

M-4 S 型の構造と機能

中野 旭・橋元保雄

1. 概 要

M-1, M-3 D型を含むM-4 S型シリーズ6機を構造の面からながめるとき、その大きな特長は開発段階での試行錯誤的要素が極めて少かった事であろう。ラムダ型シリーズではL-2型, L-3型, L-3 H型, L-4 S型更には補助ブースタ装備型と計画の発展に伴い構造面でもその都度大幅な改正を重ねていったがM-4 S型では当初からM-4 Sの最終形態を想定して構造計画が行われていた。新規開発に類する問題については小型機あるいはL-4 S型等で予備試験を済ませた後実機に織り込まれていった。M-1-1, M-3 D-1はシステム全体の予備試験機であったが構造部門でもこの計画に沿って、まず第1段目周りの構造をM-1-1で完成させまた第2段目及び最終段周りをM-3 D-1ではほぼ完成させた。この後ノーズフェアリング, 上段接手等に若干の改造を施し、残りの第3段目関係を完成させてM-4 S-1の実験に臨んだ。以後最終の4号機迄その構造にはほとんど変更の必要は生じなかった。これは計画, 設計, 製作のよろしきを得た事はもちろんであるが, L-4 S型における多大の苦勞から得られた成果による点も大であり, また各種予備試験等開発段階での予算的配慮にめぐまれた事も見逃がす事が出来ない。

2. 構造計画の基本方針

ロケットの性能(速度)は比推力と質量比の相乗効果によっているが、このうち比推力の向上についてはモータ関係者の努力に負う事となるが、質量比の向上はその多くの部分が構造担当者の責任となる。質量比の向上にはシステム計画上での問題と各個構造での問題とがある。前者にあつては、システム計画上最適と思われる各種切り離し、開頭等の時期、方式等を構造面で出来る限り忠実に実現する様に努力し、又切り離しの際出来る限り不要重量を残さない様心掛ける事であろう。後者についてはあらためて云うまでもないが、特に固体ロケットではその構造の大半をモータ部が占めているのでモータケースの軽量化を最も優先させる必要がある。M-4 S型はその大きさが従来のものに比して格段に大きい事を除けば性格的にはこれまでの東京大学の観測ロケットと同じ一群に属するものである。つまり固体推進薬による多段ロケットであり、その飛しよう安定は尾翼及びスピンによつたものである。また形態的にも在来機との相似性は大である。このため基本構造において従来のもものと隔絶したものである必要はなく、開発上特に重大な隘路は予想されなかった。とは云うものの、極く初期の段階から人工衛星の軌道投入をその目的として掲げていたため、質量比についての要請は厳格であり、一方大型化により製造工程上あるいは素材手配上従来と相似の構造方式がとり難いものもあり、種々の面で新規の設計を必要とした。また計画の実施にあたっては当然の事ながら期間、費用、マンパワーと云つた制約条件があり、一方大型化のため輸送

面での制約が発生し、また軽量化は安全率と新材料の採用の両面で安全性と密接に関連し慎重な検討を必要とした。以上の諸種の条件下で計画を遂行するに際して構造担当者が暗黙の了解事項としていたものに次の様なものがあった。一つは重点方式とでも云うべきものであり、限られた費用、マンパワー等を投入するのであるから最も性能に効く部分から手をつけてゆくと云う事である。例えばモータ構造の軽量化を計画するのであれば、補助ブースタあるいは下段モータは後廻わしにして上段モータから手掛けると云った事である。もう一つは理論第一主義をとらない事である。使える理論は出来る丈用い、合理的な設計を心掛け、また未知の分野についての理論的検討を推進するのは勿論であるが、一定期間内にこの方法による解決の見込みがない場合はこれを経験的に処理するなり、大きな安全率でカバーする等の方策で臨む訳である。これはまた一つの構造体の設計に思想的不統一があってもこれを意に介さないと云う事でもあった。

3. モータケースの材料の選定

初期計画当時、モータケースの材料としては 100 kg/mm^2 級の鋼 (HT-100) が最も比強度の高いものであった。しかしM型で期待されているモータ質量比を実現するには少くとも $150 \sim 200 \text{ kg/mm}^2$ 級のものが必要と考えられた。試作の結果 200 kg/mm^2 マレージング鋼 (HT-200) について一応目途がついたのでこれを採用する事となった。ここでラムダ型での方針を踏襲するならば、最も安全度を高く設定する初段用モータケースとしてはHT-100を用い、新材料の適用は2段目以上とするところであるが、HT-200は開発期間に若干ゆとりがあり、初号機の飛しょうまでに十分信頼性が確認されるとの見込から、これを球型ケースを除く1, 2, 3段のすべてに用いる事とした。ただし、開発の過程において、信頼性の見地から若干靱性を増すべきであると認められ、このため強度を $185 \sim 190 \text{ kg/mm}^2$ に低下させたものが最終的な仕様となった。その後開発は順調に進み、M10第2回地上燃焼試験に用いられると共に、L-3-3号機の第3段モータ用のケースとして飛しょう実験に供された後、予定通りM-1-1号機で実用化された。

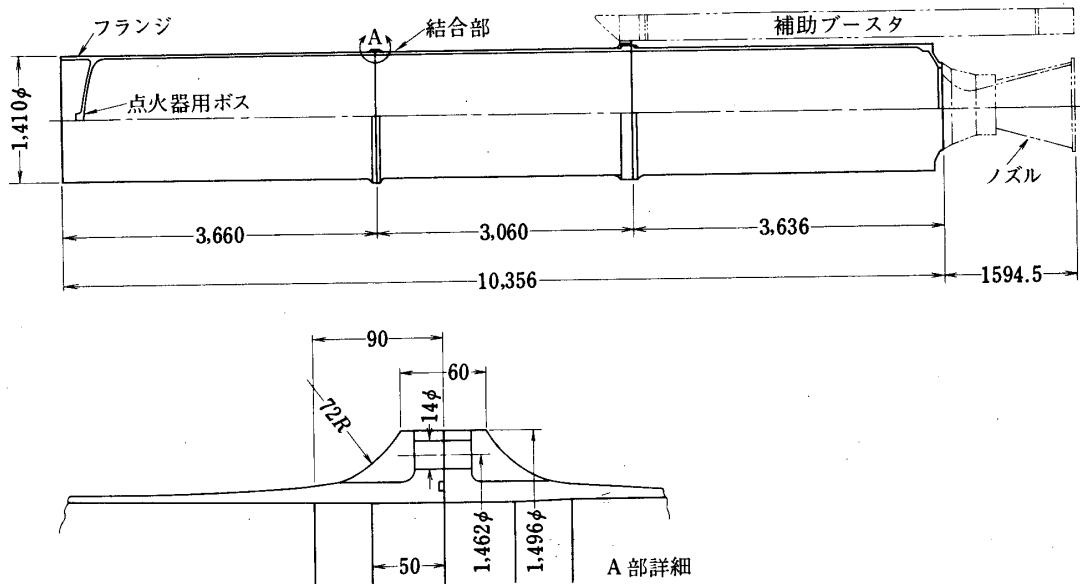
第4段モータは球型であり、主として製作上の観点からL-4 S型の 480ϕ ケースと同様チタン合金とされた。

以上の詳細については文献 [1], [2], [3] を参照されたい。

4. 第 1 段 構 造

輸送上の理由から第1段モータ (M10) は3分割セグメント方式とする事になった。したがって構造的にもケースを三つに分割し、結合は発射場で行う事となった。このセグメント接手の設計が第1段用ケースで最も大きな問題点であった。外国における実例の調査、検討あるいは小型モータによるV型バンド方式の試験等も行われたが結局最も単純な、フランジをボルト・ナットで結合する方式とした。これも畢竟先の「暗黙の了解事項」にのつとった結果である。このセグメント接手についてはその後も新型の研究開発が続けられ、現在ではめ合い、シヤピン方式について実用化の段階に達している。しかしこれに投入した努力と結果として得られた軽量化率とから判断するに当時第1段について敢えて単純な構造を採用し、

これにかかるべき努力を他に振り向けていた事は正しかったと考えている。またこの方式の接手では結合面が極めて剛性の高い構造となったため、組立が容易であり、作業性の向上に寄与する結果となった。補助ブースタシステムの設計もこのフランジの存在を強く意識したものであり、その寸度、推力の伝達方式等にその影響をみる事が出来る。尾翼筒は初めて航空機の胴体に似た構造方式がとられ、材料はアルミ合金とされた。また尾翼も三本桁を持つ航空機方式のものとなったが、これは機体の大型化により、空気層中での飛しょう条件が航空機に近い値まで低下して来た結果である。この尾翼筒は補助ブースタの後部支持体（振れ止め及び離脱時の回転中心）も兼ねているが、L-3H-4号機の補助ブースタの事故の検討結果からM-3D-1号機以降一部が補強されている。この他、成型火薬による保安用のモータケース破断装置が最上部セグメントの鏡板近くに取り付けられているが、これは能代における地上実験の後M-3D-1号機より装備された。



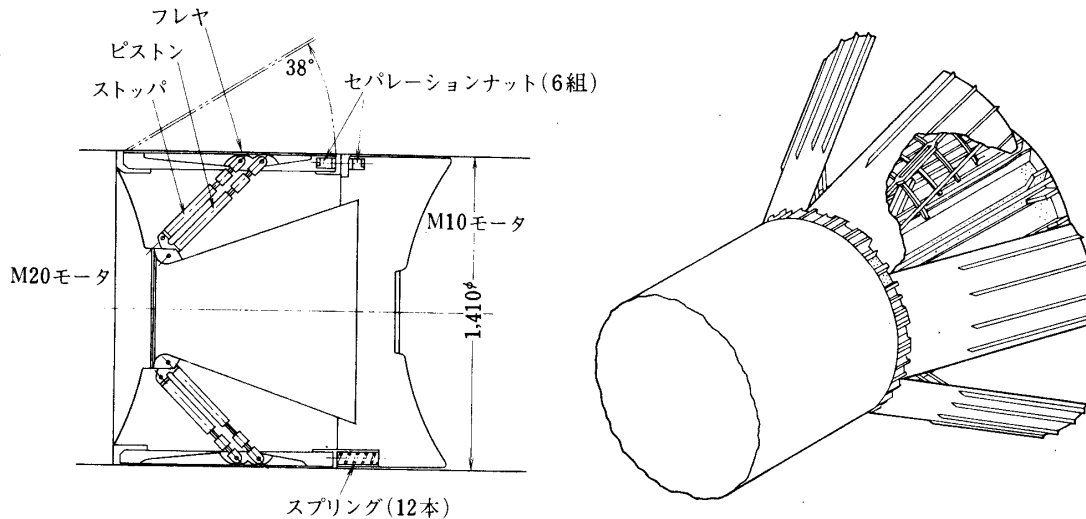
第1図 M10 モータケース

5. 第2段構造

第2段モータ(M-20)のケース長はM-10の一セグメントに近い値であり輸送上これを分割する必要はなかったが、推薬装填一端を開いた形状にする必要があり、このため中間部にM-10と同じセグメント接手を設けた。ただしこの接手は工場最終結合され、モータは一体として輸送された。なおこのフランジ面はM-3D-1号機ではモータの下部側にあったが、重心改善の意味からM-4S-1号機より上部寄りに移された。鏡板中央部には保安用推力中断を目的とした蓋がセパレーションナットで取り付けられている。

第2段の飛しょうの安定はスピンモータによるスピンとノズル周りに展開するフレヤとによっているが、このうちスピンモータについては特に問題なかったが、フレヤは全く新規の技術であった。これは1~2段の切り離しまでは機体表面より突出しないように格納し、切

り離しとほとんど同時に外周方向へ展開する事が要求されていた。基本方針としてはまずM-20ノズル周りに1~2段間の接手本体を置き、この外周に円周を六分割したフレヤの単板を並べて配置し、接手上部とヒンジで結合させ、これを展開させるためにそれぞれ一組のピストンを配する事とした。展開の原動力は火薬によるガス圧である。以上の構成から1~2段の接手本体は全段組立時はフレヤ板の陰にかくれている。この接手本体の構造はアルミ合



第2図 1. 2段接手およびフレヤ構造

金製の桁、胴板と鋼製の上、下部フランジをリベットで結合したものである。フレヤは航空機のエアブレーキを参考として設計されたが、アルミ合金の曲面板と裏面のけた、リブ材とから成り、表面には耐熱用のFRPが被せられている。各種強度試験、機能試験、航空宇宙技術研究所にお願いしてのフラッタ試験等を経て、その後K-10C-1号機で飛ばし実験が行われている。1~2段の切り離し面はほぼM-20ノズル下端附近であり上下段側共フランジ構造とし、6組のセパレーションナットにより結合されている。なお分離力はスプリングによっている。(第1表)

第1表 M-4Sの切離接手の諸元

段	方 式	セパレーションナット	スプリング	分離速度m/s	衝撃, g
1・2	セパレーションナット	26φ・ダブル・6本	510 kg・12本	0.848	1.528
2・3	〃	20φ・ダブル・4本	510 kg・8本	1.130	2.715
3・CN	〃	14φ・ダブル・4本	122 kg・8本	1.108	3.132
CN・M	マ ル マ ン	12φ・2本	55.6 kg・12本	1.108	3.918
M・SA	マ ル マ ン	8φ・2本	5.3 kg・12本	0.917	1.824

注: M:第4段モータ, SA:衛星, CN:姿勢制御部

M-1-1号機の2段目は厚肉ダミーであり、1段目との切り離しも行われなかった。前述の構造はM-3D-1号機から適用され以後の各機体すべてに共通である。

6. 第3段構造

第3段モータ(M-30)は直填方式で計画された。このためケースにはノズル取付用の小口径の開口部のみあれば推葉装填は可能であったが、ライニングの加工工程に手作業が必要であり、長さも長いので加工上の接手を必要とする事になった。しかし検討の結果、ノズル用の開口を人間が出入り出来る寸法迄拡げる設計を採用することとなった。この設計ではノズル構造が若干重量増となるが、ケースは接手一個省略のため軽くなり、全体として軽量化となった。推力中断装置はM-20と同様の設計である。

2~3段間の接手は両段間に1400φ-860φの直径差があるため截頭円錐形であり、その中間に切り離し面を有する。L-3H型、L-4S型とに類似の形状であり、M30モータのノズルの下半分は切断面よりも下段側に入り込んでおり、分離時ノズルが接手の下段側をすり抜けて離脱する方式である。結合、分離はセパレーションナット4本により、また分離力はスプリングによっている。(第1表)M-3D-1号機ではモータ部は厚肉ダミーであったが、この2-3段接手部は実機型が装備され、分離も行われた。構造はラムダ型に類似したアルミ合金の溶接構造であったが、変形等製造上問題があったため次のM-4S-1号機よりリベット構造に改められた。またM-3D-1号機の実験は後述の様にスピン切断についての問題を提起したが、このため本接手においても切り離し面を200mm下段側に寄せる(ノズルの入り込み量を減らす)事とし、M-4S-1号機より改正した。なおこの接手の外表面はFRP耐熱板で被われている。さらにM-4S-1号機より第3段用レトロモータがこの部分に取り付けられた。

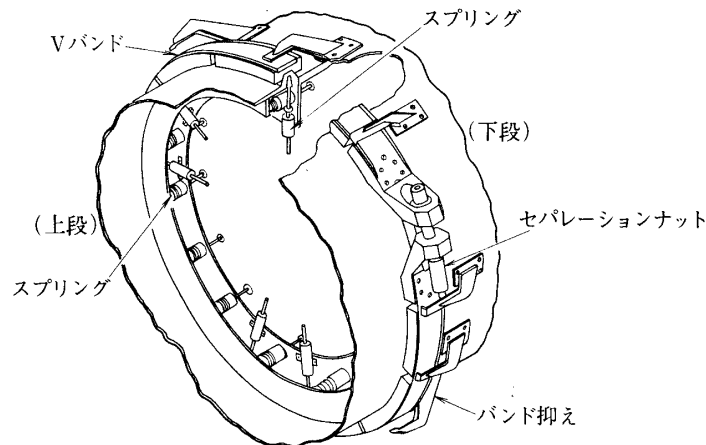
7. 最終段構造

第3段モータより上部には切り離し接手を介して姿勢制御(CN)部、計器部が結合され、更にその上部に第4段モータ(M-40)と人工衛星が搭載され、ノーズフェアリングで覆われる。第3段~CN切り離し接手はフランジ面をセパレーションナット4本で結合した形式のものであり、分離力はスプリングによっている。(第1表)CN、計器部はM-3D-1号機では鋼製円筒構造であったが、主として搭載計器の整備、点検上の理由からアルミ合金の柱、パネル構造の設計に改める事とし、M-4S-1号機より適用された。

M-40モータはM-3D-1号機より実装された。このケースの設計はL-4S型の480φモータケースの拡大型であり、これと同様爆成による成形法を用いている。また支持構造についてもL-4S型と類似の方式をとる事とした。つまり支持用円筒構造にノズル部に入り込ませ、ケースのノズル取付部附近でモータ側と支持筒構造とを嵌合して結合する方式であり、その固定はピンによった。切り離しはまずこのピンを火薬力で引抜いて結合を解き、次いでスプリングにより分離させる方式であった。

M-3D-1号機飛しょう実験の結果、切り離しの際第4段の後部が支持筒に接触し、これによって第4段の姿勢に若干の乱れを与えた事が各種の記録により明らかとなった。これ

を契機としてスピン切り離しにおける動力学解析 [4] が進み、動釣合調整の方式を含めて切り離し接手の設計が再検討された。当時マルマンバンドによる切り離し方式の開発が進んでおり、この方が嵌合が浅く、したがって接触の危険性が少ない。このためM-4S-1号機より全面的に方式を切り替える事となった。この接手は、第4段と支持筒の結合面をV字型溝のマルマンバンドとセパレーションナットで締めつける構造であり、分離はまずセパレーションナットを作動させてバンドの結合を解き、これを分離の邪魔にならぬ様スプリングで外周方向に押し出す方式である。分離力はスプリングによっている。(第1表)



第3図 マルマンバンド方式切離接手

ノーズフェアリングはFRP積層材を主材とする構造であり、ラムダ型を拡大した設計であった。ただし切り離し(開頭と称する)方式はセパレーションナットを用いた新規の設計であった。M-3D-1号機では通常の2分割型であったが、飛しょう実験の結果、分離後のノーズフェアリングが機体に接触したらしき現象が観測された。これはM-4S型での開頭時期が比較的最早い為、分離直後のノーズフェアリングが空気力の影響を受け、ゆるやかに回転しつつ離れるため円錐部分が再び機体に近づくものと予想された。詳細な運動解析の結果 [5] から、以後の機体でも再発のおそれありと認められたため開頭方式を改める事とした。まず上部円錐部を鰐口状に開いて取り去り、次に残った平行部を機軸との平行な関係を保たせながら取り除く事とした。M-4S-1号機よりこの二段開頭と称される新方式に移行した。

人工衛星とM-40モータとの接手部分については、M-3D-1号機では衛星がダミーであり切り離しも行われなかったが、M-4S-1号機以降のものについてはマルマンバンド方式の切り離し接手が設けられた。これはM-40下部のマルマンバンド接手と同様の設計である。

M-3D-1号機よりM-4S-3号機まで衛星部分の形状はほぼ等しかったが、M-4S-4号機に搭載されたREXS(でんば)衛星は寸法、重量共に若干大となり、このためノーズフェアリングは平行部を伸ばし先端部のRを大として全長を抑えつつ内容積を増した。この他衛星-M40 接手部分をマグネシウム合金化し、第4段支持部の主構造をチタン合金

化する等軽量化に努力し、衛星重量の増加分を捻出した。

8. あとがき

M-4 S型の構造、機能に関しては既に何件かの報告 [6], [7], [8], [9], [10] があるので、ここでは設計の背景、経過等に重点を置いて記述した。

以上M-4 S型シリーズの開発にあたっては森大吉郎教授が全体のマネージメントに加えて構造部門の中心的役割りを果され、植村益次教授、河田幸三教授、砂川恵教授がそれぞれ御専門の分野で参画され、理論面等における支援に尽力された。また製作面においては日産自動車株式会社の川島隆氏、落合利昶氏等多数の方々が多大の労苦をこの計画の実現に注がれた。筆者はこれら多くの方々を代表して開発の経過を記す役目を仰せつかったにも係わらず、個々の方々の経験談、御意見を伺う事を怠ったため、この膨大な計画を忠実に記録する事が出来ず、一部を記録文書によった他は筆者の断片的記憶による構成に終わった事を申し訳けなく思う次第である。

1974年10月11日 新設部 (工学)

参 考 文 献

- [1] Mori, D., Ando, Y., Suzuki, K., Nakano, A. :Development of 18% Nickel Maraging Steel Rocket Motor Cases, ISAS Report No. 465, 1971
- [2] 森 大吉郎, 中野 旭:チタニウム合金製球形ロケットモータケースの試作, 宇宙航空研究所報告, 第7巻第4号, PP.761~772, 1971/10
- [3] 森 大吉郎, 中野 旭:ミューおよびラムダ・ロケットのモータ・ケースについて, 日本航空宇宙学会誌 第20巻第220号, PP.263~273, 1972/10
- [4] 八坂哲雄, 小野田淳次郎:スピン切離しに伴う軸対称物体の運動, CAS 研究報告 No.14, PP.111~116, 1971/3
- [5] 雛田元紀, 玉木康子, 飯田絢子:ミューロケットの二, 三の機構について, 宇宙航空研究所報告第8巻第2号(A), PP.293~316, 1972/4
- [6] 玉本章夫:M-4 S-3による科学衛星“しんせい”の打ち上げ, 日本航空宇宙学会誌第20巻第222号, PP.383~ , 1972/7
- [7] 森 大吉郎:科学衛星打上げ用ロケットM-4 S, 日本機械学会第76巻第660号, PP.1360~1367, 1973/11
- [8] 森 大吉郎:ミューロケットの構造について, 第14回構造強度に関する講演会講演集, PP.21~25, 1972/7
- [9] 橋元保雄, 川島 隆:M-4 S型ロケットの機能装置とその地上試験, 第15回宇宙科学技術講演会講演集, PP.49~52, 1972/2
- [10] 中野 旭, 橋元保雄:ロケットにおける接合と分離, 日本機械学会誌第76巻第651号, PP.359~365, 1973/3