

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ロケットの地上における組立て点検と飛行中の追尾、電波誘導、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、開発試験用の試験用ロケット発射設備、竹崎射場(小型ロケット打上げ)、固体燃焼試験場、液体ロケット燃焼試験場(建設中)があります。

また種子島以外に、Nロケットを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、あるいは飛行安全の機能をバックアップするために、小笠原(父島)及びマーシャル郡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及び全島図を第14図に、種子島宇宙センター大崎射場配置図を第15図に、N射点系概要図を第16図に示します。

6.2 種子島宇宙センター各系の概要

Nロケット打上げ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ない、飛行に異常が発生したときは野木及び大崎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して射場の他のステーション並びに小笠原追跡所及びマーシャル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、アンビリカル塔等より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ない、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、チェックアウトおよび発射を行います。

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、RARR系からなります。レーダ系としては誘導レーダ、中距離レーダ、計算機、表示装置が野木レーダステーションに設置されています。中距離レーダは主にロケットの初期捕捉、飛行安全用に使用し、誘導レーダはロケットの追尾及び誘導のために使用し、レーダの出力信号によって飛行軌道に必要なデータを得るとともに、この情報を指令管制棟にも伝送します。なお本レーダが追尾をミスした時のバックアップとして内の浦の精測レーダとの連動運用を実施します。

ロケットテレメータは中之山テレメータステーション及びダウンレンジ追跡所(小笠原追跡所及びマーシャル移動追跡所)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。特に中之山テレメータステーションにおいて取得されたデータは飛行安全のためにオンラインで必要なデータが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RARR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4か所のスクリーン観測点と共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

衛星試験棟に衛星試験装置を備え、ロケット組立棟、整備塔、発射管制棟等にはロケット試験設備を備え、それぞれ電波系、電気系、推進系チェックアウト及び第1段第2段の組立、機械的チェックアウト、全段組合せ(機械整合)と全段シーケンス(電気整合)を行います。

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、増田及びダウンレンジ追跡所のいずれにも自家発電機が設備されていて、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、この水を必要個所に供給しています。

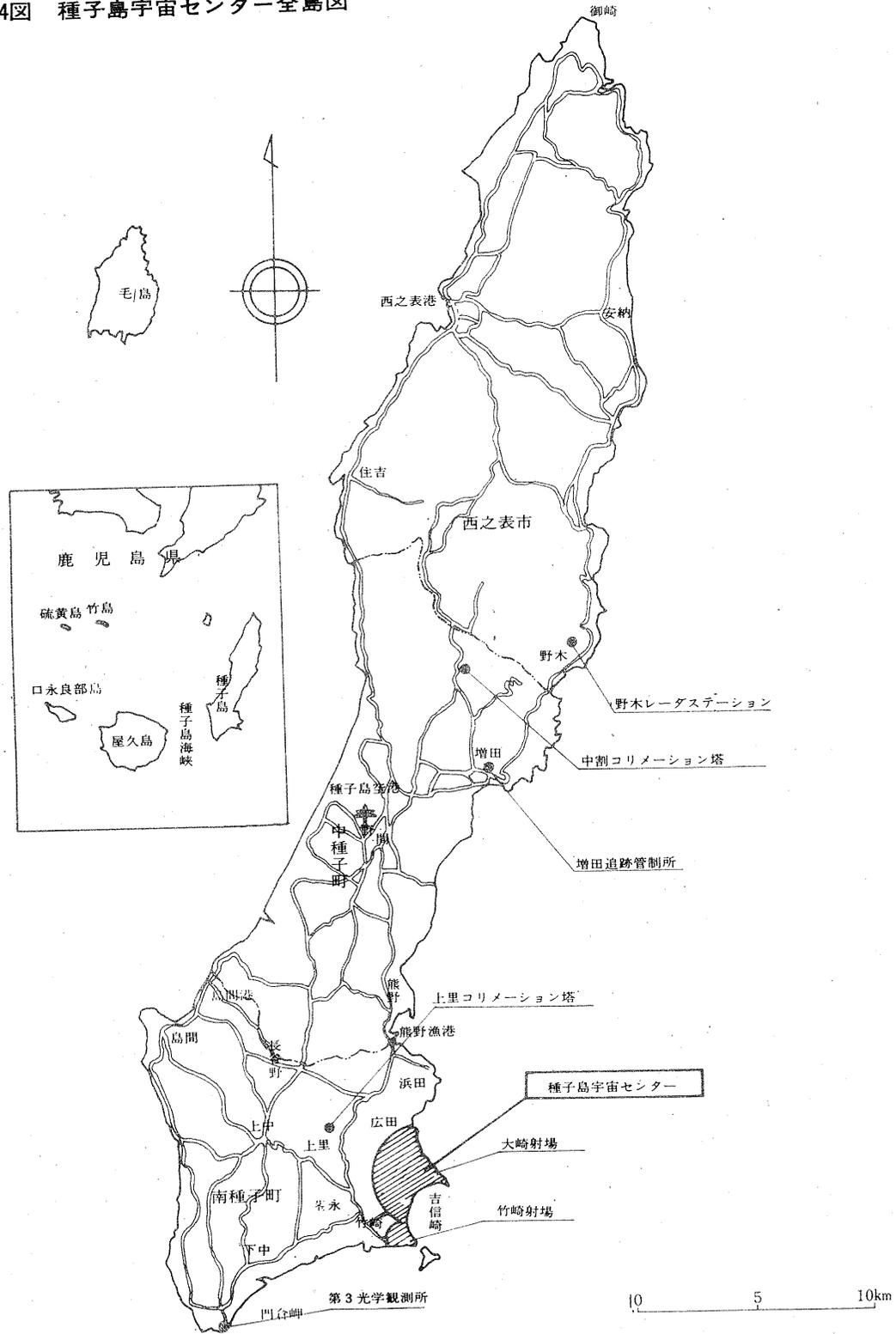
このほか大崎射場内、増田地区等の道路を整備し、消防自動車、救急車、トラック等必要な車輛及び消火設備が整備されています。

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共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8表のとおりです。

第14図 種子島宇宙センター全島図



第15図 種子島宇宙センター大崎射場配置図

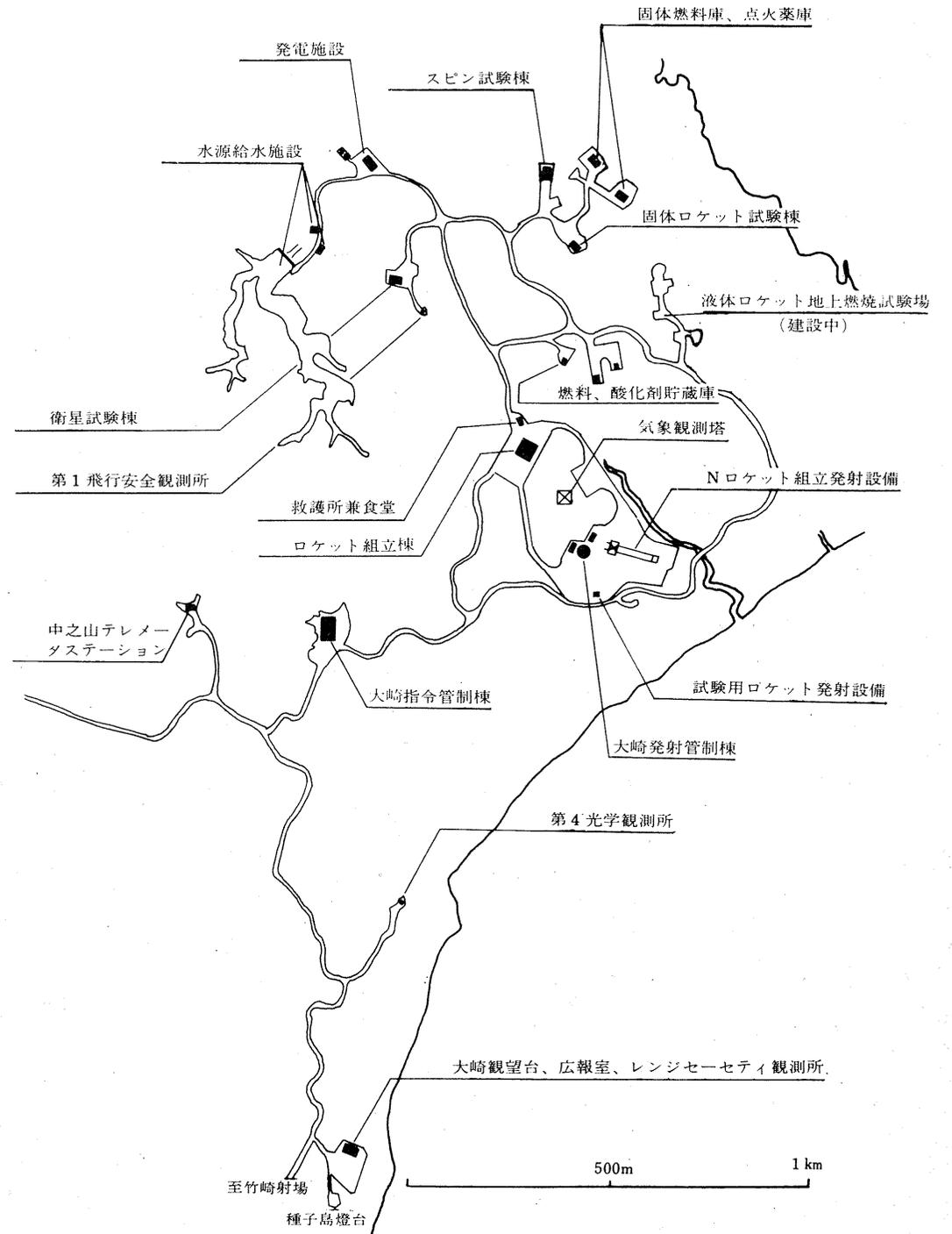
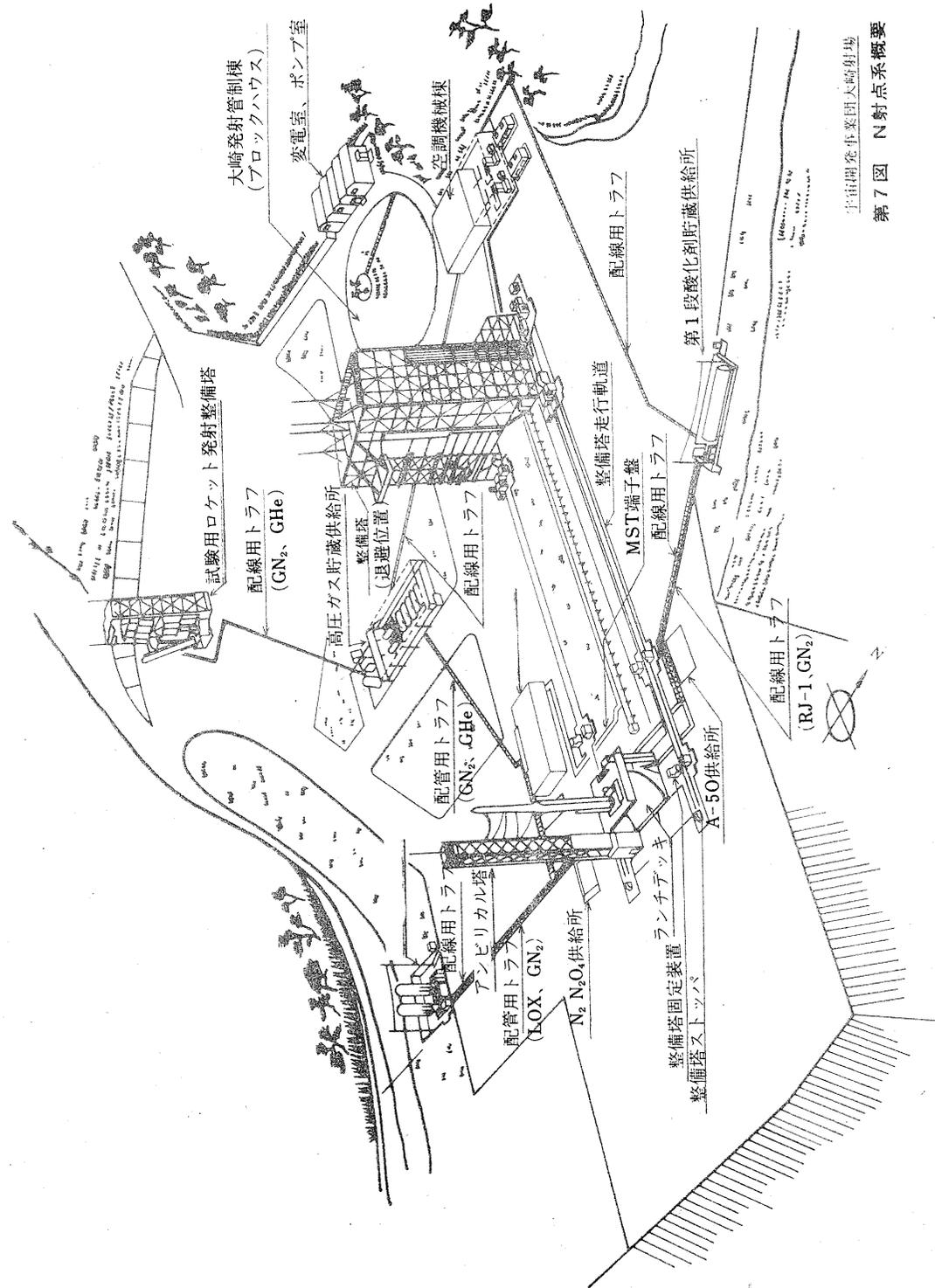


表 8 種子島宇宙センターの主要設備

分類	主要設備(設置場所、主な使用場所)	主要機能
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、各種連絡
	飛行安全設備(指令管制棟)	ロケット飛行状況の把握とコマンド送信機の遠隔操作
	時刻設備(大崎、野木、増田)	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
	保安用コマンド送信設備(野木、大崎)	保安用コマンドの遠隔操作、監視
	電子計算機	飛行安全計画、スレーブ計画、風の計算等
	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
	レーダ運動装置(内之浦、野木、大崎)	東大鹿児島宇宙空間観測所の精測レーダと種子島宇宙センターの飛行安全システムを連動する
通信系	アンテナスレーグ装置(大崎、野木、増田)	飛行安全用計算機よりの出力に大崎地区、野木地区、増田地区のアンテナをスレーブさせる。
	マイクロ波通信設備 (野木、増田、中之山、内之浦)	大崎、増田、野木地区の通信連絡データ伝送 内之浦地区とのレーダ連動
	指令電話	作業連絡、緊急連絡、一斉指令、部分指令、専用連絡、打合連絡
	放送設備	一斉または部分に対する連絡
射点系(大崎)	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
	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ロケット射点系を構成する主要設備で、Nロケット組立整備および発射に使用する。
	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)
	高圧ガス供給設備(N射点)	Nロケット射点作業に使用するHe、N ₂ 等の高圧ガス発生、貯蔵、供給を行う。
	燃料酸化剤供給設備	Nロケット用燃料酸化剤の供給



宇宙開発事業団大崎射場
第7図 N射点系概要

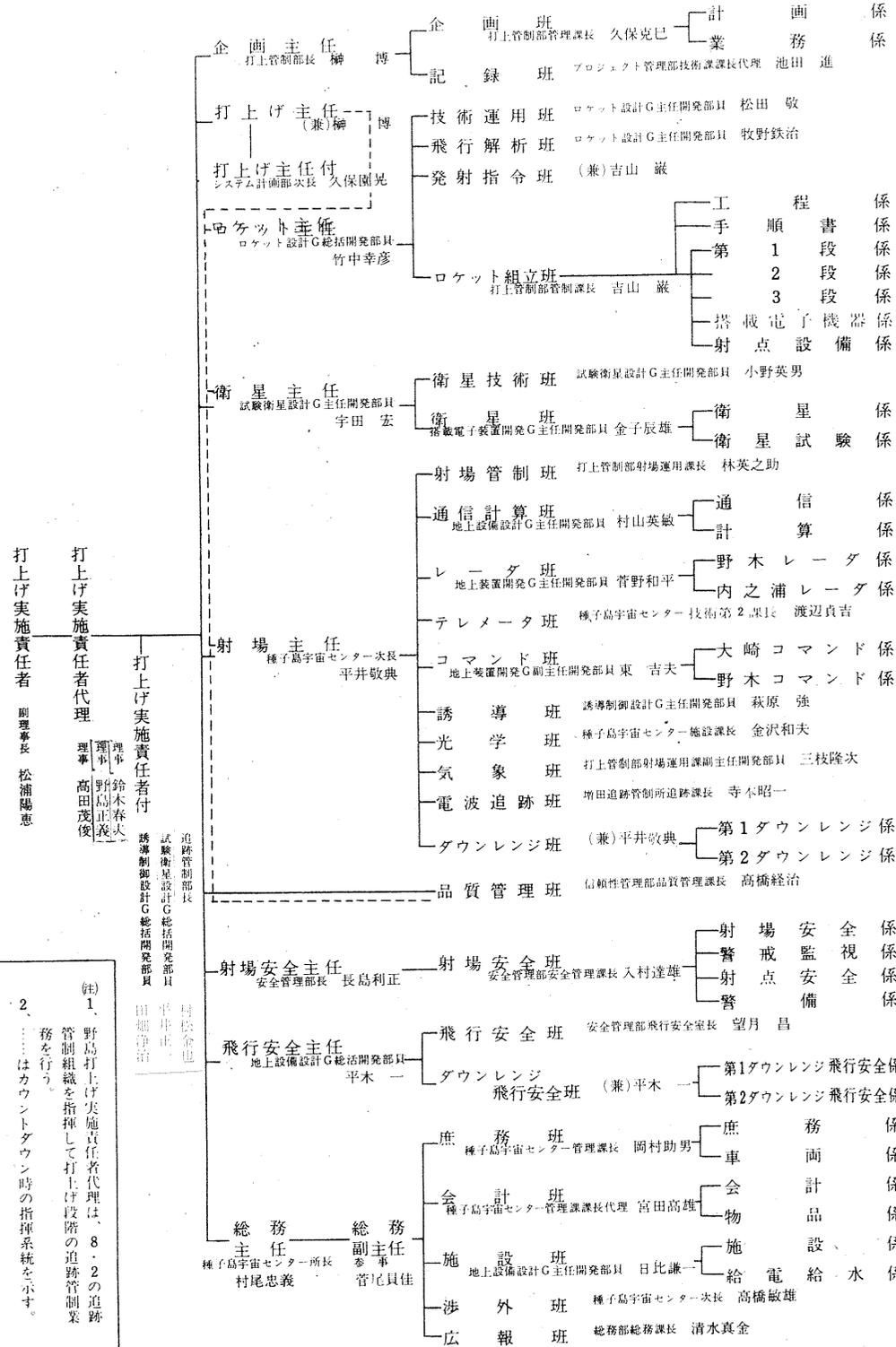
表8 (つづき)

分類	主要設備(設置場所、主な使用場所)	主要機能	
試験系(大崎)	N ロケット試験設備 (ロケット組立棟、整備塔)	N ロケット組立、点検用のAGE	
	スピン試験装置(スピン試験棟)	N 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スング	
	N ロケット火工品試験装置 (ロケット組立棟、整備塔)	N ロケット用火工品の試験	
	誘導機器点検調査装置 (発射管制棟、整備塔)	N ロケットの誘導機器のチェックアウト	
	ETS-I/ISS 射点チェックアウト設備 (衛星試験棟)	ETS-I、ISSの射点におけるチェックアウト	
	トランスポンダ・デコーダチェックアウト設備 (発射管制棟)	N 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設備 (発射管制棟)	N ロケット第1、2、3段の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	
	衛星地上電源供給設備(発射管制棟)	射点での衛星の点検作業時に使用する電源の供給	
	電波系	誘導レーダ設備(野木レーダ棟)	ロケットの追尾及び追尾データの取得 誘導コマンドの送信
		中距離レーダ設備(野木レーダ棟)	ロケットの追尾及び初期補捉
誘導計算機(野木レーダ棟)		N ロケットの誘導計算とコマンドの発生	
ロケットテレメータ設備 (中之山テレメータ設備)		N ロケット第1、2、3段のテレメータデータの取得	
コリメーション設備(上里、中割、増田)		種子島宇宙センター内のアンテナ装置のコリメーション	
Sバンド RARR設備(増田追跡管制所)			
VHF コマンド送信設備 (")			
VHF テレメータ受信設備 (")			
保安用コマンド設備(野木、大崎)	ロケットの飛行停止、破壊コマンドの送信		

表8 (つづき)

分類	主要設備(設置場所、主な使用場所)	主要機能
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%赤外線追尾)
	第4 光学観測所、観測設備(大崎)	ロケットの飛行状況の記録(70%赤外線追尾)及び飛行安全用角度データの取得
	飛行安全光学設備(第1 飛行安全観測所)	ロケット打上げ初期における飛行安全用光学データの取得
	射点高速カメラ(N射点)	ロケット発射状況の記録
気象系	気象観測設備(大崎)	80m 気象塔を中心に設置されており射点の気象状況を観測する。
	気象表示設備(指令管制棟)	観測された気象データの表示
	Lハンドレーダ設備(竹崎)	MT-135-A型気象ロケットの追尾
	パイロットバルーン観測設備(大崎)	パイロットバルーンによる観測
	エコーゾンデ観測設備(大崎)	エコーゾンデの観測
	気象用ファックス(指令管制棟)	天気図の受信
支援系	射場支援車輛(大崎)	各種台車、消防車、給水車、フォークリフト等
	水源給水施設(大崎、野木、増田)	射場内の用水の確保
	発電施設 (")	射場内の安定した電源の確保
	排水施設 (")	
	屋外消火施設 (")	
	固体燃料庫(大崎)	N ロケット用の固体ロケット、火工品の保存
	点火薬庫(大崎)	N ロケット用の点火薬の保存
	燃料、酸化剤貯蔵施設(大崎)	A-50、NTO、ケロシンの貯蔵
管理系	補用品倉庫(大崎)	N ロケット、射場内で使用する各種設備の補用品の保存
	観望台(大崎)	取材、見学
	守衛所(竹崎、大崎、増田)	

7. 打上げの実施について 7.1 打上げ隊の組織



7. 2 飛行計画の概要

7.2.1 打上げまでの主要スケジュール

- ロケット及び人工衛星を射場に搬入してからの打上げ作業の概要は次のとおりです。
- 輸送 (射場へ搬入)
- 射場運用 (予備試験、射点系サブシステム試験、射点系総合試験)
- 発射整備作業 (射場における発射までの作業)
 - 発射前作業
 - 各段組立、点検作業 (衛星総合試験及び最終整備を含む)
 - 各段サブシステムチェックアウト
 - ロケット全般組立、チェックアウト
 - ロケット最終打上げ準備作業
 - 発射後作業
 - ロケット誘導制御
 - 衛星分離、軌道投入
 - 衛星追跡管制

これらの概略を、第17図ロケット、人工衛星打上げ関連作業図に示します。また、打上げ前3か月間の主要な作業のスケジュールを、第9表ETS-I/Nロケット1号機打上げ主要スケジュールに示します。

7.2.2 発射から軌道投入までの主要シーケンス

発射当日の作業が順調に進むと、カウント0でロケットは発射され、ランチデッキから離れます。リフトオフから衛星の軌道投入に至るまでの間のNロケット1号機の飛行状況及び地上施設の運用は、次のとおりです。Nロケット1号機の飛行計画を第10表に示します。

(1) 1・2段推力飛行段階

発射上下角90°(地上に垂直)、方位角ほぼ84°にセットされた1号機は、地上からの第1段エンジンスタート信号により、第1段メインエンジン、バーニアエンジン、固体補助ロケットの順に始動、点火されNロケットは垂直にリフトオフします。3秒後から約7秒までの間にロールプログラムによりピッチ面の発射方位角を84°にあわせます。リフトオフ後約7秒でピッチプログラムが開始され機頭をピッチ面で東方に傾け太平洋に向け飛行させます。団体補助ロケット(3本)は、約38秒後に燃焼を終了しますが、このあたりで動圧は最大となり、マッハ数は1を超えます。約1分20秒後に固体補助ロケット(3本)は分離されます。大崎指令管制棟では、リフトオフから光学観測データ、レーダ追尾データ(野木レーダ棟の誘導レーダ、中距離レーダで取得)テレメータデータ(中之山テレメータステーションで取得)を実

時間で処理、表示しロケットの飛行及び内部動作状態を監視します。約50秒後からは、内之浦精測レーダによる追尾が開始されます。約3分39秒後に第1段エンジンはカットオフされ、その後第1段切離し、第2段点火がそれぞれ8秒、1秒の間隔をもって行われます。小笠原追跡所では、大崎指令管制棟より実時間で伝送されるアンテナスレーブデータを用いて、この時点から2、3段のテレメータ受信を開始します。第2段点火後15秒ののちフェアリングが切離されます。このときの高度は約170kmです。野木レーダ棟誘導レーダからの電波誘導は、第2段点火後約36秒後送信されはじめます。指令項目は、機体の姿勢角速度及び第2段燃焼終了(SECO)です。第2段燃焼終了は、電波誘導指令又はベロシイ・カットオフシステム1(VCS1、電波誘導指令のバックアップ)により、VCS2をスタートし、所要速度増分が得られたらVCS2からSECO信号を出すことにより行われます。(リフトオフ後約7分38秒、高度約477km)。第2段エンジン燃焼時間は約230秒、第2段推進薬余裕残量は、約345kgが予定されています。

(2) 第2段慣性飛行段階

第2段燃焼終了後ロケットは慣性飛行となり、第2段ガスジェット制御装置を用いて電波誘導指令による姿勢修正及び機体内プログラマによる第3段点火時姿勢への姿勢変更が行われます。このためロケットは局地水平線よりかなりノーズダウンの姿勢をとり、そのままの姿勢を保って慣性飛行を続けます。これらの作動は、主として小笠原追跡所によりテレメータ受信され、主要なデータは大崎指令管制棟へ実時間で伝送されます。約11分40秒後に、マーシャル移動追跡所でテレメータ受信が開始されます。マーシャル移動追跡所のアンテナ待受角に大崎指令管制棟において実時間で計算され、マーシャル移動追跡所へ伝送され捕捉の容易化をはかります。受信が確認された後、飛行状態の監視及び必要な場合の保安用コマンド送信の任務は、大崎指令管制棟からマーシャル移動追跡所へ引継がれます。ロケットは約12分10秒間の慣性飛行を行い、頂点高度約1,000kmに達します(リフトオフ後約20分)。

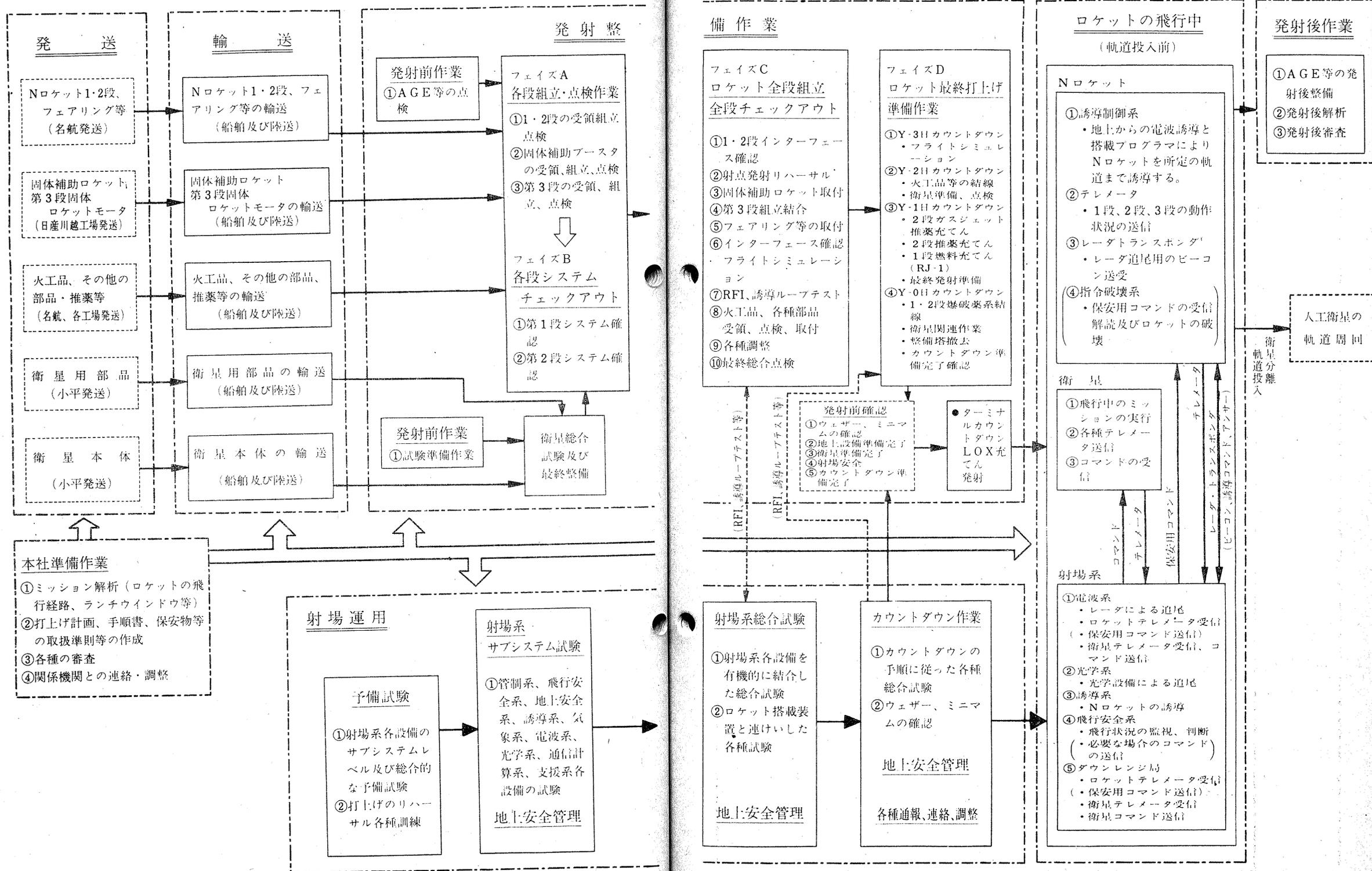
(3) 軌道投入段階

慣性飛行頂点において、第3段と衛星がスピントーブルにより約100rpmにスピニングされ、引き続いて2、3段の分離、第2段の逆噴射、第3段燃焼が行われます。ここで慣性速度は、高度1,000km軌道速度である7.35km/sに達し、第3段の燃焼と人工衛星が軌道に投入されます。第3段と人工衛星の分離は、第3段燃焼終了後約1分44秒、リフトオフから約(22分32秒)に行われます。分離方式は、マルマクランプとスプリングを組合せたものですが、第3段残留推力による衝突をさけるため、第3段側にヨウウェイト1個をもち、これを放出し、タンブリングさせることにより飛行経跡を変えます。分離地点は、ほぼジョンストン島上空です。

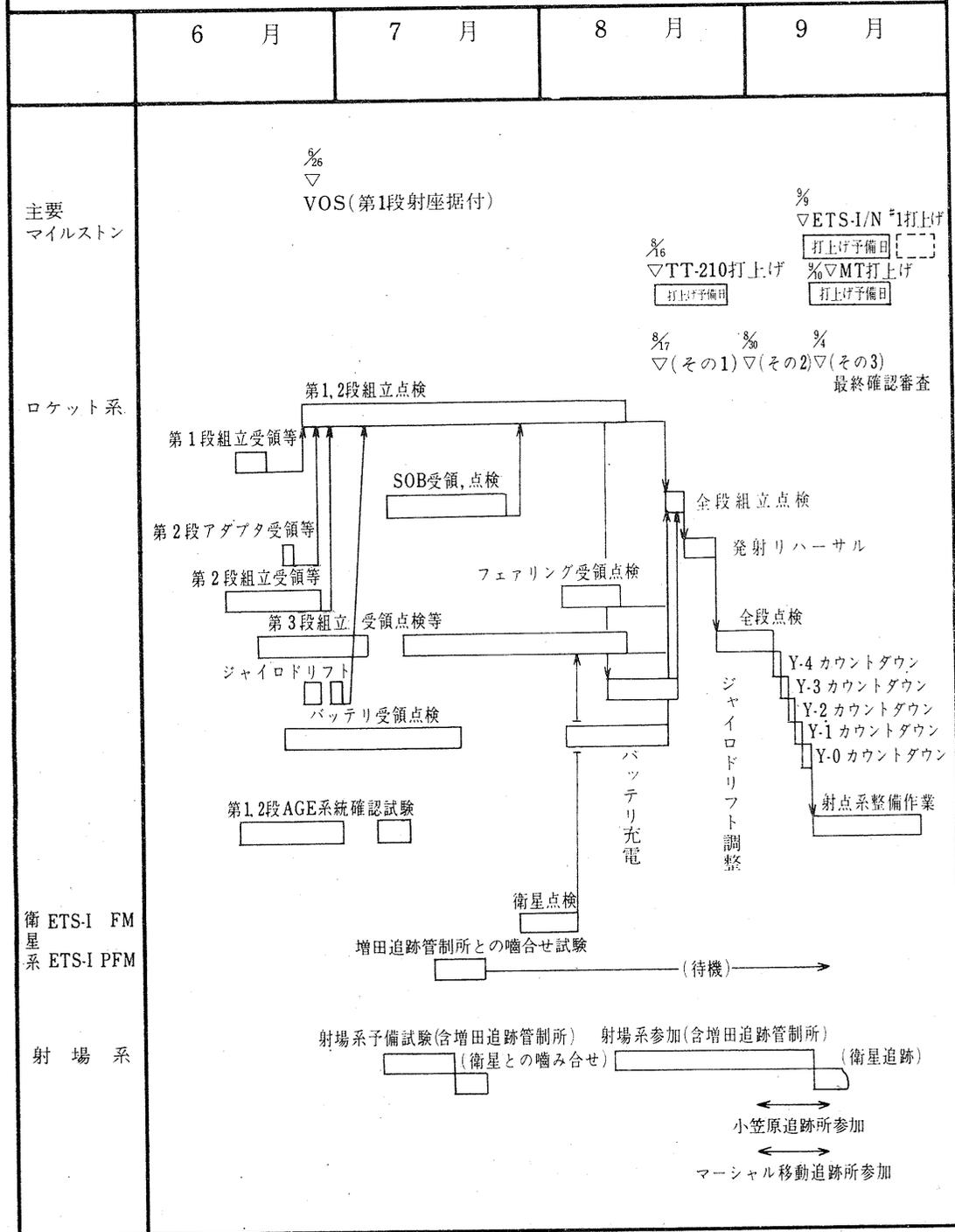
マーシャル移動追跡所では、テレメータにより上記イベントの実時間確認、その

他のデータ取得及び大崎指令管制棟へのデータ伝送(筑波宇宙センター経由)を行います。保安用コマンド送信の任務は、第3段/衛星スピニングを確認した時点で終了します。

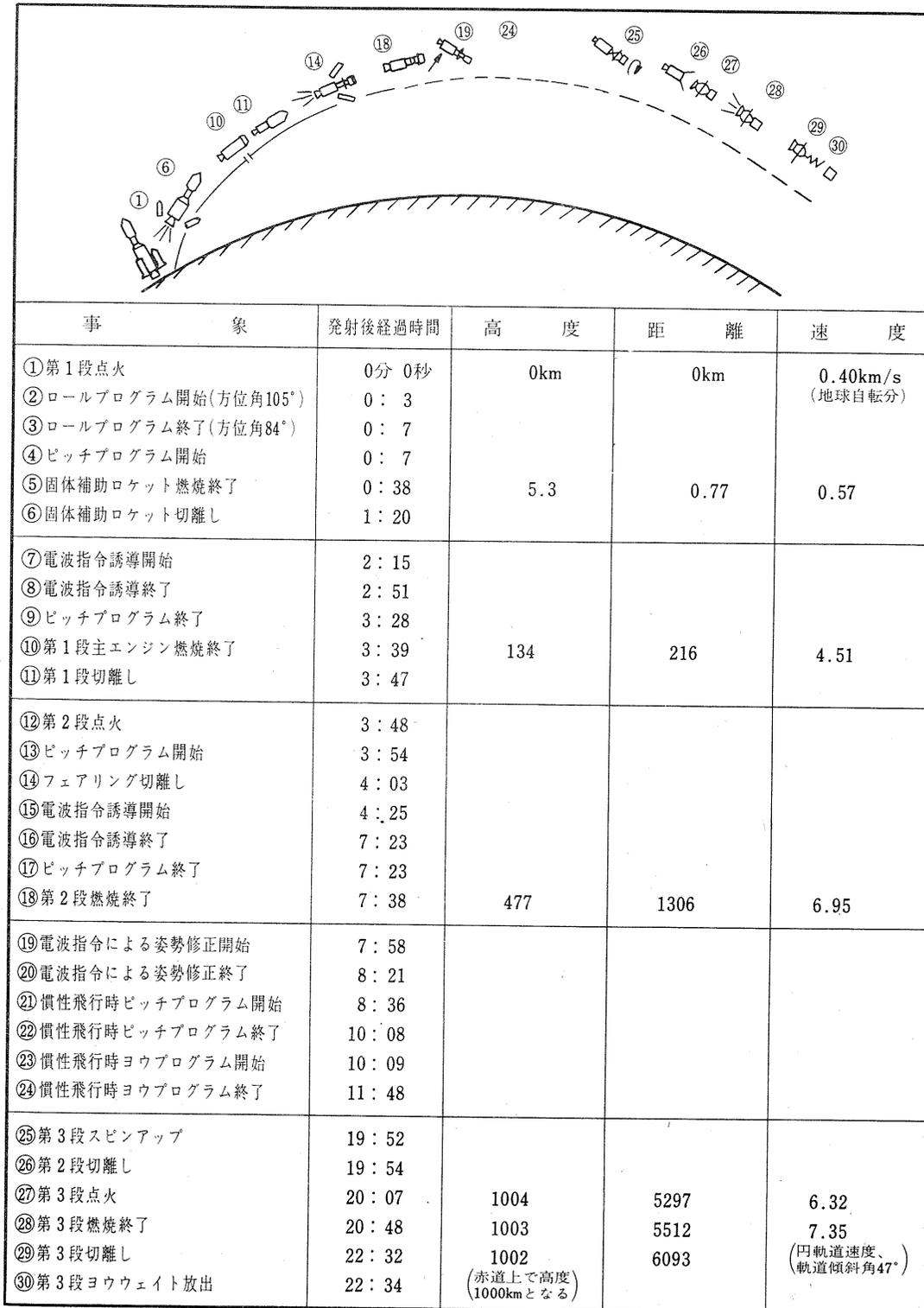
なお、飛行経路を第18図EST-I/Nロケット飛行経路—鉛直面投影及び第19図ETS-I/Nロケット飛行経路—地表面投影に示します。また、各地上局の運用計画を第11表に示します。



第9表 ETS-I/Nロケット1号機打上げ主要スケジュール
(含、射場系予備試験)

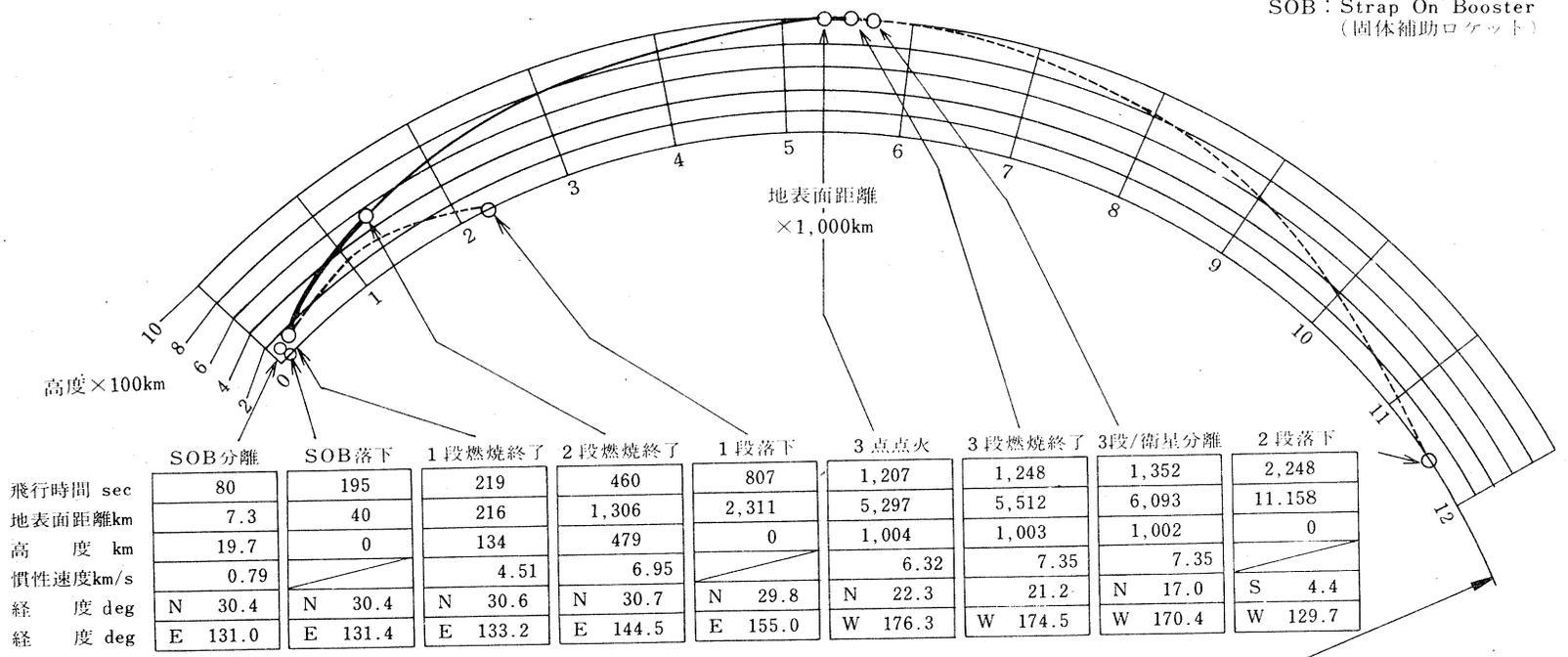


第10表 Nロケット1号機の飛行計画



(注)  : 推力飛行
 : 慣性飛行

SOB: Strap On Booster
 (固体補助ロケット)

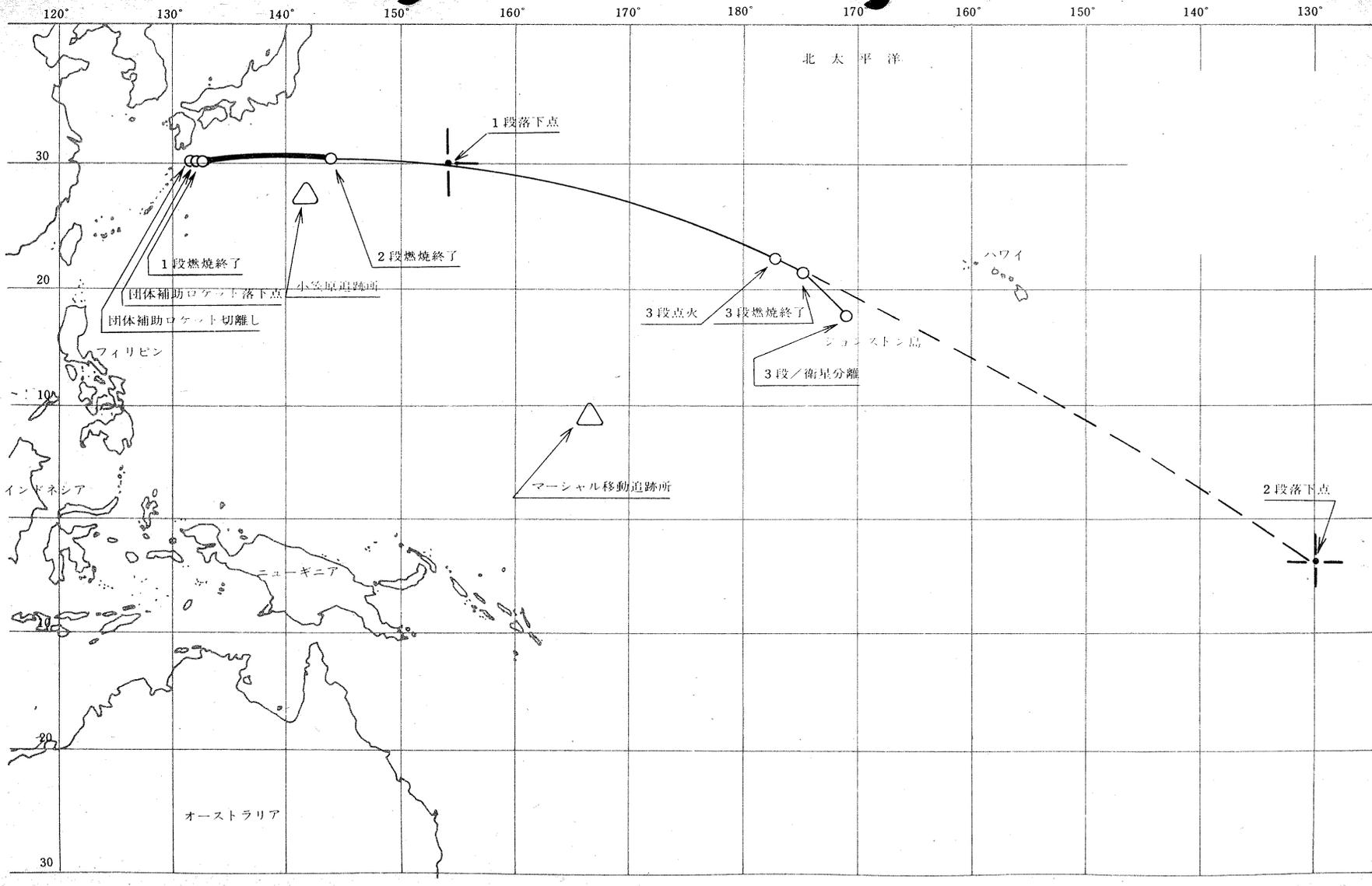


注) 各段等の落下位置・時間は、真空落下を仮定した場合を示します。

地球赤道半径6,378km

第18図 ETS-I/Nロケット飛行経路—鉛直面投影

第19図 ETS-I/Nロケット飛行経路



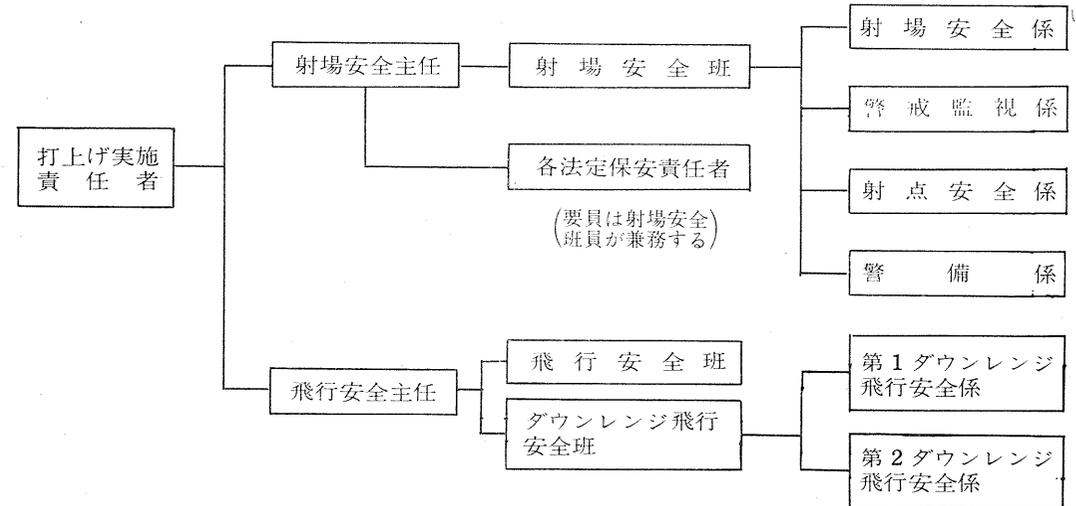
7.3 打上げに伴う安全確保

宇宙開発事業団は、Nロケット1号機の打上げの実施にあたり、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、射場内外の人員、器物等に対する損傷を防止し、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構っています。

その概要は、以下に示すとおりです。

7.3.1 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、射場安全主任と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事務を総括します。



7.3.2 ロケットの整備、打上げ時の安全対策

(1) 保安区域等の設定

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保安区域を定めて、注意喚起の立札等を設け、要所に警戒員を配置して、関係者以外の方が立入らないよう、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20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、指定または許可を受けた関係者（報道関係者

シーケンスイベント	飛行時間 (sec)	運用内容
光系	0	0
尾追 (野木誘導ステーション)	25	25
誘導レーザ	25	25
中距離レーザ (東大内之浦、協力依頼)	55	55
精測レーザ	640	640
誘導	135-170-264	445
中之山テレビジョン (1, 2, 3段)	478-570	640
小笠原追跡所 (2, 3段)	230	910
モーシャール移動追跡所 (2, 3段)	710	1450
飛行中継指令	640	710
大崎指令管制棟	640	710
モーシャール移動追跡所	710	710

8. ETS-I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、軌道決定及び予測、テレメータデータの取得と処理、並びに人工衛星へのコマンド送信等を行うことを目的としています。

我が国の人工衛星の追跡管制ネットワークは、筑波宇宙センター内の中央追跡管制所及び計算センターを中枢として、勝浦及び沖縄の両追跡管制所、種子島宇宙センターの増田追跡管制所並びに東京大学鹿児島宇宙空間観測所（内之浦）との間で一元的に形成しています。第22図に追跡管制システムの系統図を示します。

人工衛星の追跡管制は、まず各追跡管制所が人工衛星から発信される電波を受信して、そのデータを筑波宇宙センターに送ります。

筑波宇宙センターの計算課では、送られてきたデータをコンピュータにより集中的に処理して人工衛星の軌道を計算し、中央追跡管制所は、計算データからその観測予報値を求めて人工衛星の状況を把握し、必要な指令を各追跡管制所に送ります。

これによって、各追跡所では衛星に必要な指令を与えると同時に追跡を続け、さらに衛星が地球の裏側を回って追跡ができなくなってから、次に再び現われる時の待受け位置、時刻を精確に知ることができ、更に衛星を追跡している際の補足的データを得ることができます。

また、ダウンレンジ追跡所は種子島宇宙センターの電波観測範囲外における飛行中のロケット等のテレメータの受信とコマンドの送信を行います。マーシャル移動追跡所は人工衛星の軌道投入後もしばらくの間、追跡管制システムに編入され、筑波宇宙センター中央追跡管制所に所要のデータを送信します。

その他、ロケットの追尾には、東京大学鹿児島宇宙空間観測所の協力を得て、内之浦の精測レーダを併せて使用します。なお、人工衛星の追跡には、上記宇宙空間観測所及び米国航空宇宙局（NASA）に協力を依頼することになっています。

また、人工衛星の軌道情報は、ミッション解析のため利用機関に提供されます。

各追跡管制所の機能は、次のとおりとなっています。

8.1.1 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上げられた人工衛星に対する追跡管制の中枢的機関として次のような役割を担っています。

(1) 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）、小笠原追跡所及びマーシャル移動追跡所相互間に伝送します。

(2) 人工衛星の追跡

ドップラ追跡方式及びRARR追跡方式による観測データをオンラインデータ伝送方式で受信し、大型電子計算機で軌道決定及び予報値の計算を行います。

(3) 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、また、輸送されてきた磁気テープを再成してテレメータデータの評価を行うほか、大型電子計算機によりテレメータデータの処理、衛星状態（姿勢を含む。）の解析及びコマンド計画の作成を行います。

(4) 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行するため、中央管制設備及び通信設備により、各追跡管制所、関係機関等に対するスケジューリング、指令連絡調整及び支援を行います。

8.1.2 勝浦追跡管制所

勝浦追跡管制所は、追跡管制システムの中で中央追跡管制所に最も近く位置しているので、通信連絡面で効果的な運用ができます。

ETS-I用対象設備は、第12表に示すようにドップラ追跡方式及びRARR追跡方式の追跡設備があり、RARR追跡設備を利用してSバンドのテレメータデータも受信できます。

8.1.3 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、大崎射場のNロケットに搭載されたETS-Iに対して電波テストができます。このため、人工衛星の打上げ前から打上後電波途絶まで、回線を結ぶのに必要なすべての周波数、機能を備えた設備を有しています。

8.1.4 沖縄追跡管制所

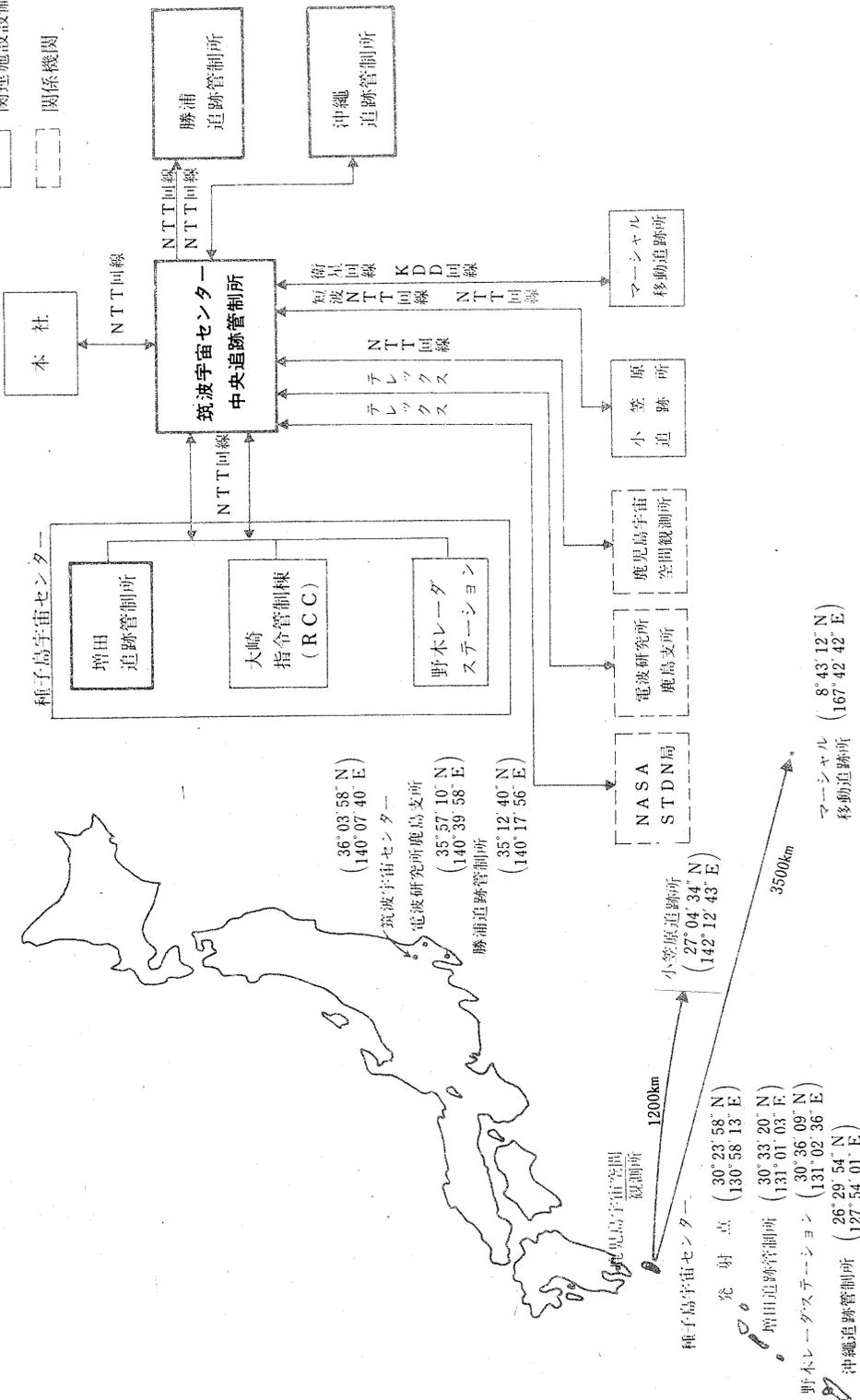
沖縄追跡管制所は、追跡管制システムの中で最も南（低緯度）に位置し、可視周回が最も多い局所となっています。追跡設備は、角度測定併用ドップラ追跡設備を有しています。

8.1.5 マーシャル移動追跡所

マーシャル移動追跡所の人工衛星に対する役割は、打上げ状況の監視、衛星の軌道投入確認、人工衛星の制御です。このために必要な移動型の追跡、テレメータ、コマンド設備等を有しています。

追跡管制システム
 関連施設設備
 関係機関

第22図 追跡管制システムの系統図



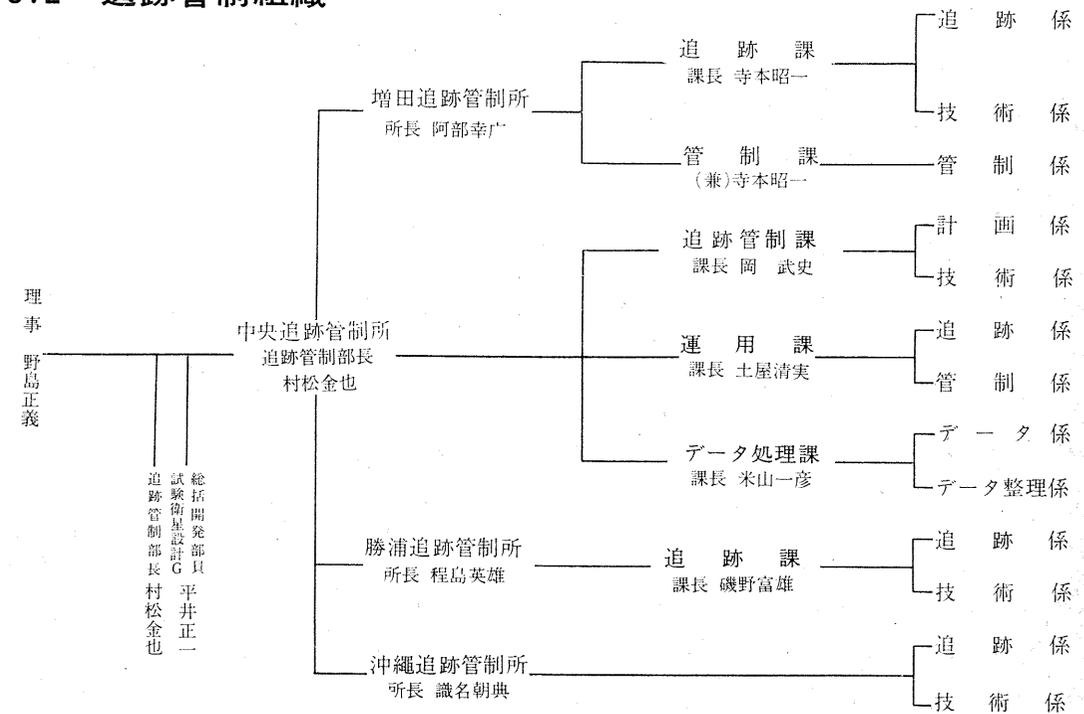
(注) 緯度、経度はC-7系による。

第12表 ETS-1追跡管制対象設備

局所名 主要設備	宇宙開発事業団				関係機関		
	勝浦追跡管制所	増田追跡管制所	沖繩追跡管制所	マニラ移動追跡所	東大鹿児島宇宙空間観測所	電波研究所鹿児島支所	NASA STDN局
追跡 136MHz帯角度測定併用ドップラ追跡設備	○	○ (テレメータ受信設備に付加)	○	○ (テレメータ受信設備に付加)	○	-	○ ミラニ トラック
追跡 SバンドRARR追跡設備 アップリンク/ダウンリンク =2.1GHz帯/1.7GHz帯	○	○	-	-	-	-	-
テレメータ 136MHz帯 テレメータ受信設備	-	○	-	○	×	○	×
テレメータ Sバンド テレメータ受信設備 (RARR追跡設備に付加)	-	○ (RARR追跡設備に付加)	-	○ (RARR追跡設備に付加)	-	-	×
コマンド 148MHz帯 コマンド送信設備	-	○	-	○	×	×	×

注) ○印は、ありを示す。
 ×印は、対象外設備を示す。
 -印は、なしを示す。

8.2 追跡管制組織



8.3 追跡管制の実施

ETS-Iの追跡管制は、打上げ段階、初期段階及び定常段階の3段階に分けられ、各段階を通じて追跡が行われるほか、次のように管制及び衛星運用が行われます。

なお、第23図にETS-Iの地表面軌跡を示します。

打上げ段階は、ETS-I/Nロケット打上げ直前の追跡管制システムの準備段階からNロケット1号機による打上げ飛行時及び分離、軌道投入後の初期周回時（第1ないし第3周回程度）とし、主として打上げ環境の測定等が行われます。

初期段階は、初期周回後から約1週間程度までとし、この間に伸展アンテナの操作等の技術試験及び軌道上の衛星の状態の確認が行われます。

定時段階は、初期段階の後、衛星の寿命末期までの期間とし、ETS-Iが定常的な飛行に入った段階をいいます。RARR方式の追跡、衛星状態の計測等の技術試験が行われ、あわせて衛星状態の保持が行われます。

各段階毎の業務の詳細は、次のとおりです。

8.3.1 打上げ段階

(1) 人工衛星の追跡

ロケットのリフトオフから衛星切離しまでは、中央追跡管制所において種子島宇宙センターから送られてくる飛行状況の情報モニタを行うとともに、増田、勝浦、沖縄の各追跡管制所及びマーシャル移動追跡所においてVHF帯角度測定併用ドップラ周波数測定方式により観測データを取得します。初期捕捉用予報データは、これらの追跡データ及び種子島宇宙センターから送られてくる軌道投入データにより中央追跡管制所で每周回計算されます。

軌道投入後、増田追跡管制所においてRARR方式による追跡試験が行われます。

また、この段階における人工衛星の追跡について、東大鹿児島宇宙空間観測所に協力を得ることとなっています。

(2) 人工衛星の管制

① VHFテレメータ

衛星の姿勢、衛星内部及び外部の温度、電源電圧及び電流、各サブシステムの動作状況等約130項目のデータをVHFテレメータで取得します。

地上受信局は、増田追跡管制所及びマーシャル移動追跡所であり、受信時間帯は次項の「打上げ環境等の測定」と同じです。

なお、VHFテレメータ送信機は、15分タイマにより、テレメータモード（出力1ワット）からピーコンモード（出力0.1ワット）に自動的に切り換りますが、打上げの際には、第3段燃焼終了までデータの送信が続くようにリフトオフ後約

8分の時点（第2段慣性飛行の初期）に増田追跡管制所から、VHFコマンド送信機により、タイマリセット信号を送信します。

マーシャル移動追跡所においても、ロケット捕捉後この送信をバックアップします。

これらのテレメータデータは、中央追跡管制所に収集され、ここで評価、処理、解析するとともにコマンド計画を作成してコマンド信号発射の指令を行います。

またこの段階におけるテレメータデータの取得について、電波研究所鹿島支所に協力を得ることとなっています。

② 打上げ環境等の測定

打上げ段階においては、SバンドRARR用トランスポンダを打上げ環境測定モードのテレメータ送信機として用い、3軸（ピッチ、ヨー、ロール）方向の加速度計により振動、衝撃の測定を行います。

このテレメータ受信は、リフトオフ後約10分30^{*}秒間は増田追跡管制所で行います。この期間に発生する主要な現象は、リフトオフの衝撃、音響振動、最大動圧時及び遷音速時の空力的加振による振動、第1段エンジンPOGO現象による振動、第1段エンジン燃焼停止、分離、第2段点火、フェアリング分離等に伴う衝撃です。

リフトオフから約11分50^{*}秒後から約24分10^{*}秒後までは、マーシャル移動追跡所において受信を行います。この間の主要な現象は、第3段スピニアップ、第3段点火、燃焼、第3段/衛星分離に伴う振動、衝撃です。

第3段/衛星分離後約10秒でトランスポンダはタイマにより姿勢測安モード（ASモード）に切り換えられ、地磁器検出器及び太陽方向検出器により姿勢検出を行います。

また、勝浦追跡管制所においては、リフトオフの約3分40^{*}秒後から約14分10^{*}秒後までの約10分30秒間受信を行い、上記2局でカバーしきれない区間の受信及びバックアップ受信を行います。

*) 数値はアンテナ上下角5°での時間

8.3.2 初期段階

初期段階では、ハウスキーピングデータ等の取得により軌道上の衛星の状態を確認し、あわせて伸展アンテナの伸展実験、角度測定併用ドップラ周波数測定方式による追跡、RARR方式による追跡試験等を行います。

(1) 衛星の追跡

勝浦、沖縄及び増田追跡管制所において、VHF帯角度測定併用ドップラ周波数測定方式により観測データを取得し、中央追跡管制所において軌道の観測データを用いて毎日軌道決定及び予報の計算を行います。

また、増田追跡管制所において、1局方式のSバンドRARR方式（角度測定つき）による追跡試験を行います。

(2) 衛星の管制

増田追跡管制所において、VHF帯テレメータによりハウスキーピングデータ及び姿勢測定データを取得します。増田及び勝浦追跡管制所におけるSバンド・テレメータ（RARR用のトランスポンダを利用）は、バックアップとして用います。

また、増田追跡管制所において伸展アンテナの伸展実験に関するコマンドの送信及び伸展実験時のテレメータ（動作状態、姿勢データ）の受信を行います。

この間、増田追跡管制所においては上記の試験や、追跡、テレメータのためのコマンドの送信を行い、中央追跡管制所ではテレメータデータの収録及びコマンド信号発射の指令を行います。

8.3.3 定常段階

定常段階では、引き続きテレメータによる衛星のハウスキーピングデータ及び姿勢測定データを取得し、衛星の管制技術を確認するとともに角度測定併用ドップラ周波数測定方式による追跡、RARR方式による追跡の試験等を行い、追跡技術の確認を行います。

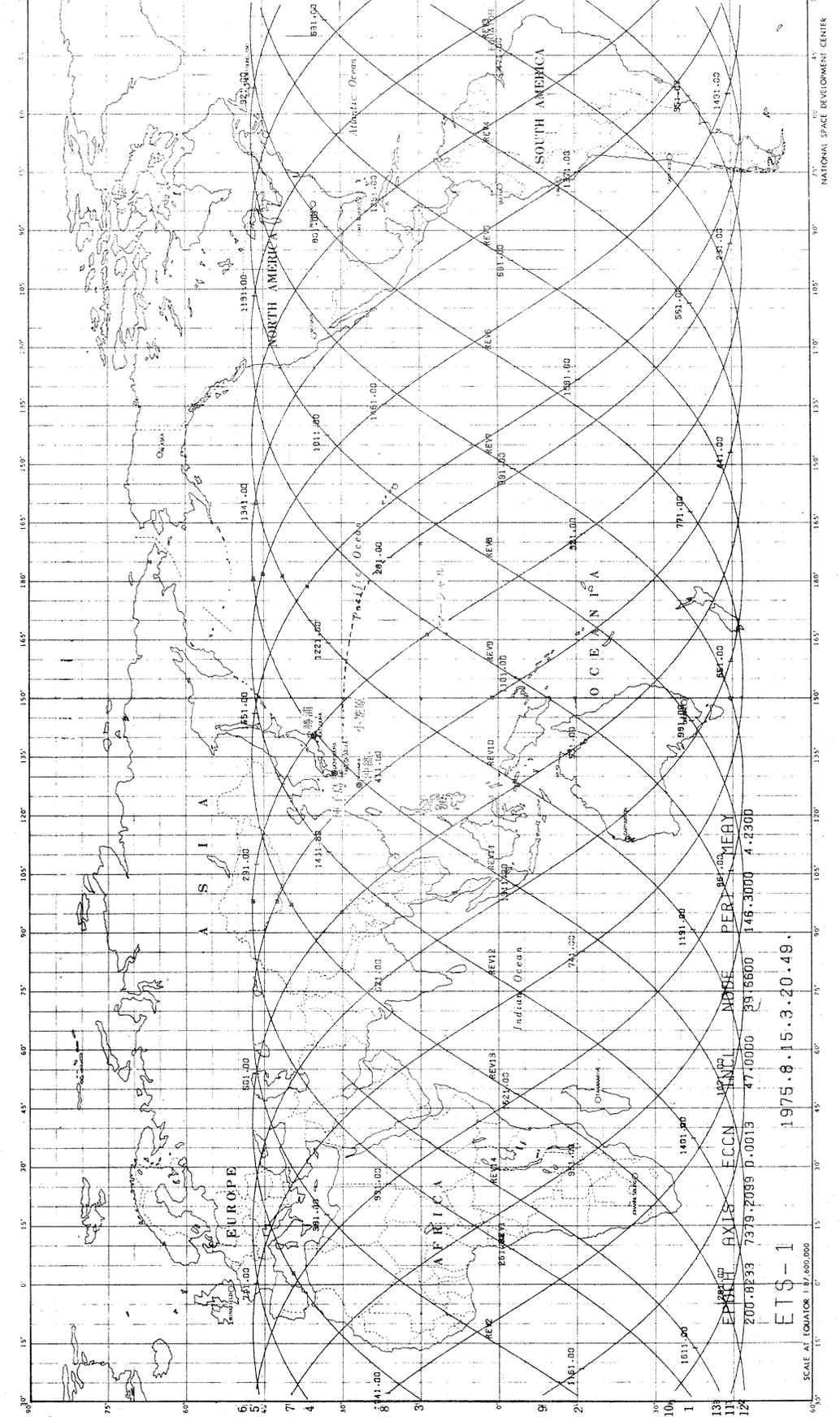
(1) 衛星の追跡

勝浦、沖縄及び増田追跡管制所において、VHF帯用角度測定併用ドップラ周波数測定方式により観測データを取得し、中央追跡管制所及び計算センターにおいて軌道の観測データを用いて週に一度軌道決定及び予測計算を行います。また、勝浦及び増田追跡管制所において、引き続きSバンドRARR方式（角度測定つき）による2局方式の追跡試験を行います。

(2) 衛星の管制

増田追跡管制所において、VHFテレメータによりハウスキーピングデータ及び姿勢測定データを取得し衛星状態の監視を行います。増田及び勝浦追跡管制所におけるSバンドテレメータ（RARR用のトランスポンダを利用）は、バックアップとして用います。また、増田追跡管制所においては、上記の追跡及びテレメータのためのコマンドを送信し、中央追跡管制所では、テレメータデータの収録、運用スケジュールに従ってコマンド信号発射の指令を行います。なお、各段階における地上局の運用を第13表、各地上局の運用計画一打上げ時の衛星の管制一及び第14表各地上局の運用計画一初期段階、定常段階一に示します。

第23図 ETS-I 地表面軌跡（0周から12周まで）



参 考

1. 宇宙開発事業団予算の推移

単位 億円

事項	年度		44年度	45年度	46年度	47年度	48年度	49年度	50年度	累計
	44年度	45年度								
出資部門	人工衛星開発費	償 5.1 5.9		償 17.6 4.1		償 38.4 29.1	償 361.3 76.6	償 114.8 193.4	償 537.2 334.9	
	ロケット開発費	償 34.0 11.8	償 12.5 53.1	償 43.4 60.0	償 64.0 101.8	償 119.2 120.8	償 107.0 166.7	償 80.4 147.4	償 460.5 661.6	
	打上げ費	0.5	1.0	1.0	1.4	1.5	8.7	償 149.8 67.9	149.8 82.0	
	種子島宇宙センター施設建設費	償 10.5 7.1	償 3.2 18.8	償 3.1 9.2	償 60.0 22.2	償 55.4 90.5	償 16.2 107.6	償 32.5 45.5	償 180.9 300.8	
	筑波宇宙センター施設建設費	償 0.9 0.2	償 9.7 4.6	償 13.7 13.8	償 18.1 17.4	償 20.2 20.0	36.8	償 21.5 9.5	償 84.1 102.3	
	追跡管制費	0.5	償 1.0 1.9	1.4	3.3	償 22.8 11.3	36.2	償 199.9 93.5	償 223.7 148.1	
	一般管理運営費等	2.8	5.8	6.3	11.2	11.1	22.2	30.8	90.3	
	計	償 50.5 28.8	償 26.4 95.4	償 77.8 95.8	償 142.1 172.9	償 256.0 284.3	償 484.5 454.8	償 598.9 588.0	償 1,636.2 1,720.0	
補助門	一般管理運営費等	2.5	7.4	10.5	14.5	19.1	24.7	35.6	114.3	
合計	償 50.5 31.3	償 26.4 102.8	償 77.8 106.3	償 142.1 187.4	償 256.0 303.4	償 484.5 479.5	償 598.9 623.6	償 1,636.2 1,834.3		

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

2. 宇宙開発事業団の資金構成

(50.6.17.現在)

政府出資金 (うち現物出資)	112,117,552,902円 (3,182,552,902円)
民間出資金	39,600,000円
合計	112,157,152,902円

なお、このほか設立時に民間寄附金として10,800,000円を受けている。

3. 職員数の推移

年度	44	45	46	47	48	49	50
職員数(人)	151	248	346	446	527	619	696

(注) 職員数は予算定員である。

4. 国別、種類別人工衛星等打上げ数 (1974.12.31現在)

種類	国	ソ連	米	英	カナダ	伊	仏	豪	ESRO	独	日本	仏独	NATO	中国	オランダ	スペイン	計
技術開発衛星	740	456	1			1 (1)				3	1		1				1322 (30) (2)
科学衛星		114	(7)	(4)	(4)	1 (1)	(1)	(7)	(4)	2	1		1	(1)	(1)		
月探査機	29	20															49
惑星探査機	15	9															24
有人宇宙船	21	26															47
通信衛星	41	79	(3)	(2)							(1)	(2)					120(8)
気象衛星	26	32				1 (1)											59(1)
航行衛星		27															27
測地衛星		15				3											18
資源探査衛星		1															1
その他	9	27															36
計		881	806	1(10)	(6)	(4)	6 (2)(2)	(1)	(7)	(4)	5	2 (1)	(2)	2	(1)	(1)	1703 (39)(2)

・軍用衛星は技術開発衛星の中に入れてある。
 ・共同打上げ衛星は、衛星の所有国の中に入れてある。
 ・()内の数字は米国のロケットによって打上げた衛星の数。
 ・[]内の数字はソ連のロケットによって打上げた衛星の数。
 (注) 通信衛星のうち英、NATOのものは軍用である。米・ソの軍用衛星の総数は不明なので技術開発衛星として入れてある。その他、航行、測地についても軍用衛星は技術開発衛星としてある。

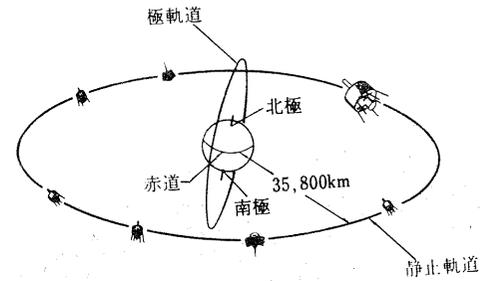
5. 各国の宇宙予算

国名	年度	1970	1971	1972	1973	1974	1975	1976	
(1)日本	億円	147.97	153.54	239.64	365.61	574.65	770.39		
(2)アメリカ	億円	16128	14318	13816	14571	13736	15329		1 \$ = 302円 Aeronautics and Space Report of the Presidentによる
	MD	5340.5	4740.9	4574.7	4824.8	4548.2 ^e	5075.8 ^e		
(3)フランス	億円				635.2	638.6	665.9		1 Fr = 69円 1973~75: 大使報告50.1.31による
	MFr				920.6	925.5	965.1		
(4)イギリス	億円	174.0	222.1	230.4	244.4				1 £ = 712円 1970. 71: Fifth Report from the Committee on Science and Technology, Session 1972. 73: 大使報告49.2.8による
	ML	24.44	31.19 ^e	32.36	34.33				
(5)西ドイツ	億円	404.0	642.1	780.8	765.0	757.6	742.3		1 DM = 127円 大使報告49.12.24による
	MDM	318.1	505.6	614.8	602.4	596.5	584.5 ^e		
(6)イタリア	億円	46.8	108.7	97.1	87.0	163.8			1 Lit = 0.47円 1973. 74: 大使報告50.2.21による
	MLit	9965	23132	20669	18500	34850			
(7)ESRO	億円	230.8	241.4	281.2	384.6	646.9	981.4		1 Au = 1.2 \$ = 362円 1974. 75: 大使報告50.1.7による
	MAu	63.77	66.68	77.67	106.25	178.7	271.1		
(8)カナダ	億円	42.2	73.8	100.9	105.6	110.2			1 D = 305円 大使報告50.1.10による
	MD	13.82	24.19	33.09	34.62	36.13			
(9)スウェーデン	億円	13.5	15.3	20.8	31.1	34.8			1 Kr = 63円 大使報告49.12.12による
	MKr	21.4	24.3	33.0	49.3	55.3			
(10)インド	億円	13.9	24.8	42.3	58.5	67.4			1 Re = 36円 大使報告49.12.6による
	MRe	38.6	68.8	117.4	162.4	187.1			
(11)オランダ	億円				42.0	44.3	45.9	45.8	1 Gl = 103円 大使報告49.12.13による
	MGl				40.8	43.0	44.6	44.5	

6. 静止軌道及び極軌道

地球をまわる人工衛星の軌道は、その高度や、地球の赤道面との傾きの角度（この角度をその人工衛星の軌道の傾斜角といいます）、軌道面（人工衛星の軌道を含む平面）と太陽の位置との関係などによって、非常に興味深いかたちになります。

静止軌道は、もっともおもしろく、価値ある軌道です。人工衛星が地球を1回まわる時間を周期といいます。地面すれすれに飛ぶ円軌道の周期は1時間24分で、図2.16に示すように、軌道の高さが高くなればなるほど、長くなります。ところで、赤道上空の



静止軌道と極軌道

円軌道を周期24時間で西から東にまわる衛星は、地球の自転と同じ速度で同じ向きにまわることとなるわけで、このような人工衛星を地上から見ると、衛星はいつも空のひとつのところに止まっているかのように見えます。このような人工衛星を静止衛星と呼び、この時の軌道を静止軌道といいます。その高さは、約35 800kmです。

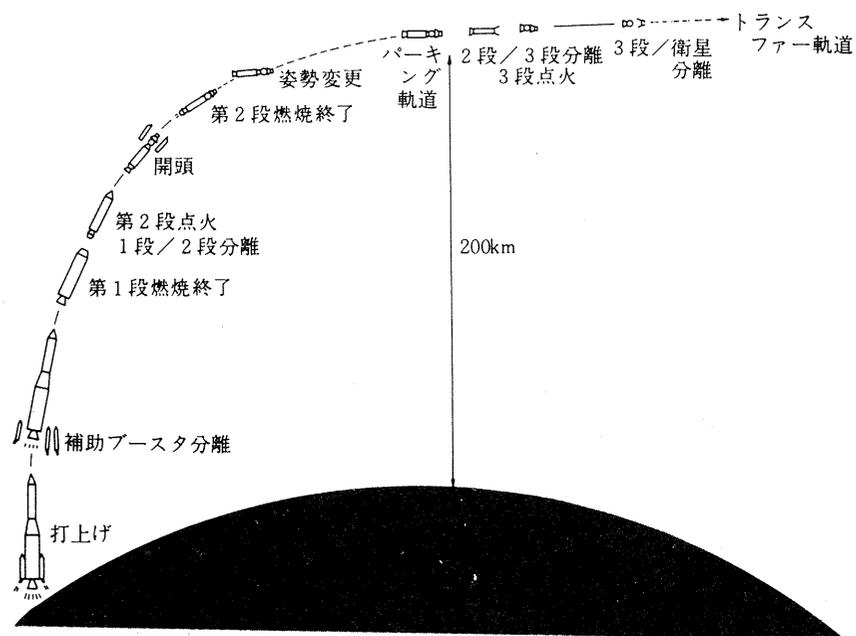
極軌道も興味深いものです。この軌道の傾斜角は90°で北極と南極の上空をまわりますのでこの軌道上の衛星は地球の自転とともない地球の全表面をカバーすることになります。またこの極軌道に近い太陽同期軌道という特殊な軌道では、人工衛星の軌道面と太陽とのなす角度が常に一定に保たれるので、何周かごとに、地球の同じ地点の上空をまったく同じ条件で飛ぶこととなります。たとえば、ある日の午前8時に東京上空を通過すると、それから18日目の同じ午前8時にまた東京上空を通過、それから、毎週、毎週、また同じような衛星になるのです。

7. 人工衛星の高度、速度、周期

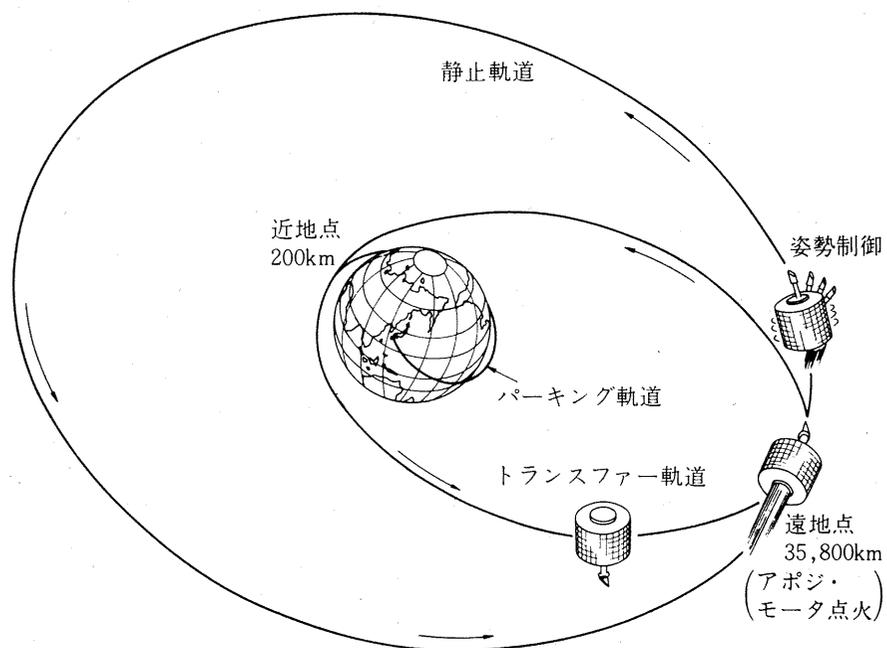
高度(km)	速度(km/秒)	周期
0	7.9	1時間24分
200	7.8	1時間28分
500	7.6	1時間35分
1,000	7.4	1時間45分
35,800	3.1	24時間

(静止軌道)

8. “ECS”を打上げるNロケットの飛行経路



“ECS”を打ち上げるNロケット飛行経路（トランスファー軌道まで）

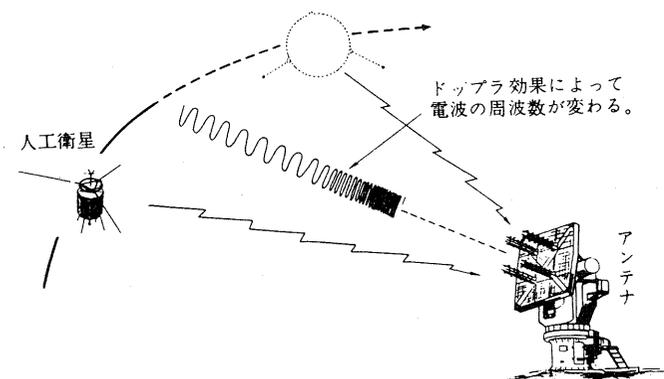


“ECS”を打ち上げるNロケットの飛行経路（静止軌道まで）

9. 追跡方式

「角度測定併用ドップラ周波数測定方式」は、人工衛星から来る電波を受けてその方向を測り、人工衛星までの距離変化率はドップラ効果を利用してはかる方法です。ドップラ効果というのは、私達もふだん経験していることです。例えば、電車の警笛は、電車が近づいてくるとは高く聞えますが、遠ざかるにつれて低く聞えます。この音の変化は、電車のスピードに関係しています。これがドップラ効果です。この原理を利用して、人工衛星の軌道が計算されるわけです。

「レンジアンドレンジレート方式（RARR）」は、地上から送った電波が衛星によって地上へ送り返されて来るまでの時間差から距離を求め、同時に受信電波に含まれるドップラ周波数を測定して距離変化率を求める方式で、非常に早く、しかも精度高く追跡することができます。



角度測定併用ドップラ方式

10. Nロケット1号機の推進薬等一覧

名称	分子式	使用目的	ロケット内搭載量	沸点 / 凝固点
液化酸素 (LOX)	O_2	第1段酸化剤	約45,200kg (約44,800kg)	$-183^{\circ}C / -219^{\circ}C$
クロシン (RJ-1)	—	第1段燃料	約27,000kg (約20,900kg)	$221 \sim 315^{\circ}C / -40^{\circ}C$
四酸化二窒素 (NTO)	N_2O_4	第2段酸化剤	約2,800kg (約2,580kg)	$21.15^{\circ}C / -11.23^{\circ}C$
エアロジン50 (A-50)	N_2H_4 (51%) $H_2NN(CH_3)_2$ (UDMH)49%	第2段燃料	約1,900kg (約1,720kg)	$70.1^{\circ}C / -7.4^{\circ}C$
ヒドラジン	N_2H_4	第2段ガスジェ ット装置	約4kg	$113^{\circ}C / 1.6^{\circ}C$

()は消費推進薬重量