

# M-3C計画の概要

森 大吉郎

## 1. M-3C計画

科学衛星を打上げるためのM-4S計画は昭和39年に発足し、昭和47年のM-4S-4号機による第2号科学衛星でんばの打上げをもって終了した。この間において、相似予備試験機L-4S-5によってわが国で初めての人工衛星「おおすみ」を昭和45年に実現させ、ついで翌46年にはM-4S-2による試験衛星「たんせい」の打上げによってM-4Sロケットの完成を確認し、その後3、4号機によって第1号および第2号科学衛星「しんせい」「でんば」を打上げ、科学衛星時代の幕を開いたものである。

M-3C計画はMシリーズではM-4Sに次ぐ第2番目の計画であって、科学衛星に対し重量増加と軌道精度の向上が要請されて来たのに応えて計画の検討が始められたものである。

軌道精度を高めるための飛行制御の実施に備えて、二次流体噴射推力方向制御(Secondary Injection Thrust Vector Control, SITVC又はTVC)をロケットの第2・3段に採用することを考え昭和41年より研究を開始した。

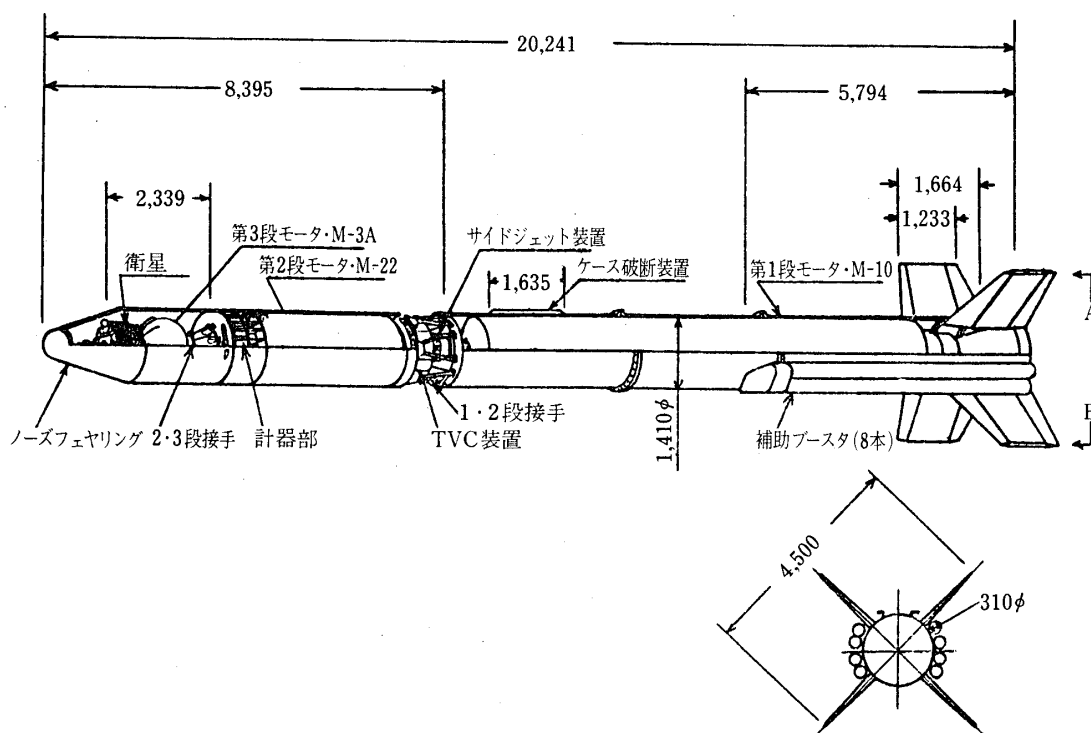
また衛星搭載能力の向上のためには

- a. 第1段モータの性能向上(セグメント増しと推進薬変更)
- b. 第2段モータの性能向上(推進薬変更、軽量化)
- c. 最終段モータの高性能化(大型球型モータ)
- d. 構造軽量化(開傘型接手、ノーズフェアリング等)

の方策をとることが候補としてあげられ、予備的研究開発が開始された。

そして昭和46年に至りM-4S-2号機が成功しM-4S計画の見通しがついた時点において、それまでのL-4S、M-4S計画で培われた技術と経験およびL-4SC実験機などによるTVCの開発成果を取り入れて、M-3C型ロケットの基本計画を策定した。その骨子は下記の3点よりなっている。

- a. モータ構成は3段式で、第2段ではTVCとサイドジェットの組合せによる飛行制御を行う。
- b. 第3段用には大型球形モータを開発し、第2段モータは推進薬を変更して性能を向上させる。第1段の増強はこれを次のM-3H計画に譲る。
- c. 軽量化と容量増大等のため、開傘型接手、大型ノーズフェアリング、高性能姿勢基準等を開発する。



第1図 M-3C-2概観図

第1表 M-3C-2号機の諸元

	1 段	2 段	3 段
全 長 (m)	20.24	8.40	2.34
直 径 (m)	1.410	1.410	1.136
各段点火時重量 (t)	37.6 4.1 (SB) 41.7	11.1	1.254 0.086 (SA) 1.340
推 進 薬 重 量 (t)	20.7 2.7 (SB) 23.4	7.2	1.09
平 均 推 力 (t)	88.5 109.0 (SB)	36.2	6.80
燃 焼 時 間 (sec)	60 7.7 (SB)	72	53

註：SB：補助ブースタ  
SA：衛星  
1, 2段個別の長さ, 重量  
段 長さ(m) 重量(t)  
1 12.8 26.3 (SBを  
2 5.3 9.8 含まず)

第2表 衛星の主要諸元と搭載機器

名 称	たんせい2 MS-T2	たいよう MS-F3 SRATS	(MS-F4) CORSA	
ロケット 打上げ年月日	M-3C-1 1976. 2. 16	M-3C-2 1975. 2. 24	M-3C-3 1976. 2. 4	
衛星重量(kg)	56	86	86	
近地点(km)	289	255	-	
遠地点(km)	3.237	3.136	-	
周期(分)	122	120	-	
軌道傾斜角(度)	31°	32°	-	
搭 載 機 器	姿勢安定制 御系	Y Y D N D M A C K P	Y Y D N D M A C K P M S C	Y Y D N D M A C M S C
	姿勢検出系	G A S S H O R	G A D S S H O R	S A S H O S
	環境計測系	H K V	H K	H K S C M
	テレメータ 送信機	T M - V T M - U E N C	T M - V T M - U E N C	T M - V T M - U
	データレコーダ		D R	
	データ処理装置			D P
	コマンド受 信機	C M - R X D E C	C M - R X D E C	C M - R X D E C
	測 距 系			R A R R
	ア ン テ ナ	A N T - V A N T - U	A N T - V A N T - U	A N T - V A N T - U
	電 源 系	B A T R E G J N C I G - P S	B A T J N C I G - P S P C U C N V S C P	B A T J N C I G - P S P C U C N V S C P
タ イ マ	M T - S A	M T - S A	M T - S A	
観 測 機 器		S X R S X U G M V C P I T P I T E L I M P	C H P V S X S F X H D X	
観測器制御 系		C L O C K D T I P D I		

- (略号)
- YDD : ヨーヨーデスピナ
  - ND : ニューテーションダンパ
  - MAC : スピン軸方向制御装置
  - KP : スピン軸方向保持装置
  - MSC : スピン率制御装置
  - GA : 地磁気検出器
  - SS : 太陽検出器
  - DSS : "
  - SAS : "
  - HOR : 水平線検出器
  - HOS : 地平線検出器
  - HK : 内部環境計測器
  - V : 振動計
  - SCM : 太陽電池特性計測器
  - TM-V : テレメータ送信機(136MHz)
  - TM-U : " " (400MHz)
  - ENC : エンコーダ
  - DR : データレコーダ
  - DP : データ処理装置
  - CM-RX : コマンド受信機(受信部)
  - DEC : " (デコーダ部)
  - RARR : 測距系制御部
  - ANT-V : アンテナ(136MHz/148MHz  
共用)
  - ANT-U : アンテナ(400MHz)
  - BAT : 電池
  - REG : レギュレータ
  - JNC : 電源接続箱
  - IG-PS : 点火系電源
  - PCU : 電力制御器
  - CNV : コンバータ
  - SCP : 太陽電池
  - MT-SA : タイマ(衛星用)
  - SXR : 太陽X線観測器
  - SXU : 太陽紫外線観測器
  - GMV : 地球コロナおよび中間紫外  
放射観測器
  - CPI : 正イオン組成観測器
  - TEL : 正イオン温度・密度観測器
  - IMP : 電子密度観測器
  - CHP : 宇宙重粒子線観測器
  - VSX : 超軟X線観測器
  - SFX : 軟X線観測器
  - HDX : 硬X線観測器
  - CLOCK : 観測器制御用信号発生装置
  - DTI : 観測時刻表示装置
  - PDI : プラズマ流方向測定器

## 2. ロケットの概要

M-3C-2号機を例とし機体の概要を説明する。第1図は全体図で、第1表は主要諸元を示している。主な仕様は以下の如くである。

モータ： M-10, 補助ブースタ8本, M-22, M-3A.

飛行安定： 第1段…翼による空力安定, 第2段…TVCによるピッチ・ヨー制御とサイドジェットによるロール制御, 慣性飛行中はサイドジェットによる3軸制御, 第3段…スピン安定.

構造： 開傘型トラス接手(1・2段), 開傘型円錐形ペタル接手, フェノール・ハネカム・サンドイッチ材ノーズフェアリング, アルミ材溶接の計器部.

搭載機器： テレメータ送信機; 300 MHz 4台, 900 MHz 1台,

コマンド受信機; 410 MHz, 保安と第3段点火,

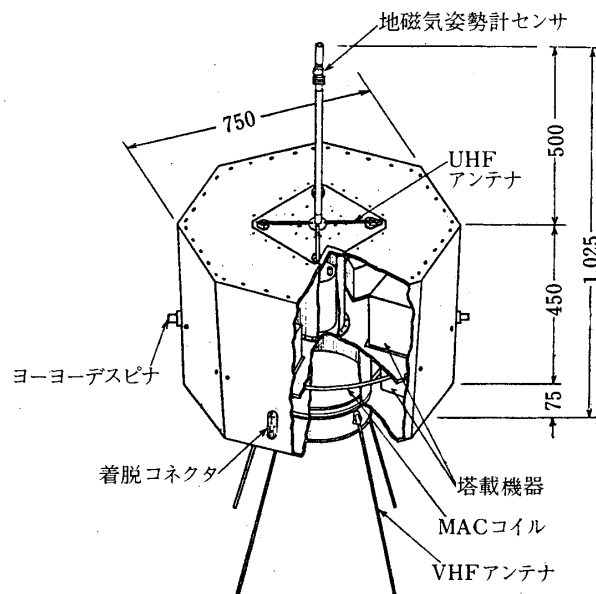
レーダトランスポンダ; 1.6 GHz 1台, 5.6 GHz 1台, 電波指令機能付き,

計測器; 加速度・温度・内圧・姿勢・動作確認・音響等.

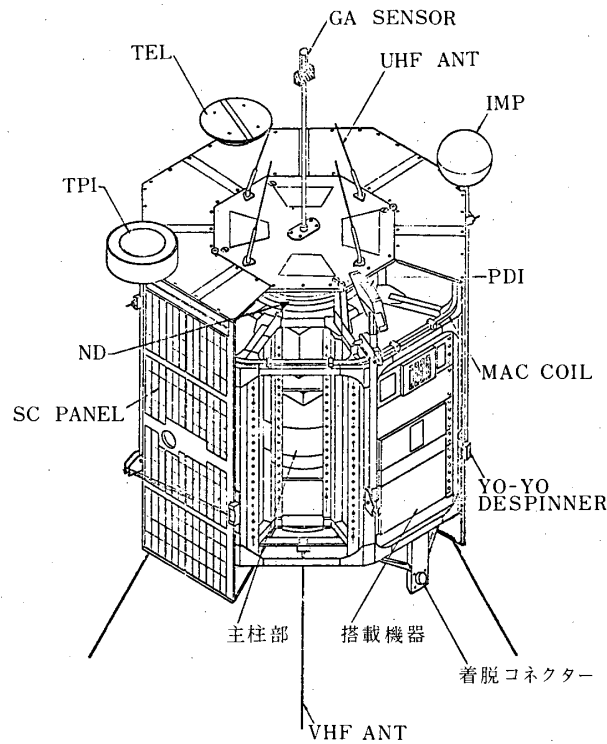
M-3Cで打上げるために計画された衛星は試験衛星MS-T3, 第3号科学衛星SRATSおよび第4号科学衛星CORSAである。第2表にはこれらの衛星の主要諸元と搭載機器を示し第2図にはそれぞれの外観を示す。

## 3. 開発の経過

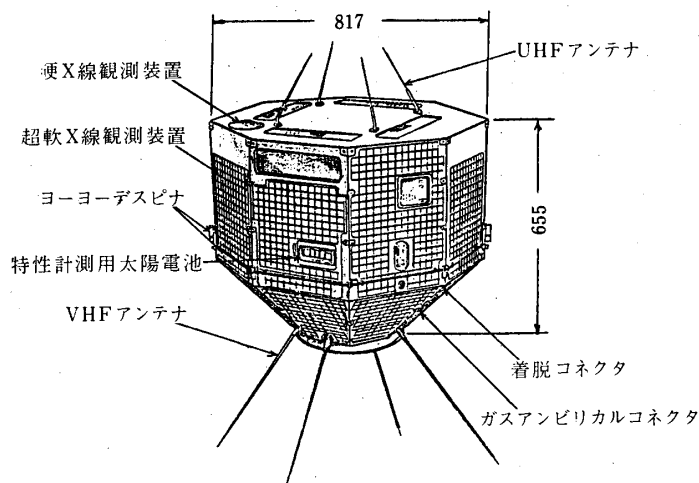
M-3Cの主な特色は1節に述べた通りであるが、これに伴って新しく研究開発された諸要素について関連図を第3図に示す。



第2-(A)図 “たんせい2号” 外観図

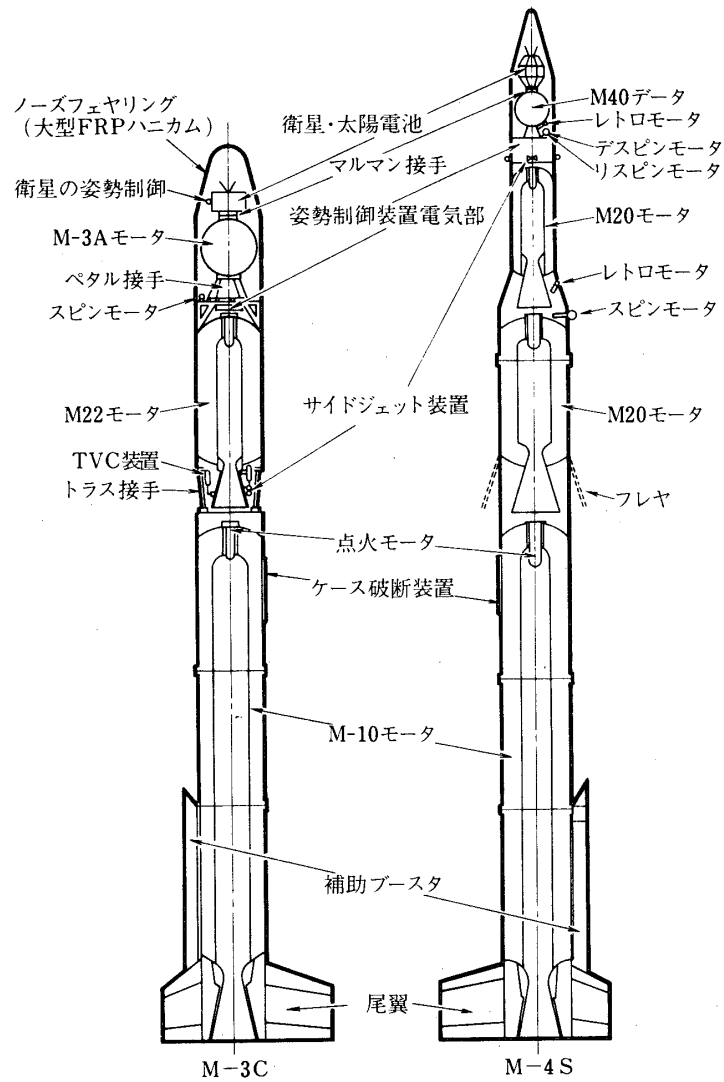


第2-(B) 図 “たいよう” 外観図



第2-(C) 図 CORSA概観図

- a. M-22 モーター: M-4 S用のM-20 モーターと外形寸度は同一であるが、推進薬をポリウレタン(ブロック・ボンディング方式)からポリブタジエン(直填方式)に更



第3図 M-3CとM-4S

改し、またケース等の構造重量の軽減を図った(第3表)。地上燃焼試験は47年10月と48年7月に実施し、2回にはTVCの試験も併せて行った。

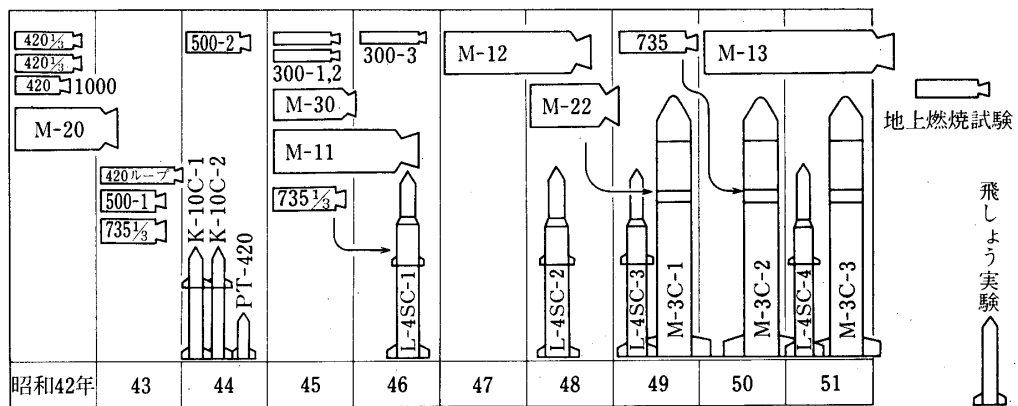
- b. M-3Aモーター： M-4S用のM-40球形モーター(直径0.78 m)に新技術を加えて大型高性能化を図った。直径1.14 m、推薬量1 ton、比推力の向上、削り出しTi-6Al4V材ケース等の各種の新技術に取り組むこと3年で要請に応えるものを作り上げた。地上燃焼試験は48年7月と49年10月に行っており、特性を第4表に示す。
- c. TVCとサイドジェット： SITVCが固体推進薬モーターの推力方向制御のための有力な手段であることは周知であるが、その設計資料は入手し難いので、昭和42年以来かなりの年月をかけて開発研究を行って来た。各種サイズのモーターによる地上試

第3表 第2段モータの比較

	M-20	M-22
直径 (m)	1.41	1.41
モータ重量 (ton)	9.06	8.63
推進薬重量 (ton)	7.11	7.20
推進薬	ポリウレタン系	ポリブタジエン系
平均推力 (ton)	28.7	36.2
燃焼時間 (sec)	66	72
比推力 (sec)	269	277
モータ・マスレシオ	4.65	6.03

第4表 第3段モータの比較

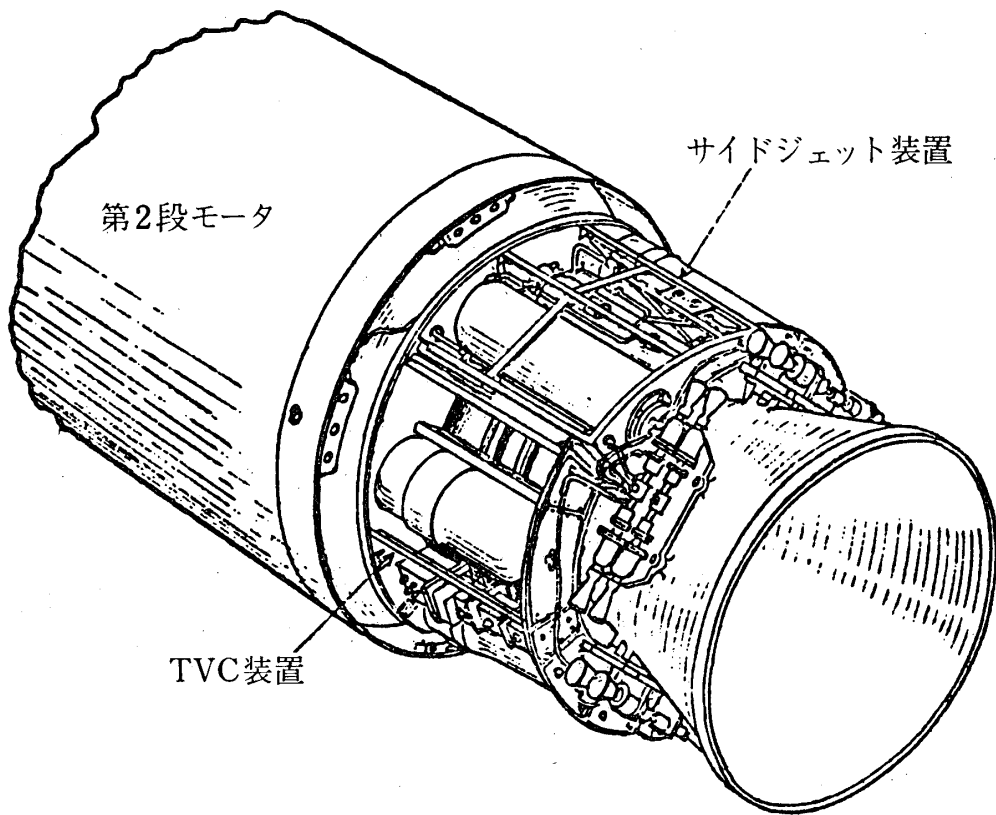
	M-40	M-3A-1	M-3A-2
直径 (m)	0.786	1.136	1.136
モータ重量 (ton)	0.44	1.24	1.23
推進薬重量 (ton)	0.38	1.07	1.08
平均推力 (ton)*	3.0	7.2	6.8
燃焼時間 (sec)	39	50	53
比推力 (sec)	276	284	284
モータ・マスレシオ**	7.33	7.52	8.23



第4図 TVC開発経過

験とK-10C, L-4SC-1, 2等の予備試験機とを用いて開発を進めている概況を第4図に示した。

ロール制御と慣性飛しょう中の3軸制御のためには, M-4Sに使用した過酸化水



第5図 TVC装置及びサイドジェット装置

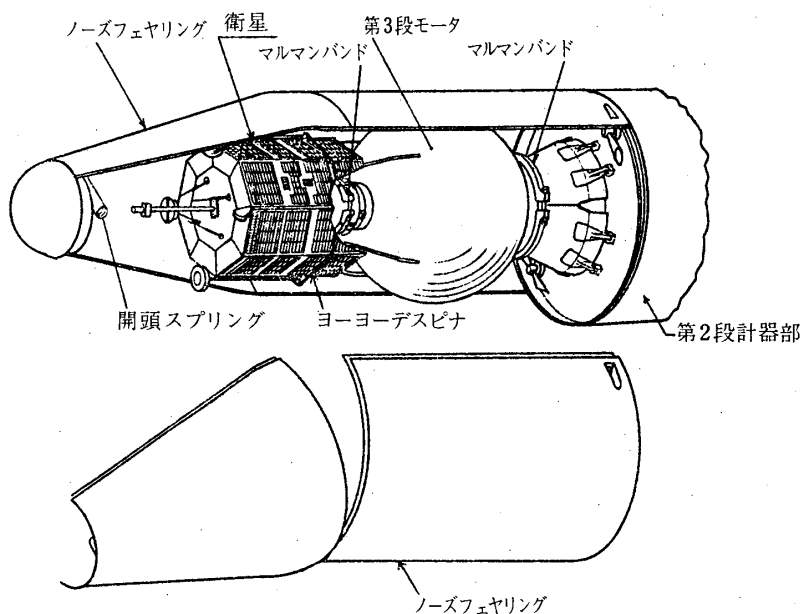
素を用いたサイドジェット装置を推力増大・モジュール化の2点で改良を加えた。第5図はTVC、サイドジェットの概観を示す。

- d. 1・2段と2・3段接手およびノーズフェアリング： 軽量化を主眼として新方式(開傘式)の接手とフェノール・ハネカム・サンドイッチ材のノーズフェアリングを開発した。第6図はノーズフェアリング内の配置を示す。
- e. SFAP： 姿勢基準部はM-4Sと同じロール安定化したスピントーブル上に2自由度ジャイロを据えたものを最初(1・2号材)用いたが、ドリフトの精度を向上させるために後にSFAP型を研究開発し、M-3C-3号機より用い始めた。また第3段打出し前のピッチ角修正装置を付加した。

#### 4. 打上実験の経過

- a. M-3C-1・たんせい2号： 打上げは昭和49年2月16日で、ロケットモータ・機能・制御装置・計器すべて正常に作動し、衛星を288・3230 km・31.1°の軌道に投入した。電波誘導操作の一部に不手際があって、近地点が目標値260 kmより18 km高くなったが、概ねロケットの完成が確認できた。





第6図 ノーズフェアリング内の配置

第5表 M-3C-1・2・3号機の実験結果

号機	目的	衛星 (重量kg)	打上げ日 (昭和年・月・日)	実験結果	
				ロケット	衛星
M-3C-1	3段式衛星打上ロケットの試験, 衛星の姿勢制御実験	MS-T2 56kg	49. 2. 16	OK	「たんせい2号」 18日間送信 289.3238.122*
M-3C-3	3号科学衛星	SRATS 86kg	50. 2. 24	OK	「たいよう」 現在なお健在 265.3141.121
M-3C-3	4号科学衛星	CORSA 86kg	51. 2. 4	姿勢制御部誤動作, 軌道に乗らず	機能良好

\* 近地点 (km), ・ 遠地点 (km) ・ 周期 (min)

試験衛星MS-T2はロケットの姿勢測定を実施した後, 14日間に亘ってスピン軸を計画方向に向けて制御する試験を順調に行った。

- b. M-3C-2・たいよう: 打上げは昭和50年2月24日で, 1号機に次いで順調に全段が作動して, 第3号科学衛星SRATSを近地点265km(目標とのズレ3.3km), 遠地点3141km(同前291km)の軌道に打上げた。

第 6 表 M-3C-2, 3号機の改造点

	段	項 目	2・3号機の改造点
機 体	第1段	M10 モータ推進薬	性能向上
	1~2段接 手	安全破壊 (SO) 装置	安全機構追加
		M10 接手リング	補強
	第2段	トラス接手	軽量化
		セパレーションナット箱・座金	補強, 金具一体化
M22 モータ・ライニング		軽量化 (モータ性能向上)	
ノーズフェ ヤリング	計器部	軽量化	
	ノーズフェヤリング接手	大型化	
第3段	接手部材	大型化	
	根本補強材	コ型鋼→ロ型チタン一体化・強化	
	M3A モータ・ライニング	軽量化 (モータ性能向上)	
衛星接手	ダミーウエイト	ミッション適正化のため新規搭載	
	接手部搭載機器	搭載せず, 接手長さ短縮	
	ヨーデスピナ	ウエイト分離部, ワイヤ引掛金具改良	
姿勢制御	TV C装置	噴射液量 80 ℓ	40 ℓ
		N <sub>2</sub> ガス量 43 ℓ	21.5 ℓ
電 気 部	電 気 部	タンク数 8個	4個
		電磁弁	リーク改善
		注気用カプラ	離脱方式改善
		スピントーブル型	スピン・フリー解折プラットフォーム型 (SFAP) を3号機から採用

c. M-3C-3・CORSA: 打上げは昭和51年2月4日で, 打上げ直前のコネクタ引抜きの際の電磁的パルスによってピッチ角姿勢制御の基準値が第2段から第3段へ切換ってしまったため, TVC制御による軌道が低すぎ, 衛星の実現が不能となったので, 地上よりのコマンドによって上段の点火を停止し, 打上げは失敗に終わった。

第5表にはこれらの要約を示す。

また2, 3号機には1号機と比べて若干の改造を施してあるが, その概要を第6表に示す。

#### 4. 結 び

M-3C型ロケットはM-4Sと較べて第2段に飛行制御装置を採用し, 第3段に新型モータを配したのを始め2段モータの性能向上, 新型接手とノーズフェヤリングの開発等の施策を行い, 新設計がかなり多かったが, その開発と実験経過における特長は以下の如くである。

第1にはTVCあるいは接手の重要技術項目は数年あるいは10年前から始められており, その意味ではM-4Sの技術を簡単に踏襲して一朝一夕に仕上がったものではない。

第2に, 本設計と本開発は約2ケ年を要したが, その経過は一言にして言えば“順調”であった。

第3に、飛しよう試験が最初の1号機でパスした。

第4に、1・2号機成功のあとをうけた3号機による第4号科学衛星の打上げは、新設計の機器の誤動作によって失敗に終わった。

第4号科学衛星のやり直しは、M-3C-4号機を用いて昭和53年度に予定する。

Mロケットは4S、3Cのシリーズに次いで3H、3S以下の計画があり、能率の良い安定した衛星打上げロケットとして今後なお発展の可能性の高いものであるから、その開発と、またそれによる確実な衛星打上げとを目指して今後とも手を緩めないで進めたいと考えている。

1977年8月30日 新設部(工学)

#### 参考文献

- [1] 森 大吉郎；日本機械学会誌，76-660(昭48/11)，136.
- [2] 森 大吉郎；宇宙航空研究所報告，11-1(B)(1975/3)，67.
- [3] 森 大吉郎；日本航空宇宙学会誌，22-257(昭50/6)，328.
- [4] M-3C-1，-2，-3実験報告，SESノート No. 061，065，069，東大宇宙研(昭49/3，昭50/3，昭51/3).