

H-II ロケットの開発

宇宙開発事業団 福島幸夫

H-II ロケットは、わが国のロケット技術の粋を集めて、全段自主技術による開発を進めてきたものである。静止軌道に2トンの人工衛星を打上げる能力を有する世界的水準の高性能2段式ロケットである。H-II ロケットは、今後わが国の主力ロケットとして、大型人工衛星等の打上げ需要に対処することとなっている。

今回H-II ロケットの打上げに成功したことは、わが国のロケット技術が世界的レベルにまで達したことを実証するとともに、わが国が今後広範かつ多様な宇宙開発活動を自在に展開するための基本的な宇宙輸送手段を確保できたことを意味する。

H-II ロケットの開発は、いく度かの技術的困難に遭遇し、当初計画に比べ二年遅れとなり、十年の歳月を要した。1、2段機体、2段エンジンLE-5A、固体ロケットブースタ、衛星フェアリング、搭載機器の開発は順調に進んだ。しかし、LE-7エンジンの開発ではより高度な技術開発を必要とした。

THE DEVELOPMENT OF THE H-II ROCKET

NASDA Yukio Fukushima

The H-II launch vehicle has been developed totally from domestic technologies, the essence of Japanese launch vehicle technologies, applied in every stage, to make a world-class, large, two-stage launch vehicle capable of launching a two-ton satellite into geostationary orbit. The vehicle will be Japan's main workhorse to meet the future demands for large satellite launches.

The success of the launch implies that Japan's launch vehicle technologies have reached the world-class level and that Japan has secured a fundamental transportation capability to develop extensive and diverse activities.

The development of this particular launch vehicle often encountered technological difficulties and required ten years to complete. Development of the first-and second-stage structures, second-stage engine (LE-5A), solid rocket boosters (SRBs), payload fairing and onboard electronic equipment proceeded satisfactorily. However, it turned out that more advanced technology was required for development of the main engine (LE-7) for the first stage.

1. はじめに

H-II ロケットは完全な国産技術で開発することを基本とし、短期間の開発で、信頼性の高いロケットに仕上げることを目指した。一方、総開発費は世界的常識からみれば低く抑えられていた。

この目標を実現するため、開発コスト低減のためには費用対効果の検討を徹底的に行ったこと、リニアICなどの主要部品を国産化し自在性を確保したこと、国内技術を最大限に活用するため、国立研究機関などの有識者の意見を開発に生かす場を発足させるなど、新しい試みも実行された。

全段システム設計では、H-II ロケットの形状がH-I ロケットと大幅に異なっているため、空力データなどの種々のデータが利用できないことが最大の問題であった。そこで地上試験あるいはシミュレーション解析では十分でない技術的課題を解決するために、H-II ロケットの1/4縮尺の試験用ロケット（固体ロケット）を計3機打ち上げた。このロケットにより、空力荷重、空力加熱、音響・振動、SRB分離挙動の観察など種々のデータが取得された。これらのデータは、従来のH-Iまでの機体開発の延長線上では捉えきれない多くの技術的不確定さを解決するのに役立った。

全段システム設計については以上述べたとおりであるが、H-II ロケットの主要な開発項目には、LE-7エンジン、SRB、フェアリング、慣性誘導装置などがある。次にこれらの項目について、開発経過を報告する。

2. LE-7エンジンの開発

(1) 初期の開発状況

LE-7エンジンは、スペースシャトル・メインエンジン開発の教訓、LE-5エンジン開発の経験などを踏まえて用意周到な準備をして開発をスタートしたが、結果的には多くの不具合を経験することとなった。

最初の壁は始動・停止シーケンスであった。エンジンを正常に始動・停止するバルブ操作シーケンスを確立するため、主水素バルブ、プリバーナ酸素バルブ、主酸素バルブの作動タイミングを0.1秒単位で変えては試す日々が続いた。失敗すれば高価なエンジンを破損してしまう。酸素が多すぎると燃焼ガスが高温になって配管が溶け、足りないとターボポンプの回転数が上がらず、いつまでも推力が出ない。停止するのも難しく、急にバルブを閉じようものならエンジン内のバランスが崩れ、配管やターボポンプを壊してしまう。始動シーケンスのコンピュータシミュレーションは難しく、燃焼試験を行って試行錯誤的に最適の条件を探らざるを得なかった。始動失敗により数台のエンジンを破損したが、約1年の後（90年前半）バルブ操作シーケンスを確立した。

次の関門がターボポンプであった。液水ターボポンプの回転数は毎分4万回転以上にのぼり、約280気圧に昇圧されたLH₂を1秒間にドラム缶2.5本分吐出する。また、液水ターボポンプのタービン側は約820K、ポンプ側は約200Kの極低温であり、構体は大きな圧力荷重、熱応力、熱衝撃、流体力による高サイクル疲労にも耐えなくてはならない。最初に経験した不具合は液水ターボポ

ンプのタービン動翼クラックであった。動翼は最初熱衝撃対策として中空動翼を用いていたが、クラック破面は疲労破面を呈していた。原因はタービン内部を高速で流れる高温ガスの圧力変動であることがわかり、疲労強度の高い中実翼に変更した。

エンジン本体の構造強度が結果的には最大の関門となったわけであるが、この頃はまだ問題になってはいなかった。89年の頃、いくつかの構造上の不具合が発生していたが、どちらかと言うとエンジン内部の流体の挙動の把握が不十分であるためと理由づけられることが多く、いわゆる“枯れススキ”に怯えていた状態で、本質的なことには誰も気づいてはいなかった。

この時期、タービン動翼の問題などのため、打ち上げを1年延期した。

(2) 中盤の開発状況

90年に至り、始動・停止シーケンスが確立されたことから、開発の遅れを取りもどすべく本格的な燃焼試験を開始した。しかし、期待を込めて行った最初の試験シリーズで、90年9月に連続200秒の燃焼試験に成功し、幸先のよいスタートを切ったにもかかわらず、次の試験で始動後わずか16秒で大規模な外部爆燃を引き起こし、エンジンを全損した。原因は、もれた水素に引火し、爆発したためと当時は推定されたが、後の調査ではエンジン本体の溶接部が破断したためとの見方が強い。

この事故を契機に、当時の開発体制、技術レベルではエンジン開発の目処が得られないとの認識が強くなり、エンジンの設計、製造、検査、試験全般にわたって総見直しを行うこととなった。このため宇宙開発事業団及び各メーカー内に専任のチームが発足させられ、その任に着いた。91年1月頃よりエンジン主要構造部について、詳細な有限要素モデル等を作成し、圧力荷重及び熱荷重により生じる応力の再検討を行った。また溶接技術の再検討、非破壊検査技術の向上、燃焼試験中に水素もれなどの異常を早期に検知して試験を緊急停止させる技術など、すべての分野に亘って全面的な検討を行った。これらの検討の結果、溶接部の極低サイクル疲労、材料劣化、破壊靱性値の低下、クリープ疲労、ラチェットによる累積ひずみ損傷、亀裂進展後の不安定破壊など、冶金学、破壊力学、ハンドブックにはない材料データの収集を主とした広範囲にわたる詳細な検討が必要であることがわかった。まさに泥棒を捕まえて縄ではなくて、モミを蒔くという状況であった。また、熱処理条件の最適化、超音波検査手法の開発などもこの時期から着手した。

一方、このような時期に(91年2月)初めて350秒の連続燃焼試験に成功した。このため、開発も比較的順調に推移するのではないかという希望も生まれた。しかし、91年5年には角田ロケット開発センターにてターボポンプ試験設備の配管が破裂し、近隣の家屋に被害を与えた。91年8月には、工場内で気密試験中の主噴射器が破裂し、若い技術者の命が失われるという事故が発生した。この時期エンジンの耐久性は350秒試験1回はクリアーできるまでになってきたが、燃焼試験のたびにエンジン本体もターボポンプも基本的な構造の問題を噴出しだした。紙面の都合で内容を紹介できないがとにかく本質的な問題ばかりで

あった。91年1月頃から92年5月頃までは、開発担当者はまさに、知力、気力、体力を試されることとなった。

(3) 終盤の開発状況

最後の関門はエンジン本体であった。エンジン本体はニッケル基の耐熱合金「Inconel 718」をTIGと電子ビームで溶接して製造する。エンジン本体はターボポンプと同様に、高温(890K)、高圧(170~290気圧)に耐え、1000K以上の熱衝撃にも耐えなければならない。熱応力は板厚を薄くすれば緩和できるが、高圧に耐えるには十分な厚さが必要になる。この二律背反は材料の能力と超高品質の溶接で解決するしかない。LE-5開発のときはまだ材料の能力に余裕があったが、LE-7エンジンでは材料能力がギリギリの所に有った。Inconel 718で解が見いだせない場合のことを考えて不安にかられたのもこの頃である。

92年の初めよりいよいよ認定型エンジンの試験を開始した。大きな構造上の問題は発生しなかったが、小さなクラック、センサーの断線などで試験が中断し、燃焼秒時が稼げず、試験は遅々として進まず停滞した。全ては盛り込むべき設計改良点を全て盛り込んだエンジン(番号:EG304)の燃焼試験に期待した。このエンジンは初めて連続2回の350秒試験に期待どおり成功し、幸先のよいスタートを切った。しかし、92年6月、続く10秒の予定の性能調整試験で始動後わずか5秒で大規模な外部爆燃を起こし、試験スタンドからちぎれて、下に落下するという大事故に遭遇した。原因は配管内を流れる高温ガスの流速分布が予測と大きく異なっていたことと、溶接部分を滑らかにする作業が十分でなかったためであった。この事故により、打ち上げを93年から94年に再度延期せざるを得なくなった。同時に再々度設計、製造、検査全般に亘り、総点検を実施した。点検の力点は製造工程、検査工程に置いた。点検の結果、溶接品質の改善につながる溶接工程の改善点だけでも数百点を摘出した。またこれまで主噴射器に部分的に適用していた溶接後の高温熱処理を噴射器全体に適用し、溶接部の靱性の向上に努めた。

92年6月の事故で中断していた認定試験を同年11月より再開した。再開した最初のエンジンは、93年2月、ついに連続4回の350秒試験に成功した。続く2台目のエンジンも3回成功した。3台目のエンジンも93年9月、4回目の350秒試験に成功した。またエンジンを機体に取りつけて92年6月に射点で行った本番さながらのステージ燃焼試験にも成功した。これらの連続した燃焼試験の成功により、長年に亘ったエンジンの開発は完了するに至った。

3. SRBの開発

固体ロケットは我が国では30年以上の開発の歴史があり、開発は比較的容易であると思われる。しかしH-IIロケットのSRBはミューロケット第1段に比べて重量で2倍、直径も1.4mに対して1.8mあり、類推ではわからない種々の技術的不安要素があった。たとえば、大型固体ロケットでは我が国で初めてノズルを可動式に

したため、ノズルの強度に不安があったこと、推進薬の侵食燃焼率（燃焼ガス流の中での推進薬の燃焼速度）の予測精度に不安があったことなどである。特に侵食燃焼率の予測が大きく外れれば、SRBの内圧が過大になり燃焼中爆発する危険もはらんでいた。

88年4月に行った最初の実機大固体モータの燃焼試験では、最悪の結果も想像して悲壮な決意をもって試験に望んだ。しかし燃焼試験はあっけなく成功し、取得したデータからもほぼ予測したとおりの結果が得られた。このため設計段階での不安要素、問題点は一挙に解決した。

固体ロケットの燃焼試験での失敗は、設計または材料など根本的な所までさかのぼることが多く重大な問題に発展することが多い。最初の燃焼試験で成功したことは幸運であった。

引き続き、実機型モータ2式の燃焼試験を86年6月と12月、認定試験用モータ1式の燃焼試験を91年5月に、それぞれ成功裡のうちに終了し、開発を終えた。

固体ロケットは、液体エンジンのように飛行前にそのもの自体を試験することが出来ないため、品質保証の手段として非破壊検査が重要になる。SRBは大型であるため、従来のX線を使った検査では時間がかかりすぎ検査費用もかさむことから、X線CT装置を開発し種子島宇宙センターに設置した。このCT装置は第2世代方式と呼ばれるもので、X線の出力エネルギーは12MeVである。現在世界で実用化されているX線CT装置としては最大規模のものである。

4. フェアリングの開発

フェアリングはロケット頭部にあるため、空力荷重、空力加熱、音響振動が過酷であり、また飛行中の落雷、あられ、ひょうなどに対する対策まで考えなくてはならない。さらに大きな構体を一瞬のうちに分離する分離機構の開発、軽量断熱材の開発、主構造体へのハニカム構造の採用等、技術的に新たな課題も多く、また空力加熱の問題など未知の要素もあった。

我が国では飛行機のフラップなど、2次部材へのハニカム構造の使用実績はあるが、主構造への適用例はほとんどなく、設計手法が全く整備されていなかった。面板の厚さがわずか0.4mmにすぎないハニカム構造の開発では、要素試験と理論解析を繰り返し、強度解析ツールの検証をしつつ、構造設計を確定していった。

分離機構は我が国独自の方式を選定した。作動原理は細い導爆線を内蔵した楕円管が、爆薬により拡張し、その衝撃力により多数のノッチ入りボルトを切断し、分離部を解除するものである。困難であったのは楕円管とノッチボルトであった。フェアリング全体の強度要求を満たすノッチボルトを切断しようとするとう楕円管が破裂してしまい、楕円管が破裂しないように爆薬を少なくするとボルトは当然のことながら破断できなかった。解決の糸口が見いだせない状況は2年以上も続いた。開発担当者にとっては辛い日々であった。楕円管については、まず材料であるSUS管の製造時に不純物及びカーボンを極力微量におさえるようにし、最

最終的に楕円管に加工する工程では原子力発電所の蒸気細管と同様な高精度加工を施すことで問題を解決した。チタン材を使用しているノッチボルトでは、その合金成分、熱処理をパラメータにして40種近くのボルトを試行錯誤的に試験した。約4年の後、遅れ破壊の心配もなく、また適度なねばさともろさを持つボルトを開発するに至った。分離機構の完成は認定試験が始まるまさに直前であった。

フェアリング全体の分離開頭試験は、開発の過程で技術試験、認定試験として、それぞれ数回実施し、全て成功した。

フェアリング設計にはスケース・モデルの風洞試験などでは明確にならない空力的な不確定要素が少なからず残っていた。このため初号機の打ち上げ成功で、ほんとうの意味での開発が完了したと言える。

5. リングレーザジャイロの開発

慣性誘導装置の触角は加速度計3個とリングレーザジャイロ3個である。H-IロケットとH-IIロケットは共に同じ慣性誘導と呼ばれる方式を採用しているが、H-IIロケットの方式は一世代進んだもので、H-Iロケットの方式に比べて、より高精度、高信頼性でしかも使いやすいものである。このシステムの開発で、最も重要で困難なものはリングレーザジャイロ(RLG)であった。1970年代初頭に、米国では既に航空機用としてRLGが開発されていた。このRLGについては宇宙開発事業団でも、1970年代の初頭から航空宇宙技術研究所と共同して研究を開始していた。当時は、このRLGに関する技術情報は皆無に近く、米国で既に使用されていたにも拘らず、その写真程度が入手できるだけであった。このため、開発担当者は電磁波理論の基礎から勉強し、各種レーザの技術を三角形をした光共振器であるRLGに応用することを試みた。開発段階ではいくつかの新しい技術を確立する必要があった。

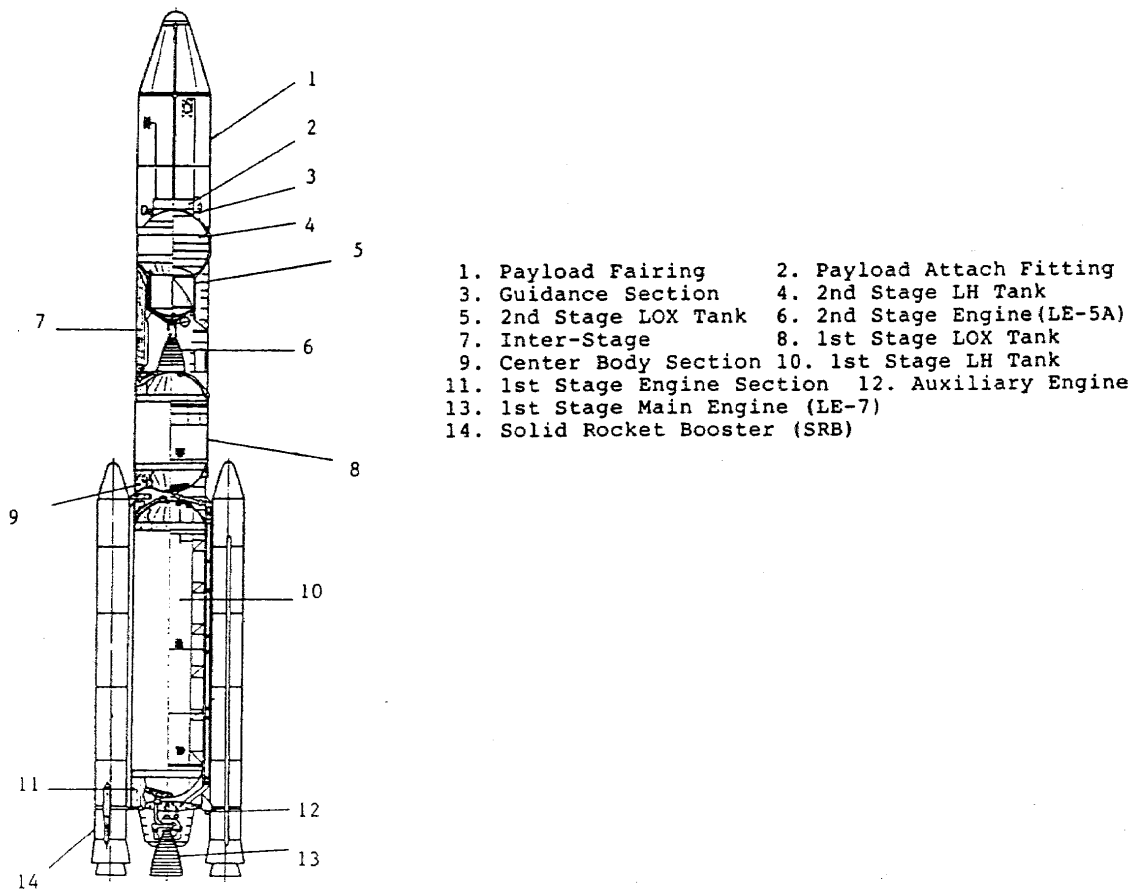
まずRLGの心臓部である高精度ミラーの開発がある。レーザを反射するミラー基板であるガラスの表面を高精度でみがく技術の確立。続いてRLG特有の反射率を持ち、極めて少ない散乱特性を有するミラー製造のため、ガラス表面に誘導体の多層膜を蒸着する技術の確立する必要があった。この他にも完成した高精度ミラーを装置に高精度で取り付ける技術、熱膨張率の低い結晶質ガラス材に、レーザビームが走る細い穴を正確にあける技術。ガラス内の細い穴にHe、Neのガスを封じるためのガス詰め組立技術の確立がある。これらの技術の確立をはかりながら、RLGの試作を第1次、第2次、第3次と行い、ステップ毎に改良を加え、約7年間の期間を費やして研究を終了した。引き続いて開発に移りH-II RLGとして実用化した。

6. おわりに

H-IIロケットは、結局2年遅れて初号機の打ち上げに成功した。開発では予想されたとおりLE-7エンジンの開発が難航したが、SRB、フェアリング、誘導装置については比較的順調に開発を完了した。また信頼性、総開発費についても当初の目標をほぼ達成することができたと言える。これはH-IIロケットの

初期計画とその後の開発管理に大きな過ちがなかったことを証明している。一方、LE-7エンジンのように技術の壁が高い開発では、我々の自主技術開発の経験がまだまだ十分でないことを自覚させられた。ともかく開発に関係した非常に多くの人々の苦勞と知恵の限りを尽くした努力の結晶として、H-IIロケット打ち上げの成功がもたらされたのは明らかである。

おわりに、H-IIロケット開発という大きなプロジェクトを完遂できたことは我々に大きな自信を与えるものである。このH-IIロケットの開発を通して得た知識と経験は貴重な財産であり、今後の宇宙開発の礎になると考える。



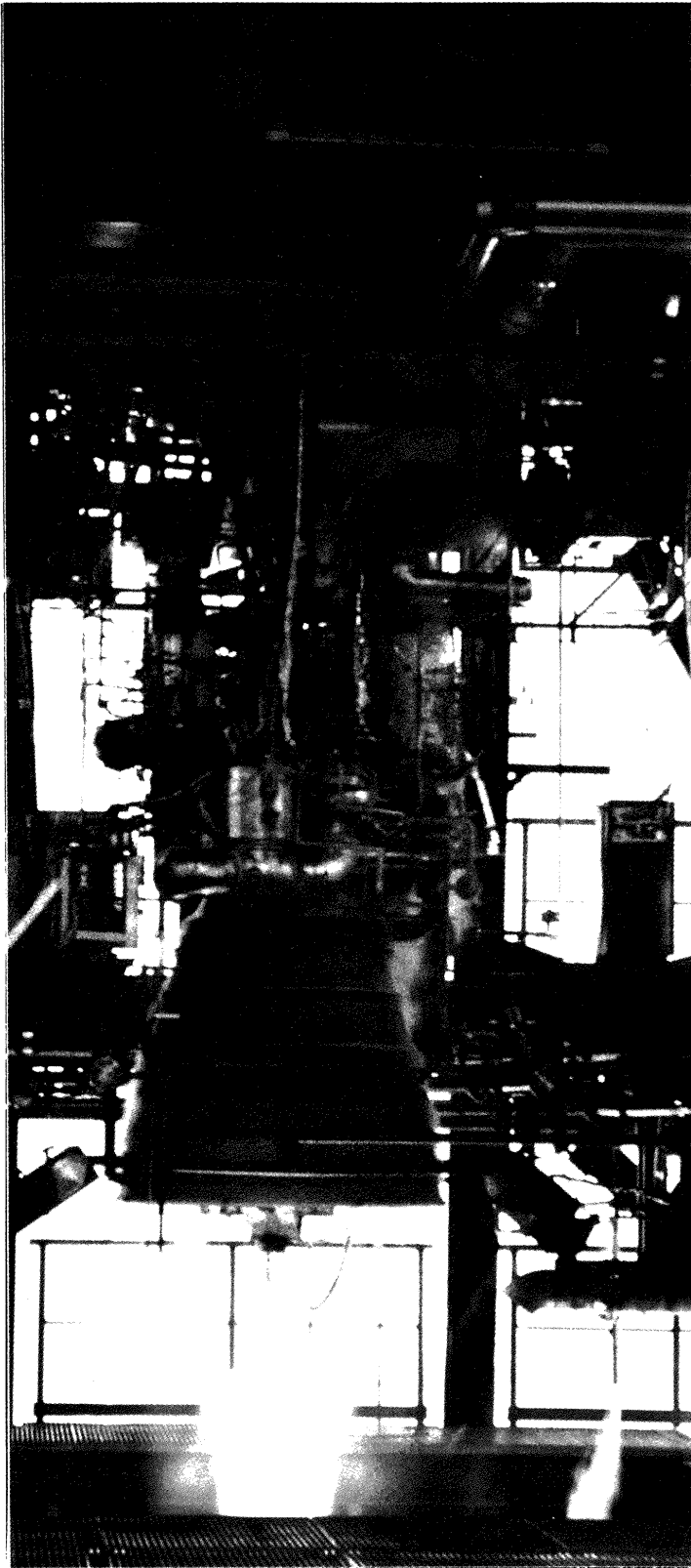
1. Payload Fairing
2. Payload Attach Fitting
3. Guidance Section
4. 2nd Stage LH Tank
5. 2nd Stage LOX Tank
6. 2nd Stage Engine (LE-5A)
7. Inter-Stage
8. 1st Stage LOX Tank
9. Center Body Section
10. 1st Stage LH Tank
11. 1st Stage Engine Section
12. Auxiliary Engine
13. 1st Stage Main Engine (LE-7)
14. Solid Rocket Booster (SRB)

Item	Specification		
Overall length	50 m		
Diameter	4 m		
Total weight	260 tons (not including payload weight)		
	1st stage	SRB	2nd stage
Propellant	LOX/LH ₂	Solid propellant	LOX/LH ₂
Propellant weight	86 tons	118 tons (2 units)	17 tons
Thrust	86 tons (at sea level)	318 tons (at sea level: 2 unit)	12.4 tons (in vacuum)
Burning time	346 sec	94 sec	Max. 609 sec (With restart capability)
Specific impulse (in vacuum)	445 sec	273 sec	452 sec
Total weight	98 tons	141 tons (2 units)	20 tons
Payload fairing	Outside dimension	φ4.1 m × 12 m (Model 4S)	
	Usable volume	φ3.7 m × 10 m	
Guidance system	Strapped-down inertial guidance system		

Fig 1 Configuration of the H-II rocket

Fig 2 Development schedule

Phase	Fiscal year	昭和58 1983	59 1984	60 1985	61 1986	62 1987	63 1988	平成1 1989	2 1990	3 1991	4 1992	5 1993
Development												
Research and development						Development						
Development phase		Selection of configuration Research design Conceptual design Preliminary design Critical design Design follow-up										
Milestone		Initiation of development Preliminary design Critical design Design follow-up										
Design phase		Preliminary development tests Development of tanks and fuselage Development of propulsion system Preliminary development tests Development and testing										
First stage	Structure	Preliminary development tests										
	Propulsion Engine	Development of tanks and fuselage Development of propulsion system Preliminary development tests Development and testing										
Second stage		Development of second stage										
Development and testing	Solid rocket boosters (SRBs)	Preliminary development tests Development of the SRBs										
	Payload fairing	Preliminary development tests Development of fairing										
Guidance and control system		Preliminary development tests Development of hardware and software										
Telemetry systems		Preliminary development tests Development of telemetry systems										
Ground facilities		LB-7 engine firing-test stand SRB engine firing-test stand Launch site										
		LB-7 engine firing-test stand SRB engine firing-test stand Launch site										

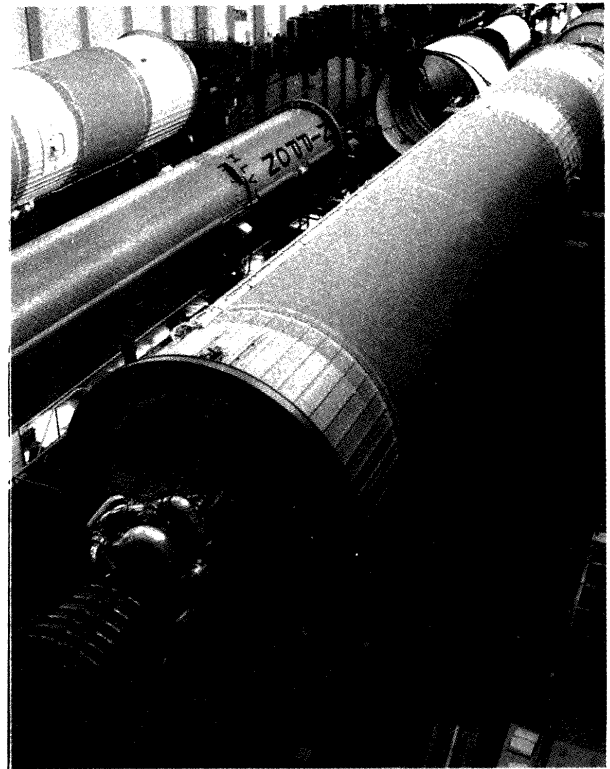


LE-7 engine firing test

Propellant weight (LOX/LH₂): 86 tons
First stage engine: LE-7 engine
Burning time: 346 sec
Auxiliary engine (for roll control):
 Mixed gas bleed system using GH₂ from main engine
 and primary combustion gas (On-off control system)

LE-7 engine characteristics

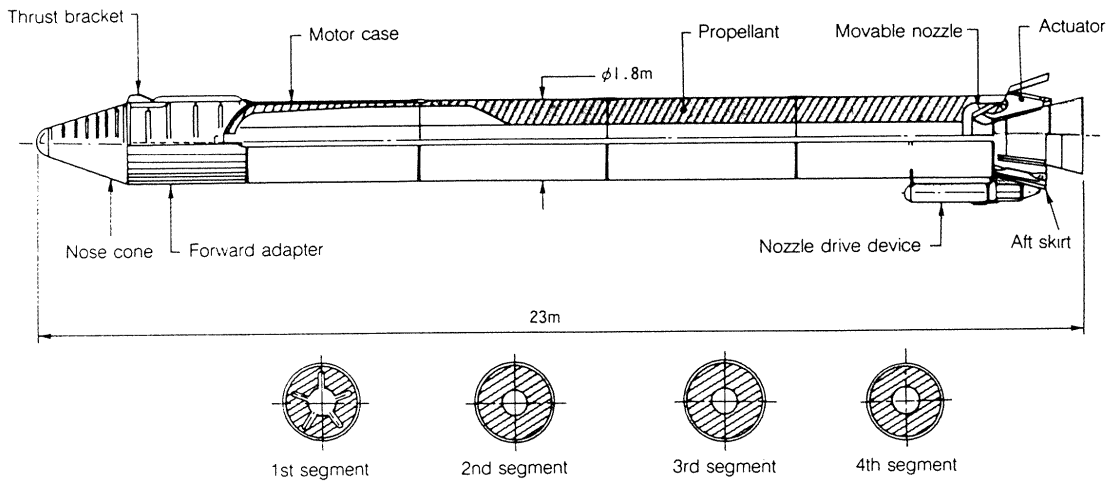
Propellant	LOX/LH ₂
Thrust	86 tons at sea level, 110 tons in vacuum
Mixture ratio	6.0
Engine cycle	Staged combustion cycle
Combustion pressure	130 kg/cm ² A
Specific impulse	445 sec in vacuum
Cooling system	Regenerative
Expansion ratio	52 : 1



Overview of the first stage

Fig 3 First stage propulsion system

Solid rocket booster configuration



Segment number: 4 segments/booster

Propellant weight: 59 tons per booster

Propellant: 14% HTPB^{*1}/18% Al^{*2}/68% AP^{*3}

Thrust: 159 tons per booster (at sea level)

Specific impulse: 273 sec (in vacuum)

Burning time: 94 sec

Thrust vector control: Movable nozzle with flexible joint (nozzle angle $\pm 5^\circ$)

*¹ HTPB: Hydroxyl terminated polybutadiene

*² Al : Aluminum powder

*³ AP : Ammonium Perchlorate

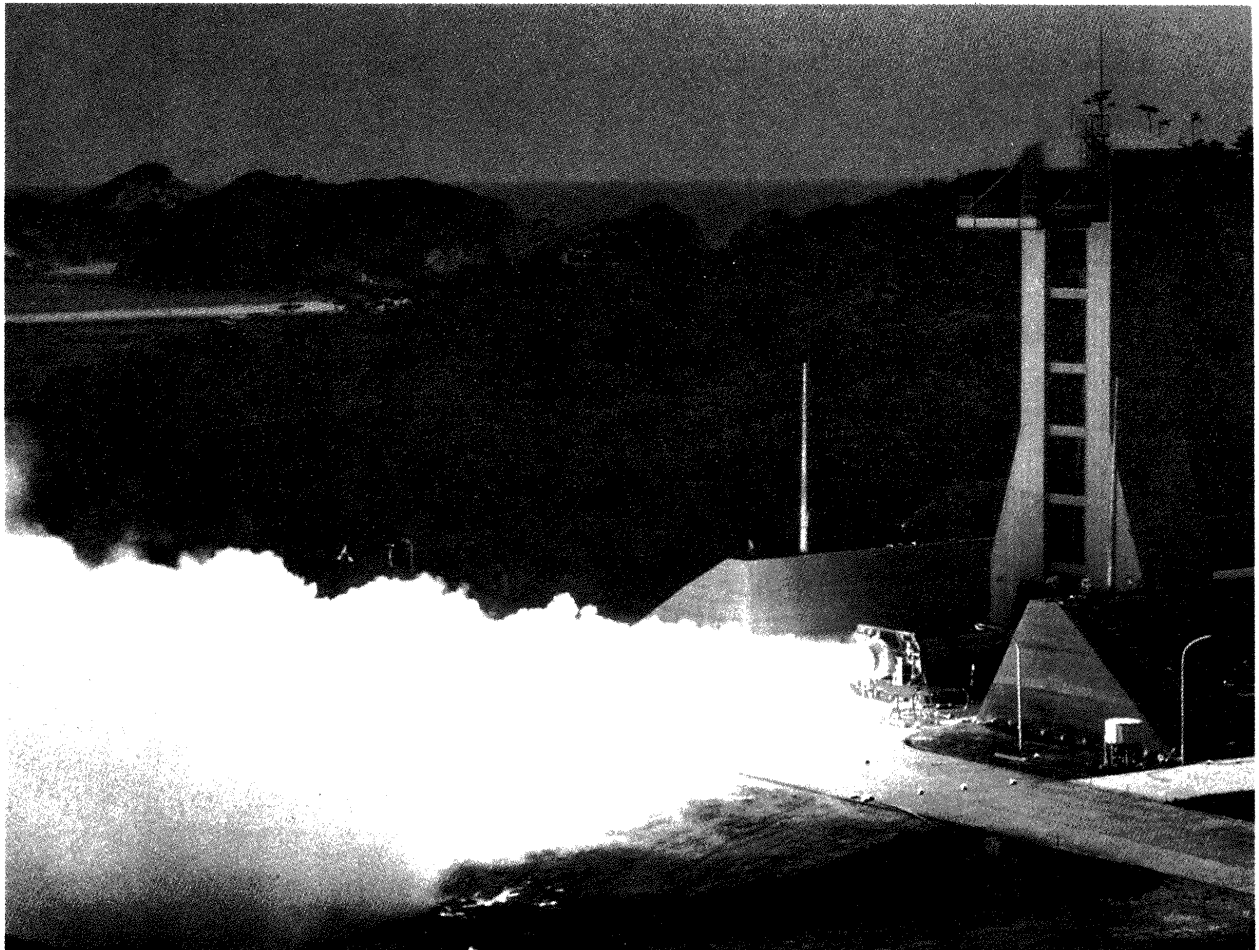
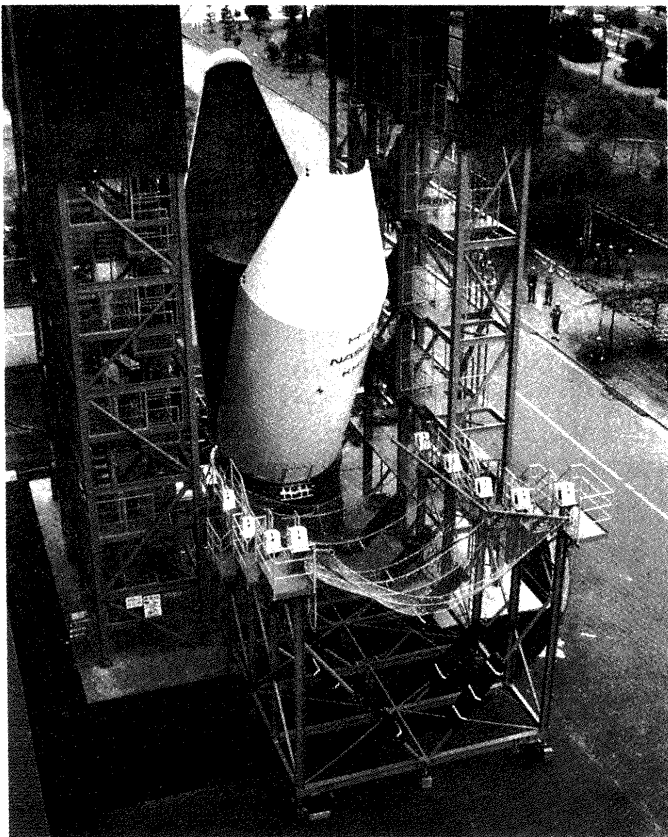
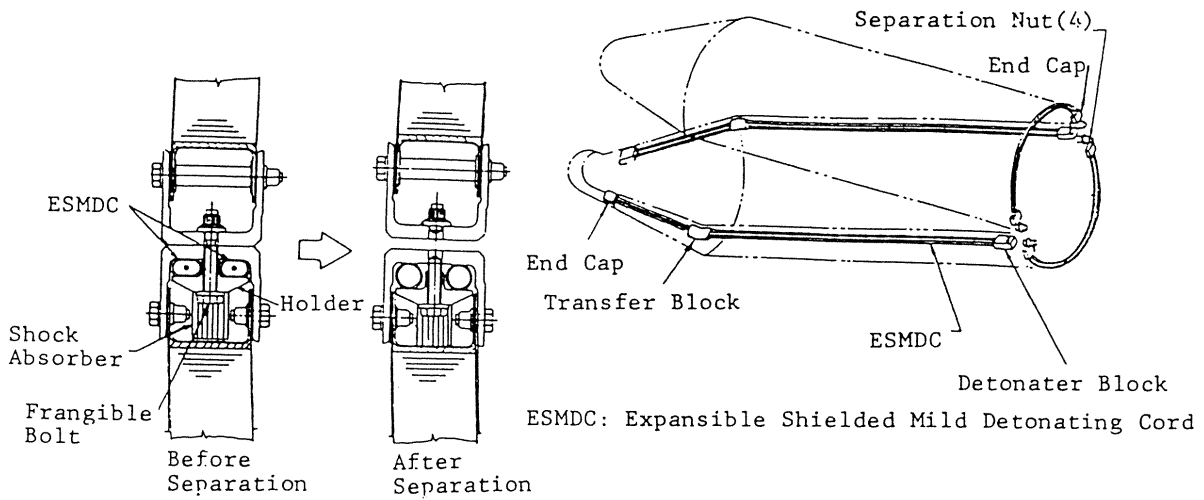


Fig 4 Solid rocket booster

SRB static firing test



Payload fairing separation test

For single launch

- Model 4S: 4m diameter x 12m length
- Model 5S: 5m diameter x 12m length

For dual launch

- Model 5/4D: 5m/4m diameter x 14m length
- Model 4/4D: 4m/4m diameter x 15m length

Separation method: Clamshell type.

Separation mechanism:

Separation force provided by springs after release of frangible bolts by the elliptical tube with MDFF*.
 (*MDFF: Mild Detonating Fuse for Fairing)

Material:

Lightweight structure with aluminum honeycomb core and skin.
 Weight: approx. 1.4 tons (model 4S)

Payload:

- Model 5/4D and Model 4/4D fairing can encapsulate two satellites.
- Model 5S can encapsulate a 4.6m diameter shuttle compatible satellite.

Fig 5 Payload fairing

Inertial Guidance Computer

The Inertial Guidance Computer generates signals for flight control of the H-II, utilizing data from the Inertial Measurement Unit, and transmits them to the Data Interface Unit.

Main characteristics

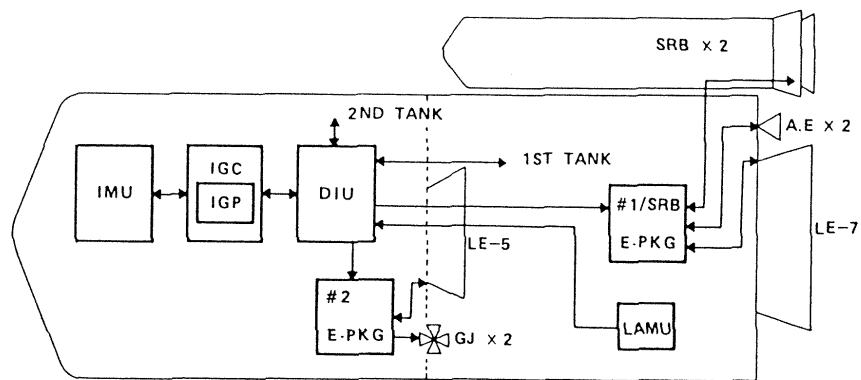
CPU: Memory capacity 32 K words
Data word length (single) 16 bits
(double) 31 bits

Inertial Measurement Unit

The Inertial Measurement Unit measures vehicle's angular velocities and accelerations and transmits these data to the Inertial Guidance Computer.

Main sensors

Ring laser gyros	3 units
Accelerometers	3 units



IMU : INERTIAL MEASUREMENT UNIT.
IGC : INERTIAL GUIDANCE COMPUTER.
IGP : INERTIAL GUIDANCE PROGRAMME.
DIU : DATA INTERFACE UNIT.
E-PKG : CONTROL ELECTRONIC PACKAGE.
LAMU : LATERAL ACCELERATION MEASUREMENT UNIT

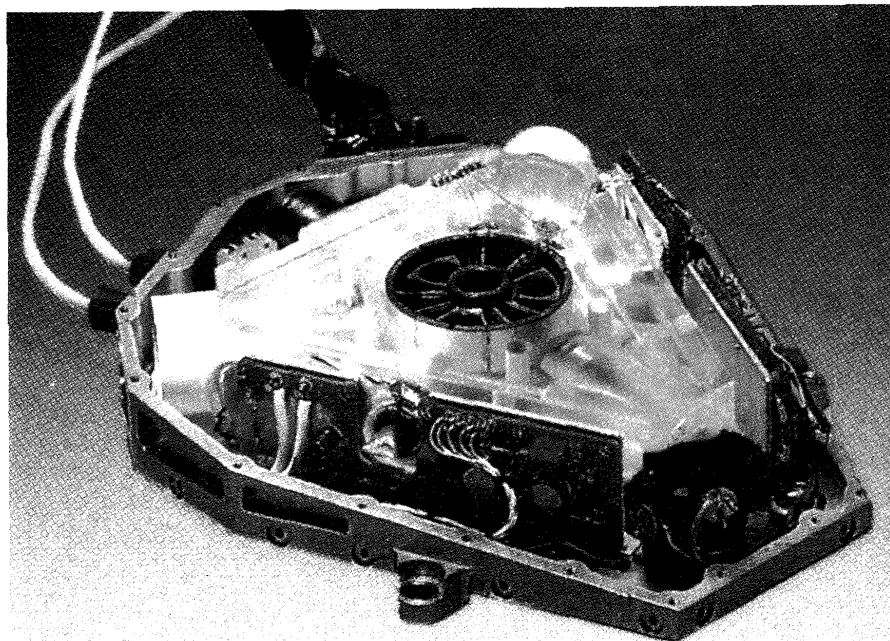


Fig 6 Guidance and control system