

昭和50年度8～9月期におけるロケット及び
人工衛星の打上げ結果の評価について（報告）

昭和50年11月18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50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)及び宇宙開発事業団が行った「Nロケット1号機による技術試験衛星I型の打上げ」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10月23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、今回の調査審議においては、東京大学宇宙航空研究所関係としては、

K-10C-5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
K-10C-5号機の打上げ実験	
1. 実験の概要	1
2. 実験結果の分析	4
II. 宇宙開発事業団関係	5
Nロケット1号機による技術試験衛星I型の打上げ	
1. 実験の概要	5
2. 実験結果の分析	18
III. 総合意見	19
参考1. 昭和50年度8～9月期におけるロケット及び 人工衛星の打上げ結果の評価について	20
参考2. 宇宙開発委員会技術部会第一分科会構成員	21

I. 東京大学宇宙航空研究所関係

K-10C-5号機の打上げ実験

1. 実験の概要

(1) 実験の目的

K-10C-5号機の打上げ実験は、第1段ロール制御のためのSMRC装置（小型固体推進モータの燃焼ガスを用いてロール制御を行う装置）の機能確認試験を行うことを主目的とし、あわせてこれを装着した機体の飛行特性、及び将来大型ロケットの第1段ロール制御のために計画されている同装置取り付け方式に関連した尾翼の空気力学的・構造力学的諸特性の試験を行うものである。

(2) K-10C-5号機の概要

K-10C-5号機は1段式の固体ロケットで、そ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。SMRC装置エンジン部は胴体後部に対称に2個取り付けられている。また、将来の大型ロケット第1段では同装置エンジン部を尾翼先端に取り付けることが検討されているため、これを想定したSMRCダミーが尾翼先端に取り付けられている。

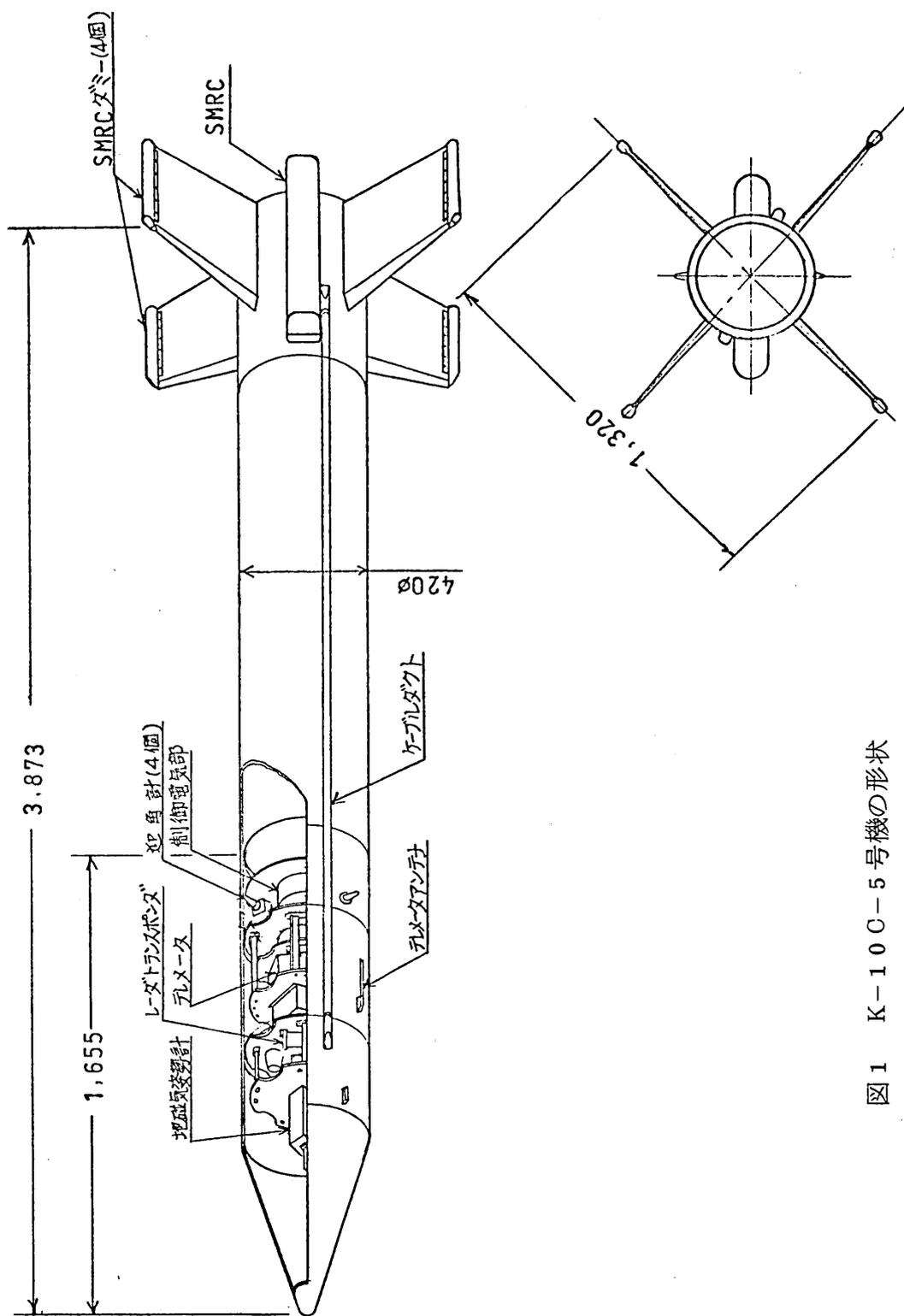


図1 K-10C-5号機の形状

表1 K-10C-5号機の諸元

全長	(mm)	3,873
外径	(mm)	420
重量(燃烧前)	(Kg)	628
重量(燃烧後)	(Kg)	313
推進重量	(Kg)	312
(SMRC推進重量)	(Kg)	(2.8)
燃烧秒時	(sec)	18.5
推力(平均)	(Kg)	3,730
搭載計器重量	(Kg)	39

(3) 実験の経過及び結果

発射時刻：昭和50年8月23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 59°

方位角 145°

天候：晴

気温： 34°C

地上風：南々東 1 m/s

ロケットは正常な燃烧及び飛行を続け、発射後48秒に最高々度 12.8 km に達し、同1分50秒に内之浦南東 27 km の沖合に落下した。

この間、搭載テレメータは正常に作動し、すべてのデータを取得することができた。

SMRC装置は、予定どおり発射後4秒に作動を開始し、約20秒の全燃烧時間にわたり正常に作動したことが確認された。作動開始後2.5秒間にわたりロールを整定することに成功したが、その後予想を上まわる空気力学的外乱トルクが発生したため、SMRC装置は正常に作動したにもかかわらずロールを整定することができなかった。

また、尾翼振動の測定により、SMRCダミーを取り付けた尾翼の飛行中の振動特性が明らかにされるとともに、本機の尾翼に関しては十分なフラッタマージンがあることが確認された。

2. 実験結果の分析

今回のK-10C-5号機の打上げ実験において、SMRC装置の機能、機体の飛行特性及び先端重量付き尾翼の動的特性について所期の成果を収めることができた。

しかし、空気力学的外乱トルクが過去の打上げ実験のデータをもとに予測した値よりはるかに大きな値を示した。これは、機体の不整形及び機体に比して大きなSMRCエンジン部が尾部に取り付けられていることによる空気力学的不整トルク、並びに迎角によってもたらされる気流のはく離によるトルク等が重なり合ったためと思われる。この外乱トルク発生の原因を十分解析し、今後の計画に備えることが望ましい。

II. 宇宙開発事業団関係

Nロケット1号機による技術試験衛星I型の打上げ

1. 実験の概要

(1) 実験の目的

技術試験衛星I型は、Nロケットによる打上げ時の環境の測定、定常時の動作特性及び環境の測定、姿勢の測定、距離及び距離変化率の測定、伸展アンテナの伸展実験並びに衛星追跡管制技術の習得を行うことを目的とした。

Nロケット1号機の打上げは、技術試験衛星I型を所定の軌道に投入することにより衛星打上げ性能を確認すること、並びにNロケット及び関連地上システムについてその総合的な機能及び性能の計測及び確認を行うことにより、衛星打上げ技術及び軌道投入技術の確立を図ることを目的とした。

また、技術試験衛星I型の追跡管制は、軌道上の衛星に対する軌道及び姿勢の決定、遠隔操作、データの取得並びに衛星の追跡管制技術の確立及びシステムの機能、性能の確認を目的とした。

(2) Nロケット1号機の概要

Nロケットは、人工衛星の打上げのために開発された3段式ロケットである。その第1段、第3段及び固体補助ロケットには、米国より導入したソーデルタロケットの第1段液体ロケット、第3段固体ロケット及び固体補助ロケットを使用し、また、第2段には宇宙開発事業団が開発した液体ロケットを使用している。

Nロケット1号機の形状及び諸元は、それぞれ図2及び表2に示すとおりである。

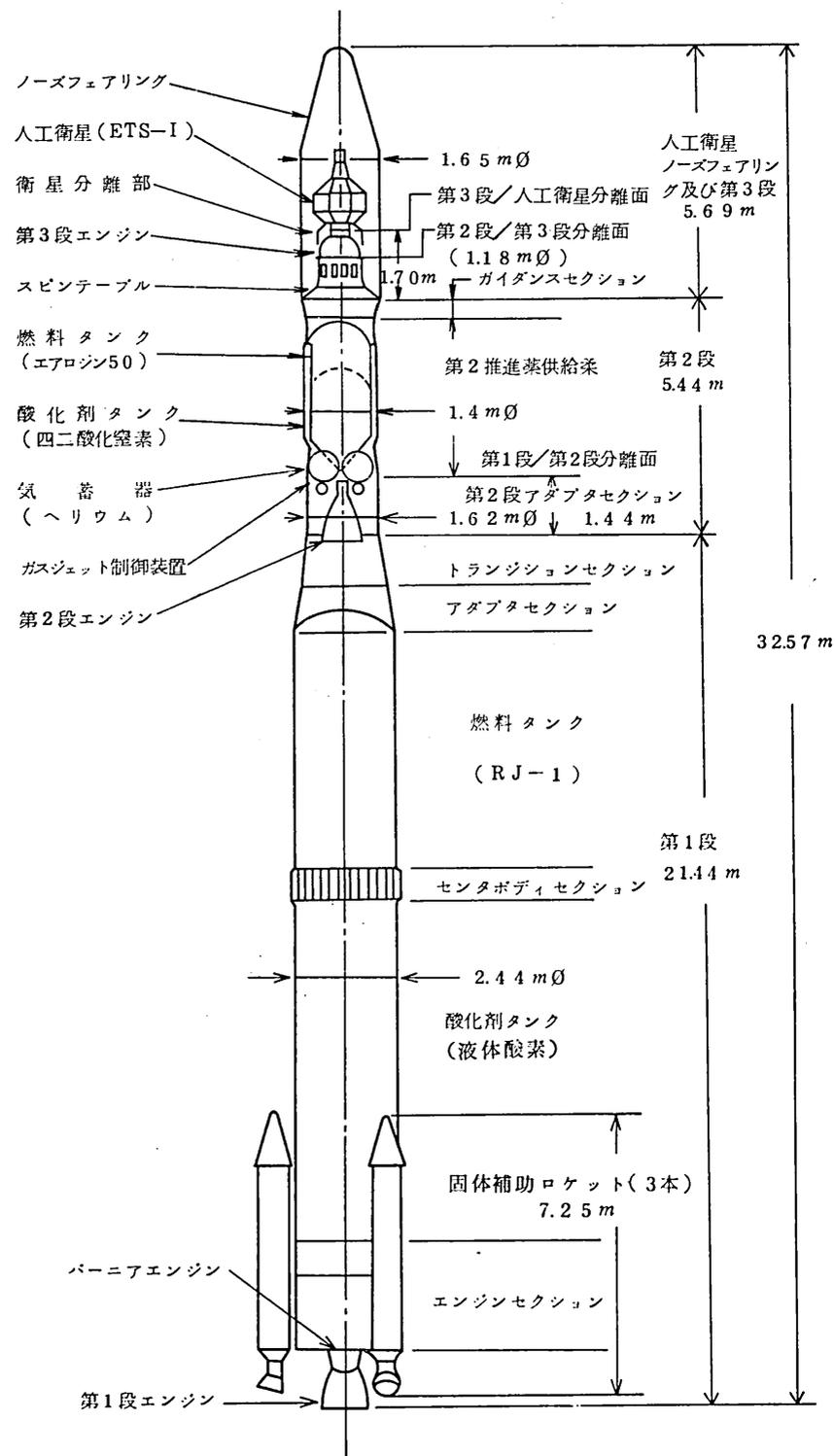


図2 Nロケット1号機の形状

表2 Nロケット1号機の諸元

	第1段	固体補助 ロケット	第2段	第3段	衛星 フェアリング
全段全長(m)	32.57				
全長(m)	21.44	7.25	5.44 ※3	1.70	5.69
全段最大外径(m)	2.44				
外径(m)	2.44	0.79	1.62	1.18	1.65
全段全備重量(t)	90.26				
全備重量(t) (推進重量 t)	69.89 (65.63)	13.42(3本) (11.19 "	5.76 ※3 (4.70)	0.93 (0.56)	0.26
平均推力(t)	メインエンジン ※1 77.11 バーニアエンジン 0.485 × 2	※1 70.97	※2 5.44	※2 3.95	
全燃焼時間(s)	メインエンジン 219 バーニアエンジン 225	38	242	40.9	
推進薬種	RJ-1/液体酸素	ポリブタジエン系	A-50/四酸化窒素	ポリブタジエン系	
推進薬供給方式	ターボポンプ		Heガス押し		
比推力(s)	249 ※1	239 ※1	285 ※2	291 ※2	
制御システム	ジンバル		ジンバル(推力飛行中) ガスジェット(慣性飛行中)	スピンの安定	
ロール	バーニアエンジン		ガスジェット		
発射上下角(°)	90				
発射方位角(°)	84				
主要搭載機器	1) 推進系機器 2) 姿勢制御機器 3) 電源機器 4) テレメータ送信装置 5) 指令破壊装置		1) 推進系機器 2) 姿勢制御機器及びガス ジェット装置 3) 誘導装置 4) 電源装置 5) テレメータ送信装置 6) 指令破壊装置	1) スピンモータ 2) 電源機器 3) 破壊装置 4) テレメータ送信装置	
※1 海上面 ※2 真空中 ※3 第2段アダプタ 含む					

第1段ロケットは、1基のメインエンジン及び2基のバーニアエンジンを装備した液体ロケットで、メインエンジンの燃焼中はそのジンバリングによりピッチ及びヨー制御を、バーニアエンジンによりロール制御を行い、メインエンジン燃焼停止後はバーニアエンジンによる3軸制御を行う。また、第1段ロケットの外周には固体補助ロケットを等間隔に3基装備している。

第2段ロケットは1基のエンジンを装備した液体ロケットで、推力飛行中はエンジンのジンバリングによりピッチ及びヨー制御を、ガスジェット装置によりロール制御を行い、また、慣性飛行中はガスジェット装置により3軸制御を行う。

第3段ロケットは固体推進薬モータ1基をもち、その上部に衛星分離部を介して技術試験衛星I型が搭載され、第3段ロケットと衛星はフェアリングでおおわれている。

この第3段ロケットは、スピンテーブルの上に取り付けられ、スピンテーブルは、第2段ロケットの分離に先立って第3段ロケットにスピンによる姿勢安定を与える。

また、Nロケットは地上からの電波指令により、その飛行が誘導されるシステムを採用している。

なお、関連地上システムの概要を図3に示す。

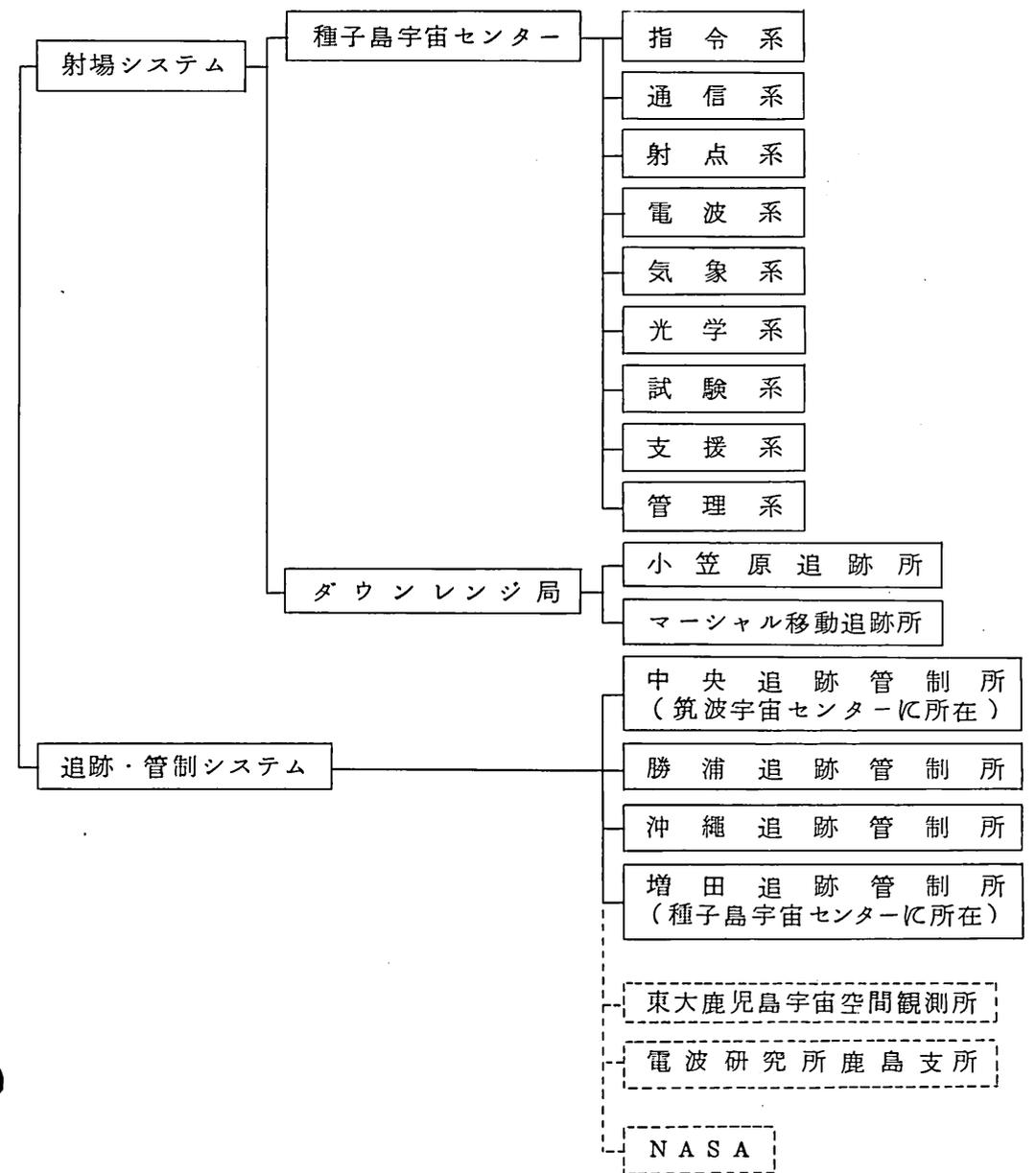


図3 Nロケット1号機の打上げに係る
関連地上システム

(3) 技術試験衛星I型の概要

技術試験衛星I型は、重量約82.5kg、直径約80cmの球に内接する26面体で、その形状及び主要搭載機器は、それぞれ図4及び表3に示すとおりである。

表3 技術試験衛星I型の主要搭載機器

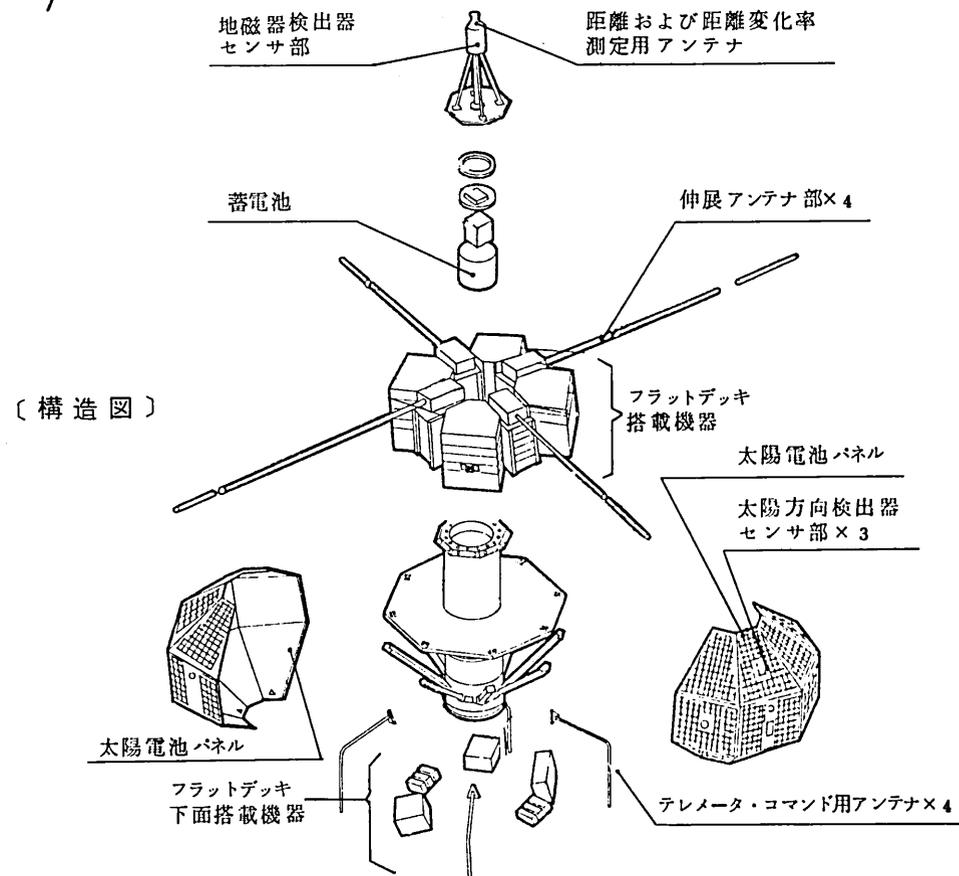
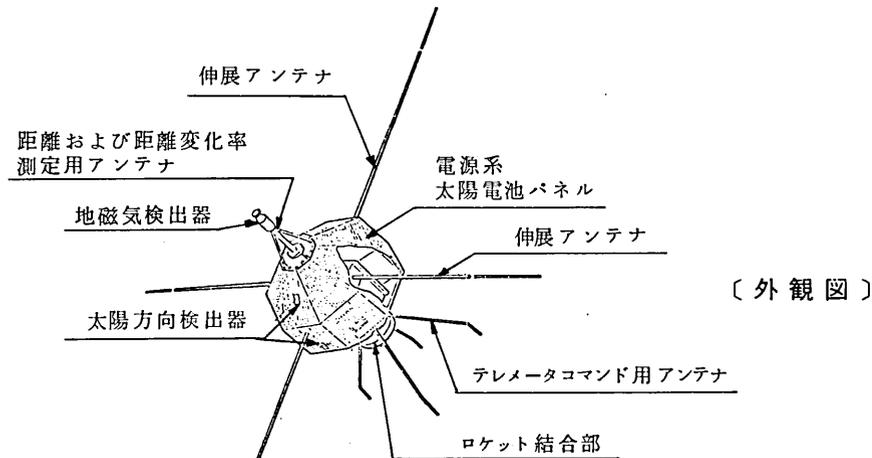


図4 技術試験衛星I型の形状

ミッション機器

- a) 打上環境測定装置
 測定周波数範囲：5～3,000Hz
 測定加速度範囲：0～50Gpk
 測定点：6点
- b) 衛星環境測定装置
 アナログ測定項目：温度測定56,
 動作監視27
 デジタル測定項目：動作監視31
- c) 姿勢測定装置(ニューテーション・
 ダンパを含む)
 方式：太陽方向検出器及び地磁気検
 出器
 測定誤差：単体にて2度以内
- d) 距離及び距離変化率測定装置
 方式：ゴダード方式
 アップリンク：2.1GHz帯
 ダウンリンク：1.7GHz帯 1W
 打上環境測定/姿勢アナログ・デー
 タ伝送時の変調方式：FM-PM
 同上時の測定信号帯域巾：3kHz
 同上チャンネル数：6チャンネル
 136MHz テレメータ・バックアップ
 動作時の変調方式：PCM-FM-PM
- e) 伸展アンテナ実験装置
 伸展アンテナ長：19.2m×2本,
 5.8m×2本
 伸展動作：各エレメント同時または
 単独にて伸展及び収縮
 伸展長さ検出精度：±25cm(RSS)

共通機器

- a) テレメータ送信装置(136MHz帯)
 送信周波数：136MHz帯
 送信出力：1W(ピーコン時0.1W)
 変調方式：PCM-PM
 メインフレーム構成：128ワード
 信号速度：1,024ビット/秒
- b) コマンド受信装置
 受信周波数：148MHz帯
 方式：トーン・バースト方式(3
 アウト・オブ4)
 指令項目：64
- c) 電源装置
 方式：太陽電池電源
 太陽電池素子数：2,572枚(2×2cm)
 太陽電池出力：約30W
- d) アンテナ
 テレメータ・コマンド用アンテナ
 : 傾斜型ターン・スタイル
 距離及び距離変化率測定用アンテ
 ナ：ディスコーン

(4) 実験の経過及び結果

発射時刻：昭和50年9月9日 14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 90°

方位角 84°

天候：晴

気温：28.5℃

地上風：東北東 3.8 m/s

Nロケット1号機の打上げは、表4に示すような経過で行われた。すなわち、ロケットはリフトオフ後、正常に垂直上昇し、発射後3秒から同7秒までの間にロールプログラムによりピッチ面の方位角が105°より84°に制御された。

発射後7秒から同3分27秒までの間にピッチプログラムにより姿勢を傾け、その間固体補助ロケットは発射後38秒に燃焼が終了し、同1分20秒に分離され、発射後2分15秒から同2分17秒の間には、地上からの電波指令誘導により姿勢の修正が行われた。発射後3分39秒に第1段メインエンジンの、同3分45秒にバーニアエンジンの燃焼が停止され、発射後3分47秒に第1段ロケットの分離が行われた。

第2段ロケットは発射後3分48秒に燃焼を開始し、正常な燃焼及び飛行を続け、発射後3分54秒から同7分23秒の間にピッチプログラムによりピッチ角の制御が行われた。この間、発射後4分4秒にはフェアリングの分離が行われたが、これによる外乱は僅少であった。また、発射後4分25秒から同7分24秒の間、第2段推力飛行中電波指令誘導による姿勢の修正が行われた。発射後7分39秒に第2段エンジンの燃焼が停止され、ロケットは慣性飛行に移った。発射後8分から同8分2秒までの間には地上からの電波指令誘導により、また、発射後8分36秒から同11分49秒までの間には慣性飛行時プログラムにより、姿勢制御が行われた。発射後19分52秒にスピンロケットモータが作動を開始し、第3段ロケット及び衛星にスピンの与えられたのち、発射後19分54秒に第2段ロケットの分離が行われた。

第3段ロケットは、発射後20分7秒に燃焼を開始し、正常な燃焼及び飛行を続けたのち、発射後20分48秒に燃焼を終了し、第3段ロケット及び衛星

が衛星軌道に投入された。発射後22分32秒には第3段ロケットの分離が行われ、この時の衛星のスピンの率は91.8 rpmであった。

発射から衛星分離までの間、ロケットの追尾及びテレメトリ受信が行われ、所要データを得るとともに、飛行状態の監視、飛行安全業務等が行われた。

技術試験衛星I型からの電波は、宇宙開発事業団の増田、勝浦、沖縄各追跡管制所及びマーシャル移動追跡所、東京大学鹿児島宇宙空間観測所(内之浦)、電波研究所鹿島支所並びに米国航空宇宙局(NASA)のサンチャゴ、ウィングフィールド及びオローラルの各局で受信された。この間、増田及び勝浦追跡管制所並びにマーシャル移動追跡所において打上げ時の環境測定及び衛星姿勢の測定が行われた。

増田追跡管制所における第1周の受信は、15時19分33秒(日本標準時)から15時38分46秒(同)まで行われ、技術試験衛星I型が周回軌道に乗ったことが確認された。

技術試験衛星I型は「きく(KIKU, 菊)」と命名された。

同衛星はその後にも順調に周回を続け、各種実験及び測定も順調に行われている。(表5参照)

表4 Nロケット1号機の打上げ経過

計画値(s)	実測値(s)	項 目	信 号 源
0	0	リフト・オフ	リフト・オフ・スイッチ
	(14時30分00秒586(JST))		
3.000	3.05	第1段ロール開始	第1段プログラム
7.000	7.00	第1段ロール終了	↑
7.333	7.41	第1段ピッチ№1開始	↓
15.000	15.02	第1段ピッチ№1終了	
15.333	15.47	第1段ピッチ№2開始	第1段プログラム
37.924	38.00	固体補助ロケット燃焼終了	ディプレッション
53.000	52.94	第1段ピッチ№2終了	第1段プログラム
53.333	53.35	第1段ピッチ№3開始	第1段プログラム
80.000	80.28	固体補助ロケット分離	固体補助ロケットタイマ
85.000	84.84	第1段ピッチ№3終了	第1段プログラム
85.333	85.24	第1段ピッチ№4開始	第1段プログラム
135.5	135.5	誘導 操舵開始	地 上 局
170.5*	137.0	誘導 操舵終了	地 上 局
208.000	206.92	第1段ピッチ№4終了	第1段プログラム
219.172	219.45	第1段メイン・エンジン燃焼停止	FIP**
225.172	225.44	バーニア・エンジン燃焼停止	バーニア・エンジンTDR***
226.672	226.97	1・2段分離信号	第2段プログラム
	227.01	1/2段分離確認	分離コネクタ)
228.172	228.47	第2段エンジン燃焼開始	第2段プログラム
233.172	233.84	第2段ピッチ・レート開始	第2段プログラム
243.172	243.48	フェアリング分離信号	第2段プログラム
	244.13	フェアリング分離確認	分離コネクタ)
265.0	265.0	誘導 操舵開始	地 上 局
442.5	443.5	誘導 操舵終了	地 上 局

計画値(s)	実測値(s)	項 目	信 号 源
443.172	443.47	第2段ピッチ・レート終了	第2段プログラム
458.400	459.06	第2段エンジン燃焼停止	VCS****№2
478.5	479.5	誘導 操舵開始	地 上 局
481.0	481.5	誘導 操舵終了	地 上 局
516.172	516.48	慣性飛行ピッチ開始	第2段プログラム
608.172	608.48	慣性飛行ピッチ終了	↑
609.172	609.49	慣性飛行ヨウ開始	↓
708.172	709.05	慣性飛行ヨウ終了	
1192.172	1192.4	第3段スピン・アップ開始	
1194.172	1194.4	2・3段分離	第2段プログラム
1207.172	1207.2	第3段固体ロケット・モータ点火	延時火薬
1248.072	1248.2	第3段固体ロケット・モータ燃焼終了	ディプレッション
1352.172	1352.0	第3段/衛星分離	第3段シーケンス・タイマ

* 誘導操舵可能時間

** Fuel Injector Pressure Switch

*** Time Delay Relay

**** Velocity Cut-off System

表 5 技術試験衛星 I 型による実験の成果

計測・試験項目	計測データ項目	実施時期	データの取得結果	完了・継続の区分	成判	の定
打上げ環境の測定	振動・衝撃データ 姿勢データ 機器動作データ 温度データ	50.9.9, 第0周に実施	○	完了	○	
衛星環境の測定	機器動作データ 温度データ	打上げ～現在	○	継続中	○	
衛星姿勢の測定	姿勢データ スピンのデータ	同上	○	継続中	○	
距離及び距離変化率の測定	R & R データ	50.9.11, 第25周～現在	○	継続中	○	
伸展アンテナの伸展実験	伸展長データ モータ電流データ 姿勢データ スピンのデータ	50.9.11, 第28周に実施	○	完了	○	
通信系データの取得	受信レベルデータ 軌道データ 姿勢データ	打上げ～現在	○	継続中	○	
信頼性データの取得	性能低下データ	同上	故障等未発生	継続中	保	留

(注) ○印：所期の目的を達成

すなわち、衛星環境の測定及び衛星姿勢の測定は、テレメータ信号により順調に行われており、距離及び距離変化率の測定は増田追跡管制所において9月11日に開始され、所期の成果が得られたが、さらにデータの取得が行われている。

また、伸展アンテナの伸展実験は、第28周(9月11日)に増田追跡管制所のコマンド送信によって行われ、伸展後の衛星のスピンの率は予定通り3.5rpmに減じ、整定したが、これによる衛星姿勢への顕著な影響はみられなかった。

なお、技術試験衛星 I 型の計画された軌道高度は約1,000kmであったが、宇宙開発事業団が行った追跡の結果から求めた同衛星の軌道要素は表6のとおりであって、目標とした軌道高度1,000kmとの差は近地点において約24km、遠地点において約106kmである。

表 6 技術試験衛星 I 型の軌道要素

基準時刻	1975年9月14日 0時0分 (世界標準時)
軌道長半径 (km)	7419.024
離心率	0.008754
軌道傾斜角 (deg)	46.99
昇交点赤経 (")	82.76
近地点引数 (")	222.69
平均近点離角 (")	175.40
周期 (min)	106.0
近地点高度 (km)	97.6
遠地点高度 (km)	1,106

2. 実験結果の分析

Nロケット1号機の打上げにおいては、技術試験衛星I型をほぼ所定の軌道にのせることに成功し、Nロケットの衛星打上げ性能及び関連地上システムの機能が確認された。

また、技術試験衛星I型による各種実験及び測定については、一部^は既に完了して所期の成果を収め、その他についても引きつづき順調に行われている。

したがって、Nロケット1号機による技術試験衛星I型の打上げは、所期の目的の大部分を既に達成し、その他も順調に達成しつつあるものとする。

なお、発射前に液体酸素貯蔵タンク用押ガス圧調弁の動作不良が生じたり、マーシャル移動追跡所との電波リンクが一時不良となってデータが一部欠損する等の不具合が生じたことについては、今後適切な措置を講ずることが望まれる。

III. 総合意見

1. 東京大学宇宙航空研究所が打ち上げたK-10C-5号機については、SMRC装置の機能、機体の飛行特性及び尾翼の特性が確認され、おおむね所期の目的を達成した。ただし、外乱トルク発生の原因を十分解析し、今後の計画に備えることが望ましい。
2. 宇宙開発事業団が打ち上げたNロケット1号機については、技術試験衛星I型の打上げに成功し、所期の目的を達成した。また、技術試験衛星I型については、予定されていたすべての実験及び測定を順調に完了若しくは継続中であり、所期の目的を達成しつつある。
3. 信頼性の確保については、努力の跡が認められ、今後とも不断の努力を期待する。

参考 1

昭和50年度8～9月期におけるロケット及び
人工衛星の打上げ結果の評価について

昭和50年10月8日
宇宙開発委員会
決 定

昭和50年度8～9月期におけるロケット及び人工衛星の打上げ結果を評価するため、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50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）及び宇宙開発事業団が行った「Nロケット1号機による技術試験衛星I型の打上げ」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11月末までに終えることを目途とする。

参考 2

宇宙開発委員会技術部会第一分科会構成員

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管制部長
	※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

註 ※印の専門委員は、当者が所属する機関が行った
打上げの結果の調査審議については、説明者として
参加した。