

M-V型ロケット 概要

小野田淳次郎

1. 序

宇宙科学研究所の前身である東京大学宇宙航空研究所は1970年、我が国初の人工衛星「おおすみ」をL(ラムダ)-4S型ロケットで打ち上げた。Lロケットで習得した衛星打ち上げ技術は同研究所のM(ミュー)ロケットへと引き継がれ、翌1971年、M-4S型ロケットが我が国2番目の人工衛星「たんせい」を打ち上げる。Mロケットは宇宙科学研究所(含前身)の全段固体の科学衛星打ち上げ用ロケットである。以降の四半世紀の間にMロケットはM-3C, M-3H, M-3S, M-3SII型へと順次改良され、その間に20機の科学衛星・探査機を打ち上げ、我が国の宇宙科学の発展に大いに貢献してきた。

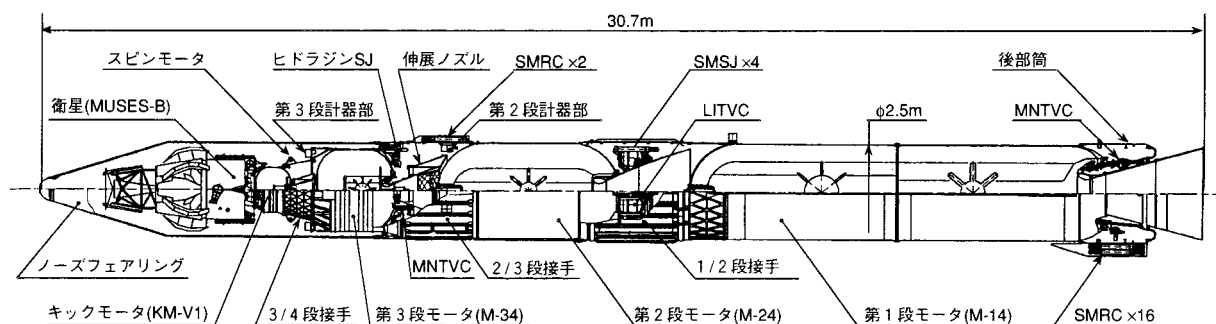
しかし、1980年代後半に至ると、1990年代及び21世紀初頭の月・惑星ミッションを含む諸科学ミッションの遂行には、M-3SII型ロケットより大きな打ち上げ能力を持つ打ち上げ手段が必要であるとの要請が強くなり、我が国としていかなる輸送手段を確保するのが最適であるかについての議論が宇宙開発委員会の下で行われた。その結果、Mロケットの大型化を宇宙科学研究所が行うのが適当とされ、固体ロケット技術の維持発展を考慮することと、宇宙科学研究所鹿児島宇宙空間観測所(内之浦ロケット発射場)から発射できる機体規模とすることの付帯条件が付された。また、Mロケットの直径に対するそれまでの制約も外された。これを受けて次期科学衛星打ち上げ用ロケットとしてM-V型ロケットの開発が進められた。

このような経緯を踏まえ、M-Vの開発に当たっては、

- ・1990年代以降の科学ミッションに対応して、該当する中規模ペイロード領域を対象とする。
- ・同領域における固体ロケットの経済性、簡便性を生かす。
- ・全段固体ロケット技術の維持発展を図る。
- ・宇宙科学研究所鹿児島宇宙空間観測所において十分な安全が保たれる機体規模とする。

ことを前提に以下のような設計方針が採られた。

- ・機体価格については宇宙科学研究所におけるほぼ年1機の打ち上げ頻度を可能ならしめる範囲にとどめる。
- ・機体構成の単純化を図る。
- ・固体ロケットの特性を生かし、重力損失を極力抑えること等の努力により、性能の向上を図る。
- ・現有地上支援設備の最大限の活用を図る。



MNTVC: 可動ノズル式推力方向制御装置 LITVC: 液体噴射式推力方向制御装置
 SMRC: 固体モータロール制御装置 SJ: サイドジェット SMSJ: 固体モータサイドジェット

図1 M-V-1号機機体概要
 (中心線より上は断面, 下は外観を示す.)

表1 M-V-1号機機体諸元

	第1段	第2段	第3段	キックステージ
全長 (m)	30.7	17.1	9.7*	6.0
代表径 (m)	2.5	2.5	2.2	1.2
各段点火時重量 (ton)	139	51.9	14.1	2.4

M-V ロケット計画が具体化する以前, 最新の技術を盛り込み, 長年培ってきた固体ロケット技術の集大成というべき ABSOLUTE ロケットについてのスタディが宇宙科学研究所で行われていた. M-V 型ロケットの概要決定及び開発に当たり, このスタディの結果が有効に活用された. 1990年度に M-V 型ロケットの開発を始めるに当たって設定した機体概案は, 低高度軌道へ約1.8ton の打ち上げ能力を持ち, 直径約2.5m, 全備重量約130ton というものであった. これを達成するには, 要所に最新技術を盛り込んで全段を新規に開発する必要があった.

2. 機体概要

図1に M-V 型ロケット (1号機) の概略形状を, 表1に主な諸元をそれぞれ示す. M-V 型ロケットは全段固体の3段式ロケットであるが, ミッションによってはキックモータを第4段として搭載できる. M-3 SII 型に比べ, 補助ロケットおよび尾翼を廃し, システムの簡素化を図っている. 直径は M-3 SII 型の1.41m から2.5m へ, 打上時総重量は61トンから139トン (1号機) へと増大している. それまで使っていた組立室, 整備塔, 発射装置やクレーンなどの地上支援設備などの有効活用への配慮もあり, 全長はほぼ M-3 SII 型と同等の30.7m に抑えている. 大型化に伴う燃焼秒時の増大と補助ロケットの廃止による重力損失の増大を抑えるためには, 大量の推進薬を短時間に燃焼する高燃速推進薬の開発が不可欠であった. さらに, 1~2段分離と同時に第2段に点火するファイア・イン・ザ・ホール (FITH) 方式による1~2段分離を採用し, 分離前後のコスティングによる重力損失を最小限に抑えた. M-V 型では第3段にも3軸姿勢制御を導入し, 投入軌道の高精度化と飛翔軌道計画の自由度の大幅な拡大を実現している. M-V は地球周回250km 軌道に約1,800kg の衛星を打上げる能力を持ち, 上記のキックモータを搭載した場合には, 金星や火星などの近地球惑星に向かう軌道に500kg 余の探査機を投入できる. 衛星打ち上げ用ロケットとしては中小型に属するが, 全段固体のロケットとしては世界最大級である.

第1段は、M-14ロケットモータ、後部筒、および1～2段接手からなる。M-14ロケットモータは2セグメントから成り、ノズルを含む全長13.7m余、公称外径2.5mで、新開発の高燃速ポリブタジェン系推進薬BP-204J約72tonが充填されている。モータケースはM-Vロケット用に新たに開発したマルエージ鋼HT-230M製であり、胴部最小板厚は6.4mmである。なお、鏡部にはHT-150鋼が使用されており、鏡部最小板厚は4.3mmである。M-14モータは、ピッチ、ヨー方向の姿勢制御のために、油圧駆動の可動ノズル式推力方向制御(MN-TVC)装置を持つ。後部筒は発射直前に全機体重量を支えるほか、その内部には、M-14ノズル周辺のMN-TVC装置やテレメータ、計測機器、電源などの搭載機器を収納する。後部筒外周の4箇所のカウリング内には、第1段飛行中のロール制御のためのSMRC(ロール制御用固体モータ)を合計16基搭載している。M-Vロケットの1～2段分離は、段間分離と第2段の点火を同時に行うFITH分離方式を採用した。1～2段接手はFITH分離方式に適合するよう新規に開発したもので、FLSCを用いた全周溶断により分離する開傘型接手で、1段側はFITHによって分離と同時に点火された第2段ロケットの噴射ガスが接手内に滞留しないように空隙率72%のラティス構造となっている。

第2段はM-24モータ、2～3段接手およびノーズフェアリングからなる。M-24モータはセグメント分割無しで、ノズルを含む全長6.8m余、公称直径2.5mで、第一段のM-14モータと同一の推進薬BP-204Jが、約31ton充填されている。モータケースには、M-14と同様に、胴部にはHT-230M鋼が、鏡部にはHT-150鋼が用いられている。1～2段のFITH分離方式に対する配慮から、M-24モータには2次液噴射式推力方向制御(LI-TVC)装置が採用されている。M-24モータのノズル周辺には更にコースティングフェイズの姿勢制御のために4基のSMSJ(固体モータサイドジェット)装置を搭載している。2～3段接手は非開傘マルマンクランプ型接手であるが、その内部には第3段モータのノズルを収容する他、タイマ、テレメータ送信機、コマンド受信機、レーダトランスポンダ、電源等の搭載機器を収容し、第2段計器部を構成している。2～3段接手外部のカウリング内にはロール制御のために2基のSMRCが搭載されている。2～3段接手の上部付近に取り付けられるノーズフェアリングは衛星を含む第3段以上を収納し、大気中飛行の間、これらを保護する。ノーズフェアリングはCFRP(炭素繊維複合材)表皮のハニカムサンドイッチ殻構造である。フェアリングの分離機構には新規開発された膨張密閉型金属被膜導爆線(ESMDC)が使われており、テフロンサポートで固定された紐状の火薬(MDF)の爆発力がステンレス扁平管を押し広げ、フェアリングを固定しているシアピンを切断する。これによって、フェアリングは第2段燃焼終了後のコースティング時にクラムシェル方式で投棄される。

第3段のロケットモータはM-34である。M-34モータは伸展ノズルを採用しているが、ノズル伸展後の全長は4.2m弱、代表径約2.2mで、約10tonの高Al充填率推進薬BP-205Jを充填してある。ノズル内に搭載した点火器による後方着火方式を採用して推進薬充填効率を高めている。モータケースはFW(フィラメントワインディング)により作成されたCFRP製である。M-34は電動式のMN-TVC装置を備えている。ノズル周辺にはロール制御とコースティングフェイズの3軸姿勢制御のために、ヒドラジン推進薬とするサイドジェット(SJ)装置が搭載されている。M-34モータの肩に位置する第3段計器部には、航法誘導制御装置、姿勢検出器、テレメータ送信機、コマンド受信機、レーダトランスポンダ、計測装置、集中電源などが搭載されている。

地球周回低軌道への衛星投入は3段式のM-Vで行うが、惑星間軌道などさらにエネルギーの高い軌道へ衛星等を投入する場合には、第4段に相当するキック段を設けて4段式構成とする。1号機は衛星を遠地点高度20,000kmの長楕円軌道に、2,3号機は遠地点がほぼ月軌道付近となる長楕円軌道に探査機を投入する必要があるため、いずれもキック段を備えている。基本的には衛星毎にキックモータの最適推進薬量が異なるが、1号機から3号機までは共通のキックモータKM-V1を使用することができている。KM-V1モータもM-34と同様に

伸展ノズルおよび後方着火方式を採用していて、ノズル伸展後の全長は約2.0m、代表径約1.2mで、M-34と同一の推進薬BP-205J約1.4tonを充填している。KM-V1モータはTVC装置を持たず、キック段の姿勢はスピンにより安定化する。シーケンス上、SJによるスピニアップの時間が十分に取れない場合には、スピンモータを第3段計器部又は3～4段接手に搭載する。KM-V1モータは非開傘マルマンクランプ型の3～4段接手を介して第3段計器部に結合されている。

表2に1～4号機の主な相違点を示す。3号機からは衛星投入能力を增強するために、M-34モータの薬量を約700kg増量した。このために、モータケース長や推進薬グレイン形状を僅かに変更している。3～4段接手および衛星接手は、1号機ではアルミ合金製のラティス構造が採用されたが、以後、CFRP製スキンストリング構造に変わり、構造重量の軽量化を実現した。

表2 各号機の相違

	M-V-1	M-V-3	M-V-4
衛星接手	アルミ合金製ラティス構造 (新規設計)	荷重分散プレート+CFRP製スキンストリング構造 (新規設計)	CFRP製スキンストリング構造 (新規設計)
キックモータ	KM-V1	KM-V1	不搭載
3/4段接手	4340鋼製ラティス構造	CFRP製スキンストリング構造	不搭載
B3PL		パーキング軌道熱対策	パーキング軌道熱対策
スピンモータ	3/4段接手に4基搭載	B3PLに2基搭載	不搭載
M-34モータ	推進薬量約10ton	薬量約700kg増 モータケース増長・軽量化 推進薬グレイン形状変更	同左

3. 開発経緯

M-V型ロケットの開発は、1994年度末の初号機打ち上げを目標に、1990年度に開始された。要所に新技術を盛り込んだ上での全段新規開発でもあり、種々の課題を解決する必要があった。

開発日程に影響を与えることとなる第一の問題は、新開発のマルエージ鋼HT-230を用いた第1段、第2段ロケットモータケースに関するものであった。1992年に行われたM-24モータケース実寸モデルの耐圧試験に於いて、終極圧力7.4MPaの実寸モデルが4.8MPaで溶接線から破壊した。調査の結果、溶接部の非破壊検査能力が設計の前提とした能力に及ばず、許容できない程度に大きいクラックが残存していたためと判明した。斜角打ち超音波探傷の導入などの非破壊検査の改善を行った後、地上燃焼試験用モータケースの耐圧試験に臨んだところ、5.9MPaの制限圧力保持中にモータケースが破壊した。再び原因調査を実施した結果、新材料HT-230材の遅れ破壊感受性が常識を越えるほど高く、環境によってはロケット燃焼中或いは耐圧試験中の比較的短時間の間に微小なクラックが有害な大きさにまで成長し得ることが判明した。熱処理変更などによる遅れ破壊感受性の低減を試みたものの十分ではなく、結局材料組成の微調整による遅れ破壊感受性の低減を余儀なくされ、HT-230

M材を開発することとなった。素材の再製造にまで及んだにもかかわらず関係者の懸命の努力によりスケジュールの遅延を一年半に抑えることが出来たのはむしろ幸いであった。

第二の問題は1号機のハードウェア製作後の飛翔前試験中に発生した。振動により新開発のFOGの出力に偏差が生じた。偏差の程度は打ち上げを不可能とするほどではなかったものの、原因は明確にしておく必要があった。詳細解析の結果、FOGのセンサブロックを支持する力学系の非対称な非線形性と、FOGの検出原理の非線形性の相互作用により、角振動により偏差が生じることが判明し、ソフトウェアによる非線形性の補正により問題を解決した。しかしながら我が国での打ち上げ期間は夏、冬の年2回に限られていたため、初号機の打ち上げは更に半年延期せざるを得ず、当初目標より計2年遅れることとなった。

表3に地上燃焼試験を中心に、開発試験の実施状況を示す。各ロケットモータとも1基のサブサイズ、2基のフルサイズモータの地上燃焼試験を基本とするが、同図に見るようにM-24モータの場合にはただ1基のフルサイズモータの地上燃焼試験を実施している。フルサイズモータの最終地上燃焼試験はフライトタイプの確認試験である。1～2段分離に導入したFITH方式に伴う諸現象や擾乱量の把握のためには、風洞試験などの地上試験に加え、小型ロケットST-735-2号機を用いて飛翔試験をも実施した。表3の小型飛翔試験機は本ST-735-2号機を示す。

表3 地上燃焼試験と主な開発試験実施時期

年度	1990	1991	1992	1993	1994	1995	1996
第1段ロケット地上燃焼試験		○M-14 SIM		M-14-1 TVC ○		○M-14-2 TVC	
第2段ロケット地上燃焼試験				M-24 SIM ○	○M-24-1 TVC		
第3段ロケット地上燃焼試験		○M-34 SIM	○M-34-1 TVC			○M-34-2 TVC	
キックモータ地上燃焼試験					KM-V1-1 ○	○KM-V1-2	
1/2段接手分離試験				◇			
ノーズフェアリング開頭試験				◇			
小型飛翔試験機打ち上げ					△ST-735-2		
1号機打ち上げ							M-V-1 ▲

SIMはサブサイズのシミュレーションモータを示す。

4. 飛翔結果

M-V-1号機は1997年2月12日13時50分に打ち上げられた。1号機は前述のようにキックモータを搭載していたが、第1段からキックモータ段のすべての飛翔は正常で、発射後478秒にはキックモータから衛星を分離してVLBI工学実験を目的とした第16号科学衛星「はるか」を遠地点高度21,251kmの長楕円軌道に投入した。この間、各段の姿勢角は図2に示すように正常に制御され、図3のように予定軌道通りの経路を飛翔した。地上レーダ観測に基づく軌道修正(Radio guidance)のための目標姿勢角変更は各段とも僅か0.4～0.1度程度に過ぎず、更に、第2段LITVCが消費した噴射液は搭載量の僅か3%であったことも1号機の飛翔が予定軌道と極めて一致していたことを示唆している。ただ、1～2段のFITH分離時に、第2段噴射ガスによる電波減衰のために、テレメータがロックオフし、計測データ等が一時欠落した。このため、以降の号機では1～2段分離時の主要データをメモリに記録するなどの対策を取っている。

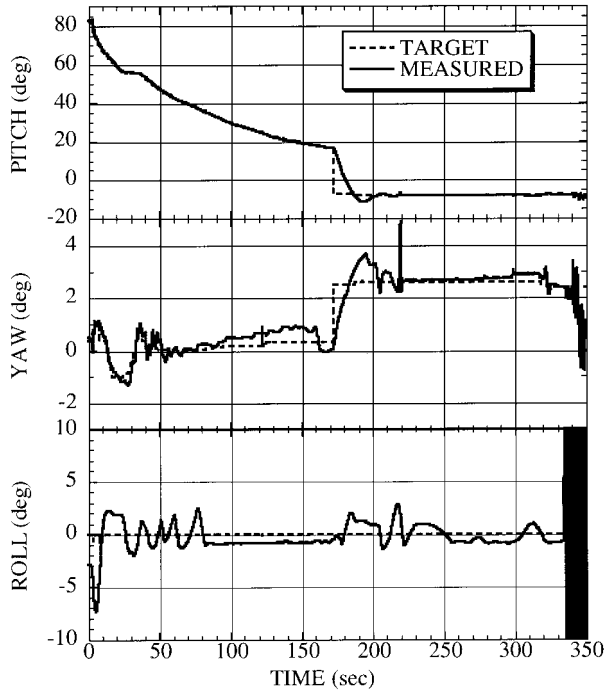


図2 M-V-1号機の姿勢角履歴と目標姿勢角
(破線が姿勢角目標姿勢角. 実線が実際の
姿勢角履歴)

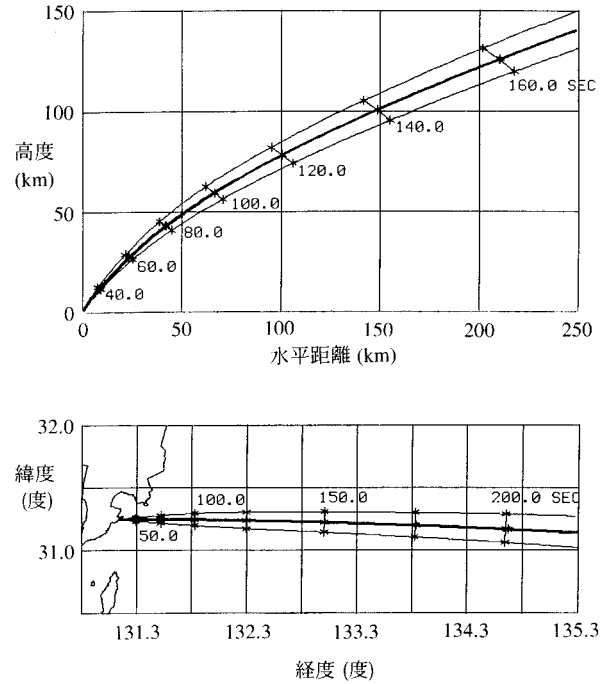


図3 M-V-1号機の飛行経路と予定軌道
(3本の細線の中央が予定軌道. 予定軌道
と重なっているやや太い線が実飛行経
路)

M-V-2号機は月探査機 LUNAR-A を打上げる予定で計画を進めていたが、月震計を搭載したペネトレータ(槍型観測器)の月面貫入時の耐衝撃性に問題が発生し、その対策と検証に時間を要しているため、5号機以降の打ち上げ予定となった。

M-V-3号機は1998年7月4日午前3時12分に打ち上げられた。各段とも飛行は正常で、第3段燃焼終了後、約15分間パーキング軌道に留まった後にキックモータを点火し、1406秒に我が国初の火星探査機「のぞみ」を分離して、遠地点高度約43万 km の長楕円軌道に投入した。のぞみはその後、同年12月に地球重力圏を脱出し、2002年8月現在、火星に向けて飛行中である。

M-V-4号機は2000年2月10日午前10時30分に打ち上げられた。第1段燃焼末期に約20秒間姿勢が大きく乱れ、軌道が予定より高くなるとともに、第一段燃焼終了時の速度が不足した。第2段点火後は全ての機能が正常に復したので、軌道投入が実現するよう地上からの電波指令により、機体の目標姿勢角変更を行ったものの、僅かに速度が不足し、搭載した衛星を軌道に投入するに至らなかった。原因究明のために直ちにM-V-4号機調査特別委員会が宇宙科学研究所に設置された。諸データ等の解析の結果、第一段点火直後から第一段ロケットのグラファイト製のスロートインサートが徐々に破損脱落し、耐熱性の低下したノズルスロート部付近が溶損して高温の燃焼ガスがノズル側面に噴出して姿勢制御機器を焼損したために姿勢制御機能が失われたことが判明した。スロートインサートが破損した原因究明は各方面からの応援をも得て関係者の全力を挙げて行われた。慎重な調査検討の結果、スロートインサートの表面あるいは内部に亀裂などの欠陥が存在したために破損した可能性が高いとの結論に達した。M-Vロケットの主モータのスロートインサートの大きさのグラファイト材について、有害な亀裂などを非破壊検査で完全に検出することは困難であることをもふまえて、対策として、各段ロケットの

スロートインサートを3次元カーボンカーボン複合材製に設計変更することとした。変更後の各段モータの設計等の妥当性検証の為に地上燃焼試験は2002年8月現在KM-V1モータを除きすでに成功裡に終了している。M-V-4号機の不具合原因調査の詳細は参考文献を参照されたい。

5. 結 び

1990年代後半から21世紀初頭にかけての諸科学ミッションを支えるべく、また、固体ロケット技術の維持発展を果たすべく、我が国が独自に永年育て上げた固体ロケット技術の集大成とも言えるべきM-V型ロケットが開発された。1号機および3号機の2機の引き続き成功により、M-Vの予定どおりの性能が実証され、M-V型ロケットが支える将来の諸科学ミッション遂行の目途を得た。

しかし前述のように4号機の打ち上げでは衛星を軌道に投入できなかった。失敗原因がロケットモータのノズルスロートにあり、その改修と検証に相当な時間を要したため、現時点ではまだ次の5号機の打ち上げには至っていないが、既に設計変更の検証のための各段の地上燃焼試験は成功裡に終了している。今後M-V型ロケットにより表4のような月・惑星ミッションを含む諸科学ミッションが年1回以上のペースで行われる予定であり、M-Vの活躍が期待されている。

表4 M-Vによる科学ミッション計画

FY	2002	2003	2004	2005	2006
工学実験衛星 (小惑星探査技術)		M-V-5 / MUSES-C			
赤外線天文衛星 月探査機		M-V-6 / ASTRO-F	M-V-2 / LUNAR-A		
X線天文衛星			M-V-8 / ASTRO-E2		
太陽観測衛星				M-V-7 / SOLAR-B	

M-V型ロケットについてさらなる改良を加え、性能の高度化と共に低コスト化を図る計画をもすすめており、5号機から第2段には改良型のM-25ロケットモータが使用される。その詳細は別報に譲るが、高性能CFRP製モータケースの開発や燃焼圧力の倍増により高性能化と低価格化を同時に実現している。

M-V型ロケットの開発は、幾多の困難に直面しながら、宇宙研内外の多数の関係者の献身的な努力により押し進められた。その過程で我が国の固体ロケット技術はさらに磨かれ、成熟した。4号機の失敗対策が終了して5号機の打ち上げに成功した時点でM-Vロケットは技術的に一応の完成を見るものと考えている。今後は信頼性の向上とともに低価格化に向けた改修、工夫を中心に進めてゆくことにより、科学衛星等を中心とした我が国の中小型衛星・探査機の効率的な打ち上げに活躍することが期待されている。

参 考 文 献

「M-Vロケット4号機打ち上げ失敗の原因究明及び今後の対策について（報告）」平成12年7月12日宇宙開発委員会技術評価部会