

委22-2-2

H-IIロケット8号機の開発状況報告

平成11年6月9日

宇宙開発事業団

KDL-99123

宇宙開発事業団が平成11年8月上旬に打上げを計画しているH-IIロケット8号機の開発状況について報告する。

I LE-5A事故原因に係わる対策の具体化・実施

8号機においては、技術評価部会でかかげられた5号機用LE-5Aエンジンの事故原因に係わる対策について、次のとおり具体化して実施している。

1. ろう付け対策等

1.1 第2段エンジン

第2段エンジンは、燃焼室構造の異なるLE-5Bを使用していることからろう付け部破損による燃焼室からの燃焼ガスの噴出という故障はないが、ノズルスカート部にろう付け工法を採用している。

このためろう付けの品質向上について、以下の改善策を図った。

(1) チューブ間のすきま管理

チューブセット後のチューブ間すき間の公差規程を見直し、管理を徹底することとした。

図-1に概要を示す。

(2) ろう材塗布作業

治具を改善し、塗布作業の安定化を図った。

図-2に現状と改善方法の比較を示す。

(3) 炉の温度管理の自動化

実績を踏まえ、昇温パターンを規定し、プログラム制御化を図った。

(4) フィレット幅の管理

外観目視検査に加えて、ビデオカメラ収録を行い、記録を残すこととした。

(5) ろう付け後のX線検査

ノズルスカートの内面からX線を斜め方向に照射して、ノズルスカートを透視したX線を同一線上の外部に設置したX線カメラで捕らえこれを透視画像として現す。

チューブ間すき間にろう付け欠陥（ボイド）があればこれを検出し、さらに画像処理してその欠陥を定量的に算出する。

図-3にX線検査装置を使用したろう付け接合検査の概要を示す。

1.2 第1段エンジン

ノズルスカート部のろう付け状況の再点検等を実施し、過去の号機との比較で評価した。

表-1に8号機用エンジンの再点検結果概要を示す。

2. LE-5Bエンジン開発試験の強化

従来の開発計画に加えて、高空燃焼試験により推力上限を越えた範囲の機能・性能試験を打上げまでに確認することで、新たに供試体（QT相当品）を製作し高空燃焼試験設備を改修し、7月中に試験を実施する。

5号機において、過去の号機と同様に推力が高めになる傾向があったことから、仕様上限を越えた推力（約15t）での確認試験を実施することとした。

また、8号機では仕様の範囲内（14t±5%）で低めに推力を設定した。

3. 信頼性管理品目等の品質の再評価

5号機打上げ失敗の経験を基に、類似の不具合等の発生を事前に予防することを目的として、製造の品質等の再評価を行うこととした。

品質再評価の具体的方法として、検査データ等の号機間継続性の比較評価、コンポーネント関連データの再評価及びアラート情報の管理の適切性の再評価を実施している。

また、工場出荷前審査会（PSR）において、上記の評価と併せて、不具合処置の妥当性の再評価、従来号機との変更箇所の妥当性評価等を実施している。

4. 評価チームの編成

プロジェクト推進部隊とは別途に開発の妥当性及び機体製作の健全性を確認するために評価チームを編成し審査を行っている。

その内容については別紙に示すとおりである。

5. 射場のセキュリティーシステムの強化

射場のセキュリティーシステムの強化対策として次のことを実施している。

- ・入退場管理システムの拡張整備
- ・防犯画像監視設備の整備

II 開発状況等

1. 開発目的

- (1) 運輸多目的衛星（M T S A T）を所定の静止トランスファー軌道にH-IIロケット8号機により平成11年度夏期に打上げる。
- (2) 第2段の再々着火実験を実施する。
- (3) 8号機に機体の高度化（第2段機体の設計変更、製造工程の改善、作業性の改善等の技術改善）を反映する。

2. 開発の経緯

- (1) 平成5年度にH-IIロケットの低コスト化に関する検討を実施した。
- (2) 平成6年度から製造、組立及び点検整備の簡素化並びに効率化を目的とした「H-IIロケット運用改善」を実施した。
- (3) 平成5年度第3次補正予算認可に伴い「H-IIロケット運用性改善」のうち、第1段、第2段エンジンの改善分の一部が認可され、前倒し実施した。
- (4) H-IIロケット8号機（平成7年度着手）への「H-IIロケットシステムの高度化」の前倒し検討を開始した。検討の結果、実施可能となり、適用することとした。
- (5) 平成7年度から「H-IIロケット上段の再々着火実験の研究」を実施した。
- (6) 平成7年11月に8号機機体の製作に着手した。
- (7) H-IIロケット8号機再々着火実験のために、事前データ取得を目的に、H-IIロケット4、5、6号機における飛行データ取得を実施した。

3. H-IIロケット8号機の概要

高度化H-IIロケットとしての8号機は、従来のH-IIロケットをベースに機体の低コスト化等を目的とし、機体の設計変更、製造工程の改善、作業性の改善等を行っている。また、長秒時コスト後の再々着火実験を行えるように機器を追加搭載している。

従来型H-IIロケットからの高度化H-II、H-II Aの変更点を図-4に示す。
H-IIロケット8号機の基本図及び主要緒元を図-5及び表-2に示す。
8号機の開発及び製作スケジュールを表-3に示す。

4. 従来機体と高度化機体の主な変更点

4.1 第2段

高度化では、第2段機体の開発が中心のため、各サブシステム開発の終了後、システム試験として第2段エンジン、機体推進系システム、構造系等のサブシステムを組み合わせた第2段実機型タンク燃焼試験（CFT）を平成10年6月、7月に全7回、総燃焼秒時1,709秒実施し、計画どおり全ての確認事項を確認した。

(1) 第2段機体（エンジン以外）

従来の第2段機体と高度化機体の主要構成図を図-6に示す。

主な内容は以下のとおりである。

- ① 液酸／液水の各タンクを一体型から分割型へ変更した。共通隔壁構造を削除したことにより、製造上のコスト低減及び運用性が向上した。
- ② 第2段液水タンクのシリンダー部は、従来と同様アルミ合金のアイソグリッド・パネルを溶接したものである。ドーム部は、一体成形で製造する楕円ドームを採用した。なお、従来は溶接組立構造の球形ドームであった。
- ③ 第2段液酸タンクは、一体成形の楕円ドームを溶接したものである。なお、従来は部分球形ドーム部を有する円筒形であった。
- ④ エンジンのノズルの駆動を従来の油圧式から電動式に変更した。これによりコスト削減及び整備・運用性が向上した。

以下に第2段の液体水素、液体酸素の搭載量を示す。

	従来機体	高度化機体
液体水素	2.4 t	2.8 t
液体酸素	11.7 t	13.9 t

(2) 第2段エンジン

LE-5Aと高度化機体搭載のLE-5Bの主要構成図を図-7に示す。

主な変更内容は以下のとおりである。

① 燃焼室エクスパンダ-ブリードサイクルの採用

- ・ LE-5Aの燃焼室は冷却管のろう付け構造であったが、LE-5Bでは内部に冷却溝をもち電鋳で成形した銅の一体構造とした。これにより燃焼ガスの漏洩しない構造とした。

- ・ 推力向上 12.4 t → 14 t

② 加工コスト削減

基本的には部品点数の削減である。

- ・ タービン動翼の加工方法を電解加工に変更した。
- ・ 噴射エレメントを削減した。

③ 燃焼試験の効率化

- ・ L E - 5 A エンジンは、高空燃焼試験設備を使用して領収燃焼試験を実施する必要があった。
- ・ L E - 5 B エンジンは、常圧燃焼試験設備で性能確認燃焼試験を実施可能となるよう開発し、製作コストの低減を図った。

以下に主要諸元を示す。

	L E - 5 A	L E - 5 B
真空中推力	12.4 t	14.0 t
真空中比推力	452 s	447 s
燃焼時間	598 s	538 s

4. 2 搭載電子機器に対する変更点

システム構成等の変更はないが、H-IIロケットで使用してきた電気、電子、電気機構部品をMIL部品等に置き換え、部品調達に係わる期間短縮及び価格の低減を図った。

4. 3 フェアリングに対する変更点

衛星フェアリングは、従来のフェアリングをベースとし、コストダウンのため主として構造体の設計変更を行った。また、作業の効率化を目的として衛星搭載アダプタの開発を実施した。

主な変更点は以下のとおりである。

- ① 衛星フェアリングと第2段の間に衛星搭載アダプタを追加した。
これにより、衛星のロケットへの搭載作業を大幅に簡素化し、運用性の向上を図った。
- ② アルミハニカムパネルとフレーム／コーナ材の結合部構造の設計変更を行い、低コスト化を図った。
- ③ アルミ鍛造リングから削り出していたフレームの一部を押し出し型材の曲げ加工に変更し、低コスト化を図った。

4. 4 再々着火実験機器

長秒時コスト後の再々着火実験が行えるように、G O X / G H 2 スラスター、マイクロストリップアンテナ等の実験機器を第2段機体に追加搭載している。

4.5 地上設備・アンビリカルに対する変更

高度化に伴う射点設備の整備及び改修（射点設備系、アンビルカル系AGE、電気系AGE、推進系AGE、固体ロケット系AGE）を実施した。また、第2段アンビリカルキャリアについても、平成10年7月に低温離脱試験を実施し、機能・性能を確認した。

5. 開発の結果

H-IIロケット8号機の開発は、各種審査会（コンポーネント及びシステム毎に、予備設計審査、詳細設計審査、認定試験後審査会等）において設計及び開発試験データを適切に確認、評価することにより進めてきた。

8号機の開発及び打上げに係わる主な試験を表-4に示す。

平成11年4月に開発は終了し、実機製作中である。

6. 実機機体の製作

H-IIロケット8号機の製作スケジュールを表-3に示す。

機体製作は高度化開発が完了し、その成果をH-IIロケット8号機製作に確実に反映した。

製作の主な内容は以下のとおりである。

① 1・2段コア機体

・第1段エンジンLE-7

LE-7用FTP/OTPについて平成10年6月に単体の性能確認試験を実施した。エンジンシステムとして、平成10年8月に性能確認試験を実施した。試験結果は、領収試験条件を満足し、試験後の点検整備を実施後平成10年10月にエンジン組立として完成し、その後H-IIロケット8号機第1段に搭載した。

・第2段エンジンLE-5B

LE-5B用FTP/OTPについて平成11年1月に単体の性能確認試験を実施した。エンジンシステムとして、平成11年2月に性能確認試験を実施した。試験結果は、領収試験条件を満足し、試験後の点検整備を実施後平成11年3月にエンジン組立として完成し、その後第2段に搭載した。

・搭載電子機器

搭載電子機器は、従来号機同様の製作工程を経て製作し、機体へ搭載した。

・衛星分離部

8号機用衛星分離部について、平成11年1月に衛星製作メーカーである米国SS/L社において、フィットチェック、分離衝撃試験を実施した。結果、衛星とのインタフェースについて、確認した。

現在までに、1／2段コア機体は製造メーカーにおいて艤装作業、1・2段機能試験、電磁適合性試験を終了した。今後、全段機能試験を実施し、全段システムとしての機能・性能を確認する。

② S R B 系

8号機用S R Bへの推進薬充填は平成10年7月から11年3月にかけて実施し、出荷前審査を平成11年4月26日実施し、製造が完了していることを確認した。現在、射場において整備作業を実施している。

③ フェアリング系

高度化開発を反映し、衛星とのインターフェース作業を実施し、パネル製作を完了した。現在、最終艤装作業中であり、今月末に、出荷前審査を実施する。

III まとめ

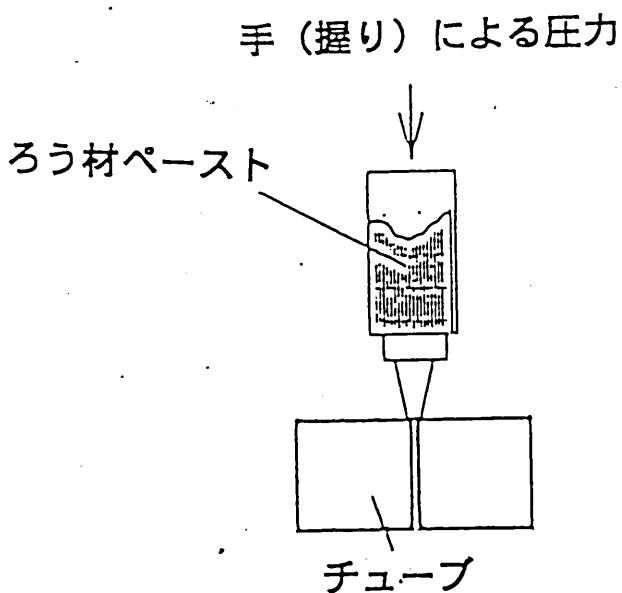
- (1) H-IIロケット8号機製作は高度化の開発が完了し、その成果を確実に反映している。
- (2) 前号機の失敗を反映し、また、従来にもまして入念な審査を実施している。
- (3) H-IIロケット8号機は、平成11年8月初旬打上げに向けて、良好に準備作業を進めている。

ろう付け前のチューブ間隙間
を検査する。

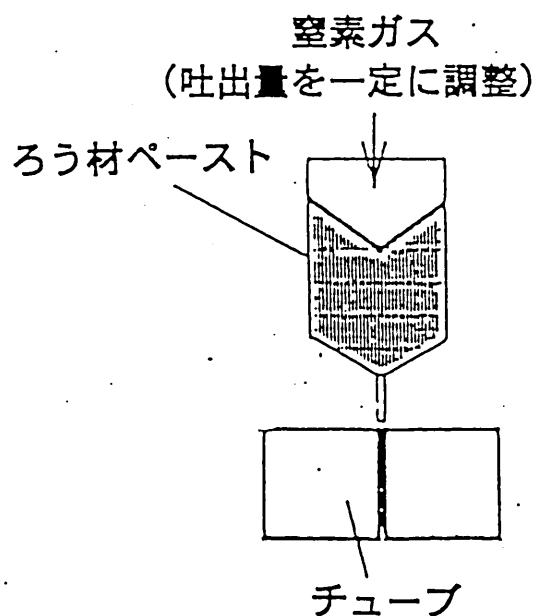
1段及び2段ろう付け後の
ろう材フィレット幅
を検査する。

図1 上段ノズルスカート

現状



新方法



- ・塗布幅不均一（仕上げにより修正）
- ・継ぎ目があり不安定（仕上げにより修正）

- ・塗布幅均一
- ・継ぎ目なく安定

図2 現状及び新方法の比較

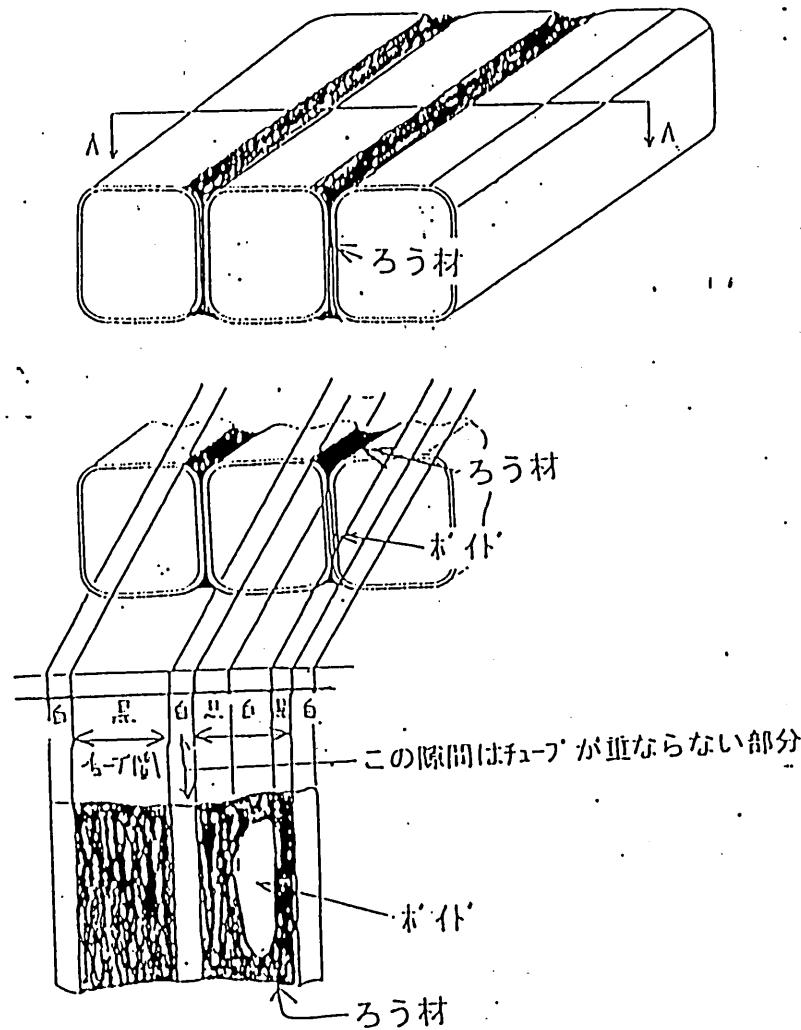
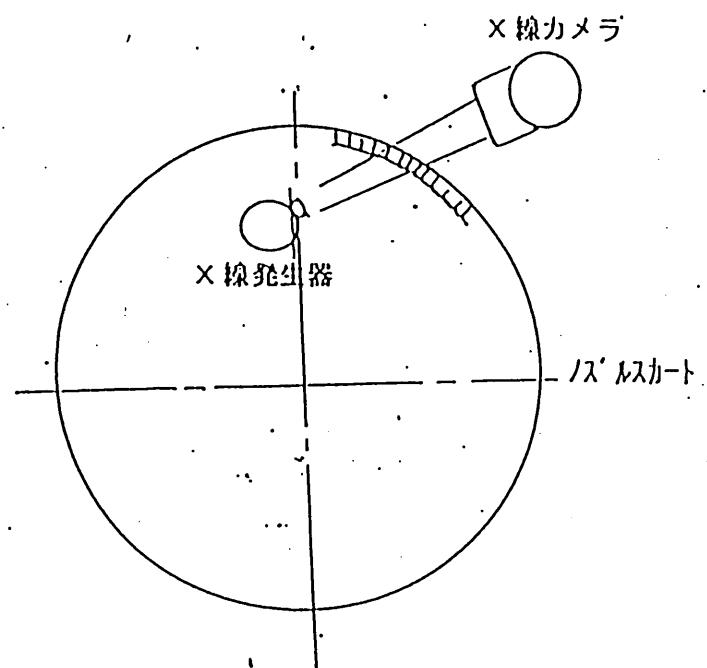


図 3 ろう付け接合状況の評価

表-1 8号機用LE-7エンジンの再点検概要

区分	内容	実施内容／評価
製品の再点検	(1) 燃焼室冷却溝の肉厚データの再確認	保管中の検査記録を再確認し、問題無し。
	(2) 燃焼室外筒の肉厚再確認	UTにて再測定し、問題なし。
	(3) 燃焼室内面の傷の検査	・スペックに指示した。 ・スペックにより検査し、問題なし。
	(4) ノズルスカートのろう付けフィレット幅の再確認	再検査し、問題なし。
	(5) ノズルスカートのAu-Ni補修部の確認	ブレンド補修及び耐圧・気密試験実施
	(6) ノズルスカートろう付け時の補修部（チューブの穴あき部のAu-Ni補修）の健全性確認	補修後、ザイクロ検査、耐圧・気密検査で確認した。

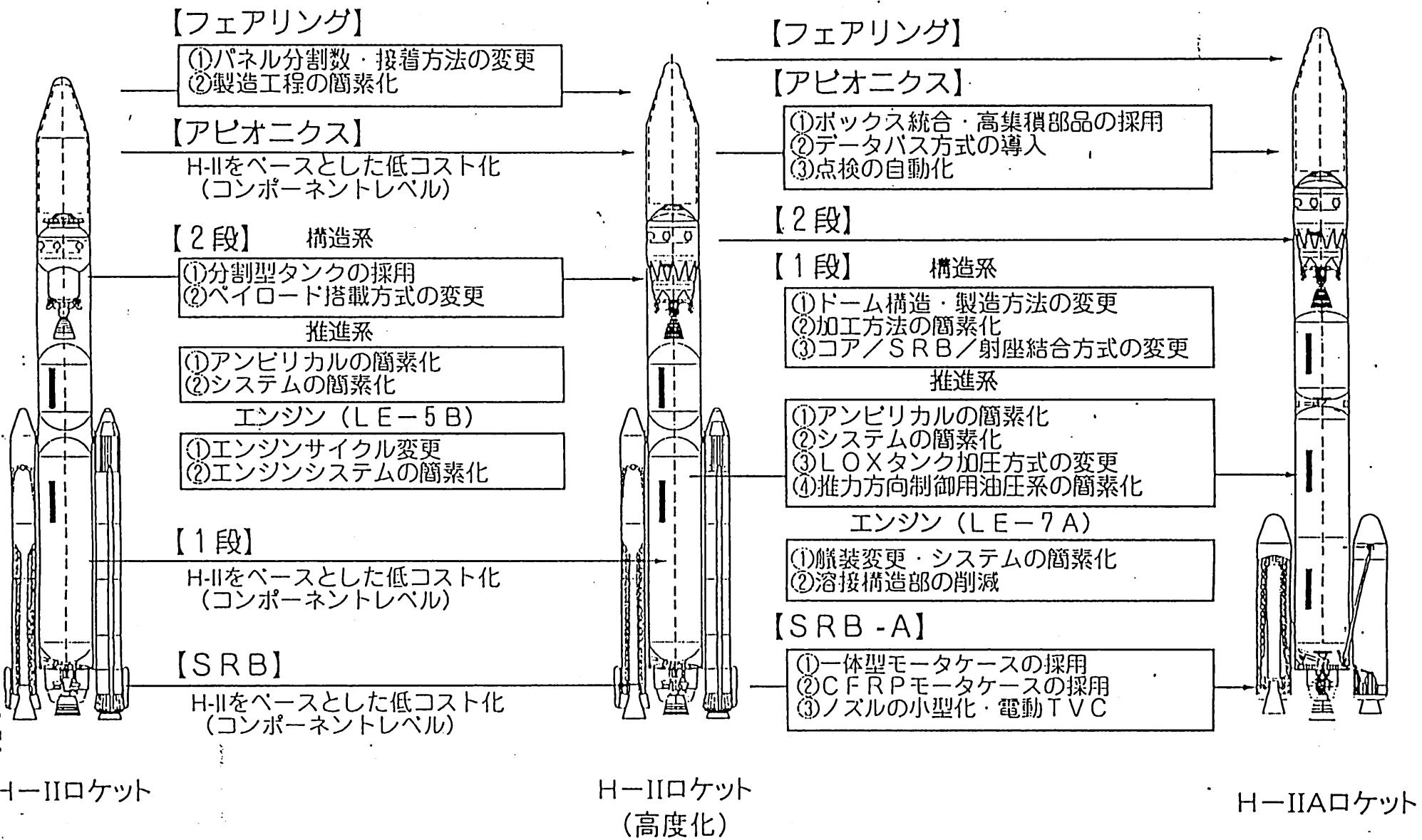
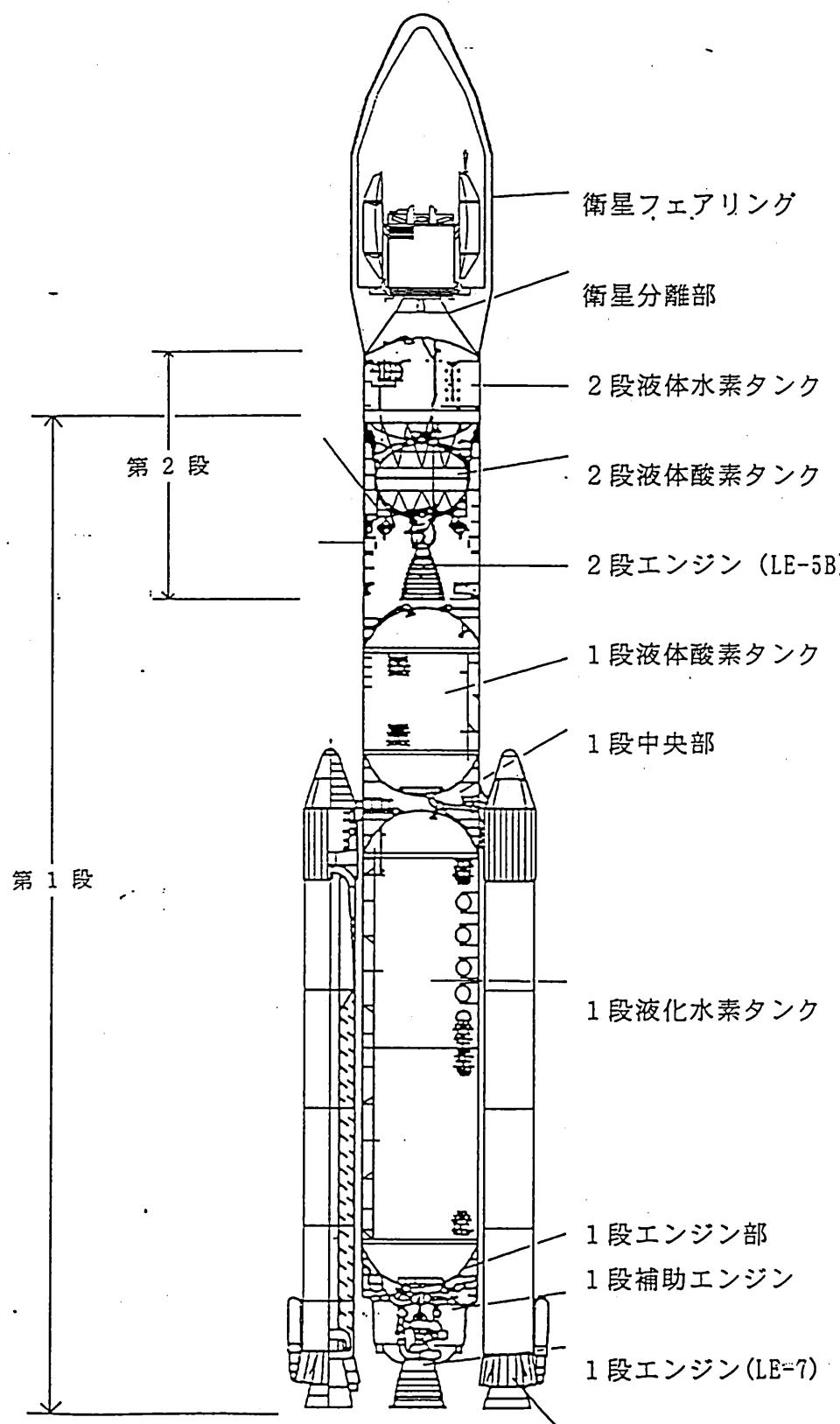


図 - 4 H-IIロケットからの変更点



固体ロケットブースタ (SRB)

図－5 H-IIロケット8号機の概要

表-2 主要諸元 (F #8)

項 目		諸 元	備 考
全 長	直 径	50.0 m 4.0 m	コア機体
全偏重量	ペイロード重量	262.9 t 2.9 t	ペイロード重量を含む
第 1 段	推進薬 推進薬重量 推 力 燃焼時間 比推力 全偏重量	液化酸素／液化水素 86.3 t 86 tf 345 sec 445 sec 97.9 t	海面上 (補助エンジン分は含まず) L/O ~ MECOM 真空中 (補助エンジン分は含まず) 段間部重量を含む
S R B	推進薬 推進薬重量 有効平均推力 燃焼時間 比推力 全偏重量	固体 推進薬 118.3 t 318 tf 93 sec 273 sec 140.5 t	2本分 2本分、海面上 真空中 2本分
第 2 段	推進薬 推進薬重量 推 力 燃焼時間 比推力 全偏重量	液化酸素／液化水素 16.7 t 14.0 tf 534 sec 447.0 sec 19.7 t	真空中 再着火機能 (SEIG1～SECOM1, SEIG2～SECOM2) 真空中 高機能化ミッション対応機器(約0.1t)含
フェア リング	直 径 全 長	5.1 m 12.0 m 1.8 t	5S型フェアリング (衛星搭載アダプタを含む) 衛星搭載アダプタ(約0.2t)を含む
誘導方 式	ストラップダウンIMUによる慣性誘導方式		

表-3 H-IIロケット8号機の開発及び製作スケジュール

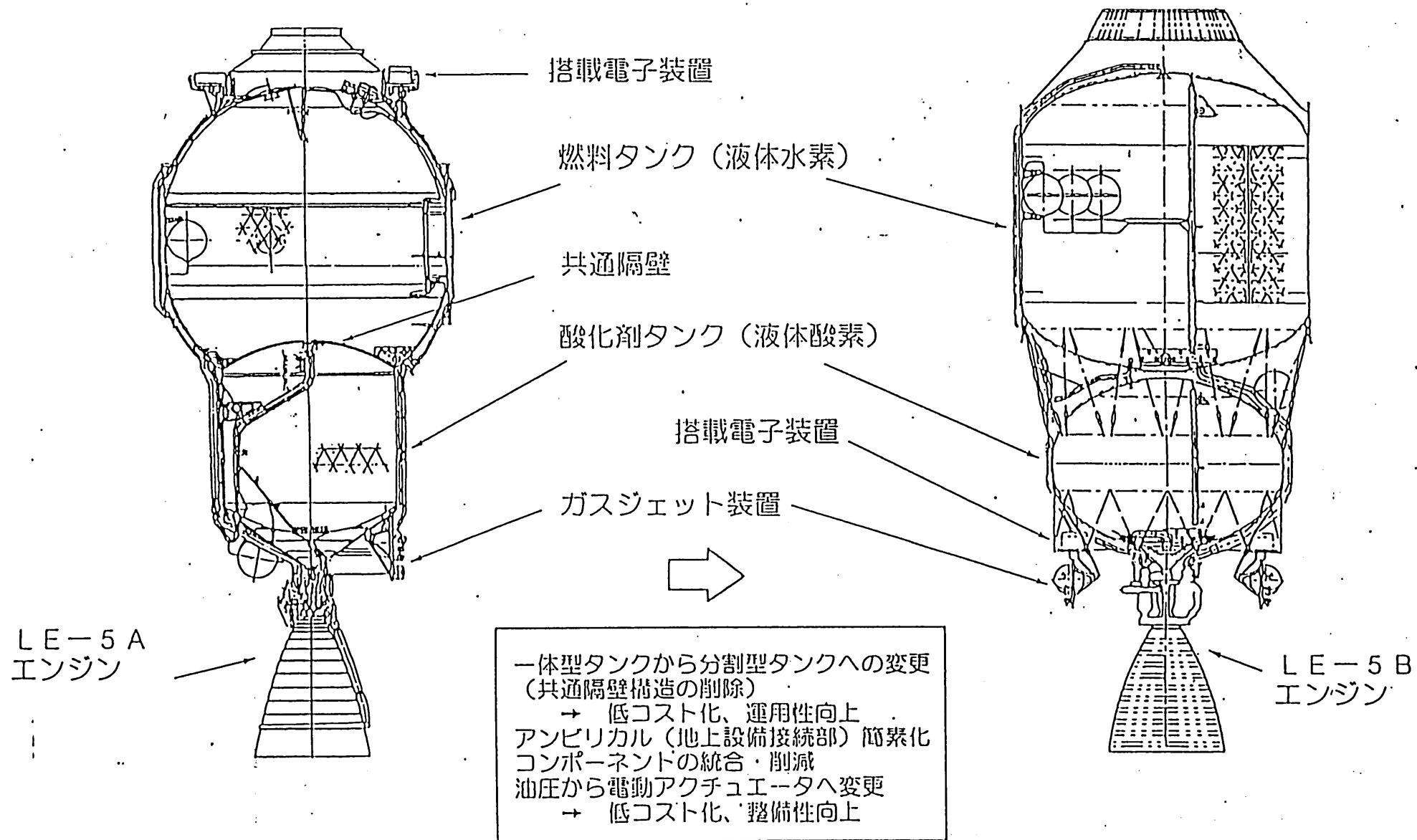


図 - 6

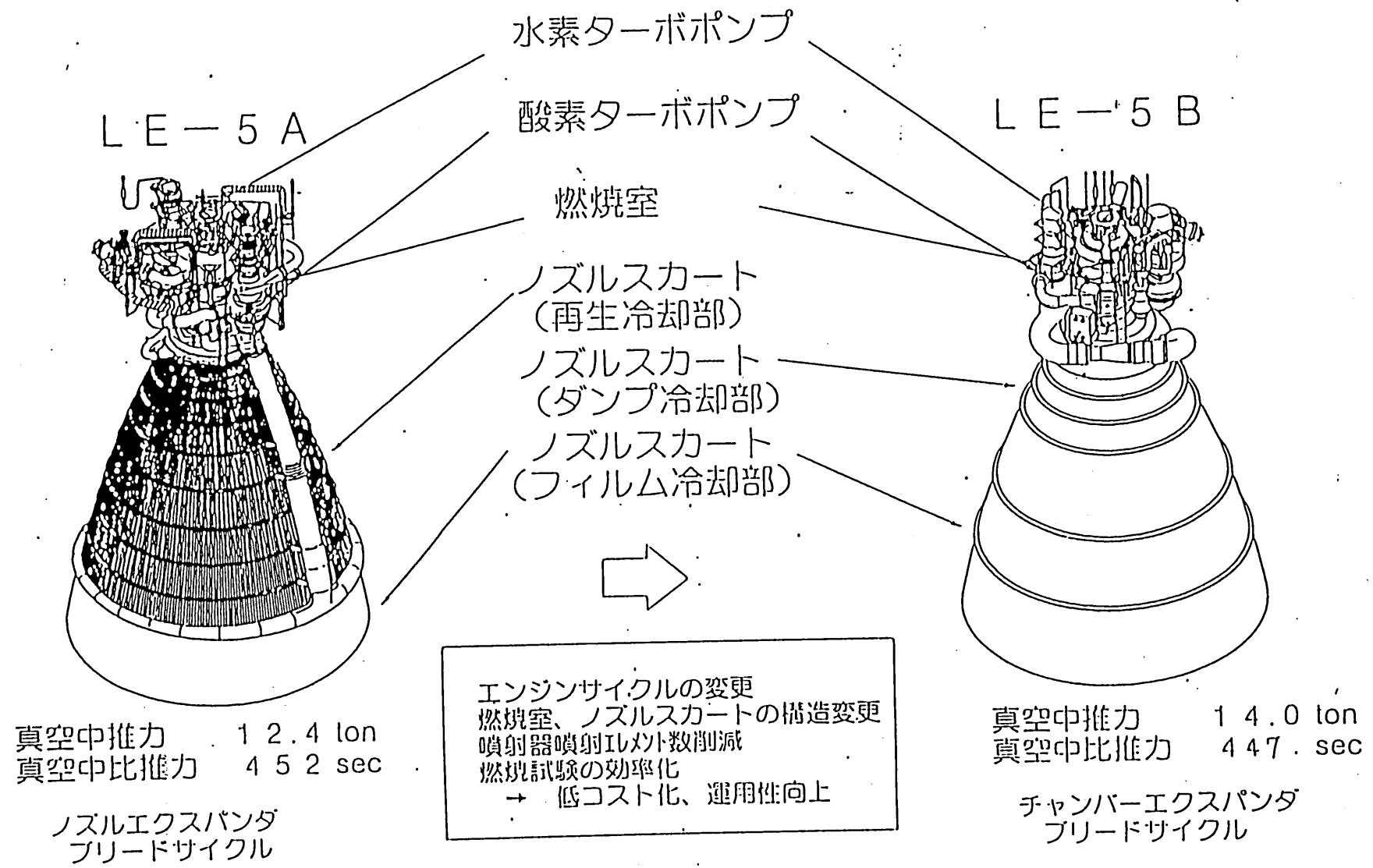


図-7

表-4 H-IIロケット8号機開発及び打上げに係わる主な試験

試験名称	目的	実施内容	備考
各コンポーネント開発試験	各コンポーネントについて、各種試験により仕様の確認	<ol style="list-style-type: none"> 第2段タンク（水素、酸素）、構造物（サブ・トラス等）等の強度試験等を実施した。 LE-5Bエンジンについて、実機型燃焼試験（23回、1077秒）、認定型燃焼試験（79回、11800秒）を実施した フェアリングについて、強度試験を実施した。 その他のコンポーネントについても適切に実施した。 	開発試験
第2段実機型タンク燃焼試験(CFT)	第2段推進系システムの総合確認	<p>第2段機体とLE-5Bエンジンを組み合わせ、ステージ燃焼試験を実施した。</p> <ul style="list-style-type: none"> 構造系は、歪み／温度計測及びタンク極低温強度試験、タンク蒸発量試験、全機振動特性等を確認した。 推進系は、タンク加圧ガス流量確認、タンク加圧／減圧機能確認キャリア低温離脱機能試験を実施した。 	開発試験
電磁適合性試験(EMC)	第2段組立搭載の全電気システムの正常動作確認	第2段組立の艤装、点検終了後、搭載した全電気システムの電源をONとして、機体の各システムの正常作動及びモニタポイントでの雑音レベルの規格値内の確認を実施した。	工場での追加試験
第2段極低温点検	機体と射場設備を組み合わせ、整合性、手順等の確認	射場において、第1段、2段組立・点検後、第2段へ液体水素、液体酸素を充填し、機体の機能・性能を確認する。また、設備との整合確認、カウントダウン手順の確認を実施する。 実施は7月中旬の予定である。	射場での追加試験 H-II TF #3までは1・2段の極低温点検を実施した。
設備組合試験	高度化のために改修した設備の機能・性能確認	高度化対応のため、第2段液体水素／酸素供給装置等の推進系設備、第2段シミュレータ、制御監視卓等の電気系設備、アンピリカル離脱装置等を使用し、バルブ作動確認、計測系統機能確認、自動カウント・ダウン・シーケンス制御機能確認等を実施した。	開発試験
地上系総合確認試験	機体に関する地上系設備の総合システムの確認	打上げに使用する全ての設備について、機体側はシミュレータを使用し、420秒前から発射後120秒までのシーケンスを確認した。	保全作業

<別紙>

H-IIロケット8号機プロジェクトに係る評価チームの活動

平成11年 6月9日

宇宙開発事業団

1. 概要

宇宙開発事業団が平成11年8・9月期に打上げを計画している運輸多目的衛星/H-IIロケット8号機の打上げを確実に実施するための対応策の一つとして実施してある「H-IIプロジェクト評価チーム」の評価作業の状況について述べる。

また、H-IIロケット8号機で使用される第2段機体についての評価作業を担当している「H-IIAプロジェクト評価チーム」の評価作業の状況について述べる。

2. 経緯

平成10年2月21日に打上げ、軌道投入に失敗したH-IIロケット5号機の今後の対策方針、ならびに外部評価宇宙輸送部会で受けた勧告に基づき、宇宙開発事業団内部の諮問機関として外部の専門家を含めた、下記のプロジェクト評価チームを編成し継続的に評価作業を実施している。

(1) H-IIプロジェクト評価チーム

平成11年1月20日H-IIロケットプロジェクト全般の評価を実施することを目的として編成。(内部の専門家を主体に9人)

(2) H-IIAプロジェクト評価チーム

平成10年6月22日にH-IIAプロジェクトの確実な達成に資するため、プロジェクト全般の評価を実施することを目的として編成。(内部の専門家に外部の専門家を含め11人)

なお、H-IIロケット8号機は、H-IIロケット高度化機体であり、その内の第2段機体等はH-IIAで共通に使用されることから、H-IIAプロジェクト評価チームで評価を実施している。

3. H-IIプロジェクト評価チームの評価状況

3. 1 評価チームの業務概要

3. 1. 1 業務

評価チームは、H-IIロケット8号機による運輸多目的衛星の打上げに確実を期することを目的として、次の業務を実施する。

(1) H-IIロケット8号機のシステム、サブシステム、コンポーネント、ソフトウェアの設計、製造、試験、射場整備作業について評価。

- (2) 同ロケットの打上げに使用する射点設備及び射場設備の整備について評価する。
- (3) 同ロケットと衛星とのインターフェースの評価。
- (4) 5号機打上げ失敗に起因して実施した対策について評価。

3.1.2 評価方法

評価チームによるH-IIロケット8号機に対する評価作業は、以下に示す製造メーカーでの審査会及び事業団内部審査会への参加による審査活動を通じて実施する。

- | | |
|---------------------|-------------|
| (1) 出荷前審査会 (P S R) | : 製造メーカー審査会 |
| (2) 飛行解析審査会 (M R R) | : 製造メーカー審査会 |
| (3) 設備保全完了確認会 | : 事業団主催審査会 |
| (4) 打上げ移行前審査会 | : 事業団主催審査会 |
| (5) 納入前審査会 | : 事業団主催審査会 |
| (6) 衛星引渡前審査会 | : 事業団主催審査会 |
| (7) 最終確認審査会 | : 事業団主催審査会 |
| (8) 打上げ後審査会 | : 事業団主催審査会 |

3.2 評価作業状況

3.2.1 実施状況

評価チームはH-IIロケット8号機に対する評価作業として以下の作業を実施している。

(1) 固体ロケットブースタ (S R B)

S R Bについて4月26日に日産自動車(株)富岡工場において実施された、種子島へ向けての工場出荷前審査会の本審査会に参加し、主に製造に主眼をおいた技術的評価を実施した。

(2) コア機体出荷前審査会

現在、コア機体の1段組立、2段組立とも三菱重工業(株)飛島工場において最終的な組立、艤装作業を実施中である。

製造段階での技術評価として、製造工場での組立整備作業に適宜立会いを行ってきており、今後は6月14日、15日に製造工場で実施される種子島へ向けての工場出荷前審査会に参加し評価を実施する予定である。

(3) フェアリング

フェアリングについては、川崎重工業(株)播磨工場において最終組立艤装作業を実施中であり、今後6月22日に製造工場で実施される種子島へ向けての工場出荷前審査会に参加し評価を実施する予定である。

(4) 飛行解析

H-IIロケット8号機用飛行解析作業は詳細飛行経路に関する作業が終了しており、5月10日、11日に実施された飛行解析審査会（MRR）に参加し評価作業を実施した。

(5) 射場整備作業

平成11年6月21日にロケットが種子島宇宙センターに搬入され、製造メーカーによる射場整備作業が開始される予定であり、評価チームは射場整備作業に対する評価等を実施し、打上げ前に実施される最終確認審査会に評価結果を報告する。

3.2.2 評価結果（中間評価）

現在までに、H-IIロケット8号機のSRBの出荷前審査会、飛行解析審査会等に参加し、設計、製作の妥当性及び品質についての評価を実施し、現時点で8号機の打上げに支障となる技術的な問題は見出されていないが、今後も評価活動を継続する。

4. H-IIAプロジェクト評価チームの評価状況

4.1 評価チームの業務概要

4.1.1 業務

評価チームは、H-IIAプロジェクトの達成に資することを目的として、次の業務を実施する。

(1) H-IIAロケットに係るプロジェクト全般（地上設備、射場運用計画等）についての評価

- ・ H-IIAロケット開発プロジェクト
- ・ H-IIAロケット試験機1号機プロジェクト
- ・ H-IIロケットシステム高度化プロジェクト（H-IIロケット8号機）
- ・ H-IIロケット上段の再々着火プロジェクト（H-IIロケット8号機）

(2) H-IIAプロジェクトと関連のプロジェクトとのインターフェース

(3) H-IIロケット打上げ作業点検結果を踏まえた、H-IIAロケット打上げ

作業の点検及び適正の評価。

(4) 受託打上げ対応状況の評価。

(5) 評価の進行は、計画の点検・評価評価の後、結果についてもフォロー・評価を実施。

4.1.2 評価方法

評価の実施に当たっては、開発業務を次に示す7分野に分類し、各分野毎に専門家を配置し担当させている。

評価作業は、開発業務を担当している宇宙開発事業団職員からの開発計画・開発状況の聞き取りを始め、開発を担当している製造メーカーによる開発試験等の立ち会い及び開発の各段階での各種審査会及び調整会議への出席等により評価を実施している。

- (1) システム及びプロジェクト全般
- (2) 飛行解析
- (3) 構造、機構系（含む油圧）
- (4) 機械装備系（推進系、装備計画）
- (5) 電気装備系（含むソフト）
- (6) 射場設備及び打上げ運用
- (7) 品質管理、安全管理等

4.2 評価作業状況

4.2.1 実施状況

H-IIAプロジェクト評価チーム活動状況の内、H-IIロケット8号機で使用される、H-IIロケット高度化機体として、初めて打上げに供される第2段機体の開発に係る評価としては、以下の活動を実施している。

- (1) 第2段実機型タンク組合せ燃焼試験（CFT; Captive Firing Test）の中間報告会へ出席するとともに、燃焼試験への立ち会い及び試験後報告会への出席等により、第2段推進系及び第2段エンジン（LE-5B）の開発状況の評価を実施。
- (2) 第2段エンジン（LE-5B）単体の開発終了審査に出席し、開発状況について評価を実施。
- (3) 製造メーカーにおいて、標準型H-IIAロケット地上総合試験（GTV-1）用の第2段の機体製造状況の調査により、第2段機体の艤装状況等について評価を実施。
- (4) H-IIロケット8号機の飛行解析審査会（MRR）に出席し、8号機の飛行経路及び再々着火実験についての評価を実施。

4.2.2 評価結果（中間評価）

これまで実施した前述の評価活動を通じ、2段機体の設計、製作の妥当性及び品質等についての評価を実施し、H-IIロケット8号機に係るH-IIロケットシステム高度化プロジェクト及びH-IIロケット上段の再々着火プロジェクトの開発が適正に進められており、現時点では8号機の打上げに支障となる技術的な問題は見出されていないが今後とも評価活動を継続する。

5. 今後の進め方

- (1) 現在計画されている各種審査会への出席と、適宜製造工場での作業立ち会い等を行い、継続的に評価作業を実施する。
- (2) H-IIロケット高度化機体として、初めて打上げに供される第2段機体の開発に係る評価としては、平成11年6月18日に実施されるH-IIロケットシステム高度化プロジェクト及びH-IIロケット上段の再々着火プロジェクトの開発完了審査に出席し、設計等の開発結果について評価を実施する。
- (3) なお、今後はH-IIロケットプロジェクト評価チーム及びH-IIAプロジェクト評価チーム間で相互に協力し、評価活動を継続的に進めて行くこととしている。

委22-2-3

平成11年度 8・9月期ロケット打上げ計画書

(運輸多目的衛星／H-IIロケット8号機)

(案)

平成11年6月

宇宙開発事業団

目 次

1. 打上げ実施機関	1
2. 打上げ実施体制	1
3. 打上げ実施場所	2
4. 打上げの目的	2
5. ロケット及び人工衛星の機種及び機数	2
6. 打上げの期間及び時間	2
7. 打上げに係る安全確保及び関係機関への打上げ情報の提供	3
8. 打上げ結果の報告等	4
9. H-IIロケット再々着火実験の概要	5
10. MTSATミッションの概要（参考）	6
11. MTSATの追跡管制	6
別紙-1 H-IIロケット8号機の概要	7
別紙-2 MTSATの概要	8
別紙-3 ロケット打上げ時の警戒区域	9
別紙-4 ロケットの落下予想区域	10

平成11年度8・9月ロケット打上げ計画書

宇宙開発事業団が行う平成11年度8・9月期のロケット打上げは、H-IIロケット8号機の1機である。以下に、その打上げ計画を示す。

1. 打上げ実施機関

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内

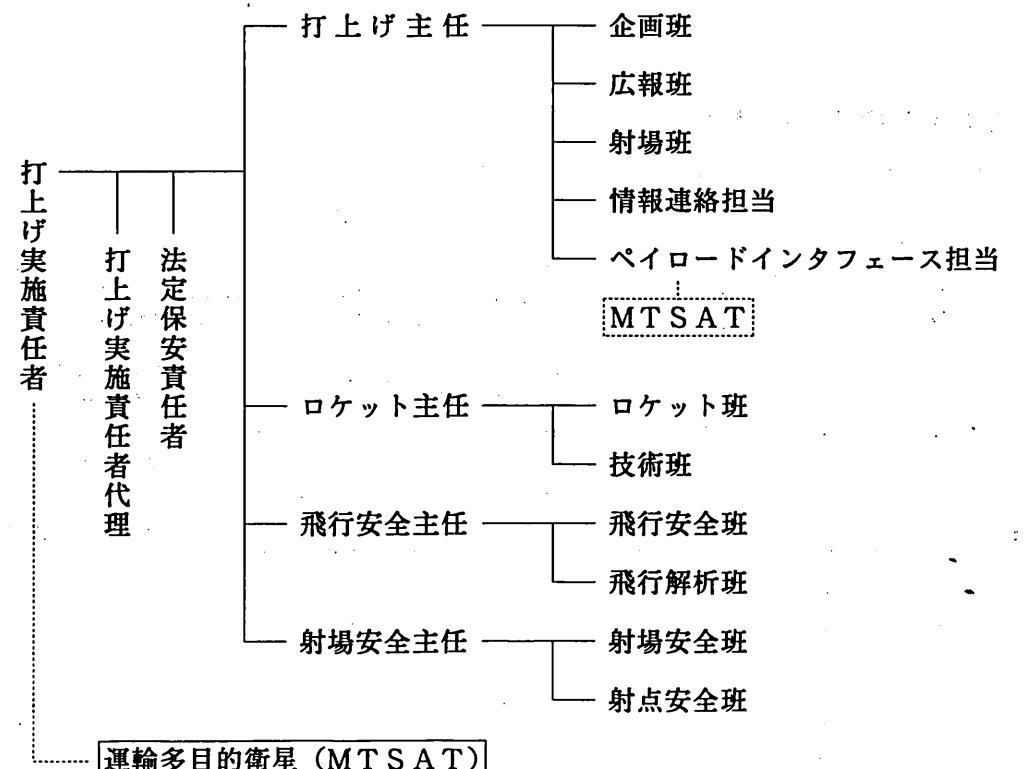
2. 打上げ実施体制

(1) 打上げ実施責任者

理事 十亀 英司

(2) 打上げ隊

打上げ整備及びロケット打上げの業務を確実かつ円滑に行うため、打上げ実施責任者を長とする打上げ隊を編成する。



3. 打上げ実施場所

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

4. 打上げの目的

- (1) 運輸省との「運輸多目的衛星打ち上げ役務請負契約」に基づき、
ア) 気象観測の継続性の確保を目的とする気象ミッション機能、
イ) 航空交通の安全性と効率性の向上を目的とした航空管制業務のための航空ミッション（航空法を含む）機能、
を有する複合型非研究開発衛星（運輸多目的衛星）を所定の軌道に打ち上げる。

5. ロケット及び人工衛星の機種及び機数

- ・ロケット：H-IIロケット8号機（H-II・8F） 1機（別紙-1）
 - ・人工衛星：運輸多目的衛星（MTSAT） 1基（別紙-2）
(MTSATは、Multi-functional Transport Satelliteの略)

6. 打上げの期間及び時間

打上げの期間は平成11年8月5日から9月30日で、打上げ時間等はつきのとおりである。

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-IIロケット 8号機 (H-II・8F)	平成11年 8月5日(木)	平成11年 8月6日(金) ～ 平成11年 9月30日(木)	16:35 ～ 17:46	<ul style="list-style-type: none"> 固体ロケットブースタ 約5分～7分 衛星フェアリング 約16分～19分 第1段 約14分～30分

7. 打上げに係る安全確保及び関係機関への打上げ情報の通報

7.1 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、打上げに関する法令の他、別に定める射撃安全管理規程、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、要所に警戒員を配置して警戒を行う。

7. 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、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。

7. 3 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

- (1) 別紙－3に示す海上の警戒区域及び別紙－4に示すロケット落下予想区域について、水路通報が発行されるよう事前に海上保安庁水路部に協力依頼する。
 - (2) 一般航行船舶に対して、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。
 - (3) 漁船に対しては、漁業無線局からの無線通信のほか、N H K（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。

7.4 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

- (1) 航空機の航行安全については、運輸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、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項及びこれに関する規定に基づき、事前に大阪航空局鹿児島空港事務所に協力依頼する。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。

(2) 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、打上げ時刻について打上げの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。

7. 5 打上げ当日の警戒

- (1) H-II・8F打上げ当日は別紙-3に示す区域の警戒を行う。

- (2) 陸上における警戒については、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。
- (3) 海上における警戒については、事業団において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警戒を依頼する。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。
- (4) 射場上空の警戒については、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、種子島空港事務所との間に密接な連絡が取れるよう専用の通信手段を設ける。
- (5) 打上げ実施当日は、種子島宇宙センター内 3 カ所に黄旗を掲げ、発射 30 分前には赤旗を掲げ、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。

7. 6 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、安全を図る必要がある場合には所要の措置を講ずる。

7. 7 ロケット打上げの実施の有無に係る連絡等

- (1) ロケット打上げの実施については、打上げ前々日の 15 時までに決定し関係機関にファックス及び電話にて通報する。
- (2) 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通報する。

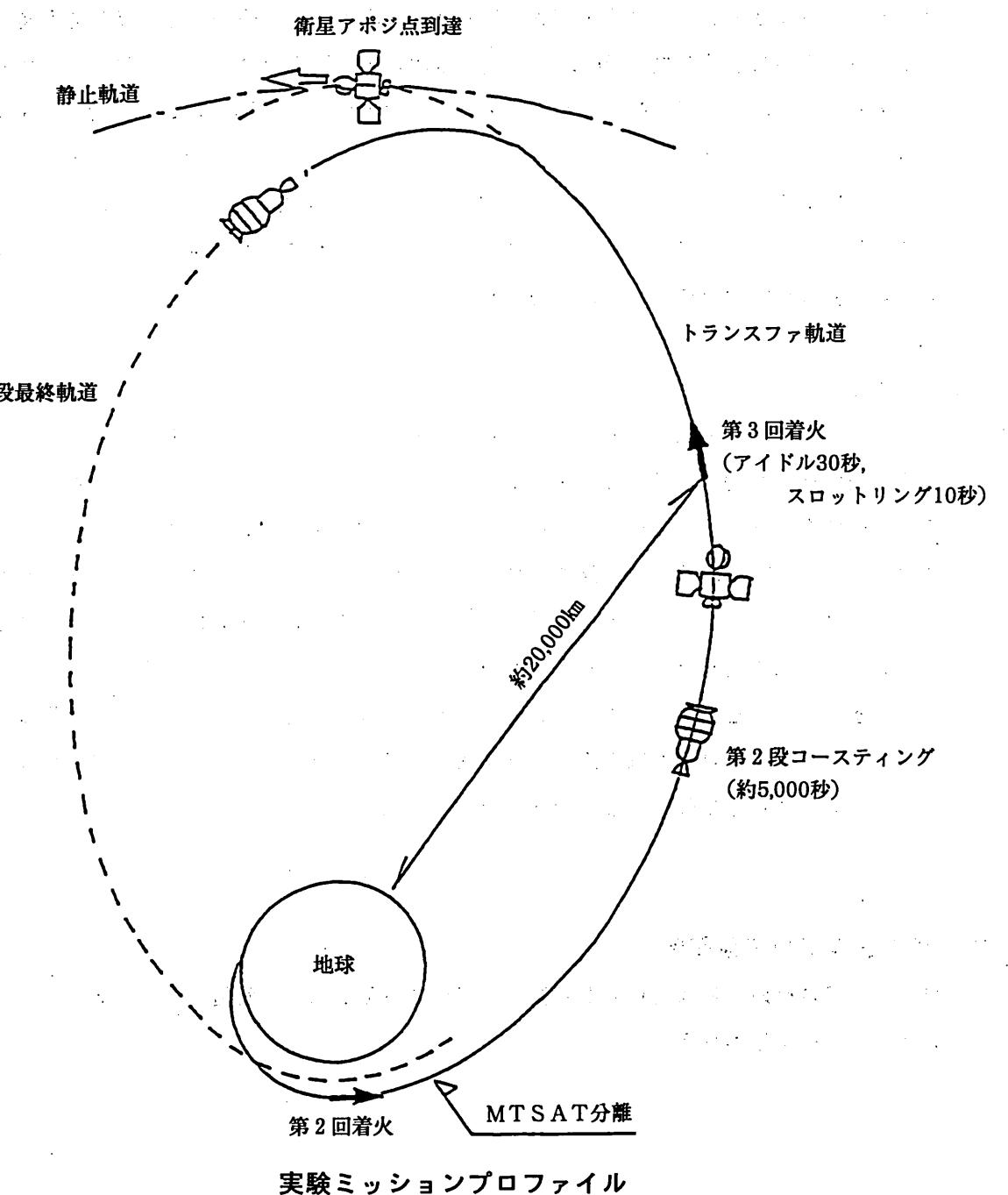
8. 打上げ結果の報告等

- (1) 報道関係者に対して、打上げに係る安全確保に留意しつつ取材の便宜を図る。
- (2) 打上げ結果について、関係機関に速やかに通知するとともに、打上げ実施責任者等から報道関係に対して発表を行う。
- (3) 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及び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。

9. H-IIロケット再々着火実験の概要

将来、ロケットによる衛星の静止軌道直接投入や複数衛星の異なる軌道への投入、月・惑星探査軌道投入等のミッションを可能とするための機能をロケット第 2 段に付加させるに当たって必要な各種データの取得・確認を行うことを目的として、次の実験を行う。

- ア) 打上げ後約 7,000 秒までの間ロケット飛翔に係る各種データを取得する。
- イ) 打上げ後約 7,000 秒において、燃焼秒時約 40 秒の第 2 段の第 3 回着火(再々着火)を実施して、推進系データ等を取得する。
- ウ) 打上げ後約 7,000 秒以降は、長秒時飛行によるデータ取得を可能な範囲で行う。



10. MTSATミッションの概要（参考）

MTSATは運輸省が調達した非研究開発衛星で、運輸省と事業団との間の「運輸多目的衛星打上げ役務請負契約」により、事業団がH-IIロケット8号機で打上げるものである。MTSATは以下の2種類のミッションを有している。

(1) 気象ミッション

MTSATは、静止気象衛星「ひまわり」シリーズによる気象観測を継承し、我が国及び観測領域内各国の気象業務の一層の改善に役立てるため、可視域1チャンネル及び赤外域4チャンネルのセンサにより、雲の分布・高さ、風の状況、海面の温度分布などの情報を取得することができる。さらに、航空機、船舶、埠及び山岳など交通手段の不便な観測地点で観測された気象データや計測震度計で観測された震度データや地震津波に関する緊急情報の中継機能も有する。

また、MTSATは、「ひまわり5号」と比べると、①赤外センサーを1チャンネル追加し夜間における霧の判別精度や海面水温の測定精度が向上する、②水平解像度及び階調度数を向上させ高品質の画像が得られる、などの改良が図られている。

(2) 航空ミッション

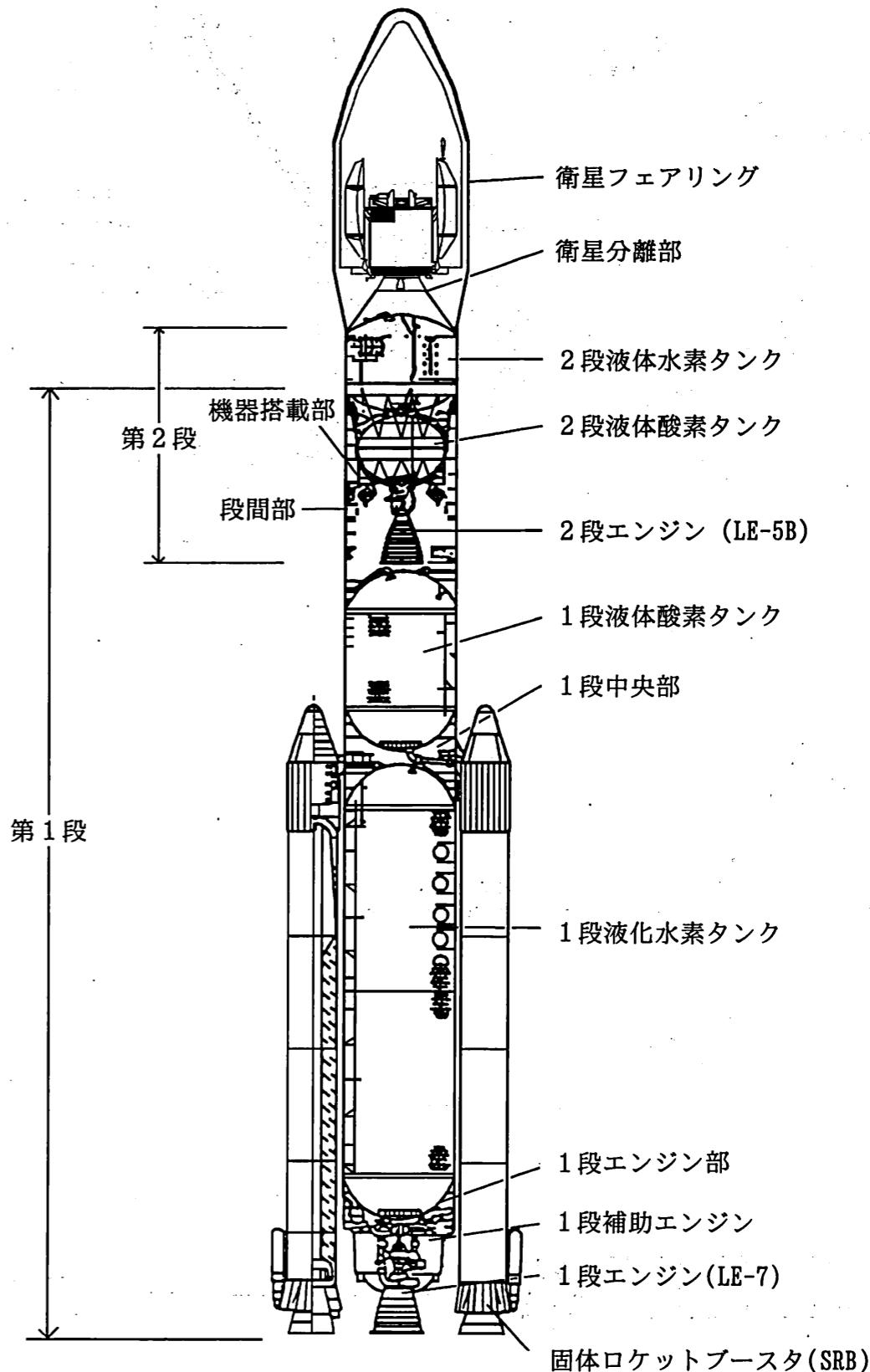
MTSATは、日米の大動脈である北太平洋ルートをはじめとするアジア太平洋地域における今後の航空交通量の増大に対応するとともに、次世代航空保安システムの中心として、航空機の位置をより正確に把握できるため航空機の管制間隔の短縮が可能となるなど、航空交通における通信、航法、監視の分野で大幅な改善を可能とし、安全性の向上に大きく貢献する。

また、MTSATは、航空機との通信用としてアジア・太平洋地域を広くカバーするグローバルビームと航空交通量が特に過密な地域をカバーするスポットビームを有している。さらに、地上の基地局との通信用として2種類のアンテナを有し、航空機と地上の管制機関等との通信やGPS衛星から取得した航空機の位置情報を中継する（監視する）ための航空通信機能とGPSと同じ測位情報を提供する航法機能の役割を果たす。

11. MTSATの追跡管制

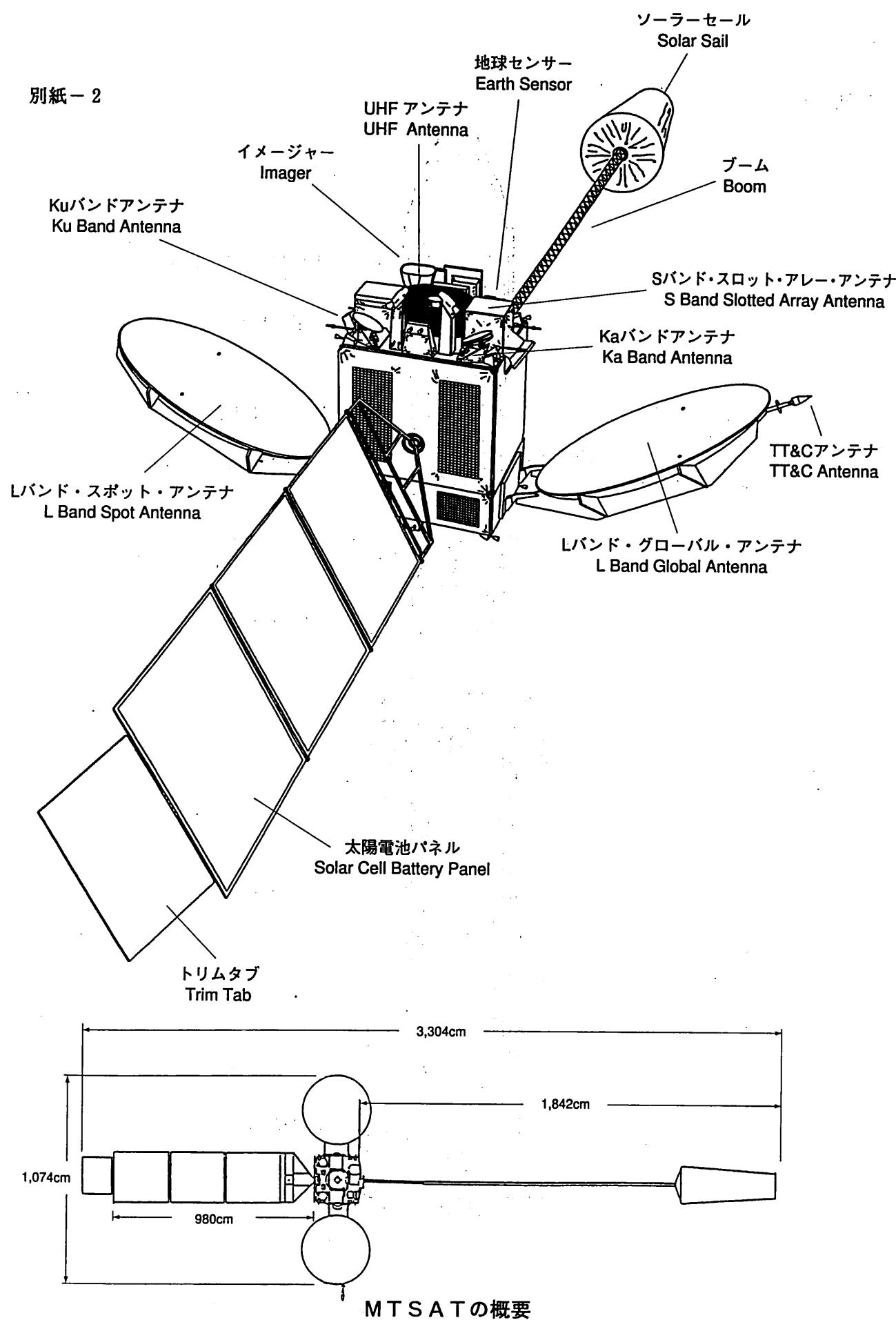
MTSATの追跡管制は運輸省との契約に基づきMTSATの製造メーカーであるスペースシステムズ／ロラール社が行う。

別紙-1

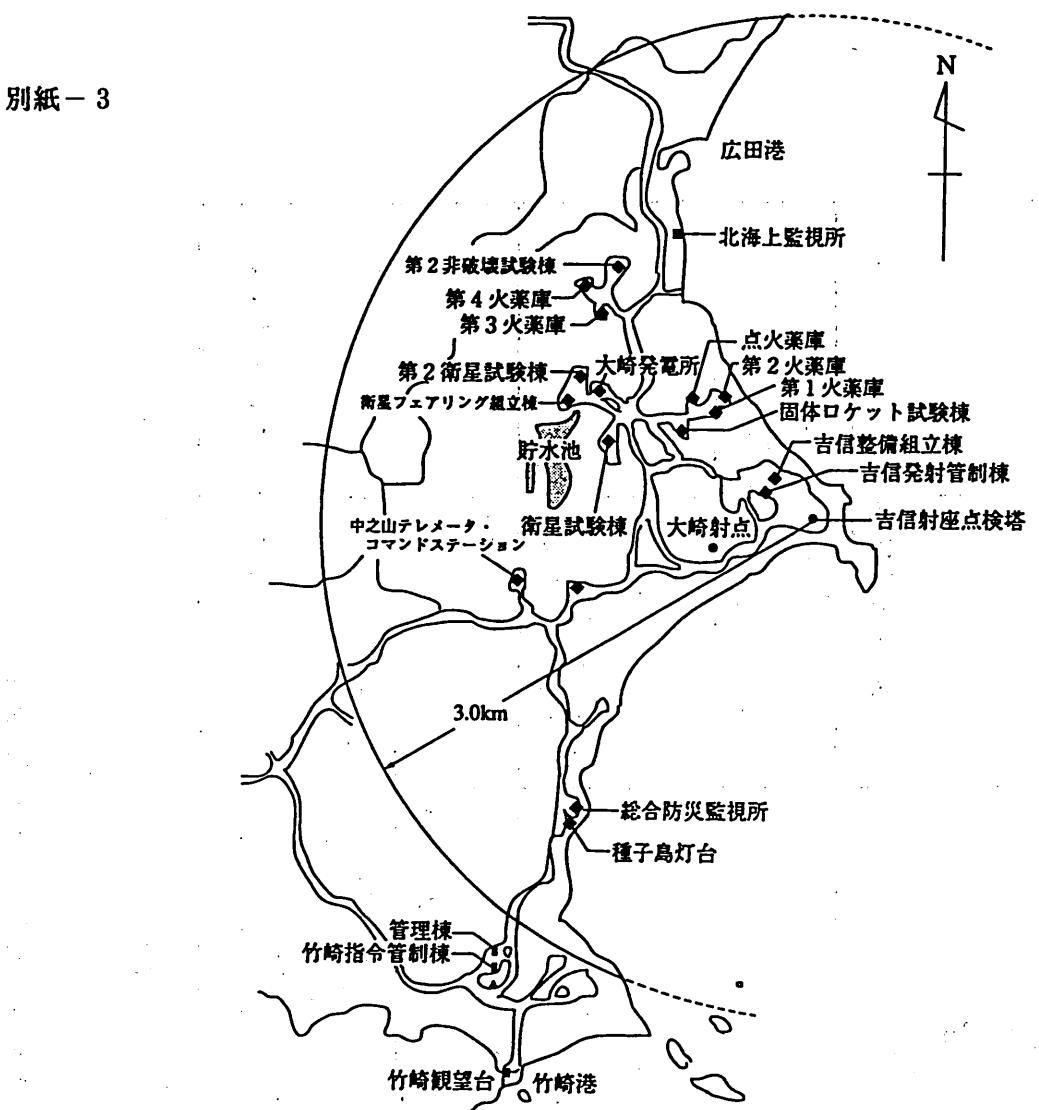


H-IIロケット8号機の概要

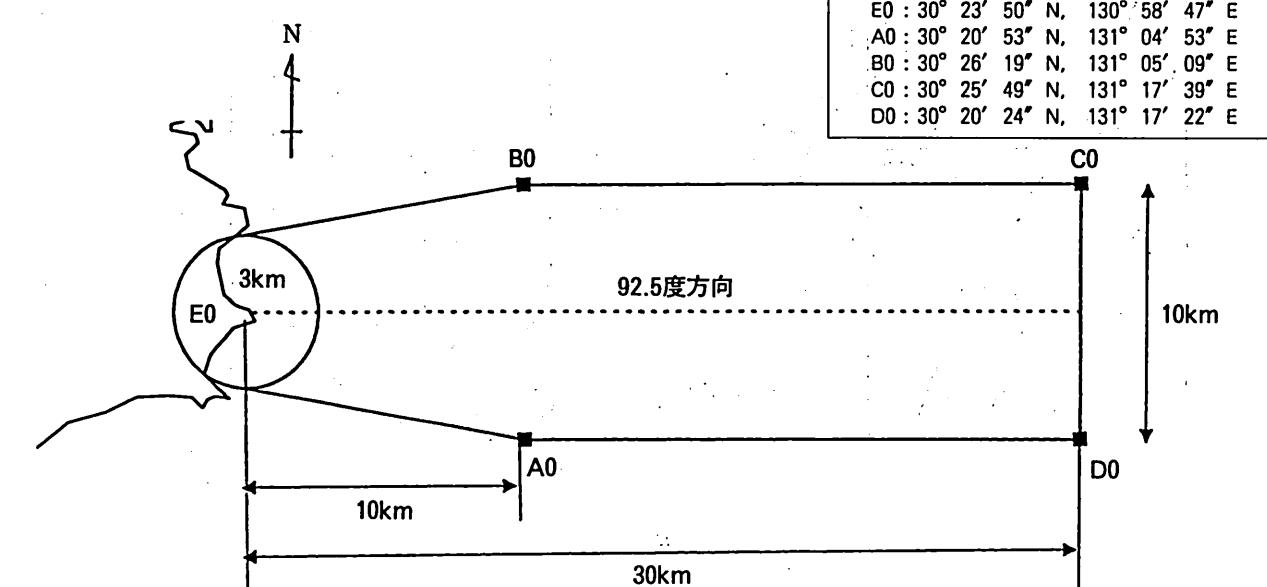
別紙-2



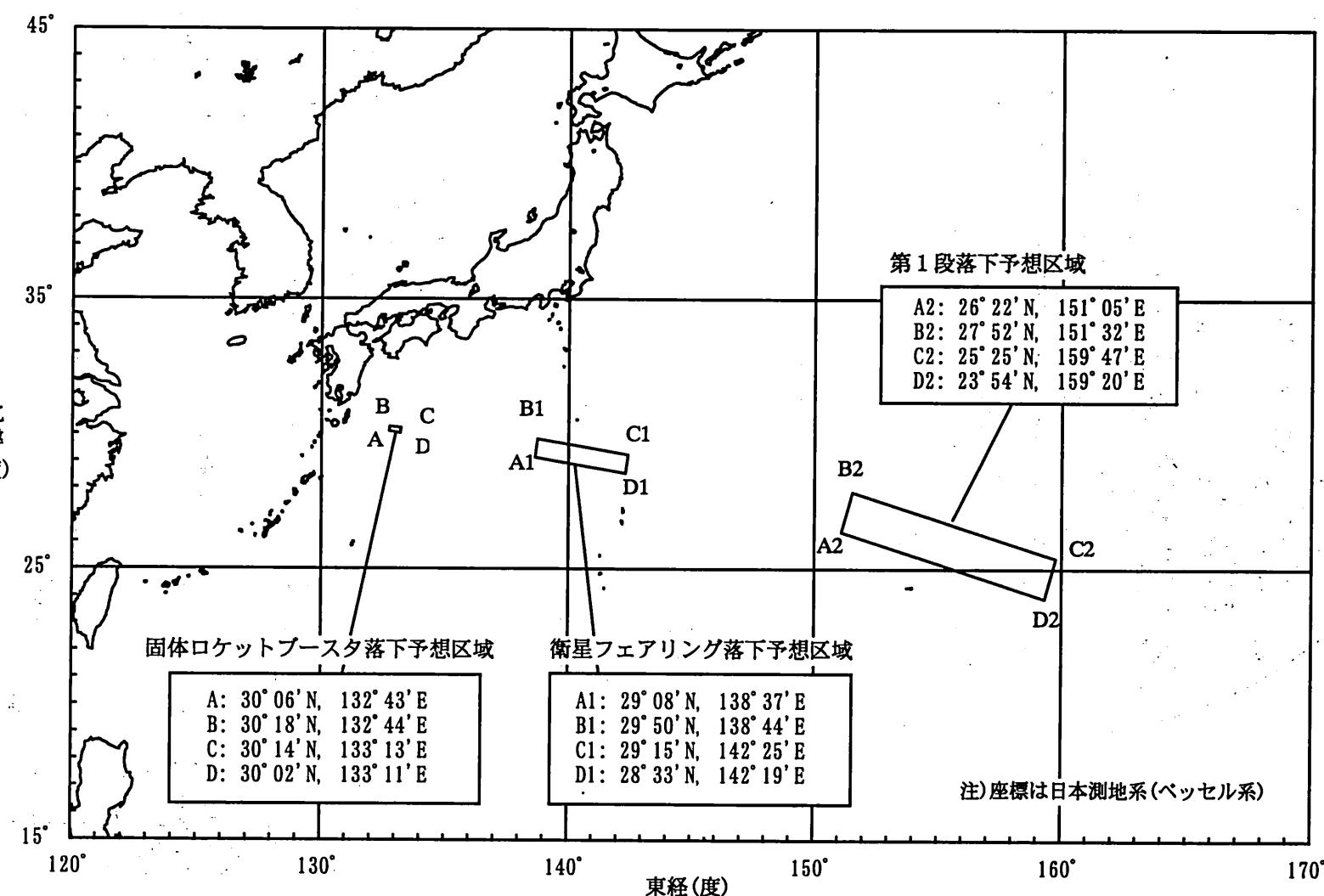
別紙-3



E0 : 30° 23' 50" N, 130° 58' 47" E
A0 : 30° 20' 53" N, 131° 04' 53" E
B0 : 30° 26' 19" N, 131° 05' 09" E
C0 : 30° 25' 49" N, 131° 17' 39" E
D0 : 30° 20' 24" N, 131° 17' 22" E



ロケット打上げ時の警戒区域



H-IIロケット8号機の落下物の落下予想区域

委22-2-4

H-IIロケット8号機による運輸多目的衛星
(MTSAT)の打上げに係る安全対策について(報告)

平成11年6月9日

宇宙開発委員会安全評価部会

はじめに

宇宙開発委員会安全評価部会は、H-IIロケット8号機による運輸多目的衛星（MTSAT）の打上げに係る安全対策について、平成11年4月27日以来、調査審議を行ってきたが、このたびその結果を取りまとめたので報告する。

一 目 次 一

I. 地上安全対策	1
1. ロケットの推進薬等の射場における取扱いに係る安全対策	1
2. 警戒区域の設定	2
3. 航空機及び船舶に対する事前通報	3
4. 作業の停止等	4
5. 防災対策	4
II. 飛行安全対策	5
1. 落下物等に対する安全対策	5
2. 飛行中の状態監視、飛行中断等の安全対策	6
3. 航空機及び船舶に対する事前通報	7
4. 軌道上デブリの発生の抑制	7
III. 安全管理体制	7
1. 安全組織及び業務	8
2. 安全教育・訓練の実施	8
3. 緊急事態への対応	8
IV. 宇宙開発事業団の安全対策等に対する所見	9
(参考1) H-IIロケット8号機による運輸多目的衛星(MTSAT)の 打上げに係る安全の確保に関する調査審議について	41
(参考2) 宇宙開発委員会安全評価部会構成員	42
(参考3) 推力停止時の破片飛散及び固体推進薬の二次爆発の影響について	43
(参考4) H-IIロケット8号機第2段高度化機体における 1～6号機との変更点	46

I. 地上安全対策

H-IIロケット8号機による運輸多目的衛星（MTSAT）の打上げに際し、射場及びその周辺における人命・財産の安全を確保するため、これまでの打上げ経験を踏まえて以下に示す安全対策がとられる。

これらの安全対策においては、ロケットの推進薬等の射場における取扱いから、打上げ後の後処置作業終了までの一連の作業すべてが対象とされ、関係法令を遵守するほか、宇宙開発事業団内部規程等の安全確保のための手順書の整備及びこれらに基づく安全確認が徹底されており、また、各々の作業内容に即した内容となっている。

1. ロケットの推進薬等の射場における取扱いに係る安全対策

ロケットの推進薬等（火薬類、高圧ガス、危険物及び毒物）（表-1、2及び図-1、2）の射場における取扱いに関し、以下のとおり適切な対策が講じられている。

（1）静電気対策

ロケットの推進薬等の取扱いに際しては、発火等の発生を防止するため、第1段ロケット、第2段ロケット、固体ロケットブースタ等の接地、静電気除去板の取付、帯電防止作業衣等の着用、湿度管理等の静電気対策がとられている。

（2）保護具の着用

火薬類、高圧ガス、危険物等の取扱いに際しては、作業員の安全を確保するため、特殊作業衣、安全靴、保護面等の保護具の着用が義務付けられている。

（3）防護設備の使用等

高圧ガスの充填・加圧作業については、作業員の安全確保のため原則として遠隔操作することとされ、止むを得ず機側操作するときは、防護設備の使用等の対策をとることとされている。

（4）取扱い施設の夜間巡視等

ロケットの推進薬等の取扱い施設については、不審者の立ち入り等を防止するため、防犯警報装置による常時監視（図-3及び図-4）に加

えて、夜間等には警備担当者による巡回監視を行うことより、万全を期している。

(5) 発火性物品の持込み規制等

ロケットの推進薬等の存在する区域については、事故等を防止するため、ライター、グラインダー、溶接機、バッテリー等の持込み及び非防爆電気機器の使用等が規制される。

また、指定場所以外での火気使用及び喫煙は禁止されている。

(6) 後処置作業

ロケット打上げ後の燃料及び酸化剤の供給配管内の残留液の抜取り、吉信射座点検塔の復帰等の後処置作業は、打上げ整備作業時の安全対策に準じて実施され安全が確保される。

2. 警戒区域の設定

ロケットの打上げに係る作業期間中の各段階に応じて、以下のとおり適切な警戒区域が設定され、関係者以外の立ち入り規制等が行われる。

(1) 整備作業期間

事故等の影響を最小限にするため、ヒドラジンの充填・加圧、固体ロケットブースタの点検・組立、ロケット・衛星・衛星フェアリングの組立、極低温試験、カウントダウン等の各段階（図-5 参照）について、「ロケットによる人工衛星等の打上げに係る安全評価基準（以下、「基準」という。）Ⅱ2(1) 整備作業期間における警戒区域」に基づき、表-3 及び図-6、7 の警戒区域が設定される。

この区域については、事故等の防止のため、関係者以外の立ち入りはすべて禁止されるとともに、要所に警戒員を配置して警戒が行なわれる。

(2) 打上げ時（発射約7時間30分前以降）

液化水素及び液化酸素の充填のための最終準備作業が開始される発射約7時間30分前からは、万一爆発が起こった場合にも、爆風圧、飛散物、落下物、有害物質等に対する安全を確保するため、警戒区域が設定され、警戒が行われる。

地上安全に係る警戒区域については基準Ⅱ2(2)に基づき、爆風に対する保安距離(約1800m)が最大となるが、飛行安全に係る警戒区域(Ⅱ1(2)に後述)について3kmの距離が必要となるため、警戒区域は両区域に含まれるすべての区域である射点を中心とする半径3kmの範囲等に設定されている(表-4及び図-8、9、10、15参照)。

警戒区域のうち陸上については、関係者以外の立ち入りを規制するため、立て札による表示等が行われるとともに、要所に警戒員を配置(図-10)して巡回を行う等必要な措置が講じられる。警戒区域周辺については、鹿児島県警察本部等へ警備の依頼を行い、万全を期している。

また、海上については、一般の船舶が立ち入らないよう、光学設備、海上監視レーダによる監視及び警戒船による警戒が行われるほか、鹿児島海上保安部へ連絡員が派遣され、射場と緊密な連絡をとることとなっている。これに加えて海上保安庁及び鹿児島県の協力により、巡視船、航空機等により警戒が行われる。

さらに、警戒区域の上空についても、一般航空機の安全を確保するため、要所に配置された警戒員により監視が行われるほか、運輸省大阪航空局種子島空港出張所へ連絡員が派遣され、射場と緊密な連絡をとることとなっている。

3. 航空機及び船舶に対する事前通報

打上げまでの期間において、航空機及び船舶の航行の安全を確保するため、以下のとおり適切な時期に適切な情報が通報される。

事前に海上保安庁及び運輸省航空局に対して打上げを行う旨の通報が行われ、船舶に対しては3週間以前に水路通報により、また、航空機に対しては28日以前にノータムにより全世界を対象に情報が通知される。

また、打上げ事項に変更があった場合は、速やかに関係機関へ通報がなされる。

4. 作業の停止等

打上げ作業期間中において、以下のとおり、必要な場合に適切に作業の停止を行うよう、安全上の措置が講じられている。

打上げ作業期間中は、事故等の発生及び被害の拡大防止を図るため、射場安全主任卓、総合防災監視設備及び射点安全卓において常時作業が監視されており（図－3）、作業安全上支障が生じ又は生ずるおそれがあるときは、射場安全主任（図－23）により作業の全部又は一部の停止が指令される。

また、作業が停止され、打上げが延期される場合には、火工品結線解除、燃料・酸化剤の排出作業等が、安全を十分配慮した逆行スケジュールに従って実施される。

5. 防災対策

射場における事故等の防止のため、以下のとおり、適切な対策がとられている。

（1）防災設備・危険物処理設備の設置及び防災計画の作成

警報装置（火災報知器等）、防火・消防設備（図－11）等の防災設備及びヒドラジン等の廃液を処理する危険物処理設備が設置され、火災検知、防犯警報等の情報は集中して常時安全管制室でモニターされる（図－3）。

また、防災のための宇宙開発事業団内部規程が整備されており、防火、消防及び防護の設備については、危険作業の実施に先立ち十分な点検が行われる。

（2）荒天、襲雷、地震時等

ロケットの推進薬等の取扱い等危険作業実施中に「台風警戒報」又は「雷警戒報」が発令された場合は、作業が停止され、必要な安全対策が実施された後、安全な場所へ退避が行われる。

「津波警報」が発令された場合又は地震が発生した場合は、状況により作業を停止し、応急措置が講じられた後、安全な場所へ退避が行われる。

警報等解除後は、ロケット、衛星、施設設備等の必要な点検及び被害

調査が実施され、安全が確認された後平常作業への復帰がなされる。

II. 飛行安全対策

H-IIロケット8号機によるMTSATの打上げに伴い発生する落下物等及びロケットの飛行に対する安全対策、並びに航空機及び船舶の安全を確保するため、これまでの打上げ経験を踏まえて以下に示す安全対策がとられる。

これらの安全対策においては、関係法令を遵守するほか、宇宙開発事業団内部規程等の安全確保のための手順書の整備及びこれらに基づく安全確認が徹底されており、また、各々の作業内容に即した内容となっている。

1. 落下物等に対する安全対策

打上げに伴い発生する落下物等に対する安全を確保するため、飛行計画の策定に際しては、ロケットの正常飛行時の落下物の落下予想区域とともに、推力停止した場合の落下物に対する警戒区域及び落下予測点軌跡について下記(1)及び(2)のとおり十分に安全確保が考慮されている(飛行経路は図-12及び図-13参照)。

(1) 正常飛行時のロケット落下物に対する安全対策

ロケットの落下物としては、固体ロケットブースタ、衛星フェアリング及び第1段の燃え殻がある。これらについて、落下中の大気抵抗等を考慮した落下予想区域は、図-14のとおりとなり、陸地及び外国の周辺海域に影響を与えないよう設定されている。

(2) ロケットが推力停止した場合の落下物に対する安全対策

万一、ロケットに異常が発生し、飛行中断措置等により推力停止し落下する場合にも、破片の衝突、固体推進薬の二次爆発(注)による射場の周辺における被害の発生を防止するなどのため、飛行安全に係る警戒区域が設定され、警戒が行われる。

飛行安全に係る警戒区域は、ロケットが 3σ 分散飛行範囲において破壊・落下するときの固体推進薬破片の二次爆発に対する保安距離(2300m)に比べ、円滑な打上げ運用を確保するため必要となる距離(3

km) の方が大きいなどのことから、H-IIロケット1～6号機と同様、射点を中心とする半径3 km の区域等が設定されている(Ⅱ2(2)、図-9及び図-15、参考3参照)

注 海外の打上げにおいて、ロケットが推力停止後、固体推進薬が落下し、地面等に衝突して爆発した事例がある。

また、射場周辺から離れた地域についても、落下予測点軌跡(推力飛行中のロケットが突然推力停止の状態に陥った場合に予測される落下点の軌跡)の分散域が、可能な限り人口稠密地域から離れて通過するよう飛行経路が設定されている(図-16)。

2. 飛行中の状態監視、飛行中断等の安全対策

ロケットの飛行に対する安全を確保するため、飛行中の状態監視を行い、必要な場合は飛行の中止が安全に行えるよう、以下のとおり適切な対策がとられている。

(1) 飛行中の状態監視

ロケットの位置、速度、内部機器作動状況等について、図-17及び図-18に示すように、光学設備、ITV、レーダ、テレメータ等により監視し、安全確保上必要な範囲において飛行中の状態監視が行われる。

(2) 飛行中断

①安全を確保するために必要な範囲において、破壊限界線(安全の確保のために設定するロケットの飛行のずれの許容限度を示す線)が設定されている。

②次のいずれかの場合に該当するときは、飛行安全主任の指示により、ロケットの指令破壊等が行われ、飛行が中断される。

- ・ロケットが破壊限界線を越えるとき
- ・ロケットの追尾又は作動状態の監視が不可能となり、かつ、ロケットが破壊限界線を越えるおそれがあるとき
- ・その他、ロケットが設定された飛行経路から著しくずれたときなど

なお、落下予測点が陸地にかかる場合には、その直前にロケットの作動状態を十分監視して、異常があるときには、飛行状況を勘案し、飛行中断の措置をとることにより安全の確保が図られる。

(3) 電波リンクの確保

ロケット打上げから飛行安全管制終了まで安全に飛行させるため、アンテナ上下角については、図-19に示すようにレーダ、テレメータ及びコマンドについて所要の角度が確保されている。また、回線のマージンもあり(図-20)、安全確保上必要な電波リンクが確保されている。

3. 航空機及び船舶に対する事前通報

ロケット打上げ時において、航空機及び船舶の航行の安全を確保するため、I. 3. と同様な時期に適切な情報が通報される。

4. 軌道上デブリの発生の抑制

(1) 軌道投入段の破壊・破片拡散防止

軌道上に残るものとしては、第2段、MTSATがある。

第2段については、推進薬タンク及びヘリウム気蓄器の内圧上昇による破壊を防止するため、ミッション終了後に、推進薬等の放出が実施される。

また、これらタンク等は内圧上昇に対する機械式の安全弁を備えている(図-21)。

なお、第2段の指令破壊用火工品の誤作動を防止するため、保護カバーや断熱材での被覆により、温度上昇防止措置がとられている。

(2) 分離機構等

衛星分離機構は、作動時に破片等を放出しないよう考慮されている(図-22)。

III. 安全管理体制

安全対策を確実に遂行するため、以下のとおり適切な体制が整備されてい

る。

1. 安全組織及び業務

専ら安全確保に責任を有する組織として、打上げ実施責任者の下に射場安全主任及び飛行安全主任が各々置かれ、射場安全班及び射点安全班、飛行安全班及び飛行解析班が各々編成される（図－23及び図－24参照）。そして、図－3及び図－18に示すように各種の通信手段により連携して安全体制が機能するように措置され、また、すべての安全上の問題点は、射場安全主任又は飛行安全主任により、直ちに打上げ実施責任者へ報告される。

2. 安全教育・訓練の実施

打上げ整備作業に携わるすべての要員に対して、作業の実施に必要な安全知識、事故処理手順等について安全教育・訓練が実施されるとともに、危険作業を行う要員に対しては、作業開始前に安全注意事項、想定事故のケーススタディー等の作業別安全教育・訓練が実施される。

また、ロケットの故障の発生を想定した訓練等、飛行安全の確保に必要な安全教育・訓練が実施される。

さらに、万一、重大な事故等が発生した場合に備えて、消防隊、事故対策本部等が迅速かつ的確に対応できるよう、防災訓練が実施される。

3. 緊急事態への対応

打上げ作業期間中に、事故等が発生した場合又は発生のおそれがある場合は、被害を最小限にとどめるため、予め定める手順書に従って必要な措置が講じられる。

また、予め消防隊、現地事故対策本部及び本社事故対策本部の設置手順が設定され（図－25、図－26及び図－27）、事故等の状況に応じて外部関係機関（地方公共団体等）への連絡等、必要な措置が講じられる。

IV. 宇宙開発事業団の安全対策等に対する所見

以上のとおり、H-IIロケット8号機によるMTSATの打上げにおいて宇宙開発事業団が実施しようとしている地上安全対策、飛行安全対策及び安全管理体制は、「ロケットによる人工衛星等の打上げに係る安全評価基準」に規定する要件を満たし、所要の対策が講じられており、妥当であると考えられる。

表－1 ロケット等搭載用保安物リスト

(火薬類、高圧ガス及び危険物)

名 称	使 用 箇 所	ロケット等搭載量	法令上の種類等
コンポジット系 固体推進薬	固体カットブースタ(SRB) 分離モータ等	59.1 t × 2 約200 kg	火薬類
火 工 品	ロケット各段及び衛星	約 8 Kg	
液化水素	1段LH2タンク 2段LH2タンク	12.8 t 3.0 t	
液化酸素	1段LOXタンク 2段LOXタンク	74.8 t 13.8 t	
ヘリウムガス	1段気蓄器	常温 83.5 l × 2個 40.4 l × 1個 (314kgf/cm ² G)	高圧ガス
		極低温 83.5 l × 5個 (230kgf/cm ² G)	
	2段気蓄器	常温 84.0 l × 4個 (314kgf/cm ² G)	
		極低温 85.5 l × 3個 (132kgf/cm ² G)	
	SRB気蓄器	134 l × 2個 (315kgf/cm ² G)	
	M T S A T 推進系気蓄器	49.1 l × 2個 (280kgf/cm ² G)	
ヒドラジン	2段ガスジェット装置	72.0 Kg	危険物第4類 第2石油類 毒物
モノメチル ヒドラジン	M T S A T 推進系	630 Kg	危険物第5類 第2種自己反応性物質 毒物
作動油	SRB外部タンク 1段エンジン部 2段エンジン部	40 l × 2個 7 l × 1個 1 l × 1個	危険物第4類 第3石油類
四酸化二窒素	M T S A T 推進系	1020 Kg	参考* (危険物第6類)

(注) 1. ロケット等に搭載する主な保安物は上記のとおりであり、搭載量の数量は標準値である。

2. * : 「消防法」の危険物には該当しないが危険性類似の第6類として取り扱う。

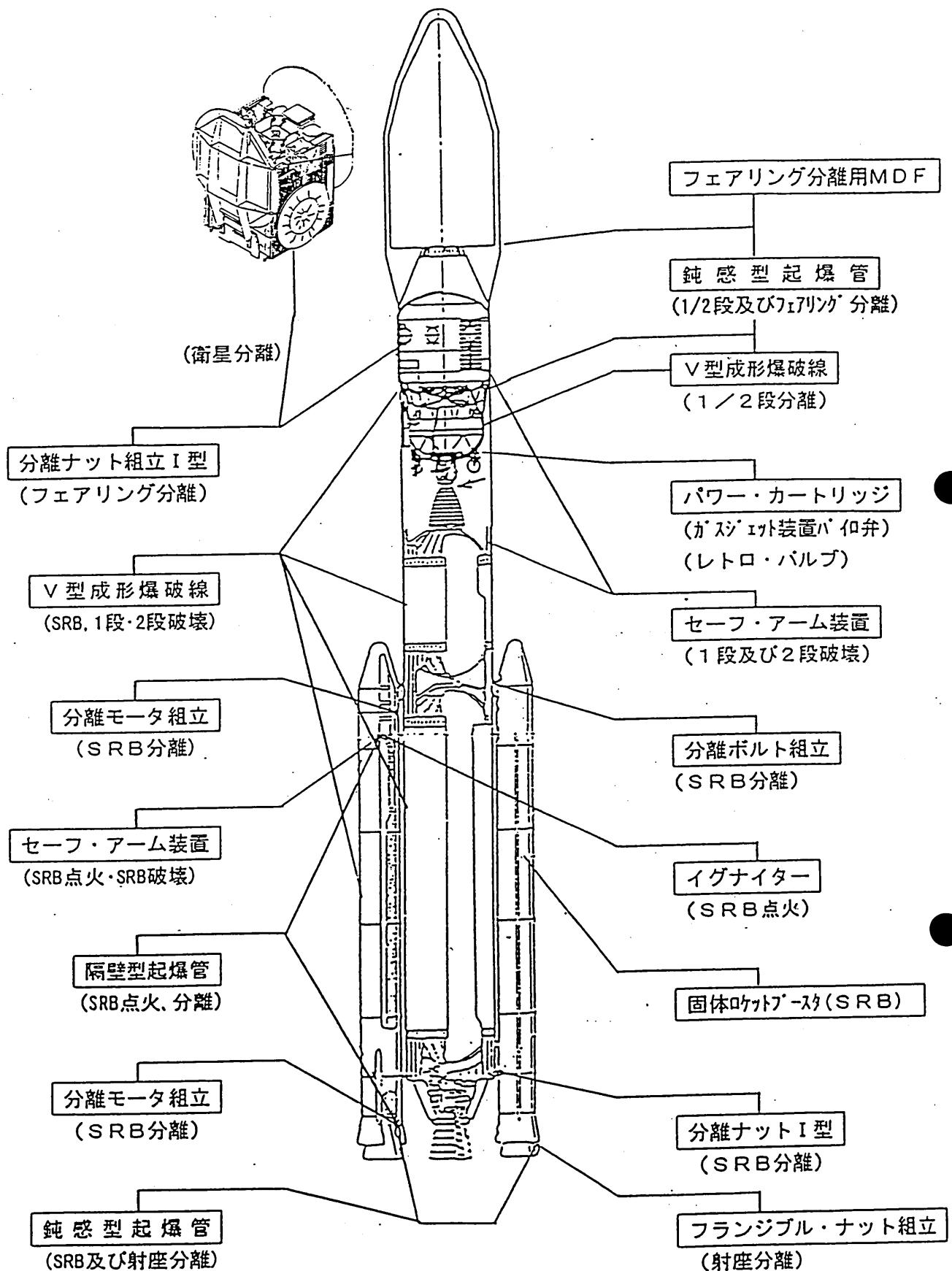


図-1(1/2) ロケット等搭載用保安物概要(火薬類)

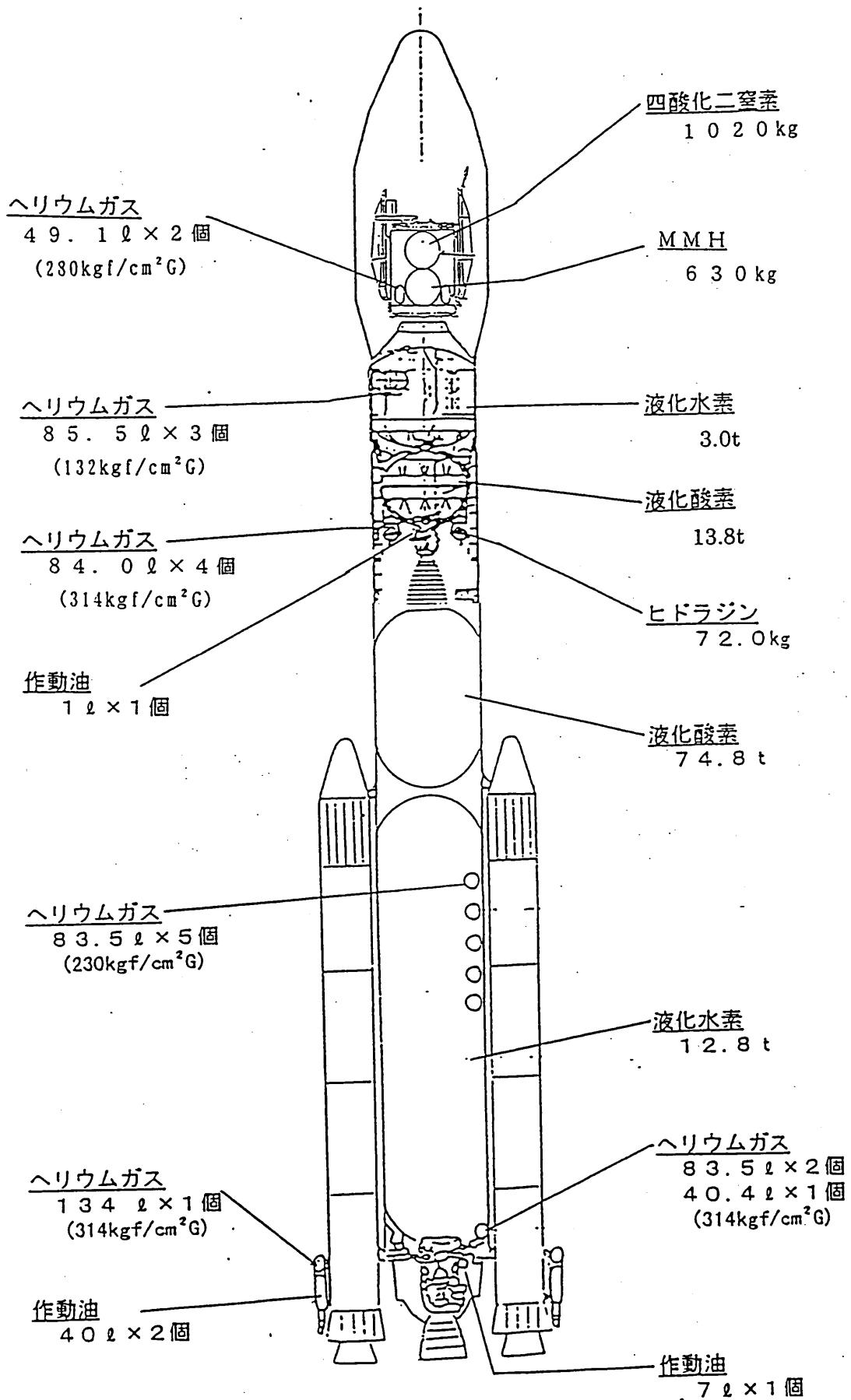


図-1(2/2) 口ケット等搭載用保安物概要(高圧ガス、危険物等)

表－2 保安物の射場内最大貯蔵量
(火薬類、高圧ガス及び危険物等)

保 安 物		貯 蔵 施 設 名	最 大 貯 蔵 量	備 考
区分	名 称			
火薬類	固体ロケット	第1234 第1234 火火火火 薬薬薬薬 庫庫庫庫	火火火火 薬薬薬薬 40t 80t 120t 120t	
	点火薬	点 火 薬 庫	爆 薬 0.3t	
高 圧 ガ ス	液化酸素	吉信液化酸素貯蔵供給所	タンク3基 480m ³	
	液化水素	吉信液化水素貯蔵供給所	タンク3基 1,620m ³ タンク1基 50m ³	
	液化窒素	吉信射座点検塔 吉信高圧ガス貯蔵供給所	タンク1基 650m ³ タンク1基 150m ³	
	酸素ガス	吉信射座点検塔	カードル3基 630m ³ (150kgf/cm ² G)	
	水素ガス	吉信高圧ガス貯蔵供給所	タンク5基 100m ³ (250kgf/cm ² G)	
	窒素ガス	吉信高圧ガス貯蔵供給所 吉信高圧ガス噴射設備 第1移動発射台(ML)	タンク6基 120m ³ (250kgf/cm ² G) タンク2基 30m ³ (220kgf/cm ² G) タンク1基 1.5m ³ (10.6kgf/cm ² G)	
	ヘリウムガス	吉信高圧ガス貯蔵供給所 吉信液化水素貯蔵供給所	タンク8基 88m ³ (420kgf/cm ² G) ポンベ5本 180m ³	
	LPG	吉信水素ガス処理場	ポンベ2基 1,000kg	
危 険 物	重 油	大崎発電所屋外タンク 大崎発電所地下タンク 竹崎発電所地下タンク	タンク2基 545kℓ タンク1基 0.5kℓ タンク 2kℓ タンク 3kℓ	
	MMH ヒドラジン	液体燃料貯蔵所 危険物第2屋内貯蔵所	第5類第2種 2.3kℓ 第4類第2石油類 4.5kℓ	毒物にも 指定
	IPA	危険物第2屋内貯蔵所 危険物一般取扱所	第4類第3石油類 4.5kℓ " 第3石油類 0.9kℓ	
	油脂類	危険物第1屋内貯蔵所 吉信射座点検塔	第4類第2石油類 1.5kℓ " 第3石油類 4kℓ 第4類アルコール類 0.2kℓ 第4類第3石油類 0.6kℓ " 第4石油類 7.1kℓ	
	MMH *1 ヒドラジン	充填装置(ペイロード用) 充填装置(ロケット用)	タンク1基 1000ℓ タンク1基 200ℓ	毒物にも 指定
	四酸化二窒素 *2	液体酸化剤貯蔵所 充填装置(衛星用)	タンク1基 2kℓ 1000ℓ	

注1) *1: 主な取扱い場所はヒドラジン取扱所、衛星フェアリング組立棟、吉信射座点検塔である。
 *2: 主な取扱い場所は液体酸化剤取扱所、衛星フェアリング組立棟である。

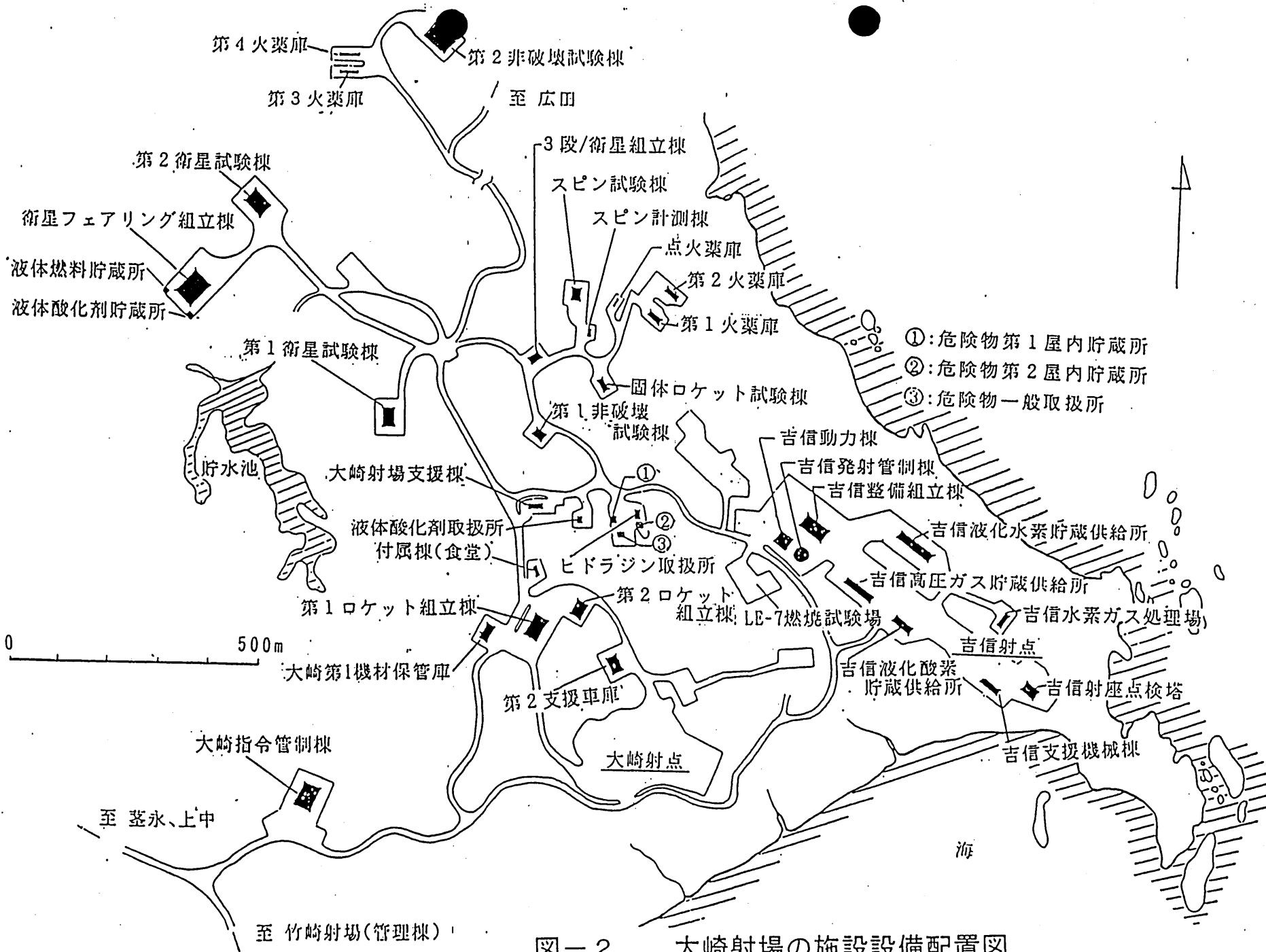


図-2 大崎射場の施設設備配置図

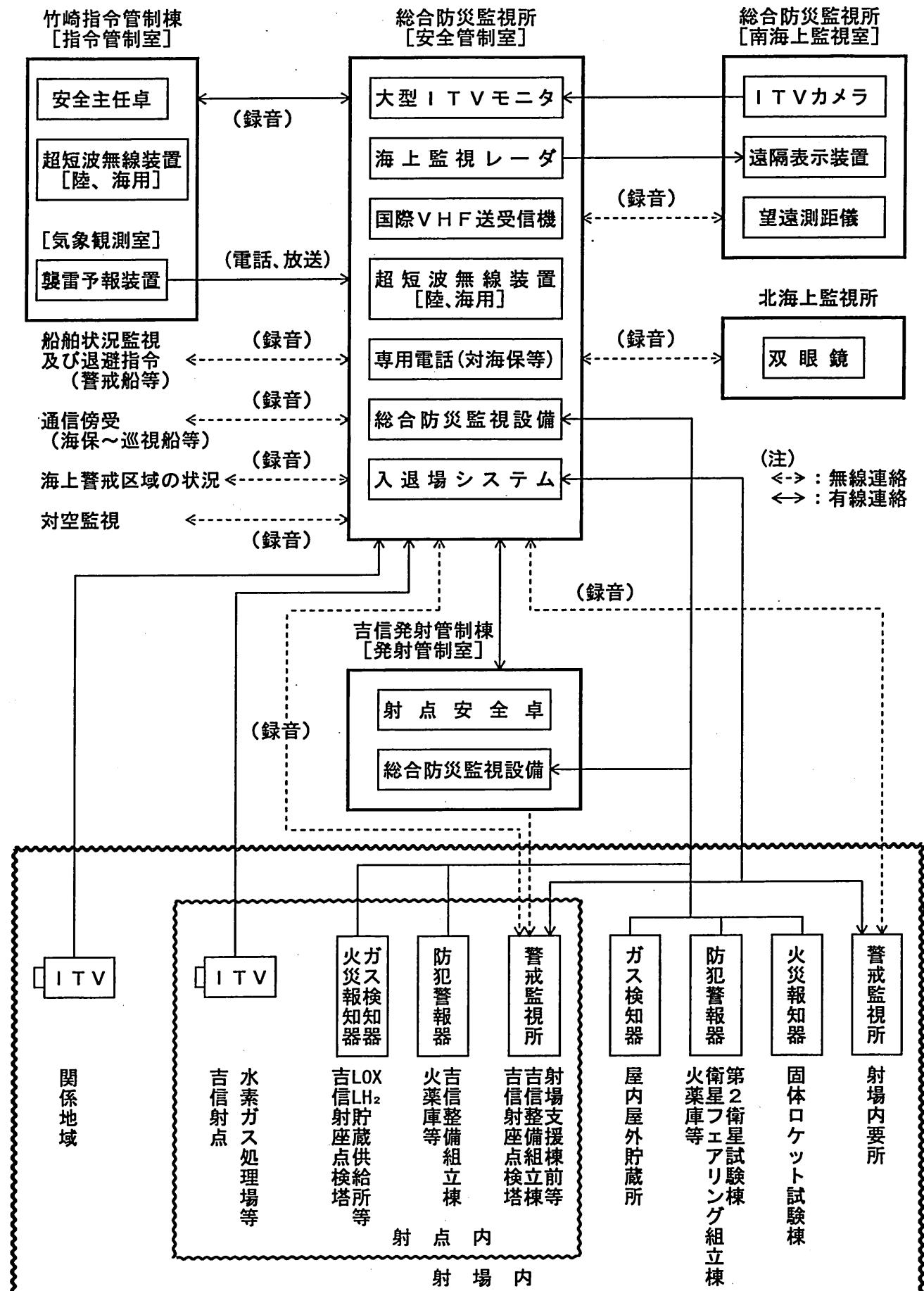
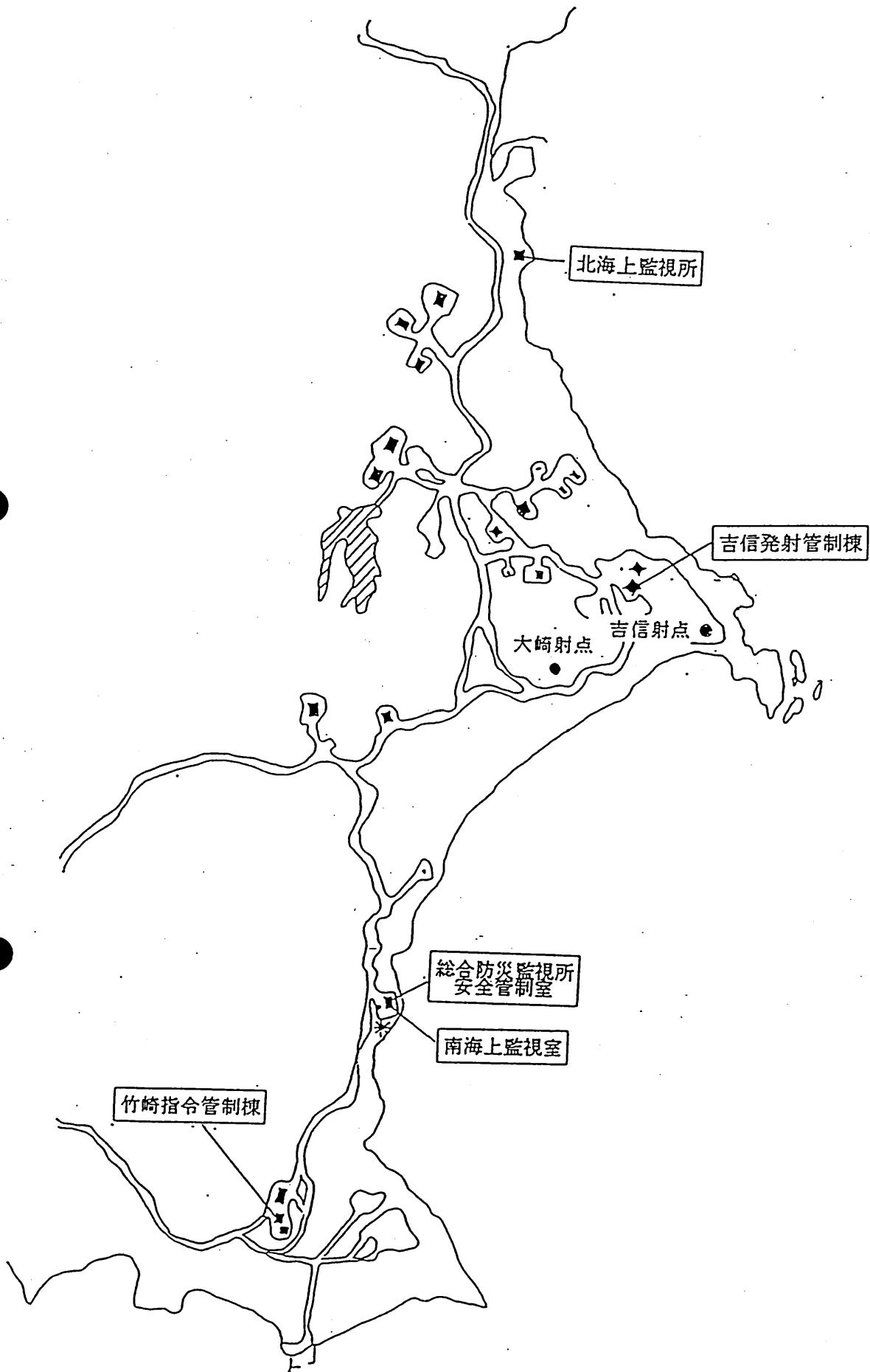


図-3 地上安全管制系統図



図一4 地上安全管制施設設備配置図

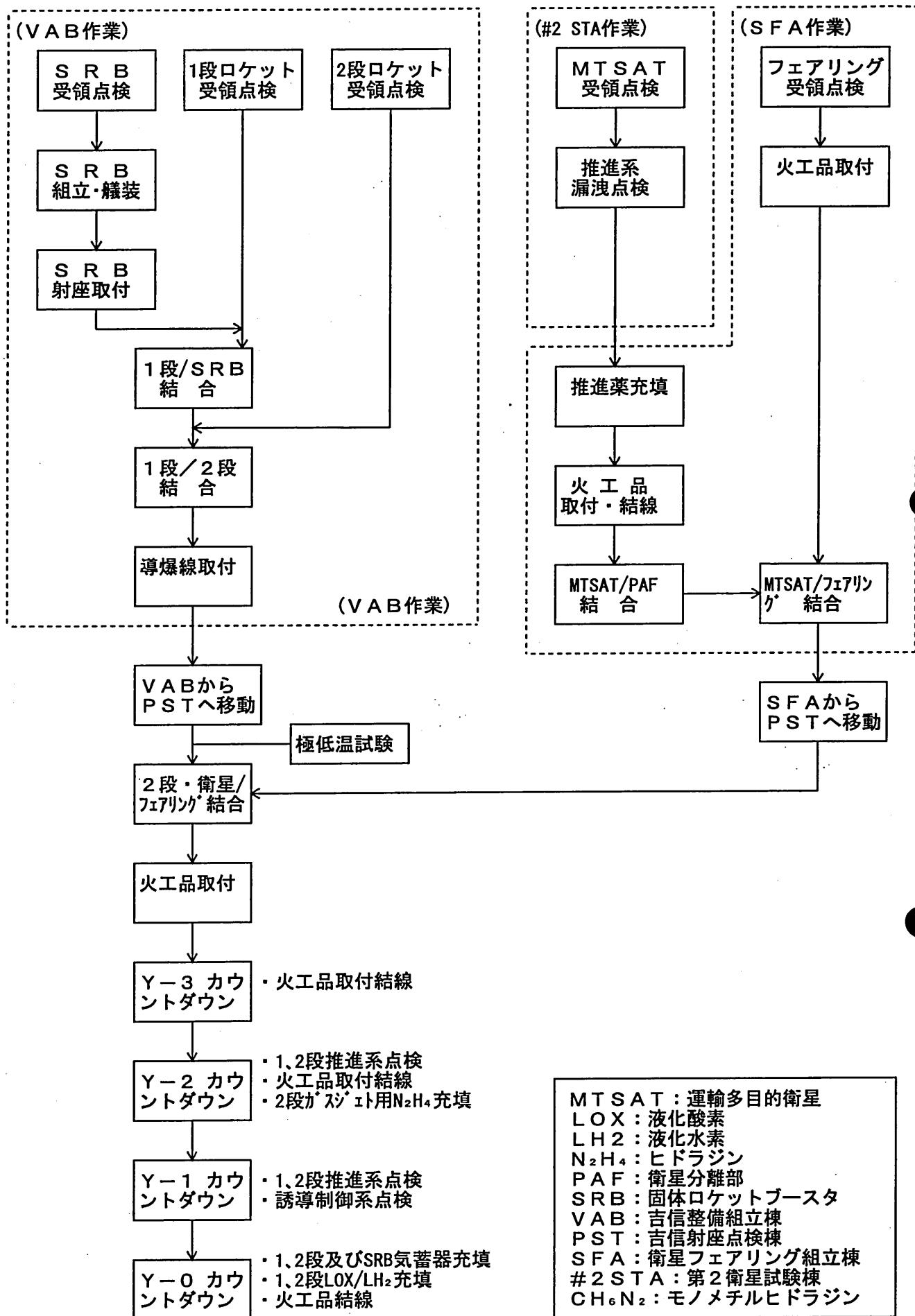


図-5 危険作業フロー

表-3 整備作業期間中の警戒区域

取扱場所	期間	推進薬等	警戒区域	備考
衛星フェアリング組立棟	H11.7.13	M T S A T 推進系 (CH ₃ N ₂)	185m	基準II 2 (1) イ(7)ヒドラジン類のみの場合で、基準の表1において870kgに対する距離183m
	H11.7.16-7.27	M T S A T 推進系 (CH ₃ N ₂ /N ₂ O ₄)	230m	基準II 2 (1) イ(4)ヒドラジン類及びNTOが共存する場合で基準の表1のA欄において両推進薬合計質量をT.=0.1により換算した質量189kgに対する距離229m
液体燃料取扱所	H11.7.9-7.10	M T S A T 推進系 (CH ₃ N ₂)	185m	基準II 2 (1) イ(7)ヒドラジン類のみの場合で、基準の表1において1120kgに対する距離183m
液体酸化剤取扱所	H11.7.12-7.13	M T S A T 推進系 (N ₂ O ₄)	30m	基準II 2 (1) イ(4)NTOのみの場合で、基準の表1において1450kgに対する距離23m
吉信整備組立棟	H11.5.26-6.25	固体ロケットブースタ	200m	基準II 2 (1) ア固体推進薬のみの場合で $R = 2 \times 2.5 \times (118400/2)^{1/3} = 195\text{ (m)}$
吉信射座点検塔	H11.6.25-7.26	固体ロケットブースタ		
	H11.7.19 (極低温試験)	固体ロケットブースタ 第2 LH ₂ /LOX	1400m	基準II 2 (1) ウ(4)、(2)の地上安全に係る安全区域に準ずる場合で、飛散物保安距離D = 117 × 118400 ^{0.21} = 1360 (m) (なお、爆風圧保安距離は1282m、ファイアボール保安距離は1027m)
	H11.7.27 (衛星フェアリング組立作業)	固体ロケットブースタ M T S A T 推進系 (CH ₃ N ₂ /N ₂ O ₄)	400m	基準II 2 (1) ウ(7)固体推進薬と液体推進薬が共存する場合であって、危険性の高い作業時、基準の表1のB欄において、固体推進薬のT.=0.05、液体推進薬のT.=0.1で換算した合計質量6092kgに対する距離381m
	H11.7.27-8.1		250m	基準II (1) ウ(4)固体推進薬と液体推進薬が共存する場合であって、比較的危険性の低い作業時及び保管時、基準の表1のA欄において、固体推進薬のT.=0.05、液体推進薬のT.=0.1で換算した合計質量6092kgに対する距離229m
	H11.8.2-8.5 (カウントダウン作業)	固体ロケットブースタ 2段ガスジェット装置	400m	基準II 2 (1) ウ(7)固体推進薬と液体推進薬が共存する場合であって、危険性の高い作業時、基準の表1のB欄において、固体推進薬のT.=0.05、液体推進薬のT.=0.1で換算した合計質量6092kgに対する距離381m

注1) 整備作業の期間は、作業の進捗状況により見直される場合がある。

注2) 本表中、基準とは、ロケットによる人工衛星等の打上げに係る安全評価基準をいう。

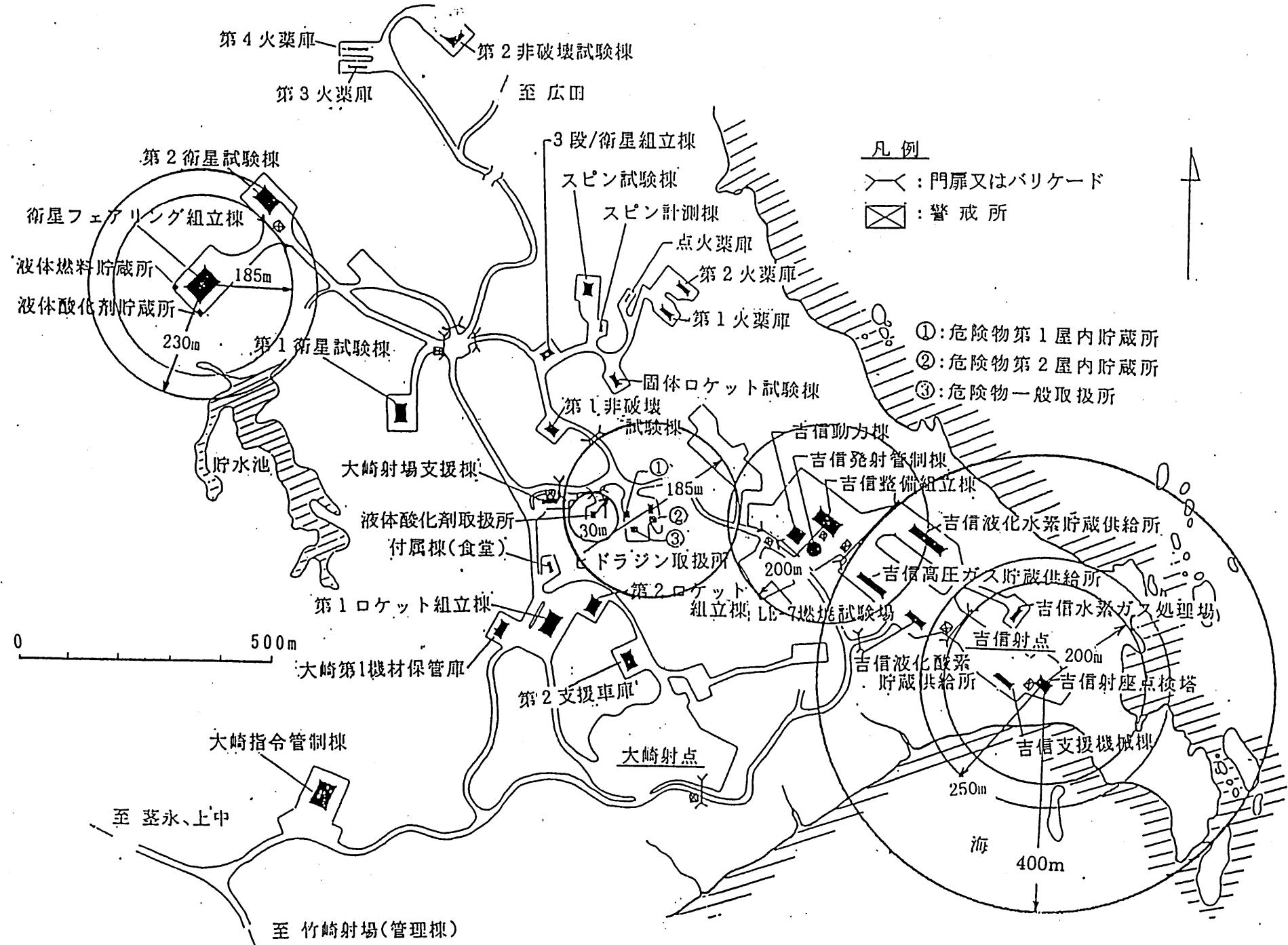
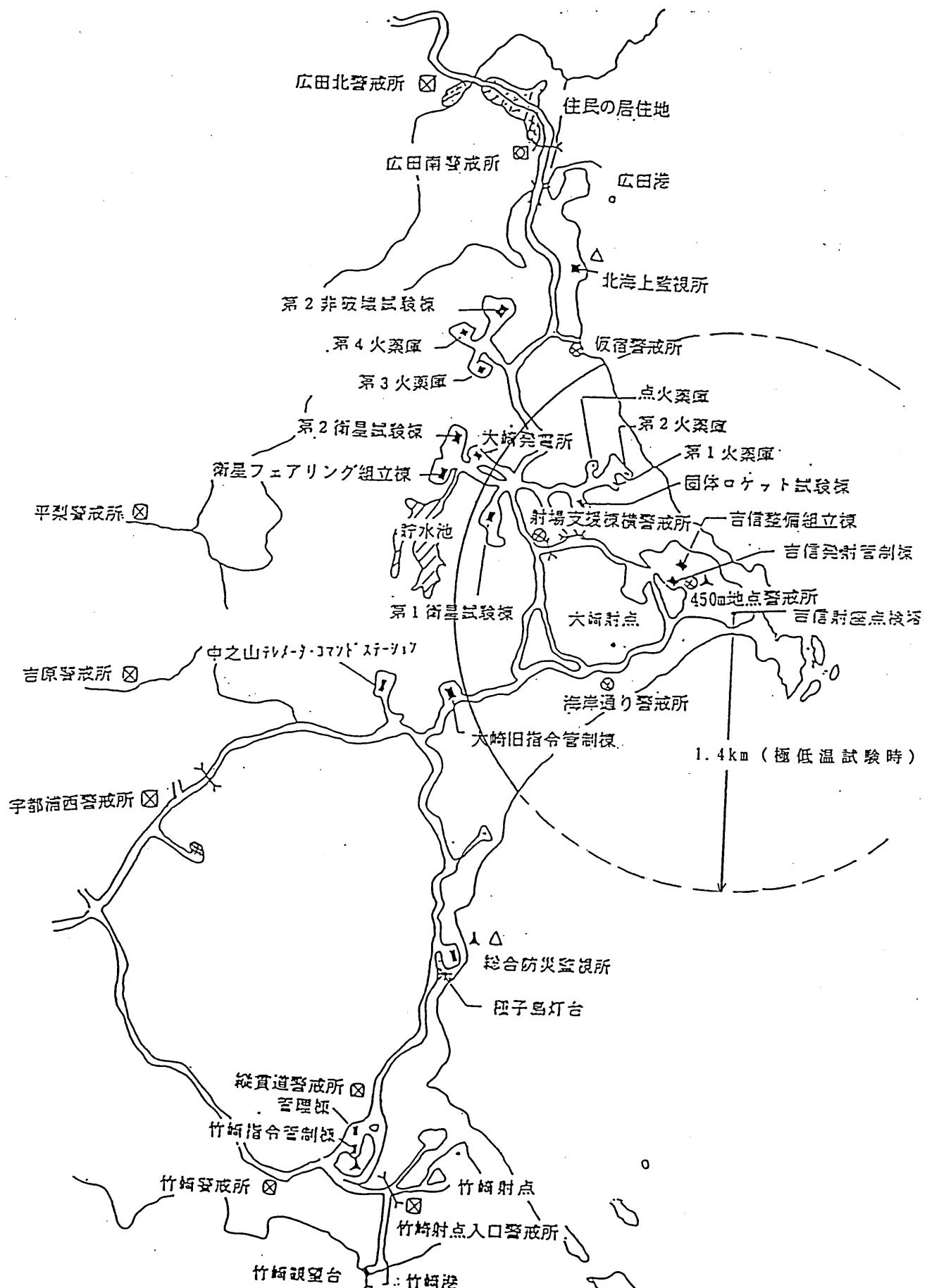


図-6 打上げ整備作業期間中の警戒区域



図一七 極低温試験時の警戒区域

表－4 打上げ時地上安全に係る警戒区域に関する爆風等に対する保安距離

基準Ⅱ2(2)の(A)、(B)、(C)による保安距離

	(A)爆風に対する 保安距離(m)	(B)飛散物に対する 保安距離(m)	(C)ファイアボールに による放射熱に対する 保安距離(m)
H-IIロケット(8号機)	1719	1558	1461

(A)爆風に対する保安距離の計算

H-IIロケット(8号機)	推進薬質量(kg)	ピーク過圧計算用		インパルス計算用	
		TNT換算質量(kg)	TNT換算率(%)	TNT換算質量(kg)	TNT換算率(%)
2段(LOX/LH ₂)	16840	4402	26.1	5125	30.4
1段(LOX/LH ₂)	87090	13164	15.1	15325	17.6
SRB(2本)等	118400	5920	5	5920	5
火工品 ペイロード (MMH/NTO)	8.4	8.4	100	8.4	100
合計	1800	180	10	180	10
	224138	23674	10.6	26558	11.8
		保安距離=1719m (基準爆風圧=1.346 kPa、インパルス=154.7 Pa·s)			

(注) MMH:モノメチルヒドラジン(CH_3N_2)

(B)飛散物に対する保安距離の計算

$$D = 117 \times 224138^{0.21} = 1558 \text{ (m)}$$

(C)ファイアボールに対する保安距離の計算

ファイアボールに対する保安距離は、ロケットによる人工衛星等の打上げに係る安全評価基準の別紙2ウ(7)において、式①、②、④、⑤及び、

$$t_s \times (I_L + I_s)^{1.15} + (t_L - t_s) \times I_L^{1.15} = 550,000$$

により1437mと、式①、②、④、⑤及び $I_L + I_s = 12560$ により1461mと計算され、大きい方の1461mとなる。

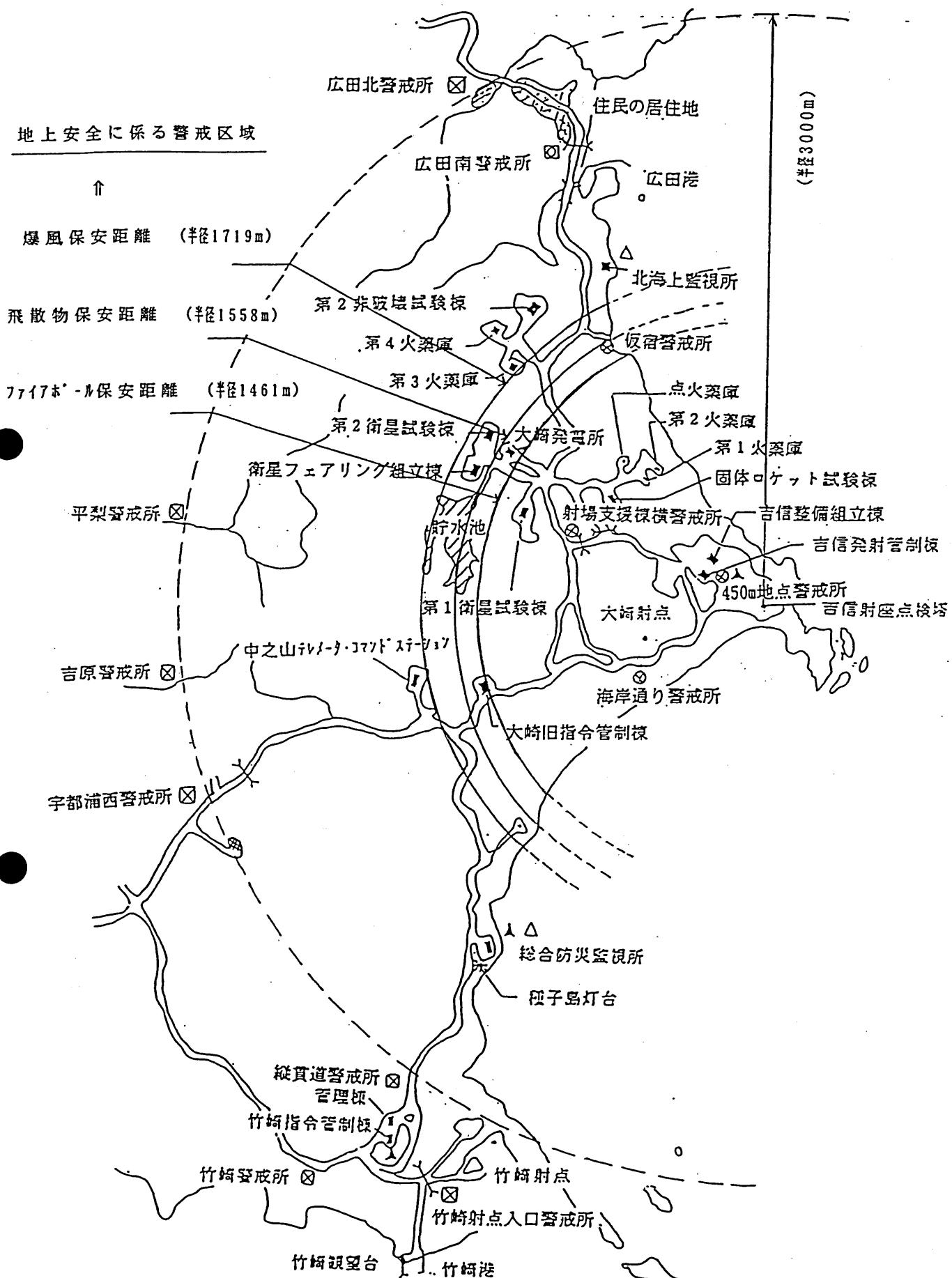
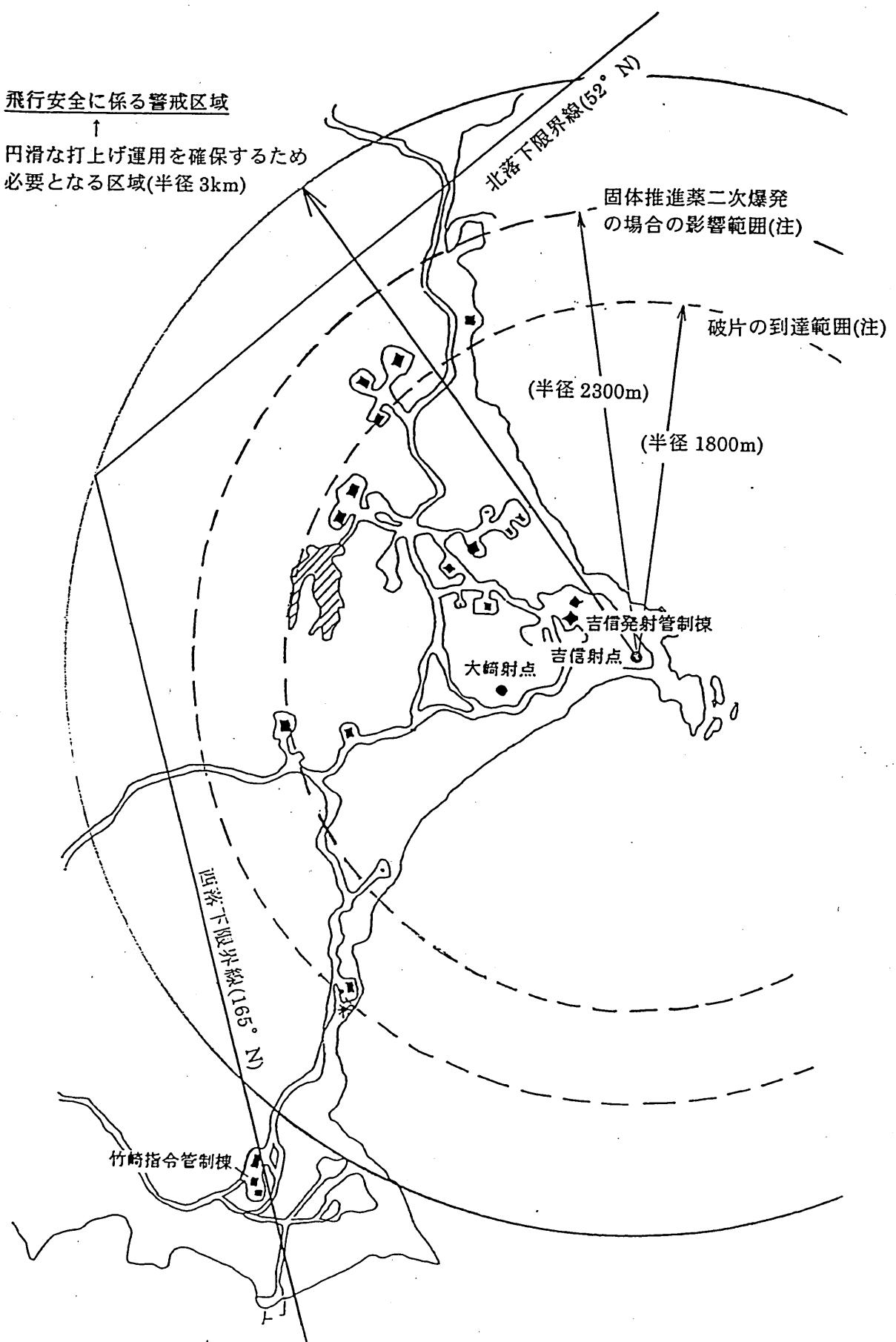


図-8 打上げ時における地上安全に係る警戒区域



(注) 3σ 分散範囲を飛行中に破壊した場合
の生成破片落下に伴う影響範囲

図-9 打上げ時における飛行安全に係る警戒区域

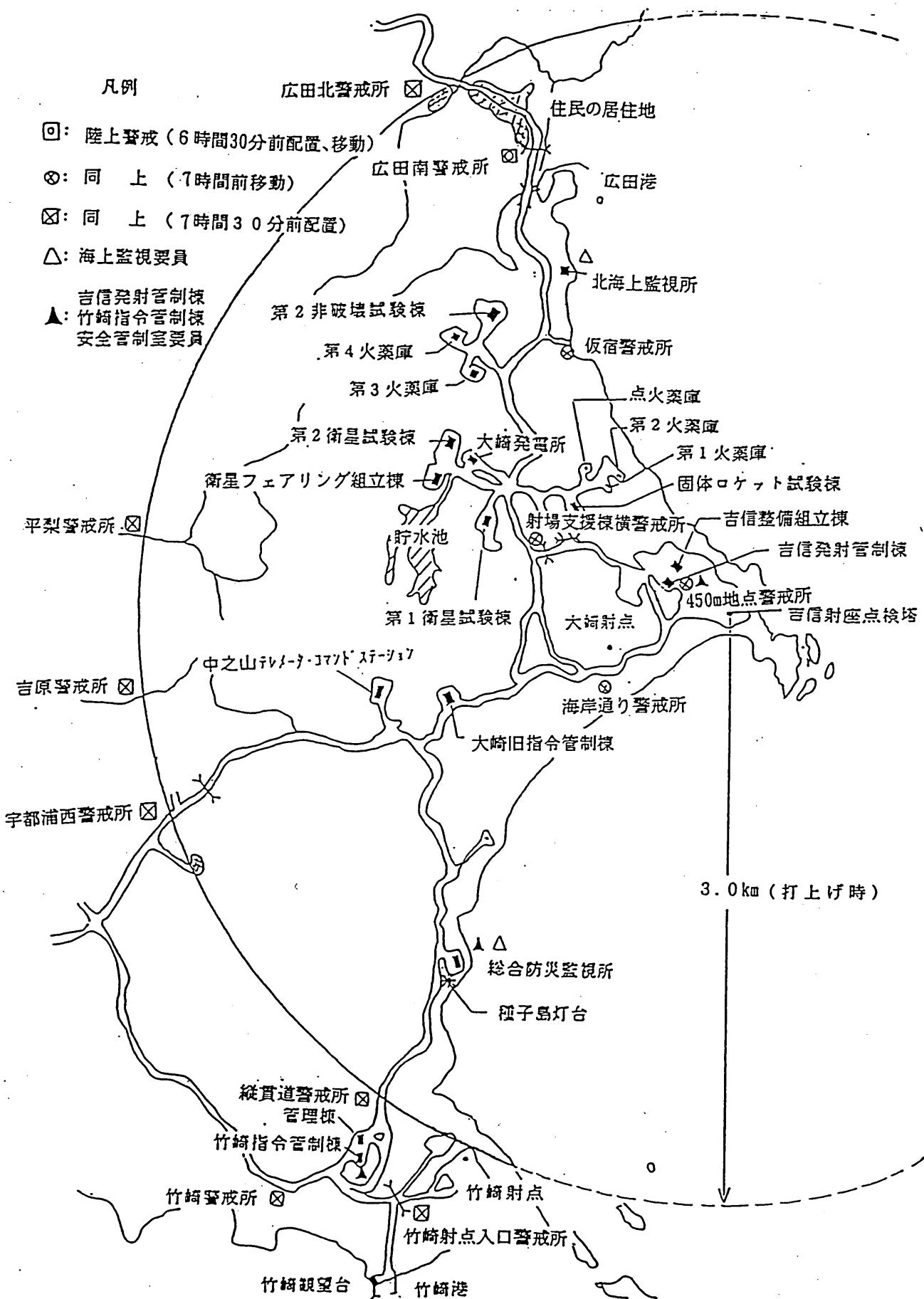


図-10 打上げ時の警戒区域・地上安全系要員の配置図

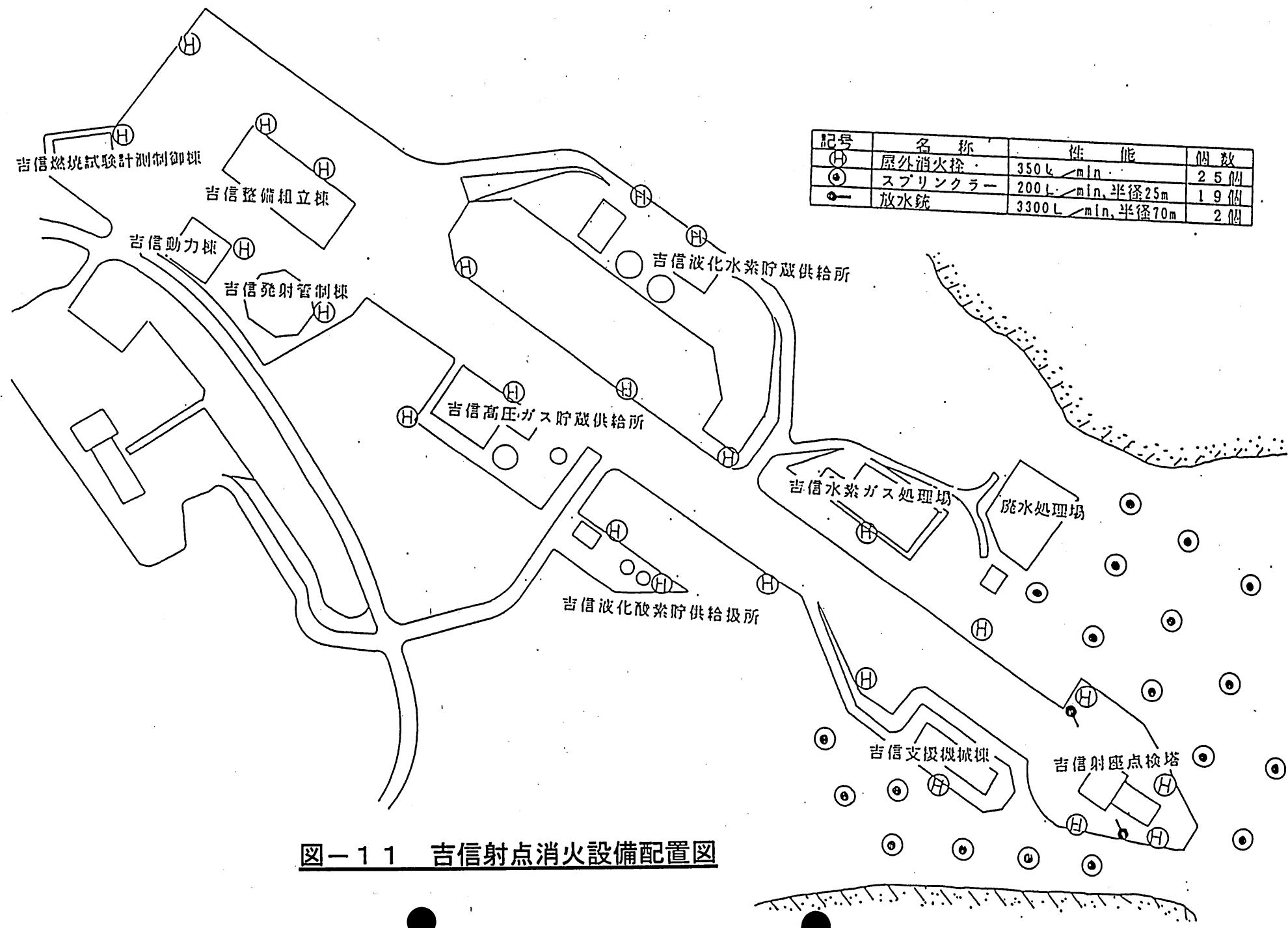
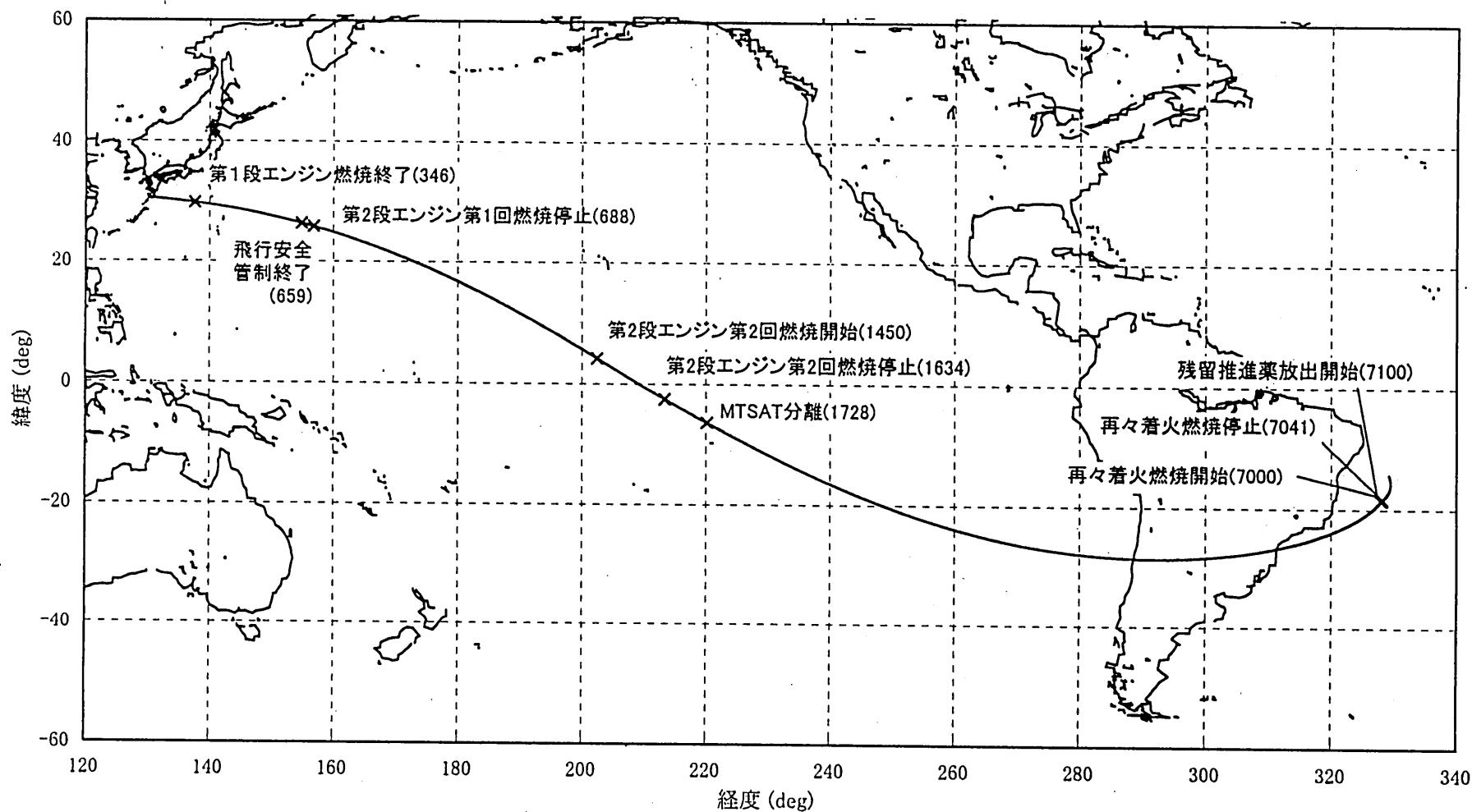
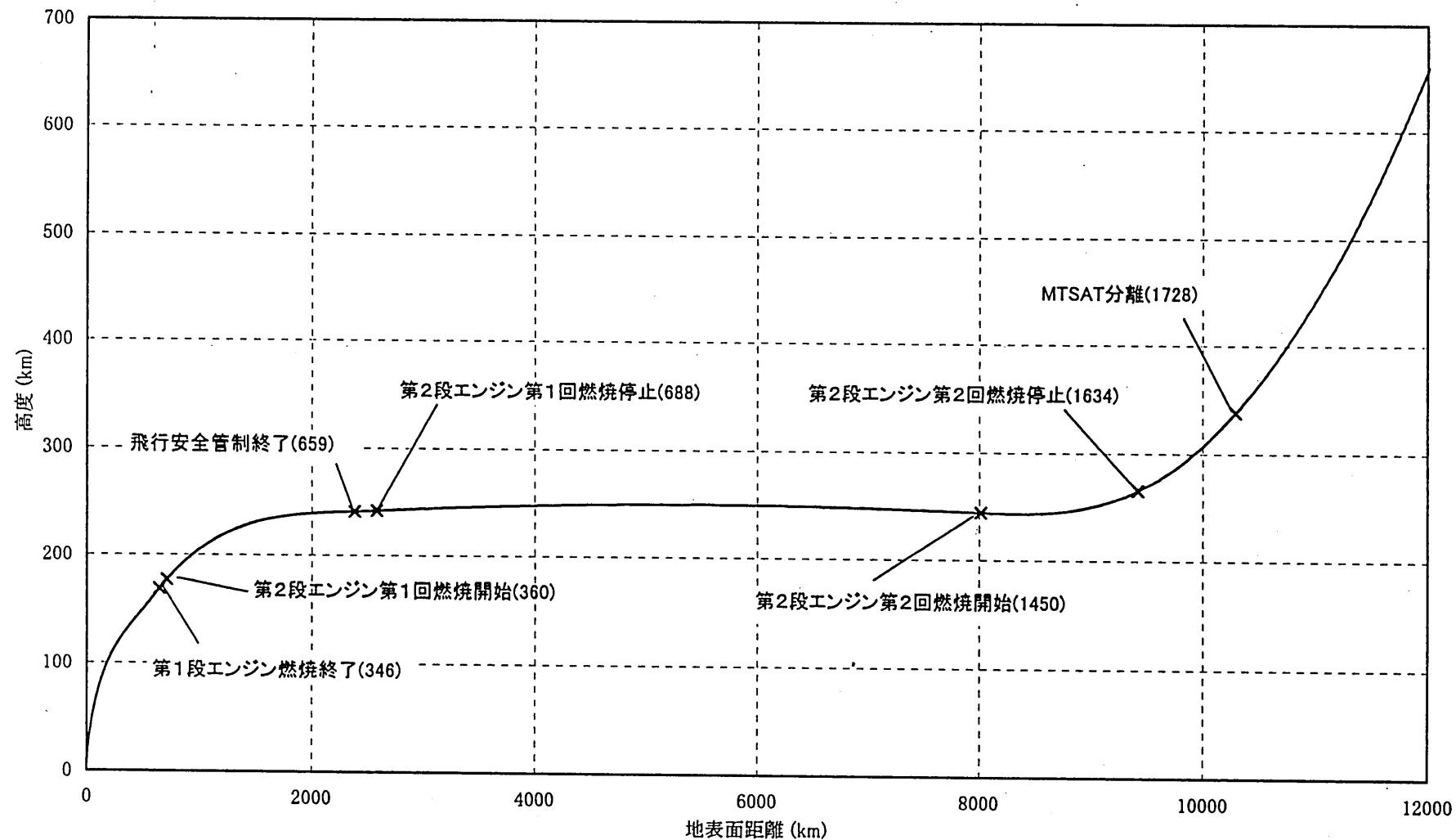


図-11 吉信射点消火設備配置図



図一12 ロケットの飛行経路（緯度－経度）
上記の発射後秒時は、その時刻でのロケットの現在位置を示す。



図－13 ロケットの飛行経路（地表面距離－高度）
上記の発射後秒時は、その時刻でのロケットの現在位置を示す。

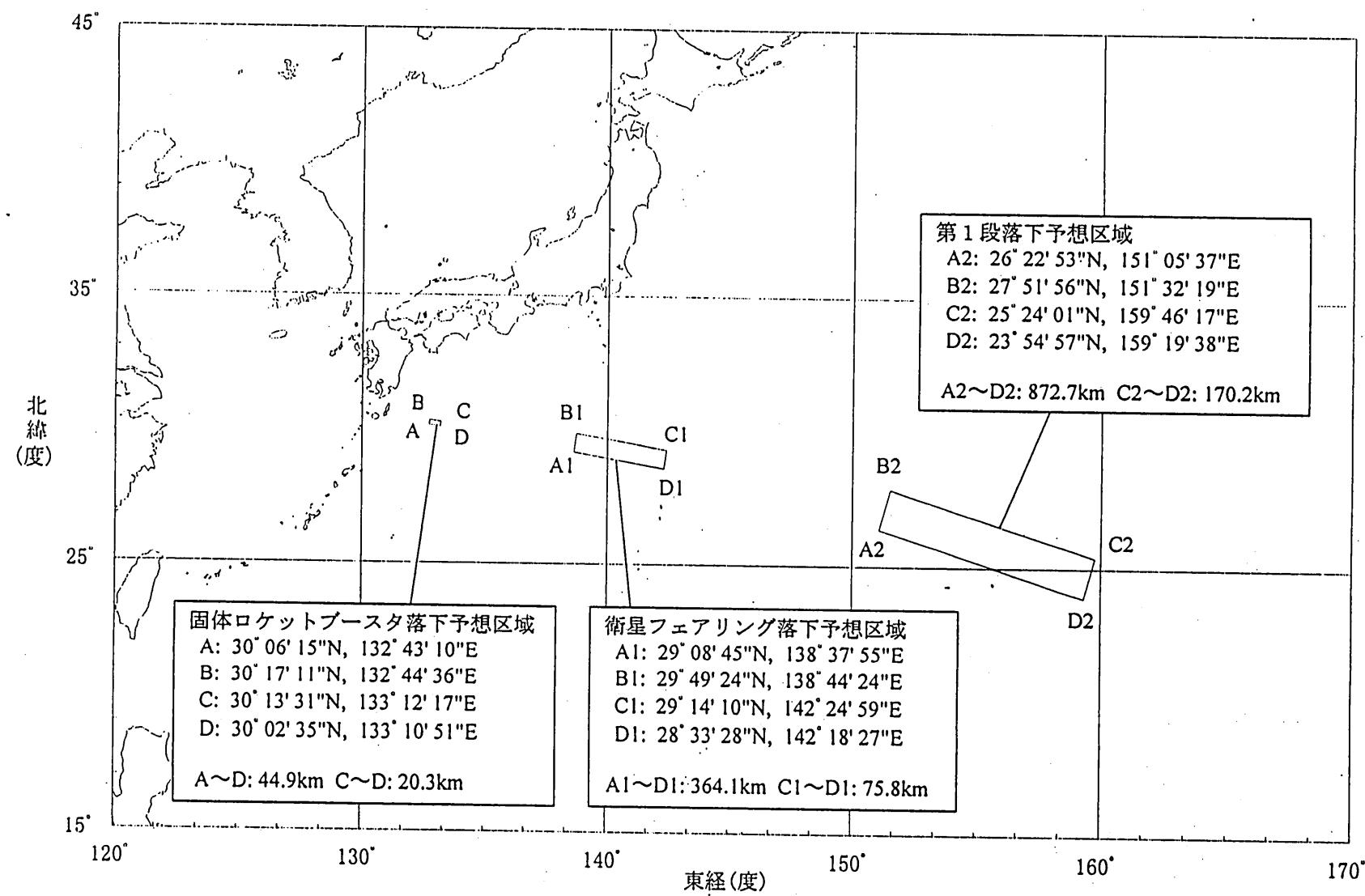


図-14 H-IIロケット8号機の落下物の落下予想区域

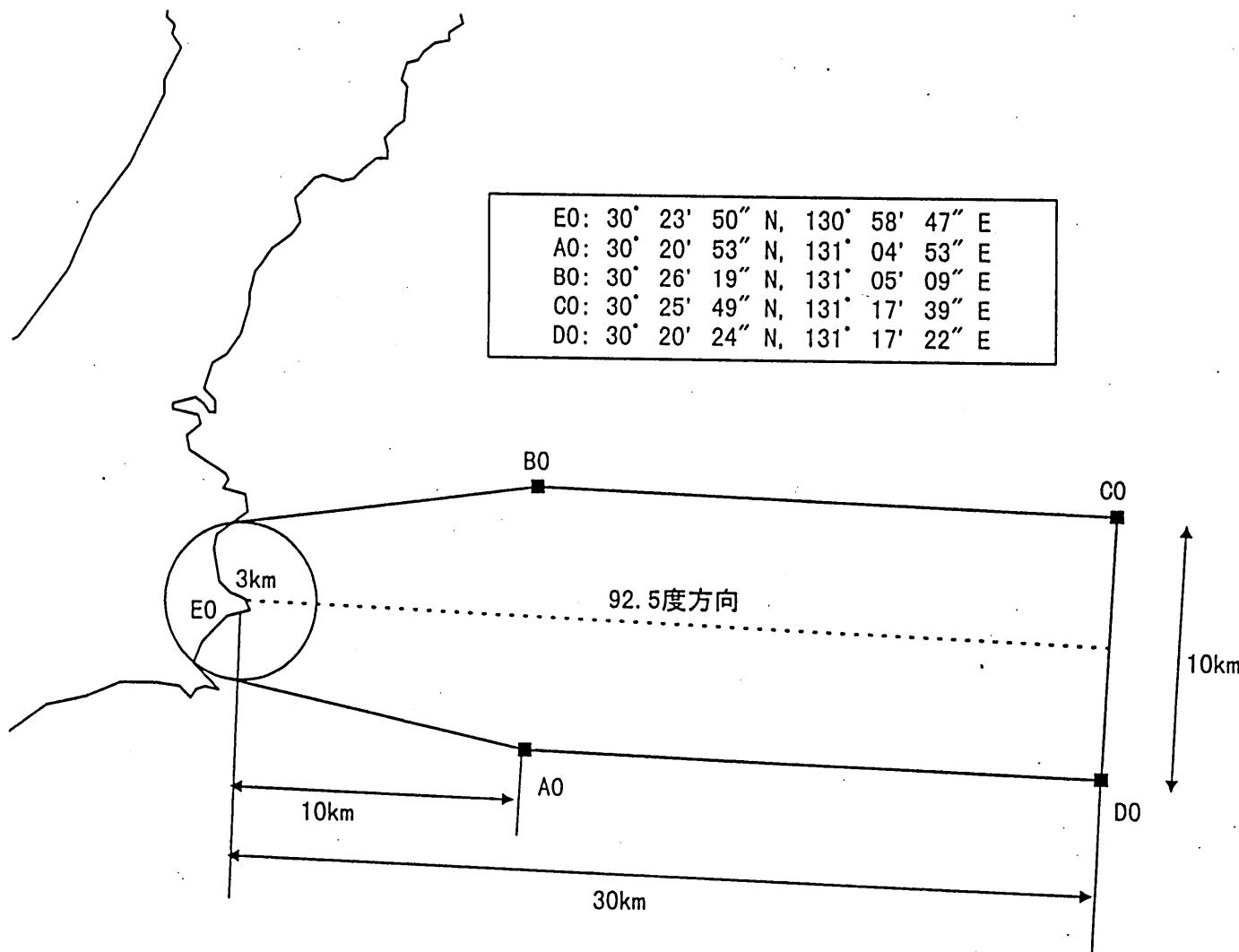


図-15 打上げ時の海上における警戒区域

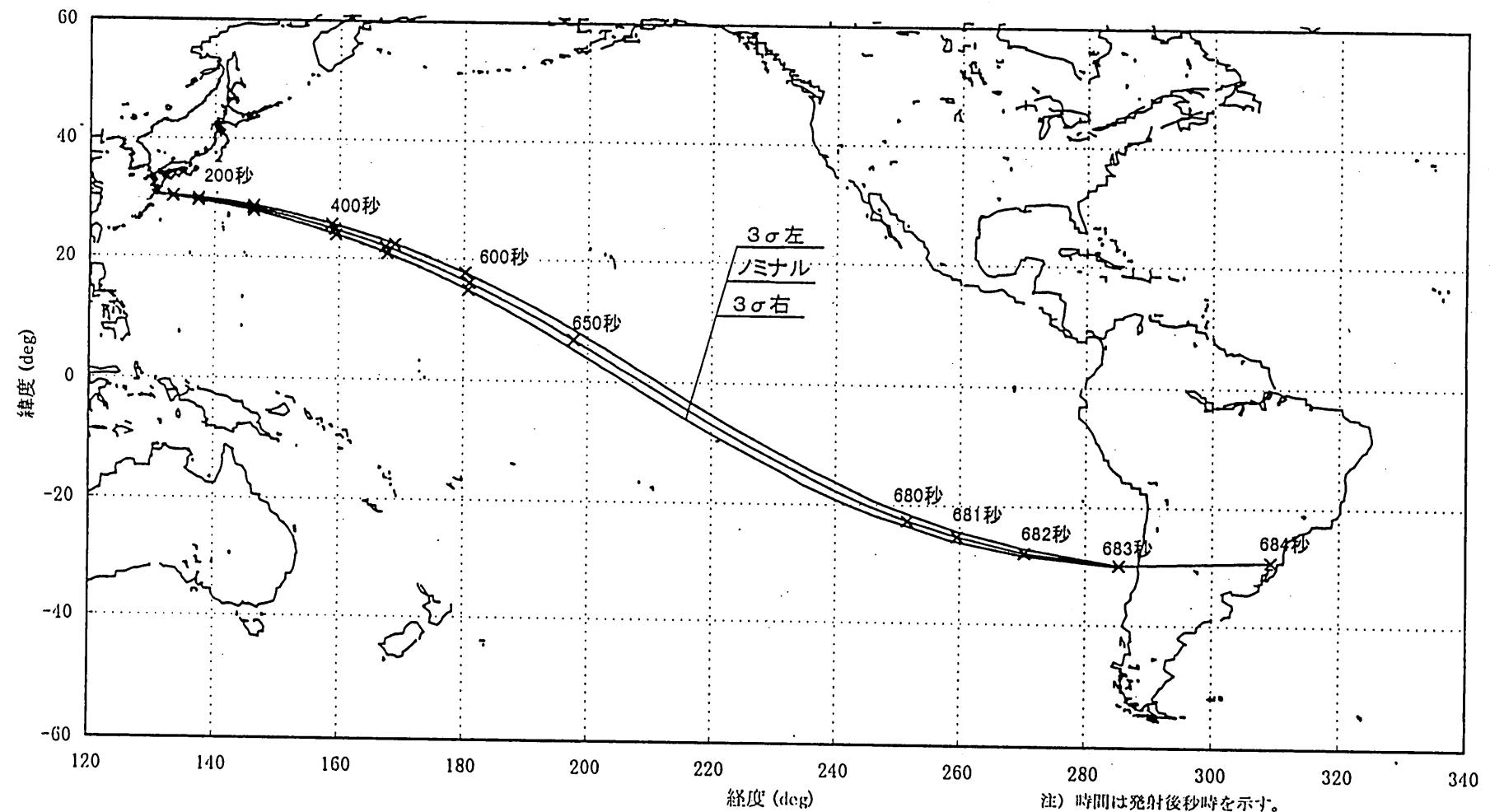


図-16 ロケットの落下予想点軌跡と3σ分散範囲

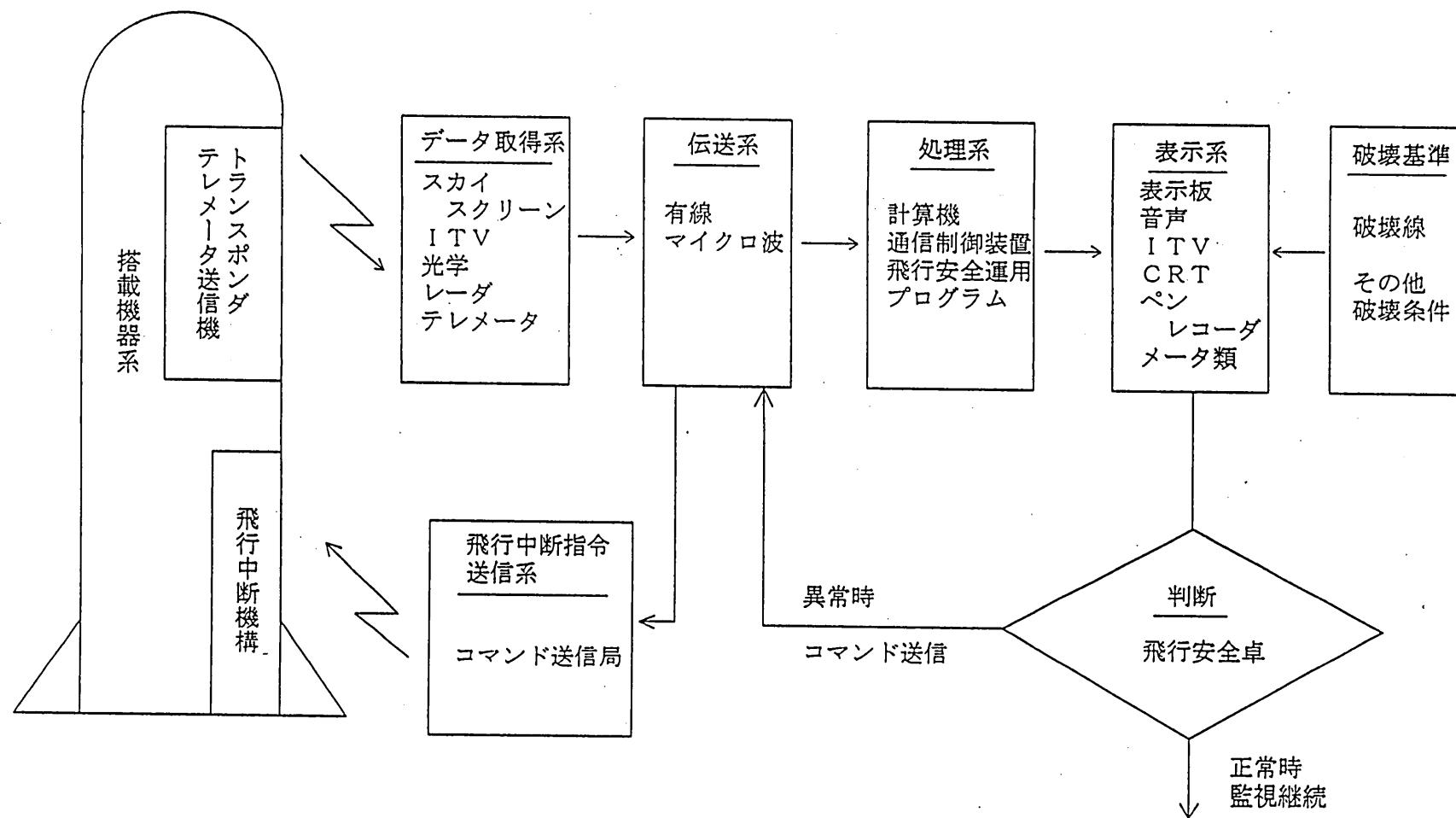


図-17 飛行安全システム概念図

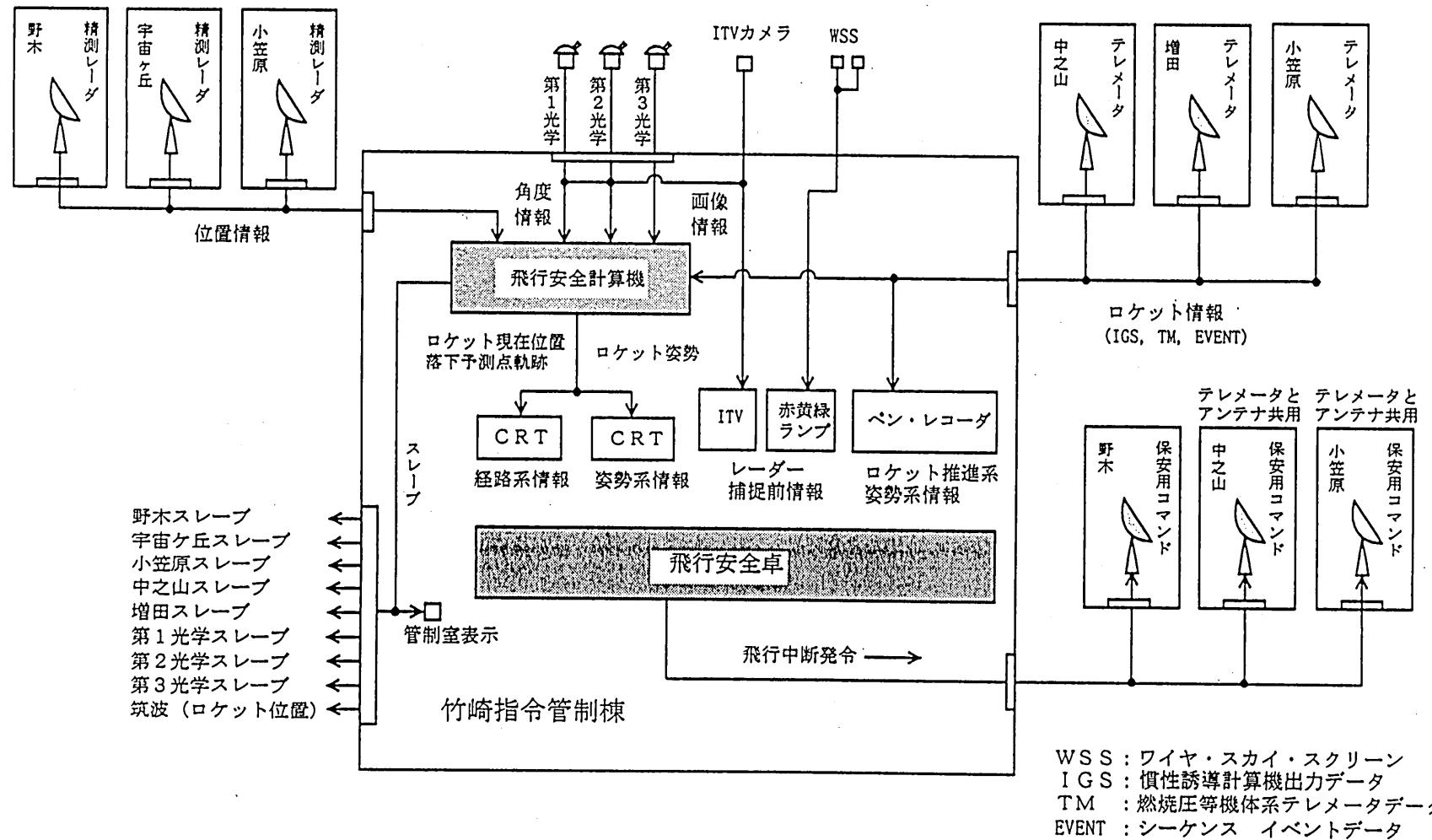


図-18 地上系ハードウェア系統図

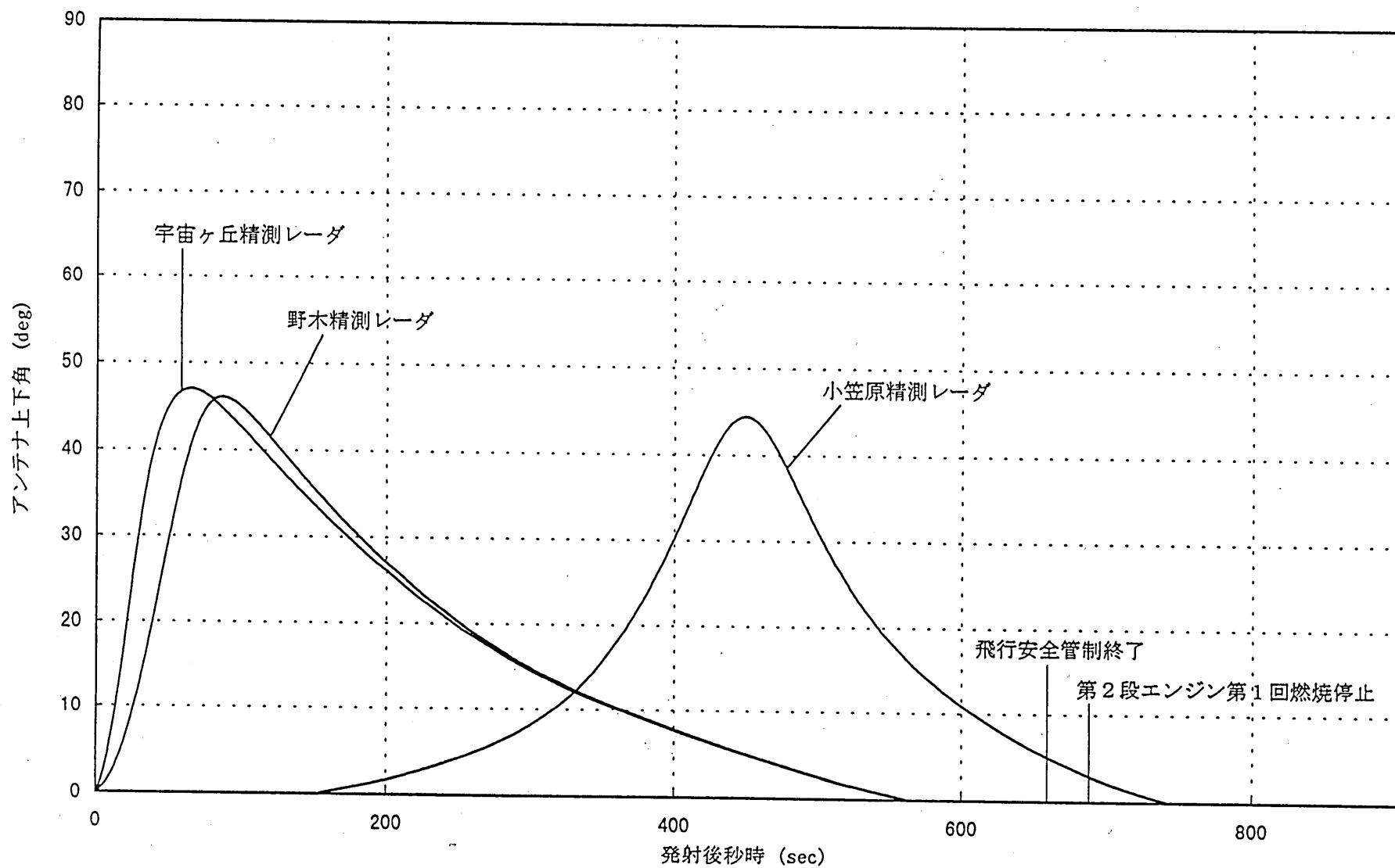
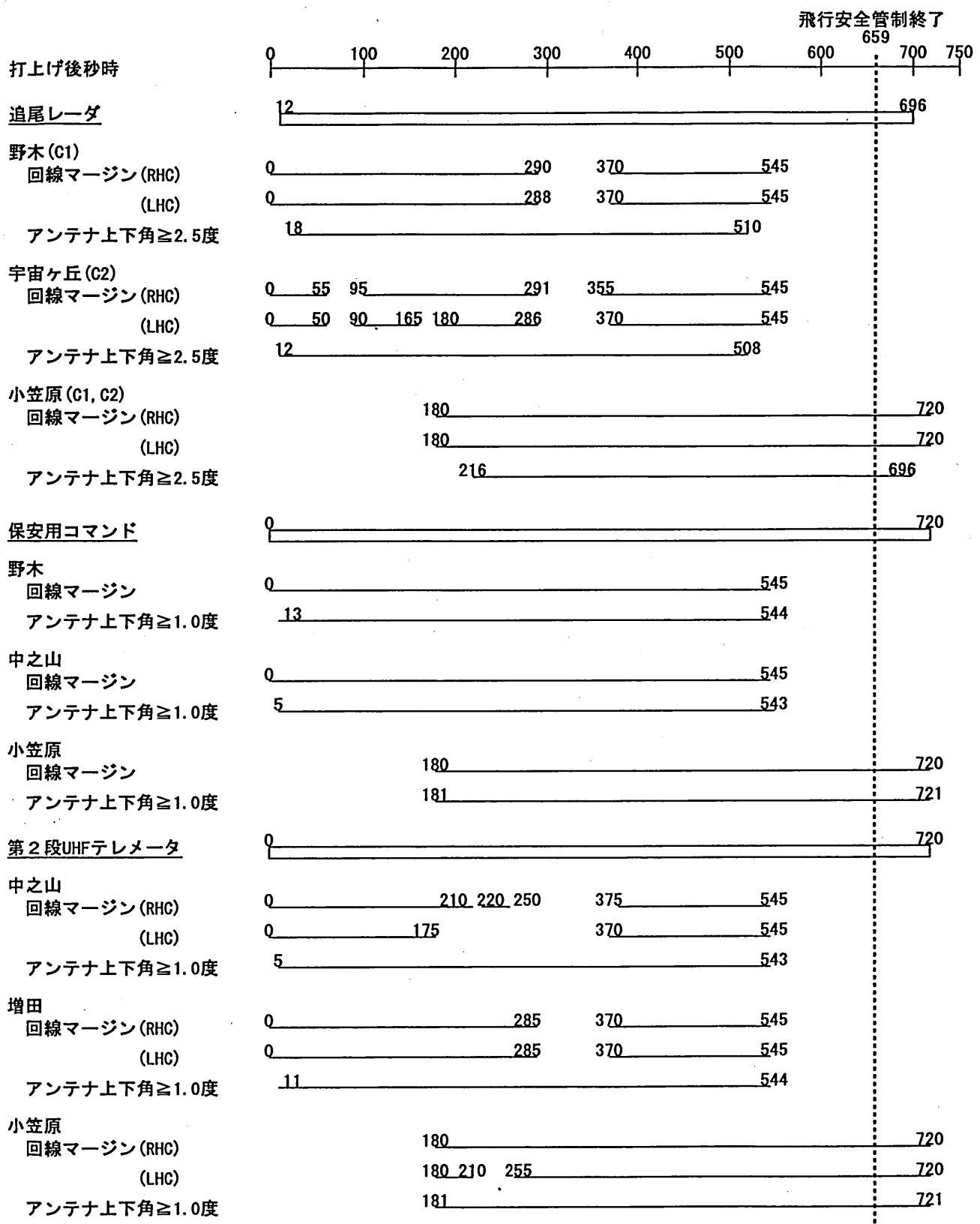


図-19 ロケット飛行経路に対するアンテナ上下角



(注1) 数字は飛行経過時間(単位:秒)

(注2) はいずれか1局が電波リンク可能な時間

(注3) 追尾レーダ局の電波リンク可能な時間帯は、回線マージンがあることおよびアンテナ上下角が2.5度以上あることとした。

(注4) テレメータ及び保安用コマンド局の電波リンク可能な時間帯は、回線マージンがあることおよびアンテナ上下角が1.0度以上あることとした。ただし、射点においては電波リンクがとれているので電波リンク可能とした。

図-20 電波リンク確保時間帯

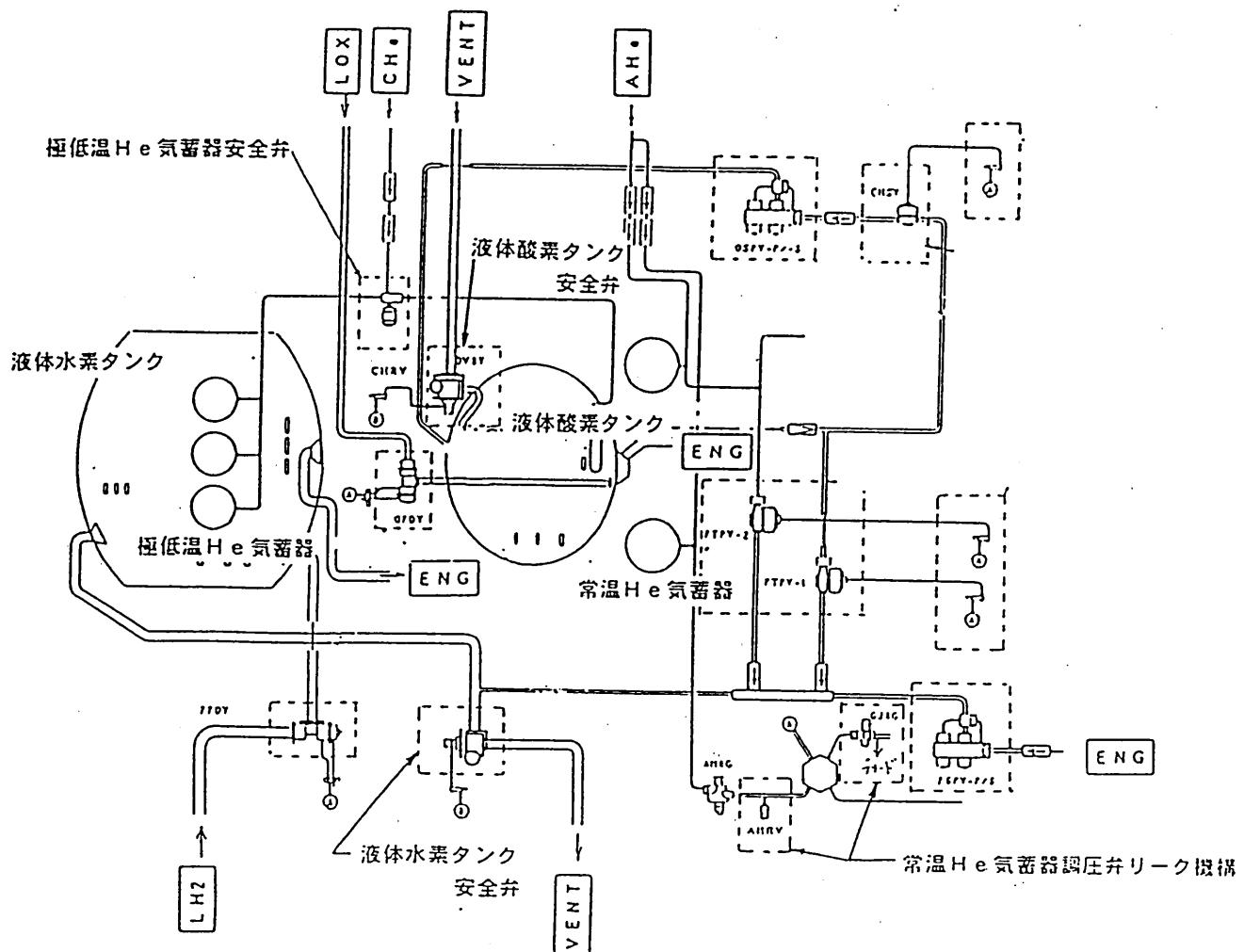


図-21 第2段推進薬タンク及びヘリウム気蓄器の安全弁

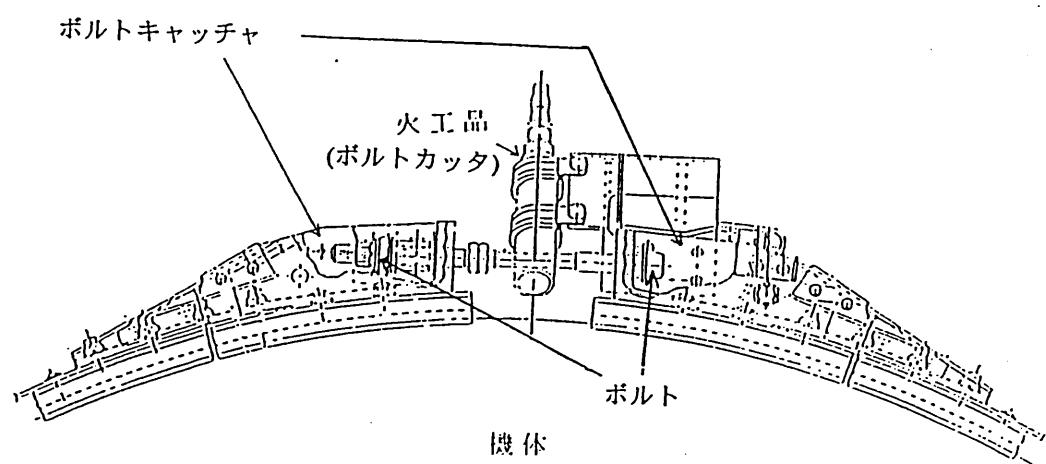


図-22 衛星分離機構 (マルマンバンド)

(地上安全の組織)

(担務)

打上げ実施責任者	打上げ隊業務の総括指揮
法定保安責任者	・保安物等法令に定める職務の遂行
射場安全主任	・地上安全業務の統括及び作業停止の発令
射場安全班長	・射場安全系の情況把握・安全上の判断及び指揮
射場安全班長代理	・班長職務の代行
安全管理係	・射場安全の取りまとめ 　　・射場における作業の安全の確保 　　(射点安全班の所掌に属することを除く) 　　・防火消防に関する業務・保安物の安全管理 　　(射点安全班の所掌に属することを除く) 　　・射場安全に関する企画・管理 　　・警戒監視に対する関係機関等との連絡調整等 　　・射場安全施設設備の品質管理
陸上警戒係	・陸上及び空域に関する警戒監視及び情報収集 　　・警戒監視に必要な施設設備の整備、運用 　　・射場内周辺における車両、通行人の監視 　　・ロケット、施設設備等の警備及び守衛との連携
海上警戒係	・海上及び空域に関する警戒監視及び情報収集 　　・警戒監視に必要な施設設備の整備、運用 　　・海上警戒要員及び警戒船の指揮監督
気象係	・射場周辺の気象観測、予測及び気象情報通知
射点安全班長	・射点安全系の情況把握・安全上の判断及び指揮
射点安全班長代理	・班長職務の代行
射点安全班	・射点等におけるロケット及び衛星の整備、組立、点検、 　　・保安物の取扱い作業並びに危険作業の安全管理

図-23 地上安全組織及び業務

打上げ実施責任者

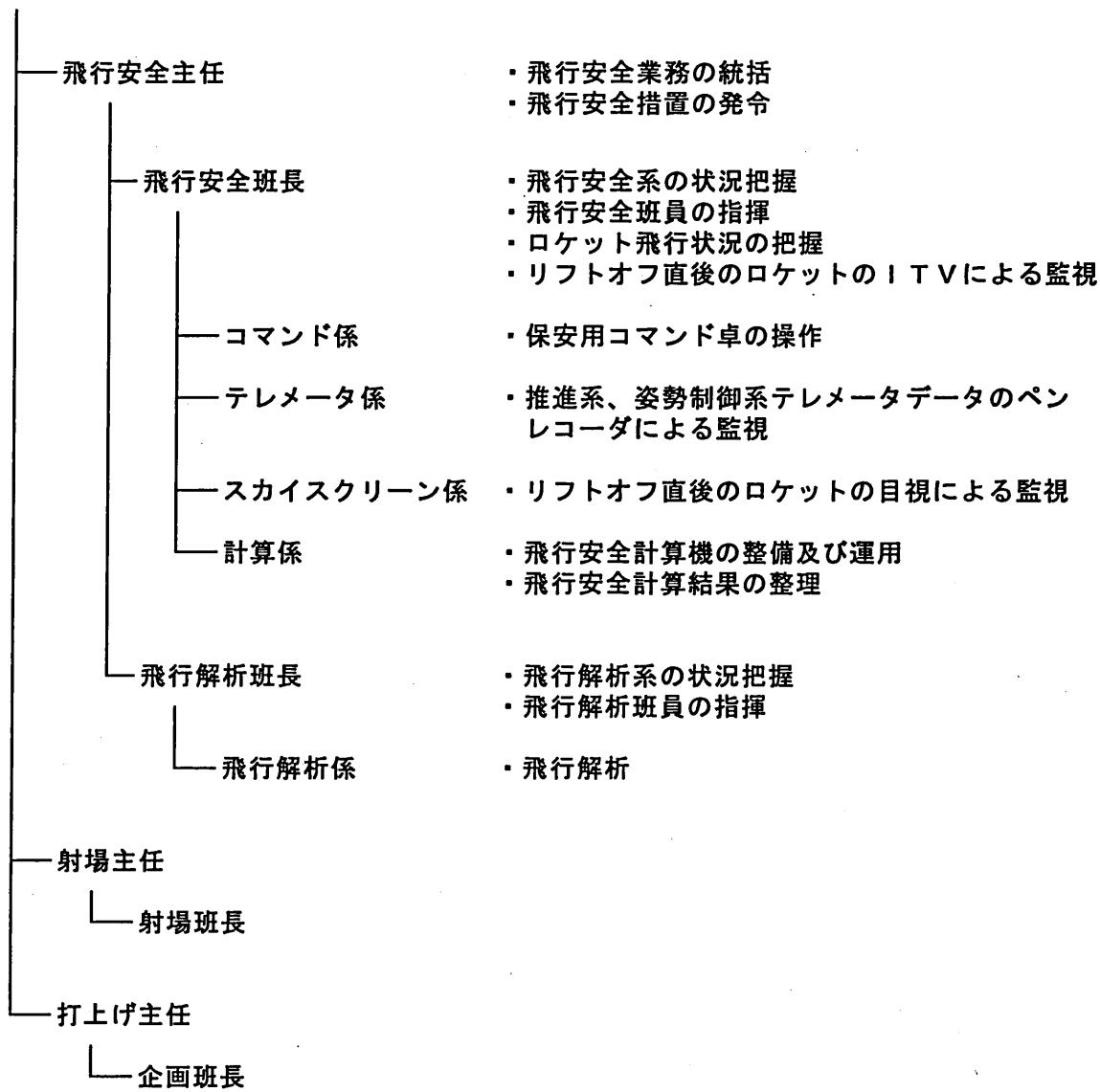
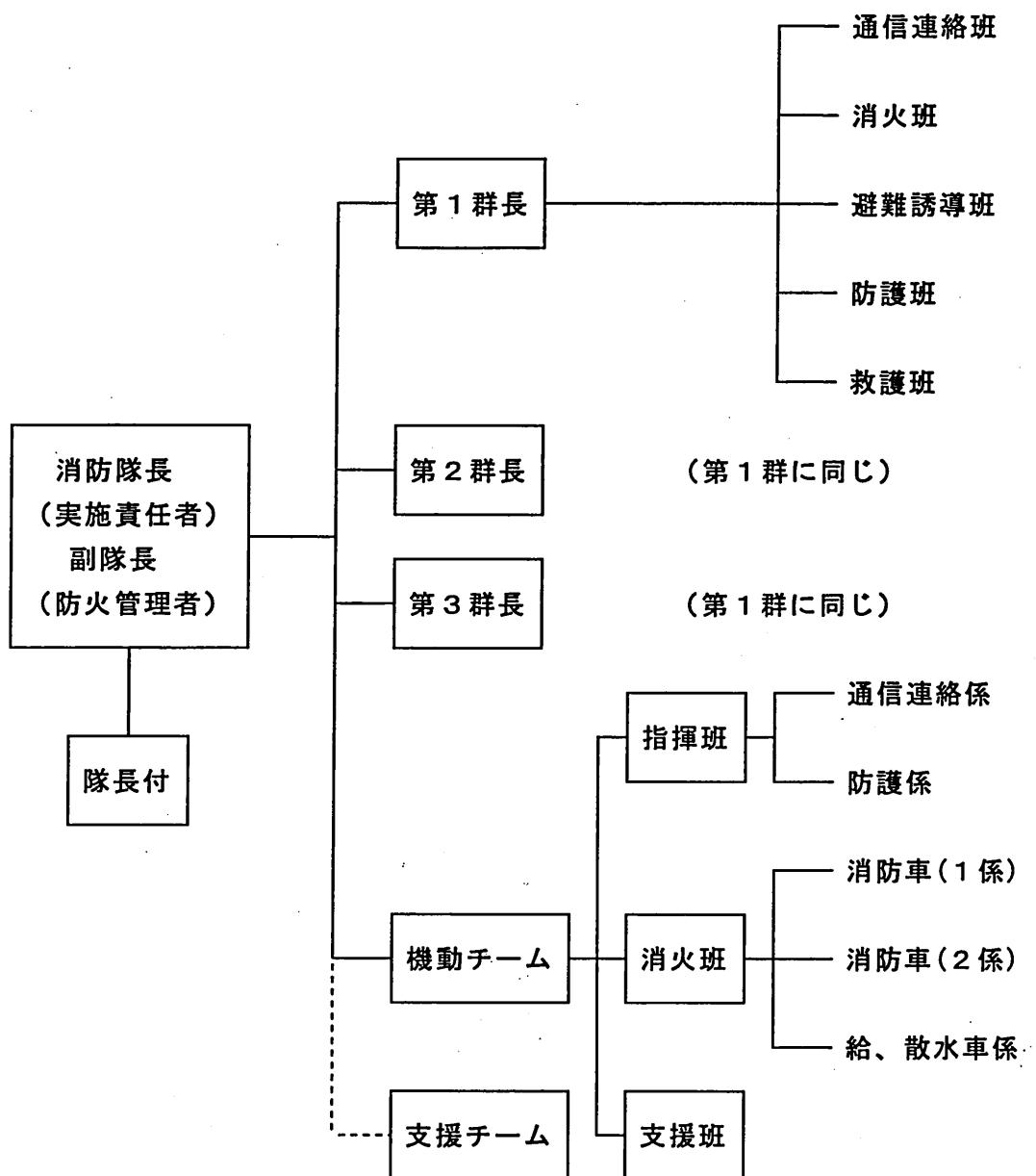


図-24 飛行安全関連打上げ隊組織



(注1) 各班の業務分担は、「種子島宇宙センター防火管理規則」に定めるところによる。

(注2) 第1～第3群の受け持ち区域

第1群：大崎、竹崎地区、 第2群：増田地区、 第3群：野木地区

(注3) 機動チームは、火災の予防、初期消火（消防隊編成前）にも出動する。

(注4) 機動チームの防護係は、射点危険区域の火災時に出動し、ガス検知、その他消火作業の保安を行う。また、支援班は、状況により出動し応急の非常持ち出し、その他の支援に当る。

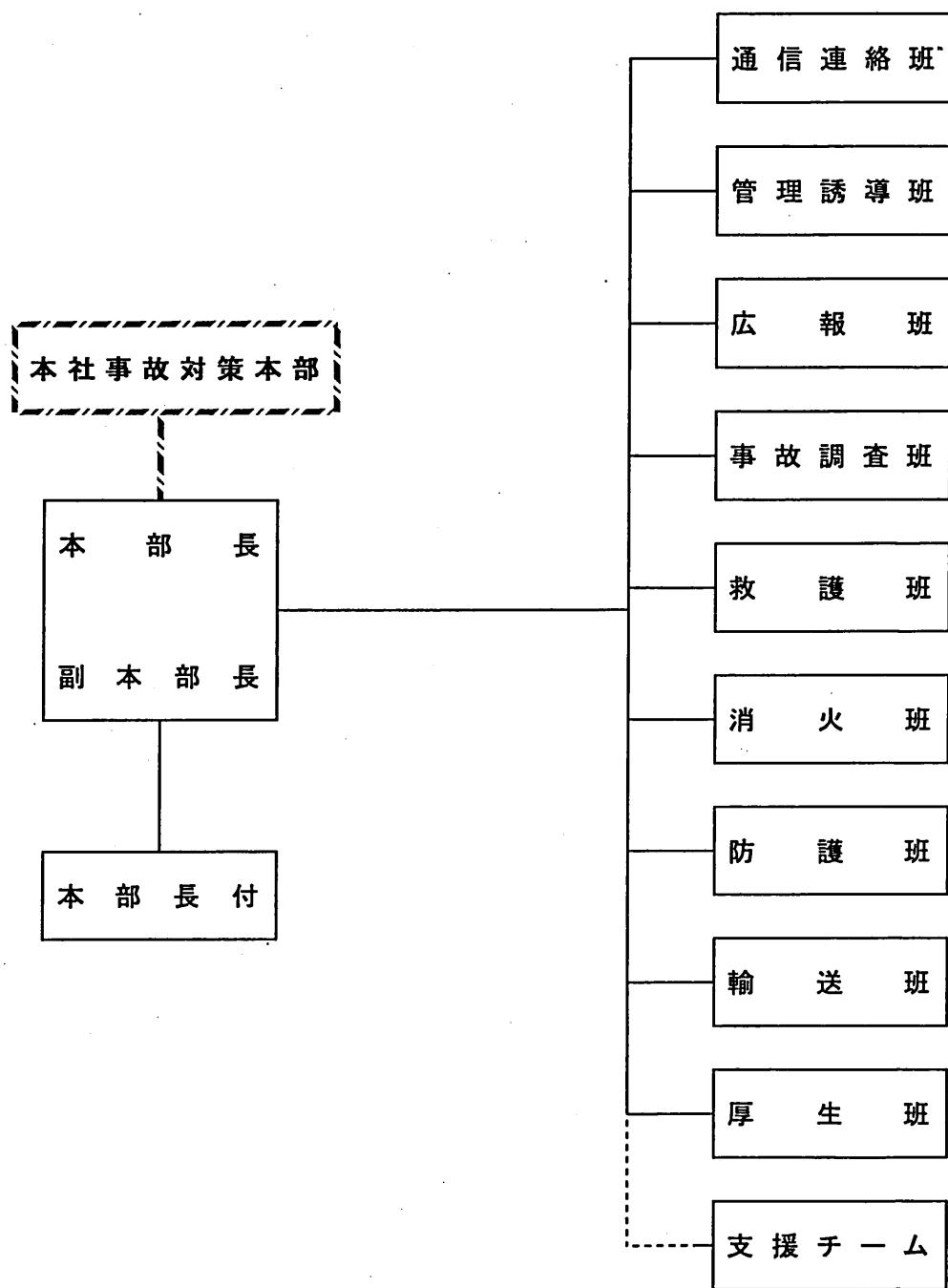
(注5) 消防隊長が必要と認めた場合は、適宜組織及び業務分担を改変する。

(注6) 上記班に含まれない打上げ隊員等（メーク隊員を含む）は、必要により支援チーム要員とする。

(注7) 緊急時の関係各メークの体制を明確にしておく。

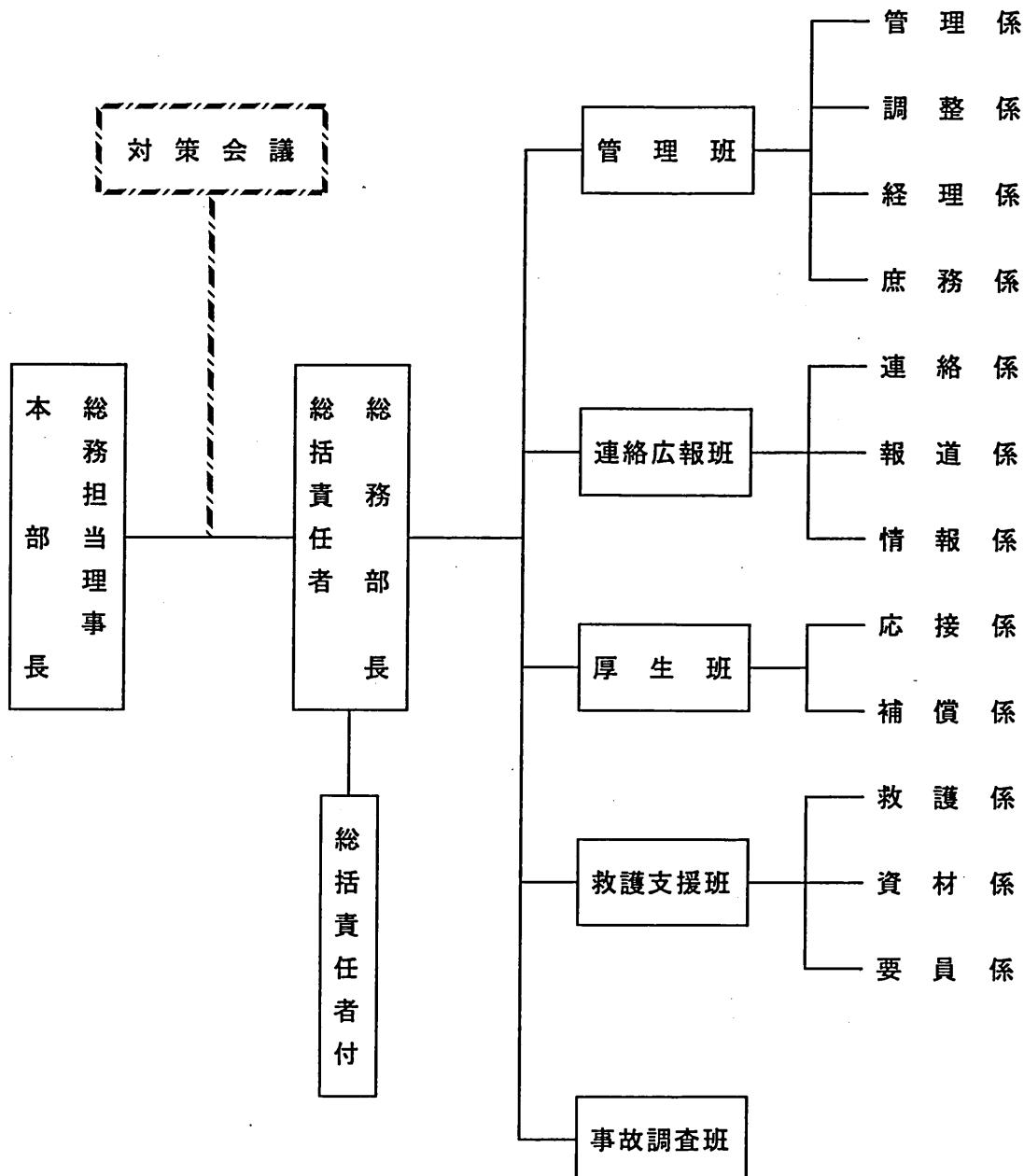
(注8) 機動チームは、消防隊が編成されるまでの間、射場安全班の指揮に従うものとする。

図一25 消防隊の組織



- (注1) 各班の業務分担は「種子島宇宙センターにおける打上げ等の実施に伴なう事故発生時の処理要領」に定めるところによる。
- (注2) 本部長が必要と認めた場合は、適宜組織及び業務分担を改変する。
- (注3) 上記班に含まれない打上げ隊員等（メーカー隊員含む）は、必要に応じ支援チーム要員とする。
- (注4) 緊急時の関係各メーカーの体制を明確にしておく。

図－26 現地事故対策本部の組織



(注1) 各班の業務分担は、「打上げ等の実施に伴なう事故発生時の本社における処理要領」に定めるところによる。

(注2) 理事長又は、本部長が必要と認めた場合は、適宜組織及び業務分担を改変する。

図－27 本社事故対策本部の組織

(参考1)

H-IIロケット8号機による運輸多目的衛星(MTSAT)の打上げに係る安全の確保に関する調査審議について

平成11年4月21日
宇宙開発委員会決定

1. 調査審議の趣旨

- (1) 平成11年度夏期には、第2段機体を新たに開発したH-IIロケット8号機による運輸多目的衛星(MTSAT)の打上げが予定されており、この打上げによる安全を確保する必要がある。
- (2) このため、H-IIロケット8号機について所要の調査審議を行うものとする。

2. 調査審議事項

H-IIロケット8号機の打上げに係る以下の安全対策についての妥当性

- (1) 地上安全
- (2) 飛行安全
- (3) 安全管理体制

3. 調査審議は、安全評価部会において行うこととし、平成11年6月下旬までに終えることを目途とする。

(参考2)

宇宙開発委員会安全評価部会構成員

(部会長)

吉田 忠雄 元法政大学教授
足利短期大学学長（平成11年5月より）

(部会長代理)

山中 龍夫 元横浜国立大学教授

(専門委員)

岩崎 民子	(財) 放射線影響協会疫学センター長
岡本 謙一	郵政省通信総合研究所標準計測部長
河村 光隆	通商産業省工業技術院物質工学工業技術研究所 高分子材料部長
栗林 忠男	慶應義塾大学法学部教授
近藤 恭平	東京大学工学部教授
坂田 八昭	(社) 日本遊技関連事業協会参与
佐藤 壽芳	中央大学理工学部教授
佐藤 吉信	東京商船大学商船学部教授
戸田 劍	科学技術庁航空宇宙技術研究所研究総務官
長谷川和俊	消防庁消防研究所第二研究部長
雛田 元紀	文部省宇宙科学研究所教授
平野 敏右	元東京大学教授
三浦 秀一 ○	宇宙開発事業団理事
谷島 一嘉	日本大学医学部教授

○印の専門委員は、今回の調査審議については説明者として参加。

(参考3)

推力停止時の破片飛散及び固体推進薬の二次爆発の影響について

別添表 破片等により影響が及ぶ可能性のある区域

代表的な破片	部位	着地速度 (m/s)	破片到達距離 (m)	二次爆発に伴う 爆風保安距離(m)	二次爆発に伴う二次 破片飛散距離(m)	破片影響距離 (m)
エンジン	1段	81	1494	0	0	1494
タンク外板	1段	16	1432	0	0	1432
コントロールボックス	2段	113	1777	0	0	1777
エンジン	2段	61	1236	0	0	1236
SRBの固体推進薬の最大破片 (参考図3-1及び参考図3-2参照)	SRB	154	1664	569	408	2233

注1) 破片到達距離：8号機の3σ分散飛行範囲を飛行中にロケットが故障して破壊した場合の射点から破片の落下点までの距離。夏期の80%統計風を想定。

破片到達区域は射点を中心として破片到達距離を半径とする円内。

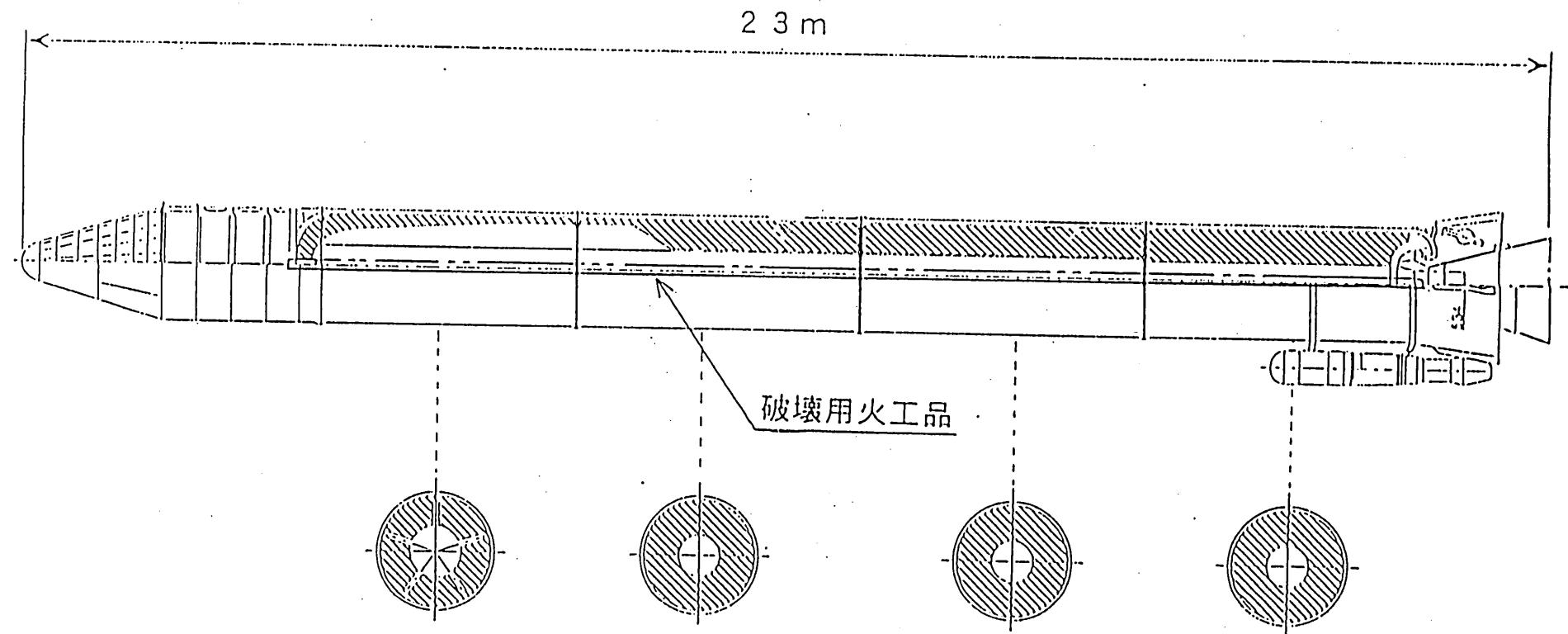
爆風保安距離：固体推進薬破片が二次爆発した場合に発生する爆風に関して、破片の落下点から爆風圧が1.379kPaとなる地点までの距離。TNT換算率45%を想定。

二次破片飛散距離：固体推進薬破片が二次爆発した場合の、二次爆発地点からの二次破片の最大到達距離。

破片影響距離：破片到達距離に、爆風保安距離と二次破片飛散距離の大きい方の値を加えた距離。

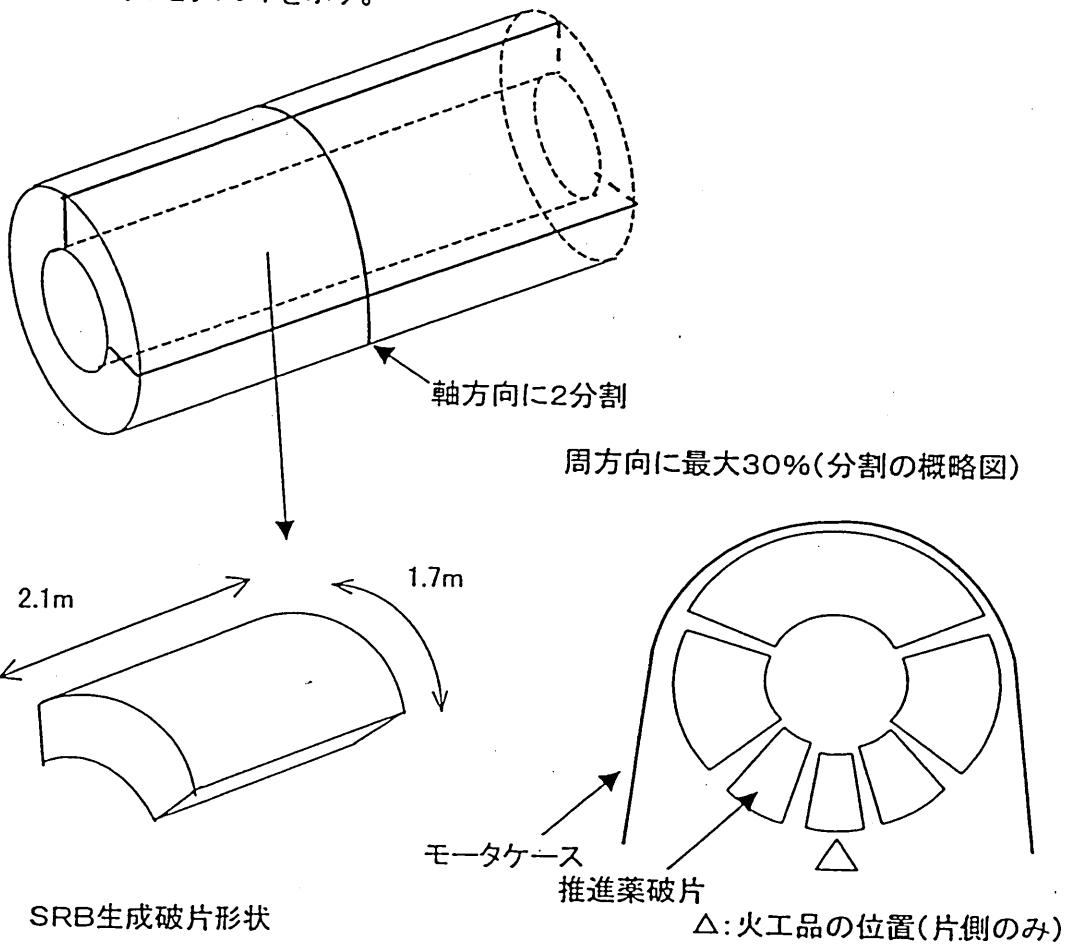
破片影響区域は射点を中心として破片影響距離を半径とする円内。

注2) 表中の数値は、打上げ後の秒時について破片影響距離が最大となる時点のもの。



参考図 3-1 SRB概念図

SRBの1セグメントを示す。



参考図 3－2 指令破壊時の SRB 最大破片モデル

H-IIロケット8号機第2段高度化機体における1~6号機との変更点

H-IIロケット8号機第2段は高度化機体を使用する。

H-IIロケット1~6号機第2段推進薬タンクと第2段エンジンからの主な変更点は以下に示すとおりである。

1. 第2段推進薬タンク

1~6号機第2段推進薬タンクと8号機第2段高度化機体推進薬タンクの主要構成は、参考図4-1に示すとおりである。

第2段高度化機体推進薬タンクの1~6号機第2段推進薬タンクからの主な変更点は次のとおりである。

- ①液体水素、液体酸素の各タンクが一体型から分割型へ変更した。共通隔壁構造を削除することにより、製造上のコスト低減及び運用性が向上した。
- ②2段液体水素タンクのシリンダ一部は、従来と同様アルミ合金のアイソグリッド・パネルを溶接したものである。ドーム部は一体スピンドル成形で製造する橈円ドームを採用した。尚、従来は溶接組立構造の球形ドームであった。
- ③2段液体酸素タンクは、橈円ドームを溶接したものである。ドーム部は一体スピンドル成形で製造する橈円ドームを採用した。尚、従来はシリンダ一部を有する円筒形であった。
- ④エンジンのノズルの動作を従来の油圧式から電動アクチュエータに変更した。これによりコスト削減及び運用性が向上した。

第2段高度化機体推進薬タンクは、十分な実績のある手法(基本的な設計手法は従来と同じ)で設計解析を行うと共に、検証試験によって設計手法の確認を行っている。

また、実機タンクと同じ設計・製造手法で強度試験用タンクを製作し、地上取り扱い時及びフライト時に想定される予想最大荷重を模擬した強度試験を

行い設計製造手法の検証を行っている。また、共通隔壁からセパレートタンクとなつたので、従来のタンクシステムより安全性が向上している。

液体水素、液体酸素の搭載量は以下に示すとおりである。

	1～6号機	8号機
第2段液体水素搭載量	2.4t	3.0t
第2段液体酸素搭載量	11.7t	12.8t
合計	14.1t	15.8t

2. 第2段エンジン

1～6号機第2段エンジンLE-5Aと8号機第2段エンジンLE-5Bの主要構成は、参考図4-2に示すとおりである。

LE-5BエンジンのLE-5Aエンジンからの主な変更点は次のとおりである。

①燃焼室ブリードサイクル採用

LE-5Aの燃焼室は冷却管のろう付け構造であったが、LE-5Bでは内部に冷却溝をもち電鋸で成形した銅の一体構造とした。これにより燃焼ガスの漏洩しない構造としたので安全性が向上している。

②加工コスト削減

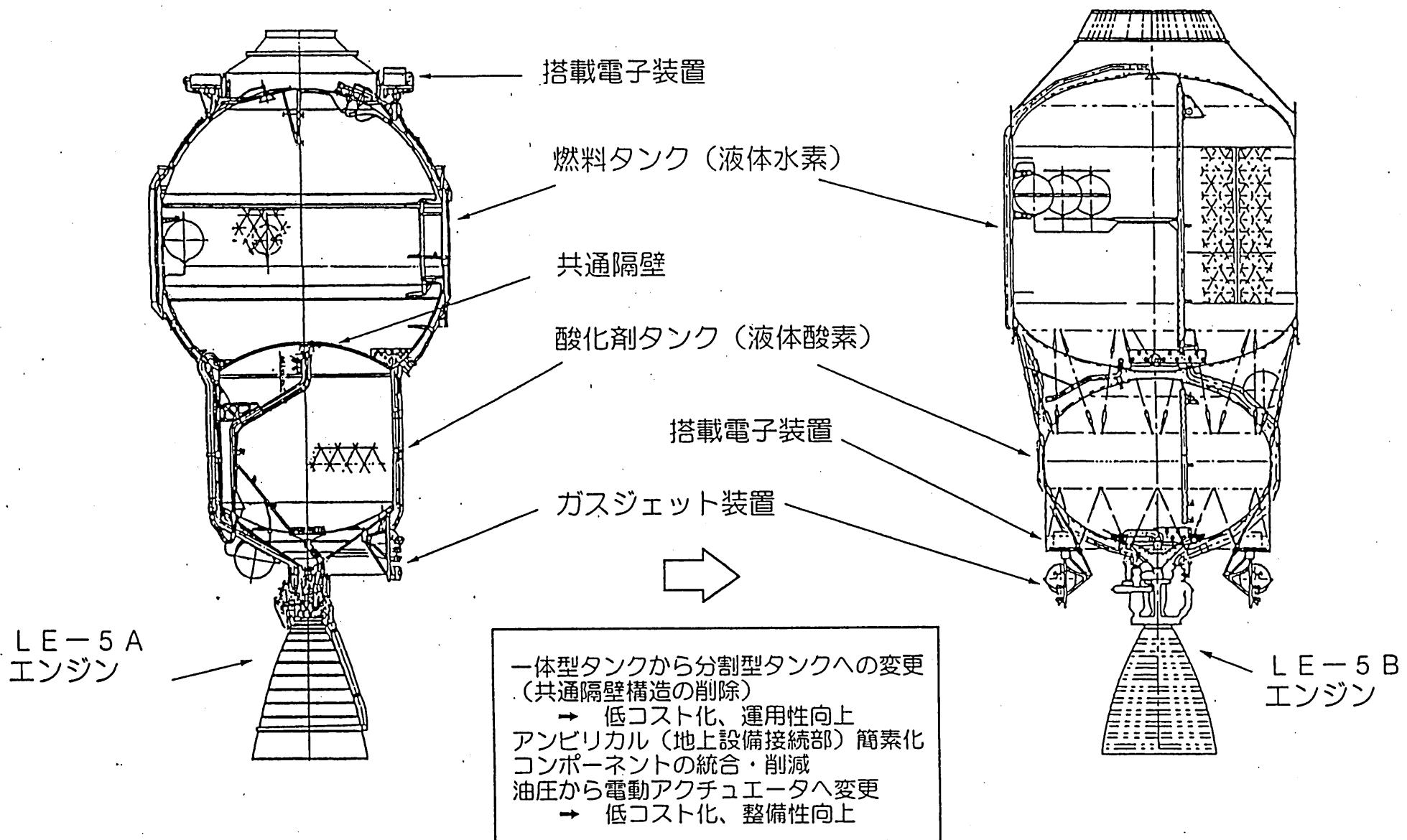
タービン動翼の加工方法を電解加工に変更し、また噴射エレメントが削減されたことにより、加工コストが削減した。

③燃焼試験の効率化

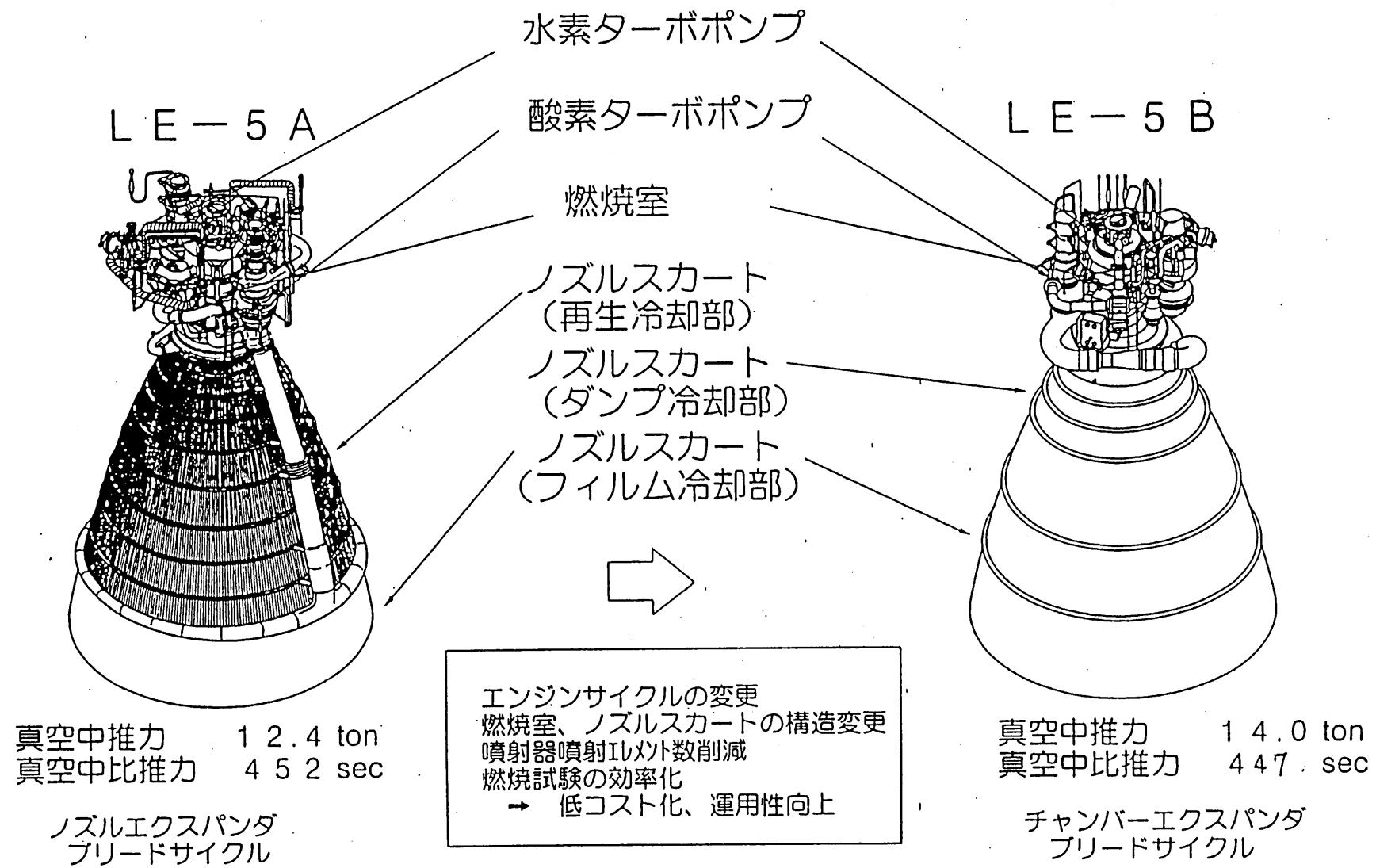
常圧燃焼試験設備で領収試験を実施することにより、燃焼試験が効率化された。

LE-5Aエンジン、LE-5Bエンジンの主要諸元は以下に示すとおりである。

	LE-5A	LE-5B
真空中推力	12.4t	14.0t
真空中比推力	452s	447s
燃焼時間	598s	538s



参考図 4-1 推進薬タンクの主要構成



参考図 4-2 LE-5 A と LE-5 B の主要構成

委22-3

第17号科学衛星（LUNAR-A）の打上げについて

平成11年6月9日
文部省宇宙科学研究所

1. 経緯

LUNAR-A（月内部構造探査衛星）は、平成11年度夏期の打上げを目指し、昨年11月から12月にかけて搭載ペネトレータの貫入最終確認試験を行った。

しかし、データ処理部、計測回路部及びそれに接続されている月震計、回転機構及び熱センサーに一部不審な箇所が発見されたことから、これらの原因を明らかにし、打上げ計画を再検討することとした（平成11年1月に宇宙開発委員会へ報告）。

2. 調査結果

今回、ペネトレータの詳細な調査・試験を実施した結果、以下のような原因が判明した。

- ① データ処理／通信機器部ケースと各機器を保護しているポッティング材との境界から発生したクラックが計測回路部に伸長し、その影響でデータ処理／通信機器部と計測回路部を接続するフレキシブル基板と、計測回路部の4枚の基板の内2枚が破損していた。
- ② 水平動月震計の振動子を支える6バネ素子の内1素子のバネが破損していた。
- ③ 回転機構ピッチ軸受けが変形していた。
- ④ 5台の熱伝導率センサーの内、1台の熱伝導率測定精度が劣化していた。

3. 今後の対応

これらの原因のうち、月震計、回転機構及び熱伝導率センサーについては、本年度内に対策を施すこととするが、クラックの対応については、ポッティング材の再検討が必要であり、その対策と確認に要する時間を検討した結果、平成14年度の打上げを目標に進めていくこととした。

