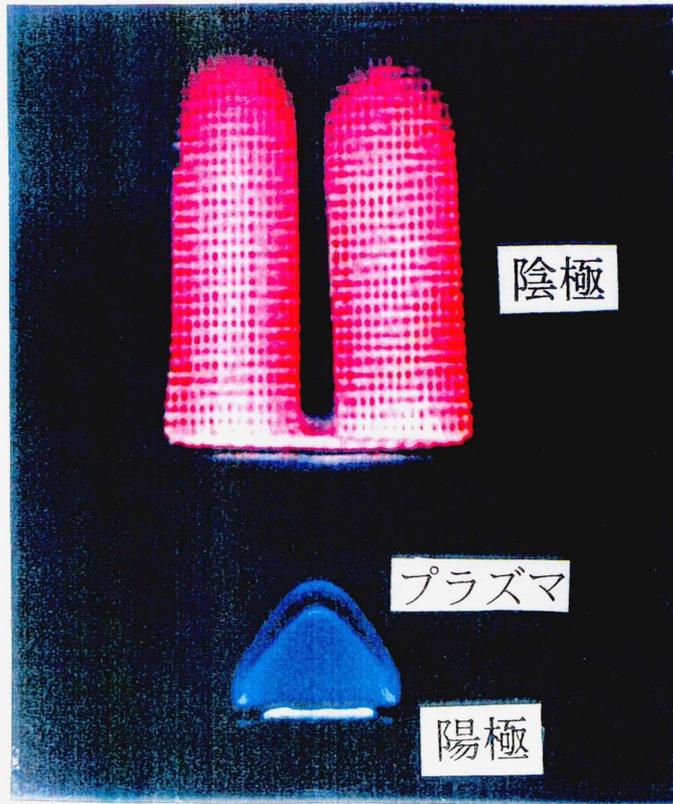


図2.10-1 プラズマ発光画像

数十Torrに減圧された水素・メタン混合ガス中で、陰極－陽極間に直流電圧（400V程度）を印加し、電極間にプラズマを発生させている。



図2.10-2 ダイヤモンド薄膜写真

タンタル基板（陽極）上に生成したダイヤモンド薄膜の走査電子顕微鏡写真。ダイヤモンドの結晶の表面形態が観察できる。

2. 1 1 複合加熱炉 (GHF) の実験結果

複合加熱炉は3個のヒータゾーンにより温度勾配を形成し、一方向熔融凝固等の結晶成長が可能な電気炉である(図2. 1 1-1)。SFUでは複合加熱炉を用いて4件の化合物半導体結晶成長実験を実施した。軌道上での実験期間において4実験で11個の実験試料の成長実験を計画通り実施した。全ての実験試料が宇宙で熔融・凝固し、結晶成長が行なえた。今後、さらに詳細な結晶評価を進めるととも微小重力における結晶成長の総合的検討を行う予定である。

(1) 電気炉

計画した11ケースの実験が所定の温度プロファイル通り行われた。また、試料交換装置、炉移動機構も正常に動作した。

回収後の飛行後点検の結果、装置の劣化や異常等はなく、宇宙環境で正常に動作し、宇宙環境利用実験装置の開発に成功した。

(2) 実験

(a) 気相成長法による InGaP の薄膜結晶成長

結晶成長量の輸送剤依存性から、地上では対流が、宇宙では拡散が支配的な輸送機構となっていることが明らかとなった。

地上では石英アンブル内圧が高い(輸送剤が多い)場合は、成長膜厚及び結晶組成比が重力方向に分布するのに対し、宇宙では輸送剤量に依存せず面内で膜厚、組成とも均一となることが明らかとなった。(図2. 1 1-2)

(b) 気相成長法による CdTe の薄膜結晶成長

アンブル管壁への結晶析出が微小重力下成長では均等になり、地上での重力の影響による管壁上部への大部分の析出とは異なっていることが判明した。また、成長した結晶の結晶粒径の大きさは地上のものに比べ均等になり、地上での結晶析出の不均一性は、対流に起因することが分かった。

(c) ブリッジマン法による GaAs の結晶成長

成長した結晶の固液界面形状は地上の場合よりもはるかに平坦に近かった。その形状は定常熱伝導の数値シミュレーションより予測された形状と良く一致していた。このことから、対流の発生が宇宙空間では十分抑制できたものと考えられる。

(d) ブリッジマン法による InP の結晶成長

断面マクロ及びマイクロ組織評価から、成長結晶の長さは、その中心部においてノンドープ材で約3mm、ドープ添加材で約2mmであった。

成長結晶には双晶が存在し、それは結晶の外周部から多く発生していた。組成分析では組成のバラツキは認められなかった。

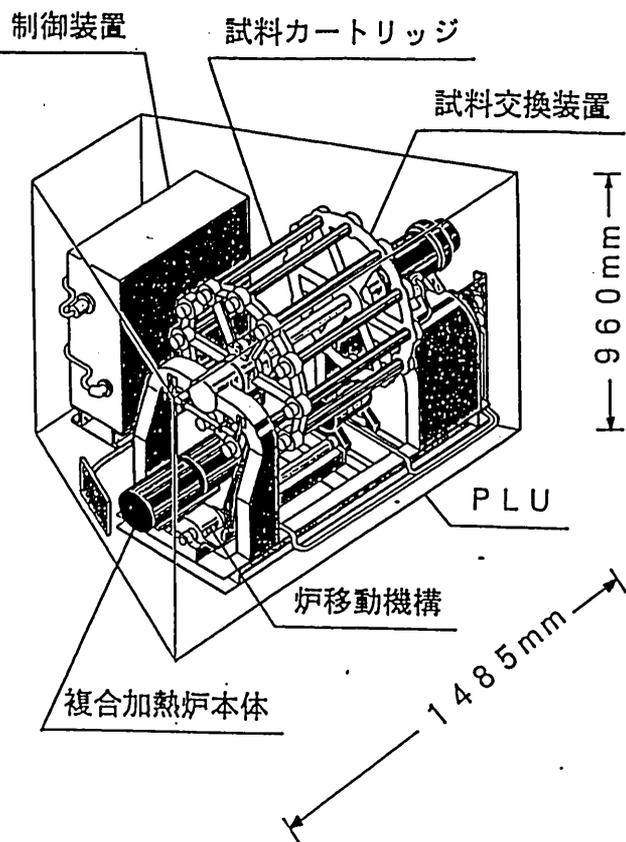


図2. 11-1 複合加熱炉 (Gradient Heating Furnace)

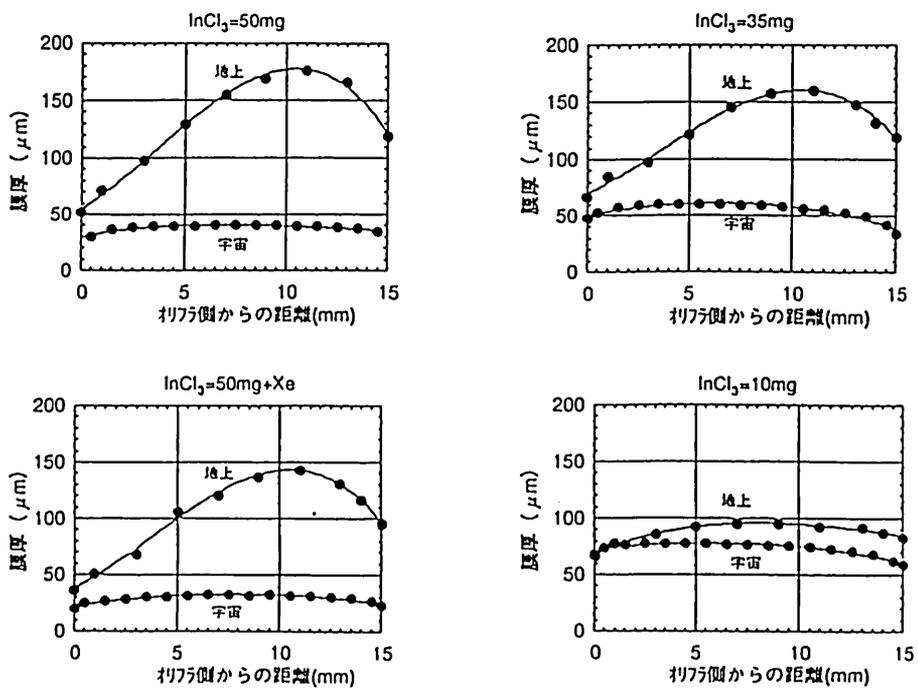


図2. 11-2 InGaPの膜厚分布 (宇宙と地上の比較)

2. 1 2 焦点加熱炉 (MHF) の実験結果

焦点加熱炉は回転楕円面ミラーの一つの焦点に熱源となるハロゲンランプを置き、他の一つの焦点に試料をおいて高温に加熱する。炉を移動することにより帯域熔融法での結晶成長等が可能である (図 2. 1 2 - 1)。SFUでは2件の化合物半導体結晶成長実験を実施した。軌道上での実験期間において2実験で6個の実験試料の結晶成長実験が実施できたと共に、全ての実験試料が宇宙にて熔融・凝固し、結晶成長が行われたことを確認した。

(1) 焦点加熱炉におけるハロゲンランプは6個の実験で合計569時間の加熱実験を実施でき、長時間での正常動作を確認することができた。

また、試料交換装置、炉移動機構、試料回転装置も正常に動作した。

(2) 実験

(a) THM法による InGaAs の結晶成長

ヒータ移動法 (Travelling Heater Method) による結晶成長実験を実施し、計画通り実験を完了した。混晶バルク結晶成長への微小重力効果を明らかにすることを目的として評価を進め、これまでに、結晶組織、成長縞、巨視的な混晶組成分布についての評価結果を得た。その結果、地上では試料回転条件で成長した場合に見いだされた結晶中心部から発生する双晶が、宇宙実験では大幅に低減することが確認された。また、地上では試料回転の有無に関わらず常に種結晶界面近傍に発生していたセル成長が、宇宙では発生していないことも確認できた。更に、巨視的な混晶組成分布をみると、宇宙では地上に比べ組成変動が小さくなっていることが確認できた。セル成長のような固液界面形状の不安定性減少に伴って組成が変動する効果が消失した結果と考えられる。(図 2. 1 2 - 2)

(b) THM法による InP の結晶成長

溶液成長法の一つであるTHM法により実験を行い、実験の対象とした3試料とも宇宙で結晶成長が行われた。そのうち1試料についての評価解析では、地上で見られるような不純物縞がなく成長の長さも5.8mmと地上のものより2倍以上も長いものが得られた。成長長さが長くなるのは数値計算結果と良く一致し、組成的過冷却が宇宙でも地上でも重要な因子であることがわかった。また、赤外線透過像による解析ではキャリア濃度分布評価から成長初期には拡散支配の状態での結晶成長が行われたことが確認できた。今後、さらに詳細な結晶評価を進めるととも微小重力における結晶成長の総合的検討を行う予定である。

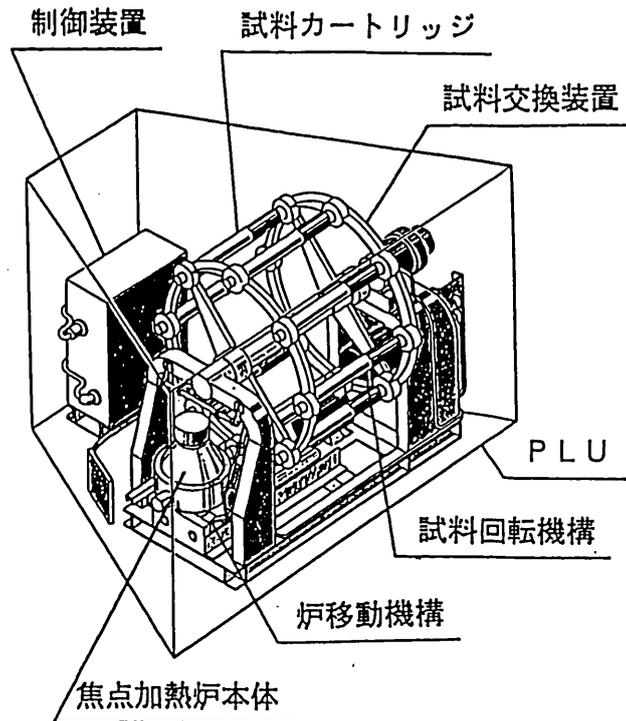


図 2. 12-1 焦点加熱炉 (Mirror Heating Furnace)

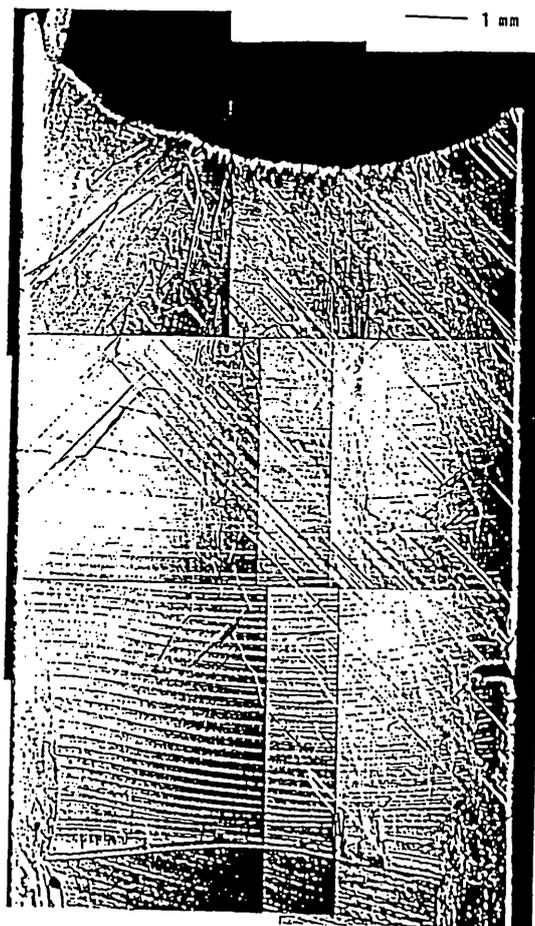


図 2. 12-2 InGaAs の宇宙成長結晶

2. 13 単熱炉 (IHF) の実験結果

単熱炉は7つの電気炉に各々実験試料を搭載した複数炉方式による電気炉である (図 2. 13-1)。単熱炉での実験は、ブリッジマン法による CdTe の非接触結晶成長と溶液成長法による AlGaAs の結晶成長の2件の化合物半導体結晶成長実験 (7個の実験試料) を行った。

単熱炉は軌道上での実験期間において、計画通り正常の動作した。

結晶成長実験では、7個全ての試料が宇宙にて熔融・凝固し、結晶成長が行われたことを確認した。今後、さらに詳細な結晶評価を進めるととも微小重力における結晶成長の総合的検討を行う予定である。

(1) 電気炉

単熱炉は計画した実験を予定通り実施し、所定の機能性能を満足したことを確認した。

回収後の飛行後点検の結果、約10カ月の軌道上飛行において、装置の劣化や異常等が生じていないことを確認した。

(2) 実験

(a)ブリッジマン法による CdTe の非接触結晶成長

宇宙の微小重力下でボルト形状の CdTe 単結晶の先端部分を融解、再結晶させる実験を温度条件を変え5回行った。地上実験では融解した CdTe 融液は重力方向に垂れ下がり、アンプルと接して球状の結晶は得られなかったが、宇宙実験では融液とアンプルが接触することなく、球状の結晶が得られた。(図 2. 13-2)

非接触で凝固した試料の結晶では双晶及び結晶粒界が確認されず良好な単結晶であった。

(b)溶液成長法による AlGaAs の結晶成長

成長方法は溶解度の温度依存性を利用した徐冷法であり、図 2. 13-3 のように6枚の GaAs 基板を箱形に組み合わせ、内部に低融点金属 Ga(融点 29℃)と Al を入れたものである。これにより溶液の自由表面が無くなり、表面張力差に起因するマランゴニ対流の発生を防げるため、微小重力下では無対流での実験が可能となる。

回収した試料の成長表面モロロジと成長膜厚の評価を行った結果、地上では基板の位置によりモロロジが異なり、下側より上側の基板が表面凹凸が大きかったが、宇宙では位置での差が無く、かつ凹凸が小さかった。また、徐冷速度の遅い実験では表面平滑度が高かった。

成長膜厚は地上では対流の影響により上と下の基板で各々約 230 μm 、100 μm と大きな差があったが、宇宙では同一るつぼ内の6枚の上と下の基板上の膜厚に差はほとんど見られなかった。今回の実験は無対流で結晶成長が行われたことを示している (図 2. 13-4)。

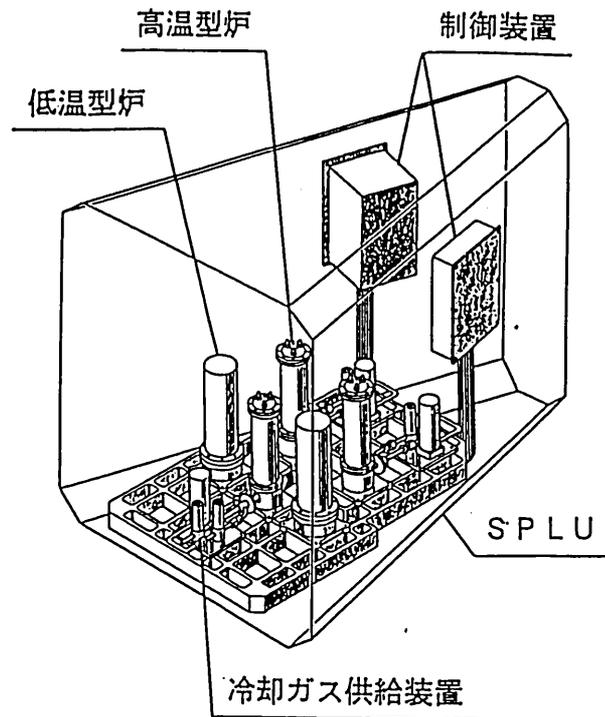


図 2. 1 3 - 1 単加熱炉 (Isothermal Heating Furnace)

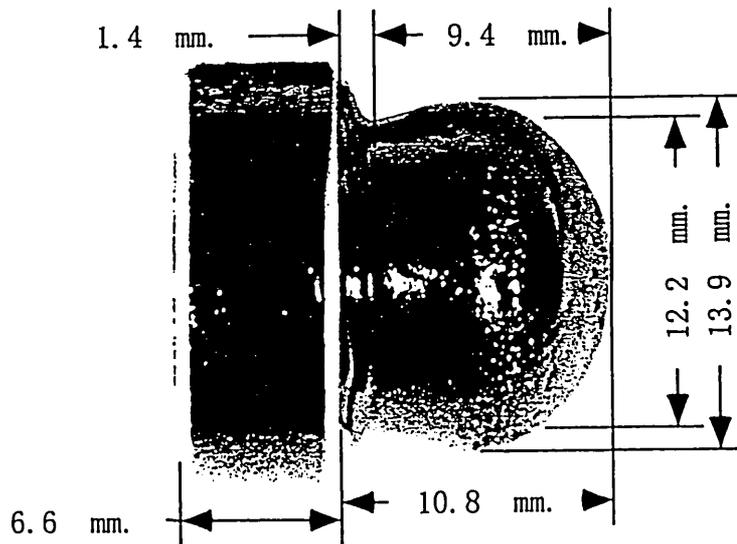


図 2. 1 3 - 2 宇宙で成長した CdTe の球状結晶

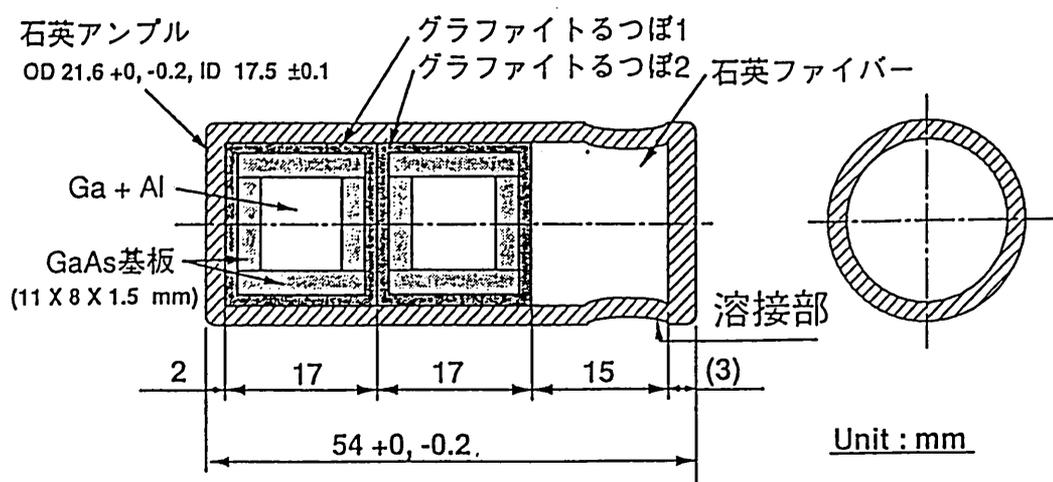


図2. 13-3 AlGaAsの結晶成長試料図

宇宙 実験	実験1	試料1	150
		試料2	130
	実験2	試料1	150
		試料2	130
地上 実験	実験1	上側基板	230
		下側基板	90
	実験2	上側基板	240
		下側基板	110

図2. 13-4 AlGaAsの地上と宇宙での成長膜厚の比較 (単位 μm)

3. 成果総括

- (1) SFUの打ち上げ，軌道上実験運用，回収に成功し，我が国で初めての再利用型衛星の途を開いた。
- (2) 宇宙実験・観測を実施し，ほぼ予期通りの科学的及び技術的成果を得ることができた。
- (3) 日米二国の異なる輸送システムを用いて，世界初の国際宇宙輸送に成功した。
- (4) 回収されたSFUシステムの飛行後解析により，今後の衛星開発に資する技術的知見を得た。
- (5) 宇宙プラットフォームによる今後の宇宙環境利用に役立つ軌道上環境データを得た。