2. BS-2 放送衛星の開発と打上げ

園田 彰 二†

1. 開発と打上げまでの経緯

放送衛星 2 号 (BS-2a および BS-2b) は昭和 54 年度の宇宙開発計画において、昭和 53 年 4 月に打上げられた実験用中型放送衛星 (BS) とほぼ同様の性能を有する衛星として開発することが決定された。BS-2 の開発は昭和 56 年 2 月、宇宙開発事業団 (NASDA) が東芝 (副契約者は米国 GE 社) と契約し、基本設計作業に着手した。昭和 56 年 10 月に基本設計審査を終了し、引続き詳細設計を進め、昭和 57 年 8 月に詳細設計審査を終了した。

これによって衛星の設計が確定し、BS-2a (PFM) の組立に着手し、昭和 58 年 2 月から衛星システムの認定試験が開始され、9 月に終了した。

BS-2a は昭和 58 年 11 月 8 日に種子島宇宙センターに搬入され、その後の射場作業は順調に進捗し、昭和 59 年 1 月 23 日に予定通り打上げられた。

BS-2b は軌道上予備機として、昭和 60 年の夏期に打上げる予定で製作が進められている。

BS-2 の開発スケジュールを図 1 に示す。

† 宇宙開発事業団 衛星設計第 2 グループ

"2. Development and Launch of Broadcasting Satellite-2" by Shoji Sonoda (NASDA, Tokyo)

2. 衛星システム・サブシステムの性能

BS-2 は BS の成果を引継いで、基本的には BS と同規模、同性能の衛星として開発しているが、国産の N-II ロケットへ適合させること、WARC (世界無線通信主管庁会議) の技術基準に適合させること、設計寿命を 5 年に延長させ、あわせて信頼性の向上をはかること、運用を容易にするための改良を行うこと、BS の軌道上で発生した異常現象に対する対策を行うこと等、必要な改善を実施している。

BS-2 の静止衛星軌道上の概観を図 2 に、表 1 にシステムの主要諸元を示す。

BS-2 の BS からの主要な設計変更点として、ミッション機器については通信系ではトランスポンダーの受信部および励振部を GaAsFET 増幅器として信頼性の向上を行ったこと、100 W 高出力進行波管を米ヒューズ社製の結合空洞形から、仏トムソン社のヘリックス形に変更して軽量化したことがある。また通信用アンテナ系に関しては WARC の技術基準に適合させるため、通信用 K バンドアンテナを BS のセンターフィード形からオフセットフィード形としてサイドロープの低減をはかったこと、偏波を BS の直線偏波

図 1 放送衛星 2 号 (BS-2) の開発スケジュール

から右旋円偏波としたことがある。

基本機器に関する主な改良として、BS-2では設計寿命を5年にするため、姿勢制御系のセンサーを冗長化したこと、太陽電池セルを高抵抗、裏面反射形セルとして長寿命化をはかったこと、熱制御系の主要な熱放散面にOSR (Optical Solar Reflector) を使用し長寿命化をはかったことがある。

運用性能の改善としては、3軸制御衛星特有な運用の複雑さを軽減するためのホイールアンローディング機能の自動化などを行っている。またBSの軌道上における異常現象に対する対策として、トランスポンダー高圧電源部およびホイール駆動回路について、ポッティング材(充填材)の変更、太陽電池パネル絶縁材の変更、2次推進系推薬の高純度化などを行っている。

図2 BS-2の概観図(静止軌道上)

BS-2のサブシステム性能をBSの性能と比較して表2に示す。

3. BS-2aの打上げと追跡管制

3.1 打上げロケット

BS-2aは昭和59年1月23日、NASDAの種子島宇宙センターから、N-IIロケット5号機(Nロケット12号機)により、予定通りに打上げられた。

N-IIロケットは我が国のGMS-2、CS-2a、CS-2bの打上げに用いられたもので、BS-2a用ロケットにはさらに2段推進系の性能向上により、打上げ能力の向上がはかられている。図3にN-IIロケットの全体図を示す。

図3 Nロケット12号機(F)の全体図

表1 BS-2システムの主要諸元

項目	諸元	備考
形状・寸法	1.20m×1.32m×2.89m N-IIロケットに適合	BSは1.2×1.32×3.09m
重量	670kg (打上げ時基準値)	
姿勢安定方式	ゼロモーメント3軸姿勢制御	
アンテナビーム指向精度	0.1° (3σ)	BSは 0.2° (3σ)
回転精度	±0.6° (3σ)	±2° (3σ)
静止位置	東経110° (BS-2a, BS-2bとも)	
軌道保持精度	東西および南北方向とも±0.1°	
寿命	約5年	BSは3年
信頼度	5年後の残存確率 0.7以上	BSは3年後 0.5以上
放送用周波数	(下り WARC-BSによるCH.11およびCH.15) (上り 下り周波数に2.3GHz加えた周波数)	

表2 サブシステムの主要性能

項 目	B S - 2 の 性 能	B S の 性 能
通 信 系	中継器上り/下り周波数 14/12 GHz 帯 チャンネル数 2 (中継器数 現用 2, 予備 1) 送信電力 100 W / チャンネル 伝送帯域幅 27 MHz 受信部増幅器 GaAs FET 増幅器 送信励振器 GaAs FET 増幅器 送信終段部 ヘリックス形 TWT 増幅器	25 MHz トンネルダイオード増幅器 低電力 TWT 増幅器 結合空洞形 TWT 増幅器
通 信 用 ア ン テ ナ 系	形 式 オフセットフィードパラボラ 偏 波 右旋円偏波 ビーム形状 3 ホーン成形ビーム 利 得 日本本土 37 dB 以上 日本全土 28 dB 以上	センターフィードパラボラ 直線偏波
テレメトリー, トラッキング, コマンド系 (T T & C 系)	(アンテナ) S バンド 形式 ターンスタイル 利得 0 dB cpi 以上 K バンド 通信用アンテナを兼用 (テレメトリー) 周波数 S バンド BS-2a 2.1 GHz BS-2b 2.1 GHz K バンド BS-2a 11.70299 GHz BS-2b 11.70672 GHz 変調方式 PCM/PSK/PM 送信電力 S バンド 850 mW 以上 K バンド 50 mW 以上 ビットレート 512 Bps チャンネル容量 392 (コマンド) 周波数 S バンド BS-2a 2.1 GHz 帯 BS-2b 2.1 GHz 帯 K バンド BS-2a 14.00028 GHz BS-2b 14.00371 GHz 変調方式 PCM/PSK/FM/PM ビットレート 200 Bps チャンネル容量 255 (レンジング) 方 式 コヒーレント サイドトーン方式	2.1 GHz 帯 11.712 GHz 11.712 GHz 1 mW 以上 2.1 GHz 帯 14.0125 GHz ノンコヒーレント
姿 勢 制 御 系	リアクションホイール 直交 3 ホイール 地球センサー 電子回路冗長化 モノパルス RF センサー 電子回路冗長化 周波数 14.0125 GHz 姿勢制御電子装置 スラスタパルス幅可変制御機能 角加速度推定機能 センサー自動切替機能 ホイール自動アンローディング機能	電子回路非冗長 電子回路非冗長 機能を持たない 機能を持たない 機能を持たない 機能を持たない
2 次 推 進 系	ヒドラジンリアクション方式 推薬タンク最大容量 56 kg 推 薬 VIKING グレード 加 圧 ガ ス He ガス タンク圧力 350 PSIA ブローダウン比 1/4 タンク隔壁材 AF-E-332 配 管 クロスストラップ方式 ス ラ ス タ 高推力 5 lbf × 2 低推力 0.28 lbf × 14	MIL グレード N ₂ ガス 400 PSIA 1/3 EPT-10 クロスストラップなし

表2 サブシステムの主要性能 (続き)

項 目	B S - 2 の 性 能	B S の 性 能
電 源 系	(太陽電池パネル) 2枚おりたたみ展開パネル方式 パネル総面積 9.58 m ² 太 陽 電 池 シリコン 裏面反射形 2 cm × 4 cm 10920枚 発 生 電 力 初期発生電力 約1,000 W 5年後夏至発生電力 約 870 W (バッテリー) 角形密閉 NiCd 蓄電池 4 AH × 3 最大放電深度 60%以下	シリコン 10640枚 3年後 約780 W
ア ポ ジ モ ー タ	STAR-27 (サイアコール製) トータルインパルス 8.9 × 10 ⁵ N-SEC	
構 体 系	箱 形 形 状 マグネシウムとアルミ合金の組立構造	
熱 制 御 系	受動能動併用方式 放熱面に OSR を使用 ヒーターによる熱制御機器 北面パネル, 2次推進系, バッテリー, 地球センサー, モノパルス RFセンサー, ホイール	放熱面にシルバーテフロン

(BSの性能で記入のない項目はBS-2と同じ)

N-II ロケットは、全長約 35 m、外径約 2.4 m、重量約 135 t の 3 段式ロケットで、第 1 段と第 2 段には液体推進薬を、第 3 段と固体補助ロケットには固体推

進薬を使用する。発射から第 2 段と第 3 段の分離までは慣性誘導により軌道と姿勢を制御し、第 3 段は約 60 rpm のスピン回転により姿勢を安定させる。

第3段と衛星との結合には衛星分離部が使用されており、またロケットが空気中を上昇するとき衛星が空力加熱および音響振動の影響を受けないように衛星保護のカバー(フェアリング)がロケットの先端部に取付けられている。

3.2 射場システム

N-II ロケットの打上げに使用する地上施設設備は、種子島宇宙センターおよびダウレンジ局(小笠原追跡所およびクリスマス移動追跡所)に設置されている。

種子島宇宙センターでは、N-II ロケットの地上における組立点検と飛行中の追尾、保安用のコマンド送信、テレメーターデータ取得ならびに人工衛星の打上げ前点検、ロケットへの取付け、打上時および軌道上

への追跡、テレメーター受信、コマンド送信等を行うための施設設備が整備されている。

また、これらの作業を安全確実に行うための各種指令管制設備、地上安全設備、飛行安全設備等が整備されている。

3.3 追跡管制システム

BS-2aの追跡管制システムとは、軌道の人工衛星の追跡、軌道の決定と予測、姿勢の決定、軌道および姿勢の制御ならび衛星の機能保持のためのテレメーターデータの取得と処理、コマンド送信および衛星搭載機器の機能確認等を行うことを目的としている。図4にBS-2aの追跡管制システムの概要を示す。

3.4 打上げ準備作業

種子島射場における打上げ準備は、昭和58年9月

図5 BS-2a射場作業

図6 BS-2aの打上げおよび3軸確立

の BS-2a 用アポジモータの種子島宇宙センター搬入から開始された。つづいて衛星システム試験用の地上支装置と衛星本体の搬入により本格的な射場整備作業に入った。BS-2a の射場作業の概要を図 5 に示す。衛星は通信系アンテナが取外された状態で空路輸送され、外観検査の後、アンテナを取付け、衛星システムとしての電気性能試験を実施して、輸送前の試験データと比較して異常のないことが確認された。引続いて、増田追跡管制局との適合性を確認した後、衛星を

3 段組立棟へ移動し、アポジモータの取付け、2 次推進系推薬のヒドラジン充填を行った。

その後、衛星は第 3 段固体モータに組付けられ、射点に運ばれて、ロケット本体に取付けられた。

整備棟での点検作業は順調に進行し、打上げ当日の打上げコンフィギュレーションの設定、バッテリーの充電、衛星内部電源への切替作業はすべて正常に終了した。

表 3 バス機器系機能確認試験結果 (1/3)

測定項目		規格値	測定値	備考
テレメトリー・トラッキング・コマンド系	テレメトリー送信出力 S バンド (mW) K バンド (dBm)	≥ 850 ≥ 17	1550 20.4	
	送信周波数 S バンド (MHz) K バンド (MHz)	2276.99 ± 0.034 11702.99 ± 0.204	2276.989 11703.025	
	テレメトリー信号の変調指数 S バンド (rad)	1.25 ± 0.18	1.23	
	コマンド受信機スレッシュホールド S バンド (dBm) K バンド (dBm)	≤ -107.5 ≤ -87.5	-110.4 -92.0	
	コマンドスレッシュホールド S バンド (dBm) K バンド (dBm)	≤ -105 ≤ -81.3	-110.7 -93.8	
電源系	太陽電池発生電力 (W)	≥ 975	1080	春分時 春分時
	蓄電池放電深度 (%)	≤ 60	44.3	
姿勢制御系	蓄電池充放電特性	機能すること	機能することを確認	
	姿勢センサー冗長機能 アースセンサー モノパルス RF センサー アナログ太陽センサー	冗長機能を有すること 〃 〃	冗長機能を確認 異常のため確認できない 冗長機能を確認	
	センサーモード自動切換機能	自動的に切り換えること	モノパルス用地球局送信断時にヨー軸制御が自動的にアナログ太陽センサーに切り換わることを確認	
熱制御系	3 軸姿勢制御機能	機能すること	アースセンサーとアナログ太陽センサーを用いて制御できる	
	温度制御機能 ヒーター ON/OFF 機能	許容温度範囲内に あること サーモスタットにより ON/OFF できること	許容温度範囲内であることを確認 機能することを確認	
2 次推進系	2 次推進薬量	静止衛星軌道投入後 4 年以上 (5 年目標) 運用できること	43.3 kg (約 5 年分に相当)	
アポジモータ	トータルインパルス	ドリフト軌道に投入 できること	1797.4 m/s の速度増 加を与えてドリフト 軌道に投入した	
	トータルインパルスの偏差	$\pm 1.0\%$ 以内	-0.44%	

3.5 打上げ結果

BS-2aは予定通りの昭和59年1月23日16時58分に発射方位角92.5°で垂直に打上げられた。ロケットの打上げ時の天候は曇り、北西の風4.7m/s、気温8°Cであった。

第1段液体ロケットおよび固体補助ロケットの燃焼は正常で、固体補助ロケットは発射後約1分25秒に、また第1段ロケットは発射後約4分42秒に切り離しが行われ、これに引き続いて、第2段液体ロケットは発射後約4分48秒の燃焼開始から発射後約11分17秒の燃焼停止までの間正常に燃焼し、誘導も正常に行われた。引き続いて第2段再着火、第3段スピナアップ、第2段切り離し、および第3段固体ロケットの燃焼も正常に行われ、発射後約27分25秒に計画どおり第3段ロケットとBS-2a衛星の分離が行われ、BS-2aはトランスファ軌道に投入された。

トランスファ軌道の遠地点高度は36,209km、近地点高度199.0km、軌道傾斜角28.5°、周期639.3分(いずれも打上げ5時間後のNASA軌道決定値)であり、予測誤差の範囲内にあり正常であった。

3.6 追跡管制結果

BS-2aはトランスファ軌道投入後、1月26日14時19分19秒にアポジモータ点火を行い、ドリフト軌道に投入された。つづいて地球捕捉、ヨー捕捉など一連の姿勢制御を経て、1月27日17時54分に3軸姿勢を確立した。その後10回の軌道制御を行い、2月15日21時50分に所定の静止衛星軌道に投入された。

BS-2aの追跡管制は筑波宇宙センター中央追跡管制所を中心に沖縄、増田、勝浦各追跡管制所、および米国NASAのゴダード宇宙飛行センターを統括局とするアセンション局、オローラル局、サンチャゴ局、ゴールドストーン局、グアム局、ハワイ局、マドリッド局、グリーンベルト局からなる追跡管制網(STDN)によって順調に実施された。

初期段階における衛星の機能、性能の確認は通信・放送衛星機構およびNHKの支援を受けて実施した。BS-2aの打上げおよび3軸確立に至るシーケンスを図6に示す。

4. BS-2aの初期機能・性能確認結果

BS-2aの軌道上における機能・性能確認作業は、衛

表4 ミッション機器機能確認試験結果(1/2)

測定項目	規格値	測定値	備考
出力電力 Aチャンネル Bチャンネル	進行波管 出力で 100W以上	テレメトリー 値で 82.9W以上 84.5W以上	進行波管 出力で 102.8W 105.0W に相当する
局部発振器 周波数安定度 現用発振器 予備発振器	$\pm 5 \times 10^{-6}$ 以下	$+8.9 \times 10^{-7}$ -9.8×10^{-7} 以下 $+6.2 \times 10^{-7}$ -11.3×10^{-7} 以下	
周波数振幅特性 11チャンネル 15チャンネル	中心周波数 を基準にし て偏差 ± 0.7 dB以内	$+0.6$ dB 0.0 dB $+0.2$ dB -0.5 dB	
スプリアス	-50 dB 以下	-46 dB (地上試験では -64.8 dB)	地球局受 信機の特 性を含む

星がアポジモータ点火後のドリフト軌道上にある昭和59年2月3日から開始され、3月末まで実施された。初期段階は打上げ3カ月後の4月21日24時をもって終了し、以後は定常段階における位置・姿勢等の制御が通信・放送衛星機構によって行われている。

初期段階における異常現象として、トランスポンダーA系統の起動異常、モノパルスRFセンサーによる制御異常がある。なお定常段階移行後、トランスポンダーの予備のR系統に進行波管ヘリックス電流増加の異常現象が発生している。これらの異常現象については、原因の究明を鋭意進めている。

初期段階におけるバス機器の機能・性能確認結果を表3に、ミッション機器の機能・性能確認結果を表4に示す。

(昭和59年6月19日受付)

【参考文献】

- 1) 中村宏、今堀豊、園田彰二：“わが国の実用衛星(BS-2)放送システム”，テレビ誌，37，3，pp.170-177(1983)
- 2) 上田義矩、石橋久須男、市川洋：“Operational Broadcasting Satellite Program in Japan”，IAF-81-76(1981)