

委15-2

宇宙開発委員会技術部会
報 告

(昭和47年度8～9月期ロケット打上げ実験の評価について)

昭和47年12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6回ロケット打ち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-4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LS-C-6号機の打上げ実験の結果とし、昭和47年11月27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

M-4 S-4 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 12

II 宇宙開発事業団関係

LS-C-6 号機の打上げ実験 14

(1) 実験の概要 14

(2) 実験結果の分析および今後の対策 18

III 総合意見 20

参考 1. 昭和 47 年度 8 ～ 9 月期 ロケット 打上げ 実験 の
評価について 22

参考 2. 技術部会第 1 分科会構成員 23

I 東京大学宇宙航空研究所関係

M-4 S-4 号機の打上げ実験

(1) 実験の概要

(i) 実験の目的

M-4 S-4 号機の打上げ実験は、第2号科学衛星を打ち上げ、プラズマ密度、温度、電磁波動現象、放射線帯電子フラックスおよび地球磁場変動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-4 S-4 号機の概要

M-4 S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-4 S-4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。

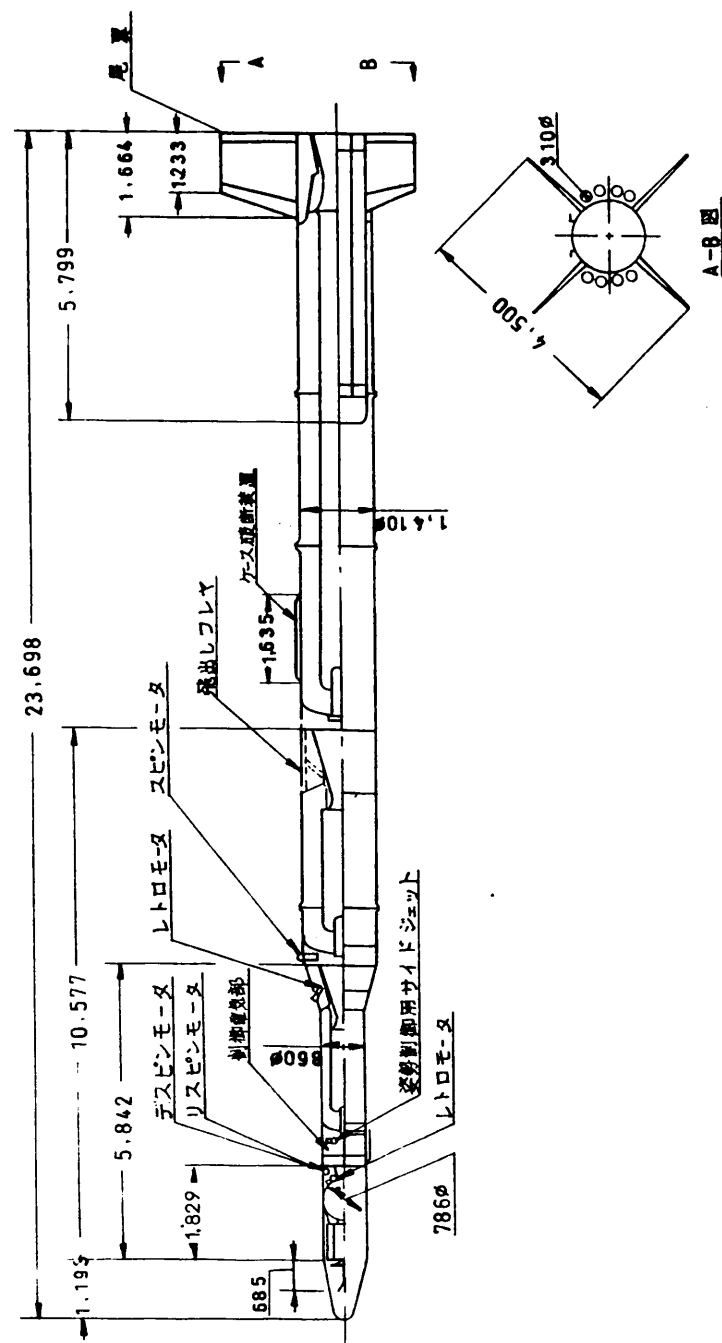


図1 M-4S-4号機の形状

表1 M-4S-4の諸元

	第1段	第2段	第3段	第4段
全 長 (m)	23.698	10.577#	5.842	1.829
直 径 (m)	1.410	1.410	0.860	0.786
各 段 点 火 時 重 量 (kg)	39,433 4,089:SB 43,522	13,125	3,306	450 75:SA 525
推 進 薬 重 量 (kg)	20,536 2,705:SB 23,241	7,110	1,974	380
平 均 推 力 (ton)	75.1* 77.6:SB	29.1	13.1	2.6
燃 焼 時 間 (sec)	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含んだ数値である。1、2、3段個別の長さ重量は次のとおりである。

段	長さ(m)	重量(kg)	備 考
1	11.929	26,308	{ 補助ブースタ含まず、ノーズコン 135kgを含む
2	4.835	9,819	
3	4.012	2,781	

M-4S-4号機については、M-4S-3号機に対して次のような改良を加えている。

- ① M-4S-4号機に搭載する第2号科学衛星の重量は75Kgで、M-4S-3号機による第1号科学衛星「しんせい」の重量66Kgにくらべてかなり重いので、第3段および第4段ロケットの構造について軽量化を図った。
- ② 第2号科学衛星の外形が、高さ68cmの八角柱の形であるのに対応して、ノーズコーンの形状を変更した。

このロケットに搭載された衛星は、第2号科学衛星REXSであり、第4段ロケットとREXSのノーズコーン内の配置は、図2に示すとおりである。

(イ) 科学衛星REXSの概要

M-4S-4号機に搭載された第2号科学衛星は、電波探測衛星 (Radio Exploration Satellite) であることからREXSと略称されている。

① 構造

REXSは、対角線77cm、高さ68cmの八角柱で重量は75Kgである。構体は、アルミニウム・ハネカムを用いた八角形の基板とその上下に取り付けた主柱部よりなる。基板のまわりの8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。

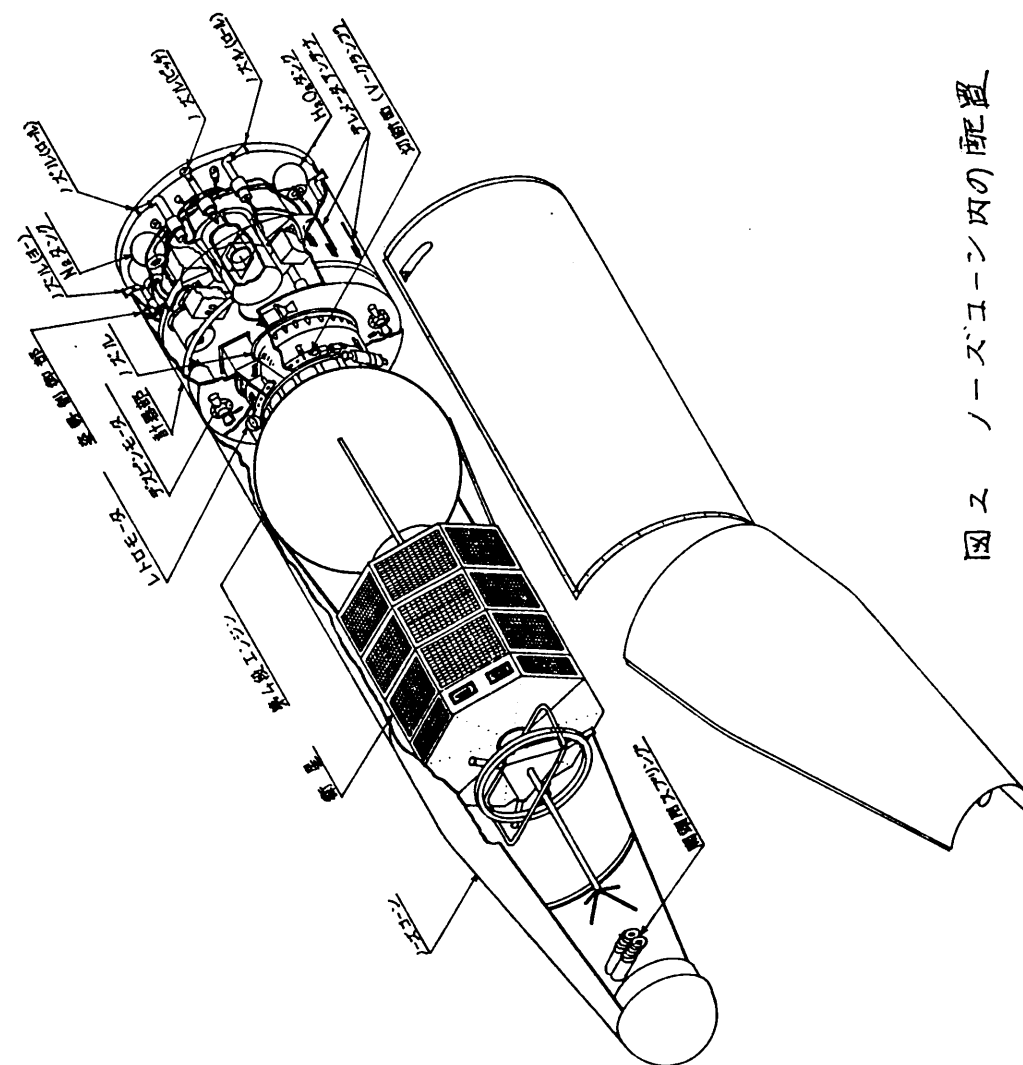


図2 ノーズコーン内の配置

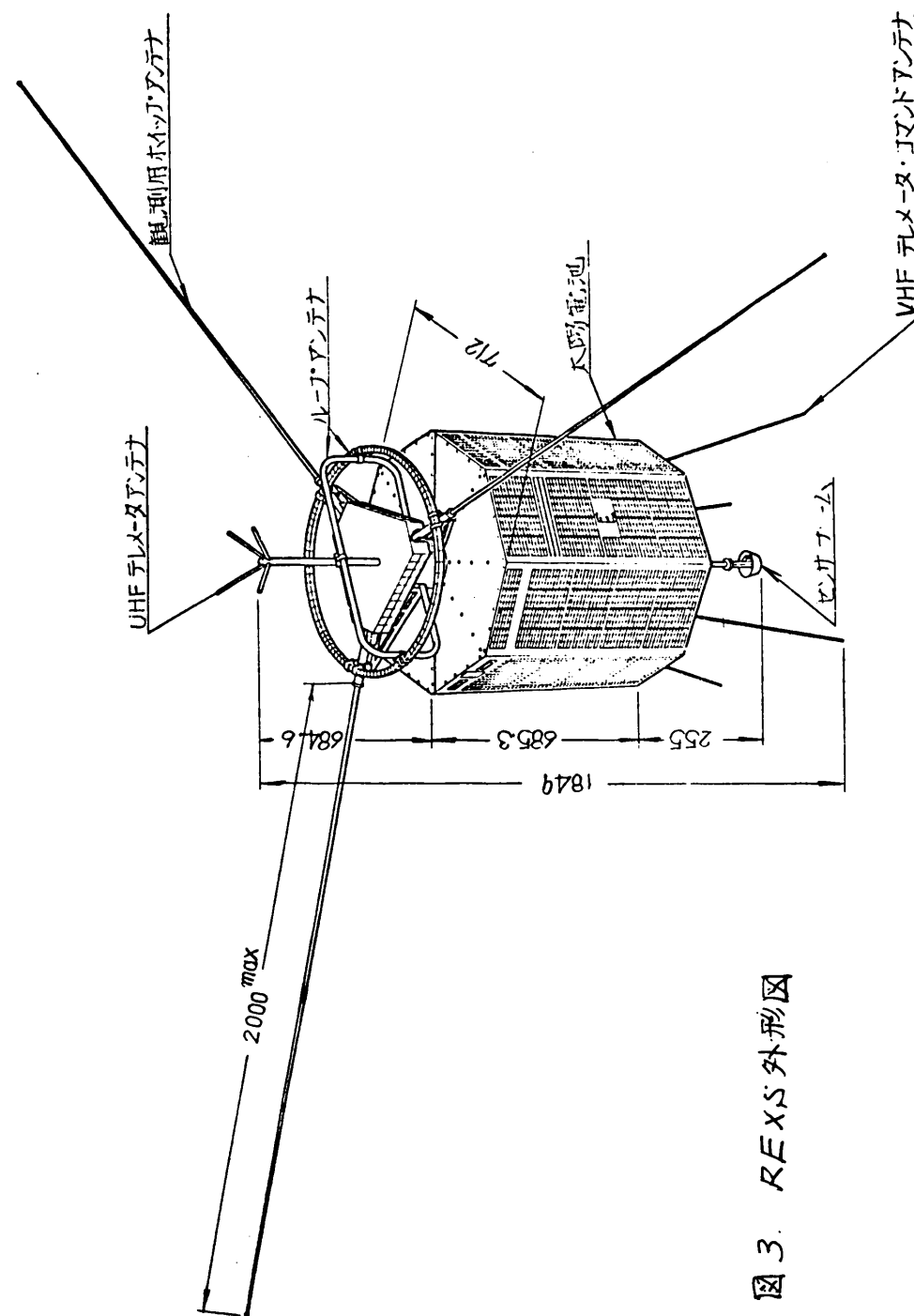


図3. REXS外形図

② 搭載機器

REXSの搭載機器は表2に示すとおりである。

表2 REXSの搭載機器

名 称	用 途
電磁波プラズマ波測定装置 (PWP)	磁気圏内に発生しているVLF帯の電磁波、 プラズマ波などの観測
プラズマ諸量測定装置 (IPS)	プラズマ密度、イオン組成などの観測
電磁波励起実験装置 (CIE)	磁気圏内の電子群にエネルギーを与え、ホ イスラー波との間にサイクロトロン不安定 を起させ、2次的に励起された電磁波の測定
電子フラックス測定装置 (EBA)	電子フラックスのエネルギー計測
磁場変動および衛星姿勢測 定装置 (MGS, SS)	磁力計による地球磁場変動の観測および磁 力計と太陽センサによる衛星の姿勢の決定
電子温度測定装置 (TEL)	電子温度の測定
太陽電池性能測定装置 (SCM)	太陽電池の放射線劣化特性の測定

内部環境計測装置 (HK)	衛星各部の温度、電圧、電流の測定、動作モードの監視
テレメータ送信装置 (TM-SA, DR)	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読
アンテナ (ANT-V, ANT-U)	テレメータ、コマンド送受用アンテナ(VHFアンテナおよびUHFアンテナ)
電 源 (PS)	衛星電源(太陽電池、二次電池および付属機器)
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、IPSアンテナの伸展、ニューテーション・ダンパの起動およびMGSセンサの突出しのタイマ
ニューテーション・ダンパと姿勢保持用棒磁石 (ND, MAG)	衛星のスピン軸周りの首ふり減衰装置および衛星全体の磁気能率を所定の値にする。

(二) 実験の経過および結果

発射時刻：昭和47年8月19日 11時40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74.4度* 方位角88度

* 上下角は76.5度に設定の予定であったが、設定角指示の誤差のためこの角度となった。

天 候：快 晴

気 温：29℃

地上風：南南西1.5m/sec

発射後各段ロケットの燃焼ならびに飛しょうは正常で、衛星打出し前の姿勢制御も順調に行なわれた。

第3段までのロケットの飛しょう径路は発射上下角75度相当で、第4段点火のためのコマンド電波が発射後5分29秒に地上から送信された。これにより、第4段は発射後7分8秒、高度284kmで点火し、約40秒間燃焼して、衛星と第4段モータ部が衛星軌道に打ち出された。

REXS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、同沖縄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)のキトー、サンチャゴ、アセンションおよびヨハネスブルグの各局ならびにフランス国立宇宙研究本部(CNES)のクールー、ブラザビルおよびラスパルマスの各局で受信された。

内之浦における第1周の受信は、同日14時30分00秒(日本標準時)から14時37分37秒(同)の間に行なわれ、REXSが軌道に乗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、電磁波とプラズマ観測用アンテナの伸展、磁力計および電子温度計センサの伸展が確認された。

REXSは「でんば」(DENPA、電波)と命名され、その国際標識

は1972-064Aとされた。

衛星に搭載した宇宙観測のための電磁波プラズマ波測定装置、プラズマ諸量測定装置、磁場変動測定装置、電子温度測定装置および衛星の工学的計測のための衛星内部環境計測装置、太陽電池性能測定装置はいずれも正常に作動した。電磁波励起実験装置には打上げ時に若干の異常が認められたが、軌道上における動作はほぼ順調であった。また、衛星姿勢測定装置のうち太陽センサのみは発射時より作動が不良であった。

「でんば」は順調に周回を続け、観測を行っていたが、第26週の8月22日9時04分（日本標準時）に初めて電子フラックス測定装置の電源を投入したところ、衛星の作動が異常となった。その主なものは、観測データを符号化する符号器（エンコーダ）のA/D変換器が正常に作動せず、そのためアナログ・チャンネルのデータが得られないこと、コマンド受信装置が誤動作をすること、400MHz送信機に電力の低下と変調特性の劣化が認められることなどである。

これ以後、観測データが得られなくなった。コマンド受信装置は、コマンド符号の変更によって受信解読がなされるようになった。しかし、コマンド項目は13項目づつ2群で構成されており、コマンド項目群を選択するリレーが応答しないため、26項目のコマンドのうち13項目は実行できない。

現在、搭載観測装置の電源はいずれも断の状態にあるが、符号器のデジタル・チャンネルは動作しているので、観測データのうち、デジタル・チャンネルを使用するものは、観測装置の電源が投入されれば取得できる可能性がある。しかし、前述のようにコマンド項目群選択のリレーが応答しないため観測装置の電源投入はできない状態にある。

136MHz送信機は正常に作動しており、400MHz送信機も特性に多少の劣化があるものの送信が続いているので、引き続き電波追跡、データ取得を行ない、群選択のコマンド送信を試みているが現時点まで、状況の変化は認められない。

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47年9月4日 00時00分 (世界標準時)
軌 道 長 半 径 (km)	9 7 7 4.3 2 6
離 心 率	0.3 2 1 9
軌 道 傾 斜 角 (度)	3 1.0 2 1
昇 交 点 赤 経 (度)	7.9 5 6
近 地 点 引 数 (度)	1 8 0.0 0 5
近 地 点 平 均 離 角 (度)	2 2 3.9 8 3
周 期 (分)	1 6 0.2 8 3
近 地 点 高 度 (km)	2 4 9.0 6 2
遠 地 点 高 度 (km)	6 5 4 3.2 6 0

(2) 実験結果の分析および今後の対策

M-4S-4号機の打上げ実験においては、第2号科学衛星REXSを軌道に乗せることに成功し、第26周まで観測データを取得することができたが、第26周以降観測を行なうことができなかった。

今回の打上げ実験における問題点は次のとおりである。

(イ) M-4S-4号機については、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、発射当日の風による分散の補正量を考慮して、発射上下角を76.5度に設定したが、ロケットの実際の飛しょう径路は予定の77.3度より下回って、約75度相当になった。その結果、衛星の軌道は計画値からはずれたものとなった。

これはランチャの上下角計に不具合があったため、ランチャの実際の設定角が、上下角計の指示値よりも2.1度だけ低い値となっていたことによるものである。

今後は、発射前後におけるランチャ等の地上設備についても、十分に点検、整備を行なう必要がある。

(ロ) 第2号科学衛星「でんば」については

① 太陽センサの不調は、回路の一部の特性が変化して他の配線系統などからの擾乱の影響を受け易くなったためと推定される。

太陽センサのデータは失われたが、磁場測定装置のデータから衛星の姿勢を決定することは可能であり、観測上の支障とはならなかったが、太陽センサの不調は、打上げ以前から起っていた可能性もあるので、今後はその動作を衛星がノーズコーン内に収納された後でも試験できるような配慮が必要である。

(2) 第26周に初めて電子フラックス測定装置の電源を投入した時、衛星の動作が異常となり、以後すべての観測が行えなくなったが、これは電子フラックス測定装置の高電圧回路に放電がおこり、その影響が各部に波及して過電圧に弱いICやトランジスタなどの半導体部品に損傷を与えたことによるものと推定される。

このため、高電圧回路の設計をより詳細に検討するとともに、高電圧使用機器の実装方法、放電防止のための充填材料の選択、充填方法等を十分検討し、宇宙環境下における高電圧を扱う技術の確立を図る必要がある。

③ 電磁波励起実験装置が、打上げ時に一時不調となったが、その後正常に作動し、観測を行なうことができた。

この不調は、プリント基板実装に構造上十分でない点があったため、軽度の接地が起こったものと推定される。

前述の電子フラックス測定装置についても、電源投入時に放電に先立って10Ω程度の短絡がおこったものと認められる。この短絡は、衛星の機能に永続的な損傷を与えたものではないと考えられるが、電磁波励起実験装置と同一実装方法をとっているプリント基盤部に問題があったものと推定される。

したがって、今後、搭載機器の設計、実装方法等について、電気的および機械的に、冗長性、隔離性等を十分検討し、信頼性の確保を図る必要がある。

II 宇宙開発事業団関係

LS-C-6号機の打上げ実験

(1) 実験の概要

(イ) 実験の目的

LS-C-6号機の打上げ実験は、液体ロケットエンジンの飛しょう環境における性能、機能を確認するとともに、ジャイロ信号により、ジンバル制御装置およびガスジェット制御装置を作動させ、これら装置の性能、機能を確認することを目的としたものである。

(ロ) LS-C-6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-6号機の形状および諸元は、それぞれ図4および表4に示すとおりである。

LS-C-6号機については、LS-C-5号機と比較して、以下の変更を行なっている。

- ① ロール角姿勢基準として、積分ジャイロに代り、フリージャイロを搭載した。
- ② 第1段モータの燃速制御薬の変更により推進薬の内孔形状、ノズルスロート径を変更した。
- ③ タイムシーケンス、テレメータ計測項目等を一部変更した。

- ④ ガスジェット制御装置の回路を一部変更した。

(2) 実験の経過および結果

発射時刻：昭和47年9月25日 15時05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72.5度

方位角108度

天候：曇

気温：23℃

地上風：北西5m/sec

図 4 LS-C-6号機の形状

(単位: m)

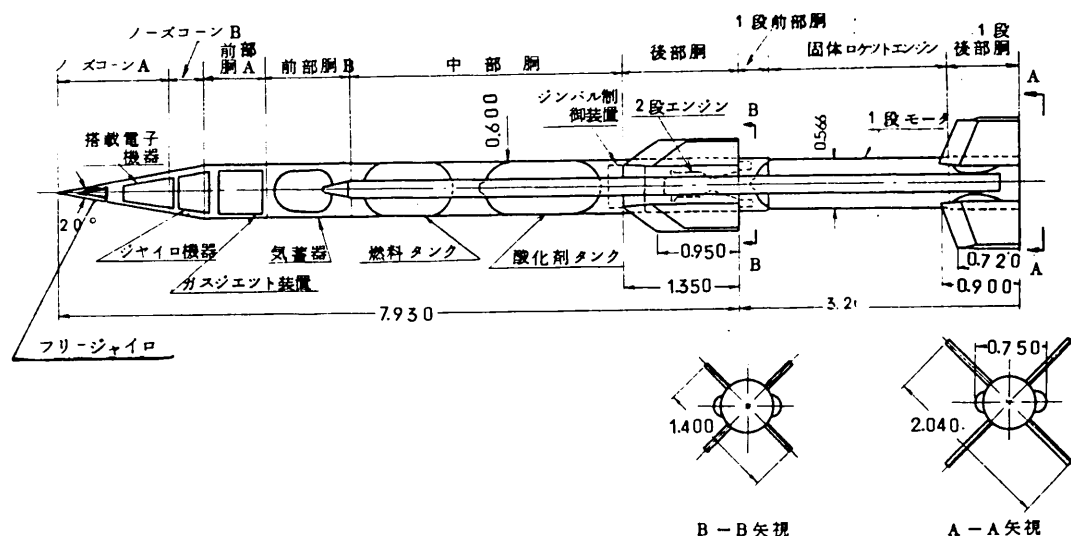


表 4 LS-C-6号機の諸元

		諸 元	
		第 1 段	第 2 段
寸 度	長 さ (m)	3205	7930
	全 長 (m)	11135	
	胴 径 (m)	0566	0600
	翼 幅 (m)	2040	1400
	翼弦長(付根部)(m)	0900	1350
重 量	各段重量(全備)(ton)	1.01	1.52
	全重量(全備)(ton)	253	
エンジン	型 式	内 面 燃 焼 式 固 体 ロ ケ ッ ト	管 構 造 硝 酸 再 生 冷 却 式 液 体 エ ン ジ ン
	推 進 薬	ポリブタジエン系コンボジット	
	推進薬重量 (ton)	0.67	0.66
	*総推力 (ton-sec)	151	125
	有効燃焼時間 (sec)	88	375
	*平均有効推力 (ton)	171	33
	最大燃焼圧力 (Kg/cm ²)	430	140
	*平均比推力 (sec)	226	193
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	フリージャイロパッケージ 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	

(注) *印は海面上の値

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13秒にその切離しが行なわれた。第2段ロケットは、発射後17秒で点火のあと、正常な燃焼を続け、発射後50秒に燃焼を終了した。第2段ロケットの全燃焼時間は予定より若干短かった。

第1段ガスジェット装置はタイマ信号で、発射後7秒および9秒に予定どおり噴射した。

第2段ガスジェット装置は発射後38秒から過酸化水素を全部消費した78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。

第2段ロケットのシンバル制御装置は、第2段飛しょう中の発射後21秒から47秒および63秒から80秒の間シンバル油圧が異常に低下し、その間正常な作動をしなかったが、油圧が正規の圧力を保持していた期間はジャイロ信号に追随して作動した。

(2) 実験結果の分析および今後の対策

今回のLS-C-6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ガスジェット制御装置の機能を確認することができた。

また、シンバル制御装置は油圧が正規の圧力を保持していた期間においては、ジャイロ信号に応じて作動したことを確認することができた。

シンバル制御装置が飛しょう中、一時制御機能を失ったのは、シンバル装置の油圧低下が原因であり、これは、シンバルジャンクションボックスとモータポンプ間の配線のハンダ付部が接触不良状態となったためと推定される。

なお、このシンバル制御装置の不具合によって発生した異常振動(15G以上)のために推進薬供給系または推進薬の注排液系配管が損傷し、飛

しょう中に推進薬がもれたため、第2段エンジンの燃焼時間が地上燃焼時間と比較して約5秒短かく、総推力で約16%不足したものと推定される。

今後、結線部については、その方法、冗長性等の検討を加える必要がある。

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-4号機は、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、第2号科学衛星「でんば」を軌道にのせることに成功した。

M-4S型ロケットは、2, 3, 4号機が、人工衛星の打上げに成功しており、人工衛星打上げ用ロケットとしての目的を達成したものと考える。

なお、今後、打上げに確実性を期するため、打上げ場における地上設備の点検、整備にも十分配慮を加える必要がある。

2. 宇宙開発事業団が打ち上げたLS-C-6号機は、ジンバル制御装置が一時的に不具合であったが、ガスジェット制御装置およびジンバル制御装置の機能については、ほぼ確認できたものとする。

なお、信頼性の確保を図るため、冗長性等について、今後十分検討を行なう必要がある。

3. 第2号科学衛星「でんば」は、第26周まで順調に作動を続けたが、第26周以降不具合を生じたことに鑑み、今後、宇宙環境下での高電圧の扱い方、搭載機器の実装方法等について、十分検討を行なう必要がある。

また、衛星の搭載機器に不具合が生じた場合に、その影響の波及を局部的に限定しうるような方策についても検討する必要がある。

4. 今後、衛星の機能が、ますます複雑化するものと考えられることから、人工衛星の開発にあたっては、その設計において十分信頼性を確保するよう配慮するとともに、製作技術、各種環境試験の順序等につ

いても十分検討を行なう必要がある。

参考1.

昭和47年度8～9月期ロケット打上げ
実験の評価について

昭和47年11月8日
宇宙開発委員会

昭和47年度8～9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6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47年12月末まで
に終えることを目途する。

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 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	郵政省電波研究所所長
	斎 藤 成 文	東京大学生産技術研究所教授
	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
	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 所長
	和 田 正 信	東北大学工学部教授