

委19-3

(その1)

電電公社における衛星通信関係の
研究経過と研究予算

昭和46年10月20日

日本電信電話公社

1 はじめに

急速な進歩を遂げつつある衛星通信技術を国内通信に利用するとの可能性について研究するため、昭和42年電気通信研究所に衛星通信研究室を設置し今日まで研究を行なってきました。

国内通信の特色としては遠隔の島嶼を除くと比較的近距離の多数の地盤間に大量のトラフィックを運ぶことが要求されます。このような大きな伝送容量を得るためにマイクロ波帯に加えて準ミリ波・ミリ波帯を含む広い周波数帯を使用することを必要としますので、次に説明を致しますような国内用として種々の特徴を有する通信方式・地球局・衛星ならびに島信頼度部品等広く研究を行なっております。

なお、昭和42年度以来、郵政省を中心とする宇宙通信連絡会議の一員として、実験用静止通信衛星の開発協力を通じて国の宇宙開発に参画致しております。

2 研究経過と研究予算

(1) 通信方式

ア 昭和42～43年度は郵政省の御指導のもとに、NASAの ATS(応用技術衛星)実験に参画し静止衛星によるPCMマルチプルアクセス通信実験を行ないました。すなわち、昭和42～43年度に方式を決定し引き続き装置の設計・試作を進め、43年度には鹿島・モハービ(カリフォルニア)・ロスマン(ノースカロライナ)をつなぐ日米三局間実験を行ない、一個の衛星を介して多数の局相互間を時分割で接続する SMAX(完全同期式多元接続)方式を確立し、衛星回線構成、研究の基

基礎資料を得ました。

なお、この方式は今日世界各国で盛んに研究されている時分割多点接続衛星通信方式の端緒となったものであります。

(i) 他の通信方式の問題については、降雨時の準ミリ波帯の電波減衰を補うためマイクロ波帯と準ミリ波帯の周波数を切替えて使用する周波数多点接続方式の検討、大容量PCM衛星通信方式の設計、マイクロウェーブ方式・同軸ケーブル方式・海底同軸ケーブル方式・ミリ波準波管伝送方式等各種の地上回線と衛星方式とを相補的に組合せた通信信頼度の回線構成方法の検討等を行なってきました。今後もこれらの研究を継続する計画であります。しかし、初期段階として約1/4kgの静止衛星によって遠隔地の通信や災害対策に供する中容量国内衛星通信方式の検討を行なう予定であります。

(ii) 地球局

昭和44年度以降は、国内衛星通信方式の研究に必要な種々の実験を行なうための実験用地球局の建設を進めてあります。

この実験用地球局は、準ミリ波帯とマイクロ波帯の周波数を共用する空中線(13m中)、16GHz・26GHz大電力送信装置、4GHz・18GHz低雑音受信装置、テレメータ・コマンド装置、データ処理装置等を有し、昭和44～45年度に主要装置の設計・試作を行ない、局舎内据付けを完了して、現在総合調整の段階にあります。

今後の計画としては、これら諸装置と照準塔装置とを組合せた各種の実験により、通信方式と地球局に関する基礎資料を得る予定であります。また、方式統合の経済化を目指して商用地球局に関する研究を進める計画であります。

(III) 衛星

昭和44年度より、衛星搭載用中継器ならびに空中線の研究を進めており、中継器については45年度に、軽量化・小形化した準ミリ波帯ならびにマイクロ波帯広帯域中継器の試作を行ないました。

空中線については、電気的テスパン空中線・機械的テスパン空中線電気モデル・周波数帯共用分波器・軽量反射鏡等の試作研究を行ない、それと並基礎資料を得ることができました。一方、実験用地球局に向させて実験を行なうため、その照準塔装置として擬似衛星を設計・試作致しました。これは準ミリ波・マイクロ波の機械的テスパン空中線をもつたもので、通研で試作した中継器が搭載されております。

以上のほか、軌道制御・姿勢制御についても基礎研究を行なっております。

(IV) 電波伝はん特性

通信回線の設計に必要な準ミリ波帯の高仰角伝はん特性の究明を行なっております。すなむち、11GHzおよび18GHzの太陽雑音観測装置を設置し、太陽雑音電波の降時による減衰を利用して、高仰角伝はん路における電波の減衰特性の測定を行なっております。

(V) 高信頼度部品

衛星信頼性の要求から、昭和44年度以降衛星搭載用部品・回路等の信頼性試験を進めております。

高信頼度部品ならびに材料は、衛星通信のみならず、電子交換機・海底同軸ケーブル方式・データ通信標準システム等によっても要求されており、通信用高信頼度部品ならびに材料という広い視野に立って強力に研究を進めております。

これらの成果は既に電子交換機、海底同軸ケーブル等に実際に利用されております。また衛星通信用として準ミリ波衛星搭載用進行波管がほぼ完成しております。

上記研究を行なうために昭和42年度より別表のようす予算を計上して來ました。43年度から予算額が前年より大幅に下回ったのはロケット開発計画の変更によるところの計画変更によるものであります。

別表 衛星通信関係 研究経過と研究予算

年度	42	43	44	45	46	47
通信方式	ATSを用いたSHAX方式の実験			方式設計		
地球局			実験用地球局の建設			実験
衛星	中継器 アンテナ 監視制御等	基礎研究	フルードボト試作 基礎研究	エンジニアリング モデル試作 基礎研究	同左 フルードボト試作 エンジニアリング モデル試作	
電波伝播				衛星実験		
高信頼度部品					進行波管	
予算 (百万円)	232	700	1,350	1,760	674	710 (要求)

42~46年度 累計 4,716 百万円

3. 昭和47年度の研究計画ならびに要求予算

(i) 衛星

昭和46年度 試作した準ミリ波中継器エンジニアリングモデルについて、信頼性試験を実施し、その結果を織り込んで準ミリ波帯中継器およびマイクロ波帯中継器エンジニアリングモデルを試作する予定であります。

また、機械的デスペン空中線についても、エンジニアリングモデルを試作致します。

なお、これらの試作結果から、実験用静止通信衛星の搭載機器に関する設計資料が得らるるものと考えられます。

(ii) 地球局

広帯域用波数帯共用分波装置、簡易低種者受信装置等の試作を行ない、将来の国内信用地球局の設計資料を得る計画であります。

また、実験用地球局の整備・拡充も行なう予定であります。

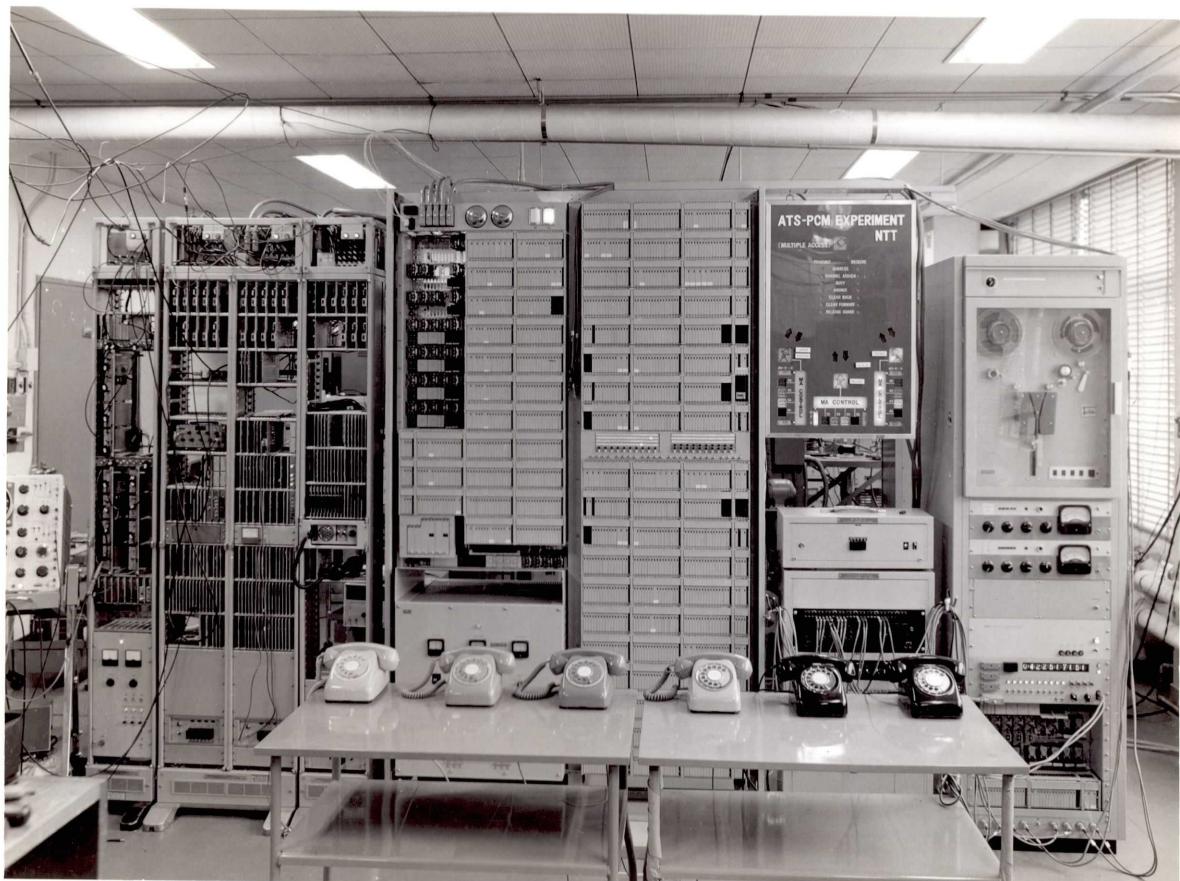
(iii) 通信方式 等の他

通研における降雨減衰観測を継続するとともに、実験用地球局を用いてより多くの試験データを得る計画であります。

また、衛星の軌道・姿勢制御について、電子計算機プログラムの拡充をはかるとともに、シミュレータ等による実験を行なう予定であります。

(iv) 要求予算

上記のため 昭和47年度の予算要求は、ア億1千万円を計上する予定であります。



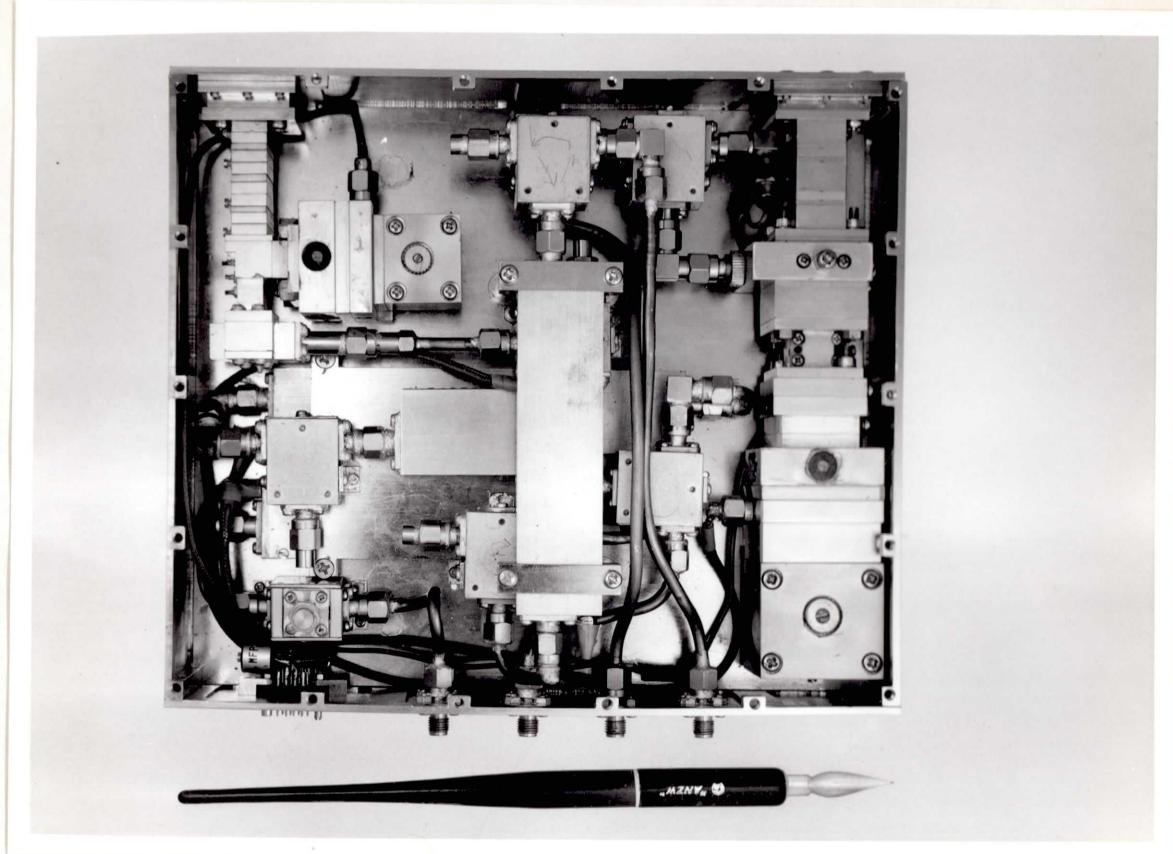
NASAのATS衛星を用いて実験を行なった
SMAX方式用装置



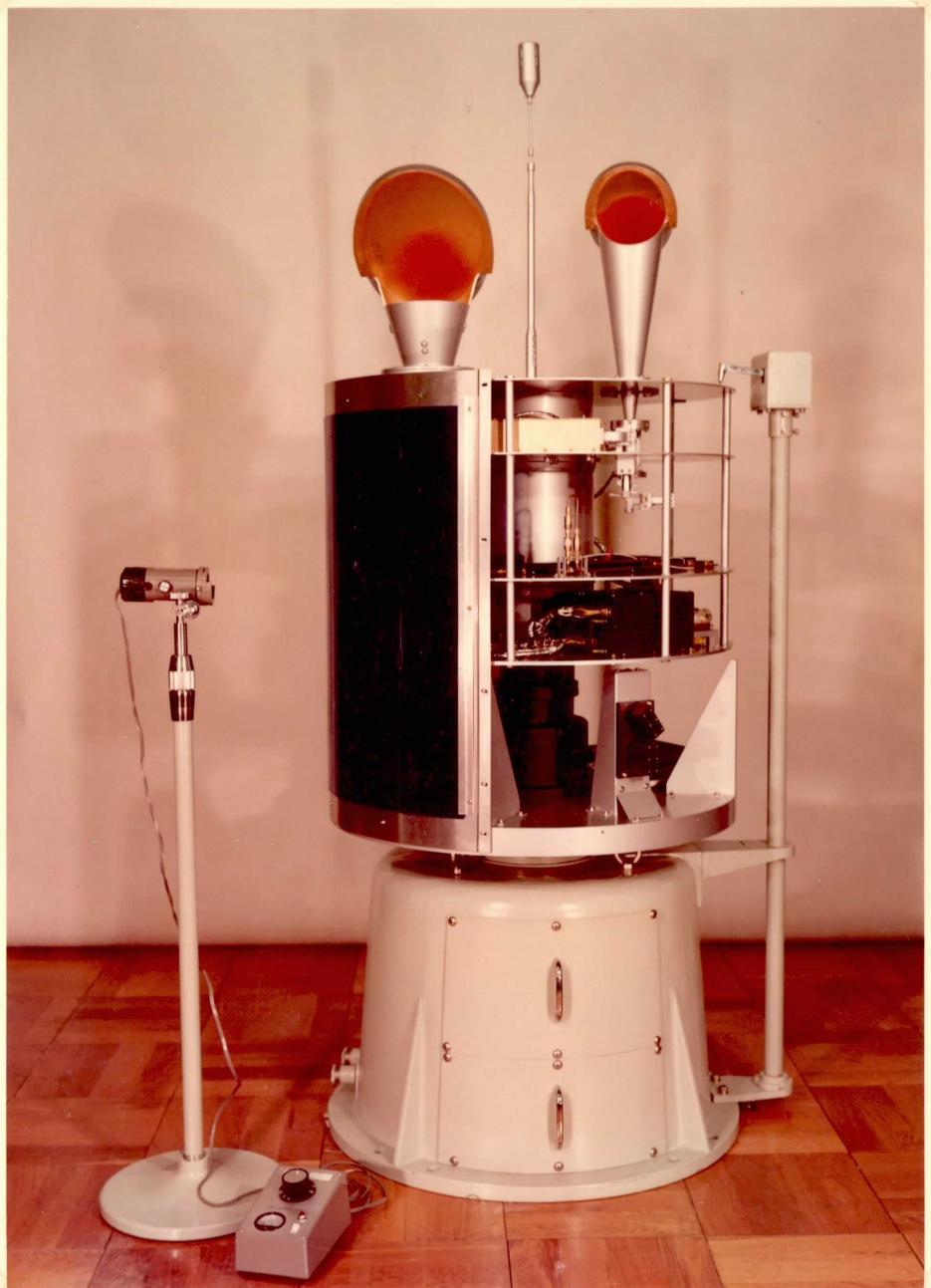
11GHz および 18GHz の高仰角伝は線特性を測定する
太陽雑音観測装置



マイクロ波帯から準ミリ波帯までの周波数帯を共用する
衛星通信実験用 空中線



軽量化・小形化を行なった
衛星搭載用 準ミリ波帯中継器



実験用地球局の通信相手として照準塔に設置した
擬似衛星

委19-3

(4の2)

昭和43～46年度放送用衛星開発のための技術研究状況 (NHK)

(単位 百万円)

区分	43年度	44年度	45年度	46年度
研究経費	402	350	144	90
研究項目	1. 衛星放送方式設計の研究 (カラーテレビ信号伝送方式の研究等) 2. 塔載用機器の研究 (衛星塔載用機器の試作等) 3. 衛星各部の研究等 (衛星用送信管, 半導体素子, 回路部品, 太陽電池, 衛星用空中線, 衛星放送受信装置等の研究) 4. 研究に必要な装置・機器類 (特種材料疲労試験器, 環境試験装置付属装置類)	1. 衛星放送方式設計の研究 (カラー伝送, 複数チャンネル伝送等) 2. 塔載用機器の研究 (衛星の部分原形(中継器, 空中線等)の試作等) 3. 衛星各部の研究等 (12GHz帯送信機, 高周波回路のIC化, 太陽電池, 電波伝搬, 衛星放送受信装置等の研究)	1. カラー伝送を含む衛星放送方式設計の研究 (カラー伝送, 12GHz帯放送技術等) 2. 電波伝搬の研究	1. カラー伝送を含む衛星放送方式設計の研究 (カラー伝送, 12GHz帯放送技術等) 2. 電波伝搬の研究 3. 衛星各部の研究 (超高周波回路, 半導体素子等の研究) 4. 衛星放送受信装置の研究

郵政省関係機関の衛星研究開発状況

機関名	昭和43年度	昭和44年度	昭和45年度	昭和46年度
電波研	(口債) 4,939 (主1) 百万円 5,939 (主2)	(口債) 4,158 百万円 10,7	(口債) 3,28 百万円 3,73	(口債) 2,69 百万円 3,38
電気公社	700	1,350	1,760	674
NHK	402	350	144	90
KDD	72	223	66	142

(注1)宇宙開発事業団への政府出資に計上されている。
(注2)前年度の国債270を含む。

研究 所	電波 研究所 (1)電離層衛星搭載機器製作 (2)試験研究費 (3)施設整備費(試験用EM、測定基盤)	(1)ミリ波中継器の試作など (2)衛星管制施設整備など	前年度の項目と同じ	(1)ミリ波中継器の試作 (2)衛星管制施設の整備
電電 公社	(1)通信網の研究 (2)準ミリ波衛星伝送路の研究 (3)PCM及び口波通信方式の研究	(1)衛星通信機の研究 (2)衛星用放電域機器研究 (3)地上用衛星式作研究、分析 施設の整備 (4)衛星通信の基礎研究	前年度の項目と同じ	(1)衛星搭載用中継器 EM の試作、 (2)準ミリ波地上局施設の研究 (3)その他前年度と同じ。
項目	NHK	(1)放送衛星システムの設計 研究 (2)搭載用機器の研究 (3)テレビ信号伝送式、衛星各部 の研究、その他各種試験設備	前年度の項目と同じ	(1)カラー伝送用衛星放送式 の設計研究 (2)電波伝送の研究 (3)衛星各部の研究 (4)衛星電波受信装置の研究
KDD	(1)衛星通信装置に関する研究 (2)通信衛星に関する研究 (3)PCMマルチルームアクセス方式 の研究	(1)～(3)前年度の項目と同じ (4)衛星通信用アンテナの研究	前年度の項目と同じ	(1)衛星通信に関する基礎研究 (2)衛星通信測定機器の研究 (3)PCM-TDMA方式の研究 (4)衛星通信用距離測定装置 の研究

委19-4
(4の1)

1.6m ϕ 固体ロケットモータ地上燃焼試験

計画書

昭和46年8月

宇宙開発事業団

1.6 m Ø 固体ロケットモータ地上燃焼試験計画の概要は次のとおりである。

1. 試験実施機関

宇宙開発事業団

理事長 島秀雄

2. 試験場所

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字宇津

北緯 $30^{\circ} 22' 20''$

東経 $130^{\circ} 57' 55''$

3. 試験期間

昭和46年10月27日から11月6日まで11日間

4. 試験実施責任者

副理事長 松浦陽恵

5. 渉外関係責任者

理事 西原林之助

6. 試験主任

実験計測グループ

総括開発部員 横田博

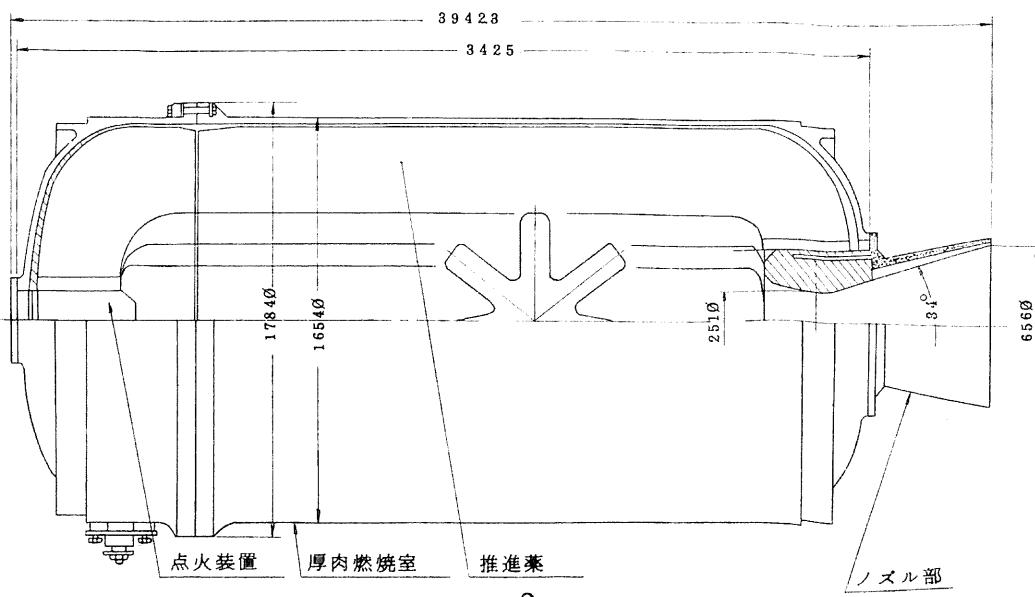
7 試験の目的

本 1.6 m の固体ロケットモータは、推進薬を直接燃焼室ヘローディングする直填方式を開発するために当事業団が試作したものであり、今回の試験により本モータの燃焼性能特性を確認する。

また、昭和44年から建設を進めてきた1分力テストスタンド等の施設および設備の機能、特性試験を行なうことにより、その実用性を確認する。

8 ロケットモータの諸元および性能

項 目	諸 元
全 長 (mm)	3,942
推進薬重量 (ton)	8.7
全 重 量 (ton)	1.4.0
外 径 (mm)	1,654
平均 推 力 (ton)	約 37
燃 燃 秒 時 (sec)	約 51



9 計測項目

- (1) 推 力
- (2) 燃焼圧力
- (3) 温 度
- (4) 歪
- (5) 振動加速度
- (6) 音響レベル

10 試験予定日時

昭和46年10月27日 11:00 ~ 16:00

11 試験場における警戒表示方法

- 1) 試験当日は試験場内に黄旗を掲げる。
- 2) ロケットモータ点火時刻30分前に赤旗を掲げる。
- 3) ロケットモータ点火2分前に花火を1発打ち上げる。
- 4) 試験終了後は赤旗をおろす。

12 報道関係

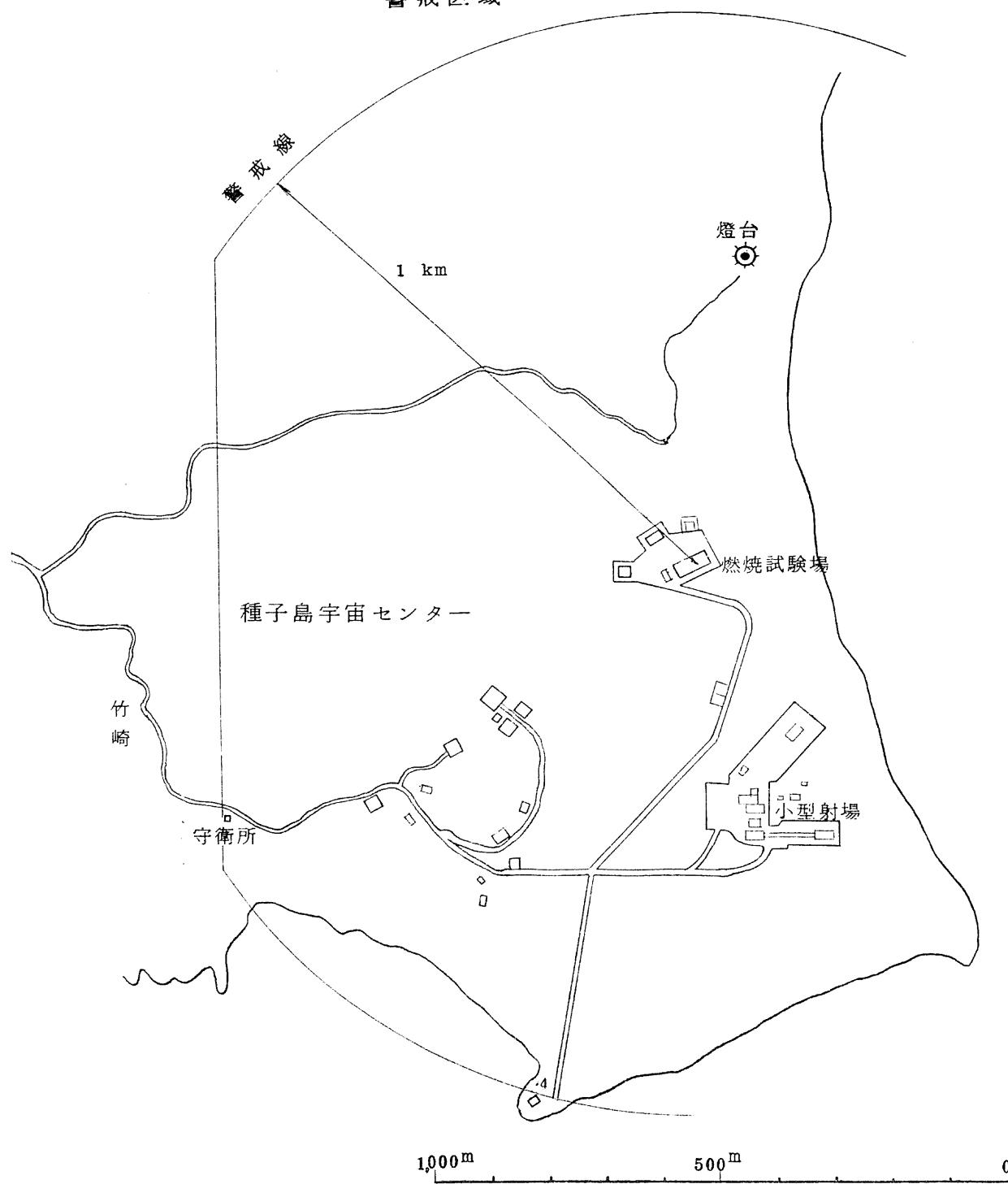
報道関係者には次の日時に試験場内の施設および設備を公開し取材の便宜を図る。

10月25日(月) 10:00 ~ 12:00

13 警戒区域の指定

危険防止のため、あらかじめ別紙の警戒区域を設ける。

警戒区域



(Xの2)

1.6m ϕ 固体ロケットモータ燃焼試験

解 説 書

昭和46年9月

宇宙開発事業団

1.6 mφ 固体ロケットモータの地上燃焼試験

1. 概要と目的

1.6 mφ 固体ロケットモータは、当事業団が旧宇宙開発推進本部から引き継いで進めてきた直噴式大型固体ロケットモータの開発を目的として試作したもので、高性能推進薬として知られるポリブタジエン系コンポジット推進薬を使用しており、直噴式固体ロケットモータとしてはその胴径はわが国最大である。

直噴式大型固体推進薬については、これまでにサブサイズモータの地上燃焼試験を含め数々の試験が行なわれ、現在ではその設計、製造技術が確立されており、1.6 mφ 固体ロケットモータは、これらの成果を基にして試作したもので、今回の地上燃焼試験は、この燃焼性能の最終的な確認を目的としている。

また、燃焼試験を実施する一分力テストスタンド施設・設備は、昭和44年度から建設を進めていたもので、固体ロケットの燃焼性能を測定するためのものである。今回の燃焼試験は、この施設・設備の性能を確認することも目的の一つとしている。

2. 供試体

1.6 mφ 固体ロケットモータは、ポリブタジエンゴムと過塩素酸アンモニウム（酸化剤）を一様に混ぜ合せたポリブタジエン系コンポジット推進薬を直噴法によりロケットチャンバに充填して製作したものである。

直噴法とは、ライニングを張って内面処理を施したロケットチャンバに、中子~~割型~~をセットし、その中に混合した液状の推進薬を直接流し込んで加熱し、硬化させた後に中子を抜きとつて固体推進薬を形成する方法で、大型固体推進薬の製造に適している。

固体ロケットモータの製造法として、従来わが国で多く採用されていたものは、ブロックボンディング方式と呼ばれるもので、これは、中子、割型によって成型した推進薬に断熱剤を貼りつけた推進薬のブロックを数個、あらかじめ製造しておき、これらをチャンバに入れて接着剤で固定して固体ロケットモータとする方法である。

(1) 1.6 m φ 固体ロケットモータの諸元

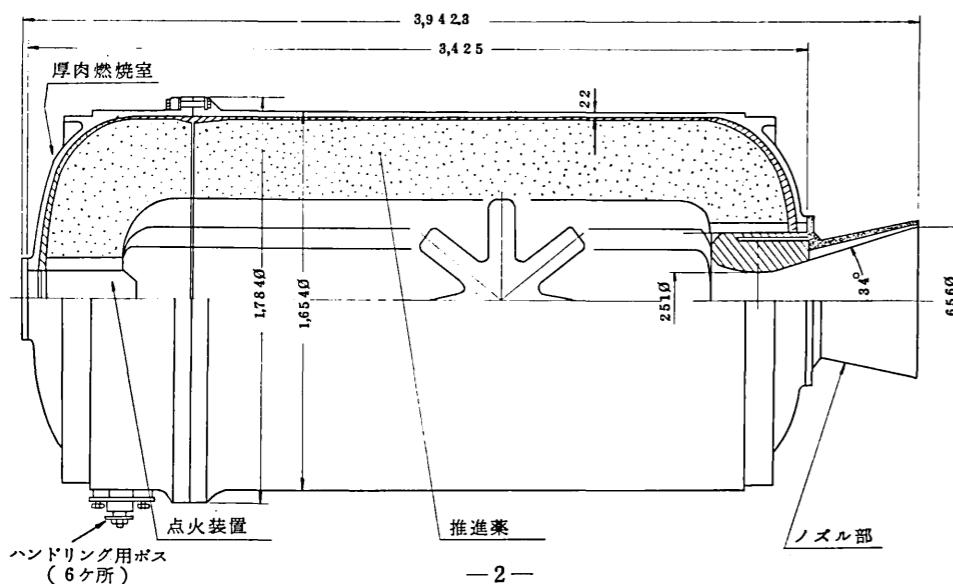
1.6 m φ 固体ロケットモータの諸元は、表 1 に示すとおりである。本ロケットモータは、推進薬の燃焼性能確認を目的としているため、チャンバは厚肉タイプとなっている。

表 1 1.6 m φ 固体ロケットモータの諸元

事項	諸元
直 径 (mm)	1,654
長 さ (mm)	3,942
推進薬重量 (ton)	約 8.7
内 孔	ギャ型 7 光芒
チャンバ	厚肉タイプ
点火装置	小型ロケットモータタイプ
開口比	6.8
最大内圧 (kg/cm ²)	50.5
最大推力 (ton)	37
有効燃焼時間 (sec)	51
比推力 (sec)	230

(2) 1.6 m φ 固体ロケットモータの形状

図 1 1.6 m φ 固体ロケットモータの形状 (単位 mm)



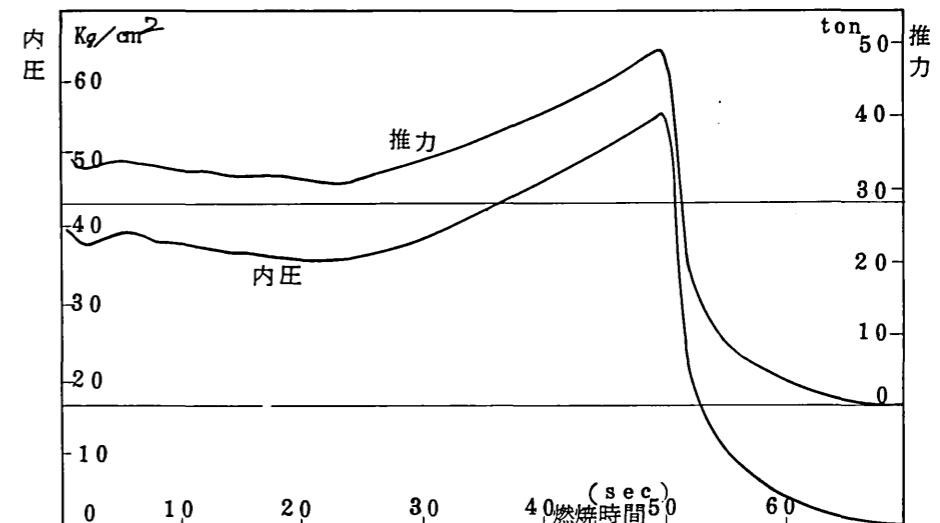
1.6 m φ 固体ロケットモータの形状は、図 1 に示すとおりである。

点火装置は、小型ロケットモータタイプで、点火装置そのものが小型のロケットモータとなっているものである。

(3) 1.6 m φ 固体ロケットモータの予想燃焼特性

1.6 m φ 固体ロケットモータの予想燃焼特性を、図 2 に示す。

図 2 1.6 m φ 固体ロケットモータの予想燃焼特性



3. 試験施設・設備

固体ロケット燃焼試験場は、種子島宇宙センター竹崎射場の一角に在り、約 75000 m² の敷地に、燃焼スタンド、組立室、計測室、カメラ室、400 t 水槽などが配置されている。本試験施設では、直径約 1.4 m ~ 1.6 m、長さ約 3 m ~ 12 m、推力 130 t 程度までの固体ロケットの組立調整および燃焼試験を行なうことができる。設備は、大別して次のようなもので構成している。

組立装置と組立室

装着装置

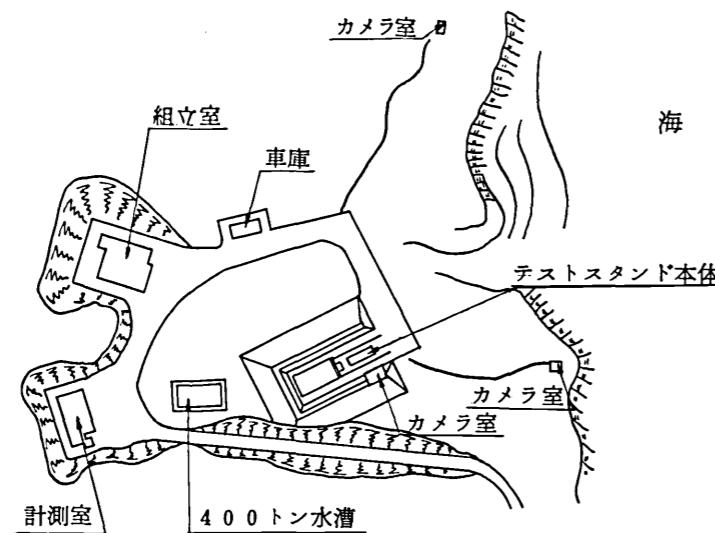
燃焼スタンド

計測制御装置と計測室

作業台車

消防火設備およびその他付属装置
なお、燃焼試験場の配置は、図3に示すとおりである。

図3 燃焼試験場 配置図



(1) 組立装置

組立装置は、ロケットモータのセグメントを接着組み立てるためのもので、組立室（高さ約17m、広さ約400m²）内に設置している。

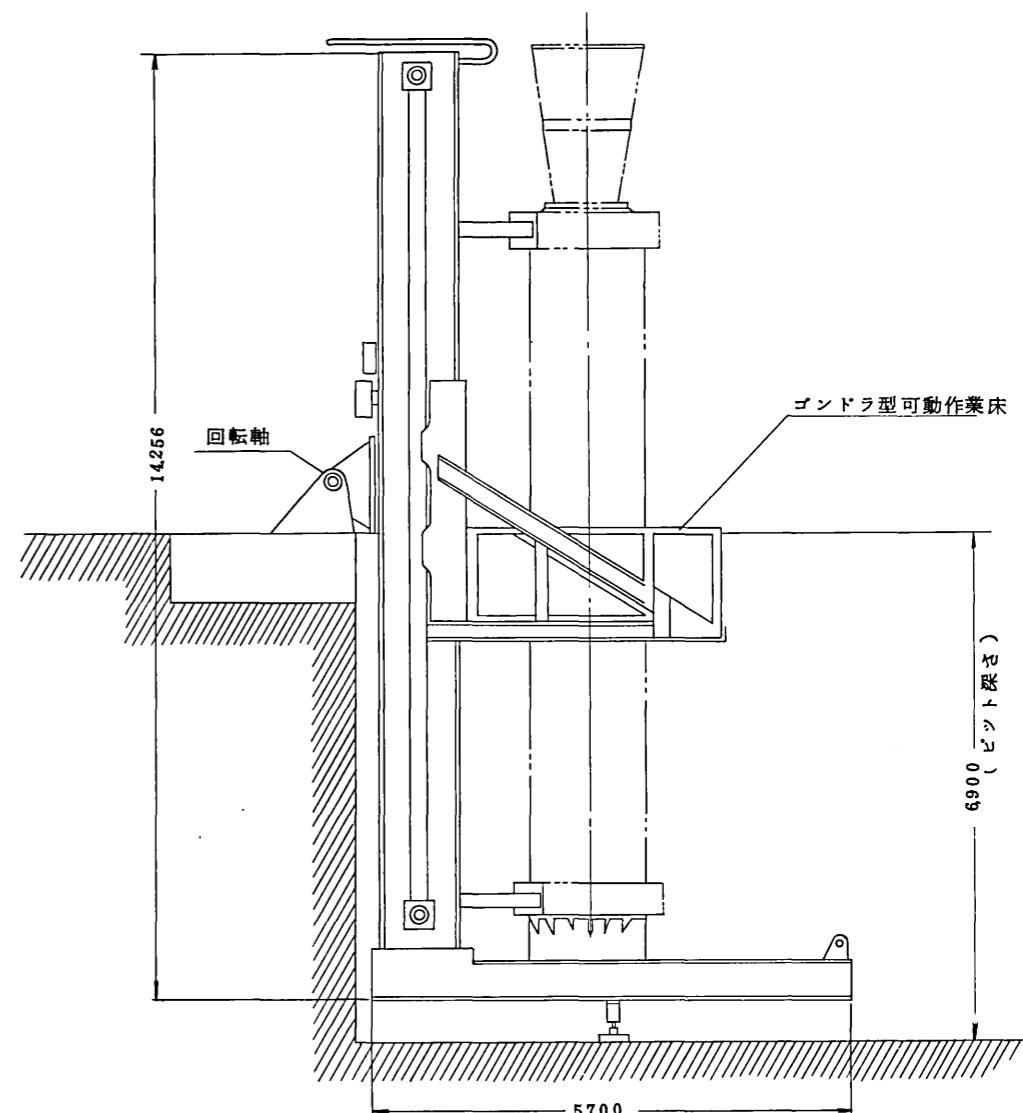
本装置は図4に示すように全長約14mの鋼製枠がほぼ中点で回転軸によって床面に固定されており、深さ6.9mのピット内に垂直に立ててロケットモータのセグメントの組立てを行ない、組み立てた後これを水平状態に転倒できるような構造になっている。また、本装置には、組立て作業を容易にするためゴンドラ式の移動作業床が装備されている。

組立装置の転倒、引起しには、組立室内の天井走行型30tクレーンを使用する。このクレーンは、吊上げ速度毎分約0.8mの微速運転が可能である。

組立室は、作業中のロケットモータの環境維持のため、ピット内も含めて室内全体を一定温湿度に保つよう空調装置を備えている。

図4 組立装置

（単位 mm）



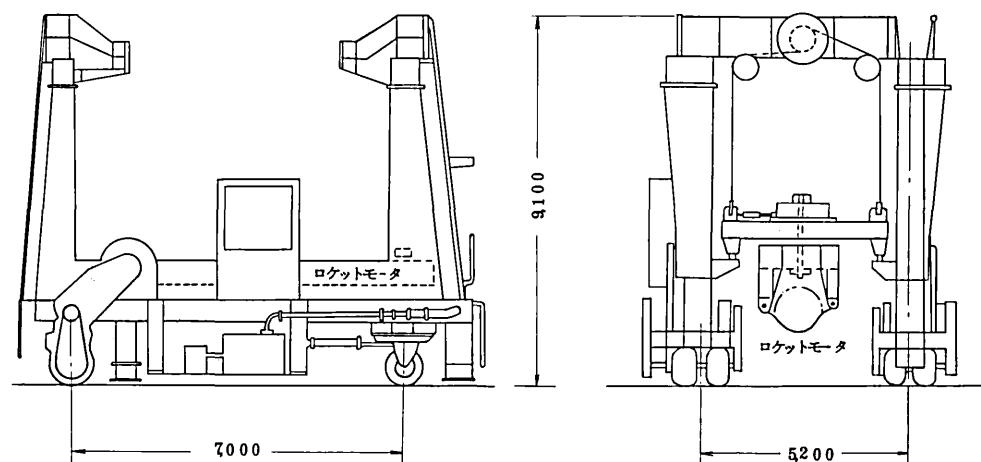
(2) 装着装置

装着装置は、組立室で組み立てられたロケットモータを水平状態の組立装置上から吊上げ、これを燃焼スタンドまで運搬し所定位置に装着するためのもので、一種の自走式クレーン車である。

左右
本装置は、前後左右の4本の支柱と前後方向をつなぐ~~土干せれ~~2本の梁からなり、これらの枠組に吊上げ装置が装備されている。ロケットモータを吊上げ、あるいは燃焼スタンドに装着するさいには組立装置および燃焼スタンドの固定構造物をまたぐこととなるため、本装置の下部には横方向の構造部材はなく、車輪も左右の縦方向構造部材に取りつけられている。ロケットモータを吊上げるに十分な空間を有している。吊上げ装置は、上下方向と左右方向の運動が可能で、それぞれ片面だけ動かすことができる。本装置の概略は、図5に示すとおりである。

図5 装着装置の概略

(単位 mm)



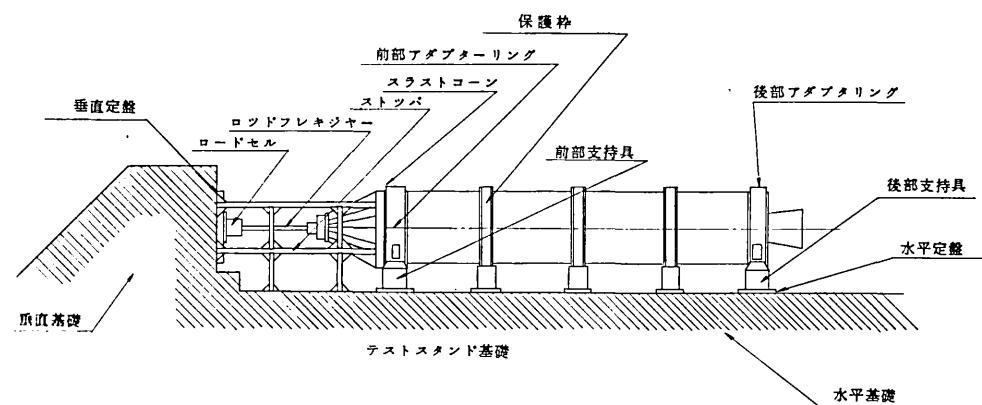
本装置は、160 PSのディーゼルエンジンによって油圧ポンプを駆動し、この油圧によって吊上げ装置および車輛の駆動とステアリングを行なうよう

になっている。ステアリングは、通常の運動のほか、その場で装置を前後進させることなく向きを変えることができる。

(3) 燃焼スタンド

燃焼スタンドは、鉄筋コンクリート製の基礎部とロケットモータを取りつけるスタンド本体よりなっており、海側を除き他の三方を囲む高さ7 mのコの字型防護壁内にある。基礎部は、ロケットモータの推力と自重を支えるための水平部と垂直部がある。スタンド本体は、この基礎部にとりつけられており、前後部支持具、推力伝達部、水平、垂直定盤等で構成している。前後部支持具は、水平定盤上に固定されており、供試ロケットモータの長さによってその支持位置を変えられるようになっている。前後部支持具の間には、防護用円型枠を設けている。推力伝達部は、垂直定盤上に取りつけられており、ロケットモータの頭部に接する円錐状の推力伝達部と、その頂点から垂直定盤に達する可撓伝達棒、および垂直定盤上にあって可撓伝達棒と接続する推力検出器で構成されている。燃焼スタンドの概略は、図6に示すとおりである。

図6 燃焼スタンドの概略



ロケットモータは、このスタンドに前後部支持具、板バネ等で吊下げられた状態で装着される。これによつて、前後方向の動きを自由にし計測精度を

上げることができる。

燃焼スタンドは、調整中のロケットモータの環境状態を維持するため、空調設備を持つ移動式のシェルタ内に収容される。

(4) 計測制御装置

計測制御装置は、計測装置と制御装置からなり、計測室内に収められている。計測装置は、すべてアナログ量で計測記録され、推力、燃焼圧力、温度、振動、歪等について28点にわたって測定する。制御装置は警戒保安系、消火系、計測系およびスタンド系の各分野について、準備から点火までのシーケンスを自動的に1人制御で遠隔操作ができるようになっており、計測室内的司令室に設けられている。

(5) 作業台車

作業台車は、組立室に搬入されるロケットモータのセグメントを、垂直に立てて組立装置の上におくためのもので、トレーラ型の台車である。

(6) 安全設備

安全設備として、燃焼スタンドでの冷却水散水設備と消火設備および試験場周囲の散水設備がある。また、これらの水源として400t水槽がある。

NATIONAL SPACE DEVELOPMENT AGENCY

委19-4
(408)

モリッジモーター

種子島の空へ・その3

昭和46年 9月



宇宙開発事業団

はじめに

「種子島の空へ」シリーズは、これで4冊目になりました。これまでロケットの原理や構造、ロケット打上げ実験の意義や内容、打上げ準備作業や射場などについて、一通りごくあらましの説明をいたしました。

そこで今回から何度かにわたって「固体ロケット」、「液体ロケット」、「ロケットの誘導制御」といったテーマでロケットについてもう少しくわしい解説をいたしたいと思います。その手始めとして今回は、固体ロケット（ソリッドモーター）を取り上げることにしました。どうか最後までお読み下さい。

お願い

このパンフレットについての御意見をお聞かせ下さい。その際このパンフレットをどこで入手されたかを付記していただければさいわいです。御意見をお寄せいただいた方のお名前は、名簿に登録し、今後当事業団が作成する資料等をお送りしたいと存じます。

あて先 宇宙開発事業団総務部総務課

東京都港区芝浜松町3丁目5番地

世界貿易センタービル（電話）03・435・6125（総務課）

（郵便番号）105

目次

はじめに

1. ロケットのあらまし	3
歴史	3
ロケットの分類	4
固体ロケットと液体ロケットの特徴	5
2. 固体ロケットのいろいろな使い方	7
3. 固体ロケットの構造あれこれ	11
固体ロケットの構成	11
推進薬の種類	12
固体推進薬の形状	13
固体ロケットモーターの製造方法	15
点火装置	15
ノズルの働きと構造	16
燃焼室	17
4. 固体ロケットの燃焼試験	18
地上燃焼試験の目的	18
1.6m ϕ 固体ロケットモーター燃焼試験の目的	18
燃焼試験場の概要	20

1. ロケットのあらまし

《歴 史》

これから固体ロケットのお話をうかがうわけですが、最初に一寸ロケット全般について復習をしておきたいと思いますが……

- * 火箭：「箭」は、「矢」という意味で、現在でも中国ではロケットのことを Huojian と呼んで、この字をあてている。
- ** ゴダード：Robert Hutchins Goddard (1882~1945)
- *** フォン・ブラウン：Wernher von Braun (1912~)

近代技術の象徴のようなロケットもその起源をさかのばれば、意外に古いものだということがわかります。一説によると、11世紀頃に中国において発明されたもので、それが蒙古軍に採り入れられ、そのヨーロッパ遠征のときに、ユーラシア大陸の各地に伝わったといわれています。

この中国で開発されたロケットは、竹の筒に硝石、硫黄、木炭、麻屑、樹脂などを かせん ませ合わせた推進薬を詰め込んだ今でいう固体ロケットで火箭と呼ばれました。

一方、液体ロケットの歴史は、比較的新しく、実際に打上げに成功したのは、アメリカのゴダードが最初で、1926年のことでした。

その後の液体ロケットの実用化は、ドイツを中心に進められ、1942年にフォン・ブラウンのチームが有名な V 2 号の開発に成功して、近代ロケットの基礎が確立したことは、よく知られているとおりです。



JCR型ロケットの打上げ

(注) 図3.4.9.12は、次のものからそれぞれ引用したものです。

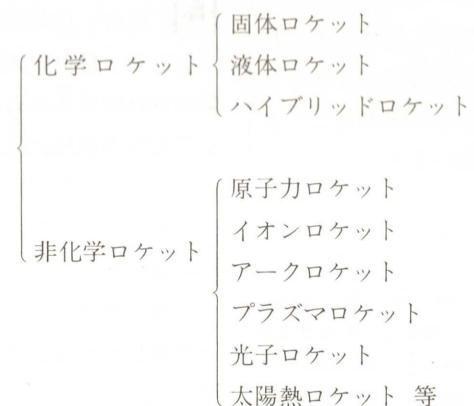
図3.図4は、東京大学宇宙航空研究所SESノート、No.350
より

図9は、内燃機関9巻9号、戸田、永岡、岡田「プロペラ
ランプの物性と内孔」より

図12は、内燃機関9巻10号、戸田、岩田、村上「固体ロケ
ットモータの構造設計」より

《ロケットの分類》

そうするとロケットの種類は、大きく分けて固体ロケットと液体ロケットであるといってよいのでしょうか。



この化学ロケットというのは、推進薬が化学燃焼反応することによって発生する高温・高圧のガスを推進力とするロケットという意味で、このような化学燃焼反応を利用しないものが非化学ロケットというわけです。

非化学ロケットとしては、上にあげたようにいろいろの種類がありますが、いずれもまだ研究の段階にあるといってよく、普通われわれがロケットといえば、化学ロケットを指すと考えてよいでしょう。

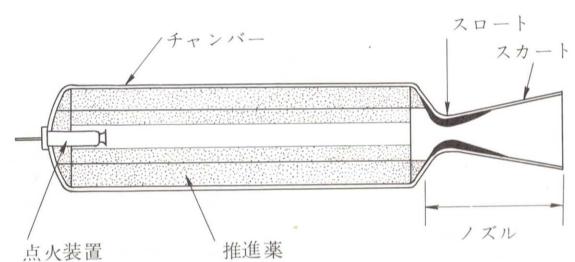
そこで、“固体ロケット”とか“液体ロケット”とかいうのは、この化学ロケットの推進薬が固体か液体かによる分類です。ハイブリッドロケットというのは、この両者を組み合わせた合の子のようなロケットですが、まだ一般的に実用化されるまでにはいたっていないといってよいでしょう。

《固体ロケットと液体ロケットの特徴》

固体ロケットと液体ロケットの特徴、用途などをおさらいしておきたいと思いますが。

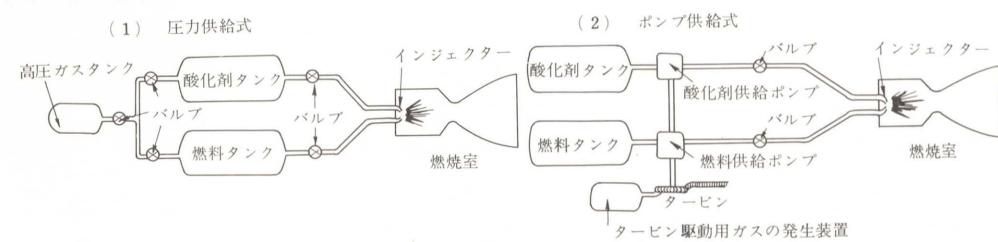
ロケットの原理は、ゴム風船をふくらませたものをパット離すと中の空気が吹きだし、その反動によって風船が前へ飛ぶのと同じで、燃焼ガスを噴射口から吹きだした反動で前進するわけです。この燃焼ガスを作る推進薬としては、燃料になるものと、その燃焼に必要な酸素を含んだ酸化剤が必要です。そこで、この両者が固体であるものを固体ロケットというのは前述のとおりですが、その構造は、図1のように鋼鉄とかアルミあるいは強化プラスチックなどで作ったケースの中に燃料と酸化剤を練り合わせて固めた推進薬をつめ、点火装置で火をつけるようになっているだけの簡単なもので。

図1 固体ロケットの構造



一方液体ロケットは、別々のタンクに入れてある燃料と酸化剤を燃焼室に送り込んで燃やすもので、その構造は、固体ロケットに比べて格段に複雑となります。(図2)

図2 液体ロケットの構造

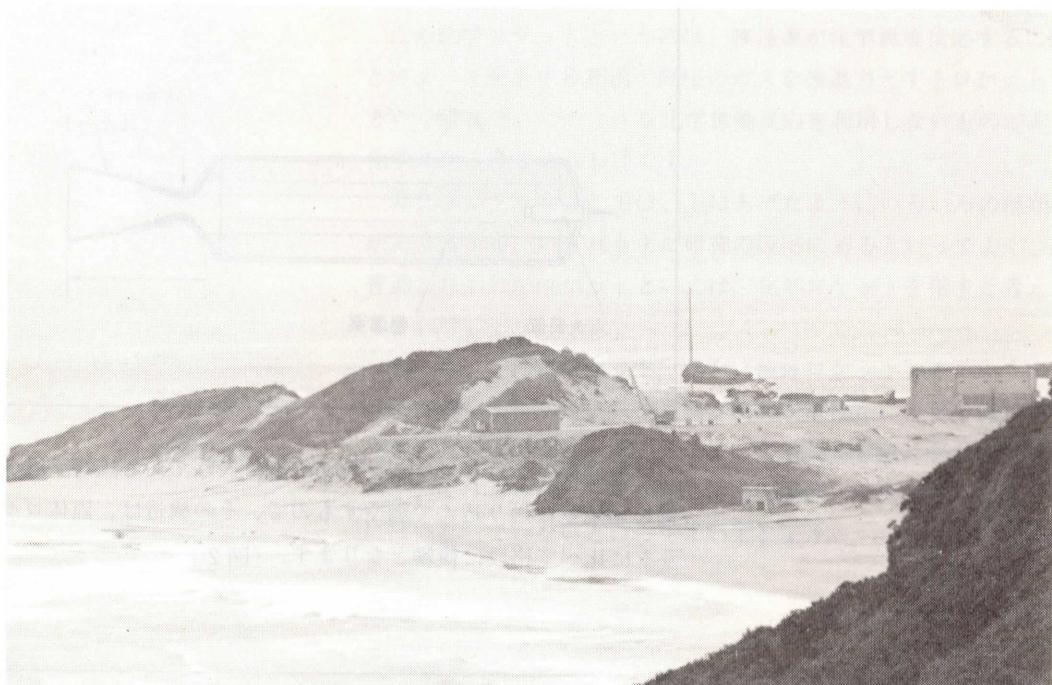


この両者は、それぞれ長所、欠点があるわけですが、固体ロケットは、機構が簡単で可動部分がほとんどないので構造上の信頼度が高く、製作費も安く、取扱いも容易で、推進薬の貯蔵性が良い等の長所があり、どちらかといえば中型以下のロケットに適しています。

液体ロケットの方は、飛しょう中任意の時間に燃焼を止めたり、燃焼量を加減して速度を調節したり、吹き出し口の方向を変えて精度の高い誘導制御が可能なエンジンが作れること、比較的大きな比推力を有する推進薬が使えるため高性能のエンジンが作れること、実際に打ち上げるエンジンそのものを打上げ直前まで地上で燃焼させてテストし、信頼性を確かめることができること等の長所があり、どちらかといえば大型のロケットに適しているといえましょう。

ですから、この両者は、その目的に応じて、それぞれの長所を生かすように上手に使い分ける必要があるわけです。

- * 比推力：ロケットの推進薬の性能を示す指標で、推進薬が燃えて出る推力を1秒間に燃えた推進薬の重量で割ったもので、単位は秒で表わされる。この値が大きいほどその推進薬の性能はよいことになる。



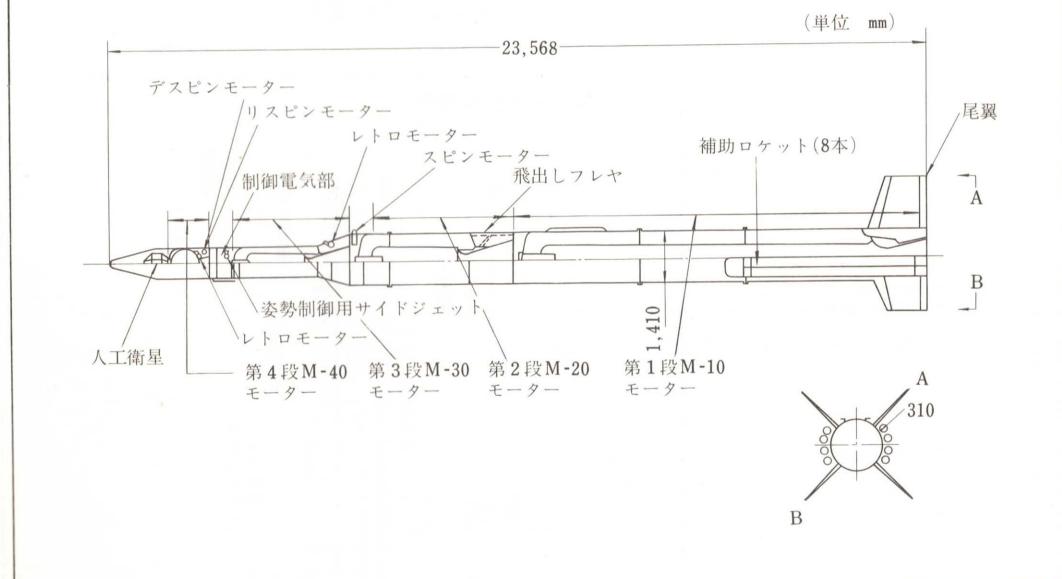
種子島宇宙センター

2. 固体ロケットのいろいろな使い方

固体ロケットというと、まず K、L、Mといったロケットの名前を思い浮かべるわけですが、固体ロケットはどのような用途に使われていますか。

いまあげられたロケットは、東京大学宇宙航空研究所が開発したわが国の代表的なロケットで、いずれも固体推進薬を使っています。とくに L-4 S 型と M-4 S 型ロケットは、人工衛星打上げ用としては世界でも数少ない全段固体推進薬のロケットです。図3は、M-4 S-3号機の全体図ですが、第1段・M-10、第2段・M-20、第3段・M-30、第4段・M-40と呼ぶ4個の固体ロケットモーターを組み合わせた本体に、8個の補助ブースターが取り付けられています。つまり、このロケットは、12個の固体ロケットモーターから成り立っているわけです。

図3 M-4S-3の概要



まだこのほかにも、このロケットには、飛しょうを安定させるためにある時期に機体にスピンをかける（回転を与える）スピニモーターとスピニモーター、スピンを止めるデスピニモーター、切り離した燃え殻がその上段の飛しょうを妨げないように逆噴射をかけて減速するためのレトロモーターなどごく小