

委 2 - 2

放送衛星3号-b (BS-3b) 及び第14号科学衛星
(SOLAR-A) の打上げ結果の評価について (報告)

平成4年1月

宇宙開発委員会技術評価部会

放送衛星3号-b (BS-3b) 及び第14号科学衛星
(SOLAR-A) の打上げ結果の評価について

平成4年1月14日
宇宙開発委員会技術評価部会

宇宙開発委員会技術評価部会は、平成3年8月25日に宇宙開発事業団が行ったH-Iロケット(3段式)による放送衛星3号-b (BS-3b) の打上げ及び平成3年8月30日に文部省宇宙科学研究所が行ったM-3SIIロケットによる第14号科学衛星(SOLAR-A) の打上げの結果を評価するために必要な技術的事項について、平成3年11月11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) による放送衛星 3 号-b (BS-3 b) の打上げ	
1. 打上げの概要	1
(1) 目的	
(2) H-I ロケット (3 段式) の概要	
(3) 放送衛星 3 号-b (BS-3 b) の概要	
(4) 打上げの経過及び結果	
2. 打上げの経過及び結果の分析	3
II. M-3 S II ロケットによる第14号科学衛星 (SOLAR-A) の打上げ	
1. 打上げの概要	4
(1) 目的	
(2) M-3 S II ロケットの概要	
(3) 第14号科学衛星 (SOLAR-A) の概要	
(4) 打上げの経過及び結果	
2. 打上げの経過及び結果の分析	7
III. 総合意見	7
参考1 放送衛星 3 号-b (BS-3 b) 及び第14号科学衛星 (SOLAR-A) の打上げ結果の評価に関する審議について	19
参考2 宇宙開発委員会技術評価部会構成員	20

I. H-I ロケット (3 段式) による放送衛星 3 号-b (BS-3 b) 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) により放送衛星 3 号-b (BS-3 b) を打ち上げ、赤道上東経110度の静止衛星軌道に投入することにより、放送衛星 2 号 (BS-2) による放送サービスを引き継ぎ、また、増大かつ多様化する放送需要に対処するとともに、放送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) の概要

H-I ロケット (3 段式) は、重量約550kgの静止衛星を打ち上げる能力を有する 3 段式ロケットで、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。

なお、今回の H-I ロケット (3 段式) は、BS-3 b の打上げ時の重量が約1,115kgであるため、BS-3 a 打上げと同様に、第 3 段モータの推進薬を増量し、第 1 段機体外表面の白色塗装を省略することにより、ロケットの打上げ能力を向上させている。

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) 放送衛星 3 号-b (BS-3 b) の概要

放送衛星 3 号-b (BS-3 b) は、約1.3m×約1.6m×約1.6mの箱型形状 (アンテナ部分を含めた高さは約3.2m) の本体部を持ち、軌道上で太陽電池パネルを展開した状態で約15mの長さとなる三軸姿勢制御方式の衛星であり、静止衛星軌道初期の重量は約550kg、打上げ時の衛星重量は約1,115kgである。BS-3 b の形状、機器配置、主要諸元及びシステム構成は、それぞれ、図 2、図 3、表 2 及び図 4 に示すとおりである。

(4) 打上げの経過及び結果

今回の打上げは、当初平成3年8月16日に予定されていたが、8月1日に実施された発射リハーサルにおいて発生した不具合により、8月22日に延期され、さらに気象条件により8月25日まで延期された。

発 射 時 刻 : 8月25日 17時40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

初期飛行方位角 : 92.5度

発射時の天候 : 曇、北東の風5.9m/s、気温27.3度

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、誘導制御も正常に行われた。

続いて、第3段スピンアップ、第2段ロケット切離し及び第3段固体ロケットの燃焼も正常に行われ、発射後約26分27秒に第3段ロケットとBS-3bの分離が正常に行われ、BS-3bは所定のトランスファ軌道に投入され、「ゆり3号-b」(YURI-3b)と命名された。

BS-3bの軌道は、軌道計算により以下のとおりであることが確認された。

(第3段燃焼終了時)

項目	計画値	実測値
近地点高度 (km)	179.8	179.1
遠地点高度 (km)	37170.5	37490.6
軌道傾斜角 (度)	28.740	28.701
周 期 (分)	657.7	664.0

実測値：第3段燃焼後のレンジングによる実測データから算出した軌道

計画値：打上げ計画に基づき飛翔した場合の軌道

BS-3bは、8月27日に第4アポジ点においてアポジモータを点火し、ドリフト軌道に投入された。その後、スピンドウン、デュアルスピントーン、太陽電池アレイ展開、地球捕捉等が行われ、8月28日の三軸姿勢確立を経て、9月10日に東経110度の静止軌道に投入された。この間、8月30日から10月11日に、衛星の機能確認試験（バス機器及びミッション機器）を実施し、衛星の機能・性能の確認を行い、所要の性能を満たしていることが確認された。

軌道計算による衛星の軌道は次のとおりである。

(最終静止時)

項目	計画値	実測値
近地点高度 (km)	35786.0	35775.8
遠地点高度 (km)	35786.0	35796.5
軌道傾斜角 (度)	0	0.207
周 期 (分)	1436.1	1436.1
静止位置 (度)	東経110度	東経110度

実測値：静止後のレンジングによる実測データから算出した軌道
計画値：打上げ前に計画した軌道

2. 打上げの経過及び結果の分析

前述のとおり、H-Iロケット（3段式）により、BS-3bは所定の静止衛星軌道に投入され、ミッション機器をはじめ衛星各部は順調に機能しており、目的は達成されたものと考えられる。なお、8月1日の発射リハーサルにおいて発生した不具合は、第1段の液体酸素充填バルブ機能不良と判明し、打上げを8月22日に延期するとともに、当該バルブを良品と交換し、再リハーサルを行った後、8月25日に打ち上げられた。

II. M-3S II ロケットによる第14号科学衛星 (SOLAR-A) の打上げ

1. 打上げの概要

(1) 目的

今回の打上げは、M-3S II ロケットにより第14号科学衛星 (SOLAR-A) を打ち上げ、高度約550~650kmの略円軌道に投入することにより、太陽活動極大期に太陽フレアの高精度画像観測等を、日米協力等で行うことを目的としたものである。

(2) M-3S II ロケットの概要

M-3S II ロケットは、全長約27.8m、直径約1.41m、発射時の総重量約62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5及び表3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、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、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SOLAR-Aが搭載されている。

(3) 第14号科学衛星 (SOLAR-A) の概要

SOLAR-Aは、幅約1m、奥行き約1m、高さ約2mの直方体で、打上げ時の重量は約400kgである。SOLAR-Aの形状及びシステム構成は、それぞれ図6及び図7に示すとおりである。

SOLAR-Aは、三軸姿勢制御方式の衛星であり、その姿勢は、2台のモーメントムホイール、三軸の磁気トルカ、コントロールモーメントムジャイロをアクチュエータに用いて制御される。

SOLAR-Aに搭載した観測機器の概要は次のとおりである。

ア 軟X線望遠鏡 (S X T)

主として100万度を越すコロナからの熱放射として放出されている、エネルギーが数keV以下の軟X線の観測を行う。この装置は、日米の国際協力により設計製作された。

イ 硬X線望遠鏡 (H X T)

高温 (数千万度以上) のプラズマの放射線や非熱的な現象から発生する10keVを超えるエネルギーの硬X線の観測を行う。

ウ ブラック結晶分光計 (B C S)

ブラック結晶を用いて、精密な元素の線スペクトル分光を行うもので、プラズマの温度、元素比等が分かる。この装置は、日英の国際協力により設計製作された。

エ 広帯域X線ガンマ線分光計 (W B S)

軟X線から、ガンマ線までの広範囲にわたる連続スペクトルを観測する装置で、太陽の放射する高エネルギー放射線全般のエネルギースペクトルが分かる。

(4) 打上げの経過及び結果

今回の打上げは、当初8月26日に予定されていたが、実験機器の調整のため8月29日に延期され、さらに気象条件により8月30日まで延期された。

発 射 時 刻 : 8月30日 11時30分

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 : 91度

発射時の天候 : 北北西の風1 m/s、気温28.7度

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第3段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。ただし、第3段のスピニアップは、予定では2.0 rpsのところ、実際には1.3 rpsで

あった。

第3段は、発射後433秒、高度570kmにおいて点火された。燃焼は正常で、スピン数毎秒1.5回でSOLAR-Aを略円軌道に投入した。また、衛星と第3段の分離は発射後570秒に行われた。軌道に投入されたSOLAR-Aは、「ようこう」（陽光、YOHKOH）と命名された。その後の計算によるSOLAR-Aの軌道は次のとおりである。

(8月30日2時08分)

項目	計画値	実測値
近地点高度 (km)	550	517.9
遠地点高度 (km)	650	792.5
軌道傾斜角 (度)	31.1	31.3
周 期 (分)	97	97.8

実測値：追跡管制所のレンジングによる実測データから算出した軌道。

計画値：質量特性試験後の衛星重量の確定値等に基づいて決定された最終的な値。

衛星は、発射後580秒にヨーヨーデスピナにより、衛星の回転速度を毎秒1.5回から毎分約3回に低下した後、太陽電池パドルの展開を行った。

その後、三軸姿勢の確立を経て、モーメントムホイール、コントロールモーメントムジャイロ、磁気トルカ、慣性基準装置等の姿勢制御計測装置、電源系装置等の機器は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順次動作試験が始められ、観測機器の動作が正常であることが確認された。

なお、今回の打上げについても、前回に引き続き、宮崎県の宮崎医科大学にダウンレンジ局を設け、受信データを地上回線を介して鹿児島宇宙空間観測所に伝送したが、受信は正常で有効に機能した。

2. 打上げの経過及び結果の分析

M-3S II ロケットによる SOLAR-A の打上げについては、実験機器の調整の遅れの原因は、極めて偶発的な誤動作である可能性が強いと判断され、打上げを3日間延期し、8月30日に打ち上げられ、ミッション機器をはじめ衛星各部は順調に機能しており、目的は達成されたものと考えられる。

また、第3段スピナップが、予定の2.0rpsには達しなかったのは、その後の不具合解析及び地上における追加実験により、スラスターへの燃料配管の一部が、機体振動等により緩み、燃料が漏洩したためと判明した。なお、この下限値は、0.5rpsであり、飛行に支障はなかったものの、配管等の設計変更に当たっては、振動等に十分耐え得るような形状を考慮するとともに、十分な試験が必要である。

Ⅲ. 総合意見

宇宙開発事業団が行ったH-I ロケット（3段式）による放送衛星3号-b（BS-3b）の打上げについては、H-I ロケットによりBS-3bは所定の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。

文部省宇宙科学研究所が行ったM-3S II ロケットによる第14号科学衛星（SOLAR-A）の打上げについては、M-3S II ロケットによるSOLAR-Aの略円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。

図1 H-I ロケット (3 段式) の形状

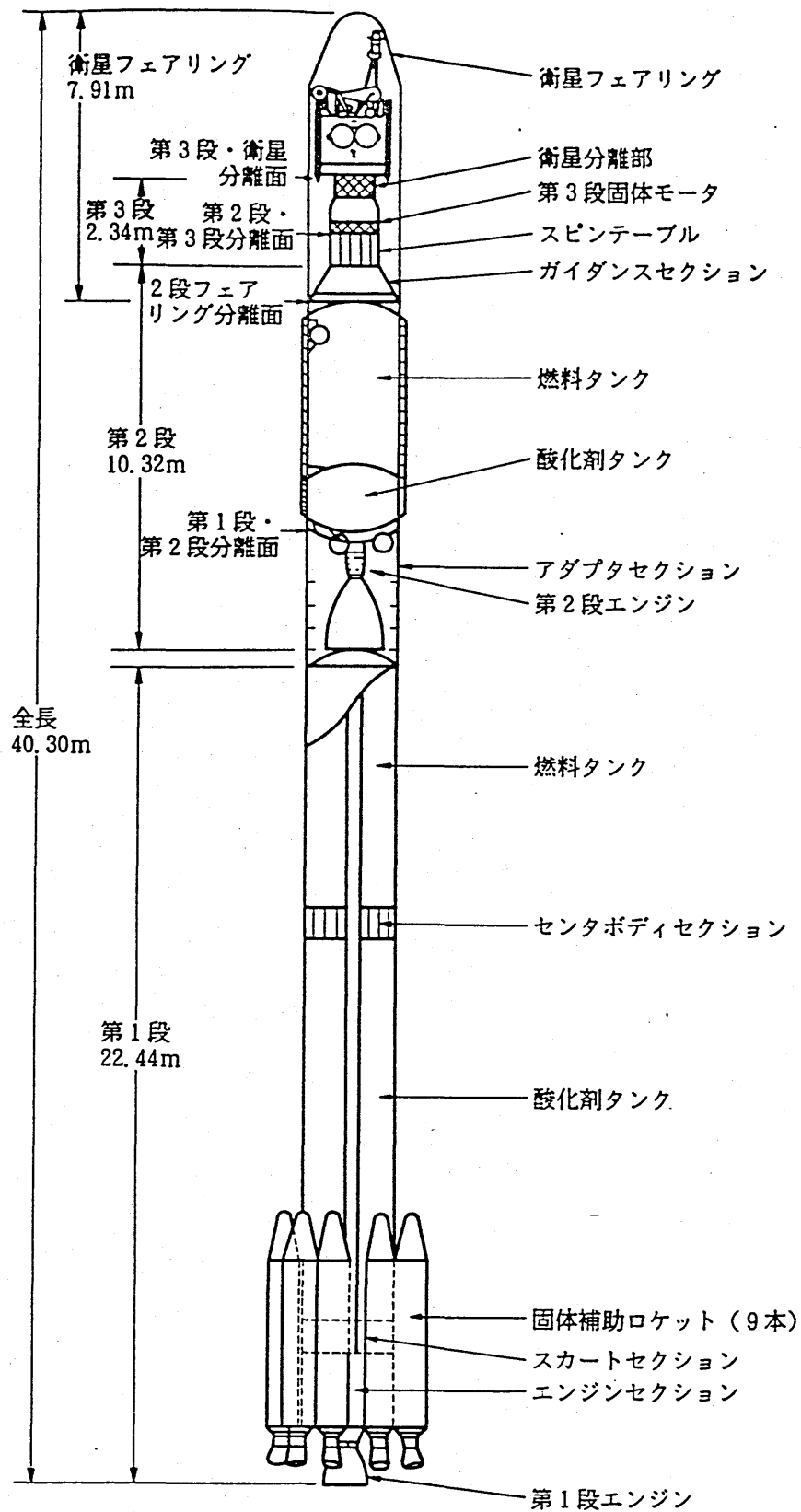


表1 H-I ロケット (3 段式) の主要諸元

(飛行計画におけるノミナル値)

全 段	
全 長 (m)	40.30
外 径 (m)	2.49 (第2段ロケット)
全備重量 (t)	140.4 (人工衛星の重量1.1を含む)
誘導方式	ステーブル・プラットフォーム慣性誘導

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 アダプタクション 3.53	7.25	10.32	2.34 *2	7.91
最大外径 (m)	2.44	0.79	2.49	1.34 (固体モータ径)	2.44
重 量 (t)	85.6 *1	40.3(9本分)	10.7	2.1 *2	0.6
推進薬重量 (t)	81.3	33.7(9本分)	8.8	1.9	
平均推力 (t)	メインエンジン 74.2 バーニアエンジン 0.9 (2基分)	133.6(9本分) *3 *5	10.5 *4	8.6 *4	
燃 焼 時 間 (s)	メインエンジン 270 バーニアエンジン 276	40	363	62	
推進薬種類	液体酸素/RJ-1	ポリブタジエン系コンポジット固体推進薬	液体酸素 / 液体水素	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 251 *3 バーニアエンジン 209 *3	231 *3	448	291	
姿勢制御	ピッチ・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	バーニアエンジン	ガスジェット		
搭載電子機器	(1) テレメータ 送信装置 290MHz 帯 PCM/PM (2) 指令破壊 受信装置 2.6GHz 帯 トーン変調		(1) レーダラシオンダ 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	(1) テレメータ 送信装置 290MHz 帯 PAM/FM/PM	

*1 アダプタクションを含む。

*5 発射時は6本のみ点火、6本の燃焼終了後残り3本を点火。

*2 スピントーブルを含む。

*3 海面上 (標準状態)

*4 真空中 (標準状態)

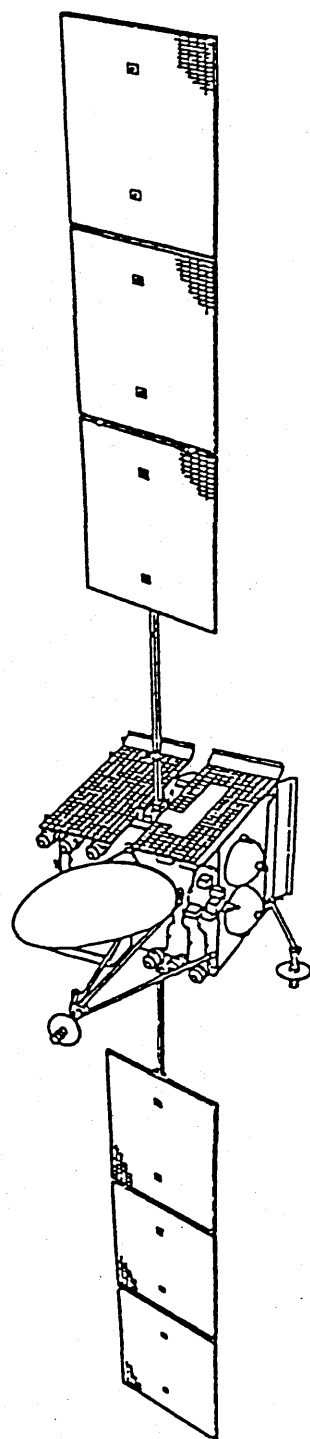
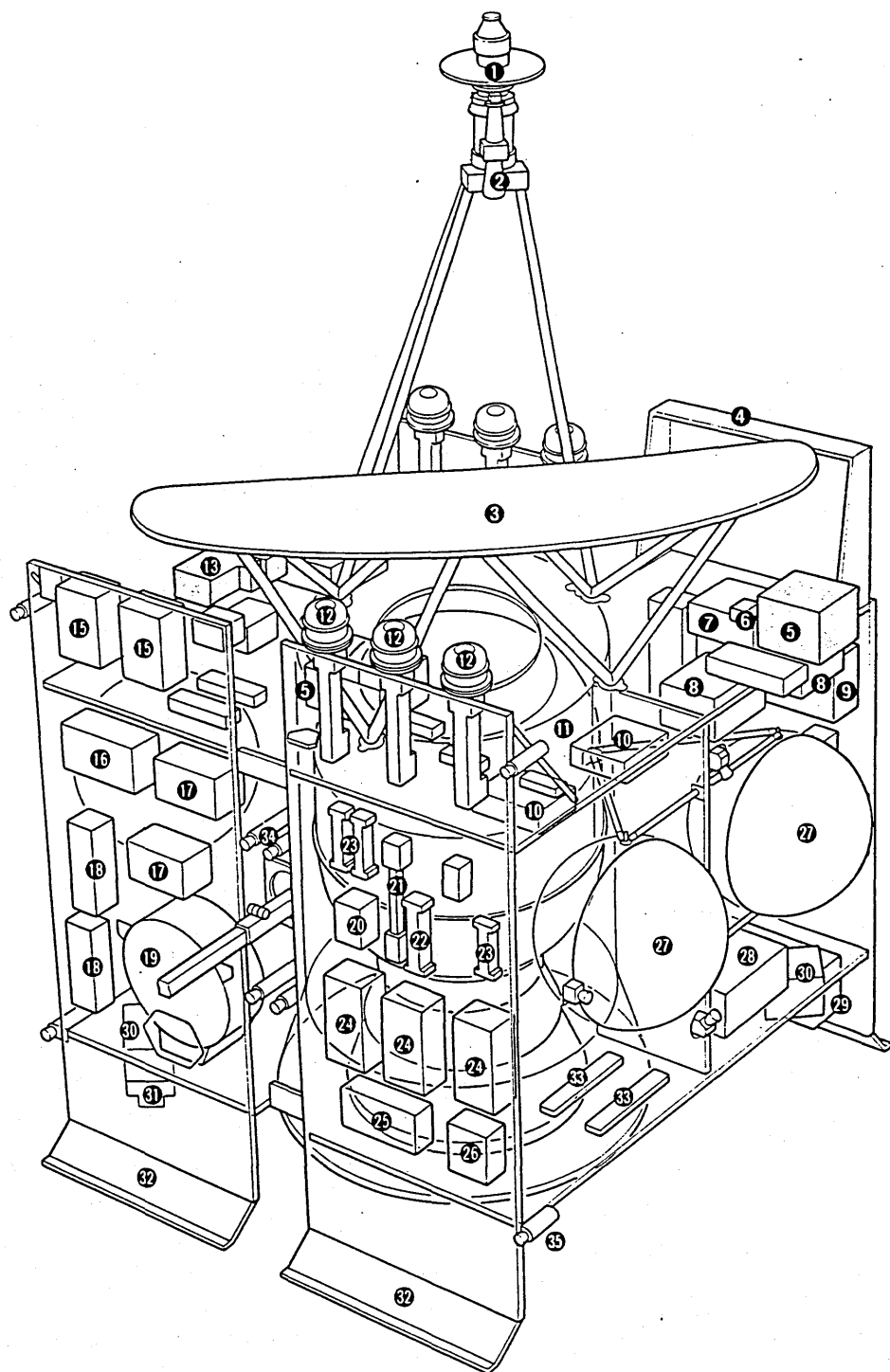


図2 放送衛星3号-b (BS-3b) の形状



- | | | |
|-------------------|-------------------|------------------|
| ① 遷移軌道用Sバンドアンテナ | ⑬ 地球センサ | ⑳ 20W TWT用電源 |
| ② ホーン | ⑭ 静止衛星軌道用Sバンドアンテナ | ㉑ リモートテレメトリモジュール |
| ③ 放送用アンテナ反射鏡 | ⑮ Sバンド送受信機 | ㉒ RCSタンク |
| ④ コンパインパネル | ⑯ コマンドデコーダ | ㉓ ハイボルテージ |
| ⑤ ジャイロパッケージ | ⑰ テレメトリエンコーダ | ディストリビューションアセンブリ |
| ⑥ RMAアナログテレメトリ増幅器 | ⑱ バッテリバック | ㉔ 電力制御器 |
| ⑦ 広帯域用受信ユニット | ⑲ モーメントタムホイール | ㉕ アンビカルコネクタ |
| ⑧ 放送用受信ユニット | ㉑ リモートコマンドデコーダ | ㉖ セーフ/アーム装置 |
| ⑨ 姿勢制御用電子装置 | ㉒ 20W TWT | ㉗ プルームシールド |
| ⑩ チャンネルフィルタ | ㉓ 利得制御増幅器 | ㉘ EHT制御器 |
| ⑪ アポジモータ | ㉔ 励振用増幅器 | ㉙ 電熱スラスタ |
| ⑫ 120W TWT | ㉕ 120W TWT用電源 | ㉚ 触媒スラスタ |

図3 放送衛星3号-b (BS-3b) の機器配置図

表2 放送衛星3号-b (BS-3b) の主要諸元(1/2)

項 目	機能・性能
形 状 ・ 寸 法	・ 1.6m×1.6m : H-I ロケット ×3.2mの箱形形状 のフェアリング (アンテナを含む) に適合
重 量	・ H-I ロケットの : 打上げ時 打上げ能力に適合 1115 Kg
姿勢制御方式	・ ハイステータム三軸制御方式 (トランスファ 軌道では スピ安定方式)
軌道保持精度	・ 軌道位置、東経 : 緯度方向±0.1 110 度 度以内 : 経度方向±0.1 度以内
アンテナビーム 主軸の指向確度	・ 指向確度 : 0.1 度以内 (3σ) ・ 回転確度 : ±0.6 度以内 (3σ)
搭 載 推 薬 量	・ 7年以上
残 存 確 率	・ 7年後の残存確率 0.72 以上 (放送用中継器及びアンテナ0.9 以上、 広帯域中継器0.8 以上)
中 継 器 系	・ 中継器上り／下り : Ku バンド 周波数 14/ 12GHz ・ チャンネル数 : 3チャンネル (WARC-BS による 5, 9, 15ch) ・ 伝送帯域幅 TV : 27MHz 広帯域 : 60MHz

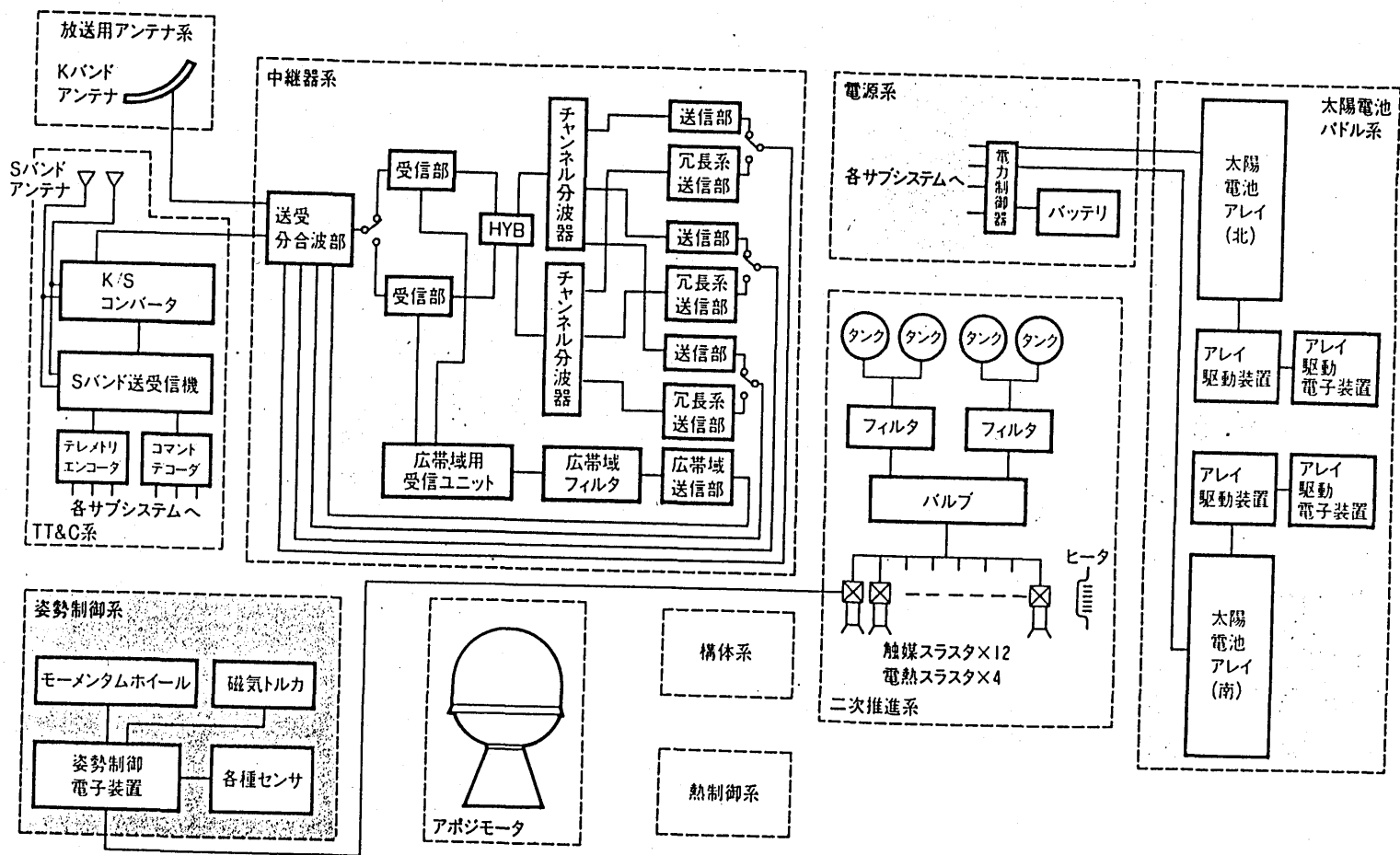
項 目	機能・性能
放 送 用 ア ン テ ナ 系	・ 形 式 : われど 型行約 アンテナ ・ 偏 波 : 右旋円偏波 ・ ビーム形状 : 2ホーンによる成形 ビーム ・ 利 得 テレビジョン放送波 : 日本本土で37dBi 以上 : 日本全土で28dBi 以上 KバンドTT&C波 : 南関東で36dBi 以上
テレメトリ・ コマンド系	(Sバンドアンテナ) ・ 形 式 : ディスコーン ・ 利 得 : -9dBi 以上 (テレメトリ) ・ 周波数 Sバンド:2.3GHz Kバンド:12GHz ・ 送信電力 Sバンド:850mW以上 Kバンド:10mW 以上 ・ 変調方式 : PCM/PSK/PM (コマンド) ・ 周波数 Sバンド : 2.1GHz Kバンド : 14 GHz ・ 変調方式 : PCM/PSK/PM (レンジング) ・ 上り／下りの : 221/240 の 周波数比 コヒーレントも可 ・ 変調方式 : トーン/PM

表2 放送衛星3号-b (BS-3b) の主要諸元(2/2)

項 目	機能・性能									
姿勢制御系	・バイアスモーメント方式 ・姿勢センサ - 地球センサ : 定常運用で使用 - 太陽センサ : フェールビターン前まで使用 - ロール/ヨー: 定常運用で使用 - ジャイロ - 地平線検出器: デスピン前まで使用 ・姿勢制御電子装置 ・ロール/ヨー磁気トルカ: 定常運用で使用									
二次推進系	・ヒドラジンモノプロペラント方式 ・タンク圧力 : 350psia ・加減比 : 2 ・触媒スラスタ : 0.89N ・電熱スラスタ : 0.36N									
太陽電池パネル系	・3枚折りたたみ・展開パネル方式 ・パネル総面積 : 14.2 m² ・太陽電池 : N-on-Pシリコン裏面反射型 - セルサイズ : 4cm × 2cm - セル枚数 : 低圧/1 4183枚 高圧/1 11515枚 - カバーガラス : 溶融石英 152 μm ・パドル発生電力<table><tr><td></td><td>HV (W)</td><td>LV (W)</td></tr><tr><td>(初 期)</td><td>1443</td><td>501</td></tr><tr><td>(7年後夏至)</td><td>1093</td><td>389</td></tr></table>		HV (W)	LV (W)	(初 期)	1443	501	(7年後夏至)	1093	389
	HV (W)	LV (W)								
(初 期)	1443	501								
(7年後夏至)	1093	389								

項 目	機能・性能									
電 源 系	<table><tr><td></td><td>H V (W)</td><td>L V (W)</td></tr><tr><td>・ 負荷電力</td><td>1032</td><td>275</td></tr><tr><td>・ 供給可能電力</td><td>1076</td><td>378</td></tr></table> (7年後夏至) (蓄電池) ・ 角型密閉NiCd蓄電池 : 17Ah×2 個 ・ 最大放電深度 : 60% 以下		H V (W)	L V (W)	・ 負荷電力	1032	275	・ 供給可能電力	1076	378
	H V (W)	L V (W)								
・ 負荷電力	1032	275								
・ 供給可能電力	1076	378								
アポジモータ	・ トータルインパルス : 151 tonf・ s									
構 体 系	・ 箱型形状 : マグネシウム合金 のコアシリンダ及 びバルクヘッドと アルミ合金ハネカ ムパネルの組立構 造									
熱 制 御 系	・ 受動・能動併用方式 ・ 放熱面にオプティカルソーラリフレク タ (OSR) を使用 ・ ヒータによる熱制御									

図4 放送衛星3号-b (BS-3b) のシステム系統図





 文部科学省

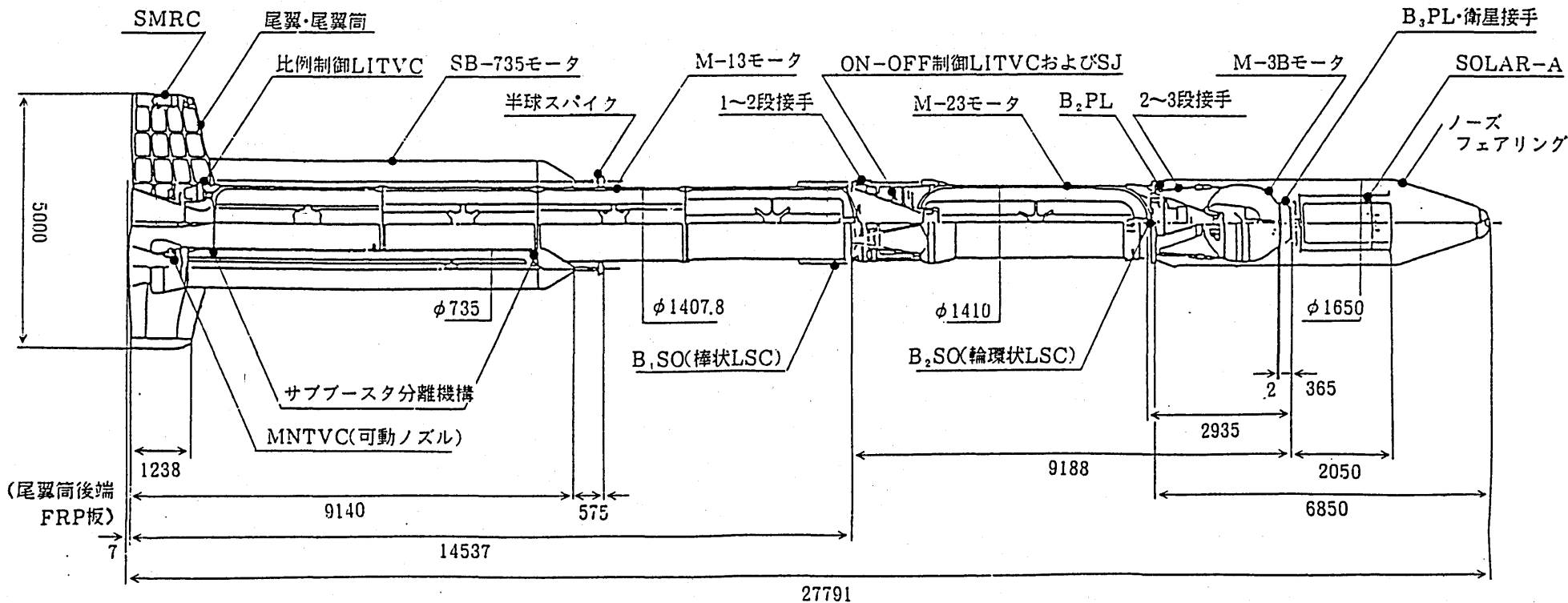


表3 M-3S II ロケットの主要諸元

	1 段 目	2 段 目	3 段 目
全 長 (m)	27.79	13.12	4.90
直 径 (m)	1.41	1.41	1.65
各段点火時重量 (t)	51.5 <u>10.2 (SB)</u> 61.7	17.0	0.40 (SA) <u>3.60</u> 4.00
推進薬重量 (t)	27.1 <u>8.0 (SB)</u> 35.1	10.3	3.30
平均推力 (t) [真空値]	129 <u>67 (SB)</u> 196	53.4	13.5

S B : 補助ブースタ

S A : 衛星

図6 第14号科学衛星 (SOLAR-A) の外觀図

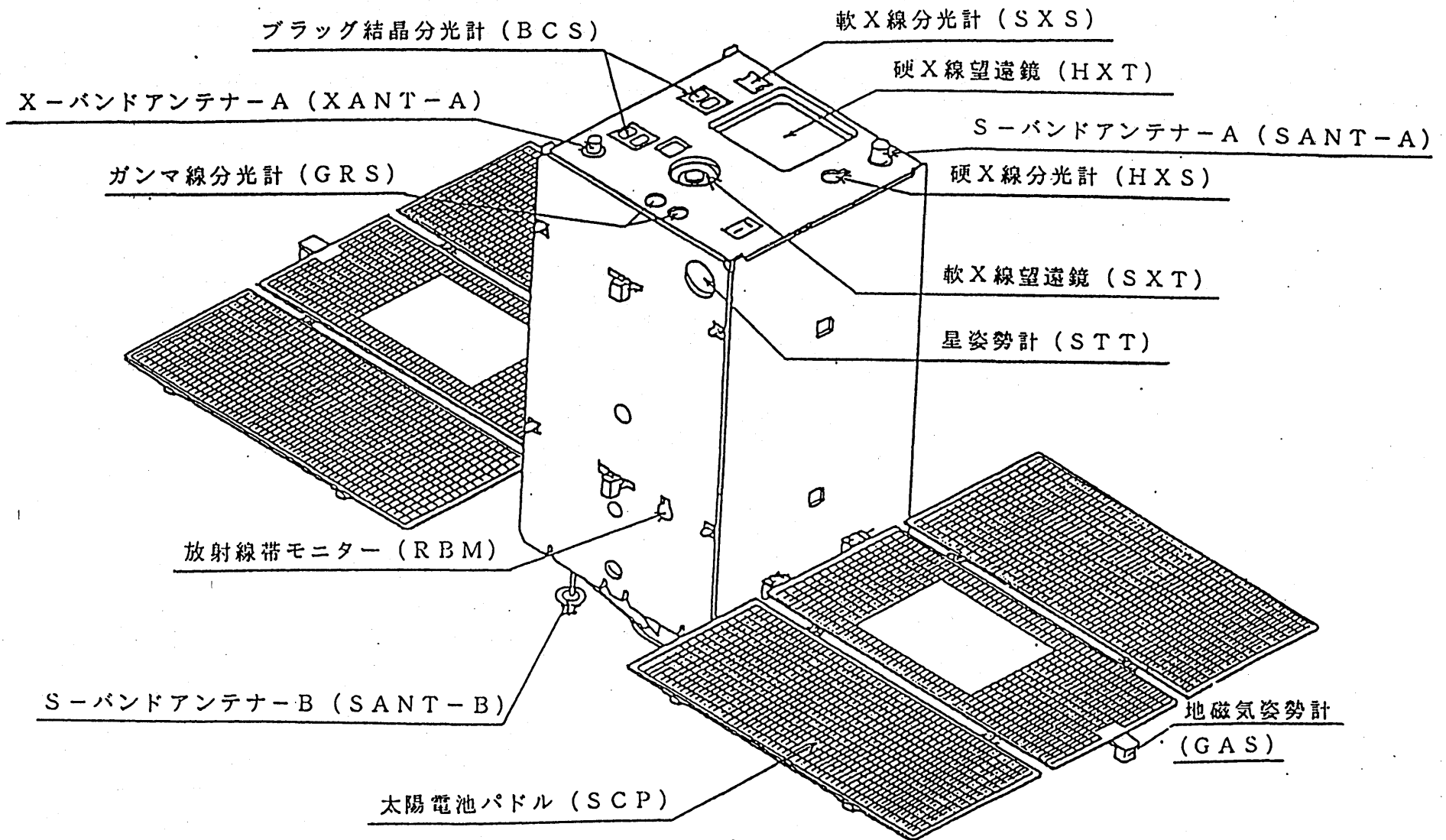
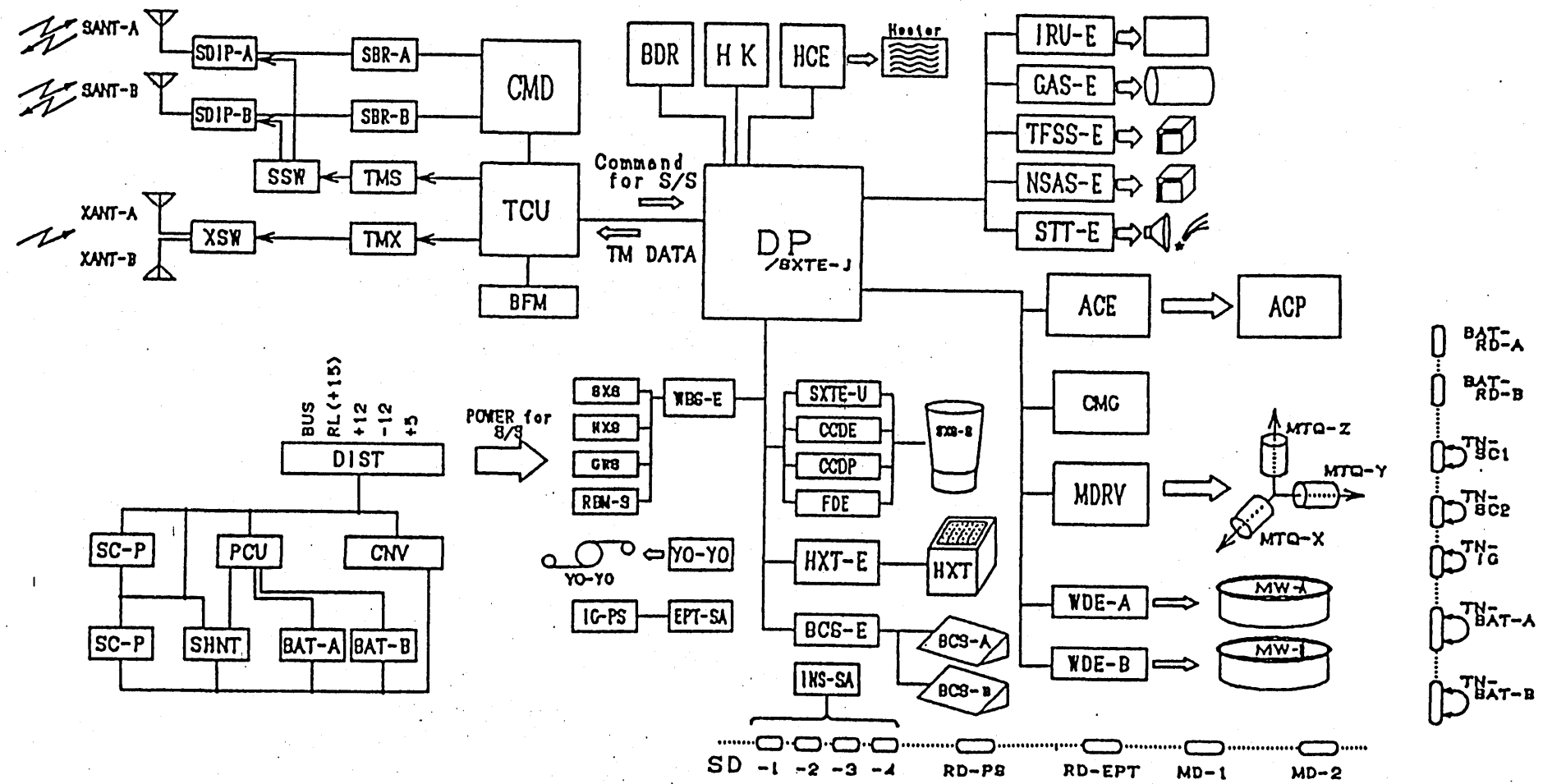


図7 第14号科学衛星 (SOLAR-A) のシステム構成図



放送衛星3号-b (BS-3b) 及び第14号科学衛星
(SOLAR-A) の打上げ結果の評価に関する審議について

平成3年10月30日

宇宙開発委員会決定

1. 平成3年8月25日に宇宙開発事業団が行ったH-Iロケット(3段式)による放送衛星3号-b (BS-3b) の打上げ及び平成3年8月30日に文部省宇宙科学研究所が行ったM-3SIIロケットによる第14号科学衛星(SOLAR-A) の打上げの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、技術評価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、平成3年12月末までに終えることを目途とする。

宇宙開発委員会技術評価部会構成員

(部会長)

前田 弘 関西大学工学部教授

(部会長代理)

鈴木 昭夫 科学技術庁航空宇宙技術研究所角田支所長

石沢 禎弘 宇宙開発事業団理事

上杉 邦憲 文部省宇宙科学研究所教授

久保田弘敏 東京大学工学部教授

五代 富文 宇宙開発事業団理事

小林 康德 筑波大学構造工学系教授

田辺 徹 東京大学工学部教授

垂井 康夫 東京農工大学工学部教授

手代木 扶 郵政省通信総合研究所通信技術部長

中島 厚 科学技術庁航空宇宙技術研究所宇宙グループ第1 2研究グループグループリーダー

西島 敏 科学技術庁金属材料技術研究所損傷機構研究部長

野中 保雄 東京理科大学工学部教授

原島 文雄 東京大学生産技術研究所教授

廣澤 春任 文部省宇宙科学研究所教授

福室 宏 (株)ソーカーセルラー東京取締役