科学観測用ロケットの発展の経過

2. システム設計とモータの開発* (その 3)

秋葉 録 二 郎**・松 尾 弘 毅**

前稿で L-4S までの観測ロケットを概観した。ここでは M-4S から M-3C に至る M シリーズ・の、1. 基本構成の決定、2. モータの開発、3. 基本構成と飛しょうプログラム、4. 飛しょう結果、について述べる。1. はチーム内での意志決定の歴史であり、外部的な承認の時期とは必ずしも一致しないことをお断りしておく。

1. 基本構成の決定

1.1 M-4S 計画 M-4S による人工衛星打上げの構想は 37 年 7 月から 10 月にかけての“人工衛星計画試案”に始まる。設問は“5 年後にペイロード 30 kg の人工衛星を打上げるためのロケットは如何に”であった。

当時、厳密な軌道計算のプログラムは存在せず、軌道制御方式も未定でありそこに生ずる誤差の推定にも困難が伴ったので、ロケットには十分な余裕を持たせることとして $\Delta V = 11.3 \text{ km/s}$ が選ばれた。この ΔV に対して、5 年後に実現可能と考えられた比推力および構造重量比を仮定して各段の大きさの最適化を行い、第 1 表に示すような第 0 次案を得た。 ΔV の値が大きいこともあって 3 段式では全備重量が大きくなりすぎ、4 段式とすることとした。ついで構造設計を行ない構造重量が上記の範囲におさまるかどうかの検討を行った。形状は、第 3、4 段は球形としたので推葉

第 1 表 M-4S ロケット第 0 次諸元

	第 1 段	第 2 段	第 3 段	第 4 段
全重量 (kg)	24,970	7,558.6	1,440.6	236.5
推葉重量 (kg)	13,930	5,078	1,023	181.7
構造重量 (kg)	3,483	1,040	180.6	24.8
排気速度 (km/s)	2.2	2.5	2.5	2.5
構造重量比	0.20	0.17	0.15	0.12
質 量 比	2.262	3.047	3.453	4.317

* 昭和 51 年 4 月 10 日原稿受理 Development of Launch Vehicles for Space Observation

** 東京大学宇宙航空研究所 Ryojro AKIBA, Hiroki MATSUO

重量から一意的に定められた。第 1、2 段については L/D を変化させて構造計算、性能計算を行なった結果から第 1 段直径は $1,285 \phi$ ($L/D \sim 6$)、第 2 段直径は $1,090 \phi$ が適当とされた。

つづいて新たに第 1、2 段を同一直径とし第 3 段の直径を 735ϕ とするという条件のもとで、上記の $1,300 \phi$ ($\sim 1,285 \phi$) 案とそれをスケール・アップした $1,400 \phi$ 案の設計が行われ糸川教授 (当時) の決断で後者が採用されることとなった。

上の $1,400 \phi$ 案では発射時の加速度が $1g$ 程度であり空力的な安定性に問題があった。そこで $4g$ の初期加速度を有するものとして一連の $1,400 \phi$ ブースタを検討したが、そのようなブースタは推葉の充填率が悪く ($\sim 60\%$) また L/D が大きくなって (~ 12) チャンバの強度上また填葉上問題が多いとしてこの案は棄却され、対案として高燃速 (1.5 mm/s) の 400ϕ ブースタを 2 本抱かせることが提案された。さらに、第 1 段の性能に余裕を持たせるために、第 1 段の L/D を 7 とすることとし (推葉重量 20.7 ton)、現在の M-10 ブースタの原型が定められた。

その後、ランチャ等地上設備の着工時期がせまったことと、設計の進行に伴い (39 年 3 月第 2 段 M-20-1 地上試験) 初期の構造重量比の実現が困難視されるに至ったので、39 年末に全体の見直しが行われ、この時点で現在の M-4S の基本構成が定められた。まず性能劣化に対処するため、従来第 3 段の直径を 735ϕ としていた制限を撤廃し、第 3、4 段モータの最適化が行われた。第 1、2 段はそのままとし、高張力鋼 HT-200 を使用した場合に実現可能と思われる構造重量比を仮定することにより、第 3 段に径 850ϕ のモータ (M-30)、第 4 段に 780ϕ の球型モータ (M-40) を使用することが決定された。最適化の基準は 500 km 円軌道に最大のペイロードで、第 2 次基準として $1,000 \text{ km}$ 円軌道で表わされる高エネルギー・ミッションでの特性が考慮された。 500 km への投入能力は 110 kg とされた。地上燃焼試験では第 1 段 (M-10) は 5 セグ

メントのものを使用する予定であったが、セグメント部の重量軽減のため3セグメントとすることが決定された。また補助ブースタは直径420φとし4本の推力が100tonになるように定められた。これはのちに、不点火等の不具合の起こる確率とその場合の影響を考慮して310φ×8に改められる。軌道制御方式はこの年すでに開始されていたL-4S計画と密接に関係し、M-4Sではこの方式を踏襲することとしていた。

1.2 M-3C計画 一方、M-4S計画と並行して、これに軌道制御能力を持たせることによって軌道精度の向上を図る計画が開始された。無誘導のM-4S方式は、ペイロードを制限してエネルギー的に余裕を持たせることによって衛星軌道の成立を容易ならしめており、いわば質を量で補っているような面があったが、軌道制御を行えばこの点を考慮することなくロケット本来の性能を発揮させることが可能となる。軌道制御のソフトウェア的な面については後の飛ばし計画で触れるが、燃焼中の推力制御には2次噴射による推力方向制御(TVC=Thrust Vector Control)を採用することが決定され、この線に沿っての地上実験が開始された(42年8月M-20 TVC地上実験)。

M-4SC, M-4SH, M-4SS計画 当初TVCの導入は次のかたちをとるものと考えられた。まず、ロケットはM-4Sの原形状を変更することなくこの第2, 3段にTVCを採用し、続いて第1段にもTVCを持込む。この間機体自身にも構造の軽量化、推進薬の高性能化による性能向上がなされているであろう。これがM-4SHである。これに対してさらにペイロード搭載能力の増大を図ったのがM-4SSで、これは3セグメントから成るM-4Sの第1段にもう1セグメント追加したものを第1段(M-11)とし、これに新規開発の第2, 3, 4段エンジンを組合わせたものである。もちろん最終段を除く各段にはTVCが採用される予定であった。のちにM-4SHの前にM-4Sそのものの第2, 3段にTVCを加えたM-4SCを中間段階としておくことが考えられた。すなわち、この時点、昭和42年末においては制御付きのMシリーズはM-4SC, M-4SH, M-4SSの順序で発展する予定であった。ただしM-4SHとM-4SSは使用目的に応じて並行して使用される。この構想を実現すべく、第2表に示すように個々のモータについての地上燃焼試験が行われたが、その後の検討の結果のちにもふれるようにTVCの導入は3段構成のM-3Cとして実現することになり、その後の性能向上はM-3H, M-3Sというかたちをとろうとしている。

この時点でのM-4SC, M-4SH, M-4SSの能力は第1図に示すように見積られており、500km円軌道

第2表 M モータ地上燃焼実験の記録

型 式	年 月 日	薬 種
M-20-1	39. 3. 5	UP-10
M-10-1	40. 5. 29	UP-10
M-10-2	40.11. 27	UP-10
300補-2	41. 3.11	UP-10
" -3	41. 4.24	UP-10
" -4	41. 5. 3	UP-10
M-40-1	41.11. 7	BP-12
M-40-2	41.12.14	BP-12
M-30-1	41.12.21	BP-12
M-20-2	42. 8.19	UP-18
M-20-3	42.12.21	UP-18
M-40-3	43.12.15	BP-17
M-40-4	45. 3.26	BP-20
M-30-2 TVC	45. 4. 5	BP-12
M-11-1 TVC	45. 6.26	UP-10
M-12-1	47. 3.29	BP-17 BH
M-22-1	47.10.15	BP-22 B
M-3A-1	48. 7.17	BP-20 B
M-22 TVC-2	48. 7.27	BP-22 B
M-3A-2	49.10. 8	BP-20 B

第1図 M-4S, M-4SH, M-4SSの能力

へのペイロード投入能力はそれぞれ120, 200, 320kgとされた。また各ロケットおよび搭載の科学衛星の打上げスケジュールは第2図に示すとおりであった。特に、軌道精度上の要求からCORSA, SRATS両ミッションがTVC付きのM-4SCによって最初に打上げられる予定であった。

M-3C計画 第2図の当初スケジュールに対して、漁業紛争による1年半の実験中断とL-4S計画の遅れ等により、M-4S-1号機は45年9月にやっと打上げの運びとなり、衛星ミッションの成功は翌46年2月の2号機で実現した。これに伴いTVCの導入も延期されたが、M-4S-2号機の成功をうけて46年初頭か

第2図 Mロケットおよび科学衛星打上げスケジュール

ら TVC の導入の方法について新たな検討が加えられた。その結果現在の M-3 C の基本構想が得られるが、その間の経緯は次のとおりである。

まず、次の5機種が検討の対象として挙げられた。

(1) **M-4 SC (A)** 従来から考えられてきた標準型の M-4 SC で第2, 3段に TVC を有する。

(2) **M-3 C (D)** M-4 SC (A) の第3段をダミーとしたもので第4段に適当な量の推進剤をつめる。軌道投入能力はない。

(3) **M-3 C (A)** M-4 SC (A) の第2段にいきなり M-4 S の姿勢制御部と第4段をとりつける。3段式で最小限の軌道投入能力を有する。構成は (M-10) + (M-20 TVC) + (M-40) である。

(4) **M-4 SC (B)** M-4 SC (A) の第3段から TVC を除去したもので、第2段の軌道頂点でスピンド固定した第3, 4段を連続的に噴射して軌道投入を行う。ある意味では M-3 C (A) の延長ともいえる。構成は (M-10) + (M-20 TVC) + (M-30) + (M-40) である。

(5) **M-3 C (B)** 3段式でかなり本格的な搭載能力を有するもので、1, 2段には M-4 SH の1, 2段を使用し、最終的には3段式として最適な大きさの新型エンジンをを用いる。したがって構成は (M-12) + (M-22 TVC) + (M-3X) となる。

上記の機種を構成するのにできるだけ既存あるいは M-4 SC, M-4 SH の線に沿って地上実験完了のモータを用いることを前提としたが、M-3 X モータ (の

ちに M-3 A と改称) については全く新型のものとして設計が行われた。ここではまだ本命は M-4 SC (A) であり、(2), (3) の M-3 C (D), M-3 C (A) はこれを実現するための試験機として考えられている。ただ、2つのステージに TVC を導入することによってシステムの複雑さが増し、信頼性およびオペレーション上の問題が生ずる点が懸念されており、(4), (5) はこの点を考慮した機体であった。

3段式とすることによる運用上の利点は明らかである。4段式に比べての弱点はペイロード搭載能力が劣ることであるが、上記の検討の結果 M-3 C (B) がかなりの能力を持ち得ることが判明したので、あらたに M-3 C (B) の第1段を M-11. モータに変更して性能強化を図った M-3 C (C) ((M-11) + (M-22 TVC) + (M-3X)) を加えて、M-4 SC (A), M-4 SC (B), M-3 C (B), M-3 C (C) の4機種のを制式機とするかの比較検討が46年中頃に行われた。評価の基準としては主に次の諸点が考慮された。

(1) 当面のミッションを性能的に満たし得るか
 当面のミッションとはさしあたって打上げを予定されている第3, 4号科学衛星 SRATS, CORSA で、要求は

SRATS: ペイロード > 70 kg

軌道 250~2,000 ± 500 km

CORSA: ペイロード > 70 kg

軌道 500 ± 250 km

であった。これに対して各機種の能力は第3表に示す

第3表 SRATS, CORSA ミッションに対する能力

機 種	M-4SC (A)	M-4SC (B)	M-3C (B)	M-3C (C)	M-3C (A) (参考)
総重量 (kg)	44,300	44,100	41,000	48,000	41,600
ペイロード 重量 (kg)	140	140 CORSA は不可能	80	100	30

ような値になると推定された。軌道精度に関しては SRATS は TVC 部はプリプログラム型の制御で十分であり、CORSA については第1段の TVC 化あるいは電波誘導による第1段分散の補償が必要であるとされた。

(2) 将来計画とのつながり 第5, 6号科学衛星としてさらに大きな能力を必要とする EXOS (遠地点高度 30,000 km) ミッションが日程に上っており、将来のペイロード増へ円滑につながるが必要であった。その点 M-3C (C) は大型の M-11 モータを第1段に使用する点で魅力的である。

(3) 信頼性 未経験あるいは経験の浅い分野の技術は徐々に導入すべきであり、M-3X 等新規開発の部分については飛しょう時の信頼性とは別に設計値が実現できるかどうかについても慎重に考慮する必要があった。

(4) スケジュール 地上試験, ランチャ等地上設備の改造, 飛しょう試験を経て第1号機に至るタイムスケジュールを衛星計画との兼ね合いで明確にしておく必要があった。その結果いずれの機種についても直ちに着手すれば49年初頭に SRATS の打上げが可能とされた。

以上の諸点を考慮した結果, M-4SC (A) と M-3C (C) が有力となったが, システムの簡単化と M-11 モータの使用の決め手となって M-3C (C) 採用の方針が一応決定された。

この後, 46年末に, M-3C (C) の第1段である M-11 モータの飛しょう試験を行うことが予算上およびスケジュール上困難となり, 第1段に M-4S を通じて信頼性の高い M-10 モータを使用して M ロケットでの TVC 機能試験, 第3段 M-3A の飛しょう試験を行う方針が定められた。これが現在の M-3C ロケットである。

この間 M-3A の詳細設計が進められ推進充填率および比推力の増加が確実となったので, 上記機体の再評価を行った結果, これを制式機とし SRATS, CORSA の両ミッションにあてることが決定された。また本来の M-3C (C) は EXOS-A, B の両ミッション用とされた。47年4月のことである。なお M-3C (C) は, 第1段を高性能の M-13 エンジンに変更し, M-3H の名称で来春1号機が打上げられようとしてい

る。また将来は第1段に TVC を導入することが予定されており, これは M-3S と呼ばれている。

第3, 4図に M-3C, M-3H, M-3S のペイロード能力を示す。

基本構成は

M-3C: (M-10)+(M-22 TVC)+(M-3A)

第3図 M-3C, M-3H, M-3S のペイロード能力 (円軌道)

第4図 M-3C, M-3H, M-3S のペイロード能力 (楕円軌道)

M-3 H: (M-13)+(M-22 TVC)+(M-3 A)

M-3 S.: (M-13 TVC)+(M-22 TVC)+(M-3 A)

である。

わが国の科学衛星計画では衛星の開発と打上げロケットの開発が並行して進められる。したがって機体側の計画も十分余裕のあるものでなければならない。M-3 C でもチェック・ポイントごとに搭載能力の評価が行われた。特に新開発の M-3 A モータがもっとも不確定要素が多く、逆に性能向上への期待もかけられた。第5,6図に M-3 A に焦点を合わせて M-3 C のペイロード能力の推移を示す。出発時は第0次の設計仕様で、試験機として M-3 C の製作が決定され時点である。SRATS 型に対する能力は 54 kg とされた。ついで第1次の詳細設計の結果、推薬重量、比推力の増加が可能と判断され M-3 C の制式機としての採用が決定される。その後設計が進み 48 年 7 月の地上試験での性能の確認(比推力 4 秒増)を終えて 1 号機飛ばしに至る。1 号機の飛ばし結果から第2段階搭載のフロン量が半減され、それとは独立に M-3 A モータのライナーの軽量化とそれに伴う推薬増が 48 年 10 月の第2回地上試験を経て実現し、2 号機以降現在の性能を持つに至っている。これらの措置は M-3 H をもってしてもエネルギー的にきびしいとされた第6号科学衛星 (EXOS-B) を念頭においてとられた。

2. モータの開発

2.1 M-10 M各段のモータ名称における前の数字は段数、末尾の数字は改良番号をあらわす。したがって M-10 は M の第1段モータの原型というわけである。

これに用いるウレタン系推薬 UP-10 については K, L サイズに適用する予備段階を終えた後、1,400 mmφ サイズの最初のものとして長さがフルサイズの 1/3 相当である第2段エンジンによる地上燃焼試験が実施された(昭和39年3月)。

M-10 モータは基本計画の時点より大型化に伴う輸送や取扱面を考慮しこれを長手方向に分割したセグメント構造とする方針が立てられた。このモータ開発におけるもう1つの重要方針はチャンバ材に高張力鋼を用いることであった。セグメント数については当初4セグメント(ノズル部、鏡板部を除く)案で進められたが検討が進むにつれ3セグメントとすることにきめられた。セグメントの結合方式は確実性を重視しフランジボルト結合が採用された。

HT-200 材の開発は、材料の製造工程に問題がありはじめ相当に手間どりこのため地上燃焼1号機はチャンバ材を軟鋼として行われた。

第5図 M-3 C ペイロード能力の推移

第6図 M-3 A モータの性能の推移

M-10 の中子形状設計には大形ロケットとしてはじめて計算機を活用することができた。それまでモータ中子は2次的すなわち断面形状が長手方向に一樣となっており、侵蝕燃焼の影響を考慮し、半経験的にその断面形状をきめ初期に過大な内圧上昇があらわれないよう配慮されていた。このため推薬の充填率があまり大きくとれないという恨みがあった。計算機による最適設計の有用性はまず前述の PT-300 (後の S-300) の中子設計において確かめられ、この成果を M-10 の設計に適用した。この結果 M-10 の中子は軸方向に4種の形状がきめられ充填率を 85% 以上とすることができ、また全体を一種の推薬で統一することができ

た。

M-10 の推薬はブロック・ボンディングにより、ノズルは FRP ライニングを開口部に、スロート部を大形グラファイト・インサートとしたものである。

能代実験場における M の地上燃焼実験設備はセグメント組立を必要とする大形固体モータの取扱が全く未経験であったにもかかわらず簡素な設備、施設で短期間に準備をととのえることができた。もっとも一部設計と並行して建設が進められたため仕様変更に伴う改修がすでに使用前において必要となるようなこともあり後に会計検査で問題となったという苦い経験も織り込まれている。

1号機の地上燃焼実験は昭和40年5月に、その半年後の11月には HT-200 を用いた飛しょう体としての M-10 の地上燃焼試験を無事終えることができた。

M-10 は M の第1段として M-3C までの間 100% の信頼性を以てその役割を果たした。このように信頼性の高い推薬 UP-10 の完成に尽力された日産、日油の技術陣、特に故加志村氏の御努力はここに特記しておきたい。

現在 M の第1段モータとしては M-11, 12 を経て M-13 の第1回地上燃焼を終えているが、この性能向上型 M-13 は今後の M 計画において M-10 に代わり主役を演ずることとなる。

2.2 M-20, 22 前節で少し触れた第1回目の M-20 試験では、段間長さ短縮に有効である埋没型ノズルが初めて大形モータで試験されるなど第2段モータとしての成果は得られたものの何といても推薬の燃焼性能試験という性格が強いものであったため、さらに高性能推薬を用い質量比を向上したものが再設計されこれが M-20 となった。

M-20 計画の当時すでに M-4SC 計画への見通しの下に TVC の実験がこの第1回の地上燃焼に盛り込まれ、これが TVC の基礎データを蓄積する上にも役立てられたことは特筆すべきであろう。

再設計された M-20 については2度の地上燃焼実験が行われたが、当時(昭和42年8月、12月)はまだ大型の真空スタンドがなくこの2回の試験はいずれもノズルをカットした大気圧燃焼で、M-20 については M-3D 飛しょうが真空燃焼試験を兼ねたことになる。

2.3 M-30 M-30 は球型モータ以外では初めて直墳式を採用したモータで薬種はポリブタジェン系である。地上燃焼は2回実施されいづれも真空スタンドを用いて行うことができた(昭和41年12月、45年4月)。

2.4 M-40 爆成による大形球形チタン・チャンバの製作には構造関係者は相当御苦労されたが燃焼面では順調に開発が進められた。

M-40 は都合4回の地上燃焼試験で逐次、軽量比、推薬物性の改善、比推力の向上などの改良が施された。

第1回地上燃焼は昭和41年11月、最終は45年3月である。

点火は M-40 を除きすべて点火モータ方式によった。その他 M-4S には小型モータ5種、安全破壊装置など多数の火工品が取り付けられ、使用された点火玉総数は1機当たり216におよんだ。

2.5 M-3A M-3C の第3段である M-3A は世界でも最大級の球形ロケットであろう。M-40 と構造上大きく異なる点はチャンバを機械加工により仕上げたことで材質も高抗張力で伸びがあり溶接性に優れている Ti-6 Al-4 V がつかわれたことで、推薬やノズルの設計もこれまでの経験を取り入れ大幅な性能向上がなされた。M-3A における大形化は燃焼効率の向上から比推力の増大をもたらす真空中284秒の値が達せられ M-3C 以降の衛星投入能力に大いに寄与した。またチャンバ精度の向上は薬量の再現性、動釣合の面に好ましい影響を与えた。

そもそも球形ロケットは古く昭和34年に、アメリカ合衆国とは全く独立に考案され開発に取り組んできたもので、その後幾何かのアメリカ側資料がもたらされるようになったがその過程でいくつかの固有の問題に遭遇した。その中でも後々まで残された問題として保管中の繰返し熱応力による破壊現象は場合によっては重大な結果をひき起こすだけにやっかいであったが日産自動車の研究、技術陣の協力でその解明と対策がなされ、現在ではほぼ不安のない設計が可能となっている。このような技術の積重ねの上に結晶したのが M-3A である。

2.6 M-22 M-22 では推薬がポリブタジェン系直墳となり前側鏡板を半球にするなど特に軽量化の面で性能向上が達せられたが何といてもこれを特長づけるのは TVC 装置の装備である。

TVC 装置は2組のモジュールとしてノズル回りに取り付けられている。

地上燃焼は、昭和47年10月と48年7月に行われた。

2.7 310 SB 発射時加速を目的としたものである。推薬充填率は犠牲にし大推力が出せる中子設計とした。薬種は UP-10 でブロック・ボンディング方式、8本の性能を揃えるよう工程上の配慮が払われている。いったん燃焼終了後に再着火し後燃えが残るのが欠点といえば欠点であるが特に飛しょうに悪影響がないのでそのままの設計で通している。

3. 基本構成と飛しょう計画

3.1 M-4Sの基本構成と飛しょう計画

M-4SはM-10, M-20, M-30, M-40の4つのエンジンから成る4段式ロケットである。その諸元を第7図, 第4表に示す。軌道制御の方式が全くL-4Sと同一であるため, もちろん量的な差異はあるが, 構成要素およびその機能はL-4Sとほぼ同一である。ただ初期加速度増大のための補助ブースタは8本にふやされた。また第2段燃焼中の安定はスピン・モータによるスピンとフレアにより空力的に保たれる。第2段後端のフレアは第1段飛しょう中は6枚の板として胴体に沿って収納されており, 第1段切離し後円錐状に開傘する。このため第1段飛しょう中には空力的影響をもたず, 第1段尾翼を小型化することが可能となった。

さらに, L-4Sでは異常飛しょうの場合地上からのSO コマンド送信によって以後のステージの点火を停止することができたが, M-4Sでは一步を進めて燃焼中の推力停止が可能となり, 一層の安全が期されている。第1段の推力停止は, 上端セグメントの両側面にとりつけられた成形火薬を起爆させてチャンバを破断する方式によっている。第2, 3段は鏡板側にノズル・スロートに見合う口径の穴をセパレーション・ナットを作動させることによって開き, 推力をバランスさせる方式が採られている。このSO 装置は小型機による地上試験および飛しょう試験を経て, 44年のM-3D-1号機から装着されM-3Cへと受継がれて来ているが, 幸いなことに現在に至るまで実動におよんでいない。

M-4Sの飛しょうプログラムは第5表に示すとおりである。これも前稿で述べたL-4Sのそれと基本的には同一であるのであらたに説明は加えない。ただ, 各

第4表 M-4S-4 諸元

	第1段	補助ブースタ	第2段	第3段	第4段
全 長 m	23.698	5.794	10.577	5.842	1.829
重 量 (燃焼前) kg	39,429	4,070.	13,080.	3,303.	524.6
重 量 (燃焼後) kg	18,883	1,352.	5,963.	1,327.	144.6
推 薬 重 量 kg	20,536	2,010.	7,110.	1,974.	379.7
質 量 比	2.088	219.	2.194	2.489	3.627
比 推 力 sec	223.		269.	277.	276.
重心位置 (燃焼前) %	62.2		63.3	56.2	57.5
重心位置 (燃焼後) %	43.3		51.7	43.2	40.1
慣性モーメント (燃焼前) (ロール) $\text{kg}\cdot\text{m}\cdot\text{sec}^2$	1603.8		326.7	35.79	3.670
慣性モーメント (燃焼後) (ロール) $\text{kg}\cdot\text{m}\cdot\text{sec}^2$	654.62		150.5	13.77	0.998
慣性モーメント (燃焼前) (ピッチ) $\text{kg}\cdot\text{m}\cdot\text{sec}^2$	134051.		7292.	586.	9.727
慣性モーメント (燃焼後) (ピッチ) $\text{kg}\cdot\text{m}\cdot\text{sec}^2$	62035.		4888.	344.6	4.988
搭載計器重量 kg				71.2	74.6(REXS)
最 大 径 mm	1,410	0,310	1,410	0,860	0,786
ノズル開口比	5.94	3.56	19.98	17.36	20.77
ノズル出口面積 m^2	0.8626	0.0716	0.7595	0.3758	0.09926

第7図 M-4S-4 構成図

第5表 M-4S-4 飛しょうシーケンス

項 目	時 刻 (秒)	タイマ-3 (秒)	タイマ-SA (秒)
第1段、補助ブースタ点火	0.		
SO アーミング		5.	
補助ブースタ燃焼終了	7.4		
補助ブースタ切離し	9.5		
第1段燃焼終了	61.		
チャンネル切換 ($P_1 \rightarrow MX$)		70.	
開 頭 (第1次)		81.	
開 頭 (第2次)		82.	
第1段切離し		83.	
チャンネル切換 ($V_1 \rightarrow N_2$)		83.	
スピンモータ点火		84.	
フレア開傘		85.	
第2段点火		86.	
スピンモータ燃焼終了	88		
第2段燃焼終了	152		
チャンネル切換 ($Y_1 \rightarrow P_2$)		155.	
チャンネル切換 ($P_1 \rightarrow SQ_2$)		161.	
第2段切離し		162.	
第3段点火		163.	
第3段燃焼終了	205		
チャンネル切換 ($Xca \rightarrow CN$)		223.	
第3段切離し		225.	
レトロモータ点火		225.	
デスピンモータ点火		227.	
デスピン停止電源 ON		228.	
姿勢制御開始		228.	
姿勢制御バックアップ		233.	
姿勢制御モード変更		289.	
リスピンモータ点火		301.	
姿勢制御遮断弁閉じ		302.	
姿勢制御停止		303.	
コマンドモード変更		310.	
衛星タイマ起動		628.*	
姿勢制御部切離し		633.*	
第4段点火	634*		
第4段燃焼終了	674*		
第4段切離し			845*
レトロモータ延時点火			845*
レトロモータ点火	851*		
PSW アンテナ突出し			857*
ニュートーションダンパ起動			859*
MGS ON			859*
衛星タイマ停止			860

* CM-1(MT-4) または CM-2 で変更可能

CM-1	CM-2
+94秒 衛星タイマ起動	+0秒 衛星タイマ起動
+99秒 姿勢制御部切離し	+0.01秒 姿勢制御部切離し

段の飛しょう高度の違いから第2段点火前に開頭することとし、開頭片と本体との衝突を避けるためにまず円錐頂部を分離しついで平行部を分離する2段開頭方式が採られた。また、切離された衛星に第4段が衝突しないように第4段にレトロ・モータが装着された。レトロ・モータの重量を小さくするために、第4段は

燃焼終了後十分な時間をもって残留推力の減衰を待つて切離される。

L-4S と比べた M-4S の軌道の特徴は発射角あたりの軌道の変化が激しい点にある。第10図に L-4S と M-4S の風感度を示す。横軸は高度、縦軸はその高度の単位区間で単位風速の水平風があるとき発射角相当で軌道が何度分変化するかを示すものであるが、加速度の関係で M-4S の方が若干敏感な程度である。ただ L-4S に比べて燃焼時間が長くかつ早い時期にスピンによって姿勢が固定されてしまうのでこの結果1° 発射角相当誤差に対する第3段頂点の変化は、L-4S の 55 km に対して M-4S では 145 km にもなり、これに伴う最終軌道の遠地点高度誤差は 1,300 km に達する。初期のシステム設計の段階では、いわゆる性能的な面が重視されたことと3次元6自由度の軌道計算プログラムが実用化されていなかったこともあって、この点が軽視されていたきらいがあったが、運用上は第1段の風による軌道の分散が最大の問題となった。これに対してはエネルギー的に余裕を持たせることによって許容誤差範囲を広げる処置がとられ、低高度軌道 200 kg のペイロード投入能力に対して実際の衛星重量は 70 kg 前後に抑えられた。これによって衛星軌道成立のための許容誤差として発射角相当で $\pm 3^\circ$ が保証されることになった。これは地上から高層まで一様に 6 m/s の風が一方から吹いた場合に相当する。この辺がいわゆる“風まかせ”の批判を招いた所以であろう。ただこの批判は衛星の軌道が風の影響によって変化するという意味では正しいが、衛星ミッションの成否が風まかせであるという意味では全く当を得ていない。実際、発射角の補正を行うことにより、1~4号機を通じての第1段軌道の分散は 1° 以内に収まっている。

3.2 M-3C の基本構成と飛しょう計画

M-3C の外観形状を第12図に、重量諸元を第6表に示す。先端まで同一径で安定感のある形状になっている。第1段は M-10 モータおよび8本の補助ブースタからなる。第2段は M-22 モータからなる。最大の眼目は TVC 装置で、ノズル側壁の8個の噴射孔からフレオンを噴射することにより推力方向制御が可能である。これによって得られる横推力は初期で 500 kg (主推力の約 1.5%)、末期で 260 kg、フレオン搭載量は1号機で 176 kg、2号機以降は 88 kg である。ノズルまわりには16個のサイド・ジェットが配置されており、2段目燃焼中のロール制御、最終段発射方向設定のための3軸制御、最終段姿勢固定のためのスピン・アップの一部を行う。H₂O₂ 搭載量は 55 kg で

第8図 M-4S-4, 動圧, 加速度, 速度, 高度対時間 (第3段まで)

第9図 M-4S-4 の第3段軌道

第10-1図 L-4S の風感度

10-2図 M-4S の風感度

第6表 M-3 C-3 諸元

(271)

ある。1～2段接手は鋼管によるトラス構造6個よりなり、分離後各骨組は機軸に対して45°の角度まで開き上段との接触を防いでいる。第3段は高性能球型のM-3A モータからなり、2～3段接手はオープン・ペ

第7表 M-3C-3の飛しょうシーケンス

項 目	時 刻 (sec)	タイマ-2 (sec)	衛星タイマ (sec)
第1段, 補助ブースタ点火	0.		
CM-1-2 アーミング		5.	
補助ブースタ燃焼終了	7.7		
補助ブースタ切離し	9.5		
第1段燃焼終了	61.		
RC-1 開始		67.	
内圧測定チャンネル切換		70.	
RC-1 終了		77.	
第1段切離し		78.	
第2段ピッチプログラム開始		79.	
ロール制御開始		79.	
TVC 開始		79.	
第2段点火		80.	
ロール制御が変更		110.	
TVC 停止		144.	
ピッチ, ヨー制御定数変更		145.	
ピッチ, ヨー制御 (サイド・ジェット) 開始		145.	
第2段燃焼終了	149.		
最終段ピッチ制御開始		153.	
900 MHz アンテナ切換		153.	
開頭 1		156.	
開頭 2		157.	
RC-2 終了		215.	
姿勢制御モード変更		225.	
スピンモータ点火		235.	
5.6GHz アンテナモード変更		236.	
スピン数制御開始		236.	
CM-1-1 モード変更		280.	
CM-1-2 モード変更		280.	
CM-2-1 アーミング		280.	

ダル方式, 3段～衛星接手はマルマン・バンド方式である。M-3A にはヨー・デスピナーが装着されており, 衛星と分離後モータをタンプリングさせることにより残留推力による衝突を防ぐ。1, 2段には M-4S と同様に推力停止装置が取り付けられている。第2段上部には姿勢基準装置が搭載されている。姿勢検出は, 2号機まではスピン・テーブル上の2自由度ジャイロによっており, 3号機では同様なロール安定化テーブル上の2個のレート積分ジャイロを用いたシステムに変更された。この結果, 2自由度ジャイロのドリフトが2.5°/5分と見込まれていたのに対して, 総合精度として, 1°/5分程度の値が期待できるようになった。

第7表に M-3C-3 号機の飛しょうシーケンスを示す。

第2段の姿勢プログラムは燃焼中のピッチ姿勢角が時間に対してリニアに変化するように与えられ, 設定パラメタは初期値とピッチ角の時間変化率である。第1段燃焼終了後のコースティング期間を利用して軌道の推定を行い, それまでの分散を修正すべく上記初期値の修正コマンドが送信される。これが RC-1 である。また燃焼中期 (～112秒) にも設定値の変更を行うことが可能である。第2段燃焼終了直前に TVC による制御は終了し, 以後サイド・ジェットにより最終段標準方向に姿勢が向けられる (153秒)。この間第2段軌道の追跡結果から最終段方向の修正値が計算され送信される (RC-2)。姿勢整定後まずサイド・ジェットにより, 続いてスピン・モータによって 2Hz のスピニングを与えられ最終段方向が固定される。M-4S と異なりこれらのシーケンスは第2段を分離しないままに行われる。空力加熱を考慮してノーズ・フェアリングは第2段燃焼終了後分離される。M-3C では SO および最終段点火のために3種類のコマンドが使用される。CM-1-1 は280秒以前はシーケンス停止機能を有し, 送信されると以後のシーケンスを停止する。280

項 目	時 刻 (最終段点火時基準) (XM±sec)	(飛しょう前設定値) (sec)	タイマ-2 (最終段点火時基準) (XM±sec)	(飛しょう前設定値) (sec)	衛星タイマ (タイマ起動時基準) (start+sec)
衛星タイマ起動			XM-3.	(437.)	0.
第2段切離し			XM-1.	(439.)	
第3段点火	XM	(440.)			
第3段燃焼終了	XM+ 53.	(493.)			
衛星切離し	XM+114.	(554.)			117.
ヨーデスピナ延時点火	XM+114.	(554.)			117.
ヨーデスピナ作動	XM+119.	(559.)			
ニューテーションダンパ 起動	XM+226.	(666.)			229.
ヨーヨーアーミング	XM+228.	(668.)			231.

タイマ-3

CM-1-1	0.
タイマ-2 停止	2.
衛星タイマ起動	52.
第2段切離し	54.
第3段点火	(55.)

瞬発コマンド

CM-2-1	0.
衛星タイマ起動	0.
第2段切離し	0.
第3段点火	(1.)

第13図 M-3C-3, 動圧, 加速度, 速度, 高度対時間(第2段まで)

第14章 M-3C ピッチ・プログラム

秒以後は点火コマンドとなり最終段点火時刻の修正に用いられ、送信後 55 秒に最終段に点火する。CM-1-2 は 280 秒以前は破壊コマンドとして働き推力の中断およびシーケンスの停止を行う。280 秒以後はシーケンス停止のみを行う。CM-2-1 はいわゆる瞬発コマンドで、受信と同時に最終段に点火し CM-1-1 のバックアップとして働く。これも、誤動作防止のため、280 秒以降受信可能となる。

M-3C では TVC の導入により M-4S に比べて大幅な軌道精度の向上が果たされた。第 2 段姿勢基準の変更 (RC-1) を行わないプリプログラム型でも最終段点火高度誤差は M-4S のほぼ 10 分の 1 となりそれに伴い衛星軌道の遠地点高度誤差も 10 分の 1 となる。さらに、若干のエネルギー的余裕と RC-1, RC-2 による軌道修正を行えば第 1, 第 2 段による誤差の影響をほぼ消去することが可能で、衛星軌道の分散は最終段の精度にのみ影響される (軌道面内の形状を合わせるために軌道傾斜角については若干の自由度が必要である)。SRATS 型の長楕円軌道では最終段の速度誤差だけが問題であり、近地点誤差はほとんどなく、

遠地点誤差は 75 km 程度に収まるであろう。CORSA 型の略円軌道ではジャイロ・ドリフト、スピン時の首振り、切断時の衝撃による最終段の姿勢誤差の影響が最も大きく 150 km 程度の誤差を生ずる可能性がある。上に述べた完全な形での電波誘導は 3 号機の CORSA ではじめて実用化されその成果が期待されたが、後に述べるように第 2 段の異常飛しょうのため、単に RC-1 の機能を確認するにとどまった。

衛星軌道としては、当然各種の誤差を考慮した上でミッションから要求される軌道条件をもっとも満たす可能性の高いものが選ばれる。ただ、この時点ではペイロード重量、機体性能はともに確定しており、打上げ軌道については必ずしもペイロード重量最大となるような最適化を行う必要はない。むしろ、第1段の発射角は第1段切斷時の条件から定まる。1~2段間のコースティング中には姿勢制御を行わないのでこの間姿勢安定を保つためには適当な空気が必要である。これに対して、第2段は空力的に不安定であるので、あまりに動圧が高いと第1段分離後 TVC が作動するまでの2秒間に姿勢が大きく崩れて TVC の制御能力を超える可能性がある。第1段分離時の動圧としては $30 \sim 150 \text{ kg/m}^2$ 程度が選ばれる。

4. 飛しょう結果

Mシリーズの打上げは森大吉郎教授を実験主任として順調に進められた。結果をとりまとめて第8表に示す。M-1-1, M-3 D-1 による飛しょう試験を経て打上げられた M-4 S-1 号機は、姿勢制御装置の電磁弁の1個が故障して開放のままとなり、機体のスピンの過大 (6.5 rps) となって第4段点火以降のシーケンスが作動せず、軌道投入に失敗した。しかし、続く3機が連続して衛星の投入に成功しその真価を示した。これ

第8表 M-4S, M-3C の実験結果

号 機	目 的	ロ ケ ャ ャ	衛 星	実 験 日	実 験 結 果	
					ロ ケ ャ ャ	衛 星
M-1-1	第1段の飛しょう試験	1 段 実 装, 上 段 ダミ	—	40.10.31	OK	—
M-3D-1	1・2 段の飛しょう試験, 姿勢制御部の試験	1・2 段 実 装 姿勢制御部実装	—	44. 8. 17	OK, ノーズコーンが分離後機体と接触, 4 段切離時攪乱	—
M-4S-1	4 段式衛星打上ロケットの試験, 1号科学衛星	全 段 実 装	MS-F 1 62 kg	45. 9. 25	姿勢制御部電磁弁が故障, 軌道に乗らず	機 能 良 好
M-4S-2	4 段式衛星打上ロケットの試験, 試験衛星	"	MS-T 1 63 kg	46. 2. 16	OK	たんせい 10日間送信
M-4S-3	1号科学衛星	"	MS-F 2 66 kg	46. 9. 28	OK	しんせい 現在なお健在
M-4S-4	2号科学衛星	"	REXS 75 kg	47. 8. 19	OK	で ん ば 3日後に故障
M-3C-1	TVC つき3段式ロケットの試験, 試験衛星	"	MS-T 2 56 kg	49. 2. 16	OK	たんせい2号 2週間送信
M-3C-2	3号科学衛星	"	SRATS 86 kg	50. 2. 24	OK	たいよう 現在なお健任
M-3C-3	4号科学衛星	"	CORSA 86 kg	51. 2. 4	姿勢制御部基準値の設定に失敗, 軌道に乗らず	—

に先立ち苦闘を続けたL-4Sの貴重な教訓を生かした結果といえる。L-4Sは第2段燃焼の途中から首振りを生じ多少暴れ馬的なところがあったが、M-4Sの飛しょうは滑らかで、きわめて安定した機体という印象である。

M-3C-1号機は49年2月に打上げられた。この機体では、第2段姿勢基準の変更(RC-1)は行わず、最終段の修正(RC-2)のみを行う予定であった。誘導制御の効果を示す目安として衛星軌道の近地点誤差を如何に抑えるかが注目された。遠地点高度は機体速度誤差の影響を受けやすく、第2, 3段が初飛行であるこの場合にはかなりの変動を覚悟しなければならない。実際の飛しょうに際しては、オペレーション上の混乱からRC-2の送信が行われず、また最終段点火指令も4秒程遅れて送信され、誘導側としては不本意な結果に終わったが、それにもかかわらず近地点誤差は20 kmにとどまり TVC の威力が発揮された。電波誘導も正しく運用されれば所期の目的を達し得ることが確認され、第2, 3段モータも地上試験から推定された値にきわめて近い性能を有することが明らかとなった。

M-3C-2号機ではRC-1, RC-2とも送信され、TVCと相俟って電波誘導が本来の能力を示した。その結果、遠地点誤差は290 km, 近地点誤差は3 kmであった。遠地点誤差のうち200 kmは第1, 2段の速度誤差によるもので、3号機以降ヨー方向の方位修正が可能になれば消去できる部分である。残り90 kmは最終段速度誤差によるもの、近地点誤差は最終段方向誤差によるものである。

M-3C-3号機で打上げられるCORSA衛星はミッションからの軌道に対する要求がきびしく、いわばやりがいのあるミッションであったが、発射前のコネク

タ離脱時のノイズによって姿勢基準部レジスタ内の第2段姿勢方向と第3段姿勢方向とが反転した結果第2段軌道がきわめて低くなり、最終段の点火はSOコマンドにより中止された。しかし、3機を通じてTV C装置の出来は満点であり、高い信頼性を獲得したといえる。

む す び

3回にわたる連載で、科学観測ロケット発展の経過のうち、モータの開発および性能と飛しょう計画を中心とした基本計画について述べた。今までのような解説がなかったことから、たまたま我々がこの部分を担当記述することになったが、この分野で過去に活躍された方々または現に重要な貢献をなされている数多くの方々の成果をどれほど正確に記述できたかどうか一抹の不安を覚えるものである。思わぬ記憶違いなどを含め至らぬ点を御指摘下されば筆者らの幸とするところである。

文 献

- 1) 秋葉鎌二郎, 長友信人, 松尾弘毅ほか: 人工衛星計画 試案I~III, SE TN-62-001~003.
- 2) 秋葉鎌二郎, 松尾弘毅: M-4S PROJECT, SE TN-64-004.
- 3) 秋葉鎌二郎, 長友信人, 松尾弘毅: M-4SC 系列のシステム・スタディ, SES TN-71-011.
- 4) 観測ロケット特集号—M-4S ロケット, 東京大学宇宙航空研究所報告, 第11巻第1号(B), 昭50.3.
- 5) 観測ロケット特集号—M-3C ロケット, 東京大学宇宙航空研究所報告, 近刊.