

平成 1 8 年度秋期  
ロケット打上げ及び追跡管制計画書

技術試験衛星 型 ( E T S - ) /  
H - I I A ロケット 1 1 号機 ( H - I I A ・ F 1 1 )

( 案 )

平成 1 8 年 9 月

独立行政法人 宇宙航空研究開発機構

# 目 次

1 . 概要	1
1 . 1  打上げ及び追跡管制実施機関	1
1 . 2  打上げ及び追跡管制の責任者	1
1 . 3  打上げ及び追跡管制の目的	1
1 . 4  ロケット及びペイロードの名称及び機数	1
1 . 5  打上げの期間及び時間	2
1 . 6  打上げ及び追跡管制施設	2
2 . 打上げ計画	3
2 . 1  打上げ実施場所	3
2 . 2  打上げの実施体制	4
2 . 3  ロケットの飛行計画	5
2 . 4  ロケットの主要諸元	5
2 . 5  技術試験衛星 型 ( E T S - ) の概要	5
2 . 6  打上げに係る安全確保	5
2 . 7  関係機関への打上げ情報の通報	6
3 . 追跡管制計画	8
3 . 1  E T S - の追跡管制計画	8
3 . 1 . 1  追跡管制実施場所	8
3 . 1 . 2  追跡管制の実施体制	8
3 . 1 . 3  追跡管制の期間	8
3 . 1 . 4  追跡管制作業	10
3 . 1 . 5  E T S - の飛行計画	10
3 . 1 . 6  追跡管制システム	10
4 . 打上げ結果の報告等	11

## 【表リスト】

表 - 1  ロケットの飛行計画	13
表 - 2  ロケットの主要諸元	15
表 - 3  E T S - の主要諸元	17
表 - 4  E T S - の追跡管制局の使用計画	23

## 【図リスト】

図 - 1  打上げ及び追跡管制施設の配置図	12
図 - 2  ロケットの飛行経路	14
図 - 3  ロケットの形状	16
図 - 4  E T S - の軌道上外観図	20
図 - 5  ロケット打上げ時の警戒区域	21
図 - 6  ロケット落下物の落下予想区域	22
図 - 7  E T S - の飛行計画	24
図 - 8  E T S - の地表面軌跡	25
図 - 9  E T S - 追跡管制システム構成図	26

## 1. 概要

独立行政法人宇宙航空研究開発機構（以下「機構」という）は、平成18年度秋期にH-IIAロケット11号機（H-IIA・F11）により技術試験衛星 型（ETS- ）の打上げを行う。

この計画書は、H-IIA・F11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- について三軸姿勢制御の確立、静止軌道への初期軌道修正及び衛星搭載機器の機能確認を行う初期段階の追跡管制計画とからなる。

（ETS- はEngineering Test Satellite-VIIIの略）

### 1.1 打上げ及び追跡管制実施機関

独立行政法人宇宙航空研究開発機構

理事長 立川 敬二

〒182-8522 東京都調布市深大寺東町7丁目44番1号

### 1.2 打上げ及び追跡管制の責任者

（1）打上げ実施責任者

理事 河内山 治朗

（2）追跡管制実施責任者

理事 堀川 康

### 1.3 打上げ及び追跡管制の目的

H-IIAロケットにより、技術試験衛星 型（ETS- ）を所定の軌道に投入し、初期段階の追跡管制を行う。

### 1.4 ロケット及びペイロードの名称及び機数

- ・ ロケット：H-IIAロケット11号機 1機  
（5m径フェアリング、固体ロケットブースタ4本のH-IIA204型）
- ・ ペイロード：技術試験衛星 型（ETS- ） 1基

## 1.5 打上りの期間及び時間

ロケット機種	打上り予定日	打上り予備期間	打上り時間帯	海面落下時間帯 (打上り後)
H-IIAロケット 11号機 (H-IIA・F11)	平成18年 (TBD)	平成18年 (TBD) ~ (TBD)	TBD	・ 固体ロケットブースタ 約7~11分後 ・ 衛星フェアリング 約12~27分後 ・ 第1段 約16~33分後

## 1.6 打上り及び追跡管制施設

打上り及び追跡管制に使用する機構及び支援を受ける関係機関の施設の配置を図-1に示す。

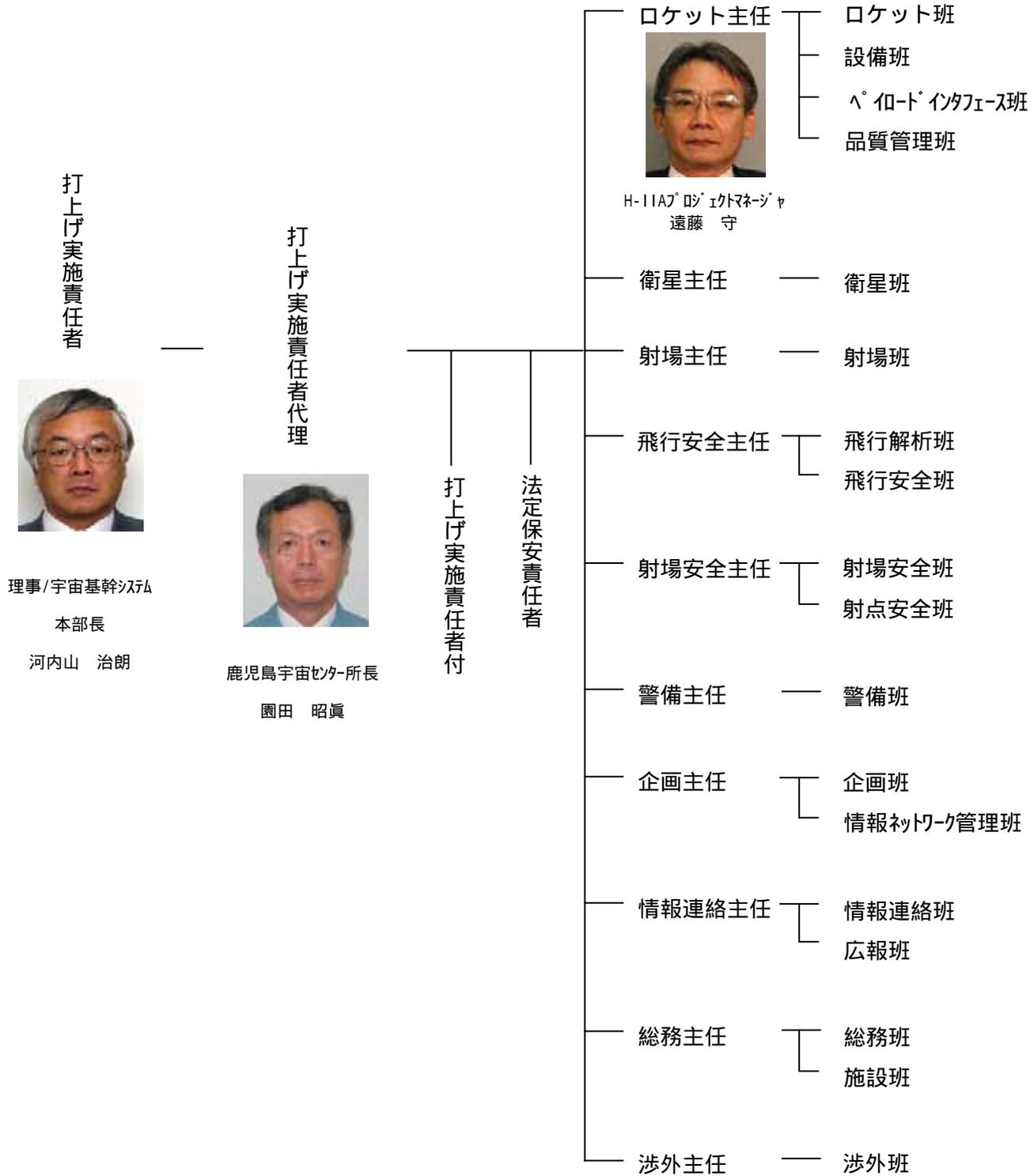
## 2 . 打上げ計画

### 2 . 1 打上げ実施場所

- ( 1 ) 宇宙航空研究開発機構の施設
  - ( ア ) 種子島宇宙センター  
鹿児島県熊毛郡南種子町大字茎永
  - ( イ ) 小笠原追跡所  
東京都小笠原村父島字桑ノ木山
  - ( ウ ) 内之浦宇宙空間観測所  
鹿児島県肝属郡肝付町南方1791-13
  - ( エ ) クリスマスダウンレンジ局  
キリバス共和国クリスマス島

## 2.2 打上げ実施体制

打上げ整備及びロケット打上げ並びに衛星の軌道投入の業務を確実に円滑に行うため、下図のとおり打上げ実施責任者を長とする打上げ隊を編成する。



## 2.3 ロケットの飛行計画

H-A ロケット11号機(H-A・F11)は、技術試験衛星型(ETS-)を搭載し、種子島宇宙センター大型ロケット第1射点より打上げられる。

ロケットは、打上げ後まもなく機体のピッチ面を方位角97度へ向けた後、表-1に示す所定の飛行計画に従って太平洋上を飛行する。

その後、固体補助ロケットを打上げ約2分7秒後及び約2分11秒後(以下、時間は打ち上げ後の時間を示す。)に、衛星フェアリングを約4分5秒後に順次分離し、約6分40秒後には第1段主エンジンの燃焼を停止し、約6分48秒後に第1段を分離する。

引き続き、約6分54秒後に第2段エンジン第1回目の燃焼を開始し、約11分54秒後に燃焼を停止して、近地点高度約115km、遠地点高度約315km、軌道傾斜角30.1度のパーキング軌道に投入される。

その後、ロケットは赤道上空付近に至るまで慣性飛行を続け、約23分1秒後に第2段エンジン第2回目の燃焼を開始し、約26分46秒後に燃焼を停止する。

その後、姿勢変更により機体をETS-分離方向へ向け、約27分36秒後に、近地点高度250km、遠地点高度36,156km<sup>\*1</sup>、軌道傾斜角28.5度、近地点引数179度の静止トランスファ軌道上でETS-を分離する。

ロケットの飛行計画を表-1に、また飛行経路を図-2に示す。

\*1 第一遠地点到達時の高度は35,976kmとなる。

## 2.4 ロケットの主要諸元

ロケットの主要諸元及び形状を表-2及び図-3に示す。

## 2.5 技術試験衛星型(ETS-)の概要

技術試験衛星型(ETS-)は、大型衛星バス技術、大型展開アンテナ技術、移動体衛星通信システム技術、移動体衛星デジタルマルチメディア同報通信システム技術及び高精度時刻基準装置を用いた測位等に係わる基盤技術の開発並びにそれらの実験・実証を行うことを目的とした衛星である。

ETS-の主要諸元を表-3に、軌道上外観図を図-4に示す。

## 2.6 打上げに係る安全確保

### (1) 射場整備作業の安全

射場整備作業の安全については、打上げに関連する法令の他、宇宙開発委員会の策定する指針及び機構の人工衛星等打上げ基準、及び種子島宇宙センターにおける保安物等の取扱い等に係る射場安全管理規程等の規程・規則・基準に従って所要の措置を講ずる。

なお、打上げ整備作業中は、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人員規制を行い、入退場管理を行う。

## (2) 射場周辺の住民への周知

射場周辺の住民に対する安全確保については、地元説明会等によりロケット打上げ計画の周知を図り、警戒区域内に立ち入らないよう協力を求める。

## (3) 打上げ当日の警戒

- ア． H - Aロケット11号機(H - A・F11)打上げ当日は、図 - 5 に示す区域の警戒を行う。
- イ． 陸上における警戒については、機構が警戒区域の人員規制等を行うとともに、鹿児島県警察本部及び種子島警察署に協力を依頼する。
- ウ． 海上における警戒については、機構が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とともに、第十管区海上保安本部及び鹿児島県に協力を依頼する。
- エ． 射場上空の警戒については、国土交通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、射場と密接な連絡をとる。
- オ． 船舶に対しては、打上げ実施当日種子島宇宙センター内2カ所に黄旗を掲げ、発射30分前には赤旗に変更し、発射2分前には花火1発をあげて周知する。打上げ終了後には花火2発をあげ、赤旗を降ろす。

## (4) ロケットの飛行安全

発射後のロケットの飛行安全については、取得された各種データに基づきロケットの飛行状態を判断し、必要がある場合には所要の措置を講ずる。

## 2.7 関係機関への打上げ情報の通報

### (1) ロケット打上げの実施の有無に係る連絡等

- ア． ロケット打上げの実施については、打上げ前々日の15時までに決定し、別に定める関係機関にファックスにて連絡する。
- イ． 天候その他の理由により打上げを延期する場合は、関係機関に速やかにその旨及び変更後の打上げ日について連絡する。
- ウ． 東京航空局成田空港事務所、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対して、打上げの2日前、打上げ時刻の6時間前、2時間前及び30分前に通報するとともに打上げ直後にも通報する。

### (2) 船舶の航行安全のための事前通報及び打上げ情報の周知

- ア． 図 - 5 に示す海上の警戒区域及び図 - 6 に示す落下物の落下予想区域について、周知を図るため水路通報が発行されるよう事前に海上保安庁海洋情報部に依頼する。
- イ． 一般航行船舶に対しては、水路通報の他、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)により打上げ情報の周知を図る。

ウ． 漁船に対しては、漁業無線局からの無線通信及び共同通信社の船舶放送（海上保安庁提供の航行警報）により打上げ情報の周知を図る。

（３）航空機の航行安全のための事前通報及び打上げ情報の周知

航空機の航行安全については、国土交通省からの航空路誌補足版及びノータムによる。このため、ロケットの打上げに係る情報について、国土交通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項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依頼する。なお、ノータム発行に必要な情報については、これに加えて東京航空局成田空港事務所にも通報する。

### 3 追跡管制計画

#### 3.1 E T S - の追跡管制計画

##### 3.1.1 追跡管制実施場所

- (1) 宇宙航空研究開発機構の施設
  - (ア) 筑波宇宙センター追跡管制棟  
茨城県つくば市千現
  - (イ) 増田宇宙通信所  
鹿児島県熊毛郡中種子町大字増田
  - (ウ) 勝浦宇宙通信所  
千葉県勝浦市芳賀花立山
  - (エ) 沖縄宇宙通信所  
沖縄県国頭郡恩納村字安富祖金良原
  - (オ) パース海外可搬局  
オーストラリア パース
  - (カ) サンチャゴ海外可搬局  
チリ サンチャゴ
  - (キ) マスパロマス海外可搬局  
カナリア諸島 グラン・カナリア マスパロマス

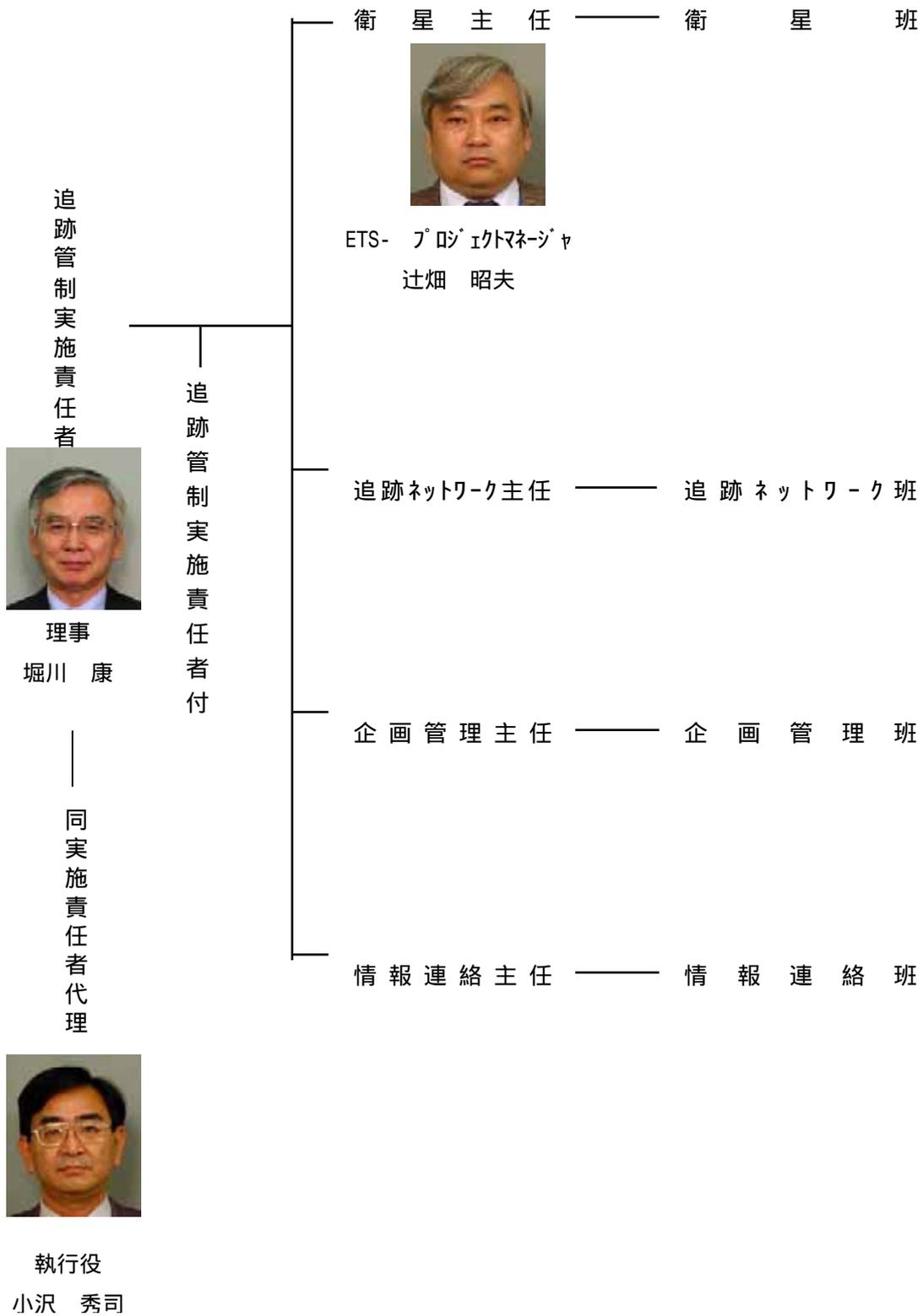
##### 3.1.2 追跡管制の実施体制

E T S - の追跡管制における打上げ段階及び初期段階の業務を追跡管制隊により実施する。追跡管制隊の組織を次ページに示す。

##### 3.1.3 追跡管制の期間

E T S - 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4ヶ月である。

定常段階における追跡管制期間は、当初予定の打上げ後約10年(ミッション機器は3年)である。



追跡管制隊の組織

### 3.1.4 追跡管制作業

ETS - は、種子島宇宙センターからH - Aロケット11号機により打ち上げられ、トランスファ軌道に投入される。

トランスファ軌道投入後、地上で予め登録しておいたコマンドシーケンスや姿勢制御系の自動シーケンスにより太陽電池パドル展開、姿勢制御等のAEF準備作業及びAEFを実施する。4回のAEFを実施してドリフト軌道に投入され、三軸姿勢確立、大型展開アンテナ展開等を経て静止化を実施する。静止化後、衛星のテレメトリデータ取得及び必要なコマンド運用を行い、衛星バス機器及びミッション機器の初期機能確認を行う。

ETS - の追跡管制計画を表 - 4 に示す。

### 3.1.5 ETS - の飛行計画

ETS - の第2段との分離から目標の軌道までの飛行計画（概略計画値）を図 - 7 に示す。また、同期間のETS - 軌道の地表面軌跡を図 - 8 に示す。

### 3.1.6 追跡管制システム

ETS - は、国内外の地上局（GN）を使用したUSBによる管制運用が主体となり、初期機能確認フェーズからは、バス機器のチェックアウトと共に各実験ユーザの地上局を使用した各ミッション機器のチェックアウトが実施される。

ETS - 追跡管制にかかる全体システム構成図を図 - 9 に示す。

#### 4 . 打上げ結果の報告等

- ( 1 ) 打上げ及び追跡管制の結果等については、文部科学省等に速やかに通知するとともに、実施責任者等から報道関係者に発表を行う。
- ( 2 ) 衛星の軌道投入後、速やかに関係政府機関を通じ、国際連合宇宙空間平和利用委員会、宇宙空間研究委員会等の国際機関に衛星に関する情報を提供する。
- ( 3 ) 報道関係者に対し、安全確保に留意しつつ取材の便宜を図る。

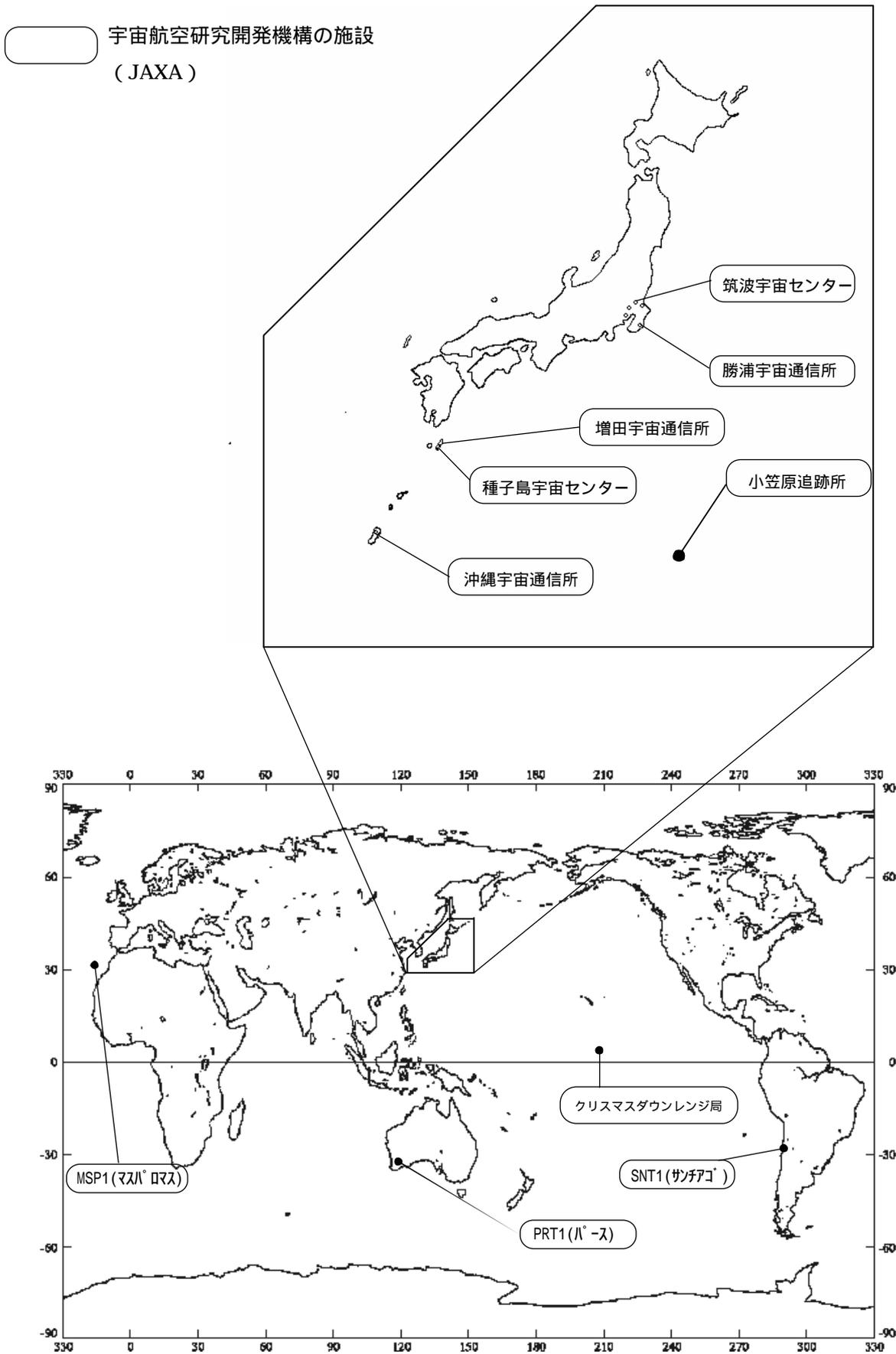
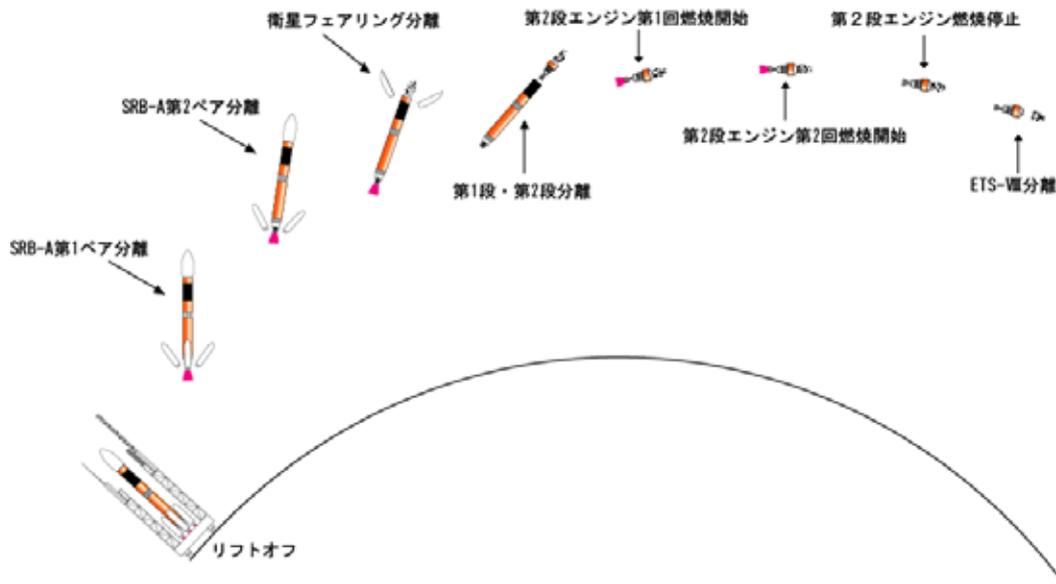


図 - 1 打上げ及び追跡管制施設の配置図

表 - 1 ロケットの飛行計画



事 象	打上後経過時間			高度 km	慣性速度 km/s
	時	分	秒		
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	57		66	2.2
3 固体ロケットブースタ第1ペア分離	2	7		77	2.2
4 固体ロケットブースタ第2ペア分離	2	11		80	2.2
5 衛星フェアリング分離	4	5		170	3.2
6 第1段主エンジン燃焼停止	6	40		251	5.8
7 第1段・第2段分離	6	48		256	5.8
8 第2段エンジン第1回燃焼開始	6	54		259	5.8
9 第2段エンジン第1回燃焼停止	11	54		316	7.7
10 第2段エンジン第2回燃焼開始	23	1		264	7.7
11 第2段エンジン第2回燃焼停止	26	46		258	10.2
12 E T S - 分離	27	36		282	10.2

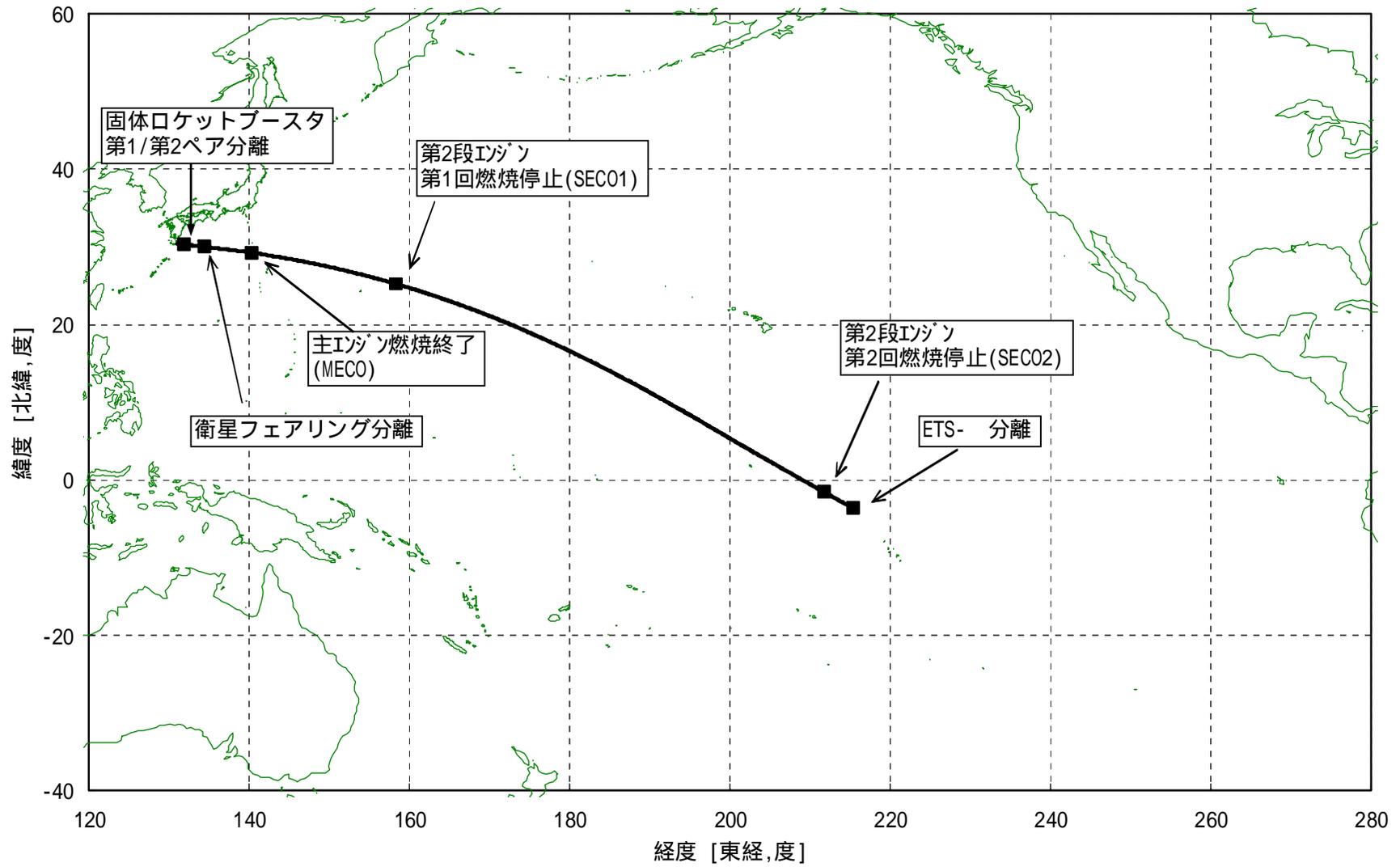


図 - 2 ロケットの飛行経路

表 2 ロケットの主要諸元

全 段				
名称	H - A ロケット 1 1号機			
全長 ( m )	5 3			
全備質量 ( t )	4 4 5 ( 人工衛星の質量は含まず )			
誘導方式	慣性誘導方式			
各 段				
	第 1 段	固体ロケット ブースタ	第 2 段	衛星 フェアリング
全長 ( m )	37	15	11	12
外径 ( m )	4.0	2.5	4.0	5.1
質量 ( t )	115	308	20	2.0
推進薬質量 ( t )	101	265	17	
推力 ( k N )	1,098	9,140	137	
燃焼時間 ( s )	390	120	530	
推進薬種類	液体水素 / 液体酸素	ポリタイン系 コンポジット 固体推進薬	液体水素 / 液体酸素	
推進薬供給方式	ターボポンプ		ターボポンプ	
比推力 ( s )	440	281	448	
姿勢制御方式	ジンバル 補助エンジン	可動ノズル	ジンバル ガスジェット装置	
主要搭載 電子装置	誘導制御系機器 テレメータ送信機		誘導制御系機器 レーダトランスポンダ テレメータ送信機 指令破壊装置	

真空中 固体ロケットブースタは最大推力で規定

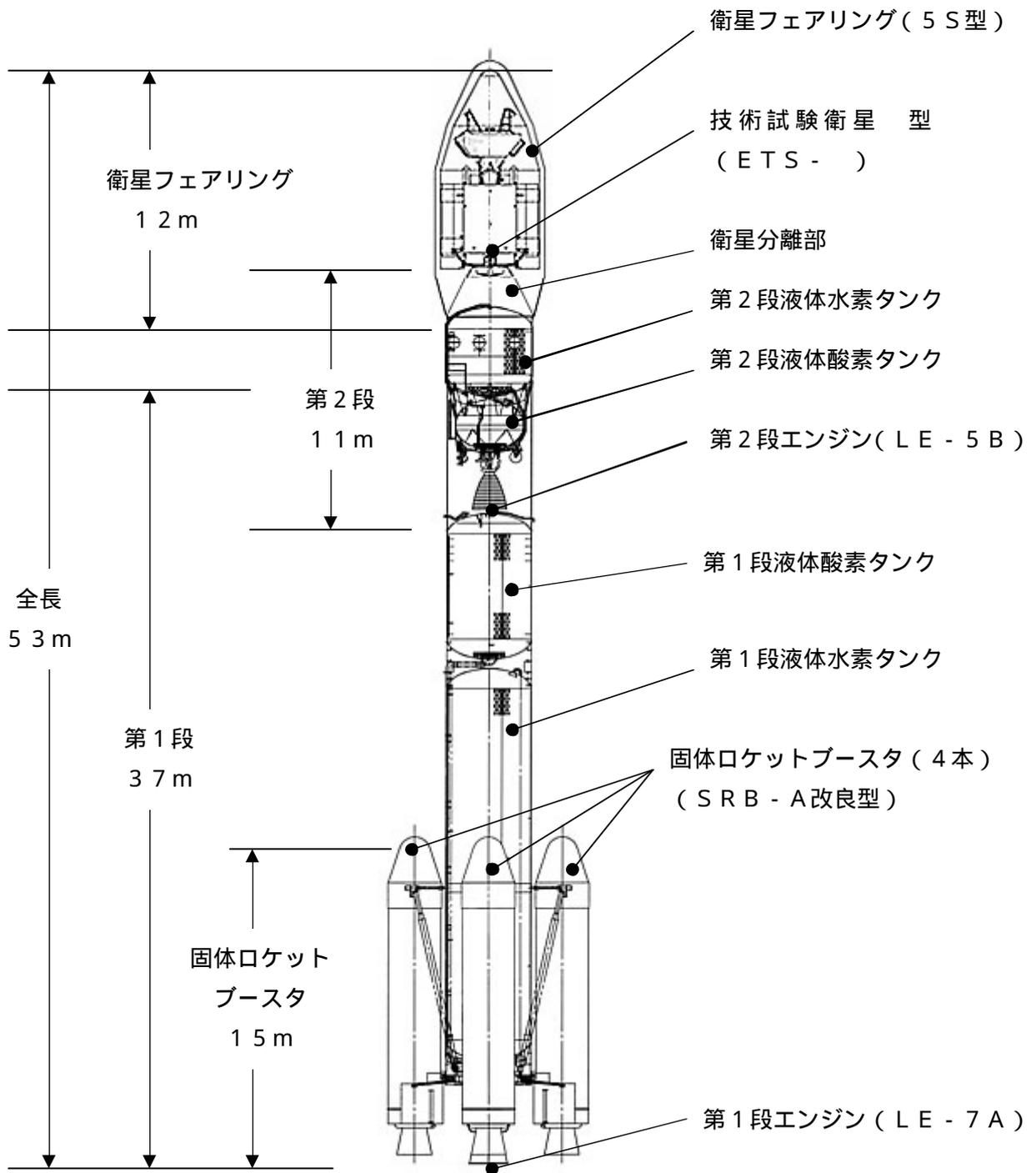


図 - 3 ロケットの形状

表 - 3 ETS- システム主要諸元 (1/3)

項目	主要機能・性能		
<p>名称 目的</p>	<p>技術試験衛星 型 (ETS- )</p> <p>(1)3トン級静止衛星バス技術の開発 2000 年代初頭の宇宙活動に必要とされる多様なミッションに対応可能な世界最高水準の 3 トン級静止衛星バス技術の開発を行う。</p> <p>(2)大型展開アンテナ技術の開発 世界最大・最先端の S バンド大型展開アンテナ技術の開発を行う。</p> <p>(3)移動体衛星通信システム及び移動体衛星デジタルマルチメディア同報通信システム技術の開発 S バンド周波数における携帯端末による音声・データ通信が可能な静止衛星を用いた移動体衛星通信システム技術及びコンパクトディスク (CD)並みの高品質な音声や画像の伝導を可能とする移動体衛星デジタルマルチメディア同報通信システム技術の開発を行う。</p> <p>(4)衛星測位システム基盤技術の開発 高精度時刻基準装置を用いた測位等に係わる基盤技術の開発を行う。</p>		
<p>質量</p>	<p>5800 kg以下 (第 1 トランスファ軌道投入質量) 1100 kg以上 (ETS- に搭載可能なミッション系機器質量)</p>		
<p>形状・寸法 (軌道上)</p>	<p>大型展開アンテナ反射鏡 2 面 (送受分離式)、太陽電池パドル 2 翼等を有する箱型。約 40m x 40m (大型アンテナ反射鏡部、太陽電池パドル展開時)</p>		
<p>設計寿命</p>	<p>打上げ後 3 年 (ミッション機器) 打上げ後 10 年 (バス機器)</p>		
<p>信頼度 (残存確率)</p>	<p>0.8 以上 (衛星バス部、打上げ 10 年後)</p>		
<p>軌道 (静止位置)</p>	<p>東経 146 度</p>		
<p>軌道保持精度</p>	<p>± 0.1° 以内 (軌道傾斜角：南北軌道保持範囲) ± 0.1° 以内 (直下点経度：東西軌道保持範囲)</p>		
<p>姿勢制御精度 (定常時、3 )</p>	<p>± 0.05° (ロール軸) ± 0.05° (ピッチ軸) ± 0.15° (ヨー軸)</p>		
<p>発生電力 システム構成</p>	<p>7.5 kW 以上 (打上げ 3 年後、静止軌道、パドル駆動機構出力端)</p>		
	<table border="0"> <tr> <td data-bbox="367 1368 877 1657"> <p>(1) 衛星バス機器</p> <p>(a) テレメトリ・コマンド系 (TTC)</p> <p>(b) 電源系 (EPS)</p> <p>(c) 太陽電池パドル系 (SPS)</p> <p>(d) 姿勢制御系 (ACS)</p> <p>(e) 推進系 (UPS)</p> <p>(f) 構体系 (STR)</p> <p>(g) 熱制御系 (TCS)</p> <p>(h) 計装系 (INT)</p> </td> <td data-bbox="879 1368 1361 1942"> <p>(2) 搭載実験機器</p> <p>(a) 大型展開アンテナ反射鏡部 (LDR)</p> <p>(b) 大型展開アンテナ給電部 (LDAF)</p> <p>(c) 給電部放熱パネル (RPNL)</p> <p>(d) S 帯コンバータ部 (SCNE)</p> <p>(e) オンボードプロセッサ (OBP)</p> <p>(f) パケット交換機 (PKT)</p> <p>(g) フィーダリンク装置 (FLCE)</p> <p>(h) 高精度時刻基準装置 (HAC)</p> <p>(i) 高精度時刻比較装置 (TCE)</p> <p>(j) 打上げ環境・展開モニタ装置 (LEM)</p> <p>(k) 技術データ取得装置 (TEDA)</p> <p>(l) 展開ラジエータ搭載実験機器 (DPR)</p> </td> </tr> </table>	<p>(1) 衛星バス機器</p> <p>(a) テレメトリ・コマンド系 (TTC)</p> <p>(b) 電源系 (EPS)</p> <p>(c) 太陽電池パドル系 (SPS)</p> <p>(d) 姿勢制御系 (ACS)</p> <p>(e) 推進系 (UPS)</p> <p>(f) 構体系 (STR)</p> <p>(g) 熱制御系 (TCS)</p> <p>(h) 計装系 (INT)</p>	<p>(2) 搭載実験機器</p> <p>(a) 大型展開アンテナ反射鏡部 (LDR)</p> <p>(b) 大型展開アンテナ給電部 (LDAF)</p> <p>(c) 給電部放熱パネル (RPNL)</p> <p>(d) S 帯コンバータ部 (SCNE)</p> <p>(e) オンボードプロセッサ (OBP)</p> <p>(f) パケット交換機 (PKT)</p> <p>(g) フィーダリンク装置 (FLCE)</p> <p>(h) 高精度時刻基準装置 (HAC)</p> <p>(i) 高精度時刻比較装置 (TCE)</p> <p>(j) 打上げ環境・展開モニタ装置 (LEM)</p> <p>(k) 技術データ取得装置 (TEDA)</p> <p>(l) 展開ラジエータ搭載実験機器 (DPR)</p>
<p>(1) 衛星バス機器</p> <p>(a) テレメトリ・コマンド系 (TTC)</p> <p>(b) 電源系 (EPS)</p> <p>(c) 太陽電池パドル系 (SPS)</p> <p>(d) 姿勢制御系 (ACS)</p> <p>(e) 推進系 (UPS)</p> <p>(f) 構体系 (STR)</p> <p>(g) 熱制御系 (TCS)</p> <p>(h) 計装系 (INT)</p>	<p>(2) 搭載実験機器</p> <p>(a) 大型展開アンテナ反射鏡部 (LDR)</p> <p>(b) 大型展開アンテナ給電部 (LDAF)</p> <p>(c) 給電部放熱パネル (RPNL)</p> <p>(d) S 帯コンバータ部 (SCNE)</p> <p>(e) オンボードプロセッサ (OBP)</p> <p>(f) パケット交換機 (PKT)</p> <p>(g) フィーダリンク装置 (FLCE)</p> <p>(h) 高精度時刻基準装置 (HAC)</p> <p>(i) 高精度時刻比較装置 (TCE)</p> <p>(j) 打上げ環境・展開モニタ装置 (LEM)</p> <p>(k) 技術データ取得装置 (TEDA)</p> <p>(l) 展開ラジエータ搭載実験機器 (DPR)</p>		



表 - 3 ETS- システム主要諸元 (3/3)

項目	主要機能・性能
高精度時刻基準装置 (HAC)	高精度時刻基準装置の主要特性は以下の通り。 周波数            Lバンド : 1,595.88 MHz (ダウンリンク) Sバンド : 2,656.39 MHz (アップリンク、航法信号) Sバンド : 2,659.8 MHz (アップリンク、パイロット信号) Sバンド : 2,491.005 MHz (ダウンリンク) 伝送速度        50 bps 搭載原子時計    セシウム原子時計
高精度時刻比較装置 (TCE) 打上げ環境・展開モニタ装置 (LEM)	高精度時刻比較装置は、高精度時刻基準装置と組み合わせ、衛星軌道にある原子時計と地上の基準原子時計の間の双方向高精度周波数・時刻比較実験に用いる。 打上げ環境・展開モニタ装置の主要特性は以下の通り。 搭載カメラ台数            6台 画像圧縮方式                JPEG 搭載加速度計台数        22台 (サーボ型) 4台 (ピエゾ型)
技術データ取得装置 (TEDA)	技術データ取得装置の主要特性は以下の通り。 搭載センサ                帯電電位センサ (POM-S) 磁力計センサ (MAM-S) メモリ誤動作モニタ (SUM) 積算吸収線量センサ (DOS-S)
展開ラジエータ搭載実験機器 (DPR)	展開ラジエータ搭載実験機器は、他システムから熱的に独立した構成とする。 展開ラジエータ搭載実験機器の主要特性は以下の通り。 排熱能力                    春秋分において300 W以上 熱輸送能力                300 W 以上 (蒸気温度: -25 ~ +85 ) 1,000 W 以上 (蒸気温度: -5 ~ +65 ) ヒータ容量                 400 W

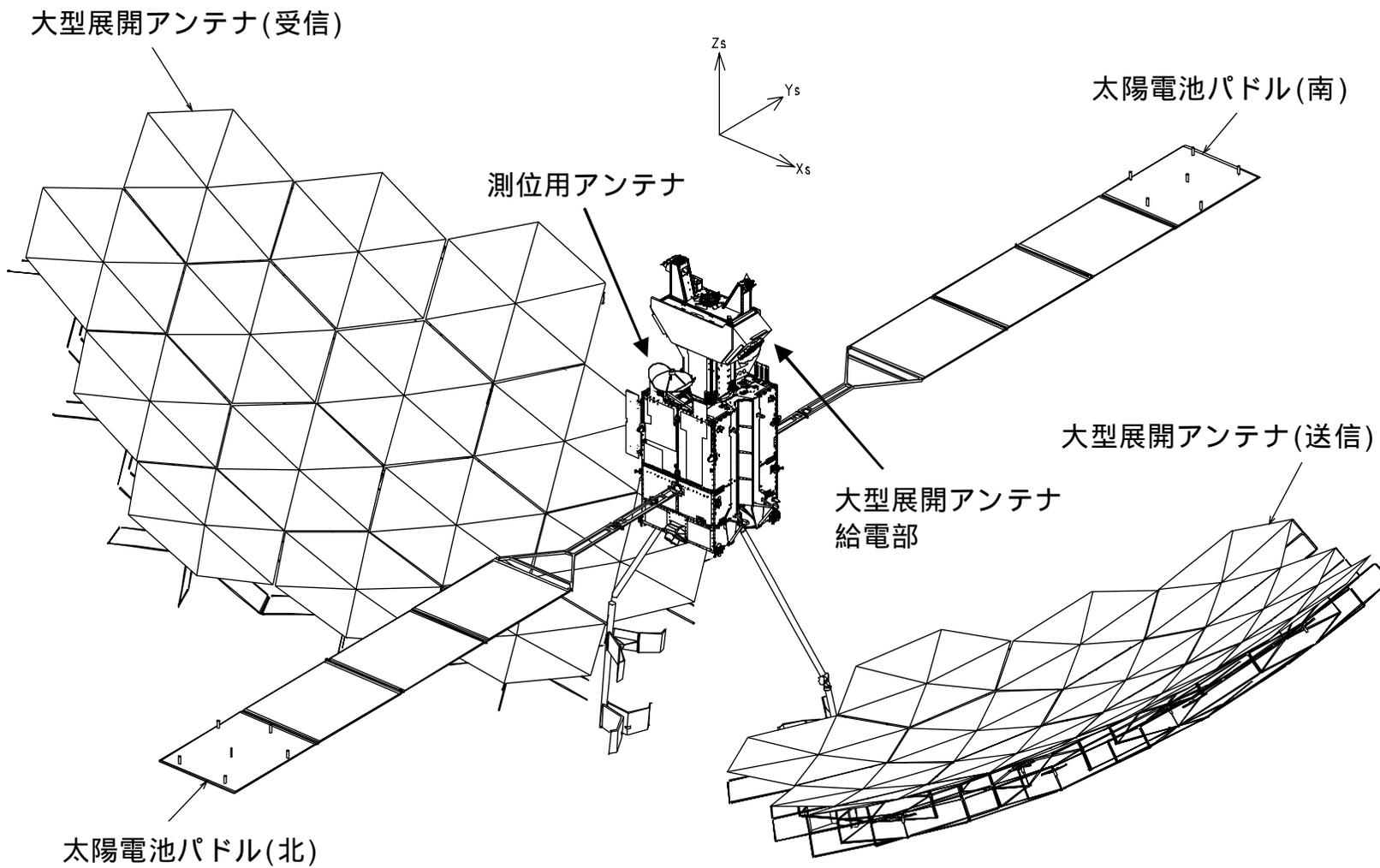


図 - 4 ETS- 軌道上外観図

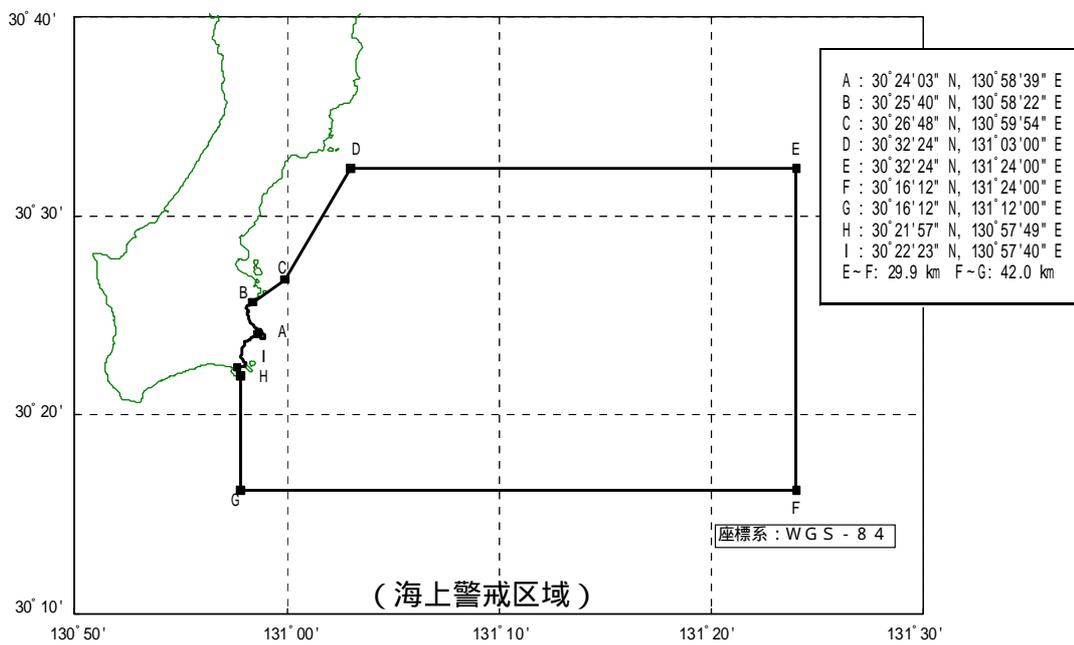
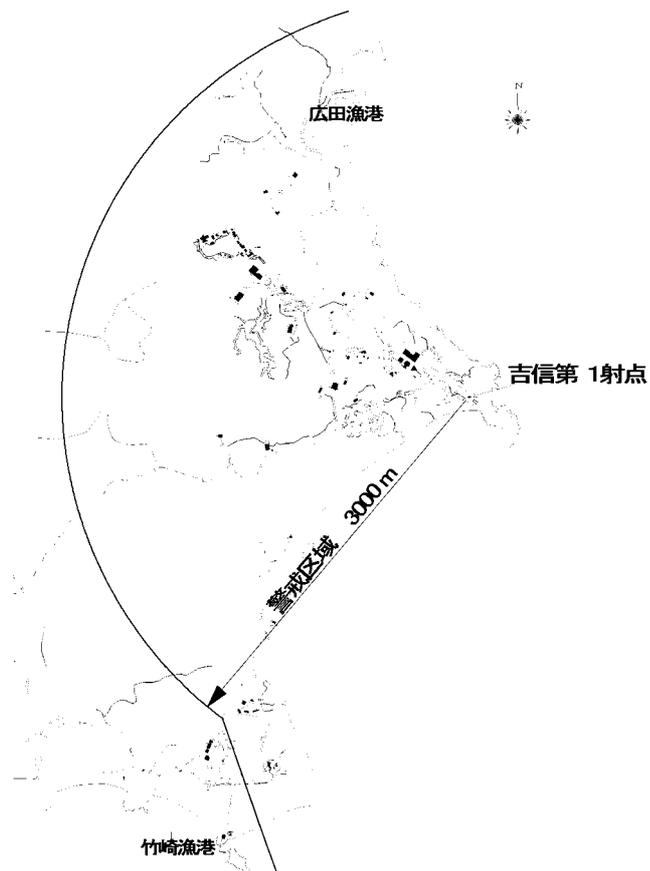


図 - 5 ロケット打上げ時の警戒区域

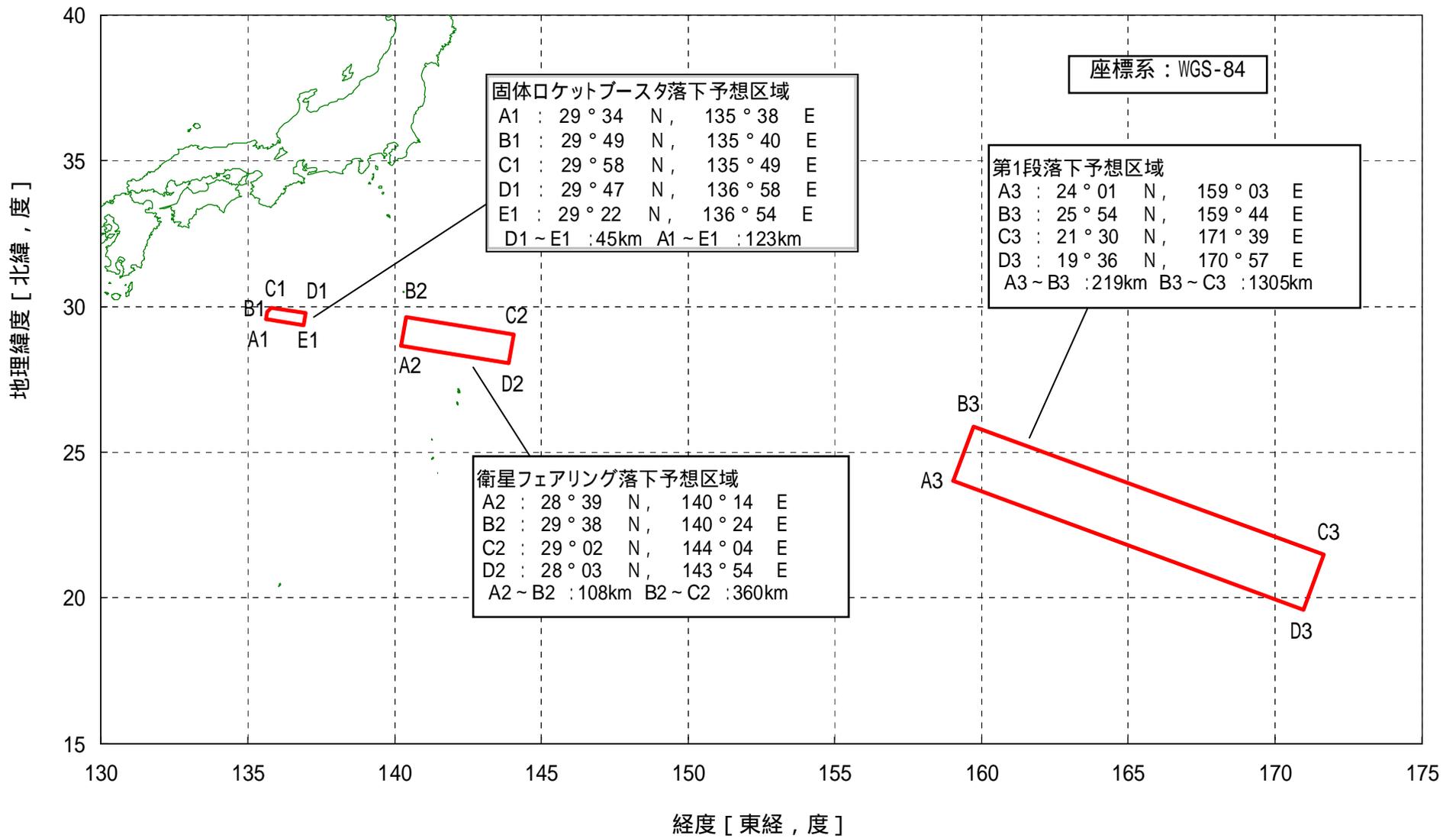
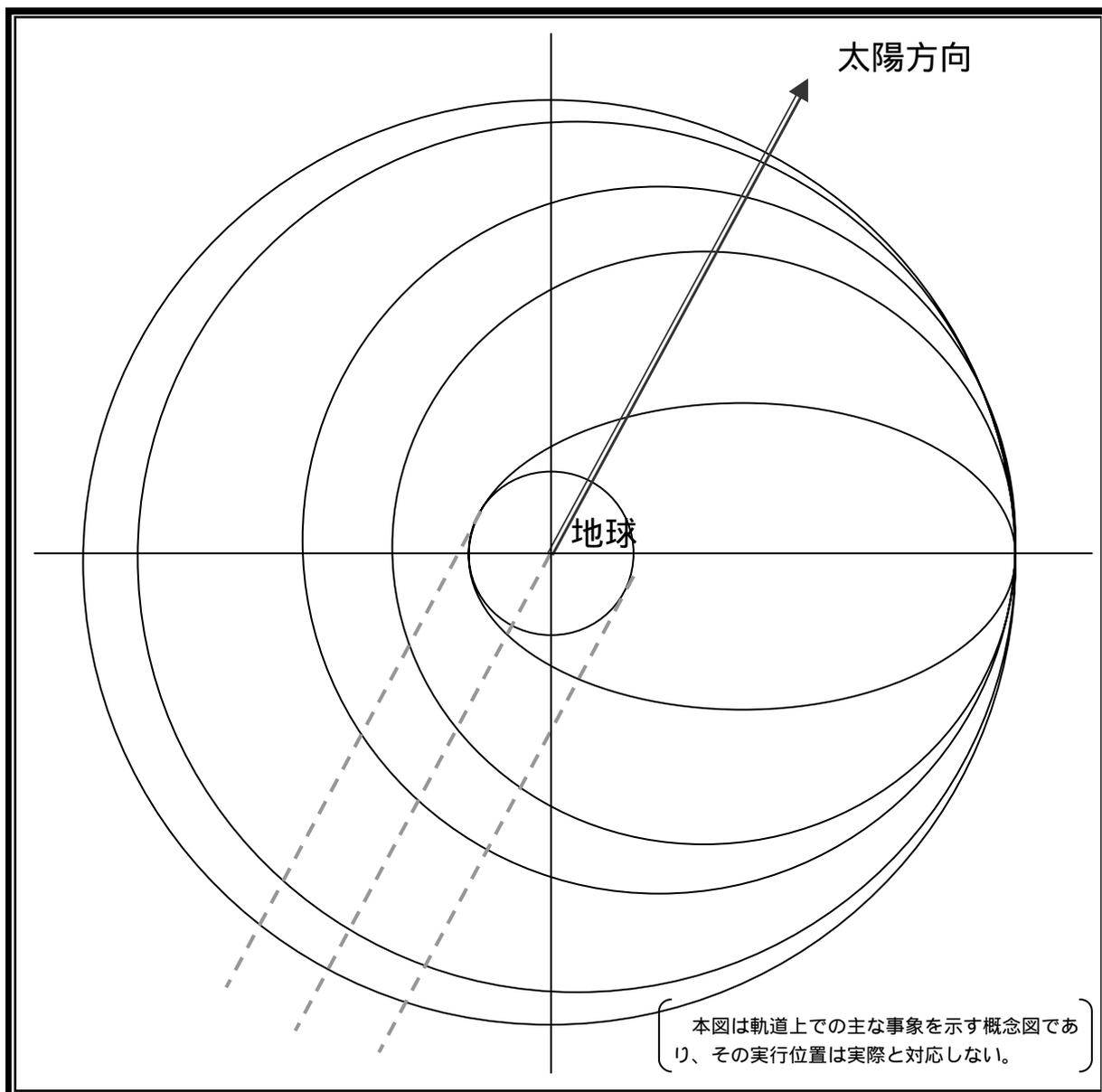


図 - 6 ロケット落下物の落下予想区域





イベント *1	周回数	可視局	備考
第2段 / 衛星分離	1	-	自動シーケンス
パドル展開	1	サンチャゴ、マスパロマス	自動シーケンス
パドル太陽捕捉	1	サンチャゴ、マスパロマス	自動シーケンス
#1AEF	2	勝浦、増田、沖縄、パース	リアルコマンド
#2AEF	4	勝浦、増田、沖縄、パース	リアルコマンド
#3AEF	9	勝浦、増田、沖縄、パース	リアルコマンド
#4AEF	10	勝浦、増田、沖縄、パース	リアルコマンド
三軸姿勢制御移行	10	勝浦、増田、沖縄、パース	リアルコマンド
LDR 展開	11	勝浦、増田、沖縄、パース	リアルコマンド
定常制御モード移行	12	勝浦、増田、沖縄、パース	リアルコマンド

\*1 : イベントの開始時刻を示す。

図 - 7 E T S - の飛行計画

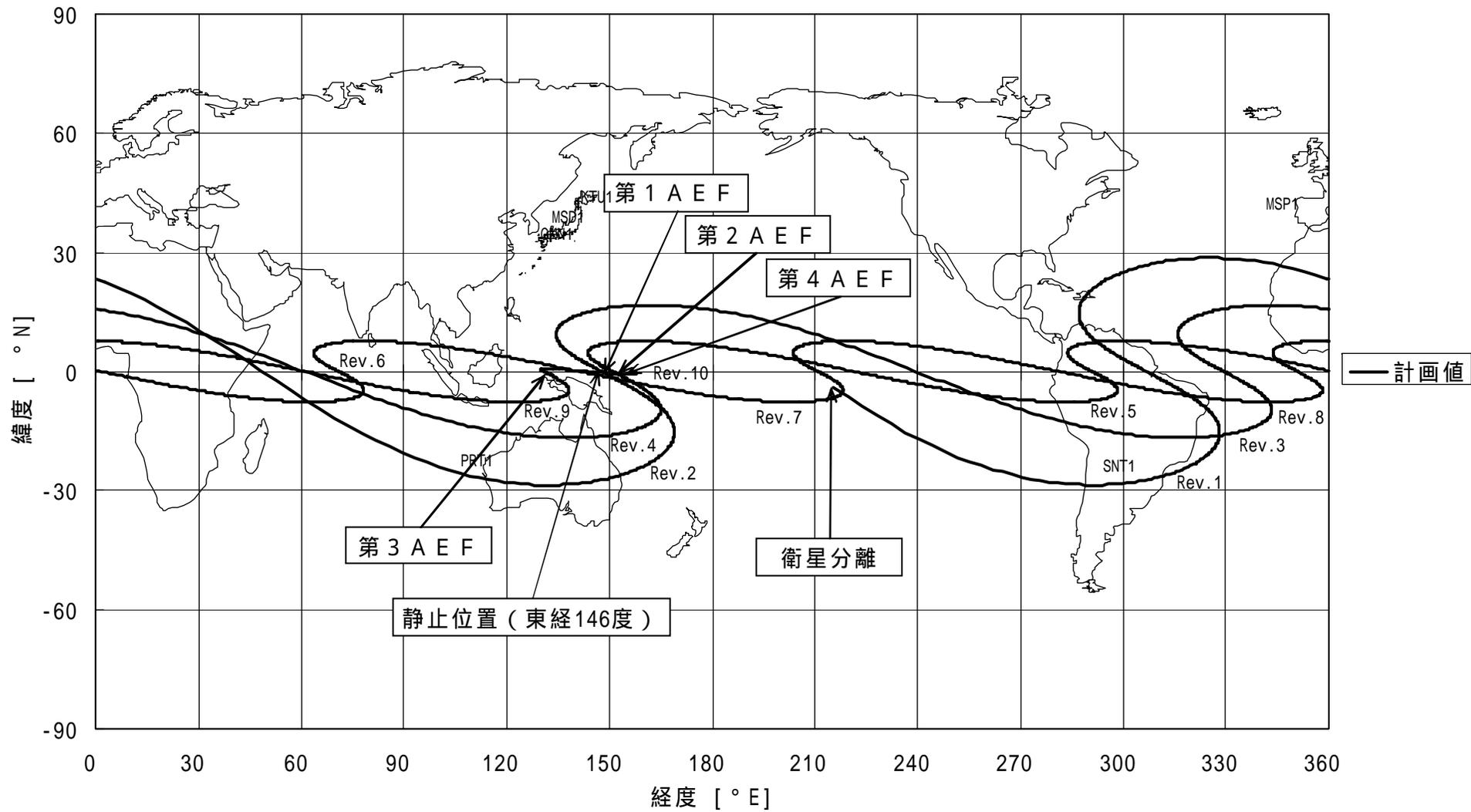


図 - 8 E T S - の地表面軌跡

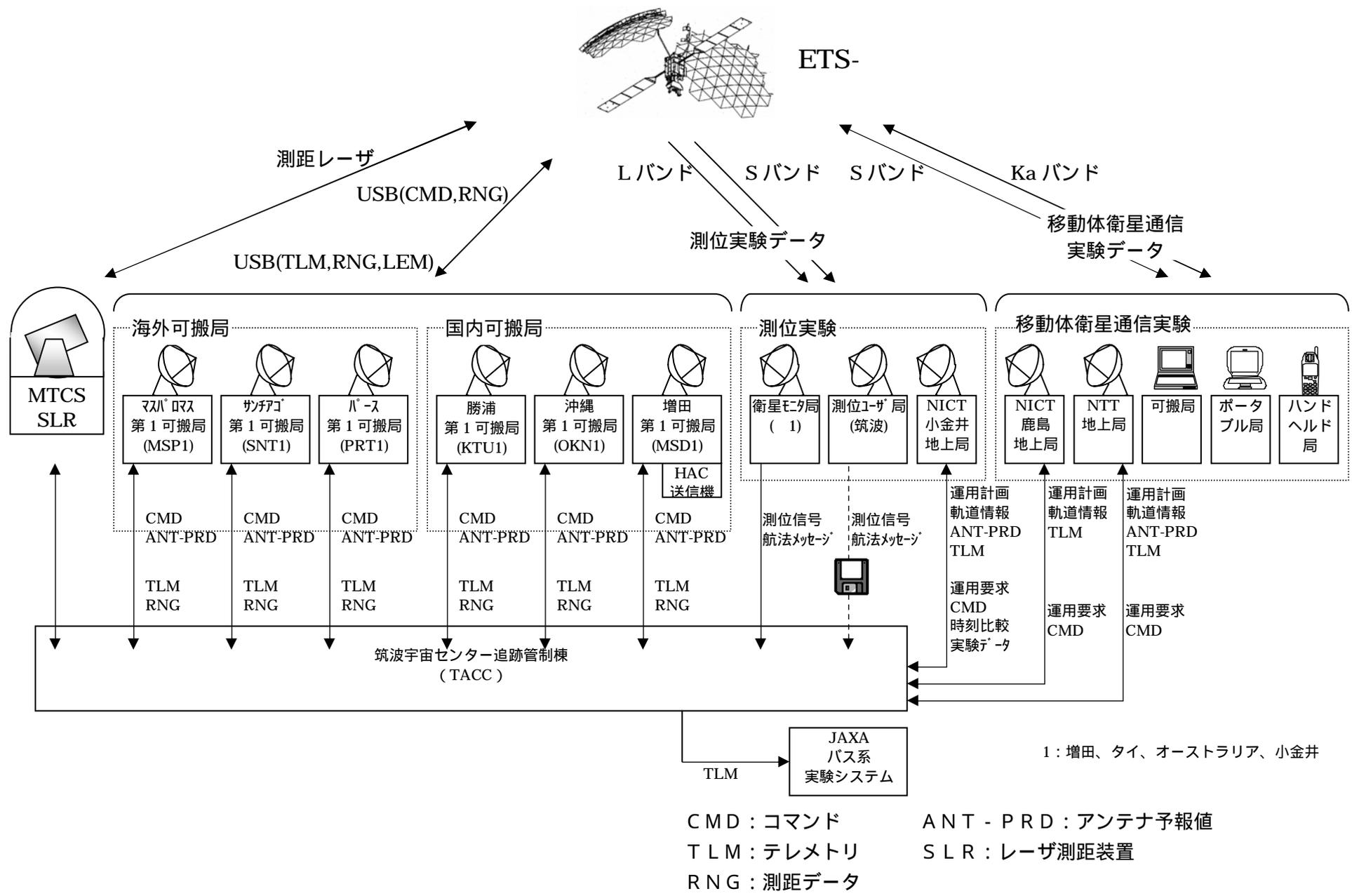


図 - 9 ETS - 追跡管制システム構成図