

打上げ実験用ロケットノート

NO. 9

J C R型ロケット10号機

LS-C型ロケット7号機

MT-135P型ロケットT-9, 10号機

昭和48年12月

宇宙開発事業団

JCR型ロケット10号機

1 概 要 と 目 的

JCR型ロケットは、人工衛星打上げ用ロケットに用いる誘導制御技術を開発するための2段式固体ロケットである。

今回は、9号機に引き続いて誘導系搭載電子機器と地上電子装置とのリンク試験および第2段ロケットの3軸制御後地上からの電波指令による姿勢変更試験を行ない、それらの機能・性能の確認を行なうとともに指令破壊系の機能確認を行なう。

2 諸 元

JCR型ロケット(10号機の諸元は、表1に示すとおりである。

表1 JCR型ロケット10号機の諸元

項目	単位	諸元	
		第1段	第2段
寸法	全長	10.940	
	長さ	5.463	5.477
	胴径	0.506	0.420
	翼長	1.884	1.240
	翼弦長 ROOT/TIP	0.70/0.43	0.46/0.35
重量	全段重量(全備)	2.245	
	各段重量(全備)	1.385	0.860
モータ	型式	内面燃焼式固体ロケット推進薬	
	推進薬	ポリブタジエン系コンポジット	
	推進薬重量	0.939	0.322
	推進薬長	3.965	1.700
	平均推力	13.6	5.5
	燃焼時間	21.7	18.0
	比推力(S・L)	228	228
分離装置	方式	分離ナット(4組)	
	時間設定	タイマ	
搭載機器(第2段)	電子機器	Lバンドレーダトランスポンダ、Cバンドレーダトランスポンダ、FM-PMテレメータ送信装置、Sバンドコマンド受信装置、コマンドデコーダ、計測装置、PCM-PMテレメータ受信装置	
	ジャイロ機器	フリージャイロ、レートジャイロ、積分ジャイロ、プログラマ、インバータ	
	制御機器	ガスジェット装置 制御電子機器	
	破壊装置	成型爆薬	

3 構造

JCR型ロケット10号機の全体形状および第2段の機器配置を図1、図2に示す。

図1 JCR型ロケット10号機全体形状図(単位:m)

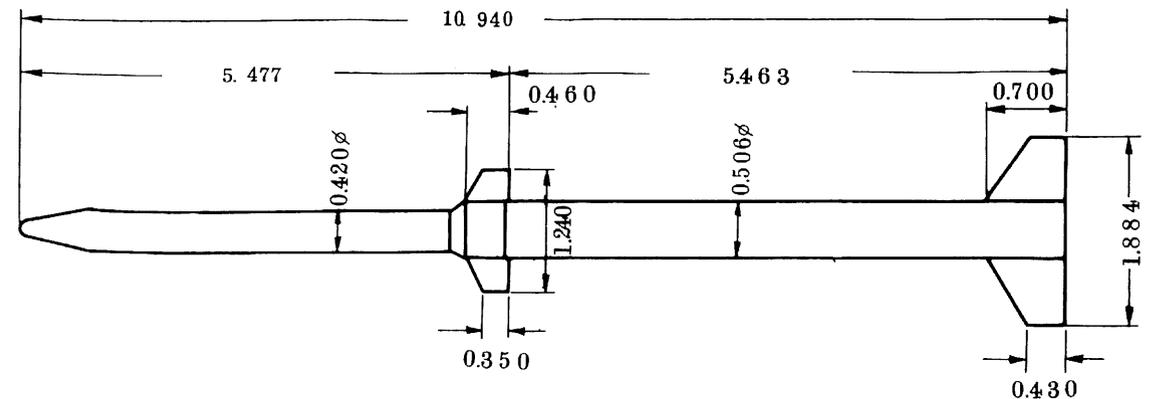
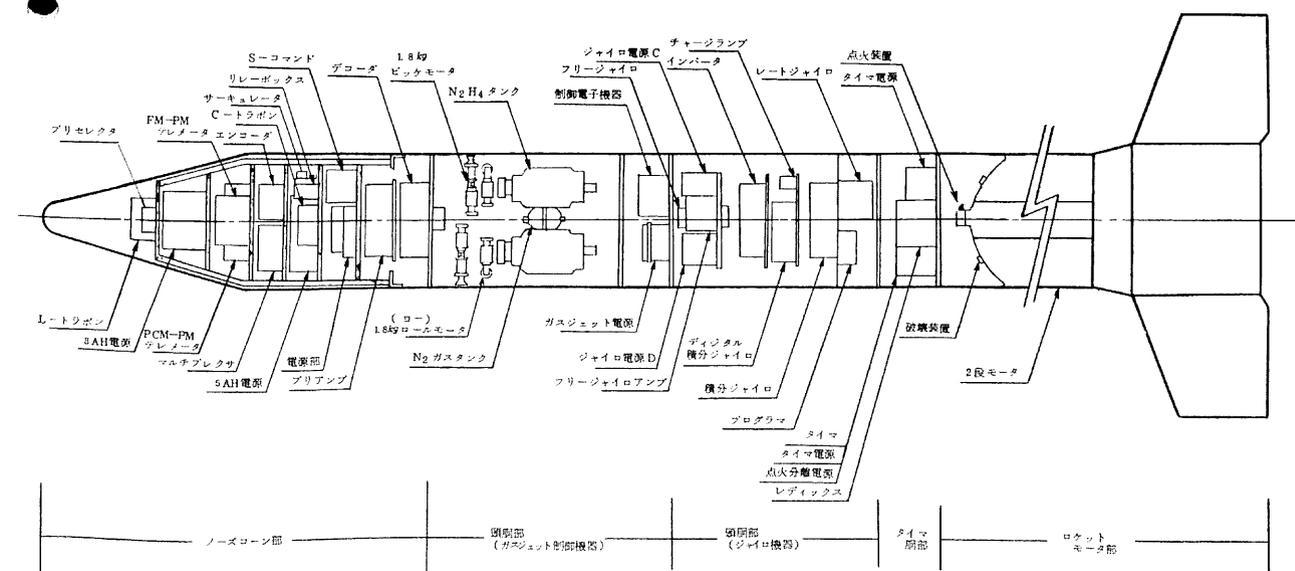


図2 JCR型ロケット10号機の第2段構造



第2段ロケットは、ノーズコーン部、頭胴部および第2段ロケットモータ部で構成され、第1段ロケットは、分離部および第1段ロケットモータ部で構成されている。

(1) ノーズコーン部

ノーズコーン部には、LバンドおよびCバンドレーダトランスポンダ、同デコーダ、Sバンドコマンド受信装置、FM-PMおよびPCM-PMテレメータ送信装置ならびに計測装置が搭載され、外板にはLバンドレーダトランスポンダ用アンテナ、Cバンドレーダトランスポンダ用アンテナ、Sバンドコマンド受信用アンテナ、PCM-PMテレメータ送信用アンテナおよび着脱接栓が取り付けられている。

(2) 頭 胴 部

頭胴部には、ガスジェット制御装置、ジャイロ機器およびタイマ機器が搭載され、外板にはFM-PMテレメータ送信用アンテナが取り付けられている。

(3) 第2段ロケットモータ部

第2段ロケットモータ部は、第2段ロケットモータ、指令破壊装置および尾翼で構成されている。

(4) 分 離 部

分離部は、4組の分離ナットおよび電源配線系で構成されている。

(5) 第1段ロケットモータ部

第1段ロケットモータ部は、第1段ロケットモータおよび尾翼で構成されている。

姿勢制御装置は、ジャイロ機器およびガスジェット制御装置で構成されている。

(1) ジャイロ機器

ジャイロ機器は、ロケットのロール、ピッチおよびヨー軸まわりの角度ならびに角速度を検出してガスジェット制御電子機器に制御信号を送るもので、次の機器で構成されている。

(ア) フリージャイロ

フリージャイロは、ロケット機体のロール角変位を検出する。

最大入力角 $\pm 180^\circ$

フリージャイロゲイン 1VCD/deg(制御用)

(イ) レートジャイロ

レートジャイロは、3軸(ロール、ピッチ、ヨー)方向の角速度を検出する。

最大入力角速度 ロール $\pm 100^\circ/\text{sec}$

ピッチ、ヨー $\pm 20^\circ/\text{sec}$

レートジャイロゲイン ロール 0.1VDC/deg/sec(制御用)

ピッチ、ヨー 0.5VDC/deg/sec(制御用)

(ウ) 積分ジャイロ

積分ジャイロは、3軸(ロール、ピッチ、ヨー)方向の角度を検出する。

最大入力角 ロール、ピッチ、ヨー $\pm 10^\circ$

積分ジャイロゲイン 1VDC/deg(制御用)

(エ) プログラマ

プログラマは、タイマ信号およびコマンドデコーダの信号を受けて、積

分ジャイロのロール、ピッチおよびヨー基準軸を変更する。

(オ) インバータ

インバータは、直流 28V を受けてジャイロ機器励磁用 400 Hz 26V 電源に変換するものである。

(2) ガスジェット制御装置

ガスジェット制御装置は、第 2 段頭胴部に搭載され、ガスジェット装置および制御電子機器で構成されている。

ジャイロ機器によって検出されるロケットの姿勢角の誤差を修正するための制御信号は、制御電子機器からガスジェット装置に送られる。

(ア) ガスジェット装置

ガスジェット装置は、制御電子機器からのオンオフ出力信号をガスジェットのオンオフに変換し、制御トルクを発生するもので、加圧系統、推薬供給および推力発生系統から構成されている。

加圧ガスには N_2 ガスを使用し、推薬には $N_2 H_4$ (ヒドラジン) を使用する。

今回はヨー軸の制御は 4 個のロール用ガスジェットモータを用いて行う。

ガスジェット装置の主要諸元は、表 2 に示すとおりである。

表 2 ガスジェット装置の主要諸元

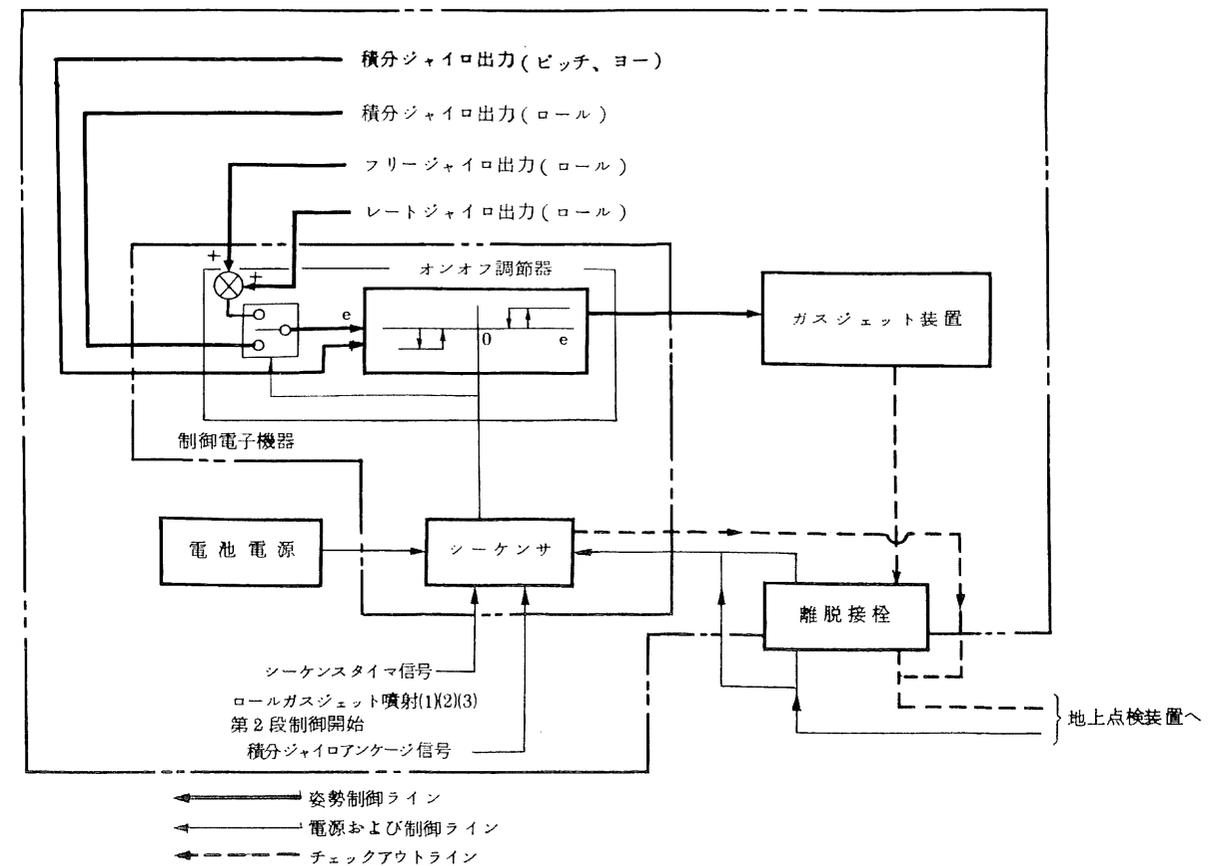
項目	単位	諸元		
		ロール	ピッチ	ヨー
総推力	$Kg \cdot S$	約 600 以上		
モータ推力	Kg	1.8	1.8	1.8
作動時間	S	26		
制御トルク	$Kg \cdot m$	0.6		
モーメントアーム	m	0.17		
$N_2 H_4$ 容量	ℓ	3.5		

(イ) 制御電子機器

制御電子機器は、機体の 3 軸の姿勢角および角速度を検出したフリージャイロ、積分ジャイロおよびレートジャイロの出力信号を受けてオンオフ信号に変換し、ガスジェット装置のオンオフ操作弁に操作信号を与えるものでオンオフ調節器、シーケンサおよびパッケージで構成されている。

ガスジェット制御装置のブロックダイアグラムを図 3 に示す。

図 3 ガスジェット制御装置ブロックダイアグラム



5 搭載電子機器

搭載電子機器は、LバンドおよびCバンドレーダトランスポンダ、同デコーダ、FM-PMおよびPCM-PMテレメータ送信装置、Sバンドコマンド受信装置、計測装置ならびに電源等で構成されている。

主要性能は、以下に示すとおりである。

(1) Lバンドレーダトランスポンダ

レーダトランスポンダは、ロケット追尾用に使用されるもので、仕様は次のとおりである。

受信用周波数	1673MHz \pm 1MHz
送信用周波数	1687MHz \pm 1MHz
パルス幅	約 2 μ sec
送信出力	100WP-P
最小トリガーレベル	-70 dBm以下
パルス繰返し周波数	500 PPS

(2) Cバンドレーダトランスポンダ

Cバンドレーダトランスポンダ装置は、ロケットの精密追尾および電波誘導用に使用されるもので、仕様は次のとおりである。

受信周波数	5586MHz \pm 3MHz
送信周波数	5636MHz \pm 3MHz
送信パルス幅	約 0.5 μ s
送信出力	400WP-P
受信感度	-70 dBm以下
パルス繰返し周波数	500 PPS (同期時)
受信パルス幅	約 0.25 μ s

(3) Cバンドレーダトランスポンダ用デコーダ

デコーダは、Cバンドレーダトランスポンダで受信された誘導符号を復調し、誘導装置に信号を与えると同時に復調確認用のPPM信号を発生し、Cバンドレーダトランスポンダを変調するもので、仕様は次のとおりである。

(ア) 入力特性

入力パルス動作入力	50mV以上
入力パルス幅	0.25 μ sec
コマンド符号間隔	4.17 μ sec

(イ) 出力特性

出力数	10項目
出力形式	ラッチングリレー
テレメータ用出力	10項目

(4) FM-PMテレメータ送信装置

FM-PMテレメータ送信装置は、飛しょう中の計測データを地上にFM-PM方式によって伝送するもので、仕様は次のとおりである。

送信方式	水晶制御FM-PM方式
主搬送波周波数	295.0MHz
主搬送波出力	0.5W

(5) PCM-PMテレメータ送信装置

PCM-PMテレメータ送信装置は、飛しょう中の計測データを地上にPCM-PM方式によって伝送する装置で、仕様は次のとおりである。

送信方式	水晶制御PCM-PM方式
搬送周波数	2296.6MHz
搬送波出力	5W
エンコーダ出力型式	スプリットフェーズレベル

8 機 能 系 統

JCR型ロケット10号機の機能系統を図5に示す。

9 飛 しょう 性 能

JCR型ロケット10号機の飛しょう経路を図6に示す。

図6. JCR型ロケット10号機の飛しょう経路

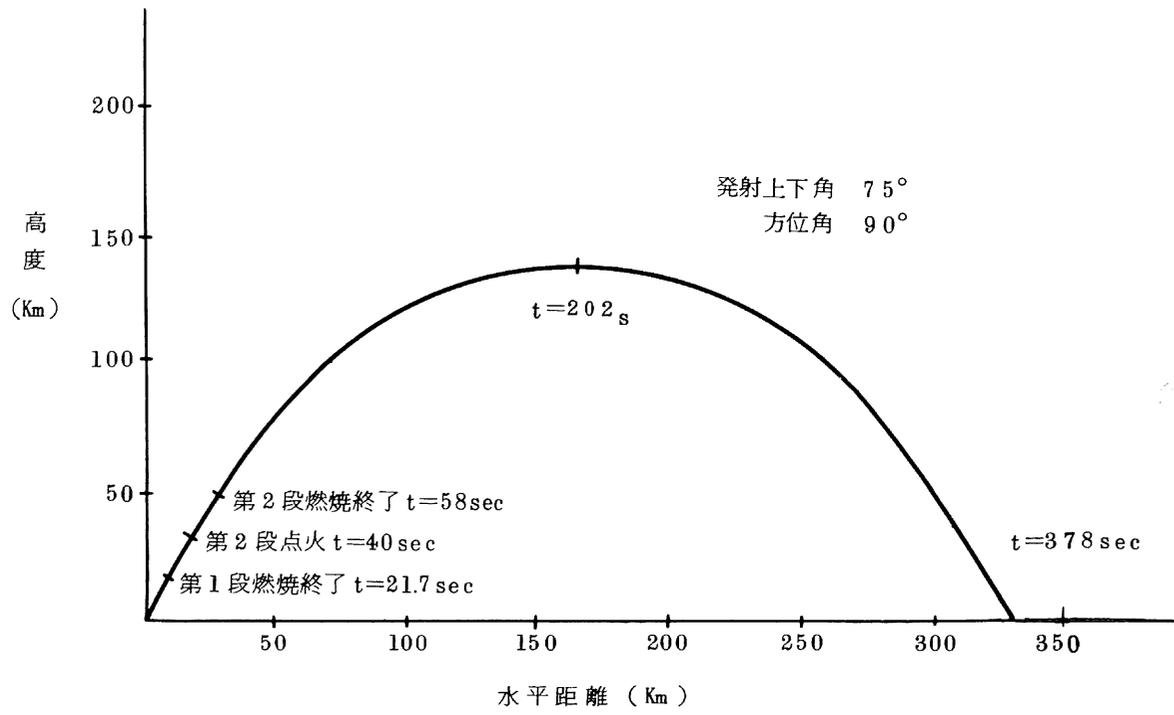
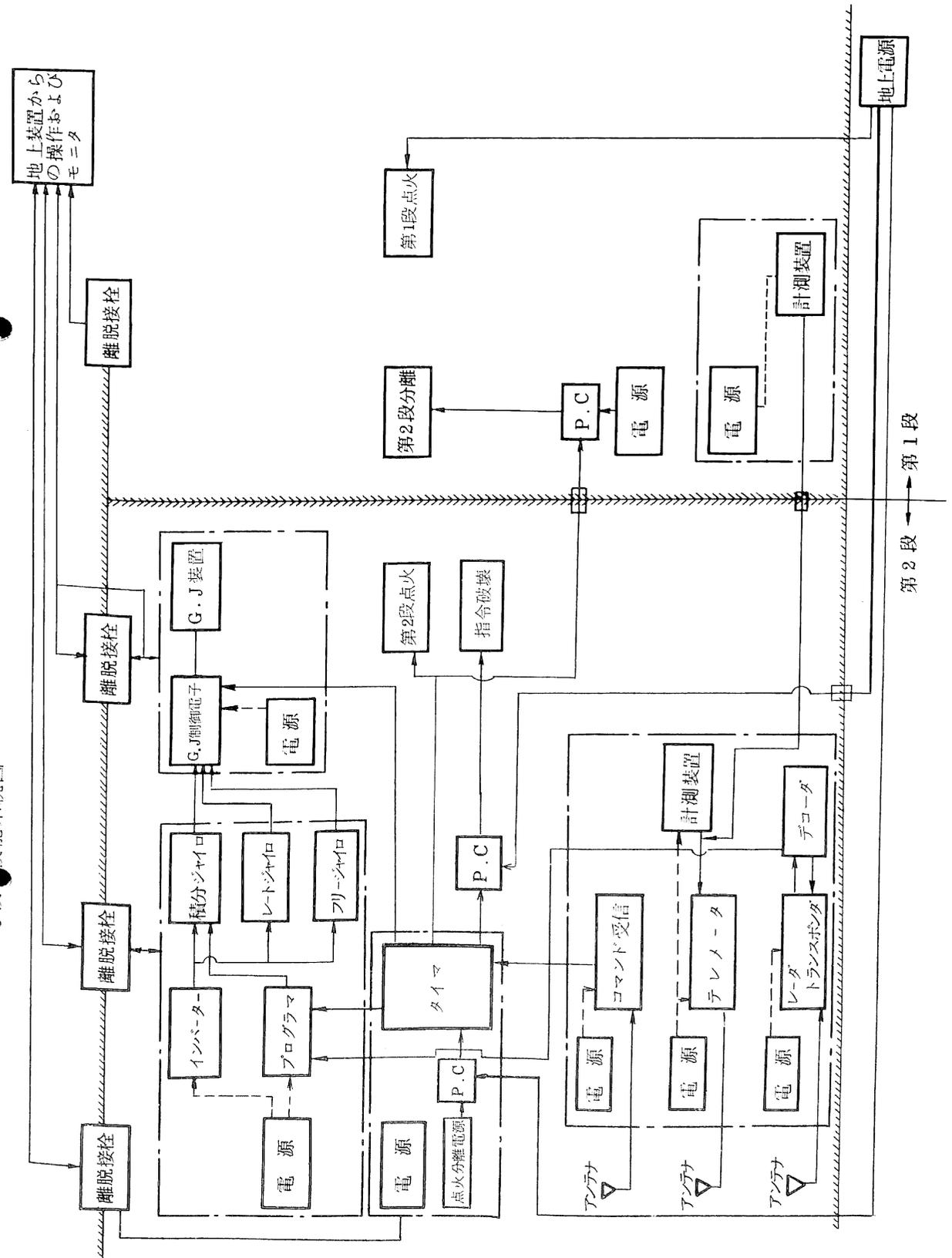


図5. JCR型ロケット10号機機能系統図



LS-C型ロケット7号機

1. 概要と目的

LS-C型ロケットは、Nロケットの第2段目に使用する液体ロケットエンジンを開発するためのものであり、第1段に固体燃料、第2段に液体燃料を用いる2段式ロケットである。

今回の7号機は、LE-3型液体ロケットエンジンの飛しよう環境における機能・性能の確認を行なう。

2. 諸元

LS-C型ロケット7号機の諸元は、表-1に示すとおりである。

表1 LS-C型ロケット7号機の諸元

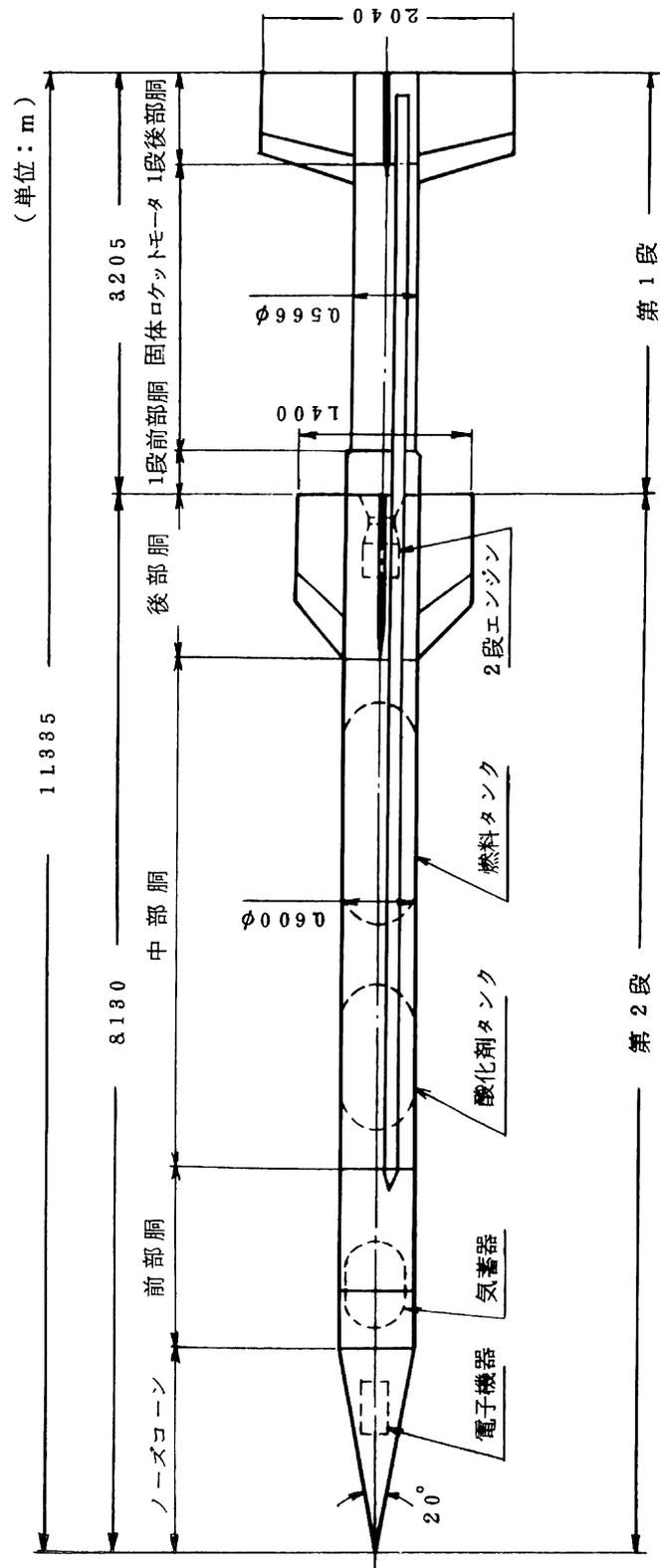
項 目	単位	諸 元		
		第 1 段	第 2 段	
寸 法	全 長	m	1 1.3 3 5	
	長 さ	m	3.2 0 5	8.1 3 0
	胴 径	m	0.5 6 6	0.6 0 0
	翼 長	m	2.0 4 0	1.4 0 0
	翼弦長 ROOT/TIP	m	0.9 0 / 0.7 2	1.3 5 / 0.9 5
重 量	全段重量(全備)	t	2.4 1 7	
	各段重量(全備)	t	1.0 1 2	1.4 0 5
エンジン	型 式		内面燃焼式 固体ロケット	ガス押し再生冷却式 液体ロケットエンジン
	推 進 薬		ポリブタジエン系コンボジット	A-50/NTO
	推 進 薬 重 量	t	0.6 9 5	0.5 6 8
	総 推 力 (S.L)	t-s	1 5 0	1 0 2
	燃 焼 時 間	s	1 0	3 0
	平均推力(S.L)	t	1 5	3.4
	燃 焼 圧 力	Kg/cm ²	3 5.0	1 1.6
	比 推 力 (S.L)	s	2 1 0	1 7 8
分離装置	方 式	分離ボルト・ナット(3本)		
	時 間 設 定	タイマ		
搭載機器	電 子 機 器	Lバンドレーダトランスポンダ FM-PMテレメータ送信装置 VHFコマンド受信装置		

3. 構 造

LS-C型ロケット7号機の全体形状は、図1に示すとおりである。第2段液体ロケットは、ノーズコーン、前部胴、中部胴、後部胴および尾翼で構成され、第1段固体ロケットは、前部胴、固体ロケットモータ部、後部胴および尾翼で構成されている。

- (1) ノーズコーンには、Lバンドレーダトランスポンダ、FM-PMテレメータ送信装置およびVHFコマンド受信装置が搭載されている。
- (2) 第2段前部胴
前部胴には気蓄器が搭載され、外板にはレーダトランスポンダ用アンテナテレメータ送信用アンテナおよびコマンド受信用アンテナが取り付けられている。
- (3) 第2段中部胴
中部胴は、推進薬供給系(ガス押方式)であって、燃料タンクおよび酸化剤タンクで構成されている。
- (4) 第2段後部胴
後部胴は、液体ロケットエンジンおよび尾翼で構成されている。
- (5) 第1段前部胴
第1段前部胴は、第1段と第2段を分離する3本の分離ボルト、分離用スプリングおよび電源配線系で構成されている。
- (6) 固体ロケットモータ部は、ミニロケットモータ方式の点火装置および第1段モータで構成されている。
- (7) 第1段後部胴
第1段後部胴は、FRP製のノズルおよび尾翼で構成されている。

図1 L S - C型ロケット7号機の全体形状



4. 搭載電子機器

搭載電子機器は、Lバンドレーダトランスポンダ、VHFコマンド受信装置、テレメータ送信装置、計測装置および電源等で構成されている。

主要性能は、次のとおりである。

(1) Lバンドレーダトランスポンダ

地上の追尾レーダとリンクを構成し、ロケットの飛しょう経路を測定するもので、仕様は次のとおりである。

受信周波数	1673MHz ± 2MHz
送信周波数	1687MHz ± 2MHz
パルス幅	約2μsec
送信出力	100WP-P
パルス繰返し周波数	500PPS

(2) VHFコマンド受信装置

VHFコマンド受信装置は、ロケットの飛しょう経路に異常を生じた場合、地上の応急停止送信装置から信号を受けて、第2段液体ロケット推進薬の供給を断弁に作動信号を送るもので、仕様は次のとおりである。

受信波変調方式	PCM-FS-FM
受信方式	スーパーヘテロダイン方式
受信感度	-85dBm以下

(3) FM-PMテレメータ送信装置

FM-PMテレメータ送信装置は、飛しょう中の計測データを地上にFM-PM方式によって伝送するもので、仕様は次のとおりである。

主搬送波周波数	A : 295.0MHz
	B : 295.6MHz

副搬送波チャンネル数 A, B各14
 送信出力 A, B各0.8W

5. 第2段推進系統

第2段推進系統は、気蓄器、燃料タンク、酸化剤タンク、エンジン、配管およびバルブ等で構成されている。

主要性能は、以下に示すとおりである。また第2段推進系統を図2に示す。

(1) 気蓄器

気蓄器は、燃料タンクおよび酸化剤タンクを加圧するための高圧ガスを貯蔵する容器で、仕様は次のとおりである。

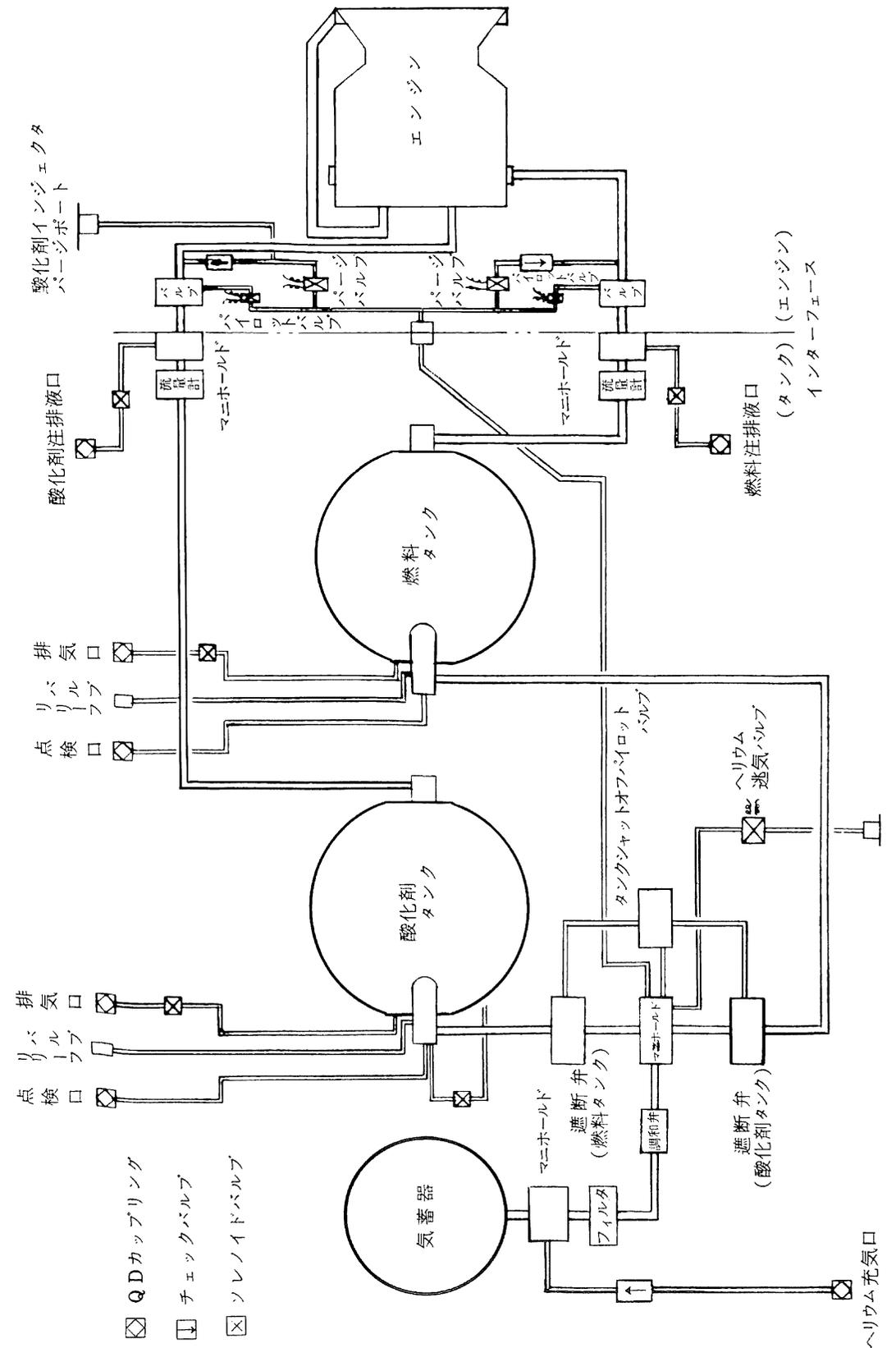
内容積 96 l
 最大作動圧力 180 Kg/cm² abs
 使用ガス ヘリウム

(2) 燃料タンクおよび酸化剤タンク

燃料タンクおよび酸化剤タンクは、気蓄器から送られた高圧ガスにより燃料および酸化剤を燃焼室に圧送するもので、仕様は次のとおりである。

タンク容量 280 l (燃料)
 250 l (酸化剤)
 燃料 A-50
 酸化剤 NTO (N₂O₄)

図2 液体ロケット推進系統



(3) エンジン

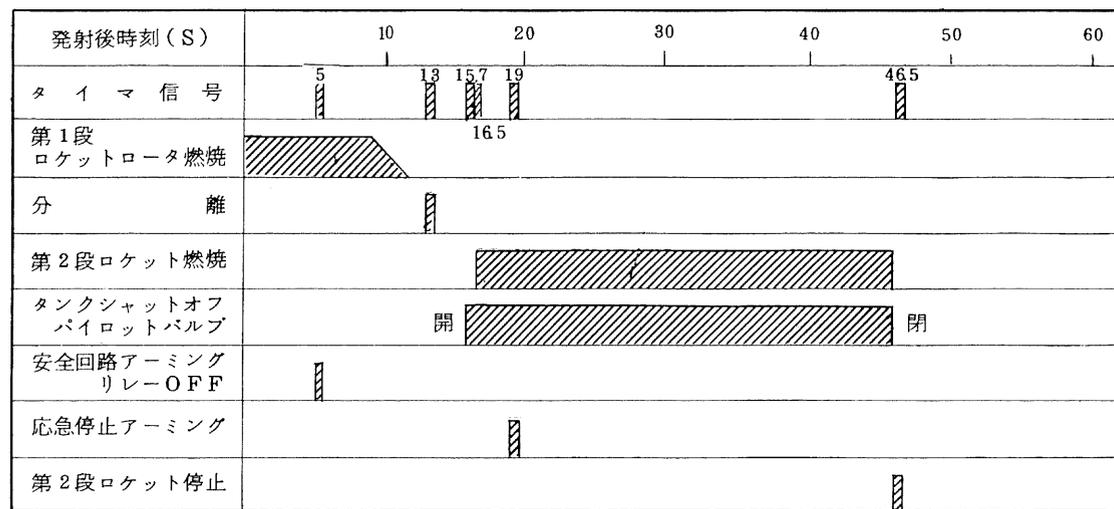
エンジンは、燃焼室、噴射器、ボールバルブ、ノズルおよびジンバル軸受等よりなり、仕様は次のとおりである。

スロート径	約 185 mm
ノズル径	約 320 mm
全長	約 760 mm
重量	約 60 Kg

6. 飛しょうシーケンス

LS-C型ロケット7号機の飛しょうシーケンスを図3に示す。

図3 LS-C型ロケット7号機飛しょうシーケンス

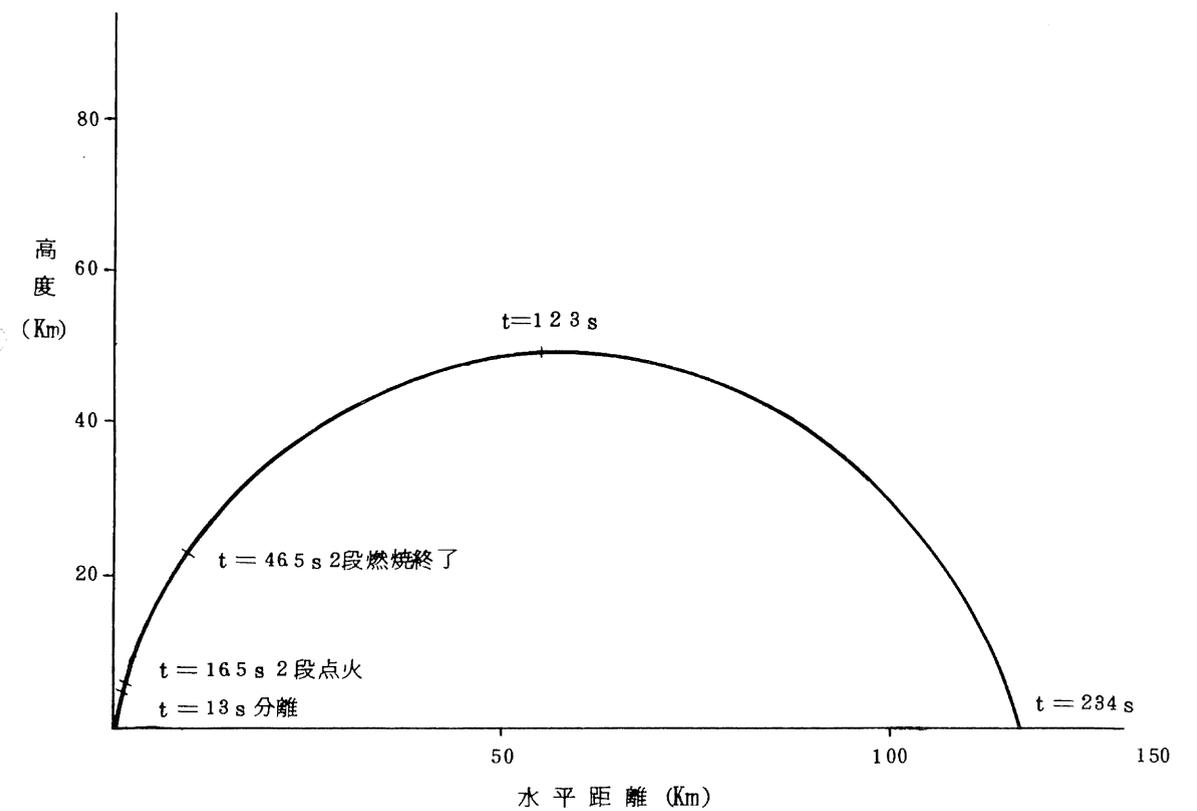


7. 飛しょう性能

LS-C型ロケット7号機の計算による飛しょう経路を図4に示す。

図4 LS-C型ロケット7号機の飛しょう経路

発射上下角 75°



MT-135P型ロケットT-9, 10号機

1. 概要と目的

MT-135P型ロケットは気象観測用の1段式固体ロケットである。

今回のT-9およびT-10号機は、人工衛星打上げのために必要な種子島上空の気象データ（風向、風速および温度）を取得する。

2. 諸元

MT-135P型ロケットT-9、T-10号機の諸元の概要は、表1に示すとおりである。

表1 MT-135P型ロケット主要諸元表

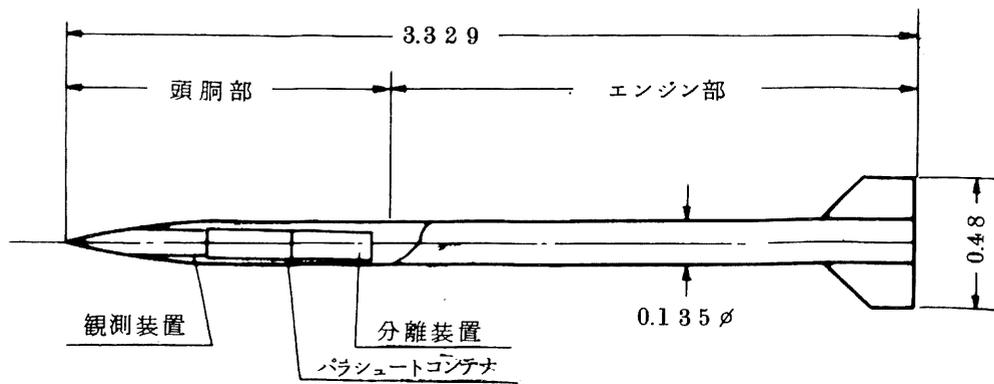
項 目		諸 元
寸 度	全 長 (m)	3.329
	外 径 (m)	0.135
重 量	発 射 時 (Kg)	67.9
	燃 焼 終 了 時 (Kg)	30.4
飛 行 性 能 (80°発射時)	到 達 高 度 (Km)	56
	到 達 水 平 距 離 (Km)	46
エ ン ジ ン	型 式	丸型内面燃焼方式
	推 進 薬	ポリウレタン系コンポジット
	推 進 薬 重 量 (Kg)	37.5
	(t-s)	$0.82 \times 1.05 = 8.6$
	燃 焼 時 間 (s)	10.5
分 離 装 置	方 式	火薬による押出し
	時 間 設 定	タイマ
搭 載 機 器		トランスポンダ装置、パラシュート 温度センサ

3. 構造

MT-135P型ロケットの全体形状は、図1に示すとおりである。

図1. MT-135P型ロケットの全体形状

(単位：m)



頭胴部には、大気温度を測定する観測装置と、これをゆっくり降下させるためのパラシュートおよび機体から頭胴部を切り離す分離装置が収納されている。

ロケットが最高高度に達すると、タイマが作動し、機体から頭胴部が切り離されパラシュートが放出開傘する構造となっている。

ロケットの燃料は、ポリウレタン系コンポジット推進薬で、クロムモリブデン製のチャンバに装填されている。

4. 観測システム

観測システムの概要は、図2に示すとおりである。

観測装置の主な仕様は、次のとおりである。

受信周波数	1673MHz
返信周波数	1687MHz
変調方式	PPM
出力	8W
温度センサ	バルコワイヤ
電源	酸化銀蓄電池

図2 観測システム

