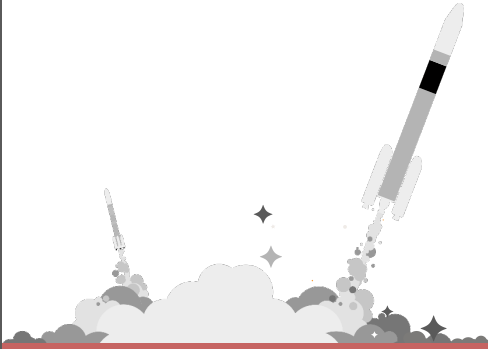


2001年8月末のH-IIAロケット試験機1号機の
打上げを目前に控え、2001年6月に宇宙開発
事業団から刊行された小冊子、

「H-IIAロケット」
をJAXA殿のご厚意でここに再掲させていただきます



付録 A

H-IIAロケット

2001.6 NASDA刊行

冊子の収納ケースに掲載された文章です

試験機1号機打上げを控えた緊迫感と開発フェーズを
打上げ直前まで推し進めた
自信が垣間見えます

H-IIAロケットは、H-IIロケットの約半分のコストで、同等の重さのペイロードを打ち上げることを可能にするロケットだ。直径4m、全長53m、重量285トン。現在打ち上げられている世界のロケットと同等以上のコストパフォーマンスを実現することを目指している。

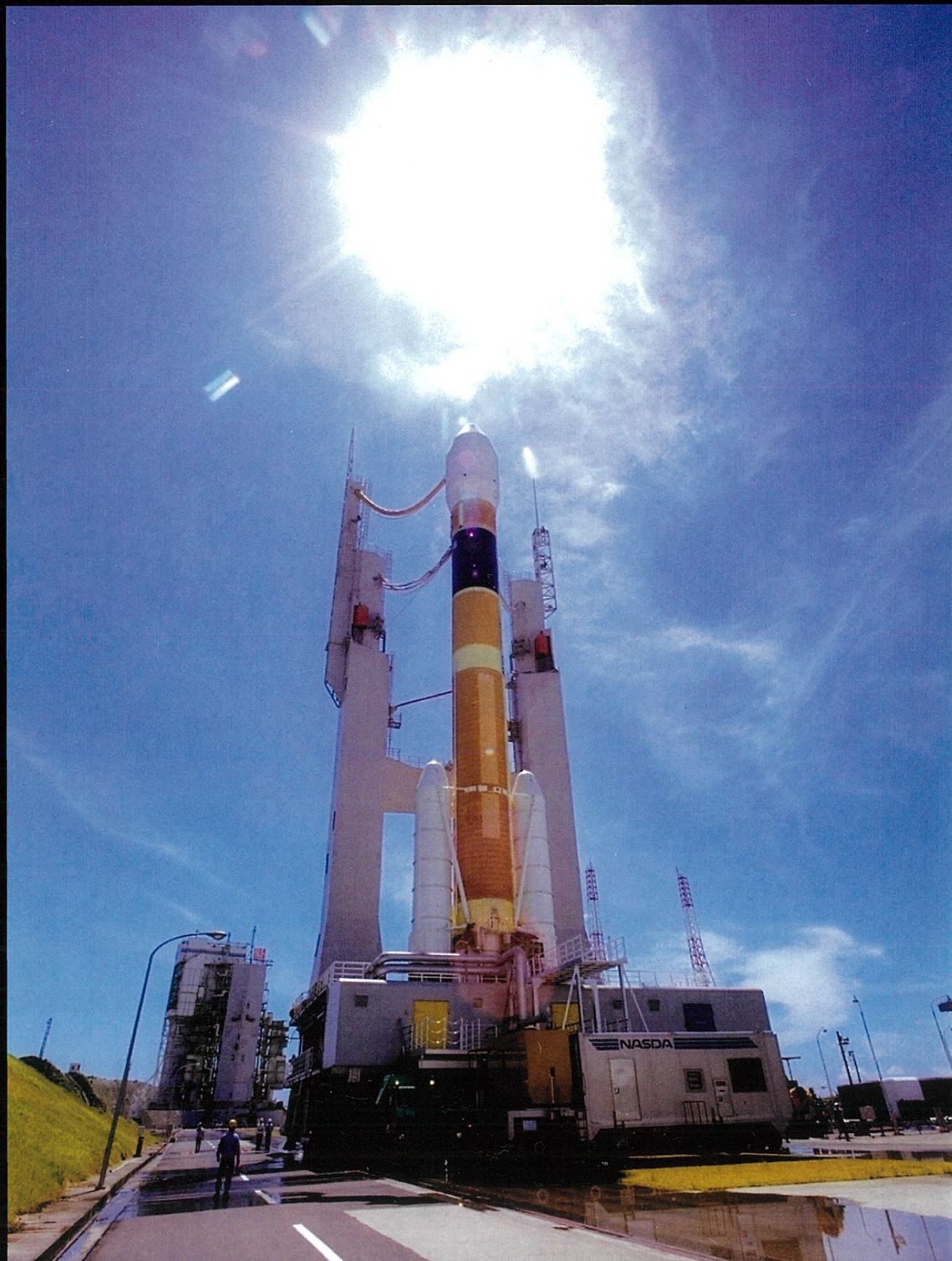
また、固体補助ロケット(SSB)や、液体ロケットブースタ(LRB)を追加することで、最大でH-IIの約2倍の打上げ能力を持たせることができるとともに、様々な大きさのペイロードにきめ細かく対応することもできるように設計されている。21世紀初頭の日本の宇宙活動を支える重要な宇宙輸送手段である。

H-IIAロケットの検討は1993年に始まり、1996年に開発が始まった。当初試験機打上げは、2000年初頭を予定していたが、H-IIロケットの5号機と8号機が打上げに失敗したことから、その原因と対策を十分に反映するため1号機の打上げは1年延期された。また第1段エンジンLE-7Aにトラブルが相次いだことから、さらに半年延期され、2001年夏になった。

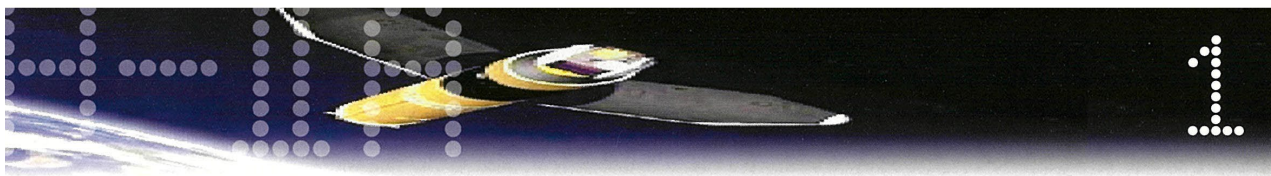
試験打上げは2回。2001年夏の試験機1号機に次いで、試験機2号機は2002年初頭に打ち上げる予定である。

2001年6月
宇宙開発事業団

H-IIAロケット



H-IIAロケット



H-IIA ロケット

H-IIAは、地上から36,000kmの静止軌道に2トン級の衛星を打ち上げる国産ロケットである。その概要を見ていこう。

17階建ての細いビルに相当

H-IIAの本体は直径4m、全高53mの円筒だ。ただし一番上の衛星フェアリングの全長が搭載衛星の大きさに合わせて調整可能なので、全高は打ち上げ各機によっていくらか変化する。通常の六畳間の対角線が4.2m、通常のマンション1階分が高さ3mなので、H-IIAのボリュームは、各階に六畳よりやや広い部屋しかない17階建てのひよろりとしたビルと同じことになる。

この宇宙に飛んでいくビルは17階建てではなく、実際には3階建てだ。下から全長37.2mの第1段——ただしこの数値は第2段の下半分を覆う段間セクションを含む——全長10.7mの第2段、全長12mの衛星フェアリングという順番で積み重なっている。フェアリングは搭載する衛星に合わせて直径4mと5mのものを各種選択することができる。5mフェアリングがつくとH-IIAは上部が膨らんだツクシのような形になる。

H-IIAロケットは、搭載電子機器により慣性誘導飛行を行う。慣性誘導とは、飛行中に、ロケットが自らの位置と加速度を感知し、予定された飛行経路を正しく進むように自動修正を行う機能である。H-IIAはラジコンカーのように

地上からの電波でコントロールをしているわけではない。地上で行うのは、ロケット自身が送ってくる信号を受信し、正しく飛行しているかどうかをモニターすることである。飛行経路を著しくはずれた場合にのみ、安全処置として地上から指令破壊コマンドを送信することになっている。これらの搭載電子機器は、第1段ロケットの上部と第2段ロケットの下部に分散して搭載されている。

H-IIAというビルディングには横に別棟も付いている。第1段の横には標準で、直径2.5m、全長15.2mの固体ロケットブースタ(SRB-A)が2基付く。こちらは各階四畳半の5階建てビルといったところだろう。ちなみに「-A」というのは、H-IIロケットの固体ロケットブースタ「SRB」と区別するための添え字だ。

多彩なオプションで打上げ能力増強

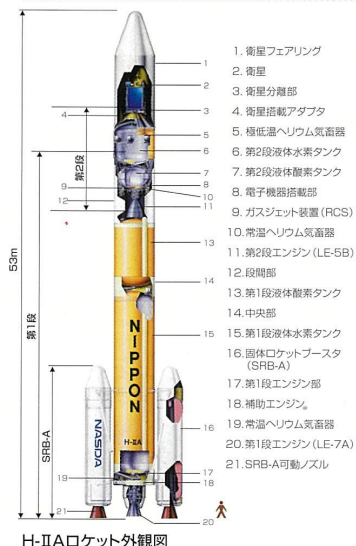
横につく別棟には様々なオプションがある。まず、小型の固体補助ロケット(SSB)を最大4本まで装着して、打上げ能力を向上することができる。もっと打上げ能力を大幅に向上する場合には第1段とほぼ同じ大きさの液体ロケットブースタ(LRB)をつけることもできる。LRBをつけると打上げ能力は約2倍近くにまで大きくなる。将来的にはLRBを2本装着して、打上げ能力を倍増することも検討されている。全体の重量は液体酸素と液体水素の推進薬や加圧用のヘリウムなどを満タンにした状態

で約285トン。この数字は世界の同クラスのロケットと比較するとかなり軽い。欧州の同クラスロケット「アリアン4」は約460トン、ロシアの同クラスロケット「プロトン」は約1,000トンある。この軽さこそH-IIAの高性能の証明の一端である。

ただしその高性能も、無事に打ち上がり続けてこそのものであることは留意する必要がある。アリアンもプロトンも過去に十分な実績を積み重ねている。ロケットに必要なのはF-1レーシングカーのような高性能ではない。確実に仕事をこなす確実性である。H-IIAの「荷役馬」としての適性は、1号機以降続く打上げで一つ一つ証していかなければならない。

H-IIAロケットをその大ききで理解すると——轟音とともに地球から垂直にあがる17階建てのビル別棟付き——全体重量のおよそ90％は燃料が占める——そしてこの建物は地球から離れた瞬間から自主コントロールで宇宙へと向かう——ということになる。

先に述べたように、H-IIAロケットは現在の世界水準で見ると「小さくて力持ち」という特徴を持つ。しかし、30年前にアメリカがアポロ計画で開発したサターンVロケットは、直径も全高もH-IIAの約2倍。打上げ能力は10倍以上あった。無人ロケットと有人ロケットの違いもあり単純には比較できないが、H-IIAが日本の宇宙輸送システムの最終的な解というわけではないことは、理解しておかなければならない。



	第1段	固体ロケットブースタ (SRB-A)	第2段	衛星フェアリング (例4Sフェアリング)	固体補助ロケット (SSB) ※1	液体ロケットブースタ (LRB) ※2
全長 (m)	37.2 (含む段間部)	15.2	10.7 ※3	12.0	14.9	36.7
外径 (m)	4.0	2.5	4.0	4.07	1.0	4.0
質量 (トン)	114 (H2A202仕様)	150 (2本分)	20	1.4	31 (2本分)	117
推進薬質量 (トン)	100 (有効推進薬)	130 (2本分)	17 (リフトオフ時)	-----	26.2 (2本分)	99.2 (有効推進薬)
推力 (真空中,kN)	1074 (短ノズル)	4520 (2本分)	137	-----	1490 (最大, 2本分)	2200 (エンジン2基)
燃焼時間 (秒)	390 (スロットリングなし)	100	530	-----	60	200 (スロットリングなし)
推進薬種類	液体水素・液体酸素	HTPBコンポジット	液体水素・液体酸素	-----	HTPBコンポジット	液体水素・液体酸素
比推力 (真空中,kN)	429.0 (短ノズル)	280.0	447.0	-----	282.0	440.0
姿勢制御方式	ジンバル補助エンジン	ジンバル	ジンバル・ガスジェット	-----	-----	ジンバル
主要搭載電子機器	誘導制御系機器 テレメータ送信機	-----	誘導制御系機器 レータランスポンダ テレメータ送信機 指令受領受信機	-----	-----	誘導制御系機器

各段主要諸元表

※1 H-IIA標準型で打上げ能力を高めるためSRB-Aと組合せて使用
 ※2 H-IIA増強型でSRB-Aと組合せて使用
 ※3 第2段10.7m=25度傾斜搭載アダプタ+1194mm傾斜搭載部

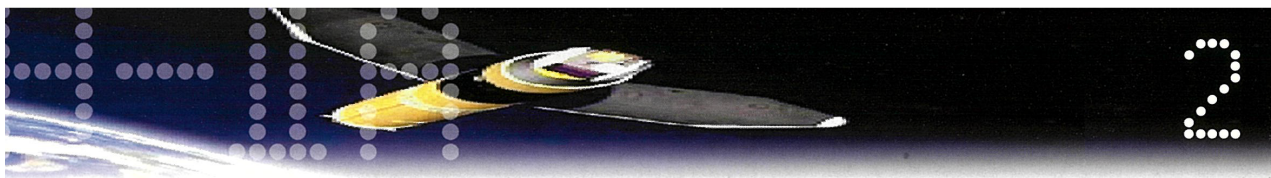
- 固体ロケットブースタ(SRB-A)
H-IIAは固体燃料を使う推進用のロケットを2基装着して、打上げ直後の加速に用いる。これがロケットブースタ(SRB-A)である。
- 固体補助ロケット(SSB)
H-IIAで使用する小型の固体燃料を使う補助推進用のブースタ。SSBは2本もしくは4本追加することで、打上げ能力を調整することができる。
- 液体ロケットブースタ(LRB)
H-IIA増強型で開発される液体燃料を用いる大型のブースタ。LRBを装着することで、H-IIAの打上げ能力は2倍近く増大する。
- ペイロード
ロケットに搭載する「荷物」のこと。H-IIAの場合、多くは衛星をペイロードとして搭載する。
- 推進薬
ロケットの「燃料」のこと。なぜ「燃料」と呼ばないかといえば、自動車や航空機では「空気」に相当する「酸化剤」をもロケットは自分の内部に搭載しているためである。つまり推進薬とは、燃料と酸化剤の総称である。
- 推力
ロケットが噴射によって発生する力を推力という。ロケットは燃焼ガスの熱エネルギーをノズルによって運動エネルギーに変換する。
- 比推力
一言でいえばロケットエンジンの燃費を表す数値。この数値が大きければ、同じ重量のペイロードならば、少ない推進薬で打上げ可能。同じ量の推進薬なら、より重いペイロードが打ち上げられる。

H-IIAロケットがめざすもの

2



H-IIAロケット打上げ想像図



H-IIAロケットがめざすもの

H-IIAは、静止軌道に2トン級の人工衛星を打ち上げる国産ロケットである。打上げ能力は、その技術的な基本となったH-IIロケット(1994年2月に1号機を打上げ)と同じだ。それではH-IIAは何をめざして開発されているのか。

作りやすく使いやすいロケット

H-IIAは、H-IIの技術を基本に、構造や打上げ作業を簡素化することをめざしているため、ロケットエンジンから機体のほか地上設備にいたるまで様々な変更がなされている。

たとえば、メインエンジンである第一段ロケットのLE-7Aエンジンでは、高温にさらされるメイン噴射器の溶接箇所を1/10に減らした。この削減は、H-II開発時代の失敗経験から導き出された結果であると同時に、コンピュータ制御の工作機械の発達により大きな構造体の一体削りだし技術が可能になったことによる。溶接部には極めて高い完成度が要求されるため、これを極力避けるとともに、溶接箇所が少なくなったことにより溶接部分の確認に必要なX線検査等にかかる時間も短縮された。また、ターボポンプまわりの配管も、設計の全面的な見直しにより、簡素化され、すっきりした引き回しになっている。これにより信頼性が向上している。

アビオニクス系はデータベース化された。これは機体の中と地上設備をつなぐ配線を簡素化して基本的に一系統のコネクタをつなぐだけで機体の状態を監視できるように、搭載電子機器の構成を変えたということである。配線の数が少なくなれば、信頼性が向上するとともに、それだけ現場の作業が楽になり準備のための時間も短縮できる。

固体ロケットブースタ(SRB-A)は、H-IIの時の高張力鋼製ボルトにより4つのセグメントを結合する分割型から、炭素系複合材料(CFRP)製の一体成型構造に変わった。H-IIでは4分割で製造し、それぞれを種子島に輸送してからボルトでつなぎ合わせていた。大きな4つの火薬を接合したあとには、気密性の確認をはじめとする

各種点検に約1ヶ月かかっていた。H-IIAでは、種子島宇宙センター内にSRB-A製造工場を備え、一体型のSRB-Aを現場で製造できるようになった。従来、約50日かかっていた射場での整備作業がH-IIAでは約20日に短縮されているが、このSRB-Aの組立工程が大幅に減り、各種点検作業が短縮されたことはその大きな要因である。また、火薬を詰めるモーターケースの素材がCFRP製に変わったことにより、燃焼時の内部圧力も55気圧から120気圧に上昇させることが可能となった。ここではあえて新しい材料に挑戦し、引張り強度が高いという材料の特徴を生かして燃焼時圧力を高くするという挑戦的な設計方針が採用されている。

ロケットは宇宙へ衛星を運ぶ輸送機である。搭載する個々の衛星にいかにか柔軟に対応できるか、乗り心地のよい乗り物となるかは重要な課題である。H-IIAではこの点にも配慮し、衛星搭載作業に関わる設計思想が全面的に見直された。種子島に搬入されロケットに搭載される前の衛星の整備作業は、まず衛星組立棟内で行われる。H-IIでは、その後、衛星がロケットに搭載されてからも電気系統の配線や各種点検作業などの手順が多く煩雑であった。これはロケット系の2段階搭載機器が衛星フェアリング内に配置されていたことによる。H-IIAでは、それらの位置を変更し、衛星側とのインタフェースを簡潔なものとした。衛星組立棟内での整備を終えた衛星はフェアリングに収納され、鳥かごと鳥のように一体となってそのままロケット上部に搭載されるだけという手順になっている。ロケット系と衛星系のそれぞれに必要な作業を、お互いなるべく影響を与えないように進めることにより、全体の作業日数は削減された。これも、整備作業50日から20日への削減に貢献している。

もちろん、固体補助ブースタや液体ロケットブースタを装着して衛星重量に応じた打上げ能力を出すことや、フェアリングの形を変えることにより衛星の形に柔軟に対応していくことなど、H-IIAは搭載する衛星(=ユーザー)のことを考えて

基本コンセプト作りがされている。ロケット2機分の整備が同時にできる新組立棟の建設や、打上げ射点を増やすという地上設備側の改良も行った。

このように、H-IIAでは、さまざまな設計の見直しや改良がなされており、改良部分はほとんどすべてのコンポーネントに及んでいるといっても過言ではない。さらには全体システムとしての見直しを重ね、作りやすく使いやすさが追求されている。

シート8「H-IIとH-IIA——信頼性向上とコストダウン」も参照

H-IIAの打上げコストは世界水準に

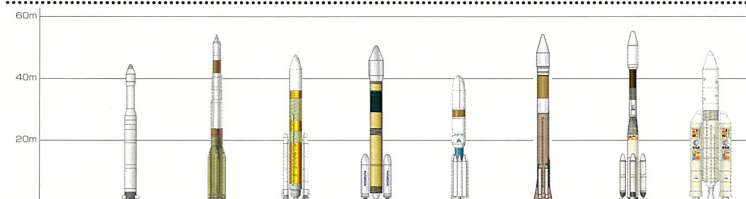
H-IIは1機160億円の打上げコストを目標に設計された。この価格はH-IIが企画された1984年当時は国際的に妥当なものだったが、その後の円ドル相場の変化(計画時に240円/ドルだったものが、その後最高で79円/ドルにまで円高が進んだ。2001年5月現在、約120円/ドル)によりH-II完成時には国際的に通用しない額となってしまったことは周知の事実である。国際的なロケット打上げコストは各社とも公開していないためにはっきりしたことは明らかになっていないが、大体現在のドル110~120円換算で、H-IIクラスのロケットならば100億円程度と言われている。ただしロシアと中国は、これよりも大分安い価格で打上げを請け負っている。

これに対してH-IIAは、1機85億円以下の打上げコストを目標に開発を行っている。ロケットのコストは、調達機数によっても変わる。多数の機体を同時発注すれば、量産効果によりそれだけコストは低下する。最終的にH-IIAの打上げコストがいくらになるかは、どれだけの数の打上げをこなすかにかかっていると見て良い。

ちなみにH-IIA試験機1号機の打上げコストは約90億円を予定している。増分は、各種搭載計測機器や取得データの送信機などテスト打上げのために充実した装備の分である。参考までに、実際に打ち上げた7機のH-IIロケットの打上げコストは機体構成によりかなり上下している。195億円(3号機:補助ブースタなど独特の装備を使用)~140億円(8号機:H-IIAと同じ低コスト第2段を使用)で運用を行った。ロケットの打上げコストは個々の打上げに必要な装備によってかなり上下することがわかる。

シート8「H-IIとH-IIA——信頼性向上とコストダウン」も参照

●アビオニクス
ロケットに搭載した電子機器全般をアビオニクスという。本来は航空機搭載電子機器のこと。ロケットの位置と姿勢の計測と制御を行う。
●LEO
low earth orbit:低高度地球周回軌道(地上数百km)
●GTO
geostationary transfer orbit:地球静止軌道への遷移軌道(近地点数百km、遠地点約36,000kmの長楕円軌道)



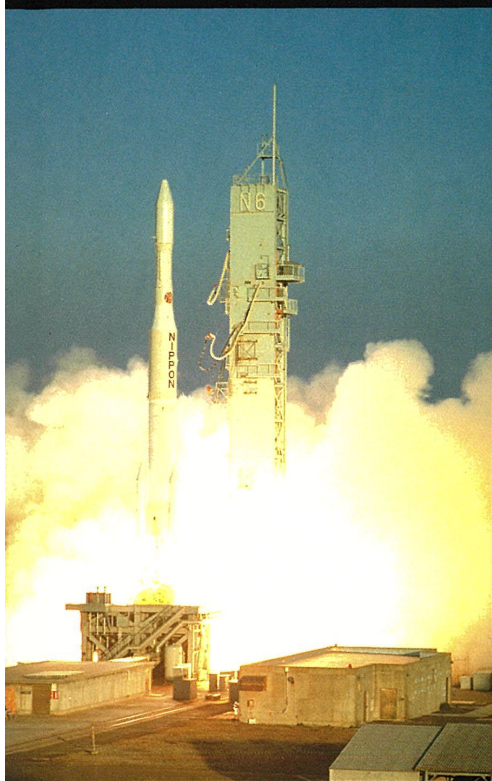
ロケット名	長征3号 (3A)	プロトンK	H-II	H-IIA(標準型)	アトラスII	アトラスIIAS	アリアンN (4L)	アリアンV
国名	中国	ロシア	日本		米国		欧州	
LEO打上げ能力(t)	8.5	21	10.0	10.0	8.3	8.6	9.6	18
GTO打上げ能力(t)	2.6	4.9	4.0	4.0	3.8	3.8	4.5	6.8
打上げコスト(億円)	54~66	108~118	170~190	75~85	90~108	108~126	120~150	180~216

世界のロケット推定打上げコスト表

※International Reference Guide to Space Launch Systems(99 AIAA)より 18=120円で換算

H-IIAへの道のり

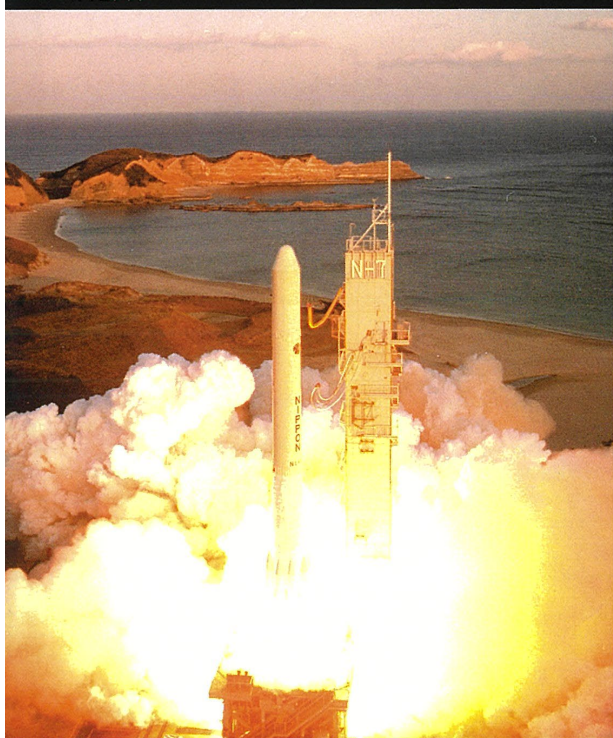
3



N-Iロケット



H-Iロケット

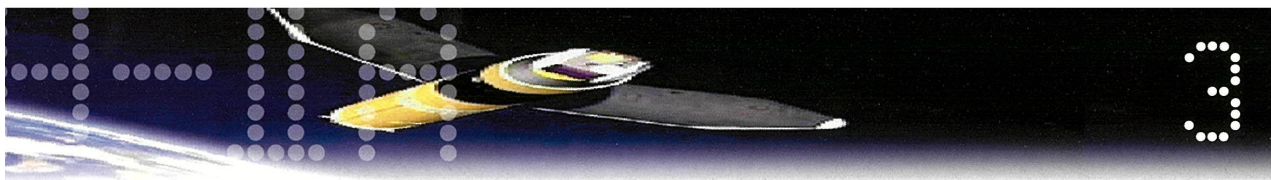


N-IIロケット



H-IIロケット

NASDA H-IIA解説シート



H-IIAへの道のり

日本は突如としてH-IIAを開発したわけではない。1969年の宇宙開発事業団設立以来、30年以上もの歴史があり、N-I、N-II、H-I、H-IIの歴代ロケットがあった。これらの蓄積の上に、H-IIAは成立している。

アメリカからの技術導入から出発

日本の実用ロケット開発は、1970年にアメリカからの技術導入を決定したことで本格化した。1964年以降、科学技術庁の宇宙開発推進本部は通信衛星や気象衛星のような実用衛星を打ち上げるロケットの開発を目指していたが、当時の日本の技術力と与えられた開発予算では、衛星側が要求する打上げ時期に間に合うようにロケットを開発することが非常に困難なことが徐々に分かってきた。1969年に宇宙開発推進本部を発展的に解消して宇宙開発事業団が設立されてから、アメリカからの技術導入でロケット技術を習得しつつ開発を行っていくことになったのである。この技術導入により、日本は通信、気象などの実用衛星を打ち上げることができるようになったが、一方でブラックボックスとして導入された技術にトラブルがあっても、その原因究明を行うこともできないという問題にも直面した。また、技術導入にあたって、他の国の衛星を打ち上げるためにはアメリカの承認を得ることという条件もついた。この結果、日本が独自の宇宙活動をおこなうための純国産ロケットを開発することが大きな目標となったのである。

N-IからH-Iまで、技術導入ロケット

日本で最初の実用衛星打上げ用ロケットが

1975年に1号機を打ち上げたN-Iだ。N-Iはアメリカからの大幅な技術導入の上に成立している。機体はダグラス社の「ソー・デルタ」ロケットを基本に、国産液体ロケットエンジン「LE-3」を第2段に使用した。その形はソー・デルタとほぼ同一だ。ただし誘導制御の方式などはソー・デルタとは異なる。

気象庁、電電公社、NHKといった衛星ユーザは、N-Iロケットの能力に納得しなかった。N-Iロケットが完成した時期、すでに実用衛星は300kg台の大きさになっており、地上36,000kmの静止軌道への打上げ重量が130kgのN-Iでは彼らを満足させることができなかったのである。そうして次のN-IIが開発された。N-IIは静止軌道に350kgの打上げ能力を持っていたが、開発を急いだ結果アメリカからの技術導入部分が増え、国産化率はN-Iよりも下がった。

続くH-IIはデルタ系の本体に国産技術を本格的に組み込んだロケットだ。国産の液体酸素・液体水素エンジン「LE-5」、ジャイロを初めとした主要部品を国産化した誘導システム、第3段に使う高性能固体上段ロケットモータが、H-Iで実用化された。

純国産を達成したH-II

次のH-IIでは、世界一級級、すなわち静止軌道への打上げ能力が2トンのロケットを全て国産で開発することが目標になった。開発の目玉は4つ、日本としては初めての第1段用液体ロケットエンジン「LE-7」、リングレーザジャイロを使用した誘導システム、直径4mの大型フェアリング、2本使用する大型の固体ロケットブースタ。なかでもLE-7は大きな技術的挑戦で、

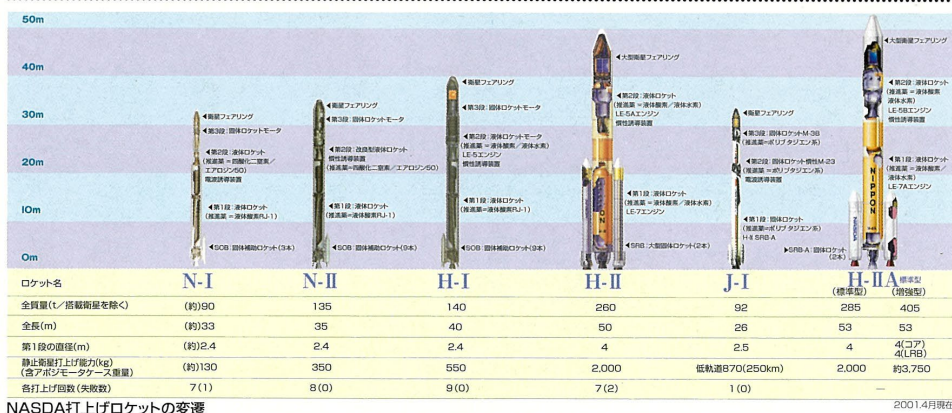
開発の前半では液体水素ターボポンプがなかなか予定した性能を出せず、開発は難航した。

さらに、LE-7は燃焼試験時に事故が多発。溶接部分が熱応力に耐えられずに破壊すると分かるまでに、2回の大規模な爆発事故を経験しなくてはならなかった。結局LE-7の開発遅延で、H-II 1号機の打上げは当初予定から2年遅れた。

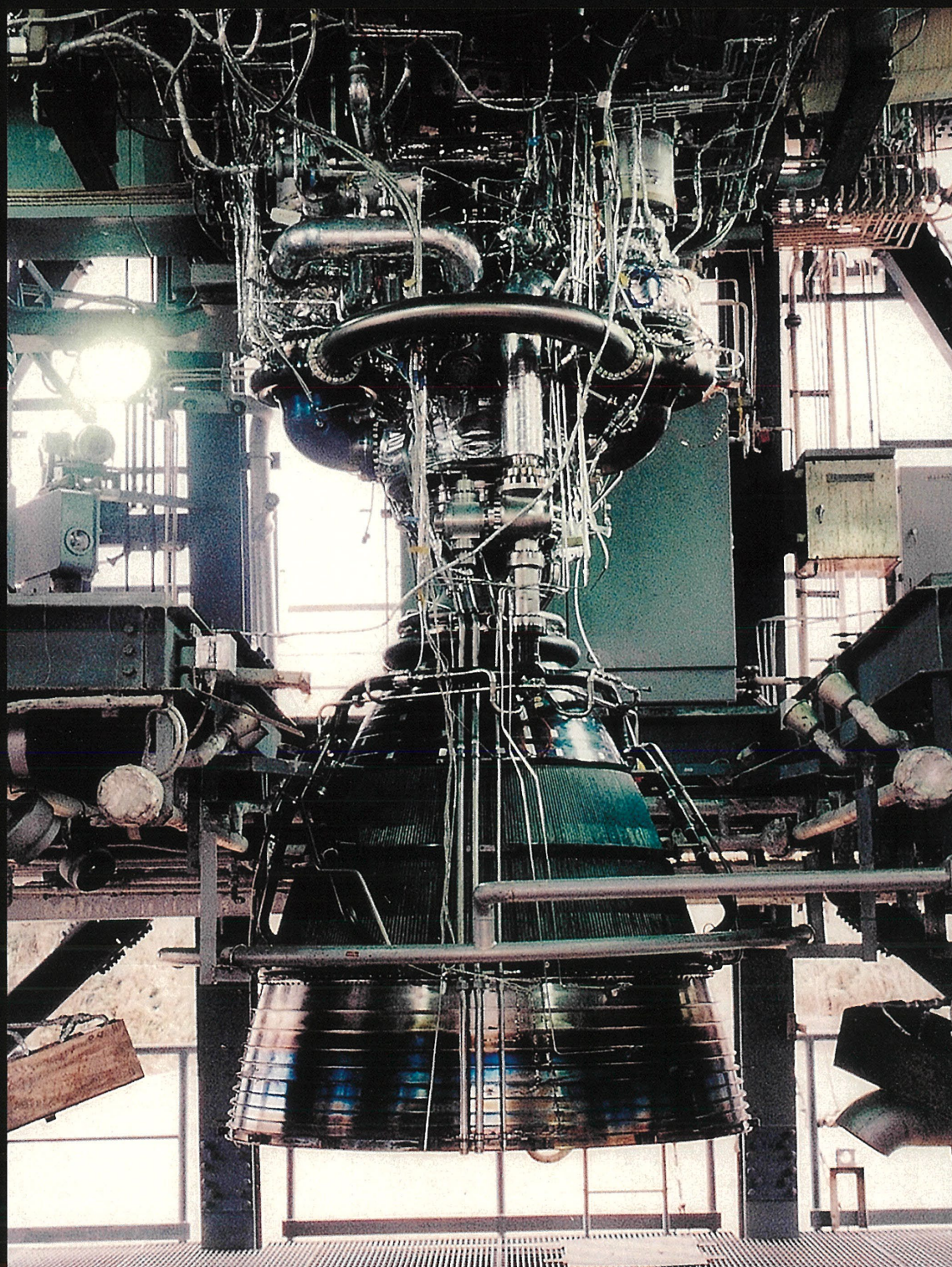
1994年2月に1号機を打上げ。合計7機を打ち上げたが、1998年2月打上げの5号機が第2段LE-5Aエンジンの破損により打上げに失敗。捲土重来を期した1999年11月に打ち上げた8号機がLE-7エンジンの破損により打上げに失敗。2回連続の失敗により、打上げ順番入れ替えて最終号機になるはずだった7号機を打ち上げることなく運用を終了した。純国産の悲願を達成し、日本が国際的に宇宙先進国の仲間入りをすると同時に、国産技術の成熟の必要性を、事故を通じて示したロケットだった。

1999年12月、H-IIA初号機の打ち上げを2ヶ月後に、H-II ロケットシリーズの最終号機の打ち上げを翌年の夏に控え、双方のロケットの準備が並行して進められている予定であった。しかし、前月のH-II 8号機の打上げ失敗を受け、宇宙開発事業団では、H-II 最終号機の打ち上げを取りやめH-IIAの打ち上げも延期した。失敗の原因究明に全力をそそぐこと、新型ロケットであるH-IIAの開発に全勢力を傾けることを決定したのだ。

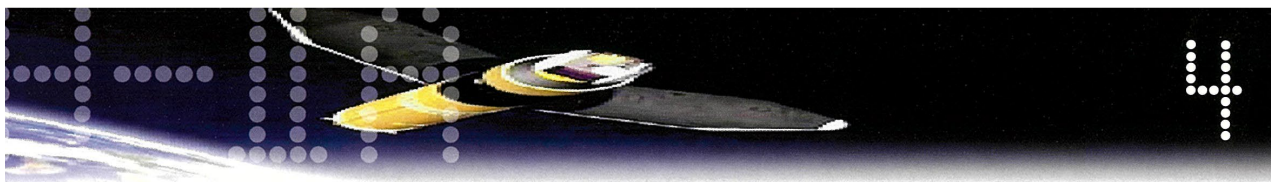
アメリカからの技術導入、自主技術の獲得、そしてH-II 8号機の打上げ失敗、これら乗り越えて日本のロケット開発の歴史は21世紀のH-IIAロケットへと続くことになる。



H-IIA開発中に直面したトラブル



現行のショートノズルに変更される以前のLE-7Aエンジン燃焼試験



H-IIA開発中に直面したトラブル

H-IIAの開発は1996年から始まった。新しい技術の開発は常に挑戦の連続であり、それ故未踏の技術領域でのトラブルは付き物だ。失敗と試行錯誤のない開発は逆に信用できないとまで言える。当事者にとってトラブルの発生はつらい。しかしトラブルの原因を突き止め、問題を解決していくことで、技術は磨かれて完成に近づくのだ。

H-IIA開発時の主なトラブル

初の純国産をめざしたH-II開発時には第1段エンジンLE-7でトラブルが多発した。エンジン燃焼時にかかる圧力や温度は日常生活からはかけ離れた大きさである。それだけに、ほんの小さな要因だけでもトラブルが起きやすい。たとえば、釣鐘状のノズルスカートの一部は、冷却用の水素が通る直径約1センチ、肉厚0.5ミリのパイプをつなげて形作られている。溶接は手作業で行うがたとえば10ミクロンの段差があっても、そこから燃料がもれると大爆発が起きる可能性があるのだ。また、発生するエネルギーも大きい(たとえば、車100台分を持ち上げるほど)ので、トラブルが起きるとそれが大事故につながる。

H-IIA開発においても、LE-7Aエンジンのトラブルは多く発生している。以下、やや細部にわたるが、LE-7Aエンジン開発において発生

したトラブルを見ていく。これらの事例から、ごく小さな要因でも大きなトラブルにつながる事がわかる。

●主噴射器に液体酸素を吹き込む主噴射器 LOXポストの破損

1997年5月20日に実施した350秒燃焼試験で、エンジン燃焼室に液体酸素と液体水素を吹き込む主噴射器の一部である主噴射器 LOXポストが破損した。

対策: LOXポストの付け根部に応力が集中したことによる疲労破壊が原因と判明したため、応力が集中しないように形状を変更した。

●主燃焼室壁面の溶損による周囲の水素冷却配管の破損

1997年11月6日に実施した燃焼試験の後、エンジン内部を点検したところ、主燃焼室壁面が溶けていた。

対策: 燃焼室を保護するための水素を燃焼室内に吹き込む冷却用穴の径と位置を変更し、効率的に壁面を保護できるようにした。

●プリバーナ噴射器内の噴射要素のスリット部に欠損発生

1999年3月30日に種子島宇宙センターで行った燃焼試験の後、点検によりプリバーナ噴射器内部の噴射要素のスリットに欠損が見つかった。

対策: 噴射要素が共振のために破損

したと判明したので、共振の原因となった噴射器側面の冷却用水素噴出穴の直径を0.5ミリ変更した。

●起動時のショックによるエンジンジンバル用アクチュエータの破損

1999年6月1日に実施したGTV(地上試験機)を使った燃焼試験で、エンジン起動時と停止時にエンジンの噴射方向を変えるジンバルが規定以上の角度に振れて、ジンバルを動かす油圧アクチュエータが破損した。

対策: エンジン起動時にノズルで発生する衝撃が、事前の予想以上に大きく、アクチュエータに過大な負荷がかかったことが判明。1号機では衝撃を低減するためにノズル下半分を装着しないことにした。これによりノズル効率が下がるため、打上げ能力は減少するが、ミッション要求は満足できると判断した。

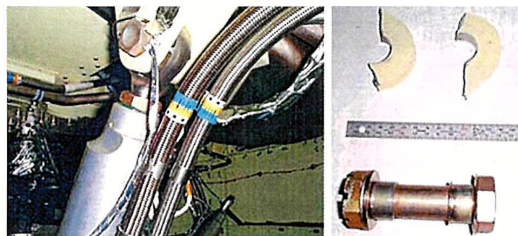
●液体水素ターボポンプ軸受保持ボルトの破損

2000年8月7日の燃焼試験後の点検で、液体水素ターボポンプ軸受保持ボルトが破損していた。

対策: 低い入口圧力下でターボポンプ入口付近の異常な流体现象により発生する過大な軸振動により破断したと判明。1号機については異常な液体現象の起こらない範囲で運転するとともに、試験機2号機に向け、液体ターボポンプの設計変更に直ちに着手した。

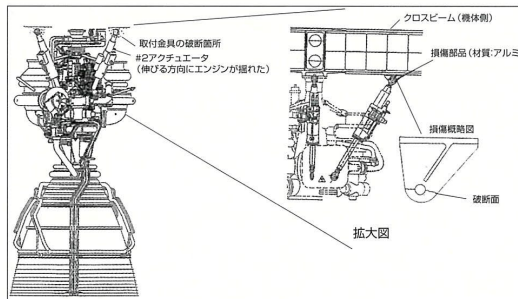


主燃焼室壁面の溶損による周囲の水素冷却配管の破損



アクチュエータの取付状況

取付金具の破断状況



エンジン操舵用アクチュエータ取付金具の破断状況

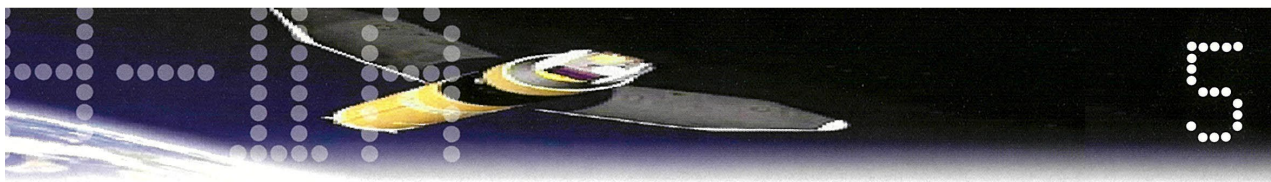
- LOX
液体酸素のことを表す略号。「ロックス」と発音する。ちなみに液体水素の略号はLH2である。発音は「エルエッチツー」。
- プリバーナ
LE-7Aエンジンは、「二段燃焼サイクル」というエンジンサイクルを採用している。
二段燃焼サイクルでは、水素に最初は少量の酸素を混ぜて不完全燃焼させ、その燃焼エネルギーでターボポンプを駆動。次いで十分な酸素を混入して主燃焼室で燃やし、ノズルから噴射する。このようにすることで水素の全量が推力発生に使えるようになる。最初の不完全燃焼を行う燃焼室をプリバーナという。
- ジンバル
二つの回転軸を持ち、前後左右に自由に方向を変えることができる機械機構をジンバルという。一般に液体ロケットは、エンジンをジンバルで支えて噴射方向を変えることで姿勢を制御する。噴射方向を変えることを、ジンバルングという。
- アクチュエータ
動力を発生する機械要素を一般にアクチュエータという。モータのような汎用動力源を組み合わせて、特定の動作を行えるようにしたもの、このように呼ぶことが多い。H-IIAの場合、ジンバル支持したロケットエンジンの向きをえるために、伸縮するアクチュエータを使っている。

H-II ロケット8号機

5



海上でのエンジン引き上げ



H-IIロケット8号機

1999年11月15日16時29分、種子島宇宙センターから、運輸多目的衛星(MTSAT)を搭載したH-IIロケット8号機が打ち上げられた。

しかし打ち上げ後3分59秒で第1段エンジンLE-7が突如破損し、打上げは失敗した。機体は小笠原諸島父島の北西380kmの海域に落下した。LE-7のトラブルによる初の打上げ失敗だった。

深海から エンジン残骸を引き上げる

事故の解析作業は直後から始まったが、ロケットから送信されてきていたテレメータデータからはLE-7エンジンの高圧配管系に何らかのトラブルが発生して、推進薬の供給が瞬時に停止したと推定された。

事故直後の11月19日、宇宙開発事業団は、海洋科学技術センターに依頼して、第1段が落下した海域の海底調査を行うことを決めた。11月20日から12月2日まで行われた第1回調査で、11月27日に海底に横たわる第1段の残骸を発見。このため急遽第2回調査が12月20日から実施され、12月24日には事故原因であるLE-7エンジンの残骸が見つかった。エンジン残骸は2000年1月23日から始まった引き上げ作業で深さ3000mの海底から回収された。世界的に見ても深海に没したロケットエンジンを引き上げた例はない。

予期しなかった事故原因

引き上げた残骸の調査から、事前には全く予想していなかった事故原因が浮かび上がった。液体水素ターボポンプが液体水素を吸

い込むためのインデューサという羽根車の羽根が折れていたのである。破断面には繰り返し力が掛かって起きる疲労破壊の痕跡が残っていた。破壊はここから起きたらしい。インデューサに水を流して流れを見る実験から、事故原因が明らかになった。

液体中で羽根車を回すと羽根の周囲の圧力が下がり液体が気化して気泡が発生することがある。これをキャビテーションという。問題の液体水素ターボポンプのインデューサでは、発生した気泡が、気泡を作るインデューサよりも高速に回転し、流れの上流側へ移動する「旋回キャビテーション」と呼ばれる現象が発生していた。

配管内を上流へ逆流する旋回キャビテーションの気泡が、配管の中に立てた流れを整えるための整流ペーンという板にぶつかって共振して圧力変動が発生。その圧力変動がインデューサの羽根に繰り返し過大な力をかけて、インデューサを破壊。同時に液体水素ターボポンプ入口部も破壊されてエンジンへの推進薬供給が止まり、瞬時にエンジンが停止したのだった。

開発時には 予測もしていなかった原因

旋回キャビテーションが発生することは、LE-7エンジンの開発段階から分かっており、研究段階で液体酸素ターボポンプを担当した航空宇宙技術研究所との共同研究の成果として、その解決方法も見つかっていた。液体酸素ターボポンプは、旋回キャビテーションを発生しない設計を採用していたのである。それに対し

て液体水素ターボポンプは、インデューサが旋回キャビテーションに対する十分な強度を持っていることを確認してそのまま設計を確定していた。旋回キャビテーションに対してインデューサは十分な強度を持っており、破壊には結びつかないと判断したのである。

しかし、旋回キャビテーションがその他の要因と組み合わせると新たな振動を起こす原因になるということまでは事前の予想が及ばなかったことが、事故へとつながってしまったのだった。

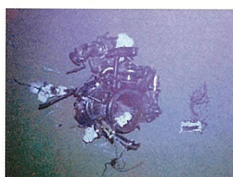
事故後、様々な関係者が原因を推理したが、この複合要因による原因を事前に正しく指摘した者はいなかった。海に落ちたエンジンを引き上げなければ、本当のことは分からなかったのである。

追加の試験でトラブル発生、 設計変更へ

H-IIA第1段に使用するLE-7Aエンジンの液体水素ターボポンプは、設計当初から旋回キャビテーション対策が盛り込まれていた。しかしH-II 8号機の事故後のLE-7A開発では、さらに念を入れ、通常の動作からはずれた動作環境でエンジンがどのような挙動を示すかを確認することになった。この燃焼試験で2000年8月に液体水素ターボポンプのベアリングを固定するボルトの頭が破断するというトラブルが発生。インデューサの設計をさらに改良した液体水素ターボポンプを再開発することになった。



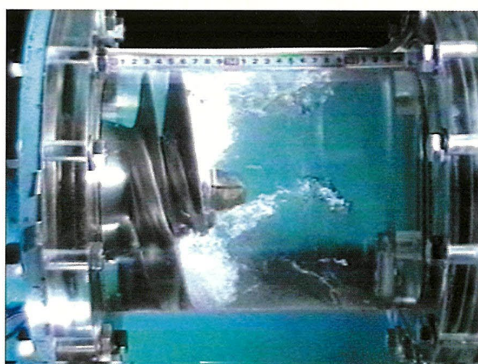
海底に沈むノズルスカート



海底に沈む主燃焼室



機体バルブ付配管



旋回キャビテーション

H-IIA試験機1号機

6



H-IIAロケット



H-IIA試験機1号機

フライト実証

自動車も飛行機も、市場に出す前に実物による徹底した試験を実施し、場合によってはその結果を受けて設計を変更する。しかし、一回の運用ごとに機体を使い捨てるロケットは、どうしても機体全体としての試験回数が限られる。その試験も燃料代をはじめとして多額な費用を必要とするため、たとえばエンジンの燃焼試験のように、単体での試験を地上で繰り返してデータを積み重ねることになる。ロケット本体とエンジンを組み上げ、誘導装置も搭載し、さらには地上設備とつなげて動作確認をしたのは、H-IIAの開発の場合、打ち上げの2年前と1年前に2度の地上試験(GTVシリーズ)を通してわずか4回である。

2001年夏に予定されるH-IIAの初飛行の目的は、開発の最終段階で一部変更された。当初予定されていた欧州宇宙機関(ESA)の実験通信衛星「アルテミス」の搭載を取りやめ、それまでに地上で個々に確認された要素を組み合わせて打上げ、地上試験では完全には確認できない技術要素がうまく働くかを調べることとなった。文字通り試験飛行である。

飛行中のエンジンが地上試験と同じように性能を発揮するか、重力や加速度の変化に応じて計算通りに燃料供給ができるか、飛行中に設計どおりSRB-Aやフェアリングが分離できるか、誘導制御装置がその性能を発揮し、正確にペイロード(衛星)を軌道に投入できるかというような項目を実際のフライトで実証すること、関連する技術データを取得して実用機に反映させることが、試験機1号機の主目的である。

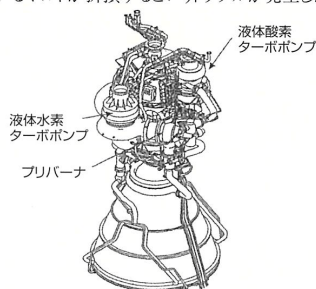
続く2号機も同じ試験飛行だが、さらに信頼性を向上した改良型インデューサを装着したLE-7Aエンジンと、固体補助ブースタ(SRB)4本を装着した初めての形態でのフライト実証を主目的としている。

試験飛行で技術を実証し実用機へ

ロケットの打上げ回数は飛行機の運用回数などと比べると極端に少ないため、実用機であっても、地上での実飛行を模擬した試験や解析によ

り十分な確認を行うことで、打上げに臨むこともあり得る。この部分については言わばぶっつけ本番である。しかし、H-II ロケット8号機の打上げ失敗を契機に、宇宙開発事業団ではH-IIAの試験飛行を1回から2回に増やし、3号機以降の実用機運用をより確実なものにするという考え方に変わった。

フライト実証が最大の目的であるため試験機は実用機とほぼ同規格ではあるが、一部異なる部分もある。最大の相違点は第1段のLE-7Aエンジンに装着される液体水素ターボポンプである。1号機にはこれまで6年間にわたって開発されてきたポンプがそのまま装着される。このポンプは2000年8月の、限界確認を目的として厳しい条件で行った燃焼試験で、ベアリングを止めているボルトが折損するというトラブルが発生した。



宇宙開発事業団は、ボルトを対策品に交換した上で、通常の動作範囲内で使用すれば問題はないことを確認したが、宇宙開発委員会技術評価部会の助言も受けたことから実用機に使う液体水素ターボポンプはインデューサの設計を変更することとなった。インデューサの設計を変更したLE-7Aエンジンは、試験機2号機でフライト実証することになっている。そのほか、技術データ取得のために、技術テレメータ装置やC CDカメラなどを搭載する。

LE-7Aのノズルに関しては、1999年6月1日に実施したGTV(地上試験機)を使った燃焼試験で、エンジン始動時の衝撃によりエンジンの噴射方向を変えるジンバルが規定以上の角度に振れて、ジンバルを動かす油圧アクチュエータの支持金具が破損した。ノズルにかかった力が、

テコの原理でアクチュエータに集中したためだった。このことから、1号機ではエンジンのノズル下部を装着しないことで始動時の力のレベルを抑えようと、アクチュエータの固定部を補強した。ノズルが短くなったことで打上げ能力がやや低くなるが、標準型実用機は下部ノズル無しの形態で当面の実運用を行える見通しである。

テストペイロード「VEP-2」

試験機1号機は、実際にフライトすることを主目的とするほか、打上げ時の振動や温度の条件などを調べるための性能確認用ペイロード「VEP-2 (Vehicle Evaluation Payload-2)」を搭載する。「-2」というのは、1994年にH-IIの1号機に搭載した試験ペイロードが「VEP」という名前を継承している。

重量は約3トン。アルミ合金の円盤を積み重ねた構造の上にドップラー信号送信用のトランスポンダを収めた「ドップラー測距装置(Doppler Ranging Equipment)」という装置が載っている。VEP-2には加速度センサーと温度センサーが搭載されており、打上げ時の振動と温度を計測して地上に送信する。この装置から送信される電波のドップラー変位を測定することで、VEP-2が投入された軌道がどの程度計画と一致しているかを計測する。なお、通常の衛星なら、第2段で静止トランスファー軌道に投入された後、分離して衛星単体で静止軌道をめざすが、VEP-2は第2段から分離しない。

ミラーボール衛星

さらに、もう一つのペイロードとして、直径約50cmのミラーボール状の衛星「LRE (Laser Ranging Equipment)」を搭載する。LREは、球形の表面全体に、光を入射方向に反射する「コーナーキューブ・リフレクター」を126個と、緩い曲面の鏡24枚を張り付けてある。第2段の燃焼終了後、分離したLREに地上からレーザ光線を当てて反射してくる光を観測し、その往復時間から距離を求め、投入軌道を測定する。「LRE」は、晴れていないと観測できないという欠点があるが、軌道計測の精度は、電波のドップラー変位での測定よりも高い。

DREによる電波のドップラー変位測定と、LREのレーザ計測を併用して、確実に軌道を計測し、予定軌道との差を見ることが、ロケットの軌道投入精度を確認する予定である。

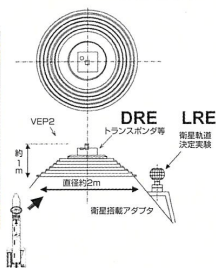
LREが静止トランスファー軌道に正確に投入されたことを確認することはH-IIA1号機の大きな目的である。



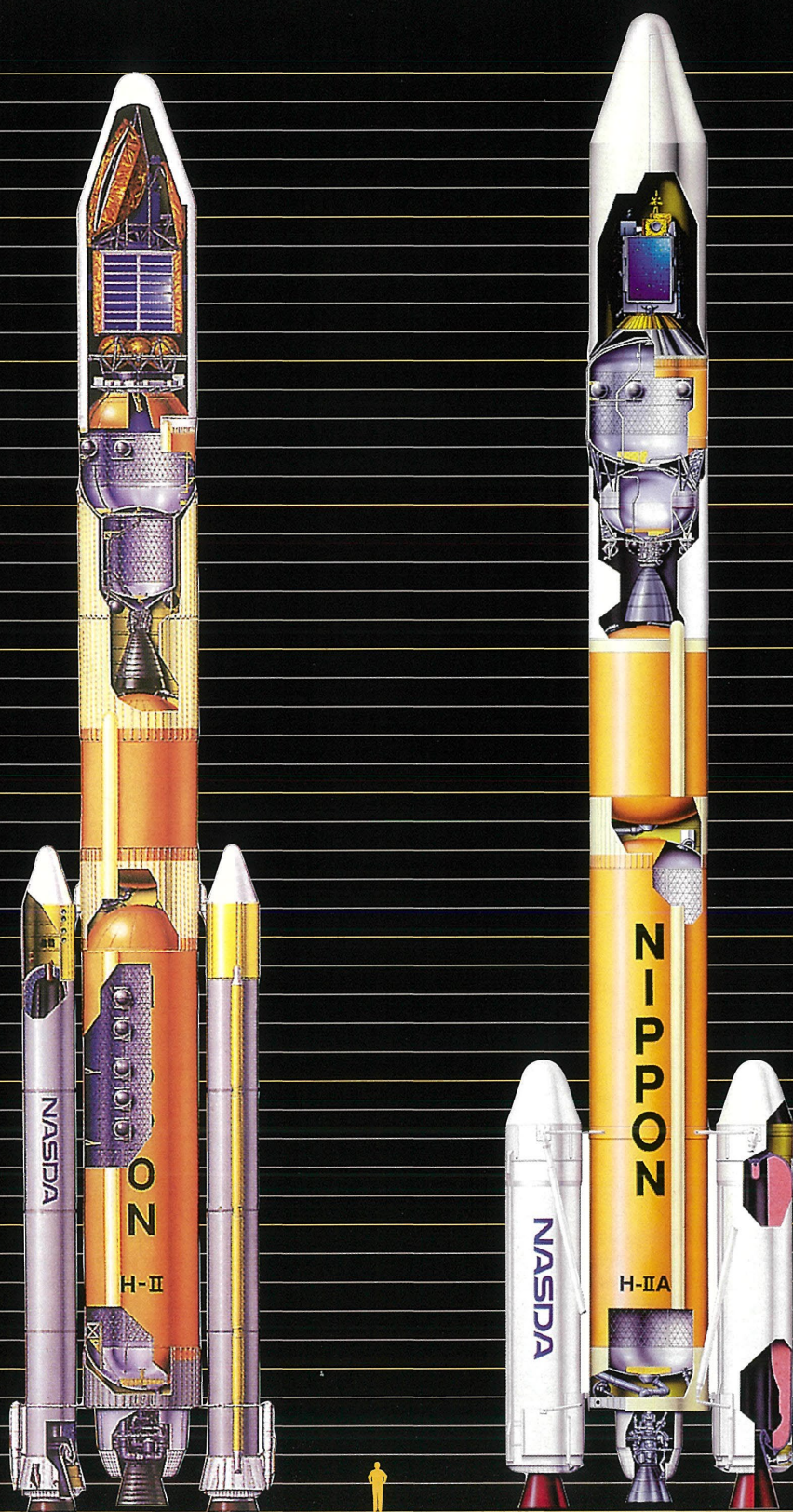
LRE質量特性試験



DRE振動試験



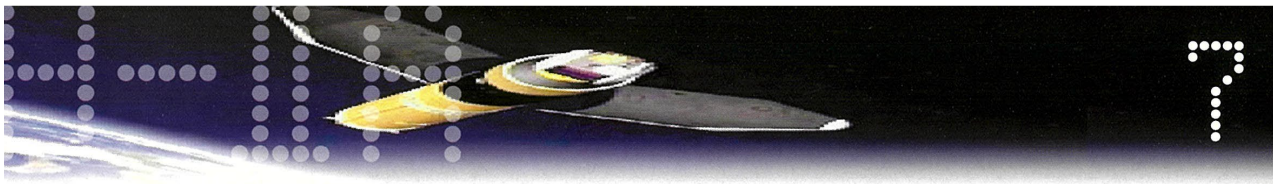
H-IIとH-IIAの比較



H-IIロケット

H-IIAロケット

NASDA H-IIA解説シート



H-IIとH-IIAの比較

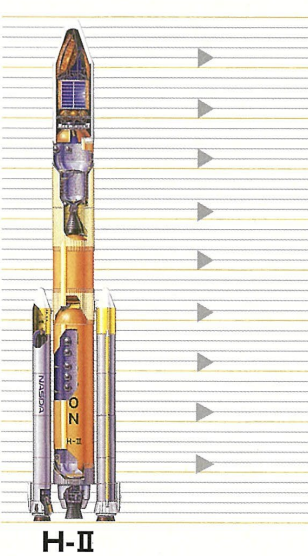
H-IIロケット主要諸元

衛星 フェアリング	第2段	固体ロケット ブースタ	第1段	
12(標準)	11	23	35	全長(m)
4.1(標準)	4.0	1.8	4.0	外径(m)
1.4(標準)	20	141(2本分)	98	各段質量(t)
	17	118(2本分)	86	推進薬質量(t)
	122 (12.4t)	3530 (360.0t) 2本分	1079 (110.0t)	推力(kN) (真空中)
	598	93	345	燃焼時間(s)
	液体酸素/液体水素 LOX/LH2	ポリブタジエン系 コンポジット固体推進薬	液体酸素/液体水素 LOX/LH2	推進薬種類
	ターボポンプ		ターボポンプ	推進薬供給方式
	452	273	445	比推力(s) (真空中)
	ジンバル (推力飛行中) ガスジェット (慣性飛行中)	可動ノズルによる ジンバル	ジンバル 補助エンジン	姿勢制御
	(1)慣性誘導計算機 (2)慣性センサユニット (3)データ・インタフェース・ユニット (4)制御電子パッケージ (5)計測制御装置 (6)PCMテレメータパッケージ (7)テレメータ送信装置 (8)レーダトランスポンダ(2台) (9)指令破壊受信機(2台)	PCMテレメータ パッケージ	(1)横加速度計測装置 (2)制御電子パッケージ (3)PCMテレメータパッケージ	搭載電子機器

H-IIAロケット主要諸元

衛星 フェアリング	第2段	固体ロケット ブースタ	第1段	
12.0	10.7	15.2	37.2	全長(m)
4.07	4.0	2.5	4.0	外径(m)
1.4	20	150(2本分)	114	各段質量(t)
	17(リフトオフ時)	130(2本分)	100	推進薬質量(t)
	137 (14t)	4520 (460.0t) 2本分	1074 (109.5t) 短ノズル	推力(kN) (真空中)
	530	100	390	燃焼時間(s)
	液体酸素/液体水素 LOX/LH2	HTPBコンポジット	液体酸素/液体水素 LOX/LH2	推進薬種類
	ターボポンプ		ターボポンプ	推進薬供給方式
	447	280	429 短ノズル	比推力(s) (真空中)
	ジンバル (推力飛行中) ガスジェット (慣性飛行中)	可動ノズルによる ジンバル	ジンバル 補助エンジン	姿勢制御
	(1)誘導制御計算機 (2)慣性センサユニット (3)2段電動アクチュエータコントローラ (4)データ収集装置 (5)テレメータ送信機 (6)レーダトランスポンダ(2台) (7)指令破壊受信機(2台)	(1)SRB-A電動アクチュエータコントローラ (2)駆動用電源分配器	(1)誘導制御計算機 (2)横加速度計測装置 (3)レートジャイロパッケージ (4)制御電子パッケージ (5)データ収集装置 (6)テレメータ送信機	搭載電子機器

H-IIからH-IIAへの主な改良の比較



H-II

フェアリング

- パネル分割数・接着方法の変更
- 製造工程の簡素化

アビオニクス

- ボックスの統合・高集積部品の活用
- データベース方式の導入
- 点検の自動化と自己診断機能の充実

第2段

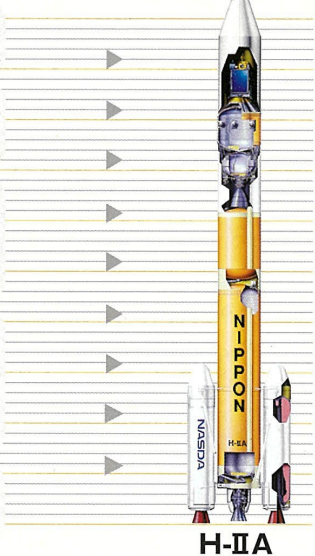
- セバレートタンク化
- LE-5Bエンジンの採用 (LE-5Aの改良)
- 推進系システムの簡素化
- 電動アクチュエータ (推力制御系) の採用
- 電子機器搭載位置の変更

第1段

- 構造系加工工程の簡素化
- コア/固体ロケットブースタ/射座結合方式の変更
- 推進系システムの簡素化
- LE-7Aエンジンの採用 (LE-7の改良)
- 機装変更・システムの簡素化
- 鋳物・機械加工の適用範囲拡大

固体ロケットブースタ

- 一体型CFRPモータケースの採用
- ノズルの小型化
- 電動アクチュエータ (推力制御系) の採用



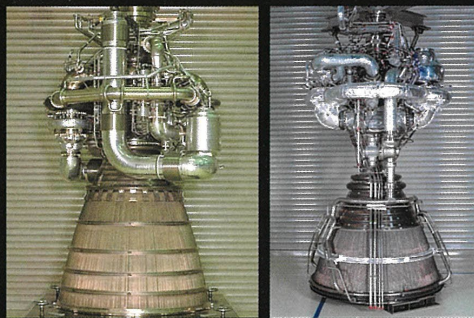
H-IIA

H-IIとH-IIA——信頼性向上とコストダウン



●第1段エンジン

ロケットの心臓部となる第1段エンジンは、性能を維持しつつ、配管の引き回しや溶接個所の低減など大幅な簡素化を行ない、信頼性向上を図った。

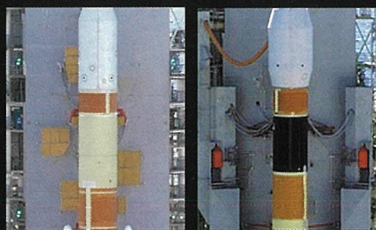


LE-7エンジン

LE-7Aエンジン

●段間部

第1段と第2段を接合する段間部は、アルミ系合金から炭素系複合材に変更し、軽量化を図った。

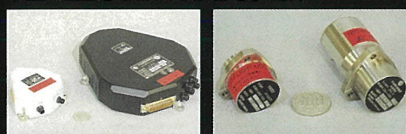


段間部 (H-II)

段間部 (H-IIA)

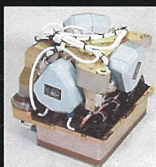
●搭載電子機器

小型・軽量化を図った各種電子機器



リングレーザジャイロ
(左:H-II A、右:H-II)

直径500円玉大の加速度計
(左:H-II A、右:H-II)



ジャイロ・加速度計
各4個が組込まれた
H-IIA冗長構成
センサブロックア
センブリ

●電子系統の合理化

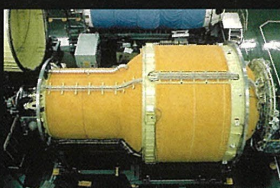
H-IIAでは、各段の誘導制御計算機間及び地上設備側との通信に、データベースを採用し、コネクタやケーブルの本数を大幅に削減した。



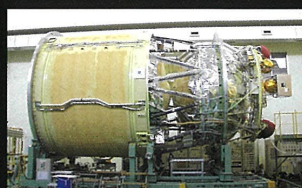
第1、2段分離コネクタ:2段側 (左:H-II、右:H-II A)

●第2段タンク

H-II第2段では、温度の異なる液体酸素と液体水素のタンクが、共通隔壁による一体形式であった。H-IIAでは独立タンクとなり、推進薬注入時の温度管理が用意になったため、整備作業の効率化と安全性が向上した。



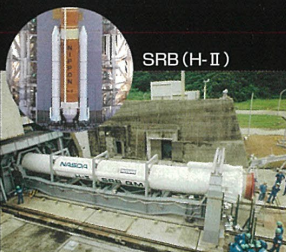
第2段タンク (H-II)



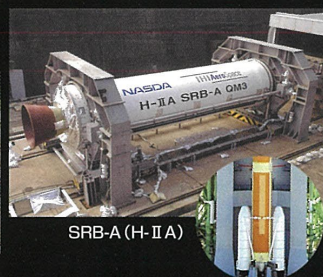
第2段タンク (H-II A)

●固体ロケットブースタ

四分割ボルト接合から一体成形品となった固体ロケットブースタ。組立て作業の効率化とコストダウンを図った。また、分離機構の見直しも行った。



SRB (H-II)



SRB-A (H-II A)

●人工衛星の搭載

従来、人工衛星は、射点でロケットに搭載していたが、H-IIAでは、組立棟でロケットに搭載した後、射点へ向かう。組立てから打上げまでの作業時間が短縮できると同時に、人工衛星に負担がかからない取付け作業が可能になる。



組立棟から射点への移動
(H-II)



組立棟から射点への移動 (H-II A)



2つの射点へ移動発
射台 (ML) を効率よ
く運ぶドーリ

●打上げ射点

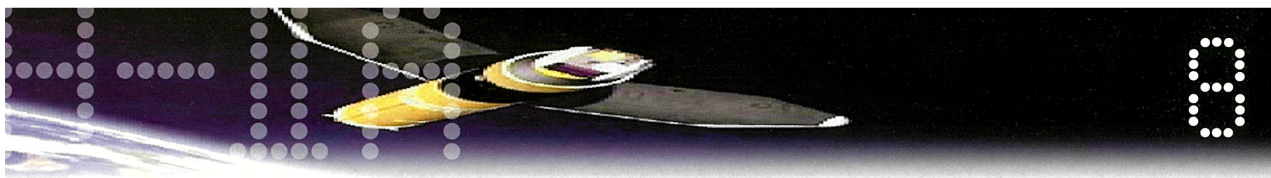
今後の打上げ需要拡大に対応するため、射点の見直しも行った。従来までの射点に加え、第2射点を増設。ロケット組立棟では、同時に2機のロケットを組立てられるよう改修を行った。



H-II 打上げ射点



H-II A



H-IIとH-IIA——信頼性向上とコストダウン

H-IIAはH-IIの発展型ではあるが、機体構造、エンジン、ブースタに至るまでその設計は大幅に異なっている。H-IIAはH-II開発によって蓄積された技術の延長線上で設計されたが、共通の部品は非常に少ない。すべてが新設計と言っても良い。ただし、H-IIAの簡素化やコストダウン設計は、H-IIを開発した経験があって初めて実現した。H-IIなしにH-IIAはなかったことは間違いない。その意味では、H-IIAはH-IIの正当な後継者である。それではH-IIとH-IIAはどこが違うのか。

エンジン第1段は簡素化、第2段は高性能化

H-IIAの液体ロケットエンジンは、H-IIのために開発されたLE-7(第1段)とLE-5Aをそれぞれ改良したLE-7AとLE-5Bを使用する。ともに液体酸素と液体水素を推進薬に使用する。

LE-7Aは日本初の第1段用ロケットエンジンであるLE-7を性能はなるべくそのままにして構造を簡素化し、信頼性の向上を図ったもの。製造コストの低減と故障しにくさを両立させようとしている。LE-5Bは、さらに一世代さかのぼり、H-Iロケットのために開発された上段エンジンLE-5にルーツがある。LE-5を簡素化と性能向上の両面で改良したのがH-II用のLE-5A。LE-5Bではさらにその路線を押し進めている。

固体ロケットブースタと液体ロケットブースタ

標準型のH-IIAには固体ロケットブースタ(SRB-A)が2基装着され、ロケット打上げの初期加速を担う。性能はH-IIに使われた固体ロケットブースタ(SRB)と同レベルだが、構造はH-IIの時の高張力鋼製四分割ボルト接合から炭素系複合材料製一体成形に変わった。これにより、同等の性能を維持しつつ、低コスト化を実現した。

H-IIAはブースタを増やすことで打上げ能力を増強することができる。少々増加は、小型の固体補助ロケット(SSB)を2本ないし4本追加して対応する。一方、抜本的に能力を向上させる場合には液体ロケットブースタ(LRB)を追加する。LRBは第1段とほぼ同じ大きさでLE-7Aエンジンが2基装着されている。LRBの追加で静止トランスファー軌道への打上げ

能力は4.1トンから7.5トンまで向上する。将来的にはLRBをもう1本追加することでさらなる打上げ能力の向上も可能である。

電子系統の合理化と機能アップ

機体を制御する電子制御系をアビオニクスという。H-IIAのアビオニクスは様々なセンサーやコンピュータを直接信号線を引き回して繋ぐのではなく、データバスという機器間に共通なデータの「通り道」を介して接続するという形式を取っている。これにより打上げ作業時の内部機器と地上設備の接続が簡単になると同時に、機器のチェックが容易になった。また、H-IIAでは、従来、地上側のみで監視していたミッションクリティカルな部分の異常や故障をロケット搭載機器に自己診断させることにより、信頼性を高めている。

機体構造——作りやすさを追求

機体構造で最大の変更点は、各タンクをふさぐ上下の巨大な「ふた」の部分を、一枚の板を絞り出すことで成形したことだ。H-IIのタンクはミカンの皮を剥いたような形の縁が曲線の三角状部材を溶接して半球形の「ふた」にしていた。全部で7パーツ必要だったものが一体化され製造が容易になると同時に組立コストも下がった。



タンクドーム

SRB-Aの推力を受けるビームという部品の位置も変わった。H-IIでは液体酸素と液体水素タンクの間にクロスビームがあり、そこでSRBの推力を受け止めていた。H-IIAではSRB-Aの全長が短くなったので、LE-7Aエンジンを取り付けるクロスメンバーという部品とビームを一体化してそこでSRB-Aの推力を受けることにした。この設計によりH-IIでは難しかったLRBの取り付けも可能になった。

第1段と第2段を接合する段間部はアルミ系合金製から炭素系複合材料に変わり、軽量化された。H-IIA機体の真ん中付近が黒いのはそのせいである。

第2段は、H-IIでは液体酸素と液体水素の

タンクがふたの部分で共用する、中が真空状態で断熱された共通隔壁を持つ一体タンク形式だったが、H-IIAでは別々のタンクをトラス構造で接続する形式に変わった。その分重くなるが、それぞれのタンクを完成させてから組み合わせればよいので、組立が簡単になる。また、H-IIでは温度の異なる液体酸素と液体水素が隔壁一枚をへだてて隣り合うために、推進薬注入時の温度管理に神経を使う必要があったが、H-IIAはタンクが分離したことで温度管理が簡単になった。このことで打上げ整備作業が簡単になり、同時に安全性も向上した。

その他——細かな部分まで神経を使った設計

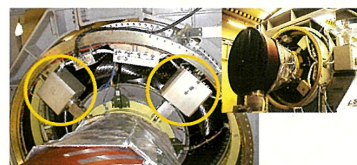
H-IIAでは油圧系を廃して電動への置き換えも進めている。固体ロケットブースタのノズルと第2段エンジンLE-5Bの推力方向を変える駆動装置は、H-IIの油圧から電動アクチュエータに変更された。電動化により高圧配管が減って、安全性が向上する。

第1段のLE-7Aエンジンのノズル駆動についても増強型機体から電動アクチュエータを導入する予定になっている。

その他、酸素タンク加圧をヘリウムで行っていたものを、液体酸素を一部気化して酸素で行うなど、配管を減らし、コストを下げる努力は機体の隅々まで徹底している。

また、打上げ時のカウントダウンについても、人間による読み上げから、駅のアナウンスのようなコンピュータによる合成音声に変わる。

シート2「H-IIAロケットがめざすもの」も参照



固体ロケットブースタ(SRB-A)電動アクチュエータ

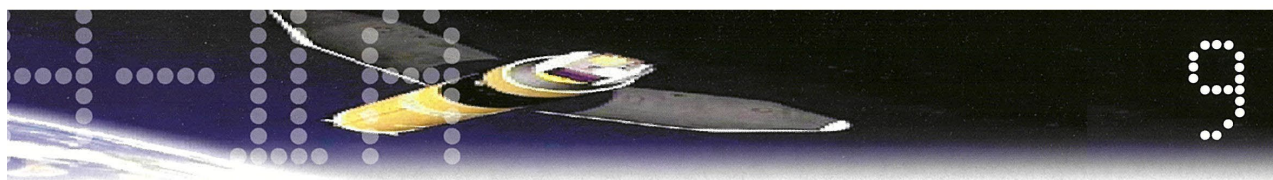
- ブースタ
「boost」とは増幅すること。転じてブースタは、ロケットの補助推進装置のことをいう。
- 静止トランスファー軌道
静止衛星を打ち上げる時にロケットで最終的に投入する軌道。近地点高度数百km、遠地点高度約3万6000kmと、遠地点高度が静止軌道の高度と等しい細長い楕円軌道である。
- ミッションクリティカル
ロケットの打上げは、さまざまな技術の組み合わせで実現するが、ある要素の成否が打上げ目的の成否をも左右する場合、その要素はミッションクリティカルという。例えばH-IIAのように第1段のエンジンが1基のロケットの場合、第1段エンジンがきちんと動作しなければ目的である衛星打上げは達成できない。よってH-IIAの第1段エンジンはミッションクリティカルである。

LE-7A——H-IIAの心臓

9



LE-7Aエンジン



LE-7A——H-IIAの心臓

LE-7A——H-IIAの第1段用液体ロケットエンジンである。第1段用ロケットエンジンは、液体ロケット開発に当たってもっとも費用がかかり、トラブルが発生しやすい構成要素だ。発生するエネルギーが大きく、しかも徹底した軽量化が要求される。一例としてボーイング777旅客機に使われる米ジェネラル・エレクトリック社製「GE90」ターボファンエンジンと比較してみよう。

GE90は重量が7トンで推力は382kN。これに対してLE-7Aは重量が1.7トンで推力が1074kN(真空中)。ロケットエンジンが、実飛行は1回であることを前提に、いかにぎりぎりまで構造を簡素化しつつ高出力を絞り出しているかが分かる。

LE-7Aは、LE-7の開発で得られた蓄積をもとに、性能向上ではなく、より信頼性が高く、コストも安いエンジンを目指すという方針で設計された。発生するエネルギーはLE-7と同等なのだから、LE-7の時の経験をもつてすれば、それほど開発に難渋することはない——はずだったが、現実にはH-IIA開発スケジュール遅延の原因となった。

LE-7の経験を生かして 配管を簡素化

LE-7AはLE-7と性能的にはほとんど同一と言って良い。真空中推力は7Aのほうがやや大きい、エンジンの燃費を示す比推力はLE-7のほうがやや良い。

LE-7Aの設計方針は徹底した簡素化にある。LE-7と7Aを比較すると、一見して7Aのほうがすっきりした外見になっているのを見て取れる。7Aは7の経験をもとにまず配管の取り回しを簡素化している。構造が単純になれば、

その分トラブルは起きにくくなる。

代表的な例は液体酸素タンクの加圧方式だ。液体酸素タンクを加圧するガスはヘリウムから酸素に変わり、その分配管が簡単になった。

LE-7では液体酸素タンク内に取り付けた高圧ヘリウムタンクからヘリウムをエンジンに引き込み、加熱した上で液体酸素タンクを加圧していた。LE-7でも、液体酸素を加熱して酸素タンクの加圧に使うことが検討された。しかし、ガスの加熱にはプリバーナから主燃焼室へと流れる大量の未燃水素を含む高温ガスを使う。高温ガスと酸素が配管の細い熱交換器で隣り合わせに流れることは危険だと判断してヘリウムガスで加圧することになったのである。

LE-7AではLE-7の経験から、高温ガスで安全に熱交換ができる装置を開発することができた。このため、酸素を使ったヘリウム配管不要の簡単な構造に変えることができた。

溶接部分を最低限に減らして 信頼性向上

LE-7Aエンジンの構造上の最大の特徴は、LE-7と比べて溶接部分を徹底的に減らしたことだ。LE-7では溶接部分の強度管理が難しく、燃焼試験時の爆発事故につながった。最終的にはきちんと熱処理をして強度を保つと同時に、熱ひずみが発生しないように溶接部分を平らに磨くという手の込んだ加工を行わなければならなかった。LE-7Aではそのことを反省し精密一体鍛造と削り出し一体加工の部品を多用することで溶接部分を徹底的に減らすと同時にエンジンの信頼性も上げている。

簡素化だけではなく、一部では新しい機能も考慮されている。LE-7Aにはエンジン出力を

定格の約70%に調節するスロットリング機能も将来的に可能である。これによりH-IIAは打上げ時の加速度を調節することで、多少なら加速度に弱いペイロードでも打ち上げることができる。加速度の調節は、将来の完全再使用型打上げ機、あるいは有人打上げ機において必要な機能でもある。

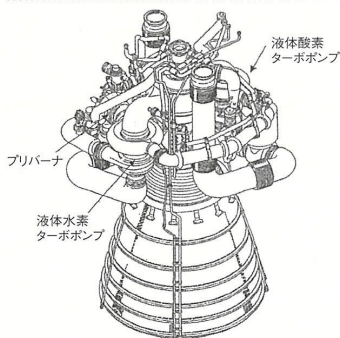
燃焼サイクルはLE-7と同じ

LE-7Aは、LE-7と同じ二段燃焼サイクルを採用している。二段燃焼サイクルというのは、液体ロケットエンジンの形式の一つ。広く使われているガスジェネレータサイクルとは、燃焼室に推進薬を押し込むためのターボポンプをどのように駆動するかが異なる。

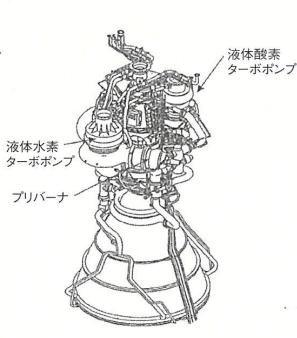
ガスジェネレータサイクルでは、ガス発生器で少量の推進薬を燃焼させて発生した燃焼ガスでターボポンプを駆動する。ターボポンプを回したガスはそのまま捨てられ、推力にほとんど寄与しない。一方二段燃焼サイクルでは、まずプリバーナで、燃料に少量の酸化剤を混合して不完全燃焼ガスを作り、ターボポンプを回す。その後のガスをさらに主燃焼室に押し込んで残りの酸化剤を混合して燃やし、ノズルから噴射する。推進薬の全量がノズルから噴射して推力を発生する。

二段燃焼サイクルは、1981年に初飛行したスペースシャトルの主エンジンで初めて実用化された。その後旧ソ連の超大型ロケット「エネルギー」のエンジンや、現ウクライナのロケット「ゼニット」、アメリカの「アトラスIII」の第1段主エンジンで採用されている。

シート6「H-IIA試験機1号機」も参照



LE-7エンジン

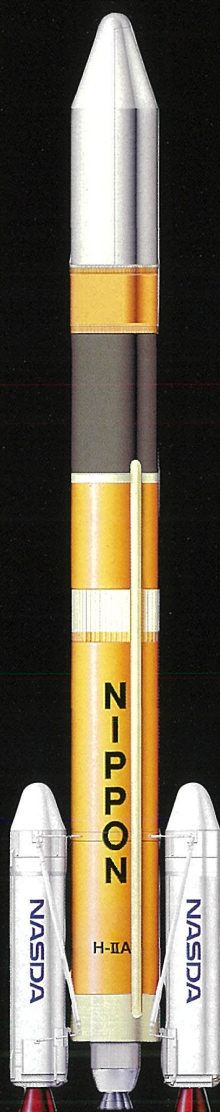


LE-7Aエンジン

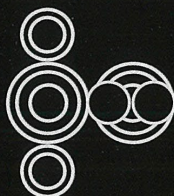
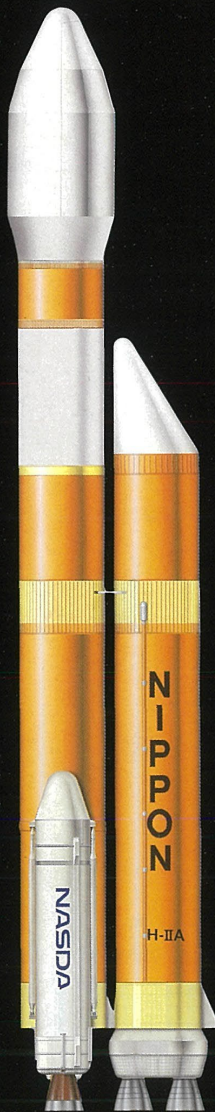
	LE-7	LE-7A
質量	1,720kg	1,715kg (短ノズル)
最大径	2.57m	1.85m (短ノズル)
全長	3.243m	3.136m (短ノズル)
推進薬	液酸・液水	液酸・液水
推力(真空中)	1,079kN	1,074kN (短ノズル)
比推力	445.6秒	429.0秒 (短ノズル)
ターボポンプ回転数	液体酸素側: 42,200rpm 液体酸素側: 18,100rpm	液体酸素側: 41,900rpm 液体酸素側: 18,300rpm

H-IIA ファミリー

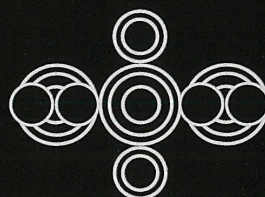
19



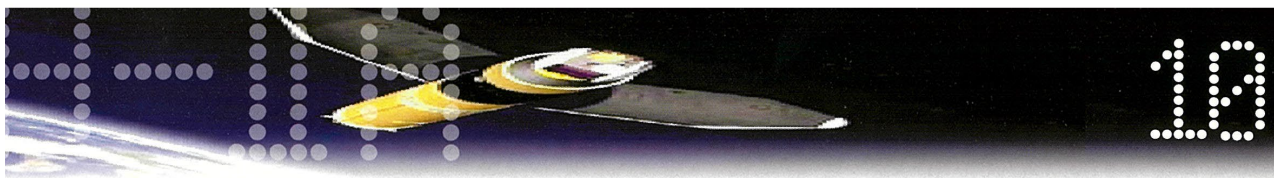
H-2A202
(標準型)



H-2A212
(増強型)



H-2A222
(将来構想)



H-IIA ファミリー

H-IIAは第1段にブースタ(補助ロケット)を追加することで、様々な重量のペイロードを打ち上げられるように設計されている。このようなブースタによるロケットのファミリー化は、欧州の「アリアン4」ロケットが先鞭をつけたもので、今後新たに開発されるロケットでは必須の機能といえる。アメリカの新型ロケット「アトラスV」や「デルタIV」も同様のファミリー展開が可能になっている。

固体補助ロケット(SSB)で柔軟な打上げ性能を確保

H-IIAの場合、基本は固体ロケットブースタを2本装着した形式名「H-IIA202」である。試験機1号機はこの形式で打ち上げる。

「H-IIA202」に固体補助ロケット(SSB)を2本ないし4本追加することで、打上げ能力を向上させることを可能にしている。2本追加時(形式名「H-IIA2022」)で打上げ能力は4.5トンに、4本追加時(同「H-IIA2024」)は5トンへと打上げ能力は向上する。これにより、現在最大級の商業衛星(静止トランスファー軌道重量が5トン)の打上げに必要な能力を確保している。試験機2号機は、SSB4本を装着して打ち上げる予定である。これらを合わせてH-IIA標準型と呼ぶ。

液体ロケットブースタ(LRB)で能力倍増も可能に

とはいえ、衛星の重量は年々大きくなる傾向にある。むしろロケットの能力が衛星の重量を制限していると言える状況だ。世界的に見ても欧州の新型ロケット「アリアン5」は静止トランスファー軌道へ6.8トンという打上げ能力を持っており、近い将来、それに合わせて大型の

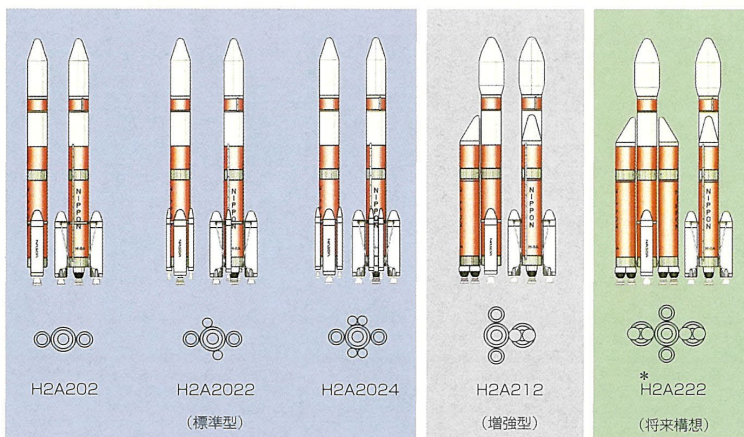
衛星が登場することはまず間違いない。また、国際宇宙ステーションへの補給などの有人宇宙活動がからむ低軌道への打上げでは、運ぶ物資の量が多いので、より大きな打上げ能力があったほうが良い。

そこでH-IIAは液体ロケットブースタ(LRB)を装着することで、打上げ能力を飛躍的に増大させることが可能な設計になっている。LRBは第1段とほぼ同じ大きさ。推進剤タンクなどは同一のものをを用いるが、LE-7Aエンジンが2基ついているところが異なる。LRBを1基装着した場合(形式名「H-IIA212」)、静止トランスファー軌道への打上げ能力は7.5トンとなる。基本のH-IIA202と比べると、ほとんど能力は倍増するわけだ。ちなみに低軌道への打上げ能力はH-IIA202の10トンから17トンへと増加する。現在のところ日本初の静止トランスファー軌道質量6トン級の大型衛星「技術試験衛星Ⅷ型(ETS-Ⅷ)」と、国際宇宙ステーションへ貨物を輸送するための補給船「HTV」は、LRBを装着したH-IIAによって打ち上げることになっている。

さらなる能力向上を視野に入れる

2001年現在、正式の開発計画には入っていないが、H-IIAは液体ロケットブースタを2本装着する形態へ発展可能な設計になっている。この形式(形式名「H-IIA222」)では、静止トランスファー軌道に9.5トンのペイロードを打ち上げることが可能になる。地球低軌道には約23トンの打上げ能力があり、これはスペースシャトルや、ロシアのプロトンロケットのペイロード搭載能力に匹敵する。つまり国際宇宙ステーションのモジュール1つを打ち上げることも原理的には可能になる。

この形式は本来、質量20トンの小型シャトル「HOPE」を打ち上げるために検討されたものだ。HOPE計画そのものの流れが未確定なので、ロケットも正式の開発項目には入っていない。ただし、将来的にこれだけの大型ペイロードが出現した場合にもH-IIAは十分対応できるだけの発展性を持っているということは記憶の片隅に留め置いてもいいだろう。



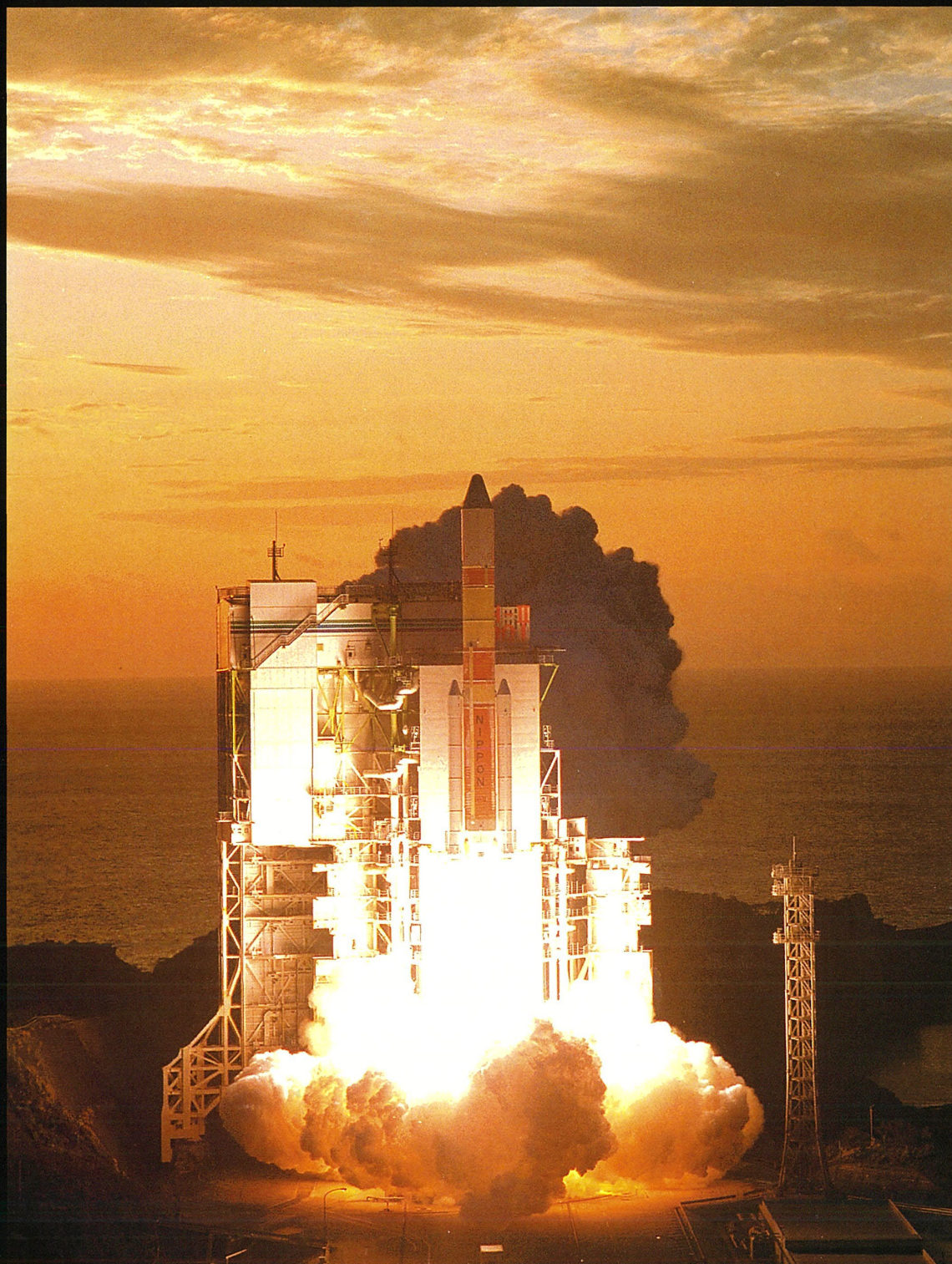
諸元	H2A202	H2A2022	H2A2024	H2A212	H2A222
全長[m]	53	53	53	53	53
質量[ton] **	285	316	347	403	520
第2段	1	1	1	1	1
第1段	1	1	1	1	1
SRB-A	2	2	2	2	2
LRB	—	—	—	1	2
SSB	—	2	4	—	—

* H2A222は将来の開発計画です。
**人工衛星は含まない。

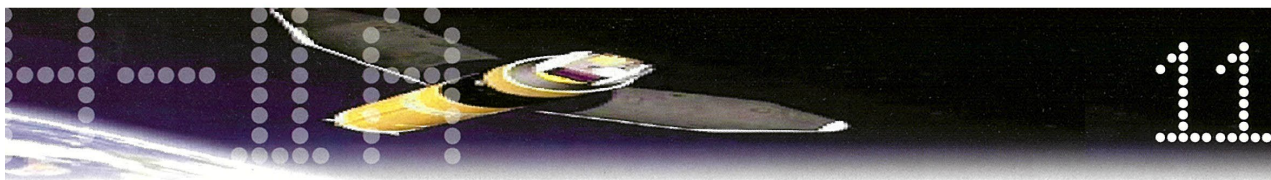
H-IIAの機体名称 (Discrimination code format)

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)
H2A a b c d (Number of a:stage, b:LRB, c:SRB-A, d:SSB)

H-IIAに至るまで、H-IIAの先にあるもの



H-II ロケット試験機1号機の打上げ(1994年2月4日)



H-IIAに至るまで、H-IIAの先にあるもの

H-IIAの概念検討作業は、H-IIの開発が難航を重ねていた1993年から始まっている。大型ロケットの開発には時間がかかる。このため検討段階で、未来の需要を的確に予測し、使える技術と新たに開発する技術を見極めて的確に全体プランの中に配置しなくては新しいロケットの成功はおぼつかない。

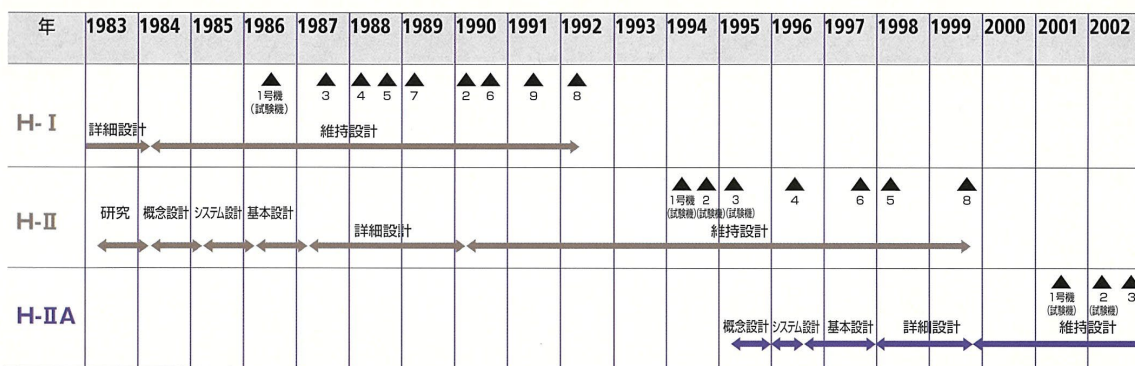
H-IIAは3年間の検討作業の末に、1996年から開発（基本設計）が始まった。当初は2001年初頭打上げの開発計画を組んだが、途中で開発期間を1年間短縮した。しかしながらH-II 8号機の事故により、再度打上げを1

年間延期し、さらに小トラブルの連続で半年の延期を余儀なくされた。H-IIの改良型ということで始まった計画だが、ロケットとして新規開発に近いほど設計は変わっている。大型ロケットの開発は常に、関係者の全力投球が必要となる。

さらなる未来を考える時期にきている

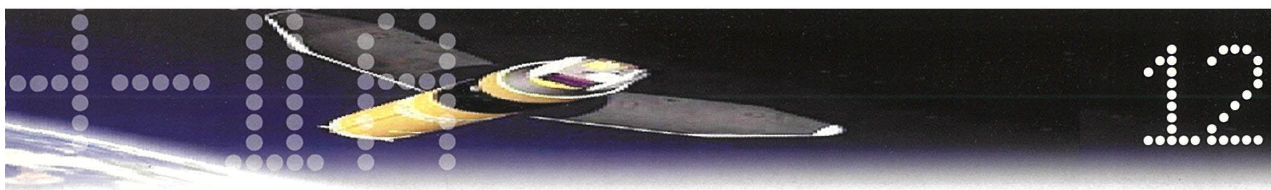
スケジュール表から分かるように、H-IIA試験機1号機の打上げが近づいている現在、H-IIAの打上げに全力をあげる必要があるが、

一方、そろそろポストH-IIAの宇宙輸送システムについても検討を始めなくてはならない時期にきている。H-IIAで得られるであろう技術的蓄積を前提に、2010年以降にどのような宇宙輸送システムが必要かを考えなくてはならないのだ。もちろんH-IIAの次に来る新輸送システムは、H-IIA以上に扱いが簡単で低コストかつ安全、そして人々をより宇宙へと近づけるようなものでなくてはならない。



水素・固体ブースタ増強型（採用案）			水素ブースタ増強型		
					
打上げ能力 (GTO) 4.0トン	6.2トン	8.2トン	4.1トン	7.0トン	9.0トン
○ 他案と比較して、最も現実的であり、リスクが低い。 打上げコストも一機型SRBの導入により低コスト化が可能。			△ 静止2～4トン級で液体ブースタを使いつづけるのは効率が悪い（特に静止2トン級で）。 LE-7エンジンの低コスト化が困難であることから、クラスター化するとコスト的に不利。		
ケロシンブースタ増強型			固体ブースタ増強型		
					
打上げ能力 (GTO) —	5.4トン	11.4トン	6.4トン	11.0トン	8.4トン
× 米国EELVなどの計画／技術詳細、共同開発／導入可能性などについて不確定要素が多すぎ、採用はリスク大。静止2トン級を最も低コスト化で実現できる可能性があり、静止4トン級の打上げ能力も高い。			△ 静止3トン級までの対応は比較的容易、静止4トン級への発展性が低い。		
			× 発射整備作業量が過大 コスト低減効果 小		
			× 発射整備作業量が過大 コスト低減効果 小		

H-IIA開発時に検討された様々なロケット案



H-IIA開発体制

宇宙開発事業団

H-IIAロケットの開発は、宇宙開発事業団の「宇宙輸送システム本部」を中心に進められてきた。同本部内の「H-IIAプロジェクトチーム」「宇宙輸送システム技術部」「宇宙輸送推進部」「種子島宇宙センター」「角田ロケット開発センター」がそれぞれ役割分担をすると同時に、他の本部と密接に連携を図りながら開発を進めている。

東京都港区の本社にある「H-IIAプロジェクトチーム」は、同本部の中でも中心的役割を担う。プロジェクトマネジャーを中心に、第1段・2段エンジン、SRB-A、機体全体、アビオニクスなど各系統別に開発担当ラインが敷かれ、約70名のNASDAエンジニアが所属する。また、本社の「宇宙輸送システム技術部」は、ロケットの飛行解析と飛行安全に関する計画を策定し実施する。鹿児島県の「種子島宇宙センター」では、ロケットの発射管制を指揮するが、工場から搬入されたロケットの最終整備、射場設備の整備と安全対策のほか、並行してLE-7Aエンジンの燃焼試験、固体ロケットブースタ(SRB-A)の燃焼試験などを行っている。宮城県角田市の「角田ロケット開発センター」では、宇宙空間に近い環境を作って上段エンジンの燃焼試験を行ったり、エンジンの心臓部とも言えるターボポンプの開発試験を行っている。また、H-IIAプロジェクトチームの一部のエンジニアは、愛知県の「名古屋駐在員事務所」に常駐し、ロケットの機体およびエンジン製造メーカーと密着した場所で、ロケットの材料・部品から全体システムに至るまでの設計・製造・試験について、信頼性・品質保証上の監督、評価等を実施している。



地上燃焼試験の監視

「宇宙輸送システム本部」を側面からサポートする部門として、「安全・信頼性管理部」は、宇宙機の信頼性の品質保証にかかわる審査のほか安全管理等を行う。

茨城県筑波宇宙センターにある「技術研究本部」では、制御・推進系技術、熱技術、パッテリー技術、部品・材料など、宇宙環境におけ

る基盤技術の研究を行い、H-IIA開発にその研究成果が生かされている。ロケットに搭載するペイロード(人工衛星など)担当部門との密接なインターフェース(連携)も欠くことはできず、それぞれのペイロード担当者もロケット開発に深く関わり合っている。そのほかにも各種管理部門が開発を支える部隊として深く関わり合っており、H-IIAロケット開発は、NASDA全社体制で臨んでいると言っても過言ではないだろう。

宇宙開発事業団

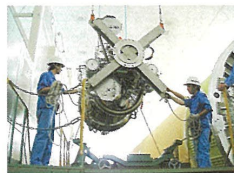


関係研究所・大学等

H-IIAロケットの開発にあたっては、宇宙科学研究所(ISAS)、航空宇宙技術研究所(NAL)、金属材料技術研究所など、日本を代表する航空・宇宙技術に関する研究所の協力も得ている。また、NASDAと東京大学、大阪大学、東北大学、東京工業大学、神戸大学など全国の大学との間で、H-IIAに関する共同研究等も行っている。専門的知識と豊富な経験に裏づけされた研究の成果や各機関からの貴重な助言は、H-IIA開発のための役立てられている。特に1999年11月のH-IIロケット8号機の事故後、それぞれの協力体制は強化された。

開発・製造メーカー

宇宙開発事業団が開発した数々の大型ロケットは多数のメーカーが協力していかないと完成しない。H-IIAロケットも同様、多くのメーカーが一体となって開発を進めてきた。H-IIAの開発体制は基本的にH-IIの体制を踏襲しているが、純国産ロケットの開発が目標だった



試験機1号機LE-7Aエンジンの取付け

H-IIに対して、低コスト化を目標としたH-IIAでは海外メーカーも採用している。逆説的だが、いったん国産技術の開発に成功すると海外からの部品購入の道も開ける。技術導入で部品を入れると、国対国の交渉で完成したロケットの使途に制限がつく。しかしすでに技術を手の中にしているならば、民間対民間のレベルで世界中から低コスト部品の調達が可能になる。

H-IIA開発の中核となるメーカーは液体ロケットエンジンとロケット本体を担当する三菱重工業だ。エンジンの心臓とも言えるターボポンプは石川島播磨重工業、固体ロケットブースタはIHIエアロスペース(旧日産自動車)、衛星フェアリングは川崎重工業、アビオニクス系は日本電気/日本航空電子工業/三菱プレジジョン/三菱スペースソフトウェアという布陣は、H-II開発と同じである。

海外メーカーとして目につくのは、固体補助ロケット(SSB)の米サイアコール社(開発当時)。実はSSBはサイアコールの「Castor4-XL」という既製品をH-IIA用に仕立てて使っている。

また、推進薬タンクの下をふさぐ「ふた」の部材は第2段が米ボーイング社(旧マクダネル・ダグラス社)、第1段がドイツのマン・テクノロジ傘下のツェッペリン社が担当する。ツェッペリン社は、かつてアルミ合金の骨組みを持つツェッペリン飛行船を製造した会社で、第二次世界大戦後はその技術を活かして軽金属加工を主なビジネスにしてきた。非常に違いながら、かつてのツェッペリン飛行船の血統がH-IIAにも受け継がれるわけだ。

固体ロケットブースタ(SRB-A)の複合材料製モーターケースは、東レ製の炭素繊維に米サイアコール社(開発当時)がエポキシ樹脂を含浸させたものを、最後にIHIエアロスペースがモーターケースに仕上げるという国際協力で作られる。



開発が終了したロケットは、その後、ユーザーの要望に応じて、実際に打ち上げる機体の製作を行う。その過程で重要な要素となる市場調査や、製品・生産工程の管理、品質保証などを(株)ロケットシステムは担当する。

H-IIA開発体制

主な開発・製造メーカ

主コンポーネント		主なサブ・コンポーネント	
機体			
第1段・第2段機体	三菱重工業名古屋航空宇宙システム製作所 (飛鳥工場:愛知県飛鳥村と小牧南工場:愛知県小牧市) (大江工場:愛知県名古屋市)	第1段タンクドーム部 第2段タンクドーム部 第2段電動アクチュエータと制御装置 第1段・第2段分離用スプリング機構 第1段・第2段タンク及び配管用フィルター アンビリカル・コネクタ アンビリカル・コントローラー 搭載電池 推進系配管・液体酸素ペロース 推進系配管・液体酸素ペロース 上記以外のペロース バルブ ベアリング 温度センサー 加速度センサー・電流センサー 圧力センサー 照明用ライト	独マン (MAN) / ツェッペリン・テクノロジー 米ボーイング社 神鋼電機伊勢製作所(三重県伊勢市) 住友金属工業関西製造所(兵庫県尼崎市) ニチダイ (京都府宇治山田町) 日本航空電子工業昭島事業所(東京都昭島市) 横河電機(東京都武蔵野市) 日本電池 (京都府) 古河電池(福島県いわき市) 横浜ゴム平塚製造所(神奈川県平塚市) AVICA (イギリス) 富士精工 (神奈川県大和市) 三菱重工業名古屋誘導推進システム製作所・ バルブテック (VALVE TECK) ・マロッタ (MARTTA) NTN桑名製作所(三重県桑名市) 岡崎製作所(兵庫県明石市) 三菱プレジジョン鎌倉工場(神奈川県鎌倉市) 三菱重工業名古屋誘導推進システム製作所・ ミネベア (岐阜県) (岐阜県) ウシオライティング福岡本社工場(兵庫県神崎町)
第1段LE-7Aエンジン	三菱重工業名古屋誘導推進システム製作所(愛知県小牧市)	スパークプラグ 熱交換器 ボテンショメータ サーボバルブ シール類	横河電子機器(埼玉県入間市) 住友精密工業(兵庫県尼崎市) 緑測器(東京都調布市) 日本ムーン(神奈川県平塚市) 三菱電線工業(和歌山県真島市)
液体酸素ターボポンプ 液体酸素ターボポンプ	石川島播磨重工業航空宇宙事業本部(瑞穂工場:東京都西多摩郡)	ベアリング リフトオフシール	NTN桑名製作所(三重県桑名市) イーグルエンジニアリングエアロスペース (埼玉県坂戸市)
第2段LE-5Bエンジン	三菱重工業名古屋誘導推進システム製作所(愛知県小牧市)	スパークプラグ 配管類	横河電子機器(埼玉県入間市) 横浜ゴム (神奈川県平塚市)
液体酸素ターボポンプ 液体酸素ターボポンプ	石川島播磨重工業航空宇宙事業本部(瑞穂工場:東京都西多摩郡)	ベアリング メカニカルシール	NTN桑名製作所(三重県桑名市) イーグルエンジニアリングエアロスペース
第2段ガスジェット装置	石川島播磨重工業航空宇宙事業本部(瑞穂工場:東京都西多摩郡)	推進弁・注排弁 推進タンクダイヤフラムバイロ弁	島津製作所(京都市) 日油技研(埼玉県川越市) 三菱電線 (和歌山県真島市)
アビオニクス(搭載電子機器)			
第1段・第2段誘導制御計算機(GCC) 慣性センサユニット(IMU)・ 横加速度計測装置(LAMU)・ 制御電子パッケージ(E-PKG)・ レートジャイロパッケージ(RG-PKG) データ収集装置(DAU)・指令破壊受信機(CDR)、レーダトランスポンダ(RT) テレメータ送信機(UHF-TX、VHF-TX)・アンテナ 搭載ソフトウェア(OBS)	日本電気誘導光電事業部(府中事業場:東京都府中市) 日本航空電子工業(昭島事業所:東京都昭島市) 三菱プレジジョン(鎌倉工場:神奈川県鎌倉市) 日本電気宇宙開発事業部(横浜事業場:神奈川県横浜市) 三菱重工業名古屋航空宇宙システム製作所(大江工場) 三菱スペースソフトウェア(茨城県つくば市) 日本電気誘導光電事業部 東芝(小川工場:神奈川県川崎市) 日立製作所AV事業部(茨城県ひたちなか市)		
GPS受信機システム(GPSR) デジタル画像圧縮装置(PCE)、 CCDカメラ(CCD)			
固体ロケットブースタ(SRB-A)	IHIエアロスペース(本体組立は富岡事業所:群馬県富岡市、 推進薬充填は種子島事務所:鹿児島県南種子町)	分離モータ SRB-A電動アクチュエータ アクチュエータ駆動用電池 点火用電池 SRB用電力分配機(PDBS) 推進薬 前部アダプタ・結合部	日本油脂(愛知県知多郡武豊町) 神鋼電機伊勢製作所(三重県伊勢市) 日本電池 (京都府) ユアサコーポレーション(神奈川県小田原市) 富士重工(群馬県宇都宮市) 日本油脂(鹿児島県熊毛郡南種子町) 日本飛行機(神奈川県横浜市)
火工品	IHIエアロスペース富岡事業所(富岡工場:群馬県富岡市)		中国化薬・日油技研
固体補助ロケット(SSB)	三菱重工業名古屋航空宇宙システム製作所 (大江工場:愛知県名古屋市と飛鳥工場:愛知県飛鳥村) / サイアコール(開発当時)		
インターフェース系			
フェアリング・ペイロード搭載アダプター	川崎重工航空宇宙カンパニー技術本部(岐阜工場:岐阜県各務原市) 川崎重工工業プラント・環境・鉄構カンパニー(播磨工場:兵庫県播磨町)	フェアリング開頭ばね 下部フェアリング放出ばね ノーズキャップの成形 ノッチボルト	スミハツ 相互発條 日本スピノ メーラ
衛星分離部	三菱重工業名古屋航空宇宙システム製作所 (大江工場:愛知県名古屋市と飛鳥工場:愛知県飛鳥村) 川崎重工航空宇宙カンパニー技術本部(岐阜工場:岐阜県各務原市)		
液体推進薬			
液体酸素	昭和電工(東京都港区)/太平洋液化酸素(大分県大分市)		
液体酸素	岩谷産業(東京都港区) / 岩谷瓦斯(尼崎工場:兵庫県尼崎市) 年度毎に競争入札		
地上設備			
通信・管制・気象観測・テレメータ・コマンド・ レーダなどの設備 レーダ・テレメータ設備 観測カメラ・テレメータ・光学系設備 テレメータ記録設備 通信施設 時刻設備 光学観測設備の自動追尾系 光学観測設備の駆動制御系とデータ処理系 高速度カメラ 施設保守点検 通信回線 クリスマスダウンレンジ局整備 南米ダウンレンジ局整備	日本電気 三菱電機 宇宙技術開発 丸文 沖電気 東洋通信機 浜松ホトニクス 日立製作所サブ・コンポーネント ナック 東京美化・コスモテック・宇宙技術開発 宇宙通信・NTT・KDDI 三菱商事・米VCI社 チリ大学・日本電気		
		関係研究所・大学等との共同研究	
		H-IIAロケットエンジンの信頼性向上に関する研究	航空宇宙技術研究所
		ノズルスカート形状の研究等	宇宙科学研究所
		国産ロケット用材料 強度特性データ整備に関わる共同研究	金属材料技術研究所
		ロケットエンジン用ろうう付け技術に関する研究	物質・材料研究機構
		インデュース・ノズルスカートに関する評価	東京大学
		マイクログ下の極低流速流体挙動	東京大学
		インデュース・ノズルスカートに関する研究	大阪大学
		インデュース設計改良技術に関する委託研究	東北大学
		疲労及び破壊に関する評価	東京工業大学
		ターボポンプ軸振動に関する評価	神戸大学
		火工品によるボルト切断メカニズム に関するアドバイス	産業技術総合研究所

関係研究所・大学等との共同研究

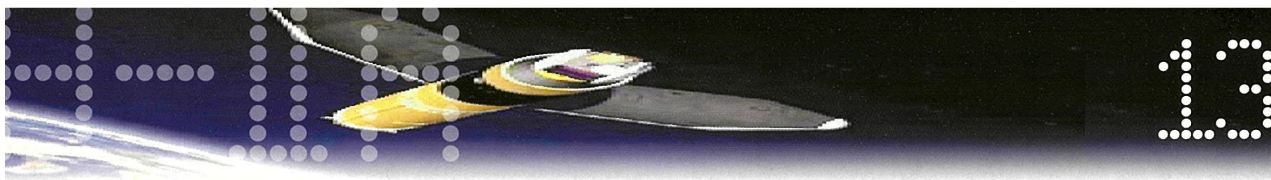
H-IIAロケットエンジンの信頼性向上に関する研究	航空宇宙技術研究所
ノズルスカート形状の研究等	宇宙科学研究所
国産ロケット用材料 強度特性データ整備に関わる共同研究	金属材料技術研究所
ロケットエンジン用ろううけ技術に関する研究	物質・材料研究機構
インデューサ・ノズルスカートに関する評価	東京大学
マイクロG下の極低温流体挙動	東京大学
インデューサ・ノズルスカートに関する研究	大阪大学
インデューサ設計改良技術に関する委託研究	東北大学
疲労及び破壊に関する評価	東京工業大学
ターボポンプ輪振動に関する評価	神戸大学
火工品によるボルト切断メカニズム に関するアドバイス	産業技術総合研究所

打上げ準備作業

13



種子島宇宙センター大型ロケット発射場



打上げ準備作業

ロケットは宇宙に昇っていく本体だけでは何
もできない。少なくとも整備を行い発射する設備
がないと本体を打ち上げることはできない。ロケ
ットは射場設備を含めたシステムとして考える
必要がある。発射準備はなるべく短期間に簡
単な作業で行えるようにしておく必要がある。ロ
ケットは輸送システムだ。H-IIAロケットの地上設
備は従来に比べて荷物をいつまでも待たせな
い仕組みで、速やかにロケットを打ち上げる準
備が整うような工夫をしている。

種子島宇宙センターの地上設備は、ペイロ
ードである衛星を整備する設備、ロケットを組み
立てる設備、ロケットを打ち上げる設備、それに
電力や推進薬を供給するための支援設備——
の4種類に大別される。打上げ準備作業を作業
の流れに沿って見ていこう。

運び込む——打上げ20日前

ロケット本体は、それぞれ専用のコンテナを使
って種子島南西にある島間港に船で搬入される。
トレーラにコンテナごと乗せて、島の南東海岸に
面した種子島宇宙センターに搬入される。固体
ロケットブースタ(SRB-A)は事前にセンター内
の施設で推進薬を充填して、保管しておく。

衛星の整備——打上げ前40日～19日

ロケットに搭載するペイロード(衛星)はセン
ター内の衛星組立棟(STA)で搭載機器のチェ
ックなどを受ける。衛星組立棟は二棟あり、新組
立棟は2機の衛星を同時に整備できる。並行し
て火工品の準備や固体ロケットブースタのX線
による検査が行われる。

推進薬充填とロケット組立て ——打上げ前20日～4日

衛星はサイズに応じて衛星フェアリング組立
棟(SFA)、または小型衛星燃料充填棟(TSA)
に移り、スラスターの推進薬や高圧ガスなどの
充填を行う。打上げ前20日からロケットの組立
が大型ロケット組立棟(VAB)内で始まる。移
動発射台(ML)上に第1段を立て、その上に第
2段を載せてから、側面に固体ロケットブースタ
(SRB-A)を装着する。これにより、固体ロケットブー
スタ(SRB)2本の間に第1段機体をぶら下げる形
式のH-IIよりも、作業が簡便になった。

フェアリングへ収納 ——打上げ前18日～5日

ロケットの組立てと並行して、衛星フェアリ
ング組立棟の中では、衛星の点検が行われている。
打上げの18日～5日前になると、ロケットに搭
載するためのアダプターに取りつけられ、上から衛
星フェアリングをかぶせて組立て作業を完了す
る。

ロケットへの組みつけと最終チェ ック——打上げ前4日～1日

衛星を収めたフェアリングをロケット組立棟へ
と移動、ロケットのてっぺんに載せる。結合後に
衛星の最終的チェックと整備を実施する。H-II
の時代に比べると、この工程は大幅に短縮され
た。打上げ2日前からロケット側の発射準備の
作業も加わる。各部確認の上、最後に火工品
への配線組付け(アーミングという)が行われる。

もっとも危険な作業を最後に行うのである。

打上げ当日

ロケット組立棟から移動発射台に載って衛星
を搭載したH-IIAロケットが姿を現し、ロケットを
打ち上げる射点へと移動する。種子島には新
設の射点とH-IIの射点を改造した射点の2つ
がある。カウントダウンが始まり、ロケットの第1段
と第2段に液体酸素と液体水素が充填される。
発射準備作業は射点近くの大型ロケット発射
管制棟(通称ブロックハウス=BH)で管制する。
カウント0でロケットは上昇を開始する。その瞬間、
ロケット管制の権限は総合指令棟(RCC)に移り、
衛星を予定の軌道に投入するまで作業が続く。

短縮された準備期間

H-II ロケットではロケットの準備作業に50日ほ
どかかった。

H-IIAではロケットの準備期間を20日間にまで
短縮している。これにより人件費を初めとした作
業に伴うコスト低減を可能にした。

打上隊の編成

第1段、第2段ロケットが種子島に到着するこ
ろからは、通常の開発体制とは別の指揮命令
系統で準備作業が進む。ロケットや地上設備に
携わるエンジニアと、ペイロード(衛星)や各地の
追跡管制網などの担当者からなる打上隊が編
成される。打上隊員は打上実施責任者のもとで、
射場における安全対策はもちろん、事故などの緊
急時の対応も想定してチームワークで準備作
業を進めることになる。

「H-IIA」ロケットの組立て



輸送船より陸に引き上げる 大型ロケット組立棟に到着



第1段吊上げ



第2段吊上げ



1・2段結合



SRB-A起立作業



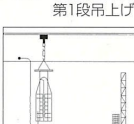
SRB-A結合



ロケット全長



ロケット組立棟に
フェアリングを受入れ



衛星フェアリング装着



フェアリング結合



ロケット組立棟を出庫

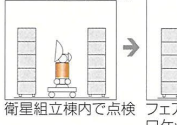


移動発射台で射点へ移動



打上げ
(写真は地上燃焼試験の様子)

「人工衛星」の搭載



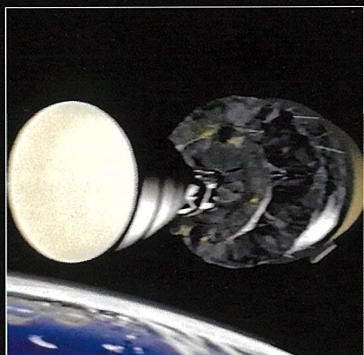
衛星組立棟内で点検



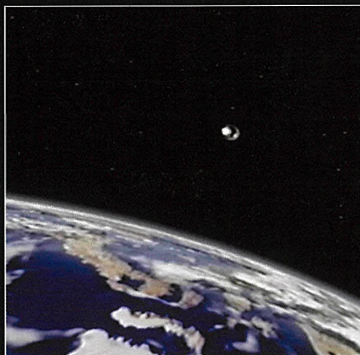
フェアリングをかぶせ
ロケット組立棟へ移動

打上げシーケンス

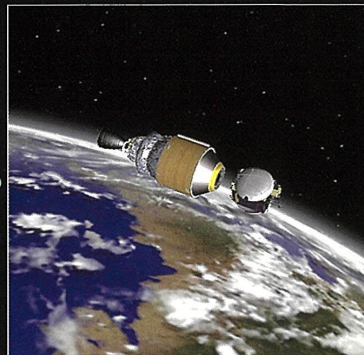
14



第2段LE-5Bエンジン着火 (高度約250kmの円軌道へ)



第2段LE-5Bエンジン再着火
(静止トランスファー軌道へ)



第2段ロケットと人工衛星分離



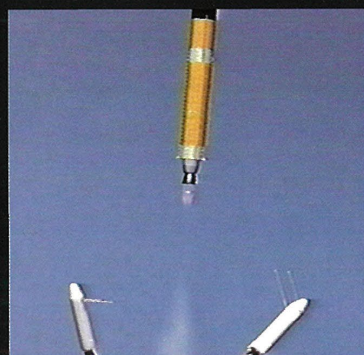
第1段ロケット分離



衛星フェアリング分離



大型ロケット発射場発射管制室 (ブロックハウス)



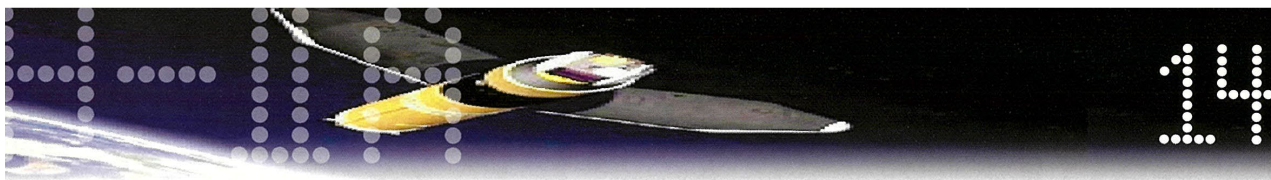
固体ロケットブースタ (SRB-A) 分離



打上げ

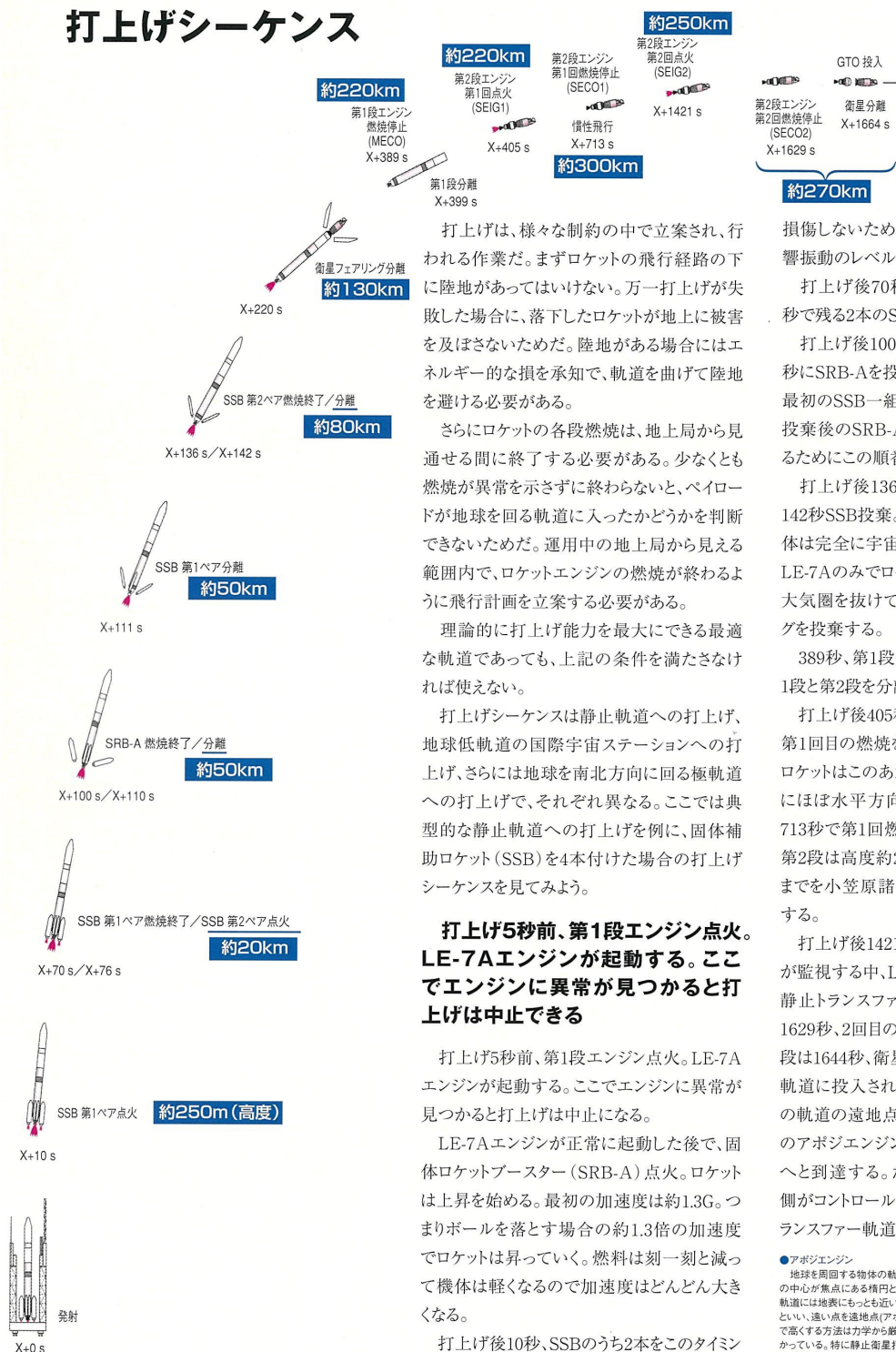


第1段LE-7Aエンジン点火



14

打上げシーケンス



注) 高度は搭載する衛星の重さ、使用するフェアリング、投入軌道によって異なる。

打上げは、様々な制約の中で立案され、行われる作業だ。まずロケットの飛行経路の下に陸地があつてはいけない。万一打上げが失敗した場合に、落下したロケットが地上に被害を及ぼさないためだ。陸地がある場合にはエネルギー的な損を承知で、軌道を曲げて陸地を避ける必要がある。

さらにロケットの各段燃焼は、地上局から見通せる間に終了する必要がある。少なくとも燃焼が異常を示さずに終わらないと、ペイロードが地球を回る軌道に入ったかどうかを判断できないためだ。運用中の地上局から見える範囲内で、ロケットエンジンの燃焼が終わるように飛行計画を立案する必要がある。

理論的に打上げ能力を最大にできる最適な軌道であっても、上記の条件を満たさなければ使えない。

打上げシーケンスは静止軌道への打上げ、地球低軌道の国際宇宙ステーションへの打上げ、さらには地球を南北方向に回る極軌道への打上げで、それぞれ異なる。ここでは典型的な静止軌道への打上げを例に、固体補助ロケット (SSB) を4本付けた場合の打上げシーケンスを見てみよう。

打上げ5秒前、第1段エンジン点火。LE-7Aエンジンが起動する。ここでエンジンに異常が見つかったら打上げは中止できる

打上げ5秒前、第1段エンジン点火。LE-7Aエンジンが起動する。ここでエンジンに異常が見つかったら打上げは中止になる。

LE-7Aエンジンが正常に起動した後で、固体ロケットブースター (SRB-A) 点火。ロケットは上昇を始める。最初の加速度は約1.3G。つまりボールを落とす場合の約1.3倍の加速度でロケットは昇っていく。燃料は刻一刻と減って機体は軽くなるので加速度はどんどん大きくなる。

打上げ後10秒、SSBのうち2本をこのタイミングで点火する。これはSSBの炎で地上設備を

損傷しないためと、搭載する衛星にかかる音響振動のレベルを低減するためだ。

打上げ後70秒、SSB燃焼終了。次いで76秒で残る2本のSSBに点火。

打上げ後100秒、SRB-A燃焼終了。同110秒にSRB-Aを投棄。111秒に燃焼を終了した最初のSSB一組を投棄。本体にぶつかったり投棄後のSRB-AとSSBが衝突するのを避けるためにこの順番で投棄する。

打上げ後136秒、残りのSSBの燃焼終了、142秒SSB投棄。高度は100km近くになり、機体は完全に宇宙へと飛び出す。ここからはLE-7Aのみでロケットは加速していく。220秒、大気圏を抜けて役目を終えた衛星フェアリングを投棄する。

389秒、第1段燃焼終了、次いで399秒に第1段と第2段を分離する。

打上げ後405秒、第2段のLE-5Bエンジンが第1回目の燃焼を開始する。大気圏を抜けたロケットはこのあたりから軌道速度を得るためにほぼ水平方向に加速していく。打上げ後713秒で第1回燃焼終了。ペイロードを載せた第2段は高度約250kmの円軌道に乗る。ここまでは小笠原諸島に設置した地上局で監視する。

打上げ後1421秒、クリスマス諸島の地上局が監視する中、LE-5Bの2回目の燃焼が始まり、静止トランスファー軌道への投入が始まる。1629秒、2回目の燃焼終了。役目を終えた第2段は1644秒、衛星と分離される。トランスファー軌道に投入された衛星は、高度3万6000kmの軌道の遠地点へと向かう。そこで衛星付属のアポジエンジンを噴射することで静止軌道へと到達する。ただしアポジエンジンは衛星側がコントロールする。ロケットの仕事は静止トランスファー軌道到達で終わるわけだ。

●アポジエンジン

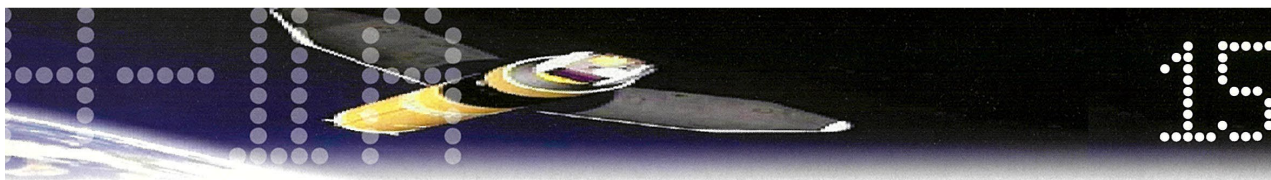
地球を周回する物体の軌道は、ニュートンの万有引力の法則によって地球の中心が焦点にある楕円となる(完全な円も楕円の一種である)。したがって軌道には地表にもっとも近い点と遠い点が存在する。近い点を近地点(ペリジ)といい、遠い点を遠地点(アポジ)という。衛星の軌道高度を最小のエネルギーで高くする方法は力学から厳密に導かれ、遠地点で噴射を行えばよいことがわかっていて、特に静止衛星打ち上げの際に長楕円の静止トランスファー軌道の遠地点、つまりアポジで噴射するロケットエンジンをアポジエンジンという。アポジエンジンは、衛星本体に装着されている。

ミッションカレンダー

15



筑波宇宙センター総合試験棟内



ミッションカレンダー

H-IIAの使命は、2000年代を通じて多数のペイロードを打ち上げることである。現在H-IIAを使って打ち上げを予定している主なペイロードを簡単に紹介する。

MDS-1/民生部品・コンポーネント実証衛星 (2001年度、試験機2号機で打上げ予定)

自動車用を初めとした低価格の民生部品が宇宙空間での使用に耐えるかどうかを実証する実験衛星。半導体や太陽電池、バッテリーなどを搭載し、軌道上での温度変化や宇宙放射線による誤作動、劣化などのデータを取得して、将来の衛星コストの低減を目指す。

ADEOS-II/環境観測技術衛星

(2001年度、3号機で打上げ予定)

1996年に打ち上げた地球観測衛星「みどり(ADEOS)」の後継衛星。物体の放射するマイクロ波を計測することで水蒸気や降水量を観測する「高性能マイクロ波放射計(AMSR)」と、赤外領域で地表を観測しクロロフィル分布や海水表面温度分布などを調べる「グローバルイメジャ(GLI)」を搭載し、地球環境の観測を行う。また「みどり」に続いて環境省/環境研究所およびNASA/JPLやフランス国立宇宙研究センター(CNES)のセンサーも搭載する。

DRTS/データ中継技術衛星

(2002年度、DRTS-Wを打上げ予定)

地球低軌道の衛星と地上とのデータ伝送を中継する静止衛星。最終的にDRTS-WとDRTS-Eの2機が打ち上げられる。静止軌道上から地球全体を覆う通信網を形成して、低軌道衛星との通信システムを構築するための宇宙ネットワーク実験を行う。

MTSAT-1R/運輸多目的衛星

(2002年打上げ予定)

1999年11月に打上げに失敗した運輸多目的衛星(MTSAT)の代替衛星。気象衛星「ひまわり」シリーズに代わって静止軌道からの気象観測を行うと同時に、航空管制の通信を中継する。

ALOS/陸域観測技術衛星

(2003年打上げ予定)

ADEOS-IIが主に地球環境の観測を目的としているのに対して、ALOSは陸域の精密計測を行い、全陸域の1/25,000の地図作成を行うためのデータ取得を主目的としている。また、地域観測、災害監視、資源探査も行う。センサーは3つの高分解能カメラで立体地形データを取得する「パナクロマチック立体視センサー(PRISM)」、可視光から近赤外の領域でのカラー画像取得を行う「高性能可視近赤

外放射計2型(AVNIR-2)」、曇天や夜間でも観測可能な合成開ロレーダの「フェーストアレイ方式Lバンド合成開ロレーダ(PALSAR)」の3種類。

ETS-VII/技術試験衛星VII型

(2003年度H-IIA増強型1号機で打上げ予定)

我が国最大の静止衛星(重量3トン)。19m×17mの大型展開アンテナを2基搭載し、衛星を介することで日本中どこからでも(山や海でも)携帯電話やコンピュータ通信ができることを実証。同時に将来のナビゲーション衛星に向けて、原子時計を搭載し、測位の基礎実験を行う。

SELENE/月周回衛星

(2004年度打上げ予定)

宇宙科学研究所と共同で開発する大型月探査機。月の周回軌道に入り、詳細な地形データと元素の分布状況などを観測する。

HTV/宇宙ステーション補給機

(2004年度にH-IIA増強型で実証機打上げ予定)

国際宇宙ステーションに水、食料、実験素材や実験装置などを運ぶための輸送船。気密型と気密になっていない開放型の2種類の荷物室を持っている。使い切りでステーションに荷物を運んだ後は不用になった荷物を詰めて大気圏に再突入させる。

打上げ計画

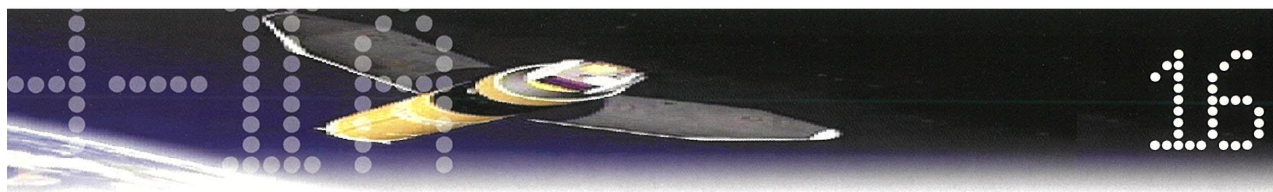
平成13年4月現在



(注1) ▲ H-IIA標準型による打上げ
 ■ H-IIA増強型による打上げ
 ★ J-Iによる打上げ
 ◆ 米国スペースシャトルによる打上げ
 ● その他打上げ手段

(注2) 各々上欄は宇宙開発事業団のロケットによる打上げ、下欄はそれ以外の打上げ
 VEP-2: H-IIAロケット性能確認用ペイロード2型
 VEP-3: H-IIAロケット性能確認用ペイロード3型
 WEOS: 観測衛星 (一般公募)

DASH: 高速再突入技術実験 (文部科学省)
 MDS: ミッション実証衛星 (MDS-1: 民生部品・コンポーネント実証ミッション)
 FedSat: 豊州小型衛星



世界のロケット

H-IIAは完成後、世界中のロケットと打上げ市場での競争に参加することになる。数年前から、世界的にロケットは世代交代の時期を迎えている。H-IIAは、豊富な打上げ実績を持つ旧世代ロケットと高性能を実現した新世代ロケットと双方に対して、低コストやオペレーションの容易さで対抗しうるロケットをめざしている。

欧州

——アリアン4からアリアン5へ

アリアンロケットを運用するアリアンスペース社は商業打上げサービス市場において大きな成功を収めてきた。現在同社は、「アリアン4」と「アリアン5」という2種類のロケットを運用しており、静止衛星打上げを中心にサービスを提供している。「アリアン4」は1988年の1号機打上げ以来100機以上打ち上げられ、信頼性も高い。2000年には8回の打上げに成功し、2000年末時点で61回連続打上げに成功している。

新型の「アリアン5」は、大型の固体ロケットブースタ、液体酸素・液体水素の第1段というH-IIAシリーズと似た構成のロケットである。「アリアン5」の打上げ能力は現行で静止トランスファー軌道に6.8トンであり、液体ロケットブースタを装着するH-IIA増強型の能力に匹敵する。現在、欧州宇宙機関(ESA)が数段階に分けて「アリアン5」の打上げ能力を増強するアリアン5アップグレード計画を推進している。

「アリアン4」は今後段階的に退役させることになっており(最終打上げは2003年の予定)、主力は「アリアン5」に移っていくことになる。

アメリカ——新型のデルタとアトラスが要注目

アメリカはデルタ、アトラス、タイタンの3系統の大型ロケットを運用している。タイタンは現在世界最大級のタイタン4が主に空軍と国家偵察局(NRO)の軍事衛星打上げに利用されている。デルタとアトラスは、それぞれ「デルタⅡ」「デルタⅢ」「アトラスⅢ」が商業打上げなどに使われている。デルタⅡは1989年に初めて打ち上げられ、静止トランスファー軌道に2トンのペイロードを打ち上げる能力を持ち、商業打上げの他にGPS衛星や科学衛星の打上げに利用されている。一方デルタⅢとアトラスⅢは、それぞれ1998年8月と2000年5月に打上げを開始した新型ロケットで、ほぼH-IIAと同じ程度の打上げ能力を持つ。それぞれより低コストな打上げを目指した次世代機「デルタⅣ」「アトラスⅤ」が開発中だ。特にデルタⅣは、全段液体酸素・液体水素エンジンを搭載し、固体と液体のブースタで打上げ能力の幅を大きく取るというH-IIAと似た設計方針を取っている。

ロシア——欧米との合併による打上げサービスが主流に

旧ソ連時代に開発された「プロトン」「ソユーズ」「コスモス」「ゼニット(ウクライナと共同)」

が現役で用いられている以外に、大陸間弾道ミサイルを転用したロケットも数種類運用している。ソ連時代は年間100回を超える打上げを行った年もあったが、ソ連崩壊以後は、財政問題も原因となってロシア自国の衛星打上げ数は激減した。それに代わって、「プロトン」と「ゼニット」は米国との合併で、「ソユーズ」は欧州との合併でそれぞれ国際衛星打上げ市場の商業打上げサービスに供せられ外貨獲得の手段にもなっている。特にソユーズは永年に亘り高い信頼性をほこっているロケットである。新型ロケットとしては、「アンガラ」シリーズの開発を進めており、2002年の運用開始を目指している。

中国——有人宇宙活動に向けて力を入れる

静止軌道打上げ用の「長征3型」、低軌道打上げ用の「長征2型」を運用している。特に大型の液体ロケットブースタを装着した「長征3B」は、H-IIA標準型よりも大きな打上げ能力を持つ。近年有人打上げを行う方針であることを明らかにし、1999年11月と2001年1月にロシアの「ソユーズTM」宇宙船の技術を導入した有人宇宙船「神舟」を無人で打ち上げた。独自の宇宙ステーション運用、さらには月探査までも検討している模様である。

● ISAS
Institute of Space and Astronautical Science:文部科学省 宇宙科学研究所

	米国	旧ソ連	日本	その他の国
ロケット打上げ機数	1,212機	2,634機	55機 ・NASDA:31機 ・ISAS :24機	・欧州:148機 ・中国: 65機
衛星打上げ数	1,663機	3,105機	NASDA:40機 ISAS :25機	・欧州:155機 ・中国: 61機
飛行実績のある 宇宙飛行士数	251人 ・男性221人 ・女性30人	94人 ・男性91人 ・女性3人4人	4人 ・男性3人 ・女性1人	・欧州:50人
年間予算	NASA:約123億ドル	約6億ドル(推定)	約22億ドル	ESA:約30億ドル 仏 :約20億ドル 独 :約8億ドル

世界と日本の宇宙開発

2000年12月31日現在

NASDA H-IIA解説シート

世界のロケット

ロケット——この桁外れの乗り物

最初の衛星スプートニク1号が打ち上げられてから44年。しかし、それでも今なおロケットの打上げ失敗が絶えることはない。その理由は、ギリギリまで軽量化した機体で途方もないエネルギーを消費しなくては宇宙に届かないからである。

途方もないエネルギー

高度数百kmの地球低軌道にペイロードを乗せるためには、原理的には7.9km/秒の速度を出せばよい。しかし実際には空気抵抗などの損失があるので、大体10km/秒の速度が出せるだけの能力が必要になる。10km/秒とは、東京～大阪間約500kmを50秒で通過する速度だ。必要なエネルギーは、速度の二乗に比例するので、新幹線の最高速である時速300kmと比較すると、質量が同じなら、約1万4000倍のエネルギーが必要になる。それだけの膨大なエネルギーを一気に開放して加速しなければならないのである。

徹底した軽量化が必要

一つだけロケット工学の数式を記すことを許して欲しい。

$$V=v \log(M/m)$$

V:到達速度、v:ロケットエンジンが噴射するガスの速度、M:打上げ時の全重量、m:燃焼終了時の重量、つまり推進薬抜き重量

この数式は物理学が導くもので、ロケット推進を利用する限り、設計上の工夫で変えることはできない。ここでvとして液体酸素・液体水素の組み合わせで得られる4300m/秒、Vを地球低軌道に入るのに必要な10km/秒=10000m/秒だとして、その場合のM/mを求めると、

$$M/m=10.17$$

つまり打上げ時の重量のうち実に92%以上が推進薬でないと、必要な速度を出せないのだ。残る8%未満がロケット本体、つまりタンクやエンジン、そして打ち上げるペイロードということになる。

1トンの乗用車で920kgが燃料、残る80kgが搭乗者と自動車本体の重量などということはある。しかしロケットではそれが当たり前なのである。そのように作らないと宇宙には届かない。

非常に軽量化した機体で、莫大なエネルギーを一気に開放する必要から、ロケットでは地上の乗り物とは全く異なる設計が必要になる。

しかしその結果、ロケットの開発には、他の乗り物にはない困難がつきまとうことになる。

まず機体全体をぎりぎりまで軽量化するために、

余裕を徹底的に削る必要がある。H-IIAロケットは、飛行荷重の安全係数が1.2で設計されている。体重84kgの人が座ったら壊れる70kgの人向けの椅子——それがH-IIAの構造なのだ。当然、トラブルが起きたときのバックアップ系統も、どうしても必要な部分に限られる。

また、ロケットエンジンは、ぎりぎりまでの軽量化と莫大なエネルギーの放出を両立させるために各部品に過酷な動作条件を強いる。LE-7Aエンジンは、10回の起動、停止が行えるという条件で設計されている。11回目は壊れてしまっても仕方がないという条件で、始めて実用的なエンジンを作ることができるのである。

さらに、完成したロケットの試験打上げを行うにしても、全体を一回の打上げで使い捨ててしまう。ロケットで計測した各種データは電波で地上に送られるが、例えば「一回使った機体のどこがどの程度傷むのか」といったことはきれいな姿で回収しないかぎり分からない。

このようなロケット特有の困難さのために、ロケット打上げの成功率は世界的に見ても95%程度である。これを高めていくためにはなによりも経験の積み重ねしかない。残念ながら宇宙開発事業団のロケットは、打上げの回数がこれまで年1～2回程度だったために、諸外国と比べて十分な経験を積んでいるとは言い難い面がある。

困難な初打ち上げの成功

以下初号機が失敗したロケットの例を見てみよう。

● アリアン5(欧州)

「アリアン1～4」を継ぐ欧州の次世代ロケットとして10年以上の歳月をかけて開発したロケット。1996年6月4日に打ち上げた1号機は、搭載ソフトウェアにバグがあったために打上げ後37秒で大きく姿勢を崩して、空力破壊を起こした。1997年10月30日打上げの2号機は、試験ペイロードを軌道に投入したものの、第1段エンジンが、予定よりも早く燃焼を終了してしまったために正確な軌道への投入はできなかった。1998年10月21日に打ち上げた3号機で初めて完全な成功を収め、4号機以降、実運用に入った。

● 長征3B(中国)

静止軌道打上げ用ロケット「長征3」に大型の液体ロケットブースタを装着して、静止トランスファー軌道へ5トンのペイロードを投入できるようにしたロケット。既存ロケットの改良型で、その1号機は、商業ペイロードの国際電気通信衛

星機構(インテルサット)の通信衛星「インテルサット708」を搭載していた。しかし、1996年2月14日に打ち上げた1号機は打上げ直後に姿勢制御を失って横倒しになり、爆発した。

2号機は1号機から1年半近く経った1997年8月19日に試験機として打ち上げられ、成功。同年10月16日に打ち上げた3号機から実運用に入った。

● デルタ3(米ボーイング社)

それまでの「デルタ2」ロケットを大幅に見直して、液体酸素・液体水素を使う上段ロケットエンジン、複合材料製モーターケースの固体ロケットブースタなどと組み合わせ、静止トランスファー軌道に3.8トンのペイロードを打ち上げる能力を持たせたロケット。ボーイング社は、1号機に商業打上げペイロードである通信衛星「ギャラクシー10」を搭載した。しかし1998年8月27日に打ち上げられた1号機は、打上げ後71秒で固体ロケットブースタが破裂して破壊した。2号機も、商業ペイロードの通信衛星「オリオン3」を搭載し、1999年5月5日に打ち上げられたが、2回に分けて燃焼する予定だった第2段エンジンが再着火せず、打上げは失敗した。

2000年8月23日に試験ペイロードを搭載した3号機が打上げに一応成功したものの、ペイロードを投入した軌道の遠地点高度が予定よりもやや低くなるというトラブルが出た。

実運用に入ってから トラブルが出たH-II

米国からの技術導入によりロケットの大型化を進め、実用衛星を打ち上げてきた日本が、初めて100%国産技術で開発した液体酸素・液体水素ロケットがH-IIだ。静止軌道に2トンの打上げ能力を持つ。特にLE-7エンジンの開発が難航し、当初の打上げ予定から2年延期され、1994年2月に初号機の打上げに成功した。H-IIの打上げ成功により、独自のロケット技術を持った日本は、米ソ欧に続いて、事実上、宇宙先進国の仲間入りをすることとなり、その後、国際宇宙ステーションの開発国としても信頼を得るに至った。N-I以来日本のロケットは失敗しないと国際的に定評があった。

しかし、H-II 打上げは、5回連続成功の後、2度の失敗を重ねてしまい、その運用は最終号機を残したまま終了した。とはいえ、H-II ロケットが日本の宇宙開発に蓄積した技術は計り知れず、H-IIAを始めとしたさまざまな分野に引き継がれている。



アリアン5ロケット



H-IIロケット