

3. 衛星及び搭載機器

3.1 ETS-V の概要

3.1.1 開発目的及び開発スケジュール

技術試験衛星V型 (ETS-V) は、宇宙開発事業団 (NASDA) によって製作され、電波研究所と電子航法研究所が協同して製作したミッション機器を搭載した試験用の衛星で、1987年8月27日、NASDA 種子島宇宙センターより打上げられ、9月17日に東経 150° の静止軌道に投入された。静止軌道投入への経過は順調で、予定の寿命を超える長期の運用が期待される。ETS-V は国産初の 550 kg 級静止三軸衛星であり、打上げロケットには H-I 三段式の初号機が用いられた。

本衛星の主な開発目的は以下のとおりである。

- (1) H-I ロケット (3 段式) 初号機の性能確認
- (2) 静止三軸衛星バスの基盤技術の確立
- (3) 将来の実用衛星開発に必要な自主技術の蓄積
- (4) 太平洋域での移動体衛星通信実験

これらの目的のため、本衛星では、搭載中継器 (AMEX, 3.2 に詳述) をはじめ、軽量太陽電池パドル、国産アポジモータ、Lバンド2ビームアンテナ等の開発を行っており、これらの新規開発項目の成果は、軌道上での ETS-V の運用及び EMSS 実験を通して最終的に確認される。

本衛星の開発研究着手の要望は、1982年に NASDA より宇宙開発委員会に出された。宇宙開発委員会では、従来、郵政省及び運輸省から要望のあった移動体衛星通信実験ミッションとの統合の方向づけがなされ、関係機関での開発分担等の調整が行われ、1983年度の予算成立

とともに実質的な開発がスタートした。

第 3.1-1 図に ETS-V の開発スケジュールを示す。1982年度の先行的な研究開発の後、1983年5月より基本設計を、1984年11月より詳細設計を実施した。実用衛星の製作は、EM (エンジニアリングモデル)、PM (プロトタイプモデル)、FM (フライトモデル) の3種を製作し、PM を試験後改修して PFM (プロトフライトモデル) とし、地上予備機とする場合が多いが、技術試験衛星である ETS-V は、EM と PFM の2種のみとなっている。そのため、地上予備機を持たない。

3.1.2 システム特性

ETS-V の静止軌道上での外観を第 3.1-2 図に示す。太陽電池パドル展開時の翼端間の大きさは約 9.7 m であり、衛星下端からアンテナ上端までの高さは約 3.5 m である。ETS-V の主要特性を第 3.1-1 表に、電力配分を第 3.1-2 表に、重量配分を第 3.1-3 表に示す。

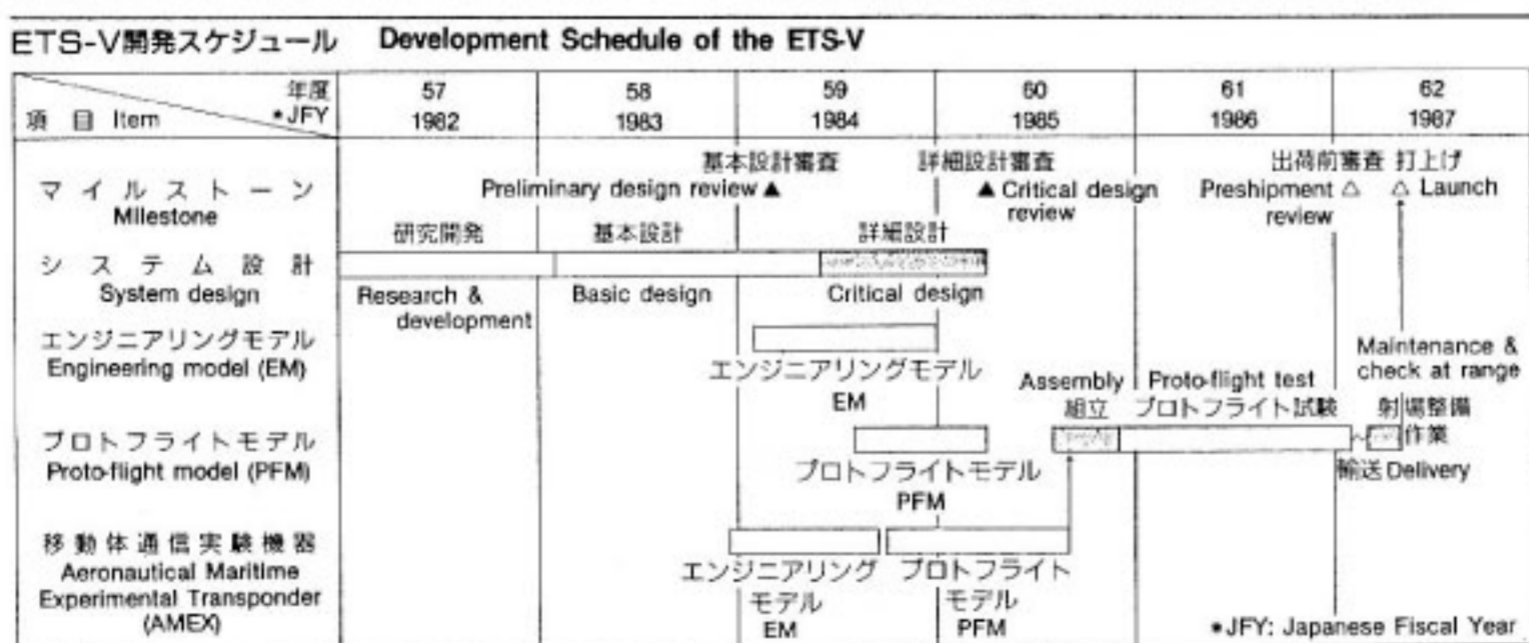
信頼度の計算には搭載実験機器及び打上げ環境測定装置は除外されており、したがって、電波研究所が関与する移動体通信実験機器は、この値に含まれていない。

3.1.3 システム構成

衛星は機能ごとにいくつかのサブシステムに分けられる。サブシステムごとの主要機能及び特性を第 3.1-4 表に、全体の系統図を第 3.1-3 図に示す。

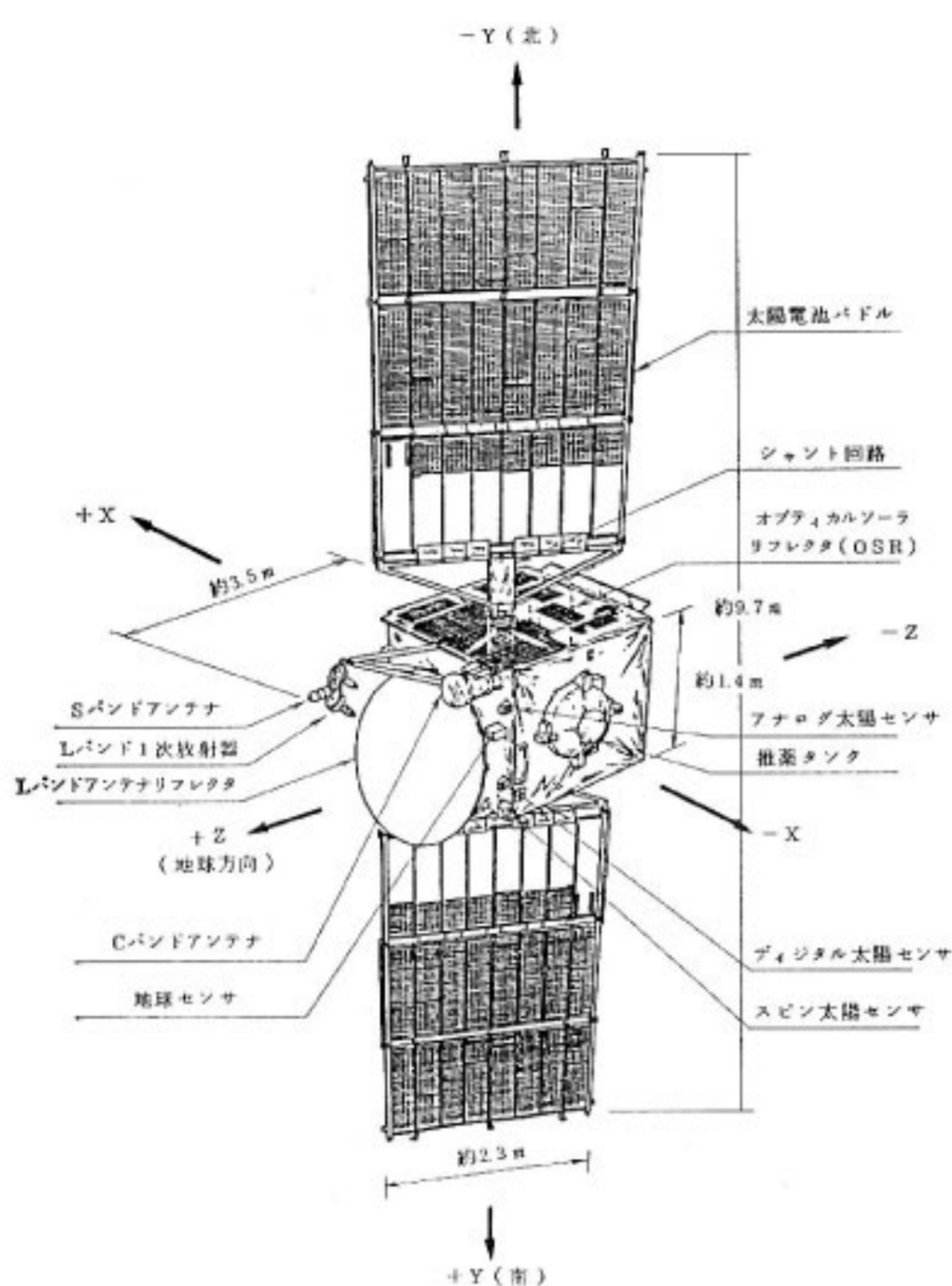
(1) 構体系 (STR, Structure)

ETS-V の太陽電池パドル及びアンテナ等を除いた主構体部分は、第 3.1-4 図に見るように直方体の箱型構造をしている。この主構体部分は、CFRP 製のセントラルシリンダと数枚のアルミハニカム構造のパネルからで



第 3.1-1 図 ETS-V 開発スケジュール

長谷良裕 (鹿島支所 第二宇宙通信研究室), 近藤喜美夫 (宇宙開発事業団 元電波研究所)



第 3.1-2 図 ETS-V 外観図

きている。セントラルシリンダの内側にアポジモータ、外側にガスジェット系の燃料タンクが取り付けられており、それ以外の機器は各パネル表面に取り付けられている。主としてミッション系機器は第 3.1-4 図の上半分 (+Z 方向) に、バス系機器は下半分 (-Z 方向) に取り付けられ、発生する熱量の特に多いミッションパネル北面 (-Y 方向) にはヒートパイプが埋め込まれており、温度分布の均一化がはかられている。

(2) テレメトリ・トラッキング・コマンド系 (TTC,

第 3.1-1 表 ETS-V 主要諸元

| 項 目 | 諸 元 |
|---------|---|
| 形 状 | 展開型太陽電池パドルを有する箱型 約 1.4×1.67×1.74 m (展開時最大幅 9.7 m) |
| 重 量 | 打上げ時 約 1096 kg 静止軌道初期 約 550 kg |
| 姿勢安定方式 | 3 軸姿勢安定方式 |
| ミッション期間 | 1.5 年以上 |
| 打上げ日時 | 1987年 8月27日 |
| 軌 道 | 東経 150 度の静止軌道 保持精度 ±0.1 度以内 (経度・緯度) |

第 3.1-2 表 電 力 配 分

| 項 目 | 電 力 配 分 | | | | 備 考 |
|--------------------|-----------------|--------------|--------------|---------------------------|---|
| | 遷移軌道 | 定 常 (夏 至) | 定 常 (秋 分) | 定 常 (日 陰) | |
| テレメトリ, コマンド系 (TTC) | 38.6 | 44.2 | 44.2 | 38.5(44.3) | |
| 電源パドル系 (EPS) | 7.1 | 25.0 | 25.0 | 33.4(34.9) | 両パドルノーマルトラッキング時 |
| 姿勢制御系 (ACS) | 11.9 | 42.3 | 42.3 | 41.3 | |
| ガスジェット系 (RCS) | 16.2 | 33.9 | 33.9 | 24.4 | |
| 熱制御系 (TCS) | 22.8 | 80.4 | 80.4 | — | |
| 熱制御実証用機器 (CVT) | — | 40 | 40 | — | |
| 打上環境測定装置 (LEM) | 6.9 | — | — | — | |
| 移動体通信実験機器 (AMEX) | 1.7 | 301.4 | 301.4 | 3.4(168.2) | RIU #2 を含む |
| 技術データ取得装置 (TEDA) | — | 13.5 | 13.5 | 6.5 | RSM 6.5 W を含む |
| ハーネス損失 | 1.2 | 5.3 | 5.2 | 3.5(3.9) | 日照 0.9% 日陰 1.2% |
| バッテリー充電電力 | — | 13.8 | 46.2 | — | フル充電 0.80 A×2 台 トリクル充電 0.24 A×2 台 |
| 所要電力 | 106.4 <94.9> | 599.8 | 632.1 | 313.0(344.1) DOD 56.5% | バッテリー容量: 13.5 Ahr (公称) 最大日陰 1.17 Hr (半影除く) |
| 太陽電池発生電力 | 130 @ 24 V | 845 (EOL) | 898 (EOL) | — | AMEX 1 系統 (L.C) 運用の場合: DOD 62.1% |
| 電力マージン | >10 | 245.3 | 265.9 | | |

注) 日陰 OFF とした AMEX 機器は、日陰後ターンオンするまでの時間に温度との関係で制限があることを前提。
定常 (日陰) の () 内は、AMEX Lバンド 1 系統, Cバンド 1 系統運用の場合。
遷移軌道の所要電力の < > 内は、触媒層ヒータ及び LEM を OFF とした電力である。

第3.1-3表 重量配分

| 項 | 目 | 重 量 | |
|----------------------------------|-------------------------------|------------|------------|
| 衛 星 パ ス 部 | テレメトリ, トラッキング及びコマンド系 (TTC) | 27.91 kg | |
| | 姿勢軌道制御系 (ACS) | 45.47 kg | |
| | 電源パドル系 (EPS) | (電 源) | (45.72 kg) |
| | | (パ ド ル) | (59.93 kg) |
| | ガスジェット系 (RCS) | 30.50 kg | |
| | 構体系 (STR) | 79.37 kg | |
| | 熱制御系 (TCS) | 26.56 kg | |
| | アポジモータ (ABM) | 42.38 kg | |
| | 計装系 (INT) | 38.69 kg | |
| | 合 計 | 396.53 kg | |
| 衛 星 ペ イ ロ ード 部 | 移動体通信実験機器 (AMEX) (RIU #2 を含む) | 67.94 kg | |
| | 熱制御実証用機器 (CVT) | 2.51 kg | |
| | 打上環境測定装置 (LEM) | 1.96 kg | |
| | 技術データ取得装置 (TEDA) | 11.69 kg | |
| | ペイロードバランサ | 11.00 kg | |
| | スロッシング推薬 | 10.00 kg | |
| | 合 計 | 105.10 kg | |
| 推 薬 | ABM 推薬 | 503.54 kg | |
| | RCS 推薬・加圧ガス | 90.83 kg | |
| | 合 計 | 570.08 kg | |
| 衛星 打 上 げ 重 量 | | 1096.00 kg | |

Telemetry, Tracking and Command)

TT & C 系は、衛星状態の監視、衛星の追跡及び制御を行うためのもので、衛星運用の中核となるものである。周波数は、Sバンドを用いた標準的な USB (Unified S-Band) 方式によるものであるが、Cバンドでの運用もできるようにCバンドとSバンドの周波数変換を行うコンバータが用意されている。これにより、移動体通信実験機器関連の運用は原則的に鹿島支所の海岸/航空地球局で実施することになっている。テレメトリ及びコマンドの信号は副搬送波を用いた二重の変調を行っており、Sバンドについては、上りと下りの回線の搬送波の位相をコヒーレントにすることができる。

TT & C 系送受信機と各制御対象機器との間には、セントラルユニット及びリモートインターフェースユニットが介在し、両ユニット間は管理バスライン及び応答バスラインで結ばれている。このようなデータバス方式

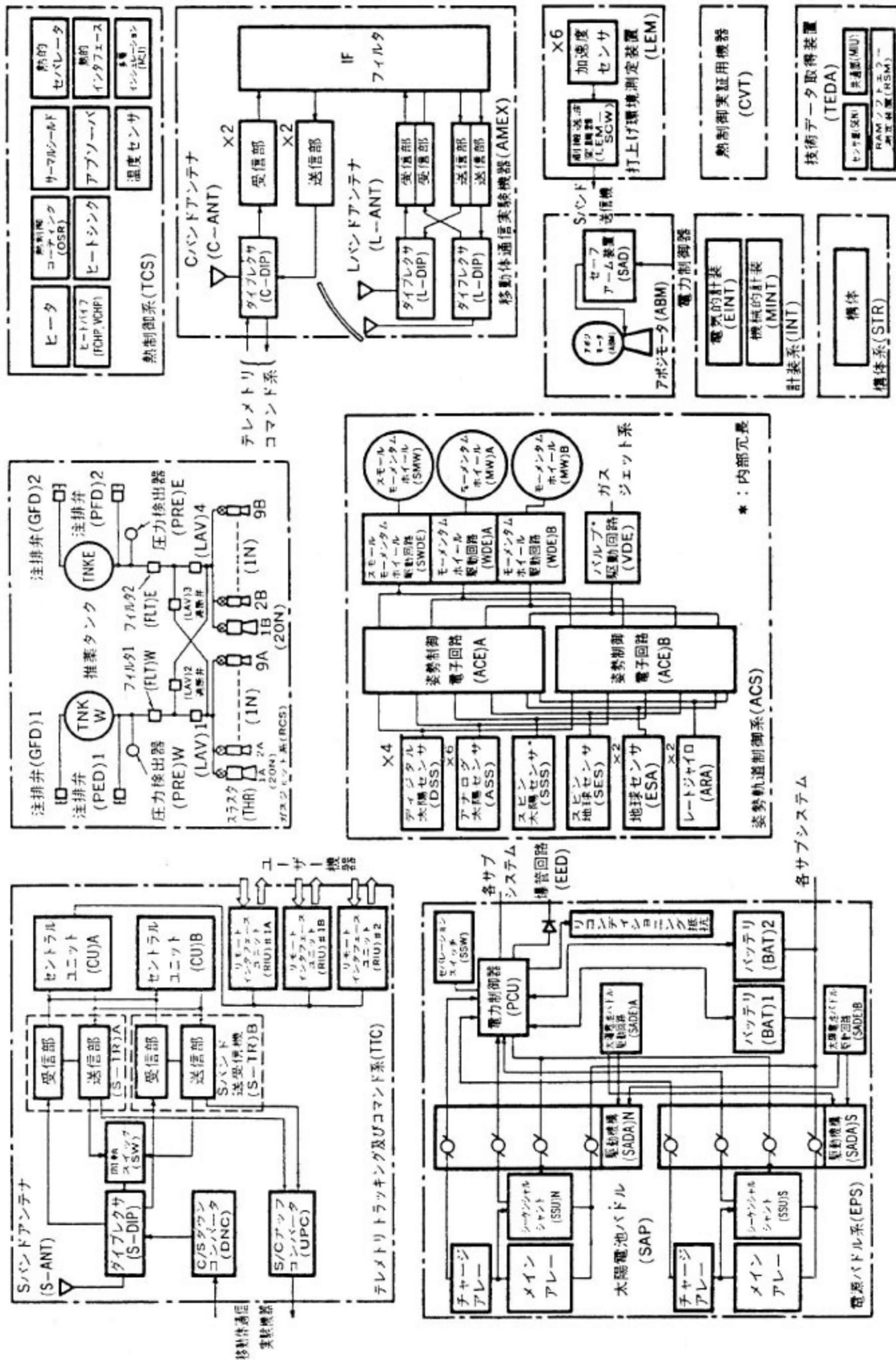
第3.1-4表 機能別諸元

| サブシステム名 | 諸 元 |
|-------------|--|
| 電源パドル系 | 太陽電池パドル 南北2翼展開型 セル数約10400枚 バッテリー 約13.5 Ah×2 バス電圧 29.0 ± 0.5 V (日照時) 21.4 ~ 29.5 V (日陰時) |
| 姿勢制御系 | コントロールドバイアスモーメンタム方式 姿勢精度 ±0.072 度 (3σ, ロール軸及びピッチ軸) ±0.40 度 (3σ, ヨー軸) |
| テレメトリ・コマンド系 | Sバンド USB 方式 テレメトリ 2280.721 MHz コマンド 2100.164 MHz Cバンドによる TT & C 機能有 |
| ガスジェット系 | モノプロペラントヒドラジンブローダウン方式 |
| 構体系 | 中央円筒及びパネルモジュール方式 |
| 熱制御系 | ヒートパイプ及びヒータによる能動型及び従来の受動型との併用 |
| アポジモータ | 固体推薬モータ 比推力 294.3 sec 最大推力 4000 kg |
| ミッション機器 | 移動体通信実験機器 (AMEX) 熱制御実証用機器 (CVT) 打上環境測定装置 (LEM) 技術データ取得装置 (TEDA) |

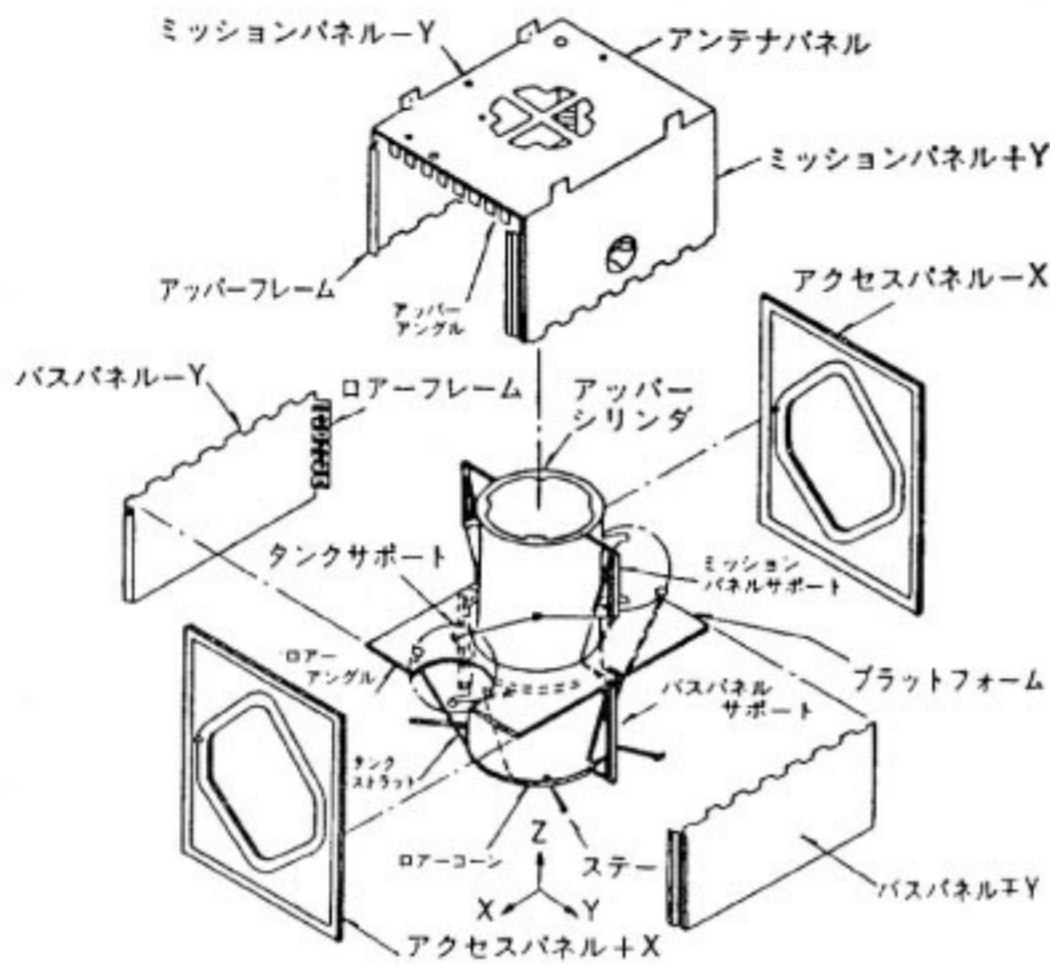
の TT & C システムは、制御対象機器の数が増えても制御信号線の数を抑えることができ、将来の大型衛星に適した技術として開発された方式である。また、TT & C 系の主要機器は信頼性を高めるため、二重化されている。

(3) 電源パドル系 (EPS, Electric Power and Paddle Subsystem)

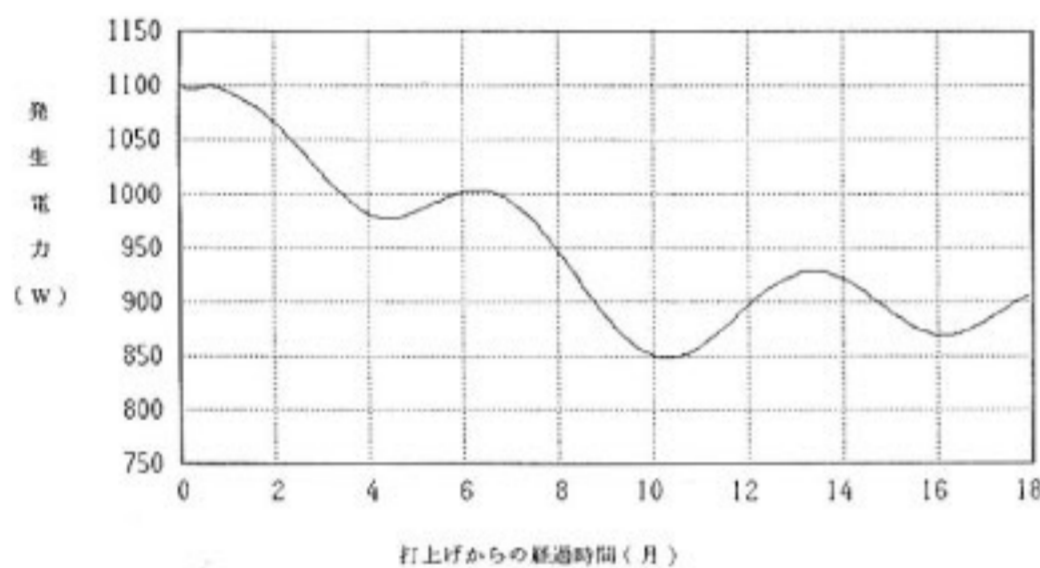
電源パドル系の主構成機器は、電力制御器、太陽電池パドルとバッテリーである。電力制御器は、バス電圧の制御やバッテリーの管理等の機能を果たす。太陽電池パドルは各翼3枚のパネルから成る展開型の2翼構成である。太陽電池セルは、各パネルの CFRP 製フレーム間に張られた同材質の薄膜上に両翼で合計10400枚貼りつけられており、従来のパドルよりも軽量化されている。打上げから1.5年間の発生電力の予測を第3.1-5図に示す。なお、この図は打上げを1987年8月1日としたものである。太陽電池アレイは、電源バスにシャント回路を通し



第 3.1-3 図 ETS-V システム系統図



第 3.1-4 図 主構体の構成



第 3.1-5 図 太陽電池発生電力の推移

て直接つながるメインレイ部分とバッテリー充電回路につながるチャージレイ部分とに分かれ、チャージレイ部は電源バスに直列接続され、定電流でバッテリーを充電するようになっている。バス電圧は、負荷電力に応じてデジタルシャント回路で太陽電池セルの並列段数を変化させ、発生電力を制御することにより日照時には $29 \pm 0.5 \text{ V}$ に保たれる。日陰時には、バッテリーからダイオードを通して電源バスに電力が供給されるので、電圧はバッテリー電圧に応じて変化する。このため、安定回路は、それぞれの機器が独自に持つ方式をとっている。

バッテリーは、国産のニッケルカドミウムセルによるもので、パドル展開後は日陰時の運用に使用される。バッテリーの保護機能としては、ヒータによる温度制御のほか、バッテリーの電圧が万一、一定電圧以下に下がった場合には、消費電力の大きい移動体通信実験機器 (AMEX) 等は自動的に OFF とし、過放電を防ぐ機能を電力制御器に持たせている。

(4) 姿勢軌道制御系 (ACS, Attitude and Orbit Control Subsystem)

ETS-V は、トランスファ軌道では衛星の最大慣性主軸 (Z 軸) まわりにスピン安定化されている。静止時には通常の姿勢制御方式として、コントロールドバイアスマーメンタム方式を採用している。これは地球センサからの信号に基づいてモーメンタムホイール A (MW-A) とスモールモーメンタムホイール (SMW) の回転を制御することにより姿勢を制御するもので、SMW の回転軸はヨー軸 (Z 軸) と同一となるように、また、MW-A の回転軸は、ピッチ軸とヨー軸の作り出す平面 (Y-Z 面) 上で SMW の回転軸とのなす角が 96.32 deg となるように取付けられている。これにより両モーメンタムホイールの回転ベクトルの合成ベクトルが、大きさだけでなく方向も変えることができるようになっている。また、ETS-V では回転軸をピッチ軸と同一方向とした MW-B のみを使うバイアスマーメンタム方式を機能的な冗長系として有している。

(5) ガスジェット系 (RCS, Reaction Control Subsystem)

ガスジェット系は、姿勢軌道制御系と一対をなすもので、姿勢軌道制御系に含まれた電子回路からの信号で推進弁を開閉し、ガス噴射により衛星の軌道及び姿勢を制御する。スラスタは推力の違いにより 1 ニュートンと 20 ニュートンの 2 種があり、連続的またはパルス状にガスを噴射させる。推進であるヒドラジンは、約 86 l の表面張力型タンク 2 個に入れられており、ヘリウムガスの圧力で押し出される。

(6) 熱制御系 (TCS, Thermal Control Subsystem)

ETS-V では打上げを含めたミッション期間中、衛星及び搭載機器を許容温度範囲に維持するため、様々な種類の熱制御が行われる。AMEX の Lバンド HPA 等、特に発熱量の多い機器及び高発熱機器熱制御実証のための機器が搭載された、ミッションパネル北面 (-Y 面) は 2 種 (固定コンダクタンス型及び可変コンダクタンス型) のヒートパイプが埋めこまれている。これによって温度分布の均一化をはかり、また、熱制御性能の評価を行う。その他、ミッションパネルの外側には熱放射率及び太陽光に対する反射率の高い OSR (Optical Solar Reflector) が貼り付けられている。また、衛星内各機器の OFF 時 (日陰時等) の温度低下を防ぐためのヒータも取り付けられている。

(7) アポジモータ (ABM, Apogee Boost Motor)

アポジモータは、衛星をトランスファ軌道から静止化一歩手前のドリフト軌道に投入するためのもので、ETS-V では初の国産品が使用される。ABM の性能確認も ETS-V のミッションの一つである。

3.1.4 バス関連データ取得のための搭載機器

ETS-V にはミッション機器として AMEX のほか、技術データ取得装置 (TEDA)、熱制御実証用機器 (CVT)、打上げ環境測定装置 (LEM) が衛星開発成果の確認及び将来の衛星開発に必要なデータ取得のために搭載されている。AMEX については 3.2 で詳述するので、この項では他の機器について概観する。

(1) 技術データ取得装置 (Technical Data Acquisition Equipment)

技術データ取得装置は、静止軌道上の宇宙環境及びその環境における各種部品の劣化のデータを取得する装置であり、以下の各センサからなる。

- i) 太陽電池パドル振動モニタ：展開時等の振動量測定
- ii) 放射線吸収モニタ：放射線の吸収量測定
- iii) 帯電電位モニタ：衛星表面材料の帯電量測定
- iv) 帯電放電モニタ：帯電放電の頻度測定
- v) 集積回路モニタ：TTL 及び CMOS-IC の劣化度測定
- vi) 太陽電池セルモニタ：各種セルの劣化度測定
- vii) 熱制御材料劣化モニタ：各種熱制御材料の劣化度測定
- viii) RAM ソフトエラーモニタ：メモリ IC への放電線の影響度測定

(2) 熱制御実証用機器 (Simulated Component for Thermal Verification Test)

熱制御実証用機器は、ヒートパイプで熱制御されるミ

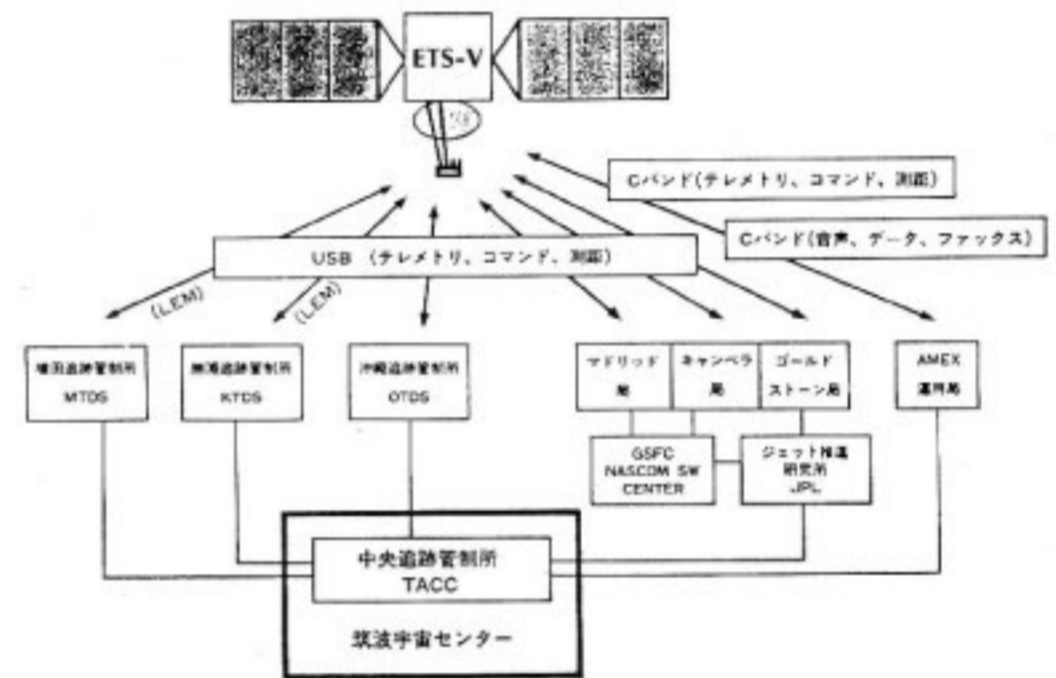
ッションパネルの排熱能力を実証するための機器で、3 個の発熱部及び温度センサから成る。CVT は将来の高発熱機器 (例えば、放送衛星用高電力増幅器等) 搭載時の熱制御方式の評価、確認を行うもので、AMEX 機器と同一パネル面上に配置されている関係上、AMEX 機器との運用調整が必要である。

(3) 打上げ環境測定装置 (Launch Environment Monitor)

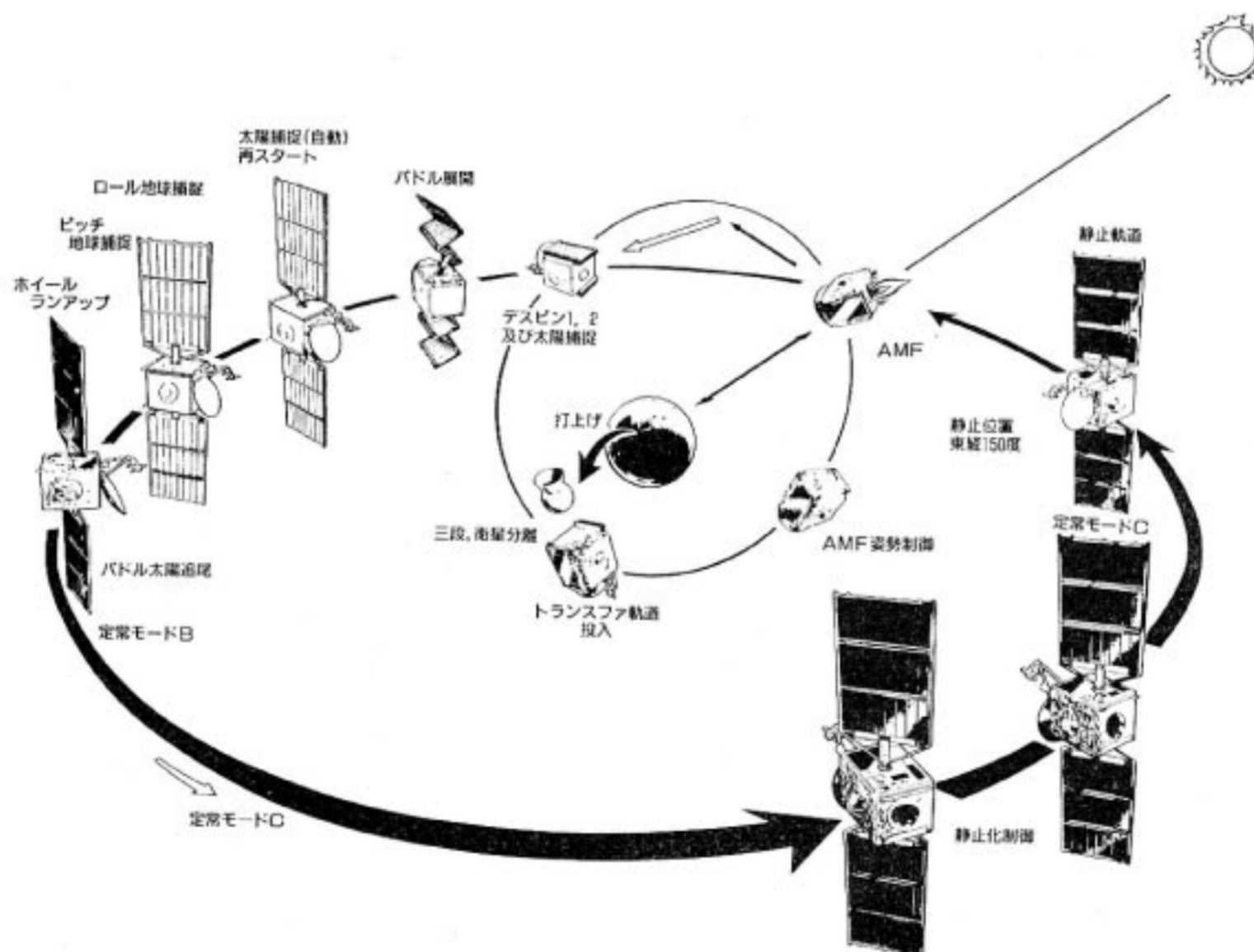
打上げ環境測定装置は、ロケット打上げ時及びアポジモータ燃焼時等に衛星が受ける振動、衝撃及び加速度を測定するもので、加速度センサ 6 個よりなる。取得したデータは、ETS-V が実際に受けた振動環境の評価に加えて今後の衛星の設計及び試験レベルを設定するための基礎データとして活用される。

3.1.5 衛星の運用

ETS-V は、1987年 8月27日 NASDA 種子島宇宙セ

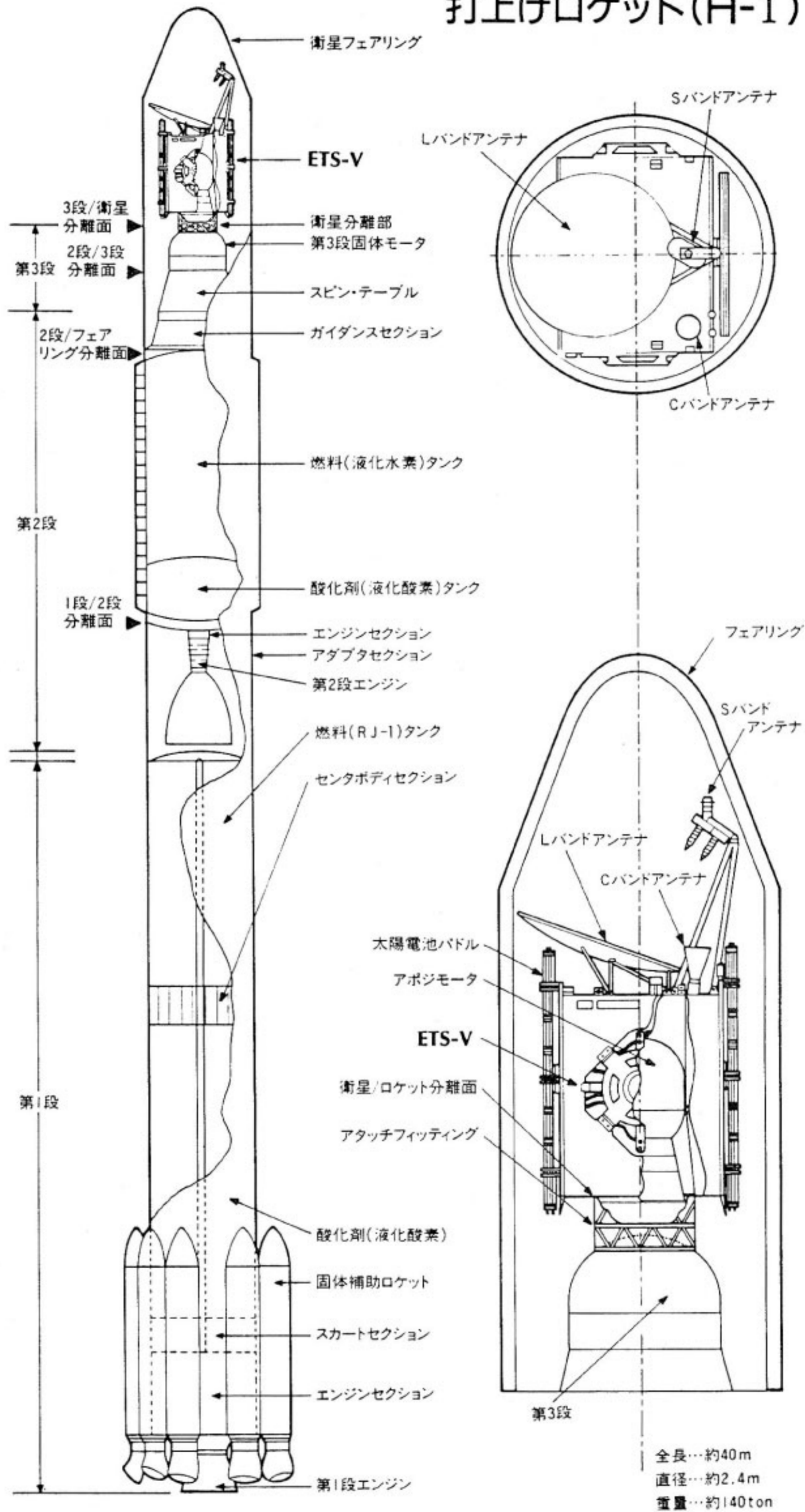


第 3.1-6 図 打上げ時の運用体制



第 3.1-7 図 静止化までの運用シーケンス

打上げロケット(H-I)



第3.1-8図 H-I ロケット全体図

第3.1-5表 H-Iロケット主要諸元

| | | 全 | | 段 | | |
|---|---------|--|-----------------------------|---|--|----------|
| 全 | 長(m) | 40.3 | | | | |
| 外 | 径(m) | 2.49 (第2段ロケット) | | | | |
| 全 | 備重量(t) | 139.3 (人工衛星の重量は含まない) | | | | |
| 誘 | 導方式 | 慣性誘導方式 | | | | |
| | | 各 | | 段 | | |
| | | 第 1 段 | 固体補助ロケット | 第 2 段 | 第 3 段 | 衛星フェアリング |
| 全 | 長(m) | 22.44 | 7.25 | 10.32 | 2.34 固体モータ長 2.04 | 7.91 |
| 外 | 径(m) | 2.44 | 0.79 | 2.49 | 1.32 固体モータ径 1.29 | 2.44 |
| 各 | 段重量(t) | 85.7*1 | 40.3 (9本分) | 10.5 | 2.2*2 | 0.6 |
| 推 | 進薬重量(t) | 81.4 | 33.8 (9本分) | 8.7 | 1.9 | |
| 平 | 均推力(t) | メインエンジン 77*3 パーニアエンジン 0.49×2*3 | 142 (6本分) *3 *5 | 10.5*4 | 8*4 | |
| 燃 | 焼時間(s) | メインエンジン 約 270 パーニアエンジン 約 275 | 38 | 約 370 | 67 | |
| 推 | 進薬種類 | 液化酸素/RJ-1 | ポリブタジエン系 コンポジット 固体推進薬 | 液化酸素/液化水素 | ポリブタジエン系 コンポジット 固体推進薬 | |
| 推 | 進薬供給方式 | ターボポンプ | | ターボポンプ | | |
| 比 | 推力(s) | メインエンジン 249*3 パーニアエンジン 209*3 | 234*3 | 448*4 | 288*4 | |
| 姿 | 勢 | ジンバル | | ジンバル(推力飛行中) | | |
| | 制 | | | ピッチ・ヨー | | |
| 御 | ロ | パーニアエンジン | | ガスジェット | | |
| 搭 | 載電子装置 | (1)テレメータ送信装置 290 MHz 帯 PCM/PM (2)指令破壊受信装置 2.6 GHz 帯 トーン変調 | | (1)レーダトランスポンダ 5 GHz (2台) (2)テレメータ送信装置 2.2 GHz 帯 PCM/PM (3)指令破壊受信装置 2.6 GHz 帯(2台) トーン変調 | (1)テレメータ送信装置 290 MHz 帯 PAM/FM/PM | |

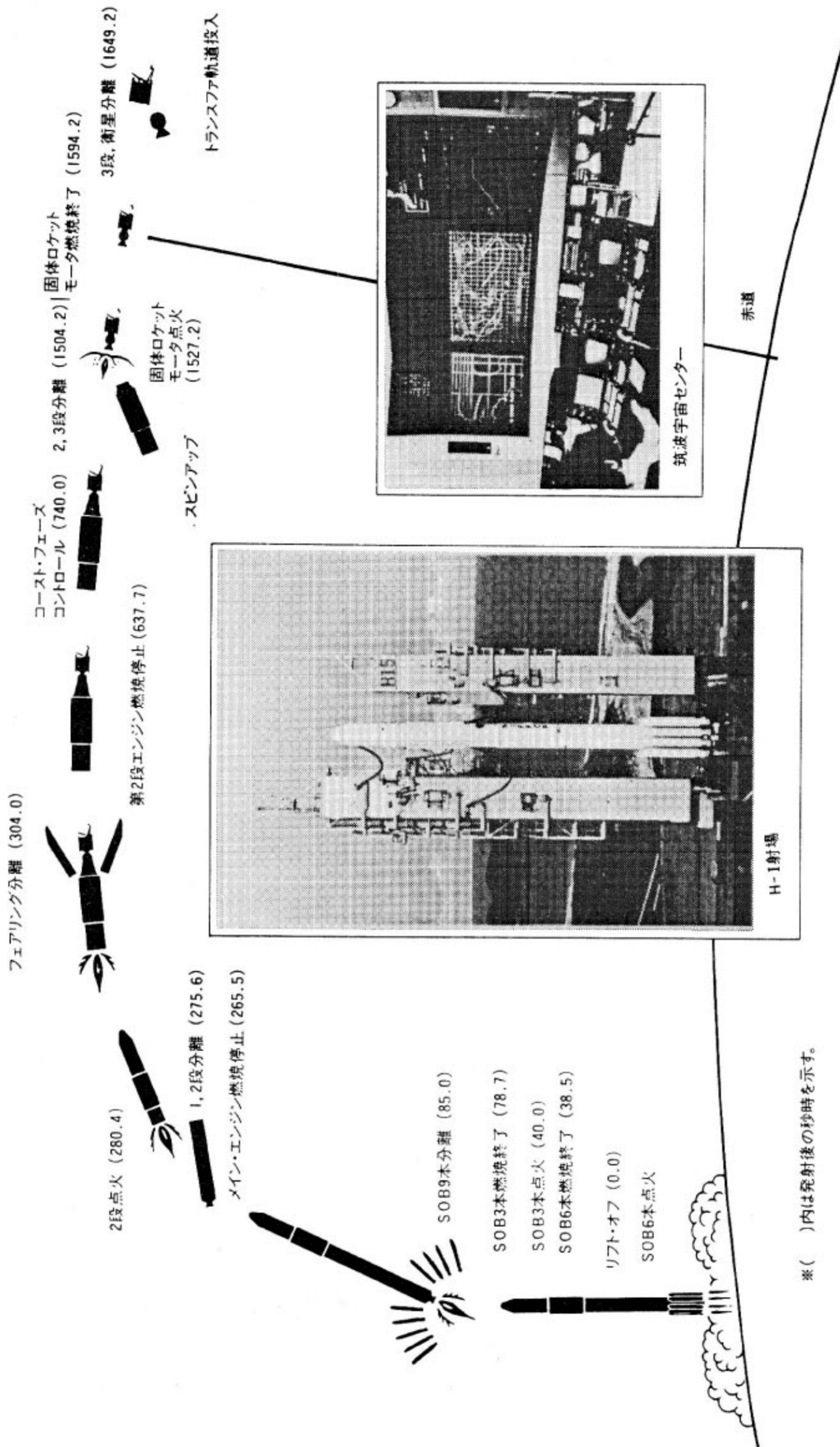
*1 アダプタセクションを含む。

*2 スピンテーブルを含む。

*3 海面上

*4 真空中

*5 打上げ時は6本のみ燃焼、6本の燃焼終了後残り3本を燃焼させる。



※()内は発射後の秒時を示す。

第3.1-9図 トランスファ軌道投入までのシーケンス

ンターより H-I ロケットにて打上げられた。打上げ時の追跡管制は米国航空宇宙局 (NASA) の協力を得て、第 3.1-6 図の体制で行われる。トランスファ軌道投入後から静止軌道確立までの運用シーケンスは第 3.1-7 図のとおりである。静止化後、衛星の各機器の特性チェック (初期チェックアウト) が NASDA の手によって約 3 か月にわたり実施される。AMEX の初期チェックアウトに関しては、NASDA に電波研究所が協力する形式で行われ、実際の作業 (コマンド送信等も含む) は電波研究所鹿島支所の海岸/航空地球局において実施される。初期チェックアウト後、AMEX の運用は、ユーザ機関である電波研究所及び運輸省電子航法研究所が担当することとなる。ETS-V の測距及び軌道決定は S バンド電波により NASDA の手で行われるが、それとは別に C バンドでの高精度の測距及び L バンドの折返し局 (山川観測所に設置) を使った測距と軌道決定が電波研究所により行われる。また、通信用のフィーダリンクを構成する固定地球局は電波研究所のほか、NTT 野比衛星通信実験所 (横須賀市) にも設置される。そのため、鹿島の海岸/航空地球局で受信・復調した衛星テレメトリデータは専用電話回線で NTT 局にも送られる。

3.1.6 打上げロケット

ETS-V の打上げに使用される H-I ロケットは、550 kg 級の衛星を静止軌道上に投入する能力を持った 3 段式ロケットで、このうち、2 段部分までは 1986 年 8 月に測地実験衛星 (あじさい) 及びアマチュア無線衛星 (ふじ) の同時打上げによりその性能が実証されている。ETS-V 打上げは、3 段式としての初号機にあたるため、H-I ロケット (3 段式) の性能確認も ETS-V 打上げの重要なミッションの一つである。

H-I の全体図を第 3.1-8 図に、主要諸元を第 3.1-5

表に示す。H-I ロケットは 1981 年に開発に着手された。その開発に際しては、開発の効率化及び確実化を目的として新規開発の重点を第 2 段、第 3 段及び慣性誘導装置にしぼったため、第 1 段は従来の N-II ロケットの設計をそのまま使用している。

第 1 段は液体燃料 (RJ-1) と液体酸素を使用する主エンジン及びパーニアエンジン、それに固体補助ロケット 9 本より構成され、姿勢制御は主エンジンのジンバリング及びパーニアエンジンによる。固体補助ロケットは打上げ時 6 本着火し、その燃焼終了後残り 3 本に着火する。

第 2 段は国産では初めての液体水素と液体酸素を使用するエンジンを搭載しており、再着火が可能な構造となっている。また、第 2 段には慣性誘導装置が組み込まれており、これにより打上げ時から第 2 段エンジン燃焼終了後の姿勢修正までの間の姿勢制御が行われる。

第 3 段は、固体ロケットを使用しており、第 2 段と第 3 段分離前に、スピンロケットモータによりスピンを与えて第 3 段の姿勢を安定化した後に分離される。

H-I ロケットを用いた静止衛星打上げ時の運用シーケンス (トランスファ軌道投入まで) を第 3.1-9 図に示す。

参 考 文 献

- (1) 村山英敏, 筒井修, 山田重雄, 笠井鯉太郎, 石井豊彦; “技術試験衛星 V 型 (ETS-V)”, 三菱電機技報, 61, 3, 1987 年 3 月.
- (2) “技術試験衛星 V 型パンフレット”, 宇宙開発事業団, 1987 年 2 月.
- (3) “H-I ロケットパンフレット”, 宇宙開発事業団, 1987 年 3 月.

