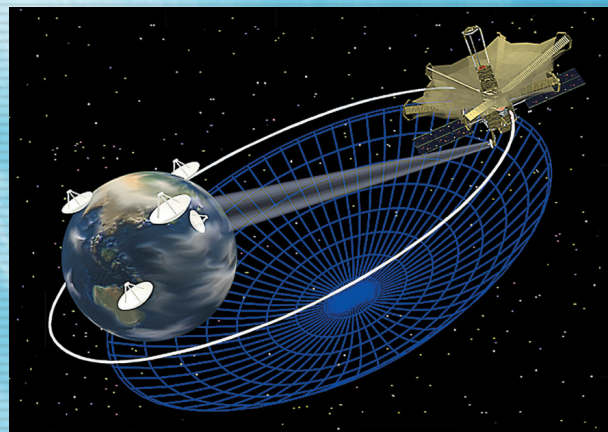


「はやぶさ」 HAYABUSA



「はるか」 HALCA



「ひので」 HINODE



「のぞみ」 NOZOMI



M-Vロケットは、全段固体燃料を使用する3段式ロケットです。目的に応じてさまざまな軌道に投入される科学衛星の打上げに対応するために、必要に応じて第4段を追加することができます。全段固体推進剤を使い、惑星間軌道にまで衛星を打ち上げることができるロケットは世界でもM-Vだけです。

直径2.5mで全長は30.8m、重量は約140トンで地球低軌道に1.8トンの衛星を打ち上げることができます。5号機までの打ち上げでは、1機ごとに少しずつ改良を加えてきました。特に2000年に4号機の打ち上げに失敗した後は、原因となったノズル内部の材質を全段にわたって変更するという、大がかりな改修を行っています。

これまでM-V型ロケットにより、1997年2月、地上の電波望遠鏡との連携によって天体を高分解能で観察する電波望遠鏡衛星「はるか」を、1998年7月、日本初の火星探査機「のぞみ」を、2003年5月、小惑星探査機「はやぶさ」を、2006年9月、太陽観測衛星「ひので」を打ち上げました。

The fifth generation of Mu series, M-V is a three-stage solid propellant launch vehicle. In order to meet the requirements for future science and planetary missions, the rocket configuration is so flexible that the fourth stage can be added. The M-V launch vehicle is the only rocket in the world as all-stage solid rocket to launch spacecraft into interplanetary orbit.

The rocket measures 30.8 meters in length and 2.5 meters in diameter, and weighs some 140 tons, carrying a 1.8-ton satellite to low earth orbit (LEO). Each of Mu series rockets was modified, and after the third flight of M-V launch vehicle (M-V-4) failed in 2000 due to nozzle problems, the former ISAS took a drastic countermeasure by replacing nozzle materials of all stages.

The M-V launch vehicle successfully launched three spacecraft; HALCA, radio-astronomy satellite to obtain high resolution images by linking with a group of radio telescopes on the ground, in February 1997; NOZOMI, Japan's first Mars surveyor, in July 1998; HAYABUSA, asteroid sample return spacecraft, in May 2003; and HINODE, solar physics satellite in September 2006

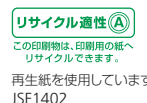
(日本語 Japanese) <http://www.isas.jaxa.jp/j/enterp/rockets/vehicles/m-v/>

(英語 English) <http://www.isas.jaxa.jp/e/enterp/rockets/vehicles/m-v/>



宇宙航空研究開発機構
広報部
〒101-8008 東京都千代田区神田駿河台4-6御茶ノ水ソラシティ
Tel.03-5289-3650 Fax.03-3258-5051
Japan Aerospace Exploration Agency
Public Affairs Department
Ochanomizu sola city,4-6 Kandasurugadai,
Chiyoda-ku Tokyo 101-8008,Japan
Phone:+81-3-5289-3650 Fax:+81-3-3258-5051

JAXAウェブサイト
JAXA Website
<http://www.jaxa.jp/>
JAXAメールサービス
JAXA Mail Service
<http://www.jaxa.jp/pr/mail/>
宇宙科学研究所ウェブサイト
Institute of Space and Astronautical Science Website
<http://www.isas.jaxa.jp/j/>



この印刷物は、印刷用の紙へリサイクルできます。
再生紙を使用しています
JSF1402

拡大する宇宙科学の要望に応え、M-Vロケットはさらなる進化を続けます。

Further Development of M-V Launch Vehicle to Meet Requirements for Future Space Science Mission

M-Vのしくみ

M-Vロケットには、次のような新技術が採用されています。

- (1) 第1段モータケースに、高張力マレージング鋼HT-230を採用。
 - (2) 第1段の切り離しと第2段の点火を同時に行なうファイア・イン・ザ・ホール分離方式に対応した1/2段接手と、FLSC (Flexible Linear Shaped Charge) 分離接手の採用。
 - (3) 軽量化を図るため、第2段、第3段、キックステージモータに炭素繊維強化複合材料製のモータケースを採用。
 - (4) 第3段およびキックステージモータのノズルに、未使用時には短く縮み、使用直前に伸びる伸展ノズルを採用。
 - (5) ノーズフェアリングの開頭機構
 - (6) ロケットの姿勢を計測するセンサとしてファイバ・オプティカル・ジャイロを採用。
- M-V型ロケットの構成・展開図は次のとおりです。



M-V Launch Vehicle Structure

The following new technologies are introduced into the M-V launch vehicle.

- (1) HT-230M high-strength steel for the first motor cases
- (2) Interstage structure between 1st and 2nd stages that corresponds to FIH (fire in the hole) separation system, as well as Flexible Linear Shaped Charge (FLSC) separation structure
- (3) CFRP motor cases for the second, third and kick stages to realize lighter weight
- (4) Extensible nozzles for the third and kick stages
- (5) Nose fairing opening mechanism
- (6) Fiber Optical Gyro (FOG) to sense vehicle attitude



主要諸元

Major Specifications

| 段数 Stage | | 第1段 1st stage | 第2段 2nd stage | 第3段 3rd stage |
|------------------------------|--|--|--------------------------------------|----------------------|
| 諸元 Spec | 全長 Total Length (m) | 30.8 | 17.2 | 8.6* |
| | 代表径 Diameter (m) | 2.5 | 2.5 | 2.2 |
| | 各段点火時質量 Mass at Ignition (ton) | 140 | 55 | 16 |
| 固体ロケットモータ Solid rocket motor | モータ名称 Motor Designation | M-14** | M-25 | M-34 |
| | 全長 (収納時/伸展時) Length (Before/After Extension) (m) | 13.73 | 6.61 | 3.61/4.29 |
| | 代表径 Diameter (mφ) | 2.5 | 2.5 | 2.2 |
| | ケース材料 Motor Casing | HT-230M HT-150 | CFRP (FW) | CFRP (FW) |
| | 推進薬 Propellant | BP-204J | BP-208J | BP-205J |
| | モータ質量 Motor Mass (ton) | 83 | 37 | 12 |
| | 推進薬重量 Propellant Mass (ton) | 72 | 33 | 11 |
| | 真空比推力 Specific Impulse (sec) | 274 | 292 | 301 |
| | 平均真空推力 Averaged Thrust in Vacuum (kN) | 3760 | 1520 | 337 |
| | 有効燃焼時間 Effective Burn Time (sec) | 51 | 62 | 94 |
| 誘導方式 Guidance System | | ストラップダウン方式光ファイバージャイロ (FOG) / 電波誘導方式 Radio guidance with strap-down FOG | | |
| 制御システム Control system | ピッチ, ヨー Pitch, Yaw | 可動ノズル Movable nozzle | 可動ノズル Movable nozzle | 可動ノズル Movable nozzle |
| | ロール Roll | 小型固体ロケットモータ Small solid rocket motor | 小型固体ロケットモータ Small solid rocket motor | サイドジェット Side jet |

*: ノズル伸展後

After nozzle extension

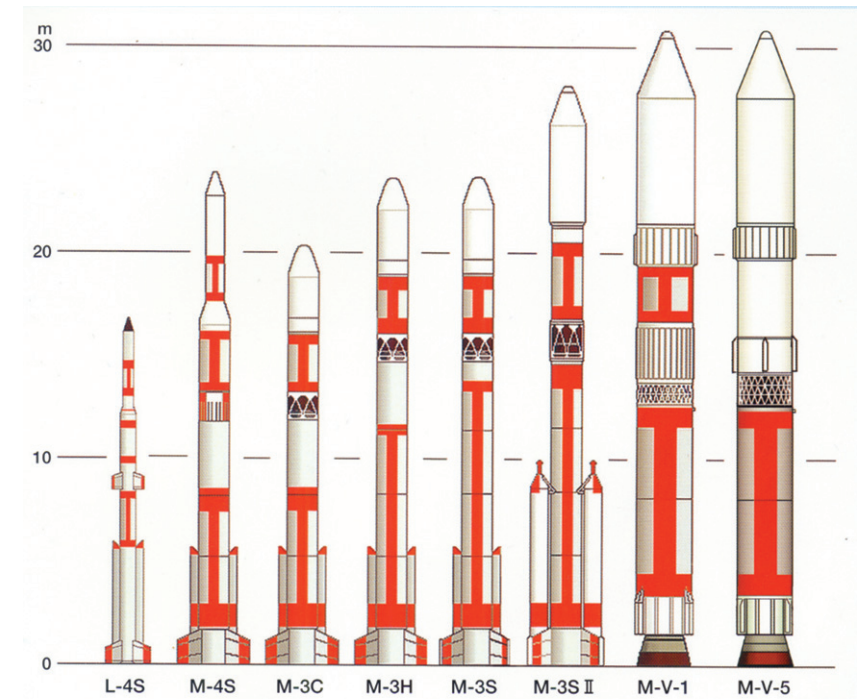
** : M型ロケットの1段目で4番目に開発されたモータという意味
M-14 stands for 1st stage motor of the fourth version

M-Vロケットの歴史

1970年、Lロケットによって日本初の人工衛星「おおすみ」の打ち上げに成功して以来、科学衛星用に開発されたMロケットのシリーズは、過去25年間にわたって改良を重ね、今日のM-Vロケットに至っています。

History of the M-V Launch Vehicle

In 1970, the former ISAS succeeded in launching the first Japanese satellite OHSUMI. Mu series, developed for launching scientific satellites, have been modified over 25 years, and today's M-V launch vehicle was successfully developed.



| | L-4S | M-4S | M-3C | M-3H | M-3S | M-3S II | M-V-1 | M-V-5 |
|----------------------------|-------|------|------|------|------|---------|-------|-------|
| 全長 (m) Total Length | 16.5 | 23.6 | 20.2 | 23.8 | 23.8 | 27.8 | 30.7 | 30.8 |
| 直径 (m) Diameter | 0.735 | 1.41 | 1.41 | 1.41 | 1.41 | 1.41 | 2.5 | 2.5 |
| 全重量 (ton) Total Weight | 9.4 | 43.6 | 41.6 | 48.7 | 48.7 | 61 | 139 | 140.4 |
| 打ち上げ能力 (kg) Payload to LEO | 26 | 180 | 195 | 300 | 300 | 770 | 1,800 | 1,850 |