

通信衛星 3 号-a(CS- 3 a)の打上げ結果の評価及び
放送衛星 2 号-b(BS- 2 b)のテレメトリ・エンコーダ
の作動状況等について (報告)

昭和63年 5 月

宇宙開発委員会 第四部会

通信衛星 3 号 - a (C S - 3 a) の打上げ結果の評価及び
放送衛星 2 号 - b (B S - 2 b) のテレメトリ・エンコード
の作動状況等について

昭和 6 3 年 5 月 3 0 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 6 3 年 2 月 1 9 日に宇宙開発事業団が行った H - I ロケット (3 段式) 1 号機による通信衛星 3 号 - a (C S - 3 a) 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 6 3 年 4 月 1 5 日以来、また、昭和 6 1 年 2 月 1 2 日に打ち上げた放送衛星 2 号 - b (B S - 2 b) のテレメトリ・エンコードの作動状況について、昭和 6 3 年 2 月 1 0 日以来、二次推進系遮断弁の温度制御について、昭和 6 3 年 4 月 1 5 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)1 号機による	
通信衛星 3 号-a(CS-3a)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)1 号機の概要	1
(3) 通信衛星 3 号-a(CS-3a)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. 放送衛星 2 号-b(BS-2b)のテレメトリ・	
エンコードの作動状況等について	7
1. 放送衛星 2 号-b(BS-2b)の概要	7
(1) 衛星の概要	7
(2) テレメトリ系の概要	7
2. テレメトリ・エンコードの作動状況等について	7
(1) A 系テレメトリ・エンコードの作動状況	7
(2) 二次推進系遮断弁(ラッチバルブ)の温度制御について	10
III. 総 合 意 見	12

参考1 H-I ロケット(3 段式)1 号機及び 通信衛星3 号-a(CS-3 a)の打上げ 結果の評価等に関する審議について	37
---	----

参考2 放送衛星2 号-b(BS-2 b)のテレメトリ・エンコードのB 系への切替えについて	38
---	----

参考3 宇宙開発委員会第四部会構成員	39
--------------------------	----

I. H-I ロケット(3 段式)1 号機による 通信衛星3 号-a(CS-3 a)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)1 号機により通信衛星3 号-a(CS-3 a)を打ち上げ、赤道上東経132度の静止衛星軌道に投入することにより、通信衛星2 号(CS-2)による通信サービスを引き継ぎ、また、増大かつ多様化する通信需要に対処するとともに、通信衛星に関する技術の開発を進めることを目的としたものである。

(2) H-I ロケット(3 段式)1 号機の概要

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)1 号機は、前回打ち上げたH-I ロケット(3 段式)試験機と同じコンフィギュレーションをもち、第1 段及び第2 段に液体燃料を、特に第2 段には液体酸素及び液体水素を推進薬とするエンジンを使用するとともに、第3 段及び第1 段補助ロケットに固体推進薬を使用し、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) 通信衛星3号-a(CS-3a)の概要

通信衛星3号-a(CS-3a)は、直径約2.2m、高さ約3.6mの円筒形のスピン安定方式の衛星であり、静止衛星軌道初期の衛星重量は約550kg、打上げ時の衛星重量は約1,099kgである。

CS-3aは、通信衛星2号(CS-2)と基本的に同様の機能を持つ衛星であるが、CS-2と比べ大容量化が図られている。

CS-3a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63年2月19日 19時05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、北西の風4.0m/s、気温6.5℃

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26分39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「さくら3号-a」(SAKURA-3a)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、2月21日 9時21分

13秒に第4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54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。ドリフト軌道投入後、軌道面逆垂直姿勢制御及びアンテナデスピン等を行った後、10回の軌道制御を経て、3月14日に東経149度の暫定静止衛星軌道に投入された。電源系、熱制御系、二次推進系等の基本機器及び通信用アンテナ、通信用中継器の機能確認が順次行われ、CS-3aは所要の性能を満たしていることが確認され、その後、5回の軌道制御を経て、5月11日に衛星は東経132度の静止衛星軌道に投入された。

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)	35,786	35,785
遠地点高度 (km)	35,789	35,788
軌道傾斜角 (度)	0.022	0.022
周 期 (分)	1,436	1,435

(昭和63年5月11日現在)

なお、衛星の初期機能確認期間中の3月11日にデスパンアンテナの回転が停止する事態が発生した。この原因は衛星の姿勢及びアンテナ制御エレクトロニクス(AACE)の異常によるものと考えられたので、AACEを1系から2系に切り替えたところ、デスパンアンテナの回転は正常に復帰した。

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)1 号機により、CS-3a は所定の静止衛星軌道に投入され、AACE の1 系の不具合を除き、ミッション機器をはじめ衛星各部は順調に機能している。

なお、第3 段ロケットの比推力の誤差等により、トランスファ軌道の軌道要素が計画値と比べてやや異なった。この差異は予測誤差の範囲内であり、これによるミッション達成上の支障はなかったが、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。

今回の打上げにおいて発生したAACE の1 系の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) 不具合発生時の状況

前述のとおり、3 月11 日7 時41 分頃デスパンアンテナの回転が停止する事態が発生し、衛星各部の状態を調査したところ、この事態は、AACE の異常が原因であると推定されたので、3 月11 日20 時25 分頃AACE を1 系から2 系に切り替えたところ、デスパンアンテナの回転は正常に復帰し、以後順調に動作している。

(2) デスパンアンテナ制御系の構成と動作原理

デスパンアンテナ制御系は、地球センサアセンブリ、姿勢及びアンテナ制御エレクトロニクス、ドライブモータアセンブリ(DMA)から構成される(図4)。地球センサ、AACE 及びDMA の固定部は衛星本体に、また、デスパンアンテナはDMA の回転部に取り付けられている。デスパンアンテナ制御系は、図5 に示すように、AACE が地球センサ、DMA の速度検出器及び位置検出器からの信号を処理し、アンテナのデスピッド及び方位角制御を行う。

(3) 不具合原因の究明

不具合発生時における衛星のテレメトリデータ、AACE のエンジニアリングモデルによるシミュレーション試験の結果等をもとに、故障要因解析(FTA)を行った(図6)。この結果、不具合箇所はデスパンアンテナ制御系のAACE 内であると判断され、AACE に関しさらに詳細なFTA を行ったところ(図7)、故障はDMA 駆動用DC/DC コンバータの制御部又は二次電流リミッタに発生したものと推定される。

これらについて、さらに絞り込みを行った結果、不具合部位は次の6 つの回路であることが判明した(図8)。

- ①低電圧入力シャットダウン回路、②スタート回路、③パルス幅制御器、④ドライブ回路、⑤電圧制御用アンプ、⑥二次電流リミッタ

これらの回路には、約140 個の部品が使用されており、部品レベルのFTA を行った結果、そこに使用された29 個の部品(表3)又はその取り付け部のいずれかに故障が発生したものと推定される。

そこで、前記の不具合について、設計、製造及び試験の過程並びに使用部品について調査を行った。

設計については、開発過程の認定試験において問題がなかったこと、不具合箇所と同一設計の回路が技術試験衛星V 型のモーメントムホイール駆動回路3 台に使用されており、それらのいずれも現在まで正常に運用されていることから妥当であると考えられる。製造については、①はんだ付け等特殊工程の実施状況、②部品の取り付け、リード線の成型・実装の状態、ワイヤハーネスの引き廻し状態等の記録を調査したところ、製造上の問題点は認められなかった。また、試験項目及び条件については、所定の基準にしたがい、モジュール、コンポーネント及びシステムの各段階において適切に設定されており、試験結果は要求性能を満たしている。さらに、使

用部品については、所定の信頼性要求及び品質要求に基づき選定しており、また、使用部品の検査は米国からの購入部品、国産部品ともに適正に実施されており、これらは検査記録等によって再点検されている。また、部品は定格内の余裕をもった範囲で使用されている。

以上のように、設計、製造及び試験の過程並びに使用部品の選定には、問題となる点が認められず、かつ、今回の不具合が打上げ後の早い時期に発生していることから、CS-3aのACE1系の部品又はその取付け部に存する潜在的な要因が打上げ後に現われたものと考えられる。このような不具合に対処するため衛星では主要コンポーネントを冗長構成とし、信頼性の向上を図っており、CS-3aではACEを2系に切り替えることで運用上の支障は生じていない。また、今回の不具合が上に述べたようなことでもあり、CS-3bにおいて同様の不具合が生じ、運用に支障が生じる可能性は極めて小さいものと考えられるが、CS-3bのACEの正常な機能を実証し、信頼性のなお一層の向上を図るため、ACEに対する1食期間相当の熱真空試験及びダミーモータを使用した連続動作試験、衛星へ取り付け後の動作試験などを追加的に行う必要がある。

Ⅱ. 放送衛星2号-b(BS-2b)のテレメトリ・エンコーダの作動状況等について

1. 放送衛星2号-b(BS-2b)の概要

(1) 衛星の概要

放送衛星2号-b(BS-2b)は、放送衛星に関する技術の開発を進めるとともに、テレビジョン放送の難視聴解消等を図ることを目的とした衛星で、昭和61年2月12日、N-IIロケット8号機により打ち上げられ、東経110度の静止衛星軌道に投入された。

衛星の形状及び主要諸元は、それぞれ図9及び表4に示すとおりである。

(2) テレメトリ系の概要

BS-2bのテレメトリ・コマンド系は図10に示すとおりである。

このうち、テレメトリ系は、テレメトリ・エンコーダ、Sバンド送信機、S/Kアップコンバータ、Sバンドアンテナ、Kバンドアンテナ等からなり、図に示すような流れでテレメトリ・データが伝送される。テレメトリ系のコンポーネントのうち、テレメトリ・エンコーダ、Sバンド送信機及びS/Kアップコンバータについては、冗長構成となっている。

2. テレメトリ・エンコーダの作動状況等について

(1) A系テレメトリ・エンコーダの作動状況

i) 不具合発生時の状況

BS-2bでは、衛星の動作状況を地上で監視するためのテレメトリ系をA系、B系の2系統搭載しており、打上げ以降A系により正常に運用してきた。しかしながら、昭和62年12月24日15時4分32秒にテレ

メトリ・データの取得が不可能となった。この時は44秒後に自然回復したが、4日後の28日12時59分12秒に再びテレメトリ・データの取得が不可能となった。24日の状況は、テレメトリ用の主搬送波の受信レベルは正常で、副搬送波の状況は確認できなかった。また、28日の状況は、主搬送波及び副搬送波のレベルは正常であり、副搬送波は無変調と見られた。これらの状況から、A系テレメトリ・エンコーダに不具合が発生したものと考えられたので、28日13時16分頃、テレメトリ・エンコーダをA系からB系に切り替えた。以後、正常にテレメトリ・データが得られている。

ii) テレメトリ・エンコーダの概要

テレメトリ・エンコーダの構成は図11に示すとおりである。各種テレメトリ・データは、アナログ・データ、バイナリ・データ及びシリアル・デジタル・データとして入力され、アナログ信号は、アナログ・デジタル変換器でデジタル信号に変換され、データ・セレクトで他のデジタル信号及び同期信号とともにテレメトリ・フォーマットに編集される。データ・セレクトから出た信号はBi- ϕ (Bi-level-split-phase) 変換器でNRZ信号からBi- ϕ 信号に変換され、この信号により192kHzの副搬送波がBi- ϕ 変調器でPSK変調され、Sバンド送信機へ出力される。

iii) 不具合原因の究明と今後の対策

12月24日と28日の現象に関して、わずか4日後に2回目の現象が起きていること、両日ともに副搬送波のレベルは正常であるものの、地上においてテレメトリ信号復号器がロックオフしていること、また、不具合発生時の温度が似ていることから考えると、両日の現象は同一箇所に原因があるものと考えられ、表5に示す解析を行った結果、テレメトリ・エンコーダを構成する回路のうちクロック分周器に故障が発生したと推定され

る。さらに、192kHz副搬送波のレベル及び周波数が正常で、512Hzによる変調が無変調であったことから、クロック分周器のうち図12に示す範囲の故障によるものと推定される。

この回路は、デジタルIC(C-MOS)、抵抗及びコンデンサ等からなり、プリント基板上に組み立てられている。故障の要因として考えられる放射線による影響、機械設計、熱設計、製造記録などの事項に関して、再点検を行った結果は以下に示すとおりである。

- ① 使用されているICの5年間に予想される総被曝放射線量は、規格に対して十分なマージンを有している。
- ② クロック分周器の動作周波数の下限値は、電源電圧及び温度の変動、放射線等による影響は小さく、これらに対して十分なマージンがある。また、これはブレッドボードを用いた試験によっても確認されている。
- ③ プリント基板の配線間隔及び幅は規格を満たしており、また、パターン設計も正常である。
- ④ ICリード線の成型、プリント基板用エッジコネクタ等のはんだ付け作業、部品・配線の接着作業、基板のコーティング及び検査結果に異常な点はない。
- ⑤ パネル温度より推定されるA系テレメトリ・エンコーダの温度は、受入試験のレベル程度である。
- ⑥ クロック分周器の製造過程では、部品等の不具合は発生していない。

以上のように、放射線の影響解析及び使用IC、熱解析、電気的特性の見直しとブレッドボードによる追跡試験、パターン設計及びコネクタ・ピンの機械設計の再確認、IC部品の追跡調査、製造記録及び製造履歴に関して、入念な調査分析を実施した結果、直接故障に結びつく要因は見当たらなかったが、わずか数日の間に一過性の現象と持続的な現象が発生して

いること等不具合発生時の状況からみて、プリント基板と部品及びコネクタのはんだ付けによる接続部分等が予期できない機械的又は熱的ストレスを受け、断線となるに至ったことが可能性として考えられる。このような不具合に対処するため、BS-2bでは主要コンポーネントを冗長構成とし、信頼性の向上を図っており、今回テレメトリ・エンコーダをB系に切り替えることで運用上の支障は生じていないが、今後、同様の不具合が生じないよう、機械設計、熱設計等の設計に関し、機械的・熱的ストレスに十分配慮するとともに、はんだ付け等の組立作業・検査、試験などに関し、より慎重に行っていく必要がある。

(2) 二次推進系遮断弁(ラッチバルブ)の温度制御について

BS-2bは、衛星の姿勢と軌道を制御するための二次推進系を搭載している。図13にスラスト系統図を、図14にラッチバルブ部(ラッチバルブの取り付け部)の温度制御系統図を示す。ラッチバルブは推進タンクとスラストとの間において配管の開閉を行うものである。ラッチバルブ部は衛星構体の外部に取り付けられており温度の日変化が大きく、低温時間帯の推進薬の凍結を防ぐためサーモスタットを用いたヒータによる加熱が行われている。なお、この保温用ヒータはA系、B系ともコマンドによるオン・オフも可能であり、また、推進薬の過熱を防止するため、OHT(過温度防止用サーモスタット)が設けられている。

温度制御用サーモスタット(CT)は、低温時においてもラッチバルブ部の温度を約10℃以上に保つように設定されている。なお、推進薬(ヒドラジン)の凍結点は約2℃、沸点は約113℃である。

昭和61年12月4日、ラッチバルブ部の温度が通常より高くなる現象が発生した。12月8日に同様の現象が発生した後自然回復したが、衛星

をより安定に運用するため、12月18日、それまで使用していたラッチバルブ部の保温用ヒータをA系からB系に切り替えた。その後、B系ヒータにより運用を続けていたが、昭和63年3月3日から6日にかけて、同部の温度が通常より高くなる現象が発生したため、コマンドによりヒータ回路の制御を行うこととした。その後、この方法で制御を続けてきたが、ヒータ回路制御部の安定運用に資するための情報を得るため、3月25日にB系から以前自然回復していたA系に切り替えたところ、温度制御が正常に行われていることが確認された。なお、4月27日以降はA系により運用されている。

図15にコマンドによる運用を行った昭和63年3月6日から同25日まで及びその前後のラッチバルブ部の温度変化を示す。

本現象に係るFTA(図16)によると、この現象はサーモスタットのバイメタルの動作不良によるものと推定される。今後、同様なヒータ回路制御部の設計に関し、より確実な温度制御の方式を検討するとともに、部品の選定等に関し、より慎重に行っていく必要がある。

Ⅲ. 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)1号機による通信衛星3号-a(CS-3a、さくら3号-a)の打上げについては、H-Iロケットによる静止衛星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、姿勢及びアンテナ制御エレクトロニクス(AACE)の1系に異常が生じ、デスパンアンテナの回転が停止したことについては、設計、製造及び試験の過程並びに使用部品の選定には、問題となる点は認められず、かつ、打上げ後の早い時期に発生していることから、CS-3aのAACE1系の部品又はその取付け部に存する潜在的な要因が打上げ後に現われたものと考えられる。このような不具合に対処するため衛星では主要コンポーネントを冗長構成とし、信頼性の向上を図っており、CS-3aではAACEを2系に切り替えることで運用上の支障は生じていない。また、今回の不具合が上に述べたようなことでもあり、CS-3bにおいて同様の不具合が生じ、運用に支障が生じる可能性は極めて小さいと考えられるが、CS-3bのAACEの正常な機能を実証し、信頼性のなお一層の向上を図るため、AACEに対する1食期間相当の熱真空試験及びダミーモータを使用した連続動作試験、衛星へ取り付け後の動作試験などを追加的に行う必要がある。

また、放送衛星2号-b(BS-2b)のA系テレメトリ・エンコーダに発生した不具合については、入念な調査分析を実施した結果、直接故障に結びつく要因は見当たらなかったが、不具合発生時の状況からみて、プリント基板と部品及びコネクタのはんだ付けによる接続部分等が予期できない機械的又は熱的ス

トレスを受け、断線となるに至ったことが可能性として考えられる。このような不具合に対処するため、BS-2bにおいても主要コンポーネントを冗長構成とし、信頼性の向上を図っており、今回テレメトリ・エンコーダをB系に切り替えることで運用上の支障は生じていないが、今後、同様の不具合が生じないよう、機械設計、熱設計等の設計に関し、機械的・熱的ストレスに十分配慮するとともに、はんだ付け等の組立作業・検査、試験などに関し、より慎重に行っていく必要がある。なお、ラッチバルブ部の温度制御については、今後、同様なヒータ回路制御部の設計に関し、より確実な温度制御の方式を検討するとともに、部品の選定等に関し、より慎重に行っていく必要がある。

さらに、今後の衛星開発に当たっては、設計、部品の選定・検査、製造、部品からシステム段階までの各種試験等につき、衛星の信頼性をより向上させるための方策について十分な検討を行っていくべきである。

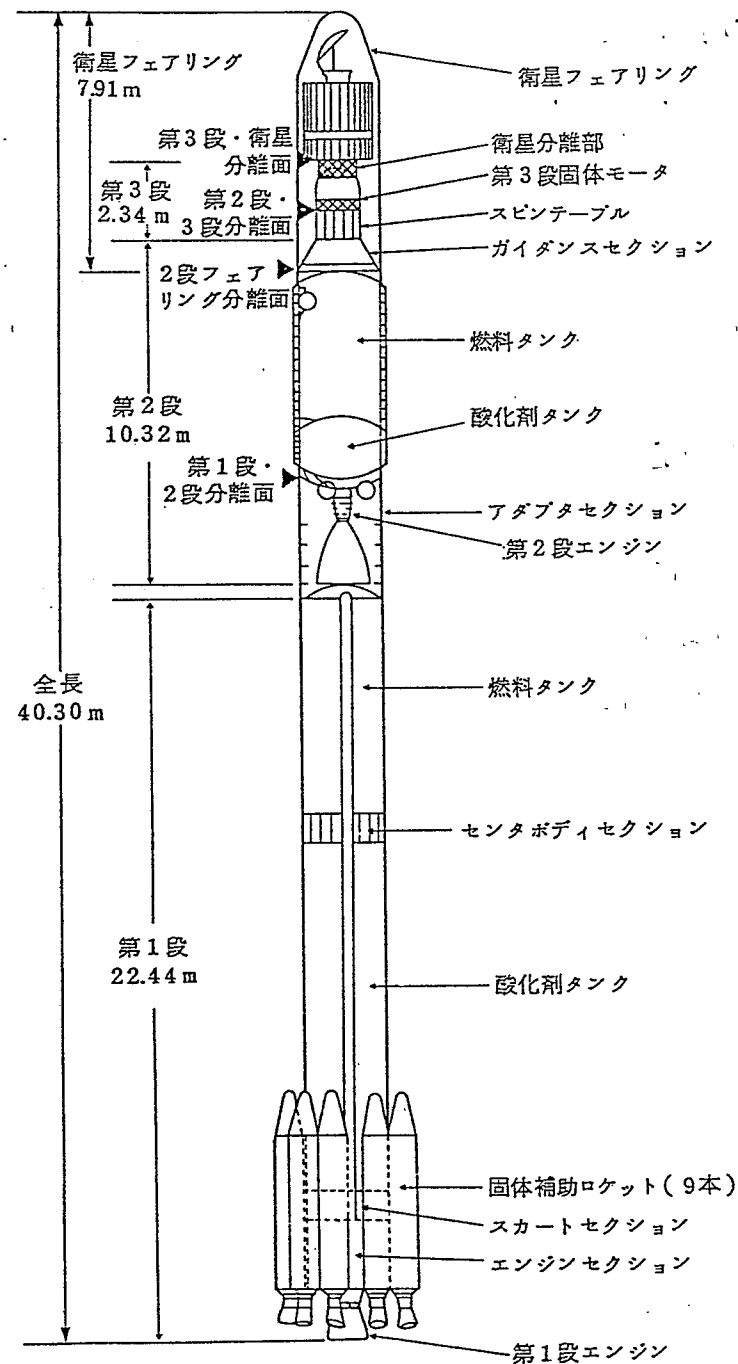


図1 H-Iロケット (3段式) 1号機の形状

表1 H-Iロケット (3段式) 1号機の主要諸元

全 段	
名 称	H-Iロケット3号機F (H18F)
全 長 (m)	40.30
外 径 (m)	2.49
全 備 重 量 (t)	1395 (人工衛星の重量は含まず。)
誘 導 方 式	慣性誘導方式

各 段		衛 星			
	第 1 段	固体補助 ロケット	第 2 段	第 3 段	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)	85.7 ①	4.03 (9本分)	10.7	2.2	0.6
推 進 薬 重 量 (t)	81.1	3.37 (9本分)	8.8	1.8	
平均 推 力 (t)	メインエンジン 765 ② バーニアエンジン 0.9 ②, ⑤	135.0 (6本分) ② ④	105 ③	80 ③	
燃 焼 時 間 (s)	メインエンジン 271 バーニアエンジン 277	40	363	67	
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	液化酸素/液化水素	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	—	ターボポンプ	—	
比 推 力 (s)	メインエンジン 253 ② バーニアエンジン 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	—	
	ロール	バーニアエンジン	ガスジェット	—	
搭 載 電 子 装 置	1)テレメータ送信器 290MHz帯 PCM-FM 2)指令破壊受信器 2.6GHz帯 トーン変調	—	1)レーダトランスポンダ 5GHz帯 2台 2)テレメータ送信器 2.2GHz帯 PCM-FM 3)指令破壊受信器 2.6GHz帯 2台 トーン変調	1)テレメータ 送信器 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。

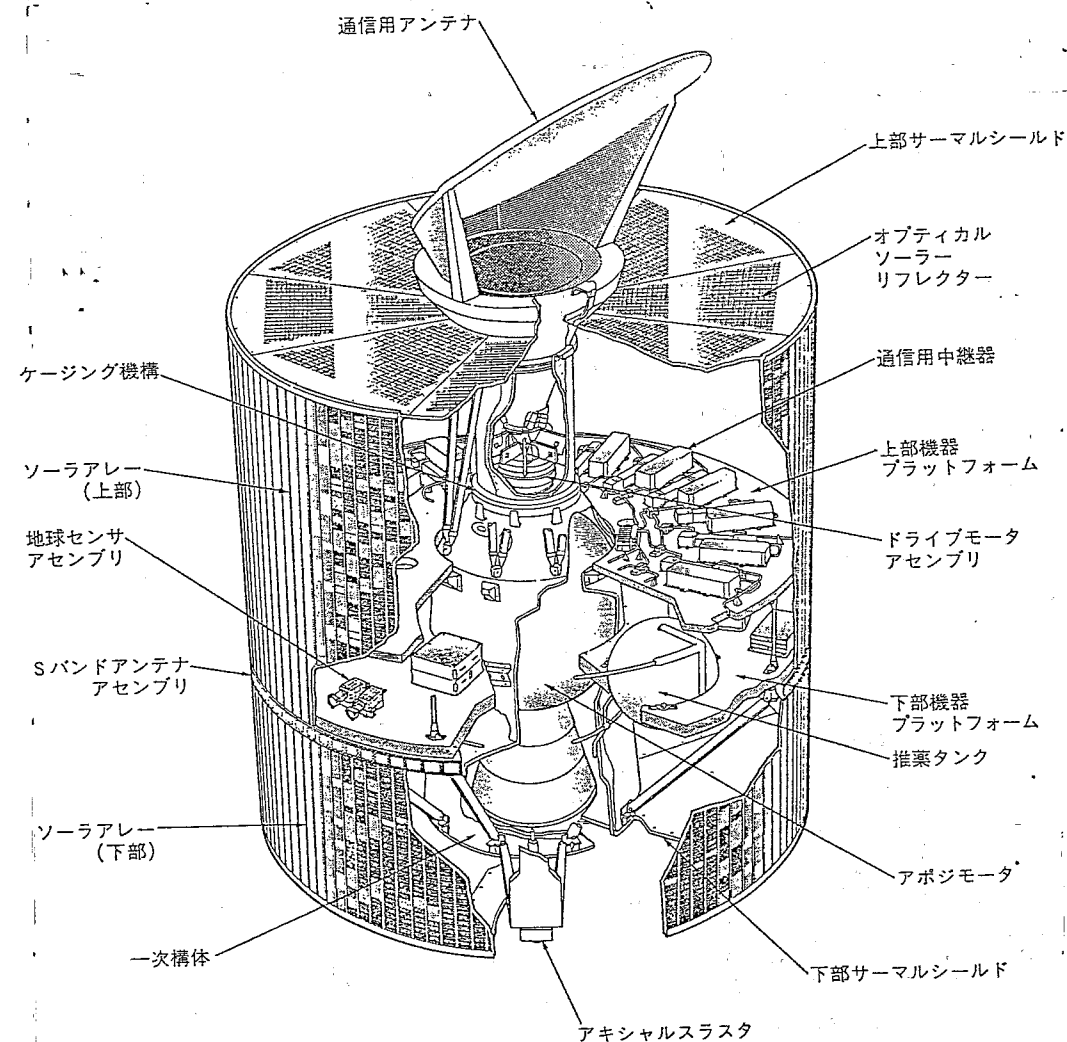


図2 通信衛星3号-a (CS-3a) の形状

表2 通信衛星3号-a (CS-3a) の主要諸元 (1/2)

項目	機能	性能																														
形状	• H-I ロケットのフェアリングに適合	• 直径約218cm、高さ約243cmの円筒形通信用の機械的デスパンアンテナを含む高さは約356cm。																														
重量	• H-I ロケットの打上げ能力	• 打上げ時1099kg																														
姿勢安定	• スピン安定方式	• スピン率90±9rpm(打上げ時) • 慣性モーメント比1.05以上																														
通信系	• 多周波数共用フィード方式デスパンアンテナ • Kバンド10チャンネル • Cバンド2チャンネル • Kバンドビーコン • Kバンド上り/下り回線周波数 • Cバンド上り/下り回線周波数	<table border="1"> <thead> <tr> <th>雑音指数 (dB)</th> <th>出力 (dBm)</th> <th>帯域 (MHz)</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>• Kバンド 9.0以下</td> <td>• 36.2以上</td> <td>• 100</td> </tr> <tr> <td>• Cバンド 4.2以下</td> <td>• 36.0以上</td> <td>• 180</td> </tr> <tr> <td>• 19.45GHz</td> <td></td> <td></td> </tr> <tr> <td>• 30/20GHz帯</td> <td></td> <td></td> </tr> <tr> <td>• 6/4 GHz帯</td> <td></td> <td></td> </tr> <tr> <td>• アンテナ利得</td> <td></td> <td></td> </tr> <tr> <td></td> <td>• Kバンド33dB以上</td> <td></td> </tr> <tr> <td></td> <td>(但し沖縄は27dB以上)</td> <td></td> </tr> <tr> <td></td> <td>• Cバンド25dB以上</td> <td></td> </tr> </tbody> </table>	雑音指数 (dB)	出力 (dBm)	帯域 (MHz)	• Kバンド 9.0以下	• 36.2以上	• 100	• Cバンド 4.2以下	• 36.0以上	• 180	• 19.45GHz			• 30/20GHz帯			• 6/4 GHz帯			• アンテナ利得				• Kバンド33dB以上			(但し沖縄は27dB以上)			• Cバンド25dB以上	
雑音指数 (dB)	出力 (dBm)	帯域 (MHz)																														
• Kバンド 9.0以下	• 36.2以上	• 100																														
• Cバンド 4.2以下	• 36.0以上	• 180																														
• 19.45GHz																																
• 30/20GHz帯																																
• 6/4 GHz帯																																
• アンテナ利得																																
	• Kバンド33dB以上																															
	(但し沖縄は27dB以上)																															
	• Cバンド25dB以上																															
テレメトリ コマンド系 (TT&C)	• Deep Space Network(DSN) に適合するSバンド送受信機及びSバンドオムニアンテナ • Cバンド信号をSバンド信号に変換(コマンド及び測距) • Sバンド信号をCバンド信号に変換(テレメトリ及び測距) • 測距方式 • テレメトリデータ • コマンドデータ	• 送信出力 1~3W • 受信周波数 2096.73MHz • 送信周波数 2276.99MHz • 受信周波数 6.175GHz • 送信周波数 3.950GHz • トーンレンジ方式 • 64ワード/マイナフレーム • 125ビット/秒																														

表2 通信衛星3号-a (CS-3a) の主要諸元 (2/2)

項 目	機 能	性 能
電 源 系 (EPS)	• 上下2分割された円筒形ソーラアレー • 独立したバッテリー充電制御アレー • NiCdバッテリー2個 • シャントセットにより安定化された主バス電圧	秋分 夏至 寿命初期 835W(943W)756W(855W) 7年後 833W 750W 放電深度 55%以下 バス電圧 $29.4 \pm 0.2Vdc$ * 太陽電池を一部切り離した状態。
姿 勢 及 び ア ン テ ナ 制 御 系 (AACS)	• 地球幅、スピン率及び太陽角による姿勢決定情報。2台の地球センサ及び太陽センサ使用 • ワブルコレクタによる慣性主軸調整 • ドライブモータ及び制御エレクトロニクスによるアンテナ指向主軸の制御 • 受動形ニューテーションダンパ	太陽角 $\pm 87^\circ$ 地球幅測定精度 $\pm 0.26^\circ$ (静止軌道) 調整範囲 0.12° (OBM2個使用) アンテナバイアス $\pm 4^\circ$ (東西方向) ステップ角度 $\pm 0.03^\circ$ 減衰時定数 15分以下
二次推進系 (RCS)	• ヒドラジンモノプロペラント方式 • 姿勢制御及びステーションキーピング用スラスト (公称推力20ニュートン)	推進タンク容量 118.5kg 90msec パルスモード又は連続モード噴射 (30sec)
アポジモータ (AKM)	• STAR-30B固体燃料モータ	全推力 約1,449,626N-sec (最大能力)
構 体 (STR)	• 上下2枚の機器プラットフォーム • モノコックシェル構造 • DMAにケーシング機構採用	
熱制御系 (TCS)	• 受動形、一部ヒータ使用	
ア ン テ ナ 指 向 精 度		$0.2^\circ (3\sigma)$ (半頂角) 以内
軌 道 保 持		緯度方向 $\pm 0.05^\circ$ 以内 経度方向 $\pm 0.05^\circ$ 以内
寿 命		7年以上

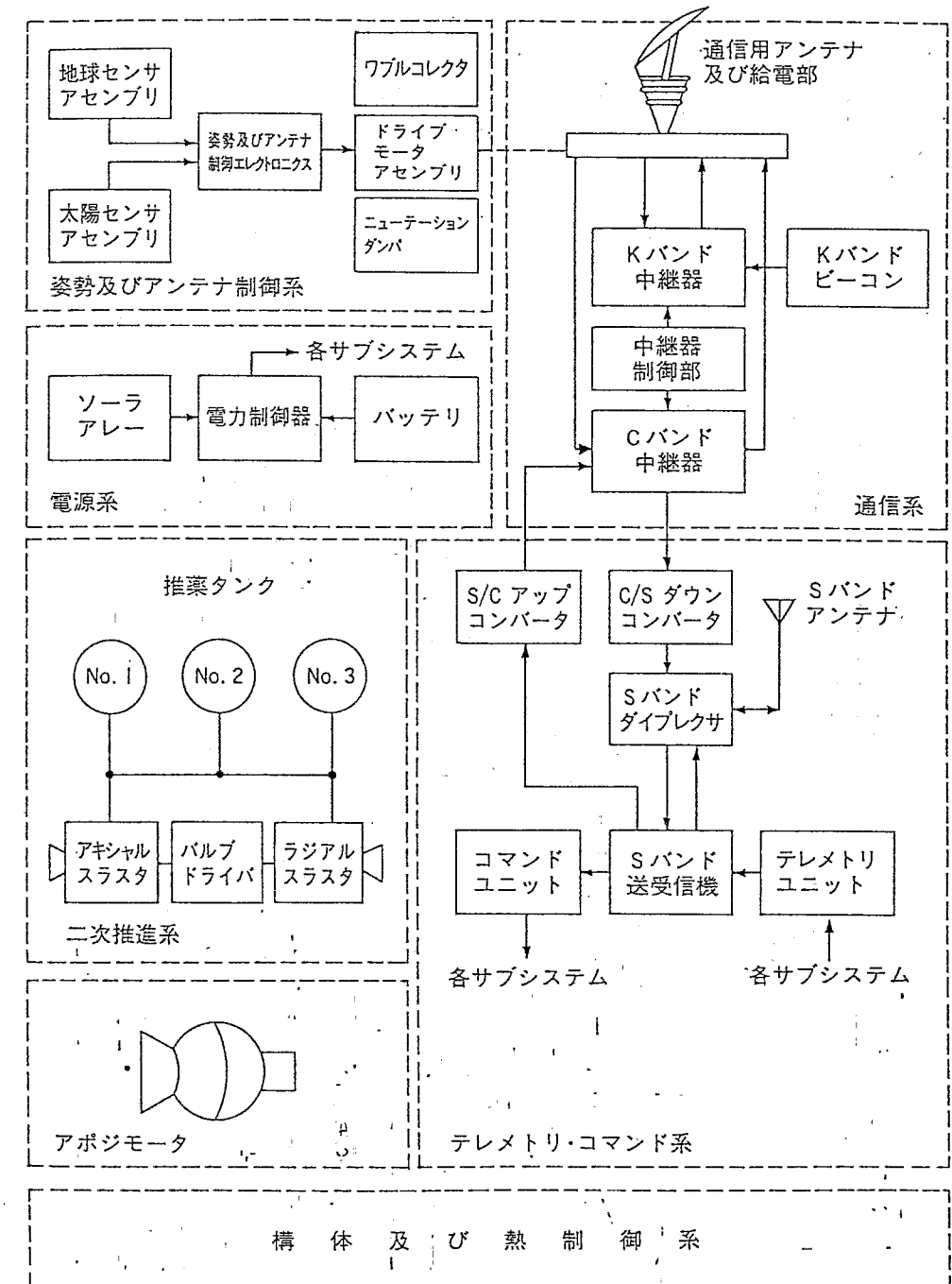


図3 通信衛星3号-a (CS-3a) のシステム構成

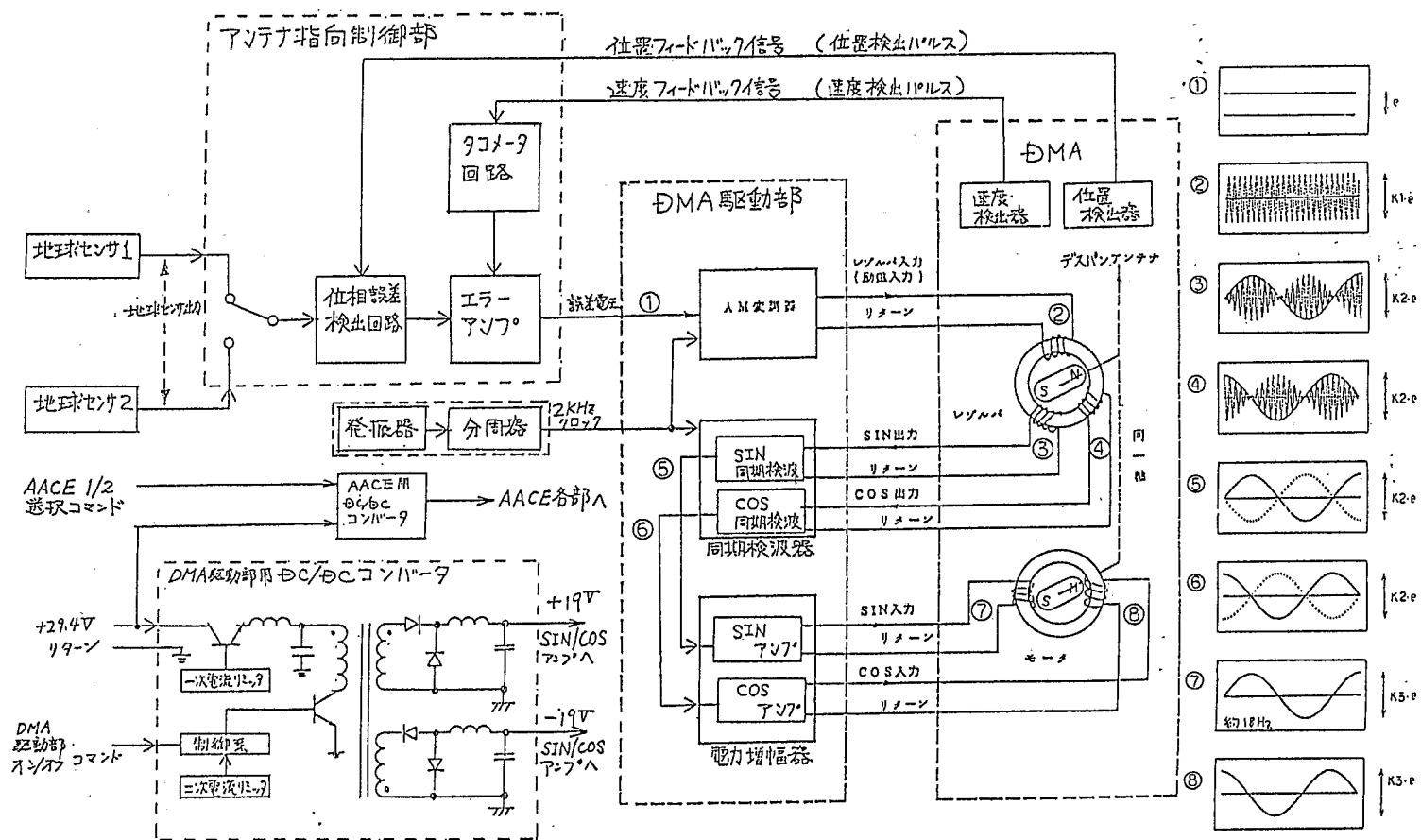


図4 デスパンアンテナ制御系の構成

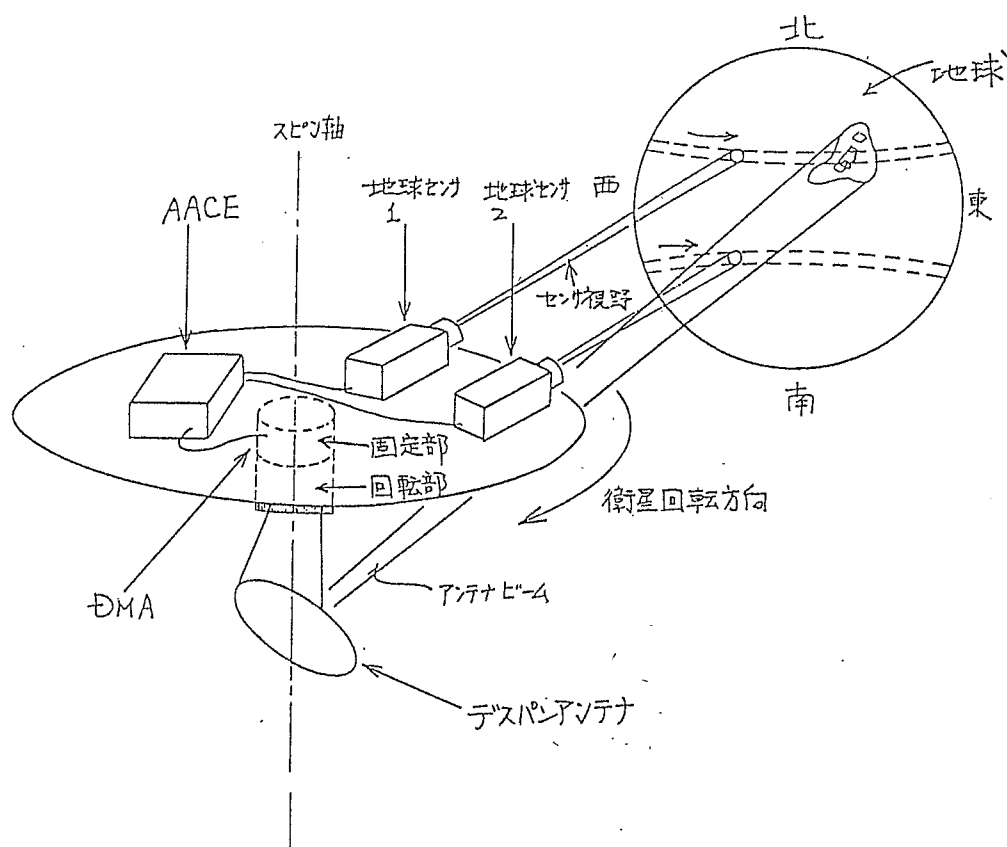


図5 デスパンアンテナ制御系の動作概念

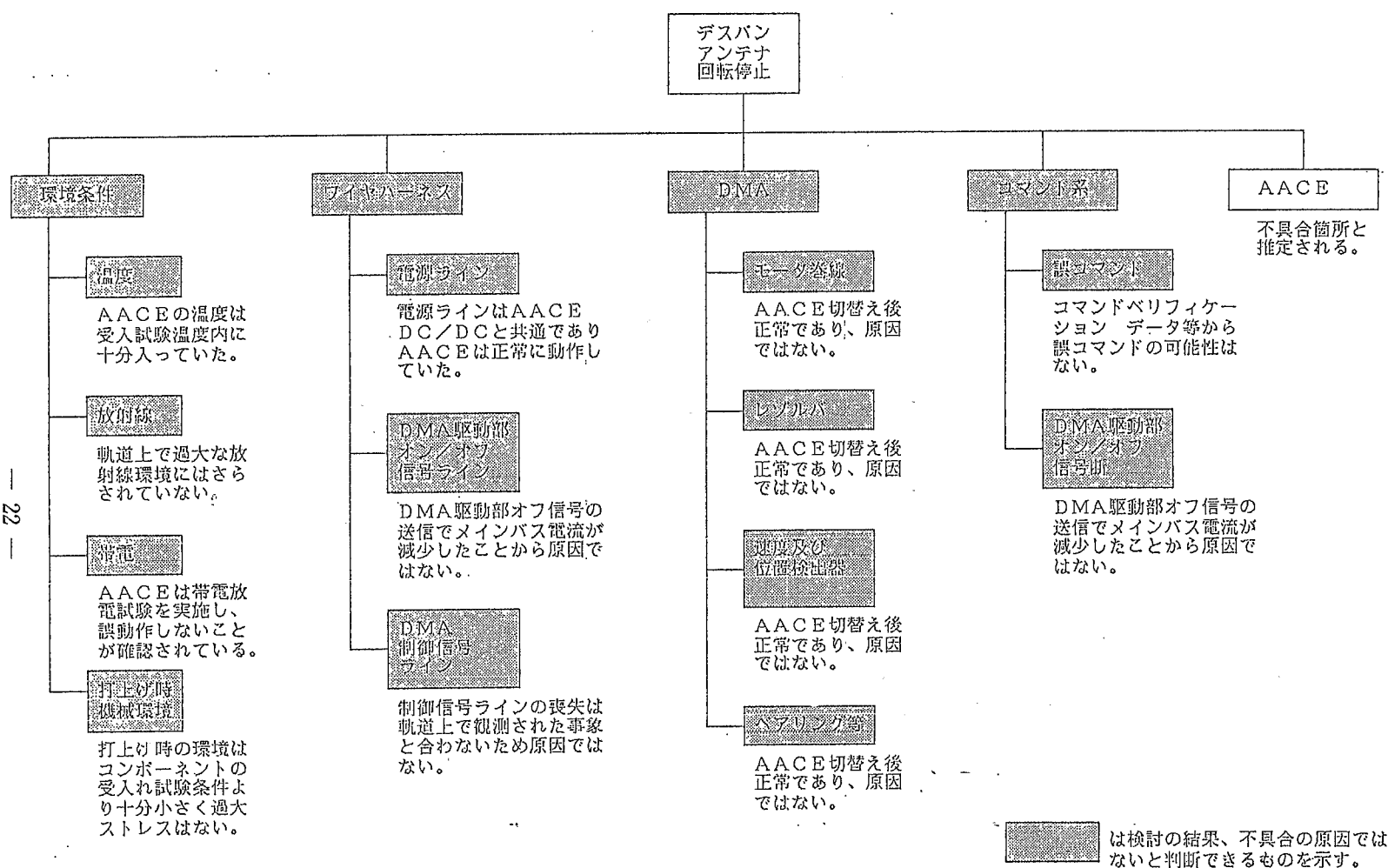


図6 デスパンアンテナ回転停止に関するFTA

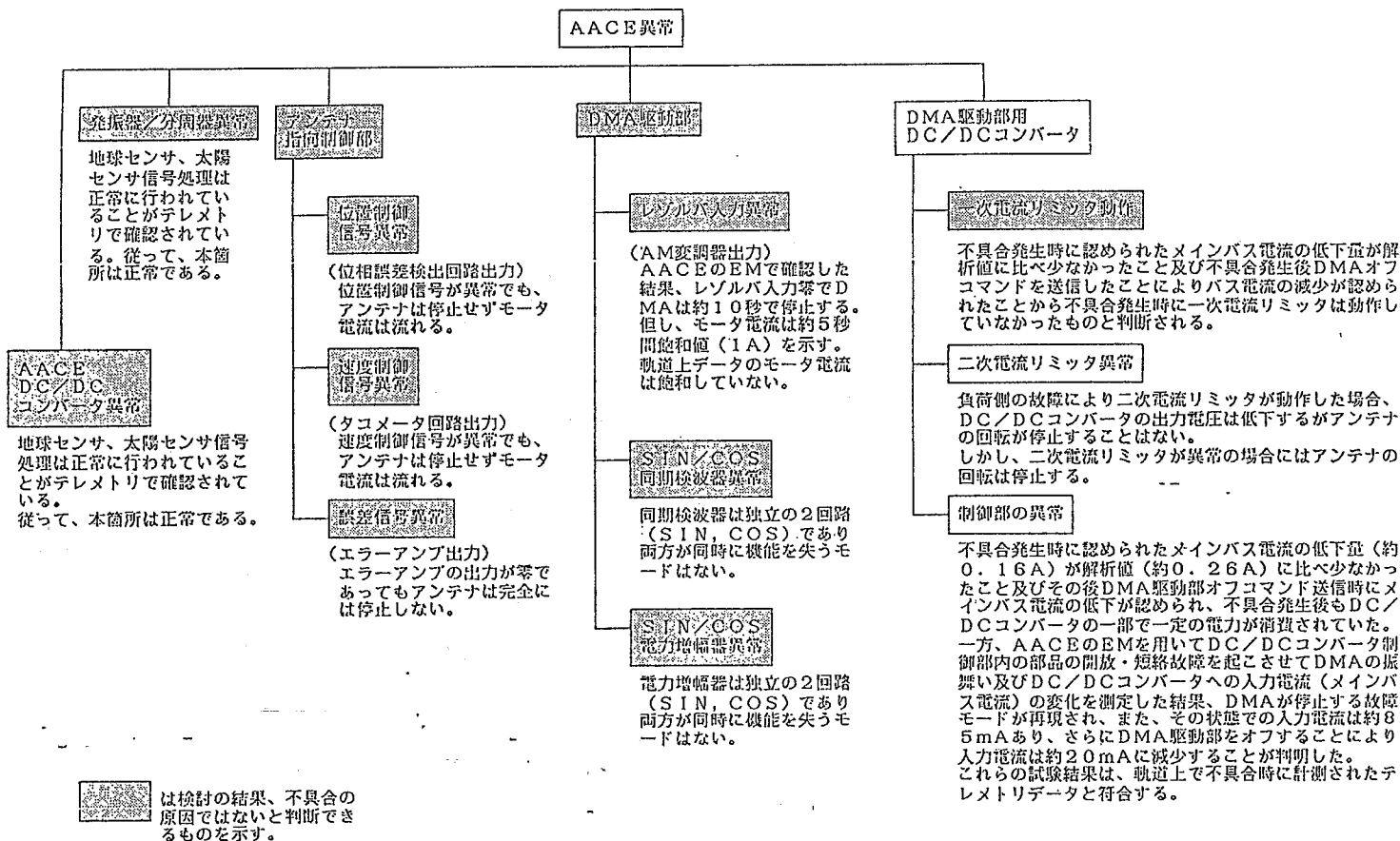


図7 AACEの異常に関するFTA

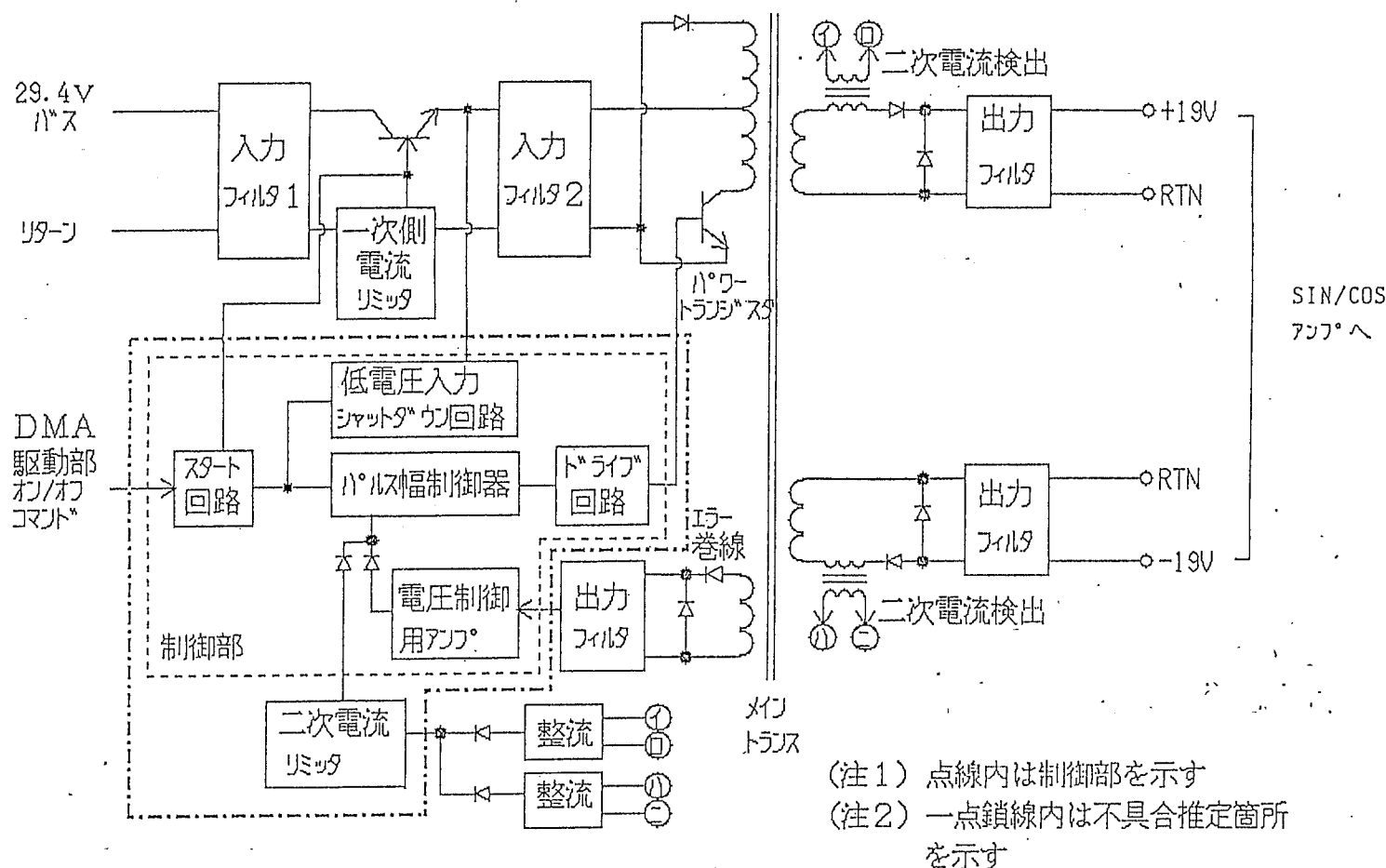


図8 DMA駆動部用DC/DCコンバータの構成

表3 デスパンアンテナ回転停止に係る部品のリスト

回路名称	部 品 番 号	部 品 名	部 品 番 号	故 障 モ ー ド
低電圧入力 シャットダウン 回路	1-U2 1-Q4 1-R18 1-R22 1-R24	IC, エポキシ トランス 皮膜抵抗 " " " "	1H059-003V-438 1P026-001V-438 NASDA RLR07C103GP NASDA RLR05C1502FP NASDA RLR05C1002FP	1-U2の出力が常時Hを出力すると、本回路の出力がLとなりパルス幅制御器の動作が停止する。 1-Q4が短絡すると、本回路の出力がLとなりパルス幅制御器の動作が停止する。 1-R18 が開放すると、本回路の出力がLとなりパルス幅制御器の動作が停止する。 1-R22 が開放すると、本回路の出力がLとなりパルス幅制御器の動作が停止する。 1-R24 が開放すると、本回路の出力がLとなりパルス幅制御器の動作が停止する。
スタート回路	2-Q3 2-Q4 3-Q1 1-CR3 2-CR14 3-CR6	トランス " " " " ダイオード、ウェナ ダイオード、スイッチング " "	1P209-001V-438 1P026-001V-438 " " NASDA TX 1S255-C15 NASDA TX 1S2204 " "	2-Q3が短絡すると、ドライバ回路の動作が停止しDC/DCコンバータの出力がなくなる。 2-Q4が短絡すると、ドライバ回路の動作が停止しDC/DCコンバータの出力がなくなる。 3-Q1が短絡すると、パルス幅制御器の動作が停止しDC/DCコンバータの出力がなくなる。 1-CR3 が開放すると、パルス幅制御器の動作が停止しDC/DCコンバータの出力がなくなる。 2-CR14が開放すると、ドライバ回路の動作が停止しDC/DCコンバータの出力がなくなる。 3-CR6 が開放すると、パルス幅制御器の動作が停止しDC/DCコンバータの出力がなくなる。
パルス幅制御器	3-U1 3-Q2 3-R11 3-C4	IC, エポキシ トランス 皮膜抵抗 セラミック コンデンサ	CI-111-612-001V-003 NASDA TX 2SA1218 NASDA RLR07C470GP NASDA 1002/06CH102JF	3-U1が故障すると、パルス幅制御器の動作が停止しDC/DCコンバータの出力がなくなる。 3-Q2が短絡すると、パルス幅制御器の動作が停止しDC/DCコンバータの出力がなくなる。 3-R11 が開放すると、パルス幅制御器の動作が停止しDC/DCコンバータの出力がなくなる。 3-C4が開放又は短絡すると、パルス幅制御器の動作が停止しDC/DCコンバータの出力がなくなる。
電圧制御用アンプ	3-U2 3-Q5 3-CR5 3-CR8 3-R27 3-R29 3-R30 3-C12	IC, オペアンプ トランス ダイオード、ウェナ ダイオード、スイッチング 皮膜抵抗 " " " " セラミック コンデンサ	1H119-004V-438 NASDA TX 2SC2822 NASDA TX 1S255-C5V1 NASDA TX 1S2204 NASDA RLR07C392GP NASDA RLR07C182GP NASDA RLR05C1502FP NASDA CKR06BR105KM	3-U2の出力が常時Hを出力すると、本回路の出力がHとなりパルス幅制御器の動作が停止する。 3-Q5が短絡すると、本回路の出力がHとなりパルス幅制御器の動作が停止する。 3-CR5 が短絡すると、本回路の出力がHとなりパルス幅制御器の動作が停止する。 3-CR8 が開放すると、本回路の出力がHとなりパルス幅制御器の動作が停止する。 3-R27 が開放すると、本回路の出力がHとなりパルス幅制御器の動作が停止する。 3-R29 が開放すると、本回路の出力がHとなりパルス幅制御器の動作が停止する。 3-R30 が開放すると、本回路の出力がHとなりパルス幅制御器の動作が停止する。 3-C12 が短絡すると、本回路の出力がHとなりパルス幅制御器の動作が停止する。
ドライバ回路	2-Q1 2-Q2 2-CR13 2-CR16 2-CR17	トランス " " ダイオード 整流用 " " " "	NASDA TX 2SA1218 1P209-001V-438 1D012-002V-435 " " " "	2-Q1が短絡すると、ドライバ回路の動作が停止しDC/DCコンバータの出力がなくなる。 2-Q2が開放又は短絡すると、ドライバ回路の動作が停止しDC/DCコンバータの出力がなくなる。 2-CR13が短絡すると、ドライバ回路の動作が停止しDC/DCコンバータの出力がなくなる。 2-CR16が短絡すると、ドライバ回路の動作が停止しDC/DCコンバータの出力がなくなる。 2-CR17が短絡すると、ドライバ回路の動作が停止しDC/DCコンバータの出力がなくなる。
二次電流リミッタ	2-U1	IC, オペアンプ	1H119-004V-438	2-U1の出力が常時Hを出力すると、本回路の出力がHとなりパルス幅制御器の動作が停止する。

(注) H: ほぼ電源電圧に近い値
L: ほぼ0Vに近い値

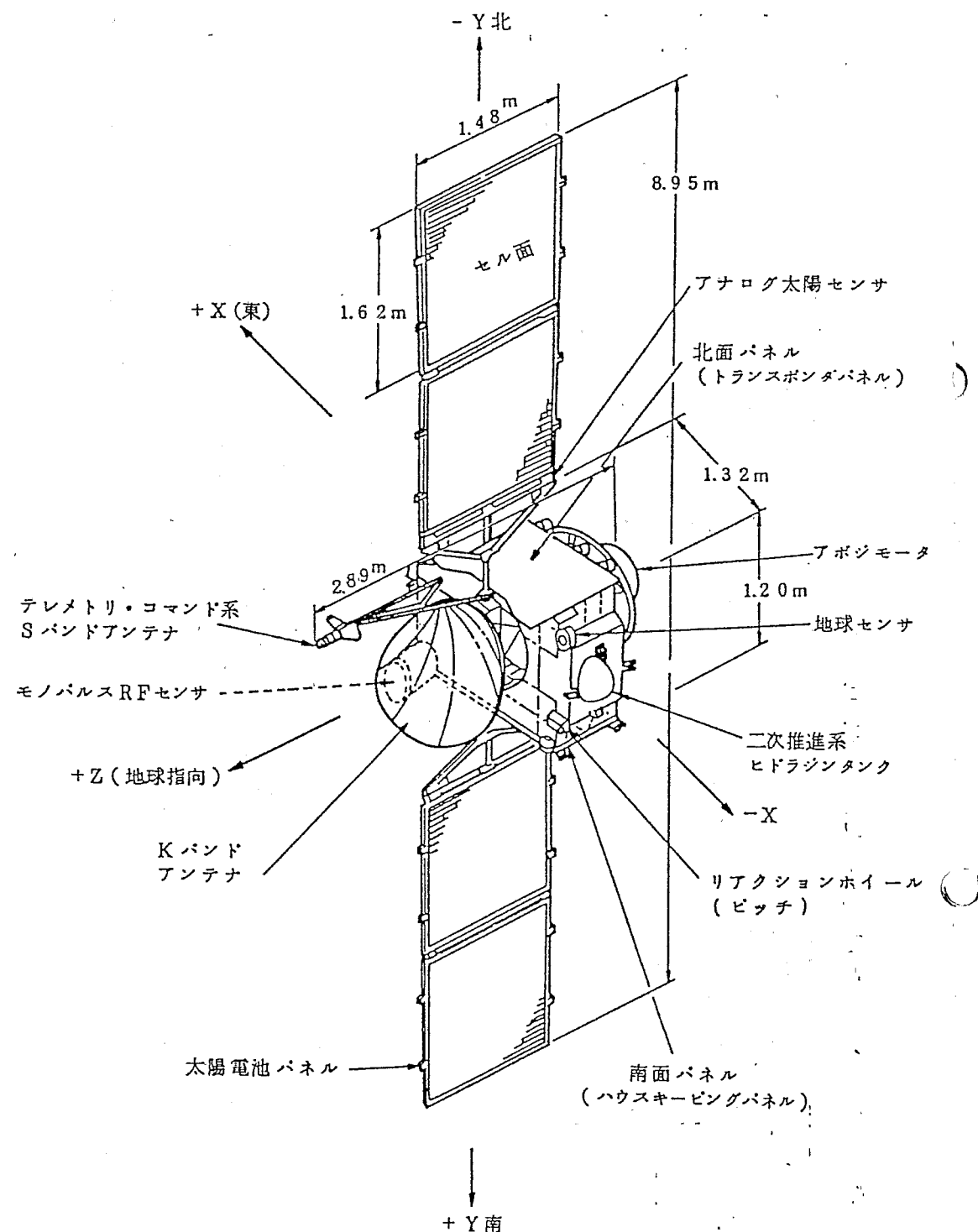


図9 放送衛星2号-b (BS-2b) の形状

表4 放送衛星2号-b (BS-2b) の主要諸元

項目	諸元	
形状	展開型太陽電池パドルを有する箱型	
	(1) 箱型本体部	1.2 m × 1.32 m × 0.77 m
	(2) アンテナ・ヒドラジンタンク・アポジモータを含む寸法	1.55 m × 2.17 m × 2.89 m
重量	打上げ時	約689 kg
	静止衛星軌道初期	約350 kg
姿勢安定法	ゼロモーメント三軸制御方式 (トランスファ軌道ではスピン安定方式)	
軌道	静止衛星軌道, 静止位置 東経約110度	
放送チャンネル数	カラーテレビジョン 2チャンネル (同時運用)	
搭載機器	通信系	放送用Kバンドアンテナ 放送用中継器 (受信機1系統及び予備1系統, 送信機2系統及び予備1系統)
	テレメータ・コマンド系	Sバンド送受信機, Sバンドアンテナ コマンド・ユニット, テレメータ・ユニット K/Sコンバータ
	電源系	太陽電池パネル, バッテリ, 電力制御器
	姿勢制御系	姿勢センサー (地球センサ, モノパルスRFセンサ, アナログ太陽センサ, ヨーレートジャイロ, 地平線検出器, デジタル太陽センサ), リアクションホイール, 姿勢制御電子装置
	推進系	アポジモータ, 二次推進系
	寿命	4年以上5年目標 (5年後の残存確率0.7以上)

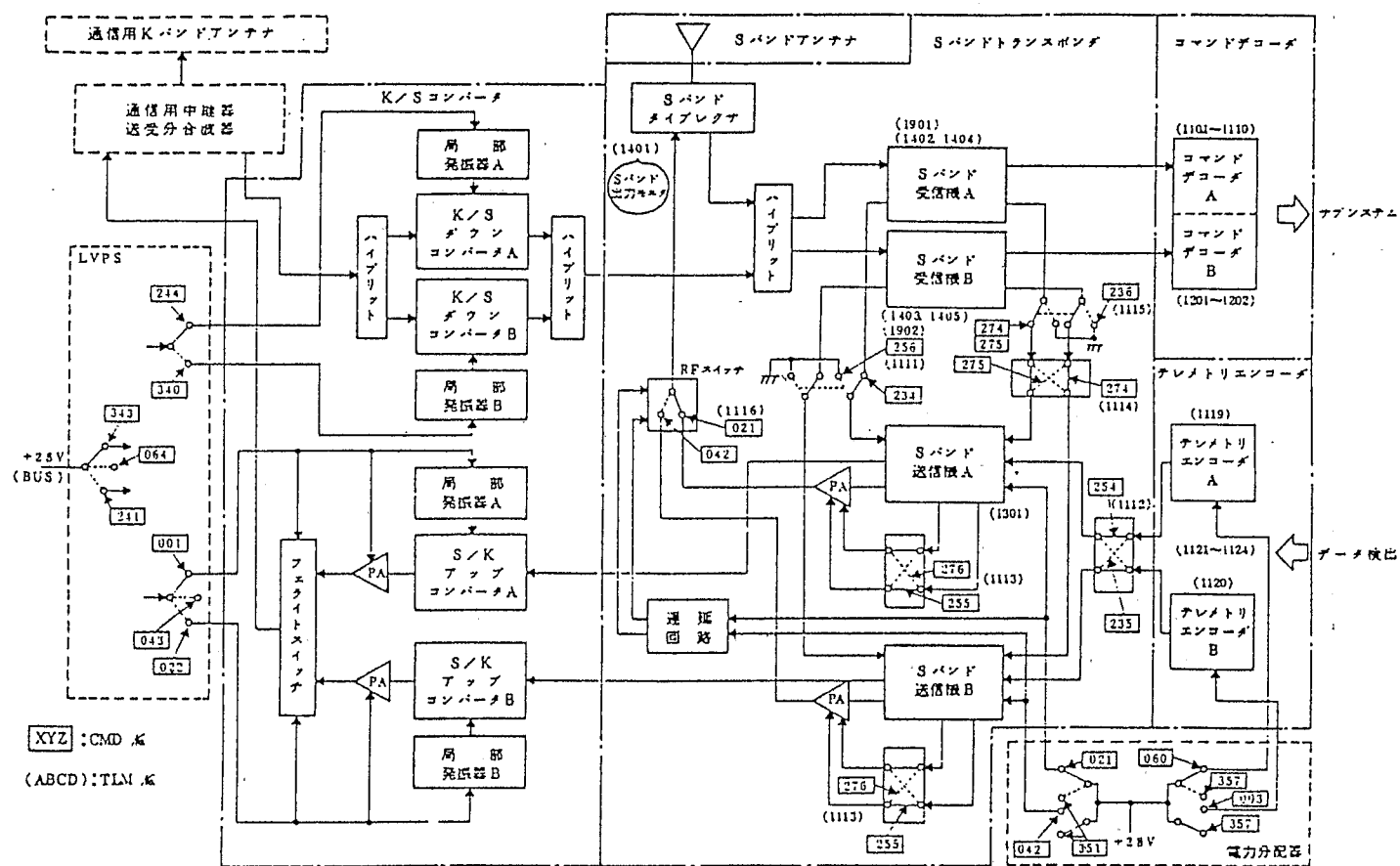
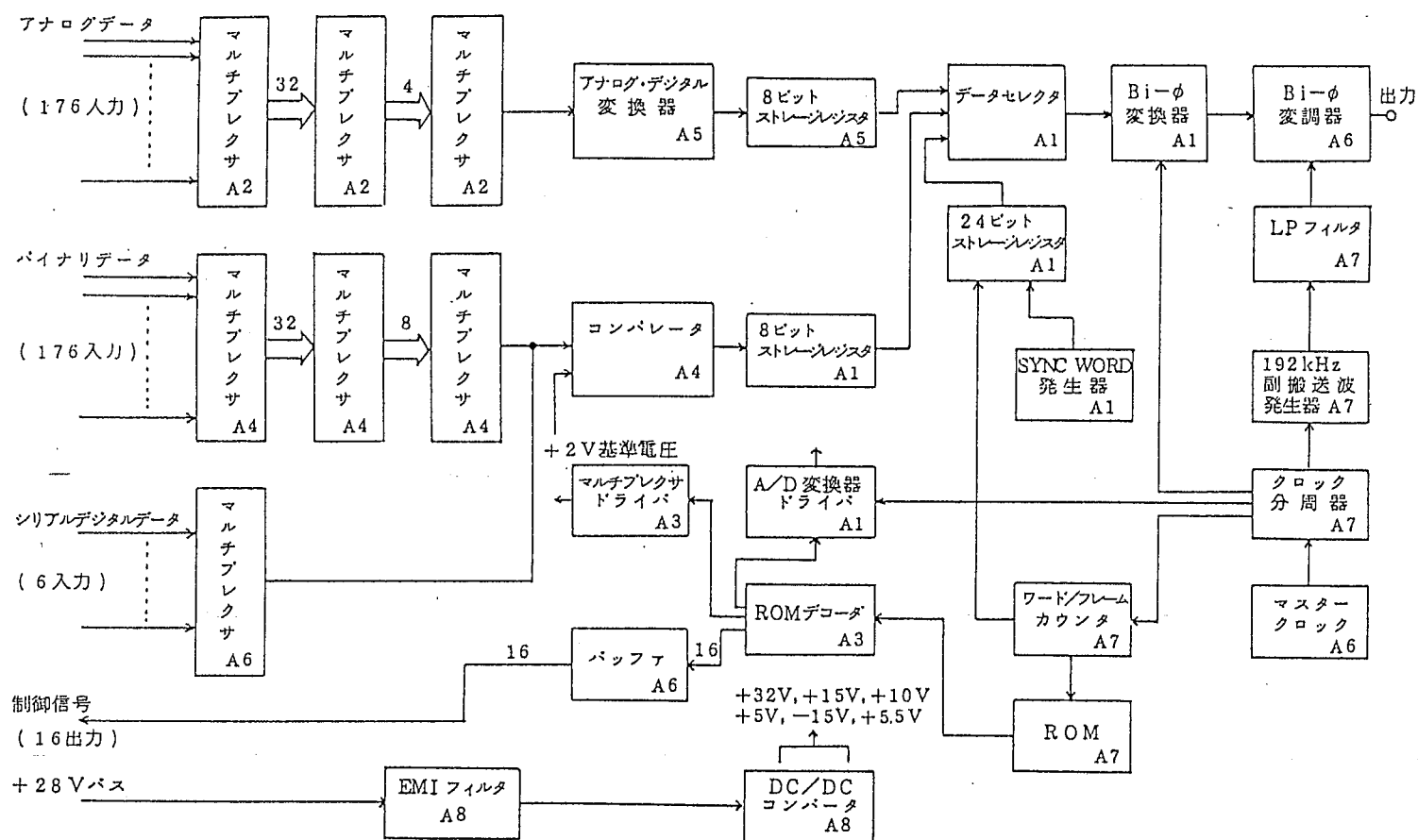


図10 テレメトリ・コマンド系の構成



注 A1~A7は基板番号を示す。

図11 テレメトリ・エンコーダの構成

○印：可能性有り
×印：可能性無し

表5 現象と不具合箇所との関係 (1/2)

基 板	NO	ブロック	マイナーフレームカウント " 3 " 歩進 (1 2 月 2 4 日 確 認)	1 9 2 k H z 副 搬 送 波 無 変 調 (1 2 月 2 8 日 確 認)	総 合 判 断
A 6	1	B i - φ 変 調 器	・ 関 係 無 し ×	・ 入 力 回 路 故 障 の 場 合 ○	×
A 1	2	B i - φ 変 換 器	・ 関 係 無 し ×	・ 5 1 2 H z の 入 力 回 路 又 は 出 力 回 路 故 障 の 場 合 ○	×
	3	テ ー タ セ レ ク タ	・ 関 係 無 し ×	・ 故 障 し た 場 合 で も 5 1 2 H z に よ る 何 ら か の 変 調 は 行 わ れ る ×	×
	4	2 4 ビ ッ ト ス ト レ ー ジ レ ジ ス タ お よ び S Y N C W O R D 発 生 器	・ 関 係 無 し ×	・ 故 障 す る と テ ー タ セ レ ク タ は 正 常 動 作 し な い 。 し か し 、 こ の 場 合 で も 上 記 同 様 の 変 調 有 り ×	×

表5 現象と不具合箇所との関係 (2/2)

基 板	NO	ブロック	マイナーフレームカウント " 3 " 歩進 (1 2 月 2 4 日 確 認)	1 9 2 k H z 副 搬 送 波 無 変 調 (1 2 月 2 8 日 確 認)	総 合 判 断
A 7	6	ク ロ ッ ク 分 周 器	・ ワード/フレームカウンタへの入力が無くなりカウントは停止する ○	・ B i - φ 変 換 器 へ の 5 1 2 H z の 入 力 が 無 く な り 無 変 調 と な る ○	○
	7	ワード/フレーム カウンタ	・ カウント機能停止で可能性有り ○	・ 動作異常が発生しても512 H z に よ る 何 ら か の 変 調 は 行 わ れ る ×	×
	8	1 9 2 k H z 副 搬 送 波 発 生 器 お よ び L P F	・ 関 係 無 し ×	・ 1 9 2 k H z 有 り は 確 認 さ れ て い る ×	×
A 6	9	マ ス タ ー ク ロ ッ ク	・ 発 信 停 止 等 に よ り 可 能 性 有 り ○	・ 1 9 2 k H z の レ ベ ル 、 周 波 数 は 正 常 で あ っ た ×	×
A 8	10	D C / D C コ ン バ ー タ	・ A 7 基 板 へ の 5 V 異 常 が 生 じ れ ば メ ー ジ ャ ー フ レ ー ム カ ウ ン ト も 含 め て 、 状 態 は 不 連 続 に な る は ず で あ る ×	・ 副 搬 送 波 が 有 り の た め 可 能 性 無 し ×	・ ク ロ ッ ク 分 周 器 内 で の 配 線 の 可 能 性 は あ る ×

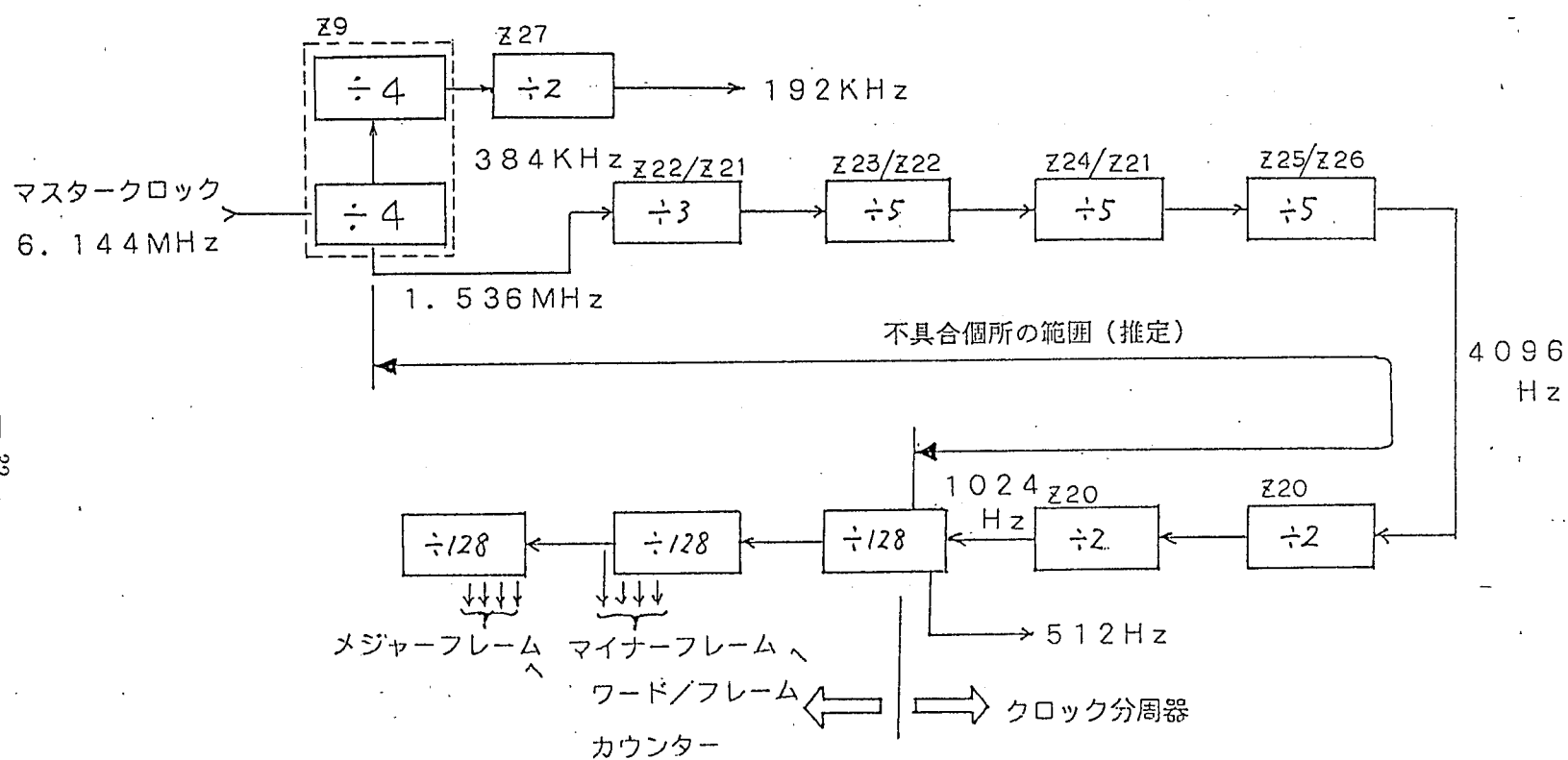
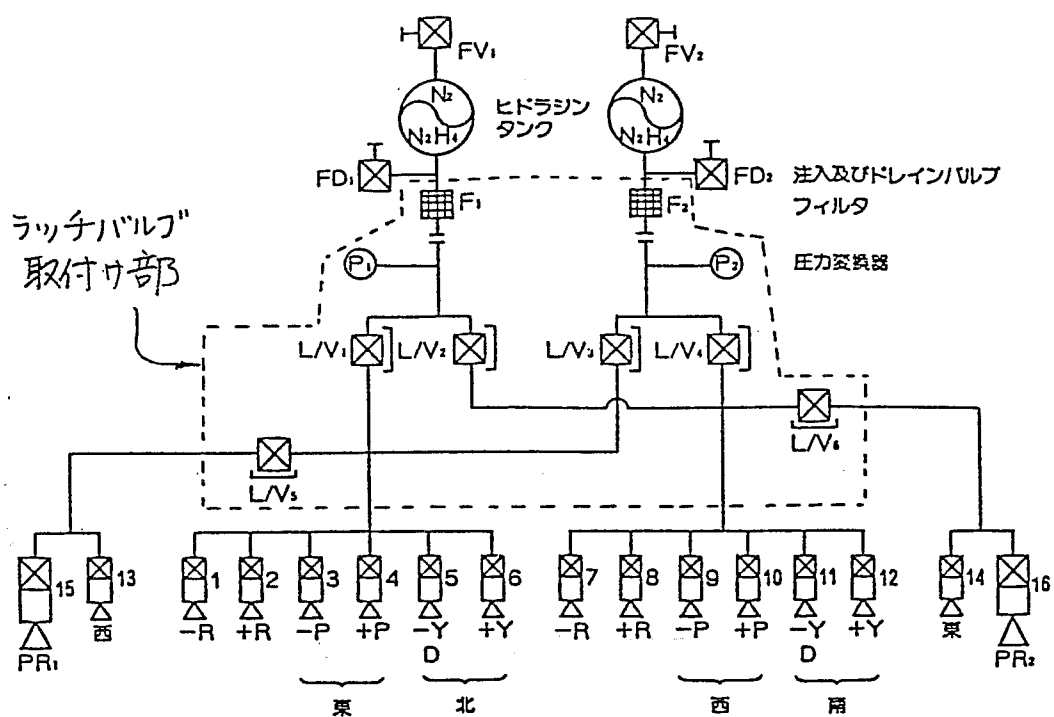
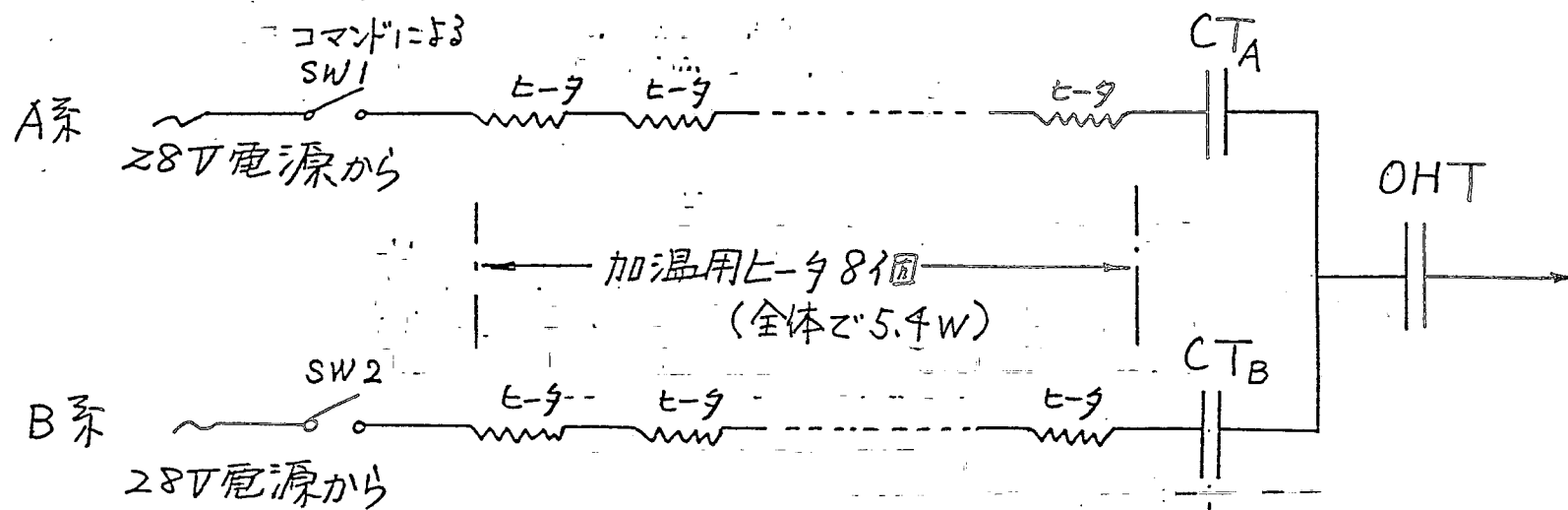


図12 クロック分周器とワード/フレームカウンタの構成



D=デスピ用スラスタ PR =プリセッション用スラスタ
R=ロールスラスタ L/V=ラッチングバルブ
P=ピッチスラスタ FV =注入/排出バルブ
Y=ヨースラスタ

図13 二次推進系の構成



C T : 温度制御用サーモスタット
OHT : 過温度防止用サーモスタット

図14 ラッチバルブ部温度制御系統図

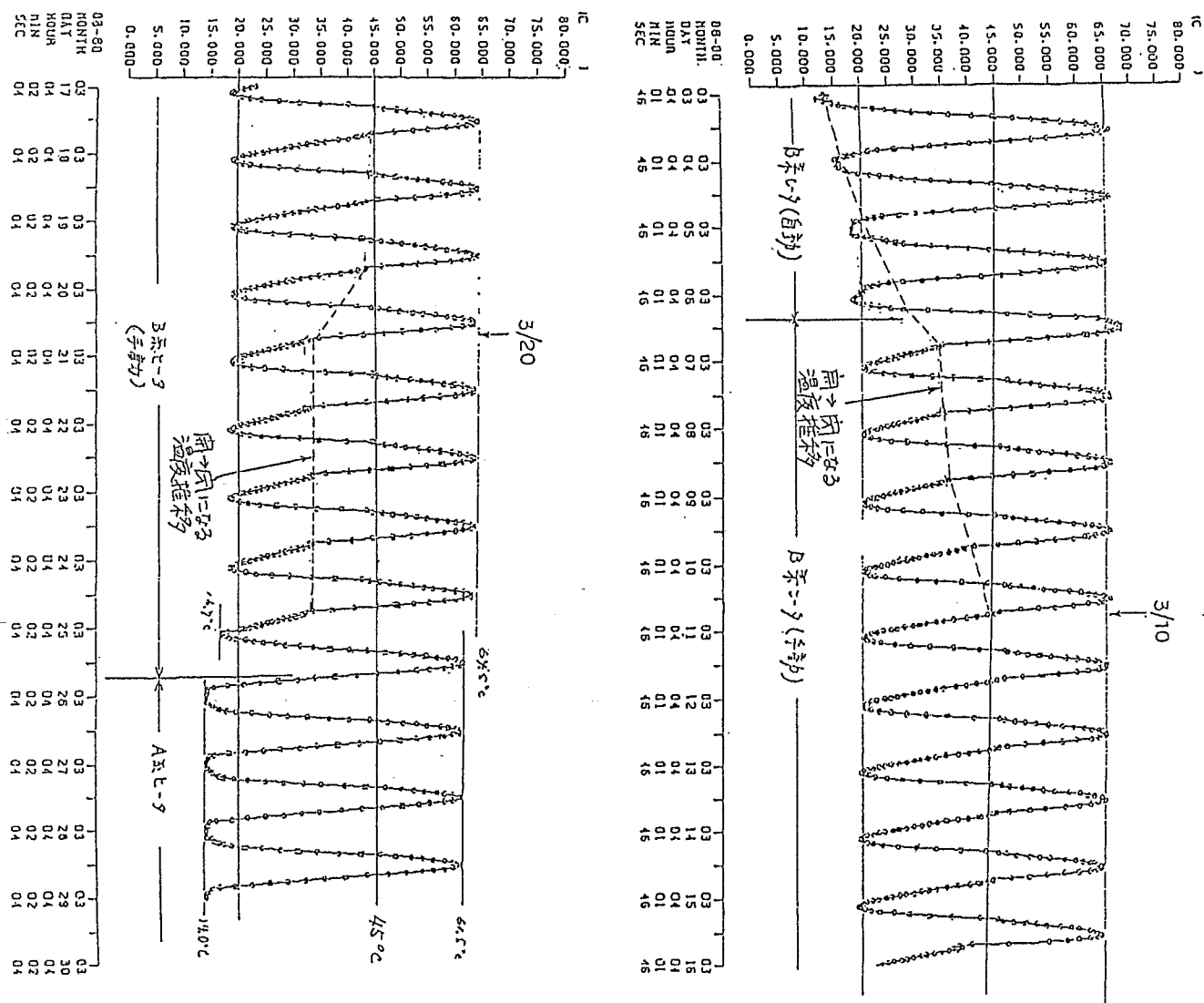


図15 ラッチバルブ部の温度変化

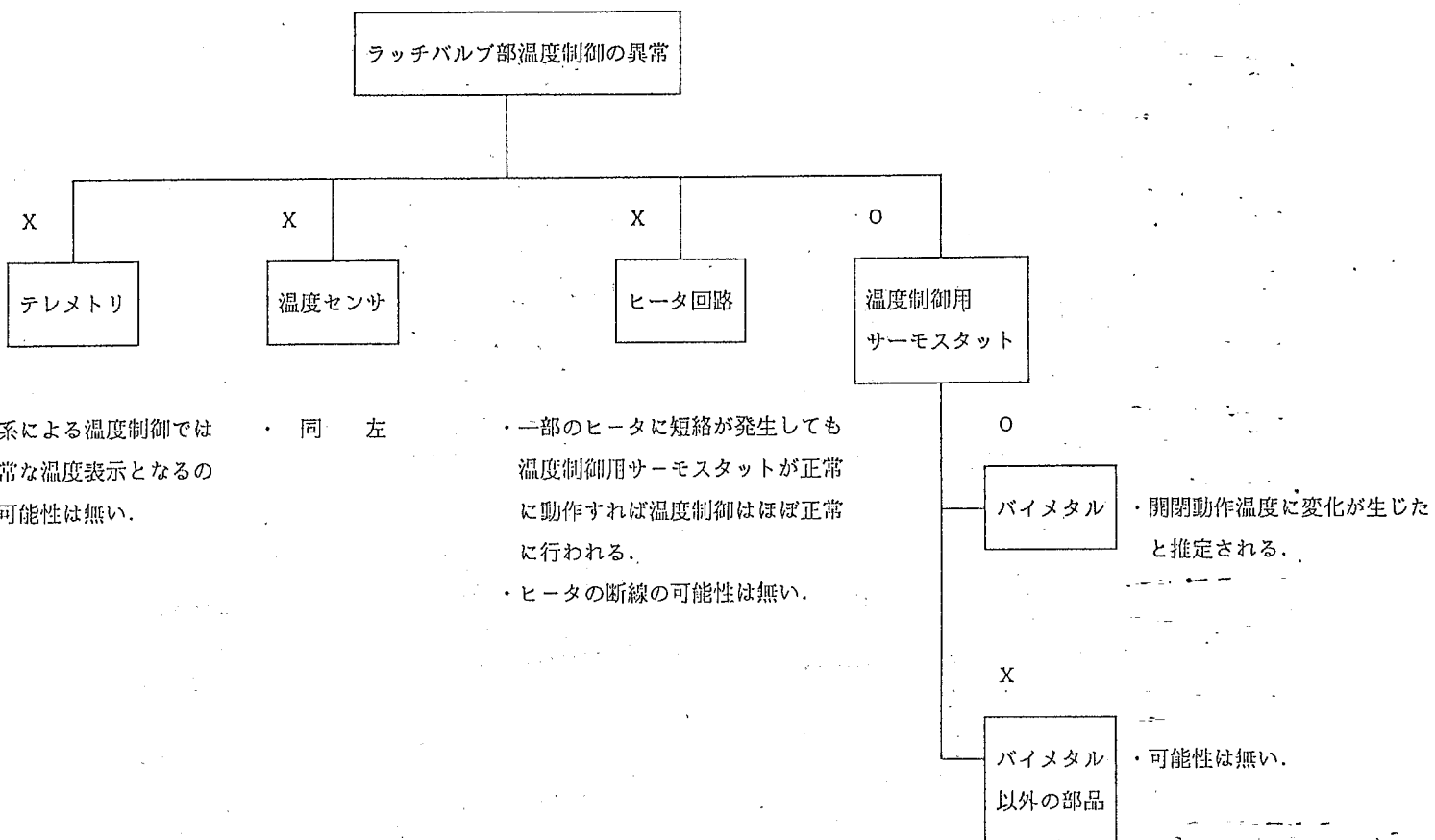


図16 ラッチバルブ部温度制御（B系）に関するFTA

参考1

H-I ロケット（3 段式）1 号機及び通信衛星
3 号-a（CS-3 a）の打上げ結果の評価等に
関する審議について

昭和63年3月30日
宇宙開発委員会決定

1. 昭和63年2月19日に宇宙開発事業団が行ったH-I ロケット（3 段式）1 号機及び通信衛星3 号-a（CS-3 a）の打上げ結果を評価するために調査審議を行うとともに、昭和61年2月に打ち上げた放送衛星2 号-b（BS-2 b）の二次推進系遮断弁の温度制御の作動状況に関して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及び作動状況について、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5月末までに終えることを目途とする。

参考 2

放送衛星 2 号 -b(BS-2b)のテレメトリ・
エンコードの B 系への切替えについて

1. 昭和 61 年 2 月に打ち上げた放送衛星 2 号 -b(BS-2b)のテレ
メトリ・エンコードの作動状況に関して調査審議を行う。
2. 1. の調査審議は第四部会において行い、昭和 63 年 5 月末
までに終えることを目途とする。

参考 3

宇宙開発委員会第四部会構成員

(50 音順)

昭和 63 年 2 月 3 日	部 会 長	佐 貫 亦 男	前日本大学理工学研究所顧問
宇宙開発委員会決定	()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	東京都立科学技術大学 航空宇宙システム工学科教授
		※田 畑 浄 治	宇宙開発事業団理事
		塚 本 賢 一	郵政省通信総合研究所長
		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。