

昭和48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49年6月14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48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9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49年4月26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-1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もつLS-C-7号機及びJCR-10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-1号機の打上げ実験.....	1
(1) 実験の概要.....	1
(2) 実験結果の分析.....	9
II 宇宙開発事業団関係.....	10
LS-C-7号機の打上げ実験.....	10
(1) 実験の概要.....	10
(2) 実験結果の分析.....	14
JCR-10号機の打上げ実験.....	17
(1) 実験の概要.....	17
(2) 実験結果の分析.....	20
III 総合意見.....	21
参考1 昭和48年度1～2月期ロケット打上げ実験の評価について.....	23
参考2 宇宙開発委員会技術部会第一分科会構成員.....	24

I 東京大学宇宙航空研究所関係

M-3C-1号機の打上げ実験

(1) 実験の概要

(i) 実験の目的

M-3C-1号機の打上げ実験は、第2段ロケットに装着した2次流体噴射推力方向制御（以下、SITVCと略称する）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技術並びに3段式ロケットによる衛星の打上げ技術の開発を主目的とするものであり、併せて、試験衛星MS-T2による地磁気を利用する衛星の姿勢制御の実験を行うものである。

(ii) M-3C-1号機の概要

M-3C型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-1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。

第1段ロケットは、M-4S型ロケットの第1段と同じくM-10モータ、8本の補助ブースタ等より成り、この飛しょう中の姿勢安定は、空力安定により保たれる。

第2段ロケットは、M-4S型ロケットの第2段のモータを性能向上させたM-22モータ、SITVC装置、サイドジェット装置等より成り、第2段飛しょう中の姿勢は、モータ燃焼中にはSITVC装置によるピッチ・ヨー制御及びサイドジェット装置によるロール制御により、また、慣性飛しょう中にはサイドジェット装置による三軸制御により保持される。

第3段ロケットは、M-4S型ロケットの第4段モータを大型化し、

性能向上させたM-3Aモータ等より成り、第3段飛しょう中の姿勢はスピン安定により保持される。

(イ) 試験衛星MS-T2の概要

試験衛星MS-T2は、ロケットによる人工衛星の総合打上げ性能の確認及び地磁気を利用する衛星の姿勢制御の実験を行うための衛星である。その重量は約56kgであり、形状は第2図に示すとおりである。また、MS-T2に搭載されている主要機器は表2のとおりである。

(ロ) 実験の経過及び結果

発射時刻：昭和49年2月16日 14時00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 74.2°

方位角 92°

天候：快晴

気温：22℃

地上風：南西2 m/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18秒にその切離しが行われた。発射後1分19秒に第2段ロケットに装着したSITVC装置及びロール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装置及びロールジェット装置は、計画どおり発射後2分24秒まで正常なロール軸及びヨー軸まわりの制御を行うと共に、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って三軸制御が行

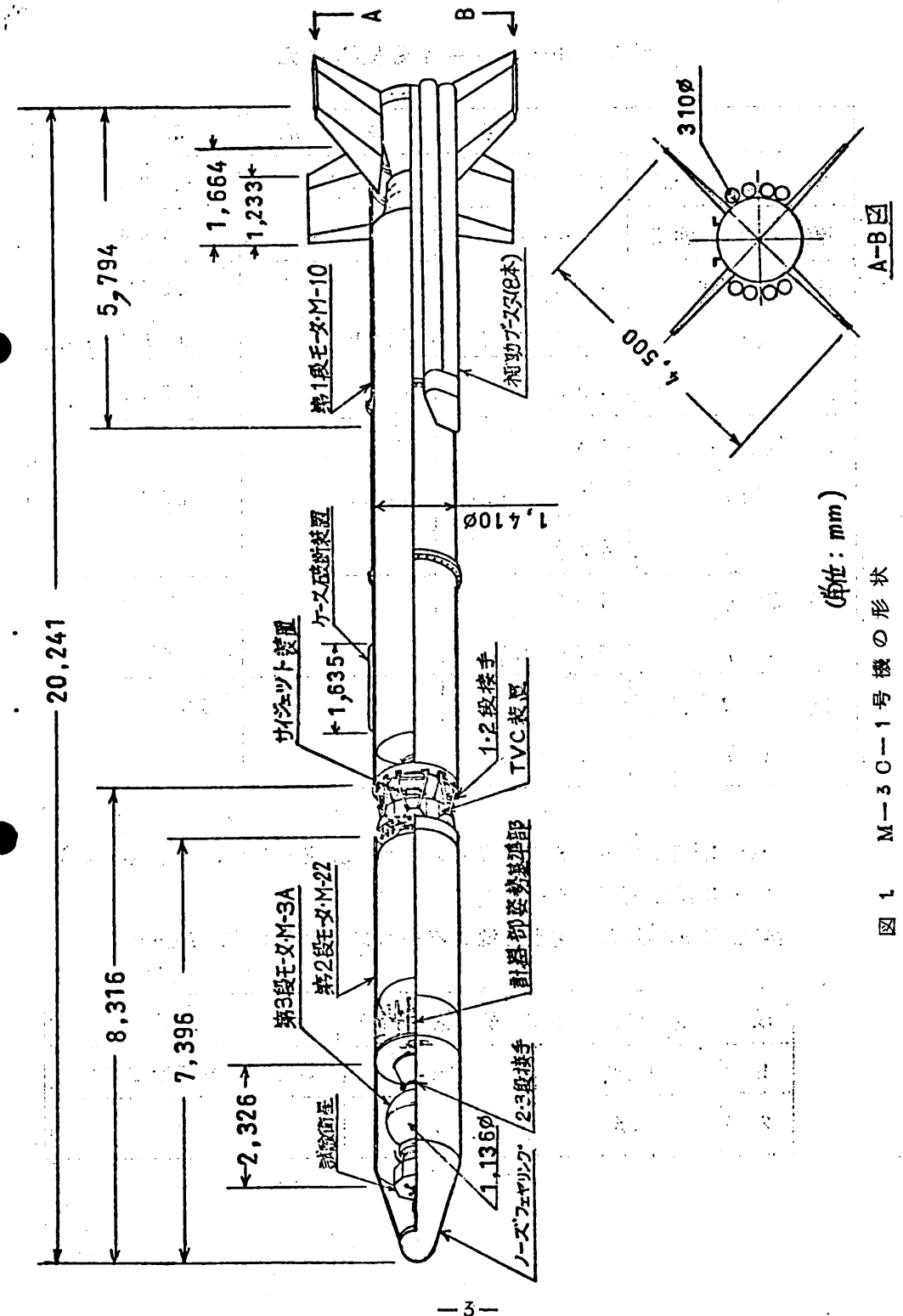


図1 M-30-1号機の形状

表1 M-30-1号機の諸元

	1 段	2 段	3 段
全 長 (m)	2 0 2 4 1	8 3 9 5	2 3 2 6
直 径 (m)	1 4 1 0	1 4 1 0	1 1 3 6
各段点火時重量 (t)	3 7.4 4.1 (SB) 4 1.5	1 1.1	1 2 5 6 0 0 5 6 (SA) 1 3 1 2
推 進 薬 重 量 (t)	2 0.5 2.7 (SB) 2 3.2	7.1	1 0.7
平 均 推 力 (t)	7 5.1 7 7.6 (SB)	2 8.1	5 3.7
燃 焼 時 間 (s)	6 1 7.7 (SB)	6 9	5 0

SB:補助ブースタ(直径0.31m、長さ5.8m、2本組×4)

SA:試験衛星MS-T2

第1、2段個別の長さ(ノーズフェアリングを含む)

段	長さ(m)	重量(t)	備 考
1	12.8	26.4	補助ブースタを含まず
2	5.3	9.8	

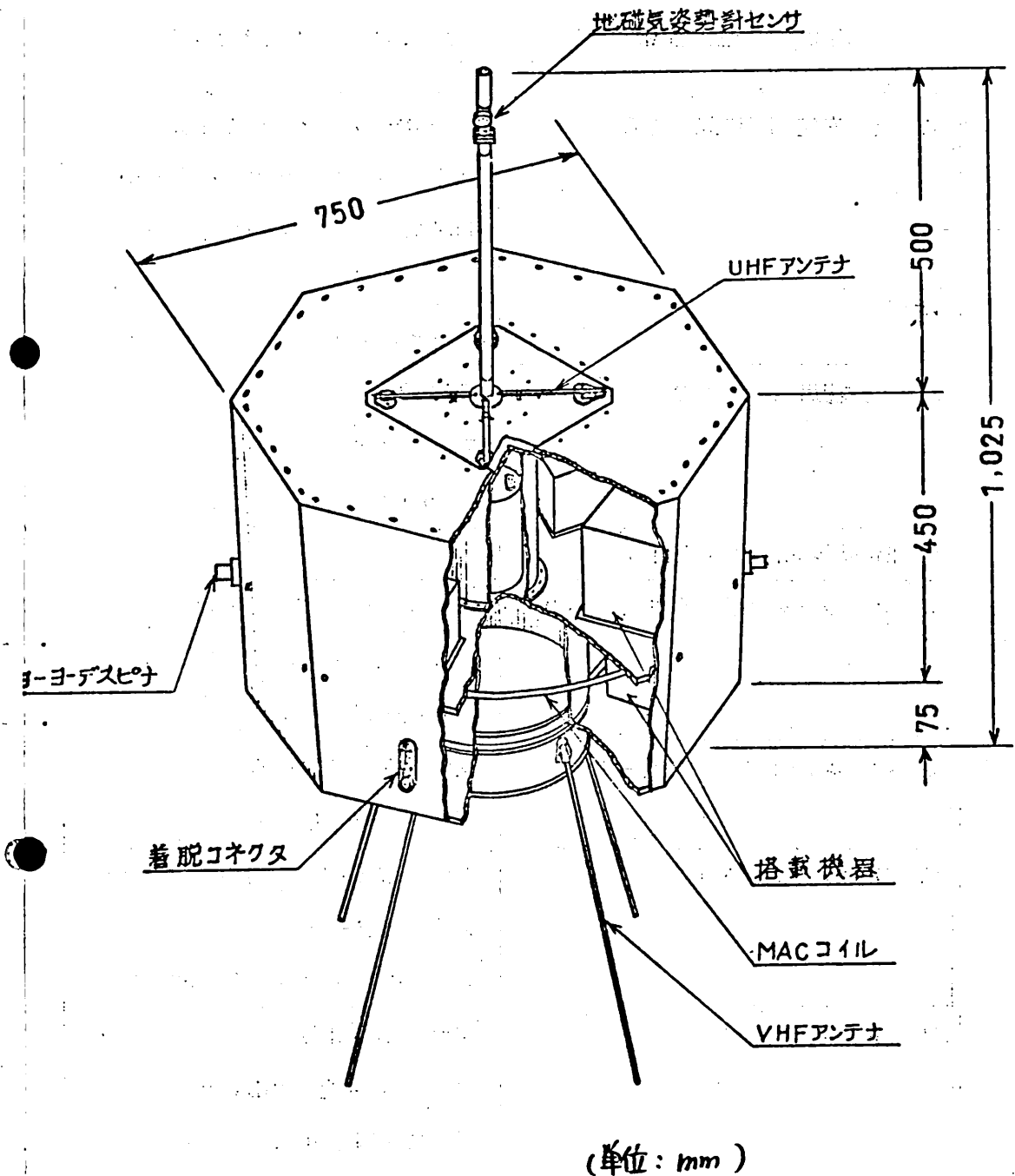


図2 試験衛星MS-T2(たんせい2号)の形状

表2 試験衛星MS-T2(たんせい2号)の主要搭載機器

1. 姿勢安定制御装置(AC)	ヨーヨーデスピナ(YY) ニューテーションダンパ(ND) 地磁気利用スピン軸方向制御装置 (MAC) キープ・マグネット(KM)
2. 姿勢検出装置(AD)	地磁気センサ(GA) 太陽センサ(SS) 水平線センサ(HOR)
3. 内部環境計測器(HK)	
4. 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)
5. コマンド受信機(CM-SA)	受信部(CM-RX) デコーダ(DEC)
6. アンテナ(ANT)	136MHz/148MHz共用アンテナ(ANT-V) 400MHzアンテナ(ANT-U)
7. 電源(PS)	電池(BAT) 電圧安定装置(REG) 電源接続函(JNC) 点火電源(IG-PS)
8. 衛星タイマ(MT-SA)	
9. 振動計測器(V)	

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たが、操作上の不手際により電波指令による修正は行われなかった。この間、ノーズコーンの開頭を行ったが、制御動作に対する擾乱はなかった。

発射後3分40秒からはロール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2.12回転のスピンが機体に与えられた。発射後4分58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59秒に第3段ロケットが点火した。第3段ロケットは約50秒燃焼して、衛星とモータ部とが衛星軌道に打ち出され、発射後6分50秒に衛星とモータ部の切り離しが行われた。

MS-T2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、同沖縄追跡所及び郵政省電波研究所鹿児島支所において受信され、つづいて米国航空宇宙局(NASA)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(CNES)のクール、ヴァガドグー、ブラザビル及びプレトリア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16時8分6秒(日本標準時)から16時18分44秒(同)まで行われ、MS-T2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、衛星のスピンは毎秒232回転から毎秒0.19回転に低下した。

MS-T2は「たんせい2号(Tansei II、淡青2号)」と命名され、国際標識1974-08Aが与えられた。

「たんせい2号」は順調に周回を続け、同月18日から地磁気を利用する衛星の姿勢制御実験として、表3のとおり打上げ当初軌道面内にあった衛星のスピン軸を軌道面に垂直（ホイールモード）にする実験、スピン軸を地軸に対して平行（地軸モード）にする実験等を順次実施し、3月3日、第177周をもって予定の実験をすべて終了し、良好な結果を得た。「たんせい2号」の電波の送信は、3月11日に絶えた。

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4のとおりであって、目標とした軌道との差は近地点高度において約20kmであった。

表3 「たんせい2号」の姿勢制御実験手順

2月18日	日本標準時	10時27分02秒(第22周目)	姿勢制御開始	第1回姿勢制御
2月19日	〃	10:48:12(第34周目)	〃 停止	(ホイールモード捕捉)
2月20日	〃	11:11:32(第46周目)	〃 開始	第2回姿勢制御
2月21日	〃	07:12:42(第56周目)	〃 停止	(ホイールモード捕捉)
2月22日	〃	05:26:52(第67周目)	〃 開始	第3回姿勢制御
2月23日	〃	07:55:05(第80周目)	〃 停止	(ホイールモード捕捉)
〃	〃	14時26分12秒(第83周目)	キーピングマグネット作動開始	(ホイールモード保持)
2月25日	〃	10:44:32(第105周目)	〃 停止	
2月26日	〃	11:19:58(第117周目)	姿勢制御開始	第4回姿勢制御
2月27日	〃	02:51:08(第125周目)	〃 停止	(ホイールモード捕捉)
2月28日	〃	03:22:34(第137周目)	〃 開始	第5回姿勢制御
3月1日	〃	03:28:56(第149周目)	〃 停止	(地軸モード捕捉)
〃	〃	12:20:41(第153周目)	キーピングマグネット作動開始	(地軸モード保持)
3月3日	〃	13:05:00(第177周目)		

表4 「たんせい2号」の軌道要素

基準時刻	2月22日
	00時00分00秒 (世界標準時)
軌道長半径 (km)	8140.53
離心率	0.1810
軌道傾斜角 (deg)	3.1226
昇交点経度 (deg)	235.386
近地点引数 (deg)	129.369
平均近地点離角 (deg)	166.25
周期 (min)	121.826
近地点高度 (km)	288.52
遠地点高度 (km)	3237.07

(2) 実験結果の分析

M-3C-1号機の打上げ実験においては、SITVO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は順調に行われ、試験衛星MS-T2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、試験衛星による地磁気を利用する姿勢制御の実験もすべて計画どおり行うことができた。

従って、M-3C-1号機の打上げ実験は、所期の目的を達成したものである。

なお、細部にわたるが第3段ロケット打出しのための電波指令制御における操作上の不手際が無ければ、さらに良好な結果が得られたものと思われるので、今後適切な措置を講ずることが望まれる。

II 宇宙開発事業団関係

LS-C-7号機の打上げ実験

(1) 実験の概要

(i) 実験の目的

LS-C-7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、機能の確認を行うことを目的としたものである。

(ii) LS-C-7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-7号機の形状及び諸元は、それぞれ図3及び表5に示すとおりである。また、第2段推進系の系統図を図4に示す。

LS-C-7号機については、LS-C-6号機と比較して、主として次のような諸点が異っている。

① 第2段にLE-3型ロケットエンジンを搭載し、推進薬を硝酸/非対称ジメチルヒドラジン(UDMH)から四二酸化窒素(NTO)/エアロジン50(A-50)に変更した。

② 推進薬タンクの配置については、酸化剤タンクと燃料タンクの位置を入れ換えて、酸化剤タンク(NTO)を上部に、燃料タンク(A-50)を下部に装備している。

③ ジャイロ機器、ジンバル及びガスジェット制御装置等の制御機器を搭載していない。

(ii) 実験の経過及び結果

発射時刻：昭和49年2月9日 Y5時30分

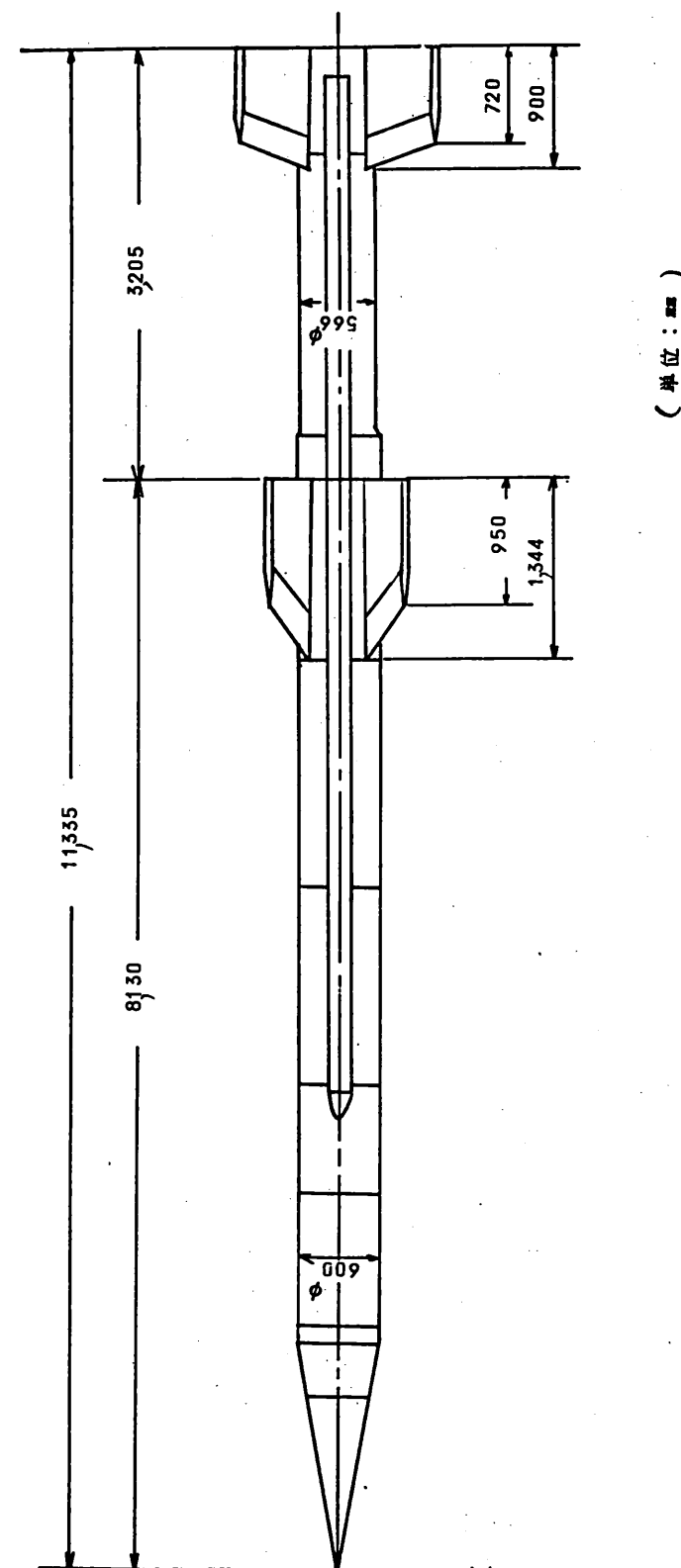


図3 LS-C-7号機の形状

表5. LS-C-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 幅	m	2.0 4 0	1.4 0 0
	翼弦長 翼根/翼端	m	0.9 0 / 0.7 2	1.3 4 4 / 0.9 5
重 量	全 段 重 量	t	2.4 2 6	
	各 段 重 量	t	1.0 2 5	1.4 0 1
ロケットモータおよびエンジン	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	—	ポリブタジェン系コンボジット	NTO/A-50
	推 進 薬 重 量	t	0.6 6 8	0.6 2 0
	総 推 力 (海 面 上)	t・s	1 4 6	9 6.9
	平均有効推力 (海 面 上)	t	1 5.1	3.2 3
	燃 焼 室 圧 力	kg/abs	3 0.8	1 1.1
	燃 焼 時 間	s	9.6	3 0
	比推力 海 面 上	s	2 1 9	1 8 5
分離方式	方 式	分離ボルト・ナット (3本)		
	時 間 設 定	シーケンスタイマ		
搭 載 電 子 機 器			Lバンドレーダトランスポンダ装置 FM-PM テレメータ送信装置 応急停止受信装置	

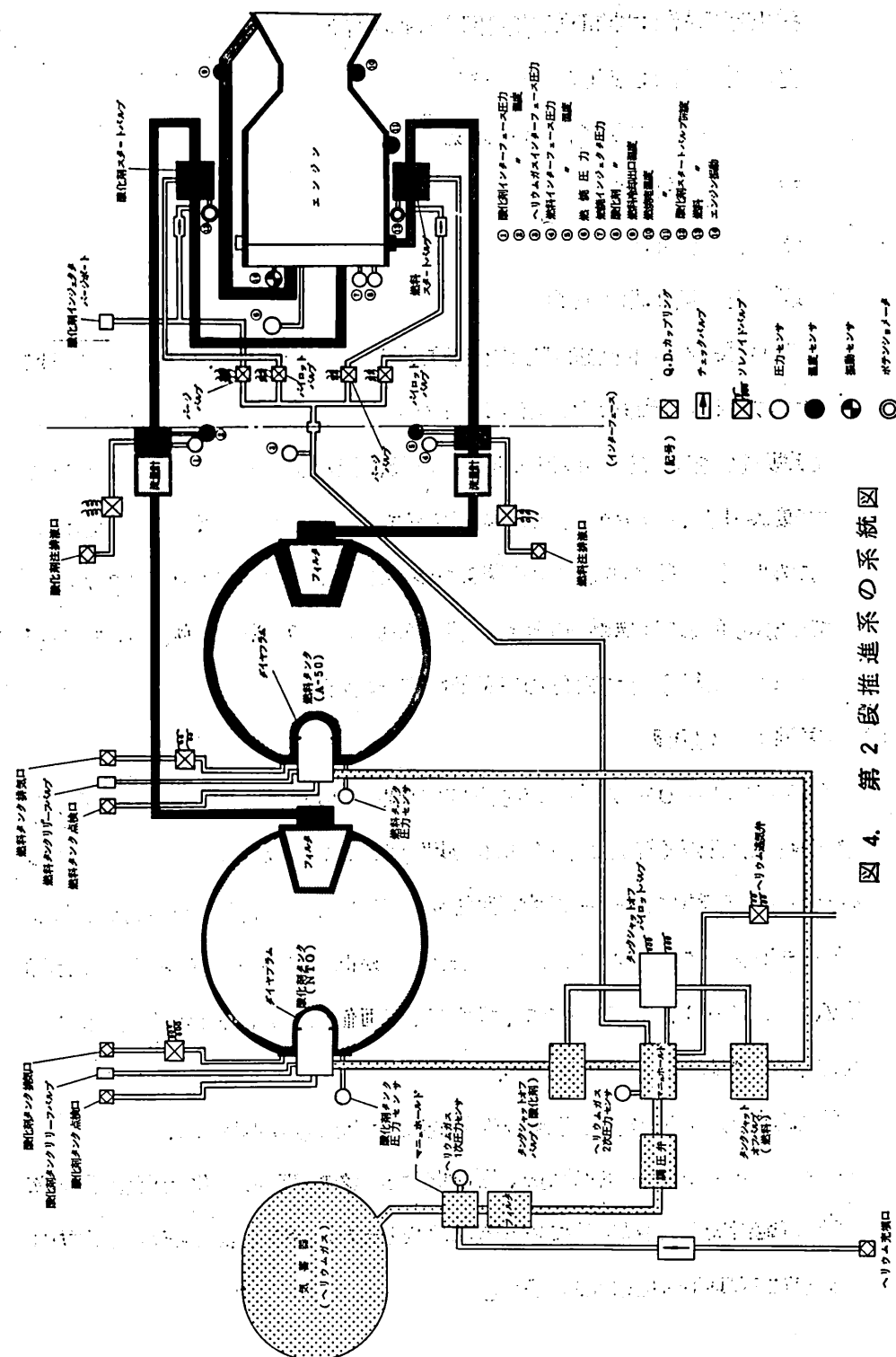


図 4. 第 2 段推進系の系統図

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 71.3°

方位角 108.5°

天候：晴

気温： 9°C

地上風：北 6 m/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13秒にその切離しが行われた。第2段ロケットは、計画どおり発射後17秒で点火したが、約10秒間燃焼した後、発射後1分3秒に約15kmの高度に達し、発射後2分7秒に水平距離約23kmの水域に着水した。この間、発射後15秒（推進薬タンクの加圧開始時）から同27秒まで暗かっ色の噴煙が観測され、引き続いて発射後46秒（スタートバルブの閉鎖時）まで白色の噴煙が観測された。

(2) 実験結果の分析

今回のLS-C-7号機の打上げ実験においては、第2段ロケットの燃焼時間が短かく予定時間（30秒間）にわたる液体ロケットエンジンの飛しょう環境における燃焼性能の確認を行うことはできなかった。また、テレメータデータによると、約10秒間の燃焼中の燃焼圧力が計画値（ 11 kg/cm^2 ）より低いので、推力は計画値の約3.2トンに対して約2.2トンであったと推定される。

第2段ロケットが予定どおり燃焼を続けなかった原因は、

- テレメータデータにより、推進薬タンク加圧時の酸化剤配管系統に計測範囲を越える異常に高い衝撃的な圧力が認められ、その後圧力センサに不具合が生じていること

- テレメータデータにより、酸化剤スタートバルブを開く以前であるにもかかわらず酸化剤流量が認められること

- 光学観測により、推進薬タンクの加圧開始時から暗かっ色の噴煙が認められること

等の現象から、以下に述べるように、異常に高い圧力によって酸化剤配管系統に一部破損を生じ、酸化剤の大半がもれたことによると考えられる。

- ① 第1段燃焼終了後、空気抵抗により機軸方向に負の加速度が加わった。
- ② ①により、酸化剤スタートバルブ直前のU字管内の圧力が低下し、液体のNTOの一部が気化することにより、U字管内の気相部の容積が飛しょう前に推定した値よりも著しく増加した。
- ③ ②の状態、タンクシャットオフバルブを開いて加圧を開始した瞬間、酸化剤タンクアレッジ容積（タンクシャットオフバルブから酸化剤タンク上部に至る容積）が小さいため、この圧力が急激に酸化剤配管系統を通じて伝播した。
- ④ ③の圧力により、U字管内の気相部が急激に圧縮されたため、酸化剤配管系統に破壊圧を超える衝撃的な高い圧力を生じた。
- ⑤ ④により、酸化剤配管系統の一部に破損を生じ、酸化剤の大半がもれた。

なおこの際、圧力センサに不具合が生じた原因は、ヘリウム（He）ガス圧力センサ及び酸化剤タンク圧力センサについては、酸化剤配管系統の破損により、一時に多量に流出したHeガスによってセンサが急激に冷却されたためと考えられ、酸化剤インターフェイス圧力センサについ

ては、タンク加圧時における衝撃的な高圧力により異常となったためと考えられる。

また、第2段ロケット燃焼圧力が計画値を下まわった原因は、上述のとおり、酸化剤配管系統の一部破損により、ロケットエンジンに噴入される酸化剤が計画値以下であったためと考えられる。

このような不具合の発生した原因は、本実験の飛しょう環境下において酸化剤(NTO)が気化するという物理現象に対する考慮が欠けていたためであると考えられる。

JCR-10号機の打上げ実験

(1) 実験の概要

(イ) 実験の目的

JCR-10号機の打上げ実験は、Cバンド周波数帯における誘導系搭載電子装置と地上電子装置とのリンク試験、ガスジェット制御装置による三軸制御試験、地上からの電波指令によるピッチ軸及びヨー軸まわりの姿勢変更試験並びに指令破壊系の機能確認試験を行い、ロケットの誘導制御技術等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。

(ロ) JCR-10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-10号機の形状及び諸元は、それぞれ図5及び表6に示すとおりである。

なお、JCR-10号機は、JCR-9号機と比較して主として次のような諸点が異っている。

- ① ガスジェット制御装置は、ピッチ軸、ロール軸及びヨー軸の三軸について搭載している。
- ② デジタル積分ジャイロ(ピッチ軸)を搭載している。

(ハ) 実験の経過及び結果

発 射 時 刻：昭和49年2月1日 15時30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 76.1°

方位角 101.5°

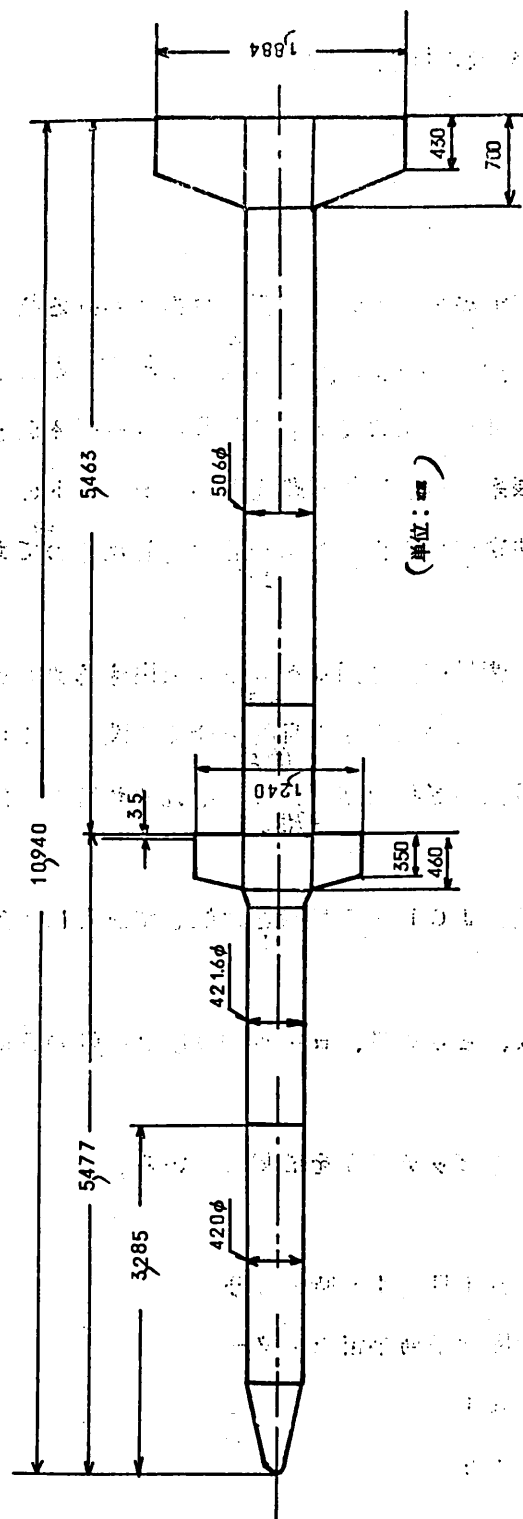


図5. JOR-10号機の形状

表6. JOR-10号機の諸元

項 目		単 位	諸 元	
			第 1 段	第 2 段
寸 法	全 長	m	10940	
	長 さ	m	5463	5477
	胴 径	m	0.506	0.420
	翼 長	m	1.884	1.240
	翼弦長 翼根/翼端	m	0.70/0.43	0.46/0.35
重 量	全段重量 (全備)	t	2.245	
	各段重量 (全備)	t	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		ポリブタジェン系コンボジット	
	推 進 薬 重 量	t	0.939	0.322
	推 進 薬 長	m	3.965	1.700
	平 均 推 力	t	13.6	5.5
	燃 焼 時 間	s	21.7	18.0
	比推力 (海面上)	s	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装置 Cバンドレーダトランスポンダ装置, 同デコーダ Sバンドコマンド受信装置, PCM-PMテレメータ 送信装置, FM-PMテレメータ送信装置 計測装置	
	ジャイロ機器		フリージャイロ, レードジャイロ, 積分ジャイロ, デジタル積分ジャイロ, 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	

天 候：曇り
気 温：12℃
地 上 風：北東6m/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38秒にその切離しが行われた。第2段ロケットは発射後40秒で点火し、発射後3分10秒に約120kmの高度に達したのち、発射後5分50秒で水平距離約310kmの水域に着水した。

この間、ロケット搭載のCバンド誘導系電子装置とそれに対応する地上電子装置とのリンク試験はプログラムどおり行われた。また、ガスジェット制御装置は、プログラムに従い、発射後1分(第2段ロケット燃焼終了後)にフリージャイロ及びレートジャイロ出力によるロール制御を開始し、発射後1分15秒からは積分ジャイロ出力による三軸制御を行った。この制御試験中、発射後1分20秒から同3分19秒の間にわたり、ロケット搭載のプログラムの信号に地上からの電波指令の信号を重ねし、ピッチ軸及びヨー軸まわりの姿勢変更試験を行った。

さらに、発射後4分50秒から同5分の間にわたり、指令破壊系の機能確認試験が行われた。

(2) 実験結果の分析

今回のJCR-10号機の打上げ実験においては、Cバンド周波数帯における誘導系搭載電子装置と地上電子装置とのリンク試験、ガスジェット制御装置による三軸制御試験、地上からの電波指令によるピッチ軸及びヨー軸まわりの姿勢変更試験並びに指令破壊系の機能確認試験が正常に行われ、本実験の目的としたロケットの誘導制御技術等の開発に必要な基礎資料が得られており、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-1号機については、前記のとおり、SITV装置及びサイドジェット装置により誘導制御される3段式固体ロケット(M-3C型ロケット)の開発、「たんせい2号」の打上げ及びその姿勢制御実験に成功し、所期の目的を達成した。これにより、M-3C型ロケット及び地磁気を利用する衛星の姿勢制御の性能確認等の実験段階は一応終了し、M-3C型ロケットにより第3号及び第4号科学衛星を打ち上げ、科学観測に必要な衛星の姿勢制御を行う目的が得られたものとする。

2. 宇宙開発事業団が打ち上げたLS-C-7号機については、飛しょう環境における燃料及び酸化剤スタートバルブ並びにタンクシャットオフバルブの作動が確認されているが、酸化剤配管系統に一部破損を生じたため、飛しょう環境における液体ロケットエンジンの予定の燃焼性能を確認することは出来なかった。今後の打上げ実験においては、今回の経験にかんがみ、さらに広範かつ詳細な飛しょう環境の分析を行い、各種の現象について十分な対策を講ずることが必要である。

JCR-10号機については、前記のとおり、本実験の目的としたロケット誘導制御技術等の開発に必要な基礎資料が得られ、所期の目的を達成したものである。

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が、LS-C-7号機の打上げ実験にみられるように飛しょう環境下におけるロケットのシステム全体の信頼性についてはまだ問題がある。

今後、ロケット及び人工衛星が大型化し、またそのシステムが複雑化

するので、さらにロケット等のシステム全体の信頼性の確保に努める必要がある。このような意味からも、ロケット及び人工衛星の開発試験、地上施設の総合試験、打上げ操作の訓練等を目的とするロケット打上げ実験は有効であるとする。

（2）ロケット打上げ実験は、ロケット及び人工衛星の開発試験、地上施設の総合試験、打上げ操作の訓練等を目的とするものである。この実験は、ロケット及び人工衛星の開発試験、地上施設の総合試験、打上げ操作の訓練等を目的とするものである。

（3）ロケット打上げ実験は、ロケット及び人工衛星の開発試験、地上施設の総合試験、打上げ操作の訓練等を目的とするものである。この実験は、ロケット及び人工衛星の開発試験、地上施設の総合試験、打上げ操作の訓練等を目的とするものである。

（4）ロケット打上げ実験は、ロケット及び人工衛星の開発試験、地上施設の総合試験、打上げ操作の訓練等を目的とするものである。この実験は、ロケット及び人工衛星の開発試験、地上施設の総合試験、打上げ操作の訓練等を目的とするものである。

（5）ロケット打上げ実験は、ロケット及び人工衛星の開発試験、地上施設の総合試験、打上げ操作の訓練等を目的とするものである。この実験は、ロケット及び人工衛星の開発試験、地上施設の総合試験、打上げ操作の訓練等を目的とするものである。

（6）ロケット打上げ実験は、ロケット及び人工衛星の開発試験、地上施設の総合試験、打上げ操作の訓練等を目的とするものである。この実験は、ロケット及び人工衛星の開発試験、地上施設の総合試験、打上げ操作の訓練等を目的とするものである。

参考 1

昭和48年度1～2月期ロケット打上げ

実験の評価について

昭和49年3月27日

宇宙開発委員会

決 定

昭和48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48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9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49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)

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
	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
	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
	和 田 正 信	東北大学工学部教授