

委 23-4

宇宙開発委員会技術部会  
報 告

(昭和46年8~9月期ロケット打上げ実験の評価について)

昭和46年12月17日

宇宙開発委員会技術部会

## ま え が き

宇宙開発委員会技術部会は第一分科会において、東京大学宇宙航空研究所が行なった昭和46年度第1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4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、M-4S-3号機およびMロケットの開発に密接な関係を持つL-4SC-1号機の打上げ実験の結果と、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LS-C-5号機およびJCR-6号機の打上げ実験の結果とし、昭和46年11月30日以来数回にわたって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。

昭和46年8～9月期ロケット打上げ実験の評価  
について

昭和46年9月29日  
宇宙開発委員会

昭和46年8～9月期ロケット打上げ実験の結果を評価するため、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46年度第1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4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46年12月末までに終  
えることを目途とする。

技術部会第一分科会構成員

（五十音順）

分科会長		
	佐 貫 亦 男	日本大学工学部教授
	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
	河 野 哲 夫	郵政省電波研究所長
	齋 藤 成 文	東京大学宇宙航空研究所教授
	玉 木 章 夫	東京大学宇宙航空研究所教授
	松 浦 陽 恵	宇宙開発事業団副理事長
	村 松 金 也	宇宙開発事業団追跡部長
	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

## 目 次

I 東京大学宇宙航空研究所関係の打上げ実験	1
1. M-4S-3号機の打上げ実験	1
(1) 実験の概要	1
(2) 実験結果の分析および今後の対策	11
2. L-4SC-1号機の打上げ実験	12
(1) 実験の概要	12
(2) 実験結果の分析および今後の対策	18
II 宇宙開発事業団関係の打上げ実験	20
1. LS-C-5号機の打上げ実験	20
(1) 実験の概要	20
(2) 実験結果の分析および今後の対策	24
2. JCR-6号機の打上げ実験	26
(1) 実験の概要	26
(2) 実験結果の分析および今後の対策	30
III 総合意見	31

## I 東京大学宇宙航空研究所関係の打上げ実験

### 1. M-4S-3号機の打上げ実験

#### (I) 実験の概要

##### (i) 実験の目的

M-4S-3号機の打上げ実験は、M-4S-2号機および試験衛星(MS-T1)「たんせい」の打上げ成果に基づいて、第1号科学衛星の第2番目のフライトモデルMS-F2を打ち上げ、短波帯太陽電波、宇宙線および電離層プラズマの観測ならびに衛星環境に関する工学的測定を行なうことを目的としたものである。

##### (ii) M-4S-3号機の概要

M-4S型ロケットは、科学衛星打上げのために計画された4段式固体ロケットであり、M-4S-3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。

M-4S-3号機については、M-4S-2号機と比較して次のような改良を加えている。

① 従来、第2段ロケットの6個のスピンモータを機体中心軸に対して直角の方向に向けていたが、そのうち4個のスピンモータを17.5度後方に傾けた。これは、第1段ロケットの切離した後、第1段ロケットの残留推力による上段との衝突を防止するため、上段の速度を増すことを目的としたものである。

② 飛出しフレヤの作動について、開傘終了の確認に加え、開傘用ピストンの起動の確認も可能にした。

このロケットに搭載された衛星は、第1号科学衛星MS-F2であ



表1 M-4S-3号機の諸元

	第1段	第2段	第3段	第4段
全長 (m)	23.568	10.606 <sup>#</sup>	5.871	1.859
直径 (m)	1.410	1.410	0.860	0.786
各段点火時重量 (kg)	39,682 <sup>3</sup> 4,089: SB 43,771 <sup>2</sup>	13,149 <sup>50</sup>	3,291 <sup>1</sup>	436 <sup>6</sup> 65: SA 50 <sup>2</sup>
推進薬重量 (kg)	20,562 2,715: SB 23,277	7,140	1,991	363
平均推力 (t)	75.1* 77.6: SB	29.1	13.1	2.6
燃焼時間 (s)	61 7.7: SB	66	42	39

SB: 補助ブースタ (直径0.31m、長さ5.8m、2本組×4)

SA: 衛星

\* 発射時推力合計: 197t、#ノーズコーンを含まず。

この表における各段の全長と点火時重量は、その段より上の段をふくんだ数値である。1.2.3.段個別の長さと重量は次のとおりである。

段	長さ(m)	重量(kg)	備 考
1	11.929	26,533	補助ブースタを含まず、ノーズコーン163kgをふくめる
2	4.835	9,859	
3	4.012	2,789	

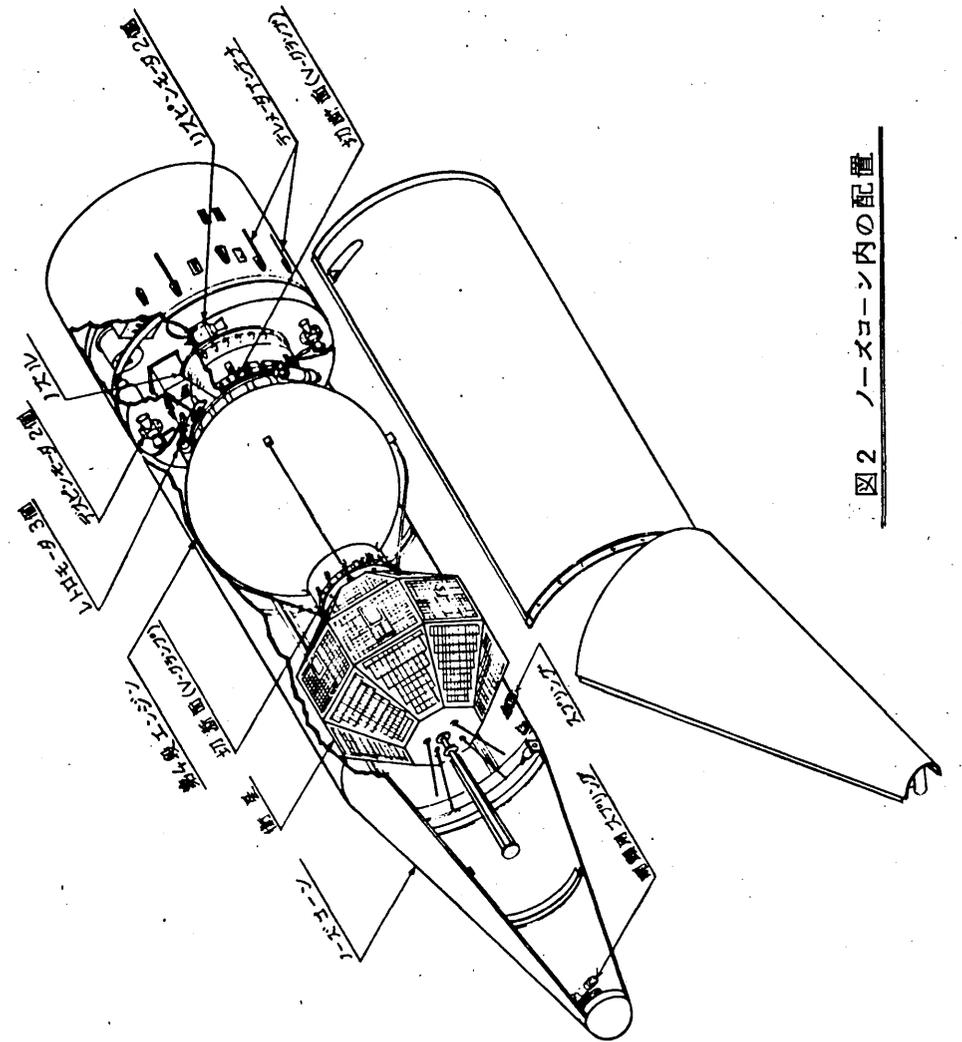


図2 ノーズコーン内の配置

科学衛星MS-F2の概要

M-4S-3号機に搭載された衛星は、第1号科学衛星の第2番目のフライトモデルである。

① 構造

MS-F2は直径75cmの球に内接する26面体で、重量は66kgである。構体はマグネシウム合金で、外板は厚さ8mmのアルミニウムハネカム板であり、24面のハネカム板には、太陽電池が取り付けられている。その外形は、図3に示すとおりである。

② 搭載機器

MS-F2の搭載機器は、表2に示すとおりである。

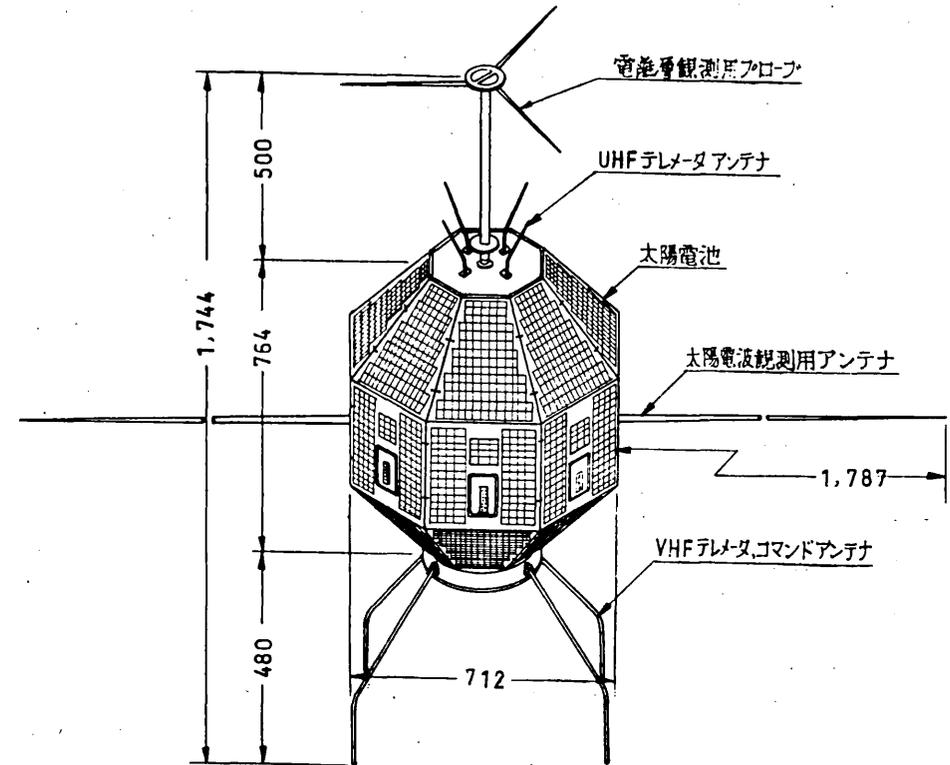


図3 MS-F2外形図

表 2 MS-F2 の搭載機器

名 称	用 途
短波帯太陽電波観測器 (RN)	太陽電波の異常放射 (バースト) の際の 5 MHz および 8 MHz における観測
宇宙線観測器 (CR)	低エネルギー電子と宇宙線バックグラウンドの長期観測
電離層プラズマ観測器 (ID)	電離層中の電子密度, イオン密度および電子温度の直接測定
地磁気姿勢計 (GAS)	2 個の磁力計および太陽センサによる衛星の姿勢の決定
内部環境計測器 (HK)	電源電圧, 電流および衛星内部温度の測定 (測定項目 3 2 項目)
テレメータ送信機 (TM-SA)	計測データの送信
コマンド受信機 (CM-SA)	地上よりのコマンド符号の受信および解説
電 源 (PS)	衛星電源 (太陽電池, 二次電池および附属機器)
衛星タイマ (MT-SA)	第 4 段ロケット切離し, レトロモータ点火, アンテナの伸展, プローブの展開およびニューテーション・ダンパの起動のタイマ
ニューテーション・ダンパ (ND)	衛星のスピンの軸周りの首振り減衰装置

(二) 実験の経過および結果

発射時刻: 昭和 46 年 9 月 28 日 13 時 00 分

打上げ場所: 東京大学鹿兒島宇宙空間観測所

発射角: 上下角 75 度 方位角 95 度

天 候: 晴

気 温: 23℃

地 上 風: 西北西 0.8 m/sec

発射後, 第 1 段から第 3 段に至る各ロケットおよび補助ブースタは正常に燃焼し, また, これらの切離し, ノーズコーンの開頭, その他の動作も予定どおり行なわれた。第 3 段ロケット切離し後 2 秒でデスピソモータが点火し, デスピンを行なった後に姿勢制御が開始された。姿勢制御装置は正常に作動し, ピッチ軸およびヨー軸については約 10 秒間, ロール軸については約 2 秒間で, ジャイロ設定角に対し 0.5 度以内の精度をもって機体軸を制御し, 第 4 段ロケットおよび衛星は水平に向けられた。

姿勢制御開始後 61 秒 (発射後 4 分 49 秒) 後に計画どおり制御モードが変更されて, ロール制御ジェットによって約 14 秒間に 0.8 rps のスピンの与えられ, 次に, リスピンモータの作動によりスピンは 2.8 rps に上げられた。発射後 5 分 2 秒に遮断弁が閉じられ, 姿勢制御が完了したが, これらの一連の姿勢制御が極めて順調に行なわれたため, 過酸過水素の消費量は, 搭載していた 6 ℓ を大幅に下回る 0.7 ℓ にとどまった。

第 3 段までのロケットの飛しょう経路は, 発射上下角 78.8 度相当であり, 第 4 段ロケット点火のためのコマンド電波は, 発射後 9 分 49 秒に地上から送信された。これにより第 4 段ロケットは, 高度約 879 km において, 発射後 11 分 29 秒から約 40 秒間燃焼し, 衛星 MS-F2 および第 4 段ロケットが衛星軌道に打ち出された。

最初のMS-F2からの電波は、東京大学鹿児島宇宙空間観測所（内之浦）、宇宙開発事業団勝浦電波追跡所、同沖繩電波追跡所および郵政省電波研究所鹿児島支所において受信され、その後、米航空宇宙局（NASA）のサンチャゴ、キトーおよびヨハネスブルグの各局で順次受信された。

内之浦における第1週の受信は、同日14時58分18秒（日本標準時間）から15時15分32秒（同）の間に行なわれ、MS-F2が軌道にのったことが確認されるとともに、第4段ロケットの切離し、電離層プラズマプローブの展開、太陽電波アンテナの伸展およびニューテーションダンパの作動が確認された。

MS-F2は「しんせい」と命名され、その国際標識は、1971-080Aとされた。

衛星に搭載した機器等は、電子温度プローブが開頭直後から異常を示したことを除き、すべて正常に作動し、軌道上における観測を開始した。

その後、「しんせい」は順調に周回を続けており、第40周頃から宇宙線観測器のガイガー計数管の一つに不調をきたしたが、打上げ後満60日を経た11月27日21時（日本標準時間）の観測では、この1個のガイガー計数管と打上げ時に故障した平面プローブを除き、その他の搭載機器および太陽電池は、正常に作動し、また、衛星の環境も極めて安定した状態にある。

なお、宇宙開発事業団が行なった同衛星の軌道追跡による定常飛しょう段階（人工衛星打上げ時から7日間を経過した後をいう。）の軌道要素は、表3のとおりである。

表3 定常飛しょう段階の軌道要素

基 準 時 刻	昭和46年10月10日00時00分
軌道長半径 (km)	7750.355
離 心 率	0.06433
軌道傾斜角 (度)	32.057
昇交点赤径 (度)	62.994
近地点引数 (度)	195.026
近地点平均離角 (度)	191.567
周 期 (分)	113.172
近地点高度 (km)	873.607
遠地点高度 (km)	1870.773

(2) 実験結果の分析および今後の対策

M-4S-3号機の打上げ実験は、第1号科学衛星MS-F2の打上げという所期の目的を達成した。「しんせい」の搭載機器については、観測器の一部に故障があったが、他の機器は正常で、衛星内の環境も正常な状態に保たれている。

しかし、細部にわたって検討すると次のような問題点が考えられる。

(1) M-4S-3号機については、

- ① ロケットモータの燃焼は正常で、その特性は計画値とほぼ一致している。しかし、上空の西風が強かったため、ランチャ上下角を予定の上下角775度から35度下げるといふ大きな修正が必要であった。しかし、これ程低い角度で発射した場合には、風の変化によ

ては、飛しょう経路がかなり低くなることが予想されたため、ラン  
チ上下角75度が選ばれ、これにより、実際の飛しょう経路は、  
予定経路より高めの78.8度発射相当のものとなった。その結果、  
衛星の軌道は、計画値(近地点高度:708km,遠地点高度:3,150  
km)からずれたものとなった。

今後風と発射角設定との問題をさらに検討する必要がある、また、現在  
開発をすすめている二次流体噴射推力方向制御装置へ期待するところが  
大きい。

- ② 第2段ロケットの6枚の飛出しフレヤのうち2枚のフレヤの開傘  
終了信号が得られていない。ただし、この点については、開傘ピス  
トンの起動が全フレヤについて確認され、また、第2段の飛しょう  
経路にも異常が認められていない。したがって、今後、信号系統を  
含め、同信号が得られなかった原因を検討する必要がある。

(ロ) 第1号科学衛星「しんせい」については、

- ① 打上げ時の電子グローブの損傷は、空力加熱によるものと推定さ  
れ、空力加熱について、十分対策を講ずる必要がある。
- ② 宇宙線観測器のガイガー計数管の不調は、高電圧回路に障害が起  
きたためであると推定される。このため、高真空下に長時間おいた  
場合の高電圧回路の特性をより詳細に検討し、障害防止の方途を明  
らかにする必要がある。

## 2. L-4SC-1号機の打上げ実験

### (1) 実験の概要

#### (イ) 実験の目的

L-4SC-1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。)装置を適用して衛星軌道

の精度向上を図る観点から、同装置の機能実験を行なったものである。

今回の実験の目的は、第1に、前回のK-10-3号機による実験  
をさらに一歩進め、ピッチプログラムに従ったSITVC装置の制御特  
性を試験し、第2に、SITVC装置によるロケットの燃焼中における  
飛しょう安定の効果を調査することであった。なお、SITVC装置に  
よる制御は第2段ロケットで行なわれた。

#### (ロ) L-4SC-1号機の概要

L-4SC-1号機はL-4S型ロケットをもとにしたもので、  
SITVC装置の機能実験を行なうための試験ロケットであり、その形  
状は図4に、また、主要な諸元は表4に示すとおりである。

L-4SC-1号機は、L-4S型ロケットと比較して、次のよう  
な諸点が異なっている。

- ① 第1段ロケットの補助ブースタを<sup>着</sup>装着していない。
- ② 第1段ロケットの切離しには、SITVC装置の損傷を防止するた  
め、従来の成形火薬により焼き切る方法に代えて、セパレーション  
ナットによる方法を用いている。
- ③ 第2段ロケットのノズル周辺部と尾翼筒との間の空間にSITVC  
装置を装着している。
- ④ 第1段ロケット切離し後スピンを与えないこととしたため、第2  
段ロケットに装着してあった1対のスピンモータを取り除き、また、  
スピンの減衰を防ぐための第2段ロケット尾翼の傾角も省いている。

- ⑤ 第2段ロケット燃焼中にロール制御を行なうため、過酸化水素ガスジェットを第2段ロケット上部に装着している。
- ⑥ 第3段ロケットは、L-4 S型ロケットと同じ重量と形状を有する中空のダミーであって、第2段ロケットと一体になっている。
- ⑦ 第2・3段(1体)ロケット切離し後、第2段ロケットの残留推力による衝突防止を図るため、姿勢制御装置下端に小型ロケット(キックモータ)を装着している。
- ⑧ 第3段ロケットには、デスピナーモータを装着していない。
- ⑨ 第4段ロケットはL-4 S型ロケットの球形モータと同じものであるが、推進薬を約60%に減らしている。

なお、本実験の主目的であるSITVC装置の主要諸元は、表5に示すとおりである。

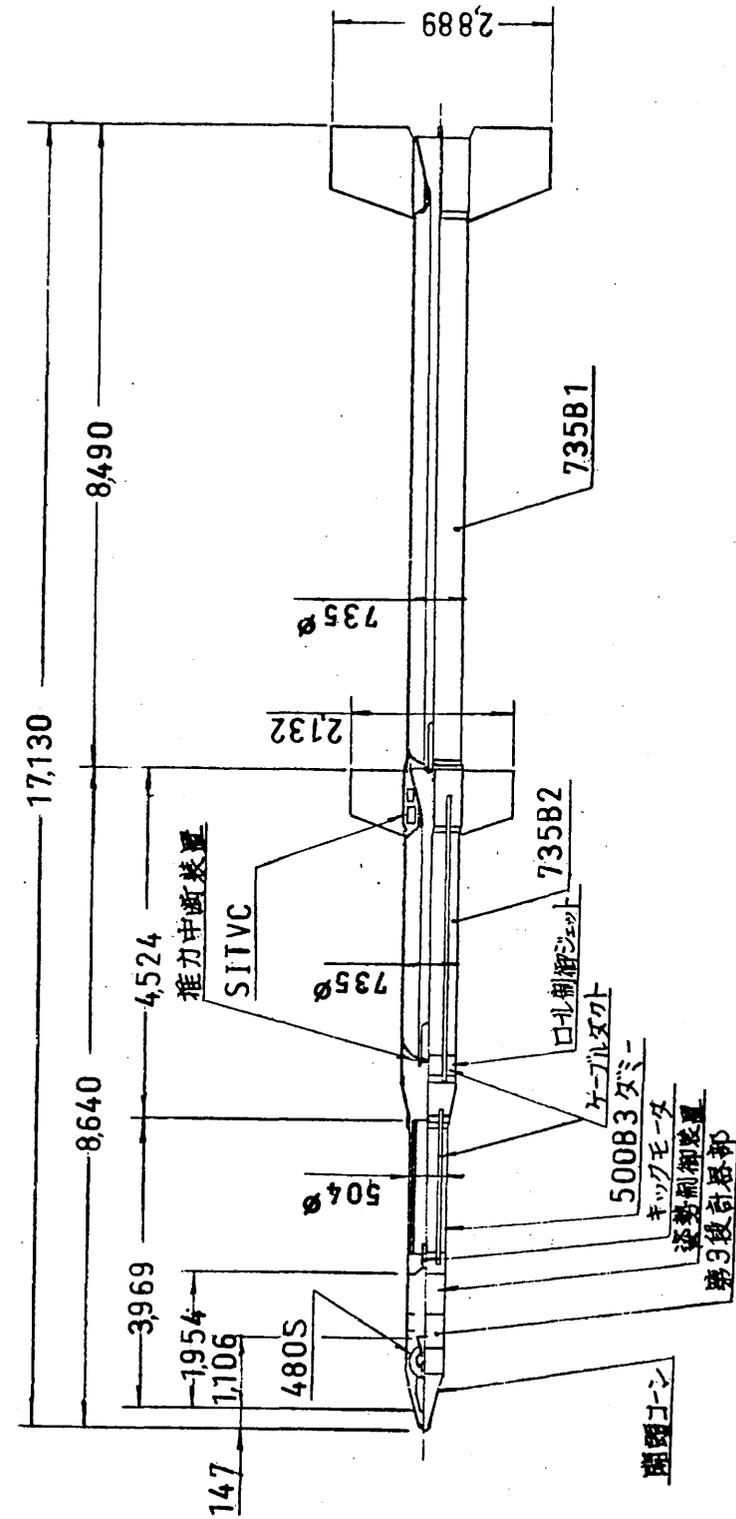


図4 L-4 S0-1号機全体図

表4 L-4SC-1号機諸元

	第 1 段	第 2 段	第 4 段
全 長 (m)	17.130	8.720	1.108
直 径 (m)	0.735	0.735	0.483
点火時重量 (kg)	8,573	3,674	120
推進薬重量 (kg)	3,892	1,810	53
燃 焼 時 間 (s)	28	43	22

表5 SITVC 装置諸元

噴 射 液	フロン114B2 (4 弗化臭素エタン)	
	タンク個数	8 個
	初期フロン容積	37.5 ℓ
	初期フロン重量	82.5 kg
加 圧 ガ ス	窒 素 (N <sub>2</sub> )	
	タンク個数	8 個
	充填圧力	58 kg/cm <sup>2</sup>
	初期N <sub>2</sub> 容積	7.5 ℓ
噴 射 弁	ON-OFF型電磁弁, 1象限当り 2個	
初期噴射流量	1.5 kg/sec	
初期横推力	220 kg (主推力の2%)	
有効作動時間	4.4 sec	

(c) 実験の経過および結果

発射時刻：昭和46年8月20日14時10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 75度

方位角 142度

天 候： 晴

気 温： 23℃

地 上 風： 0 m/sec

第1段ロケットは正常な燃焼および飛しようを続け、発射後33秒にその切離しが行なわれた。

発射後42秒に第2段ロケットに装着したSITVC装置およびロールジェット装置が作動を開始し、同43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の作動により機体軸の方向を変える運動が開始されたが、ピッチ方向制御が不能であったため、発射後54秒から機体軸は、予定の姿勢より次第に頭を下げる方向に傾けられ、この結果、ロケットは予定より低い軌道を飛しようした。

第2・3段(一体)ロケットの切離しは、発射後96秒に行なわれ、キックモータは正常に点火し、同98秒から姿勢制御が開始された。

しかし、第2段ロケットSITVC装置の作動時と同様に姿勢制御時においても、ピッチ方向制御が不能であり、機体軸を所定の方向に向けることができなかった。

発射後171秒に姿勢制御モード変更が行なわれ、ロールジェット

により機体に約3 rpsのスピニングが与えられたが、機体の姿勢は、大きな変動を示し、ジャイロがジンバルロックを起した可能性が認められたので、253秒に精測レーダを通じてコマンドを送信し、第4段ロケットの点火を停止した。

第4段ロケットおよび第2・3段(一体)ロケットは、約150kmの高度に達した後、発射後7分10秒に内之浦南東約600kmの水域に着水した。

## (2) 実験結果の分析および今後の対策

L-4SC-1号機の打上げ実験によって、SITVC装置の動作特性およびピッチプログラムによる特性の一部は得られたが、上記のように所期の目的を十分に達成することはできなかった。その問題点は、以下のとおりである。

(イ) SITVC装置作動時および姿勢制御時におけるピッチ方向制御の不具合の原因は、それぞれ発射時の衝撃によるピッチダウンエンジン制御回路およびプログラム値変更リレー回路の故障と推定される。

この原因としては、①部品の故障②回路の断線が考えられるが、得られたデータの内容、部品の追跡調査の結果および構造上の観点からみて、電気部筐体間の配線の断線によるものと推定される。このため、発射前作業における取扱い、または、発射時の衝撃により起こりうる配線の引張り、捻れ等を十分考慮して設計を改善する必要がある。

(ロ) 第2段ロケット点火時から数秒間、ロール制御エンジンの作動に伴って大きな外乱トルクが発生し、機体を回転させたが、これは、宇宙開発事業団が実験を行なったLS-C型ロケットおよびJOR型ロケ

ットの打上げ実験で起った外乱トルクの現象と類似するものであり、第2段ロケットのロールエンジンジェットと尾翼との空力的干渉により生じたものと推定される。このため、LS-C型ロケットおよびJOR型ロケット打上げ実験で得られたデータとあわせて、この解明を行なうとともに、このロールエンジンジェットを翼面ジェットとする等の措置を講ずる必要がある。

(ハ) 第4段ロケットメインテレメータの受信レベルが低い値を示したが、これは、テレメータ送信機からアンテナに至る間の伝送回路中、2つのアンテナへの分岐点以降のどちらかのコネクタの断線または接触不良によるものと推定される。この点については、これら部品の選定に十分注意するとともに、事前のチェック・アウトおよび打上げまでの保守に細心の注意を払う必要がある。

## II 宇宙開発事業団関係の打上げ実験

### 1. LS-C-5号機の打上げ実験

#### (I) 実験の概要

##### (i) 実験の目的

LS-C-5号機の打上げ実験は、液体ロケットの飛しょう性能を確認するとともにジンバル制御装置、ジャイロ機器およびガスジェット制御装置を用いて第2段ロケット燃焼中に3軸姿勢制御試験を行ない、あわせて、第1段ロケット燃焼中にガスジェットを噴射させることにより、外乱トルクの測定を行なうことを目的としたものである。

##### (ii) LS-C-5号機の概要

LS-C型ロケットは、人工衛星打上げ用ロケットに使用する液体ロケットの基礎技術の開発を目的としたもので、第1段固体ロケット、第2段液体ロケットの2段式ロケットであり、LS-C-5号機の形状および諸元は、それぞれ図5および表6に示すとおりである。

LS-C-5号機については、LS-C-4号機と比較して、以下の改修を加えている。

- ① 機体のジンバル制御特性を向上させるため、第2段ロケット尾翼スパンを短縮し、空力安定マージンを減少させた。
- ② 第1段切離しの信頼性を向上させるため、接手方法をセパレーションナットと爆発ボルトとの組合せ方法に変更した。
- ③ ジャイロ信号によりジンバル制御を行なうため、信号演算部を追加した。
- ④ ジンバル制御を行なうため、それぞれ3軸のレートジャイロおよ

び積分ジャイロを搭載し、また、ピッチ軸変更のためのプログラムを搭載した。

- ⑤ 第1段ロケット飛しょう時の外乱測定および第2段ロケットのロール制御を行なうためのガスジェットを、それぞれ50kgおよび10kgガスジェットとした。

図5 LS-C-5号機の外形

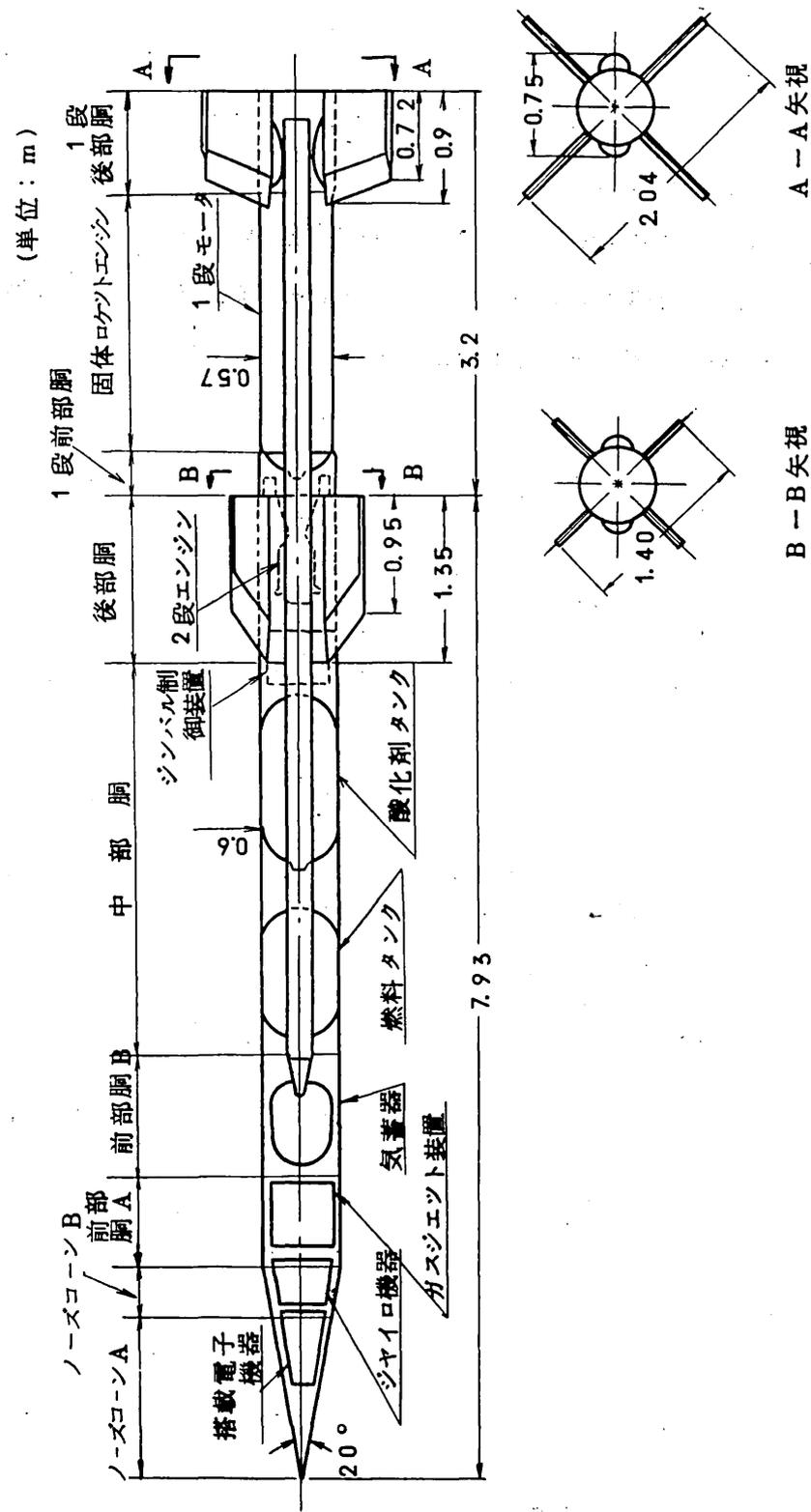


表6 LS-C-5号機の諸元

項目		諸元	
		第1段	第2段
寸 度	長さ (m)	3.20	7.93
	全長 (m)	11.13	
	胴 径 (m)	0.57	0.60
	翼 幅 (m)	2.00	1.40
	翼弦長(付根部) (m)	0.90	1.35
重 量	各段重量(全備) (ton)	1.03	1.52
	全重量(全備) (ton)	2.55	
エンジン	形 式	管構造硝酸再生冷却式液体 内面燃焼式固体ロケット	
	推 進 薬	ポリブタジェン系コンポジット	硝酸/UDMH
	推進薬重量 (ton)	約0.70	約0.67 (硝酸UDMH)
	総推力 (ton-sec)	約147	約134
	燃焼時間 (sec)	約8.3	約40
	平均有効推力 (ton)	約17.8	約3.4
	燃焼圧力 (kg/cm <sup>2</sup> )	約33	約15
	比推力 (sec)	約212	約200
分離装置	方 式	爆発ボルトおよび爆発ナット(3個)	
	時 間 設 定	タイマ	
搭載機器	電 子 機 器	トランスポンダ装置 テレメータ送信装置 応急停止受信装置	
	ジャイロ機器	積分ジャイロパッケージ レートジャイロパッケージ タイマ プログラマ インバータ	
	ガスジェット制御装置	ガスジェット装置 制御電子機器装置	
	ジンバル制御装置	制御電子機器装置 油圧サーボ装置	

(1) 実験の経過および結果

発射時刻：昭和46年9月10日15時47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75度

：方位角99度

天候：曇

気温：29℃

地上風：南西6m/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11秒にその切離しが行なわれた。第2段ロケットは、発射後15秒で点火のあと、正常に燃焼を続け、発射後51秒に燃焼を終了した。その後、高度約53kmに達した後、水平距離約150kmの水域に着水した。第1段ガスジェット装置は、タイマからの信号で、発射後7秒および9秒に予定どおり噴射し、第1段でのガスジェット噴射による外乱トルクの測定を行なった。

第2段ガスジェット装置は、発射後21秒から38秒までロール制御を行なったが、ロールを止めるに至らなかった。また、発射後38秒で、全ガスジェットが開放状態になり、発射後42秒に過酸化水素が全部消費されてしまった。

第2段ロケットのジンバル制御装置は、<sup>タイマ</sup>~~プログラム~~に従って発射後42秒からピッチ軸およびヨウ軸の制御を開始し、発射後44秒からはピッチ軸のプログラム制御を行なった。

(2) 実験結果の分析および今後の対策

今回のLS-C-5号機の打上げ実験においては、液体ロケットの飛しょう性能の確認およびジャイロ機器を連動させたジンバル制御装置の作

動の安定性の確認を行ない、あわせて第1段ロケット燃焼時の外乱トルクの測定を行なうことができた。

しかし、ジンバル制御特性については、ロール角が保持されなかったため、予定された正常な状態でのジンバル制御特性の把握はできなかった。ロールを止めることができなかった原因は、外乱トルクの影響とガスジェット装置の故障である。外乱トルクの影響については、事前に予想し、ロール制御開始を発射後21秒とし、ジンバル制御開始を発射後42秒まで遅らせることとしていた。

しかし、発射後38秒ですべてのジェットが開放してしまったこともあり、発射後42秒までの間にロールが停止しなかった。すべてのガスジェット装置が開放状態になったのは、ガスジェット制御電子機器内のリレーが電氣的故障で、誤作動したためと推定される。

このほか、ロケット搭載トランスポンダからの信号強度が低下し、発射後128秒から214秒の間、地上からの追尾が不能となる不具合を生じた。

これらについては、部品の追跡調査、各種試験結果等の再調査を行ない、原因を解明するとともに、これに基づいて適切な措置を講ずる必要がある。

なお、今回のLS-C-5号機には、フリージャイロを搭載していなかったが、LS-C-6号機については、これを搭載する等、実験機の姿勢を検出しうるよう措置する必要がある。

## 2. JCR-6号機の打上げ実験

### (1) 実験の概要

#### (イ) 実験の目的

JCR-6号機の打上げ実験は、第二段ロケット慣性飛しょう中にガスジェットによる3軸制御実験を行ない、ガスジェット制御装置の機能、制御特性等を確認するとともに、飛しょう中における外乱に関する測定を行なうことを目的としたものである。

#### (ロ) JCR-6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等の開発を目的とする2段式固体ロケットであり、JCR-6号機の形状および諸元は、それぞれ図6および表7に示すとおりである。

JCR-6号機がJCR-5号機と比較して異なる点は、ジャイロ機器にロール軸フリージャイロを加えたこと、第1・2段ロケット間の切離し部の直径を大きくしたこと等である。

図6 JCR-6号機の外形

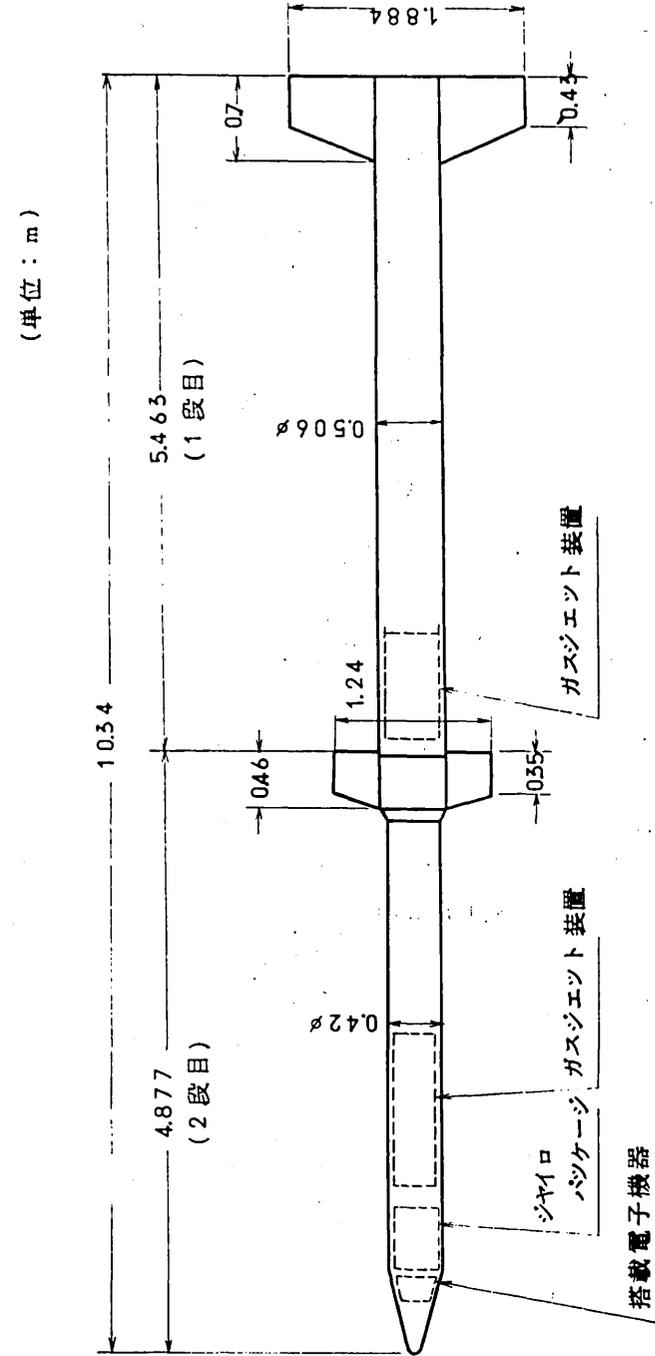


表7 JCR-6号機の諸元

項 目		諸 元	
		第 1 段	第 2 段
寸 度	長 さ (m)	5.463	4.877
	全 長 (m)	10.34	
	胴 径 (m)	0.506	0.42
	翼 巾 (m)	1.884	1.24
	翼弦長(付根部) (m)	0.7	0.46
重 量	各段重量(全備) (ton)	1.445	0.784
	全重量(全備) (ton)	2.229	
エンジン	型 式	内面燃焼式固体ロケット	
	推 進 薬	ポリブタジエン系コンポジット	
	推進薬重量 (ton)	0.937	0.321
	推進薬長 (m)	3.965	1.7
	総 推 力 (ton-sec)	214	73.2
	平均推力 (ton)	1.14	4.8
	燃焼時間 (sec)	※ 18.8	※ 15.4
	比 推 力 (S.L)(sec)	229	228
分離装置	方 式 時 間 設 定	爆発ボルト(4本); 分離スプリング タイマ	
搭載機器	電 子 機 器	レーダトランスポンダ装置 テレメータ送信装置 コマンド受信装置 計測装置, 電源, 速度計	
	ジャイロ機器	積分ジャイロ フリージャイロ タイマ プログラマ インバータ	
	制 御 機 器	ガスジェット装置 制御電子機器装置	ガスジェット装置 制御電子機器装置

※ 燃焼時間は、平均推力の10%までとした。

(4) 実験の経過および結果

発射時刻：昭和46年9月17日15時40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73.3度

方位角97.5度

天 候：曇

気 温：26℃

地 上 風：北西3m/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40秒で点火の後、発射後378秒で水平距離約350kmの水域に着水した。

低高度飛しょう中のロール制御特性(外乱トルクを含む。)を調べることを目的とする発射後5秒、16秒および25秒における各1秒間の第1段ガスジェットの噴射は、正常に作動したことが確認された。発射後27秒から、フリージャイロおよびレートジャイロを用いて、発射時に定めたロール軸を基準とする制御を開始し、機体の回転を止める方向にガスジェットを噴射し続けたが、第1段ロケット切離し時の発射後38秒までには、機体の回転を停止できなかった。

第2段ガスジェット制御装置は、第1段ロケット切離しと同時に作動を開始し、発射後51秒でスピンを停止させ、定値制御に移行した。

さらに、発射後64秒で、ピッチおよびヨウ積分ジャイロをアンケージすると同時に、その時の積分ジャイロ基準を姿勢基準とする3軸制御を開始し、発射後67秒から85秒まで、ピッチプログラムによ

る姿勢変更を実施した。

その後、発射後378秒から着水する直前まで、 $\pm 1.0$ 度の精度で定値制御を継続した。

## (2) 実験結果の分析および今後の対策

今回のJCR-6号機の打上げ実験においては、慣性飛しょう中のガスジェット制御装置の機能、制御特性等が確認されるとともに、外乱トルクの測定が行なわれ、所期の目的をほぼ達成したものとする。

## Ⅲ 総合意見

1. 東京大学宇宙航空研究所が打ち上げたM-4S-3号機は、風の影響の問題を除けば、人工衛星打上げ用ロケットとして完全にその使命を果たし、わが国初の本格的科学衛星「しんせい」を軌道にのせることに成功した。

L-4SC-1号機については、ピッチ方向制御の不具合等を生じたため、所期の目的を十分に達成することはできなかった。

このL-4SC型ロケットによるSITVC装置の制御特性試験は、MロケットにSITVC装置を適用する前の重要なステップであるので、今後、今回の実験にみられた問題点について十分な検討を行ない、その結果を踏まえて、再度この実験を行なう必要がある。

2. 宇宙開発事業団が打ち上げたLS-C-5号機については、ガスジェット装置の電氣的不具合もあり、所期の目的を十分に達成することはできなかった。このため、今回完遂することができなかったジンバル機構による制御技術の実験については、電氣的誤作動の対策を講じた後、LS-C-6号機を使用して再度実験を行なうことが望ましい。

JCR-6号機については、所期の目的をほぼ達成することができた。なお、JCR型ロケットおよびLS-C型ロケットの打上げ実験には、共通にロール制御に伴う外乱トルクの影響の問題があるが、今回の実験によって、この外乱トルクの実態は、おおむね把握することができたと思われる。また、この外乱トルクは、Nロケットの打上げの際に直接影響を与える問題ではないと考えられるので、今後の実験計画においては、できる限り外乱トルクの影響を受けることのない実験項目に重点をおく必要がある。

る。

3. 今回の打上げ実験においては、M-4S-3号機が第1号科学衛星「しんせい」を軌道にのせることに成功し、さらに、その後、「しんせい」が一部の故障を除き、総じて順調な観測を続けていることは、わが国の宇宙開発にとって極めて意義深いことである。

その他の実験については、従来比較的問題の少なかった電気系統の故障が生じていることが注目される。したがって、今後とも、信頼性の確保について、幅広くかつ適確な措置をとることができるよう一層努める必要がある。