

# H-I ロケット 上段固体モータ及び火工品類の開発

## 第1報 H-I ロケット

望月 昌\*, 祖父江照雄\*, 福島 幸夫\*, 中村 富久\*

H-I ロケットは我が国が実用人工衛星打上げのために外国技術を導入して製作したN-I, 及びN-II ロケットに続いて開発された。これには、注目すべき幾つかの新規開発項目がある。その一つが第3段・アポジの上段固体モータ及び火工品類である。ロケットとして総合性能を高めるため、特に上段モータには構造効率のよいものが、推進薬には比推力の高いものが必要である。また火工品システムは、高い信頼性を要求される。報告は3回に分けて行う。第1報にH-I ロケット開発の基本方針と経緯を記し、また2報、3報の一部に触れる。第2報において上段固体モータとその推進薬について、第3報では火工品類についてそれぞれの開発状況の詳細を述べる。

### 1. まえがき

昭和63年2月19日19時5分、第3回目のH-I ロケットが種子島射場から発射された。このロケットは実用第1号機(F #1)として通信衛星3号aを搭載しており、発射後26分余りで同衛星を切り離した。トランスファ軌道に投入された衛星は、翌々日2月21日9時21分、第4周回遠地点において、アポジモータに点火、ドリフト軌道に入ったことを確認した。以降、この軌道を微調整し、打上げ後90日以内で東経132度、赤道高度36,000kmの静止点に到達させる予定である。(Fig. 1)

H-I ロケットは、宇宙開発事業団が日本の産業界、学界の技術を結集して完成させたもので、初の発射は、昭和61年8月13日5時45分に行われた。これはH-I 試験機1号機(TF #1)といい、第3段なしの2段式ロケットである。2段式の試験機1号打上げの主目的は、第2段に搭載した日本初の液酸/液水エンジンLE-5及び慣性誘導装置の実飛行試験であった。同じ時期に国内で開発中であった第3段モータ、アポジモータを始めとし、関連する火工品類を満載しての打上げは、初回から1年後、昭和62年8月27日18時20分発射の第2回目H-I 試験機3号機(TF #3)まで待たなければならなかった。(注1: 試験機2号機はTF #1が失敗した場合の予備用として製作されたが、こ

れの成功により試験機としては幸いにも不要となり、後年、実用号機に転用されることになった。)(注2: TF #3において初めて国産の上段固体モータと火工

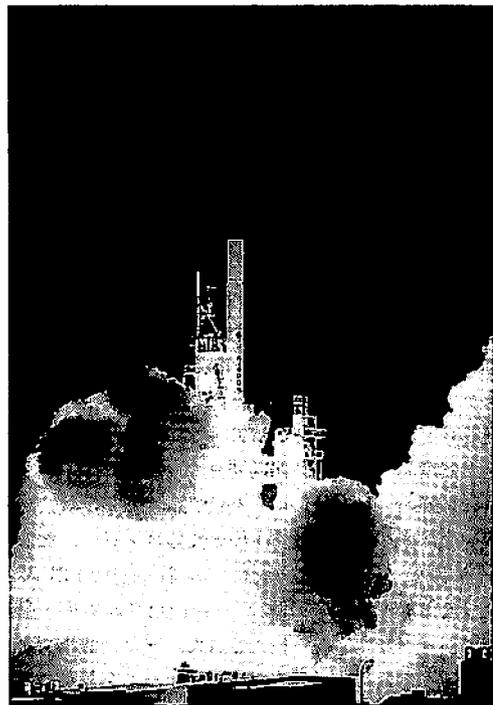


Fig. 1 H-I rocket (F #1) blasts off carrying a communication satellite CS-3a from Tanegashima Space Center at 19:05:00 in February 1988

昭和63年4月20日受理

\*宇宙開発事業団

〒105 東京都港区浜松町 2-4-1

TEL 03-5470-4312

品類が使用されたが、その次の回のF#1ではアポジモータのみは再び米国製が用いられた。理由は、F#1による通信衛星の打上げ計画作成の当初、アポジモータの国産化完了の目途がついていなかったためである。国産アポジモータの次の使用は、昭和65年夏打上げの放送衛星3号に予定されている。）

成果を問うた試験機3号機TF#3が完璧な成績を示したこと、及び冒頭に述べたように、今回H-Iロケットとしては3回目実用衛星用の実用第1号機F#1に進むことができ、再びこれらの国産第3段モータと諸火工品類が完全な作動を示して、開発の完成を実証したこと、などによりこの機会にこれらの状況を、『H-Iロケット上段固体モータ及び火工品類の開発』の副題にまとめて発表することとした。

全体は3報からなる。第1報は即ち今回の報告であり、『H-Iロケット』の副題で、H-Iロケット開発の経緯を記し、かつ上段固体モータとその火工品類開発の意義を述べる。

第2報は、『上段固体モータ及びその推進薬』を副題とし、3段、アポジの両上段固体モータとその推進薬の開発成果を報告する。

第3報では副題を『火工品類』とし、関連する十数種の火工品類の開発成果を発表する。

## 2. H-Iロケットの開発経緯

我が国の宇宙開発の基本方針は、国の宇宙開発政策大綱の中で定められている。これにより、宇宙開発事業団は、昭和44年の発足以来、人工衛星利用機関の要請に応えるよう、衛星打上げ用ロケットの開発を進めてきた。

昭和45年、当時の衛星需要規模と、我が国のロケット技術水準、宇宙開発の趨勢、また世界政治の動向などを慎重に考慮した結果、米国マクドネル・ダグラス社からデルタ級ロケットの技術を導入することが決定された。この技術により設計、製作されたのがN-Iロケットである。N-Iの第1段は、デルタの1段と同じロケットダイナ社の液体エンジンMB-3のライセンス国産品、3本の固体補助ロケットは、サイオコール社Castor IIのライセンス国産品、第2段は、当時開発中であった我が国のLE-3液体エンジン、そして第3段には、サイオコール社よりの購入品STAR-37Nが用いられた。また使用される火工品の全てがダグラス社から輸入された。また、静止衛星を打ち上げるために、衛星にアポジモータを装着するが、この固体モータはエアロジェット社製SVM-2であった。このようにN-Iロケットは、一部は国産品を用いたが、かなりの部分は輸入品とライセンス国産品で構成されていた。N-Iは、重量130kgの静止衛星を

打ち上げる能力を持つ3段式のロケットである。この型は昭和50年9月の第1号機以降、57年9月まで、合計7機を打ち上げ、これによって人工衛星打上げの基本技術を短期間に修得した。ただし7機の中、実験用静止通信衛星『あやめ』(昭和54年2月)の打上げに際し、第3段固体モータが衛星に追突したらしいこと、次の『あやめ2号』(昭和55年2月)でアポジモータが異常燃焼したことの2件がN-Iによる衛星打上げの失敗として記録されている。

N-IIロケットは、利用者よりの衛星重量増大化の要望に対応するものとして、N-Iに続いて開発された。N-IIは静止衛星重量350kgの打上げ能力を有する。N-Iとの主な相異点は、固体補助ロケット(Castor II)の数を9本に増強したこと、1段タンクの大型化、2段エンジンに米国エアロジェット社のAJ10-118FJを採用、第3段固体モータの大型化(サイオコール社製STAR-37E)、そしてアポジモータも大型化(同じくサイオコール社製STAR-27)したことなどである。9本の固体補助ロケットはライセンス国産品であるが、第3段固体モータ、アポジモータ、及び全段に使用する火工品類はN-Iと同じく全て米国よりの輸入品である。

N-IIは、昭和56年2月、その第1号機で技術試験衛星『きく3号』を打ち上げ、61年2月、8号機による放送衛星『ゆり2号b』までの8機全て問題なく成功裡にミッションを完了した。

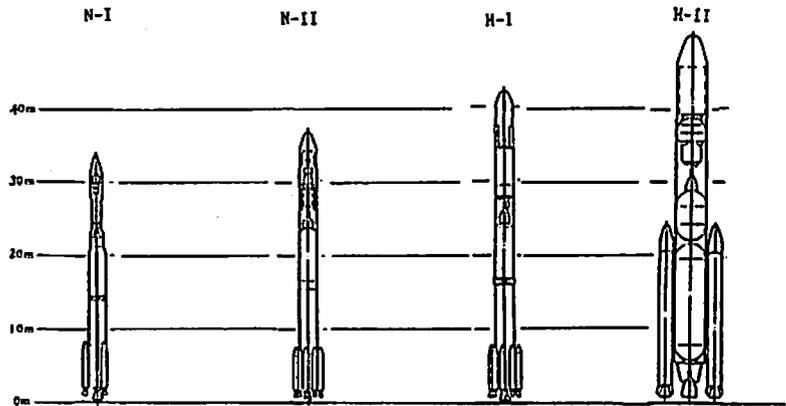
その次の世代ロケットがH-Iである。衛星利用者の要求は益々大きいものとなり、550kgの静止衛星を打ち上げようとして計画されたこのロケットはN-I、N-IIと同じく3段式、その第1段は、固体補助ロケットを含めてN-IIと同一である。即ち、この部分はライセンス国産品によっており、まだ米国技術に依存している部分といわなければならない。

しかしH-IIロケットに至って、我が国のロケット開発技術は、確実に飛躍的發展を遂げた。H-Iは全段国産を目指すH-IIロケットへの一過程(或いは一課程)として重要な3種の技術の国産化に成功した。

その1は、H-Iの第2段、高性能液酸/液水エンジンLE-5の完成であり、その2は、N-IIのいわゆるブラックボックスの制約を脱した独自の慣性誘導装置の開発、そして第3のものが、本稿の主題である上段固体モータと火工品類の国産化である。

一般に理解されていることではあるが、我が国の宇宙開発がいつまでも先進国技術の後塵を拝することなく、自主独立の道を歩みたいと志すのは、決して単純な国粹主義によるものではない。人工衛星を打ち上げる唯一の手段であるロケットを持つ国は世界に多くは

Table 1 Development of NASDA's Launch Vehicles



Start of Development		1970	1972	1980	1986
Launched Number		7	8	9	
Program Completion		Sept./1982	Feb./1987	Feb./1992	
Capacity	GEO kg	130	350	550	2000
	LEO kg	1200	2000	3000	9000
1st Stage	Engine	Liq.MB-3(LOX/RJ-1)	ditto	ditto	Liq.LE-7(LOX/RH)
	Length m	21.4	22.4		29
	Max Dia m	2.4	2.4		4
	Total Weight t	70.2	86		97
Strap on Booster	Engine	Solid Castor II (CTPB)	ditto	ditto	Solid NISSAN (HTPB)
	Length m	7.3			23.4
	Max Dia m	0.8			1.8
	Total Weight t	4.5/each × 9			71/each × 2
	Propellant Weight t	3.7/each × 3	59/each		
	Average Thrust t	23.7/each	160/each		
	Average Burning Time s	235 (sea level)	271 (vacuum)		95
2nd Stage	Engine	Liq.LE-3(N <sub>2</sub> O <sub>4</sub> /A50)	Liq.AJ-10(N <sub>2</sub> O <sub>4</sub> /A50)	Liq.LE-5(LOX/LH)	Liq.LE-5A(LOX/LH)
	Length m	5.4	6.0	10.3	10
	Total Weight t	5.8	6.7	10.6	16.8
3rd Stage	Engine	Solid STAR 37 N(CTPB)	Solid STAR 37 E(CTPB)	Solid NISSAN(HTPB)	Not Applicable
	Length m	1.35	1.68	2.03	
	Max Dia m	0.95	0.95	1.30	
	Total Weight t	0.62	1.12	2.00	
	Propellant Weight t	0.56	1.04	1.84	
	Average Thrust t	4.0	6.8	7.9	
	Average Burning Time s	290.2	285.6	291.0	
Apogee Motor	Engine	Solid SVM-2(CTPB)	Solid STAR 27(CTPB)	Solid NISSAN(HTPB)	For the experimental Engineering Satellite VI (scheduled in 1992) a liquid bipropellant engine will be used. The missions which require solid motors are not yet decided.
	Length m	0.89	1.24	1.49	
	Max Dia m	0.57	0.69	0.75	
	Total Weight t	0.14	0.361	0.544	
	Propellant Weight t	0.12	0.334	0.504	
	Average Thrust t	1.49	2.7	2.7	
	Average Burning Time s	284.0	290.6	293.6	

CTPB : Carboxyl Terminated Polybutadiene  
 HTPB : Hydroxyl Terminated Polybutadiene

ない。米国、ヨーロッパ宇宙機関、ソビエト、中国まで加わり、外国の衛星打上げ勝負を激しく争っていることは、新聞紙上頻りに目にするとところである。我が国もこの国際競争に参加したいと思う。が残念ながら現状ではまだ難しい。宇宙輸送系の世界市場へ打って出るには、現在我が国最大のH-Iロケットをもってしてもまだ能力不足であることが、大きな理由である。しかし、それ以上に大きい理由は、H-Iロケットの構成部品全てが、まだ我々自身の設計のものになっていないという点である。我が国技術者が自分の見解で変更または改良を加えることは、ライセンス品には許されない。外国品のデッドコピーは容易であっても問題が起ったとき、設計の思想を理解していなければ無力でしかないことを、我々はよく知っている。これを自家薬籠中のものとしなければ、打上げの自信も持たず、ひいては技術の発展もないことになる。

全段自主技術によるH-IIロケットで初めてこの制約から解放されるといえる。宇宙開発の世界自由市場へ出るために日本が技術の自主性を持つ必要のある所以である。

その点で、H-IはH-IIへの過程として重要な意味を持つ。H-Iでは、H-IIに必要な種々技術要素を可能な限り多数、獲得し経験しておきたい。今回、H-Iにおいて上段固体モータと火工品類の技術が確立したことはH-IIの重要技術要素を確立したことと同等であって、これらの開発に関与してきた我々の喜びは大きいものがある。

### 3. H-Iロケット開発の基本方針

日本の宇宙開発が独自の主張ができるためには、日本自身の技術により宇宙輸送体系を作り出さなければならない。全段国産のH-IIロケットはその一つの目標である。H-Iは、技術導入型のN-I、IIからH-IIへの過程であり、自らの技術育成のために開発する。

H-Iは、静止衛星打上げ能力550kgの3段式ロケットである。これに3つの重要開発項目のあることは、第2節で述べたが、これらを選定し新たに開発するに当たっての基本方針は次の通りであった。即ち、

- (7) 外国からの技術導入に頼らず、全て自主開発する。
- (8) 開発する要素及びその技術は、我が国の将来型ロケットや衛星などにも適用できるように考える。
- (9) 開発の効率を上げ、経費を低減させるため、開発品目を極力標準化し、また品目数を少なくする。
- (10) 信頼性と安全性の面で優れたものを採用する。

### 4. 上段固体モータ開発の概要

H-Iロケットとその衛星に必要な構成要素としての第3段とアポジの両上段モータに要求される主な性能諸元は、Table 1. H-Iの項に示す。

上に述べた4つの開発の基本方針に加えて、性能の高いロケットを構成するために、両モータに特に必要となる課題は、構造効率と推進薬比推力の向上である。

構造効率とは、モータの全備重量 $W$ の中、ロケット推進エネルギーとして使用し得る推進薬の重量 $W_p$ の割合、 $W_p/W$ をいう。固体ロケットでは安定な作動をさせるために、この値を0.9以上とすることはなかなか難しい技術である。今回、我々が開発した第3段モータの0.921、同じくアポジモータの0.923は、構造効率においても世界最高水準のものといえる。構造効率の向上が、ロケットの性能にどのように効くかを示す指標に、重量感度係数がある。ロケットの各段、それぞれの値があるが、ここでは、第3段を例として述べよう。H-I第3段重量感度係数とは、もし3段に推進薬を1kg余計に充填したならば、静止衛星重量を何kg増やすことができるかという数値で、0.58と計算されている。(使用する推進薬の真空中比推力を291秒と仮定)即ち3段の推進薬が1kg増えると、静止衛星は更に0.58kg余計に重くてもよい。それだけの力を下の段に持ったからである。ついでに1段のそれは0.004、2段は0.03、アポジでは1.16で、上段へ行くに従い大きい数値となる。即ち上段モータ程、構造効率の貢献度が大きくなる。H-Iの静止衛星打上げ可能重量は公称550kgであるが、衛星側の機能要求としては、1kgでも多いことを望む。衛星本体には、本来のミッション機器の他に、そのミッションを長期に亘って保証するための姿勢制御用として、小推力のロケットエンジン(我が国の実用衛星は、ヒドラジン分解スラスタを使用する)を搭載しており、それとこのエンジンが必要とする推進薬の重量が、ミッション機器重量に合算されて550kgとなっている。衛星の寿命は、主に太陽電池と電波機器の寿命で支配されるが、一方姿勢制御に使用される推進薬の量の多寡によっても寿命は決められてしまう。因に現在の放送衛星、通信衛星のヒドラジン積載量は、1年当り概略12kgの消費を予測しており、公称寿命7年の場合は、84kg以上のヒドラジンを積載する必要がある。ここでもしヒドラジンを更に12kg多く積むことができるならば、この衛星は8年の寿命を公称してよいことになる。H-I第3段の構造効率が1%良くなれば、推進薬量はおよそ20kgの増量が可能となり、衛星重量では、その重量感度係数0.58を乗じて、12kgの増分に相当し、この12kgが全て姿勢制御用ヒドラジンの増量に使われれば、1年更に寿命が延びることと同じ効果をもたらす。一個の人工衛星を打ち上げるのに、百億円以上の経費を要することを考えたとき、衛星の寿命を1年なり2年なり延ばすことが、僅か10~20kgのヒドラ

ジンという少ない費用で可能となるとは驚くべきである。

更に、ノズルをモータケースに埋没させる方式により長さ寸法を縮小したことも3段衛星構造の軽量化に連なる工夫で、特にアポジモータでは、イグナイタをノズルと一体とする後方着火方式により重量寸法を極限まで軽小化した。その他、燃焼室、ノズル、点火薬系等に新しい素材を使用して、構造効率の改善を図った。詳細は2報に記す。

ロケット性能に関係の深い感度係数として、もう一つ比推力感度係数について述べる。推進薬の種類により発生する推力の大きさを比較する指標として比推力(単位 秒)がある。高い比推力を持つ推進薬は、ロケットの総合性能を高める。3段固体モータを一例として試算すると、このモータ推進薬の比推力が1秒高くなれば、H-Iの打上げ能力は静止衛星重量で6.8kg向上するという値が得られている。この値が第3段固体推進薬の比推力感度係数である。高比推力推進薬を獲得することが、構造効率の向上にまさって重要であることが理解されよう。

N-I, N-II以来、我々は輸入品の固体モータを使用してきたがその推進薬はコンポジット系である。この推進薬の性能を更に向上させるため、物性の優れている末端水酸基ポリブタジエンを採用し、その成分割合を化学量論比に近づけること、特にアポジモータには高融点爆薬HMXを加えることによって燃焼特性を改善する等を図った。これらの努力によって3段モータでは現在、真空中比推力291秒、アポジモータで293秒という高性能の固体推進薬を得ることができた。詳細は2報に述べる予定である。HMX添加の推進薬は世界でも再先端の技術でありこれを実用衛星の打上げ用として完成させた意義は大きいものがある。

#### 5. 火工品類開発の概要

上段固体モータの作動用、或いは飛行安全用の火工品類については、先ず、上段火工品システムを設計し、その構成部品として、以下の11種が開発すべき品目として選定された。即ち、

# 1. セーフ・アーム装置	SAD
# 2. 鈍感型起爆管	ID
# 3. 密封型導爆線/高密封型導爆線	CDF/SCDF
# 4. 隔壁型起爆管	TBI
# 5. 金属被覆密封型導爆線	SMDC
# 6. 長秒時延時起爆管	LDD
# 7. 短秒時延時起爆管	SDD
# 8. カッター組立	CA
# 9. スピン/タンブルロケットモータ	SPM
# 10. V型成形爆破線	LSC

#### # 11. 円錐型成形爆薬

CSC

H-Iロケットの第3段には、N-I, N-IIとは全く異なる火工品システムを採用した。このシステムは、『火工品シーケンシング・システム』(Pyrotechnics Sequencing System, PSシステム)と称するもので、米国でETAシステム(Explosive Transfer Assembly System)或いはCDFシステム(Confined Detonating Fuse System)などと呼ばれているものである。PSシステムの系統図と作動時間関係をFig. 2, 3に示す。

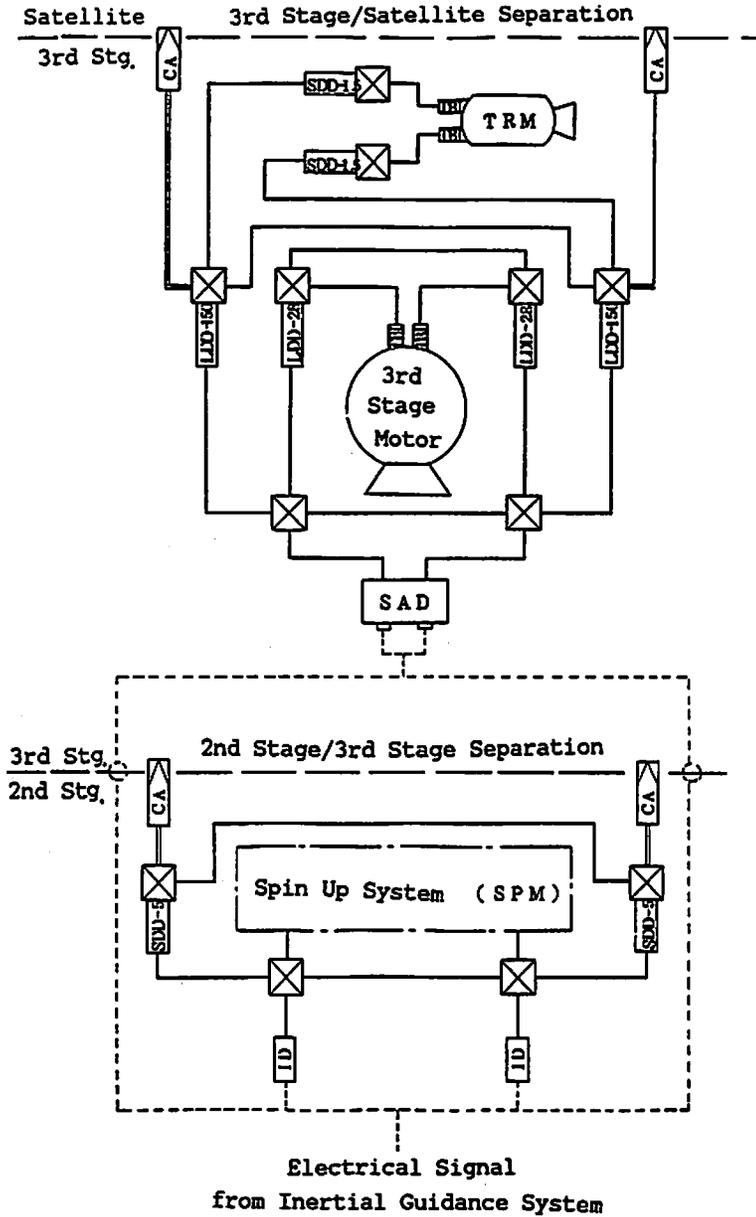
PSシステムの採用により、N-I, IIでは18個もあつた電気起爆装置の数量を4個に減らすことができ、また、これらの起爆装置は、第2段慣性誘導装置からの電気信号により起爆することとしたため、第3段には、火工品用の電力系統が不要となり、第3段の信頼性、安全性の向上はもとより、工場、射場での整備作業の簡略化を図ることができた。

#### 6. 飛行結果及び評価

H-Iロケットのために新しく開発した3段固体モータとアポジモータ、及びその火工品システムの全体は試験機3号機TF#3に搭載され所期の機能を発揮し、実用に供し得ることが証明された。続いて実用1号機F#1により通信衛星を打ち上げたが、この衛星には、当初の計画に従って、米国製アポジモータを搭載した。しかし3段モータその他の火工品類は、本稿に述べた国産品である。さて、火工品システムは、Fig. 3に示すように、第2段LE-5エンジン燃焼停止の後、2段上部搭載の慣性誘導装置からの電気信号を受け、スピンモータ、2/3段分離用短秒時(5秒)延時起爆管、3段モータ点火用長秒時(28秒)延時起爆管、及び3段/衛星分離用長秒時(150秒)延時起爆管に点火する。これらの火工品の作動はFig. 2の経路をとって進行する。その状況は第3段に搭載している加速度計によって確認した。(なおアポジモータの点火は地上からのコマンド信号により行われるもので、ここに述べるPSシステムによらない。)

第3段固体モータ(試験用3号機と実用1号機の2回)及びアポジモータ(試験用3号機搭載技術試験衛星V型の1回)の成績は、これらの推力によって投入される衛星の軌道要素の正確度をもって成否を判断することができる。

これらの飛行結果をTable 2, 3, 4に示す。火工品システムのタイミング、及び衛星の軌道要素も共に結果は計画値に良く一致しておりこれらが良好に作動したことが解る。実用1号機の飛行結果では、衛星分離時刻が計画値より4秒遅れているが、これは、長秒時(150秒)延時起爆管の燃焼速度の分散によるものである。分散の許容範囲は、133~163秒で、154秒は十



- |         |                                     |         |                                  |
|---------|-------------------------------------|---------|----------------------------------|
| CA      | : Cutter Assembly                   | SDD-1.5 | : Short Delay Detonator (1.5sec) |
| ID      | : Insensitive Detonator             | SDD-5   | : Short Delay Detonator (5sec)   |
| LDD-28  | : Long Delay Detonator (28sec)      | SMD C   | : Shielded Wild Detonating Cord  |
| LDD-150 | : Long Delay Detonator (150sec)     | SPM     | : Spin Rocket Motor              |
| SAD     | : Safe and Arm Device               | TBI     | : Through Bulkhead Initiator     |
| SCDF    | : Shielded Confined Detonating Fuse | TRM     | : Tunable Rocket Motor           |
- 
- |     |               |   |                        |
|-----|---------------|---|------------------------|
| —   | : SMD C       | ⊗ | : Manifold             |
| --- | : Signal Line | ⊕ | : Separation Connector |
| —   | : SCDF        |   |                        |

Fig. 2 Schematic Diagram of Pyrotechnics Sequencing System

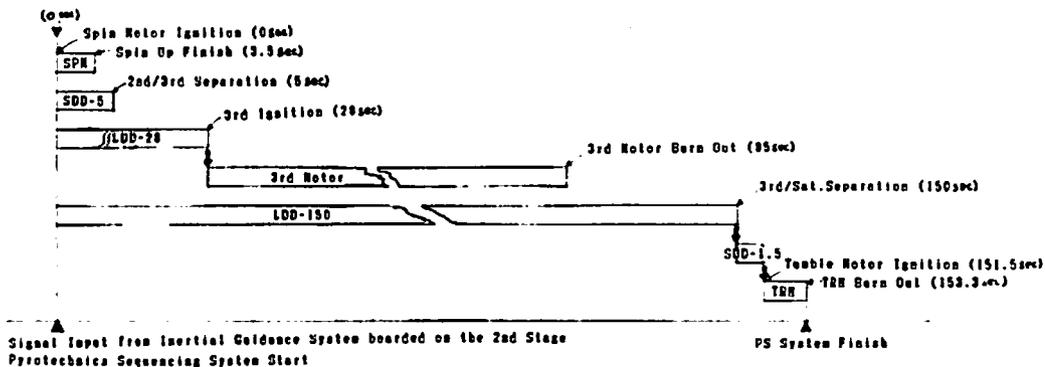


Fig. 3 H-I Rocket Pyrotechnics Sequencing System Time Flow Chart

Table 2 Results of Pyrotechnics and PS System

Sequence of Events	Nominal(sec)	Acquired(sec) Notes		
		TF #3 (27.8.'62)	F #1 (19.2.'63)	
SPM Ignition (PS System Start)	0.0	0.0	0.0	Start Point of PS System
Spin Up Finish (Burning Time)	3.5 (3.5)	3.5 (3.5)	3.6 (3.6)	SPM
2/3 separation	5.0	4.8	4.7	SDD-5
3rd Motor Ignition	28.0	28.4	28.2	LDD-28
3rd Motor Burn Out (Burning Time)	90.0 (62.0)	90.9 (62.6)	91.2 (63.0)	3rd Motor
3/Sat. Separation	150.0	150.2	154.2	LDD-150
TRM Ignition	151.5	151.6	155.3	SDD-1.5
TRM Burn Out (Burning Time)	153.3 (1.8)	153.5 (1.9)	157.1 (1.8)	TRM
<b>Telemetered Items</b>				
LDD-150 Temperature (°C)	13→33	22.0 ↓ 16.0	21.0 ↓ 17.0	at Lift Off  at Activated Time
Spin Rate (rpm)	92.7±5.1	94.4 ↓ 96.1	—	at 2/3 Separation ↓
	89.5±4.5	—	91.7 ↓ 92.6	at 3/Sat. Separation

Table 3 Orbital Elements at Burn Out Time of the 3rd. Motor

Orbital Elements	TF #3		FT #3	
	Nominal	Acquired	Nominal	Acquired
Apogee Height Km	36775.9	35901.1	37159.6	36754.5
Perigee Height Km	199.9	199.3	199.8	199.8
Inclination deg	27.90	27.896	28.30	28.33
Arg. Perigee deg	179.00	179.149	178.00	178.28
Period min.	650.4	633.3	650.6	650.0

Table 4 Orbital Elements at Burn Out Time of the Apogee Motor

Apogee Height km	35947.6	36033.5
Perigee Height km	33199.1	33455.1
Inclination deg	0.13	0.16
Arg. perigee deg	26.5	5.1
Period min.	1374.5	1383.2

分な精度で要求を満たしており、ミッション上は問題とはならない。

以上のように、飛行安全用爆破火工品こそ使用されなかったが、その他の火工品システムは完全に、また第3段モータ及びアポジモータは共に正常に作動した。しかしながらまだ2回程度の実績では、データ量が十分でなく、より精度の高い性能分散値の取得などこれからの仕事が多い。打上げを成功させつつ、データの蓄積とその解析に努める考えである。

#### 7. 今後の計画

1992年(平成4年)までに、計6機のH-Iロケットによる通信、放送、気象、資源探査、海洋観測衛星の打上げが計画されている。一方さらに次の世代にロケットとして、現在H-IIロケットが、1992年1/2月期の初号機打上げを目指して開発中である。H-IIは

2段式ロケットなので、H-Iの第3段固体モータは、直接これに用いられないが、火工品類はそれらの全てが利用されることになっている。またアポジモータについては、衛星側の要求により使用されることになろう。

H-IIロケットにおける最大の開発要素の一つには、火薬類のみに関していえば、直径1.8m、長さ22m、推進薬量59ton、平均推力160ton、燃焼秒時約95秒という本邦最大の固体ロケット・ブースタがあり、H-IIはこれを2本装着する。昭和63年4月15日に種子島における地上燃焼実験場で、この固体ロケットの最初の燃焼試験が実施され、所期の成果を取ることができた。3年の間にあと3回の試験が予定されているが、この件については、また別の機会をみてその成果を発表する souhaitei。

## H- I Rocket Vehicle

### Development of Upper Stage Solid Motors and Pyrotechnic System

#### 1. H- I Rocket Vehicle

by Masashi MOCHIZUKI\*, Teruo SOFUE\*, Yukio FUKUSHIMA\*  
and Tomihisa NAKAMURA\*

H- I vehicle is a three stage rocket suited for launching a geosynchronous satellite. The capability is 550kg into GEO. NASDAs first satellite launch vehicle N- I , N- II and their technologies of the design, manufacturing, operations etc were introduced to Japan from the United States. Through 15 launches of N- I and - II for 12 years these space technologies were transferred steadily to us. Then we could have a H- I type vehicle which has many autonomously developed subsystems.

The 3rd stage motor, pyrotechnic systems and solid apogee motor are newly completed and verified successfully with two launches, TF#3 and F#1. These items will be adapted after H- I Project for the next coming new H- II vehicle which consists thoroughly of the national products of Japan.

This report is divided into 3 parts. The 1st. report introduces general feature of H- I , its upper stage solid motors and pyrotechnic systems. The 2nd. paper will submit reports on the development of upper stage motors and their solid propellants in details. And the last 3rd. one will report the development of pyrotechnic items and system structure.

(\*National Space Development Agency of Japan, Department of Launch Vehicle Program, Tokyo Minatoku Hamamatucho 2-4-1)

---