

委16-2

昭和50年度 1～2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51年7月 7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M—3Cロケット3号機による第4号科学衛星の打上げ結果及び宇宙開発事業団が行ったNロケット2号機による電離層観測衛星の打上げ結果を評価するため、昭和51年2月13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	1
M-3C ロケット 3号機による第4号科学衛星の打上げ	
1. 打上げの概要	1
2. 打上げ結果の分析	6
3. 今後の対策	10
II 宇宙開発事業団関係	12
N ロケット 2号機による電離層観測衛星の打上げ	
1. 打上げの概要	12
2. 打上げ結果の分析	23
3. 今後の対策	26
III 総合意見	28
参考1. 昭和50年度1～2月期に東京大学宇宙航空研究所が行った M-3C ロケット 3号機の打上げ結果の 評価について	
	29
参考2. 昭和50年度1～2月期に宇宙開発事業団が行った N ロケット 2号機による電離層観測衛星の打上げ結 果の評価について	
	29
参考3. 宇宙開発委員会技術部会第一分科会構成員	30

I 東京大学宇宙航空研究所関係

M-3Cロケット3号機による第4号科学衛星の打上げ

1 打上げの概要

(1) 打上げの目的

今回の打上げは、M-3Cロケット3号機によって第4号科学衛星（CORSA：Cosmic Radiation Satellite）を所定の軌道に投入し、X線天文学観測及び宇宙重粒子線の観測を行うことを目的とした。

(2) M-3Cロケット3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3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3号機は、M-3Cロケット2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 姿勢基準装置を、高精度のスピンフリー解析プラットフォーム型に変えた。

これは、姿勢基準部の主体となるジャイロとして、従来の2自由度ジャイロに変えて安定度に優れたレート積分ジャイロを2個用いたものである。これによって、姿勢基準角の誤差が従来の1/3程度に改善されることが見込まれ、昭和49年8～9月期に行われたL-4SCロケット3号機の打上げ実験でその機能が確認されていた。

② 電波指令制御方式を改良した。これは、姿勢基準角の設定値を、第2段ピッチプログラム開始時のみでなく、第2段燃焼途中でもう一度修正できる方式としたものである。

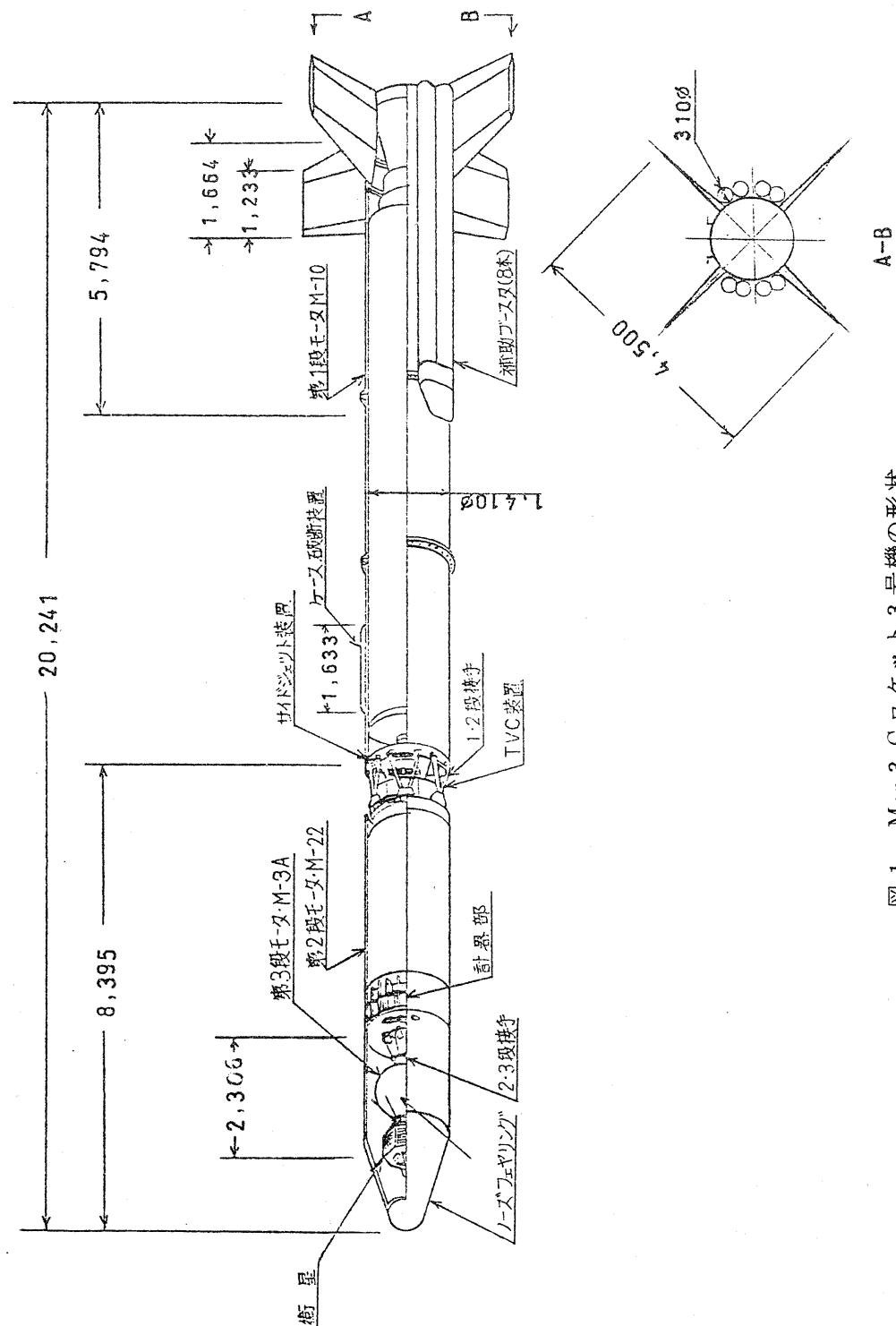


図 1. M-3C ロケット 3号機の形状

	1 段	2 段	3 段
全 長 (m)	20.241	8.395	2.306
直 径 (m)	1.410	1.410	1.136
各段点火時重量 (t)	37.6 41(SB) 41.7	11.1	1.235 0.086(SA) 1.321
推 進 薬 重 量 (t)	20.7 2.7(SB) 23.4	7.2	1.08
平 均 推 力 (t)	76.4 77.9(SB)	27.7	5.81
燃 焼 時 間 (sec)	61 7.7(SB)	72	53

SB : 補助ブースタ (直径 0.31 m、長さ 5.8 m 2本組 × 4)

SA : 第 4 号科学衛星 (CORSA)

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)
1	12.8	26.5 (補助ブースタを含まず)
2	5.3	9.7

表 1 M-3C ロケット 3号機の諸元

(3) 第 4 号科学衛星の概要

第 4 号科学衛星は、重量約 86 kg の衛星であり、その形状及び主要搭載機器はそれぞれ図 2 及び表 2 に示すとおりである。

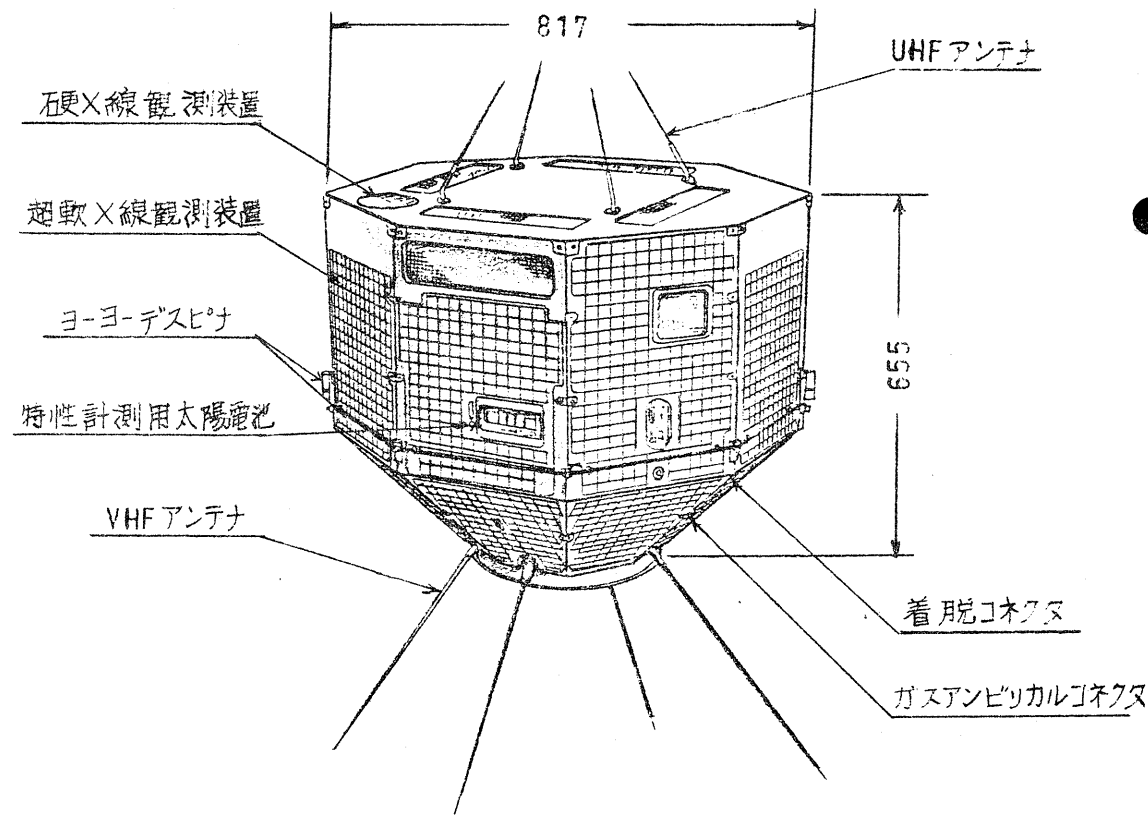


図 2. 第 4 号科学衛星 (CORSA) の形状

観測機器	宇宙重粒子線観測器 超軟X線観測器 軟X線観測器 硬X線観測器	G. コマンド受信機 H. 測距系 I. アンテナ J. タイマ K. 電源系	受信部 デコーダ部
B. 姿勢検出系	太陽センサ 地平線検出器		136MHz/148MHz 共用アンテナ 400MHz アンテナ
C. 姿勢安定制御系	ニュートン・ジョーダン・パ ヨード・デスピナ スピナー制御装置 スピナー軸方向制御装置		太陽電池 二次電池 電力制御器 コンバータ 電源接続箱 点火系電源
D. 衛星計測系	内部環境計測器 太陽電池特性計測器		
E. テレメータ送信機	136 MHz 送信機 400 MHz 送信機		
F. 機上データ処理装置			

表 2 第 4 号科学衛星 (CORSA) の主要搭載機器

(4) 打上げの経過及び結果

発射時刻： 昭和51年2月4日 15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 75° 、方位角 90°

天候： 雲

気温： 19°C

地上風： 北西 2 m/S

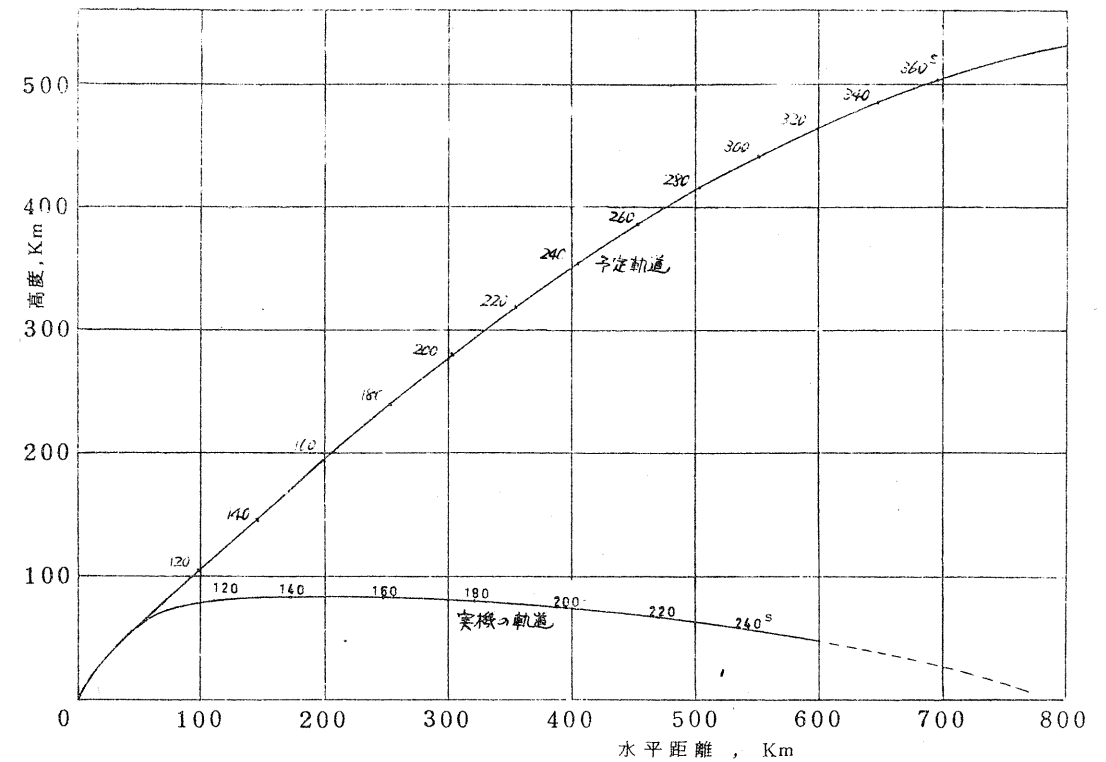
第1段ロケットは正常な燃焼及び飛行を続け、その切離しも正常に行われた。しかし、第2段ロケット燃焼開始以降、姿勢角が計画値を大きく下回り、飛行径路は著しく低くなった。(図3参照)このため、地上からのコマンドにより姿勢角を若干回復させたが、衛星の軌道投入を可能とするまでには至らなかったため、再びコマンドを送信してタイマを停止させ、スピンモータ点火以降の作動を中止した。第2段ロケット、第3段ロケット及び衛星は一体となったまま飛行を続け、発射後4分17秒に内之浦東方約 800 km の海上に落下し、実験は不成功に終わった。

2 打上げ結果の分析

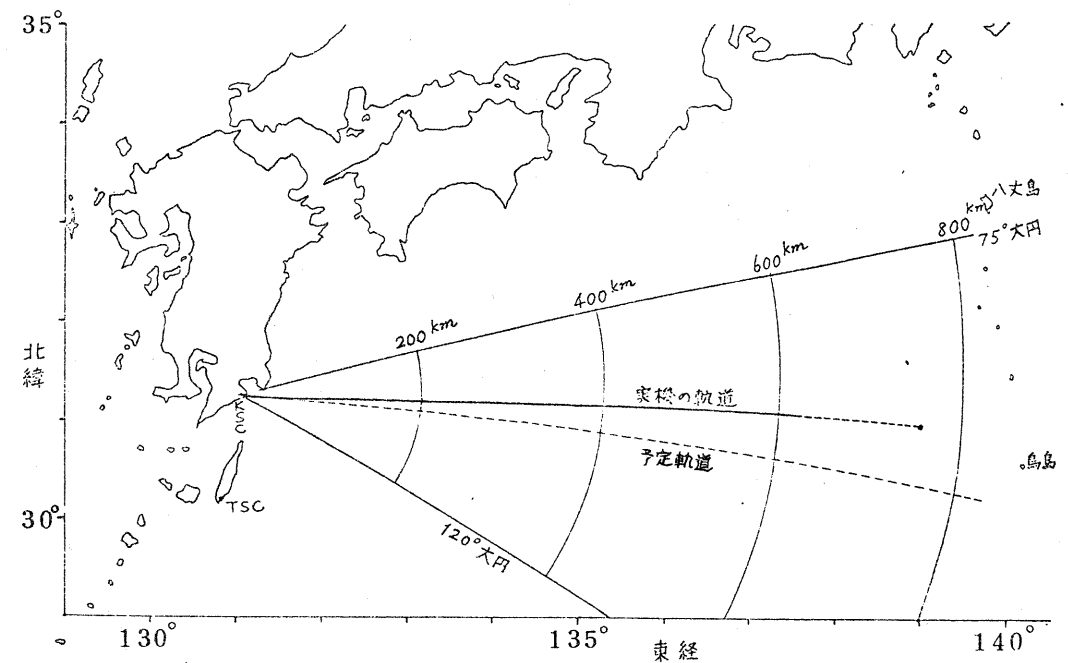
テレメータの記録によれば、第1段ロケット、第2段二次流体噴射推力方向制御装置(SITVC)及びサイドジェット、タイムセレクト等は正常に作動し、また、加速度・温度等の測定も正常に行われている。しかし、以下にあげるような、姿勢基準装置の誤動作及びロール基準角の誤設定があり、後者については地上からのコマンドにより修正されたが、前者が直接の原因となって打上げが不成功に終わったことが解明された。

(1) 姿勢基準装置の誤動作について

M-3Cロケット3号機の姿勢基準装置には、発射前に第2段燃焼中の姿勢基準角及び第3段打出し時の姿勢基準角が設定され、これらの間の切替えはICを使用したフリップ・フロップ回路により行われるようになっていた。(図4参照)

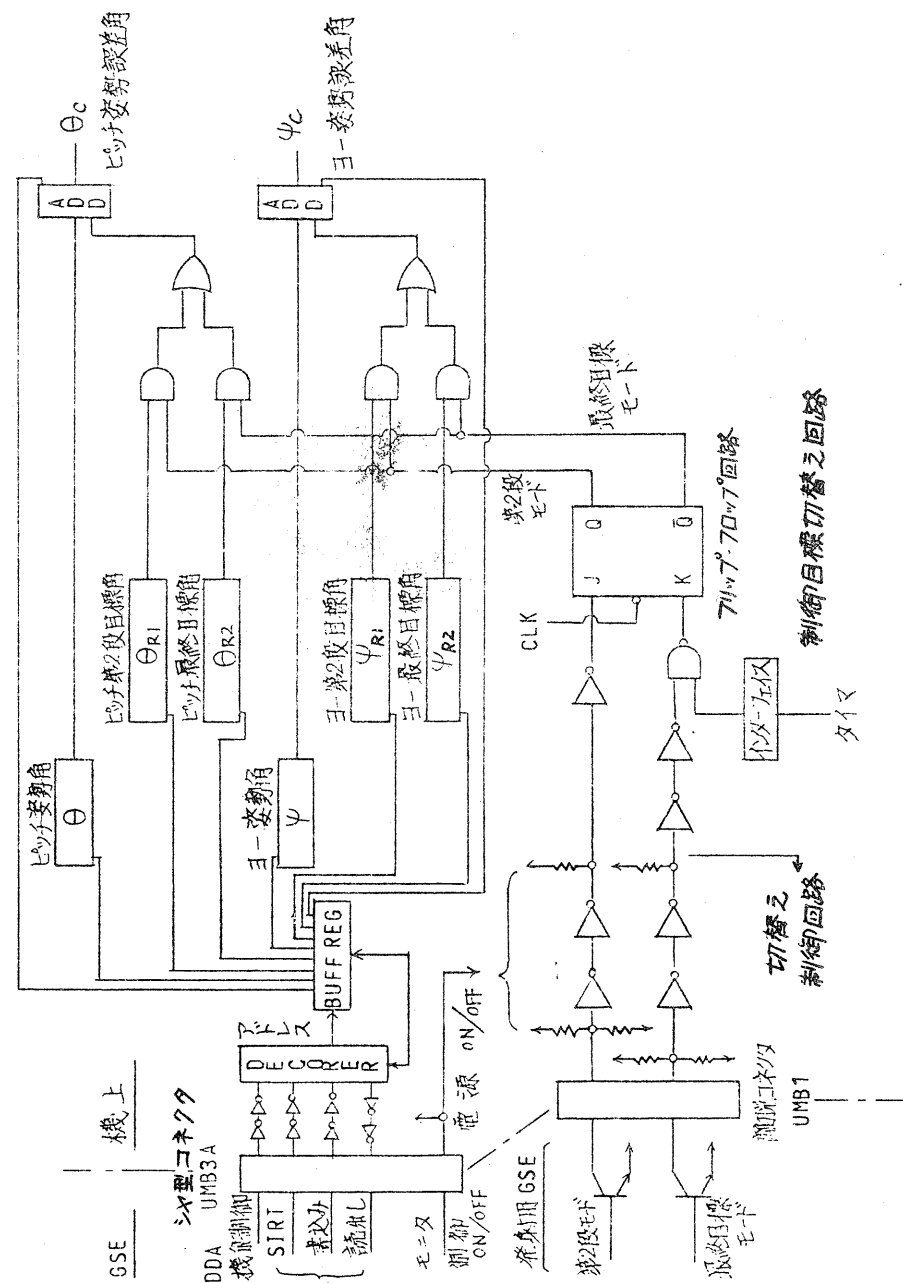


(a) 垂直面投影



(b) 水平面投影

図3. M-3Cロケット3号機の飛行径路



一方、テレメータの記録によれば、第2段の姿勢制御開始の直後から、機体の姿勢は急速に下向きに制御されて整定しており、その角度は第3段打出し時の姿勢基準角に一致している。

事後読み出した発射 4.5 秒前のデータによれば、姿勢基準装置内に設定された値〔図 4 の θ_{R1} 、 θ_{R2} 、 φ_{R1} 、 φ_{R2} 〕は指示どおりであるが、機体姿勢角と姿勢基準角との差〔 θ_C 、 φ_C 〕は、第 2 段燃焼中の姿勢基準角との差〔 $\theta - \theta_{R1}$ 、 $\varphi - \varphi_{R1}$ 〕ではなく、第 3 段打出し時の姿勢基準角との差〔 $\theta - \theta_{R2}$ 、 $\varphi - \varphi_{R2}$ 〕となっていた。つまり、発射前の状態において、姿勢基準角はすでに第 3 段打出し時のものに切替わっており、そのまま発射にもちこまれたことになる。

この原因は、次のように推定される。すなわち、発射前における姿勢基準角の監視は、図4に示すようにシャ型コネクタを通じて行われており、この監視のための回路と、地上点検時に姿勢基準角を切替えるための、離脱コネクタを通る制御回路とは、同じスイッチにより電源が開閉されるようになっていた。

発射前3分30秒の離脱コネクタ引き抜きの際も、姿勢基準角の監視は継続されていたため、姿勢基準角切替え制御回路も生きており、引き抜き時に発生したノイズが切替え用フリップ・フロップ回路を反転させたものと推定される。

これらの信号回路が生きた状態のままコネクタ離脱を行うことについては、事前に工場において試験が行われ、異常を生じないことが確かめられていたが、この時には短いケーブルが使用されていた。追試の結果によれば、離脱コネクタ引き抜き用の電磁石の回路と姿勢基準角切替え制御回路とは同じケーブルを通していたため、ケーブル長が長い場合には、電磁石に電流を流した際に、姿勢基準角切替え制御回路に誘導ノイズが発生し、フリップ・フロップ回路が反転してしまう場合があることが認められている。

(2) ロール基準角の誤設定について

第2段燃焼中の飛行方位角は約 95° の予定であったが、実際には約 85° の方向へ飛行したため、地上からのコマンドにより飛行方位角を南へ約 4.8° 修正し、その結果第2段はほぼ 90° 方向に飛行した。

事後にレーダ追跡結果を解析したところ、第2段燃焼の前半においては、飛行方位角が約 85° に制御されていたことが判明した。

これは、次のような原因によるものであることが確認された。即ち、従来の姿勢基準装置においては、地上装置にロール基準角を設定した場合、機体内の、ロール角の基準となるテーブルが逆方向に回転する機構であったが、今回用いられたスピンプリー解析プラットフォーム型姿勢基準装置では、同方向に回転するようになっていた。それにもかかわらず、従来どおりの操作を行ったため、ロール角の設定値が正負逆となり、その結果、基準座標系が予定と異なったものになって飛行方位基準角が約 10° ずれたものである。

ロール基準角の誤設定は、同じ型の姿勢基準装置を用いたL-4SCロケット3号機においてもあったものと考えられる。しかし、この場合にはその影響が小さく、姿勢基準装置のドリフトの蔭にかくれて誤りを見出すまでに至らなかった。

3. 今後の対策

M-3Cロケット3号機の打上げ不成功に対し、東京大学宇宙航空研究所は以下のような対策を講ずることとしている。

- (1) 制御目標切替え回路の動作特性をノイズに強くなるよう改良するとともに、離脱コネクタとシャ型コネクタのどちらも電源開閉が独立に行えるように改め、いずれも引抜き前には必ずそのコネクタに通じている切替え制御回路及び信号回路の電源を切ることによってノイズの発生による誤

動作を防ぐ。

- (2) 設定基準角格納レジスタの内容や、その接続状態等が正しく行われているか否かの判定を、コンピュータを介して適確に行いうる体系を整え、るとともに、動作状況がテレメータを通して容易に把握できるようにする。
- (3) ロール基準角の初期値設定用信号の符号を逆にし、従来と同じ手順で設定が行えるようにする。
- (4) システム計画会議に、必要に応じて研究所外の専門家の参加を得て審議の充実を図るとともに、項目別の小委員会を設け、システム開発における信頼性確保の各種手法を参照して、詳細な検討を行う。
- (5) メーカー内部の信頼性管理体制との接触をさらに密にし、各種試験の有効な計画と実施に際し適切な助言が行える機構をもつ。
- (6) 完成したフライトモデルに対して実施する総合試験の操作手順を発射時のそれと極力合致させるよう努力する。やむを得ず相違する部分については予め単体で十分なシミュレーションを実施し、障害を起こさないことを確認する。

今回の打上げ不成功の原因は、姿勢基準装置のフリップ・フロップ回路の誤動作であることが解明された。これはM-3Cロケットの本質にかかわる重大なものではなく、上記の対策(1)(2)により十分解決可能であると考えられる。ロール基準角の誤設定についても同様である。

しかし、今回の問題点は各種の機器そのものよりはむしろ、新しい方式を採用する際のチェックシステムのほうにあると考えられる。今後の開発にあたっては、対策(4)~(6)を確実に実行することが必要である。

II 宇宙開発事業団関係

N ロケット 2 号機による電離層観測衛星の打上げ

1. 打上げの概要

(1) 打上げの目的

今回の打上げは、N ロケット 2 号機によって電離層観測衛星 (ISS : Ionosphere Sounding Satellite) を所定の軌道に投入し、電離層の臨界周波数の世界的分布の観測、電波雑音の世界的分布の観測、電離層上部の空間におけるプラズマ特性の測定及び正イオン組成の測定を行い、短波通信の効率的運用に必要な電波予報等を行うことを目的とした。

(2) N ロケット 2 号機の概要

N ロケットは、人工衛星打上げのために計画された 3 段式ロケットである。

N ロケット 2 号機の形状及び諸元は、それぞれ図 5 及び表 3 に示すとおりであり、N ロケット 1 号機とほとんど同じである。

(3) 電離層観測衛星の概要

電離層観測衛星は、重量約 139Kg、直径約 94cm、高さ約 82cm の円筒形で、その外観及び主要搭載機器は、それぞれ図 6 及び表 4 に示すとおりである。

(4) 打上げの経過及び結果

発 射 時 刻：昭和 51 年 2 月 29 日 12 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 115°

天 候：晴

気 温：16.3℃

地 上 風：西北西 6.9 m/s

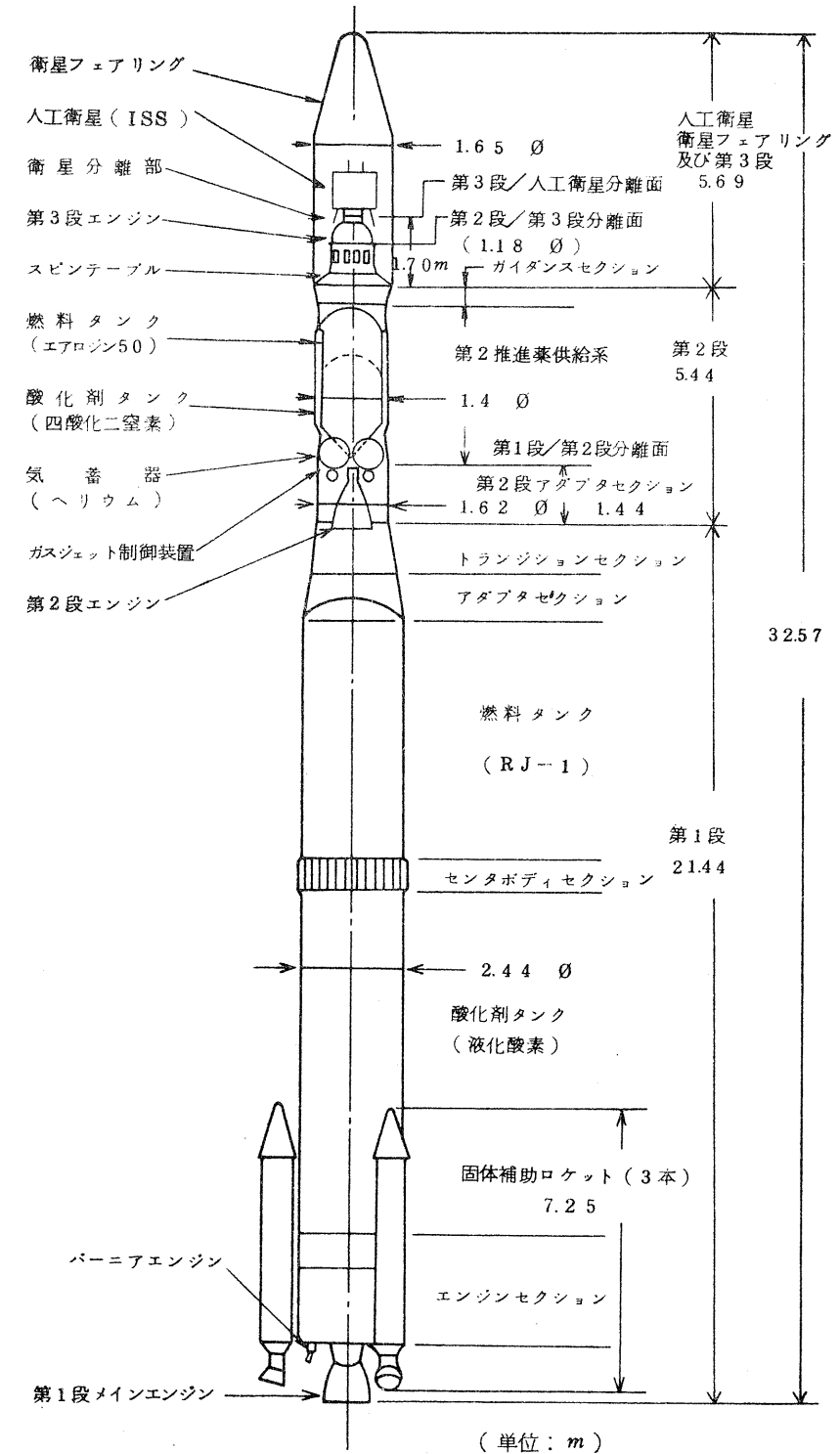


図 5. N ロケット 2 号機の形状

		第 1 段	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}	1.74	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)		90.88				
全 備 重 量(t) (推進薬重量 t)		70.42 (66.35)	13.42(3本) (11.24 #)	5.86 ^{*3} (4.74)	0.92 (0.56)	0.25
平 均 推 力(t)		メインエンジン ^{*1} 77.11 パーニアエンジン 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 225.1 パーニアエンジン 231.1	39	248.7	40.9	
推 進 薬 種		液化酸素／RJ-1	ポリプタジエン系 コンボジット推進薬	四酸化二窒素／A-50	ポリプタジエン系 コンボジット推進薬	
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	ピッチ・ヨー	シグナル(推力飛行中) パーニアエンジン (慣性飛行中)		シグナル(推力飛行中) ガスジェット(慣性 飛行中)	スピン安定	
	ロール	パーニアエンジン		ガスジェット		
発射上下角(°)		90				
発射方位角(°)		115 (パッド方位角は105°)				
主要搭 載 機 器		1)推進系機器 2)姿勢制御機器 3)電源装置 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)レーダ・トランスポ ンダ 7)指令破壊装置	1)推進系機器 2)スピンモータ 3)電源機器 4)テレメータ送 信装置 5)破壊装置	
* 1 海 面 上 * 2 真 空 中 * 3 第2段アダプタを含む						

表3 Nロケット2号機の諸元

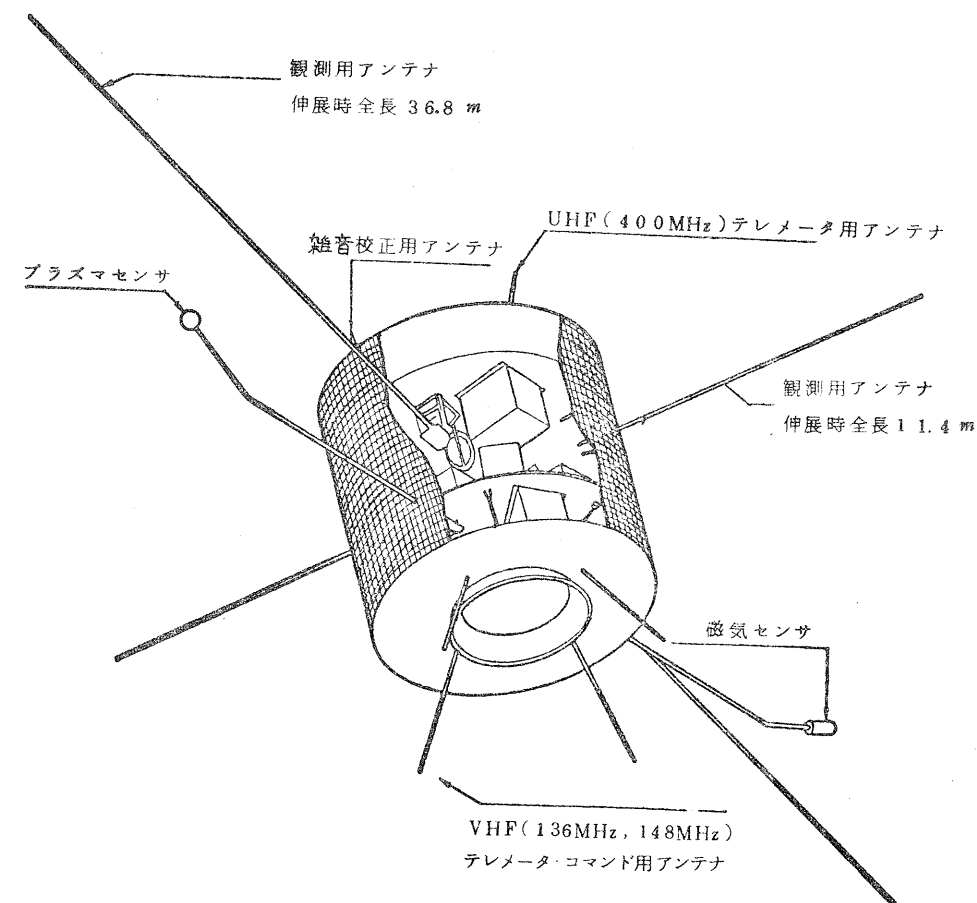


図6. 電離層観測衛星(ISS)の形状

ミッション機器

(a) 電離層観測装置 (TOP)

観測周波数範囲：0.5～15 MHz (100 KHz ステップ)

送信出力：100 W (尖頭値)

パルス幅：300 μ S

観測対象：イ 臨界周波数(f_c)の観測

ロ $d'-f$ 特性の観測

(b) 電波雑音観測装置 (RAN)

観測周波数範囲：2.5、5、10 MHz 及び 25 MHz 標準電波のガードバンド

観測対象：イ 電波雑音の平均強度観測

ロ 衝撃性電波雑音の頻度観測

(c) プラズマ測定器 (RPT)

測定対象：イ 電子密度及びイオン密度 ($10^4 \sim 10^{10} \text{ cm}^{-3}$)

ロ 電子温度及びイオン温度 ($10^3 \sim 5 \times 10^4 \text{ K}$)

(d) イオン質量測定器 (PIC)

測定対象：イ 正イオン質量 (1～20)

ロ 密度 ($10^3 \sim 10^6 \text{ cm}^{-3}$)

共通機器

(a) 衛星姿勢検出装置

イ 地磁気検出装置 (ASM)

a 測定範囲： $\pm 50.000^\circ$ (直交3軸とも)

b 測定精度： $\pm 5.00^\circ$ 以内 (各軸)

ロ 太陽方向検出器 (ASS)

a 測定範囲： $40^\circ < \phi < 140^\circ$ 、ただし、 ϕ は太陽方向とスピン軸とのなす角

b 測定精度： $\pm 0.5^\circ$ 以内

ハ 地球方向検出器 (ASE)

a 測定範囲：衛星スピン軸と地表面とのなす角が $\pm 70^\circ$ 以内

b 測定精度： $\pm 1.5^\circ$ 以内

(b) 衛星環境測定装置 (HK)

a 測定項目：約135項目

b 測定精度：温度測定 $\pm 5^\circ\text{C}$ 以内、電圧、電流測定0.5% 以内

(c) コマンド受信装置 (CMR)

a 受信周波数：148 MHz 帯

b 符号型式：6トーン (アドレス2、エクゼキュート4)、4バースト符号

c 変調方式：AM

d 指令項目：72項目 (うち8項目は重複使用)

(d) テレメトリ送信装置 (TMT)

イ 送信装置

a 周波数：136 MHz 帯および400 MHz 帯

b 変調方式：PCM-PM

c 伝送速度：1,024ビット/S (実時間観測時) 及び26624ビット/S (録音再生時)

d 送信電力：①テレメトリモード、1W (136 MHz 帯)、0.7W (400 MHz 帯)

②ビーコンモード テレメトリモードの $\frac{1}{10}$

ロ テープレコーダ (TMR)

a トラック数：1

b テープ幅： $\frac{1}{4}$ インチ

c 記録時間：115分以上

d 再生の記録速度比：約26倍

(e) アンテナ

イ HF観測用アンテナ：2種類のダイポールアンテナ (伸展時全長36.8m 及び11.4m)

ロ VHF帯テレメトリ・コマンド用アンテナ：ターンスタイル方式

ハ UHF帯テレメトリ用アンテナ：ウィップ方式

ニ 雑音校正用アンテナ：ウィップ方式

(f) 電源装置

イ 太陽電池：2cm \times 2cm、N/P、4,940枚

ロ 蓄電池：ニッケルカドミウム (Ni-Cd型) 蓄電池、容量5AH (18個)

ハ 電力制御器：コンバータ、接合回路等を含む。

表4 電離層観測衛星 (ISS) の主要搭載機器

計画値(s)	実測値(s)	項 目	信 号 源
X=12 ^h 30 ^m	0. ^s 578	リフトオフ	
X+0.0	X+0.07	第1段プログラマ・スタート	リフトオフスイッチ
2.000	2.07	第1段ロールプログラム開始	第1段タイマ
7.000	7.11	第1段ロールプログラム終了	"
7.333	7.46	第1段第1ピッチプログラム開始	"
18.000	18.14	" 終了	"
18.333	18.44	第1段第2ピッチプログラム開始	"
39.017	約39.07	固体補助ロケット燃焼終了	
60.000	60.18	第1段第2ピッチプログラム終了	第1段タイマ
60.333	60.48	第1段第3ピッチプログラム開始	"
80.000	80.27	固体補助ロケット分離	S. O. B. タイマ
85.000	85.15	第1段第3ピッチプログラム終了	第1段タイマ
85.333	85.45	第1段第4ピッチプログラム開始	"
136.000*	137.28	誘導操舵開始	地上局
170.500*	156.34	" 終了	"
215.000	214.74	第1段第4ピッチプログラム終了	第1段タイマ
225.136	221.06	メインエンジン燃焼停止	FIP**
		第2段タイマスタート	
		バーニアエンジンTDRスタート	
227.136	223.06	第2段タンク予備加圧開始	第2段プログラマ
228.136	224.06	" 終了	"
231.136	227.08	バーニアエンジン燃焼停止	バーニアエンジンTDR***
232.636	228.56	1-2段分離	第2段プログラマ
234.136	230.06	第2段エンジン点火VCSNOI開始	"
239.636	235.56	第2段第1ピッチプログラム開始	"
244.636	240.56	フェアリング分離	"
249.636	245.56	第2段第1ピッチプログラム終了	"

計画値(s)	実測値(s)	項 目	信 号 源
X+250.136	X+246.06	第2段第1ヨウプログラム開始	第2段プログラマ
280.136	276.06	第2段第1ヨウプログラム終了	"
280.636	276.56	第2段第2ピッチプログラム開始	"
310.000	311.03	誘導操舵開始	地上局
455.500	455.09	誘導操舵終了	"
455.136	451.07	第2段第2ピッチプログラム終了	第2段プログラマ
457.957	455.95	VCS№1終了	VCS №1
		VCS№2開始	
	457.19	VCS№2リセット	地上局
470.553	469.69	第2段燃焼停止信号	VCS №2
471.903	471.82	第2段燃焼停止	
492.000*	491.04	姿勢誘導操舵開始	地上局
497.000*	496.30	" 終了	"
527.136	523.06	慣性飛行中ピッチプログラム開始	第2段プログラマ
603.136	599.06	" 終了	"
603.636	599.56	慣性飛行中ヨープログラム開始	"
703.636	699.57	" 終了	"
970.136	966.07	スピンモータ点火	"
		第3段タイマ・スタート	
972.136	968.07	第2-3段分離 レトロモータ作動	"
985.136	981.80	第3段モータ点火	延時火薬
1026.036	約1022.8	第3段モータ燃焼終了	
1130.136	1124.98	第3段衛星分離	第3段タイマ

〔注〕

* 誘導操舵可能時間の開始及び終了を示す。

** Fuel Injection Switch

*** Time Delay Relay

表5 Nロケット2号機の打上げ経過

打上げは、表5に示すような経過で順調に行われ、発射後約18分49秒には衛星が軌道に投入された。この時の衛星のスピン率は98.9 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。

衛星からの電波は、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）のオーラル、サンチャゴ、キトー及びウィングフィールドの各局で受信された。

増田追跡管制所における第1週の受信は、14時16分02秒（日本標準時）から行われ、衛星が周回軌道に乗ったことが確認され、「うめ（UME）」と命名された。

その後、第13周までの追跡データによる衛星の軌道要素は表6に示すとおりであり、いずれも計画値にきわめて近いものとなっている。

基準時刻（世界標準時）	1976年2月29日 3時47分06秒
軌道長半径（Km）	7,379.10
離心率	0.00149
軌道傾斜角（deg）	69.68
昇交点赤経（°）	191.52
近地点引数（°）	220.05
平均近点離角（°）	315.69
周期（min）	105.1
近地点高度（Km）	990
遠地点高度（°）	1,012

表6 電離層観測衛星の軌道要素

(5) 衛星の運用の経過及び結果

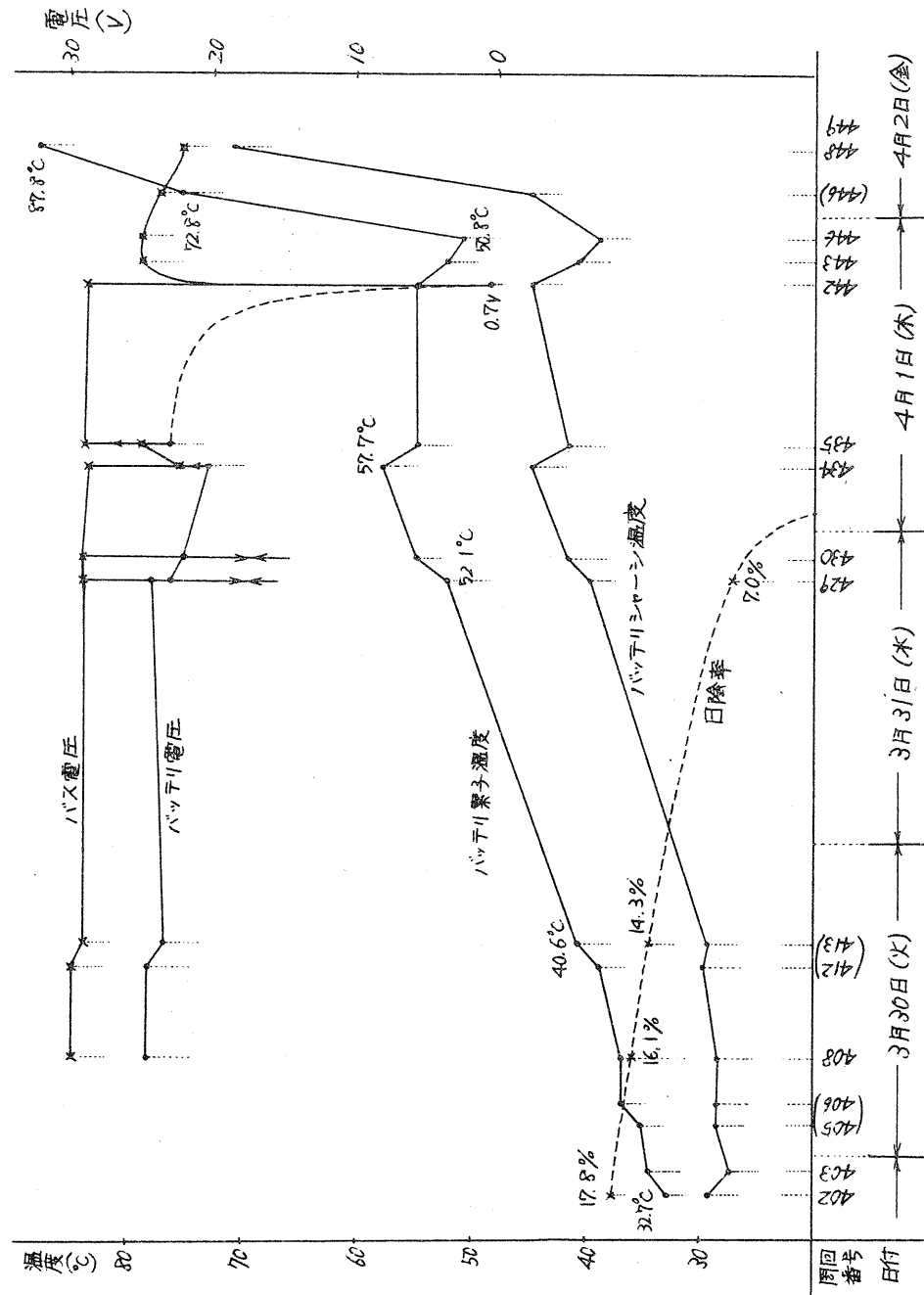
打上げ後約1カ月間にわたって行われた、初期段階における衛星の運用は、計画どおりに進められ、概ね所期の成果が得られた。即ち、第14周（3月1日）にはプラズマ測定器（RPT）センサ及び地磁気検出器（ASM）センサがそれぞれ装着されている2本のブームの展開が行われ、衛星のスピン率は86.5 rpmに低下した。

また、第27周（3月2日）には観測用アンテナの伸展が行われ、スピン率は13.6 rpmとなった。

さらに、3月4日以降には、電波雑音観測装置（RAN）、プラズマ測定器、電離層観測装置（TOP）及びイオン質量測定器（PIC）の動作点検及び観測機能点検が順次行われ、いずれも正常に作動することが確認された。

また、3月18日以降には、実時間モード及び正規観測モードによる衛星機能の点検が行われ、所期の機能を発揮することが確認された。

しかし、全日照に近づいた第429周（3月31日）において、バッテリー素子温度が異常に高くなっていたので、（図7参照）、温度上昇を抑制するため、地上からのコマンドによりリコンディショニング（リコンディショニング抵抗を通じてバッテリーの放電を行い、ついで充電を行う一連の操作）を行った。これを2回繰り返した結果、バッテリー素子温度は、全日照時にもかかわらず低下する傾向を示した。さらに、観測機器を動作させて負荷を加え、過充電を極力抑制する方策がとられたが、温度は再び上昇を始め、第448周には88℃という高温を示した。しかし、第448周の受信開始直前にきわめて短時間の商用電力の停電があり、テレメータデータの取得は行われたがコンピュータにプログラムを改めて入れ直す必要が生じたため、コンピュータを使用しての実時間表示は行われず、温度の急激な上昇が判明したのは衛星が可視範囲外に出た後であったので、衛星にコマンドを送信することができなかった。このため、第449周には、バッテリーを



〔 () 内に示した同様のデータは、試験データレコーダで再生データである。 〕

図 7. 電離層観測衛星主要部の温度変化及び電圧変化

回路から切り離すためのコマンド等が送られたが、衛星からの応答は得られなかった。その後も引き続き、地上からコマンドが繰り返し送られたが、衛星は何の反応も示さず、現在に至っている。

2. 打上げ結果の分析

N ロケット 2 号機による電離層観測衛星の打上げは順調に行われ、衛星を計画値にきわめて近い軌道に乗せることに成功した。また、電離層観測衛星の初期段階における運用も、一部センサの軽度の不具合を除いて、すべて順調に行われ、所期の成果を収めて、本格的な観測が期待されていた。

しかし、全日照に入った後に衛星の機能が停止してしまったが、これは、バッテリー素子温度が異常な上昇を示し、その結果素子が破損してバッテリー回路が短絡したためと推定される。

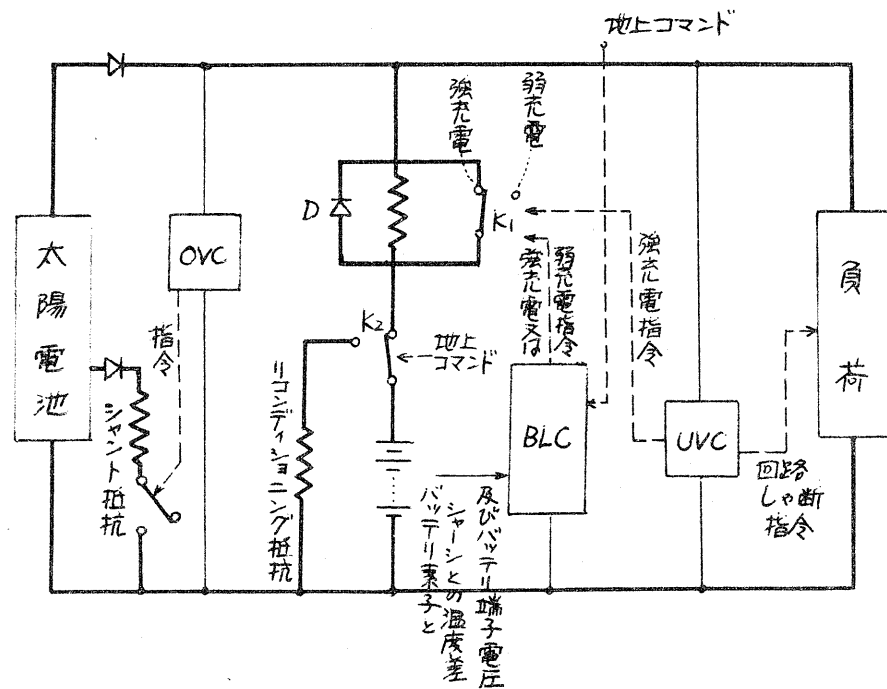
事後の試験によれば、バッテリーに充電しながら加熱すると、バッテリー素子温度の上昇とともに端子電圧が低下し、終局的には温度が急上昇して、絶縁体の熔融による短絡や、素子の破壊を起こすことが確認されている。

バッテリー素子温度の上昇を招いた原因は、次のようなものであったと考えられる。

(1) 電源回路設計上の問題点

弱充電（バッテリーの自己放電量を補い、所定の蓄電量を維持する）時の充電電流の設定値は約 0.2 アンペアとされており、バッテリー素子設計上の標準値 0.11 ± 0.01 アンペアに比べると約 2 倍となっている。これはバッテリーの蓄電量を常に所定の量に保つためになされたことであるが、バッテリーの過充電による温度上昇を招く大きな要因となっている。

また、バス電圧の下限電圧制御回路（UVC）は、バス電圧（通常 23 ボルト以上）が 19 ボルト以下となった場合にまず強充電を指令



- BLC : バッテリ充放電の強、弱制御回路
 UVC : バス電圧の下限電圧制御回路
 OVC : " 上限 "
 K₁ : 充放電モード切換スイッチ
 K₂ : リコンディショニング用切換スイッチ
 D : 放電用ダイオード

図 8. 電離層観測衛星の電源回路

し、ついで負荷の一部を遮断する指令を発する機能をもっている（図 8 参照）が、逆に強充電を停止する機能はもたないため、一度働くとコマンドを送信して弱充電に切替えない限りバッテリーを過充電してしまふことになる。事実この回路の作動により、強充電が行われたままになった。

(2) 熱設計上の問題点

バッテリー素子とバッテリーシャーシとはシリコンゴムを介して熱的に密接に結合していると仮定して熱設計が行われていた。しかしながら、現実にはバッテリー素子の底部とシャーシとの間には間隙があり（図 9 参照）、この間隙は真空のため熱抵抗が大きくなっていた。また、バッテリーシャーシの熱放散が不十分であったため、シャーシの温度は高温側で予測値を大きく上回っていた。これらの要因により、バッテリー素子に生じた熱が十分に放散されず、素子の温度の異常上昇が促進された。

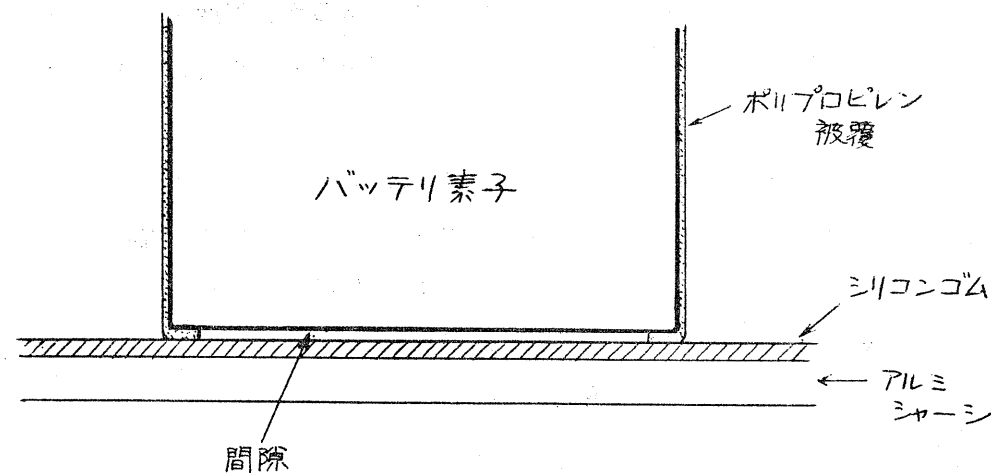


図 9. バッテリ素子とシャーシとの接触状態 (尺度約 2 倍)

事前に疑似太陽光照射試験を行った時、全日照時におけるバッテリー素子及びバッテリーシャーシの温度はそれぞれ47℃及び39℃となり、予測値の34.5℃及び29.5℃を大きく上回っていた。バッテリー素子の設計上の基準値は50℃であったため、問題点として取り上げられなかったが、太陽電池パネル、コマンド受信機等他の部分においては予測値と実測値との差は1～2℃程度であったのに対し、バッテリー素子とバッテリーシャーシについては約10℃の差があったのであるから、その原因を検討すべきであったと考えられる。

(3) 運用上の問題点

バッテリー素子温度は全日照が近づくにつれ次第に上昇しつつあったが、第413周以降第429周までの間には、衛星からのデータを取得できる機会があったにもかかわらず、それまでのデータから温度は規格値以下におさまる傾向にあるとみられたため、データ取得は行われなかった。電離層観測衛星が全日照を経験するのはこの時が始めてであり、そのような大事な時期においては、できる限りデータ取得を行っておく必要があった。結果論ではあるが、温度の異常な上昇にもっと早く気がつけば、温度の低減対策をより効果的に実施することができたかもしれない。

また、リコンディショニング時の放電によりバッテリー電圧が低下し、その結果バス電圧の下限電圧制御回路が作動して強充電状態になった後、適切な時点で地上からの指令により弱充電状態とするか、あるいはリコンディショニングの機能を活用してバッテリーを放電させれば、バッテリー温度の加速度的な上昇を防止できたと考えられる。

3. 今後の対策

電離層観測衛星の本格的な運用を実施する直前の全日照時に電源系が故障したことに對し、宇宙開発事業団は以下のような対策を講ずること

としている。

- (1) 弱充電電流値を約0.1アンペアとする。
- (2) バス電圧の下限電圧制御回路の負荷回路遮断機能は残すが、強充電指令機能は廃止する。なお、不測の事態に対処するため、バッテリーON/OFF機能をもたせる。
- (3) バッテリー素子とバッテリーシャーシとの温度差を減少させるため、バッテリー素子の装着方法を改善する。
- (4) バッテリーシャーシの熱放散を高め、温度を低減させるため、バッテリー収納箱の塗装を変更する。
- (5) 上記(1)～(4)の改善実施に係る設計及び試験結果の審査をより一層入念に行う。
- (6) バッテリーの温度、蓄電量等の予測ができるような監視システムの整備を検討する。
- (7) 運用については、手順書の整備、要員の訓練等に一層努めるとともに、緊急事態に即応できるように協議方法、判断基準等をより明確にする。また、地上局での停電等の予期せぬ事態に対処できる措置（たとえば2局による運用等）を講ずる。

電離層観測衛星の不具合の原因は、電源回路設計及び熱設計が不十分であったこと並びに設計後のフォロー・アップが不足していたことによる、バッテリー素子温度の異常な上昇であったと判断される。これは上記の対策(1)～(6)により解決可能であると考えられるが、今後は事前に適切な動作試験及びその結果の検討を行い、設計の十分な評価を行うとともに、対策(7)により適切な運用を行うことが必要である。

Ⅲ. 総 合 意 見

1. 東京大学宇宙航空研究所が行ったM-3Cロケット3号機による第4号科学衛星の打上げ不成功の原因は、姿勢基準装置の誤動作である。これはM-3Cロケットの本質にかかわる重大なものではなく、またその対策も妥当であるので、今後のMロケット開発計画に支障を及ぼすものではないと考えられるが、このような新しい機器及びシステムの採用にあたっては、事前に十分その機能を確認する必要がある。

2. 宇宙開発事業団が行ったNロケット2号機による電離層観測衛星の打上げについては、衛星を所定の軌道に乗せることに成功し、衛星の初期段階の運用においては所期の成果を収めたが、本格的な観測に入ろうとした直前に衛星の機能が停止してしまった。この原因は電源回路設計及び熱設計が不十分であったこと並びに設計後のフォローアップが不足していたことによるバッテリー素子温度の異常な上昇、及びこれに対応する運用体制が不十分であったことである。

今後は地上における宇宙環境試験の充実等により設計に対する厳しい審査を行い、さらに緊急事態における対応策を事前に十分準備しておく必要がある。

3. 今後、人工衛星のミッションはますます複雑化・多様化することが予想されるので、開発の各段階ごとに点検を十分に行い、信頼性の確保に一層努力する必要がある。

参考 1

昭和50年度1～2月期に東京大学宇宙航空研究所が行ったM-3Cロケット3号機の打上げ結果の評価について

昭和51年2月10日

宇宙開発委員会

決 定

昭和51年2月4日東京大学宇宙航空研究所が行ったM-3Cロケット3号機の打上げ結果を評価するため必要な技術的事項についての調査審議を技術部会において行う。この調査審議はできる限りすみやかに終えることとする。

参考 2

昭和50年度1～2月期に宇宙開発事業団が行ったNロケット2号機による電離層観測衛星の打上げ結果の評価について

昭和51年4月14日

宇宙開発委員会

決 定

昭和50年度1～2月期に宇宙開発事業団が行った「Nロケット2号機による電離層観測衛星の打上げ」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。この調査審議は技術部会において行い、昭和51年5月末までに終え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

技術部会長	吉 識 雅 夫	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	宇宙開発事業団参事
	※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

(注) ※印の専門委員は、その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。

なお、電離層観測衛星の電源系の不具合に関する調査審議にあたっては、下記の専門家の協力を得た。

佐々木	茂	電々公社武蔵野電気通信研究所
		技術協力部電力研究室調査員
塩 見	弘	工業技術院電子技術総合研究所
		電子デバイス部信頼性研究室長