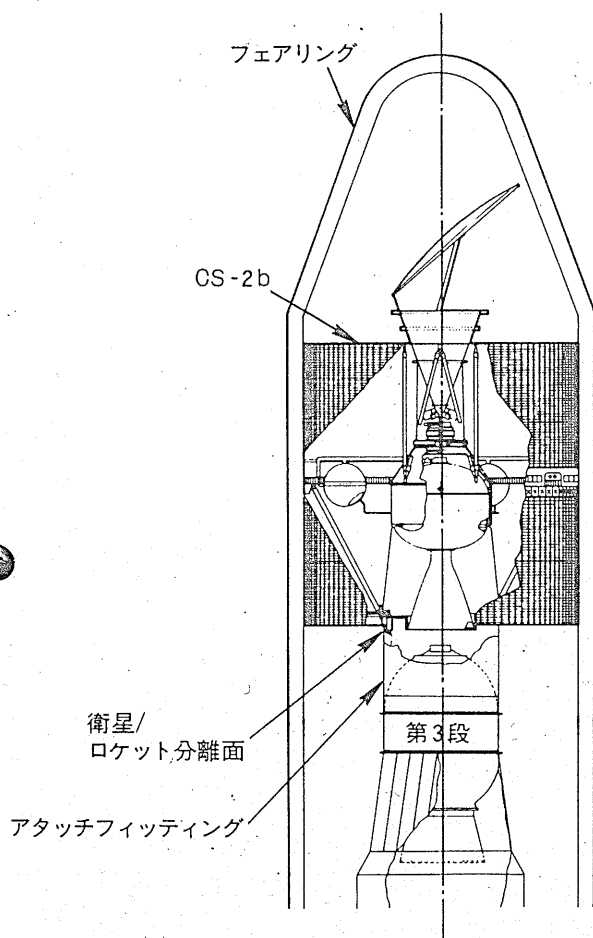


Nロケット11号機(F)による 通信衛星2号-b (CS-2b) の 打上げ及び追跡管制について



昭和 58 年 6 月



宇宙開発事業団

Nロケット11号機(F)による通信衛星
2号-b(CS-2b)の打上げ及び追跡
管制についての正誤表

頁	項 目	誤	正
2	上から7行目	慣性誘導方式第3段	慣性誘導方式, 第3段
5	通信衛星2号 (CS-2a)の軌道	静止位置 東経130度 付近	静止位置 東経132度
"	通信衛星2号 (CS-2b)の軌道	静止位置 東経135度 付近	静止位置 東経136度
6	通信衛星3号 (CS-3a)の軌道	静止位置 東経132度 付近	静止位置 東経132度
"	通信衛星3号 (CS-3b)の軌道	静止位置 東経136度 付近	静止位置 東経136度
10	○種子島宇宙センタ ーの電話	09973-6-1240(代)	09972-6-1240(代)
"	○増田追跡管制所の 電話	09973-2-1990	09972-7-1990
"	○角田ロケット開発 センター	角田ロケット開発室	角田ロケット開発セン ター
53	下から 6行目	試験点験	試験点検
81	下から 9行目	アセション局	アセンション局
"	下から 7行目	グリーンベルト局	グリーンベルト局
85	第8-2表 通信衛星 2号-b(CS-2b) 追跡管制計画表	周 回 導	周 回 等
97	5. 国別, 種類別人 工衛星打上げ成功数	6. 国別, 種類別人工衛 星打上げ成功率	5. 国別, 種類別人工衛 星打上げ成功数
115	さくら 2号a (CS-2a)の 打上げ年月日	8 3. 1 2. 4	8 3. 2. 4

1. N-I、N-II、H-I計画の概要について	1
2. 通信衛星2号-b(CS-2b)の打上げ及び追跡管制の計画概要 について	7
3. 打上げ及び追跡管制の全システムについて	9
4. 通信衛星2号-(CS-2)について	11
4.1 概 要	11
4.2 衛星ミッション	11
4.3 構成・諸元	11
4.4 開発の経緯	17
5. N-IIロケットについて	19
5.1 概 要	19
5.2 性能・諸元	21
5.3 各段の説明	25
5.4 誘導・制御	43
5.5 分離機能	47
6. 射場システムについて	49
6.1 種子島宇宙センターの概要	49
6.2 種子島宇宙センター各系の概要	52
6.3 小笠原追跡所の概要	59
6.4 クリスマス移動追跡所の概要	60

7. 打上げの実施について	61
7.1 打上げ隊の組織	61
7.2 発射整備作業	63
7.3 打上げ方式	67
7.4 打上げに伴う安全確保	74
8. 通信衛星2号-b (CS-2b) の追跡管制について	78
8.1 追跡管制システム	78
8.2 追跡管制組織	84
8.3 追跡管制の実施	84
[参 考]	
1. 予算の推移	95
2. 資本金構成	95
3. 職員数の推移	95
4. 我が国の人工衛星一覧	96
5. 国別、種類別人工衛星打上げ成功数	97
6. 静止衛星打上げ個数	98
7. 衛星通信システム	99
8. 通信衛星打上げ年表	103

1. N-I, N-II, H-I計画の概要について

宇宙開発事業団は、その前身である科学技術庁宇宙開発推進本部の業務を引き継ぎ、人工衛星打上げ用ロケットの開発に必要な基本技術を修得するため、誘導制御技術及び液体ロケット技術に重点を置きつつ、JCR型ロケット、LS-C型ロケット及び試験用ロケットの開発並びに飛行試験を実施するとともに、これらのロケットの開発や飛行試験で得られた成果及び日米交換公文に基づき米国から導入したソーデルタロケットの技術を組み合わせてN-Iロケットを開発しました。

N-Iロケットは、重量約130 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、昭和50年9月9日技術試験衛星I型(ETS-I)「きく」を打ち上げて以来、我が国の実用分野における人工衛星打上げの主力機種として活躍し、7個の衛星を打ち上げました。

このN-Iロケット及びN-Iロケットを利用した各種人工衛星の開発計画を、N-I計画といいこの計画は昭和57年9月3日に打ち上げた技術試験衛星III型(ETS-III)「きく4号」の運用を最後に終了します。

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、試験をもとに打ち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計画といいます。

N-IIロケットは、重量約350 kg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11日技術試験衛星IV型(ETS-IV)「きく3号」(テストフライト)を打ち上げて以来、静止気象衛星(GMS-2)「ひまわり2号」及び通信衛星2号-a(CS-2a)「さくら2号-a」を打ち上げました。宇宙開発事業団は、今回このN-IIロケットを用いて、通信衛星2号-b(CS-2b)を打ち上げ、引き続き放送、気象及び観測衛星を打ち上げ経済・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う。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、当初重量約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60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。

第1-1表 人工衛星打上げスケジュール

年度	50	51	52	53	54	55	56	57	58	59	60	61	62	63
N-I計画	ETS-I ISS 9.9 2.32	ETS-II 2.23	ISS-b 2.16	ECS-b 2.6	ECS-b 2.22			ETS-III 9.3						
GMS-CS-BS計画			GMS CS BS デルタデルタデルタ 7.14 12.15 4.8 (米国に打上げ依頼)											
N-II計画						ETS-IV TF 2.11 8.11	GMS-2 9.14 1.15 8.2	CS-2a 2.4	CS-2b 9.14 1.15 8.2	GMS-3 9.14 1.15 8.2	BS-2b 9.14 1.15 8.2	MOS-I 9.14 1.15 8.2		
H-I計画													ETS-V CS-3a TF (2段式)	CS-3b BS-3 TF (3段式)
宇宙実験計画														FMPT

(凡例) ④ 打上げ済み ⑤ 打上げ予定(打上げ予備を含む) (昭和58年3月16日決定の宇宙開発計画に基づく)

衛星名称等	ETS-I	ISS-b	ETS-II	GMS	CS	BS	打上げ済み	打上げ予定(打上げ予備を含む)	(昭和58年3月16日決定の宇宙開発計画に基づく)
技術試験衛星I型	④								FMPT
電離層観測衛星		④							第一次材料実験(First Material Processing Test)
技術試験衛星II型			④						試験飛行(テスト・フライト)
静止気象衛星				④					TF
実用中容量静止通信衛星					④				(注)ペイロードに測地実験機能を付する
実験用中型放送衛星						④			
									通信衛星3号
									放送衛星3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 　　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」	宇宙開発事業団が最初に打ち上げた試験衛星。ロケットの打上げ技術を確認し、衛星の追跡管制技術を習得するとともにアンテナの伸展実験、衛星環境の測定などを行った。	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」	電離層の観測を行い、短波通信に関する予報の精度向上が目的であったが、(ISS)は打上げ1か月後、交信が途絶えた。このため同じ目的で予備機(ISS-b)を再度打ち上げた。	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」	静止衛星打上げ技術の習得、姿勢制御機能の試験、搭載機器の機能試験などを行った。我が国初の静止衛星。	重量：約130kg 形状：直径約140cm、高さ約90cmの円筒形	静止静星軌道(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」	静止衛星の打上げ技術、追跡管制技術、姿勢制御技術等を確立するとともに、静止衛星によるミリ波通信実験などを行うことが目的であったが、(ECS)、再度打ち上げた予備機(ECS-b)のいずれもアポジモータ点火後交信が途絶えた。	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」	三軸制御機能の確認、太陽電池パドル展開機能の確認、搭載実験機器の機能試験など大電力を必要とする人工衛星等に共通な技術の開発に資する。	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	運用中
GMS・CS・BS計画	静止気象衛星 (GMS) 「ひまわり」	世界気象機関と国際学術連合会議が共同で行う地球大気開発計画(GARP)に参加し、静止衛星による雲画像の観測などを行い、天気予報精度の向上を図るなど気象業務の改善に資された。	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)	昭和56年12月以降軌道上で待機
	実験用中容量静止通信衛星 (CS) 「さくら」	大容量通信衛星の打上げに至る過程として衛星システムによる準ミリ波通信実験、衛星通信システムの運用技術の確立などに資している。	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)	運用中
	実験用中型放送衛星 (BS) 「ゆり」	大型放送衛星の打上げに至る過程として、衛星システムを用いた画像及び音声の伝送実験、放送衛星システムの運用技術の確立などに資された。	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	後期利用中
	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140度 周期 約24時間	昭和56年8月11日 N-II ロケット	運用中
	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130度付近 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)	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135度付近 周期 約24時間	昭和58年度 N-II ロケット	開発中
	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年度 N-II ロケット	開発中
	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300kg 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年度 N-II ロケット	開発中
	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認する。	重量：約750kg 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

●ハイ計画

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675kg 形状：太陽光反射鏡及 びレーザー反射体を装着 した球体	高度約1,500km円軌道 傾斜角 約50° 周期 約116分	昭和60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認し、次期実用衛星開発に必要な自主技術の蓄積を図り、併せて移動体通信実験を行う。	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	開発着手
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：検討中	静止衛星軌道(高度約36,000km) 静止位置 東経132度付近 周期 約24時間	昭和62年度 H-Iロケット	開発着手
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：検討中	静止衛星軌道(高度約36,000km) 静止位置 東経136度付近 周期 約24時間	昭和63年度 H-Iロケット	開発着手
放送衛星3号 (BS-3)	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。	検討中	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63年度頃 H-Iロケット	開発研究中

第1-3表 宇宙実験計画

ミッション名	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)	NASA/ESAで開発中のスペースシャトル/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1/2~1/3のスペースを借りきる。 (ダブルラック3個の予定)	軌道の種類：円 高度：約3000km 傾斜角：28.5°	昭和62年度 (目標)	○実験テーマ62件が第一次選定済み(55.3.26) ○第二次実験テーマ選定は58年度中頃の予定
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 ⁻⁶ 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)	8号機、11号機及び12号機は回収できたが、9、10号機は回収できなかった	

2. 通信衛星2号-b(CS-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

通信衛星2号-b(CS-2b)/Nロケット11号機(F)の打上げ及び追跡管制は、衛星を赤道東経約136度の静止衛星軌道に投入することにより、通信衛星に関する技術の開発を進めるとともに、利用機関における通信需要に応じ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 山内正男

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 大澤弘之

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1712-1

・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電信電話公社の協力を受けます。

2.5 打上げ期間及び日時

昭和58年8月6日(土)から昭和58年9月19日(月)までとし、各機種別の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 11号機(F)	8月6日(土)	8月7日(日)から	5:10～ 6:10 (8月6日～9月4日)	固体補助ロケット 5:10～ 6:16 第1段及び衛星フェアリング 5:22～ 6:32
		9月19日(月)まで	19:15～20:15 (9月5日～9月19日)	固体補助ロケット 19:15～20:21 第1段及び衛星フェアリング 19:27～20:37
TT-500A型 ロケット13号機	8月13日(土)	8月14日(日)から 9月19日(月)まで	8:00～ 8:30 又は 11:30～12:00	第1段 8:02～ 8:33 又は 11:32～12:03 第2段 8:09～ 8:40 又は 11:39～12:10

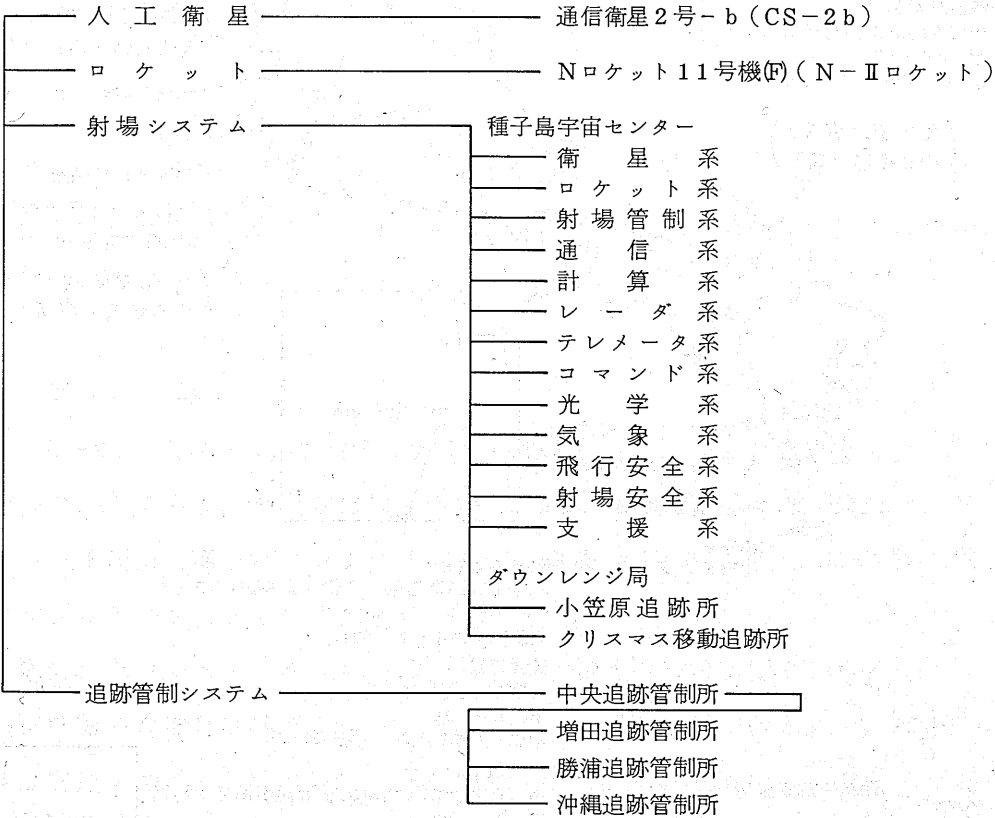
(注) Nロケット11号機(F)及びTT-500A型ロケット13号機の打上げ予備日の期間のうち、8月27日(土)から9月19日(月)までの期間における打上げについては、宇宙科学研究所の打上げが行われない日を選び実施します。

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表に示すように体系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。

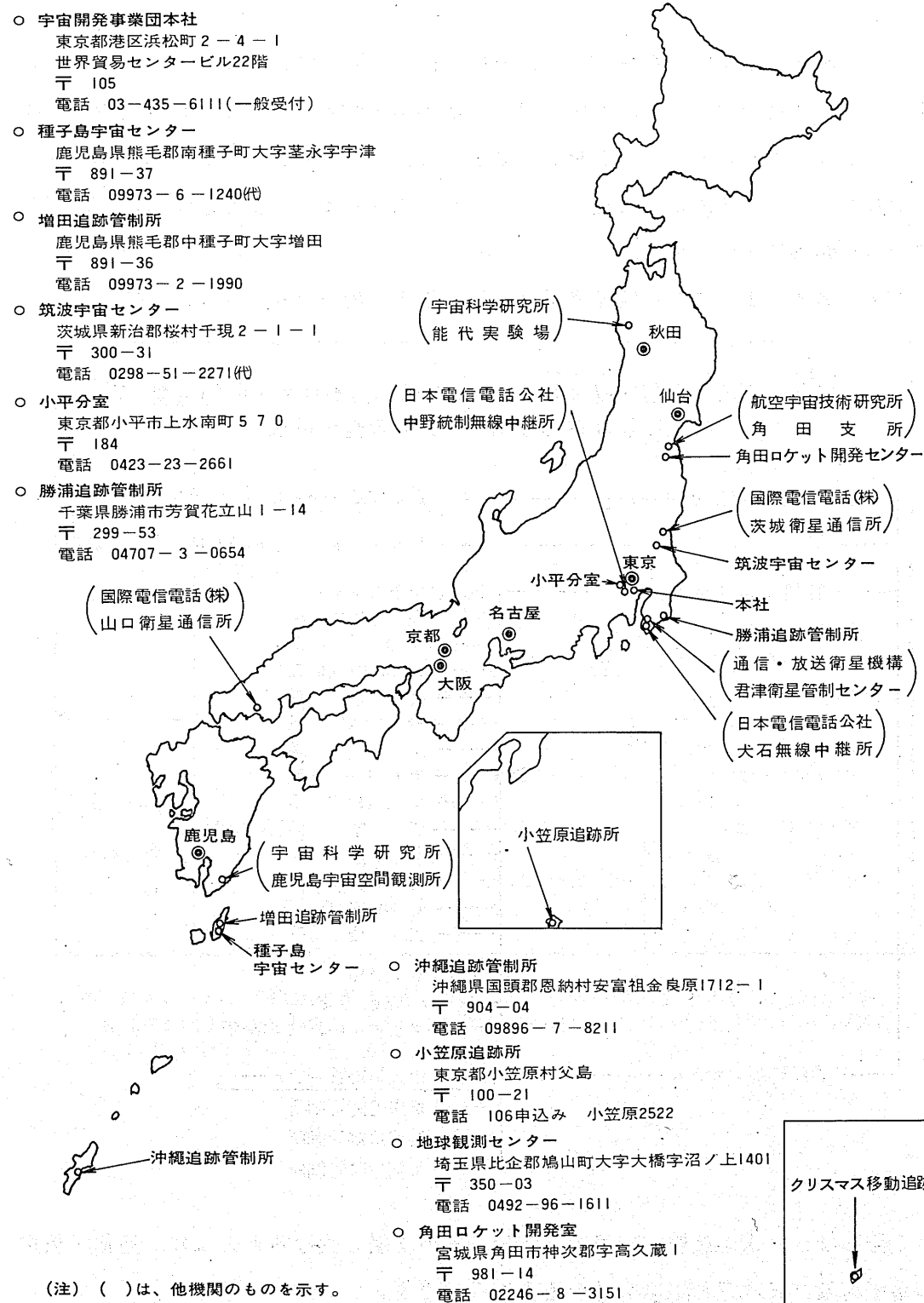
また、第3-1図に宇宙開発事業団の諸施設等の配置を示します。

第3-1表 通信衛星2号-b(CS-2b)/Nロケット11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電信電話公社の協力を受けます。

第3-1図 宇宙開発事業団事業所等所在地



4. 通信衛星2号(CS-2)について

4.1 概要

CS-2は、通信衛星に関する技術の開発を進めるとともに、利用機関における通信需要に応じることが主目的とした衛星で、昭和52年12月に打ち上げられた実験用中容量静止通信衛星(CS)とほぼ同様の性能を持った衛星です。CS-2はCS-2aとCS-2bの2機で一組となっており、CS-2aは昭和58年2月4日に打ち上げられ東経132度に静止し、CS-2bは同年8・9月期に打ち上げられ東経136度に静止する予定です。CS-2は、静止衛星軌道上にあって、準ミリ波、マイクロ波帯の周波数を用いた衛星通信システムを構成します。また、近い将来予想される通信衛星の大型化や大容量化に備え、通信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

準ミリ波帯及びマイクロ波帯の周波数を用いて、非常災害時通信、離島通信等の国内公衆通信及び公共業務用通信に供するとともに通信衛星に関する技術の開発に資することを目的としています。

4.3 構成・諸元

CS-2は、第4-1図に示すように機械的デスパンアンテナを搭載したスピン安定型の衛星であり、衛星本体は、直径219cm、高さ206cmの円筒形で、ソーラアレー下端から通信用アンテナ上端までの全高は326cmです。この形状はN-IIロケットのフェアリングに適合しています。

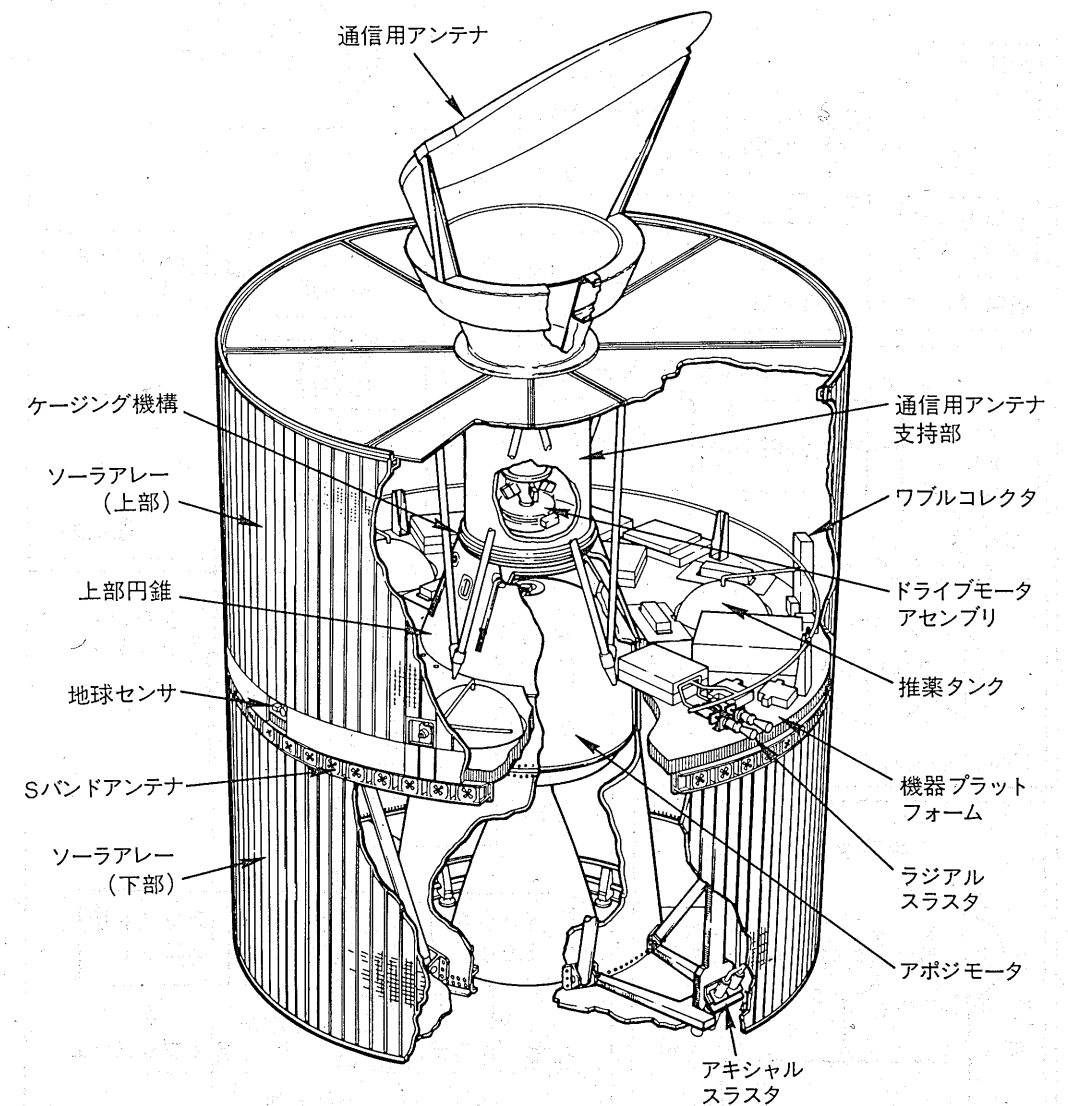
電力を発生するソーラアレーは、衛星の円筒外周に取り付けられています。衛星搭載機器の大部分は機器プラットフォーム上に配置されています。中央部円筒の上端はドライブモータアセンブリを支持し、下端はアタッチフィッティングを介して打上げロケットに結合されています。準ミリ波帯(Kバンド)、マイクロ波帯(Cバンド)共用のアンテナはドライブモータアセンブリに取り付けられています。Sバンドアンテナは円筒外周の中央部分に帯状に配列されています。

CS-2は、第4-2図に示すように次のサブシステムから構成されています。

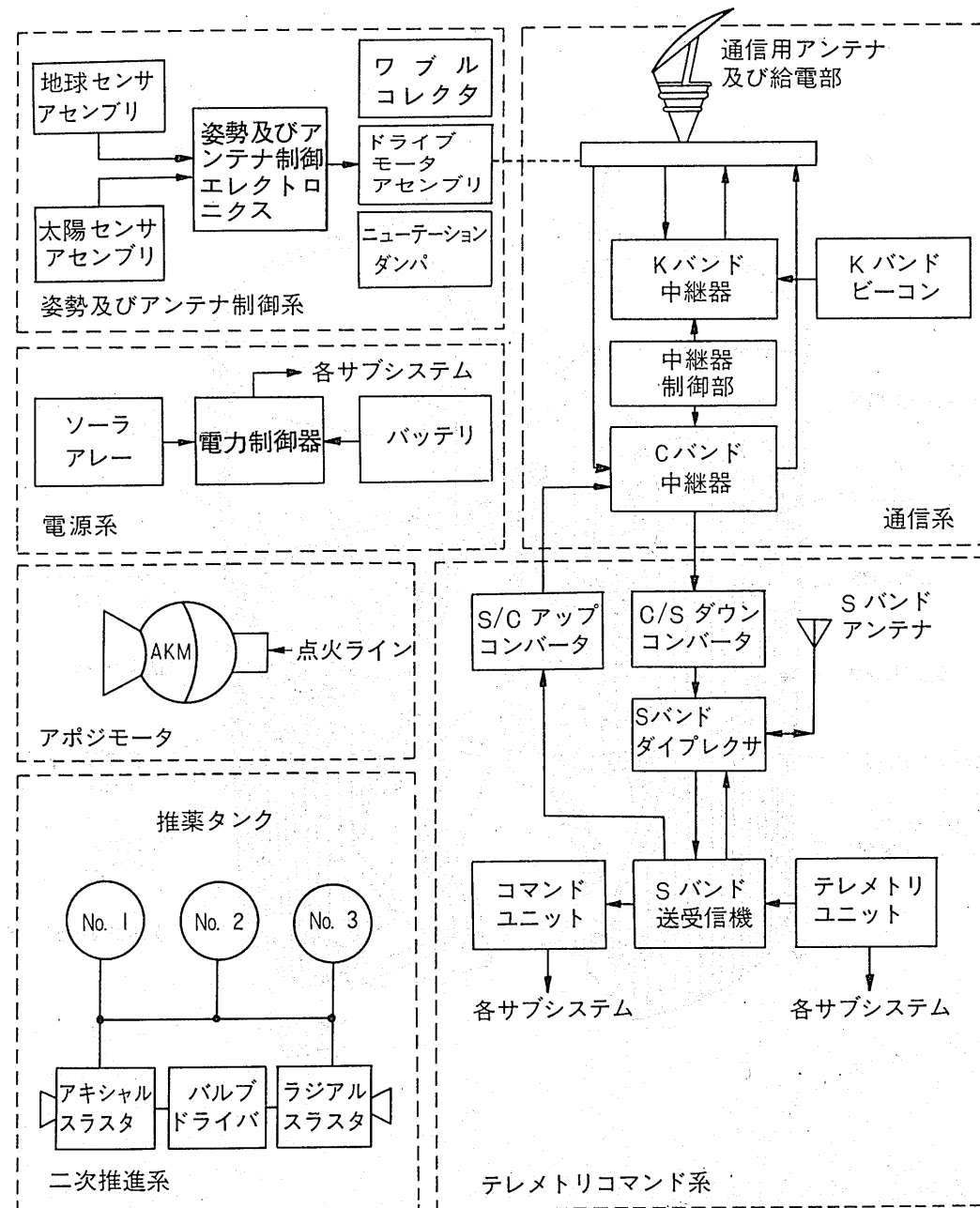
- 通信系（通信用アンテナ及び通信用中継機）（COMM）
- テレメトリ・コマンド系（TT & C）
- 電源系（EPS）
- 姿勢及びアンテナ制御系（AACS）
- 二次推進系（RCE）
- アポジモータ（AKM）
- 構 体（STR）
- 熱制御系（TCS）

また、CS-2の諸元は、要約すると第4-1表のとおりです。

第4-1図 概観図



第4-2図 CS-2構成図



第4-1表 CS-2の諸元(1/2)

項目	機能	性能
形状	N-II ロケットのフェアリングに適合	直径219cm、高さ206cmの円筒形 通信用アンテナを含む高さは326cm。
重量	N-II ロケットの打上げ重量に適合	約670 kg (打上げ時)
姿勢安定	スピン安定方式	スピン率 90±9 rpm 慣性モーメント比 1.05 以上
通信系	Kバンド6系統 Cバンド2系統 Kバンドビーコン 多周波数共用成形ビームデスパンアンテナ Kバンド上り/下り回線周波数 30/20 GHz 帯 Cバンド上り/下り回線周波数 6/4 GHz 帯	アンテナ利得 Kバンド 33 dB 以上(日本本土) Cバンド 25 dB 以上(日本全土) 中継器性能 G/T EIRP 帯域 (dB/K)(dBW)(MHz) Kバンド -3.8 37.0 130 Cバンド -6.0 29.5 180
テレメトリコマンド系	STDN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バンド受信信号をSバンド信号に変換するダウンコンバータ Sバンド信号をCバンド送信信号に変換するアップコンバータ 測距方式 トーン/PM ノンコヒーレント、サイドトーンレンジング方式 テレメトリ PCM/PSK/PM ビットレート 250ビット/秒 容量 64ワード/フレーム コマンド PCM/PSK-AM/PM ビットレート 128ビット/秒 容量 168コマンド	Sバンド Cバンド 受信周波数 2.1 GHz 帯 6.2 GHz 帯 送信周波数 2.3 GHz 帯 4.0 GHz 帯 送信出力 1 W 20 mW 変調指数 0.56 rad (O-P) 変調指数 0.8 rad (O-P) 変調指数 0.4 rad (O-P)

第4-1表 CS-2の諸元(2/2)

項 目	機 能	性 能
電 源 系	衛星外周の主電力供給ソーラアレー及びバッテリー充電制御アレーにより日照時に所要の電力を供給する	発生電力 秋分 夏至 寿命初期 543 W 477 W 3 年 後 479 W 423 W 5 年 後 462 W 409 W
	容量12 AHのNiCdバッテリー2台により食時に所要の電力を供給する シャントレギュレータによる主バス電圧の安定化	放電深度 55%以下 バス電圧 29.4 ± 0.2 V DC
姿 勢 及 び アンテナ制御系	地球幅、太陽角及びスピン率による姿勢決定(地球センサ及び太陽センサ使用) 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 ワブルコレクタ アンテナ指向精度	太陽角 ± 87° 地球幅 4° ~ 23° アンテナバイアス ± 4° (東西方向) ステップ角度 ± 0.03° 減衰時定数 15分以下 慣性主軸調整範囲 0.2° 半頂角 0.3° の円錐内
	二次推進系	ヒドラジンモノプロペラント方式 推力2.26kgf(22.2N)、推進タンク容量52.2kg、90msecパルスモード又は60sec連続噴射モード(アキシャルスラスト)
ア ポ ジ モ ー タ	STAR-27 固体モータ	全 推 力 9.68×10 ⁴ kgf-sec (9.49×10 ⁵ N-sec)
熱 制 御 系	受動形、一部ヒータ使用	
構 体	中央円筒部構造に支持されたプラットフォーム上に機器を配置 打上げ時、デスパンアンテナを固定するケーシング機構	各部の余裕安全率0以上 打上げ時の環境条件に耐える
	軌 道 保 持	保持精度 静止位置 { 132° E (CS-2a) 136° E (CS-2b) 緯度方向 ± 0.1° 以内 経度方向 ± 0.1° 以内
寿 命	3年以上5年目標	3年後の残存確率 0.75以上

4.4 開発の経緯

CS-2の計画は、昭和53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。

その後、宇宙開発委員会によるCS-2計画の承認に基づき、CS-2を開発するに当たり、昭和53年度に日本電信電話公社では通信系ミッション機器(中継器及びアンテナ)EMに関するインタフェース調整、宇宙開発事業団ではCS-2開発のための設計検討を実施することとなりました。

昭和54年度には宇宙開発事業団はCS-2の基本設計を、日本電信電話公社は通信系ミッション機器EMの製作試験を行うこととなりました。

この間、昭和54年6月、通信・放送衛星機構法が成立し、7月に施行され、通信・放送衛星機構は、昭和54年8月に郵政省から認可を受け、発足しました。

通信・放送衛星機構の発足により、CS-2の開発は通信・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・放送衛星機構負担分については宇宙開発事業団が通信・放送衛星機構より委託を受けて行うこととなりました。

CS-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。

第4-2表 通信衛星2号の開発スケジュール

年度	53				54				55				56				57				58			
	4	6	8	10	12	2	4	6	8	10	12	2	4	6	8	10	12	2	4	6	8	10	12	2
項目																								
主要イベント																								
設計																								
プロトタイプモデル(PFM)																								
フライトモデル(FM)																								
中継器 PFM及びFM																								

5. N-II ロケットについて

5.1 概 要

N-I 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AJ 10-118 F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、アブレーション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、打上げ要員の訓練等を行い、昭和56年2月11日に技術試験衛星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11日、静止気

象衛星2号(GMS-2)「ひまわり2号」を打上げ、さらに昭和58年2月4日、通信衛星2号-a(CS-2a)「さくら2号-a」の打上げに成功しました。

N-IIロケットは、今回の通信衛星2号-b(CS-2b)に引き続いて、放送衛星2号(BS-2a、BS-2b)、静止気象衛星3号(GMS-3)及び海洋観測衛星1号(MOS-1)の打上げに利用される予定になっています。

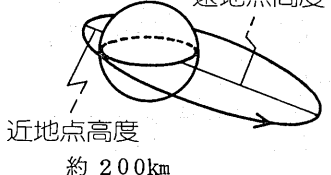
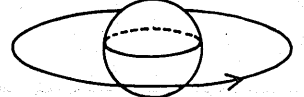
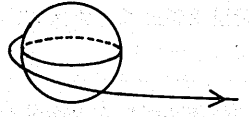
5.2 性能・諸元

5.2.1 打上げ可能な衛星の軌道と重量

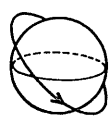
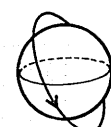
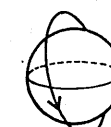
N-IIロケットは、下表に示すように用途に応じたいろいろな軌道に人工衛星を打ち上げることができます。

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		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	2,000	各種観測 技術試験
	600	1,800	
	1,000	1,600	
	1,500	1,400	
軌道傾斜角 50° 	300	1,500	測地 航行援助
	600	1,350	
	1,000	1,150	
	1,500	1,000	
軌道傾斜角 70° 	300	1,400	地球観測 航行援助
	600	1,250	
	1,000	1,050	
	1,500	900	
太陽同期軌道 注2) 軌道傾斜角 	99°	900	気象観測 地球観測
	100°	1,100	
	102°	1,500	

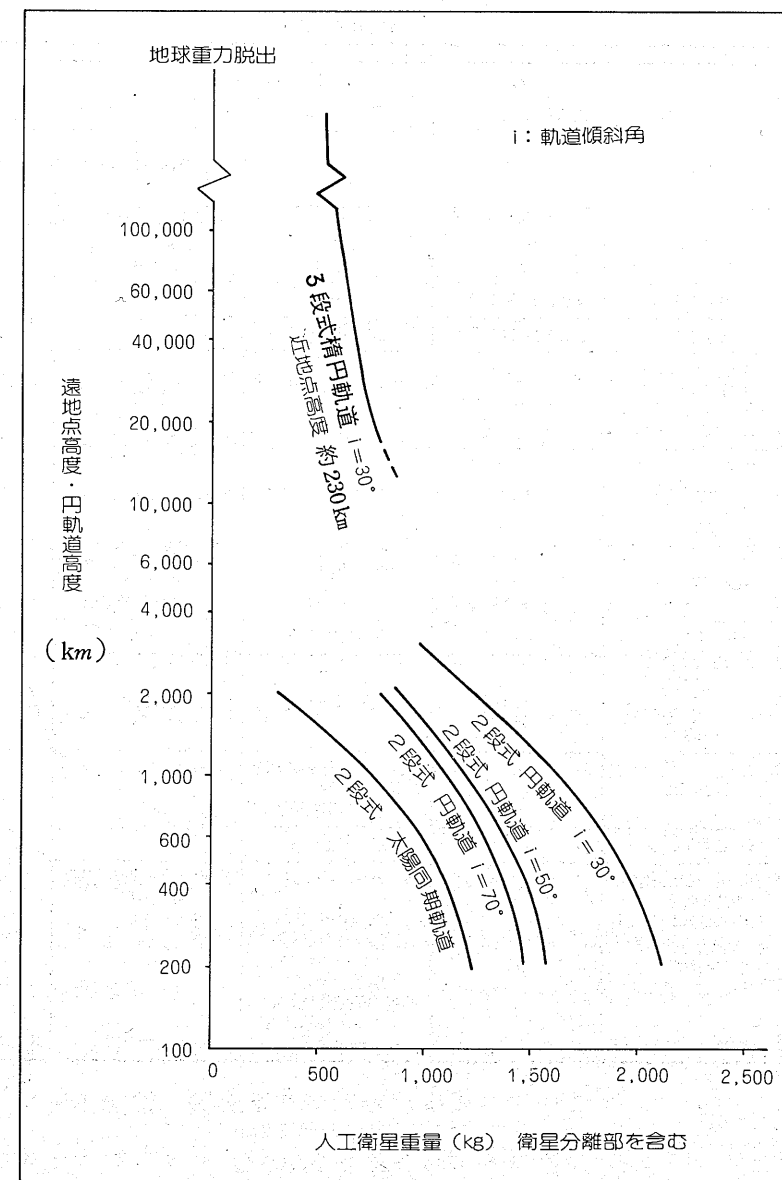
注1) 2段式N-IIロケットは、第3段固体ロケットモータをとりはずしたもので、スピンをかける必要がなく、人工衛星にとって望ましい姿勢で分離でき、また軌道投入精度が高いなどの特長をもっています。

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(4号機)

全 段	
全 長(m)	35.36
外 径(m)	2.44
全備重量(t)	135.4(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	2.09 (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)	86.57*1	40.31(9本分)	6.68	1.25*2	0.60
推進薬重量(t)	81.67	33.73(9本分)	5.80(最大)	1.05	
平均推力(t)	メインエンジン 77.1*3 バーニアエンジン 0.49×2*3	142(6本分) *3 *5	4.57*4	6.79*4	
燃焼時間(s)	メインエンジン 272 バーニアエンジン 278	38	396	44	
推進薬種類	液体酸素/RJ-1	ポリブタジエン系 コンボジット 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 コンボジット 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 249*3 バーニアエンジン 209*3	238*3	315*4	283*4	
姿勢制御	ビッチ・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 スピンテーブルを含む。
- *3 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。

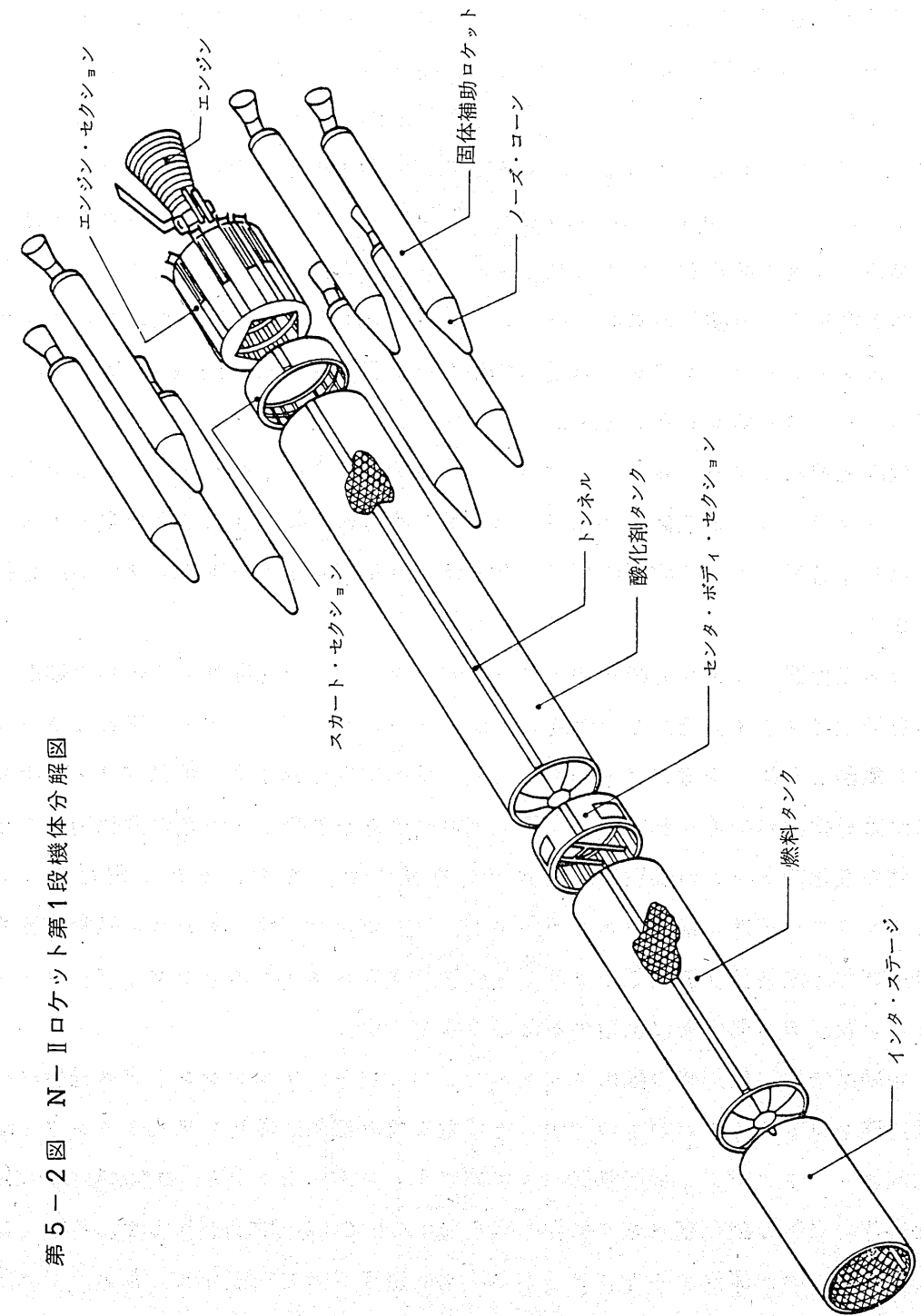
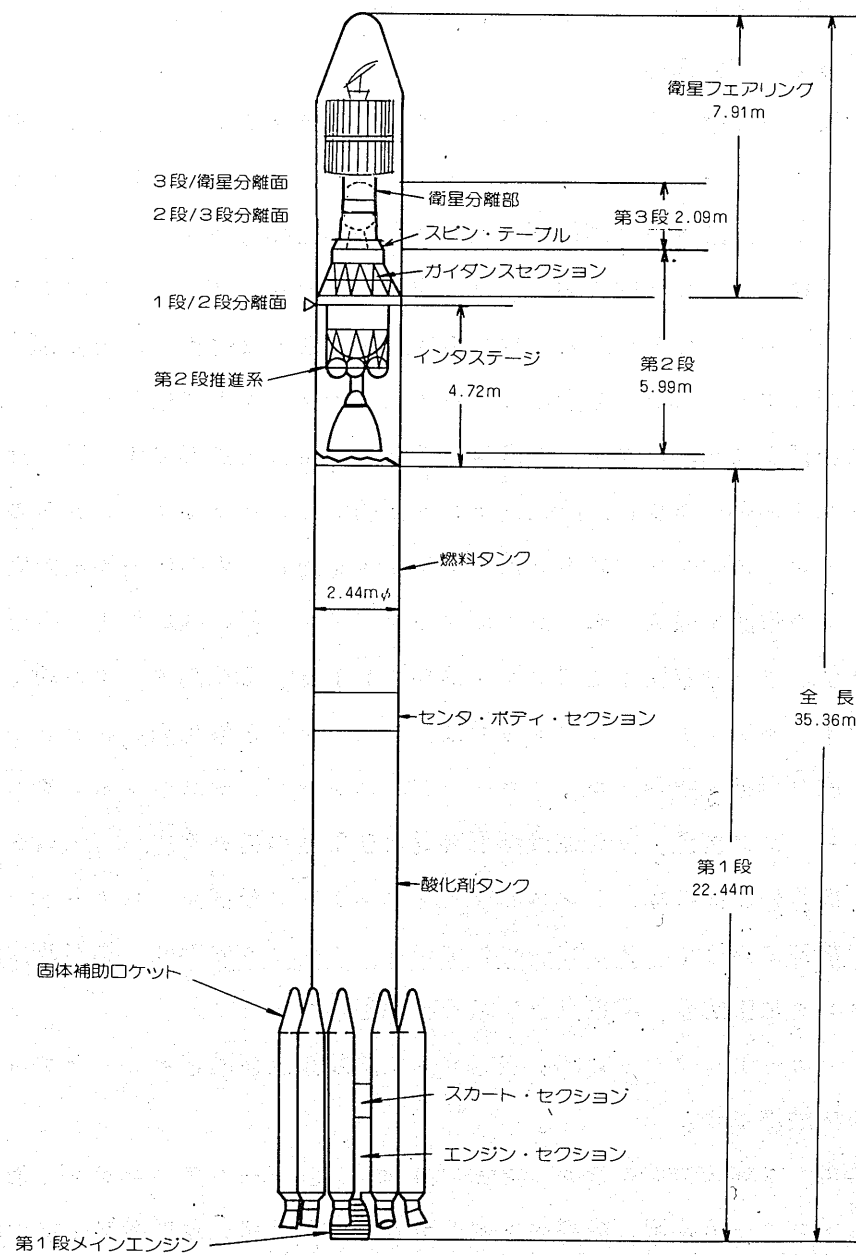
機体外側面には、トンネルがインタステージ後部からスカートセクション後部にかけて、2本装着されており、トンネル内部は、燃料及び酸化剤タンク加圧配管、配線束及び爆破線が通っています。

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・液体酸素充てん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、バ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77ton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。

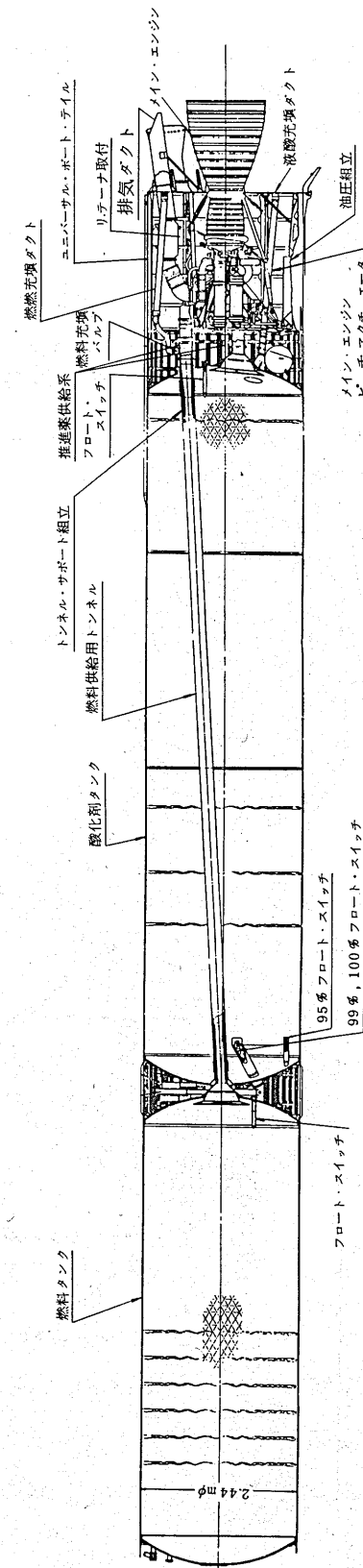
メインエンジン（第5-4図）は、潤滑系統、ニューマチック系統、ガス発生器、始動系統、推進薬供給系統から構成される単独始動の固定推力形式で、再始動及び推力調整を行う機能は有していません。メインエンジンは油圧駆動アクチュエータによりジンバリングを行い機体の姿勢を制御することができます。第5-5図に同エンジンの外觀図を示します。

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。ニューマティック系統は、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。

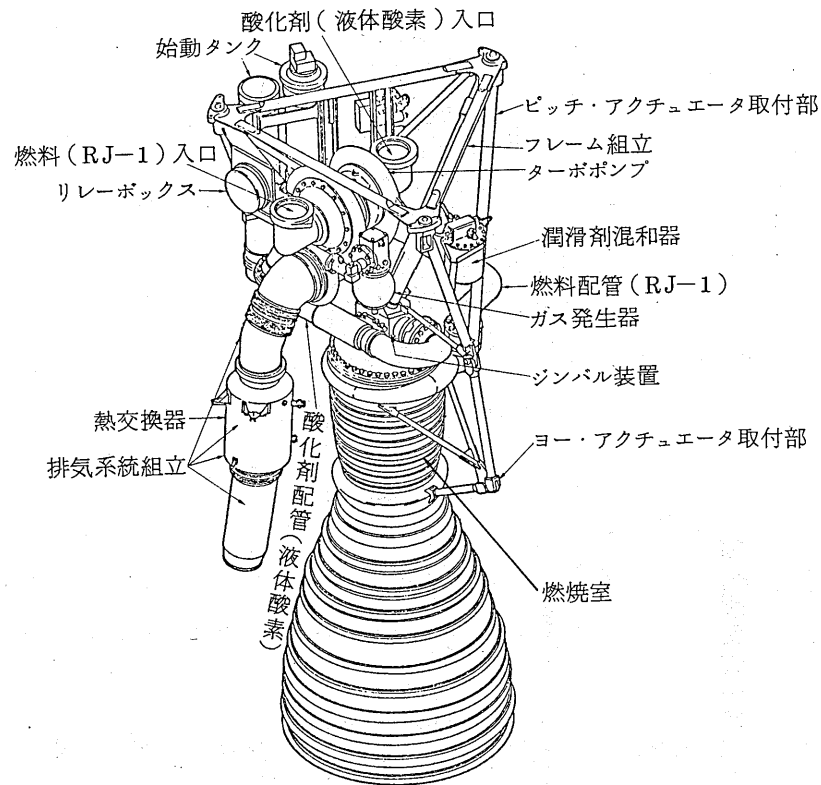
ガス発生器は、燃料と酸化剤でターボポンプタービンを駆動するための燃焼ガスを発生させます。発生した燃焼ガスは、ターボポンプタービンへ流れ、タービンを駆動した後、排気ダクトを通して大気中へ排気されます。排気ダクトの手前には熱交換器が装着されていて、排気ガスの余熱を利用して少量の酸化剤から機体側の酸化剤タンクの加圧用の酸素ガスを発生させます。また、飛行中の燃料タンクの加圧は、窒素ガスで行います。ターボポンプは、タービン駆動の遠心ポンプで、燃料及び酸化剤をそれぞれのタンクからメインエンジン、バーニアエンジン及びガス発生器に供給するためのものです。

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てんは機体の燃料、酸化剤タンクに推進薬を充てん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。

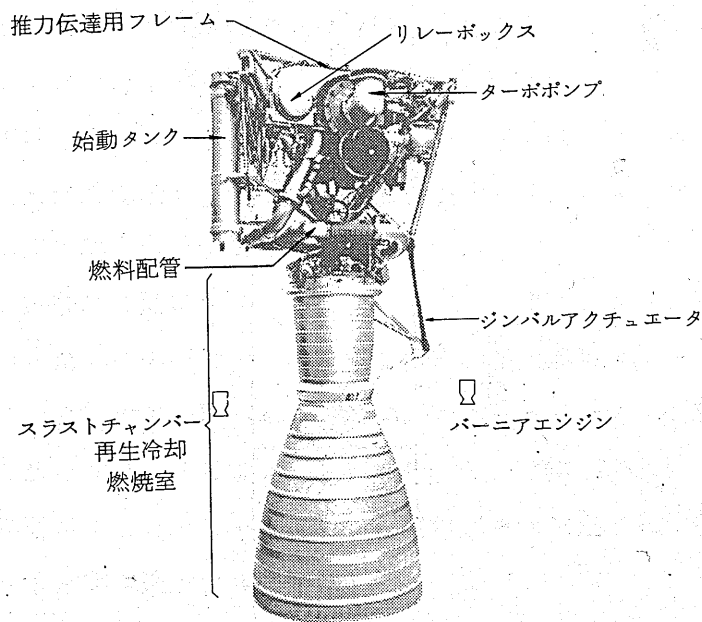
第5-3図 第1段推進系統



第5-4図 第1段液体ロケットエンジンの概要図



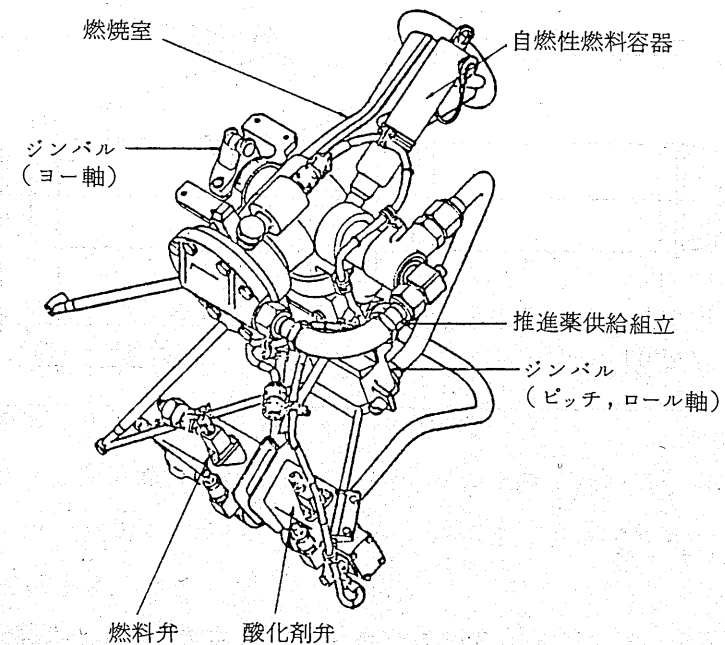
第5-5図 第1段液体ロケットエンジン（MB-3）の外観図



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ーで開始させて、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

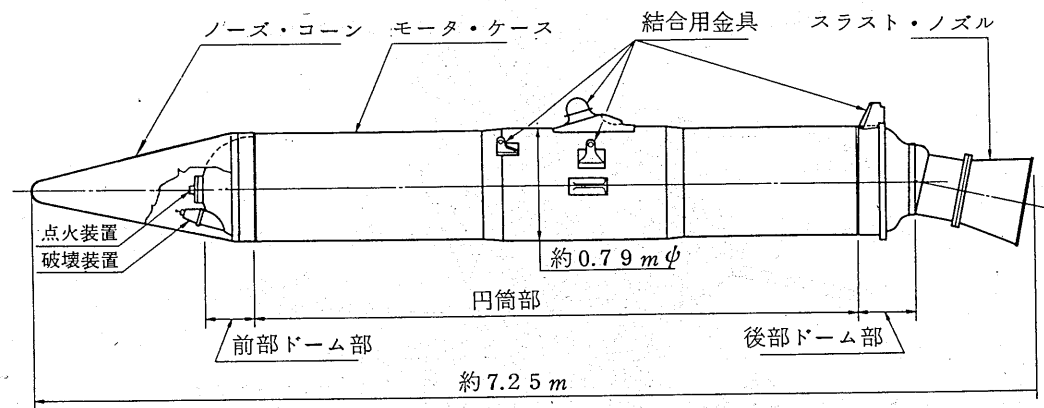
第1段電気系統は、主として第1段機体に搭載された各種の電気及び電子機器へ直流電力を供給します。また、外部電源と内部電源の切換リレーを有し、地上における操作及び点検の間、エンジンセクションに取り付けられたアンビリカルコ

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。

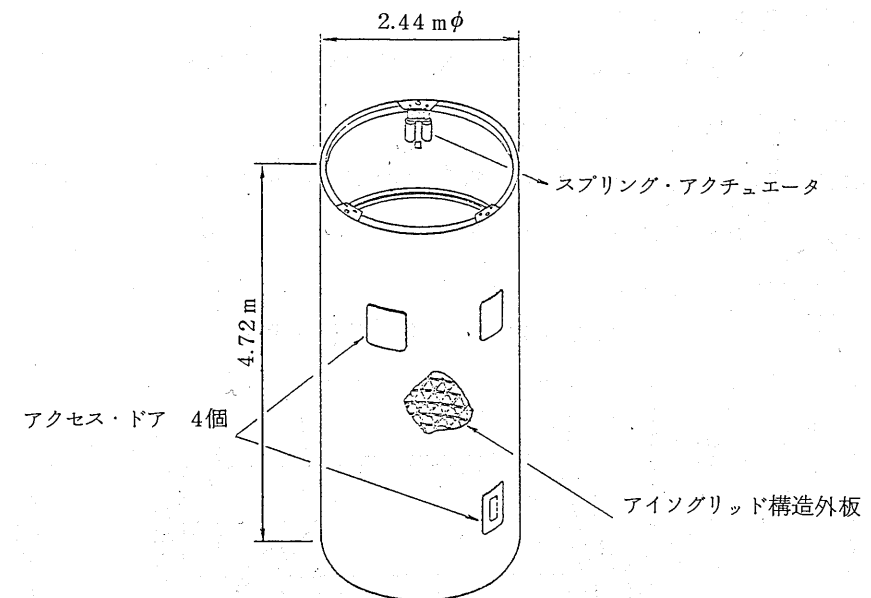
第5-7図 固体補助ロケット (SOB) の概要図



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。

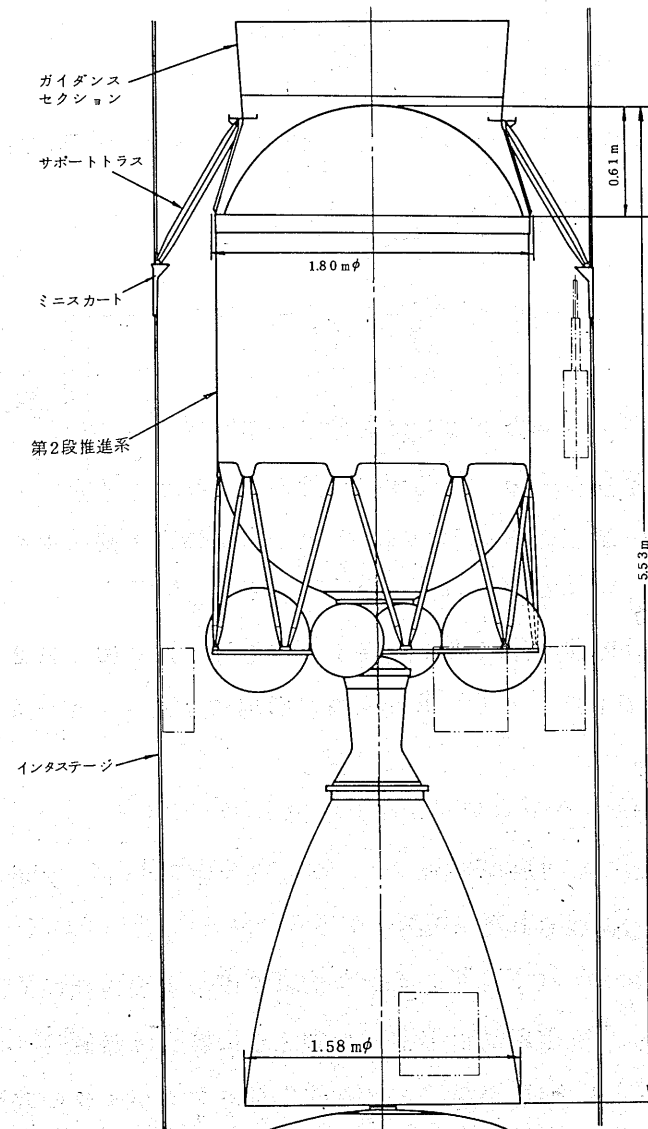
ガイダンスセクションは、N-IIロケット第2段の主要電装品(誘導機器、テレメータ送信装置、指令破壊受信装置、制御電子機器電源装置等)の格納部となっています。推進薬タンクは、燃料タンクと酸化剤タンクが1枚の共通隔壁で仕切

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。

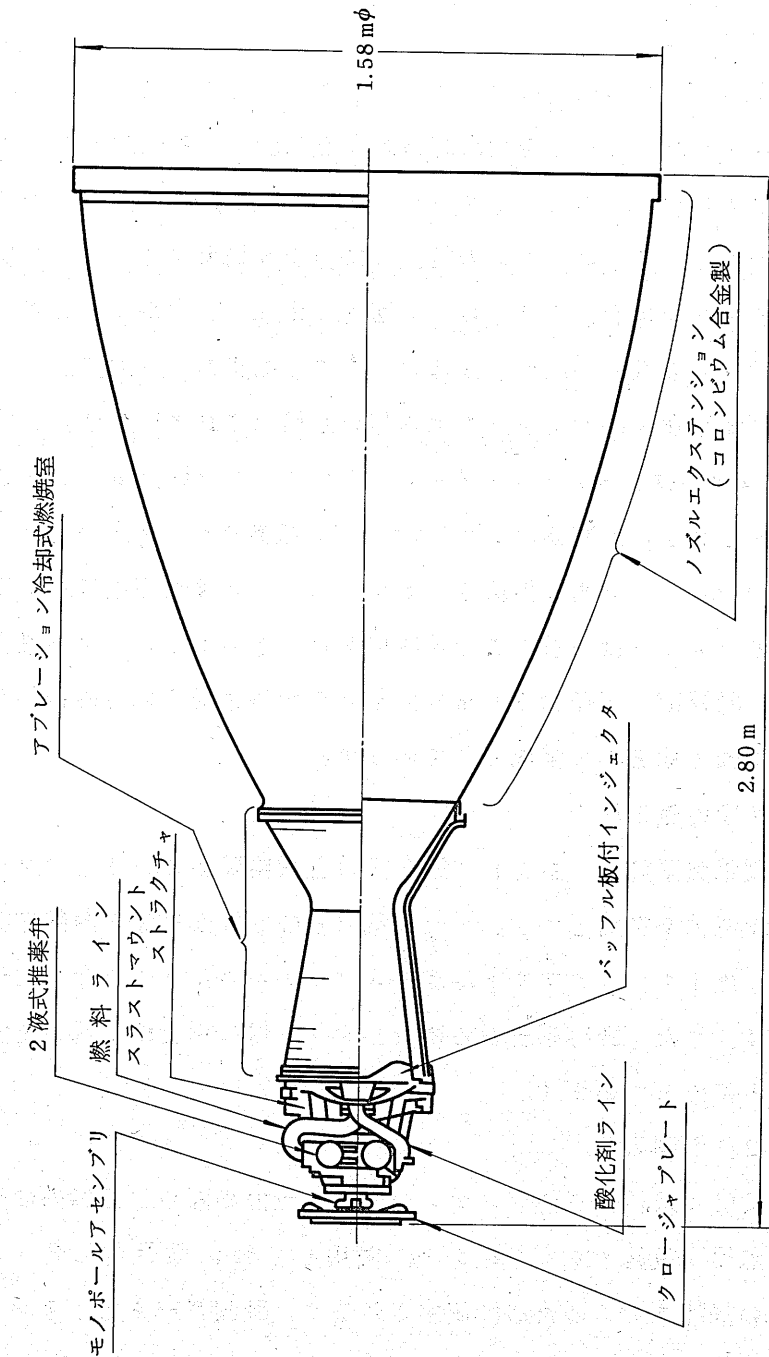
コンポーネント支持構造には，油圧装置，推進薬供給系機器及び配管等が設置されています。第5-9図に第2段機体構造を示します。

(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4.57 tonの推力を約386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個と内径約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。

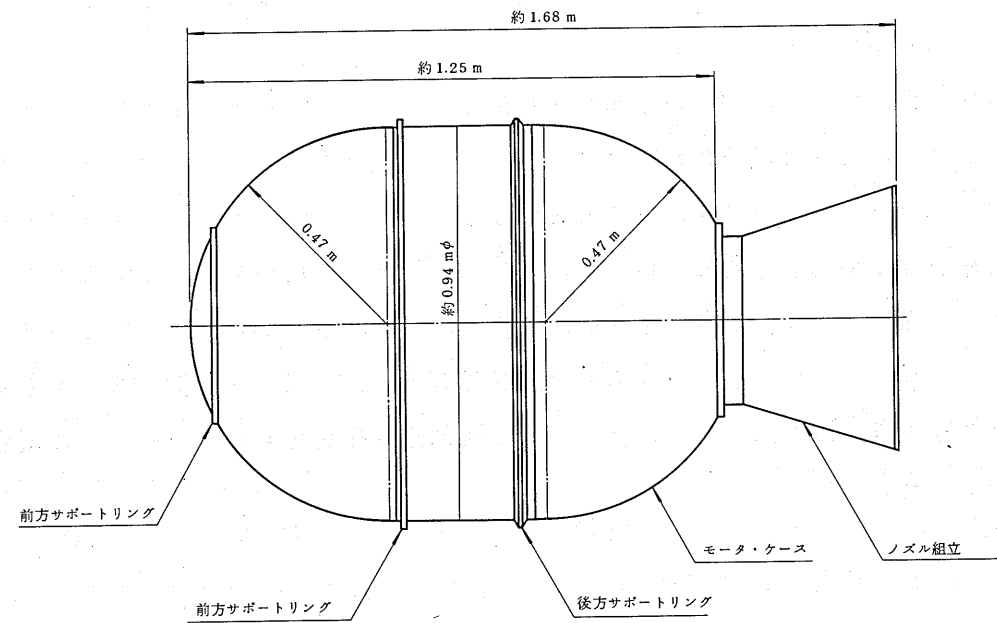
5.3.5. 第3段

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。

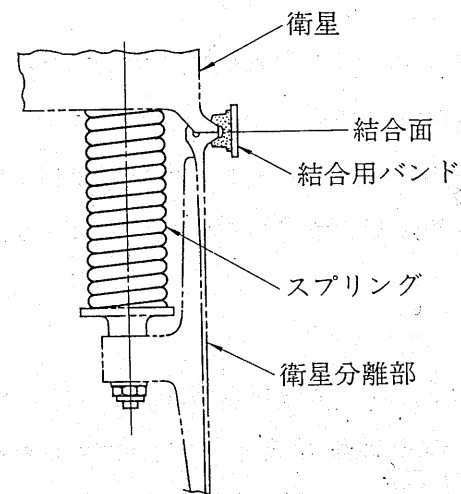
第3段固体ロケットモータには、衛星との接続部としての衛星分離部が取り付けられています。第2・3段分離後の第3段をスピン安定させるため、スピントーブルにはスピンロケットモータが装備されています。スピントーブルは、第2段と第3段の結合体であるとともに、飛行時において、第2・3段分離前に、第3段にスピンを与えるものです。CS-2の場合は、ノミナル90 rpmにスピニアップされます。

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。

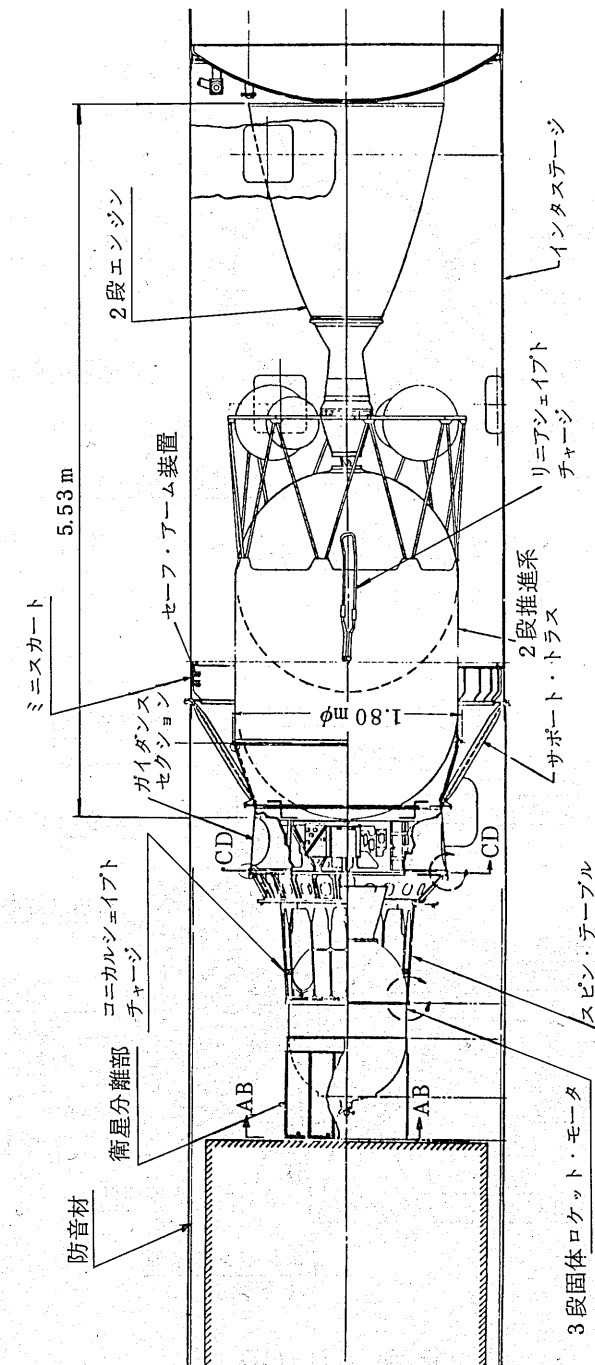
第5-11図 第3段固体ロケット・モータ概要図

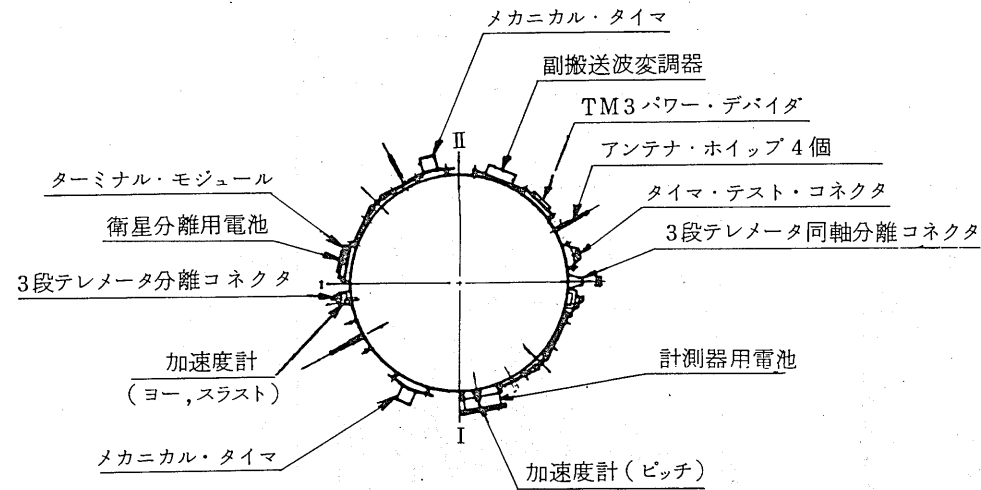


第5-12図 衛星分離機構概念図

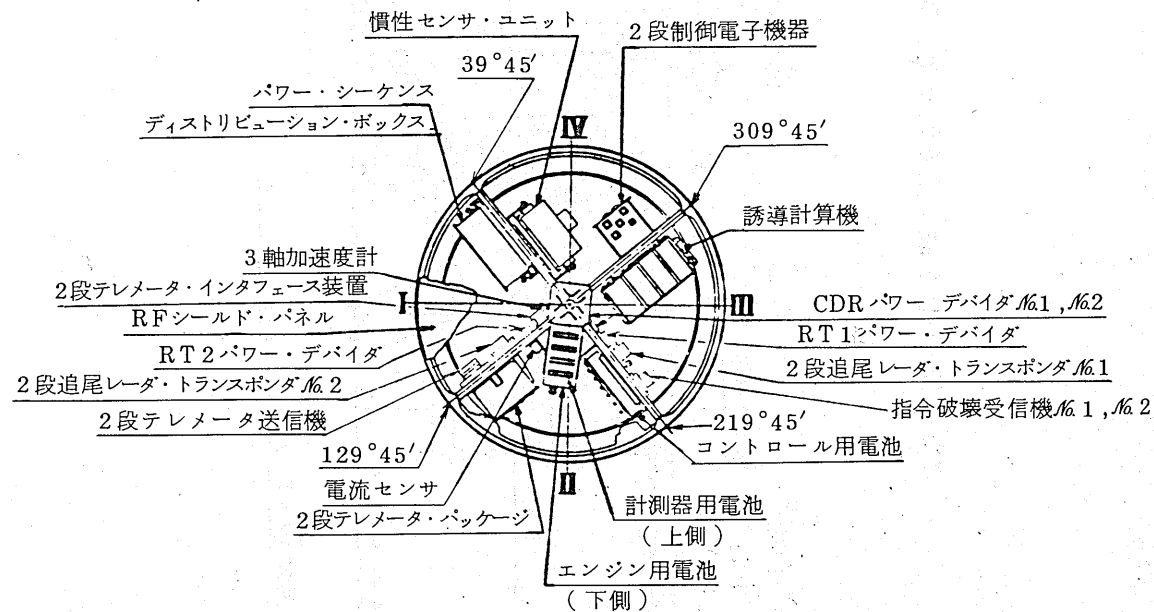


第5-13図 第2段, 第3段の電装品及び破壊機構火工品装備位置





断面 AB-AB 図



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CS-2aミッション用に開発されたCFRP製衛星分離部I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。

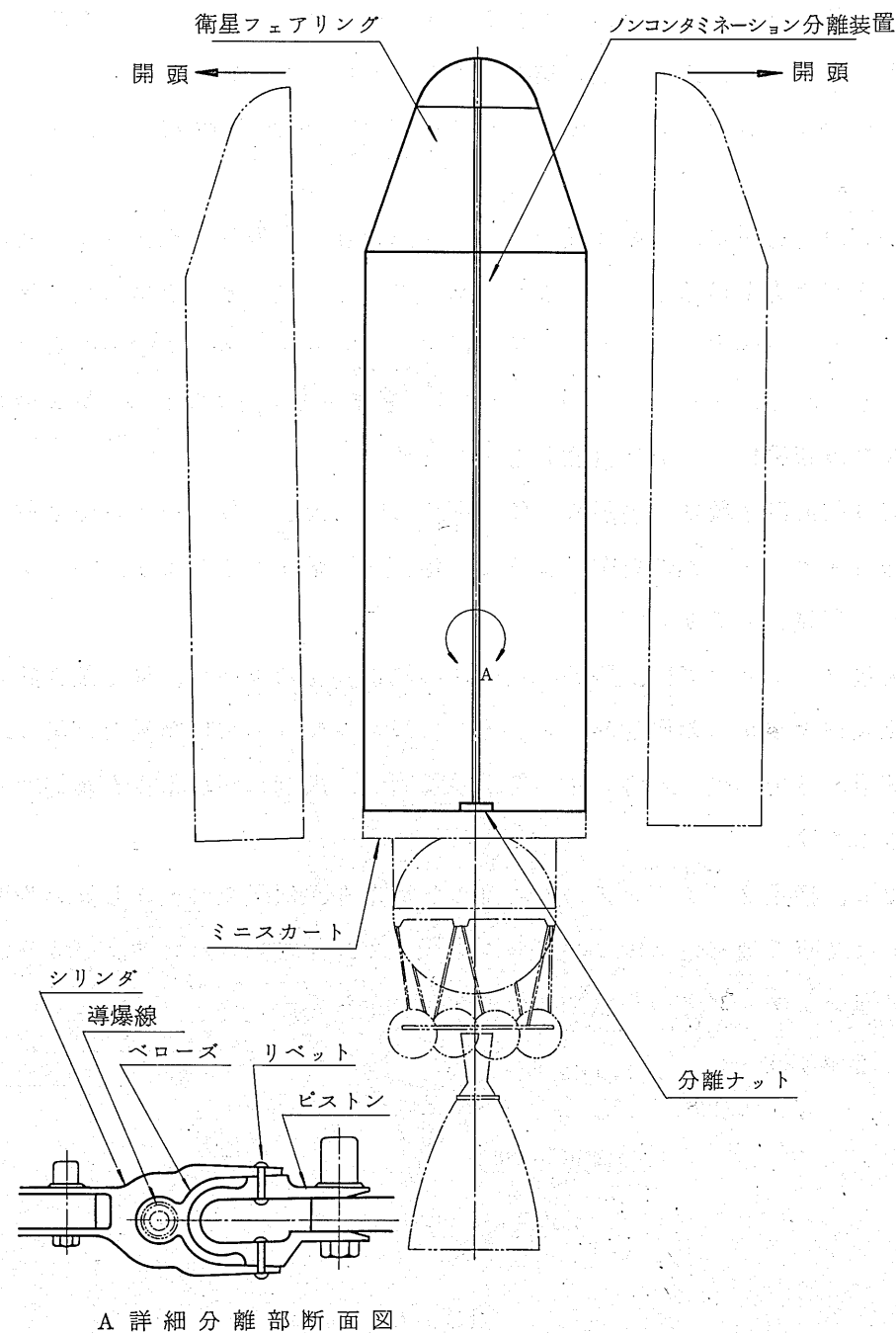
第3段計測系統は、衛星の分離に関する情報及び衛星に与える機体側の環境情報等をテレメータ送信機によって、地上へ送信するものです。

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。

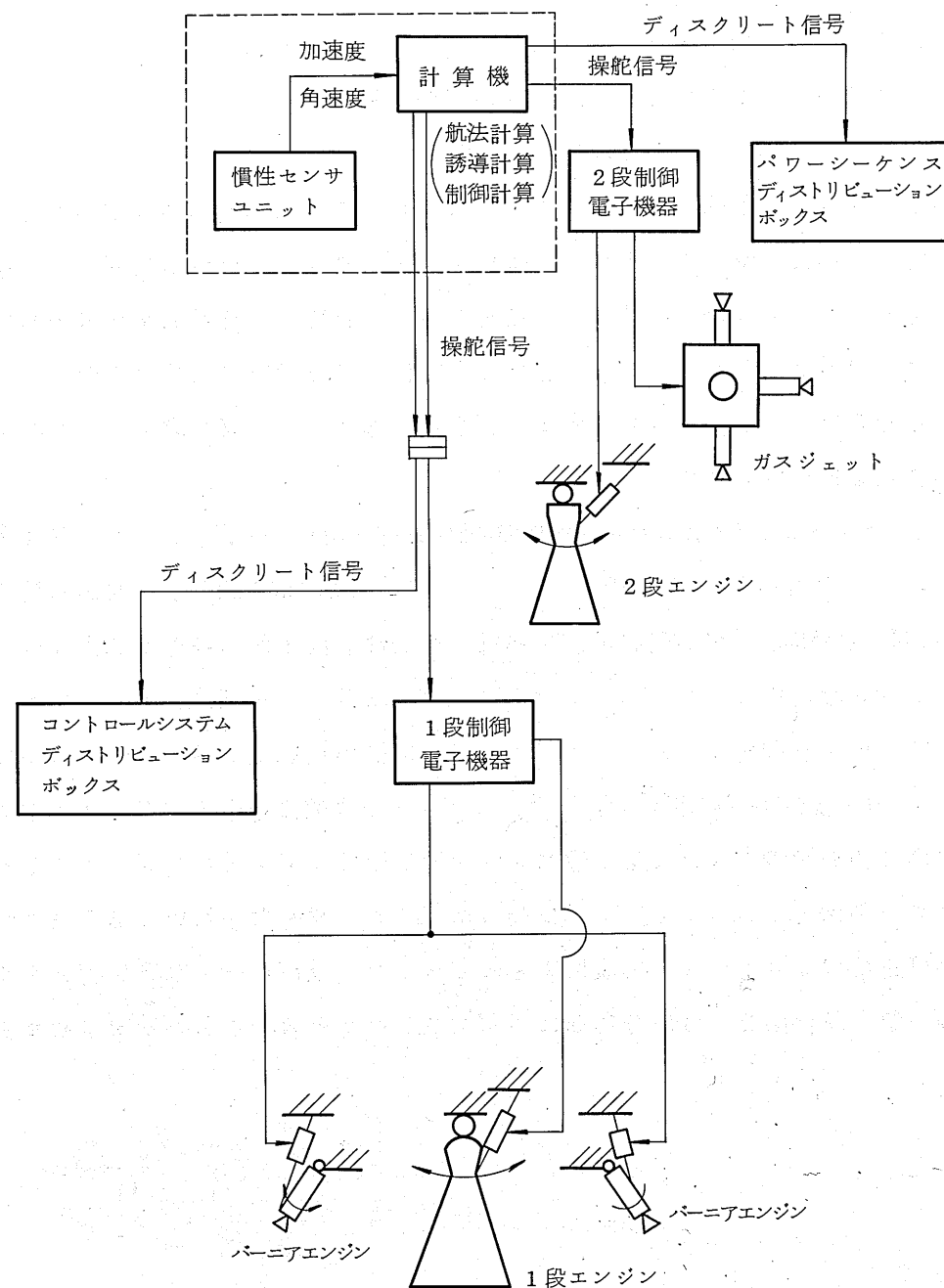
ロケットはあらかじめ計算機に読み込まれたプリプログラムレート信号によって飛行しますが、1段飛行時の空気力の影響がなくなるころから誘導が開始されます。誘導計算機は、慣性センサユニットによって計測される機体の角速度、加速度データをもとに、時々刻々の位置・速度を計算し、目標値と比較して誘導方程式を解き、誘導信号を出します。また、必要な時期に、誘導計算機は分離指令などのイベント信号を出します。2段燃焼中、目標軌道に達すると、第2段エンジンに信号を出し燃焼を停止させます。

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。

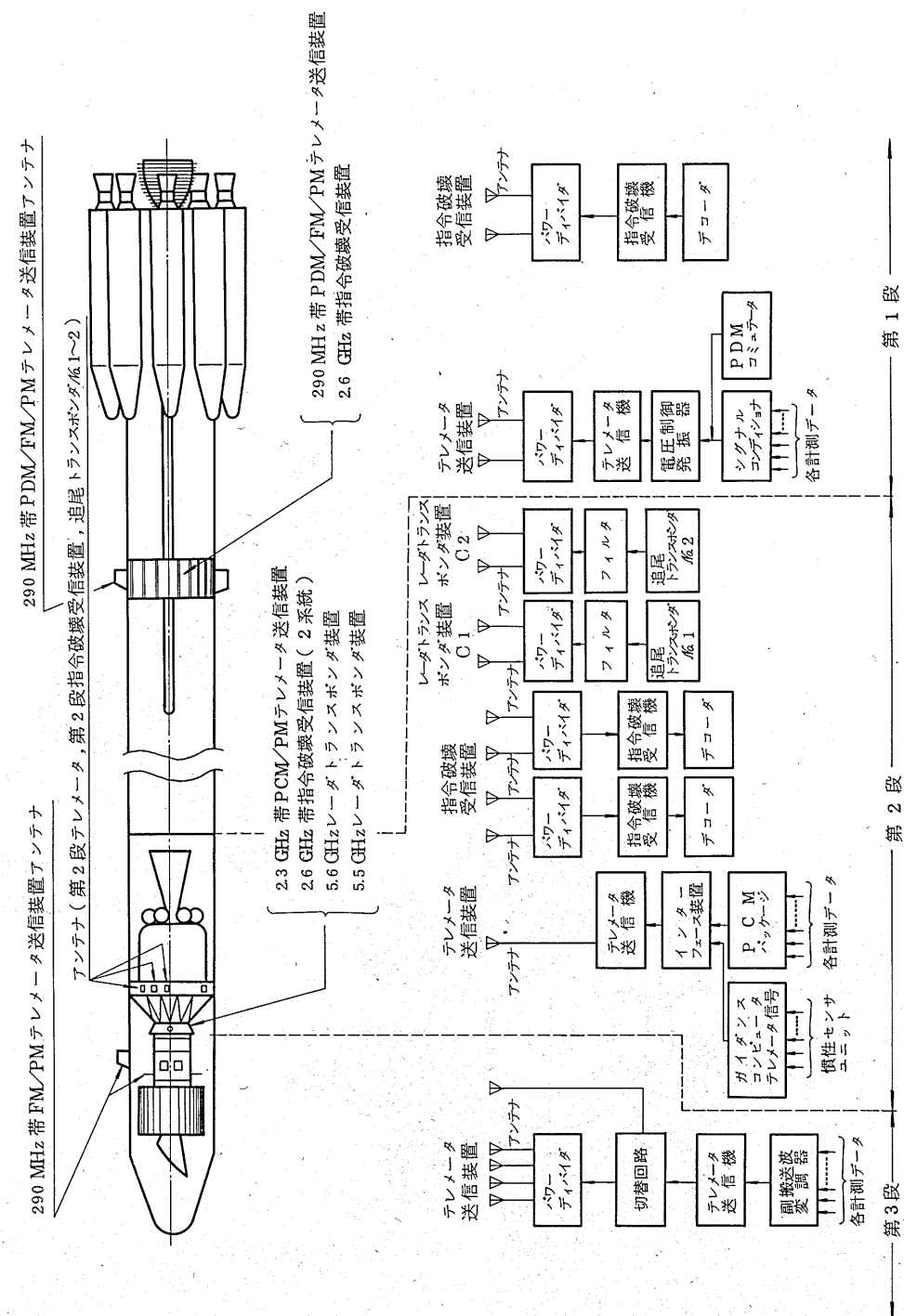
第2段の姿勢制御方式は、第2段エンジン燃焼中は、第2段エンジンによるピッチ及びヨー制御と、ガスジェット制御装置によるロール制御を行い、第2段エンジン燃焼停止後はガスジェット装置によるピッチ、ヨー及びロール制御を行います。

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。

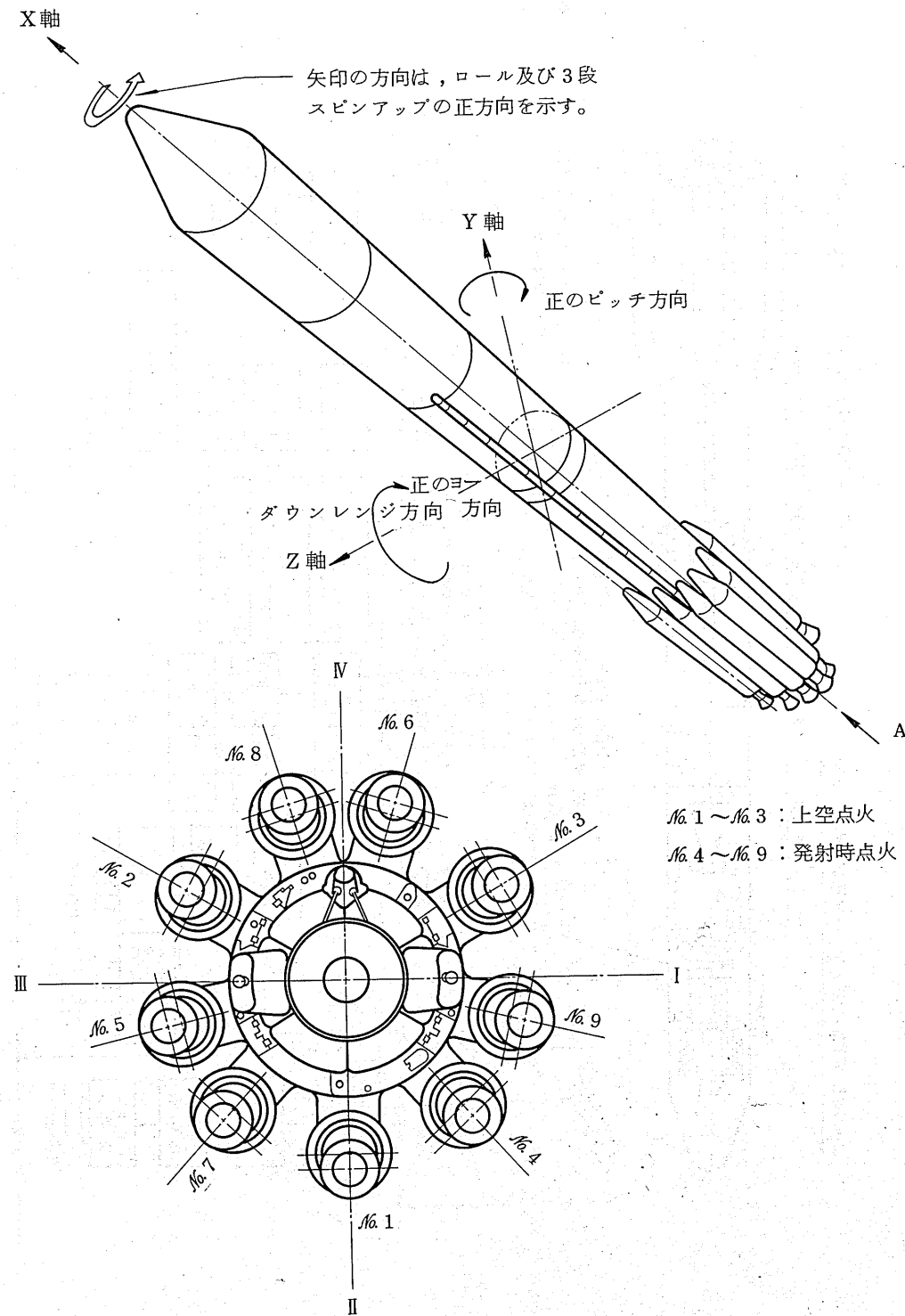
第5-15図 N-II ロケット誘導・制御方式



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



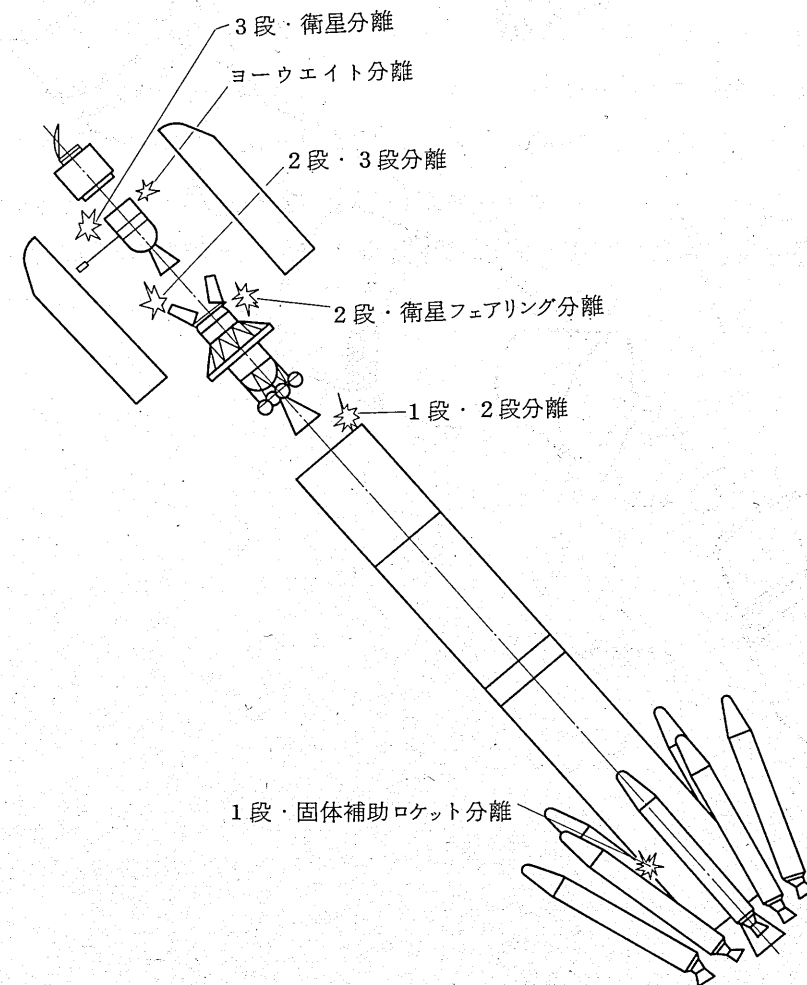
5.5 分離機構

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。

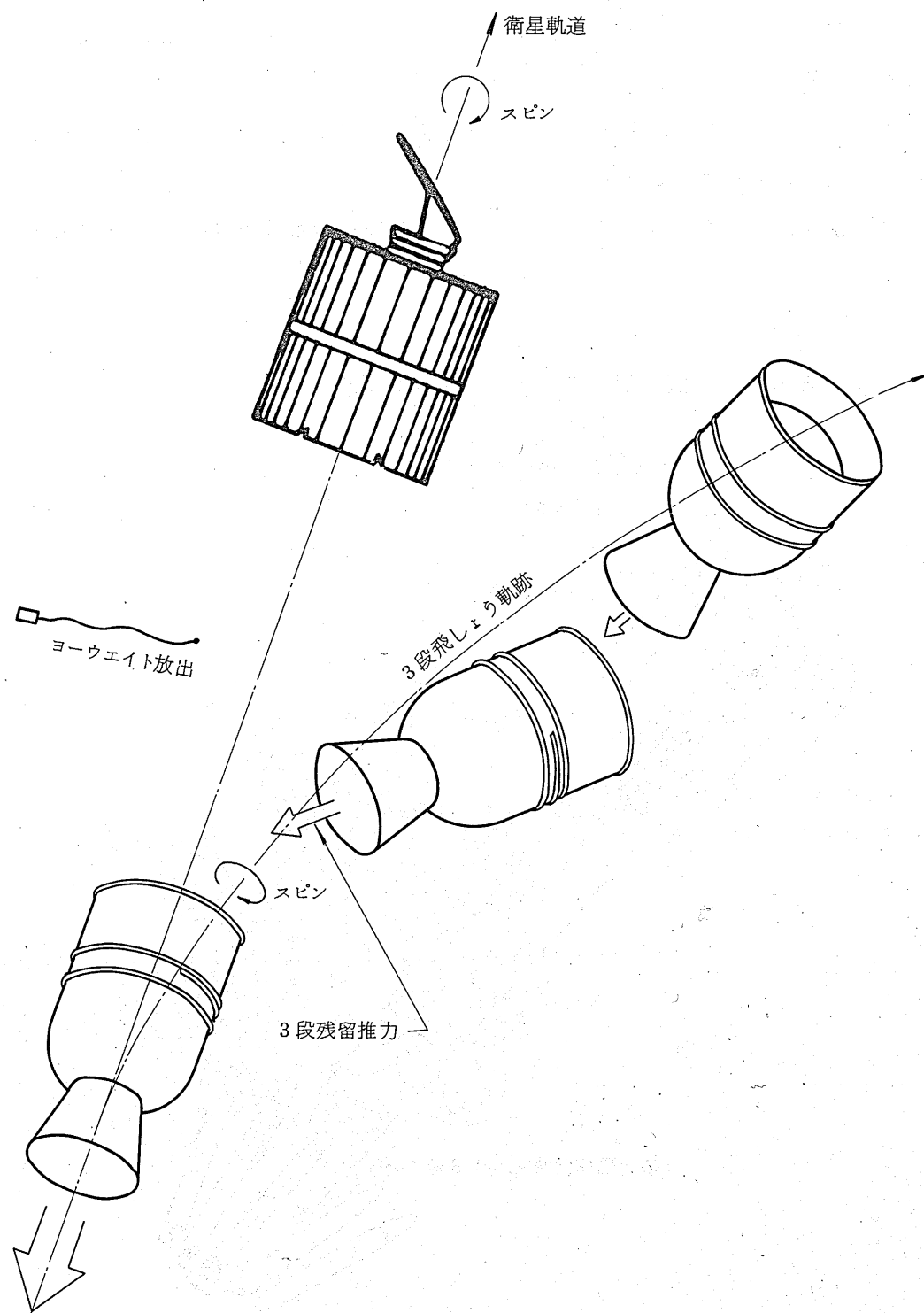
第3段は衛星分離後、残留推力による追突を避けるためヨーウエイトを切り離して衛星軌道をはずさせます。

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。

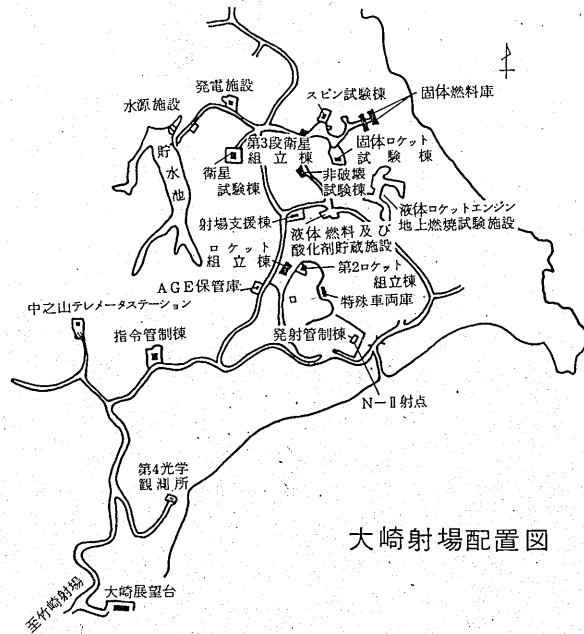
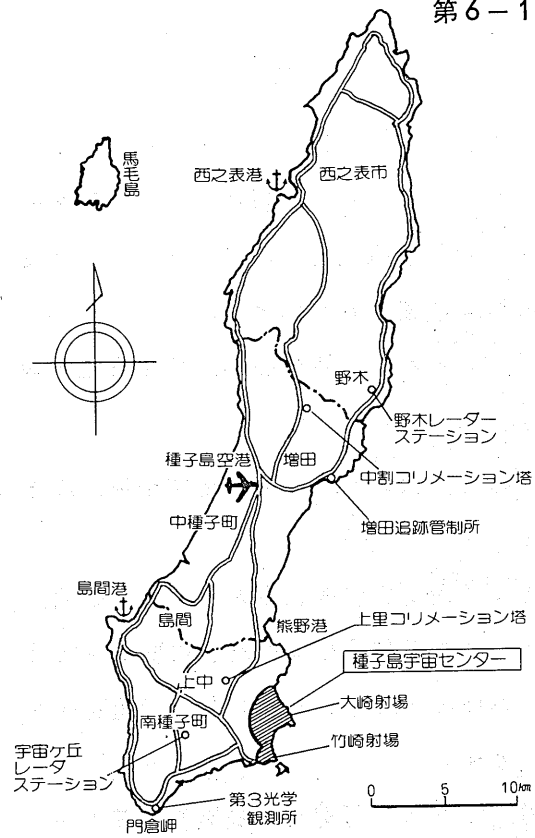
また、これらの作業を安全確実にを行うための各種指令管制設備、地上安全設備及び飛行安全設備などが整備されています。

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。

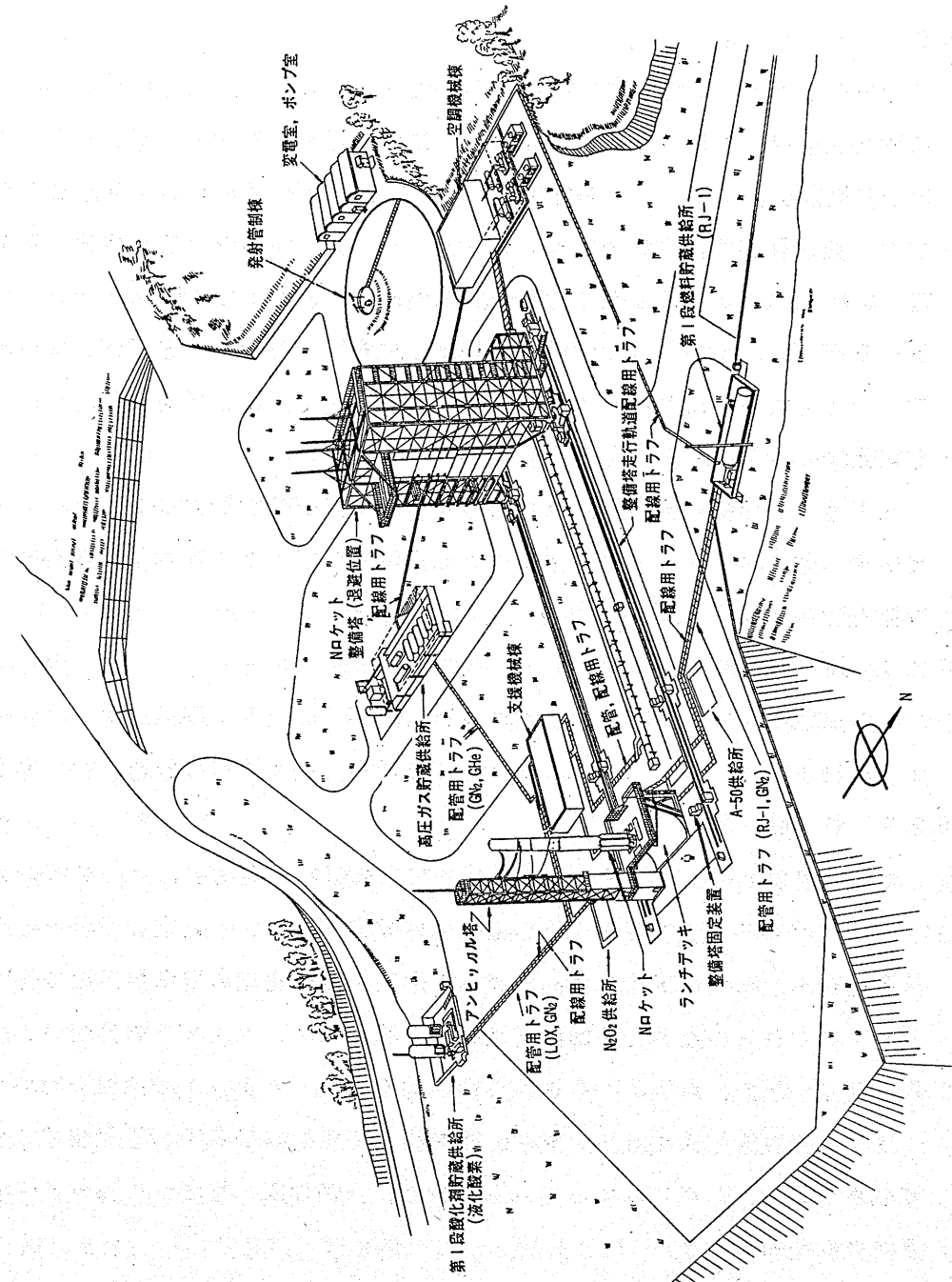
なお、種子島宇宙センターの概要を第6-1図に、N射点系概要図を第6-2図に示します。

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图 N射点系概要图



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、公社専用回線、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、アンビリ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

ップラ系、RARR系からなります。レーダ系としては、誘導レーダが野木レーダステーションに、精測レーダが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ップラ追跡設備は、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、スピンバランス試験、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	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	
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	
	アンテナスレーブ装置 (大崎,野木,中之山)	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,内之浦)	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	
	電々公社専用通信回線	筑波宇宙センターとの連絡,データ伝送	小笠原・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段のスピンテスト等	
	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	
	CS-2b射場チェックアウト装置(衛星試験棟)	CS-2b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
小型ロケット系	TT-500A型ロケット組立,点検,発射設備(竹崎射点)	TT-500A型ロケットの組立,点検及び発射	
電 波 系	誘導レーダ設備(野木)	ロケットの追尾データの取得	
	精測レーダ設備(宇宙ヶ丘)	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
光 学 系	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	
	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	
気 象 系	射点高速度カメラ(N射点)	ロケット発射状況の記録	
	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2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、ダウシ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, スレープ計算	
	アンテナスレープ装置	計算機の出力等によりアンテナをスレープする	
通 信 系	指令電話	作業電話等	
	放送設備	拡声放送	
	電電公社専用通信回線	筑波宇宙センターとの連絡, データ伝送	種子島, 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 (2) 衛星電波追跡 ^(注)		
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	

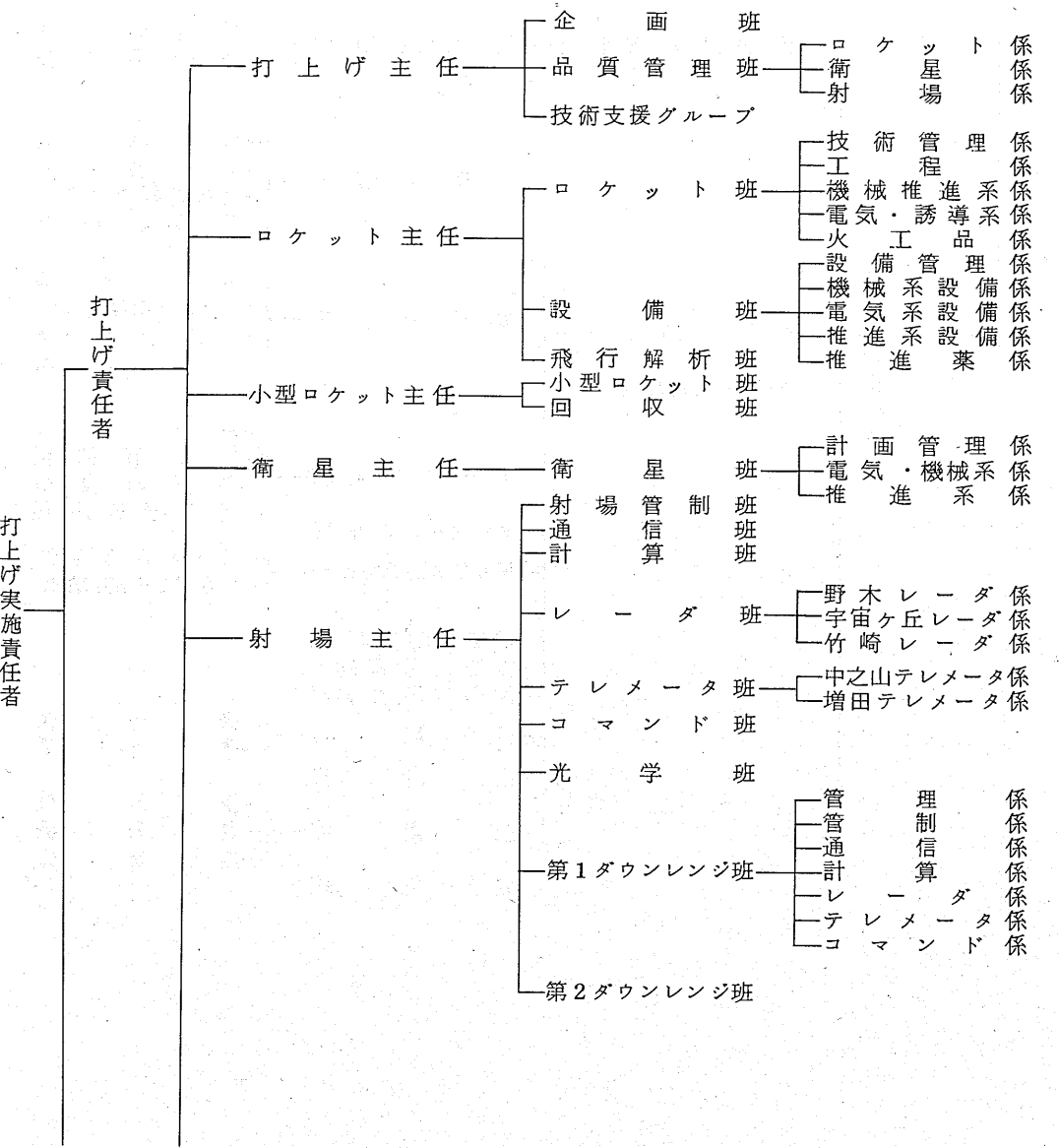
(注) CS-2b/N11(F)では、衛星電波追跡は実施しない。

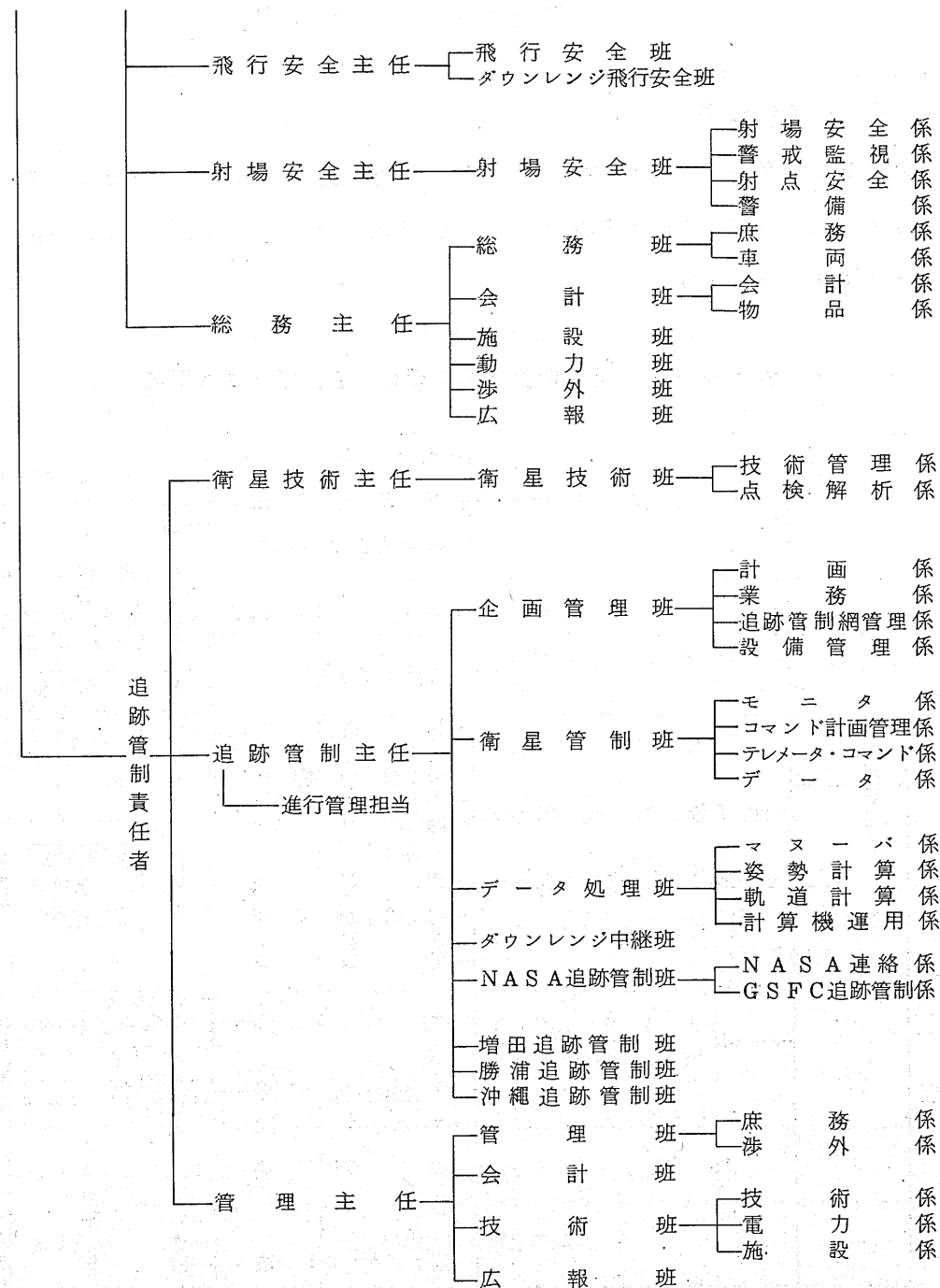
7. 打上げの実施について

7.1 打上げ隊の組織

通信衛星2号-b（CS-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 通信衛星2号（CS-2）打上げ隊組織



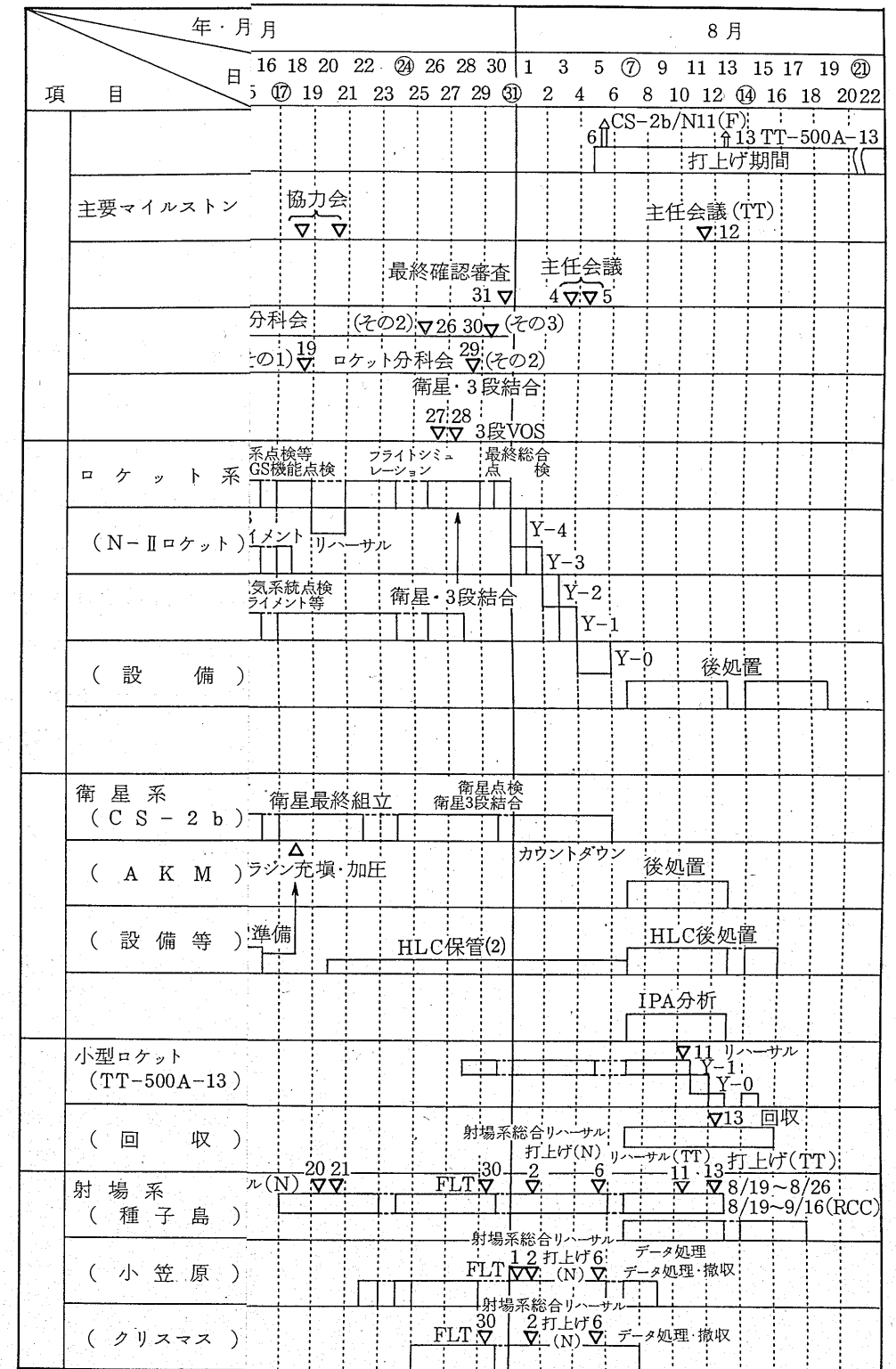


7.2 発射整備作業

CS-2bは、昭和58年5月中旬に種子島宇宙センターに搬入し、受入れ検査等の後、6月27日から整備作業を行います。一方、Nロケット11号機(F)は、昭和58年6月上旬に種子島宇宙センターに搬入し、6月7日から機体整備作業を行い、昭和58年8月1日からカウントダウン作業に入り、8月6日に打上げの予定です。

CS-2b / Nロケット11号機(F)の全体スケジュールを第7-2表に示します。

打上げ隊作業
 打上げ隊以外の作業



 打上げ隊作業
 打上げ隊以外の作業

- 65 -

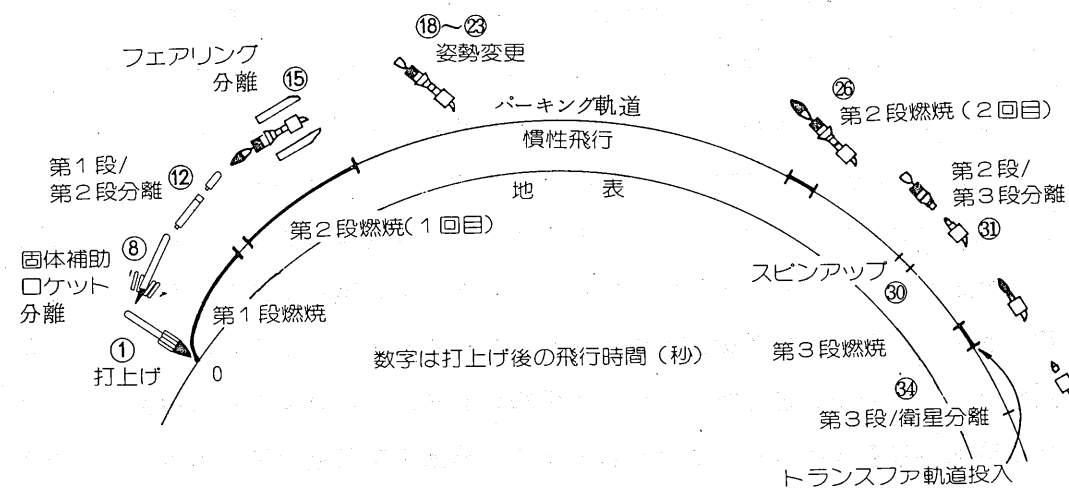
7.3 打 上 げ 方 式

N ロケット 11 号機(F)は、通信衛星 2 号 - b (CS - 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 145 度、高度約 191 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通信衛星 2 号 - b (CS - 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。

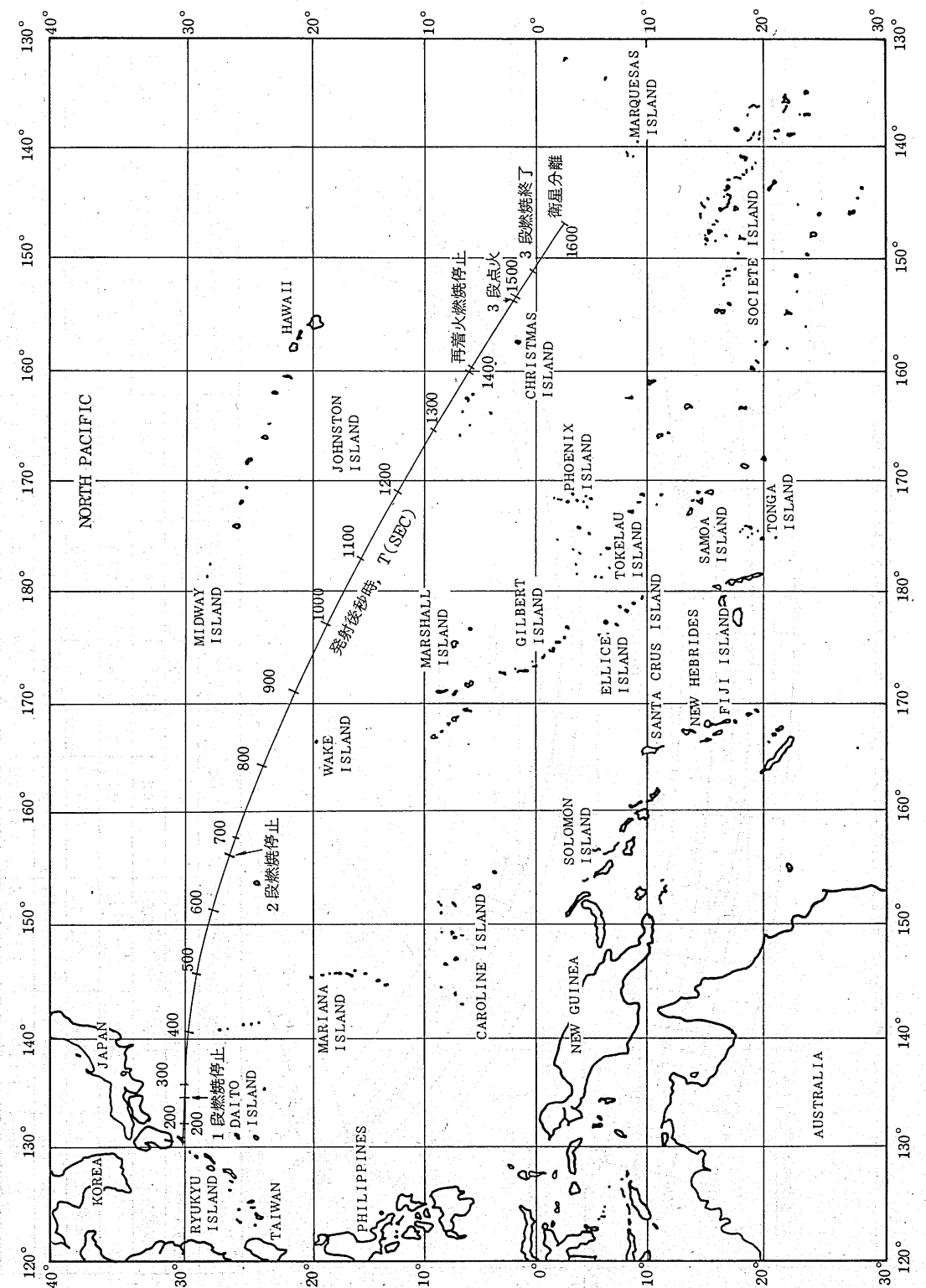
N ロケット 11 号機(F)のリフトオフから衛星分離までの飛行計画を第 7 - 3 表に、また、飛行経路及び地上局の運用計画を、それぞれ第 7 - 1 図及び 7 - 4 表に示します。

第7-3表 Nロケット11号機(F)の飛行計画

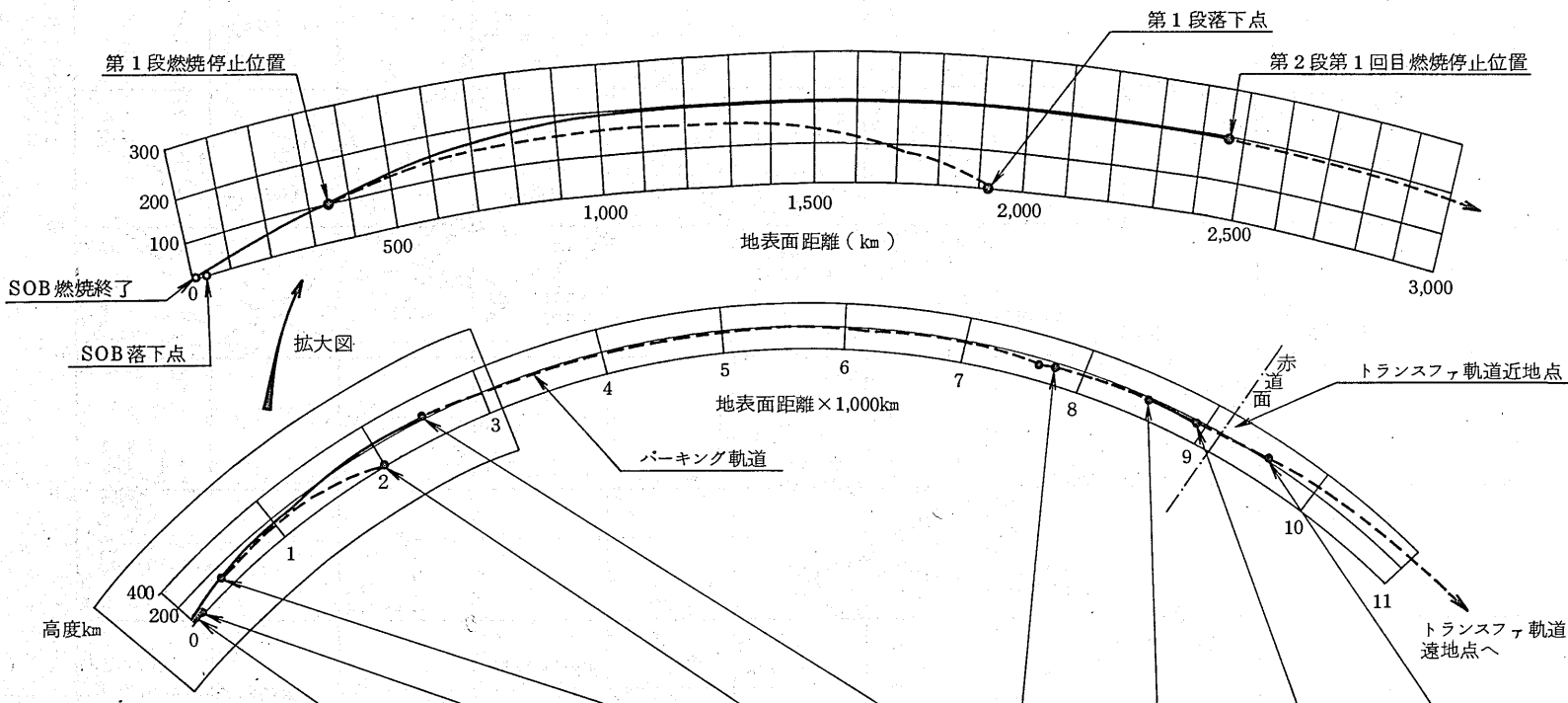


事象	発射後経過時間 分 秒	距離 km	高度 km	慣性速度 km/s
1. リフトオフ	00 00	0	0	約 0.4
2. ロールプログラム開始	03			
3. " 終了	08			
4. ピッチプログラム開始	08			
5. 固体補助ロケット6本燃焼終了	38	約 1	約 5	約 0.6
6. " 3本点火	39			
7. " 3本燃焼終了	1 18	約 10	約 18	約 0.9
8. " 9本分離	1 25			
9. ピッチプログラム終了	4 25			
10. メインエンジン燃焼停止	4 32	約 362	約 101	約 4.9
11. パーニアエンジン燃焼停止	4 38			
12. 第1・2段分離	4 40	約 396	約 108	約 4.8
13. 第2段点火	4 46			
14. ピッチプログラム開始	4 50			
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 14	約 2,523	約 213	約 7.8
18. 慣性飛行時ヨープログラム開始	11 46			
19. " 終了	14 46			
20. 慣性飛行時ピッチプログラム開始	18 02			
21. " 終了	20 01			
22. 慣性飛行時ヨープログラム開始	20 01			
23. " 終了	20 08			
24. 第1回目姿勢制御開始	20 58			
25. " 終了	21 58			
26. 第2段再着火	23 10	約 7,664	約 176	約 7.8
27. " 燃焼停止	23 18	約 7,723	約 175	約 7.9
28. 第2回目姿勢制御開始	23 24			
29. " 終了	24 14			
30. 第3段スピンアップ	24 18			
31. 第2・3段分離	24 20			
32. 第3段点火	24 58	約 8,454	約 171	約 7.9
33. 第3段燃焼終了	25 42	約 8,816	約 170	約 10.3
34. 第3段衛星分離	26 58	約 9,548	約 191	約 10.3
35. 第3段ヨーウェイット放出	27 00			

第7-1図(1/2) Nロケット11号機(F)の飛行経路(地表面投影)

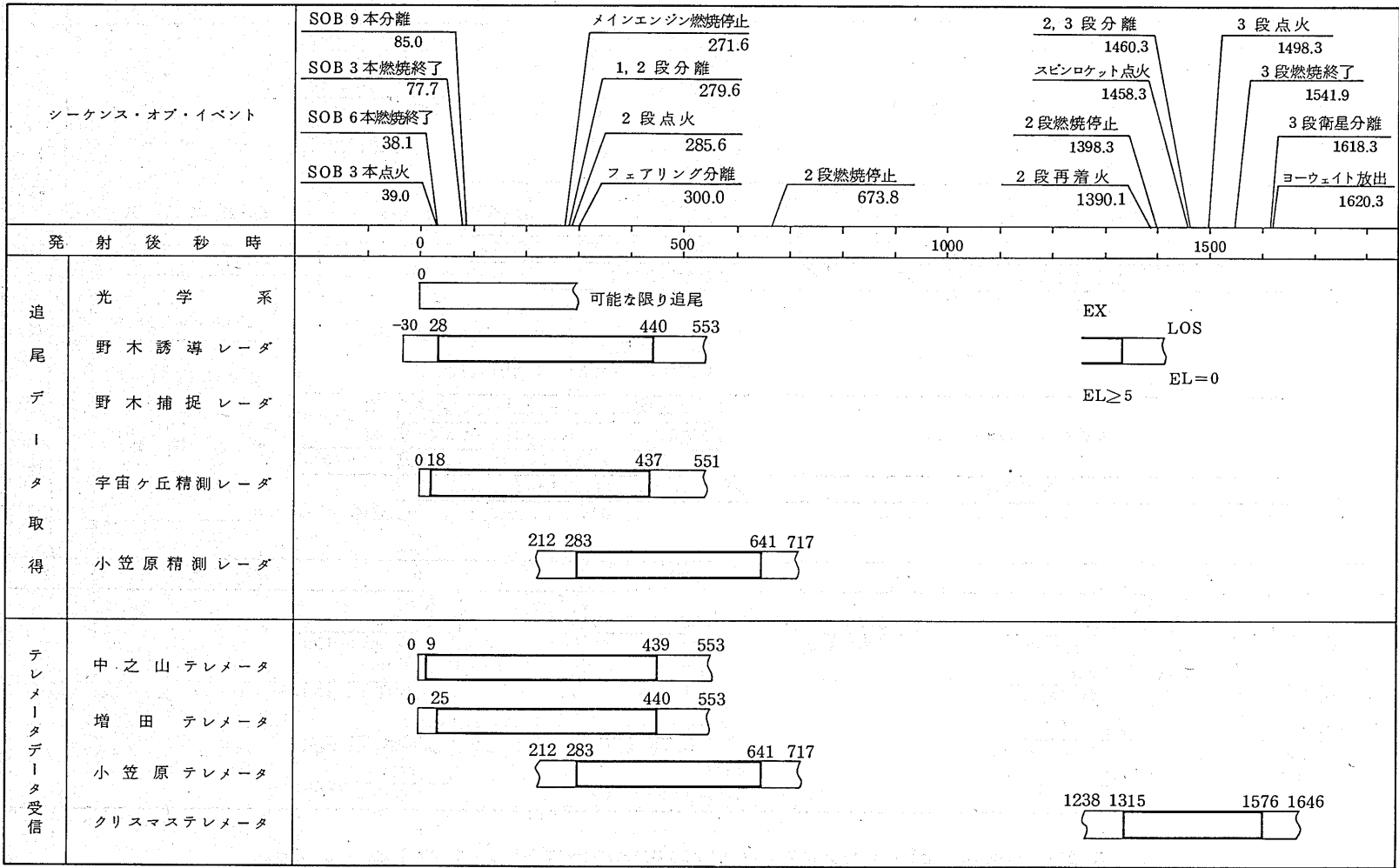


第7-1図(2/2) CS-2b/N11(F)飛行経路(鉛直面投影)

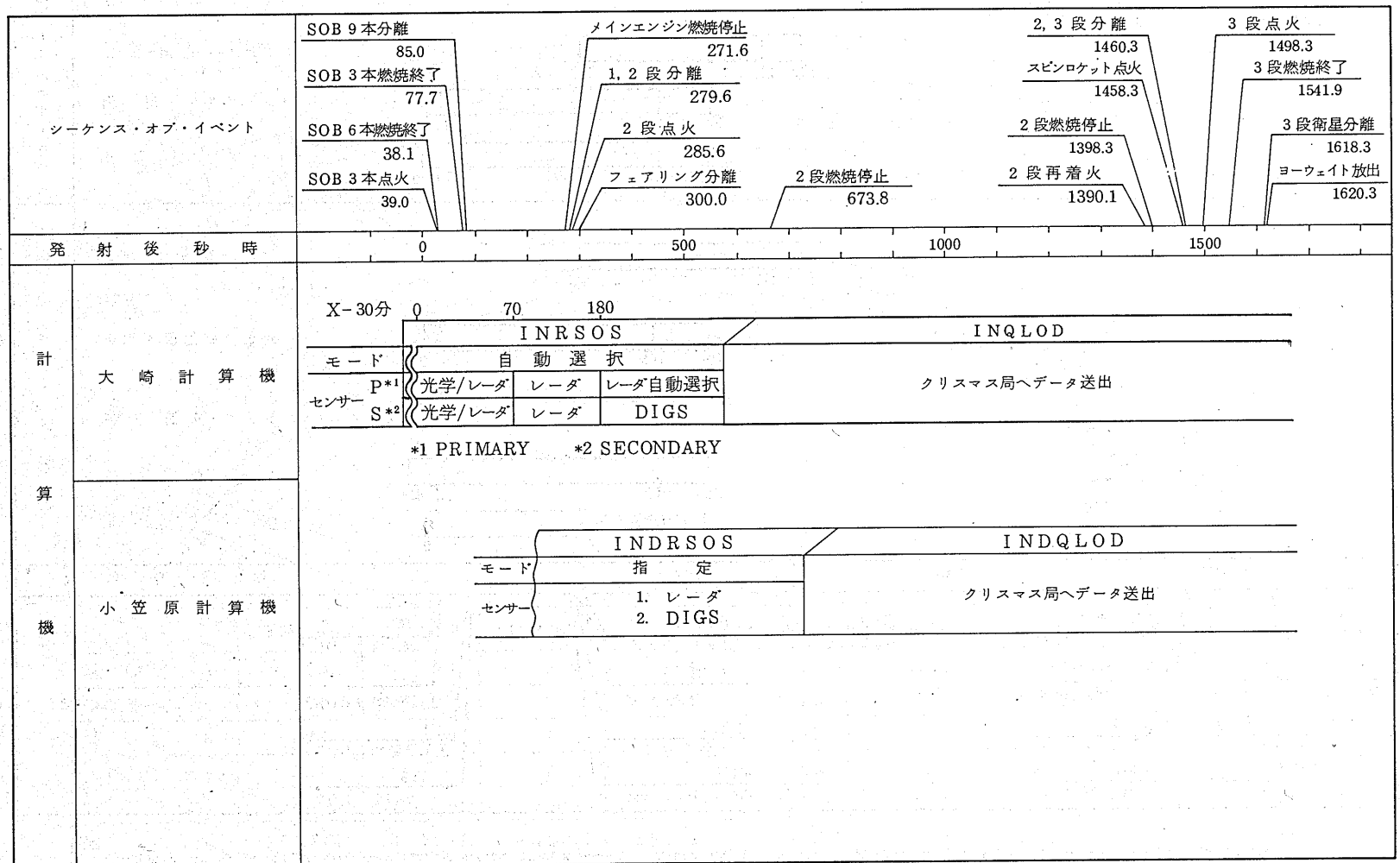


パラメータ	時点	SOB 燃焼終了	SOB 落下	1 段燃焼停止	1 段落下	2 段燃焼停止	再着火燃焼停止	3 段点火	3 段燃焼終了	3 段/衛星分離
発射後時間	sec	78	327	272	880	674	1,398	1,498	1,542	1,618
地表面距離	km	9.9	23.9	362	1,957	2,523	7,723	8,454	8,816	9,548
高 度	km	18.3	0	101	0	213	175	171	170	191
慣性速度	m/sec	922	—	4,851	—	7,783	7,922	7,927	10,283	10,264
緯 度	deg	30.40N	30.39N	30.17N	27.69N	26.35N	5.81N	2.31N	0.62N	2.70S
経 度	deg	131.07E	131.22E	134.72E	150.85E	156.36E	159.53W	153.94W	151.15W	145.46W

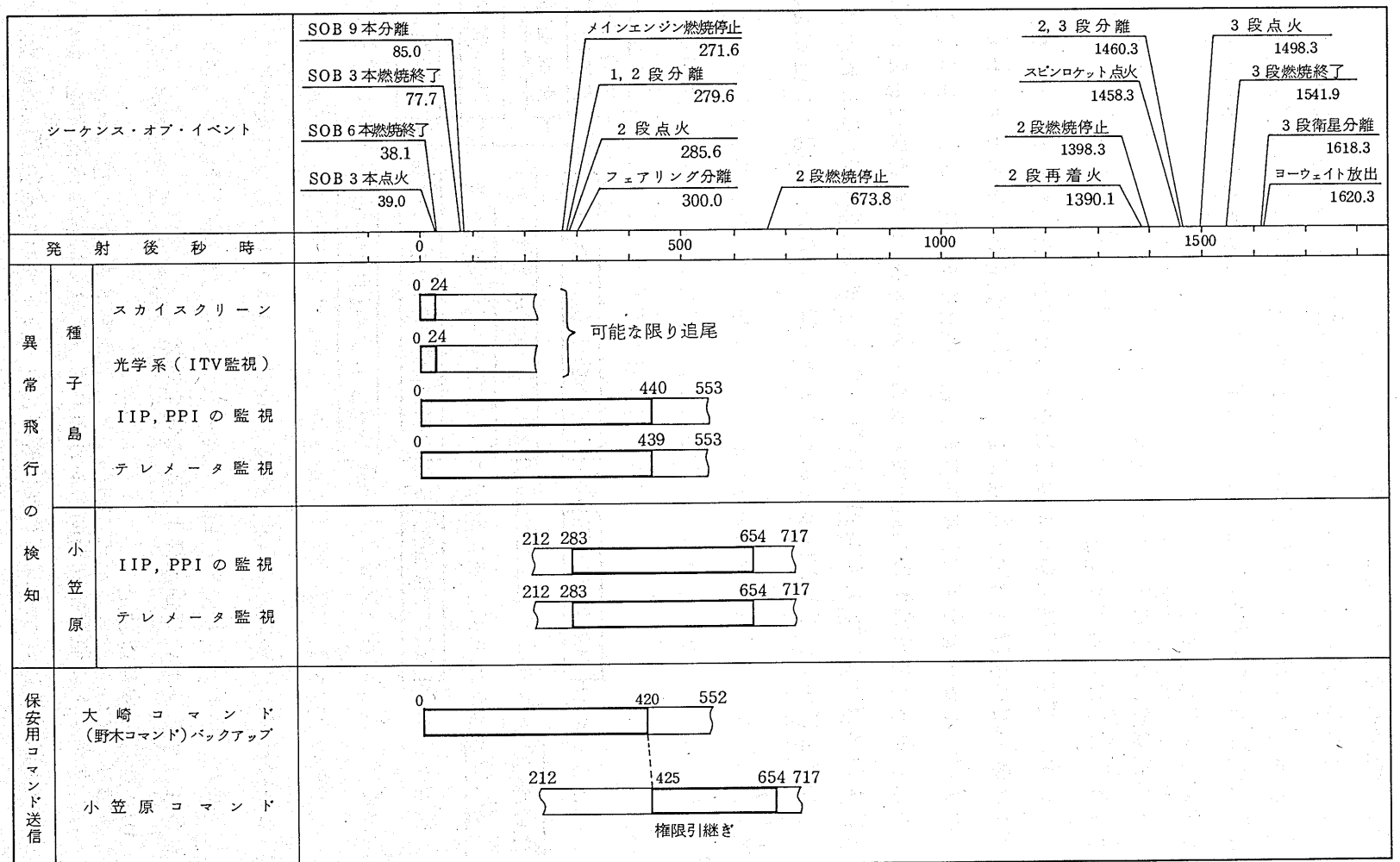
第7-4表(1/3) 地上局の運用計画CS-2b/N11(F)一追尾データ取得・テレメータデータ受信一



第7-4表(2/3) 地上局の運用計画CS-2b/N11(F) —実時間処理—



第7-4表(3/3) 地上局の運用計画CS-2b/N11(F) —飛行安全—



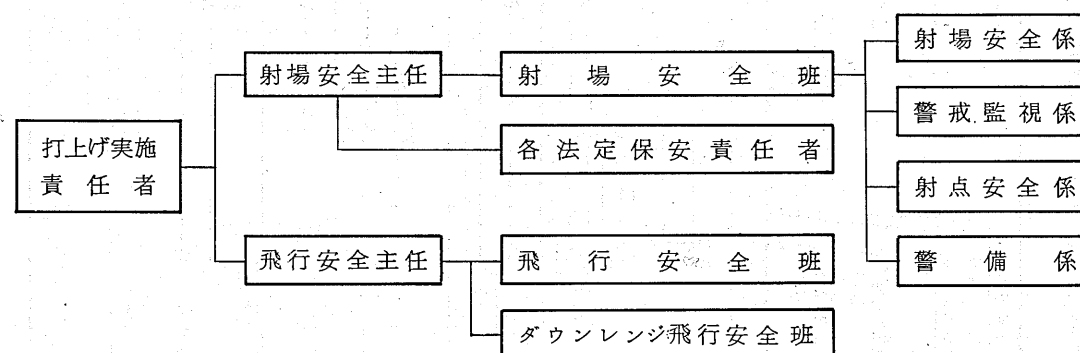
7.4 打上げに伴う安全確保

宇宙開発事業団は、Nロケット11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。

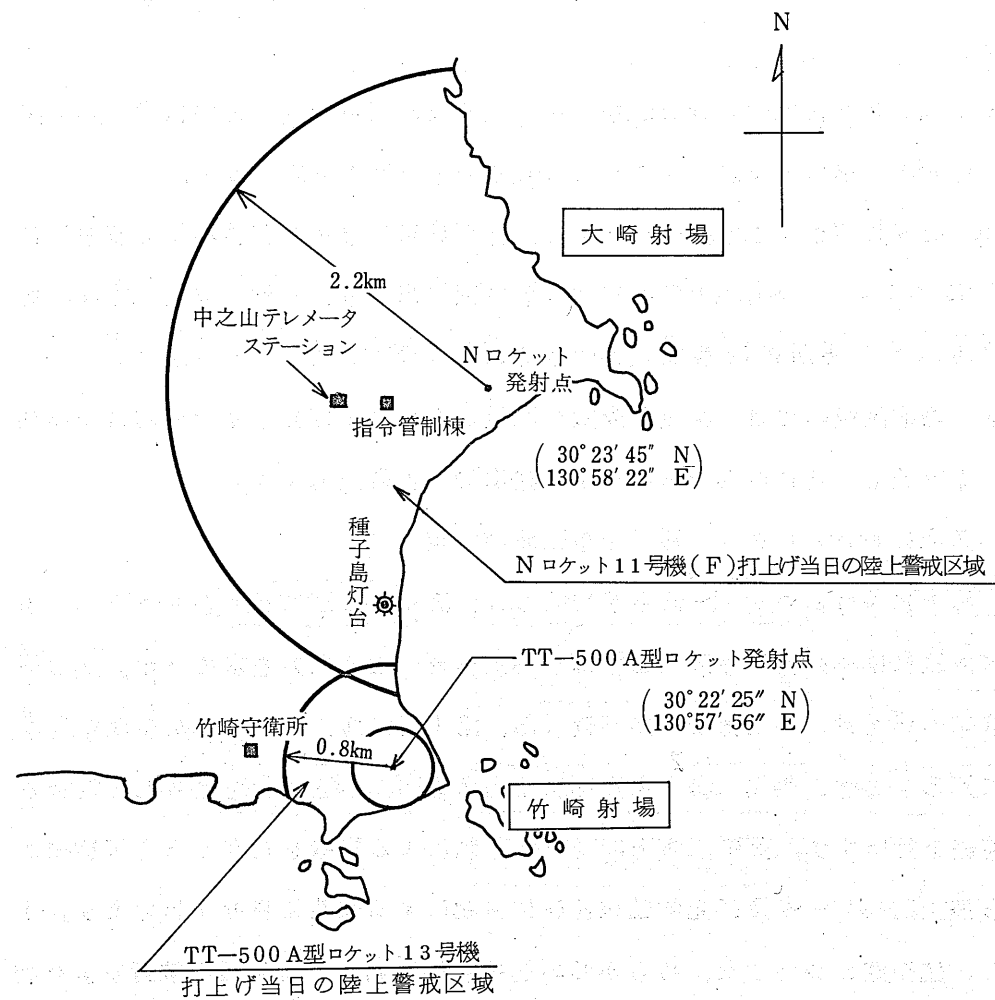
(2) 海上におけるロケット落下予想区域の設定

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。

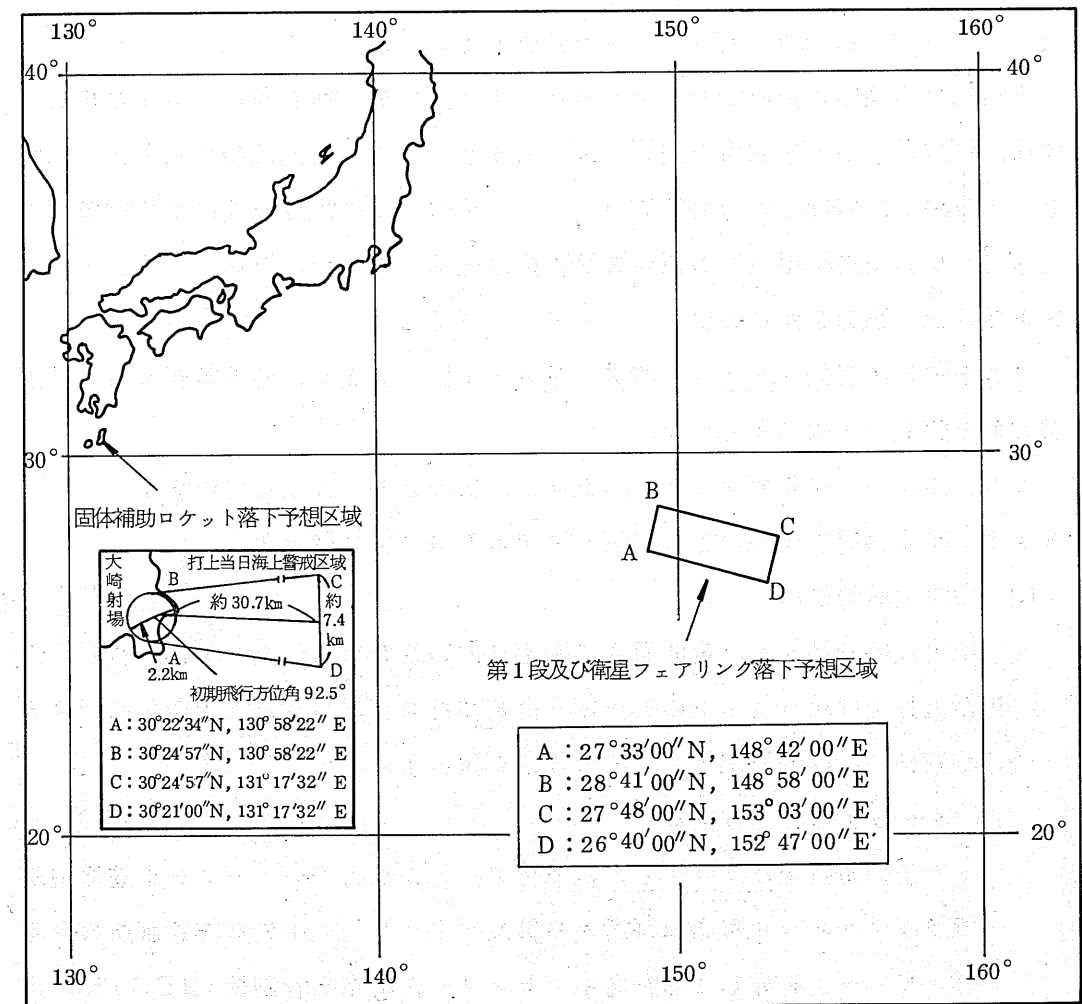
7.4.3 安全基準及び安全教育

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11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. 通信衛星 2 号 - b (CS - 2 b) 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、軌道の決定と予測、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ータ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。

宇宙開発事業団の追跡管制システムとしては、中央追跡管制所、および増田、勝浦、沖縄の各追跡管制所を用いて運用します。また、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 (STDN) の支援を受けて追跡管制を実施します。衛星搭載機器の機能確認の際は通信・放送衛星機構、および日本電信電話公社の協力を受けます。

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、上記の追跡管制システムの機能は、次のとおりになっています。

8.1.1 宇宙開発事業団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、人工衛星打上げ用ロケットの打上げ支援及び打ち上げられた人工衛星に対する追跡管制の中核的機関として次の役割を担っています。

ア) ロケットの打上げ支援

人工衛星打上げ用ロケットの取得データ、飛行安全データを小笠原追跡所及びクリスマス移動追跡所から筑波宇宙センター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 (RCC) に伝送します。

イ) 人工衛星の追跡

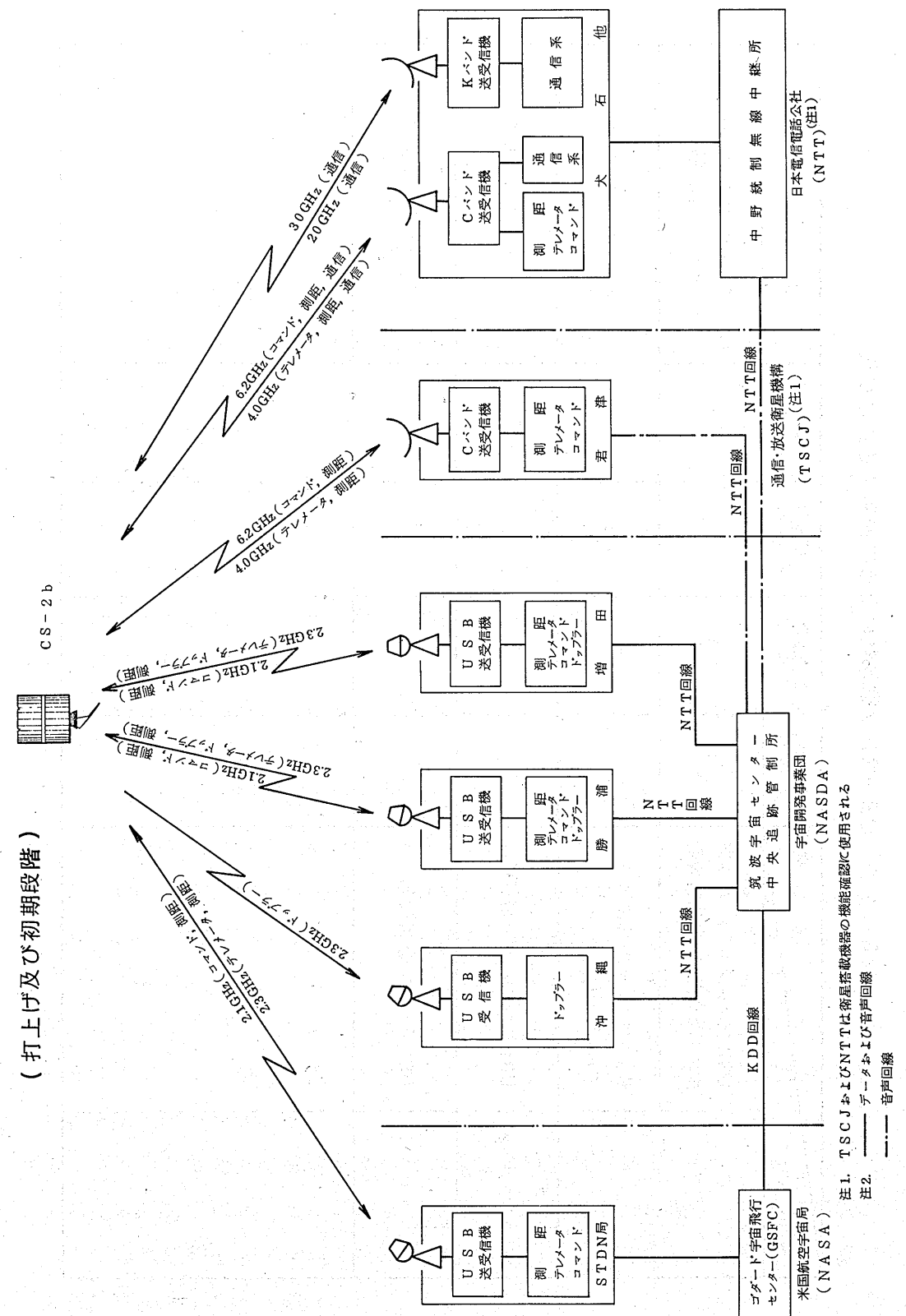
距離及び距離変化率 (RARR) 方式による追跡データをオンライン伝送方式で受信し、電子計算機で軌道の決定及び予報のための計算を行います。

ウ) 人工衛星の管制

人工衛星のテレメータデータをオンラインリアルタイムで監視し、電子

第 8 - 1 図 通信衛星 2 号 - b (CS - 2 b) 追跡管制システム

(打上げ及び初期段階)



第 8-1 表 CS-2b 追跡管制のために使用する主な設備

主要設備	局名	増田追跡管制所	勝浦追跡管制所	沖縄追跡管制所	NASAのSTDN局	備考
		追跡	追跡	追跡	追跡	備考
追跡	USBレンジング(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 帯 ダウンリンク 2.3 GHz 帯
	USBドップラ方式によるデータ取得設備	○	○	○		ダウンリンク 2.3 GHz 帯
	テレメータ	○	○	○	○	ダウンリンク 2.3 GHz 帯
	コマンド	○	○	○	○	アップリンク 2.1 GHz 帯
備考						

計算機によりテレメータデータの処理、衛星動作状態(姿勢を含む)の解析及びコマンド計画の作成を行います。

エ) 追跡管制システムの統括

以上の打上げ支援、人工衛星の追跡及び管制の業務を確実かつ効果的に実施するため、中央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。

(2) 勝浦追跡管制所

勝浦追跡管制所には、CS-2bの追跡及び管制を行うために第8-1表に示す設備が装備されています。

(3) 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、CS-2bに対し追跡管制^(注)を行う。なお、CS-2bはコールドロ^(注)ンチのため、打上げ前の電波テストは行いません。

同所には、第8-1表に示す設備が装備されています。

(4) 沖縄追跡管制所

沖縄追跡管制所は、第8-1表に示すとおりドップラー計測のみを行います。

(注) 第3段、衛星分離まで衛星に電源が投入されない打上げ方式。

8.1.2 米国航空宇宙局(NASA)の追跡管制システム

NASAの追跡管制システム(STDN)は、全世界をカバーするものですが、CS-2bの追跡管制に使用するシステムはSTDNのうち、アセション局、オローラルバレー局、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、グリーンベルト局の各追跡局と、これらで取得したデータを処理するゴダード宇宙飛行センター(GSFC)とで構成され、初期段階に用いられます(第8-3図)。

8.1.3 通信・放送衛星機構および日本電信電話公社の地球局

初期段階後半において、衛星搭載機器の機能確認のため通信・放送衛星機構の君津衛星管制センターおよび日本電信電話公社の犬石無線中継所ほかの協力を受けます(第8-3図)。

8.2 追跡管制組織

CS-2bの打上げ段階及び初期段階における追跡管制は、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・放送衛星機構の了解を得て衛星の開発等のために必要な運用を行うことがあります。

8.3 追跡管制の実施

CS-2bの追跡管制業務は、ロケットが衛星を分離するまでの打上げ段階、アポジモータ点火を経てドリフト軌道投入、静止衛星軌道獲得及び衛星搭載機器の機能確認を行う初期段階並びにミッション業務を行う定常段階からなります。打上げ段階はCS-2bがコールドロンチのため、追跡管制は行えず初期段階から追跡および管制が始まります。

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表のとおりです。また、CS-2bの追跡局からの可視時間帯は、第8-5表に示すとおりです。

8.3.1 打上げ段階

打上げ段階は、打上げ当日の追跡管制システムの準備作業段階からロケットが衛星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えません。なお、ロケットのリフトオフから衛星分離までは、中央追跡管制所において、種子島宇宙センター（大崎射場指令管制棟）から送られてくる情報により飛行状況を把握し、衛星の追跡管制に備えます。

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及び③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。

CS-2bの飛行計画は第8-6表に、また、地表面軌跡は第8-5図に示すとおりです。

第8-2表 通信衛星2号-b (CS-2b) 追跡管制計画表

項目	段階	打上げ段階	初期段階		定常段階（参考）	
			トランスファ軌道	ドリフト軌道及び静止衛星軌道	静止衛星軌道	静止衛星軌道
追跡	打上げ直前の準備段階から第3段階・衛星分離まで	同	打上げ段階終了後からアポジモータ点火まで	ドリフト軌道投入から静止衛星軌道獲得及び搭載機器の機能確認まで	初期段階終了から衛星の運用を終了するまで	初期段階終了から衛星の運用を終了するまで
	USB ダウンリンク (2.3 GHz) アップリンク (2.1 GHz)		打上げ段階終了後4周まで 方式：レンジング(トーン)方式 担当：増田、勝浦、STDN (NASA) 主用途：制距データ取得	方式：レンジング(トーン)方式 担当：増田、勝浦 主用途：同左	同	同
	Cバンド ダウンリンク (4.0 GHz) アップリンク (6.2 GHz)		方式：ドップラ方式 担当：増田、勝浦、沖繩 主用途：ドップラデータ取得(アポジモータ点火時)		同	同
	追跡特種データ処理等			方式：レンジング(トーン)方式 担当：君津 (TSCJ)、犬石 (NTT) 主用途：搭載機器の機能確認	初期段階終了後、衛星は通信・放送衛星機構において運用される。	初期段階終了後、衛星は通信・放送衛星機構において運用される。
	テレメータ		追跡データによる軌道決定及び軌道予報の計算 担当：中央追跡管制所、GSFC (NASA)	同左	同左	同左
管制	テレメータ		変調方式：PCM/PSK/PM 担当：増田、勝浦、STDN (NASA) 主用途：HKデータ取得及びクイックルック姿勢測定データ	変調方式：同左 担当：増田、勝浦 主用途：同左及び搭載機器の機能点検	同左	同左
	Cバンド (4.0 GHz)			変調方式：同左 担当：君津 (TSCJ)、犬石 (NTT) 主用途：搭載機器の機能確認	同左	同左
	USB (2.1 GHz)		変調方式：PCM/FSK-AM/PM 担当：増田、勝浦、STDN (NASA) 主用途：運用モード切替、姿勢及び軌道制御、アポジモータ点火の指令	変調方式：同左 担当：増田、勝浦 主用途：運用モードの切替、姿勢及び軌道の制御	同左	同左
	Cバンド (6.2 GHz)			変調方式：同左 担当：君津 (TSCJ)、犬石 (NTT) 主用途：搭載機器の機能確認	同左	同左
管制網統括データ処理			種子島宇宙センターから送られてくる打上げに関する情報により、飛行状況を把握し衛星の追跡管制に備える。 担当：中央追跡管制所	同左のほか、静止化計画作成・進行・指示・評価、搭載機器の機能点検 担当：中央追跡管制所	同左	同左

(注) HKデータ：ハウスキュービングデータ（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、監視データ等）をいう。
STDN：米国防空宇宙局(NASA)の追跡管制網（アセンション、オローフル、サンタフェ、ゴールドストーン、グナム、ハワイ、マドリッド、グリーンベルト）
GSFC：ゴダード宇宙飛行センター（STDN網の統括局）
TSCJ：通信・放送衛星機構
NTT：日本電信電話公社

第8-3表 追跡管制局の運用計画

○ 運用する
- 運用しない
△ バックアップ運用(オンコール)

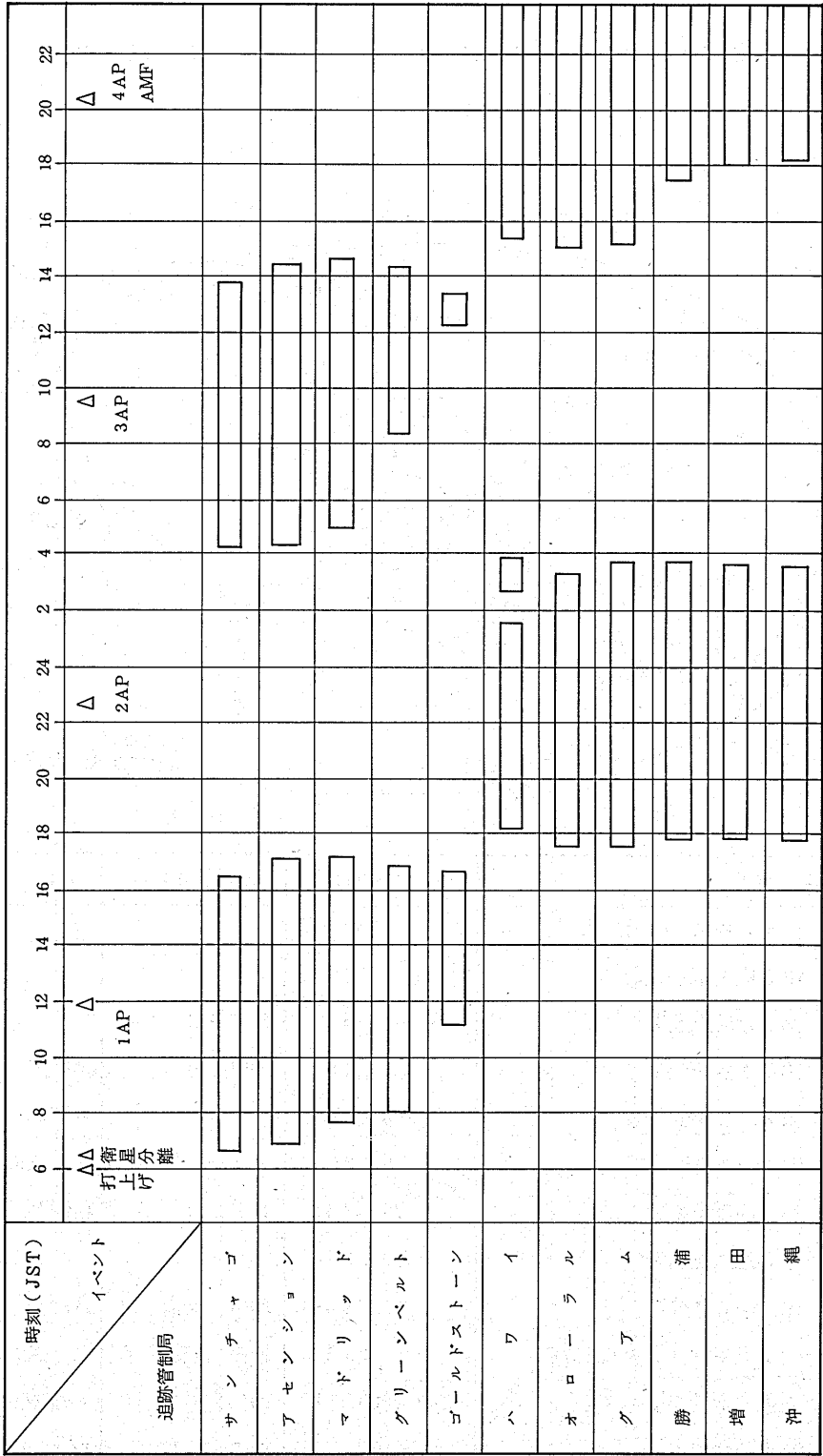
地上局	追跡管制の段階		打上げ段階	初期段階		備考
	地上局設備			クリティカルフェーズ	以降	
勝浦追跡管制所	U S B	テレメータ コマンド 測 距 ドップラー		○ ○ ○ ○ AMF時	○ ○ ○ -	
増田追跡管制所	U S B	テレメータ コマンド 測 距 ドップラー		○ ○ ○ ○ AMF時	○ ○ ○ -	
沖縄	U S B	ドップラー		○ AMF時	-	
STDN	U S B	テレメータ コマンド 測 距		○ ○ ○	△ △ △	} 第8-4表 による
NTT TSCJ	Cバンド	テレメータ コマンド 測 距		- - -	○ ○ ○	

(注) STDN: 米国航空宇宙局(NASA)の追跡管制網
TSCJ: 通信・放送衛星機構
NTT: 日本電信電話公社

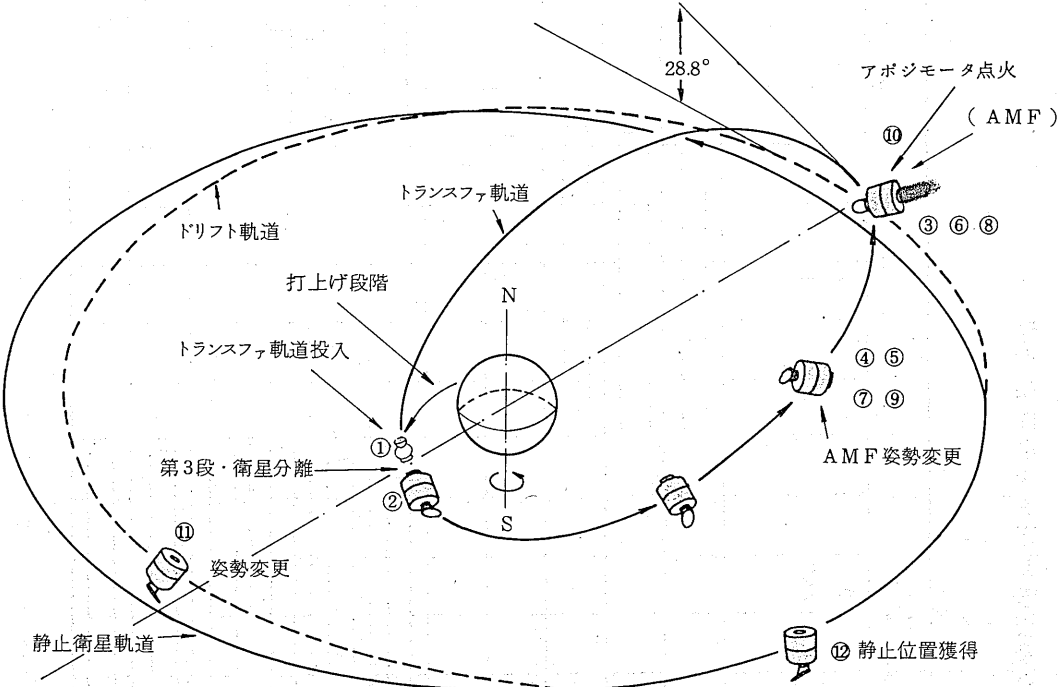
第8-4表 CS-2bで使用するNASA局と機能

局 名	略 号	テレメトリ機能	コマンド機能	測 距 機 能	備 考
ア セ ン シ ョ ン	ACN	○	○	○	
オ ロ ー ラ ル	ORR	○	○	○	
サ ン チ ャ ゴ	AGO	○	○	○	
グ リ ー ン ベ ル ト	BLT	○	○	○	
ゴ ー ル ド ス ト ー ン	GDS	○	○	○	
ハ ワ イ	HAW	○	○	○	
グ ァ ム	GWM	○	○	○	
マ ド リ ッ ド	MAD	○	○	○	

第8-5表 CS-2bの追跡管制局からの可視時間

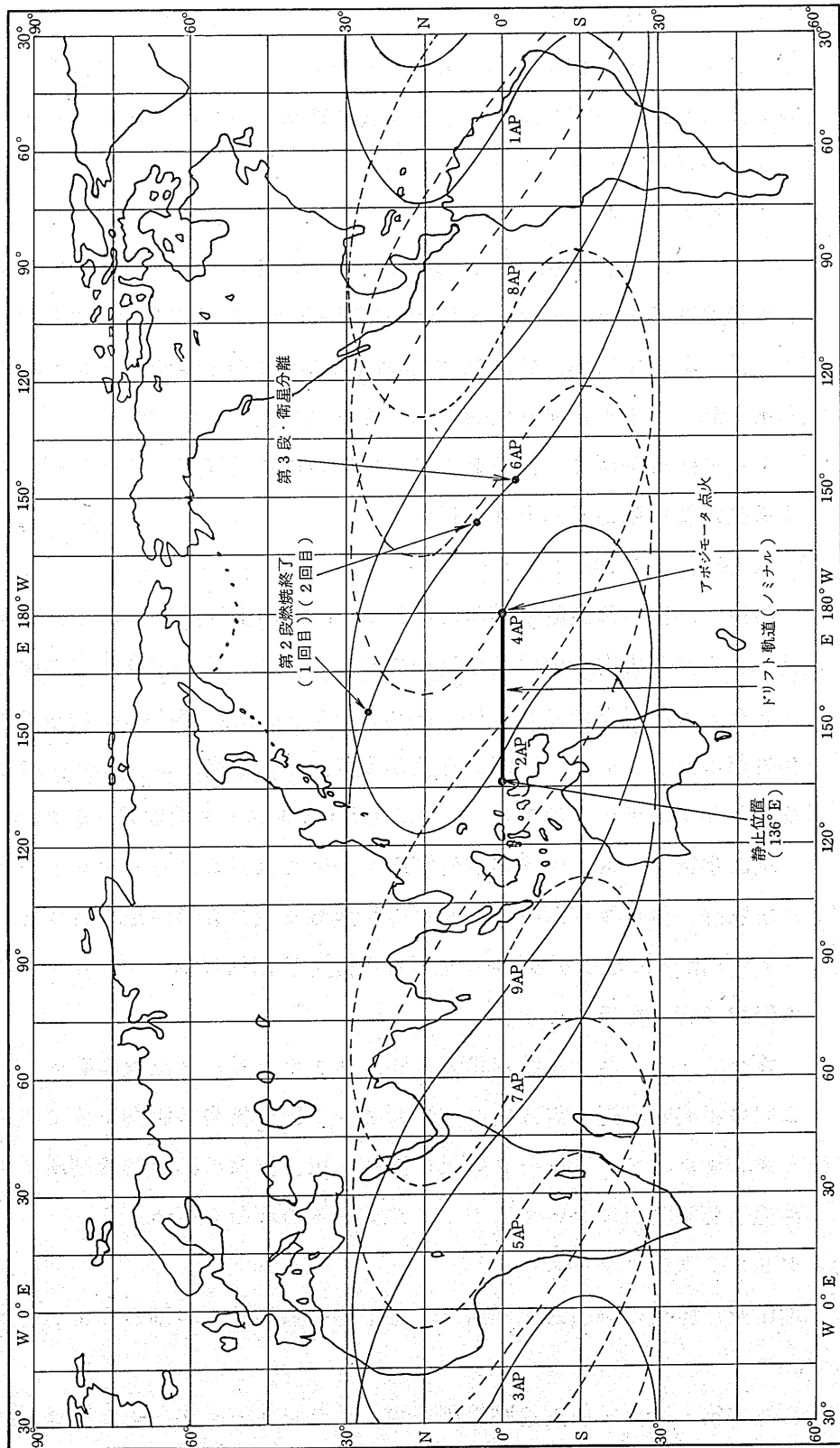


第 8 - 6 表 通信衛星 2 号 - b (CS - 2 b) の飛行計画



事 象	発射後経過時間	追跡管制所等	備 考
1. トランスファ軌道投入	時 26 分		
2. 第 3 段・衛星分離	27		
3. 第 1 遠地点通過	05 : 51	STDN	
4. 第 1 回姿勢変更	12 : 46	増田・勝浦	粗制御
5. 第 2 回姿勢変更	15 : 54	"	粗制御
6. ペリジ高度引上げ	16 : 39	"	第 2 遠地点付近
7. 第 3 回姿勢変更	23 : 38	STDN	精制御
8. 第 3 遠地点通過	27 : 27	"	
9. 第 4 回姿勢変更	37 : 30	増田・勝浦	精制御
10. アポジモータ点火 (AMF)	38 : 15	増田・勝浦・沖縄	第 4 遠地点付近
11. 軌道面逆垂直姿勢変更	約 2 日 14 時間	増田・勝浦	AMF 後約 24 時間
12. 静止位置獲得	約 1 か月	増田・勝浦	東経約 136 度

第 8 - 5 図 通信衛星 2 号 - b (CS - 2 b) 地表面軌跡



(1) トランスファ軌道フェーズ

このフェーズは、CS-2bの追跡管制上最もクリティカルな作業が集中しており、NASAのSTDN局を含む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) 人工衛星の追跡

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、国内の追跡局の可視範囲外となるため、NASAのSTDN局で、USBの測距により軌道データの取得を行い、GSFCで軌道(6要素)の推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、第2アポジ周回以降の追跡データを含めて最初の軌道決定及び軌道予測計算を行います。

2) 人工衛星の管制

勝浦、増田の両追跡管制所及びNASAのSTDN局において、姿勢測定データ(太陽方向検出器及び地球方向検出器による人工衛星の姿勢測定データをいう。以下同じ)及びハウスキーピングデータ(人工衛星の内部及び外部の温度データ、電源電圧及び電流データ、各サブシステムの状態、及び動作状況データ等をいう。)をUSBテレメータで取得します。

筑波宇宙センター中央追跡管制所においては、これらのテレメータデータを収録、処理及び解析して衛星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STDN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姿勢への制御は、2回の粗姿勢御近地点高度の変更および2回の精姿勢制御を経て実施されます。また、アポジモータ点火の際は増田、勝浦の両追跡管制所に加えて沖縄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

増田及び勝浦の両追跡管制所で、測距等の追跡及び管制の作業が行われます。

筑波宇宙センター中央追跡管制所では、テレメータデータの収録、処理及

び解析を行い、軌道上の衛星状態の監視及び姿勢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、姿勢軸の安定化やドリフトレートの調整等を行うために各追跡管制所に対して、コマンド信号の送信を指令します。

(3) 静止衛星軌道フェーズ

CS-2bが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衛星の追跡管制を行うことによって軌道及び姿勢の保持並びに搭載機器の動作確認を行います。なお、衛星搭載機器に関する動作確認の際は通信・放送衛星機構および日本電信電話公社の協力を受けます。

8.3.3 定常段階

定常段階は、初期段階終了後(打上げ後約3か月)から衛星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データ取得のための運用業務を行うことがあります。

参 考

1. 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	累 計		
出 資 金 部 門	人工衛星開発費	⑤	5.1 5.9	10.2	⑤ 176 4.1	15.6	⑤ 384 29.1	⑤361.3 7.66	⑤114.8 19.34	⑤ 430 22.55	⑤ 879 11.36	⑤267.3 11.16	⑤258.5 14.77	⑤329.1 20.00	⑤ 126.8 28.32	⑤289.0 37.95	⑤271.0 31.45	2032.7		
	ロケット開発費	⑤	34.0 11.8	⑤ 12.5 5.31	⑤ 43.4 6.00	⑤ 64.0 10.18	⑤119.2 12.08	⑤107.0 16.67	⑤ 80.4 14.74	⑤ 96.7 11.57	⑤289.6 18.32	⑤196.8 30.14	⑤133.2 28.71	⑤254.4 28.10	⑤ 286.6 27.94	⑤255.8 30.17	⑤260.5 39.01	2879.0		
	打 上 げ 費		0.5	1.0	1.0	1.4	1.5	8.7	⑤149.8 6.79	⑤ 77.8 12.36	⑤ 7.7 13.09	⑤ 3.3 7.16	⑤ 4.22 4.56		4.87	⑤ 7.42 7.42	8.10	699.8		
	種子島宇宙セン ター施設建設費	⑤	10.5 7.1	⑤ 3.2 1.88	⑤ 3.1 9.2	⑤ 60.0 2.22	⑤ 55.4 90.5	⑤ 16.2 10.76	⑤ 32.5 4.55	⑤ 15.0 4.34	⑤ 46.8 4.16	⑤ 51.3 5.62	⑤ 67.9 9.83	⑤ 19.1 7.53		36.3	⑤ 7.2 2.99	⑤28.4 4.27	724.6	
	筑波宇宙センタ ー施設建設費	⑤	0.9 0.2	⑤ 8.2 4.3	⑤ 13.7 12.6	⑤ 18.1 17.4	⑤ 15.4 18.4		3.24	⑤ 1.3 3.8	⑤ 14.8 3.8	⑤ 12.5 2.55	⑤ 47.9 4.13	⑤ 47.9 9.19	⑤ 74.5 5.57	⑤ 11.0 11.42		5.29	⑤ 1.3 1.27	487.1
	追 跡 管 制 費		0.5	⑤ 2.5 2.2	2.6	3.3	⑤ 27.6 12.9	40.6	⑤220.1 9.87	⑤ 23.1 14.78	⑤ 15.1 20.28		7.78	⑤ 3.28 5.83	⑤ 3.31 12.16		7.90	⑤ 7.2 9.87	⑤ 7.9 10.30	1049.8
	地 球 観 測 情 報 処 理 費								0.5	0.5	2.67 6.1	3.34	⑤ 1.6 1.95	⑤ 2.82 1.07	⑤ 1.67 1.84		3.31	⑤ 7.2 1.80		140.2
	一般管理運営費等		2.8	5.8	6.3	11.2	11.1	2.22	3.08	3.53	4.25	⑤ 2.0 4.99	⑤ 1.6 5.42	5.72	6.03	6.47	6.57	52.00		
	計	⑤	50.5 2.88	⑤ 26.4 9.54	⑤ 77.8 9.58	⑤142.1 17.29	⑤256.0 28.43	⑤484.5 45.48	⑤598.9 58.80	⑤270.4 69.56	⑤486.3 7.46.2	⑤568.6 74.3.2	⑤541.9 7.99.2	⑤738.4 8.47.1	⑤ 441.1 9.19.5	⑤584.0 10.34.7	⑤576.3 10.27.7	8533.2		
	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	4.25	5.13	5.61	6.08	6.53	7.13	7.38	7.41	609.5	
合 計		⑤	50.5 3.13	⑤ 26.4 10.28	⑤ 77.8 10.63	⑤142.1 18.74	⑤256.0 30.34	⑤484.5 47.95	⑤598.9 62.36	⑤270.4 73.81	⑤486.3 79.75	⑤568.6 79.93	⑤541.9 86.00	⑤738.4 91.24	⑤ 441.1 99.08	⑤584.0 110.85	⑤576.3 110.18	9142.7		

(注) 昭和48年度予算には、国の予備費使用分の728000千円(国庫支出金)を含む。

2. 資本金構成

(58.3.31)

政府出資金	678939,552,902
(うち現物出資)	(3,182,552,902)
民間出資金	39,600,000
合 計	678979,152,902

3. 職員数の推移

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

4. 我が国の人工衛星一覧

(昭和58年5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	16.52	0.735	94.0	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
きょっこう	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	326	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

6. 国別、種類別人工衛星打上げ成功率

(1983年2月28日現在)

種類	国別	ソ連	米	英	カナダ	伊	仏	豪	ESA/ESRO	独	日本	仏・独	NATO	中国	オランダ	スペイン	インド	インドネシア	チェコスロバキア	合計
技術開発衛星	}	1501	549	2(1)			6(2)		2		9						2			2255 (35)(6)
科学衛星			125	6(6)	4(4)	4(4)	5(1)(2)	1(1)	11(11)	*6(5)	8			***10	1(1)	1(1)	1(1)	1(1)		
月探査機		29	30																	59
衛星探査機		23	19																	42
有人宇宙船		52	34																	86
通信衛星		127	113	4(4)	7(7)	1(1)		1(1)	2(1)		5(2)	2(2)	5(5)				**2(1)	2(2)		271(26)
気象衛星		46	46				2(1)		2(1)		2(1)									98(3)
航行衛星(航空・海事)			32																	32
測地衛星			15				4													19
地球観測衛星			7														2(2)			9(2)
その他		19	7								2									28
合計		1797	977	12(11)	11(11)	5(5)	17(2)(4)	2(2)	17(13)	*6(5)	26(3)	2(2)	5(5)	***10	1(1)	1(1)	**7(1)(3)	2(2)	1(1)	2899(64)(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. []内の数字はソ連以外の国がソ連のロケットにより打ち上げた数。
3. *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。
4. **インドの人工衛星のうち1個はESAのロケットにより打ち上げ。
5. ソ連のコスモス衛星、米国の軍事衛星等ミッション不明のものは、技術開発衛星として分類。
6. インテルサットの通信衛星は米国の通信衛星として分類。
7. 1981年の3個同時打上は1個としている

6. 静止衛星打上げ回数（静止化に成功したもののみ）

（1983年2月28日）

国又は機関	打上げ回数	内 訳					備考
		通	信	放	送	気 象	
米	87	21				7	
インテルサット	26					4	55
ソ連	27	16		8			3
カナダ	7	6		1			
日本	6	2		1		1	
ESA	5	2				2	
インドネシア	2	2					1
独	2	2					
イタリア	1	1					
英	2						2
インド	2	2					
NATO	5						5
計	172	80	10	11			65

注) 1. 出典: 1957年~1979年 TRW Space Log
1980~1981年2月28日 NASA Satellite Situation Report
SPACEWARN BULLETIN

2. ソ連のコスモス衛星は軍事その他に分類した。

7. 衛星通信システム

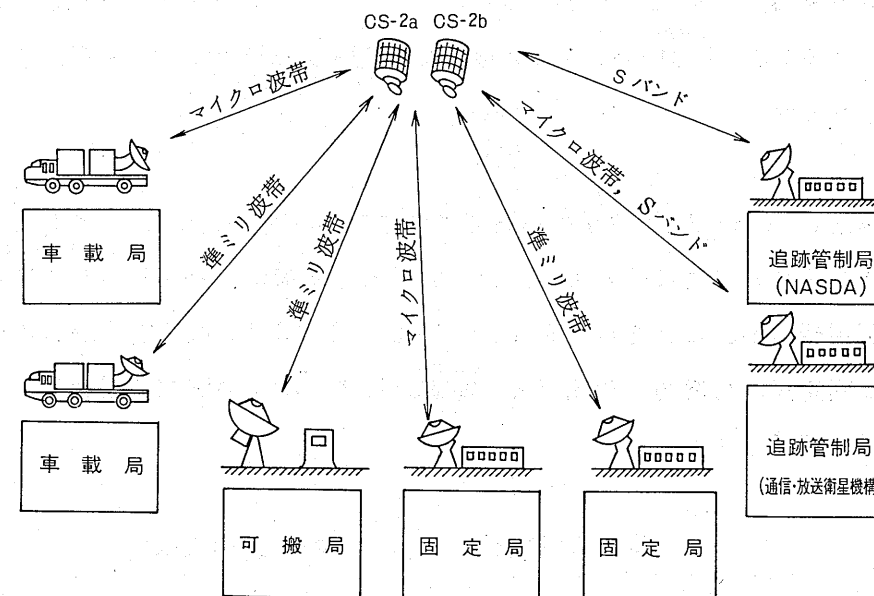
(1) 衛星通信システムは、衛星と宇宙の電波中継所とする無線通信システムです。

その特徴は

- 広大なエリアを通信区域とできる
- 地震等の災害に強い
- 大量の情報が送れる

などです。

(2) CS-2は通信需要の拡大にこたえ、災害時の通信手段等として使われます。



・非常災害時通信

震災、台風などの大きな災害発生時に、被害を最小限に止めるために必要とされる通信手段の確保。CS-2は非常災害時の通信途絶や混乱に対処し、固定局、可搬局、車載局などの地上施設と一体となって、公衆・公共業務用通信回線をバックアップします。

・離島通信

従来、品質が悪く回線が多くとれない短波通信のみに頼っていた小笠原諸島を始めとした離島地域に、CS-2によって質のよい電話回線が確保されること

となります。また新たに、高速のデータ通信やテレビ伝送ができるようになります。

・臨時通信回線

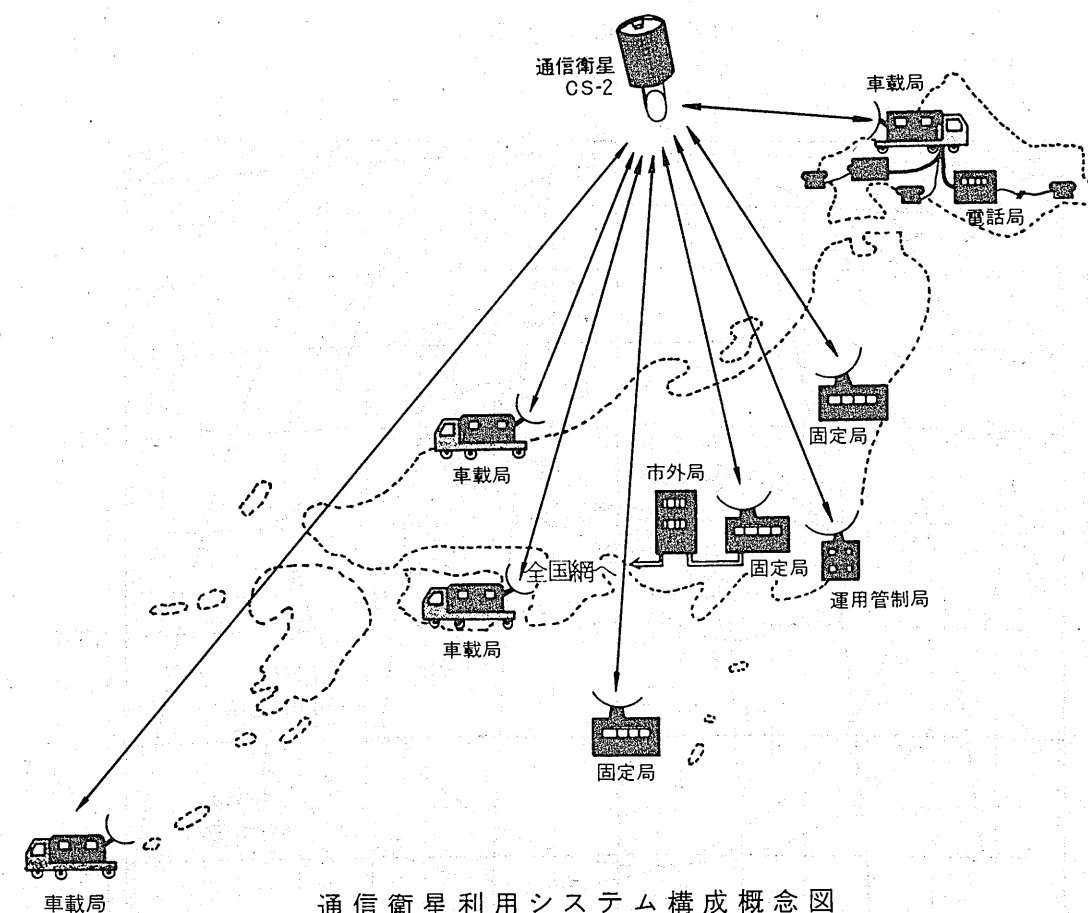
大規模な博覧会、国際会議などにおいて必要とされる臨時電話回線を車載局などを用いてスピーディに設定します。

そのほか、地上の通信回線の一時的な輻湊（ふくそう）に衛星回線を用いて対処します。

・通信衛星に関する技術の開発

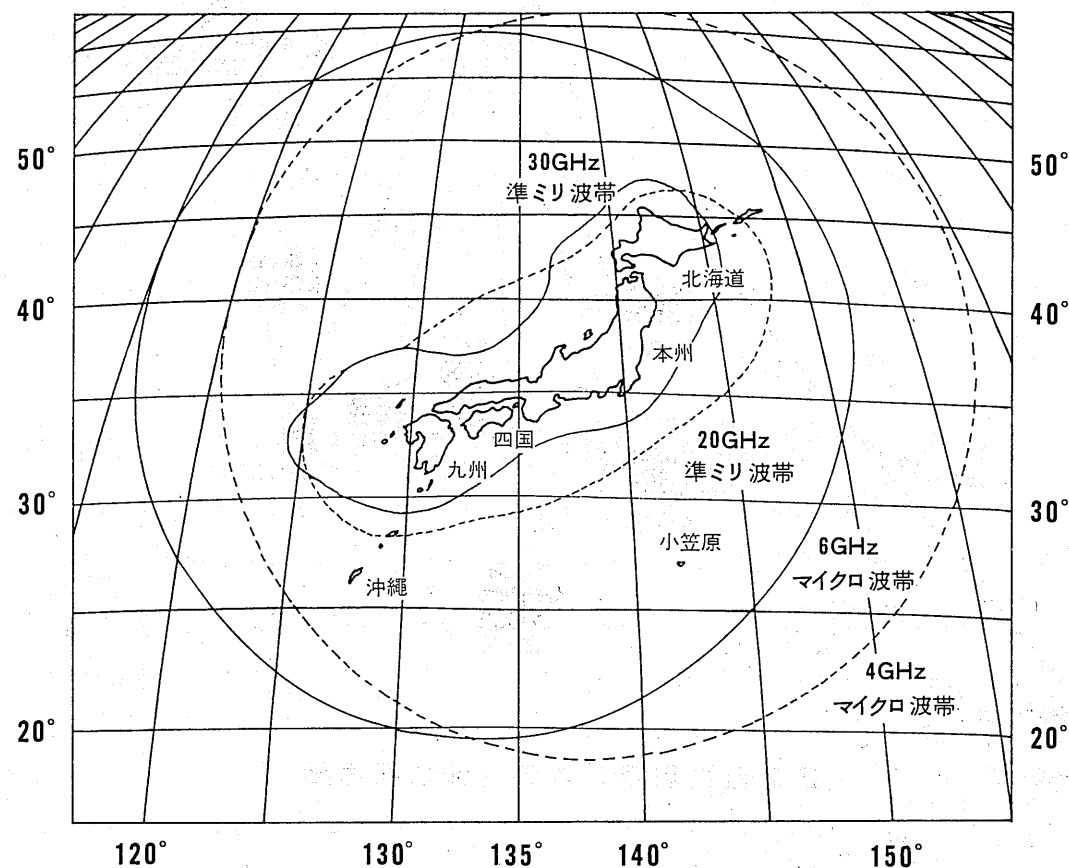
コンピュータ社会、情報化社会の到来とともに、ますます多様化し増大する通信需要。CS-2の開発、運用からもたらされる各種データは、今後計画されているCS-3を始めとする大型、大容量通通信衛星のための研究、開発に役立てられます。

- (3) 静止後、CS-2は、まず宇宙開発事業団による各種の衛星チェックを受けます。その後、衛星の管理に関しては通信・放送衛星機構が、利用に関しては電々公社等の利用機関が、これを行います。CS-2は日本本土、離島を含む日本全土の数多くの固定局、可搬局、車載局と一体となって、様々の国内公衆通信、公共業務用通信に活躍します。



通信衛星利用システム構成概念図

CS-2の通信区域



8. 通信衛星打上げ年表

1983.2.28現在

国際登録番号	名称	所有国(機関)	打上げ年月日	消滅年月日	打上げロケット名	近地点(km)	遠地点(km)	周期(分)	軌道傾斜(度)	重量(kg)	基地	備考
1958-21	スコープ	米(DOD)	58.12.18	59.12.1	アトラスB	185	1,470	101.5	32.4	68	E	最初の通信衛星。受動型。13日間作動。
	エコーA-10	米(NASA)	60.5.13	60.5.13	ソーデルタ	-	-	-	-	60	E	打上げに失敗。
1960-11	エコー1号	米(NASA)	60.8.12	68.5.24	ソーデルタ	1,059	1,966	116.2	47.30	75	E	通信中継用(受動型)気球、気球直径30.5m。
	クローリエ1A	米(DOD)	60.8.18	60.8.18	ソーリエーブルスター	-	-	-	-	227	E	打上げに失敗。
1960-N1	クローリエ1B	米(DOD)	60.10.4		ソーリエーブルスター	972	1,207	106.9	28.26	227	E	軍事通信用記憶型通信衛星。17日間作動。
1961-AK2	オスカ-1号	米	61.12.12	62.1.31	ソーアシーナB	180	181	88.2	81.14	5	W	最初のアマチュア無線用通信衛星。18日間作動。ドイツカパラー-36号と双子衛星。
1962-AE1	テルスター1号	米(AT&T)	62.7.10		ソーデルタ	948	5,636	157.6	44.78	77	E	最初の民間製作衛星。大西洋横断TV、電話中継成功、最後の通信は63.2.21。
1962-BU1	リレー1号	米(NASA)	62.12.13		ソーデルタ	1,298	7456	184.9	47.77	78	E	一方向電話300回線。日米間のTV中継成功、最後の送信は65.2。
1963-4A	シンコム1号	米(NASA)	63.2.14		ソーデルタ	34185	37,021	142.66	33.51	39	E	最初の同期軌道型衛星。軌道投入時の故障のため通信実験不能。
1963-13A	テルスター2号	米(AT&T)	63.5.7		ソーデルタ	867	10,797	225.0	43.73	79	E	65.5 送信停止。
1963-31A	シンコム2号	米(NASA)	63.7.26		ソーデルタ	35,584	36,693	145.41	33.05	39	E	初の同期軌道衛星。南大西洋上に静止。63.8.16 送信停止。
1964-3A	リレー2号	米(NASA)	64.1.25		ソーデルタ	2,087	7,415	194.7	46.32	78	E	増幅中継衛星。一方向電話300回線。65.9.26まで実験実施。
1964-4A	エコー2号	米(NASA)	64.1.25	69.6.7	ソーアシーナB	1,031	1,316	108.8	85.50	256	W	米ソ通信中継実験。直径41mの球。
1964-47A	シンコム3号	米(NASA)	64.8.19		ソーデルタ	34,186	36,275	140.77	0.66	39	E	太平洋上に静止(最初の静止軌道衛星)、東京オリンピック中継成功。
1965-8C	LES1号	米(DOD)	65.2.11		タイタンIII A	2,778	2,806	145.7	32.15	31	E	実験通信衛星。

国際登録 番 号	名 称	所 有 国 (機 関)	打 上 げ 年 月 日	消 滅 年 月 日	打 上 げ ロケット名	近地点 (km)	遠地点 (km)	周 期 (分)	軌道傾 斜(度)	重 量 (kg)	基地	備 考
1965- 28A	インテルサット I	インテルサット	65. 4. 6		ソーデルタ	35,000	36,586	1,436.4	35.99	39	E	大西洋上に静止、初の商業通信衛星、アーリーバードともいう。240音声回線。
1965- 30A	モルニヤ I 1号	ソ	65. 4.23	79. 8.16	A-2-e	548	39,957	707.3	65	1,000	Ty	ソ連初の通信衛星。モルニヤ型衛星は、高緯度帯での利用に便利ように軌道を選んでいる。
1965- 34C	L C S 1号	米 (DOD)	65. 5. 6		タイタン III A	2,776	2,789	145.6	32.11	34	E	受動型気球。 タイタン III A最後の打上げ。
1965- 80A	モルニヤ I 2号	ソ	65.10.14	67. 3.17	A-2-e	500	40,000	719	65	1,000	Ty	仏ソ間 TV 中継成功。
1966- 35A	モルニヤ I 3号	ソ	66. 4.25	73. 6.11	A-2-e	499	39,500	710.41	64.5	1,000	Ty	雲分布写真も送信。
1966- 53B~H	IDCSP 1~7号	米 (DOD)	66. 6.16		タイタン III C	33,700	34,000	1,340	0.1	45	E	国防通信用。8つ子衛星。
1966- 96A	インテルサット II F 1	インテルサット	66.10.26	82. 9. 7	ソーデルタ	299	37,649	669.6	26.41	87	E	静止に失敗、ランバードともいう。ア ポジモータ 87kg。66.10.31送信停止。
1967- 1A	インテルサット II F 2	インテルサット	67. 1.11		ソーデルタ	33,527	36,142	1,386.6	2.20	87	E	太平洋上に静止、ランバード 2号と もいう。67.1.27使用開始。
1967- 3A~H	IDCSP 8~15号	米 (DOD)	67. 1.18		タイタン III C	33,600	33,900	1,335	0.1	45	E	国防通信用。8つ子衛星。
1967- 26A	インテルサット II F 3	インテルサット	67. 3.23		ソーデルタ	35,776	35,823	1,466	0.804	87	E	大西洋上に静止、カナリーバードと もいう。67.4.7使用開始。
1967- 66B~D	IDCSP 16~18号	米 (DOD)	67. 7. 1		タイタン III C	33,080	33,550	1,312	7.1	45	E	国防通信用。6つ子衛星。
1967- 82A	コスモス 174号	ソ	67. 8.31	68.12.30	A-2-e	500	39,750	715	64.5		Ty	失 敗。
1967- 94A	インテルサット II F 4	インテルサット	67. 9.28		ソーデルタ	35,732	37,787	1,435	2.63	87	E	太平洋上に静止、ランバード 3号と もいう。67.11.4使用開始。
1968- 50A~H	IDCSP 19~26号	米 (DOD)	68. 6.13		タイタン III C	33,700	34,000	1,340	0.1	45	E	国防通信用。8つ子衛星。
1968- 115A	コスモス 260号	ソ	68.12.16	73. 7. 9	A-1/2	500	39,600	712.36	65		Ty	
1968- 116A	インテルサット III F 2	インテルサット	68.12.19		ソーデルタ	35,770	35,790	1,435.9	0.7	150	E	国際通信衛星 大西洋上に静止。

国際登録 番 号	名 称	所 有 国 (機 関)	打 上 げ 年 月 日	消 滅 年 月 日	打 上 げ ロケット名	近地点 (km)	遠地点 (km)	周 期 (分)	軌道傾 斜(度)	重 量 (kg)	基地	備 考
1969- 11A	インテルサット III F 3	インテルサット	69. 2. 6		ソーデルタ	35,786	35,809	1,435.4	1.3	137	E	太平洋上に静止、後インド洋上に移 動。
1969- 13A	Tacsat 1号	米 (DOD)	69. 2. 9		タイタン III C	35,939	36,044	1,447	0.6	726	E	軍用通信衛星、大西洋上に静止。
1969- 45A	インテルサット III F 4	インテルサット	69. 5.22		ソーデルタ	35,777	35,803	1,436.3	1.0	137	E	太平洋上に静止。
1969- 64A	インテルサット III F 5	インテルサット	69. 7.26		ソーデルタ	269	5,399	146.7	30.3	137	E	静止に失敗。
1969- 101A	スカイネット 1号	英	69.11.22		ソーデルタ	34,702	35,838	1,407.8	2.4	(242)	E	イギリスの軍用通信衛星、インド洋 上に静止。
1970- 3A	インテルサット III F 6	インテルサット	70. 1.15		ソーデルタ	35,783	35,787	1,436	0.39	152	E	大西洋上に静止。
1970- 21A	NATO 1号	NATO	70. 3.20		ソーデルタ	34,429	35,786	1,401.6	2.8	129	E	NATOの軍用通信衛星。
1970- 32A	インテルサット III F 7	インテルサット	70. 4.23		ソーデルタ	35,779	35,806	1,422	0.9	152	E	大西洋上に静止。
1970- 55A	インテルサット III F 8	インテルサット	70. 7.23		ソーデルタ	282	36,294	642.7	27.98	152	E	静止に失敗。
1970- 62A	スカイネット 2号	英	70. 8.19		ソーデルタ	270	36,041	636.5	28.04	129	E	イギリスの軍用通信衛星、静止に失 敗。
1971- 6A	インテルサット IV F 2	インテルサット	71. 1.26		アトラス セントール	35,740	36,382	1,450.2	0.6	707	E	国際通信衛星 大西洋上 24.5°W に静止。
1971- 9A	NATO 2号	NATO	71. 2. 3		ソーデルタ	34,430	35,861	1,403.4	2.8	243	E	大西洋上に静止、軍用通信衛星。
1971- 95A	DSCS 1号	米 (DOD)	71.11. 3		タイタン III C	35,806	35,815	1,436.1	2.58	522	E	第2世代の国防通信衛星。 DSCS 2号と双子衛星。
1971- 95B	DSCS 2号	米 (DOD)	71.11. 3		タイタン III C	35,806	35,815	1,436.1	2.58	522	E	第2世代の国防通信衛星。 DSCS 1号と双子衛星。
1971- 100A	モルニヤ II 1号	ソ	71.11.24	76. 5.10	A-2-e	460	39,350	206	65.4		プ	東欧諸国を対象とした国際通信用。
1971- 116A	インテルサット IV F 3	インテルサット	71.12.20		アトラス セントール	35,750	35,827	1,436.2	0.4	702	E	大西洋上 33.6°E に静止。

国際登録 番 号	名 称	所 有 国 (機 関)	打 上 げ 年 月 日	消 滅 年 月 日	打 上 げ ロ ケ ッ ト 名	近 地 点 (km)	遠 地 点 (km)	周 期 (分)	軌 道 傾 斜 (度)	重 量 (kg)	基 地	備 考
1972- 3A	インテルサットⅣ F4	インテルサット	72. 1.23		アトラス セントール	35,625	35,787	1,432.0	0.7	700	E	太平洋上174°Eに静止。
1972- 41A	インテルサットⅣ F5	インテルサット	72. 6.13		アトラス セントール	35,777	35,963	1,440.4	0.4	719	E	インド洋上62°Eに静止。
1972- 90A	ア ニ ク -1号	加	72.11.10		ソーデルタ	35,780	35,791	1,436	0.1	270	E	カナダの国内静止通信衛星、太平洋 上114°Wに静止。
1973- 23A	ア ニ ク -2号	加	73. 4.20		ソーデルタ	35,604	35,709	1,431	0.1	270	E	カナダの第2号国内静止通信衛星。 109°Wに静止。
1973- 58A	インテルサットⅣ F7	インテルサット	73. 8.23		アトラス セントール	35,773	35,778	1,435.6	0.4	700	E	大西洋上329°Eに静止。
1973- 100A	DSCS 3号	米 (DOD)	73.12.13		タイタンⅢC	35,716	36,064	1,441	2.5	566	E	国防通信衛星。13°Wに静止。
1973- 100B	DSCS 4号	米 (DOD)	73.12.13		タイタンⅢC	35,932	35,981	1,445	2.5	566	E	国防通信衛星。175°Eに静止。
1974- 22A	ウェスター 1号	(ウェスタン ユニオン)	74. 4.13		ソーデルタ	35,553	35,950	1,434.3	0	300	E	米国初の国内用静止通信衛星。99° Wに静止。74.7.16から商用開始。
1974- 60A	モルニア 1-S	ソ	74. 7.30		D-1-e	35,850	35,850	1,439	0.066		Ty	ソ連初の静止通信衛星。 90°Eに静止。
1974- 75A	ウェスター 2号	(ウェスタン ユニオン)	74.10.10		ソーデルタ	35,244	35,766	1,421.7	0.5	300	E	国内用静止通信衛星。90°Wに静止。
1974- 89B	オスカー 7号	米	74.11.15		ソーデルタ	1,445	1,459	114.9	101.7	30	W	ソーデルタによる初の3つ子衛星打 上げ。NOAA-4号、インテルサット と3つ子衛星。
1974- 92A	モルニヤⅢ 1号	ソ	74.11.21		A-2-e	650	40,690	732	62.8	1,500	ブ	新型通信衛星。
1974- 93A	インテルサットⅣ F8	インテルサット	74.11.21		アトラス セントール	35,630	35,780	1,431.9	1.8	700	E	74.12.18から商用開始。 174°Eに静止。
1974- 94A	スカイネットⅡ -2号	英	74.11.23		ソーデルタ	35,896	36,595	1,459.4	2.2	129	E	インド洋上に静止。 英の第2世代の国防通信衛星
1974- 101A	シンフォニー1号	仏、独	74.12.19		ソーデルタ	38,705	40,918	1,646.6	1.2	230	E	115°Wに静止。仏独共同通信実験。 初めて液体アポジモータを使用。
1975- 38A	ア ニ ク 3号	加	75. 5. 7		ソーデルタ	35,786	35,789	1,436.2	0.0	270	E	第3号国内静止通信衛星。 104°Wに静止。

国際登録 番 号	名 称	所 有 国 (機 関)	打 上 げ 年 月 日	消 滅 年 月 日	打 上 げ ロ ケ ッ ト 名	近 地 点 (km)	遠 地 点 (km)	周 期 (分)	軌 道 傾 斜 (度)	重 量 (kg)	基 地	備 考
1975- 42A	インテルサットⅣ F1	インテルサット	75. 5.22		アトラス セントール	35,704	36,184	1,444.2	0.5		E	国際通信衛星
1975- 77A	シンフォニー2号	仏、独	75. 8.27		ソーデルタ	35,364	35,870	1,427.4	0.0	230	E	115°Wに静止。仏独共同通信実験。
1975- 91A	インテルサットⅣ A F1	インテルサット	75. 9.26		アトラス セントール	35,294	35,821	1,424.4	0.1	(1,491)	E	大西洋上に静止。 20個のトランスポンダを持つ。
1975- 117A	RCA-Satcom- 1号	米 (RCA)	75.12.13		ソーデルタ	35,625	36,086		0.3	463	E	119°Wに静止。
1975- 122A	ラ ド ガ 1号	ソ	75.12.22		D-1-e	35,800	35,800		0.3		Ty	ソ連の静止通信衛星。
1976- 2A	C T S	加	76. 1.17		ソーデルタ	35,781	35,796		0.7		E	116°Wに静止。米国との共同 初の実験用放送衛星。
1976- 6A	モルニヤⅠ 32号	ソ	76. 1.22			491	38,934	698	62.5			
1976- 10A	インテルサットⅣ A F2	インテルサット	76. 1.29		アトラス セントール	35,216	35,901	1,424.5	0.1	(1,500)	E	大西洋上に静止。
1976- 29A	RCA-Satcom- 2号	米 (RCA)	76. 3.26		ソーデルタ	35,782	35,791	1,436.1	0.0	463	E	128°Wに静止。 デルタ3914で打上げ。
1976- 35A	NATOⅢ-1号	NATO	76. 4.22		ソーデルタ	35,773	35,797	1,436.1	2.5	310	E	NATOの軍用通信衛星。 155°Wに静止。
1976- 42A	コムスター 1号	米 (コムサット)	76. 5.13		アトラス セントール	35,784	35,792	1,436.2	0.0	(1,519)	E	国内通信衛星 119°Wに静止。
1976- 66A	パ ラ バ 1号	インドネシア	76. 7. 8		ソーデルタ	35,784	35,794	1,436.2	0.1	282	E	インドネシアの国内通信衛星。 83°Eに静止。
1976- 73A	コムスター 2号	米 (コムサット)	76. 7.22		アトラス セントール	35,775	35,799	1,436.1	0.1	(1,519)	E	127°Wの静止。
1976- 92A	ラ ド ガ 2号	ソ	76. 9.11		D-1-e	35,900	35,900	1,440	0.3		Ty	通信衛星
1976- 107A	エクラン 1号	ソ	76.10.26		D-1-e	35,600	35,600	1,422			Ty	放送衛星
1977- 5A	NATOⅢ-2号	NATO	77. 1.28		ソーデルタ	35,463	35,962	1,432.3	2.8	340	E	軍用通信衛星

国際登録 番号	名 称	所 有 国 (機 関)	打 上 げ 年 月 日	消 滅 年 月 日	打 上 げ ロケット名	近地点 (km)	遠地点 (km)	周 期 (分)	軌道傾 斜(度)	重 量 (kg)	基地	備 考
1977- 10A	モルニヤⅡ17号	ソ	77. 2.11		A-2-e	493	40,757	735	62.5	1,250	ブ	国内用通信等。
1977- 18A	バラバ2号	インドネシア	77. 3.10		ソーデルタ	35,915	36,250	1,451	0.1	574	E	インドネシアの国内静止通信衛星、 77°Eに静止。
1977- 21A	モルニヤⅠ36号	ソ	77. 3.24		A-2-e	484	40,816	736	62.8	1,000	ブ	
1977- 32A	モルニヤⅢ7号	ソ	77. 4.28		A-2-e	467	40,817	736	62.8	1,500	ブ	
1977- 34A	DSCSⅡ-7号	米	77. 5.12		タイタンⅢC	36,600	35,700	1,428	2.5	565	E	軍用静止通信衛星。
1977- 34B	DSCSⅡ-8号	米	77. 5.12		タイタンⅢC	38,790	38,800	1,444	2.5	565	E	同 上
1977- 41A	インテルサット NA-F4	インテルサット	77. 5.26		アトラス セントール	35,346	35,755	1,425	0.3	1,500	E	325°Eに静止。
1977- 54A	モルニヤⅠ37号	ソ	77. 6.24		A-2-e	480	39,016	700	62.9	1,000	Ty	
1977- 71A	ラドガ3号 (Statsionar 2)	ソ	77. 7.23		D-1-e	36,600	36,600	1,477	0.4	2,000	Ty	国内静止通信衛星。
1977- 80A	シリョ	伊	77. 8.25		ソーデルタ	35,788	35,788	1,436	0.3	213	E	各種の通信実験を実施。 15°Wに静止。
1977- 82A	モルニヤⅠ38号	ソ	77. 8.30		A-2-e	480	40,800	737	62.8	1,000	ブ	
1977- 92A	エクラン2号 (Statsionar T)	ソ	77. 9.20		D-1-E	35,560	35,560	1,425	0.4	2,000	Ty	99°Eに静止。 シベリア等北方地域への通信、放送。
1977- 105A	モルニヤⅢ8号	ソ	77.10.28		A-2-e	478	40,764	735	62.8	1,500	ブ	
1977- 118A	さくら (CS)	日 本	77.12.15		ソーデルタ	35,783	35,790	1,436	0.1	340	E	実験用中容量静止通信衛星。 140°Eに静止。
1978- 2A	インテルサット NA F6	インテルサット	78. 1. 7		アトラス セントール	35,634	35,797	1,432.4	0.4	825.5	E	インド洋上63°Eに静止。
1978- 9A	モルニヤⅢ9号	ソ	78. 1.24		A-2-e	661	40,631	736	62.8		ブ	

国際登録 番号	名 称	所 有 国 (機 関)	打 上 げ 年 月 日	消 滅 年 月 日	打 上 げ ロケット名	近地点 (km)	遠地点 (km)	周 期 (分)	軌道傾 斜(度)	重 量 (kg)	基地	備 考
1978- 16A	フリーサット 1号	米 (DOD)	78. 2. 9		アトラス セントール	35,523	35,666	1,426.3	27.1	1005	E	軍用通信。
1978- 24A	モルニヤⅠ39号	ソ	78. 3. 3		A-2-e	632	40,733	738	62.8		ブ	
1978- 26B	オスカー8号	米 (NASA)	78. 3. 5		ソーデルタ	905	914	103.1	98.9	27	W	アマチュア無線用通信衛星。米・加・ 日・独の企業により製作された。
1978- 35A	インテルサット NA F3	インテルサット	78. 3.31		アトラス セントール	35,730	35,851	1,436.3	0.3	825.5	E	インド洋上63°Eに静止。
1978- 39A	ゆり (BS)	日 本	78. 4. 7		ソーデルタ	35,785	35,786	1,436	0.08	355	E	実験用中型放送衛星。110°Eに静止。
1978- 44A	OTS-2号	ESA	78. 5.11		ソーデルタ	静 止	軌 道			444	E	通信実験等。10°Eに静止。 打上げに失敗したOTS-1のバック アップである。
1978- 55A	モルニヤⅠ40号	ソ	78. 6. 2		A-2	457	40,837	736	62.5		ブ	
1978- 68A	コムスター3号	米 (コムサット)	78. 6.29		アトラス セントール	35,470	35,780	629.9	21.8	792	E	米国コムサット社の通信衛星。 国内電話等に利用。87°Eに静止。
1978- 72A	モルニヤⅠ41号	ソ	78. 7.14		A-2-e	650	40,660	737	62.8		ブ	
1978- 73A	ラドガ4号	ソ	78. 7.19		D-1-e	36,590	36,590	1,478	0.5		Ty	電話、電信、TV等。
1978- 80A	モルニヤⅠ42号	ソ	78. 8.23		A-2-e	480	40,788	726	62.8		ブ	
1978- 95A	モルニヤⅢ10号	ソ	78.10.13		A-2-e	467	40,825	736	62.8		ブ	
1978- 100B	ラディオ1号	ソ	78.10.26		C-1	1,688	1,724	120.4	82.6		ブ	アマチュア無線通信及び科学技術実 験。
1978- 100C	ラディオ2号	ソ	78.10.26		C-1	1,688	1,724	120.4	82.6		ブ	アマチュア無線通信及び科学技術実 験。
1978- 106A	NATOⅢ3号	NATO	78.11.19		ソーデルタ	35,495	35,783	1,428.5	44.1	346	E	NATOシリーズ最後の軍用通信衛星。
1978- 113A	DSCSⅡ-11号	米 (DOD)	78.12.14		タイタンⅢC	35,796	36,412	1,452.2	2.5		E	軍用通信衛星。135°Wに静止。

国際登録 番 号	名 称	所 有 国 (機 関)	打 上 げ 年 月 日	消 滅 年 月 日	打 上 げ ロケット名	近地点 (km)	遠地点 (km)	周 期 (分)	軌道傾 斜(度)	重 量 (kg)	基地	備 考
1978- 113B	DSCSⅡ-12号	米 (DOD)	78.12.14		タイタンⅢC	36,261	36,413	1,464.3	2.5		E	軍用通信衛星。175°Eに静止。
1978- 116A	ア ニ ク B-1	カナダ	78.12.15		ソーデルタ	静 止	軌 道		27.3	474	E	カナダ国内静止通信衛星。 109°Eに静止。 ア ニ ク A-1のバックアップ。
1978- 118A	ホリゾン ト 1号	ソ	78.12.19		D-1-E	22,581	48,365	1,420	11.3		Ty	電話・TV通信。軌道を傾斜させる ことにより北方までカバーできる。
1979- 4A	モルニヤⅢ 11号	ソ	79. 1.18		A-2-e	474	40,806	736	62.8		ブ	
1979- 9A	あ や め (ECS)	日 本	79. 2. 6		N - 1	31,355	36,856 (1979. 8. 31日現在)	1,351.1	0.4	130	種子 島	実験用静止通信衛星。 2月9日、アポジモーター点火直後、 衛星からの通信途絶
1979- 15A	エクラン 3号	ソ	79. 2.21		D-1-E	35,780	35,780	1,436	0.35		Ty	TV中継等。
1979- 31A	モルニヤⅠ 43号	ソ	79. 4.12		A-2-e	656	40,590	735	62.9		ブ	
1979- 35A	ラ ド ガ 5 号	ソ	79. 4.25		D-1-E	36,000	36,000	1,442	0.4		Ty	インド洋上に静止。
1979- 38A	フリートサトコム2	米 (DOD)	79. 5. 4		アトラス セントール	166	35,972	634.1	27.1	1005	E	軍用通信衛星。
1979- 48A	モルニヤⅢ 12号	ソ	79. 6. 6		A-2-e	473	40,769	735	62.5		ブ	モルニアⅢ-7号のバックアップ。
1979- 62A	ホリゾン ト 2号	ソ	79. 7. 5		D-1-E	36,550	36,550	1,477	0.8		Ty	14°Wに静止。
1979- 70A	モルニヤⅠ 44号	ソ	79. 7.31		A-2-e						ブ	国内通信衛星。
1979- 72A	ウェスター 3号	米 (ウェスタン ユニオン)	79. 8.10		ソーデルタ						E	Westar 社の通信衛星。 91°Wに静止。
1979- 87A	エクラン 4号	ソ	79.10. 3		D-1-e	35,557	35,557	1,424	0.45		Ty	国内TV中継。99°Eに静止。
1979- 91A	モルニヤⅠ 45号	ソ	79.10.20			640	40,640	730	62.8			国内通信衛星。
1979- 101A	RCA-SATCOM 3号	米 (RCA)	79.12. 7		ソーデルタ					(903)	E	RCA社の通信衛星アポジモーター 点火後電波途絶。

国際登録 番 号	名 称	所 有 国 (機 関)	打 上 げ 年 月 日	消 滅 年 月 日	打 上 げ ロケット名	近地点 (km)	遠地点 (km)	周 期 (分)	軌道傾 斜(度)	重 量 (kg)	基地	備 考
1979- 105A	ホリゾン ト 3号	ソ	79.12.28		D-1-e	36,300	36,300	1,463	0.8		Ty	
1980- 2A	モルニアⅠ 46号	ソ	80. 1.11		A-2-e	891	39,462	717.8	63.1	1,000	ブ	テレビジョン伝送と通信。
1980- 4A	フリートサトコム 3号	米 (DOD)	80. 1.18		アトラス セントール	35,777	35,801	1,436.2	1.5	1,005	E	軍用通信。23°Wに静止。
1980- 16A	ラ ド ガ 6号	ソ	80. 2.20		D-1-e	35,725	35,845	1,436	1.3	2,500	Ty	テレビジョン伝送。80°Eに静止。
1980- 18A	あ や め 2号 (ECS-b)	日 本	80. 2.22		N - I					130	種子 島	静止化失敗。
1980- 49A	ホリゾン ト 4号	ソ	80. 6.14		D-1-e	35,759	35,813	1,436.1	0.7	2,880	Ty	テレビジョン伝送と通信。
1980- 53A	モルニアⅠ 47号	ソ	80. 6.21		A-2-e	528	39,814	717.5	64.1	1,000	ブ	テレビジョン伝送と通信。
1980- 60A	エクラン 5号	ソ	80. 7.14		D-1-e	35,784	35,785	1,436	3.9	2,700	Ty	テレビジョン中継。99°Eに静止。
1980- 63A	モルニアⅢ 13号	ソ	80. 7.18		A-2-e	804	39,551	717.8	63.5	1,500	ブ	テレビジョン伝送と通信。
1980- 81A	ラ ド ガ 7号	ソ	80.10. 6		D-1-e	35,738	35,870	1,437	0	2,500	Ty	テレビジョン伝送。35°Eに静止。
1980- 87A	フリートサトコム 4号	米 (DOD)	80.10.31		アトラス セントール	35,717	35,856	1,436.1	1.3	1,005	E	軍用通信。172°Eに静止。
1980- 91A	S.B.S-1号	米 (SBS)	80.11.15		ソーデルタ	35,778	35,797	1,436.2	0	550	E	国内通信。100°Wに静止。
1980- 92A	モルニアⅠ 48号	ソ	80.11.16		A-2-e	738	39,611	717.9	63.9	1,000	ブ	テレビジョン伝送と通信。
1980- 98A	インテルサット V F2	インテルサット	80.12. 6		アトラス セントール	35,775	35,800	1,436.2	0.1	970	E	国際通信。22°Wに静止。
1980- 104A	エクラン 6号	ソ	80.12.26		D-1-e	35,788	35,796	1,436.4	0.6		Ty	テレビジョン中継。99°Eに静止。
1981- 2A	モルニアⅣ 14号	ソ	81. 1. 9		A-2-e	1,116	39,238	717.8	63.1	1,500	ブ	テレビジョン伝送と通信。

国際登録 番 号	名 称	所 有 国 (機 関)	打 上 げ 年 月 日	消 滅 年 月 日	打 上 げ ロ ケ ッ ト 名	近 地 点 (km)	遠 地 点 (km)	周 期 (分)	軌 道 傾 斜 (度)	重 量 (kg)	基 地	備 考
1981- 9A	モルニア I 49号	ソ	81. 1.30		A-2-e	1,037	39,319	717.8	63.1	1,000	ブ	テレビジョン伝送と通信。
1981- 18A	コムスタ 4号	米 (コムサット・G)	81. 2.21		アトラス セントール	35,779	35,795	1,436.1	0	792	E	国内通信。95°Wに静止。
1981- 27A	ラドガ 8号	ソ	81. 3.18		D-1-e	35,671	35,907	1,436.2	0.3	2,500	Ty	テレビジョン伝送。84°Eに静止。
1981- 30A	モルニア N 15号	ソ	81. 3.24		A-2-e	776	39,575	717.7	63	1,500	ブ	テレビジョン伝送と通信。
1981- 50A	インテルサット V F 1	インテルサット	81. 5.23		アトラス セントール	35,571	35,701	1,428.4	0.1	970	E	国際通信。24.5°Wに静止。
1981- 54A	モルニア III 16号	ソ	81. 6. 9		A-2-e	890	39,459	717.7	62.9	1,500	ブ	テレビジョン伝送と通信。
1981- 57B	ア ッ プ ル	インド	81. 6.19		アリアン	35,582	36,012	1,436.7	1.1	380	ク ル ー	実験用通信衛星。102°Eに静止。
1981- 60A	モルニア I 50号	ソ	81. 6.24		A-2-e	543	39,813	717.8	63.3	1,000	ブ	テレビジョン伝送と通信。
1981- 61A	エクラン 7号	ソ	81. 6.26		D-1-e	35,770	35,795	1,435.9	0.2		Ty	テレビジョン中継。
1981- 69A	ラドガ 9号	ソ	81. 6.30		D-1-e	35,776	35,787	1,435.9	0.1	2,500	Ty	テレビジョン伝送。
1981- 73A	フリートサットコム 5号	米 (DOD)	81. 8. 6		アトラス セントール	34,806	36,783	1,436.5	5.9	1,005	E	軍用通信。73°Wに静止。
1981- 96A	SBS-2号	米 (SBS)	81. 9.24		ソーデルタ	35,784	35,791	1,436.2	0	550	E	国内通信。97°Wに静止。
1981- 100B	Uosat	イギリス	81.10. 6		ソーデルタ	513	520	95	97	50.4	W	アマチュア無線衛星。
1981- 102A	ラドガ 10号	ソ	81.10. 9		D-1-e	35,767	35,811	1,436.2	0.1	2,800	Ty	テレビジョン伝送。
1981- 105A	モルニア III 17号	ソ	81.10.17		A-2-e	606	39,739	717.6	63.3	1,500	ブ	テレビジョン伝送と通信。
1981- 113A	モルニア I 51号	ソ	81.11.17		A-2-e	654	39,691	717.6	62.9	1,000	ブ	テレビジョン伝送と通信。

国際登録 番 号	名 称	所 有 国 (機 関)	打 上 げ 年 月 日	消 滅 年 月 日	打 上 げ ロ ケ ッ ト 名	近 地 点 (km)	遠 地 点 (km)	周 期 (分)	軌 道 傾 斜 (度)	重 量 (kg)	基 地	備 考
1981- 114A	RCA-Satcom- 3R	米 (RCA)	81.11.20		ソーデルタ	35,775	35,799	1,436.1	0.1	895	E	国内通信。132°Wに静止。
1981- 119A	インテルサット V F 3	インテルサット	81.12.15		アトラス セントール	35,777	35,800	1,436.2	0.1	970	E	国際通信。62°Eに静止。
1981- 120A B C D E F	ラディオ 3号 4号 5号 6号 7号 8号	ソ ソ ソ ソ ソ ソ	81.12.17 " " " " "		C-1	1,562 1,651 1,649 1,635 1,622 1,577	1,656 1,679 1,662 1,662 1,656 1,658	118.4 119.7 119.4 119.3 119.1 118.6	83 83 83 83 83 83		ブ ブ ブ ブ ブ ブ	アマチュア無線衛星。 " " " " " "
1981- 122A	マレックス-A	ESA	81.12.20		アリアン	35,771	35,805	1,436.2	2.1	550	ク ル ー	海事通信。26°Wに静止。
1981- 123A	モルニア I 52号	ソ	81.12.23		A-2-e	639	39,710	717.7	62.9	1,000	ブ	テレビジョン伝送と通信。
1982- 4A	RCA-Satcom 4号	米 (RCA)	82. 1.16		ソーデルタ	35,783	35,793	1,436.2	0.1	598	E	国内通信。83°Wに静止。
1982- 9A	エクラン 8号	ソ	82. 2. 5		D-1-e	35,437	35,741	1,426	0.3		Ty	テレビジョン中継。99°Eに静止。
1982- 14A	ウェスター 4号	米 (ウェスタン ユニオン)	82. 2.26		ソーデルタ	35,786	35,789	1,436	0	584	E	国内通信。99°Wに静止。
1982- 15A	モルニア I 53号	ソ	82. 2.26		A-2-e	458	39,889	717.6	63	1,000	ブ	テレビジョン伝送と通信。
1982- 17A	インテルサット V F 4	インテルサット	82. 3. 5		アトラス セントール	35,601	35,747	1,430	0.3	970	E	国際通信。63°Eに静止。
1982- 20A	ホリゾン-5号	ソ	82. 3.15		D-1-e	35,508	35,813	1,436.2	1.9		Ty	テレビジョン伝送。54°Eに静止。
1982 23A	モルニア III 18号	ソ	82. 3.24		A-2-e	624	39,725	717.7	62.9	1,500	ブ	テレビジョン伝送と通信。
1982 31A	インサット-1A	インド	82. 4.10		ソーデルタ	35,204	35,990	1,426.4	0.5	580	E	放送/通信/気象。74°Eに静止。
1982 33A	イスカラー-2号	ソ	82. 5.17		サリュート 7号	342	357	92.3	51.6	28	サ リ ー ト 7 号	
1982 37A	コスモス- 1354号	ソ	82. 4.28		C-1	790	804	100.8	74		ブ	通信衛星

[illegible]