

3. 解 説

H-I ロケットについて

宇宙開発事業団 藤 田 敏 彦

1 はじめに

H-I ロケットは、昭和61年8月13日初飛行試験に成功した全長40m、外径2.5m、重量140トンの我国最大のロケットである。

H-I ロケットの開発は、大型衛星の打上げ要望への対応と、将来の技術基盤を確立することを目的として、第2段液体酸素・液体水素ロケット、慣性誘導装置及び第3段固体モータを主要開発項目としている。

水素エンジンの開発国としては、米国、ESA（欧州宇宙機関）、中国に次いで4番目、推力は3番目、比推力は2番目である。

飛行試験の結果は、再着火機能の確認を含めすべての性能確認ができ完全な成功であった。特にエンジンの立ち上がり特性、定常値等は地上試験（高空燃焼試験）と非常に良い一致を見た。また、慣性誘導も完璧で、測地実験衛星（あじさい）、アマチュア衛星（ふじ）等を所定の軌道に乗せることに成功した。この再着火を含めた成功により、第2段推進系の開発は、すべて完了したことになる。

H-I ロケット3段式の飛行試験は、今年度夏期に行われる計画である。

2 世界のロケット

運用中の世界の主要なロケットは、米国のスペースシャトル、タイタン、アトラス、デルタ、ESAのアリアン、ソ連のD-1、A-2、中国の長征、我国のM、N、H-I等である。このうち、水素エンジンを使用するものは、スペースシャトルのメインエンジン（SSME）、タイタン及びアトラスの上段に使用するセントールのエンジン（RL-10）、アリアンの第3段（HM-7）長征3型の3段用エンジン及びH-Iの第2段（LE-5）である。この他の水素エンジンとしては、アポロ計画に使用したサターンロケットのJ-2エンジンがある。主要ロケットの比較を図1と表1に示す。

3 日本のロケット

我国の主力ロケットは、宇宙科学研究所の科学衛星「さきがけ」、「すいせい」等を打ち上げたM（ミュー）、実用衛星「ひまわり」、「ゆり」、「さくら」等を打ち上げたN-IIロケットとH

図 1

日本のロケットと世界の代表的ロケット

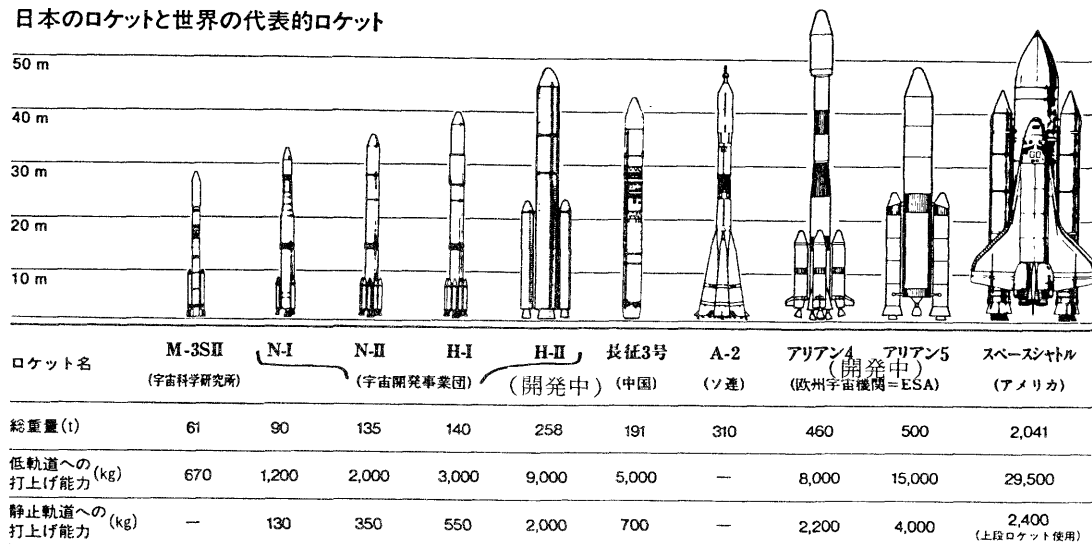


表 1 世界の打上げロケット性能

	185km軌道 (kg)	静止トランスファ軌道 (kg)	太陽同期軌道 (極軌道) (kg)	運用開始年		
米国	スカウト	255	—	155	1979 (1960)	
	デルタ 3010/PAM	3,045	1,275	2,135	1982 (1960)	
	デルタ 3020/PAM	2,090 (極軌道)	—	1,500	1972 (1967)	
	アトラス E	6,100	2,350	—	1984 (1962)	セントールは液酸液水エンジン
	タイタン III(34)D/IUS	14,920	静止軌道直接投入 1,850	—	1982	ユーザーは米空軍
	タイタン III(34)D/トランスジェ	14,920	1,855	—	1984	
	スペースシャトル	280km~420km軌道 29,500	—	—	1981	メインエンジンは液酸・液水エンジン
欧州	アリアン 1	200km軌道	静止トランスファ軌道	太陽同期軌道 (800km)	運用開始年	
	アリアン 2	4,850	1,750	2,600	1981	3段式(3段は液酸液水エンジン)
	アリアン 3	5,000	2,175	3,000	1984	
	アリアン 3	5,800	2 x 1,195	3,450	1984	
	アリアン 4 (40) アリアン 4 (44L)	8,000	1,900 4,200	4,500	1987	40と44Lの中間に、42P、44P、42L、44LPの中間機種を用意
ソ連	プロトン (SL-12)	低軌道	静止軌道	—	—	
	プロトン (SL-13) or (D-1)	19,500	2,100	—	1967 1969	4段式(静止トランスファ軌道投入)、静止軌道投入には5段式 3段式
中国	—	200km軌道	静止トランスファ軌道	太陽同期軌道 (800km)	—	
	长征 2号 长征 3号	2,300	1,400	2,900	1975 1984	2段式 3段式(3段は液酸液水エンジン)

— I ロケットである。

M ロケットは、全段固体燃料の信頼性の高い、低廉なロケットである。

N-II ロケットは、米国のソーデルタロケットをベースとしたロケットで、第1段はライセンス国産、第2段はノックダウン、慣性誘導装置、フェアリングは輸入品である。

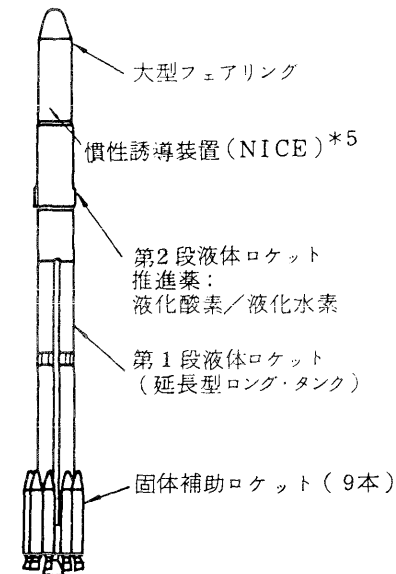
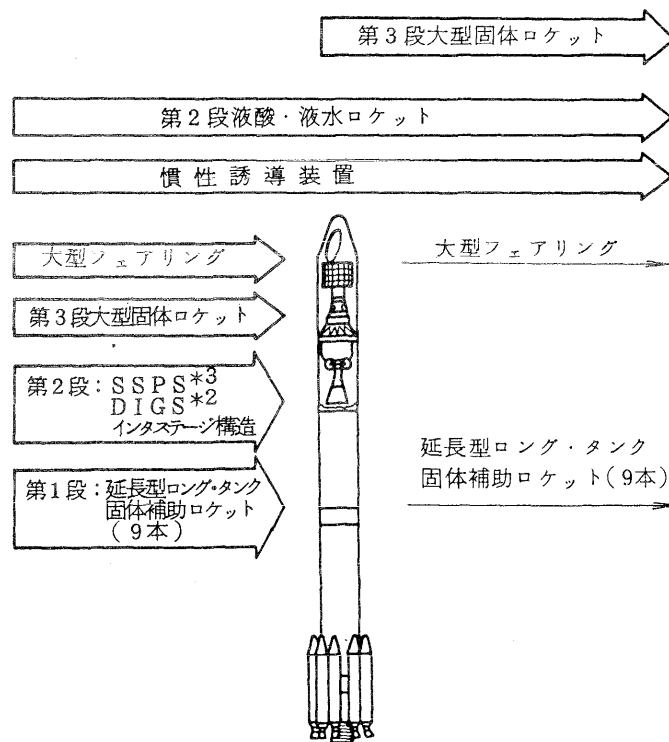
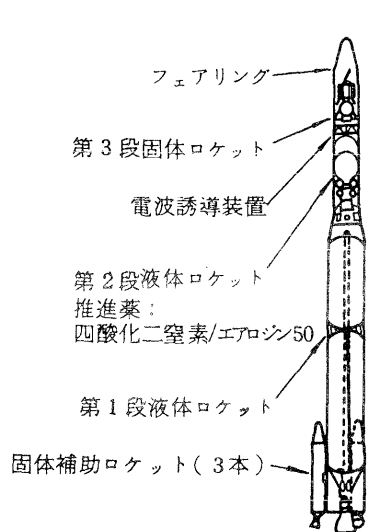
N-I / N-II / H-I ロケットの開発のながれを図 2 に示す。

図2 ロケット開発のながれ

N-Iロケット
 ロケット全重量：約90t
 ロケット全長：約33m
 ロケット直径最大：約2.4m(第1段)
 静止衛星打上能力：約130kg
 (含アポジモーターケース重量)

N-IIロケット
 約135t
 約35m
 約2.4m(第1段)
 約350kg

H-Iロケット
 約140t
 約40m
 約2.5m(第2段)
 約550kg



*2 DIGS:Delta Inertial Guidance System デルタ慣性誘導システム

*3 SSPS:Second Stage Propulsion System 2段推進システム

*5 NICE:NASDA Inertial Guidance and Control Equipment 宇宙開発事業団慣性誘導システム

4 なぜ水素か

作用、反作用によって推進するロケットエンジンの性能は、噴出ガスの速度によってほとんど決まる。この速度を増加するためには、燃焼ガスの平均分子量が小さいほどよい。このため、分子量が小さい水素は、高性能推進薬として重要なものとなっている。

燃焼反応において、最も基礎的な酸素と水素の組み合わせが、化学推進のロケットエンジンでは、最高性能を発揮することになる。厳密に言えば、弗素と水素の組み合わせが、若干良いが、取扱い上等の問題のため、一般には使用しない。

なお、非化学ロケットにおいては、作動流体は、ほとんど水素である。

性能の良い水素であるが短所もある。その一つは、密度が小さいために、タンクが大きくなることである。そのため、推進薬量が1段より少ない上段用（RL-10、J-2、HM-7、長征用、LE-5）に使用するのが普通である。しかしながら、この欠点をロケットの直径を大きくする、混合比を上げる（酸素の割合を増やす）、熱焼圧力を上げる等によって克服しようとしている。現在、開発中のH-IIロケット用のLE-7、アリアンロケットの改良型1段のHM-60がいずれも1段に水素を使用するものである。なお、スペースシャトルは、巨大な外部タンクを持つことでメインエンジンに水素を使用している。また、1段に水素を使用するスペースシャトル、H-II、アリアンVは、いずれも初期の推力を増強するために、大型の固体モータを装着している。もう一つの欠点に上げられるのが、液体が低温であることである。それ故、ポンプの予冷、タンクへの入熱対策等が必要となり、ロケット性能を下げる要素となっている。

水素の物性からくるいくつかの不利な点と技術の困難な点を克服して、世界の主力ロケットに水素が使われかつ新規の開発がされている。ともかく、ロケットにおいて最も魅力のある推進薬が水素である。

5 H-I ロケットの概要

H-I ロケットは、2段式あるいは3段式のロケットで、重量550kgの静止衛星を打ち上げる能力を持っている。

第1段液体ロケットは、N-I、N-IIロケットでライセンス国産した第1段をほぼそのまま採用している。推進薬は、液体酸素と石油系燃料RJ-1で比推力は、約250秒（海面上）である。また、発射時に推力を増強する固体補助ロケットもN-Iロケットで国産化されたものをN-IIロケットと同じく9本装着している。

第2段液体ロケットは、推進薬に液体酸素と液体水素を用いて新規に国内開発した。第2段については、後章で詳述する。

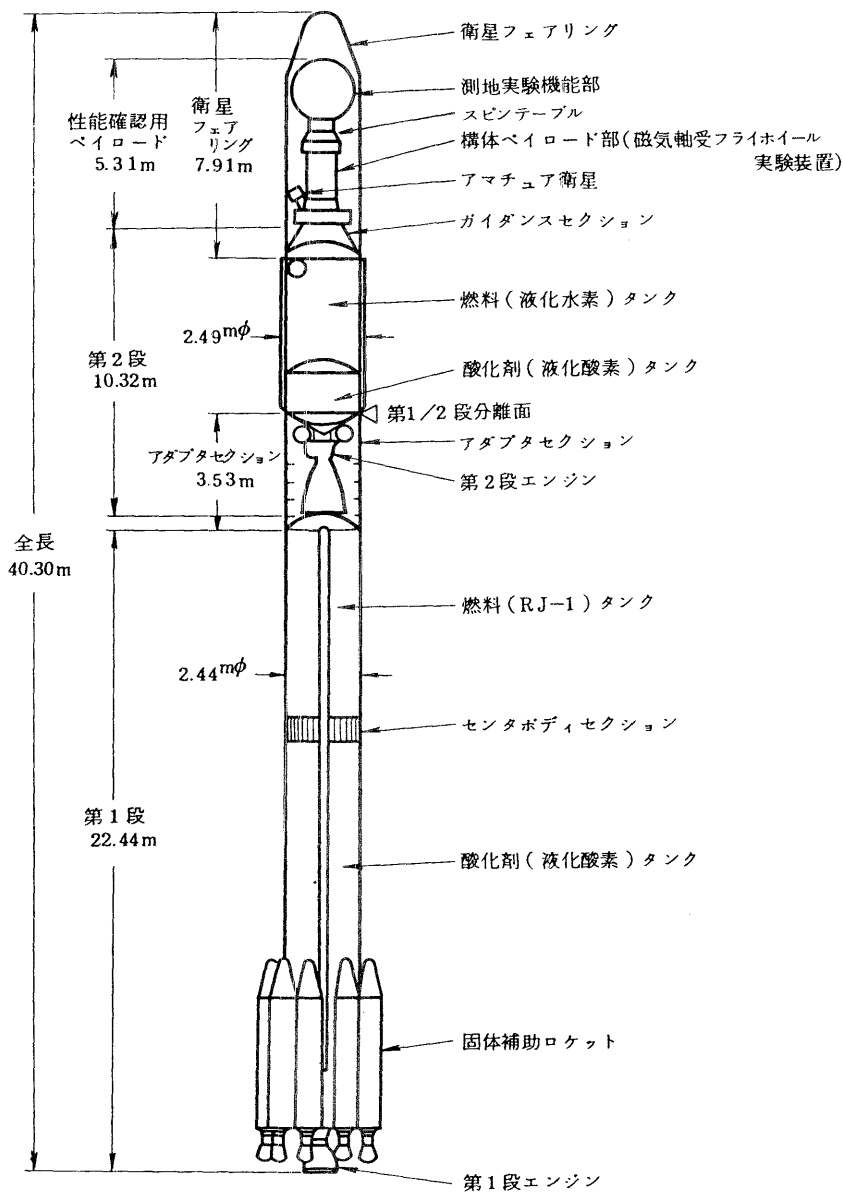
誘導装置も新規に国内開発した慣性誘導システムを採用しており、機体に搭載された誘導装置から制御装置に必要な信号を出力し、軌道を修正しつつ予定の軌道に投入される。また、搭載電子機

器はN-IIロケット用のものを使用することを原則とし、必要な改修を加えている。

第3段固体ロケットは、重量550kg級の静止衛星の打上げ用にほぼ球形の固体ロケットを新規に国内開発している。

H-Iロケット(2段式)試験機1号機の形状を図3に示す。この構体ペイロード部を3段固体

図3 H-Iロケット(2段式)試験機第1号機の形状



モータに置き換えると3段式ロケットとなる。H-Iロケット(3段式)の主要諸元を表2に示す。
2段式は、3段固体モータを除いてほとんど同じである。

表2 H-Iロケットの主要諸元

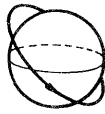
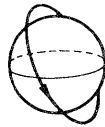
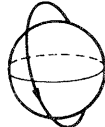

	全 段
全 長 (m)	4 0.3
外 径 (m)	2.4 9 (第2段ロケット)
全 備 重 量 (t)	1 3 9.3 (人工衛星の重量は含まない)
誘 導 方 式	慣性誘導方式

		各 段				
		第 1 段	固体補助ロケット	第 2 段	第 3 段	衛星フェアリング
全 長 (m)		2 2.4 4	7.2 5	1 0.3 2	2.3 4 固体モータ長 2.0 4	7.9 1
外 径 (m)		2.4 4	0.7 9	2.4 9	1.3 4	2.4 4
各 段 重 量 (t)		8 5.7 *1	4 0.3 (9本分)	1 0.5	2.2 *2	0.6
推 進 薬 重 量 (t)		8 1.4	3 3.8 (9本分)	8.7	1.8	
平 均 推 力 (t)	メインエンジン 77 *3 バーニアエンジン 0.4 9 × 2 *3		1 4 2 (6本分) 7 1 (3本分) *3 *5	1 0.5 *4	8 *4	
燃 焼 時 間 (s)	メインエンジン 約 2 7 0 バーニアエンジン 約 2 7 5		3 8	約 3 7 0	6 8	
推 進 薬 種 類	液化酸素/RJ-1		ポリブタジエン系 コンボジット 固体推進薬	液化酸素/液化水素	ポリブタジエン系 コンボジット 固体推進薬	
推 進 薬 供 給 方 式	ターボポンプ			ターボポンプ		
比 推 力 (s)	メインエンジン 2 4 9 *3 バーニアエンジン 2 0 9 *3		2 3 4 *3	4 4 9.8 *4	2 9 1.9 *4	
姿 勢 制 御	ピッチ・ヨー	ジンバル		ジンバル(推力飛行中) ガスジェット (慣性飛行中)		
	ロール	バーニアエンジン		ガスジェット		
塔 載 電 子 装 置	(1)テレメータ送信装置 290MHz帯 PCM/PM (2)指令破壊受信装置 2.6GHz帯 トーン変調			(1)レーダートランス ホンダ 5GHz(2台) (2)テレメータ送信装置 2.2GHz帯 PCM/PM (3)指令破壊受信装置 2.6GHz帯(2台) トーン変調	(1)テレメータ送信装置 290MHz帯 PAM/FM/PM	

- 1 アダプタセクション
- 2 スピンテーブルを含む。
- 3 海面上
- 4 真空中
- 5 打上げ時は6本のみ燃焼、6本の燃焼終了後残り3本を燃焼させる。

H-I ロケットは、表3、4に示すように用途に応じいろいろな軌道に衛星を打ち上げることができる。この表に示した軌道は代表例で、これ以外の軌道傾斜角、軌道高度に投入することも可能である。また、衛星の重量が小さい場合には、一回の打上げで複数の衛星を打ち上げることができる。

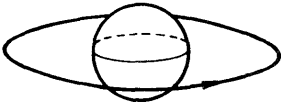

表3 円軌道の場合(2段式打上げ) 注1)

代表的軌道	軌道高度例 (km)	人工衛星重量 (衛星分離部を含む概略値) (kg)	人工衛星 用途例
軌道傾斜角 30° 	300	2,900	各種観測 技術試験
	600	2,400	
	1,000	2,200	
	1,500	2,100	
軌道傾斜角 50° 	300	2,700	測地 航行援助
	600	2,200	
	1,000	2,000	
	1,500	1,800	
軌道傾斜角 70° 	300	2,200	地球観測 航行援助
	600	1,900	
	1,000	1,700	
	1,500	1,600	
太陽同期軌道 注2) 軌道傾斜角 	900	1,300	気象観測
	100° 1,100	1,200	地球観測
	102° 1,500	900	

注1) 2段式H-Iロケットは第3段固体ロケットモータをとりはずしたもので、スピンをかける必要がなく、人工衛星にとって望ましい姿勢で分離でき、また軌道投入精度が高いなどの特長もっています。

注2) 太陽同期軌道は軌道面と太陽方向のなす角が常にほぼ一定の特別な軌道で、気象観測、地球観測等に適しています。

表4 静止軌道，地球重力脱出軌道の場合（3段式打上げ）

代表的軌道	軌道高度例 (km)	人工衛星重量 (衛星分離部を含む概略値) (kg)	人工衛星 用途例
<p>静止軌道</p>  <p>(赤道面上周期24時間円軌道)</p>	約35,800	<p>550</p> <p>[人工衛星にアポジモータを装着する。数値はアポジモータケースを含めた値を示す。]</p>	<p>各種通信</p> <p>各種観測</p>
<p>地球重力脱出</p>  <p>近地点高度 250km</p>	太陽 周回軌道	700	惑星間探査

6 第2段

第2段は、1基のエンジン（LE-5）を装備した液体ロケットである。推力飛行中は、ジンパリングにより機体の姿勢を制御することができる。また、ガスジェット装置が取り付けられていて、第2段推力飛行中のロール制御と、慣性飛行中のピッチ、ヨー及びロール制御が可能である。

(1) 第2段機体構造

第2段機体構造は、ガイダンスセクション、推進薬タンク及びエンジンセクションより構成されている。

ガイダンスセクションは、推進薬タンク前端部に結合され、第2段の主要電子機器（誘導機器、テレメータ送信装置、レーダトランスポンダ装置、指令破壊受信装置、制御電子機器、電源装置等）の格納部となり、また、円筒面には第2段推進系のペントポート、各種アンテナ、アンビリカルコネクタ、空調用ダクト取付孔等が設けられている。

推進薬タンクは、燃料タンク（液体水素）と酸化剤タンク（液体酸素）が共通隔壁で仕切られているアルミニウム合金制（2219）の一体型タンクで、内面が特殊格子構造の円筒部、前・後方ドーム、液酸・液水共通隔壁、及び前方延長部より構成されている。

また、断熱のため、タンク円筒外側には、ポリウレタンフォームを吹付け施工し、前方ドーム外側には、ポリウレタンフォーム及びアルミ蒸着マイラ多層断熱材を、後方ドーム外側には、アルミ蒸着マイラ多層断熱を装着している。共通隔壁は、FRPコアをはさんだサンドイッチ構造

で、内部を真空にして断熱効果を持たせている。また、水素タンク内には、極低温ヘリウム気蓄器 2 個を装着している。

エンジンセクションは、推進薬タンク後端部に結合され、また、アダプタセクションと 1・2 段分離ボルトによって結合、分離される。円筒部には、第 2 段推進系及び油圧系の各種分離継手を取り付けられ、また配管類・ワイヤハーネスの貫通孔及び分離ボルト点検用孔 6 ヶ所が設けられている。円錐形状のスラストコーンには、後端のスラストマウントに LE-5 エンジン、エンジン・ジンパリング用油圧アクチュエータが、円錐上には、推進系及び油圧系の機器及び配管、ガスジェット装置が取り付けられている。

機体外側面には、トンネルが推進薬タンクに沿って 2 本装着されている。トンネル内部には、燃料タンク加圧配管、燃料供給配管、共通隔壁真空引き配管、配線束及び爆破線が通っている。図 4 に第 2 段機体構造、推進系概観を示す。

(2) 第 2 段推進系

第 2 段推進系は、LE-5 エンジン、第 2 段推進薬供給系、及びガスジェット装置から構成されている。

こううち、LE-5 エンジンについては、後章に詳述する。

第 2 段推進薬供給系は、推進薬タンク、常温及び極低温ヘリウム気蓄器、タンク加圧システム、推進薬供給用配管類及びレトロシステム等から構成されている。

常温ヘリウム気蓄器に蓄えられたヘリウムガスはヘリウムレギュレータで約 $3.6 \text{ kg/cm}^2 \text{ A}$ に調圧され、エンジン定常燃焼前の推進薬タンクの加圧、推進系各弁の開閉コントロール、及びエンジンのページ等に使用される。

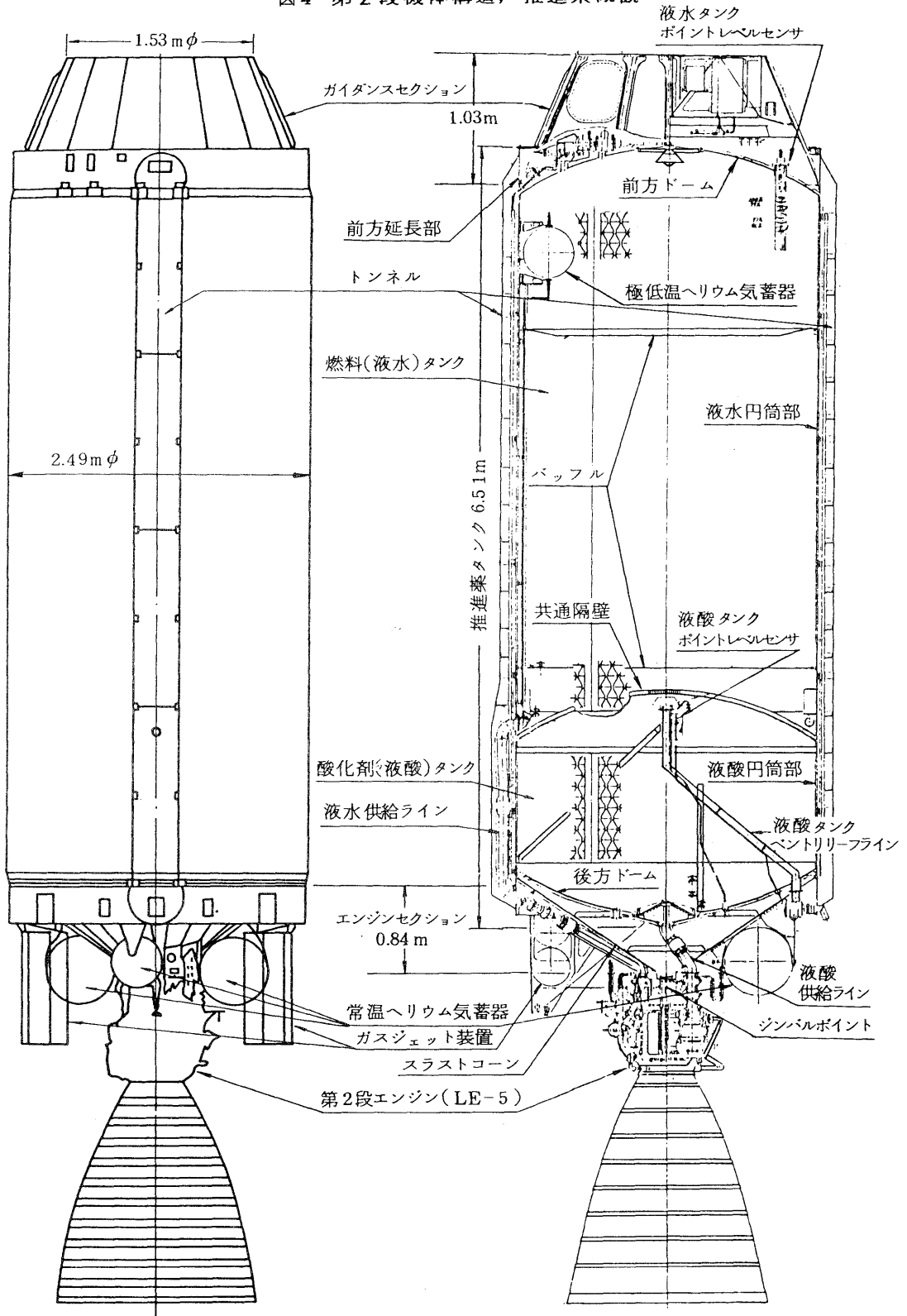
また、2 段式ロケットの場合、衛星との分離時における逆噴射（レトロ）推力発生にも使われる。常温ヘリウム気蓄器は、再看火を行う場合は約 80 l の球形気蓄器 3 個と約 40 l の球形気蓄器 1 個を、再看火を行わない場合は約 80 l の球形気蓄器 1 個を搭載する。

極低温ヘリウム気蓄器は、約 40 l の球形気蓄器で液水タンク内に 2 個設置されている。液体水素温度のヘリウムガスは、極低温ヘリウム調圧器で約 $2.0 \text{ kg/cm}^2 \text{ A}$ に調圧後、エンジン部で加熱され、酸化剤タンクの加圧に用いられる。酸化剤タンクの圧力は、約 $3.2 \text{ kg/cm}^2 \text{ A}$ に保たれる。なお、水素タンクは、 2.5 kg/cm^2 である。

タンク加圧システムは、第 2 段エンジン始動前、定常燃焼中、及び第 2 段燃焼終了後の慣性飛行中において、タンク圧力を検出して必要な弁を開閉することによって推進薬タンクの圧力を所定の範囲に保つシステムである。慣性飛行中は、水素タンク圧は、 1.6 kg/cm^2 に減圧している。

ガスジェット装置は、ヒドラジンを触媒で分解して推力を発生させるシステムで、二つのモジュールに分れており、それぞれ推進薬タンク、スラスタ 6 個、配管、弁等を有している。エンジン始動前及び停止後の一定期間推進薬をタンクの底部に保つため、スラスタ各 2 個の作動によって

図4 第2段機体構造, 推進系概観



機体をわずかに加速する。再着火を行う場合は長時間の慣性飛行中にもスラスタ1個の作動を行う。また、各4個の横方向スラスタは、第2段エンジン定常燃焼中のロール制御、慣性飛行中の三軸姿勢制御に使用される。

本稿では、誘導制御、電気系、第1段及び第3段の詳細については、割愛する。

7 LE-5 エンジン

LE-5 エンジンは、我国初の液体酸素・液体水素を推進薬とした推力103 kN (10.5トン)の上段用液体ロケットエンジンである。

N-II ロケット第2段エンジンに比べて比推力(単位推進薬流量あたりの推力)が1.4倍の高性能エンジンである。N-II ロケット第2段の推進薬は、貯蔵性でかつ自然性の四酸化窒素とA-50(非対称ジメチルヒドラジンと無水ヒドラジンの混合物)の組合せである。LE-5 エンジンの諸元を表5に、世界の液酸・液水エンジンの一覧を表6に示す。

表5 LE-5 エンジン主要諸元

エンジン		液水ターボポンプ
推力(真空中)	103 kN	軸回転数 50,800 rpm
比推力(真空中)	450 s	吐出圧力 6.1 MPa
全混合比	5.5	液酸ターボポンプ
重量	255 kg	軸回転数 16,500 rpm
最大径	1.65 m	吐出圧力 5.2 MPa
長さ	2.7 m	ガス発生器
ノズル膨張比	140	燃焼圧力 2.6 MPa
燃焼圧力	3.6 MPa	混合比 0.85

このエンジンの採用により静止衛星打上げ能力は、N-II ロケットの350 kgからH-I ロケットの550 kgと大幅に向上した。

表 6 世界の液酸・液水エンジン一覧

エンジン	LE-5	RL-10	HM-7		J-2	SSME	—
推力 (KN)	103	67	62	63	1044	2090	約45 燃焼室は 4個
比推力 (s)	450	444	442	445	425	455	—
混 合 比	5.5	5.0	4.4	4.8	5.5	6.0	—
燃 焼 圧 力 (MPa)	3.6	2.7	3.0	3.5	5.4	20.7	—
ロケット名	H-I	セント ール	アリアン H・8	アリアン H・10	サターン S II～ S IV B	スペース シャトル	長征3号
開 発 国	日 本	米 国	欧 州 (ESA)		米 国	米 国	中 国

推進薬の供給方式は、ターボポンプ式でガス発生器サイクルを用いている。タンクより低圧で供給された推進薬を液酸・液水両ターボポンプで昇圧し、噴射器を通して燃焼室内で燃焼させ推力を発生させる。ターボポンプを駆動するガスは、ポンプ出口から導いた液酸・液水の一部をガス発生器で燃焼させてつくる。エンジンの外観を図5に、エンジン系統図を図6に、構成部品を表7に示す。

エンジンの中心をなすのは、低膨張部組立と称する部品で、推力室、ターボポンプ、ガス発生器コントロールボックス、ニューマチックパッケージ、各種弁類、配管、主油圧ポンプ駆動用タービン等推力を発生させるために必要なものをすべて備えている。この低膨張部組立に推力を増大させるための高膨張ノズルと計測機器類を装着してエンジンが完成する。

(1) エンジンの特徴

① 新始動方式の採用

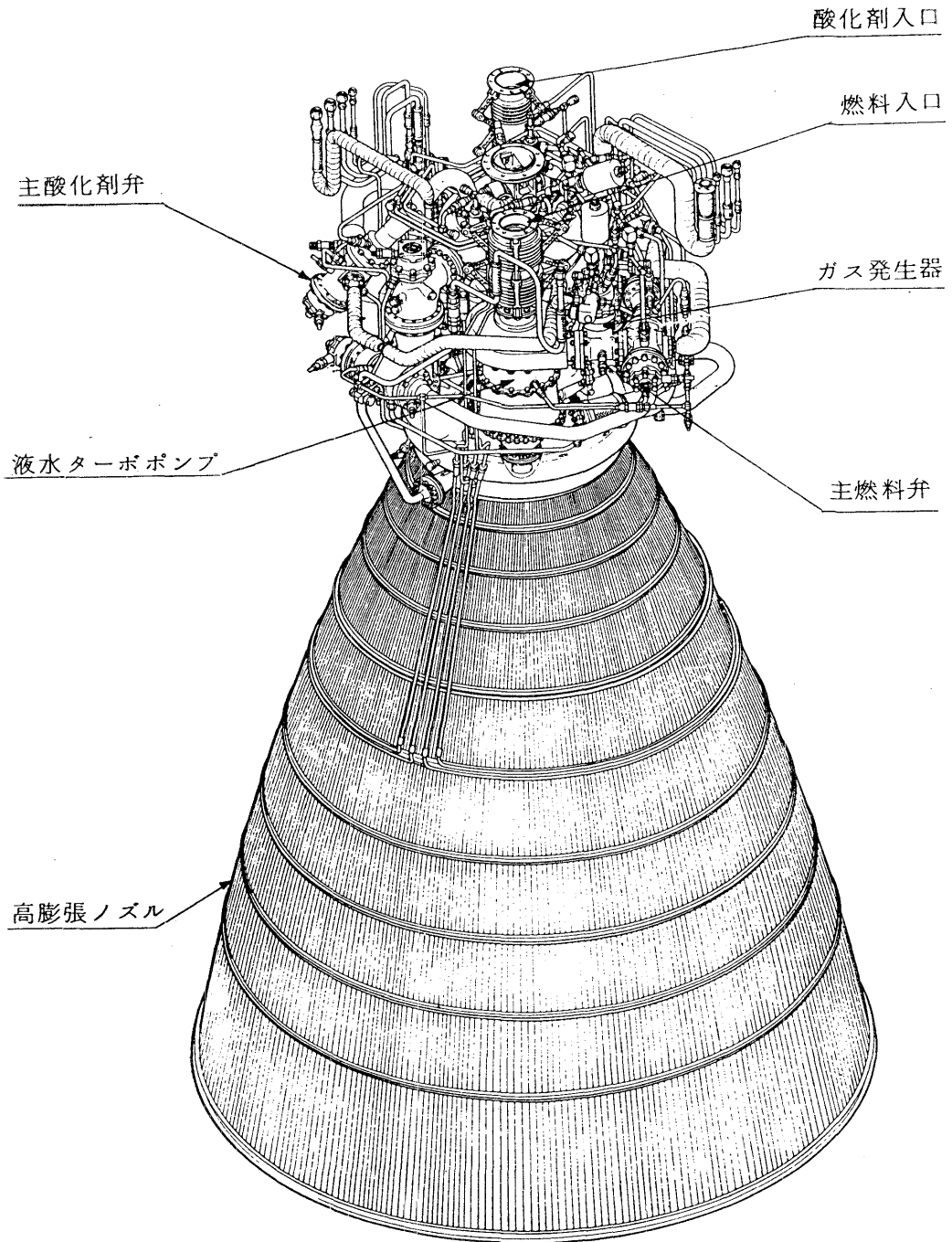
水素ブリードスタート方式を世界で初めて採用した。エンジンの始動は、タンク圧力 ($2.5 \text{ kg/cm}^2 \text{ A}$) により燃焼室の冷却管を通った水素の一部 (残りは噴射器) で、ターボポンプを駆動して、エンジンの推力を50%まで立ち上げた後に、ガス発生器サイクルへ切り換え、定常サイクルへ移行する。

水素ブリードサイクルおよびガス発生器サイクルを図7に示す。

② 再着火能力

一般的には、上段で再着火を行うことにより、ロケットの段数を減らし低価格化をはかった

図5 LE-5エンジンの外観図



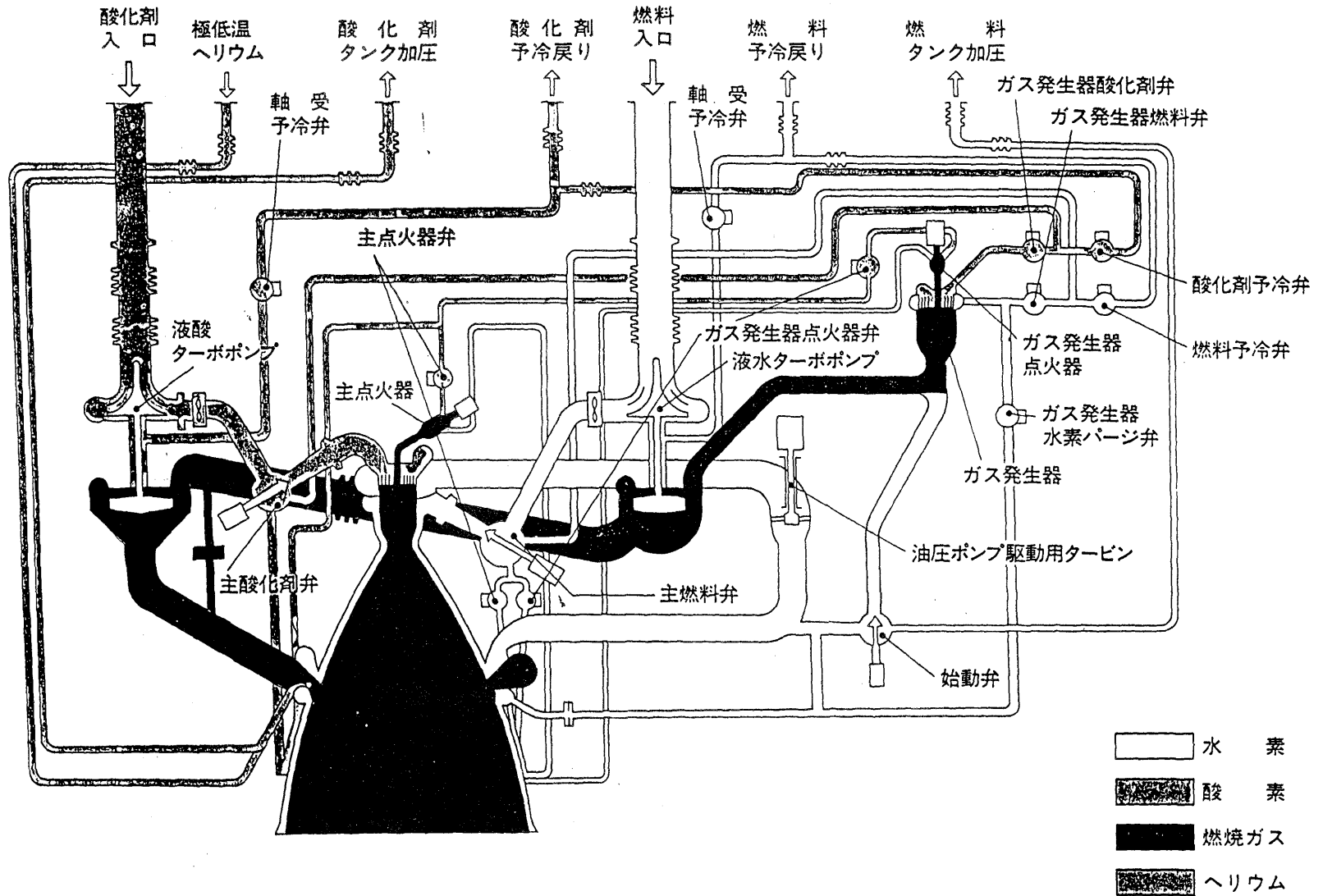
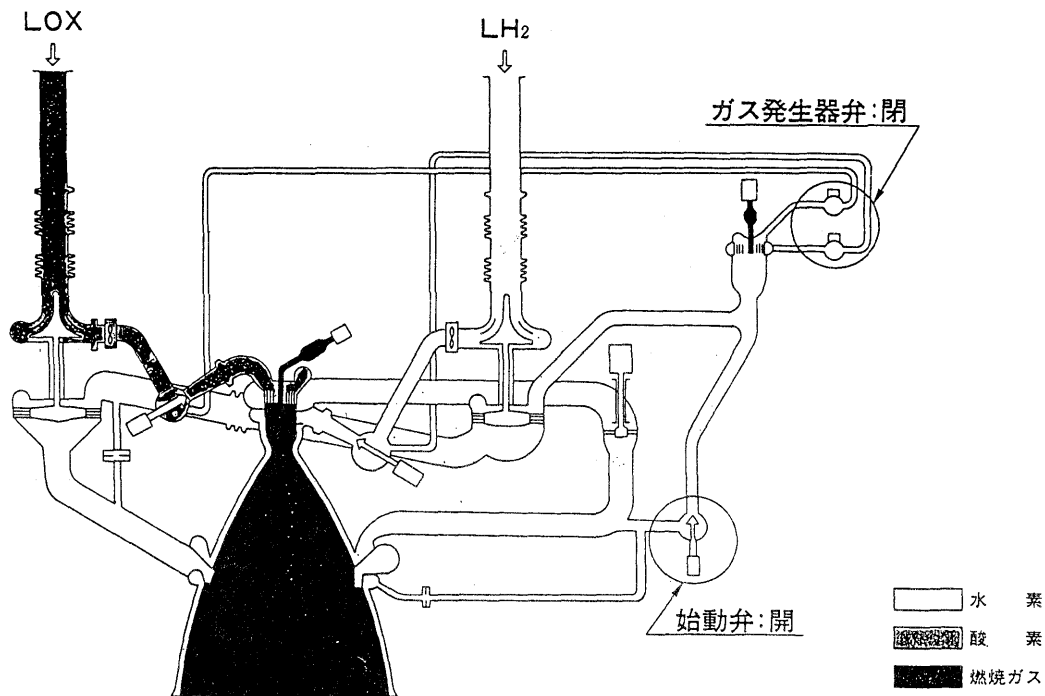


図6 エンジン系統図

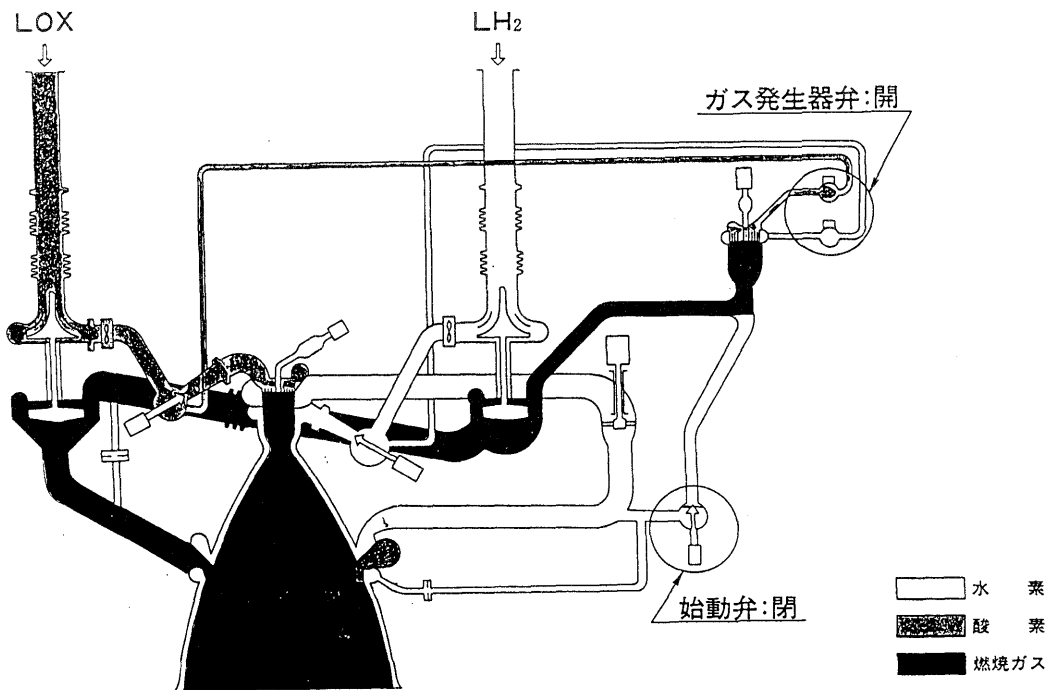
表7 LE-5エンジンの主要構成品リスト

LE-5 エンジン組立	
— 高膨張ノズル組立 (NEX)	1 個
— エンジン組立小物部品	1 式
— 計測機器類	1 式
— 計測系配管	1 式
— エンジン低膨張部組立	
— 推力室組立 (TC)	
— ジンバル上部組立	1 個
— 主点火器組立 (MIG)	1 個
— 噴射器組立 (MINJ)	1 個
— 燃焼室組立 (MCC)	1 個
(含む, タービン排気ガスノズル, 熱交換器)	
— 主弁組立 (MLV, MFV)	2 個
— 主点火器弁組立 (MILV, MIFV)	2 個
— 始動弁組立 (ESV)	1 個
— 予冷弁組立 (LCV, FCV)	2 個
— 軸受予冷弁組立 (BLV, BFV)	2 個
— ガス発生器組立 (GG)	
— ガス発生器点火器組立 (GIG)	1 個
— ガス発生器本体組立 (GSA)	1 個
— ガス発生器弁組立 (GLV, GFV)	2 個
— ガス発生器点火器弁組立 (GILV, GIFV)	2 個
— ガス発生器水素パージ弁組立 (GFPV)	1 個
— 液酸ターボポンプ組立 (LTP)	1 個
— 液水ターボポンプ組立 (FTP)	1 個
— 電気系組立	
— コントロール・ボックス組立 (ECB)	1 個
— ニューマティック・パッケージ組立 (PNP)	1 個
— ワイヤ・ハーネス組立	1 式
— タービン連結管 (TCP)	1 個
— インタフェイス配管 (INT)	2 個
— 低膨張エンジン組立小物部品	1 式
— 主油圧ポンプ駆動用タービン組立 (AUNT)	1 個

図7 LE-5のエンジン・サイクル



(i) 水素ブリード・サイクル (低温水素ガス駆動)



(ii) ガス発生器サイクル (燃焼ガス駆動)

り、軌道精度を向上させたり、ミッションに対してフレキシビリティを持たせたりすることができる。

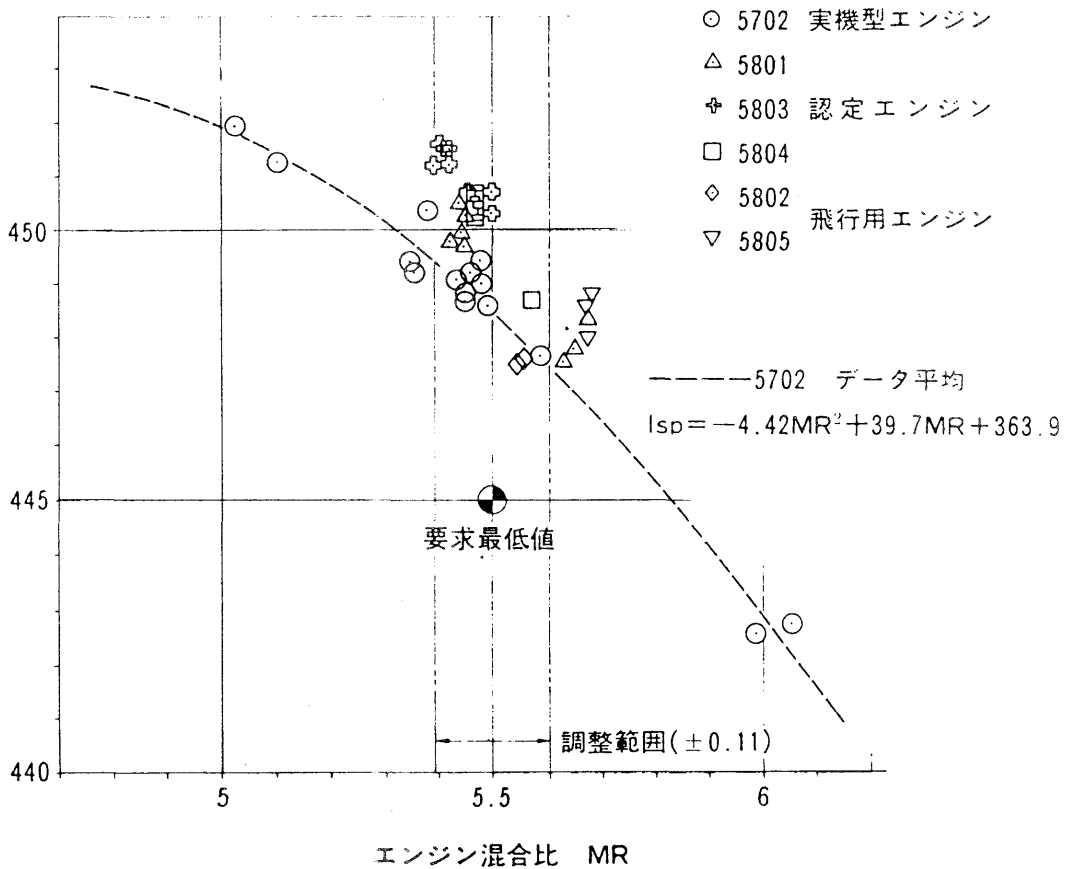
液酸・液水エンジンにおける再着火は、困難な技術であるが、LE-5エンジンは、始動方式、点火器設計、パージ機構、予冷方法、ポンプの高吸込能力等によって、再着火能力を備えている。

③ 高性能

表6に示したように、このクラスのエンジンでは、世界最高性能を有する。特に、比推力は混合比（酸化剤／燃料）5.5で450秒という高性能である。これは、燃焼性能の他に膨張比（ノズル出口面積／ノズルスロート面積）の大きいことが寄与している。混合比を下げれば、更に比推力は向上する。

比推力を図8に示す。57年度試作品より、58年度以降の製作品の方が、約2秒向上している。これは、燃焼室材料をA-286よりNiに換えたためである。

図8 LE-5の比推力



④ ターボポンプ式

N-I および N-II ロケットの第2段エンジンは、いずれもタンクを高圧に加圧して燃焼室に推進薬を送り込むガス加圧方式であるが、本エンジンは、ターボポンプ供給方式である。ガス加圧方式は、システムが簡単で信頼性はあるが、性能が劣る。

(2) 構成要素の概要

① 推力室

推力室は、ジンバル上部組立、主点火器、噴射器および燃焼室から構成されている。

(イ) 点火器

点火器は、各ターボポンプ出口より分岐した液体酸素と水素をガス化して燃焼させる。このために、高膨張ノズル部で熱交換している。また、点火器弁の装着場所等に工夫して再着火を含めて安定な作動を得ている。着火は、電気スパーク式である。

(ロ) 噴射器

噴射型式は、同軸型噴射器で、以下の項目を考慮して設計している。単位エレメントあたりの推力(エレメント数)、エレメントの形状および流量の均一度、エレメントの噴射流速比、エレメントの流速、噴射面冷却流量。

(ハ) 燃焼室

スロート部の熱流束 $3.3 \text{ (kW/cm}^2\text{)}$ という高熱負荷である。この軸方向ガス側熱流束データは、実機サイズの水冷却燃焼試験で取得した。冷却側の熱伝達率については Hess & Kuntz の式に安全率を見込んで使用し、冷却液流れ方向、チューブ最高温度、圧力損失、チューブ厚さ、加工性等を考慮している。

この燃焼室は、ダブルテーパチューブ240本で構成されている。素材(A-286とNi最終設計はNi)から引き抜きによってストレートチューブに、続いて冷間加圧によってダブルテーパチューブに加工される。チューブ肉厚 0.25 mm 、チューブの傷は $30 \text{ }\mu\text{m}$ 以下である。

② 高膨張ノズル

高膨張ノズルは、ノズル膨張比を140まで拡張するもので、薄肉テーパチューブをベル型にろう付けした直径 1.7 m 、高さ 1.8 m の大型ノズルスカートである。

薄肉テーパチューブは、燃焼室と同様に、A-286のストレートチューブを冷間絞り加工でテーパ化したもので、素材からすべて国産している。ろう付けも燃焼室と同様、真空-雰囲気制御炉中ろう付で行っている。真空-雰囲気制御炉中ろう付は、真空炉中に高純度不活性ガスを導入し、ガス流量および炉内圧を適切に設定することにより、ろう付雰囲気の清浄度の向上と易蒸発元素の蒸発抑制をはかるものである。

③ 液水ターボポンプ

液水ターボポンプは、インデューサ付1段遠心ポンプと1段2動翼速度複式衝動タービンを主要要素として構成されている。タービン動翼、ディスク及びシャフトは一体構造で、材質はInco 718の鍛造品である。インデューサは、後退翼3枚羽根ヘリカルインデューサである。主羽根車(インペラ)は、機械加工のチタン合金(5Al2.5Sn)製2次元羽根車で、前面シュラウドは、羽根に拡散接合されている。軸推力は、主羽根車をバランスピストンとして調整している。軸受は、DN値150万(mm, rpm)を越える自己潤滑玉軸受で、保持器はアーマロン(ガラスクロスとテフロン)製である。また、軸シールはメカニカル(ペローズ)シールで、PV値は定格で44MPa・m/sである。

④ 液酸ターボポンプ

液酸ターボポンプの構造は、液水ターボポンプと同様な構造であるが、軸方向推力の調節はバランスホール式で、金属と金属が接触しない構造や軸シールシステム、軸受の冷却方法、材質等が異なっている。

⑤ ガス発生器

噴射器は、同軸型で、燃焼室は小型軽量である。温度分布も均一でかつ着火性能も良好である。混合比は、0.85で燃焼温度は約580℃である。

⑥ 弁類

ヘリウムガスによって弁の開閉を行うニューマティック駆動弁である。このうち主弁と始動弁は、弁の開閉速度を変えることができる。

⑦ 電気系組立(コントロールボックス及びニューマティックパッケージ)

(イ) コントロールボックス

コントロールボックスは、機体からの始動及び停止信号によりエンジンの総ての作動を制御するマイクロコンピュータ式シーケンサである。

(ロ) ニューマティックパッケージ

ニューマティックパッケージは、コントロールボックスからの操作信号を受けて、弁駆動のためのヘリウムガスを供給するパワーユニットである。

⑧ 油圧ポンプ駆動用タービン

油圧ポンプ駆動用タービンは、ジンバル装置の油圧ポンプを駆動するためのもので、燃焼再生冷却管を通して噴射器に入る水素をタービンの動力源としている。

8 開発経過の概要

昭和47年～51年度の調査・検討段階を経て、昭和52年度より本格的開発に着手した。開発は、大きく3段階に分けて実施した。それぞれ、原型フェーズ(設計適合性試験)、実機型フェーズ(設計確認試験)、認定フェーズ(認定試験)である。

(1) 原型フェーズ（昭和52年度～56年度）

原型フェーズは、開発基礎試験段階として、コンポーネントおよびサブスケールモデルの試験、エンジンシステムの検討等、設計の適合性を把握するために、幅広い開発研究を実施し、最終的には、第1次試作エンジンである原型エンジンを完成し種々のデータを取得した。なお、液体水素の大量購入が可能となったのは、昭和53年10月からである。

(2) 実機型フェーズ（昭和56年度～58年度）

実機型フェーズは、原型フェーズのまとめである予備設計審査で設計を確定した実機型エンジンを使用して、設計の確認を行ったものである。本フェーズで初めて、高膨張ノズルを取り付けた高膨張エンジン（飛行用と同等のコンフィギュレーション）を使用した、高空燃焼試験を実施した。また、厚肉タンクと組み合わせたステージ燃焼試験も実施した。この実機型エンジンの試作試験（設計確認試験）で、飛行用エンジンの設計を確立した。

(3) 認定フェーズ（昭和58年度～昭和60年度）

認定フェーズは、飛行用と同じ設計のエンジンを用いて認定試験を行うものである。認定試験は、種々の飛行環境に耐えられるか、要求性能を満足しているか、等のエンジンの認定を行うとともに、飛行解析に必要な種々のエンジンデータを取得することである。認定試験は、昭和60年10月に完了した。

(4) 飛行による確認

昭和61年8月13日午前5時45分に打ち上げたH-Iロケットの初号機によって、すべての機能、性能が確認できた。

予冷が比較的順調に行われ、予測より若干早く予冷が完了したことを除けば、地上試験（高空燃焼試験）の結果と非常に良い一致を見た。

9 水素に関連して工夫した技術事項

開発を通じて、工夫した事項で一般性のあることについて述べる。

(1) もれ対策

分子の小さい水素はもれやすく、また始動停止時等の急激な温度変化のため、部品の変形が起り易くもれに対して厳しい。開発半ばまで、もれ対策に工夫し最大の注意を払ったが、基本的対策は以下の通りである。まず、信頼性の高いメタルOシール、ナフレックスシールを使用する。フランジ設計は、フランジとボルトの熱的結合を高める。ボルトは可能な限り短くし、最大長さはシールの特性により決定し、材質差による線膨張率を極力合わせる。

(2) 予冷

予冷は、エンジンを予冷後、水素を機体外に捨てるダンブクローリング方式である。初回着火時の予冷には、問題なかったが、再着火条件（初回着火の後、ヒートソークバックのためポンプの

温度が上がる。)では、予冷必要量が、不確定であった。このため、再着火前に、予冷総量を少なくして間欠的に予冷することにした。時間で制御する予冷は、温度差の少ない方が、再現性よくかつ予冷総量が少なくて済む。いずれにしても、予冷は実機で種々の条件でデータを積み重ねることが大事である。なお、飛行時に予冷完了が早かった理由としては、差圧の違いと考えられる。(大気圧と真空中)

(3) 氷結対策

燃焼ガスが、流れのない所で、低温部分に接している所は氷結しやすい。このため、できるだけデッドスペースは少なくする。ヘリウムガスパージ、加温水素ガス等を有効に使用する。特に点火器に付着する氷については、徹底した対策が必要である。LE-5は、燃焼中熱交換した加温水素ガスを水素の点火器ラインに入れている。また、チェックバルブは非常に氷結しやすいので、酸素側については、一部ヒータを使用している。

(4) 液水ターボポンプの振動対策

液水ターボポンプは、2次と3次の危険速度の間で運転している。液体水素は、減衰効果の極めて小さい流体のため、過大な軸振動が発生しやすい。LE-5も、過大な軸振動を経験したが、この原因は、残留アンバランスと軸受のプリロードの減少であった。この振動対策としては、軸系の嵌合部の見直し、動バランス修正方法の改善、運転状態での軸受まわりの間隙を精密にコントロールすることによって解決した。

また、初期段階にメカニカルシールの過大なもれが発生したことがある。これは、シールノーズ部のフラッターで、シールノーズにダンパを装着して解決した。この問題も、液体水素の特性に起因している。

(5) その他

低温流体のため、自己潤滑玉軸受を使用し、保持器は、荷重が大きいため、アーマロン製を使用している。また、試験において、流体の過大な圧力振動を経験した。これは、設備の冷却の仕方、配管等を変更して解決した。水素の場合は、酸素と違って水撃は厳しくないが、脈動は起こりやすい。

10 液体水素関連試験設備

液体水素を使用した主要な開発試験は、宇宙開発事業団角田ロケット開発センターを中心にして、三菱重工業柳井代試験場、石川島播磨重工業柳井代ロケット試験センターで実施した。また、宇宙科学研究所との共同研究として能代実験場で新ターボポンプを用いたエンジンシステム試験、航空宇宙技術研究所との共同研究で小型燃焼器の燃焼試験等も行われた。なお、液体酸素ポンプの主要な試験は、航空宇宙技術研究所角田支所で実施された。

宇宙開発事業団の主要な試験設備は、角田ロケット開発センターの高空燃焼試験設備、供給系(

ターボポンプ，ガス発生器）総合試験設備，タンク熱特性試験設備（スペースチャンバ），田代試験場設置の常圧（大気圧下）燃焼試験装置，ロケットタンクとエンジンを組み合わせて試験をするステージ燃焼試験設備，相生設備の短秒時試験のための供給系試験装置である。

角田および田代の液体水素の貯槽および供給槽の大きいものは，50klでロケット搭載量の2.5倍である。これらの供給槽（ランタンク）には，フロート式の液位計を取り付けて，フローメータ（タービン式）の校正を行っている。

液体水素の購入は，8.3kl入りのタンクローリ，7kl入りのトレーラ車，1.9kl入りのコンテナで行われた。大部分はローリ車で供給された。開発試験で使用した液体水素の総量は，約1万klである。

高空燃焼試験設備の概要を図9，表8，外観写真を図10，低圧室の写真を図11に示す。

図9

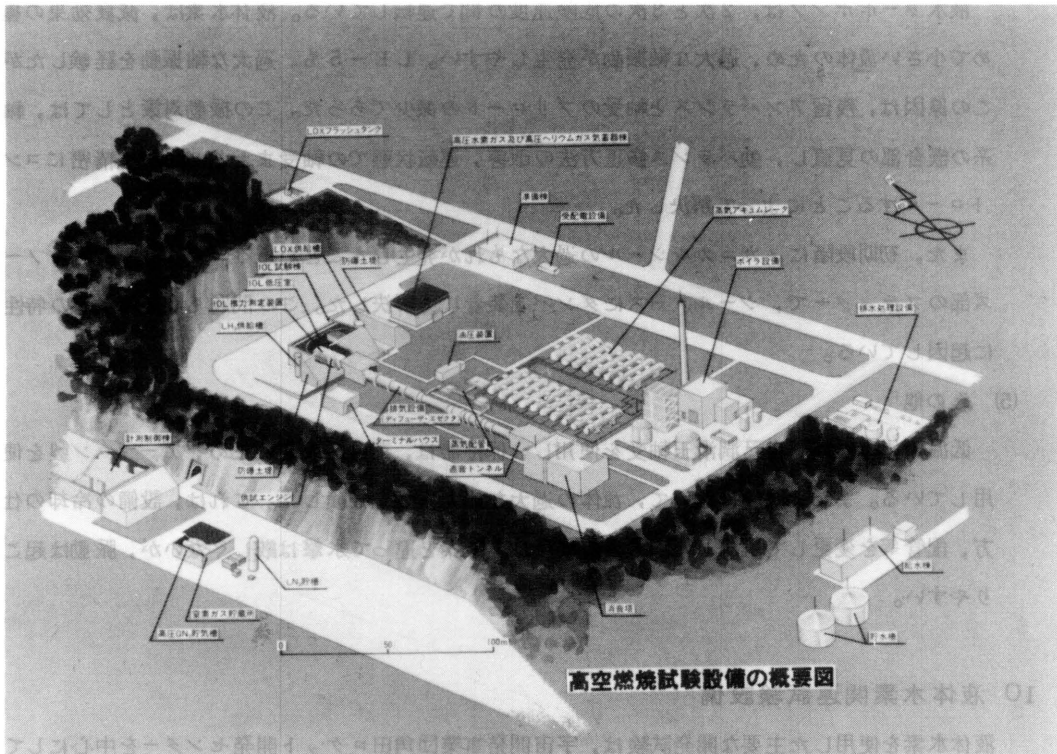


表8 高空燃焼試験設備諸元

1. 試験秒時		6. 窒素ガス貯蔵供給設備	
連続試験	約 450 秒	LN ₂ 貯槽内容積	50 m ³
再着火試験	約 360 秒 + 10 秒	GN ₂ 貯気槽	20m ³ × 250Kg/cm ² G × 4基
2. 推力測定装置		7. 高圧GH ₂ ・GHe 設備	
主推力最大測定値	15,000Kgf	GH ₂ 設備	10m ³ × 200Kg/cm ² G カードル × 2基
3. 低圧室		GHe 設備	10m ³ × 150Kg/cm ² G カードル × 2基
容量	約 100 m ³	8. 蒸気発生供給設備	
到達真空度	約 5 Torr (エンジン作動時)	ボイラ設備	2 胴水管式自然循環ボイラ
4. 計測点数	最大 303 点	常用圧力	65 Kg/cm ² G
5. 推進薬供給設備		蒸発量	33 ton/hr
LOX 供給槽内容積	15 m ³	蒸気アキュムレータ	容量 106m ³ × 18基
LH ₂ 供給槽内容積	50 m ³	常用圧力	59Kg/cm ² G
		9. 排水処理設備	処理能力 30 m ³ /hr

図10

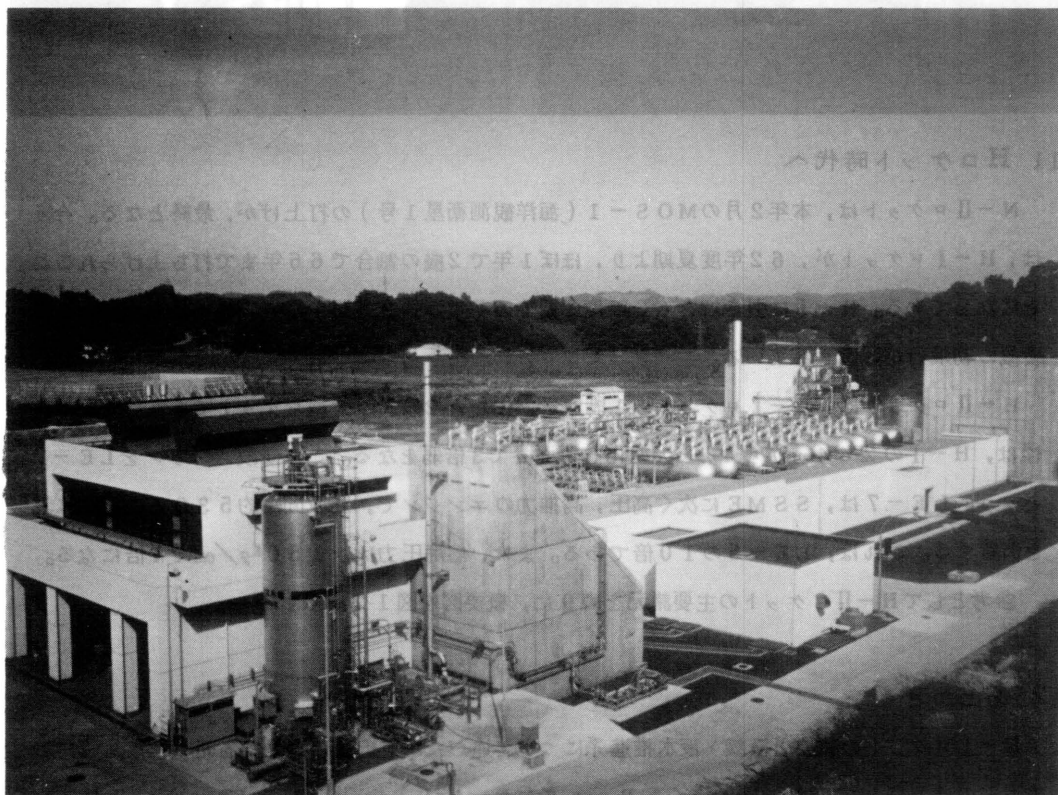
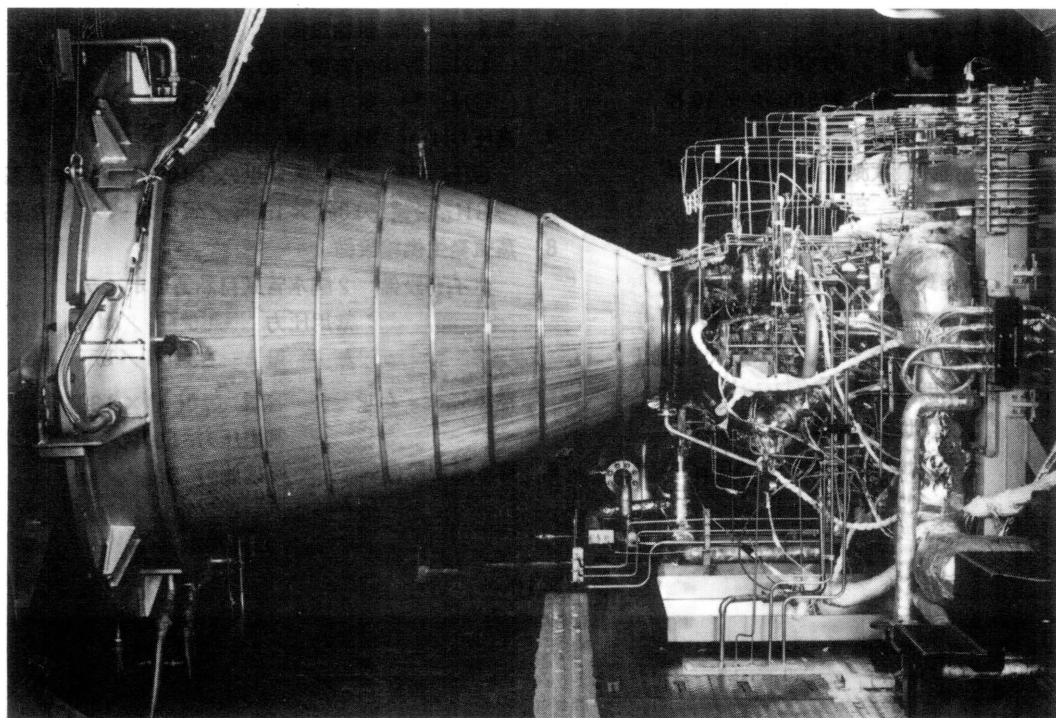


図11



11 Hロケット時代へ

N-IIロケットは、本年2月のMOS-1（海洋観測衛星1号）の打上げが、最終となる。今後は、H-Iロケットが、62年度夏期より、ほぼ1年で2機の割合で66年まで打ち上げられることになっている。H-Iに引き続き66年度冬期（67年1～2月期）には、H-IIロケットの試験機の初飛行が計画されている。

H-IIロケットは、H-Iロケットの1段を水素化した2段式の大型ロケットである。1段の直径は、H-Iの2.44mから4mと大型化し、面積で3倍弱となる。この1段エンジンをLE-7という。LE-7は、SSMEに次ぐ高圧、高推力のエンジンで、1秒間に約530ℓの液体水素を消費する。これは、LE-5の10倍である。また、燃焼圧力は、 150kg/cm^2 で4倍になる。

参考としてH-IIロケットの主要諸元を表9に、概要図を図12に示す。

12 あとがき

H-Iロケットの概要と液酸・液水推進系について述べたが、紙面の都合で省略した事も多い。推進系の教科書としては、Sutton & Rossの「Rocket Propulsion Elements」が参考となる。

国内の動向等については、航空宇宙学会等主催の「宇宙科学技術 連合講演会」、宇宙科学研究所

表9 H-II ロケットの主要縮元

項 目		仕 様		
全 長		48 m		
直 径		4 m		
発 射 時 重 量		258 t		
		第一段	固体ロケット	第二段
推 進 薬		液体酸素／液体水素	固体推進薬	液体酸素／液体水素
推 進 薬 重 量		85 t	118 t(2本分)	13 t
推 力		93 t (海面上)	320 t (2本分・海面上)	10.5 t (真空中)
燃 焼 時 間		315.8 s	95 s	535 s(再着火機能)
比 推 力		449 s(真空中)	271 s(真空中)	449.7 s(真空中)
全 備 重 量		97 t	140.5 t(2本分)	15.7 t
衛 星 フェアリング	直 径 × 全 長	4.1m(外径)×12m		
	衛 星 収 納 域	約3.7m ϕ ×10mL		
誘 導 方 式		ストラップダウン慣性誘導システム		

主催の「宇宙輸送シンポジウム」，宇宙開発事業団の技術成果発表会等が参考となろう。

最後に，液酸・液水推進系の開発成功は，開発研究段階から，御援助下さった航空宇宙技術研究所（特に，ターボポンプを分担開発），宇宙科学研究所等の国立研究所，三菱重工業㈱，石川島播磨重工業㈱をはじめとした関連各社の方々の日夜の努力によっている。

特に液体水素の調達については，三菱商事㈱，岩谷瓦斯㈱，帝国酸素㈱，大同酸素㈱，各社の支援による所が大きい。

H-II ロケットの開発についての御支援も重ねてお願いして，本稿を終る。

図12 H-II ロケット

