

H-I ロケット (3 段式) 試験機
及び技術試験衛星V型 (ETS-V)
の打上げ結果の評価について(報告)

昭和63年 2 月

宇宙開発委員会 第四部会

H-I ロケット(3 段式)試験機及び
技術試験衛星V型(ETS-V)の打上げ
結果の評価について

昭和63年2月26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8月27日に宇宙開発事業団が行ったH-Iロケット(3段式)試験機による技術試験衛星V型(ETS-V)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12月17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。

目 次

I. H-I ロケット(3段式)試験機による	
技術試験衛星V型(ETS-V)の打上げ	1
1. 打上げの概要	1
(1) 目的	1
(2) H-I ロケット(3段式)試験機の概要	1
(3) 技術試験衛星V型(ETS-V)の概要	2
(4) 打上げの経過及び結果	2
2. 打上げ結果の分析と今後の対策	4
II. 総 合 意 見	7
参考1 H-I ロケット(3段式)試験機及び	
技術試験衛星V型(ETS-V)の打上げ	
結果の評価に関する審議について	17
参考2 宇宙開発委員会第四部会構成員	18

I. H-I ロケット(3段式)試験機による 技術試験衛星V型(ETS-V)の打上げ

1. 打上げの概要

(1) 目的

今回の打上げは、H-I ロケット(3段式)試験機によって技術試験衛星V型(ETS-V)を赤道東経150度の静止軌道に投入することにより、H-I ロケット(3段式)の性能を確認するとともに、静止三軸衛星バスの基盤技術を確認し、次期実用衛星開発に必要な自主技術の蓄積を図り、併せて、移動体通信実験を行うことを目的としたものである。

(2) H-I ロケット(3段式)試験機の概要

H-I ロケットは、全長約40.3m、直径約2.4m、発射時の総重量約140トンの3段式ロケットで、重量約550kg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H-I ロケット(3段式)試験機は、第1段及び固体補助ロケットにN-II ロケットと同一のものを使用するとともに、第2段に液化酸素及び液化水素を推進薬とするエンジンを、第3段に新規に自主開発した固体モータを、また、誘導方式として慣性誘導方式を採用している。

ロケット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。

(3) 技術試験衛星V型(ETS-V)の概要

技術試験衛星V型(ETS-V)は、底面約1.4m×約1.7m、高さ約1.7mの箱型の本体に、幅約2.3m、長さ約4.1mの太陽電池パドルを2翼取り付け付けた三軸姿勢安定方式の衛星であり、静止軌道初期の衛星重量は約550kg、打上げ時の衛星重量は約1,096kgである。

ETS-Vは、航空機の太平洋域の洋上管制、船舶の通信・航行援助・捜索救難等のための移動体通信実験機器等を搭載している。

ETS-Vの形状、主要諸元及びシステム構成は、それぞれ、図2、表2及び図3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8月27日 18時20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：92.5度

発射時の天候：晴、南南西の風2.5m/s、気温28.4℃

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、第3段スピンアップ、第2段ロケットの切離し及び第3段ロケットの燃焼が正常に行われた。続いて、発射後約27分34秒に衛星と第3段ロケットとの分離が正常に行われ、衛星は所定のトランスファ軌道に投入されて「きく5号」(KIKU-V)と命名された。

トランスファ軌道上での4回の姿勢変更の後、8月30日14時50分02秒に第7遠地点近傍でアポジモータが点火された。アポジモータは約57秒間正常に燃焼し、衛星は所定のドリフト軌道に投入された。ドリフト軌道投入直後に、衛星のバッテリー等搭載機器の温度が予想を上回って上昇する現象が発生し、衛星の放熱対策を施すことが必要となったため、デスピンの及び太陽電池パドルの展開が予定より約9時間早めて実施された。この結果、バッテリー等の温度は予想範囲内に低下した。この後、地球捕捉など一連の姿勢制御を経て、9月3日5時59分に三軸姿勢を確立した。その後、9月3日より12回の軌道制御を経て、9月17日、衛星は東経150度の静止軌道に投入された。

軌道計算による衛星の軌道は次のとおりである。

	実測値	計画値
近地点高度(km)	35,782	35,784
遠地点高度(km)	35,792	35,790
軌道傾斜角(度)	0.109	0.108
周期(分)	1,436	1,436

(昭和62年9月17日現在)、静止軌道投入後、電源系、熱制御系、二次推進系等の基本機器及び移動体通信実験機器等の機能確認が順次行われ、ETS-Vの各機器は所要の性能を満たしていることが確認され、11月26日より定常運用を開始した。

なお、初期機能確認終了後の12月1日にTTC系(テレメトリ、トラッキング及びコマンド系)のRIU(リモート・インタフェース・ユニット)RIU-1の動作に異常が発生したため、RIU-1をA系からB系に切り替えた。これにより、TTC系はRIU-1Bを用いて正常に動作している。

2. 打上げ結果の分析と今後の対策

前述のとおり、H-Iロケット(3段式)試験機により、ETS-Vは所定の静止軌道に投入され、RIU-1Aの不具合を除き、移動体通信実験機器をはじめ衛星各部は順調に機能している。

今回の打上げにおいて発生した不具合に関する分析及び今後の対策は次のとおりである。

(1) 打上げ前及び打上げ直後に発生した不具合について

今回の打上げは、当初8月20日に予定されており、打上げ直前の8月20日17時頃にロケットの第2段液酸タンクの圧力指示値に異常が発見された。この原因を調査したところ、ロケットのバルブ系の駆動及び液酸タンク内の圧力測定のために使用される常温ヘリウム系統に通常の値より多量の水分が混入し、この水分が氷結したことにより圧力センサが異常な値を示したことが判明した。このため、射場設備とロケット機体に必要な対策を施した後、8月27日に打ち上げられた。今後の打上げに際しては、同様なことが起こらないよう、常温ヘリウム系統の水分の管理に注意を払う必要がある。

また、アポジモータ燃焼後、衛星のバッテリー等搭載機器の温度が予想を上回って上昇したことについては、軌道上におけるアポジモータケース

の冷却特性を予測する際の誤差と考えられ、今回のデータを今後の開発に反映させていく必要がある。

なお、トランスファ軌道の遠地点高度が計画値の約36,776kmに対して約875km低くなった。この遠地点高度の計画値との差は、静止化までの作業や衛星搭載燃料の消費量に特に影響を与えるものではないが、原因としては第3段ロケットの重量特性の予測誤差等によるものと推定され、今回のデータを今後の打上げに反映させていく必要がある。

(2) TTC系のRIUに生じた不具合について

12月1日に姿勢軌道制御系機器の動作モードを変更するコマンドを地上から送信したところ、これに対応する衛星の動作モードの変化がテレメトリで確認できなかった。そこで、TTC系(図4)のCU(セントラル・ユニット)をA系からB系に切り替えてコマンドを送信したがテレメトリには変化がなかったため、さらに、RIU(図5)-1をA系からB系に切り替えて、コマンドを送信したところ、テレメトリはコマンドが正常に実行されたことを示した。その後、ETS-VのTTC系はCU-BとRIU-1Bを用いて正常に動作している。

不具合の箇所を調査するため、故障要因解析(FTA)の手法を用いて解析を行った(図6)ところ、不具合の発生箇所は、RIU-1AのRIU制御部のメッセージデコード部またはシリアルマグニチュードコマンド制御部であり、さらに、不具合発生時の状況(コマンドの特定の1ビットが常時"1"となっている)からみて、並列データの処理に関する部分であるものと推定される。なお、これに関する部分はハイブリッドIC内の半導体チップ4個等から構成されている。

不具合の原因を究明するため、このハイブリッドICに関し、設計、製造過程、試験の履歴、打上げ時及び軌道上における衛星の環境状況を調査

したが、特に問題となる点を見出すことができなかった。このため現時点では不具合原因について断定することができず、一過性の不具合であることも可能性として考えられるため、今後、より詳細な現象の確認及び不具合の原因究明に資するため、再度R I U - 1 Aを用いた動作確認を行うことを検討する必要がある。また、今後の衛星開発に当たっては、同種の不具合の発生確率をより小さくするよう、I C等電子部品の製造過程における品質管理、温度サイクル試験などの試験等につき、より細心の注意を払いつつ進める必要がある。

なお、今回の不具合は初期機能確認終了後の比較的早い時期に発生している。E T S - Vでは主要コンポーネントを冗長構成にし不具合に対処できるようになっているが、今後、B系にも同様の不具合(特定の1ビットが誤る現象)が発生した場合、今回のA系と同一のビットを先頭とする4ビットに生じる不具合でない限り、A系及びB系を相互に切り替えて使用することにより衛星を運用することが可能である。したがって、このような方策を講じることにより、衛星の正常な運用が確保されるよう努める必要がある。

II. 総 合 意 見

宇宙開発事業団が実施したH - I ロケット(3段式)試験機による技術試験衛星V型(E T S - V、きく5号)の打上げについては、H - I ロケットによる静止軌道への投入に成功し、搭載機器も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、今回の打上げ延期の原因となった常温ヘリウム系統への水分混入については、今後、同様なことが起こらないよう注意する必要がある。また、第3段固体ロケットによりトランスファ軌道の遠地点高度に計画値と比べて若干誤差が生じたこと及びアポジモータ燃焼後に衛星のバッテリー等搭載機器の温度が予想を上回って上昇したことについては、今回の自主技術に関する経験を蓄積し、今後の開発に反映させていく必要がある。

また、T T C系のR I Uに発生した不具合については、今後、より詳細な現象の確認及び不具合の原因究明に資するため、再度R I U - 1 Aを用いた動作確認を行うことを検討するとともに、今後の衛星開発に当たっては、同種の不具合の発生確率をより小さくするよう、I C等電子部品の製造過程における品質管理、温度サイクル試験などの試験等につき、より細心の注意を払いつつ進める必要がある。

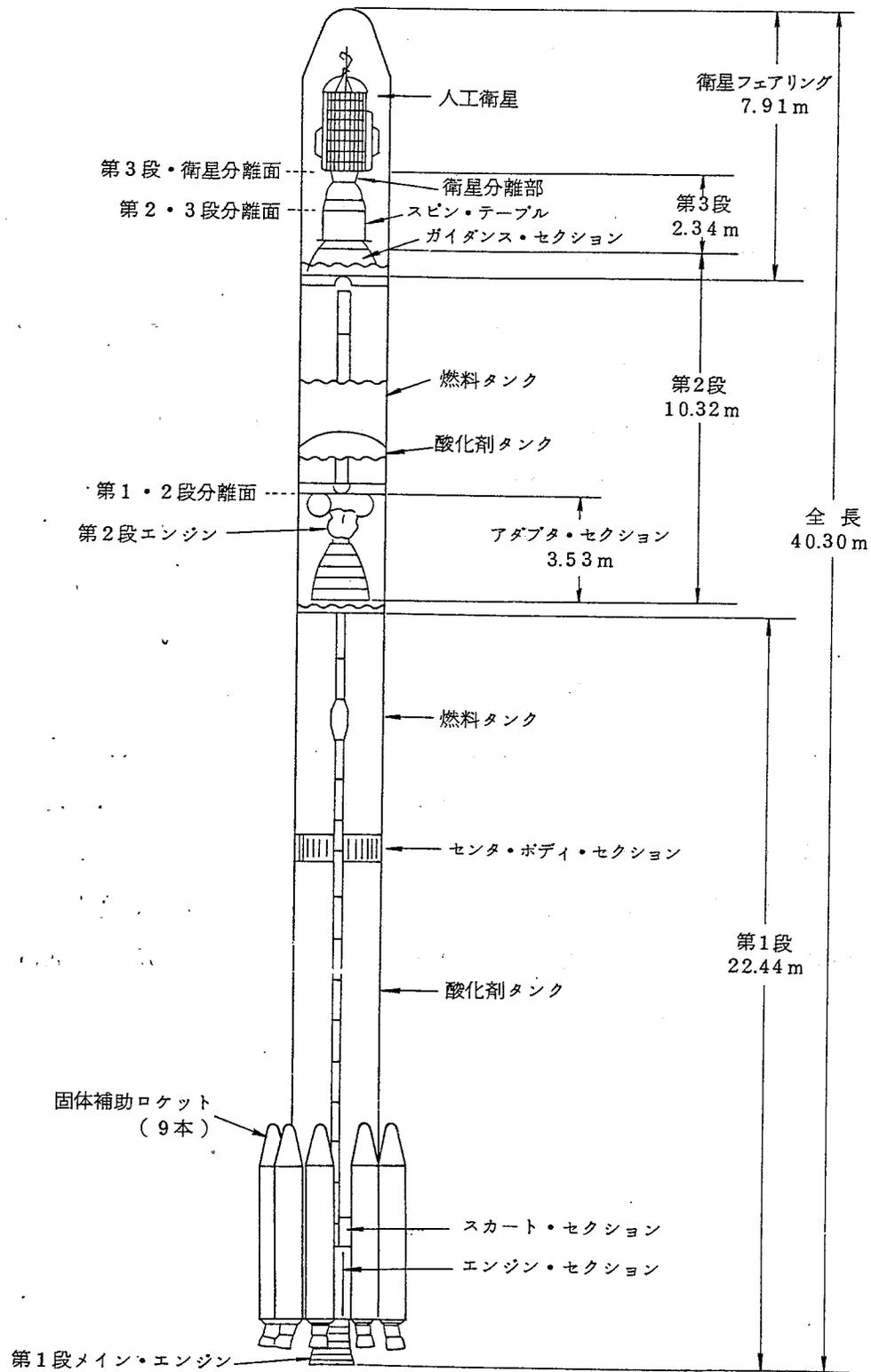


図1 H-Iロケット (3段式) 試験機の形状

表1 H-Iロケット (3段式) 試験機の主要諸元

全		段
名称	H-Iロケット (3段式) 試験機	
全長 (m)	40.30	
外径 (m)	2.49	
全備重量 (t)	139.2 (人工衛星の重量は含まず。)	
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	7.91
外径 (m)		2.44	0.79	2.49	1.34	2.44
各段重量 (t)		85.5 ①	40.3 (9本分)	10.6	2.2	0.6
推進薬重量 (t)		81.1	33.6 (9本分)	8.8	1.8	
平均推力 (t)	メインエンジン 76.5 ② パーニアエンジン 0.9 ②,5	135.0 (6本分) ② ④	10.6 ③	7.9 ③		
燃焼時間 (s)	メインエンジン 268 パーニアエンジン 274	38	357	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 253 ② パーニアエンジン 209 ②	235 ②	450 ③	291 ③		
姿勢制御	ピッチ・ヨー	ジンバル	—	(推力飛行中) ジンバル (慣性飛行中) 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) テレメータ送信機 290MHz帯 PCM-PM 2) 指令破壊受信機 2.6GHz帯 トーン変調	—	1) レーダトランスポンダ 5GHz帯 2台 2) テレメータ送信機 2.2GHz帯 PCM-PM 3) 指令破壊受信機 2.6GHz帯 2台 トーン変調	1) テレメータ 送信機 290MHz帯 PAM-FM -PM		

①: アダプタセクションを含む。 ②: 海面上。 ③: 真空中。
 ④: リフトオフ時は6本のみ点火し、6本の燃焼終了後残り3本に点火する。
 ⑤: 2基分。

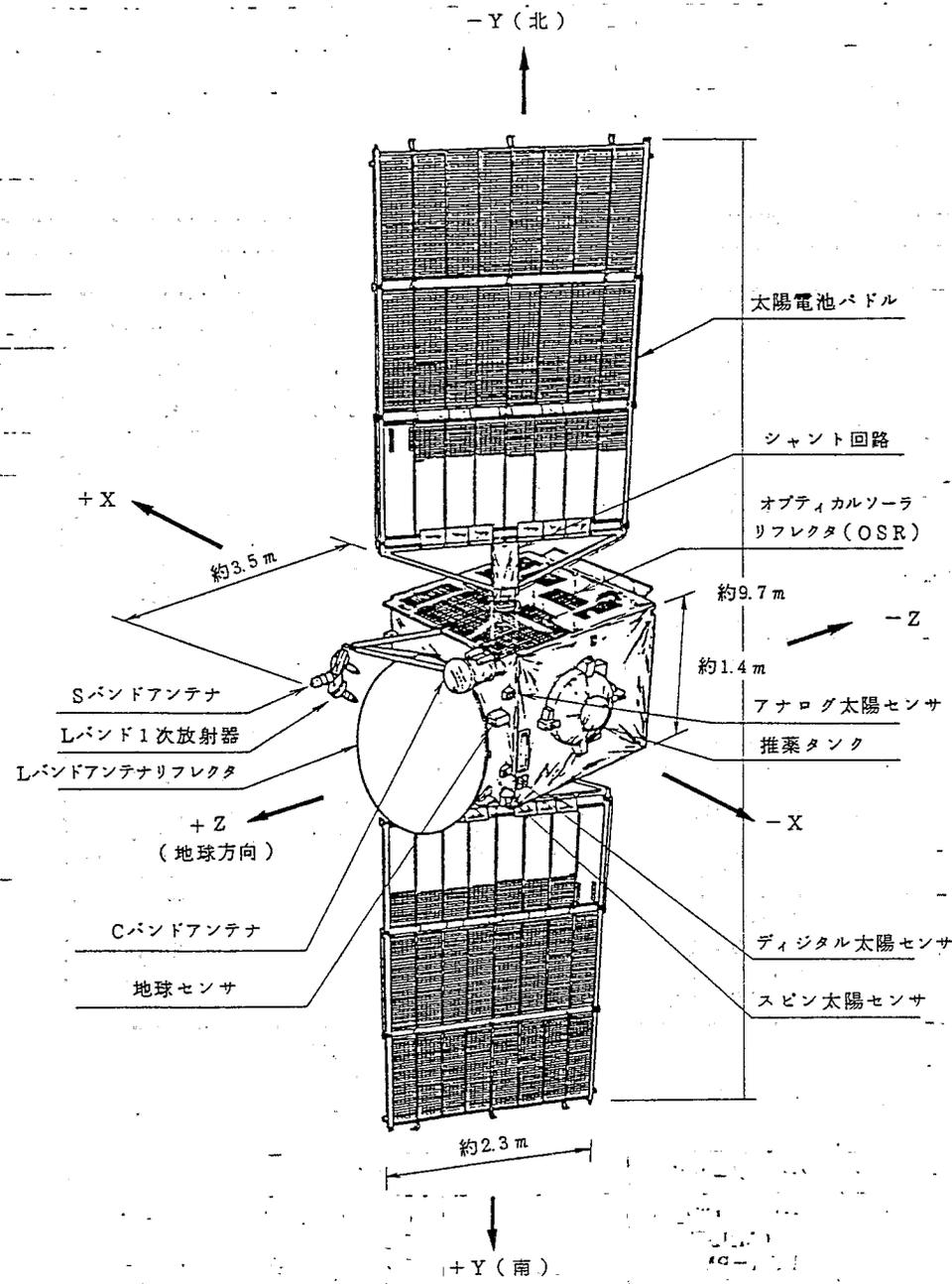


図2 技術試験衛星V型 (ETS-V) の形状

表2 技術試験衛星V型 (ETS-V) の主要諸元 (1/2)

名称	技術試験衛星V型 (ETS-V)	
目的	(1) 静止三軸衛星バスの基盤技術の確立 (2) 次期実用衛星開発に必要な自主技術の蓄積 (3) 移動体通信実験	
形状	展開型太陽電池パドルを有する箱形 (1) 箱形本体部 約1.4 m × 約1.7 m × 約1.7 m (2) 衛星分離面からSバンドアンテナ頂部まで 約3.5 m (3) 太陽電池パドル展開長 約9.7 m	
重量	打上げ時 約1,096 kg 静止衛星軌道初期 約550 kg	
姿勢安定方式	コントールドバイアスモーメンタム方式による三軸安定方式 (遷移軌道ではスピン安定方式)	
温度制御方式	受動型及び能動型併用方式	
軌道	静止衛星軌道 (静止位置 東経150度)	
搭載機器	移動体通信実験機器	航空機, 船舶等との通信実験 Lバンド系 2系統 送信周波数: 1.5 GHz帯 受信周波数: 1.6 GHz帯 送信出力: 25 w Cバンド系 1系統 送信周波数: 5.2 GHz帯 受信周波数: 5.9 GHz帯 送信出力: 7 w
	打上環境測定装置	加速度測定範囲: ±20 G データチャンネル: 6 ch
	熱制御実証用機器	ヒータ: 3系統

表2 技術試験衛星V型 (ETS-V) の主要諸元 (2/2)

搭載機器	技術データ取得装置	センサ部：7個の測定装置 RAMソフトエラー測定装置
	テレメトリ、トラッキング及びコマンド系	Sバンド 送信周波数：2.3GHz帯 受信周波数：2.1GHz帯 送信出力：2.5W
	電源系	太陽電池パドル：セミリジッドパネル6枚 (シリコンセル10,400枚) 蓄電池：Ni-Cd電池2台(13.5AH)
	姿勢軌道制御系	検出器：太陽センサ、地球センサ、レートジャイロ 制御機器：モーメントムホイール、ガスジェット系
	ガスジェット系	モノプロベラントヒドラジン ブローダウン方式
	アポジモータ	固体推進薬モータ
寿命	約1.5年後の残存確率80%以上(移動体通信実験機器を除く)	

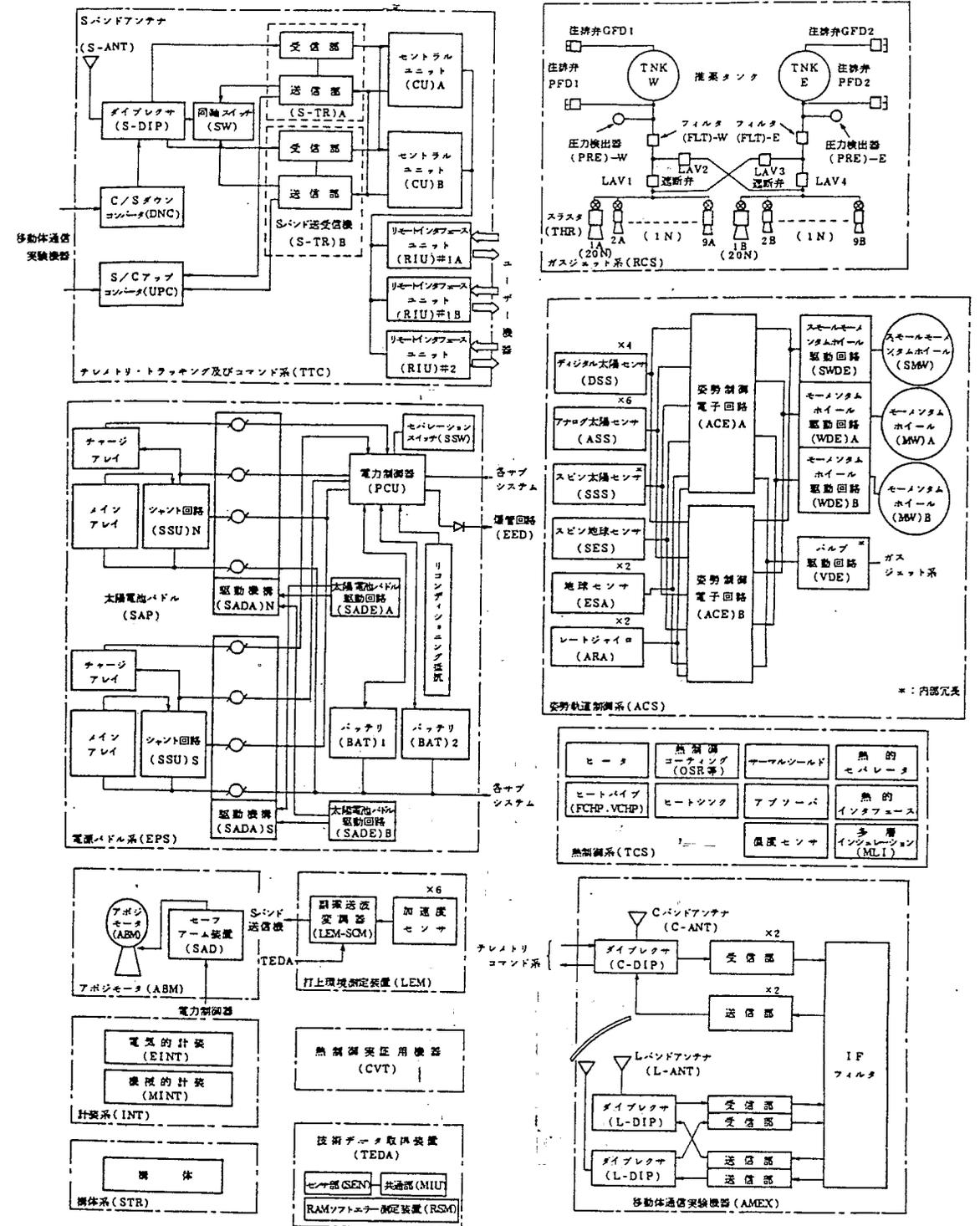


図3 技術試験衛星V型 (ETS-V) のシステム構成

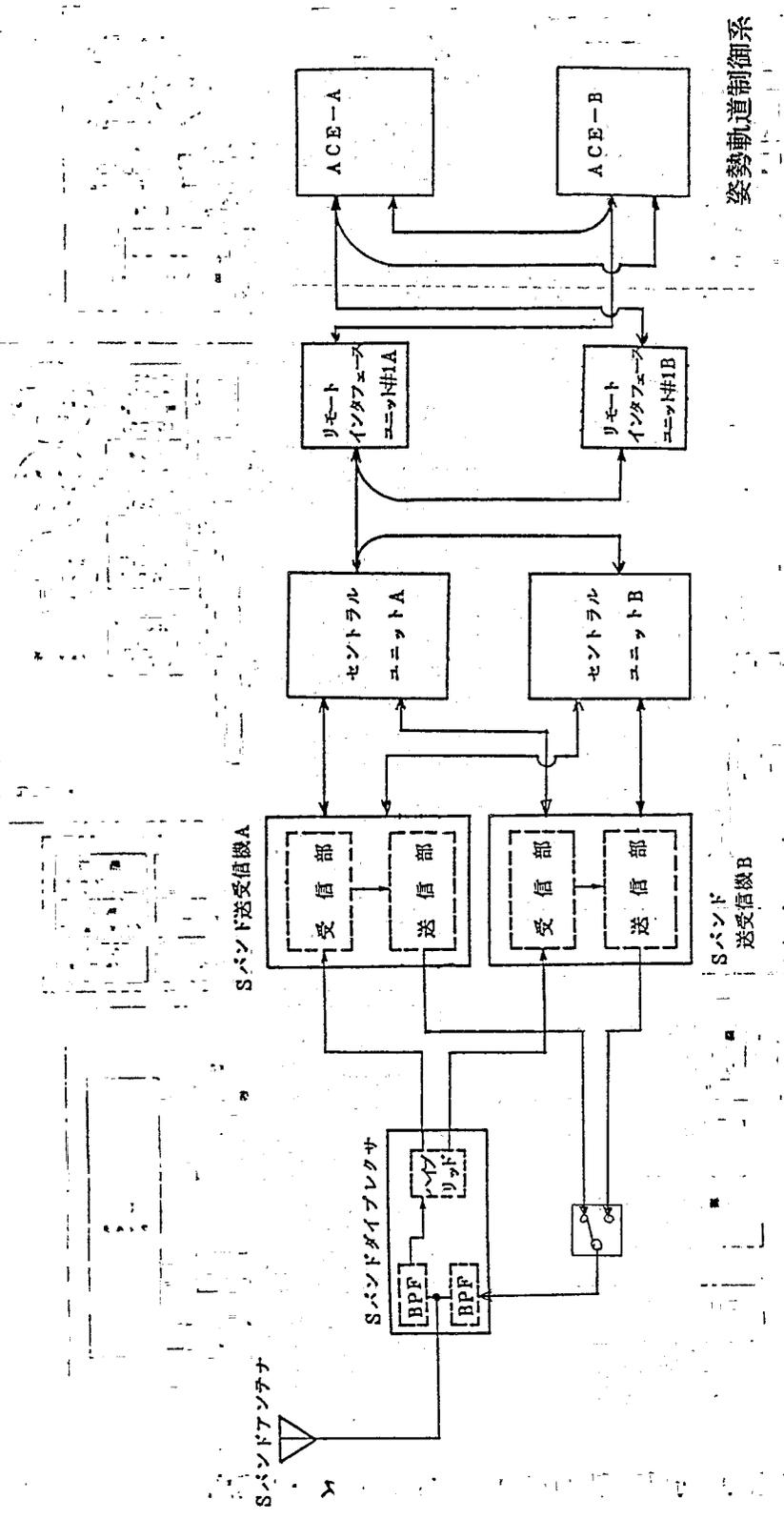
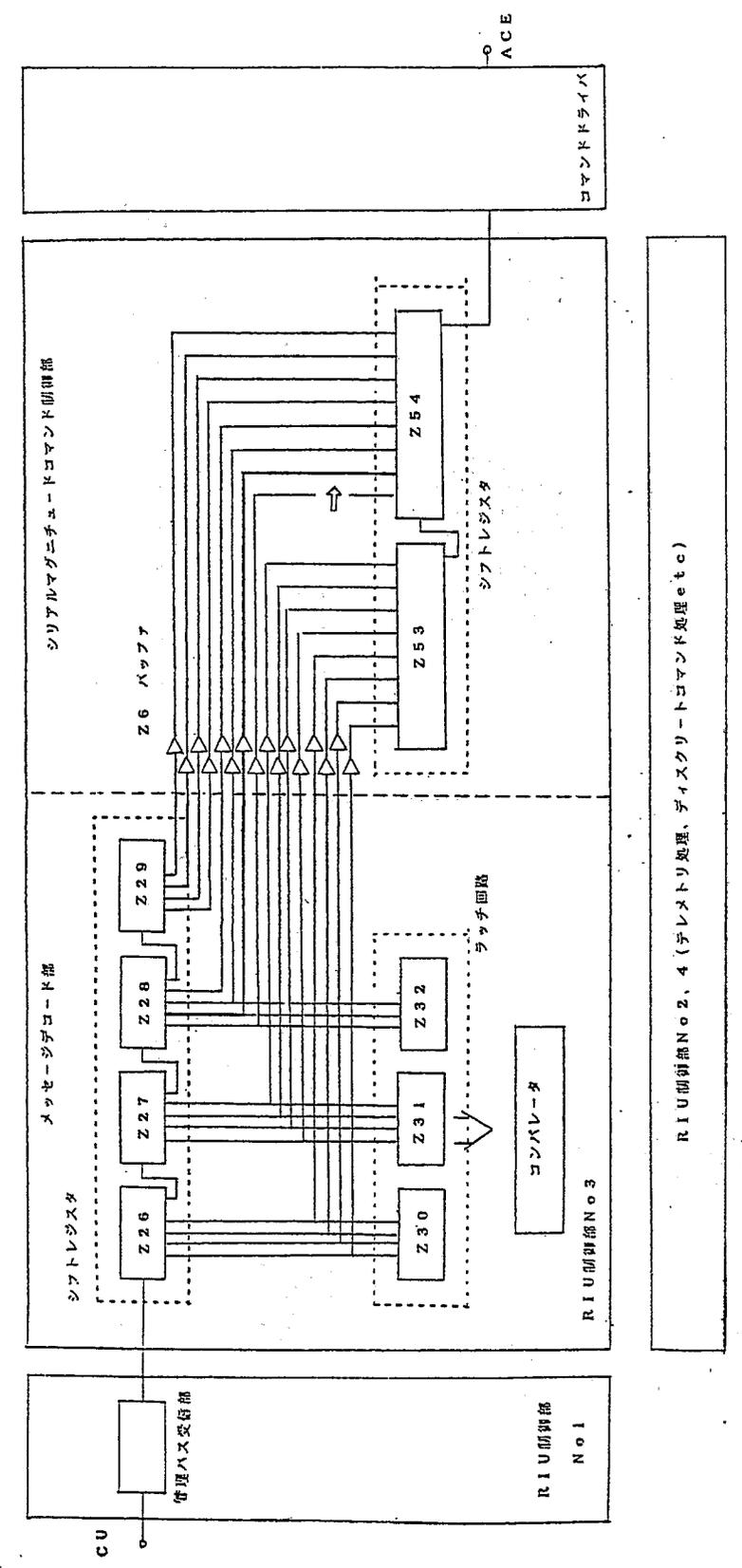


図4 テレメトリ、トラッキング及びコマンド系



⇒: 本不具合に関係すると推定されるライン

図5 リモート・インタフェース・ユニット (RIU) の構成

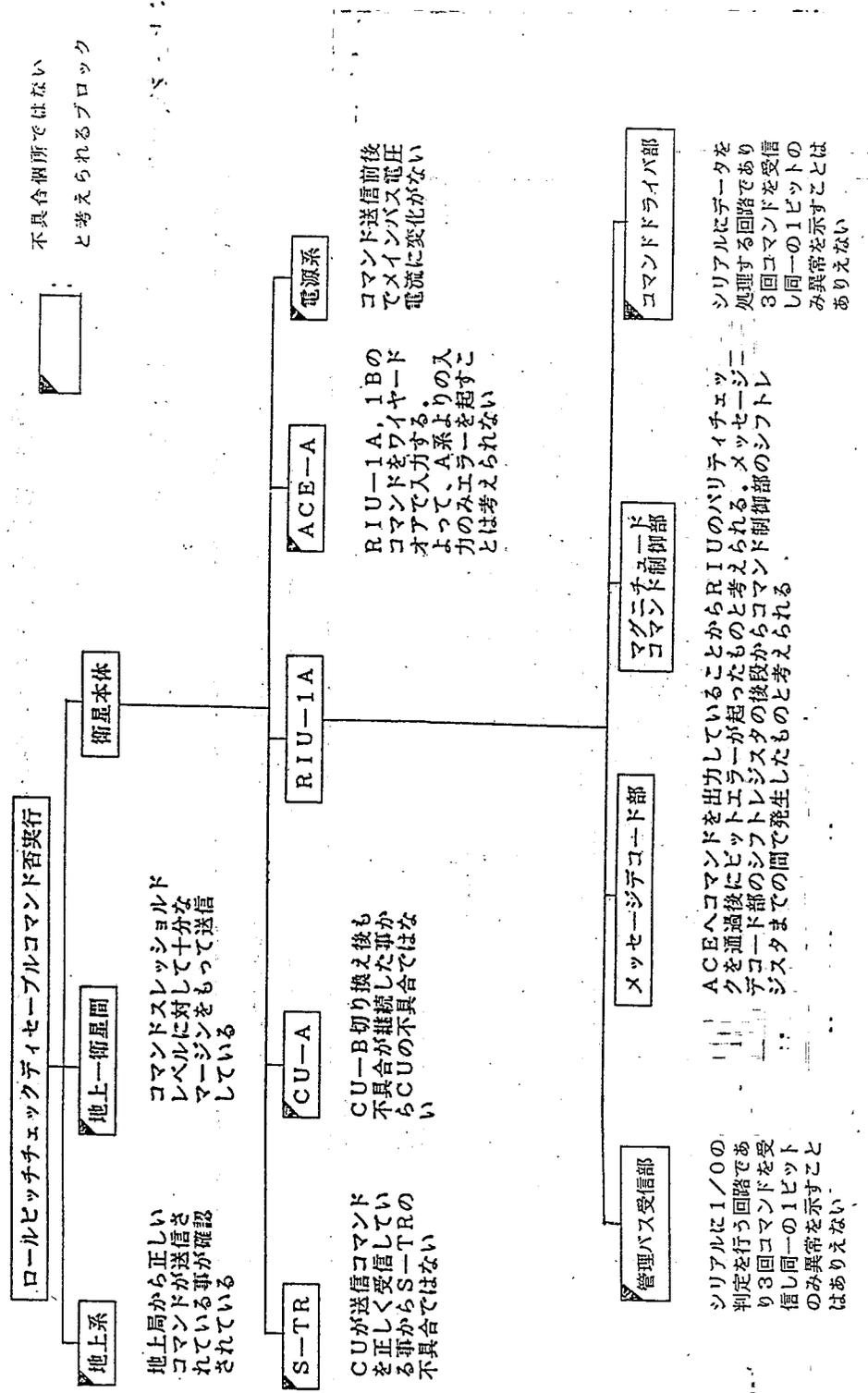


図6 不具合箇所の故障要因解析 (FTA)

参考1

H-I ロケット (3 段式) 試験機及び
技術試験衛星V型(ETS-V)の打上げ
結果の評価に関する審議について

昭和62年12月1-6日
宇宙開発委員会決定

1. 昭和62年8月27日に宇宙開発事業団が行ったH-Iロケット (3 段式) 試験機及び技術試験衛星V型(ETS-V)の打上げ結果を評価するため、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63年2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

(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	名城大学理工学部教授
専門委員	秋葉 籙二郎	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
	※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副社長
	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、今回の調査審議については、説明者として参加した。