



日本のロケット開発

- 小型ロケット編 -

2025/02/21 | M4rshal



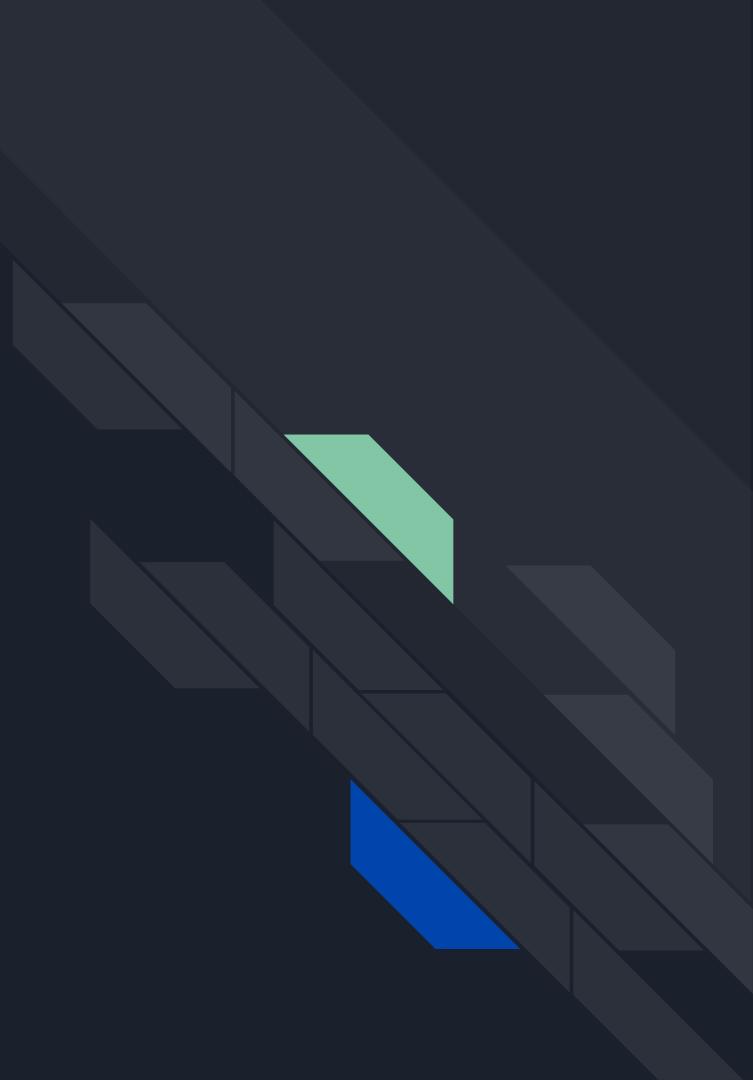
目次

- **section 1 「黎明期から現在まで」** ~~JAXA及びJAXA前身機関が開発したロケット~~
 1. 糸川構想
 2. ペンシル, ベビー
 3. カッパ(K)ロケット
 4. ラムダ(L)ロケット
 5. ミュー(M)ロケット
 6. イプシロンロケット
 7. イプシロンSロケット
- **section 2 「民間ロケット」** ~~国内民間企業が開発したロケット~~
 1. インターステラテクノロジズ株式会社
MOMO, ZERO, DECA
 2. スペースワン株式会社
KAIROS

section 1

黎明期から現在まで

JAXA及びJAXA前身機関が開発したロケット





糸川構想

第二次世界大戦後GHQは日本の軍備を解体し、飛行機の研究を禁止。

戦時に航空機の設計・開発に携わってきたスペシャリストは基礎分野や学問領域に散った。

1952年に日本が独立したとき、世界の空はショット機の時代に入りつつあり、専門家たちは学問の自由を背景に、續々とジェット機開発に流れ込んだ。

1953年から約半年間をアメリカで過ごした、東京大学生産技術研究所（生研）の糸川英夫は、別の考えを持ち、帰国後生研所長に進言した。

——アメリカはすでにロケットの時代に入りつつあります。我々もロケット機をやりましょう。ジェット機と違って空気のない所でも安定して飛べるロケットで、宇宙を自由に飛び回りましょう。——（糸川）



同志の結集

1953年10月3日：経団連での講演

糸川英夫が経団連主催の講演会で口ケットや誘導弾の可能性を語り、13社のメーカーと保安庁の関係者6名、計40数名が出席。

協力企業探し

講演後、糸川は各社を訪問し協力を募るも、積極的な申し出はなく、唯一協力を表明したのは糸川がかつて勤務した中島飛行機の後身、富士精密。

富士精密からIHIエアロスペースへ

富士精密はその後、プリンス自動車、日産自動車を経て、現在のIHIエアロスペースへと変遷。このグループは日本の口ケット開発を支え続ける中核に。

AVSA研究班の誕生

糸川の構想に共鳴した若手研究者が集まり、1954年2月5日、生産技術研究所（生研）に「AVSA研究班」が発足。これが日本の本格的口ケット開発の出発点となった。

AVSA = AVionics and Supersonic Aerodynamics の略

航空電子工学と超音速の空気力学・飛行力学



IGYの開催

1954年の春、ローマ。

第二次世界大戦後初めてのIGY（国際地球観測年）準備会議が開催。
世界中の科学者が共同観測を行い、地球の全体像を明らかにしようというプロジェクト。

特別プロジェクト

1. 南極大陸の観測
2. 口ケットによる上層大気の観測

糸川英夫の「太平洋横断構想」

当時、文部省でIGYを担当していた岡野澄が新聞記事でこの構想を知る。

岡野の考え

「AVSAで進めている口ケット研究を活用し、IGYの観測口ケットとして使えないか？」
→日本の口ケット開発を推進する大きなきっかけとなる。



IGYの開催

岡野は文部省を訪ねた糸川に单刀直入に尋ねた。

岡野(文部省): 「1958年までに、高度100km辺りまで到達できるロケットを日本が打ち上げることができますか？」

糸川はためらわずに答えた。

糸川: 「飛ばしましょう。」

協議はとんとん拍子で進み、最終的には1955年9月にベルギーのブリュッセルで開かれたIGY特別委員会において、日本は地球上の観測地点9カ所のうちの一つを担当することになった。

ペンシルロケットは、1955年の1、2月ごろまでは宇宙科学とまったく関係のない計画だったのだが、これを機に、AVSAは錦の御旗を担うことになった。

ペンシルとベビー

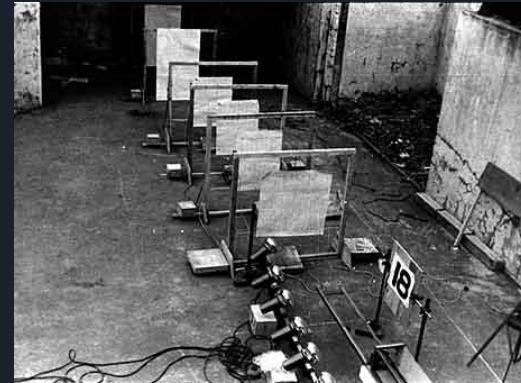
1954年に乏しい予算を使って多くの小型ロケットが試作され工場で燃焼試験が行われた。

その中から生まれたのが、直径1.8cm, 長さ23cm, 重さ200gの
ペンシル・ロケット。

ペンシルロケットの推薬はダブルベース（無煙火薬）が用いられた。

1955年3月11日, 国分寺駅前の工場跡地でペンシル初の水平発射試験が行われた。

枠に貼られた何列もの白いスクリーンを貫通していく水平実験から改良を重ねてペンシルは長さが300mmのものや2段式の物などが作られた。



ペンシルとベビー

その後、ロケット発射の舞台は秋田県の道川海岸に移る。

1955年8月～1962年にかけて、日本のロケット技術の温床となる。

ペンシルに続くダブルベース推薬の二番手のロケットは、外径8cm, 全長120cm, 重さ約10kgのベビー・ロケットだった。

ベビーは2段式で、S型・T型・R型の3タイプが存在。

S型: 発煙材を搭載し、噴出煙から飛翔経路を観測。

T型: 日本初のテレメータを搭載。

R型: 搭載機器の回収に成功。



ベビーロケットと糸川

カッパ(K)ロケット

IGY（国際地球観測年）/ 1957年～1958年

高度100km近くまで到達するロケットが必要。

欧米ではすでに同等の高度に達するロケットが存在。

道川海岸から勝手川へ

1955年10月より、より大型のカッパロケットを打ち上げるため、
道川海岸の北500mほどの「勝手川」付近が新たな発射場に選定。

実験は1956年2月から開始された。

糸川の指示は一言「桜の花の咲くころに飛ばしましょう」
であった。すでにIGYは翌年に迫っていた。



秋田県道川海岸の日本ロケット発祥記念之碑



チャンバーのアブレーション

K-128Jはいわゆる「全面燃焼」という燃焼方式で、高温の燃焼ガスがロケットチャンバーの金属に直接に触れて、チャンバーが溶けてしまうという難題が発生した。

燃やすたびにチャンバーが溶けるという悲劇に敢然と立ち向かった技術陣は、約30種類に及ぶ各種の実験を行い、その中でロケットチャンバーの内面にアブレーションを施し、ついに良好な結果を得た。

チャンバーの内面にグラスファイバー、酸化クロム、水ガラスを混ぜて塗り、これに高温ガスが触れると、自らは発泡してガスを噴出するとともに、結晶水を出してチャンバーを冷却するのである。

K-1型の初飛翔は、この年の9月、道川で行われた。



一難去ってまた一難

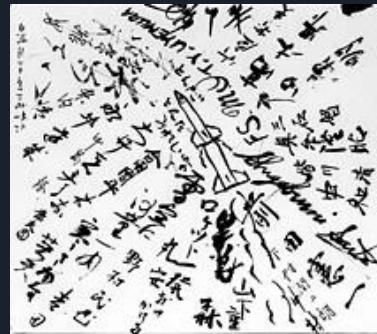
そして、IGY開始まで半年を控え、最終調整が進められた（と思われた）。ダブルベース推薬は圧伸成型で形やサイズが限られ、直径11mmの「マカロニ」を束ねて外径22cm、33cmの第一段にK-128Jを乗せたK-3型、K-4型が作られた。しかし、この設計ではIGYの要求性能に到達するのは難しいと判断された。

コンポジット推薬の導入が検討され、自由な形状で鋳込みが可能な推薬の研究が始まった。コンポジット推薬は、サイズの制限がなく、内面燃焼による軽量化も可能であった。

当時、アメリカが使用していたコンポジット系推薬は性能が低かったため、より高性能なものが求められた。過塩素酸アンモニウムを酸化剤に、ポリエステルをバインダー（推薬を固めるための接着剤や結合剤）にした新しい推薬が開発され、これを使用したK-150Sが1956年末に燃焼実験に成功した。

カッパ6型の完成

「雪空に 河童一閃 寒さかな」
(糸川の一匁 1958年12月22日)



まずこのポリエステルのコンポジット推薬をつめたK-150Sを第2段にし、ダブルベースを用いたK-3型のブースターを第1段としたロケット、K-5型を打ち上げた。

そして推薬もポリサルファイド（硫黄を含む化合物で、高温に強い特性を持つポリマー）のものが開発されて性能向上し、第1段・第2段ともにコンポジットをつめたロケットとして、1958年6月、ついに高度40kmまで達するK-6型が誕生した。第1段直径25cm、第2段直径16cm、全長5.4m、重量は255kgであった。

K-6型による上層大気の風・気温等の観測データをひっさげて日本がIGYに参加したのは、1958年9月であり、まさに滑り込みセーフ、関係者は辛うじてIGY参加という錦の御旗を守りぬくことができた。振り返ってみれば、観測ロケットをIGY期間中に自力で打ち上げたのは、米ソを除けば、日本とイギリスだけだったのである。

K-6型は21機打ち上げられた。

『人工衛星計画試案』

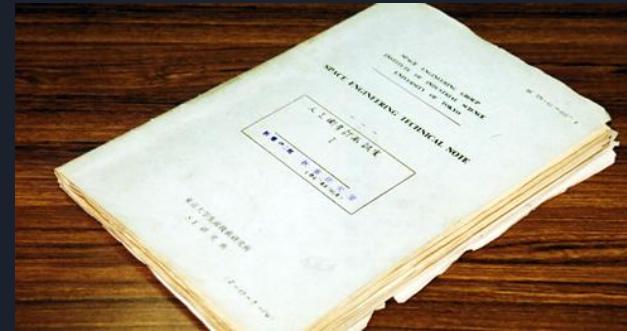
1962年の10月、東京・六本木の生産技術研究所の一室で真剣な議論が展開されていた。彼らの前には、コピーをして綴じたばかりの小冊子がおかれていた。表紙に書かれている表題は『人工衛星計画試案』と読める。

彼らのボスである糸川英夫教授からの「5年後にペイロード30kgの人工衛星を打ち上げるための口ケットは如何に?」という設問に対して、7月から夏の暑い盛りに突貫作業を行い、苦労をしてまとめ上げたものである。

当時は手回し計算機を電動化した程度の計算機しかなかった。

人工衛星計画試案

この試案の口ケットの直径は1.2m、
第3段と第4段が球形口ケットだった。
これが後のM口ケットの叩き台となった。





ラムダ計画からミュー計画への進展

これより先、1960年ごろから、高度1,000km以上の内側ヴァン・アレン帯に到達する能力を持つロケットが望まれ、「ラムダ（L）計画」が作られた。そして外側ヴァン・アレン帯を狙うロケットとして、高度1万km以上を展望する「ミュー（M）計画」が構想された。

ラムダの初飛行は1963年のL-2型1号機であり、1964年7月のL-3H型1号機をもって一応当初の目的を達したと言える。

その時には『人工衛星計画試案』はすでに存在したことになる。その後この人工衛星計画は次第に周囲の反響を呼び、学術会議を中心とした討議の末に、Mロケットを用いる科学衛星計画が1965年に公表された。

そしてすでにその前年、Mロケットによる人工衛星打上げの試験機として、3段式L-3Hの上に4段目を載せたL-4S型ロケットの計画が進められていった。



ミュー・ロケット開発に向けた基本方針とL-4S計画

ミュー・ロケット開発の基本方針

- ・小型のカッパやラムダを使って、スピン・デスピン・球形ロケット・姿勢制御装置といったサブシステムの予備試験を行い、効率的に開発を進める。
- ・衛星打ち上げ技術の総合確認はラムダ・ロケットで実施。

ラムダ・ロケットの高性能化

- ・ポリウレタン系コンポジット推薬の採用により、高性能を実現（L-3型の完成で実証済み）。

L-4S計画

- ・第2段と第3段を改良し、第4段に球形モータを採用すれば、小型でも衛星投入が可能と判明。
- ・まずL-4Sとほぼ同じ外形を持つL-3H型を完成させ、次のステップへと進むことになった。

L-3Hロケット

このように、観測ロケットのL-3H型は、L-3型の成功をバックにしながら将来を見据える人工衛星計画から導かれたものであった。

1965年の1号機は第2段のスピンドル不足のため異常飛翔したが、7月の2号機は完全な成功をおさめ、高度2,000kmをマークした。

この2号機の打上げの時、発射台地にじっとたたずむ玉木の姿があった。折から外国からの賓客が数名訪れており、気軽に声をかけた。

——ヘイ、プロフェッサー・タマキ。ここで何をしてるんですか？

玉木の答えに、その外国人が度肝をぬかれたことは言うまでもない。玉木は自分の肌で感じた風向・風速をもとにして、ロケットの発射角を決めようとしていたのである。

しかし当時大学院生だった松尾を中心として、綿密な軌道計算をもとにした発射角補正法が確立しつつあった。



L-3H型ロケットとランチャ

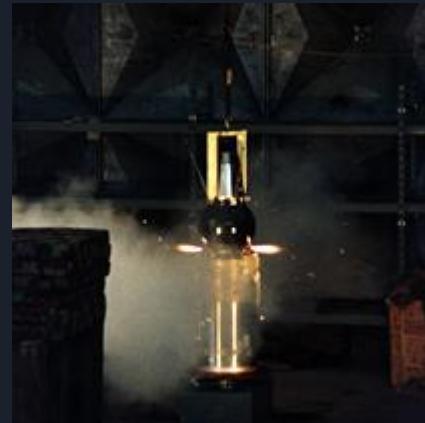
無誘導打上げ方式とは

人工衛星を軌道に投入するには、何らかの軌道制御が必要となる。この未経験の技術の使用を最小限に抑えるために、次のような打上げ方式が採られた。

まず、第1段では空気力を利用して口ケットを安定させ、空力安定を実現。次に、第2段では燃焼中に口ケットにスピンドルをかけ、空力安定とスピンドル安定の両方を併用する。

その後、第3段は、第2段から引き継いだスピンドルによって安定を保つ。第3段燃焼終了と同時に、第4段の姿勢制御を開始し、第3段軌道の頂点における局地水平に向ける。

第4段モーターは第3段軌道の頂点で点火し、衛星を軌道に投げ込む。



L-4Sスピンドルモータ試験



無誘導打上げ方式

初めての挑戦

1966年9月26日、軌道への挑戦が開始された。



第2段の飛翔は正常であったが、第3段加速時より軌道は上向きに10度、北向きに20度それ、さらに第4段加速によって発射後20分に電波受信可能範囲から姿を消した。その間、デスピン・モータが作動せず、姿勢制御は行われなかった。

第3段の異常飛翔については、切断機構の不具合から、第2段と第3段の切り離しが完全に行われなかったためと推定。

2号機では、分離ナットの作動の同時性・確実性の向上が図られた。デスピン・モータの不作動については、第2段燃焼中に生じた電源部の異常により、デスピン停止の信号が発生していたためと考えられ、2号機では電源部の信頼性確保のための処置がとられた。

実験再開と改良成果・課題



3号機打ち上げ後、漁業問題で実験が中断されるも、改良計画は積極的に進行。

L-4T-1は改良成果を総合的に確認するために計画され、最終段の推薄件量を60%に減量。
そのため衛星軌道への投入能力を持たない。

1969年9月3日のL-4T-1の飛翔は第3段まで正常だったが、第3段切り離し後、姿勢制御中に記録にショックが現れる。これは後に、残留推力によって第3段が加速され上段に衝突したことが判明した。衝突による姿勢の擾乱は小さく、姿勢制御装置は正常に作動し所定方向に調整。

衝突後、残留推力の減衰を待つため、切り離し秒時を15秒遅らせる処置が取られた。
早期点火の原因是タイマーの速度制御回路の損傷と推定され、損傷しやすい機構を補強。
また、他のタイマーについては、発射前に規定速度で動作していることを確認する項目が追加された。



4度目の挑戦

1969年9月22日、打ち上げは順調に進み、姿勢制御も安定した。

しかし、発射後211.25秒と211.45秒に、またしても第3段が上段に衝突。これにより、上段の姿勢擾乱が発生し、姿勢制御装置では回復できなかった。

その後最終段が、タイマーによって8分19秒に点火。遠く東北方に飛び去った。

原因は、第3段残留推力の過小評価。

L-4T-1以後、小型モータを用いた残留推力の実験が行われ、発射直前に至るまで、レトロモータの取り付けを含めた対策が検討されていたにもかかわらず、4号機に対して十分に余裕のある対策が講じられなかつたことが反省された。

この結果、5号機では、第3段にレトロモータが装着されることになった。

栄光のラムダ

そして待ちに待った1970年2月11日、内之浦の紺碧の空に、L-4S型5号機が紅蓮の炎を吐きながら飛び立っていった。

第1段、第2段は、標準発射角64度に対して62度相当の軌道に沿って飛翔、第3段においてやや低めになり61度相当の軌道となった。姿勢制御装置の作動は完全で、機体はジャイロ基準角に対して偏差が認められない程度に整定された。

最終段点火してコマンドは、発射後5分3秒に送信され、その100秒後に点火、ここに衛星軌道が成立した。日本で最初の人工衛星が誕生したのである。最終軌道の遠地点は5,150km、近地点は335kmであった。

この日は建国記念日で、新聞は翌日の夕刊まで休刊。ニュースは打上げ状況を中継放映したNHKの独壇場になった。口惜しがった新聞は「新聞休刊日に打ち上げたのは、NHKと東大の仕組んだ陰謀ではないか」と嫌味を言った。





衛星「おおすみ」

「おおすみ」は、チタニウム合金製の第4段モータ上に計器部を搭載し、複数のアンテナを設置した衛星。

搭載機器には加速度計や温度計、送信機などがあり、酸化銀・亜鉛電池が電源として使用された。発射後、米国航空宇宙局の追跡局がテレメータ信号を受信し、内之浦では発射から約2時間半で衛星の信号を受信。その後、2回目の受信は低い受信レベルで、2月12日の第6周の受信も微弱な信号のみだった。

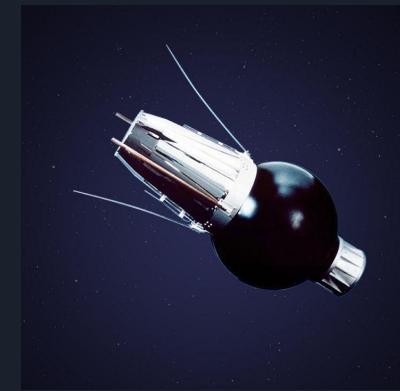
米国航空宇宙局の追跡では、ヨハネスブルグ局が最後に信号を受信し、発射後14～15時間で「おおすみ」の信号は途絶えたと考えられている。

温度が予想以上に高く、電池の寿命が早く尽きたため、予定より早く信号が途絶えた。

衛星の軌道は遠地点5,151km、近地点337kmであり、ドップラー・シフトを用いて軌道推定が行われた。

「おおすみ」の最期

2003年8月2日5時45分（日本標準時）、「おおすみ」は大気圏に突入し、消滅した。再突入した位置の直下は、北緯30.3度、東経25.0度で、北アフリカ（エジプトとリビアの国境の砂漠地帯）である。



「おおすみ」が地上と連絡をとっていた時間はわずか14～15時間だったが、投入された軌道が長楕円軌道だったために、かなり長生きをした。

大気圏に突入した「おおすみ」は、跡形もなく消滅して、自らを葬り去った。時あたかも宇宙科学研究所が宇宙開発事業団・航空宇宙技術研究所とともに宇宙航空研究開発機構に統合される直前のことであった。

「おおすみ」の誕生は、宇宙科学研究所やメーカーの人たちにとって、青春の喜びの頂点に位置し、多くの関係者にとっても「宝の思い出」でもある。



休憩・質疑応答（5分間）

初代のミュー / M-4S

ミューの第一世代であるM-4S型は4段式で、軌道投入はL-4S型と同じ重力ターン方式を採用、尾翼とスピナによって姿勢安定を保つ。

1号機は、ロケット姿勢制御部の電磁弁不具合によって過度にスピナ数が増大し、第4段不点火という不慮の事故で軌道に乗せることができなかった。

2号機以降続けて3機が人工衛星を軌道に乗せ、ミューによる衛星打上げ技術は安定した評価を受けるに至った。

M-4S-1、M-4S-2によってロケットの性能を確かめた後、1971年9月、M-4Sの3号機が「しんせい」を軌道に送った。

ロケットはスムーズだったが、衛星チームでは、初めての本格的科学衛星なので重量配分や耐震強度などに大変な努力が払われた。



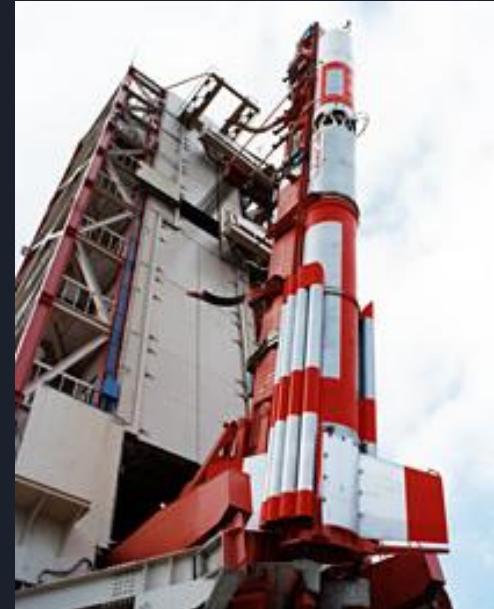
整備塔内で組み上げられたM-4S-1号機

4段式から3段式へ / M-3C

4段式の長期計画を作つて出発したM計画だったが、
推力方向制御（TVC）技術の研究開発はすでに1966年から着手しており、システムの簡素化とTVC適用の容易化を進めた結果、
最終的に《3段で衛星打上げができるないか》と切り出したのは玉木章夫であった。

M-4Sから完全に変容したM-3C型は2段目にTVC装置を搭載して軌道投入精度を高め、3段目には大型の球形口ケットを装備し、3段式でM-4Sを上回る能力を持った。

M-3C-1が試験衛星「たんせい2」をほぼ予定通りの軌道に送ったのは、1974年2月だった。



M-3C-1号機

M-3Cロケットの進化とその功績

電波誘導システムの成功: M-3C-1でテストされたシステムが2号機の打上げで成功。地上からのコマンドで軌道修正を行い、軌道投入の精度向上に貢献。



「たんせい2」の成果: 科学衛星計画の軌道計画が自由に策定可能に。また、地磁気を利用した姿勢制御法のテストも実施。

「たいよう」衛星の打上げ: 1975年2月、SRATS衛星を「たいよう」と命名し打上げ。低緯度の電離層電子密度分布に関する新データを得るために、ドイツのAEROS-B衛星と共同観測を行った。

国際共同研究: 日本初の科学衛星を用いた国際共同研究を実施。

M-3Cの功績: M-3Cは「たんせい2」「たいよう」「はくちょう」などの衛星を打上げ、軌道投入精度を大幅に向上させた。

未知の軌道へ / M-3H

1977年2月、M-3CにつづくM-3Hロケットの1号機が試験衛星「たんせい3」(MS-T3)を傾斜角66度という準極軌道に投入。このロケットは、M-3Cの第1段を長くすることによりさらにパワーアップしたもので、打上げ能力が50%向上。1976～79年に行われる国際磁気圏観測計画に参加する2機の衛星(EXOS-A、EXOS-B)を打ち上げるための要求を満たすべく開発。

M-3Hは、基本的にはM-3Cを長くしただけなので、同世代。「たんせい3」は、M-3H-2で打ち上げるEXOS-A衛星で使用する沿磁力線制御のテストと真空紫外線撮像装置(紫外線カメラ)の光学系等のテストを実施。

1978年2月にM-3H-2が「きょっこう」(EXOS-A)を、つづいて9月にM-3H-3が「じきけん」(EXOS-B)を、日本にとって未知の軌道へ運んだ。



M-3H-2号機

全段制御のM-3S

M-3S-1号機

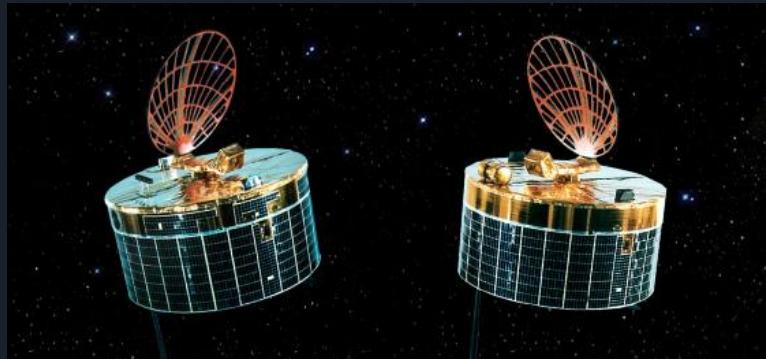
ついに全段に制御能力を備えたロケットを日本が持った。
1980年、M-3Hの第1段にもTVCをつけたM-3Sの1号機が、
試験衛星「たんせい4」(MS-T4)を軌道に投入。

M-3Sの2号機は、1981年2月に太陽をX線でとらえる
「ひのとり」(ASTRO-A)を運んだ。
太陽フレアの新しいX線像を私たちに提供しつづけた。そしてこの
「ひのとり」は、その後今日まで続く日本の太陽フレア観測の黄金時代の
基を築いた。

ミューロケットは全段制御のロケットとなった。これで軌道精度の一層の
向上と打上げ条件の緩和が実現。
M-3Sが打ち上げた衛星は、
「たんせい4」「ひのとり」「てんま」「おおぞら」である。



地球脱出计画



1970年代の末、アメリカとソ連の探査機が次から次へと金星へ、火星へ、またその外の惑星へと旅立ち、お茶の間に新鮮な映像を届けてきた頃、日本も地球重力圏の外に脱出する探査機を打ち上げたいなあと、むずむずしている宇宙科学研究所のグループがあった。

金星オービターや金星大気にバルーンを浮かべるミッションなどを検討したことはあったが、今ひとつ迫力に欠けるきらいがあった。

何か目先の変わったミッションはないかと腕を撫（ぶ）している所へ、
思いがけないビッグ・ニュースが飛び込んできた。

星空のスーパースター登場



ハレー彗星がやってくる！

1910年に太陽に最接近したハレー彗星は、その後太陽中心の長楕円軌道に沿って海王星の辺りまで遠ざかり、今まで76年ぶりに太陽に（ということは地球に）近づいてくるというのである。

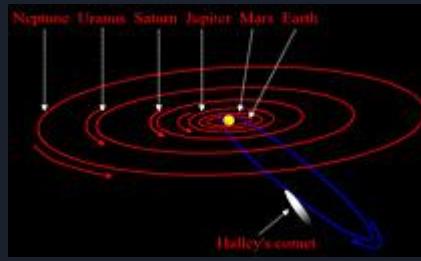
ハレー彗星ならば、申し分のない星空のスターである。

1950年にアメリカのフレッド・ホイップルが提出した仮説によれば、

彗星は「汚れた雪玉」で、水の氷を主成分とし、そのあちこちに「ダスト」と称する固体の微粒子が混じっている。

団体が小さいので熱変成などを受けにくく、内部は太陽系誕生の頃からほとんど変化していないのではないかと言われている。つまり「太陽系の化石」なのである。

ハレー彗星探査ミッションの 計画と軌道設計



ハレー彗星の軌道

探査機を接近させるためには、彗星の軌道がある程度よく分かっていなければならないが、その点ハレーはこれまでに何度も地球に接近し、歴史的によく観測され、軌道情報もしっかりしている。

科学的価値が高い上に計画を立てるための情報が豊富であり、その上だれでも知っている親しみ深い星、ハレー彗星。しかもまだ世界には彗星探査ミッションはない。しっかりした計画を立てれば、政府から認可される見込みがあるのではないか。軌道グループは猛烈な計算を開始した。

地球の公転軌道面（黄道面）とハレー彗星の軌道面は約18度傾いているので、ハレーが黄道面をよぎる時に探査機が出会うように軌道を設計するのが、打上げエネルギーの見地からは都合がよい

計算の結果、出会いは1986年3月、ハレーが黄道面を上から下（北から南）へ潜り込む降交点近傍と定められた。そこは地球軌道の内側に切れ込んだ金星軌道に近い辺りである。打上げ時期としては、1984年末から1985年初めにかけての時期と1985年の夏が、最適と考えられた。



4つの難関

1. 強力なロケットの開発

ハレー彗星へ探査機を運ぶためには、従来のM-3S型の2.5倍の能力を持つロケットが必要。精密な制御能力も求められた。

2. 探査機の設計

惑星間空間の過酷な環境で動作するため、全く新しい設計思想が必要。温度、磁場、通信距離など、地球周回衛星とは異なる要件への対応が不可欠だった。

3. 通信システムの構築

1億7,000万kmという距離での双方向通信には、探査機の高い通信能力と、地上に巨大な受信アンテナが必要。微弱な信号を確実に受け取るための対策が求められた。

4. 軌道決定の精度向上

10分の電波遅延を考慮し、探査機の正確な軌道決定が必要。膨大なソフトウェア開発により、未来の位置を予測して通信を行う仕組みが必要とされた。

宇宙科学の仕掛け人口ケット / M-3SII

ハレー探査機を運ぶロケット、M-3SII型の開発が始まった。M-3Sに続くこの第4世代のミュー、M-3SIIロケットでは、M-3Sの第1段だけをそのまま使い、補助ブースタ・第2段・第3段はいずれも新たに設計・製作された。

開発は1981年度から開始され、実機サイズのロケット・モータについて、8度にわたる地上燃焼実験が能代ロケット実験場において行われた。そして補助ブースタの切り離し等のテストのため、試験機ST-735-1号機の打上げなど数多くの試験が実施された。

M-3SIIロケットは、1985年初頭のハレー探査試験機「さきがけ」の打上げでデビューした。ミューは世界の宇宙開発史上初めての「固体燃料ロケットによる地球脱出」という偉業を成し遂げた。



M-3SII-1号機

惑星間空間を翔る探査機

宇宙科学研究所では、これまでミュー・シリーズの新しい型を開発すると、その1号機は必ず、ロケットの性能確認を兼ねて、試験衛星を乗せて打ち上げることを慣例にしてきた。M-3SIIロケットの場合、直接の目標がハレー彗星にある。これは今回の探査に失敗すると、あと76年は近くに戻ってこない。つまり、ロケットの開発にも絶対的なデッドラインがあるということである。

1984年暮れから1985年初めの打上げチャンスを、新しいロケットの1号機の性能確認に当て、これでハレー探査の試験機MS-T5を打ち上げることに。そして1985年夏のチャンスに、2号機で本格的ハレー探査機PLANET-Aを打ち上げる。どちらも1986年3月にハレーに近づいて観測を行う、というシナリオである。



「さきがけ/MS-T5」の組み立て

探査機「すいせい」とハレー艦隊

「さきがけ」からわずか半年あまり、1985年8月19日には、ハレー彗星のための本格的探査機PLANET-AがM-3SII-2号機によって打ち上げられ「さきがけ」の後を追った。

このたびのハレー彗星に接近して観測する探査機は6つあった。
ソ連の「ヴェガ」1号・2号、ヨーロッパの「ジオット」、アメリカの「アイス」、日本の「さきがけ」「すいせい」である。

世にこれを「ハレー艦隊」と呼んだ。少し遠くから眺めるアメリカの「アイス」も含め、いずれも1986年の3月に最接近する。



「すいせい」の管制を行う深宇宙管制センター

ABSOLUTEを見つめて



M-Vロケットの構想が検討され始めたのは、宇宙研全体が、当時開発を完了したばかりのM-3SIIロケットの1・2号機によるハレー彗星探査機「さきがけ」「すいせい」の連続打上げ成功に酔いしれ、その余韻醒めやらぬ85年秋口のことだった。



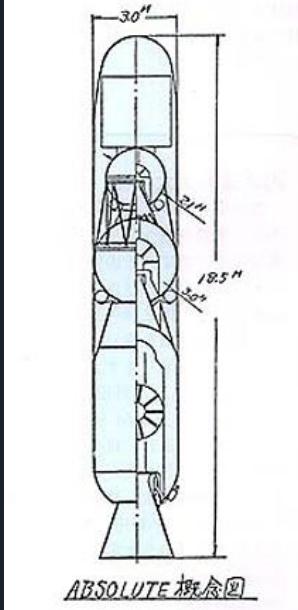
M-3SIIとM-V

ところで、81年から84年にかけて進められたM-3SIIロケット研究開発計画は、M-3Sロケットの1段モータを継続使用しつつ補助ブースタおよび2・3段を新規開発モータに換装して打上げ性能の倍増を目指す部分改良計画だった。

1・2号機用キックモータを含めて規模・用途の異なる4種類ものモータを同時に新規開発するのは宇宙研にとってM-4S以来10余年振り、当時の若手研究者・技術者・実務者にとっても初めてのことであったため、M-V計画に勝るとも劣らぬ大事業だった。

このM-3SII計画によって習得・考案された多くの学術的知識・知見と工学的新技術、問題解決への経験と自信が、M-V計画の推進系研究開発の基盤となる。

ABSOLUTEとM-V



ABSOLUTE概念図：「東京大学宇宙航空研究所昭和52年度推進系シンポジウム」後刷集より

この時期のM-Vロケットの基本案は、全段固体推薄件の3段構成、各段推薄件量60・30・10t、1・2段3軸姿勢制御、3段スピンドル安定という、M-3SIIから補助ブースタを除いて大型化した稳健な構想だったが、その規模はM-3SII計画に先立つ1977年当時秋葉篠二郎によって提唱された「ABSOLUTE計画」の具体化に他ならず、有志一同心躍る想いで初期検討に参加したものである。

ここで、ABSOLUTEはAdvanced Booster by Solid Utilizing Technology of Extremityの略、総重量100t、直径3m、全長18.5mの3段式でペイロード比2%以上の宇宙探査用高性能ロケットの早期実現を目標に、固体ロケット技術の最高水準を極めるべく関連分野の全てを結集した総合研究開発を進めようという壮大な夢の構想であった。



最大の困難

M-Vの開発は、1995年1～2月の打上げを目標として、1990年度から始まった。開発から2年後の1992年5月、チームは大きな困難に逢着した。M-Vでは、第1・2段のモータケースとして従来のHT-210に代えてより高強度の超高張力鋼HT-230を開発使用する予定で作業を進めていたのだが、予備的な要素試験を経て実機サイズモデルでの耐圧試験をしたところ、規定の圧力以下で熔接部が破断したのである。

当初は非破壊検査によって内部に潜んでいる亀裂を発見する能力を向上させれば、なんとかて解決できるものとやや楽観していた。ところが、ケース材料の水素脆性が予想を越えて高いことが判明するに至り、開発は重大な局面を迎えることとなった。

- (1) 強度を若干下げ韌性を上げる方向での素材の変更
- (2) 熱処理方法の改良
- (3) 非破壊検査の強化
- (4) 燃焼圧力以上の耐圧試験による実機ケースの最終的な品質保証



対策と新たな障害

製造メーカーを含む関係者の努力、2回予定していた第1段の地上燃焼実験の1回目を厚肉ケースを用いて燃焼特性の把握のみに絞る等の方策によって、これによる遅れを最小限に食い止めることができた。

その後地上燃焼実験も無事終了し、1996年夏期の打上げを目指して準備を進めていたところ、同年5月の振動環境試験において新開発のFOG (Fiber Optical Gyro) に規定以上のドリフトが発見された。

この原因を同定し、入出力特性をソフトウェアで線型化するという対策を施したため、さらに半年遅れて、1997年初頭の打上げにこぎつけた。特にスケジュールに甚大な影響を与えた事件にのみ触れたが、これまでの逐次改良と異なりほとんどすべてのハードウェアが新規開発という状況のなかで様々な問題を解決しながらの成功であった。

M-Vロケット全機の構成



M-Vロケットの基本構成は、固体推進薬を用いた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よう設計されている。

その1号機が打ち上げたMUSES-B衛星の場合も、キックモータを搭載していて、全長30.7m、公称外径2.5m、発射時総重量は衛星を含めて約139t。

M-Vロケットは補助ロケットや尾翼を持たない点で従来のMロケットと外観上大きく異なる。

M-V 第1段

第1段は、日本最強の推進力を誇るM-14固体ロケットモータと、後部筒、1～2段接手からなる。「M-14」はこのロケットモータに与えられた名称である。

M-14ロケットモータは、製造、輸送上の制約から、2分割となっている。M-14ロケットモータは、ピッチとヨー（上下、左右方向）姿勢制御のための首振りノズルによる推力方向制御(MNTVC)装置を備えている。

また後部筒にはロール姿勢制御のための固体モータ(SMRC)が搭載されている。M-14ロケットのモータノズル周辺には、MNTVC装置の他、計測装置、テレメータ送信機等の機器が搭載されている。

1～2段接手は、第2段の点火と1～2段の分離を同時に行うファイア・イン・ザ・ホール(FIH= Fire In the Hole)と呼ばれる新技術に対応するよう設計されたものである。



M-V 第2段

第2段は、M-24ロケットモータ、2～3段接手、ノーズフェアリングよりなる。2～3段接手内には、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、集中電源、計測器等が搭載されて、第2段計器部を構成している。

第2段ロケット燃焼中の姿勢制御は、M-24ロケットモータのノズル内部への液体噴射による推力方向制御(LITVC)と2～3段接手部に搭載されたSMRCを行い、燃焼終了後はM-24ロケットモーターのノズル周辺に搭載された小型固体モータ(SMSJ)により行われる。

ノーズフェアリングは、ロケットが大気層を抜けるまで第3段から衛星までの上段部を覆い保護するが、第2段燃焼終了後、新規に開発された開頭機構により分離投棄される。



M-V 第3段

第3段はM-34口ケットモータ、第3段計器部、ノズル周辺に搭載されたサイドジェット(SJ)及び3~4段接手からなる。M-34口ケットモータとキックモータのノズルは、下段切り離しまでは縮めておき、点火前に伸展する仕組みとなっている。

M-34口ケットモータは、燃焼中のピッチ、ヨー姿勢制御のためにMNTVC装置を備えている。SJはヒドラジンを用いたスラスタにより、ロール姿勢制御と燃焼終了後のピッチ、ヨー姿勢制御を行う。

3~4段接手には4個の小型固体口ケット（スピニモータ）が搭載されており、3~4段分離前に第4段姿勢安定化のためのスピニを与える。第3段計器部には航法誘導装置、タイマー、テレメータ送信機、コマンド受信機、レーダートランスポンダー、集中電源、計測装置等多くの機器が搭載されている。

なお、航法誘導装置は慣性航法機能をも持つが、1号機では電波誘導を主としている。





モータケース

M-Vは全てのモータに固体燃料を使っているが、それを入れておく容器をモータケースと呼ぶ。モータとは各段のロケットのこと。

M-Vでは1段目と2段目のモータケース用に鉄を主とした合金を開発した。この合金製の直径1mmの針金は180kgのものをつるすことができる。

3段目のモータケースは、その重さが打上げ性能に大きく影響するので、更に軽くて丈夫な、炭素繊維を樹脂で固めた炭素繊維複合材料（CFRP）を使っている。

1段目と2段目のモータケースは、実機サイズのモータケースが耐圧試験中に低い圧力で破壊するというアクシデントに見舞われた。

長年培った独自の技術力で無事、各種試験をクリアし、CFRP製としては世界最大級の直径をもつモータケースが完成した。

ノーズフェアリング

ロケットの頭の部分が
ノーズフェアリング（以下NF）である。

その内側には人工衛星が収められ、
発射のときや飛んでいるときの空気の流れによる力や熱、そして音から人工衛星を
守る役目をする。

M-VのNFは、ハニカムと呼ばれる板を、CFRP製の薄い2枚の板ではさみこんだサンドイッチ
板で作られている。そのおかげで、長さ約9m、直径2.5mの大きさで、重さは約700kgしかな
い。

空気の影響がなくなる高さまで飛ぶと、ロケットを軽くするために、このピンの傍らに備え
られた紐状の火薬で全てのピンを一瞬に切断し、バネの力でNFを左右に開いて切り離す。





M-Vからイプシロンへ

M-Vロケットの時代（1997～2006年）

ISAS（宇宙科学研究所）が開発した大型固体燃料ロケット。

科学衛星の打ち上げで数々の成果を残す一方、コストや運用の面で課題も浮上。

転換期：運用終了と次世代構想

2006年のM-V最終打ち上げをもって運用終了。

コスト削減や小型化、柔軟な運用を目指し、「次世代固体ロケット」の検討が本格化。

イプシロンロケットの開発へ

「高性能」「低成本」「迅速打ち上げ」を掲げ、M-Vの技術を継承・発展。

2013年の初号機打ち上げを皮切りに、より手軽で効率的なロケットとして活躍。

伝統を受け継ぎ、革新を続ける



イプシロンロケットはこれまで「特別」だった宇宙の敷居を下げ、誰もが積極的に宇宙を使える時代の実現を目指した固体ロケット。

組立・点検などの運用を効率化し、「世界一コンパクトな打ち上げ」という掛け声のもと、運用・設備・機体の打ち上げシステム全体の改革に取り組んだ。

また、振動と音を小さくする工夫に加えて、ロケットから衛星が分離されるときの衝撃を抑える工夫をすることで、世界トップレベルの乗り心地を実現しました。

このイプシロンロケットは鹿児島県肝付町にある内之浦宇宙空間観測所から打ち上げられる。

試験機の取り組み



イプシロンロケット試験機はH-IIAやM-Vという既存のロケット技術を継承することで
短期間・低コストなロケット機体を開発。

試験機の取り組み



発射管制オペレーションの見直し

自動点検など新技術の導入により、管制室でのオペレータ数を80人から8人に削減。
打ち上げをできるだけシンプルに運用する仕組みを確立。

モバイル管制の導入

従来の大規模・特注計算機を撤廃。
移動可能な小型システムへ切り替え、打ち上げ設備の柔軟性を向上。

運用・設備の革新

試験機開発を通じて、ロケットを打ち上げる仕組みそのものを改善。
イプシロンの運用コストと作業人数の大幅削減を実現。

試験機から強化型へ

強化型開発の背景

試験機の打ち上げ成功後、機体性能の最適化を目指すための改良開発に着手。

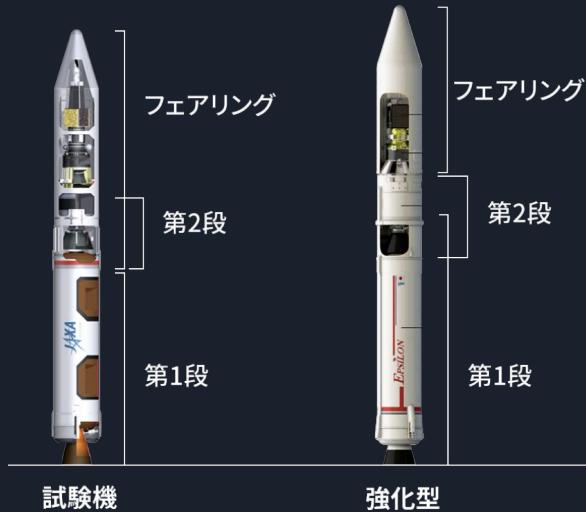
目的

1. 打ち上げ能力の向上
2. 搭載可能な衛星サイズの拡大

主な改良点

第2段モータの大型化: フェアリング外に配置することで、推進薬（燃料）を約1.4倍増やす。
衛星と3段のみをフェアリング内に格納: 衛星スペースの確保により、大型衛星も搭載可能。
構造・電子機器の軽量化: ロケット全体の重量を減らし、打ち上げ性能をさらに向上。

強化型開発によって、打ち上げ能力の強化と衛星搭載余地の拡大が同時に実現される。



2段機体の改良（高性能化）

M-V引退後の継続的研究

固体ロケットモータの技術を継承し、効率化をめざす研究を継続。
耐熱材や機体構造の改良に注力。

耐熱材の単層化

機体内部で火薬が燃焼する固体ロケットは、高温に耐えるための耐熱材が必須。
従来は多層構造だった耐熱材を単層にし、機体を保護しながら軽量化を実現。

炭素繊維の積層方向の見直し

機体に使用される炭素繊維の配置や積層を最適化。
強度と軽量化のバランスを向上させ、製造コストも低減。

技術的成果

より効率的な固体ロケットモータを開発し、機体軽量化と製造コストの削減に成功。



強化型イブシロンロケット2段モータ真空地上燃焼試験の様子

2段機体の改良（大型化）

試験機の2段機体はM-Vの3段機体を活用したもので、直径約2.2m、衛星フェアリングの中に収納されていました。

強化型開発では直径を約2.6mに拡大し、フェアリングの外に出すことによって、2段に搭載できる推進薬（燃料）量を約1.4倍（約10.7t→約15t）に増加させることができました。

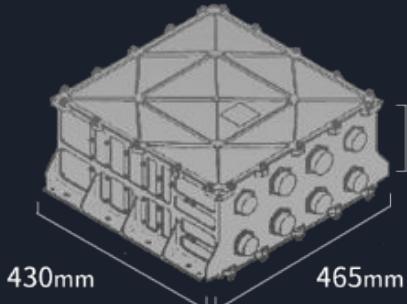
これにより、打ち上げ能力が向上しました。



試験機と強化型の2段の比較

電子機器の改良

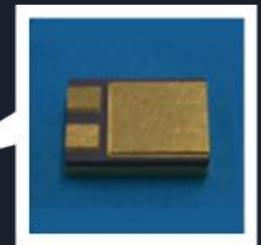
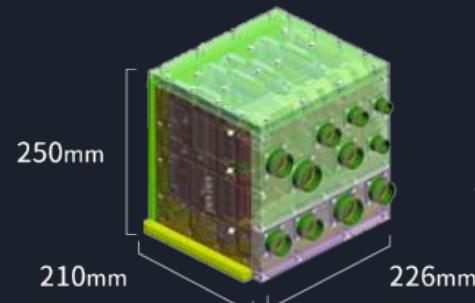
旧PSDB(機械式リレー)



機械式リレー

質量:20kg

新PSDB(半導体リレー)



半導体リレー

質量要求:12.5kg以下(実績値:10.6kg)

打ち上げ能力向上のために、2段機体と3段機体に搭載される電力シーケンス分配器(PSDB)の小型化・軽量化を行います。

ロケットではこれまで機械式リレーを用いていたものを半導体リレーに変えることで、PSDB一基あたりの重量を20kgから12.5kg以下へと約半減することに成功しました。

構造の改良

構造の簡素化・軽量化

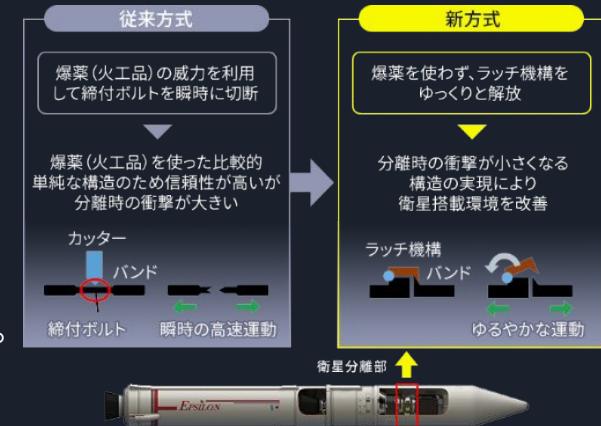
M-Vの引退後も固体ロケットモータの研究を継続し、技術を進歩。
耐熱材や機体構造の改良を行い、より効率的なモータを実現。

フェアリング全長の最適化

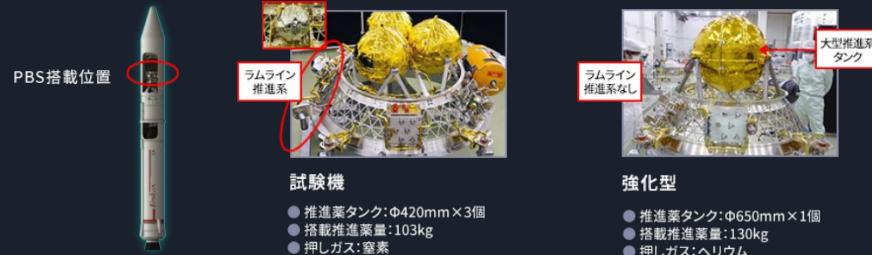
従来は2段機体から衛星までをフェアリングで覆う必要があった。
強化型開発で2段機体をフェアリングの外に出せるようになったため、全長を短縮。
衛星需要に合わせ、サイズを調整。

衛星が受けける衝撃の緩和

従来は爆薬でボルトを切断し、衛星を分離していたため大きな衝撃が発生。
3号機から「低衝撃型衛星分離機構」を採用し、爆薬を使わず機械的に
バンドを外す方式に変更。
分離時のエネルギーをゆっくり開放し、衛星への衝撃を大幅に低減。



液体推進系の改良



小型液体推進システム（PBS）の搭載

3段モータ上にPBSを設置し、固体ロケットでは難しい高精度の軌道投入を可能に。H-IIAロケットの技術を活用し、システムをよりシンプルに改良することで高い信頼性を確保。

軌道投入精度の向上

PBSにより微妙な速度調整や姿勢制御が可能となり、3号機では太陽同期準回帰軌道への衛星投入を達成。

強化型開発における進化

試験機にも同様の機能があったが、さらに簡素化して信頼性を向上。太陽同期準回帰軌道への投入はイプシロンとして初の成功事例。

複数衛星搭載システム

複数衛星の同時打ち上げと高精度な軌道投入（4号機）

1機のロケットで複数の衛星を搭載し、それぞれを正確に軌道投入する技術を確立。

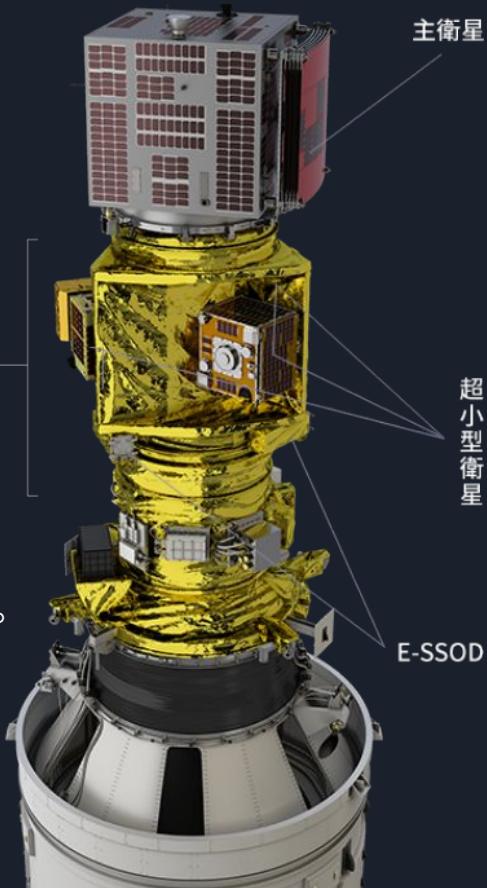
小型衛星／超小型衛星／キューブサットの需要拡大が見込まれる市場で、イプシロンの国際競争力を高める狙い。

H3ロケットとのシナジー

現在開発中のH3ロケットとの相互連携により、国際競争力をさらに強化。

これまで培ったマルチ衛星打ち上げ技術などを効果的に活かし、開発の効率化を目指す。

複数衛星搭載構造



革新的衛星技術実証1号機

強化型開発の先へ：複数衛星搭載構造

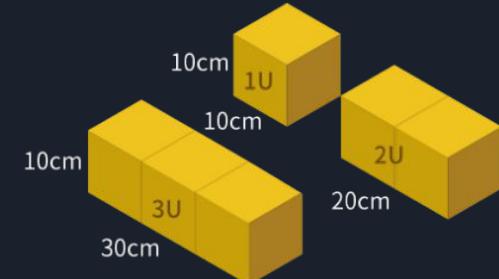
複数衛星搭載構造 (ESMS)

- 構造概要

最上部：100～200kg級衛星

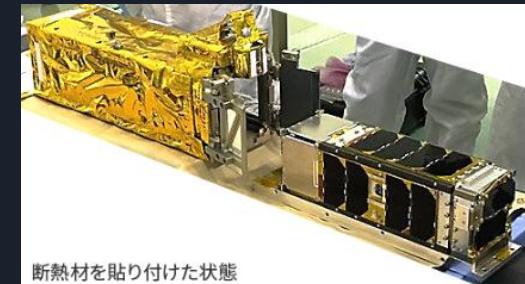
中ほど：50kg級衛星

下部：キューブサット放出機構を取り付け、10cm角のキューブサットを搭載可能



衛星の分離方法

ロケットの軌道・姿勢を変えながら順番に分離し、衝突を回避



断熱材を貼り付けた状態



イプシロンSロケット プロジェクト

- ・打ち上げ市場の変化

小型・超小型・キューブサットといった衛星の需要が国内外で急拡大

衛星の小型化・集積化技術の進展によるもの

- ・イプシロンSロケットプロジェクト (2020年3月発足)

目的: イプシロンの民間移管を進め、自立・持続可能な輸送システムへ育成

狙い: 日本の宇宙輸送産業規模を拡大し、多様化する衛星打ち上げのニーズに対応

このプロジェクトにより、日本が小型衛星の世界的な需要に応えられるよう、輸送システムをさらに効率化・商業化することが期待されています。



①名称の変更

イプシロンSロケットと「S」が付きました。その背景にはH3ロケットとのシナジー効果を発揮して国際競争力を強化するという思いが込められています。他にも以下の通り、様々な意味を持ち合わせています。

Synergy (シナジー)

Speed (即応性)

Smart (高性能)

Superior (競争力)

Service (打上げ輸送サービス)

②フェアリングのカプセル化

ロケット構造の変更

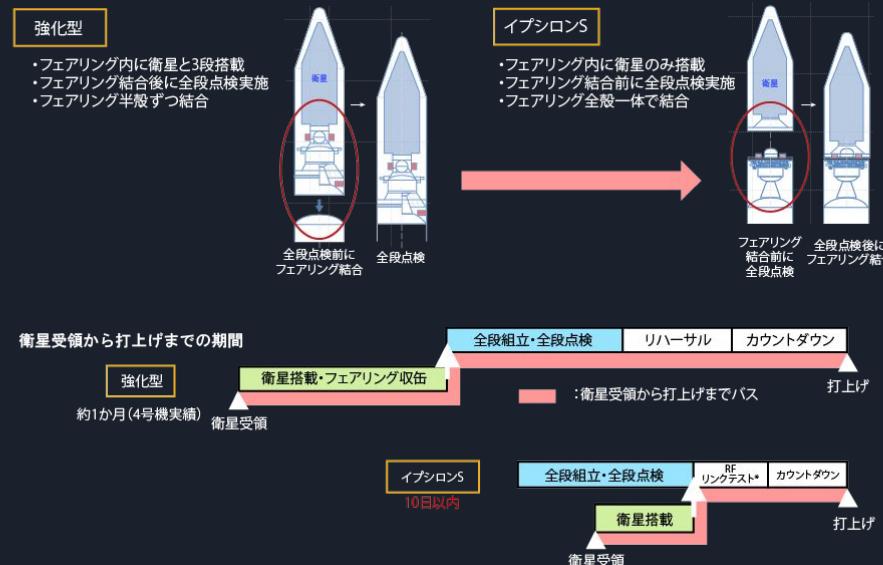
第3段をフェアリング外に配置し、
フェアリング内は「衛星のみ」に
ロケット単独で全段点検を済ませられ
るため、衛星との結合作業を簡略化

フェアリング構造の見直し

半殻ごとの組み立てから、全体を一
体化した形で結合
フェアリング結合作業期間の短縮

打ち上げまでの期間を短縮

従来1か月ほどかかっていた衛星搭載
～打ち上げを10日以内に
衛星の射場作業期間が大幅に短くな
り、衛星側にも大きなメリットを提供



③3段モータ

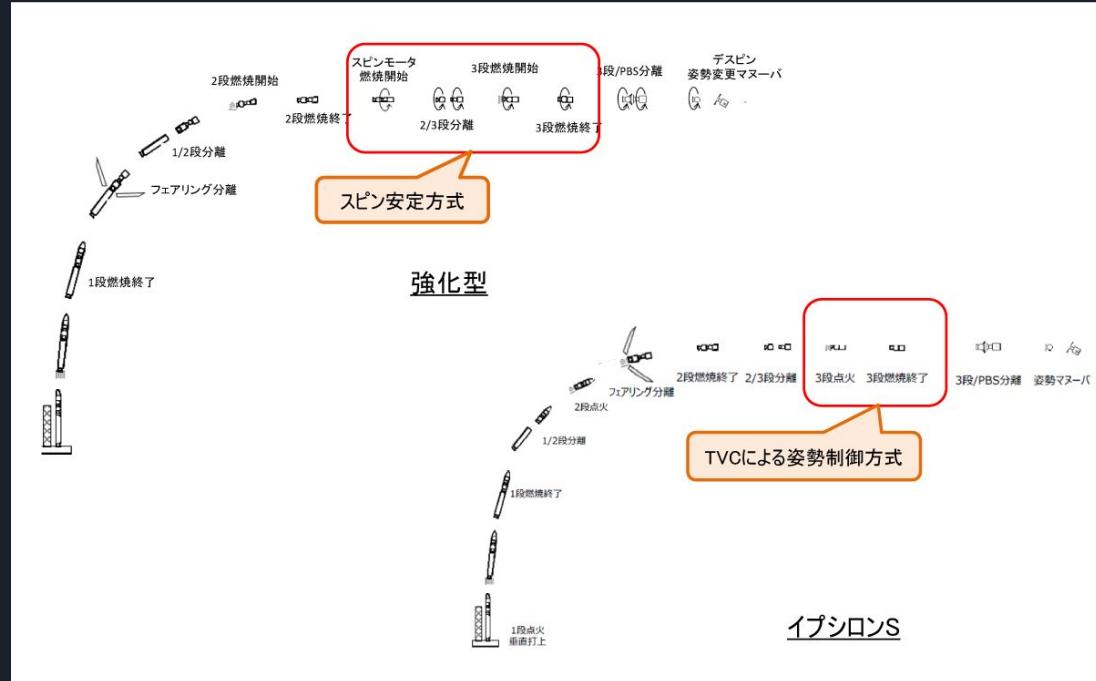
3段モータの姿勢制御方式

強化型イプシロン: スピン安定方式
(軽量かつシンプルな構成)

イプシロンS: TVC (推力方向制御)
を導入し3軸姿勢制御を採用し、衛
星の環境条件を緩和

3段モータの大型化

推進薬量を最適な質量バランスに設
定し、打上げ能力の向上を実現



現状のイプシロンSロケット

2023年7月14日

第2段エンジン燃焼試験中に爆発が発生。

2023年12月

JAXAがイプシロンSの開発状況を報告。

第2段エンジン燃焼試験失敗の原因が究明され、断熱材の設計を変更して対応する方針を明らかに。

2024年11月26日

2回目の地上燃焼試験でも燃焼圧力が想定より高くなり、49秒後に爆発。

同日、JAXAが対策チームを設置。

2024年12月25日

JAXAの会見で、モータークース後方から燃焼ガスが漏れ、爆発が起きたと判断できるデータを報告。

新たな燃焼試験が必要となり、2024年度内の打ち上げは不可能となった。



イプシロンSロケット開発遅れによる影響

宇宙基本計画工程表(令和5年12月22日 宇宙開発戦略本部決定)

(4) 産業・科学技術基盤を始めとする宇宙活動を支える総合的な基盤の強化

年度	令和5年度 (2023年度)	令和6年度 (2024年度)	令和7年度 (2025年度)	令和8年度 (2026年度)	令和9年度 (2027年度)	令和10年度 (2028年度)	令和11年度 (2029年度)	令和12年度 (2030年度)	令和13年度 (2031年度)	令和14年度 (2032年度)	令和15年度以降
基幹ロケットの優先的使用 [内閣官房、内閣府、文部科学省、経済産業省、国土交通省、環境省、防衛省、総務省等]											
液体燃料ロケット（H3ロケットで打上げ）											
H-IIAで打上げ											
H3で打上げ											
固体燃料ロケット（イプシロンSロケット）											

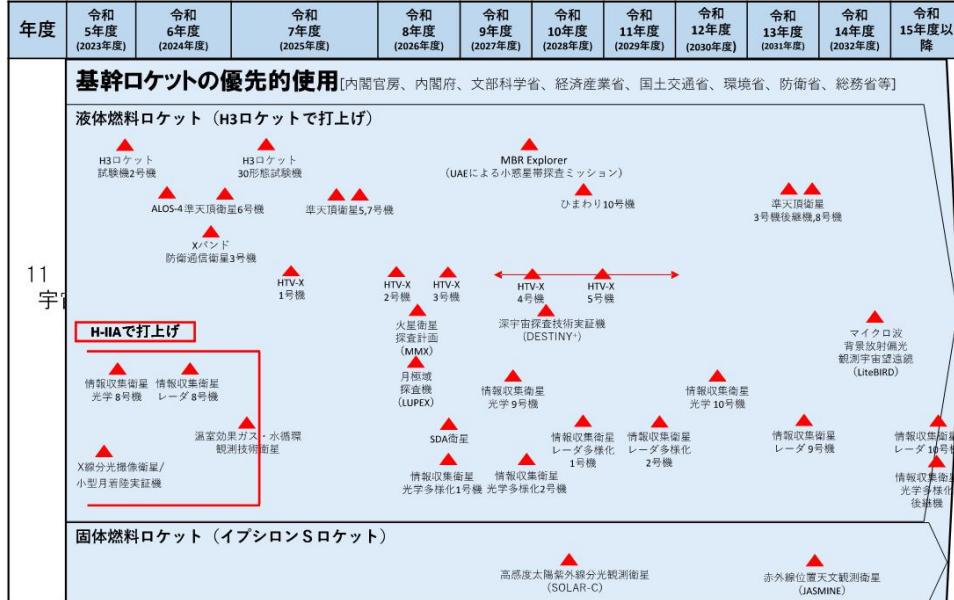
※：「▲」は各人工衛星の打上げ年度の現時点におけるめど等であり、各種要因の影響を受ける可能性がある。

※： H3ロケット30形態の実証時期等は試験機2号機の打上げ結果等も踏まえ今後調整。

イプシロンSロケット開発遅れによる影響

宇宙基本計画工程表（令和6年度改訂）
令和6年12月24日 宇宙開発戦略本部決定

（4）産業・科学技術基盤を始めとする宇宙活動を支える総合的な基盤の強化



※：「▲」は各人工衛星の打上げ年度の現時点におけるみどりであります。各種要因の影響を受ける可能性がある。

※：H3ロケットによる衛星の商業打上げは、本委に記載されていない場合がある。

※：DESTINYの打上げ機は、2028年度打上げに向けて、打上げ機変更を含めた打ち上げ方法に係る技術的検討結果等を踏まえ、今後調整。

※：イプシロンSロケット実証機の打上げ時期については、第2段モードの衛星脱着装置の結果に対する周辺調査及び対策等の結果を踏まえて今後調整。

※：革新的衛星技術実証の機会については、JAXAの産業競争力強化に係る衛星施策の再編・強化を踏まえて調整。

※：技術試験衛星9号機の打上げ時期については、開発状況等を踏まえて今後検討。

観測ロケット: S-520

概要

- S-520型ロケットは、K-9M、K-10型に替わる単段式ロケットとして宇宙科学研究所が開発。直径520mm、重量約2,100kg、到達高度約300km。



特徴

- 高性能推薦・最適推力プログラム**
構造の軽量化により、K-9Mの2倍のペイロード能力を実現。
- 推力曲線（2段推力型）**
前部クローバ型断面で初期高推力、後部円筒型断面で後半低推力を保証。
- 単段化の利点**
オペレーション簡素化
第1段落下による保安問題の解消
打上げ費用の低減



観測ロケット: S-520

構造

- モーター部

推薦: Mロケット第1段と同じブタジエン系コンポジット推薦

チェンバー材料: 22号機まで超高張力鋼HT-140、23号機以降はクロムモリブデン鋼

- 尾翼

前縁: チタン合金

平行部: アルミハニカム + GFRP/CFRP積層板

軽量かつ耐熱性を強化

- ノーズフェアリング

CFRP製、内部に科学観測機器を搭載

姿勢制御モジュールや回収モジュールの搭載が可能



S-520: 直近の打ち上げ

打ち上げ日	ミッション
2024年11月14日	液体推進剤回転デトネーションエンジンシステム飛行実証実験
2023年12月2日	先進的宇宙工学技術の実証実験
2022年8月11日	電離圏擾乱発生時の電子密度鉛直・水平構造観測
2021年7月27日	深宇宙探査用デトネーションエンジンシステムの実証実験
2015年9月11日	酸化物系宇宙ダストの核生成過程の解明
2014年8月17日	スパラディックE層空間構造の立体観測

S-520 姉妹機



観測ロケット: SS-520

S-520の第1段モータと新規開発された第2段モータを組合わせた2段式観測ロケット。



観測ロケット: S-520

K-9M、K-10型ロケットに替わる単段式ロケットとして宇宙科学研究所が開発しました。



観測ロケット: S-310

単段式で直径310mm、打上げ時の重量約700kgで、高度約150kmに到達する能力をもつ。



休憩・質疑応答（10分間）

section 2

民間口ケット

国内民間企業が開発した口ケット



国内のロケット開発企業



インターブラテクロジス株式会社 (IST)

- 本社: 北海道広尾郡大樹町
- 事業内容: 液体燃料ロケットの開発

主な成果とプロジェクト

- 2005年: 堀江貴文氏の支援で開発スタート
- 2019年5月: 「MOMO」が日本の民間ロケットで初の宇宙空間到達
- 現在
 - 超小型衛星打ち上げ用ロケット「ZERO」を開発中
 - 2024年度打ち上げ目標
 - 1段目再使用型ロケット「DECA」の開発計画も進行中

観測ロケット: MOMO

基本仕様 (MOMO v1)

到達高度	100km	推力	14kN (1.4トン)
全長	約10m	直径	0.5m
重量	1,220kg	推進剤	燃料: エタノール 酸化剤: 液体酸素

MOMOは、地上から打ち上げ後、約120秒間エンジンを燃焼させて加速し、高度100kmに到達。

その後、自由落下し、飛行中の高度40kmから100kmの間は微小重力状態となるため、科学実験や各種観測に利用。

MOMO: 打ち上げ実績

名称	打ち上げ日時 (JST)	備考
MOMO 初号機	2017/07/30 16:31	打ち上げから約66秒後に通信が途絶。推定到達高度は約20km。
MOMO 2号機	2018/06/30 05:30	打ち上げ約4秒後に推力を失い落下。
宇宙品質にシフト MOMO3号機	2019/05/04 05:45	日本の民間ロケットとして初めて宇宙空間（高度約113km）に到達。
ペイターズドリーム MOMO4号機	2019/07/27 16:20	打ち上げ64秒後に異常が発生し、エンジンが停止。到達高度は約13.3km。
えんとつ町のプペル MOMO5号機	2020/06/14 05:15	打ち上げ36秒後に異常が発生し、70秒後にエンジンを手動停止。到達高度は約11.5km。
ねじのロケット	2021/07/03 17:45	高度約100kmに到達し、2度目の宇宙空間到達に成功。
TENGAロケット	2021/07/31 17:00	高度約92kmに到達し、ペイロードの射出と回収に成功。

人工衛星打ち上げロケット「ZERO」

概要

- インターナラテクノロジズ（IST）が開発中の液体燃料ロケット
- 全長32m、直径2.3m、重量71t、2段式
- 低軌道（LEO）に最大800kg、太陽同期軌道（SSO）に最大250kgの打ち上げ能力

特徴

- エンジン「COSMOS」
 - 燃料：液化バイオメタン（LBM）、酸化剤：液体酸素
 - 高効率、環境負荷低減を実現
- コスト競争力
 - 打ち上げ費用：約5億円
 - 民生品を活用し国際競争力を強化

開発状況

- エンジン試験に成功、2024年度の打ち上げを目指す
- 設計から打ち上げ運用まで自社一貫体制を構築

人工衛星打ち上げロケット「DECA」

開発目標

- 2030年代を目指し、インターミューステラテクノロジズ（IST）が開発を進める再使用型大型ロケット。

主な特徴

- **大容量輸送能力**
 - 小型衛星のコンステレーション構築や宇宙ステーションへの物資輸送に対応可能。
- **再使用技術**
 - 1段目ロケットの再使用を可能とし、持続可能で低コストな宇宙輸送を実現。
- **低コスト設計**
 - MOMO・ZEROの技術を活かし、国際市場で競争力のある宇宙輸送サービスを提供。

ロケットDECA 命名の由来



国内のロケット開発企業



スペースワン株式会社（スペースワン）

- 本社: 東京都港区
- 事業内容: 小型衛星の打ち上げ、「スペースポート紀伊」の開発・運営

主な成果とプロジェクト

- 2018年: キヤノン電子、清水建設、IHIエアロスペース、日本政策投資銀行の4社の出資によって発足。
- 2024年03月13日: 「カイロス」初号機の打ち上げ。
- 2024年12月18日: 「カイロス」2号機の打ち上げ。

カイロス (KAIROS) ロケット概要

開発企業: スペースワン株式会社

目的: 小型衛星打ち上げ用固体燃料ロケット

名称由来: 「Kii-based Advanced & Instant Rocket System」

射場: 和歌山県串本町「スペースポート紀伊」 (日本初の民間小型ロケット射場)

- **構成**

3段の固体ステージ + PBS (液体推進システム)

打ち上げ能力

- 地球低軌道 (LEO) : 250kg
- 太陽同期軌道 (SSO) : 150kg

特徴

- 国内初の民間ロケット射場を活用
- 即応的な打ち上げサービスを提供予定



打ち上げ実績

カイロスロケット 初号機（2024年3月13日）失敗

- 推進力の予測が実際より高く見積もられ、飛行範囲を逸脱。自律飛行安全システムが作動し、機体を自動で破壊。

カイロスロケット 2号機（2024年12月18日）失敗

- 第1段エンジンのノズルの駆動制御に異常が発生し、姿勢が崩れ飛行経路がずれたため、飛行を中断。

これらの結果を踏まえ、スペースワンは原因究明と次回の打ち上げに向けた対策を進めている。



現状の小型ロケットについて

小型ロケット不在の状況

日本は現在、小型衛星の打ち上げに特化した小型ロケットを持っていない。

- JAXA イプシロンS: 2度の燃焼試験失敗。開発が遅延中。
- IST ZERO: まだ打ち上げに至っていない。
- スペースワン KAIROS: 現時点で打ち上げ成功の実績がない。

小型衛星打ち上げの課題

小型衛星を打ち上げるためにには以下の選択肢しかない。

- 高コストなH3ロケットに搭載する。
- 海外のロケットに依頼する。



現状の小型ロケットについて

開発状況の要点

- イプシロンS: 2022年にイプシロン6号機が失敗し、その後の改良型の開発も遅延中。
- ZERO: ISTが開発中だが、未だ実現せず。
- KAIROS: スペースワンが開発中で、打ち上げ成功の報告はない。

小型ロケット不在の影響

- 小型衛星を国内で打ち上げる体制が整っておらず、事業者は高額なH3ロケットや、海外の打ち上げサービスに依存せざるを得ない状況。
- 国際競争力の確保と宇宙産業の持続的成長において課題が浮上。

今後の展望

- 日本国内での小型ロケット開発の成功が急務。
- イプシロンSやZERO、KAIROSの打ち上げ成功により、小型衛星打ち上げ市場での競争力強化が期待されている。

参考文献

日本の宇宙開発の歴史 [宇宙研物語]

https://www.isas.jaxa.jp/japan_s_history/index.shtml

ISASニュース 1999.4 No.217

<https://www.isas.jaxa.jp/ISASnews/No.217/column-01.html>

ロケット開発のあゆみ～ペンシルからM-Vまで～
https://youtu.be/NO4HtOw_iks

カッパロケット - wikipedia

<https://ja.wikipedia.org/wiki/カッパロケット#>

イプシロンロケット - JAXA 宇宙輸送技術部門
<https://www.rocket.jaxa.jp/rocket/epsilon/>

射場・宇宙港を取り巻く環境 - 内閣府宇宙開発戦略推進事務局
<https://www8.cao.go.jp/space/comittee/05-yuso/yuso-dai7/siryou1-1.pdf>

宇宙基本計画工程表（令和6年度改訂） - 宇宙開発戦略本部
https://www8.cao.go.jp/space/plan/plan2/kaitei_fy06/kaitei_fy0612.pdf

観測ロケットS-520

https://www.isas.jaxa.jp/missions/sounding_rockets/s-520.html

MOMO

<https://www.istellartech.com/launch/momo>

MOMO (ロケット) - wikipedia

[https://ja.wikipedia.org/wiki/MOMO_\(ロケット\)](https://ja.wikipedia.org/wiki/MOMO_(ロケット))

ZERO

<https://www.istellartech.com/launch/zero>

ZERO (ロケット) - wikipedia

[https://ja.wikipedia.org/wiki/ZERO_\(ロケット\)](https://ja.wikipedia.org/wiki/ZERO_(ロケット))

DECA

<https://www.istellartech.com/launch/deca>

国内民間初の衛星コンステレーション用大型ロケット「DECA」開発へ

<https://www.istellartech.com/news/press/6011>