

委16-2

保存

宇宙企画課

昭和49年度1～2月期ロケット打上げ

実験の評価について(報告)

昭和50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、第一分科会において、東京大学宇宙航空研究所が行った昭和49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。）及び宇宙開発事業団が行った第11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、昭和50年4月24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。

なお、今回の調査審議は、東京大学宇宙航空研究所関係としては、M-3Cロケット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、試験用ロケット2号機の打上げ実験の結果を対象とするものである。

目 次

I 東京大学宇宙航空研究所関係	1
M-3C ロケット 2号機の打上げ実験	
1: 実験の概要	1
2 実験結果の分析	10
II 宇宙開発事業団関係	11
試験用ロケット 2号機の打上げ実験	
1 実験の概要	11
2 実験結果の分析	15
III 総合意見	16
参考 1. 昭和49年度1~2月期ロケット打上げ実験の評価について	17
参考 2. 宇宙開発委員会技術部会第一分科会構成員	18

I 東京大学宇宙航空研究所関係

M-3C ロケット 2号機の打上げ実験

1 実験の概要

(1) 実験の目的

M-3C ロケット 2号機の打上げ実験は、M-3C ロケット 1号機による試験衛星 MS-T 2「たんせい 2号」の打上げ成果に基づいて、第3号科学衛星 (SRATS) を打上げ、太陽 X線、太陽紫外線、地球のコロナ及び中間紫外放射、正イオンの組成、温度及び密度並びに電子の温度及び密度の観測を行うことを目的としたものである。

(2) M-3C ロケット 2号機の概要

M-3C ロケットは、科学衛星打上げのために計画された3段式ロケットである。

M-3C ロケット 2号機の形状及び諸元は、それぞれ図1及び表1に示すとおりである。

M-3C ロケット 2号機は、M-3C ロケット 1号機と比較して、主として次のような改良を加えている。

- ① 第3段ロケットのモータケースの軽量化を図ることによって推進薬重量を約20kg増加し、性能の向上を図った。
- ② M-3C ロケット 1号機の打上げ実験における2次流体噴射推力方向制御(以下、「SITVC」という。)装置の噴射液の消費量からみて、その搭載量を1号機の半分の約40ℓとし、噴射液タンクの個数を8個から4個に減らした。

(3) 第3号科学衛星 (SRATS) の概要

第3号科学衛星 (SRATS: Solar Radiation and

Thermospheric Structure Satellite) は、太陽放射線と地球熱圏との相互作用を研究するための衛星であり、その重量は約 86kg、形状は図2に示すとおりである。また、S.R.A.T.Sに搭載されている主要機器は表2のとおりである。

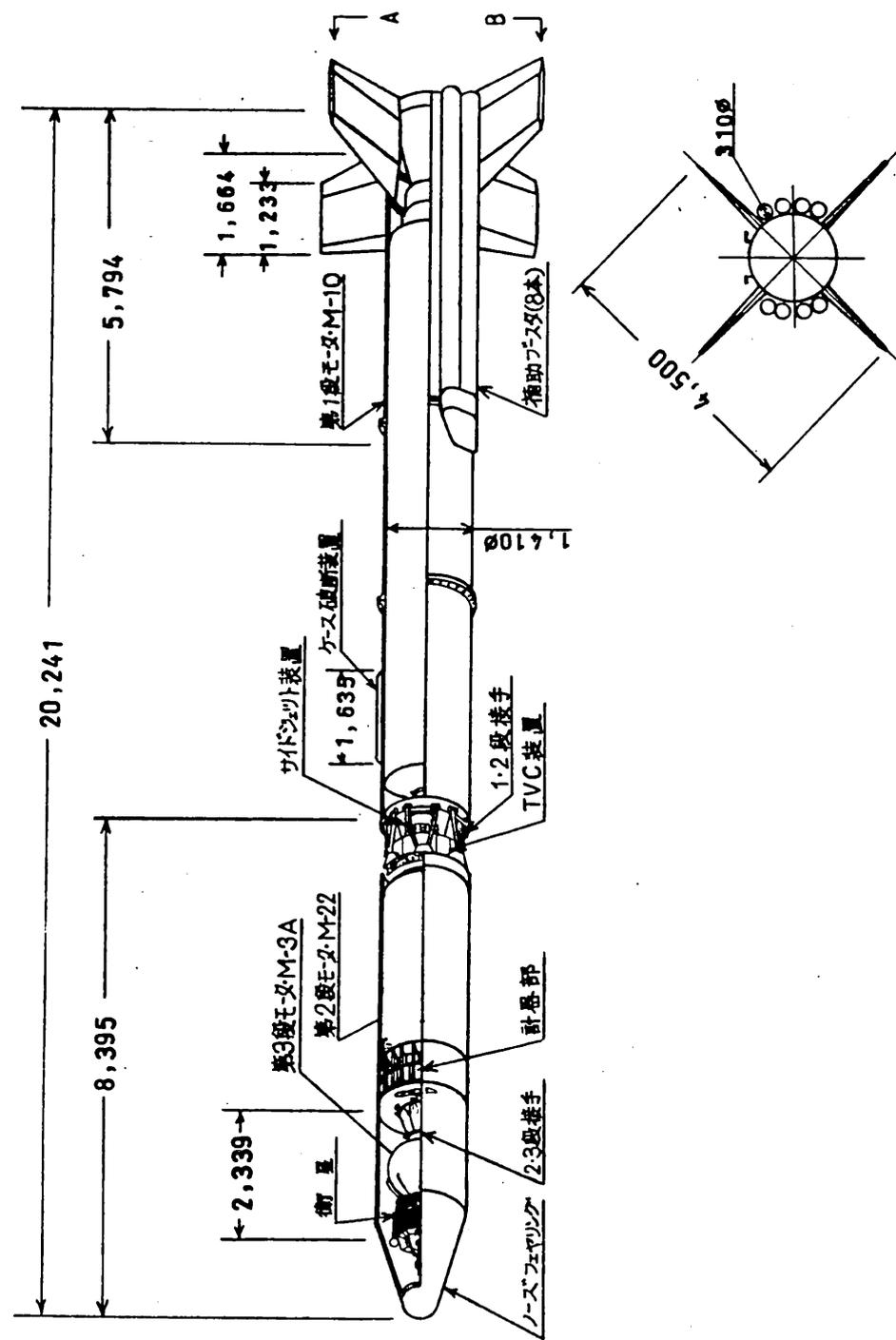


図1 M-30ロケット2号機の形状

A-B

(単位: mm)

表1 M-3Cロケット2号機の諸元

	1 段	2 段	3 段
全 長 (m)	20.241	8.395	2.339
直 径 (m)	1.410	1.410	1.136
各段点火時重量 (t)	3.74	1.11	1.258
	4.1 (SB)		0.086 (SA)
推 進 薬 重 量 (t)	4.15	7.2	1.344
	2.05		1.09
平 均 推 力 (t)	2.7 (SB)	2.84	5.8
	23.2		
燃 焼 時 間 (s)	7.51	6.90	5.30
	7.7 (SB)		

SB:補助ブースタ(直径0.31m,長さ5.8m,2本組×4)

SA:第3号科学衛星(SRATS)

1,2段個別の長さ重量(ノーズフェアリングを含む)

段	長さ(m)	重量(t)	備 考
1	12.8	26.3	補助ブースタを含まず
2	5.3	9.8	

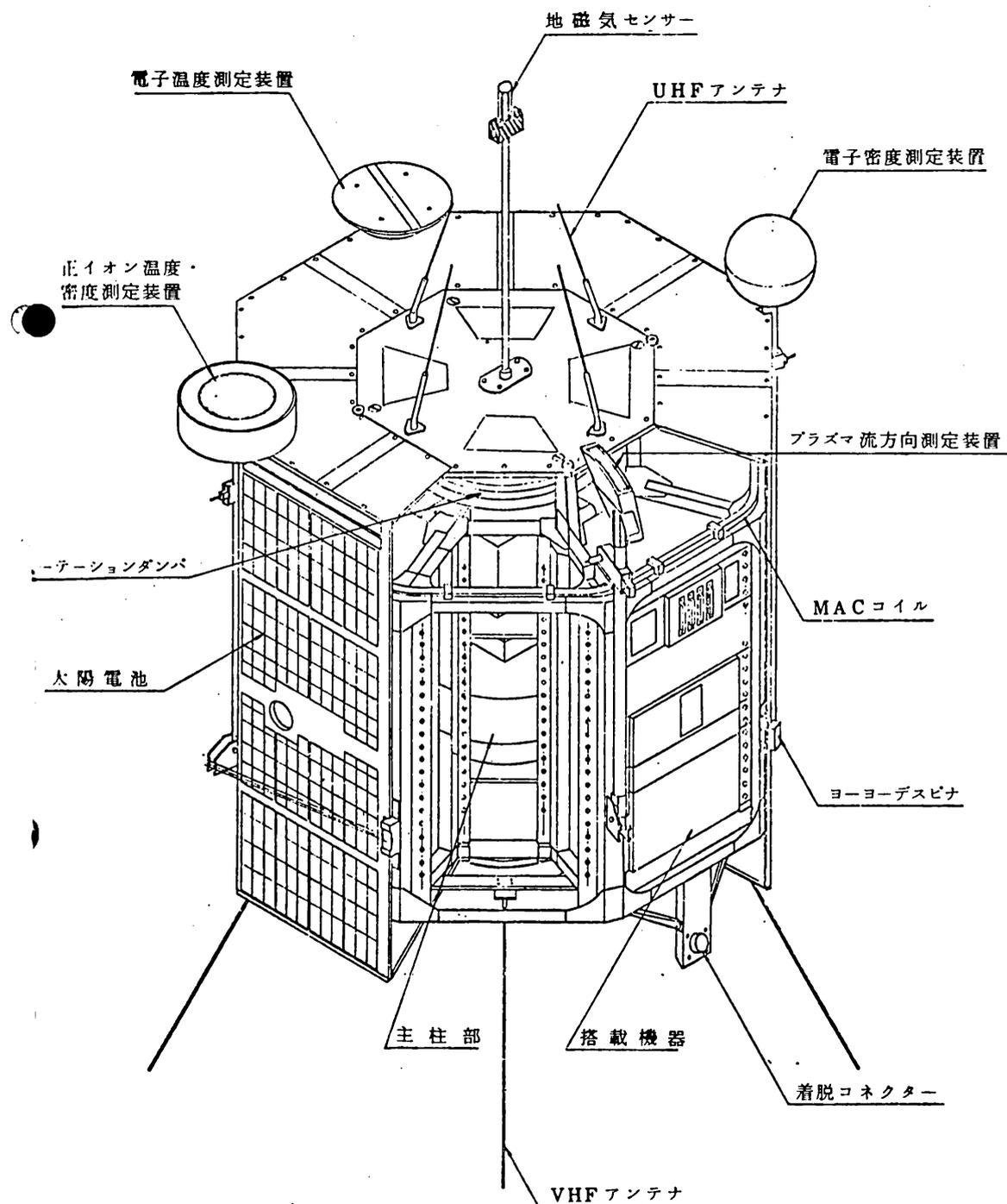


図2 第3号科学衛星(SRATS)の形状

表2 第3号科学衛星(SRATS)の主要搭載機器

1. 観測機器系	太陽X線測定装置(SXR) 太陽紫外線測定装置(SXU) 地球コロナ・中間紫外放射測定装置(GMV) 正イオン組成測定装置(CPI) 正イオン温度・密度測定装置(TPI) 電子温度測定装置(TEL) 電子密度測定装置(IMP)
2. 観測器制御系	観測器制御用信号発生装置(CLOCK) 観測時刻表示装置(DTI) プラズマ流方向測定装置(PDI)
3. 姿勢検出系(AD)	地磁気センサ(GA) 太陽センサ(DSS) 水平線センサ(HOR)
4. 姿勢安定制御系(AC)	ニュートンダンパ(ND) ヨーヨーデスピナ(YYD) スピン制御装置(MSC) スピン軸方向制御装置(MAC) スピン軸方向保持装置(KP)
5. 衛星内部環境計測器(HK)	
6. テレメータ送信機(TM-SA)	136MHz送信機(TM-V) 400MHz送信機(TM-U) エンコーダ(ENC)
7. データレコーダ(DR)	
8. コマンド受信機(CM-SA)	受信部(CM-RX) デコーダ(DEC)
9. アンテナ(ANT)	136MHz/148MHz共用アンテナ(ANT-V) 400MHzアンテナ(ANT-U)
10. タイマ(MT-SA)	
11. 電源(PS)	太陽電池(SCP) 二次電池(BAT) 電力制御器(PCU) コンバータ(CONV) 電源接続箱(JNC) 点火系電源(IG-PS)

(4) 実験の経過及び結果

発射時刻： 昭和50年2月24日 14時25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 74.0°
方位角 89.0°

天候： 快晴

気温： 12℃

地上風： 南々東4 m/s

第1段ロケットは正常な燃焼及び飛しよを続け、発射後1分18秒にその切離しが行われた。この間、発射後1分10秒に電波指令により姿勢基準装置のピッチ姿勢基準角を1.8度下向きに修正した。発射後1分19秒に第2段ロケットに装着したSITVC装置及びサイドジェット装置が作動を開始し、同1分20秒に第2段ロケットが点火した。SITVC装置及びサイドジェット装置は、計画どおり発射後2分24秒まで正常にロール軸及びヨー軸まわりの制御を行うとともに、姿勢基準装置のピッチプログラムに従って、ピッチ角の制御を行った。発射後2分24秒にSITVC装置の作動は停止され、以後サイドジェット装置によつて三軸制御が行われた。発射後2分33秒に第3段ロケットを打出し方向へ向ける制御が開始され、発射後2分36秒にはノーズフェアリングの開頭が正常に行われた。また、発射後3分から3秒間地上から送信された電波指令により機体軸を1.3度上向きに修正した。

発射後3分45秒からはサイドジェット装置により毎秒1回転弱のスピンが機体に与えられ、次いで同3分55秒にスピンモータが点火

し、毎秒2.06回転のスピンの機体に与えられた。発射後4分49秒に電波指令により第2段ロケットが切り離され、同4分50秒に第3段ロケットが点火し、約50秒間燃焼した。この結果、人工衛星とモータ部が衛星軌道に打ち出され、発射後6分44秒に人工衛星とモータ部の切離しが行われた。

S R A T S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、同沖繩電波追跡所及び郵政省電波研究所鹿島支所において受信され、続いて米国航空宇宙局(N A S A)のサンチャゴ、キトー、アセンション及びヨハネスブルグの各局並びにフランス国立宇宙開発センター(C N E S)のクールー及びヴァドグーの両局で受信された。

内之浦における第1周後の受信は、同日16時31分28秒(日本標準時)から16時40分22秒(同)まで行われ、S R A T Sが軌道に乗ったことが確認された。また、その間に地上からの電波指令によりヨーヨーデスピナが作動して、人工衛星のスピンは毎秒2.27回転から毎秒0.192回転に低下した。次いで、科学観測用プローブの展開を行った結果、衛星のスピンは毎秒0.163回転となったので、スピン制御装置を作動させて衛星のスピンを毎秒0.173回転まで加速した。

S R A T Sは「たいよう(Taiyo, 太陽)」と命名され、国際標識1975-014Aが与えられた。

「たいよう」のスピンの軸は、地球コロナ等の観測を行うため、地磁気を利用して軌道面から軌道面に垂直(ホイールモード)に変更され、3月8日にキーピングマグネットの作動を開始してからは衛星のスピンの

軸と軌道面法線のなす角は5°以内に保たれている。

3月20日から3月24日にかけて地球コロナ・中間紫外放射測定装置(G M V)、太陽X線測定装置(S X R)及び正イオン組成測定装置(C P I)に用いる高圧電源を電波指令により順次投入し、衛星搭載機器がすべて正常に作動することを確認した。

「たいよう」の内部の環境は極めて安定した状態にあり、科学観測を行いつつ、順調に周回を続けている。

なお、宇宙開発事業団が行った追跡による同衛星の軌道要素は表3のとおりであつて、近地点高度は255km(計画値259km)、遠地点高度は3,136km(計画値2,854km)であつた。

表3 第3号科学衛星(S R A T S)「たいよう」の軌道要素

基準時刻	1975年2月24日 7時30分40秒(世界標準時)
軌道長半径(km)	8,073.52
離心率	0.1784
軌道傾斜角(deg)	31.559
昇交点経度(deg)	268.437
近地点引数(deg)	109.684
平均近地点離角(deg)	356.67
周期(min)	120.325
近地点高度(km)	255.24
遠地点高度(km)	3,135.51

2. 実験結果の分析

M-3C ロケット2号機の打上げ実験においては、SITVC装置及びサイドジェット装置によるロケットの誘導制御並びに電波指令制御が順調に行われ、第3号科学衛星(SRATS)を極めて計画値に近い軌道に乗せることに成功した。また、第3号科学衛星のスピン制御、姿勢制御等も計画どおり行われ、観測装置も正常に作動している。

したがって、M-3C ロケット2号機の打上げ実験は、所期の目的を達成したものである。

II 宇宙開発事業団関係

試験用ロケット2号機の打上げ実験

1. 実験の概要

(1) 実験の目的

試験用ロケット2号機の打上げ実験は、Nロケット第2段の推進系及び誘導制御系の性能、機能の確認試験並びにロケットと関連地上設備との整合性の確認試験を行うことを目的としたものである。

(2) 試験用ロケット2号機の概要

試験用ロケットは、昭和50年度以降に予定している人工衛星打上げ用Nロケットの打上げに必要な各種試験を行うこと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段式ロケットである。試験用ロケット2号機の形状及び諸元は、それぞれ図3及び表4に示すとおりである。

試験用ロケット2号機は、試験用ロケット1号機と比較して主として次の諸点が異なっている。

- ① 試験用ロケット1号機の第2段推進系はダミーであったが、今回の第2段推進系はLE-3型ロケットエンジンのほか推進薬タンク、気蓄器、配管等の推進薬供給系から構成されている。
- ② 第2段誘導制御系として、ガスジェット制御装置に加えてジンバル制御装置及び推力中断装置を装備している。

図3 試験用ロケット2号機の形状

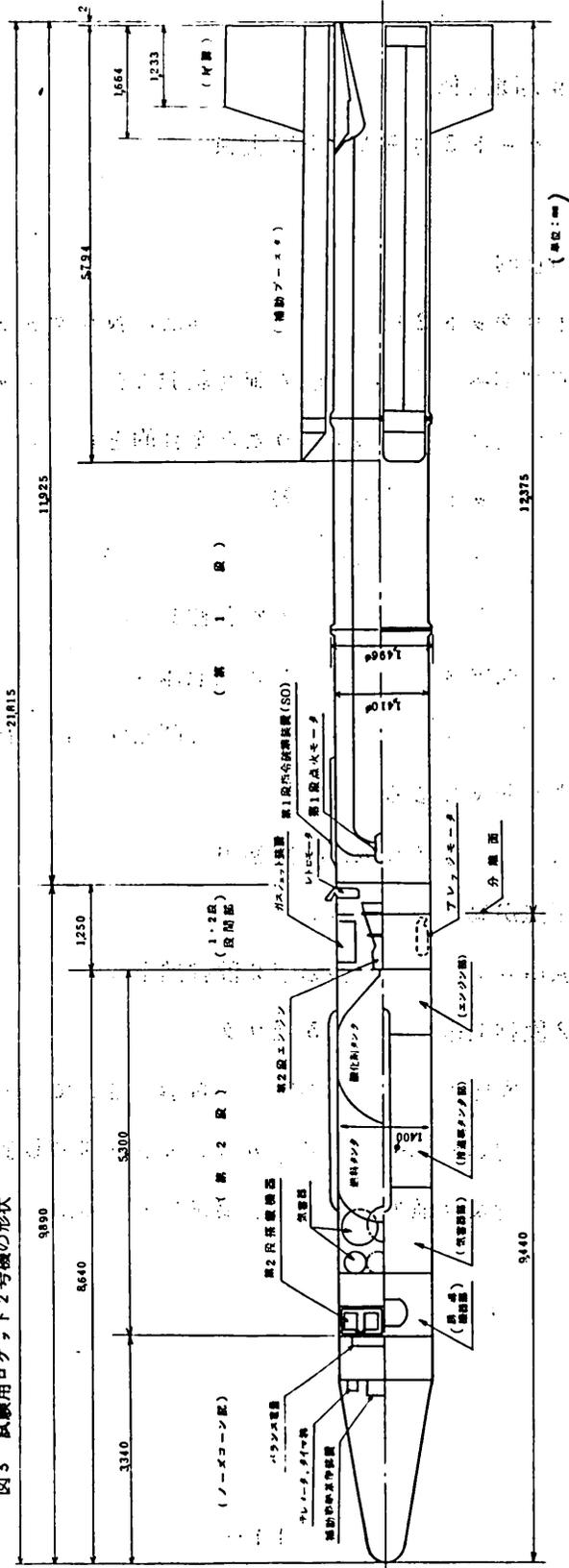


表4 試験用ロケット2号機の諸元

項目	第1段		1・2段 段間部	第2段	ノーズ コーン部	
	M-10モータ	補助ブースタ				
全段全長(m)	2.1815					
各段全長(m)	1.1925	5.794	1.250	5.300	3.340	
全段最大外径(m)	1.496 (M-10モータ・フランジ部)					
各段外径(m)	1.410 (フランジ部 1.496)	0.316	1.410	1.400	1.400	
全備重量(t)	39.3					
各段全備重量(t)	26.2	4.1 (8本分)	0.9	6.1	2.0	
推	型式	内面燃焼式 固体ロケット	内面燃焼式 固体ロケット	—	ガス押再生冷却 式液体ロケット (LE-3型エ ンジン)	
	推進薬	ポリウレタン系 コンポジット	ポリウレタン系 コンポジット	—	NTO/A-50	
	推進薬重量(t)	20.7	25 (8本分)	—	4.7	—
進	平均推力(t)	737 (海面上)	89.6 (8本分) (海面上)	—	4.95 (真空中)	—
	比推力(s)	224 (海面上)	220 (海面上)	—	268 (真空中)	—
	全燃焼時間(s)	61.0	6.2	—	25.2	—
系	ノズル開口比	5.94	3.56	—	1.4	—
	分離方式	—	—	分離ナット/ 分離 スプリング	—	—

(3) 実験の経過及び結果

発射時刻： 昭和50年2月5日 15時00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 74.9°

方位角 113.0°

天候： 雲り

気温： 15℃

地上風： 北西 1m/s

第1段ロケットは、正常な燃焼及び飛しょうを続け、発射後1分17秒にその切離しが行われた。発射後1分19秒に1・2段段間下部に装着したレトロモータが、また、同1分26秒に1・2段段間上部に装着したアレッジモータがそれぞれ点火し、正常に燃焼を行った。ガスジェット制御装置は、第1段ロケットの切離し時から三軸制御を開始し、予定の時間内に機体をあらかじめ設定された姿勢に制御した。

発射後1分30秒から1秒間第2段ロケットの推進薬タンクが予備的に加圧され、第2段ロケットの点火の準備が行われた。発射後1分37秒からは、ガスジェット制御装置に加えて、ジンバル制御装置が作動を開始し、第2段ロケットが点火した。ガスジェット制御装置及びジンバル制御装置は発射後5分18秒まで、正常にロール軸まわりの制御を行うとともに、ロケット搭載のプログラムの信号及び地上からの電波指令の信号に従ってピッチ角及びヨー角の制御を行った。第2段ロケットは、正常な燃焼及び飛しょうを続け、発射後5分13秒に最高高度約167kmに達した。発射後4分58秒に地上からの電波

指令によつてロケット搭載の推力中断装置が起動され、機軸方向角10分が設定値に達した時点(発射後5分17秒)にエンジンは燃焼を停止して、ロケットは慣性飛行に移った。

発射後5分18秒にジンバル制御装置の作動は停止され、再びガスジェット制御装置が三軸制御を開始した。ガスジェット制御装置は、正常にロール軸まわりの制御を行うとともに、地上からの電波指令の信号又はロケット搭載のプログラムの信号に従ってピッチ角及びヨー角の制御を行い、第2段ロケットは発射後10分10秒に水平距離約860kmの水域に着水した。

この間、ロケット搭載電子装置及び関連地上設備は正常に作動し、中距離レーダ及び今回始めて使用した誘導レーダによるレーダ追尾、テレメータ計測並びに光学計測を行った。

なお、今回の打上げ実験において、Nロケットの打上げに備えて開発中の飛行安全計算システムの試験的運用を行った。

2. 実験結果の分析

試験用ロケット2号機の打上げ実験においては、第2段の推進系が正常に作動し、LE-3型ロケットエンジンが3分40秒間にわたって安定した燃焼を持続しており、所期の性能、機能が確認された。また、誘導制御系も正常に作動し、第2段ロケットの燃焼中及び燃焼停止後の慣性飛行中をとおして計画に近い飛行を実現しており、所期の性能、機能が確認された。さらに、ロケットと関連地上設備との整合性が確認され、開発中の飛行安全計算システムについても、入力として光学観測データ、中距離レーダデータのほかに今回から誘導レーダデータを用いることによつて、良好な試験結果が得られた。

したがつて、試験用ロケット2号機の打上げ実験は、所期の目的を達成したものである。

III 総合意見

1. 東京大学宇宙航空研究所が打ち上げたM-3Cロケット2号機については、前記のとおり第3号科学衛星(SRATS)の打上げに成功し、同衛星は太陽放射線と地球熱圏との相互作用を研究するための各種観測を実施中であり、所期の目的を達成した。
2. 宇宙開発事業団が打ち上げた試験用ロケット2号機については、Nロケット第2段の推進系及び誘導制御系の性能、機能の確認試験並びにロケットと関連地上設備との整合性の確認試験が正常に行われ、所期の目的を達成した。
3. 信頼性については、これまでの打上げ実験の成果により、徐々に高まってきていると考えるが、今後さらに新しい要素を取り入れた開発がなされることに鑑み、一層の努力を期待する。

参考1

昭和49年度1~2月期ロケット打上げ
実験の評価について

昭和50年3月26日

宇宙開発委員会

決 定

昭和49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うものとする。

1. 東京大学宇宙航空研究所が行った昭和49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。)及び宇宙開発事業団が行った第11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う。
2. 1.の調査審議は、技術部会において行い、昭和50年6月末までに終わることを目途とする。

宇宙開発委員会技術部会第一分科会構成員

(五十音順)

技術部会長	網島毅	宇宙開発委員会委員
第一分科会長	佐貫亦男	日本大学理工学部教授
	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
	高田茂俊	宇宙開発事業団理事
	野村民也	東京大学宇宙航空研究所教授
	船川謙司	郵政省電波研究所鹿島支所長
	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長
	湯原仁夫	郵政省電波研究所長
	和田正信	東北大学工学部教授