

4. 実験用静止通信衛星 (ECS) について

4.1 概 要

ECSは重量約260kg (アポジ・モータ推薬を含む)、直径約1.4m、高さ約1.6m (衛星分離面からアンテナ上端までの高さ) のスピン衛星で、Nロケット5号機(F)によって東経145度の赤道上高度約36,000kmに打ち上げられる静止衛星です。

昭和46年8月に概念設計に着手し、53年10月にはフライト・モデル (FM) の受入試験を終了して、11月に種子島宇宙センターに搬入されました。

ECSには電源系、テレメトリ・コマンド系、アポジ・モータ、地球及び太陽センサ、2次推進系などの静止衛星としての基本機器並びにメカニカル・デスパン・アンテナ、レンジ・アンド・レンジレート (RARR) 及びマイクロ波帯、ミリ波帯の通信実験のための搭載用通信機器 (トランスポンダ) などのミッション機器を搭載しています。

4.2 衛星の目的

ECSの目的はつぎのとおりです。

- (1) 静止衛星打上げ技術の確立
- (2) 静止衛星の追跡管制技術の確立
- (3) 静止衛星の姿勢制御技術の確立
- (4) マイクロ波帯及びミリ波帯における通信実験
- (5) 電波伝はん特性の調査

4.3 構成・諸元

ECSの形状は第4-1図、分解図は第4-2図、概略機能系統図は第4-3図に示すとおりで、その諸元は要約すると第4-1表のとおりです。

ECSの主要構造は第4-2図に示すとおりで、カーボン繊維プラスチック (CFRP; Carbon Fiber Reinforced Plastic) 製の中部円筒とアルミ・ハニカム・サンドウィッチ構造の機器搭載プラット・フォーム及びそれを支えるCFRP製の6本の支柱で構成されます。

アポジ・モータは中部円筒の内側にリングで取付けられ、中部円筒下端は打上げロケットに対する分離面になっています。

機器搭載プラットフォーム上面の三脚支柱は、デスピン・モータ及びメカニカル・デスパン・アンテナを支えます。

ECSの機能構成は、基本機器とミッション機器に大別されます。基本機器は電源系、テレメトリ・コマンド系、姿勢・アンテナ制御系、二次推進系、アポジ・モータ等の各サブシステムで構成されます。ミッション機器は搭載用通信機器及びメカニカル・デスパン・アンテナ等のアンテナ系で構成されます。これらの概略機能系統は第4-3図に示すとおりです。

各サブシステムの特徴を示すと次のとおりです。

(1) テレメトリ・コマンド系

テレメトリ・コマンド系は地上局における衛星状態の監視及び地上局からの衛星の制御用の回線を構成するものです。衛星のコマンドの実行の高信頼度を得るため、コマンド・ユニット及びVHF送受信機は冗長構成となっています。

(i) コマンド系

●コマンド変調方式: PCM/FSK/AM/PM

- コマンド・ビット・レート：128BPS
- コマンド出力：パルス出力またはリレー接点渡し
- VHF受信機は待機並列冗長構成で、結合器を経由していずれか一方のコマンド信号経路でコマンド信号を処理します。
- VHF送信機は地上からのコマンドによっていずれか一方が選択されます。

(ii) テレメトリ系

- テレメトリ変調方式：PM/PCM
- テレメトリ・ビット・レート：250BPS
- テレメトリ・データ容量：64ワード/メイン・フレーム

アナログ・データ	48ワード
デジタル・データ	5ワード
アナログ・サブフレーム	3ワード
デジタル・サブフレーム	2ワード
シリアル・データ	6ワード

- ワード長：8ビット

(2) 電源系

電源系は太陽電池アレイ、電力制御器、シャント・セット及びニッケル・カドニウム (Ni-Cd) 蓄電池等で構成されます。

電源系の機能としては、バス電圧の安定化、バッテリー充放電の制御、バッテリー下限電圧保護、ABM点火回路への電力供給等を行います。太陽電池素子で発生する電力は、電力制御器及びシャント・セットによって $29.4 \pm 0.2\text{VDC}$ に安定化され、メイン・バスとして各ユニットに供給されます。日陰中または太陽電池アレイの発生電力が不足した場合には、蓄電池からの電力が電力制御器のブースト・コンバータによって昇圧されてメイン・バスに供給されます。また、日陰中、蓄電池が過負荷にならないように負荷を自動的に軽減する機能もあります。

(3) 姿勢及びアンテナ制御系

姿勢及びアンテナ制御系は、衛星に姿勢データを供給する冗長形式の太陽センサと地球センサ、メカニカル・デスパン・アンテナを地球上の所定の位置に指向させるためのデスピン・モータ、受動形ニューテーション・ダンパ及び姿勢制御スラスタに同期パルスを供給する姿勢アンテナ制御電子機器から構成されています。姿勢およびアンテナ制御系の主な特徴はつぎのとおりです。

- 姿勢決定精度は 0.1° (3σ)
- $\pm 4^\circ$ のアンテナ・ポインティング・オフセットが可能
- 衛星の姿勢及びアンテナの指向方向は地上で完全に制御可能
- アンテナは15分以内に要求指向精度 0.5° で地球上の所定の地点に指向させることが可能

(4) 二次推進系

二次推進系サブシステムは、スラスタ点火の地上コマンドを受けて、一液推進ヒドラジンによって、衛星姿勢の修正、ステーション・キープ中の速度修正を行います。スラスタはラジアル・スラスタ2個、アキシアル・スラスタ2個、計4個あり、相互に連結された2個のタンクから推進剤の供給を受けます。2個のタンクで約11kgのヒドラジンを搭載できます。冗長性のある2個のラジアル・スラスタは機器搭載パネルの外端近くに取付けられ、その推力軸は衛星スピン軸に直交し、ほぼ衛星質量中心を通過しています。冗長性のある2個のアキシアル・スラスタは機器

搭載パネルの下方、太陽電池パネルの内側に配置されています。このスラスタの推力によって、衛星の姿勢変更に必要な質量中心まわりのトルクを得ます。

(5) アポジ・モータ

アポジ・モータは、トランスファ軌道の遠地点で点火し、衛星をドリフト軌道に投入します。推進量は衛星打上げ時重量 260kgのうち、約 121kgを点めています。

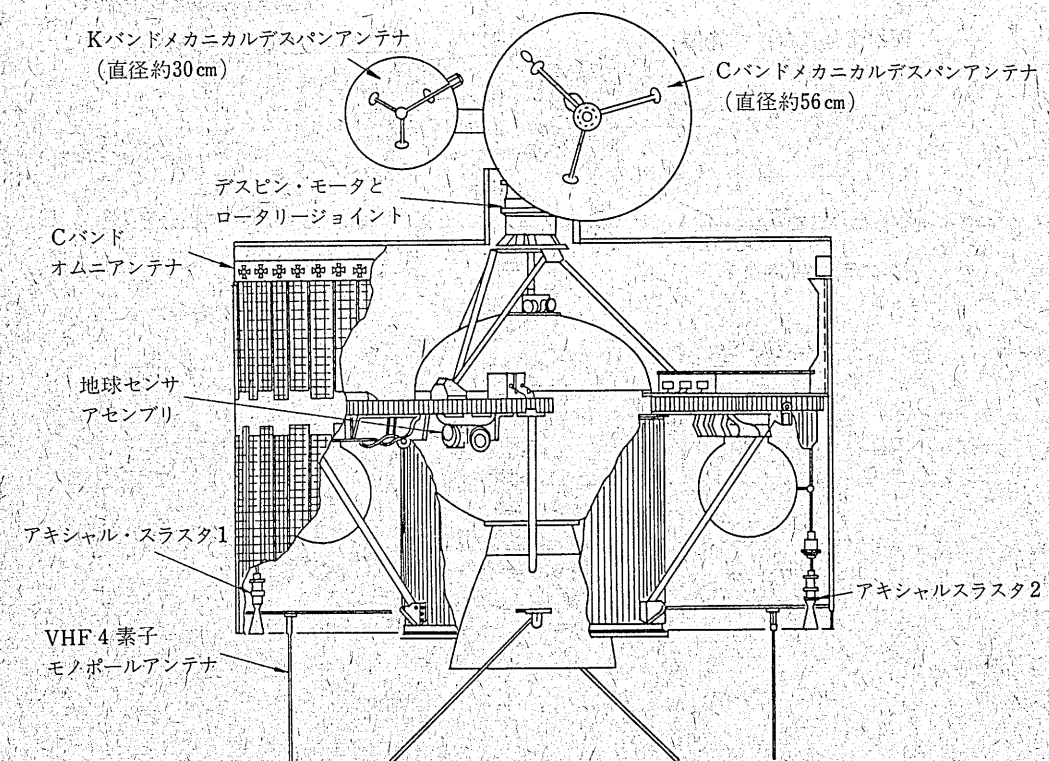
(6) ミッション機器

ECSのミッション機器はCバンド及びKバンド通信実験、Cバンド測距 (RARR) 及びビーコン信号発生のための搭載用通信機器 (トランスポンダ) と、Cバンド及びKバンドの両メカニカル・デスパン・アンテナ、ロータリ・ジョイント及びCバンド・オムニ・アンテナで構成されます。

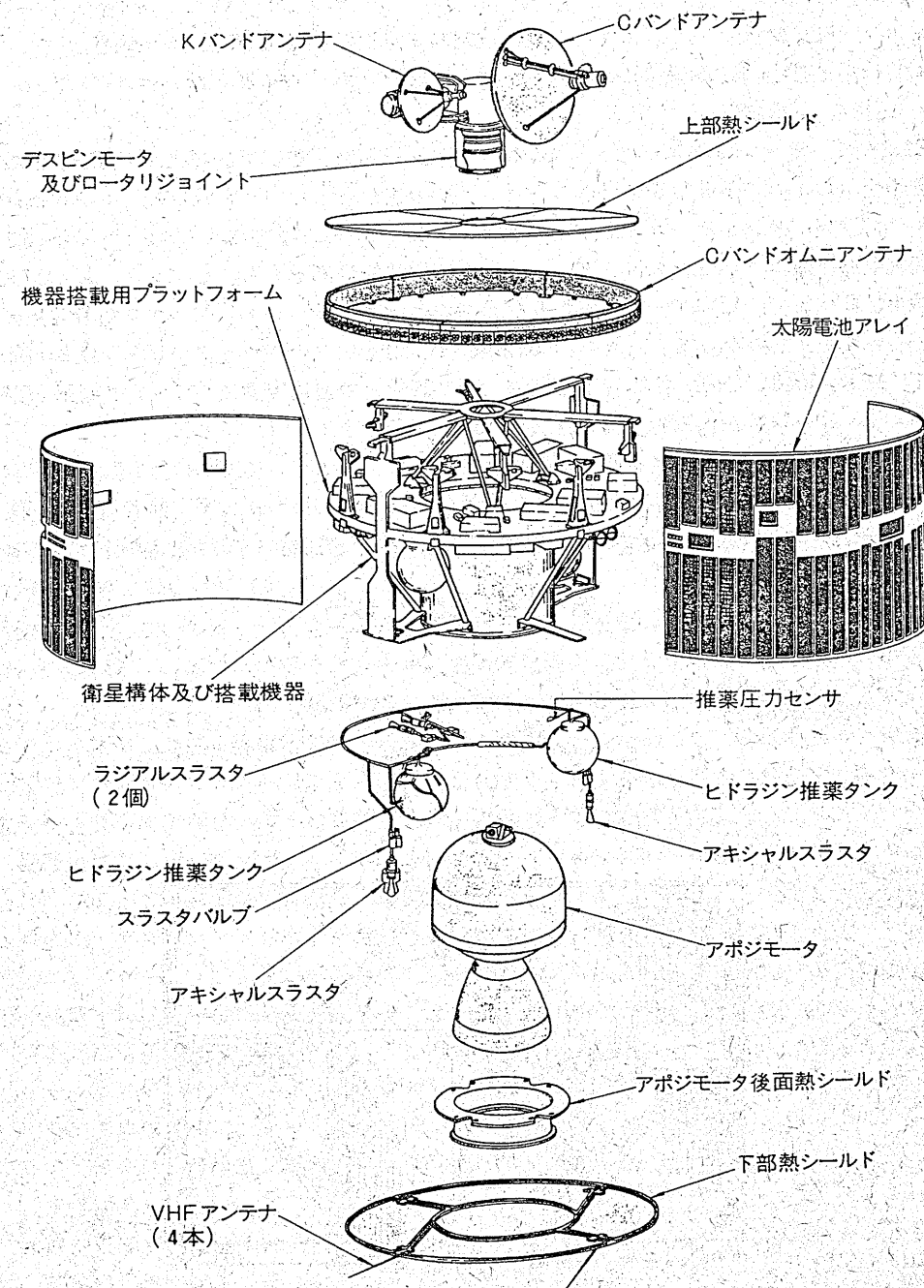
搭載用通信機器 (トランスポンダ) は共通中間周波増幅部をもち、Cバンド、Kバンドの両受信部及びCバンド、Kバンドの送信部及びCバンド測距、Cバンド・ビーコン信号発生機能を持っています。したがって、これらの切替組合せ (地上からのコマンドによって制御可能) によって、K/K、K/C、C/K、C/C (上り回線/下り回線) の通信実験及びCバンド測距 (RARR)、Cバンド・ビーコンと各種の方式で運用することができます。

トランスファ軌道における捕捉、測距はオムニ・アンテナ・モードで行われ、静止以後はメカニカル・デスパン・アンテナ・モードで各種の通信実験が行われます。前者は宇宙開発事業団の追跡局が担当し、後者の通信実験は郵政省電波研究所の実験局にて実施される計画です。

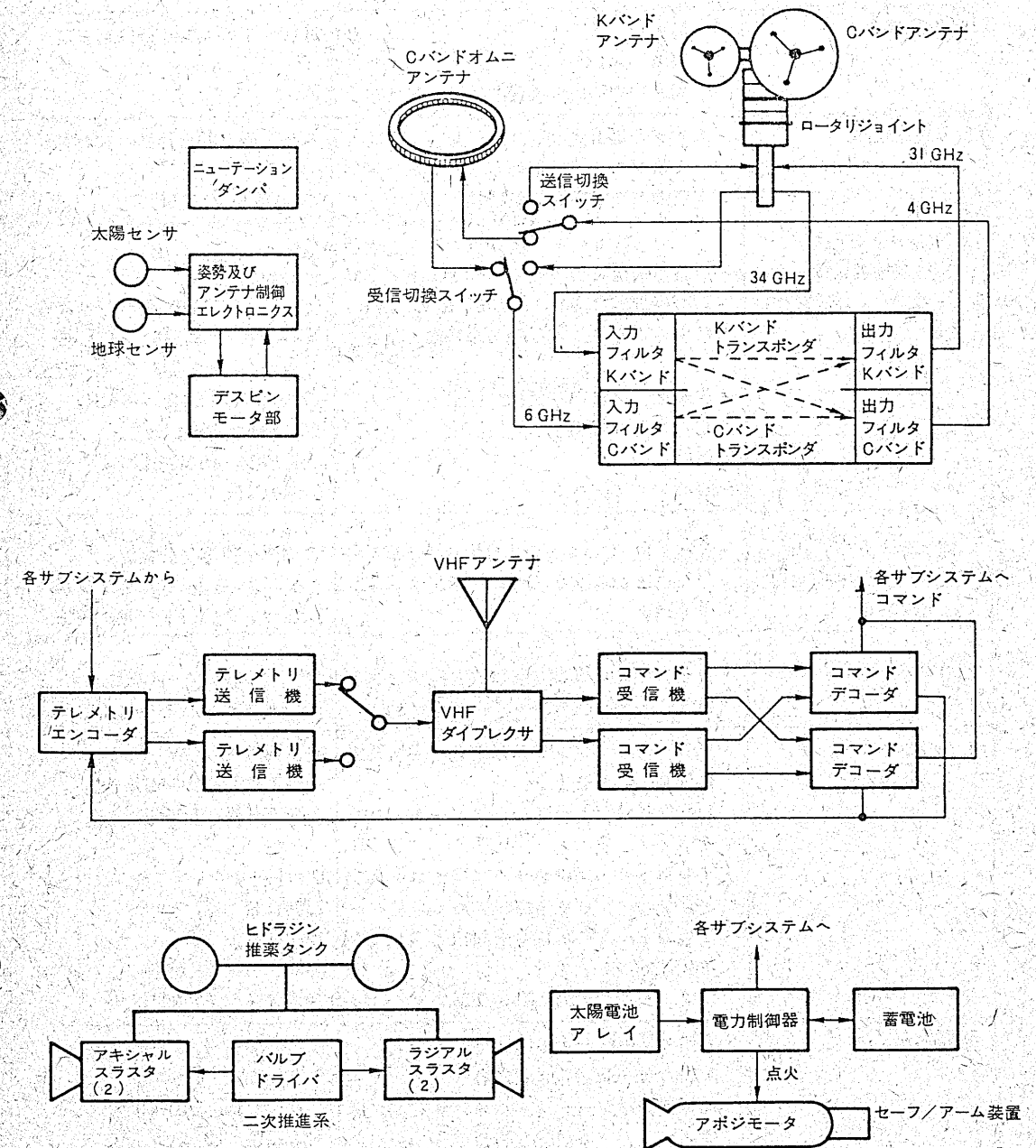
第4-1図 ECSの形状



第4-2図 ECSの分解図



第4-3図 ECSの概略機能系統図



第4-1表 ECSの主要諸元

項 目	説 明	主要な性能パラメータ
1. 形 状	・円筒形 直径 約1.4m 高さ 約1.6m (分離面から)	Nロケットに適合する
2. 姿勢安定法	・スピン安定方式 トランスファ軌道からミッション期間を通じて安定な質量特性	スピン率 100±15 rpm (初期値) 慣性性能率比 1.05以上
3. ミッション機器 (1) 搭載用通信機器 (トランスポンダ)	・搭載用通信機器の運用モードは上/下回線の周波数に応じて、K/K、K/C、C/K、C/Cの4種の運用モードが基本となる。 ・広帯域、狭帯域の選択が可能 ・Cバンド RARR ・Cバンドビーコン	中心周波数 上り回線 下り回線 Kバンド 34.83 31.65 GHz Cバンド 6.305 4.080 GHz 帯域幅: 120 MHz、40 MHz (6.300/4.075 GHz) 帯域幅 10 MHz 3.940 GHz
(2) メカニカル・デスパン・アンテナ(MDA) ロータリ・ジョイント	・Kバンド、Cバンドの各専用のパラボラ・アンテナからなり、ロータリ・ジョイントで結合	アンテナ利得 (公称値) Kバンド(上/下) 33/32 dB Cバンド(上/下) 22/19 dB
(3) Cバンド・オムニ・アンテナ	・スピン軸に垂直な方向に放射パターンを有するリング状のアレイ・アンテナ	アンテナ利得: -10 dB (スピン面より±10°)
4. テレメトリ・コマンド系	・VHF トランスポンダは米国航空宇宙局追跡管制網に適合する。 ・無指向性 VHF 4素子モノポール・アンテナ ・テレメトリ・エンコーダはアナログ及びデジタル・データを処理する ・2種のトーン入力信号を検出するコマンド検波器 (2トーン FSK/AM・PM方式)	送信機出力 2W 送信周波数 136 MHz 帯 受信周波数 148 MHz 帯 64ワード/メイン・フレーム 250 BPS 128 BPS “1” トーン 8600 Hz “2” トーン 7400 Hz
5. 電源系	・2個の半円筒形太陽電池アレイ ・1個のNi-Cd蓄電池 (3AH) ・電力制御器がパーシャル・シャント方式でメイン・バス電圧を制御	太陽電池起電力 (1年後) 春秋分時 106 W以上 夏至時 101 W以上 バス電圧 29.4±0.2 V
6. 姿勢およびアンテナ制御系	・衛星の姿勢決定のための情報は地球幅、太陽角、スピン率 ・アンテナはデスピン・モータと電子回路によってデスピンされる。 ・受動形ニューテーション・ダンパ	地球幅 4~23° 太陽角 ±87°

第4-1表 (つづき)

項 目	説 明	主要な性能パラメータ
7. 二次推進系	・冗長構成スラスタ ・一液式ヒドラジン推進 ・推進量は1年間の運用に耐える。	
8. アポジ・モータ	・エアロジェット社製 SVM-28 固体ロケット・モータ	
9. 熱制御系	・受動形 (部分的にヒータ使用) ・熱放射は主として太陽電池パネルを通じて行われる。	
10. 主構体	・機器搭載用ブラット・フォームを支える中央円筒構造及びストラット ・アルミ・ハニカム構造の機器搭載用ブラット・フォーム	
11. 打ち上げ重量		約260 kg (打上げ時) 約130 kg (静止軌道上)
12. 軌道保持緯度		緯度 ±1.0° 以内 経度 ±0.5° 以内
13. 設計寿命		1年以上

4.4 開発の経緯

ECSの開発は、昭和45年10月の宇宙開発計画の見直しにより決定され、ETS-IIとあわせて昭和46年度に概念設計、昭和47年度に予備設計が行われました。

システム設計としては、昭和49年度に基本設計に着手し、昭和50年12月に基本設計審査を実施し、これを完了しました。なお、搭載用通信機器の基本設計に関しては、郵政省電波研究所が昭和49年度実施し、昭和50年12月にこれを完了しました。

両基本設計の成果によって衛星に対する要求仕様が確定し、昭和51年3月にECSの詳細設計とエンジニアリング・モデル等の製作試験を開始しました。なお、搭載用通信機器のエンジニアリング・モデルのうちKバンド受信部及び送信周波数変換部は郵政省電波研究所が、Cバンド受信部、中間周波増幅部及び送信部は日本電信電話公社が、Cバンド・ビーコン部、ミリ波送信部及び全体の総合組合せは宇宙開発事業団が担当して製作試験を実施しました。昭和51年12月には搭載用通信機器の詳細設計審査を、昭和52年3月には衛星の基本機器及び搭載用通信機器を含む総合の詳細設計審査を実施し、これを完了しました。ひきつづきプロト・フライト・モデル及びフライト・モデルの製作試験を開始しました。

プロト・フライト・モデルの製作と設計確認試験が昭和52年度に実施され、ECS設計の妥当性が昭和53年2月に確認され、一部補修と認定試験がその後実施され、昭和53年11月に認定試験後審査が完了しました。

一方、プロト・フライト・モデルと並行してフライト・モデルの製作試験が実施され、プロト・フライト・モデル設計確認試験結果の反映も行い、昭和53年4～10月にわたる受入試験結果によってその性能が確認されました。

以上の開発経緯及び打上げまでの経過を第4-4図に示します。

第4-4図 実験用静止通信衛星の開発スケジュール

