

平成13年度冬期

ロケット打上げ及び追跡管制計画書

民生部品・コンポーネント実証衛星 (MDS-1) / 高速再突入実験機 (DASH) /
H-II A ロケット試験機 2 号機 (H-II A・F2)

平成13年11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 打上げ及び追跡管制隊	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 民生部品・コンポーネント実証衛星(MDS-1)の概要	6
2. 6 高速再突入実験機(DASH)の概要(参考)	6
2. 7 性能確認用ペイロード(VEP-3)の概要	6
2. 8 打上げに係る安全確保	6
2. 9 関係機関への打上げ情報の通報	7
3. 追跡管制計画	8
3. 1 追跡管制実施場所	8
3. 2 追跡管制の期間	8
3. 3 追跡管制作業	9
3. 4 MDS-1の飛行計画	9
3. 5 追跡管制システム	9
3. 6 DASHの追跡支援	9
4. 打上げ結果の報告等	10

表リスト

表-1 ロケットの飛行計画	11
表-2 ロケットの主要諸元	12
表-3 MDS-1の主要諸元	13
表-4 MDS-1追跡管制計画	17

図リスト

図-1 打上げ及び追跡管制施設の配置図	18
図-2 ロケットの飛行経路	19
図-3 ロケットの形状	20
図-4 MDS-1の軌道上外観図	21
図-5 DASHの形状	22
図-6 VEP-3の形状	23
図-7 ロケット打上げ時の警戒区域	24
図-8 ロケット落下物の落下予想区域	25

図-9	MDS-1の飛行計画	26
図-10	MDS-1の地表面軌跡	27
図-11	MDS-1追跡管制システム	28

平成13年度冬期ロケット打上げ及び追跡管制計画書

1. 概要

宇宙開発事業団は、平成13年度冬期にMDS-1/DASH/H-II Aロケット試験機2号機（H-II A・F2）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

打上げ及び追跡管制実施責任者

理事長 山之内 秀一郎

1. 3 打上げ及び追跡管制の目的

- 固体補助ロケット（SSB）4本付きの標準型のH-II Aロケットにより、静止トランスファ軌道への飛行実証を行い、その機能・性能を実証するためのデータを取得すること。
- 民生部品・コンポーネント実証衛星（MDS-1）及び高速再突入実験機（DASH）を所定の軌道に投入すること。

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-II Aロケット試験機2号機（H-II A・F2） 1機
- ・ ペイロード：民生部品・コンポーネント実証衛星（MDS-1） 1基
- ：高速再突入実験機（DASH） 1基
- ：性能確認用ペイロード（VEP-3） 1基

（MDS-1は、Mission Demonstration test Satellite 1の略）

（DASHは、Demonstrator of Atmospheric Rentry System with Hyperbolic Velocityの略）

（VEP-3は、Vehicle Evaluation Payload 3の略）

1. 5 打上げの期間及び時間

打上げの期間は平成13年度冬期である。

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-IIAロケット 試験機2号機 (H-IIA・F2)	平成14年 1月31日(木)	平成14年 2月1日(金) ～ 2月28日(木)	11:40 ～ 12:50	・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17分～35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茎永

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

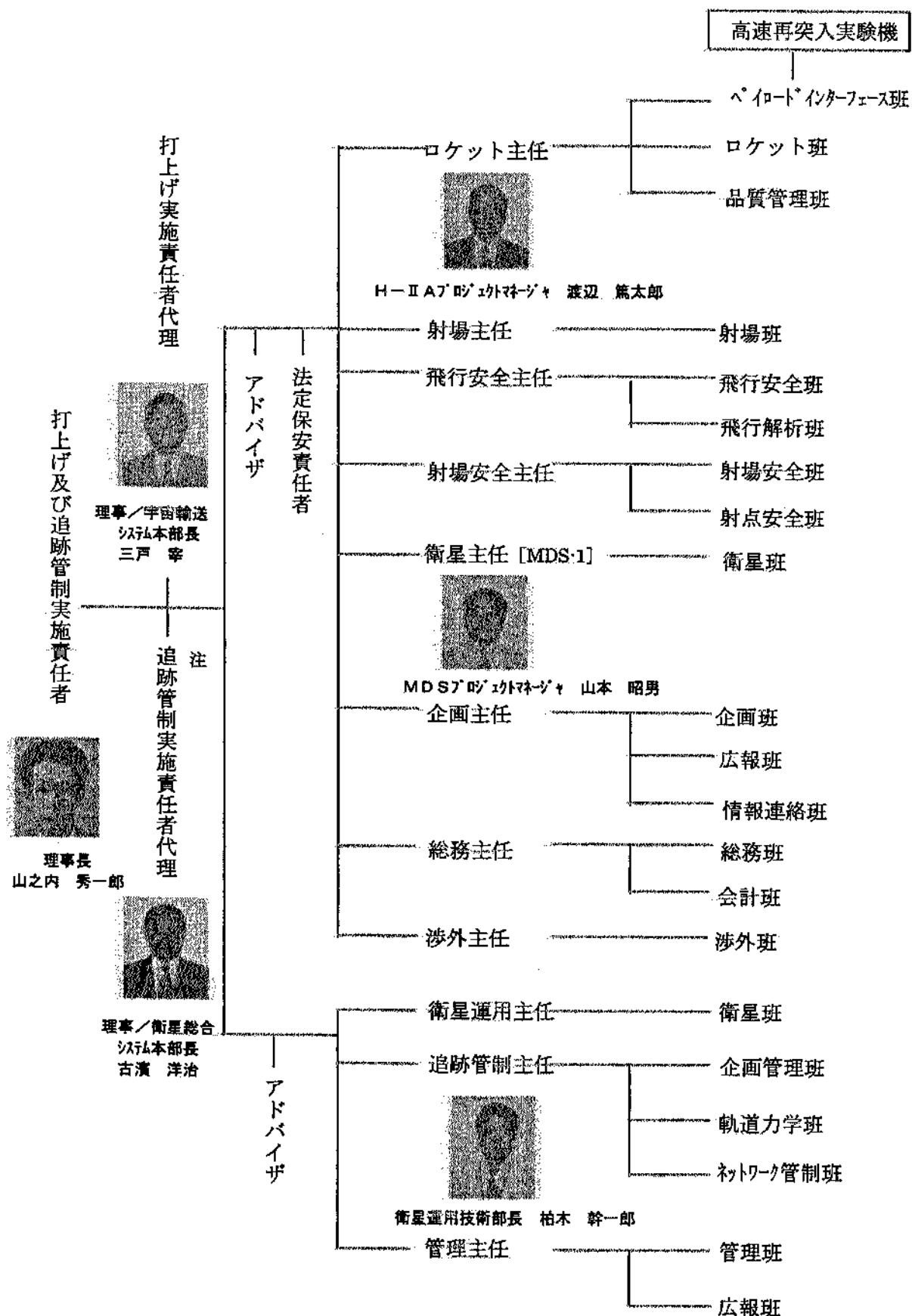
(2) 海外支援機関の施設

ア. サンチャゴダウンレンジ局

チリ共和国サンチャゴ市チリ大学宇宙研究センター

2. 2 打上げ及び追跡管制隊

打上げ整備及びロケット打上げ並びに追跡管制の業務を確実かつ円滑に行うため、下図のとおり打上げ及び追跡管制実施責任者を長とする打上げ隊及び追跡管制隊を編成する。



注) 衛星主任 [MDS-1] も管轄する。

2. 3 ロケットの飛行計画

H-II A ロケット試験機2号機(H-II A・F2)は、MDS-1、VEP-3及びDASH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ロール旋回により機体のピッチ面をキックダウン方位角96度に向け、搭載誘導機器による誘導を行い、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50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5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30秒後に停止し、第1段を約6分38秒後に分離する。

引き続いて、第2段エンジンの第1回燃焼を約6分44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19秒後に停止し、所定のパーキング軌道に投入する。

その後、ロケットは赤道上空附近に至るまで慣性飛行を続け、この間にトランスファ軌道へ移行するための第2段第2回燃焼に備え姿勢の設定を行う。

第2段エンジンの第2回燃焼を約24分36秒後に開始し、搭載誘導機器による誘導を行い、第2回燃焼を約27分28秒後に停止し、所定の静止トランスファ軌道に投入されたロケットから約30分18秒後にDASHを分離する。

その後、約40分55秒後に下部衛星フェアリングを分離し、約46分40秒後にMDS-1を下記の目標軌道に投入する。

静止軌道への衛星直接投入や異なる軌道への複数衛星同時打上げ等の多様なミッションに対応するための再々着火に関する基礎データの取得と技術課題の抽出を目的として、約1時間40分後に第2段エンジンの再々着火予備実験を行う。また、併せてGPSによるデータ取得実験を行う。

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、サンチャゴの各地上局でのテレメータ受信により行われる。

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。

試験機2号機の目標軌道(MDS-1軌道投入時)

	計画値	軌道投入誤差
遠地点高度(km)	35735	±180
近地点高度(km)	500	±4
軌道傾斜角(度)	28.5	±0.02
近地点引数(度)	179.0	±0.40

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 民生部品・コンポーネント実証衛星（MDS-1）の概要

民生部品・コンポーネント実証衛星（MDS-1）は、民生部品の軌道上評価、コンポーネントの小型軽量化技術の確認及び宇宙放射線環境の計測を行うことにより、将来の宇宙機の高機能化、低コスト化を指向した民生部品の宇宙転用及びコンポーネントの小型軽量化にかかる基盤技術の推進を図ることを目的として打上げられる、スピン安定方式の衛星である。

MDS-1の主要諸元を表-3に、形状を図-4に示す。

2. 6 高速再突入実験機（DASH）の概要（参考）

DASHは、文部科学省宇宙科学研究所（ISAS）が開発したもので、将来の月及び惑星からのサンプルリターン等のミッションで必要となる高速再突入の技術を習得するための実験機であり、質量は、86kgで形状を図-5に示す。

静止トランスファ軌道上でロケットから分離されたDASHは、軌道を約7周回後、軌道離脱モータに点火し、大気圏へ高速再突入、パラシュートを開傘し、地上に緩降下する。

緩降下の際に、実験機の計測データをテレメータ電波の受信により取得する。

落下地点は、モータニア国内砂漠地帯を予定している。

また、DASHの追跡管制は、文部科学省宇宙科学研究所がチリ大学サンチャゴ局、鹿児島宇宙空間観測所の施設を用いて行う。また、宇宙開発事業団は、国内の宇宙通信所により追跡等の支援を行う。

2. 7 性能確認用ペイロード（VEP-3）の概要

H-IIAロケット試験機2号機（H-IIA・F2）の性能確認用ペイロード（VEP-3）は、打上げ時に衛星がさらされる環境データについて、VEP-3上で、温度（1点）、加速度（3点）、音響（1点）の計測を行う。質量は、33kgで形状を図-6に示す。

2. 8 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、別に定める射場安全管理規程、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-IIAロケット試験機2号機（H-IIA・F2）打上げ当日は、図-7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。その細目は打ち合わせの上決定する。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-7)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. 9 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-7に示す海上の警戒区域及び図-8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 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

オ. キルナ海外可搬局

Swedish Space Corporation Esrange,
P.O. Box 802, s-981 28 Kiruna, Sweden

(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、チリ大学宇宙研究センター（CEE）の支援を受ける。

ア. サンチャゴ局

チリ共和国サンチャゴ市チリ大学宇宙研究センター

3. 2 追跡管制の期間

MDS-1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10日間である。

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1年）までとする。

3. 3 追跡管制作業

MDS-1は、H-II A試験機2号機により打上げられ、長楕円軌道に投入される。

長楕円軌道に投入後、国内局（増田・勝浦・沖縄宇宙通信所）と海外可搬局（NTSK）、及び海外局（AGO）の支援を受け、ニューテーションダンピング／太陽電池パドル展開／スピニングアップ／太陽捕捉等を実施する。

その後、チェックアウトを実施し、追跡管制システムとUSB回線を用いて衛星の測距、テレメトリ、コマンド運用を行う。

MDS-1追跡管制計画を表-4に示す。

(1) 打上げ段階

MDS-1は、予め打上げ準備段階及び打上げ前段階において、衛星テレメトリ・データの取得確認及びコマンド運用ができることの確認並びに打上げ直前の必要な運用とその確認を行う。

衛星分離と共に自動的に初期シーケンス制御が開始される。

(2) 初期段階

MDS-1は、長楕円軌道に投入され、衛星分離後にニューテーションダンピング／太陽電池パドル展開／スピニングアップ／太陽捕捉／MAST伸展等を実施する。

その後、バス機器及び各ミッション機器が規定の要求事項を軌道上で満足していることを確認し、かつ定常段階以降での運用のための性能、特性のベースラインデータを取得するほか、衛星の機能を維持する作業を実施する。

3. 4 MDS-1の飛行計画

MDS-1の、第2段との分離から目標の長楕円軌道投入までの飛行計画（概略計画値）を図-9に示す。

また、同期間のMDS-1軌道の地表面軌跡を図-10に示す。

3. 5 追跡管制システム

MDS-1の追跡管制業務に使用するシステムを図-11に示す。

3. 6 DASHの追跡支援

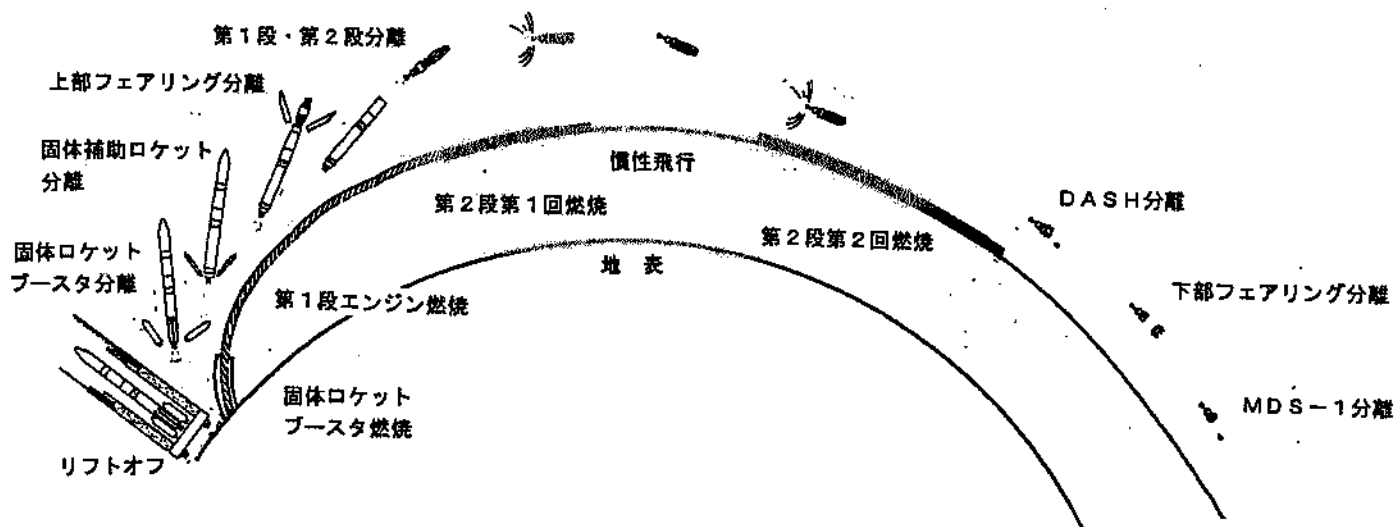
NASDA宇宙通信所における国内第1可視の捕捉情報を宇宙科学研究所に連絡する。

また、軌道決定の支援を行う。（定常組織にて行う。）

4. 打上げ結果の報告等

- (1) 打上げ及び追跡管制の結果については、文部科学省等関係機関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。

表一 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	0.4
2 固体補助ロケット第1ペア点火	0	10	0	0	0	0.4
3 固体補助ロケット第1ペア燃焼終了	1	10	0	11	20	1.1
4 固体補助ロケット第2ペア点火	1	16	0	14	25	1.2
5 固体ロケットブースタ燃焼終了	1	40	0	32	44	1.6
6 固体ロケットブースタ分離	1	50	0	41	53	1.7
7 固体補助ロケット第1ペア分離	1	51	0	42	54	1.7
8 固体補助ロケット第2ペア燃焼終了	2	16	0	72	77	2.0
9 固体補助ロケット第2ペア分離	2	24	0	83	84	2.0
10 衛星フェアリング分離	4	5	0	268	168	2.9
11 第1段主エンジン燃焼停止	6	30	0	744	300	5.3
12 第1段・第2段分離	6	38	0	781	309	5.3
13 第2段エンジン第1回燃焼開始	6	44	0	809	315	5.3
14 第2段エンジン第1回燃焼停止	12	19	0	2634	504	7.6
15 第2段エンジン第2回燃焼開始	24	36	0	7544	499	7.6
16 第2段エンジン第2回燃焼停止	27	28	0	8857	501	10.0
17 DASH分離	30	18	0	10346	608	9.9
18 下部衛星フェアリング分離	40	55	0	14879	2236	8.7
19 MDS-1分離	46	40	0	16505	3560	8.0
20 第2段エンジン第3回燃焼開始	1	40	0	18505	15685	4.5
21 第2段エンジン第3回燃焼停止	1	40	51	18480	15848	4.6

表一 2 ロケットの主要諸元

全 段					
名 称	H-II Aロケット試験機2号機 (H-II A・F 2)				
全 長 (m)	5 7				
全 備 質 量 (t)	3 4 8 (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)	1,073 ※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 化 酸 素 / 液 化 水 素	ポリブタジエン系 コンボジット 固体推進薬	ポリブタジエン系 コンボジット 固体推進薬	液 化 酸 素 / 液 化 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 テレメタ送信機	—	—	誘導制御系機器 レーダトランスポンダ テレメタ送信機 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 MDS-1の主要諸元 (1/4)

項番	項目	諸元	備考
1.	軌道 ・種類 ・軌道高度 ・軌道傾斜角 ・スピン率 ・姿勢	長楕円軌道 約 500km～約 36000 km 28.5° 5rpm (ノミナル) +Z 軸が太陽中心方向から 10° ± 2° に維持	ロケットによる軌道 投入時は 40° 以内
2.	衛星重量 打上げ衛星質量 ・ミッション系質量 ・バス系機器質量 ・カウンタウェイト質量 ・推薬量	475kg ± 5kg 122kg 316kg 15kg 24kg	最大搭載推薬量
3.	寸法 ・本体寸法 ・太陽電池パドル ・磁力計伸展マスト	1. 2m×1.2m×1.5m 3. 3m×1.6m×2翼 マスト伸展時 3m	ミッション機器
4.	電力 ・発生電力 ・バッテリー容量 ・消費電力	900W以上 (EOL) 20Ah×3.2セル直列×2台 651W (日照ノミナル) (内ミッション機器 371W) 551W (日陰ノミナル) (内ミッション機器 280W)	日陰軽負荷時 379W
5.	信頼度 ・バス系	1年後: 0.8以上	モニタカメラを除く

表-3 MDS-1の主要諸元(2/4)

項番	項目	諸元	備考
6.	C&DH系 ・周波数 ・送信出力 ・回線 ・データレート コマンド HKテレメトリ ミッションデータ ・記録容量 遅延コマンド データレコーダ ノミナル記録可能時間 バス系 ミッション系 ・データ処理方式	アップリンク 2GHz 帯 ダウンリンク 2GHz 帯 ハイパワー ローパワー オフ USB系 500bps 512/128bps (切替可) 16,384bps 256コマンド 1.0Gbits以上 18h12min16s/72h49min4s 15h21min36s/61h26min24s CU/RIU方式	約1047mW(S-TR出力端) 約380m(S-TR出力端) 記録レート:16,384/ 4,096bps 512/128bps 16k/4kbps
7.	電源系 ・バス方式 ・電力制御 ・バス電圧 ・バッテリー充電方式 ・バッテリー	非安定化50Vシングルバス アナログシンボルパージアルシャント方式 日照時 48.0~52.5V 日陰時 33.0~48.0V 容量管理充放電制御方式 20Ah×32セル×2台	電力分配器出力端 NI-MH
8.	太陽電池パドル系 ・発生電力 ・形状 ・太陽電池セル ・枚数	900W以上(EOL) 3.3m×1.6m×2翼 GaAs/Geセル 2枚×2翼	2翼リジッドパドル

表-3 MDS-1の主要諸元 (3/4)

項番	項目	諸元	備考
9.	姿勢制御系 ・姿勢制御方式 ・姿勢決定方式 ・ニュートン制御	スピン安定方式 チンクル/地球センサーによるホールド ープ処理 スラスターによるアクティブニュートン制御方式	
10.	推進系 ・方式 ・スラスター数 ・タンク	ヒドラジン・モノプロペラントブロー ーダウン方式 1N × 4本 420mmφ × 1	(ブラダ式)
11.	構体系 ・構造方式 ・構体寸法 ・ロケットI/F	パネル構造方式 1. 2m×1. 2m×1. 5m PAF 1194M適合	
12.	熱制御系	受動型熱制御を基本 バッテリー、推進系等にヒータ制御	
13.	計装系	機械計装 電気計装	
14.	モニタカメラ ・カメラヘッド	3台 太陽電池パドル用 × 2 磁力計伸展マスト用 × 1	
15.	ミッション機器 ・民生半導体部品・地上用 太陽電池実験装置 (CSD・TSC)	CSD 民生 DRAM, SRAM, EEPROM, FLASH MEMORY, FPGA, の評価データ 取得 TSC 各種地上用太陽電池の評価デ ータ取得	

表-3 MDS-1の主要諸元 (4/4)

項番	項目	諸元	備考
15.	・CPV型バッテリー実験装置 (CPV)	種類 ニッケル水素 容量 5Ah (内部16直列)	2台搭載
	・半導体レコーダ実験装置 (SSR)	記録容量 3.2 Gbit 誤り検出・訂正機能を有す	
	・並列計算機システム実験装置 (PCS)	MPU 64ビット RISC 計算性能 43MIPS	4プロセッサエレメント
	・宇宙環境計測装置 (SEDA)	SDOM 電子、陽子、 α 粒子の計測 DOS トータルドーズの計測 HIT ヘリウムから鉄までの重イオンの計測 MAM 宇宙放射線粒子運動に作用する磁場の計測	

表-4 MDS-1 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	筑波追跡管制棟(TACC)		○	○	○	○
	勝浦宇宙通信所(KTCS)		△	○(注1)	○(注2)	○(注3)
	増田宇宙通信所(MTCS)		○	○(注1)	○(注2)	○(注3)
	沖縄宇宙通信所(OTCS)		○	○(注1)	○(注2)	○(注3)
	キルナ海外可搬局(NTSK)			○	○	
	サンチャゴ局(AGO)			○		
関連部門	RCC*1		○			

(注1)：初期段階では沖縄局，増田局のうち、AOS時刻が早い方を主局とする。

(注2)：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宇宙通信所の運用計画に従う。

(注3)：原則としてMTCSの1系統を占有して運用するが、地上設備不具合等でMTCSが使用不可となった場合はOTCS>KTCSの優先順位で運用する。ただし、OTCSの場合はミッションデータが、KTCSの場合はミッションデータとストアードテレメトリによるHKテレメトリの両方が再生出来なくなる。

* 1：RCC (Range Control Center) 竹崎指令管制棟 (射場)

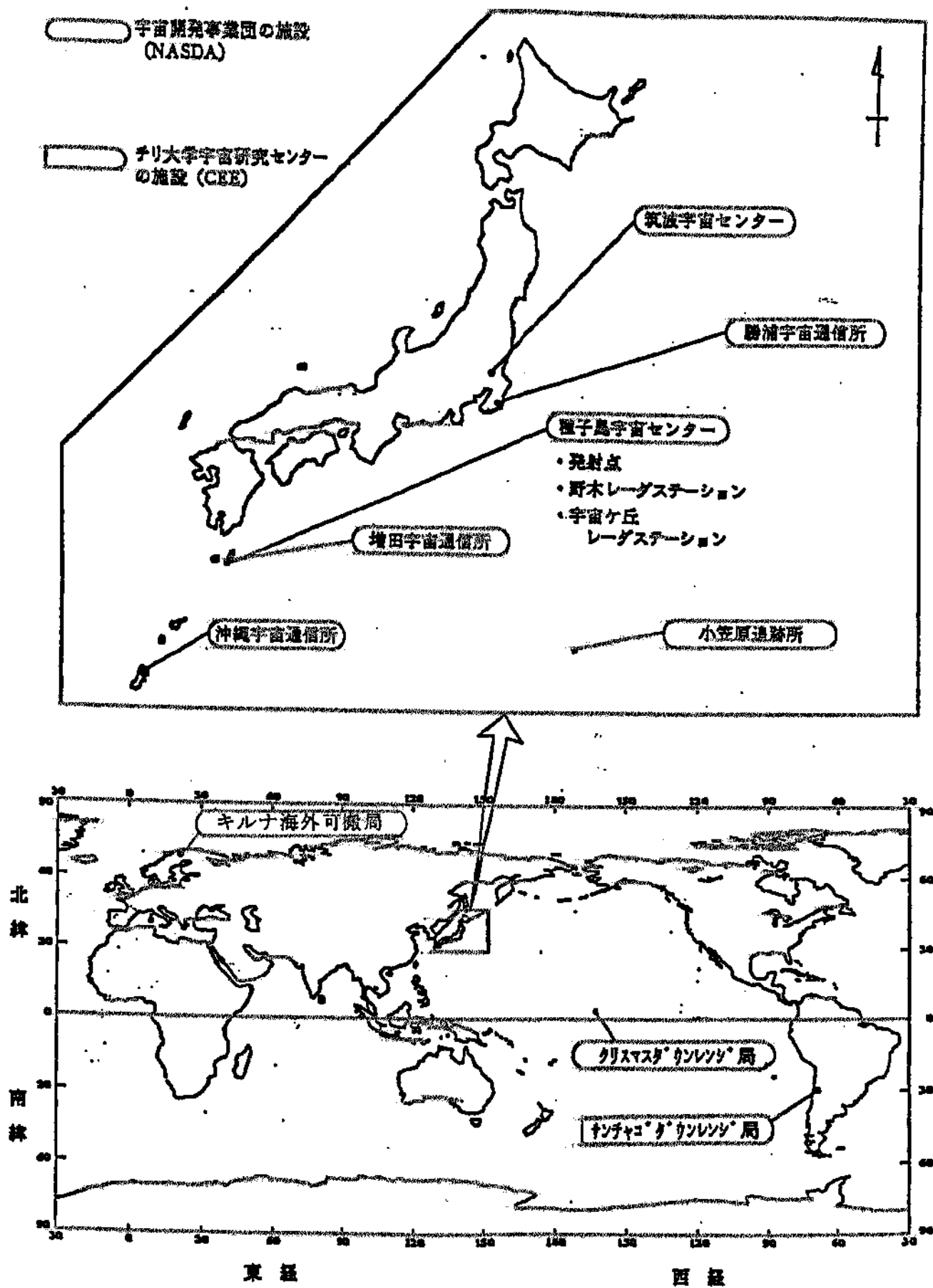


図-1 打上げ及び追跡管制施設の配置図

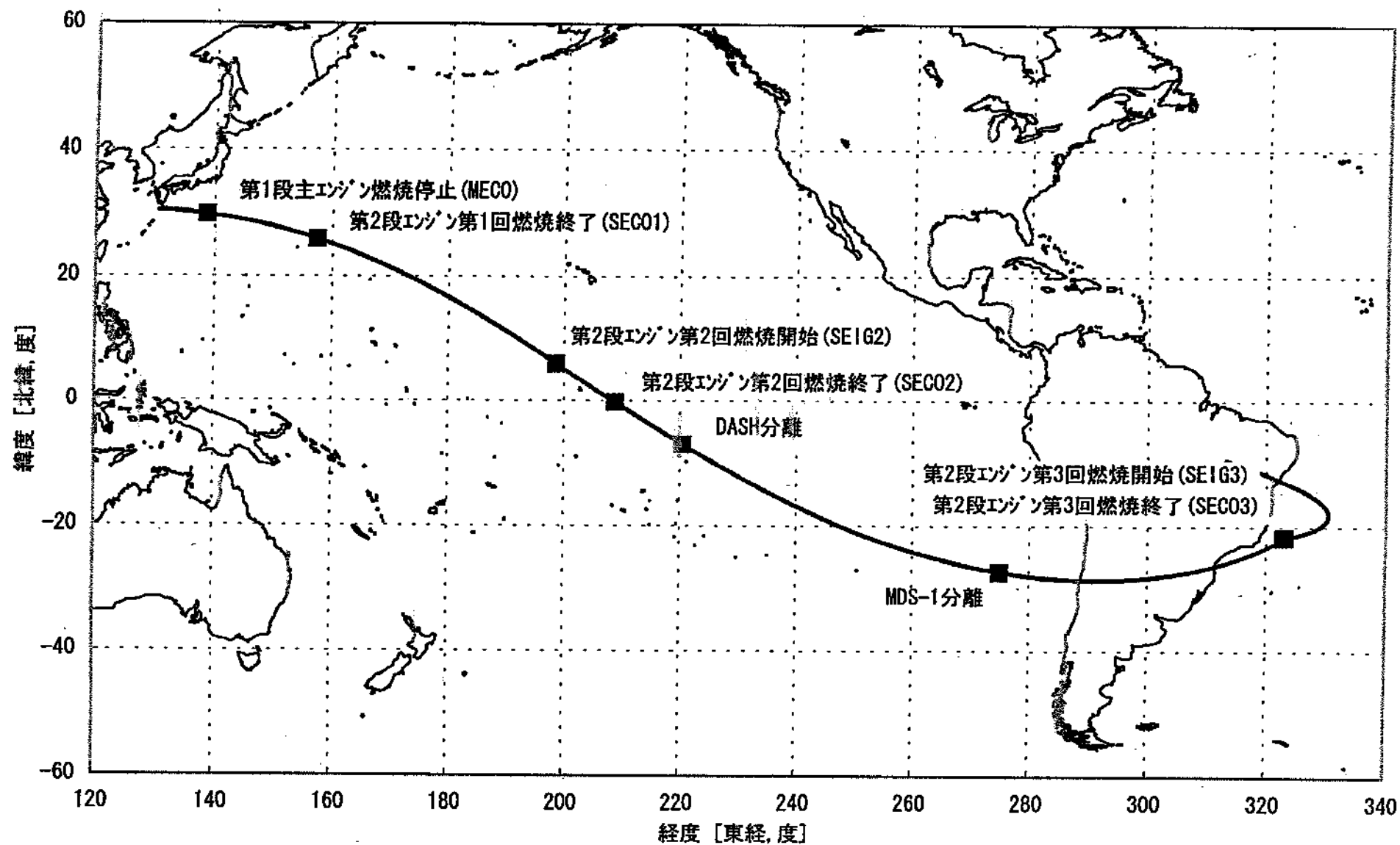


図-2 ロケットの飛行経路

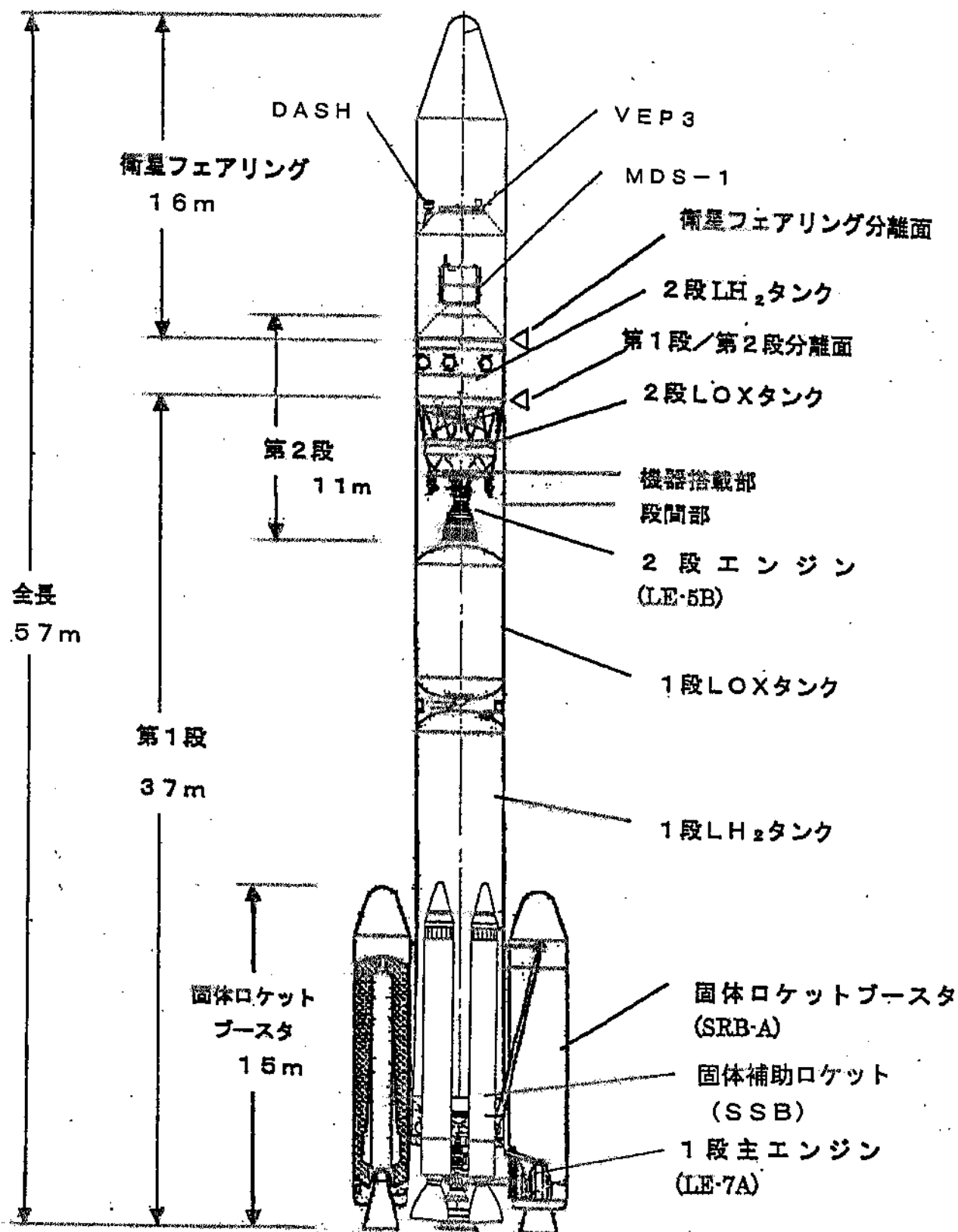


図-3 ロケットの形状

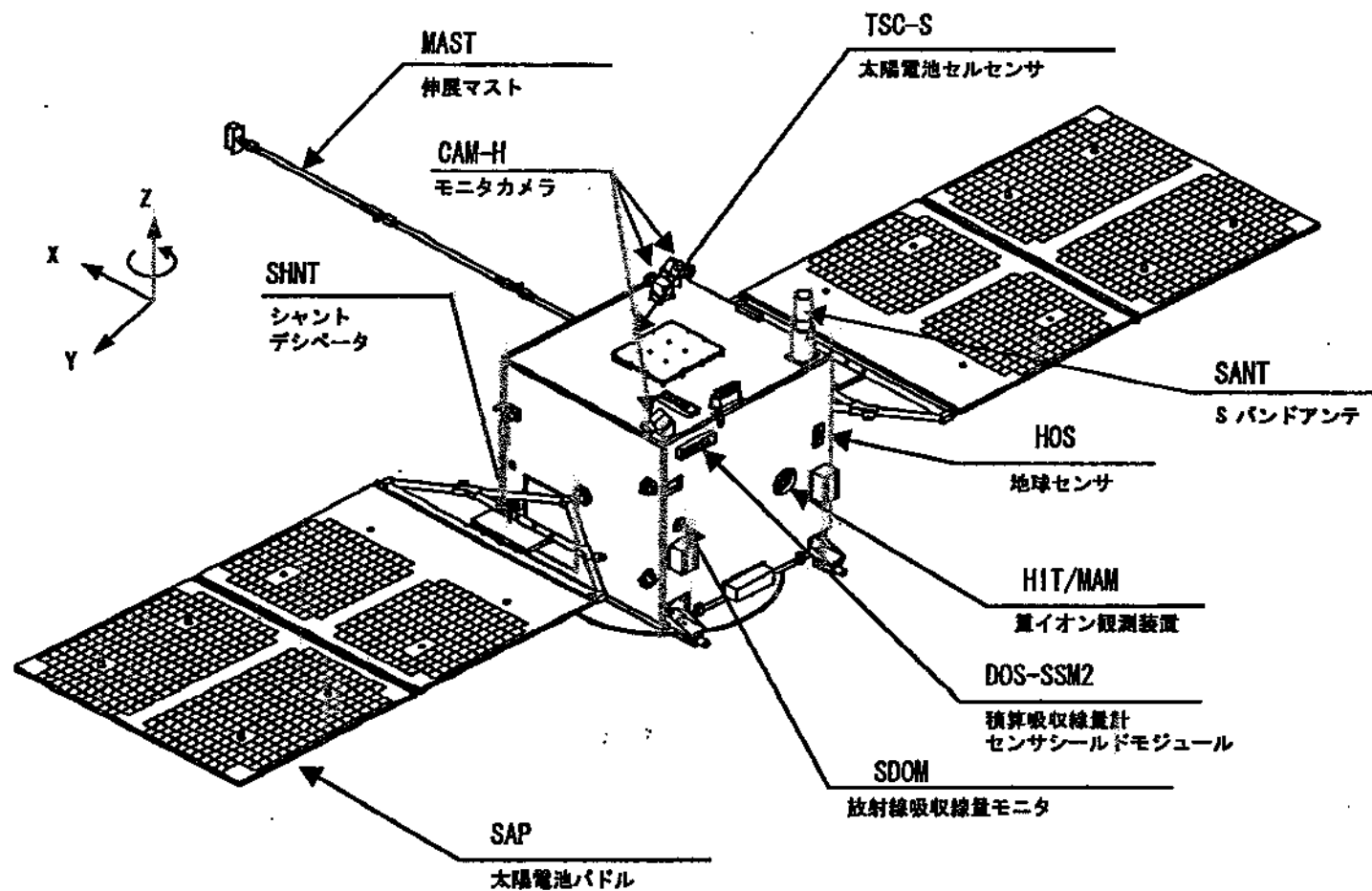


図-4 MDS-1の軌道上外観図

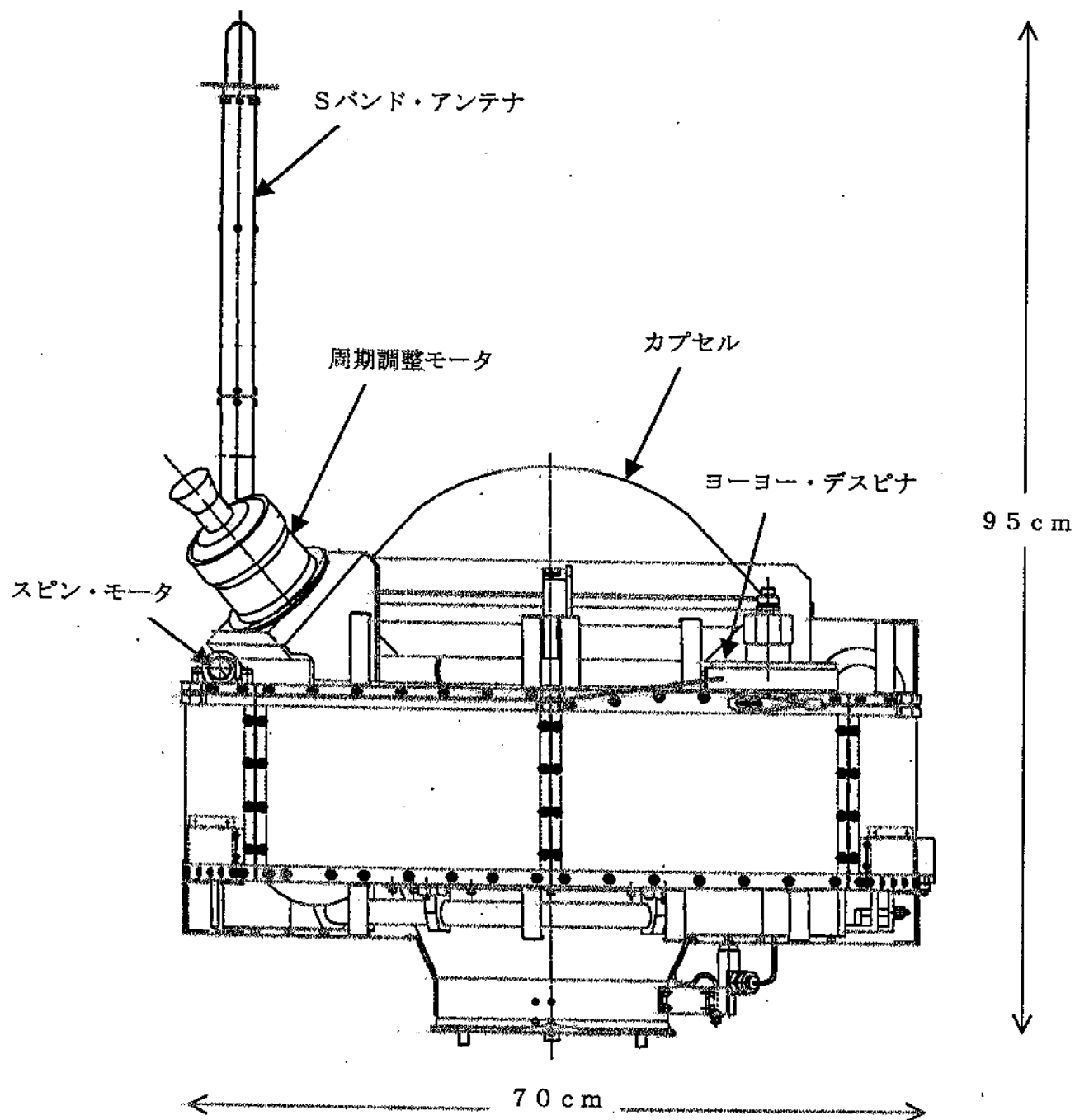


図-5 DASHの形状

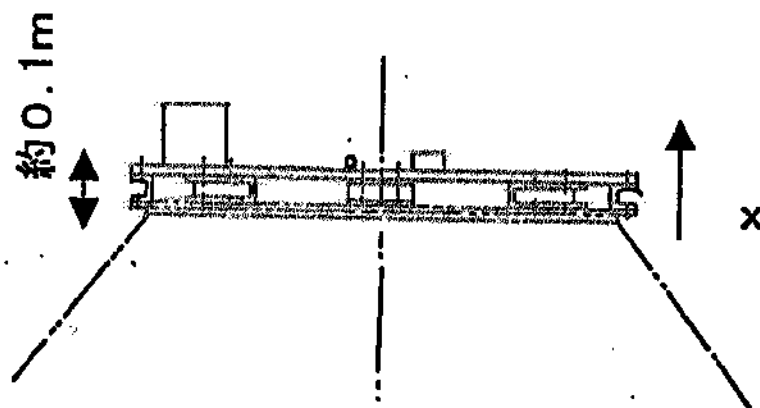
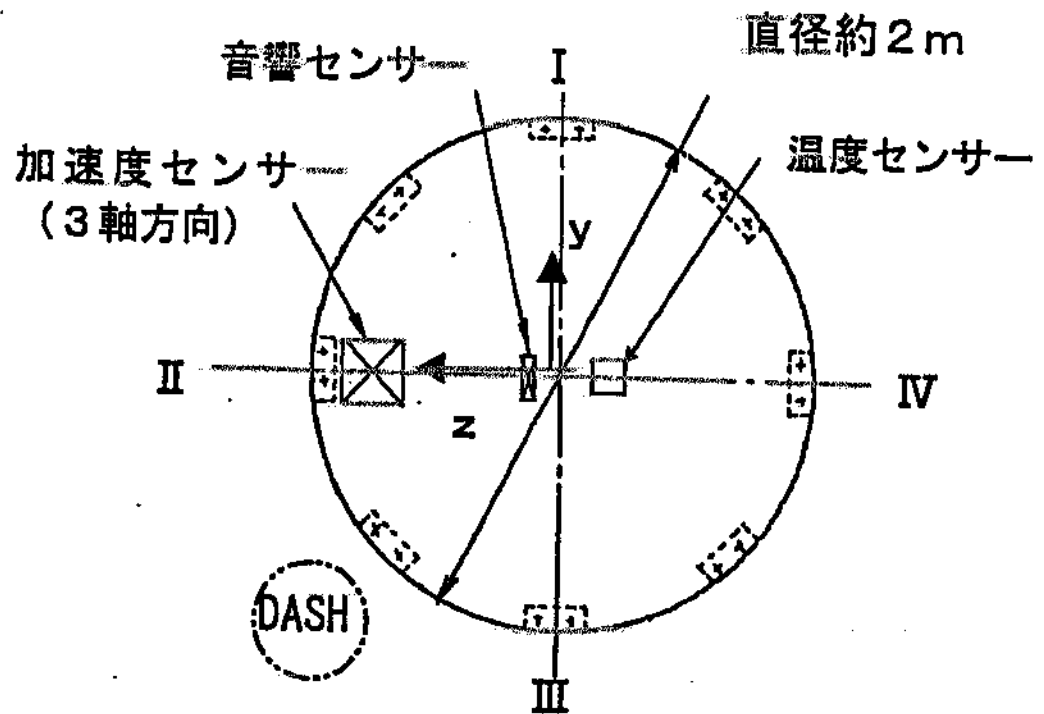
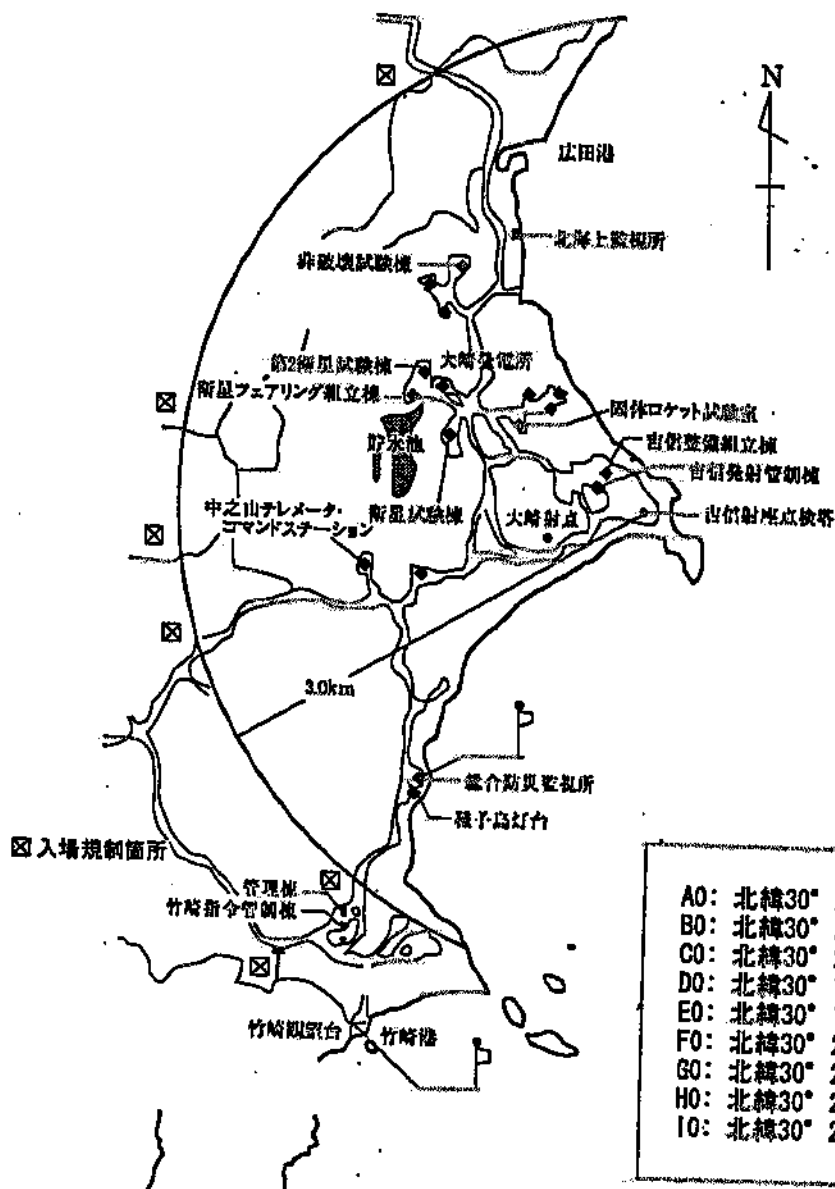


図-6 VEP-3の形状



(座標はベッセル系)

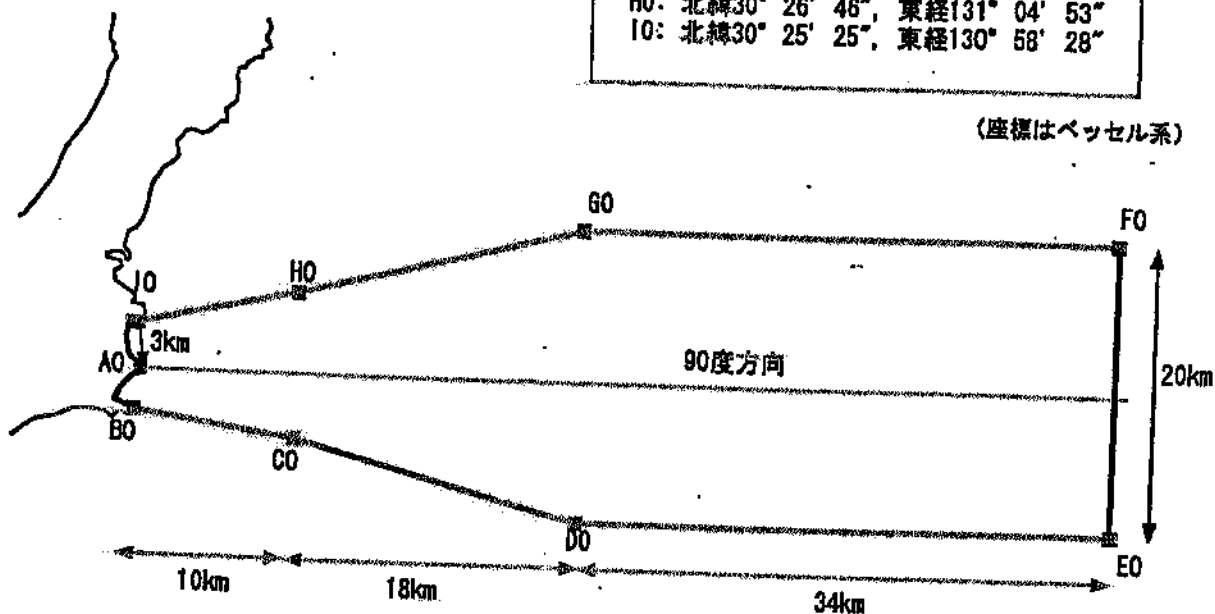


図-7 ロケット打上げ時の警戒区域

(固体補助ロケットノズルクロージャ落下予想区域を含む)

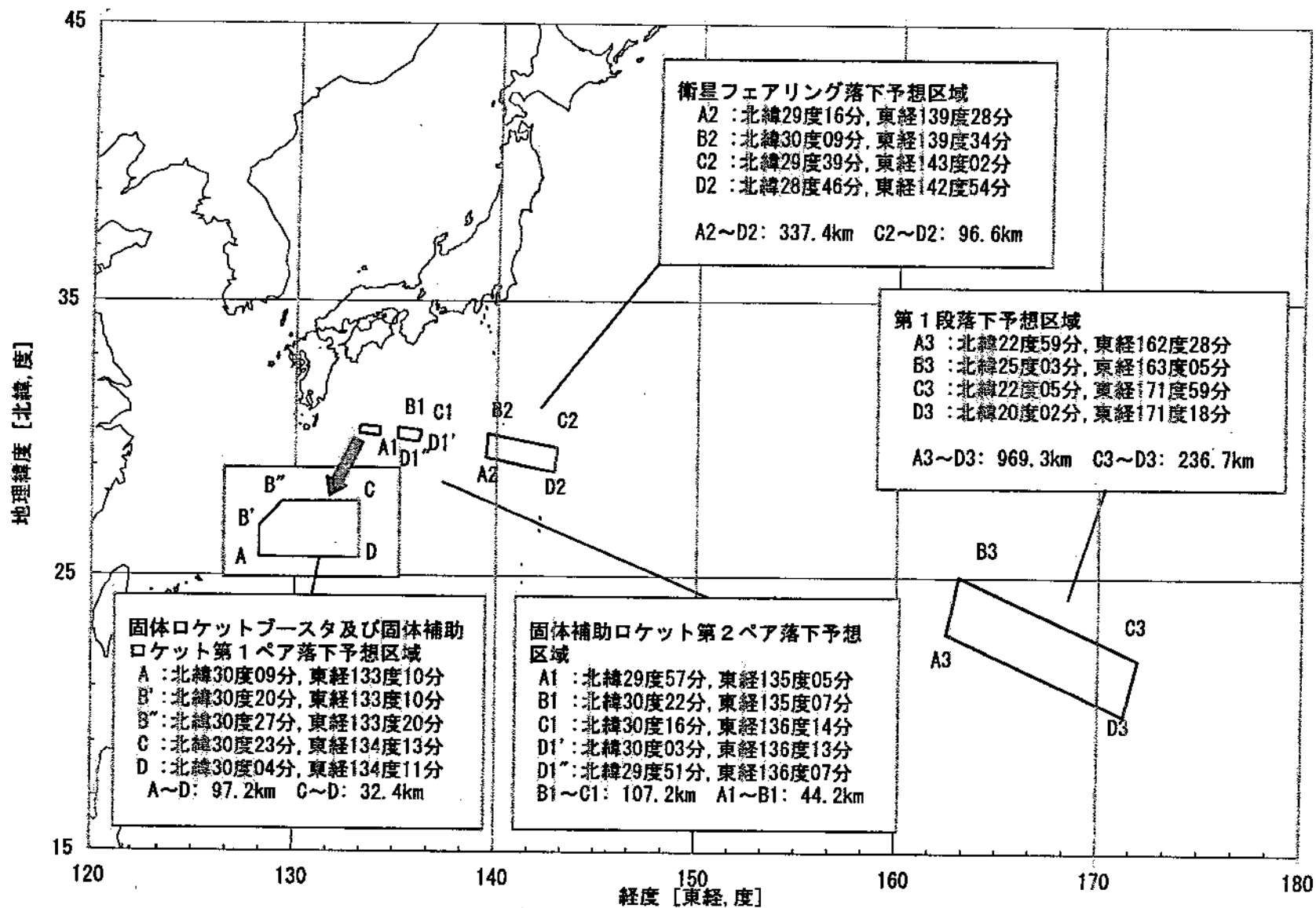
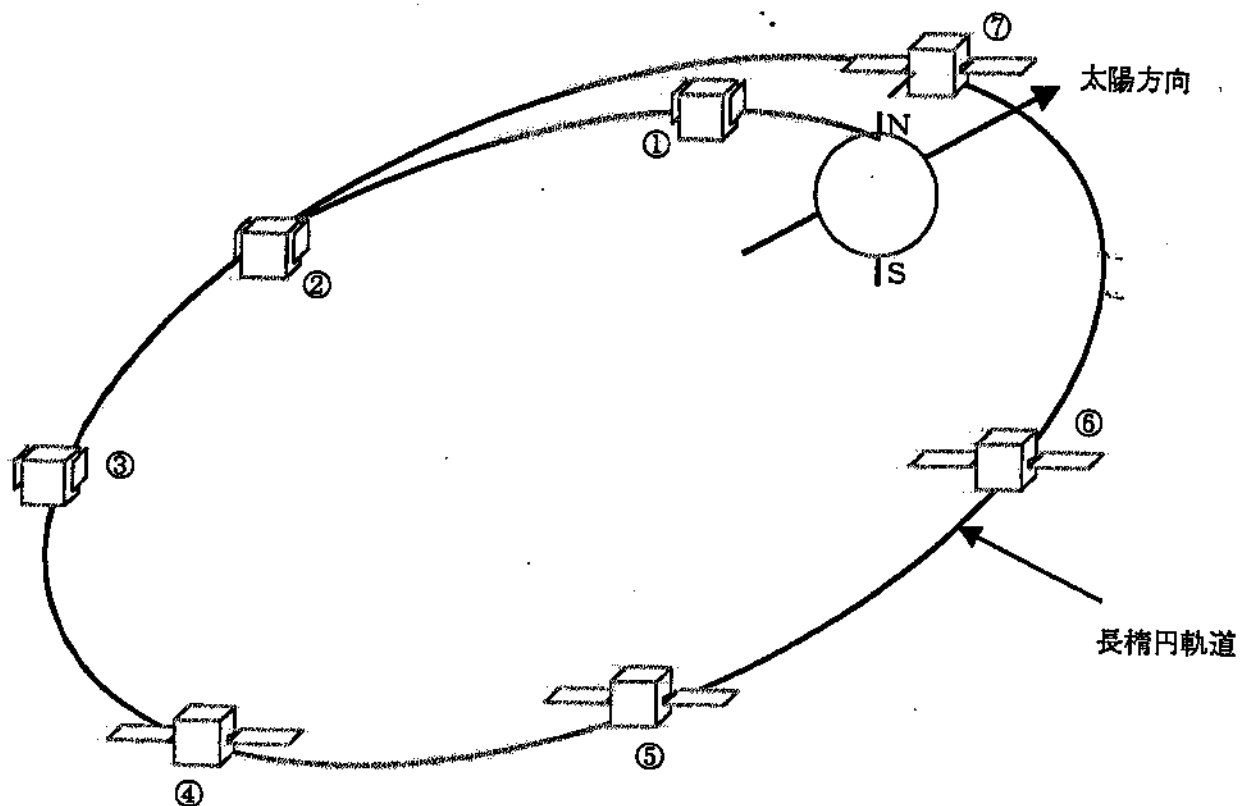


図-8 ロケット落下物の落下予想区域



注) REV. : 周回

〔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。〕

主要イベント	打上げ後経過時間	周回数	備考
①第2段/衛星分離	約 46 分	1	
②#1ニューテーション制御	約 51 分	1	
③#2ニューテーション制御	約 1 時間 23 分	1	
④太陽電池パドル展開	約 1 時間 54 分	1	
⑤スピナップ	約 13 時間 00 分	2	
⑥太陽捕捉	約 14 時間 30 分	2	
⑦MAST伸展	約 37 時間 00 分	4	

図-9 MDS-1の飛行計画

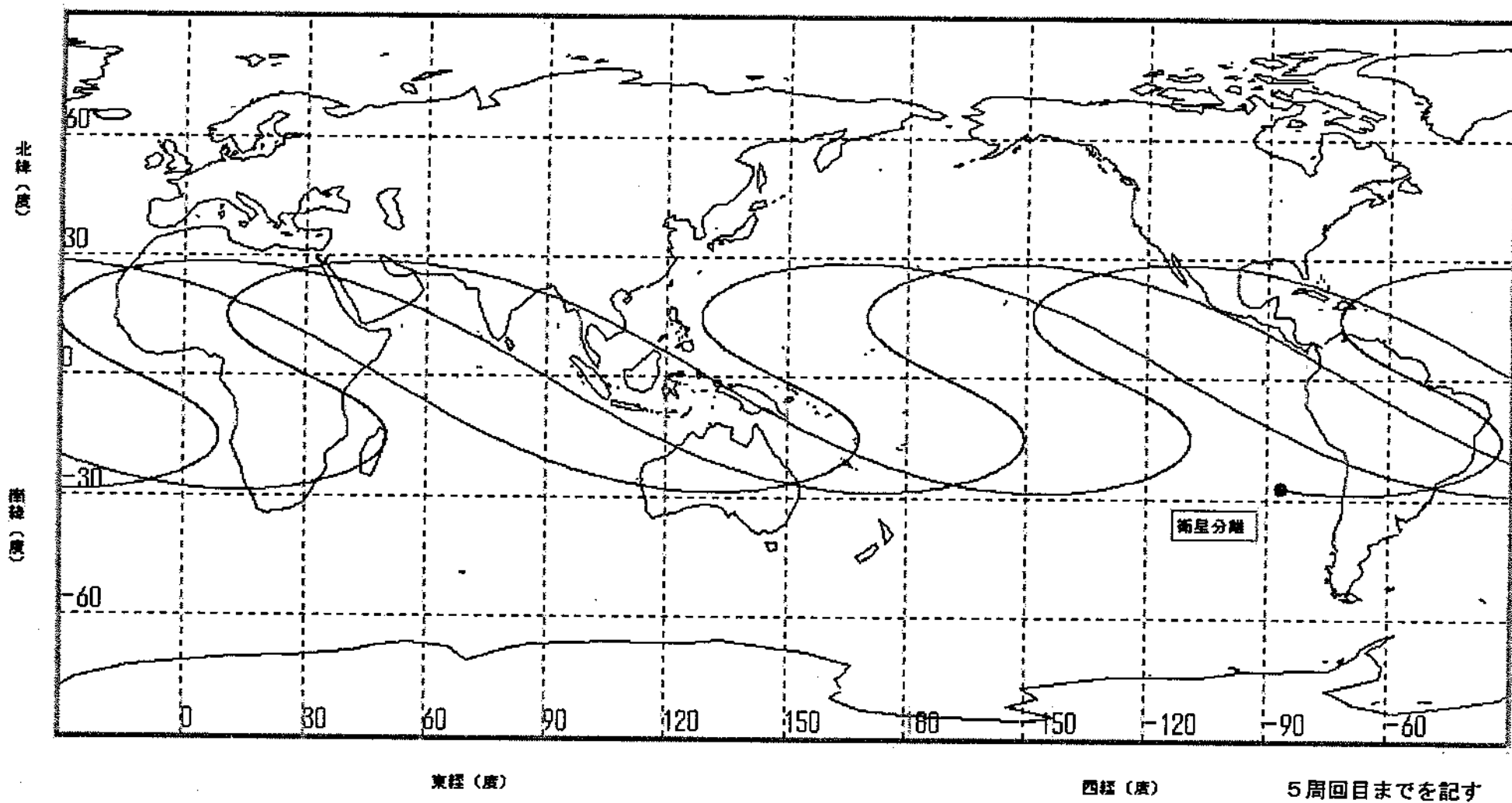
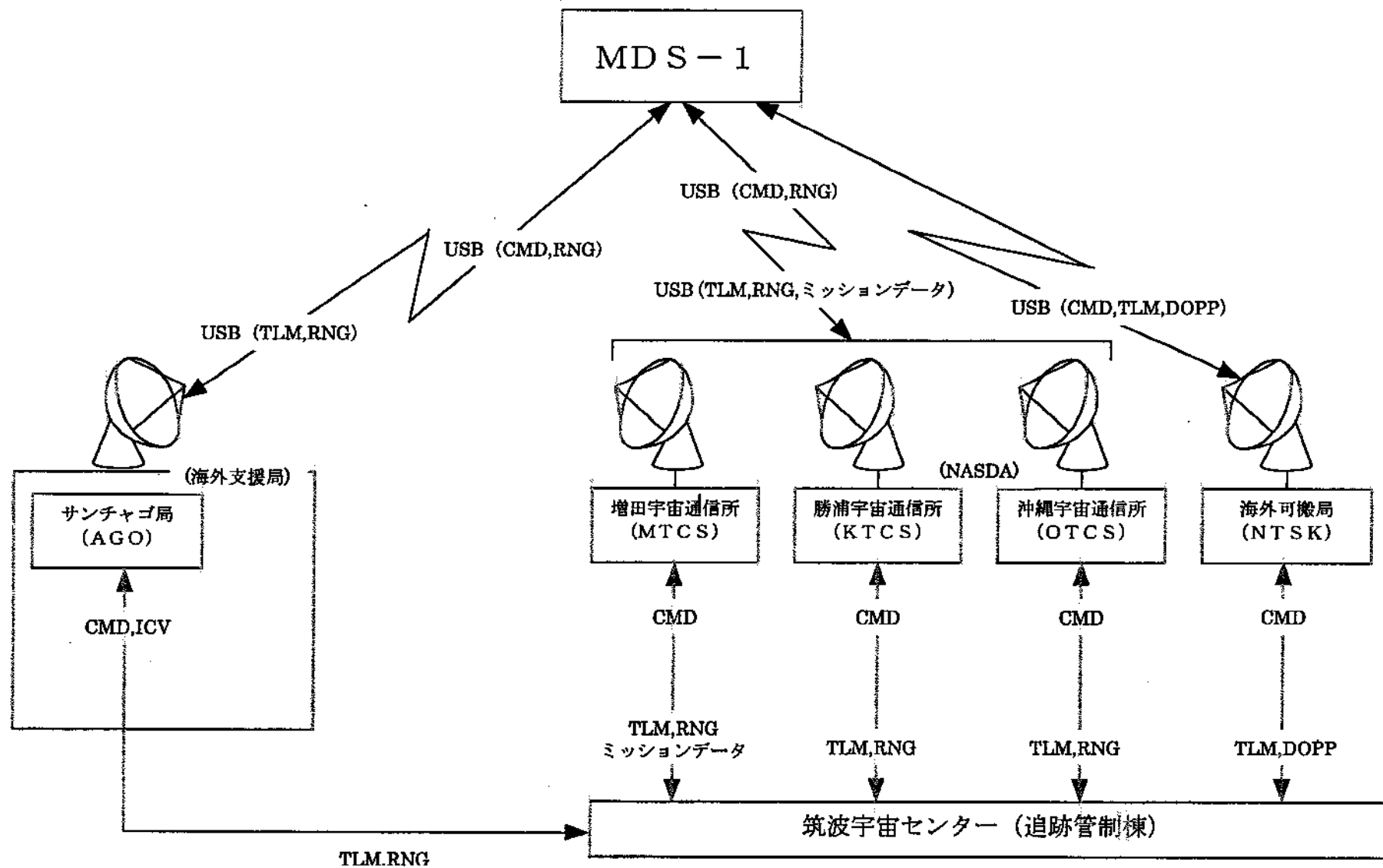


図-10 MDS-1の地表面軌跡



CMD : コマンド
 TLM : テレメトリ
 RNG : 測距データ
 ICV : 軌道6要素
 DOPP : ドップラ
 USB : ユニファイドSバンド

図-11 MDS-1 追跡管制システム