

平成14年度夏期

ロケット打上げ及び追跡管制計画書

データ中継技術衛星 (D R T S) /
次世代型無人宇宙実験システム (U S E R S) 宇宙機/
H - I I A ロケット3号機 (H - I I A ・ F 3)

(案)

平成14年7月

宇 宙 開 発 事 業 団

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	6
2 . 5 データ中継技術衛星（D R T S）の概要	6
2 . 6 次世代型無人宇宙実験システム（U S E R S）の概要	6
2 . 7 打上げに係る安全確保	7
2 . 8 関係機関への打上げ情報の通報	7
3 . 追跡管制計画	9
3 . 1 D R T Sの追跡管制計画	9
3 . 1 . 1 追跡管制実施場所	9
3 . 1 . 2 追跡管制の実施体制	9
3 . 1 . 3 追跡管制の期間	9
3 . 1 . 4 追跡管制作業	1 1
3 . 1 . 5 D R T Sの飛行計画	1 1
3 . 1 . 6 追跡管制システム	1 1
3 . 2 U S E R S宇宙機の追跡管制支援計画	1 2
3 . 2 . 1 追跡管制支援実施場所	1 2
3 . 2 . 2 追跡管制支援の実施体制	1 2
3 . 2 . 3 追跡管制支援の期間	1 3
3 . 2 . 4 追跡管制支援作業	1 3
3 . 2 . 5 追跡管制支援システム	1 3
4 . 打上げ結果の報告等	1 4

【表リスト】

表 - 1 ロケットの飛行計画	1 5
表 - 2 ロケットの主要諸元	1 6
表 - 3 D R T Sの主要諸元	1 7
表 - 4 U S E R S宇宙機の主要諸元	1 8
表 - 5 D R T Sの追跡管制計画	1 9
表 - 6 U S E R S宇宙機の追跡管制支援計画	2 0

【図リスト】

図 - 1 打上げ及び追跡管制施設の配置図	2 1
図 - 2 ロケットの飛行経路	2 2
図 - 3 ロケットの形状	2 3
図 - 4 D R T S の軌道上外観図	2 4
図 - 5 U S E R S 宇宙機の軌道上外観図	2 5
図 - 6 ロケット打上げ時の警戒区域	2 6
図 - 7 ロケット落下物の落下予想区域	2 7
図 - 8 D R T S 飛行計画	2 8
図 - 9 D R T S の地表面軌跡	2 9
図 - 1 0 D R T S 追跡管制システム.....	3 0
図 - 1 1 追跡管制支援作業の概要.....	3 1
図 - 1 2 U S E R S 宇宙機追跡管制支援に使用するシステムの概要.....	3 2

1. 概要

宇宙開発事業団は、平成14年度夏期にデータ中継技術衛星（DRTS）/次世代型無人宇宙実験システム（USERS）宇宙機/H-IIAロケット3号機（H-IIA・F3）の打上げを行う。以下に、その打上げ及び追跡管制計画を示す。

1.1 打上げ及び追跡管制実施機関

宇宙開発事業団

理事長 山之内 秀一郎

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

1.2 打上げ及び追跡管制の責任者

(1) 打上げ実施責任者

理事長 山之内 秀一郎

(2) 追跡管制実施責任者

理事 古濱 洋治

1.3 打上げ及び追跡管制の目的

(1) H-IIAロケットにより、データ中継技術衛星（DRTS）を所定の軌道に投入し、初期段階の追跡管制を行う。

(2) 財団法人無人宇宙実験システム研究開発機構（USEF）からの委託を受け、同ロケットによりUSERS宇宙機の打上げ並びに追跡管制支援を行う。

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3号機
（固体補助ロケット（SSB）4本付きの標準型） 1機
- ・ ペイロード： データ中継技術衛星（DRTS） 1機
： 次世代型無人宇宙実験システム（USERS）宇宙機 1機

（DRTSは、Data Relay Test Satelliteの略）

（USERSは、Unmanned Space Experiment Recovery Systemの略）

1.5 打上げの期間及び時間

打上げの期間は平成14年度夏期である。

ロケット機種	打上げ予定日	打上げ予備期間	打上げ時間帯	海面落下時間帯(打上げ後)
H-Aロケット 3号機(H-A・F3)	平成14年 9月10日(火)	平成14年 9月11日(水) ~ 9月30日(月)	17:20 ~ 17:50	・固体ロケットブースタ、 固体補助ロケット及びノズル クロージャ 約2分~10分 ・衛星フェアリング 約10分~21分 ・第1段 約15分~33分

なお、打上げ時刻は打上げ日により変化し、打上げ時間帯は別途決定される。

1.6 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図-1に示す。また、USER S宇宙機追跡管制支援に使用する施設を図-12に示す。

2. 打上げ計画

2.1 打上げ実施場所

(1) 宇宙開発事業団の施設

(ア) 種子島宇宙センター

鹿児島県熊毛郡南種子町大字荃永

(イ) 小笠原追跡所

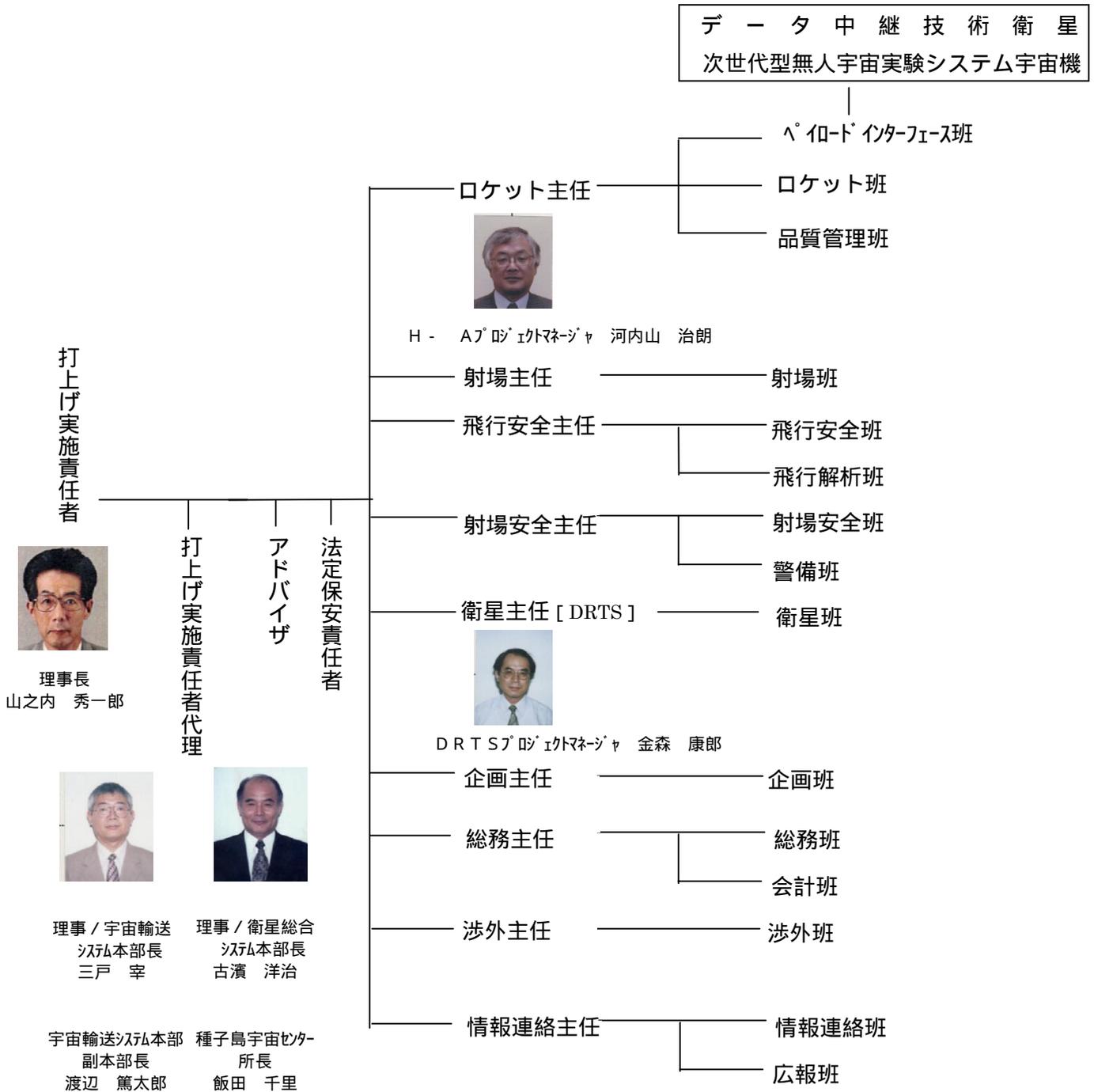
東京都小笠原村父島字桑ノ木山

(ウ) 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 打上げの実施体制

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3号機 (H-A・F3) は、データ中継技術衛星 (DRTS) 及び次世代型無人宇宙実験システム (USERS) 宇宙機を搭載し、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機体のピッチ面を方位角90度へ向け、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、固体ロケットブースタを打上げ約1分46秒後(以下、時間は打上げ後の時間を示す。)に、上部衛星フェアリングを約4分10秒後に順次分離し、更に第1段主エンジンの燃焼を約6分28秒後に停止し、第1段を約6分36秒後に分離する。

引き続き、第2段エンジンの第1回燃焼を約6分42秒後に開始し、搭載誘導機器による誘導を行った後第2段エンジンの燃焼を約12分58秒後に停止し、約13分48秒後にUSERS宇宙機を分離する。

その後、約16分18秒後に下部衛星フェアリングを分離し、第2段エンジンの第2回燃焼を約26分17秒後に開始、約28分42秒後に停止し、約29分18秒後にDRTSを所定の静止トランスファ軌道に投入する。

ロケットの飛行状況の監視及び動作状態の計測は、種子島の光学設備並びに種子島及び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行う。

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。

投入目標軌道

【USERS宇宙機軌道投入時】

	計画値	軌道投入誤差
軌道長半径 (km) [高度 (km)]	6828 [450]	±8
離心率 (km)	0.0	0 ~ 0.001
軌道傾斜角 (度)	30.4	±0.10

【DRTS軌道投入時】

	計画値	軌道投入誤差
遠地点高度 (km)	36,206	±180
近地点高度 (km)	450	±4
軌道傾斜角 (度)	28.5	±0.02
近地点引数 (度)	179.0	±0.4

USERS宇宙機に係る役割区分

宇宙開発事業団によるUSERS宇宙機打上げは、ロケットが宇宙機の分離を行った時点で終了する。(分離機構はロケット側に装備)

なお、その後はUSEF運用管制センターがUSERS宇宙機の追跡管制を行い、宇宙開発事業団は追跡管制支援を行う。

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 データ中継技術衛星 (DRTS) の概要

データ中継技術衛星 (DRTS : Data Relay Test Satellite) は、地球観測衛星や国際宇宙ステーションの「きぼう」日本実験棟のような中低高度の宇宙機と地上局とを結ぶデータ中継実験を行うことにより、高度なデータ中継技術の蓄積をはかるとともに、中型静止衛星バスの基盤技術の確立を図ることを目的としている。

DRTS の主要諸元を表 - 3 に、形状を図 - 4 に示す。

2.6 次世代型無人宇宙実験システム (USERS) の概要

USERS^{*}は経済産業省及び新エネルギー・産業技術総合開発機構 (NEDO) の委託を受けて、財団法人無人宇宙実験システム研究開発機構 (USEF) が以下の目的で開発した宇宙実験システムである。

1. 約 8.5 ヶ月間の軌道運用後、リエントリモジュール (REM) を自律的に大気圏に再突入させ帰還させる、我が国初の技術の開発、実証を行う。
2. 軌道上の微小重力環境下において大型高温超電導材料の結晶成長実験を行い、地上における生産に必要な結晶成長のメカニズムを解明する。
3. 民生技術・部品の宇宙環境下における機能を検証し、将来の衛星バス製造に適用するための知見を得る。

宇宙機はサービスモジュール (SEM) と地球に帰還するリエントリモジュール (REM) で構成される。

宇宙機の主要諸元を表 - 4 に、形状を図 - 5 に示す。

^{*}USERS : 自律帰還型の宇宙機、打上げ機、運用管制、宇宙実験等からなるトータルシステム。

2.7 打上げに係る安全確保

(1) 打上げ整備作業の安全

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他、宇宙開発事業団の射圏安全管理規程、危険物及び重要施設設備の取扱に関する規程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、入場規制を行う。

(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 3 号機 (H - A ・ F 3) 打上げ当日は、図 - 6 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、事業団が警戒区域の入場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、事業団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。また、第十管区海上保安本部鹿児島海上保安部に連絡員を派遣し、射場と密接な連絡をとる。
- (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事務所に協力を依頼するとともに必要な連絡を行う。また、種子島空港事務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 (図 - 6) に黄旗を掲げ、発射 3 0 分前には赤旗に変更し、発射 2 分前には花火 1 発をあげる。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。

2.8 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 1 5 時までに決定し、別に定める関係機関にファックス及び電話にて連絡する。
- (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対して、打上げ時刻の 6 時間前、2 時間前及び 3 0 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 - 7 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水路部に依頼する。

(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のほか、NHK（鹿児島、宮崎）、南日本放送、宮崎放送及び大分放送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

(ア) 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新東京空港事務所にも通報する。

3 追跡管制計画

3.1 DRTSの追跡管制計画

3.1.1 追跡管制実施場所

(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

(イ) 増田宇宙通信所

鹿児島県熊毛郡中種子町大字増田1897

(ウ) 勝浦宇宙通信所

千葉県勝浦市芳賀花立山1-14

(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

(2) 海外支援機関の施設

初期段階においては、NASAジェット推進研究所(JPL)、フランス国立宇宙研究センター(CNES)及びチリ大学宇宙研究センター(CEE)の支援を受ける。

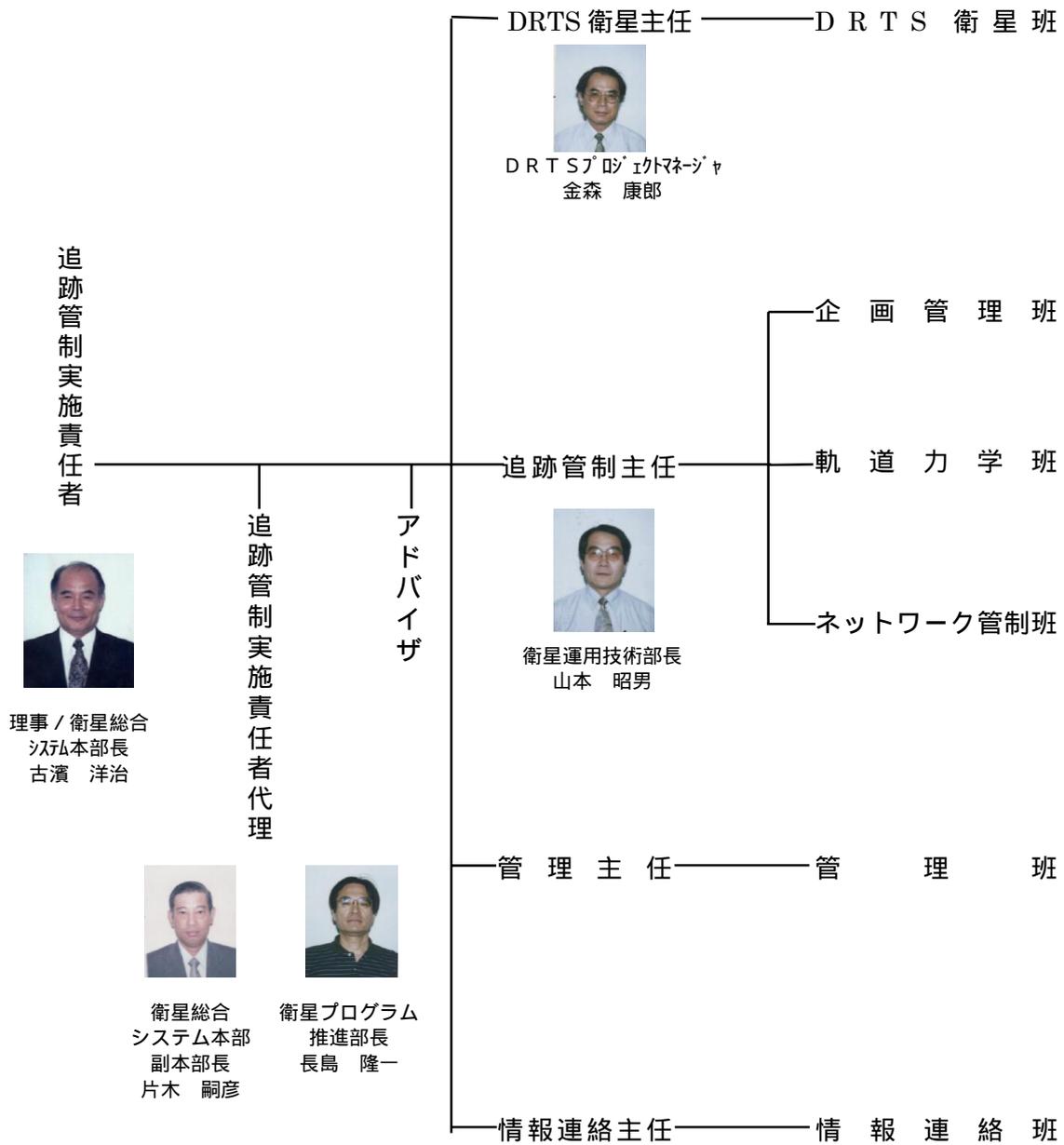
3.1.2 追跡管制の実施体制

DRTS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

DRTS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、初期段階終了から当初予定のミッション期間終了(打上げ後約7年)までである。



追跡管制隊の組織

3.1.4 追跡管制作業

DRTSは、H-Aロケット3号機により打上げられ、静止トランスファ軌道に投入される。

軌道に投入後、国内局（沖縄・増田・勝浦宇宙通信所）及び海外局（JPL・CNES・CEE）の支援を受け、太陽電池パドル展開後、姿勢制御等のアポジエンジン噴射（AEF）準備作業及びAEFを実施する。3回のAEFを実施してドリフト軌道に投入され、アンテナ展開、三軸姿勢確立等を経て静止化を実施する。静止化後の初期機能確認は、NASDA地上局とUSBまたはKaバンドTTTC系の電波回線を確保し、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。

DRTSの追跡管制計画を表-5に示す。

3.1.5 DRTSの飛行計画

DRTSの、第2段との分離から目標の静止軌道までの飛行計画（概略計画値）を図-8に示す。

また、同期間のDRTS軌道の地表面軌跡を図-9に示す。

3.1.6 追跡管制システム

DRTSの追跡管制業務に使用するシステムを図-10に示す。

3.2 USERS宇宙機の追跡管制支援計画

USERS宇宙機の追跡管制は、財団法人無人宇宙実験システム研究開発機構(USEF)が行い、宇宙開発事業団は追跡管制支援を行う。

各々の役割分担は以下のとおりである。

(1) 財団法人無人宇宙実験システム研究開発機構

(ア) USERS宇宙機の運用(状態監視及び管制/制御)

(2) 宇宙開発事業団

(ア) USERS宇宙機の運用に必要な地上局の運用

(イ) USERS宇宙機との追跡管制データの授受

(ウ) USEF運用管制センター(USOC)との追跡管制データの授受

(エ) USERS宇宙機の軌道決定

追跡管制支援作業の概要を図-11に示す。

3.2.1 追跡管制支援実施場所

(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

(イ) 新GN増田局

鹿児島県熊毛郡中種子町大字増田1897

(ウ) 新GN沖縄局

沖縄県国頭郡恩納村字安富祖金良原1712

(エ) 新GNマスパロマス局

スペイン領 カナリア諸島

(オ) 新GNパース局

オーストラリア パース市

(カ) 新GNサンチャゴ局

チリ サンチャゴ市

(GNはGround Networkの略)

(2) 海外支援機関の施設

リエントリモジュール(REM)帰還時においては、ヨーロッパ宇宙機関(ESA)の支援を受ける。

3.2.2 追跡管制支援の実施体制

USERS宇宙機追跡管制支援における打上げ段階及び初期段階の業務は3.1.2項DRTS/USERS追跡管制隊により実施する。

3.2.3 追跡管制支援の期間

USER S 宇宙機の打上げ段階及び初期段階における追跡管制支援の期間は、打上げ後約20日間である。なお、定常段階における追跡管制支援期間は、打上げから約2.5年であり、このうち、REM帰還運用に係わる追跡管制支援は、打上げから8ヶ月前後の予定である。

3.2.4 追跡管制支援作業

USER S 宇宙機は、H-II A ロケット3号機により打上げられ、周回軌道に投入される。

USER S 宇宙機は軌道投入後、USE F により太陽電池パドル展開、太陽捕捉、レートダンピング及び軌道上昇マヌーバが実施される。

軌道上昇後、USE F が衛星バス機器及びミッション機器の初期機能確認を行い、微小重力下で材料実験等のミッションが実施される。

なお、宇宙開発事業団は新GN地上局（増田・沖縄・マスパロマス・パース・サンチャゴ）の運用及び軌道決定を行う。

宇宙開発事業団のUSER S 宇宙機の追跡管制支援計画を表-6に示す。

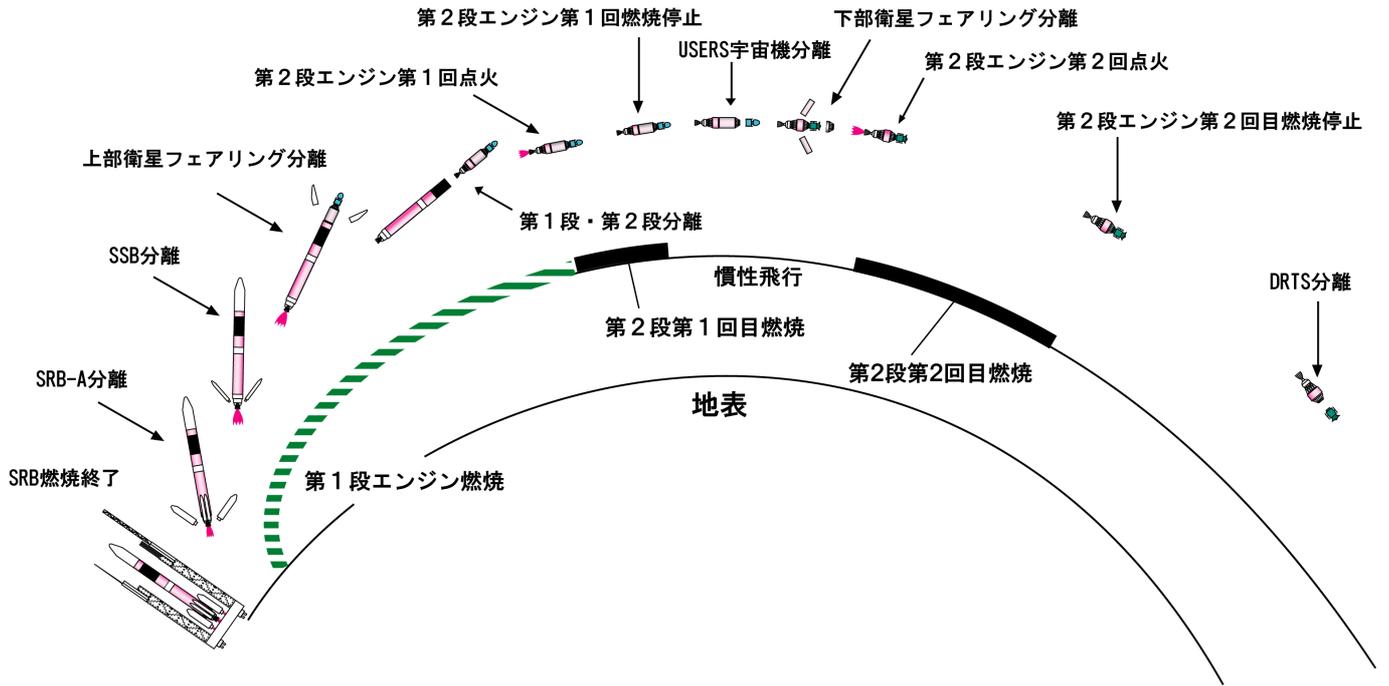
3.2.5 追跡管制支援システム

USER S 宇宙機の追跡管制支援業務に使用するシステムを図-12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。

表 - 1 ロケットの飛行計画



事 象	打上後経過時間			距離 km	高度 km	慣性速度 km/s
	時	分	秒			
1 リフトオフ	0	0		0	0	0.4
2 固体補助ロケット第1ペア点火	0	10		0	0	0.4
3 固体補助ロケット第1ペア燃焼終了	1	9		10	20	1.1
4 固体補助ロケット第2ペア点火	1	16		13	25	1.2
5 固体ロケットブースタ燃焼終了	1	39		30	43	1.5
6 固体ロケットブースタ分離	1	46		37	49	1.6
7 固体補助ロケット第1ペア分離	1	47		38	50	1.6
8 固体補助ロケット第2ペア燃焼終了	2	15		70	75	2.0
9 固体補助ロケット第2ペア分離	2	24		82	83	2.0
10 上部衛星フェアリング分離	4	10		276	168	2.9
11 第1段主エンジン燃焼停止	6	28		732	276	5.2
12 第1段・第2段分離	6	36		768	284	5.2
13 第2段エンジン第1回燃焼開始	6	42		795	290	5.2
14 第2段エンジン第1回燃焼停止	12	58		2833	454	7.6
15 U S E R S 宇宙機分離	13	48		3168	454	7.6
16 下部衛星フェアリング分離	16	18		4179	453	7.6
17 第2段エンジン第2回燃焼開始	26	17		8216	448	7.7
18 第2段エンジン第2回燃焼停止	28	42		9341	461	10.0
19 D R T S 分離	29	18		9658	477	10.0

表 - 2 ロケットの主要諸元

全 段					
名 称	H - A ロケット 3号機				
全 長(m)	57				
全 備 質 量(t)	348 (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	固体補助 ロケット	第 2 段	衛星 フェアリング
全 長(m)	37	15	15	11	16
外 径 (m)	4.0	2.5	1.0	4.0	4.1
質 量(t)	114	150(2本分)	62(4本分)	20	1.9
推 進 薬 質 量(t)	101	130(2本分)	52(4本分)	17	
推 力(KN)	1,100 ¹	4,520(2本分) ¹	1,490 ¹ (最大2本分)	137 ¹	
燃 焼 時 間(s)	390	100	60	530	
推 進 薬 種 類	液 体 酸 素 / 液 体 水 素	ホリウム系 コンポジット 固体推進薬	ホリウム系 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)	429 ¹	280 ¹	282 ¹	447 ¹	
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	

1：真空中 固体ロケットブースタは最大推力で規定

表 - 3 D R T S の主要諸元

名称	データ中継技術衛星 (D R T S)
目的	(1) 地球観測衛星や国際宇宙ステーションの「きぼう」日本実験棟等、中低高度の宇宙機と地上局を結ぶデータ中継技術の確立。 (2) C O M E T S のデータ中継機能・性能を一層向上させた技術の開発と軌道上実証実験の実施 (3) 中型静止衛星バスの基盤技術の確立。
軌道	種類 : 静止軌道 高度 : 約 3 6 0 0 0 k m 静止位置 : 東経 9 0 . 7 5 ° (予定) 軌道保持範囲 : 南北 ; ± 0 . 1 ° 以内 東西 ; ± 0 . 1 ° 以内
形状・寸法	2 翼式太陽電池パドル、フィーダリンク用アンテナ、衛星間通信用アンテナを有する箱型。 本体 : 約 2 . 2 m × 約 2 . 4 m × 約 2 . 2 m (高さ) 太陽電池パドル (1 翼) : 約 2 . 4 m (幅) × 約 7 . 1 m
質量	2 . 8 トン (打上げ時)
発生電力	2 1 1 5 W 以上 (E O L)
ミッション寿命	7 年間
姿勢制御方式	三軸姿勢制御 (コントロールバイアスモーメント方式)

表 - 4 U S E R S 宇宙機の主要諸元

名称	次世代型無人宇宙実験システム (U S E R S) 宇宙機
目的	<p>1 . 約 8 . 5 ヶ月間の軌道運用後、リエントリモジュール (R E M) を自律的に大気圏に再突入させ帰還させる、我が国初の技術の開発、実証を行う。</p> <p>2 . 軌道上の微小重力環境下において大型高温超電導材料の結晶成長実験を行い、地上における生産に必要な結晶成長のメカニズムを解明する。</p> <p>3 . 民生技術・部品の宇宙環境下における機能を検証し、将来の衛星バス製造に適用するための知見を得る。</p>
運用軌道	<p>高度 : 5 0 0 k m</p> <p>軌道傾斜 : 3 0 . 4 °</p>
形状・寸法	<p>2 翼式太陽電池パドル、リエントリモジュールを有する箱型。</p> <p>本体 (太陽電池パドル展開時) : (高さ) 約 3 . 5 m × (全長) 約 1 5 . 5 m</p>
構成	<p>S E M (サービスモジュール)</p> <p>R E M、実験機器等への電力、通信等のサービスを提供し、実験機器等の運用を行い、データを取得する。</p> <p>R E M (リエントリモジュール)</p> <ul style="list-style-type: none"> ・リカバリビークル (R E V) : 超電導材料製造実験用電気炉及び再突入飛行環境光学計測装置を搭載しており微小重力環境実験の後、大気圏に再突入し、回収される。 ・プロパルジョンモジュール (P M) : 再突入のための軌道離脱ロケット等を搭載し、軌道離脱後に R E V から切り離されて大気圏に再突入し消滅する。
質量	約 1 . 7 トン
発生電力	2 . 5 K W (E O L)
運用期間	約 2 . 5 年 (R E M は約 8 . 5 ヶ月)
姿勢制御方式	三軸姿勢制御 (ゼロモーメント方式)

表 - 5 D R T S の追跡管制計画

: 運用を行う、 : バックアップ

地上局		運用フェーズ	打上げ段階	初期段階		定常段階
			クリティカルフェーズ		初期機能確認フェーズ	
追跡管制システム	T A C C (筑波宇宙センター追跡管制棟)					
	K T C S (勝浦宇宙通信所)				(注1)	
	M T C S (増田宇宙通信所)				(注1)	
	O T C S (沖縄宇宙通信所)				(注1)	
	C A N (キャンベラ局)					
	G D S (ゴールドストーン局)					
	M A D (マドリッド局)					
	A G O (サンチャゴ局)			(注2)		
	K R U (クールー局)			(注2)		
関連部門	R C C *1					
	P G T *2					
	H G T *3					
	M R T *4					

(注1) : 初期機能確認フェーズにおける運用局の指定は、衛星班からの要求に基づき筑波宇宙センター追跡管制棟運用管理担当により策定される各追跡管制局の運用計画に従う。

(注2) : 1 s t A O S 時のみ使用

- * 1 : R C C (Range Control Center) 総合指令棟 (射場)
- * 2 : P G T (Primary Ground Terminal) 筑波中央フィーダリンク局
- * 3 : H G T (Hatoyama Ground Terminal) 鳩山フィーダリンク局
- * 4 : M R T (Masuda Ranging Terminal) 増田測距局

表 - 6 U S E R S 宇宙機の追跡管制支援計画

: 運用を行う、 : バックアップ

地上局		運用フェーズ	打上げ段階	初期段階		定常段階
			クリティカルフェーズ		初期機能確認フェーズ	
追跡管制システム	筑波管制局					
	M D S 1					
	O K N 1					
	M S P 1					
	P R T 1					
	S N T 1					
	マリンディ局(注1)					
関連	U S O C					

(注1) マリンディ局(ESA)はREM帰還運用に使用する。

- ・ M D S 1 : 新GN増田局
- ・ O K N 1 : 新GN沖縄局
- ・ M S P 1 : 新GNマスパロマス局
- ・ P R T 1 : 新GNパース局
- ・ S N T 1 : 新GNサンチャゴ局
- ・ U S O C : U S E F 運用管制センター

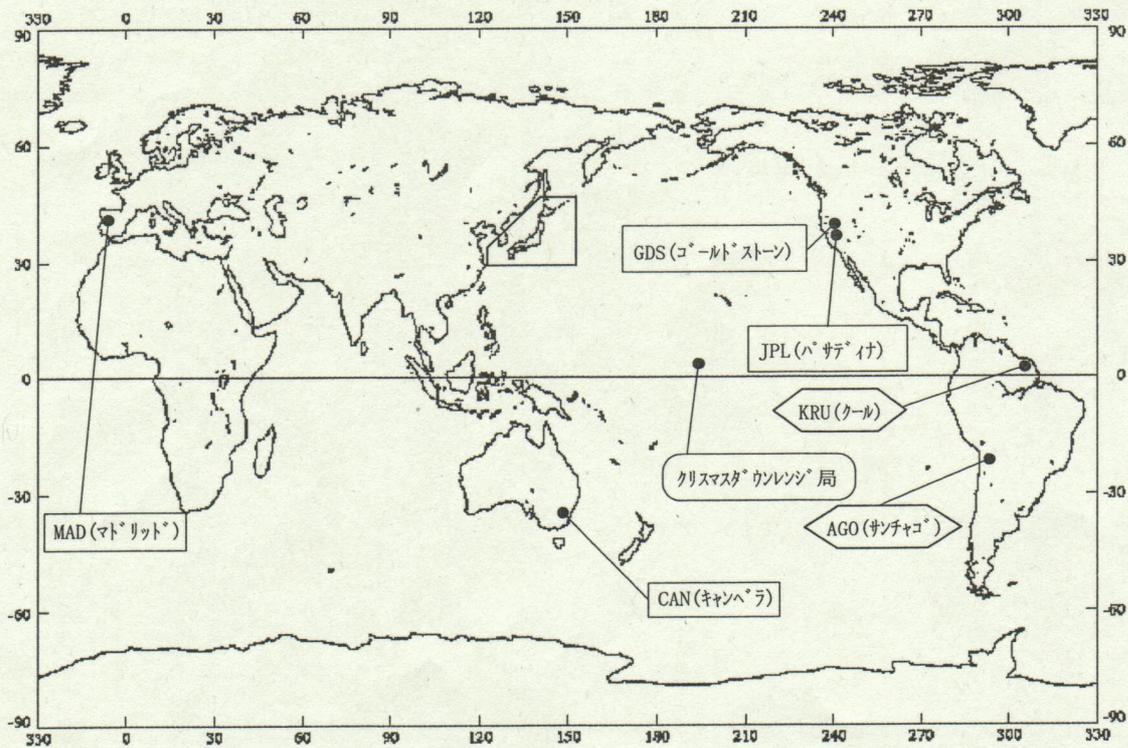
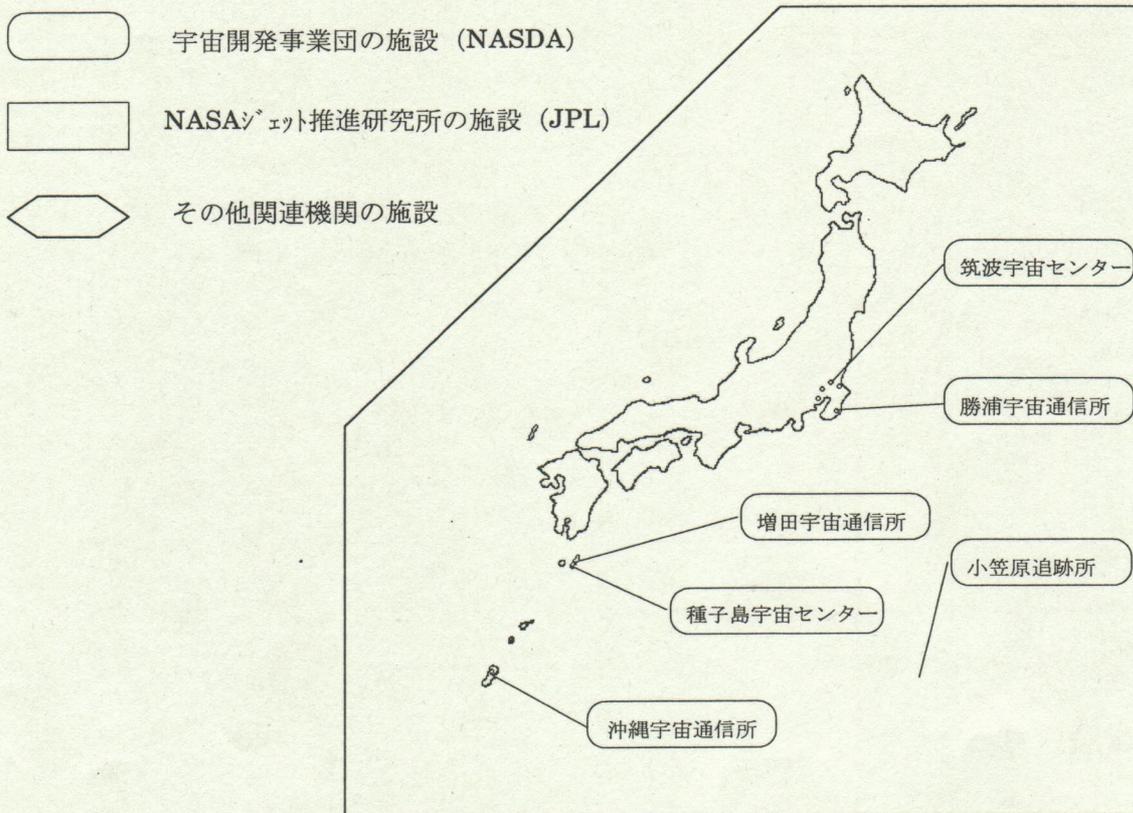


図-1 打上げ及び追跡管制施設の配置図

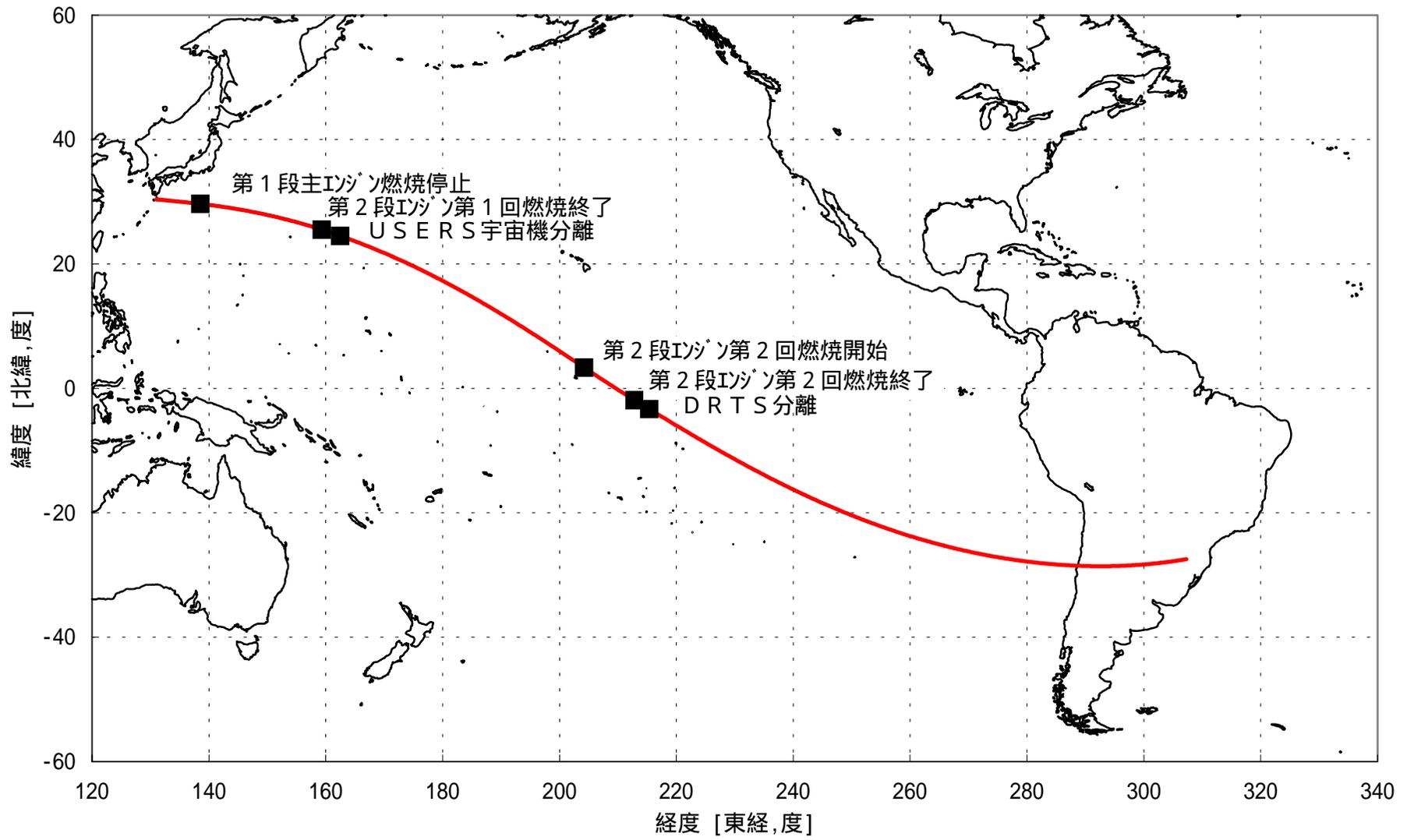


図-2 ロケットの飛行経路

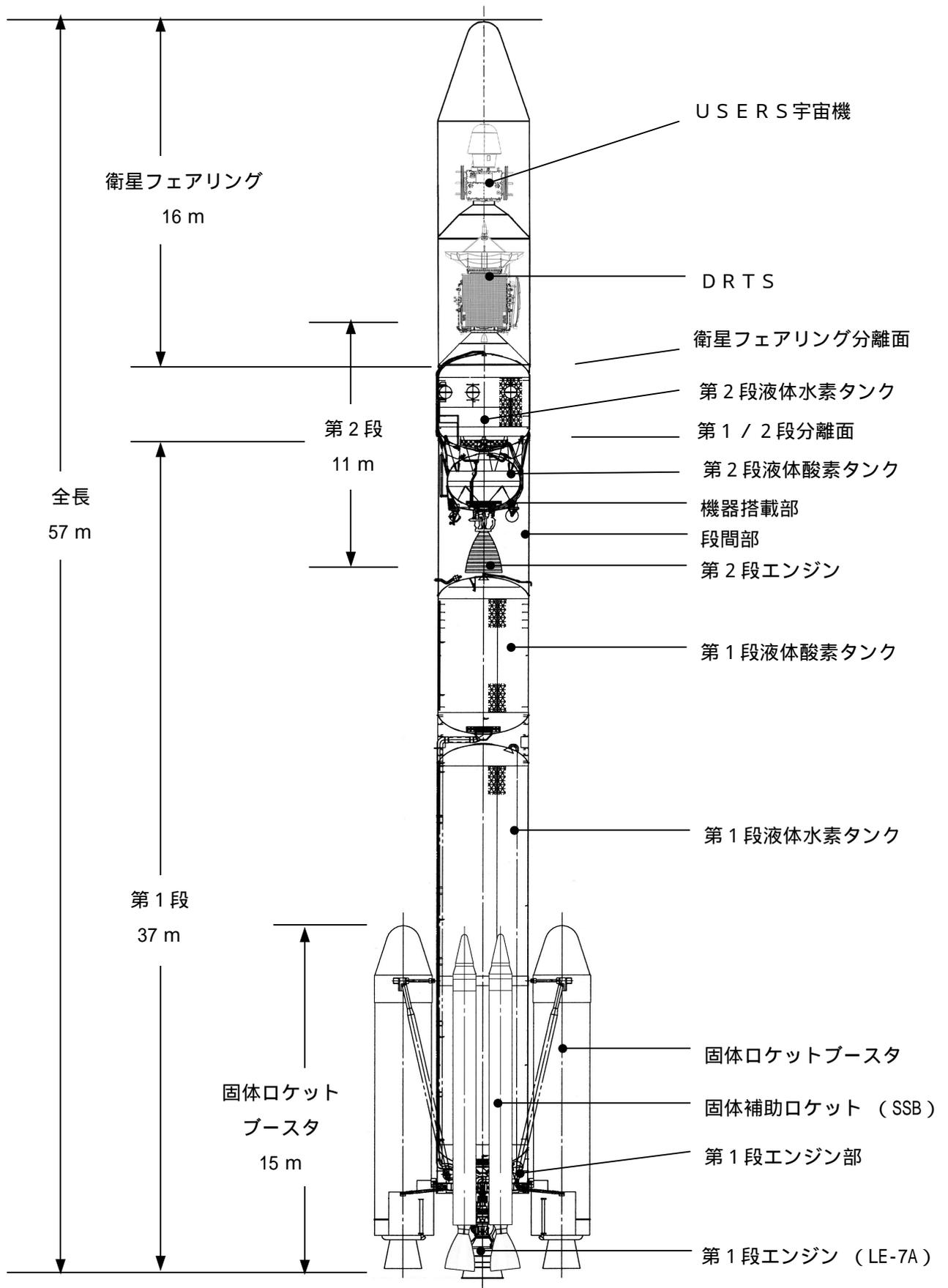


図 - 3 ロケットの形状

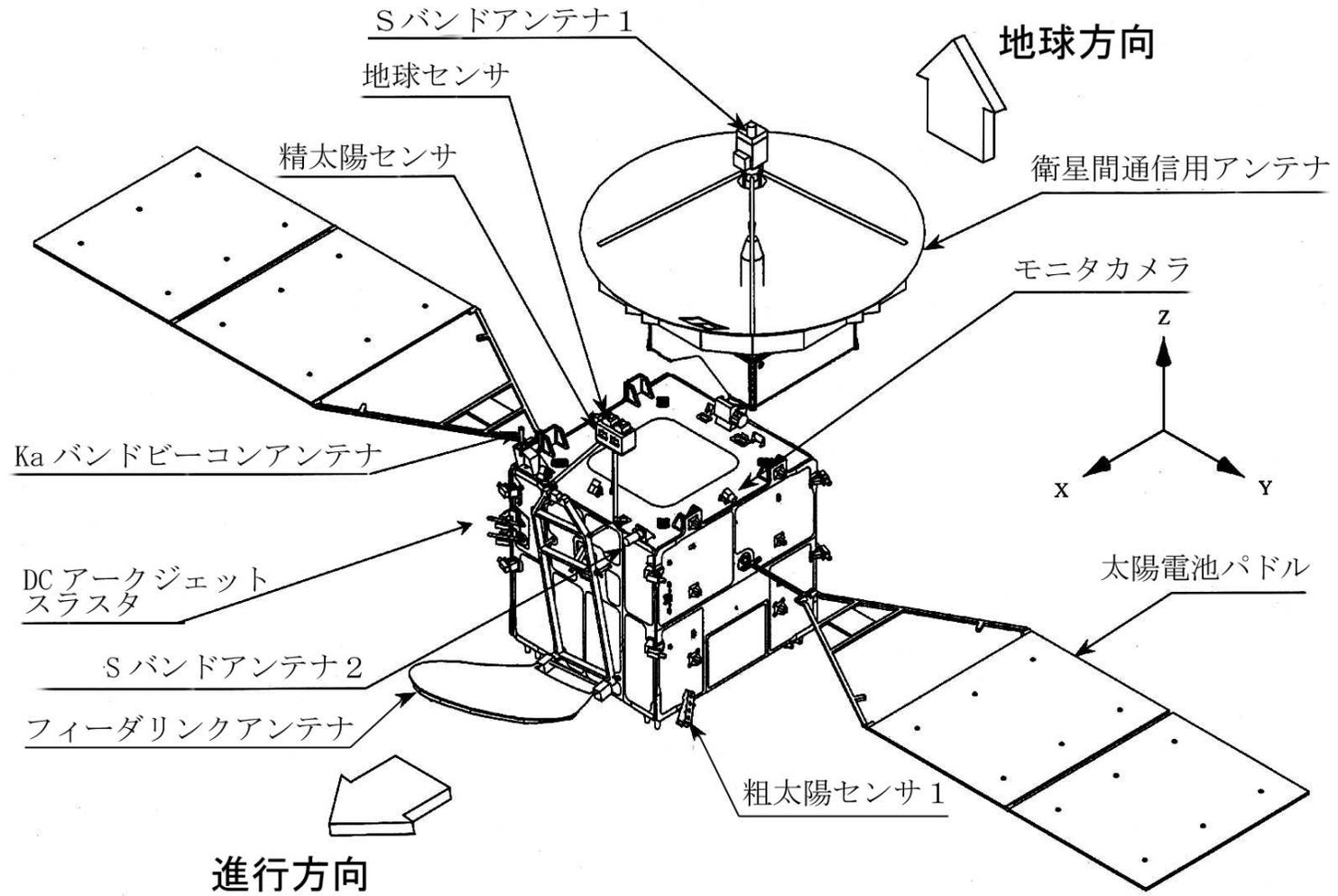


図 - 4 DRTSの軌道上外観図

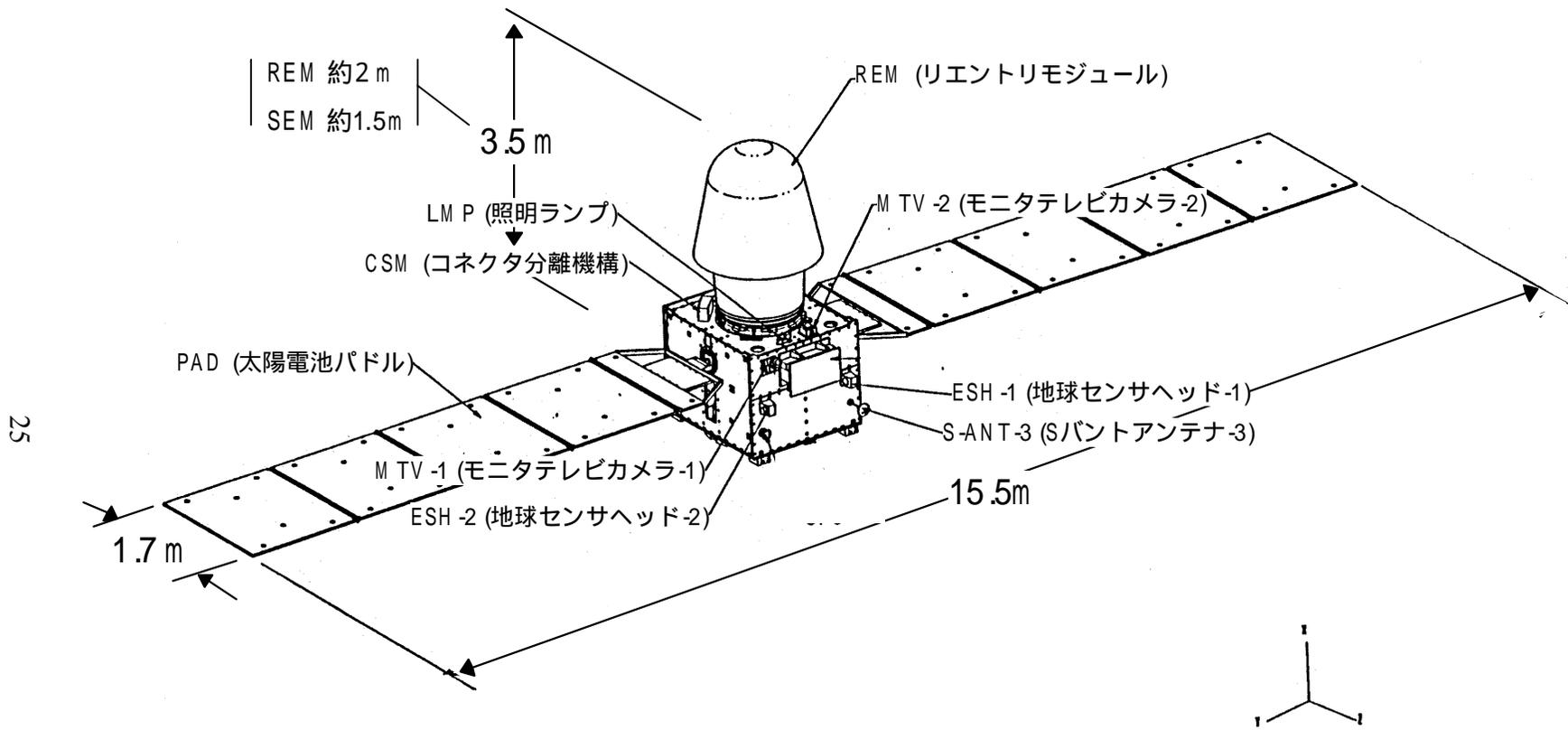


図 - 5 USERS 宇宙機の軌道上外観図

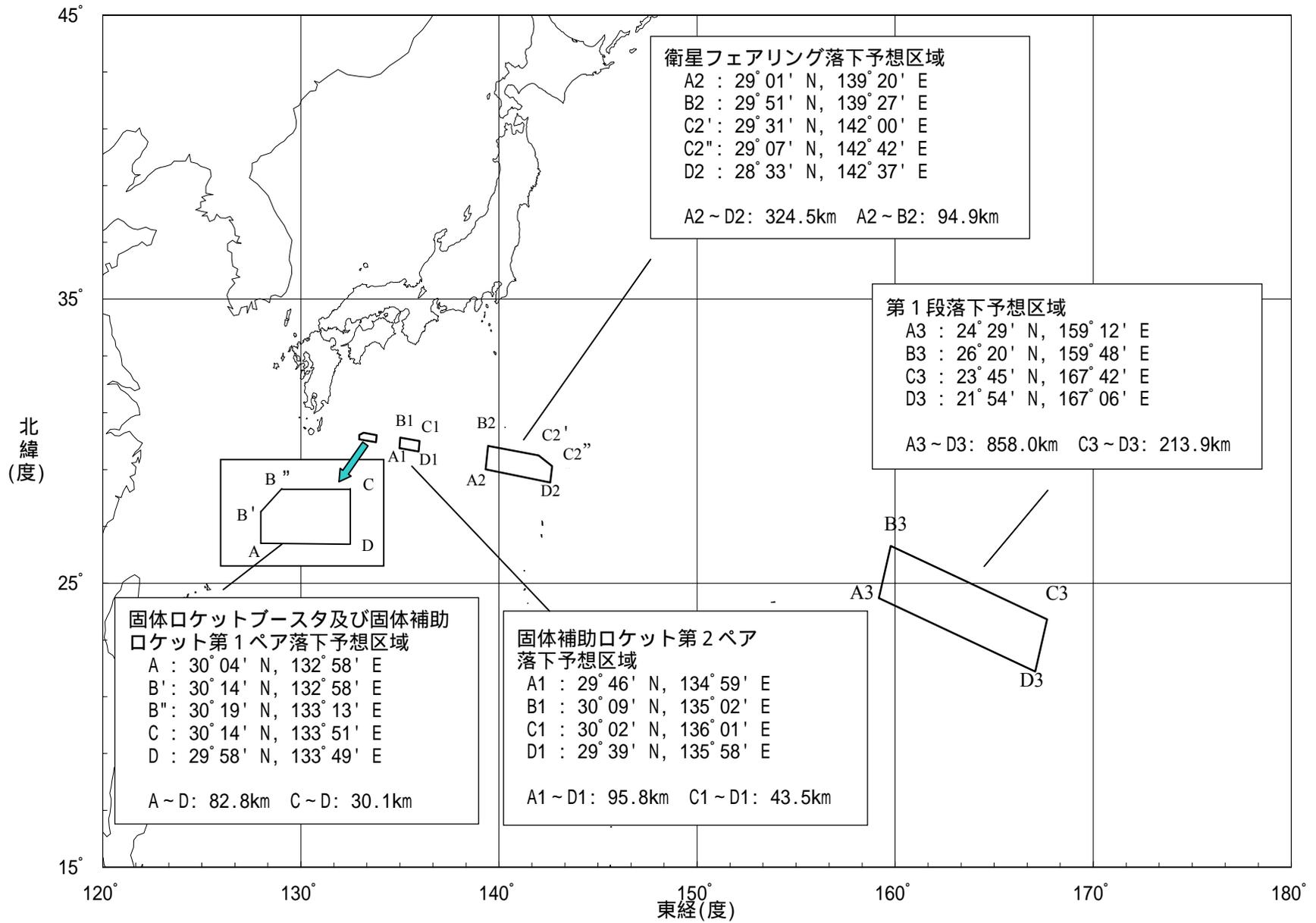
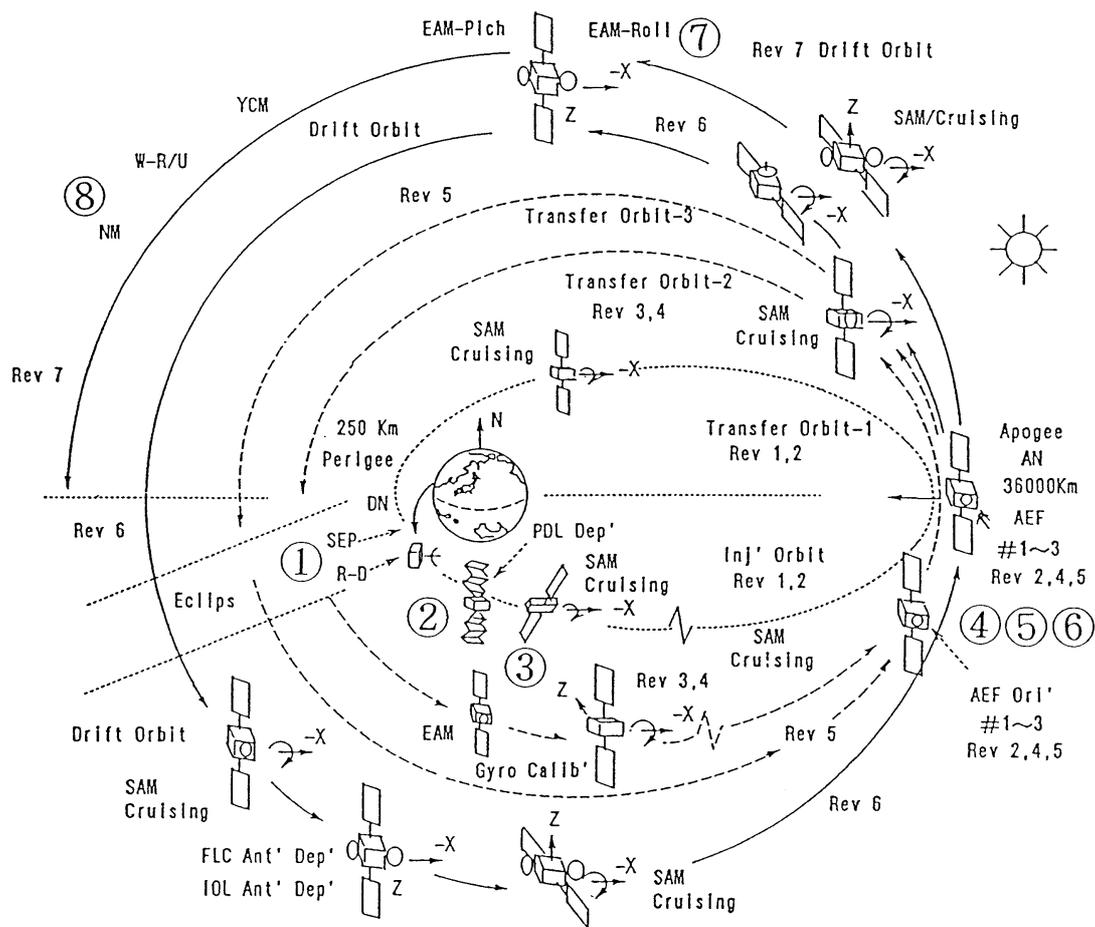


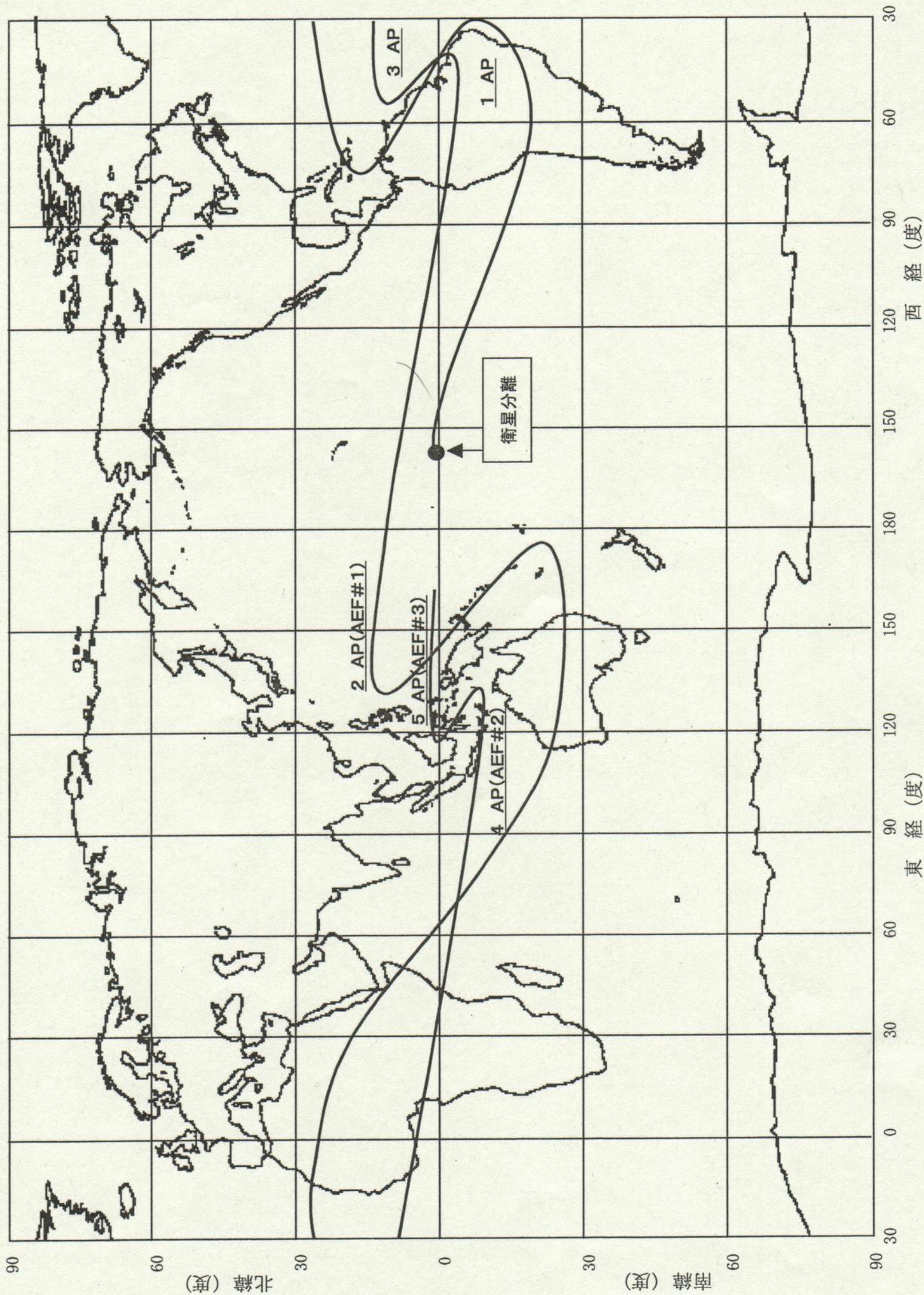
図-7 ロケット落下物の落下予想区域



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。

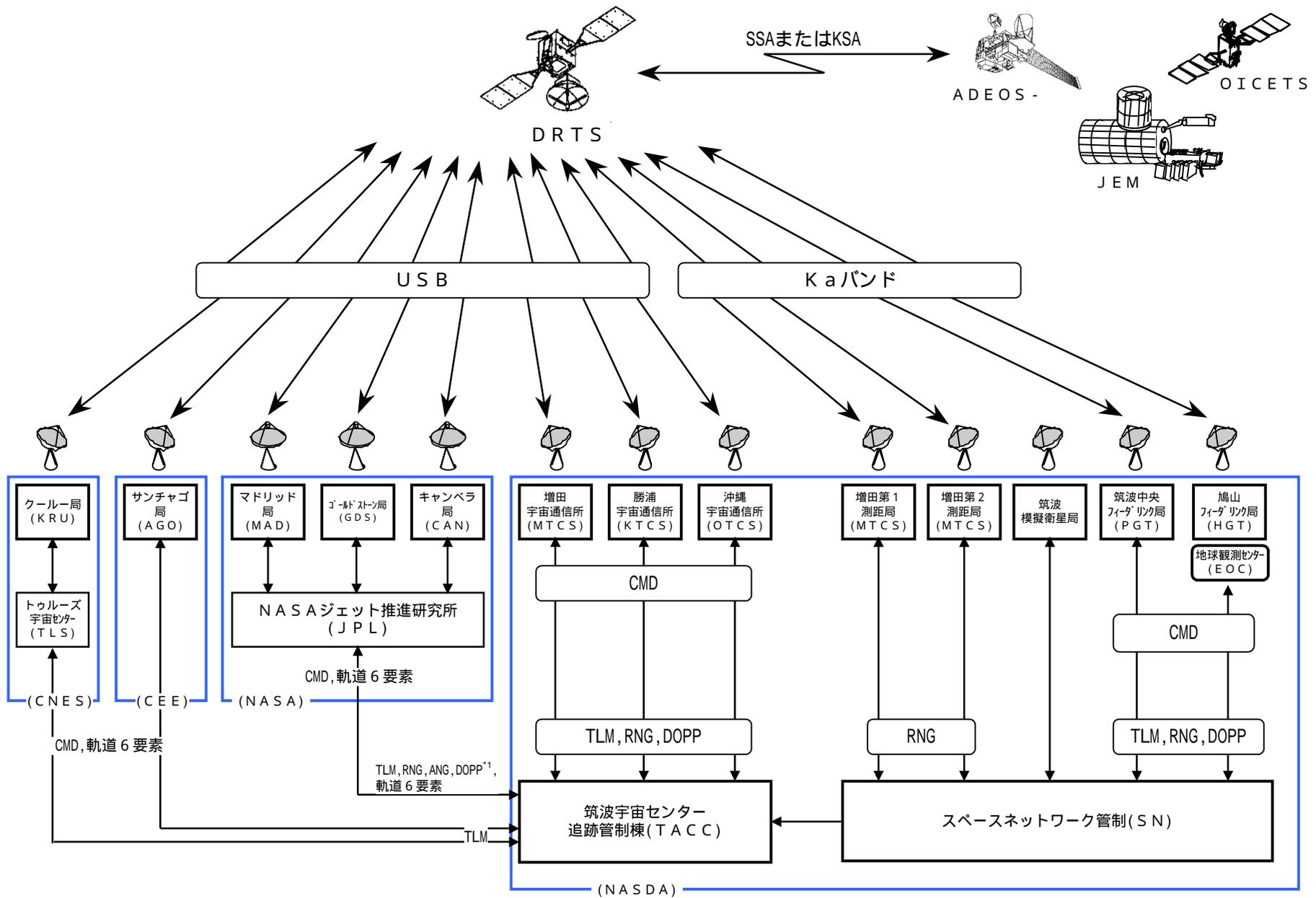
イベント	打上げ後経過時間	周回数	可視局	備考
第2段 / 衛星分離	約30分	0	-	自動シーケンス
パドル展開開始	約35分	0	-	自動シーケンス
パドル太陽追尾開始	約38分	0	-	自動シーケンス
第1 AEF 噴射	15時間50分	2	勝浦、増田、沖縄、CAN	リアルコマンド
第2 AEF 噴射	42時間10分	4	勝浦、増田、沖縄、CAN	リアルコマンド
第3 AEF 噴射	65時間20分	5	勝浦、増田、沖縄、CAN	リアルコマンド
三軸姿勢制御移行	91時間30分	7	勝浦、増田、沖縄	リアルコマンド
定常制御モード移行	97時間10分	7	勝浦、増田、沖縄	リアルコマンド

図 - 8 DRTS 飛行計画



(注) 第1・2トランスファ軌道軌跡
AEF: アポジエンジン噴射

図-9 DRTSの地表面軌跡



* 1 : C A Nのみ

図 - 10 DRTS 追跡管制システム

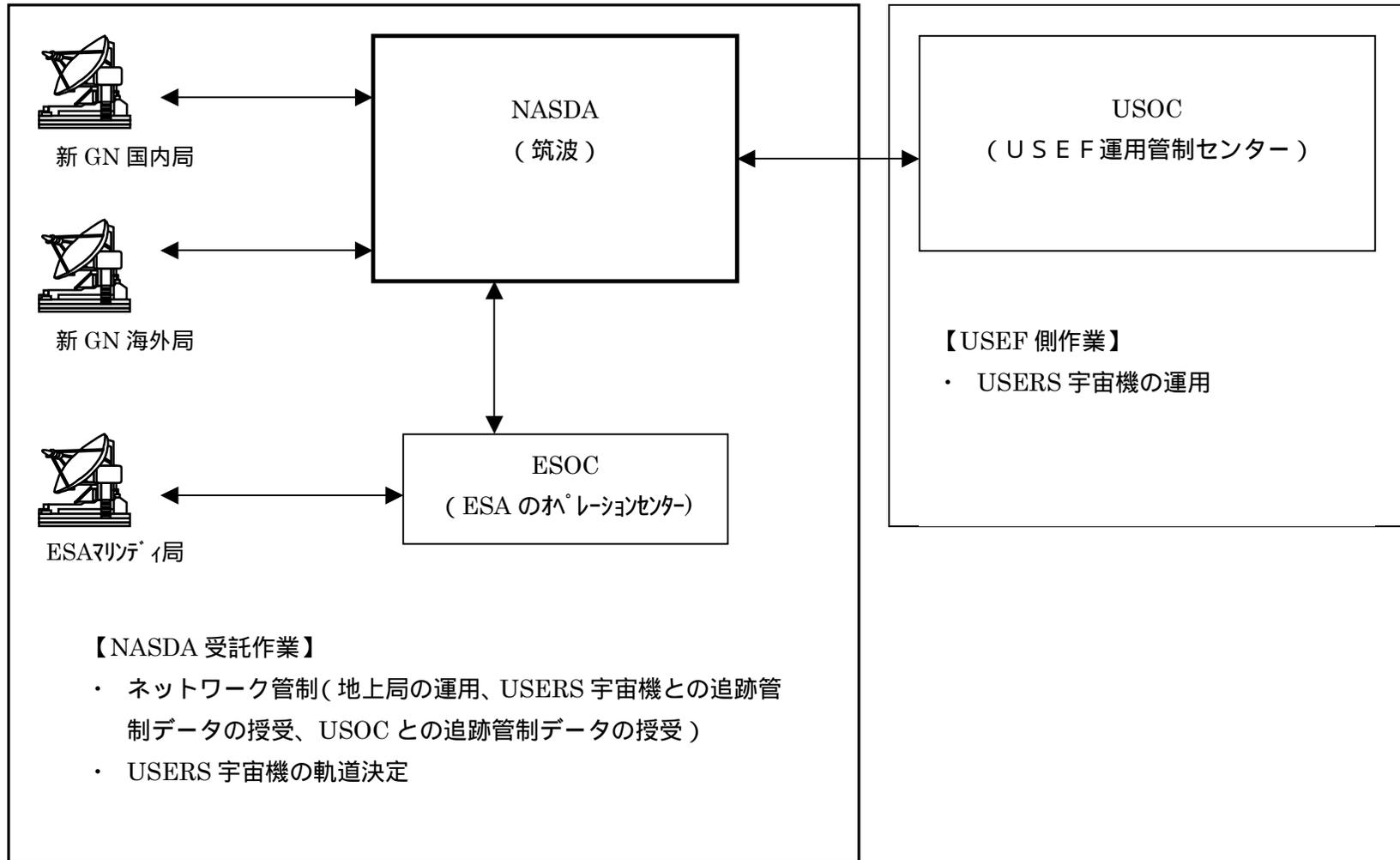
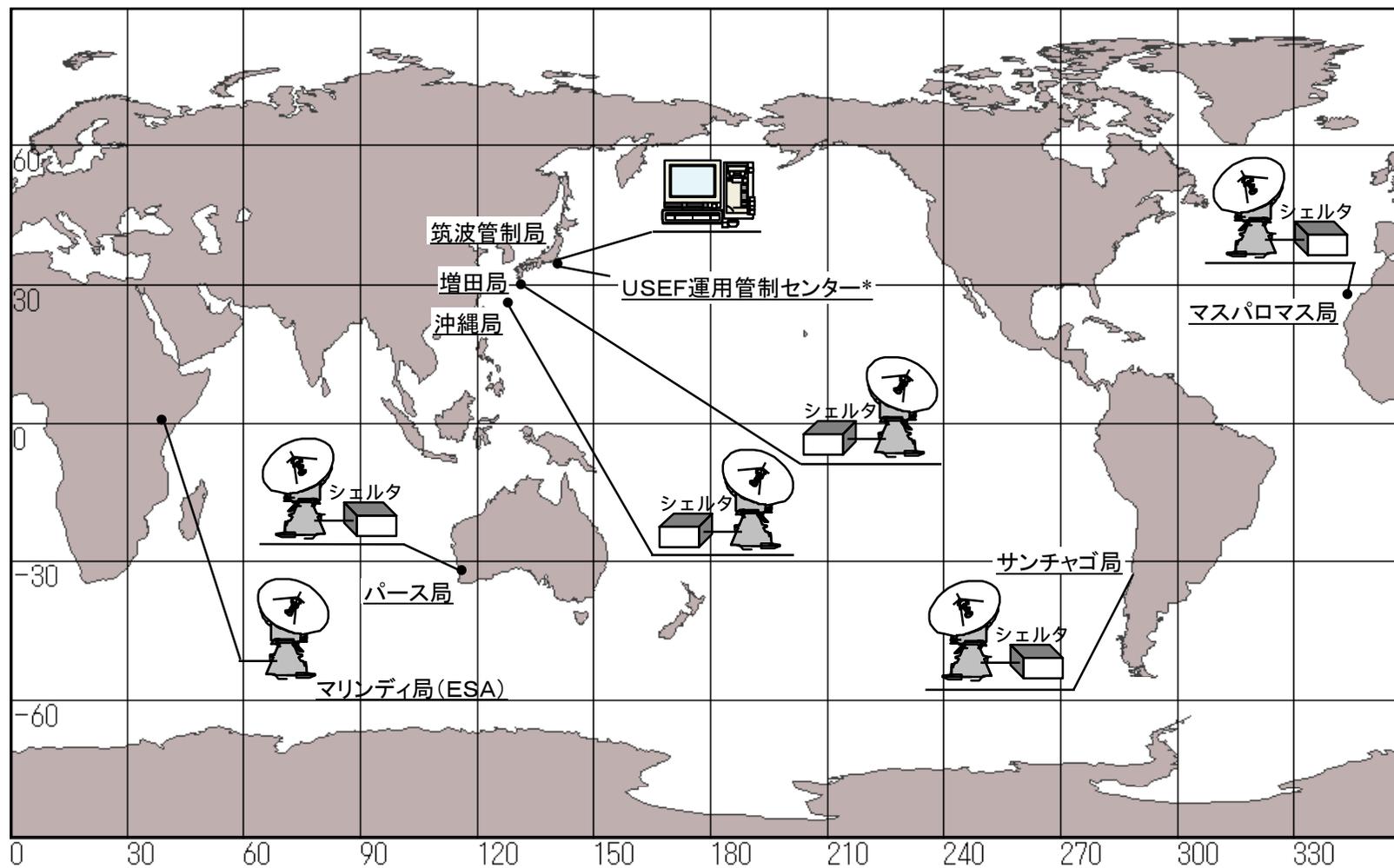


図 - 1 1 追跡管制支援作業の概要



*追跡管制の実施主体

図-12 USERS宇宙機追跡管制支援に使用するシステムの概要