

委 10-2

実験用静止通信衛星(ECS-b)の
打上げ結果の評価について(報告)

昭和 55 年 6 月 6 日

宇宙開発委員会第四部会

実験用静止通信衛星（ECS - b）の打上げ結果
の評価について（報告）

昭和55年 6月 6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55年3月10日以来、宇宙開発事業団
による実験用静止通信衛星（ECS - b）の打上げに係る不具合について、
その原因究明及び今後の対策に係る技術的事項を慎重に調査審議してきたが、
このたびその結果をとりまとめたので報告する。

目 次

I	N ロケット 6 号機 (F) による実験用静止通信衛星 (ECS-b) の 打上げ	1
1.	打上げの概要	1
2.	打上げ結果の分析	3
3.	不具合の原因究明	5
4.	今後の対策	17
II	総 合 意 見	19
参考 1	実験用静止通信衛星 (ECS-b) の打上げに係る不具合の原 因究明及び今後の対策について (審議付託)	47
参考 2	宇宙開発委員会第四部会構成員	48
参考 3	専門委員の海外派遣について	49

I Nロケット6号機(F)による実験用静止通信衛星(ECS-b)の打上げ

1. 打上げの概要

(1) 目的

今回の打上げは、技術試験衛星II型(ETS-II)及び実験用静止通信衛星(ECS-a)の打上げ結果を踏まえ、Nロケット6号機(F)によって実験用静止通信衛星(ECS-b)を赤道上東経約145度の静止軌道に投入することにより、静止衛星の打上げ技術、追跡管制技術、姿勢制御技術等の確立を図るとともに、静止衛星を利用してミリ波等の周波数における通信の実験、電波伝はん特性の調査等を行うことを目的としたものである。

(2) Nロケット6号機(F)の概要

Nロケット6号機(F)は、直径約2.4 m、全長約32.6 m、発射時重量約90トンの3段式ロケットで、衛星に搭載されたアポジモータを使用することにより、重量約130 kgの人工衛星を静止軌道に打ち上げる能力を有している。

その主要諸元及び全体図は、それぞれ第1表及び第1図に示すとおりである。

なお、今回は、ECS-aの打上げ結果の評価及び対策に関する当部会の報告(昭和54年4月)に沿って、第3段ロケット上部のヨーウェイットアセンブリに第2図に示すような改良が行われている。

(3) ECS-bの概要

ECS-bは、直径約140 cm、高さ約95 cm(ただし、VHFアンテナ末端からCバンドアンテナ上端までの高さは、約190 cm)の円

筒形をした静止軌道上初期重量約130 kg (トランスファ軌道上重量約260 kg)の人工衛星である。

その主要諸元、全体図及び分解図は、それぞれ第2表、第3図及び第4図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55年2月22日17時35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

天 候：快 晴

発射方位角：92.4度

地上気温：11.6℃

地上風：北西3.6 m/s

第1段ロケット、固体補助ロケット及び第2段ロケットの燃焼は正常で、この間の姿勢制御及び地上局からの電波誘導は順調に行われた。第3段・ECS-bのスピンアップ、第2段・第3段ロケットの分離、第3段ロケットの燃焼に引き続き、発射25分41秒後に第3段ロケットからECS-bが正常に分離されたことがクリスマス移動追跡所で確認された。

その後米国航空宇宙局(NASA)のキトー局(エクアドル)、サンチャゴ局(チリ)及びアセンション局(大西洋上)は2月22日18時11分頃から、また、宇宙開発事業団の増田(種子島)及び勝浦(千葉県)の各追跡管制所並びにクリスマス移動追跡所(太平洋上)も2月23日4時49分頃からECS-bの信号を受信し、これによりECS-bは、第3表に示すトランスファ軌道に投入されたことが確認された。

引き続き、ECS-bを第3段ロケットとの分離時の姿勢からアポジモータに点火するための姿勢に変更するため、延べ4回の姿勢制御を実施し、アポジモータの点火姿勢を正確に設定した。この間ECS-bの

状態に異常は見られず、またコマンドに対する応答は正常であったことから、アポジモータ点火の条件が全て整った第7アポジ点通過の2月25日13時46分18秒に、アポジモータ点火のコマンドを増田追跡管制所から送信した。

アポジモータの点火は、VHF電波のドップラースhiftにより確認されたが、点火コマンド送出約7.7秒後にECS-bからの電波が途絶した。このため、直ちにECS-bの通信機能を回復すべくコマンドを送信したが、ECS-bからの電波はその後一切受信できなかった。

なお、電波途絶後のECS-bの搜索を、米国並びに東京大学の東京天文台及び宇宙航空研究所に依頼したが、現在までその行方を確認できていない。

2. 打上げ結果の分析

(1) Nロケット6号機(F)の飛行

中之山テレメータ局(種子島)で取得されたテレメトリデータによると、第1段ロケットの飛行は、各種温度、加速度、各部電圧等が規定値内にあり、またボゴ振動は過去のものより若干大きかったものの、これも規定値内にあったことから正常であったと考えられる。

中之山テレメータ局、小笠原追跡所及びクリスマス移動追跡所で取得されたテレメトリデータによると、第2段及び第3段ロケットの飛行も、各種温度、加速度、各部電圧等が規定値内にあり、またヨーウエイト放出も正常に行われ、ECS-bは予定どおりのトランスファ軌道に投入された。

(i) 飛行経路

第4表に示されるように、リフトオフ後、すべての項目が計画値に近く実施され、電波誘導も順調に行われ、ECS-bはかなりの精度でトランスファ軌道に投入された。

(ii) ヨーウェイトの放出

クリスマス移動追跡所で得られたテレメトリデータによれば、第5図に示すように、第3段・ECS-bのスピンアップ、第2段・第3段ロケットの分離、第3段・衛星分離及びヨーウェイトの放出は、ETS-IIの場合（第6図参照）と同様の変化を示しており、ECS-aの場合のような異常（第7図参照）はなく、ヨーウェイトの放出が正常に行われ、衛星と第3段ロケットとの接触はなかったことを示している。

(iii) ポゴ振動

第1段ロケットのポゴ振動時のスラスト軸方向の振動周波数は、時間とともに変化し、第3段における最大振動レベルは7.5 G p-pであった。（第8図参照） またピッチ及びヨー軸方向の振動の周波数も時間とともに変化し、第3段における最大振動レベルは、ピッチ軸方向1.0 G p-p、ヨー軸方向1.4 G p-pであった。この結果、ポゴ振動レベルは、全て衛星／ロケットインターフェイス管理仕様書に規定した値、即ちスラスト軸方向17～23 Hzにおいて、9.0 G p-p以下、23～100 Hzにおいて3.0 G p-p以下、ピッチ軸及びヨー軸方向において2.0 G p-p以下であった。

(2) トランスファ軌道上におけるECS-bの状況

アポジモータの点火姿勢を確保するため、当初の計画どおり粗姿勢制御を2回、精姿勢制御を2回実施したが、これにより所定の姿勢が確保された。

また、コマンドに対する衛星の応答及び各種テレメトリデータは、正常であった。

(3) アポジモータ点火から電波途絶までのECS-bの状況

- ① 増田、勝浦及び沖縄の各追跡管制所において計測したアポジモータの点火に伴うECS-bのドップラシフトは、予定された値と比較して異常に高い値を示した。（第9図及び第12図参照）
- ② VHF電波のテレメトリデータの中にあるアポジモータ上部の温度データは、ETS-II及びECS-aに比較して急速な上昇を示した。（第10図参照） その他、各サブシステムの電源電圧・電流、衛星各部の温度等は正常な値を示していた。
- ③ 増田、勝浦などの追跡管制所で受信された衛星からのVHF電波は、アポジモータ点火のコマンドを送出してから約7.3秒後に短時間の減衰を示し、その後回復した。しかし、受信電波は約0.3秒後にまた短時間中断し、さらに瞬間的に受信されたのち、点火コマンド送出から約7.7秒後に最終的に途絶した。

また、受信電波の異常に対応してテレメトリ信号にも異常が認められた。（第11図参照）

3. 不具合の原因究明

不具合の原因究明に当たっては、アポジモータ点火後の異常に高いドップラシフト、アポジモータ上部温度の異常な上昇並びにVHF電波及びテレメトリ信号の異常に着目し、それぞれについて、原因を抽出するためにFault Tree Analysis (FTA) の手法を用いた。また、検討を進めるに当たっては、ECS-bの開発過程において蓄積された各種の設計、試験データ等を参照しつつ数値解析を行い、更には、打上げに成功しているETS-II及び昨年打上げに失敗したECS-aに関するデータとの比較を行うなど、関連すると考えられるデータ、資料等をできる限り広範囲に求め詳細な検討を行った。

さらに、今回の調査審議に資するため、米国に調査団を派遣し、ECS

— b の設計，製作等を行った米国のメーカをはじめ N A S A 等の関係機関から不具合に関連する情報を収集した。

なお，この検討過程において，E C S — a の不具合に関して，昨年の調査検討の結果に加えるような新たな事実は見当たらなかった。

(1) V H F 電波のドップラシフトの異常

(i) 状 況

アポジモータの点火による E C S — b からの V H F 電波のドップラシフトは，第 9 図に示すように，増田，勝浦及び沖縄の各追跡管制所において点火から電波途絶に至るまで 2 秒間隔で 4 回計測できた。

これによると，各追跡管制所とも，ドップラシフトが予測値より異常に高い値を示している。（第 1 2 図参照）

(ii) 原 因

ドップラシフトが予測値より異常に高い値を示す原因としては，

- ① V H F 電波の地上計測系又は衛星の送信系の異常
- ② アポジモータ点火前の衛星の慣性主軸のずれ
- ③ 衛星の姿勢設定の誤り
- ④ アポジモータ点火直後の衛星構体の破損による推力軸の変化
- ⑤ 衛星の速度変化の異常

が考えられ，それぞれについて原因となり得る可能性を検討した結果は，次のとおりである。

① V H F 電波の地上計測系又は衛星の送信系の異常

増田，勝浦及び沖縄の各追跡管制所で計測した V H F 電波の周波数の増加がほぼ同様の傾向を示していることから，地上の計測系には異常がなかったと考えられる。また，衛星から発射される V H F 電波の周波数が，アポジモータ点火後第 9 図に示すように増加し続けることは考えられないので，衛星の V H F 送信系が異常であった

可能性も小さい。よって，計測された周波数の変化はドップラシフトによるものである可能性が大きい。

② アポジモータ点火前の衛星の慣性主軸のずれ

組立て誤差等による衛星の慣性主軸のずれについては，アポジモータ点火までの姿勢センサ等のテレメトリデータに異常が認められないことから，ドップラシフトに異常を起こすような慣性主軸のずれはなかったと考えられるので，これが原因であった可能性はない。

③ 衛星の姿勢設定の誤り

衛星の姿勢設定に誤りがあれば，推力軸方向が予定した方向と違ってドップラシフトに異常が生じる可能性があるが，アポジモータ点火までのテレメトリデータによって確認した衛星の姿勢設定の誤差は十分に小さく，計測された異常なドップラシフトをこれによって説明することはできない。

④ アポジモータ点火直後の構体の破損による推力軸の変化

アポジモータ点火の直後に構体のどこかに破損が生じ，推力軸が変化したことが考えられるが，このような場合，破損が短時間に衛星全体に及ぶ可能性が大きい。しかし，V H F 電波は，点火コマンド送出後約 7.3 秒まで正常に受信されており，V H F 送信系がこの間，破壊されていないことから，アポジモータ点火直後に構体が破損した可能性は小さい。

⑤ 衛星の速度変化の異常

a) 増田，勝浦及び沖縄の 3 地点の追跡管制所で計測された V H F 電波のドップラシフトに基づき，妥当と考えられる次の条件により衛星のアポジモータ点火後の速度増分ベクトルを求めた。

- アポジモータ点火後の速度変化の要因は地球の重力とアポジモータの推力のみとする。
- ドップラデータに含まれる衛星の送信系及び地上計測系の周

波数変動の標準偏差は 2.0 Hz とする。

その結果、速度増分ベルトルから求めたアポジモータの推力の方向、すなわち衛星の姿勢は計画された方向と良い一致を示しており、アポジモータの推力による加速度の大きさは、計画値の 1.5 倍程度であったものと推定される。

また、アポジモータ点火後における VHF 電波のドップラシフトの全体的傾向からも、計画値の約 $1.5 \sim 1.7$ 倍の加速度があったものと推定される。(第12図参照)

b) なお、ドップラシフトを分析したところ、その立上りに第9図に示すように点火後約 0.7 秒の遅れが見られるが、この原因としては、アポジモータの点火遅れの可能性は小さく、衛星の VHF 送信系の周波数が変動したと考えられる。その理由は次のとおりである。

④ 真空中では、点火装置に通電後約 0.2 秒以内にアポジモータの推薬に点火しない場合は、不点火となる可能性が大きいので、 0.7 秒程度も点火が遅れる可能性は小さい。

また、 ETS-II 及び ECS-a の場合と同じく、アポジモータ点火の予測時刻に点火時の噴炎、衝撃から生ずる VHF アンテナの電波放射条件が一時的に変化したと思われる現象が、 VHF 電波の受信 AGC レベルの乱れとして観測されている。

⑤ アポジモータの点火に伴う加速度によって水晶振動子の発振周波数が低下し、これによって VHF 電波の送信周波数が 1 Hz 程度低下し、各追跡管制所がその周波数を基準としてドップラシフトを計測したものとすると、ドップラシフトの見かけ上の立ちあがり遅れを説明することができる。

また、 NASA のグアム追跡局でもドップラシフトが計測

されているがその計測時間は、増田等の各追跡管制所における点火後最初のデータの計測時間 (1 秒間) の末尾の 0.1 秒間に対応しており、このグアム追跡局におけるデータに衛星の速度増加を示すドップラシフトが認められていることから、上記の周波数低下があったものと考えられる。

なお、この場合、点火時の衛星の姿勢を計画値どおりとして、ドップラシフトの計測値と良く一致するような加速度を求めると予測値の約 $1.5 \sim 1.7$ 倍となる。(第12図参照)

c) 加速度が過大となった原因としては、衛星の質量欠損は考えられず、アポジモータの推力の異常が原因であったと考えられる。

アポジモータ推力の異常の原因としては、推薬中のボイド、推薬に生じたクラック、又は、推薬とインシュレーションとの間の剝離によって生じる燃焼面積の増大が考えられる。(第13図参照)

ECS-b で使用したアポジモータについては、打上げに先立って昭和 54 年 12 月に保管後点検として 60 枚、組立後検査として 32 枚の X 線透視写真を撮って厳重な検査が行われている。これによって 16 個の微小なボイドが発見されているが、過去の実績からこの程度では推力異常の原因になるとは考えられない。また、この検査及び打上げ直前の目視検査のいずれにおいてもクラックや剝離は発見されていない。

しかしながら、これらの検査で発見されなかった微小欠陥あるいは打上げ環境下での欠陥の発生又は成長の可能性は残り、これがアポジモータの異常燃焼、ひいてはドップラシフトの異常につながった可能性がある。

なお、このアポジモータの原形モータについて打上げ環境を模擬した振動試験等が行われたのち、燃焼試験が実施されてい

る。

(iii) 構体強度の検討

点火コマンド送出後約7.3秒までVHF送信系は正常に作動しており、この間衛星の構体は致命的な破壊に至っていなかった。しかし、念のため、アポジモータの異常燃焼により構造上検討を要する3点（第14図参照）について、強度を検討したところ、次の結果にみられるとおり、これらの部分が今回のような異常加速度を受けても破壊に至らないことを説明できることがわかった。

① アポジモータのスカートとアポジモータリングの取付部は、3.5 G相当の軸荷重に耐えられる設計となっており、正常時の最大の加速度は1.0 G程度、仕様では1.2 Gを超えないこととなっている。この最大限1.2 Gの1.7倍の加速度が加わったとしても2.0.4 Gであり十分の余裕があるので破壊する可能性は小さい。

② スタンドオフ取付部まわりの強度については、機軸方向加速度が正常燃焼した場合の1.7倍、モータケースの半径方向の膨張量が普通4 mm程度であるものを6 mmとして解析したところ最も応力が大きいセントラルシリンダ側の安全余裕が0.63あり、この部分が破損した可能性は小さい。

③ セントラルシリンダの強度については、ECS-bの構体そのものが荷重試験に用いられ、その際第3段燃焼時の1.25%に相当する1.7.5 G相当の荷重に耐えられることが確認されている。

したがって、正常時の最大加速度1.0 G程度の1.7倍の加速度が加わったとしても、セントラルシリンダが破壊に至らなかった可能性があると考えられる。

(2) アポジモータ上部の温度の異常上昇

(i) 状 況

アポジモータ点火から電波途絶に至るまでのテレメトリデータの中に、アポジモータ上部に装着されたサーミスタ温度センサのデータ（2秒間隔）がある。このアポジモータは、ETS-II、ECS-aとほぼ同じ型式のものであり（第13図参照）、第15図に示すようにほぼ同じような場所にサーミスタ温度センサが装着されているため、アポジモータ点火後の温度もそれらとほぼ同様の变化となるはずである。しかし、ECS-bでは、第10図に示すように、アポジモータ上部の温度が、ETS-II及びECS-aと異なり異常な上昇を示している。

なお、アポジモータ下部の温度データは、3.2秒間隔で取得されており、点火直後に1点計測されているが、この温度には変化が現われていない。

(ii) 原 因

アポジモータ上部の温度が異常上昇した原因としては、

- ① 温度テレメトリデータの誤り
- ② アポジモータ上部からの燃焼ガスの漏れ
- ③ アポジモータ下部からの燃焼ガスの漏れ
- ④ アポジモータのインシュレーションとモータケースとの剝離
- ⑤ アポジモータの異常燃焼

が考えられ、それぞれについて原因となり得る可能性を検討した結果は、次のとおりである。

① 温度テレメトリデータの誤り

温度テレメトリデータの誤りについては、電波途絶まで他のテレメトリデータは正常に送られていることから、温度データを伝送する回路の異常及びサーミスタ温度センサの故障の2つが考えられる。しかし、これらの異常又は故障により、第10図に示すように数秒間規則的な変化を示すことは考えられないので、温度テレメトリデ

ータの誤りが原因となる可能性はない。

② アポジモータ上部からの燃焼ガスの漏れ

アポジモータ上部からの燃焼ガスの漏れによる温度上昇の原因については、アポジモータのセーフ／アーム装置（アポジモータの点火安全装置）のシール不良，セーフ／アーム装置の破損，セーフ／アーム装置取り付け部の破損又はモータケースの破損が考えられる。

セーフ／アーム装置のシールは、所定のOリングを使用し、手順通り組み立て、取り付けられ、漏えい試験が行われているので、この部分から燃焼ガスが漏れる可能性は小さいと考えられる。また、この部分から燃焼ガスが漏れた場合は、より急激なアポジモータの破壊が起こるものと考えられ、点火コマンド送出後約7.3秒間もテレメトリデータが取得できないと考えられる。

セーフ／アーム装置，セーフ／アーム装置の取り付け部又はモータケースの破損についても、もしこれらが破損して燃焼ガスが漏れたとすると、破損部が急速に拡大しより急激な温度上昇になることが考えられること、数秒間も燃焼が継続することが考えにくいこと、破損に伴う加速度の異常変化によるドップラシフトの異常が認められないことから、これらが原因となる可能性は小さいと考えられる。

③ アポジモータ下部からの燃焼ガスの漏れ

アポジモータ下部からの燃焼ガスの漏れによる温度上昇の原因としては、アポジモータノズルの破損とアポジモータ後面熱遮蔽の破損が考えられる。しかし、アポジモータのノズルが破損すれば、推力が低下するので、数秒間持続したVHF電波のドップラシフトの異常増加を説明し得ない。

また、アポジモータ後面熱遮蔽が破損したとしても、燃焼ガスの噴射方向から考えてサーミスタ温度センサの温度上昇は考えにくい。

なお、推進中のクラック等により異常燃焼が起こり、異常な内圧

上昇により、アポジモータ上部又は下部から微量な燃焼ガスの漏れが生じ、これによってサーミスタ温度センサの異常温度上昇が起き、点火コマンド送出約7.3秒後にはこの部分が決定的な破損に至ったことも想定される。しかし、アポジモータ上部に装着されたサーミスタ温度センサ以外の衛星各部のサーミスタ温度センサには、異常なデータが見られないこと及び異常燃焼によって内圧が非常に高かったことを考慮すると、漏れが生ずれば、直ちに急速な破損に発展するものと考えられることから、この可能性は小さいものと考えられる。

④ アポジモータのインシュレーションとモータケースとの剥離

アポジモータのサーミスタ温度センサ取付部にインシュレーションとモータケースとの間の剥離が存在し、インシュレーションの欠陥を通して燃焼ガスがこの剥離部分に入り込んだものとすれば、今回のような異常な温度上昇を示す可能性があると考えられる。

⑤ アポジモータの異常燃焼

アポジモータの燃焼については、もし推進中のクラック又はインシュレーションと推進との間の剥離が存在すれば、推進の燃焼面積が正常燃焼の場合より大きくなり、アポジモータの異常燃焼が生じ、これが異常な温度上昇につながる可能性がある。

特に、サーミスタ温度センサがはりつけられている部分に推進中のクラック又はインシュレーションと推進との間の剥離が存在すれば、その部分に火炎が入り、その熱伝達によりサーミスタ温度センサが急速な温度上昇を示すことが考えられる。

アポジモータ上部の温度上昇に関する熱伝達メカニズムについては、正常に燃焼したETS-IIの温度上昇を説明できるような数学的モデルを設定し、このモデルを用いてECS-bにおいてサーミスタ温度センサ取付部のモータケース内側に点火直後に直接火炎

が到達した場合の数値解析を行ったところ、ECS-bのアポジモータ上部の温度の異常な上昇をほぼ説明できることがわかった。

(3) VHF電波及びテレメトリ信号の異常

(i) 状 況

VHF電波の強度の変動は、受信AGCレベルの変動として、増田及び勝浦の追跡管制所、郵政省電波研究所鹿島支所並びにNASAのグアム追跡局の計4局で記録された。またテレメトリ信号はNASAオローラル追跡局（オーストラリア）で受信したものも含め、合計5局分の記録が得られている。これらの記録には受信位置、受信装置等の違いによる若干の差が現われているが、共通的な事象は次のとおりである。（第11図参照）

- ① 点火コマンド送出後7.31秒までVHF電波及びテレメトリ信号には異常は認められないが、その後0.02秒間、VHF電波が一時的に減衰し、この間のテレメトリ信号に乱れが発生した。
- ② この後、0.26秒間、電波及びテレメトリ信号はほぼ回復したが、左旋円偏波受信AGCレベルは異常前に比べて約2dB低く、またテレメトリ信号のうねりが次第に顕著になった。
- ③ 点火コマンド送出後7.59秒から0.05秒間、衛星からの電波が中断し、その後0.02秒間低いレベルで電波が受信されたが、点火コマンド送出後7.66秒には、衛星からの受信電波が途絶えた。

以後、回復のためのコマンドに対してECS-bからの電波は一切受信できなかった。

(ii) 電波途絶に至る経過

電波途絶に至る経過は、次のようであったものと推定される。

- ① 点火コマンド送出後7.31秒の電波の一時的減衰は、VHFアンテナに導電性の構体の一部が接触して一時的な短絡が起こったもの

とすれば現象を説明することができる。この場合、この時点で衛星下部構体に破損が生じていたことになるが、その原因としては、アポジモータの異常燃焼による高い圧力によってノズル取付部付近等のモータケース下部が破損し、その衝撃又は高温の噴出ガスによって衛星下部構体が破損したことが考えられる。

- ② 電波の一時的な減衰のあとの0.26秒間の現象は、前述の短絡は解消されたものの、破損の進行によってVHFアンテナ付近の変形が進行したものとすれば説明することができる。

- ③ 点火コマンド送出後7.59秒の電波の中断は、非常に急峻に起こっている。この時点で、4本のVHFアンテナがほぼ同時に破損したとは考えにくいので、結局、VHF給電系の破断によって最終的な電波途絶に至った可能性が大きい。（第16図参照）

なお、点火コマンド送出後7.64秒からの短時間の電波は、このVHF給電系の破断個所が何らかの衝撃により一時的に再びつながった結果と考えられる。

また、この電波に異常テレメトリ信号が認められることから、この時点では破損が衛星上部のプラットフォーム上の機器まで及んでいたものと考えられる。

(4) ま と め

- (i) ドップラシフトが異常に高い増加を示した原因としては、(1)の分析結果のとおり

- ① VHF電波の地上計測系又は衛星の送信系の異常
- ② アポジモータ点火前の衛星慣性主軸のずれ
- ③ 衛星の姿勢設定の誤り
- ④ 点火直後の衛星構体の破損によるアポジモータの推力軸の変化の可能性は小さく、衛星が異常な加速度を受けドップラシフトに異常

をきたしたものと考えられる。

即ち、ドップラシフトの解析によりアポジモータは計画値の約1.5～1.7倍の加速度をもたらすような異常燃焼を起こしたものと考えられる。

(ii) アポジモータ上部の温度が異常に上昇した原因としては、(2)の分析結果のとおり

- ① 温度テレメトリデータの誤り
- ② アポジモータ上部又は下部からの燃焼ガスの漏れ

の可能性は小さく、サーミスタ温度センサ取付部のインシュレーションと推薬との間の剝離、推薬中のクラック又はインシュレーションとモータケースとの間の剝離が存在し、異常燃焼とあいまって異常な温度上昇をもたらしたものと考えられる。

(iii) このようにアポジモータの異常燃焼が考えられるものの、VHF電波の状況からみると点火コマンド送出後約7.3秒までVHF送信系は正常に作動しており、この間衛星は致命的な破損に至っていなかったものと考えられ、衛星の破損は、これ以降急速に進展したものと考えられる。

(iv) その後の電波途絶に至る過程を推定すると、破損が衛星上部から始まったとすれば、プラットフォーム上のVHF電波の送信機等は急速に破損され、点火コマンド送出約7.3秒後瞬間的に電波が減衰し、その後回復したことを説明することは、困難である。

一方、衛星下部から破損が始まったとすれば、点火コマンド送出約7.3秒後の瞬間的な電波の減衰は、破損の際の衝撃によるアンテナの瞬間的な衛星構体との短絡により生じ、その後衛星上部にも影響が及び、最終的な電波途絶に至ったものと説明することができる。

4. 今後の対策

(1) アポジモータの製作、検査、保管等

ECS-bに使用されたアポジモータは、インテルサットⅢ号系に用いられたアポジモータ(SVM-2)の設計、製作実績に基づき米国で製作されたものであり、確認試験用2個を含め、同時に製作された6個のうちの1つである。

このアポジモータは、米国において、昭和50年11月チェンバー耐圧試験、昭和51年3月推薬充てん、その後の推薬量・燃焼面積の最終調整、昭和53年7月X線検査がそれぞれ実施され、同年11月種子島宇宙センターに搬入された。受入検査におけるX線写真の結果は、米国におけるものとよい一致を示していた。

その後、このアポジモータは予め定められた環境条件の下に厳重に保管され、その後の検査においても推薬に剝離又はクラック等の異常は認められなかった。

また、ECS-bの打上げからアポジモータ点火までの状況をみると、この間のアポジモータ上部及び下部の温度は、第17図のとおりである。これはETS-II及びECS-aの場合と同様の傾向を示しており、予測された温度の範囲内であった。

(2) 今後の対策

前述のとおり、ECS-bのアポジモータについては入念な検査が実施されたにもかかわらず、点火後、異常燃焼が生じたものと考えられる。したがって、今後次の対策を講じる必要がある。

① 現行のX線検査では、推薬中のクラック又はインシュレーションと推薬との間の剝離については、X線の入射角によっては微小なものの検出が困難である。このためアポジモータに関する非破壊検査方法の改善を図ること。

② アポジモータの国産化を早急に進めるとともに、アポジモータの信頼性に関する判定基準を確立するための研究を行うこと。

③ ECS-bのアポジモータと同一ロットで生産したETS-II用の予備アポジモータが1個種子島宇宙センターに保管されているが、このアポジモータについて各種試験を行い、有効に活用すること。試験結果については当部会において評価検討を行うこととする。

なお、アポジモータの推薬は、経年変化のため、打上げ環境下において振動、温度低下等により欠陥が発生し又は成長することもあると考えられるので、アポジモータの保存期間の短縮について配慮することが望ましいと考える。

Ⅱ 総合意見

宇宙開発事業団が実施したNロケット6号機(F)による実験用静止通信衛星(ECS-b)の打上げは、ロケットの正常な飛行により、ECS-bを高い精度でトランスファ軌道に投入できたが、ドリフト軌道に投入するためアポジモータの点火コマンドを送出したところ、その約7.7秒後にECS-bからの電波が途絶したため、所期の目的を達成することができなかった。

この不具合の原因は、アポジモータに、打上げ前の検査では発見されなかったか、あるいは打上げ環境下で発生し又は成長した、推薬中のクラック又はインシュレーションと推薬との剝離があったために、アポジモータが異常燃焼を起こし、点火コマンド送出約7.3秒後に至ってその下部が破損し、さらにVHF電波の給電系の破断へと進展したことによるものと考えられる。

したがって、今後は前述のアポジモータに関する対策を確実かつ早急に実施する必要がある。

また、今回の不具合発生及びその原因究明の経験にかんがみ、以下の事項に十分留意し、宇宙開発のより一層の着実な推進を期することが望ましい。

(1) 現在開発を進めている衛星について、アポジモータ、構造等衛星全体について再点検を実施し、その信頼性の一層の向上に努めること。

(2) 衛星を構成する主要部分について、その信頼性を確認するための試験を充実させるとともに、国産化を極力自主技術により進め、衛星開発の技術基盤のより一層の強化を図ること。

また、その際には関係試験研究機関とのより一層の緊密な連携を図ること。

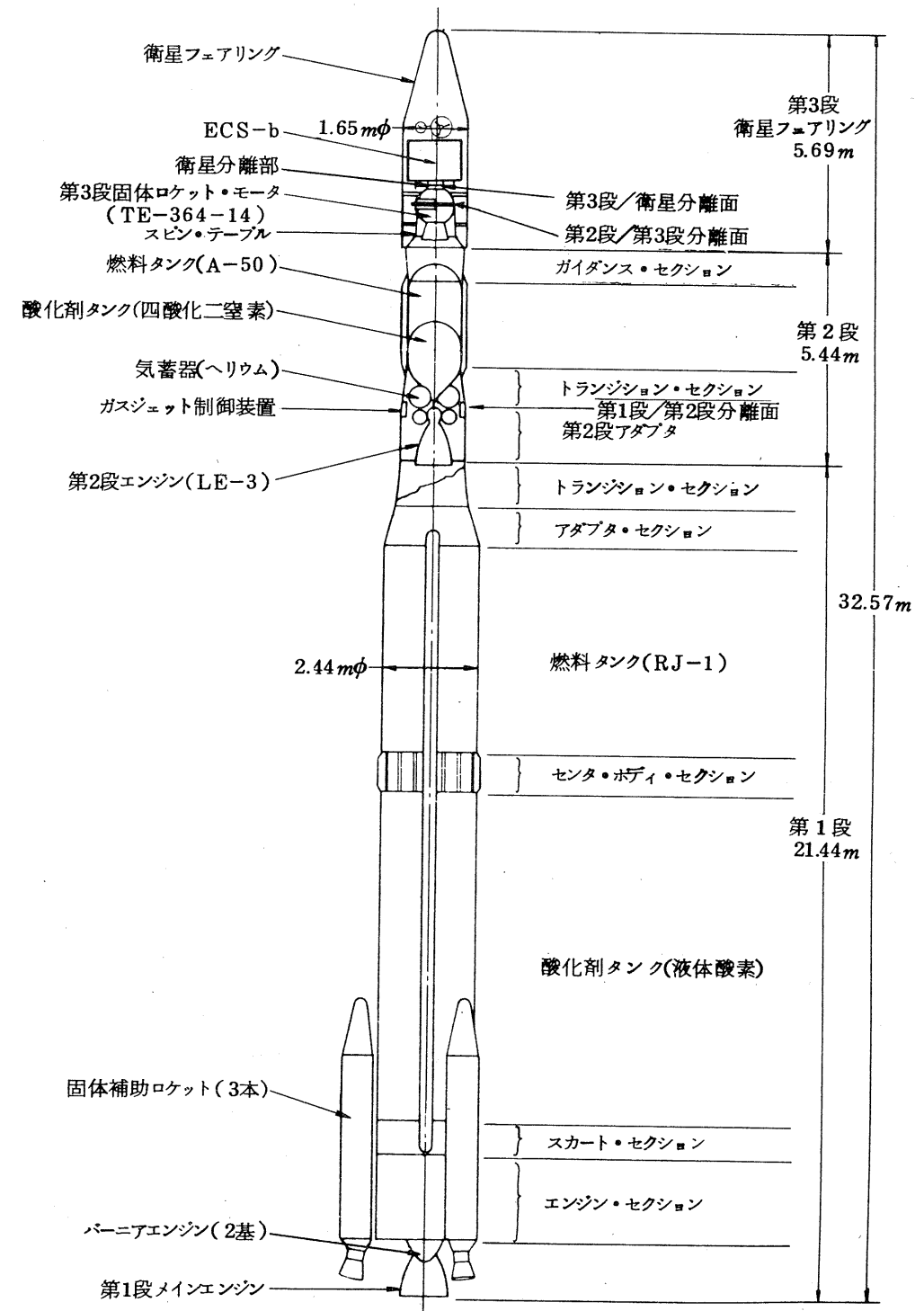
(3) 現時点における衛星の開発は、技術開発段階にあるため、衛星の状態に関するデータをできるだけ多種類かつ高頻度に取り得し得るよう配慮すること。

第1表 Nロケット6号機(F)の主要諸元

全 段						
全 長(m)	3 2.5 7					
外 径(m)	2.4 4					
全 備 重 量(t)	9 0.3 8 (人工衛星及び衛星分離部を除く)					
誘 導 方 式	電波誘導方式					
各 段						
項目	各段等	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)		21.44	7.25	5.44 *1	1.37 (固体モータ長)	5.69
外 径(m)		2.44	0.79	1.62	0.94 (固体モータ径)	1.65
全 備 重 量(t)		7 0.21	1342 (3本分)	5.75 *1	0.75 *2	0.25
推進薬重量(t)		66.53	11.24 (3本分)	4.73	0.56	
平均 推 力(t)	メインエンジン 77.11 *3 パーニアエンジン 0.49×2 *3		7097 *3 (3本分)	5.44 *4	3.95 *4	
燃 焼 時 間(s)	メインエンジン 218.5 パーニアエンジン 224.5		39.1	約250	40.9	
推 進 薬 種 類	液化酸素 / R J - 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 /A-50	ポリブタジエン系 コンボジット固体 推進薬	
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 249 *3 パーニアエンジン 209 *3		238 *3	285 *4	291 *4	
姿 勢 制 御	ピッチ・ ヨー	メインエンジン ジンバリング		エンジンジンバリング ガスジェット	スピン安定	
	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 2600MHz帯 トーン変調		1) 誘導用レーダトランスポンダ 5600MHz 帯 2) テレメータ送信装置 2300MHz帯 PCM/PM 3) 指令破壊受信装置 2600MHz 帯 (2台)トーン変調 4) 追尾用レーダトランスポンダ 5500MHz 帯		1) テレメータ送信装置 290MHz 帯 PAM/FM/PM PCM: Pulse Code Modulation (パルス符号変調) PAM: Pulse Amplitude Modulation (パルス振幅変調)	
	PDM: Pulse Duration Modulation (パルス巾変調) FM: Frequency Modulation (周波数変調) PM: Phase Modulation (位相変調)					

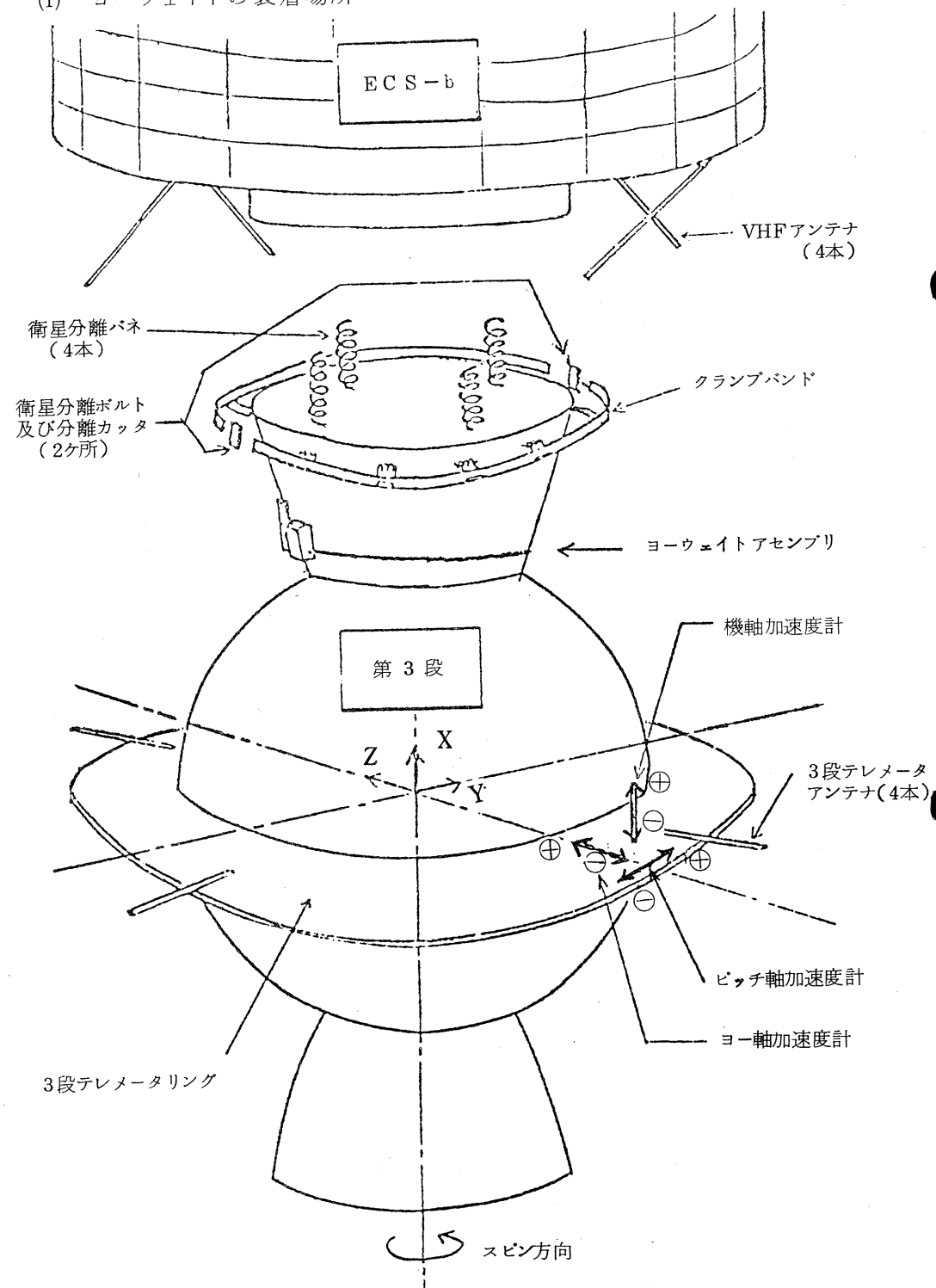
*1 第2段アダプタを含む。 *3 海面上
*2 スピントーブルを含む。 *4 真空中

第1図 Nロケット6号機(F)の全体図



第2図 第3段ロケットのヨーウェイトアセンブリの主な改良点

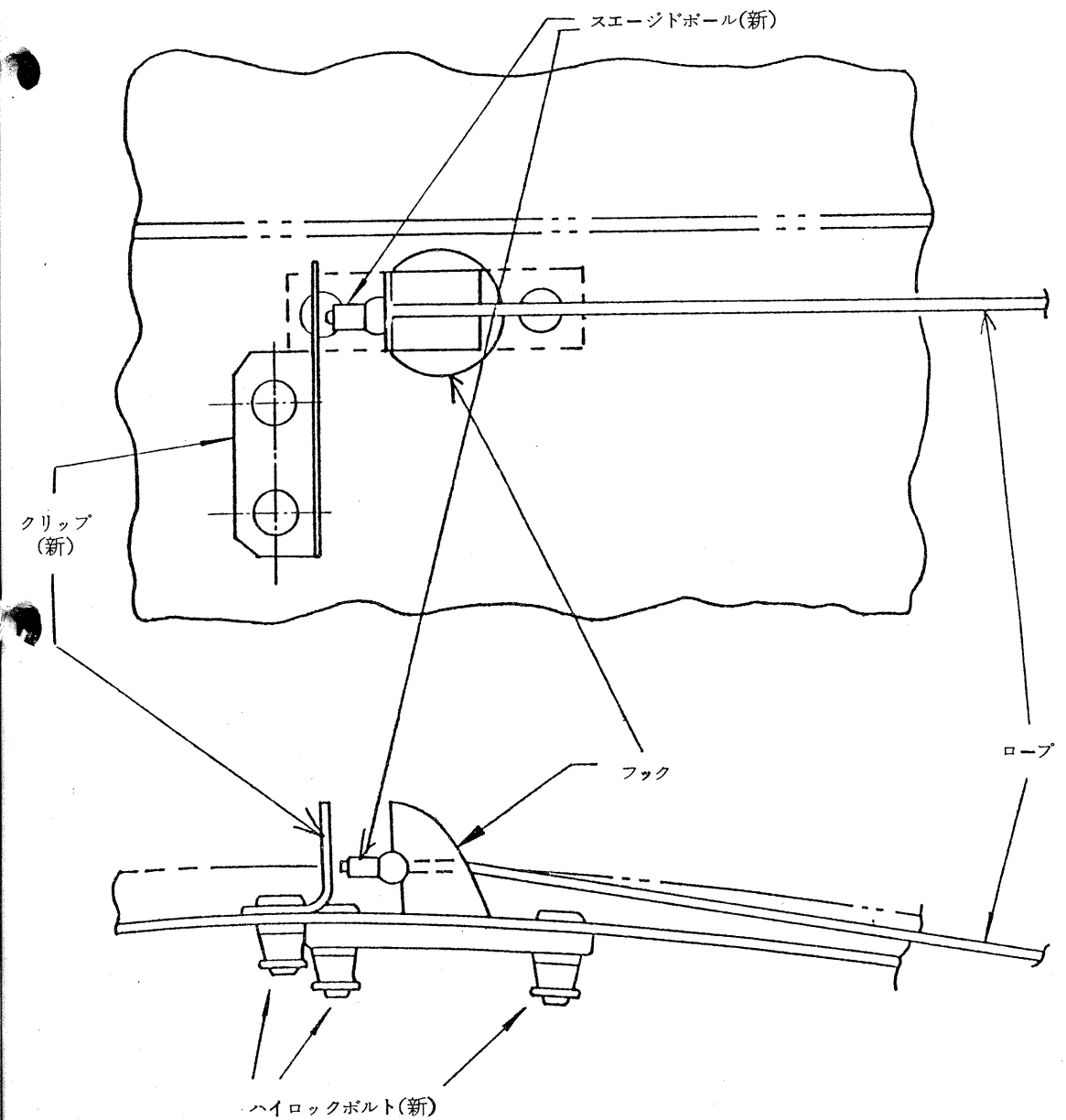
(1) ヨーウェイトの装着場所



(2) スエージドボールの形状変更



(3) クリップ取り付けとハイロックボルトの装着



第2表 ECS-b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1.4 m 高さ 約1.6 m (ロケット/衛星分離面から)	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) (2)メカニカル・デスピン・アンテナ(MDA)ロータリ・ジョイント (3)Cバンド・オムニ・アンテナ	・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。 ・広帯域通信信号の中継 ・広帯域、狭帯域の選択が可能 ・Cバンド測距信号の中継 ・Cバンドビーコン信号の発信 ・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 ・スピン軸に垂直な方向に放射パターンを有する円環状のアレイ・アンテナ	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 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 アンテナ利得: -10 dB (スピン軸直交面より±10°以内)
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VHF4素子モノポール・アンテナを送信及び受信に共用する。 ・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	送信機出力 2 W 送信周波数 13.6 MHz帯 受信周波数 14.8 MHz帯 64ワード/メイン・フレーム 250ビット/s 128ビット/s 変調方式: FSK/AM・PM方式

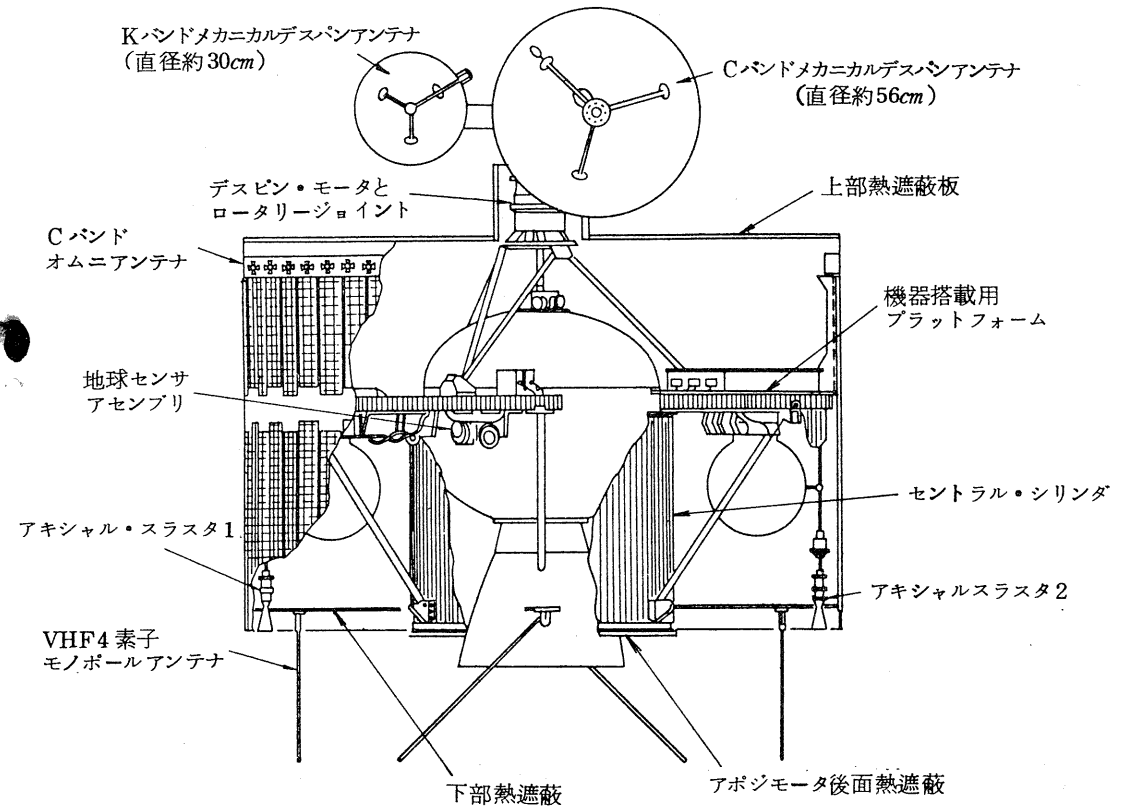
項 目	説 明	主要な性能パラメータ
5. 電源系	・2個の半円筒形太陽電池アレイ ・1個のNi-Cd蓄電池 (容量: 3 AH) ・電力制御器がバーチャル・シャント方式でメイン・バス電圧を制御	太陽電池起電力 (1年後) 春秋分時 112 W以上 夏至時 101 W以上 バス電圧 29.4 ± 0.2 V
6. 姿勢及びアンテナ制御系	・衛星の姿勢決定のための情報は地球視角、太陽角、スピン率 ・アンテナはデスピン・モータと電子回路によつてデスピンされる。 ・受動形ニューテーション・ダンパ	地球視角 4~23° 太陽角 ±87°
7. 二次推進系	・穴長構成スラスタ ・一液式ヒドラジン推進 ・推進量は1年間の運用分を搭載	
8. アポジ・モータ	・エアロジェット社製SVM-2B 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	・機器搭載用プラットフォームを支える中央円筒構造及び支柱 ・アルミ・ハニカム構造の機器搭載用プラットフォーム	
11. 打上げ重量		約260 Kg (打上げ時) 約130 Kg (静止軌道上)
12. 軌道保持精度		緯度 ±1.0°以内 経度 ±0.5°以内
13. 設計寿命		1年以上

第3表 ECS-b「あやめ2号」追跡管制の概要

観測項目	軌道日時*		トランスファ軌道					ドリフト軌道	備考
	日	時	2月23日		2月24日	2月25日	2月25日		
			80年2月22日 18:00:41 (1)	06:30:00 姿勢変更後 (粗-1)後 第1回	13:00:00 姿勢変更後 (粗-2)後 第2回	09:30:00 姿勢変更後 (精-1)後 第3回		11:00:00 姿勢変更後 (精-2)後(5) 第4回	
イベント項目			トランスファ (2)	軌道投入				AMF後の計画値	
オペレーションの結果	基準時刻(JST)	80: 2:22 23:00:00	80: 2:23 06:30:00	80: 2:23 13:00:00	80: 2:24 09:30:00	80: 2:25 11:00:00	80: 2:25 13:46:31		(1) ロケット第3段／衛星の分離時刻を示す。
	軌道長半径(km)	242368	242295	242311	242248	242206	422421		(2) 打上げ10時間後のNASA発表の軌道要素である。
	離心率	0.7283	0.7290	0.7289	0.7289	0.7289	0.0087		(3) 遠地点高度誤差±0.1σに相当する。
	軌道傾斜角(度)	2458	2452	2450	2448	2448	0.50		(4) 軌道投入時の姿勢を示す。
	昇交点赤経(度)	31725	31716	31708	31677	31627	280.00		(5) 軌道データ及び姿勢データは予測値を示す。
	近地点引数(度)	17892	17909	17914	17971	18058	3693		
	平均近点離角(度)	17273	7155	29600	28388	8475	36000		
	遠地点高度(km)	355107(3)	355147	355150	355038	354963	362323		
	近地点高度(km)	2066	1881	1910	1896	1885	354956		
	軌道周期(分)	625.9	625.4	625.5	625.3	625.2	1440.0		
姿勢データ	ドリフトレート(度/日)						0.98		トランスファ軌道投入時の計画値
	直下点経度(度真経)						91.1		画値
	スピン軸赤経(度)	230.47 (4)	45.65	46.07	46.53	46.43	46.43		○ 遠地点高度 35422 km
	スピン軸赤緯(度)	- 6.72 (4)	-68.97	-21.90	-21.28	-21.48	-21.48		○ 近地点高度 1939 km
衛星の状況	スピンの率(rpm)	95.63 (4)	95.40	95.29	95.29	95.29	95.29		○ 軌道傾斜角 24.41 度
		正常	正常	正常	正常	正常	—		○ 近地点引数 178.74 度

* イベント開始時刻を示す。

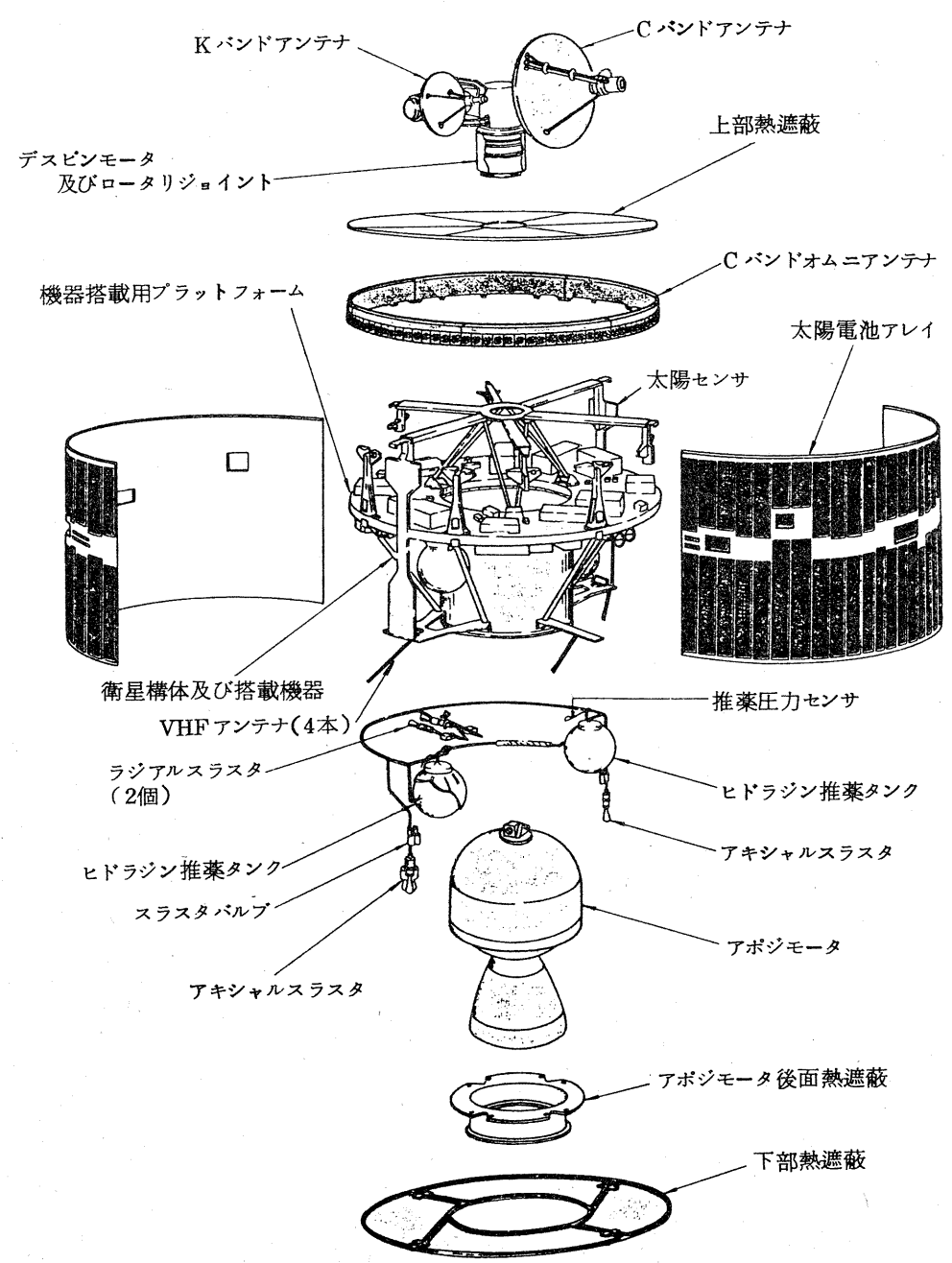
第3図 ECS-bの全体図



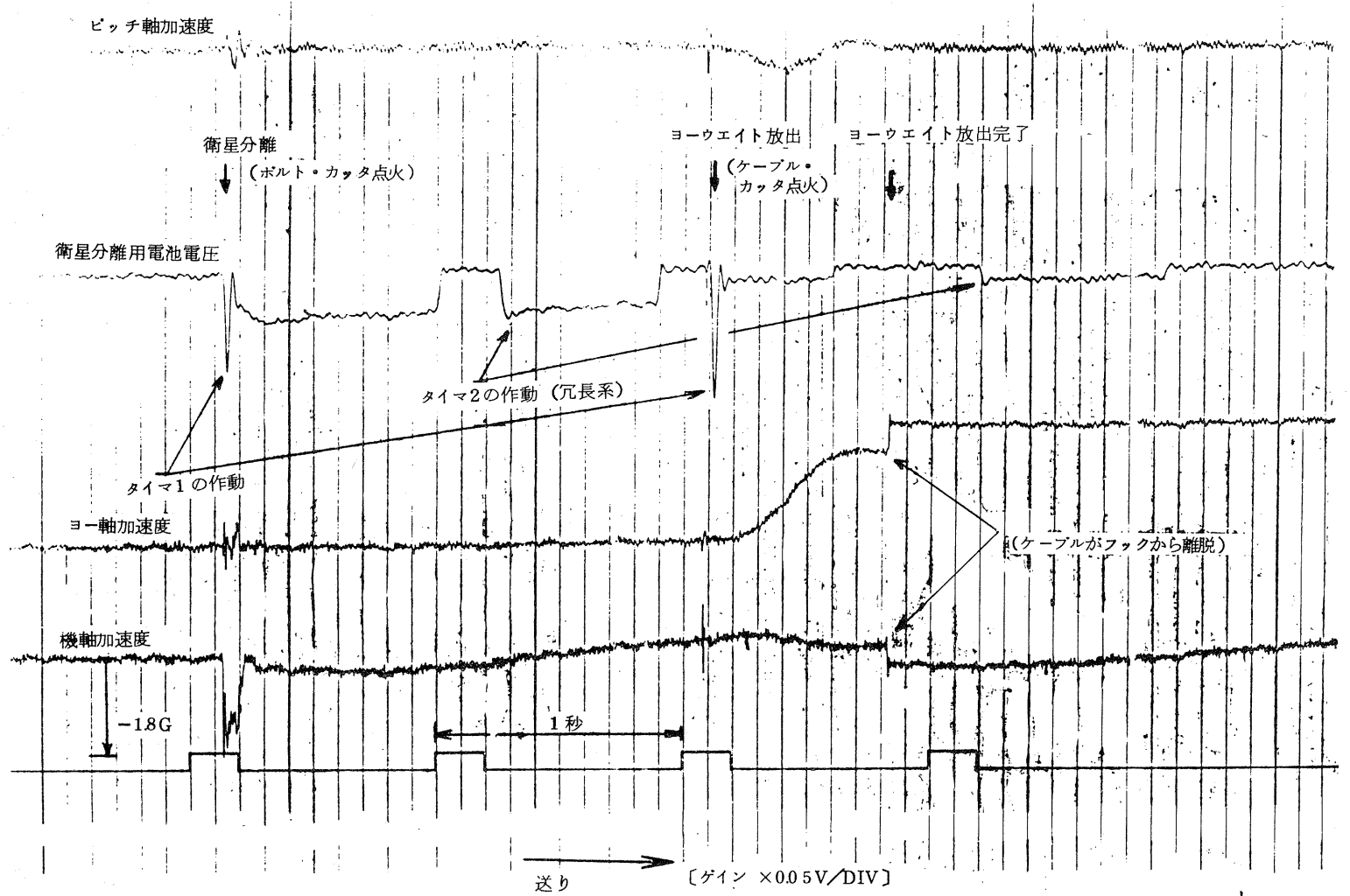
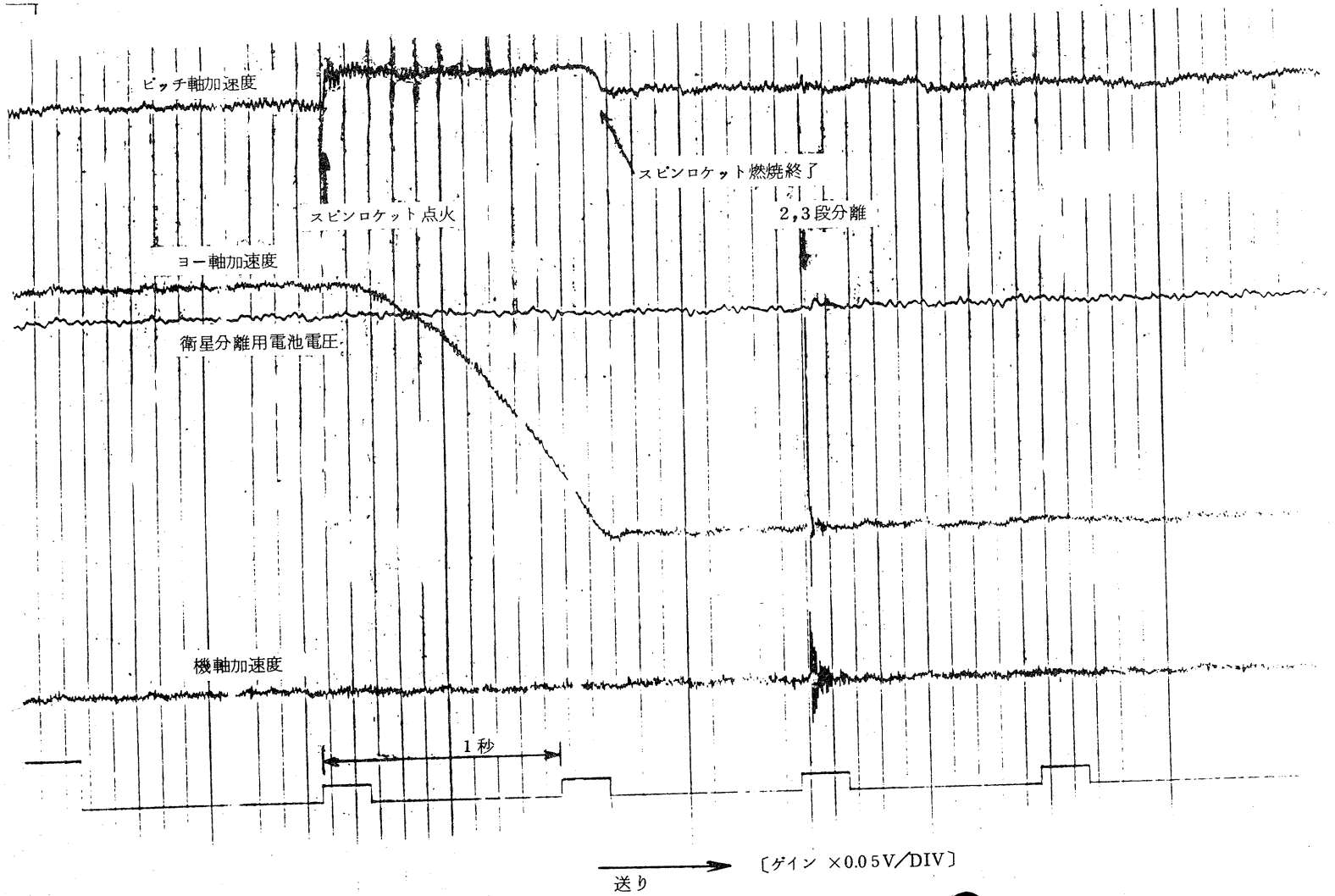
第4表 Nロケット6号機(F)打上げ結果

1. 主要イベントシーケンス (リフト・オフ後の時間)				
項 目	ECS-b/N6(F)		(参考) ECS/N5(F)	
	計 画 値	実 測 値	計 画 値	実 測 値
固体補助ロケット分離	80 秒	80.3 秒	80 秒	80.49 秒
第 1 段 燃 焼 停 止	218	221.8	218	218.85
バーニアエンジン燃焼停止	224	227.8	224	224.85
1・2 段 分 離	226	229.3	226	226.40
第 2 段 エンジン点 火	227	230.8	227	227.85
衛星フェアリング分離	251	254.8	251	252.52
第 2 段 燃 焼 停 止	475	478.9	474	473.70
スピンロケット点火	1,378	1,381.5	1,378	1,378.26
2・3 段 分 離	1,380	1,383.5	1,380	1,380.26
第3段固体モータ点火	1,393	1,399.5	1,393	1,395.8
第3段固体モータ燃焼終了	1,434	1,440.5	1,434	1,436.8
3 段・衛 星 分 離	1,538	1,541.8	1,503	1,503.16
ヨーウェイト放出	1,540	1,543.8	1,505	1,505.3
2. 電波誘導				
項 目	ECS-b/N6(F)		(参考) ECS/N5(F)	
第 1 回	135.0 秒 ~ 188.5 秒		135.0 秒 ~ 190.5 秒	
第 2 回	268.5 ~ 394.0		265.5 ~ 386.0	
第 3 回	398.0 ~ 432.5		390.0 ~ 423.5	

第4図 ECS-bの分解図

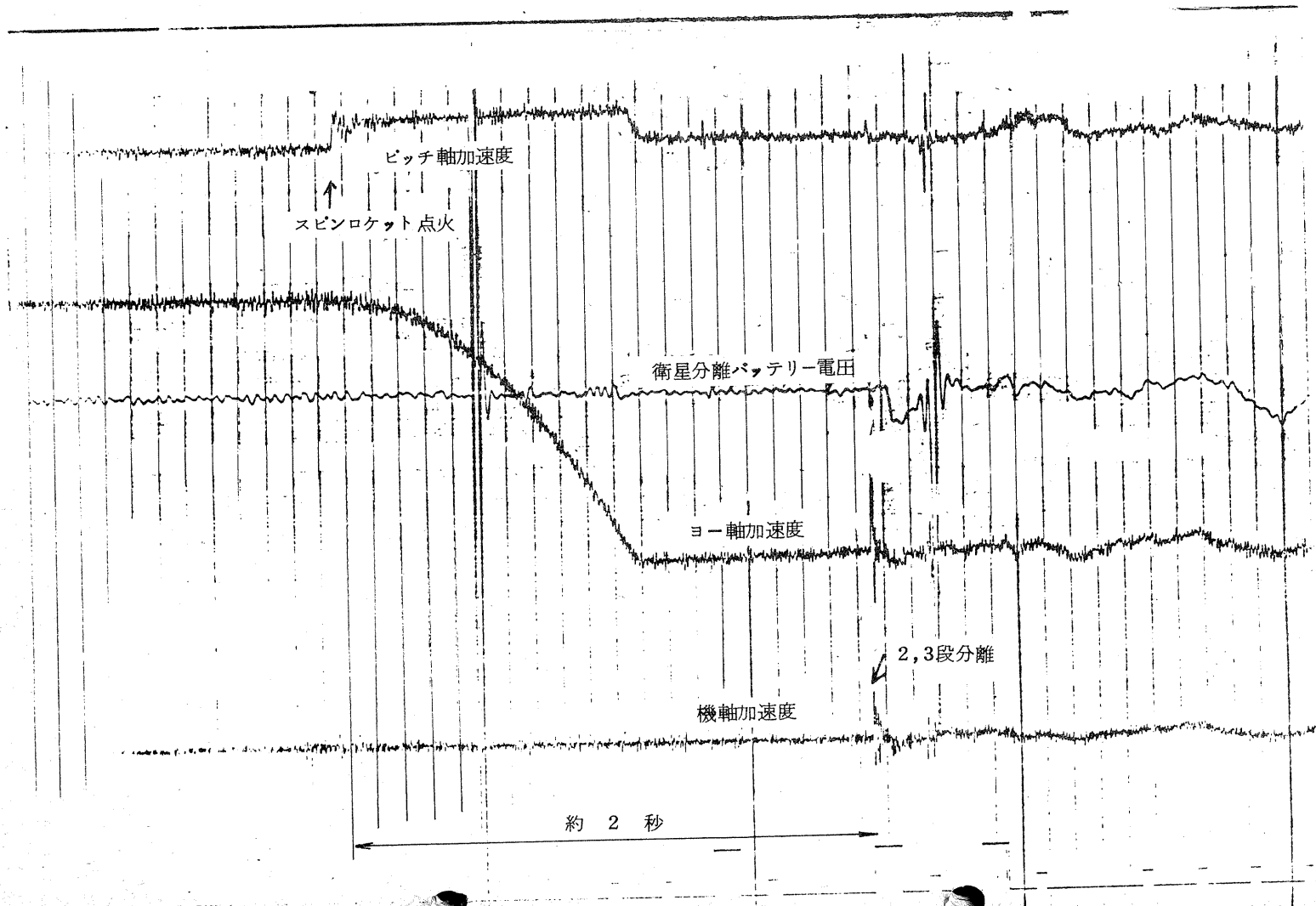


第5図 ヨーウエイト放出に関するテレメトリデータ (Nロケット6号機(F))

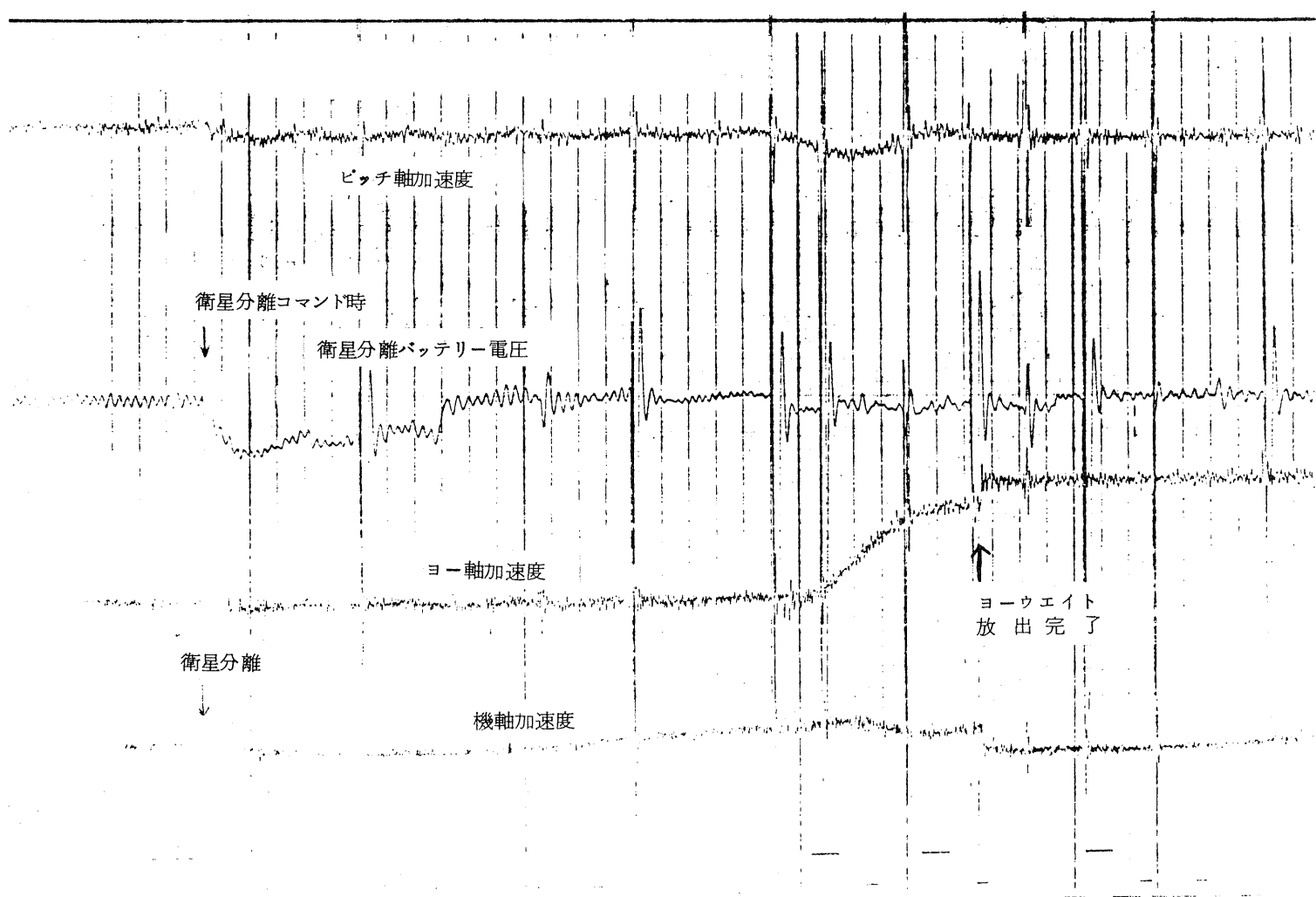


第6図 ヨーウェイト放出に関するテレメトリデータ（Nロケット3号機（F））

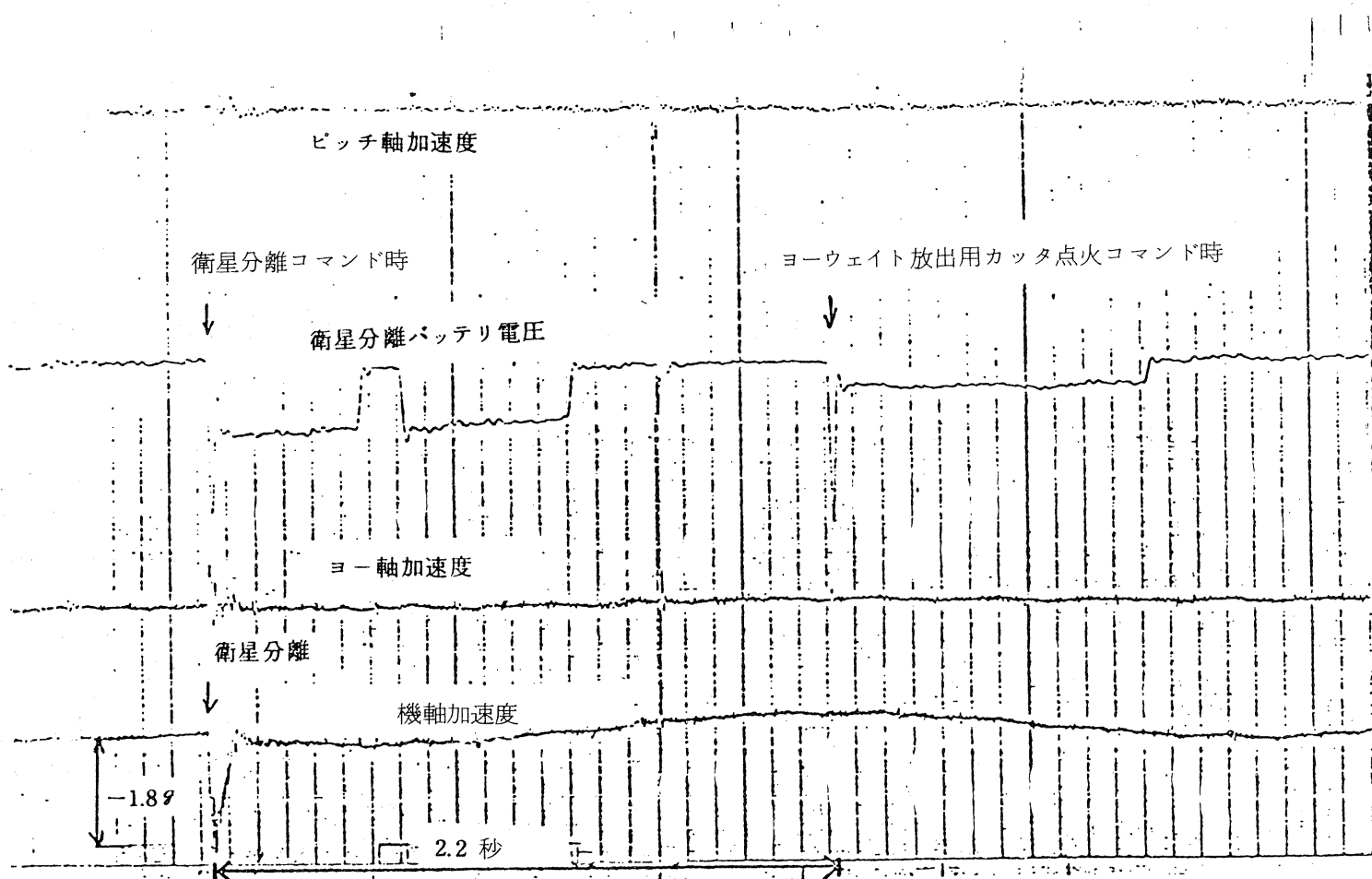
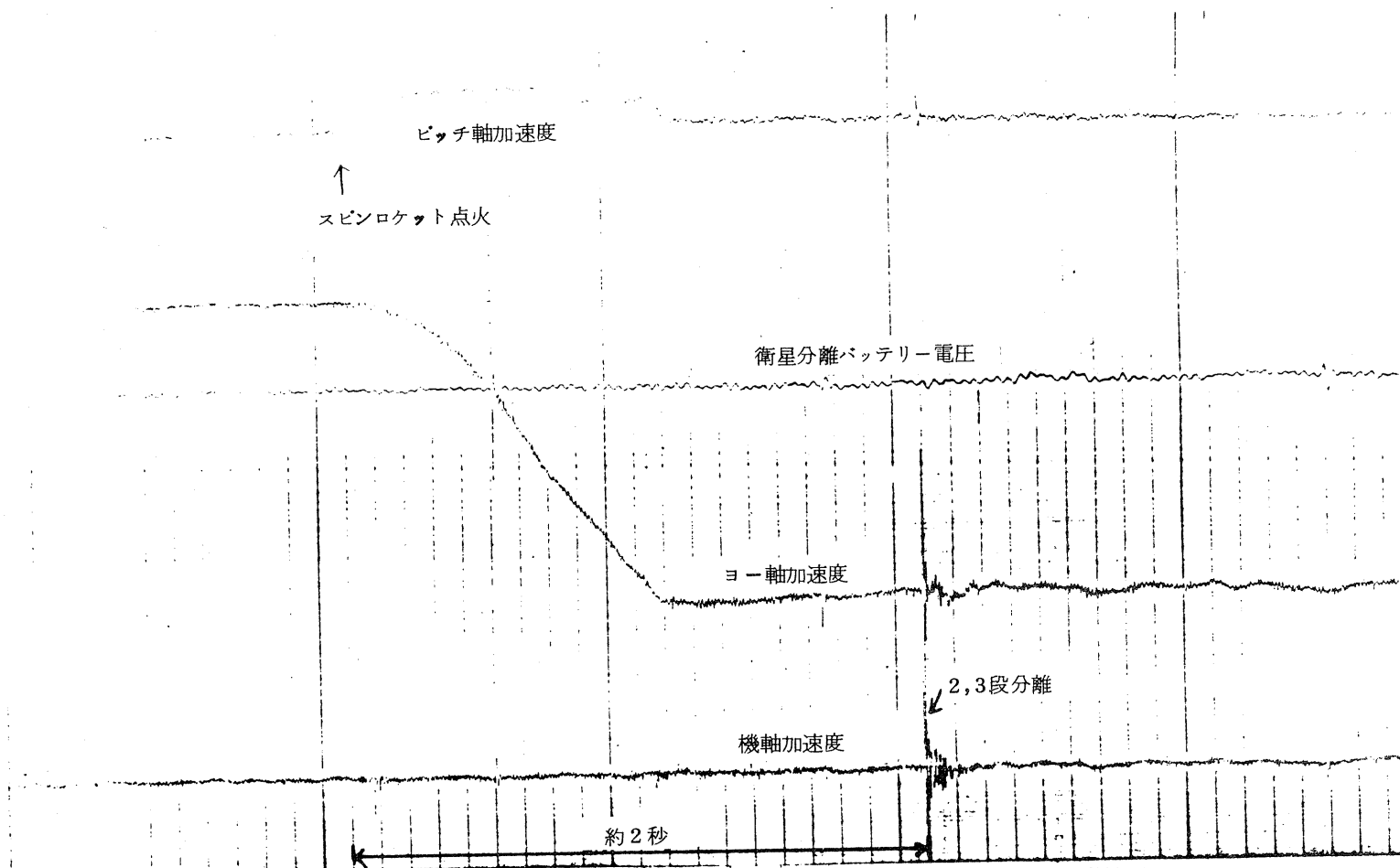
—32—



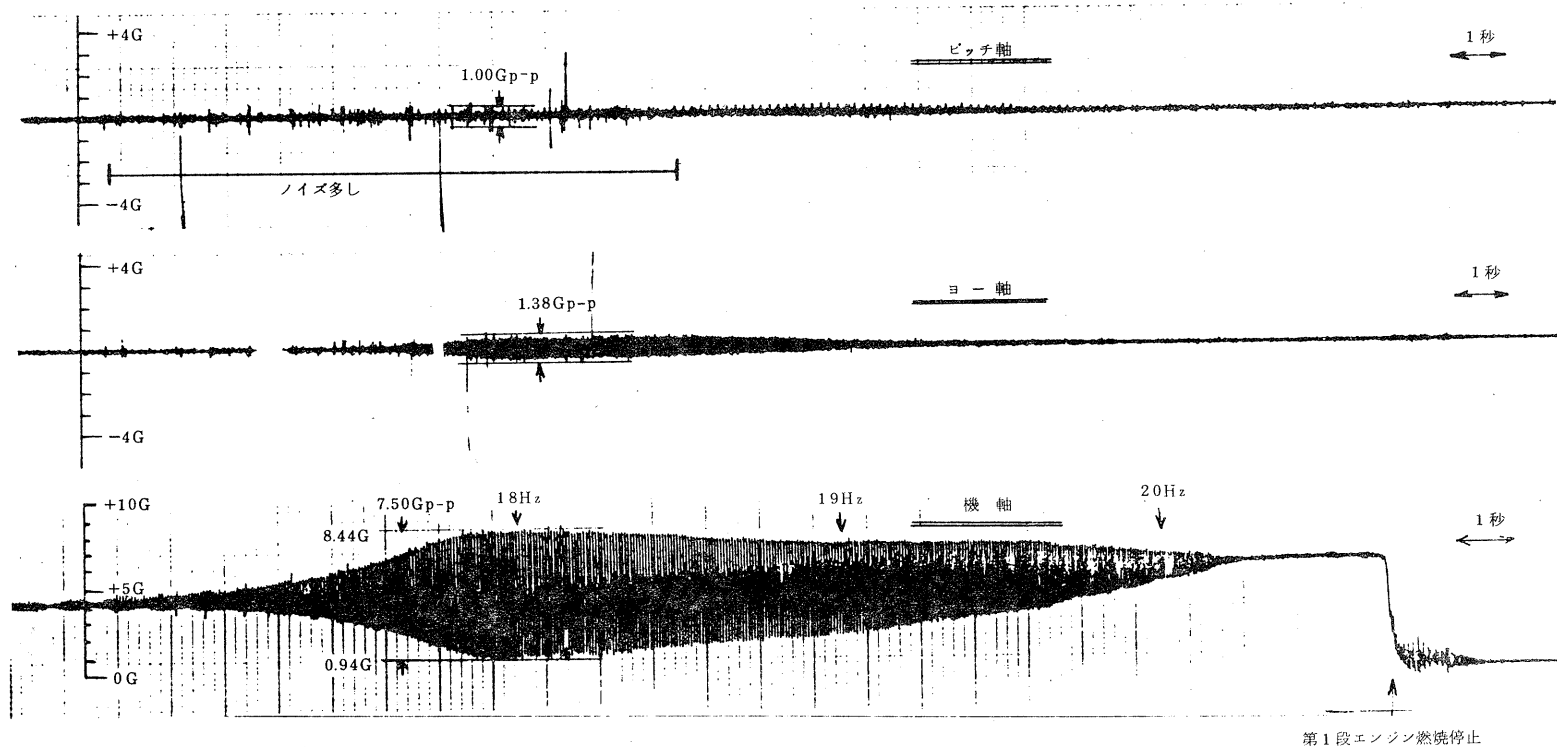
—33—



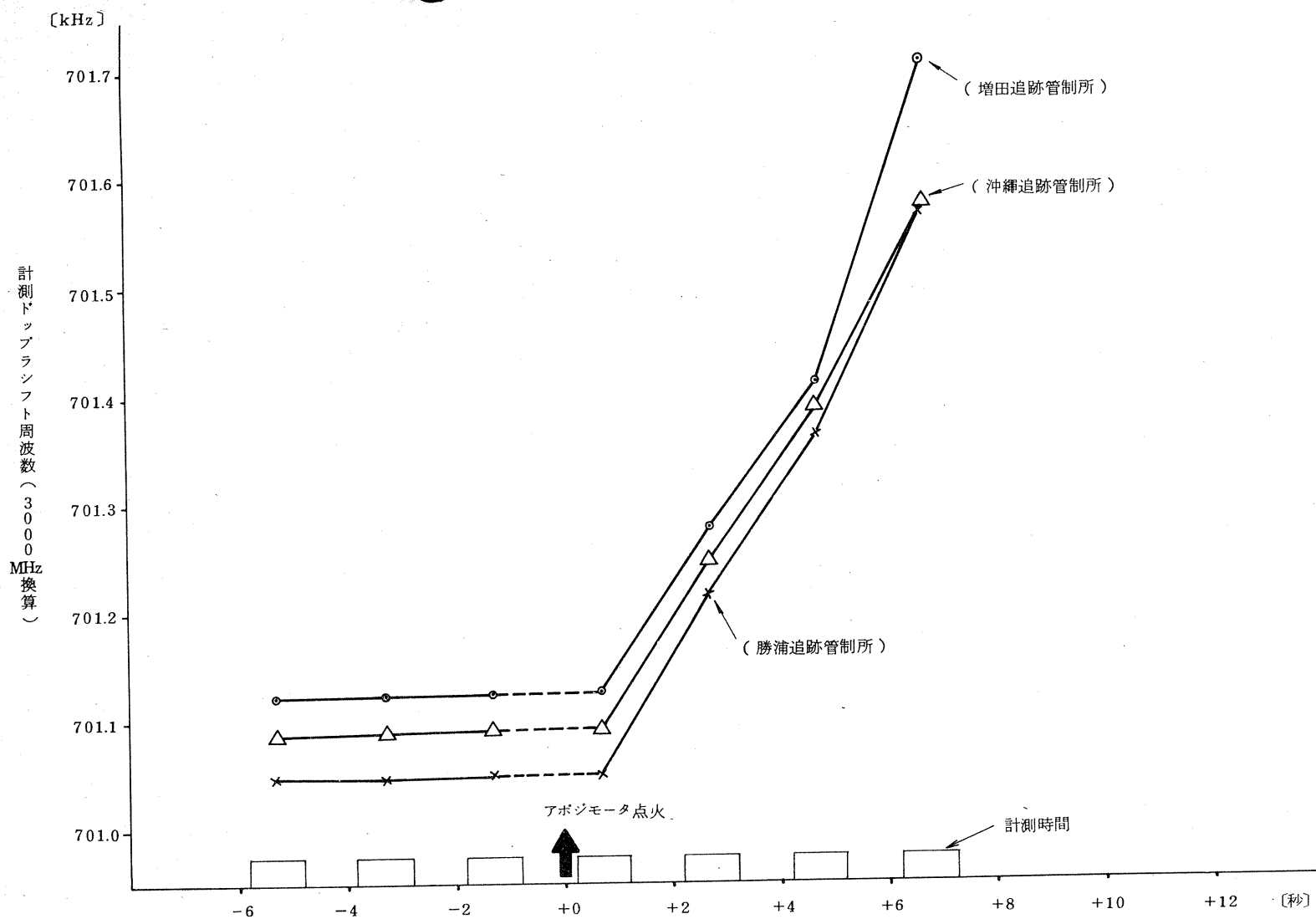
第7図 ヨーウェイト放出に関するテレメトリデータ (Nロケット5号機(F))



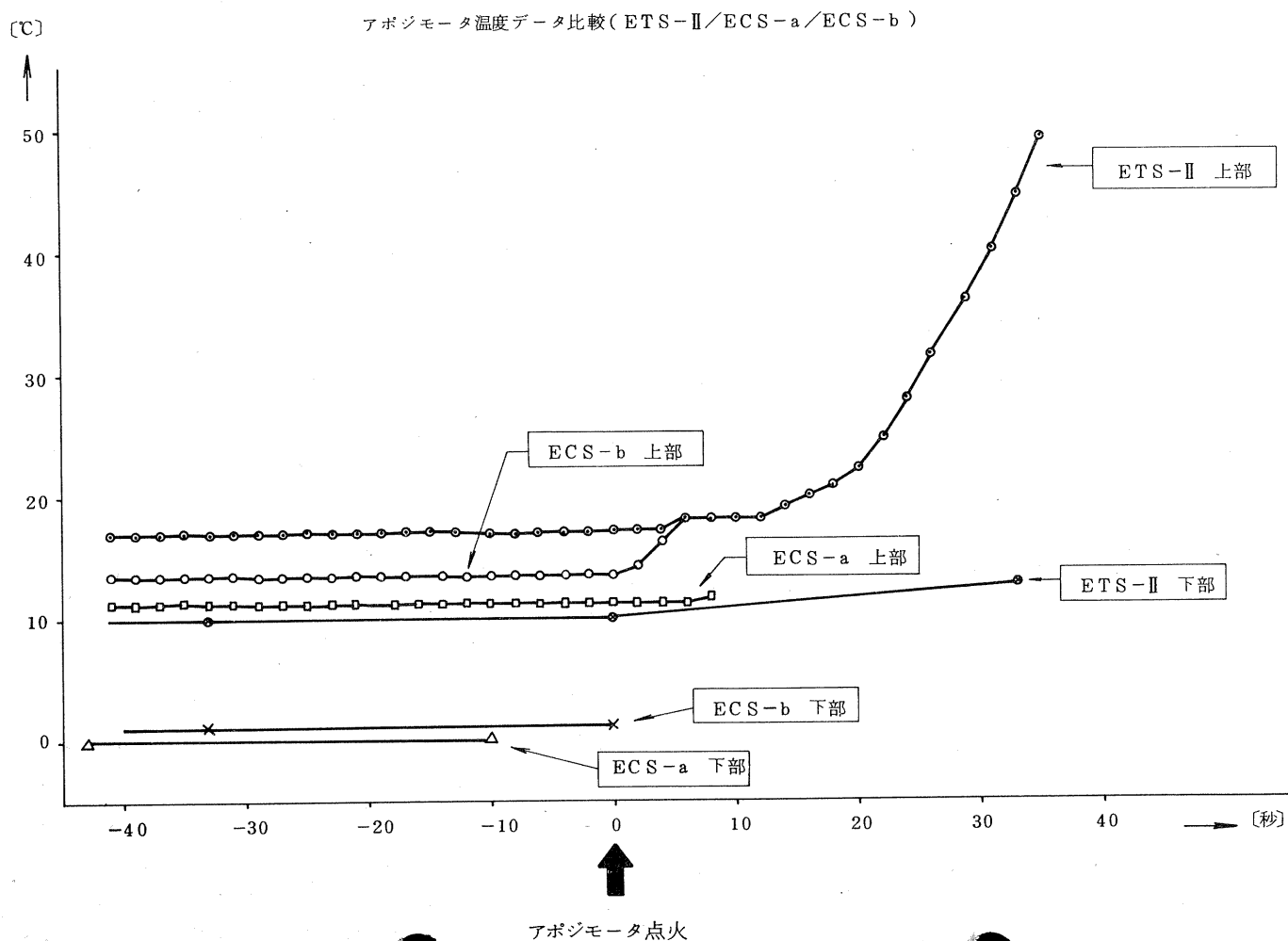
第8図 ポゴ振動時の第3段の振動



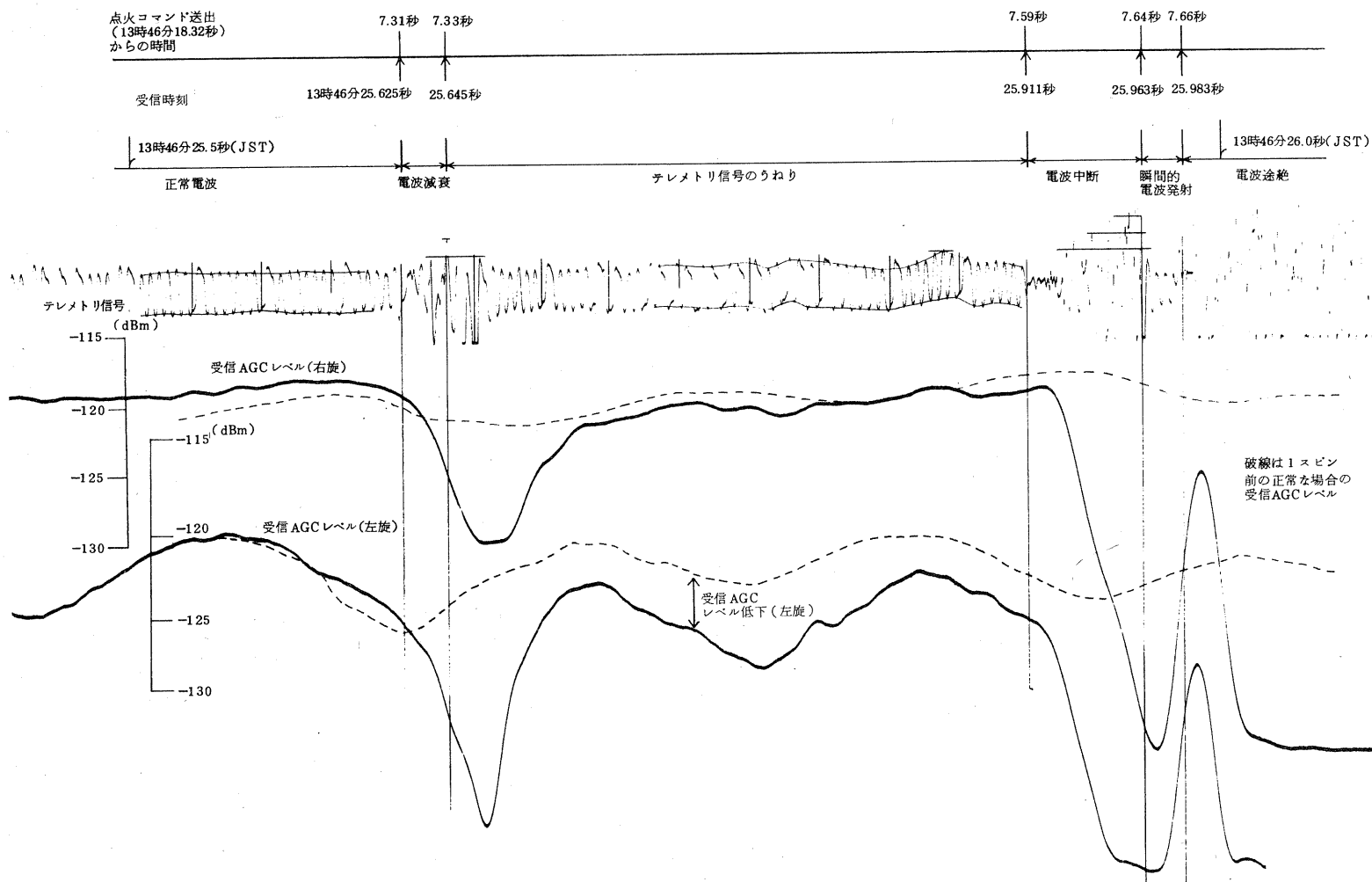
第9図 アポジモータ点火前後の衛星時刻におけるプラデータ



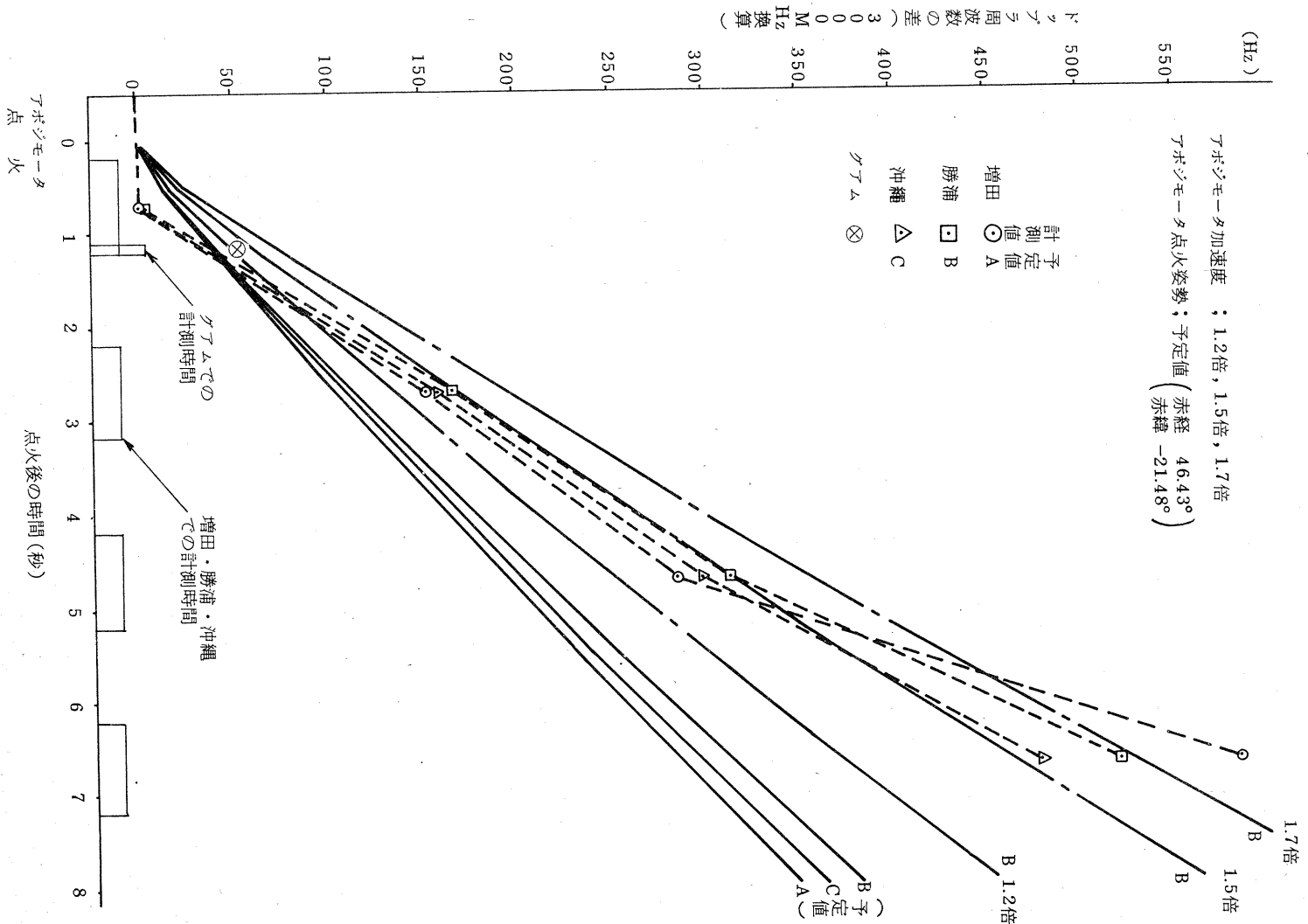
第 10 図 アポジモータ点火前後の温度変化



第 11 図 ECS-b VHF 電波の受信 AGC レベルとテレメトリ信号 (増田局)



第12図 ドップラシフトの計測値及び予定値

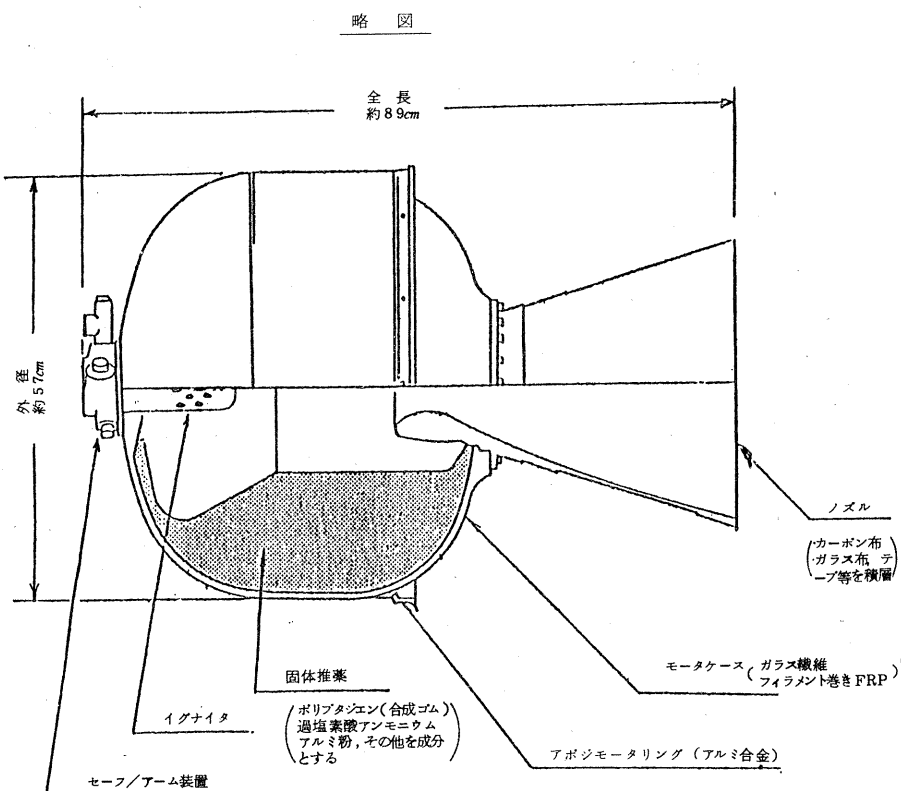


第13図 アポジモータの概要

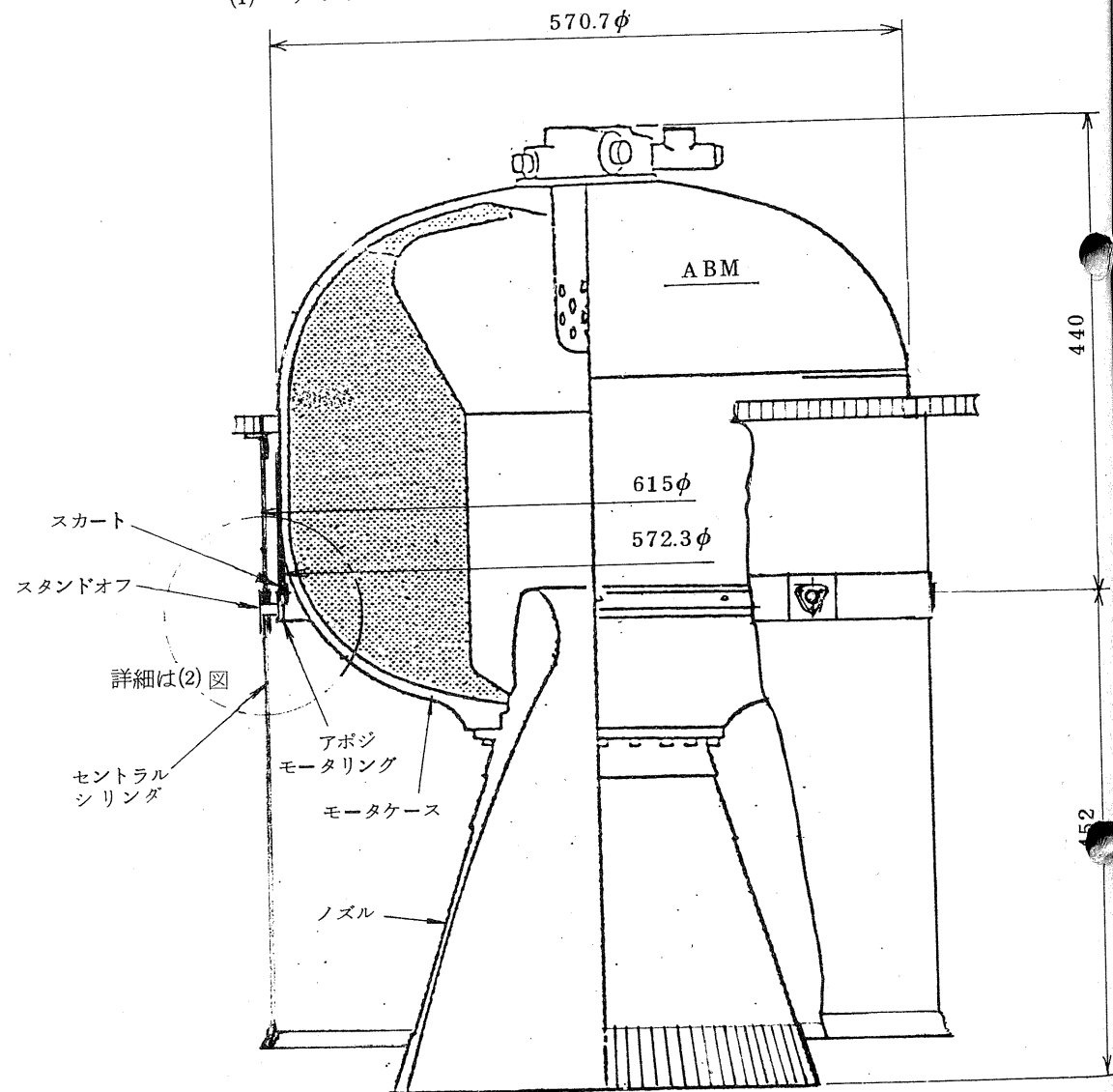
アポジモータは、トランスファ軌道の遠地点（アポジ）において、静止軌道またはそれに近いドリフト軌道に衛星を投入するために衛星を加速する機能を有するロケットモータであり、ETS-II、ECS-a、ECS-bに使用されたアポジモータの略図および主要諸元は下記のとおりである。

主 要 諸 元

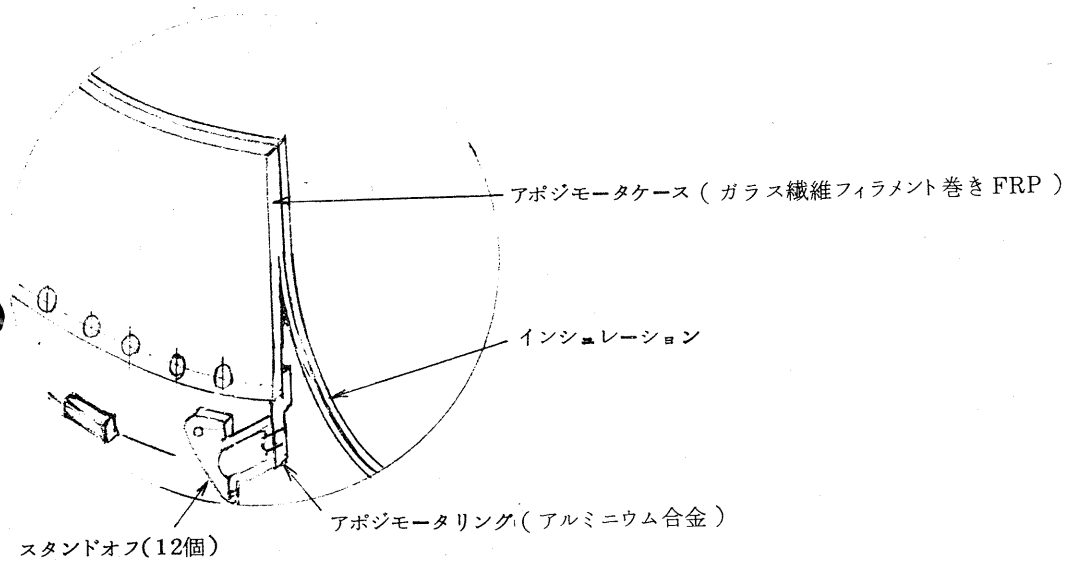
諸 元	ETS-II	ECS-a	ECS-b
全 長 (cm)	約 89	約 89	約 89
外 径 (cm)	約 57	約 57	約 57
全 重 量 (Kg)	137.20	140.26	140.38
推進薬重量 (Kg)	116.52	120.58	120.57
燃 焼 時 間 (sec)	約 23	約 23	約 23
全 推 力 (ton・sec)	約 33.2	約 34.4	約 34.4



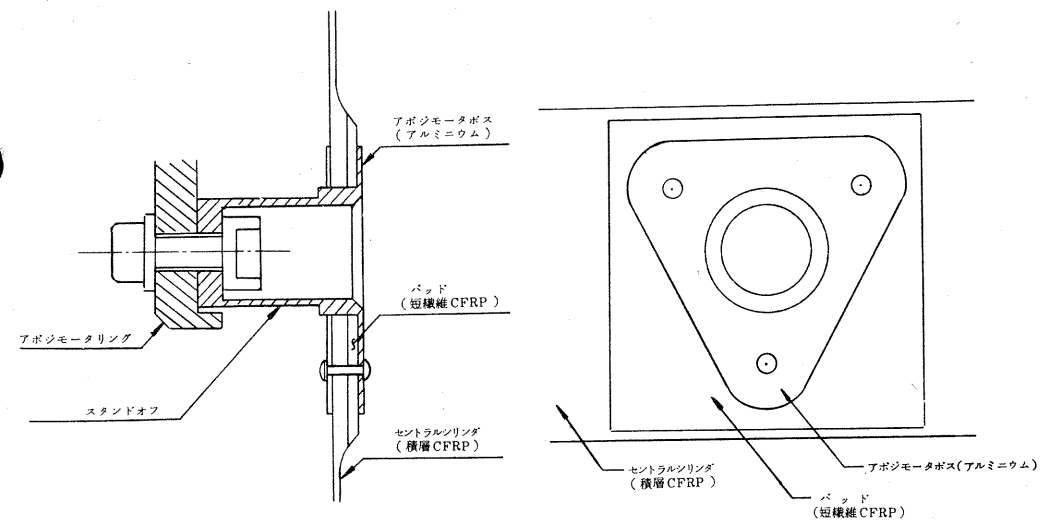
第14図 アポジモータとセントラルシリンダ取付部
(1) アポジモータとセントラルシリンダ取付部概要 (単位: mm)



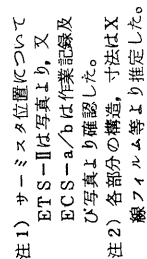
(2) アポジモータとアポジモータリング取付部 拡大図



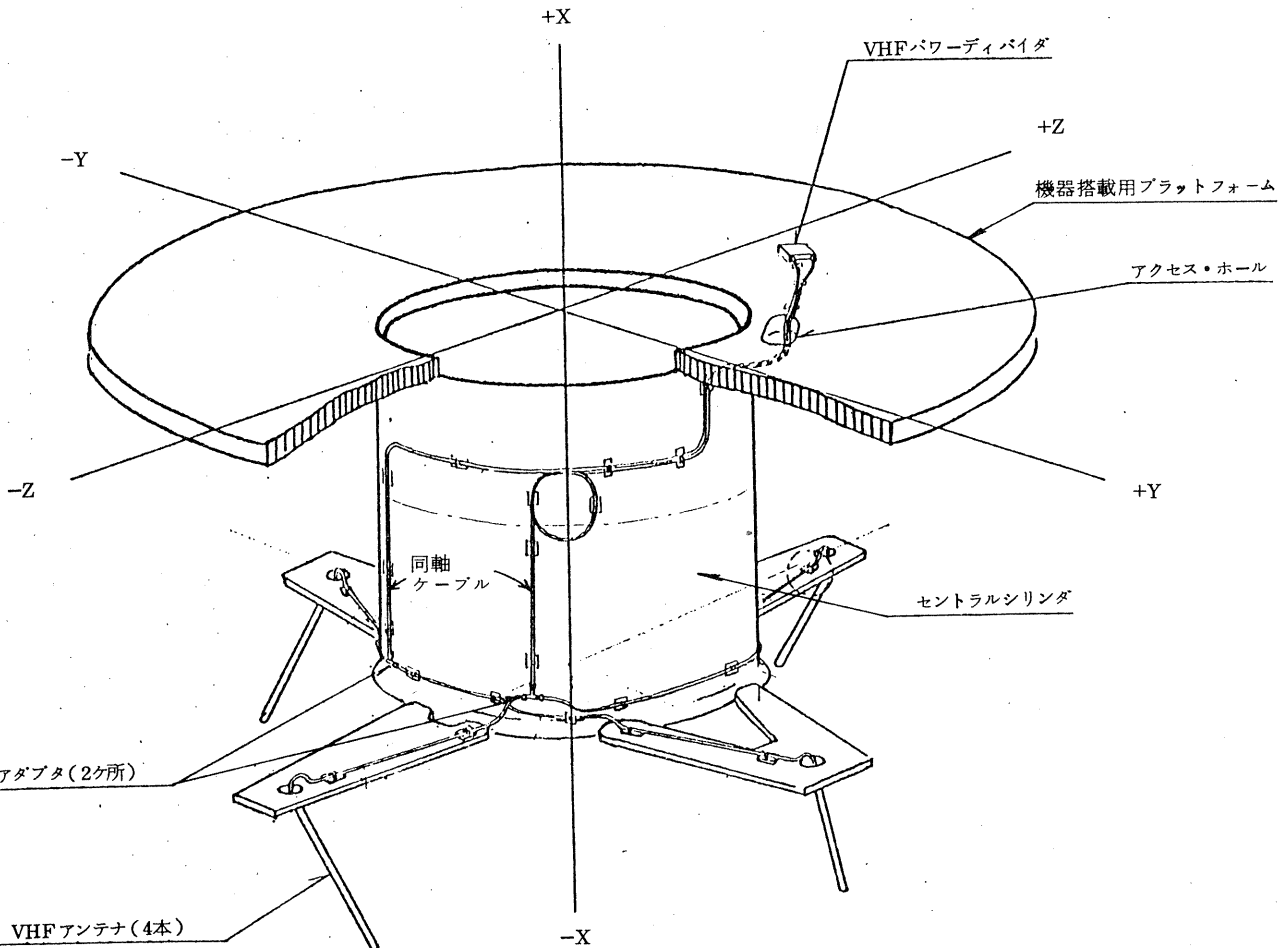
(3) スタンドオフとセントラルシリンダの取付部



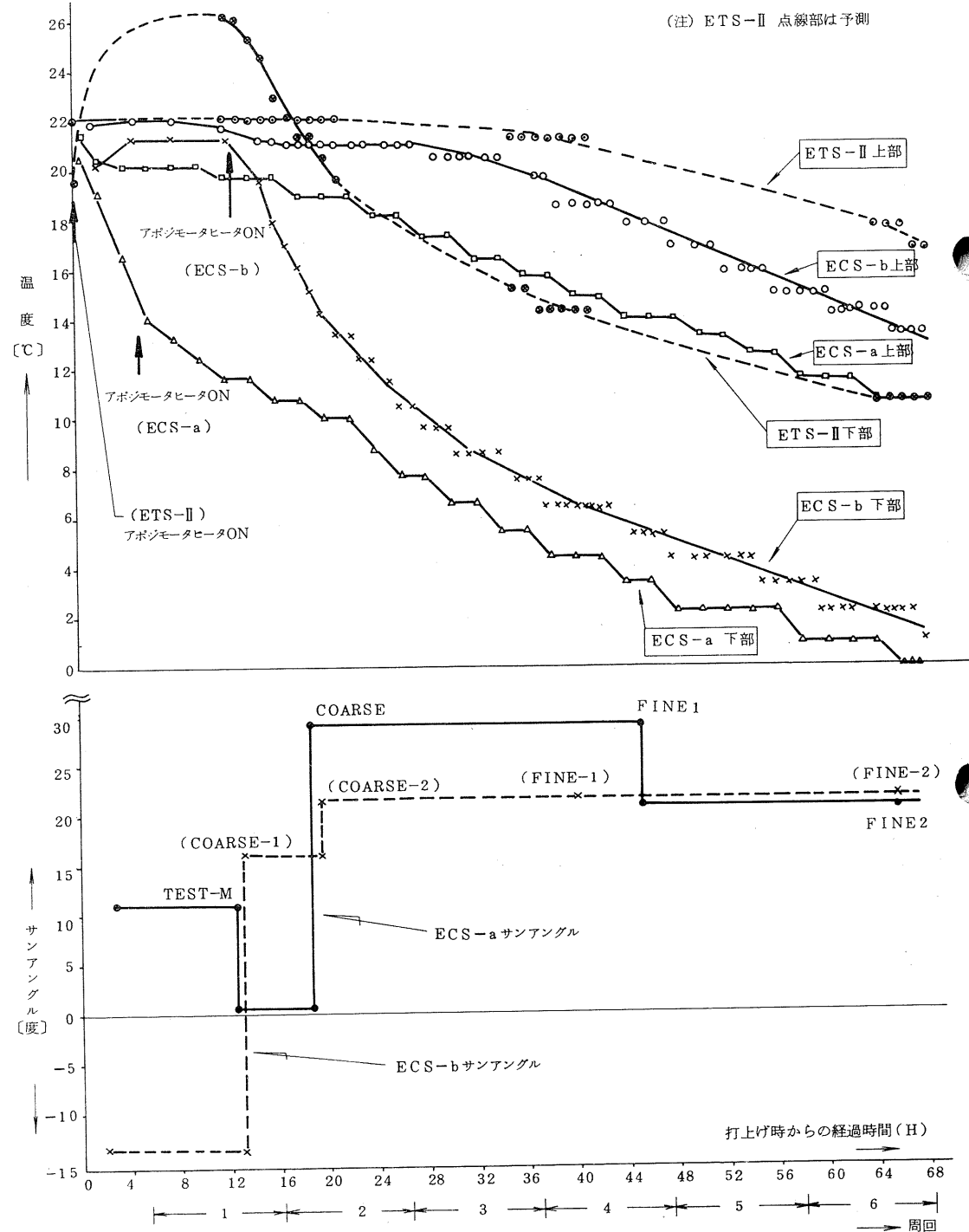
サーミスタ温度計の取付位置



VHF アンテナ, VHF 給電系取り付け図



第17図 トランスファー軌道におけるETS-II/ECS-a,-b
アポジモータ温度推移及びサンアングル



参考1

実験用静止通信衛星 (ECS-b) の打上げ
に係る不具合の原因究明及び今後の対策につ
いて

昭和55年2月26日

宇宙開発委員会決定

1. 宇宙開発事業団による実験用静止通信衛星 (ECS-b) の打上げに係る不具合について、早急にその原因を究明し、今後の対策について審議検討を行うものとする。
2. このため、第四部会において、原因究明及び今後の対策に係る技術的事項について詳細な調査審議を行うものとする。

この調査審議は、昭和55年4月末までに終わることを目指とする。

参考2

宇宙開発委員会第四部会構成員

昭和55年6月
(50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	名古屋大学工学部教授
専門委員	秋葉鐸二郎	東京大学宇宙航空研究所教授
	大島耕一	東京大学宇宙航空研究所教授
	五代富文	科学技術庁航空宇宙技術研究所主任研究官
	小林繁夫	東京大学工学部教授
	田尾一彦	郵政省電波研究所長
	中込雪男	国際電信電話株式会社研究所長
	長洲秀夫	科学技術庁航空宇宙技術研究所宇宙研究グループ総合研究官
	林友直	東京大学宇宙航空研究所教授
* 平井正一		宇宙開発事業団理事
* 平木一		宇宙開発事業団理事
	前田弘	京都大学工学部教授
	虫明康人	東北大学工学部教授

注) *印の専門委員は、今回の調査審議については、説明者として参加した。

参考3

専門委員の海外派遣について

昭和55年3月18日

宇宙開発委員会第四部会

実験用静止通信衛星(ECS-b)の不具合の原因究明及びその対策の調査審議に資するため、米国に下記の専門委員を派遣し、情報の入手に努めることとする。

記

五代富文	(航空宇宙技術研究所主任研究官)
平井正一	(宇宙開発事業団理事)
平木一	(宇宙開発事業団理事)