

TT-500A型ロケット8号機による 宇宙材料実験について

55. 7. 16
宇宙開発事業団

1. 概 要

事業団は、従来から無重力状態($10^{-4}G$ 以下で約7分間)を利用した宇宙材料実験が実施できるTT-500A型ロケットの開発を進めてきたが、今回の打上げはその初号機としての8号機を用いて、宇宙材料実験用搭載装置の機能確認試験を、射場系追尾試験と同時に行うものである。

実験にあたっては、科学技術庁の昭和52, 53, 54年度特別研究促進調整費による「宇宙空間を用いた新材料製造のための地上実験に関する総合研究」の成果に基づき、関係研究機関の協力を得て実施することとしている。

2. 宇宙材料実験

今回の8号機についての内容等を下表に示す。

実験テーマ	実 験 内 容	共同研究の相手先	備 考
Ni-TiC系合金の製造実験	Ni-TiC系焼結材を電気炉内で加熱・溶融・加圧・冷却処理して、TiCが均一分散して良好な組織をもつ複合金を作製する。	科学技術庁 金属材料 技術研究所	1.電気炉2個使用 2.チタン合金を例にとると新材料では強度が現用($130Kg/mm^2$)の2~3倍に、耐熱性が現用(400℃)の4倍位になるものと期待されている。
アモルファス半導体の製造実験	Si-Sn-Te系カルコゲンアモルファス材料を電気炉内で、加熱・溶融・冷却処理して、三元素が均質に混合した良質のアモルファス半導体の作製を行う。	理 化 学 研 究 所	1.電気炉1個使用 2.現在の太陽電池の厚みは0.3~0.5mmであるが、新材料ではその1/1,000程度となり、かつコストも大幅に軽減されるものと期待される。

昭和55年度 8・9月期ロケット打上計画一覧

昭和55年7月
科学技術庁研究調整局

ロケット機種及び号機	打上げ機関	打上げ予定日	打上げ予定時間	予 備 日	目 的
K -10-14	東京大学宇宙航空 研 究 所	8月26日 (水)	20時30分	8月27日 (木) ~ 9月7日 (日)	銀河軟 X 線, 銀河赤外線等の観測
K -9M-70	"	8月29日 (金)	19時40分	8月30日 (土) ~ 9月9日 (水)	トリメチルアルミニウム発光弾, プラズマ 波動 波数計測等の観測
K -9M-71	"	9月 4日 (木)	21時45分	9月 5日 (金) ~ 9月9日 (水)	大気光緑線, 夜間大気光等の観測
MT-135P-T28	宇宙開発事業団	9月10日 (水)	10時30分~11時00分 又は 15時00分~15時30分	9月12日 (金) ~ 9月25日 (木)	種子島上空の高層気象データの収集
TT-500A-8	"	9月11日 (木)	7時00分~7時30分 又は 10時30分~11時00分	9月12日 (金) ~ 9月25日 (木)	種子島, 小笠原間の飛行安全引継ぎ訓練並びに小笠原 追跡所を含むロケット追跡系の機能及び射場システム 機能の確認, 宇宙材料実験用搭載実験装置の機能確認 及び回収システムの機能確認等
MT-135P-T29	"	9月12日 (金)	10時30分~11時00分 又は 15時00分~15時30分	9月13日 (土) ~ 9月25日 (木)	種子島上空の高層気象データの収集

〔参 考〕 この他, N-II 地上総合試験用ロケット (GTV) を用いた地上総合試験が
種子島宇宙センターにおいて行われる予定である。

試験期間 7月3日~9月29日 (発射模擬予定日 9月5日)

LC-801008

N-II 地上総合試験用ロケット(GTV)

試 験 計 画 書

昭和 55 年 7 月

宇 宙 開 発 事 業 団

目 次

1. 目 的	1
2. 試験実施場所	1
3. 試験 期 間	1
4. 試験実施体制	1
5. 試験 内 容	3
6. ロケット, 衛星の諸元等	3
(1) N - II ロケット	
(2) ETS - N	
7. 安全の確保	8
8. そ の 他	8

1. 目 的

宇宙開発事業団は、昭和55年7月から9月までの間に、種子島宇宙センターにおいて、N-II地上総合試験用ロケット(GTV^(注1))を用いた地上総合試験(以下「N-II GTV試験」という。)を実施することとしている。

この試験は、昭和56年1.2月期種子島宇宙センターからN-IIロケットにより打ち上げられる技術試験衛星N型(ETS-N^(注2))及びそれ以降の人工衛星の打上げを行うために、N-II GTV及びETS-Nプロトタイプモデルを用いて、発射整備作業を総合的に実施し、N-IIロケットと人工衛星並びに発射設備等との整合性を確認するとともに発射整備作業手順を確認し、作業の習熟を図ることを目的としている。

この試験の実施に当たっては、さきの実験用静止通信衛星(ECS及びECS-b)の打上げ結果を踏まえ、所要の対策を確実に行って所期の目的を達成することとしている。

(注1) GTVとはGround Test Vehicleの略である。

(注2) ETS-NとはEngineering Test Satellite-TypeNの略である。

2. 試験実施場所

宇宙開発事業団種子島宇宙センター大崎射場

鹿児島県熊毛郡南種子町大字茎永

3. 試験期間

昭和55年7月3日～昭和55年9月29日 (発射模擬予定日9月5日)

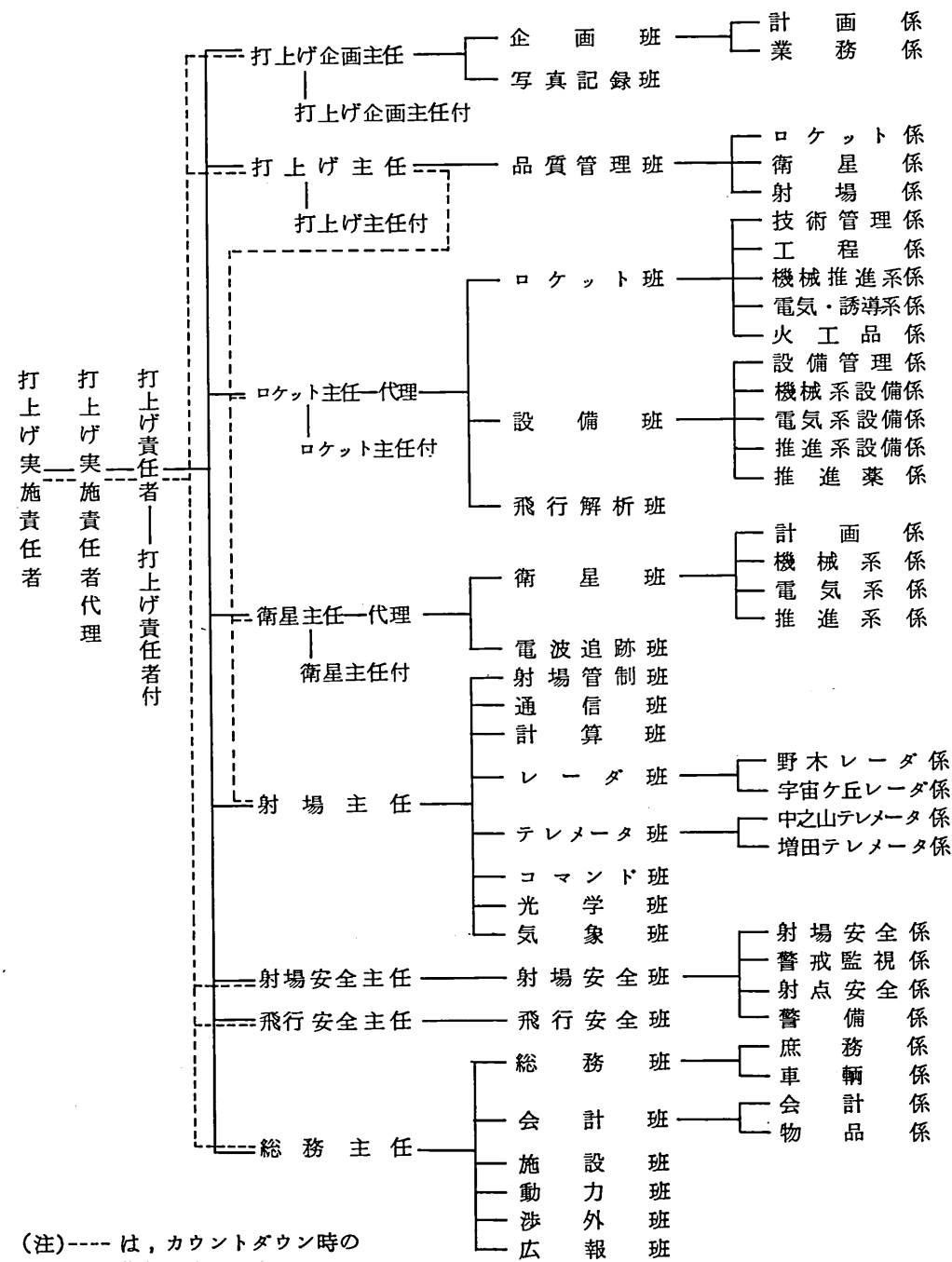
4. 試験実施体制

N-II GTV試験は、ETS-N打上げと同様の体制をもって行うこととし、ETS-N打上げ隊のうち、小型ロケット系及びダウンレンジ系を除いた隊員をもって、N-II GTV試験を実施するものとする。

試験実施の体制及び所掌業務等は、「技術試験衛星N型(ETS-N)打上げ隊の編成について」(55達第4号)及び「技術試験衛星N型(ETS-N)打上げ隊の隊員について」(55達第5号)による。

試験実施体制を第1図に示す。

第1図 N-II GTV試験実施体制



(注)----は、カウントダウン時の指揮系統を示す。

5. 試験内容

N-II GTV試験では、打上げと同様に発射整備作業を実施し、N-IIロケットと人工衛星並びに発射設備等との整合性確認、作業手順の確認及び要員の訓練を行う。

各系の主な作業等は次のとおり。

各系	主な作業等
ロケット系	1. 2段受領点検, 1段組立据付, 2段結合, 1. 2段油圧系統点検, 1. 2段推進系統点検, SOB取付, RF系統点検, DIGS機能点検, 誘導制御系統点検, 3段組立結合, フェアリング取付, 射点系発射リハーサル, 1. 2. 3段フライトシミュレーション, 火工品回路点検, 機体/火工品回路自動点検装置整合試験, 最終総合点検, 機体方位角測定, カウントダウン, 各段取外し撤収。
衛星系	衛星機能試験, 増田適合性試験, ヒドラジン充填装置準備, ガスジェット推進薬充填リークチェック(模擬), ダミーウエイト取付け, 太陽電池パネル取付け及び点検, 重量測定, 衛星・3段結合, カウントダウン, 撤収。
射場系	発射リハーサル, フライトシミュレーション, カウントダウン。

なお、N-II GTV試験において実施する打上げ時と異なる主な作業等は次のとおり。

- ア. 発射リハーサル時のLOX充填は整備塔を移動させずに実施する。
- イ. 人工衛星のガスジェットの推進薬、窒素ガスの充填は行わない。
- ウ. カウントダウン終了後に各段及び衛星の取外し、撤収作業を実施する。

6. ロケット、人工衛星の主要諸元及び形状

(1) N-IIロケット

N-IIロケットの主要諸元及び形状を第1表及び第2図に示す。なお、N-II GTV試験においては、第3段ロケット、固体補助ロケット及び各段の火工品はダミーであり、第2段推進薬(燃料/酸化剤)は、イソプロピルアルコール(IPA)/フロンをダミー推進薬として使用する。

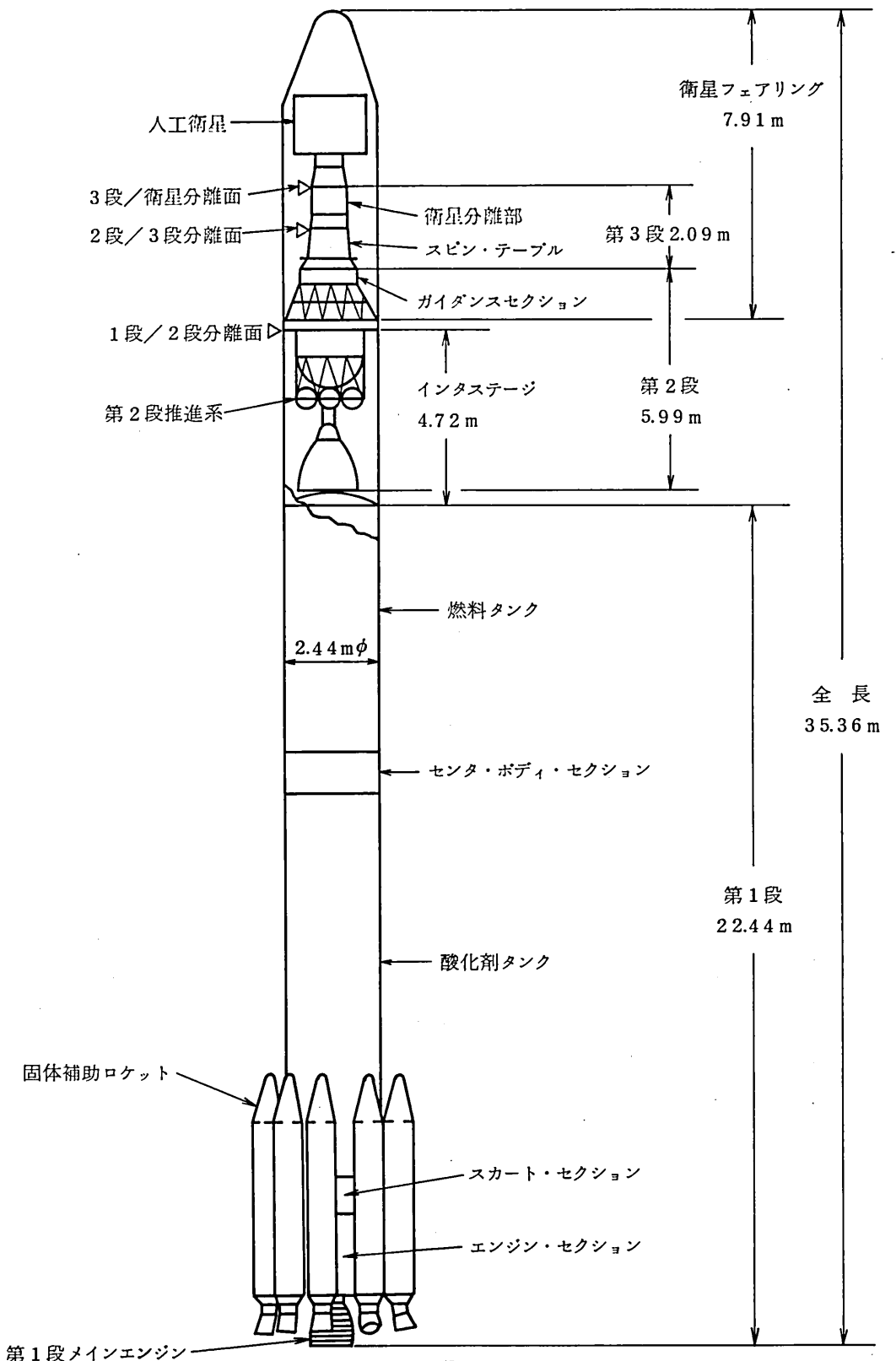
第1表 N-II ロケットの主要諸元

全 段					
全 長(m)	35.36				
外 径(m)	2.44				
全段重量(t)	134.72 (人工衛星の重量は含まない)				
誘導方式	慣性誘導方式				

各 段					
	第 1 段	固体補助 ロケット	第 2 段	第 3 段	衛 星 フェアリング
全 長(m)	22.44	7.25	5.99	2.09 (固体モータ長 1.68)	7.91
外 径(m)	2.44	0.79	2.44	0.96 (固体モータ径 0.94)	2.44
各段重量(t)	85.95 *1	40.25 (9本分)	6.67	1.25 *2	0.60
推進薬重量(t)	81.43	33.76 (9本分)	6.0 (最大)	1.05	
平均推力(t)	メインエンジン 77 *3 バーニアエンジン 0.49 *2 *3	142 (6本分) *3 *5	4.47 *4	6.79 *4	
燃 焼 時 間(s)	メインエンジン 269 バーニアエンジン 275	38	426	436	
推 進 薬 種 類	液化酸素/RJ-1	ポリブタジエン系 コンポジット 固体推進薬	四酸化二窒素/ エアロジン 50	ポリブタジエン系 コンポジット 固体推進薬	
推進薬供給方式	ターボポンプ		ヘリウムガス押し		
比 推 力(s)	メインエンジン 249 *3 バーニアエンジン 209 *3	238 *3	314 *4	284 *4	
姿勢 制御	ピッチ・ヨー	ジンバル	ジンバル(推力飛行中) ガスジェット (慣性飛行中)		
	ロール	バーニアエンジン			
搭載電子装置	1) テレメータ 送信装置 290 MHz帯 PDM/FM/PM 2) 指令破壊受信装置 2.6 GHz帯 トーン変調		1) レーダトランス ポンダ 5 GHz帯(2台) 2) テレメータ送信装置 2.3 GHz帯 PCM/PM 3) 指令破壊受信装置 2.6 GHz帯(2台) トーン変調	1) テレメータ 送信装置 290 MHz帯 FM/PM	

*1 インタステージを含む *2 スピントーブルを含む *3 海面上
*4 真空中 *5 打上げ時は6本のみ燃焼、6本の燃焼終了後残り3本を燃焼させる。

第2図 N-II ロケットの形状



第1段メインエンジン

(2) E T S - N

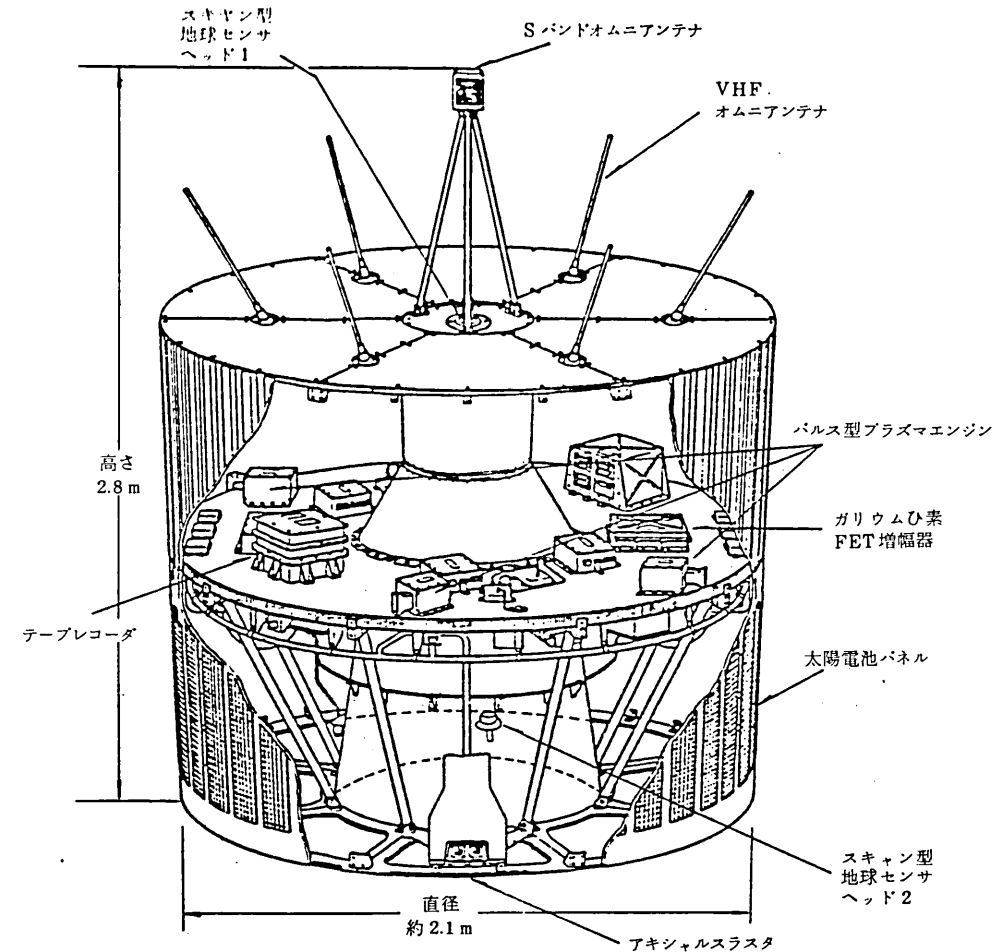
E T S - N の主要諸元及び形状を第 2 表及び第 3 図に示す。

なお、E T S - N P M では、ダミーウェイトは実推進薬充填構造でなくアルミ製である。また、P M は衛星の開発用に製作したものであるので、下表のうちミッション期間、信頼度、軌道等は適用しない。

第 2 表 E T S - N の主要諸元

項 目	性 能	備 考
形 状	円筒形 直 径 約 2.1 m 高 さ 約 2.8 m	N-Ⅱ ロケットに適合する。
姿 勢 安 定	スピン安定方式	スピン率 60 ± 6 rpm 慣性モーメント比 > 1.05
ガ ス ジェ ッ ト	一液式ヒドラジン推進薬 推進薬搭載重量 約 12.8 kg アキシアルスラスタ 2 個 スラスタ推力 約 1.8 kg (公称値)	スラスタ噴射の地上コマンドを受けて衛星姿勢修正、アクティブニューテーション制御を行う。 N_2 ガスで約 21 kg/cm^2 に加圧する。
ダ ミー ウ ェ イ ト	アポジモータの代りにダミーウェイトを搭載する。 重量 約 340 kg	ダミーウェイトは実推進薬充填構造とし、衛星落下の際に燃焼し消滅する。
熱 制 御	受動形：推進タンク、配管等部分的にヒータを用いる。	外部との熱伝達は主として衛星外周面にて行う。
構 体	モノコックシェル構造	中央円筒と、上端でプラットフォームを支持する 8 本の支柱で構成されている。搭載機器は一枚のプラットフォーム上下面に取り付けられている。
重 量	打上げ時 638 kg 寿命末期 約 625 kg	
ミ ッ シ ョ ン 期 間	3 か 月	
信 頼 度	3 か月の運用期間における残存確率は 90% 以上 (搭載実験機器は除く)	
軌 道	近地点高度 約 225 km 遠地点高度 約 35,976 km 軌道傾斜角 約 28.5 度	長楕円軌道 (静止軌道投入のための遷移軌道)

第 3 図 E T S - N の 形 状



7. 安全確保

N－ⅡGTV試験の実施に係る安全の確保については、安全に関する法令等によるほか、事業団が定める射圏安全管理規程、危険物及び重要施設設備の取扱いに関する規定等に定めるところに従って措置を講ずる。

(1) 射場の警戒

射場の警戒については、事業団において係員を配置し、巡回等必要な措置を講ずるとともに、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措置を講ずる。

なお、発射模擬日（9月5日）においては、発射点から800m以内の区域を警戒区域とし、関係者以外及び船舶が立ち入らないよう協力を求める。

(2) 作業の安全

作業の安全については、関係規定類、手順書等に従って実施し、作業の安全確保を図る。

8. その他

関係機関等には、打上げ時に準じ必要な連絡等を行う。

また、報道関係者には、安全確保に留意し取材の便宜を図る。