

H-Iロケット(2段式)試験機の打上げに  
係る安全対策について(報告)

昭和61年 6 月 13 日

宇宙開発委員会第三部会

# H—I ロケット(2段式)試験機1号機 打上げ及び追跡管制計画書

(昭和61年8・9月期)

(案)

昭和61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 打上げ実施責任者 .....             | 1  |
| 1.4 H-I ロケット及び性能確認用パイロード ..... | 1  |
| 1.5 打上げ隊の組織 .....              | 2  |
| 1.6 打上げ及び追跡管制施設 .....          | 5  |
| 2. 打上げ計画 .....                 | 6  |
| 2.1 打上げ日時及び打上げ期間 .....         | 6  |
| 2.2 打上げ場所 .....                | 6  |
| 2.3 ロケットの機種及び機数 .....          | 6  |
| 2.4 打上げの目的 .....               | 6  |
| 2.5 打上げの方法 .....               | 7  |
| 2.6 関係機関への通報 .....             | 9  |
| 2.7 安全確保 .....                 | 9  |
| 2.8 ロケットの主要諸元 .....            | 14 |
| 2.9 性能確認用パイロードの主要諸元 .....      | 16 |
| 3. 追跡管制計画 .....                |    |
| 3.1 測地実験機能部の追跡計画 .....         | 23 |
| 3.1.1 追跡実施場所 .....             | 23 |
| 3.1.2 追跡の目的 .....              | 24 |
| 3.1.3 追跡の期間 .....              | 24 |
| 3.1.4 追跡作業の概要 .....            | 24 |
| 3.1.5 飛行計画 .....               | 25 |
| 3.1.6 追跡システム .....             | 25 |

|                            |    |
|----------------------------|----|
| 3.2 磁気軸受フライホイール実験装置の追跡管制計画 | 28 |
| 3.2.1 追跡管制実施場所             | 28 |
| 3.2.2 追跡管制の目的              | 28 |
| 3.2.3 追跡管制の期間              | 28 |
| 3.2.4 追跡管制作業の概要            | 28 |
| 3.2.5 飛行計画                 | 29 |
| 3.2.6 追跡管制システム             | 29 |
| 4. 関係機関への情報の提供             | 31 |
| 4.1 関係各省庁等                 | 31 |
| 4.2 国際機関                   | 31 |
| 4.3 報道関係                   | 31 |

## 表 リ ス ト

|     |                          |    |
|-----|--------------------------|----|
| 第1表 | 打上げ隊の組織                  | 3  |
| 第2表 | 飛行計画                     | 8  |
| 第3表 | H-I ロケット(2段式)試験機1号機の主要諸元 | 14 |
| 第4表 | 性能確認用ペイロードの主要諸元          | 16 |
| 第5表 | 測地実験機能部の追跡計画             | 25 |
| 第6表 | 磁気軸受フライホイール実験装置の追跡管制計画   | 29 |

## 図 リ ス ト

|     |                                    |    |
|-----|------------------------------------|----|
| 第1図 | 打上げ及び追跡管制施設                        | 5  |
| 第2図 | 固体補助ロケット, 第1段及び<br>衛星フェアリングの落下予想区域 | 12 |
| 第3図 | 打上げ当日の陸上警戒区域                       | 13 |
| 第4図 | H-I ロケット(2段式)試験機1号機の形状             | 15 |
| 第5図 | 性能確認用ペイロードの形状                      | 19 |
| 第6図 | 性能確認用ペイロードの地表面軌跡                   | 26 |
| 第7図 | 測地実験機能部の追跡システム                     | 27 |
| 第8図 | 磁気軸受フライホイール実験装置の追跡管制システム           | 30 |

# H-I ロケット (2 段式) 試験機 1 号機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、昭和 61 年 8・9 月期に H-I ロケット (2 段式) 試験機 1 号機 (以下、『H-I ロケット TF#1<sup>\*1</sup>』という。) を打ち上げ、性能確認用ペイロードの軌道投入、並びに軌道投入後の追跡管制を行う。

この計画書は、性能確認用ペイロードを搭載した H-I ロケット TF#1 の打上げ計画と、性能確認用ペイロードの追跡管制計画とからなる。

H-I ロケット TF#1 の打上げ番号は H-I ロケット 1 号機 F (H15F) である。

\*1 TF とは、Test Flight 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 大 澤 弘 之

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 打上げ実施責任者

宇宙開発事業団

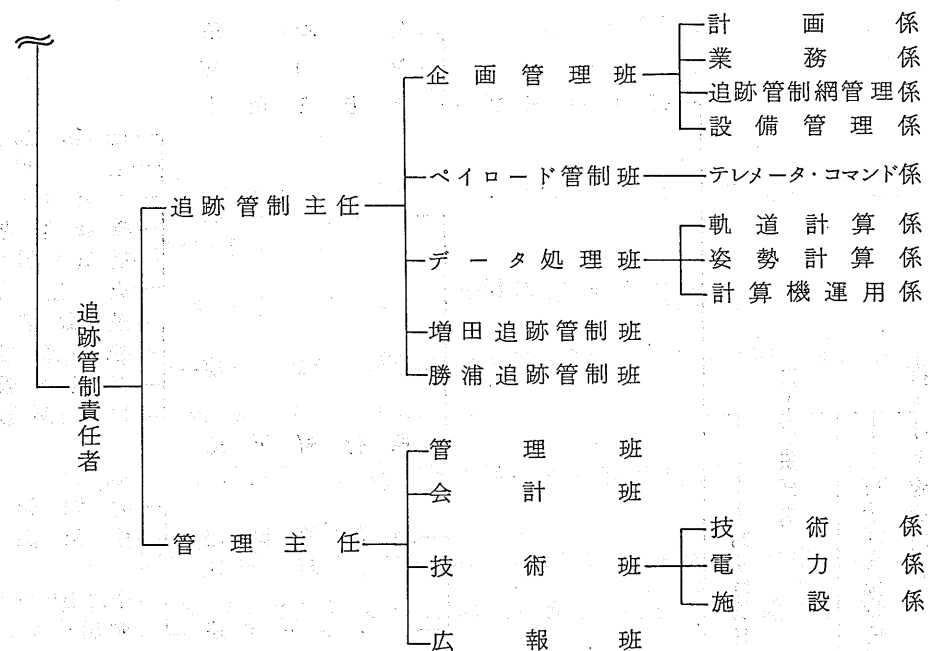
副理事長 園 山 重 道

### 1.4 H-I ロケット及び性能確認用ペイロード

#### 1.4.1 H-I ロケット

H-I ロケットは昭和 60 年代における人工衛星の打上げに対処するため、重量約 550 Kg の静止衛星を打上げる能力を有する 3 段式のロケ

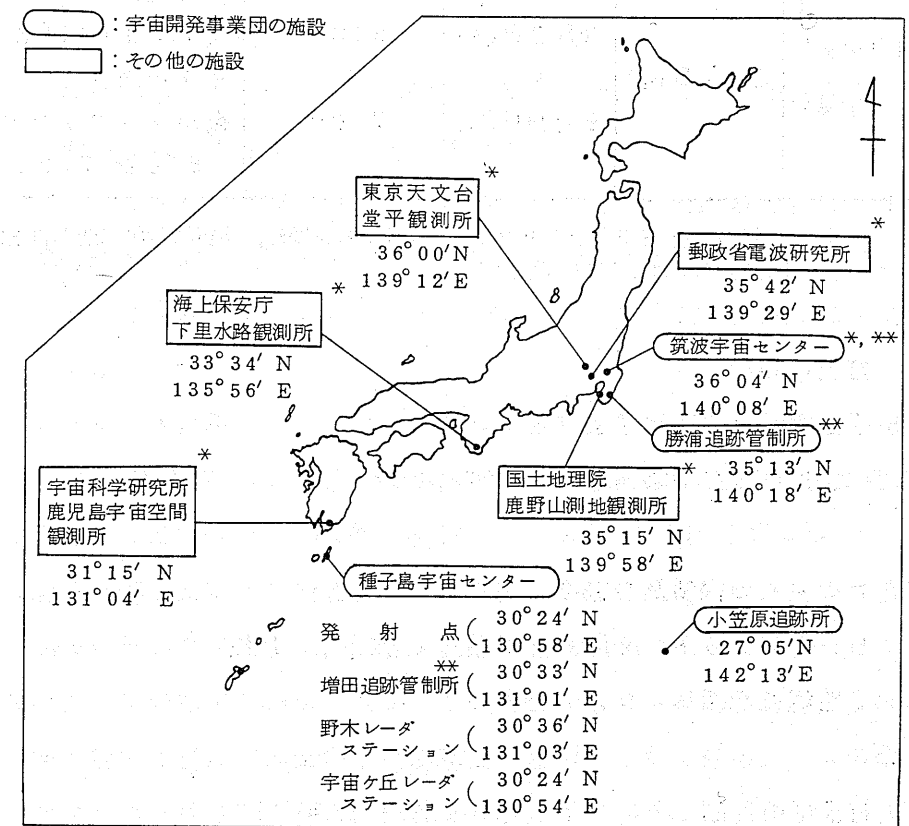




## 1.6 打上げ及び追跡管制施設

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第1図に示す。

第1図 打上げ及び追跡管制施設



\* 測地実験機能部 (EGP) の追跡実施場所

\*\* 磁気軸受フライホイール実験装置 (MBFW) の追跡管制実施場所

チリ大学宇宙研究センター  
(サンチャゴ) 33°09' S  
71°20' W

## 2. 打上げ計画

### 2.1 打上げ日時及び打上げ期間

| 機 種              | 打 上 げ 日 | 打上げ予備日                    | 打上げ時間帯       | 海面落下時間帯                                                 |
|------------------|---------|---------------------------|--------------|---------------------------------------------------------|
| H-I ロケット<br>TF#1 | 8月1日(金) | *6<br>8月2日(土)<br>9月14日(日) | 5:30<br>7:00 | 固体補助ロケット<br>5:30~7:06<br>第1段及び<br>衛星フェアリング<br>5:42~7:22 |

\*6 8月20日~26日及び9月6日~14日の期間は、宇宙科学研究所が打上げを行わない日に、打上げを行う。

### 2.2 打上げ場所

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

### 2.3 ロケットの機種及び機数

H-I ロケット(2段式)試験機1号機 1機  
(性能確認用ペイロードを含む)

### 2.4 打上げの目的

H-I ロケットTF#1の打上げの目的は以下の通りである。

- 1) H-I ロケット(2段式)とその射場システムとの機能を確認する。
- 2) H-I ロケット(2段式)の機能性能を確認する。
  - a) 第2段液化酸素/液化水素推進系の機能性能の確認(再着火機能の確認を含む)
  - b) 慣性誘導系の機能性能の確認
  - c) 性能確認用ペイロードによりH-I ロケット(2段式)の打上げ能力の確認及び打上げ環境条件の取得

3) 性能確認用ペイロードを中高度円軌道(高度約1,500km, 軌道傾斜角約50度)に投入することを目標とする。

4) 測地実験機能部及びアマチュア衛星を搭載、分離することにより複数衛星打上げに関する基礎実験を実施する。

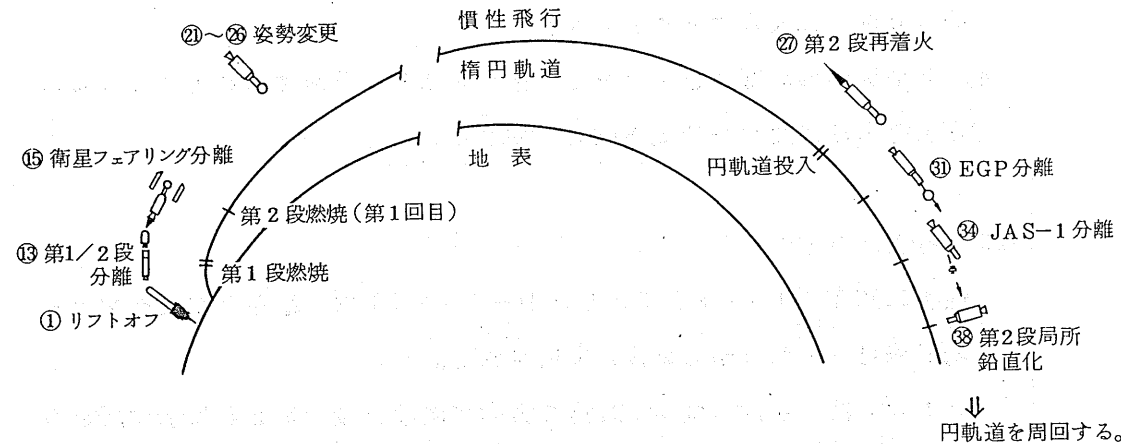
### 2.5 打上げの方法

性能確認用ペイロードを搭載したH-I ロケットは、種子島宇宙センター大崎射場H-I 射点から垂直に発射される。

ロケットは、初期方位角127度の方向に向けた後、第2表に示す所定の飛行計画に従って飛行する。この間、光学設備及びレーダ設備による追尾とテレメータによる計測を実施し、ロケットの飛行状態及び動作状態を監視する。

ロケットは第2段エンジンの第1回目燃焼により軌道傾斜角約48.5度、近地点高度約271km, 遠地点高度約1,511kmの遷移軌道に投入された後、2,660秒間慣性飛行を行う。その間に、第2段エンジンの第2回目燃焼のための姿勢変更を行った後、遷移軌道遠地点に於いて第2回目燃焼を行い軌道傾斜角約50度、高度約1,500kmの円軌道に投入される。その後、姿勢変更を行い、リフトオフ後3,561秒に南緯約27度、西経約59度に於いて測地実験機能部を赤道面に垂直な姿勢で分離し、姿勢変更の後リフトオフ後3,727秒に南緯約20度、西経約53度でアマチュア衛星を測地実験機能部を分離した方向に垂直な姿勢で分離する。更に、その後構体ペイロード部/第2段ロケットを局所水平面に対する鉛直化のための姿勢制御を行い、リフトオフ後3,842秒に南緯約17度、西経約50度に於いて局所水平面に対し鉛直とし、リフトオフ後4,184秒まで姿勢を局所水平面に対しほぼ鉛直になるよう姿勢制御を行う。

第2表 飛行計画



| 事象                    | 発射後経過時間<br>時 分 秒 | 距離<br>km | 高度<br>km | 慣性速度<br>km/s |
|-----------------------|------------------|----------|----------|--------------|
| ① リフトオフ               | 00               | 0        | 0        | 約 0.4        |
| ② ロールプログラム開始          | 03               |          |          |              |
| ③ ロールプログラム終了          | 08               |          |          |              |
| ④ ロール/ピッチ/ヨープログラム開始   | 08               |          |          |              |
| ⑤ 固体補助ロケット6本燃焼終了      | 39               | 約 0.8    | 約 5      | 約 0.5        |
| ⑥ 固体補助ロケット3本点火        | 40               |          |          |              |
| ⑦ 固体補助ロケット3本燃焼終了      | 1 19             | 約 8      | 約 18     | 約 0.8        |
| ⑧ 固体補助ロケット9本分離        | 1 28             |          |          |              |
| ⑨ ロール/ヨープログラム終了       | 1 31             |          |          |              |
| ⑩ ピッチプログラム終了          | 4 18             |          |          |              |
| ⑪ メインエンジン燃焼停止         | 4 30             | 約 301    | 約 111    | 約 4.0        |
| ⑫ バーナアエンジン燃焼停止        | 4 36             |          |          |              |
| ⑬ 第1/2段分離             | 4 38             | 約 329    | 約 119    | 約 4.0        |
| ⑭ 第2段点火               | 4 42             |          |          |              |
| ⑮ 衛星フェアリング分離          | 4 54             | 約 387    | 約 134    | 約 4.0        |
| ⑯ ロール/ヨープログラム開始       | 5 00             |          |          |              |
| ⑰ ロール/ヨープログラム終了       | 5 50             |          |          |              |
| ⑱ ピッチプログラム開始          | 5 50             |          |          |              |
| ⑲ ピッチプログラム終了          | 10 08            |          |          |              |
| ㉑ 第2段燃焼停止             | 10 14            | 約 1,992  | 約 342    | 約 8.0        |
| ㉒ 慣性飛行時ピッチプログラム開始     | 10 46            |          |          |              |
| ㉓ 慣性飛行時ピッチプログラム終了     | 13 16            |          |          |              |
| ㉔ 慣性飛行時ヨープログラム開始      | 13 16            |          |          |              |
| ㉕ 慣性飛行時ヨープログラム終了      | 14 16            |          |          |              |
| ㉖ 慣性飛行時ロールプログラム開始     | 14 16            |          |          |              |
| ㉗ 慣性飛行時ロールプログラム終了     | 14 46            |          |          |              |
| ㉘ 第2段再着火              | 54 33            | 約17,831  | 約 1,508  | 約 6.8        |
| ㉙ 第2段再着火燃焼停止          | 54 54            | 約17,930  | 約 1,507  | 約 7.1        |
| ㉚ 慣性飛行時ロール/ピッチプログラム開始 | 55 44            |          |          |              |
| ㉛ 慣性飛行時ロール/ピッチプログラム終了 | 57 14            |          |          |              |
| ㉜ EGP分離               | 59 21            | 約18,955  | 約 1,505  | 約 7.1        |
| ㉝ 慣性飛行時ヨープログラム開始      | 1 00 27          |          |          |              |
| ㉞ 慣性飛行時ヨープログラム終了      | 1 01 17          |          |          |              |
| ㉟ JAS-1分離             | 1 02 07          | 約21,161  | 約 1,503  | 約 7.1        |
| ㊱ 実験装置スタート            | 1 02 08          |          |          |              |
| ㊲ 慣性飛行時ロール/ピッチプログラム開始 | 1 02 47          |          |          |              |
| ㊳ 慣性飛行時ロール/ピッチプログラム終了 | 1 04 02          |          |          |              |
| ㊴ 第2段局所鉛直化            | 1 04 02          | 約21,563  | 約 1,502  | 約 7.1        |
| ㊵ 第2段制御機能停止           | 1 09 44          |          |          |              |

## 2.6 関係機関への通報

ロケット打上げの実施、打上げ日の変更等に関する関係機関への通報は、次の要領により実施する。

(1) H-IロケットTF#1打上げの実施、打上げ日の変更等については、原則として打上げ日の前々日15時までに決定し、別に定める通報先関係機関に速やかに通報する。

なお、新東京空港事務所保安部並びに、東京、福岡及び那覇の各航空交通管制部には打上げ時刻の2時間前及び30分前にも通報する。

(2) 打上げを実施する旨通報した場合であっても、当日になって天候その他の理由により打上げを行わないことがある。この場合には、速やかに打上げを行わないこと及び打上げ日を変更する旨を通報する。

(3) 上記に係る通報は、電話又は電報によって行うほか、船舶、航空機に対する周知は、下記により行う。

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の船舶放送等による。

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、大分放送各局のラジオ放送及び共同通信の船舶放送による。

ウ. 航空機に対しては、運輸省航空局からのノータムによる。

エ. 一般に対しては、NHK鹿児島・宮崎の各放送局等のテレビ及びラジオ放送並びに南日本放送、宮崎放送、大分放送各局のラジオ放送による。

(4) 第1段及び衛星フェアリングの落下予想区域は、第2図に示す通りであるが、この区域は、国際民間航空条約により、米国が航空交通業務の責任を持つ区域を含むため、政府機関を通して、米国に対し必要な情報を提供する。

## 2.7 安全確保

H-I ロケットは、N-II ロケットより規模、性能が向上し、特に第2段ロケットには液化酸素／液化水素推進薬を使用し、またH-I ロケットTF#1では従来と異った飛行経路をとること等に対応して地上安全及び飛行安全の見直しを行って安全確保を図る。

- (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定、危険物及び重要施設設備の取扱いに関する規定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) 船舶及び航空機の航行に対する安全確保のため、あらかじめ第2図に示すH-I ロケットTF#1の各段落下予想区域に係る情報が発せられるよう関係機関に下記のとおり依頼する。

### ア. 船舶の航行安全

ロケット打上げに係る情報を事前に海上保安庁水路部に通報し、船舶に対する周知方を依頼する。

#### イ. 航空機の航行安全

航空法第99条の2及びこれに関連する規定に基づき、ロケットの打上げに係る情報を事前に運輸省大阪航空局鹿児島空港事務所に通報するとともに、打上げ直前まで、打上げ時刻の変更等について情報を通報する。

- (4) 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。

#### イ. 打上げ当日

打上げ当日における陸上警戒区域は第3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. 打上げ当日以外

危険物等の取扱場所の周辺には、関係者以外立ち入らないよう必要な処置を講ずる。

#### イ. 海上の警戒

打上げ当日の海上警戒区域は第2図に示すとおりとし、当該区域については、事業団において海上監視レーダによる監視等必要な措置を講ずるとともに、第十管区海上保安本部、鹿児島海上保安部及び鹿児島県と緊密に連絡し、海上の警戒について協力を依頼する。

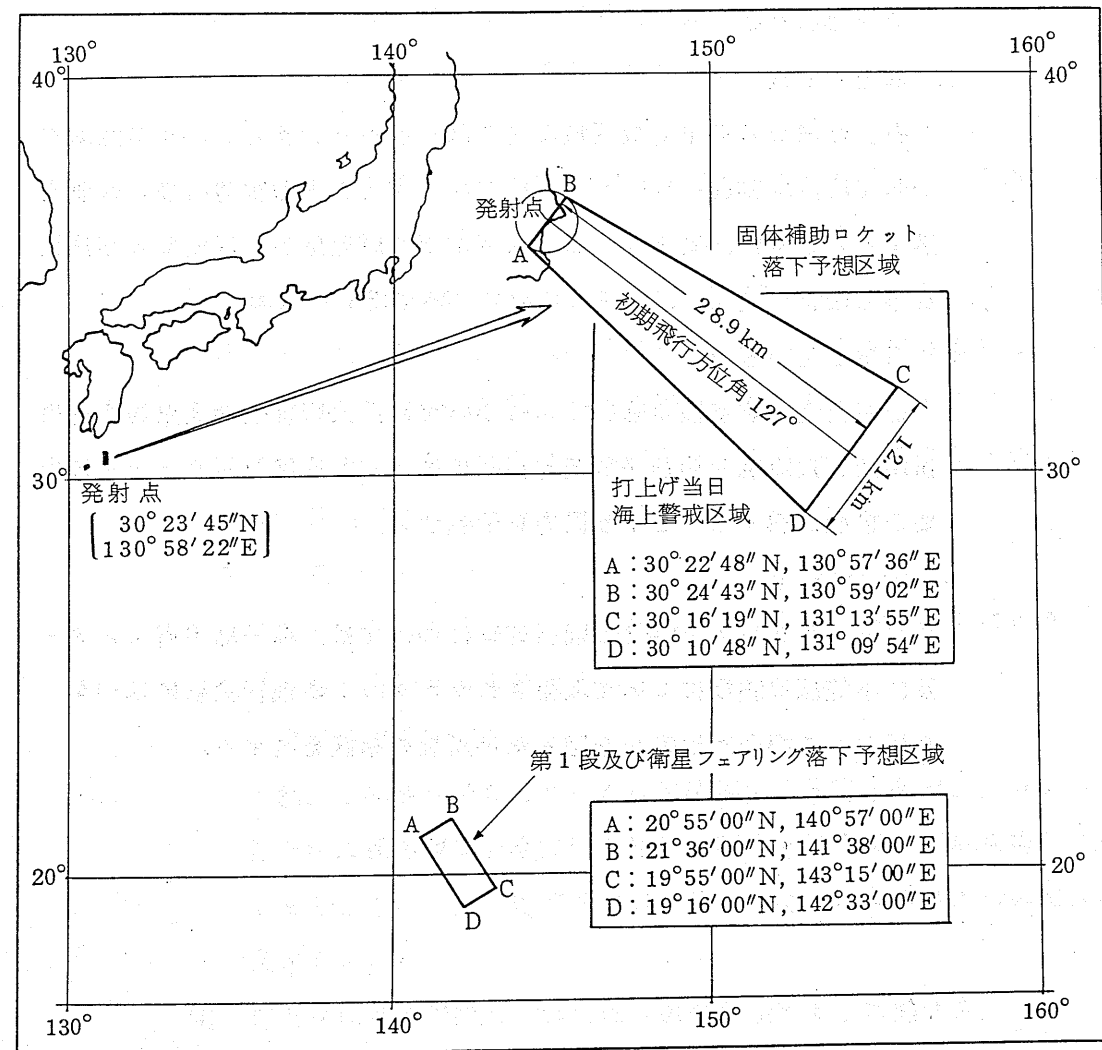
#### ウ. 射場上空の警戒

射場上空の航空機の航行安全については、大阪航空局鹿児島空港事務所及び大阪航空局種子島空港出張所に緊密な連絡を行うとともに所要の措置が講ぜられるよう協力を依頼する。

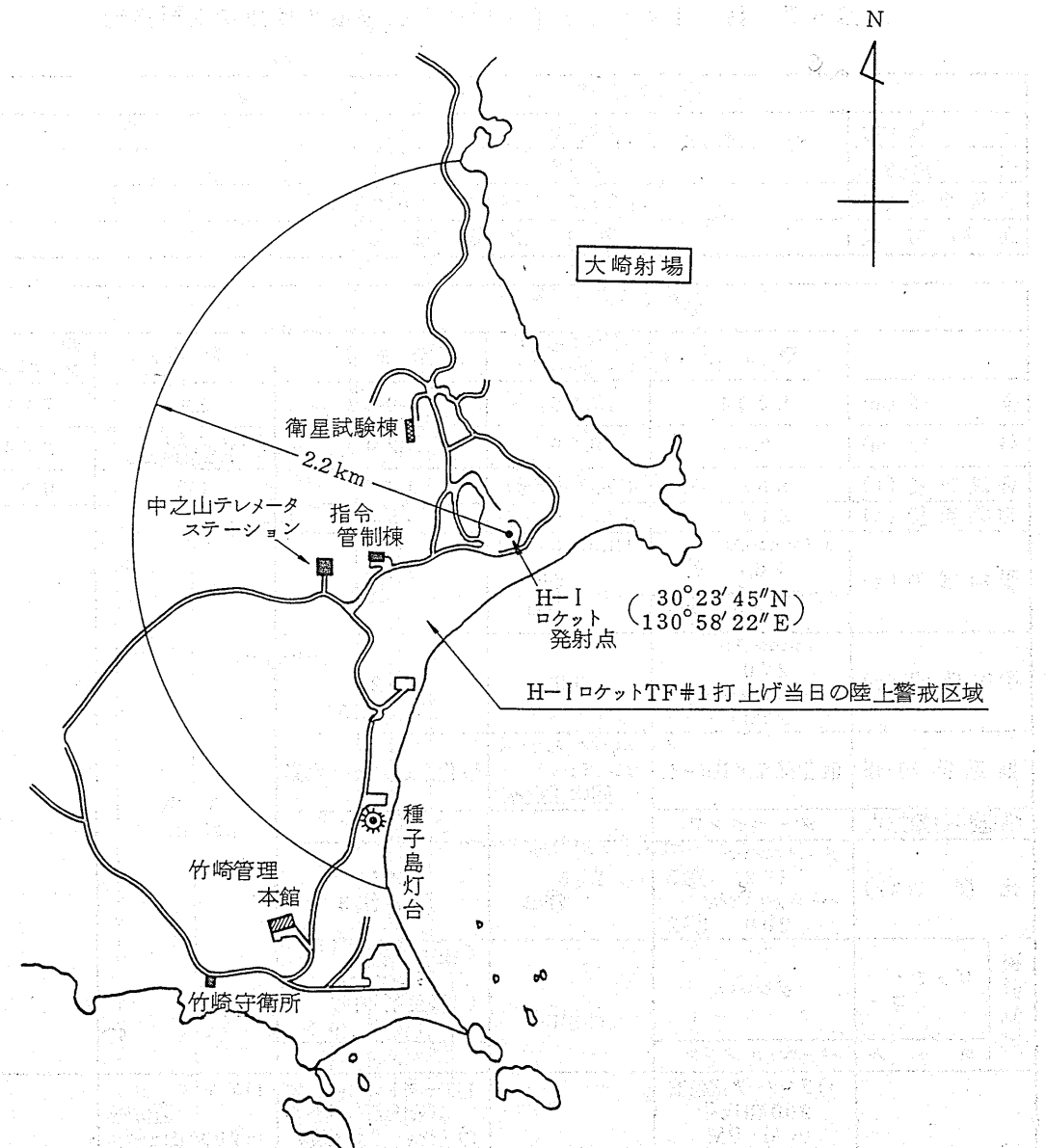
#### エ. 飛行安全

H-I ロケットTF#1の飛行安全については、種子島宇宙センター及び小笠原追跡所において取得されたロケットの飛行状態に基づき、必要がある場合には安全を図るため所要の措置を講ずる。

第2図 固体補助ロケット，第1段及び衛星フェアリングの  
落下予想区域



第3図 打上げ当日の陸上警戒区域



## 2.8 ロケットの主要諸元

H-I ロケット TF#1 の主要諸元及び形状を第3表及び第4図に示す。

第3表 H-I ロケット (2 段式) 試験機 1 号機の主要諸元

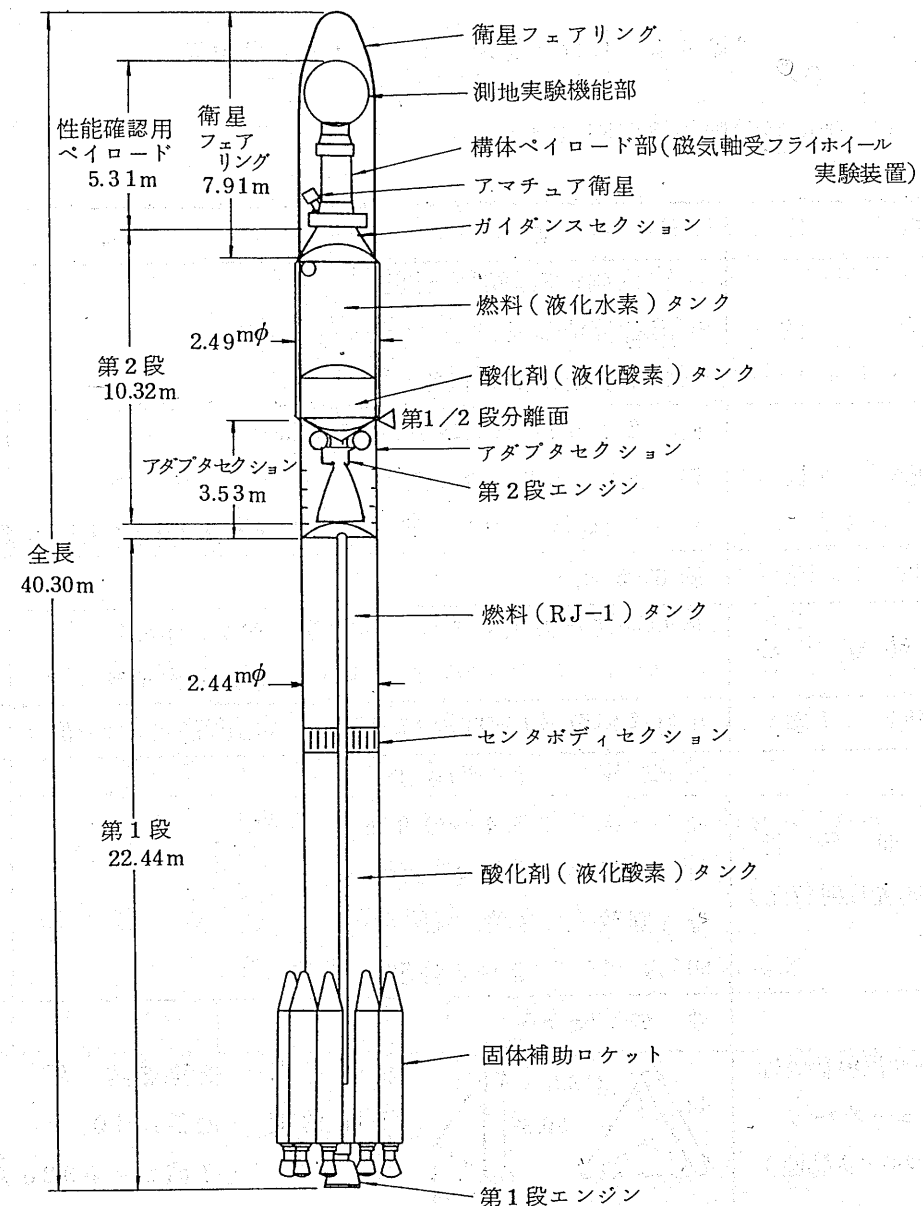
| 全        |                   | 段 |  |  |  |  |
|----------|-------------------|---|--|--|--|--|
| 全 長 (m)  | 40.30             |   |  |  |  |  |
| 外 径 (m)  | 2.49              |   |  |  |  |  |
| 全備重量 (t) | 138.7 (ペイロード部を含む) |   |  |  |  |  |
| 誘 導 方 式  | 慣 性 誘 導 方 式       |   |  |  |  |  |

| 各             |                                                                      | 段                           |                                                                                                         |                                              |               |  |
|---------------|----------------------------------------------------------------------|-----------------------------|---------------------------------------------------------------------------------------------------------|----------------------------------------------|---------------|--|
|               | 第 1 段                                                                | 固体補助<br>ロケット                | 第 2 段                                                                                                   | ペイロード部                                       | 衛 星<br>フェアリング |  |
| 全 長 (m)       | 22.44                                                                | 7.25                        | 10.32                                                                                                   | 5.31                                         | 7.91          |  |
| 外 径 (m)       | 2.44                                                                 | 0.79                        | 2.49                                                                                                    | 2.15<br>(EGP 直径)                             | 2.44          |  |
| 各 段 重 量 (t)   | 85.8 ㊦1                                                              | 40.3 (9 本分)                 | 10.7                                                                                                    | 1.3                                          | 0.6           |  |
| 推 薬 重 量 (t)   | 81.4                                                                 | 33.7 (9 本分)                 | 8.7                                                                                                     |                                              |               |  |
| 平均 推 力 (t)    | メインエンジン<br>76.2 ㊦2<br>バーニアエンジン<br>0.9 ㊦2                             | 1350 (6 本分)<br>㊦2<br>㊦4     | 10.5<br>㊦3                                                                                              |                                              |               |  |
| 燃 焼 時 間 (s)   | メインエンジン<br>270<br>バーニアエンジン<br>276                                    | 39                          | 352<br>㊦5                                                                                               |                                              |               |  |
| 推 進 薬 種 類     | 液化酸素/RJ-1                                                            | ポリブタジエン系<br>コンポジット<br>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)     | メインエンジン<br>253 ㊦2<br>バーニアエンジン<br>209 ㊦2                              | 235<br>㊦2                   | 447<br>㊦3                                                                                               |                                              |               |  |
| 姿 勢 制 御       | ピッチ・<br>ヨー                                                           | ジンバル                        | (推力飛行中)<br>ジンバル<br>(慣性飛行中)<br>ガスジェット                                                                    |                                              |               |  |
|               | ロール                                                                  | バーニアエンジン                    | ガスジェット                                                                                                  |                                              |               |  |
| 搭 載 電 子 装 置   | 1) テレメータ送信器<br>290MHz 帯<br>PCM-PM<br>2) 指令破壊受信器<br>2.6GHz 帯<br>トーン変調 |                             | 1) レーダトランスポンダ<br>5GHz 帯 2 台<br>2) テレメータ送信器<br>2.2GHz 帯<br>PCM-PM<br>3) 指令破壊受信器<br>2.6GHz 帯 2 台<br>トーン変調 | 1) テレメータ<br>送信器<br>290MHz 帯<br>PAM-FM<br>-PM |               |  |

- ㊦1 : アダプタセクションを含む。 ㊦2 : 海面上。 ㊦3 : 真空中。  
 ㊦4 : リフトオフ時は 6 本のみ点火し、6 本の燃焼終了後残り 3 本に点火する。  
 ㊦5 : 再着火燃焼を含む。

第4図 H-I ロケット (2 段式) 試験機 1 号機の形状

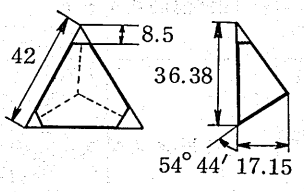


## 2.9 性能確認用ペイロードの主要諸元

H-I ロケット TF#1 に搭載する性能確認用ペイロードの主要諸元及び形状を第4表及び第5図に示す。

第4表 性能確認用ペイロードの主要諸元

### 1) 測地実験機能部 (EGP)

| 項 目                              | 諸 元                                                                                                                                                             |
|----------------------------------|-----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| 目 的                              | <ul style="list-style-type: none"> <li>国内測地三角網の規正</li> <li>離島位地の決定</li> <li>日本測地原点の確立</li> </ul>                                                                |
| 形 状                              | 直径 2.15 m の球に内接する多面体<br>鏡 面 : 318 枚<br>レーザ反射体 : 120 組 (キューブコーナリフレクタ 1,436 個)                                                                                    |
| 重 量                              | 約 685 kg                                                                                                                                                        |
| 姿勢安定法                            | スピン安定方式 (スピン回転数 約 40 rpm ;<br>スピン軸 赤道面に垂直)                                                                                                                      |
| 軌 道                              | 中高度円軌道 (高度約 1,500 km, 軌道傾斜角約 50 度)                                                                                                                              |
| 鏡面特性<br>(太陽光反射特性)                | 反 射 率 85% 以上<br>曲 率 8.4 ~ 9.0 m<br>材 料 アルミニウム<br>輝く回数 2 回/秒<br>明 る さ 2 ~ 4 等星                                                                                   |
| レーザ反射体特性<br>(キューブコーナ<br>リフレクタ特性) | 寸 法 (mm)<br> 材 料 熔融石英<br>平面精度 波長 / 10<br>(1 波長 = 6328 Å)<br>直交角精度 90 度 ± 2 秒 |

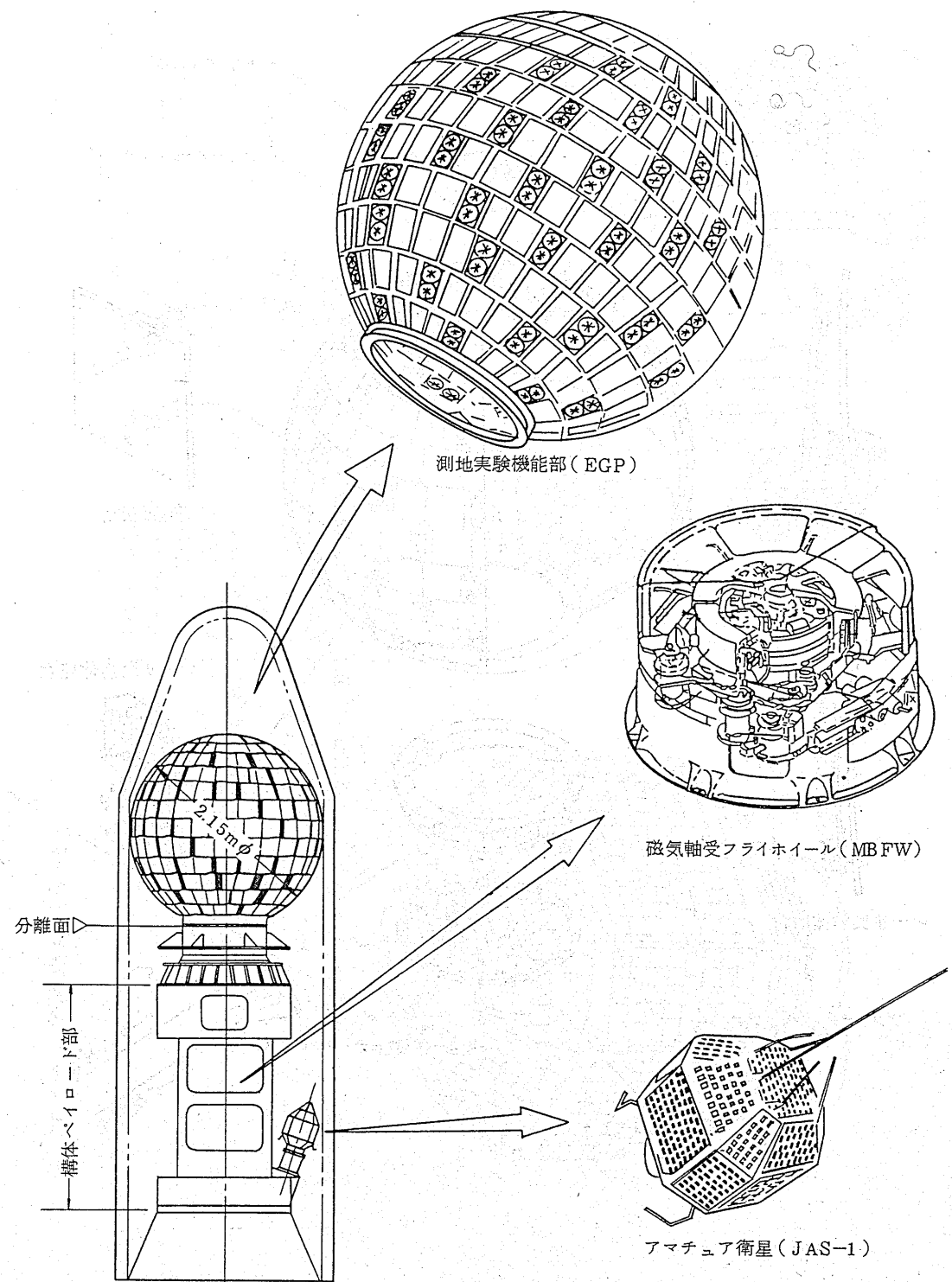
### 2) アマチュア衛星 (JAS-1)

| 項 目              |        | 諸 元                                                                                              |
|------------------|--------|--------------------------------------------------------------------------------------------------|
| 目 的              |        | ・アマチュア無線による衛星通信を国際的な規模で行う。<br>・J A S - 1 の追跡及び管制技術の研究<br>・搭載用中継器等の軌道上での機能の確認                     |
| 形 状              |        | 対辺 400mm，高さ 470mm の略球形 26 面体                                                                     |
| 重 量              |        | 約 5 0 kg                                                                                         |
| 姿 勢              |        | 衛星の Z 軸に平行に搭載した永久磁石（ 2 個 ）と地球磁場との相互作用により発生するトルクを用いて衛星を一定の姿勢状態に滞留させないよう変動させる。                     |
| 軌 道              |        | 中高度円軌道（高度約 1,500 km，軌道傾斜角約 5 0 度）                                                                |
| 搭<br>載<br>機<br>器 | 通 信 系  | 144 MHz 帯 受信アンテナ<br>435 MHz 帯 送信アンテナ（デジタル用1，アナログ用1）<br>J モード中継器（アナログ系 1 器，デジタル系 1 器）             |
|                  | ビーコン系  | J A モードビーコン 435MHz 帯（CW，PSK）                                                                     |
|                  | テレメトリ系 | J D モードテレメトリ 435MHz 帯（PSK）<br>CWテレメトリ アナログ12アイテム ステータス33アイテム<br>PSKテレメトリ アナログ29アイテム ステータス33アイテム  |
|                  |        | コ マ ン ド 系                                                                                        |
|                  | 電 源 系  | 太陽電池 セ ル： n／p シリコン 20mm×20mm<br>枚 数： 973枚<br>発生電力：約 8.5 W<br>バッテリー セ ル： ニッケルカドミウム電池<br>容 量： 6 Ah |

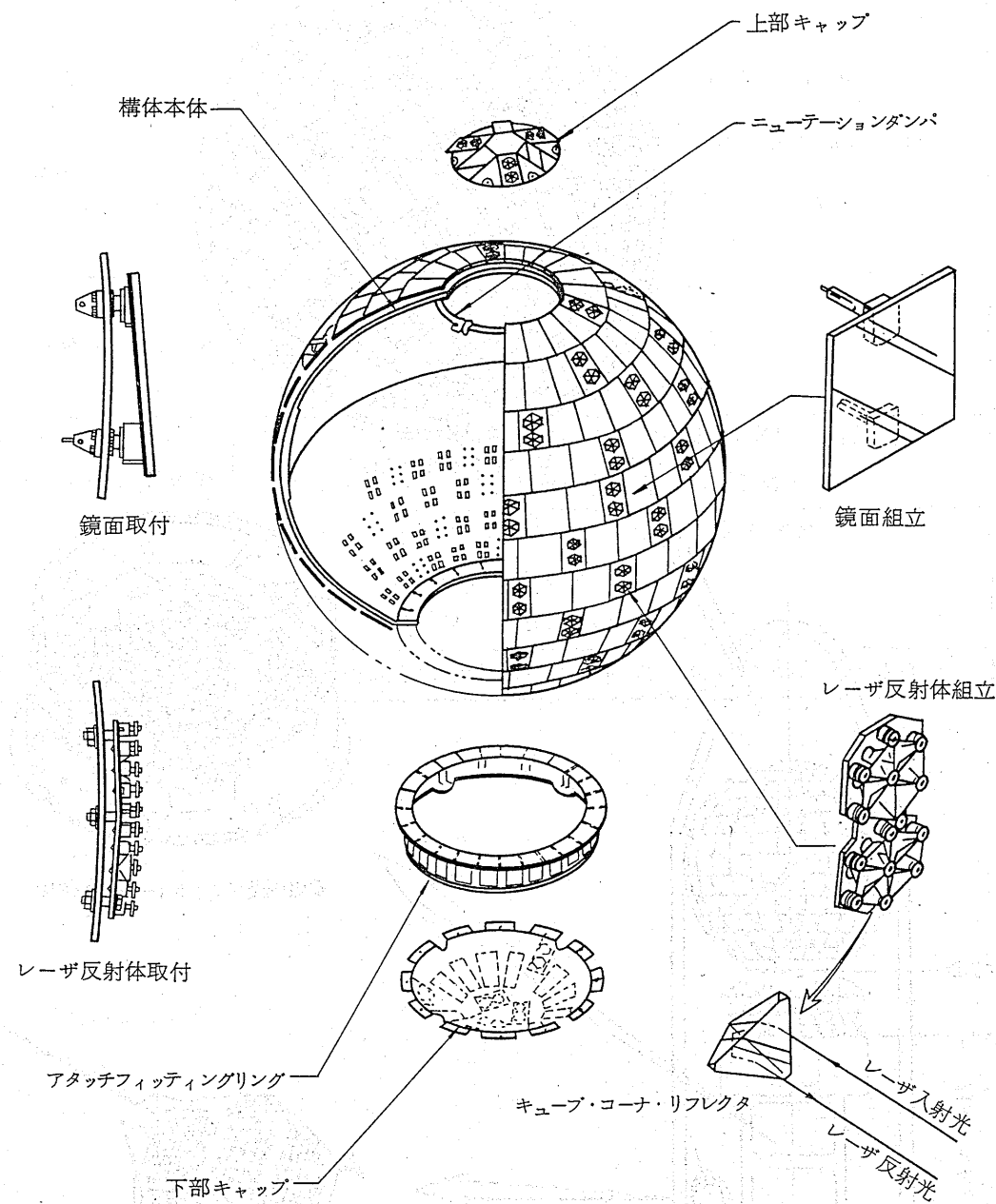
### 3) 磁気軸受フライホイール実験装置 (MBFW)

| 項 目              | 諸 元                                                                               |
|------------------|-----------------------------------------------------------------------------------|
| 目 的              | 無重力下における磁気軸受フライホイールの浮上実験を行う。                                                      |
| 重 量              | 約 151 kg (但し, 中部構体を含めた重量は約 295 kg)                                                |
| 磁気軸受<br>フライホイール  | 磁気軸受<br>フライホイール部 寸法 直径 270mm, 高さ 127mm<br>制 御 部 磁気軸受浮上電力 2.5 W<br>実験回転数 1,000 rpm |
| 姿勢モニタ装置          | 星センサ (2次元電荷結合素子使用)<br>精太陽センサ (デジタル太陽センサ)<br>粗太陽センサ (アナログ太陽センサ)                    |
| テレメトリ/<br>コマンド装置 | アップリンク 148MHz帯 (PCM-FSK-AM/PM)<br>ダウンリンク 136MHz帯 (PCM/PM)                         |
| 電 源              | バッテリー セル : ニッケルカドミウム電池<br>電 圧 : 28 V<br>容 量 : 35 Ah                               |
| 軌 道              | 中高度円軌道 (高度約 1,500km, 軌道傾斜角約 50度)                                                  |

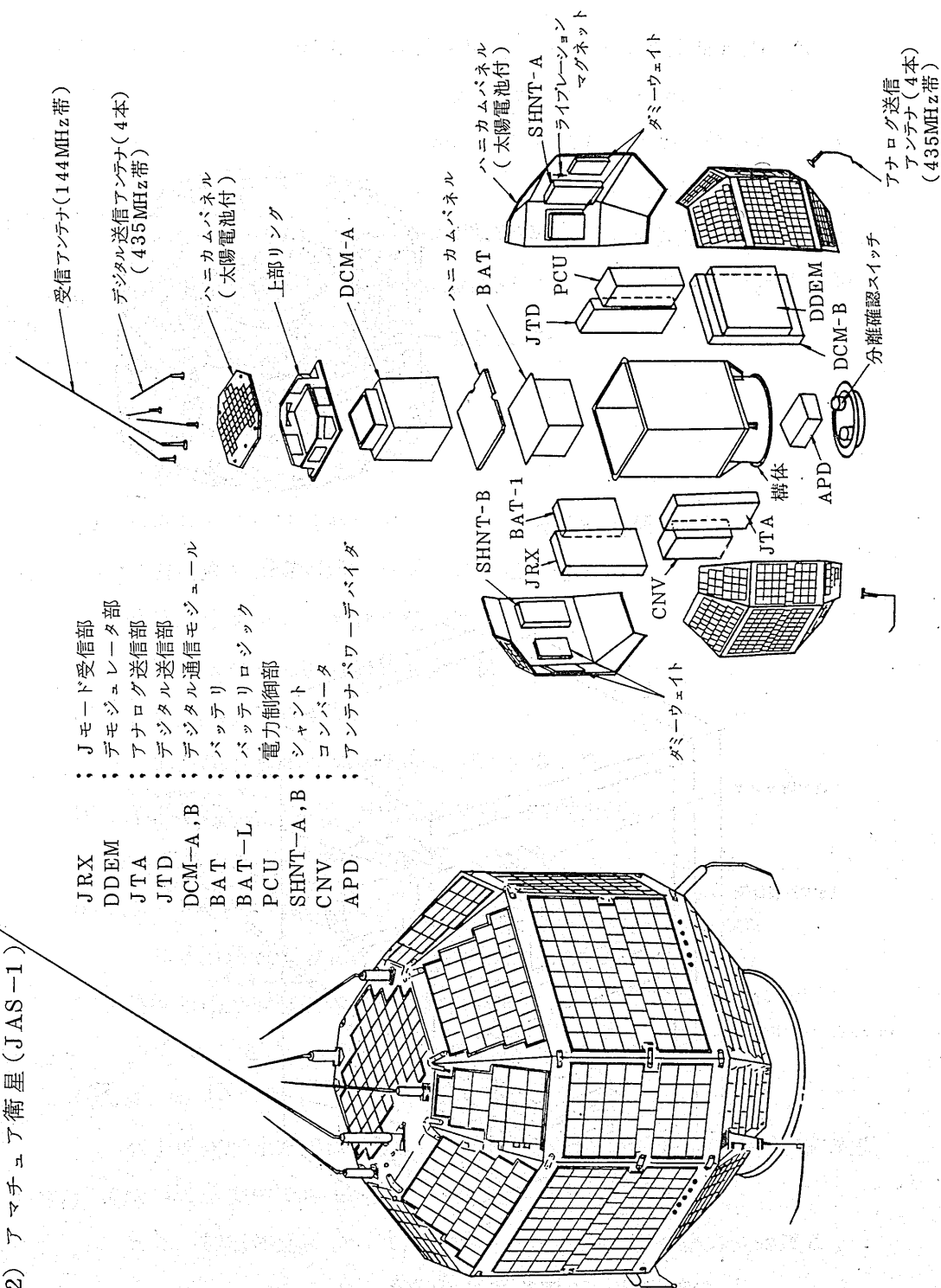
第 5 図 性能確認用ペイロードの形状



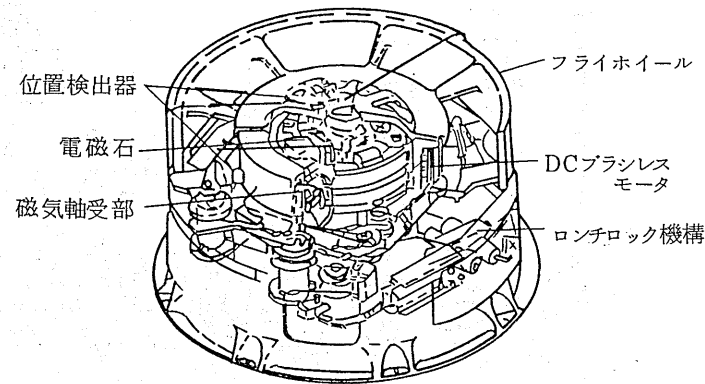
# 1) 測地実験機能部 (EGP)



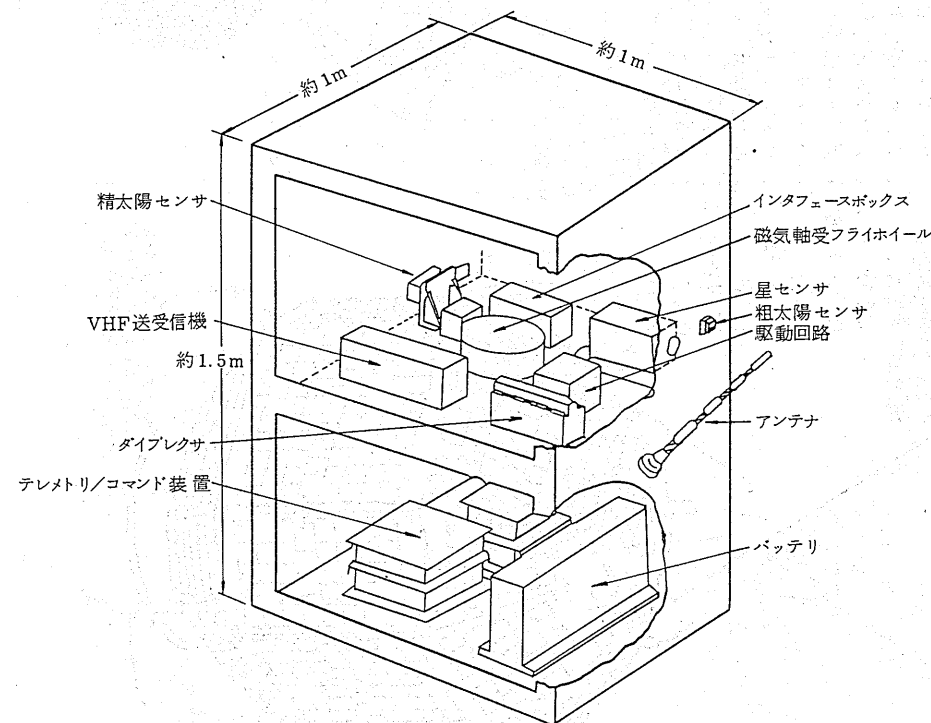
## 2) アマチュア衛星 (JAS-1)



### 3) 磁気軸受フライホイール実験装置 (MBFW)



磁気軸受フライホイール



中部構体への実験機器の配置

### 3. 追跡管制計画

性能確認用ペイロードとして、測地実験機能部、磁気軸受フライホイール実験装置及びアマチュア衛星があるが、宇宙開発事業団が追跡管制を実施するのは、測地実験機能部及び磁気軸受フライホイール実験装置であり、アマチュア衛星については、ユーザである日本アマチュア無線連盟が実施する。

以下、測地実験機能部及び磁気軸受フライホイール実験装置の追跡管制計画について記す。

#### 3.1 測地実験機能部の追跡計画

##### 3.1.1 追跡実施場所

- (1) 宇宙開発事業団筑波宇宙センター中央追跡管制所  
茨城県新治郡桜村千現2丁目1番1号
- (2) 東京大学東京天文台堂平観測所  
埼玉県比企郡都幾川村大字大野1853
- (3) 郵政省電波研究所  
東京都小金井市貫井北町4丁目2番1号
- (4) 文部省宇宙科学研究所鹿児島宇宙空間観測所  
鹿児島県肝属郡内之浦町
- (5) 海上保安庁第五管区海上保安本部下里水路観測所  
和歌山県東牟婁郡那智勝浦町下里
- (6) 建設省国土地理院鹿野山測地観測所  
千葉県君津市鹿野山
- (7) その他

海上保安庁水路部は協力関係にあるNASAレーザ追跡網の追跡支援について調整中である。

また、初期捕捉については、アマチュア天文家の協力も受ける。

### 3.1.2 追跡の目的

測地実験機能部の追跡は、測地実験機能部が中高度円軌道に投入された後、光学的手段による観測、軌道決定及び機能評価を行い、定常段階における測地実験に供することを目的とする。

### 3.1.3 追跡の期間

測地実験機能部の打上げ段階及び初期段階における追跡の期間は、打上げ後約1ヶ月を予定している。定常段階における追跡の期間は、初期段階終了後、ミッション終了までとする。

### 3.1.4 追跡作業の概要

#### (1) 打上げ段階

打上げ段階は、打上げ当日の追跡システムの準備作業から測地実験機能部分離までとし、この段階では、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打上げに関する情報により、ロケットの飛行状況を把握し、測地実験機能部の追跡に備える。

#### (2) 初期段階

初期段階は、打上げ段階終了後から測地実験機能部の機能確認終了までの約1ヶ月を予定している。

この段階では、望遠鏡、レーザ測距装置等の光学観測手段を用いて、軌道決定及び軌道予報を行うとともに測地実験機能部の太陽光、レーザ光の反射機能等の評価を行う。

#### (3) 定常段階

測地実験機能部を利用した測地実験（これに必要な軌道決定及び軌道予報を含む）は、ユーザである海上保安庁水路部及び国土地理院を中心に実施される。

宇宙開発事業団は、両機関から観測データを受領し、軌道決定及び軌道予報の追跡作業を行う。

測地実験機能部の追跡計画を第5表に示す。

第5表 測地実験機能部の追跡計画

| 作業項目                 | 初期段階                                          | 定常段階                 |
|----------------------|-----------------------------------------------|----------------------|
| (1) 光学観測<br>(角度データ)  | 協力：東京天文台、電波研究所、<br>宇宙科学研究所、国土地<br>理院、アマチュア天文家 | 担当：海上保安庁<br>：国土地理院   |
| (2) レーザ測距<br>(距離データ) | 協力：東京天文台、海上保安庁                                | 担当：海上保安庁             |
| (3) 軌道決定／予報          | 担当：宇宙開発事業団                                    | 担当：海上保安庁<br>：宇宙開発事業団 |
| (4) 機能評価             | 担当：宇宙開発事業団                                    | 担当：宇宙開発事業団           |

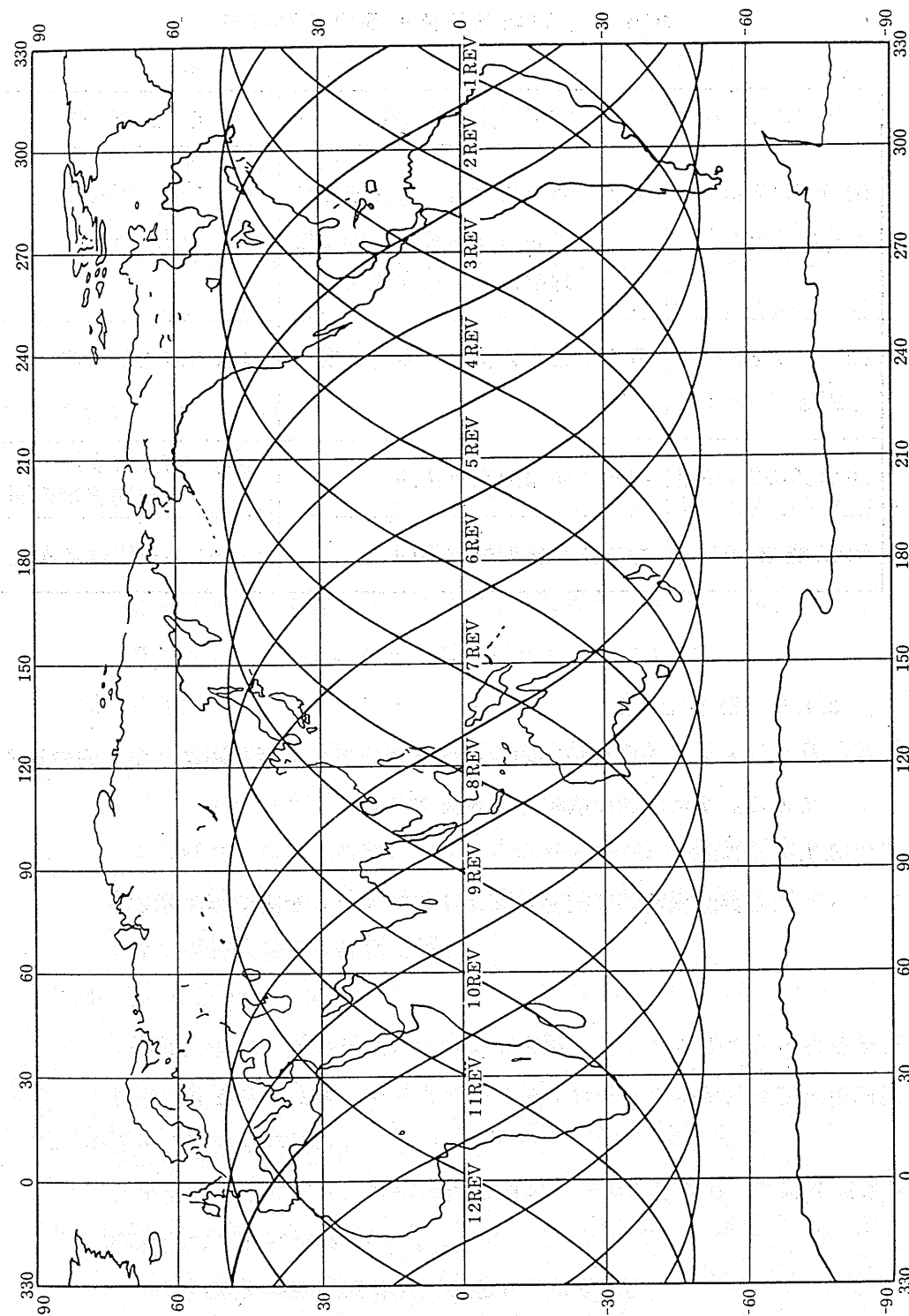
### 3.1.5 飛行計画

リフトオフから測地実験機能部分離までの飛行計画は、第2表の通りである。また地表面軌跡を第6図に示す。

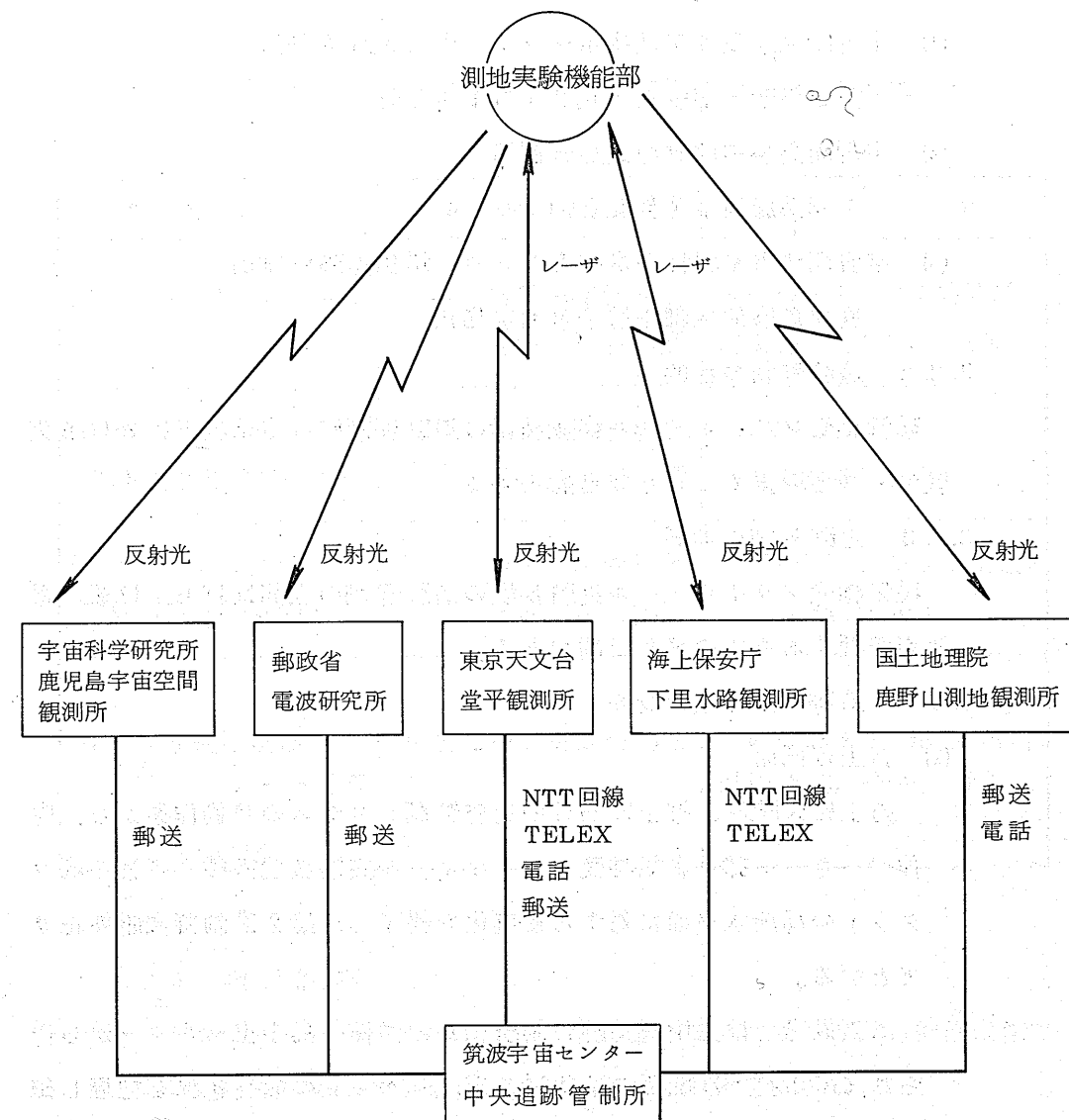
### 3.1.6 追跡システム

測地実験機能部の追跡に使用するシステムを第7図に示す。

第6図 性能確認用ペイロードの地表面軌跡（ノミナル軌道）



第7図 測地実験機能部の追跡システム



注1. 初期捕捉にはアマチュア天文家の協力を受ける。

注2. 海上保安庁水路部がNASAレーザ追跡網の支援を受けることについては現在調整中である。

### 3.2 磁気軸受フライホイール実験装置の追跡管制計画

#### 3.2.1 追跡管制実施場所

- (1) 宇宙開発事業団筑波宇宙センター中央追跡管制所

茨城県新治郡桜村千現2丁目1番1号

- (2) 宇宙開発事業団勝浦追跡管制所

千葉県勝浦市芳賀花立山1-14

- (3) 宇宙開発事業団種子島宇宙センター増田追跡管制所

鹿児島県熊毛郡中種子町大字増田

#### 3.2.2 追跡管制の目的

磁気軸受フライホイール実験装置の追跡管制は宇宙環境下における実験データを取得することを目的とする。

#### 3.2.3 追跡管制の期間

磁気軸受フライホイール実験装置の追跡管制の期間は打ち上げ後、電池が消耗するまでの約3日間である。

#### 3.2.4 追跡管制作業の概要

- (1) 打上げ段階

打上げ段階は、打上げ当日の追跡管制システムの準備作業から、構体ペイロード部（磁気軸受フライホイール実験装置搭載）／第2段ロケットの局所水平面に対する鉛直化を終了し、第2段制御機能停止までとする。

この段階では、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打上げ関係の情報により、ロケットの飛行状況を把握し磁気軸受フライホイール実験装置の追跡管制に備える。

- (2) 初期段階

初期段階は、打上げ段階終了後約3日間である。

この間VHF帯ドップラ測定により追跡を行うとともに、磁気軸受フライホイールの実験に必要なコマンド作業及びテレメトリデータ取得作業を行う。

なお、定常段階はない。

磁気軸受フライホイール実験装置の追跡管制計画を第6表に示す。

第6表 磁気軸受フライホイール実験装置の追跡管制計画

| 作業項目                           | 初期段階                  | 備考                                           |
|--------------------------------|-----------------------|----------------------------------------------|
| (1) ドップラデータの取得                 | 担当：増田追跡管制所<br>勝浦追跡管制所 | 角度併用ドップラ周波数<br>測定方式（13.6MHz帯）                |
| (2) テレメトリデータの取得<br>（HK及び実験データ） | 担当：増田追跡管制所<br>勝浦追跡管制所 | PCM/PM変調<br>（13.6MHz帯）                       |
| (3) コマンドの送信<br>（運用モードの切り換え）    | 担当：増田追跡管制所<br>勝浦追跡管制所 | PCM-FSK-AM/PM変調<br>（14.8MHz帯）                |
| (4) 管制網統括及び<br>データ処理           | 担当：中央追跡管制所            | 軌道決定／予報<br>テレメトリデータ処理、解析<br>計画作成、送付、指示<br>連絡 |

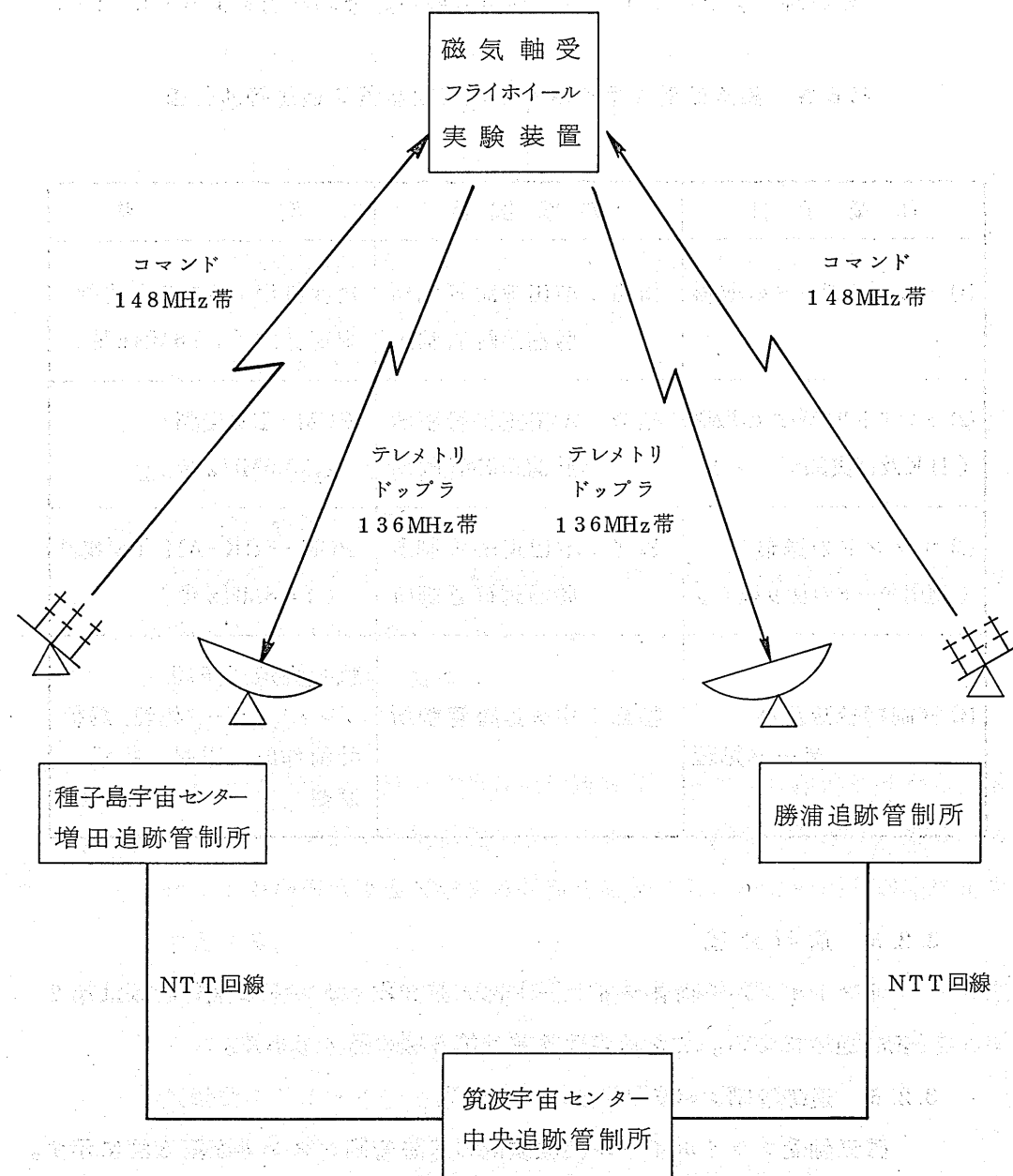
#### 3.2.5 飛行計画

リフトオフから構体ペイロード部／第2段ロケットの飛行計画は第2表の通りである。また地表面軌跡は第6図の通りである。

#### 3.2.6 追跡管制システム

磁気軸受フライホイール実験装置の追跡管制システムを第8図に示す。

第8図 磁気軸受フライホイール実験装置の追跡管制システム



#### 4. 関係機関への情報の提供

##### 4.1 関係各省庁等

ロケットの打上げの実施，打上げ日の変更，打上げ及び追跡管制の結果等については，速やかに科学技術庁，郵政省，運輸省，その他関係各省庁等に通知する。

##### 4.2 国際機関

各ペイロードの軌道投入後，速やかに関係政府機関を通じ，人工衛星に関する情報を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提供する。

##### 4.3 報道関係

- (1) 報道関係者に対し，安全確保に留意し取材の便宜を図る。
- (2) 打上げ結果並びに打上げ段階の追跡管制については，打上げ実施責任者等から発表を行う。

昭和61年6月18日

宇宙開発事業団

H-I ロケット（2 段式）試験機 1 号機  
の打上げについて

H-I ロケット（2 段式）試験機 1 号機（以下「TF # 1」という。）については、製作は完了しており、その品質も十分に確認していると共に、打上げに必要な施設設備の整備及び安全対策を行ってきており、これらについては、これまでのところ問題はない。以上のことから、「H-I ロケット（2 段式）試験機 1 号機打上げ及び追跡管制計画書（昭和61年8・9月期）」（案）に従って計画を進めることとする。

その場合、米国デルタロケットの178号機における事故については、今後の米国での調査結果及び対策案を踏まえて、必要があればTF # 1 について所要の措置等を講ずることとし、これらについてその結果を宇宙開発委員会に報告し、了承を得た上でTF # 1 を打ち上げることとする。