

熱帯降雨観測衛星／技術試験衛星Ⅶ型／

H－Ⅱロケット 6 号機

打上げ及び追跡管制計画書

[TRMM／ETS－Ⅶ／H－Ⅱ・6 F 打上げ及び追跡管制計画書]

(平成 9 年度秋期)

(案)

平成 9 年 6 月

宇 宙 開 発 事 業 団

目 次

1. 概 要	1
1. 1 緒言	1
1. 2 打上げ及び追跡管制実施機関	1
1. 3 打上げ及び追跡管制の責任者	1
1. 4 打上げ及び追跡管制の目的	1
1. 5 衛星の名称及び基数	2
1. 6 ロケットの機種及び機数	2
1. 7 打上げ期間及び日時	2
1. 8 打上げ及び追跡管制施設	2
2. 打上げ計画	4
2. 1 打上げの実施場所	4
2. 2 打上げの実施体制	4
2. 3 ロケットの飛行計画	4
2. 4 衛星の主要諸元	9
2. 5 ロケットの主要諸元	20
2. 6 打上げに係る安全確保	22
2. 7 関係機関への打上げの通報	24
3. 追跡管制計画	26
3. 1 ETS-VIIの追跡管制計画	26
3. 1. 1 追跡管制の実施場所	26
3. 1. 2 追跡管制の組織	26
3. 1. 3 追跡管制の期間	26
3. 1. 4 追跡管制作業の概要	28
3. 1. 5 ETS-VIIの飛行計画	30
3. 1. 6 追跡管制システム	30
3. 1. 7 実験運用システム概念（参考）	30
3. 2 TRMMの追跡管制計画	35
3. 2. 1 追跡管制の実施場所	35
3. 2. 2 追跡管制の組織	35
3. 2. 3 追跡管制の期間	35

3.2.4 追跡管制作業の概要	35
3.2.5 TRMMの飛行計画	36
3.2.6 追跡管制システム	36
3.2.7 観測データの取得概念(参考)	36
4. 関係機関への情報の提供	36

表 リ ス ト

第1表 ロケットの飛行計画	7
第2表 ETS-VIIの主要諸元	9
第3表 TRMMの主要諸元	15
第4表 ロケットの主要諸元	20
第5表 ETS-VIIの追跡管制計画	29
第6表 ETS-VIIの飛行計画	31
第7表 TRMMの飛行計画	37

図 リ ス ト

第1図 打上げ及び追跡管制施設の配置	3
第2図 打上げ隊の組織	5
第3図 TRMM及びETS-VIIの搭載	6
第4図 ロケットの飛行経路	8
第5図 ETS-VIIの軌道上外観	14
第6図 TRMMの軌道上外観	19
第7図 ロケットの形状	21
第8図 打上げ時の陸上警戒区域	23
第9図 打上げ時の海上警戒区域	23
第10図 ロケットの落下予想区域	25
第11図 ETS-VII追跡管制隊の組織	27
第12図 ETS-VIIの地表面軌跡	32
第13図 ETS-VII追跡管制システム	33

第14図 定常(ETS-VII実験)運用概念	34
第15図 TRMMの地表面軌跡	38
第16図 TRMMの追跡管制システム	39
第17図 TRMM観測データ取得フロー	40

TRMM/ETS-VII/H-II・6F 打上げ及び追跡管制計画書

1. 概 要

1. 1 緒言

宇宙開発事業団は、平成9年度秋期に、H-IIロケット6号機（以下「H-II・6F^{*1}」という。）による熱帯降雨観測衛星（以下「TRMM^{*2}」という。）及び技術試験衛星VII型「ETS-VII^{*3}」という。）の打上げ及び軌道投入、並びに軌道投入後のETS-VIIの追跡管制を行う。

この計画書は、TRMM及びETS-VIIを搭載したH-II・6Fの打上げから第2段・衛星分離の確認までを行う打上げ計画と、ETS-VIIについて太陽電池パドルの展開／太陽追尾、定常制御モードへの移行、軌道変換、衛星搭載機器の機能確認等を行う初期段階の追跡管制計画とからなる。

なお、ETS-VIIの初期段階追跡管制終了後における軌道上実験運用を行う定常段階の追跡管制について、本計画に参考として付記する。

また、TRMMの追跡管制はNASAがNASAのデータ中継衛星（TDRS）及びNASAの地上追跡管制システムを用いて実施し、宇宙開発事業団は降雨レーダの機能確認についてNASAの支援を行う。

*1 6Fは、H-IIロケット6番目のフライトであることを示す。

*2 TRMMは、Tropical Rainfall Measuring Missionの略である。

*3 ETS-VIIは、Engineering Test Satellite-VIIの略である。

1. 2 打上げ及び追跡管制実施機関

宇宙開発事業団

理事長 内 田 勇 夫

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

1. 3 打上げ及び追跡管制の責任者

(1) 打上げ実施責任者

理事 十 亀 英 司

(2) 追跡管制実施責任者

理事 吉 村 和 幸

1. 4 打上げ及び追跡管制の目的

TRMM/ETS-VII/H-II・6Fの打上げ及び追跡管制の目的は、次のとおりである。

(1) TRMMは、日米協力により、我が国が衛星搭載用降雨レーダ及びH-IIロケットによる打上げ等を担当し、米国が衛星バス等を担当して、全地球的規模のエネルギー収支のメカニズム解明等に不可欠な熱帯降雨の観測等を行う。

(2) ETS-VIIは、宇宙ステーションあるいは将来型人工衛星への物資の輸送及び軌道上作業等、21世紀初頭の宇宙活動に対応するために必須の技術であるランデブ・ドッキング技術及び宇宙用ロボット開発の基礎となる遠隔操作技術等を軌道上実験等の実施により確立するとともに、宇宙用ロボットに関して先行的な実験を行う。

1. 5 衛星の名称及び基数

熱帯降雨観測衛星 (TRMM) 1基
技術試験衛星VII型 (ETS-VII) 1基

1. 6 ロケットの機種及び機数

H-IIロケット6号機 (H-II・6F) 1機

1. 7 打上げ期間及び日時

(1) 打上げ期間

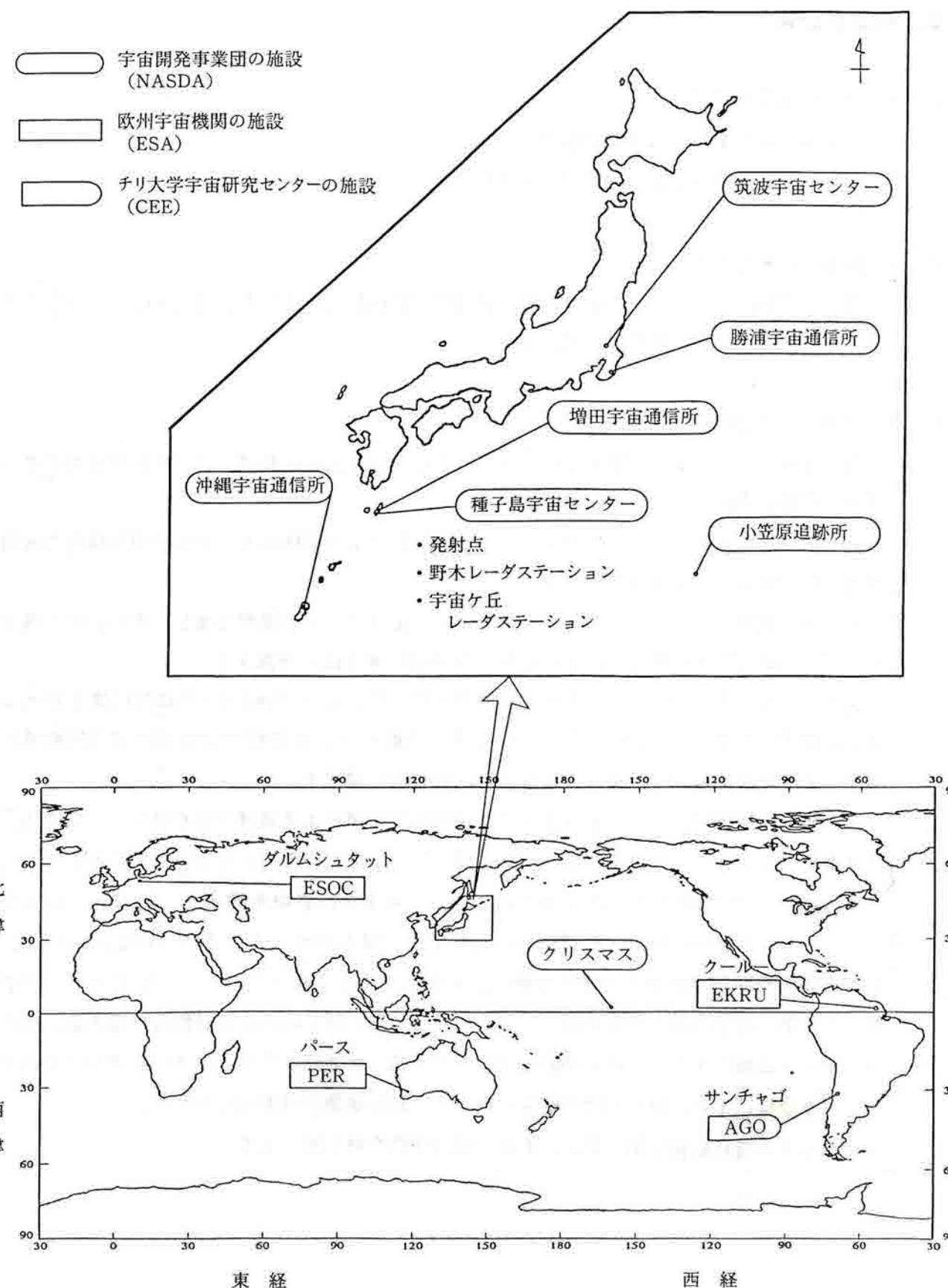
平成9年11月1日(土)～平成9年12月10日(水)

(2) 打上げ日時

機 種	打 上 げ 日	打上げ予備期間	打上げ時間帯	海面落下時間帯 (打上げ後分)
H-IIロケット 6号機 (H-II・6F)	平成9年 11月1日(土)	平成9年 11月2日(日) ～ 12月10日(水)	05:40 ～ 07:40	・固体ロケットブースタ 約6分～7分 ・衛星フェアリング 約17分～20分 ・第1段 約16分～32分

1. 8 打上げ及び追跡管制施設

打上げ及び追跡管制に使用する、宇宙開発事業団及び支援を受ける関係機関の施設の配置を第1図に示す。



第1図 打上げ及び追跡管制施設の配置図

2. 打上げ計画

2. 1 打上げの実施場所

宇宙開発事業団 種子島宇宙センター
鹿児島県熊毛郡南種子町大字茎永

2. 2 打上げの実施体制

打上げ整備作業、ロケットの打上げ及び衛星の軌道投入の業務を、打上げ隊により実施する。この打上げ隊の組織を第2図に示す。

2. 3 ロケットの飛行計画

H-II・6Fは、TRMM及びETS-VIIを第3図のように搭載し、種子島宇宙センター吉信射点から垂直に打ち上げられる。

ロケットは、リフトオフ後まもなく、ロール旋回により機体のピッチ面を初期飛行方位角95度に向けた後、太平洋上を飛行する。

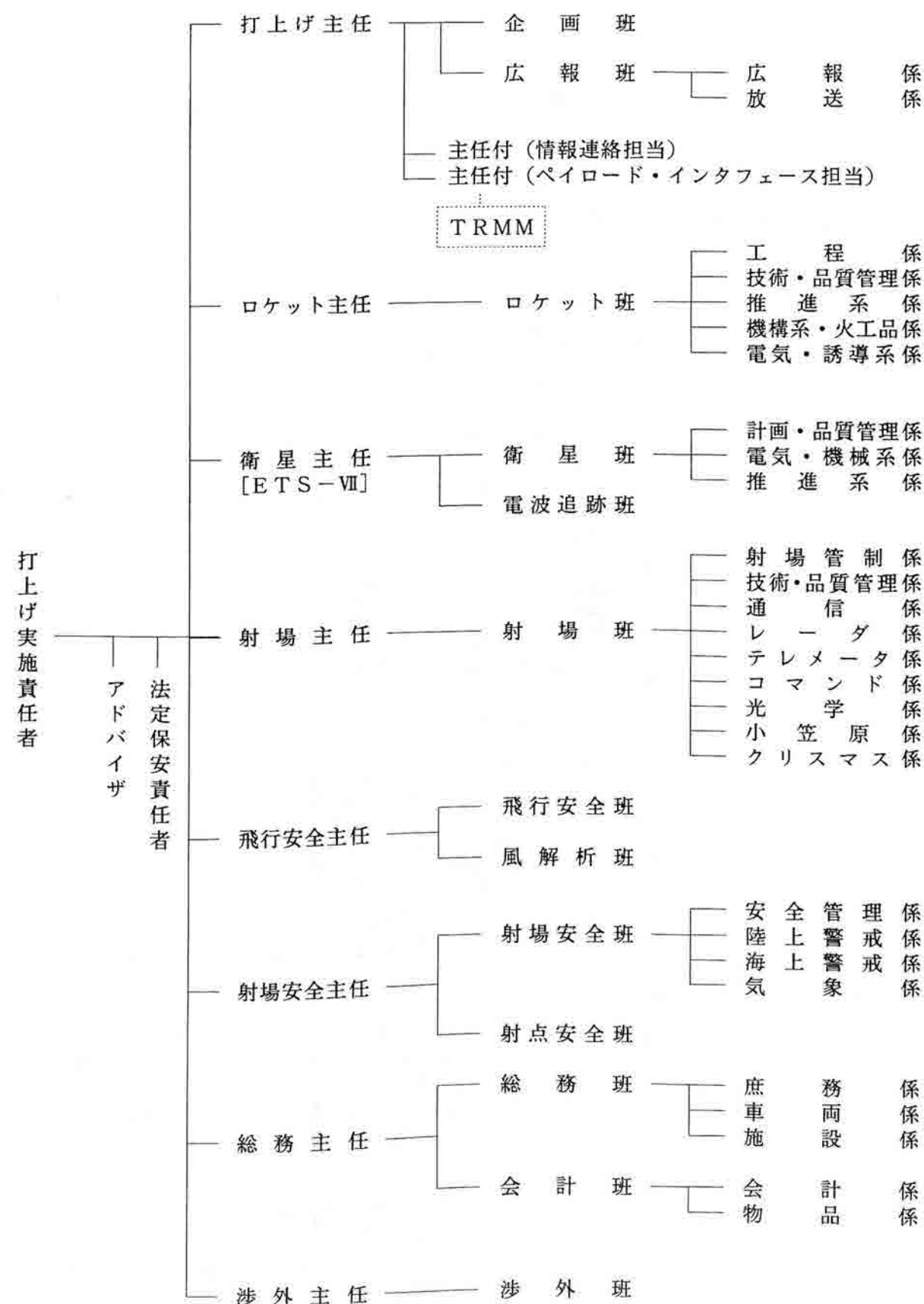
その後、固体ロケットブースタ及び上部衛星フェアリングを順次分離し、更に、第1段主エンジンが燃焼停止した後、打上げ後約5分54秒に第1段を分離する。

引き続いて、第2段エンジンの第1回燃焼を開始し、打上げ後約13分34秒に第2段エンジンの燃焼を停止し、約14分9秒にTRMMを分離して、高度約380kmの所定の円軌道に載せ、衛星分離を確認した後はNASAの追跡管制へ移行する。

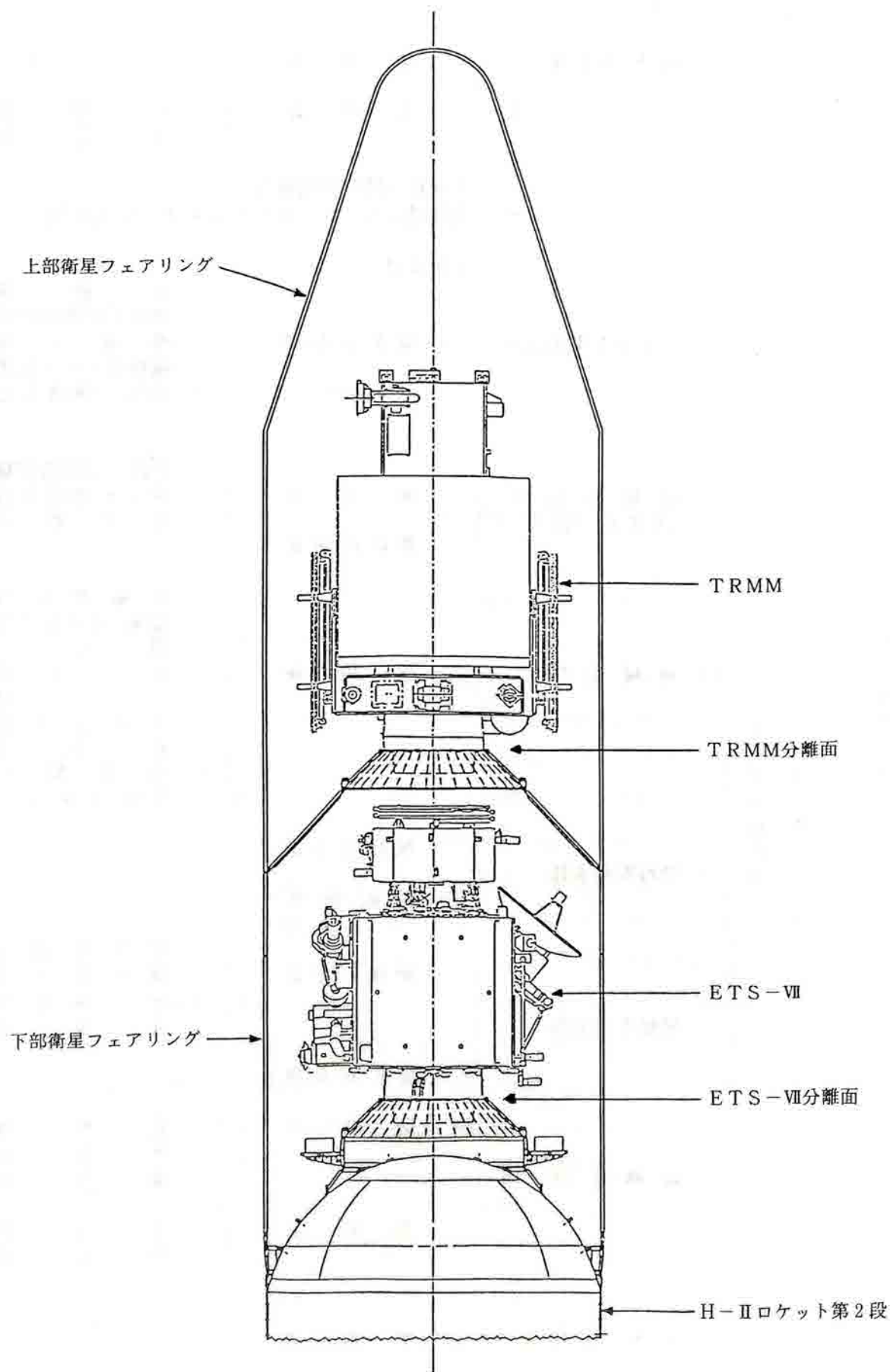
TRMM分離後は、太平洋上のクリスマス島付近に至るまで慣性飛行を続け、この間に、下部衛星フェアリングの分離、更に、第2段エンジン第2回燃焼のための姿勢変更等を行う。

その後、打上げ後約26分15秒に第2段エンジンの第2回燃焼を開始し、約27分2秒に第2段エンジンの燃焼を停止、約27分49秒にETS-VIIを分離して、遠地点高度約550km、近地点高度約380kmの所定の楕円軌道に投入する。又第2段エンジンについてはデータ取得の為に第3回目の着火実験を行う。以上の飛行の間、種子島の光学設備及び種子島、小笠原のレーダ設備によるロケットの追尾並びに種子島、小笠原、クリスマスの各地上局でのテレメータ受信により、飛行状況の監視とロケット動作状態の計測が行われる。

ロケットの飛行計画を第1表に、また、飛行経路を第4図に示す。

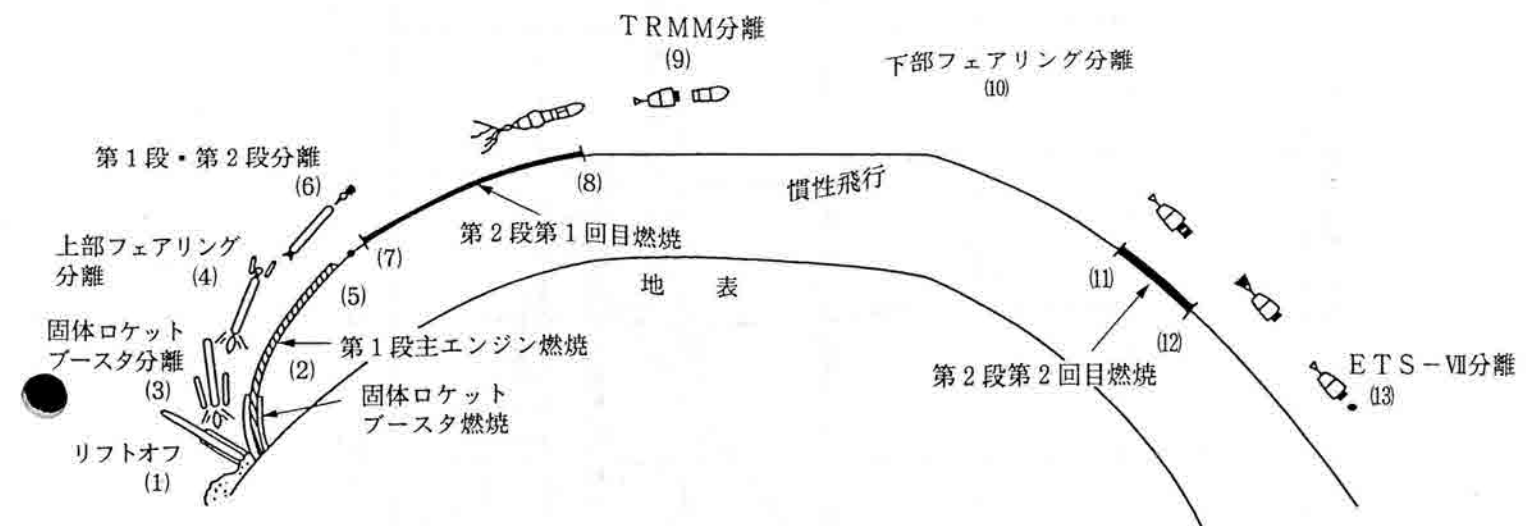


第2図 打上げ隊の組織



第3図 TRMM及びETS-VIIの搭載

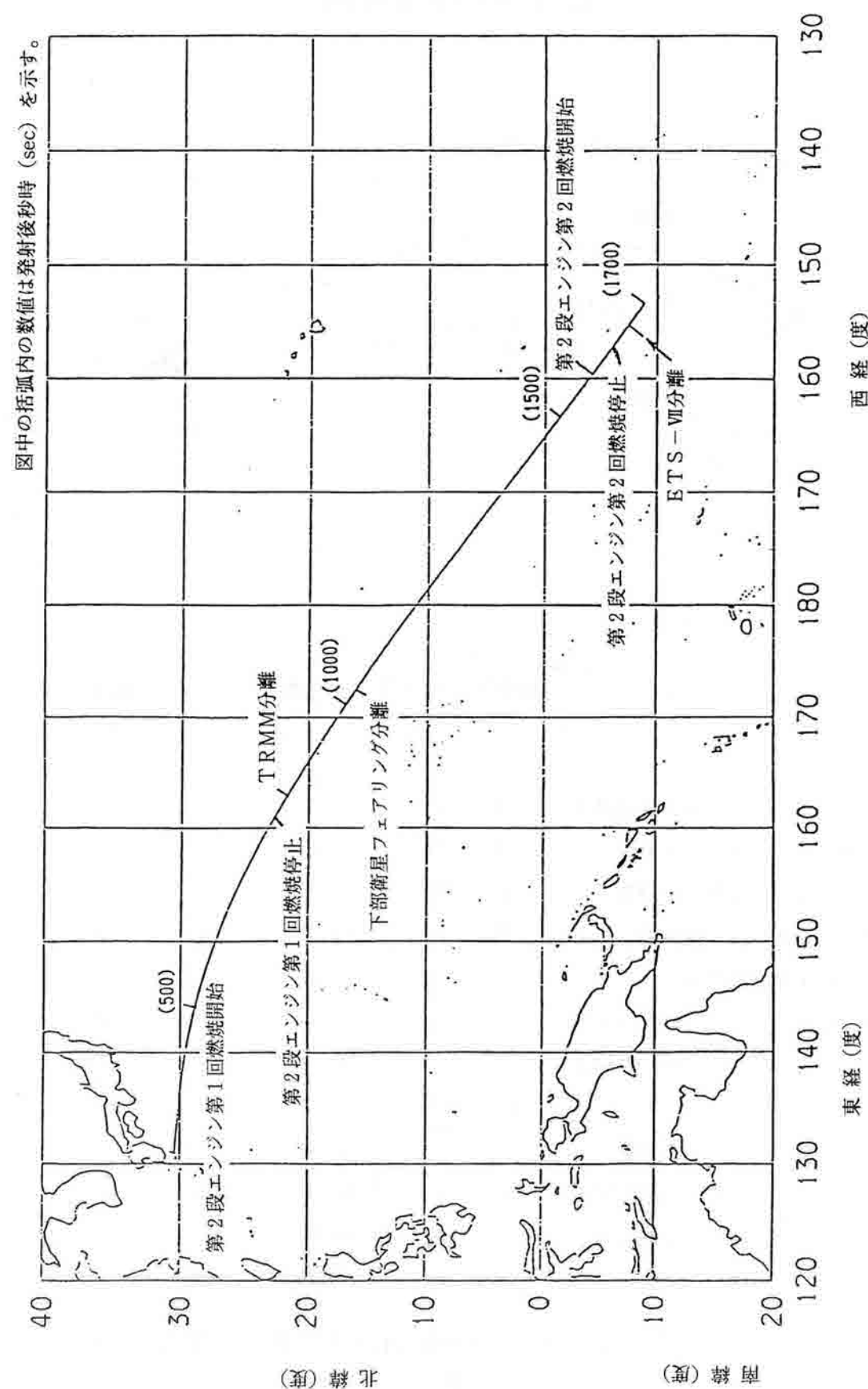
第1表 ロケットの飛行計画



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	0	0	0	0.4
(2) 固体ロケットブースタ燃焼終了	1 34	29	39	1.6
(3) 固体ロケットブースタ分離	1 37	32	41	1.6
(4) 上部衛星フェアリング分離	3 35	202	127	2.6
(5) 第1段主エンジン燃焼停止	5 46	603	232	5.0
(6) 第1段・第2段分離	5 54	638	240	5.0
(7) 第2段エンジン第1回燃焼開始	6 00	664	246	5.0
(8) 第2段エンジン第1回燃焼停止	13 34	3078	383	7.7
(9) TRMM分離	14 09	3317	383	7.7
(10) 下部衛星フェアリング分離	17 05	4520	382	7.7
(11) 第2段エンジン第2回燃焼開始	26 15	8288	379	7.7
(12) 第2段エンジン第2回燃焼停止	27 02	8609	379	7.7
(13) ETS-VII分離	27 49	8933	379	7.7

なお、計画数値は、打上げ直前の飛行計画最新化により変更される場合がある。

注) 第2段エンジンについてはミッション終了後着火実験を行う。



第4図 ロケットの飛行経路

2. 4 衛星の主要諸元

ETS-VIIの主要諸元及び軌道上外観を第2表及び第5図に示す。また、TRMMの主要諸元及び軌道上外観を第3表及び第6図に示す。

第2表 ETS-VII主要諸元 (1/5)

名 称	技術試験衛星VII型 (ETS-VII)
ミ ッ シ ョ ン	・ランデブ・ドッキング (RVD) 技術実験 ・宇宙ロボット (RBT) 技術実験 ・外部機関実験 (宇宙ロボット要素技術実験) ・高機能ハンド技術実験 (通商産業省) ・アンテナ結合機構基礎実験 (通信総合研究所) ・トラス構造物遠隔操作実験 (航空宇宙技術研究所) ・原子状酸素モニタ (AOM/TEDA)
衛星システムの構成・諸元	独立した衛星としての機能を有するチェイサ衛星とターゲット衛星から構成される。 チェイサ衛星：(愛称；ひこぼし) 形状) 直方体形状本体+2翼太陽電池パドル+衛星間通信アンテナ 寸法) 約2.6m×2.3m×2m パドル展開時スパン約1.8m×2.0m 重量) 約2450kg 電力) 約2360W以上 (EOL、$\beta=35^\circ$) 姿勢) 地球指向三軸姿勢安定 (RVD実験時を除く) 地球指向/ターゲット指向三軸姿勢安定 (RVD実験時) ターゲット衛星：(愛称；おりひめ) 形状) 直方体形状本体+1翼固定型太陽電池パドル 寸法) 約0.65m×1.7m×1.5m パドル展開時スパン約1.15m×6.6m 重量) 約410kg 電力) 約650W以上 (EOL、$\beta=35^\circ$) 姿勢) 地球指向三軸姿勢安定
打 上 げ 時 重 量	約2860kg (チェイサ衛星+ターゲット衛星)
運 用 軌 道	高度約520km~560km (ロケット投入軌道:550km/380kmの楕円軌道) 軌道傾斜角: 35度 離 心 率: 約0.003以下の円軌道
ミ ッ シ ョ ン 期 間	1.5年

第2表 ETS-VII主要諸元(2/5)

搭載実験系 R V D 実験系 (R V D 系)	実験範囲：無人で協力的なターゲットに対する無人・自動RVDの相対接近以降に使用されるRVD機器技術と航法・誘導・制御を含めたRVDシステム技術の軌道上技術実験を範囲とする。 特 徴：非衝突軌道と自動／手動CAMを併用した安全性の高いアプローチ法と低衝撃型のドッキング機構を組み合わせた方式。航法センサにGPSと光学ランデブセンサを採用。 構成機器： <table border="1" data-bbox="588 659 1278 978"> <thead> <tr> <th>チェイサ衛星</th><th>ターゲット衛星</th></tr> </thead> <tbody> <tr> <td>誘導制御計算機</td><td>GPS受信機</td></tr> <tr> <td>GPS受信機</td><td>ランデブ・レーダリフレクタ</td></tr> <tr> <td>ランデブ・レーダ</td><td>近傍センサ ターゲットマーカ</td></tr> <tr> <td>近傍センサ</td><td>ドッキング機構ラッチハンドル</td></tr> <tr> <td>ドッキング機構</td><td></td></tr> <tr> <td>ドッキング機構駆動回路</td><td></td></tr> <tr> <td>加速度計</td><td></td></tr> </tbody> </table> 機 能： ・飛行管理機能) モード・フライトパス管理、時刻管理、状態監視、異常時処理 ・航 法 機 能) GPS絶対／相対航法、RVR航法、PXS航法、地球指向LVH三軸姿勢安定 ・誘 導 機 能) 相対接近 : CW誘導 最終接近 : 基準軌道誘導 ドッキング接近 : ドッキング軸誘導 分 離 : ドッキング軸誘導 Vバー離脱 : 基準軌道誘導 相対離脱 : CW誘導 ・制 御 機 能) 軌道制御、地球指向三軸姿勢制御、ターゲット指向制御、ターゲット相対6自由度制御 ・ドッキング／分離機能) 低衝撃型ドッキング／分離 ・衝突回避機能) 自動／手動CAM、ディスエーブル・アボート機能 ・遠隔操縦機能) 地上からの操縦による6自由度並進／回転制御	チェイサ衛星	ターゲット衛星	誘導制御計算機	GPS受信機	GPS受信機	ランデブ・レーダリフレクタ	ランデブ・レーダ	近傍センサ ターゲットマーカ	近傍センサ	ドッキング機構ラッチハンドル	ドッキング機構		ドッキング機構駆動回路		加速度計	
チェイサ衛星	ターゲット衛星																
誘導制御計算機	GPS受信機																
GPS受信機	ランデブ・レーダリフレクタ																
ランデブ・レーダ	近傍センサ ターゲットマーカ																
近傍センサ	ドッキング機構ラッチハンドル																
ドッキング機構																	
ドッキング機構駆動回路																	
加速度計																	

第2表 ETS-VII主要諸元(3/5)

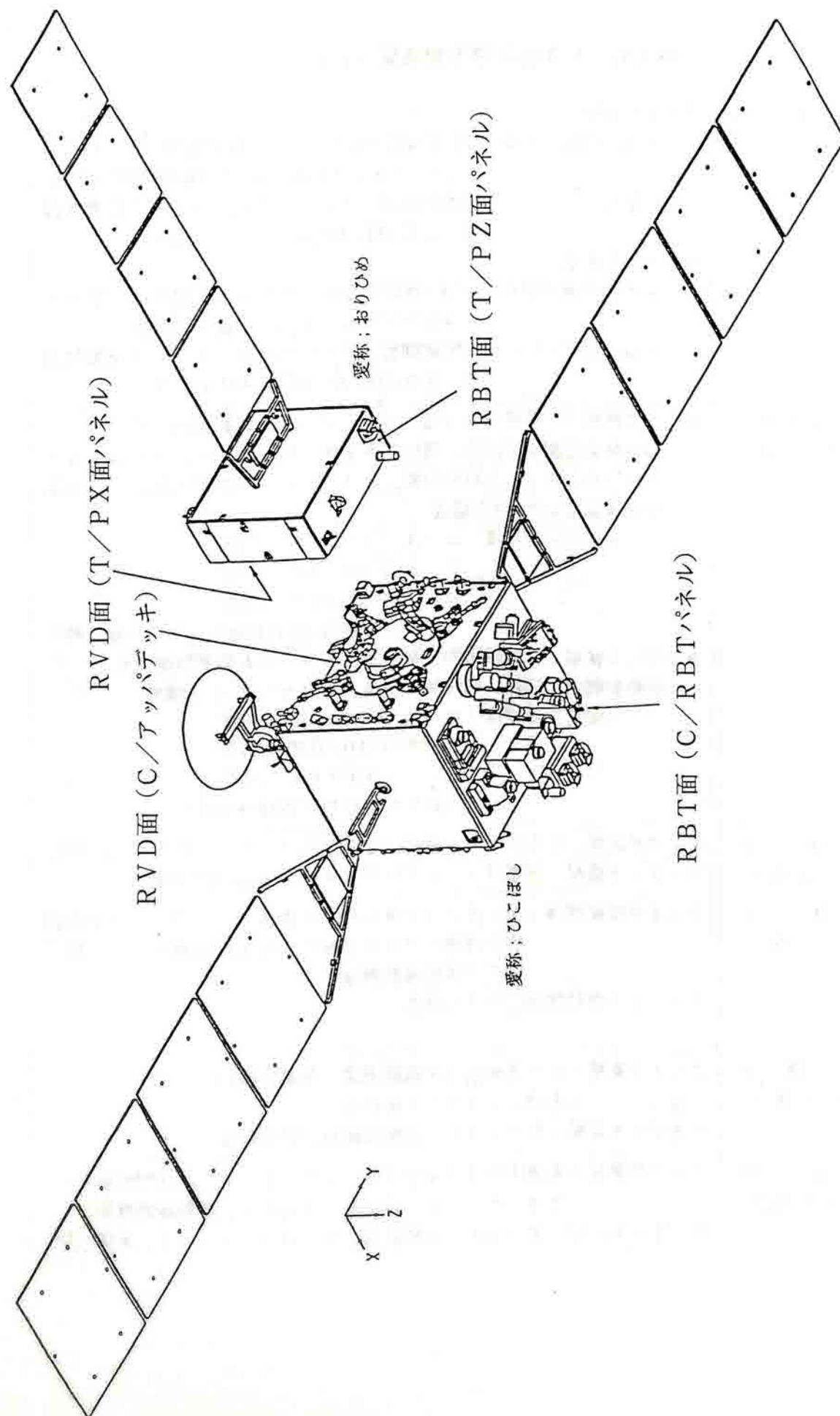
R B T 実験系 (R B T 系)	実験範囲：ORUレベルでのバッテリー交換や推薬補給作業を地上からの遠隔操作型のロボットアームを用いて無人の衛星上で行うためのロボットアーム技術、(地上及び軌道上の) 遠隔操作技術、視覚制御技術等のRBTシステム技術の軌道上技術実験を範囲とする。 特 徴：限られた通信回線容量等の制約下で高度な作業を実施するために、地上からの遠隔操作指令に軌道上での状態監視、動作指令生成等の自動機能を組み合わせた方式。遠隔操作に係るオペレータの負担を軽減するために地上系は遠隔操作支援機能を有する。搭載系は、衛星姿勢とロボットアーム動作の協調制御機能及びアーム先端のツール機構部力・トルクセンサによるコンプライアンス制御等のアーム動作制御機能を有する。 構成機器： <table border="1" data-bbox="2028 893 2719 1244"> <thead> <tr> <th>チェイサ衛星</th><th>ターゲット衛星</th></tr> </thead> <tbody> <tr> <td>RBT実験系搭載計算機 アーム駆動回路 搭載ロボットアーム ・ロボットアームアセンブリ(6自由度) ・ツール機構部(把持、トルク供給) ・ターゲット衛星操作用機構部 実験用ORU タスクボード</td><td>ターゲット衛星操作用ハンドル</td></tr> </tbody> </table> 機 能： ・実験管理機能) 運用モード管理 システム動作状態管理 ロボットアーム動作指令監視 ロボットアーム動作状態監視 異常時処理 ・遠隔操作機能 ・アーム動作指令生成機能 ・アーム制御機能 ・協調制御機能 ・視覚処理機能 ・軌道上サービス実験機能) 遠隔操作作業 バッテリーORU交換 推薬補給	チェイサ衛星	ターゲット衛星	RBT実験系搭載計算機 アーム駆動回路 搭載ロボットアーム ・ロボットアームアセンブリ(6自由度) ・ツール機構部(把持、トルク供給) ・ターゲット衛星操作用機構部 実験用ORU タスクボード	ターゲット衛星操作用ハンドル
チェイサ衛星	ターゲット衛星				
RBT実験系搭載計算機 アーム駆動回路 搭載ロボットアーム ・ロボットアームアセンブリ(6自由度) ・ツール機構部(把持、トルク供給) ・ターゲット衛星操作用機構部 実験用ORU タスクボード	ターゲット衛星操作用ハンドル				
技術データ取得装置(TEDA)	原子状酸素モニタ(AOM) 計測対象：原子状酸素を中心にした中性ガスの質量を計測。 計測範囲：約2～40 amu ($10^{-9} \sim 10^{-5}$ Torr)				

第2表 ETS-VII主要諸元 (4/5)

外部機関実験	1) 高機能ハンド実験装置 (通商産業省) 目的 : 先端的な宇宙ロボットハンドによる軌道上での作業技術実験を行う。 実験方式 : ハンド実験装置単体及び搭載ロボットアーム先端にハンドを装着した状態で操作、作業実験を行う。 2) アンテナ結合機構基礎実験装置 (通信総合研究所) 目的 : 将来の大型アンテナの軌道上組立の重要な要素となるアンテナ結合機構の要素技術実験を行う。 実験方式 : 搭載ロボットアームを用いてアンテナ結合機構基礎実験装置の着脱作業を種々の作業条件下で実施。 3) トラス構造物操作実験装置 (航空宇宙技術研究所) 目的 : 将来の大型構造物の軌道上組立の重要な要素となるトラス構造物の操作技術実験を行う。 実験方式 : 搭載ロボットアームを用いてトラス構造物の展開、結合、収納等の操作作業実験を行う。
衛星バス系 通信系 (COM系)	SSAハイゲイン通信系 コマンド : 4 kbps、テレメトリ : 1.5 Mbps (実験) 2048 bps (SDB) SSAオムニ通信系 コマンド : 125 bps、テレメトリ : 1.46/2.93 Kbps (実験) 512 bps (SDB) USB通信系 コマンド : 500 bps、テレメトリ : 2048 bps チェイサ/ターゲット衛星間通信系 C→T : 125 bps、T→C : 512 bps
視覚系 (VIS系)	構成 : 視覚制御回路、 手先カメラ、肩監視カメラ、 ビューイングカメラ、ドッキングカメラ、 投光照明灯、ビューイングカメラマーカ (ターゲット搭載) 機能 : 画像データ処理機能) JPEGフォーマットによるカメラ画像データの圧縮 照明機能) ドッキングカメラ撮像対象に対する照明機能
データ処理系 (DH系)	CU-RIUデータベース : チェイサH/Kデータ (SDB) ターゲットH/Kデータ (SDB) パケットデータ処理系 : 実験系データ+チェイサ及び ターゲットカプセル化SDBテレメトリ

第2表 ETS-VII主要諸元 (5/5)

電源・太陽電池 パドル系 (SPS系)	チェイサ衛星 : - 太陽電池パドル : (Si/BSFRセル・リジッド太陽電池パドル+シャント・ユニット+1軸回転パドル駆動機構) × 2翼 - 電源 : 電力制御器、バッテリー組立、バッテリー充電制御器 (35 AH、NiCdバッテリー × 3台) ターゲット衛星 : - 太陽電池パドル : (Si/BSFRセル・リジッド太陽電池パドル+シャント・ユニット) × 1翼 (固定型) - 電源 : 電力制御器、バッテリー組立、バッテリー充電制御器 (35 AH、NiCdバッテリー × 2台)
姿勢軌道制御系 (AOCSS系)	チェイサ衛星 : 地球指向三軸ゼロモーメント姿勢制御方式 姿勢軌道制御電子回路、慣性基準装置、地球センサ、リアクションホイール、ホイール駆動回路、バルブ・パドル駆動回路、パドル追尾用太陽センサ から構成 - 姿勢制御精度 : ロール) $0.0 \pm 0.5^\circ / 3.0^\circ$ ピッチ) $0.0 \pm 0.5^\circ / 3.0^\circ$ ヨー) $0.0 \pm 1.0^\circ / 3.0^\circ$ (アーム非動作、協調制御時/アーム動作時) ターゲット衛星 : 地球指向三軸ゼロモーメント姿勢制御方式 姿勢制御電子回路、慣性基準装置、地球センサ から構成 - 姿勢制御精度 : ロール) $0.0 \pm 0.5^\circ / 5.0^\circ$ ピッチ) $0.0 \pm 0.5^\circ / 5.0^\circ$ ヨー) $0.0 \pm 1.0^\circ / 5.0^\circ$ (RVD接近時/単独飛行時)
推進系 (RCS系)	チェイサ衛星 : ヒドラジン1液式、20Nスラスタ × 28台 (冗長構成) ターゲット衛星 : 窒素ガス、1Nスラスタ × 12台 (冗長構成)
構体系 (STR系)	チェイサ衛星構体 : センタシリンド+パネル構造+ターゲット衛星保持解放機構+アンテナ保持解放追尾機構+C-T間アンテナ保持展開機構 ターゲット衛星構体 : パネル構造
熱制御系 (TCS系)	チェイサ衛星 : ヒータ+ヒータ制御回路、熱制御材、ヒートパイプ (+Z面内、+Z~±Y面移送) ターゲット衛星 : ヒータ+ヒータ制御回路、熱制御材
計装系 (INT系)	チェイサ衛星 : 電源インタフェースユニット、オードナンス制御器、ハーネス、ケーブル、カウンタウェイト、振動減衰材等 ターゲット衛星 : オードナンス制御器、ハーネス、ケーブル、緊締具等



第5図 ETS-VIIの軌道上外観 (RVD実験時)

第3表 TRMMの主要諸元 (1/4)

名 称	熱帯降雨観測衛星 (TRMM)
目 的	(1) 日米協力により、全地球規模のエネルギー収支のメカニズム解明等に不可欠な熱帯降雨の観測等を行うこと (2) 降雨レーダ (PR) の開発及び機能・性能の確認を行うこと
軌 道 種 類	太陽非同期軌道
軌 道 高 度	350 km
軌道傾斜角	35度
周 期	91.52分
形 状・寸 法	二翼式太陽電池パドル及び軌道間通信系のアンテナを有する箱およびトラス構造 本 体: 約5.1 m (X) * 3.0 m (Y) * 3.5 m (Z) 太陽電池パドル: 約2.1 m * 4.3 m (片翼)
質 量	約3.5トン (打上げ時)
発 生 電 力	3300 W以上 (寿命末期)
ミッション寿命	3年2ヶ月
姿勢制御方式	ゼロモーメント三軸制御方式
ミッション機器 (観測機器)	降雨レーダ (PR) ・センサ開発機関: CRL及びNASDA ・測 定 項 目: 降雨強度の3次元分布 ・デ ー タ 利 用: 月平均降雨のマッピング、大気循環モデルの研究、TMIによる降雨測定の高精度化、洪水予報 ・観 測 周 波 数: 13.796 GHz及び13.802 GHz (2周波数アジリティ) ・距 離 分 解 能: 250 m ・水 平 分 解 能: 4.3 km (直下点において) ・観 測 幅: 215 km ・データレート: 93.5 kbps

第3表 TRMMの主要諸元 (2/4)

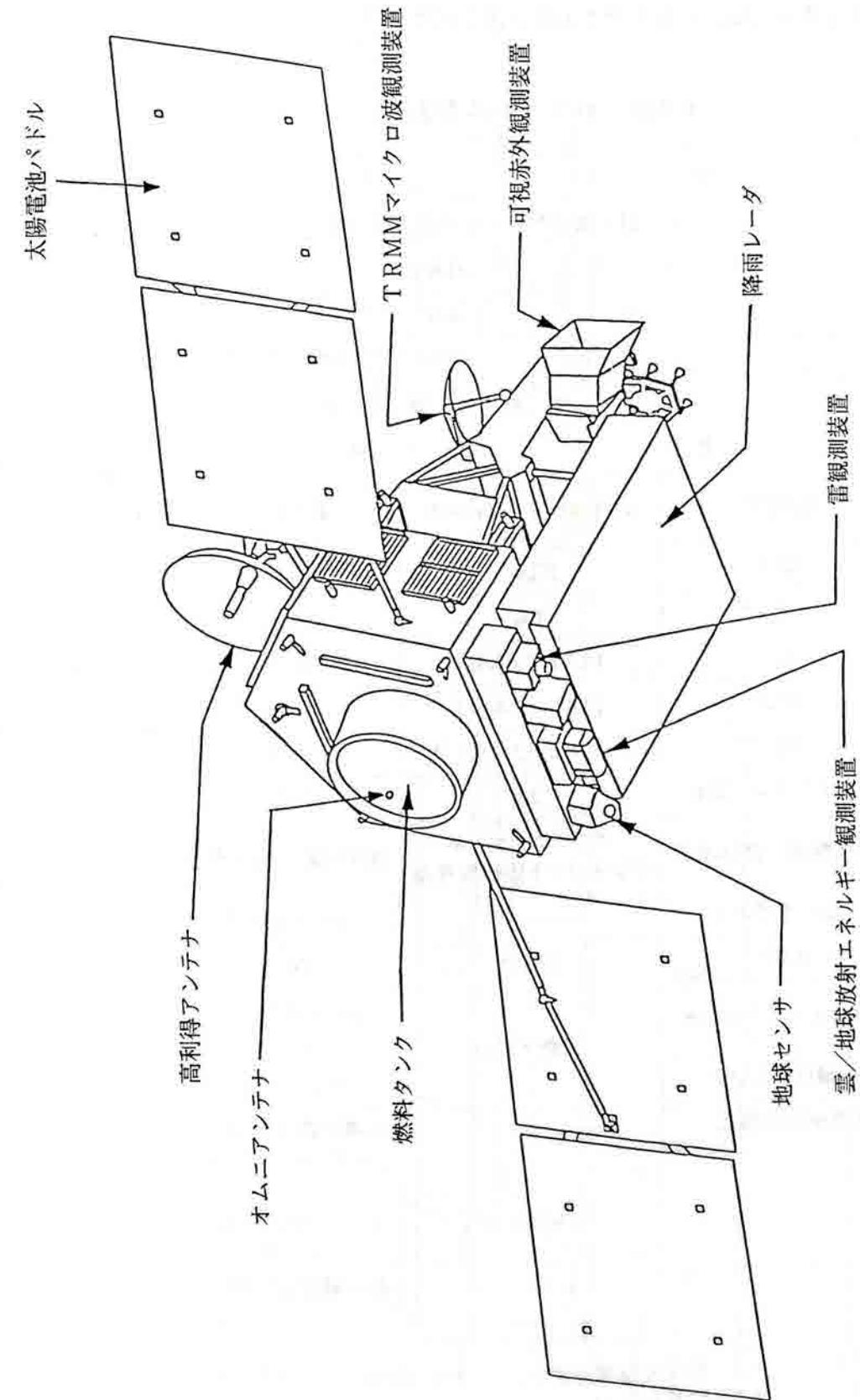
ミッション機器 (観測機器)	(つづき) TRMMマイクロ波観測装置 (TMI) ・センサ開発機関: NASA/GSFC (ゴダード宇宙飛行センター) ・測定項目: 降雨強度 (高度方向積分量) ・データ利用: 月平均降雨のマッピング、大気循環モデルの研究、海洋物理 ・観測周波数: 10.65、19.35、21.3、37及び85.5 GHz ・水平分解能: 6-50 km ・観測幅: 760 km ・データレート: 8.8 kbps
	可視赤外観測装置 (VIRS) ・センサ開発機関: NASA/GSFC (ゴダード宇宙飛行センター) ・測定項目: 雲分布、雲頂温度、雲からの放射、海面温度 ・データ利用: 降雨測定の高精度化、水/熱循環モデルの研究、気象 ・観測波長: 0.63、1.61、3.75、10.8及び12 μm ・水平分解能: 2 km (直下点において) ・観測幅: 720 km ・データレート: 50 kbps
	雲及び地球放射エネルギー観測装置 (CERES) ・センサ開発機関: NASA/LARC (ラングレー研究所) ・測定項目: 地球放射エネルギー及び大気放射エネルギー ・データ利用: 大気放射メカニズムの研究、大気での放射収支の研究 ・観測波長: 0.3 - 5 μm、8 - 12 μm、0.3 - $> 50 \mu\text{m}$ ・水平分解能: 10 km ・スキャン角: ± 80 度 ・データレート: 9 kbps
	雷観測装置 (LIS) ・センサ開発機関: NASA/MSFC (マーシャル宇宙飛行センター) ・測定項目: 雷の分布 ・データ利用: 雷と降雨の相関研究、大気物理研究 ・観測波長: 0.77765 μm ・水平分解能: 4 km (直下点において) ・観測幅: 600 km ・データレート: 6 kbps

第3表 TRMMの主要諸元 (3 / 4)

バス機器 (基本機器)	通信系 (COMM系) - 通信方式: NASAデータ中継衛星 (TDRS) Sバンド・シングル・アクセス (SSA) - テレメトリ (リターンリンク) - 周波数: 2255.5 MHz - 変調方式: QPSK (異常時の地上局運用ではPKS) - ビットレート: 2.048 Mbps (Q; ミッションデータ) / 32Kbps(I) 定常運用 128 Kbps(Q) / 32 Kbps(I) キャリア測定時 1 Kbps または 1.5 Kbps(Q) 打ち上げ時、異常時 1.024 Mbps または 1 Kbps 地上局運用時 - コマンド (フォワードリンク) - 周波数: 2076.94 MHz - 変調方式: QPSK (異常時の地上局運用ではPSK) - ビットレート: 1 Kbps 定常運用 0.5 Kbps 打ち上げ時、異常時 2 Kbps 地上局運用時 - レンジング - レンジング信号: PNコード - レンジング方式: 2 wayコヒーレントまたは 1 way非コヒーレントモード
	コマンド/データ処理系 (C & DH系) - 方式: 光データバス (MIL-STD-1773B) を介したCCSDSパケット方式 - コマンド信号形式: NRZ-L - テレメトリ信号形式: NRZ-L-CRC-R/S-Pseudo randomize-Convolution encoding - データ記録容量: 2.2 Gbits - 主要機能: テレメトリ/コマンド処理、クロック生成、衛星システムの総合的管理
	電源系 (EPS系) - 方式: 22~33.4Vのフローティングバス方式 - バッテリー: スーパーNiCd 50AH×2台
	パドル系 (PDL系) - 方式: リジッドパネル2枚/翼、2翼 - 発生電力: 3300W以上 (寿命末期) - 太陽電池セル: GaAs太陽電池セル

第3表 TRMMの主要諸元 (4/4)

(つづき) バス機器 (基本機器)	姿勢軌道制御系 (AOC S系) ・方 式: ゼロモーメント三軸制御方式 ・セ ン サ ー: 慣性センサ、地球センサ、精太陽センサ、粗太陽センサ ・アクチュエータ: リアクションホイール、磁気トルカ ・姿勢制御精度: 各軸 0.32° ・姿勢安定度: 各軸 0.1°/秒
	推進系 (RCS系) ・方 式: 一液式ヒドラジン調圧/ブローダウン方式 ・ス ラ ス タ: 12本 ・タ ン ク: 推進タンク2個、加圧タンク1個
	熱制御系 (TCS系) ・方 式: 受動型、能動型併用方式 ・構 成: サーマルルーバ、ヒートパイプ、ヒータ、多層インシュレーション
	構体系 (STR系) ・構 造: バスモジュール; 中央部シリンダにパネル取付け ミッションモジュール; トラスおよびプラットフォームに取付け
	計装計 (INT系) ・機 械 計 装: 機器取り付けブラケット、ハーネス固定用部品等 ・電 気 計 装: ワイヤハーネス、同軸ケーブル、光ケーブル等



第6図 TRMMの軌道上外観

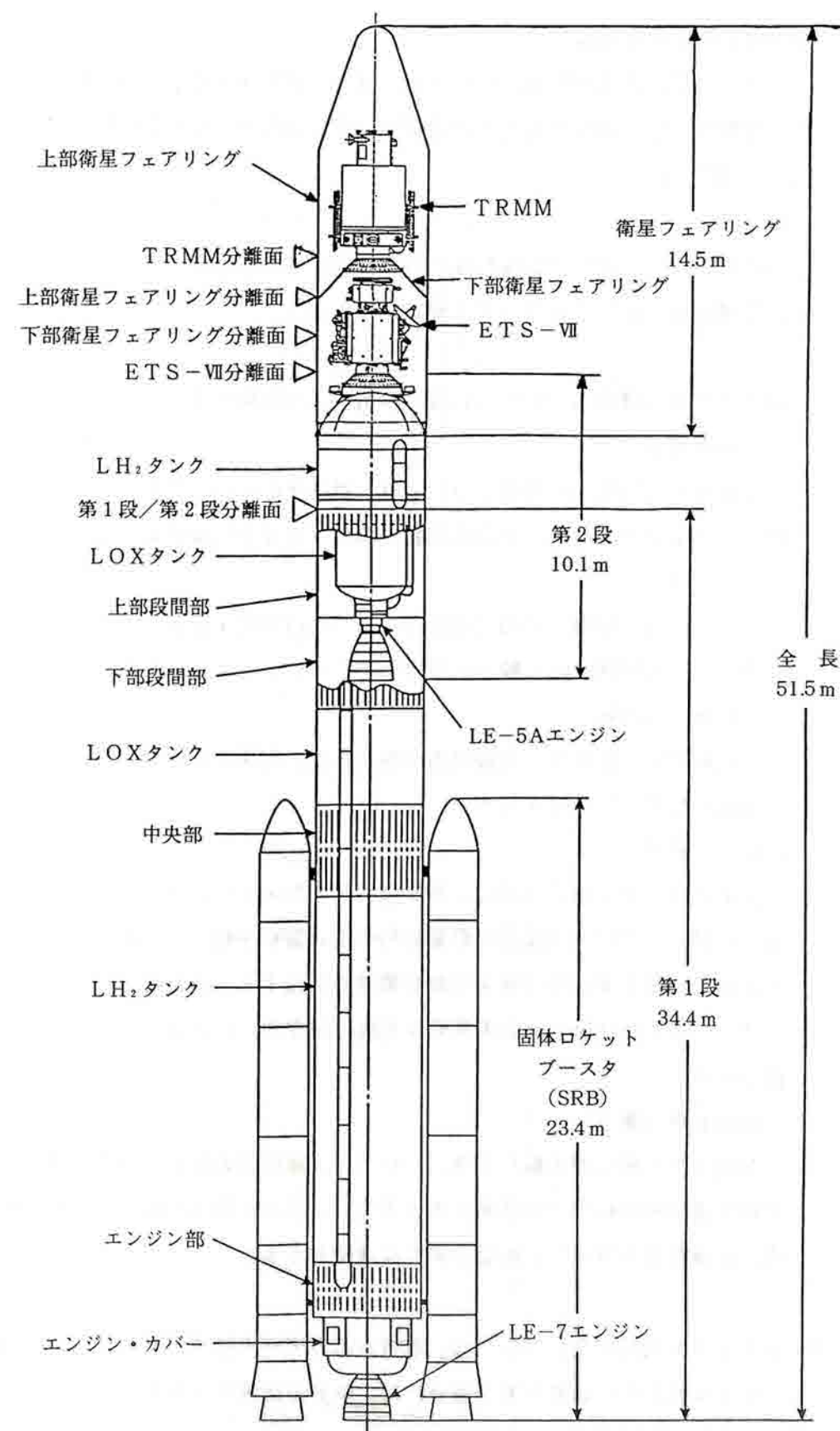
2. 5 ロケットの主要諸元

ロケットの主要諸元及び形状を第4表及び第7図に示す。

第4表 ロケットの主要諸元

全		段			
名 称		H－Ⅱロケット6号機（H－Ⅱ・6F）			
全 長 (m)		51.5			
外 径 (m)		4.0			
全 備 質 量 (t)		257.4（リフトオフ時。衛星の質量は含まず。）			
誘 導 方 式		慣 性 誘 導 方 式			
各		段			
		第1段* ¹	固体ロケットブースタ	第2段* ²	衛星フェアリング
全 長 (m)		34.4	23.4	10.1	14.5
外 径 (m)		4.0	1.8	4.0	4.1
質 量 (t)		97.9	140.7（2本分）	16.9	1.9
推進薬質量 (t)		86.3	118.3（2本分）	14.0	
平均推力 (t)		86.0* ³	318.0（2本分）* ³	12.4* ⁴	
燃 焼 時 間 (s)		主エンジン 346	93	500	
推 進 薬 種 類		液体酸素／液体水素	ポリブタジエン系 コンポジット固体推進薬	液体酸素／液体水素	
推進薬供給方式		ターボポンプ	――	ターボポンプ	
比 推 力 (s)		445* ⁴	273* ⁴	452* ⁴	
姿 勢 制 御	ピッチ・ヨー	主エンジンジンバル	可動ノズル	ジンバル* ⁵ ガスジェット* ⁶	
	ロ ー ル	補助エンジン		ガスジェット	
搭 載 電 子 装 置		誘導制御系機器	――	誘導制御系機器 レーダトランスポンダ ：2台 テレメータ送信機 （UHF）：1台 指令破壊受信機 ：2台	

*1 : 段間部を含む。 *2 : 衛星分離部を含む。 *3 : 海面上 *4 : 真空中
*5 : 推力飛行中 *6 : 慣性飛行中



第7図 ロケットの形状

2. 6 打上げに係る安全確保

(1) 打上げに係る作業の安全については、打上げに関連する法令のほか、別に定める射圏安全管理規程、危険物及び重要施設設備の取扱いに関する規程並びに安全管理計画に従って、措置を講ずる。

(2) 射場周辺住民に対する安全確保については、あらかじめロケット打上げ計画の周知を図り、警戒区域に立ち入らないよう協力を求める。

(3) 打上げに係る警戒については、次の要領により実施する。

ア. 陸上の警戒

射場及び射場周辺の警戒については、事業団において警戒員を配置し、巡回等必要な措置を講ずるとともに、鹿児島県警察本部及び種子島警察署に協力を依頼する。

(ア) 打上げ時

打上げ時（発射7時間30分前から）における陸上警戒区域は、第8図に示すとおりとし、当該区域には一般の人が立ち入らないよう協力を求める。

(イ) 打上げ時以外

危険物等の貯蔵及び取扱場所の周辺には、関係者以外立ち入らないよう、要所に警戒員を配置して警戒を行う。

イ. 海上の警戒

打上げ時の海上警戒区域は、第9図に示す海域とし、一般の船舶が立ち入らないよう、海上監視レーダによる監視及び警戒船による警戒を行う。これに加えて、海上保安庁第十管区海上保安本部及び鹿児島県に警戒を依頼する。その細目は打合せの上定める。

また、第十管区海上保安本部鹿児島海上保安部には連絡員を派遣し、射場と緊密な連絡をとる。

ウ. 射場上空の警戒

射場上空の航空機の航行安全については、運輸省大阪航空局鹿児島空港事務所及び種子島空港出張所に協力を依頼するとともに、必要な連絡を行う。また、種子島空港出張所には連絡員を派遣し、射場と緊密な連絡をとる。

(4) ロケットの飛行安全については、取得されたデータに基づきロケットの飛行状態を判断し、安全を図るため必要がある場合には、所要の措置を講ずる。



第8図 打上げ時の陸上警戒区域



第9図 打上げ時の海上警戒区域

注) 初期飛行方位角は95度であるが、風による影響のため、打上げ後約20秒～40秒は89度方向に飛行する。そのため、海上警戒区域の方向を89度方向とした。

2. 7 関係機関への打上げの通報

(1) ロケットの打上げの実施、打上げ日の変更等に係る関係機関への通報

ア. 打上げの実施、打上げ日の変更等

原則として、打上げ日の前々日15時までに決定し、通報先関係機関に速やかに通報する。

イ. 打上げを実施する旨の通報後の変更等

天候その他の理由により打上げを行わない場合には、打上げを行わないこと及び変更後の打上げ日を速やかに通報する。

ウ. 通報の方法

関係機関等への通報は、電話、FAX等によって行う。なお、東京航空局新東京空港事務所、大阪航空局鹿児島空港事務所及び種子島空港出張所、航空交通流管理センター並びに東京、福岡及び那覇の各航空交通管制部には、打上げ時刻を打上げの6時間前、2時間前及び30分前に通報し、また、打上げ直後及び終了後速やかにその旨を通報する。

(2) 船舶及び航空機の航行安全のための事前の通報

第9図に示す海上警戒区域及び第10図に示すロケット落下予想区域の情報が船舶及び航空機に周知されるよう、以下のとおり、事前に関係機関に通報する。

ア. 船舶の航行安全

ロケットの打上げに係る情報について、水路通報としてあらかじめ発せられるよう、事前に海上保安庁水路部に通報する。

イ. 航空機の航行安全

ロケットの打上げに係る情報について、運輸省航空局より航空路誌補足版としてあらかじめ発せられるよう、航空法第99条の2及びこれに関連する規定に基づき、事前に大阪航空局鹿児島空港事務所に通報する。なお、ノータムの発行に必要な情報は、これに加えて、東京航空局新東京空港事務所にも通報する。

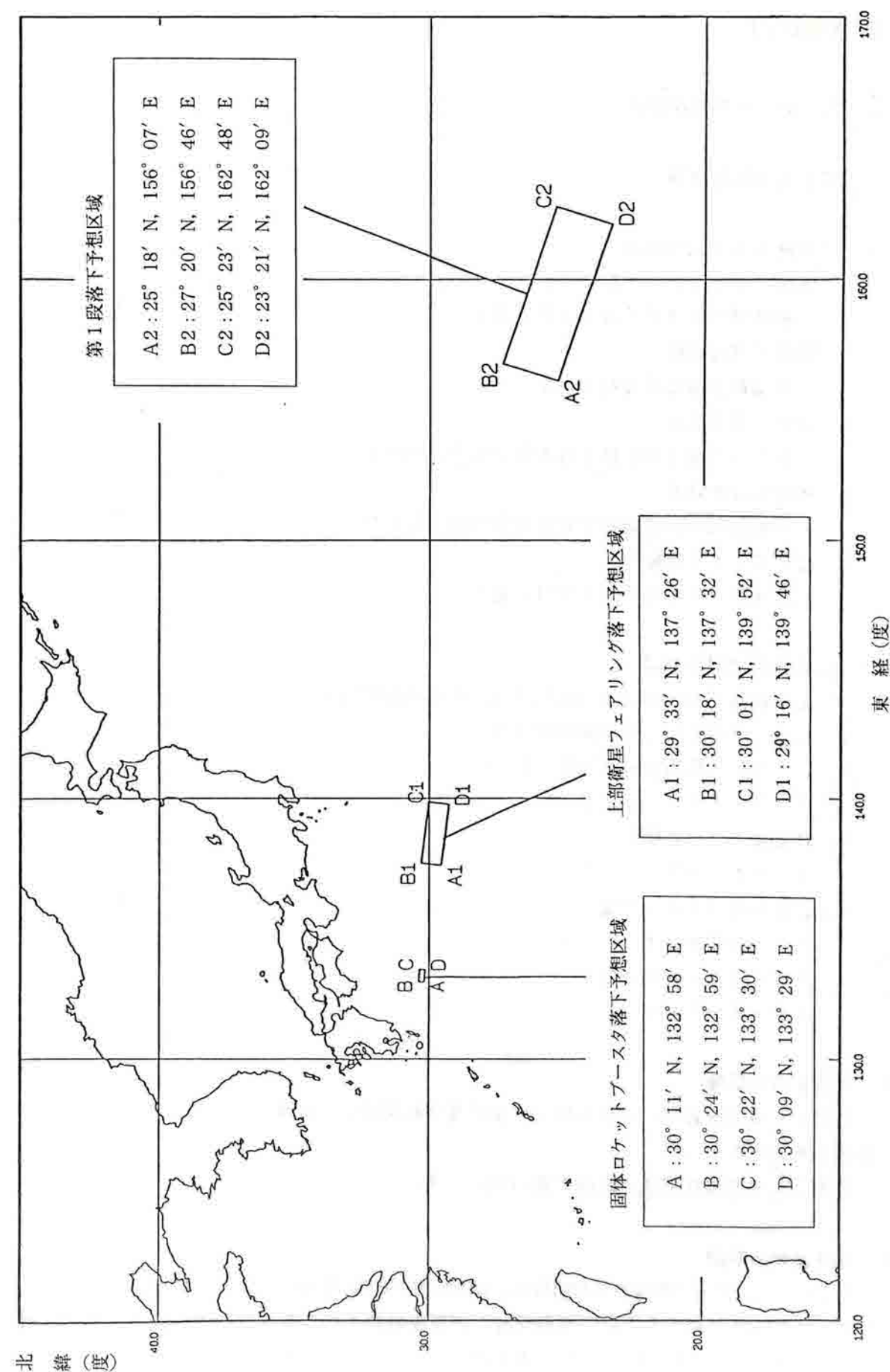
(3) 船舶、航空機及び一般に対する打上げの周知

ア. 一般航行船舶に対しては、海上保安庁の水路通報、無線航行警報及び共同通信社の船舶放送（海上保安庁提供の航行警報）による。

イ. 漁船に対しては、漁業無線局からの無線通信のほか、NHK（鹿児島、宮崎）、南日本放送、宮崎放送及び大分放送の各局のラジオ放送並びに共同通信社の船舶放送（海上保安庁提供の航行警報）による。

ウ. 航空機に対しては、運輸省からの航空路誌補足版及びノータムによる。

エ. 一般に対しては、NHK（鹿児島、宮崎）、南日本放送、宮崎放送及び大分放送の各局のラジオ放送による。



3. 追跡管制計画

3.1 ETS-VIIの追跡管制計画

3.1.1 追跡管制の実施場所

(1) 宇宙開発事業団の施設

ア. 筑波宇宙センター追跡管制棟

茨城県つくば市千現2丁目1番1

イ. 勝浦宇宙通信所

千葉県勝浦市芳賀花立山1-14

ウ. 増田宇宙通信所

鹿児島県熊毛郡中種子町大字増田字野辺鹿山1897

エ. 沖縄宇宙通信所

沖縄県国頭郡恩納村字安富祖金良原1712

オ. COMETS実験局

茨城県つくば市千現2丁目1番1

(2) 海外支援機関の施設

打上げ段階及び初期段階においては、欧州宇宙機関（ESA）並びにチリ大学宇宙研究センター（CEE）の支援を受ける。

ア. ESOC（欧州宇宙運用センター）

ドイツ（ダルムシュタット）

イ. PER（パース局）

オーストラリア（パース）

ウ. EKRU（クーラー局）

フランス領ギアナ（クーラー）

エ. AGO（サンチャゴ局）

チリ（サンチャゴ）

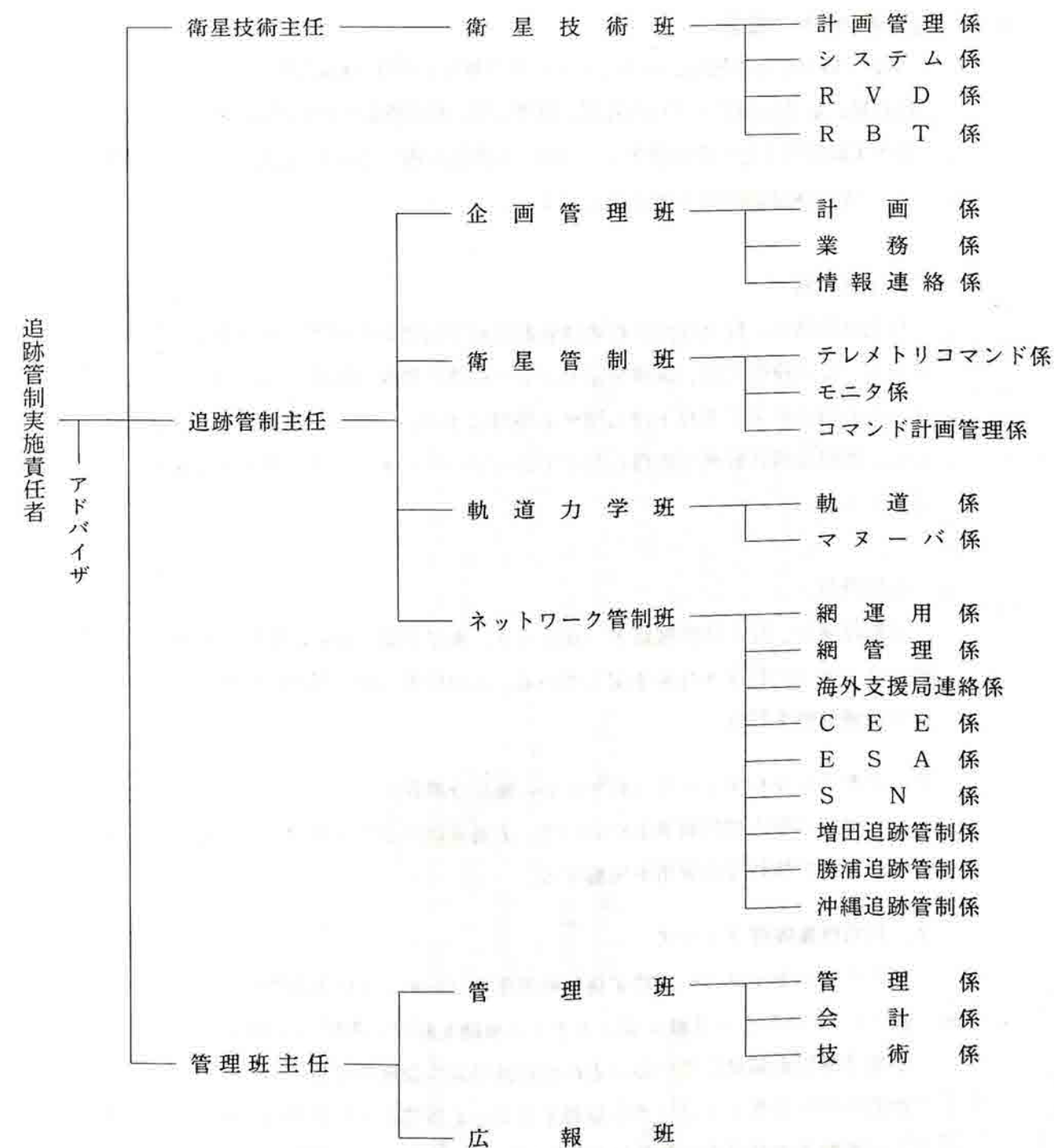
3.1.2 追跡管制の組織

ETS-VII追跡管制における打上げ段階及び初期段階の業務をETS-VII追跡管制隊を編成し実施する。

ETS-VII追跡管制隊の組織を第11図に示す。

3.1.3 追跡管制の期間

ETS-VIIの打上げ段階及び初期段階における追跡管制の期間は、打上げ後約3ヶ月間である。なお、定常段階における追跡管制期間は、初期段階終了から衛星のミッション（打上げ後1.5年）終了までとする。



(注) RVD係：ランデブ・ドッキング係
 RBT係：ロボット係
 CEE係：チリ大学係
 ESA係：欧州宇宙機関係
 SN係：スペースネットワーク実験係

第11図 ETS-VII追跡管制体の組織

3.1.4 追跡管制作業の概要

E T S - VIIの追跡管制は、ロケット／衛星分離までの打上げ段階、太陽電池パドルの展開／太陽追尾、定常制御モードへの移行、軌道変換、搭載機器の機能確認等を行う初期段階並びに軌道上実験運用を行う定常段階からなり、各段階を通じて以下の追跡管制作業を実施する。
E T S - VII追跡管制計画を第5表に示す。

(1) 打上げ段階

打上げ段階は、打上げ当日の追跡管制隊作業開始からロケットが衛星を分離するまでとする。この段階では、筑波宇宙センター追跡管制棟（仮称）において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、ロケットの飛行状況を把握するとともに、増田追跡管制所で取得したE T S - VIIのテレメトリデータにより衛星の状態をモニタする。

(2) 初期段階

初期段階は、打上げ段階終了（ロケット／衛星分離）から、衛星搭載機器の初期機能確認終了までの約3ヶ月を予定している。この段階では、以下に述べる各フェーズからなる追跡管制を行う。

ア. クリティカルフェーズ（ロケット／衛星分離後）

ロケット投入初期軌道上において、太陽電池パドルの展開／太陽追尾及び定常制御モードへの移行等の運用を実施する。

イ. 初期機能確認フェーズ

クリティカルフェーズ終了後、軌道変換（ロケット投入初期軌道から運用軌道への投入）、アンテナ／搭載ロボットアーム展開を経て、衛星の各機器の機能、性能が基本要件事項を満足していることの確認及び定常段階の運用において必要となる特性、性能のベースラインデータを取得することを目的とした初期機能確認を実施する。打上げ後約3ヶ月以内に初期機能確認フェーズを終了し定常段階へ移行する。

(3) 定常段階（参考）

初期段階終了から衛星の運用期間（打上げ後1.5年）終了までをいう。この段階では、静止軌道上のCOMETS等を介して、衛星の姿勢及び軌道を維持しつつ、軌道上実験運用（ロボット技術実験（高機能ハンド技術実験、トラス構造物遠隔操作実験、アンテナ結合機構基礎実験を含む）、ランデブ・ドッキング技術実験、原子状酸素モニタ実験等）を実施する。

第5表 E T S - VIIの追跡管制計画

段階 項目	打上げ段階		初期段階		定常段階（参考）
	クリティカルフェーズ	初期機能確認フェーズ			
期間	追跡管制隊作業開始（打上げ4時間前）からロケット／衛星分離の確認まで。	ロケット／衛星分離から太陽電池パドルの展開／太陽追尾及び定常制御モードへの移行確認（打上げ後3.5時間）まで。	クリティカルフェーズ終了から初期機能確認終了（打上げ後3ヵ月間）まで。	軌道変換、アンテナ／搭載ロボットアーム展開を経て衛星搭載機器の機能確認を行い、軌道上実験運用に備える。	初期段階終了から、衛星の設計寿命終了（打上げ後1.5年間）まで。
目的	ロケットの飛行状況の把握及び衛星状態のモニタ運用を行う。	太陽電池パドルの展開／太陽追尾及び定常制御モードへの移行／確認を行う。			衛星状態の監視及び姿勢／軌道の保持運用を行うとともに、軌道上実験運用を行う。
実施組織	追跡管制隊				定常（平常）組織
主な業務	・打上げ準備及び準備状況の確認 ・衛星状態及びロケットの飛行状況のモニタ運用	・衛星状態の監視運用 ・チェイス衛星太陽電池パドルの展開確認／太陽追尾運用 ・ターゲット衛星太陽電池パドル展開運用 ・定常制御モードへの移行運用	・衛星状態の監視運用 ・軌道変換運用 ・衛星の姿勢保持運用 ・アンテナ／搭載ロボットアーム展開運用 ・搭載機器の初期機能確認運用		・衛星状態の監視運用 ・衛星の姿勢／軌道保持 ・軌道上実験運用
追跡管制網	1) NASDA追跡管制網 ・筑波宇宙センター追跡管制棟 ・勝浦宇宙通信所 ・増田宇宙通信所 ・沖縄宇宙通信所 2) 外国機関 ・欧州宇宙機関（ESA） ・欧州宇宙運用センター（ESOC） ・クールー局（EKRU） ・パース局（PER） ・チリ大学宇宙研究センター（CEE） ・サンチャゴ局（AGO）	1) NASDA追跡管制網 ・筑波宇宙センター追跡管制棟 ・勝浦宇宙通信所 ・増田宇宙通信所 ・沖縄宇宙通信所 ・COMETS実験局 2) 実験システム ・ロボット実験システム ・高機能ハンド技術実証実験システム ・トラス構造物遠隔操作実験システム ・アンテナ結合機構基礎実験システム ・ランデブ・ドッキング実験システム ・原始状酸素モニタ実験システム			

注）外国機関のノミナル支援機関は14周回までを予定。

注) 外国機関のノミナル支援機関は14周回までを予定。

3.1.5 ETS-VIIの飛行計画

ロケット／衛星分離後、定常制御モードへ移行するまでのETS-VIIの飛行計画（概略計画値）を第6表に、また、打上げ後約1日間の地表面軌跡を第12図に示す。

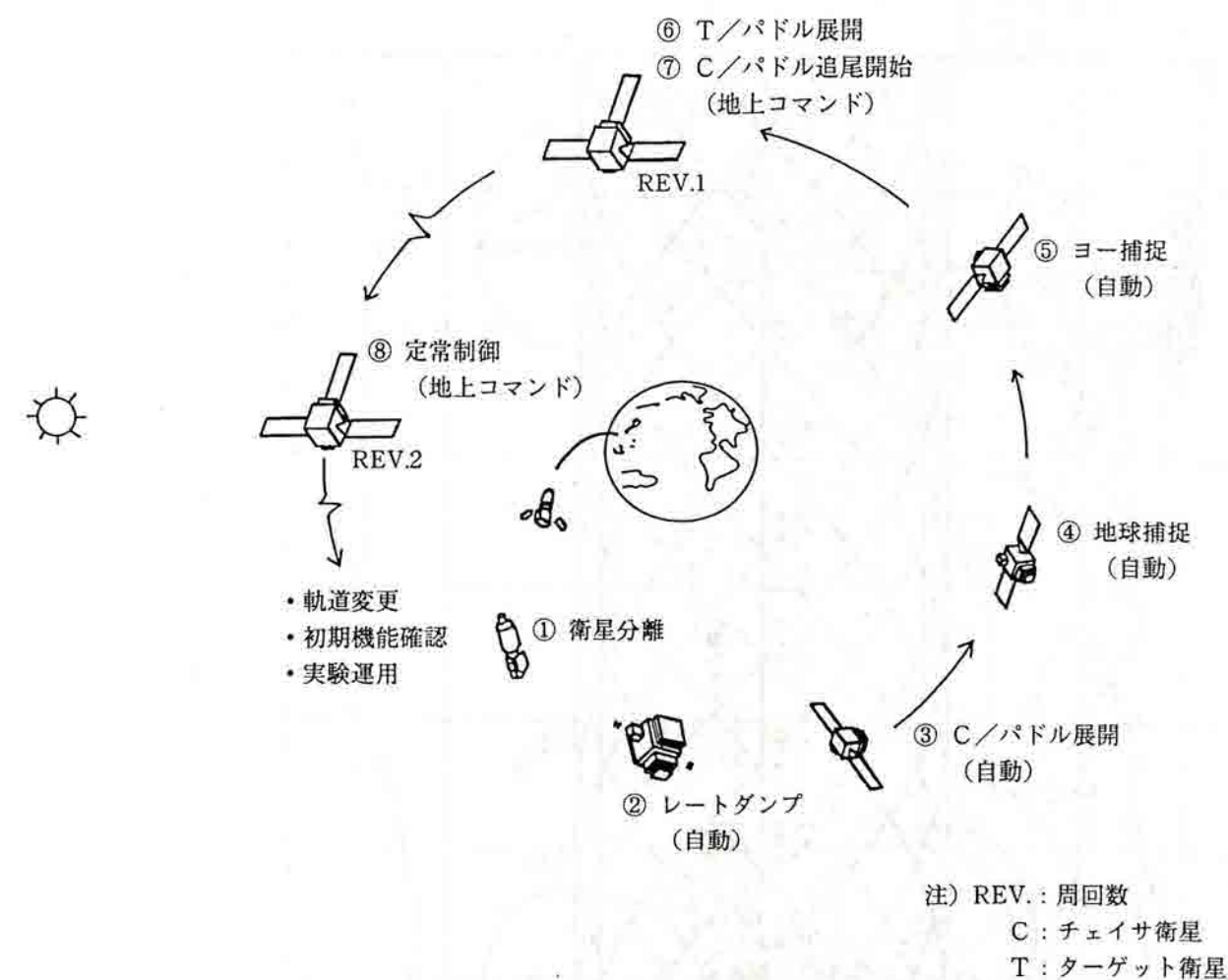
3.1.6 追跡管制システム

ETS-VIIの追跡管制運用に使用するシステムを第13図に示す。

3.1.7 実験運用システム概念（参考）

ETS-VIIの定常（ETS-VII実験）運用概念を第14図に示す。

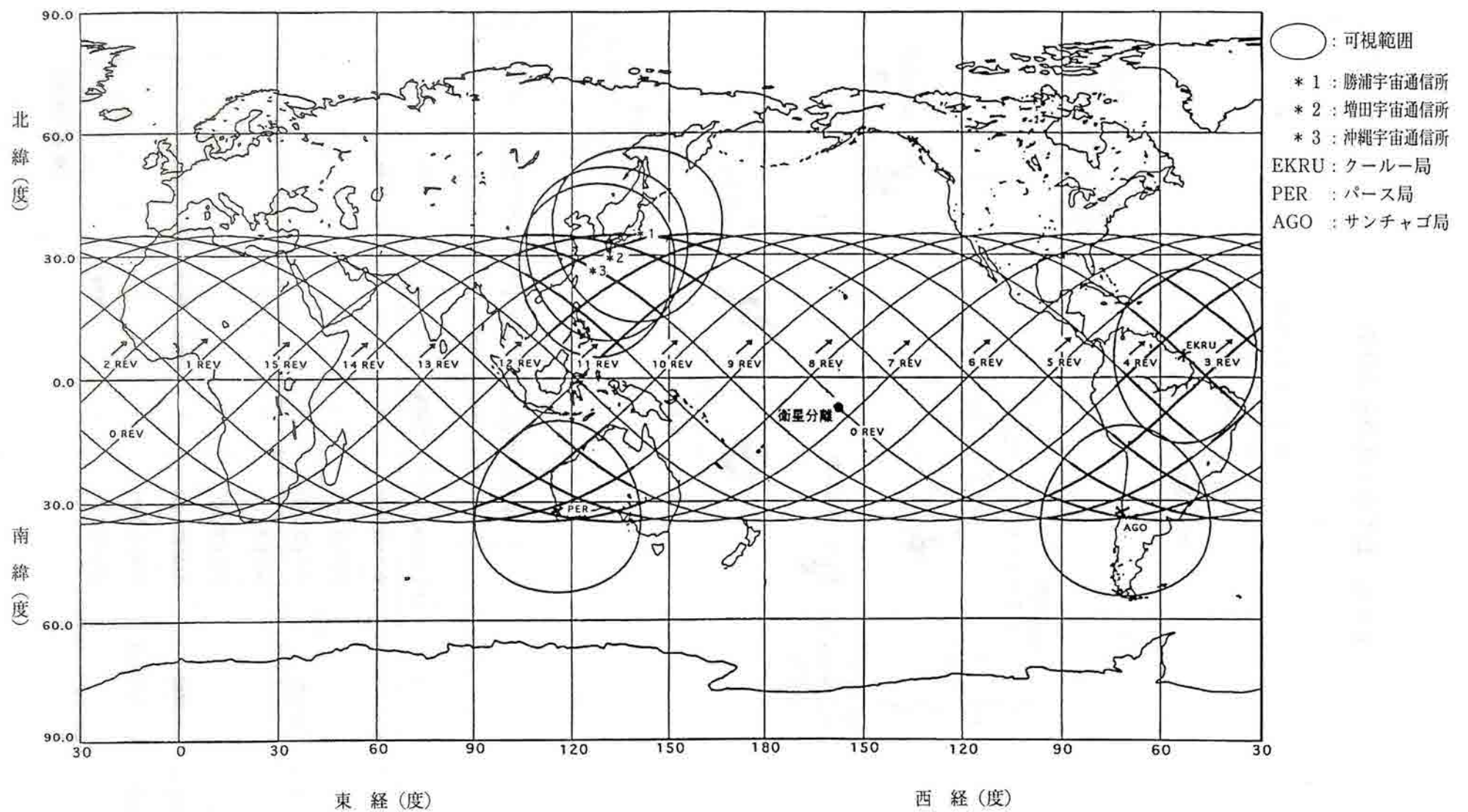
第6表 ETS-VIIの飛行計画



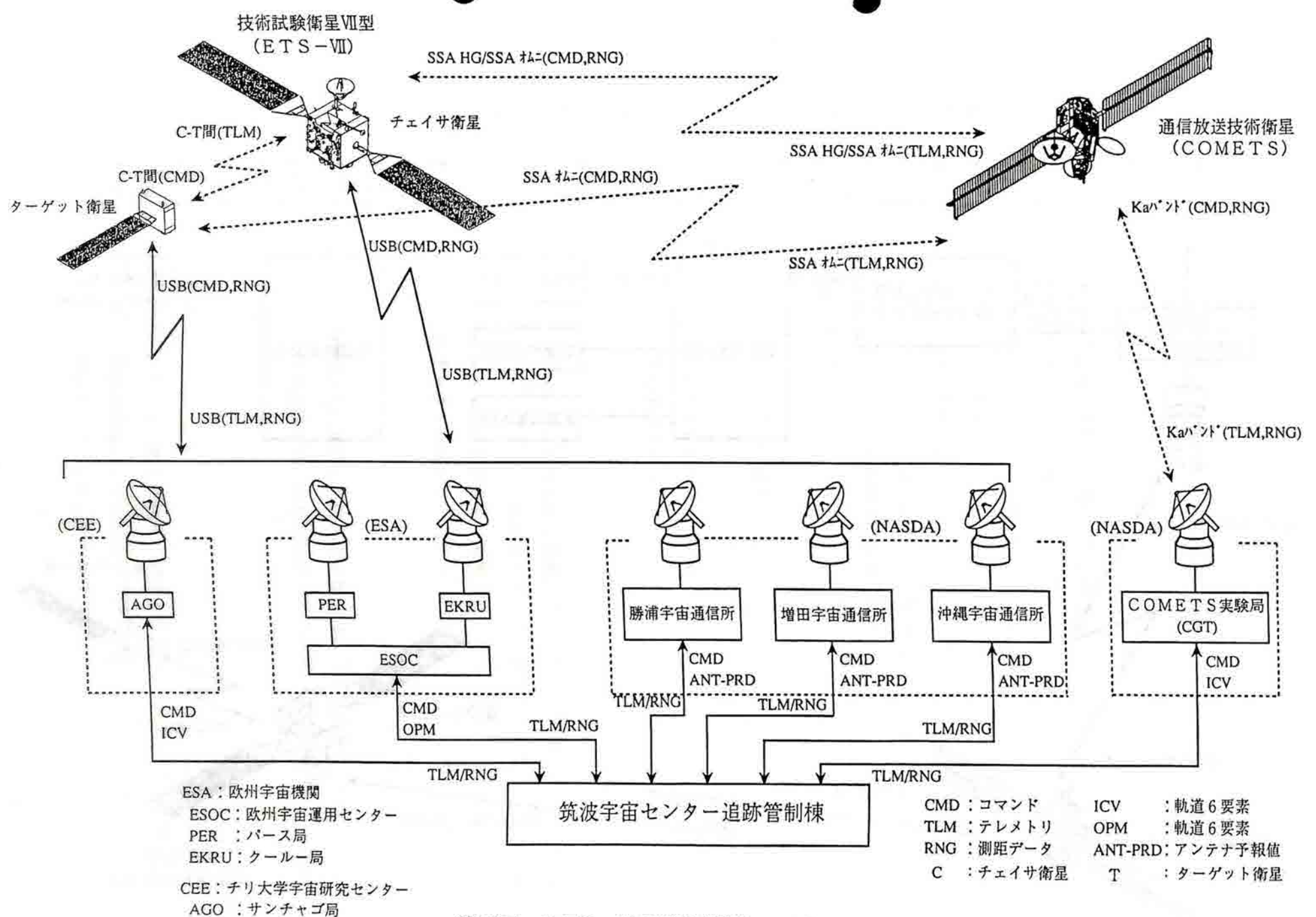
本図は軌道上での主な事象を示す概念図であり、
その実行位置は実際とは対応しない。

イ ベ ン ト	打上げ後経過時間	周回数	可 視 局	備 考
① 第2段／衛星分離	00時間28分	0		自動シーケンス
② レートダンプ	00時間33分	0		〃
③ C／太陽電池パドル展開	00時間38分	0		〃
④ 地球捕捉	00時間41分	0	サンチャゴ	〃
⑤ ヨー捕捉	01時間06分	0		〃
⑥ T／太陽電池パドル展開	01時間45分	1	勝浦、増田、沖縄	地上コマンド
⑦ C／太陽電池パドル太陽追尾	01時間50分	1	〃	〃
⑧ 定常制御	03時間23分	2	沖縄	〃

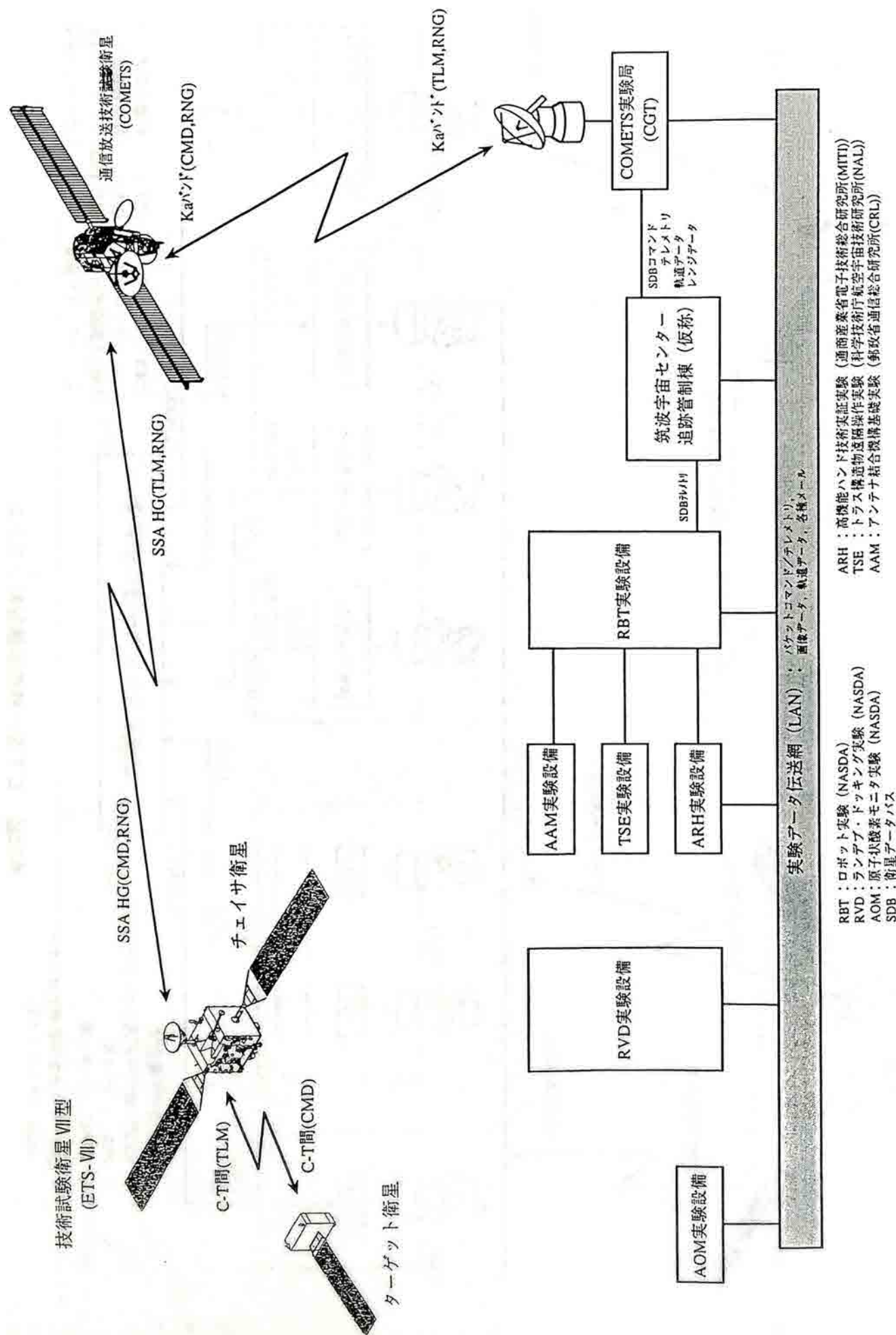
（概略計画値）



第12図 ETS-VIIの地表面軌跡図



第13図 ETS-VIIの追跡管制システム



第14図 定常 (ETS-VII実験) 運用概念

3.2 TRMMの追跡管制計画

TRMMはNASAが追跡管制を実施し、宇宙開発事業団は降雨レーダの機能確認を行う。

3.2.1 追跡管制の実施場所

NASAはTRMMの追跡管制を以下の場所で実施する。

- (1) ゴダード宇宙飛行センター (NASA GSFC)

NASA Goddard Space Flight Center, Greenbelt, MD20771, U.S.A

- (2) 宇宙通信網 (NASA SN)

- (3) 深宇宙通信網 (NASA DSN)

- (4) NASA地上ネットワーク (NASA GN) 及び Wallops 島

また、以下の組織に示す場所により追跡管制支援業務が行われる。

- (5) チリ大学宇宙研究センター

サンチャゴ地上局

- (6) Cバンド地上レーダサイト (Kwajelin)

宇宙開発事業団はNASA GSFC及び降雨レーダのデータが送られてくる地球観測センター等で、降雨レーダの機能確認を行う。

3.2.2 追跡管制の組織

NASAはTRMMの追跡管制を、NASA通信網、ネットワーク管理センター、軌道力学系、TRMM科学運用管理センター、TRMMミッション運用センター、TRMM飛行運用チーム、TRMMプロジェクト等の組織で実施する。宇宙開発事業団は降雨レーダの機能確認をTRMM初期運用隊を編成して実施する。

3.2.3 追跡管制の期間

TRMMの打上げ及び初期段階における追跡管制の期間は、打上げ後約2ヶ月間である。なお、定常段階における追跡管制期間は、初期段階終了から衛星のミッション (打上げ後3年) 終了までである。

3.2.4 追跡管制作業の概要

TRMMの追跡管制は、ロケット/衛星分離までの打上げ段階、衛星の三軸姿勢確立、初期軌道修正、搭載機器の機能確認等を行う初期段階並びに衛星のミッション運用等を行う定常段階からなり、各段階を通じて、以下に示す追跡管制がNASAにより行われる。

(1) 打上げ段階

打上げ段階は、ロケットが衛星を分離するまでである。フェアリング分離後はNASAのデータ中継衛星(TDRS-W)を通じて取得するテレメトリデータにより、ゴダード宇宙飛行センターにおいて衛星の状態をモニタする。

(2) 初期段階

初期段階は、打上げ段階終了から衛星搭載機器の機能確認を終了して定常段階に移行するまでの約2ヶ月が予定されており、この段階では以下に述べる追跡管制を行う。

ア. 三軸姿勢確立フェーズ

自動シーケンスで行われる太陽電池パドル展開及び+Yパドルの180度回転、ハイゲインアンテナ展開、リアクションホイールスピニングアップの確認、三軸姿勢の確立、定常制御モードへの移行等の一連の作業を行う。

イ. 初期機能確認フェーズ

ノミナル観測高度である350kmへの初期軌道修正及び降雨レーダを含む搭載機器の機能確認作業を行う。

(3) 定常段階(参考)

定常段階においては、観測のための運用を行うとともに、観測に適した軌道・姿勢の保持並びに衛星の機能維持のための運用を行う。

3.2.5 TRMMの飛行計画

衛星分離後、三軸姿勢を確立して、定常制御モードへ移行するまでのTRMMの飛行計画(概略計画値)を第7表に、また、ロケットから分離された後のTRMMの地表面軌跡を第15図に示す。

3.2.6 追跡管制システム

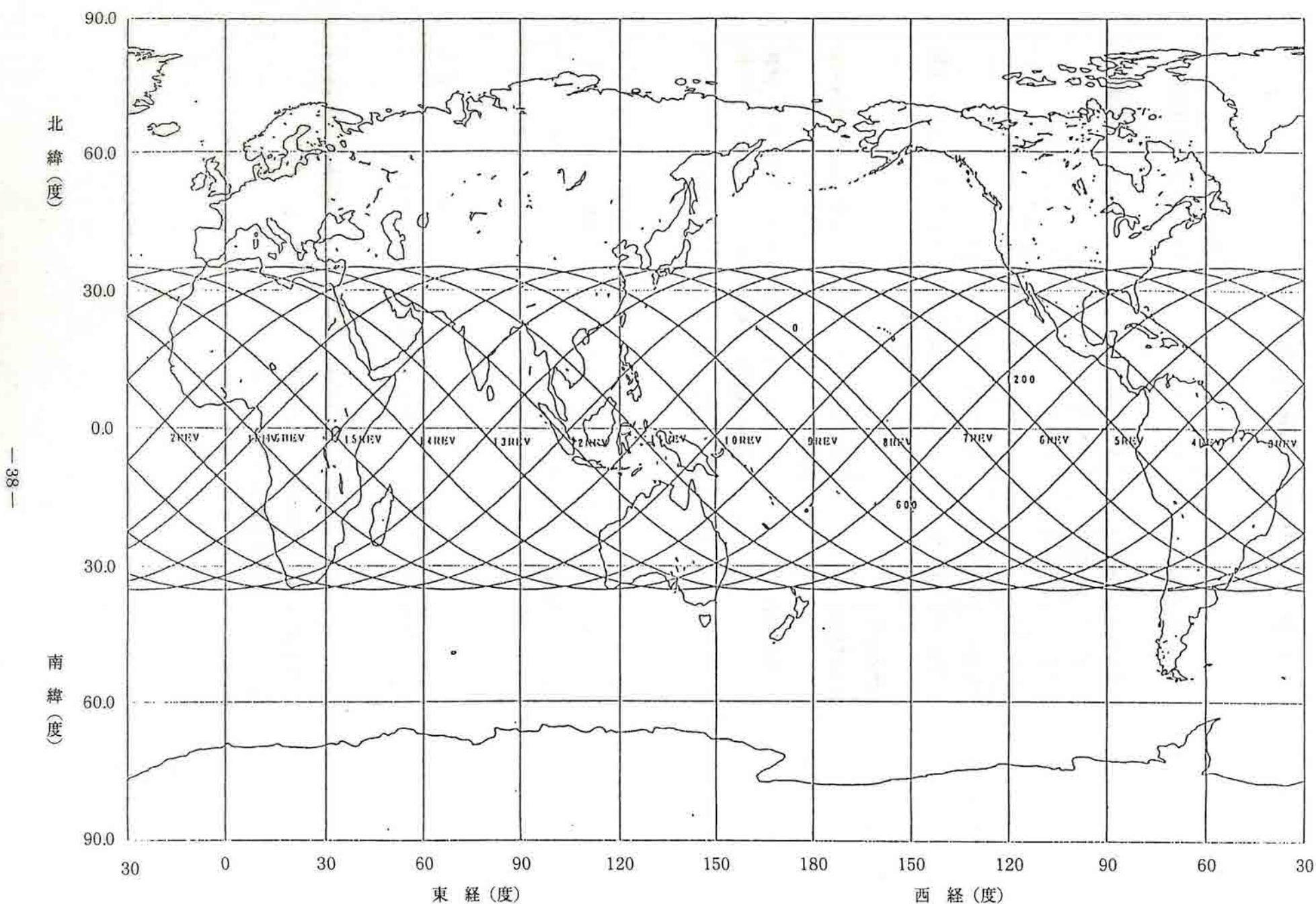
TRMMの追跡管制業務に使用されるシステムを第16図に示す。

3.2.7 実験運用システム概念(参考)

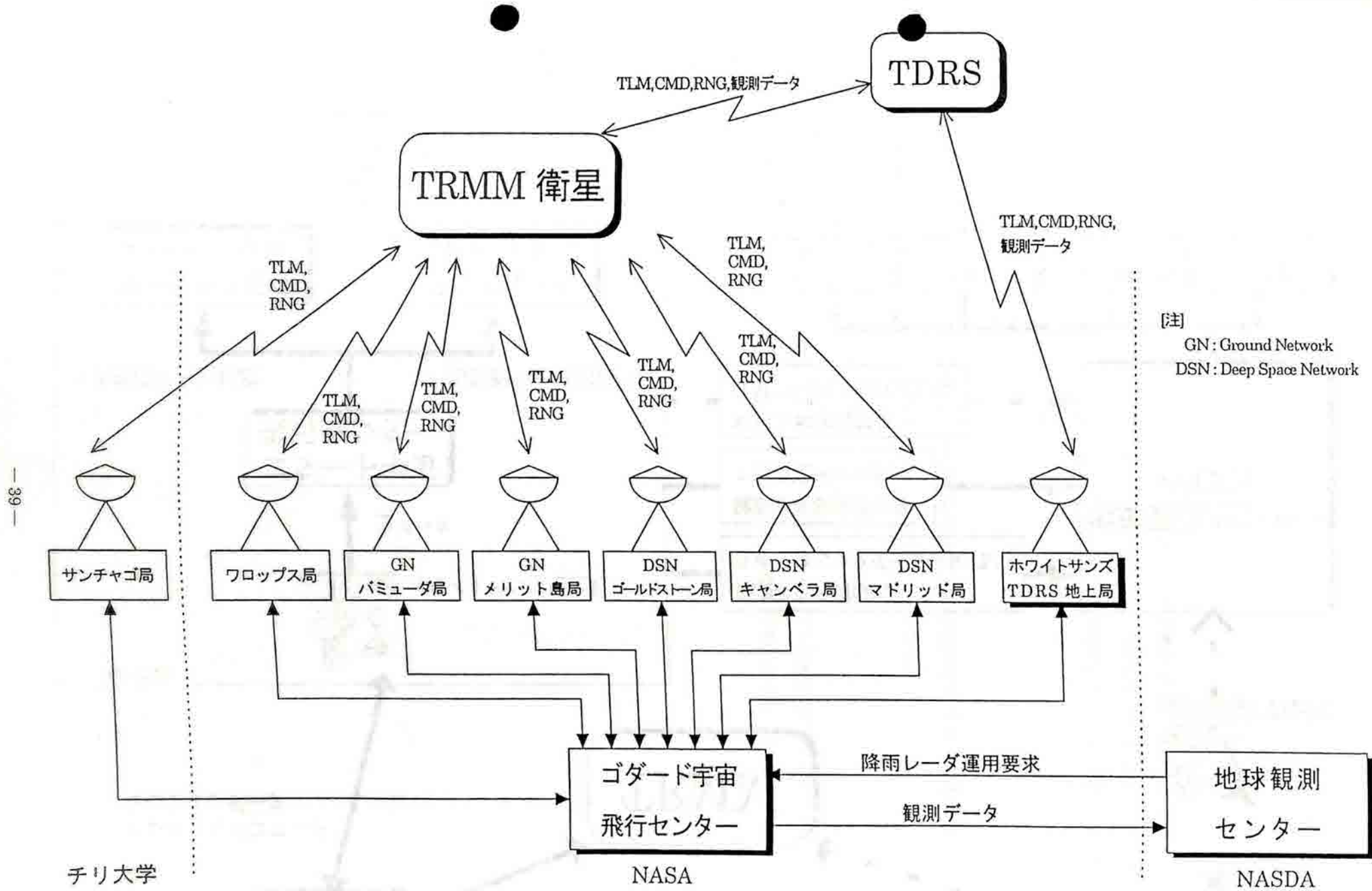
TRMMの観測データの取得フローを第17図に示す。降雨レーダのデータ及び他のセンサのデータは、NASAのGSFCから地球観測センターに送られる。

第7表 TRMMの飛行計画(概略計画値)

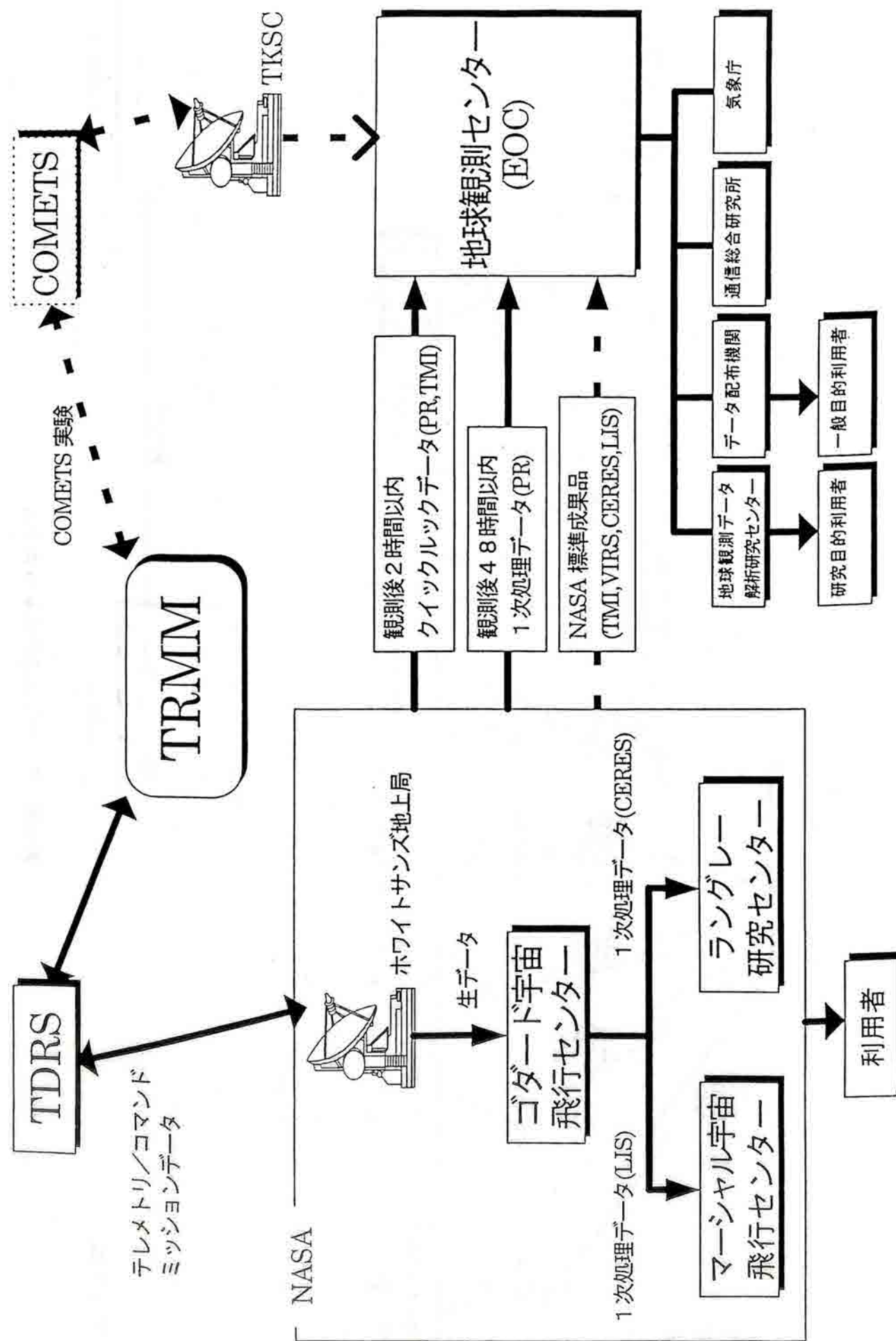
イベント時刻	イベント	イベント内容詳細
衛星分離+15秒	初期RF通信開始	トランスポンダオン。TDRS-Wとの通信開始(オムニアンテナ使用)。
衛星分離+60秒	太陽電池パドル及びハイゲインアンテナ展開開始	太陽電池パドル及びハイゲインアンテナ展開用の火工品点火。
衛星分離+90秒	リアクションホイールオン	リアクションホイールスピニングアップ開始。
衛星分離+100秒	太陽捕捉開始	姿勢制御系計算機太陽捕捉モードへ移行。
衛星分離+120秒	太陽電池パドル展開完了	姿勢制御計算機太陽捕捉モード。
衛星分離+180秒	+Y側の太陽電池パドルインデックス	+Y側の太陽電池パドルを180度回転させ、太陽電池セル面を太陽光方向に向ける。
衛星分離+15000秒	太陽捕捉完了	
	地球捕捉開始	地上からのコマンドにより姿勢制御系の地球捕捉開始。
	ヨー捕捉開始	地球捕捉完了後、姿勢制御系は自動的にヨー捕捉開始。捕捉完了後自動的にミッションモードへ移行。



第15図 TRMMの地表面軌跡図



第16図 TRMMの追跡管制システム



第17図 TRMM観測データ取得フロー（参考）

4. 関係機関への情報提供

(1) 関係機関

打上げ及び追跡管制の結果等の情報については、科学技術庁航空宇宙技術研究所（NAL）、郵政省通信総合研究所（CRL）、通商産業省電子技術総合研究所（MITI）、米国航空宇宙局（NASA）、欧州宇宙機関（ESA）、チリ大学宇宙研究センター（CEE）等関係機関に速やかに通知する。

(2) 国際機関

衛星の軌道投入後、速やかに関係政府機関を通じ、衛星に関する情報を国際連合宇宙空間平和利用委員会及び宇宙空間研究委員会等の国際機関に提供する。

(3) 報道関係

- ア. 報道関係者に対し、打上げに係る安全確保に留意しつつ取材の便宜を図る。
- イ. 打上げ及び追跡管制の結果については、各実施責任者等から発表を行う。