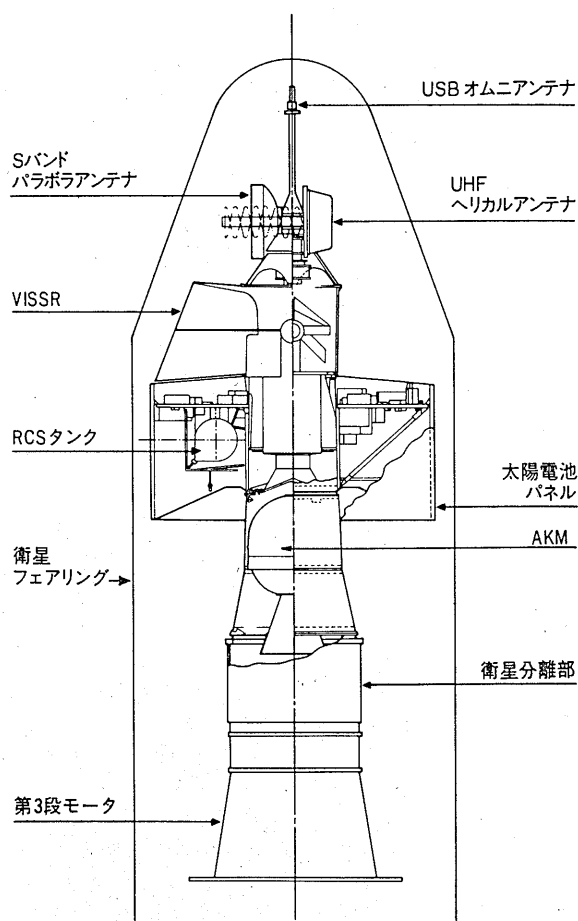


Nロケット8号機(F)による 静止気象衛星2号(GMS-2)の 打上げ及び追跡管制について



昭和 56 年 6 月



宇宙開発事業団

目 次

1. N-I、N-II計画の概要について	1
2. 静止気象衛星2号(GMS-2)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. 静止気象衛星2号(GMS-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	19
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	64
7.3 打上げ方式	67
7.4 打上げに伴う安全確保	76
8. 静止気象衛星2号(GMS-2)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	86
8.3 追跡管制の実施	86
〔参考〕	
1. N-II ロケットのN-Iからの改良比較表	95
2. N-I/N-II ロケットの主要諸元比較表	96
3. N-I/N-II ロケットの比較図	97
4. 予算の推移	98
5. 資本金構成	98
6. 職員数の推移	98
7. 国別、種類別人工衛星等打上げ成功数	99
8. 我が国の人工衛星一覧	100
9. 静止気象衛星システムについて	101
10. 気象衛星小史	104
11. 気象衛星打上げ年表	107

1. N-I, N-II 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及び飛行試験を実施しました。

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開発したのがN-Iロケット(旧称Nロケット)^{注)}です。このN-Iロケットによる中高度衛星・静止衛星打上げ技術の修得を目的とした計画をN-I計画といいます。

N-Iロケットは、重量約145kg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」の打上げに成功し、昭和55年までに6個の衛星を打ち上げました。

このうち、電離層観測衛星(ISS)「うめ」及び実験用静止通信衛星(ECS-b)「あやめ2号」は、衛星の不具合により、また実験用静止通信衛星(ECS)「あやめ」は第3段・衛星分離機構の不具合により残念ながら所期の目的を達成することができませんでした。昭和52年2月23日に打ち上げた技術試験衛星II型(ETS-II)「きく2号」は、我が国初の静止衛星となり、これにより我が国は米ソに次ぐ3番目の静止衛星打上げ国となりました。

我が国の実利用分野の宇宙開発は、これまで基礎力の充実を第1の目標にかけてきましたが、今後は国民生活に更に密着した通信、気象観測等の人工衛星の実利用もはかれる段階となります。しかし、これを推進するには更に打上げ能力の大きなロケットが必要なため、N-Iロケットの開発、打上げ等により修得した技術、経験をもとにN-IIロケットが開発されました。N-IIロケットの開発及びこのロケットを利用して各種衛星を打ち上げる計画をN-II計画といいます。

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11日技術試験衛星IV型(ETS-IV)「きく3号」の打上げ(テストフライト)成功により、その性能が確認されました。宇宙開発事業団は、今後このN-IIロケットを用いて、気象、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。

注) N-Ⅱロケットの開発決定に伴い、従来のNロケットをN-Ⅰロケットと称することになりました。(昭和53年3月17日、宇宙開発計画 昭和52年度決定)

第1-1表 人工衛星等打上げスケジュール

年度	49	50	51	52	53	54	55	56	57	58	59	60	61
N-Ⅰ計画		ETS-I ISS ▲▲ 99 229 開発	ETS-II ▲ 223	ISS-b ▲ 216	ECS ▲ 26	ECS-b ▲ 222			ETS-Ⅲ ▲				
GMS・CS・BS計画				GMS ▲ 714	CS ▲ 1215	BS ▲ 48 (米国に打上げ依頼)							
N-Ⅱ計画							ETS-N TF 211	GMS-2 ▲	CS-2a ▲	CS-2b ▲	BS-2a ▲	MOS-1 ▲	BS-2b ▲
H-Ⅰ計画												GS-1 TF ▲	
宇宙実験計画													

(凡例) ▲ 打上げ済み ▲ 打上げ年度決定済み ▲ 打上げ予定 ▲ 打上げ予備

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	MOS-1 海洋観測衛星1号
ISS-b 電離層観測衛星	ETS-Ⅲ 技術試験衛星Ⅲ型	GS-1 測地衛星1号
ETS-II 技術試験衛星Ⅱ型	ETS-N 技術試験衛星N型	TF 試験飛行(テスト・フライト)
GMS 静止気象衛星	GMS-2 静止気象衛星2号	
CS 実験用中容量静止通信衛星	CS-2a,-2b 通信衛星2号	
BS 実験用中型放送衛星	BS-2a,-2b 放送衛星2号	

第1-2表 人工衛星の開発計画

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」	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の習得とともに、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の円筒形	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	後期利用中
電離層観測衛星 (ISS) 「うめ」	電離層の観測を行い、短波通信に関する予報、警報の精度向上が目的であったが、打上げ1か月後、通信が途絶えた。	重量：約139kg 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	昭和51年2月29日 N-Ⅰロケット	
電離層観測衛星 (ISS-b) 「うめ2号」	上記衛星の予備として打ち上げられ、目的は同じ。	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	昭和53年2月16日 N-Ⅰロケット	後期利用中
技術試験衛星Ⅱ型 (ETS-II) 「きく2号」	静止衛星の打上げ技術の習得、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99cmの円筒形	高度約36,000kmの静止衛星軌道 傾斜角 約0° 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」	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、アポジモータ点火後通信が途絶えた。	重量：約130kg 形状：直径約140cm、高さ約95cmの円筒形	高度約36,000kmの静止衛星軌道 傾斜角 約0° 周期 約24時間	昭和54年2月6日 N-Ⅰロケット	
実験用静止通信衛星 (ECS-b) 「あやめ2号」	上記衛星の予備として打ち上げられ、目的は同じ。アポジモータ点火後通信が途絶えた。	重量：約130kg 形状：直径約140cm、高さ約95cmの円筒形	高度約36,000kmの静止衛星軌道 傾斜角 約0° 周期 約24時間	昭和55年2月22日 N-Ⅰロケット	
技術試験衛星Ⅲ型 (ETS-Ⅲ)	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105分	昭和57年8～9月 N-Ⅰロケット	開発中
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している。	重量：約350kg 形状：直径約220cm、高さ約380cmの円筒形	高度約36,000kmの静止衛星軌道 傾斜角 約0° 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)	運用中
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	高度約36,000kmの静止衛星軌道 傾斜角 約0° 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している。	重量：約350kg 形状：約130cm×130cm×300cmの箱型	高度約36,000kmの静止衛星軌道 傾斜角 約0° 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)	運用中 (テレビ伝送実験を除く)

●N-II計画

技術試験衛星Ⅳ型 (ETS-Ⅳ)	N-IIロケットの選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に資する。	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	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)	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する。	重量：約290kg 形状：円筒形 直径：約210cm	高度約36,000kmの静止衛星軌道 傾斜角 0° 周期 約24時間	昭和56年8～9月 N-IIロケット	開発中
通信衛星2号 (GS-2a)	昭和52年12月に打ち上げた実験用中容量静止通信衛星(GS)とほぼ同様の性能を有する衛星で、利用機関における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	高度約36,000kmの静止衛星軌道 傾斜角 0° 周期 約24時間	昭和58年1～2月 N-IIロケット	開発中
通信衛星2号 (GS-2b)	上記衛星の軌道上の予備で、目的は同じ。	重量：約350kg 形状：円筒形 直径：約220cm	高度約36,000kmの静止衛星軌道 傾斜角 0° 周期 約24時間	昭和58年8～9月 N-IIロケット	開発中
海洋観測衛星 (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) 傾斜角 約10.3° 周期 約103分	昭和59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、人工衛星による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	高度約36,000kmの静止衛星軌道 傾斜角 0° 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-2b)	上記衛星の軌道上の予備で、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	高度約36,000kmの静止衛星軌道 傾斜角 0° 周期 約24時間	昭和60年度 N-IIロケット	開発中
航空・海上技術衛星 (AMES)	自主的な衛星基礎技術の確立及び移動体通信衛星システム等の開発に資する。	重量：約350kg 形状：円筒形 直径：約220cm	高度約36,000kmの静止衛星軌道 傾斜角 0° 周期 約24時間		研究開発中

●H-I計画

測地衛星1号 (GS-1)	日本測地原点の確立、国内測地三角網の規正、海洋測地網の整備等を行うとともに、測地衛星に関する技術の開発に資する。	重量：約200kg 形状：直径約13mの球体(宇宙で展開膨張)	高度約1,500kmの円軌道 傾斜角 約50°	昭和60年度 H-I第2段 試験用ロケット	開発研究中
地球資源衛星1号 (ERS-1)	能動型観測技術の確立を図るとともに、資源探査を主目的に、国土調査、農林漁業、環境保全、防災、沿岸域監視等の観測を行う。	検討中	検討中		研究開発中

(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

(昭和56年6月現在)

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 $\frac{1}{2}$ ～ $\frac{1}{3}$ のスペースを借りきる。 (ダブルラック3個、パレット1個の予定)	軌道の種類：円 高度：約300km 傾斜角：28.5°		研究開発中
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い、将来の宇宙空間における材料製造に関する基礎知識を得る。	(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^{-4} 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55年9月14日テストフライト 昭和56年1月15日 今後毎年夏期冬期に1機ずつ打上げの予定	成功 ペイロード回収できず

2. 静止気象衛星2号 (GMS-2) 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

静止気象衛星2号 (GMS-2) / N ロケット8号機 (F) の打上げ及び追跡管制は、衛星を赤道東経約140度の静止衛星軌道に投入することにより、気象衛星に関する技術の開発及び我が国の気象業務の改善に資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 鈴木春夫

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

●同 勝浦追跡管制所

千葉県勝浦市芳賀花立山1-14

●同 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、気象庁及びオーストラリア科学省所管の地球局の協力を受けるとともに、米国航空宇宙局の追跡管制網の支援を受けます。

2.5 打上げ期間及び日時

昭和56年8月1日(土)から昭和56年8月31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
TT-500A型 ロケット10号機	8月1日(土)	8月2日(日)から	7:00~7:30	第1段 7:02~7:33 又は 10:32~11:03
		8月23日(日)まで	又は 10:30~11:00	第2段 7:09~7:40 又は 10:39~11:10
Nロケット 8号機 (F)	8月10日(月)	8月11日(火)から 8月31日(月)まで	5:00~6:10	固体補助ロケット 5:00~6:16 第1段及び衛星 フェアリング 5:12~6:22
MT-135P型 ロケットT-31号機	8月11日(火)	8月12日(水)から 8月31日(月)まで	10:30~11:00 又は 15:00~15:30	10:33~11:04 又は 15:03~15:34

(注) Nロケット8号機(F)及びMT-135P型ロケットT-31号機の打上げ予備日の期間のうち、8月24日(月)から8月31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。

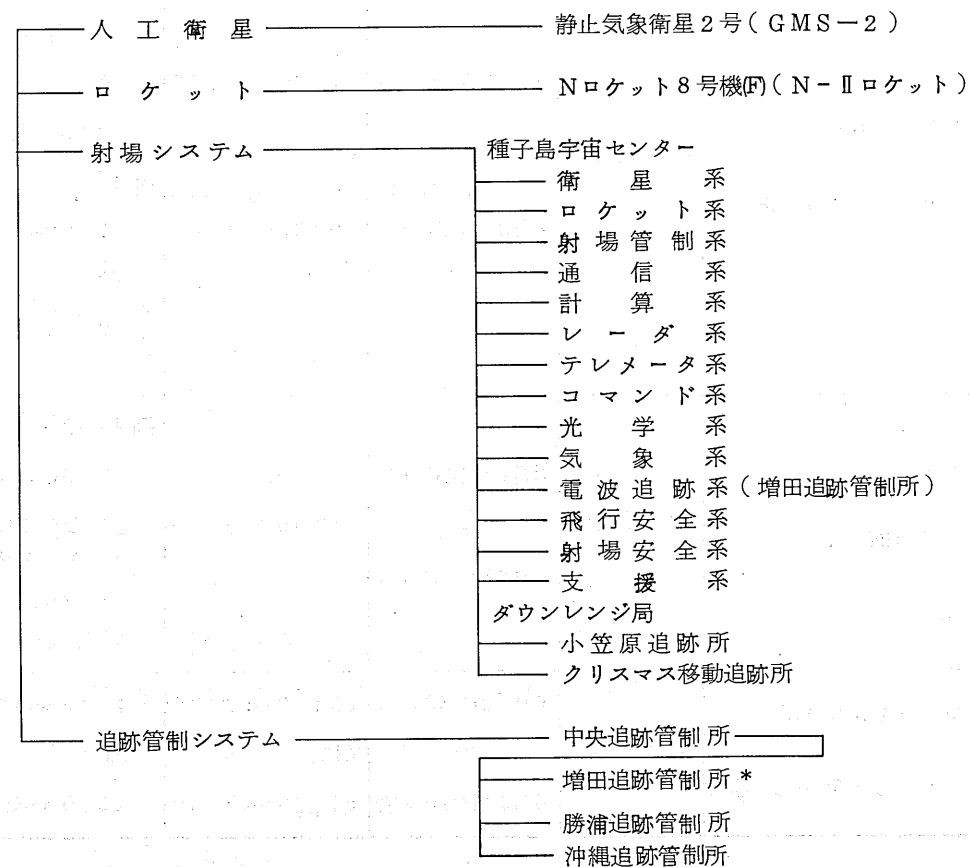
3. 打上げ及び追跡管制の全システムについて

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 静止気象衛星2号(GMS-2)/Nロケット8号機(F)

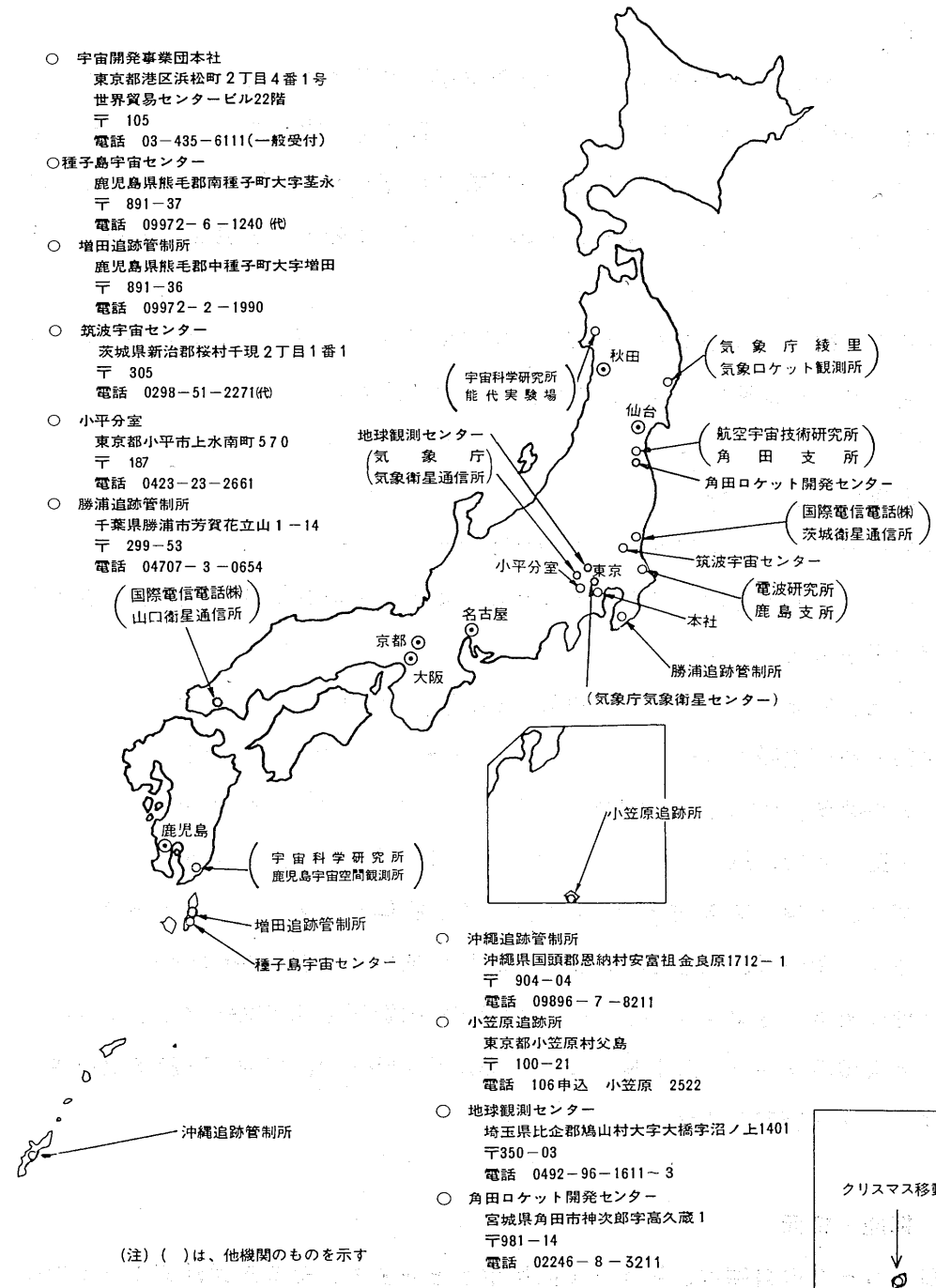
打上げ及び追跡管制システムの全体構成



上記のほか、気象庁及びオーストラリア科学省所管の地球局の協力を受けるとともに、米国航空宇宙局の追跡管制網の支援を受けます。

(注) ※打上げ段階は射場システムとして機能する。

第3-1図 宇宙開発事業団事業所等所在地



4. 静止気象衛星2号 (GMS-2) について

4.1 概要

静止気象衛星2号 (GMS-2) は、気象衛星に関する技術の開発及び我が国の気象業務の改善に資することを目的とした衛星で、昭和52年7月に打ち上げた静止気象衛星「ひまわり」とほぼ同様の性能をもち、昭和56年度夏期に種子島宇宙センターから、N-II ロケットによって静止衛星軌道上東経140度付近に打ち上げられるものです。

GMS-2 は、円筒型のスピン安定方式による衛星で、打ち上げ後は静止気象衛星「ひまわり」の後継機として、その役割を果たすことになります。

4.2 衛星のミッション

GMS-2 のミッションは次のとおりです。

- (1) 可視・赤外走査放射計 (V ISSR) によって地球画像を撮影し、主に下記の用途に用います。
 - ・台風、低気圧、局地的気象現象の監視
 - ・雲分布の観測と解析
 - ・雲頂温度、海面温度の観測
 - ・上空の風向、風速の決定
- (2) ブイ、船舶、航空機等から気象データを収集します。
- (3) 地上で受信後、処理された V ISSR の地球画像を高分解能ファクシミリ及び低分解能ファクシミリ信号として衛星を中継して利用局へ配布します。
- (4) 宇宙環境モニタ (SEM) によって太陽プロトン、アルファ粒子及びエレクトロンを観測します。

4.3 構成・諸元

GMS-2 の外観は、第4-1図に示すとおりで、その諸元は第4-1表のとおりです。

GMS-2 の全体の形状・重量は、N-II ロケットに適合するように設計さ

れています。スピン部の直径は約215cmで、アンテナ先端からアポジモータ (AKM) のノズルまでを含めた高さは約444cmですが、アポジモータ分離後は約345cmになります。打上げ時重量 (アポジモータを含む) は約653kg、またアポジモータ燃焼・分離後の静止軌道上初期重量は約292kgです。

GMS-2 の主要構造は第4-2図に示すとおりで、スピン部とメカニカルデスパンアンテナ部とで構成されています。

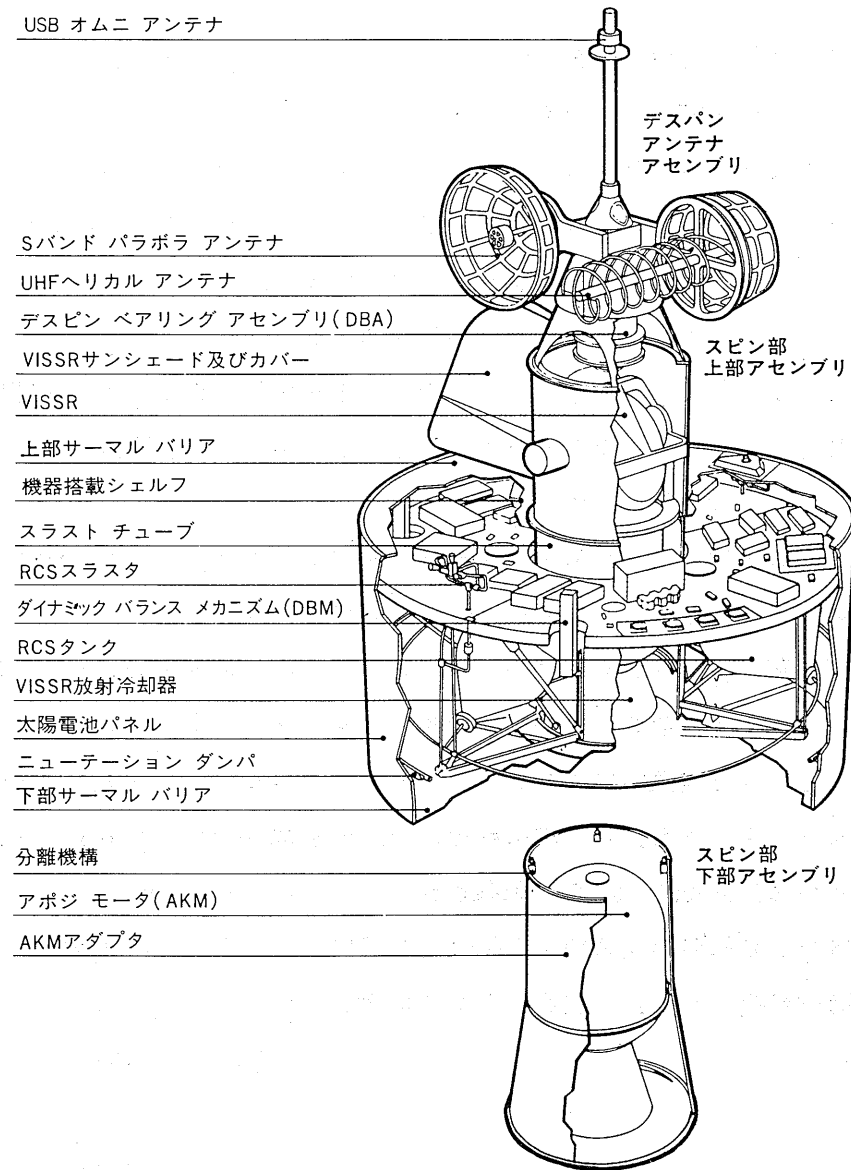
スピン部はデスパン部とのインターフェースであるデスピンベアリング・アセンブリ (DBA)、V ISSR 及び V ISSR カバー、衛星の主要荷重を支えるスラストチューブ、機器搭載シェルフ、太陽電池パネル、AKM 及び AKM アダプタからできています。静止衛星軌道では10.0 rpm でスピンして姿勢を安定化し、かつ、この回転を利用して画像の走査を行います。スピン部には V ISSR 等のミッション機器のほか、電源、制御系等の各機器が搭載されています。

スピン部の下部には AKM 及び AKM アダプタがあり、ドリフト軌道への投入のため AKM を燃焼したのち衛星本体から切り離されます。

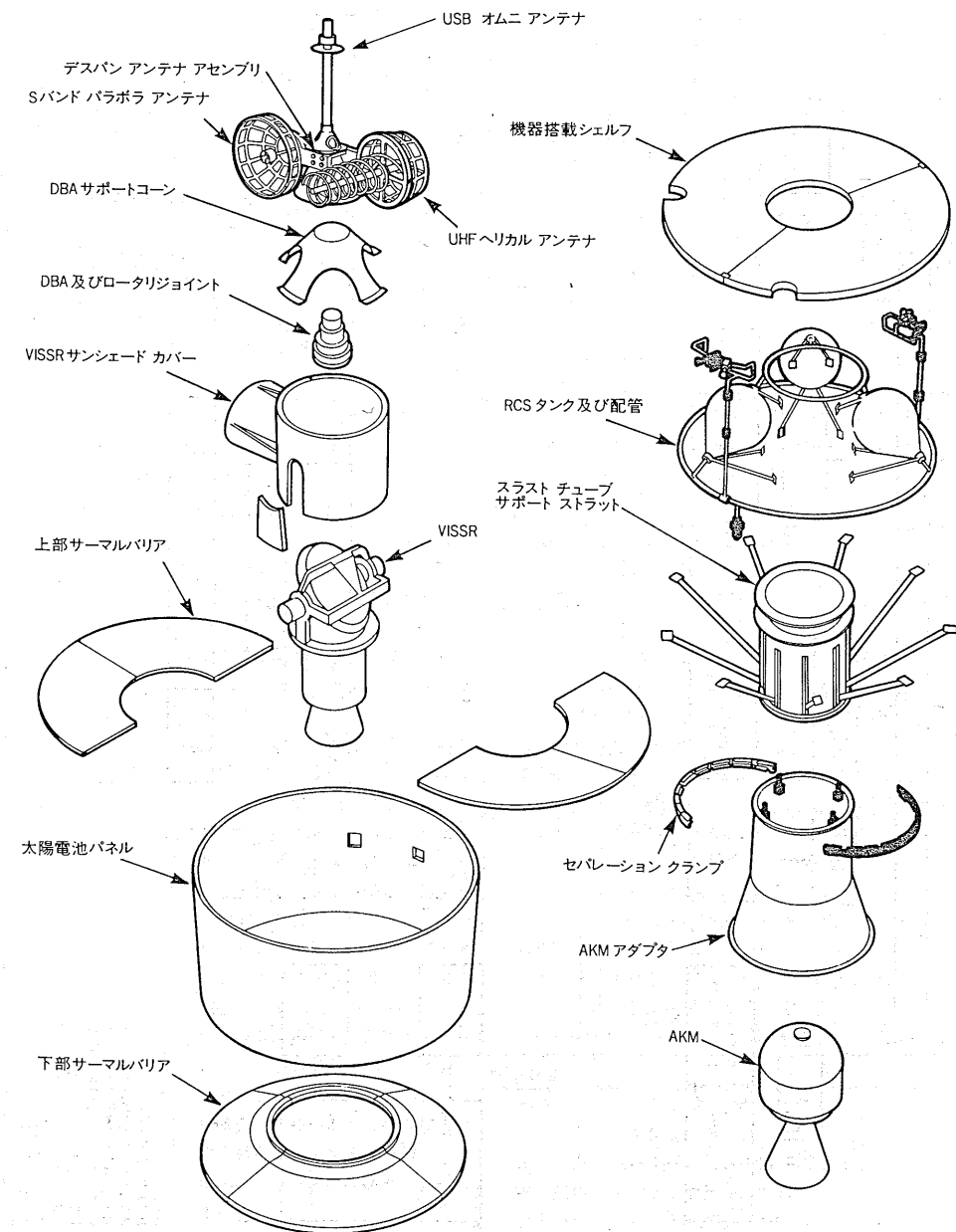
デスパン部は、USB オムニアンテナ、S バンドパラボラアンテナ、UHF ヘリカルアンテナで構成されており、同軸状のロータリ・ジョイントを通じてスピン部の各機器と電氣的に結合されています。デスピン・アンテナは日照時には太陽センサを、また、日食時には地球センサを基準として用いることによって、常に地球方向を向くように制御されます。

GMS-2 の概略機能系統図を第4-3図に示します。各サブシステムの機能及び特徴は第4-1表の説明のとおりです。

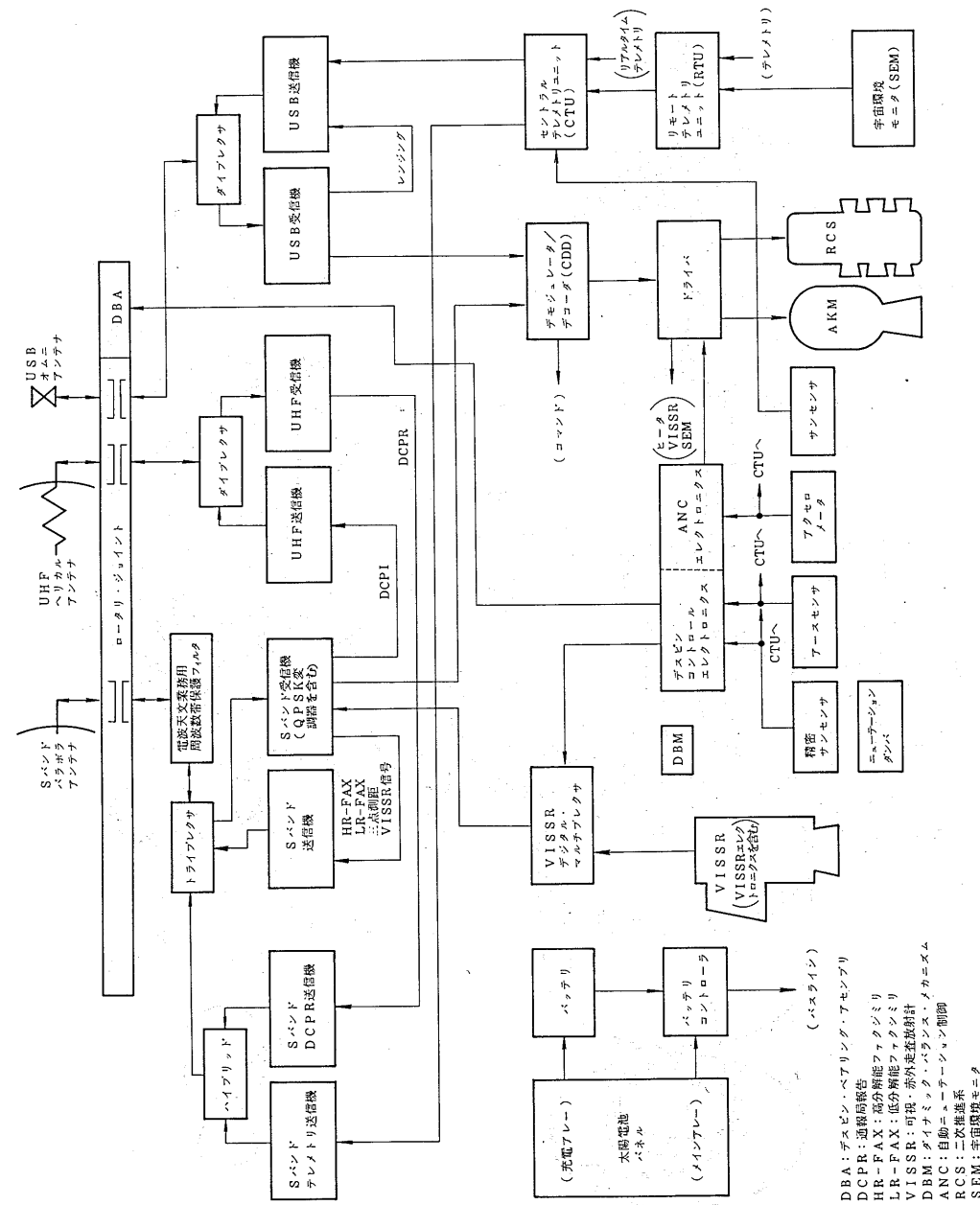
第4-1図 GMS-2の外観図



第4-2図 GMS-2の分解構成図



第4-3図 GMS-2ブロック図



第4-1表 GMS-2の諸元

項目	説明	主要な性能パラメータ																					
1. 形状	円筒型 直径 215cm 高さ 444cm (AKM分離前) 345cm (AKM分離後)																						
2. 重量	打上げ時 約653kg 静止衛星軌道初期 約292kg																						
3. 姿勢安定法	スピン安定方式	スピン率 (静止衛星軌道上) 100±1回転/分 スピン軸方向の制御の細かさ ±0.1° 姿勢保持 ±0.5°																					
4. 可視・赤外走査放射計 (VISSR)	可視・赤外走査放射計 (VISSR)は、可視及び赤外スペクトラムで地球画像を撮影するための機器です。可視チャンネルは日照時に地球上の雲の分布を観測し、それによって風速などの気象情報を得ることができます。	<table border="1"> <thead> <tr> <th></th><th>可視チャンネル</th><th>赤外チャンネル</th></tr> </thead> <tbody> <tr> <td>検出器</td><td>フォトマルチプライヤ</td><td>HgCdTe</td></tr> <tr> <td>波長域</td><td>0.5～0.75μ</td><td>1.05～1.25μ</td></tr> <tr> <td>検出素子数</td><td>4 (+4冗長系)</td><td>1 (+1冗長系)</td></tr> <tr> <td>瞬時視野角</td><td>35×31マイクロラジアン (μrad)</td><td>140×140マイクロラジアン (μrad)</td></tr> <tr> <td>分解能</td><td>1.25km</td><td>5km</td></tr> <tr> <td>1フレーム当りの走査線</td><td>2500×4</td><td>2500</td></tr> </tbody> </table>		可視チャンネル	赤外チャンネル	検出器	フォトマルチプライヤ	HgCdTe	波長域	0.5～0.75μ	1.05～1.25μ	検出素子数	4 (+4冗長系)	1 (+1冗長系)	瞬時視野角	35×31マイクロラジアン (μrad)	140×140マイクロラジアン (μrad)	分解能	1.25km	5km	1フレーム当りの走査線	2500×4	2500
	可視チャンネル	赤外チャンネル																					
検出器	フォトマルチプライヤ	HgCdTe																					
波長域	0.5～0.75μ	1.05～1.25μ																					
検出素子数	4 (+4冗長系)	1 (+1冗長系)																					
瞬時視野角	35×31マイクロラジアン (μrad)	140×140マイクロラジアン (μrad)																					
分解能	1.25km	5km																					
1フレーム当りの走査線	2500×4	2500																					
5. 宇宙環境モニタ (SEM)	宇宙環境モニタ (SEM)は静止衛星軌道上において太陽粒子の測定を行います。	プロトン 0.8～100MeV、6レベル アルファ粒子 8～370 MeV、5レベル エレクトロン 2MeV以上																					
6. 通信系	通信系はSバンド、UHF、USBの各種送受信機から成り、次のような機能をもちます。 ・指令資料収集局へVISSRデータをSバンドで送信します。 ・指令資料収集局から中規模利用局へ高分解能ファクシミリ・データをSバンドで中継します。 ・指令資料収集局から小規模利用局へ低分解能ファクシミリ・データをSバンドで中継します。 ・指令資料収集局から指令資料収集局、石垣島測距局及びオーロラパレー測距局へ3点測距信号をSバンドで中継します。 ・指令資料収集局と追跡管制局へテレメトリ・データをSバンドで送信します。 ・指令資料収集局と追跡管制局からのコマンド信号をSバンドで受信します。 ・指令資料収集局からの資料収集局呼出信号をSバンドで受信し資料収集局へUHFに変換して送信します。	■ Sバンド系 周波数 1,600MHz帯 (送信) 2,000MHz帯 (受信) 出力電力 10W (送信機出力端; VISSR, HR-FAX, LR-FAX) 1W (" ; 三点測距) 2W (" ; テレメトリ) 0.3W (" ; DCPR) 雑音指数 6.0dB (受信機入力端) EIRP 57.0±1.5 (±6.5°) dBm (VISSR及びマルチファンクション信号* (高出力)) 47.0±1.5 (±6.5°) dBm (マルチファンクション信号* (低出力)) 34.0±1.5dBm (DCPR) 40.0±1.5dBm (Sバンドテレメトリ) G/T -22.0 (±6.5°) dB/K アンテナ 地球をカバーする、パラボラ機械的デスパンアンテナ (垂直偏波 スピン軸に平行) *マルチファンクション信号 (HR-FAX, LR-FAX, 三点測距) ■ UHF系 周波数 460MHz帯 (送信) 400MHz帯 (受信) 出力電力 4W (送信機出力端; DCPI) 雑音指数 5.5dB (受信機入力端) EIRP 46.0±2.0 dBm (±9.2°)																					

項 目	説 明	主 要 な 性 能 パ ラ メ ー タ	
(つづき)	- 資料収集局からの資料収集局報告信号をUHFで受信し、指令収集局へSバンドに変換して送信します。 - トランスファ軌道中、追跡管制局とNASAの衛星追跡・データ取得ネットワーク局から、又はそれらの局へ、テレメトリ、コマンド及び測距の各信号をUSBで受信及び送信します。 - 静止衛星軌道上でSバンド機能をバックアップするため、追跡管制局から、又は追跡管制局へテレメトリ、コマンド及び測距の各信号をUSBで受信及び送信します。	G/T -23.0 dB/k アンテナ ヘリカル機械的デスパンアンテナ(右旋円偏波)	
7. デジタル・エレクトロニクス系	デジタル・エレクトロニクス・サブシステムはテレメトリ・グループとコマンド/ドライバ・グループから構成されています。 テレメトリ・グループはセントラルテレメトリ・ユニット及びリモートテレメトリ・ユニットから構成され、アナログ及びデジタル・データを符号化しリアル・タイム・データとともにテレメトリ送信機へ供給します。 コマンド/ドライバ・グループは、デモジュレータ/デコーダ及びドライバ・ユニットで構成され、デモジュレータ/デコーダは、受信機からFSK/AMコマンド信号を受けそれを復調/デコードし衛星内の各ユニットへ供給します。	■ USB系 局波数 2,200 MHz帯(送信) 2,100 MHz帯(受信) 出力電力 5W(送信機出力端;テレメトリ、レンジング) 雑音指数 3.5 dB(受信機入力端) EIRP 27.5±1.5 dBm(±50°) G/T -50.0(±50°)、-40.0(±6.5°) dB/k アンテナ バイコーン機械的デスパンアンテナ(垂直偏波、スピ ン軸に平行)	
		テレメトリ PCM テレメトリ項目数 384 PCMフォーマット バイフェーズ・レベルPCM-PSK ビット・レート 250ビット/秒 リアル・タイム・ テレメトリ項目数 8項目 リアル・タイム・ フォーマット FM(サブキャリアIRIG12) FM(サブキャリアIRIG B) ゲート・トーン(64kHzトーン、Sバンド) コマンド コマンド項目数 254(パルス)+1(シリアル) 変調方式 NRZ-PCM-FSK/AM-PM ビット・レート 128ビット/秒	
8. 制 御 系	制御系サブシステムは主に次の6つの機能をもっています。 ・デスピン制御 ・VISSRとVDMのタイミング信号発生 ・トランスファ軌道におけるニューテーションのアクティブ・ダンピング ・静止衛星軌道におけるニューテーションのパッシブ・ダンピング ・地上から制御するための姿勢データ発生 ・ダイナミックバランスメカニズム(DBM)によるスピンの制御	スピン率 (静止衛星軌道上) 100±1回転/分 スピン軸方向の制御 ±0.1° の細かさ ±0.5° 姿勢保持 ±3.5 μrad以内(600ms) 姿勢安定度 ±35 μrad以内(25分) 姿勢決定精度 ±0.1° アンテナ指向精度 ±0.5°(サン・センサ基準) ±1.2°(アース・センサ基準) スピン軸ずれの制御 範囲 ±0.65°	

項 目	説 明	主 要 な 性 能 パ ラ メ ー タ	
9. 推 進 系	リアクション・コントロール・サブシステムはトランスファ軌道上でのアクティブ・ニューテーション・コントロール、投入エラーによる初期衛星軌道の修正、静止衛星軌道におけるスピンの修正、東西・南北方向の軌道ドリフト修正、スピン速度の制御などに用いられます。 アポジモータはトランスファ軌道上の遠地点で噴射することにより衛星を静止衛星軌道に投入させるために用いられます。	リアクション・コントロール スラスト数 アキシャル 2 ラジアル 4 推 力 4.45 ニュートン 推 薬 ヒドラジン 約18kg 推薬タンク容量 最大 40.5kg アポジモータ 型 式 サイアコール TE-M616 速度増加量 約1.8km/秒 推薬重量 約306kg 推 力 最大 2,800kg	
10. 電 源 系	太陽電池アレーは2.2×6.2cmのソーラ・セル(K-7セル)4,588枚からなるメイン・アレーと、2×2cmのセル740枚からなるチャージ・アレーから構成され、衛星の円筒外周上に配列されています。 バッテリーは4.9A-hrのものが2組使用され、静止衛星軌道上での最大放電深度は50%です。 バッテリー制御器は日照期間中バッテリーへの充電速度を制御し、日食期間中においては一次電源電圧を2.45V以下にならないように制御します。 VISSRブリレギュレータはVISSRサブシステムへの電圧をレギュレートします。 電圧リミッターは一次電源電圧を2.85V以上にならないように制御します。 カレント・センサは太陽電池パネルの電流及び負荷電流をモニターするために使用されます。	太陽電池パネル発生電力 264W(設計寿命<5年>末期、夏至) バッテリー放電深度 50%最大(静止衛星軌道上) 75%最大(トランスファ軌道上) バッテリー容量 4.9A-hr×2 バス電圧範囲 2.45~2.85V	
11. 熱 制 御 系	基本的にパッシブ熱制御方式を採用していますが、特に温度条件がクリティカルな部分についてはヒータによる制御を併用しています。		

項 目	説 明	主 要 な 性 能 パ ラ メ ー タ	
12. 構 体	スラスト・チューブには衛星の主要荷重がかかるようになっていきます。また機器搭載シェルフはその外縁部が9本のパイプで支持されており、これらの支柱の下端はスラスト・チューブの下部に取り付けられています。 機器搭載シェルフはアルミニウム・ハニカム板であり、通信系、SEM、テレメトリ・コマンド、電源、姿勢制御サブシステム、太陽電池パネル等が取り付けられています。 太陽電池パネルは直径215cm、長さ109cmの円筒構造であり、表面にソーラ・セルが取り付けられています。また上部と下部にはサーマル・バリアが取り付けられています。 アポジモータ・アダプタはCFRPを採用し、その片側はスラスト・チューブに、他方はブースタにクランプされており、アポジモータ燃焼後は衛星から切り離されます。	剛 性	15 Hz 以上（横方向・共振周波数） 35 Hz 以上（軸方向・共振周波数）
13. 軌道保持		・緯 度	±1.0°以内
		・経 度	±0.5°以内
14. 寿 命			3年後の残存確率50%以上（要求値）

4.4 開発の経緯

GMS-2の設計検討及び予備設計は昭和51年度に実施されました。また、同年度決定の「宇宙開発計画」によってGMS-2の開発が認められました。

昭和52年度には予備設計の結果を踏まえて仕様書を作成し、昭和53年2月、GMS-2の開発について日本電気㈱と契約し、基本設計に着手しました。

昭和53年7月基本設計審査（PDR）を実施し、その後、詳細設計に進みました。同年12月詳細設計審査（CDR）を行って設計を完了し、製作段階に入りました。

昭和55年4月にはプロトフライトモデル（PFM）のシステムインテグレーションを開始し、5月から認定試験に入りました。

フライトモデル（FM）のシステム・インテグレーションは昭和55年9月から、受入れ試験は、10月から開始されました。

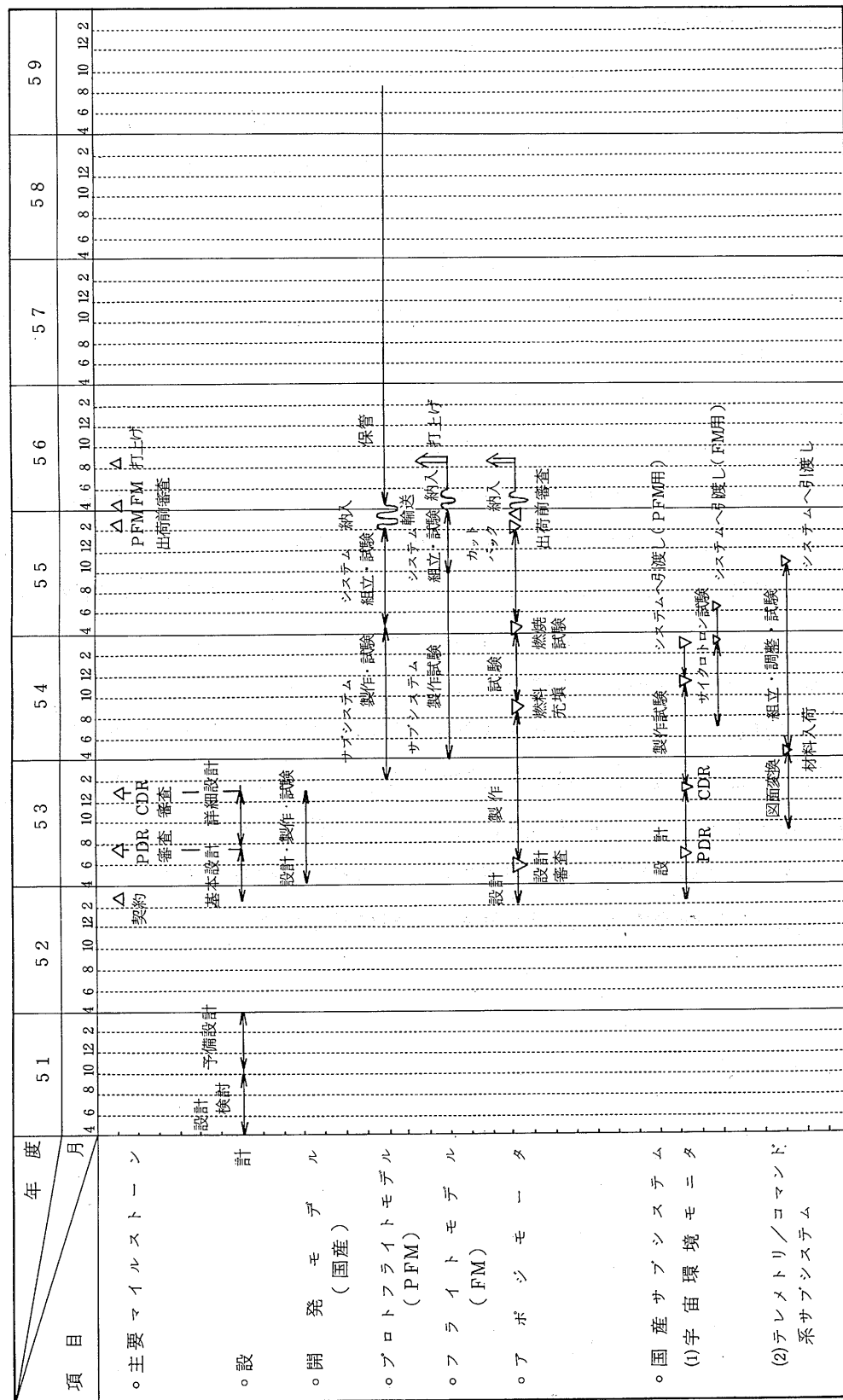
PFMは、認定試験が昭和56年1月に終了し、2月に出荷前審査（PSR）を行い、3月13日に筑波宇宙センターにおいて検査後納入されました。PFMは打上げ予備機として筑波宇宙センターに保管中です。

FMは、受入試験が昭和56年4月初めに終了し、出荷前審査で打上げ機として十分な品質及び信頼性を有していることを確認したのち、4月24日、種子島宇宙センターに搬入され、検査ののち受領しました。

なお、このFMは、射場整備作業ののち打ち上げられます。

以上の開発経緯及び経過を第4-2表に示します。

第4-2表 静止気象衛星2号 (GMS-2) 開発マスタートスケジュール



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350kg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本取り付け付けています。

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。

N-II ロケットは、今回の静止気象衛星2号(GMS-2)の打上げの後、改良及び国産化を進めながら通信衛星2号(CS-2a、CS-2b)、放送衛星2号(BS-2a、BS-2b)及び海洋観測衛星1号(MOS-1)の打上げに利用されることが現在までに決定されています。

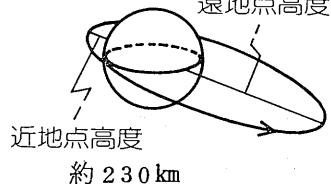
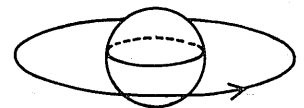
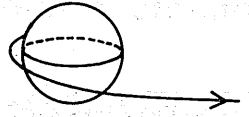
5.2 性能・諸元

5.2.1. 打上げ可能な衛星の軌道と重量

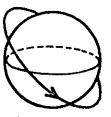
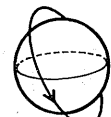
N-II ロケットは、下表に示すように用途に応じたいろいろな軌道に人工衛星を打ち上げることができます。

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 近地点高度 約230km	(遠地点高度) 20,000	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	約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230km	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	

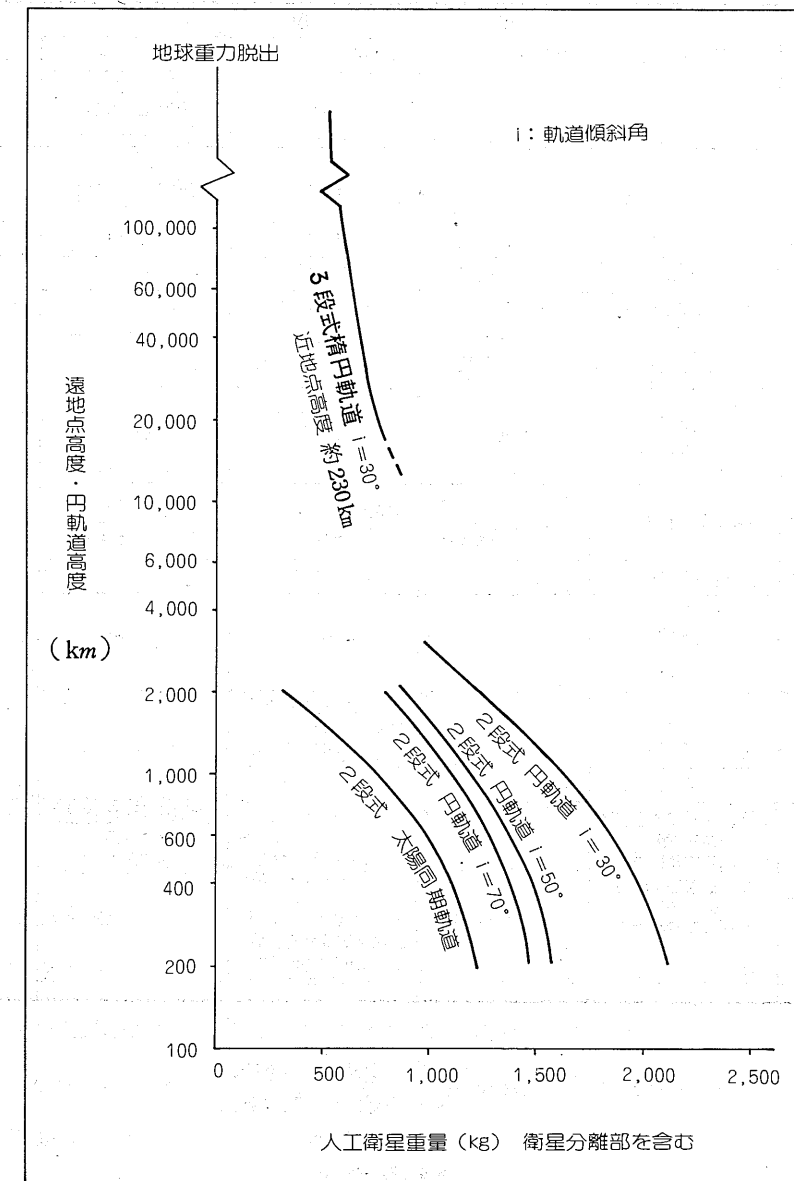
注1) 2 段式 N-II ロケットは、第3 段固体ロケットモータをとりはずしたもので、スピンをかける必要がなく、人工衛星にとって望ましい姿勢で分離でき、また軌道投入精度が高いなどの特長をもっています。

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

全 段					
全 長 (m)	35.36				
外 径 (m)	2.44				
全 備 重 量 (t)	134.72 (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)	85.95 *1	40.25 (9本分)	6.67	1.25 *2	0.60
推進薬重量 (t)	81.43	33.76 (9本分)	6.0 (最大)	1.05	
平均 推 力 (t)	メインエンジン 77 *3 バーニアエンジン 0.49×2 *3	142 (6本分) *3 *5	4.47 *4	6.79 *4	
燃 焼 時 間 (s)	メインエンジン 269 バーニアエンジン 275	38	426	43.6	
推 進 薬 種 類	液体酸素/RJ-1	ポリプタジエン系 コンボジット 固体推進薬	四酸化二窒素/ エアロジン50	ポリプタジエン系 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	314 *4	284 *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 スピンテーブルを含む。
- *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。

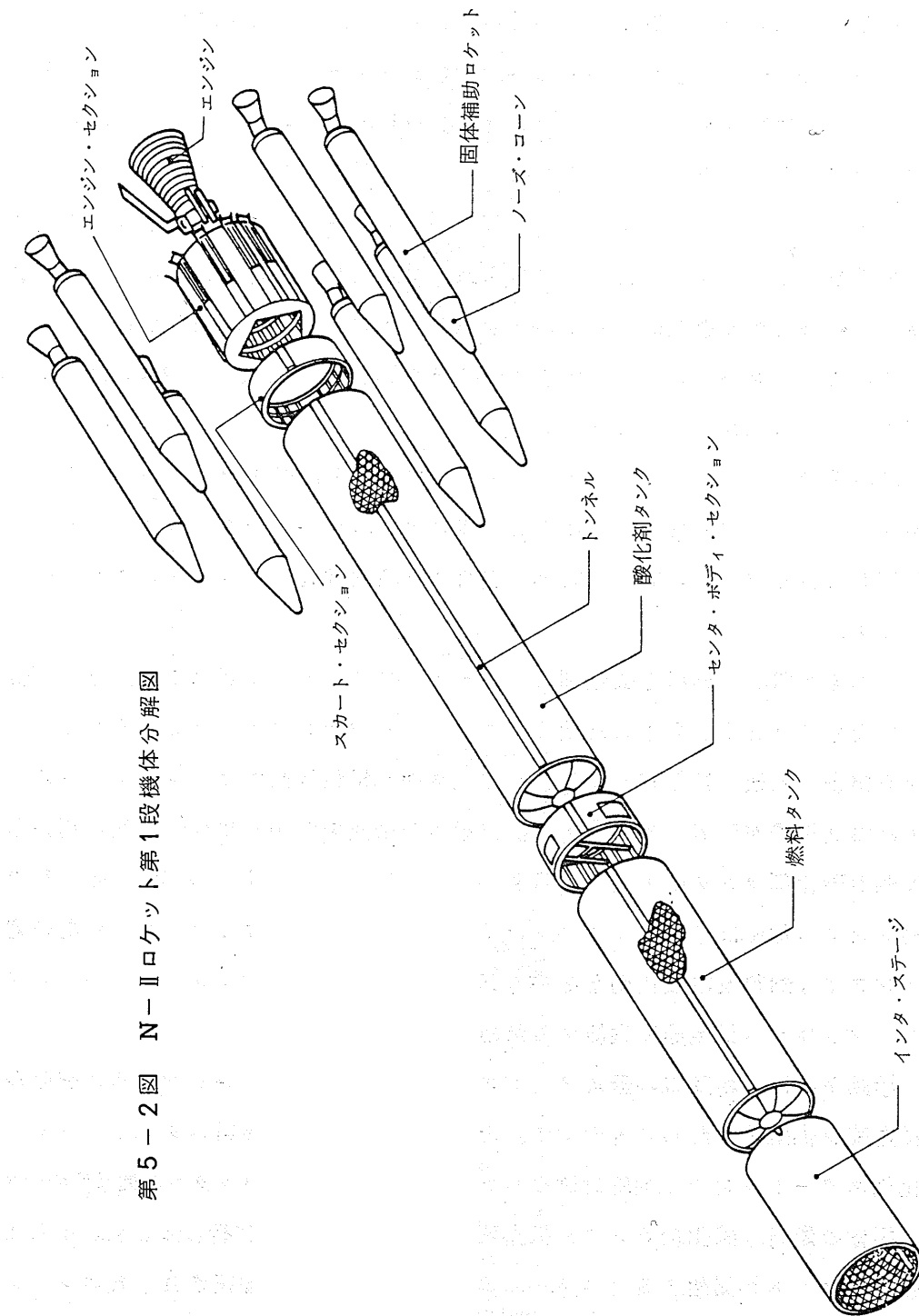
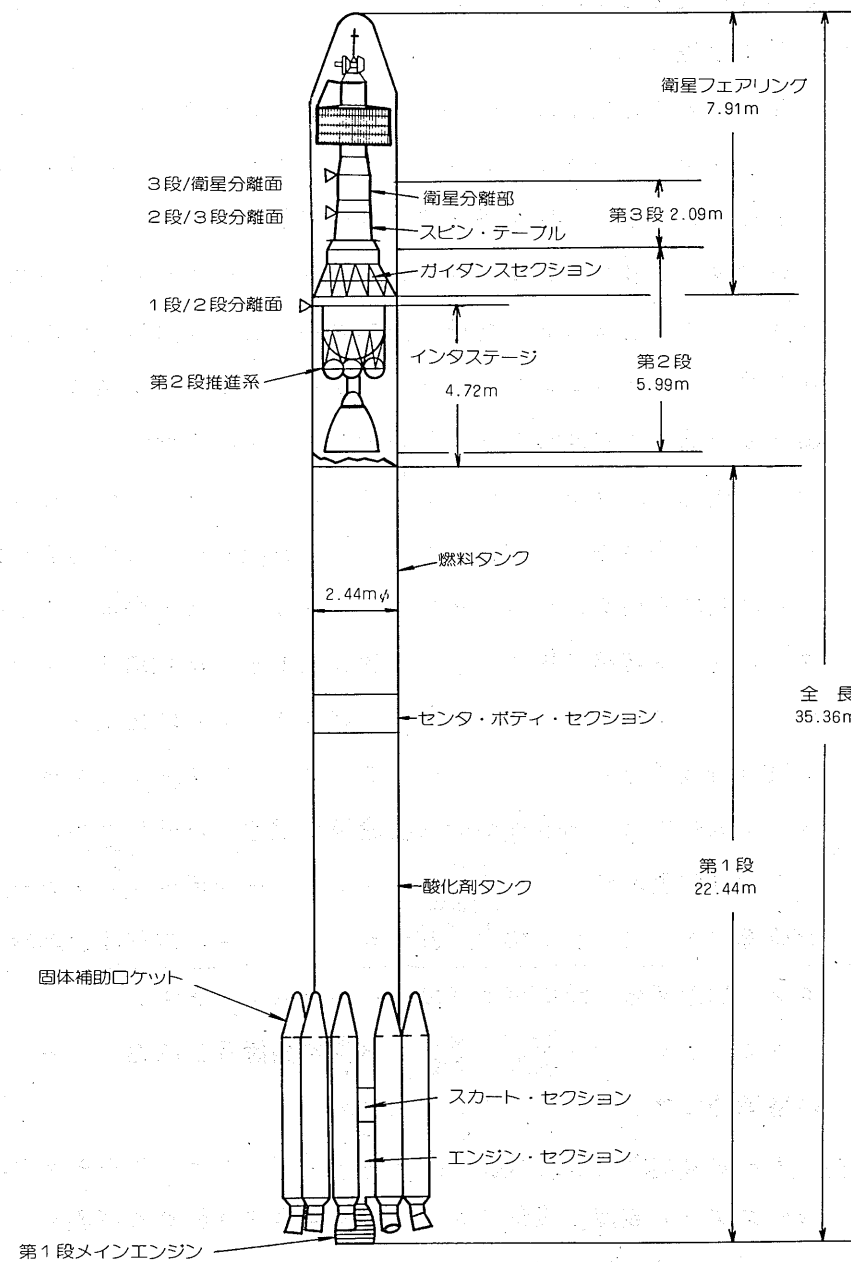
機体外側面には、トンネルがインタステージ後部からスカートセクション後部にかけて、2本装着されており、トンネル内部は、燃料及び酸化剤タンク加圧配管、配線束及び爆破線が通っています。

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。

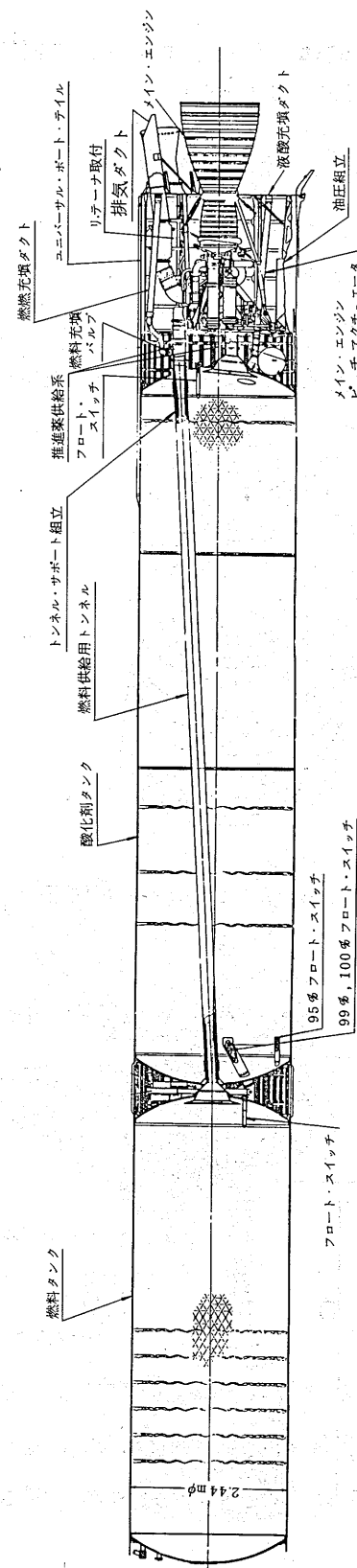
メインエンジン(第5-4図)は、潤滑系統、ニューマチック系統、ガス発生器、始動系統、推進薬供給系統から構成される単独始動の固定推力形式で、再始動及び推力調整を行う機能は有していません。メインエンジンは油圧駆動アクチュエータによりジンバリングを行い機体の姿勢を制御することができます。第5-5図に同エンジンの外観図を示します。

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。

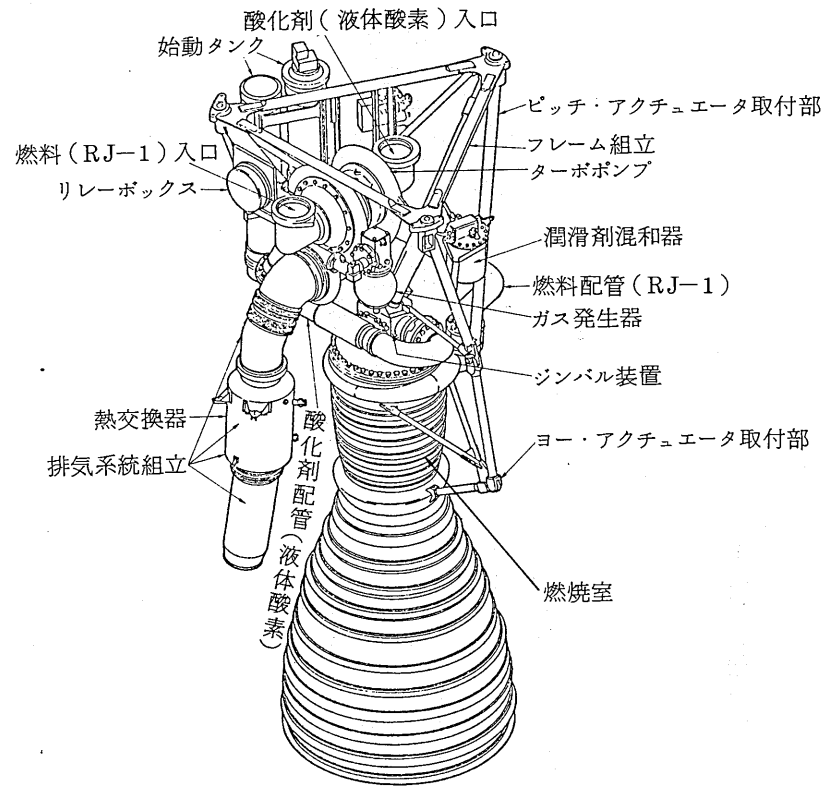
ガス発生器は、燃料と酸化剤でターボポンプタービンを駆動するための燃焼ガスを発生させます。発生した燃焼ガスは、ターボポンプタービンへ流れ、タービンを駆動した後、排気ダクトを通して大気中へ排気されます。排気ダクトの手前には熱交換器が装着されていて、排気ガスの余熱を利用して少量の酸化剤から機体側の酸化剤タンクの加圧用の酸素ガスを発生させます。また、飛行中の燃料タンクの加圧は、窒素ガスで行います。ターボポンプは、タービン駆動の遠心ポンプで、燃料及び酸化剤をそれぞれのタンクからメインエンジン、バーニアエンジン及びガス発生器に供給するためのものです。

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。

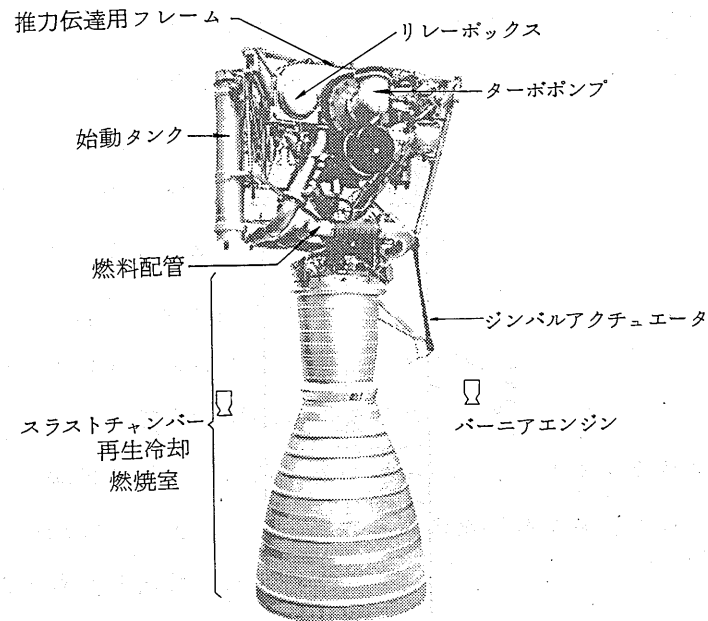
第5-3図 第1段推進系統



第5-4図 第1段液体ロケットエンジンの概観



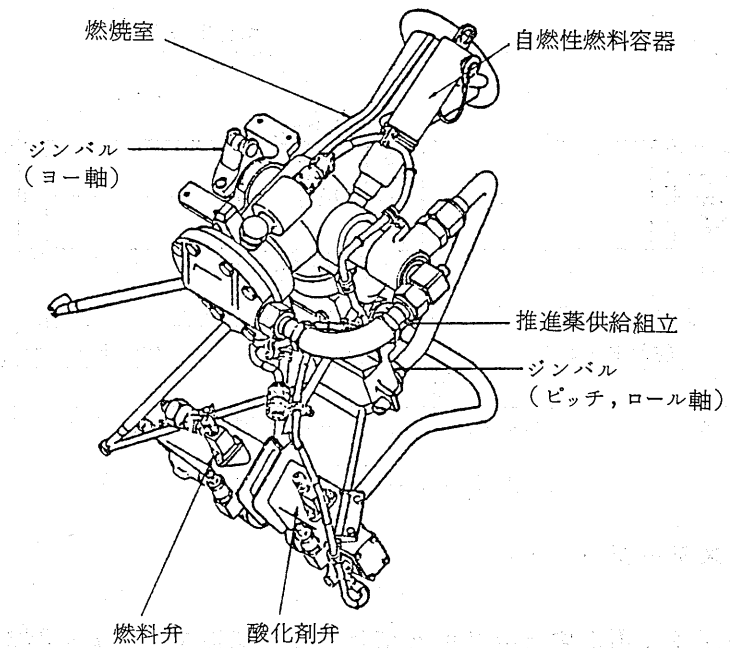
第5-5図 第1段液体ロケットエンジン(MB-3)の外観図



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観図を示します。

第5-6図 第1段液体ロケットバーニアエンジンの概観



(3) 第1段電気系統

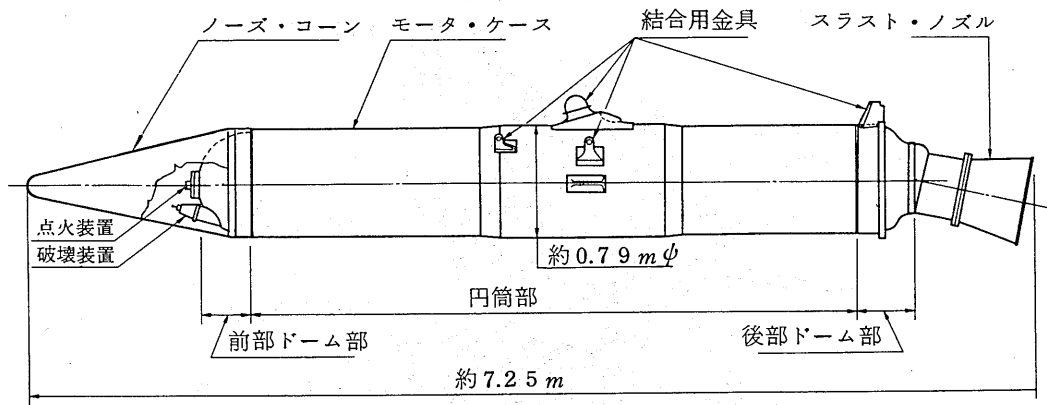
第1段電気系統は、主として第1段機体に搭載された各種の電気及び電子機器へ直流電力を供給します。また、外部電源と内部電源の切換リレーを有し、地上における操作及び点検の間、エンジンセクションに取り付けられたアンビリカルコ

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観図を示します。

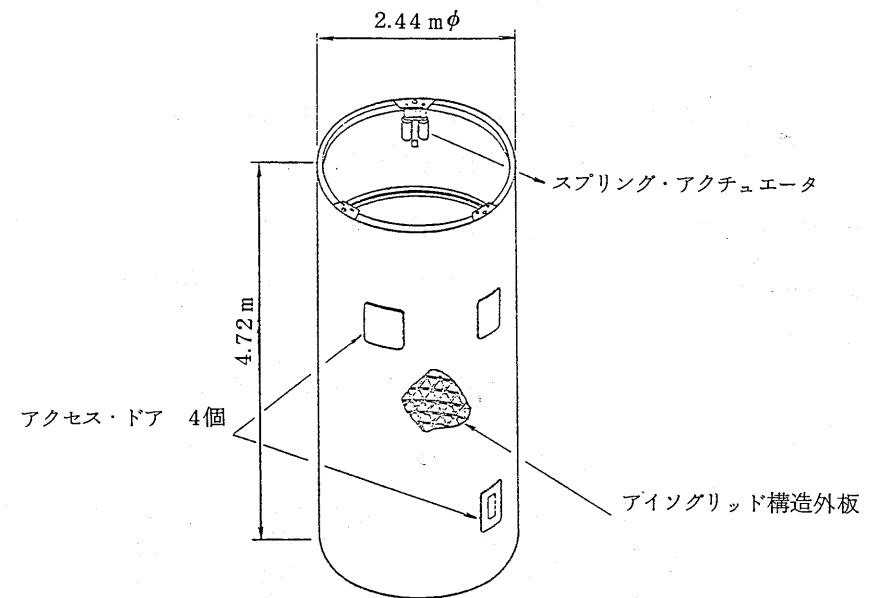
第5-7図 固体補助ロケット (SOB) の概観



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。

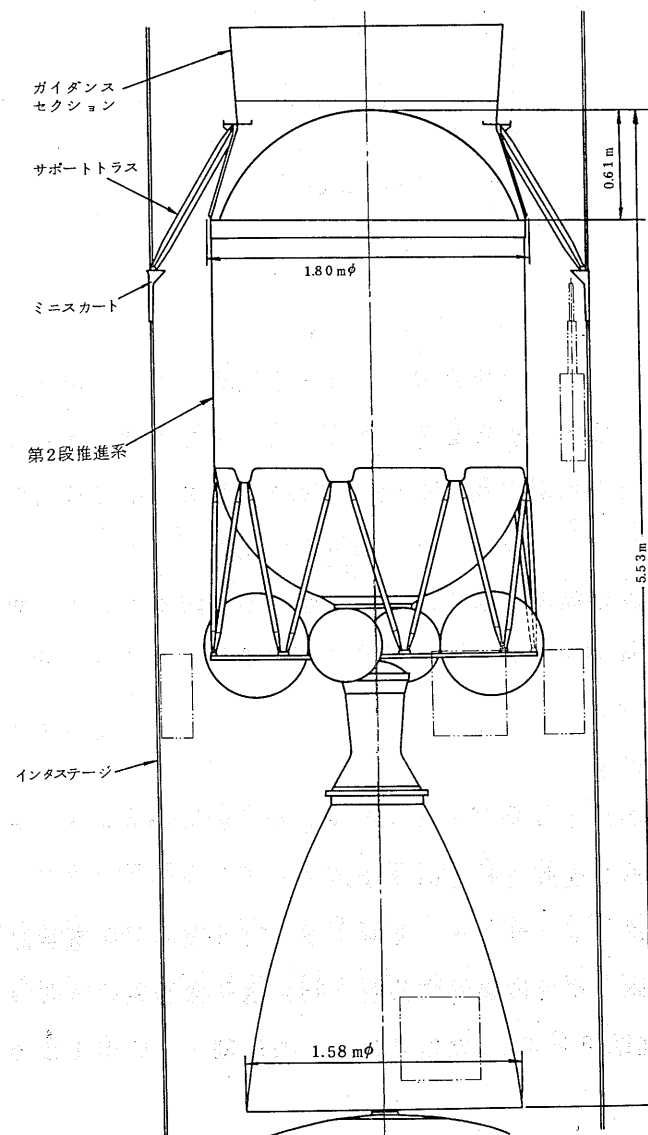
ガイダンスセクションは、N-II ロケット第2段の主要電装品（誘導機器、テレメータ送信装置、指令破壊受信装置、制御電子機器電源装置等）の格納部となっています。推進薬タンクは、燃料タンクと酸化剤タンクが1枚の共通隔壁で仕切

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。

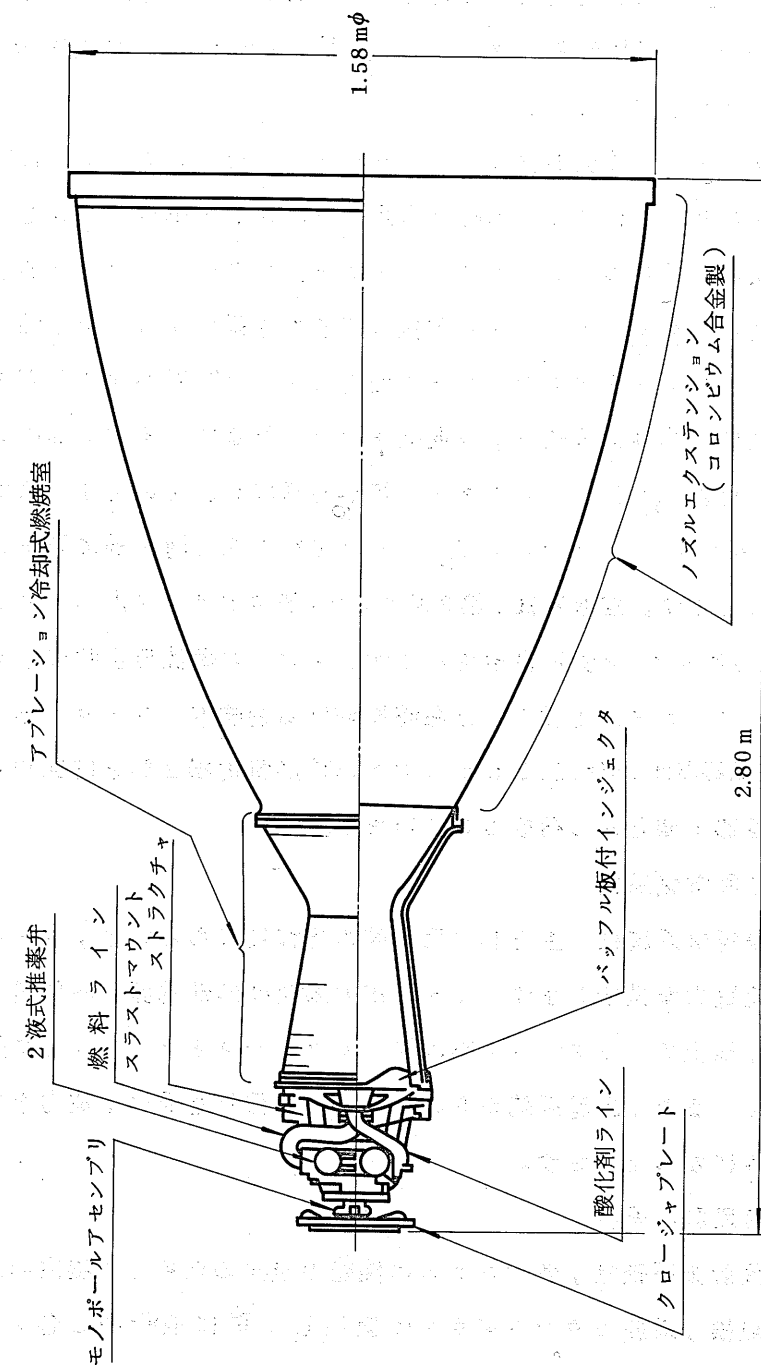
コンポーネント支持構造には、油圧装置、推進薬供給系機器及び配管等が設置されています。第5-9図に第2段機体構造を示します。

(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段エンジン概観図を第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段エンジン概観



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4.47 tonの推力を約426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リア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。

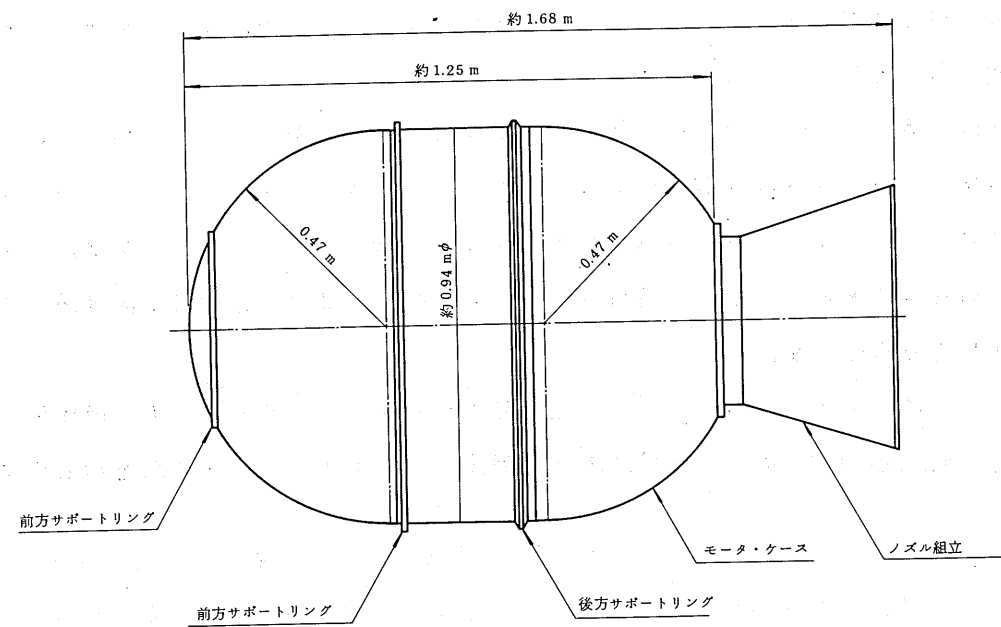
5.3.5. 第3段

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。

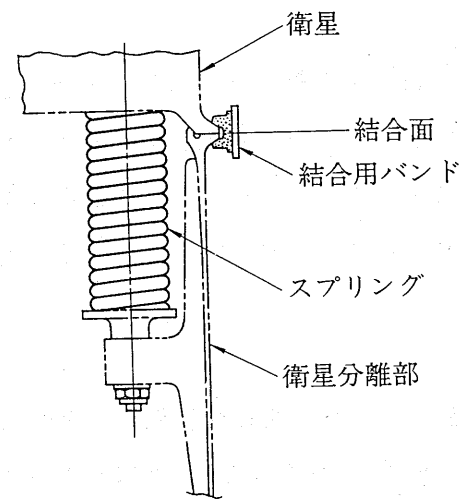
第3段固体ロケットモータには、衛星との接続部としての衛星分離部が取り付けられています。第2・3段分離後の第3段をスピン安定させるため、スピントーブルにはスピンロケットモータが装備されています。スピントーブルは、第2段と第3段の結合体であるとともに、飛行時において、第2・3段分離前に、第3段にスピンを与えるものです。

なお、スピントーブルのスピン方向は、ETS-IV、GMS-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構造図を示します。

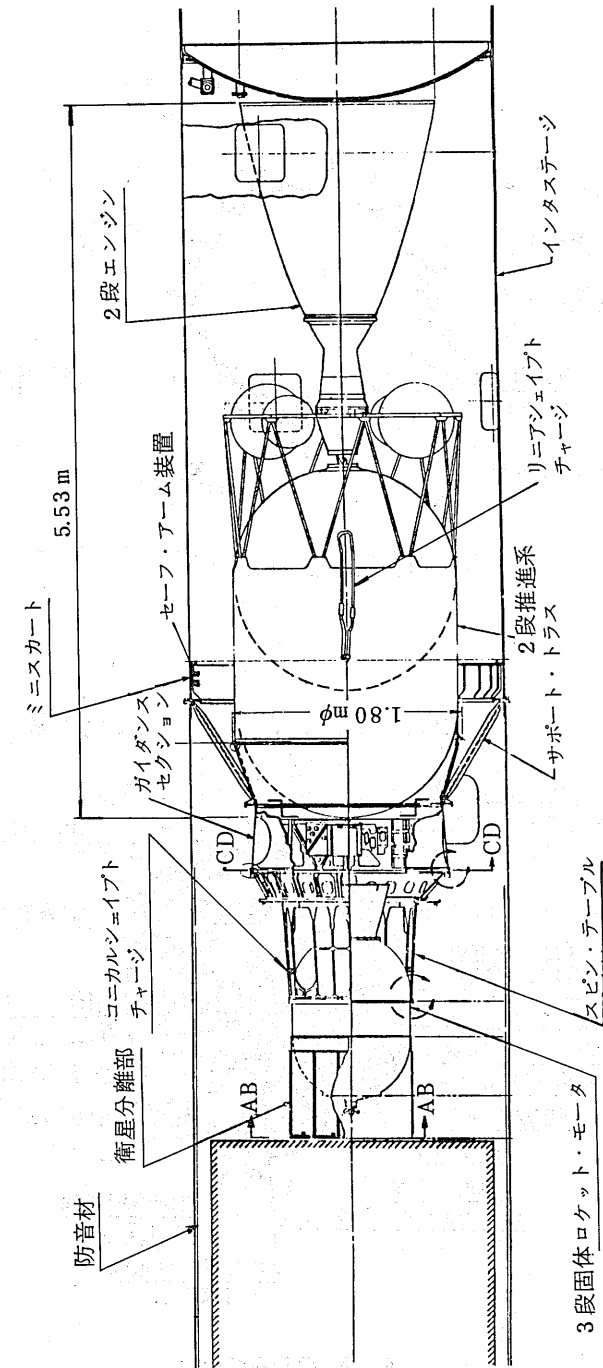
第5-11図 第3段固体ロケット・モータ構造

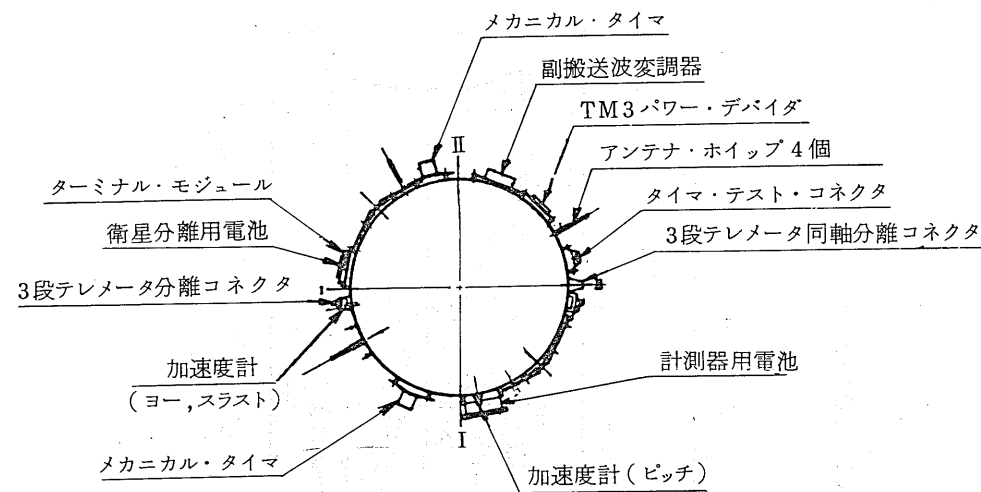


第5-12圖 衛星分離機構概念圖

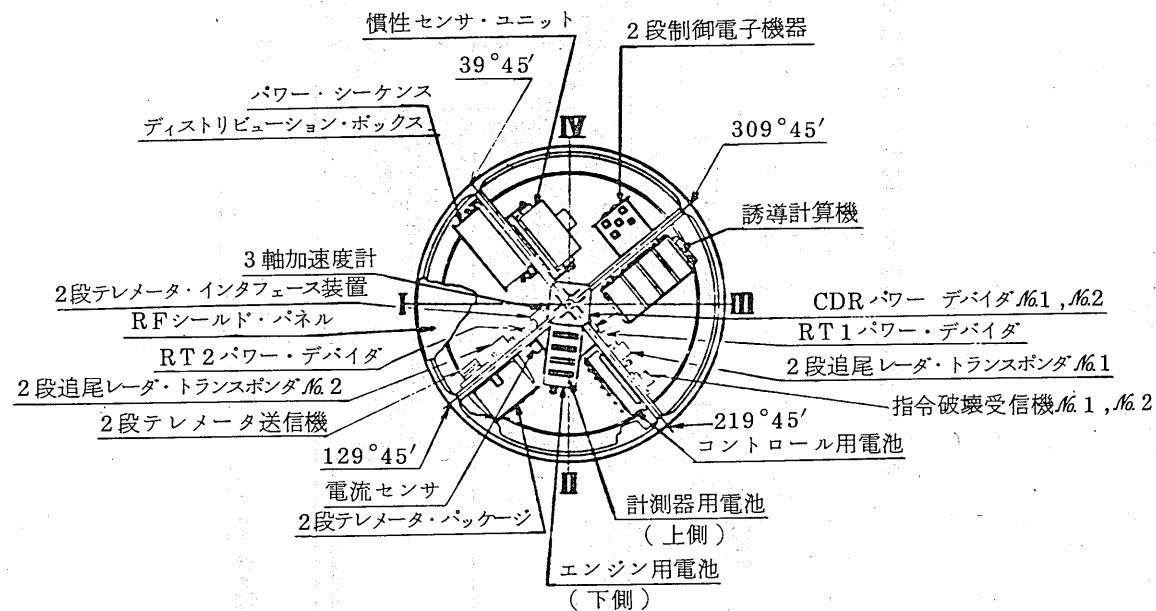


第5-13図 第2段、第3段の電装品及び破壊機構火工品装備位置





断面 AB-AB ②



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。N-II ロケットでは、このためにGM S-2 ミッション用、BS-2 ミッション用の2種類の衛星分離部が用意されています。

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。

衛星フェアリング

開頭

ノンコンタミネーション分離装置

開頭

ミニスカート

シリンダ

導爆線

ベローズ

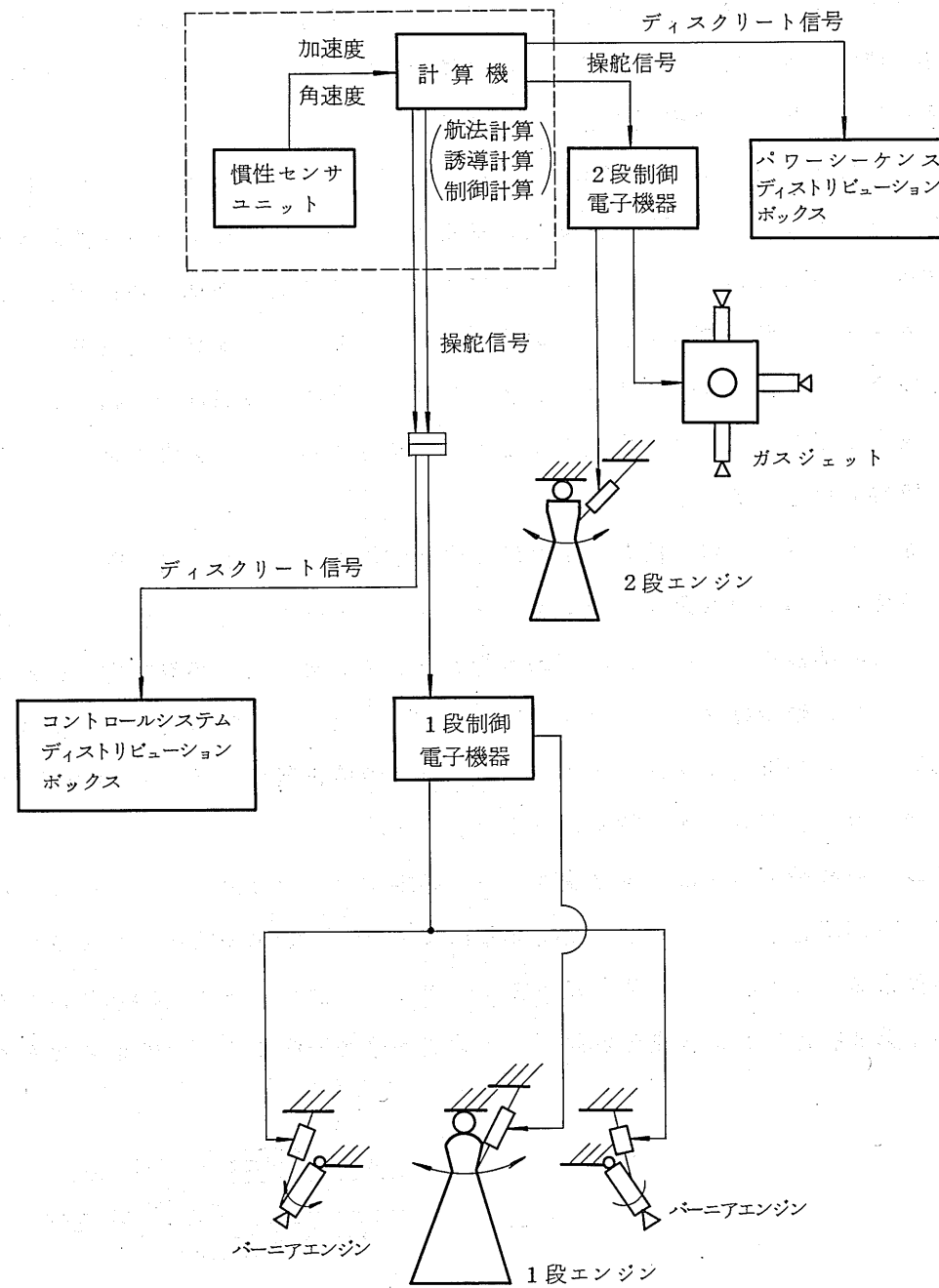
リベット

ピストン

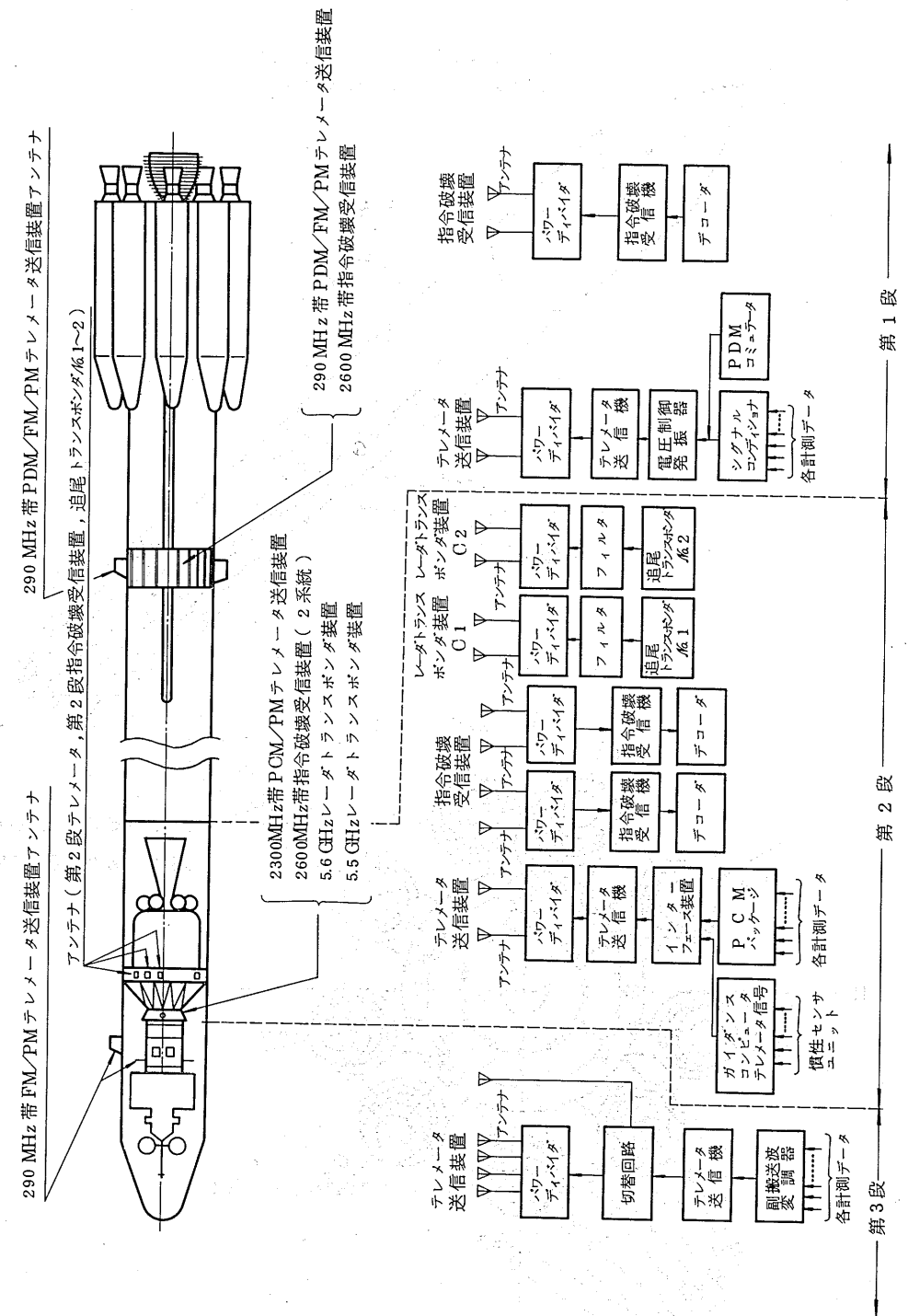
分離ナット

A 詳細分離部断面図

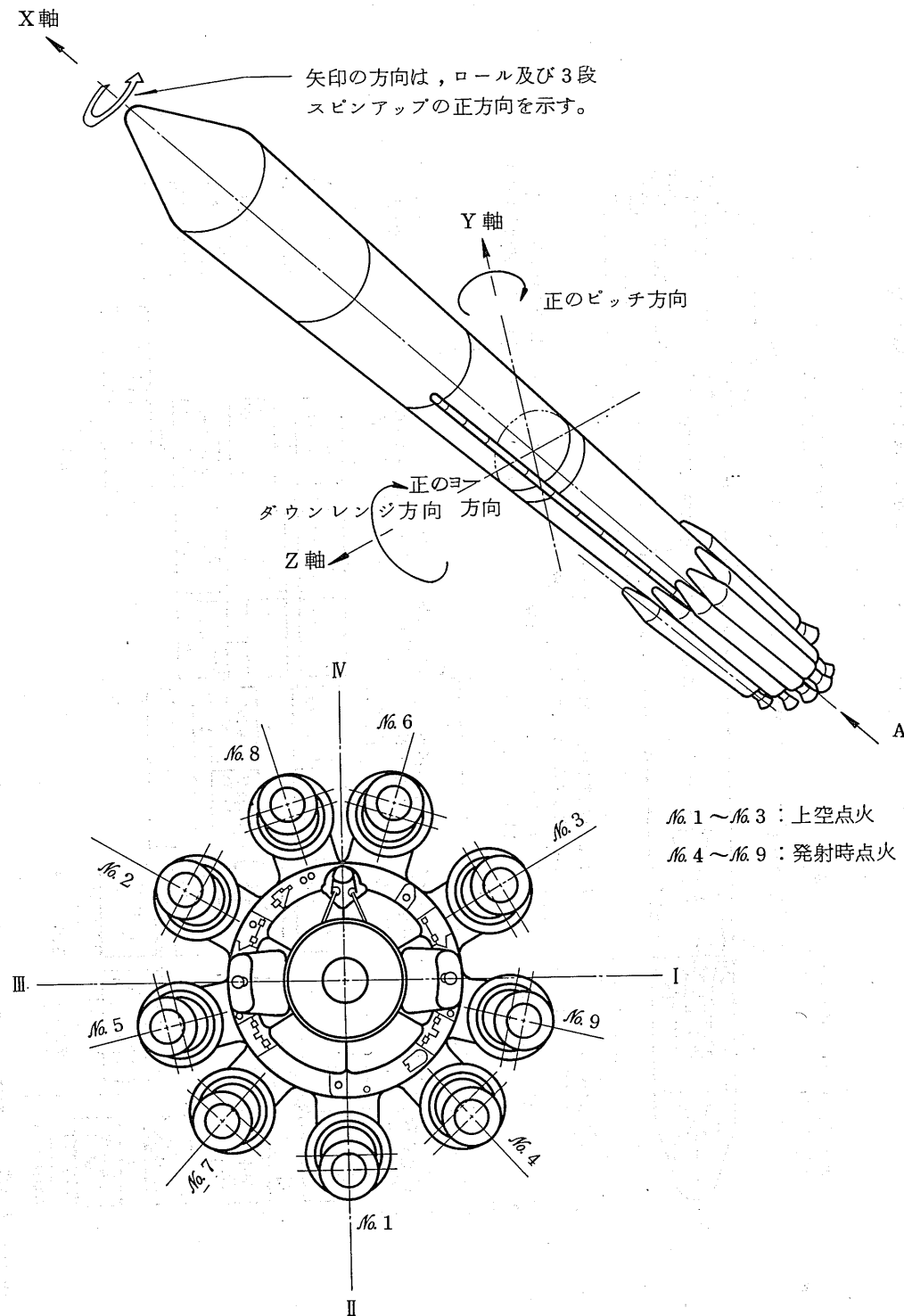
第5-15図 N-II ロケット誘導・制御方式



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



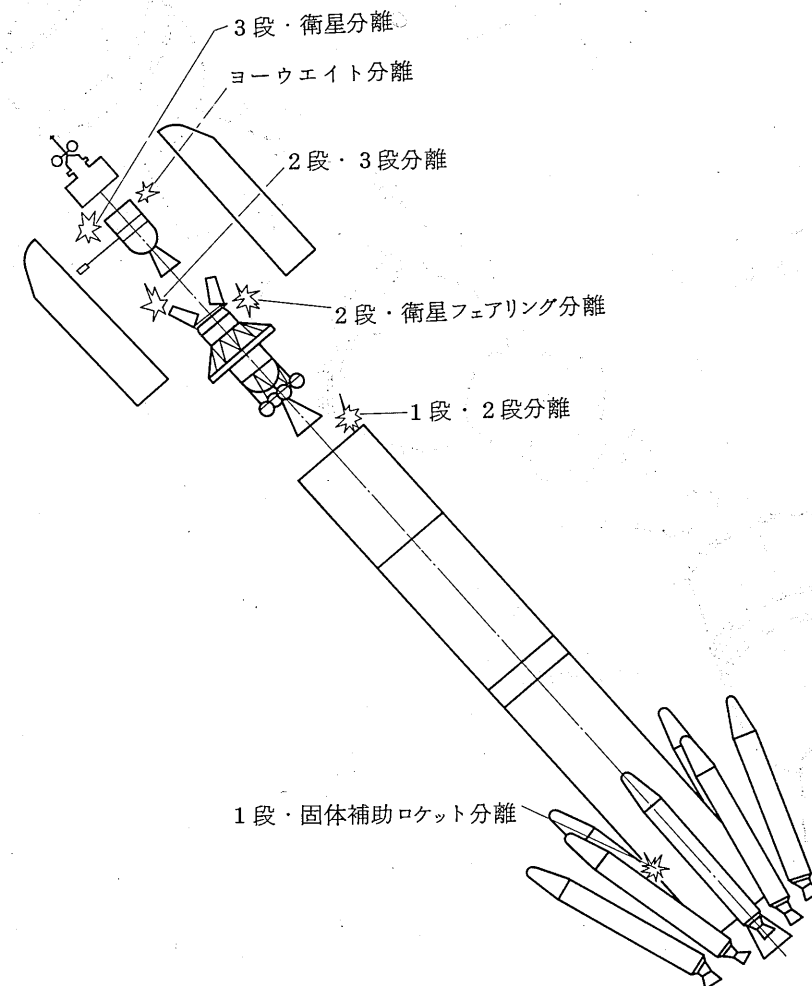
5.5 分離機構

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。

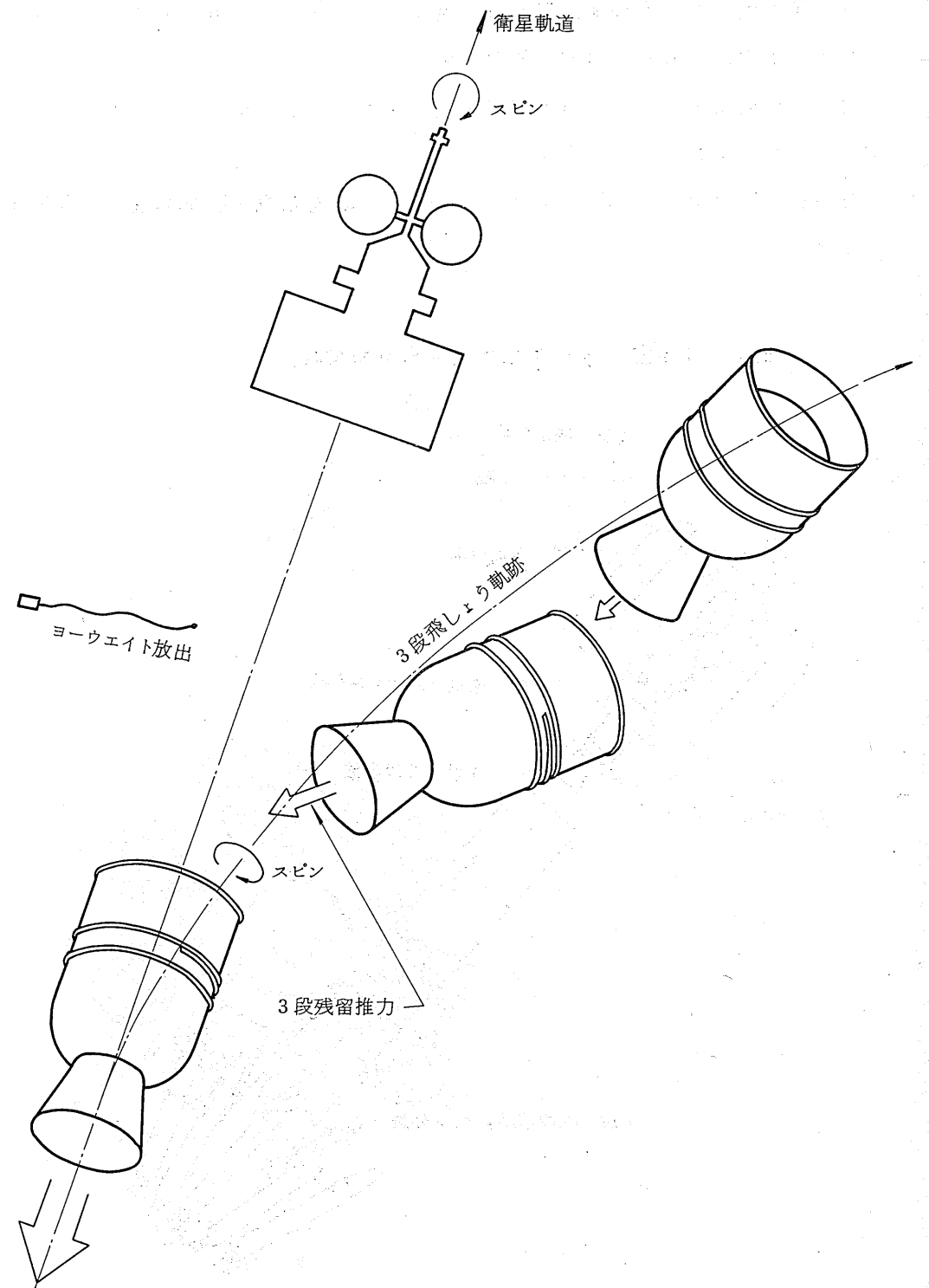
第3段は衛星分離後、残留推力による追突を避けるためヨーウエイトを切り離して衛星軌道をはずさせます。

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。

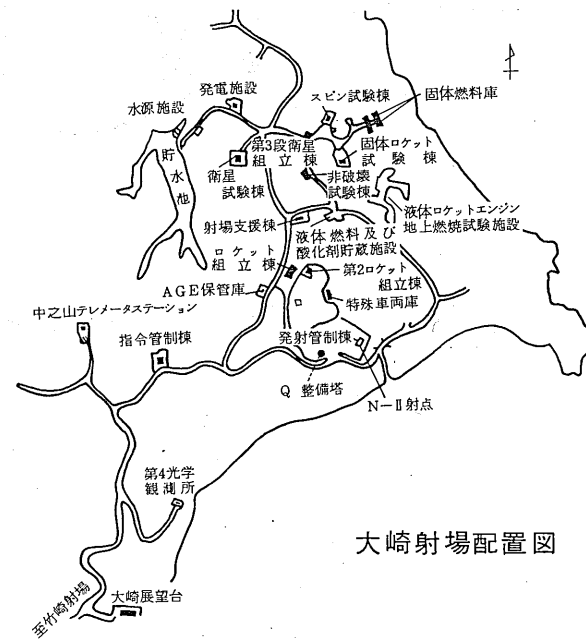
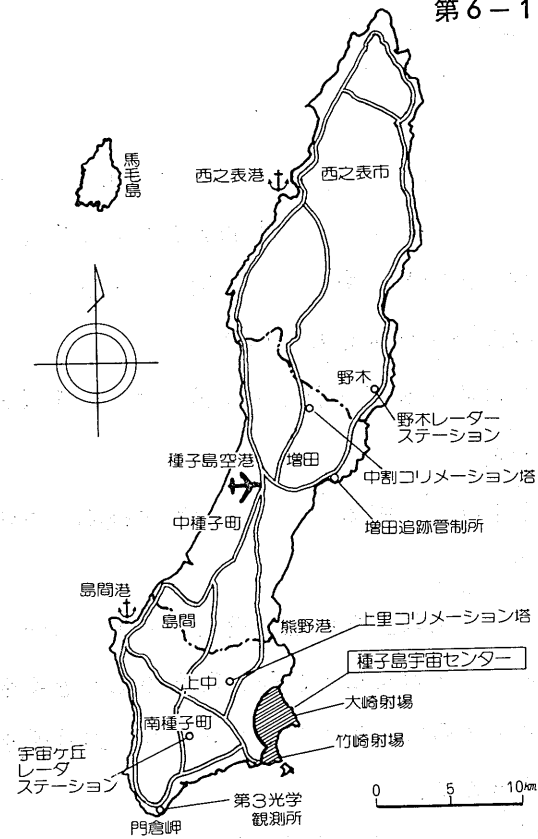
また、これらの作業を安全確実にを行うための各種指令管制設備、地上安全設備及び飛行安全設備などが整備されています。

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。

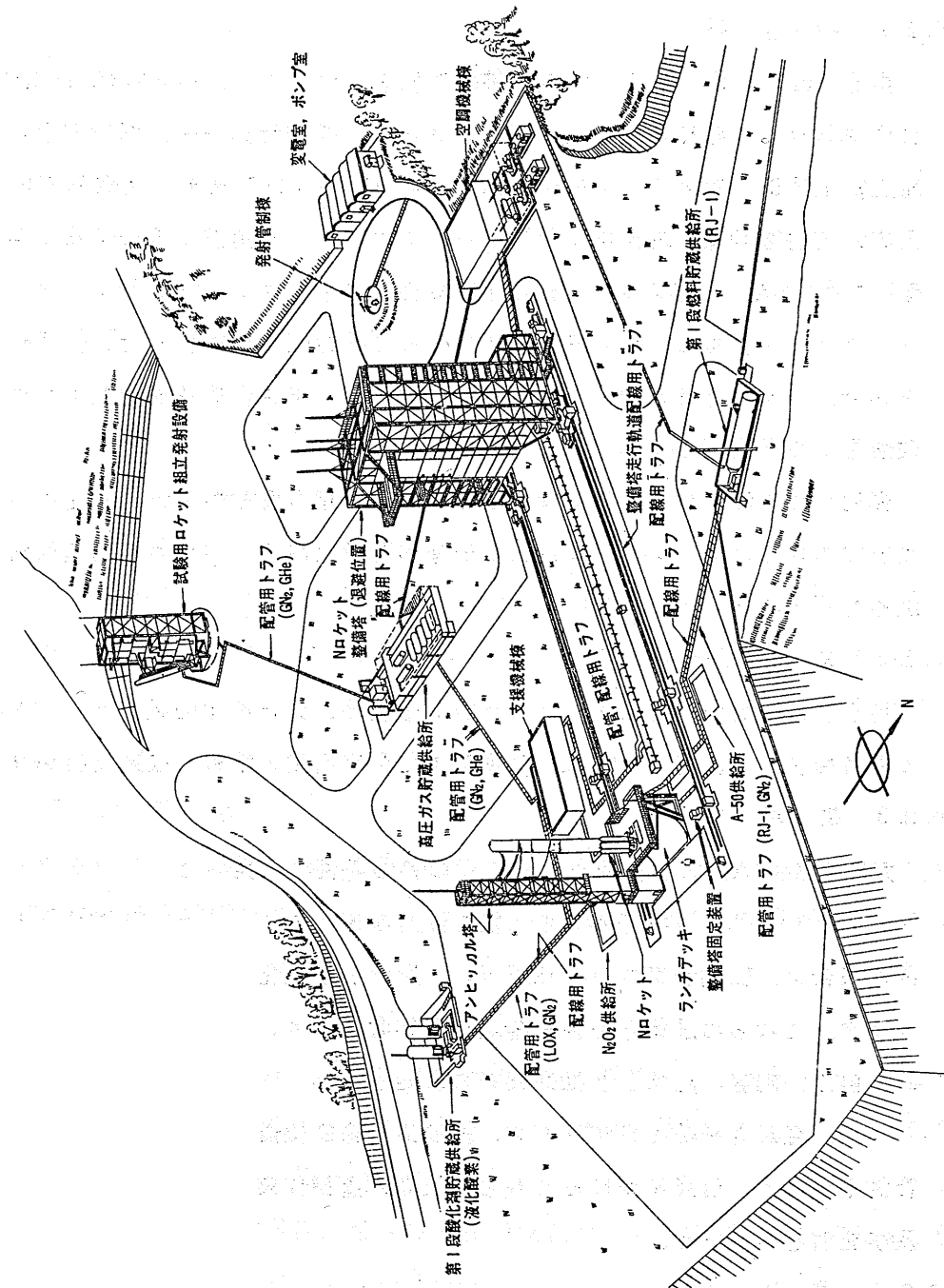
なお、種子島宇宙センターの概要を第6-1図に、N射点系概要図を第6-2図に示します。

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、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、捕捉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か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、温度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及びAKM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、オーダ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 種子島宇宙センターの主要設備(1/4)

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。	宇宙ヶ丘レーダ,増田テレメータは機能内蔵
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 種子島宇宙センターの主要設備(2/4)

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(ロール方向)を測定する。	
	高圧ガス供給設備(N射点) 燃料酸化剤供給設備	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。 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,第2ロケット組立棟,整備塔)	N-IIロケット1段,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段及び衛星のスピンテスト及びスピンバランシング	
	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チェックアウト	
	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・デコーダのチェックアウト	
	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段テレメータのチェックアウト及び打上げ初期のテレメータの受信	
	GMS-2射場チェックアウト装置(衛星試験棟)	GMS-2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	
	ヒドラジン充てん装置(HLC)(第3段衛星組立棟)	衛星のヒドラジン充てん	
	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	

第6-1表 種子島宇宙センターの主要設備(3/4)

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	
	MT-135型ロケット組立,点検,発射設備(竹崎射点)	MT-135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	
	捕捉レーダ設備(野木)	ロケットの初期捕捉及び追尾	GMS-2には使用しない
	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
	VHF及びUHFドップラ設備 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。	
気象系	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)	MT-135P型ロケット及びエコーレーウィンの追尾,気象データの取得	

第 6 - 1 表 種子島宇宙センターの主要設備 (4 / 4)

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 」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)		
	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)	S O B 等の保管	
	中央倉庫 (大崎組立棟)	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	
	A G E 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 A G E の保管	
	観望台 (大崎)	取材	
管 理 系	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守衛業務	
	海上監視設備 (大崎)	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 , X Y 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	
	アンテナスレーブ装置	計算機の出力等によりアンテナをスレーブする	機能内蔵
通 信 系	指令電話	作業電話等	
	放送設備	拡声放送	
	短波通信設備	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	

1997-1998 2001-2002 2005-2006 2009-2010

します。

要設備

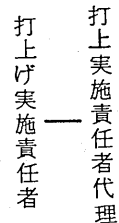


7. 打上

10

衛星搭載機器の機能

上げ隊組織



係係係係

画務

係係

=

係

跡

里係

天

係

As

務外

係係

術力設

係係係

搬

7

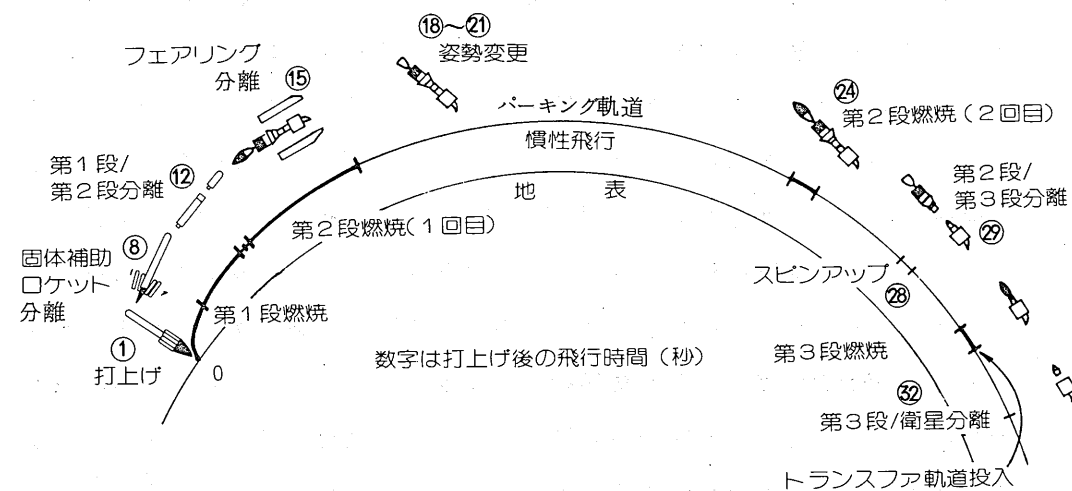
- 65 -

7.3 打上げ方式

N ロケット 8 号機 (F) は、静止気象衛星 2 号 (GMS-2) 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 秒まで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 (第 7-3 表 N ロケット 8 号機 (F) の飛行計画) に従って太平洋上を飛行します。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 146 度、高度約 182km において第 3 段から分離されます。

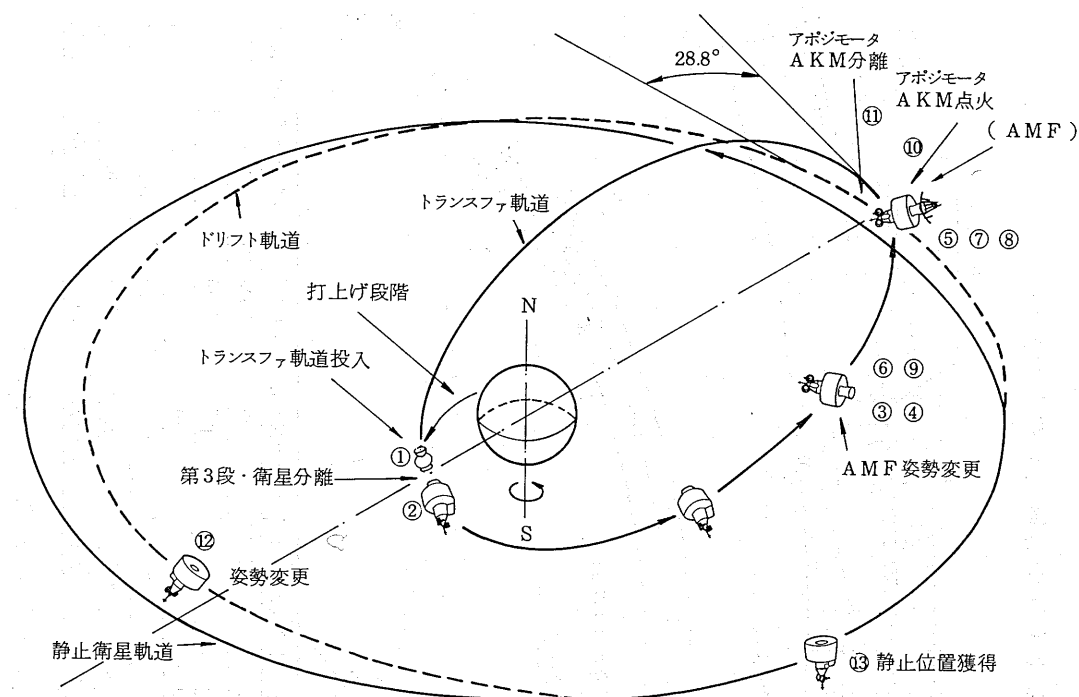
トランスファ軌道上において分離された静止気象衛星 2 号 (GMS-2) は、衛星の飛行計画 (第 7-4 表、静止気象衛星 2 号 (GMS-2) の飛行計画) に従ってトランスファ軌道の遠地点高度約 36,000 km において追跡管制システムからのコマンドによりアポジモータを点火し、ドリフト軌道に投入されます。この間、追跡管制システムにより衛星の軌道確認並びに姿勢の変更及び確認が行われるとともに、その後の衛星の姿勢変更及び軌道修正により、赤道上東経約 160 度の暫定的な静止衛星軌道へ投入し、衛星搭載機器の機能及び性能確認を行ったのち、東経約 140 度の位置に静止させます。

第7-3表 Nロケット8号機(F)の飛行計画



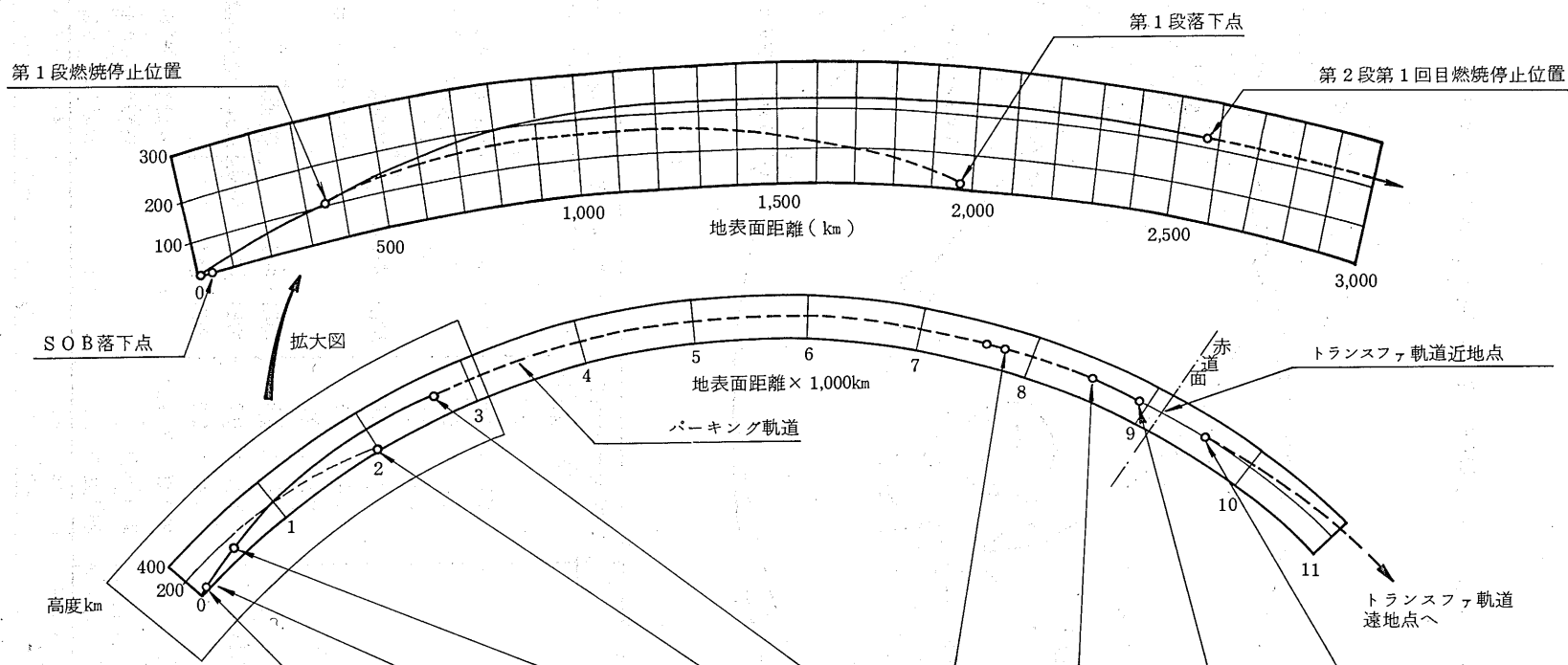
事 象	発射後経過時間	距 離	高 度	慣性速度
	分 秒	km	km	km/S
1 リフトオフ	00 00	0	0	約 0.4
2 ロールプログラム開始	03			
3 " 終了	08			
4 ピッチプログラム開始	08			
5 固体補助ロケット6本燃焼終了	38	約 1	約 5	約 0.6
6 " 3本点火	39			
7 " 3本燃焼終了	1 17	約 10	約 18	約 0.9
8 " 9本分離	1 25			
9 ピッチプログラム終了	4 25			
10 メインエンジン燃焼停止	4 30	約 355	約 106	約 4.8
11 パーニアエンジン燃焼停止	4 36			
12 第1・2段分離	4 38	約 389	約 113	約 4.8
13 第2段点火	4 44			
14 ピッチプログラム開始	4 48			
15 衛星フェアリング分離	4 58			
16 ピッチプログラム終了	11 25			
17 第2段燃焼停止	11 25	約 2,570	約 226	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 " ヨープログラム開始	14 10			
21 " 終了	15 00			
22 第1回目姿勢制御開始	21 00			
23 " 終了	22 00			
24 第2段再着火	23 13	約 7,642	約 181	約 7.8
25 " 燃焼停止	23 19	約 7,687	約 180	約 7.9
26 第2回目姿勢制御開始	23 24			
27 " 終了	24 14			
28 第3段スピンアップ	24 19			
29 第2, 3段分離	24 21			
30 第3段点火	24 59	約 8,419	約 175	約 7.9
31 第3段燃焼終了	25 43	約 8,781	約 171	約 10.3
32 第3段衛星分離	26 59	約 9,510	約 182	約 10.3
33 第3段ヨーウエイト放出(カッター作動)	27 01			

第7-4表 静止気象衛星2号(GMS-2)の飛行計画(ノミナル)



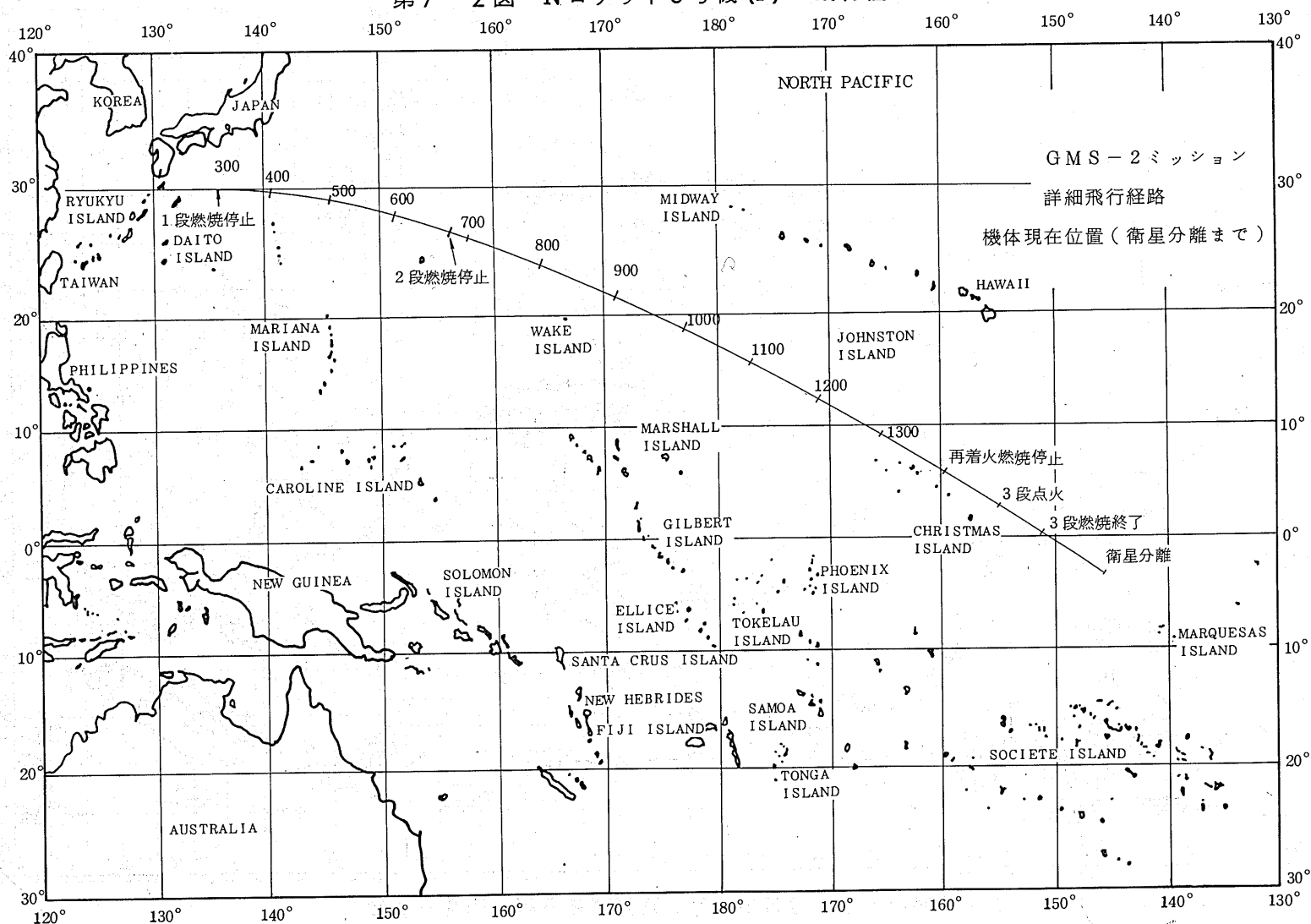
事 象	発射後経過時間	追跡管制所等	備 考
① トランスファ軌道投入	時 26分		
② 第3段/衛星分離	27		
③ 第1回姿勢変更	02 : 56	アセンション	粗制御
④ 第2回姿勢変更	04 : 04	"	粗制御
⑤ 第1遠地点通過	05 : 50		
⑥ 第3回姿勢変更	13 : 30	増田・勝浦	精制御
⑦ 第2遠地点通過	16 : 37		
⑧ 第3遠地点通過	27 : 24		
⑨ 第4回姿勢変更	37 : 34	増田・勝浦	精制御
⑩ アポジモータ点火(AMF)	38 : 07	増田・勝浦・沖縄	第4遠地点付近
⑪ アポジモータ切離し	38 : 22	増田・勝浦	
⑫ 軌道面逆垂直姿勢変更	約3日、2時間	"	AMF後約36時間
⑬ 静止位置獲得	約1か月	"	東経約160度
⑭ "	約5か月	"	東経約140度

第7-1図 GMS-2/N8(F) 飛行経路(鉛直面投影)

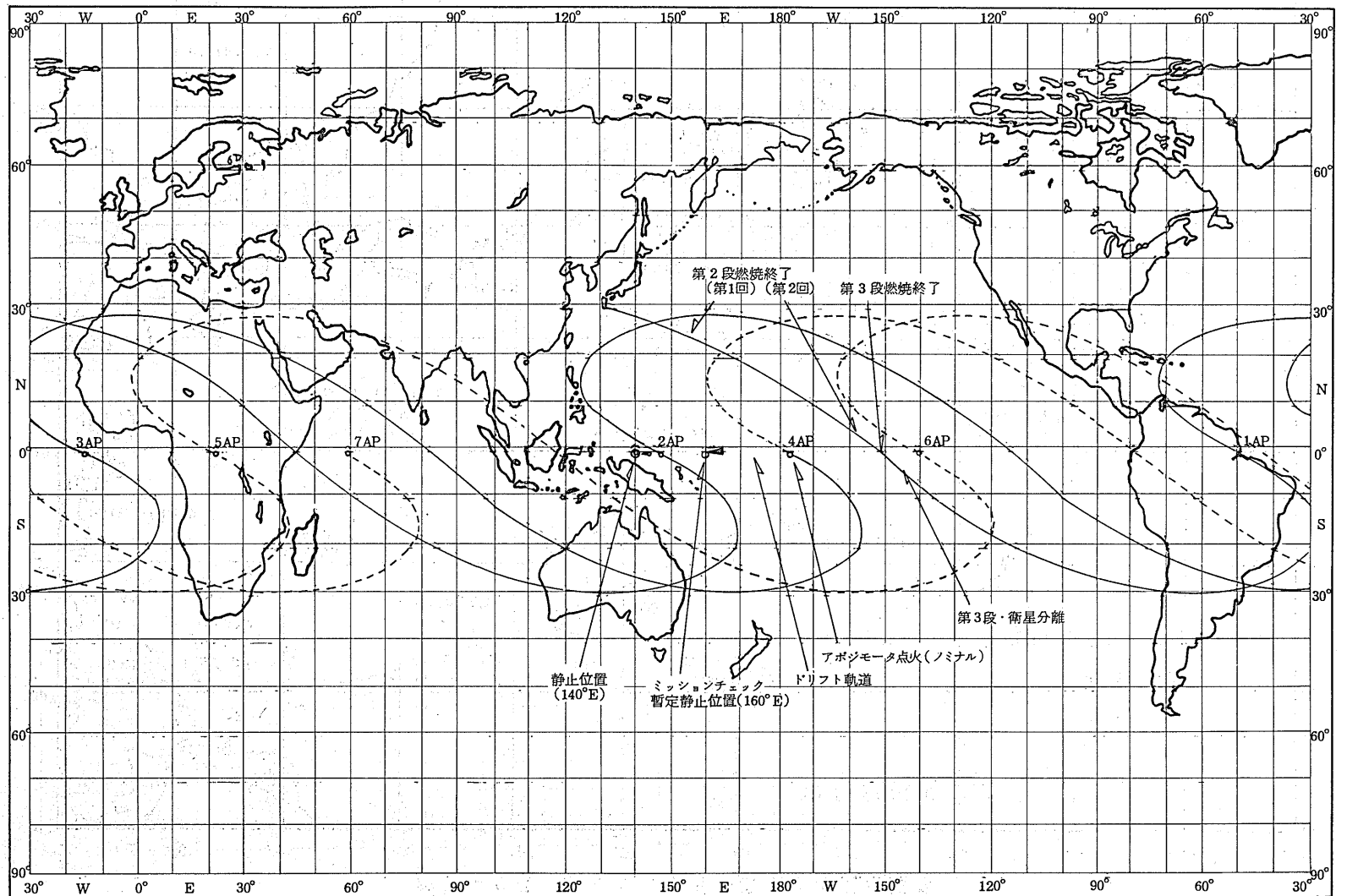


パラメータ	時点	SOB燃焼終了	SOB落下	1段燃焼停止	1段落下	2段燃焼停止	再着火燃焼停止	3段点火	3段燃焼終了	3段/衛星分離
発射後時間 sec		77	328	270	889	685	1,399	1,499	1,543	1,619
地表面距離 km		10.0	13.3	355	1,989	2,570	7,687	8,416	8,777	9,510
高度 km		18.3	0	106	0	226	180	175	171	182
慣性速度 m/sec		926	—	4,810	—	7,778	7,902	7,908	10,281	10,272
緯度 deg		30.40N	30.39N	30.18N	27.61N	26.23N	5.97N	2.49N	0.80N	2.53S
経度 deg		131.07E	131.22E	134.66E	151.16E	156.81E	159.82W	154.24W	151.46W	145.76W

第7-2図 Nロケット8号機(F)の飛行経路



第7-3図 静止気象衛星2号(GMS-2)地表面軌跡



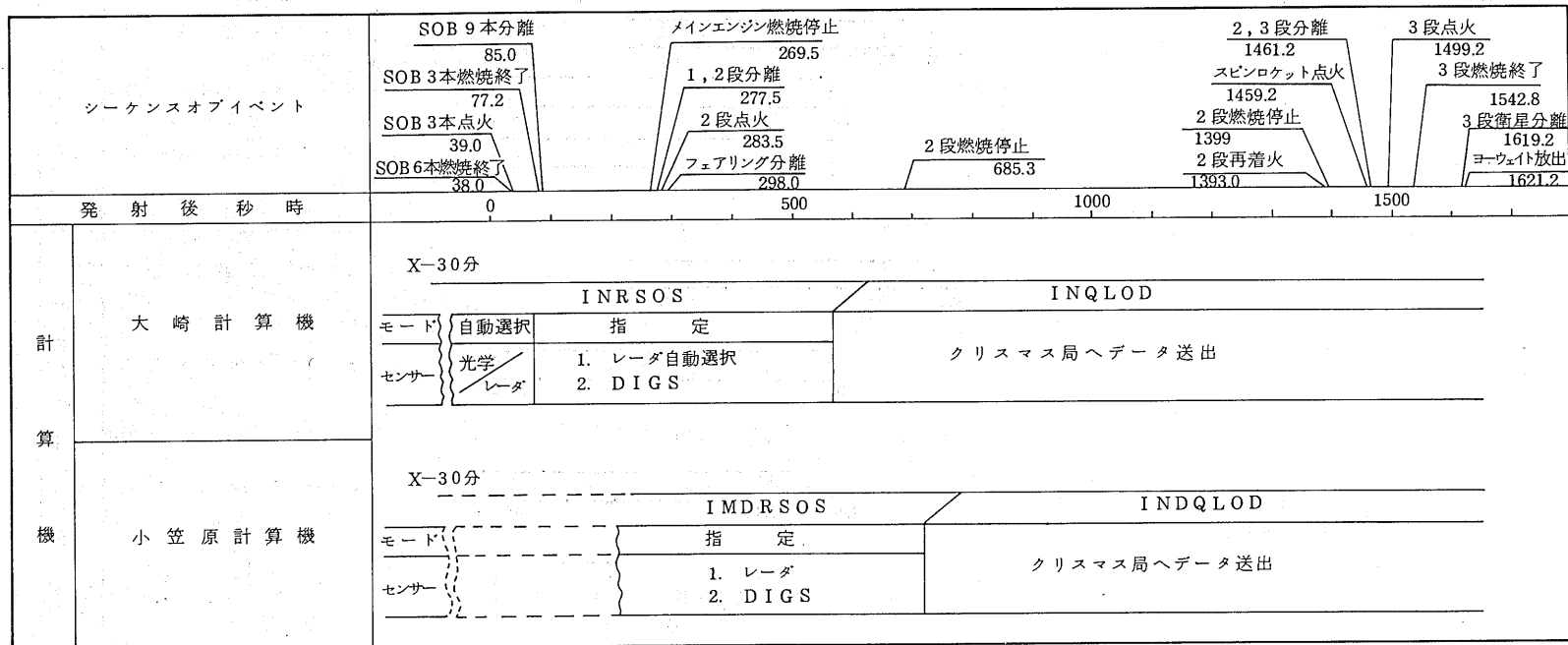
第7-5表 地上局の運用計画 GMS-2/N8 (F)

— 追 尾 デ ー タ 取 得 , テ レ メ ー タ デ ー タ 受 信 —

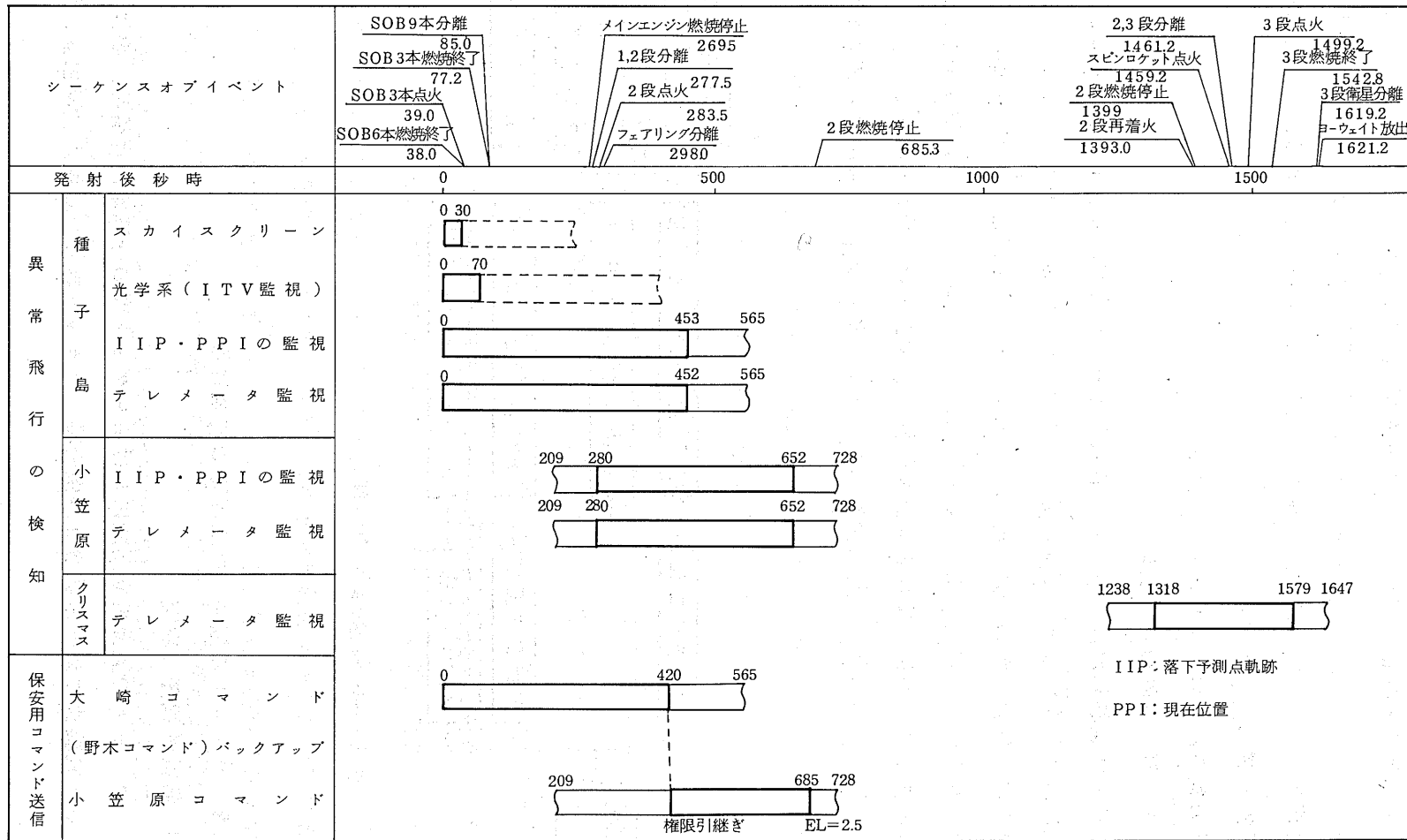
シーケンス オブ イベント		SOB 9本分離 85.0	メインエンジン燃焼停止 269.5	2,3段分離 1461.2	3段点火 1499.2
		SOB 3本燃焼終了 77.2	1,2段分離 277.5	スピンロケット点火 1459.2	3段燃焼終了 1542.8
		SOB 3本点火 39.0	2段点火 283.5	2段燃焼停止 1399	3段衛星分離 1619.2
		SOB 6本燃焼終了 38.0	フェアリング分離 298.0	2段再着火 1393.0	ヨーウェイ放出 1621.2
発 射 後 秒 時		0	500	1000	1500
追 尾 デ ー タ 取 得	光 学 系	可能な限り追尾			
	野木誘導レーダ	-30 29 453 565			
	宇宙ヶ丘精測レーダ	018 450 563			
	小笠原精測レーダ	209 280 652 728			
テ レ メ ー タ デ ー タ 受 信	中之山テレメータ	010 451 565			
	増田テレメータ	0 26 452 565			
	小笠原テレメータ	209 280 652 728			
	クリスマステレメータ	1238 1318 1579 1647			

Ex. LOS
EL ≥ 5 EL = 0

— 実 時 間 処 理 —



— 飛 行 安 全 —



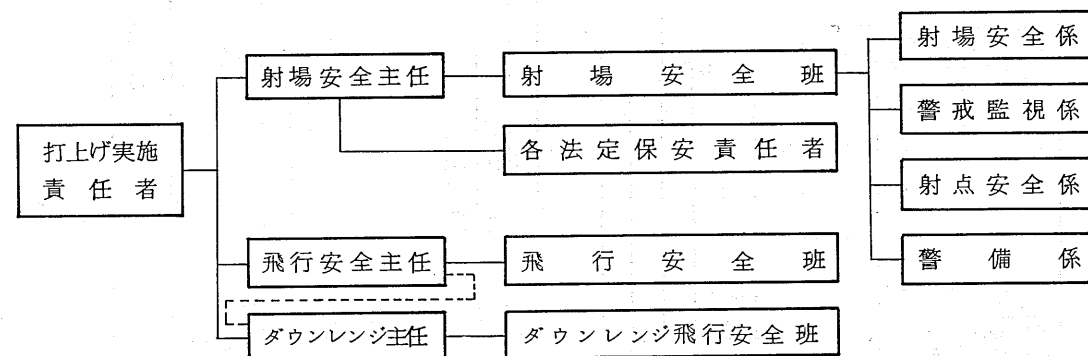
7.4 打上げに伴う安全確保

宇宙開発事業団は、Nロケット8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、射場における地上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。



注)-----カウントダウン時

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7-4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。

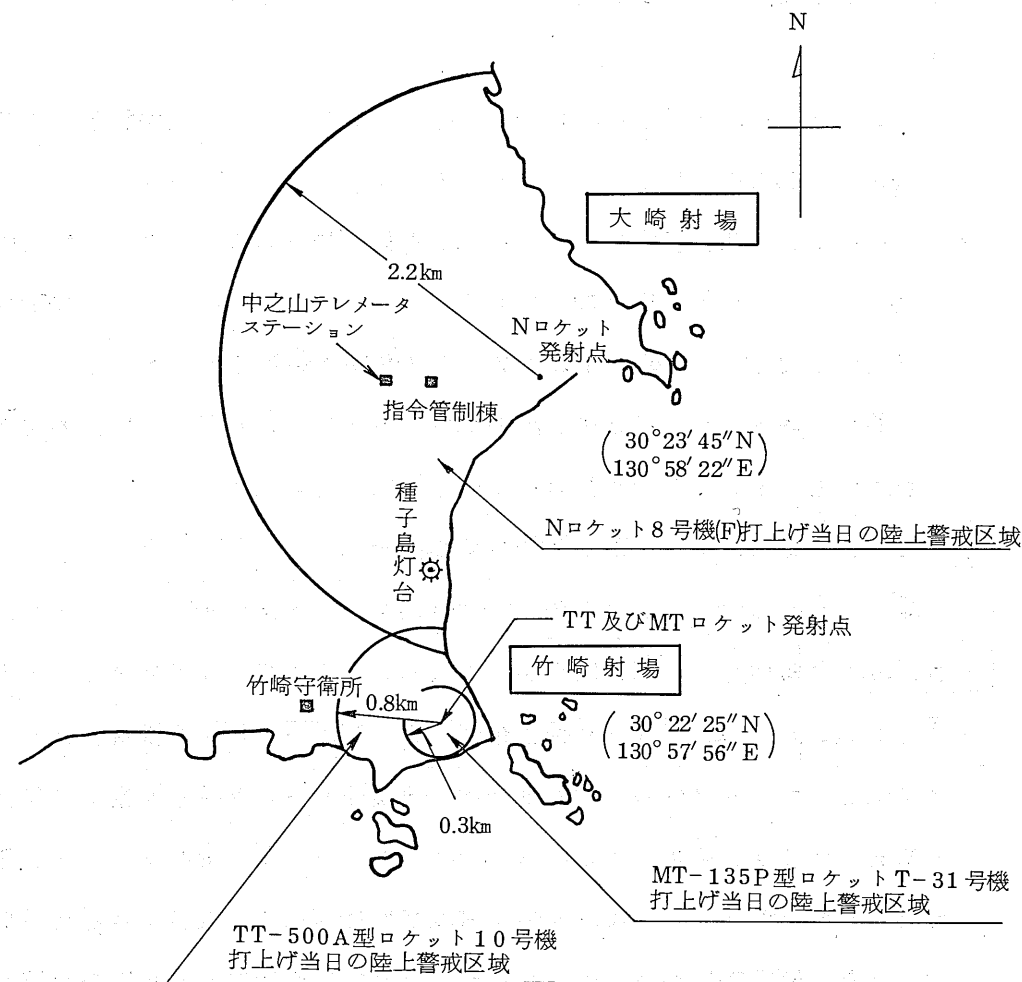
(2) 海上におけるロケット落下予想区域の設定

海上におけるロケット落下予想区域は、第7-5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、海上についてヘリコプター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。

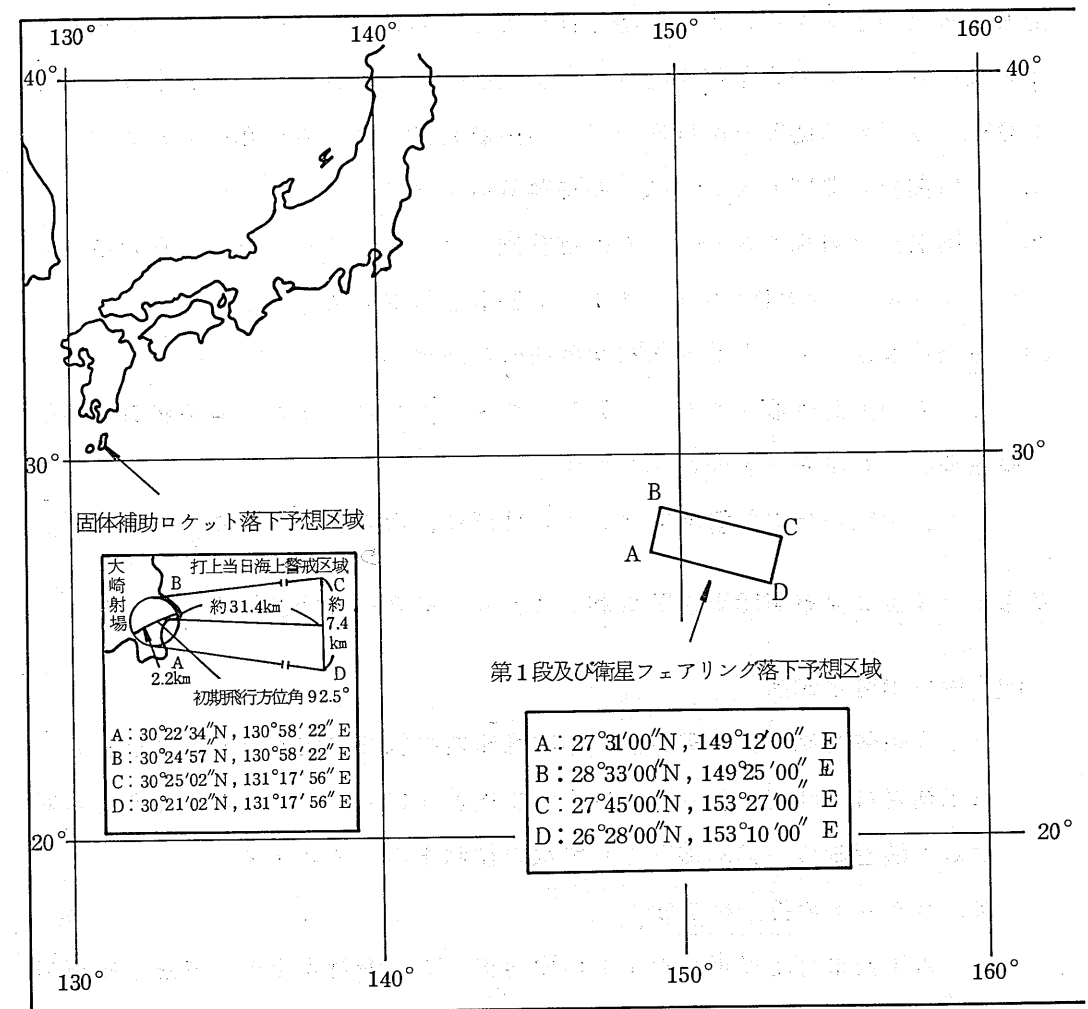
7.4.3 安全基準及び安全教育

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7-4図 打上げ当日の陸上警戒区域



第7-5図 Nロケット8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. 静止気象衛星 2 号 (GMS-2) 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。静止気象衛星 2 号 (GMS-2) 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
- (2) 米国航空宇宙局 (NASA) の追跡管制システム (アセンション局及びオーロラル局には NASDA のベースバンド装置を付加しています。)
- (3) 気象庁及びオーストラリア科学省所管の地球局

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。

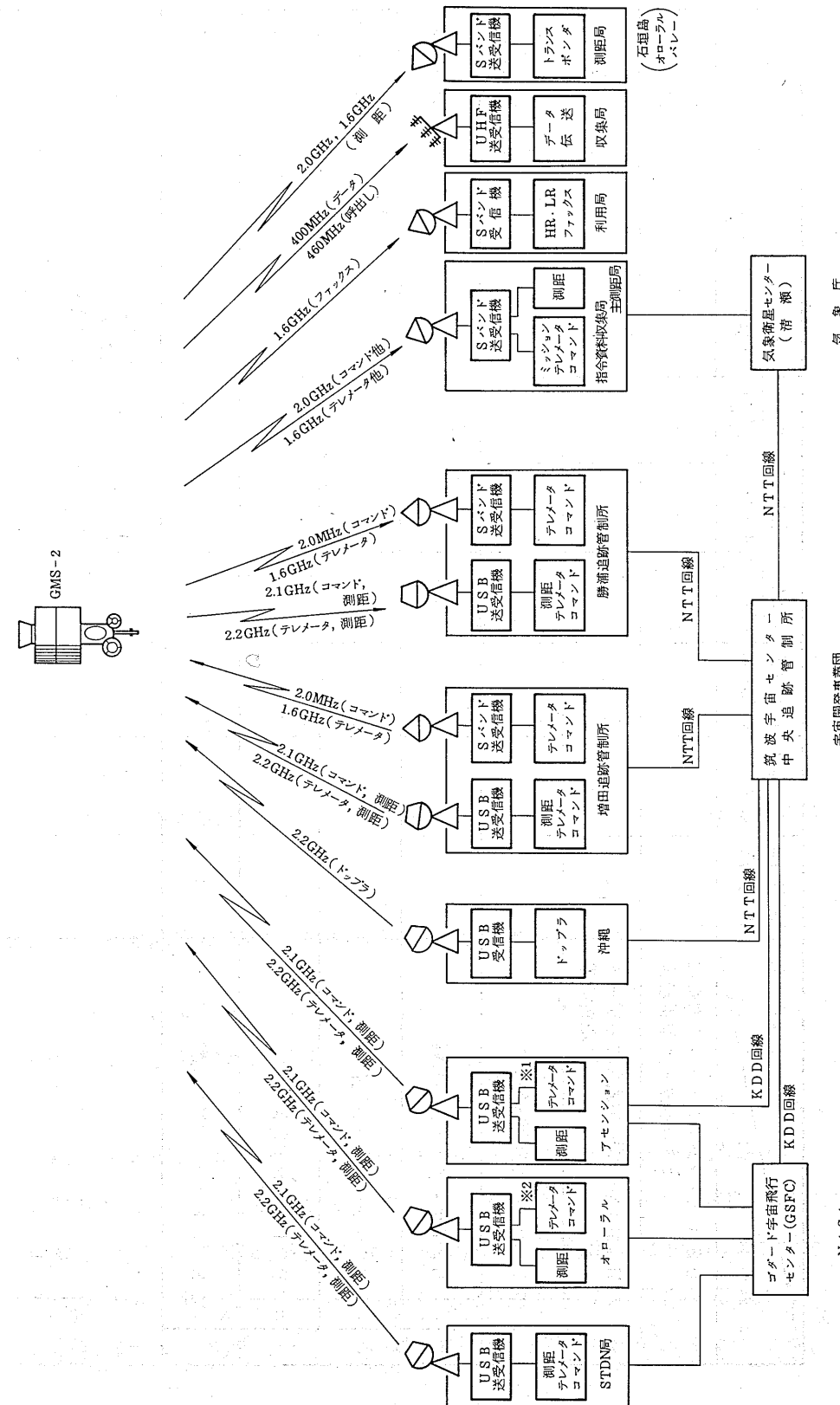
ア) ロケットの打上げ支援

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 (RAR) 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。

第 8-1 図 GMS-2 追跡管制システムの概要



※1: テレメータ、コマンド用NASDAベースバンド装置を付加
 ※2: ニューテレーションの制御及び監視NASDAベースバンド装置を付加

第8-1表 GMS-2 追跡管制のために使用する主な設備

局名	主要設備	勝浦追跡管制所	増田追跡管制所	沖縄追跡管制所	NASAの追跡管制システム			CDAS (気象庁システム)	備考
					アセンション局	オローラル局	その他STDN局		
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2.1GHz帯 ダウンリンク2.2GHz帯
	USBドップラー方式によるデータ取得設備	○	○	○					ダウンリンク2.2GHz帯
	Sバンド三点測距設備							○	アップリンク2.0GHz帯 ダウンリンク1.6GHz帯
管	USBテレメータ受信設備	○	○		○	○	○		2.2GHz帯
	Sバンドテレメータ受信設備	○	○					○	1.6GHz帯
	USBコマンド送信設備	○	○		○	○	○		2.1GHz帯
制	Sバンドコマンド送信設備	○	○					○	2.0GHz帯
								CDAS : Command and Data Acquisition Station	

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、GMS-2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、GMS-2に対し追跡管制を行うほか、N-II ロケットに搭載されたGMS-2に対して打上げ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

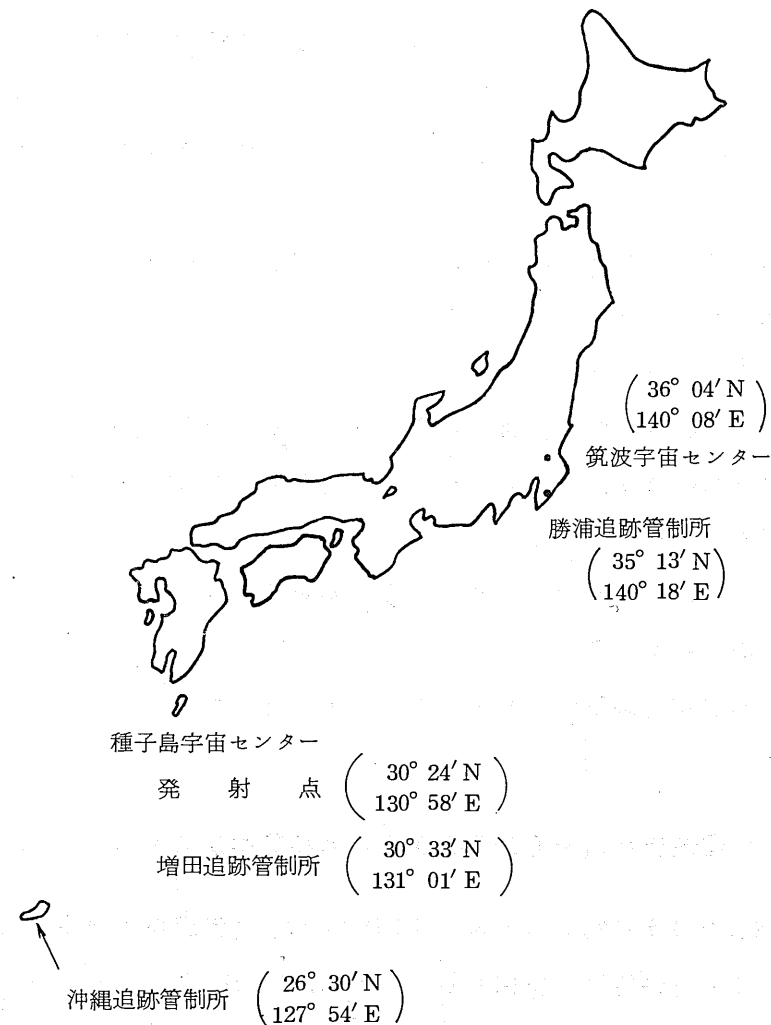
沖縄追跡管制所は、第8-1表に示すとおりドップラー計測のみを行います。

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、GMS-2の追跡管制に使用するシステムはSTDNのうち、アセンション局、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、キトー局及び技術訓練センター局の各追跡局と、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、主として初期段階に用いられます(第8-3図)。このうち、アセンション局には、テレメータ/コマンド用として、筑波宇宙センターから直接制御できるNASDAベースバンド装置が付加されています。また、オロ

ーラルバレー局には、ニューテーションの制御及び監視のためのNASDAベ
ースバンド装置が設備されています。(第8-1図)

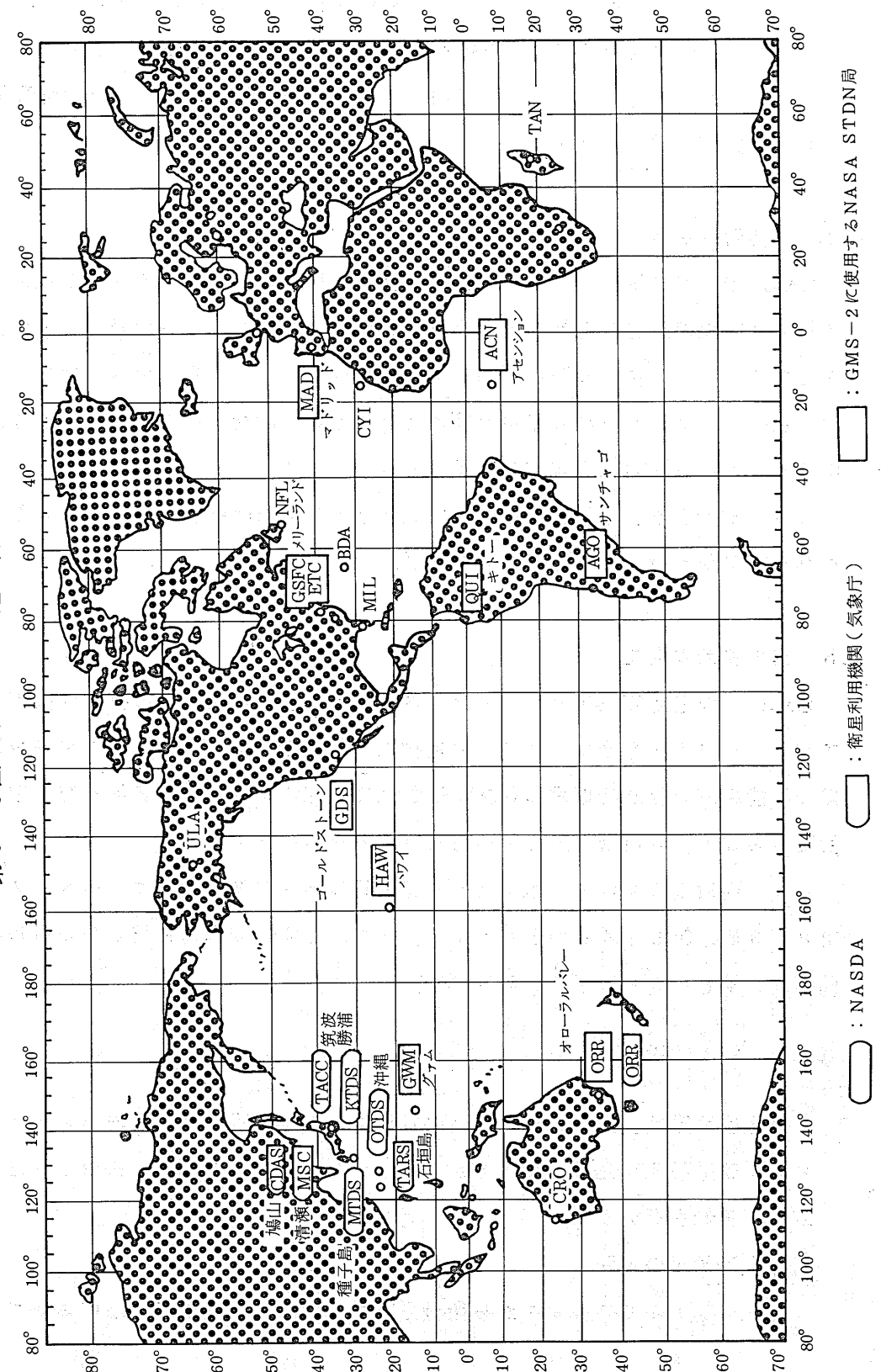
第8-2図 宇宙開発事業団の追跡管制システム配置図



8.1.3 気象庁及びオーストラリア科学省所管の地球局

気象データの収集、処理、配布等のための指令資料収集局 (COMMAND & DATA ACQUISITION STATION: CDAS)、データ処理センター (DATA PROCESSING CENTER: DPC) を中心に測距局、通報局な

第8-3図 GMS-2 追跡管制実施場所



どが、気象庁及びオーストラリア科学省の所管として設置されています。このうち、CDAS、DPC、石垣島測距局（いずれも気象庁所管）及びオローラルバレー測距局（オーストラリア科学省所管）等がNASDAの行う追跡管制業務の支援に用いられます。

8.2 追跡管制組織

GMS-2の追跡管制のための組織は、打上げ段階及び初期段階を前7項に示す打上げ隊の追跡管制部門により実施します。それ以降の定常段階においては、衛星のミッション機器の運用に関しては気象庁が行い、衛星の位置の保持、姿勢の保持、スピン制御等の衛星の管理及び、衛星の開発等のために必要な運用に関しては、NASDAが定常組織により実施します。

なお、初期段階、定常段階を通じて気象庁とNASDAは密接な協力のもとにこれらの業務を行うこととしております。

8.3 追跡管制の実施

GMS-2の追跡管制業務は、トランスファ軌道投入確認までの打上げ段階、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雲画像取得などのミッション業務を行う定常段階からなり、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表のとおりです。また、GMS-2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トランスファ軌道投入確認の段階までからなっており、その期間中に次のような追跡及び管制を行います。

(1) 人工衛星の追跡

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、

第8-2表 GMS-2の追跡管制計画表

* 1. 搭載機器の機能確認を行うための暫定的な静止軌道(160°E)
* 2. 定常段階の初期に暫定的な静止軌道(160°E)から140°Eにする。(移動期間は約40日)

項目	段階	打上げ段階		初期段階(約3か月間)		定常段階(参考)	
		打上げ直前の準備段階から打上げ及びトランスファ軌道投入確認まで	同 上	トランスファ軌道	ドリフト軌道及び静止衛星軌道* 1.	静止衛星軌道(160°E→140°E)* 2	初期段階終了から衛星の運用を終了するまで
追 跡	U S B ダウンリンク(2.2GHz) アップリンク(2.1GHz)	方式：レンジング(トーン)方式 担当：STDN 主用途：利距データ取得	同 上	方式：同左 担当：同左及び増田、勝浦 主用途：同左	方式：同左 担当：増田、勝浦 主用途：同左	方式：同左 担当：同左 主用途：同左	方式：同左 担当：同左 主用途：同左
	S バンド ダウンリンク(1.6GHz) アップリンク(2.0GHz)	方式：ドップラー方式 担当：勝浦、増田、沖繩 主用途：ドップラデータ取得		方式：同左 担当：同左 主用途：同左(アポモータ点火時)			
	追跡網統括 データ処理	追跡データによる初期軌道予測計算 担当：中央追跡管制所、GSFC(NASA)		追跡データによる軌道決定及び軌道 担当：同左	同左 担当：中央追跡管制所	同左 担当：同左及び気象衛星センター	
管 制	テレメータ U S B (2.2GHz) S バンド (1.6GHz)	変調方式：デジタルテレメータ PCM/PSK/PM(USB) ・実時間テレメータ F M / P M 担当：増田、勝浦、STDN 主用途：HKデータ取得及びクイックルック、 姿勢決定データ		変調方式：同左 担当：同左	変調方式：同左 及びPCM/PSK (Sバンド) 担当：増田、勝浦 主用途：同左及び搭載機器の機能点検 (気象庁の協力を受ける)	変調方式：同左 (主としてSバンド使用) 担当：同左及び気象衛星センター 主用途：同左及びミッションの遂行	
	コマント U S B (2.1GHz) S バンド (2.0GHz)	変調方式：PCM/FSK-AM/PM 担当：増田、勝浦、STDN 主用途：運用モード切替		変調方式：同左 担当：同左 主用途：同左のほかに姿勢制御、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	変調方式：同左 担当：同左及び気象衛星センター 主用途：同左及びミッションの遂行	
	管制網統括 データ処理	テレメータの収録・処理・解析、HKデータの クイックルック、電制計画作成・進行・指示、 担当：中央追跡管制所、GSFC(NASA)		同左のほかに、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		同左のほかに、衛星開発のために必要 な運用、ミッションの遂行 担当：本国籍係部、筑波宇宙センタ ー、気象庁気象衛星センター	

(注) HKデータ：ハウスキューピングデータ(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：NASDAの追跡管制局(アセンション、オローラル、サンチャゴ、ゴードストーン、グアム、ハワイ、マドリッド、キートン、ETC)なお、アセンション、オローラル局には、NASDA
のベースバンド装置を付加する。
GSFC：ゴダード宇宙飛行センター(STDN網の総局局)

第8-3表 追跡管制局の運用計画

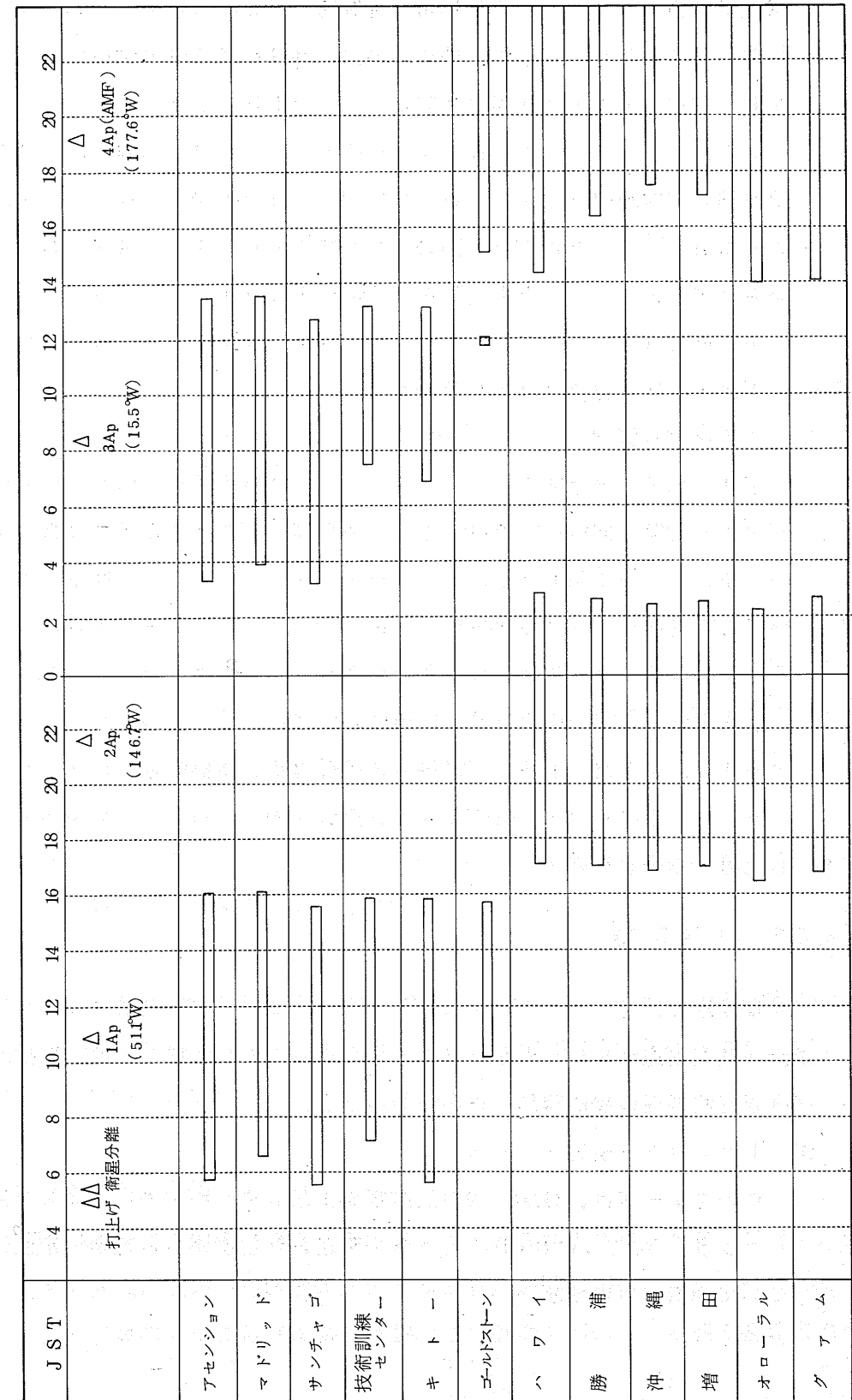
○運用する
 - 運用しない
 △バックアップ運用(オンコール)

地上局	追跡管制の段階 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	
勝浦追跡管制所	U S B	テレメトリ	○	○	○	
		コマン	—	○	○	
		測 距	—	○	○	
		ドブラー	○	○AMF時	—	
	Sバンド	テレメトリ	—	—	○	
		コマン	—	—	○	
		測 距	—	—	○	
		ドブラー	—	—	○	
増田追跡管制所	U S B	テレメトリ	○	○	○	※ 打上げ直前の点検 後は勝浦局と同じ
		コマン	○※	○	○	
		測 距	○※	○	○	
		ドブラー	○	○AMF時	—	
	Sバンド	テレメトリ	○※	—	○	
		コマン	○※	—	○	
		測 距	—	—	○	
		ドブラー	—	—	○	
沖縄	U S B	ドブラー	○	○AMF時	—	
STDN	U S B	テレメトリ	○	○	△	第8-4表による
		コマン	○	○	△	
		測 距	○	○	△	
		ドブラー	—	—	—	
CDAS	Sバンド	テレメトリ	—	—	○	ミッションチェック 以降で使用する。
		コマン	—	—	○	
		測 距	—	—	○	
		ドブラー	—	—	○	

第8-4表 GMS-2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	A C N	○※1	○※1,2,3	○	※1 T A C C直結
オ ロ ー ラ ル	O R R	○	○※3	○	※2 同期コマンド を含む。
サ ン チ ャ ゴ	A G O	○	○	○	※3 GRANDE を含む。
技術・訓練センター	E T C	○	○	○	
ゴールドストーン	G D S	○	○	○	
ハ ワ イ	H A W	○	○	○	
グ ァ ム	G W M	○	○	○	
マ ド リ ッ ド	M A D	○	○	○	
キ ト	Q U I	○	○	○	

第8-5表 GMS-2の追跡管制局からの可視時間帯



種子島宇宙センター（大崎射場指令管制棟）から送られてくる飛行状況の情報モニターを行うとともに、勝浦、増田、沖縄の各追跡管制所においてUSBを使用してドップラ周波数測定データを取得します。

また、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。

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。

(1) トランスファ軌道フェーズ

このフェーズは、GMS-2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軌道決定値に基づいて作業を行います。

1) 人工衛星の追跡

中央追跡管制所、増田、勝浦の両追跡管制所及びSTDN局は、打上げ段階とほぼ同様の作業分担で衛星の追跡を行います。

2) 衛星の管制

衛星の管制のためのモード設定コマンド、制御コマンド及びアポジモータ点火指令コマンド等の指令は、増田、勝浦追跡管制所あるいはNASAアセンション局から発射され、アポジモータ点火後衛星はドリフト軌道へ投入されます。

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回の粗姿勢制御と1～3回の精姿勢制御を経て実施されます。

(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。

なお、GMS-2の静止については、打上げ後約30日以内を目途に暫定的に静止させる軌道（東経160度）へ投入します。

（注）暫定的な静止衛星軌道：現在静止気象衛星（ひまわり）が静止している東経140度の静止位置にGMS-2を入れ替えて静止させるまで暫定的に静止させる軌道（東経約160度）をいいます。

(3) 静止衛星軌道フェーズ

GMS-2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、その後の定常段階に

おける運用を行います。

なお、この期間、可視・赤外線走査放射計(VISSR)等ミッション機器を含めた衛星搭載機器に関する動作確認及び定常運用へ移行するための基礎データの取得等は、気象庁の協力を得て増田あるいは、勝浦追跡管制所を用いて行います。

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)から衛星のミッションが終了するまでをいいますが、この段階の最初は衛星を東経160度の赤道上に暫定的に静止させ、気象庁が行う結合試験終了後東経140度の定位置に移動させ、予備試験で確認したデータをもとに、移動後の機能の再確認を行います。

定位置での機能確認後、現在の静止気象衛星(GMS:ひまわり)に代わって気象庁による雲画像の取得などの衛星ミッション運用業務が開始されます。

なお、定常運用時の追跡管制は、気象庁の協力を得てNASDAが主体となっていて行うほか、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とともにテレメトリデータの評価解析を継続的に実施します。

参 考

1. N-II ロケットのN-Iからの改良比較表

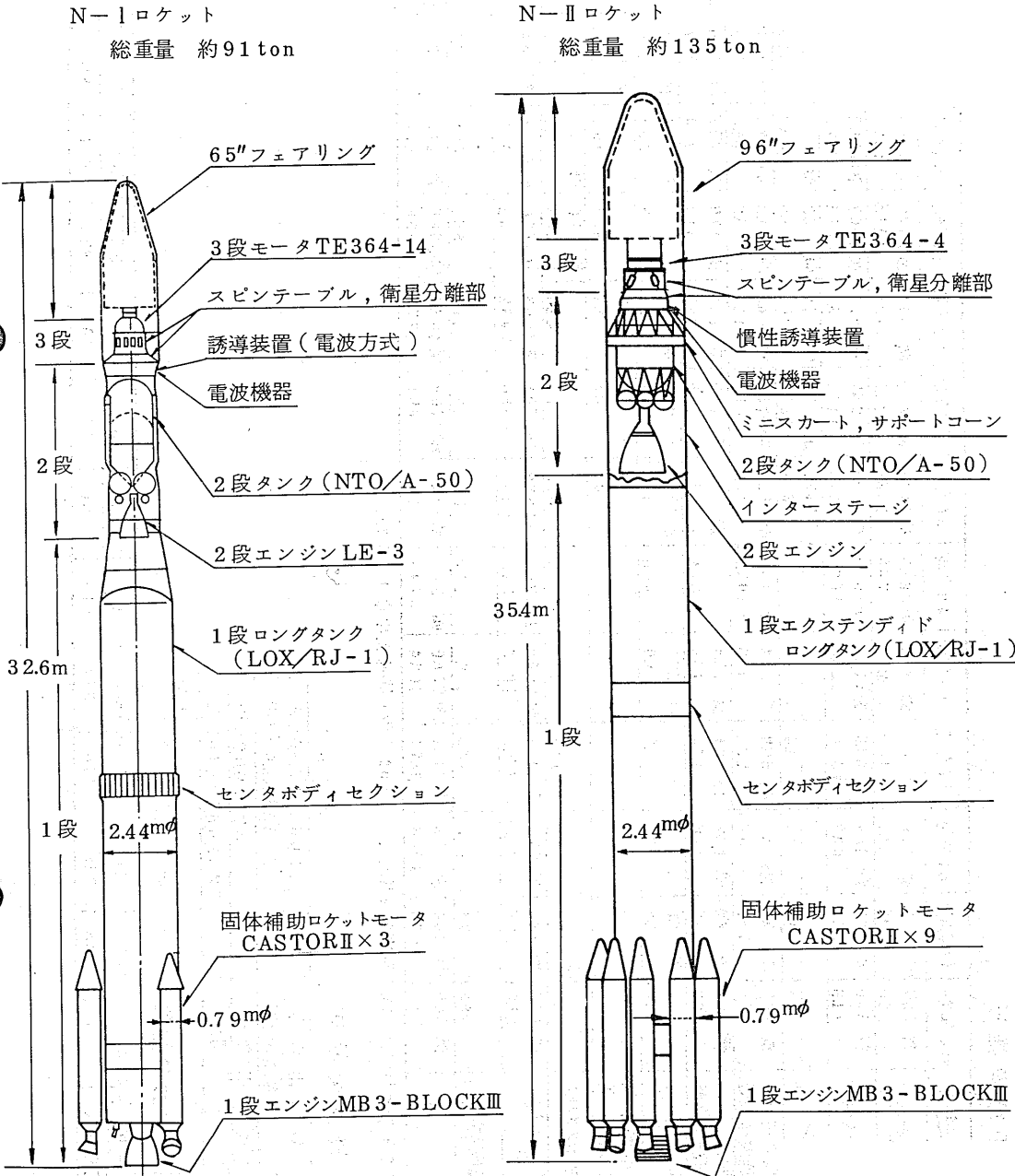
項 目	N - I	N - II	備 考
衛星フェアリング	直径 1.65m FRP製	直径 2.4m アルミ合金製	衛星大型化に対応
3 段 モ ー タ	TE-364-14 推進薬量 560 kg	TE-364-4 推進薬量 1,050 kg	
3 段テレメータ 装置	PAM/FM/PM	FM/PM	小型軽量化
誘 導 シ ス テ ム	電波誘導	※1 慣性誘導 (DIGS)	トランスファ軌道遠 地点誤差 ±2,800 km→±1,000 km
2 段 エ ン ジ ン	LE-3 I sp 285 sec	AJ10-118-FJ I sp 314 sec	
2 段 タ ン ク	推進薬量 4,730 kg	推進薬量 6,000 kg (最大)	
1 段 タ ン ク	2.4 m φ × 15 m	2.4 m φ × 18 m	タンク長増
固体補助ロケット	CASTOR-II 3本	CASTOR-II 9本	

※1 DIGS: DELTA INERTIAL GUIDANCE SYSTEM
(デルタ慣性誘導システム)

3. N-I/N-II ロケットの比較図

2. N-I/N-II ロケットの主要諸元比較表

項 目		N-I ロケット	N-II ロケット
全 段	全 長	3 2.6 m	3 5.4 m
	直 径	2.4 4 mφ	2.4 4 mφ
	総重量 (除衛星 及び衛星分離部)	9 0.4 ton	1 3 4.7 ton
	打上能力	静止衛星約 1 4 5 kg (含アポジモータケース)	静止衛星約 3 5 0 kg (含アポジモータケース)
1 段	推 進 薬	LOX (液体酸素)/RJ-1 (ケロシン)	LOX (液体酸素)/RJ-1 (ケロシン)
	推 進 薬 重 量	6 6 ton	8 1 ton
	平 均 推 力	7 7 ton (海面上)	7 7 ton (海面上)
	比 推 力	2 4 9 sec (海面上)	2 4 9 sec (海面上)
	重 量	7 0 ton	8 6 ton (含インターステージ)
固体補助 ロケット	推 進 薬	固 体	固 体
	推 進 薬 重 量	3.7 5 ton (1本分) × 3	3.7 5 ton (1本分) × 9
	平 均 推 力	2 3.7 ton (1本分) × 3 (海面上)	2 3.7 ton (1本分) × 9 (海面上)
	重 量	4.5 ton (1本分) × 3	4.5 ton (1本分) × 9
2 段	推 進 薬	四酸化二窒素/A-50	四酸化二窒素/A-50
	推 進 薬 重 量	4. 7 ton	6. 0 ton (最大)
	平 均 推 力	5. 4 ton (真空)	4. 4 ton (真空)
	比 推 力	2 8 5 sec (真空)	3 1 4 sec (真空)
3 段	推 進 薬	固 体	固 体
	推 進 薬 重 量	0.5 6 ton	1. 0 5 ton
	平 均 推 力	4. 0 ton (TE-364-14)	6. 8 ton (真空) (TE-364-4)
衛 星 フ ェ ア リ ン グ		1.6 5 mφ (収納可能衛星直径 1.4 4 m)	2.4 4 mφ (収納可能衛星直径 約 2 m)
誘 導 方 式		電波誘導方式	DIGS (デルタ慣性誘導システム)



4. 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	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	⑤ 361.3 7.66	⑤ 114.8 19.34	⑤ 430 22.55	⑤ 879 11.36	⑤ 267.3 11.16	⑤ 258.5 14.77	⑤ 329.1 20.00	⑤ 126.8 28.32	1416.5
	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	⑤ 119.2 12.08	⑤ 107.0 16.67	⑤ 80.4 14.74	⑤ 96.7 11.57	⑤ 289.6 18.32	⑤ 196.8 30.14	⑤ 133.2 28.71	⑤ 254.4 28.10	⑤ 286.6 27.94	2109.4
	打上げ費		0.5	1.0	1.0	1.4	1.5	8.7	⑤ 149.8 6.79	⑤ 77.8 12.36	⑤ 7.7 13.09	⑤ 3.3 7.16	⑤ 4.22	4.56	4.87	544.6
	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 22.2	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	652.0
	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 7.45 5.57	⑤ 11.0 11.42	421.5
	追跡管制費		0.5	2.2	2.6	3.3	12.9	40.6	⑤ 220.1 9.87	⑤ 23.1 14.78	⑤ 15.1 20.28	⑤ 3.28 7.78	⑤ 3.31 5.83	⑤ 3.31 12.16	⑤ 16.7 7.90	848.1
	地球観測情報 処理費							0.5	0.5	2.67 6.1	3.34	1.95	⑤ 2.82 10.7	⑤ 1.67 1.84		89.1
	一般管理運営費等		2.8	5.8	6.3	11.2	11.1	22.2	30.8	35.3	4.25	⑤ 2.0 4.99	⑤ 1.6 5.42	5.72	60.3	389.6
	計	⑤	50.5 28.8	⑤ 26.4 9.54	⑤ 77.8 9.58	⑤ 142.1 17.29	⑤ 256.0 28.43	⑤ 484.5 45.48	⑤ 598.9 58.80	⑤ 270.4 69.56	⑤ 486.3 74.62	⑤ 568.6 74.32	⑤ 541.9 79.92	⑤ 738.4 84.71	⑤ 441.1 91.95	6470.8
	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	461.6
	合計	⑤	50.5 31.3	⑤ 26.4 10.28	⑤ 77.8 10.63	⑤ 142.1 18.74	⑤ 256.0 30.34	⑤ 484.5 47.95	⑤ 598.9 62.36	⑤ 270.4 73.81	⑤ 486.3 79.75	⑤ 568.6 79.93	⑤ 541.9 86.00	⑤ 738.4 91.24	⑤ 441.1 99.08	6932.4

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

5. 資本金構成

(56.3.31)

政府出資金	523,068,552,902円
(うち現物出資)	(3,182,552,902円)
民間出資金	39,600,000円
合計	523,108,152,902円

6. 職員数の推移

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

7. 国別、種類別人工衛星等打上げ成功数

(1981年3月24日現在)

国 別 種 類	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	米・英 ・ESA	チェコ スロバ キア	合 計
技術開発衛星	1316	533	2(1)			6[2]		1		8			8			1				2044 (36)[6]
科学衛星		120	6(6)	4(4)	4(4)	5[1] [2]	1(1)	11(11)	* 6(5)	7				1(1)	1(1)	1[1]		1(1)	1[1]	
月探査機		29	30																	
惑星探査機		21	19																	
有人宇宙船		48	29																	77
通信衛星		101	100	4(4)	5(5)	1(1)	1(1)	1(1)		4(2)	2(2)	5(5)					2(2)			226(23)
気象衛星		42	44			2(1)		1(1)		1(1)										90(3)
航行衛星 (航空・海事)			32																	32
測地衛星			15			4														19
地球観測衛星			6													1[1]				7[1]
その他		15	7							2										24
合 計	1572	935	12 (11)	9 (9)	5 (5)	17 (2) [4]	2 (2)	14 (13)	* 6 (5)	22 (3)	2 (2)	5 (5)	8	1 (1)	1 (1)	3 [2]	2 (2)	1 (1)	1 [1]	2618 内(62) 内[7]

注: ① ()内の数字は米国のロケットにより打ち上げた数

② []内の数字は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上げ

④ 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

⑤ 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

8. 我が国の人工衛星一覧

(昭和56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	1652	0.735	940	4段	わが国初の人工衛星
たんせい	46. 2.16	63	990	1,110	29.7	106	M-4S-2	236	1.4	438	4段	試験衛星
しんせい	46. 9.28	66	874	1,870	32.0	113	M-4S-3	2357	1.4	3945	4段	第1号科学衛星
でんぱ	47. 8.19	75	246	6,563	31.0	161	M-4S-4	2370	1.41	4350	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	2024	1.41	4154	3段	試験衛星
たいよう	50. 2.24	86	254	3,074	31.6	120	M-3C-2	202	1.41	415	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	238	1.41	487	3段	試験衛星
きく2号	52. 2.23	130	静	止	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	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	止	23時間56分	〃	35.36	2.44	132	3段	実験用通信衛星
きょこ	53. 2. 4	126	555	3,936	65.0	133	M-3H-2	238	1.41	487	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	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	238	1.41	487	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)
はくちう	54. 2.21	96	545	577	29.2	96	M-3C-4	2024	1.41	417	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	238	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N型
ひのと	56. 2.21	190	577	643	31.4	1時間37分	M-3S-2	238	1.41	49.5	3段	第7号科学衛星

9. 静止気象衛星システム

昭和52年度から、GMSによって静止気象衛星の利用業務が開始され、台風、豪雨など我が国の気象災害防止に重要な役割を果たしてきてだけでなく、西太平洋及びアジア地域の天気予報の精度向上に大きな貢献をしてきました。GMS-2が打ち上げられたのちは、GMS-2がGMSの役割を引き継ぎます。

GMS-2がその価値を発揮するためには、数多くの地上施設と一体となって運用されることが必要です。衛星の管理に関しては、宇宙開発事業団の追跡管制所、追跡管制センター、また、衛星の利用に関しては気象庁の気象衛星通信所、気象衛星センター、中・小規模利用局、通報局などが静止気象衛星とともに活躍しています。

以下に各地上施設の役割を述べます。

地上施設の仕事

気象衛星センター(気象庁)

静止気象衛星システムの頭脳ともいえる施設で、衛星でとらえた各種気象情報の電子計算機処理、解析、雲写真の模写電送、衛星への観測指令などを行います。

気象衛星通信所(気象庁)

衛星と電波の送受信を行う窓口で、衛星からの観測信号や衛星中継による航空機や船舶からの観測資料などを受信したり、アジア、西太平洋地域の各国で利用する雲の写真を送信したりします。

視準局(気象庁)

気象衛星通信所のアンテナ装置、測距系装置などの較正、試験を行うための役目を果たします。

通報局（気象庁）

船舶、ブイ、航空機、離島などに設置され、ここで観測した気象要素を衛星へ送信する仕事をします。

利用局（気象庁）

気象衛星中継で送信される雲の写真の模写電送信号を受信します。受信した雲の写真は気象解析に利用します。

測距局（気象庁）

衛星の位置を正しく求めるための施設で、石垣島とオーストラリアに設置されています。気象衛星通信所から衛星中継で発信される電波に対して応答する仕事をします。衛星と測距局との間を往復する電波の時間によって距離を測ります。二つの測距局と気象衛星通信所との3点で正確な衛星の位置を求めます。

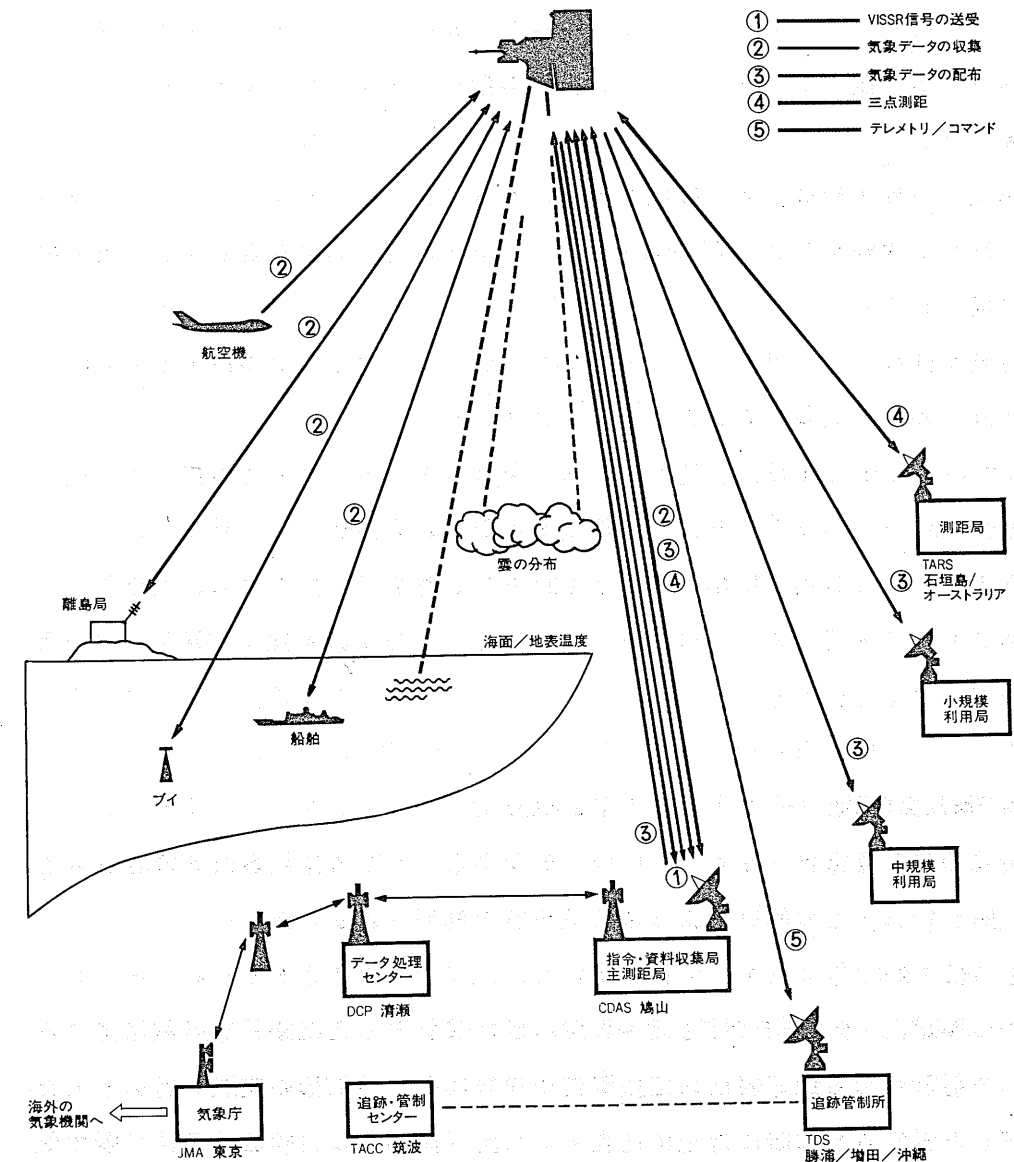
追跡管制所（宇宙開発事業団）

衛星を追跡して、衛星の管理に必要な信号を受信したり、衛星の姿勢が傾いたり、位置がずれているような場合に、それを修正する信号などを発信する仕事をします。勝浦追跡管制所又は増田追跡管制所がこの仕事をします。

筑波宇宙センター（宇宙開発事業団）

追跡管制所で受信した衛星の管理に必要な信号を、電子計算機で計算処理して衛星の姿勢を直したり、位置を修正したり、衛星が正常に作動するように指令信号を作成します。

静止気象衛星システム構成図



10. 気象衛星小史

前 史

人工衛星やロケットを使って宇宙から気象観測をしようという考えは古くから気象学者の胸の中にあったが、適当な手段がないまま夢物語りとして終わってしまっていた。

第2次世界大戦後、米国は戦中ドイツが開発したV-2号ロケットにカメラをつけて気象観測をする試みをはじめ、1946年10月ついに超高層からの写真撮影に成功しました。

写真には今まで一目で見る事ができなかった低気圧の雲のひろがり映し出されており、気象学者をアッといわせました。

1957年10月4日、ソ連が初の人工衛星スプートニク1号の打上げに成功してからは、ロケットの代りに人工衛星を利用する方法が考えられました。

人工衛星による雲の撮影の成功は1959年8月7日に打上げられた米国のエクスプローラ6号でなしとげられ、以後さまざまな実験を経て実用に適する気象衛星がつくられました。

本格的実験用気象衛星 — タイロス (TIROS)

最初の気象衛星はタイロスといい、気象衛星システム確立のためのさまざまな実験を行い、その写真は毎日の天気予報に利用されました。

1号は1960年4月1日に打ち上げられ、10号まで続きました。

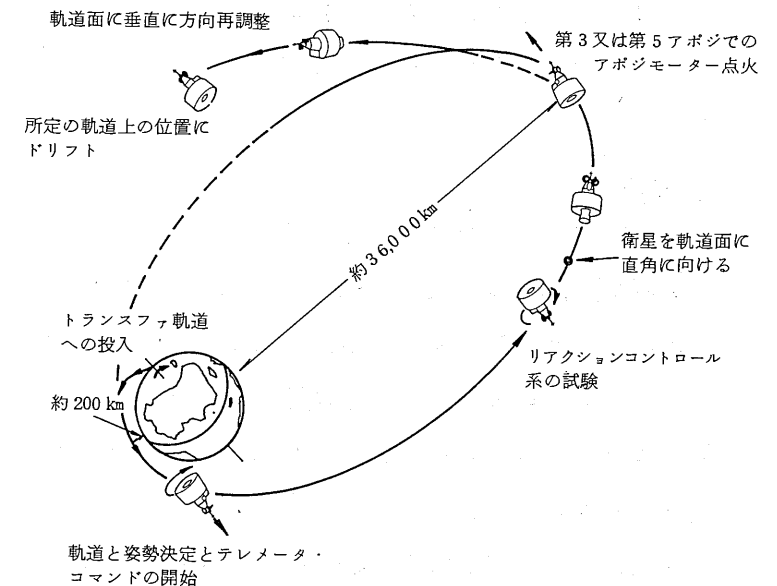
この衛星は、テレビカメラを積み昼間の雲写真をとったほか、赤外線に感ずる赤外放射計による地球表面の温度測定や夜の雲分布の撮影の実験を行いました。観測した雲写真を即時に地上に送信する自動送面装置の実験成功は、各国で気象衛星の雲写真を入手できる方法を導入したもので、気象界が気象衛星時代を迎えるきっかけをつくりました。

初の実用衛星 — エッサ (ESSA)

タイロスの成果を集大成して実用化したのがエッサで、最初の打上げは1966年

2月3日です。世界中のどこでも利用できる雲写真撮影用のテレビカメラと米国でしか利用できないが高精度の写真撮影するテレビカメラを搭載したものの2種類がありました。どちらも昼間の雲分布を撮影し、気象庁で受信装置を設け、

雲写真を天気予報に利用しはじめたのはこの衛星からです。



■ 静止気象衛星の打上げ

気象衛星システム開発用実験衛星

1. ニンバス (NIMBUS)

ニンバスは、気象観測器や船舶、ブイなどからの気象観測資料収集方式などをテストするための衛星で、必要に応じて打ち上げられます。

地球表面の温度測定や夜の雲分布を観測する赤外放射計、気温の鉛直分布や水蒸気の含有量を測定する測器のテストなどが行われます。

2. ATS

静止気象衛星からの気象観測方式を実験する目的の衛星で、通信実験も行います。1号は約36,000 kmからの気象観測に成功し、3号では雲のカラー写真の撮影に成功しました。

実用衛星 — ノア (NOAA)

昼・夜の雲分布が同時に得られ、かつ写真の精度がエッサよりもずっと高い放射計、気温の鉛直分布を測る測器、太陽プロトンを測る測器を搭載しています。タイロス、エッサがこまのように回転しながら観測したのと異なり観測

器を積んだ面を常に地球の方に向けて観測します。

また、最近、更に高性能の衛星（タイロス-N／ノア）が打ち上げられています。

静止気象衛星 — SMS、GOES

実用の静止気象衛星で、SMS、GOESとも同じもので所属が前者が米国航空宇宙局、後者が米国海洋大気庁（日本の気象庁に相当する）の違いだけです。

日本の静止気象衛星と同じ機能です。すなわち地球表面の温度測定、昼・夜間の雲分布観測、船舶などからの気象観測資料の収集、雲画像の配布、太陽プロトンの観測です。

3個を打ち上げ、常時2個を使用し、1個は予備として宇宙に待機し、観測が中断しないようにしています。

また、最近、第2世代のGOESが打ち上げられて、温度と水蒸気の垂直分布の観測も可能になりました。

ソ連の気象衛星 — メテオール（METEOR）

ソ連の気象衛星はメテオールといい、昼・夜間の雲分布を観測します。ソ連は、メテオールの開発のため、実験衛星コスモスでいろいろな実験を行いました。なお、現在、メテオールはⅠ型とⅡ型があります。

メテオサット（METEOSAT）

ESAは、WWW計画による、GOS整備の一環として、メテオサット-1を1977年11月23に打ち上げました。この衛星の主要機器は望遠鏡放射計で、2の可視チャンネル及び1の赤外チャンネル並びに1の赤外水蒸気チャンネルからなっています。しかし、この放射計は1979年11月に故障しました。

また、ESAは、1981年6月にメテオサット-1とほぼ同様の仕様でメテオサット-2をアリアン3号機で打ち上げる予定です。

1.1. 気象衛星打ち上げ年表

● 1960～1969

タイロス（TIROS）シリーズ（米国実用化実験衛星）

号	打上げ 年月日	近地点 (km)	遠地点 (km)	周 期 (時:分)	軌 道 傾 斜角(度)
1	60. 4. 1	690	751	1:39	48.3
2	60.11.23	608	742	1:38	48.5
3	61. 7.12	735	821	1:40	47.8
4	62. 2. 8	711	838	1:40	48.3
5	62. 6.19	586	976	1:41	58.1
6	62. 9.18	681	716	1:39	58.2
7	63. 6.19	620	652	1:37	58.2
8	63.12.21	693	763	1:39	58.5
9	65. 1.22	709	2580	1:59	96.4
10	65. 7. 2	745	837	1:41	98.6

エッサ（ESSA）シリーズ（米国実用衛星）

号	打上げ 年月日	近地点 (km)	遠地点 (km)	周 期 (時:分)	軌 道 傾 斜角(度)
1	66. 2. 3	708	839	1:40	98.9
2	66. 2.28	1353	1413	1:53	101.0
3	66.10. 2	1388	1489	1:55	101.0
4	67. 1.26	1419	1423	1:54	101.5
5	67. 4.20	1357	1424	1:53	101.9
6	67.11.10	1406	1484	1:55	102.1
7	68. 8.16	1432	1475	1:55	101.7
8	68.12.15	1417	1464	1:55	101.8
9	69. 2.26	1430	1505	1:55	101.8

ニンバス（NIMBUS）シリーズ（米国実験軌道衛星）

号	打上げ 年月日	近地点 (km)	遠地点 (km)	周 期 (時:分)	軌 道 傾 斜角(度)
1	64. 8.28	425	940	1:38	98.6
2	66. 5.15	1101	1181	1:48	100.3
C	68. 5.18	打上げに失敗			
3	69. 4.14	1080	1138	1:47	99.9

（以後、次頁の表につづく）

ATS（応用技術衛星）シリーズ（米国実験静止衛星）

号	打上げ 年月日	近地点 (km)	遠地点 (km)	周 期 (時:分)	軌 道 傾 斜角(度)
1	66.12. 6	35,852	36,887	24:26	0.2
3	67.11. 5	35,344	35,718	23:42	0.5

（以後、次頁の表につづく）

コスモス（COSMOS）シリーズ
（ソ連科学実験用衛星）

号	打上げ 年月日	近地点 (km)	遠地点 (km)	周 期 (時:分)	軌 道 傾 斜角(度)
13	63. 3.21	204	337	1:30	65.0
14	63. 4.13	265	512	1:32	49.0
23	63.12.13	231	605	1:33	49.0
44	64. 8.29	611	861	1:40	65.1
45	64. 9.13	200	316	1:30	64.9
65	65. 4.17	210	342	1:30	65.0
92	65.10.16	212	353	1:30	65.0
122	66. 6.25	625	625	1:37	65.0
144	67. 2.28	625	625	1:37	81.2
156	67. 4.27	644	644	1:37	81.2
184	67.10.24	637	637	1:37	81.1
206	68. 3.14	600	636	1:37	81.2
226	68. 6.12	597	642	1:37	81.2

メテオール（METEOR）シリーズ（ソ連実用衛星）

号	打上げ 年月日	近地点 (km)	遠地点 (km)	周 期 (時:分)	軌 道 傾 斜角(度)
1	69. 3.26	644	713	1:38	81.2
2	69.10. 6	630	690	1:38	81.2

（以後、次頁の表につづく）

● 1970 年以降

名 称	国	打上げ 年月日	近地点 (km)	遠地点 (km)	周 期 (時:分)	軌 道 傾 斜角 (度)	備 考
アイトス 1号	米	70. 1.25	1,428	14,90	1:55	102.0	
メテオール 3号	ソ	70. 3.17	555	643	1:36	81.2	
ニンバス 4号	米	70. 4. 8	1,095	11,00	1:47	99.8	
メテオール 4号	ソ	70. 4.28	637	736	1:38	81.2	
メテオール 5号	ソ	70. 6.23	863	906	1:42	81.2	
メテオール 6号	ソ	70.10.15	626	648	1:37	81.2	
ノア 1号	米	70.12.11	1,429	14,72	1:55	101.9	
メテオール 7号	ソ	71. 1.20	630	679	1:38	81.2	
メテオール 8号	ソ	71. 4.17	620	646	1:37	81.2	
メテオール 9号	ソ	71. 7.16	618	650	1:37	81.2	
アイトス B	米	71.10.21	293	14,84	1:43	102.5	NOAA-2 になる予定だったが、円軌道にのせるのに失敗。
メテオール 10号	ソ	71.12.29	880	905	1:43	81.2	
メテオール 11号	ソ	72. 3.30	878	903	1:43	81.2	
メテオール 12号	ソ	72. 6.30	897	929	1:43	81.2	
ランドサット 1号	米	72. 7.23	898	916	1:43	99.1	初の実験用地球資源探査衛星
ノア 2号	米	72.10.15	1,451	14,58	1:55	101.7	
メテオール 13号	ソ	72.10.27	893	904	1:43	81.2	
ニンバス 5号	米	72.12.11	1,093	11,05	1:47	99.9	
メテオール 14号	ソ	73. 3.20	882	903	1:43	81.2	
メテオール 15号	ソ	73. 5.29	867	909	1:43	81.2	
アイトス E	米	73. 7.16	-	-			軌道にのらず失敗
ノア 3号	米	73.11. 6	1,502	15,14	1:56	102.0	
メテオール 16号	ソ	74. 3. 5	853	906	1:42	81.2	
メテオール 17号	ソ	74. 4.23	877	907	1:43	81.2	
SMS 1号	米	74. 5.17	35,455	35,519	23:41	2.0	104°Wに静止
ATS 6号	米	74. 5.30	35,763	35,818	23:56	1.8	
メテオール 18号	ソ	74. 7. 9	877	905	1:43	81.2	
メテオール 19号	ソ	74.10.28	855	917	1:43	81.2	
ノア 4号	米	74.11.15	1,446	14,62	1:55	101.7	
メテオール 20号	ソ	74.12.17	861	910	1:42	81.2	
ランドサット 2号	米	75. 1.22	907	917	1:43	99.0	
SMS 2号	米	75. 2. 6	35,780	35,800	23:56	1.0	135°Wに静止
メテオール 21号	ソ	75. 4. 1	877	906	1:43	81.2	
ニンバス 6号	米	75. 6.12	1,097	11,04	1:47	99.9	
メテオール 22号	ソ	75. 9.18	867	918	1:42	81.2	
GOES 1号	米	75.10.16	34,165	36,458	23:42	0.1	75°Wに静止
メテオール 23号	ソ	75.12.25	857	913	1:42	81.3	
メテオール 24号	ソ	76. 4. 7	863	906	1:42	81.2	
メテオール 25号	ソ	76. 5.15	866	908	1:42	81.2	
ノア 5号	米	76. 7.29	1,502	15,20	1:56	102.1	
メテオール 26号	ソ	76.10.16	871	904	1:43	81.3	
メテオール-2 2号	ソ	77. 1. 7	892.9	932.1	1:43	81.3	
メテオール 27号	ソ	77. 4. 5	869	909	1:42	81.2	
GOES 2号 *	米	77. 6.16	35,751	35,826	23:56	0.4	107°W
メテオール 28号	ソ	77. 6.29	602	685	1:37	98	
ひまわり *	日	77. 7.14	35,720	35,855	23:56	0.8	140°E
メテオサット	ESA	77.11.23	34,913	35,692	23:31	0.7	0°E
メテオール-2 3号	ソ	77.12.14	872	906	1:42	81.2	
GOES 3号 *	米	78. 6.16	35,782	35,792	2:56	0.0	15°W
タイロース-N	米	78.10.13	846	862	1:42	98.9	
ニンバス 7号	米	78.10.24	938	953	1:44	99.3	
メテオール 29号	ソ	79. 1.25	628	656	1:37	98	
メテオール-2 4号	ソ	79. 3. 1	857	908	1:42	81.4	
ノア 6号	米	79. 6.27	807.5	823	1:41	98.74	
メテオール-2 5号	ソ	79.10.31	877	904	1:42	81.2	
ノア-B	米	80. 5.29	-	-	-	-	打上げ失敗
メテオール 30号	ソ	80. 6.18	587	678	1:37	98	
メテオール-2 6号	ソ	80. 9. 9	868	906	1:42	81.2	
GOES 4号 *	米	80. 9. 9	35,771	35,858	23:58	0.1	135°W

1981. 3.24 現在

* の衛星の軌道要素は

Satellite Situation Report

NASA GSFC 1981.2 による

TT-500A型ロケット10号機による
宇宙材料実験について

56. 6. 23

宇宙開発事業団

1. 概 要

事業団は、昭和55年9月14日にTT-500A型ロケット8号機によつて宇宙材料実験用搭載装置の機能確認試験を行い、ほぼその目的を達成した。続いて昭和56年1月15日に同9号機によつて宇宙材料実験を行つたが、電気炉を搭載した頭胴部の回収に失敗した。

今回、回収システムに必要な対策を講じ、昭和56年度夏期にTT-500A型ロケット10号機を打ち上げることにしている。

今回の10号機による宇宙材料実験は、前回の9号機と同様射場系追尾試験と同時にを行うものである。

実験にあつては、科学技術庁の昭和52,53,54年度特別研究促進調整費による「宇宙空間を用いた新材料製造のための地上実験に関する総合研究」、8号機の機能確認試験及び9号機の打上げ成果に基づき、関係研究機関の協力を得て実施することとしている。

2. 宇宙材料実験

今回の10号機についての内容等を下表に示す。

実験テーマ	実 験 内 容	関係研究機関	備 考
アモルファス半導体の製造実験	Si-As-Te系カルコゲンアモルファス材料を電気炉内で加熱・溶融・冷却処理して、3元素が均質に混合した良質のアモルファス半導体の作製を行う。	理化学研究所	電気炉3個使用 (8号機及び9号機にそれぞれ1個搭載)
単結晶化合物半導体の製造実験	Pb, Sn及びTeの混合物を電気炉内で加熱・溶融・冷却処理して、Pb, Te基板上に液相エピタキシャル法によりPb-Sn-Te系単結晶化合物半導体を成長させる。	理化学研究所	電気炉1個使用 (新規)