

委 14- 2

宇宙開発委員会技術部会

報 告

(昭和47年度1～2月期ロケット打上げ実験の評価について)

昭和48年6月11日

宇宙開発委員会技術部会

は　じ　め　に

宇宙開発委員会技術部会は第1分科会において、東京大学宇宙航空研究所が行なった昭和47年度第2次観測ロケット実験の結果（科学観測の結果を除く。）および宇宙開発事業団が行なった第7回ロケット打上げ実験の結果を評価するために必要な技術的事項について、調査審議を行なった。

今回の調査審議の対象は、東京大学宇宙航空研究所関係としてはL-4SC-2号機の打上げ実験の結果、また、宇宙開発事業団関係としてはNロケットの開発に密接な関係を持つJC R-8号機の打上げ実験の結果とし、昭和48年5月7日以来、慎重な調査審議を重ねてきたが、このたびその結果をとりまとめたので報告する。

目 次

I 東京大学宇宙航空研究所関係

L-4SC-2号機の打上げ実験..... 1

(1) 実験の概要..... 1

(2) 実験結果の分析..... 8

II 宇宙開発事業団関係

JCR-8号機の打上げ実験..... 9

(1) 実験の概要..... 9

(2) 実験結果の分析..... 16

III 総合意見..... 17

参考1. 昭和47年度1～2月期

ロケット打上げ実験の評価について..... 18

参考2. 宇宙開発委員会技術部会

第1分科会構成員..... 19

I 東京大学宇宙航空研究所関係

L-4SC-2号機の打上げ実験

(1) 実験の概要

(イ) 実験の目的

L-4SC-2号機の打上げ実験は、Mロケットに二次流体噴射推力方向制御（以下、SITVCと略称する。）装置を装着して衛星軌道の精度向上を図る観点から、ピッチプログラムに従ったSITVC装置の制御特性の試験を行なうとともに、電波指令により第4段ロケットの姿勢角の修正制御試験を行なうことを主目的とし、あわせて、ロール制御特性改善の効果を確認するものである。

(ロ) L-4SC-2号機の概要

L-4SC型ロケットはSITVC装置等飛行制御装置の機能実験のための試験ロケットであり、L-4SC-2号機の形状は図1に、また、主要な諸元は表1に示すとおりである。

L-4SC-2号機はL-4SC-1号機と比較して、次のような諸点が異なっている。

- ① ロール制御に伴なう外乱トルク（空気力学的干渉による異常トルク）の発生を防止するため、ロール制御

用サイドジェット装置をSITVC装置と共に第2段
ロケットモータのノズルまわりに装着している。

② 第2段ロケットモータの燃焼内圧および残留内圧の
計測を行なうため、精密内圧計の受感部を第2段の鏡
板部先端に装着している。

③ 第2・3段(一体)ロケット切離し後、第2段ロケ
ット残留推力による衝突防止策としては、姿勢制御部
下端のキックモータに替えて、第2・3段(一体)ロ
ケットの円錐部に2個のレトロモータを機軸と30度
の傾きをもって装着している。

なお、本実験の主目的であるSITVC装置の主要
諸元は表2に示すとおりである。

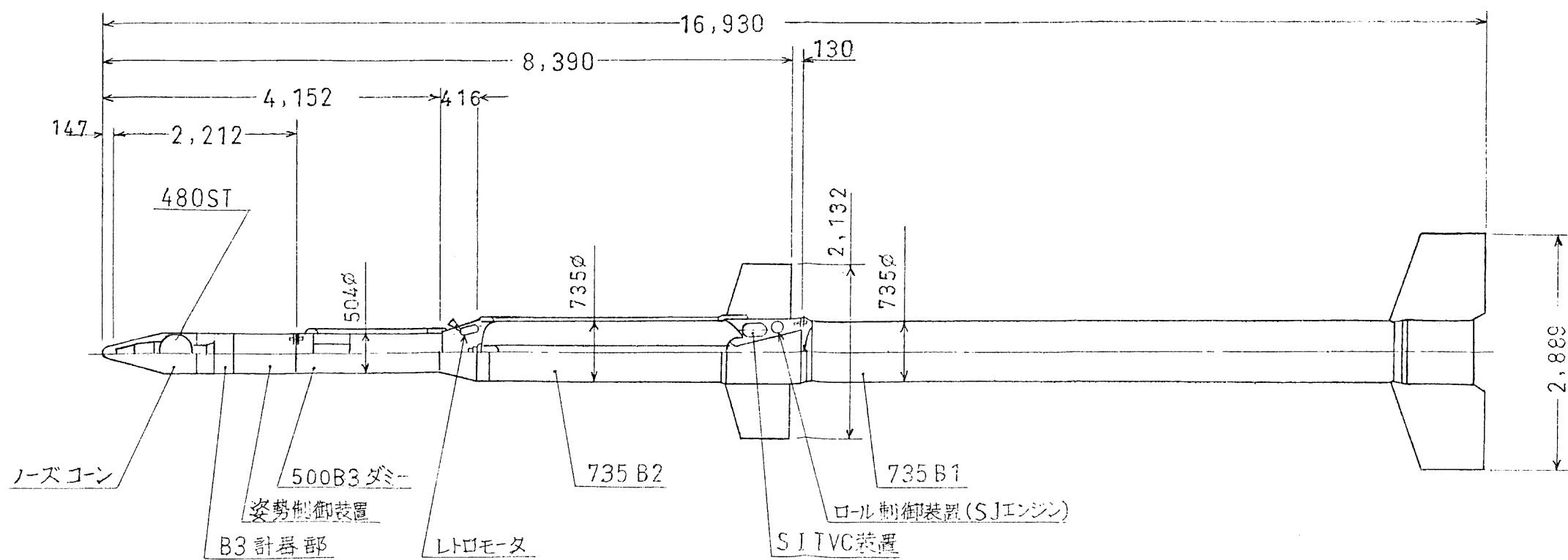


図 1 L-4SC-2 号機全体図

表1 L-4SC-2 諸元

	第1段	第2段	第4段
全長 (m)	16.930	8.390	1.108
直径 (m)	0.735*	0.735*	0.483
点火時重量 (Kg)	8,718	3,727	123
推進薬重量 (Kg)	3,877	1,810**	53
燃焼時間 (S)	28	42	22

*印 平行部

**制御用噴射液含まず

(注) 第3段はダミー

表 2

S I T V C 装置主要諸元

弗

噴 射 液	フレオン 1 1 4 B 2 (4 弗 化 臭 素 エ タ ン) タンク個数 8 個 初期フレオン容積 2 7. 6 ℓ 初期フレオン重量 6 0. 7 Kg
加 圧 ガ ス	窒 素 タンク個数 8 個 充填圧力 8 0 Kg / cm ² 初期窒素容積 1 2. 2 ℓ
噴 射 弁	O N - O F F 型電磁弁, 1 象限当り 2 個
初期噴射流量	1. 8 Kg / sec
初 期 横 推 力	2 5 2 Kg (主推力の 2 %)
有効作動時間	4 8 sec

(イ) 実験の経過および結果

発射時刻：昭和 4 8 年 1 月 2 8 日

1 4 時 1 5 分

打上げ場所：東京大学鹿児島宇宙空間観測所

発 射 角：上下角 7 6. 5 度 方位角 1 5 2. 0 度

天 候：晴

気 温：1 8. 5 ℃

地 上 風：北北西 1 m / sec

第 1 段ロケットは正常な燃焼および飛しょうを続け、発射後 3 2 秒にその切離しが行なわれた。発射後 4 1 秒に第 2 段ロケットに装着した S I T V C 装置およびロールジェット装置が作動を開始し、同 4 2 秒に第 2 段ロケットが点火した。SITVC 装置およびロールジェット装置は第 2 段ロケットの燃焼期間を通じて正常なロール軸およびヨー軸回りの制御を行なうとともに、姿勢基準装置のピッチプログラムに従ったピッチ角の制御を行なった。その後、ノーズコーンが開頭し、発射後 1 分 3 7 秒に第 2・3 段（一体）ロケットの切離しが行なわれた。発射後 1 分 3 9 秒に第 4 段ロケットの姿勢制御が開始され、機体軸を予め設定した局地水平の方向に制御した。引き続き、発射後 2 分 1 0 秒から 5 秒間にわたって姿勢基準変更のコマンド

を送信し、機体軸を計画通り10度上向きに修正した。発射後3分21秒にスピンモータが点火し、第4段ロケットに2.5回転/秒のスピンを与え、同4分19秒に姿勢制御装置が切り離された。発射後4分20秒に第4段ロケットが点火し、約215Kmの高度に達したのち、発射後約10分で内之浦南東約940Kmの水域に着水した。

(2) 実験結果の分析

L-4SC-2号機の打上げ実験は、SITVC装置の動作特性、機体の制御特性および飛しょう特性の確認ならびに第4段ロケットの姿勢角の修正制御の試験が予定通り行なわれ所期の目的を達成したものと考えられる。

また、ロール制御時における外乱トルクの防止措置が適切であったことも確認されている。

II 宇宙開発事業団関係

JCR-8号機の打上げ実験

(1) 実験の概要

(i) 実験の目的

JCR-8号機の打上げ実験は、人工衛星打上げ用ロケットに搭載するPCM-PMテレメータ送信装置、Sバンドコマンド受信装置および新たに開発したCバンドレーダトランスポンダ装置の飛しょう環境における性能・機能の確認ならびにそれらに対応する地上電子装置とのリンク試験を行なうとともに、従来から続けてきたガスジェット制御装置による制御試験を行ない、ロケットの制御技術の開発に必要な基礎資料を得ることを目的としたものである。

(ii) JCR-8号機の概要

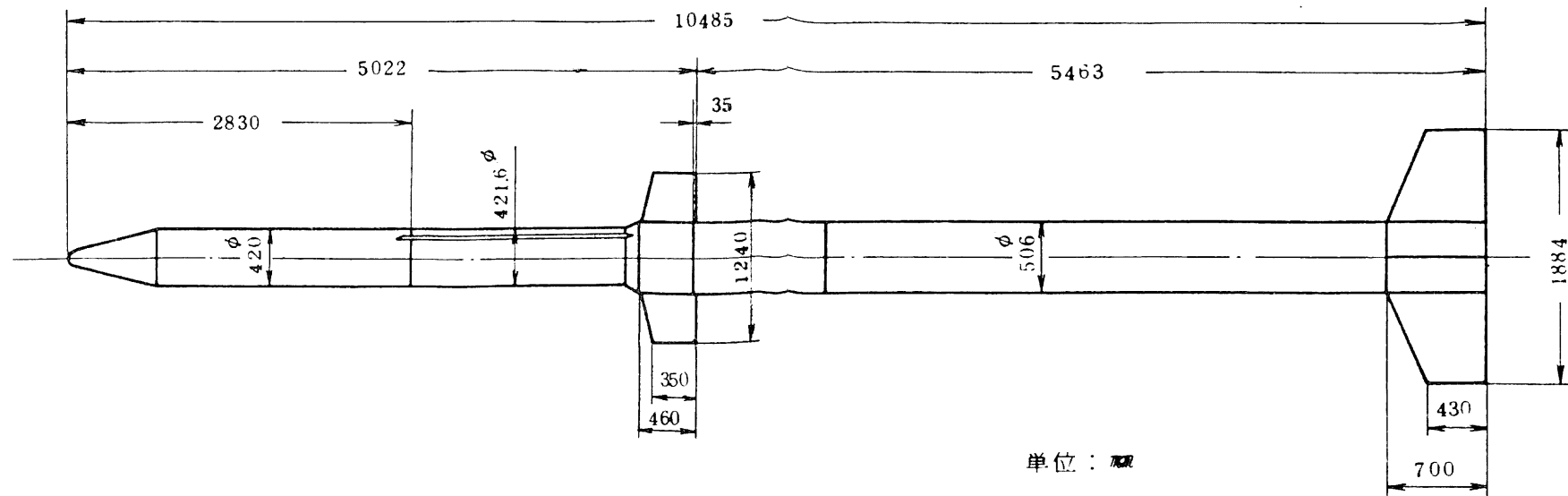
JCR型ロケットは、人工衛星打上げ用ロケットに使用するガスジェット制御技術を含む誘導制御技術の開発を主目的とする2段式固体ロケットであり、JCR-8号機の形状は図2に、主要な諸元は表3に示すとおりである。

なお、JCR-8号機はその試験目的等により、JCR

ー7号機と比較して次のような諸点が異なっている。

- ① Cバンドレーダートランスポンダ装置を搭載している。
- ② ガスジェット制御装置は第2段ロケットにのみ搭載している。

図 - 2 JCR型ロケット8号機多体形状および重量特性



		重 量	重 心		慣性モーメント	
					I x	I y I z
					Kg · m · s ²	Kg · m · s ²
全 段	燃 焼 前	2234.3	5942	56.7	9536	1836.1
	燃 焼 後	1295.4	4577	43.7	6047	1130.0
2 段	燃 焼 前	840.4	2763	55.0	2540	161.6
	燃 焼 後	518.5	2232	44.4	1765	110.1

表 - 3 主 要 諸 元

項 目		単 位	諸 元	
			1 段	2 段
寸 法	全 長	m	1 0.4 8 5	
	長 さ	m	5.4 6 3	5.0 2 2
	胴 径	m	0.5 0 6	0.4 2 0
	翼 幅	m	1.8 8 4	1.2 4 0
	翼 弦 長 Root/Tip	m	0.7 0 0 / 0.4 3 0	0.4 6 0 / 0.3 5 0
重 量	全段重量(全備)	ton	2.2 3	
	各段重量(全備)	ton	1.3 9	0.8 4
モ ー タ	型 式		内面燃焼式固体ロケットモータ	
	推 進 薬		ポリブタジエン系コンボジット	
	推 進 薬 重 量	ton	0.9 5	0.3 2
	推 進 薬 長	m	3.9 6 5	1.7 0 0
	総 推 力 (Sea Level)	ton-sec	2 1 4	7 3
	平均有効推力(Sea Level)	ton	1 3.6	5.5
	燃 焼 時 間	sec	2 1.7	1 8
	比 推 力 (Sea Level)	sec	2 2 8	2 2 8
分 離 方 式	方 式		爆発ボルト 4 本, 分離スプリング	
	時 間 設 定		シーケンスタイマ	
搭 載 機 器	電 子 機 器		LバンドおよびCバンドレーダトランスポンダ装置 PバンドおよびSバンドコマンド受信装置 PCM-PMテレメータ送信装置, ビーコン送信機 計測装置	
	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, デジタル型速度検出器, 2 軸速度 検出器, 迎え角計, インバータ	
	ガスジェット制御装置		ガスジェット装置, 制御電子機器	

(イ) 実験の経過および結果

発 射 時 刻 : 昭和48年2月7日 10時50分

打上げ場所 : 宇宙開発事業団種子島
宇宙センター

発 射 角 : 上下角71.0度 方位角105.5度

天 候 : 曇り

気 温 : 10.5℃

地 上 風 : 北西 6 m/sec

第1段ロケットは正常な燃焼および飛しょうを続け、発射後38秒にその切離しが行なわれた。第2段ロケットは発射後39秒で点火し、約127kmの高度に達したのち、発射後6分1秒で水平距離約315kmの水域に着水した。この間、PCM-PMテレメータ送信装置および地上受信装置ともに順調に作動し、全テレメータデータを良好に受信した。今回初めて搭載したCバンドレーダトランスポンダ装置と中距離レーダとのリンク試験および7号機に引き続き搭載したSバンドコマンド受信装置とコマンド送信装置とのリンク試験はプログラム通り行なわれた。

ガスジェット制御装置は、2段推力飛しょう中

発射後45秒にフリージャイロ、レートジャイロおよび積分ジャイロ出力による3軸制御を開始し、発射後1分4秒から(慣性飛しょう中)は6個のガスジェットモータを用いてレートジャイロおよび積分ジャイロ出力による3軸制御を行なった。

(2) 実験結果の分析

今回のJCR-8号機の打上げ実験においては、全テレメータデータおよびレーダ観測データを取得し、PCM-PMテレメータ送信装置、Sバンドコマンド受信装置およびCバンドレーダトランスポンダ装置の飛しょう環境における性能・機能が確認されるとともに、ガスジェット制御装置の制御に関する基礎資料が得られており、所期の目的を達成したものと考える。

Ⅱ 総 合 意 見

1. 東京大学宇宙航空研究所が打ち上げたL-4SC-2号機は、前記のとおり所期の目的を達成した。これにより、M-3C-1号機の打上げに進むために必要な技術的基礎資料は得られたものとする。
2. 宇宙開発事業団が打ち上げたJCR-8号機は、前記のとおり所期の目的を達成した。これにより、電波指令による姿勢制御試験を行なうとともに、人工衛星打上げ用ロケットに搭載するガスジェット制御特性試験を続けるために必要な技術的基礎資料は得られたものとする。
3. 信頼性については、これまでの打上げ実験の成果の蓄積により徐々に高まってきていると考えられる。今後も今回の実験にみられた信頼性を確保し、一層向上させるよう努めることが望ましい。

誤	正
これにより、電波指令による姿勢制御試験を行なうとともに、人工衛星打上げ用ロケットに搭載するガスジェット制御特性試験を続けるために必要な技術的基礎資料は得られたものとする。	これにより、今後実施する電波指令による姿勢制御試験および人工衛星打上げ用ロケットに搭載するガスジェットの制御特性試験に必要な技術的基礎資料は得られたものとする。

参考 1

昭和 47 年度 1 ～ 2 月期 ロケット 打上げ

実験の評価について

昭和 48 年 4 月 11 日
宇 宙 開 発 委 員 会
決 定

昭和 47 年度 1 ～ 2 月期 ロケット 打上げ 実験 を 評価 する ため、次により調査審議を行なうものとする。

1. 東京大学宇宙航空研究所が行なった昭和 47 年度第 2 次観測ロケット実験の結果（科学観測の結果を除く。）および宇宙開発事業団が行なった第 7 回ロケット打上げ実験の結果を評価するために必要な技術的事項について調査審議を行なう。
2. 1 の調査審議は、技術部会において行ない、昭和 48 年 6 月末までに終えることを目途とする。

参考 2

技術部会第一分科会構成員

（五十音順）

分科会長	佐 貫 亦 男	日本大学理工学部教授
	石 川 晃 夫	郵政省電波研究所長
	石 田 享	郵政省電波研究所鹿島支所長
	内 田 茂 男	名古屋大学工学部教授
	黒 田 泰 弘	宇宙開発事業団
		システム計画部長
	斎 藤 成 文	東京大学生産技術研究所教授
	高 田 茂 俊	宇宙開発事業団理事
	村 松 金 也	宇宙開発事業団追跡部長
	森 大 吉 郎	東京大学宇宙航空研究所教授
	山 内 正 男	科学技術庁
		航空宇宙技術研究所長
	和 田 正 信	東北大学工学部教授