



H-IIAロケット

H-IIA Launch Vehicle



宇宙への物資の運搬手段であるロケットは、宇宙開発にとってもっとも基本的で、なくてはならない重要なものです。

日本は実用衛星を打ち上げるために、まずアメリカからの技術導入で「N-I」（1975年運用開始）、「N-II」（1981年運用開始）、「H-I」（1986年運用開始）とロケットを開発しつつ技術を蓄積し、「H-II」（1994年運用開始）でロケットの完全な国産化に成功しました。

H-IIAは、H-IIを開発したことで得られた技術を基本に信頼性を確保しつつ、低コスト化とさまざまな打ち上げ能力要求に応えるためシリーズ化を追求したロケットです。H-IIと同じ打ち上げ能力を持った形態では、打ち上げ費用はH-IIの約半額となりました。

H-IIAロケットは、2001年8月に初めての試験飛行以来、5号機まで成功裡に打ち上げましたが6号機打ち上げに失敗。原因となったSRB-Aの改良などを行い、2005年2月の7号機打ち上げに成功しました。2006年1月に8号機、2月に9号機を打ち上げました。

Space launch vehicles are designed to deliver supplies, satellites and even crewmembers into space. Accordingly, space launch vehicles are an essential and critical element of space missions.

In order to acquire technologies for large satellite launchers, JAXA finally decided to import the rocket technology from the US. Owing to the technology transfer, JAXA began to operate the first and second N-I series vehicles in 1975 and 1991, respectively. Following these N series, the H-I launch vehicle was developed and its maiden flight was conducted in 1986. Based on accumulated rocket technology, the original purely Japanese-made H-II launch vehicle was successfully developed and launched in 1994.

The H-IIA program has started to meet diversifying launch demands in the beginning of the 21st century. Using expertise and know-how acquired through the development and operations of the H-I launch vehicle, the H-IIA launch vehicle was developed with the objectives of reducing launch costs and enhancing launch capability, versatility and reliability. The H-IIA family consists of standard and augmented vehicles. The standard one has the same launch capability as H-II, but its launch costs can be cut to about half of the H-II levels.

The H-IIA rocket made its maiden flight in August 2001 and had five successful launches in a row. The vehicle had been grounded since the failure of the sixth mission, H-IIA No.7 rocket was successfully launched in February 2005 after the modification of SRB-A is completed. It launched No.8 in January, 2006 and No.9 was launched in February.

高い信頼性と低コストを実現したH-IIAロケットが、宇宙利用の可能性を広げます。

High Reliable and Low Cost H-IIA Launch Vehicle Opportunities to Use Space Environment

H-IIAは、2001年から運用を開始した2段式ロケットです。第1段、第2段とも高性能が得られる液体酸素と液体水素を推進薬に使用します。直径4mで、全長は標準で53m。本体横には標準で2基の固体ロケットブースターが装着され、打ち上げ時からほぼ真空になる高度までの加速を補助します。

H-IIAの標準型は静止トランスファー軌道に約4tの衛星を打ち上げる能力がありますが、固体補助ロケットを2本または4本追加することで、打ち上げ能力を向上させることができます。また、現在固体ロケットブースターを4本にすることで、打ち上げ能力を約6tにまで増やしたH-IIA204型を開発しています。さらに、第1段の直径を5mにして、エンジンを2基装備したH-II B（H-IIA能力向上型から名称を変更）を計画しています。

H-IIAロケット (H2A202) のしくみ

<第2段>

第2段にはH-IIロケットの第2段用として開発されたLE-5Aエンジンを改良したLE-5Bエンジンが搭載されており、液体酸素と液体水素を推進薬として約137kN（約14t）の推力を発生します。第2段の誘導制御はLE-5Bエンジンのノズルの向きを電動式駆動装置により動かして推力方向を変化させること、および姿勢制御用のガスジェット装置を作動させることにより行います。また第2段エンジンは宇宙空間において着火を2回行うことにより、複数の衛星を異なる軌道へ投入することができます。

<第1段>

標準型の第1段は、中央に配置された液体ロケットと、その左右に各1本取り付けられた固体ロケットブースター(SRB-A)で構成されています。中央の液体ロケットには、H-IIロケットの第1段用として開発されたLE-7エンジンを改良したLE-7Aエンジンが搭載されており、液体酸素と液体水素を推進薬として真空中で約1,100kN（約112t）の推力を発生します。LE-7Aエンジンは、LE-7エンジンの推力を維持しながら、製造方法の簡素化が図られています。SRB-Aは、ポリブタジエン系推進薬を使用した固体ロケットブースターです。6号機の打ち上げ失敗を受けて原因究明を行い、信頼性向上を第一に、当面は打ち上げ能力を下げたSRB-A改良型を開発しました。今後、打ち上げ能力を回復し、更に信頼性を向上させた新たなSRB-Aの開発を引き続き目指していきます。

<誘導制御システム>

誘導制御システムは、H-IIロケットと同じストラップダウン慣性誘導方式であり、慣性センサー・ユニット（リング・レーザー・ジャイロを使用）と誘導制御計算機で構成され、ロケットの飛行位置や速度を常に計算しています。これにより、打ち上げ後は自動的に誤差を修正しながら目的の軌道に向けて飛行することができます。

The H-IIA launch vehicle No. 1 rocket was successfully launched in 2001. The rocket is a two-stage launch vehicle powered mainly by the first and second stages. The engines serve as high performance propulsion system utilizing liquid hydrogen and liquid oxygen propellants. Standing 53 meters tall, the standard H-IIA, dubbed H2A202, has a 4-meters diameter payload fairing and two strap-on solid rocket boosters (SRB-As). The boosters are used to provide extra thrust as the rocket accelerates through the atmosphere.

H2A202 can put about 4 tons into geostationary transfer orbit (GTO) at an altitude of some 36,000 kilometers. With two or four additional smaller solid strap on boosters (SSB), the lift capability can be enhanced. JAXA has been developing H2A204, the H-IIA augmented version that can put about 6 tons into GTO with four SRB-As. Furthermore, a study is now underway to develop H-II B, its larger version with the first stage of 5 meters in diameter and two engines.

Configuration of H-IIA Launch Vehicle (H2A202)

<Second Stage>

The H-IIA second stage was modified in several ways from its H-II precursor, LE-5A engine. It is powered by a simplified LE-5B LOX/LH2 engine, which provides some 137 kN (14 tons) of thrust. LE-5B gimbals are used to control the nozzle around pitch and yaw axes while the second stage reaction control system (RCS) uses hydrazine jets used for attitude control. Since LE-5B is a restartable engine, multiple satellites can be put into different orbits.

<First Stage>

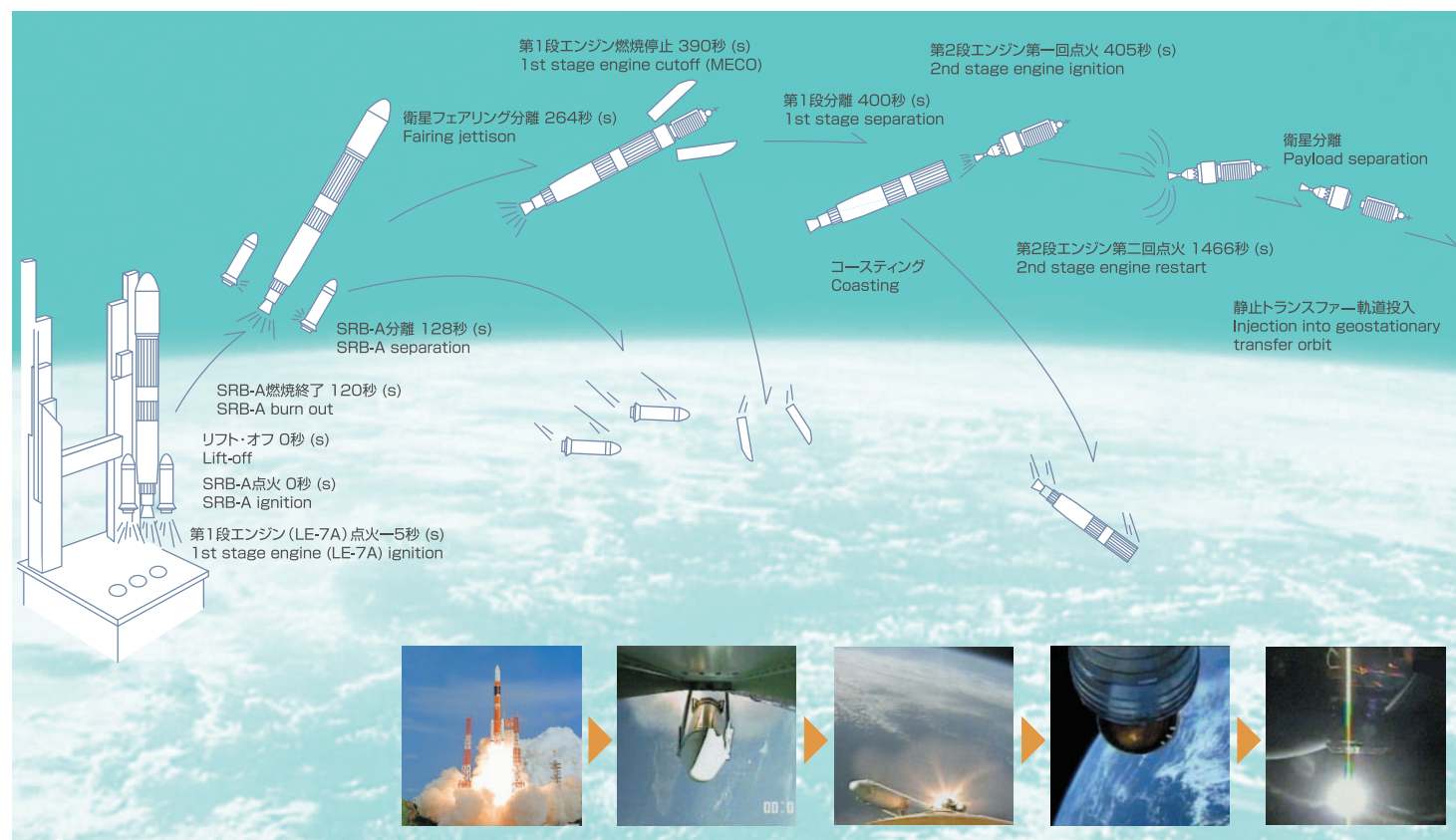
The standard H-IIA first stage consists of a core liquid-fuel engine and a pair of SRB-As. The core liquid-fuel engine LE-7A is modified from LE-7 engine used for the H-II first stage. It burns LOX-LH2 propellant and provides some 1,100 kN (112 tons) of thrust in vacuum, - nearly same thrust as LE-7A, but with a vastly simplified manufacturing process than the problem plagued LE-7. The H-IIA launch vehicle has two strap-on SRB-A solid boosters that burn HTPB solid propellant. JAXA investigated the causes of the failure of the H-IIA No.6 thoroughly and concluded that a first priority should be placed on the improvement in launch reliability rather than increased payload capacity. As a result, SRB-A of the H-IIA No.7 rocket was modified and fabricated to incorporate the results of various firing tests. JAXA continues to improve the performance and functionality of the SRB-A that will provide increased launch reliability and capability.

<Inertial Guidance System>

The H-IIA launch vehicle uses the same strap-down inertial guidance system as the H-II launch vehicle, consisting of inertial sensor units (ring laser gyro), and guidance control computer. The inertial guidance system computes flight direction and velocity of the rocket and corrects deviations, if any, automatically, thereby controlling the entire vehicle to the designated orbit during flight.

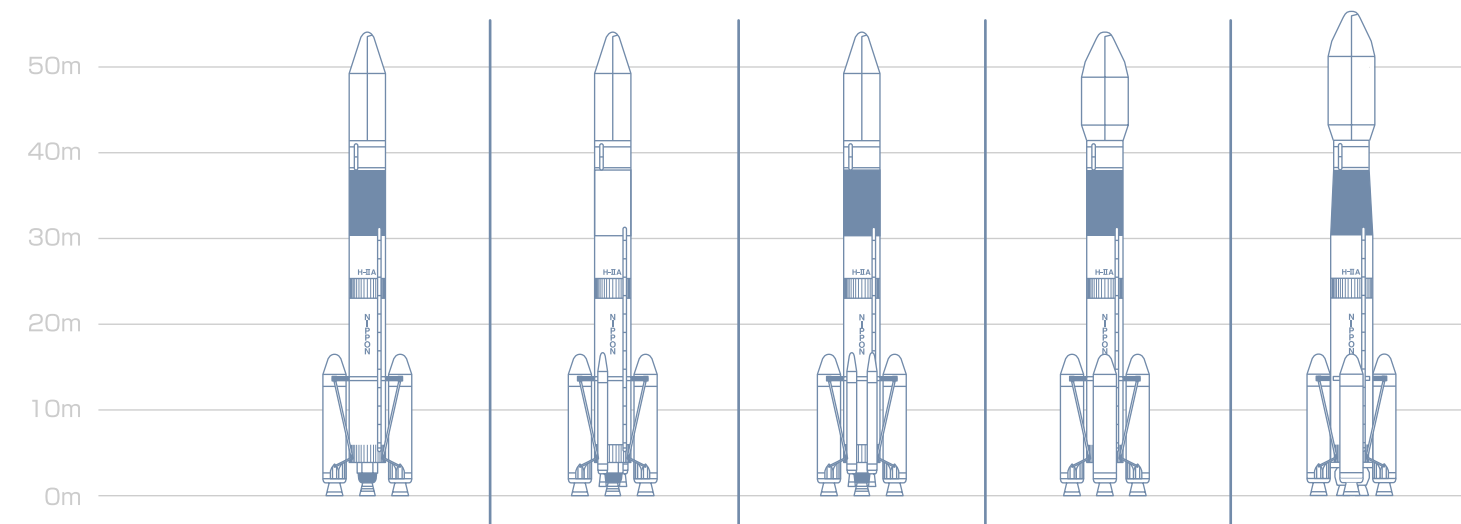
H-IIAロケット (H2A202) 飛行シーケンス例

Typical Flight Sequence of Launch Vehicle (H2A202)



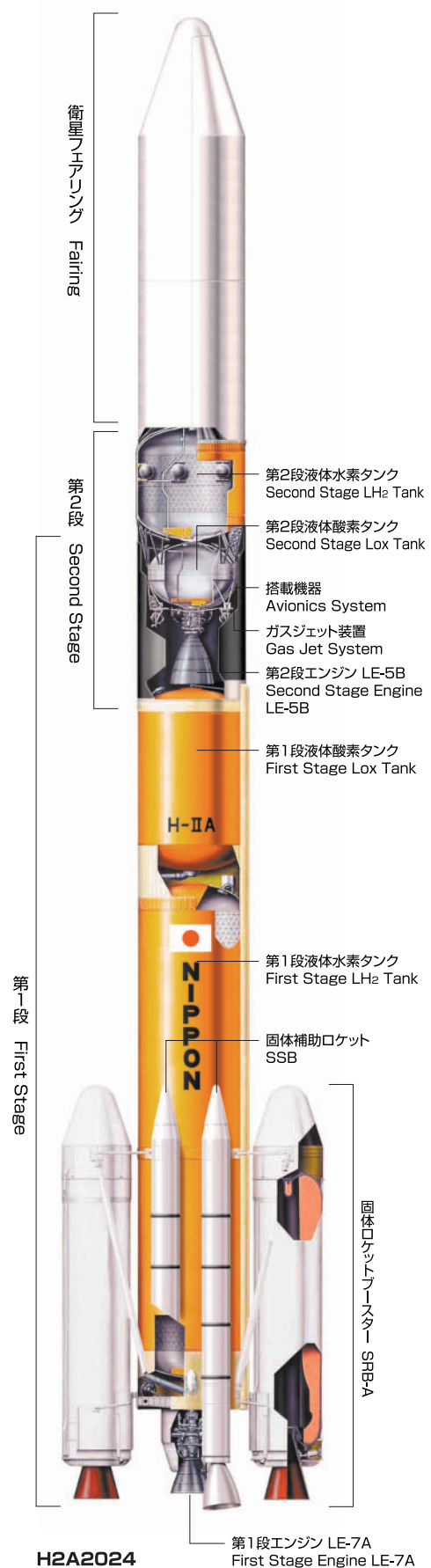
H-IIAロケットラインナップ

H-IIA Launch Vehicle Lineup



諸元 Item	H2A202 標準型 [Standard]	H2A2022	H2A2024	H2A204 計画型 [Planned]	H2B Heavy Lift 計画型 [Planned]
全長[m] Length[m]	53	53	53	53	56
質量[ton]* Mass[ton]*	289	321	351	445	551
第2段 2nd Stage	1	1	1	1	1
第1段 1st Stage	1	1	1	1	1
SRB-A	2	2	2	4	4
SSB	-	2	4	-	-

H-IIAの機体名称 H2A a b c d(a:1段式/2段式、b:LRBの数、c:SRB-Aの数、d:SSBの数)
 Figures following H2A indicate the number of the first plus second stages, number of LRB, number of SRB-A, and number of SSB.
 *: 人工衛星は含まない。(Not including payload mass)



H-II Aロケットの打ち上げ能力 Launch Capability of the H-IIA Launch Vehicle

	衛星打上げ能力 Launch Capability [kg]					備考 Remarks
	標準型 Standard				能力向上 Heavy Lift	
	H2A202	H2A2022	H2A2024	H2A204 [計画中]	H2B [計画中]	
	4S(24mフェアリング Fairing)				5S-H(HTV用フェアリング)	
静止トランスファー軌道(GTO) ha=36,226km hp= 250km i = 28.5deg ω = 179deg	3,700	4,200	4,600	5,700	-	SRB-A改良型の場合の暫定値。今後、打上げ能力を回復し、更に信頼性を向上させた新たなSRB-Aを開発予定。 Planned values of the modified SRB-A. JAXA plans to develop an improved SRB-A that provides increased launch reliability and capability.
太陽同期軌道(SSO) h = 800km i = 98.6deg	3,600 夏/Summer launch window 4,400 夏以外/Other seasons launch window	-	-	-	-	SRB-A改良型になる以前の解析結果。 Analysis results of previous SRB-A
低軌道(LEO) h = 300km i = 30.4deg	10,000	-	-	-	16,500 HTV軌道 Orbit for HTV	

* ペイロードアダプタ質量を100kgと仮定
Setting a mass of payload adaptor at about 100 kg



H-II Aロケットの主要諸元 Major Specifications the H-IIA Launch Vehicle

	第1段 First Stage	固体ロケットブースター* SRB-A	固体補助ロケット SSB	第2段 Second Stage	衛星フェアリング(4S型) Payload Fairing (4S)
全長 [m] Length	37.2	15.1	14.9	9.2	12
外径 [m] Diameter	4	2.5	1	4	4.07
質量 [ton] Mass	114	154 (2 units)	31 (2 units)	20	1.4
推進薬質量 [ton] Propellant Mass	101.1	132 (2 units)	26.2	16.9	-
推力 [kN] Thrust	1,098	4,490 (2 units) 最大推力 Max Thrust	1,490 (2 units) 最大推力 Max Thrust	137	-
燃焼時間 [s] Burning Time	390	120	60	530	-
推進薬種類 Propellant	液体酸素/液体水素 Lox/LH ₂	ポリブタジエン系 コンポジット固体推進薬 Polybutadiene Composite Solid Propellant	ポリブタジエン系 コンポジット固体推進薬 Polybutadiene Composite Solid Propellant	液体酸素/液体水素 Lox/LH ₂	-
比推力 [s] Specific Impulse	442	281	282	448	-
姿勢制御方式 Attitude Control Method	ジンバル 補助エンジン Gimbal Engine System Auxiliary Engine	ジンバル Gimbal Engine System	-	ジンバル ガスジェット装置 Gimbal Engine System Gas jet System	-
主要搭載電子装置 Avionic	誘導制御系機器 テレメトリ送信機 Control Systems, Telemetry Transmitter	-	-	誘導制御機器 レーダトランスポンダ テレメーター送信機 指令破壊装置 Guidance Navigation, and Control Systems, Radar transponder, Telemetry Transmitter, Command Destruct Receiver	-

*SRB-A改良型の場合の暫定値。今後、打上げ能力を回復し、更に信頼性を向上させた新たなSRB-Aを開発予定。
*Planned values of the modified SRB-A. JAXA plans to develop an improved SRB-A that provides increased launch reliability and capability.



宇宙航空研究開発機構
広報部

〒100-8260 東京都千代田区丸の内1-6-5丸の内北口ビルディング2F
Phone:03-6266-6400 Fax:03-6266-6910

Japan Aerospace Exploration Agency
Public Affairs Department

Marunouchi Kitaguchi Bldg.2F,1-6-5 Marunouchi,
Chiyoda-ku,Tokyo 100-8260,Japan
Phone:+81-3-6266-6400 Fax:+81-3-6266-6910

JAXAホームページ
JAXA Website

<http://www.jaxa.jp>

メールサービス
JAXA Mail Service

<http://www.jaxa.jp/pr/mail/>