

宇宙実験・観測フリーフライヤ（S F U）の概要

平成6年11月

宇宙科学研究所
通商産業省機械情報産業局
宇宙開発事業団

1. 実験概要

宇宙実験・観測フリーフライヤ（S F U：Space Flyer Unit）は無人の再使用型多目的宇宙実験プラットフォームである。S F Uは日本のH-IIロケットで打ち上げ、米国のスペースシャトルで回収する。S F U計画は文部省（宇宙科学研究所：I S A S）、通商産業省（新エネルギー産業技術総合開発機構：N E D O／無人宇宙実験システム研究開発機構：U S E F）および科学技術庁（宇宙開発事業団：N A S D A）が共同で遂行しているプロジェクトである。

S F Uの概念は1980年代の初期から検討されてきたが、宇宙開発委員会の審議を経て、1987年度よりプロジェクトとして開発がスタートした。S F Uは、I S A Sの実験・観測機器、N E D O／U S E Fの電気炉、N A S D Aの宇宙ステーション取付型実験モジュール（J E M）の曝露部部分モデルを搭載し、1995年2月に打ち上げ、軌道上にて実験を行った後、打ち上げの6ヶ月後に回収する予定である。

表1にS F Uのミッション概要を示す。静止気象衛星5号とのデュアルロンチとなること、3省庁共同のプロジェクトであること、打ち上げ機と回収機が異なること、さらに打ち上げと回収を担当する国が異なることも、我が国の宇宙開発にとって新しい試みである。

2. 実験計画の概要

S F Uのコア機器、実験機器、地上施設および運用計画について以下に概要を述べる。

2. 1 S F Uのコア機器

S F Uのコアシステムはいくつかのレベルの標準化されたインターフェイスとサービスを搭載実験機器に提供する。S F U構体への取付をモジュール単位として単純化するために、箱型のペイロードユニット（P L U、S P L U）が採用されている。

図1にS F Uの軌道上の形状を示す。定常運用中は太陽電池パドル面（-X軸）を太陽に向けた三軸安定姿勢をとる。図2には、太陽電池パドル収納状態における機器構成を示す。わかり易くするため同図では一部の機器を省略している。S F Uのシステム構成を示すブロック図を図3に、性能を表2に示す。

コアシステム機器のうち、太陽電池パドル（S A P）とシャント、アンテナ、姿勢センサは主構体に直接取り付けられ、その他の機器は2個のバスユニット内（B S U-1, 2）に搭載される。軌道変換スラスタ（O C T）は主構体中心部の円筒状領域に収納され

ている。

搭載実験機器の電氣的インターフェイスは標準化され、各PLUおよびSPLUに電力およびテレメトリ／コマンドインタフェースボードが、さらに上面および中心部に5セットのインターフェイスボードが用意されている。搭載実験機器の微小重力等の環境レベルの測定のためのペイロード環境モニタ（PEM）が用意され、実験者の希望により各PLU及びSPLU内に搭載される。なおSFU環境モニタ（SEM）およびモニタテレビ（MTV）は本体上面に搭載されている。

(1) 構造熱制御系（Structure and Thermal Control Subsystem : STC）

主構体はアルミ合金を用いた部材で構成される。これは、軽量化とSFUの再飛行時におけるNASAのスペースシャトル安全性検証要求の厳しさを勘案して選択した結果である。実験機器はPLU、SPLUの主に上面のメインパネルに取り付けられる。放熱面はメインパネルとは反対の面であるため、U型のヒートパイプを用いて熱を効率よく移送する。発熱量の変動の多い実験機器には放熱面にサーマルルーバをオプションとして取り付け、さらにPLU前面のアクセスパネルも放熱面として使用できるようにしてある。PLUのサイドパネルと放熱パネルはハネカムパネルであるが、フェイルセーフ構造としてNASA安全性規定を満足させている。発熱量の小さいコンポーネントはサイドパネルにも取り付け可能である。

(2) 電力系（Electric Power Subsystem : EPS）

EPSは太陽電池パドル（SAP）と電源系（BAT）から構成される。SAPはフレキシブルタイプを採用している。これはSFUではじめて試みる技術ではあるが、展開収納性の点で採用された。サブストレートとしてはポリイミドフィルムを使用し2×4cmのシリコンセル28,000枚を使用する。BATとしては19AhのNiCd電池を4台使用する。BATはそれぞれ1台（合計4台）の充電制御器（BCCU）を通して日照時に充電される。SAPは寿命初期において2.7kW以上の電力を発生する。EPSはコアシステムの必要電力を賄うとともに、全搭載実験機器に対し、日照日陰期間を通じ少なくとも850Wの電力を供給できる。電力系にはその他、火工品制御回路（ODC）が設けてあり、SAPおよび実験機器に対して火工品の点火制御を実施する。

(3) 通信データ処理系（Communication and Data Management Subsystem : CDMS）

CDMSは通信系（COM）およびデータ処理系（DHU）から構成される。SFU搭載通信系（COM）の構成を図4に示す。SFUは2対（4台）のSバンド・アンテナと2台のSバンド・トランスポンダを搭載している。COMの主要諸元を表3に示す。アンテナは±Xおよび±Z方向に取り付けられ、SAP（±Y）方向には感度を持たない。

DHUの構成を図5に示す。この図で2重線で示されているコンポーネントは2重系（待機冗長）である。メインコンピュータは16ビットのマイクロプロセッサを（1系につき）1台使用している。

SFUが地上局あるいはSTS（Space Transportation System）軌道船に送信するテレメトリデータには3種類のものがある。1つめは1kbpsの速度で伝送され、コアシステム（共通系）のリアルタイムデータが含まれる。2つめは16kbpsの速度を持ち、コアシステムのリアルタイムデータと実験機器のリアルタイムデータのうち一方あるいは両方を含めることができる。3つめは128kbpsの伝送速度であり、コアシステムのリアルタイムデータ、実験機器のリアルタイムデータ、搭載データレコーダを再生したデータの全てを含めることが

できる。テレメトリデータを蓄積するデータレコーダは、高速書き込み用の80Mbitsの容量のものと低速書き込み用の4Mbitsの容量のものを搭載している。

DH Uにはメインコンピュータ (MC) の他に、コアシステム運用のためのディスクリートな回路によるコマンドデコーダ (CMD) を備えている。これはスペースシャトル近傍でのSFU運用時のNASAの安全要求を満たすためである。

コマンドの実行形態には、地上局あるいはSTS軌道船から受信されたコマンドがリアルタイムに実行されるものと、受信されたコマンドを一旦搭載メモリに蓄積し、指定された時刻に自動的に実行されるものがある。コマンドを蓄積する搭載メモリには2種類ある。1つはメインコンピュータ内部にあり、256コマンドを蓄積でき、実行時刻を絶対時刻によって指定する (タイムラインコマンド)。もう1つはコマンドデコーダ内部にあり、128コマンドを蓄積でき、実行時刻を相対時刻によって指定する (タイマーコマンド)。SFUは、太陽電池パドルやその他の展開物の状態をモニタするために4台の白黒TVカメラを搭載している。

SFUは汎用の宇宙実験システムであるので、テレメトリとコマンドに関するデータ処理系と実験機器との間のインターフェイスは、どの実験機器に対してもあらかじめ定められた標準的なもの (RS-422仕様) を使用することになっている。ただし、テレメトリもコマンドもデータのフォーマットは実験機器側でかなり自由に決めることができる。

(4) 航法誘導制御系 (Navigation and Guidance Control Subsystem : NGC)

SFUは三軸安定方式による姿勢制御を行う。SFUは通常運用時は太陽指向を標準姿勢とし、軌道変更時およびスペースシャトルによる回収時は地球指向姿勢をとる。リアクションホイール (RW) および3Nの推力を持つスラスタが主アクチュエータとして使用される。その他、磁気トルカ (MTQ) が定常運用時におけるRWのアンローディングとしても用いられる。姿勢センサとしては太陽センサ (PSS) および地球センサ (ESA) が用いられる。

SFUはGlobal Positioning System (GPS) を使用し、自律的に軌道位置および速度を知る能力を持ち、さらに地上から目標位置を入力することによって、慣性センサ (IMU) とNGC計算機 (NGCC) で軌道変換スラスタ (OCT) を自動的に制御し、目的とする軌道へ誘導することができる。NGCサブシステムの構成を図6に示す。

(5) 推進系 (Reaction Control Subsystem : RCS) と軌道変換スラスタ系 (Orbit Change Thruster : OCT)

RCSは姿勢制御用の3Nスラスタ12セットと緊急時の姿勢／軌道制御用の23Nスラスタ4セットから構成される。OCTは23Nスラスタ8セットから構成される。推進剤としては両者ともヒドラジンをを用いるため、NASAの安全性に関する要求を満たすために漏れ故障および誤点火を防ぐための処置がとられている。また、スペースシャトル荷物室に回収された後のヒドラジンの凍結／溶解による配管破壊に対する安全性を増大させるために、楕円管を配管系として採用しているが、1号機ではスペースシャトルの遠隔操作電気アンピリカル (ROEU) を経由してスペースシャトル本体から電力を供給してもらい、ヒータによって保温することで凍結を防止する方法としている。図7にRCSの構成図を示す。

2. 2 S F U搭載実験機器

S F U-1 搭載実験機器の実験の概要と S F Uへの搭載位置をそれぞれ表 4 および図 8 に示す。

2. 3 S F U運用管制システム

S F Uは、飛行毎に異なる搭載機器（ミッション機器）を搭載することができる。S F U運用管制システムでは、S F Uの特徴を生かせるように以下のような基本方針を採用した。

- 1) 分散型の構成とし、将来の飛行にも柔軟に対応できるようにする。
- 2) 装置間のデータ伝送インタフェースには業界標準方式を採用し、データフォーマットも S F U標準フォーマットをどの装置でも使用する。
- 3) どの地上局を使用する場合でも S F U運用センタから同じ手順で使用できる。

S F U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 9 に示す。S F Uの追跡に使用される地上局は全て S F Uゲートウェイを介して S F U運用センタ内の装置と接続される。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 S F U運用センタ内では地上局の違いを全く意識せずに S F Uを運用することができる。S F U運用管制センタ内の 2 本の L A Nはいずれもイーサネットであり、左側の L A Nはオンライン運用用、右側の L A Nはミッションデータ配布用である。

(1) S F U用地上局および宇宙センタ

図 1 0 に S F Uで使用される地上局、通信回線網、運用センタの構成を示す。使用される地上局のうち主局として使用されるのは宇宙科学研究所の内之浦局（K S C）である。宇宙開発事業団の沖縄局（O T D S）は、初期フェーズと回収フェーズに内之浦局のバックアップとして使用される。O T D Sは、定常フェーズにおいても K S Cの代替局として使用される場合がある。N A S Aの D S Nの 3 局（ゴールドストーン、キャンベラ、マドリッド）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る。軌道上の S F Uカバレッジの必要性から、初期軌道フェーズおよび回収フェーズにおいてはサンチャゴ局も使用される。

コマンドの発行やテレメトリのモニタは、常に宇宙科学研究所の相模原運用センタ（S O C）において集中的に行われる。回収フェーズにおいて S F Uと S T S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 S O C及び S T Sで発行される。このときのテレメトリデータのモニタは、S T S、J S C、S O Cの 3 ケ所で行われる。

(2) コマンドデータ処理

図 1 1 の左側にコマンドデータの流れを示してある。サブシステムおよび搭載実験の運用要求は F O (Functional Objective) という形でタイムライン作成装置に入力される。タイムライン作成装置は、入力された F Oを使用可能な衛星上の資源を考慮しながら 1 つの運用シーケンスとして組み立てる。できあがった運用シーケンスはイベントファイルとして S F U管制装置に転送される。S F U管制装置はイベントファイルに従ってコマンドデータを S F Uゲートウェイ経由で地上局に送り出す。

(3) テレメトリデータ処理

図11の右側にテレメトリデータの流れを示した。地上局で受信されたテレメトリデータはSFUゲートウェイよりSFU管制装置と実験機器管制装置に送られる。SFU管制装置ではバス機器のテレメトリデータのクイックルックとディレイルックが行われ、実験機器管制装置では実験機器のテレメトリデータのクイックルックとディレイルックが行われる。SFU管制装置では、コマンド実行結果の検証やSFUの健康状態の診断も行われる。SFU管制装置は、SFUの任意の時点の状態をSFUパラメータファイルとして他の装置に配布したり、実行されたコマンドの一覧をコマンド履歴ファイルとして他の装置に配布する機能もある。搭載実験データの解析処理は実験データ処理装置で行われる。実験データ処理装置は原則として実験担当者が任意の装置を持ち込む事が出来る。

(4) 軌道決定

軌道決定は、初期フェーズでは、相模原運用センタ(SOC)とNASA JPLで行われ、SOCのバックアップとして宇宙開発事業団の筑波宇宙センタ(TACC)が稼働する。定常フェーズでは、TACCが使用される。回収フェーズの軌道決定は、SOC、JPL、JSC(Cバンドレーダ局使用)で行われ、TACCもSOCのバックアップとして支援する。

2. 4 SFUの運用

SFUは1995年2月、H-IIロケット試験機3号機によって高度約330km、軌道傾斜角 28.45° の軌道に投入される。図12にその運用の全体についての概要を示す。軌道投入後に、太陽捕捉及びSAP展開を行い、初期チェックの後にOCTの噴射によって高度約500kmの定常運用高度へ上昇する。定常運用高度では空気抵抗による高度低下を補うための軌道修正を定期的実施する。軌道修正時には地球指向の姿勢をとるが、それ以外の定常運用時は、おおむね太陽指向姿勢で運用する。実験運用はタイムラインコマンドによって実行する。実験機器運用期間は約4.5ヶ月であり、この期間を終了すると、SFUはスペースシャトル打ち上げの約1ヶ月前から高度約485kmのフェーズリピーティングオービット(PRO)でスペースシャトルの打ち上げを待つ。標準ケースでは、PROでのGround-up方式の回収が行われる。シャトルが予定高度まで達しなかった場合には、オフノミナルケースとして、STSとSFUが合意したコントロールボックスでのランデブーが行われる(Hybrid Rendezvous方式)。SFUの推進系の動作が停止したことを確認した後、スペースシャトルはSFUの回収のための近接運用を開始する。図13にその概要を示す。

スペースシャトルが距離約20kmの所でSFUとの通信回線の確立を確認した後SFU/STSの共同運用(Joint Mission Operation)が開始される。スペースシャトルはSFUの状態を監視しつつ、地心方向側からSFUに接近する。SOCからスペースシャトルを経由するコマンドにより、SFUのSAPを収納し、さらに図14に示すような姿勢制御を行った後、スラスタの禁止をはじめとするスペースシャトルにとって危険を及ぼす可能性のあるスイッチやバルブ等を安全化する。そしてスペースシャトルはSFUに対し、スラスタプルームの影響を最小にするようにスラスタを運用して最終のアプローチを行う。もしもSAPが収納できないような故障が発生した場合には、SOCからの指令でSAPを切り離す。スペースシャトルのマニピュレータによってSFUを捕獲して荷物室に取り込み固定を行って、さらにSFUのバッテリースイッチをオフし、完全にSFUの機能を停止させる。RCSおよびOCTの配管内のヒトラジンの凍結を防止するために、スペースシャトルの遠隔操作電気アンビリカル(ROEU)をSFUに結合させヒータ電力を供給

し保温する。

近接運用中（距離100m以内）に危険コマンドが誤って実行されることがないように、その実行禁止の手段（コマンド）が設けられているが、これは時間が経つと自動的に解除されるようにタイマがセットされており、仮にSFUの捕獲に失敗した場合にはSFUは一定時間後元の状態に復帰し、コマンドが受けられるようになる。もしも何らかの原因で回収が不可能となった場合にはSFUは軌道上に残り、残った推薬でスペースシャトルによる再回収を待つこととなっている。スペースシャトルはSFUを荷物室へ収容し、その他の相乗りペイロードの実験等を終わると、荷物室ドアを閉じ、地上へ帰還する。そして着陸地がケネディスペースセンタ（KSC）から離れている場合には、ジャンボジェット機によるフェリーフライトによってKSCへ輸送され、SFUはスペースシャトルから降ろされる。日本側への引き渡し、コンテナへの収納が行われ、日本へ輸送されるが、1部の実験機器は取り外され、別便で日本へ輸送される。

表1 SFUミッション概要

打ち上げ予定	1995年2月
打ち上げ機	H-II試験機3号機
投入軌道	高度334km円軌道 軌道傾斜角 28.45°
運用軌道	高度482km(PRO)
回収軌道	PRO(ノミナル)
回収予定	打ち上げ後6~9ヶ月
打ち上げ重量	約4トン
ペイロード重量	約1トン
運用管制センター	宇宙科学研究所相模原運用管制センター(SOC) (その他の関連管制センター; JSC-MCC, POCC, CSR:TACC)
運用地上局	宇宙科学研究所鹿児島宇宙空間観測所 宇宙開発事業団沖縄追跡管制所 NASA Deep Space Network Stations(GDS, CAN, MAD) 智利大学San Tiago Station
搭載実験機器	
ISAS:	二次元展開実験(2D)、宇宙赤外望遠鏡(IRTS)、 高電圧ソーラー実験(HV)、電気推進実験(EPEX)、 プラズマ計測(SPDP)、凝固・結晶成長実験(MEX)、 宇宙生物学実験(BIO)
NASDA:	SFU搭載実験機器部(JEM曝露部部分モジュールEFFU)
NEDO/USEF:	複合加熱炉(GHF)、焦点加熱炉(MHF)、単熱炉(IHF)

表2 SFUの性能

寸法・形状	φ4.46m×L3.07m, 変形8角形モジュール構造
質 量	総質量：打上げ時約4t ミッション質量：約1t
電 力	バドル発生電力：2.7kW 以上(BOL) ミッション用電力：850W(軌道平均) 電源系総供給電力：1.4kW 以上(平均) バス電圧(非安定)：32.5～51.5V DC(負荷端) バッテリー：NiCd 19A・h×4台 放電深度：30%以内(定常時), 60%以内(初期/回収時)
航法・誘導・姿勢制御	航法：GPS 及び IMU による自律航法(位置±50m/速度±0.1m/s) 誘導：搭載計算による誘導 姿勢：三軸姿勢制御, 指向精度±1° 軌道制御精度：位置±100m, 速度±0.1m/s
通信データ処理	通信回線周波数：(上り2,084.4MHz/下り2,263.6MHz) 機能：テレメトリ, コマンド, レンジング テレメトリ送信容量：1kbps(固定H/K), 16kbps(高速実験) 128kbps(固定H/K, 高速/低速実験) コマンドビットレート：1 kbps コマンドメモリ容量：タイムラインコマンド256個, タイマコマンド128個 データレコーダー：80Mビット(高速データ) 4Mビット(低速データ) 主計算機/実験計算機：インテリジェント データコマンド(12ch), パケット データテレメトリ モニタテレビカメラ：モノクロ静止画像
推進/軌道変更	方式：一液式ヒドラジンスラスタ スラスタ構成：3N×12/23N×4(RCS系), 23N×8(OCT) タンク推進容量：100kg(RCS), 650kg(OCT)
構 造	主構体：アルミ合金トラス構造 STSインタフェース：ロンジロントラニオン(4本)+ キールトラニオン(1本) H-IIインタフェース：下部リング/分離ボルト(4本) 剛性：ロケット推力軸方向30Hz 以上, ロケット横軸方向10Hz 以上, STS 固定条件6.4Hz 以上 基本機器収納ユニット：2個, アルミ合金削り出しパネル構造 ベイロードユニット：4個, アルミ合金削り出しパネル/ハニカムサ ンドイッチパネル構造 最大搭載質量：200kg 限定型ベイロードユニット：2個, アルミ合金削り出しパネル/ ハニカムサンドイッチ構造 最大搭載質量：200kg
熱制御	排熱能力：160～360W/ユニット 温度制御：サーマルルーバ/ヒートパイプ/受動型(0～40℃)
μ-G環境	μGレベル：10μG以下

表3 通信系の機能と性能

機 能

- (1) Sバンドの上り回線信号を受信し、コマンド信号及び、測距信号を復調する。復調したコマンド信号をデータ処理系へ出力
- (2) データ処理系からのテレメトリ信号と受信復調した測距信号で、Sバンドの下り回線信号を変調し、送信
- (3) Sバンドの下り回線信号は、上り回線周波数に対してコヒーレント／ノンコヒーレントのいずれかのモードにも設定可

性 能

(1) Sバンドテレメトリ

送信周波数	2 2 6 3 . 6 0 1 8 M H z
E I R P	1 1 . 1 d B m (高出力時) - 8 . 9 d B m (低出力時)
ビットレート	1,000bps 16,000bps, 128,000bps
変 調 方 式	PCM/BiΦ-L/PSK/PM (1,000bps 16,000bps) PCM/NRZ-L/Conv./BiΦ-L/PM (128,000bps)

(2) Sバンドコマンド

受信周波数	2 0 8 4 . 4 0 0 0 M H z
G / T	- 4 5 d B / K
ビットレート	1, 0 0 0 b p s
変 調 方 式	PCM/NRZ-M/PSK-PM

表 4 搭載実験機器の概要

1. 宇宙科学研究所が搭載する実験機器

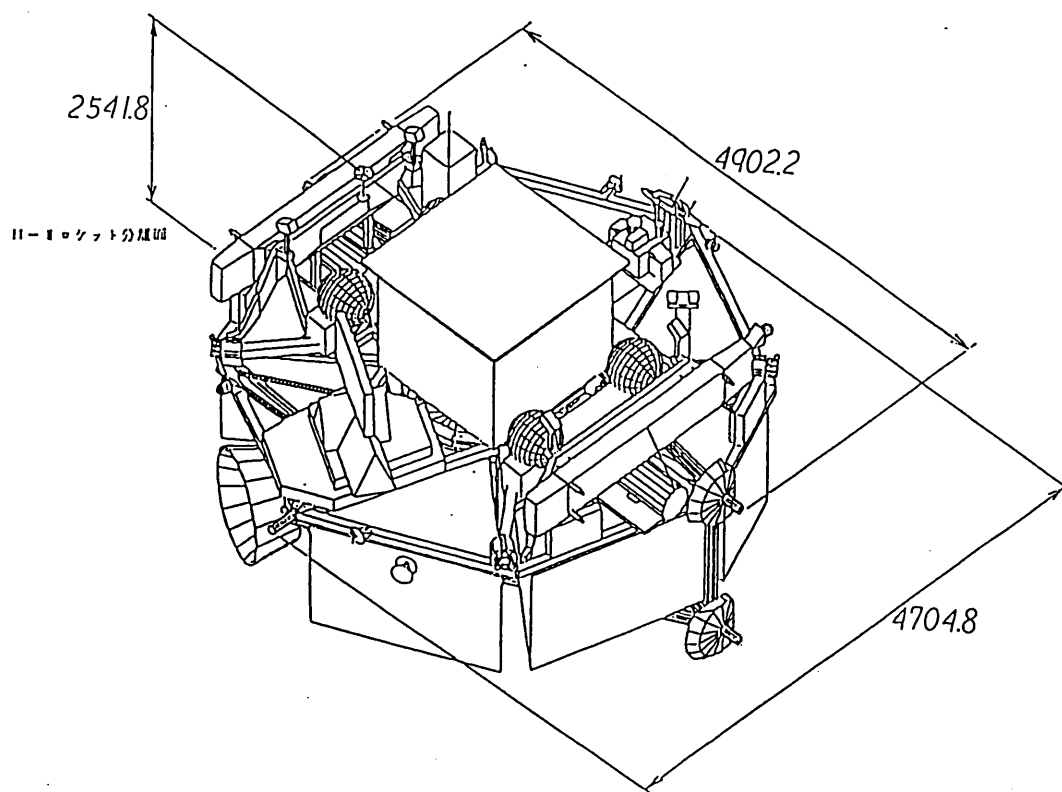
機 器 名	概 要
二次元展開実験	将来の大型構造物構築に必要な展開構造の開発実験である。大型化への対応が容易な平面膜構造を二方向に伸縮して（三浦折り）、展開収納実験を行う。展開後の構造物の特性計測も実施する。
高電圧ソーラーアレイ実験	太陽電池の発生電圧を高圧にするとケーブル重量を軽減することができるが、電離層漏電や放電などの障害が発生し得る。将来の大電力衛星などの実用化のために260Vの高電圧発電で耐障害性の機能検証を行う。
プラズマ計測	宇宙空間プラズマ中を高速で飛行する人工衛星や宇宙基地の周辺では、自然の宇宙環境と異なった独特のプラズマ・電磁環境が形成される。プラズマ計測では、飛行体周辺の環境の形成メカニズムを解明し、今後の宇宙環境利用のための基礎データを取得する。
電気推進実験	将来の惑星間航行や軌道間輸送のためには従来の化学ロケットエンジンよりも高い噴射速度を達成できる電気推進ロケットエンジンが有利である。この実験では、推進剤をアーク放電によってプラズマ状態にして噴射する機能試験を行う。
凝固・結晶成長実験	微小重力下においては対流などの流れの影響を受けずに結晶の凝固成長実験を行うことができる。SFUではこの凝固過程を光の干渉を利用した顕微鏡でその場観察し、液相中の濃度分布や温度分布を測定する。
宇宙生物学実験	宇宙生物学は、宇宙における物質の進化の過程で誕生してきた生命がどのように自らの生活環境を作り上げ、またその環境に適応してきたかを解明するものである。そのために、冬眠状態のイモリを宇宙空間で覚醒させ、受精卵の産卵、卵の発生等の様子を観察する。
宇宙赤外線望遠鏡	赤外線波長で宇宙の様子を大気圏外から観測する望遠鏡で、望遠鏡及び観測素子は液体ヘリウムによってマイナス271度に冷却される。これによって宇宙空間から出される微弱な赤外線を捕らえることができ、ビックバン以降の宇宙の進化や天の川（銀河系）の構造解明などが期待されている。

2. MITI/NEDOが搭載する実験機器

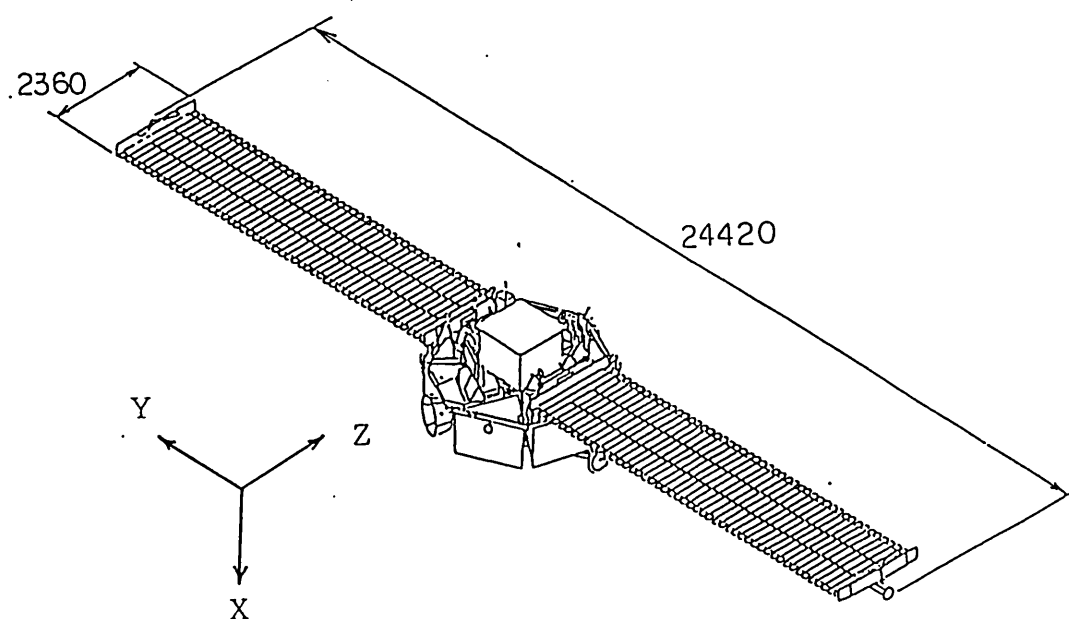
機 器 名	概 要
複合加熱炉（GHF）	複合加熱炉は、熱源として揃えた高温加熱ヒータと低温加熱ヒータにより試料に温度勾配をつけ、ヒータを試料に沿って移動させることにより、試料を一方向から結晶成長させる。 試料としてはガリウムヒ素(GaAs)、カドミウムテルル(CdTe)、インジウム燐(InP)、インジウムガリウム燐(InGaP)の化合物半導体を使用する。
焦点加熱炉（MHF）	焦点加熱炉は、回転楕円面ミラーの一つの焦点位置に熱源となるハロゲンランプを置き、他の一つの焦点位置に試料を置いて試料を局部的に高温に加熱する。試料を回転するとともに炉を移動することにより帯域溶融法で結晶成長させる。試料としてはインジウム燐(InP)、インジウムガリウムヒ素(InGaAs)の化合物半導体を使用する。
単熱炉（IHF）	単熱炉には、高温型と低温型の2つの電気炉がある。炉は抵抗ヒータの加熱により昇温し、試料を軸方向の温度分布が均一になるように加熱する。高温型電気炉にはヘリウムガスによる試料急冷機能を備えている。試料としてはカドミウムテルル(CdTe)、アルミガリウムヒ素(AlGaAs)の化合物半導体を使用する。

3. NASDAが搭載する実験機器

機 器 名	概 要
装置交換機構	EFFUでは、EEUの長期真空環境下における各振動部の機能、耐久性の評価を行うため、結合時の荷重伝達メカニズム、精調心機構、振動部の固体潤滑方法等をJEMのEEUとほぼ等価としたEEUを搭載し、JEMの30年間の軌道上での装置交換回数である約40回の結合／分離を軌道上で繰り返します。
流体ループ熱制御検証	流体ループ熱制御は、ポンプにより循環させた冷媒に実験機器等の熱を吸熱させ、ラジエータにより放熱することで、熱制御を行います。EFFUでは、流体ループによる熱解析手法を確立するため、軌道上における流体の挙動特性及び接触伝熱特性に関するデータの取得を行います。
プラズマ気相成長実験	気相成長基礎実験装置（GDEF: Gas Dynamics Experiment Facility）では、将来の高機能半導体用として注目されているダイヤモンドの気相成長法（直流プラズマCVD）*1について、熱対流のない宇宙の微小重力環境での影響を調べます。
要素材料曝露実験	SFUはJEMとはほぼ同じ軌道高度で飛行することから、JEMに搭載予定等の材料を用いて、軌道上曝露環境における材料の変化、劣化等のデータを取得し、JEMへの適応性を評価を行います。供試体は、太陽光が照射されるラジエータ面と陰となる側面に合計約80個取り付けられます。また、供試体搭載部において、材料の変化、劣化等に影響が大きいと考えられる原子状酸素、紫外線及び放射線の累積被曝データの取得を行います。

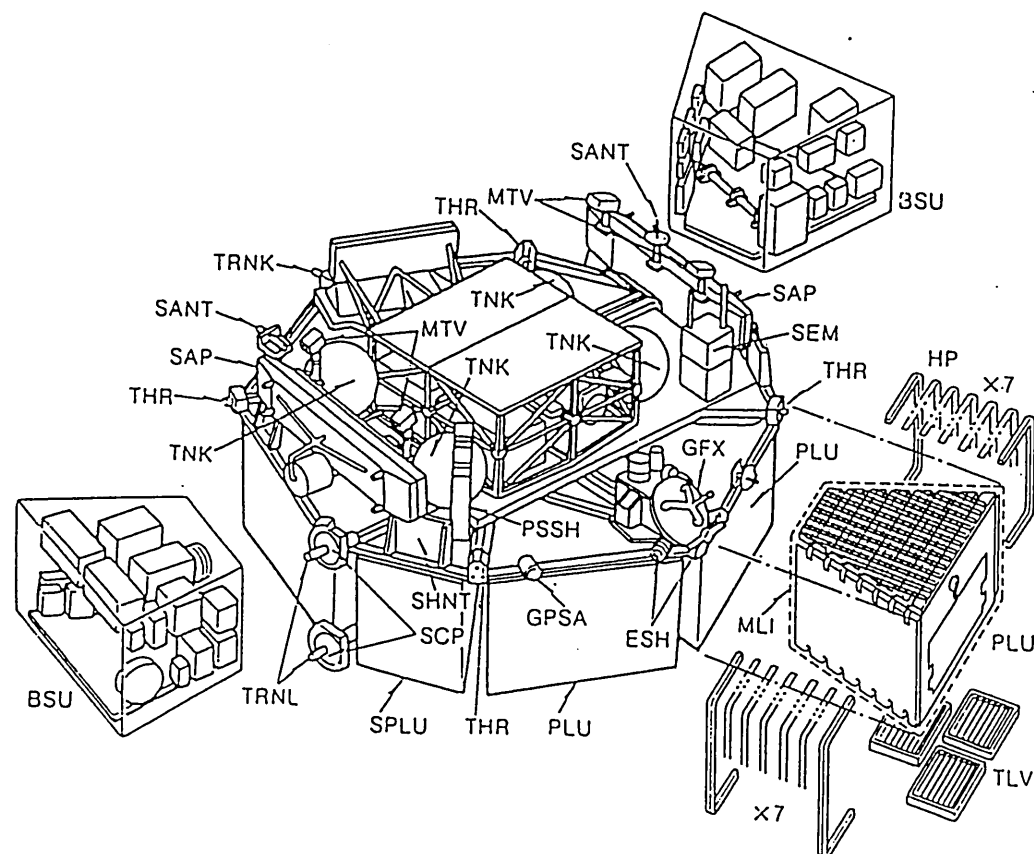


S F U 打上げ時形状



S F U 軌道上形状

図 1 S F U の形状



- B S U : 基本装置ユニット (Bus Unit)
 E S H : 地球センサヘッド (Earth Sensor Head)
 G F X : グラップルフィクスチャ (Grapple Fixture)
 G P S A : グローバルポジショニングシステムアンテナ
 (Global Positioning System Antenna)
 H P : ヒートパイプ (Heat Pipe)
 M L I : 多層インシュレーション (Multi Layer Insulation)
 M T V : モニタテレビカメラ (Monitor TV Camera)
 P L U : ペイロードユニット (Payload Unit)
 P S S H : ポインティング太陽センサヘッド (Pointing Sun Sensor Head)
 S A N T : Sバンドアンテナ (S-Band Antenna)
 S A P : 太陽電池パドル (Solar Array Paddle)
 S C P : スカフプレート (Scuff Plate)
 S E M : SFU環境モニタ装置 (SFU Environment Monitor)
 S H N T : ショントディSSIPエータ (Shunt Dissipator)
 T L V : テーマルルーバ (Thermal Louver)
 T N K : タンクモジュール (Propellant Tank Module)
 T H R : スラスターモジュール (Thruster Module)
 T R N K : キールトラニオン (Keel Trunnion)
 T R N L : ロングロフトラニオン (Longeron Trunnion)

図2 SFUの構成

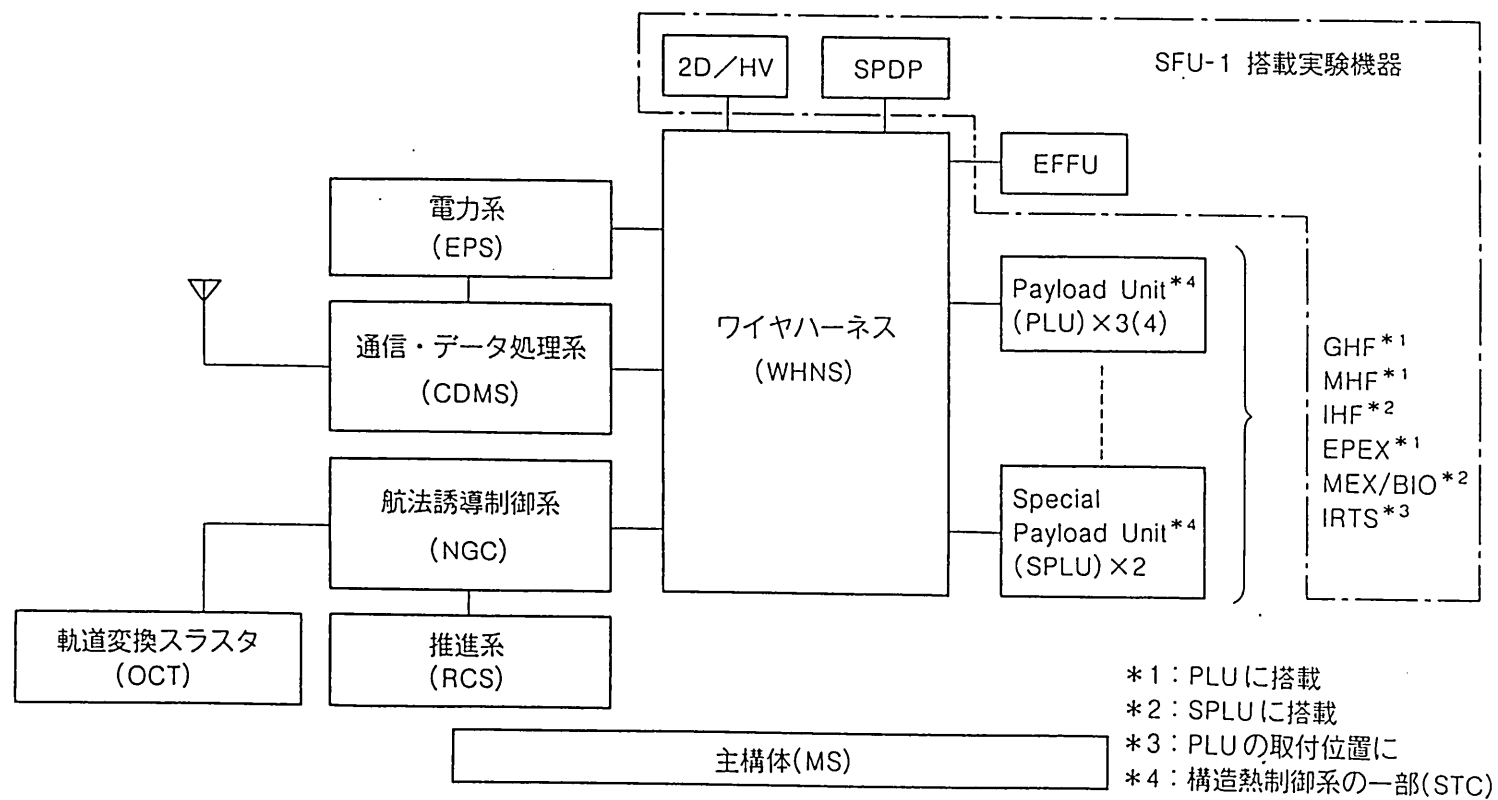


図3 SFUのブロックダイアグラム

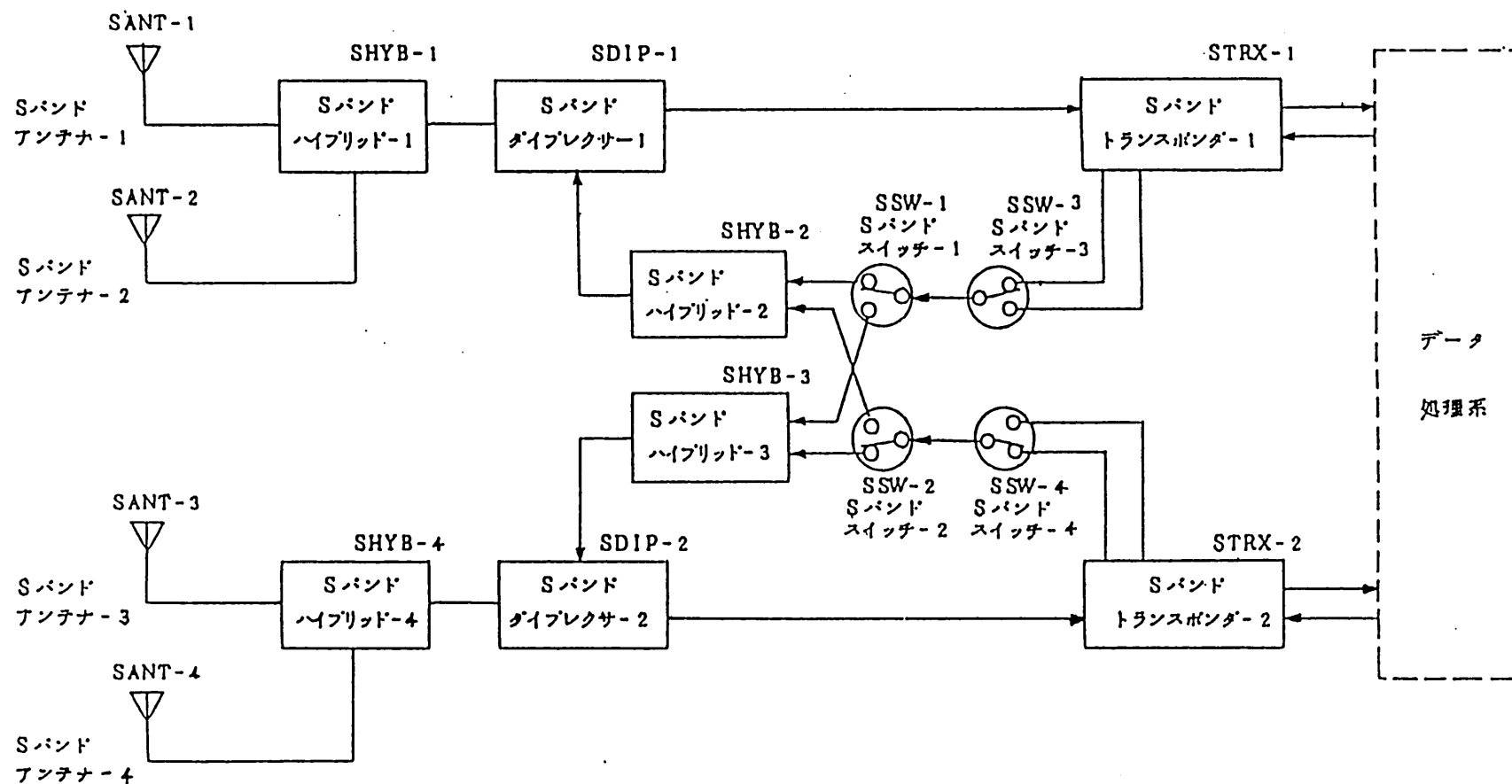


図4 SFUの搭載通信系の構成

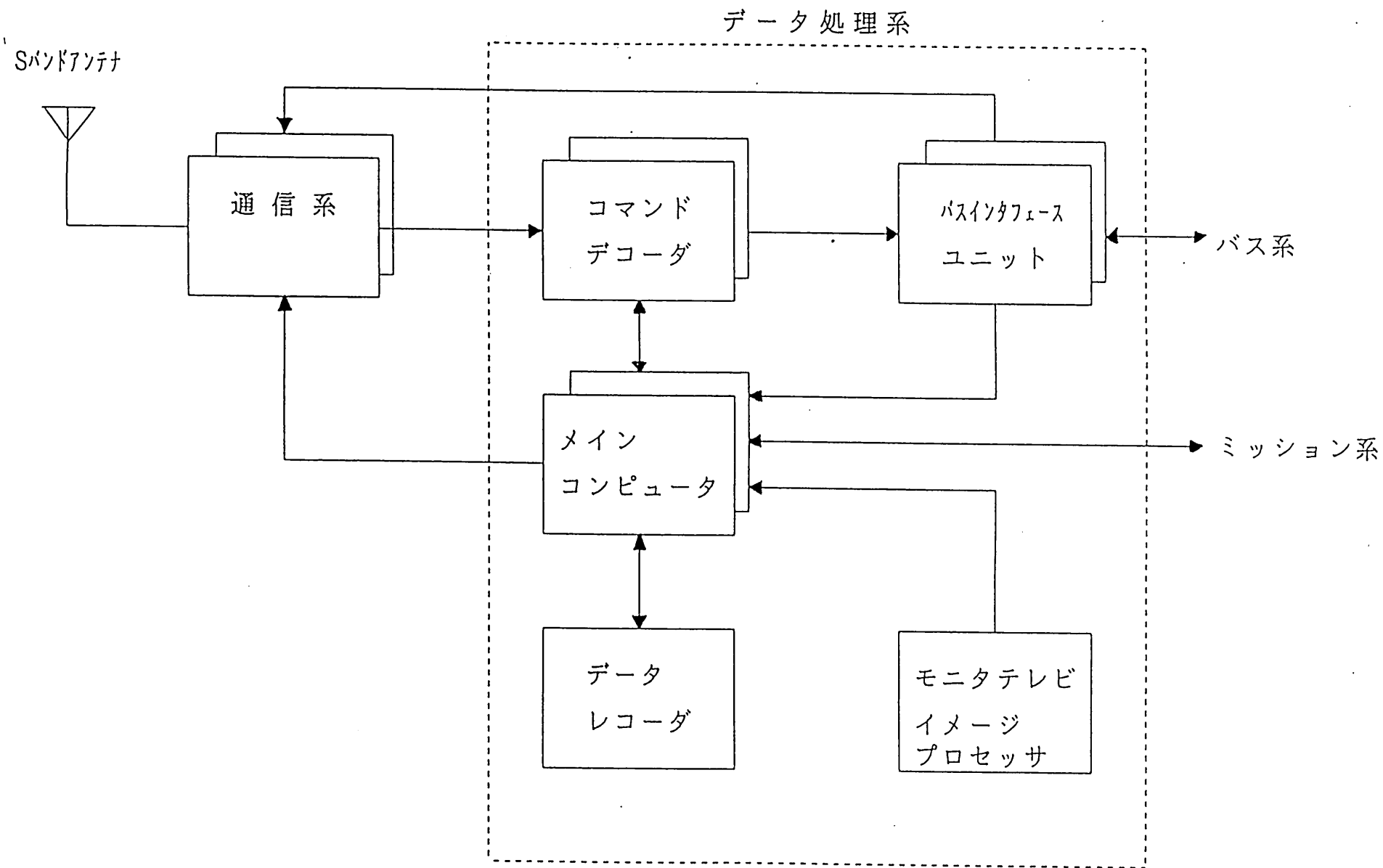


図5 SFU搭載データ処理系の基本構成

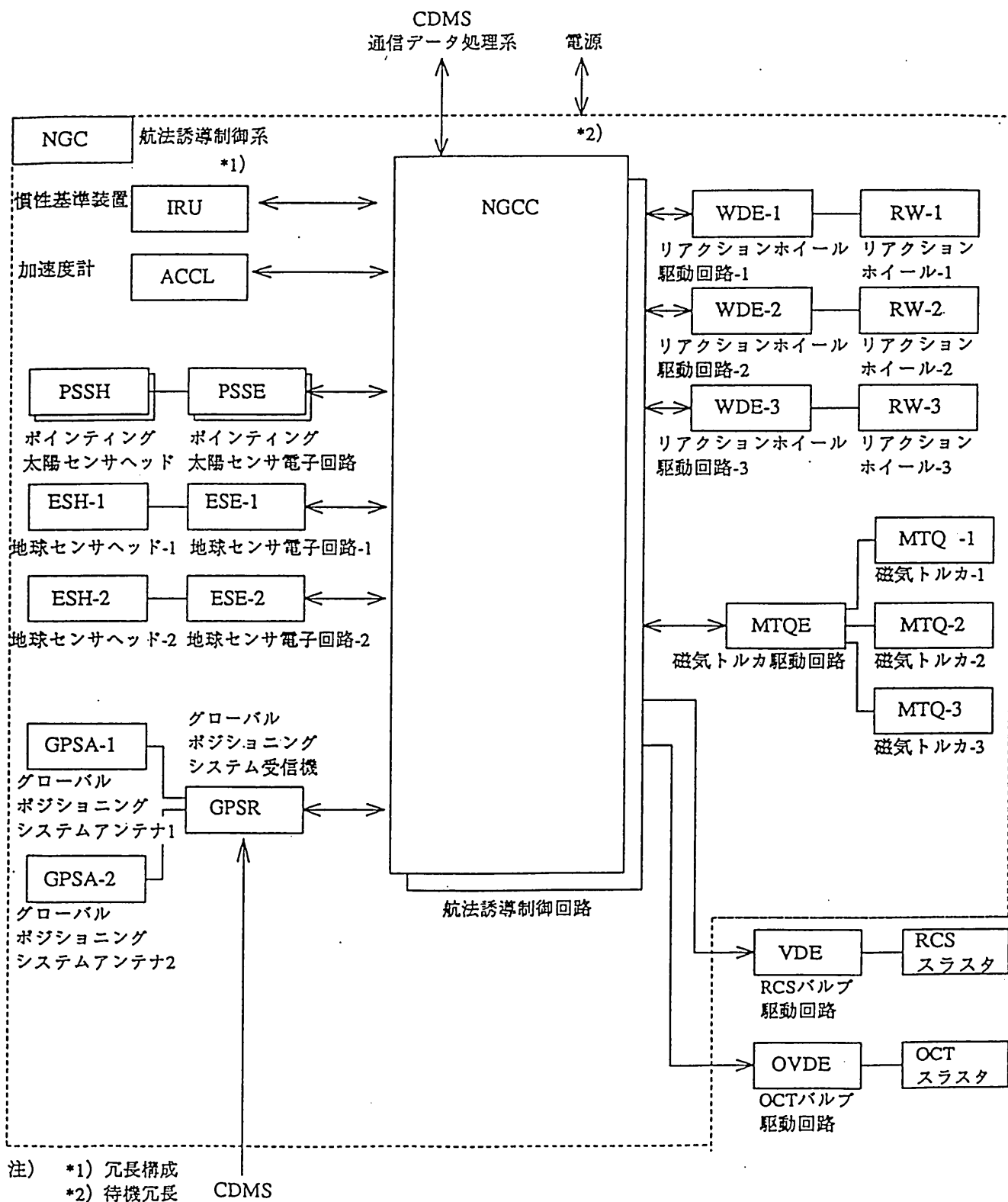


図6 NGCのブロック図

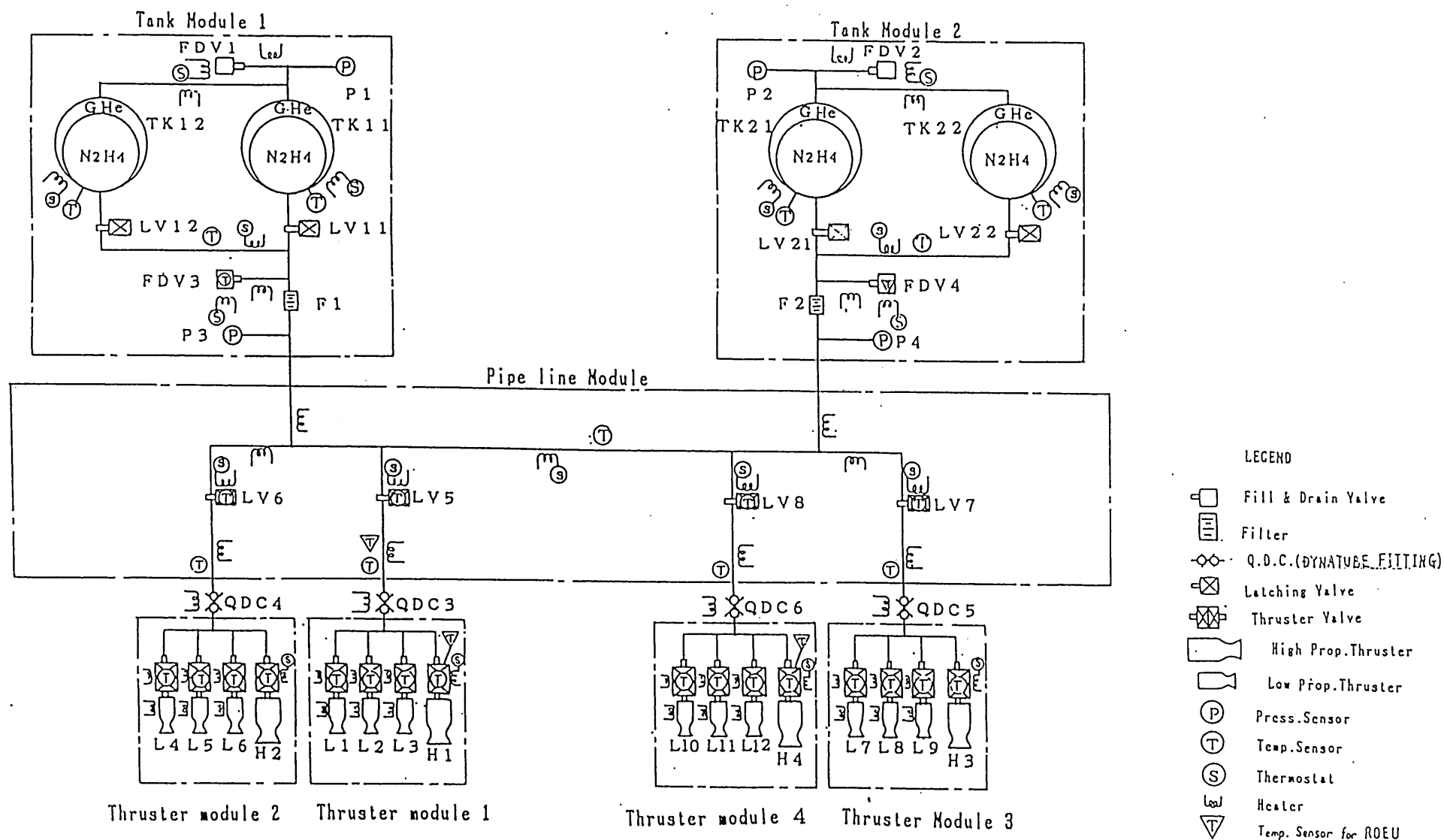


図7 RCSの構成図

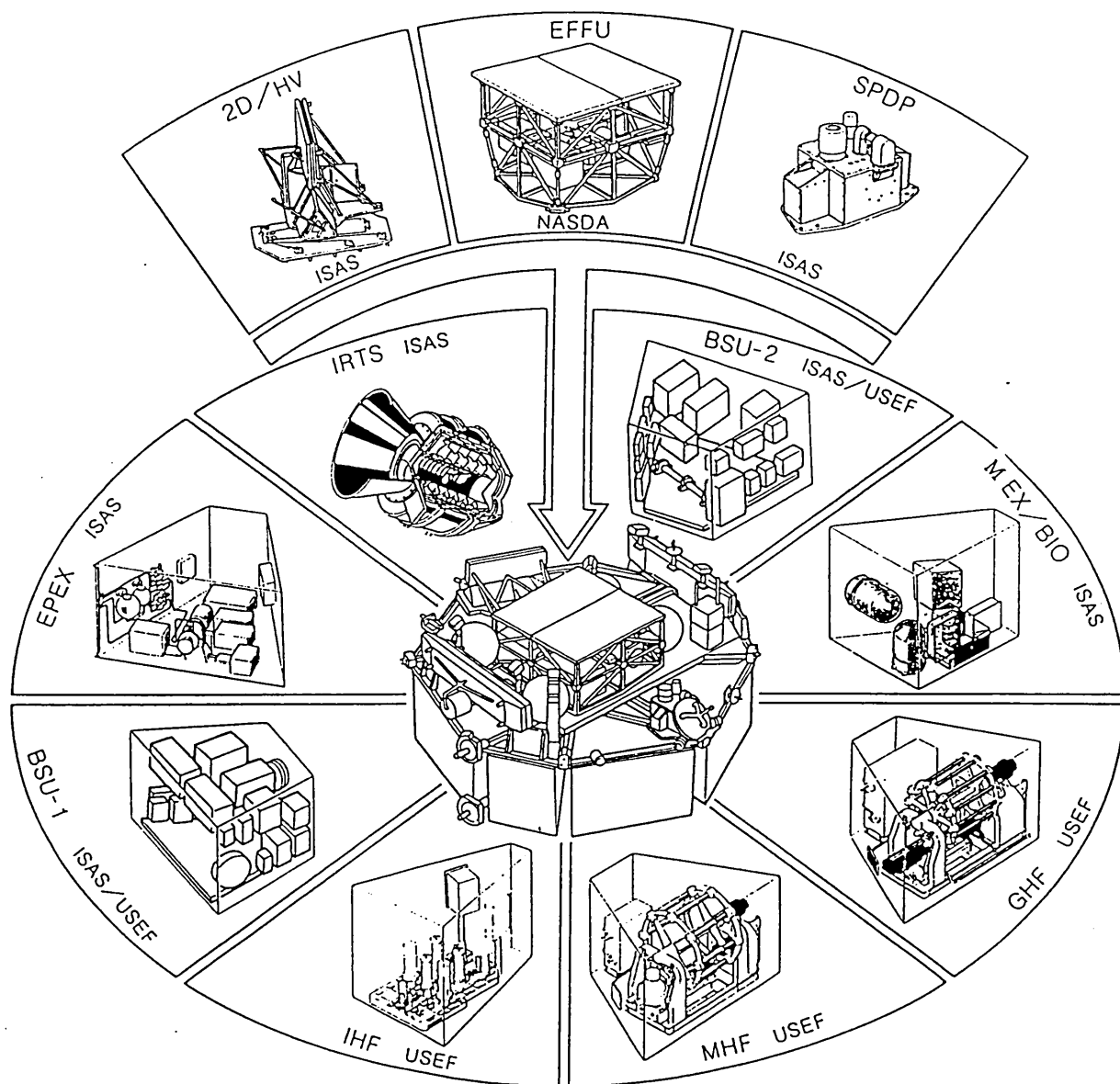


図8 SFU搭載実験機器の外観と搭載位置

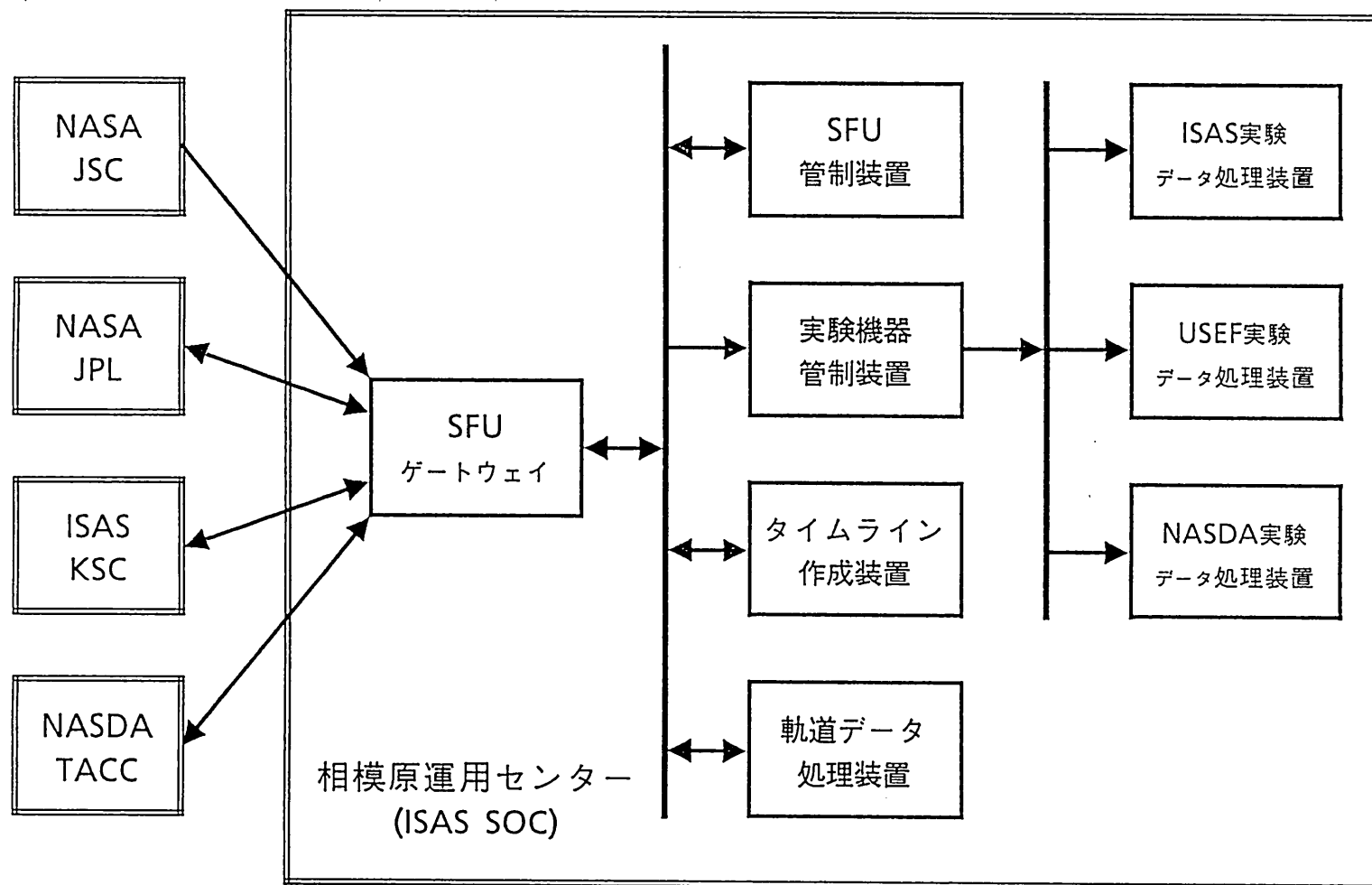


図9 SFU運用管制システムの基本構成

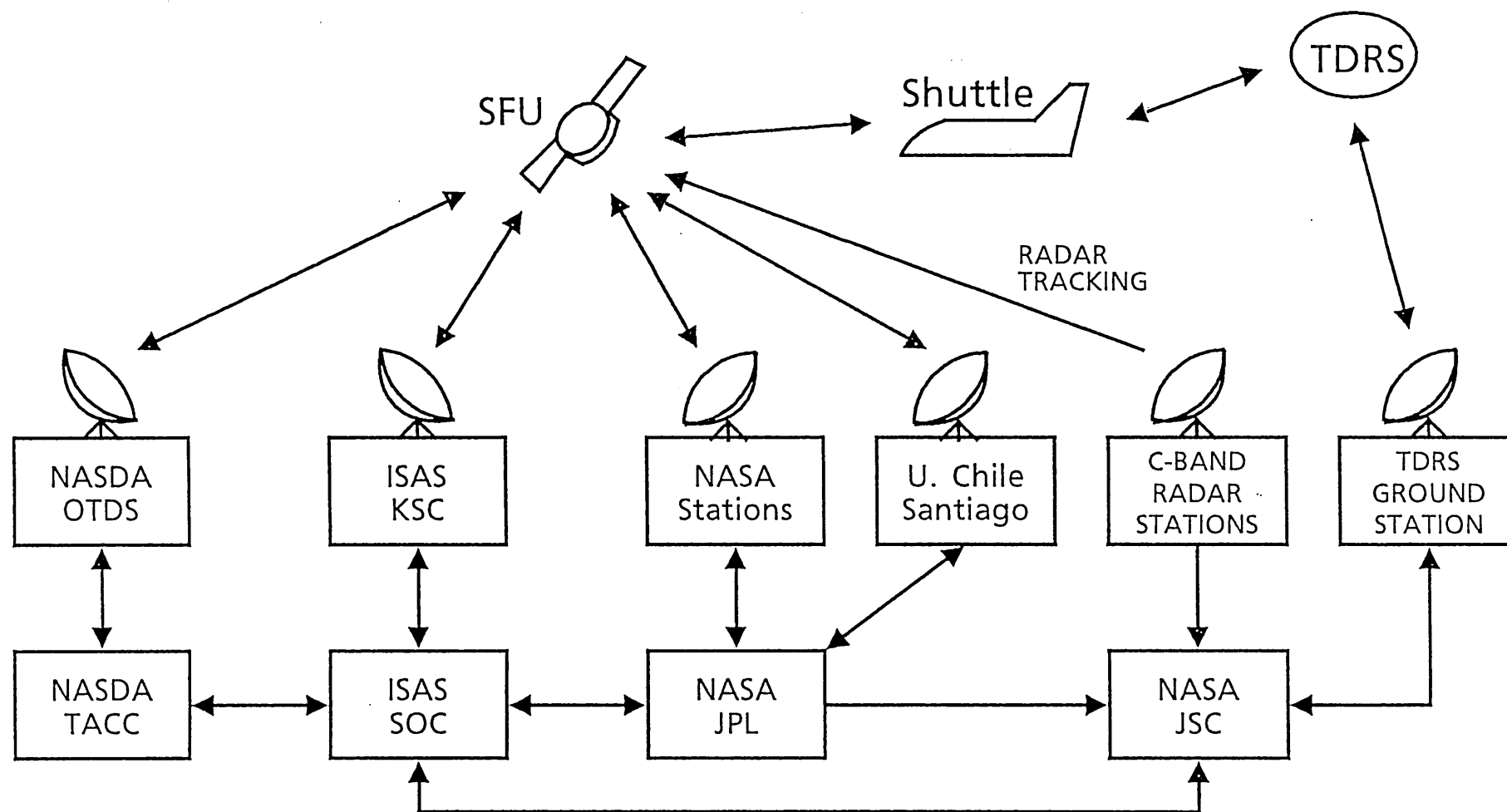


図10 SFUで使用する運用センター及び地上局

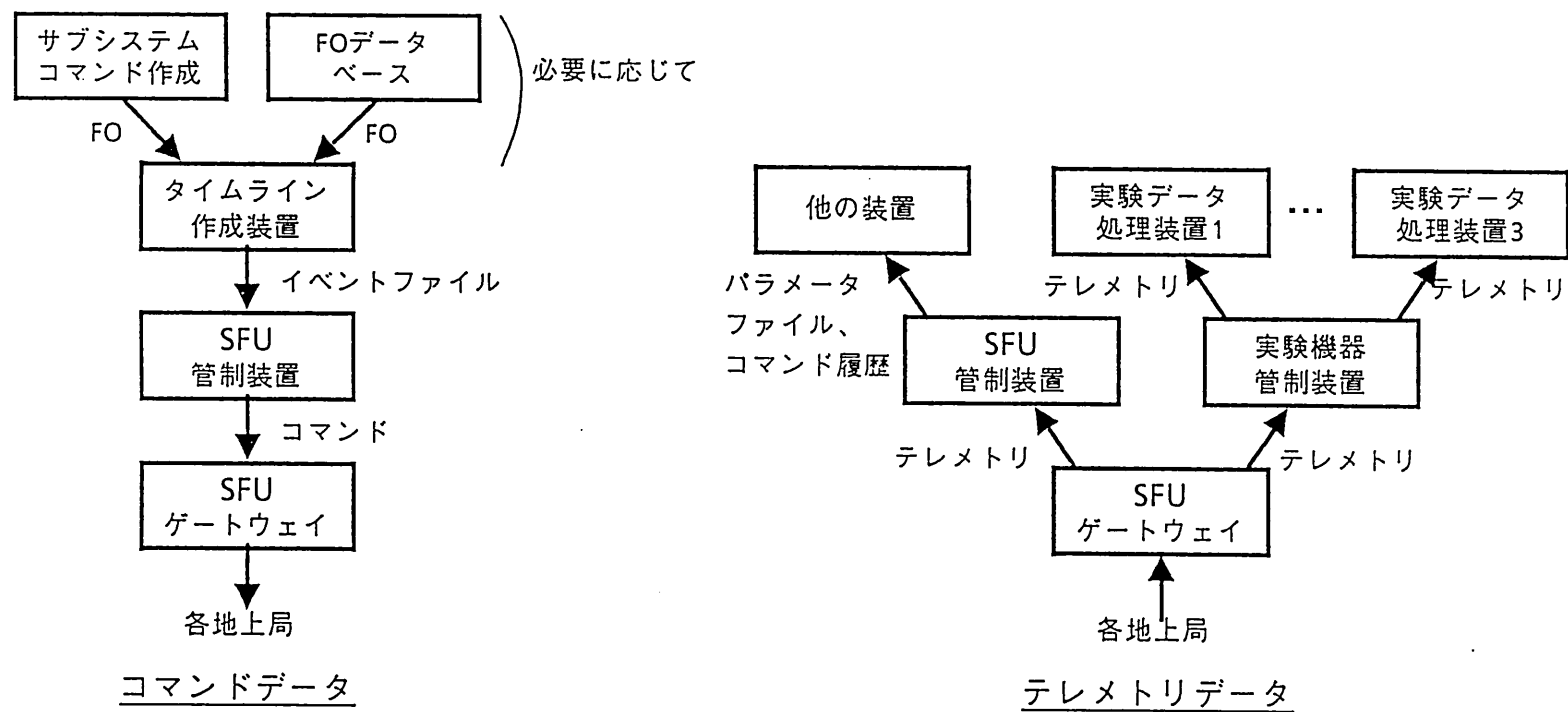


図 1 1 S F U運用管制システムにおけるデータの流れ

- ① Orbiter performs Direct +Rbar Terminal Phase approach to Rbar
- ② Orbiter arrives at about 1000 ft on Rbar and continues approach to 110 ft safe distance
- ③ SFU retracts Solar Array Paddles (SAP)
- ④ Orbiter stationkeeps at 110 ft
- ⑤ SFU switches from inertial to LVLH hold and performs 90° yaw maneuver
- ⑥ SFU performs -90° roll maneuver
- ⑦ SFU switches from RCS attitude control to RW's
- ⑧ Orbiter re-establishes approach
- ⑨ Orbiter performs braking at grapple range and begins a 45° yaw maneuver

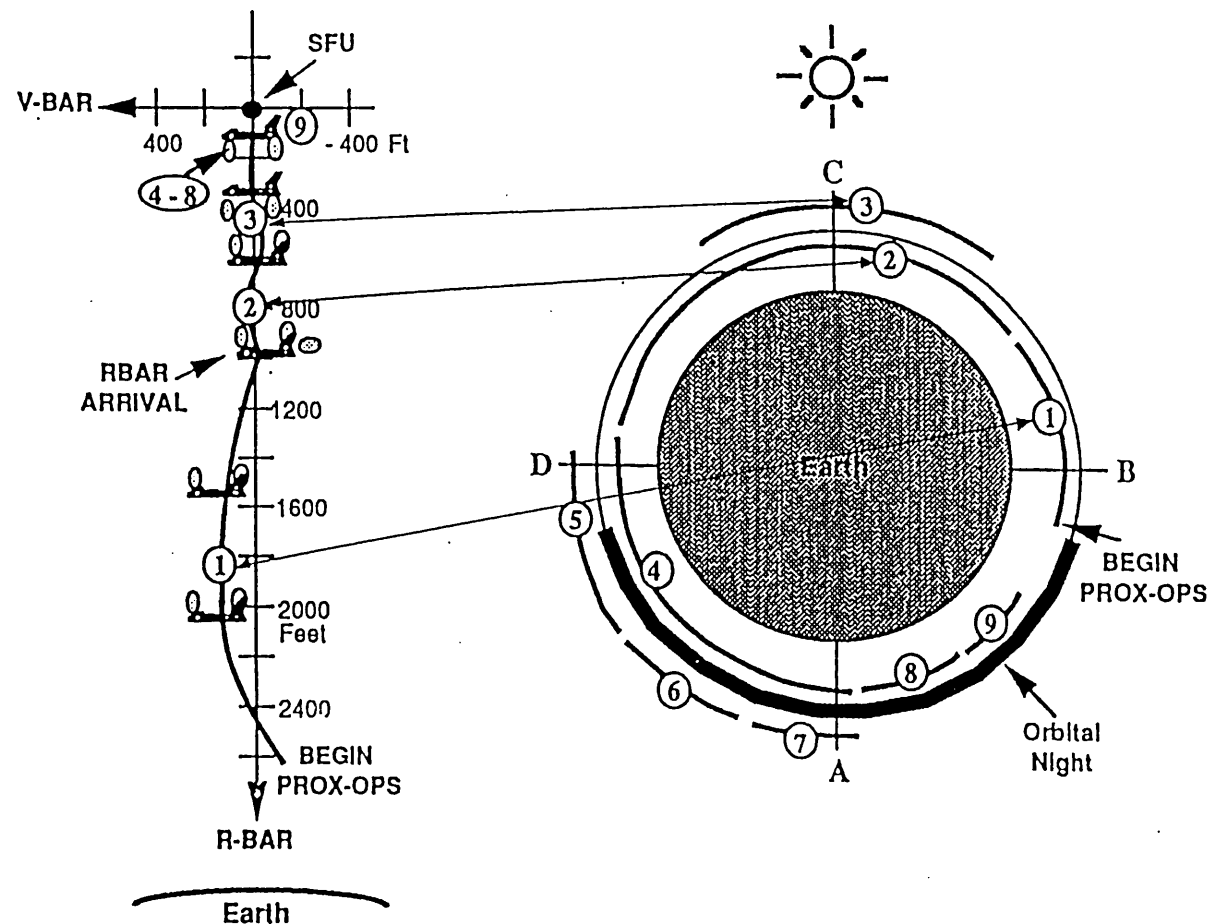
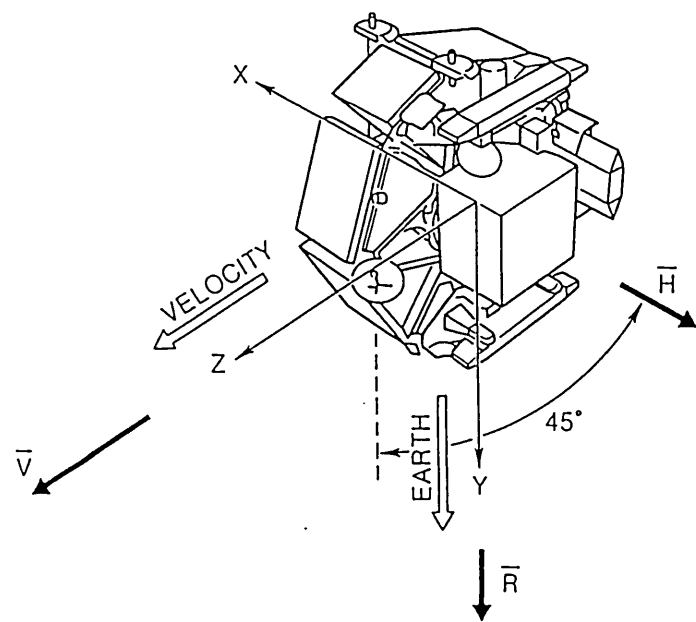
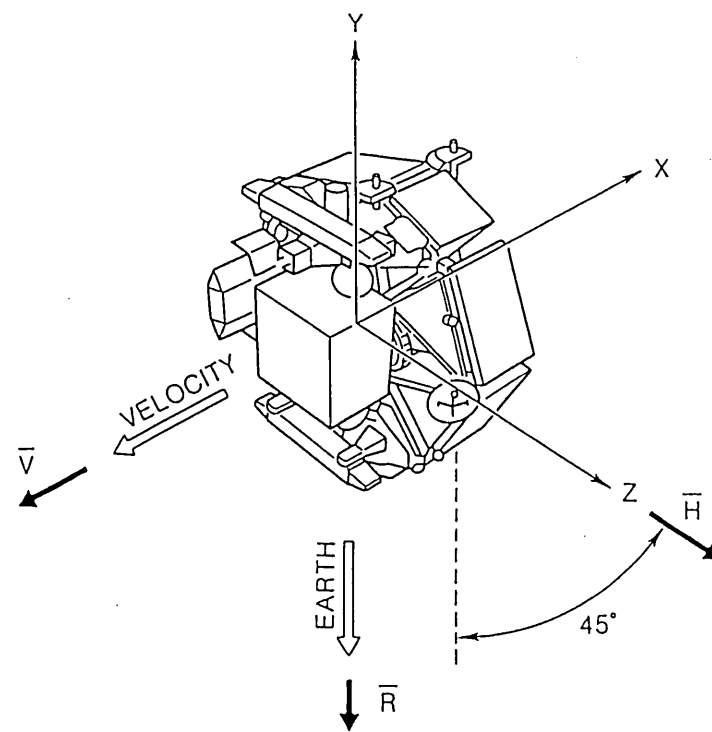


図 1 3 シャトルの近接運用



(a) ノミナル



(b) バックアップ

図 1 4 S F U 捕獲姿勢