

M-V ロケット概要

嶋田 徹*

1. 序

宇宙科学研究本部の前身である宇宙科学研究所の、そのまた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ロケットで打ち上げた。Lロケットの技術を引き継いだM（ミュー）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り、以降の四半世紀の間にM-4S, M-3C, M-3H, M-3S, M-3S IIへと順次改良されながら、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。そして1997年、Mロケットの第5世代として、M-Vロケットが登場する。

M-Vロケットは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遂行のために開発された全段固体の科学衛星打上用ロケットである。1990年度に開発を開始し、初号機は1997年2月、VLBI工学実験を目的とした科学衛星「はるか」を搭載して成功裡に打ち上げられた。次に1998年7月、M-V-3号機が打ち上げられ、やはり成功裡に火星探査機「のぞみ」が所定の軌道に投入された。しかし、2000年2月に打ち上げられたM-V-4号機は、第1段モータのノズルスロート部の破損によって失敗に終わり、その後、関係者の懸命の努力によって不具合原因の究明と対策、検証が進められ、3年後の2003年5月、MUSES-C（「はやぶさ」）探査機を搭載したM-V-5号機で見事に復帰を果たした[1]。

2003年10月の宇宙三機関統合により発足した宇宙航空研究開発機構においてもM-Vロケットによる科学衛星打ち上げが継続され、X線天文衛星「すざく」、赤外線天文衛星「あかり」、太陽観測衛星「ひので」がそれぞれ、6号機、8号機、7号機によって、成功裡に打ち上げられてきた。

M-Vロケットの開発経緯と、1号機～4号機の機体及びミッションについては、2003年3月に出版された宇宙科学研究所報告 特集第47号に記述されている[2]。本報告においては、なるべくそれとの重複を避け、主に5号機以降のM-Vロケットの概要を述べる。

2. 機体概要

5号機以降のM-Vロケットは、第2段ロケットがM-24からM-25に変更されたほか各部の設計変更が行われており、いわば新しいロケットである。小惑星サンプルリターン技術実証をミッションとするM-V-5号機では、ミッション実現のために新たに第2段M-25と第4段KM-V2モータの開発を要した。M-25ではフィラメントワインディングCFRP（炭素繊維複合材）材製の軽量かつ高耐圧性モータケースを新開発し、従来のM-24に比べて約2倍の高圧で燃焼させてノズルの小型化と高性能化を実現した。またKM-V2モータは従来のKM-V1に比べ大型化が図られ約2倍近くの推力を有するものとなった。合わせて、1/2段接手の簡素化に代表される改良・開発などが行われた。

4号機の失敗に対して取った対策は、グラファイト材より遥かに強度及び破壊靱性が高く、遥かに大きな亀裂等の欠陥が許容できる3D-C/C材をスロートインサートに用いることとし、3D-C/C材の材料特性取得、スロート部の新規設計、地上燃焼試験、及び非破壊検査を含む品質保証を実施するというものである。この方針に従って、第1段モータM-14と第3段モータM-34のスロートインサートがそれまでのグラファイト材製から3D-C/C材製に改良された。新規開発のM-25、KM-V2と合わせて、全ての主モータに3D-C/C材製スロートインサートが採用されたことになる。また、信頼性管理主任を新設し品質管理体制を強化すると共に、従来から実施していた信頼性会議を拡大し、加えて二次製品信頼性点検が実施された。

図1にM-Vロケット（5号機）の概略形状を、表1に主な諸元をそれぞれ示す。1号機から同様に、直径は2.5m、打上げ時総重量は140ton（5号機）である。射場設備などは4号機までと同じ設備が使用された。

表1 M-V-5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)	30.8	17.2	8.6	4.6
代表径(m)	2.5	2.5	2.2	1.4
各段点火時重量(ton)	140	54.8	15.5	3.3

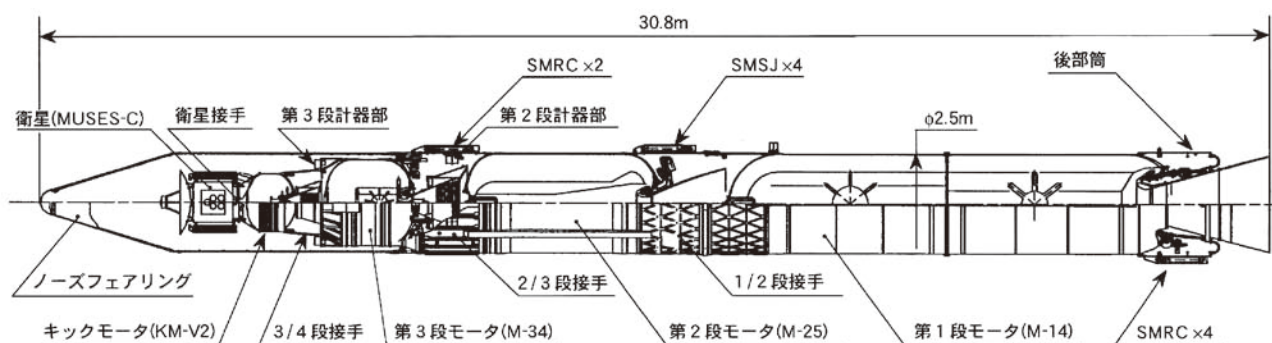


図1 M-V-5号機機体概要

第1段はM-14ロケットモータ、後部筒、及び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、高燃速ポリブタジエン系推進薬BP-204J約72tonが充填されている。モータケースはマルエージ鋼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銅が使用されており、鏡部最小板厚は4.3mmである。5号機以降において、M-14モータのノズルスロート部分は、材料がグラファイト材から3D-C/C材に変更され、熱構造安定性向上が図られている。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。また、7、8号機においては、2003年11月に起きたH-II A6号機の固体ロケットブースタのノズル部破孔によるミッション喪失の水平展開として、後部筒に2系統ある指令破壊装置への点火系計装の位置冗長化が図られるとともに、耐熱保護カバーが設けられている。後部筒外周の4箇所のカウリング内には、第1段飛翔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4基搭載している。4号機までは16基のSMRCが搭載されていたが、ロールレート分散解析の結果、4基への削減化が採用されている。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ファイア・イン・ザ・ホール（FITH）分離方式である。1/2段接手はFLSCを用いた1箇所全周溶断により分離する非開傘型オールラティス構造で、FITH分離方式に適合しかつ低コストと信頼性向上を図って5号機以降用に新規開発されたものである。1段階は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77%となっている。第2段燃焼終了後の3軸姿勢制御と第3段打ち出し方向への指向制御を行うための4基のSMSJ（固体モータサイドジェット）装置は従来第2段ノズルの外壁に搭載されていたが、5号機以降は1/2段接手の外壁に搭載されている。

第2段は、M-25モータ、2/3段接手及びノーズフェアリングからなる。M-25モータは5号機以降用に新規開発され、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、新開発の高性能低コスト化ポリブタジエン系推進薬BP-208J約31tonが充填されている。M-25モータの燃焼圧力は最大11.1MPaで、従来の約2倍に相当する。高圧化に対応して小型化されたノズルは、スロートに新開発の3D-C/C材が用いられ、開口部内形状には放物線近似バル型が採用されている。モータケースはM-25とKM-V2用に新たに高強度化改良され、FW（フィラメントワインディング）により作成されたCFRP材製であり、ケース重量はそれまでのマルエージ鋼製のM-24モータケースの2割以上の軽量となっている。モータとノズル結合には新たにサークリップ結合方式が採用されている。M-25モータケース外壁には第2段ケーブルダクトが搭載され、5号機以降はモータケースへの接着により取り付けられている。M-25モータは、ピッチ、ヨー方向の姿勢制御のために推力方向制御装置を持つ。高圧燃焼によるノズルの小型化及びシステム条件の見直しにより、5号機以降新たに、熱電池を電源とする電動可動ノズル方式が採用されている。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。第2段計器部はM-25モータ採用に伴い、4号機までと比べて主構造長さが約2割短縮している。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、大気中飛翔の間、これらを保護する。ノーズフェアリングはCFRP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膨張密閉型金属被膜導爆線（ESMDC）が使われている。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ッシュ方式で投棄される。

第3段のロケットモータはM-34（M-34b）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4.3m弱、代表径約2.2mで、約11ton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投棄型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ーズの3軸姿勢制御のために、ヒドラジンを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。6, 7, 8号機は地球周回軌道ミッションであるため、3段式M-Vが使用されている。5号機は探査機を太陽周回軌道に投入する必要があるため、キック段を備えている。キック段は基本的には衛星毎に最適推進薬量が異なるが、1号機から3号機まではKM-V1モータを使用することができていた。5号機については、小惑星サンプルリターンミッション実現のためにKM-V1モータをスケールアップして新規開発されたKM-V2モータが用いられている。KM-V2はM-25と同様のCFRPモータケースと、M-34と同様の伸展ノズルおよび点火器投棄型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2.5tonを充填している。KM-V2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によるスピン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-V2モータはCFRP材製スキnstリング構造の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。衛星等は衛星毎に設計されたCFRP材製スキnstリング構造の衛星接手により第3段計器部又はキック段と結合されている。6～8号機においてはサブペイロードが第3段計器部に搭載されている。

表2に5～8号機の主な相違点を示す。

表2 M-V各号機の相違（5～8号機）

	M-V-5	M-V-6	M-V-7	M-V-8
キックモータ	KM-V2	不搭載	不搭載	不搭載
3/4段接手	CFRP製 スキnstリング構造 タンブルモータ搭載	不搭載	不搭載	不搭載
B3PL		ハーフパーキング 熱対策		
スピンモータ	B3PLに2基搭載	不搭載	不搭載	不搭載
デスピンモータ	不搭載	不搭載	不搭載	搭載 (2/3段接手部に4基搭載)

3. 飛翔結果

M-V-5号機は2003年5月9日13時29分に打ち上げられた。5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段からキック段の全ての飛翔は正常で、発射後610秒に我が国初の小惑星探査機「はやぶさ」を所定の軌道に投入した。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、5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。はやぶさはその後2004年5月19日15時22分(日本時間)に高度3700kmまで地球に最接近し、イオンエンジンで加速しながらのパワースイングバイを実施した。2005年9月には地球から約3億kmの小惑星イトカワに到着、同11月イトカワに着陸して、科学観測及びサンプル採集を行い、多くの理工学的成果を挙げた。現在は近日点約1.0AU、遠日点約14AUの太陽周回軌道を航行し、地球帰還に向けて調整中である。

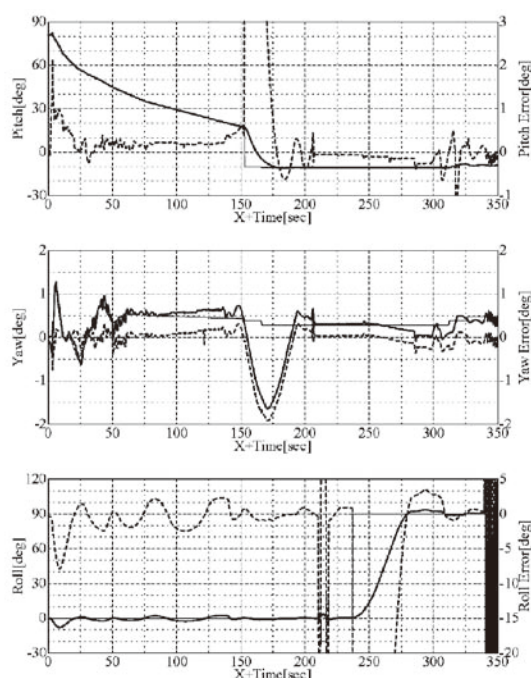


図2 M-V-5号機の機体姿勢角、誤差角履歴
(太実線:姿勢角, 細実線:姿勢目標角, 太点線:姿勢誤差角)

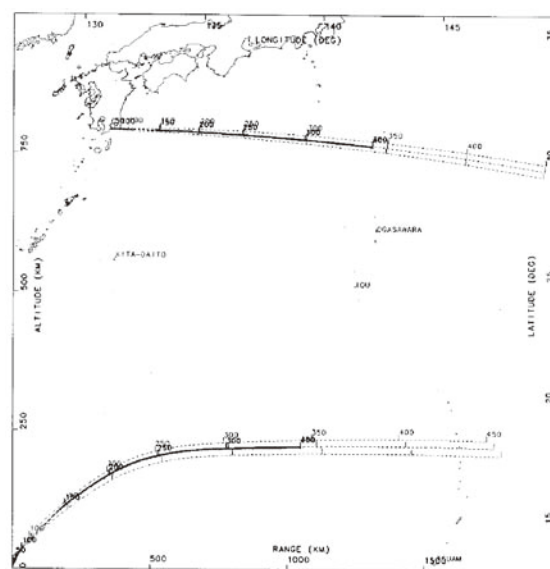


図3 M-V-5号機の飛翔経路と予定軌道
(3本の細線の中央が予定軌道 予定軌道と重なっているやや太い線が実飛翔経路)

M-V-6号機は2005年7月10日12時30分に打ち上げられた。各段とも飛翔は正常で、第3段燃焼終了後、X線天文衛星「すざく」が近地点高度約247km、遠地点高度約560km、軌道傾斜角約314度の所定の軌道に投入された。すざくは2005年7月21日に高度570kmへの円軌道化を終了し、8月から観測を開始し、現在までに世界最高レベルの感度を達成するなど優れた観測能力を実証し、宇宙の構造形成やブラックホール直近領域の探査等で順調に成果をあげている。

M-V-8号機は2006年2月22日6時28分に打ち上げられた。各段とも飛翔は正常で、第3段燃焼終了後、赤外線天文衛星「あかり」が分離され所定の軌道に投入された。あかりは4月13日に望遠鏡蓋を開放し運用を開始した。あかりはこれまでの赤外線画像よりはるかに高い解像度での観測に成功し、星の誕生と死を正確に捉えた画像など、現在も順調に観測を続けている。

M-V-7号機は2006年9月23日6時36分に打ち上げられ、これが図らずもM-V最終打ち上げとなった。各段とも飛翔は正常で、第3段燃焼終了後、太陽観測衛星「ひので」が近地点高度約280km、遠地点高度約686km、軌道傾斜角98.3度の軌道に投入された。ひのではその後約630kmの太陽同期円軌道化を行い、10月には初期運用を終えて観測を開始した。現在までに水星の太陽面通過、太陽黒点周囲のダイナミックな噴出現象、日食、巨大フレア等で順調に成果をあげている。

4. 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して開発されたM-Vロケットは、4号機における失敗を踏まえて改修され、言わば新しいロケットとして復活した。5号機～8号機までの4機連続の成功により、新しいM-Vロケットの予定通りの性能が実証され、今や技術的な完成を見たといえる。

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たため、最終的にはペネトレータの技術的完成の目処が得られたものの、M-V-2号機/LUNAR-Aは打上げ機会を逸することとなった。

M-Vロケットは2006年9月23日の7号機打上げ成功を最後にして運用を終えた。M-Vロケットの開発と運用を通じて得られた経験と教訓は、将来の固体ロケットの信頼性の向上とともに低価格化に向けた創意工夫に役立つであろうし、更には新たなロケット技術開発に挑戦していく際にも活かされていくであろう。それによって、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上げが実現されることが期待されている。

参考文献

- [1] Onoda, J., Sato, E., Inatani, Y., Minesugi, K., Shimada, T. and Nakamura, M., "Return to the Flight of M-V Rocket," IAC-04-IAF-V.1.02, 55th International Astronautical Congress, 2004
- [2] 小野田淳次郎, "M-V型ロケット 概要", 宇宙科学研究所報告 特集 第47号, 2003年3月, pp.5-11