



資料編

JAXAがこれまでに開発、研究を進めてきた人工衛星とロケットについて掲載しています。

目次

M系ロケット・イプシロンロケット	2
N系ロケット・H系ロケット	4
技術試験・実証系	
工学実証衛星一覧	6
技術試験衛星一覧	8
技術実証衛星一覧	9
その他	10
通信・放送衛星一覧	10
気象・地球観測衛星一覧	12
地球磁気圏観測衛星一覧	15
天文観測衛星一覧	16
太陽系探査機一覧	18
宇宙ステーション補給機	19

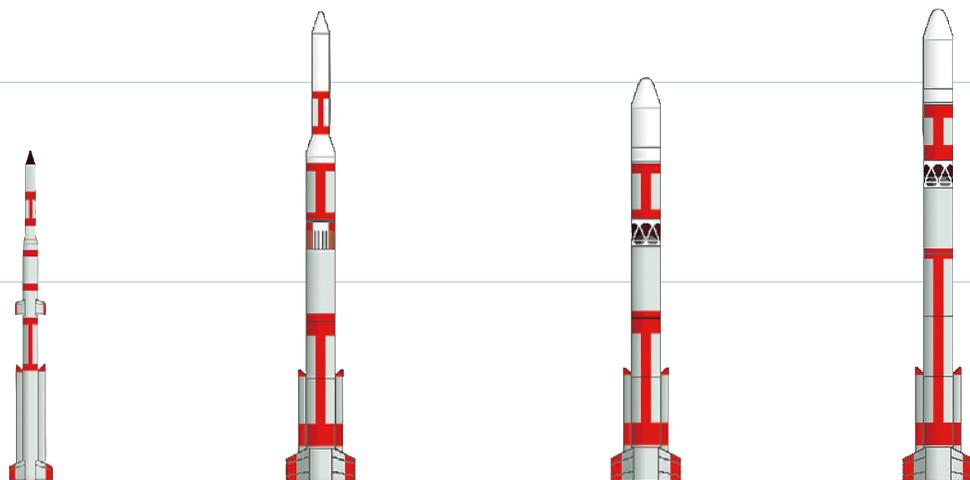
30m

M系ロケット・イプシロンロケット

20m

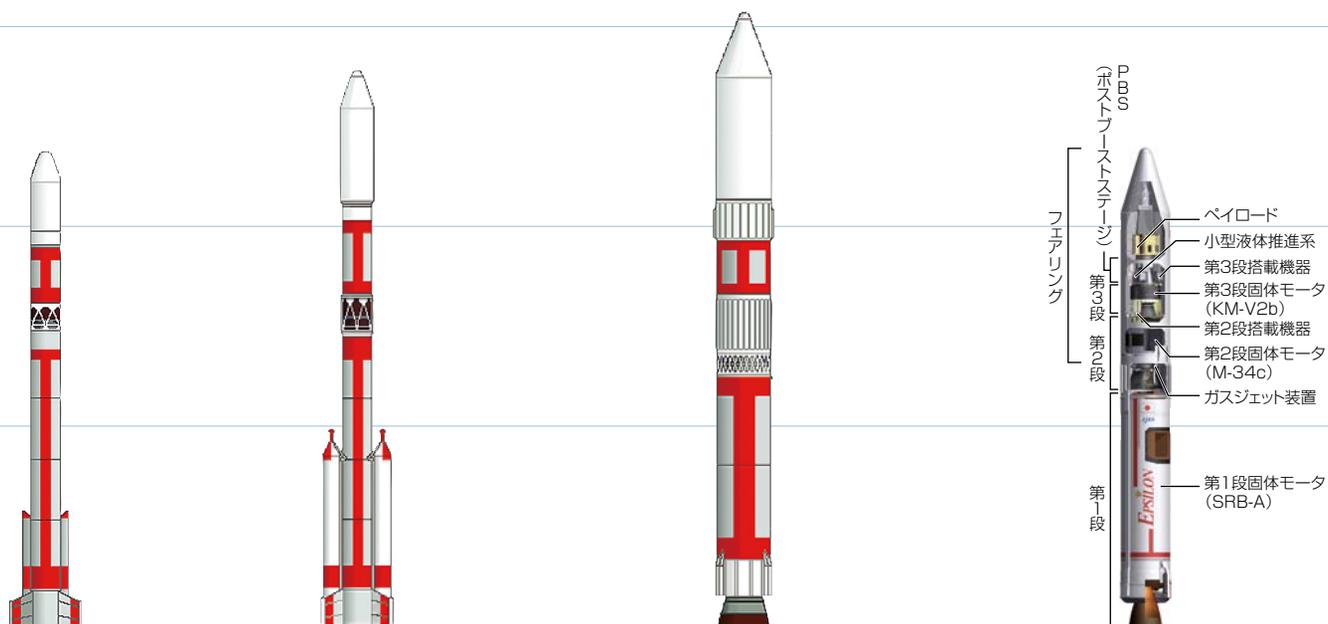
10m

0m



ロケット名	L-4S	M-4S	M-3C	M-3H
段数	4	4	3	3
全長(m)	16.5	23.6	20.2	23.8
直径(m)	0.735	1.41	1.41	1.41
全質量(t)	9.4	43.6	41.6	48.7
*低軌道打ち上げ能力(t)	0.026	0.18	0.195	0.3
特徴	L-4Sは本格的科学衛星打ち上げロケットとして開発が進められていたMロケットの衛星軌道投入技術を検証するために計画されたもので、4号機まで失敗だったが、1970年2月11日に5号機で日本初の人工衛星「おおすみ」の打ち上げに成功した。	Mロケットの初代。M-10、M-20、M-30、M-40モータからなる4段式ロケットで、第1段後部に補助ブースタSB-301が2本ずつ束にして8本取り付けられている。先行するL-4Sの成果を受けて、モータ燃焼中は軌道制御はいっさい行わず、第3段～第4段間のコースティング中に姿勢変更を行うことによって衛星を軌道に乗せる“無誘導方式”という最小限の制御技術で科学衛星の打ち上げを行った。これによって地上系、発射オペレーションを含めた総合的なMロケットによる衛星打ち上げシステムが確立された。	Mロケットの2代目。M-10、M-22、M-3Aモータからなる3段式ロケット。第1段は補助ブースタを含めてM-4Sと同一。第2段にTVC(推力方向制御装置、2次噴射液にフロンを使用)とサイドジェット(3軸方向制御、推進剤:過酸化水素)が導入され、同時に開発された電波誘導技術と相まって、軌道制御が飛躍的に向上し、軌道分散の最大の要因であった風の影響がほぼ完全に消去され、所定の軌道に衛星を投入することが可能になった。比推力、構造重量比等の向上により、4段式のM-4Sを超えるペイロード能力を有する。	M-13、M-22、M-3Aモータからなる3段式ロケット。第1段がM-13モータになった点を除けば、構成および制御方式はM-3Cと同一。M-13モータはM-3Cの第1段M-10モータを約4/3倍に大型化し、推進剤をウレタン系からブタジエン系に変更することにより、ペイロード能力は5割増となった。搭載衛星の要求に応じて2種類の上段キックモータが開発された。
主な打ち上げ衛星など	「おおすみ」	「たんせい」 「しんせい」 「でんぱ」	「たんせい2号」 「たいよう」 「はくちょう」	「たんせい3号」 「きょっこう」 「じきけん」
運用年	1966～1970	1971～1972	1974～1979	1977～1978

*高度250km、円軌道、傾斜角31°の場合



M-3S

M-3SII

M-V

イプシロン

3

3

3

3

23.8

27.8

30.7

24.4

1.41

1.41

2.5

2.6

48.7

61

139

91

0.3

0.77

1.8

地球周回低軌道 1.2
(近地点250km x遠地点500km)

Mロケットの3代目。M-13、M-22、M-3Aモータからなる3段式ロケット。第2段以降はM-3C、M-3Hと同一であるが、第1段に比例TVC装置、尾翼端に第1段燃焼中のロールを制御するSMRCが取り付けられた。3号機以降は第2段のサイドジェットがヒドラジン使用に変更された。これにより軌道制御技術の向上が図られ、Mロケットの最終的な制御形態が確立した。

Mロケットの4代目。固体ロケット技術の向上と惑星間ミッションの実施を目標に開発された。76年に1度太陽に接近するハレー彗星の国際共同観測に参加するため、1981年度から開発が開始された。構成はM-13、M-23、M-3B、補助ブースタ(SB-735×2本)。「さきがけ」、「すいせい」では第4段にKM-Pを、「ひてん」ではKM-Mを使用。第1段M-13モータ以外の第2段、第3段および補助ブースタの再設計と大型化を行い、ノーズフェアリングの直径を1.6mとするハンマーヘッド型の機体となった。M-Vロケットに引き継ぐまで7機の探査機、衛星を軌道に乗せ、宇宙科学の発展に寄与した。

Mロケットの5代目。M-14、M-25(4号機まではM-24)、M-34からなる3段式ロケット。必要に応じて第4段にKM-Vを使用。月・惑星探査などの宇宙科学の要請に応えるため、大幅なスケールアップを行った。新しく使われている技術は、(1)第1段モータケースに、高張力マレージング鋼を使用、(2)ファイア・イン・ザ・ホール分離方式に対応した分離接手の採用、(3)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(CFRP)製モータケース使用、(4)第3段およびキックステージモータに伸張ノズル使用、(5)ノーズフェアリングの新開頭機構、(6)ロケットの姿勢計測センサにファイバ・オプティカル・ジャイロを使用。

M-Vロケットの後継機として、高性能と低コストの両立を目指した多段式固体燃料ロケット。第1段にはH-IIAロケット用補助ブースタ(SRB-A)を活用、第2段と第3段にはM-Vロケットの上段モータを改良して用いている。シンプルな製造プロセスとコンパクトな射場の組み合わせで効率的な開発を実現。2013年9月14日に、惑星分光観測衛星「ひさき」を正常に分離し、打ち上げに成功した。今後もシステム構成の簡素化や固体モータの改良などを進め、宇宙産業の裾野拡大を目指す。

「たんせい4号」
「ひのとり」
「てんま」
「おおぞら」

「さきがけ」 「すいせい」
「ぎんが」 「あけぼの」
「ひてん」 「ようこう」
「あすか」 「EXPRESS」

「はるか」 「のぞみ」
「はやぶさ」 「すざく」
「あかり」 「ひので」

「ひさき」

1980~1984

1985~1995

1997~2006

2013~

50m

N系ロケット・H系ロケット

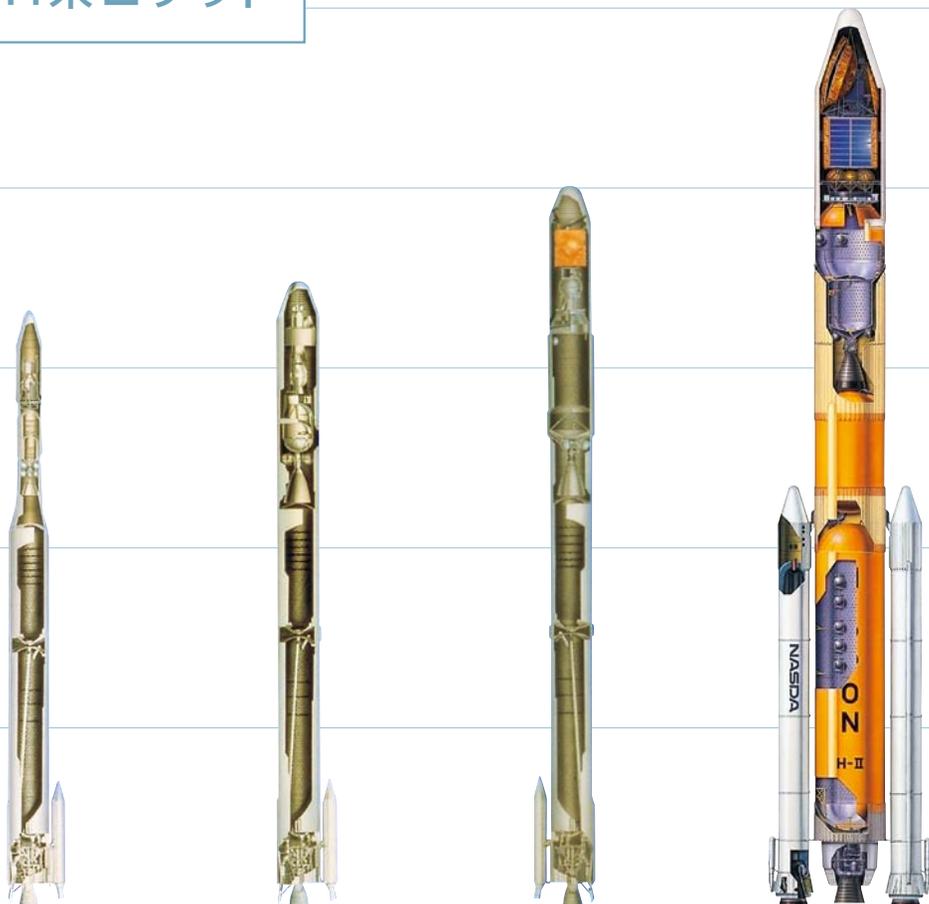
40m

30m

20m

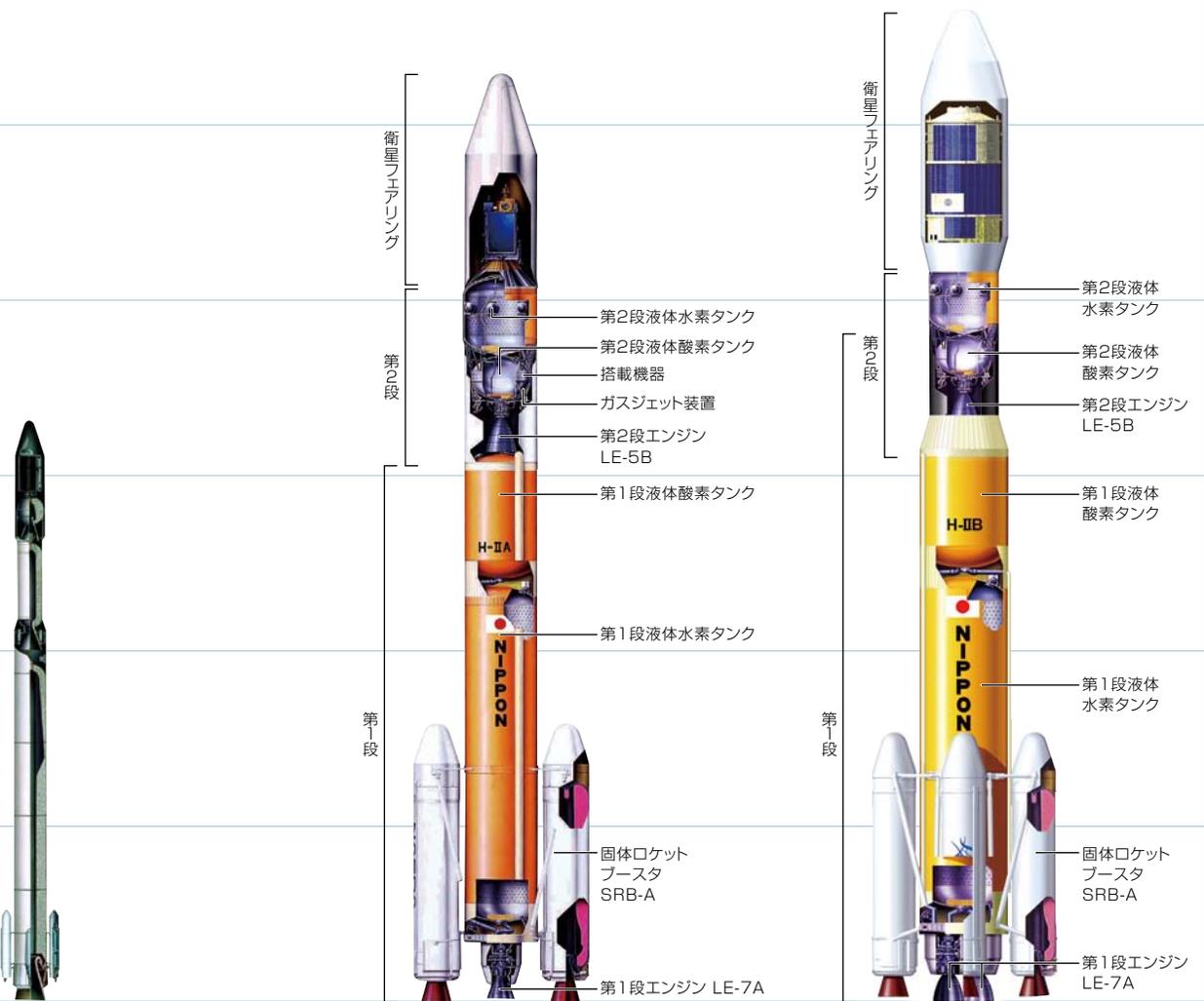
10m

0m



ロケット名	N-I	N-II	H-I	H-II
全長(m)	33	35	40	50
第1段の直径(m)	2.4	2.4	2.4	4
全質量(t)	90	135	140	260
静止トランスファー軌道打ち上げ能力(t)	0.13*	0.35*	0.55*	4
特徴	米国のデルタロケットの技術を導入して開発された、3段式ロケット(液体/液体/固体)。日本初の静止衛星ETS-II「きく2号」の打ち上げ、ロケット技術および衛星の軌道投入技術の蓄積など、初期の宇宙開発において大きな役割を果たした。	N-Iロケットと同じく米国デルタロケットの技術を導入して開発された3段式ロケット(液体/液体/固体)。静止衛星打ち上げ能力が350kgに高められ、慣性誘導装置の導入で打ち上げ精度が向上した。これにより、本格的な実用衛星時代に貢献した。	通信・放送・気象などの大型衛星に対応すべく開発された静止衛星打ち上げ能力550kgを誇る3段式ロケット(液体/液体/固体)。第2段には世界レベルの技術である液体酸素・液体水素エンジンLE-5(国内自主技術)を採用した。	2トン級の静止衛星打ち上げ能力を持ち、純国産技術からなる固体ロケットブースタ(SRB)付きの2段式ロケット(液体/液体)。第1段にはH-II用に新開発したLE-7エンジンを、第2段にはLE-5をさらに高性能化したLE-5Aエンジンを採用。1トン級の静止衛星を2個同時に打ち上げられる経済的なロケット。
主な打ち上げ衛星など	「きく」「うめ」 「きく2号」「うめ2号」 「あやめ」「あやめ2号」 「きく4号」	「きく3号」 「ひまわり2号」 「さくら2号-a,b」 「ゆり2号-a,b」 「ひまわり3号」 「もも1号」	「あじさい」「きく5号」 「さくら3号-a,b」 「ひまわり4号」 「もも1号-b」 「ゆり3号-a,b」 「ふよう1号」	「みょうじょう」「りゅうせい」 「きく6号」「ひまわり5号」 「SFU」「みどり」 「おりひめ・ひこぼし」 「TRMM」「かけはし」
運用年	1975~1982	1981~1987	1986~1992	1994~1999

*静止軌道打ち上げ能力



J-I

H-IIA 標準型

H-IIB

33.1

53

56.6

1.8

4

5.2

88.5

289

531

1

4

8
16.5 (HTV軌道約350~460km)

小型衛星の打ち上げ需要に対応すべく計画された3段式固体ロケット。第1段がH-II用のSRB、第2段と第3段は宇宙科学研究所が開発したM-3SIIロケットの上段。既存のロケットを組み合わせることにより低コスト化、短期間での開発を実現し、整備作業の短縮も可能となった高機動性のロケット。

H-IIロケットで培われた技術をもとに開発されたロケット。多様な人工衛星・探査機の打ち上げを、高い信頼性と低コストで行う。重量の異なる衛星に合わせて、形態を選択できるなど、運用面でも柔軟に対応している。また「基幹ロケット高度化プロジェクト」を立ち上げ、打ち上げ能力の向上や衛星分離時の衝撃の低減などを目指し、第2段システムの改良を中心とする能力向上を図っている。

H-IIAロケットの打ち上げ能力を高め、国際宇宙ステーション(ISS)への物資輸送など、将来のミッションへの可能性を開く大型ロケット。第1段に液体ロケットエンジンLE-7Aを2基搭載(クラスタ化)し、SRB-Aを4本装備する。また、第1段タンクの直径を従来の4mから5.2mに拡大し、全長を1m伸長することにより推進薬をH-IIAの約1.7倍搭載している。搭載機器や地上設備には、H-IIAロケットと同様の仕様・構成を極力踏襲し、開発リスクおよびコストの低減を図っている。

「HYFLEX」

「つばさ」「こだま」「みどりII」
「マイクロラブサット1号機」「だいち」「きく8号」
「かくや」「きずな」「いぶき」「SDS-1」
「あかつき」「IKAROS」「みちびき」「しずく」
「SDS-4」「GPM主衛星」「だいち2号」
「はやぶさ2」

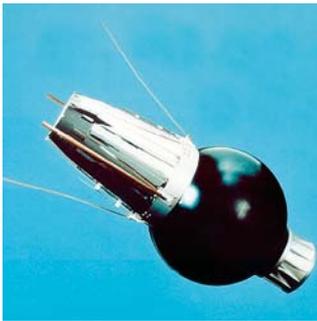
宇宙ステーション補給機「こうのとり」1~4号機

1996

2001~

2009~

試験衛星
「おすみ」



■目的

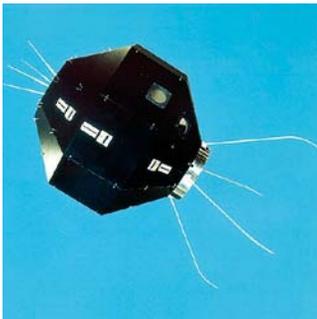
科学衛星打ち上げ計画に向けたL-4S型ロケットによる衛星打ち上げ方式の確認。

■特徴

日本初の人工衛星。日本は世界で4番目の人工衛星自力打ち上げ国となった。最終段のみを姿勢制御して水平に打ち出す「重力ターン方式」が採用された。

打ち上げ	1970年2月11日 L-4Sロケット5号機 内之浦宇宙空間観測所
運用終了日	1970年2月12日
軌道	高度約350km~5,140kmの楕円軌道 傾斜角約31度/周期約145分
質量	約24kg

試験衛星
「たんせい」
MS-T1



■目的

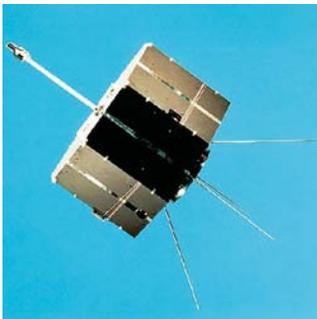
M-4S型ロケット打ち上げ性能の確認、衛星搭載機器の試験。

■特徴

軌道投入はL-4S型と同じ重力ターン方式を採用、尾翼とスピンによって姿勢安定を保った。衛星各部の温度、電源電圧、電流、姿勢、スピンなどに関する豊富な資料を入手する事ができた。

打ち上げ	1971年2月16日 M-4Sロケット2号機 内之浦宇宙空間観測所
運用終了日	1970年2月23日
軌道	高度約990km~1,110kmの略円軌道 傾斜角約30度/周期約106分
質量	約63kg

試験衛星
「たんせい2号」
MS-T2



■目的

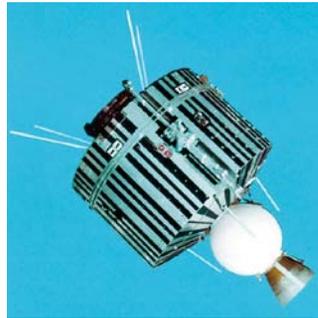
M-3C型ロケットの打ち上げ性能の確認、地磁気による姿勢制御実験。

■特徴

地磁気トルクによる姿勢制御。

打ち上げ	1974年2月16日 M-3Cロケット1号機 内之浦宇宙空間観測所
運用終了日	1983年1月23日
軌道	高度約290km~3,240kmの楕円軌道 傾斜角約31度/周期約122分
質量	約56kg

試験衛星
「たんせい3号」
MS-T3



■目的

M-3H型ロケットの打ち上げ性能の確認、沿磁力線姿勢安定化の実験。

■特徴

コールドガスジェット装置による一連の姿勢制御実験、および沿磁力線姿勢制御実験に成功。

打ち上げ	1977年2月19日 M-3Hロケット1号機 内之浦宇宙空間観測所
運用終了日	1977年3月8日
軌道	高度約790km~3,810kmの楕円軌道 傾斜角約66度/周期約134分
質量	約129kg

試験衛星
「たんせい4号」
MS-T4



■目的

M-3S型ロケットの打ち上げ性能確認。第7号以降の科学衛星に必要な工学技術の実験ならびに機器の性能試験。

■特徴

太陽電池パドルの展開、磁気姿勢制御、ホイール姿勢制御、レーザー反射器による追尾、MPDアークジェットによるスピナップなどの各種工学実験や、太陽フレアの観測などを行った。

打ち上げ	1980年2月17日 M-3Sロケット1号機 内之浦宇宙空間観測所
運用終了日	1983年5月13日
軌道	高度約521km~606kmの略円軌道 傾斜角約39度/周期約96分
質量	約185kg

ハレー彗星探査試験機
「さきがけ」
MS-T5



■目的

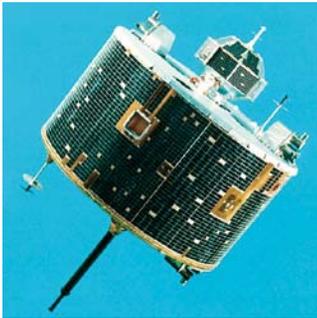
M-3SII型ロケットの打ち上げ性能の確認、深宇宙探査機に関する技術の習得、ならびにハレー彗星ミッションの一員としてプラズマ粒子、プラズマ波動、磁場の観測を行う。

■特徴

太陽磁場中性面の存在の発見、太陽風擾乱と地球磁気嵐との関連研究の糸口、太陽風および磁場の観測、最接近時のハレー彗星付近の太陽風磁場、プラズマ活動の観測、太陽風プラズマ波動等の観測を行い、その後も14年間にわたって太陽風プラズマ波動の観測を行った。

打ち上げ	1985年1月8日 M-3SIIロケット1号機 内之浦宇宙空間観測所
運用終了日	1999年1月7日
軌道	高度約121.7×10 ³ km~151.4×10 ³ kmの太陽周回軌道/周期約319日
質量	約138kg

工学実験衛星
「ひてん」
MUSES-A



■目的

惑星探査など将来の宇宙探査に必要なスイングバイ技術を習得する宇宙工学技術実験。

■特徴

10回におよぶ月スイングバイ実験や高度120kmの地球大気によるエアロブレーキ実験に成功し、その後の惑星探査における軌道操作の基礎技術を修得した。スイングバイ技術は「GEOTAIL」「のぞみ」「はやぶさ」でその威力を発揮した。また月周回軌道へ孫衛星「はごろも」を投入した。

打ち上げ	1990年1月24日 M-3SIIロケット5号機 内之浦宇宙空間観測所
返却日	1993年4月11日
軌道	高度約262km~28,600kmの月スイングバイ軌道 / 傾斜角約31度 / 周期約6.7日
質量	約196kg

宇宙実験・観測
フリーフライヤ
SFU



■目的

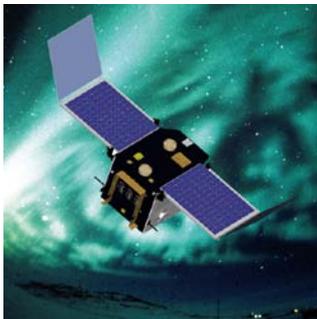
文部省(宇宙科学研究所)、通商産業省(NEDO/USEF)及び科学技術庁(宇宙開発事業団)の共同プロジェクトであり、多目的に利用できる回収型のプラットフォームの開発と多数の宇宙実験を一度に行う事を目的としている。

■特徴

H-IIロケットにより打ち上げ、約10ヶ月後スペースシャトルにより回収。この間、JEM曝露部部分モデルの、軌道上実証、宇宙赤外線望遠鏡による天文観測、2次元展開アレイ実験、宇宙生物学実験、電気炉を用いた半導体結晶成長実験等多くの成果を挙げた。

打ち上げ	1995年3月18日 H-IIロケット試験機3号機 種子島宇宙センター
回収日	1996年1月20日 スペースシャトル エンデバー号 (STS-72)
軌道	高度約300km~500kmの位相同期軌道 傾斜角約28.5度 / 周期約90分
質量	約3,846kg

小型科学衛星
「れいめい」
INDEX



■目的

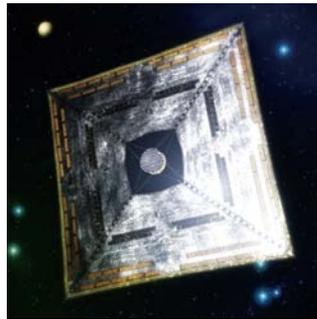
次世代の先進的な衛星技術の軌道上での実証とオーロラの観測。

■特徴

インハウスで製作した約70kg、50cm立方の小型衛星。次世代の小・中型科学衛星開発に向けた最新技術の実証環境との位置づけ。大型ロケットの余剰能力を利用したビジーバック方式で打ち上げ。

打ち上げ	2005年8月24日 ドニエプルロケット (光衛星間通信実験衛星「きらり」と相乗り) バイコヌール宇宙基地
軌道	高度約610kmの太陽同期軌道 傾斜角約98度 / 周期約97分
質量	約60kg

小型ソーラー電力セイル
実証機
IKAROS



■目的

太陽光を受けて推進力を得る宇宙ヨットで、世界で初めて帆だけで宇宙空間を航行できること、及び薄膜太陽電池で発電できることの実証。

■特徴

対角線20m、厚さ0.0075mmの薄膜に薄膜太陽電池及び姿勢制御機器やセンサが取り付けられている。薄膜の展開・展張は本体の回転による遠心力によるため、構造体が簡略化でき、かつ膜面が大型化しても適用できる。

打ち上げ	2010年5月21日 H-II Aロケット17号機 (金星探査機「あかつき」と相乗り) 種子島宇宙センター
軌道	太陽周回軌道
質量	約310kg

技術試験衛星I型
「きく」
ETS-I



■目的
N-Iロケットの性能、人工衛星の軌道投入・姿勢制御・追跡・運用などの技術の総合習得。

■特徴
宇宙開発事業団の初の人工衛星で、N-Iロケットとしても初のミッション。伸展アンテナ実験装置を搭載した直径約80cmの26面体。

打ち上げ	1975年9月9日 N-Iロケット1号機 種子島宇宙センター
運用終了日	1982年4月28日
軌道	高度約1,000kmの円軌道 傾斜角約47度/周期約106分
質量	約82.5kg

技術試験衛星II型
「きく2号」
ETS-II



■目的
静止衛星の打ち上げ・軌道保持・姿勢制御・追跡管制と宇宙での通信試験。

■特徴
日本初の静止衛星。メカニカル・デスパンアンテナなどを搭載し、宇宙環境での通信機器試験を実施。

打ち上げ	1977年2月23日 N-Iロケット3号機 種子島宇宙センター
運用終了日	1990年12月10日
軌道	高度約36,000kmの静止軌道 東経130度
質量	約130kg

技術試験衛星IV型
「きく3号」
ETS-IV



■目的
大型衛星の製作技術習得、搭載機器の機能試験、N-IIロケットの打ち上げ能力の確認。

■特徴
スキャン型地球センサ、パルス型プラズマエンジンなどを搭載。表面に太陽電池パネルを貼りめぐらせた円筒形の衛星。

打ち上げ	1981年2月11日 N-IIロケット1号機 種子島宇宙センター
運用終了日	1984年12月24日
軌道	高度約225km～36,000kmの長楕円軌道 傾斜角約28.5度/周期約10時間36分
質量	約638kg

技術試験衛星III型
「きく4号」
ETS-III



■目的
地球観測衛星などの開発に必要な三軸制御、太陽電池パドルの展開、能動式熱制御などの技術試験・確認。

■特徴
展開型の太陽電池パドル、イオンエンジン装置、ビジコンカメラなどを搭載し、各装置の機能試験を実施。

打ち上げ	1982年9月3日 N-Iロケット7号機 種子島宇宙センター
運用終了日	1985年3月8日
軌道	高度約1,000kmの円軌道 傾斜角約45度/周期約107分
質量	約385kg

技術試験衛星V型
「きく5号」
ETS-V



■目的
静止三軸衛星バスの基盤技術確立、次期大型実験衛星開発のための自主技術蓄積、H-Iロケットの性能確認。

■特徴
移動体通信実験機器(AMEX)、展開型の太陽電池パドルを搭載。1992年～1995年度には汎太平洋情報通信ネットワーク実験計画「パートナーズ計画」に利用。

打ち上げ	1987年8月27日 H-Iロケット試験機2号機 種子島宇宙センター
運用終了日	1997年9月12日
軌道	高度約36,000kmの静止軌道 東経150度
質量	約550kg

技術試験衛星VI型
「きく6号」
ETS-VI



■目的
大型三軸衛星バス技術の確立、衛星通信機器の開発実験、H-IIロケットの性能確認。

■特徴
バス系実験と通信系実験のための各種機器を搭載。アポジエンジンの不具合のために予定された静止衛星軌道への投入を断念。楕円軌道にて通信系およびバス系実験を実施。

打ち上げ	1994年8月28日 H-IIロケット試験機2号機 種子島宇宙センター
運用終了日	1996年7月9日
軌道	高度約8,600km～38,600kmの楕円軌道 傾斜角約13度/周期約14時間22分
質量	約2,000kg

技術試験衛星VII型
「おりひめ・ひこぼし」
ETS-VII



■目的
衛星のランデブ・ドッキング実験、宇宙用ロボットの基盤技術とデータ中継衛星を経由した軌道上作業の運用技術の習得。

■特徴
チェイサー衛星とターゲット衛星からなり、軌道上で分離・ドッキングの実験を実施。

打ち上げ	1997年11月28日 H-IIロケット6号機 (熱帯降雨観測衛星TRMMと相乗り) 種子島宇宙センター
運用終了日	2002年10月30日
軌道	高度約550kmの円軌道 傾斜角約35度/周期約96分
質量	約2,900kg

技術試験衛星VIII型
「きく8号」
ETS-VIII

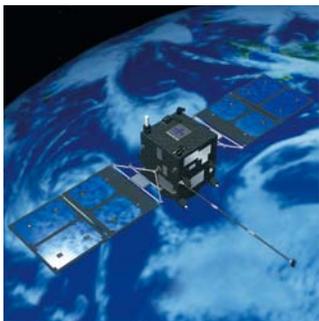


■目的
3トン級静止衛星バス技術の習得、大型展開構造物などの基盤技術の習得、移動体衛星通信システムの技術開発、高精度時刻基準装置による測位などの基盤技術の習得。

■特徴
大電力化やミッション質量の増加などに対応可能な大型バスを開発。大型展開アンテナ技術および高出力中継器技術などを用いることにより、小さな携帯端末での移動体衛星通信を可能とする。

打ち上げ	2006年12月18日 H-IIAロケット11号機 種子島宇宙センター
軌道	高度約36,000kmの静止軌道 東経146度
質量	約2,800kg

民生部品・コンポーネント
実証衛星「つばさ」
MDS-1



■目的

民生部品の軌道上の機能確認、コンポーネントなどの小型化技術確認、放射線などの宇宙環境計測。

■特徴

様々な電子機器の耐放射線性などのデータを取得。また、宇宙環境を計測し、部品類の宇宙・地上の相関評価の活用。

打ち上げ	2002年2月4日 H-II Aロケット試験機2号機 種子島宇宙センター
運用終了日	2003年9月27日
軌道	近地点約500km~36,000kmの長楕円軌道 周期約11時間
質量	約480kg

マイクロラプサット
1号機
μ-LabSat



■目的

軌道上での技術実証機会を短期間に低コストで実現することを目的とした小型衛星。研究開発を通じて得られた成果を以後の小型実証衛星に応用。

■特徴

50kg級スピン衛星。「かぐや」のリレー衛星分離機構、遠隔検査技術の実証などを行った。若手技術職員がインハウスで製作。

打ち上げ	2002年12月14日 H-II Aロケット4号機 (環境観測技術衛星「みどりII」と相乗り) 種子島宇宙センター
運用終了日	2006年9月27日
軌道	高度約800kmの太陽同期準回帰軌道 傾斜角約99度/周期約100分
質量	約68kg(分離後約54kg)

小型実証衛星1型
SDS-1



■目的

実用衛星の信頼性の向上を目的として、新規技術を事前に宇宙で実証して技術の成熟度の向上を図った「小型実証衛星プログラム」の一環。

■特徴

低コストかつ短期間で開発できるため、様々な技術の軌道上の実証・実験をタイムリーに進められる。また各種専門技術を短期間で経験できるため若手技術者の育成にも寄与。

打ち上げ	2009年1月23日 H-II Aロケット15号機(温室効果ガス観測技術衛星「いぶき」と相乗り) 種子島宇宙センター
軌道	2010年9月8日
運用終了日	高度約660kmの太陽同期軌道 傾斜角約98度/周期約98分
質量	約100kg

小型実証衛星4型
SDS-4



■目的

実用衛星の信頼性の向上を目的として、新規技術を事前に宇宙で実証して技術の成熟度の向上を図った「小型実証衛星プログラム」の一環。

■特徴

H-II Aロケットの標準の相乗り小型衛星相乗りサイズである50kg級の小型衛星を開発し、さらなる短期・低コストでのミッション実現を目指す。

打ち上げ	2012年5月18日 H-II Aロケット21号機(水循環変動観測衛星「しずく」と相乗り) 種子島宇宙センター
軌道	高度約670kmの太陽同期準回帰軌道 傾斜角約98度/周期約99分
質量	約50kg

超低高度衛星技術試験機
SLATS



■目的

大気抵抗の影響が無視できない高度300km以下の「超低高度軌道」において、JAXAが培ってきたイオンエンジン技術を利用し、軌道維持・軌道変換技術を実証する。

■特徴

SLATSが飛行する300km以下の超低高度軌道では、大気抵抗により大量の燃料が必要となる。燃料使用効率の良いイオンエンジンを採用し、大気抵抗の影響を抑えるべく小型化することで、超低高度でも長期間にわたり軌道の維持が可能となる。

打ち上げ	(開発中) H-II Aロケット (気候変動観測衛星「GCOM-C」と相乗り) 種子島宇宙センター
軌道	高度約180km~268kmの超低高度軌道
質量	約400kg以下(暫定)

軌道再突入実験機
「りゅうせい」
OREX



■目的

大気圏再突入における空気力・空力加熱・耐熱構造・通信・GPS航法に関するデータを取得し、また大気圏再突入を目的とした飛行体の設計・制作技術を蓄積する。

■特徴

鈍頭円錐形状をしており、再突入時に空力加熱を受ける機体の前面には、耐熱・熱防護材料であるカーボン・カーボン材やセラミックタイルを使用している。打ち上げ約2時間10分後に、クリスマス島の南方約460kmの洋上に着水した。

打ち上げ	1994年2月4日 H-IIロケット試験機1号機(H-IIロケット性能確認用ベイルード(VEP)と相乗り)種子島宇宙センター
運用終了日	1994年2月4日
軌道	高度約450kmの円軌道 傾斜角約30.5度
質量	約865kg

極超音速飛行実験
HYFLEX



■目的

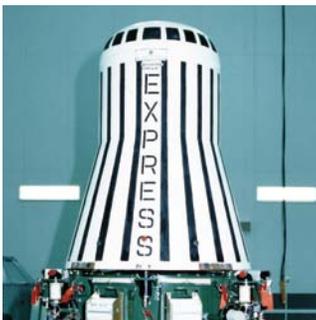
極超音速で飛行する機体の設計・制作・飛行技術の蓄積、および再突入機の飛行実証におけるデータの取得を目的とする。

■特徴

機体の表面に、耐熱・熱防護材料であるカーボン・カーボン材、セラミックタイル、可撓断熱材を使用。実験機の各部の各種圧力センサにより、機体表面への空力加熱や表面圧力などの技術データの取得に成功した。機体回収は失敗したが、再突入揚力体の基礎技術を実証した。

打ち上げ	1996年2月12日 J-1ロケット 種子島宇宙センター
運用終了日	1996年2月12日
軌道	弾道飛行
質量	約1,054kg

回収型衛星
EXPRESS



■目的

機動的、主体的な宇宙環境利用実験の実施機会を確保。宇宙環境の産業利用促進のための技術開発。軌道再突入、回収技術の習得。

■特徴

軌道投入後、約5日間材料実験を実施し、その後オーストラリア南部ウメラ付近の砂漠で回収される計画であったが、ロケット2段目の不具合のため予定軌道に乗せられず、衛星は地球3周目で落下した。10ヶ月後アフリカのガーナに落下していることが確認され、回収された。回収後の解析により、カプセルの耐熱性能や搭載機器の健全性、飛行結果についてのデータを得ることができた。

打ち上げ	1995年1月15日 M-3SIIロケット8号機 内之浦宇宙空間観測所
運用終了日	1995年1月15日
軌道	(当初計画値) 近地点約210km~遠地点約400kmの楕円軌道 傾斜角約31度/周期約90分
質量	約770kg

実験用静止通信衛星
「あやめ」
ECS

■目的

ミリ波周波数帯の通信実験と電波伝播特性の調査、静止衛星関連技術の確立。

■特徴

「あやめ」は分離後に第3段ロケットと接触して軌道への投入失敗。予備機として打ち上げられた「あやめ2号」はアポジエンジンの不具合のために軌道投入に失敗。

実験用静止通信衛星
「あやめ2号」
ECS-b



打ち上げ	ECS:1979年2月6日 N-Iロケット5号機 種子島宇宙センター ECS-b:1980年2月22日 N-Iロケット6号機 種子島宇宙センター
運用終了日	ECS:1979年2月9日 ECS-b:1980年2月25日
軌道	(当初計画値) 高度約36,000kmの静止軌道 東経145度
質量	約130kg

実験用静止通信衛星
「さくら」
CS

■目的

実用衛星通信システムの開発・運用技術の確立のための各種実験と、通信衛星の将来の高機能化のための技術開発。

■特徴

通信実験ののち、「さくら」「さくら2号」「さくら3号」で公共通信などの各種通信サービスを提供。

通信衛星
「さくら2号-a,b」
CS-2a,2b

通信衛星
「さくら3号-a,b」
CS-3a,3b



打ち上げ	CS:1977年12月15日/デルタ2914型ロケット/ケネディ宇宙センター CS-2a:1983年2月4日/N-Iロケット3号機/種子島宇宙センター CS-2b:1983年8月6日/N-IIロケット4号機/種子島宇宙センター CS-3a:1988年2月19日/H-Iロケット3号機/種子島宇宙センター CS-3b:1988年9月16日/H-Iロケット4号機/種子島宇宙センター
運用終了日	CS:1985年11月25日 CS-2a:1990年12月3日 CS-2b:1990年1月23日 CS-3a:1996年5月31日 CS-3b:1997年10月24日
軌道	すべて高度約36,000kmの静止軌道 CS:東経135度/CS-2a:東経132度 CS-2b:東経136度/ CS-3a:東経132度/CS-3b:東経136度
質量	CS:約350kg/CS-2a,2b:約350kg/ CS-3a,3b:約550kg

実験用中型放送衛星 「ゆり」 BS

放送衛星「ゆり2号-a,b」 BS-2a,2b

放送衛星「ゆり3号-a,b」 BS-3a,3b



■目的

衛星放送システムの開発・運用技術の習得、衛星放送による難視聴地域の解消。

■特徴

放送用中継機を搭載し、「ゆり」での実験ののち、「ゆり2号」で衛星放送サービス、「ゆり3号」でハイビジョン試験放送などを実施。

打ち上げ	BS:1978年4月8日/デルタ2914型ロケット/ケネディ宇宙センター BS-2a:1984年1月23日/N-IIロケット5号機/種子島宇宙センター BS-2b:1986年2月12日/N-IIロケット8号機/種子島宇宙センター BS-3a:1990年8月28日/H-Iロケット7号機/種子島宇宙センター BS-3b:1991年8月25日/H-Iロケット8号機/種子島宇宙センター
運用終了日	BS:1982年1月 BS-2a:1989年4月 BS-2b:1991年10月24日 BS-3a:1998年4月20日 BS-3b:1998年11月30日
軌道	すべて高度約36,000kmの静止軌道 東経110度
質量	BS:約350kg/BS-2a,2b:約350kg/ BS-3a,3b:約550kg

通信放送技術衛星 「かけはし」 COMETS



■目的

静止軌道上の中継衛星を経由した、低高度を周回する観測衛星などと地上局との衛星間通信技術、高度衛星放送技術、高度移動体通信技術の開発実験。

■特徴

中継衛星を利用した衛星間通信、地域別/高精細度テレビなどの放送実験、移動体通信実験を実施する予定だったがH-IIロケット第2段エンジンの不具合により静止軌道への投入断念。

打ち上げ	1998年2月21日 H-IIロケット5号機 種子島宇宙センター
運用終了日	1999年8月6日
軌道	高度約480km~17,000kmの楕円軌道 傾斜角約30度/周期約319分
質量	約2,000kg

データ中継技術衛星 「こだま」 DRTS



■目的

衛星間通信のデータ中継機能の向上と中型静止三軸衛星バスの基盤技術の確立。

■特徴

データ中継の範囲拡大のため、静止軌道に打ち上げて宇宙通信ネットワーク実験を実施。展開型太陽電池パドルを装着。

打ち上げ	2002年9月10日 H-IIAロケット3号機 種子島宇宙センター
軌道	高度約36,000kmの静止軌道 東経90度
質量	約1,500kg

光衛星間通信実験衛星 「きらり」 OICETS



■目的

光ビームの捕捉・追尾・指向制御など、光衛星間通信の実現のための各種実験を行う。

■特徴

欧州宇宙機関(ESA)との協力により、ESAの衛星ARTEMISとの間で実験実施。数万km離れた衛星を追尾・捕捉し、光ビームを送受信。

打ち上げ	2005年8月24日 ドニエプルロケット バイコヌール宇宙基地
運用終了日	2009年9月24日
軌道	高度約550km~610kmの円軌道 傾斜角約35度/周期約95分
質量	約570kg

超高速インターネット 衛星「きずな」 WINDS



■目的

超高速固定衛星通信ネットワーク技術の開発・実証ならびに利用実験の実施促進。

■特徴

高出力・広帯域増幅器技術等による45cm級の超小型地球局での超高速双方向通信、広域電子走査アンテナ技術によるアジア・太平洋域の広域・超高速通信能力と、これを用いた各種通信実験を実施。

打ち上げ	2008年2月23日 H-IIAロケット14号機 種子島宇宙センター
軌道	高度約36,000kmの静止軌道 東経143度
質量	約2,700kg

準天頂衛星初号機 「みちびき」 QZS



■目的

測位可能エリアの拡大・時間の増大、GPSの測位精度の向上(GPSの補完)・高信頼性化(GPSの補強)に関する実験、及び次世代衛星測位システムの技術実証・利用実証。

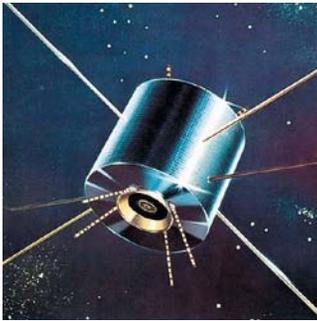
■特徴

日本国内の山間部や都心部の高層ビルでも、測位可能エリア・時間が拡大し、測位誤差は1m~数cm級に向上。常時運用のため将来的には複数機体制のシステムを構築。

打ち上げ	2010年9月11日 H-IIAロケット18号機 種子島宇宙センター
軌道	準天頂軌道約32,000km~40,000kmの楕円軌道 傾斜角約40度/周期約23時間56分
質量	約4,000kg

電離層観測衛星「うめ」 ISS

電離層観測衛星「うめ2号」 ISS-b



■目的

電離層を観測し、短波通信の効率的な運用に欠かせない電波予報と警報に利用。

■特徴

直径約94cmの円筒形で、日本初の実用衛星。「うめ」の打ち上げ1ヶ月後に電源系の不具合が発生したため、予備衛星「うめ2号」を打ち上げた。

打ち上げ	ISS:1976年2月29日 N-Iロケット2号機 種子島宇宙センター ISS-b:1978年2月16日 N-Iロケット4号機 種子島宇宙センター
運用終了日	ISS:1976年4月2日 ISS-b:1983年2月23日
軌道	高度約1,000kmの円軌道 傾斜角約70度/周期約105分
質量	ISS:約139kg/ISS-b:約141kg

測地実験衛星「あじさい」 EGS



■目的

H-Iロケット試験機の性能確認。国内測地三角網の規正、離島位置の決定(海洋測地網の整備)、日本測地原点の確立。

■特徴

太陽光反射鏡とレーザ反射体を装着。観測は運輸省海上保安庁水路部と建設省国土地理院が実施。

打ち上げ	1986年8月13日 H-Iロケット試験機1号機 種子島宇宙センター
軌道	高度約1,500kmの円軌道 傾斜角約50度/周期約116分
質量	約685kg

静止気象衛星「ひまわり」 GMS

静止気象衛星「ひまわり2号」 GMS-2

静止気象衛星「ひまわり3号」 GMS-3

静止気象衛星「ひまわり4号」 GMS-4

静止気象衛星「ひまわり5号」 GMS-5



■目的

宇宙からの気象観測。世界気象機関による世界気象監視計画の一環として機能。

■特徴

毎分100回転の自転によるスピン安定方式。約2,500本の走査線で30分ごとに地球画像の取得が可能な可視赤外走査放射計(VISSR)などを搭載。

打ち上げ	GMS:1977年7月14日 デルタ2914型ロケット ケネディ宇宙センター GMS-2:1981年8月11日 N-IIロケット2号機/種子島宇宙センター GMS-3:1984年8月3日 N-IIロケット6号機/種子島宇宙センター GMS-4:1989年9月6日 H-Iロケット5号機/種子島宇宙センター GMS-5:1995年3月18日 H-IIロケット試験機3号機 種子島宇宙センター
運用終了日	GMS:1989年6月30日 GMS-2:1987年11月20日 GMS-3:1995年6月23日 GMS-4:2000年2月24日 GMS-5:2005年7月21日
軌道	高度約36,000kmの静止軌道 東経140度
質量	GMS:約315kg/GMS-2:約296kg GMS-3:約303kg/GMS-4:約325kg GMS-5:約345kg

海洋観測衛星1号「もも1号」 MOS-1

海洋観測衛星1号b「もも1号-b」 MOS-1b



■目的

地球資源の有効利用・環境保全に必要な海洋現象の観測。地球観測衛星の共通技術確立。

■特徴

日本初の地球観測衛星。特徴・性能の異なる3種類の観測センサを搭載。一翼式の展開型太陽電池パドルを装着。

打ち上げ	MOS-1:1987年2月19日 N-IIロケット7号機 種子島宇宙センター MOS-1b:1990年2月7日 H-Iロケット6号機 種子島宇宙センター
運用終了日	MOS-1:1995年11月29日 MOS-1b:1996年4月
軌道	高度約909kmの太陽同期準回帰軌道 傾斜角約99度/周期約103分
質量	約740kg

地球資源衛星1号「ふよう1号」 JERS-1



■目的

資源、国土、環境、農林漁業、災害などの調査・監視のための全陸域のデータ取得。

■特徴

合成開口レーダと光学センサを搭載。宇宙開発事業団と科学技術庁が衛星本体を、通商産業省が観測機器の開発を担当した共同プロジェクト。展開型太陽電池パドルとアンテナ装着。

打ち上げ	1992年2月11日 H-Iロケット9号機 種子島宇宙センター
運用終了日	1998年10月12日
軌道	高度約570kmの太陽同期準回帰軌道 傾斜角約98度/周期約96分
質量	約1,340kg

地球観測プラットフォーム技術衛星「みどり」 ADEOS



■目的

地球温暖化、オゾン層の破壊、熱帯雨林の減少など環境変化に対応した全地球規模の観測。次世代地球観測プラットフォーム技術の開発。

■特徴

宇宙開発事業団開発の高性能可視近赤外放射計(AVNIR)と海面水温走査放射計(OCTS)のほか、環境庁、通商産業省、NASA、CNESが開発した6種類の公募センサを搭載。1997年6月30日、太陽電池パドル破損により運用を断念。

打ち上げ	1996年8月17日 H-IIロケット4号機 種子島宇宙センター
運用終了日	1997年6月30日
軌道	高度約800kmの太陽同期準回帰軌道 傾斜角約98.6度/周期約101分
質量	約3,560kg

熱帯降雨観測衛星 TRMM



■目的

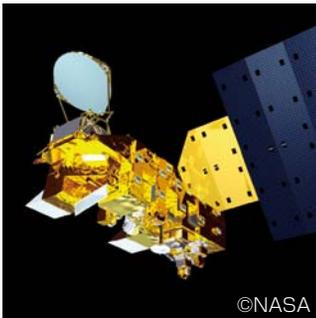
熱帯地域の降雨量と分布を観測し、そのデータを地球的規模の気候変動の予測などに利用。

■特徴

日本が降雨レーダの開発と打ち上げ、アメリカが降雨レーダ以外の4種の搭載センサと衛星バス開発、衛星の運用を担当する共同プロジェクト。両翼式太陽電池パドルを装着。

打ち上げ	1997年11月28日 H-IIロケット6号機 種子島宇宙センター
軌道	高度約400kmの円軌道 傾斜角約35度/周期約93分
質量	約3,500kg

地球観測衛星 Aqua



■目的

地球表面と大気からなるシステムとその変化について様々な観測を行い、気候変動の解明に貢献。アメリカ・日本・ブラジルの国際協カプロジェクトで、日本は、改良型高性能マイクロ波放射計(AMSR-E)を担当。

■特徴

AMSR-Eは、みどりIIの搭載用センサとして開発した高性能マイクロ波放射計(AMSR)をベースとし、Aqua用に仕様を一部変更して開発。

打ち上げ	2002年5月4日 デルタIIロケット アメリカバンデンバーグ射場
軌道	高度約705kmの傾斜角約98.2度の太陽同期軌道/周期約99分
重量	約3,100kg

環境観測技術衛星 「みどりII」 ADEOS-II



■目的

「みどり」の広域地球観測技術の継承と発展。水・エネルギーの循環など環境変化をグローバルに監視。

■特徴

宇宙開発事業団開発の高性能マイクロ波放射計(AMSR)、グローバルイメーჯ(GLI)などのほか、環境省、NASA、CNESが開発した各種センサを搭載。

打ち上げ	2002年12月14日 H-II Aロケット4号機 種子島宇宙センター
運送日	2003年10月
軌道	高度約820kmの太陽同期準回帰軌道 傾斜角約98.7度/周期約101分
質量	約3,700kg

陸域観測技術衛星 「だいち」 ALOS



■目的

国内とアジア太平洋地域などの地図作成、災害監視・予防および環境保全などのための地表の高分解能観測。

■特徴

2種類の光学センサ(PRISM、AVNIR-2)と高性能な合成開口レーダ(PALSAR)の計3種類の観測センサを搭載。従来より高分解能で柔軟な観測が可能。

打ち上げ	2006年1月24日 H-IIAロケット8号機 種子島宇宙センター
運送日	2011年5月12日
軌道	高度約690kmの太陽同期準回帰軌道 傾斜角約90度/周期約99分
質量	約4,000kg

温室効果ガス観測技術衛星「いぶき」 GOSAT



■目的

温室効果ガスの亜大陸単位での吸収排出量を明らかにし、京都議定書に基づく温室効果ガス削減状況の検証などの環境行政に貢献。また、将来の地球観測衛星に必要な技術開発を行う。

■特徴

環境省及び国立環境研究所との共同プロジェクト。宇宙からの相対精度1%でCO₂の濃度分布を観測し、亜大陸レベルでの吸収排出量の推定誤差を半減する。

打ち上げ	2009年1月23日 H-II Aロケット15号機 種子島宇宙センター
軌道	高度約667kmの太陽同期準回帰軌道 傾斜角約98度/周期約98分
重量	約1,750kg

水循環変動観測衛星 「しずく」 GCOM-W



■目的

宇宙から地球全体の環境変動を長期にわたって観測することを目的とした「地球環境変動観測ミッション(GCOM)」の一環の衛星で、全球の水循環メカニズムの解明を目的とする。

■特徴

わずか2日間で地球上の99%以上の場所の降水量、水蒸気量、海洋上の風速や水温、陸域の水分量、積雪深度などを観測。海面水温の観測は0.5度の精度で観測。

打ち上げ	2012年5月18日 H-II Aロケット21号機 種子島宇宙センター
軌道	高度約700kmの太陽同期準回帰軌道 傾斜角約98.1度/周期約98.8分
質量	約1,900kg

全球降水観測計画/ 二周波降水レーダ GPM/DPR



©NASA

■目的

地球上の水の環境問題を解決するため、淡水資源の源である降雨を正確に把握し、異常気象への予測や対策の技術向上を図る。JAXAとNASAを中心に、ESA、フランス、インド、中国等の国際協力プロジェクトであり、二周波降水レーダ(DPR)とマイクロ波放射計を搭載した主衛星と、マイクロ波放射計を搭載した副衛星群からなる観測計画を進めている。

■特徴

JAXAは、情報通信研究機構(NICT)と協力してDPRを開発し、打ち上げを担当した。DPRは、Ku帯とKa帯で同時観測することにより、強い雨から弱い雪まで正確に観測可能となる。2014年9月より、取得した降水データの一般提供を行っている。

打ち上げ	2014年2月28日 H-II Aロケット23号機 種子島宇宙センター
軌道	高度約400kmの太陽非同期軌道 傾斜角約65度/周期約93分
質量	約3,750kg

陸域観測技術衛星2号 「だいち2号」 ALOS-2



■目的

「だいち」の後継機。暮らしの安全の確保・地球規模の環境問題の解決などを主な目的としている。

■特徴

「だいち」の観測センサをさらに高性能化させたセンサ(PALSAR-2)で、昼夜・天候の影響を受けずに、災害状況、農作地状況、森林状況等の広域かつ詳細な観測が可能。2014年11月より、取得したデータの一般提供を行っている。

打ち上げ	2014年5月24日 H-II Aロケット24号機 種子島宇宙センター
軌道	高度約628kmの太陽同期準回帰軌道 傾斜角約97.9度/周期約97.3分
質量	約2,000kg

気候変動観測衛星 GCOM-C



■目的

宇宙から地球全体の環境変動を長期にわたって観測することを目的とした「地球環境変動観測ミッション(GCOM)」の一環の衛星で、雲、エアロゾル(大気の子り)、海色、植生、雪氷などを観測。

■特徴

日射を和らげている大気中のエアロゾルや雲、二酸化炭素を吸収する陸上植物や海洋プランクトンなどの分布を、2~3日に1回程度の頻度で長期にわたり全地球を観測し、将来の気候変動予測モデルの改良に役立てる。

打ち上げ	(開発中) H-II Aロケット 種子島宇宙センター
軌道	高度約798kmの太陽同期準回帰軌道 傾斜角約98.6度/周期約100.9分
質量	約2,000kg

雲エアロゾル放射 ミッション EarthCARE



©ESA

■目的

日本と欧州が協力して開発を進める地球観測衛星で、雲、エアロゾル(大気中のチリ)の全地球的な観測を行い、気候変動予測の精度の向上に貢献。

■特徴

日本が開発を担当する「雲プロファイリングレーダ(CPR)」は、現存する衛星搭載雲レーダの約10倍の高感度で観測を行い、かつ、全地球上での雲の鉛直構造だけでなく、上昇や下降などの動きを観測。

打ち上げ	(開発中) ソユーズロケット (ESAによる打ち上げ)
軌道	高度約393kmの太陽同期準回帰軌道 傾斜角約97.05度/周期約93分
質量	約2,270kg

温室効果ガス観測技術 衛星2号 GOSAT-2



■目的

「いぶき」の後継機。より高性能なセンサを搭載してさらなる観測精度の向上を目指す。

■特徴

「いぶき」と同様に環境省及び国立環境研究所との共同プロジェクト。二酸化炭素、メタンの観測精度を向上するとともに、一酸化炭素の観測、PM2.5やブラックカーボンの大気中濃度を推定することが可能となる。

打ち上げ	(開発中) H-II Aロケット 種子島宇宙センター
軌道	高度約613kmの太陽同期準回帰軌道
質量	約2,000kg以下

科学衛星 「しんせい」 MS-F2



■目的
電離層、宇宙線、短波帯太陽電波放射の観測。

■特徴
日本初の科学衛星。自力での全地球周回観測の足跡を印した。電離層観測では、その後の衛星によって引き続き観測の対象となる南大西洋電離層異常のデータを捉えた。

打ち上げ	1971年9月28日 M-4Sロケット3号機 内之浦宇宙空間観測所
運用終了日	1973年6月
軌道	高度約870km~1,870kmの楕円軌道 傾斜角約32度/周期約113分
質量	約66kg

オーロラ観測衛星 「きょっこう」 EXOS-A

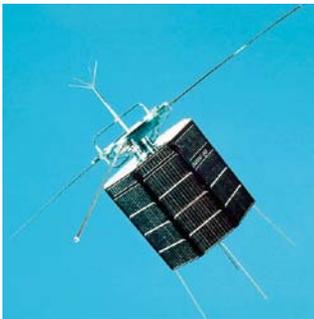


■目的
電子密度、電子温度、オーロラ粒子、電磁波動、真空紫外オーロラ像の観測。

■特徴
国際磁気圏観測計画(IMS)に参加し、世界で初めて紫外線テレビカメラで12.8秒毎のスナップショットにより北極の環状オーロラを撮像観測した。

打ち上げ	1978年2月4日 M-3Hロケット2号機 内之浦宇宙空間観測所
運用終了日	1992年8月2日
軌道	高度約630km~3,970kmの楕円軌道 傾斜角約65度/周期約134分
質量	約126kg

電波観測衛星 「でんぱ」 REXS



■目的
地球の電離層から磁気圏にわたる領域の自然現象の観測。

■特徴
高度6,500kmにいたる領域でのプラズマ密度分布を測定し拡散平衡モデルを検証、磁気圏内の電磁波とプラズマ波現象を観測した。

打ち上げ	1972年8月19日 M-4Sロケット4号機 内之浦宇宙空間観測所
運用終了日	1972年8月22日
軌道	高度約250km~6,570kmの楕円軌道 傾斜角約31度/周期約161分
質量	約75kg

磁気圏観測衛星 「じきけん」 EXOS-B

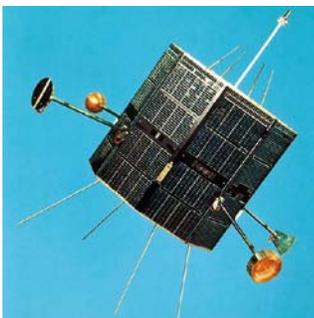


■目的
プラズマ波、VLFドプラ波、電場、磁場、粒子エネルギー分布の観測、プラズマ波動励起実験、電子ビーム放出実験。

■特徴
国際磁気圏観測計画(IMS)に参加。プラズマ圏を越えた磁気圏遠方の軌道を取り、オーロラを造り出している粒子の存在する領域を直接観測した。プラズマシートとプラズマポーズに生じるプラズマ現象をオーロラ活動とを対比させながら解明した。

打ち上げ	1978年9月16日 M-3Hロケット3号機 内之浦宇宙空間観測所
運用終了日	1985年
軌道	高度約220km~30,100kmの長楕円軌道 傾斜角約31度/周期約524分
質量	約90kg

超高層大気観測衛星 「たいよう」 SRATS



■目的
太陽放射線と地球熱圏との相互作用の研究。

■特徴
南大西洋地磁気異常帯プラズマ現象を観測し、電離層プラズマ研究の糸口を作った。また、西ドイツ(当時)の科学衛星AEROS-Bとの共同研究を行った。

打ち上げ	1975年2月24日 M-3Cロケット2号機 内之浦宇宙空間観測所
運用終了日	1980年6月29日
軌道	高度約260km~3,140kmの楕円軌道 傾斜角約32度/周期約120分
質量	約86kg

中層大気観測衛星 「おおぞら」 EXOS-C



■目的
中層大気国際共同観測計画(MAP)に参加し、全地球的な中層大気を観測する。

■特徴
エアロゾルやオゾンの高度分布や緯度分布の測定、赤外領域でのH₂OやO₃等の吸収スペクトルの世界初観測、極域や南大西洋地磁気異常帯上空における降下荷電子粒子・電離層プラズマ・大気の相互作用の観測を行った。

打ち上げ	1984年2月14日 M-3Sロケット4号機 内之浦宇宙空間観測所
運用終了日	1988年12月26日
軌道	高度約354km~865kmの楕円軌道 傾斜角約75度/周期約97分
質量	約207kg

地球磁気圏観測衛星一覧

天文観測衛星一覧

磁気圏観測衛星 「あけぼの」 EXOS-D



■目的

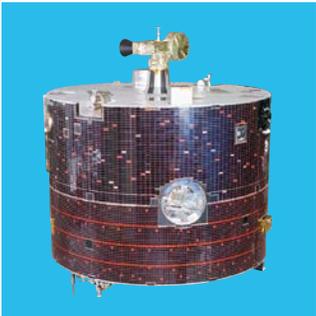
「きよここう」「じきけん」に続く3番目の磁気圏観測衛星。上空からオーロラの撮影を行うことによってオーロラ粒子加速のメカニズムを解明する。

■特徴

紫外線カメラによるオーロラ画像を多数撮影した。磁力計、電場計測器、荷電粒子観測機器、プラズマ波動観測器、オーロラ撮影用紫外線カメラなどを搭載し、太陽活動の1周期以上の期間、連続したデータを取得し、太陽の活動度の変化に伴うオーロラ現象やプラズマ環境の変化を捉えることに成功、国際的に高い評価を受けている。

打ち上げ	1989年2月22日 M-3S II ロケット4号機 内之浦宇宙空間観測所
軌道	高度約275km～10,500kmの長楕円軌道 傾斜角約75度/周期約211分
質量	約295kg

磁気圏尾部観測衛星 GEOTAIL



■目的

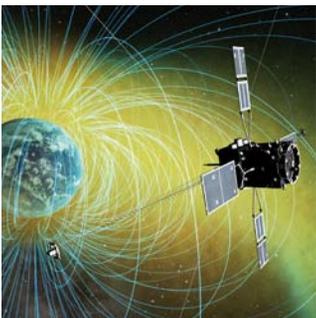
太陽地球系科学における国際共同観測計画の一員として日米協力で開発された地球磁気圏尾部観測衛星。

■特徴

磁気圏尾部を中心とした観測のために、様々なエネルギーのプラズマを測定する装置をはじめ、磁場計測器、電場計測器、プラズマ波動計測器を搭載している。オーロラの出現に関係の深いプラズマの加速現象を長期間にわたり詳細に観測し、磁気圏内のプラズマのダイナミクスを理解する上で重要な発見が数多くなされている。

打ち上げ	1992年7月24日 デルタ II ロケット アメリカ ケープ・カナベラル
軌道	近地点約57,000km～遠地点約20万km の楕円軌道 傾斜角約29度
質量	約1,009kg

ジオスペース探査衛星 ERG



■目的

地球近傍の宇宙空間で高エネルギー粒子が多量に捕捉されている放射線帯を調べ、そこに存在する高エネルギー電子の生成、そして太陽風に起因する宇宙嵐の発生メカニズムを探る。

■特徴

6種類の粒子観測機器と電場観測機器、地場観測機器を搭載して、最も高いエネルギー粒子の誕生の現場を探索し、粒子加速メカニズムを総合的に観測する。

打ち上げ	(開発中) イプシロンロケット2号機 内之浦宇宙空間観測所
軌道	高度約300km～30,000kmの楕円軌道 傾斜角約31度/周期約538分
質量	約350kg

X線天文衛星 「はくちょう」 CORSA-b



■目的

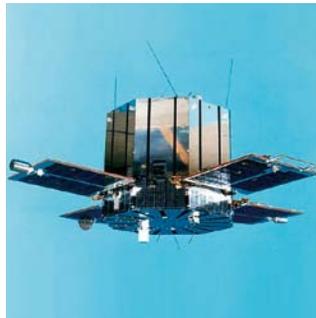
X線バーストの観測と新しいバースト源の発見、X線放射の強度の時間変動の観測、広帯域スペクトルの測定、新しいX線源の出現や光度変化の常時監視。

■特徴

中性子星と、その周辺での極端的環境で起こる現象の物理学を一步前進させた。「すだれコリメータ」によりX線バーストを多数発見、X線バルサーの周期の異常変化やブラックホール候補のX線星を観測するなど6年間活躍し、国際的に高い評価を得た。

打ち上げ	1979年2月21日 M-3Cロケット4号機 内之浦宇宙空間観測所
運用終了日	1985年4月15日
軌道	高度約545km～577kmの楕円軌道 傾斜角約30度/周期約96分
質量	約96kg

太陽観測衛星 「ひのとり」 ASTRO-A



■目的

硬X線像の観測を中心とした太陽フレアの多角的観測を行う。

■特徴

日本初の太陽観測衛星。硬X線望遠鏡によるコロナ中の大規模硬X線源の発見や、非熱的性質を持たないフレアの存在の発見、ブラッグ分光器による3千万度以上の高温を持つ超高温プラズマの発見等、多くの成果を挙げた。

打ち上げ	1981年2月21日 M-3Sロケット2号機 内之浦宇宙空間観測所
運用終了日	1991年7月11日
軌道	高度約576km～644kmの楕円軌道 傾斜角約31度/周期約97分
質量	約188kg

X線天文衛星 「てんま」 ASTRO-B



■目的

中性子星に関する研究の一層の推進、X線天体の精密観測を行う。

■特徴

4種類の観測装置を搭載し、多数のX線源からの鉄の特性X線の発見や銀河面に沿って存在する高温プラズマの発見、X線バーストやX線バルサーからの吸収線の発見や降着円盤からのX線放射の同定など、多数の成果を挙げた。

打ち上げ	1983年2月20日 M-3Sロケット3号機 内之浦宇宙空間観測所
運用終了日	1988年12月17日
軌道	高度約497km～503kmの楕円軌道 傾斜角約32度/周期約94分
質量	約216kg

X線天文衛星 「ぎんが」 ASTRO-C



■目的

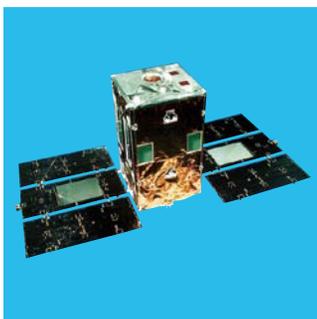
大面積で高感度の比例計数管を搭載し、中性子星やブラックホールを始めとする、X線を放射する様々な天体の観測を行う。

■特徴

大マゼラン雲の超新星からのX線を世界に先駆けて捉えた。天の川に沿った超新星の残骸、暗黒星雲の芯に隠れている高温プラズマ、巨大ブラックホールの証拠と思われるセイファート銀河中心核の激しい変動、宇宙の果てのクエーサーからの鉄輝線放射などを発見、身近な星から遙かなクエーサーや超銀河団まで、すべての天体がX線を放射していることを明らかにした。

打ち上げ	1987年2月5日 M-3SIIロケット3号機 内之浦宇宙空間観測所
運用終了日	1991年11月1日
軌道	高度約530km～595kmの略円軌道 傾斜角約31度/周期約96分
質量	約420kg

太陽観測衛星 「ようこう」 SOLAR-A



■目的

太陽活動の激しい時期に、太陽フレアと呼ばれる爆発現象を観測し、その仕組みを解明する。

■特徴

太陽活動の1周期(約11年)をほぼカバーした世界初の太陽観測衛星。太陽コロナのダイナミックな構造変化、太陽コロナ中の「磁気リコネクション」現象の観測的解明など、数々の画期的な科学成果を産み出し、観測データは世界中の研究者に活用された。

打ち上げ	1991年8月30日 M-3SIIロケット6号機 内之浦宇宙空間観測所
運用終了日	2004年4月23日
軌道	高度約520km～795kmの略円軌道 傾斜角約31度/周期約98分
質量	約390kg

X線天文衛星 「あすか」 ASTRO-D



■目的

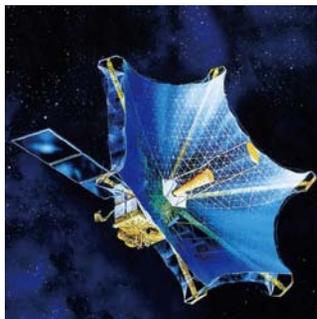
高性能のX線望遠鏡とX線検出器を搭載し、世界で初めてX線天体の撮像分光観測を行い、様々な天体のX線写真とエネルギースペクトルの同時取得を行う。

■特徴

活動銀河核の巨大質量ブラックホールの重力効果、宇宙での粒子加速領域の同定、宇宙X線背景放射の起源、銀河系中心のブラックホールの証拠、光をほとんど出さない「黒い銀河団」の発見、宇宙の科学進化の説明、銀河団におけるダークマターの分布と総質量の決定など、数々の成果を挙げた。

打ち上げ	1993年2月20日 M-3SIIロケット7号機 内之浦宇宙空間観測所
運用終了日	2001年3月2日
軌道	高度約525km～615kmの略円軌道 傾斜角約31度/周期約96分
質量	約420kg

電波天文観測衛星 「はるか」 MUSES-B



■目的

工学試験・電波天文衛星。直径8mのパラボラアンテナの展開、地上アンテナとのスペースVLBI観測による活動銀河核などの詳細観測。

■特徴

スペースVLBI観測により、クエーサーの電波とX線のジェットをX線天文衛星チャンドラと同時観測、135億光年の距離にあるクエーサーの観測、M87のジェットの正体を探るなど、巨大ブラックホールの存在を予見する、新しい宇宙像を切り開いている。

打ち上げ	1997年2月12日 M-Vロケット1号機 内之浦宇宙空間観測所
運用終了日	2005年11月30日
軌道	高度約560km～21,000kmの長楕円軌道 傾斜角約31度/周期約380分
質量	約830kg

X線天文衛星 「すざく」 ASTRO-E II



■目的

軟X線からガンマ線までの広帯域での観測を行うとともに、世界で初めてマイクロカロリメータを搭載してエネルギースペクトルの精密観測を行う。

■特徴

口径40cmのX線望遠鏡を5基搭載、4基の焦点面にはX線CCDカメラ、もう1基にはX線マイクロカロリメータを配置。別に硬X線検出器を搭載。銀河団の中で銀河同士が衝突しつつある様子や、銀河中心に存在するブラックホール周辺のカガク盤の様子などを観測するとともに、宇宙に存在する様々な高エネルギー現象を解明し、宇宙の新たな姿を明らかにする。

打ち上げ	2005年7月10日 M-Vロケット6号機 内之浦宇宙空間観測所
軌道	高度約550kmの略円軌道 傾斜角約32度/周期約96分
質量	約1,700kg

赤外線天文衛星 「あかり」 ASTRO-F



■目的

赤外線によって銀河・星・惑星の誕生とその進化の過程を探る。

■特徴

口径70cmの望遠鏡を搭載、望遠鏡自身の赤外線放射を抑えるため、-267℃の極低温に冷却する。北極と南極を通り、地球の昼の側と夜の側の境界上を飛ぶ軌道に打ち上げられ、全天をスキャンして赤外線を出している星や銀河のカタログを作成するとともに、その膨大なデータを使って、銀河や星・惑星系の形成進化を追う。

打ち上げ	2006年2月22日 M-Vロケット8号機 内之浦宇宙空間観測所
運用終了日	2011年11月24日
軌道	高度約700kmの太陽同期極軌道 傾斜角約98度/周期約100分
質量	約960kg

太陽観測衛星 「ひので」 SOLAR-B



■目的

太陽大気中の磁場分布や電流分布、速度分布の精密な観測などを通じた、太陽での爆発のメカニズムの解明、太陽が地球に及ぼす影響予測への貢献。

■特徴

可視光・X線・極紫外線の3種類の先進的な望遠鏡を搭載し、太陽表面の磁気的な活動と、対応するコロナの活動を同時に詳しく観測する。「ひので」は、1年のうち9ヶ月間にわたり地球の陰に入らない軌道をとるため、長期の連続観測が可能。

打ち上げ	2006年9月23日 M-Vロケット7号機 内之浦宇宙空間観測所
軌道	約680kmの太陽同期円軌道 傾斜角約98度 / 周期約96分
質量	約900kg

惑星分光観測衛星 「ひさき」 SPRINT-A



■目的

金星や火星の地球型惑星の大気が宇宙空間に逃げだすメカニズムを調べる。また、木星の磁気圏と太陽風を観測し、太陽風が惑星磁気圏に及ぼす影響など仕組みを解明する。

■特徴

地球大気に吸収されやすいため、これまで行われなかった極端紫外線による金星、火星、木星の大気観測を地球周回軌道上から行う。

打ち上げ	2013年9月14日 イプシロンロケット試験機 内之浦宇宙空間観測所
軌道	高度約950km～1,150kmの楕円軌道 傾斜角約31度 / 周期約106分
質量	約348kg

X線天文衛星 ASTRO-H



■目的

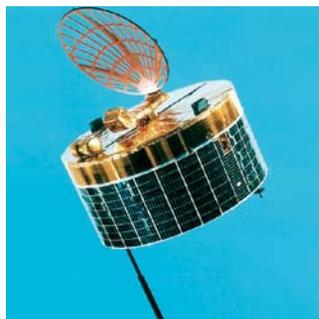
ブラックホールの周辺や超新星爆発など高エネルギーの現象に満ちた極限宇宙の探査・高温プラズマに満たされた銀河団の高温ガスの直接観測や誕生直後の銀河の中心の巨大ブラックホールなどの観測により、宇宙の進化と構造の謎に迫る。

■特徴

X線からガンマ線に及ぶ非常に広い波長域において、80億光年彼方(過去)を、これまでにない高い感度で観測が可能。

打ち上げ	(開発中) H-II Aロケット 種子島宇宙センター
軌道	高度約550kmの円軌道 傾斜角約31度 / 周期約96分
質量	約2,400kg

ハレー彗星探査機 「すいせい」 PLANET-A



■目的

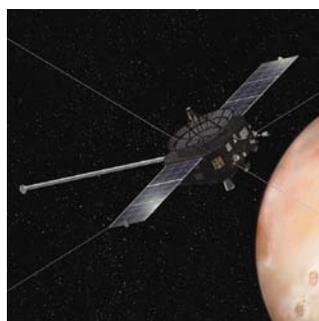
紫外線による撮像を通じたハレー彗星の自転周期の調査。

■特徴

76年ぶりに地球へ接近したハレー彗星の国際協力探査計画に加わり、ヴェガ(旧ソ連)・ジオット(ヨーロッパ)・アイス(アメリカ)と協力して、この彗星を観測した。紫外撮像によるハレー彗星の自転周期、水放出率の変化の測定、ハレー彗星起源のイオンが太陽風に捉えられた様子など多くの成果をあげた。

打ち上げ	1985年8月19日 M-3SIIロケット2号機 内之浦宇宙空間観測所
運送日	1992年8月20日
軌道	高度約100.5×10 ⁶ km～151.4×10 ⁶ kmの 太陽周回軌道 / 周期約282日
質量	約140kg

火星探査機 「のぞみ」 PLANET-B



■目的

日本初の火星探査機で、火星上層大気と太陽風の相互作用や、電離層を初めてとした火星周辺空間の構造とメカニズムを探ることを目的として、国際協力も含めて14種類の観測機器を搭載。

■特徴

火星に向かう軌道において、日本で初めて月の裏側を撮像。太陽系外起源のダストを地球領域で測定、地球プラズマ圏を世界で初めて外側から見ることに成功しヘリウム・イオンの流出を観測など多くの成果を挙げたが、火星軌道投入は失敗した。

打ち上げ	1998年7月4日 M-Vロケット3号機 内之浦宇宙空間観測所
運送日	2003年12月9日
軌道	(当初計画値) 火星周回軌道
質量	約540kg

小惑星探査機 「はやぶさ」 MUSES-C



■目的

(1)イオンエンジンによる航行、(2)光学観測を利用した自律的な誘導航法、(3)小惑星表面からのサンプル採集、(4)再突入カプセルによる惑星間軌道から地球への直接再突入を実証する工学実証探査機。

■特徴

地球スイングバイを経て、小惑星イトカワに到着。詳細な観測やタッチダウンを行った後、一時通信が途絶したが復旧し、2010年6月に地球に帰還。世界で初めて月以外の天体に着陸し、サンプルリターンを果たしたことにより、数多くの新たな知見が明らかになった。

打ち上げ	2003年5月9日 M-Vロケット5号機 内之浦宇宙空間観測所
運送日	2010年6月13日
軌道	太陽周回軌道
質量	約510kg

月周回衛星 「かぐや」 SELENE



■目的

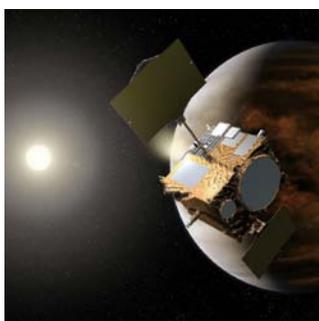
月の起源と進化の解明および月の利用可能性調査のためのデータを取得するとともに、月周回軌道への投入、月周回中の姿勢軌道制御技術、熱制御技術等の開発を行う。

■特徴

月の極周回軌道に入り、上空から月全面を観測する。地形カメラやレーザー高度計などによる15項目の観測を実施。2機の子衛星(Lレー衛星、VRAD衛星)を用い、月の裏側の重力異常や月全体の重力場を調べた。これらの観測成果を解析し、従来よりも詳細な月の地形図を作成するなど多くの成果を上げた。

打ち上げ	2007年9月14日 H-IIAロケット13号機 種子島宇宙センター
運用終了日	2009年6月11日
軌道	月からの高度約100kmの円軌道 傾斜角約90度/周期約118分
質量	約3,000kg(2機の子衛星含む)

金星探査機 「あかつき」 PLANET-C



■目的

地球と双子のような星でありながら全く異なる大気や気象を持っている金星の謎にせまる探査計画。

■特徴

これまで高層の雲に隠されて見えなかった金星の気象や地表を特別なカメラで詳しく調査する。2010年12月7日に金星を周回する軌道に入るための軌道制御エンジンの噴射を実施したがこれを失敗、2015年の再投入を目指している。

打ち上げ	2010年5月21日 H-IIAロケット17号機 種子島宇宙センター
軌道	長楕円軌道 周期8~9日(再投入計画時)
質量	約500kg

小惑星探査機 「はやぶさ2」



■目的

世界初の小惑星サンプルリターンを行った「はやぶさ」の後継機。太陽系の起源・進化と生命の原材料物質を解明するため、C型小惑星「1999 JU₃」を目指し、サンプルリターンを行う。

■特徴

「はやぶさ」で実証した技術を継承し発展させることでより確実なものに仕上げる。深宇宙往復探査技術を確立させて将来の探査技術の基盤を築くとともに、新たな技術にも挑戦する。

打ち上げ	2014年12月3日 H-IIAロケット26号機 種子島宇宙センター
軌道	太陽周回軌道
質量	約600kg

ベピコロポ (BepiColombo)計画 水星磁気圏探査機 MMO



■目的

地球型惑星として最も未知の惑星である水星について磁場、磁気圏、表層を初めて多角的・総合的に詳細に観察する。

■特徴

ESAとJAXAがそれぞれ探査機システムを担当する初めての本格的な日欧国際共同プロジェクトで、2機の周回探査機のうち日本は水星磁気圏探査機(MMO)を担当し、太陽に最も近い灼熱の惑星である水星の磁場と磁気圏活動を究明する。

打ち上げ	(開発中) アリアン5型ロケット フランス領ギアナ ギアナ宇宙センター
軌道	近水点約400km×遠水点約12,000kmの楕円軌道 傾斜角約90度/周期約9.2時間
質量	約280kg

宇宙ステーション補給機

宇宙ステーション補給機 「こうのとり」1~4号機 HTV1~4



■目的

日本が開発・運用している、国際宇宙ステーション(ISS)へ補給物資を運ぶための無人の宇宙船。

■特徴

「補給キャリア与圧部」と「補給キャリア非与圧部」、「曝露バレット」、「電気モジュール」、「推進モジュール」から構成されている。ISSに接近し相対的に停止した状態で、ISSのロボットアームで把持されISSに結合、係留される。物資を輸送後、不用品を積みこみ大気圏へ再突入して燃焼廃棄する。

打ち上げ	技術実証機：2009年9月11日 H-IIロケット試験機 2号機：2011年1月22日 H-IIロケット2号機 3号機：2012年7月21日 H-IIロケット3号機 4号機：2013年8月4日 H-IIロケット4号機 種子島宇宙センター
運用終了日	技術実証機：2009年11月2日 2号機：2011年3月30日 3号機：2012年9月14日 4号機：2013年9月7日
軌道	高度約350km~460kmの円軌道 傾斜角約51.6度/周期約90分
質量	約10.5t(補給能力約6t)



JAXAウェブサイト
<http://www.jaxa.jp>

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



再生紙を使用しています
JSF150305T