

第11号科学衛星 (ASTRO-C) 及び
海洋観測衛星1号 (MOS-1) の打上げ
結果の評価について

昭和62年10月30日

宇宙開発委員会第四部会

宇宙開発委員会第四部会は、昭和62年2月に文部省宇宙科学研究所が行ったM-3SⅡロケット3号機による第11号科学衛星 (ASTRO-C) の打上げ及び宇宙開発事業団が行ったNロケット16号機 (F)(N-Ⅱロケット7号機) による海洋観測衛星1号 (MOS-1) の打上げ結果を評価するために必要な技術的事項について、昭和62年5月15日以来、調査審議を行ってきたが、このたびその結果をとりまとめたので報告する。

委14-3

第11号科学衛星(ASTRO-C)及び海洋観測衛星1号(MOS-1)
の打上げ結果の評価について (報告)

昭和62年10月

宇宙開発委員会 第四部会

目 次

I	M-3SⅡロケット3号機による第11号科学衛星 (ASTRO-C)の打上げ	1
	1. 打上げの概要	1
	2. 打上げ結果の分析と今後の対策	5
II	Nロケット16号機(F)(N-Ⅱロケット7号機) による海洋観測衛星1号(MOS-1)の打上げ	6
	1. 打上げの概要	6
	2. 打上げ結果の分析と今後の対策	10
III	総 合 意 見	16
参考1	第11号科学衛星(ASTRO-C)及び 海洋観測衛星1号(MOS-1)の打上げ 結果の評価に関する審議について	37
参考2	宇宙開発委員会第四部会構成員	38

I M-3SⅡロケット3号機による第11号科学衛星

(ASTRO-C)の打上げ

1. 打上げの概要

(1) 目的

今回の打上げは、M-3SⅡロケット3号機によって第11号科学衛星(ASTRO-C)を高度約500kmの略円軌道に投入し、活動銀河核からのX線観測及び多様なX線天体の精密な観測を行うことを目的としたものである。

(2) M-3SⅡロケット3号機の概要

M-3SⅡロケット3号機は、全長約27.8m、直径約1.41m、発射時の総重量約61.7トン の3段式固体ロケットで、その形状及び主要諸元は、それぞれ図1及び表1に示すとおりである。

第1段は、M-13モータ(固体)、尾翼、尾翼取付筒、推力方向制御(TVC)装置並びにロール制御用固体モータ(SMRC)装置、2本の補助ブースタ等で構成されている。

第2段は、M-23モータ(固体)、TVC装置、三軸の制御及びスピンモータの機能を兼ねるサイドジェット装置、ノーズフェアリング等で構成されている。

第3段は、M-3Bモータ(固体)等で構成されており、その上部にASTRO-Cが搭載されている。

(3) 第11号科学衛星 (ASTRO-C) の概要

ASTRO-Cは、衛星重量約420kg、衛星本体は縦と横がそれぞれ約100cm、高さ約155cmの四角柱で軌道上では側面下部に付けられた縦約175.5cm、横約76.0cmの4枚の太陽電池パドルを展開する構造となっている。

その形状は、図2に示すとおりである。

ASTRO-Cは三軸姿勢安定方式の衛星であり、その姿勢はジャイロを基準として、ホイールと三軸の磁気トルカをアクチュエータに用い軌道上で自動的に制御される。

ASTRO-Cに搭載した観測装置の概要は次のとおりである。

① 大面積比例計数管 (LAC)

活動銀河核からの弱いX線や、銀河系内X線源の速い時間変動の観測を行なう。

② 全天X線監視装置 (ASM)

日以上の長期間の変動を観測するため、衛星をZ軸のまわりにゆっくり一回転(20分位)させ天空を走査する。

③ ガンマ線バースト検出器 (GBD)

未知の天体から放出されるガンマ線バーストを観測する。

なお、搭載観測装置のうち、大面積比例計数管は英国との協力により、また、ガンマ線バースト検出器は米国との協力により設計・製作されたものである。

(4) 打上げ経過及び結果

発射時刻：昭和62年2月5日 15時30分

(日本標準時、以下同じ)

打上げ場所：文部省宇宙科学研究所 鹿児島宇宙空間観測所

発射方位角：上下角79度、方位角9.1度

発射時の天候：晴、北西の風5m/s、気温9.5℃

各段ロケットの燃焼及び飛行は正常で、第1段及び第2段の推力方向制御及び衛星打出し前のヒドラジンジェットによる姿勢制御も順調に行われた。

第3段は、発射後415秒、高度520kmにおいて点火され、その後、スピン数毎秒2.2回でASTRO-Cを衛星軌道に投入した。軌道に投入されたASTRO-Cは「ぎんが」(銀河、GINGA)と命名された。その後の計算によるASTRO-Cの軌道は次のとおりである。

	実 測 値	計 画 値
近地点高度 (km)	506	528
遠地点高度 (km)	681	609
軌道傾斜角 (度)	31.1	31.1
周 期 (分)	96.6	96.0

(昭和62年2月5日現在)

この軌道は、当初の計画値に比べ、近地点高度が若干低く、遠地点高度が若干高いものとなっている。

衛星は、発射後565秒にヨーヨーデスピナにより、衛星の回転速度を初期の毎秒2.2回から毎分約10回に低下させた後、太陽電池パドルの展開を行った。この展開の結果、衛星の回転速度は毎分3.5回となった。その後、慣性姿勢基準装置及びホイール、磁気トルカ等の姿勢制御系装置、太陽電池パドル等の電源系装置等の機器は全て正常に機能することが確認された。

また、搭載観測装置についても点検が行われ、大面積比例計数管、全天X線監視装置及びガンマ線バースト検出器が正常に機能することが確認され、試験観測を行った。観測結果の例を図3に示す。搭載観測装置の校正試験は3月中に完了し、4月よりASTRO-Cは定常観測体制に入った。

なお、2月24日に大マゼラン星雲において超新星が出現し、この観測態勢を継続していたが、8月15日に超新星からのX線放射を観測した。

2. 打上げ結果の分析と今後の対策

前述のとおり、M-3SⅡロケット3号機により打ち上げられたASTRO-Cは、軌道投入後、X線星等の観測を順調に行っている。

なお、今回の打上げにおいて生じた留意すべき点は、以下のとおりである。

第2段ロケット燃焼中のテレメトリの減衰が予想していた値より大きかった。これは、前回のM-3SⅡ-2号機と軌道投入条件が異なり、第2段燃焼中の機体軸と地上からの視線方向とのなす角が小さくなったことにより、ロケットの噴煙による減衰によるものと考えられる。この減衰は、ロケットの飛しょうに影響を及ぼすものではないが、今後、その対策について検討することが望まれる。

また、衛星軌道の実測値と計画値との差異は、第3段スピン整定方向の誤差に加え、第3段推力分散及び残留推力によるものと推定される。現在の固体ロケット技術からみると、軌道投入直後においては、この程度の差異は生じ得るものと考えられる。なお、今回生じた軌道誤差は、ASTRO-Cのミッション（地球大気により遮へいされ地上から観測できない宇宙X線を地球大気の外側から観測すること）達成上支障とはならないが、第3段推力分散等の影響につき、今後も検討を続けることが望まれる。

また、第1段ロケットの初期軌道が北へ片寄った（図4）。これは発射時の風における北成分が大きかったことによるものと考えられ、今後、改善の方策について検討を行うことが望まれる。

Ⅱ Nロケット16号機(F)(N-Ⅱロケット7号機)による

海洋観測衛星1号(MOS-1)の打上げ

1. 打上げの概要

(1) 目的

今回の打上げは、Nロケット16号機(F)(N-Ⅱロケット7号機)によって海洋観測衛星1号(MOS-1)を高度約900kmの太陽同期軌道に打ち上げ、海洋面の色及び温度を中心とした海洋現象の観測を行うとともに、地球観測のための人工衛星に共通な技術の確立を図ることを目的としたものである。

(2) N-Ⅱロケット7号機の概要

N-Ⅱロケットは、全長約35.4m、直径約2.4m、発射時の総重量約135トンの3段式ロケットで、重量約350kgの静止衛星を打ち上げる能力を有している。

今回打ち上げたN-Ⅱロケット7号機は、MOS-1を搭載した2段式であり、第1段及び第2段には液体推進薬、第1段補助ロケットには固体推進薬を使用している。

ロケットの形状及び主要諸元は、それぞれ図5及び表2に示すとおりである。

(3) 海洋観測衛星1号(MOS-1)の概要

MOS-1は、底面約1.3m×約1.5m、高さ約2.4mの箱型の本体に、幅約2.0m、長さ約5.3mの一翼式太陽電池パドルを取り付けた三軸姿勢安定方式の衛星であり、打上げ時の衛星重量は約740kgである。

MOS-1は、我が国初の地球観測衛星であり、ミッション機器として可視近赤外放射計(MESSR)、可視熱赤外放射計(VTIR)、マイクロ波放射計(MSR)等を搭載している。

MOS-1の形状、主要諸元及びシステム構成は、それぞれ、図6、表3及び図7に示すとおりである。

(4) 打上げの経過及び結果

発射時刻 : 昭和62年2月19日 10時23分

(日本標準時、以下同じ)

打上げ場所 : 宇宙開発事業団 種子島宇宙センター

発射方位角 : 126度

発射時の天候 : 曇、北北東の風5.5m/s、気温12.7℃

第1段ロケット及び固体補助ロケットの燃焼は正常で、固体補助ロケットの切離し、第1段ロケットの切離しに引き続いて第2段ロケットの第1回燃焼及び第2回燃焼も正常に行われた。また、この間、慣性誘導装置も正常に作動した。

その後、発射後約52分54秒に衛星と第2段ロケットとの分離が行われ、MOS-1は衛星軌道に投入されて「もも1号」(MOMO-1)と命名された。

その後、太陽捕捉、太陽電池パドルの展開を行い、また、地球捕捉など一連の姿勢制御により三軸姿勢を確立し、引き続き、3月12日に衛星は所定の世界参照座標に投入された。

なお、打上げ直後の投入軌道は次のとおりである。

	実 測 値	計 画 値
近地点高度 (km)	903.5	904.6
遠地点高度 (km)	917.8	917.6
軌道傾斜角 (度)	99.1	99.1
周 期 (分)	103	103

(昭和62年2月19日現在)

軌道投入後、電源系、熱制御系、二次推進系等の基本機器及び可視近赤外放射計、可視熱赤外放射計、マイクロ波放射計等のミッション機器の機能確認が順次行われた結果、MOS-1の各機器はほぼ所要の性能を満たしていることが確認された。

しかしながら、この期間中に以下の不具合が明らかとなった。

- ① 海外受信局が指定された時刻に観測データの受信を行うために、MOS-1には遅延コマンドが準備されているが、これが1日当たり平均約1.1回の割合でビット反転現象を起こしている。
- ② 海洋面上のデータ収集プラットフォーム(DCP)の収集する観測デ

ータを地球観測センターに中継するために、MOS-1にはデータ収集システム用中継器(DCST)が搭載されているが、このDCSTに混入した不要電波により、DCPの信号を地球観測センターにおいて受信することが困難となっている。

- ③ 2月19日、太陽電池パドルの回転角度表示に異常のあることが発見された。調査の結果、太陽電池パドルがシャフトに対して180度ずれて取り付けられていることが判明した。
- ④ 3月18日、姿勢軌道制御用太陽センサのテレメトリ出力に異常のあることが発見された。調査の結果、太陽センサと姿勢軌道制御電子回路との間の配線部分において、主系と冗長系を結ぶクロス配線が欠落していることが判明した。

打上げ後の初期機能確認期間中の経過は以上のとおりであるが、上記②以外の点については、MOS-1の運用にほとんど支障がなく、5月20日より定常運用(試験運用)を開始した。

その後、7月28日にMOS-1が三軸姿勢状態から太陽捕捉モードに移行していることが発見された。MOS-1の機能を確認したところ、各機器には異常がなかったため、8月1日に三軸姿勢を確立し、8月4日から試験運用を再開した。また、上記②に関し、データ収集システムの改修を行い、9月末から10月中旬にかけて実験を実施した。この結果、DCPの信号がほぼ正常に受信されることを確認した。

2. 打上げ結果の分析と今後の対策

前述のとおり、N-II ロケット7号機により、MOS-1は所定の軌道に投入され、観測機器をはじめ衛星各部はほぼ順調に機能している。

初期機能確認期間中に生じた不具合に関する分析及び今後の対策は以下のとおりである。

(1) 遅延コマンドのビット反転

① コマンドデコードの概要

MOS-1のコマンドデコードは、二重構成となっており、その構成は図8に示すとおりである。遅延コマンドは64項目準備されており、これらは、メモリ回路のメモリ部に格納され、指定された時刻に実行される。なお、メモリ部はバイポーラランダムアクセスメモリ3個からなっている。

② 不具合発生状況

遅延コマンドのビット反転は、MOS-1のコマンドデコードのメモリ部において、1日当たり平均約1.1回(初期機能確認期間中)の割合で発生している。ビット反転の例(2月20日から4月20日)を図9に示す。また、発生地域はほぼ南米大陸から南大西洋にかけてのサウス・アトランティック・アノーマリ・ポイント(通常は約1千km以上の上空にあるバンアレン帯が、地磁気の影響により約3百km程度まで下がっている地域)と呼ばれるところに集中している(図10)。

③ 不具合原因の究明

不具合発生時の状況から、コマンドデコードのメモリ部のみに係る部分に異常が発生したものと考えられ、ビット反転の原因について故障要因解析(FTA)(図11)により分析を行ったところ、宇宙線によるシン

グル・イベント・アップセット(SEU)が本不具合の原因であると推定される。

④ 今後の対策

(i) MOS-1の運用に対する対策

本不具合により遅延コマンドにビット反転を起こした場合には海外局での受信に支障をきたすので、これを避けるためには、MOS-1の放射計運用について、

(a) 遅延コマンドの使用を必要最小限にする。

(b) このビット反転現象の発生が、ほぼ南米大陸から南大西洋にかけての地域に集中していることから、MOS-1がこの地域を通過する以前にコマンドを実行するように計画する。

などの措置を講ずる必要がある。

(ii) 今後の衛星等に対する対策

今後の開発に当たっては、サウス・アトランティック・アノーマリ・ポイント等における放射線状況の解明、衛星の耐放射線性の改善等を行うことが必要である。

(2) データ収集システム(DCS)への不要電波混入

① データ収集システム(DCS)の概要

データ収集システム(DCS)は、データ収集プラットフォーム(DCP)、データ収集システム用中継器(DCST)、1.7GHz受信機、DCSソフトウェアで構成されるシステムである。DCSは他の搭載観測機器と異なり、以下の2つのミッションを有している。

(i) DCSTを経由したDCPデータの中継・取得

(ii) DCPの位置出し

これらのミッションは、送信されたDCP信号の大部分が取得されてはじめて達成される。

② 不具合発生の状況

3月27日より、地球観測センターに設置したDCPから送信を行い、DCS機能の初期運用評価を行った結果、広帯域の不要電波が1.7GHz受信機の観測帯域に恒常的に混入し、DCP信号の正常な受信が困難な状態(約47%の受信成功率)にあることが明らかになった。

③ 不具合原因の究明

DCPはブイ等に搭載されて海洋面上を漂流しながら地球を観測するものであるが、MOS-1が可視域の南西領域に存在するに従いデータの欠損が多くなる(図12)こと等により、本不具合は日本の南西海域等に存在すると推定される電波源からの広帯域の電波がDCSTに混入することによるものであると考えられる。

④ 信号の正常な受信のために施した対策

不要電波の発生源が日本国外であると推定されることなどから、DCP及び1.7GHz受信機の使用周波数の変更など、システムの改修を行い、9月30日から10月13日にかけて実験を実施した。この結果、受信確率が大幅に向上(約90%の受信成功率)した。

(3) 太陽電池パドル回転角度の異常

① 不具合発生の状況

打上げ後第8周回目(2月19日)において、太陽電池パドルの回転角度表示が本来表示されるべき値より180°ずれていることがテレメトリにより確認された。

② 不具合原因の究明

製造記録等を調査したところ、パドル駆動装置の回転軸へのパドル取付用穴あけ加工の作業手順書が誤っていたため、パドル駆動装置の回転軸とパドルの位相が180°ずれて取り付けられていた。

③ 今後の対策

(i) MOS-1の運用に対する対策

MOS-1が定常状態にある場合、太陽電池パドルの回転は、パドルに取り付けられた太陽電池パドル用太陽センサの誤差信号により自動的に太陽電池パドルのセル面を太陽方向に指向する自動追尾、又は、軌道レートバイアスにより太陽電池パドルを一定速度で回転させるクロック追尾のいずれかにより制御されている。姿勢軌道制御系に異常が発生した場合には太陽捕捉モード(衛星の裏面が太陽方向に向き、本体が0.7°/secでスピン)となり、太陽電池パドルが自動的に太陽方向を指向し固定するようになっている(図13)。

したがって、定常状態においては本不具合はMOS-1の運用に支障はないが、姿勢軌道制御系の異常発生時には自動的にセル面が太陽と逆の方向へ向き電力の発生が不可能となる。このため、クロック追尾機能により所要の電力を確保し、その後、コマンドによりセル面が太陽方向を指向する位置に固定することが必要である。

(ii) 今後の衛星等に対する対策

MOS-1bに対しては、パドル駆動装置の回転軸とパドルとの整合性がとれるよう是正するとともに確認試験を行う必要がある。

また、今後の開発に当たっては、設計、製造、確認試験等の各段階において、より細心の注意を払いつつ作業を実施するとともに、作業結果の確認体制の強化を図る必要がある。また、この種の過誤を未然に防止するよう設計方法を改善するとともに、試験計画の見直

しなど検査体制全般にわたる改善を行うべきである。

(4) 姿勢軌道制御系用太陽センサのテレメトリ出力異常

① 不具合発生状況

3月18日の姿勢軌道制御系機能確認中に、太陽センサ電子回路(SSE)を冗長系(2系)に切り換えたところ、日照時においても角度信号及び太陽プレゼンス信号が出力されないことが発見された。

② 不具合原因の究明

製造記録等を調査したところ、ハーネスの製造図面に姿勢軌道制御電子回路(AOCE)とSSE間の主系、冗長系(1系、2系)クロス接続における角度信号及び太陽プレゼンス信号の配線が欠落しており、この図面に基づいて製作されていることが判明した(図14)。

③ 今後の対策

(i) MOS-1の運用に対する対策

姿勢軌道制御系が正常動作をしている間は太陽センサは使用しないので支障はない。MOS-1の姿勢軌道制御系に異常がおり、MOS-1が太陽捕捉モードに移行した場合には、AOCEとSSEの接続として、AOCE1系とSSE1系、又は、AOCE2系とSSE2系の組合せのみを使用する必要がある。

(ii) 今後の衛星等に対する対策

MOS-1bに対しては、AOCEとSSE間のクロス接続時の確認試験を行う必要がある。また、今後の開発に当たっては、設計、製造、確認試験等の各段階において、より細心の注意を払いつつ作業を実施するとともに、作業結果の確認体制の強化を図る必要がある。また、この種の過誤を未然に防止するよう設計方法

を改善するとともに、試験計画の見直しなど検査体制全般にわたる改善を行うべきである。

初期機能確認期間中に生じた不具合に関する分析及び今後の対策は以上のとおりであるが、試験運用期間中に生じた太陽捕捉モードへの移行に関する分析及び今後の対策は次のとおりである。

7月28日午後8時42分からのパスにおいて、MOS-1が太陽捕捉モードに移行していることが発見された。MOS-1の地球センサ及び姿勢軌道制御電子回路等の機能点検を行ったが、異常がなかったため、その後三軸再捕捉を実施し、8月4日より試験運用を再開した。

この原因を調査するため、本現象の発生時に記録されたテープレコードを再生したところ、MOS-1が南極上空を飛行中の7月28日午後3時6分53秒に、地球センサの地球プレゼンス信号が「0」となり10秒経過後、一連のシーケンスに従い、自動的に太陽捕捉モードに移行したものと判明した(MOS-1は地球プレゼンス信号が10秒以上「0」の場合、太陽捕捉モードへ移行するよう設計されている)。

そこで、本現象の発生地域である南極の気象状況を調査したところ、発生当時にMOS-1の地球センサ視野内の局部領域に、地球センサの動作点(地球プレゼンス信号が「0」となる点)に対応する低温の地域が存在していた。

したがって、本現象は、地球センサがその低温を検知したことによるものと推定される。

今後の開発に当たっては、極地方の気象状況等についてさらに調査を行い、必要に応じ適切な対策を講じることが望まれる。

Ⅲ 総 合 意 見

文部省宇宙科学研究所が実施したM-3SⅡロケット3号機による第11号科学衛星（ASTRO-C、ぎんが）の打上げについては、衛星の軌道が計画値とは若干相違するものの、ほぼ所定の軌道に投入され、また搭載観測機器によるX線星等の観測が順調に行われていることから所期の目的を達成したものと考えられる。

宇宙開発事業団が実施したNロケット16号機(F)(N-Ⅱロケット7号機)による海洋観測衛星1号(MOS-1、もも1号)の打上げについては、N-Ⅱロケットによる太陽同期準回帰軌道への打上げに成功し、搭載機器もほぼ正常に動作していることから所期の目的を達成したものと考えられる。

しかしながら、遅延コマンドのビット反転については、今後、軌道上の放射線状況の解明、衛星の耐放射線性に関する一層の改善等を行い、また、データ収集システムへの不要電波の混入については、システムの正常な機能の確保策に関し、配慮していく必要がある。また、今後、衛星等の開発を行うに当たっては、今回の太陽電池パドル回転角度の異常及び姿勢軌道制御系用太陽センサの配線欠落が過誤により発生したことに鑑み、設計、製造、確認試験等の各段階において、より細心の注意を払いつつ作業を実施するとともに、作業結果の確認体制の強化を図る必要がある。また、この種の過誤を未然に防止するよう設計方法を改善するとともに、試験計画の見直しなど検査体制全般にわたる改善を行うべきである。なお、太陽捕捉モードへの移行については、極地方の気象状況等についてさらに調査を行ない、必要に応じ適切な対策を講じることが望まれる。

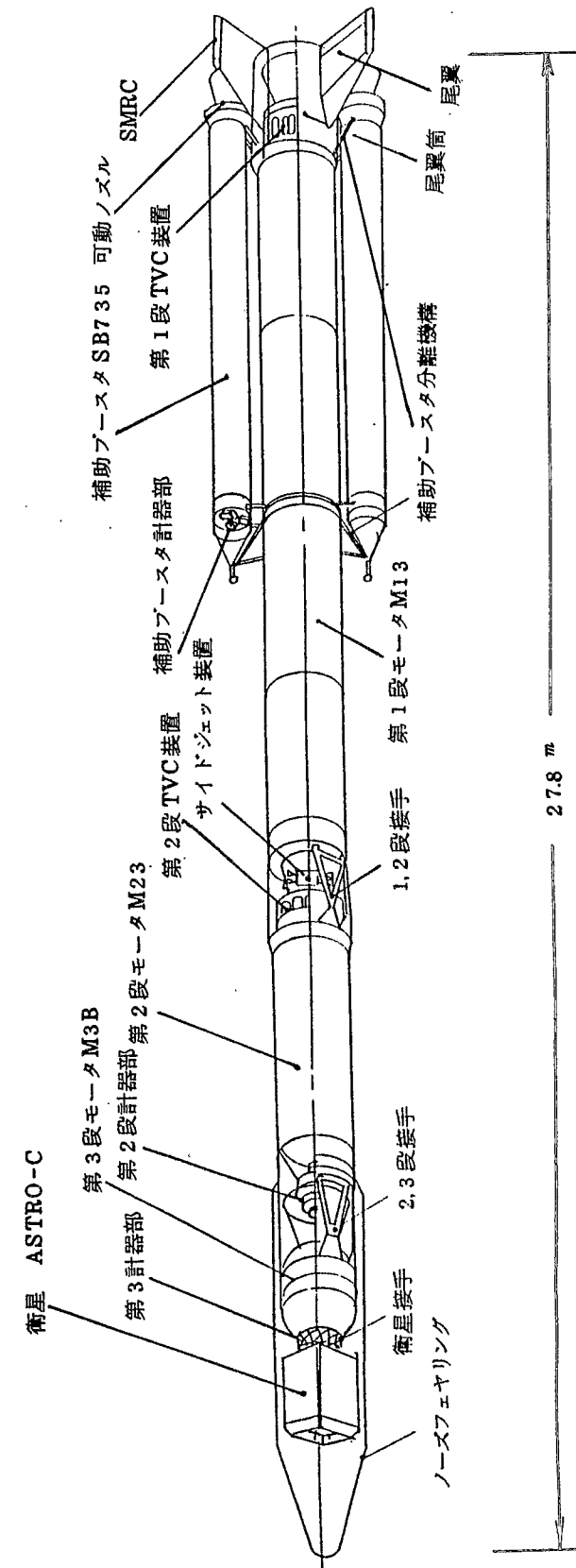


図1 M-3SⅡロケット3号機の形状

表1 M-3SⅡロケット3号機の主要諸元

	1 段	2 段	3 段
全 長 (m)	27.79	13.12	4.90
直 径 (m)	1.41	1.41	1.50
各段点火時重量 (t)	51.5 10.2 (SB) 61.7	17.0	0.420 (SA) 3.6 4.02
推進薬重量 (t)	27.1 8.0 (SB) 35.1	10.3	3.30
平均推力* (t)	129 67 (SB) 196	53.4	13.5
*真空値			

注) SA:ASTRO-C

SB:補助ブースタ

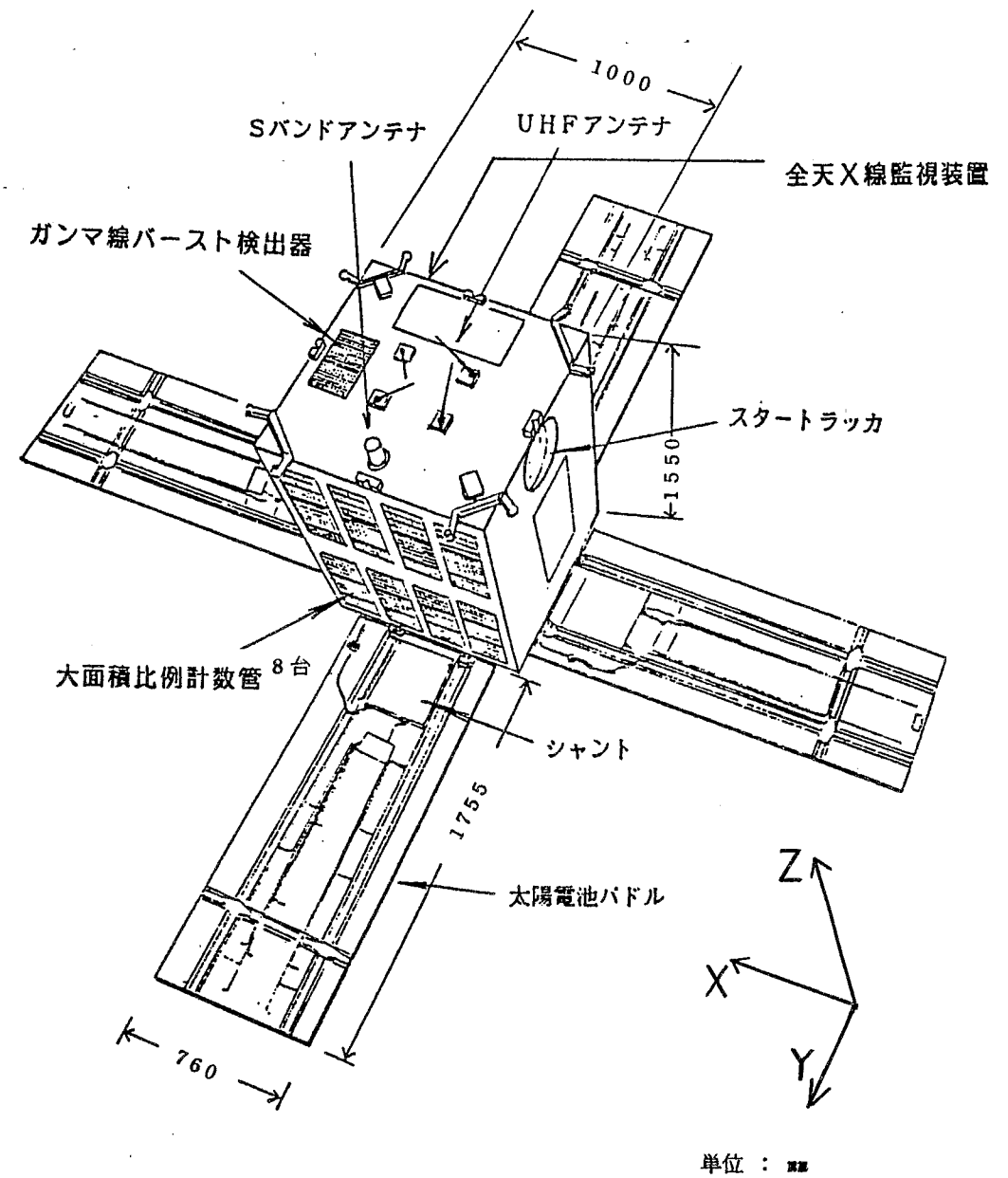
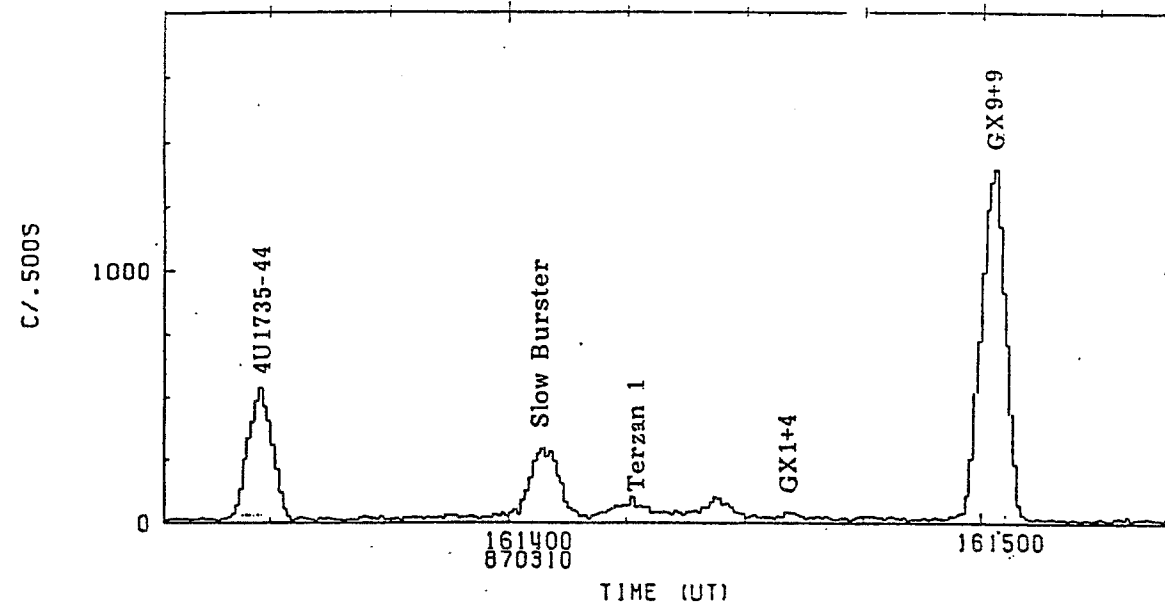
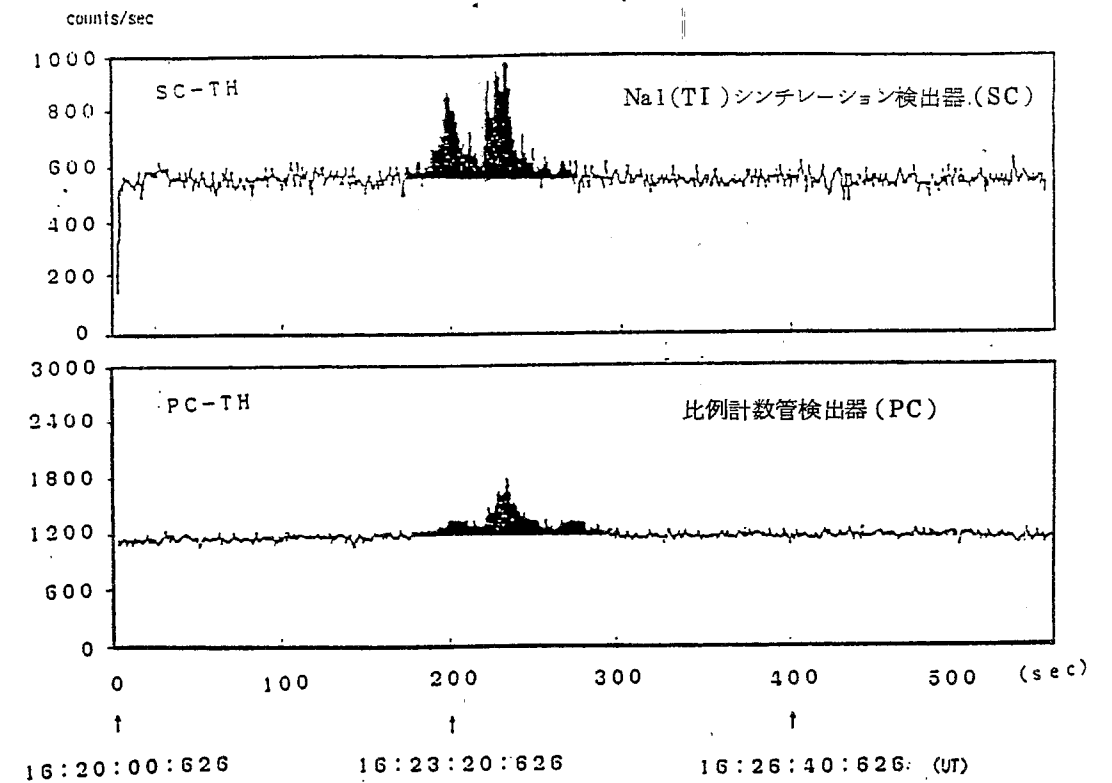


図2 第11号科学衛星 (ASTRO-C) の形状

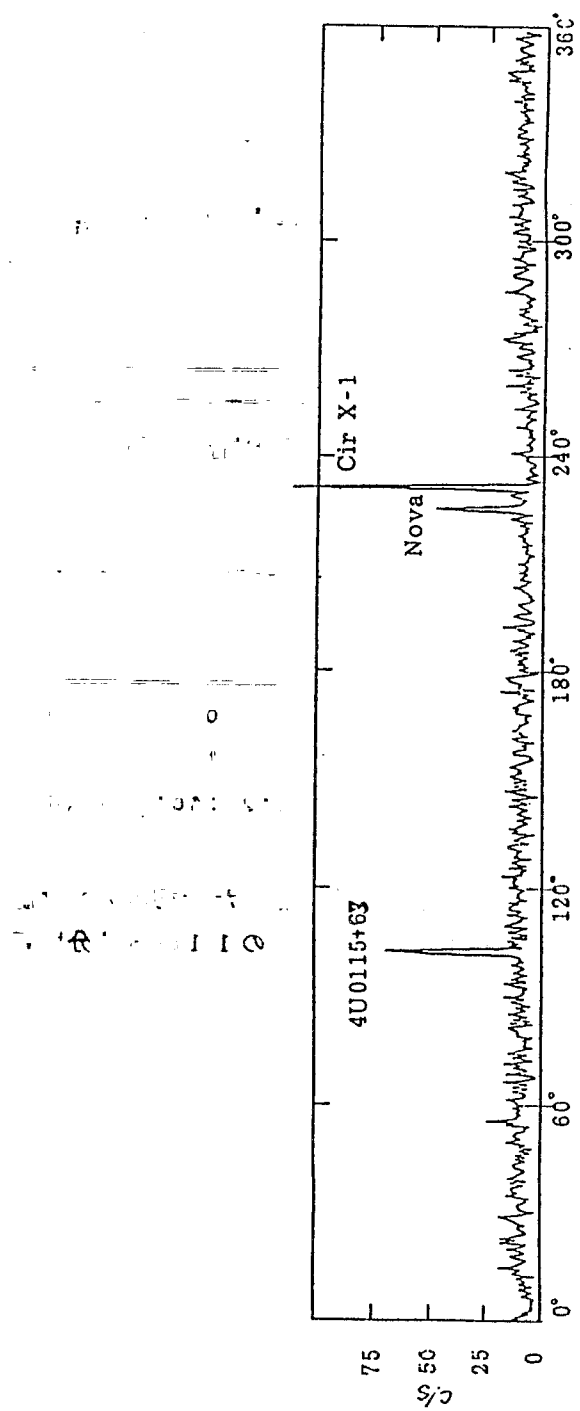
図3 第11号科学衛星 (ASTRO-C) の観測結果の例



(1) 大面積比例計数管 (LAC) でゆっくり走査した銀河中心附近の空



(2) ガンマ線バースト検出器 (GBD) が観測した最初のガンマ線バースト。1987年3月3日、日本時間の11時37分頃に発生した。



(3) 全天X線監視装置 (ASM) が発見したX線新星 (Nova) と再帰
X線新星 4U0115+63。1987年3月4日11時35分(UT)の
観測

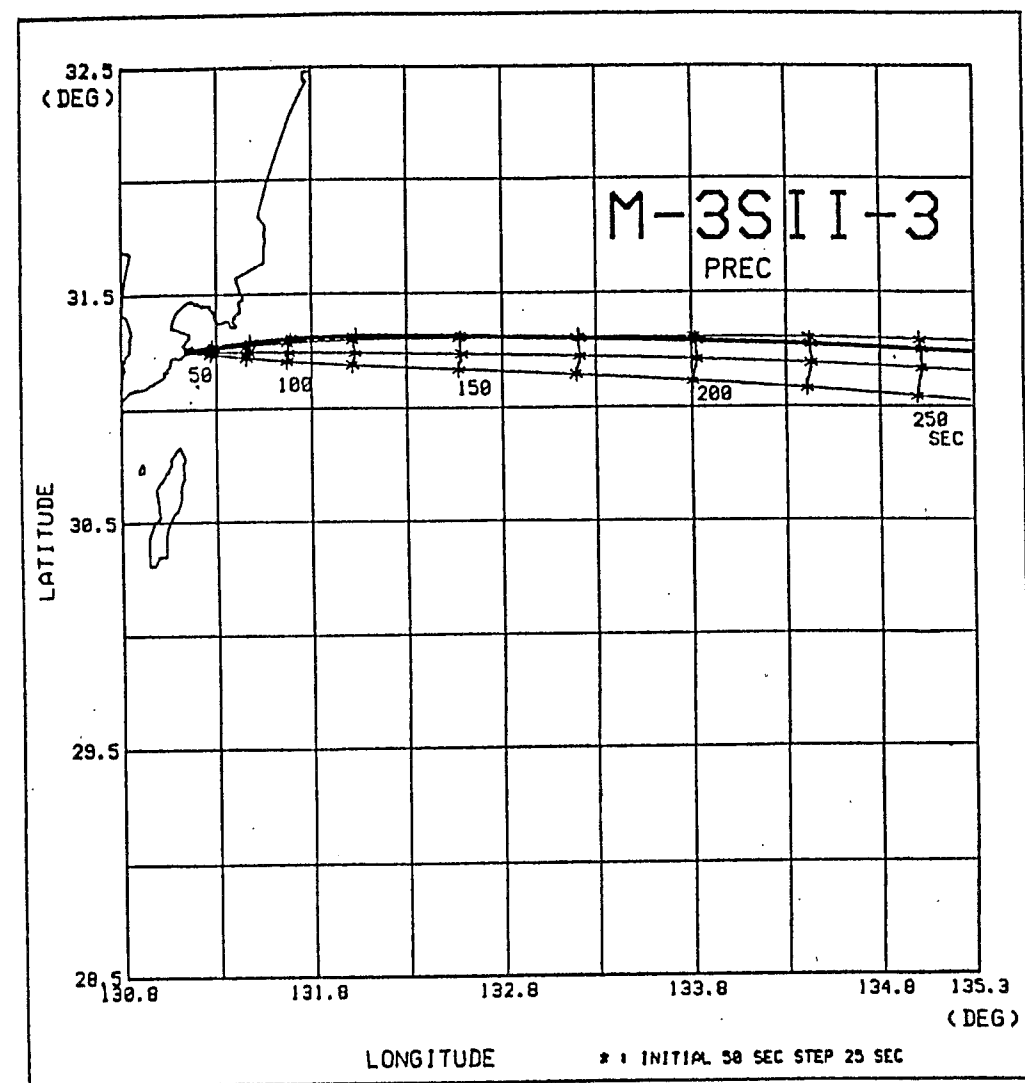


図4 M-3SII 3号機の飛しょう径路

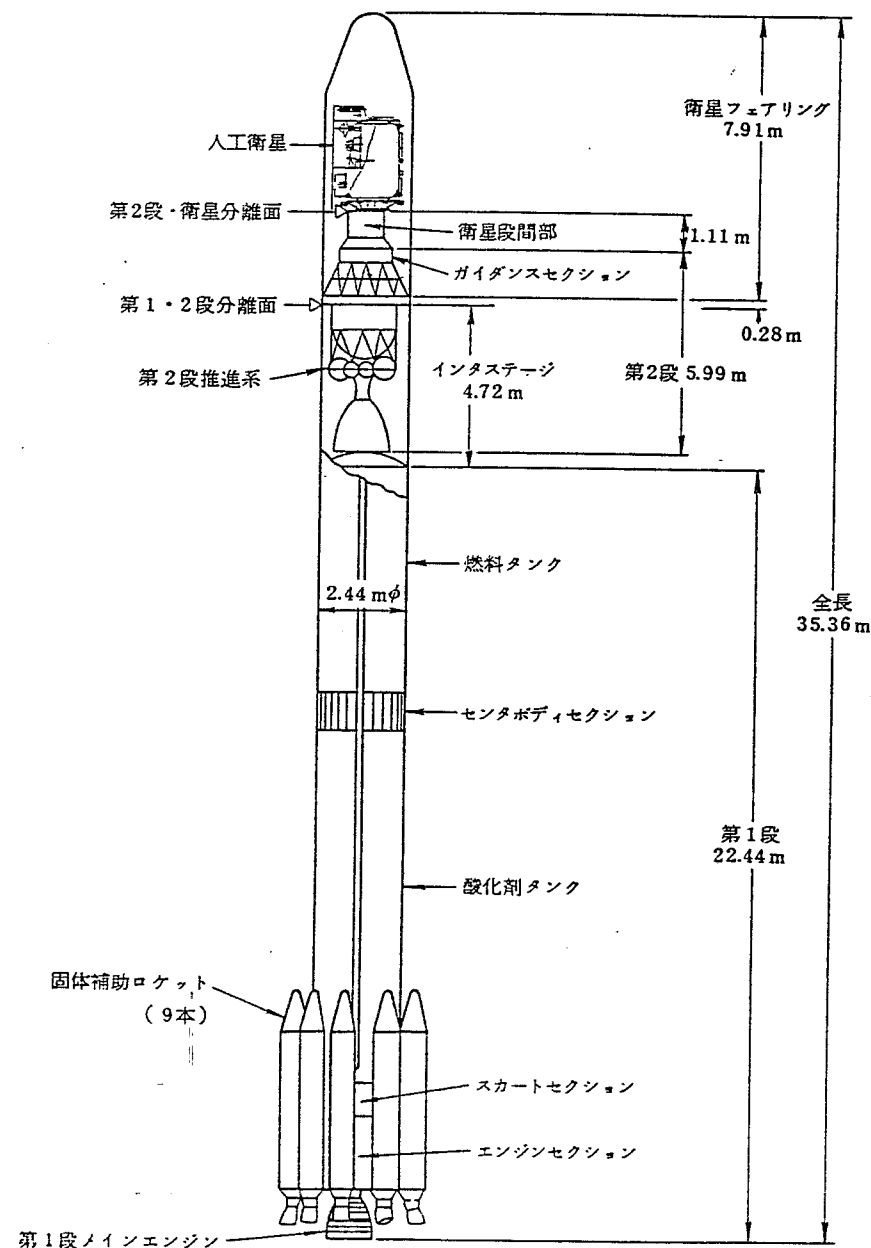


図5 N-II ロケット7号機の形状

表2 N-II ロケット7号機の主要諸元

全 段					
名 称	N-II ロケット (2 段式)				
全 長 (m)	3 5.3 6				
外 径 (m)	2.4 4				
全 段 重 量 (t)	1 3 3.4 (人工衛星の重量は含まない)				
誘 導 方 式	慣性誘導方式				

各 段					
項目	第 1 段	固体補助 ロケット	第 2 段	衛星段間部	衛 星 フェアリング
全 長 (m)	1 段 2 2.4 4 インターステージ 4.7 2	7.2 5	5.9 9	1.1 1	7.9 1
外 径 (m)	2.4 4	0.7 9	2.4 4	1.5 2	2.4 4
各 段 重 量 (t)	8 5.8 (注1)	4 0.3 (9本分)	6.7	0.0 5	0.6
推進薬重量 (t)	8 1.5	3 3.6 (9本分)	5.8		
平均推力 (10 ³ kg f)	メインエンジン 7 6.7 (注2) パーニアエンジン 0.4 6×2 (注2)	1 3 5 (6本分) (注2) (注4)	4.5 5 (注3)		
燃 焼 時 間 (s)	メインエンジン 2 7 1 パーニアエンジン 2 7 7	4 0	4 0 5		
推 進 薬 種 類	液化酸素/RJ-1	ポリブタジエン系 コンボジット 固体推進薬	四酸化二窒素/ エアロジン 50		
推進薬供給方式	ターボポンプ		ヘリウムガス押し		
比 推 力 (s)	メインエンジン 2 5 3 (注2) パーニアエンジン 2 0 9 (注2)	2 3 5 (注2)	3 1 7 (注3)		
姿勢制御	ビッチ・ヨー	ジンバル	ジンバル (推力飛行中) ガスジェット (慣性飛行中)		
	ロール	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 290MHz帯 PDM/FM/PM 2)指令破壊 受信装置 2.6GHz帯 トーン変調		1)レーダトランス ボンダ 5GHz帯(2台) 2)テレメータ 送信装置 2.2GHz帯 PCM/PM 3)指令破壊 受信装置 2.6GHz帯(2台) トーン変調		

(注1) インターステージを含む。(注2) 海面上。(注3) 真空中。
(注4) 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。

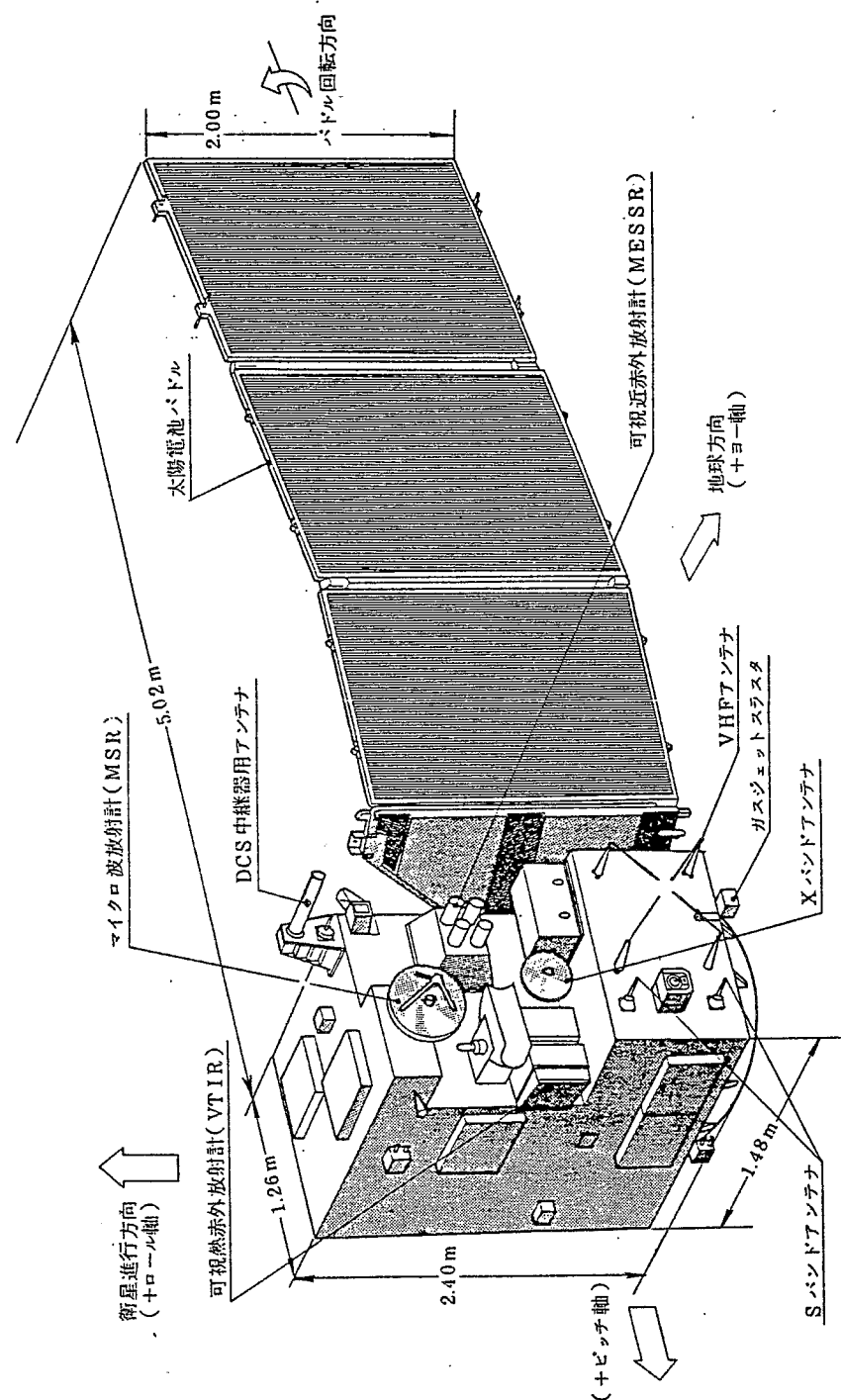


図6 海洋観測衛星1号 (MOS-1) の形状

表3 海洋観測衛星1号 (MOS-1) の主要諸元 (1/2)

名 称	海洋観測衛星1号 (MOS-1)	
軌 道	太陽同期準回帰軌道 ^{*1}	
	(1) 軌道高度	約909Km
	(2) 軌道傾斜角	約9°
	(3) 回帰周期	17日 (西方移動)
形 状	一翼式太陽電池パドルを有する箱型	
	本 体	1.26×1.48×2.4 (m)
	太陽電池パドル	2.0×5.28 (m)
重 量	約740kg (打上げ時)	
姿勢安定方式	三軸姿勢安定方式 (コントロールバイアスモーメント方式)	
ミッション期間	2 年	
信 頼 度	2年後の残存確率 0.5 以上	
機 器	可視近赤外放射計	観測目的: 海面及び地表面からの反射光 観測波長: 0.51~0.59μm 0.61~0.69μm 0.72~0.80μm 0.80~1.1μm 観測幅: 約100Km (2系統の場合約200Km) 地上分解能: 約50m 観測データ伝送: Xバンド
	可視熱赤外放射計	観測目的: 海面温度・雲等 観測波長: 0.5~0.7μm (可視) 6.0~7.0μm (熱赤外) 1.05~1.15μm (熱赤外) 1.15~1.25μm (熱赤外) 観測幅: 約1500Km 地上分解能: 約900m (可視) 約2700m (熱赤外) 観測データ伝送: MESSR信号に多重化
	マイクロ波放射計	観測目的: 水蒸気・雲水等 観測周波数: 23GHz帯 31GHz帯 観測幅: 約320Km 地上分解能: 約32Km (23GHz帯) 約23Km (31GHz帯) 観測データ伝送: Sバンド
	データ収集システム用中継器	目 的: データ収集プラットフォームからのデータを地上局へ中継 中継方式: ランダムアクセス型位相再変調方式 受信周波数: 400MHz帯 送信周波数: 1.7GHz帯

*1 太陽同期準回帰軌道とは、太陽同期軌道のうち、衛星直下点の軌跡が毎日少しずつずれ、特定の日数後に再び同じ軌跡を通る軌道を言う。

表3 海洋観測衛星1号 (MOS-1) の主要諸元 (2/2)

基 本 機 器	テレメトリ・コマンド系	VHFアンテナ, VHF送受信機 Sバンドアンテナ, Sバンド送信機, Sバンド受信機 テレメトリエンコーダ, コマンドデコーダ テープレコーダ
	姿勢軌道制御系	コントロールバイアスモーメント方式 姿勢軌道制御エレクトロニクス, 地球センサ 太陽センサ, レート積分ジャイロ モーメントホイール, 磁気コイル
	ガスジェット系	ヒドラジンモノプロペラント方式 1Nスラスタ×14個 推進タンク×2個
	太陽電池パドル系	一翼式オフセット部分キャンタ方式 (3枚パネル) 太陽電池パドル, パドル駆動装置 パドル駆動制御エレクトロニクス, オードナンス制御器
	電源系	電力制御器, バッテリ充電制御器, バッテリ
	熱制御系	受動式を主とし能動式 (サーマルルーバ, ヒータ) を併用
	構 体	アルミハニカムパネル

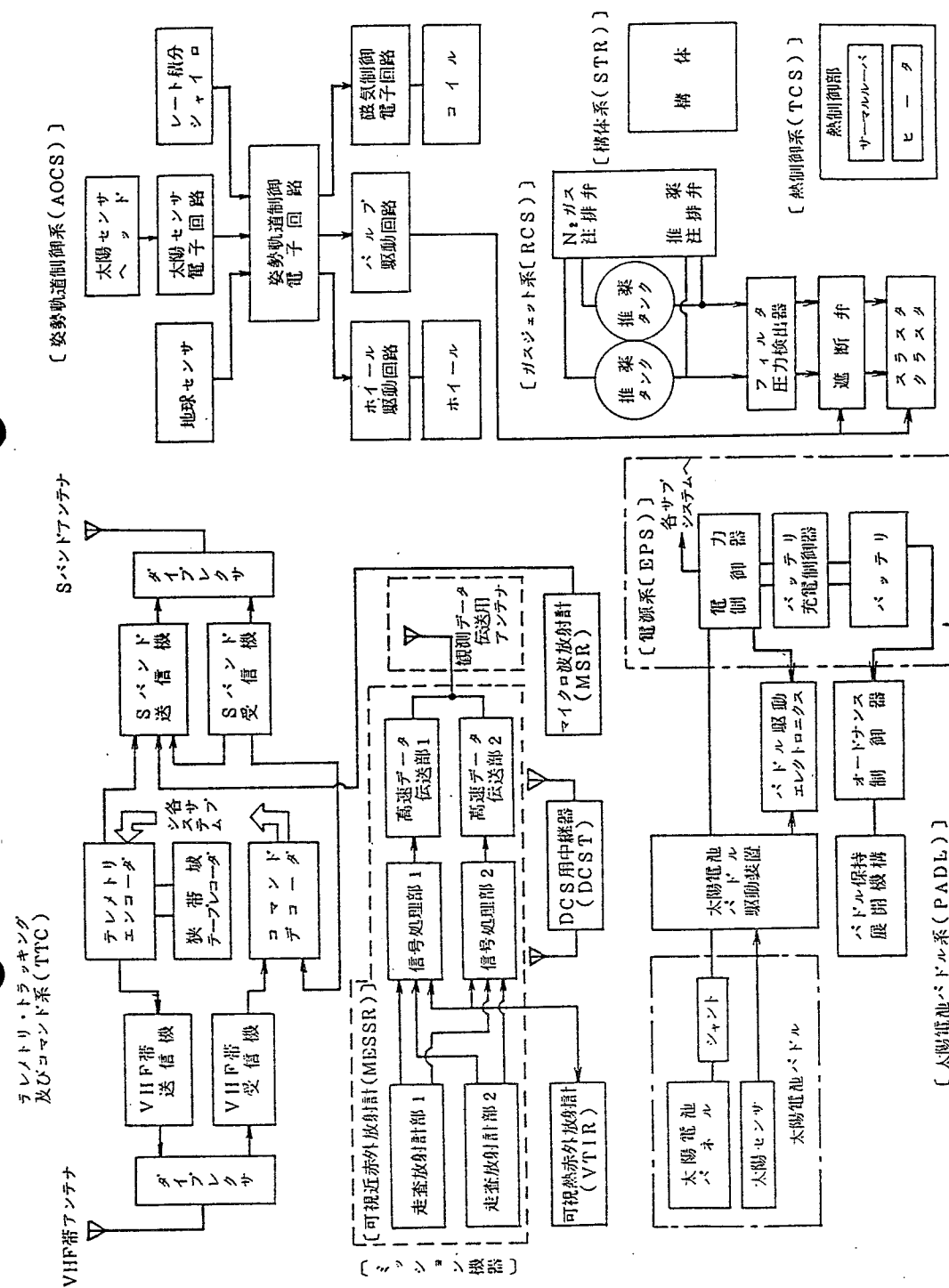


図7 海洋観測衛星1号 (MOS-1) のシステム構成

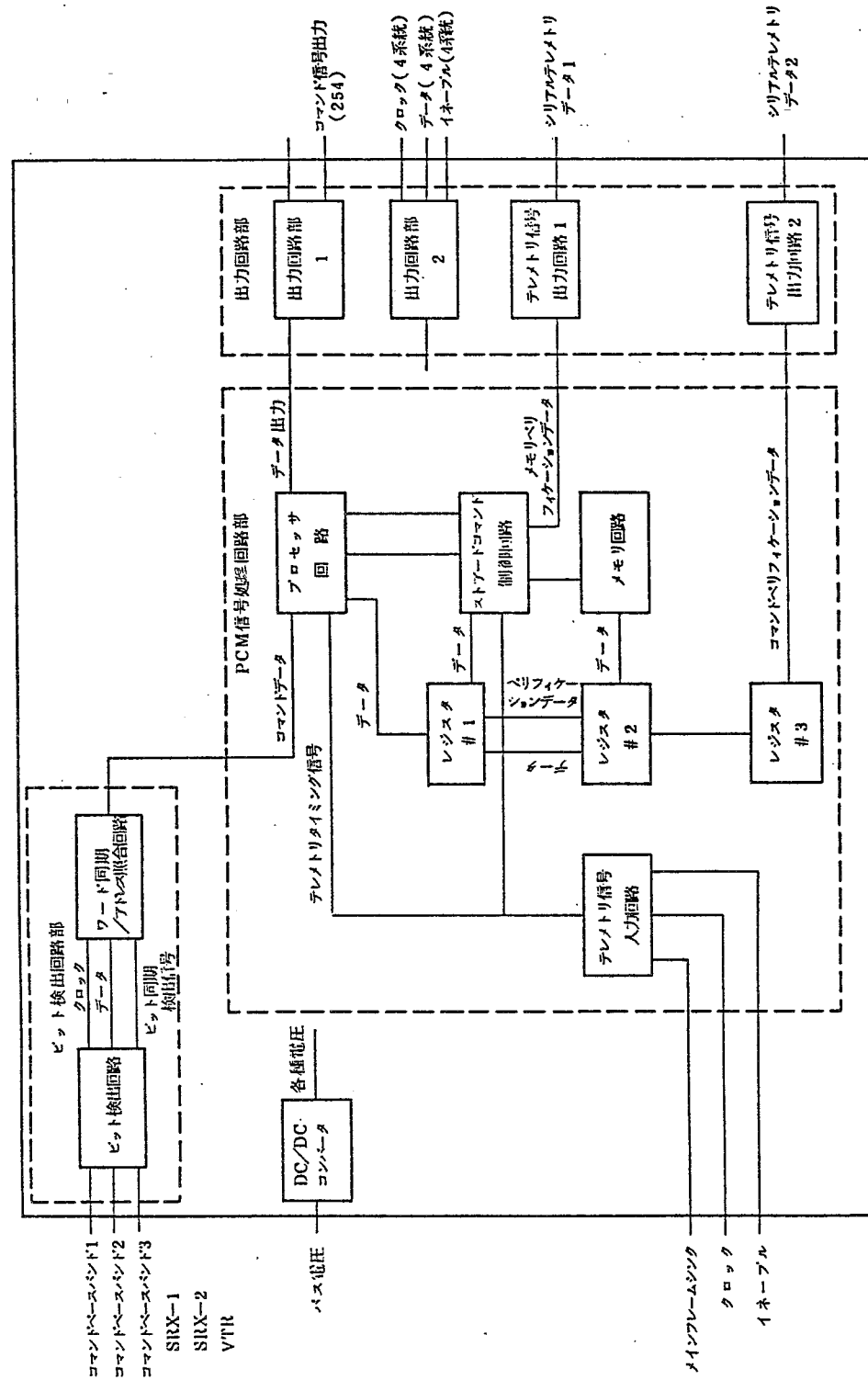


図8 コマンドデコーダの構成

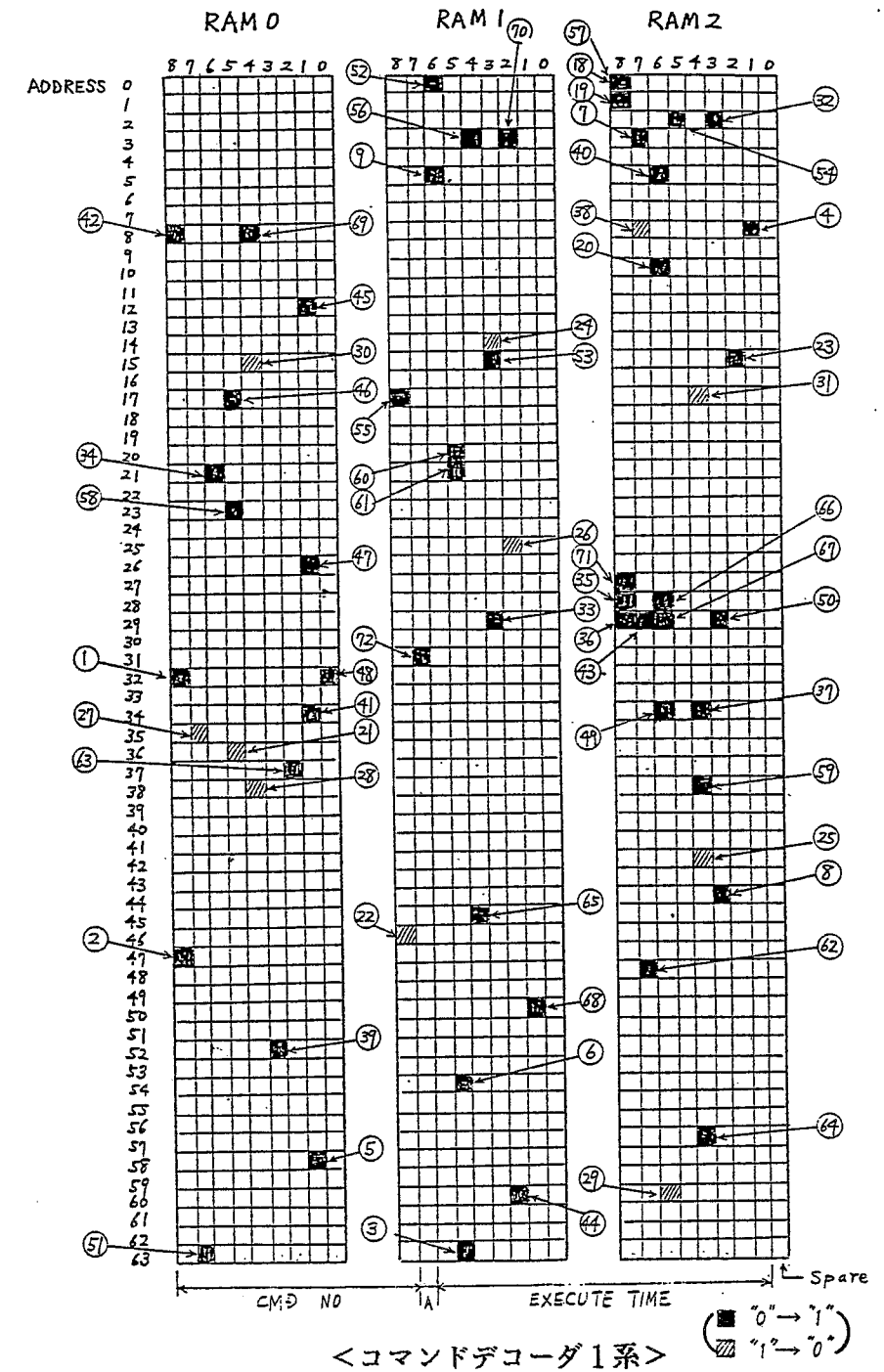


図9 コマンドデコーダメモリ部のビット反転位置

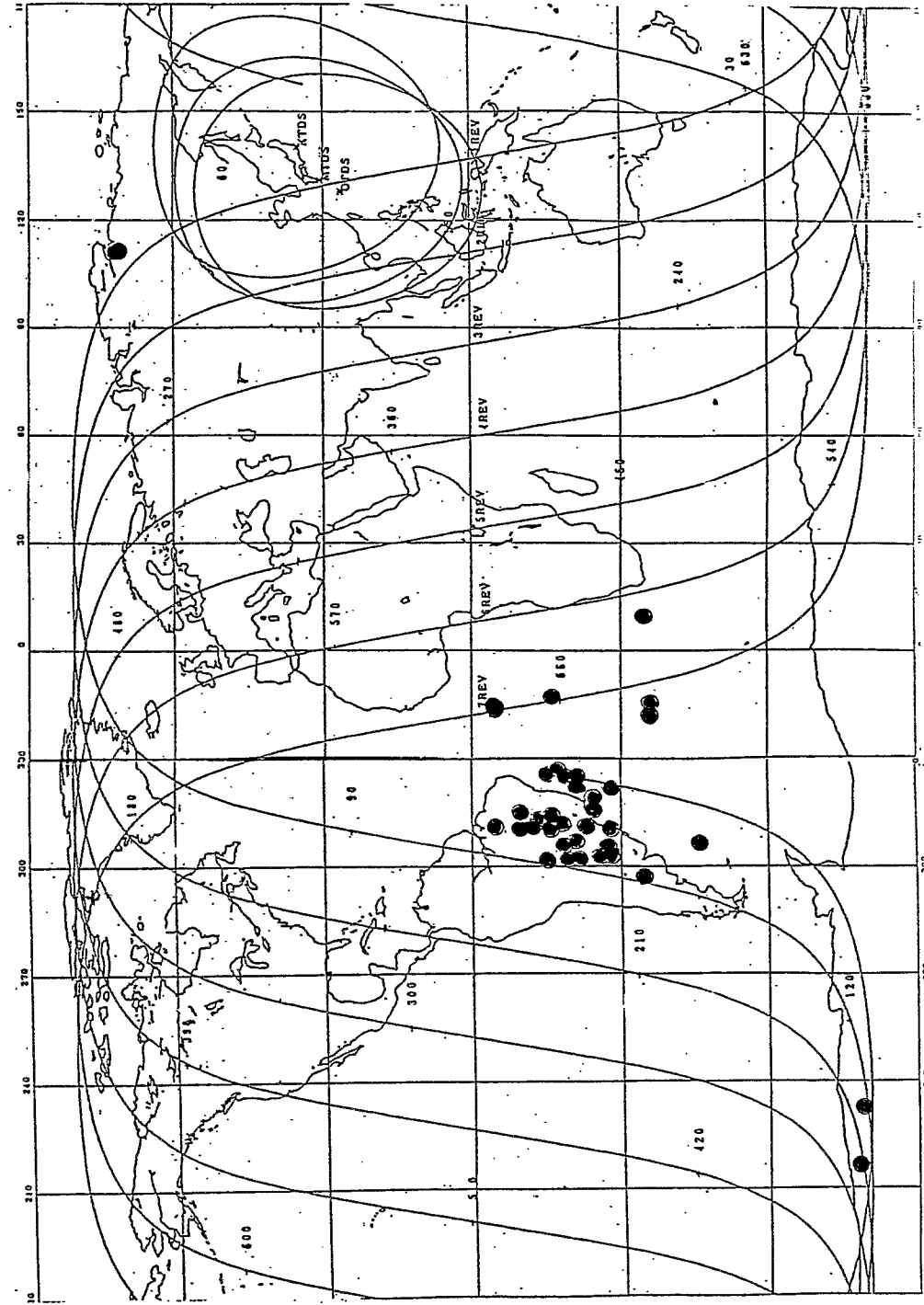


図10 ビット反転の発生地域

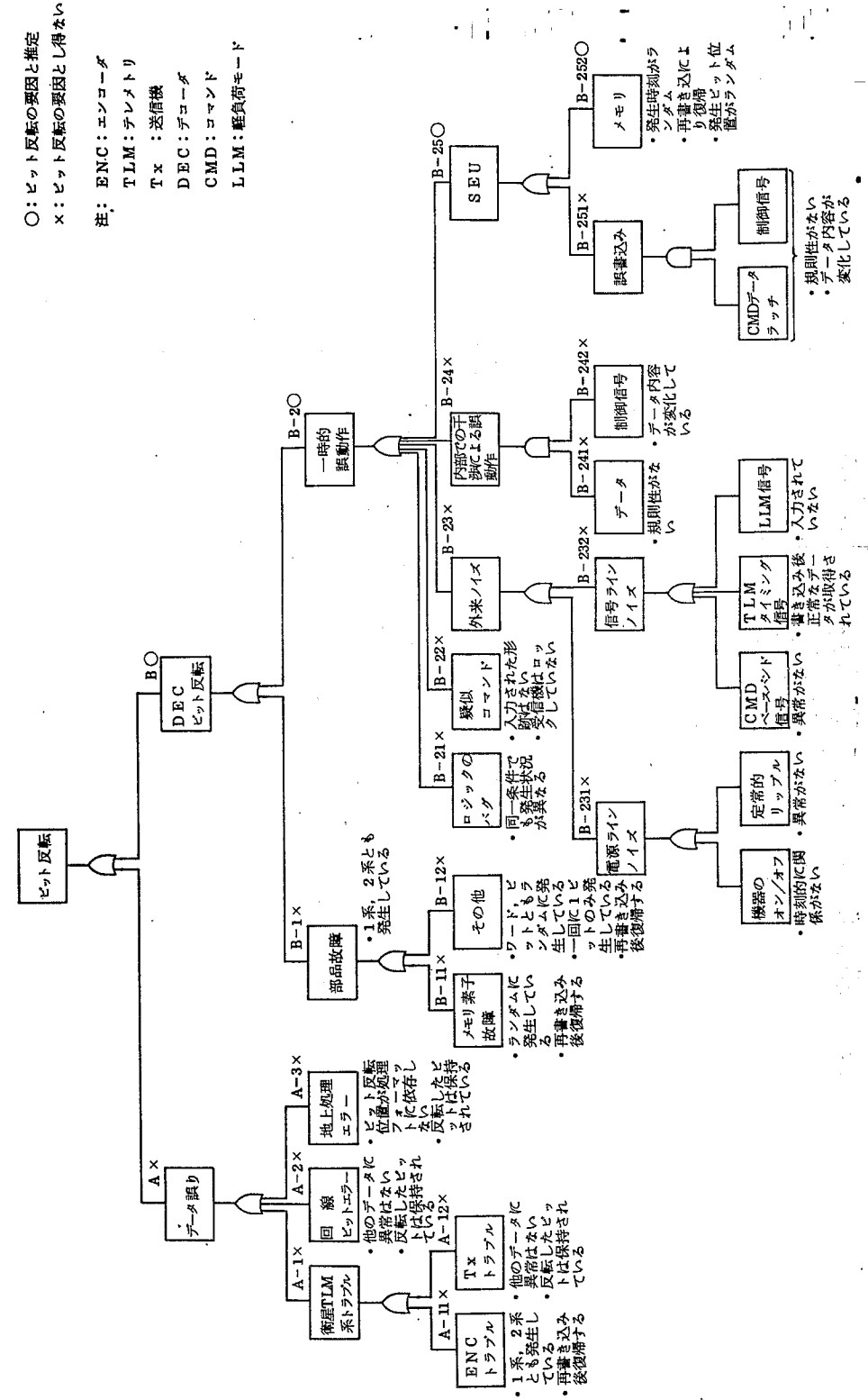


図11 故障要因解析 (FTA)

MOS-1 DESCENDING (Hatoyama)

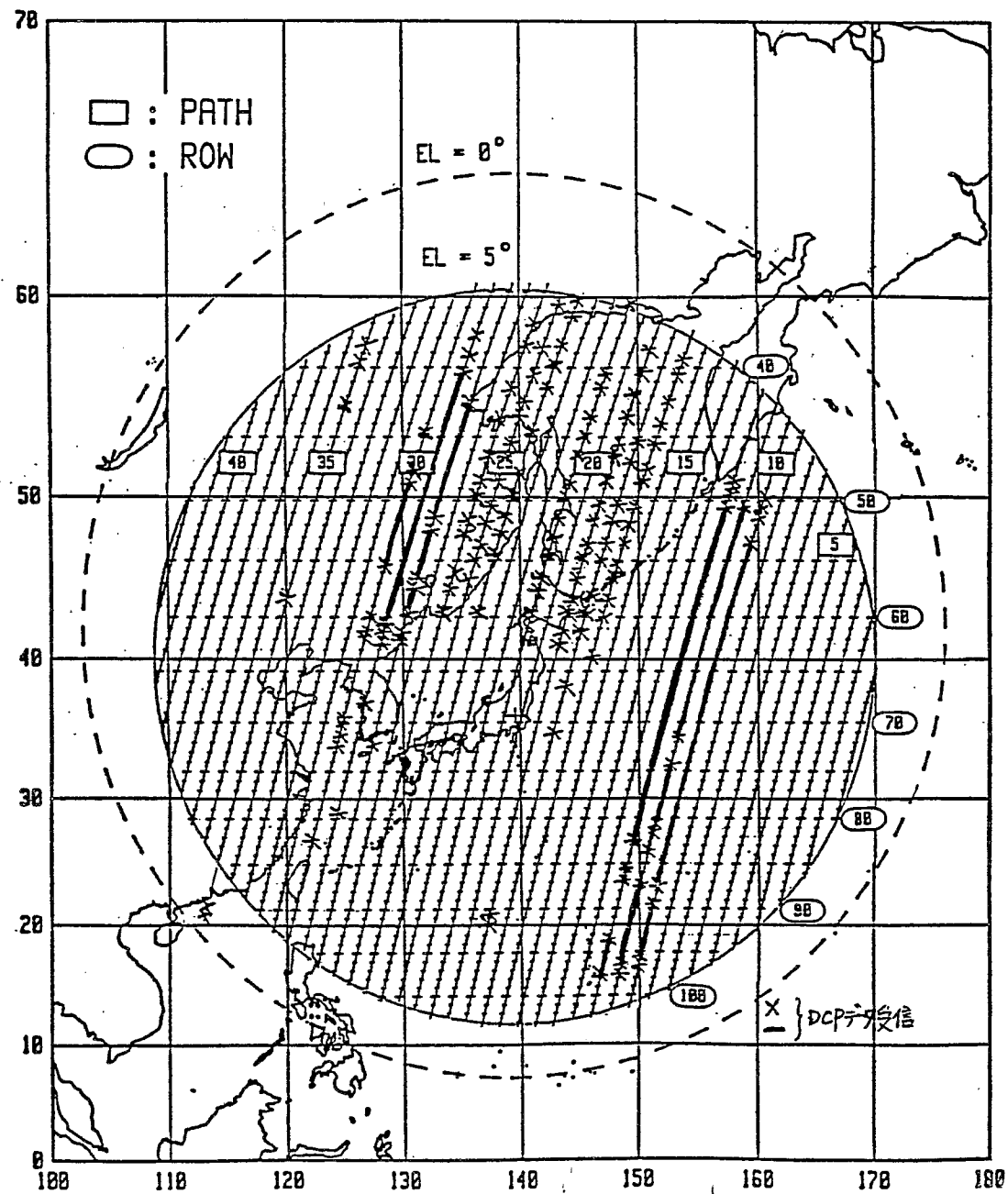


図12 DCS受信マップ (3月30日~4月8日)

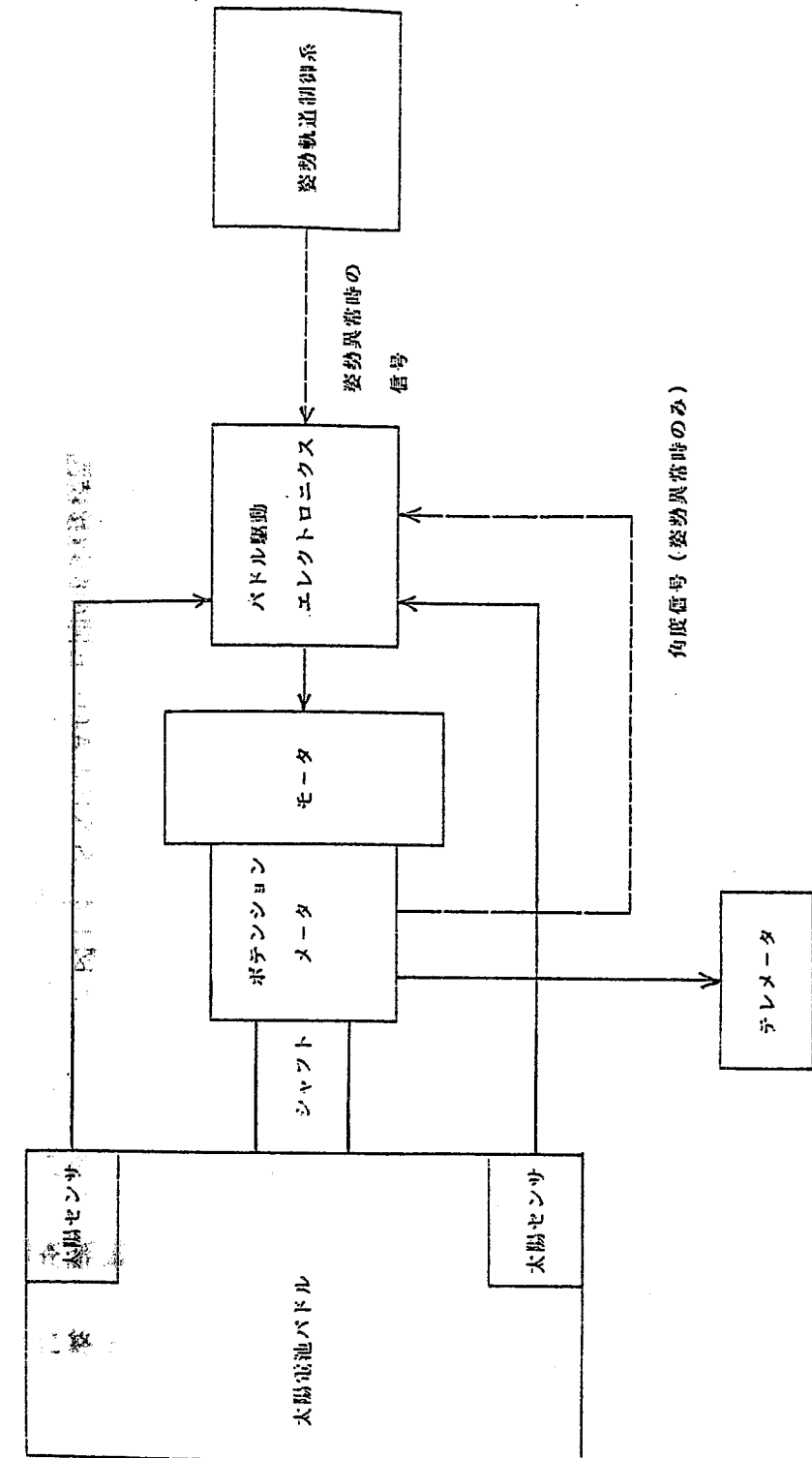
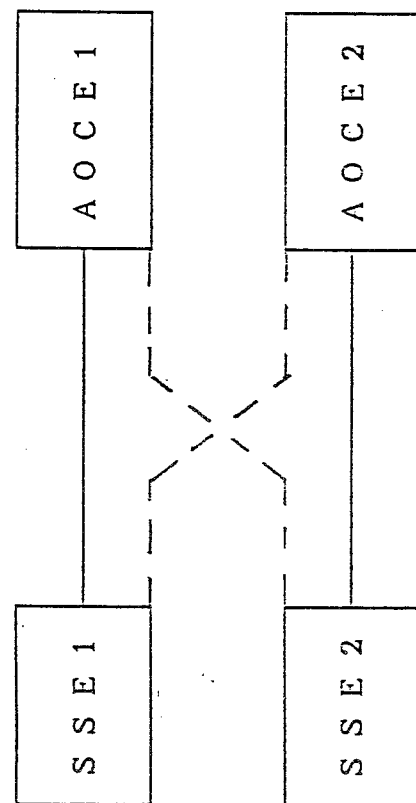


図13 太陽電池パドル駆動系機能図



---部が欠落していた。

図14 SSEとAOCE間の配線接続図

参考1

第11号科学衛星 (ASTRO-C) 及び
海洋観測衛星1号 (MOS-1) の打上げ
結果の評価に関する審議について

昭和62年4月22日
宇宙開発委員会決定

1. 昭和62年2月に打ち上げたM-3SⅡロケット3号機による第11号科学衛星 (ASTRO-C) 及びNロケット16号機 (F) (N-Ⅱロケット7号機) による海洋観測衛星1号 (MOS-1) の打上げ結果を評価するために調査審議を行うものとする。
2. このため、評価に必要な技術的事項について、第四部会において調査審議を行うものとする。この調査審議は、昭和62年7月末までに終わることを目途とする。

参考2

宇宙開発委員会第四部会構成員

(5 0 音 順)

部 会 長	佐 貫 亦 男	日本大学理工学研究所顧問
部会長代理	内 田 茂 男	名城大学理工学部教授
専 門 委 員	※秋 葉 鐐二郎	文部省宇宙科学研究所教授
	※大 島 耕 一	文部省宇宙科学研究所教授
	小 林 繁 夫	東京大学工学部教授
	*竹 中 幸 彦	宇宙開発事業団理事
	*田 畑 浄 治	宇宙開発事業団理事
	塚 本 賢 一	郵政省電波研究所長
	中 込 雪 男	国際電信電話株式会社常務取締役
	長 洲 秀 夫	科学技術庁航空宇宙技術研究所長
	※廣 澤 春 任	文部省宇宙科学研究所教授
	*船 川 謙 司	宇宙開発事業団理事
	前 田 弘	関西大学工学部教授
	虫 明 康 人	東北工業大学長

注) ※印の専門委員は、文部省宇宙科学研究所が行った打上げ結果の調査審議については、説明者として参加した。

*印の専門委員は、宇宙開発事業団が行った打上げ結果の調査審議については、説明者として参加した。