

④ M-3S型ロケット

M-3S型は、Mロケットの最終段階をなすもので、M-3M型との違いは、第1段にもTVC装置及びロール制御ジェットを備え、その燃焼中に飛行制御を行う点にある。その1号機の製作は昭和53年度に着手され、昭和54年度第2次実験（昭和55年1～2月期）において、試験衛星M-ST4を搭載して行う計画になっている。

第1段に搭載するTVC装置は、比例制御方式である点で第2段のものと異なっている。第2段のTVC装置は、オフ制御方式である。また、ロール制御ジェットは、双方向に噴射ノズルをもつ端面燃焼の小型固体燃料モータで、燃焼ガスといずれのノズルから噴射させるかを弁を制御し、ロールを制御するトルクを作り出す仕組みで、これをSMRC装置と呼ぶ。

比例制御方式によるTVCの実験は、昭和50年10月に、M-3M型のオノ段となるM-3モータの地上燃焼実験の際併せて行われ、また、昭和54年度にも同様の実験を予定している。また、この方式のTVC装置とSMRC装置を装着してのオノ段の飛行制御に関する実験は、昭和54年8月にL-4SC型4号機で行われ、所期の目的を達成しているが、昭和54年度には、さらに同型5号機で同様の実験を試みることをしている。

2 実用分野の研究開発

(1) 総説

我が国における実用衛星の利用は、通信、気象、地球観測等の分野で、米国の人工衛星を用いて、その利用技術の開発から始まった。しかしながら、外国の衛星を利用する一方将来、我が国自身が人工衛星の打上げ能力を持つことが不可欠であるとの考えのもとに、実用衛星の打上げ計画が推進されることとなった。そして、昭和44年10月1日には宇宙開発事業団が設立され、実用衛星とその打上げ用ロケットの開発が本格的に進められることとなった。

実用分野の衛星及びその打上げ用ロケットに関する我が国の技術蓄積はほとんど無かったため、米国からの技術導入によって国内の技術を培いながら、開発に努力してきた。この結果、開発はほぼ計画に沿って順調に進み、これまでに、静止衛星4個を含む7個の衛星の打上げに成功した。

我が国初の実用衛星である技術試験衛星（ETS-I）「きく」は、昭和50年9月9日、宇宙開発事業団種子島宇宙センターからMロケットにより打ち上げられ、

その打ち上げ日にちなんで「きく」と命名された。

翌51年2月には、電離層観測衛星 (ISS) 「うめ」が打ち上げられた。「うめ」は打ち上げ後間もなく、電源系に不調をきたし、その使命を十分果たせなかったが、技術改良のための貴重な情報を提供した。

昭和52年には、2月に技術試験衛星 (ETS-II) 「きく2号」、7月に静止気象衛星 (GMS) 「ひまわり」及び12月に実験用中容量静止通信衛星 (CS) 「さくら」の3個が打ち上げられたが、特に、きく2号は我が国初の静止衛星であり、この打ち上げ成功によって我が国は自力による世界で第3番目の静止衛星打ち上げ国となった。また、気象衛星「ひまわり」は、世界気象機関 (WMO) と国際学術連合会議 (ICSU) との共同で進めている地球大気観測計画に組み込まれた5つの静止衛星の一つとして我が国が分担するものであり、その観測推進上での重要な使命を帯びている。この衛星は気象庁により運用されており、これによって得られた観測結果は国内の気象予報等に生かされている。

続いて、昭和53年2月には電離層観測衛星 (ISS) 「うめ2号」が、同4月には実験用中型放送衛星 (BS) 「ゆり」が打ち上げられた。

「うめ2号」、「さくら」及び「ゆり」については、

郵政省によって種々な実験が行われることとなっている。

これら7個の実用衛星のうち、「ひまわり」、「さくら」及び「ゆり」の3個については、現在我が国の有しているNロケットの打ち上げ能力を超えるため、米国の協力を得て、同国のデルタ2914ロケットにより打ち上げられた。

今後における当面の実用衛星の打ち上げ計画としては、昭和54年1~2月期に実験用静止通信衛星 (ECS) を打ち上げる予定である。さらに昭和55年度には技術試験衛星IV型 (ETS-IV) を、また、昭和56年度には技術試験衛星III型 (ETS-III) 及び静止気象衛星2号 (GMS-2) をそれぞれ打ち上げることとしている。

そのほか、測地衛星1号 (GS-1) 及び海洋観測衛星1号 (MOS-1) については、開発研究を進めている。

ETS-IV、GMS-2、GS-1、MOS-1は現在開発中のN-IIロケットにより打ち上げる計画である。さらに、ロケットについては、将来における大型人工衛星の打ち上げに備えて、低軌道4~5トン程度、静止軌

道 500~800 kg 程度の人工衛星打 上げ能力 をもつた
H-1 ロケットの開発を推進している。

(2) 人工衛星

1) 技術試験衛星

① 技術試験衛星 I 型 (ETS-I) 「さく」

本衛星は、昭和 50 年 9 月 9 日種子島宇宙センタ
ーから、実用衛星等の打上げ用として開発された H
ロケット I 号機により打ち上げられた宇宙開発機
団初の衛星である。その打ち上げ目的は、衛星の打
ち上げ技術や追跡及び衛星運用の技術を総合的に確
立すること、さらに打上げ時に衛星が受ける機械的
環境条件や軌道投入後の姿勢変化、衛星内外の環境
機器動作状態を測定して今後の衛星開発のための資
料を得ることである。

また、本衛星は初の実用衛星となる電離層観測衛
星に先行し、この衛星の管制に必要な技術デー
タを提供するという重要な使命も有していた。

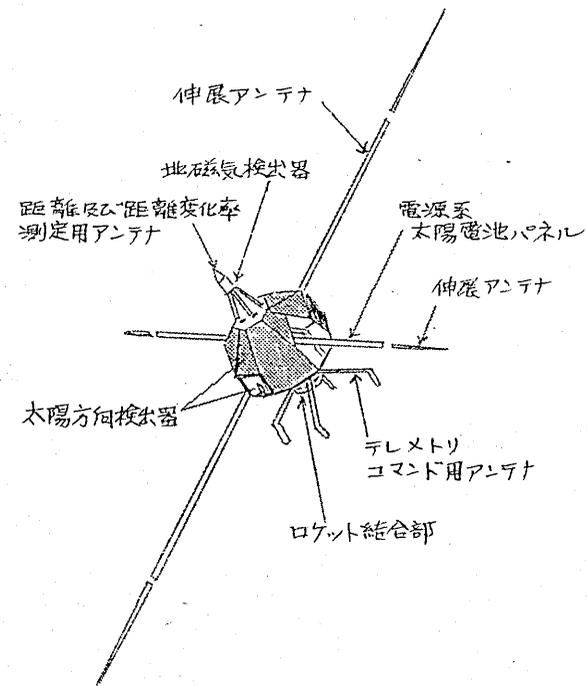


図 2-2-9 技術試験衛星 I 型 (ETS-I) 「さく」概観図

本衛星の諸元は表2-2-2のとおりである。

表2-2-2 技術試験衛星I型(ETS-I)「きく」諸元

① 軌道	近地高度	990 km
	遠地高度	1012 km
	傾斜角	47°
	周期	106分
② 形状寸法	形状	球状26面体
	直径	約80 cm
③ 重量	重量	82.45 kg
	慣性能率比	1.05以上
④ 姿勢安定方式		スピン安定
⑤ 温度制御		受動方式
⑥ 構造		スラストキューブおよび フラットデッキ構造
⑦ 寿命		3カ月(残存確率 90%) 以上

表2-2-18 技術試験衛星I型(ETS-I)「きく」

<p>⑨ ミッション機器</p>	<p>打上げ環境測定装置 衛星環境測定装置 姿勢測定装置 距離及び距離変化率測定方式 伸展アンテナ実験装置</p>
<p>⑩ 基本機器</p>	<p>テレメトリ送信装置 コマンド受信装置 電源装置 (太陽電池出力: 約 30.W) アンテナ</p>
<p>⑪ 打上げ</p> <p>期 日</p> <p>ロケット</p> <p>場 所</p>	<p>昭和 50 年 9 月 9 日</p> <p>N ロケット 1 号機</p> <p>種子島宇宙センター</p>

本衛星に関する概念的な設計検討は昭和 45 年に開始され、昭和 46 年 12 月に製作発注が行われた。昭和 48 年度にプロトタイプモデルの製作及び認定試験が終了し、昭和 49 年度にフライトモデルの製作及びプロトタイプモデルの改修、並びにこれらの受入れ試験が行われ、昭和 50 年 1 月末宇宙開発事業団に納入された。

納入された衛星のうちプロトフライトモデル (PFM) は、昭和 50 年 4 月より 6 月まで射場において、射装系設備及びロケットとの各種整合性の試験や運用訓練等に用いられた。

フライトモデルは、昭和 50 年 7 月に射場に輸送され、昭和 50 年 9 月 9 日、N ロケット 1 号機により予定の軌道に打ち上げられた。

打上げ段階における打上げ環境測定は、増田、勝浦及びマーシャルの各追跡所においてデータ取得が行われた。また三段ロケットと衛星の分離時における衛星姿勢変動などもマーシャル追跡所でデータ取得が行われた。

昭和 50 年 9 月 11 日、第 28 回に、伸展アンテナの伸展実験を行い伸展性の確認が得られた。

距離及び距離変化率の測定による追跡実験について増田

追跡管制所は、昭和50年9月11日午後25分から、北
 勝浦追跡管制所は、昭和50年10月13日午後46分から
 測定を開始し、このシステムの性能の確認が得られた。

打上げ時から3カ月のミッション実験期間に、すべての
 実験は良好に行われた。期間後においても更に衛星信頼性
 データ及び日照条件の変化に伴う熱設計の確認など長期
 の観測を行い、衛星設計のための重要なデータを数多く備
 えることができた。

② 技術試験衛星II型(ETS-II)「さく2号」

本衛星は静止衛星の打上げ技術を習得するとともに、
 打ち上げられた衛星について軌道保持、姿勢保持等の技
 術を習得し、さらに、通信衛星等に搭載される通信機
 の宇宙における機能試験を目的として開発された。

衛星は、直径約1.4m、高さ約1.6m、重量約254
 kg(打上げ時)のメカニカルデスパンアンテナを有す
 るスピン衛星である。

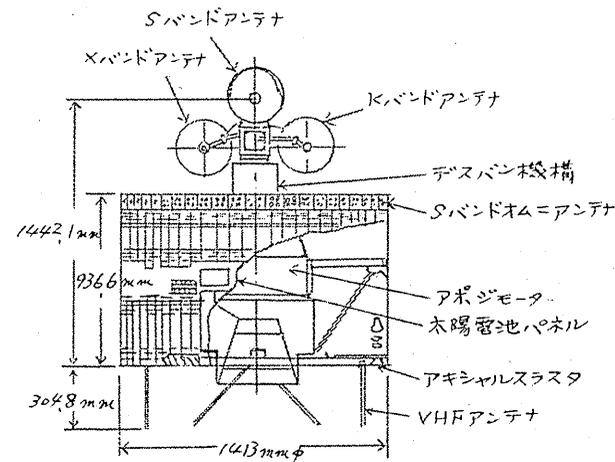


図2-2-10 技術試験衛星II型(ETS-II)「さく2号」概観図

本衛星の諸元は表 2-2-3 のとおりである。

開発経過としては、昭和 46 年度に、「高々度衛星 H A S - A/B) のシステム解析」を発注し、概念設計を行い、また昭和 47 年度に「技術試験衛星 II 型の調査検討」を発注し、予備設計を行った。

写真 2-2-19 技術試験衛星 II 型 (ETS-II)

「きく 2 号」

(2/2)

(2/2)

表 2-2-3 技術試験衛星 II 型 (ETS-II) 「さくご号」 諸元

① 軌道	静止軌道 静止位置 東経 130度
② 形状・寸法	形状 円筒形 直径 約 140 cm 高さ (含アンテナ高) 約 200 cm
③ 重量	重量 約 130 kg (軌道上) 慣性能率比 約 1.1
④ 姿勢安定方式	スピン安定
⑤ 温度制御	受動方式
⑥ 構造	スラストチューブ構造 フラットデッキ構造
⑦ 寿命	6か月 (残存確率 80%以上)

⑧ ミッション機器	Sバンド中継器 伝播試験用発振器 メカニカルデスパンアンテナ 打上げ環境測定器
⑨ 基本機器	電源系 (太陽電池出力: 25 W) テレメトリ系 コマンド系 姿勢・軌道制御系 二次推進系 アポジモータ
⑩ 打上げ	期 日 昭和 52 年 2 月 23 日 ロケット N ロケット 3 号機 場 所 種子島宇宙センター

昭和48年度に、上記の結果に基づき、メーカーの選定を行い、基本設計及びエンジニアリング・モデル(熱構造モデルを含む。)の開発に着手した。

昭和49年に基本設計審査を行い、引き続き詳細設計同審査を行ってプロトフライト・モデルの製作に入った。昭和51年2月よりシステムの認定試験が開始され、同年6月に終了した。その後筑波宇宙センターにおける受入試験を終え予備機として保管されることになった。フライト・モデルは昭和51年2月より組立てを開始し、昭和51年6月より受入試験に入り、昭和51年10月30日に筑波宇宙センターに納入された。

製作を終了した本衛星のフライトモデルは、昭和51年11月始め、種子島宇宙センターに輸送され、打上げ準備作業に入り、昭和52年2月23日種子島宇宙センターからNロケット3号機により打ち上げられた。打ち上げ約25分後に遷移軌道に投入され、その後、3回の姿勢変更を行った後、昭和52年2月26日にオクアポイント付近でアポジモータを点火して、ドリフト軌道に投入された。続いて衛星の姿勢を軌道面にほぼ垂直に引き起こし、4回の軌道制御を実施して、昭和52年3月5日

最終の軌道制御を行い、東経130度の静止目標位置に投入、我が国初の静止衛星となった。

「さく2号」は打上げ時より「打上げ環境の測定」及び「テレメトリによる衛星の動作確認」が実施された。遷移軌道、ドリフト軌道上では、軌道決定のためのSバンドによる距離測定、軌道、姿勢制御が予定どおり実施され、またメカニカルデスペアンテナの動作確認も行われた。昭和52年2月末より衛星に対する食が始まり、昭和52年4月初旬まで継続し、食期間の運用が実施された。この間に昭和52年3月初旬及び下旬に衛星機能試験を行い、衛星の動作に異常がないことを確認した。昭和52年4月中旬に電波伝播実験用送信機の連続動作試験、同月下旬の電波伝播予備実験を経て、昭和52年5月下旬より郵政省電波研究所においてミリ波の電波伝播実験が開始された。軌道の保持及び姿勢の保持は1~2カ月毎に実施され、所要の精度を維持している。昭和52年8月22日には定常段階を終了したが、引き続き電波伝播実験を実施している。秋には再度衛星に対する食期間に入ったが、衛星は正常に動作をしている。

「さく2号」の目的である静止衛星の打上げ技術の習

得、軌道保持技術の習得、姿勢保持技術の習得は、上げ及び運用を通じて完全に達成された。また軌道上における機能試験、テレメトリデータの取得を通じ、搭載機器の宇宙における機能性能の多くのデータを取得出来た。ミリの電波伝播実験は現在も継続中であり、データの集積及び本格的な解析が行われているが、有意義な解析結果が見込まれる。

③ 技術試験衛星Ⅲ型 (ETS-Ⅲ)

ETS-Ⅲは大電力を必要とする人工衛星に共通な三軸衛星技術の自主開発能力を高めるとともに、搭載実験機器の宇宙環境下での機能試験を伴せ行うこと等を目的とした技術試験衛星である。ETS-Ⅲのミッションは次の4項目である。

- i) 三軸姿勢制御機能の確認
- ii) 太陽電池パドル展開機能の確認
- iii) 能動式熱制御機能の確認
- iv) 搭載実験機器 (ビジコンカメラ、磁気姿勢制御装置、能動式熱制御装置及びイオンエンジン装置) の宇宙環境下での機能試験

ETS-Ⅲの開発は、可能な限り国産技術の育成及び

国産部品の活用を図り、自主設計を基調としつつ、三軸衛星関連技術の効果的な技術導入を行うことにより、三軸衛星開発技術の早期確立をめざしている。

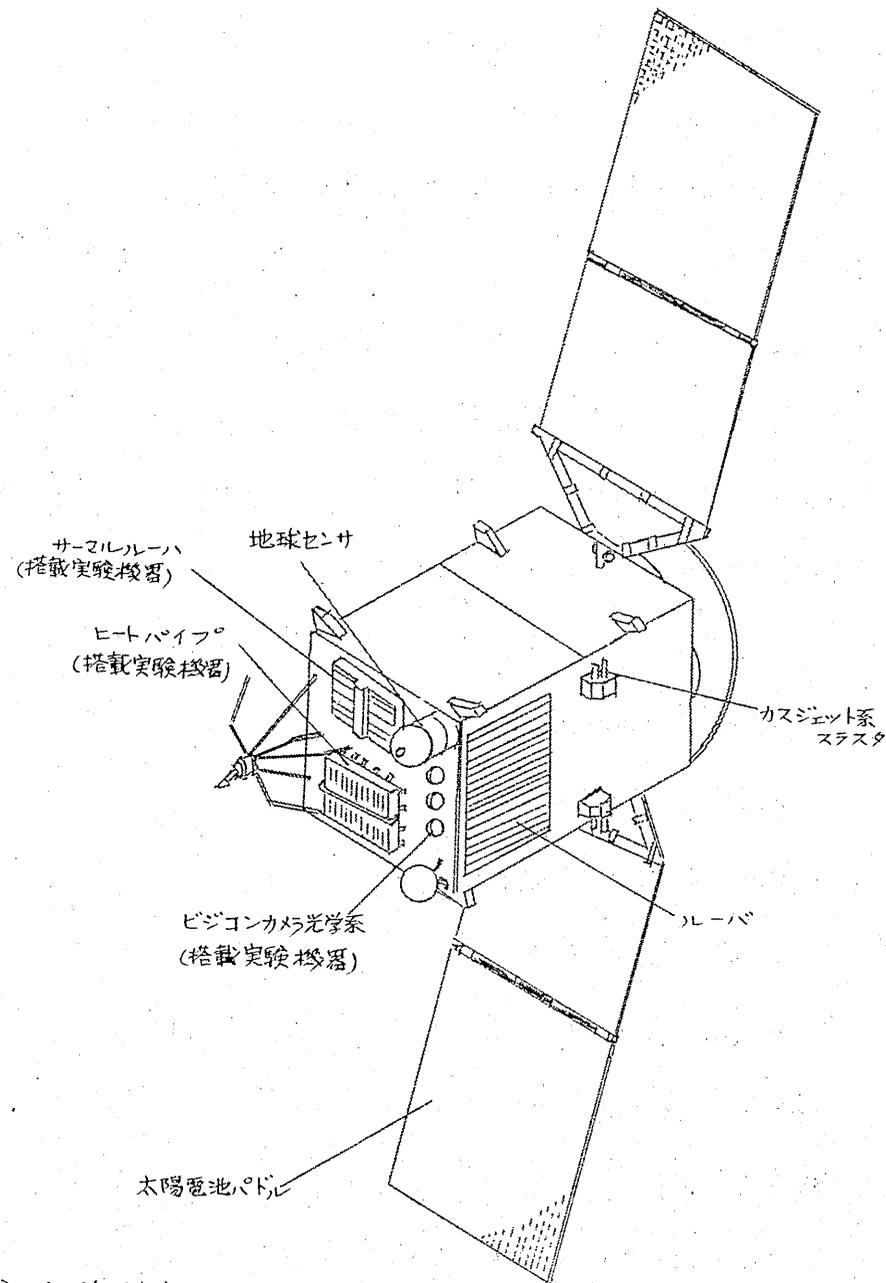


図2-2-11. 技術試験衛星Ⅲ型 (ETS-Ⅲ) 外観図 (219)

技術試験 I 型「きく」、同 II 型「きく 2 号」に続く技術試験衛星として、昭和 48 年度に ETS-III の概念設計を実施し、衛星システムの構想を固めた。この成果を基に昭和 50・51 年度に ETS-III の予備設計の実施、最適衛星システムの選定を行い、基本設計仕様を決定した。また、搭載実験機器は、昭和 51 年度に予備設計を実施し基本設計仕様を決定した。これらの予備設計成果を継承して、昭和 52 年度から ETS-III の開発に着手した。

昭和 52 年度に基本設計を実施し、昭和 53 年度以降に詳細設計、さらにプロトタイプモデル及びフライトモデルの製作、試験を行い、昭和 57 年 1 月～2 月に種子島宇宙センターから N ロケットにより高度約 1,000 km の円軌道に打上げる予定である。

- ㉔ 衛星の形状は太陽電池パドルを持った箱型（断面の 0.85 m^2 、高さ 1.95 m）
- ㉕ 電源系は太陽電池パドルをピッチ軸に傾斜して取りつけ、かつピッチ軸まわりに太陽追尾の回転をするよう制御する設計である。
- ㉖ 姿勢制御系は各軸にリアクションホイールを有するゼロモーメントム三軸姿勢制御方式であり、ピッチ軸、ロ

ール軸のセンサに地球センサを、ヨー軸センサにレートジャイロを用いデジタル制御回路で姿勢制御を行う。

初期の三軸姿勢捕捉はシーケンスプログラムで自動的に行うこととする。

- ㉗ テレメトリ、コマンド系は VHF を使用し、距離及び距離変化率測定は S バンドのトランスポンダで行う。地上局からの不可視域でのデータ収集にテープレコーダを搭載する。
- ㉘ ガスジェット系は、推進タンク 2 個と 12 個のスラスターで機能的な冗長系を構成し、初期三軸姿勢捕捉、軌道投入誤差の除去、アンローディング等に使用する。
- ㉙ 熱制御系は基本機器搭載部を受動制御とし、搭載実験機器搭載部をサーマルルーバ使用の能動式熱制御の設計とする。

㉚ 衛星重量は約 375 kg、設計寿命は残存確率 70%、1 年を考えている。

㉛ 技術試験衛星 IV 型 (ETS-IV)

本衛星は N-II ロケットの打上げ能力の確認、打上げ環境条件の取得、搭載機器の機能試験等を目的とする技術試験衛星である。

衛星のミッションは次の4項目である。

- i) N-IIロケットの遷移軌道投入能力の確認
- ii) N-IIロケットの打上げ環境条件の取得
- iii) 大型衛星の製作・取扱技術の習得
- iv) 搭載機器の宇宙環境下での機能試験

なお、iv) 項については、姿勢制御系や国産コンポーネントの基本機器の他、各研究機関から持ち込みの搭載実験機器（宇宙開発事業団のテープレコーダ、電子技術総合研究所のパルス型プラズマエンジン、航空宇宙技術研究所のスキアン型地球センサ、橋須賀電気通信研究所のカリウム素電界効果増幅器）の機能試験が対象である。衛星の開発は宇宙開発事業団の技術集積及び既存設備・装置を可能な限り活用し、ソフトウェア及びハードウェアすべてにおいて自主開発することを目標としている。

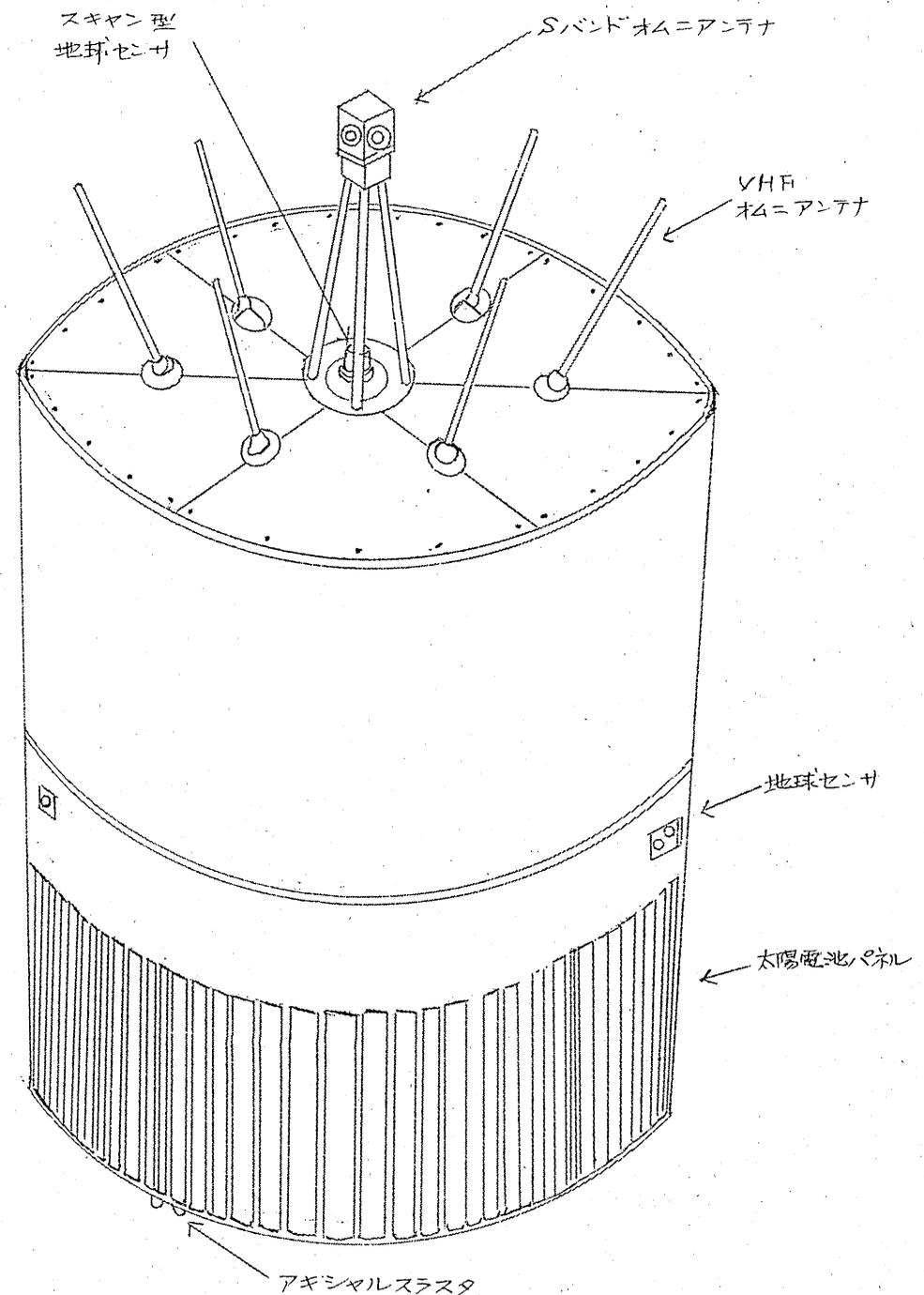


図 2-2-12 技術試験衛星TV型 (ETS-TV) 外観図

昭和51年度に衛星の概念設計並びに予備設計を実施し、最適衛星システムを選定し、基本設計仕様を決定した。昭和52年度から衛星開発に着手したものである。基本設計、詳細設計さらにプロトタイプモデル及びフライトモデルの製作・試験を行い、昭和56年1月～2月に種子島宇宙センターからN-IIロケット1号機によって遷移軌道（遠地点；35,600km、近地点；190km）に打ち上げる予定である。

④ 衛星の形状は円筒形太陽電池パネルをもった円筒形（直径2.1m、高さ1.9m）

⑤ 電源系は太陽電池パネル（発生電力約125W）、電力制御器及び蓄電池等から構成され、供給電力100W以上で設計されている。

⑥ 姿勢制御系は姿勢センサ（地球センサ、太陽センサ）及び制御回路等から構成され、衛星の姿勢制御能動ニュートンション制御機能を有する。能動ニュートンション機能は加速度計で検出されたニュートンション運動をガスジェット系を使用し強制的にダンピングさせるものである。本衛星は姿勢安定型であることからニュートンション運動を発生させる機

能をも兼ね備えている。

⑦ テレメトリ・コマンド系はVHFの他に冗長系としてSバンドを使用した方式を設計し実験することとした。この冗長系のSバンドは距離及び距離変化率測定の使用を考えている。その他、打上げ環境測定装置を搭載することとしている。

⑧ ガスジェット系は冗長系をもった2個のアキシャルスラストにより姿勢制御及び能動ニュートンション制御を行う。

⑨ 熱制御系は受動制御を主体とした設計とする。

⑩ 衛星重量は約638kgで、アポジモータ相当のダミーウェイト約328kgを内蔵している。設計寿命は残存確率90%、3カ月を考えている。

2) 電離層観測衛星

① 電離層観測衛星 (ISS) 「うめ」

電離層観測衛星 (ISS) は、電離層を伝搬路とする短波通信の効率的利用を図るために、電離層諸特性の世界分布、電波雑音の世界分布等の観測を目的とするものである。

特に我が国では、比較的小電力で遠距離通信がで

さる短波が経済的な通信手段として数多く利用されているので、電離層観測の意義は大きい。

従来、電離層の諸特性は、地上百数十個所に配置された観測所における電波観測により、データの取得が行われてきた。しかし、海洋上に観測所を設置することは困難であるので、衛星による観測は、海洋上の電離層の特性の把握にきわめて有効な手段である。本衛星の諸元は表 2-2-4 のとおりである。

表 2-2-4 電離層観測衛星 (ISS) 「うめ」 諸元

① 軌道	近地点	270 Km
	遠地点	1012 Km
	傾斜角	69.7 度
	周期	105 分
② 形状・寸法	形状	円筒形
	直径	94 Cm
	高さ	82 Cm
③ 重量	重量	139 Kg
	慣性能率比	102% 以上
④ 姿勢安定方式		スピン安定
⑤ 温度制御		受動方式
⑥ 構造		スラストチューブ 及びフラットデ ッキ構造
⑦ 寿命		1.5 年 (残存 確率 70%)

⑧ ミッション機器	電離層観測装置 電波雑音観測装置 プラズマ測定器 イオン質量測定器
⑨ 基本機器	衛星姿勢検出装置 衛星環境測定装置 コマンド受信装置 テレメトリ送信装置 アンテナ 電源装置 (太陽電池出力: 約60W)
⑩ 打上げ	
期 日	昭和 51年 2月 29日
ロケット	Nロケット 2号機
場 所	種子島宇宙センター

電離層観測衛星は、次のような観測を行う。

i) 電離層臨界周波数の世界分布の観測

衛星に搭載するパルスレーダ方式の電離層観測装置を使用して、0.5~15 MHzの電波を放射し、地球をとりまく電離層の最大電子密度及びその高さを測定する。取得されたデータから、上部電離層の電子密度プロファイルを作成し、これに基づき短波通信の予報に必要な電離層臨界周波数の世界分布を得る。

ii) 電波雑音の世界分布の観測

短波通信を妨害する雑音の発生源である雷放電の地域的、時間的分布を求めめるために、狭帯域フィルタを有する電波雑音観測装置を使用して、2.5, 5, 10 及び、25 MHz帯の4波の電波雑音を受信し、雑音強度の平均値及び衝撃性雑音の発生頻度を観測する。

iii) 衛星が飛翔する空間のプラズマ特性の測定

衛星の軌道上における電離層プラズマ諸量すなわち、プラズマを構成する電子、イオンの密度、温度をラングミュアプローブ法で測定して、電離層の生成及び消滅の機構を明らかにする。

iv) 衛星が飛翔する空間の正イオン質量の測定
衛星の軌道上における電離層プラズマを構成する正イオンの組成をベネット型質量分析計で測定して、電離層の生成及び消滅の機構を明らかにする。

電離層観測衛星の開発は昭和41年10月に郵政省電波研究所において、衛星構想の検討が開始されたことに始まる。昭和42年9月、電離層観測衛星協議会が設置され、同協議会において、電離層観測衛星の開発内容がしだいに明らかになり、電離層の世界分布の観測及び電波雑音の世界分布の測定をミッションとするものとなった。なお電離層臨界周波数の観測システムには、情報量の圧縮を図るために、デジタル測定方式を採用することとなった。

このようにして本衛星の開発は昭和44年3月にメーカーとの間で契約が結ばれ進められることとなった。

衛星の開発は、当時、科学技術庁宇宙開発推進本部が行っていたQロケットの開発ス

ケジュールに合わせることで、フライトモデルの完成は昭和46年初めに、打上げは昭和46年夏期に行う計画であった。しかし、昭和44年10月、宇宙開発事業団が設立され、電波研究所において進められてきたプロトタイプの開発業務は、宇宙開発事業団に継承されることとなった。

さらに、宇宙開発委員会は、電離層観測衛星を昭和46年を目標に開発し、同じく宇宙開発事業団で開発するロケットにより、昭和47年度に軌道傾斜角70度、高度1,000kmの円軌道に打ち上げることにした。

その後、昭和45年10月に、計画が変更され、電離層観測衛星はNロケットにより昭和51年1~2月期に打ち上げられることとなった。

搭載機器の電気的性能の実現性を検討するための、ブレッドボードモデルの製作は、昭和44年6月に開始され、昭和45年3月に完了した。

エンジニアリングモデル、熱モデル及び構造モデルの製作は、昭和45年8月に開始された。

エンジニアリングモデルは、昭和46年3月
プロトタイプ的设计に反映させるための各種の
試験を終了した。

また、構造モデル及び熱モデルを用いて衛星
システムの機械的、熱的環境条件に対する試験
を行った。

プロトタイプ的设计は昭和45年12月に開
始され、昭和47年5月に完了した。

サブシステムの認定試験は昭和48年1月に
終了し、引き続き、衛星のインテグレーション、
認定試験が行われ、昭和48年5月にプロトタ
イプが完成した。

さらに、フライトモデルの仕様を確認するた
め、平磯実験場において磁気特性測定を、筑波
宇宙センターにおいて姿勢検出系機能試験、音
響試験を実施した。

フライトモデルは、昭和49年3月に製作を
開始した。

サブシステムの受入試験を昭和50年4月に
終了し、引き続き、衛星のインテグレーション

システム受入試験を行い、昭和50年9月にフ
ライトタイプが完成した。

衛星の打上げは、昭和51年2月29日12時
30分、Nロケット2号機で種子島宇宙センタ
ーで行われた。

打上げ後増田追跡管制所で、衛星のテレメト
リー(136MHz帯及び400MHz帯)を受信して、
衛星動作データを取得するとともに、所定の4
エックコマンド(148MHz帯)を送信して、
テレメトリ系及びコマンド系が正常に動作して
いることを確認した。

初期段階の衛星運用は、増田追跡管制所が3
月1日午前1時に開始した第8周回の衛星電波
の受信以降、ブーム展開、観測アンテナの伸展
と順調に行われ、衛星姿勢も正常であることが
確認された。

昭和51年3月4日の第49周回から電波雑
音観測装置(RAN)の動作点検が行われ、引
続き、プラズマ測定器(RPT)、電離層観測
装置(TOP)、及びイオン質量測定器(PIC)

と順次動作点検が行われ、全観測機器について設計どおり正常に動作することが確認され、定常段階における観測は十分可能であると判断された。

しかし、4月1日から衛星が全日照状態に入ると、バッテリー温度が異常に高くなり、温度を下げるよう操作を行ったが、4月2日第449周回以降通信が途絶えた。

このように、打上げからほぼ1カ月経て概観的な観測に入る直前に衛星の機能が停止していった。

成果についてみると衛星が機能を停止するまでの約1カ月の間の初期段階において観測データが取得され、搭載ミッション機器の動作確認のための資料にとどまらず、観測資料として電波研究所においても解析が行われた。

電離層の電波観測ミッション(TOP)のデータは、衛星の1周回分について得られており、電離層臨界周波数の地球周回分布が得られた。衛星周期の約105分の間に臨界周波数の地球

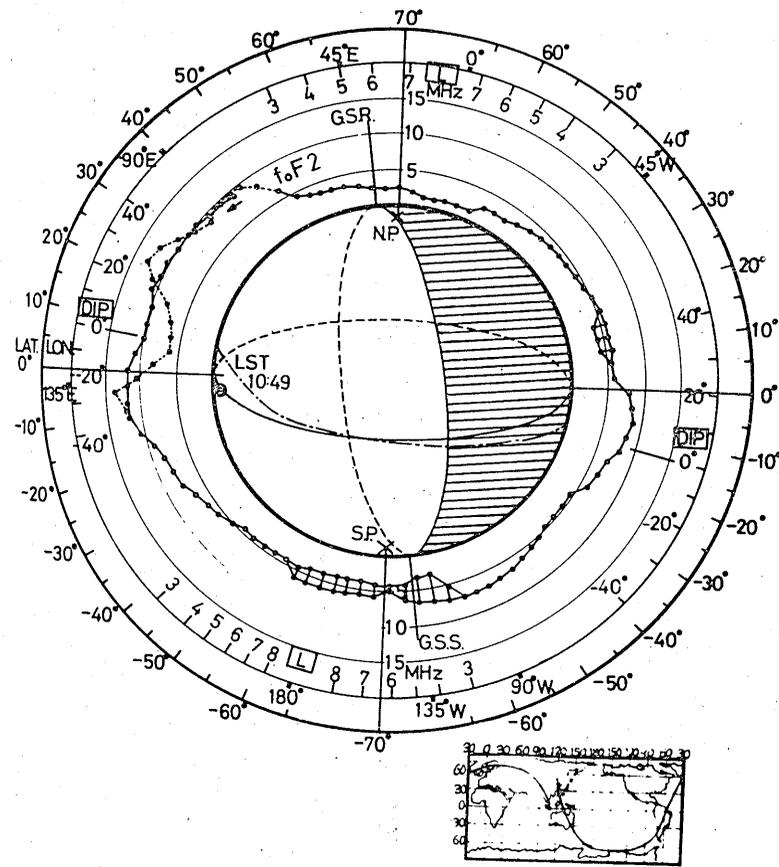


図2-2-10 ISS「うめ」により得られた電離層臨界周波数の地球周回分布

回分布が観測されたのは世界で初めてであり、電離層の世界分布の状態を把握するための有効な資料を与えるものである。電離層の不規則分布に起因する散乱性の電離層反射エコーが、南半球の極域で受信されているのに対して北半球の極域では受信されていないという観測結果が得られている。

電波雑音の観測ミッション(RAN)において雷放電に伴う電波雑音放射(空電)が観測され「うめ」6周回分のデータにより空電が受信された位置が図2-2-14に示されており、赤道付近の地域だけでなくかなり高緯度においても受信されている。空電受信回数の約70%が緯度 $\pm 20^\circ$ の赤道域上空で観測されている。空電発生位置は、「うめ」の軌道上で空電を受信したときの衛星位置の直下点を中心とする直径約1,500 kmの円内にあるものと考えられる。これは、電離層に斜めに入射する電波は垂直に入射する電波よりも電離層を反射されやすいことによる。

電離層プラズマ観測ミッション(RPT)によって、衛星近傍のイオン及び電子の密度、温度が測定された。プラズマの温度は、高緯度域で高くなっており、太陽粒子からのエネルギー流入によるもので、衛星位置での温度変化は電離層臨界周波数変動と関係している。

イオン組成の観測ミッション(PIC)によって衛星近傍のイオンの組成が測定された「うめ」の第402軌道において観測された水素イオン(H^+)及び酸素イオン(O^+)の密度が緯度によって移り変わる様子が図2-2-15に示されている。同図には、RPTミッションによって測定された衛星近傍の電子密度(N_e)が併せて示されている。同図から、酸素イオンが低緯度域で極端に少なくなっていることがわかる。

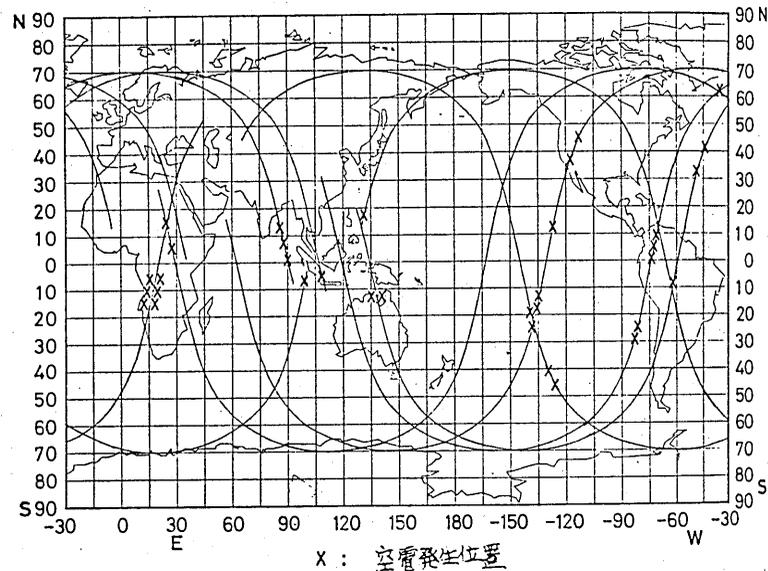


図2-2-10 ISS「うめ」の軌道位置の分布

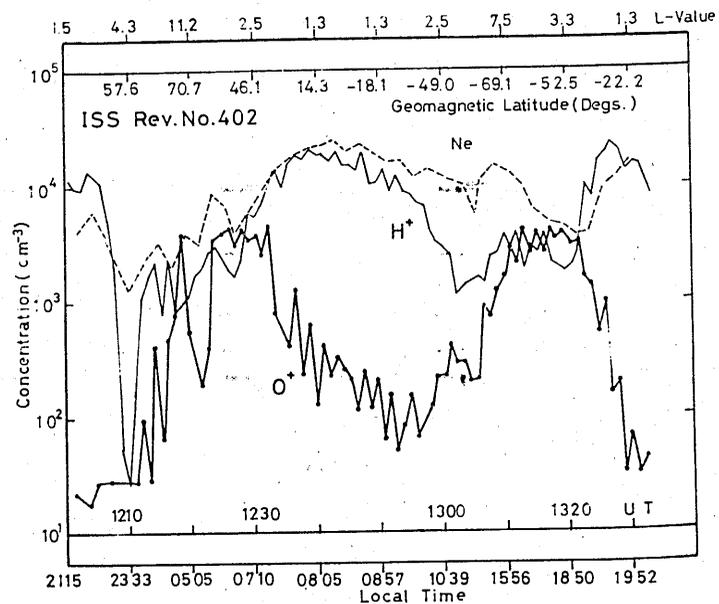


図2-2-11 ISS「うめ」により得られた電子密度およびイオン成分の分布

(238)

② 電離層観測衛星 (ISS-b) 「うめ2号」

本衛星は、当初電離層観測衛星「うめ」の予備衛星として開発が進められた。

「うめ」が、打上げ後約1カ月で不具合となり、本格的な電離層の観測が行えなかったため、本衛星は改修を加え、Nロケットにより昭和53年2月16日に打上げられた。本衛星の諸元は表2-2-5のとおりである。

ISS-bの設計は昭和50年6月に終了した。

サブシステムの多くは、「うめ」のバックアップのため「うめ」の打上げまでに製作され、他のサブシステムも昭和51年3月までに製作を終了した。

「うめ」は、全日照状態でバッテリーの温度が異常に上昇し、バッテリーを含む電源系に不具合が発生したものと推定されている。

このため、バッテリーで発生する熱を少なくするとともに、バッテリーの熱放散を良くする等の電源系の改修を行った。

昭和52年3月までに、バッテリーを除くサブ

(239)

システムの改修及び受入試験を終了し、引き続き衛星のインテグレーション、システム受入試験を行い、昭和52年10月に完成した。

なお、バッテリーは、昭和52年3月までに改修に必要な設計、試験を終了し、昭和52年8月にはフライト用を完成し、衛星に搭載した。

打上げは昭和53年2月16日、種子島宇宙センターからNロケット4号機(F)により行われ、現在、順調に作動している。

表2-2-5 電離層観測衛星 (ISS-b) 「うめ2号」 諸元

① 軌道	近地点	976 km
	遠地点	1,222 km
	傾斜角	69.4 度
	周期	107 分
② 形状・寸法	形状	円筒形
	直径	94 cm
	高さ	82 cm
③ 重量	重量	141 kg
	慣性能率比	102 以上
④ 姿勢安定方式		スピン安定
⑤ 温度制御		受動方式
⑥ 構造		スラストチューブ及び
		フラットデッキ構造
⑦ 寿命		1.5年 (残存確率70%)

⑧ ミッション機器	電離層観測装置 電波雑音観測装置 プラズマ測定器 イオン質量測定器
⑨ 基本機器	衛星姿勢検出装置 衛星環境測定装置 コマンド受信装置 テレメトリ送信装置 アンテナ 電源装置 (太陽電池出力: 約60W)
⑩ 打上げ	期 日 昭和 53 年 2 月 16 日 ロケット Nロケット 4号機 (F) 場 所 種子島宇宙センター

③ 研究活動

電離層観測衛星の開発にあたっては、共同研究等を通じて衛星搭載用ミッション機器の開発研究試験について宇宙開発事業団と電波研究所との協力関係が維持されている。特にプラズマ測定器及びイオン組成測定器は、電波研究所のプラズマメンバーによる実験を通して開発が進められた。

電離層臨界周波数の観測には、デジタル化された観測方式と論理動作が採用されている。このような方式は世界でも初めてであり、観測機器の動作論理を確認するため、カナダのアリエット、ISIS衛星によるトップサイドサウンディングのテレメトリデータを利用して、電子計算機による論理動作のシミュレーション実験が電波研究所で行われた。

電離層観測衛星の利用に必要な地上施設の整備及びシステム開発が、昭和44年度から電波研究所で進められた。鹿島支所では、昭和44年度から47年度にわたって電離層観測衛星管制施設が設置され、48、49年度において、計算機を利

用した管制施設の自動化システムが開発された。電波研究所本所においては、昭47、48年度において、アリエット、ISIS衛星及び電離層観測衛星を対象としたイオノグラム解析のためのオンラインシステムの開発が行われ、49、50年度において、新規導入の大型計算機を中心とする衛星データ処理・解析システムの開発が行われた。

一方、昭和41年8月から鹿島支所においてテレメトリを開始したアリエット衛星及び昭和45年1月受信開始のISIS1号、昭和46年5月受信開始のISIS2号の各衛星のデータは、電波研究所本所において処理・解析が行われた。電波研究所では、高度3000kmに達するアリエット2号の電子密度プロファイルデータの出版を手掛け、現在まで「Data on Topside Ionosphere」を第6巻まで出版している。これらのデータによって、赤道から北緯70°付近に至る日本上空近傍の上部電離層の状態が明らかとなった。磁力線に沿って南北両半球を伝播するサウンダー電波のエコーから南北太平洋域の上部電離層の構造が得られている。