

## 第4款 宇宙開発活動の共通手段の展望

### 第10章 ロケットの長期展望

#### 1. 国産ロケットの意義

宇宙空間への輸送手段の確保は、宇宙開発の前提条件であり、自ら国産ロケットを開発することを含め、その保有の意義は、次のように考えられる。

##### (1) 機能的独立性

宇宙開発活動は、国際協力の側面を持つものであるが、本質的には国家的事業であり、国の多くの資金や人材を投入して遂行するものである。他国の都合や政策変更によって阻害されたり、停滞させられることは避けなければならない。そこで、不安定かつ不随意な国際関係の影響をできるだけ緩和し、我が国の宇宙開発を安定的に進めるために、宇宙空間への輸送手段の保持は不可欠である。

##### (2) 生産効果の取得

宇宙開発の遂行、とりわけ、ロケットは低温材料、耐熱材料、各種制御機器を始めとする先端的な技術の結晶であり、その開発の遂行は、広範かつ多様な関連分野の技術の発展を促進し、我が国の技術能力の向上に資するとともに、宇宙輸送機産業が国の主要産業ひとつにまで育成された場合は勿論宇宙技術の応用領域の拡大や波及効果によって、各種の産業活動や国民生活の安定化とその向上に資するものである。

このように、輸送手段の確立は、我が国の技術能力を高め、無形の国家的資産を形成するものとしても重要であり、将来の技術立国の基盤をなしている。

##### (3) 国際協力基盤の確立

宇宙への輸送手段の確立は、国民的自信を獲得させるのみならず、我が国の国際的評価ないし地歩を固めるものであり、我が国が先進国、開発途上国を問わず国際協力を行っていく基盤を築くものとして極めて重要な意義を有している。

## 2. 内外の動向

### (1) 日本の動向

我が国の現状を見るに、当面M、N2機種<sup>①</sup>の非回収型ロケットを保有し科学観測や技術試験等に活用しており、この点において一応独自の諸活動を行うだけの体裁を備えているが、将来における国際的なロケット開発の分野においても我が国が相応の評価を保ち続け得るか否かは樂觀を許さず、ロケット開発長期計画の方針樹立と実行に関係者の英知と勇断が期待される時期を迎えている。

現在確定した計画では、実用衛星等を打ち上げるために、Nロケットに続きNロケットII型の開発までが決定されており、後述の大型液体水素ロケット（但しH-1ロケット相当のもの）の開発は未確定状態にある。またMロケットは、過去におけるM-4S、M-3CからM-3Hまで発展し、1980年にはM-3Sとして一応の完成を見ることになる。

更に将来の計画としては、1985年を目標に液水ステージを用いた静止衛星打上げ能力500～800Kg級（低高度軌道への打上げ能力5t相当）の大型液体水素ロケット（但し、H-1ロケット相当のもの）を開発するべく、関係諸機関が鋭意液水エンジンの開発研究に取り組んでいるのが現状である。

### (2) 外国の動向

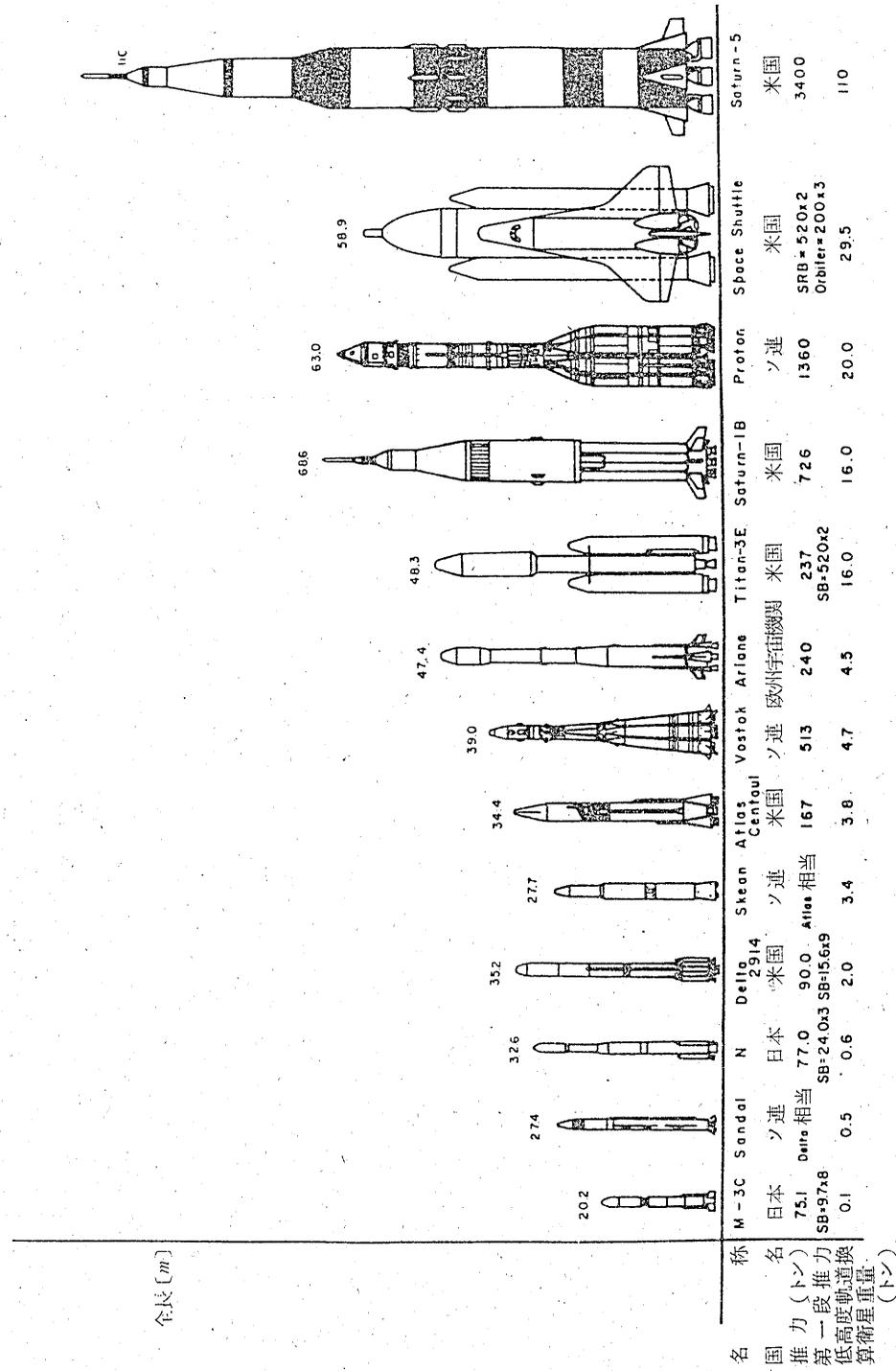
現在は米国、ソ連、ESA、日本、中国が独自の打上げロケットを保有しており、将来もまた、これら各国はその開発に独自の施策を打ち出していくであろう（図10-1参照）。このうち特に我が国と関係の深い米国、ESAの動

向については深い関心を払わざるを得ない。

米国は、アポロ計画の反動で予算的には大きく後退したものの、一方これまでの既往投資を宇宙利用面で回収する意気込みを込めてスペースシャトル計画（STS）に取り組んでいる。STSの最大の国際的影響は、その大量輸送能力と低輸送費である。このシステムが本格的に稼動すれば、ほぼ現在の10倍の重量を宇宙に送り出すことができ、また、これに加えて回収・再使用が可能なのは低費用の原動力となる。一方この計画には次の2つの重要な問題点が内在していることも見逃せない。すなわち、①STSを成立させるための十分な宇宙需要が保証されていない。②直接投入できる軌道は低高度で、軌道傾斜角30°以上という制約がある。

①については、NASA自体が積極的に宇宙利用領域の開拓に努め、宇宙材料実験、宇宙太陽エネルギー発電（SSPS）、宇宙コロニーなどへの利用を盛んに検討する一方、広く国外にもSTSの利用を呼びかけている。②については、スペースタグによる静止軌道等への投入サービスも考えられているがなお計画段階である。また遠い将来SSPSの建設などに対しては、STSの能力規模を一桁以上上回る宇宙輸送システムが必要で、この意味でSTSは中間段階規模の宇宙輸送システムと考えることもできる。いずれにせよ、日本はもとより他の打上げ諸国の宇宙計画に極めて大きい影響をもつ計画であることは否定できない。なお、当然のことながら米国国内においては従来の非回収型ロケットの開発はほとんど停止されることになっており、シャトル実用期においても確実に利用を予定されている機種は、わずかにスカウト（全段固体4段）のみである。また新型固体ロケットがシャトルの上段（IUS）として最も早期に実用されるであろうことなどが注目すべき動向といえよう。

図 10-1 世界の主なロケット



ESAは、この様なSTSを前提とし、静止軌道打上げ用非回収型ロケットとしてアリアンを開発中である。それ以後の計画は未定であるが、例えばミニシャトルなどが提案されているのは、米国のスペース・シャトルによる宇宙ステーションの建設を見込んで、これへの参加利用をも併せ考えているとも推察されるが、何よりも宇宙輸送費の低減への関心のあらわれであろう。

(3) ま と め

以上概説した動向を比喩的に見ると、1980年代前半までの間、米国は当面宇宙に鉄道を敷くことに相当するスペース・シャトル計画に専念し、ESA及び日本はトラック便に相当する中小型ロケットの開発に取り組み、これが米国のスペース・シャトルに対し相補的役割を果たしつつ、併せて、その代替機能により自国の宇宙開発に強固な地盤を築くよう努力しているといえよう。

それ以降の計画については宇宙需要の伸びに依存するが、宇宙ステーション、宇宙発電所などの技術試験期を経て、更に、より大量の宇宙輸送手段の開発に取りかかる気運が盛り上がってくることは必定で、すでに米国を中心にいくつかの注目すべき提案がなされている。

3. 実施課題

我が国は、将来のロケット技術の開発を進めるに当たって既存計画との連続性に配慮しつつ、以下の4課題を推進していく必要がある。

すなわち、

- (1) 既存技術の発展
- (2) 大型液体水素ロケット (H-1 ロケット) の開発
- (3) 大型液体水素ロケット (ポストH-1 ロケット) の開発
- (4) 宇宙活動能力を拡大する技術の開発

この場合、いずれの課題においても

- ① 費用の低減
- ② 製作準備期間の短縮
- ③ 軌道選択の自由度拡大
- ④ 作業の単純化

に留意し、固有の技術の伸長に努めることが肝要である。

また将来は、更にスペース・クラフト、軌道上のオペレーション、更に進んでは惑星大気中或は表面上の運航について、いくつかの必須な実施課題が予想されるところである。

以下、上記(1)(2)(3)及び(4)の開発課題について詳しく述べる。

#### (1) 既存技術の発展

Mロケット、Nロケット共に既存の概念や形態にとらわれず、これらのロケットが本来もっている長所を発展させていくべきである。以下にこれらのロケットの発展をそれぞれ固体ロケット技術及び液体ロケット技術の発展と解釈して、説明する。

#### ア 固体ロケット技術

固体ロケットが、製作及び取扱いの簡便性と、これに由来する短期の製作準備年月、低費用性、機動性に優れていることは国際的に一致した評価であり、常にこれらに関する先行的技術が開発され、実用されてきている。我が国においても、固体ロケット技術は、観測ロケットとともに過去20年間発展し続けその成果がMロケット計画に結実してきたという、歴史的にも独特の歩みを見せてきたものであるが、今後更にこの技術を発展させ、設計上の合理性を極限まで追究することとし、一層の分野開拓を目的としてMロケット計画に引き続き新たな計画を推進する必要がある。図10-2及び表1.0-1にこのような計画

(ABSOLUTE (Advanced Booster by Solid Utilizing Technology of Ex-tremityの略)計画)により開発するロケットとして考えられる形態及び諸元を示してある。

また、ABSOLUTEロケットを航空機から発射する形式とすれば、自由に発射場所を選び手軽に小中規模のミッションをこなすことができることとなり、発射場関係の諸制限を脱して優れた機動性を持たせることができる。

なお、固体ロケットについては、将来の大型ロケットにおいて液体ロケットと組み合わせて活用すること、今後の新しいロケット開発において固体ロケットを活用して開発試験を進めること等の有効な利用法も検討する必要がある。

図10-2(a) ABSOLUTEロケット

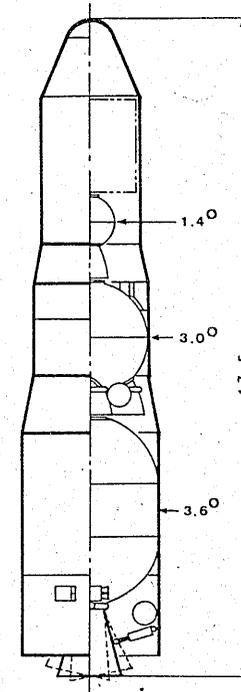


図 10-2(b) B-747 に搭載されてここから発射する ABSOLUTE ロケット

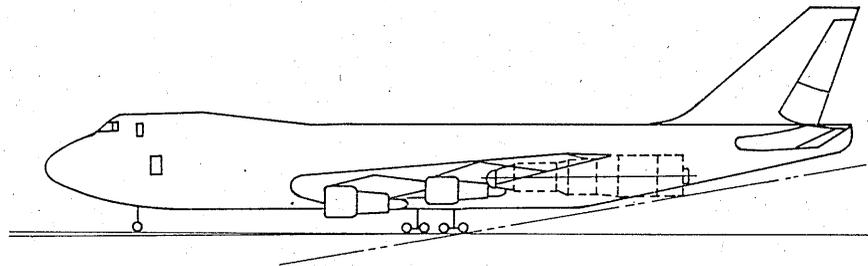


表 10-1 ABSOLUTE ロケットの重量諸元

	第 1 段	第 2 段	第 3 段	ペイロード
総重量 (t)	100	39	9	1 ~ 2
ステージ重量 (t)	61	30	7	—
推進重量 (t)	54	26	6	—
比推力 (s)	240*	290	290	—

(但し、\*印は海面上の比推力)

#### イ. 液体ロケット技術

液体ロケット技術は、昭和 39 年ころからの液体第 2 段ロケットの開発、誘導制御技術の開発、更に液体第 1 段ロケットの技術導入により基本技術を確立し、N ロケットを完成してきた。N ロケットは低高度軌道に約 1.3 トン、静止軌道に約 130 Kg 以上のペイロードを打ち上げられるロケットで、静止衛星（技術試験衛星 II 型、ETS-II）の打上げを含む 1 ~ 3 号機までの軌道投入連続成功により性能、精度、信頼性、運用性その他の面で実用ロケットとして運用に供し得ることが実証された。

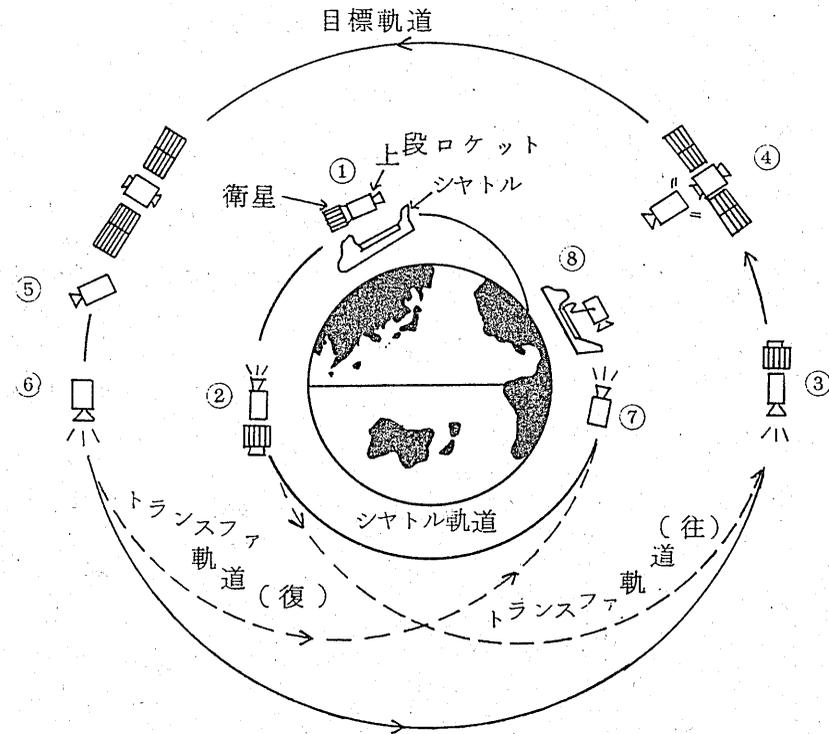
現在、この技術を更に発展させ、打上げ能力の向上を図った N ロケット II 型（静止衛星打上げ能力約 350 Kg 級）の開発が進められている。

今後、液体ロケット技術については、その成果である N ロケット及び N ロケット II 型を十分活用すること及び次項以降の H-1 ロケット、ポスト H-1 ロケットの基本技術として用いることが肝要である。

なお、現在の N ロケット及び N ロケット II 型は、次のような方向へ発展させる必要がある。

- (ア) 極、太陽同期軌道への打上げ能力を実証し、その打上げ能力の活用を図る。
- (イ) 地球重力脱出能力を実証し、その打上げ能力の活用を図る。
- (ウ) 米国のスペース・シャトルの利用を考えた時、その能力を補うための上段ロケットとして用いる（図 10-3 参照。このことは、次項の H-1 ロケットについても同様である。）。

図10-3 米国スペースシャトルで打上げる場合の上段として用いる案



- ① シャトルより分離
- ② エンジン噴射、トランスファ軌道投入
- ③ エンジン噴射、目標軌道投入
- ④ 衛星分離
- ⑤ シャトルとランデブのための軌道上待期
- ⑥ エンジン逆噴射、トランスファ軌道投入
- ⑦ エンジン逆噴射、シャトル軌道に復帰
- ⑧ シャトルによる回収

(2) 大型液体水素ロケット (H-1ロケット) の開発

H-1ロケットは、次の2つの目的のために開発しようとするロケットである。

ア. 液水ロケット技術及び高精度誘導制御技術の開発

1. 静止衛星打上げ能力500~800Kg、又は低高度軌道への打上げ能力3~5tの確保

このロケットについては現在宇宙開発委員会において種々検討されつつあるが、宇宙開発事業団からこのロケットをNロケットⅢ型とする案が提案されている。

このNロケットⅢ型については、現在(昭和52年度)開発研究の段階にあり、各種試験等によりエンジン性能、機体重量、制御特性等の基本パラメータの見直しを得て各段仕様等の見直しを行い、その後実機の仕様を確定して、昭和59年度よりテスト打上げを実施し、昭和60年度より実用機の打上げを行う予定とされている。

ここでは、H-1ロケットに対する候補案として、上記NロケットⅢ型案及びこれまでのNロケットⅢ型検討時における代替案を含め、更に広いいくつかの検討対象を提示しておく。(図10-4参照)

即ち、第2段を液水ロケットとし第1段にNロケットⅡ型の第1段を用いたもの、固体補助ロケットを大型化したもの、Nロケット及びNロケットⅡ型の技術並びにコンポーネントを用い直径を2.4mから約3mとしたもの、第1段に固体ロケットを用いたものあるいは低高度軌道への打上げ能力3~5tを持つロケットを早急に得るため、液水ロケットを採用せずNロケットに大型固体1段(2本)を組合せたもの、全段固体のものがここに示されている。

現時点においては、一応NロケットⅢ型を有力な候補としてH-1ロケットの開発研究が進められているが、なお液水ロケット開発に伴う諸問題及び衛星打上

げ能力設定の点で検討の余地が残されている。

また、この段階で開発される液水ロケットエンジン、コンポーネント及び液水技術は、米国のスペース・シャトルによる静止衛星等の打上げを考えたとき、前項「既存技術の発展」で述べたと同様に、その性能を補うための上段ロケット技術として用いることができ、国際協力上、また将来の液水ロケット技術活用の点からも有望であるので、考慮しておく必要がある。

	液
機 体 主 要 諸 元	SOB
	1 段
	2 段
	3 段
	ア ボ ジ モ ー タ
	静止衛

図 10-4 H-1 ロケットの候補案

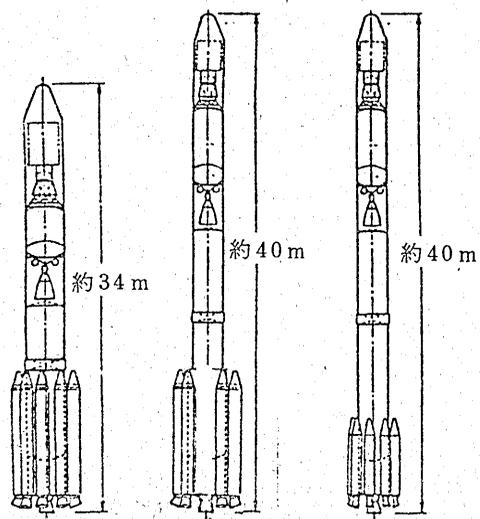
液 水 ロ ケ ッ ト 付							液 水 ロ ケ ッ ト な し								
液体ブースタ型			750Kg 級	600Kg 級	500Kg 級	固体ブースタ型		750Kg 級 (case 2)	500Kg 級 (case 1)	固体ブースタ型	LD-3	N+2×LD2・4			
機 体 主 要 諸 元	SOB	モータ 推進薬重量(t)	新製 1mφ SOB×9 約 85 (9本)	CASTORII 6 約 57 (6本)	CASTORII×9 約 34 (9本)	機 体 主 要 諸 元	0 段	モータ 比推力(s) 推進薬重量(t)	2.4mφ SRM×2 230 約 162 (2本)	無	機 体 主 要 諸 元	0 段	モータ 比推力(s) 推進薬重量(t)	無	2.4mφ SRM×2 230 100×2
	1 段	タンク エンジン 推進薬 有効推進薬重量(t)	3mφ ELT 級 MB-3 LOX/RJ-1 約 80.9	ELT 同 左 同 左 同 左	ELT 同 左 同 左 同 左		1 段	モータ 比推力(s) 推進薬重量(t)	2.4mφ SRM×1 264 約 81	3mφ SRM×1 同 左 約 178		1 段	モータ 比推力(s) 推進薬重量(t)	3mφ SRM 230 200	N ロケット 1 段 335 66
	2 段	タンク 推進薬 推力(t) 比推力(s) 有効推進薬重量(t) リスタート	3mφ 標準 LOX/LH <sub>2</sub> 10 442 約 8.3 使用せず	2.44mφ 標準 同 左 同 左 同 左 同 左	2.44mφ 標準 同 左 同 左 同 左 同 左		2 段	タンク 推進薬 推力(t) 比推力(s) 有効推進薬重量(t) リスタート	2.44mφ 標準 LOX/LH <sub>2</sub> 10 442 約 8.3 使用せず	3mφ 大型 同 左 20 同 左 約 21 同 左		2 段	モーターケース 又はタンク 推進薬 推力(t) 比推力(s) 推進薬重量(t)	3mφ 固 体 — 285 47	無
	3 段	モータ 比推力(s) 推進薬重量(t)	最 適 285 約 2.7	同 左 同 左 約 1.9	同 左 同 左 同 左		3 段	モータ 比推力(s) 推進薬重量(t)	最 適 285 約 2.6	同 左 同 左 約 1.9		3 段	モータ 比推力(s) 推進薬重量(t)	2.2mφ SRM 290 8.5	無
	ア モ ボ ジ ン	比推力(s) 推進薬重量(t)	290 約 7.9	同 左 約 0.54	同 左 約 0.54		ア モ ボ ジ ン	比推力(s) 推進薬重量(t)	290 約 0.75	同 左 約 0.54		ア モ ボ ジ ン	— —	— —	— —
	フェアリング径 (m)		3	2.44	2.44		フェアリング径 (m)		3	2.44		フェアリング径 (m)		3	3
	リフト・オフ時重量(t)		約 200	約 165	約 140		リフト・オフ時重量(t)		約 308	約 240		リフト・オフ時重量(t)		303	311
静止衛星重量 (計算値 Kg)			835		576	静止衛星重量 (計算値 Kg)			800	580	(低軌道重量 t)		(3.4)	(4.8)	

メント及び液  
を考えたとき、  
の上段ロケッ  
ケット技術活

750 Kg 級 (液体)

500 Kg 級 (液体)

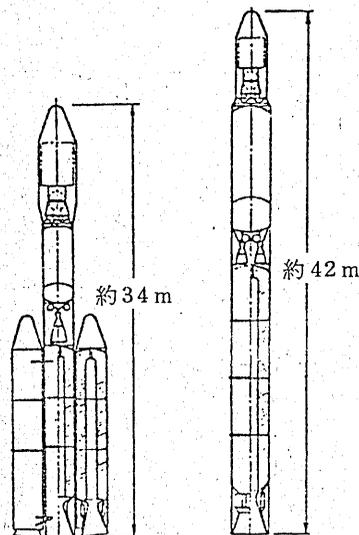
600 Kg 級 (液体)



Nロケット III 型

750 Kg 級 (固体)

500 Kg 級 (固体)



LD-3

N+2×LD2・4

