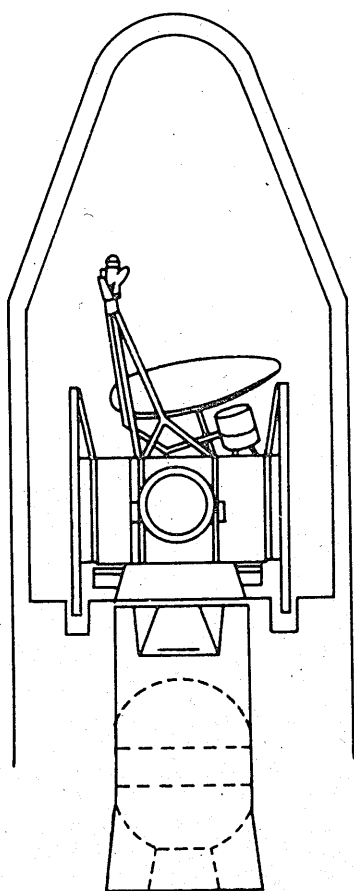


Nロケット 14 号機(F)による 放送衛星 2 号-b (BS-2b) の 打上げ及び追跡管制について



昭和 60 年 12 月



宇宙開発事業団

目 次

1. N-Ⅱ、H-Ⅰ計画の概要について	1
2. 放送衛星2号-b (BS-2b) の打上げ及び追跡管制の計画概要 について	6
3. 打上げ及び追跡管制の全システムについて	8
4. 放送衛星2号 (BS-2) について	10
4.1 概 要	10
4.2 衛星ミッション	10
4.3 構成・諸元	10
4.4 開発の経緯	13
5. N-Ⅱロケットについて	21
5.1 概 要	21
5.2 性能・諸元	23
5.3 各段の説明	27
5.4 誘導・制御	45
5.5 分離機構	49
6. 射場システムについて	51
6.1 種子島宇宙センターの概要	51
6.2 種子島宇宙センター各系の概要	54
6.3 小笠原追跡所の概要	61
6.4 クリスマス移動追跡所の概要	62

7. 打上げの実施について	63
7.1 打上げ隊の組織	63
7.2 発射整備作業	65
7.3 打上げ方式	69
7.4 打上げに伴う安全確保	76

8. 放送衛星2号-b(BS-2b)の追跡管制について	80
8.1 追跡管制システム	80
8.2 追跡管制組織	84
8.3 追跡管制の実施	84

[参 考]

1. 宇宙開発事業団予算の推移	97
2. 宇宙開発事業団の資本構成	97
3. 職員数の推移	97
4. 我が国の人工衛星一覧	98
5. 国別、種類別人工衛星打上げ数	100
6. 静止衛星打上げ個数	101
7. 衛星放送システム	102
8. 世界各国における放送衛星	105

1. N-II、H-I計画の概要について

現在、宇宙開発事業団は、N-Iロケットの開発、打上げ等により修得した技術をもとに打上げ能力を向上したN-IIロケットを開発し、実用衛星の打上げを行っています。

N-IIロケットは、重量約350kg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、昭和56年2月に技術試験衛星Ⅳ型「きく3号」(テストフライト)を打上げて以来、静止気象衛星2号「ひまわり2号」及び通信衛星2号-a、b「さくら2号-a、b」、放送衛星2号-a「ゆり2号-a」、静止気象衛星3号「ひまわり3号」を打ち上げました。

N-IIロケットの開発及びこのロケットを利用して打ち上げる各種人工衛星の開発・打上げ等の計画をN-II計画といい、今後、放送衛星2号-b及び海洋観測衛星1号を打上げ、経済社会生活の発展に貢献するとともに、将来の人工衛星に必要とされる技術の開発を進める予定です。

しかし、社会生活の向上とともに、衛星需要が増大し、通信放送、地球観測などの衛星は、現在より高精度、大容量、高機能が要求され、大型化へと向いつつあります。

これらの大型衛星を打ち上げるためには、現用のN-IIロケットでは能力不足となってしまいます。そこでより大型・高性能のH-Iロケットの開発が急ピッチで進められています。

H-Iロケットは、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2段に液酸・液水ロケット、ロケットの飛行精度を高めるための慣性誘導方式、第3段に大型で高性能の固体ロケットモータが使われ、これらはすべて自主技術で開発されます。

H-Iロケットの開発及びこのロケットを利用して打ち上げる各種人工衛星の開発・打上げ等の計画をH-I計画といいます。

H-I計画は、昭和61年度にH-Iロケット(2段式)試験機を打ち上げる予定で引き続き通信、放送及び観測衛星など経済・社会生活の発展に貢献する実利用分野の人工衛星の打上げを行うとともに、将来の人工衛星に必要とされる技術の開発に資するための衛星を打ち上げる予定です。

更に60年代後半以降における主力大型ロケットとして静止軌道に約2トンの衛星を投入できる能力をもつH-IIロケットの研究も行っています。

第 1 - 1 表 宇宙開発事業団の開発計画

計画	年度	50	51	52	53	54	55	56	57	58	59	60	61	62	63	64	65	66	67
N - I 計画 (N-I ロケット)	ET S-I ↑↑ 9.9 2.29	ISS ↑ 2.23	ETS-II ↑ 2.16	ISS-b ↑ 2.6	ECS ↑ 2.22	ECS-b ↑ 2.22			ETS-III ↑ 9.3										
GMS・CS・BS 計画 (デルタロケット)			GMS ↑ 7.14	CS ↑ 12.15	BS ↑ 4.8	(米国に打上げ依頼)													
N - II 計画 (N-II ロケット)							ETS-IV ↑ TF 2.11	GMS-2 ↑ 8.11	CS-2a ↑ 2.4	CS-BS-2b ↑ 8.6	CS-BS-2a ↑ 1.23	GMS-3 ↑ 8.3	BS-2b ↑	MOS-1 ↑					
H - I 計画 (H-I ロケット)													↑ TF (2段式)	↑ ETS-3a ↑ TF (3段式) 予備機 (2段式)	↑ CS-3b	↑ GMS-4	↑ BS-3a ↑ ERS-1 ↑	↑ BS-3b	
H - II 計画 (H-II ロケット)																		↑ ETS-M ↑ TF	
宇宙実験計画							(材料実験用小型ロケットシステムの開発)			8 ↑ 9.14	9 ↑ 1.15	10 ↑ 8.2	11 ↑ 8.16	12 ↑ 1.27	13 ↑ 8.19			FMPT ↑	次期宇宙実験 ↑
宇宙基地計画							(シャトル搭載実験システムの開発)												↑

(凡例) ↑ 打上げ済み ▲ 打上げ年度決定済み ◎ 打上げ予定

(昭和61年度における宇宙開発関係経費の見積り方針に基く)

衛星名称等

ETS-I	技術試験衛星 I 型	ECS, b	実験用静止通信衛星	GMS-3	静止気象衛星 3 号	ERS-I	地球資源衛星 1 号	FMPT	第一次材料実験 (First Material Processing Test)
ISS, b	電離層観測衛星	ETS-III	技術試験衛星 III 型	MOS-1	海洋観測衛星 1 号	ETS-M	技術試験衛星 M 型		
ETS-II	技術試験衛星 II 型	ETS-IV	技術試験衛星 IV 型	ETS-V	技術試験衛星 V 型				
GMS	静止気象衛星	GMS-2	静止気象衛星 2 号	CA-3a, -3b	通信衛星 3 号			TF	試験飛行 (テスト・フライト)
CS	実験用中容量静止通信衛星	CS-2a, 2b	通信衛星 2 号	BS-3a, -3b	放送衛星 3 号				
BS	実験用中型放送衛星	BS-2a, 2b	放送衛星 2 号	GMS-4	静止気象衛星 4 号				

第 1 - 2 表 人工衛星の開発計画

(注) 運 用 — 打上げ段階以降で、追跡管制等の運用に供しているもの
 開 発 — 基本設計から打上げ段階までのもの
 開発研究 — システムの設計段階までのもの
 後期利用 — 初期の目的を達した以後も人工衛星の主要機能が正常に維持されているもの
 各衛星の重量は、軌道上初期重量を記した

衛星の種類	主 な 目 的	重 量・形 状	軌 道	打上げ時期 打上げロケット	備 考
N - I 計画	技術試験衛星 I 型 (ETS-I) 「きく」	重量: 約82.5kg 形状: 直径約80cmの26面体	高度約1,000kmの円軌道 傾斜角 約47° 周期 約106分	昭和50年9月9日 N-I ロケット	昭和57年4月28日運用停止
	電離層観測衛星 (ISS) 「うめ」 (ISS-b) 「うめ2号」	重量: 約141kg 形状: 直径約94cm、高さ約82cmの円筒形	高度約1,000kmの円軌道 傾斜角 約70° 周期 約105分	(ISS)昭和51年2月29日 (ISS-b)昭和53年2月16日 N-I ロケット	昭和58年2月23日運用停止 (ISS-b)
	技術試験衛星 II 型 (ETS-II) 「きく2号」	重量: 約130kg 形状: 直径約140cm、高さ約90cmの円筒形	静止衛星軌道(高度約36,000km) 静止位置 東経130度 周期 約24時間	昭和52年2月23日 N-I ロケット	後期利用中
	実験用静止通信衛星 (ECS) 「あやめ」 (ECS-b) 「あやめ2号」	重量: 約130kg 形状: 直径約140cm、高さ約95cmの円筒形	静止衛星軌道(高度約36,000km)に投入できず。	(ECS)昭和54年2月6日 (ECS-b)昭和55年2月22日 N-I ロケット	
	技術試験衛星 III 型 (ETS-III) 「きく4号」	重量: 約385kg 形状: 約85cm×85cm×195cmの展開型太陽電池パドルを有する箱型	高度約1,000kmの円軌道 傾斜角 約45° 周期 約107分	昭和57年9月3日 N-I ロケット	昭和60年3月8日運転停止
GMS・CS・BS 計画	静止気象衛星 (GMS) 「ひまわり」	重量: 約303kg 形状: 直径約220cm、高さ約360cmの円筒形	静止衛星軌道(高度約36,000km) 静止位置 東経160度 周期 約24時間	昭和52年7月14日 デルタ2914型ロケット (米国に打上げ依頼)	軌道上で待機
	実験用中容量静止通信衛星 (CS) 「さくら」	重量: 約350kg 形状: 直径約200cm、高さ約350cmの円筒形	静止衛星軌道(高度約36,000km) 静止位置 東経135度 周期 約24時間	昭和52年12月15日 デルタ2914型ロケット (米国に打上げ依頼)	昭和60年11月25日運用停止
	実験用中型放送衛星 (BS) 「ゆり」	重量: 約350kg 形状: 約130cm×130cm×300cmの箱型	静止衛星軌道(高度約36,000km) 静止位置 東経110度 周期 約24時間	昭和53年4月8日 デルタ2914型ロケット (米国に打上げ依頼)	昭和57年1月23日、衛星の制御終了

N-II計画	技術試験衛星Ⅳ型 (ETS-Ⅳ) 「きく3号」	N-IIロケットの遷移軌道投入能力の確認、打上げ環境条件の取得、大型衛星の製作・取扱技術の習得などを行った。	重量：約640kg 形状：円筒形 直径：約210cm	高度(遠地点)約36,000kmの長楕円軌道 傾斜角 約28.5° 周期 約10時間36分	昭和56年2月11日 N-IIロケット	昭和59年12月24日運用停止
	静止気象衛星2号 (GMS-2) 「ひまわり2号」	昭和52年7月に打ち上げた静止気象衛星(GMS)とほぼ同様の性能を有する衛星で、我が国における気象業務の改善を図るとともに、気象衛星に関する技術の開発に資している。	重量：約296kg 形状：円筒形 直径：約215cm	静止衛星軌道(高度約36,000km) 静止位置 東経120度 周期 約24時間	昭和56年8月11日 N-IIロケット	軌道上で待機
	通信衛星2号 (CS-2a) 「さくら2号-a」	昭和52年12月に打ち上げた実験用中容量静止通信衛星(CS)とほぼ同様の性能を有する衛星で、利用機関の通信需要の増大に対処するとともに、通信衛星に関する技術の開発に資する。	重量：約350kg 形状：円筒形 直径：約220cm	静止衛星軌道(高度約36,000km) 静止位置 東経132度 周期 約24時間	昭和58年2月4日 N-IIロケット	運用中
	通信衛星2号 (CS-2b) 「さくら2号-b」	上記衛星(CS-2a)の軌道上の予備で、目的は同じ。	重量：約350kg 形状：円筒形 直径：約220cm	静止衛星軌道(高度約36,000km) 静止位置 東経136度 周期 約24時間	昭和58年8月6日 N-IIロケット	運用中
	放送衛星2号 (BS-2a)	昭和53年4月に打ち上げ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で、テレビジョンの難視聴の解消等を図るとともに、放送衛星に関する技術の開発に資する。	重量：約350kg 形状：展開型太陽電池パドルを有する箱型	静止衛星軌道(高度約36,000km) 静止位置 東経110度 周期 約24時間	昭和58年1月23日 N-IIロケット	運用中
	静止気象衛星3号 (GMS-3)	我が国の気象業務の改善及び気象衛星に関する技術の開発に資する。	重量：約303kg 形状：円筒形 直径：約215cm	静止衛星軌道(高度約36,000km) 静止位置 東経140度 周期 約24時間	昭和59年8月3日 N-IIロケット	運転中
	放送衛星2号 (BS-2b)	上記衛星(BS-2a)の軌道上の予備で、目的は同じ。	重量：約350kg 形状：展開型太陽電池パドルを有する箱型	静止衛星軌道(高度約36,000km) 静止位置 東経110度 周期 約24時間	昭和60年度 N-IIロケット	開発中
	海洋観測衛星1号 (MOS-1)	海洋面の色及び温度を中心とした海洋現象の観測を行うとともに、地球観測のための人工衛星の基本技術を確立する。	重量：約740kg 形状：展開型太陽電池パドルを有する箱型	高度約900kmの円軌道(太陽同期軌道)	昭和61年度 N-IIロケット	開発中

H-I計画	測地実験機能部 (性能確認用 ペイロードの一部)	測地実験に資する。	重量：約685kg 形状：太陽光反射鏡及びレーザ反射体を装着した球体	高度約1,500km円軌道 傾斜角 約50° 周期 約116分	昭和61年度 H-Iロケット (2段式)試験機	開発中
	技術試験衛星Ⅴ型 (ETS-Ⅴ)	H-Iロケット(3段式)試験機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立し、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。	重量：約550kg 形状：展開型太陽電池パドルを有する箱型	静止衛星軌道(高度約36,000km) 静止位置 検討中 周期 約24時間	昭和62年度 H-Iロケット (3段式)試験機	開発中
	通信衛星3号 (CS-3a)	通信衛星2号(CS-2)による通信サービスを継続し、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に資する。	重量：約550kg 形状：円筒形 直径：約220cm	静止衛星軌道(高度約36,000km) 静止位置 東経132度 周期 約24時間	昭和62年度 H-Iロケット	開発中
	通信衛星3号 (CS-3b)	上記衛星(CS-3a)の軌道上の予備で、目的は同じ。	重量：約550kg 形状：円筒形 直径：約220cm	静止衛星軌道(高度約36,000km) 静止位置 東経136度 周期 約24時間	昭和63年度 H-Iロケット	開発中
	静止気象衛星4号 (GMS-4)	昭和59年8月に打ち上げた静止気象衛星3号(GMS-3)とほぼ同様の性能を有する衛星で、我が国における気象業務の改善及び気象衛星に関する技術の開発に資する。	重量：約330kg 形状：円筒形 直径：約215cm	静止衛星軌道(高度36,000km) 静止位置 東経140度 周期 約24時間	昭和64年度 H-Iロケット	開発着手
	放送衛星3号 (BS-3a)	放送衛星2号(BS-2)による放送サービスを継続し、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に資する。	重量：約550kg 形状：展開型太陽電池パドルを有する箱型	静止衛星軌道(高度約36,000km) 静止位置 東経110度 周期 約24時間	昭和65年度 H-Iロケット	開発着手
	放送衛星3号 (BS-3b)	上記衛星(BS-3a)の軌道上の予備で、目的は同じ。	重量：約550kg 形状：展開型太陽電池パドルを有する箱型	静止衛星軌道(高度約36,000km) 静止位置 東経110度 周期 約24時間	昭和66年度 H-Iロケット	開発着手

第1-3表 宇宙実験計画

ミッション 名称	主 な 目 的	重 量・形 状	軌 道 等	打上げ時期	備 考
第一次材料実験 (FMPT)	スペースシャトル/スペースラブを利用して材料実験、ライフサイエンス実験等の宇宙実験を行うとともに、人間が宇宙空間で活動するために必要な有人サポート技術開発に資する。	スペースラブの約1/2のスペースを借りきる。 (ダブルラック3個)	軌道の種類：円 高度：約300km 傾斜角：57°	昭和62年度	○実験テーマ34件が選定済み(59年8月) ○P S 3名決定(60年8月)
TT-500A型 ロケットによる 宇宙実験	頭胴部回収の機能を備えた小型ロケットの打上げを利用して、宇宙空間を慣性飛行している間の無重力状態において宇宙材料実験を行う。	(2段式固体ロケット頭胴部) 長さ：約2.7m 外径：約0.5m 重量：約0.3t	無重力状態実験可能時間：約7分間 (10°G以下) 水平飛行距離：約460km 到達高度：約290km ペイロード搭載重量：約70kg(最大)	昭和58年8月19日の13号機まで打上げ	8号機、11号機、12号機及び13号機は回収できたが、9、10号機は回収できなかった

2. 放送衛星2号-b (BS-2b) の打上げ及び追跡管制の計画概要について

2.1 打上げ及び追跡管制の目的

放送衛星2号-b (BS-2b) / Nロケット14号機(F)の打上げ及び追跡管制は、衛星を赤道東経約110度の静止衛星軌道に投入、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ための利用機関における運用に供せられるようにすることを目的とします。

2.2 打上げ及び追跡管制実施機関

宇宙開発事業団

理事長 大澤弘之

東京都港区浜松町2丁目4番1号 世界貿易センタービル

2.3 打上げ実施責任者及び打上げ場所

2.3.1 打上げ実施責任者

宇宙開発事業団

副理事長 園山重道

2.3.2 打上げ場所

- ・宇宙開発事業団種子島宇宙センター大崎射場
鹿児島県熊毛郡南種子町大字茎永

2.4 追跡管制の実施場所

- ・宇宙開発事業団筑波宇宙センター中央追跡管制所
茨城県新治郡桜村千現2丁目1番1
- ・宇宙開発事業団勝浦追跡管制所
千葉県勝浦市芳賀花立山1-14
- ・宇宙開発事業団沖縄追跡管制所
沖縄県国頭郡恩納村字安富祖金良原1712

- ・宇宙開発事業団種子島宇宙センター増田追跡管制所

鹿児島県熊毛郡中種子町大字増田

上記のほか、米国航空宇宙局の追跡管制網の支援を受けるとともに、通信・放送衛星機構及び日本放送協会の協力を受けます。

2.5 打上げ期間及び日時

昭和61年2月8日(土)から昭和61年2月28日(金)までとし、打上げ日等は下表のとおりです。

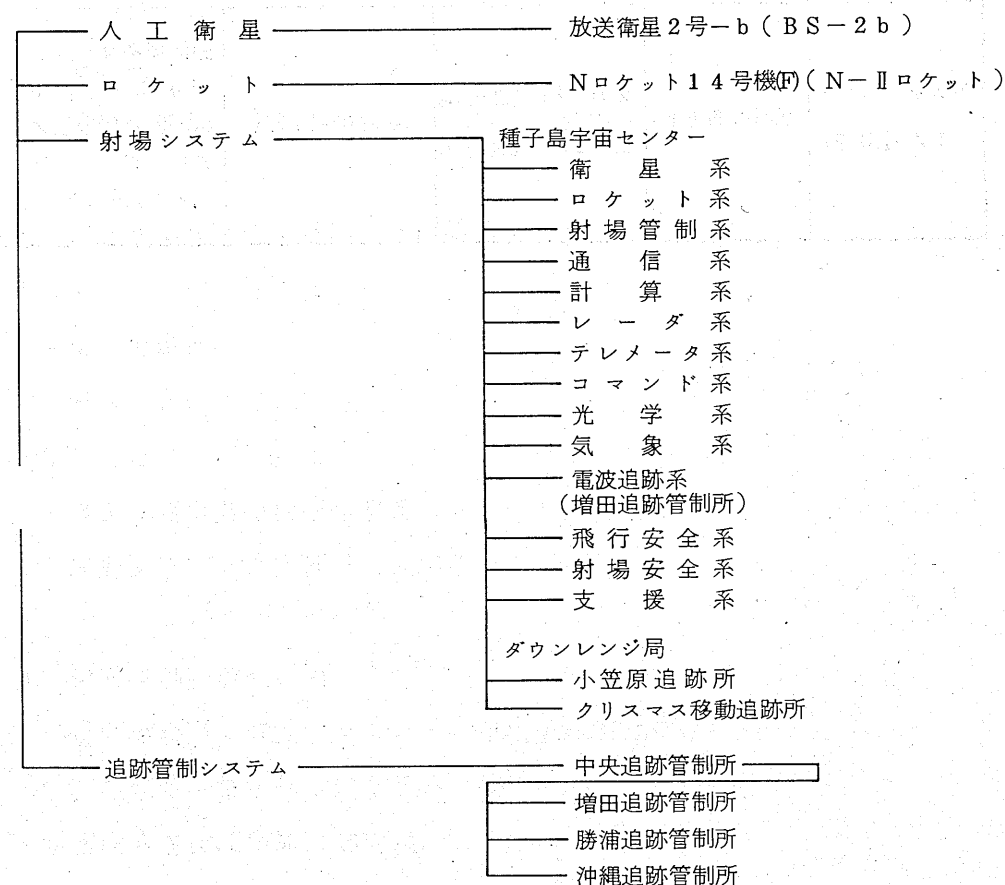
機種	打上げ日	打上げ予備日の期間	打上げ時間帯	海面落下時間帯
Nロケット 14号機(F)	2月8日(土)	2月9日(日)から 2月28日(金)まで	16:30~17:30	固体補助ロケット 16:30~17:36 第1段及び衛星フェアリング 16:42~17:52

3. 打上げ及び追跡管制の全システムについて

人工衛星を安全確実に打ち上げるためには、ロケット及び人工衛星の組立て、点検、発射及び飛行中の監視、追尾、データ取得等のために必要な各種施設設備を整備し、かつ、これらのものを有機的に結合して第3-1表に示すように一体的な人工衛星打上げシステムとして運用することが要求されます。次章以下に、それぞれについて詳細に説明します。

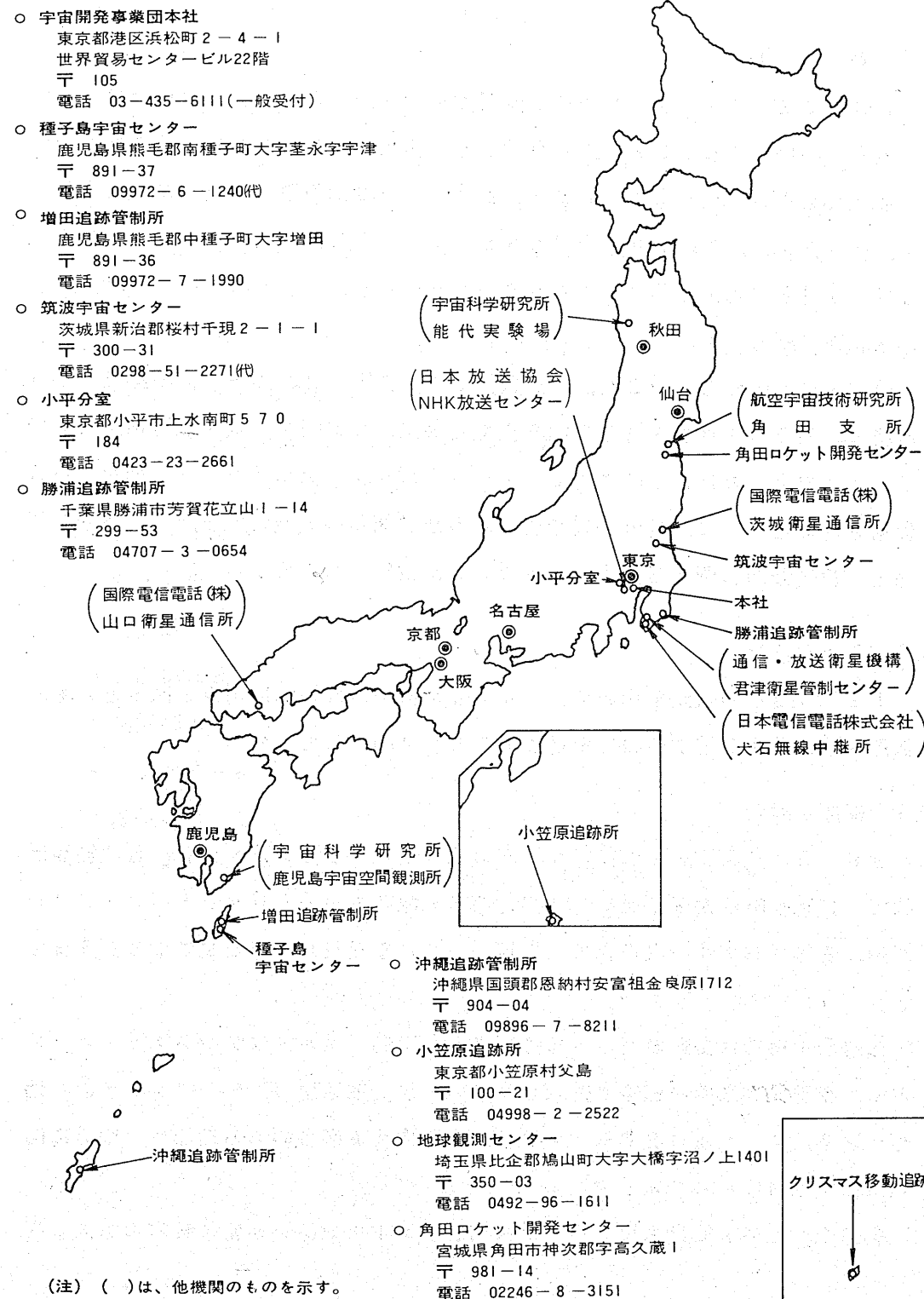
また、第3-1図に宇宙開発事業団の諸施設等の配置を示します。

第3-1表 放送衛星2号-b(BS-2b)/Nロケット14号機(F)
打上げ及び追跡管制システムの全体構成



上記のほか、米国航空宇宙局の追跡管制網の支援を受けるとともに、通信・放送衛星機構及び日本放送協会の協力を受けます。

第3-1図 宇宙開発事業団事業所等所在地



4. 放送衛星 2 号 (BS-2) について

4.1 概 要

BS-2 は、テレビジョン放送の難視聴解消を図るとともに、放送衛星に関する技術の開発を進めること等を主目的とした衛星で、昭和 53 年 4 月に打ち上げられた実験用中型放送衛星 (BS)「ゆり」とほぼ同規模の性能を持った衛星です。BS-2 は、昭和 59 年 1 月 29 日に打上げられた本機の BS-2 a「ゆり 2 号-a」と軌道上予備機となる BS-2 b があり、いずれも東経 110 度の静止衛星軌道に配置されます。

軌道上において BS-2 は、北海道、本州、四国、九州のほか南西諸島、小笠原諸島、南北両大東島を含む日本全土を対象に、我が国初の実用放送衛星として日本放送協会 (NHK) による 2 チャンネルのカラーテレビジョンの衛星放送に使用されるとともに、近い将来予想される放送衛星の大型化や多チャンネル化に備え、放送衛星に関する技術データの収集に役立てられます。

4.2 ミッション

12 GHz 帯の電波を用いてテレビジョン放送の難視聴解消等を図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ています。

4.3 構成・諸元

BS-2 は、第 4-1 図に示すように 1.20 m × 1.32 m × 0.77 m の箱形形状で、打上げ時は太陽電池パネルを折り畳んだ状態で N-II ロケットのフェアリング内に収容されます。軌道上で太陽電池パネルを展長した時の長さは 8.95 m です。

放送用中継器は北側のパネルに搭載され、南側パネルにはテレメトリ・コマンド系、姿勢制御系等の機器が搭載されています。放送用 K バンドアンテナ、地球センサ、モノパルス RF センサ等地球を指向する必要がある機器は、地球に向いた面に取付けられています。

軌道上では姿勢制御系によって放送用 K バンドアンテナが常に日本の方向を指

向するように、衛星の姿勢が制御されます。また、太陽電池パネルは常に太陽の方向を向くよう 1 日 1 回転の速さで駆動され、2 チャンネルのカラーテレビジョンの同時放送に必要な電力を発生します。

BS-2 では、我が国に割当られた 12 GHz 帯による衛星放送用チャンネル 8 チャンネルのうち、チャンネル 11 及び 15 を使用し、本州、四国の全域及び九州、北海道の大部分の地域において直径 1 m 程度、南西諸島、小笠原諸島を含む日本全域において直径 2 m 程度のアンテナによりカラーテレビジョン放送が良好に受信できます。

BS-2 は、第 4-2 図に示すように次のサブシステムで構成されています。

- 通信系 (放送用中継器)
- アンテナ系 (放送用 K バンドアンテナ及び S バンドテレメトリ・コマンド用アンテナ)
- テレメトリ・コマンド系
- 姿勢制御系
- 電源系
- 二次推進系
- 熱制御系
- アポジモータ
- 構体系

また、BS-2 の諸元は、要約すると第 4-1 表のとおりです。

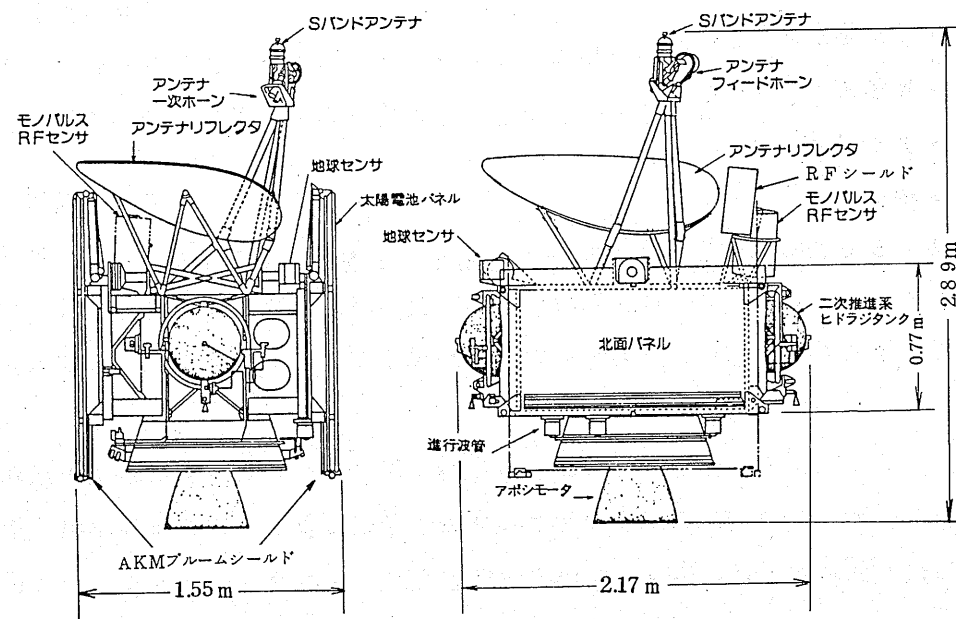
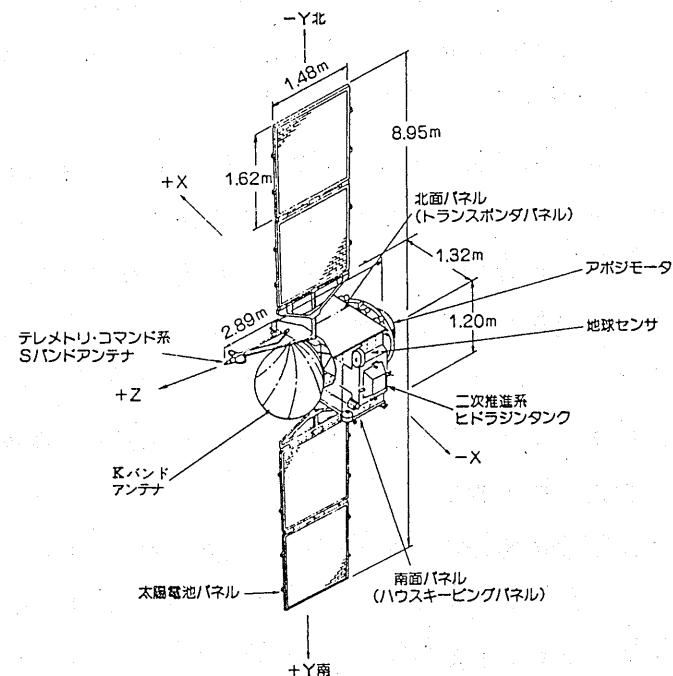


図4-1 BS-2bの外観・構造

4.4 開発の経緯

BS-2の計画は、昭和54年6月、郵政省から宇宙開発委員会に「宇宙開発計画の見直し要望」として提出されました。

宇宙開発委員会は昭和54年8月、「昭和55年度における宇宙開発関係経費の見積方針」を決定し、「BS-2の開発は昭和58年度に放送衛星2号-a (BS-2a)を、昭和60年度に放送衛星2号-b (BS-2b)を、それぞれ打ち上げることを目標に開発を行う。」こととし、55年度から基本設計に着手することが決定されました。

これにより、宇宙開発事業団では昭和54年度に「放送衛星の設計検討」を、また日本放送協会では「ミッション機器の設計検討」を行うとともに、郵政省、日本放送協会、通信・放送衛星機構及び宇宙開発事業団の関係機関により「放送衛星2号の開発」について検討が進められてきました。

BS-2の開発は、昭和55年度から通信・放送衛星機構と宇宙開発事業団が必要経費を分担（機構60%、事業団40%）し、通信・放送衛星機構分担分については宇宙開発事業団が同機構から委託を受けて行うこととなりました。

BS-2aは昭和59年1月23日に打ち上げられましたが、同衛星に搭載された3系統の中継器のうち2系統に不具合が生じたことに加え、中継器、モノパルスRFセンサー及び太陽電池発生電力の低下等の不具合が生じたため、原因究明、BS-2bへの対策等に全力をあげてきました。特に中継器については、宇宙開発委員会の放送衛星対策特別委員会、及び同技小委員の審議をほぼ1年にわたって受けながら、原因究明と対策を進めてきました。

中継器不具合の原因としては、進行波管の電子銃部の温度が真空環境のもとで、予想より上昇し、絶縁低下をおこすものと判明し、BS-2b用の進行波管については、電子銃部の温度対策として熱シャントを取り付け、長時間（40サイクル、720時間）にわたる熱真空試験を実施して、異常のないことを確認しました。（図4-2）

また、モノパルスRFセンサーは、地上からのビーコン波が、アンテナの一部から反射し、干渉をおこすものと判明し、反射波の到来を防ぐRFシールド板を設置しました。（図4-1）

さらに、太陽電池発生電力低下の原因は、アポジックモーターの燃焼ガスによって、内側の太陽電池パネルの一部が汚染したものであることがわかり、このガスによる汚染を防ぐために、A^KMブルームシールドを取り付けました。(図4-1、図4-3)

これらの対策を施して、BS-2bは昭和61年1、2月期に打ち上げられる予定です。

なお、BS-2の開発スケジュール及び打上げまでの経過は第4-2表のとおりです。

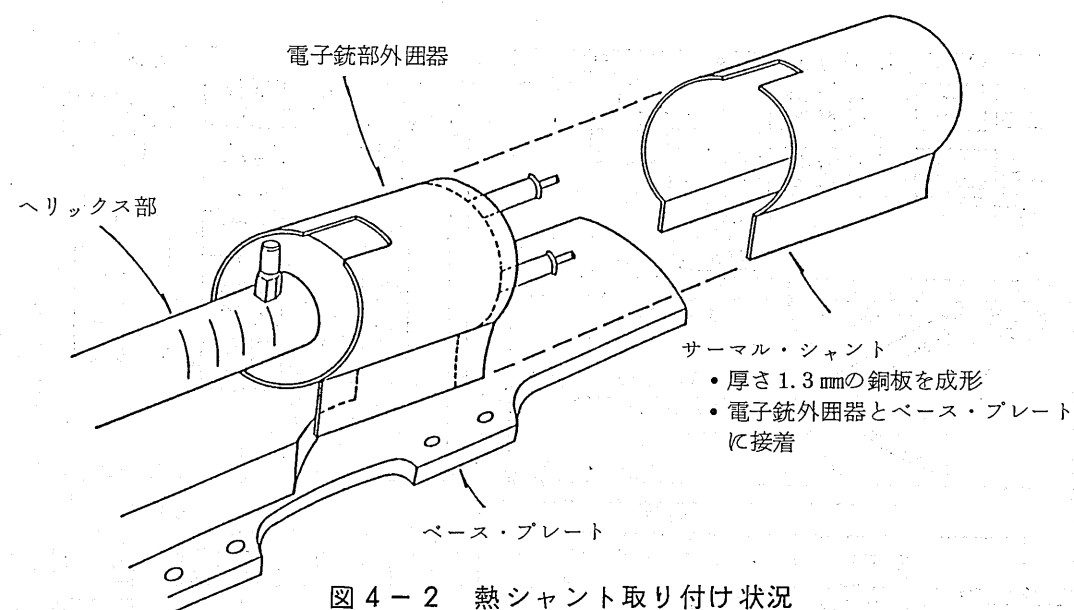


図4-2 熱シャント取り付け状況

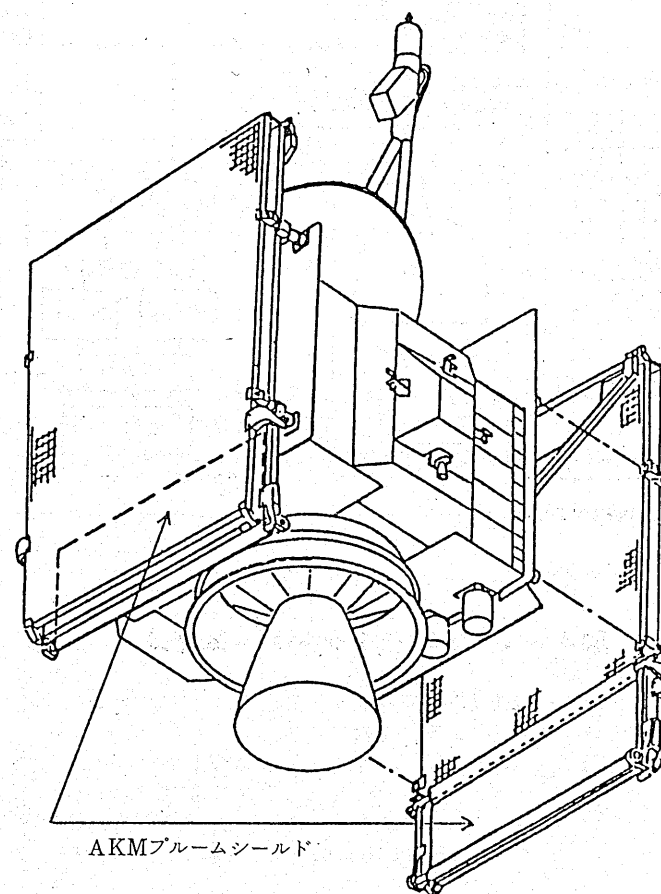
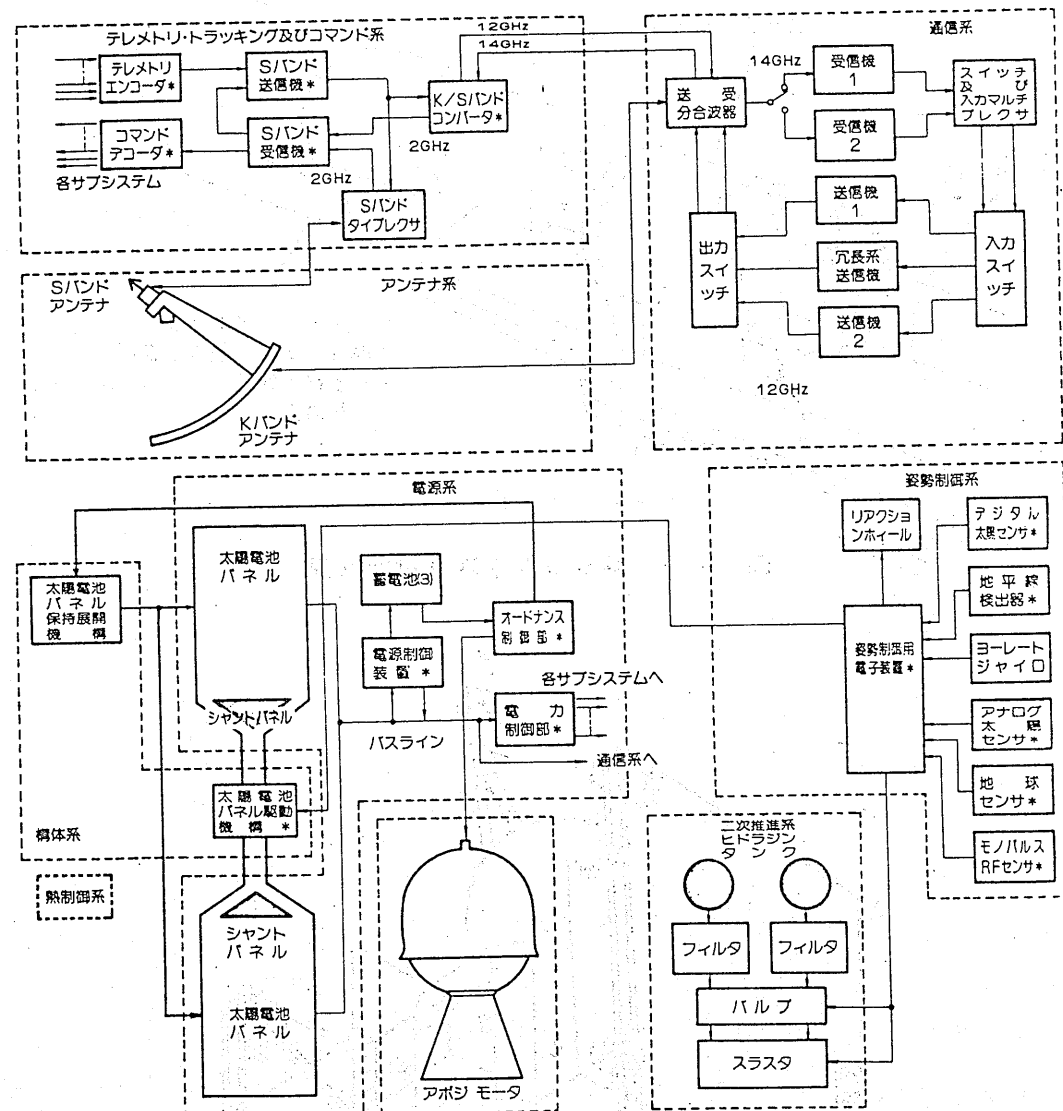


図4-3 AKMブルームシールド

第4-1表 BS-2の諸元(1/3)

項目	機能・性能
形状・寸法	・N-IIロケットのフェアリングに適合 ・展開型太陽電池パドルを有する箱型 (1) 箱型本体部 1.2m×1.32m×0.77m (2) アンテナ・ヒドラジンタンク・アポジモータを含む寸法 1.55m×2.17m×2.89m (3) 太陽電池パネル展開長 8.95m
重量	・N-IIロケットの打上げ重量に適合 ・打上げ時 約692kg (BS-2b) ・静止衛星軌道初期 約350kg
姿勢制御方式	・ゼロ モーメント三軸制御方式 ・地球センサ、モノパルスRFセンサによる制御 (トランスフェ軌道ではスピン安定) ・スピン率 60±6 rpm ・慣性モーメント比 1.05以上
軌道保持精度	・軌道位置、東経110度 (BS-2a, BS-2bとも) ・緯度方向±0.1度以内 ・経度方向±0.1度以内
アンテナビーム主軸の指向精度	・指向精度 0.1度以内 (3σ) ・回転精度±0.6度以内 (3σ)
寿命	・4年以上5年目標 (ただし搭載推薬量) ・搭載機器の5年後の残存確率 0.7以上
通信系 (COM)	・中継器上り/下り周波数 : Kバンド14/12GHz帯 ・チャンネル数 : 2チャンネル (同時運用) (WARC-BSによる11及び15) ・伝送帯域幅 : 27MHz ・受信部 : GaAsFET増幅器 : 雑音指数7.5dB以下 ・送信励振器 : GaAsFET増幅器 : 励振出力10mW ・送信終段部 : ヘリックスTWT : 送信出力100W以上増幅器
アンテナ系 (ANT)	(Kバンドアンテナ) ・形式 : オフセットフィードパラボラアンテナ ・偏波 : 右旋円偏波 ・ビーム形状 : 3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 37dB cpi 以上 - 日本全土 28dB cpi 以上 - KバンドTT & C波 : 南関東 36dB cpi 以上 (Sバンドアンテナ) ・形式 : ターンスタイル ・利得 : 0dB cpi 以上



*:冗長系を有する構成品を示す。

図4-4 BS-2システム系統図

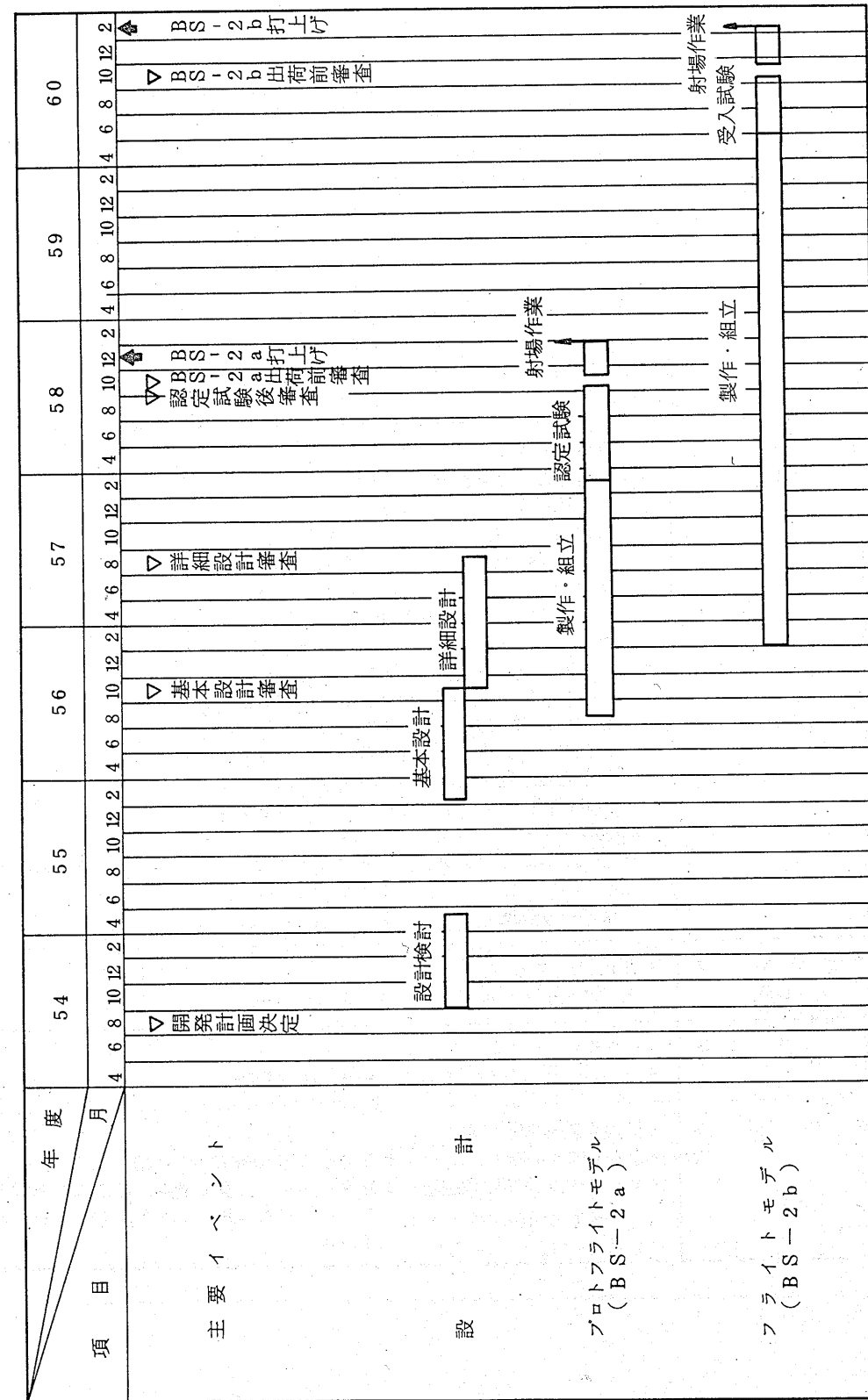
第4-1表 BS-2の諸元(2/3)

項 目	機 能 ・ 性 能
テレメトリ・コマンド系 (TT & C)	(テレメトリ) - 周波数 Sバンド : BS-2a 2.3 GHz帯 : BS-2b 2.3 GHz帯 - Kバンド : BS-2a 1.2 GHz帯 : BS-2b 1.2 GHz帯 - 送信電力 Sバンド : 850 mW以上 Kバンド : 50 mW以上 - 変調方式 : PCM/PSK/PM - 副搬送波周波数 : 192 KHz - 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 1.4 GHz帯 : BS-2b 1.4 GHz帯 - 変調方式 : PCM/PSK/FM/PM - 情報ビットレート : 200 BPS - チャンネル容量 : 255 - PSK信号周波数 : 2 KHz - 副搬送波周波数 : 70 KHz (レンジング) - 方式 : サイドトーンARC方式 - 上り/下りの周波数比 : 221/240のコヒーレント - 変調方式 : トーン/PM
姿勢制御系 (ACS)	- リアクションホイール : 直交3ホイール方式 - 姿勢センサ - 地球センサ : 電子回路冗長構成 - モノパルスRFセンサ : 周波数 14.0125 GHz : 電子回路冗長構成 - アナログ太陽センサ : コンテインジェンシモード時のバックアップ用 - ヨーレートジャイロ : デスピン時に使用 - 地平線検出器 : スピン安定時に使用 - デジタル太陽センサ : スピン安定時に使用 - 姿勢制御電子装置 : スラスタバルス幅可変制御機能 : 角加速度推定機能 : センサ自動切替機能 : ホイール自動アンローディング機能

第4-1表 BS-2の諸元(3/3)

項 目	機 能 ・ 性 能
二 次 推 進 系 (S P S)	・ヒドラジンリアクション方式 ・推進薬タンク最大容量 : 5 6 kg ・推 進 薬 : 高純度アニリンフリーヒドラジン (アニリン含有量 : 0.005 %以下) ・タ ン ク 圧 力 : 3 5 0 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 ・高 推 力 エ ン ジ ン : 22.24 N ・低 推 力 エ ン ジ ン : 1.25 N
電 源 系 (E P S)	(太陽電池パネル) ・2枚折りたたみ展開パネル方式 ・パネル総面積 : 9.5 8 m² ・太陽電池 : Non P シリコン裏面反射型 セ ル 特 性 : 1 5.99 mW/cm²(28℃) セ ル サ イ ズ : 1.94 8 cm× 4.04 4 cm セ ル 枚 数 : 1 0 9 2 0 枚 カバ ー ガ ラ ス : CELIA DOPE 127 μm ・発生電力(最終確認値) 夏至 春分 負 荷 電 力 7 0 4 W 7 0 4 W E P S 電 力 4 7 6 4 発生電力要求 7 5 1 7 6 8 5年後発生電力 8 6 3 9 6 3 初期発生電力 9 9 0 1 1 3 5 (蓄電池) ・角型密閉 Ni Cd 蓄電池 : 4 Ah×3 個 総 容 量 : 1 2 Ah 最大放電深度 : 6 0 %以下
ア ポ ジ モ ー タ (A K M)	・STAR-27 ・トータルインパルス 9.1×10⁵ N・sec
構 体 系	・箱型形状 ・マグネシウムとアルミニウム合金の組立構造
熱 制 御 系	・受動・能動併用方式 ・放熱面にオブ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機器 : 北面パネル, 二次推進系, 蓄電池, 地球センサ, モノパルスRFセンサ, リアクションホイール

第4-2表 放送衛星2号の開発スケジュール



5. N-II ロケットについて

5.1 概要

N-II ロケットについては、昭和56年度にGMS-2を打ち上げることを目標として、昭和51年に本格的な開発に着手しました。開発に当たっては、当時N-I ロケットの開発の途中であり、国産技術のみではスケジュール及び信頼性の確保に十分な実績がなかったこと、コストの低減化をはかること等のため、米国からソーデルタロケットの技術も導入しました。

N-II ロケットは、重量350 kg級の静止衛星を打ち上げる能力を有する3段式ロケットです。

第1段液体ロケットエンジンには、N-I ロケットで国産化されたMB-3エンジンを採用しており、また発射時に推力を増強する固体補助ロケット(SOB)もN-Iで国産化されたものを9本取り付けられています。

第2段液体ロケットエンジンは、デルタロケットで使用されたAJ10-118FをN-II ロケットに合わせて性能向上を図ったものです。主な改良点としては、推進薬タンクを大型化して推進薬を最大6トンまで搭載可能とし、またノズルの開口比を65:1として比推力を大きくしました。このエンジンは、アブレーティブ冷却方式で宇宙空間での再着火が可能です。ロケットの誘導はデルタロケットと同じ慣性誘導方式を採用しており、機体に搭載された誘導装置で位置、姿勢等を計算し、予定の軌道に投入されるよう制御装置に必要な信号を出し、コースを修正するようになっています。

第3段固体ロケットは、N-I ロケットの第3段ロケットを延長したもので、デルタロケットにも使用されています。搭載電子機器はN-I ロケット用のものを使用することを原則とし、必要な改修を加えています。昭和51年の開発開始以来、開発は順調に進み、昭和55年度夏期にはGTV(地上総合試験用ロケット)及び衛星を用いた総合整備作業において衛星との整合性、発射設備等との機械的・電氣的整合性の確認、手順の調整確認、打ち上げ要員の訓練等を行い、昭和56年2月に技術試験衛星IV型(ETS-IV)「きく3号」を打ち上げ、その機能・性能の確認を行いました。さらにその後昭和56年8月静止気象衛星2号「ひ

まわり2号」、昭和58年2月、同8月通信衛星2号-a, b「さくら2号-a, b」、昭和59年1月放送衛星2号-a「ゆり2号-a」、昭和59年8月静止気象衛星3号「ひまわり-3号」の打上げに成功しました。

N-IIロケットは、今回の放送衛星2号-b(BS-2b)に引き続いて、海洋観測衛星1号(MOS-1)の打上げに利用される予定になっています。

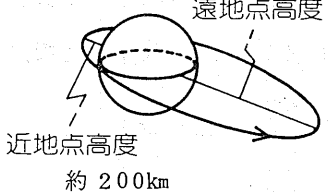
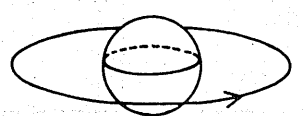
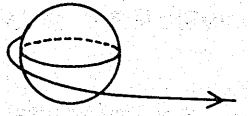
5.2 性能・諸元

5.2.1 打上げ可能な衛星の軌道と重量

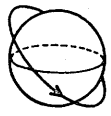
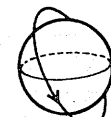
N-IIロケットは、下表に示すように用途に応じたいろいろな軌道に人工衛星を打ち上げることができます。

また、人工衛星の重量が小さい場合には、1回の打上げで複数の人工衛星を打ち上げる方式もあります。

楕円軌道、静止軌道、地球重力脱出軌道の場合(3段式打上げ)

代表的軌道	軌道高度例 (km)	人工衛星重量 (衛星分離部を含む概略値) (kg)	人工衛星 用途例
楕円軌道 軌道傾斜角 30°  遠地点高度 約 36,000	(遠地点高度) 約 36,000	700	各種観測 技術試験
静止軌道  (赤道面上周期24時間円軌道)	約 36,000	350 (人工衛星にアポジモータ を装着する。 数値はアポジモータケー スを含めた値を示す。)	各種通信 各種観測
地球重力脱出  パーキング軌道高度 約 230 km	太陽 周回軌道	500	惑星間探査

円軌道の場合 (2 段式打上げ) 注1)

代 表 的 軌 道	軌道高度例 (km)	人 工 衛 星 重 量 (衛星分離部を含む概略値) (kg)	人 工 衛 星 用 途 例
軌道傾斜角 30° 	300 600 1,000 1,500	2,000 1,800 1,600 1,400	各種観測 技術試験
軌道傾斜角 50° 	300 600 1,000 1,500	1,500 1,350 1,150 1,000	測地 航行援助
軌道傾斜角 70° 	300 600 1,000 1,500	1,400 1,250 1,050 900	地球観測 航行援助
太陽同期軌道 注2) 軌道傾斜角 99°  100° 102°	900 1,100 1,500	800 650 500	気象観測 地球観測

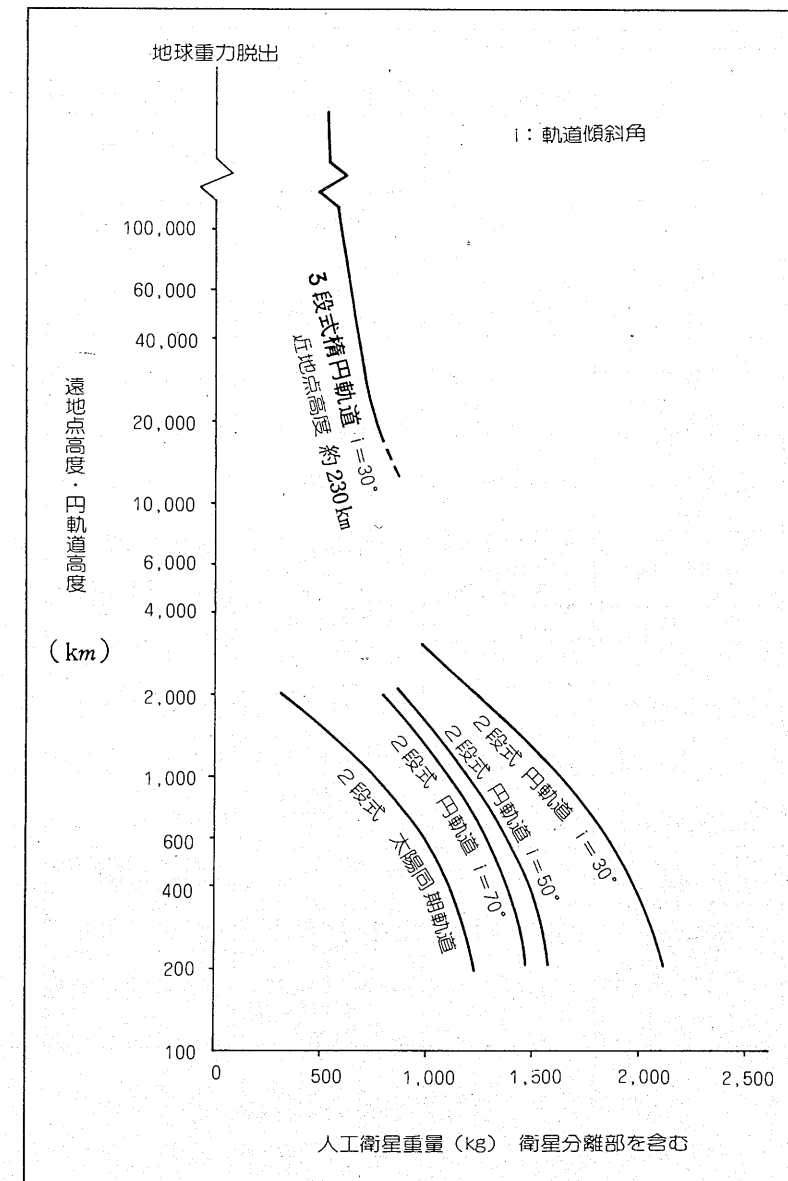
注1) 2 段式 N-II ロケットは、第3 段固体ロケットモータをとりはずしたもので、スピンをかける必要がなく、人工衛星にとって望ましい姿勢で分離でき、また軌道投入精度が高いなどの特長をもっています。

注2) 太陽同期軌道は、軌道面と太陽方向のなす角が常にほぼ一定の特別な軌道で、気象観測、地球観測等に適しています。

※ ここに示した軌道は代表例ですので、これ以外の軌道傾斜角、軌道高度に人工衛星を投入することも可能です。

5. 2. 2. N-II ロケットの打上げ能力

N-II ロケットは、静止軌道、中高度軌道、長楕円軌道、地球重力脱出軌道に人工衛星等を打ち上げることができ、下図に示す打上げ能力をもっています。



5.2.3 N-II ロケットの主要諸元(14号機(F))

全 段	
全 長(m)	35.36
外 径(m)	2.44
全備重量(t)	185.1(人工衛星の重量は含まない)
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	5.99	2.32 (固体モータ長 1.68)	7.91
外 径(m)	2.44	0.79	2.44	0.96 (固体モータ径 0.94)	2.44
各段重量(t)	862 *1	408 (9本分)	678	12.4 *2	0.60
推進薬重量(t)	820	337 (9本分)	580 (最大)	1.05	
平均推力(t)	メインエンジン 740 *3 バーニアエンジン Q46×2 *3	142 (6本分) *3 *5	439 *4	6.79 *4	
燃 焼 時 間(s)	メインエンジン 270 バーニアエンジン 276	38	416	44	
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	四酸化二窒素/ エアロジン50	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		ヘリウムガス押し		
比 推 力(s)	メインエンジン 250 *3 バーニアエンジン 209 *3	238 *3	320 *4	283 *4	
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 2.6GHz帯 トーン変調		1)レーダトランス ポンダ 5GHz帯(2台) 2)テレメータ送信装置 2.3GHz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 FM/PM	

*1 インタステージを含む。

*2 スピナーブルを含む。

*3 海 面 上

*4 真 空 中

*5 打上げ時は6本のみ燃焼、6本の燃焼終了後残り3本を燃焼させる。

5.3 各段の説明

N-II ロケット(14号機(F))の全体図は第5-1図に示すとおりです。

5.3.1 第 1 段

第1段は、1基のメインエンジン及び2基のバーニアエンジンを装備した液体ロケットで、メインエンジンのジンバルリング及びバーニアエンジンにより、機体の姿勢を制御することができます。

(1) 第1段機体構造

第1段の機体構造は、燃料タンク、センタボディセクション、酸化剤タンク、スカートセクション及びエンジンセクション(UBT)により構成されます。第5-2図に第1段機体分解図を示します。

燃料タンク及び酸化剤タンクの構造は、それぞれの厚さが約12.7mmのアルミニウム合金板3枚を機軸方向に突き合わせ溶接した円筒部と、その両端にアルミニウム合金製のドーム状隔壁をボルトで結合し、かつ、その結合部全周を溶接結合した直径が約2.44mの円筒形です。長さは、燃料タンクが約7.49m、酸化剤タンクが約11.50mです。これらの円筒部にタンクの剛性を高めるためにフレームを配し、さらに円筒部内面は、タンクの強度を最大にするためにアイソグリッド状に機械加工が行われています。タンク容積は燃料タンクが約32.1m³、酸化剤タンクが約49.5m³です。センタボディセクションは、燃料タンクと酸化剤タンクとの間で、1段制御電子機器、コントロールディストリビューションボックス、テレメータ送信装置、指令破壊受信装置及び電池の格納部になっています。

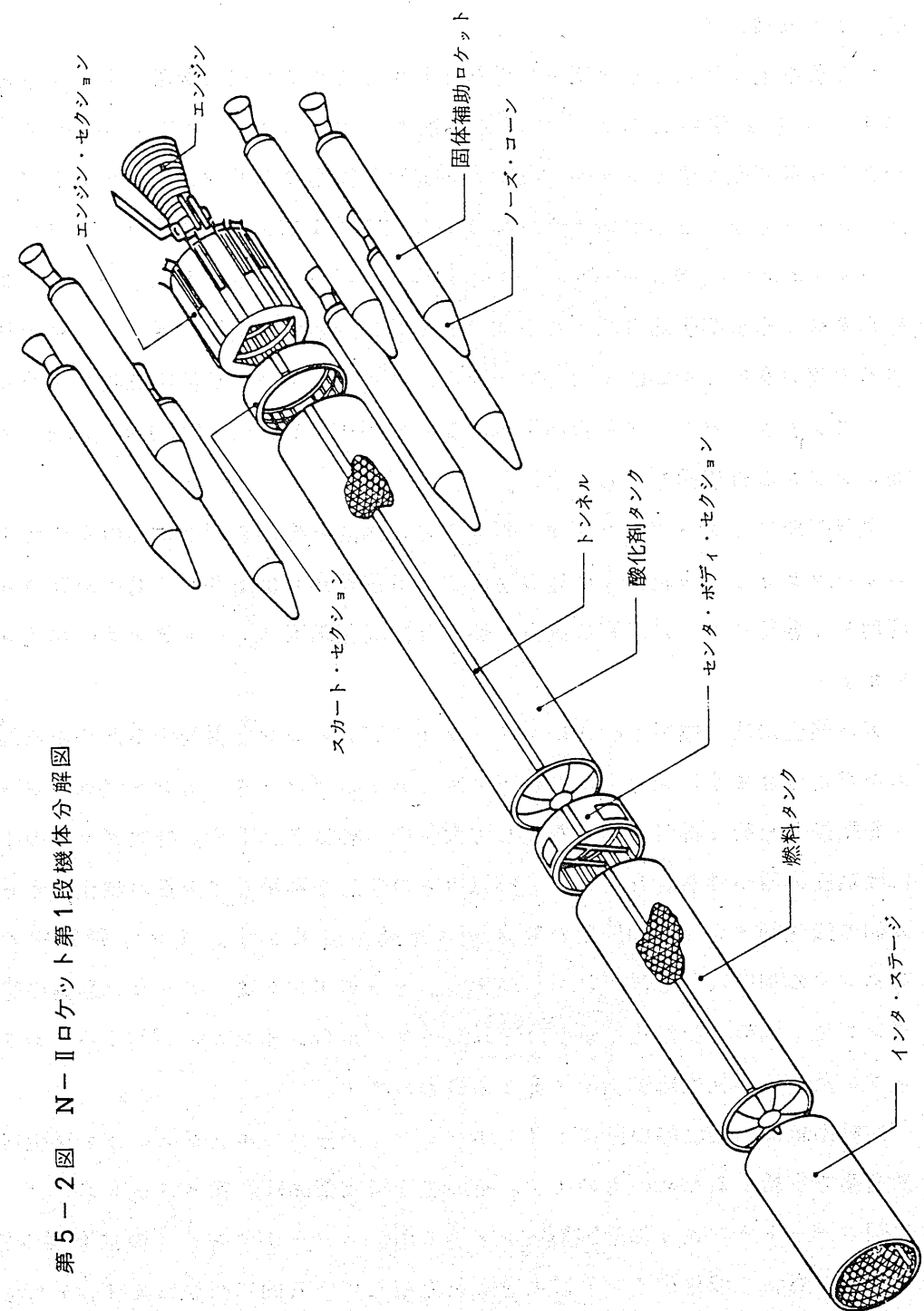
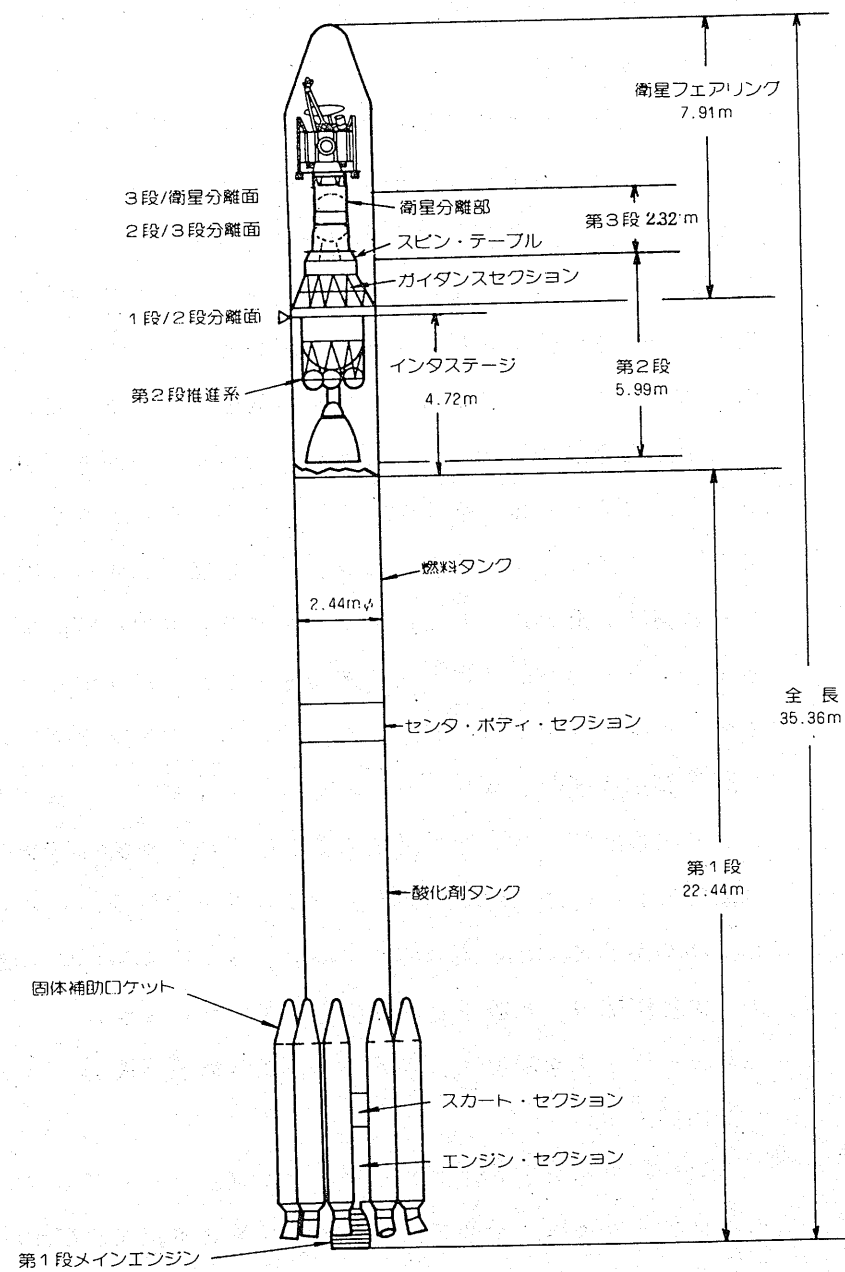
機体外側面には、トンネルがインタステージ後部からスカートセクション後部にかけて、2本装着されており、トンネル内部は、燃料及び酸化剤タンク加圧配管、配線束及び爆破線が通っています。

スカートセクションは、窒素ガス供給装置及び関連ニューマチック機器の格納部です。

エンジンセクションは、メインエンジン、バーニアエンジン、油圧機器、セーフアーム装置、後部アンビリカルコネクタ組立及び燃料・液体酸素充填ライン等の格納部であるとともに、ロケットの発射台への取付部です。

後端部には火炎遮蔽板が設けられています。この火炎遮蔽板は、パーニア
エンジンの取付台となり、また、エンジンセクション内部への有害な熱影
響を防いでいます。

第5-1図 N-IIロケット全体図



第5-2図 N-IIロケット第1段機体分解図

(2) 第1段推進系統

第1段推進系統は、酸化剤及び燃料として、それぞれ液体酸素（LOX）とRJ-1とを使用したタービン式の推進システムで、約7.4tonの推力を約270秒間発生するメインエンジンと姿勢制御用の補助システムであるバーニアエンジンとからなっています。第5-3図に第1段推進系統を示します。

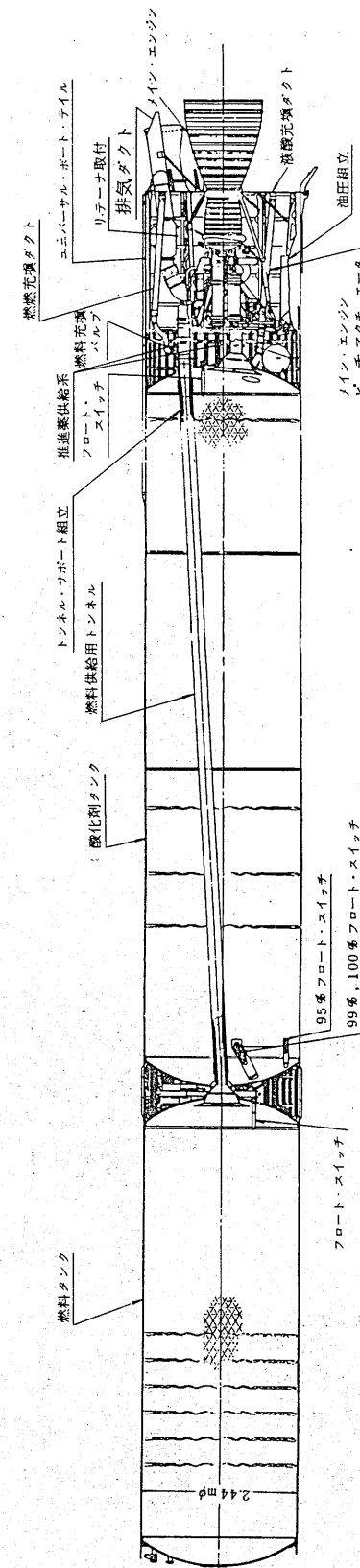
メインエンジン（第5-4図）は、潤滑系統、ニューマチック系統、ガス発生器、始動系統、推進薬供給系統から構成される単独始動の固定推力形式で、再始動及び推力調整を行う機能は有していません。メインエンジンは油圧駆動アクチュエータによりジンバリングを行い機体の姿勢を制御することができます。第5-5図に同エンジンの外觀図を示します。

潤滑系統は、ターボポンプギアボックスの潤滑と冷却を行うためのものです。ニューマチック系統は、機体の窒素ガス気蓄器から供給される高圧窒素ガスを利用し、各種バルブの開閉の制御、燃料及び酸化剤両スタートタンクの加圧を行います。

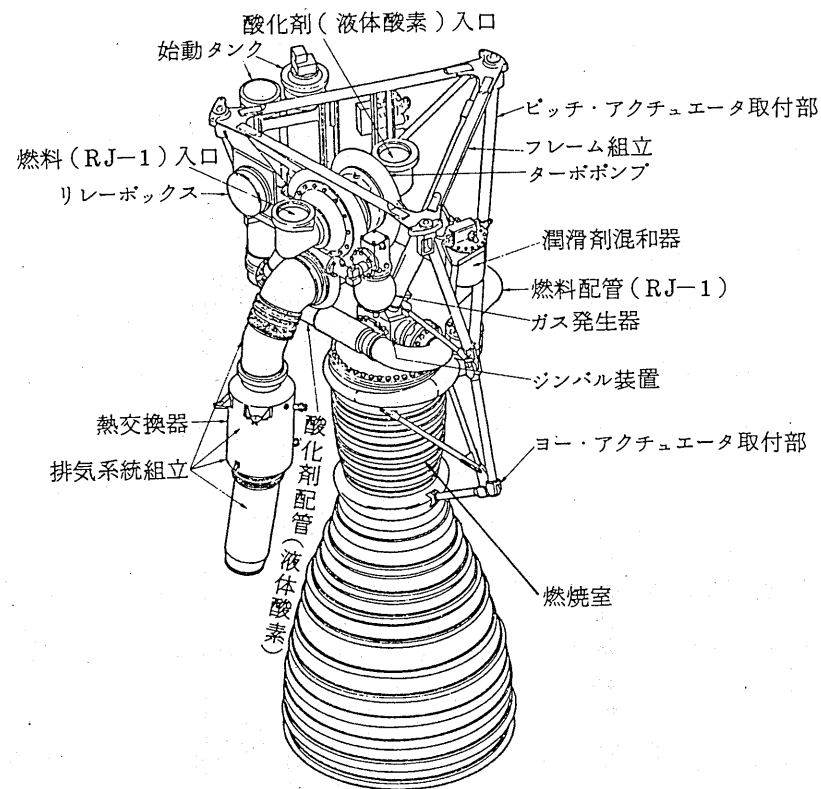
ガス発生器は、燃料と酸化剤でターボポンプタービンを駆動するための燃焼ガスを発生させます。発生した燃焼ガスは、ターボポンプタービンへ流れ、タービンを駆動した後、排気ダクトを通して大気中へ排気されます。排気ダクトの手前には熱交換器が装着されていて、排気ガスの余熱を利用して少量の酸化剤から機体側の酸化剤タンクの加圧用の酸素ガスを発生させます。また、飛行中の燃料タンクの加圧は、窒素ガスで行います。ターボポンプは、タービン駆動の遠心ポンプで、燃料及び酸化剤をそれぞれのタンクからメインエンジン、バーニアエンジン及びガス発生器に供給するためのものです。

始動系統は、始動時の際にメインエンジン、バーニアエンジン、ガス発生器へ推進薬を供給するためのものです。その主な構成部品は燃料スタートタンク、酸化剤スタートタンク、加圧制御バルブ等です。スタートタンクへの推進薬の充填は機体の燃料、酸化剤タンクに推進薬を充填している間に行われます。そして始動シーケンスが開始するとスタートタンクは窒素ガスで加圧され、各エンジン及びガス発生器へ推進薬が送り出されます。

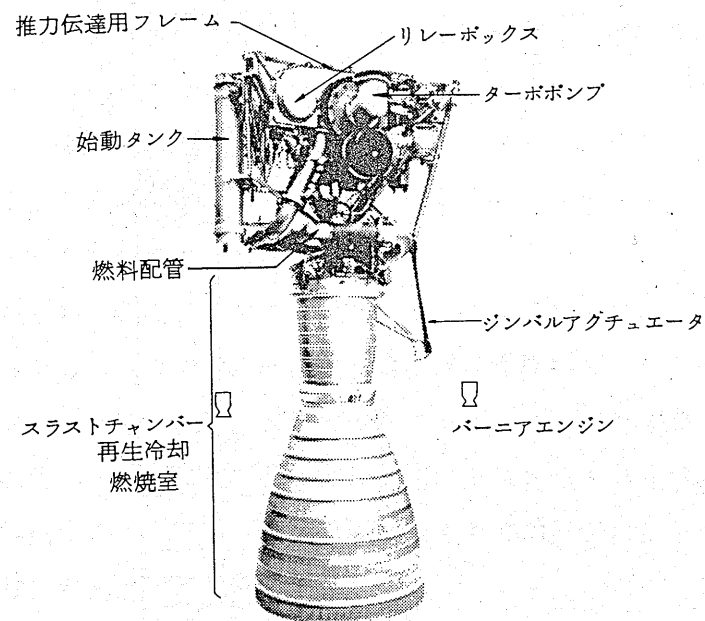
第5-3図 第1段推進系統



第5-4図 第1段液体ロケットエンジンの概要図



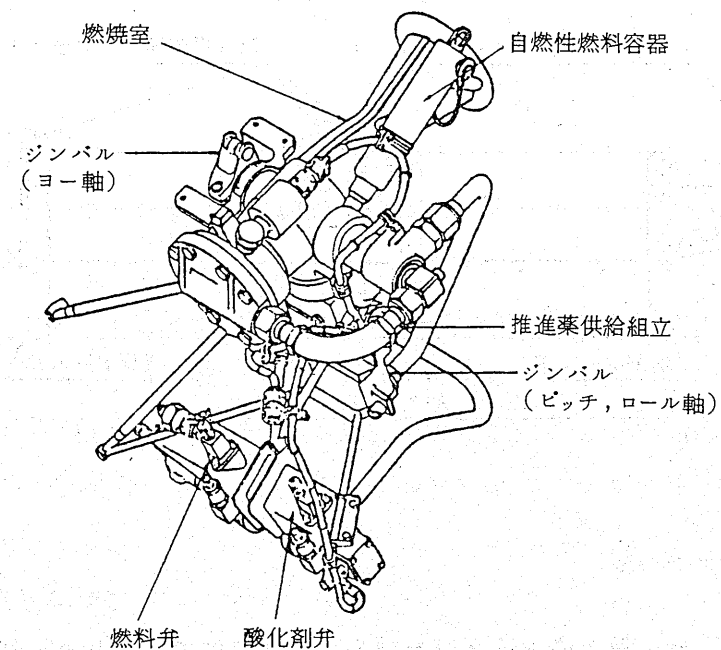
第5-5図 第1段液体ロケットエンジン（MB-3）の外観図



メインエンジンの始動は、まず、ガス発生器燃焼室での燃焼を火薬式イグナイタで開始させて、ターボポンプタービンを駆動させ、これに伴って燃料及び酸化剤のバルブが開き、ついでメインエンジン用点火薬が燃焼室に送られ、これが燃焼室内で酸化剤と接触点火することにより開始されます。

バーニアエンジンは、N-II ロケット第1段の作動中のロール制御用の推力、第1段液体ロケットメインエンジン停止後の推力調整、姿勢制御及びロール制御用の推力を発生する機能をもっています。推進薬はメインエンジンと同じであり、メインエンジン作動中はメインエンジンターボポンプから供給を受け、メインエンジン停止後はスタートシステムから供給を受けます。第5-6図にバーニアエンジンの概要図を示します。

第5-6図 第1段液体ロケットバーニアエンジンの概要図



(3) 第1段電気系統

第1段電気系統は、主として第1段機体に搭載された各種の電気及び電子機器へ直流電力を供給します。また、外部電源と内部電源の切換リレーを有し、地上における操作及び点検の間、エンジンセクションに取り付けられたアンビリカルコ

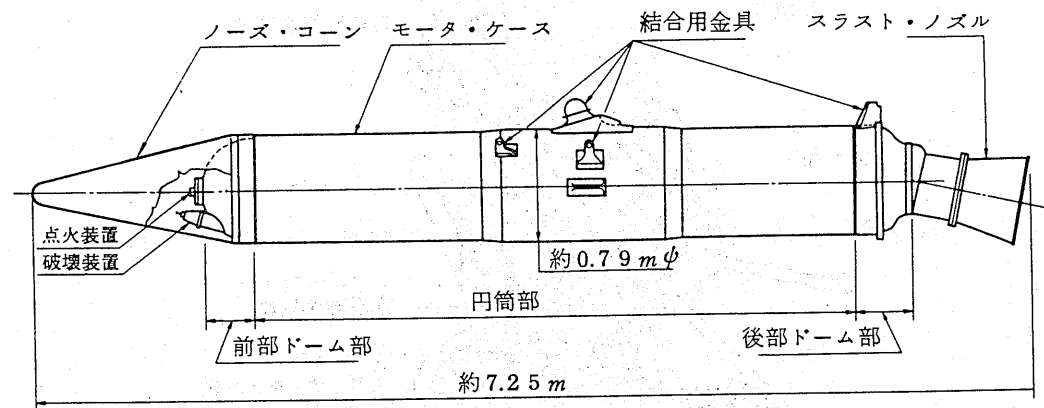
ネクタを介して、外部電源を供給できます。また、第1段計測系統は、各システムの機能の点検のため、工場内の点検から射場における点検・整備・最終カウントダウンに使用し、更に飛行中の各システムの機能モニタのために使用します。

計測データは、テレメータ送信機により地上テレメータ受信局へ送られます。

5.3.2. 固体補助ロケット (SOB)

固体補助ロケットは固体推進薬ロケットで、第1段機体外周に9本装備され、発射時の推力を増強するものです。固体補助ロケットは打上げ時6本着火し、6本の燃焼終了後残り3本に着火します。分離は、燃焼終了後9本同時に行います。第5-7図に固体補助ロケットの概要図を示します。

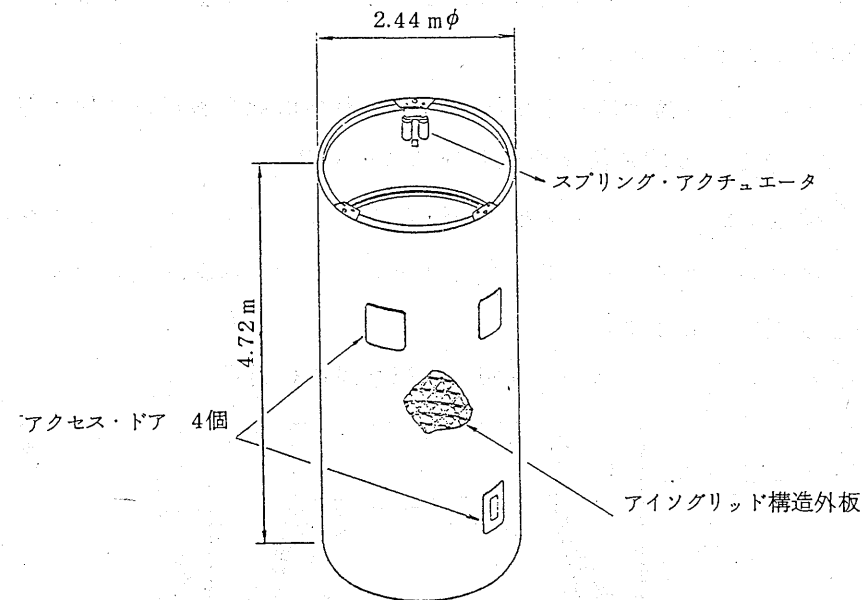
第5-7図 固体補助ロケット (SOB) の概要図



5.3.3. インタステージ

インタステージは、第1段と第2段を結合する構造体で、第1・2段分離用のスプリングアクチュエータが装備されています。これは第1段とボルト結合されていて、第1・2段分離時には第1段とともに分離されます。また、外板には機体内部の点検・整備のためのアクセス・ドアが4か所設けられています。第5-8図にインタステージの構造を示します。

第5-8図 インタステージの構造



5.3.4. 第2段

第2段は、1基のエンジンを装備した液体推進薬ロケットです。推力飛行中は、ジンバリングにより機体の姿勢を制御することができます。また、コンポーネント支持構造ガスジェット装置が取り付けられていて、第2段推力飛行中のロール制御と、慣性飛行中のピッチ、ヨー及びロール制御が可能です。

なお、第2・3段分離後、第2段が追突するのを防ぐために、第2段を減速する逆噴射（レトロ）推力システム（ヘリウムガス噴射式）がコンポーネント支持構造に装備されています。

(1) 第2段機体構造

第2段機体構造は、ガイダンスセクション、ミニスカート、サポートトラス及び推進薬タンクから構成されています。

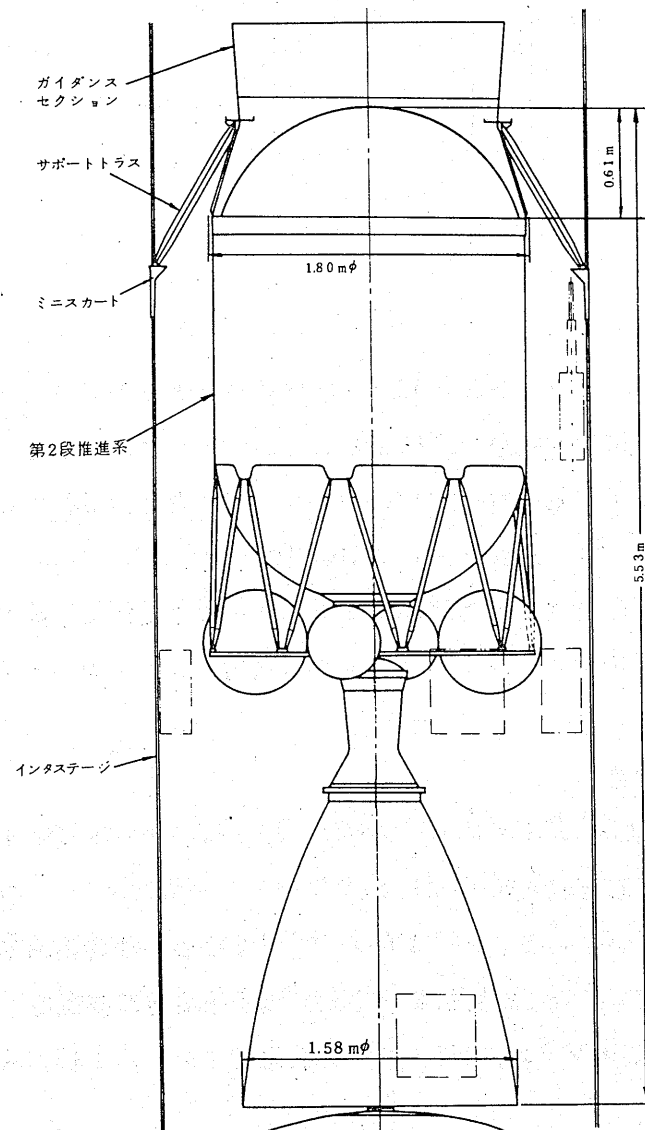
ガイダンスセクションは、N-II ロケット第2段の主要電装品（誘導機器、テレメータ送信装置、指令破壊受信装置、制御電子機器電源装置等）の格納部となっています。推進薬タンクは、燃料タンクと酸化剤タンクが1枚の共通隔壁で仕切

られているインテグラルタンクです。構造は、ステンレス合金製の3個のドームと1個のシリンダを円周方向に溶接結合したものであり、直径約1.8 m、長さ約2.73 mの円筒形をしています。

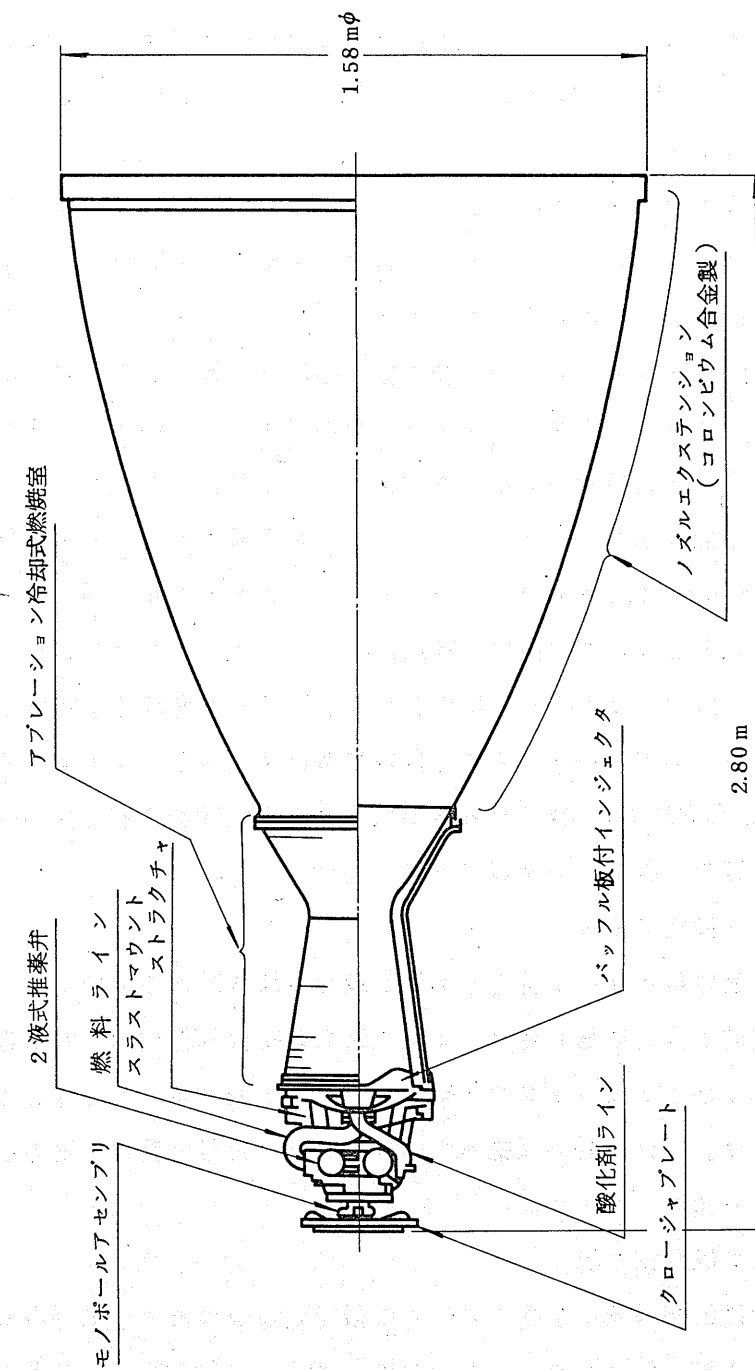
コンポーネント支持構造には、油圧装置、推進薬供給系機器及び配管等が設置されています。第5-9図に第2段機体構造を示します。

(2) 第2段推進系は、エンジンと推進薬供給系、ガスジェット系とから構成されています。エンジンはアブレーティブ冷却エンジンです。第2段エンジン概要図を第5-10図に示します。

第5-9図 第2段機体構造



第5-10図 第2段エンジン概要図



第2段推進系は、酸化剤及び燃料としてそれぞれ四酸化二窒素とA-50とを使用したガス押し式推進システムで、約4.4 tonの推力を約400秒発生する能力を有しています。

第2段エンジンの燃焼室は、アブレーティブ冷却方式で、これにノズルスカート（コロンビウム合金、輻射冷却方式）を結合して膨張比65を得ています。

第2段エンジンのスラストサポートアセンブリは、エンジンの推力を機体に伝える役割とともに、エンジンの首振り機能をも果たすもので、油圧アクチュエータによりエンジンをアクチュエータ面内で $\pm 3.3^\circ$ 動かすことができます。

第2段推進薬供給系統は、推進薬タンク、気蓄器、タンク加圧システム、推進薬供給系配管類及びレトロシステム等から構成されています。気蓄器に貯気されたヘリウムガスは、ヘリウムレギュレータで約 16.2 kg/cm^2 に調圧され推進薬タンクに流入します。推進薬は、第2段エンジン燃焼中タンク内のヘリウムガス圧により押し出されエンジン側に供給されます。エンジン燃焼停止時に、気蓄器内に残留したヘリウムガスは上段との分離時における逆噴射（レトロ）推力発生に用いられます。気蓄器は、外径約0.6 mの大きい球形気蓄器2個と外径約0.4 mの小さい球形気蓄器1個とから構成されています。

(3) 第2段電気系統

第2段電気系統は、主として第2段の各種装置あるいは、コンポーネントに必要な直流電力を供給します。また、電力系統は外部電源と内部電源の切換リレーを有し、地上チェックアウト時はアンビリカルコネクタを介して外部電源を供給できます。また、誘導系統からのシーケンス信号を受け、電力を各装置に供給するしくみになっています。

(4) 第2段計測系統

第2段計測系統は、各システムの機能の点検のため、工場内の点検から射場における点検、最終カウントダウンに使用し、更に飛行中の各システムの機能システムの機能モニタのために使用されます。計測データは、テレメータ送信機により地上テレメータ受信局へ送られます。

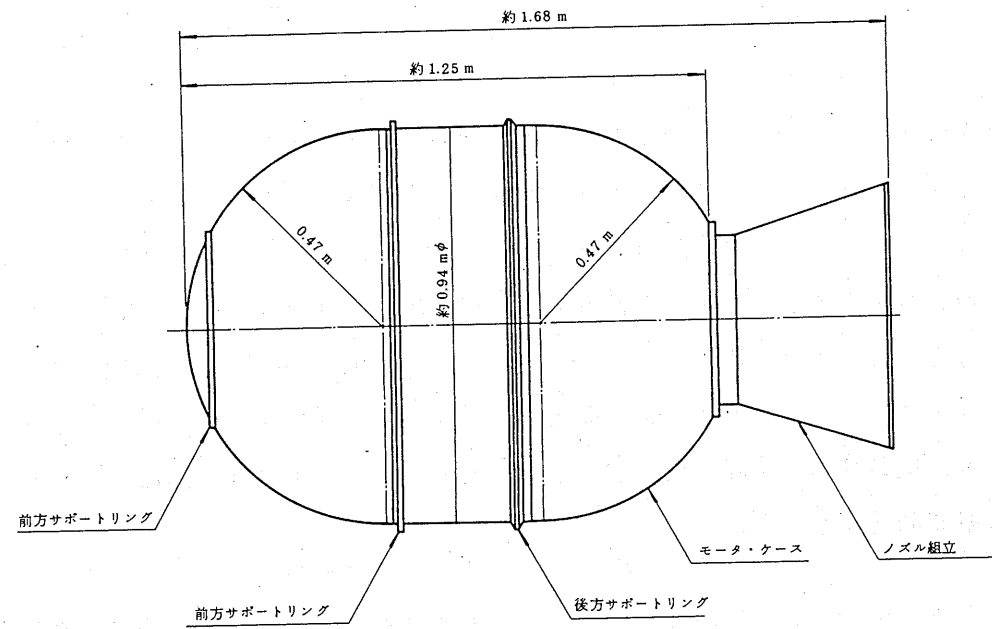
5.3.5. 第3段

第3段は、1基の固体ロケットモータを装備し、第2・3段分離後、衛星に所定の速度を与える機能をもっています。

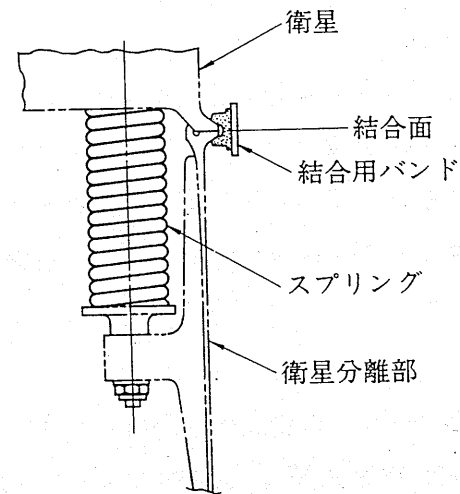
第3段固体ロケットモータには、衛星との接続部としての衛星分離部が取り付けられています。第2・3段分離後の第3段をスピン安定させるため、スピントーブルにはスピンロケットモータが装備されています。スピントーブルは、第2段と第3段の結合体であるとともに、飛行時において、第2・3段分離前に、第3段にスピンを与えるものです。BS-2の場合は、ノミナル60 rpmにスピニアップされます。

なお、スピントーブルのスピン方向は、ETS-IV、GMS-2、CS-2、BS-2とも、機体後方から見て時計回りです。第5-11図に第3段固体ロケットモータの概要図を示します。

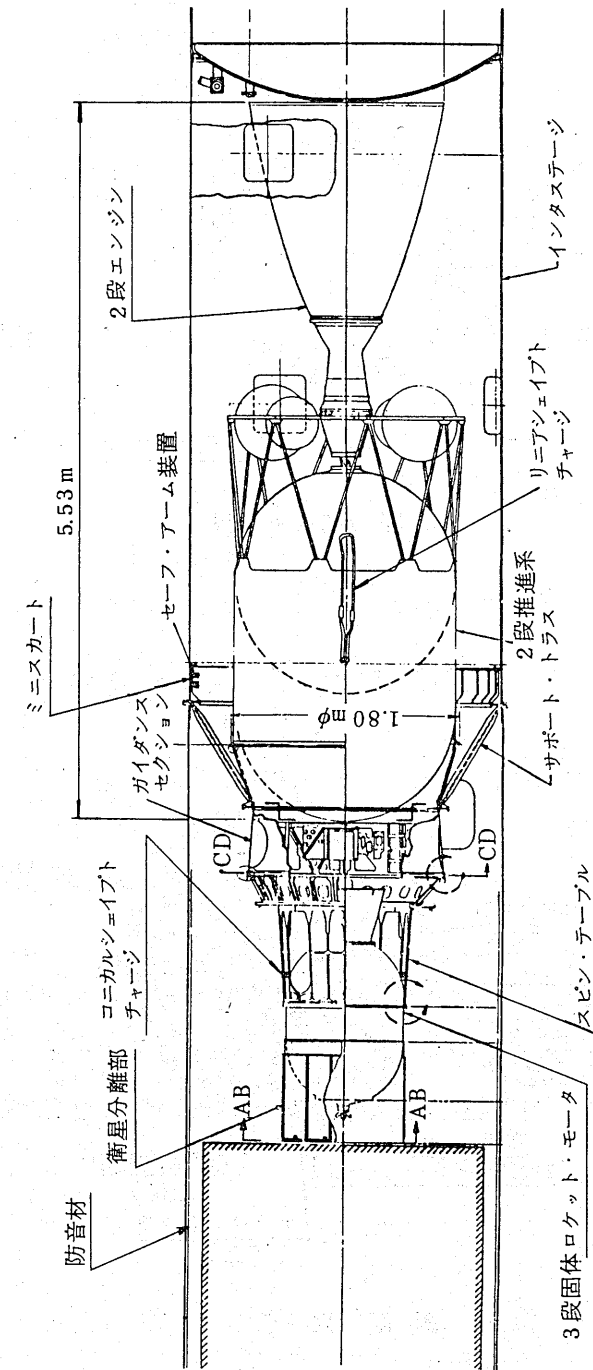
第5-11図 第3段固体ロケット・モータ概要図

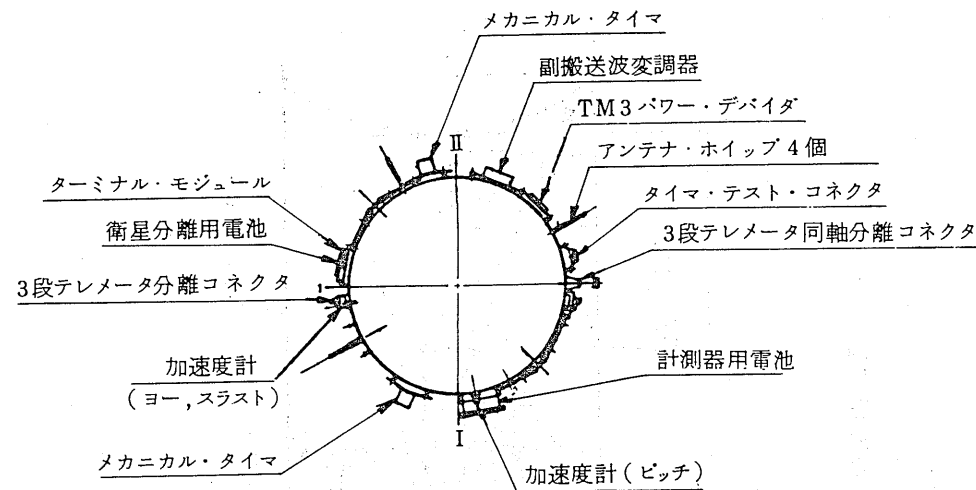


第5-12図 衛星分離機構概念図

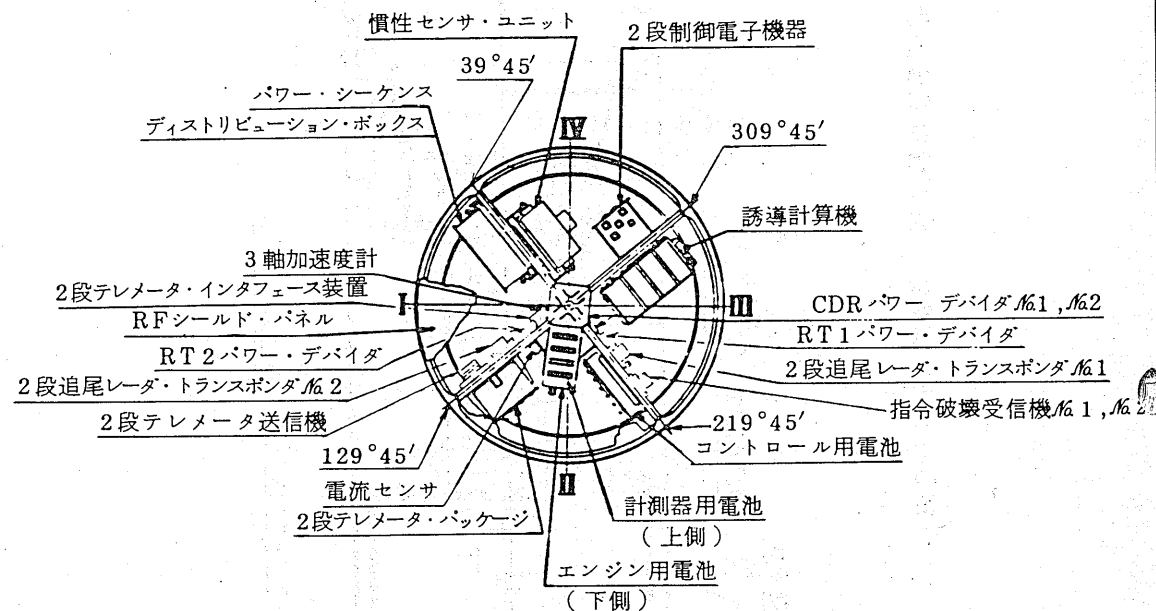


第5-13図 第2段, 第3段の電装品及び破壊機構火工品装備位置





断面 AB-AB 20



断面 CD-CD

衛星分離部は、衛星と第3段固体ロケットモータを結合する構造体であって、衛星分離機能に必要なすべての装置類及び3段テレメータ装置を搭載するものです。衛星分離部の基本構想(第5-12図)は、異なった衛星を第3段固体ロケットモータに変更なしに結合できるようにすることです。今回の打上げにはBS-2 ミッション用に開発されたCFRP製衛星分離部Ⅱ型が用いられています。

第3段電力系統は、第3段テレメータ送信装置、衛星分離部タイマ及び火工品に直流電力を供給します。なお、地上における操作及び点検の間、第3段テレメータ送信装置への電力は、第2段アンビリカルコネクタから衛星フェアリングを介して、AGEから供給できます。第5-13図に第2段、第3段の電装品及び破壊機構火工品装備位置を示します。

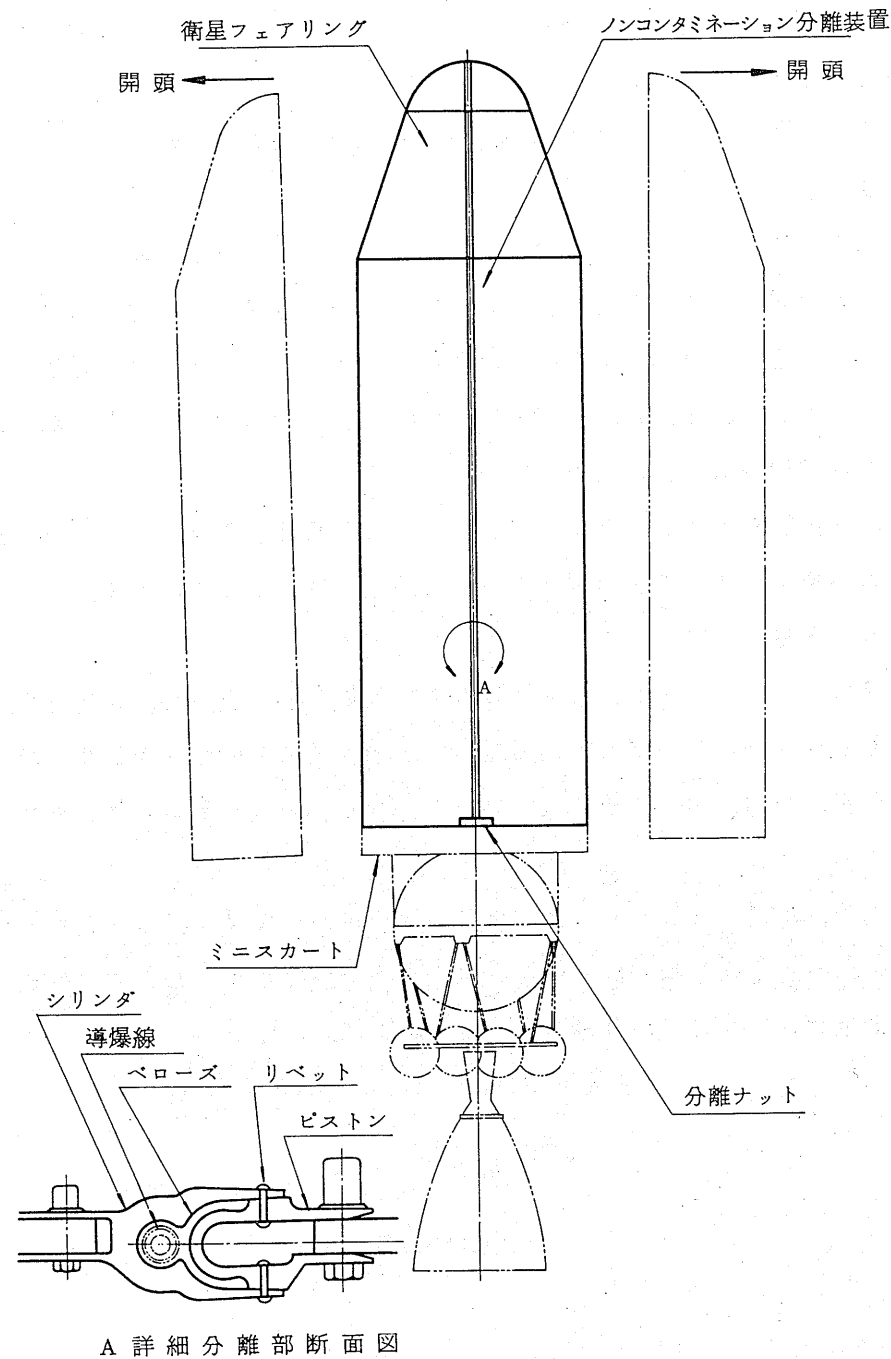
第3段計測系統は、衛星の分離に関する情報及び衛星に与える機体側の環境情報等をテレメータ送信機によって、地上へ送信するものです。

5.3.6 衛星フェアリング

衛星フェアリングは、整備塔後退後の発射台上において、衛星及び第3段を大気及び太陽からの輻射熱から保護し、飛行中においては衛星及び第3段を空力荷重、空力加熱、音響ノイズ等から保護し、所定の環境条件を維持するためのものです。

なお、衛星フェアリングは、外部の負荷条件が保護を必要としない程度に下がった時点(通常第2段エンジン点火後)で分離投棄されます。第5-14図に衛星フェアリングの分離機構の概念図を示します。

第5-14図 衛星フェアリング分離機構概念図



5.4 誘導・制御

N-II ロケットの誘導方式(第5-15図)は、慣性誘導方式であり、2段に搭載されている誘導計算機と慣性センサにより、1段、2段の誘導・制御が行われ、ロケットの各種誤差、風等により生ずる軌道誤差を修正します。

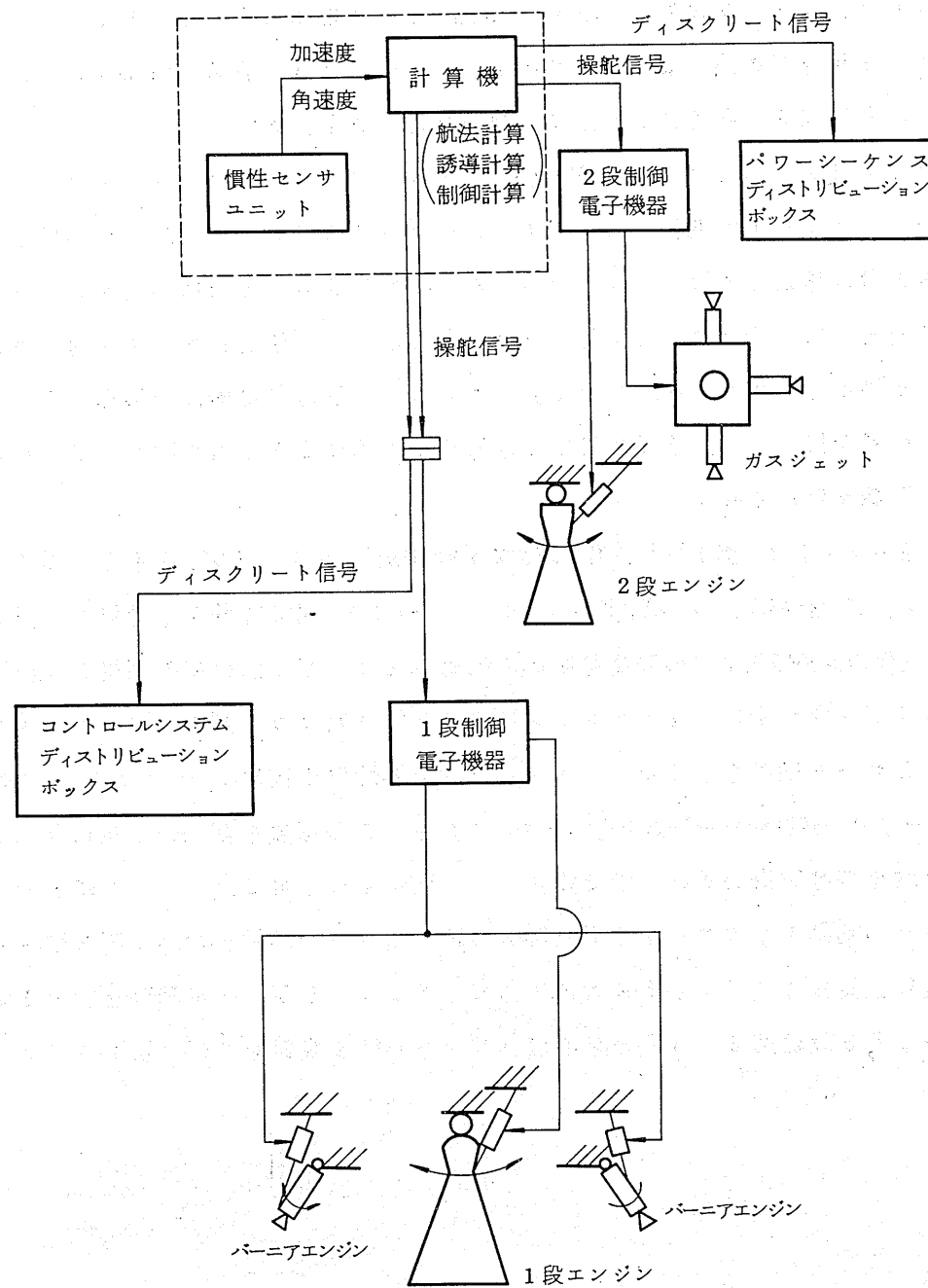
ロケットはあらかじめ計算機に読み込まれたプリプログラムレート信号によって飛行しますが、1段飛行時の空気力の影響がなくなるころから誘導が開始されます。誘導計算機は、慣性センサユニットによって計測される機体の角速度、加速度データをもとに、時々刻々の位置・速度を計算し、目標値と比較して誘導方程式を解き、誘導信号を出します。また、必要な時期に、誘導計算機は分離指令などのイベント信号を出します。2段燃焼中、目標軌道に達すると、第2段エンジンに信号を出し燃焼を停止させます。

N-II ロケットは、第1段及び第2段に姿勢制御機能(第5-16図)を有し、第1段バーニアエンジン燃焼停止から第2段エンジンスタートまでの期間を除き、発射から第2段燃焼停止後の姿勢修正までの間姿勢制御が行われます。第1段の姿勢制御方式は、メインエンジン燃焼中はメインエンジンによるピッチ及びヨー制御とバーニアエンジンによるロール制御を、また、メインエンジン燃焼停止後は、バーニアエンジンによるピッチ、ヨー及びロール制御を行います。ロケットの座標軸を第5-17図に示します。

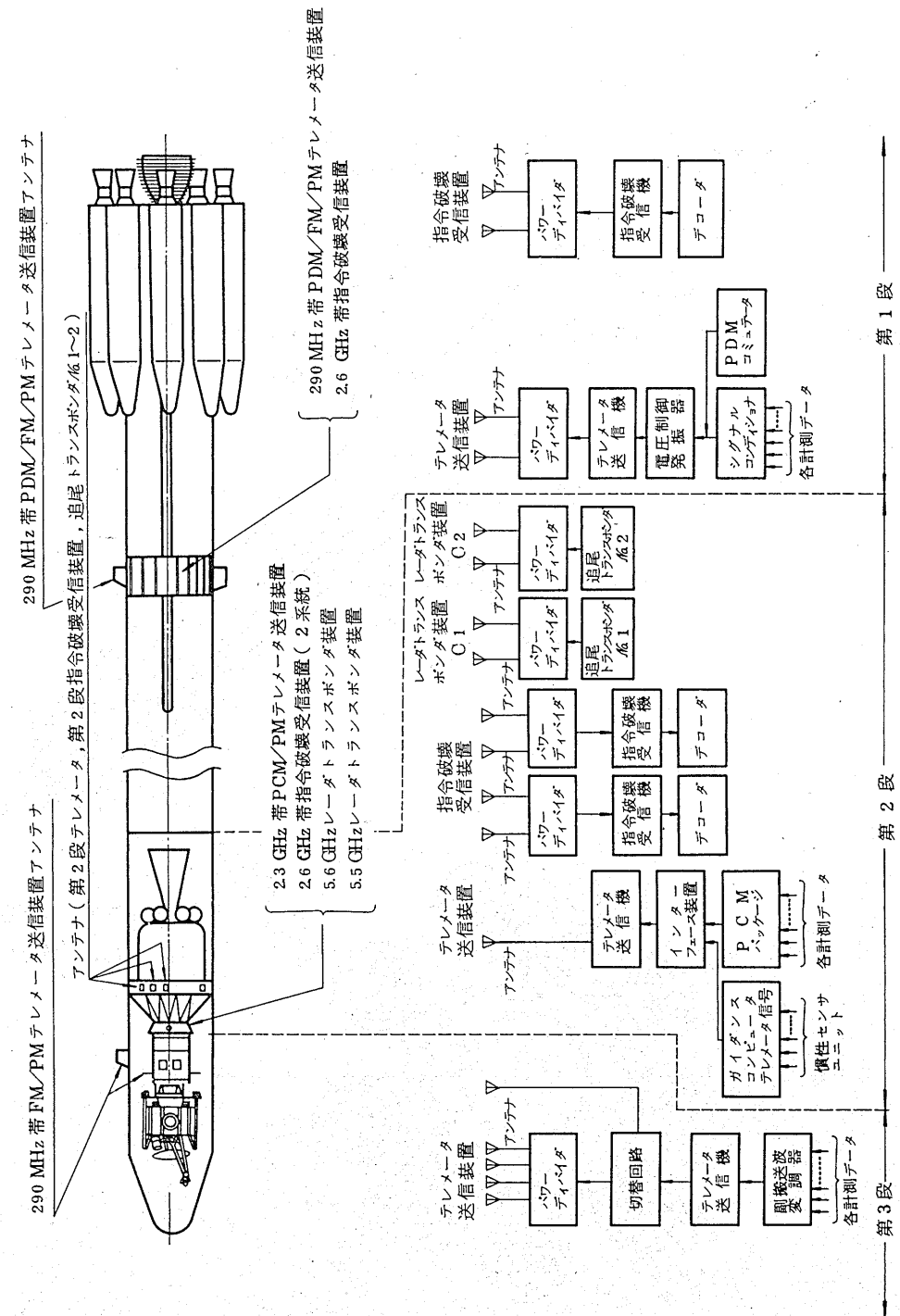
第2段の姿勢制御方式は、第2段エンジン燃焼中は、第2段エンジンによるピッチ及びヨー制御と、ガスジェット制御装置によるロール制御を行い、第2段エンジン燃焼停止後はガスジェット装置によるピッチ、ヨー及びロール制御を行います。

なお、第3段は第2・3段分離前にスピンをかけて姿勢をスピン安定させます。

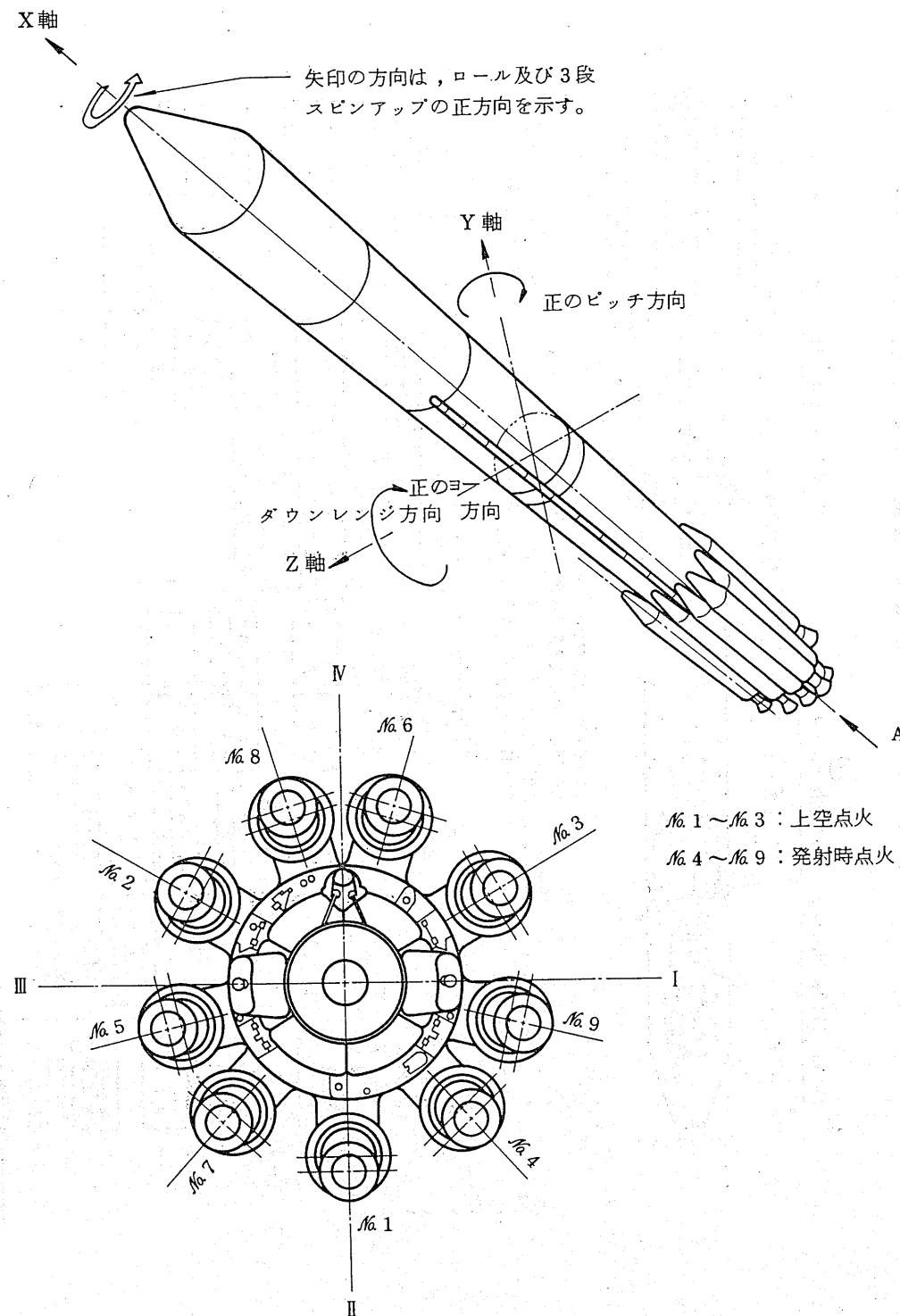
第5-15図 N-IIロケット誘導・制御方式



第5-16図 N-IIロケット搭載電子装置の搭載位置及びブロック図



第5-17図 ロケット座標軸



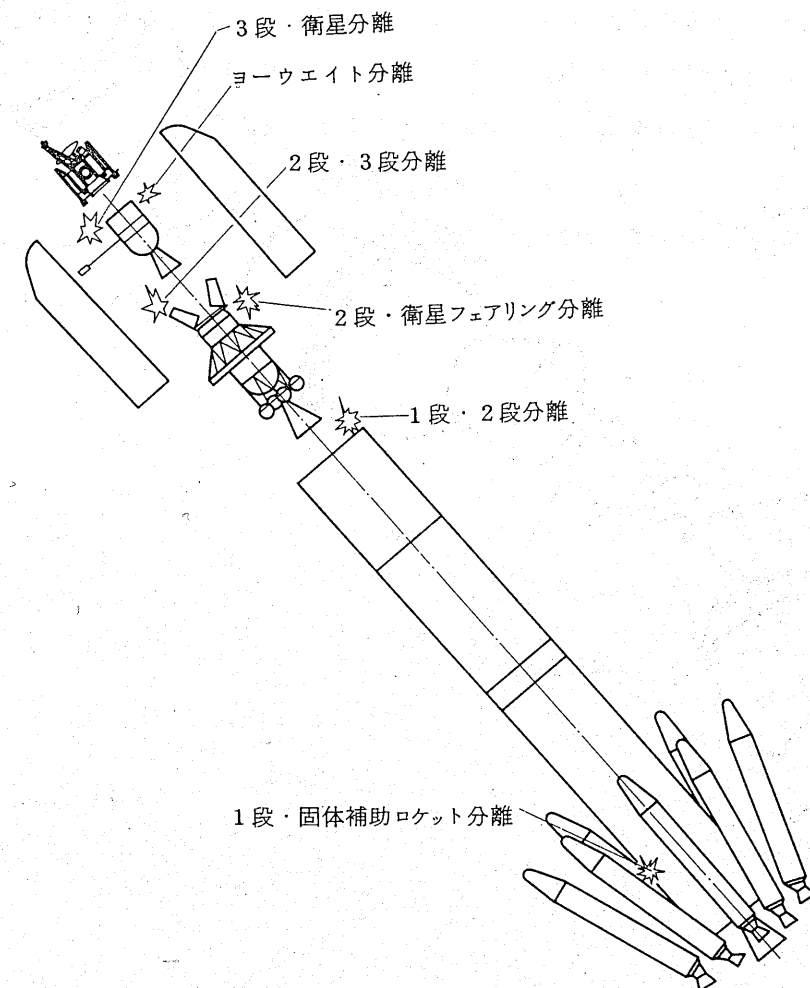
5.5 分離機構

N-II ロケットは発射後、衛星を分離するまでに第1段／固体補助ロケット分離、第1段／第2段分離、第2段／衛星フェアリング分離、第2段／第3段分離及び第3段／衛星分離の5回の分離を行います。

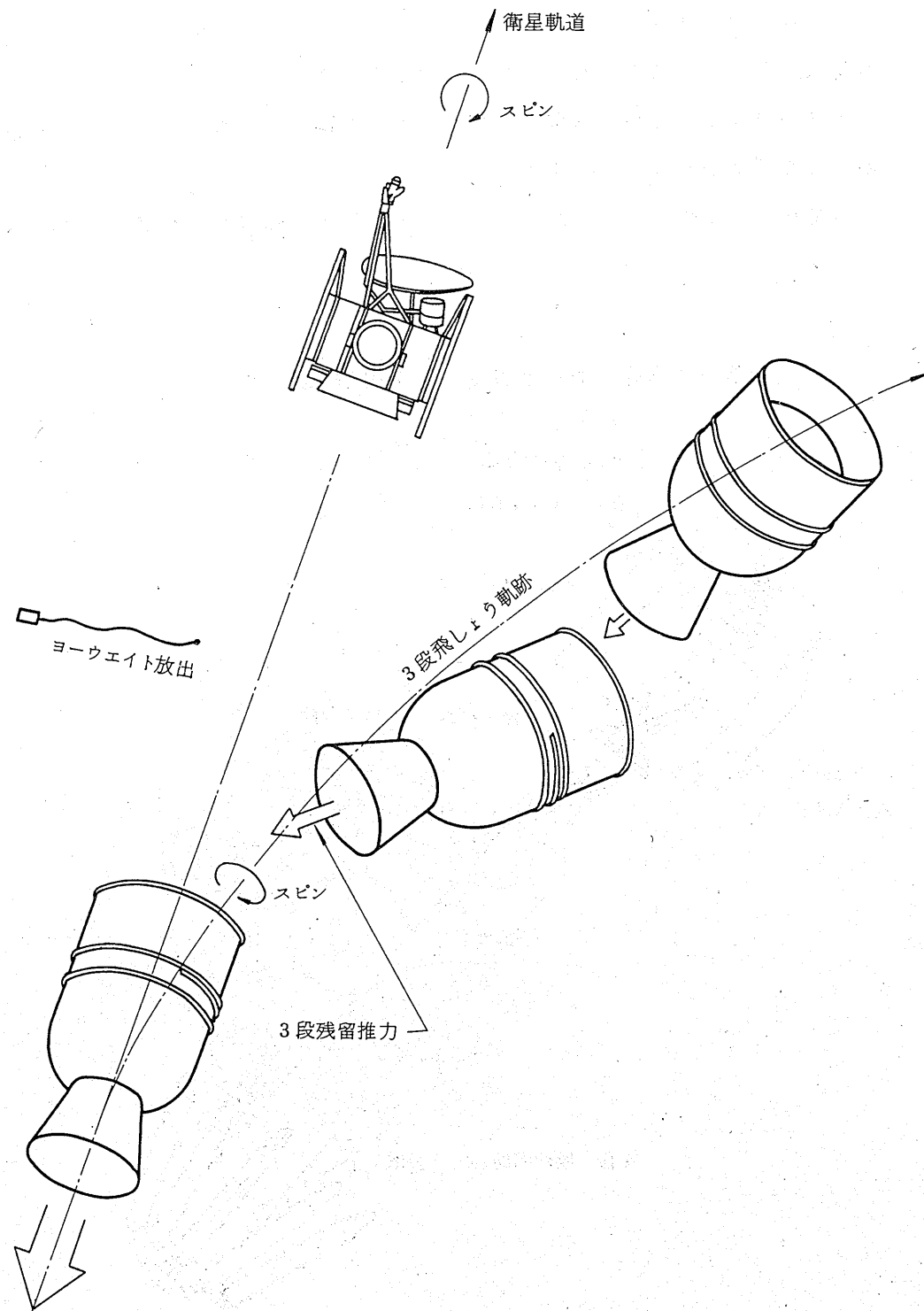
第3段は衛星分離後、残留推力による追突を避けるためヨーウエイトを切り離して衛星軌道をはずさせます。

分離概念図を第5-18図に、ヨーウエイト分離運動概念図を第5-19図に示します。

第5-18図 N-II ロケット分離概念図



第5-19図 ヨーウエイト分離運動概念図



6. 射場システムについて

6.1 種子島宇宙センターの概要

種子島宇宙センターには、N-IIロケットの打上げ、地上における組立・点検と飛行中の追尾、保安用コマンド送信、テレメータデータ取得並びに人工衛星の打上げ前点検、ロケットへの取付け、打上げ時及び軌道上の追跡、テレメータ受信、コマンド送信等を行うための諸施設設備が整備されています。

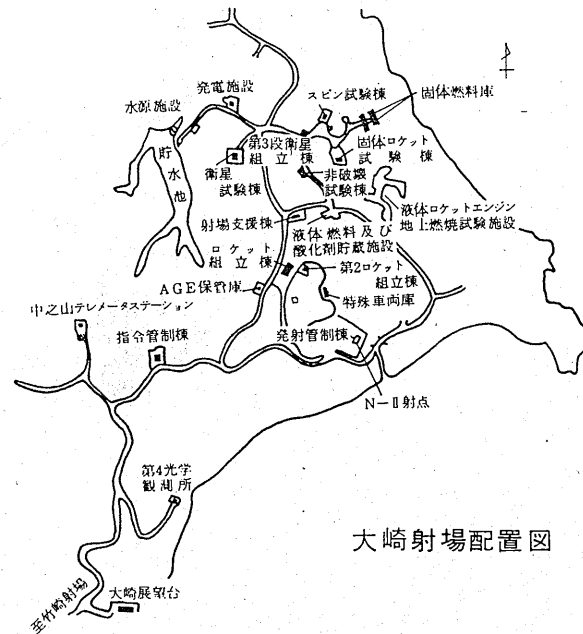
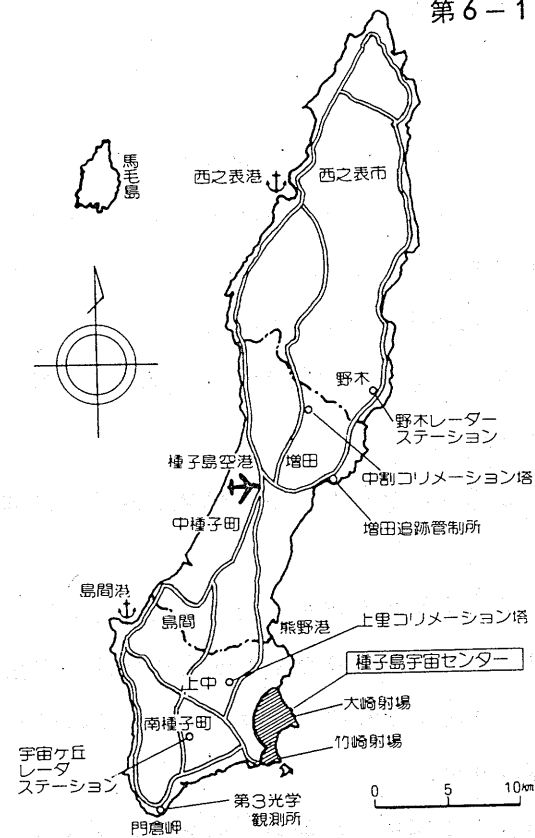
また、これらの作業を安全確実にを行うための各種指令管制設備、地上安全設備及び飛行安全設備などが整備されています。

このほか、竹崎射場（小型ロケット打上げ）、固体ロケット燃焼試験場、液体ロケットエンジン燃焼試験場があります。

また、種子島以外に、N-IIロケットで人工衛星を軌道に投入するまでの間、ロケットの飛行状況の監視、テレメータデータの受信及び飛行安全の機能を実施するために、小笠原（父島）及びクリスマス島にそれぞれダウンレンジ追跡所を置いて、種子島宇宙センターの機能を補います。

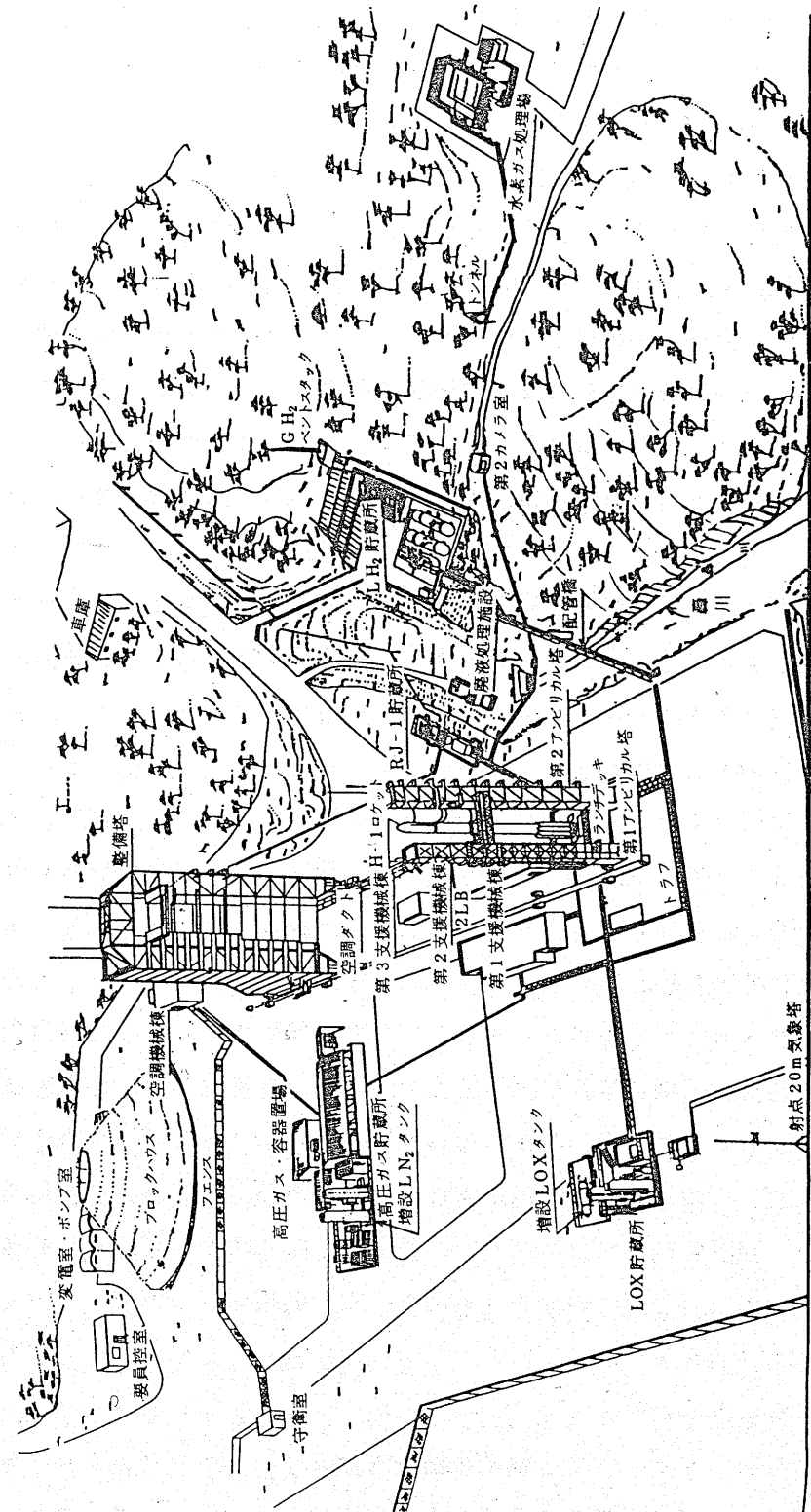
なお、種子島宇宙センターの概要を第6-1図に、N射点系概要図を第6-2図に示します。

第6-1図 種子島宇宙センター及び
種子島宇宙センター大崎射場配置図



大崎射場配置図

第6-2図 N射点系概要図



6.2 種子島宇宙センター各系の概要

N-II ロケット打上げ作業における各系の概要は次のとおりです。

6.2.1 指令系

指令系はロケット打上げ作業の神経系統をなすもので、指令管制棟(RCC)に中央指令卓、各種表示装置、指令電話装置、標準時刻設備、飛行安全設備、地上安全設備、光学データ処理設備等があり、打上げ時において実施責任者が射場、発射管制棟、筑波宇宙センター、ダウンレンジ追跡所等の情報を集中管理します。また、指令管制棟では電子計算機により、ロケット飛行データ、テレメータデータ、あるいは光学データによって飛行経路の解析を行い、飛行に異常が発生したときは大崎及び野木の保安用コマンド送信設備を通してロケット破壊指令を発信します。

発射までの作業は発射管制棟を主体に行い、指令管制棟ではこれをモニターして射場の他のステーション並びに小笠原追跡所及びクリスマス移動追跡所との調整を行います。

6.2.2 通信系

指令管制棟を中心としてマイクロ波通信設備、NTT専用回線、ケーブル等により各種データ、音声、映像、標準時刻信号等必要な情報の伝送を行います。

6.2.3 射点系

大崎射場射点系には、Nロケット用の移動整備塔、発射台、ロンチビルディング、アンビカル塔等からなる組立発射設備があり、また支援設備として各種運搬台車、転倒台車並びに高圧ガス、燃料及び酸化剤の貯蔵供給設備等があります。これらの設備と各種調整点検用装置により、ロケットの発射台への搬入、組立、調整、点検及び推進薬等の供給を行い、ロケットの発射を行います。

また、発射管制棟ではエンジン、推進薬、搭載機器等各種の管制装置、発射管制卓があり、射点におけるこれらの組立、整備作業の管理、チェックアウト及び発射を行います。

6.2.4 電波系

電波系は、ロケット搭載電子機器を対象とするレーダ系、テレメータ系、コマンド系並びに衛星搭載電子機器を対象とするテレメータ系、コマンド系、ド

ブブラ系、RAR系からなります。レーダ系としては、精測レーダが野木レーダステーション及び宇宙ヶ丘レーダステーションに設置されています。

これらのレーダは、ロケットを追尾し、その位置、速度等の飛行経路のデータを取得します。これらのデータは、指令管制棟に伝送され、飛行安全用にも用いられます。

ロケットテレメータは、中之山テレメータステーション、増田テレメータステーションに設置されていて、ロケット飛行中の各部のデータを記録します。また、取得されたデータは飛行安全のためにオンラインで指令管制棟にも送られます。

衛星テレメータ、コマンド装置及びドブブラ追跡設備は、増田追跡管制所に設置されていて相互に連絡をとります。

6.2.5 光学系

第3(門倉)、第4(大崎地区)の光学観測所及び第1飛行安全観測所(大崎地区)があり、また指令管制棟に光学データ処理設備があり、大崎地区に設置される3カ所のスカイスクリーン観測点とともに飛行初期の飛行安全用の情報を得ます。

6.2.6 気象系

射点付近には風向、風速観測用80m鉄塔及び20m鉄塔があり、その他気象測器を指令管制棟に備え、打上げに必要な風向、風速等のデータを指令管制棟で収集します。

6.2.7 試験系

ロケット系は、第1、第2ロケット組立棟、固体ロケット試験棟、スピン試験棟、発射管制棟、整備塔等に、それぞれ試験点検設備を備え、それぞれ単体並びに全段組合せの点検を行います。

衛星系は、衛星試験棟、第3段衛星組立棟及び発射管制棟に試験装置を備え点検並びに地上電源等の供給を行います。

また、3段固体ロケットモータについては、非破壊試験棟においてX線検査装置による非破壊検査が行われます。

なお、非破壊検査をはじめ第3段組立チェックアウト、オードナンス試験そ

の他危険を伴う試験装置は危険試験系として地形建物を利用して相互に危険のないように配置されています。

6.2.8 支援系

電力については竹崎、大崎、野木、宇宙ヶ丘及び増田のいずれにも自家発電機が設置されていて、商用電力の利用では十分でない場合には自家発電により電力供給が可能です。

大崎地区の水については貯水池が設置されていて、この水を必要箇所に供給しています。

このほか大崎射場内、増田地区等の道路を整備し、消防車、救急車、トラック等必要な車両及び消火設備が整備されています。

6.2.9 管理系

種子島宇宙センターの管理は竹崎地区において全体的掌握を行うとともに打上げ期間中には、各地において機能を発揮できるようになっています。

また、各系の主要設備は第6-1表のとおりです。

第6-1表(1/4) 種子島宇宙センターの主要設備

種子島宇宙センター			
主要機能	(1) ロケット及び人工衛星の発射整備作業 (2) ロケット追尾及び飛行安全 (3) ロケットテレメータデータ取得 (4) 衛星の追跡管制 (5) 地上安全 (6) その他		
分類	主要設備(設置場所,主な使用場所)	主要機能	備考
指令系	発射指令設備 (指令管制棟,発射管制棟)	発射準備状況の把握と作業管理,各種管理及びロケットの点検と発射作業	
	飛行安全設備(指令管制棟)	ロケットの飛行状況の把握とコマンド送信設備の遠隔操作	飛行安全卓,XYプロッタ等表示装置,スカイスクリーン等を含む
	時刻設備 (大崎,野木,増田,宇宙ヶ丘)	標準時刻信号の発生,種子島宇宙センター内各設備の同期	
通信系	電子計算機(指令管制棟)	飛行安全計算,スレーブ計算,発射性確認計算等	
	地上安全設備 (指令管制棟,南海上監視所)	地上安全の把握及び管理	
	アンテナスレーブデータ伝送装置	飛行安全用計算機の出力等により大崎野木,増田,宇宙ヶ丘各地区のレーダテレメータ,コマンドのアンテナをスレーブする。	
通信系	マイクロ波通信設備 (野木,増田,中之山,宇宙ヶ丘,第3光学)	各地区間の通信連絡及びデータ伝送等	
	指令電話	作業連絡,緊急連絡,一斉指令,部分指令,専用連絡,打合せ等	
	放送設備	指令管制棟,発射管制棟又は管理本館から各地区へ	
	NTT専用通信回線	筑波宇宙センター及び小笠原との連絡,データ伝送	クリスマスとの連絡は筑波経由

第6-1表(2/4) 種子島宇宙センターの主要設備

分類	主要設備(設置場所,主な使用場所)	主要機能	備考
射点系(大崎)	Nロケット組立発射設備(N射点)	整備塔,ランチデッキ,アンビリカル塔等のN-IIロケット射点系を構成する設備で,N-IIロケットの組立整備及び発射に使用する。	
	Nロケット組立発射支援設備(N射点)	N-IIロケット組立発射設備に付属して射点系での作業を支援するAGE(ロケットに直結した点検装置類)。	
	慣性誘導装置アライメント計測装置(誘導装置計測室)	慣性誘導装置のジャイロ基準軸(方位角)を測定する。	
	高圧ガス供給設備(N射点)	N-IIロケット射点作業に使用するHe,N ₂ の高圧ガス製造,貯蔵,供給を行う。	
	燃料酸化剤供給設備	N-IIロケット用燃料酸化剤の供給	
試験系	Nロケット試験設備(第1,2ロケット組立棟,整備塔)	N-IIロケット第1,2段の組立,点検	
	スピン試験装置(スピン試験棟,計測棟)	N-IIロケット第3段の機装等	
	Nロケット火工品試験装置(ロケット組立棟,整備塔,固体ロケット試験棟)	N-IIロケット用火工品の試験	
	誘導装置点検装置(発射管制棟,整備塔)	N-IIロケットの誘導機器の点検	
	トランスポンダ・デコーダチェックアウト装置(発射管制棟)	N-IIロケット第2段トランスポンダ・デコーダの点検	
	ロケットテレメータチェックアウト装置(発射管制棟)	N-IIロケット第1,2,3段テレメータの点検及び打上げ初期のテレメータの受信	
	BS-2b射場チェックアウト装置(衛星試験棟)	BS-2aの射場における試験	
	衛星用地上電源供給設備等(発射管制棟,射点)	射点での衛星の点検作業時に使用する電源の供給等	
	ヒドラジン充填装置(HLC)(第3段衛星組立棟)	衛星へのヒドラジン充填	
	Nロケット火工品回路試験装置(整備塔,発射管制棟)	N-IIロケット火工品回路の試験	
	X線検査装置(非破壊試験棟)	AKM及び第3段モータのX線検査等	

第6-1表(3/4) 種子島宇宙センターの主要設備

分類	主要設備(設置場所,主な使用場所)	主要機能	備考
電波系	精測レーダ設備(宇宙ヶ丘,野木)	ロケットの追尾データの取得	
	ロケットテレメータ受信設備(中之山,増田)	ロケットのテレメータデータ(N-IIロケット1,2,3段)の取得(自動追尾可能)	
	コリメーション設備(上里,中割,増田)	地上電波設備のアンテナ装置等のコリメーション	
	保安用コマンド送信設備(大崎,野木)	ロケットの推力停止,破壊コマンドの送信	飛行安全卓からの遠隔操作により運用される
	ドップラ周波数測定設備 衛星コマンド送信設備 衛星テレメータ受信設備(増田追跡管制所)	人工衛星の追跡管制	
光学系	第3光学観測所観測設備(門倉)	ロケットの飛行状況の記録(70%,赤外線自動追尾式)及び飛行安全用角度データの取得	
	第4光学観測所観測設備(大崎)	同上	
	飛行安全光学観測設備(第1飛行安全観測所)	ロケットの飛行状況の記録(35%,手動追尾式)及び飛行安全用角度データの取得	
	射点高速度カメラ(N射点)	ロケット発射状況の記録	
気象系	気象観測設備(大崎)	80m気象塔を中心に設置されており射点の地上気象状況を観測する。	
	気象表示設備(指令管制棟)	観測された地上気象データの記録・表示	
	Lバンドレーダ設備(竹崎)	エコーレーウィンの追尾,気象データの取得	

第6-1表(4/4) 種子島宇宙センターの主要設備

分類	主要設備(設置場所, 主な使用場所)	主要機能	備考
気象系	パイロットバルーン観測設備(大崎・竹崎)	パイロットバルーンによる観測	
	気象用ファクシミリ受信設備(指令管制棟)	天気図等の受信	
	気象衛星受画装置(指令管制棟)	「気象衛星(ひまわり3号)」からの雲画像受画	
支援系	射場支援車両(大崎・竹崎)	(各種台車, 消防車, 撒水車, フォークリフト等)	
	水源給水施設(大崎・竹崎・野木・増田)	射場内の用水の確保	
	発電施設(大崎・竹崎・野木・増田・宇宙ヶ丘)	射場内の安定した電源の確保	
	排水施設(射場内各所)	射場内の排水の処理	
	屋外消火施設(同上)	射場内の防火対策の措置	
	液体燃料及び酸化剤貯蔵所(大崎)	液体燃料及び酸化剤の貯蔵	
	点火薬庫(大崎)	点火薬の保管	
	第1固体燃料庫(大崎)	固体ロケット, AKM, 火工品の保管	
	第2固体燃料庫(大崎)	固体補助ロケット等の保管	
	中央倉庫(第1ロケット組立棟)	ロケットの補用品及び設備の予備品の一部の保管, 管理等	
	洗浄設備(射場支援棟)	推進系地上設備等の部品の洗浄	
	分析設備(同上)	推進薬, 酸化剤等の分析	
	AGE保管庫(大崎)	ロケット打上げに係るコンフィギュレーション変更に伴うN-IロケットあるいはN-IIロケット遊休AGEの保管	
管理系	観望台(大崎)	取材	
	防災センター(竹崎)及び守衛所(竹崎・大崎)	防災センターを中枢とする警備業務	
安全系	海上監視設備	船舶の航行の監視及び予測並びに航跡の記録	

6.3 小笠原追跡所の概要

小笠原追跡所は、種子島宇宙センターからの電波的可視範囲外におけるロケットの追尾、テレメータ受信、コマンド送信、ダウンレンジ飛行安全の確認を行うための整備等が整備されています。

小笠原追跡所の主要整備を第6-2表に示します。

第6-2表 小笠原追跡所の主要設備

小 笠 原 追 跡 所			
主要機能	(1) ロケット追尾及び飛行安全 (2) ロケットテレメータデータの取得		
分類	主要設備	主要機能	備考
指令系	飛行安全設備	ロケットの飛行状況の把握とコマンド送信設備の遠隔操作	飛行安全卓, XYプロッタ等表示装置等を含む
	時刻設備	標準時刻信号の発生	
	電子計算機	飛行安全計算, スレーブ計算	
	アンテナスレーブデータ伝送装置	計算機の出力等によりアンテナをスレーブする	
通信系	指令電話	作業電話等	
	放送設備	拡声放送	
	NTT専用通信回線	筑波宇宙センター及び種子島宇宙センターとの連絡, データ伝送	クリスマス島との連絡は筑波経由
電波系	小笠原精測レーダ	ロケットの追尾及び追尾データの取得	
	ロケットテレメータ受信設備	ロケットのテレメータデータ(N-IIロケットの2, 3段)の取得(自動追尾可能)	
	保安用コマンド送信設備	ロケットの推力停止, 破壊コマンドの送信	飛行安全卓からの遠隔操作により運用される。
	コリメーション設備	アンテナ装置等のコリメーション	
支援系	支援車両	(給水車, バス等)	
	発電施設	場内の安定した電源の確保	

6.4 クリスマス移動追跡所の概要

クリスマス移動追跡所は、種子島宇宙センター及び小笠原追跡所からの電波的
可視範囲外におけるロケット、人工衛星のテレメータデータの受信、投入軌道推
定等を行うための設備が整備されています。

クリスマス移動追跡所の主要設備を第6-3表に示します。

第6-3表 クリスマス移動追跡所の主要設備

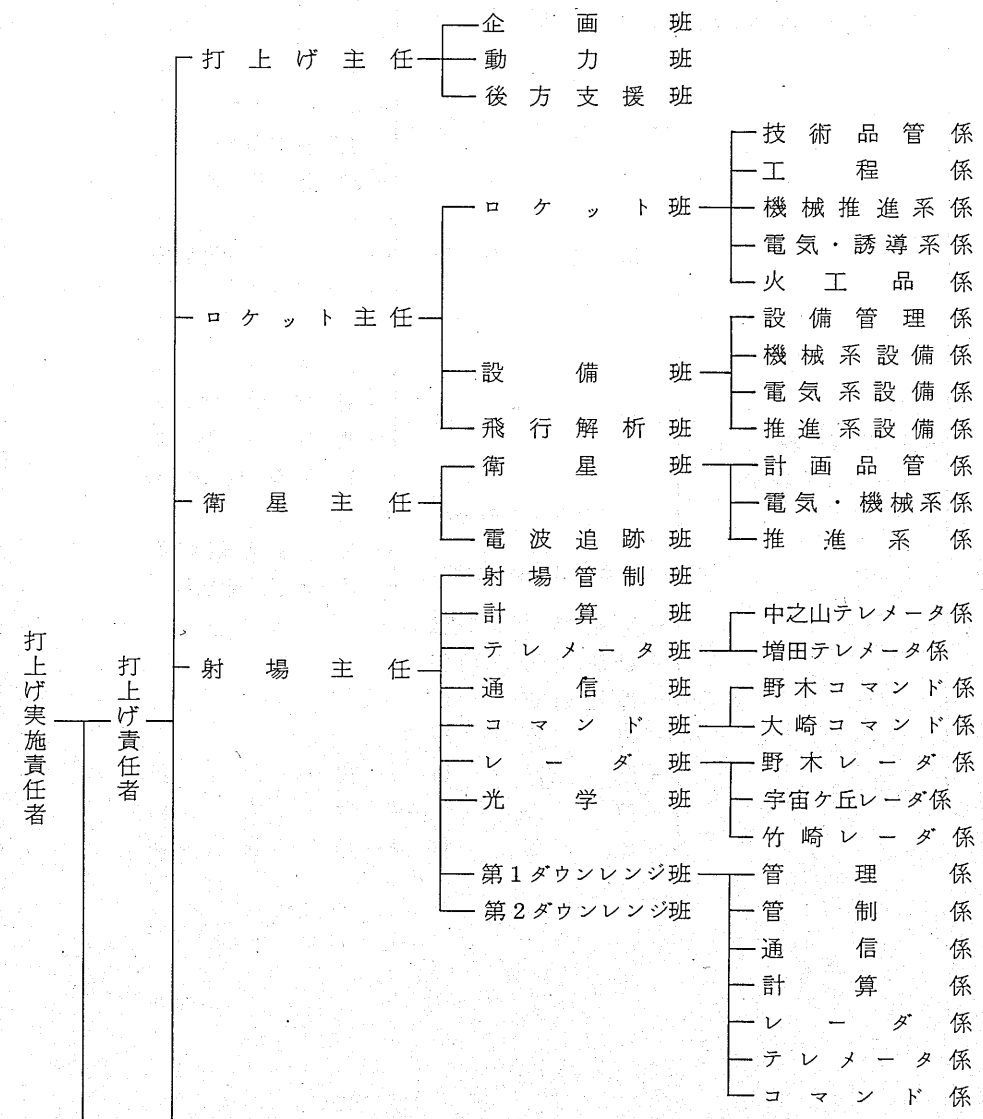
クリスマス移動追跡所			
主要機能	(1) ロケットテレメータデータの取得		
分類	主要設備	主要機能	備考
指令系	時刻設備	標準時刻信号の発生	
	アンテナスレーブ データ伝送装置	スレーブデータ等によりアンテナをス レーブする	
通信系	作業用電話	作業用通話	
	衛星通信端局	筑波宇宙センターとの連絡、データ伝 送	種子島、小笠原との連絡 は筑波経由
電 波 系	ロケットテレメータ受信設備	ロケットのテレメータデータ(N-II ロケットの2,3段)の取得(自動追 尾可能)	
	コリメーション設備	アンテナ装置等のコリメーション	
支援系	発電施設	場内の安定した電源の確保	

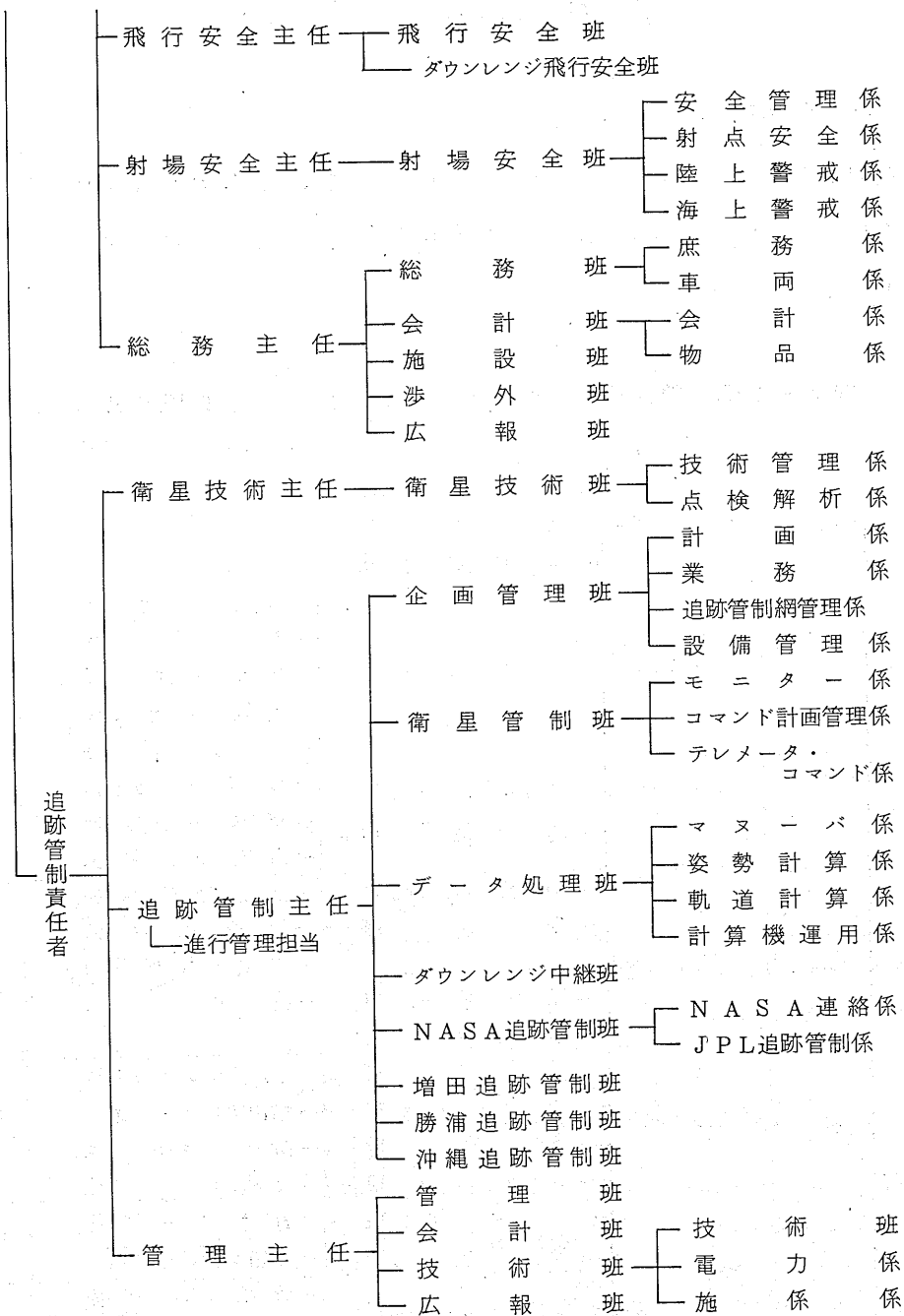
7. 打上げの実施について

7.1 打上げ隊の組織

放送衛星2号-b(BS-2b)を所定の軌道に投入し、衛星搭載機器の機能を
確認する打上げ段階及び初期段階までの業務を実施する打上げ隊の組織は第7-
1表に示すとおりです。

第7-1表 放送衛星2号-b(BS-2b)打上げ隊組織





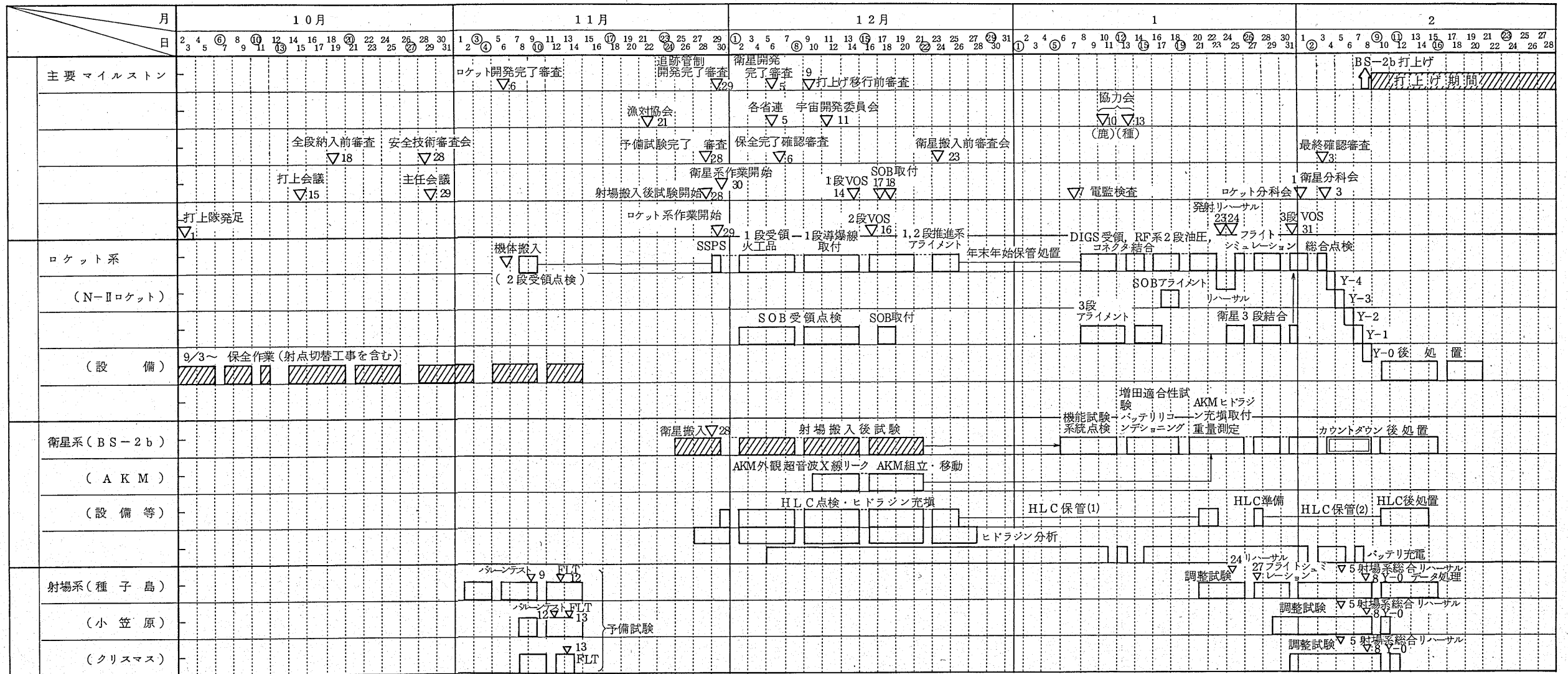
7.2 発射整備作業

B S - 2 b は、昭和 6 0 年 1 1 月下旬に種子島宇宙センターに搬入し、射場搬入後試験及び受入れ検査等の後、1 2 月 2 6 日から整備作業を行います。一方、N ロケット 1 4 号機 (F) は、1 1 月 2 9 日から機体整備作業を行い、昭和 6 1 年 2 月 4 日からカウントダウン作業に入り、2 月 8 日に打げの予定です。

B S - 2 b / N ロケット 1 4 号機 (F) の全外スケジュールを第 7 - 2 表示します。

BS-2b/N14(F)打上げ主要スケジュール

打上げ隊作業
 打上げ隊以外の作業



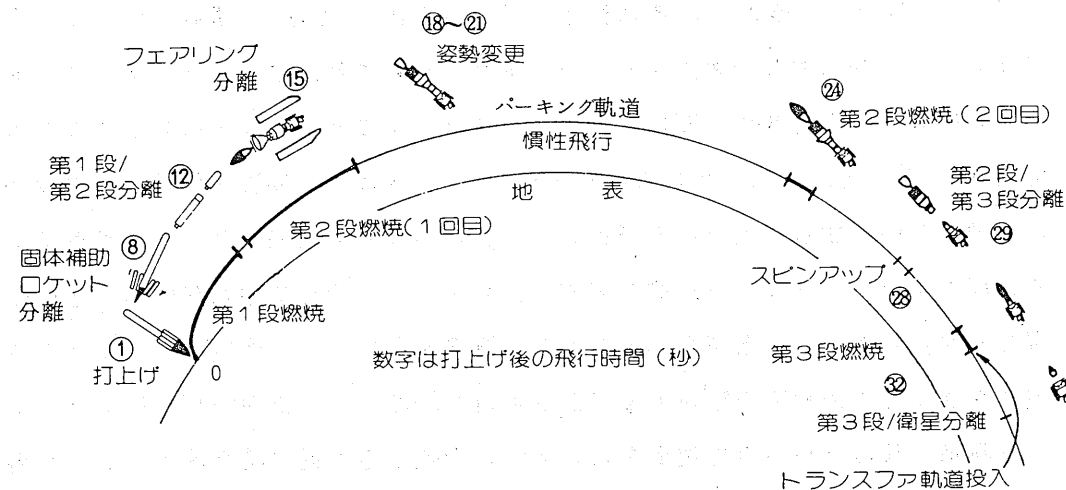
7.3 打上げ方式

N ロケット 14 号機(F)は、放送衛星 2 号 - b (BS-2 b) を搭載して種子島宇宙センター大崎射場 N 発射点から、当初垂直に発射されます。ロケットはリフトオフ後約 3 秒から約 8 秒の間にロールプログラムによりロケットのピッチ面を方位角 92.5 度の方向に向けたのち、ピッチプログラムにより姿勢を傾け、その後所定の飛行計画に従って太平洋を飛行します。この間光学設備及びレーダ設備による追尾とテレメータによる計測を実施し、ロケットの飛行状態及び動作状態を監視します。ロケットは搭載誘導機器からの誘導指令により、所定のパーキング軌道に乗り、その後赤道上空付近まで慣性飛行を続け、この慣性飛行中にトランスファ軌道へ移るための姿勢変更を行います。赤道上空付近で第 2 段エンジンを再着火し、第 2 段・第 3 段分離後引き続いて第 3 段モータを点火して、第 3 段・衛星をトランスファ軌道へ投入します。その後衛星は、南緯約 3 度、西経約 144 度、高度約 233 km において第 3 段から分離されます。

なお、トランスファ軌道上において分離された放送衛星 2 号 - b (BS-2 b) の追跡管制は第 8 章において示すところによります。

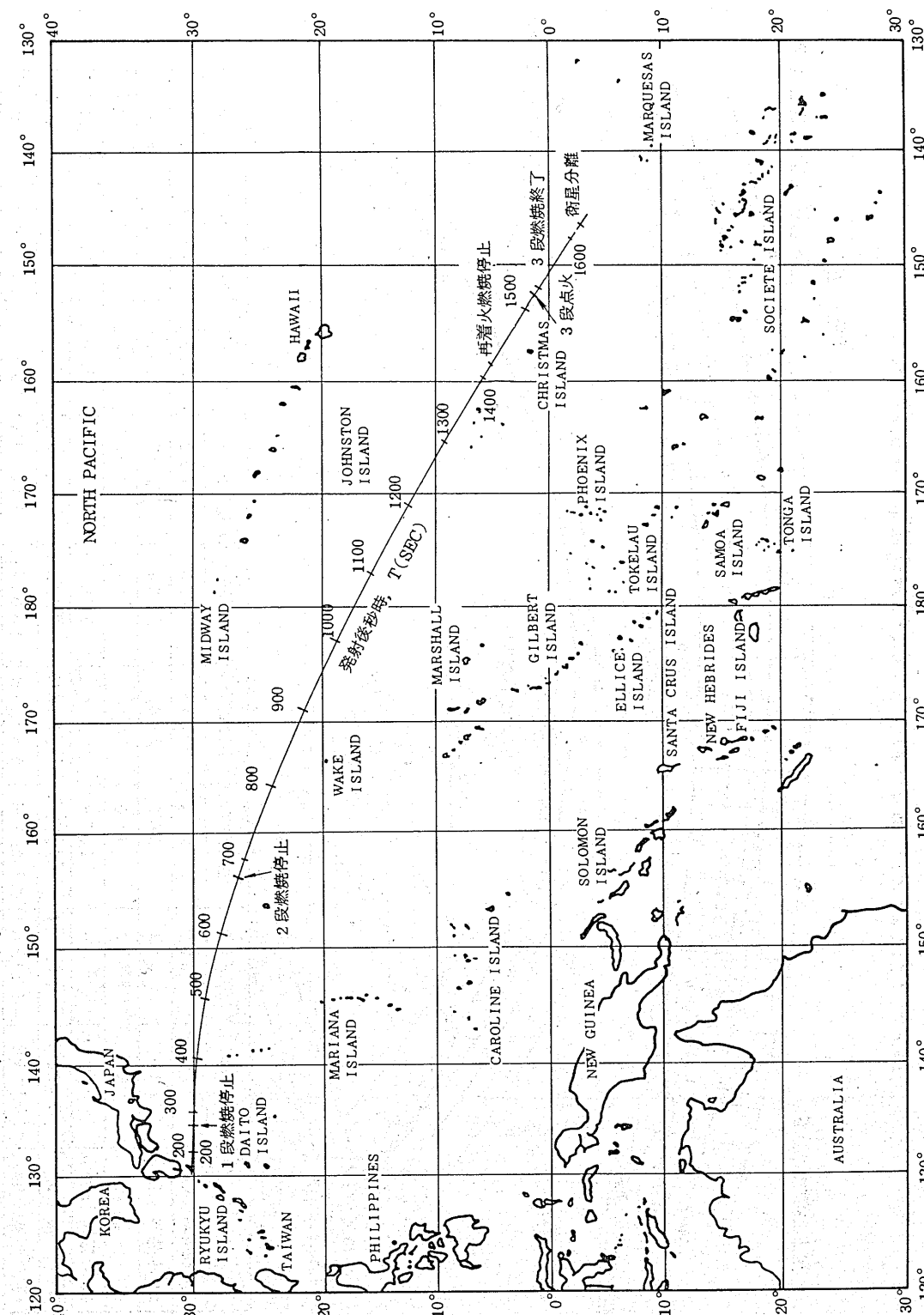
N ロケット 14 号機(F)のリフトオフから衛星分離までの飛行計画を第 7-3 表に、また、飛行経路及び地上局の運用計画を、それぞれ第 7-1 図及び 7-4 表に示します。

第7-3表 Nロケット14号機(F)の飛行計画

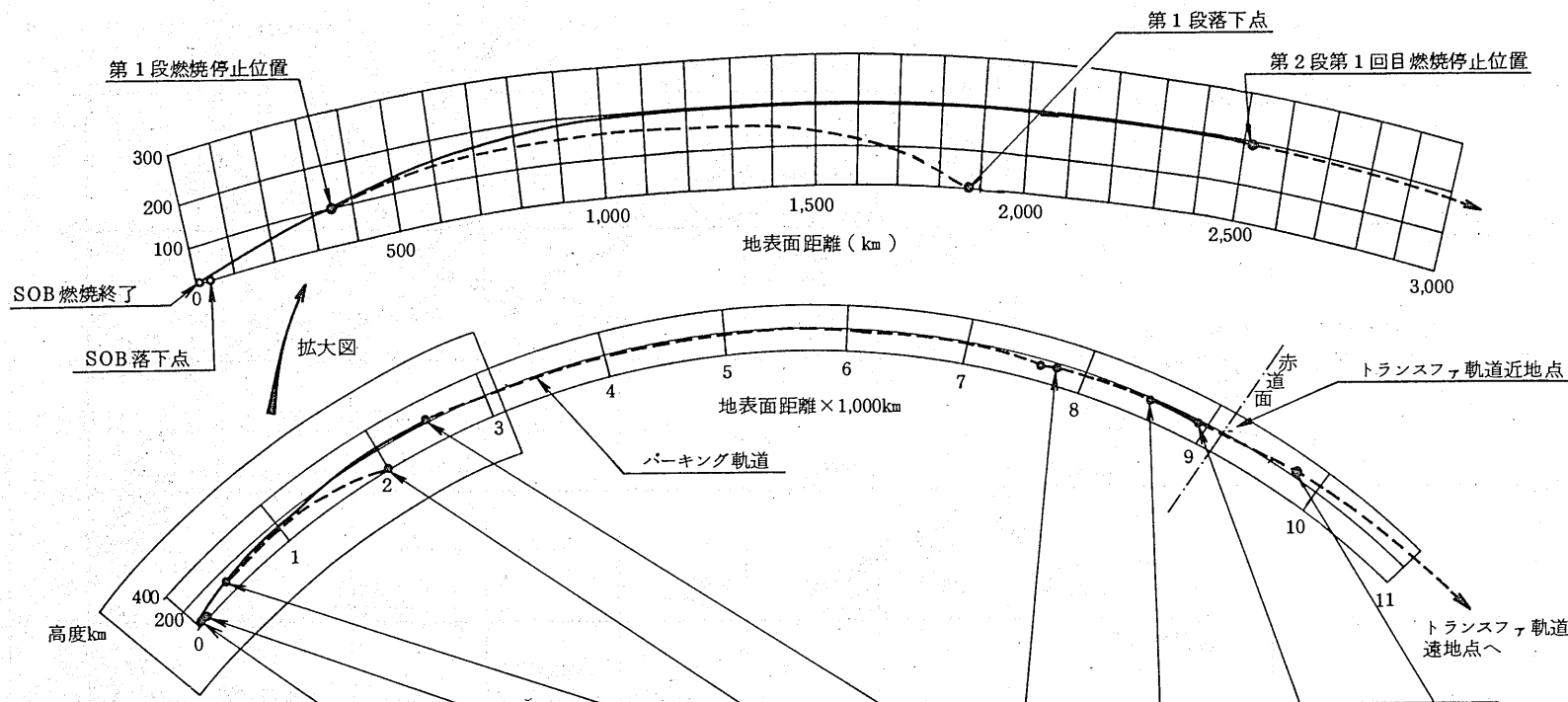


事 象	発射後経過時間	距 離	高 度	慣性速度
	分 秒	km	km	km/s
1. リフトオフ	00 00	0	0	約 0.4
2. ロールプログラム開始	03			
3. " 終了	08			
4. ピッチプログラム開始	08			
5. 固体補助ロケット6本燃焼終了	39	約 1.5	約 5	約 0.6
6. " 3本点火	39			
7. " 3本燃焼終了	1 19	約 12	約 18	約 0.9
8. " 9本分離	1 25			
9. ピッチプログラム終了	4 28			
10. メインエンジン燃焼停止	4 33	約 366	約 101	約 4.9
11. パーニアエンジン燃焼停止	4 39			
12. 第1・2段分離	4 41	約 401	約 108	約 4.9
13. 第2段点火	4 47			
14. ピッチプログラム開始	4 52			
15. 衛星フェアリング分離	5 00			
16. ピッチプログラム終了	11 14			
17. 第2段燃焼停止	11 15	約 2,534	約 214	約 7.8
18. 慣性飛行時ピッチプログラム開始	12 30			
19. " 終了	14 10			
20. 慣性飛行時ヨープログラム開始	14 10			
21. " 終了	15 00			
22. 第1回慣性飛行誘導開始	21 20			
23. " 終了	22 20			
24. 第2段再着火	23 32	約 7,808	約 200	約 7.8
25. " 燃焼停止	23 43	約 7,890	約 200	約 7.9
26. 第2回慣性飛行誘導開始	23 48			
27. " 終了	24 38			
28. 第3段スピナップ	24 43			
29. 第2・3段分離	24 45			
30. 第3段点火	25 23	約 8,620	約 199	約 7.9
31. 第3段燃焼終了	26 07	約 8,980	約 202	約 10.2
32. 第3段・衛星分離	27 23	約 9,704	約 233	約 10.2
33. 第3段ヨーウェイト放出	27 25			

第7-1図(1/2) Nロケット14号機(F)の飛行経路(地表面投影)

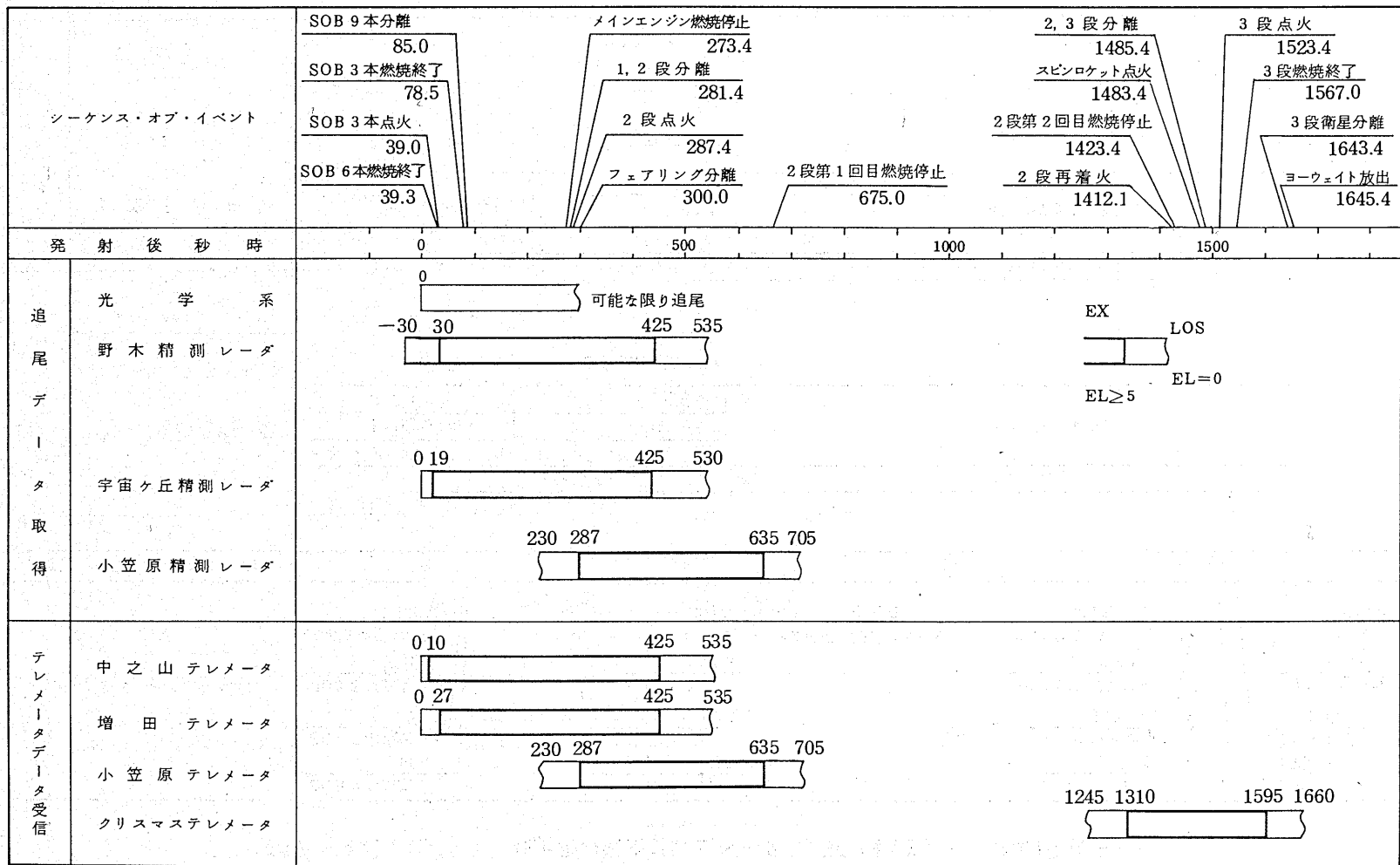


第7-1図(2/2) BS-2b/N14(F)飛行経路(鉛直面投影)

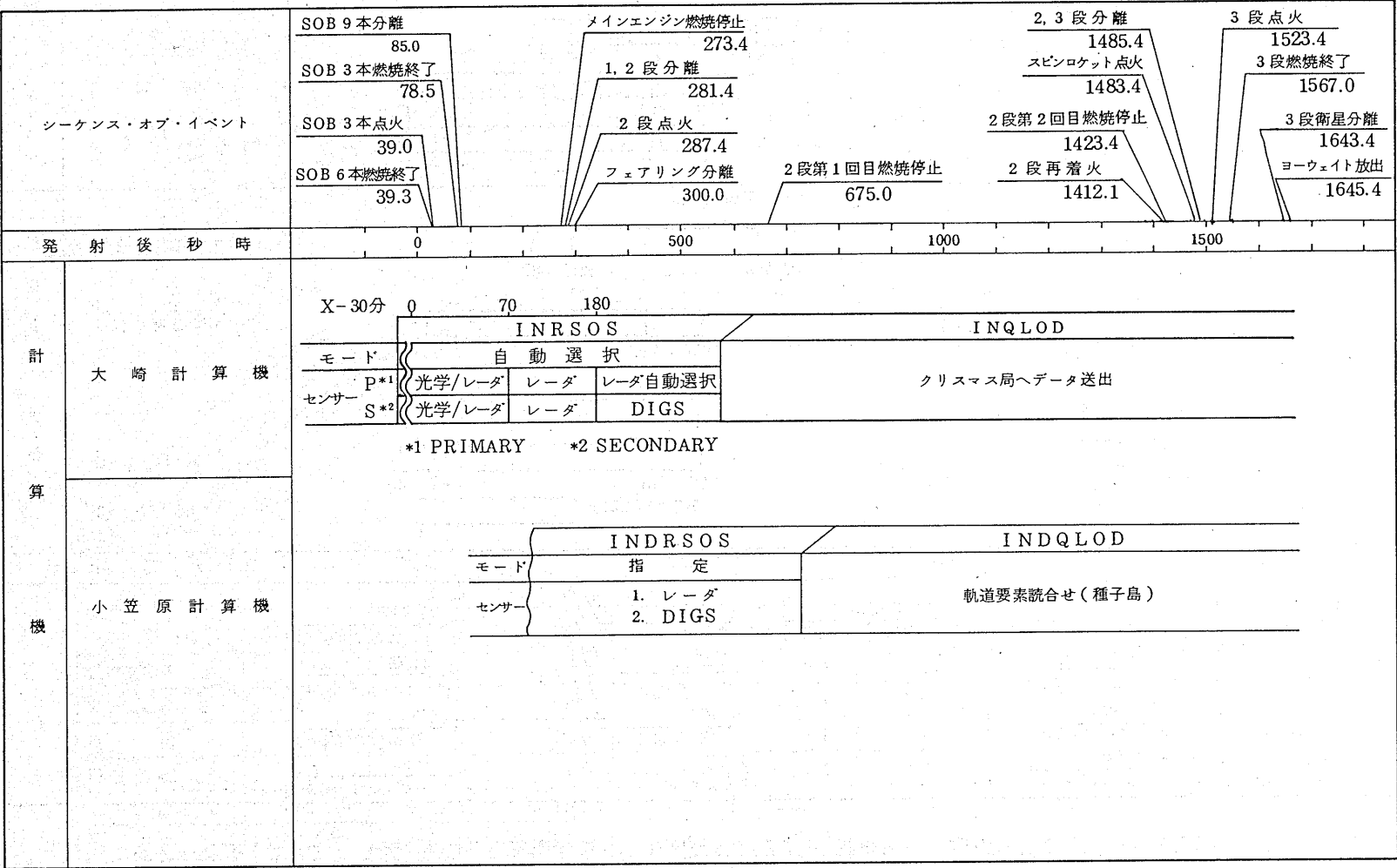


パラメータ	時点	SOB 燃焼終了	SOB 落下	1 段燃焼停止	1 段落下	2 段燃焼停止	再着火燃焼停止	3 段点火	3 段燃焼終了	3 段/衛星分離
発射後時間	sec	79	324	273	874	675	1,423	1,523	1,567	1,643
地表面距離	km	11.5	31.3	367	1,937	2,534	7,890	8,620	8,980	9,704
高 度	km	18.0	0	101	0	214	200	199	202	233
慣性速度	m/sec	934	—	4,869	—	7,791	7,941	7,941	10,247	10,219
緯 度	deg	30.23N	30.22N	30.01N	27.59N	26.20N	5.00N	15.3N	0.135S	3.37S
経 度	deg	131.09E	131.30E	134.77E	150.66E	156.47E	158.24W	152.67W	149.89W	144.24W

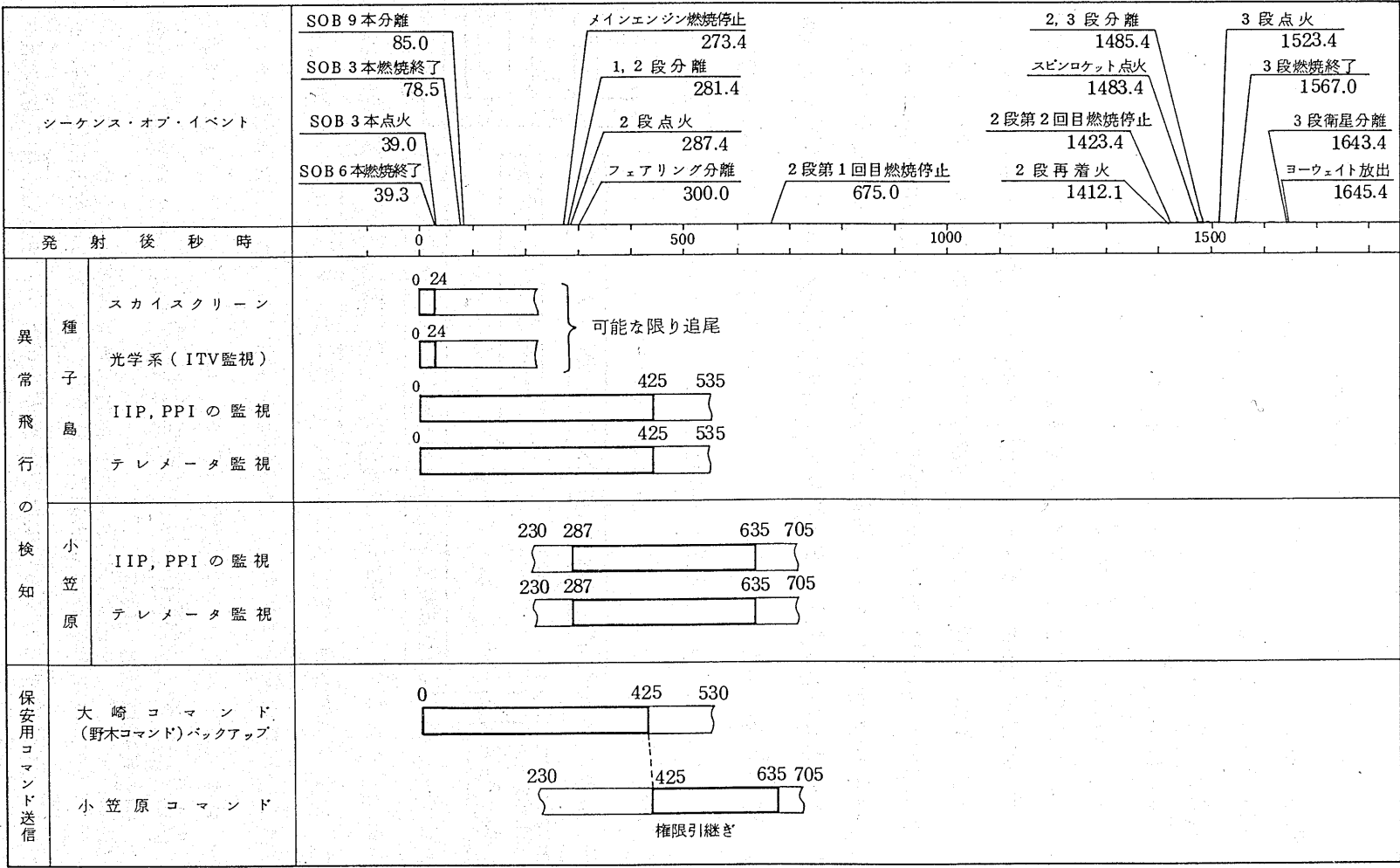
第7-4表(1/3) 地上局の運用計画BS-2b/N14(F) — 追尾データ取得・テレメータデータ受信 —



第7-4表(2/3) 地上局の運用計画BS-2b/N14(F) — 実時間処理 —



第7-4表(3/3) 地上局の運用計画BS-2b/N14(F) — 飛行安全 —



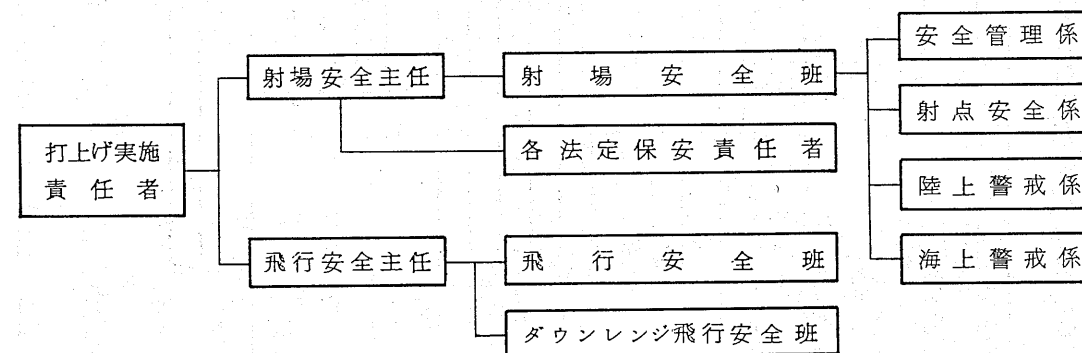
7.4 打上げに伴う安全確保

宇宙開発事業団は、Nロケット14号機(F)の打上げの実施に当たり、ロケットの整備、組立て、打上げの各時期を通じ、安全確保の徹底を図り、射場内外の人命財産等に対する危害を防止し、併せて公共の安全の確保を最重要事項として万全の処置を講じています。

その概要は、以下に示すとおりです。

7.4.1 打上げ隊の安全組織

打上げ業務に直接従事する役職員をもって打上げ隊を編成し、そのなかで打上げ隊の安全組織と権限を明確にします。安全組織は下表に示すとおりです。打上げ実施責任者の下に、射場安全主任、飛行安全主任をおき、射場安全主任は、ロケットの整備組立ての段階からロケットの打上げの全期間を通じ、射場における安全に関する業務を総括します。また、飛行安全主任は、ロケットの打上げから落下予想区域にいたるまでの間の飛行安全に関する業務を総括します。



7.4.2 ロケットの整備、打上げ時の安全対策

(1) 警戒区域等の設定

ロケットの整備組立期間におけるロケット等の貯蔵庫内保管時、固体ロケット試験棟における試験及び保管時、ロケット等の射点搬入以降組立、打上

げ整備時において、それらの保管及び作業場所の周辺には、安全の確保を徹底するためにそれぞれ必要な警戒区域を定めて、注意喚起の立札等を設け、要所に警戒員を配置して、関係者以外の人が立ち入らないよう、協力を求めることとしております。

打上げ当日においては、第7-2図に示すとおり射場内は射点中心半径2,200m以内の区域を警戒区域として、次のような取扱い管理を実施します。

- ① 2,200m以内の警戒区域内に、指定又は許可を受けた関係者（報道関係者等）以外の一般の人が立ち入らないよう協力を求めます。
- ② 射場周辺の陸上警戒については、鹿児島県警察本部及び種子島警察署に依頼し、とくに射場内の警戒には当事業団が当たり、必要な立札、標識等を表示し、要所には警戒員が配置されて警備の徹底をはかります。
- ③ 警戒区域内では、必要最少限の隊員のみが打上げ終了まで屋内外で作業を実施し、それ以外の隊員は指定建造物内に待避します。

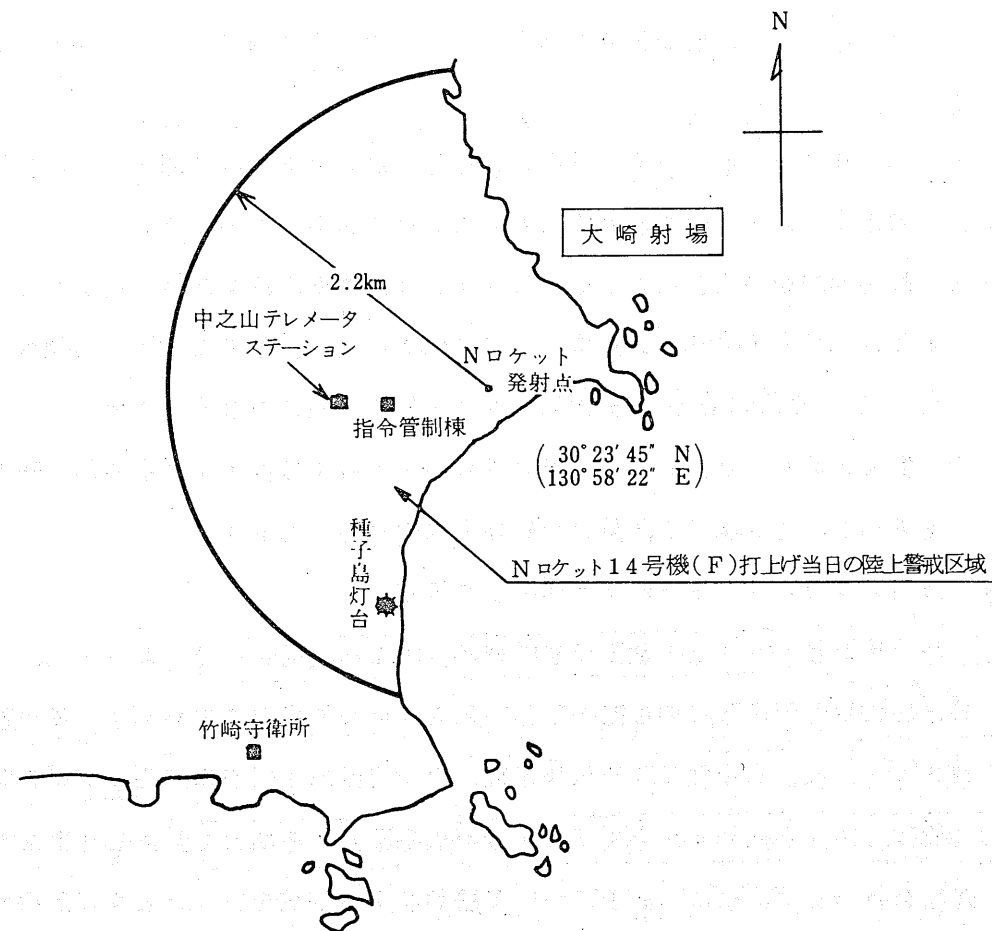
(2) 海上におけるロケット落下予想区域の設定

海上におけるロケット落下予想区域は、第7-3図に示すとおりとし、当該区域には海面落下時間に船舶が立ち入らないよう協力を求めます。その警戒については、海上保安庁警備救難部、第十管区海上保安本部及び鹿児島県に依頼します。鹿児島海上保安部には当事業団から連絡員を派遣して緊密な連絡を行います。更に、海上について船舶による警戒を行うとともに射場から海上監視レーダ及び光学監視並びに目視による監視も併せて行います。また、航空路については、あらかじめ運輸省航空局から航空機の航行安全を図るために打上げに係る「ノータム」を発し、情報が提供されます。また、大阪航空局鹿児島空港事務所及び大阪航空局種子島空港出張所に協力を依頼するとともに、種子島空港出張所に当事業団から連絡員を派遣して、緊密な連絡を行います。

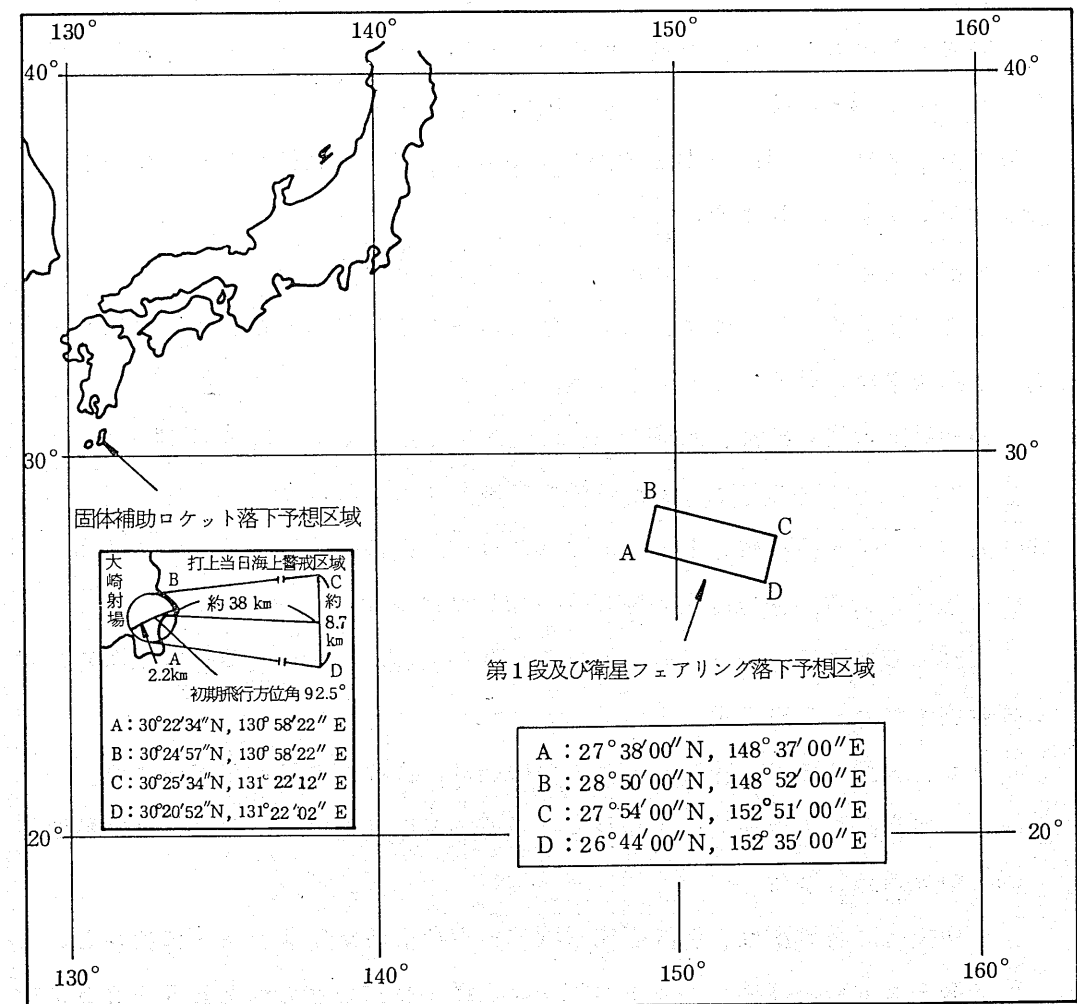
7.4.3 安全基準及び安全教育

上記のほかに、安全に関する規程、基準等の整備をはかり、安全教育、消防訓練等を実施します。

第7-2図 打上げ当日の陸上警戒区域



第7-3図 Nロケット14号機(F)の固体補助ロケット、第1段及び衛星フェアリング落下予想区域



8. 放送衛星2号-b (BS-2b) の追跡管制について

8.1 追跡管制システム

追跡管制システムは、人工衛星の追跡、軌道の決定と予報、姿勢の決定、軌道及び姿勢の制御並びに衛星の機能保持等のためのテレメトリデータの取得と処理及びコマンドの送信等を行うことを目的としています。

放送衛星2号-b (以下「BS-2b」と呼ぶ) の追跡管制には次の三つの追跡管制システムが用いられます。

(1) 宇宙開発事業団 (NASDA) の追跡管制システム

中央追跡管制所及び沖縄、増田、勝浦の各追跡管制所を用いて、運用します。

(2) 米国航空宇宙局 (NASA) の追跡管制システム

初期段階の初めには、米国航空宇宙局 (NASA) の追跡管制システム (DSN) の支援を受けて、追跡管制を実施します。

(3) 通信・放送衛星機構 (TSCJ) 及び日本放送協会 (NHK) の地球局

衛星搭載機器の機能確認の際に、協力を受けます。

これらの追跡管制システムの概要を第8-1図に、また各追跡管制所等の主要設備を第8-1表に示します

なお、上記の各追跡管制システムの機能は、次の通りになっています。

8.1.1 宇宙開発事業団 (NASDA) の追跡管制システム (第8-2図参照)

(1) 中央追跡管制所

中央追跡管制所は、筑波研究学園都市内の筑波宇宙センターに所在し、BS-2b打上げ用ロケットの打上げ支援及び打上げられたBS-2bに対する追跡及び管制の中核的機関として次の役割を担っています。

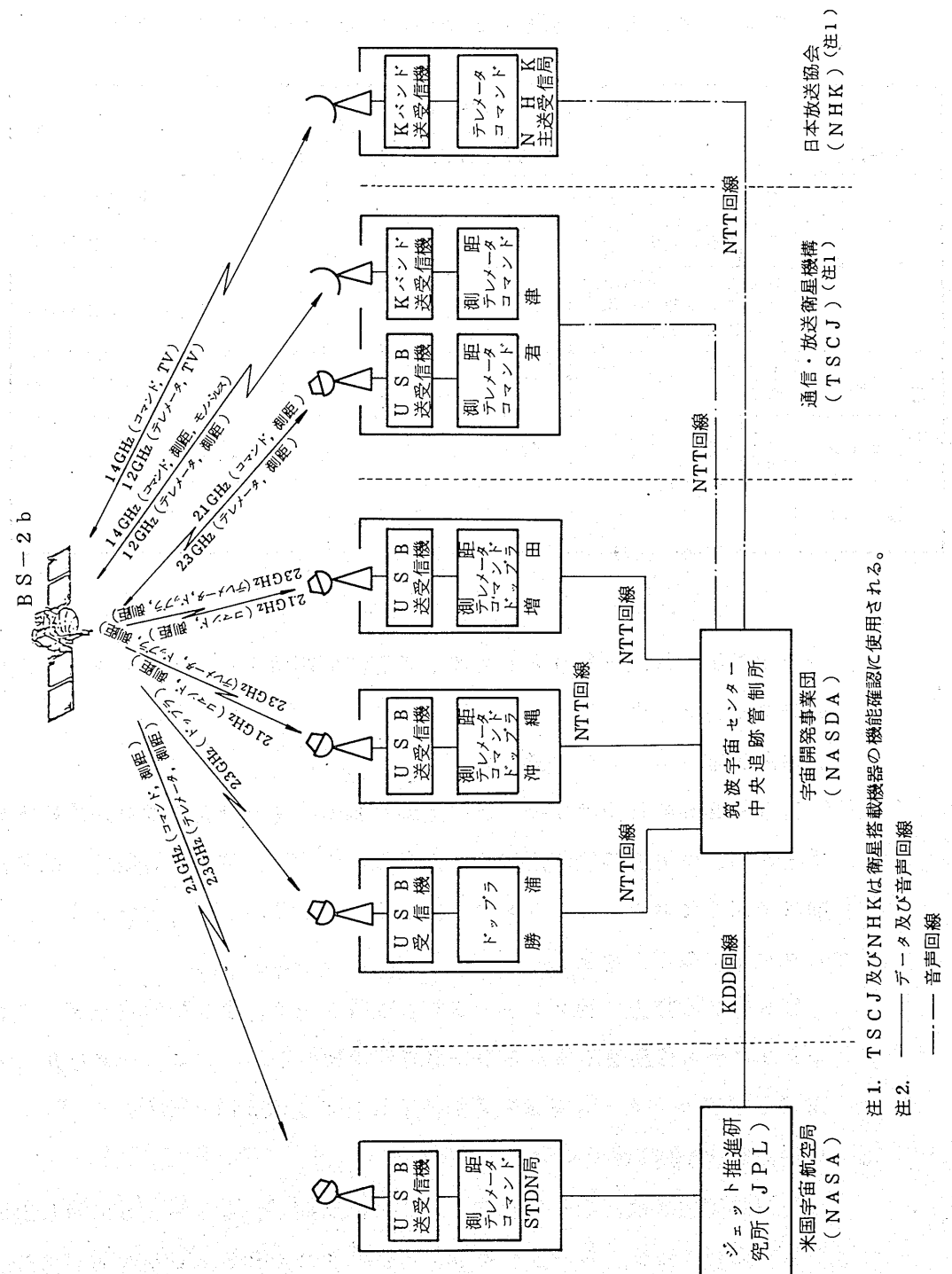
ア) BS-2bの追跡

距離及び距離変化率 (RAR) 方式による追跡データを、各追跡管制所から受信し、電子計算機で軌道の決定及び予報のための計算を行います。

イ) BS-2bの管制

BS-2bのテレメトリデータをリアルタイムで監視し、電子計算機によりテレメトリデータの処理、衛星動作状態の解析 (姿勢を含む) 及びコ

第8-1図 放送衛星2号-b (BS-2b) 追跡管制システム



注1. TSCJ及びNHKは衛星搭載機器の機能確認に使用される。

注2. — データ及び音声回線

— 音声回線

第 8 - 1 表 B S - 2 b 追跡管制のために使用する主な設備

局 名		沖 縄	増 田	勝 浦	NASAの	備 考
主要設備		追 跡	追 跡	追 跡	DSN局	
追 跡	U S B レンズ (トーン) 方式による測距データ取得設備	○	○		○	アップリンク 2.1 GHz ダウンリンク 2.3 GHz
	U S B ドップラ方式によるデータ取得設備 (AKM 点火時)	○	○	○		ダウンリンク 2.3 GHz
管 制	テレメータ	○	○		○	ダウンリンク 2.3 GHz
	コマンド	○	○		○	アップリンク 2.1 GHz
備 考						

マンド計画の作成を行うとともに、各追跡管制所に対して、コマンド送信の指令を行います。

ウ) 追跡管制システムの統括

B S - 2 b の打上げ支援、及び追跡管制の業務を確実かつ効果的に実施するため、中央追跡管制設備及び通信設備により、各追跡管制所、関係機関等に対してスケジューリング、指令連絡調整及び支援を行います。

エ) ロケットの打上げ支援

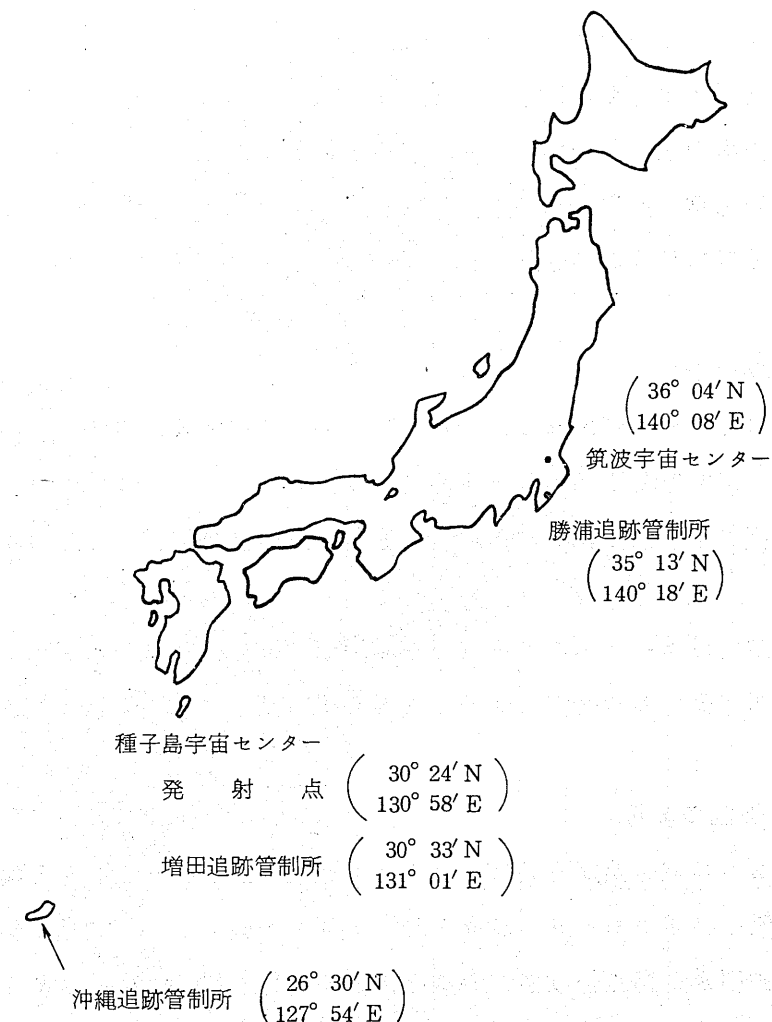
B S - 2 b 打上げ用ロケットからの取得データ、及び飛行安全データ等をクリスマス移動追跡所から中央追跡管制所の中継コンピュータを介して種子島宇宙センター大崎指令管制棟 (R C C) に伝送します。

(2) 増田追跡管制所

増田追跡管制所は、種子島宇宙センターに所在し、B S - 2 b に対し追跡及び管制を行うほか、N - II ロケットに搭載された B S - 2 b に対して打上げの前の電波テストを行います。

同所には、第 8 - 1 表に示す設備が設置されています。

第 8 - 2 図 宇宙開発事業団の追跡管制システム配置図



(3) 沖縄追跡管制所

沖縄追跡管制所には、B S - 2 b の追跡及び管制を行うために第 8 - 1 表に示す設備が設置されています。

(4) 勝浦追跡管制所

勝浦追跡管制所は、第 8 - 1 表に示す通りドップラー計測のみを行います。

8.1.2 米国航空宇宙局 (N A S A) の追跡管制システム

米国航空宇宙局 (N A S A) の追跡管制システム (D S N) は、キャベラ局、

ゴールドストーン局及びマドリッド局の3追跡局と、これらの局で取得したデータを処理するジェット推進研究所(JPL)とで構成され、初期段階の前半に用いられます。(第8-3図参照)

8.1.3 通信・放送衛星機構(TSCJ)及び日本放送協会(NHK)の地球局
初期段階の後半において、衛星搭載機器の機能確認(モノパルス運用含む)等のため通信・放送衛星機構(TSCJ)の君津衛星管制センター及び日本放送協会(NHK)の地球局の協力を受けます。(第8-3図参照)

8.2 追跡管制組織

BS-2bの打上げ段階及び初期段階における追跡及び管制は、前7項に示す打上げ隊の追跡管制部門により実施されます。

それ以降の定常段階における運用は通信・放送衛星機構(TSCJ)に引継がれます。

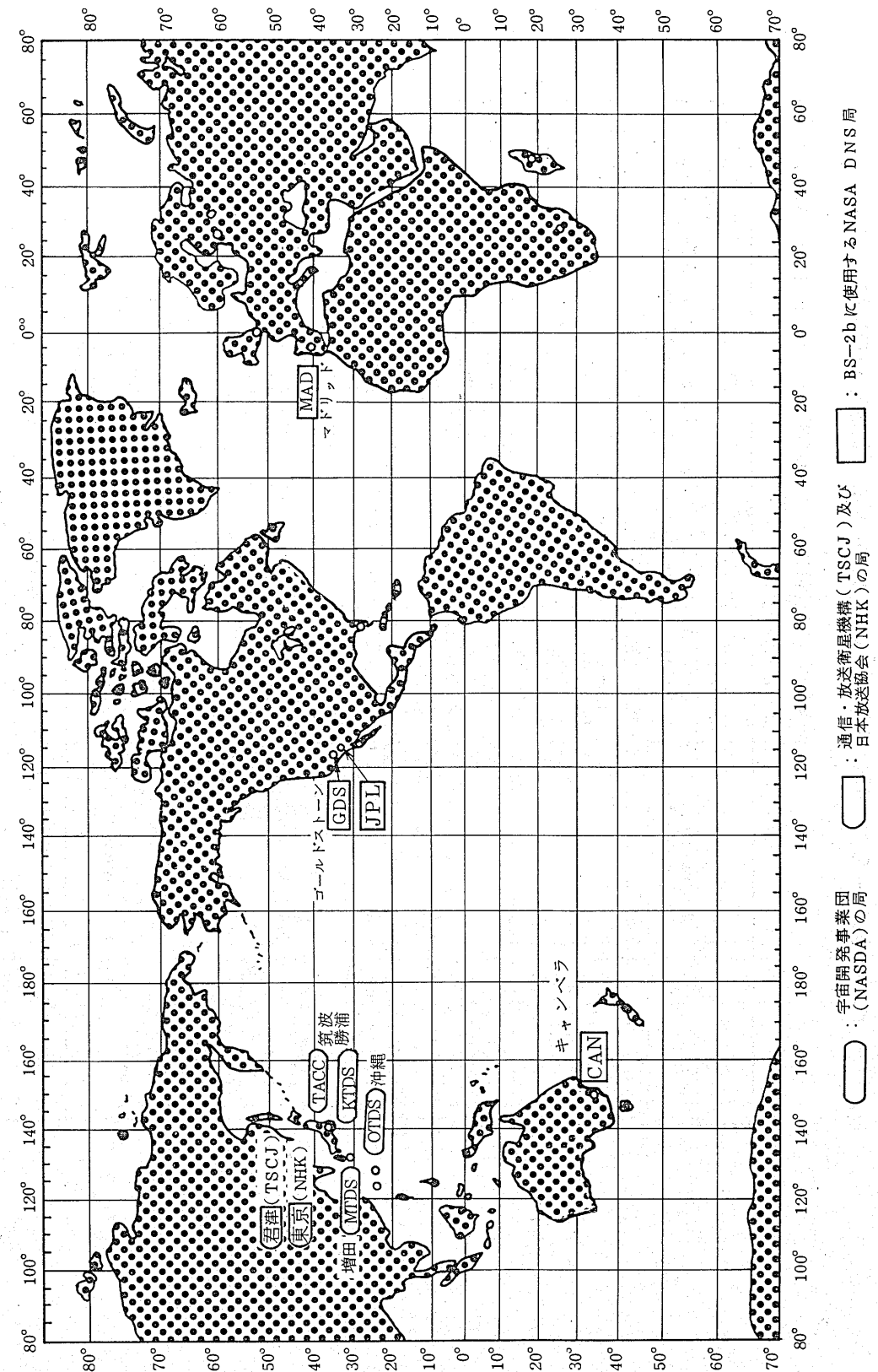
なお、定常段階において宇宙開発事業団は、通信・放送衛星機構(TSCJ)の了解を得て衛星の開発等に必要な資料を得るための運用を行うことがあります。

8.3 追跡管制の実施

BS-2bの追跡及び管制は、N-IIロケットがBS-2bを分離するまでの打上げ段階、アポジモータの点火を経てドリフト軌道投入、三軸姿勢捕捉、静止衛星軌道獲得及び衛星搭載機器の機能確認等を行う初期段階並びにミッションの運用業務を行う定常業務からなり、各段階を通して追跡及び管制を行います。

なお、各段階における各地球局(各追跡管制所)の運用計画は第8-2表、第8-3表、第8-4表の通りです。又BS-2bの追跡管制所からの可視時間帯は、第8-5表に示す通りです。

第8-3図 BS-2b追跡管制実施場所



第8-2表 放送衛星2-b (BS-2b) 追跡管制計画表

* 搭載機器の機能確認を行うための暫定的な静止衛星軌道 (約117°E) 及び静止衛星軌道 (110°E)

項目	周波数帯域	打上げ段階	初期段階 (5ヶ月~6ヶ月)		定常段階 (参考)	
			トランスポンダ	ドリアン軌道フェーズ(1)及び静止衛星軌道*	ドリアン軌道フェーズ(2)及び静止衛星軌道(110°E)	初期段階終了から衛星の運用を終了するまで
周回	U S B ダウンリンク(2.3GHz) アップリンク(2.1GHz)	打上げ直前の準備段階から、第3段・第4段まで	打上げ段階終了後7周まで	方式: レンジン(トーン)方式 担当: 神崎、増田及びDSN 主用途: 衛星データ取得	方式: レンジン(トーン)方式 担当: TSCJ 主用途: 衛星データ取得	初期段階終了後衛星はTSCJにおいて運用される。
		同	方式: レンジン(トーン)方式 担当: 神崎、増田、勝部 主用途: ドップラード取得 (AKM点火時)	方式: レンジン(トーン)方式 担当: 神崎、増田及びDSN 主用途: 衛星データ取得	方式: レンジン(トーン)方式 担当: TSCJ 主用途: 衛星データ取得	
追跡	K バンド ダウンリンク(12GHz) アップリンク(14GHz)	打上げ直前の準備段階から、第3段・第4段まで	打上げ段階終了後7周まで	方式: レンジン(トーン)方式 担当: 神崎、増田及びDSN 主用途: 衛星データ取得	方式: レンジン(トーン)方式 担当: TSCJ 主用途: 衛星データ取得	
		同	方式: レンジン(トーン)方式 担当: 神崎、増田、勝部 主用途: ドップラード取得 (AKM点火時)	方式: レンジン(トーン)方式 担当: 神崎、増田及びDSN 主用途: 衛星データ取得	方式: レンジン(トーン)方式 担当: TSCJ 主用途: 衛星データ取得	
管制	U S B 周波数: 2.3 GHz 変調方式: PCM/PSK/PM K バンド 周波数: 1.2 GHz 変調方式: PCM/PSK/PM	打上げ直前の準備段階から、第3段・第4段まで	打上げ段階終了後7周まで	方式: レンジン(トーン)方式 担当: 神崎、増田及びDSN 主用途: 衛星データ取得	方式: レンジン(トーン)方式 担当: TSCJ 主用途: 衛星データ取得	
		同	方式: レンジン(トーン)方式 担当: 神崎、増田、勝部 主用途: ドップラード取得 (AKM点火時)	方式: レンジン(トーン)方式 担当: 神崎、増田及びDSN 主用途: 衛星データ取得	方式: レンジン(トーン)方式 担当: TSCJ 主用途: 衛星データ取得	
追跡	U S B 周波数: 2.1 GHz 変調方式: PCM/PSK-FM/PM	打上げ直前の準備段階から、第3段・第4段まで	打上げ段階終了後7周まで	方式: レンジン(トーン)方式 担当: 神崎、増田及びDSN 主用途: 衛星データ取得	方式: レンジン(トーン)方式 担当: TSCJ 主用途: 衛星データ取得	
		同	方式: レンジン(トーン)方式 担当: 神崎、増田、勝部 主用途: ドップラード取得 (AKM点火時)	方式: レンジン(トーン)方式 担当: 神崎、増田及びDSN 主用途: 衛星データ取得	方式: レンジン(トーン)方式 担当: TSCJ 主用途: 衛星データ取得	
追跡	K バンド 周波数: 1.4 GHz 変調方式: PCM/PSK-FM/PM	打上げ直前の準備段階から、第3段・第4段まで	打上げ段階終了後7周まで	方式: レンジン(トーン)方式 担当: 神崎、増田及びDSN 主用途: 衛星データ取得	方式: レンジン(トーン)方式 担当: TSCJ 主用途: 衛星データ取得	
		同	方式: レンジン(トーン)方式 担当: 神崎、増田、勝部 主用途: ドップラード取得 (AKM点火時)	方式: レンジン(トーン)方式 担当: 神崎、増田及びDSN 主用途: 衛星データ取得	方式: レンジン(トーン)方式 担当: TSCJ 主用途: 衛星データ取得	

制人KKM : アポロモーター (Apogee Kick Motor)
HKデータ : ハウスキッキングデータ (衛星内部及び外部の温度データ、電源、電圧及び電流、各サブシステムの動作状態のデータ) をいう。
DSN : 米国航空宇宙局 (NASA) の追跡管制網 (キャンベラ、ゴールドストーン、マドリット)
JPL : ジェット推進研究所 (DSN網の総括局)
TSCJ : 通信・放送衛星機構
NHK : 日本放送協会

第8-3表 BS-2b の追跡管制所の運用計画

○ : 運用する
- : 運用しない
△ : バックアップ運用
(オンコール)

地上局名	追跡管制の段階 地上局設備		打上げ段階	初期段階		備考
				クリティカルフェーズ	以降	
沖管 縄 制 追 跡 所	U S B	テレメータ コマンド 測 距 ドップラ		○ ○ ○ ○*	○ ○ ○ -	*はAMF時
増管 田 制 追 跡 所	U S B	テレメータ コマンド 測 距 ドップラ	○ ○	○ ○ ○ ○*	○ ○ ○ -	*AMF時
勝浦	U S B	ドップラ		○*	-	*AMF時
DS局 N	U S B	テレメータ コマンド 測 距		○ ○ ○	△ △ △	NASA DSN 局の機能は第8-4表による
T・S N CH J K	K バンド	テレメータ コマンド 測 距		- - -	○ ○ ○	ミッション チェックに使用する

(注) DSN : 米国航空宇宙局 (NASA) の追跡管制網
TSCJ : 通信・放送衛星機構
NHK : 日本放送協会

第8-4表 BS-2b で使用するNASA局と機能

局 名	略 号	テレメトリ機能	コマンド機能	測 距 機 能	備 考
キャンベラ	CAN	○	○	○	
ゴールドストーン	GDS	○	○	○	
マドリット	MAD	○	○	○	

第8-5表 放送衛星2号-b (BS-2b) 追跡管制局からの可視時間

TIME FLOW LAUNCH	HOURS	LAUNCH	1AP	2AP	3AP	4AP	5AP	6AP	7AP	80	85	90	95	100	105	110	115
イベント			粗姿勢制御	粗姿勢制御	精姿勢制御#1				精姿勢制御#2 アポジモータ点火								
時刻 (JST)			↑	↑	↑	↑	↑	↑	↑	↑	↑	↑	↑	↑	↑	↑	↑
沖縄追跡管制所 (OTDS)																	
増田追跡管制所 (MTDS)																	
勝浦追跡管制所 (KTDS)																	
キャンベラ局 (CAN)																	
ゴーストストーン局 (GOS)																	
マドリッド局 (MAD)																	

例：開始 可視時間 終了

8.3.1 打上げ段階

打上げ段階は打上げ当日の追跡及び管制システムの準備作業段階から、N-II ロケットがBS-2bを分離するまでの段階からなっており、この期間中における衛星の追跡管制は行いません。

なおこの期間中、中央追跡管制所においては、種子島宇宙センターから送られてくる飛行状況をモニタするとともに、増田追跡管制所で取得した衛星のテレメトリデータをモニタします。

8.3.2 初期段階

初期段階は、(1)トランスファ軌道フェーズ、(2)ドリフト軌道フェーズ(I)三軸補捉、(3)ドリフト軌道フェーズ(II)、(4)静止衛星軌道フェーズからなり、これらの段階で静止衛星軌道への投入及び衛星搭載機器の機能確認の作業を行います。

BS-2bの飛行計画は第8-6表に、又、地表面軌跡は第8-4図に示す通りです。

(1) トランスファ軌道フェーズ

このフェーズは、BS-2bの追跡及び管制上最もクリティカルな作業が集中しており、米国航空宇宙局(NASA)の追跡管制システム(DSN)を含めた各追跡管制所からの追跡データをもとにドリフト軌道投入のための作業を行います。

1) BS-2bの追跡

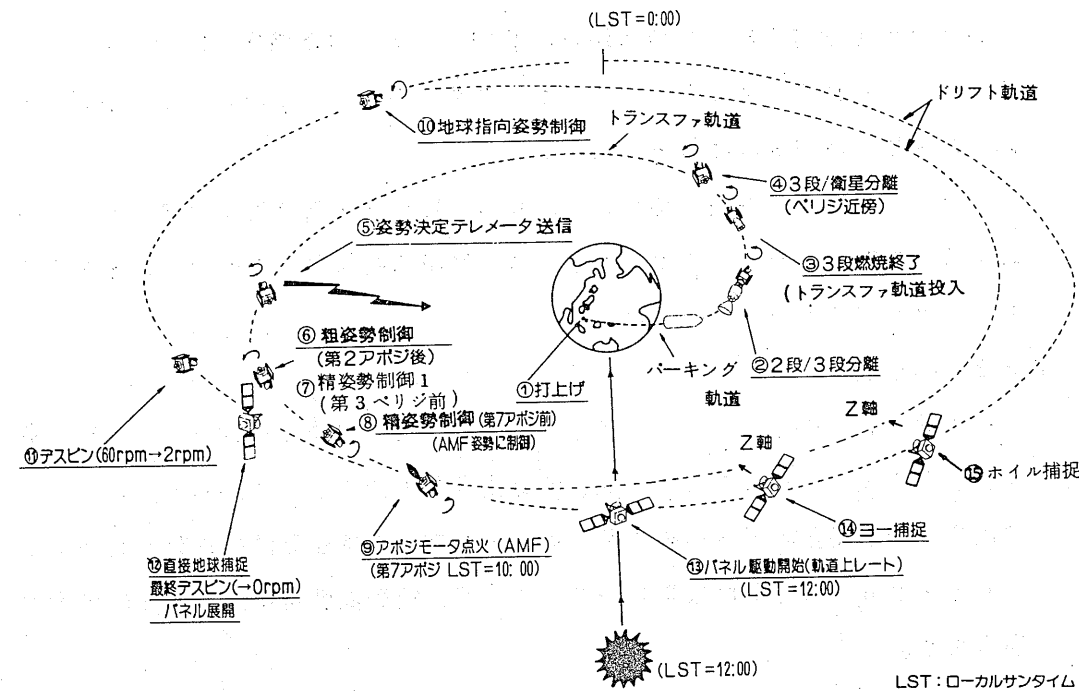
トランスファ軌道投入後から第1アポジを含む周回では、国内の各追跡管制所からは、可視範囲外となるため、NASAのDSN局で、USBの測距により軌道データの取得を行い、JPLで軌道(6要素)の決定を行った結果が筑波宇宙センター中央追跡管制所に伝送されます。中央追跡管制所では、これに基づき軌道予報計算を行います。

さらに、第2アポジ周回以降の追跡データを収集して最初の軌道決定及び軌道予報計算を行います。

2) BS-2bの管制

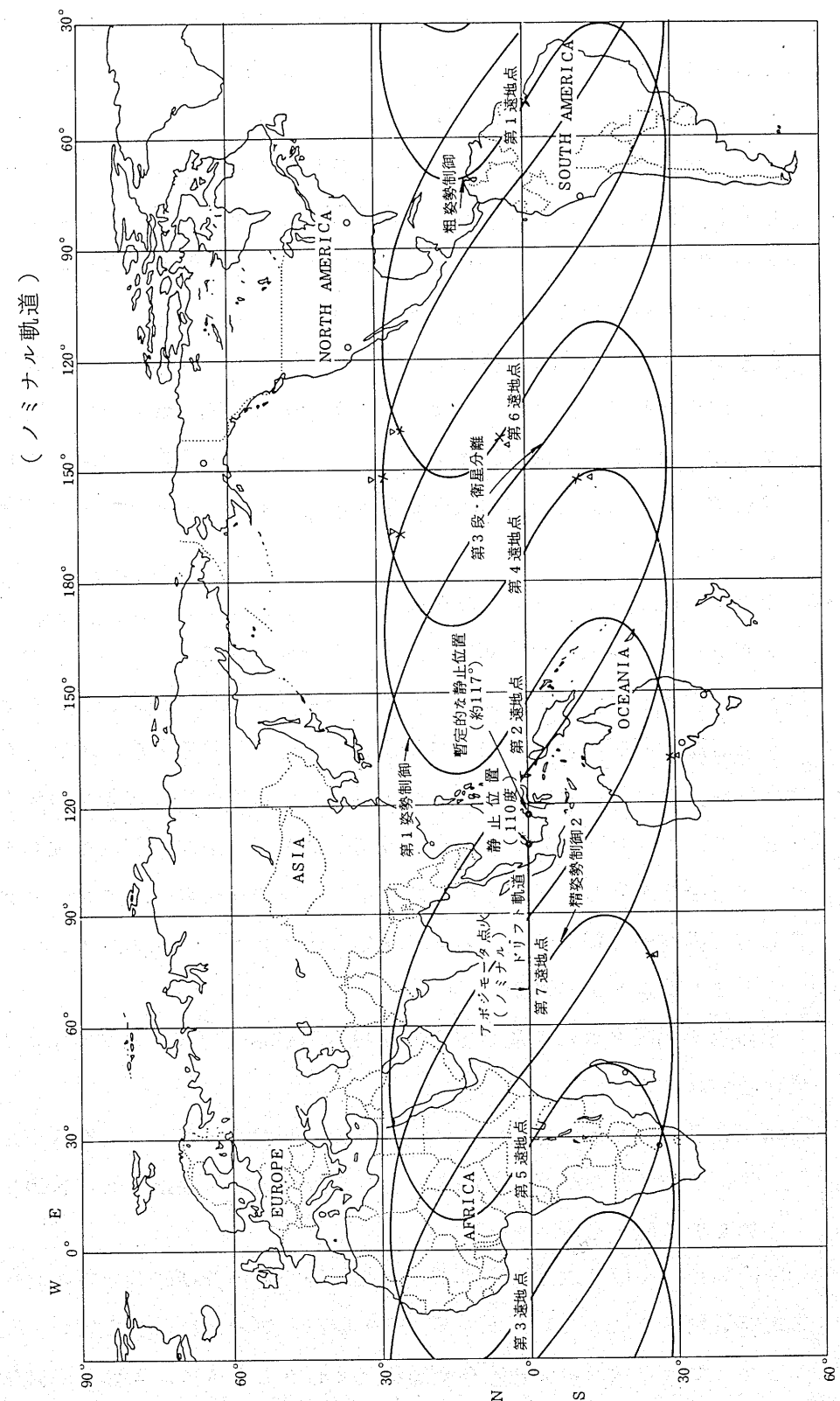
沖縄、増田の両追跡管制所及びNASAのDSN局において、姿勢測定データ(地平線検出器によるBS-2bの姿勢測定データをいう)及び

第8-6表 放送衛星2号-b (BS-2b) の飛行計画



番号	事象	発射後経過時間	追跡管制所等	備考
1	打上げ			
2	2段/3段分離			
3	(トランスファ軌道投入)	26分	DSN	第3段燃焼終了
4	第3段・衛星分離	27分	DSN	
5	姿勢決定テレメータデータ送信開始	4時00分	DSN	
6	粗姿勢制御	9時00分	DSN	第2ペリジ前
7	精姿勢制御1	20時20分	沖縄, 増田	第3ペリジ前
8	精姿勢制御2	68時40分	沖縄, 増田	第7アポジ前 (AMF姿勢に制御)
9	アポジモータ点火 (AMF)	69時40分	沖縄, 増田, 勝浦	第7アポジ付近
10	地球指向姿勢制御	84時30分	沖縄, 増田	
11	デスピン開始	89時25分	沖縄, 増田	60rpm→2rpm
12.1	直接地球捕捉	91時25分	沖縄, 増田	
12.2	最終デスピン開始	91時36分	沖縄, 増田	2rpm→0
12.3	太陽電池パネル展開開始	91時37分	沖縄, 増田	
13	太陽電池パネル駆動開始	95時12分	沖縄, 増田	
14	ヨー捕捉開始	96時00分	沖縄, 増田	
15	ホイール捕捉開始	97時10分	沖縄, 増田	
16	三軸姿勢確立		沖縄, 増田	AMF後約30時間
17	軌道制御		沖縄, 増田	
18	暫定的な静止衛星軌道へ投入	約1ヶ月	沖縄, 増田	東経約117度へ投入
19	塔機機器の機能確認	4ヶ月	沖縄, 増田	
20	静止衛星軌道へ投入	5ヶ月	沖縄, 増田	東経110度へ投入
21	塔機機器の機能確認	6ヶ月	沖縄, 増田	

第8-4図 放送衛星2号-b (BS-2b) 地表面軌跡 (ノミナル軌道)



視野内 視野外 開始 終了

ハウスキーピングデータ等（BS-2bの内部及び外部の温度データ、電源電圧及び電流データ、各サブシステム状態、動作状況データ等をいう）をUSBテレメータで取得します。

中央追跡管制所においては、各追跡管制所で取得したデータを収録、処理及び解析を行い、BS-2bの状態監視及び姿勢決定を行うとともに、コマンド計画に基づき、DSN局を含む各追跡管制所に対して、コマンド信号の発射の指令等の指示、連絡を行います。

なお、トランスファ軌道投入姿勢からアポジモータ点火は、較正姿勢制御、粗姿勢制御、及び1～3回の精姿勢制御を経て、第7遠地点付近（第7アポジ付近）で実施されます。アポジモータ点火の際は沖縄、増田の両追跡管制所に加えて勝浦追跡管制所においてもドップラデータの取得を行います。

(2) ドリフト軌道フェーズ(I)三軸捕捉

アポジモータ点火に引き続いて、地球指向姿勢制御・デスピン・バドル展開・ヨー捕捉・ホイール捕捉等の一連の三軸姿勢捕捉の作業が行われます。

中央追跡管制所においては、沖縄及び増田の各追跡管制所で取得したデータを収録、処理及び解析を行い、BS-2bの状態監視及び姿勢決定を行うとともに、コマンド計画に基づき、沖縄又は増田の追跡管制所を通して、コマンド信号を送出します。この期間は約30時間を必要とします。（BS-2bの三軸姿勢捕捉の各イベントの実施計画を第8-7表に示す。）

(3) ドリフト軌道フェーズ(II)

三軸姿勢捕捉された衛星を暫定的な静止衛星軌道^(註)に投入するための作業が行われます。

(註)現在BS-2aが静止している東経110度にBS-2bを静止させる前に、中継器の初期機能確認を行うため暫定的に静止させる軌道（東経約117度）をいいます。

沖縄又は、増田の両追跡管制所では測距等の追跡及び管制を行います。中央追跡管制所では、テレメトリデータを収録、処理及び解析を行い、軌道上のBS-2bの状態の監視及び軌道決定を行うとともに、これらの結果に基

づき、静止化の計画を作成し、姿勢の安定化やドリフトレートの調整等を行うために、沖縄又は増田の追跡管制所を通して、コマンド信号を送出します。この作業は、打上げ後約30日以内を目途に実施されます。

(4) 静止衛星軌道フェーズ

BS-2bが暫定的な静止衛星軌道に投入された後は、ドリフト軌道フェーズと同様に国内の追跡管制所により、追跡及び管制を行うことによって、軌道保持、姿勢保持及び一部の搭載機器の機能確認を行います。

その後、BS-2bを東経110度に移動し、軌道保持、姿勢保持及び搭載機器の機能確認を行います。

なお、モノパルス運用及び衛星搭載機器に関する動作確認の際は通信・放送衛星機構及び日本放送協会の協力を受けます。

8.3.3 定常段階

定常段階は、初期段階終了後（打上げ後⁴⁴約6ヶ月）から、BS-2bのミッションが終了するまでをいいます。

なお、定常運用時の追跡及び管制は、通信・放送衛星機構によって行われますが宇宙開発事業団は通信・放送衛星機構の了解を得て衛星開発のために必要な資料を取得するための運用業務を行うことがあります。

第 8 - 7 表 放送衛星 2 号 - b (B S - 2 b) 三軸捕捉の各イベントの実施計画

AMFからの 経過時刻 (時)	AMF + 17	19	21	23	25	27
地球指向姿勢制御 姿勢決定 姿勢制御 デスピン I / II 地球捕捉 デスピン III パネル展開 太陽電池パネル駆動開始 ヨー捕捉 ロール捕捉						

参 考

1. 宇宙開発事業団予算の推移

(単位: 億円)

事 項	年 度	44年度	45年度	46年度	47年度	48年度	49年度	50年度	51年度	52年度	53年度	54年度	55年度	56年度	57年度	58年度	59年度	60年度	累 計
出資部門	人工衛星開発費	5.1 5.9	10.2	17.6 4.1	15.6	38.4 29.1	361.3 76.6	114.8 193.4	43.0 225.5	87.9 113.6	267.3 111.6	258.5 147.7	329.1 200.0	126.8 28.32	255.8 301.7	271.0 314.5	404.1 368.2	319.5 368.8	2,769.7
	ロケット開発費	34.0 11.8	12.5 53.1	43.4 60.0	64.0 101.8	119.2 120.8	107.0 166.7	80.4 147.4	96.7 115.7	289.6 183.2	196.8 301.4	133.2 287.1	254.4 281.0	286.6 279.4	289.0 379.5	260.5 390.1	270.2 410.1	384.9 349.7	3,638.8
	打上げ費	0.5	1.0	1.0	1.4	1.5	8.7	149.8 67.9	77.8 123.6	7.7 130.9	3.3 71.6		45.6	48.7	74.2	81.0	30.9	95.5	826.2
	種子島宇宙センター施設建設費	10.5 7.1	3.2 18.8	3.1 9.2	60.0 22.2	55.4 90.5	16.2 107.6	32.5 45.5	15.0 43.4	46.8 41.6	51.3 56.2	67.9 98.3	19.1 75.3		32.0 29.9	28.4 42.7	38.4 57.0	35.5 50.0	831.6
	筑波宇宙センター施設建設費	0.9 0.2	8.2 4.3	13.7 12.6	18.1 17.4	15.4 18.4	32.4	1.3 3.8	14.8 3.8	12.5 25.5	47.9 41.3	47.9 91.9	74.5 55.7	11.0 114.2		1.3 12.7	12.9	3.4 9.7	509.7
	追跡管制費	0.5	2.5 2.2	2.6	3.3	27.6 12.9	40.6	220.1 98.7	23.1 147.8	15.1 202.8	77.8	32.8 58.3	33.1 121.6	7.9 79.0	98.7	7.9 103.0	26.9 73.5	20.5 76.7	1,200.0
	地球観測情報処理費							0.5	0.5	26.7 6.1	33.4	19.5	28.2 10.7	16.7 18.4	33.1	7.2 18.0	8.6 19.0	25.6	184.8
	一般管理運営費等	2.8	5.8	6.3	11.2	11.1	22.2	30.8	35.3	42.5	2.0 49.9	1.6 54.2	57.2	60.3	64.7	65.7	67.2	68.2	655.4
	計	50.5 28.8	26.4 95.4	77.8 95.8	142.1 172.9	266.0 284.3	484.5 454.8	598.9 588.0	270.4 695.6	486.3 746.2	568.6 743.2	541.9 799.2	738.4 847.1	441.1 919.5	584.0 1,034.7	576.3 1,027.7	748.2 1,038.8	763.8 1,044.2	10,616.2
補助金部門	一般管理運営費等	2.5	7.4	10.5	14.5	19.1	24.7	35.6	42.5	51.3	56.1	60.8	65.3	71.3	73.8	74.1	76.1	79.7	765.3
合 計		50.5 31.3	26.4 102.8	77.8 106.3	142.1 187.4	256.0 303.4	484.5 479.5	598.9 623.6	270.4 738.1	486.3 797.5	568.6 799.3	541.9 860.0	738.4 912.4	441.1 990.8	584.0 1,108.5	576.3 1,101.8	748.2 1,114.9	763.8 1,123.9	11,381.5

注 昭和48年度予算額には、国の予備費使用分の728,000千円(国庫支出金)を含む。

2. 宇宙開発事業団の資本構成

(60.3.31)

政府出資金	831,983,552,902
(うち現物出資)	(318,255,290.2)
民間出資金	39,600,000
合 計	832,023,152,902

3. 職員数の推移

年 度	44	45	46	47	48	49	50	51	52	53	54	55	56	57	58	59	60
職員数(人)	151	248	346	446	527	619	696	751	793	830	861	880	894	904	912	918	923

4. 我が国の人工衛星一覧

(昭和58年12月現在)

衛星名	打上げ年月日	衛星の重量(kg)	近地点高度(km)	遠地点高度(km)	軌道傾斜角(度)	周期(分)	打上げロケット	全長(m)	直径(m)	重量(t)	形式	備考
おおすみ	45. 2.11	24	345	5,147	31.1	145	L-4S-5	165.2	0.735	9.40	4段	わが国の人工衛星
たんせい	46. 2.16	63	990	1,110	29.7	106	M-4S-2	23.6	1.4	43.8	4段	試験衛星
しんせい	46. 9.28	66	874	1,870	32.0	113	M-4S-3	23.57	1.4	39.45	4段	第1号科学衛星
でんば	47. 8.19	75	246	6,563	31.0	161	M-4S-4	23.70	1.41	43.50	4段	第2号科学衛星
たんせい2号	49. 2.16	56	289	3,230	31.2	122	M-3C-1	20.24	1.41	41.54	3段	試験衛星
たいよう	50. 2.24	86	254	3,074	31.6	120	M-3C-2	20.2	1.41	41.5	3段	第3号科学衛星
きく	50. 9. 9	82.5	977	1,104	47.0	106	N1(F)	32.6	2.4	90.3	3段	技術試験衛星I型
うめ	51. 2.29	139	990	1,012	69.7	105	N2(F)	32.6	2.4	90.3	3段	電離層観測衛星
たんせい3号	52. 2.19	129	790	3,810	66.0	136	M-3H-1	23.8	1.41	48.7	3段	試験衛星
きく2号	52. 2.23	130	静止			23時間56分	N3(F)	32.6	2.4	90.3	3段	技術試験衛星II型
ひまわり	52. 7.14	315	静止			23時間56分	デルタロケット2914型	35.36	2.44	132	3段	気象衛星
さくら	52.12.15	340	静止			23時間56分	"	35.36	2.44	132	3段	実験用通信衛星
きよっこう	53. 2. 4	126	555	3,936	65.0	133	M-3H-2	23.8	1.41	48.7	3段	第5号科学衛星
うめ2号	53. 2.16	141	978	1,222	69.4	105	N4(F)	32.6	2.4	90.3	3段	電離層観測衛星
ゆり	53. 4. 8	355	静止			23時間56分	デルタロケット2914型	35.36	2.44	132	3段	実験用放送衛星
じきけん	53. 9.16	90	250	31,500	30.0	9時間10分	M-3H-3	23.8	1.41	48.7	3段	第6号科学衛星
あやめ	54. 2. 6	130	193	34,411	24.1	10時間4分	N5(F)	32.6	2.4	90.3	3段	実験用静止通信衛星(静止に失敗)
はくちょう	54. 2.21	96	545	577	29.2	96	M-3C-4	20.24	1.41	41.7	3段	第4号科学衛星
たんせい4号	55. 2.17	185	521	606	37.8	96	M-3S-1	23.8	1.41	49.5	3段	試験衛星
あやめ2号	55. 2.22	130	187	35,516	24.5	10時間26分	N6(F)	32.6	2.4	90.3	3段	実験用静止通信衛星(静止に失敗)
きく3号	56. 2.11	638	223	35,824	28.6	10時間36分	N7(F)	35.4	2.4	134.7	3段	技術試験衛星IV型
ひのとり	56. 2.21	190	577	643	31.4	1時間37分	M-3S-2	23.8	1.41	49.5	3段	第7号科学衛星
ひまわり2号	56. 8.11	296	静止			23時間56分	N8(F)	35.4	2.4	134.7	3段	気象衛星
きく4号	57. 9. 3	385	965	1,234	45	1時間47分	N9(F)	32.6	2.4	90.3	3段	技術試験衛星III型
さくら2号-a	58. 2. 4	347	静止			23時間56分	N10(F)	35.4	2.4	134.7	3段	通信衛星2号-a
てんま	58. 2.20	220	490	570	31.8	95	M-3S-3	23.8	1.41	49.5	3段	第8号科学衛星
さくら2号-b	58. 8. 6	347	静止			23時間56分	N11(F)	35.4	2.4	134.7	3段	通信衛星2号-b

衛星名	打上げ年月日	衛星の重量(kg)	近地点高度(km)	遠地点高度(km)	軌道傾斜角(度)	周期(分)	打上げロケット	全長(m)	直径(m)	重量(t)	形式	備考
ゆり2号-a	59. 1.23	350	静止			23時間56分	N12(F)	35.4	2.4	134.7	3段	放送衛星2号-a
おおぞら	59. 2.14	210	351	1,065	75.0	99	M-3S-4	23.8	1.41	49.5	3段	第9号科学衛星
ひまわり3号	59. 8. 3	303	静止			23時間56分	N13(F)	35.4	2.4	134.7	3段	静止気象衛星3号
さきがけ	60. 1. 8	138	1億2192万4千	1億5139万5千	1.439	318.8日	M-3SII-1	27.8	1.41	6.2	3段	試験惑星探査機
すいせい	60. 8.19	140	1億50万	1億5142万	0.888	280日	M-3SII-2	27.8	1.41	6.22	3段	第10号科学衛星

※さきがけ及びすいせいの場合、惑星探査機のため近地点高度は近日点高度に、遠地点高度は遠日点高度になります。

5. 国別、種類別人工衛星打上げ数

(1985年8月31日現在)

種 類	米	ソ連	日本	ESA/ ESRO	仏	独	仏・独	英	伊	蘭	スベ イン	加	NATO	豪	中国	印	インド ネシア	メキシ コ	ブラ ジル	アラブ 諸 国	チェコ	合 計
技術開発衛星	577		9	2	6 ②	1 (1)		2 (1)							15	3						2542 (40) ⑥
科 学 衛 星	129	1744	9	12 (12)	5 (1)②	*7 (6)		8 (8)	4 (4)	1 (1)	1 (1)	4 (4)		1 (1)		1 ①					1 ①	
月 探 査 機	30	29																				59
惑星探査機	19	27	2	1																		49
有人宇宙船	49	58																				107
通 信 衛 星	140 [5]	157	7 (2)	5 (1)	2 [2]	1 [1]	2 (2)	4 (4)	1 (1)			10 (10)	6 (6)	2 (2)	1	3 (2)[1]	4 (4)	1 (1)	1 (1)	2 (1)[1]		349 (37)[10]
気 象 衛 星	49	49	3 (1)	2 (1)	2 (1)																	105 (3)
航 行 衛 星 (航空・海事)	34																					34
測 地 衛 星	15				4																	19
地 球 観 測 衛 星	8															2 ②						10 ②
そ の 他	7	27	2																			36
合 計	1057 [5]	2091	32 (3)	22 (14)	19 (2) [2] ④	*9 (7) [1]	2 (2)	14 (13)	5 (5)	1 (1)	1 (1)	14 (14)	6 (6)	3 (3)	16	9 (2) [1] ⑧	4 (4)	1 (1)	1 [1]	2 (1) [1]	1 ①	3310 (79) [10] ⑧

- 注：(1) ()内の数字は、米国以外の国が米国のロケットにより打ち上げた数
(2) []内の数字は、ESA以外の国がESAのロケットにより打ち上げた数
(3) ○内の数字は、ソ連以外の国がソ連のロケットにより打ち上げた数
(4) *ドイツの人工衛星のうち1個は、フランスのロケットにより打ち上げ
(5) ソ連のコスモス衛星、米国のミッション不明の衛星は、技術開発衛星として分類
(6) インテルサットの通信衛星(32個)は、米国の通信衛星として分類

6. 静止衛星打上げ個数(静止化に成功したもののみ)

1985年8月31日現在

国 名 (機関名)	打上げ個数	内 訳					備 考
		通信(放送)	気 象	技術開発	科 学	そ の 他	
米 国	138	114	8	12		4	
ソ 連	44	41(15)		3			
日 本	9	5(2)	3	1			
E S A	8	5	2		1		
仏 / 独	2	2					
英 国	2	2					
イ タ リ ア	1	1					
カ ナ ダ	10	10(1)					
N A T O	6	6					
中 国	1	1					
イ ン ド	3	3					
インドネシア	3	3					
フ ラ ン ス	2	2					
アラブ諸国連合	2	2					
ブ ラ ジ ル	1	1					
メ キ シ コ	1	1					
オーストラリア	1	1					
合 計	234	200(18)	13	16	1	4	

出典：1957～1979年 TRW Space Log
以降 NASA Satellite Situation Report,
Spacewarn Bulletin

7. 衛星放送システム

(1) 衛星放送システムは、放送衛星を宇宙の中継放送局とする放送システムです。

その特徴は

これまで放送サービスが行われていない離島への放送サービスができる。

全国各地の難視聴地域の解消ができる。

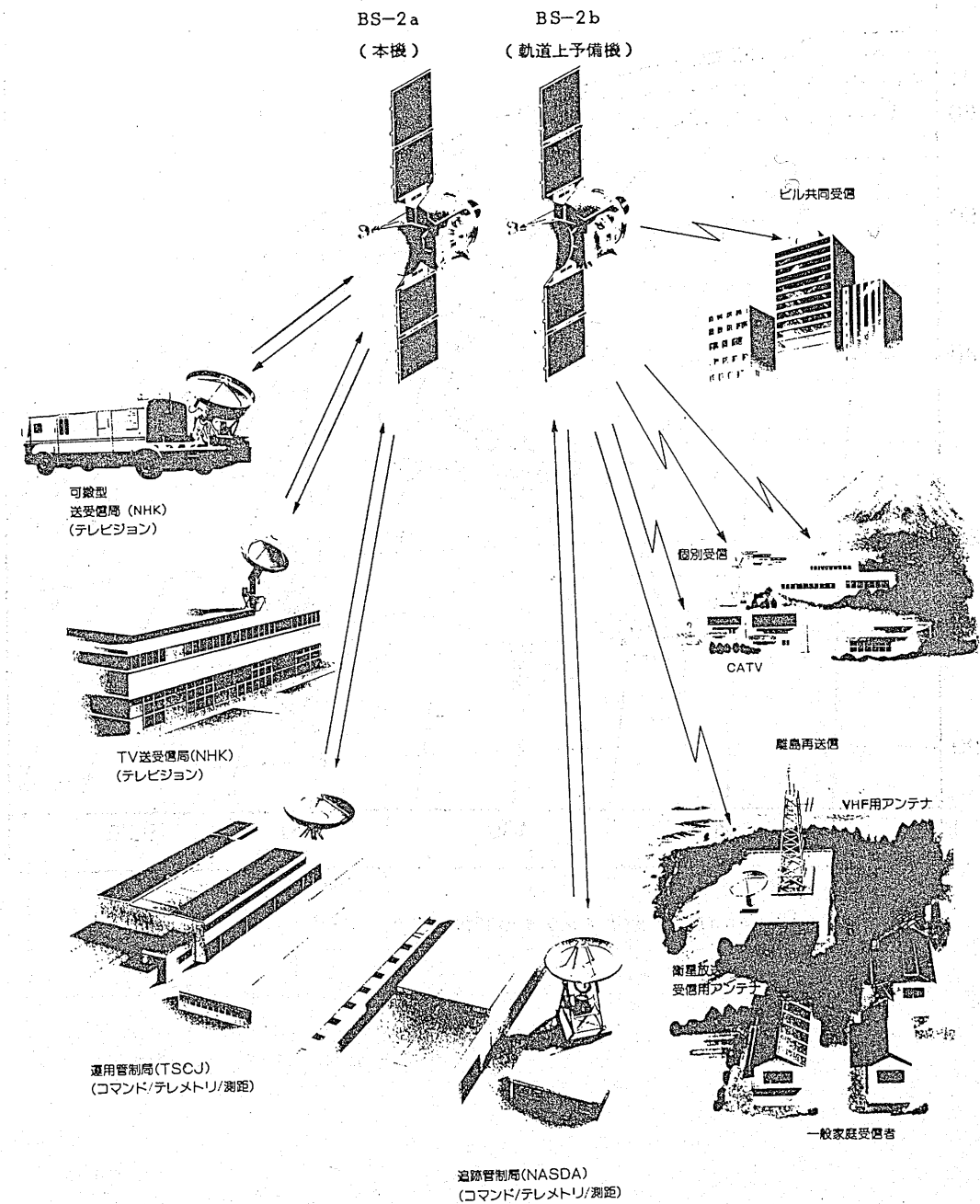
全国一円に同品質の放送品質で放送サービスできる。

などです。

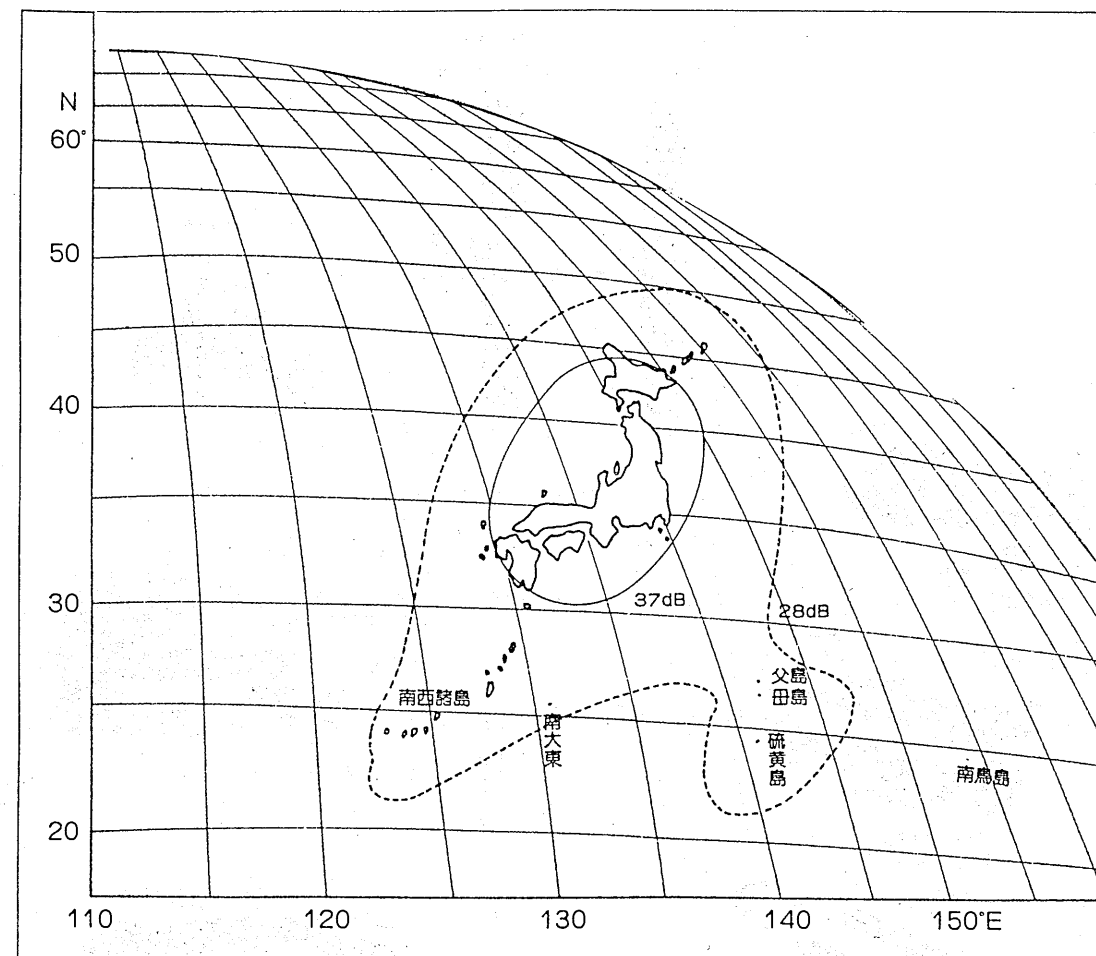
(2) BS-2は、未だテレビジョン放送サービスが行われていない小笠原諸島、南北両大東島を含め、全国各地の難視聴地域の解消及び大都市地域で問題となっているゴースト等の都市難視聴解消に有効な手段として使われるとともに将来のニューメディアとして多様化する放送サービスの開発に役立ちます。

(3) 衛星が東経110度の静止衛星軌道に乗った後BS-2は、まず宇宙開発事業団による各種の機能チェックを受けます。その後、衛星の管理に関しては通信・放送衛星機構(TSCJ)が行い、利用に関してはNHKが2チャンネルのカラーテレビジョン放送に使います。

BS-2 放送衛星システム構成図



BS-2 送信区域



注 37dB、28dB 夫々送信アンテナの利得を示す。

8. 世界各国における放送衛星

(1) 既打上げのもの

国名	衛星名	打上年月	周波数 (GHz帯)	チャンネル数 (1衛星あたり)	送信電力 (ワット/チャンネル)	実験/実用	備考
アメリカ	ATS-6	1974. 5	0.8/2.6	1/2	80/20	実験	1979. 6 実験終了
カナダ	CTS	1976. 1	12	1	200	実験	1979. 11 実験終了
ソ連	EKRAN	1976. 10	0.7	1	200	実用	共同受信
日本	ゆり(BS)	1978. 4	12	2	100	実験	1981. 1 実験終了
ESA	OTS-2	1978. 5	12	6	20	実験	実験継続中
カナダ	ANIK-B	1978. 12	12	4(6)	20	実験	"
"	ANIK-C	1982. 11	12	2(16)	15	準実用/実用	実用58未予定
インド	INSAT-1B	1983. 8	2.6	2	50	実用	共同受信
日本	BS-2a	1984. 1	12	2	100	実用	BS-2b 1986. 2 個別受信
アラブ連合	ARABSAT-1B	1985. 6	2.6	1	50	実用	共同受信
オーストラリア	AUSSAT-1	1985. 8	12	4	30	実用	共同受信

(2) 計画中のもの

国名	衛星名	打上年月	周波数 (GHz帯)	チャンネル数 (1衛星あたり)	送信電力 (ワット/チャンネル)	準実用/実用	備考
西ドイツ	TV-SAT	1986.	12	3	230/260	準実用	5ch 実装
フランス	TDF-1	1986.	12	3	230/260	準実用	5ch 実装
アメリカ	STC-DBS	1986. 10	12	3	200	実用	個別受信
"	RCA-DBS	1987.	12	6	230	実用	個別受信
ESA	Olympus	1987.	12	2	230	準実用/実験	イタリア向/ ヨーロッパ向(方向可変)
スウェーデン	TELE-X	1987.	12	3	230	実用	個別受信
ルクセンブルグ			12	16	45W	実用	個別受信
アメリカ	USSB	1988. 6	12	6	230	実用	個別受信
"	DBSC	1988.	12	4	200	実用	個別受信
"	DVS	1988.	12	6	100	実用	個別受信
日本	BS-3	1990.	12	3	120	実用	個別受信

注 1. 複数個上げられた衛星の打上年月については最初のものだけを示した。

2. 中国等においても衛星の打上げが検討されています。